



2^{ème} édition des

***Journées de présentation des travaux
de thèse à mi-parcours des doctorants
de l’Institut Clément Ader***

Les 11 et 12 mai 2017

En l’amphi 4 de l’ISAE-SUPAERO

avec diffusion en streaming en direct sur

<http://video.isae.fr/livestream/amphi4>



Avant propos

L'objet de ce booklet est de recueillir les résumés des travaux de thèse (à mi-parcours) qui ont été présentés lors de la 2^{ème} édition des journées des doctorants de l'Institut Clément Ader. Le comité d'animation scientifique de l'ICA tient à remercier la direction de l'ISAE-SUPAERO pour son accueil et pour la mise à disposition de ses moyens techniques et humains (notamment notre collègue Marie Odile Monsu pour son accompagnement dans l'organisation et le déroulement de cette manifestation). Nous tenons particulièrement à remercier les jeunes doctorants pour la qualité de leur présentation et l'ensemble des membres de l'Institut Clément Ader pour leur participation active à ces exposés. Nous espérons que ces journées seront une incitation renouvelée, notamment chez nos jeunes doctorants, à tenir à jour leur page web sur le site internet du laboratoire afin de contribuer à la visibilité de leur projet scientifique. Plus globalement, il s'agit aussi de contribuer à la visibilité de celui du laboratoire vis à vis des communautés, nationales et internationales, scientifiques et industrielles.

Pour le comité d'animation scientifique de l'ICA

Francis Collombet et Christian Gogu

Table des matières

Programme	4
Hejjaji Akshay. <i>Impact of the water jet machining process on the mechanical behaviour of composite structure made of carbon fibers.</i>	8
Zemni Lilia. <i>Etude de la mise en œuvre de composites thermostables cyanate-ester pour pièces structurales aéronautiques.</i>	10
Jlassi Sabrine. <i>Composites à fibres de carbone recyclées : variabilité de sources et optimisation des performances mécaniques.</i>	12
Neveu Florian. <i>Démarche de conception de structures composites ultra-légères.</i>	14
Baumard Théo. <i>Advanced thermomechanical simulation of the thermoforming of thermoplastic composites.</i>	16
Boztepe Sinan. <i>Understanding of Infrared heating for the thermoforming of semi-crystalline thermoplastics.</i>	18
Monsimer Adrien. <i>Conception d'architecture circuit carburant en rupture pour les hélicoptères.</i>	20
Azib Menouar. <i>Modélisation inverse pour une localisation nanométrique 3D des charges électrostatiques dans des diélectriques minces.</i>	22
Fratantonio Dominique. <i>Thermally driven non-equilibrium micro gas flows.</i>	24
Delbecq Scott. <i>Outil d'optimisation et d'aide à la justification du pré-dimensionnement d'actionneurs de commandes de vol.</i>	26
Chelaghma Saber Ayoub. <i>Prévision du comportement multi-physique élémentaire d'un matériau composite à matrice thermoplastique chargée et renforcée de fibres de carbone : Identification des propriétés en lien avec les paramètres de fabrication du matériau et validation des modèles.</i>	28
Manar Gunasilan. <i>Capacité d'arrêt de fissure dans les alliages d'aluminium sous chargement dynamique.</i>	30
Vellas Mathilde. <i>Approche système du vieillissement des structures aéronautiques.</i>	32
Li Chen. <i>Numerical Simulation of Forming Composites with 3D Fibre Reinforcement by LRI Infusion.</i>	34
Arki Sylvain. <i>Etude de pièces composites à fortes singularités.</i>	36
Corveleyn Sylvain. <i>Comportement à long terme et à chaud d'un composite injecté à matrice PEEK renforcé de fibre de carbone (FC).</i>	38
Broutelle Marion. <i>Comportement d'assemblage boulonnés en composites tissés à fibres et à matrices céramiques Oxyde-Oxyde.</i>	40
Chatti Fadhel. <i>Comportement des matériaux enchevêtrés.</i>	42
Nguyen Dinh Ngoc. <i>Experimental and numerical study of trimming and material integrity of composite laminate.</i>	44
Chambe Jean-Emmanuel. <i>Crash de structures de sièges avion en composite.</i>	46
Medeau Victor. <i>Proposition d'une loi d'endommagement et de rupture robuste pour la prévision de la ruine de structures composites tissées 3D à matrice organique.</i>	48
Gulla Jean. <i>Étude de l'influence des paramètres d'élaboration sur le comportement et l'endommagement de composites.</i>	50
Huang Jia. <i>Comportement thermomécanique en fatigue de structures composites impactées.</i>	52
Bakrani Balani Shahriar. <i>Impression 3D des thermoplastiques hautes performances : Etude expérimentale et modélisation numérique du procédé par dépôt de filament.</i>	54
Guivarch Damien. <i>Méthode et outils d'aide à la conception des ensembles mécaniques d'hélicoptère.</i>	56
El Bakali Abdelmagid. <i>Etude à haute température des échanges thermiques lors de la mise en forme de tôles métalliques par formage superplastique.</i>	58
Dorothy Hannah Lois. <i>Modélisation numérique de la rupture par cisaillement dynamique d'alliages légers structuraux aéronautiques à haute résistance.</i>	60
Vu Duy Duc. <i>Couplage comportement machine - outils - posage et stratégie pour l'usinage de surfaces gauches.</i>	62

Jeudi 11 mai - matin		
Thématique : Matériaux, Propriétés et Procédés des Composites		
Jury : Francis Collombet (président), Gerard Bernhart, Thierry Cutard, Fabrice Schmidt, Samuel Rivallant, Manuel Paredes		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe encadrante
9 : 15 - 9 : 20	Ouverture des journées.	
9 : 20 - 9 : 40	Hejjaji Akshay. <i>Impact of the water jet machining process on the mechanical behaviour of composite structure made of carbon fibers.</i>	R. Zitoune, L. Crouzeix
9 : 40 - 10 : 00	Zemni Lilia. <i>Etude de la mise en œuvre de composites thermostables cyanate-ester pour pièces structurales aéronautiques.</i>	G. Bernhart, G. Dusserre
10 : 00 - 10 : 20	Jlassi Sabrine. <i>Composites à fibres de carbone recyclées : variabilité de sources et optimisation des performances mécaniques.</i>	G. Bernhart, F. Berthet
10 : 20 - 10 : 40	Pause café	
10 : 40 - 11 : 00	Neveu Florian. <i>Démarche de conception de structures composites ultra-légères.</i>	P. Olivier, B. Castanié
11 : 00 - 11 : 20	Baumard Théo. <i>Advanced thermomechanical simulation of the thermoforming of thermoplastic composites.</i>	F. Schmidt, G. Menary (QUB)
11 : 20 - 11 : 40	Boztepe Sinan. <i>Understanding of Infrared heating for the thermoforming of semi-crystalline thermoplastics.</i>	F. Schmidt, Y. Le Maoult, O. De Almeida
11 : 40 - 12 : 00	Délibération du jury	

Jeudi 11 mai – après-midi		
Thématique : Modélisation des Systèmes et Microsystèmes		
Jury : Christian Gogu (président), Quentin Govignon, Catherine Mabru, Jean Charles Passieux, Sébastien Seguy, Philippe Olivier		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe encadrante
14 : 00 - 14 : 20	Monsimer Adrien. <i>Conception d'architecture circuit carburant en rupture pour les hélicoptères.</i>	J.-C. Maré
14 : 20 - 14 : 40	Azib Menouar. <i>Modélisation inverse pour une localisation nanométrique 3D des charges électrostatiques dans des diélectriques minces.</i>	N. Binaud, F. Baudoin (Laplace)
14 : 40 - 15 : 00	Fratantonio Dominique. <i>Thermally driven non-equilibrium micro gas flows.</i>	S. Colin, M. Rojas-Cárdenas
15 : 00 - 15 : 20	Delbecq Scott. <i>Outil d'optimisation et d'aide à la justification du pré-dimensionnement d'actionneurs de commandes de vol.</i>	M. Budinger
15 : 20 - 15 : 40	Pause café	
15 : 40 - 16 : 00	Chelaghma Saber Ayoub. <i>Prévision du comportement multi-phérique élémentaire d'un matériau composite à matrice thermoplastique chargée et renforcée de fibres de carbone : Identification des propriétés en lien avec les paramètres de fabrication du matériau et validation des modèles.</i>	J.-N. Périé, P. Marguerès, J.-C. Passieux
16 : 00 - 16 : 20	Manar Gunasilan. <i>Capacité d'arrêt de fissure dans les alliages d'aluminium sous chargement dynamique.</i>	P. Longère
16 : 20 - 16 : 40	Vellas Mathilde. <i>Approche système du vieillissement des structures aéronautiques.</i>	Y. Gourinat
16 : 40 - 17 : 00	Délibération du jury	

Vendredi 12 mai – matin		
Thématique : Structures, Impact, Modélisation, Usinage des Composites		
Jury : Xiaojing Gong (présidente), Christophe Bouvet, Arthur Cantarel, Bruno Castanié, Olivier Dorival, Steven Marguet		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe encadrante
9 : 00 - 9 : 20	Li Chen. <i>Numerical Simulation of Forming Composites with 3D Fibre Reinforcement by LRI Infusion.</i>	X. Gong, A. Cantarel
9 : 20 - 9 : 40	Arki Sylvain. <i>Etude de pièces composites à fortes singularités.</i>	J.-F. Ferrero, S. Marguet, J.-M. Redonnet
9 : 40 - 10 : 00	Corveleyn Sylvain. <i>Comportement à long terme et à chaud d'un composite injecté à matrice PEEK renforcé de fibre de carbone (FC).</i>	F. Lachaud, F. Berthet
10 : 00 - 10 : 20	Broutelle Marion. <i>Comportement d'assemblage boulonnés en composites tissés à fibres et à matrices céramiques Oxyde-Oxyde.</i>	F. Lachaud, C. Dupleix-Couderc
10 : 20 - 10 : 40	Pause café	
10 : 40 - 11 : 00	Chatti Fadhel. <i>Comportement des matériaux enchevêtrés.</i>	C. Bouvet, D. Poquillon (CIRIMAT)
11 : 00 - 11 : 20	Nguyen Dinh Ngoc. <i>Experimental and numerical study of trimming and material integrity of composite laminate.</i>	R. Zitoune, C. Bouvet
11 : 20 - 11 : 40	Chambe Jean-Emmanuel. <i>Crash de structures de sièges avion en composite.</i>	C. Bouvet, J.-F. Ferrero, O. Dorival
11 : 40 - 12 : 00	Medeau Victor. <i>Proposition d'une loi d'endommagement et de rupture robuste pour la prévision de la ruine de structures composites tissées 3D à matrice organique.</i>	F. Lachaud, F. Laurin (ONERA), J. Rannou (ONERA)
12 : 00 - 12 : 20	Délibération du jury	

Vendredi 12 mai - après-midi		
Thématiques : Métrologie, Identification, Contrôle et Surveillance et Surfaces, Usinages, Matériaux et Outils*		
Jury : Denis Delagnes (président), Florentin Berthet, Patrick Gilles, Jean-Noël Périe, Marc Sartor		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe encadrante
14 : 00 - 14 : 20	Gulla Jean. <i>Étude de l'influence des paramètres d'élaboration sur le comportement et l'endommagement de composites.</i>	X. Gong, A. Cantarel, M.-L. Pastor
14 : 20 - 14 : 40	Huang Jia. <i>Comportement thermomécanique en fatigue de structures composites impactées.</i>	X. Gong, M.-L. Pastor
14 : 40 - 15 : 00	Bakrani Balani Shahriar. <i>Impression 3D des thermoplastiques hautes performances : Etude expérimentale et modélisation numérique du procédé par dépôt de filament.</i>	A. Cantarel, V. Nassiet (LGP), F. Chabert (LGP),
15 : 00 - 15 : 20	Guivarch Damien. <i>Méthode et outils d'aide à la conception des ensembles mécaniques d'hélicoptère.</i>	M. Sartor
15 : 20 - 15 : 40	Pause café	
15 : 40 - 16 : 00	El Bakali Abdelmagid. <i>Etude à haute température des échanges thermiques lors de la mise en forme de tôles métalliques par formage superplastique.*</i>	Y. Le Maoult, T. Pottier
16 : 00 - 16 : 20	Dorothy Hannah Lois. <i>Modélisation numérique de la rupture par cisaillement dynamique d'alliages légers structuraux aéronautiques à haute résistance.*</i>	P. Longère, A. Hor
16 : 20 - 16 : 40	Vu Duy Duc. <i>Couplage comportement machine - outils - posage et stratégie pour l'usinage de surfaces gauches.*</i>	W. Rubio, F. Monies
16 : 40 - 17 : 00	Clôture des journées - Délibération du jury	

Impact of abrasive water jet milling on mechanical behavior of CFRP composite structures

Doctorant : Akshay HEJJAJI¹

Encadrants : Redouane ZITOUNE², Laurent CROUZEIX³

¹ hejjaji.akshay@iut-tlse3.fr

² redouane.zitoune@iut-tlse3.fr, ³ laurent.crouzeix@iut-tlse3.fr

Abstract — Controlled depth milling of composites by abrasive water jet (AWJ) is a new area of machining being explored and knowledge on this is bare minimum. Due to its advantages over other machining techniques AWJ machining has been proposed for step milling of composites for repair application. Before implementation it is essential to investigate surface quality and damage induced to ascertain their mechanical reliability. In this study, carbon fiber reinforced plastic (CFRP) laminates are milled using AWJ and surfaces generated by varying process parameters are characterized, especially the damage generated is quantified and correlated with mechanical behavior; this will answer all ambiguities with respect to surface roughness existing in the literature.

1. Introduction

Machining of composites is quite a challenge due to its inherit heterogeneous nature. Conventional machining techniques like drilling, trimming and non-conventional techniques like laser, abrasive water jet (AWJ) machining are explored for machining composites, on the contrary conventional machining has problems like delamination, fiber pull-outs, matrix recession, inter-laminar cracks, thermal degradation and harmful dust release and non-conventional technique like laser machining induces similar damages [1]. The nature and size of these induced damages are dependent on machining techniques and process parameters; further these damages hamper the material integrity of the machined parts [2]. AWJ machining is a non-conventional machining technique which has proved its worthiness for trimming wide ranges of materials. AWJ machining imposes minimal forces on the workpiece, no specific tooling, no heat affected zones making it suitable for composites. Recently, AWJ process is being used for controlled depth milling which can prove to be a useful process for repair of damaged aerospace composite structures which requires milling of damaged zones. But, before it can be implemented in the industry the worthiness of the technique must be studied which forms the objective of the study.

The scope of present work can be classified into 2 parts (machinability and material integrity); First part focuses on the influence of AWJ milling parameters on surface characteristics and also the extent of machining damage. In order to understand the influence of machining parameters on milled depth, material removal rate, surface texture and damage a full experimental design is employed. In addition, the machining damage is quantified by analyzing surface topology and calculating the crater volume, using the 3D contour processing. In the second part, the impact of machining damage on the tensile and fatigue (tensile - tensile) behavior of the machined composite specimens is studied and correlated with crater volume (extent of damage). Also machined and patch repaired specimens are subjected to similar mechanical tests to ascertain the usability of AWJ process for repair application. For this purpose multi instrument mechanical tests have been conducted using thermal camera, acoustic emission sensors and high speed camera to identify damage nucleation sites and failure modes.

Machinability: Milling experiments conducted on the CFRP composite has revealed that the machining damages are in the form of broken fibers, macro and micro craters, debonding and

embedded abrasive particles and is highly influenced by jet pressure (Figure 1). Also, optimizing process parameters reduced the extent of broken fibers moreover debonding and macro crater formation can be completely eliminated. The influence of process parameters on surface quality and damage quantity (crater volume) was studied and was found the jet pressure plays the major role. Increase in jet pressure increased the surface roughness (R_a) and crater volume (Figure 2). The scan step also has a significant influence in crater formation as seen from figure below.

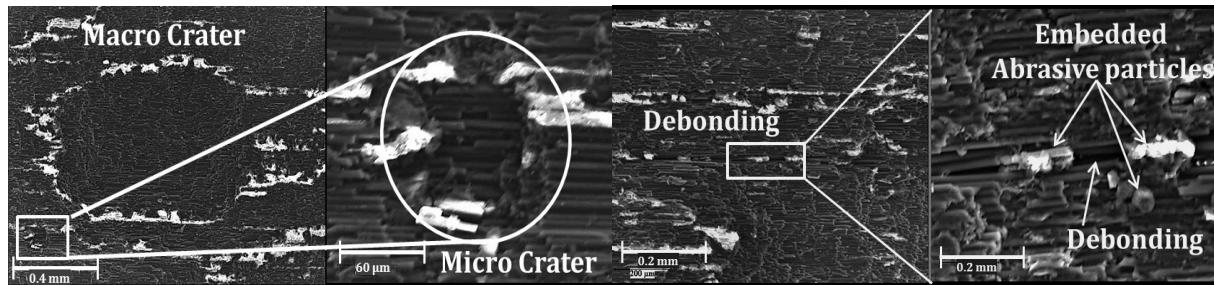


Figure 1 – Broken fibers, craters, debonding and embedded abrasive particles on the AWJ machined CFRP.

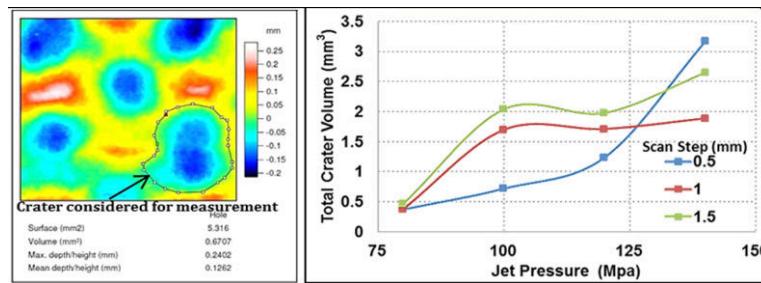


Figure 2 – Scheme of crater volume measurement and influence of jet pressure and scan step on crater volume.

Mechanical behavior: Tensile tests done on the machined specimen shows that the strength of the specimen is dependent on machining quality. However, when machining quality is characterized in terms of R_a the correlation is ambiguous (Figure-3a), which is also the case in many previous studies. The novel method of characterizing the machining quality as crater volume provides a better prediction of mechanical behavior. Similarly, fatigue tests also reveal that endurance limit decreases with increasing crater volume and has an erratic evolution with respect to R_a (Figure-3c).

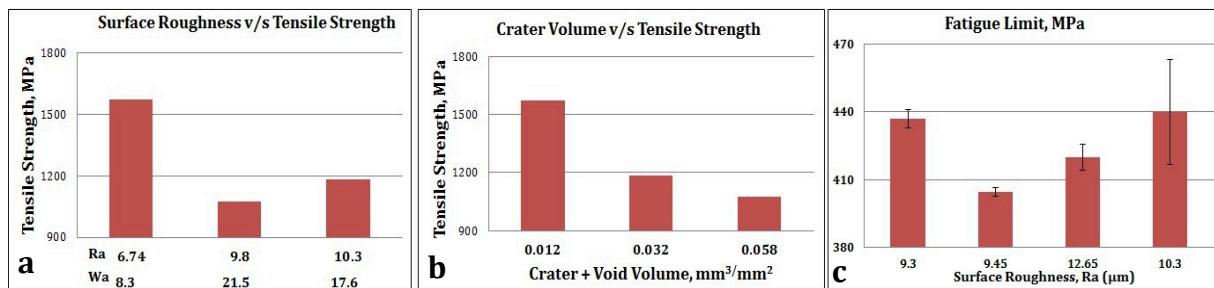


Figure 3 – Influence of machined surface quality on tensile strength and fatigue limit

References

- [1] A. Hejjaji, D. Singh, S. Kubher, D. Kalyanasundaram, S. Gururaja. Machining damage in FRPs: Laser versus conventional drilling. *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.* 82, 42–52 (2016).
- [2] M. Haddad, R. Zitoune, H. Bougerara, F. Eyma, B. Castanié. Study of trimming damages of CFRP structures in function of the machining processes and their impact on the mechanical behavior. *Compos. Part B Eng.* 57, 136–143 (2014).

Etude de la mise en œuvre du composite thermostable cyanate-ester pour application aéronautique

Doctorant : Lilia ZEMNI¹

Encadrants : Gilles DUSSERRE², Gérard BERNHART³

¹ lilia.zemni@mines-albi.fr

² gilles.dusserre@mines-albi.fr, ³ gerard.bernhart@mines-albi.fr

Résumé — Certaines pièces situées dans des zones chaudes/tièdes de l'avion sont actuellement en titane (mât moteur) ou en composite à matrice époxy (plenum). Comment pourrait-t-on diminuer la masse de ces pièces tout en évitant leur dégradation à hautes températures de fonctionnement ? Le projet TACT propose une solution innovante consistant à mettre en œuvre par voie RTM des pièces composites à matrice thermostable cyanate ester. Afin de garantir la mise en forme de pièces épaisse et à géométries complexes, cette thèse vise à optimiser le cycle de cuisson à travers la modélisation thermocinétique de la résine et la simulation numérique de la phase polymérisation en outillage du procédé RTM.

Abstract — Aeronautical parts which operate in high temperature area (300-400°C) are currently made of titanium or composite materials based on epoxy matrix. In which extent the weight of these pieces could be reduced as well as avoiding their degradation when operating at these working temperature ranges? TACT project suggest an innovative solution based on the development of high performance composites parts made of cyanate esters matrix through RTM process. In order to achieve excellent mechanical properties of these composites, the thesis investigates the curing process optimization through cure kinetics modelling of the resin as well as the numerical simulation of the curing step of RTM process taking into account the dies..

1. Objectifs industriels

La thèse s'inscrit dans le cadre du projet FUI Technologie pour Aérostructures Composites Tièdes (TACT) portée par Nimitech Innovation®, PME spécialisée dans le développement de procédés composites dont le RTM (Resin Transfert Moulding). Le projet TACT a pour objectif principal d'élaborer une technologie compétitive de fabrication de pièces structurales tièdes à base de renfort en fibres de carbone FC et de matrice **cyanate ester (CE)** par procédé RTM (Resin Transfer Molding). Ces matériaux sont susceptibles de combler le vide situé entre 200°C et 400°C [1] et de permettre par exemple le remplacement des pièces de conditionnement d'air soumises localement et en continu durant le vol à des températures élevées telles que le plenum (figure 1.a) ou de certaines pièces du mât moteur d'avion civil en titane (figures 1.b). L'utilisation de ce type de matériaux permettrait aussi bien de réduire la masse, que d'augmenter la durabilité et d'optimiser les coûts de fabrication par l'introduction du procédé RTM (réduction visée de 20%) [2].



Figure 1 – (a) Plenum ; (b) Mât moteur [2]

2. Objectif de la thèse et démarche globale d'étude

Les travaux scientifiques menés dans le cadre de cette thèse se focalisent sur la problématique de surchauffe de la résine pendant le processus de polymérisation très exothermique dans le moule RTM. L'objectif serait ainsi de maîtriser le cycle de cuisson du composite afin d'éviter tout problème d'emballage ou de dégradation pendant la réticulation de la matrice. Dès lors, la thèse s'organise comme suit :

- analyse du comportement thermocinétique de la matrice CE pendant l'étape de réticulation, et ceci dans l'optique d'optimiser le cycle de cuisson lors de la mise en œuvre du composite FC/CE par procédé RTM,

- identification des propriétés thermiques (capacité calorifique, conductivité, diffusivité) en fonction du degré d'avancement de la résine CE afin d'évaluer le gradient thermique régi par l'équation de la chaleur permettant de maîtriser la cuisson de la résine dans l'épaisseur,

- optimisation du cycle de cuisson en outillage du procédé RTM relatif à une géométrie de pièce composite donnée à l'aide de la simulation numérique par éléments finis,
- et enfin, validation du cycle de cuisson prédit à l'aide d'un moule instrumenté développé par l'entreprise Nimitech Innovation®.

3. Avancement de la thèse

L'étude cinétique a été menée à l'aide de la calorimétrie différentielle à balayage DSC en modes, dynamique (figure 2.) et isotherme (figure 3.). Cette étude expérimentale a permis d'évaluer l'exothermie de la résine et d'identifier les paramètres cinétiques d'un modèle de comportement thermo-physico-chimique adapté à la matrice CE.

