



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

3<sup>ème</sup> édition

Les 16 et 17 mai 2018

En l’amphi 2 de l’ISAE-SUPAERO

avec diffusion en streaming en direct sur

<http://video.isae.fr/livestream/amphi2>



## **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 3<sup>ème</sup> 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

<b>Programme</b>	4
<b>Boutin Mathieu.</b> <i>Etude de l'adhésion de fibres naturelles avec des matrices Polymères selon une approche innovante en vue de la réalisation de pièces composites pour l'aéronautique.</i>	8
<b>Rogani Ange.</b> <i>Modélisation de la propagation de dommages dans des revêtements composites de pales d'hélicoptère.</i>	10
<b>Moretti Laure.</b> <i>Simulation de la distorsion de pièces composites élaborées par co-bonding en autoclave.</i>	12
<b>Miah Farid.</b> <i>Numerical modelling of chip formation during machining of composite laminates.</i>	14
<b>Trellu Antoine.</b> <i>Outil numérique d'aide à la décision pour le dimensionnement robuste et efficace des structures composites aéronautiques.</i>	16
<b>Ben Abdallah Hamdi.</b> <i>Inspection d'assemblages aéronautiques par vision 2D/3D en exploitant la maquette numérique et la réalité augmentée.</i>	18
<b>Javaudin Benjamin.</b> <i>Thermoréflectométrie polychromatique pour la mesure de champs de température sur des matériaux texturés et de géométrie complexe.</i>	20
<b>Ashkan Zaker.</b> <i>Optimisation des propagations d'ondes dans le moteur thermique.</i>	22
<b>Bui Van Hung.</b> <i>Pilotage du jet en 5 axes pour l'usinage du titane au jet d'eau abrasif.</i>	24
<b>Fredj Montassar.</b> <i>Analyse qualitative des paramètres influents pour la planification de trajectoires en tréflage.</i>	26
<b>Ben Messaoud Fatna.</b> <i>Etude microstructurale et modélisation numérique du comportement multiéchelles du TiAl6V4 sous sollicitations alternées et contact.</i>	28
<b>Malek Benissa.</b> <i>Etude et modélisation du faïençage des couches anodiques sur substrat aluminium soumises à des chargements de fatigue multiaxiale.</i>	30
<b>Nigito Emmanuel.</b> <i>Processing In-situ Measurements and Effects of SLM conditions on Surface and Bulk Properties of Endodontic Files and Crowns.</i>	32
<b>Kamgaing Souop Landry Arnaud.</b> <i>Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage de structures aéronautiques.</i>	34
<b>Reseco Bato Miguel.</b> <i>Mise en place et validation d'une méthodologie robuste d'obtention des POD pour les procédures de détection des défauts par CND.</i>	36
<b>Barjhoux Pierre-Jean.</b> <i>Optimisation hybride de structures aéronautiques en environnement multidisciplinaire.</i>	38
<b>Rafik Vincent.</b> <i>Optimisation et compréhension de la tenue des assemblages boulonnés intégrant de nouvelles contraintes industrielles.</i>	40
<b>Vandeveld Simon.</b> <i>Evaluation et optimisation des transferts thermiques aux interfaces des assemblages.</i>	42
<b>Coniglio Simone.</b> <i>Caractérisation et optimisation de la performance de l'ensemble propulsif avion.</i>	44
<b>Rouset Pierrick.</b> <i>Systèmes de dégivrage électromécanique basse-consommation.</i>	46
<b>El Masnaoui Wafaa.</b> <i>Développement d'un modèle de calcul simplifié d'un assemblage de carters composite tissé 3d et métallique soumis à un chargement fortement excentré.</i>	48
<b>Tirvaudey Marie.</b> <i>Utilisation de l'analyse isogéométrique dans un mésomodèle de composites pour la prédiction de l'endommagement.</i>	50
<b>Binti Mat Jali Norazrina.</b> <i>Experimental Investigation &amp; Numerical Simulation of Lightweight Structures : Application to Shock-Resistant PMMA.</i>	52
<b>Ruiz De Sotto Miguel.</b> <i>Caractérisation et modélisation de la rupture de l'alliage Ti-6Al-4V sous chargement dynamique complexe.</i>	54
<b>Bigand Audrey.</b> <i>Evaluation de la contrainte foudre en aéronautique sur les structures composites.</i>	56
<b>Yeachana Varun.</b> <i>Micro Molecular Tagging Thermometry.</i>	58

Mercredi 16 mai - matin		
<b>Thématique : Matériaux et Structures Composites et Métrologie, Identification, Contrôle et Surveillance*</b>		
<b>Jury :</b> Thierry Cutard (president), Erasmo Carrera, Bruno Castanié, Frédéric Lachaud, Jean-José Orteu, Yannick Le Maoult, Fabrice Schmidt		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe d'encadrement
9 : 00 - 9 : 20	<b>Boutin Mathieu.</b> <i>Etude de l'adhésion de fibres naturelles avec des matrices Polymères selon une approche innovante en vue de la réalisation de pièces composites pour l'aéronautique.</i>	Luc Rigal (LCA), R. Piquet, F. Lachaud
9 : 20 - 9 : 40	<b>Rogani Ange.</b> <i>Modélisation de la propagation de dommages dans des revêtements composites de pales d'hélicoptère.</i>	J.-F. Ferrero, P. Navarro
9 : 40 - 10 : 00	<b>Moretti Laure.</b> <i>Simulation de la distorsion de pièces composites élaborées par co-bonding en autoclave.</i>	P. Olivier, G. Dusserre, B. Castanié
10 : 00 - 10 : 20	<b>Miah Farid.</b> <i>Numerical modelling of chip formation during machining of composite laminates.</i>	F. Lachaud, E. De Luycker
10 : 20 - 10 : 40	Pause café	
10 : 40 - 11 : 00	<b>Trellu Antoine.</b> <i>Outil numérique d'aide à la décision pour le dimensionnement robuste et efficace des structures composites aéronautiques.</i>	C. Bouvet, S. Rivallant
11 : 00 - 11 : 20	<b>Ben Abdallah Hamdi.</b> <i>Inspection d'assemblages aéronautiques par vision 2D/3D en exploitant la maquette numérique et la réalité augmentée. *</i>	J.-J. Orteu
11 : 20 - 11 : 40	<b>Javaudin Benjamin.</b> <i>Thermoréflectométrie polychromatique pour la mesure de champs de température sur des matériaux texturés et de géométrie complexe. *</i>	Y. Le Maoult, T. Sentenac
11 : 40 - 12 : 00	<b>Ashkan Zaker.</b> <i>Optimisation des propagations d'ondes dans le moteur thermique. *</i>	V. Gibiat
12 : 00 - 12 : 20	Délibération du jury	

Journées de présentation des travaux de thèse à mi-parcours, 16-17 mai 2018  
<http://www.institut-clement-ader.org>

Mercredi 16 mai – après-midi		
<b>Thématique : Surfaces, Usinages, Matériaux et Outils</b>		
<b>Jury :</b> Denis Delagnes (président), Patrick Gilles, Catherine Mabru, Luc Penazzi, Stéphane Segonds, Johanna Senatore		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe d'encadrement
14 : 00 - 14 : 20	<b>Bui Van Hung.</b> <i>Pilotage du jet en 5 axes pour l'usinage du titane au jet d'eau abrasif.</i>	W. Rubio, P. Gilles, G. Cohen
14 : 20 - 14 : 40	<b>Fredj Montassar.</b> <i>Analyse qualitative des paramètres influents pour la planification de trajectoires en tréflage.</i>	W. Rubio, F. Monies, J. Senatore
14 : 40 - 15 : 00	<b>Ben Messaoud Fatna.</b> <i>Etude microstructurale et modélisation numérique du comportement multiéchelles du TiA6V4 sous sollicitations alternées et contact.</i>	F. Rézaï-Aria, M. Cheikh
15 : 00 - 15 : 20	Pause café	
15 : 20 - 15 : 40	<b>Malek Benaissa.</b> <i>Etude et modélisation du faïençage des couches anodiques sur substrat aluminium soumises à des chargements de fatigue multiaxiale.</i>	C. Mabru, M. Chaussumier
15 : 40 - 16 : 00	<b>Nigito Emmanuel.</b> <i>Processing In-situ Measurements and Effects of SLM conditions on Surface and Bulk Properties of Endodontic Files and Crowns.</i>	F. Diemer, F. Rézaï-Aria, C. Boher
16 : 00 - 16 : 20	<b>Kamgaing Souop Landry Arnaud.</b> <i>Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage de structures aéronautiques.</i>	Y. Landon, J. Senatore, A. Daidié, M. Ritou (IRCCYN)
16 : 20 - 16 : 40	Délibération du jury	

Jeudi 17 mai – matin		
<b>Thématique : Ingénierie des Systèmes et des Microsystèmes</b>		
<b>Jury :</b> Christian Gogu (président), Jean-Michel Baleynaud, Christine Barrot, Miguel Charlotte, Michel Salaun		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe d'encadrement
9 : 00 - 9 : 20	<b>Reseco Bato Miguel.</b> <i>Mise en place et validation d'une méthodologie robuste d'obtention des POD pour les procédures de détection des défauts par CND.</i>	C. Bes, A. Hor
9 : 20 - 9 : 40	<b>Barjhoux Pierre-Jean.</b> <i>Optimisation hybride de structures aéronautiques en environnement multidisciplinaire.</i>	J. Morlier, Y. Diouane (ISAE), D. Bettebgor (ONERA)
9 : 40 - 10 : 00	<b>Rafik Vincent.</b> <i>Optimisation et compréhension de la tenue des assemblages boulonnés intégrant de nouvelles contraintes industrielles.</i>	A. Dadié, B. Combes
10 : 00 - 10 : 20	<b>Vandevelde Simon.</b> <i>Evaluation et optimisation des transferts thermiques aux interfaces des assemblages.</i>	A. Dadié, M. Sartor
10 : 20 - 10 : 40	Pause café	
10 : 40 - 11 : 00	<b>Coniglio Simone.</b> <i>Caractérisation et optimisation de la performance de l'ensemble propulsif avion.</i>	J. Morlier, C. Gogu
11 : 00 - 11 : 20	<b>Rouset Pierrick.</b> <i>Systèmes de dégivrage électromécanique basse-consommation.</i>	M. Budinger, Valérie Pommier-Budinger
11 : 20 - 11 : 40	<b>El Masnaoui Wafaa.</b> <i>Développement d'un modèle de calcul simplifié d'un assemblage de carters composite tissé 3d et métallique soumis à un chargement fortement excentré.</i>	A. Dadié, F. Lachaud
11 : 40 - 12 : 00	Délibération du jury	

Jeudi 17 mai - après-midi		
<b>Thématiques : Intégrité des Structures et des Systèmes</b>		
<b>Jury :</b> Christian Gogu (président), Miguel Charlotte, Christine Espinosa, Michel Salaun		
Horaires	Doctorant. Sujet de thèse.	Equipe d'encadrement
14 : 00 - 14 : 20	<b>Tirvaudey Marie.</b> <i>Utilisation de l'analyse isogéométrique dans un mésomodèle de composites pour la prédition de l'endommagement.</i>	J.-C. Passieux, L. Chamoin (ENS Cachan), R. Bouclier (IMT)
14 : 20 - 14 : 40	<b>Binti Mat Jali Norazrina.</b> <i>Experimental Investigation &amp; Numerical Simulation of Lightweight Structures : Application to Shock-Resistant PMMA.</i>	P. Longère
14 : 40 - 15 : 00	<b>Ruiz De Sotto Miguel.</b> <i>Caractérisation et modélisation de la rupture de l'alliage Ti-6Al-4V sous chargement dynamique complexe.</i>	P. Longère, V. Doquet (X/LMS)
15 : 00 - 15 : 20	Délibération du jury - Clôture des journées	

# Etude de l'adhésion entre des fibres de lin et une matrice époxy en vue de la réalisation de panneaux composites pour l'aéronautique

Doctorant : Mathieu BOUTIN<sup>1</sup>

Encadrants : Robert PIQUET(ICA)<sup>2</sup>, Frédéric LACHAUD(ICA)<sup>3</sup>, Antoine Rouilly (LCA)<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [mathieu.boutin@ensiacet.fr](mailto:mathieu.boutin@ensiacet.fr)

<sup>2</sup> [robert.piquet@iut-tlse3.fr](mailto:robert.piquet@iut-tlse3.fr), <sup>3</sup> [Frederic.Lachaud@isae-supaero.fr](mailto:Frederic.Lachaud@isae-supaero.fr), <sup>4</sup> [antoine.rouilly@ensiacet.fr](mailto:antoine.rouilly@ensiacet.fr)

**Résumé** — Bien que les fibres de lin possèdent un fort potentiel pour remplacer les fibres de verres dans les composites, de nombreux verrous scientifiques et techniques empêchent ces fibres naturelles de se développer sur le marché, notamment à cause de l'incompatibilité entre les fibres naturelles et les matrices polymère. Cette étude se base sur la compréhension des interactions entre les fibres de lin et les matrices époxy pour permettre de développer un procédé de mise en œuvre innovant en maximisant les propriétés des composites.

**Abstract** — Natural fibers and particularly flax fibers have a great potential to replace glass fibers in composite materials. However, the interaction between these fibers and thermoset matrixes remains unclear and results in bad interphase affecting the mechanical properties of the composite. The goal of this study is to understand the interaction between flax fibers and epoxy matrixes in order to develop an innovative process that promote the fibers/matrix adhesion and consequently improve the properties of the composite.

## 1. Avancement de la thèse

Les fibres sont naturellement incompatibles avec les matrices thermodurcissables couramment utilisées, ce qui génère une mauvaise adhésion entre les fibres et la matrice [1]. Les phénomènes mis en jeu concernant l'adhésion fibres naturelles/matrice époxy sont encore méconnus et les procédés utilisés pour les fibres synthétiques sont généralement directement utilisés sur les fibres naturelles. En effet, dans la littérature, il est courant de traiter les fibres pour améliorer les propriétés mécaniques des composites bio-sourcés [2]. Cependant, ces méthodes impactent différemment les différentes propriétés mécaniques des composites, sont difficiles à contrôler et nécessitent l'utilisation de produits chimiques et/ou d'énergie. Quelques études s'affranchissent de ces traitements et proposent d'autres méthodes pour améliorer les propriétés des composites en jouant sur le procédé [3]. L'originalité de cette étude réside dans sa démarche. Ici, il est question de comprendre comment la matrice interagit avec les fibres de lin et notamment de mettre en lumière les conditions permettant de favoriser l'adhésion fibres/matrice, le tout sans utiliser de traitements.

### Interactions entre les fibres de lin et une matrice époxy

L'idée est de faire réagir chacun des composants de la matrice (résine et durcisseur) séparément avec les fibres de lin pour comprendre l'influence de celles-ci sur la formation d'un réseau thermodurcissable.

### Impact des résultats sur les matériaux composites

Les résultats de l'étude précédente sur la stoechiométrie des mélanges résine/durcisseur a été appliquée dans le cas concret d'un matériau composite. Il a été montré que la modification de la

stoechiométrie du mélange résine/durcisseur permet d'améliorer les propriétés mécaniques du composite en accord avec les essais expérimentaux menés sur les matrices

### **Etude du procédé de mise en œuvre**

Le procédé de mise en œuvre a ensuite été étudié. Cette partie consiste à comprendre comment les paramètres de mise en œuvre agissent sur les propriétés du composite.

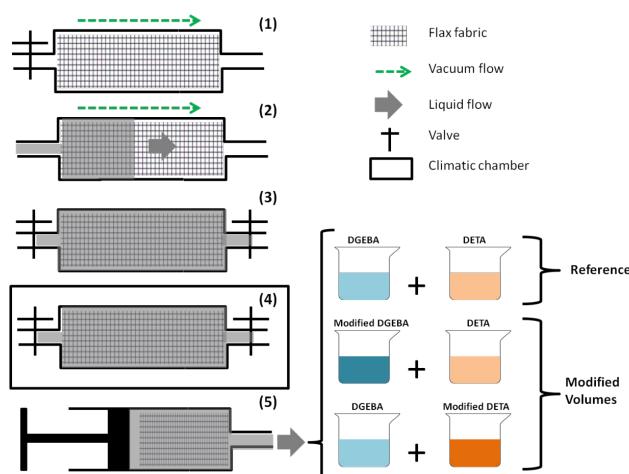
### **Transfert vers un procédé industriel**

Cette partie a pour but d'utiliser les résultats précédents pour les adapter à une matrice commercial aéronautique.

Pour conclure, cette étude a permis de mettre en lumière l'influence des fibres sur les matrices époxy. La compréhension de ces phénomènes permet d'améliorer les propriétés des composites. Il reste cependant à étudier le procédé de mise en œuvre ainsi que la matrice commerciale pour développer un procédé adaptable à l'échelle industrielle. Ces travaux vont se poursuivre jusqu'à la fin de la thèse ainsi qu'une caractérisation mécanique précise des composites mis en œuvre. En parallèle, les travaux de compréhension se poursuivent eux aussi. Cette thèse devrait prendre fin en mai 2019.

## **2. Équations, figures et références**

### **2.2. Figures**



**Figure 1 : Protocole expérimentale d'étude des interactions fibres matrices**

## **3. Références bibliographiques**

### **Références**

- [1] Le Moigne N, Otazaghine B, Corn S, Angellier-Coussy H and Bergeret A 2018 *Surfaces and Interfaces in Natural Fibre Reinforced Composites* (Cham: Springer International Publishing)
- [2] Van de Weyenberg I, Ivens J, De Coster A, Kino B, Baetens E and Verpoest I 2003 Influence of processing and chemical treatment of flax fibres on their composites *Compos. Sci. Technol.* **63** 1241–6
- [3] Karumuri S, Hiziroglu S and Kalkan A K 2015 Thermoset-Cross-Linked Lignocellulose: A Moldable Plant Biomass *ACS Appl. Mater. Interfaces* **7** 6596–604

# Modélisation de la propagation de dommages dans des revêtements composites de pales d'hélicoptère

Doctorant : Ange ROGANI<sup>1</sup>

Encadrants : Jean-François FERRERO<sup>2</sup>, Pablo NAVARRO<sup>3</sup>, Cédric LANOUETTE<sup>4</sup>

<sup>1</sup> ange.rogani@univ-tlse3.fr

<sup>2</sup> jean-francois.ferrero@univ-tlse3.fr, <sup>3</sup> pablo.navarro@univ-tlse3.fr, <sup>4</sup> cedric.lanouette@airbus.com

**Résumé** — De nos jours, les pales d'hélicoptère sont réalisées à partir de matériaux composites, ce qui les rend sensibles aux impacts en vol ou au sol. Ils peuvent alors causer un endommagement complexe composé de fissurations matricielles, de délamination et de coupures. Afin d'assurer le retour de mission de l'appareil, il devient nécessaire de pouvoir comprendre la propagation de dommages dus à un impact dans les revêtements de pales d'hélicoptère, mais aussi de la modéliser pour qu'elle puisse être prise en compte dès la conception.

**Abstract** — Nowadays, helicopter blades are made with composite materials, which make them sensitive to impacts during flight or on ground. Then, they can generate a complex damage made up of matrix cracks, delamination or cracks. To ensure the aircraft's return from the mission, it is necessary to be able to understand the propagation of damage due to an impact in the skins of helicopter blades, but also to modelize it so that it can be taken into account from the design of the blade.

## 1. Introduction générale

De nos jours, les pales d'hélicoptère sont réalisées à partir de matériaux composites, ce qui permet d'en augmenter la performance. Cependant, la finesse des revêtements utilisés les rend sensibles aux impacts en vol ou au sol. Ils peuvent généralement causer un endommagement complexe composé de fissurations matricielles, de délamination et d'une ou plusieurs coupures. Lorsqu'il apparaît en vol, il devient primordial d'étudier le seuil et la vitesse de propagation du défaut, afin d'assurer le retour de mission de l'appareil et la sécurité des passagers. Il devient alors nécessaire de pouvoir comprendre la propagation de dommages dus à un impact dans les revêtements de pales d'hélicoptère, mais aussi de la modéliser pour qu'elle puisse être prise en compte dès la conception de la pale.

## 2. Campagnes expérimentales

Une première étude expérimentale est menée sur 2 stratifications hybrides tissées : La stratification 1 composée d'un pli de verre à 0° et deux plis de carbone à ±45° et la stratification 2 composée d'un pli de verre à 0°, d'un pli de carbone à ±45° et d'un pli de carbone à 0°. Les dimensions des éprouvettes sont choisies pour respecter à la fois les normes d'impact et de fatigue [1]. Pour chaque stratification, les éprouvettes sont d'abord impactées au poids tombant pour générer les dommages, puis leur comportement post-impact est étudié soit en traction quasi-statique soit en traction fatigue à allongement imposé. En traction quasi-statique, pour la stratification 1, le verre va d'abord rompre à ±45°, les plis de carbone vont ensuite reprendre l'effort et ensuite rompre à leur tour à ±45°. Pour la stratification 2, tous les plis vont rompre simultanément dans la direction horizontale. En traction fatigue post-impact, une évolution

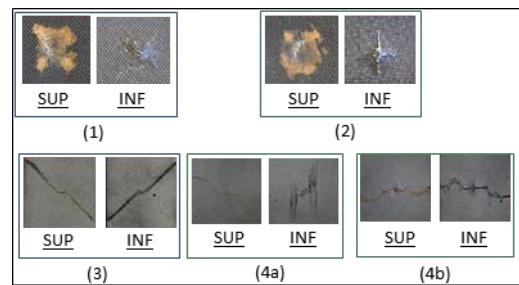


Figure 1 – Dommages post-impact pour stratifications 1 et 2 (1)-(2) ; Evolutions de l'endommagement en fatigue pour la stratification 1 (3) et la stratification 2 (4a)-(4b)

unique du dommage est observée pour la stratification 1 avec une propagation à  $\pm 45^\circ$  de coupures dans le pli de verre et de fissurations matricielles dans les plis de carbone. Comme en quasi-statique, le pli de verre rompt en premier, puis les plis de carbone reprennent l'effort. Quant à la stratification 2, deux évolutions différentes du dommage sont observées. Soit des coupures se propagent à  $\pm 45^\circ$  uniquement dans le pli de verre, avec une propagation très lente de fissures inter-torons dans le pli de carbone à  $0^\circ$  ainsi que le développement de délaminage entre chaque pli. Soit la coupure traverse les trois plis et mène rapidement à la rupture de l'éprouvette. A l'aide d'une deuxième étude, il apparaît que le passage de la première à la deuxième évolution se fait en augmentant le niveau d'allongement imposé ou bien la taille du dommage initial. Une étude sur des éprouvettes mono-matériau/mono-orientation permet également de mieux comprendre ce qui se passe dans les éprouvettes hybrides en investiguant les phénomènes de propagation en fatigue propre à chaque matériau et orientation.

### 3. Modélisation

La modélisation est basée sur le modèle semi-continu [2], qui permet de dissocier le comportement fibres et résine, de représenter le délaminage et de prendre en compte la position des points de tissage [3]. Il est validé pour l'impact mais nécessite des ajouts pour les simulations de traction tels que la modélisation d'une loi pseudo-plastique endommageable pour une représentation correcte du comportement d'un pli à  $\pm 45^\circ$ , ainsi qu'un critère de rupture en compression pour le tissu de verre. Le modèle étant codé en Fortran via des lois utilisateurs dans Radioss®, de nouvelles routines sont de plus implémentées dans le but de pouvoir simuler une traction sur une éprouvette endommagée suite à un impact. De bons résultats sont alors observés en traction quasi-statique post-impact que ce soit au niveau du faciès de rupture ou bien des courbes d'effort. En ce qui concerne la modélisation de la fatigue post-impact, elle consiste à rechercher dans le modèle l'élément pour lequel la rupture en fatigue nécessite le nombre de cycles le plus faible en se basant sur une courbe de Wöhler et une loi de cumul d'endommagement en fatigue de Miner. Une fois cet élément rompu, les durées de vie des mèches ainsi que les nombres de cycles sont mis à jour [4]. De premières simulations sont effectuées sur des éprouvettes entaillées de deux plis de verre et donnent de bons résultats en termes de faciès de rupture et de vitesse de propagation de coupures.