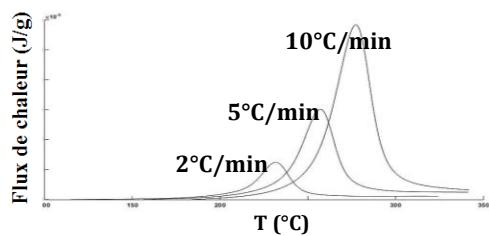


Figure 2 – Evolution de flux DSC en fonction de la température à 2,5 et 10 °C/min

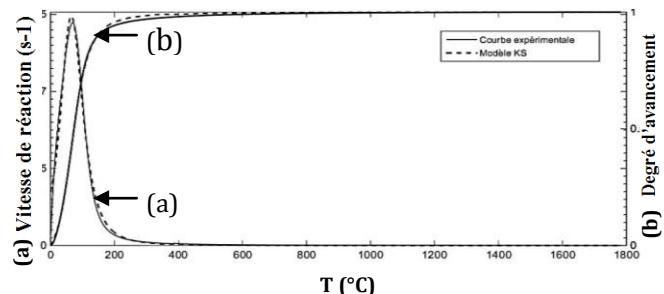


Figure 3 – Exemple de modélisation cinétique à température isotherme (modèle Kamal-Sourour)

Par ailleurs, l'évolution des propriétés thermiques (capacité calorifique C_p et la conductivité thermique λ) en fonction du degré d'avancement de cuisson α est décrite à l'aide d'une loi des mélanges à l'issu des mesures sur le prépolymère ($\alpha=0$) et sur la matrice réticulée (ou partiellement réticulée) grâce à un ensemble d'essais (DSC, Hot disc et plaque chaude gardée). Une première campagne d'essais a été menée sur la résine polymérisée à l'aide du Hot Disk permettant d'étudier l'évolution de C_p et de λ en fonction de la température pour un degré de polymérisation α donné (fig. 3 et 4).

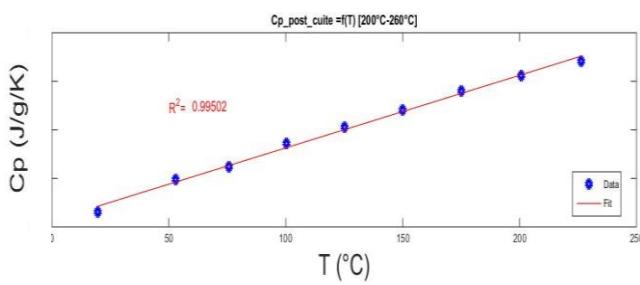


Figure 3 – Exemple d'évolution de la Cp en fonction de la température d'une résine partiellement réticulée

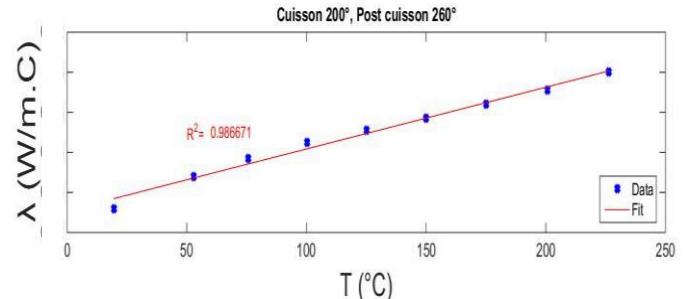


Figure 4 – Exemple d'évolution de λ en fonction de la température pour une résine réticulée

4. Perspectives de poursuite de thèse

Une première approche cinétique a été menée à l'aide du modèle phénoménologique de Kamal et Sourour en tenant compte de la présence des différents mécanismes réactionnels intervenant lors du processus de polymérisation. Les paramètres cinétiques identifiés, couplés à l'étude des propriétés thermiques constitueront les données d'entrées pour l'étape de simulation numérique par éléments finis du cycle de polymérisation en outillage du procédé RTM. L'objectif est de pouvoir proposer un cycle de cuisson optimal pour chaque pièce composite FC/CE selon le nombre de plis (épaisseur) et la stratégie de pilotage thermique du moule. La validation de ces simulations sera effectuée à partir de la réalisation des plaques composites FC/CE de différentes épaisseurs à l'aide d'un moule instrumenté développé par l'entreprise Nimitech Innovation®. Des essais mécaniques, destinés à caractériser mécaniquement des plaques FC/CE, permettront de valider la qualité du cycle.

5. Références bibliographiques

- [1] Hamerton. *Technology of Cyanate Ester Resins*, Springer, 1994
- [2] Les pôles de Compétitivité, Les résultats du 19e appel à projets du FUI-Régions, 2015

Composites à fibres de carbone recyclées : variabilité de sources et optimisation des performances mécaniques

Doctorant : Sabrine JLASSI¹

Encadrants : Gérard BERNHART², Florentin BERTHET³

¹ sabrine.jlassi@mines-albi.fr

² gerard.bernhart@mines-albi.fr, ³ florentin.berthet@mines-albi.fr

Résumé — Les excellentes propriétés mécaniques des matériaux composites renforcés de fibres de carbone ont permis leur utilisation dans les industries aéronautique, aérospatiale et actuellement automobile. Néanmoins, les coûts des matières et de la mise en œuvre, ainsi que la recyclabilité de ces composites constituent des limitations de leur utilisation. Plusieurs méthodes de recyclage sont envisageables, et au-delà des procédés de broyage, de pyrolyse et de solvolysé des composites usagés, la vapothermolyse est un procédé thermochimique novateur permettant la récupération des fibres de carbone avec 95% de propriétés mécaniques conservées. Le projet de thèse vise à démontrer la faisabilité préindustrielle de la technologie de vapothermolyse appliquée au traitement des déchets de composites à base de fibres de carbone, à définir les procédés de fabrication de semi-produits à base de fibres recyclées et à valider à une échelle représentative les conditions de mise en œuvre de ces fibres traitées pour des composites thermoplastiques de seconde génération.

Abstract — The excellent mechanical properties of carbon fibre reinforced composites have allowed their use in aircraft, aerospace and automotive. Nevertheless, the costs of materials and related processes, as well as the recyclability are limitations of their use. Different types of technologies have been studied for carbon fibre reclaim, as for example: pyrolysis, solvolysis and steam-thermolysis. The steam-thermolysis is a native thermochemical recovery process of carbon fibre from composites. This process preserves the mechanical properties of the recycled carbon fibres. This project aims to demonstrate the pre-industrial feasibility of the steam-thermolysis process applied to the treatment of carbon fibre composite waste, to define methods for manufacturing semi-products made from recycled fibres and validate at a representative scale the implementation conditions of these treated fibres into second generation thermoplastic composites.

1. Contexte général

Le développement des technologies de recyclage suscite de plus en plus d'intérêt pour répondre aux besoins industriels et réglementaires. Actuellement, plusieurs solutions ont atteint une échelle industrielle et sont commercialement exploitées par ELG Carbon Fibre Ltd, à titre d'exemple, pour le recyclage des chutes de production en fibres de carbone et des matériaux composites à renfort carbone et à matrice organique [1]. La vapo-thermolyse est un procédé innovant développé par la PME toulousaine Alpha Recyclage Composites porteuse du projet DGA RAPID « VAPOCARB » dans lequel se déroule cette thèse. Il s'agit d'un procédé thermochimique qui utilise la vapeur d'eau surchauffée à pression ambiante permettant de séparer les fibres de carbone des matrices polymériques en utilisant la vapeur d'eau surchauffée et d'éliminer jusqu'à 99% de la résine du matériau composite initial [2]. Les fibres de carbone récupérées à partir de conditions de processus optimisées apparaissent propres, sans résine, assez longues (en fonction toutefois des dimensions de la pièce à recycler et de celles du réacteur), ayant des propriétés mécaniques quasi-équivalentes à des fibres neuves et permettent d'envisager une nouvelle utilisation industrielle. Dans le cadre des travaux de thèse, la notion de variabilité de sources de fibres de carbone issues du recyclage par vapothermolyse constitue le thème d'intérêt. L'objectif est d'évaluer leur impact sur le comportement mécanique du matériau composite constitué à partir de ces fibres associées à une matrice thermoplastique.

2. Matériaux et méthodes

En attendant la disponibilité de fibres recyclées, une première partie de l'étude est focalisée sur le comportement des composites renforcés par des non-tissés cardés à partir de fibres de carbone vierges. Afin d'être représentatif des fibres de carbone recyclées à partir de diverses chutes, 3 types de fibres carbone ont été sélectionnées : T300, T700 et IM7 coupées à différentes longueurs initiales. En se basant sur un plan d'expériences « doubles mélanges (tab1), ces fibres ont été transformées en non-tissés au sein du centre de recherche textile allemand STFI (Saxon Textile Research Institute) par le procédé de cardage. Ce procédé consiste à transformer les fibres pré-mélangées en non-tissés selon plusieurs étapes (fig(1)) : ouvraison et mélange des fibres (a), cardage(b), nappage(c) et consolidation par aiguilletage (d). Pour la fabrication des plaques composites, une matrice thermoplastique de polyamide 6 (PA6) a été retenue pour être associée aux renforts non-tissés dans un contexte d'utilisation ultérieure dans le secteur automobile. Le comportement mécanique du composite obtenu par film stacking et moulage sous presse (fig1(d)), sera évalué en traction, flexion et compression. Une attention particulière est portée sur l'influence de la variation du taux de fibres sur le comportement du composite final. La connaissance des caractéristiques mécaniques du composite renforcé de fibres vierges facilite la prédiction correcte de son comportement à long terme ainsi que la comparaison avec le comportement du composites renforcé de fibres recyclées par vapothermolyse qui sera étudié dans la seconde partie de la thèse.

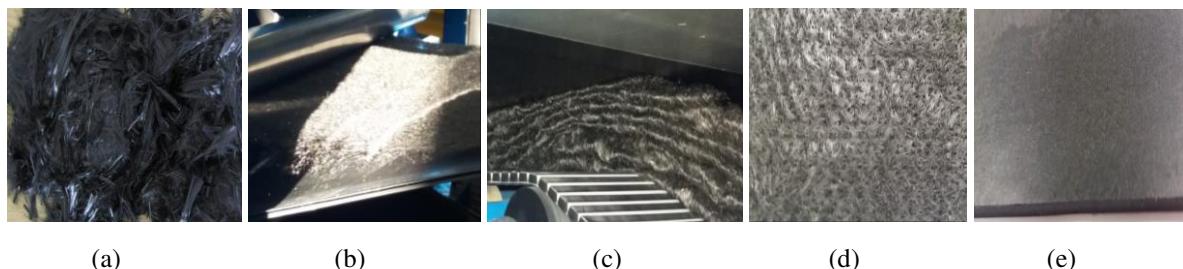


Figure 1 – étapes de transformation des fibres de carbone en non-tissé et composite

Table 1 –Plan d'expériences double mélanges

	% Fibres			Longueur des fibres		
	T300	T700	IM7	50	80	110
1	100	0	0	16,65	66,7	16,65
2	0	100	0	16,65	16,65	66,7
3	0	0	100	66,7	16,65	16,65
4	50	50	0	100	0	0
5	0	50	50	0	100	0
6	50	0	50	0	0	100
7	33,3	33,3	33,3	50	50	0
8	16,65	66,7	16,65	0	50	50
9	16,65	16,65	66,7	50	0	50
10	66,7	16,65	16,65	33,3	33,3	33,3

Références

- [1] M.H. AKONDA, « Recycled carbon fibre-reinforced polypropylene thermoplastic composites,» *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol.1, pp.79-86, 2012.
- [2] M. BOULANGHIEN, G. BERNHART, F. BERTHET, Y. SOUDAIS, S. DA SILVA, «Using steam thermolysis to recycle carbon fibres from composite waste», *JEC Composites Magazine*, N°100, 2015

Démarche de conception de structures composites ultra-légères

Doctorant : Florian NEVEU¹

Encadrants : Philippe OLIVIER², Bruno CASTANIE³

¹florian.neveu@univ-tlse3.fr

²philippe.olivier@iut-tlse3.fr, ³bruno.castanie@insa-toulouse.fr.

Résumé — L'intégration des matériaux composites dans des nouveaux produits, ou en tant qu'évolution de produits déjà existants soulève la problématique de conception ou de re-conception des pièces ou sous-ensembles métalliques. Il existe une très grande diversité de couples renfort/matrice et de procédés de fabrication qui conduisent à un hyper-choix pour les concepteurs. La thèse vise donc à construire une démarche de conception pour les structures composites afin de favoriser l'émergence de plusieurs solutions de pré-design viables. Une nouvelle architecture de structure sera en outre présentée et analysée en deuxième partie de thèse.

Abstract — The integration of composite materials in new parts, or as an improvement of existing products, raises the question of designing – or re-designing – composite parts and sub-assemblies. There is a wide variety of reinforcement/matrix couples as well as many manufacturing processes which lead to a hyper-choice for the designers. This thesis aims to define a new design methodology for composite structures in order to foster several viable solutions for the pre-designing phase. One new architecture will be presented and developed further in the second half of the thesis.

1. Introduction

L'objectif de la thèse est de mettre en place une démarche de conception pour les structures composites, aucune méthodologie n'existant à l'heure actuelle. La méthodologie faisant appel à des architectures de structures composites, une nouvelle architecture de plaque composite thermoplastique surmoulée sera étudiée en deuxième partie de thèse. La thèse est financée par le projet FUI Plume S3L porté par Stelia Aerospace.

2. Méthodologie GAP

2.1. Philosophie et objectifs de la démarche

La méthodologie GAP (acronyme pour les attributs "Géométrie", "Architecture", "Procédés") est basée sur ce triptyque dont les attributs sont très interdépendants entre eux. Le cœur de la méthodologie repose donc sur cette interactivité des attributs qui sera explicitée au cours de la méthodologie. Il est essentiel de définir le cadre de cette méthodologie et ce qu'elle vise à apporter dans un processus généralisé de conception. Une schématisation simple de ce processus a été proposée par Ashby [1] : la méthodologie GAP s'inscrit tout particulièrement dans la phase de conception pour la création des concepts et vise à aborder la phase préliminaire avec une solide base de choix pour s'orienter vers les solutions les plus pertinentes par la suite.

2.2. Génération de concepts

La démarche s'organise autour de trois phases, les deux premières étant les plus importantes dans la méthodologie présentée ici. La première étape de génération de concepts nécessite de fournir un maximum de solutions géométriques respectant le volume de conception et les contraintes définies

dans le cahier des charges du projet. La deuxième étape dite de ciblage, analyse les géométries conçues lors de l'étape précédente et détermine quelles architectures et quels procédés sont adaptés pour la réalisation des géométries proposées. Une première sélection des concepts réalisables peut alors s'effectuer. Enfin une troisième étape d'optimisation peut alors démarrer, elle visera à effectuer le nombre nécessaires de boucles de conception pour optimiser la géométrie, l'architecture et le procédé pour les concepts sélectionnés en phase 2 (voir Figure 1). Des exemples de pièces conçues suivant cette méthodologie seront exposés pour illustrer la démarche.

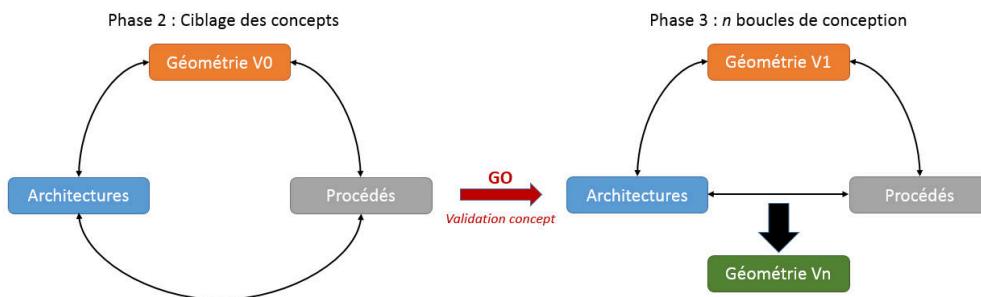


Figure 1 - Phases 2 et 3 de la méthodologie GAP

3. Perspectives

La deuxième partie de la thèse s'orientera vers l'étude d'une nouvelle architecture de plaque composite : des plaques thermoplastiques (matrice PEI, fibres longues T300) estampées puis surmoulées de PEI chargé à 30% en fibres courtes de carbone. L'objectif sera de déterminer l'effort critique de flambement sur des éprouvettes surmoulées par une grille de nervures, suivant l'exemple montré dans la Figure 2. Un plan d'expérience sera réalisé pour déterminer l'impact de certains paramètres géométriques de la grille surmoulée puis des essais CAI (Compression Après Impact) normalisés seront effectués. Parallèlement à ce travail expérimental, des modélisations numériques pour corrélérer les résultats seront menées [2-3]. Le but final est de déterminer si une réduction de masse peut être atteinte en employant ce type d'architecture par rapport à des plaques classiques.

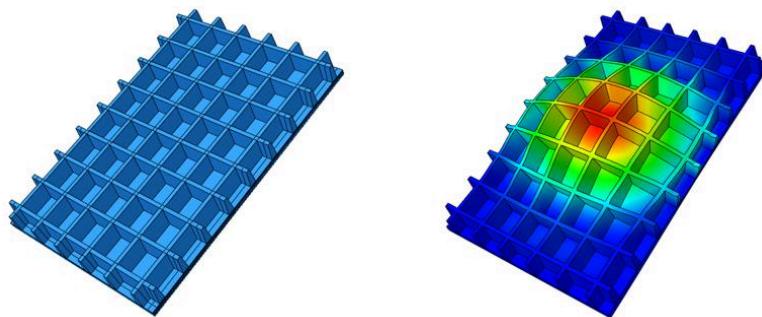


Figure 2 - Plaque surmoulée par des nervures à 0°/90° et 1^{er} mode de flambement

4. Références bibliographiques

- [1] M. Ashby, K. Johnson. Materials and design : the art and science of material selection in product design, Oxford : Butterworth-Heinemann, 2002.
- [2] S. Rivallant, C. Bouvet, N. Hongkarnjanakul. Failure analysis of cfcp laminates subjected to compression after impact : FE simulation using discrete interface elements, *Compos Part A : Appl Sci Manuf*, 2013
- [3] M.R. Abir, T.E. Tay, M. Ridha, H.P. Lee. Modelling damage growth in composites subjected to impact and compression after impact, *Composite Structures*, 2017

Coupled heating-forming simulation of the thermostamping of thermoplastic composites

Doctorant : Théo BAUMARD¹

Encadrants : Olivier DE ALMEIDA², Fabrice SCHMIDT³, Gary MENARY⁴, Peter MARTIN⁵

¹ theo.baumard@mines-albi.fr

² olivier.dealmeida@mines-albi.fr, ³ fabric.schmidt@mines-albi.fr, ⁴ g.menary@qub.ac.uk, ⁵ p.h.martin@qub.ac.uk

Résumé — Le thermoformage de composites thermoplastiques consiste à chauffer une préforme dans un four infrarouge puis à la mettre en forme dans une presse. La démarche globale adoptée dans cette permet de simuler la non homogénéité de température en sortie de four et son effet lors de l'étape de formage, afin de comprendre la thermodépendance des mécanismes de création de défauts de forme.

Abstract — Thermostamping thermoplastic composites consists in heating a preform in an infrared oven, before shaping it in a press. The comprehensive simulation strategy explicitly model the radiative heating step and allows taking into account realistic temperature gradients in the forming simulation; the thermodependent mechanisms leading to shape defects can thus be understood.

1. Contexte et problématique

L'utilisation de composites thermoplastiques est en plein essor dans l'industrie automobile, notamment pour répondre aux nouvelles normes de réduction des émissions de CO₂ à l'horizon 2020 en allégeant les structures [1]. Pour suivre les cadences de production exigées par cette industrie, les procédés de mise en forme employés doivent être optimisés ; des outils de simulation numérique robustes sont donc nécessaires pour éviter les coûts liés à une procédure essai-erreur.

Les approches actuelles pour la simulation du thermoformage de composites pré-imprégnés sont basées sur des modèles isothermes ou supposent un champ de température uniforme dans la préforme à la suite du préchauffage [2], ce qui est difficilement réalisable expérimentalement. Ce projet de thèse a pour but de proposer un outil de simulation du procédé prenant en compte explicitement l'étape de chauffage infrarouge servant à amener le matériau au-dessus de la température de fusion de la matrice. L'étude est réalisée sur un tissu verre/PA6,6 développé par Solvay. La faisabilité de former directement des pièces à partir du tissu poudré non consolidé sera également investiguée expérimentalement.

2. Travaux

2.1. Modélisation de l'étape de chauffage infrarouge

L'étape de préchauffage par infrarouge est simulée sous COMSOL Multiphysics. Afin de pouvoir étudier différentes configurations de fours, les lampes sont modélisées explicitement comme des sources radiatives plutôt que par une condition aux limites en flux. Les transferts radiatifs dans l'enceinte du four sont calculés par la méthode des hémicubes. Les lampes utilisées sont caractérisées par analyse inverse à partir de températures mesurées par thermographie infrarouge sur un banc de chauffage expérimental ; ce même banc étant utilisé pour caractériser le tenseur des conductivités thermiques orthotrope de la préforme composite, ainsi que les résistances thermiques de contact dans le cas du composite non consolidé.

Les propriétés optiques du matériau sont déterminées par spectrométrie infrarouge à transformée de Fourier, les résultats montrant une plus grande réflectance pour le matériau non consolidé dans la

gamme de longueur d'onde d'émission de la lampe (Figure 1a). Une bonne corrélation entre les résultats expérimentaux et simulés est obtenue dans le cas du chauffage par une lampe (Figure 1b).

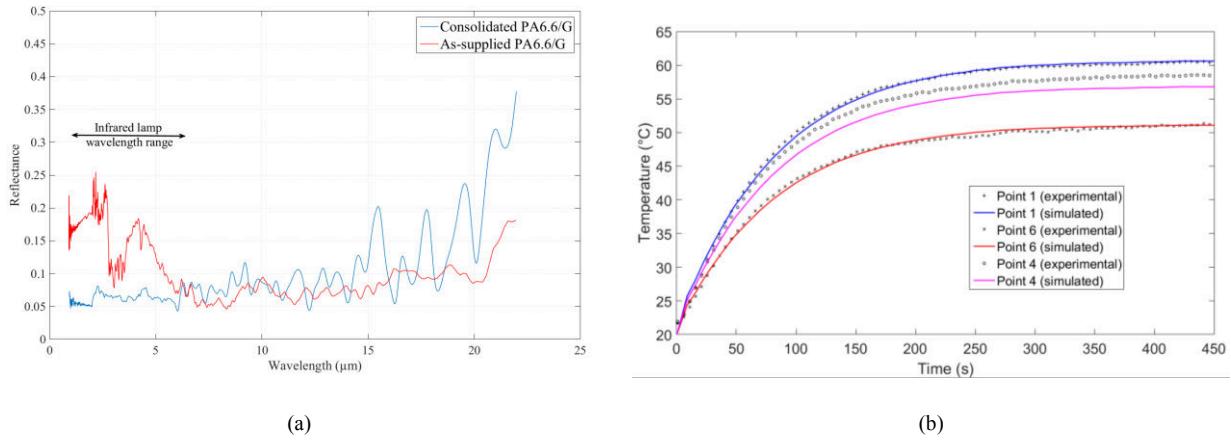


Figure 1 – (a) Réflectance spectrale des matériaux considérés, (b) Comparaison expérimental/simulation de l'évolution de la température en face arrière d'une plaque consolidée chauffée par 1 lampe

2.2. Simulation de la mise en forme et modèle non-orthogonal

La simulation de l'étape de mise en forme est basée sur un modèle non-orthogonal [3] implémenté dans Abaqus/Explicit par l'intermédiaire d'une sous-routine utilisateur. La loi de comportement hypoélastique (1) est appliquée dans le repère local des mèches pour assurer l'objectivité de la dérivée du tenseur des contraintes.

$$\underline{\underline{\sigma}}^V = \underline{\underline{C}} : \underline{\underline{D}}, \text{ avec } \underline{\underline{C}}^{f,\alpha} = \begin{bmatrix} E_{11}\delta_{1\alpha} & 0 & 0 \\ 0 & E_{22}\delta_{2\alpha} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (1)$$

L'approche est validée sur un test de formage à l'aide d'un poinçon hémisphérique sur le tissu sec ; le module de cisaillement est déterminé par des essais de bias extension et modélisé phénoménologiquement.

3. Conclusions et perspectives

L'outil de simulation développé pour le préchauffage permet de prédire le champ de température transitoire dans la préforme consolidée ; un four infrarouge modulable est en développement pour permettre une validation plus approfondie. Un modèle rendant compte de l'évolution de la conductivité thermique du matériau en fonction de la température et de la cristallisation est également en développement. Le modèle implanté pour la simulation du formage est validé sur un test de drapage du tissu sec; la caractérisation du comportement en cisaillement du matériau à haute température est en cours.

Références

- [1] E. F. Fuchs, F. R. Field, R. Roth et R. E. Kirchain. Strategic materials selection in the automobile body: Economic opportunities for polymer composite design, *Composite Science and Technology*, vol. 68, n° 19, pp. 1989-2002, 2008.
- [2] E. Guzman-Maldonado, N. Hamila, P. Boisse et J. Bikard. Thermomechanical analysis, modelling and simulation of the forming of pre-impregnated thermoplastic composites, *Composites: Part A*, vol. 78, pp. 211-222, 2015.
- [3] R. S. Pierce, B. G. Falzon, M. C. Thompson et R. Boman. Implementation of a non-orthogonal constitutive model for the finite element simulation of textile composite draping, *Journal of Applied Mechanics and Materials*, vol. 553, pp. 76-81, 2014.

Understanding of infrared heating for thermoforming of semi-crystalline thermoplastics

Doctorant : Sinan BOZTEPE¹

Encadrants : Olivier DE ALMEIDA², Yannick LE MAOULT³, Fabrice SCHMIDT⁴

¹ sboztepe@mines-albi.fr

² olivier.dealmeida@mines-albi.fr, ³ lemaoult@mines-albi.fr, ⁴ fabrice.schmidt@mines-albi.fr

Résumé — Dans le procédé de thermoformage, le chauffage infrarouge (IR) est le mode le plus utilisé pour conditionner les préformes avant formage. Le principal avantage du chauffage radiatif est qu'il permet de chauffer les polymères à cœur du fait de leur semi-transparence. La modélisation du transfert radiatif est donc un élément critique en vue de l'optimisation du procédé. Dans le cas des polymères semi-cristallins, la structure cristalline affecte les propriétés optiques. Cette étude vise à améliorer la compréhension de l'interaction entre la structure cristalline et les propriétés optiques afin de proposer un modèle prédictif de chauffage de préformes.

Abstract — Infrared (IR) heating is widely used for thermoforming of thermoplastic polymers. The key benefit of radiation heating is that a significant amount of the radiative energy penetrates into the polymers thanks to their semi-transparency. Thermoforming process typically involves heating and forming stages where preforms are heated prior to the forming in order to enhance their formability. Radiation heat transfer models are therefore critical for process optimizations. For the case of heating unfilled semi-crystalline polymers, the interaction between their microcrystalline structure and optical properties is the key to develop successful predictive models.

1. Introduction

1.1. Background and Motivation

Today, thermoplastics and their composites are the most promising candidates to manufacture highly cost-effective and environmental-friendly components in terms of rapid forming and recyclability. In order to process such type of materials thermoforming process is widely used. Thermoforming of thermoplastics and their composites are performed adopting a combined heating and forming stages at which the preform is heated prior to actual forming. Heating of preforms before the forming stage is done in order to improve formability by softening the thermoplastic polymer matrix as temperature-dependent viscoelastic properties of thermoplastics have great effect on material flow behavior and forming mechanics [1]. Thermoforming window -which is the temperature range required for successful forming process- of semi-crystalline thermoplastics are narrower than amorphous thermoplastics. Semi-crystalline thermoplastics can be softened enough around their melting range since their semi-crystalline phase still stands above glass transition temperature (T_g), so that keeps the material in tough-elastic state until microcrystalline phase melts down in melting range [2]. Hence semi-crystalline polymers are generally thermoformed at semi-molten state. As a consequence, optimization of the temperature distributions at the end of heating stage plays a major role for achieving a successful forming with respect to the mechanical properties of a final product. In Figure 1(a), the softening behavior of low-crystalline Polyethylene terephthalate (PET) and the highly-crystalline Polyolefin (PO)-based polymer -which is studied in this research project- are schematically displayed in terms of their storage moduli (E') under varying temperature.

Infrared (IR) radiation heat transfer is widely used for thermoforming processes of thermoplastic polymers. The key benefit of radiation heating is that a significant amount of the radiative energy penetrates directly into the bulk of polymer thanks to its semi-transparency where high heat flux

densities can be used to decrease the heating time. Therefore radiation heat transfer models are crucial for both temperature distributions on preforms and IR heating optimizations. For the case of heating unfilled semi-crystalline polymers, the relation between their microcrystalline structure and optical properties is the key to develop a successful predictive model as microcrystalline structure introduces an optically heterogeneous medium. Basically, the term -optically heterogeneous medium- represents the discontinuities caused by amorphous and crystalline phase of such polymers that eventually results to change the direction of propagated radiation due to optical scattering (Figure 1(b)).

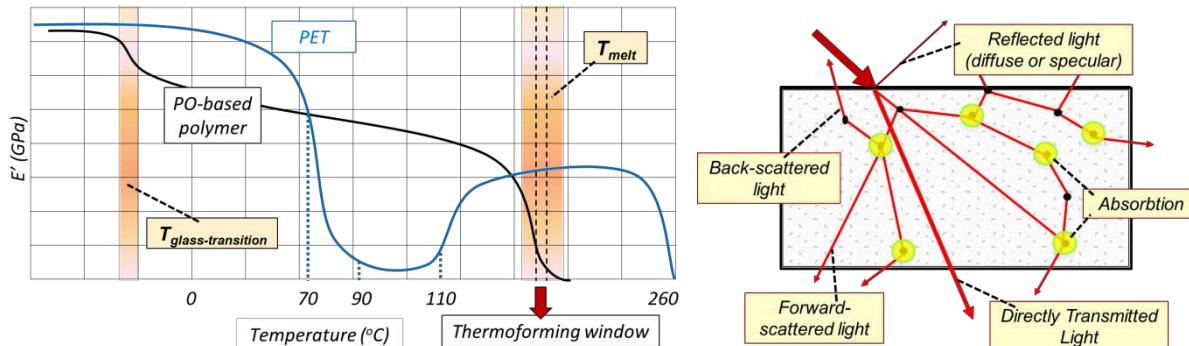


Figure 1 – Storage moduli (E') of low-crystalline PET and highly crystalline PO-based polymer under varying temperature (a) and, radiative heat transfer inside of optically heterogeneous medium (b)

In literature, IR-heating of amorphous and low-crystalline polymers was well-explained and, radiation heat transfer was accurately modeled. The main principle of those models was based on optically homogeneous medium assumption where no change in propagated radiation was considered and thus absorbed heat was computed based on Beer-Lambert law [3]. However this may be an ill-defined assumption for highly-crystalline polymers as it may not adequately explain how radiation propagates and volumetric heat is absorbed due to the optical heterogeneity [4]. Modeling of IR heating of highly-crystalline polymers is thus remains challenging as the physical background of microcrystalline morphology - optical properties relation under heating is not fully understood yet.

1.2. Objectives and scope

In this research project the main objective is to develop an advanced radiation heat transfer model coupled with conduction and convection that simulates the IR-heating stage for thermoforming processes of highly-crystalline PO-based polymers. In order to develop a predictive model that fully addresses this heating stage, radiation heat transfer phenomenon in optically heterogeneous medium of the polymer and its interaction with the microcrystalline morphology has to be understood in depth and characterized. In addition, the PO-based polymer is thermoformed at semi-molten state where crystal-phase transitions and ratio of melting is required to be studied. Such a phase transition at semi-molten state will eventually affect both the morphology-dependent optical properties and also the final temperature state distributions where a transient heat transfer model must also take into account the phase transition enthalpy that is function of melt ratio.

Références

- [1] S.G. Advani, T.S. Creasy, S. F. Schuler, *Composite Sheet Forming*, D. Bhattacharyya, 1997
- [2] R. Klein, *Laser Welding of Plastics*, R. Klein, 2012.
- [3] F. Schmidt, Modelling of infrared heating of thermoplastic sheet used in thermoforming process, *J. Mater. Process. Technol.*, vol. 143–144, pp. 225–231, Dec. 2003.
- [4] P. Lebaudy and J. Grenet, Heating simulation of multilayer preforms, *J. Appl. Polym. Sci.*, vol. 80, no. 14, pp. 2683–2689, 2001.

Conception d'architecture circuit carburant en rupture pour les hélicoptères

Doctorant : Adrien MONSIMER¹

Encadrants : Jean-Charles MARE², Pierre SICAIRE³

¹ adrien.monsimer@insa-toulouse.fr

² jean-charle.mare@insa-toulouse.fr, ³ pierre.sicaire@safraingroup.com

Résumé — Chez Safran Helicopter Engines, et de manière générale dans le milieu aéronautique, les systèmes carburant ont des architectures relativement similaires. L'objectif de cette thèse CIFRE est de proposer une méthodologie de conception de systèmes carburant en rupture pour les moteurs d'hélicoptères. En prenant en compte de nouveaux besoins exprimés par les hélicoptéristes, elle permettra de proposer et évaluer de nouvelles architectures. Les travaux sont divisés en trois étapes successives : la spécification du système carburant de demain, la génération d'architectures système carburant en rupture, puis leur évaluation.

Abstract — At Safran Helicopter Engines, and generally in aeronautics, fuel system architectures are quite similar. The aim of this thesis is to provide the company a methodology to design radically innovative fuel system architectures. Taking into account new needs expressed by helicopter manufacturers, a methodology to propose and evaluate new fuel system architectures. The thesis works will be divided in three consecutive parts: tomorrow's fuel system specification, radically innovative architecture generation, and evaluation.

1. Contexte

Cette thèse est financée par Safran Helicopter Engines dans le cadre d'un contrat CIFRE avec l'Institut Clément Ader (ICA). Elle a débuté en avril 2015, et traite de la conception de systèmes carburant innovant pour les moteurs d'hélicoptères. Sur un hélicoptère, un ou plusieurs moteurs sont dans la plupart des cas utilisés pour entraîner le rotor principal (permettant la sustentation de l'hélicoptère) et le rotor de queue, également appelé rotor anti-couple¹. C'est précisément le cœur de métier de Safran Helicopter Engines qui conçoit et produit des turbines à gaz pour motoriser des hélicoptères d'une gamme allant de 1.5 tonnes à 15 tonnes. Pour fonctionner, une turbine à gaz doit brûler un mélange de carburant et d'air dans sa chambre de combustion. Les gaz chauds ainsi produits passent alors à travers une ou plusieurs turbine(s), ce qui permet de récupérer de la puissance mécanique nécessaire au fonctionnement de l'hélicoptère. Afin de brûler le carburant dans la chambre de combustion, ce dernier doit y être transporté, depuis son réservoir de stockage. La régulation de la turbine à gaz est principalement effectuée par dosage du débit de carburant envoyé à chaque injecteur. C'est précisément le rôle du système carburant du moteur de l'hélicoptère : puiser le carburant du réservoir de l'hélicoptère pour le fournir en bonne quantité, à tout instant et aux bons injecteurs de la chambre de combustion. En plus de cette fonction principale, le système carburant moteur peut également répondre à des fonctions de positionnement des géométries variables du moteur, refroidissement de l'huile moteur ou encore fourniture de puissance hydraulique pour des servitudes hélicoptère².

¹ Le rotor de queue est chargé d'appliquer sur la cellule un couple opposé au couple transmis par la cellule de l'hélicoptère au rotor principal afin d'éviter que cette dernière ne tourne autour du rotor.

² Ceci peut consister, par exemple, en l'alimentation de pompes à jets permettant de transférer le carburant d'un réservoir de l'hélicoptère à un autre.

2. Problématique de la thèse

Chez Safran Helicopter Engines, et de manière générale dans le milieu aéronautique, les moteurs d'aéronefs (hélicoptères ou avions) ont des systèmes carburant d'architectures similaires. Ces architectures découlent d'une intégration additive de nouvelles fonctions au fur et à mesure de l'évolution des besoins des hélicoptéristes. L'objectif de cette thèse CIFRE est de proposer une méthodologie pour investiguer l'intérêt d'un point de vue global, de la mise en œuvre d'architectures de systèmes carburant innovants pour de futurs développements moteurs.

3. Démarche de la thèse

Pour répondre à cette problématique, il a été proposé une démarche en trois étapes. Elle commence par une étape de capture des besoins actuels et futurs vis-à-vis du système carburant, ainsi que leur déclinaison (quantification) sous forme d'exigences. Elle se poursuit par une phase de génération d'architectures système carburant innovantes, au cours de laquelle des concepts en rupture avec les systèmes traditionnels seront proposés. Enfin, elle se termine par l'évaluation des architectures systèmes carburant candidates vis-à-vis des besoins et exigences identifiées dans la première partie de la thèse. Des travaux similaires, plutôt orientés sur l'évaluation des architectures, ont été menés à l'ICA sur des systèmes moins complexes [1], [2] et plus complexes [3].

4. Avancement de la thèse

L'avancement de la thèse est conforme aux attendus. Les étapes de Spécification et de Génération d'architecture ont été effectuées. Pour chacune de ces étapes, un travail bibliographique a été effectué afin de proposer une méthodologie originale et adaptée à la problématique d'innovation de rupture Safran Helicopter Engines. Ces deux étapes ont donné lieu à la rédaction de deux chapitres au format thèse. Le travail mené sur la Spécification a abouti à la sélection d'un article pour le congrès international de l'INCOSE (conférence internationale avec un comité de cinq relecteurs). La soutenance de la thèse est prévue à T0+36 mois, soit en avril 2018. Le livret de formation MEGEP contient d'ores et déjà le nombre de crédit minimal.

5. Conclusion

L'avancement de la thèse est conforme aux attendus de l'industriel. Les deux premières étapes de la thèse ont été effectuées et ont donné lieu à la rédaction de deux chapitres au format thèse. La dernière étape d'évaluation des architectures a été planifiée d'ici la fin de la thèse (fin de l'avancement en décembre 2017 pour envoi aux rapporteurs début février 2018).

6. Bibliographie

- [1] A. Fraj, "Nouvelles approches en conception préliminaire basée sur les modèles des actionneurs embarqués," 2014.
- [2] F. Hospital, "Conception préliminaire des actionneurs électromécaniques basée sur les modèles : lois d'estimations et règles de conception pour la transmission de puissance mécanique," 2012.
- [3] S. Liscouët-Hanke, "A model-based methodology for integrated preliminary sizing and analysis of aircraft power system architectures," 2008.

Modélisation inverse pour une localisation nanométrique 3D des charges électrostatiques dans des diélectriques minces

Doctorant : Menouar AZIB¹

Encadrants : Fulbert BAUDOIN², Nicolas BINAUD³

¹ azib@laplace.univ-tlse.fr

² baudoin@laplace.univ-tlse.fr, ³ nicolas.binaud@univ-tlse3.fr

Résumé — L'objectif principal de cette thèse est une meilleure compréhension des interactions en jeu lors des mesures des forces électrostatiques, EFDC, entre une sonde AFM et les charges stockées dans un matériau pour la caractérisation électrique des diélectriques de manière à améliorer la sensibilité de la mesure. En particulier, des réponses devront être apportées quant à la possibilité de connaître la répartition latérale et en profondeur des charges à l'aide des seules courbes EFDC. Il s'agit d'un problème inverse à résoudre pour recouvrir, à partir de mesures expérimentales, ici les forces électrostatiques créées par les charges, la répartition spatiale des charges.

Abstract — The main objective of this thesis is a better understanding of the interactions involved in electrostatic force measurements, EFDC, between an AFM probe and the charges stored in a sample for the electrical characterization of dielectrics as to improve the sensitivity of the measurement. Our aim was the evaluation of EFDC performances, particularly regarding information accessible by EFDC, such as lateral and vertical distribution of the charges. It is an inverse problem to be solved in order to recover, from experimental measurements, here the electrostatic forces created by the charges, the spatial distribution of the charges.

1. Problématique et stratégie d'étude

Les travaux de recherche développés dans le cadre de cette thèse portent sur la caractérisation électrique des matériaux diélectriques pour le Génie Electrique. En effet, une propriété fondamentale à l'ensemble des diélectriques solides est leur capacité à accumuler des charges électriques sous l'action de nombreux facteurs : champ électrique, irradiation, etc. L'accumulation des charges va induire un accroissement local du champ électrique qui peut mener à une rupture diélectrique prématurée. C'est le cas, par exemple, des matériaux minces (submicronique) utilisés dans les microsystèmes électromécaniques à actionnement électrostatique [1]. Il est donc nécessaire de se doter de moyen de mesure à haute résolution spatiale pour localiser la charge accumulée. Jusqu'à ce jour, les techniques de mesure de charge ont une résolution spatiale de l'ordre du μm , ce qui les rend inadaptées pour ce type de mesure. L'objectif de ma thèse est d'étudier une nouvelle technique de mesure basée sur l'Electrostatic Force Distance Curve (EFDC) [2] pour la localisation tridimensionnelle des charges. Ces EFDC ou courbes de force sont obtenues à l'aide de l'AFM, Atomic Force Microscopy [2, 3]. Les recherches menées consistent donc à savoir si les EFDC obtenues sur des matériaux chargés de faible épaisseur permettent de remonter à la localisation de la charge par des techniques inverses. Pour répondre à cette problématique, un modèle électrostatique tridimensionnel a été développé sous le logiciel commercial COMSOL permettant de simuler les interactions électrostatiques entre une pointe AFM et un matériau diélectrique avec ou sans charge électrique. Ce modèle a été validé en comparant les EFDC simulées et celles obtenues expérimentalement. A partir de ce modèle, plusieurs méthodes inverses sont actuellement testées sur des résultats issus de la simulation pour savoir si l'analyse des seules courbes de force permet de remonter à la charge et sa localisation. Dans cet article, on a choisi de présenter uniquement le modèle développé sous Comsol pour simuler les courbes de force même si d'autres travaux ont été réalisés.

2. Modélisation des EFDC

La géométrie d'étude est donnée à la Fig. 1a. Sur cette figure, l'AFM est modélisé comme une pointe tétraédrique de hauteur 10 μm et dont l'extrémité est une demie sphère de rayon 25 nm comme le montre l'image MEB de la figure 1b. Le diélectrique utilisé est du SiNx d'épaisseur z de 270 nm. Le motif de la charge dans cette couche diélectrique a été modélisé comme une demi-ellipsoïde de densité de charge uniforme $\rho = 20 \text{ C/m}^3$, de rayon $r = 250 \text{ nm}$ et à une profondeur $d = 100 \text{ nm}$. Le bras de levier n'est pas représenté ici, car les résultats obtenus dans [3] montrent qu'il ne change pas la forme de la courbe de force mais ajoute simplement une composante continue. Par conséquent, l'étude est réduite au calcul de la force exercée sur la pointe en fonction de la distance D .

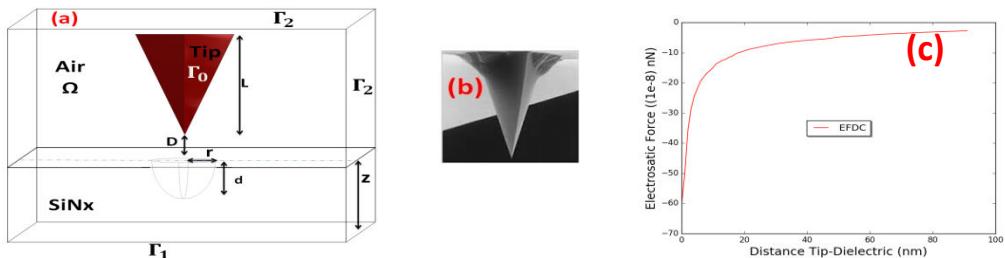


Figure 1 – (a) Géométrie d'étude, (b) Pointe AFM réelle, (c) Exemple de courbe de force.

La Fig. 1c, montre une courbe de force obtenue pour une distance pointe/plan variant de 0 à 100 nm en résolvant le système d'équations suivant sur le domaine d'étude Ω :

$$\Delta V = -\rho \text{ sur } \Omega \quad (1)$$

$$V = 0 \text{ sur } \Gamma_0 \text{ et } \Gamma_1 \quad (2)$$

$$\frac{\partial V}{\partial n} = 0 \text{ sur } \Gamma_2 \quad (3)$$

$$\mathbf{F} = \frac{\epsilon_0}{2} \int_{\Gamma_0} \|\mathbf{E}\|^2 \cdot \mathbf{n} \cdot \mathbf{ds} \quad (4)$$

Où : \mathbf{n} est le vecteur normal, \mathbf{E} le champ électrique et \mathbf{F} , la force électrostatique.

3. Conclusion et perspectives

Un modèle 3D a été développé afin de faire corréler au mieux la mesure avec le modèle électrostatique. Les courbes de force obtenues créées par des électrodes enfouies, sous potentiel, à différentes profondeurs ont été comparées à celles obtenues par simulation. Une étude a été menée pour montrer la sensibilité des paramètres de localisation comme la profondeur, le rayon et la quantité de charge sur les courbes de force. Les perspectives concernent le développement d'un modèle inverse pour localiser les charges à partir des seules courbes de force. Celui-ci sera formulé comme un problème d'optimisation associé au modèle COMSOL présenté ici (en intégrant la contrainte sur ce dernier : contrainte de type « boîte noire ») et sera résolu avec une méthode stochastique d'optimisation globale.

- [1] Y. Wu and M.A Shannon, "Theoretical analysis of the effect of static charges in silicon-based dielectric thin films on micro- to nanoscale electrostatic actuation", *J. Micromech. Microeng.* 14, 989–998, 2004
- [2] C. Villeneuve-Faure, L. Boudou, K. Makasheva and G. Teyssedre "Towards 3D charge localization by a method derived from atomic force microscopy: the electrostatic force distance curve" *J. Phys. D: Appl. Phys.* 47, 455302, 2014
- [3] A. Boularas, F. Baudoin, G. Teyssedre, C. Villeneuve-Faure and S. Clain "3D modelling of electrostatic interaction between AFM probe and dielectric surface: Impact of tip shape and cantilever contribution" *IEEE Trans. Dielectr. Electr. Insul.*, 23, 713, 2016

Thermally driven non-equilibrium micro gas flows

Doctorant : Dominique FRATANTONIO¹

Encadrants : Stéphane COLIN², Marcos ROJAS-CARDENAS³

¹ dominique.fratantonio@insa-toulouse.fr

² colin@insa-toulouse.fr, ³ marcos.rojas@email.fr

Résumé — Ce travail vise à l'application de la vélocimétrie par marquage moléculaire (MTV) dans le cas des écoulements gazeux raréfiés dans des canaux millimétriques au moyen de l'émission phosphorescente de l'acétone et du diacétyl vapeur. La condition de gaz raréfié est atteinte à travers une diminution de la pression moyenne. La quantité faible de molécules traceuses et les phénomènes de diffusion réduisent fortement l'exploitabilité du signal phosphorescent. Des études expérimentales sur l'émission phosphorescente de l'acétone et du diacétyl vapeur à basses pressions sont dès lors nécessaires afin de découvrir les limites de la MTV.

Abstract — This work aims to the application of the molecular tagging velocimetry (MTV) in the case of rarefied and confined gas flows in millimetric channels by means of the phosphorescent emission of acetone and diacetyl vapor. The rarefied condition is obtained by reducing the working average pressure. In this thermodynamic condition, the low amount of tracer molecules and the diffusion phenomenon drastically reduces the quality of the phosphorescing signal. Therefore, experimental studies on the phosphorescent emission of acetone and diacetyl vapor are necessary for figuring out the limits of the MTV.

1. Introduction

Au cours des dernières années, les systèmes micro-électro-mécaniques (MEMS) ont connu un intérêt croissant du fait de leurs propriétés spécifiques liées à leur faible encombrement, leur faible poids et pour leurs nombreuses applications dans une grande variété de domaines scientifiques. Notamment pour les systèmes micro-fluidique gazeux, beaucoup d'applications intéressantes ont été récemment développées, telles que les micro-buses [1] pour des applications spatiales, les micro-actionneurs [2] pour des applications aéronautiques et des micro-pompes Knudsen [3]. La réduction de la taille d'un système caractérisé par des écoulements gazeux amplifie les déséquilibres thermodynamiques, du fait d'un niveau de raréfaction plus élevé. Le nombre de Knudsen, $Kn = \lambda/L_c$, quantifie le niveau de raréfaction, où λ est le libre parcours moyenne du gaz et L_c la longueur caractéristique du système. Des valeurs plus grandes de Kn correspondent à un niveau de raréfaction plus élevé. La majorité des microsystèmes gazeux évolue dans des écoulements en régime de glissement, caractérisé par une valeur de Kn dans la plage [0.001 – 0.1]. En particulier, pour des écoulements gazeux raréfiés dans un canal, les déséquilibres thermodynamiques produisent un saut du champ de vitesse près de la paroi. À notre connaissance, il n'existe pas d'études expérimentales qui donnent des mesures directes de la vitesse de glissement à la paroi. Dans ce contexte, on a développé une technique de vélocimétrie par marquage moléculaire (MTV) avec pour objectif de mesurer le profil de vitesse à l'intérieur d'un canal de section rectangulaire dans des conditions de gaz raréfié.

2. Vélocimétrie par marquage moléculaire

La vélocimétrie par marquage moléculaire (MTV) est une technique optique peu intrusive pour la mesure locale du champ de vitesse dans un écoulement gazeux ou liquide, qui exploite un traceur moléculaire capable d'émettre de la lumière à la suite d'une excitation laser UV. L'émission

lumineuse, ou plus précisément l'émission *phosphorescente*, permet de suivre visuellement le déplacement des molécules traceuses à l'intérieur d'un gaz porteur. Une première image enregistrée juste après l'excitation laser montre la position initiale des molécules. Ensuite, après un certain délai Δt , une deuxième acquisition est effectuée, montrant le déplacement des molécules marquées par rapport à la première image (Figure 1). La vitesse de l'écoulement est déduite par un traitement approprié des deux images, en tenant compte des effets de diffusion moléculaire [4] lors du passage d'un champ de déplacements à un champ de vitesses.

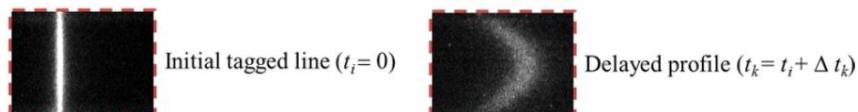


Figure 1 – principe de base de la MTV.