### 4. Perspectives

Au niveau expérimental, il reste à trouver les causes précises de chaque scénario d'endommagement, ce qui est primordial dans le but de modéliser correctement les phénomènes d'endommagement. Pour cela, des essais de fatigue post-impact sur des éprouvettes mono-matériau/mono-orientation sont déjà commencés et doivent être poursuivis. Des essais arrêtés avec passage de l'éprouvette au tomographe avant et pendant l'essai de fatigue seront effectués sur les éprouvettes hybrides pour avoir le scénario précis de l'évolution de l'endommagement. Au niveau numérique, il faudra d'abord vérifier que le modèle donne de bons résultats pour les éprouvettes impactées mono-matériau/mono-orientation, avant de le vérifier sur les éprouvettes hybrides.

## Références

- [1] C. Garnier, M.-L. Pastor, B. Lorrain, O. Pantalé. Fatigue behavior of impacted composite structures. *Composite Structures*, 100 :443-450, 2013
- [2] P. Navarro. *Etude de l'impact oblique à haute vitesse sur des structures en sandwich composite : Application aux pales d'hélicoptère*, 2010.
- [3] F. Pascal. *Modélisation d'impacts sur structures sandwichs composites : application aux pales d'hélicoptères*, 2016
- [4] T. Rouault. *Propagation de coupure en fatigue sur composites tissés : Etude expérimentale et modélisation*, 2013

# Simulation de la distorsion de pièces composites élaborées par co-bonding en autoclave

Doctorant : Laure MORETTI<sup>1</sup>

Encadrants : Philippe OLIVIER<sup>2</sup>, Gilles DUSSERRE<sup>3</sup>, Bruno CASTANIE<sup>4</sup>

<sup>1</sup> laure.moretti@mines-albi.fr

<sup>2</sup> philppe.olivier@iut-tlse3.fr, <sup>3</sup> gilles.dusserre@mines-albi.fr, <sup>3</sup> castanie@ina-toulouse.fr

**Résumé** — La stabilité géométrique des pièces structurales composites est une problématique importante dans l'aéronautique. Le co-collage en autoclave de pièces comme des panneaux auto-raidis occasionne des déformations qui créent des divergences entre les géométries de moules et celles des pièces obtenues. Une méthodologie de simulation est donc mise en place afin de pouvoir anticiper ces déformations et fabriquer un moule modifié permettant d'obtenir la géométrie de pièce désirée. On s'intéresse tout particulièrement à l'influence du film de colle sur ces déformations.

**Abstract** — Geometric stability of structural parts is a critical issue in the aeronautical industry. The co-bonding by autoclave of parts like self-stiffened panels causes important deformations that creates divergences between the molds geometries and the final shapes of the parts. A simulation methodology is implemented to be able to anticipate those deformations and to build a modified mold allowing to obtain the geometry wanted after cure. A special interest is granted to the adhesive film influence on those deformations.

## 1. Contexte et approche envisagée

Le sujet de thèse Armines présenté ici s'inscrit au sein du projet CORAC MAESTRIA et est réalisé en partenariat étroit avec Dassault Aviation. Dans l'industrie aéronautique les matériaux composites sont de plus en plus utilisés. Leur tenue mécanique et leur masse en font des matériaux de choix pour les pièces structurelles. La maîtrise de la géométrie de ces pièces est une nécessité. Or la cuisson des composites occasionne des déformations. Non seulement celles-ci causent de grands déplacements pour les pièces de grandes dimensions mais elles peuvent également compromettre la qualité des assemblages. Il est possible de compenser ces déformations de cuisson en modifiant le moule initial. On utilise alors un moule à géométrie non nominale permettant d'obtenir la géométrie désirée après démoulage. La géométrie de ce moule compensé peut être déterminée par un procédé de compensation itérative essais/erreur. Cependant c'est un procédé long et coûteux. On comprend alors la nécessité de pouvoir simuler et anticiper ces déformations afin de produire directement le moule adapté.

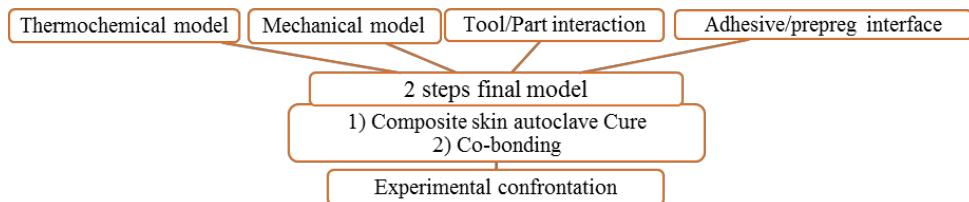


Figure 1 – Méthode de simulation envisagé

Les phénomènes responsables de la déformation des pièces composites sont multi-physiques. La mise en place de leur simulation est d'autant plus délicate dans le cas du co-collage. Le film de colle a un comportement différent de celui du préimprégné et risque d'avoir une influence sur la transmission

des déformations entre les deux composants. La simulation mise en place dans cette étude est constituée de 4 principaux modules couplés comme présenté dans la Figure 1.

## 2. Modélisation thermo-chimique et mécanique

Une modélisation FEA est mise en place sur Abaqus, elle s'appuie sur des sous-routines FORTRAN pour décrire les lois de comportement des matériaux. Le modèle cinétique s'inspire du travail de Ch. Paris [1] (voir Figure 2). Les propriétés thermo-chimiques telles que la dilatation thermique ou le retrait chimique sont toutes modélisées dépendantes de l'état des résines et de leurs avancements de réaction.

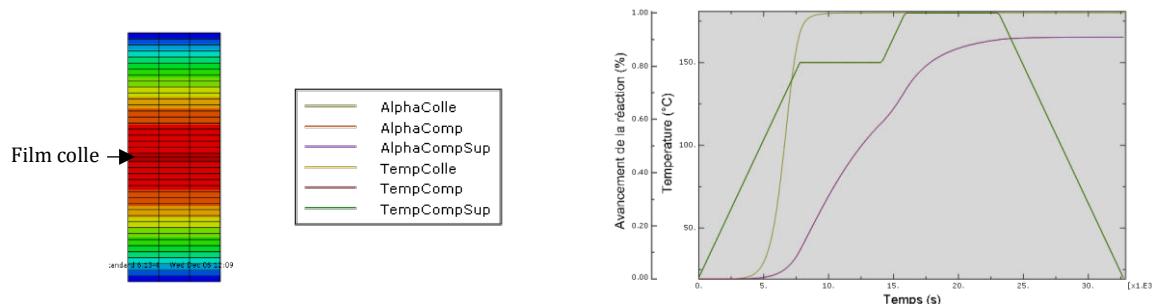


Figure 2 – Simulation de l'avancement de réaction du préimprégné et de la résine au cours d'une cuisson autoclave

Le modèle constitutif mécanique utilisé est un modèle CHILE (Cure Hardening Instantaneous Linear Elastic) [2]. Finalement le modèle de Laurent Mezeix [3] est utilisé pour la modélisation de l'interface avec l'outillage. Elle est modélisée par une couche d'éléments orthotropes couplée avec un cisaillement plan à rupture au-delà duquel la rigidité des éléments est réduite à 0, ainsi la pièce se décolle du moule.

## 3. Couplage et validation expérimentale à venir

Reste à modéliser l'interface adhésif/préimprégné. En parallèle du travail de modélisation une confrontation avec des mesures de déformation est mise en place. Des mesures post cuisson de déformations ainsi qu'un suivi des déformations durant cuisson par fibres optiques à réseau de Bragg sont prévues. Ces mesures seront effectuées sur des éprouvettes « stringer foot specimen » [4] avec et sans colle afin de pourvoir analyser l'influence, ou non, de l'adhésif sur les distorsions.

## 4. Références bibliographiques

### Références

- [1] C. Paris. Étude et modélisation de la polymérisation dynamique de composites à matrice thermodurcissable, 2011.
- [2] A. Johnston, R. Vaziri, A. Poursartip. A Plane Strain Model for Process-Induced Deformation of Laminated Composite Structures. *J. Compos. Mater.* (35)1435–1469. 2001.
- [3] J. Bertolini, B. Castanié, J.-J. Barrau and J.-P. Navarro. Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding Part 1 : Non-specific specimen level. *Composite Structures*. 90(10)381–391. 2009.
- [4] L. Mezeix, A. Seman, M.N.M. Nasir, et al. Spring-back simulation of unidirectional carbon/epoxy flat laminate composite manufactured through autoclave process. *Compos. Struct.* (124)196–205. 2015.

# Numerical modelling of chip formation during machining of composite laminates.

Doctorant : Farid MIAH<sup>1</sup>

Encadrants : Frederic LACHAUD<sup>2</sup>, Emmanuel DE-LUYCKER<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [Farid.Miah@isae.fr](mailto:Farid.Miah@isae.fr)

<sup>2</sup> [Frederic.Lachaud@isae-supatra.fr](mailto:Frederic.Lachaud@isae-supatra.fr), [emmanuel.de-luycker@enit.fr](mailto:emmanuel.de-luycker@enit.fr)<sup>3</sup>.

**Abstract** — In CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) machining it is important to analyze the physical phenomenon and the cutting parameters to increase the quality of cutting, to reduce machining induced defects and to predict the quality of machined parts. Regarding this purpose the chip formation phenomenon of this process as well as generated chip's length and shape have been analyzed. Cutting depths' effects to the cutting efforts, surface roughness and subsurface damage have been studied both numerically and experimentally. The fiber-matrix debonding, deformation and strain field are being under studied. It is expected to study the minimum cutting depth and tool tip radius's effect to the in CFRP machining near future.

## 1. Instructions générales

In orthogonal machining of composite materials much work has been done over the past decades but no much success was found and the numerical modeling of composite machining is still poorly developed [Cantero et al. 2012]. It is found that, in aircraft industry, the rejection of parts consist of composite laminates during final assembly is as high as 60% due to the machining induced defects. According to [Lasri et al., 2009] the machining of fiber reinforced polymer (FRP) materials differs from machining conventional metals and their alloys due to the heterogeneity and anisotropy of FRP materials. [Liu et al., 2012] noted that composite laminates are regarded as hard-to-machine materials, which results in low machining efficiency and undesirable machining-induced delamination. But the simpler conditions of orthogonal machining in studying chip formation permits to gather knowledge about different components like chip shape and size, shear stress and strain in the chip, friction conditions, cutting forces, cutting temperatures etc [Klinkova et al., 2011].

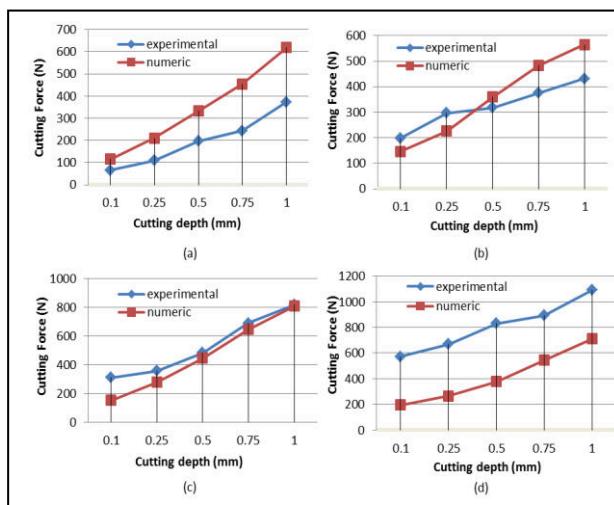


Fig.1. Comparison of numerical and experimental cutting forces with respect to cutting depth; (a) at 0° (b) at 45° (c) at 90° and (d) at 135° fiber orientation

For this purpose this research work focuses to the total course of chip formation phenomenon including the stress-strain field and the fiber-matrix debonding analysis in CFRP cutting. It is expected that this analysis will give a fundamental understanding of the chip formation initiation as well as a broad overview of the reason of surface roughness and damages on the parts. The effect of different cutting depths (from 0.1mm to 1mm) to the cutting efforts (Fig.1) and machined surface quality have already been analyzed and a comparison between numerical and experimental results has been made. An example is shown at Fig.2. In every study, four different fiber orientations ( $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$  and  $135^\circ$ ) have been used to study how fiber orientations affect to the quality of machined parts.

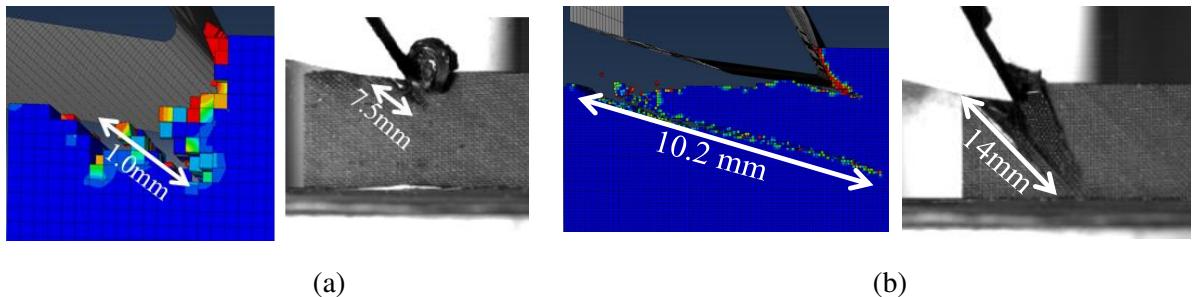


Fig.2. comparison of numerical and experimental interfacial cracks, (a) at 0.25 mm cutting depth (b) at 1 mm cutting depth (the fiber orientation is  $135^\circ$ , cutting speed 12m/min and rake angle  $30^\circ$ ).

Initially, once the tool touches the workpiece the cutting and thrust force get higher and become unstable which later decreases and stabilized. Any analytical description of this phenomenon has not been found in the literature. In this research work the reason of this initial high force has been analyzed and explained. The chip formation phenomenon has been studied experimentally, and now it deserves numerical modeling and comparison. It is believed that the stress-strain distribution analysis in the work piece can give a comprehensive understanding of many physical phenomenon related to machining quality and generated defects; and for this objective a 3D micro-mechanical has been developed to analyze this phenomenon. Later the effect of tool tip radius will be studied following the friction modeling between cutting tool and workpiece.

## 2. Références bibliographiques

- Cantero J. L., C. Santiuste, N. Marín, X. Soldani, H. Miguélez, Mariano Marcos, and Jorge Salguero. 2012. "2D and 3D Approaches to Simulation of Metal and Composite Cutting." *AIP Conference Proceedings* 1431 (1): 651–59.
- Klinkova Olga, Joël Rech, Sylvain Drapier, and Jean-Michel Bergheau. 2011. "Characterization of Friction Properties at the Workmaterial/cutting Tool Interface during the Machining of Randomly Structured Carbon Fibers Reinforced Polymer with Carbide Tools under Dry Conditions." *Tribology International* 44 (12): 2050–58.
- Lasri L., M. Nouari, and M. El Mansori. 2009. "Modelling of Chip Separation in Machining Unidirectional FRP Composites by Stiffness Degradation Concept." *Composites Science and Technology* 69 (5): 684–692.
- Liu, DeFu, YongJun Tang, and W. L. Cong. 2012. "A Review of Mechanical Drilling for Composite Laminates." *Composite Structures* 94 (4) : 1265–79.

# Outil numérique d'aide à la décision pour le dimensionnement de structures composites

Doctorant : Antoine TRELLU<sup>1</sup>

Encadrants : Christophe BOUVET<sup>2</sup>, Samuel RIVALLANT<sup>3</sup>, Léon RATSIFANDRIHANA<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [antoine.trellu@isae.fr](mailto:antoine.trellu@isae.fr)

<sup>2</sup> [christophe.bouvet@isae.fr](mailto:christophe.bouvet@isae.fr), <sup>3</sup> [samuel.rivallant@isae.fr](mailto:samuel.rivallant@isae.fr), <sup>3</sup> [leon.ratsifandrihana@email.fr](mailto:leon.ratsifandrihana@email.fr).

**Résumé** — Les phénomènes de rupture des composites sont complexes et conduisent à surdimensionnement des structures dans de nombreux secteurs. Les approches numériques sont une bonne alternative pour diminuer les coûts de dimensionnement. Le Discrete Ply Model développé à l’Institut Clément Ader a montré de bons résultats pour la simulation d’impact et de compression après impact sur des stratifiés. Cette approche présente cependant quelques limitations. Un nouvel élément d’interface est implémenté dans le modèle pour résoudre ces problèmes. En parallèle une campagne expérimentale est mise en place pour valider le nouveau modèle.

**Abstract** — Composite failure phenomena remain complex and lead to over-sizing structures in many industries. Numerical approaches are good alternative to decrease sizing costs. The Discrete Ply Model developed in Institut Clément Ader shows good results in simulations of impact and compression after impact of laminates. But the present approach leads to certain limitations. A new interface element is implemented in the model to fix these limitations. In another side an experimental campaign is setting up to validate the new model.

## 1. Introduction

Le « Discrete Ply Model » développé par Bouvet et al. [1-2] permet de représenter les trois principaux endommagements présents dans une structure composite, voir Figure 1.

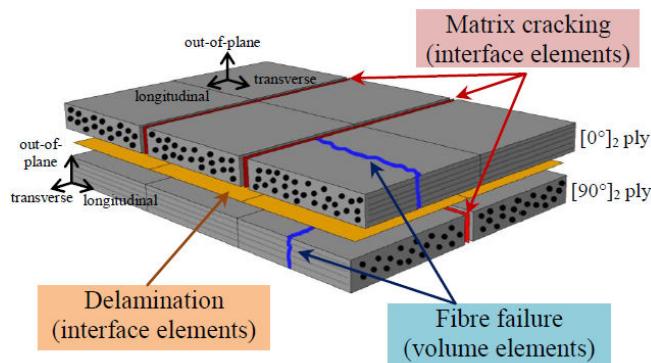


Figure 1 - Principe du DPM [3]

Pour avoir une bonne représentation de la fissuration matricielle, les éléments volumiques sont orientés dans la direction de la fibre. L’interface de délaminaison impose une coïncidence des nœuds des plis volumiques voisins, ce qui permet uniquement d’utiliser des orientations de plis classiques ( $0^\circ, 90^\circ$  et  $+/-45^\circ$ ). Ce type de maillage conduit à des temps de calcul importants. Pour résoudre ces problèmes un nouvel élément d’interface de délaminaison est implémenté au modèle.

## 2. Le nouvel élément d'interface de délaminage

### 2.1. Formulation de l'élément

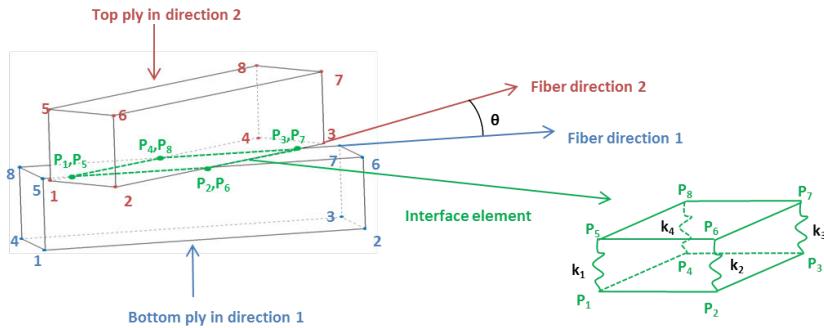


Figure 2 – Nouvel élément d'interface

La Figure 2, présente le principe du nouvel élément. Il est défini par les 4 noeuds supérieurs du pli du bas (5, 6, 7 et 8 en bleu) et les 4 noeuds inférieurs du pli du haut (1, 2, 3 et 4 en rouge). Ces noeuds ne sont pas coïncidents. L'interface réelle est représentée par les noeuds  $P_1$  à  $P_8$  (en vert). Le calcul éléments finis permet de calculer les efforts aux noeuds 1 à 8 de l'élément d'interface en prenant en compte une éventuelle propagation de fissure en dégradant la raideur des ressorts  $k_1$  à  $k_4$  via la loi de délaminage du DPM. Le but de ce nouvel élément est de pouvoir allonger les éléments volumiques dans la direction de la fibre tout en conservant la même distance entre les éléments de fissuration matricielle entre deux plis consécutifs.

### 2.2. Premiers résultats

Le comportement de ce nouvel élément d'interface est validé pour un essai de délaminage en mode I (DCB) jusqu'à un rapport longueur/largeur de l'élément de 2, voir figure 3. L'objectif final étant d'obtenir un rapport longueur/largeur de 5. A partir d'un rapport longueur/largeur de 2, le comportement en mode I n'est pas bien représenté car la courbure de l'élément n'est pas prise en compte. Les travaux actuels portent sur la modélisation de cette courbure.

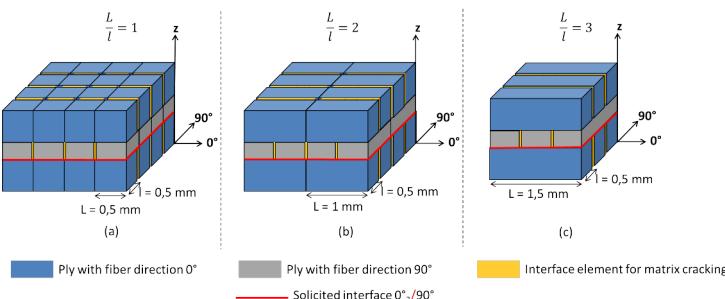


Figure 3 – Différents maillages testés

## Références

- [1] Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J.J. Low velocity impact modeling in laminate composite panels with discrete interface elements. *International Journal of Solids and Structures*, 46(14-15):2809-21, 2009.
- [2] Bouvet C., Rivallant S., Barrau J.J. Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation, *Composite Science and Technology*, 72:1977-88, 2012.
- [3] Hongkarnjanakul N., Bouvet C., Rivallant S. Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure, *Composite Structures*, 106:549-59, 2013.

# Inspection d'un assemblage aéronautique par vision 2D/3D en exploitant la maquette numérique et la réalité augmentée

Doctorant : Hamdi BEN ABDALLAH<sup>1</sup>

Encadrant : Jean-José ORTEU<sup>2</sup>

<sup>1</sup> [hamdi.ben\\_abdallah@mines-albi.fr](mailto:hamdi.ben_abdallah@mines-albi.fr), [hba@diotasoft.com](mailto:hba@diotasoft.com)

<sup>2</sup> [jean-jose.orteu@mines-albi.fr](mailto:jean-jose.orteu@mines-albi.fr)

---

**Résumé** — L'inspection automatisée permet d'accélérer le contrôle qualité de pièces ou structures mécanique. Cet article propose une méthodologie d'inspection automatisée d'assemblages mécaniques aéronautiques basée sur l'utilisation d'une caméra 2D et/ou d'un capteur 3D, et sur l'exploitation de la maquette numérique de l'assemblage. Il s'agit de vérifier que les éléments qui constituent l'assemblage sont présents, ou qu'ils ont été montés dans la bonne position. Les méthodes proposées ont été validées dans le cadre d'applications industrielles.

---

## 1. Introduction

En utilisant une caméra 2D et/ou un capteur 3D, il s'agit d'inspecter un assemblage mécanique aéronautique pour vérifier qu'il a été correctement assemblé (éléments présents, éléments dans la bonne position, éléments à la bonne distance les uns des autres, etc.).

A titre d'exemple, la figure 1 a présente un panneau utilisé pour tester nos algorithmes et le modèle CAO 3D du panneau (maquette numérique) qui sert de référence.

Sur le panneau, l'élément A est absent, l'élément B a été monté correctement, l'élément C a été monté à l'envers, l'élément E a été monté correctement, l'élément F représente un câble qui a été monté trop près d'une canalisation (problème d'interférence ; cf. section 3).