3. Emission phosphorescente de l'acétone et du diacétyle

La réduction de la taille du canal est restreinte par des limitations technologiques imposées par la technique de MTV. Pour cette raison, afin d'atteindre le régime de gaz raréfié, il est nécessaire de baisser la pression moyenne. Par contre, la réduction de la pression réduit la quantité de molécules traceuses et augmente la diffusion du traceur au sein du gaz porteur. Au cours de la première année de thèse, l'émission phosphorescente de l'acétone vapeur a été testée aux basses pressions lors d'une excitation par un faisceau laser ayant une longueur d'onde de 266 nm. La longueur d'onde d'excitation a ainsi été choisie car sa valeur est proche de la longueur d'onde correspondant au pic d'absorption. Malheureusement, les résultats expérimentaux ont montré que l'intensité et le temps de vie de la phosphorescence sont trop faibles aux basses pressions. Au cours de la deuxième année de thèse, on a eu la possibilité d'utiliser un laser OPOlette HE355LD qui peut être accordé à des longueurs d'onde différentes de 266 nm, à savoir entre 210 nm et 710 nm. On a découvert que l'émission lumineuse est beaucoup plus forte et durable lorsqu'on décale la longueur d'excitation à 310 nm. Le laser OPOlette nous a aussi permis d'analyser l'émission phosphorescente du diacétyle, lequel requiert une longueur d'onde d'excitation autour de 417 nm.

4. Conclusions et perspectives

Les nouveaux résultats expérimentaux démontrent que l'acétone et le diacétyle vapeur permettent, en qualité de traceurs moléculaires, d'appliquer avec succès la MTV au cas des écoulements gazeux raréfiés dans un canal. La suite de ce travail prévoit: (a) la conception et la construction du banc d'essai pour l'application de la MTV; (b) des simulations DSMC en collaboration avec le prof. Stefan Stefanov de l'université de Sofia, en Bulgarie, pendant les mois de juin et juillet 2017; (c) le développement de techniques spécifiques de traitement d'images, en collaboration avec le prof. Jean-Charles Passieux; (d) et à terme, la réalisation des mesures de vitesse envisagées.

Références

- [1] J. Gomez, R. Groll. Pressure drop and thrust predictions for transonic micronozzle flows. *Physics of Fluids*, Vol. 28 022008, 2016.
- [2] L. N. Cattafesta, M. Sheplak. Actuators for active flow control. *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 43, Pag. 247-272, 2011.
- [3] S. An, N. K. Gupta, Y. B. Gianchandani. A Si-micromachined 162-stage two part Knudsen pump for on-chip vacuum. *Journal of Microelectromechanical Systems*, Vol. 26, Pag. 406-416, 2014.
- [4] A. Frezzotti, H. Si Hadj Mohand, C. Barrot, S. Colin. Role of diffusion on molecular tagging velocimetry technique for rarefied gas flow analysis. *Microfluidics and Nanofluidics*, Vol. 19, Pag. 1335-1348, 2015.

Outil d'optimisation et de capitalisation pour le pré-dimensionnement de systèmes d'actionnement

Doctorant : Scott DELBECQ¹
Encadrant : Marc BUDINGER²

¹ scott.delbecq@insa-toulouse.fr

² marc.budinger@insa-toulouse.fr

Résumé — L'objectif de cette thèse est de développer une méthodologie et un outil informatique dédié à la conception préliminaire de systèmes mécatroniques embarqués. Les aspects multi-domaines, multi-physiques et multi-échelles de ces systèmes complexifient leur conception. Pour concevoir ces systèmes de manière holistique, il est alors nécessaire d'avoir une approche de conception multi-niveau, multidisciplinaire et pluri-technologique. L'intérêt d'intégrer ce type d'approche au sein d'un outil de pré-dimensionnement est de permettre la capitalisation du savoir et de délivrer une solution de conception optimisée et plus intégrée.

Abstract — The main objective of this thesis is to develop a methodology and a framework for the preliminary design of embedded mechatronic systems. The design of these systems is a complex process. Indeed, such systems have multi-domain, multi-physical and multi-scale characteristics. Therefore, a multi-level, multidisciplinary and pluri-technological approach is necessary in order to achieve a holistic design. The motivation of developing a preliminary sizing framework is to enable knowledge capitalization and offer engineers the possibility to optimize their mechatronic products design with a more integrated design approach.

1. Contexte

Les travaux de cette thèse concernent le pré-dimensionnement de systèmes mécatroniques et s'effectuent en collaboration avec Safran Electronics & Defense. En termes de produit, les systèmes étudiés sont des équipements et des systèmes d'actionnement électromécanique (EMA). Ces équipements sont utilisés dans les systèmes de commandes de vol ou d'inverseurs de poussée des avions. Ces équipements ont la particularité d'être multi-physiques, comme illustré par la Figure 1. Ils sont également multi-domaines car ils sont généralement composés de moteurs électriques, d'une chaîne de transmission mécanique et d'une électronique de pilotage. Ces systèmes évoluent dans un environnement embarqué sévère et le couplage entre les fonctions et la physique du système, ses composants et son environnement est très élevé. Comme illustré par la Figure 2, cette thèse s'intéresse à la conception préliminaire de ce type d'équipement. Plus particulièrement, le but est de pré-dimensionner un équipement pour une architecture et un environnement donnés afin de spécifier les composants en vue de l'étape suivante à savoir la conception de détail.

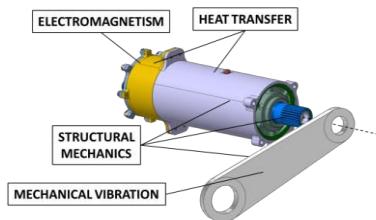


Figure 1 - Exemple de produit: EMA rotatif d'aileron

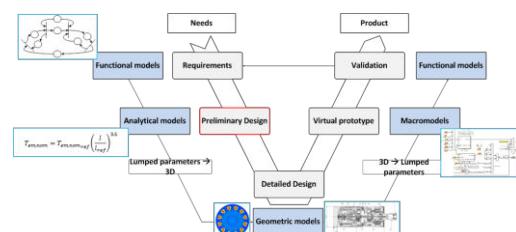


Figure 2 - Positionnement sur le cycle de conception

2. Méthodologie et outil associé

La méthodologie de conception pour les systèmes mécatroniques embarqués est décomposée en cinq étapes successives listées dans la Figure 3. Ces étapes utilisent différentes méthodes de conception développées au cours de la thèse mais aussi issus de la littérature Systems Engineering et conception mécatronique [1][2]. La première étape consiste à définir et échanger les besoins et les contraintes de conception de chaque partie prenante du projet. De cette façon, chacun dispose des informations nécessaires pour débuter leur partie du travail de conception. L'étape suivante s'intéresse à la mise en place de modèles nécessaires pour dimensionner les composants [3]. De façon similaire, la troisième étape concerne le développement de modèles cette fois-ci à un niveau système [4]. La quatrième étape permet alors d'assembler les modèles de niveau composant et les modèles de niveau système afin de construire une procédure de dimensionnement global du système. Enfin, l'objectif de la dernière étape est de résoudre numériquement cette procédure de dimensionnement et/ou d'y associer des algorithmes d'optimisation. L'outil associé à cette méthodologie est développé en langage Python et est illustré par la Figure 4. Il permet de stocker des modèles analytiques et dynamiques mais également de les combiner afin de construire la procédure de dimensionnement globale. Des algorithmes d'optimisation et des plans d'expérience permettent d'optimiser et d'analyser la conception du système dans une interface graphique dédiée.

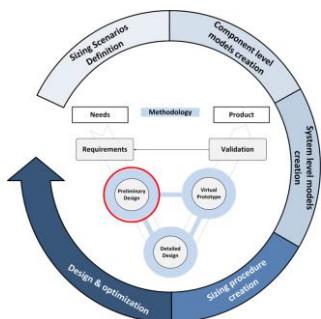


Figure 3 – Etapes de méthodologie

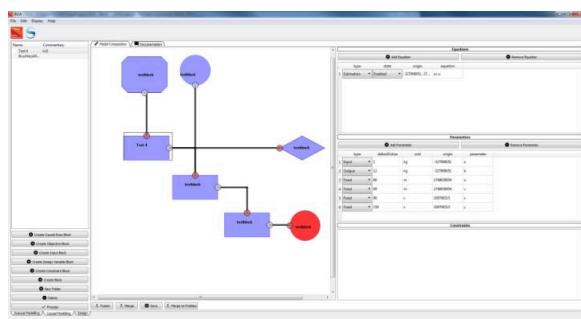


Figure 4 – Capture d'écran de l'outil

3. Perspectives

A ce stade la méthodologie est définie et l'outil en phase de test. Par la suite, des algorithmes de conditionnement des briques de dimensionnement et un onglet d'analyse de sensibilité seront intégrés dans l'outil. Des modèles de composants électroniques et certains composants mécaniques doivent être établis avant de tester l'outil sur un projet de grandeur nature tel que la conception d'un système d'actionnement d'inverseur de poussée électrique (E-TRAS).

4. Références bibliographiques

- [1] S. Delbecq, M. Budinger, I. Hazyuk, F. Sanchez, J. Piaton. A framework for sizing embedded mechatronic systems during preliminary design, *International Federation on Automatic Control*, 2017.
- [2] S. Delbecq, M. Budinger. A framework for the conceptual and preliminary design of aircraft equipments, *More Electrical Aircraft*, 2017.
- [3] F. Sanchez, S. Delbecq. Surrogate modeling technique for the conceptual and preliminary design of embedded systems and components, *International Council of Aeronautical Sciences*, 2016. (*John McCarthy award finalist 2016*)
- [4] S. Delbecq, F. Tajan, M. Budinger, J-C Maré, F. Sanchez. A framework for the conceptual and preliminary design of embedded mechatronic systems, *International Workshop on aircraft System Technologies*, 2017.

Prévision du comportement multi-physique d'un matériau composite à matrice thermoplastique chargée et renforcée de fibres de carbone

Doctorant : Saber CHELAGHMA¹

Encadrants : Jean-Noel PERIE², Philippe MARGUERES³, Jean-Charles PASSIEUX⁴

¹ saber.chelaghma@irt-saintexupery.com

² jean-noel.perie@iut-tlse3.fr, ³ philippe.margueres@iut-tlse3.fr, ⁴ passieux@insa-toulouse.fr

Résumé — Les composites actuellement utilisés dans l'industrie aérospatiale possèdent de très faibles niveaux de conductivité électrique du fait du caractère isolant de la matrice polymère. Dans l'optique d'assurer sans risque l'écoulement des charges électrostatiques, plusieurs approches peuvent être envisagées. Parmi elles, l'intégration de charges dans une matrice haute performance. L'ajout de ces particules fonctionnalisantes va impacter un certain nombre de propriétés du composite, notamment la cristallisation. L'objectif de la thèse est de développer des modèles pour prévoir les propriétés d'un composite multifonctionnel.

Abstract — Composites currently used in the aerospace industry have too low electric conductivity properties because of the polymer matrix. In order to insure without risks the electrostatic charge flow, several approaches can be envisaged. Among them, the integration of fillers in a high-performance matrix. The addition of these functionalizing particles will impact composite properties, in particular crystallization. The objective of the thesis is to develop models to predict the properties of a multifunctional composite.

1. Introduction

Pour les polymères thermoplastiques renforcés de fibres de carbone, le taux de cristallinité et la morphologie induite lors de la cristallisation ont un impact certain sur leurs propriétés physiques et mécaniques. Ces deux paramètres sont non seulement dépendants des conditions de mise œuvre mais aussi des constituants du composite. Afin d'améliorer le contrôle et l'optimisation des cycles de fabrication de ces matériaux, il est nécessaire de construire une modélisation avancée de la cristallisation. D'autant plus que les polymères de la famille des PAEK se distinguent par une cristallisation particulière qui fait intervenir deux mécanismes : une cristallisation primaire qui correspond aux étapes de germination-croissance décrites dans la théorie de Lauritzen et Hoffmann [1], suivi d'une cristallisation secondaire correspondant à une cristallisation interlamellaire. Ce travail propose le développement d'un modèle de cinétique de cristallisation adapté au cas du PEKK (70/30 Téré/Iso) en prenant en compte la présence de fibres de carbone et/ou de charges fonctionnalisantes. Le développement de ce modèle s'appuie sur une étude expérimentale divisée en deux étapes.

2. Avancement

Tout d'abord des mesures calorimétriques ont été réalisées à l'aide d'une DSC. Différents paliers isothermes entre 250 et 300°C ainsi que six vitesses de refroidissement comprises entre 1 et 100°C/min ont été réalisés sur la matrice pure et la matrice renforcée de fibres de carbone. La deuxième étape a été réalisée par analyse thermo-microscopique à l'aide d'une platine chauffante permettant l'observation directe des structures cristallines (sphérolites). La platine Linkam THMS 600 PS a permis de caractériser le taux de germination et la vitesse de croissance des sphérolites en imposant différents cycles. L'influence de fibres ou de charges fonctionnalisantes sur la cinétique de cristallisation est analysée. En effet, la formation d'une phase transcrystalline a été observée en

présence de fibres de carbone (Fig. 1). Le changement de morphologie implique un changement de cinétique à travers une modification du taux de germination [2]. L'ajout de fibres a tendance à accélérer la cristallisation du PEKK en jouant le rôle de surface de germination préférentielle.

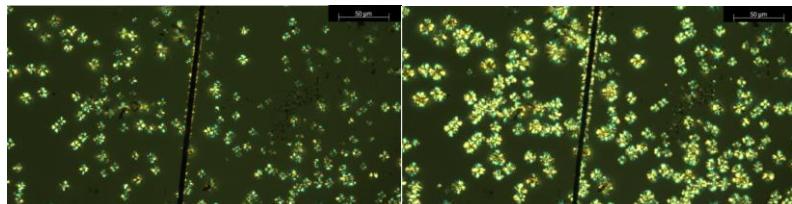


Figure 1 – Influence des fibres de carbone sur la cristallisation du PEKK

L'ensemble de ces résultats a permis d'améliorer la compréhension des mécanismes de cristallisation particuliers du PEKK. Afin de confronter le modèle aux données expérimentales et pouvoir prédire l'évolution du degré d'avancement, un couplage thermocinétique sera effectué. Pour cela, le choix a été fait de générer des volumes élémentaires représentatifs (VER) pour y intégrer le modèle de cinétique de cristallisation. Dans ce but, différents algorithmes ont été développés pour générer des géométries à partir de données expérimentales. L'algorithme de détection de contour a été utilisé sur des images en coupe transverse de composites, tandis que les données en microscopie à rayon X ont permis de générer des VER réels en utilisant un algorithme de reconstruction 3D. Ces géométries représentatives (Fig. 2) permettront de mettre en évidence l'influence des fibres de carbone et des charges fonctionnalisantes sur la cinétique de cristallisation.

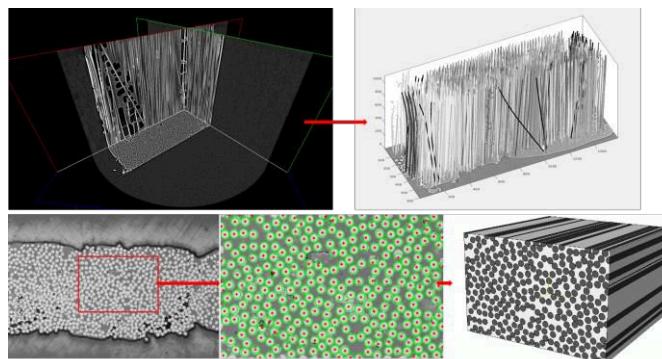


Figure 1 – Différents algorithmes de génération de VER à partir de données expérimentales

3. Perspectives

L'étape suivante consistera à identifier les paramètres de la microstructure qui vont grandement influencer le comportement mécanique du matériau. En effet, le taux de cristallinité n'est pas le seul paramètre à jouer un rôle. La taille des entités cristallines que l'on a caractérisée par platine chauffante en fonction des conditions de mise en œuvre, va aussi influencer la rigidité, le comportement à la rupture et le flUAGE. Des plaques seront mise en œuvre afin d'évaluer le comportement mécanique pour différentes morphologies et différents taux de cristallinité.

Références

- [1] J.Hoffmann, Melting process and the equilibrium melting temperature of polychlorotrifluoroethylene, Section A : Physics and Chemistry Vol. 66A n° 1, pp. 13, 1962
- [2] S.-L. Gao, Cooling rate influences in carbon fibre/PEEK composites. Crystallinity and interface adhesion, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing Vol. 31, pp. 517–530, 2000.

Crack arrest capability of aluminum alloys under dynamic loading

Doctorant : Manar GUNASILAN¹

Encadrant : Patrice LONGERE²

¹ manar.gunasilan@isae.fr

² patrice.longere@isael.fr

Résumé — L'analyse et la compréhension des mécanismes de rupture en grandes déformations et vitesses de déformation dans les matériaux structuraux ductiles est un point clé pour la conception des structures soumises à des surcharges accidentelles. Après plusieurs cycles de chargement et de déchargement et/ou une surcharge, des fissures peuvent apparaître dans les structures. Dans l'esprit de la capacité d'arrêt de fissure considérée dans ce travail, une structure est supposée initialement affaiblie par une fissure et on s'intéresse aux conditions de propagation ou non de cette fissure lorsque la structure est soumise à une nouvelle surcharge à grande vitesse. Les alliages d'aluminium qui sont considérés dans la présente étude sont largement utilisés dans les applications aéronautiques.

Abstract — Analysis and understanding of fracture mechanisms under large deformation and high strain rate loading in engineering ductile materials is a key point for the design of structures submitted to accidental overloads. After several loading and unloading cycles and/or overloading, cracks can appear in structures. In the philosophy of the crack arrest capability considered in the present work, an engineering structure is supposed to be initially weakened by a crack and the question to be answered is how this pre-cracked structure behaves when dynamically reloaded. Aluminum alloys considered in the present study are widely used in aeronautical applications.

1. Introduction

2XXX and 7XXX aluminum alloy series are two of the most common alloys used for airframes. 2XXX aluminum series contain copper as main additional element whereas 7XXX aluminum series contain zinc as main additional element [1]. We are here interesting in the crack arrest capability under high strain rate loading of these two aluminum alloys. In the philosophy of the crack arrest capability considered in the present work, an engineering structure is supposed to be initially weakened by a crack and the question to be answered is how this pre-cracked structure behaves when dynamically reloaded. To this end, the materials are submitted to impact tests. It is to be noted that a precursor of high strain rate shear failure in high strength metals and alloys is a phenomenon known as adiabatic shear banding (ASB) which occurs under high strain loading involving quasi adiabatic conditions when softening mechanisms overcome hardening ones, see [2]. The susceptibility of the materials under consideration to this pre-failure mechanism is investigated.

2. Methodology

An extensive experimental campaign has been carried out including impact tests on double notched plates at impact velocities ranging from 100 to 230 m/s, see [3] for the principle, and standard characterization tests using conventional compression/tension testing machines and split Hopkinson pressure bar for covering a wide range of strain rates, typically between 10^{-3} s⁻¹ and 10^3 s⁻¹, and under various temperatures, between 30°C and 200°C. Post-mortem specimens have been observed using optical and scanning electron microscope (SEM) in view of identifying the fracture mechanisms. Relying upon the experimental results and microscopic observations, the next step consists in developing fracture criteria aiming at reproducing the crack arrest capability of the aluminum alloys under consideration for further numerical simulations.

3. Preliminary results

Fig. 1 showing the post-mortem AA7175 pre-notched plate after impact test at speed of 164 m/s evidences Mode II crack propagation. Fig. 2 shows microstructural observations for AA2024 and AA7175 specimens after dynamic compression test using split Hopkinson pressure bar at strain rate of 2200/s. The microstructure of AA2024 remains quasi homogenous whereas one can clearly see crossing (shear) bands on AA7175 picture. Flow stress curve for AA2024 shows significant hardening whereas for AA7175 it shows slight hardening then sudden drop in strength at high strain rate. Combination of microstructural observations and flow stress curve allows for concluding that the premature failure of AA7175 is due to (adiabatic) shear banding, see also [4].

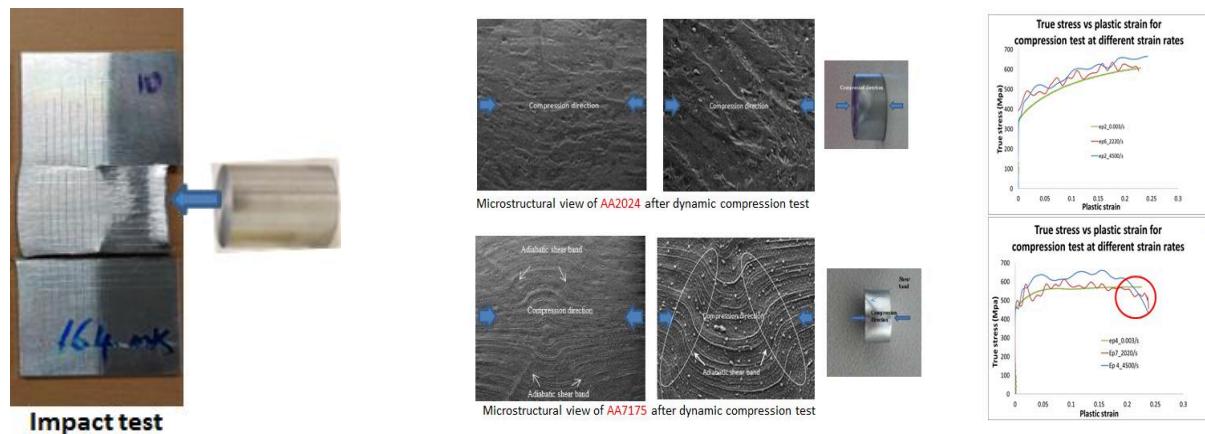


Fig.1: Impact test at 164 m/s
for AA7175. Mode II crack
propagation

Fig.2 – Dynamic compression tests. Evidence of shear banding-induced drop
in flow stress for AA7175. Results presented in Manar et al.[5]

4. Concluding remarks

Both alloys are slightly strain rate dependent but strongly temperature dependent. AA2024 exhibits significant strain hardening whereas AA7175 is subject to softening under high strain rate. Premature failure in dynamic compression test for AA7175 is seen to be due to (adiabatic) shear banding which acts as a precursor to damage and further crack propagation.

5. References

- [1] E. A. Starke, Jr. and J. T. Staley. Application of modern aluminum alloys to aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 32:131–172, 1996
- [2] P. Longère, A. Dragon, H. Trumel, X. Deprince. Adiabatic shear banding- induced degradation in a thermo-elastic/viscoplastic material under dynamic loading. *International journal of impact engineering* 32 285-320, 2005
- [3] E. Roux, P. Longère, O. Cherrier, T. Millot, D. Capdeville, J. Petit. Analysis of ASB assisted failure in a high strength steel under high loading rate. *Material and Design*, 75, 149-159, 2015.
- [4] Mondal, C. , Mishra, B. , Jena, P.K. , Siva Kumar, K. , Bhat, T.B. , Effect of heat treatment on the behavior of an AA7055 aluminum alloy during ballistic impact. *Int. J. Impact Eng.* 38, 745–754, 2011
- [5] G. Manar, P. Longère, E. Roux, A. Hor and M. Salem. Effect of strain rate on the behavior and failure of 2024 and 7075 aluminum alloys. DSTC 2016, 3rd International Conference on Defence and Security Technology, Kuala Lumpur (Malaysia), 15-17 August 2016, 2016

Approche système du vieillissement des structures aéronautiques

Doctorant : Mathilde VELLAS¹

Encadrants : Yves GOURINAT², Yves ROLLAND³, Chantal FUALDES⁴

¹ mathilde.vellas@isae.fr

² yves.gourinat@isae.fr, ³ rolland.y@chu-toulouse.fr, chantal.fualdes@airbus.com

Résumé — Les structures sont conçues pour être capables de remplir leur fonction pendant toute une durée de vie spécifiée tout en respectant la sécurité et les objectifs économiques. Depuis toujours on cherche en aéronautique le matériau le plus performant, le plus durable et le moins sensible à l'environnement. Une étude de prise en compte du vieillissement dans la certification des structures composites a été menée, ainsi que des essais au vu de conclure sur les degrés de conservatisme. Une approche de bio-mimétisme s'additionne à l'étude pour mieux innover sur cette problématique de recherche.

Abstract — Structures are exposed to a series of events including loading, damage and environmental threats that can cause the structural degradation. The establishment of criteria and models allowing predicting the long-term behavior of composite structures is an important challenge. An extensive survey have been undertaken in order to conclude on a “conservatism assessment” of industry practices versus academics ageing studies for composites. Tests are developed in order to combine effects and minimize costs. One of the specificity of the study is to include original bio-inspiration approach with life-science ageing to innovate.

1. Introduction

To promote wider industrial usage of composite, the critical issue of long-term durability of composite must be addressed. Aging is defined as the effect, on materials, of exposure to an environment for a period of time; the process of exposing materials to an environment for an interval of time. One of the most important requirements of a structural polymer is its ability to retain a significant proportion of its loadbearing capability for long periods of time under diverse environmental conditions. The current approach used to account for environmental factors is to define exposures that are extremes and selectively evaluate by test the effects on material properties. These extremes are then considered to be invariant during the lifetime of the structure. Strength values are reduced to coincide with the environmental extremes.

2. Environmental threats and certification

Composite structures are sensitive to the environment. The main identified environmental threats of composite structures are: Temperature, humidity, UV radiation, loads, impacts, service fluids, chemical environment, lightning strike, galvanic corrosion, erosion, weathering, fire. An extensive survey has been done on prediction methodology and certification for ageing composite structures. This work led to a paper selected for publication and oral presentation to CANCOM2017 international conference on composite in Canada. And a more developed version will be issued internally within Airbus. Aging ability of a composite part is driven by the presented environmental factors. These environmental factors are design variables. They are today characterized by a deterministic approach in the industry. The applied approach defines a worst case value to meet in the design and certification of the aircraft. This brings to specify a safety factor which allows covering unknowns. This approach thus introduces conservatism. Indeed the application of a factor of safety (or knock-down factor) may

be too large. This approach had worked well in the past. Indeed it is a robust approach demonstrated with no in-service issue regarding aging on monolithic composite parts on more than 230 million flight hours. Since the introduction of advanced composite materials in aircraft, design difficulties appeared like material strength degradation to elevated temperature, absorbed moisture, impact damage or hidden damage. This strength reduction factors have been taken into consideration for the design by developing worst case scenarios and assume their existence for the life of the part. These factors are variables and treated as constants. The approach is highly robust and safe but can lead to an over conservatism. Composite part design is governed by compounded conservatism coming from worst case criteria like: loading \times safe factor (1.5), worst case temperature, moisture, damage, undetected and material allowables defined from statistical criteria. The risk of combining these conservative structural criteria is a loss in the product efficiency. The question of a probabilistic approach is thus arisen. The characterization will be statistical and may provide a desired reliability in the design.

3. Wet aging tests for composite structures

A series of test sequence will be performed during wet conditioning for the study of coupling effects (preferred method here). We will choose a test sequence that involves dynamic fatigue, moisture, temperature and UV. The fatigue tests will be performed within a chamber to avoid moisture loss during the tests and thus studying coupling effects.

4. AeroAging

The main objective is to investigate how both area of research overlap and could be relevant to each other, precisely on the topic of aging. The first action was to launch a literature review on aging mechanisms for composite and humans. This study allowed us to run an important workshop in November on Aging in life science and in aeronautics with experts from both domains. The presentation of this work, the results and way forward are presented below. An article has been written and is under review.



Figure 1 – Human and Aircraft “health” determinants

Références

- [1] Composite Materials Handbook – 17. Vol 3. SAE International. 2010.
- [2] T. Gates, The physical and chemical ageing of polymeric composites, NASA Langley Research Center, Ageing of composites, Whoodhead publishing, 2008
- [3] J.M. McGinnis, P. Williams-Russo, J.R. Knickman. The case for more active policy attention to health promotion, *Health Affairs*, Vol. 21, No. 2, pp78-93, 2002.

Simulation numérique de la fabrication de composites à renfort fibreux 3D par le procédé d'infusion

Doctorant : Chen LI

Encadrants : Xiaojing GONG², Arthur CANTAREL³

¹ lichen.buaa@gmail.com

² xiaojing.gong@iut-tarbes.fr, ³ arthur.cantarel@iut-tarbes.fr

Résumé — La fabrication de pièces composites structurales aéronautiques nécessite l'utilisation de renforts complexes et notamment des renforts tridimensionnels. Le procédé d'infusion permettrait la fabrication de ces pièces tout en maîtrisant leur qualité et les coûts. L'objectif de la thèse est de développer un modèle, à différentes échelles, de l'écoulement de résine à travers le réseau fibreux du renfort et de proposer une simulation numérique plus fine du procédé d'infusion. L'influence des structures de renforts 2D et 3D, sera ainsi étudié aux différentes échelles : micro (intra-mèches), méso (inter-mèches) et macro (renfort, pièce).

Abstract — The manufacture of composite aeronautical structural parts requires the use of more complex reinforcements, especially the 3D reinforcements. Resin infusion is the key process of Liquid Composites Molding (LCM) which will determine the quality and cost of the parts. The target of this thesis is to develop models at different scales of fibrous network of the reinforcement and to propose a finer numerical simulation of the infusion process. The influence of the 2D and 3D reinforcement structures on the infusion process will be studied at the different scales: micro (intra-tow), meso (inter-tows) and macro (reinforcement, part). .

1. Introduction

LCM is a promising method for composites manufacture with various advantages. It has four main steps including preform set, resin infusion, curing and disclosing process. Among all these processes, infusion is the most important step which will determine the final quality of the part. Thus, numerical simulation of the resin infusion is meaningful [1]. The work performed and the results obtained will be presented in the second part, which mainly focus on the permeability estimation on random fiber models [2] and dual scales models and then the future work is listed in the perspective.

2. Permeability estimation intra tow in the section (2D)

For porous media, permeability tensor \mathbf{K} is the most significant parameter to describe the property of the reinforcement for infusion processing. As an intrinsic property of the porous material, \mathbf{K} can be calculated by Darcy's law (1) based on the velocity field obtained by solving Navier-Stokes equation (2) and continuity equation together. Hence, the Stokes equation can be used for free flow with the consideration of incompressible fluid and the inertial term can be neglected in micro, meso and macro scales.

$$\mathbf{u} = -\frac{\mathbf{K}}{\mu} \cdot \nabla P \quad (1)$$

$$\rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} = \nabla \cdot [-p\mathbf{I} + \mu(\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T)] + \mathbf{F} \quad (2)$$

The random position and size of the fiber producing codes are developed to set up realistic geometrical models. Numerical simulation has been realized based on these models.

In fact, we have studied the influences of several parameters on the flow of the resin during infusion. It includes 3 micro-structural parameters: δ_{min} , L , Δr and a macro parameter: ε . Here δ_{min} is defined as the minimum distance between two neighbor fibers among all the fibers; Δr is the range of the fiber radius, L is the length of the square domain and ε is the porosity. We have also used Morris sensitivity method to analyze the influences of these parameters. Porosity ε has the most obvious influence on permeability while L has a significant effect on average velocity compared with other parameters. These influences observed in a Representative Elementary Volume (REV) can be generated to whole structure.

3. Permeability estimation of dual scales in 3 directions

In order to estimate the permeability in 3 directions using dual scales: intra and inter tows, the model with random position codes have been developed in this work. The idea of this model is to generate the real position of the fibers, the determination of the permeability of 3 directions can be achieved by applying the calculation method mentioned above for intra as well as inter tow. The results from this model seem very promising, because the permeability obtained in the transverse section (Fig. 1) correlate well with the results published in the reference [3]. Moreover, the permeability in the longitudinal direction obtained from this model is much closed to that calculated by traditional method. Actually, to our knowledge no any other works has been realized in the literature on the determination of 3D permeability at dual scales.

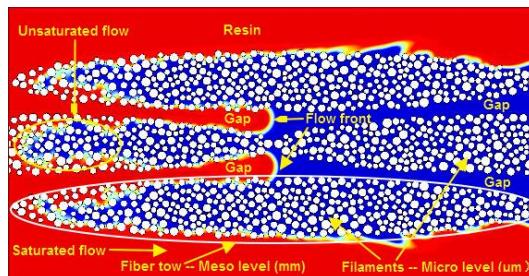


Figure 1. Flow status at the meso-micro level

4. Perspective

- (1) Adaptable 3D geometrical models of braided and woven fiber will be studied to set up for numerical simulation.
- (2) The two phases coupling free flow and porous flow will be studied to detect the infusion character on both of 2D and 3D models. Parameters of structure which may influence the infusion process will be defined. Their interactive influences on the infusion will also be explored.
- (3) A final method will be developed for flow front prediction on macro scale of the part.

References

- [1] R. Gantois, A. Cantarel, B. Cosson, G. Dusserre, J.-N. Félices, F. Schmidt, BEM-based models to simulate the resin flow at macroscale and microscale in LCM processes, *Polymer Composites*, 34 (8), 2013
- [2] F. Zhang, B. Cosson, S. Comas-Cardona, C. Binetruy, Efficient stochastic simulation approach for RTM process with random fibrous permeability. *Composites Science and Technology*, 71, 2011.
- [3] W.R. Hwang, S.G. Advani. Numerical simulations of Stokes–Brinkman equations for permeability prediction of dual scale fibrous porous media. *Physics of Fluids*, 22 (11), 2010

Modélisation de pièces composites à formes complexes

Doctorant : Sylvain ARKI¹

Encadrants : Jean-François FERRERO², Steven MARGUET³, Alexandre AURY⁴

¹ sylvain.arki@univ-tlse3.fr

² jean-francois.ferrero@univ-tlse3.fr, ³ steven.marguet@univ-tlse3.fr, ⁴ alexandre.aury@skf.com.

Résumé — Les pièces structurelles en matériaux composites stratifiés sont de plus en plus utilisées dans des domaines industriels tels que l'aéronautique. Afin d'optimiser la sollicitation des fibres et de lutter contre des problématiques de dépliage, des géométries basées sur des surfaces gauches sont développées, rendant plus difficile leur fabrication et la modélisation de leur comportement mécanique. La simulation du placement de fibre, la conception d'un modèle éléments finis basé sur ce placement et l'application à des problématiques de dépliage sont investiguées dans cette thèse.

Abstract — Use of structural parts made with composite materials have increased over the years in major industrial branches like aeronautics. In order to optimize the fibres loading and to avoid unfolding problems, free surfaces geometries have been developed making the mechanical behavior more complicated to simulate. The fibre placement simulation, the making of a finite element model based on this placement and their application to unfolding problems are studied in this thesis.

1. Introduction générale

Dans l'objectif de diminuer la masse des aéronefs, de plus en plus de pièces métalliques sont remplacées par des pièces réalisées en composites stratifiés. Ainsi, des cornières en composites ont été développées ces dernières années, présentant un risque de dépliage en fonction de leur sollicitation. Afin de répondre à cette problématique, de nouvelles géométries de pièces sont mises au point avec pour objectif de prévenir l'apparition de ce phénomène. Ces nouvelles géométries ont la particularité de présenter des surfaces gauches qui amènent de nouvelles problématiques en termes de fabrication et de simulation. Les travaux de thèse présentés ici portent sur l'étude expérimentale et numérique de ce type de pièce soumise à un chargement de dépliage.

2. Campagne expérimentale

Une première étude expérimentale est réalisée sur des éprouvettes UD à géométrie simple comme présenté en figure (1). L'objectif est de déterminer l'influence de la géométrie de l'éprouvette sur la réponse de celle-ci. Pour ce faire, deux types d'éprouvettes ont été réalisés, l'une en forme de L comme utilisée dans la norme ASTM D6415 [1]. La seconde présente une géométrie inspirée de la L avec un méplat en son centre. Les premiers résultats nous montrent que l'interface 90//45

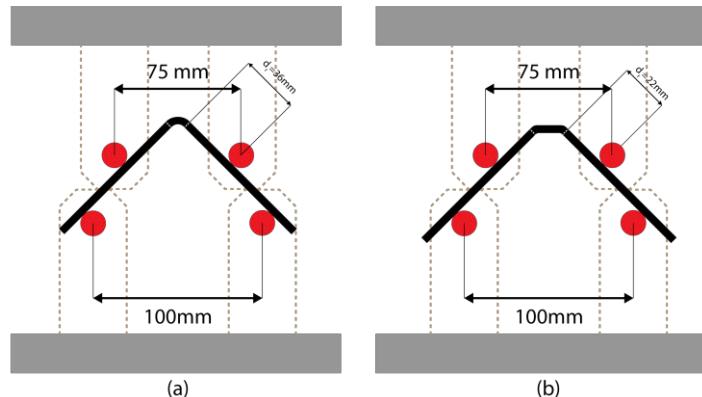


Figure 1 – Montage ASTM éprouvette L (a) et M (b)

située à environ 40% de l'épaisseur totale de l'éprouvette rompt en premier. La rupture est explosive et répétable sur l'éprouvette de type L. Une forte dispersion apparaît sur les éprouvettes de type M. Enfin, des essais de charge/décharge à 20%, 50% et 90% de l'effort maximum observé ont été réalisés sur les éprouvettes L, permettant de mettre en évidence qu'aucun endommagement ne semble apparaître avant la ruine totale de l'éprouvette.

3. Placement de fibre et modèle semi-continu

L'utilisation de surfaces gauches apporte la problématique de l'influence de la position réelle des fibres. En effet, l'écartement et l'orientation des torons, varie en fonction de la zone de la pièce étudiée. Pour répondre à cela, un programme permettant de simuler cette dépose de fibre et générer un modèle élément fini a été développé. La modélisation choisie est basée sur le modèle semi-continu développé par Navarro [3]. Ce modèle permet de séparer les divers constituants du stratifié : fibres, matrice et interfaces délaminantes en les modélisant respectivement par des éléments 1D, 2D et cohésifs. Le modèle a été validé au moyen d'essais de caractérisation. Les premières simulations de dépliage montrent une réponse élastique conforme à ce qui est observé expérimentalement. Par ailleurs, les valeurs de contraintes normales dans les interfaces délaminantes sont équivalentes à celles prédites par la formule analytique démontrée par Lekhnitskii [2].

4. Perspectives

L'étude expérimentale permet de poser les questions des facteurs influençant l'apparition du déclaminage et la stabilité des résultats. Pour cela, la position des appuis va être modifiée et de nouvelles éprouvettes vont être testées mettant en œuvre de nouvelles configurations de stratification UD et une stratification tissu.

D'autre part, une nouvelle campagne de dépliage va être réalisée avec des éprouvettes présentant une géométrie gauche censée repousser l'apparition du déclaminage.

L'ajout d'endommagement au modèle est en cours au travers de l'intégration d'un critère d'initiation en contraintes quadratiques et un endommagement linéaire intégrant la formulation du mode mixte en loi puissance.

Enfin, l'amélioration des algorithmes de fibrage permettant de prendre en compte la courbure locale pour déterminer la direction locale de fibre doit être implémentée. La validation du positionnement des fibres se fera à l'aide d'un programme permettant d'identifier les vecteurs directeurs des fibres sur des photographies.

Références

- [1] ASTM. *ASTM D6415/D6415 – Standard Test Method for Measuring the Curved Beam Strength of Fiber-Reinforced Polymer-Matrix Composite*, 2013.
- [2] S.G. Lekhnitskii. *Anisotropic Plates*, Gordon and Breach Publishers, 1968.
- [3] P. Navarro. *Etude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : Application aux pales d'hélicoptère*, 2010.

Comportement à long terme et en température d'un composite à matrice PEEK renforcée de fibres de carbone courtes

Doctorant : Sylvain CORVELEYN¹

Encadrants : Florentin BERTHET², Frédéric LACHAUD³

¹ sylvain.corveleyn@mines-albi.fr

² florentin.berthet@mines-albi.fr, ³ frédéric.lachaud@isae.fr

Résumé — Le but de l'étude est de prédire la durée de vie d'un matériau PEEK renforcé de fibres de carbone courtes à haute température ($T < 250^\circ\text{C}$) et sous contrainte. Le vieillissement et le comportement viscoélastique du matériau ont été étudiés pour les intégrer dans un critère de rupture. Une équivalence temps-température de vieillissement a été identifiée pour prédire le vieillissement à long terme. Le comportement viscoélastique du matériau est linéaire en dessous de sa limite élastique et a été identifié à court et long terme sur des essais de fluage/recouvrance et sur des essais dynamiques.

Abstract — The aim of the study is to predict life time of a short carbon fiber reinforced PEEK under stress at high temperature ($T < 250^\circ\text{C}$). Ageing and viscoelastic behaviour of the material have been studied. A time temperature superposition law has been identified for ageing to predict long term properties' evolution. Viscoelastic behaviour is linear for stresses below elastic limit and has been identified for both short and long term with creep/recovery tests and dynamic mechanical tests.

1. Introduction

Les composites à matrice thermoplastique thermostable représentent une solution pour le remplacement des alliages d'aluminium pour la fabrication de pièces tièdes aéronautiques ($< 250^\circ\text{C}$). Ils permettent la réduction des coûts de production et évitent l'utilisation de traitements de surface à base de Chrome VI. Les travaux réalisés dans la thèse font suite à deux projets régionaux EPICEA CINTHTE 1 et 2 (pour Composite Injecté Thermoplastique Haute TEmpérature) qui ont démontré la possibilité d'utiliser un matériau à matrice PEEK renforcé par des fibres de carbone courtes. La thèse de Jérémy CREVEL, réalisée au laboratoire, s'est intéressée au comportement élasto-plastique endommageable anisotrope de ce matériau à température ambiante. Le but est maintenant de comprendre et modéliser le comportement mécanique à long terme et en température afin de fournir à l'industriel l'enveloppe de rupture en fonction du temps, de la température et de la contrainte appliquée.

Deux phénomènes se produisent avec le temps, à température élevée ($> T_g$) et sous contrainte. Le premier est le phénomène de vieillissement qui est l'évolution des propriétés du matériau avec le temps [1]. Le second est le fluage qui est l'évolution de la déformation d'un matériau au cours du temps sous chargement constant [2]. La finalité de la thèse est, après caractérisation et modélisation de ces deux phénomènes, de les rassembler sous un critère de rupture [3].

2. Travaux effectués

2.1. Etude du vieillissement

Le vieillissement provoque l'évolution physique (réorganisation des chaînes macromoléculaires) et l'évolution chimique (réaction avec l'air, coupure de chaînes et réticulation) du matériau. Il entraîne

un changement de comportement mécanique. L'évolution des propriétés mécaniques a été étudiée, sur des éprouvettes injectées, en traction (module élastique, contrainte à rupture et allongement à rupture, endommagement et plasticité). Il a été montré que le matériau devient plus rigide, moins ductile et qu'il se renforce avant de se dégrader. Une loi d'équivalence temps température de vieillissement a été identifiée et fonctionne de façon satisfaisante pour la prédition des propriétés à long terme.

L'évolution structurale du matériau a été étudiée également (T_g et taux de cristallinité) et montre un blocage des chaînes macromoléculaires. Cependant, les thermogrammes DSC ne permettent pas de conclure quant à la part d'augmentation cristalline et la part de réticulation. Il a été vu que le vieillissement est inhomogène et que la matrice PEEK se dégrade en surface, laissant les fibres nues et la surface du matériau pulvérulente.

2.2. Etude du fluage

Le fluage a été étudié par des essais de fluage/recouvrance multi-paliers qui ont montré le comportement viscoélastique linéaire du matériau jusqu'à sa limite élastique. Il a été observé qu'une déformation résiduelle apparaît au cours de l'essai et doit être prise en compte en cas de décharge/recharge.

La prédition du comportement viscoélastique à long terme est réalisée à partir d'essais dynamiques et grâce à l'équivalence temps-température. Cependant, cette prédition à long terme sous-estime la déformation visqueuse du matériau.

3. Conclusion et perspectives

Le vieillissement du matériau a été étudié à 320°C et 300°C pendant jusque 32 et 96 jours. Une équivalence temps/température de vieillissement a montré de bonnes prédictions. Le fluage a été caractérisé en traction et a montré un comportement viscoélastique linéaire et le développement d'une déformation résiduelle au cours des recouvrances.

Pour la suite de la thèse, l'équivalence temps température de vieillissement sera affinée par des vieillissements à 280°C et 250°C pendant 8mois et 2ans. Le comportement viscoélastique sera précisé sur le long terme et l'anisotropie du matériau sera prise en compte. Enfin, le critère de rupture sera implémenté pour prédire le temps à rupture en fonction de la contrainte appliquée et de la température. Le tout sera validé sur une pièce représentative

Références

- [1] Buggy, M. and Carew, A. « The effect of thermal ageing on carbon fibre-reinforced polyetheretherketone (PEEK): Part I Static and dynamic flexural properties ». *Journal of Materials Science*, Vol. 29, pp.1925–1929, 1994.
- [2] Maksimov, R.D. and Kubat, J. « Time and temperature dependent deformation of poly (ether ether ketone)(PEEK) ». *Mechanics of composite materials*, Vol. 33, pp.517–525, 1997.
- [3] Guedes, R.M. « Creep and fatigue lifetime prediction of polymer matrix composites based on simple cumulative damage laws ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 39, pp.1716–1725, 2008.

Etude des mécanismes d'endommagements d'une liaison boulonnée en composite à matrice céramique oxyde/oxyde

Doctorante : Marion BROUTELLE¹

Encadrants : Frédéric LACHAUD², Chloé DUPLEX-COUDERC³, Alain DAIDIE⁴

¹ marion.brouetelle@isae.fr

² frederic.lachaud@isae.fr, ³ chloe.duplex-couderc@irt-saintexupery.com, ⁴ alain.daidie@insa-toulouse.fr

Résumé — Le comportement mécanique des CMC oxyde/oxyde soumis à une sollicitation de matage est caractérisé via une campagne expérimentale et des simulations numériques. Des essais de matage ont permis d'obtenir les courbes de comportement du matériau et de relever les endommagements associés : flambement des fibres, ruptures matricielles, délaminaages et bandes de cisaillement. La simulation numérique de ces endommagements sous Abaqus a été implémentée à l'échelle du pli, grâce à la création de lois de comportement adaptée au matériau. Les résultats de la simulation montrent une bonne corrélation avec les essais.

Abstract — The mechanical behavior of oxide/oxide CMC is characterized through an experimental campaign and digital simulations. Constitutive curves and damage have been described with bearing tests. Several type of damage were observed: fiber buckling, matrix breakage, ply delamination and shear bands. Digital simulation has been made on Abaqus at the ply scale, with the creation of digital constitutive law for the tested material. A good correlation between experimental trials and digital correlation has been found.

1. Introduction

La nécessité d'allégement des structures dans le domaine aéronautique conduit à l'introduction de nouveaux matériaux dans les avions. Ainsi, il est envisagé d'utiliser les CMC oxyde/oxyde pour certaines pièces de l'arrière-corps du moteur. Ces matériaux présentent la particularité de posséder un taux de microporosité matricielle élevé, ce qui leur permet d'accroître leur durée de vie. En effet, les fissures initiées dans la matrice sont déviées à l'interface fibre/matrice, ce qui retarde la rupture des fibres et confère un caractère endommageable au matériau [4].

Dans ce contexte, l'IRT Saint-Exupéry a débuté un projet de recherche en collaboration avec l'Institut Clément Ader afin de développer et de caractériser ces matériaux. L'un des axes du projet vise notamment à décrire les mécanismes de ruine qui surviennent dans des assemblages boulonnés en CMC oxyde/oxyde lors d'une sollicitation en matage.

2. Etude du comportement en matage

Cette étude se base à la fois sur une campagne expérimentale et sur une étude numérique. Des essais de matage ont été effectués à l'Institut Clément Ader sur une machine Instron 100 kN pilotée en déplacement, à une vitesse de chargement de 0.1 mm/min. Le montage d'essai a été adapté afin de permettre un meilleur suivi des endommagements. Une étude [2] a confirmé que les endommagements générés au cours de ce type d'essai sont les mêmes que ceux apparaissant lors d'un essai conventionnel.

Les résultats obtenus montrent que le comportement en matage du matériau étudié est proche de celui des CMO [3]. Les différentes phases du matage sont identiques, et les endommagements développés lors de cette sollicitation sont du même type (Figure 1).

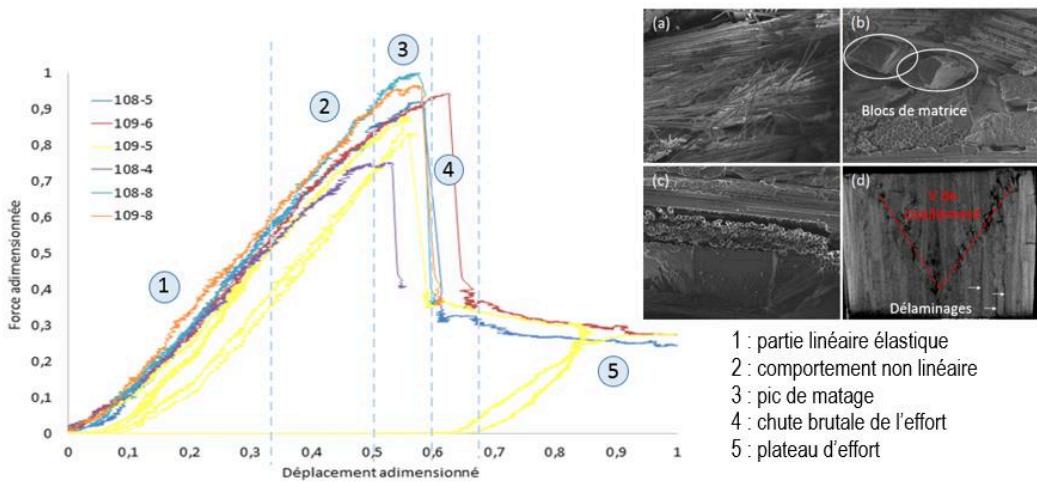


Figure 1 : Courbes de matage et endommagements observés : (a) flambement des fibres, (b) ruptures matricielles, (c) délamination, (d) cisaillement

La modélisation du comportement mécanique est réalisée sous le logiciel Abaqus, en implémentant des lois de comportement pour composites tissés. Celles-ci sont basées sur différentes fonctions d'endommagement (une fonction par type d'endommagement existant), couplées entre elles, afin d'obtenir des variables d'endommagement pour chaque direction de sollicitation [1]. La confrontation entre les données expérimentales et les résultats numériques permet de valider ces derniers. On retrouve bien les différentes phases du matage, et les mécanismes d'endommagements simulés correspondent à ceux observés expérimentalement.