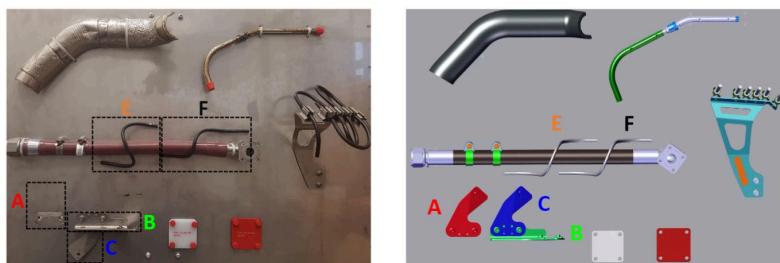


Figure 1 : Panneau constitué d'éléments à contrôler (gauche) et maquette numérique du panneau (droite)

Pour des raisons de rapidité d'inspection, l'objectif est de contrôler un maximum d'éléments par vision 2D (analyse d'images) et de résERVER l'utilisation du capteur 3D (analyse de nuages de points 3D) pour les éléments qui ne peuvent pas être contrôlés par vision 2D (voir section 3).

A noter que la pose relative entre l'objet à inspecter et le capteur est fournie en temps-réel par le logiciel de réalité augmentée développé par Diota. Ce logiciel est basé sur un tracking d'edgelets et un algorithme de SLAM [1].

## 2. Inspection à partir d'images 2D

L'algorithme d'inspection par analyse d'images 2D est basé sur une comparaison des edgelets (contours 3D) du modèle CAO projetés dans les images 2D avec les contours extraits dans les images 2D [2]. L'algorithme est composé de 4 étapes principales : (1) extraction d'edgelets dans le modèle CAO de l'objet à contrôler. L'étape de génération d'edgelets est expliquée dans [1] (2) projection 3D/2D : la pose relative élément à inspecter/caméra étant connue (c'est une des forces de la méthode d'inspection proposée), les edgelets 3D extraits du modèle CAO sont projetés dans l'images 2D en utilisant la projection perspective (principe de la réalité augmentée) (cf. figure 2) (3) mise en correspondance entre les edgelets projetés et les contours extraits dans l'image 2D (4) analyse des écarts et diagnostic sur la présence éventuelle d'une anomalie (élément absent par exemple).



Figure 2 : Edgelets du modèle CAO projetés dans l'image pour les éléments A, B et C de la figure 1

## 3. Inspection à partir de nuages de points 3D

Certains types d'inspection ne peuvent pas être réalisés par "simple" analyse d'images 2D. Un exemple typique est l'interférence entre câbles ou canalisations. Il s'agit de vérifier que 2 câbles (ou 1 câble et 1 canalisation) sont à une distance minimale l'un de l'autre.

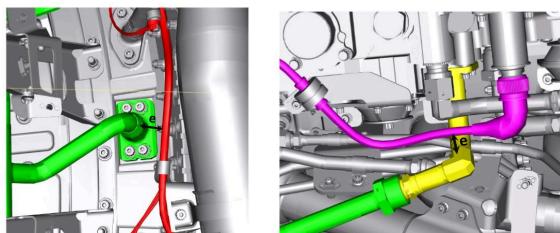


Figure 3 : Illustration de la problématique des interférences entre câbles ou canalisation

On voit sur la figure 1 (éléments E et F) que, selon le point de vue, l'analyse d'une image 2D ne permet pas de déterminer la distance entre 1 câble et 1 canalisation (ou entre 2 câbles). Pour ce type de diagnostic, nous utilisons un capteur 3D qui fournit des nuages de points 3D. L'algorithme d'inspection par analyse de nuages de points 3D est composé de 6 étapes principales : (1) prétraitement des données 3D acquises par le capteur pour éliminer les points aberrants (2) extraction d'amers 3D (3) définition de descripteurs 3D associés aux amers (4) raffinement par ICP à double filtrage (5) mesure des écarts après recalage entre la forme scannée et le modèle CAO correspondant (6) diagnostic sur la présence éventuelle d'interférences.

## Références

- [1] A. Loesch, S. Bourgeois, V. Gay-Bellile, M. Dhome. Generic edgelet-based tracking of 3D objects in real-time, *International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Vol. 53, Pag. 6059-6066, 2015.
- [2] H. Ben Abdallah, I. Jovancevic, J.-J. Orteu, L. Brèthes, Automatic inspection of an aeronautical mechanical assembly by matching 3D CAD model and real 2D images, *Congrès Reconnaissance des Formes, Image, Apprentissage et Perception (RFIAp'2018)*, Marne-la-Vallée (France), 25-28 juin 2018. (soumis)

# Thermorélectrométrie polychromatique du proche infrarouge pour la mesure de champs de températures sur des matériaux texturés et de géométrie complexe

Doctorant : Benjamin JAVAUDIN<sup>1</sup>

Encadrants : Yannick LEMAOULT<sup>2</sup>, Thierry SENTENAC<sup>3</sup>, Remi GILBLAS<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [benjamin.javaudin@mines-albi.fr](mailto:benjamin.javaudin@mines-albi.fr)

<sup>2</sup> [yannick.lemault@mines-albi.fr](mailto:yannick.lemault@mines-albi.fr), <sup>3</sup> [thierry.sentenac@mines-albi.fr](mailto:thierry.sentenac@mines-albi.fr), <sup>4</sup> [rgilblas@mines-albi.fr](mailto:rgilblas@mines-albi.fr)

**Résumé** — Dans le contexte de la thermographie, la mesure de la température vraie est conditionnée par la connaissance préalable de l'émissivité. La thermorélectrométrie bichromatique permet une détermination « *in situ* » de cette dernière via une mesure de réflectivité. Une fonction de diffusion, supposée constante, doit ensuite être introduite pour remonter à l'émissivité. L'enjeu est de modéliser physiquement cette fonction pour pouvoir prendre en compte ses éventuelles dépendances spectrales dans un nouveau dispositif polychromatique.

**Abstract** — In the field of thermography, the main problem of measuring the true temperature is the knowledge of the emissivity. Thermoreflectometry overcomes this problem by including an “*in-situ*” emissivity determination based on reflectivity measurement. However, this method introduces an unknown constant diffusion function in order to link this measurement to the emissivity. The goal is to model physically this function in order to include its wavelength dependences in a new polychromatic thermoreflectometer.

## 1. Introduction

La température joue un rôle clé dans de nombreux procédés industriels et sa mesure par des méthodes radiatives offre de nombreux avantages par rapport aux techniques avec contact. La thermographie permet de déterminer un champ de température de luminance basé sur la loi de Planck. Le calcul de la température vraie nécessite d'introduire une valeur de l'émissivité qui provient de la littérature ou de mesures préalables. Pour s'affranchir de cette connaissance, la thermorélectrométrie bichromatique [1], propose une mesure indirecte de l'émissivité à partir de la mesure de la réflectivité bidirectionnelle. Une fonction de diffusion doit alors être introduite pour établir la relation entre cette réflectivité et l'émissivité grâce à la loi de Kirchhoff. Finalement, la température vraie se détermine par la résolution d'un système à deux longueurs d'ondes en faisant l'hypothèse que la fonction de diffusion ne dépend pas de la longueur d'onde :

$$\begin{cases} L_0(T_{L1}, \lambda_1) = L_0(T, \lambda_1) \times (1 - \rho_{\lambda_1} \times \eta) \\ L_0(T_{L2}, \lambda_2) = L_0(T, \lambda_2) \times (1 - \rho_{\lambda_2} \times \eta) \end{cases}$$

Où  $L_0(T_{L1}, \lambda_1)$  est la loi de Planck avec la température de luminance mesurée  $T_{L1}$  et  $\rho_{\lambda_1}$  est la réflectivité bidirectionnelle mesurée à la longueur d'onde  $\lambda_1$ . La température vraie  $T$  la fonction de diffusion  $\eta$  sont alors les deux inconnues du système.

Dans certains cas l'hypothèse d'invariance spectrale de la fonction de diffusion est fausse. Afin de s'affranchir de cette limitation, un thermorélectromètre polychromatique est en développement. L'objectif est alors de proposer une modélisation de la fonction de diffusion prenant en compte l'éventuelle dépendance spectrale afin de l'intégrer dans le nouveau dispositif. Ce modèle, construit à partir d'un modèle physique de la fonction de distribution de la réflectivité bidirectionnelle (FDRB), dépend alors des propriétés de surface du matériau (rugosité et indices optiques) et de la configuration géométrique du thermorélectromètre polychromatique. La première approche retenue pour représenter

la FDRB est la théorie des micro-facettes [2], issue de l'optique géométrique. Cette théorie décrit la FDRB par un ensemble de réflexions spéculaires sur une surface constituée de facettes élémentaires inclinées selon une distribution statistique liée à la rugosité. Ces travaux, combinés à une distribution gaussienne des pentes des facettes, formalisée dans la fonction de Beckmann [3], ont permis de construire un premier modèle de fonction de diffusion valide pour les métaux dont la rugosité est isotrope et grande devant la longueur d'onde. Il a été montré par la suite que les indices optiques peuvent être éliminés du modèle de diffusion sous certaines conditions de rugosité et d'angles de mesures. Ce résultat formalise alors l'hypothèse d'invariance spectrale de  $\eta$  utilisée en thermorélectrométrie bichromatique et permet de relier explicitement la fonction de diffusion à la rugosité.

## 2. Premiers résultats et perspectives

Pour faire une première évaluation du modèle, un échantillon de platine pur, préalablement sablé, a été sélectionné. L'étude de sa rugosité puis de sa FDRB montre un bon accord avec la théorie avec une bonne reproduction de l'allure gaussienne des deux distributions. L'échantillon a été par la suite chauffé (figure 1) afin d'obtenir par thermorélectrométrie une fonction de diffusion expérimentale.

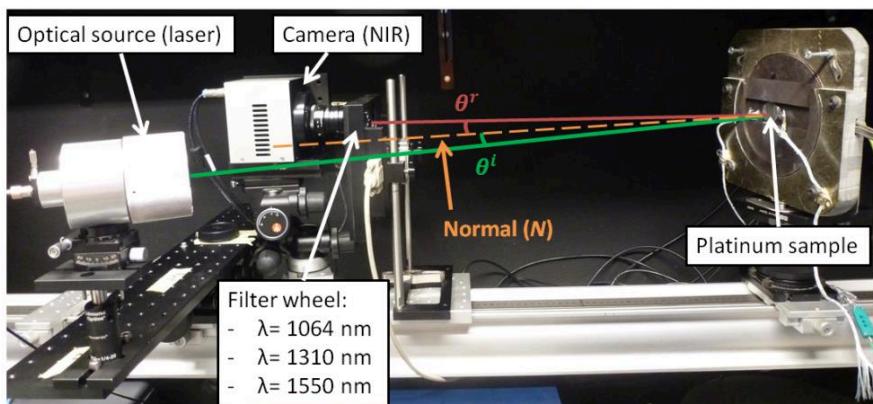


Figure 1 – Thermorélectromètre en configuration symétrique ( $\theta^i = \theta^r = 13^\circ$ )

Les premiers résultats montrent un bon accord entre le modèle et l'expérimentale au regard des différentes incertitudes associées aux mesures. L'enseignement principal est que seul le choix d'une configuration symétrique permet d'identifier le paramètre de rugosité par thermorélectrométrie bichromatique. Cette approche de modélisation de la fonction de diffusion ouvre donc de nouvelles perspectives de caractérisation *in situ* de surface. De plus, le modèle pourra être enrichi par la suite pour prendre en compte dans un système polychromatique les variations spectrales de la fonction de diffusion. Les effets d'optique ondulatoire et le phénomène l'oxydation. Ces nouveaux modèles, à la complexité dépendante du matériau, seront alors validés avec des échantillons adaptés. Le travail aboutira ainsi un thermorélectromètre trichromatique pouvant aborder une plus large gamme de matériaux et de rugosité que le précédent prototype bichromatique.

## Références

- [1] T. Sentenac, R. Gilblas, D. Hernandez and Y. Le Maoult. « Bi-color near infrared thermoreflectometry: A method for true temperature field measurement», Review of Scientific Instruments, 83(12), 2012
- [2] K.E. Torrance and E. M. Sparrow. « Theory for Off-Specular Reflection From Roughened Surfaces ». JOSA 57, no 9, 1967, 1105-14.
- [3] P. Beckmann et A. Spizzichino, The scattering of electromagnetic waves from rough surfaces. 1987.

# The impact of thermal gradient on the acoustic wave propagation in internal combustion engines

Doctorant : Ashkan ZAKER<sup>1</sup>

Encadrants : Vincent GIBIAT<sup>2</sup>, Stéphane GUILAIN<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [ashkan.zaker@univ-tlse3.fr](mailto:ashkan.zaker@univ-tlse3.fr)

<sup>2</sup> [vincent.gibiat@univ-tlse3.fr](mailto:vincent.gibiat@univ-tlse3.fr), <sup>3</sup> [stephane.guilain@renault.fr](mailto:stephane.guilain@renault.fr)

**Abstract** — Engine breathing efficiency or volumetric efficiency has an important impact on the engine's performance. Acoustic tuning can help increase efficiency and this industrial research aims to study the effect of thermal gradient existing in intake system due to water-cooled air coolers (WCAC) on the acoustic tuning of engine. In this thesis, the main issue considered is the impact of thermal gradient on the acoustic wave propagation both numerically and experimentally. Numerically, the low reduced frequency model will be used which is sufficient for the case of plane wave propagation and experimentally, the TMTC method will be utilized.

**Résumé** — Remplissage de moteur influence fortement la performance énergétique du moteur thermique. Les effets des ondes acoustiques permettent d'améliorer le remplissage du moteur. Cette thèse vise à analyser l'influence du gradient thermique sur le remplissage acoustique expérimentalement et numériquement. Elle sert à identifier et analyser la conséquence acoustique de l'utilisation des refroidisseurs liquide-liquide (WCAC) sur les moteurs, particulièrement les moteurs suralimentés. La méthode TMTC sera utilisée pour les mesures acoustique pour cette problématique.

## 1. An overview of thesis

In a reverberating internal combustion engine, the motion of piston and the intake and exhaust valves generate the wave propagation. This process being of most important in the intake system, produces an acoustic system-i.e., the elastic motion of air medium inside the system. These effects can benefit the engine intake efficiency up to 20% for some loads [1].

In turbo-charged engines, the compressor increases the intake air pressure and its temperature. The increased temperature can heap up the NOx production during the combustion. To counteract this, car manufacturers use intercoolers and try to reduce the intake air temperature before entering the combustion chamber. The issue at hand herein is the impact of the thermal gradient generated by compact intercoolers on the acoustic wave propagation in the engine. In these compact intercoolers, or water-cooled charge-air coolers (WCAC), there exist thermal gradients of more than 35°K/cm, which can lead to considerable acoustic reactions worthy of analysis.

The geometry of theses WCACs being of high complexity, a simplified analysis deems of importance. To do so, the numerical analysis using a FEM code was done on a simple capillary pipe using the low reduced frequency model[2] (as the internal air passages of an intercooler are of capillary diameters-i.e., 1-3mm). Thus, the goal is to study the influence of a local steep thermal gradient on a capillary pipe as has been done in the last months of the first year of the thesis according to the state-of-the-art study done during the first months of the thesis. The numerical study will then advance to cases with higher complexity as in a real WCAC.

State-of-the-art study had shown that longitudinal thermal gradient in musical industry is analyzed and the effects are considerable. However, in none of those studies, this impact was viewed from inlet impedance perspective (eq1) and in none of them, such a thermal gradient profile as that in this thesis was used. The analysis done in this thesis has shown interesting results. That the thermal gradient

reflects acoustic energy and acts similarly to a section change. The frequency and time domain responses show resonances related to thermal gradient shape and location and that the form of the time domain response is dictated by that of the corresponding thermal gradient (Figure 1-Figure 2). These results were presented in the Congré Francais d'Acoustique in Le Havre on April 2018.

Apart from numerical analysis, the final goal of the thesis is to construct an acoustic test bench using TMTC method introduced in 1990 based on a two-microphone method [3]. The test bench is being installed and the calibration process is ongoing.

In the rest of the thesis, I will concentrate on the construction of the test bench and numerical analysis on more complex geometries of WCAC.

### Inlet impedance:

Inlet impedance is the frequency response of a system and its inverse Fourier transform produces the time-domain response.

$$z = \frac{p}{u\rho c} \quad (1)$$

Where  $p$  is pressure,  $u$  is the acoustic velocity,  $\rho$  is density and  $c$  is the sound speed at the inlet of an acoustic system.

### A part of results:

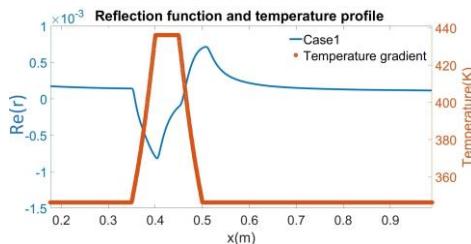


Figure 1. Time-domain response and the corresponding thermal gradient profile

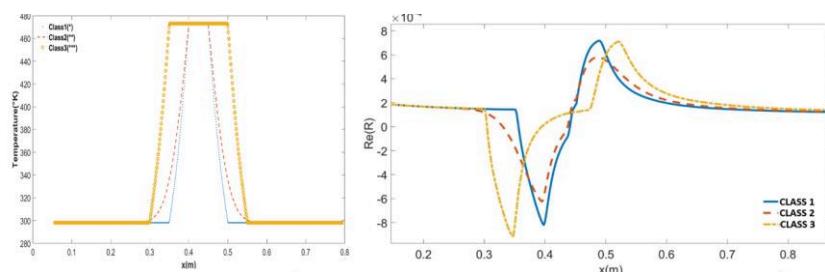


Figure 2. Left) Three thermal gradient profiles - Right) Corresponding time-domain response

## 3. References

- [1] D. Broom. Induction ram, Automobile Engineer, 130, 1969.
- [2] W. M. Beltman. Viscothermal wave propagation including acousto-elastic interaction, part 1: Theory, Sound Vib. 227, 555 (1999).
- [3] V. Gibiat, F. Laloe. Acoustical impedance measurements by the two-microphone-three-calibration (TMTC) method, J. Acoust. Soc. Am, Vol. 88, 2533, 1990.

# Pilotage du jet en 5-axes pour l'usinage du titane au jet d'eau abrasif

Doctorant : Van Hung BUI<sup>1</sup>

Encadrants : Patrick GILLES<sup>2</sup>, Guillaume COHEN<sup>3</sup>, Walter RUBIO<sup>4</sup>

<sup>1</sup> van-hung.bui@univ-tlse3.fr

<sup>2</sup>patrick.gilles@insa-toulouse.fr; <sup>3</sup>guillaume.cohen@univ-tlse3.fr; <sup>4</sup>walter.rubio@univ-tlse3.fr

**Résumé** — Cette étude est axée sur le contrôle de l'orientation d'un jet d'eau abrasif pour l'usinage de poches dans des alliages de titane. Afin de générer des poches ouvertes avec un fond plat d'une profondeur donnée, une méthode d'étalonnage rapide est développée. Ensuite, un nouveau modèle pour caractériser les profils des passes élémentaires en tenant compte des différents angles de tir est établi. Il servira ensuite à maîtriser la profondeur d'usinage pour une orientation quelconque du jet.

**Abstract** — This studying is to focus on controlling the orientation of an abrasive water jet to machine pockets in titanium alloys. In order to generate pockets with a flat bottom and a specific depth, a rapid calibration method is developed. Then, a new model to characterize elementary pass profiles taking into account different firing angles is established. It will be used to manage the machined depth for any orientation of the jet.

## Content

### 1. A new model with a rapid calibration method for Abrasive Water Jet Milling (AWJM)

AWJM is a promising technique used to mill hard materials like titanium alloys with a low cutting forces and a limitation of part deformation during machining. In the previous works, an elementary pass will be symmetrical for a jet inclination angle ( $\alpha$ ) of 90°, i.e. perpendicular to a flat surface. Its shape can be described using Gaussian curve (Eq. 1) [1], [2] and is characterized by a depth  $H$ , a width factor  $B$  and taper angle  $\beta$  (Fig. 1). Repetition of several elementary passes (Fig. 2) generates a pocket using an offset distance called *pitch* [1].

$$y(x) = H(Vf) \times e^{-\left(\frac{x^2}{B(Vf)^2}\right)} \quad (1)$$

$$H(Vf) = Ho \times Vf^{Hv} \quad (2)$$

$$B(Vf) = Bo \times Vf^{Bv} \quad (3)$$

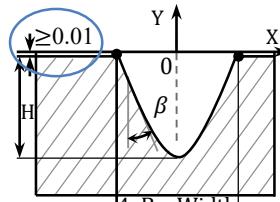


Fig 1. Elementary pass profile

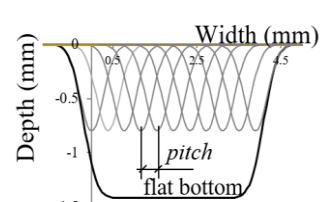


Fig 2. Modeled pocket profile

Several parameters have to be taken into account to study an elementary pass profile. To simplify the selection of process parameters for milling pocket a rapid calibration method is employed. It uses a given machine configuration including a given machine, a fixed water jet pressure level and defined abrasive particles. For this machine configuration, an optimal abrasive rate can be obtained corresponding to a maximal material removal rate. Other parameters that can be controlled using the NC programme are the standoff distance *SOD*, the traverse speed (*Vf*) and the pitch offset. Then, three level of traverse speeds is used for experiments to calculate coefficients  $Ho$ ,  $Bo$ ,  $Hv$  and  $Bv$  in equation 2 and 3. Profiles of pockets can be modeled by equation 4. Maximal depth of milled pockets is determined using equation 5. In the Eq. 4 and 5,  $Ke$  is a coefficient of erosion mechanism.

$$Y(x) = Ke \times \sum_{i=0}^n \left[ H(Vf) \times e^{-\left(\frac{(x-i \times \text{pitch})^2}{B(Vf)^2}\right)} \right] \quad (4)$$

$$Y_{max}(Vf) = Ke \frac{\sqrt{\pi} \times B(Vf) \times H(Vf)}{\text{pitch}} \quad (5)$$

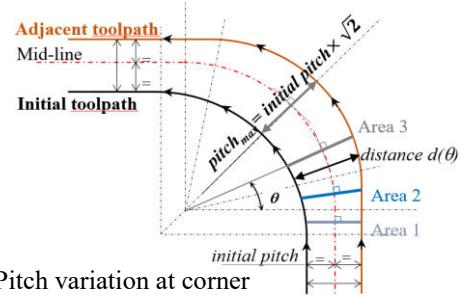


Fig 3. Pitch variation at corner

## 2. Mastering the milled depth at pocket corners

Defects in the depth of the pocket appear at the corners of closed pockets. It is due to the distribution of the energy of the jet on the machined surface or the kinematics of the machine. Using the same radius for milling the corner, it is able to eliminate the defects but the speed bump will be emerged [1]. To solve this problem, the corner is divided into several areas and employ different traverse speeds (Eq. 6) which depends on the required tolerance. The experimental results confirm that the corner radius does not affect the defect and that it is only related to the initial pitch between two adjacent toothpaths of the jet.

$$Vf_1 = Vf_{init} \times \left( \frac{D_1}{Depth_{init}} \right)^{\left( \frac{1}{Hv+Bv} \right)} \quad (6)$$

$$Y(x) = Ke(\alpha) \times H(Vf) \times e^{-\left(\frac{x^2}{B(Vf)^2}\right)} + \tan\left(\frac{\pi}{2} - \alpha\right) \times x \quad (7)$$

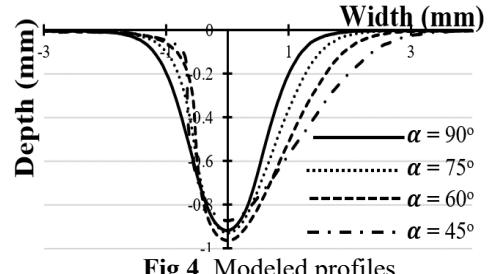


Fig 4. Modeled profiles

## 3. Model of an elementary pass profile taking into account the jet firing angle

When the jet is inclined it's characterized by a firing angle ( $\alpha$ ). The geometry of the top width will be transformed from a circle to an ellipse while the depth of cut decreases and the profile become asymmetric [4]. The profile of elementary passes can be described (Fig. 4) using a proposed model taking into account the influence of the firing angle ( $\alpha$ ) (Eq. 7). In the Eq. 7,  $Ke(\alpha)$  is an erosion factor that considers the change of material removal mechanism corresponding to specific firing angle. From experiments,  $Ke(\alpha)$  is only depends on the jet firing angle and can be modeled using a linear function.