3. Conclusion et perspectives

Un premier scénario d'endommagement a été mis en place grâce au couplage entre des observations expérimentales et une modélisation numérique. Les endommagements associés au matage sont de même nature que ceux observés classiquement pour les CMO. Dans la suite de l'étude, le modèle numérique sera enrichi grâce à l'aide de nouveaux essais de caractérisation du matériau, et de nouveaux essais interrompus permettront d'améliorer le scénario d'endommagement développé. De plus, l'influence de certains facteurs (géométrie de l'éprouvette, empilement des plis du composite) sur la tenue en matage sera étudiée.

Références

- [1] G. Aldebert, Analyse du comportement mécanique des assemblages boulonnés à renforts tissé, *Thèse de l'Université de Toulouse*, 2013
- [2] M. Broutelle, F. Lachaud, C. Dupleix-Couderc, A. Daidie. Comportement en matage de composites à matrice céramique oxyde/oxyde, *JA 2016 SF2M*, 25-27 octobre, 2016
- [3] PP. Camanho, S. Bowron, FL Matthews. Failure mechanisms in bolted CFRP, *Journal of reinforced plastics and composites*, Vol. 17, Pag.205-233, 1998
- [4] KA. Keller, G. Jefferson, RJ. Kerans. *Handbook of Ceramic Composite*, Bansal, 2005.

Matériaux pour amortissement vibratoire à base de fibres architecturées

Doctorant : Fadhel CHATTI¹

Encadrants : Christophe BOUVET², Dominique POQUILLON³, Guilhem MICHON⁴

¹fadhel.chatti@isae.fr

²christophe.bouvet@isae.fr, ³dominique.poquillon@ensiacet.fr, ⁴guilhem.michon@isae.fr

Résumé — Dans le but de présenter une alternative au nid d'abeilles largement utilisé dans le domaine aéronautique, un nouveau matériau à base de fibres architecturées a été conçu [1]. S'il est encore limité au niveau de la rigidité en compression, ce dernier offre un bon amortissement vibratoire. Un modèle éléments finis a été développé afin d'étudier l'influence des paramètres du réseau de fibres (nature de fibres, longueur de fibres, nature de résine...) sur le comportement macroscopique du matériau (rigidité, amortissement...). La compréhension du comportement mécanique de ce matériau va nous permettre de l'optimiser par la suite.

Abstract — In order to suggest an alternative to the honeycomb structure widely used in aeronautics, a new architectural fiber-based material has been designed. If this new material is still limited in compression stiffness, it offers however a good vibration damping. A finite elements model has been developed to study the influence of fiber network parameters (fiber type, fiber length, nature of resin...) on the macroscopic behavior of the material (stiffness, damping...). Understanding the mechanical behavior of this material will allow us to optimize it afterwards.

1. Aperçu des études précédentes

Le premier modèle d'une compression uniaxiale d'un réseau de fibres 3D a été développé en 1946 par Van Wyk [2]. Ce dernier s'est basé sur la flexion des fibres entre les points de contact. Heyden [3] a présenté un modèle éléments finis pour un réseau de fibres de cellulose dont les contacts sont modélisés par des ressorts permettant le stick-slip. Le modèle a été testé pour une faible fraction volumique de 3%. Le modèle développé par Abd El-Rahman et Tucker [4] semble être un bon outil pour la compréhension du comportement d'un réseau de fibre de fraction volumique allant jusqu'à 25%, mais n'est ni validé expérimentalement ni testé pour différentes natures de fibres.

2. Modèle numérique

2.1. Construction du VER

La modélisation numérique d'un échantillon entier du matériau enchevêtré à l'échelle macroscopique exige la gestion d'un très grand nombre de fibres, nécessitant un temps de calcul très important. Lors de cette étude, nous nous sommes alors basé sur la modélisation d'un volume élémentaire représentatif (VER) sous forme cubique de taille $1 \times 1 \times 1 \text{ mm}^3$. Cette taille de VER devra être confirmée a posteriori aussi bien d'un point de vue morphologique que du comportement mécanique. De plus, le procédé de fabrication des échantillons conduit à une distribution de fibres initiale non isotrope avec d'avantage de fibres couchées que de fibres dans la direction de sollicitation. Cette répartition non uniforme de la direction des fibres devra être prise en compte afin de représenter au mieux le VER réel.

Les essais débutent avec une fraction volumique de 6%. Dans le but de s'assurer que notre VER représente le comportement global de l'échantillon, 6 faces rigides entourant la géométrie sont générées, dont l'une est déplacée afin d'imposer le chargement. Les calculs sont effectués avec le code de calcul par éléments finis ABAQUS/Explicit au vu de son efficacité pour traiter les problèmes en

grandes déformations avec des non-linéarités géométriques importantes. Chaque fibre est modélisée par une série d'éléments poutres 3D linéaires avec une section circulaire. Le nombre d'éléments poutres par fibre est variable suivant le nombre d'intersection avec les fibres voisines. A chaque fois que la distance entre deux fibres est inférieure au diamètre de la fibre, deux nœuds sont créés de part et d'autre. Les contacts entre les fibres ont été gérés par un algorithme de contact avec un coefficient de frottement de 0.05.

2.2. Résultats et discussion

Le chargement d'un VER composé de 100% de fibres de carbone a ensuite été réalisé par paliers successifs avec une vitesse imposée de la face supérieure. Entre deux paliers de chargement consécutifs, une étape de relaxation est imposée afin de stabiliser la structure et de minimiser l'énergie cinétique restante. La confrontation entre l'expérimental et le numérique (figure 1) montre une bonne corrélation au niveau de l'allure des courbes avec deux phases caractéristiques : le réarrangement des fibres et la densification. Numériquement, la courbe est plus raide et la densification est plus précoce. Cela peut être expliqué par la tortuosité qui n'était pas prise en compte par le modèle.

Les prochaines étapes de ce travail consisteront à tester le modèle pour des enchevêtrés 100% verre puis pour des mélanges verre/carbone. En imposant ensuite une raideur aux contacts entre fibres, il sera alors possible de simuler le comportement du matériau réticulé. Enfin l'objectif final sera de simuler et d'expliquer les boucles d'hystérosis observées expérimentalement par Piollet [5].

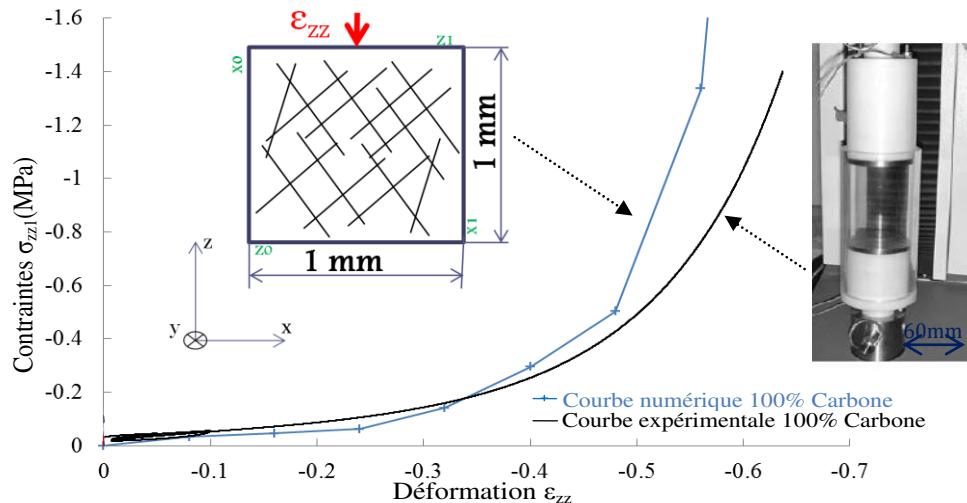


Figure 1 – Comparaison entre l'expérimental et le numérique

3. Références bibliographiques

- [1] Mezeix L., *Development of core materials for sandwich structures based on entangled fibers*. PhD Thesis, Université Paul Sabatier, Toulouse.,2010
- [2] Van Wyk C.M., *Note on the compressibility of wool*, J.Text.Inst.37.T285-T292, 1946.
- [3] Heyden S., *Network modelling for the fracture of mechanical properties of cellulose fibre fluff*, PhD.thesis.Lund University.Sweden 2000.
- [4] Abd El-Rahman A.I. and Tucker III C.L., *Mechanics of random discontinuous long-fiber thermoplastics. Part II:Direct simulation of uniaxial compression*, Journal of rheology 57, 2013.
- [5] Piollet E., Poquillon D. & Michon G., *Dynamic hysteresis modelling of entangled cross-linked fibres in shear*. Journal of Sound and Vibration,383 , 248-264,2016

Experimental and numerical study of trimming and material integrity of composite laminate

Doctorant : Dinh Ngoc NGUYEN¹

Encadrants : Redouane ZITOUNE², Christophe BOUVET³.

¹ dinh-ngoc.nguyen@iut-tlse3.fr

² redouane.zitoune@iut-tlse3.fr, ³ christophe.bouvet@isae.fr.

Abstract — Trimming of CFRP laminates induces various forms of damage which can affect the mechanical behavior of composite parts in service. Hence, it is necessary to understand the reasons of generation of damage, and the relationship between damage and mechanical behavior which has been ambiguous so far. In this study, trimming of carbon fiber reinforced plastics (CFRP) laminates are studied. Cutting force, temperature, dust, tool wear, machining quality are analyzed and, damage is characterized and correlated to mechanical behavior using a proposed parameter; crater volume.

1. Introduction

Trimming is the first and foremost machining operation done on composite structures (CFRPs) post demolding to remove excess resin overflows and jagged edges. Due to inherit heterogeneity of composite laminates and the anisotropy of carbon fibers, this machining operation is more difficult compared to that of metallic materials. In fact, machining of composite material made of long fiber favors the apparition of several kinds of damage such as: delamination, fiber pull out, matrix cracking, mechanical and thermal degradation of machined surfaces. The presence of these defects in structures in service can create many stress concentration sites which can affect the mechanical properties of composite structures. Hence, machining quality should be correlated to mechanical properties to identify their relations. Until now surface roughness, initially used for the qualification of the surface quality of metal, has been widely adopted to characterize the quality of composite too. However, extending the utilization of surface roughness for composite machining has given a lot of ambiguity in research communities. Indeed, some authors have shown that surface roughness can be considered as a good indicator for characterizing machined surfaces [1]. It has been said that, an increase in the surface roughness leads to a decrease in mechanical strength. However, other researchers have shown a totally converse results where an increase in surface roughness has increased the mechanical strength [2]. Thus, it can be said that surface roughness does not hold good for composites, its correlation with mechanical properties is fully absurd. Consequently, new parameters should be proposed which will better quantify the machining damage and correlate to mechanical properties. For this reason, it is required to shift the focus from surface roughness to characterize machining damage to better estimate mechanical properties. In addition, when machining carbon/epoxy and due to the inherent brittleness of matrix materials, chip generated during trimming process is broken and becomes smaller particles. These particles are dispersed into the air and may be inhaled by people and cause respiratory problems. Surprisingly, these issues of dust particle have been poorly understood [3].

The main objectives of this thesis are: firstly, study the machinability of multidirectional composite made of CFRP. It will be focused on the influence of cutting parameters on the: cutting forces, temperature, wear, machining quality (surface characterization), and dust (number and mass of harmful particles). Secondly, experimental and numerical study of the influence of machining damage on mechanical behavior. It will be focused on the analysis of: the maximum failure load (compressive) and the scenario of damage vs. surface quality (ply interface)

The trimming of CFRP laminates (T700-M21) has been conducted with multi-instrumentations which include dynamometer, infrared camera and a dust monitor. Two kinds of cutting tool, e.g. PCD tool and burr tool have been selected to trim CFRP laminates. Surface quality has been characterized using SEM, X-ray tomography and 3D optical topography. The mechanical test (compression test) has been carried out according to the standard AFNOR NF T 51-120-3. During the phase of mechanical loading, the form and the propagation of the damage has been followed by using an infrared camera. The acquisition of displacement of tested specimens has been stored by an extensometer.

2. Results and analysis

The results show that feed rate and cutting distance are the major factors affecting on cutting forces and machining quality, while number and mass of harmful particles were influenced by cutting parameters and tool geometry. In fact, when feed rate increases from 500 to 1500 mm/min, it is observed that cutting force increases by 65%. Additionally, with an increase of cutting distance cutting edge radius has increased. This variation of cutting edge radius impacts on the CFRP/Tool contact surface as well as the machining temperature. Indeed, after a distance of machining of 1455 mm, the temperature of machining has increased by 14% (from 111 °C to 127 °C) and different forms of damage (fiber pull-out and matrix degradation) on the machined surface are also observed. Thanks to the confocal microscope, the size and the volume of the crater damage has been quantified. The obtained results show that when cutting distance varied from 335 mm to 1455 mm and trimming was conducted at 500 mm/min feed speed and 250 m/min cutting speed, crater volume increases by 284%. However, this increase was small at other feed speeds irrespective of cutting speed. Damage was correlated to compressive behavior using crater volume parameter. It was showed that good correlation can be noticed between compressive strength and the crater volume. Inversely, the correlation was not good for surface roughness.

3. Perspective

Further, CFRP machining and compression tests in different fiber orientation will be conducted in the second part of thesis. The results of these tests are expected to clarify all doubts regarding surface roughness present in the literature and prove the ability of newly proposed parameter -crater volume in correlating damage and mechanical behavior. Moreover, a numerical model which can predict the relationship between compressive properties and machining induced damage will be developed.

References

- [1] Squires CA, Netting KH and Chambers AR. Understanding the factors affecting the compressive testing of unidirectional carbon fiber composites. Composite Part B 2006; 38(4):481–7.
- [2] Ghidossi P, EL Mansori M, Pierron F. Influence of specimen preparation by machining on the failure of polymer matrix off-axis tensile coupons. Composites Science and Technology. 2005; 66: 1857-72.
- [3] Haddad M, Zitoune R, Eyma F, Castanié B. Study of the surface defects and dust generated during trimming of CFRP: Influence of tool geometry, machining parameters and cutting speed range. Composites - Part A. 2014; 66, 142-154. Vol. 60, No. 1, pp.107–113.

Crash de structures tubulaires composites et absorption d'énergie pour le développement de sièges aéronautiques

Crash of tubular composite structures and energy dissipation for aircraft seats development

Doctorant : Jean-Emmanuel CHAMBE¹

Encadrants : Christophe BOUVET², Jean-François FERRERO³, Olivier DORIVAL⁴

¹jean-emmanuel.chambe@isae-supaero.fr

²christophe.bouvet@isae.fr, ³jean-francois.ferrero@univ-tlse3.fr, ⁴olivier.dorival@icam.fr

Résumé — Dans l'optique de la conception et du développement d'un siège aéronautique et afin de respecter la réglementation sécuritaire en vigueur, la structure du siège développé doit permettre une dissipation rapide de l'énergie perçue en cas de crash aérien dans le but de protéger les passagers. Le choix d'une structure en matériaux composites a été conduit du fait de la légèreté, des propriétés mécaniques et du contexte aéronautique. A cette fin, une étude portant sur des structures tubulaires composites est menée dans le but d'évaluer leur capacité à dissiper l'énergie en cas de crash.

Abstract — With the perspective of the design and development of an aircraft seat and in order to respect the safety regulations in effect, the structure of the developed seat must allow for a swift dissipation of the energy received in case of an aircraft crash so as to protect the passengers. The choice of a structure crafted in composite materials was established due to the lightness, the mechanical properties and the aeronautical context. To that end, a study focused on composite tubular structures is carried out with the aim of evaluating their ability to dissipate the energy in the event of a crash.

L'enjeu du travail de recherche revient à concevoir un « vérin composite », intégré à la structure du siège, capable de dissiper suffisamment d'énergie pour respecter les spécifications imposées par la norme aéronautique en vigueur (CS25) [1]. Un premier travail bibliographique a permis de comprendre les phénomènes et la dynamique en jeu lors d'un évènement de type crash aérien.

1. Travaux initiaux

Une étude préliminaire a été menée afin de dimensionner le chargement devant être subi par ce vérin, vu comme une pièce structurale du siège avion. Pour ce faire, outre sa résistance à un chargement statique – correspondant à une utilisation normale de sa fonction de pièce structurale – une prospection en chargement dynamique – simulant une situation de crash – a été réalisée. Cette première étude a été menée via une simulation numérique avec le logiciel Abaqus/CAE au moyen d'une structure de siège simplifiée conçue en éléments poutres et d'un mannequin biomécanique standard (ATD) extrait de la littérature [5]. Elle a conduit à un chargement limite respectant la norme.

2. Tâches en cours

Deux volets sont abordés au cours de ces travaux de recherches : le premier est expérimental, tandis que le second porte sur la modélisation numérique. Ils sont menés conjointement, en parallèle.

L'étude expérimentale établie a pour but de quantifier la valeur de *Specific Energy Absorption* engendrée par la compression et la destruction de structures tubulaires composites. De tels essais ont pour but d'accéder aux efforts transmis en fonction du déplacement de manière à accéder à l'énergie dissipée par la ruine du matériau. Cette énergie, notée SEA, faisant intervenir la masse de matière détruite, est définie comme indiquée dans l'équation (1) [2].

$$SEA = \frac{EA}{m} = \frac{1}{\rho \cdot V} \int_0^S F(s) ds \quad (\text{Eq. 1})$$

Les divers modes de ruine et de dégradations des matériaux composites sont volontairement sollicités, afin de dissiper le maximum d'énergie par endommagements successifs lors de l'écrasement.

Les structures tubulaires testées sont constituées de résine époxy et de renforts en fibres de carbone, principalement de type tissus (taffetas, sergés, satins...). L'idée directrice est d'utiliser les propriétés venant du phénomène dit d'embuvage (ou de retrait) qui est courant lorsque l'on est en présence de structures tissées. La valeur associée, E, mesurée en %, est donnée par l'équation (2) [4].

$$E\% = 100 \times \frac{L_{fil} - L_{tissu}}{L_{tissu}} \quad (\text{Eq. 2})$$

La grandeur L_{fil} correspond à la longueur totale du fil avant tissage et L_{tissu} à la longueur projetée obtenue après tissage. L'embuvage ou le retrait sont des données propres au tissu [4]. Lors de l'évasement d'un tube composite, cette propriété peut favoriser la ruine de la résine lorsque la fibre se relâche et revient dans sa position linéaire initiale ou bien apporter un stade de renfort supplémentaire. L'objet de l'étude est d'estimer lequel est prépondérant sur l'autre.

D'un point de vue numérique, le verrou scientifique à lever est l'élaboration de nouveaux éléments, incorporant notamment une loi régissant leur comportement en compression. Cette loi doit intégrer le phénomène de *Mean Crushing Stress*, mis en évidence par les travaux de H.A. Israr, S. Rivallant, C. Bouvet et J.-J. Barrau [3]. Une bibliothèque de tissus a été développée, permettant un maillage et une attribution de propriétés propres à chaque configuration. Il est dorénavant possible de représenter différents types de structures renforts, en changeant la configuration des éléments unitaires.

Ce travail est élaboré en adoptant une approche 3D et en se basant sur les précédents travaux de F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet et J.-F. Ferrero [6] enrichis de nouvelles propriétés et éléments. Ces éléments sont constitués d'une plaque assimilée à la résine et de barres représentant les fibres. Leur implémentation est prévue pour des simulations au moyen du logiciel RADIOSS/Hyperworks.

3. Perspectives

L'étude expérimentale testera l'influence de divers paramètres : nombre de plis constituant le tube (avec un focus sur les phénomènes d'interface entre les plis), type de tissus, variation de l'angle d'orientation des fibres et effet de renforts bi-matériaux, tels que Carbone-Verre ou Carbone-Aramidé.

Le modèle numérique développé sera affiné sur la base des observations expérimentales, l'objectif étant d'optimiser la configuration des tubes afin de maximiser l'absorption d'énergie lors d'un crash.

Références

- [1] EASA, European Aviation Safety Agency, *Certification Specifications for Large Aeroplanes - CS25*. Amendment 8, 2009.
- [2] S. Heimbs, T. Bergmann. Bearing Mode Absorber – On the Energy Absorption Capability of Pulling a Bolt through a Composite or Sandwich Plate, *International Symposium on Dynamic Response and Failure of Composite Materials*, Procedia Engineering, Vol. 88, Pag. 149-156, 2014.
- [3] H.A. Israr, S. Rivallant, C. Bouvet, J.-J. Barrau, Finite element simulation of 0°/90° CFRP laminated plates subjected to crushing using a free-face-crushing concept, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 62, Pag. 16-25, 2014.
- [4] A. Kolopp. *Impact sur structures sandwiches pour application de blindage aéronautique*. Thèse de Doctorat en Génie Mécanique, Mécanique des Matériaux, Université Toulouse III – Paul Sabatier, Toulouse, 2012.
- [5] D.H. Laananen, A.O. Bolukbasi, J.W. Coltman. *Computer Simulation of an Aircraft Seat and Occupant in a Crash Environment Volume I - Technical Report*. Federal Aviation Administration Technical Report, 1983.
- [6] F. Pascal, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero. On the modelling of low to medium velocity impact onto woven composite materials with a 2D semi-continuous approach, *Composite Structures*, Vol. 134, Pag. 302-310, 2015.

Caractérisation et régularisation de la fissuration de torons dans les composites tissés 3D

Doctorant : Victor MÉDEAU¹

Encadrants : Frédéric Laurin², Johann Rannou³, Hélène Quillent⁴, Frédéric Lachaud⁵

¹ victor.medeau@onera.fr

² frederic.laurin@onera.fr, ³ johann.rannou@onera.fr, ⁵frédéric.lachaud@isae.fr

Résumé — Cette thèse cherche à caractériser et simuler la propagation de fissures dans des matériaux composites tissés 3D carbone/époxy. La partie expérimentale s'attache à caractériser le taux de restitution d'énergie critique du matériau et à mettre en évidence des effets de dépendance à la structure puis de proposer un cadre d'analyse non linéaire. La partie numérique étudie les méthodes de régularisation permettant de ramener l'utilisation de modèle d'endommagement continu à un problème bien défini et à transcrire les comportements observés dans les essais.

Abstract — This PhD deals with characterization and simulation of crack propagation in 3D woven carbon/epoxy composites. On the experimental part, we try to estimate the material's fracture toughness, to highlight size and structure effects and to propose a non linear framework. On the numerical side, we study regularization methods in order to ensure the robustness of calculations and to transcribe the behaviours observed during the tests.

1. Introduction

Les matériaux composites tissés 3D présentent un haut niveau de complexité (hétérogénéité, forte anisotropie, influence de la structure locale, nombreux modes d'endommagement) et les méthodes de caractérisation de leur comportement, en particulier de la rupture des torons, doivent faire l'objet d'une attention particulière. Cette attention amenant à la réalisation de simulations représentatives nécessite :

- l'utilisation d'un modèle offrant un cadre adapté aux phénomènes de rupture de torons
- la caractérisation du matériau par l'identification des paramètres intervenant dans le modèle
- une mise en œuvre permettant la réalisation de simulations numériques robustes

L'utilisation des modèles d'endommagement continu, comme l'Onera Damage Model (ODM, développé pour les composites tissés 3D), offre un cadre de description approprié pour la simulation de l'apparition des endommagements et de la rupture. Ces modèles ont un comportement adoucissant : la présence de celui-ci rend difficile la caractérisation expérimentale et entraîne une perte de robustesse des simulations numériques. Il est donc important de mettre l'accent sur la compréhension, la caractérisation et la bonne mise en œuvre des modèles décrivant ces phénomènes.

2. Caractérisation de la propagation de fissure

En ce qui concerne la caractérisation expérimentale, l'approche classique cherche à identifier un taux de restitution d'énergie G_C , par l'utilisation d'essais sur éprouvettes présentant des gradients de contraintes comme l'essai Compact Tension (CT) ou Single Edge Notched Beam (SENB). Dans le cadre de la thèse, une série d'essais multi-instrumentés CT et SENB ont été effectués à l'Onera pour différents facteurs d'échelle (avec suivi optique de fissure, corrélation d'images numériques, émission acoustique, tomographie-x et thermographie infrarouge passive). Une attention particulière a été

portée sur l'analyse des données issues de la multi-instrumentation, notamment pour le suivi de fissure, afin d'augmenter la confiance dans les mesures effectuées. Les méthodes d'estimation de G_C [1] ont ensuite été appliquées aux données issues de la multi-instrumentation et les plus pertinentes sélectionnées. Enfin l'étude d'éprouvettes avec facteurs d'échelle homothétiques a mis en évidence la présence au sein du matériau d'une longueur interne influant sur la rupture [2]. La présence de cette longueur interne n'est plus compatible avec la mécanique linéaire élastique de la rupture et justifie un cadre d'analyse non-linéaire. La détermination du taux de restitution d'énergie se ramène alors à un G_C apparent qui varie significativement avec la configuration. L'introduction d'une longueur interne au sein des modèles semble alors pertinente pour traduire la rupture des torons de fibres de ces matériaux.