## Perspective

A further work will consists in a combination of a new depth model taken into account the firing angle and the rapid calibration method. It will be used to mill pockets with 3D complex shapes.

## Reference

- [1] C. Sultan, P. Gilles, T. Sultan, G. Cohen, and W. Rubio. Usinage de métaux durs par Jet d'Eau Abrasif, Toulouse, INSA, 2015.
- [2] A. Alberdi, A. Rivero, L. N. López de Lacalle, I. Etxeberria, and A. Suárez. Effect of process parameter on the kerf geometry in abrasive water jet milling, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, Nov. 2010.
- [3] V. H. Bui, P. Gilles, T. Sultan, G. Cohen, and W. Rubio. A new cutting depth model with rapid calibration in abrasive water jet machining of titanium alloy, *Int. J. Adv. Manuf. Technol.*, Nov. 2017.
- [4] D. S. Srinivasu and D. Axinte. An analytical model for top width of jet footprint in abrasive waterjet milling: a case study on SiC ceramics, *Proc. Inst. Mech. Eng. Part B J. Eng. Manuf.*, vol. 225, 319–335 (2011).

# Analyse qualitative des paramètres influents pour la planification de trajectoires en tréflage sur alliages de titane

Doctorant : Montassar FREDJ<sup>1</sup>

Encadrants : Walter RUBIO<sup>2</sup>, Frédéric MONIES<sup>3</sup>, Johanna SENATORE<sup>4</sup>

<sup>1</sup> montassar-abdelhack.fredj@univ-tlse3.fr

<sup>2</sup> walter.rubio@univ-tlse3.fr, <sup>3</sup> frederic.monies@univ-tlse3.fr, <sup>4</sup> johanna.senatore@univ-tlse3.fr

**Résumé** — Le tréflage de l'alliage de titane Ti-6Al-4V est étudié. L'étape réalisée consiste à étudier les paramètres influents pour ce procédé en se basant sur l'analyse des efforts de coupe. Dans ce cadre, on présente les outils de coupe choisis et on spécifie les différences au niveau de leurs paramètres géométriques. Ensuite, des mesures des forces de coupe sont faites en faisant varier les conditions de coupe. L'analyse des efforts de coupe permet de comparer les différents outils et d'étudier l'impact des paramètres influents sur le tréflage de l'alliage de titane TA6V.

**Abstract** — Plunge milling of titanium alloy Ti-6Al-4V is studied. The realized step consists on studying the influential parameters for this process based on the analysis of cutting forces. In this context, we introduce the chosen cutting tools and we specify the differences in their geometrical parameters. Then, measurements of cutting forces are done while varying cutting conditions. The analysis of cutting forces results in tools comparison and studying the impact of influential parameters on plunge milling of titanium alloy TA6V.

## 1. Introduction

L'application du fraisage conventionnel pour l'ébauche des pièces profondes fait face toujours à des problèmes de flexion d'outil et de phénomènes vibratoires qui sont généralement évités par la réduction des paramètres de coupe. Cependant, cette solution reste assez limitée car elle engendre une baisse de productivité. Pour remédier à ces problèmes, le tréflage peut être employé. C'est un procédé de fraisage caractérisé par des plongées successives dans la matière. Il est particulièrement intéressant dans l'ébauche des pièces profondes (Danis, 2015) vu que la coupe se fait en bout et non en périphérie de l'outil, ce qui permet d'avoir un meilleur comportement dynamique et d'améliorer les conditions de coupe, assurant potentiellement ainsi des gains importants de productivité surtout dans le cas des matériaux difficiles à usiner (Sun, 2015) (Krishnaraj, 2014).

## 2. Démarche expérimentale

Le matériau étudié est l'alliage de titane le plus utilisé dans l'industrie Ti-6Al-4V essentiellement dans le secteur aéronautique, qui possède des propriétés mécaniques performantes mais qui est également considéré comme un métal difficile à usiner. Les outils ont été choisis parmi les produits proposés par les fournisseurs les plus connus qui sont Mitsubishi, Iscar et Sandvik, et possèdent des paramètres macro et micro géométriques variés.

Les essais de tréflage sont réalisés avec un centre d'usinage 5 axes DMU 85 monoBLOCK sur des blocs de TA6V avec une configuration d'engagement radial de l'outil correspondant à du rainurage pleine matière. Une seule plaque est montée sur la fraise, et les forces de coupe sont enregistrées à l'aide d'une platine de mesure d'efforts Kistler 9257B. Différentes valeurs de vitesse de coupe Vc, avance par dent fz et décalage radial ae sont utilisées pour étudier l'influence des paramètres sur les efforts de coupe.

Les forces mesurées par la platine sont les trois composantes orthogonales  $F_x$ ,  $F_y$  et  $F_z$ . Ces efforts sont ensuite convertis dans le repère tournant de l'outil, en intégrant la position angulaire de l'arête de coupe  $\theta$  pour aboutir aux efforts tangentiel  $F_t$ , radial  $F_r$  et axial  $F_a$  (Equations 1, 2, 3) et l'analyse est basée sur les efforts maximaux donnés à la position  $\theta = 90^\circ$  (Figure 1).

$$F_t = F_y \cdot \cos(\theta) - F_x \cdot \sin(\theta) \quad (1)$$

$$F_r = F_x \cdot \cos(\theta) + F_y \cdot \sin(\theta) \quad (2)$$

$$F_a = F_z \quad (3)$$

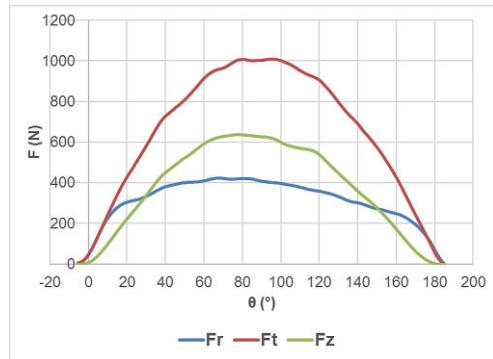


Figure 1: Exemple de courbes d'efforts

### 3. Résultats et discussion

Un premier résultat obtenu est que l'effort radial est minimal, ce qui confirme le changement de la direction des efforts de coupe en tréflage. Concernant l'effet des conditions de coupe, le décalage radial est le plus influent sur les efforts de coupe. L'avance par dent a un plus faible impact mais son influence reste importante, notamment sur l'effort tangentiel. La dépendance des forces à la vitesse de coupe est pratiquement négligeable. Les paramètres macro et micro géométriques représentés par les angles de coupe et la préparation d'arête, sont très importants pour avoir des niveaux d'efforts admissibles et une meilleure robustesse de l'outil. L'angle de coupe et l'acuité d'arête affectent fortement les efforts tangentiel et axial. L'angle de direction d'arête, le rayon de bec et l'angle de coupe radial influencent fortement l'effort radial. L'étude de ses paramètres permet d'optimiser le choix d'outil et des conditions de coupe lors de la définition des stratégies de tréflage.

### Références

- [1] I. Danis, F. Monies, P. Lagarrigue, N. Wojtowicz. Cutting forces and their modelling in plunge milling of magnesium-rare earth alloys, *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, Vol. 84, Pag.1801–1820, 2015.
- [2] T. Sun, Y. Fu, L. He, X. Chen, W. Zhang, W. Chen, X. Su. Machinability of plunge milling for damage-tolerant titanium alloy TC21, *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, Vol. 85, Pag.1315–1323, 2015.
- [3] V. Krishnaraj, S. Samsudeensadham, R. Sindhumathi, P. Kuppan. A study on high speed end milling of titanium alloy, *Procedia Engineering*, Vol. 97, Pag.251 – 257, 2014.

# Microstructural Investigations and Multi-Scale Numerical Modeling of Ti-6Al-4V Mechanical behavior Under Cyclical loading and Contact

Doctorant : Fatna BENMESSAOUD<sup>1</sup>

Encadrants : Farhad REZAI ARIA<sup>2</sup>, Mohammed CHEIKH<sup>3</sup>, Vincent VELAY, Vanessa VIDAL and Christine BOHER

<sup>1</sup> [fbenmess@mines-albi.fr](mailto:fbenmess@mines-albi.fr)

<sup>2</sup> [rezai@mines-albi.fr](mailto:rezai@mines-albi.fr), <sup>3</sup> [mcheikh@univ-tlse2.fr](mailto:mcheikh@univ-tlse2.fr)

**Résumé** — Les grains situant en sous surface des matériaux en mouvement relatif (cyclique ou monotone) sont très enclins au chargement de cisaillement. La déformation plastique peut être localisée en "bandes" provoquant des intrusions et des extrusions, ceci peut être l'origine de l'initiation et la propagation des fissures. Par conséquent, le comportement et les endommagements dans les matériaux en contact sont très influencés par le comportement local de ces grains. Le travail effectué a pour objectif d'étudier l'effet de la taille, la dispersion relative et la texture cristallographique des grains sur le comportement mécanique local et global d'un alliage de titane Ti-6Al-4V. Le modèle de comportement utilisé est basé sur l'approche de plasticité cristalline et la méthode des éléments finis.

**Abstract** — The grains located near and beneath the surface are very prone to plastic shearing when two bodies are sliding (monotonic or cyclic) on each others. The plastic stain can be localized in “bands” provoking intrusions and extrusions; this can be the origin of the initiation and propagation of cracks. Therefore, the behavior and damage accumulations in these regions are very much influenced by the behavior of these grains. The aim of the performed work is to investigate the effect of grain size, scattering and crystallographic texturing on local and global mechanical behavior of Ti-6Al-4V titanium alloy. The multi-scale behavior model used is based on crystal plasticity and finite element approach.

## 1. Context

Mechanical behaviour of an equiaxed polycrystalline alpha-beta Ti-6Al-4V alloy is modelled by an elasto-viscoplastic constitutive law developed based on crystal plasticity and finite element approach. Effects of the microstructural material features are then studied by multi-scale numerical simulations of twenty REV under tensile boundary conditions.

## 2. Finite element modeling

Local elasto-viscoplastic constitutive equations proposed by Méric-Cailletaud [1] with consideration of small strain assumption have been used. The model parameters are founded in [2-3]. The microstructure features and crystallographic texture are modelled using Voronoi tessellations.

Four Representative Volume Element (RVE) with different Ti-6Al-4V microstructural features are reported in table 1. The role of five textures is studied (see table 2).

## 3. Results

The results show that the macroscopic mechanical behavior of Ti-6Al-4V is strongly linked to the three active slip systems families (prismatic, basal or pyramidal). The crystallographic texture determines which slip systems can be activated. Therefore macroscopic plastic strain presents a heterogeneous aspect. The average grains size influences also the Ti-6Al-4V mechanical behavior and

especially its effects on the yield stresses. It is known that by decreasing the average grains size, the yield strength increases according to Hall-Petch relationship. The grain sizes distribution gives to the strain field a considerable heterogeneity. By increasing of grain sizes the scattering and the localization of plastic strain appear. A relationship between the effects of average grain size, scattering and crystallographic texture is also found:

- The effects of the average grain size are strongly linked to the initial crystallographic texture. When grains are strongly orientated, the influences of Morphology (scattering and average grains size) disappear.

Table 1: REVs and microstructural aspects investigated

REV (120x120x120 $\mu\text{m}^3$ )	Microstructure	Average grain size $\mu\text{m}$	Number of grains within RVE
1	Homogenous	3	1900
2		14	700
3	Heterogeneous	3	1900
4		14	700

Table 2: Different textures investigated

Texture	Tx1	Tx2	Tx3	Tx4	Tx5
Macrozone	No	Intermediate	Strong (0,0,0)	Strong (90,90,0)	Strong (45,45,45)

## 4. Perspectives of investigations

Two Ti-6Al-4V alloys whose crystallographic texture is different will be characterized by tensile and cyclic loadings. Effects of three average grain sizes: very fine UFG ( $0.57\mu\text{m}$ ), fine FG ( $3\mu\text{m}$ ), and standard grains STANDARD ( $11\mu\text{m}$ ) will be investigated. The behavior model parameters will be identified via appropriate methods of scale transition.

A microstructural experimental investigations and multi-scale numerical simulations will be performed in order to investigate the anisotropic mechanical behavior near and beneath the surface when two surfaces experience relative movement.

## References

- [1] L. Méric, P. Poubanne and G. Cailletaud. Single Crystal Modeling for Structural Calculations: Part 1- Model Presentation, *Int. J. Eng and Mat Tech* 113, 162-170, 1991.
- [2] J.R. Mayeur, D.L. McDowell, A three-dimensional crystal plasticity model for duplex Ti-6Al-4V, *Int. J. of Plasticity* 23, 1457-1485, 2007.
- [3] T. Dick and G. Cailletaud , Fretting modelling with a crystal plasticity model of Ti6Al4V, *Int. J. Comp Mat Science* 38, 113–125, 2006.

# Study and modelling of anodized 2618 aluminum behavior subjected to multiaxial fatigue

Doctorant : Benaissa MALEK<sup>1</sup>

Encadrants : Catherine MABRU<sup>2</sup>, Michel CHAUSSUMIER<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [b.malek@isae.fr](mailto:b.malek@isae.fr)

<sup>2</sup> [c.mabru@isae.fr](mailto:c.mabru@isae.fr), <sup>3</sup> [chaussum@insa-toulouse.fr](mailto:chaussum@insa-toulouse.fr)

**Abstract** - Fatigue tests have been performed on specimens with different surface states at various stress ratios to identify the different mechanisms involved in the detrimental effect of anodization of 2618 alloy on its fatigue life and to determine the impact of loading nature. It was found that roughness of machining has no effect unlike the mean stress in tensile and torsion tests. The tests on the pickled, anodized, impregnated and sealed specimens showed that anodic oxidation step was the more detrimental for fatigue resistance under tensile loading comparing to the other steps but had no effect under torsion loading. The multiaxial critical plane-based analysis used for fatigue life prediction overestimated fatigue life for uniaxial tensile loading under compressive mean stress and underestimated it for tensile-torsion in phase loading.

## 1. Introduction

In many situations (especially in aircraft construction), it is necessary to modify the surface of previously machined parts by anodizing treatment to improve wear resistance and/or corrosion resistance of aluminum alloys [1]. Anodizing treatment is a successive multi-steps process including: degreasing, pickling, anodic oxidation (growth of anodic film), potentially impregnation and sealing. However, anodizing treatment may reduce the fatigue resistance [2, 3] and the effect of this surface treatment on the fatigue behavior of aluminum alloys has been extensively studied [2-4]. According to numerous researchers, the anodic oxidation process can modify the metallurgical composition, the micro-geometry and also internal stresses of the surface. This usually leads to the degradation of the fatigue resistance for aluminum alloys. The purpose of the present research project is to quantify the impact of loading nature, surface roughness and anodizing process on fatigue behavior of 2618 alloy and finally to analyze the prediction life models for multiaxial loading and extend them to anodized specimens. In this aim, the fatigue resistance of the bare alloy and then the fatigue behavior of the anodized alloy, considering successively uniaxial and multiaxial loadings is investigated.

## 2. Material and experimental procedures

The material investigated is 2618-T851 aluminum-copper alloy characterized by high mechanical characteristics and low density.

All fatigue tests were performed using cylindrical specimens on a MTS hydraulic multiaxial fatigue machine. Fatigue behavior under uniaxial and multiaxial with constant amplitude was investigated in tension and/or torsion at room temperature. The different arithmetic roughness values of the specimens were 0.8, 3.2 and 6.3  $\mu\text{m}$ . Tests have been carried out with different stress ratios (0.1, -1 and -2) and the frequency of all the tests is 10 Hertz. Same fatigue tests have been conducted on treated specimens with a roughness level of 0.8  $\mu\text{m}$  in order to analyze the effect of each step of the process on the fatigue resistance. Some specimens have been only degreased and pickled, some others have been degreased, pickled and anodized; a third group of specimens has been degreased, pickled, anodized and then impregnated; a last group of specimens have been completely treated (i.e. degreased, pickled, anodized, impregnated and sealed).

## 3. Results and discussion

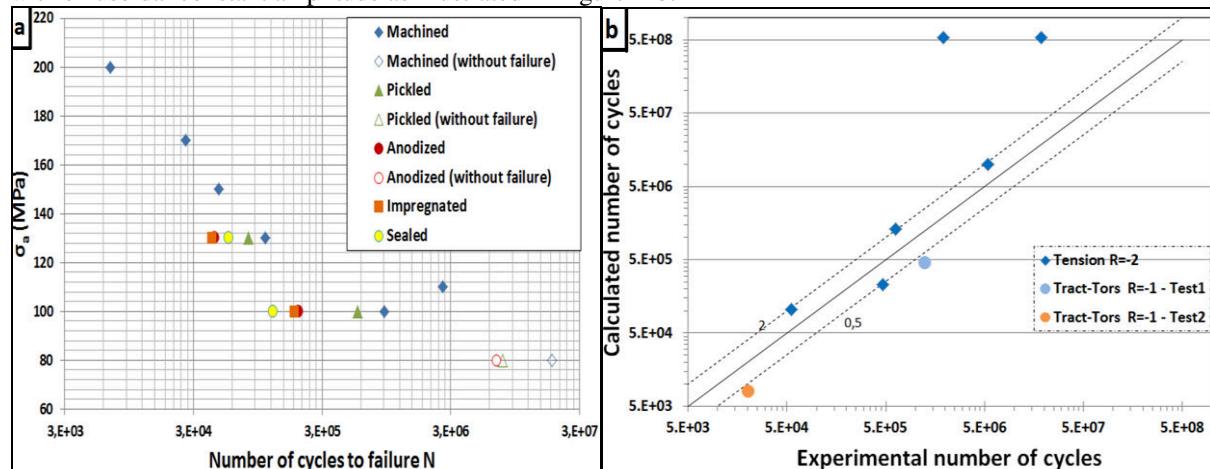
Fatigue tests have been performed for lives between  $10^4$  and  $10^7$  cycles in order to characterize the material parameters needed in the chosen multiaxial fatigue criteria.

For machined specimens, stress ratio has an effect on the number of cycles to failure contrary to the surface roughness which has no effect on the behavior of 2618 alloy whatever the stress level is. These

results suggest that one or both of the two other surface characteristics (metallurgy and residual stresses) is/are the governing factor(s) in fatigue failure. The influence of metallurgy can be intuitively deduced from metallurgical observation which indicated the presence of numerous rod-shaped intermetallic particles inhomogeneously distributed in the material.

Fatigue tests were also carried out after each step of the whole anodizing process on machined specimens with an initial roughness of  $0.8 \mu\text{m}$ . Under tensile fatigue loadings, the main part of the fatigue resistance decrease is due to anodic oxidation (Figure 1-a): degreasing and pickling have slight influence. In addition, it seems that impregnation or sealing have quite negligible influence comparing to anodic oxidation. Under torsion fatigue loadings, there is no detrimental effect of the successive surface treatment steps on the fatigue life. It can be concluded that fatigue resistance decrease is mainly due to the anodic oxidation step combined with nature of the loading.

Critical plane-based fatigue life analyses were performed using Morel [5] and Fatemi-Socie [6] models to predict fatigue life of machined specimens. The results of identification of Fatemi-Socie approach parameters from experimental tests obtained from uniaxial loading in tension ( $R=0.1$ ) and torsion ( $R=-1$ ) using the least square on the whole set of fatigue data have permitted to compare the given predictions to some multiaxial fatigue tests that have been carried out in tension and torsion in phase and with sinusoidal constant amplitude as illustrated in Figure 1-b.



**Fig.1.** a-Fatigue tests in tension with different surface treatments,  $R=0.1$  and  $Ra=0.8 \mu\text{m}$ , b-Fatemi-Socie predicted fatigue life vs experimental fatigue life for multiaxial and uniaxial fatigue tests,  $Ra=0.8 \mu\text{m}$ .

Both criteria overestimate the fatigue life for uniaxial tensile test under  $R=-2$ . One explanation is that these cases are not in the load ratio range used for material characterization; it would be better to use also these results to perform the fitting of the model. On the contrary, for tension-torsion tests, both criteria give underestimated fatigue life but these predictions are closer to the line  $2N$  which can be considered as quite good. More fatigue test will be performed to ensure these first results.

#### 4. Conclusions and perspectives

Fatigue tests on machined and anodized 2618 alloy have shown that anodization step can have a detrimental effect on the fatigue resistance depending on the nature of the loading and that this effect is probably not related to the modification of the surface roughness.

Further works are currently performed to investigate existing prediction life models for machined specimens by integrating the internal pressure with tension and torsion.

Next work will be devoted to the extension of predicting models to anodized specimens.

#### 5. References

- [1] S. D. Cramer and B.S. Covino, ASM Handbook, **13**, (2003).
- [2] B. Nie, Z. Zhang, Z. Zhao and Q. Zhong, Mat Des, **50**, 1005-1010 (2013).
- [3] R. Sadeler, J Mat Sc, **208**, 5803-5812 (2006).
- [4] M. Shahzad, M. Chaussumier, R. Chieragatti, C. Mabru, F. Rezai-Aria, Sur Coa Tec, **206**, 2733-2739 (2012).
- [5] N-R. Gates and A. Fatemi, I J Fat, **100**, 322-336 (2017).
- [6] A. Fatemi and D. F.Socie, Fat Frac Eng Mat Str, **11**, 149-165 (1998).

## Contrôle de procédé et de conditions de fabrication additive 3D sur contraintes internes et traitement thermique post-fabrication : rôle de la surface/microstructure sur la tenue à la fatigue

Doctorant : Emmanuel Nigito<sup>1</sup>

Encadrants : Farhad Rézaï-Aria<sup>2</sup>, Franck Diemer<sup>3</sup>, Christine Boher<sup>4</sup>

<sup>1</sup>[emmanuel.nigito@mines-albi.fr](mailto:emmanuel.nigito@mines-albi.fr)

<sup>2</sup>[rezai@mines-albi.fr](mailto:rezai@mines-albi.fr), <sup>3</sup>[franck.diemer@univ-tlse3.fr](mailto:franck.diemer@univ-tlse3.fr), <sup>4</sup>[christine.boher@mines-albi.fr](mailto:christine.boher@mines-albi.fr)

**Résumé** — Les outils endodontiques en NiTi sont utilisés pour mettre en forme et nettoyer l'intérieur des dents. Ces outils ont des formes complexes. Aussi, ils peuvent subir des sollicitations en flexion rotative de grandes amplitudes limitant ainsi la durée de vie. L'alliage NiTi présente de la « super-élasticité » le rendant bon candidat pour ces outils. La fabrication additive a prouvé sa capacité de réalisation de formes complexes et se présente donc comme un procédé bien adapté à cette application. De plus, utiliser ce nouveau moyen de fabrication pourra amener de nouvelles microstructures et apporter potentiellement de meilleures propriétés (amélioration de la résistance à la fatigue).

**Abstract** — NiTi endodontics tools are used to shape and clean inside the teeth. They are also solicited by large “rotation-flexion” amplitude limiting drastically their lifetime. NiTi alloy present the super-elastic capability and are a good candidate to respond to such application requirements. Additive manufacturing is recognized as advanced processing to build complex shapes ; hence it can be used for manufacturing these tools. Furthermore, this new processing can produce new microstructures and so enhance potentially the material properties and fatigue resistance.

### 1. Résumé

Depuis les années 90, les outils endodontiques utilisés par les dentistes ont évolué de l'acier vers le Ni-Ti pour exploiter les propriétés super-élastiques de cet alliage à mémoire de forme. Ils servent à nettoyer l'intérieur des racines des dents. Ces outils très fins sont rapidement endommagés et mis hors usage par des sollicitations cycliques complexes (fatigue et/ou usure) couplées.

Actuellement, ces outils sont fabriqués par usinage classique de cylindre tréfilé (0.10 à 2 millimètres de diamètre). Ce procédé limite l'obtention d'une forme adaptée à chaque dent. Les petites dimensions et la géométrie complexe de ces outils ne facilitent pas leurs usinages.

L'objectif de la thèse est de tester la faisabilité de fabrication de ces outils par fusion laser sur lit de poudre métallique. Un procédé avancé permettant de réaliser des géométries complexes aux dimensions micrométriques. Les conditions de fabrication et leurs effets sur la microstructure et les défauts associés seront étudiés afin de pouvoir maîtriser une fabrication optimale de ces pièces.

Des poudres de NiTi provenant d'AP&C ont été utilisées dans ce travail.

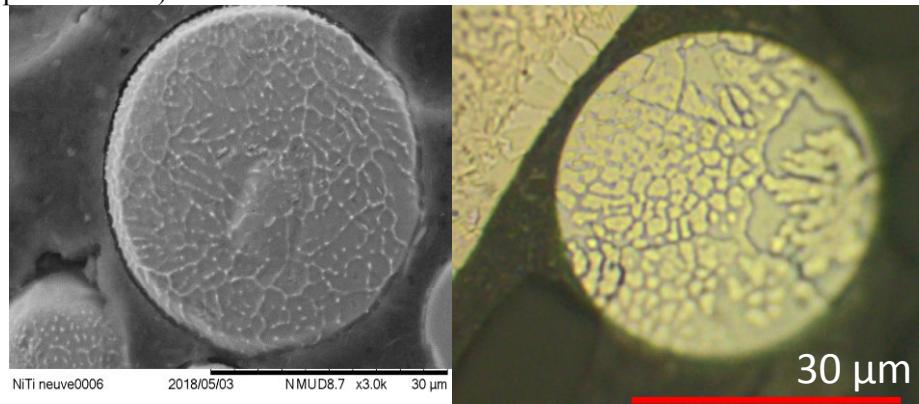
La microstructure des poudres a été observée par microscopie optique (MO) et électronique à balayage (MEB) (Figure 1). Il a été mis en évidence une microstructure cellulaire.

La distribution de taille, la coulabilité et la circularité des poudres ont été déterminées respectivement par granulométrie laser, la méthode de Hall et Carney et par analyse d'image (Aphelion). La composition chimique des poudres à l'état de réception a été déterminée par EDX.

Les fabrications ont été réalisées sur une machine SLM 125HL SOLUTIONS.

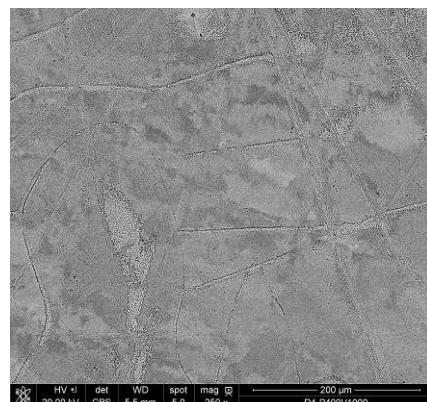
Des cubes de 5\*5\*5mm<sup>3</sup> ont été fabriqués selon des conditions de lasage précises : puissance laser variant de 100 à 400 watts et vitesses de balayage laser de 250 à 4000 mm.s<sup>-1</sup>. La stratégie de balayage laser est celle préconisée par SLM pour les alliages de titane avec une rotation de 67° entre chaque couche fabriquée. Une épaisseur de couche de 50µm a été utilisée. Les conditions de puissance et

vitesse utilisées pour le contour (environ 250 µm de largeur) sont différentes (valeurs « contour » par défaut SLM pour le titane).



**Figure 1 : Image de poudre NiTi neuve par MEB (gauche) et MO (droite)**

Des microstructures sur échantillons brutes de fabrication sont montrées en Figure 2. Il a été observé des grains colonnaires selon la direction du laser pouvant atteindre la centaine de micromètre. Il semblerait qu'une croissance épitaxiale inter-couches ait lieu. Dans le plan de fabrication, il a été observé des sillons représentatifs de l'histoire du procédé, de taille équivalente au diamètre moyen du spot laser (80-100µm). Les pièces fabriquées semblent être anisotropes, comme l'expliquent Dadbakhsh et al (1).



**Figure 2 : Image MEB d'échantillons en NiTi dans le plan de fabrication**

De plus, des mesures de densité relative par analyse d'image ont permis de relier la puissance et la vitesse laser à un taux de porosité spécifique. Une densité relative supérieure à 99% a été observée pour des paramètres équivalents à Walker et al.(2).

Par la suite, des échantillons seront fabriqués pour réaliser des essais de dilatométrie, de DSC, d'EBSD, de DRX et de spectromètre à étincelle pour mieux appréhender l'impact sur la santé métallurgique, la microstructure et les propriétés du matériau fabriqué. Une approche thermique sera employée pour relier les conditions de fabrication, le bain de fusion et les gradients thermiques engendrés lors de la fabrication.

## Références

1. *Texture and anisotropy in selective laser melting of NiTi alloy.* **Dadbakhsh, S, et al.** 2016, Materials Science & Engineering A 650, pp. 225-232.
2. *Process development and characterization of additively manufactured nickel-titanium shape memory parts.* **Walker, Jason M, et al.** s.l. : Intelligent Material Systems ans Structures, 2016.

# Etude et optimisation du perçage orbital robotisé pour l'assemblage de structures aéronautiques

Doctorant : Landry KAMGAING SOUOP<sup>1</sup>

Encadrants : Yann LANDON<sup>2</sup>, Alain DAIDIE<sup>3</sup>, Johanna SENATORE<sup>4</sup>, Mathieu RITOU<sup>5</sup>

<sup>1</sup> landry-arnaud.kamgaing-souop@univ-tlse3.fr

<sup>2</sup> yann.landon@univ-tlse3.fr, <sup>3</sup> alain.daidie@insa-toulouse.fr, <sup>4</sup> johanna.senatore@univ-tlse3.fr, <sup>5</sup> mathieu.ritou@univ-nantes.fr

**Résumé** — Dans l’industrie aéronautique, la garantie de la tenue en fatigue des pièces est très primordiale et ceci dès la phase de réalisation des trous de fixation. En effet, ils sont le siège de concentration de contraintes qui sont néfastes pour la durée de vie. Une opération de brunissage orbital a été développée pour minimiser ces risques. Réalisé à la suite du perçage orbital, ce procédé permet d’introduire en bords de trou des contraintes résiduelles de compression et de l’écrouissage en surface de l’alésage. Ces travaux consistent à modéliser ce traitement de surface et à déterminer les conditions opératoires optimales en termes de contraintes résiduelles et d’écrouissage.

**Abstract** — In aerospace industry, the fatigue lifetime control of part is very important, and this since the production phase of fastening holes. Indeed, these are the seat of stress concentration that are harmful to part lifetime. Helical burnishing has been developed to minimize these risks. Performed directly after orbital drilling, this process introduce compressive residual stresses at the holes edges and hardening at the surface of the boreholes. The main objectives of these researches are to model this surface treatment and to determine the optimal operating conditions in terms of residual stresses and hardening.

## 1. Contexte et objectifs

Le principe du brunissage orbital est d’usiner un trou avec une fraise d’un diamètre inférieur à celui du trou usiné, en suivant une trajectoire hélicoïdale (Figure 1a). Ce procédé présente de nombreux avantages en comparaison au perçage conventionnel : cinématique flexible, faibles efforts de coupe, meilleure évacuation des copeaux, [...] [1]. Cependant, la durée de vie en fatigue des pièces percées nécessite toujours d’être améliorée. Au regard de la cinématique du perçage orbital, il est donc proposé un traitement de surface innovant : le brunissage orbital. Il s’agit d’une opération au cours de laquelle le brunissoir qui décrit une trajectoire hélicoïdale déforme plastiquement la paroi du trou usiné (figure 1b). Ces déformations génèrent dans les couches superficielles des contraintes résiduelles de compression et de l’écrouissage en surface.

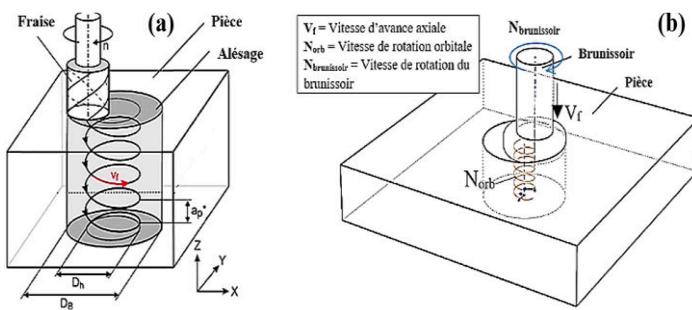


Figure 1: Trajectoire du perçage orbital (a) et du brunissage orbital (b)

Les objectifs de ces travaux seront de contrôler et d’augmenter les niveaux de contraintes

résiduelles et d'écrouissage induits par le brunissage orbital. Ensuite, les conditions opératoires optimales (vitesses de rotation, vitesse d'avance, dimensions du brunissoir, brunissage en opposition/avalant) seront définies. Des modélisations numériques (2D et 3D) du procédé sont développées sous le logiciel ABAQUS® et des essais mécaniques sur des échantillons physiques seront menés en parallèle pour les confronter aux résultats issus des simulations numériques.

## 2. Modélisations numériques

Le matériau étudié est l'alliage d'aluminium AA2024-T351. La loi couramment utilisée pour modéliser le comportement en usinage de ce matériau est une loi de Johnson-Cook décrite par l'équation (1) [2]. Le brunissoir quant à lui est modélisé par un corps rigide. A l'instar de [3], une loi de contact de type Coulomb est modélisée à l'interface brunissoir-pièce.

$$\bar{\sigma} = [A + B\bar{\varepsilon}^P]^n \left[ 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0} \right) \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_0}{T_f - T_0} \right)^m \right] \quad (1)$$

La figure 2a représente la répartition des contraintes résiduelles obtenue pour une profondeur de brunissage  $e=40\mu\text{m}$ . On constate qu'il est possible d'induire des contraintes résiduelles de compression dans les couches superficielles du trou. La figure 2b montre l'impact de ce paramètre sur la répartition des contraintes résiduelles circonférentielles. La valeur maximale et la zone en compression augmentent avec la profondeur de brunissage. Ceci peut s'expliquer par les fortes déformations plastiques générées avec l'augmentation de la profondeur de brunissage.

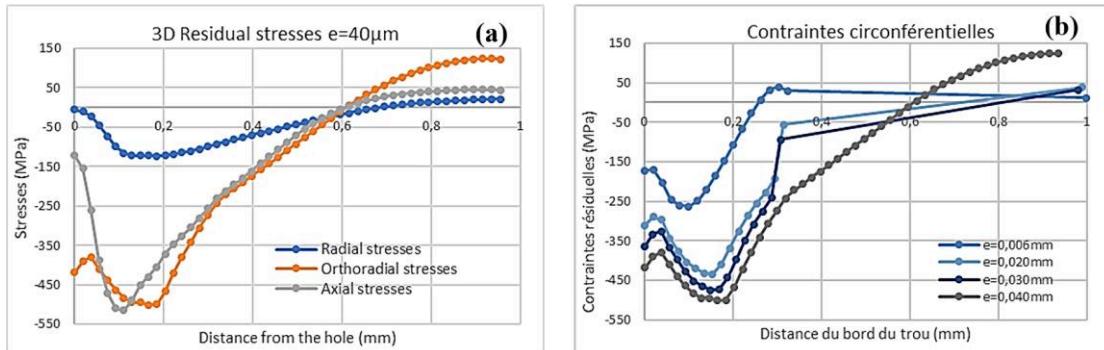


Figure 2 : Profil de contraintes résiduelles obtenues après brunissage (a) et influence de la profondeur de brunissage sur le profil des contraintes résiduelles (b)

## 3. Perspectives

- Procéder à des tests expérimentaux de brunissage orbital et déterminer les méthodes adéquates d'évaluation de l'état de contraintes et de l'écrouissage.
- Affiner les modèles numériques (loi de contact, modélisation des aspects thermiques).
- Mener une campagne d'essais numériques, afin de déterminer les conditions opératoires optimales.
- Réaliser des essais en fatigue sur des échantillons pour évaluer l'apport du brunissage orbital.

## 4. Références bibliographiques

- [1] R. Iyer, P. Koshy, et E. Ng, « Helical milling: An enabling technology for hard machining precision holes in AISI D2 tool steel », *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, vol. 47, n° 2, p. 205- 210, févr. 2007.
- [2] G. R. Johnson et W. H. Cook, « A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures », *Scribd*, avr-1983. [En ligne]. Disponible sur : <https://www.scribd.com/document/81848138/A-Constitutive-Model-and-Data-for-Metals>.
- [3] P. Balland, L. Tabourot, F. Degre, et V. Moreau, « An investigation of the mechanics of roller burnishing through finite element simulation and experiments », *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, vol. 65, p. 29-36, 2013.

# Implementation and validation of a robust methodology to obtain POD curves for NDT defect detection procedures

Doctorant : Miguel RESECO BATO<sup>1</sup>

Encadrants : Christian BES<sup>2</sup>, Anis HOR<sup>3</sup> et Aurelien RAUTUREAU<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [miguel.reseco-bato@airbus.com](mailto:miguel.reseco-bato@airbus.com)

<sup>2</sup> [christian.bes@univ-tlse3.fr](mailto:christian.bes@univ-tlse3.fr), <sup>3</sup> [anis.hor@isae.fr](mailto:anis.hor@isae.fr), <sup>4</sup> [aurelien.rautureau@airbus.com](mailto:aurelien.rautureau@airbus.com)

**Résumé** — La courbe POD est réalisée par un processus expérimental, où un large éventail de compétences d'inspecteur, les types de défauts et les emplacements, les types de matériaux et les procédures sont inclus. À ce moment, ce processus expérimental met en évidence des coûts élevés et prend du temps pour le constructeur aéronautique. L'objectif de cette thèse est de définir une méthodologie de construction POD à partir de la modélisation numérique. La robustesse du POD est assurée par l'intégration des incertitudes à travers des distributions statistiques issues de données expérimentales ou de jugements d'ingénierie. Des applications sont proposées sur le titane beta en utilisant la technique HFEC (High Frequency Eddy Currents). Enfin, le modèle de simulation POD sera comparé et validé avec les résultats expérimentaux. Les résultats numériques encouragent à remplacer ou compléter des campagnes expérimentales dans les travaux futurs.

**Abstract** — The POD curve is carried out by an experimental process, where a wide range of inspector skills, defect types and locations, material types and procedures are included. At this moment, this experimental process evidences high costs and time consuming for the aircraft manufacturer. The objective of this PhD thesis is to define a methodology of building POD from numerical modelling. The POD robustness is ensured by the integration of the uncertainties through statistical distributions issued from experimental data or engineering judgments. Applications are provided on titanium beta using High Frequency Eddy Currents (HFEC) NDT technique. Finally, the simulation POD model will be compared and validated with the experimental results. Numerical results encourage to replace or complete experimental campaigns in future works.

## 1. Extensive experimental and simulation data base

### 1.1. Experimental tests

The experimental tests were performed considering different samples defect, inspectors and scenarios. To compute a POD curve, an extensive experimental database is needed to obtain reliable and accurate statistical values. In this experimental study, 490 amplitude responses ( $\hat{a}$ ) were used. These responses result from the control performed by **7 inspectors inspecting 70 samples**. The selected inspectors were from different backgrounds and certification levels to be representative of an In-Service task. In the following paragraphs, we will describe the inspection scenarios:

- **Laboratory scenario with same device** is developed inside of the Non-destructive laboratory being the optimum case. Additionally, all inspectors in this case used the same device, to only notice the human factor effect inside the laboratory scenario.
- **A321 Aircraft scenario** was set in the cargo part of an A321 with a change in the sample orientation and human position. The main objective in this scenario is to simulate a real In-Service inspection.
- **A400M Aircraft scenario** was established inside the central wing box of an A400M. This scenario introduces a change in the sample orientation and human position, quite different from the laboratory and A321 aircraft scenarios.

## 1.2. Numerical modelling

The High Frequency Eddy Current simulation model is presented. In accordance to the experimental data base, the material is titanium beta (TAV6 Beta). The simulation geometry shape is a flat plate. A semi-elliptical defect shape was used to be as close as the experimental samples. In the real samples the flaw was characterized by a microscopy inspection and a fracture analysis in ten titanium samples. The model selected for the corresponding defect mesh will be the BEM (Boundary Element Method), representative of a real defect. Finally, the simulated probe consists of one coil. For High Frequency Eddy Current (HFEC) application case, eight parameters have been identified as strongly influent on the signal amplitude response. These eight parameters will be the uncertain parameters provided to the simulation model integrating the human and environmental factors (X/Y rotations and X/Y step scanning). Then, apply a Monte Carlo sampling for a POD curve computation.

## 2. Comparison

The simulation and experimental results are compared using **the minimum detectable defect length ( $a_{90/95}^*$ )** obtain from each POD curve. The remarkable aspect is that the simulation model gives conservative results in comparison to the experimental campaign even in different scenarios. Actually, the difference between scenarios never exceeds 23% which is quite promising. In Table 1 simulation and experimental results are presented for a deep analysis. The A321 Aircraft scenario is 8% higher than the reference (Lab scenario). Then, the A400M Aircraft scenario has an  $a_{90/95}^*$  18% bigger possibly as a consequence of the worst environmental conditions (visibility, screen proximity and human position).

**Table 1. Comparative table for statistical values in different scenarios including simulation.**

Statistical parameter	Laboratory	A321 Aircraft	A400M Aircraft	Simulation
$a_{90/95}^*$	1	1,08	1,18	1,23

## 3. Conclusions

This PhD study suggested a methodology to calculate a robust POD curve using a numerical model. The application case deals with High Frequency Eddy Current based on the Berens methodology. The difference between the experimental and simulation results never exceeded 23% for  $a_{90/95}^*$ . Moreover, the simulation results are conservative in terms of detection thanks the appropriate selection of statistical distributions related to uncertainties. This good arrangement offers encouraging and promising results to replace or complete experimental test by simulation which are less costly and time consuming. Future related work will attempt at extending our approach to the broader NDT technics (Ultrasonic, Radiography, Computed Tomography, Guide Waves, etc.) and materials. This research work will also include NDT problems where Berens assumptions are not fulfilled and then, another methodology to build robust POD curves.

## 4. References

- [1] Department of Defense – United States of America, “Non Destructive Evaluation System Reliability Assessment”, Handbook – MIL-HDBK-1823, 2009.
- [2] AP Berens, “NDE Reliability Data Analysis. In ASM Metals Handbook: Nondestructive Evaluation and Quality Control”, American Society of Metals International 17, pp 689-701, 1989.
- [3] WD Rummel, “Human Factors Considerations in the Assessment of Nondestructive Evaluation (NDE) Reliability”, Review of Progress in Quantitative Nondestructive Evaluation, pp 37-46, 1984.

# Optimisation mixte de structure à variables catégorielles et continues

Doctorant : Pierre-Jean BARJHOUX<sup>1</sup>

Encadrants : Stéphane GRIHON<sup>2</sup>, Youssef DIOUANE<sup>3</sup>, Dimitri BETTEBGHOR<sup>4</sup>, Joseph MORLIER<sup>5</sup>

<sup>1</sup> [pierre-jean.barjhoux@irt-saintexupery.com](mailto:pierre-jean.barjhoux@irt-saintexupery.com)

<sup>2</sup> [stephane.grihon@airbus.com](mailto:stephane.grihon@airbus.com), <sup>3</sup> [youssef.diouane@isae.fr](mailto:youssef.diouane@isae.fr), <sup>4</sup> [dimitri.bettebghor@onera.fr](mailto:dimitri.bettebghor@onera.fr), <sup>5</sup> [joseph.morlier@isae.fr](mailto:joseph.morlier@isae.fr),

**Résumé** — Dans le domaine de la conception avion, l'optimisation de structure nécessite la sélection d'un concept et de dimensions optimales, dans le but de minimiser la masse. Deux types de variables sont donc impliqués: des variables catégorielles et des variables continues. Les algorithmes existants ayant une efficacité limitée, l'objectif de ces travaux consiste à développer un algorithme traitant ce problème en dimension industrielle.

**Abstract** — In aircraft design, structural optimization implies a selection of optimal concept and sizing, with the aim of minimizing the weight. Two kind of variables are involved: categorical and continuous variables. The efficiency of the algorithms that solve this class of problem is limited. The objective of this work consists in creating an algorithm that tackles this problem at an industrial scale.

## 1. Introduction

Dans le domaine de la conception avion, l'optimisation de structure fait intervenir deux types de variables. On trouve des variables continues de forme, décrivant des épaisseurs de panneau et celles des profils de section de raidisseur. Egalemente, certaines variables d'optimisation sont catégorielles. Ces variables sont associées à des choix technologiques, comme par exemple un choix de matériau ou de type de raidisseur, ou même à des hypothèses de calcul comme par exemple les politiques de marge en flambage. Différents algorithmes permettent de traiter ce type de problème, mais avec une efficacité limitée [1] en comparaison aux algorithmes basés sur le gradient. Le plus souvent, les codes d'optimisation de structure traitent les variables continues et ignorent les variables catégorielles. Cela est notamment lié à la difficulté de gérer les deux types de variables simultanément tout en préservant l'efficacité de l'algorithme. Une méthodologie industrielle [2] s'appuie sur une décomposition du problème. Elle consiste à réaliser dans un premier temps des optimisations locales à efforts internes figés, élément par élément. Puis, ces choix optimaux locaux figés, une mise à jour les efforts internes est réalisée. L'algorithme, capable de traiter des problèmes de taille industrielle, s'appuie cependant sur des choix locaux et l'optimum trouvé est parfois sous-optimal. Enfin, les contraintes globales comme celles de déplacement ne sont pas visibles et ne peuvent donc pas être prises en compte à travers cette approche. L'objectif principal de ces travaux consiste donc à mettre en place une méthodologie permettant de traiter les variables continues et catégorielles, tout en respectant les contraintes industrielles en termes de performance et d'efficacité.

## 2. Réalisations

Un premier algorithme [3], basé sur une formulation hybride du Branch and Bound, a été mis en œuvre. Cet algorithme s'appuie sur une décomposition du problème en deux niveaux. Les variables catégorielles, dites variables complicantes, sont traitées au sein du problème maître par un algorithme de Branch and Bound [4]. Ce dernier, dans le cas considéré, consiste à choisir un élément de la structure pour lequel on fixe un choix de catalogue, puis estimer un minorant de la masse de la structure tout en ayant fixé ce choix. Ainsi, on observe plusieurs possibilités. Le calcul de minorant peut révéler qu'en imposant ce choix les contraintes ne sont pas respectées. Il est possible que le

minorant de la masse soit supérieur à la plus petite masse connue (le majorant). Dans ces deux cas, on peut alors supprimer toutes les solutions qui contiennent le choix pour l'élément considéré. Si le minorant est inférieur au majorant, alors le sous-espace contenant ce choix contient possiblement l'optimum. A chaque calcul de minorant, on effectue ainsi une optimisation continue sur l'ensemble des variables de forme, mais aussi sur les propriétés matériau continûment relâchées. En effet, les variables catégorielles impliquées dans le problème décrit précédemment sont non-ordonnées, avec impossibilité pour les outils industriels d'évaluer les modèles en des valeurs intermédiaires. Or, une façon de calculer ce minorant consiste à simplement relâcher les variables discrètes, ce qui n'est pas possible dans le cas étudié. Il a donc été proposé une formulation du problème, en particulier des contraintes, qui permet ce calcul de minorant en optimisant directement les propriétés continues implicitement liées aux variables catégorielles. Un exemple de tracé suivant l'évolution l'optimisation se trouve Figure 1. On peut noter la présence de sauts, représentant l'élimination de sous-ensembles de solutions, qui ne seront donc pas explorées. Malgré un coût de calcul limité par rapport au coût d'un plan d'expérience factoriel, on observe que le coût de calcul reste prohibitif pour des applications industrielles.