3. Régularisation des modèles d'endommagement continus

D'un point de vue théorique et numérique, la mise en place des modèles d'endommagement continu présente également des difficultés, dont :

- la perte d'unicité du problème mathématique entraînant une perte de robustesse des simulations
- la localisation de l'endommagement sur une bande d'éléments, compromettant la convergence avec le raffinement du maillage et favorisant un chemin de fissure dicté par celui-ci
- une mauvaise réponse macroscopique due au mauvais contrôle de l'énergie dissipée

Plusieurs familles de méthodes de régularisation cherchent à s'affranchir d'un ou de plusieurs de ces phénomènes, dont les méthodes à Effet Retard [3] qui retardent l'évolution de l'endommagement dans les zones de rupture de fibre ; les méthodes Crack Band qui, à partir de la largeur de bande d'endommagement imposée par la maillage, contrôlent l'énergie dissipée ; ou encore les méthodes Non Locales [3] qui imposent un étalement de la bande d'endommagement par l'introduction d'une longueur interne. Ces différentes méthodes de régularisation ont été étudiées ainsi que leur application pratique à des modèles d'endommagement complexes tels que le modèle ODM-CMO afin de déterminer les bonnes pratiques à adopter.

4. Perspectives

La partie expérimentale s'attachera par la suite à comprendre les mécanismes à l'origine d'une longueur interne au sein des matériaux tissés 3D et à identifier complètement des grandeurs permettant de caractériser la propagation de fissures. Sur le plan numérique, la proposition d'une méthode modifiée est envisagée afin de répondre conjointement aux problèmes de perte de robustesse des simulations et de retranscrire les effets d'échelle observés par l'introduction d'une longueur interne. Il apparaît alors important de réussir à quantifier l'énergie dissipée par des modèles non locaux lors de la propagation. Un parallèle pourrait être effectué avec les méthodes de type Phase-Field, développées initialement dans un cadre très différent des modèles d'endommagement continus, mais dont la formulation actuelle semble converger vers le formalisme Non Local tout en reposant sur un contrôle de l'énergie dissipée.

Références

- [1] M. J. Laffan, S. T. Pinho, P. Robinson, L. Iannucci Measurement of the in situ ply fracture toughness associated with mode I fibre tensile failure in FRP. Part I : Data reduction, Composites Science and Technology Vol. 70 n°4, 606-613, 2010.
- [2] Z. P. Bazant, M. T. Kazemi Size Effect in Fracture of Ceramics and Its Use To Determine Fracture Energy and Effective Process Zone Length, Journal of the American Ceramic Society Vol. 73, 1841–1853, 1990.
- [3] R. Desmorat, M. Chambart, F. Gatuingt, D. Guibaud Delay-active damage versus non-local enhancement for anisotropic damage dynamics computations with alternated loading, Engineering Fracture Mechanics Volume 77, 2294-2315, 2010.

Etude de l'influence des paramètres d'élaboration sur le comportement et l'endommagement de composites.

Doctorant : Jean GULLA¹

Encadrants : Xiaojing GONG², Arthur CANTAREL³, Marie-Laetitia PASTOR⁴

¹jean.gulla@iut-tarbes.fr

²xiaojing.gong@iut-tarbes.fr, ³arthur.cantarel@iut-tarbes.fr, ⁴marie-laetitia.pastor@iut-tarbes.fr

Résumé — L'objectif de ce projet est d'optimiser le procédé d'élaboration de composites sandwichs par infusion de résine pour une structure de transport aérien de matériels militaires soumise à l'impact basse énergie-basse vitesse de façon répétée. Les matériaux sandwichs réalisés sont impactés puis une caractérisation de l'endommagement des éprouvettes par thermographie infrarouge est réalisée. Les paramètres du procédé (type de résines, empilement du renfort, températures d'infusion, matériaux d'âme, additifs) sont étudiés afin de comprendre leurs influences sur la performance mécanique des structures en composites sandwichs.

Abstract — This study aims to optimize the manufacturing process of sandwich composite by liquid resin infusion for a structure of transport of military equipment, which is subjected to low-energy low-speed impact repeatedly. During this project the sandwich materials are impacted, followed by a characterization of the damage by infrared thermography. Process parameters, such as resin type, fibers, additives, core materials, infusion temperature, are studied to understand their influence on the mechanical performance of sandwich composite structures.

Ce projet est issu de la constatation d'endommagements dûs à des impacts sur des prototypes destinés au transport aérien de matériels militaires. Ces équipements étant constitués de composites sandwich (composite verre/époxy, âme en polystyrène expansé), la première étape a été de développer un nouveau protocole de fabrication de sandwichs composites par infusion avant d'impacter ces échantillons et de comparer les endommagements avec ceux présents sur les prototypes par une technique de contrôle non destructif.

1. Elaboration de composites sandwich par infusion de résine liquide

L'étude bibliographique montre que l'infusion de composites sandwichs repose sur l'utilisation d'âmes spéciales, perforées ou présentant des canaux permettant l'écoulement de la résine entre les surfaces au travers de l'âme. Les matériaux choisis pour la fabrication des matériels ne présentant pas ces caractéristiques, un protocole particulier a dû être développer pour permettre la progression de la résine simultanément sur les deux faces de l'âme au travers de la préforme sèche [1]. Différentes combinaisons de géométrie d'âme et de tissus d'environnement ont été testés afin d'arriver au protocole actuel .

Ce protocole permet l'infusion de panneaux sandwichs qui sont ensuite découpés en échantillons afin d'être impactés sur une tour de chute, et de réaliser des analyses afin de déterminer les taux de fibres des peaux en différents points du panneau. Selon les paramètres choisis, la position de l'échantillon (face supérieure ou inférieure, entrée ou sortie) le taux volumique de fibre peut fortement varier les écarts relatif pouvant atteindre 15%, ce qui influence fortement les propriétés mécaniques.

2. Identification des endommagements par thermographie infrarouge

Afin de détecter les endommagements liés aux impacts subis par les matériaux lors de leur utilisation, la thermographie infrarouge (TIR) a été choisie. Cette méthode consiste à chauffer localement la pièce à contrôler tout en faisant un suivi du comportement thermique de sa surface grâce à une caméra thermique [2].

La première étape du travail de contrôle a consisté à identifier, par TIR, sur les prototypes déjà existant les endommagements résultant de leur utilisation (figure 1).

L'observation d'échantillons impactés sur tour de chute (figure 2) montre l'influence des tissus d'environnement sur la qualité du contrôle. Ce paramètre a également dû être pris en compte dans le protocole d'infusion afin de réduire le marquage des surfaces et de permettre une détection plus fine des endommagements.

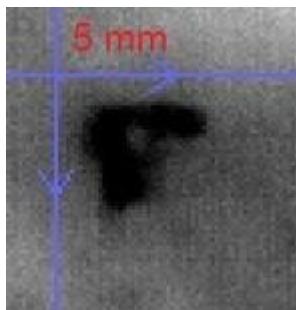


Figure 1 – Endommagement repéré par thermographie infrarouge.

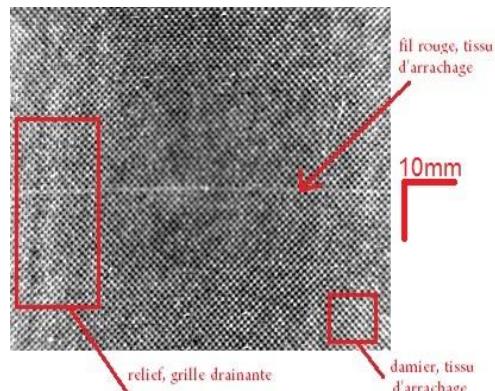


Figure 2 – Défauts de surface en TIR.

3. Perspectives

Les échantillons préparés par la méthode mise en place sont impactés à basse énergie et basse vitesse afin de reproduire les impacts observés. Parmi les paramètres du procédé étudiés, on compte les températures d'infusion (préforme et résine), la présence d'additifs nanodimensionnés, l'état de surface de l'âme, l'empilement du renfort fibreux. Les premiers résultats montrent une forte influence des températures d'infusion sur l'uniformité du matériau obtenu et certainement sur les propriétés mécaniques et à la tenue à l'impact [3].

Références

- [1] C. Atas, C. Sevim. On the impact response of sandwich composites with cores of balsa wood and PVC foam, *Composite Structures*, Vol. 93 (3), Pag.40-48, 2010.
- [2] C. Garnier. Etude du comportement dynamique des structures composites réalisées par LRI: application à l'impact et à la fatigue, *Thèse de doctorat*, INP Toulouse, 2011.
- [3] A. Njionhou, F. Berthet, B. Castanié, C. Bouvet. Relationships between LRI process parameters and impact and post-impact behaviour of stitched and unstitched NCF laminates, *Applied Composite Materials*, Vol.19 (6), Pag.885-899, 2012

Rapid determination of fatigue limit and S – N curve in composite materials by infrared thermography

Doctorant : Jia HUANG¹

Encadrants : Xiaojing GONG², Marie-Laetitia PASTOR³, Christian GARNIER⁴

¹jia.huang@iut-tarbes.fr

²xiaojing.gong@iut-tarbes.fr, ³marie-laetitia.pastor@iut-tarbes.fr, ⁴christian.garnier@enit.fr

Résumé — L'objectif de cette thèse est de développer des méthodes rapides basées sur la thermographie infrarouge pour déterminer la limite de fatigue et la courbe S-N de composites. Les travaux précédents montrent que les méthodes graphiques telles que la méthode de Luong et de Risitano se révèlent efficaces pour la détermination de la limite de fatigue dans les matériaux métalliques, mais elles sont rarement utilisées dans les composites. De plus, elles contiennent des incertitudes liées à l'interprétation de l'Homme. Ainsi, trois nouvelles méthodes sont proposées. En outre, des tests de fatigue sur des stratifiés unidirectionnel en carbone sont en cours.

Abstract — The aim of this doctoral thesis is to develop rapid methods based on infrared thermography to determine fatigue limit and S-N curve for composites. The previous works show that the graphic methods such as Luong's method and Risitano's method are proved to be rapid and efficient for fatigue limit determination in metallic materials but they are rarely used in composites and contain man-made uncertainties. Thus, three new treatments of experimental data are proposed. To verify those methods with experiments, the fatigue tests of unidirectional carbon fiber laminates are ongoing.

1. Introduction and background

Fiber reinforced polymer (FRP) composite materials are increasingly used in an ever more wide number of application fields, especially used as primary and secondary load bearing structures in the industry of aerospace. Those components are designed to have a service life of 20–25 years [1], which indicates that the accurate evaluation of fatigue durability is of great significance. However, fatigue characterization of mechanical properties is a time-consuming and costly process which is indispensable for product designing in industry. Based on the curve of stabilized temperature in the specimen as a function of the applied stress amplitude, Luong et al. propose to interpolate the experimental data by two lines, one for stresses below and the other for stresses above the fatigue limit, and the obtained intersection is indicated as the fatigue limit [2]. Whereas, Risitano's method does not take into account the temperature rising for applied stresses below fatigue limit and only utilizes one line to characterize the data of temperature rapid rising stage and the intersection of the line and x-axis is thought to be fatigue limit [3], as shown in Fig. 1. Those two graphic methods have been successfully applied to many kinds of metallic materials and structural components. Unfortunately, these procedures of graphic fatigue limit determination are controversial and questionable and whether those methods can be well applied to composites is still unknown. Thus, the main target of this doctoral thesis is to verify and improve existing rapid method, or develop a new approach to determine fatigue properties of composites in a short time.

2. Progress in research

2.1. Literature study

Numerous of articles related to fatigue life prediction and rapid fatigue limit determination have been analyzed and synthesized. In previous works, various theories and rapid methods have been developed to estimate fatigue limit in a short time for both metallic materials and composites, such as X-ray method, acoustic emission method, mechanical analysis method, simulation method, and infrared thermographic method. Among that, the thermographic methods based on self-heating phenomena are most widely used in engineering applications. However, the existing graphic methods are usually visual and contain artificial uncertainties and different individuals may obtain distinct fatigue limit according to same experimental data. Thus, it is indispensable to improve them.

2.2. Improvement of graphic methods

Three improved methods were developed and applied to the experimental data found in the literature. The first method divides the original experimental data into two parts by estimating the maximum turning point in the curve of the temperature response as a function of the applied stress amplitude. The aim of the second method is to characterize relationship between applied stress amplitude and temperature response using a consistent function. The minimum curvature radius of curve is considered as the fatigue limit, see Fig. 2. The last method is based on goodness of fitting. With the consideration of both intersection position and goodness of linear fitting, the fatigue limit will be calculated by using MATLAB[®] program, see Fig. 3.

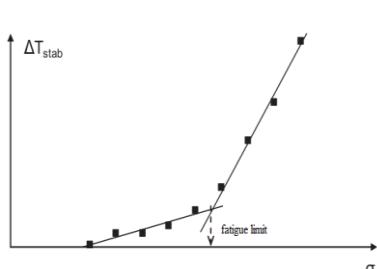


Fig.1. Schematic of Luong's method for determining fatigue limit

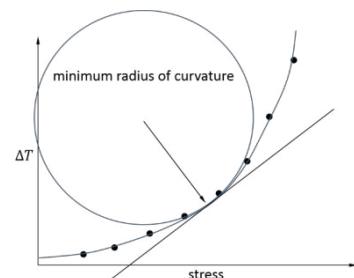


Fig. 2. Schematic of method based on minimum radius of curvature

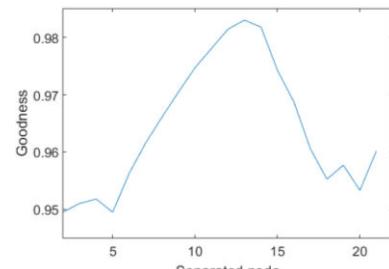


Fig. 3. Goodness of fit versus the number of separating node

3. Future research plan

A research plan is made to ensure the work shall be done during the rest time of PhD. During 2017 May to Sep., I am going to finish the fatigue tests of composite laminates in 0° and 90° direction with infrared observation, verify graphic methods, improved treatment methods with experimental data and participate in the international conference of composite materials in Xi'an, China. During 2017 Oct. to 2018 May, I will do the fatigue tests composite laminates in ±45°, try other composite materials such as short fiber materials and particle reinforced metal matrix composites, etc., find a suitable failure criterion and determine S-N curve according to it and apply the probability models to the thermographic method. In last half year of PhD, I will complete the possible complementary experiments, write PhD thesis and prepare defense of PhD degree.

References

- [1] <http://adg.stanford.edu/aa241/structures/structuraldesign.html>.
- [2] G. La Rosa, A. Risitano, Thermographic methodology for rapid determination of the fatigue limit of materials and mechanical components, *International journal of fatigue* Vol. 22(1) Pag. 65-73, 2000
- [3] M.P. Luong, Fatigue limit evaluation of metals using an infrared thermographic technique, *Mechanics of materials* Vol. 28(1), Pag.155-163, 1998

Impression 3D des thermoplastiques hautes performances : Étude expérimentale et modélisation numérique du procédé par dépôt de filament

Doctorant : Shahriar BAKRANI BALANI¹

Encadrants : Valérie NASSIET², Arthur CANTAREL³, France CHABERT⁴

¹ sbakrani@enit.fr

² vnassiet@enit.fr, ³ arthur.cantarel@iut-tarbes.fr, ⁴ fchabert@enit.fr

Résumé — Le procédé par dépôts de filament (FDM) est un des procédés les plus courants de la fabrication additive. Les matériaux utilisables actuellement sont principalement des polymères de grande consommation avec de faibles propriétés mécaniques et durabilité. Les polymères de la famille des PAEK sont les plus durables et les résistants parmi les thermoplastiques. La compréhension du comportement de ces polymères aux interfaces ouvrirait la possibilité de les utiliser en fabrication additive. L'objectif de cette étude est de déterminer les paramètres d'impression optimums permettant d'optimiser leurs propriétés mécaniques par des études expérimentales et une simulation numérique multiphysiques du procédé.

Abstract — Fused Deposition Modelling (FDM) process is one of the most common types of additive manufacturing. However, the used polymers in this process are limited to large consumption polymers with low mechanical properties and low durability. PAEK family polymer has one of the highest enduring and resistance among all of the thermoplastics. The understanding of the behavior of these polymers in the interface enables the use of the mentioned polymers for AM. The aim of our study is determining the optimum printing parameters by experimental study and multiphysics numerical simulation, in order to optimize the mechanical properties of manufactured parts by FDM.

Afin d'optimiser le procédé de fabrication additive par dépôt de filament thermoplastiques hautes-performances, la connaissance fine des propriétés physiques de ces polymères ainsi que la compréhension de l'influence de ces propriétés aux interfaces sont primordiales.

1. Etude expérimentale

Nos études préliminaires montrent que l'influence des propriétés physiques des polymères jouent un rôle important sur la qualité des pièces fabriquées par FDM. Les propriétés rhéologiques du PEEK 450G telles que la viscosité complexe, la viscosité élongationnelle ainsi que les modules de perte et conservation ont été déterminés par rhéométrie. Les résultats obtenus pour le PEEK montrent le comportement rhéofluidifiant du PEEK, la viscosité complexe diminue lorsque la température et la fréquence augmente. En comparant ces résultats obtenus avec ceux d'autres polymères plus conventionnelles, nous constatons que la viscosité du PEEK est beaucoup plus élevée. Nos résultats montrent également des changements drastiques de viscosité à haute température et à basse fréquence lié à la dégradation du polymère. Les températures de transitions de phase, transition vitreuse à 150°C , fusion à 360°C ainsi que la cinétique de cristallisation du PEEK ont été déterminés à l'aide d'une DSC. En conséquence, la température d'impression du PEEK doit être supérieure à 360°C, et la vitesse de refroidissement inférieure à 5 °C/min [1].

Pour améliorer la qualité des pièces fabriquées par FDM la coalescence des filaments déposés doit être optimisée. Le temps de relaxation et de coalescence entre 2 filaments voisins a été déterminée par des études expérimentales. Les résultats obtenus montrent qu'en dessous de la température de fusion il n'y

a pas de coalescence entre des segments déposés, la température doit également être augmentée afin de diminuer la viscosité, mais la tension de la surface doit rester élevée pour améliorer la qualité de la pièce imprimée [2].

2. Simulation numérique

La modélisation de ces phénomènes et leur simulation numérique est en cours. La simulation numérique de la coalescence entre filaments et de l'écoulement lors du procédé d'extrusion ont été réalisées en considérant un modèle diphasique laminaire avec le logiciel COMSOL Multiphysiques . Les résultats préliminaires obtenus par la simulation numérique pour la coalescence des joncs présentent un écart important entre les résultats expérimentaux pour des fluides à forte viscosité (PEEK, 10^4 Pa.s), mais donnent une excellent corrélation à faible viscosité (glycérine, 1.5 Pa.s). La figure 1 présente la comparaison des résultats obtenus pour la coalescence de deux segments déposés.

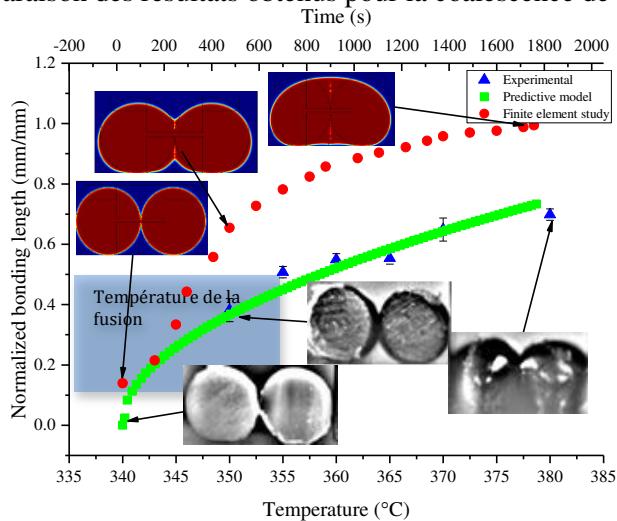


Figure 1 – Cinétique de coalescence entre deux joncs de PEEK

3. Perspectives

Pour la suite de la thèse nous allons affiner la simulation numérique de la coalescence de filaments et valider nos résultats pour le PEEK. La simulation de l'extrusion sera couplée au problème thermique pour permettre une simulation réaliste du procédé FDM.

La fabrication d'une imprimante expérimentale hautes températures équipée d'une enceinte thermique nous permettra de valider les paramètres optimisés lors de la simulation numérique par la fabrication et la caractérisation d'éprouvettes.

Références

- [1] A.Visse, S. Bakrani Balani, C.Garnier, F.Chabert, V.Nassiet et A.Cantarel. Les propriétés critiques pour maîtriser la qualité des pièces en PAEK en fabrication additive, "Matériaux pour le domaine aérospatial : de l'innovation dans l'air", octobre, 2016.
- [2] S. Bakrani Balani, C.Garnier, F.Chabert, V.Nassiet et A.Cantarel. Toward improvement of the properties of parts manufactured by FFF (Fused Filament Fabrication) through understanding the influence of temperature and rheological behavior on the coalescence phenomenon, The 20th anniversary of the International ESAFORM Conference on Material Forming – ESAFORM 2017, April, 2017.

Méthodes et outils d'aide à l'estimation des efforts sur les ensembles mécaniques en phase d'Architecture. Applications aux hélicoptères.

Doctorant : Damien GIVARCH¹

Encadrants : Marc SARTOR², Emmanuel MERMOZ³

¹ guivarch@etud.insa-toulouse.fr

² marc.sartor@insa-toulouse.fr, ³ emmanuel.mermoz@airbus.com

Résumé — Les systèmes dynamiques d'hélicoptères sont des ensembles mécaniques complexes qui assurent les fonctions de propulsion et de sustentation de l'aéronef. L'objectif de ces travaux de recherche est de développer de nouveaux modèles de calculs qui permettent de prédire de manière plus fiable les charges qui transitent dans ces systèmes dynamiques lors du processus de développement d'un appareil.

Abstract — Helicopters dynamical systems are complex mechanical systems which ensure essentially the functions of aircraft thrust and lift. The main objective of this research work is to develop new computational models which can predict with more accuracy the loads which are to be transmitted by the mechanical links of these dynamical systems during helicopter design process.

Ces travaux de recherche s'inscrivent dans le cadre de la modélisation des ensembles mécaniques des hélicoptères et la bonne estimation des transferts de charge au niveau des interfaces de ces ensembles dans différentes configurations cinématiques et dynamiques. Les systèmes mécaniques étudiés utilisent des technologies variées : groupe Turbo Moteur, boîtes de transmission, pales, rotor principal et rotor arrière, système de commande et actionneurs hydrauliques.

Pour un appareil donné, un modèle de calcul global de certains systèmes dynamiques doit être réalisé en tenant compte de certaines caractéristiques locales en particulier aux niveaux des liaisons mécaniques et de certains éléments de structure. Les efforts calculés à partir de ces modèles doivent être comparés à ceux mesurés au cours d'essais expérimentaux, notamment les essais en vol.

1. Simulation multi-corps

Afin de réaliser ce modèle global, il a été choisi d'utiliser un formalisme multi-corps afin de simuler la dynamique transitoire de ces systèmes. Dans le cadre de ces travaux, l'approche éléments finis [1] a été retenue. Ce formalisme est parfaitement adapté à la simulation des systèmes multi-corps flexibles et donc aux systèmes dynamiques hélicoptères dont certaines liaisons mécaniques sont considérées comme souples (butées sphériques, adaptateurs de trainées...) mais aussi certains éléments de structures (pales, système plateaux du rotor principal...).

L'approche multi-corps éléments finis est utilisée dans le module de calcul non linéaire MECANO du logiciel de calcul SAMCEF. SAMCEF est le code de calcul éléments finis de référence chez Airbus Helicopters et il a donc été utilisé dans le cadre de ces travaux de recherche. Pour l'approche éléments finis, les équations de la dynamique multi-corps sont obtenues par la méthode des multiplicateurs de Lagrange. Un système d'équations algébro-différentiel doit ainsi être résolu :

$$\begin{cases} \mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{B}^T\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{g}(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) \\ \boldsymbol{\phi}(\mathbf{q}, t) = \mathbf{0} \end{cases} \quad (1)$$

Avec M la matrice de masse du système, q les degrés de liberté des nœuds du modèle, g le vecteur d'efforts, ϕ les contraintes cinématiques de liaisons et λ les multiplicateurs de Lagrange.

2. Mécanique du vol

Pour calculer le chargement aérodynamique appliqué aux pales d'hélicoptères, un modèle de calcul simplifié [2] appelé Blade Element Momentum Theory a été choisi. La BEMT est l'association du modèle d'écoulement axial (momentum theory) visant à calculer la vitesse induite du rotor et du modèle de l'élément de pale (blade element theory) permettant de déterminer un chargement aérodynamique à un tronçon de pale.