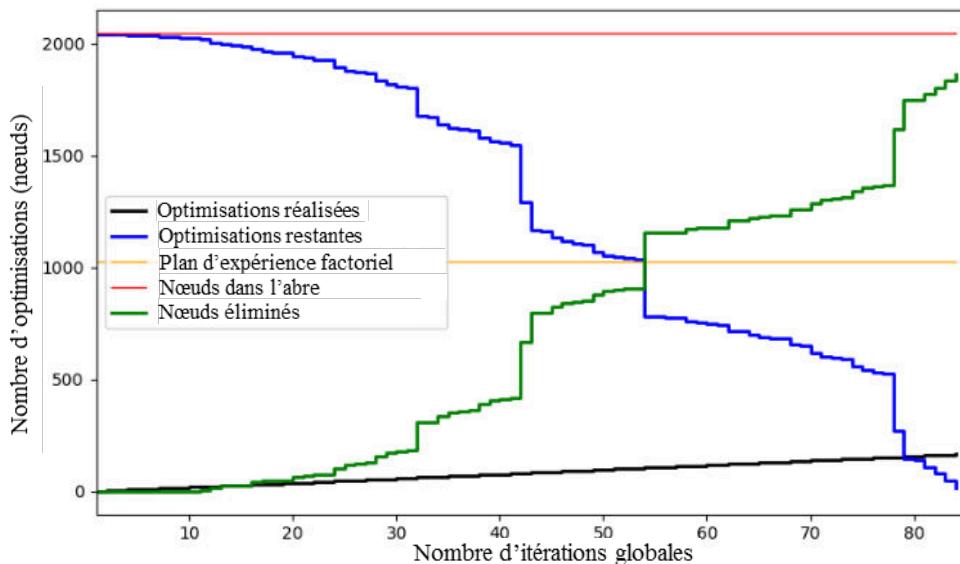


Figure 1: Nombre de noeuds calculés, restants, et supprimés en fonction du nombre d'itérations.

### 3. Perspectives

Une comparaison de l'algorithme décrit avec d'autres approches de la littérature est nécessaire afin de mieux en évaluer les performances, l'efficacité mais également envisager des améliorations. Egalement, d'autres approches s'appuyant sur la structure du problème d'optimisation sont en cours d'investigation, dans le but d'apporter une solution plus efficace au problème industriel posé.

### Références

- [1] P. Bonami, M. Kılınç, J. Linderoth, Algorithms and Software for Convex Mixed Integer Nonlinear Programs, *Springer*, Pag.1–39, 2012.
- [2] S. Grihon, PRESTO: A rapid sizing tool for airframe conceptual design studies, *LMS European Aeronautical Conference*, 2012.
- [3] P. J. Barjhoux, Y. Diouane, S. Grihon, D. Bettebghor, J. Morlier, Mixed Variable Structural Optimization: Toward an Efficient Hybrid Algorithm, *Advances in Structural and Multidisciplinary Optimization*, Springer International Publishing, 2018.
- [4] A. H. Land, A. G. Doig, A. G., An Automatic Method of Solving Discrete Programming Problems, *Econometrica*, vol. 28, Pag.497, 1960.

# Optimisation et compréhension de la tenue des assemblages boulonnés intégrant de nouvelles contraintes industrielles.

Doctorant : Vincent RAFIK<sup>1</sup>

Encadrants : Alain DAIDIE<sup>2</sup>, Bertrand COMBES<sup>3</sup> et Clément CHIROL<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [vincent.rafik@airbus.com](mailto:vincent.rafik@airbus.com)

<sup>2</sup> [alain.daidie@insa-toulouse.fr](mailto:alain.daidie@insa-toulouse.fr), <sup>3</sup> [bertrand.combes@insa-toulouse.fr](mailto:bertrand.combes@insa-toulouse.fr), <sup>4</sup> [clement.chirol@airbus.com..](mailto:clement.chirol@airbus.com)

**Résumé** — Les liaisons par éléments filetés sont communément utilisées afin de lier rigidement les différents solides d'un système. Un serrage permet alors d'appliquer une précharge garantissant la tenue de l'assemblage dans le temps. Cependant, lorsque la structure perçoit des sollicitations alternées, particulièrement en cisaillement, le dévissage de certains boulons de la structure peut être observé, nuisant alors à son intégrité. En s'appuyant sur une simulation numérique et sur plusieurs campagnes d'essais, l'objectif de la thèse sera de proposer une explication au phénomène dans le but de proposer un critère de choix de composant.

**Abstract** — Connection thanks to threaded elements are widely used to embed the different solids of a system together. A tightening provides a preload which ensure the assembly durable holding. However, when the structure perceives alternative loads, particularly in shear, the self-loosening of some bolts of the structure can be noticed, thus affecting its integrity. Building on a numerical model and several test campaigns, the aim of the thesis will be to propose an explanation to the phenomenon in order to propose a component selection criterion.

## 1. Contexte industriel et enjeux scientifiques

Les boulons, Figure 1, sont couramment utilisés dans le milieu aéronautique afin d'assurer un assemblage entre plusieurs éléments d'une structure. Le serrage de l'ensemble permet d'appliquer une précharge, garantissant ainsi la tenue dans le temps de la liaison [1]. Afin d'optimiser sa durée de vie et d'éviter la perte de l'écrou en cas de dévissage, les écrous sont auto-freinés par une déformation plastique en trois points. Dans le but de ne pas solliciter en torsion la vis lors de sa mise en place, la vis est maintenue par un six pan coté filetage visible sur la Figure 1.



Figure 1 – Exemple de vis et d'écrou utilisés lors de notre étude.

Lorsqu'une structure est sollicitée mécaniquement ou thermiquement, les assemblages la composant le sont aussi. Sous certaines conditions, le dévissage de ces boulons peut être observé, [1, 2, 3, 4], remettant ainsi en cause l'intégrité structurelle du système. Le phénomène a été étudié à de nombreuses reprises depuis la fin des années soixante. Ces travaux ont mis en évidence l'importance du glissement des différentes interfaces [1, 2] ainsi que l'existence d'un comportement transitoire et d'un comportement pseudo-permanent [3]. Dans le but de comprendre le phénomène, plusieurs explications sont proposées par des scientifiques [3, 4]. Elles se distinguent les unes des autres par la trajectoire de glissement des contacts impliquant le dévissage. Cependant, aucune d'elle ne propose une durée de vie ou un critère de dimensionnement, ce qui sera un objectif de la thèse.

## 2. Le glissement transverse, une possible source de dévissage spontané

Au cours de ces travaux de thèse, la théorie de Zadoks sera étayée. Il considère que le glissement transverse entre la plaque et l'écrou (ou la vis) est à l'origine du dévissage de l'assemblage [3]. En effet, son cisaillement entraîne la flexion de la fixation tant que la tête de la vis et l'écrou adhèrent respectivement aux interfaces des plaques, Figure 2. Cependant, au-delà d'un certain seuil, l'effort transverse est suffisamment important pour compenser les forces d'adhérence de l'un de ces deux contacts, provocant le glissement transverse du composant associé, Figure 2. Ce glissement transverse modifierait la direction des forces de frottement, à l'origine circonférentielles. Ce changement diminue la valeur du couple de frottement qui vient alors modifier l'équilibre des moments de la vis, et donc, initier sa rotation impliquant le dévissage du boulon.

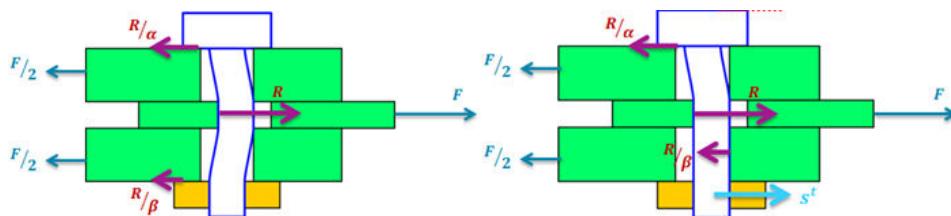


Figure 2 – flexion de la vis (à gauche) et glissement de l'écrou (à droite).

Dans le but d'étayer cette théorie, un modèle numérique de la sollicitation transverse d'un assemblage double recouvrement a été développé. Il permet de mettre en évidence à la fois le dévissage de l'assemblage et l'existence d'un glissement transverse entre la vis et la plaque. Une première campagne d'essais a montré que ni l'épaisseur des plaques assemblées ni l'interférence installée avaient une influence sur le dévissage spontané. Ce constat est en accord avec la théorie de Zadoks.

## 3. Perspectives

Les essais évoqués dans la partie précédente ont mis en évidence deux phases de dévissage pour deux niveaux d'efforts différents. Il semble donc logique que deux cinématiques distinctes conduisent à la perte de précharge. L'une d'elle a potentiellement été identifiée comme étant le glissement transverse décrite précédemment, mais la seconde doit encore être décrite précisément. Il est nécessaire de poursuivre les campagnes d'essais pour définir les facteurs importants et ainsi pouvoir proposer une explication à ces deux dévissages. Le modèle numérique peut alors être pertinent, dans un premier temps, pour identifier des mouvements relatifs perceptibles. Dans un deuxième temps, il faudra avoir recours à une instrumentation spécifique pour réitérer l'observation expérimentalement.

## Références

- [1] W. Eccles, I. Sherrington, R D Arnell, Towards an understanding of the loosening characteristics of prevailing torque nuts, Journal Mechanical Engineering Science, 2009, Vol. 224, p. 483 – p. 494.
- [2] G. Junker, New criteria for self-loosening of fasteners under vibration, 1968.
- [3] R.I. Zadoks, X.Yu, An investigation of the self-loosening behavior of bolts under transverse vibration, Journal of sound and vibration, 1997, Vol. 208, p.189 – p.209
- [4] G. Dinger, Design of multi-bolted joints to prevent self-loosening failure, Journal of mechanical engineering science, 2016, Vol. 230 (15), p.2564 - p.2578,

# Evaluation et optimisation des transferts thermiques aux interfaces des assemblages dans le domaine aérospatial

Doctorant : Simon VANDEVELDE<sup>1</sup>  
Encadrants : Alain DAIDIE<sup>2</sup>, Marc SARTOR<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [simon.vandevelde@insa-toulouse.fr](mailto:simon.vandevelde@insa-toulouse.fr)

<sup>2</sup> [alain.daidie@insa-toulouse.fr](mailto:alain.daidie@insa-toulouse.fr), <sup>3</sup> [marc.sartor@insa-toulouse.fr](mailto:marc.sartor@insa-toulouse.fr)

---

**Résumé** — L'augmentation de la puissance des équipements électroniques accroît le besoin de performance en termes de transfert thermique au sein des assemblages par éléments de fixation vissés dans les équipements spatiaux. Il existe un réel enjeu à développer un modèle capable de prédire cette résistance de transfert thermique dans un assemblage structurel pour le spatial, en tenant compte d'un grand nombre de paramètres qui pourraient l'influencer. Les travaux de thèse portent sur le développement d'une méthode multi-phérique d'évaluation des transferts thermiques aux interfaces des assemblages rencontrés dans les applications spatiales.

**Abstract** — The electronic equipment's increase of power intensifies the need for performant heat transfer within threaded assemblies for space applications. It is a real challenge developing a model predicting such thermal resistance for a space assembly which takes into account various influencing parameters. The research focuses on the development of a multi-physical approach to evaluate the heat transfer at interfaces of space application assemblies.

---

## 1. Introduction

Les assemblages par éléments de fixation vissés sont présents à différentes échelles dans les équipements spatiaux : composants, boîtiers, panneaux, structure. L'augmentation de la puissance des équipements accroît le besoin de performance en termes de transfert thermique au sein de ces assemblages. C'est pourquoi des *Thermal Interface Materials* (TIM) sont placés aux interfaces. La maîtrise de ces performances et leur amélioration, via la réduction des résistances thermiques, passent par une bonne connaissance des zones de contact et de leur évolution dans le temps. Le processus de transfert de chaleur à travers une interface est complexe parce que la Résistance Thermique de Contact dépend de nombreux paramètres thermiques, géométriques et mécaniques [1]. Pour pouvoir analyser le comportement mécanique d'un assemblage comportant un TIM, et d'évaluer ses performances thermiques, il est nécessaire de disposer au préalable d'un modèle de comportement de ce TIM. Les données des fournisseurs de TIM n'incluent pas toutes les informations nécessaires, comme la variabilité en température et en pression. L'approche retenue conduit à élaborer un programme de caractérisation adapté, permettant de construire un modèle matériau implanté dans ABAQUS.

## 2. Caractérisation mécanique et thermique

La caractérisation de plusieurs TIM's actuellement utilisés dans l'industrie spatiale a été entreprise en vue d'obtenir des modèles de comportement de ces matériaux qui rendent compte de leurs différentes caractéristiques. Leurs propriétés à la fois visqueuses et élasto-plastiques sont mesurées par un *Dynamical Mechanical Analyser* (DMA). Des essais de fluage sont réalisés pour évaluer le comportement mécanique à long terme. La conductivité thermique en fonction de la température est mesurée par une combinaison de trois essais de caractérisation : *Differential Scanning Calorimetre*

(DSC), *Laser Flash Analyser* (LFA) et densimétrie. Un banc d'essai basé sur la référence ASTM D5470 [2] est utilisé pour établir les variations de la résistance thermique de contact en fonction de la pression. Le coefficient de dilatation thermique est mesuré en fonction de la température à partir d'un *Thermal Mechanical Analyser* (TMA).

### 3. Pertinence du modèle mécanique

Un modèle de comportement mécanique de chaque matériau à l'étude a été construit dans ABAQUS à partir des résultats de caractérisation. Une étude comparative du modèle numérique vs expérimental a été faite pour un assemblage simple (Fig. 1) inspiré des préconisations de la recommandation ATSM F38 [3]. Le boulon est préchargé axialement à 3 kN, puis l'évolution de sa charge dans le temps est mesurée (Fig. 1) via une rondelle de charge statique. Les simulations numériques pour un boulon en acier et en titane corrèlent bien les mesures expérimentales.

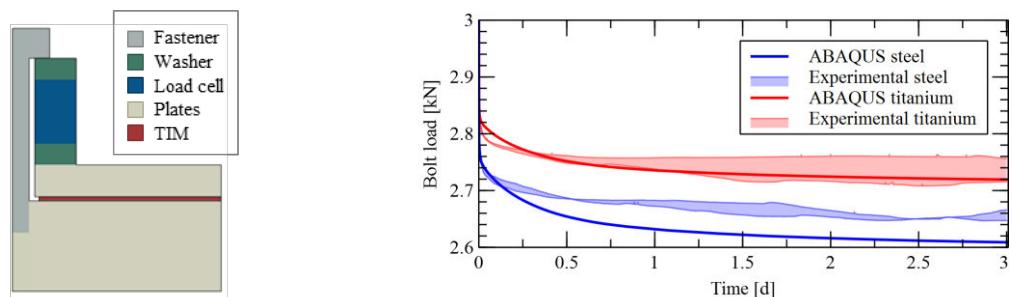


Figure 1 – Gauche : modèle ABAQUS assemblage simple ; Droite : évolution de la charge dans le temps

### 4. Perspectives

Pour la suite de ces travaux de recherche, l'assemblage simple sera exploité pour étudier le comportement thermique. Des essais à température constante et sous cyclage thermique sont prévus. Un démonstrateur représentatif d'une application spatiale sera réalisé et étudié pour valider la méthode multi-physique développée. Le démonstrateur prendra en considération l'influence des interactions entre les boulons et la rigidité de l'équipement. Les outils d'analyse développés nous permettront de faire des propositions techniques de nature à améliorer les performances thermiques.

### 5. Remerciements

Ce travail est supporté par le CNES (Centre Nationale d' Études Spatiales) et Thales Alenia Space (TAS).

### 6. Références bibliographiques

- [1] M. M. Yovanovich. Four decades of research on thermal contact, gap, and joint resistance in microelectronics. In *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*. vol. 28, n° 2, p. 182-206, 2005.
- [2] ASTM International. ASTM D5470-12, Standard Test Method for Thermal Transmission Properties of Thermally Conductive Electrical Insulation Materials. West Conshohocken, PA, 2012.
- [3] ASTM International. ASTM F38-00, Standard Test Methods for Creep Relaxation of a Gasket Material. West Conshohocken, PA, 2014.

# Power Plant System advanced modelling and optimization

Doctorant : Simone CONIGLIO<sup>1</sup>

Encadrants : Joseph MORLIER<sup>2</sup>, Christian GOGU<sup>3</sup>, Rémi AMARGIER<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [simone.coniglio@airbus.com](mailto:simone.coniglio@airbus.com)

<sup>2</sup> [j.morlier@isae-sup Aero.fr](mailto:j.morlier@isae-sup Aero.fr) <sup>3</sup> [christian.gogu@univ-tlse3.fr](mailto:christian.gogu@univ-tlse3.fr) <sup>4</sup> [remi.amargier@airbus.com](mailto:remi.amargier@airbus.com)

**Résumé** — Le design de l'intégration motrice joue un rôle primordial dans le bon fonctionnement de l'ensemble propulsif-avion. En effet les charges dues aux manœuvres peuvent induire des déformations dans le moteur qui nuisent à sa durée de vie et à sa consommation de carburant. Maîtriser les jeux entre parties tournantes et parties fixes est un exercice, qui en pratique est fait seulement dans une phase avancée du design par le motoriste seul. Le but de cette thèse est de intégrer des critères basés sur les déformations moteur dans le design préliminaire de la structure primaire de l'intégration motrice. Cela en vue de trouver de design d'intégration innovantes.

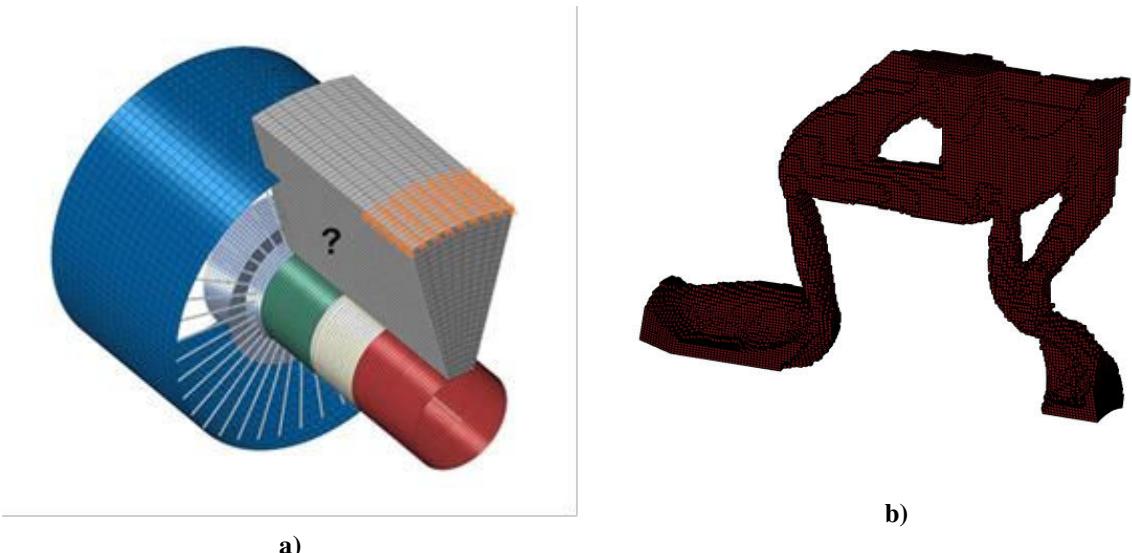
**Abstract** — Power-plant system (PPS) design has a main role in the definition of the engine integrated performance. Maneuver loads can produce engine deformations that can increase engine consumption and reduce Engine time on wing. The tip clearance, (radial gap between rotor tip and stator) are currently analyzed only in a very advanced design phase by the engine manufacturer. The main goal of this PhD is to take into account engine deformation criteria in the preliminary design definition of PPS primary structure. This approach could come up with disruptive designs that could improve the final engine integrated performances.

## 1. Introduction et contexte industriel

Aujourd'hui l'intégration du moteur à l'avion est fait à travers un ensemble de composantes (mat réacteur, attaches moteur, entrée d'air et nacelle) qui ont le rôle primaire de rattacher le moteur à la voilure, mais aussi de garantir un échange vital de fluide entre moteur et avion et de garantir une bonne performance de l'ensemble propulsif-avion. Le mat réacteur et les attaches moteur définissent le chemin d'effort primaire entre moteur et voilure. Le choix du concept d'attache se fait en accord avec les motoristes sur des principes de design basés sur l'expérience. Maîtriser les problématiques dues aux déformations moteur est devenue un axe de recherche pour Airbus qui veut être capable d'évaluer l'impact des choix d'architecture de la structure primaire en utilisant des modèles élément finis du moteur. Cette procédure permet de guider ces choix par une procédure automatisée c.a.d. par une optimisation. Une telle approche peut avoir des multiples avantages, notamment la réduction de la masse totale de l'ensemble propulsif-avion, et aussi une meilleure maîtrise de jeux radiaux entre partie tournante et fixe du moteur (tip clearances en anglais). Dans un contexte avant-projet il a été décidé de paramétriser le design de la structure primaire du mat réacteur et des attaches moteur par une optimisation topologique, ce qui permet d'amplifier la largeur de l'espace design et d'atteindre des concepts inexplorés et donc innovantes. La thèse vise finalement à développer une méthodologie d'optimisation topologique qui puisse être utilisée pour la recherche de designs innovants et pertinents vis-à-vis des problèmes des déformations moteur.

## 2. Etat actuel du développement et prochaines étapes

Afin de développer la méthodologie proposée il a été décidé de développer un environnement Matlab permettant de coupler des analyses éléments finis sur des modèles moteurs avant-projet avec l'optimisation topologique, selon une implémentation inspirée de [1].



**Figure 1:** a) Modèle moteur simplifié utilisé pour le développement de la méthodologie, en gris la région design 3D étendue entre voilure et moteur. b) Solution du problème d'optimisation topologique conduite en [3].

L'intégration d'un modèle moteur industriel dans l'environnement Matlab a été réalisée par une méthode de condensation statique. Les déplacements moteur nécessaires pour le calcul de tip clearances peut ainsi être fait sur Matlab. La connexion entre modèle moteur et le modèle de la région de design a aussi été étudié en détail pour éviter de la sur-contrainte numérique à l'interface de deux maillage. L'approche d'optimisation utilisées dans nos premiers travaux est la méthode SIMP avec objectif la diminution de la surconsommation de carburant, due au chargement de croisière sur le moteur avec contrainte sur la masse de la solution d'intégration et sur le maximum de contraintes de Von Mises dans la région de design [2-3]. La solution obtenue c.f. Figure 1b), montre que cette approche pour étant envisageable montre des limites liés à la solution retrouvée qui n'est pas satisfaisante. En effet la solution même si elle minimise les déplacements relatifs entre rotor et stator, ne fixe pas un déplacement minimal de l'ensemble du moteur par rapport à l'aile. En plus la solution retrouvée est attaché de manière hyperstatique au moteur, ce qui génère de possibles problèmes de tenue mécanique enduits par la thermique du moteur. Les travaux restant à faire pour la fin de la thèse concernent la gestion de la thermique, la gestion de plusieurs cas de chargement, l'adaptation à un modèle moteur industriel et l'implémentation de plusieurs contraintes ingénieur directement au niveau de l'optimisation topologique. De plus un environnement de calcul distribué sera exploré pour traiter des problèmes de plus grande taille.

### 3. Références

- [1] Andreassen, Erik, et al. "Efficient topology optimization in MATLAB using 88 lines of code." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 43.1 (2011): 1-16.
- [2] Coniglio, Simone, et al. "Pylon and engine mounts performance driven structural topology optimization." *World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimisation*. Springer, Cham, 2017.
- [3] Coniglio, Simone, et al. "Original Pylon Architecture Design Using 3D HPC Topology Optimization." *2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. 2018.