Un « user element » dédié à la modélisation des efforts aérodynamiques a ainsi été développé dans SAMCEF pour calculer ces efforts aérodynamiques de portance et de trainée appliqués à un tronçon de pale. Plusieurs modèles de pales ont été testés pour simuler la dynamique du rotor : modèle rigide, modèle poutre et super-éléments.

3. Modélisation des liaisons mécaniques

Des premières simulations multi-corps de rotor principal avec des modèles de liaisons standards ont été réalisées avec SAMCEF. Pour la suite de la thèse, une attention particulière sera portée à la modélisation de certaines liaisons mécaniques, en particulier au niveau de la chaîne de commande du rotor principal (voir figure 1). Par exemple, le roulement de plateau qui se situe à l'interface entre le plateau fixe et le plateau tournant est un composant jugé critique qui demandera un effort de modélisation important. Des modèles éléments finis de roulements existent déjà [3] et devront être testés et insérés dans le modèle multi-corps global du rotor.

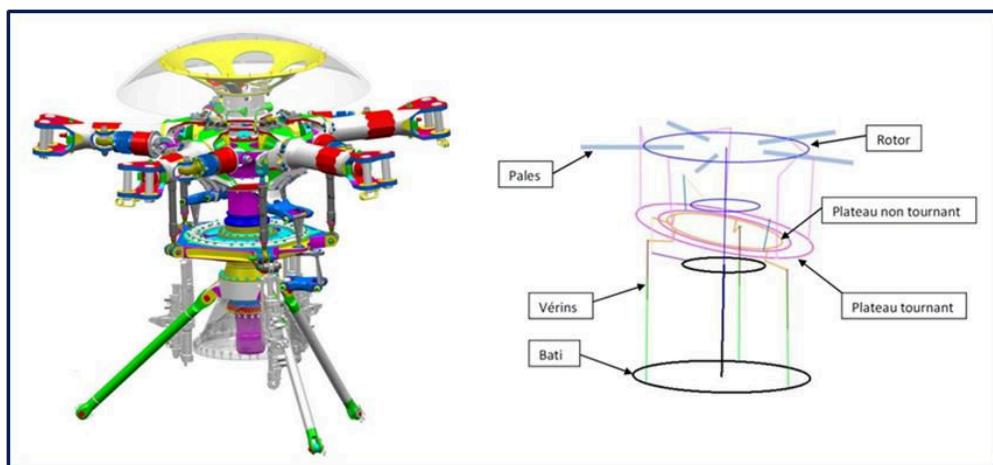


Figure 1 – Système rotor 5 pales Sphé riflex et squelette cinématique correspondant

4. Références bibliographiques

Références

- [1] M. Géradin, A. Cardona. *Flexible Multibody Dynamics, A Finite Element Approach*, Wiley, 2001
- [2] J.G Leishman. *Principles of Helicopter aerodynamics*, Cambridge University Press, 2006
- [3] L. Zamponi. *Contribution au dimensionnement des réducteurs aéronautiques en incluant la flexibilité intrinsèque et les défauts géométriques*, Université de la Méditerranée – IUT d'Aix-en-Provence, 2009.

Contribution à l'étude de la RTC à chaud de tôles de titane et d'inconel : approche expérimentale et numérique

Doctorant : Abdelmagid El Bakali¹

Encadrants : Yannick Le Maoult², Thomas Pottier³, Rémi Gilblas⁴

¹ aebakal@mines-albi.fr

² yannick.lemoult@mines-albi.fr, ³ thomas.pottier@mines-albi.fr, ⁴ remi.gilblas@mines-albi.fr

Résumé — La résistance thermique de contact (RTC) entre une tôle métallique et un moule en béton réfractaire est étudiée à haute température (1000°C) dans le cadre de procédés de formage à chaud. Elle est décomposée en deux étapes : une phase d'approche sans contact dite radiative qui nécessite la détermination des propriétés radiatives des solides en présence puis une phase avec contact (détermination d'une RTC HT). Deux moyens expérimentaux sont développés pour étudier chacune de ces phases.

Abstract — This study aims to evaluate the thermal contact resistance (TRC) between a metallic sheet and a concrete mold at high temperature (1000°C) for thermoforming processes. TRC is separated into two phases. It is needed to know optical properties (emissivity) for the first radiative phase where there is no contact between materials. The second phase is focused on the contact between materials and the evaluation of TRC at high temperature. For the study of each phase, an experimental device is developed.

1. Contexte

La résistance thermique de contact (RTC) [$m^2.K.W^{-1}$] est une grandeur fondamentale dans tous les procédés de formage à chaud. Elle impacte directement les échanges de chaleur entre la tôle et l'outil durant le cycle de formage. La RTC est une grandeur complexe à maîtriser et à estimer car elle dépend de nombreux paramètres (état de surface, pression, température...).

Dans cette étude de RTC, nous proposons d'examiner le couplage de deux phases. Une première phase d'approche tôle-outil sans contact nécessitant notamment la connaissance des propriétés optiques à haute température (émissivité), des facteurs de forme géométriques. Une seconde phase avec contact dépendant notamment des propriétés optiques et thermiques, de la pression, de la température et des états de surface. Deux dispositifs sont développés afin de déterminer d'abord les propriétés optiques pour la phase sans contact puis une RTC à haute température (1000°C) pour la phase avec contact. Ces deux moyens couvrent la gamme thermique comprise entre 500 et 1000°C.

2. Méthodologie d'évaluation de la RTC

2.1. Phase sans contact

Le dispositif nommé BMEIR (Banc de Mesure des Emissivités Infrarouge) est basé sur le principe du four à image avec une lampe placée à l'un des foyers et l'échantillon à caractériser placé à l'autre foyer. Ce concept permet donc le chauffage radiatif intense et rapide d'échantillons sous atmosphère contrôlée.

La méthode de mesure développée pour mesurer des spectres d'émissivité à chaud est une méthode directe [1] basée sur la définition de l'émissivité :

$$\varepsilon_\lambda = \frac{M_\lambda(T)}{M_\lambda^0(T)} \quad (1)$$

Les deux conditions nécessaires pour cette mesure sont : 1) Disposer de deux spectres à la même température pour l'échantillon et le corps noir ; 2) Disposer d'un échantillon se comportant comme un corps noir pour l'étape d'étalonnage.

Les performances de chauffage du dispositif à 1000°C ont été vérifiées. Des mesures d'émissivités spectrales pour les alliages TA6V et Inconel 625 ont été faites avec un spectromètre visible (0.55-1.1μm).

2.2. Phase avec contact

La RTC peut être définie telle que l'écart des températures aux interfaces des deux matériaux en contact par rapport au flux de chaleur traversant. L'objectif est de l'estimer à haute température (1000°C) pour des couples matériaux Inconel 625/béton et TA6V/béton et pour des pressions jusque 4MPa. Un moyen expérimental inspiré des dispositifs de la littérature [2] a été développé dans ce sens. L'approche adoptée est de disposer une pastille métallique entre deux barreaux de béton, eux-mêmes amarrés à une machine de traction. L'extrémité du barreau supérieur est introduite dans un four porté à 1000°C maximum.

La RTC est obtenue en mesurant les températures fournies par des thermocouples noyés dans le béton à différentes profondeurs. Les gradients obtenus permettent de calculer le flux conductif dans le béton (q). L'écart des températures les plus proches de l'interface divisé par le flux fournit une valeur de RTC (RTC=ΔT/q).

La conception et la fabrication des mors refroidis ont été réalisées. Des moules permettant d'avoir un alignement des thermocouples satisfaisant dans les barreaux de béton ont également été fabriqués. Les tests de performances du dispositif sont en cours.

3. Perspectives

Pour la mesure de l'émissivité à chaud, des mesures dans le proche IR et sous vide pour éviter les phénomènes d'oxydation seront réalisées. L'acquisition d'un spectromètre proche IR (1.3-2.5μm) a été faite dans ce sens. Pour la mesure de la RTC à chaud, des mesures à différentes pressions et températures seront réalisées en mettant en évidence notamment l'influence de facteurs tels que l'oxydation ou l'application d'un revêtement sur les pastilles métalliques.

Enfin, un couplage entre les deux phases sera également proposé en intégrant un modèle de RTC à chaud développé au laboratoire [3]. Ce modèle sera donc adapté afin de décrire les échanges de chaleur entre la tôle et l'outil avant et après contact.

Références

- [1] Hay B et al. « New Facilities for the Measurements of High-Temperature Thermophysical Properties at LNE », *Int J Thermophysics*, Vol 35, Pag 1712-1724, 2014
- [2] D. Liu et al. “Experimental investigation of high temperature thermal contact resistance between high thermal conductivity C/C material and Inconel600”, *J. Heat Transfer*, V80, P407-410, 2015
- [3] Kaza Guy Léon, Contribution à l'étude de la résistance thermique de contact et à sa modélisation à travers l'écrasement de l'interface tôle-outil dans la mise en forme à chaud de tôles d'acier, THÈSE DE DOCTORAT UNIVERSITE DE TOULOUSE (2010)

Numerical modelling of Adiabatic Shear Banding assisted failure of high strength, lightweight alloys used in aeronautical structures

Doctorant : Hannah Lois DOROTHY¹
Encadrants : Patrice LONGERE², Anis HOR³

¹ dorothy.hannah-lois@etu.isae.fr

² patrice.longere@isae.fr, ³ anis.hor@isae.fr

Résumé — Les bandes de cisaillement adiabatique (BCA) se produisent dans les matériaux thermo-visco-plastique dans des conditions dynamiques quasi adiabatiques et résultent d'une instabilité thermomécanique. Les observations expérimentales montrent la présence de micro-endommagement dans les bandes qui conduit à la rupture de la structure. Un modèle constitutif tenant compte des effets couplés des BCA et du micro-endommagement est développé et implémenté dans le code de calcul commercial par éléments finis LS-DYNA pour en évaluer les performances.

Abstract — Adiabatic shear banding (ASB) is a dynamic localization phenomenon resulting from thermomechanical instability under high strain rate and low stress triaxiality loading conditions. At an advanced stage of the localization process, the ASBs have been shown to contain micro-voids which coalesce to form cracks and ultimately lead to the fracture of the structure. A physics-motivated, unified constitutive model accounting for the coupled effects of ASB and micro-voiding has been developed and implemented as user material into finite element code LS-DYNA and its performances are assessed.

1. Introduction

Materials predominantly susceptible to adiabatic shear banding (ASB) are high strength alloys of titanium and aluminum which are used as constitutive materials of aeronautical structures. ASB is a cause of premature structural failure, and hence to ensure the integrity of structures, it is important to numerically model its consequences at the structure scale (refer [1] for modelling issues). Longère et al [2] developed a constitutive model describing the ASB induced material degradation in the context of a large scale postulate. Experimental observations showed dimples along the fracture surface as the result of micro-voiding in the wake of the ASB. The objective here is to enrich aforementioned ASB-model in order to reproduce the consequences of micro-voiding (MV) in the band wake.

2. Motivations

Two different constitutive models describing ASB induced material degradation were studied in Dorothy and Longère [3]. The first, engineering-oriented, model called the '(1-D) type-model' is based on effective stress concept and it consists in using a simple scalar damage variable D and an empirical damage evolution law for D . The second, physics-motivated, model called the 'D type model' is the one developed in [2], see Section 3. A calibration procedure involving numerical implementation on simple and complex initial boundary problems was followed to validate the models. It was concluded that the '(1-D) type model' is not predictive and it exhibits an uncontrolled damage evolution rate. On the other hand, the 'D type model' model is more adapted in describing the ASB induced degradation.

3. Constitutive model: ASB and Micro-Voiding (ASB+MV)

Constitutive equations governing the (ASB+MV)-model are detailed in [4]. The 2nd order tensor damage variable $\mathbf{D} = \mathcal{D} \mathbf{N}$ of the D type model comprises the scalar ASB intensity \mathcal{D} and the orientation tensor \mathbf{N} of the ASB and is thus responsible for anisotropically degrading the elastic and

plastic material properties. The equivalent stress σ_{eq} has three components: σ_{VM} -Von Mises stress associated to polycrystalline plasticity (PP), σ_{ASB} to ASB and σ_{MV} to micro-voiding (MV), as shown:

$$\sigma_{eq}^2 = \sigma_{VM}^2 + \sigma_{ASB}^2 + \sigma_{MV}^2 ; \sigma_{VM} = \sqrt{\frac{3}{2} \mathbf{s} : \mathbf{s}} ; \sigma_{ASB} = \sqrt{3 \sum_{q=2}^Q \eta_q \Delta G_{ASB}^q \tau^2} ; \sigma_{MV} = \sqrt{3 \sum_{z=2}^Z \eta_z \Delta G_{MV}^z \tau^2} \quad (1)$$

The kinematic consequence of the presence of ASB and MV is incorporated by superposing the regular plastic strain rate with the additional (singular) rates induced by ASB and VG. These singular rates contribute to the increase in yield intensity and progressive deviation of the yield direction.

4. Numerical Implementation

The coupled ASB+MV model is numerically implemented as a user material in LS-Dyna on a 3D representative volume element i.e. a brick finite element subjected to simple shear loading. A qualitative analysis of the model is done to study the respective and combined contributions to the material response of the two degradation mechanisms -ASB and MV (see [5] for details). Fig.1(a) shows the stress –strain plot for 3 different cases. Case 1 is the material exhibiting only polycrystalline plasticity and hence no material softening is seen. Case 2 is the material with ASB induced degradation. Case 3 is the enriched ASB+MV model. The MV incipience and growth induces a supplementary material softening leading to a more abrupt drop in strength, as expected. The different contributions to the total inelastic strain rate for the case ASB+MV are shown in Fig 1(b).

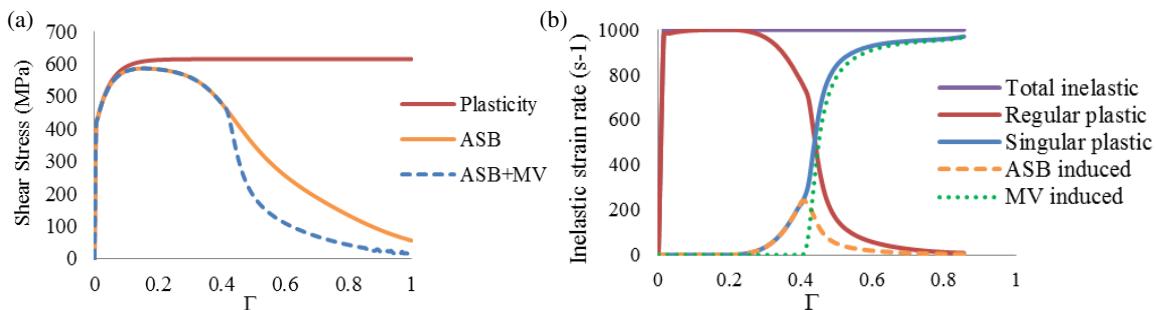


Figure 1 (a) Shear stress vs shear strain for different cases (b) Inelastic strain rate with its components

5. Concluding Remarks

It is now required to establish the conditions for the propagation of ASB and MV under different stress triaxiality. The next step is to implement the ASB+MV model on an initial boundary value problem and validate it with experimental results. Then the model is ready to be implemented on a more complex application - high speed machining and/or ballistic penetration.

References

- [1] Longère. P, *Adiabatic shear banding assisted dynamic failure: Some modeling issues*, Mechanics of Materials, in press, 2017.
- [2] P. Longère, A. Dragon, X. Deprince, *Numerical study of impact penetration shearing employing finite strain viscoplasticity model incorporating adiabatic shear banding*, ASME, J. Eng. Mater.Technol. 131 (2009) 011105.1–011105.14.
- [3] Dorothy H.L., Longère P., *Modelling of high strain rate Adiabatic Shear Band induced failure: a comparison of two approaches*, Int. J. Impact Eng., in press, 2017.
- [4] Dorothy H.L., Longère P., Dragon A., *Modelling of high strain rate failure under ASB and microvoiding*, Proc. Eng.. 173, 593-600, 2017.
- [5] Dorothy H.L., Longère P., *Coupled ASB-and-microvoiding-assisted dynamic ductile failure*, submitted to Proc. Eng., DYMAT 23rd Technical Meeting, 2017.

Couplage comportement machine - outil - posage et stratégie pour l'usinage de surfaces gauches

Doctorant : Duy Duc VU¹

Encadrants : Walter RUBIO², Frédéric MONIES³

¹ ducvd@utc.edu.vn or duy-duc.vu@univ-tlse3.fr

² walter.rubio@univ-tlse3.fr, ³ frederic.monies@univ-tlse3.fr

Résumé — Cette recherche porte sur une solution générale pour le processus d'usinage de surfaces gauches. Elle se base sur une génération de trajets d'outils sur la surface d'usinage tandis que leur longueur totale est la plus petite. L'objectif principal de cette approche est d'usiner des objets et des surfaces gauches avec une durée minimalisée. Les paramètres optimisés sont la configuration de la machine - outil - posage et la génération de la stratégie du trajet d'outils pendant le l'usinage.

Abstract — This research focus on providing a general solution for free-form surfaces machining process. It is based on a generation of tool-paths on the machining surface while their total length is smallest. The main goal of this approach is to mill objectives, free-form surfaces, with minimized machining time. The optimized parameters are namely machine- tool- setup and the generation of tool-path strategy during the machining process.

Content

In order to generate toolpaths for machining freeform surfaces, many approaches have been developed. In general, these commonly used methods can be classified as following iso-parametric[1], parallel planes[2], iso-scallop method[3], [4]. Due to the geometrical complexity of free-form surfaces, it is difficult to obtain a toolpath optimization. The previous approaches have been applied for a spherical end mill cutter to generate toolpaths on the entire machined surface. In these approaches, toolpaths are optimized locally and then only sub-optimal toolpath can be obtained. A global optimization method of toolpath is still far from a reality.

In this research, to improve the machining efficiency and accuracy of the current toolpath generation methods, a global solution is proposed by using both the effective radius ($Reff$) of toroidal end mill cutter (R, r) and parallel planes. It is useful to optimize toolpath generation for multi-axis freeform surface machining in which the optimal toolpaths are generated since the step over distance (SOD) of parallel planes is considered. As the result, the total toolpath length can be minimized and the machining time will be reduced.

For a toroidal end milling cutter ($R = 5, r = 2$), the trace left by that cutter in the material at a given instant is a curve that is called the swept curve. It is the succession of swept curves that form the swept surface by a movement of cutter. The effective radius ($Reff$) of a toroidal end milling cutter is the curvature of the swept curve at contact points CC and it is calculated by the following equation [5],[6]:

$$Reff = \frac{(R - r)\cos^2(\varphi_{cc} - \alpha)}{\sin(S)(1 - \sin^2(\varphi_{cc} - \alpha)\sin^2(S))} + r$$

The value of $Reff$ is not only depending on the cutter radius (R, r), but it is also directly influenced by slope (S) of the surface at CC point and angle (α) of feed direction around the steepest direction. Indeed, when slope S decreases and/or angle α is close to the steepest direction (SD), the value of $Reff$ increases. There are three special cases as following:

$$\begin{cases} Reff = \max & \text{with } \alpha = \varphi_{cc} \text{ (steepest direction)} \\ Reff = \min = r & \text{with } \varphi_{cc} - \alpha = 90^\circ \\ Reff = R & \text{with } \alpha = \arctan \frac{1}{\sqrt{\sin(S) + (\sin(S))^2 + 1}} \pm \varphi_{cc} = \pm I \end{cases}$$

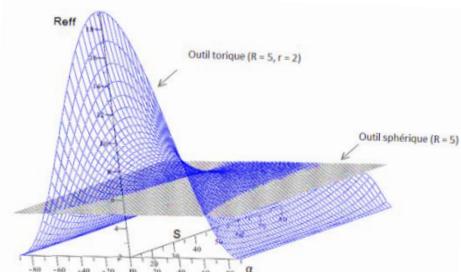


Fig.1- Effective radius of toroidal end mill depending on S and α

Basically, the parallel planes method is considered to generate the toolpaths from the initial toolpath and the step over distance (SOD) between two adjacent contact points is determined by using iso-scallop distance. $SOD = \min\{ SOD_{cc_i} \approx \sqrt{8 \cdot R_{eff} f_{cc_i} h}, i = 1..n \}$ (With a given scallop height h) (Fig.2). Therefore, the total toolpath length is optimized.

The analysis of the influence of parameters S and α on a particular surface shows that it is very difficult to determine a value of α in order that R_{eff} is always greater than R on the entire surface. It will be difficult to find an optimal solution. First we solve a differential equation in order to see on the entire surface the steepest directions (Fig.3). It is the difficulties to choose an optimal α direction.

To solve this problem, two solutions are presented:

- Modify setup of surface (fig.4a)
- Machine into different areas on surface and combination with modification of the setup (fig.4b)

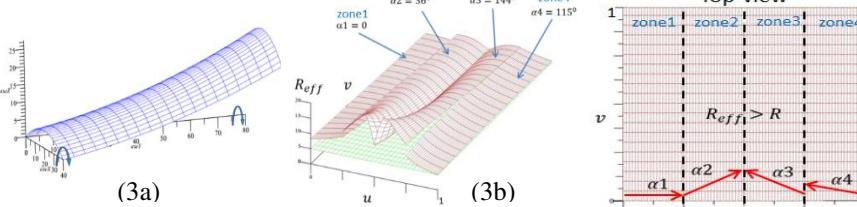


Fig.4 – The solutions of optimization process

The problem of these solutions is an introduction of a methodology to compute the specific values of the setup, SD , and angle α to divide the machined surface into different areas that have $R_{eff} > R$ at all its points. Besides, it is necessary to take into account these values to find different areas to increase productivity.

In order to solve this problem, we have therefore taken into account the setup of the surface, the machining direction and the subdivision of the surface. We have established a new indicator (efficiency indicator $\alpha \in [SD - I, SD + I]$) that allows: (Fig.5)

- taking into account the steepest directions, slope of the surface locally (which modifies the efficiency interval around the steepest direction)
- to see, according to the setup, whether the surface can be milled without subdivision (while ensuring that $R_{eff} > R$),
- the cutting of the surface in areas
- the choice of preferred machining directions (for machining in parallel planes).

Perspectives

It is still necessary to automate the established procedure: to automate the search for the setup, the subdivision by areas and the choice of the steepest direction.

Perform comparative machining tests using existing methods in the literature

Extend the method (currently developed for milling with parallel planes) to iso-scallop method.

Reference

- [1] W. He, M. Lei, and H. Bin, "Iso-parametric CNC tool path optimization based on adaptive grid generation," *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, vol. 41, no. 5–6, pp. 538–548, Mar. 2009.
- [2] B. K. Choi, C. S. Lee, J. S. Hwang, and C. S. Jun, "Compound surface modelling and machining". Computer Aided Design, 20(3):127–136, 1988.
- [3] K. Suresh and D. C. H. Yang, "Constant scallop-height machining of free-form surfaces," *J. Eng. Ind.*, vol. 116, no. 2, pp. 253–259, 1994.
- [4] R. Sarma and D. Dutta, "The geometry and generation of NC tool paths," *J. Mech. Des. Trans. ASME*, vol. 119, no. 2, pp. 253–258, 1997.
- [5] J. Senatore, S. Segonds, W. Rubio, and G. Dessein, "Correlation between machining direction, cutter geometry and step-over distance in 3-axis milling: Application to milling by zones," *Comput.-Aided Des.*, vol. 44, no. 12, pp. 1151–1160, Dec. 2012.
- [6] J.-M. Redonnet, S. Djebali, S. Segonds, J. Senatore, and W. Rubio, "Study of the effective cutter radius for end milling of free-form surfaces using a torus milling cutter," *Comput.-Aided Des.*, vol. 45, no. 6, pp. 951–962, Jun. 2013.

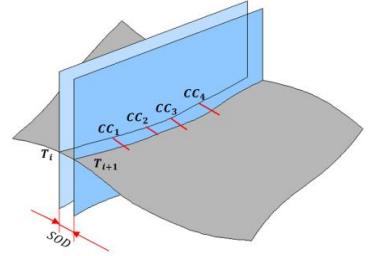


Fig.2 - Machining strategies with Parallel planes

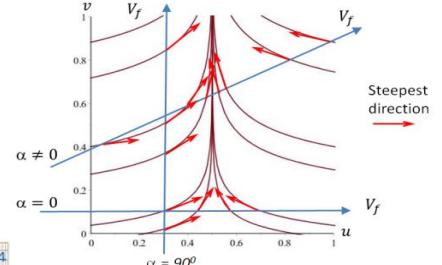


Fig.3 – Line of SD and α

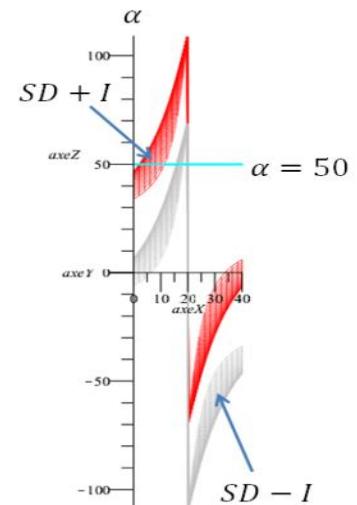


Fig.5 – Machining in different areas