# Systèmes de dégivrage innovant par actionneur piézoélectrique

Doctorant : Pierrick ROUSET<sup>1</sup>

Encadrants : Valérie POMMIER-BUDINGER<sup>2</sup>, Marc BUDINGER<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [pierrick.rouset@isae.fr](mailto:pierrick.rouset@isae.fr)

<sup>2</sup> [Valerie.budinger@isae.fr](mailto:Valerie.budinger@isae.fr), <sup>3</sup> [mbudinger@insa-toulouse.fr](mailto:mbudinger@insa-toulouse.fr)

**Résumé** — Les avions doivent faire face à des conditions de givrage lors de la traversée d'une zone de forte humidité à des températures négatives ce qui peut altérer leur comportement en vol. De nombreux systèmes de dégivrage existent mais constituent une source importante de consommation à bord. Afin de réduire la consommation, ce projet s'intéresse à des actionneurs électromécaniques qui permettent de faire vibrer la peau de l'avion à la fréquence de résonance. Les vibrations générées produisent des contraintes de traction et de cisaillement afin de la détacher la glace de la surface de l'avion.

**Abstract** — Aircraft face icing condition when operating in high humidity area at low temperature which can affect the flying behavior. Many ice protection systems exist today but they are an important source of energy consumption on board. In order to develop a low consumption system for de-icing, electromechanical actuators are used to excite the ice and the support at the resonance frequency. This system generates vibrations to produce tensile stresses in the ice or shear stresses at the interface ice/support in order to remove ice from the aircraft skin.

## 1. Problématique

Les avions doivent faire face à des conditions météorologiques difficiles notamment lorsqu'ils traversent des zones de forte humidité où des micros gouttelettes d'eau peuvent apparaître dans un état de surfusion. Ces gouttelettes à température négative et sous forme liquide ont tendance à geler lorsqu'elles impactent la surface de l'avion. Elles peuvent rapidement former une importante couche de glace ce qui peut alourdir et impacter les performances aérodynamique de l'avion. Des systèmes de protection de glace utilisant des technologies thermiques ou pneumatiques ont été développés pour lutter contre ce phénomène. Cependant, ces systèmes consomment beaucoup d'énergie et constituent aujourd'hui la deuxième source de consommation à bord [1]. L'objectif du projet est de définir un système de dégivrage moins consommateur et plus léger que les systèmes actuels afin de réduire la consommation globale en vol. L'étude se focalise sur les systèmes électromécaniques qui permettraient de réduire considérablement la consommation nécessaire au dégivrage en faisant vibrer les surfaces en contact avec la glace.

## 2. Principe du dégivrage par actionneur piézoélectrique

Le principe du système de dégivrage électromécanique utilisant des actionneurs piézoélectrique est d'utiliser une fréquence de résonnance de la structure afin de générer des contraintes mécaniques suffisantes pour fracturer la glace. L'actionneur piézoélectrique permet d'exciter la structure sur une large plage de fréquence. Deux types de fracturations apparaissent lors du mécanisme de dégivrage. La fracturation cohésive générée par des contraintes normales et la fracturation adhésive due à la contrainte de cisaillement. La fracturation adhésive apparaît généralement en premier et s'initie sur la surface supérieure de la glace (figure 1).

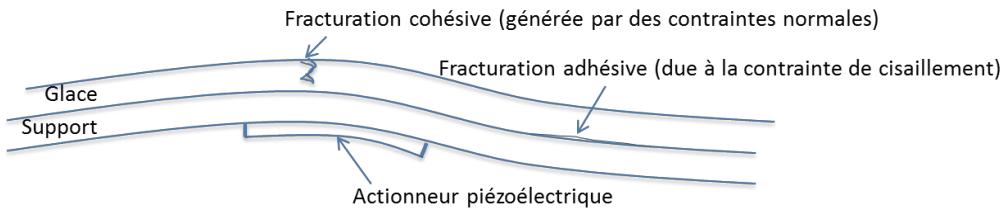


Figure 1 – Mécanisme de fracturation du système de dégivrage par actionneur piézoélectrique

### 3. Axes de recherche

- Comprendre et prédire l'initiation et la propagation de l'endommagement dans la glace. [2][3]
- Etudier l'influence du type d'actionneur, des conditions limites, de la géométrie, de matériaux du support, du type de glace, de position des actionneurs et de mode de résonance [4] sur le mécanisme de dégivrage.
- Mettre en place des protocoles expérimentaux permettant de vérifier des modèles analytiques et de simulations numériques
- Définir des méthodes de dimensionnement du support et de l'épaisseur de glace idéal
- Evaluer les bénéfices énergétiques et comparer aux solutions existantes

### 4. Etat d'avancement et perspectives

Ce qui a été fait :

- Définition de méthodes de dimensionnement
- Mise en place de modèle numérique d'analyse modale et statique
- Estimation de l'initiation et de la propagation de l'endommagement
- Expérimentation en chambre froide et en soufflerie givrante en corrélation avec les résultats numériques

Perspectives :

- Optimisation de la structure pour minimiser l'énergie de déformation tout en maximisant l'énergie de fracture
- Gestion de la commande en fréquence au cours du dégivrage
- Etude de l'intégration du système et estimation des bénéfices énergétiques

### Références

- [1] AMT Airframe Handbook Volume 2 (FAA-H-8083-31)
- [2] M. Budinger, V. Pommier-Budinger, P. Rouset, *Electro-mechanical Resonant Ice Protection Systems: Analysis of Fracture Propagation Mechanisms*, AIAA Journal, 2018.
- [3] V. Pommier-Budinger, M. Budinger, P. Rouset, *Electro-mechanical Resonant Ice Protection Systems: Initiation of Fractures with Piezoelectric Actuators*, AIAA Journal, 2018.
- [4] P. Rouset, M. Budinger, V. Pommier-Budinger, *Comparison of extensional and flexural modes for the design of piezoelectric ice protection systems*, EUCASS, 2017.

# Développement d'un modèle de calcul simplifié des assemblages boulonnés de carters composite tissé 3D et métallique soumis à un chargement fortement excentré.

Doctorante : Wafaa EL MASNAOUI<sup>1</sup>

Encadrants : Alain DAIDIE<sup>2</sup>, Frédéric LACHAUD<sup>3</sup>, ...

<sup>1</sup> [wafaa.el-masnaoui@insa-toulouse.fr](mailto:wafaa.el-masnaoui@insa-toulouse.fr)

<sup>2</sup> [alain-daidie@insa-toulouse.fr](mailto:alain-daidie@insa-toulouse.fr), <sup>3</sup> [frederic.lachaud@isae-supaero.fr](mailto:frederic.lachaud@isae-supaero.fr).

**Résumé** — A l'issue l'étude bibliographique, un modèle de calcul analytique des assemblages boulonnés sous chargement fortement excentré a été identifié comme potentiellement adapté aux assemblages boulonnés des matériaux composites. Celui-ci a été validé suite à des comparaisons avec des modèles EFs pour des matériaux homogènes sur des géométries équivalentes à celles recherchées dans la suite des travaux de thèse. Ensuite, une stratégie est proposée pour tenir compte du comportement orthotropique des composites tissés 3D dans le modèle de base. Le mode de flexion étant la sollicitation prépondérante dans ce type d'assemblage, l'idée consiste à ne considérer que les paramètres matériaux dans la direction de flexion des pièces assemblées. Les résultats sont également comparés à des calculs EF.

**Abstract** — Following the bibliographic study, an analytical bolted joints model subjected to high eccentric loading was selected as a potential model for composites bolted joints behavior. This one was validated on a similar geometries of homogenous materials to those researched for the rest of PhD works. Then, a strategy is set in order to extend the model to composite structures by taking into account the orthotropic behavior of 3D woven composites. The idea consists on considering only material properties in bending direction of the assembled part. Results are compared to FE calculations.

## 1. Validation du modèle analytique pour matériaux homogènes

Ce modèle développé par Agatonovic [1] en 1985, modélise la pièce assemblée par une poutre en flexion, sous appuis élastiques simulant l'effort du boulon  $F_b$  et celui de la résultante des efforts de contact  $F_c$  comme le montre la Figure 1, la poutre est soumise à un chargement extérieur donné par un effort  $F_e$  et/ou moment  $M_e$ . Adapté aux assemblages boulonnés de plaques, de brides cylindriques ou encore de brides en chapes, ce modèle a fait l'objet de plusieurs travaux d'amélioration. Bakhet [2] l'a amélioré pour tenir compte de la zone d'appui sous la tête de boulon. Guillot [3] quant à lui, a repris le modèle en y intégrant un paramètre permettant de lier la souplesse de la pièce sous la tête du boulon à celle au niveau de l'interface. Dans ces travaux, c'est la version Guillot du modèle qui a été utilisée. Le modèle a été appliqué sur deux types d'assemblage: poutres libres et brides cylindriques. Dans les deux cas, la comparaison avec le calcul EF montre la validité du modèle, les écarts ne dépassent pas les 5%. A titre d'exemple, la Figure 2 montre la comparaison des valeurs de la contrainte de traction entre le modèle analytique et le calcul EF.

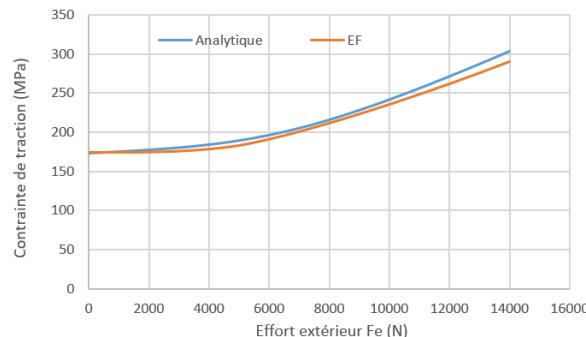


Figure 1- Comparaison des contraintes de traction entre le modèle analytique et le calcul EF dans le cas d'un assemblage métalliques

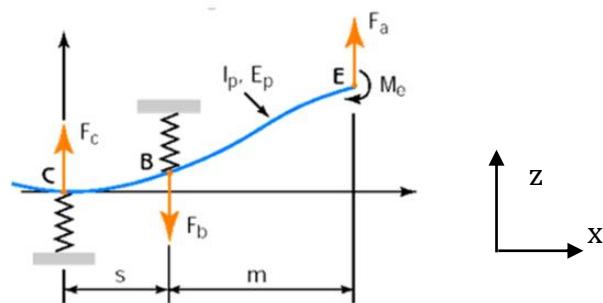


Figure 2- Description général du modèle « Poutre Fléchie » analytique

## 2. Modèle Poutre fléchie pour matériaux orthotropes

Dans une logique de pré-dimensionnement, une stratégie simplifiée est recherchée afin d'intégrer le comportement des composites tissés 3D dans le modèle analytique. L'idée consiste à reprendre la théorie des poutres, sur laquelle s'appuie le modèle, et y intégrer le comportement orthotropique des composites [4]. En vue de la modélisation de l'assemblage, on se place dans le cadre d'une poutre orthotrope sous l'hypothèse de contraintes planes, son comportement est donné par :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{xz} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{E_x}{1 - v_{xz}v_{zx}} & 0 \\ 0 & G_{xz} \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

En se situant dans l'hypothèse d'Euler Bernoulli, où le cisaillement est négligé, on peut réécrire les formulations RDM qui mènent à la construction du modèle poutre fléchie analytique en remplaçant le module de Young  $E$  dans le cas des matériaux homogène par :

$$Q_{xx} = \frac{E_x}{1 - v_{xz}v_{zx}} \quad (2)$$

De même et par analogie, le calcul de la souplesse de la partie en compression de la pièce est calculée en remplaçant  $E$  par  $E_z$  qui représente le module de Young dans la direction hors plan du composite considéré.

En apportant ces modifications au modèle poutre fléchie analytique, les résultats ont été comparés avec le modèle EF. De la même manière, la comparaison de la contrainte de traction donnée par les deux calculs est donnée par la figure. Par rapport à cette grandeur, les résultats sont satisfaisants où l'écart max est de l'ordre de 6%.

Il est à noter que les autres éléments de comparaison, notamment la flexion du boulon, ou la déflexion au point B de la pièce ne montrent pas d'aussi bons résultats.

La stratégie de simplification semble être cohérente pour une première base de calcul des assemblages boulonnés des matériaux composites. Toutefois, il est indispensable de faire converger tous les aspects de comportement de l'assemblage, ainsi que de décrire aux mieux le comportement/endommagement du composite. Ceci fera l'objet de la suite des travaux.

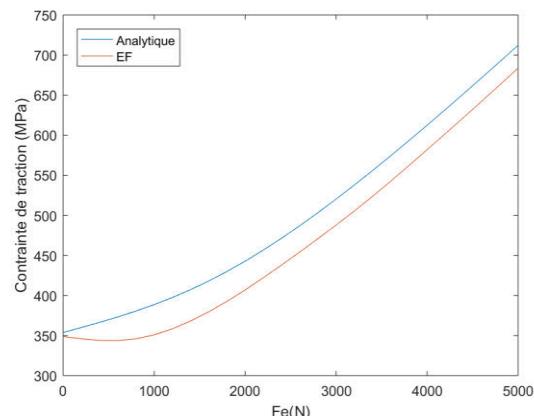


Figure 3- Comparaison des contraintes de traction entre le modèle analytique et le calcul EF dans le cas d'un assemblage composite-métal

## Références

- [1] P. Agatonovic, «Beam model of bolted flanged connections,» *Engineering computations*, 1985.
- [2] E. Bakhiet «New analytical model of bolted connections subjected to eccentric loading: The case of T-flange connection,» *WITpress*, vol. 21, pp. 443-451, 1999.
- [3] J. Guillot, «Assemblages par éléments filetés Modélisations et calcul,» vol. BM5561, 2003.
- [4] Mehdi Hajianmaleki and Mohammad S. Qatu (2011). Mechanics of Composite Beams, Advances in Composite Materials - Analysis of Natural and Man-Made Materials, Dr. Pavla Tesinova (Ed.), ISBN: 978-953-307-449-8

# Utilisation de l'analyse isogéométrique dans un mésomodèle de composites pour la prédition de l'endommagement

Doctorant : Marie TIRVAUDEY<sup>1</sup>

Encadrants : Robin BOUCLIER<sup>2</sup>, Jean-Charles PASSIEUX<sup>3</sup>, Ludovic CHAMOIN<sup>4</sup>

<sup>1</sup> [tirvaude@insa-toulouse.fr](mailto:tirvaude@insa-toulouse.fr)

<sup>2</sup> [Robin.Bouclier@math.univ-toulouse.fr](mailto:Robin.Bouclier@math.univ-toulouse.fr), <sup>3</sup> [passieux@insa-toulouse.fr](mailto:passieux@insa-toulouse.fr), <sup>4</sup> [chamoin@lmt.ens-cachan.fr](mailto:chamoin@lmt.ens-cachan.fr)

---

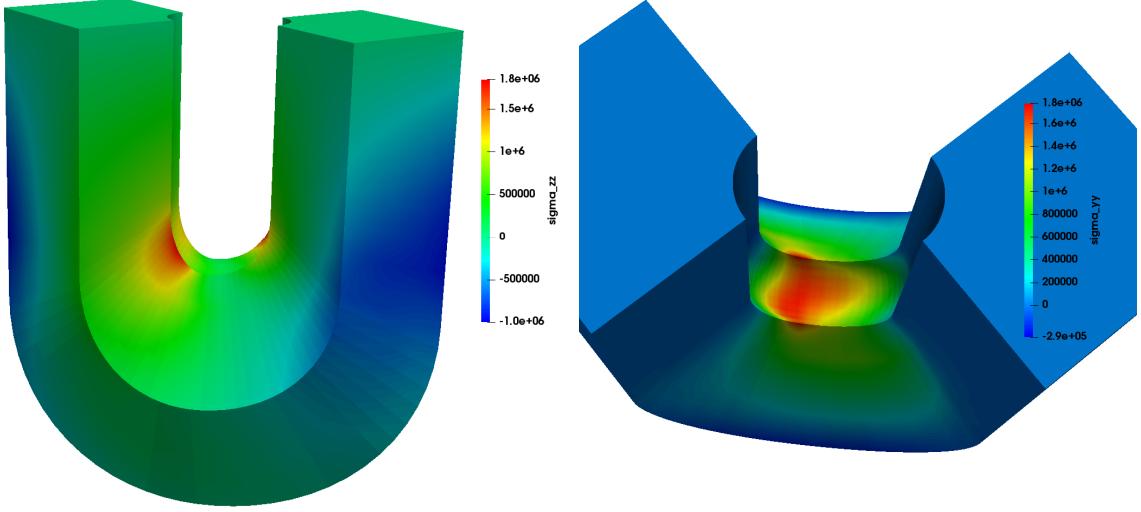
**Résumé** — L'analyse isogéométrique présente des avantages quant à son lien avec la CAO du fait de l'utilisation de fonctions plus régulières pour le calcul. Afin de pouvoir utiliser des codes préexistants avec cette méthode donc généralement éléments finis, il est possible de créer un lien entre ces deux méthodes. Par ailleurs, le couplage entre un modèle NURBS global linéaire et un modèle local éléments finis ayant un comportement complexe tel que le mésomodèle, est performant pour la prédition de l'endommagement des composites.

**Abstract** — The isogeometric analysis is a performing computation method which directly link the CAO and the analysis by using regular functions. In order to use existing finite element software, a link between those two methods can be made. Moreover, coupling a global NURBS model with a local finite elements model, in which complex behavior such as the mesomodel of composite is implemented, is an efficient process to predict damage in composite materials.

---

L'analyse isogéométrique (AIG) a été introduite par Hughes *et al.* [4], le but de cette méthode est de faire un lien direct entre la géométrie CAO et l'analyse grâce à l'utilisation des mêmes fonctions de formes. En plus de permettre la description exacte de la géométrie, cette méthode offre une meilleure précision que les éléments finis traditionnels à nombre de degrés de liberté égal du fait de l'utilisation de fonctions plus régulières pour le calcul. Cependant, le développement de cette méthode dans des codes industriels reste assez limité. En effet la définition de fonctions de forme globales dans un espace intermédiaire remet en question la structure élémentaire des logiciels EF.

Afin de faire le pont entre l'AGI et la MEF d'un point de vue numérique, nous proposons de faire le lien entre ces deux méthodes en se basant sur de précédents travaux [1,5]. A partir d'une définition NURBS de la géométrie initial il est possible de construire une description éléments finis associée à l'aide de plusieurs opérateurs globaux. Le maillage éléments finis ainsi créé avec ses fonctions de forme Lagrange, sert de maillage d'entrée dans un code EF. A l'aide de projections inverses il est possible de récupérer les matrices de rigidité et second membres AGI associés. Ce passage entre l'AGI et la AEF peut être interprété comme la projection de la AEF sur une base régulière réduite. Cette méthode a été développée sur des cas linéaire en 2 et 3 dimensions dans le code éléments finis, Code\_Aster [3]. La Figure 1, illustre les résultats d'un calcul élastique 3D réalisé à l'aide de Code\_Aster en utilisant la méthode proposée. Ces résultats sont similaires à des résultats isogéométriques.



(a) Contrainte  $\sigma_{zz}$  sur la surface globale.

(b) Détail de la contrainte localisée  $\sigma_{yy}$  due au chargement non symétrique.

Figure 1 - Contraintes d'un fer à cheval soumis à un déplacement égal mais opposé sur chaque surfaces planes. Les simulations ont été réalisées avec un code industriel grâce à la méthode proposée. Les résultats sont en adéquation avec des résultats issus de simulations isogéométriques.

Cette méthode peut se révéler efficace dans le cas des méthodes de couplage dites « non-intrusives » [2]. En effet, une géométrie globale NURBS liée à une CAO initial et qui ne sera jamais modifiée peut être facilement couplée avec une géométrie EF avec la méthode proposée. En plus de permettre un raffinement local, non trivial en AGI, ce couplage permet d'utiliser des modèles complexes ou non linéaires dans la zone locale qui sont déjà développés dans des logiciels EF. Ainsi il est possible de coupler un modèle linéaire NURBS avec un modèle local EF non linéaire, tel que le mésomodèle de composite. Afin d'évaluer la performance de ce couplage, et de prédire l'emplacement idéal du patch local sur le modèle, une étude d'erreur en résidu sur certaines quantités d'intérêt est réalisée.

## Références

- [1] M Borden, M Scott, J Evans, and T.J.R Hughes. Isogeometric finite element data structures based on Bézier extraction of Nurbs. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 87, pp. 15-47, 2011.
- [2] R. Bouclier, J.-C. Passieux and M. Salan, Development of a new, more regular, mortar method for the coupling of NURBS subdomains within a NURBS patch: Application to a non-intrusive local enrichment of NURBS patches. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 316, pp.123-150, 2017.
- [3] Électricité de France, Code-Aster, <http://www.code-aster.org>, 2014.
- [4] T.J.R Hughes, J.A Cottrell, and Y Bazilevs, Isogeometric analysis: CAD, finite elements, NURBS, exact geometry and mesh refinement. *Computer methods in applied mechanics and engineering*, Vol. 194, pp.4135-4195, 2005.
- [5] D Schillinger, P Ruthala and L Nguyen. Lagrange extraction and projection for NURBS basis functions: a direct link between isogeometric and standard nodal finite element formulations. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 108, pp.515-534, 2016.

# Rupture of Polymethylmethacrylate (PMMA) Under Dynamic Loading : Experimental Investigation & Numerical Simulation

Doctorante : Norazrina BINTI MAT JALI<sup>1</sup>

Encadrant : Patrice LONGERE<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Norazrina.BINTI-MAT-JALI@isae.fr*

<sup>2</sup> *Patrice.LONGERE@isae.fr*

**Résumé** — L'analyse et la compréhension des mécanismes de rupture des matériaux de l'ingénieur sous chargement à grande vitesse sont des points clés pour la conception des structures soumises à des surcharges accidentielles. Dans le présent travail, la capacité d'arrêt de fissure définit comment une structure initialement affaiblie par une pré-fissure se comporte quand elle est rechargée dynamiquement. Une étude comparative de la capacité d'arrêt de fissure de plusieurs nuances de PMMA résistants au choc sous chargement à grande vitesse est présentée mettant en évidence le caractère fragile du matériau.

**Abstract** — Analysis and understanding of failure mechanisms under high strain rate loading in engineering materials are key points for the design of structures submitted to accidental overloads. In the present work, crack arrest capability is defined by how an engineering structure which is initially weakened by a pre-crack behaves when dynamically reloaded. A comparative study of the crack arrest capability of several grades of shock-resistant PMMA under high strain rate loading is presented evidencing the brittle feature of the material.

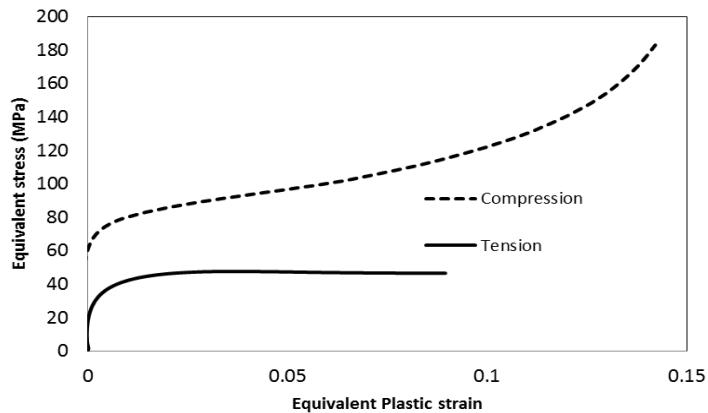
## 1. Introduction

PMMA is a glassy (amorphous) thermoplastic with excellent optical properties and long term-stability when compared with other tough transparent polymers such as polycarbonate (PC). In order to enhance the toughness of PMMA, well-dispersed rubber particles are added inside the PMMA matrix leading to so called rubber toughened-PMMA or RT-PMMA [1]. In this study, three different grades of RT-PMMA were considered differing by the amount of rubber particles added and resulting toughness. The role of particle size in particle-filled PMMAs has been extensively discussed in the literature and it is also well recognized that increasing filler content will increase toughness [2]-[4].

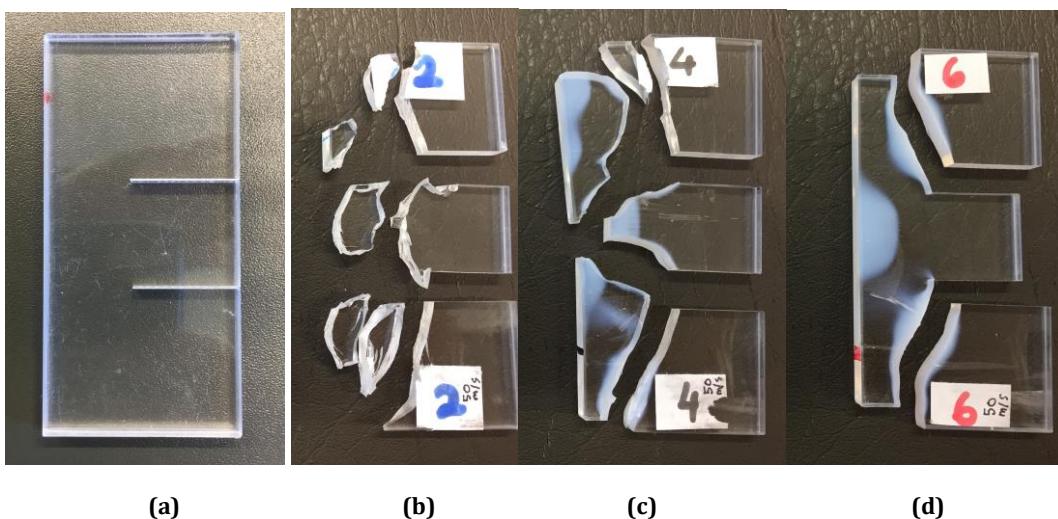
## 2. Results and discussion

Flow stress under compression and tension loading is plotted in Fig.1 for one of the three grades of RT-PMMA. The tension-compression asymmetry is significant for the PMMA under consideration, as well as the particle-matrix de-bonding induced-stress whitening effect under predominant tension loading. Thermomechanical characterization of RT-PMMA shows the strong effects of strain rate and temperature on the behavior and failure of RT-PMMA, as expected.

Impact tests were performed using gas launchers STIMPACT platform on double notched plates, see Fig.2a. There are significant differences in the fracture pattern depending on the grades and also on the impact velocity magnitude. Tougher grades show higher shock resistance with less number of fragments produced after impact test (see Fig.2b-d). In particular, at the lower impact velocity, the fragmentation occurs by the propagation of two symmetric cracks initiated from both notch tips with a large angle wrt to the pre-notch direction and results in a single fragment. At the higher impact velocities, other cracks initiate from the rear side of the plate in the extended inelastic/damaged (opaque, white) zone. As a consequence, different mechanisms of failure are activated depending on the impact velocity magnitude.



**Figure 1** - Flow stress vs. plastic strain under compression and tension loading at 20°C and  $10^{-2} \text{ s}^{-1}$



**Figure 2 KW** - Double notched plates before impact loading (a) and after impact loading at 50m/s (b) PMMA 1, (c) PMMA 2, (d) PMMA3 (1→3 increasing toughness)

### 3. References

- [1] R. Bagheri and R. A. Pearson, "Role of particle cavitation in rubber-toughened epoxies: 1. Microvoid toughening," *Polymer (Guildf.)*, vol. 37, no. 20, pp. 4529–4538, Sep. 1996.
- [2] L. Lalande, C. J. G. Plummer, J. A. E. Månsen, and P. Gérard, "The influence of matrix modification on fracture mechanisms in rubber toughened polymethylmethacrylate," *Polymer (Guildf.)*, vol. 47, no. 7, pp. 2389–2401, 2006.
- [3] C. J. G. Plummer, P. Béguelin, and H. H. Kausch, "Microdeformation in core-shell particle modified polymethylmethacrylates," *Colloids Surfaces A Physicochem. Eng. Asp.*, vol. 153, no. 1–3, pp. 551–566, 1999.
- [4] Kilwon Cho, JaeHo Yang, and Chan Eon Park, "The effect of rubber particle size on toughening behaviour of rubber-modified poly(methyl methacrylate) with different test methods," *Polymer (Guildf.)*, vol. 39, no. 14, pp. 3073–3081, 1998.

# Caractérisation et modélisation de la rupture de l'alliage Ti-6Al-4V sous chargement dynamique complexe

Doctorant : Miguel RUIZ DE SOTTO<sup>1</sup>

Encadrants : Patrice LONGERE<sup>2</sup>, Véronique DOQUET<sup>3</sup>, Jessica PAPASIDERO<sup>4</sup>,

<sup>1</sup> [miguel.ruiz-de-sotto@isae.fr](mailto:miguel.ruiz-de-sotto@isae.fr)

<sup>2</sup> [patrice.longere@isae.fr](mailto:patrice.longere@isae.fr), <sup>3</sup> [veronique@polytechnique.edu](mailto:veronique@polytechnique.edu), <sup>4</sup> [jessica.papasidero@sfrangroup.com](mailto:jessica.papasidero@sfrangroup.com)

**Résumé** — Afin d'obtenir l'approbation officielle, un moteur d'avion doit passer des tests balistiques qui simulent les conséquences de l'ingestion d'oiseaux ou de la perte des aubes du fan. Les matériaux constitutifs des aubes du fan sont alors soumis à des grandes déformations et vitesses de déformation, des échauffements plastiques importants et des chargements alternés, et à un endommagement qui peut conduire à la rupture. On s'intéresse ici à l'investigation expérimentale et à la modélisation constitutive de certaines nuances de l'alliage de titane Ti-6A-4V considéré comme un candidat prometteur pour le bord d'attaque des aubes du fan.

**Abstract** — To get official approval, an aircraft engine has to pass ballistic tests that simulate the consequences of bird ingestion or fan blade loss. The constitutive materials of the fan blade are then submitted to large deformation and high strain rate, important plastic heating and alternated loads, and to a damage which can lead to the ultimate rupture. We are interested here in the experimental investigation and constitutive modelling of certain nuances of the Ti-6A-4V titanium alloy considered as a promising candidate for the leading edge of the fan blade.

## 1. Introduction

Cette thèse CIFRE, lancée par Safran Aircraft Engines et réalisée en partenariat avec l'Institut Clément Ader (ICA, ISAE-SUPAERO, Toulouse) et le Laboratoire de Mécanique des Solides (LMS, Ecole Polytechnique, Palaiseau), s'inscrit dans le cadre de la tenue des moteurs d'avion à l'ingestion d'oiseaux. L'alliage Ti-6Al-4V est considéré comme un candidat prometteur pour la conception du bord d'attaque des aubes en composite du fan. Actuellement, un grand nombre d'essais est réalisé pour le dimensionnement et la conception de ces pièces, ce qui devient long et coûteux. Le nombre des essais peut être réduit en réalisant des essais virtuels via la simulation numérique. A cette fin, il est nécessaire d'alimenter les codes de calculs avec des modèles matériau qui permettent d'obtenir des résultats fiables et robustes. Le premier objectif de la thèse consiste ainsi en une étude approfondie du comportement de nuances d'alliage de titane sous sollicitations complexes telles que rencontrées lors d'impacts de volatiles. Le second objectif de la thèse consiste à reproduire le comportement des alliages dans un modèle constitutif avancé destiné à être implanté dans un code de calculs commercial.

## 2. Résultats et discussion

Des premières simulations numériques ont montré des conditions de chargement telles que reportées sur la Fig.1. De forts niveaux de vitesses de déformation sont atteints avec des valeurs maximales de l'ordre de  $10^3$  à  $10^4$  s<sup>-1</sup>. Liés à ce comportement dynamique, des échauffements non négligeables peuvent se produire dans l'alliage. En plus, des variations importantes dans le taux triaxialité des contraintes sont observées.

Une première campagne expérimentale a ainsi été réalisée pour caractériser le matériau sous diverses conditions : direction de chargement, vitesse de déformation et température. La Fig.2 montre

notamment une asymétrie traction-compression dans l'alliage et un comportement orthotrope. Ce comportement a déjà été observé et attribué à l'activation de différents mécanismes de déformation [2].

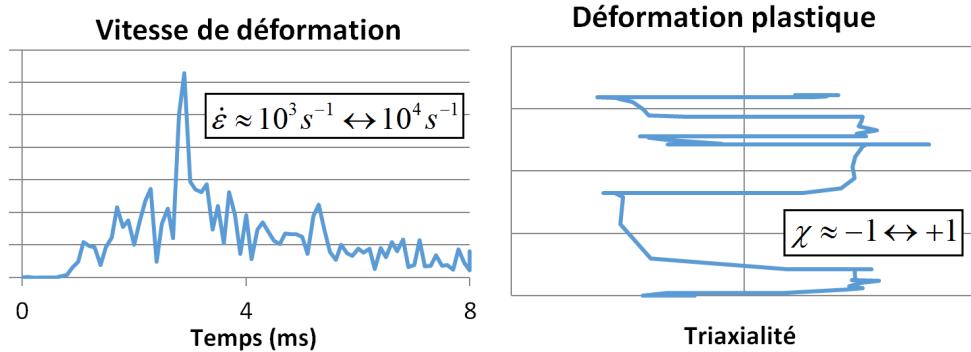


Figure 1 – Conditions d'impact dans le bord d'attaque.

Des essais à hautes vitesses de déformation ont été réalisés au moyen de barres d'Hopkinson en compression et traction à des vitesses de déformation de l'ordre de  $10^2$  et  $10^3 \text{ s}^{-1}$ . Ces essais ont permis de montrer une sensibilité de la contrainte d'écoulement à la vitesse de déformation d'autant plus forte que la vitesse est élevée.

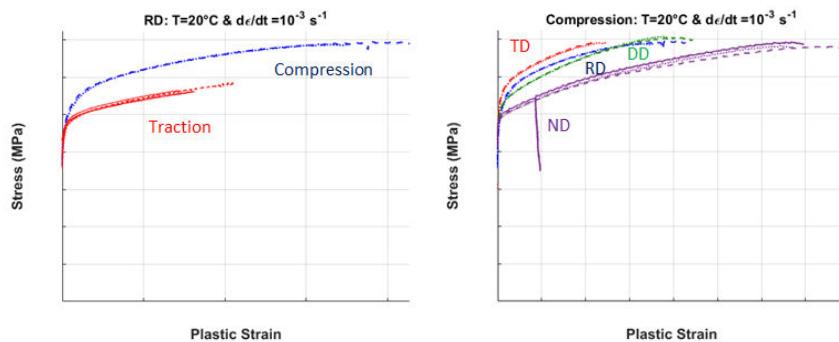


Figure 2 – Influence de la direction de chargement dans le Ti-6Al-4V.

Une modélisation permettant de reproduire les effets combinés de la déformation (écrouissages isotrope et cinématique), de la vitesse, de la température, de l'asymétrie traction-compression et de l'orthotropie du matériau est en cours. Le modèle développé par Cazacu et al. est pressenti pour décrire l'effet des 2 derniers paramètres évoqués précédemment [1]. Pour prendre en compte l'effet de la température, ce modèle pourra être interpolé à partir de plusieurs essais en température [3].

## Références

- [1] O. Cazacu, B. Plunkett, and F. Barlat, "Orthotropic yield criterion for hexagonal closed packed metals," *Int. J. Plast.*, vol. 22, no. 7, pp. 1171–1194, 2006.
- [2] M. A. W. Lowden and W. B. Hutchinson, "Texture strengthening and strength differential in titanium-6Al-4V," *Metall. Trans. A*, vol. 6, no. 2, pp. 441–448, 1975.
- [3] V. Tuninetti and A. M. Habraken, "Impact of anisotropy and viscosity to model the mechanical behavior of Ti-6Al-4V alloy," *Mater. Sci. Eng. A*, vol. 605, pp. 39–50, May 2014.

# How to predict damage in composite due to lightning surface constraints

Doctorant : Audrey BIGAND

Encadrants : Christine ESPINOSA<sup>2</sup>, Jean-Marc BAUCHIRE<sup>3</sup>

<sup>1</sup> [audrey.bigand@isae.fr](mailto:audrey.bigand@isae.fr)

<sup>2</sup> [christine.espinosa@isae-sup Aero.fr](mailto:christine.espinosa@isae-sup Aero.fr), <sup>3</sup> [jean-marc.bauchire@univ-orleans.fr](mailto:jean-marc.bauchire@univ-orleans.fr)

**Résumé** — Des protocoles d'essais ont été proposés pour caractériser les deux rôles de masquage et de confinement que joue la peinture lors d'un choc foudre. Les calculs numériques électrothermiques avec COMSOL et Abaqus Explicit sont comparables aux calculs analytiques Matlab et permettent de retrouver le diamètre final de protection métallique consommée après essai. Des essais électrothermiques seront réalisés en mai et juin 2018 afin d'identifier les propriétés de résistance de la peinture et de la protection métallique.

**Abstract** — Experimental protocols and tests have been proposed based on analytical and numerical models of electrothermal erosion of the metallic protection during a lightning strike. Tests will be done in may and june.

## 1. Contexte et orientations de la thèse

La faible conductivité électrique des structures composites renforcées carbone (CFRP) des structures d'aéronefs par rapport aux structures métalliques amplifie les effets Joule dus à la circulation des courants électriques délivrés lors d'un impact foudre. Or il a été démontré que la peinture décorative qui recouvre la protection métallique a un rôle néfaste sur sa performance. Un effet de seuil sur l'épaisseur a été mis en évidence expérimentalement [1]. L'objectif général de la thèse est de quantifier le chargement thermomécanique que subit la structure composite, résultant de la compétition de phénomènes brutaux et soudains se produisant au pied d'arc de part et d'autre de la couche de peinture [2], et entre la vaporisation des couches supérieures de la plaque et la résistance thermomécanique de la peinture d'autre part. Le travail a été organisé en : une partie fondamentale de modélisation afin de valider les hypothèses proposées sur ces deux effets de la peinture ; une partie expérimentale de caractérisation des propriétés élémentaires des matériaux et structures utilisés : peinture, grillage métallique, plaque composite protégée et peinte. Les essais électrothermiques sur fils de cuivre et éprouvettes altères seront réalisés en mai 2018 et juin 2018 au GREMI.

## 2. Effet de constriction du pied d'arc

### 2.1. Observations expérimentales

Des mesures des profils lumineux prises depuis la face arrière à travers des plaques témoins en tissé verre/époxy nous permettent de proposer un scénario d'évolution du rayon de protection métallique consommé dans le cas d'une protection de type Solid Copper Foil (SCF). En utilisant les équations de la chaleur [3], nous confirmons que le phénomène observé correspond à un front de vaporisation de la couche de SCF, et que le rayon final de protection consommée correspond à la limite stabilisée de ce rayon vaporisé.

$$T < T_{melt}: \rho C_p dT = \frac{j^2}{\sigma} dt \quad (1)$$

$$T = T_{melt}: \rho \Delta H_{melt} dx = \frac{j^2}{\sigma} dt \quad (2)$$

$$T_{melt} < T < T_{vap}: \rho C_p dT = \frac{j^2}{\sigma} dt \quad (3)$$

## 2.2. Modèle numérique

Après une campagne de simulations numériques avec les outils de calcul COMSOL, LS-DYNA et Abaqus Explicit visant à reproduire l'évolution analytique des rayons fondus et vaporisés dans un disque de cuivre par l'injection au centre d'un courant foudre, nous avons retenus les logiciels COMSOL et Abaqus Explicit pour la suite de la thèse (Figure 1).

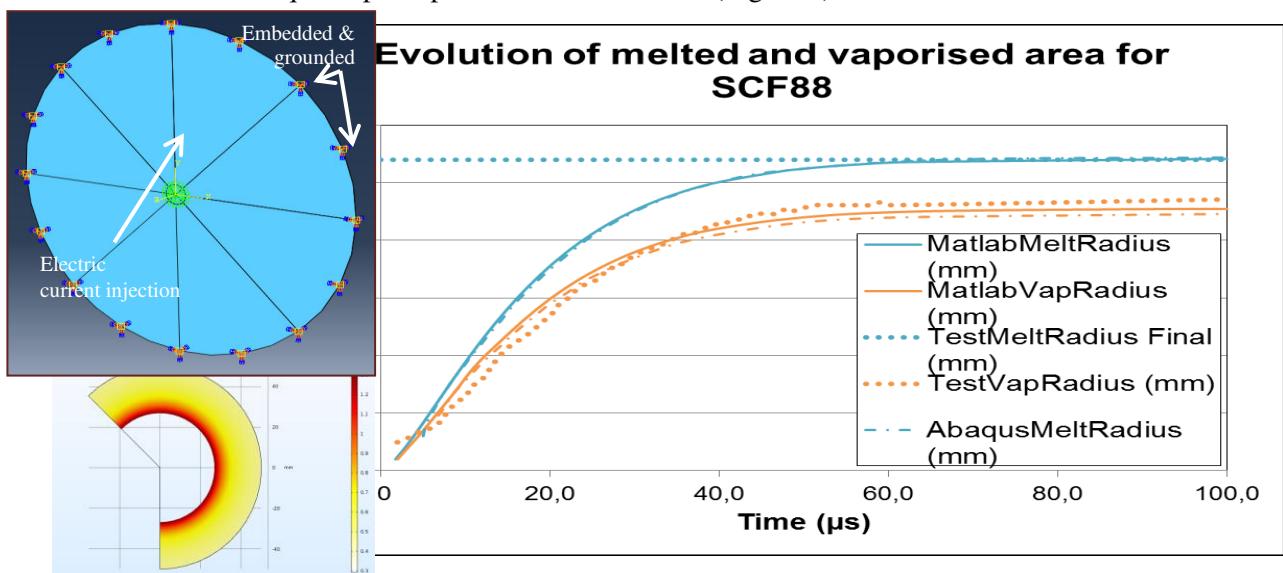


Figure 1 – Modèle 3D Abaqus Explicit

## 3. Caractérisation de la peinture

Les premiers essais thermomécaniques ont été réalisés sur la machine DMA de l'ICA sur des éprouvettes de films de peintures. Un effet adoucissant puis durcissant apparaît avec l'augmentation de la température. Des mesures complémentaires sont en cours sur différentes épaisseurs de films.

## 4. Références bibliographiques

### Références

- [1] A. Bigand, Y. Duval. Quantification of the mechanical impact of lightning strike protection explosion confined by thick paint, ICOLSE 2017, Nagoya, Japon.
- [2] R. Sousa Martins, C. Zaepffel, L. Chemartin, Ph. Lalande, A. Soufiani. Characterization of a high current pulsed arc using optical emission spectroscopy, *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 49, 14p, 2016.
- [3] M. Lisnyak, M. D. Cunha, J-M. Bauchire, M. S. Benilov. Numerical modelling of high-pressure arc discharges: matching LTE arc core with the electrodes, *J. Phys. D: Appl. Phys.*, 15p, 2017.

# Implementation of the molecular tagging technique to measure temperature fields of gas microflows

Doctorant : Varun YEACHANA<sup>1</sup>

Encadrants : Christine BARROT<sup>2</sup>, Stéphane COLIN<sup>3</sup>, ...

<sup>1</sup> [yearchana@insa-toulouse.fr](mailto:yearchana@insa-toulouse.fr)

<sup>2</sup> [lattes@insa-toulouse.fr](mailto:lattes@insa-toulouse.fr); <sup>3</sup> [colin@insa-toulouse.fr](mailto:colin@insa-toulouse.fr), ...

**Abstract** — Studying the gas microflows is imperative in the fields of gas sensing, micro gas heat exchangers, reentry of space vehicles etc. Molecular tagging technique is a potential experimental technique in gas microflows to map temperature, and is referred as molecular tagging thermometry (MTT). Acetone and biacetyl are generally employed as tracers by researchers for MTT applications. However, works related to the temperature dependence of these tracer luminescent properties in rarefied conditions are scarce. Therefore, in this study, a preliminary investigation is carried on the behavior of these tracer molecules at different conditions of pressure and temperature. This study will be helpful in assessing the feasibility of these molecules as molecular tracers to map temperature profiles in gaseous rarefied flows.

## 1 Introduction

Gas flows in microdevices are often subject to rarefaction effects which are quantified by the Knudsen number,  $Kn = \lambda/L_c$ , defined as the ratio of the mean free path  $\lambda$  over the characteristic length of the device  $L_c$ . In most of the usual micro-components involving gas flows, the Knudsen number is ranged between  $10^{-3}$  and  $10^{-1}$ , typically corresponding to the slip-flow regime in literature. Considerable progresses in theoretical and numerical analysis of rarefied gas flows have been made in the last decades [1-4]. However, very limited experimental data is available in this domain, particularly concerning local measurements of velocity and temperature. In this regard, molecular tagging experimental technique has the potential to address and fill the gap on experimental front and would permit to develop a better understanding of the gas microflows.

## 2 Experimental set-up

In molecular tagging approach, a very small percentage of tracer molecules (acetone or biacetyl) are introduced into the gas of interest, referred as carrier gas. These tracer molecules are excited with a source of energy at a specific wavelength, typically a laser. The excited molecules are unstable and tend to de-excite in a radiative and non-radiative manner, which is manifested as fluorescence and phosphorescence. The dependence of the phosphorescence and fluorescence intensity to the gas temperature could also allow to use this technique for local temperature measurements.

An experimental set-up dedicated to velocimetry has been developed at Institut Clement Ader (ICA), Toulouse, France. Fig. 1a presents the schematic of the MTT experimental setup adopted in this study. Broadly, the setup can be divided into two distinct parts: (1) a gas circuit and (2) MTT elements. An Opolette 355 tunable laser is employed in this study for tagging the tracer molecules. Images are acquired by a charge coupled device (CCD) camera coupled with an intensified relay optics (IRO). A typical experimental image of phosphorescence generated in our study is shown in Figure 1b.

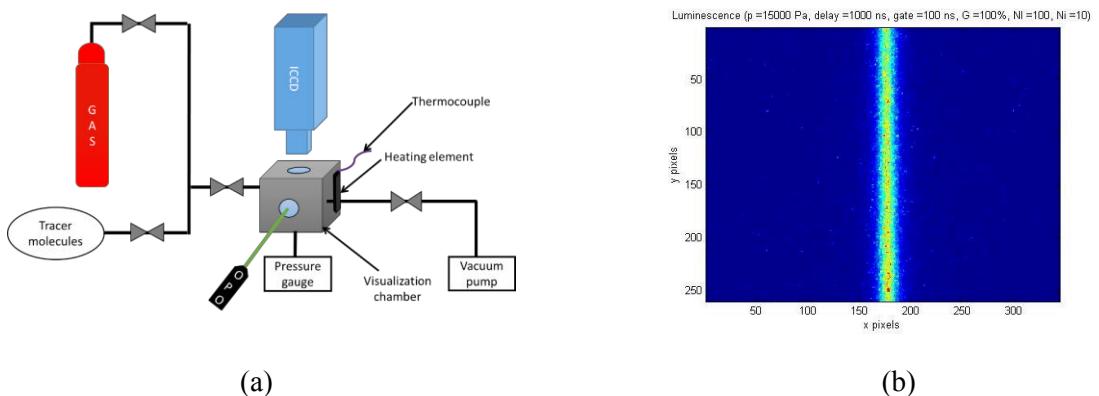


Figure 1: (a) Schematic of MTT experimental setup, (b) Typical phosphorescence image

### 3 Results and discussion

Experiments were carried out with pure acetone as the tracer excited at a wavelength of 310 nm, at various conditions of pressure ( $p = 15,000$  Pa, 10,000 Pa, 7500 Pa, 5000 Pa, 2500 Pa and 1000 Pa) and conditions of temperatures (20 °C, 34 °C, and 50 °C). Fig. 2a shows the variation of the acetone phosphorescence intensity with time for various temperatures at  $p = 15,000$  Pa. Similar curves were obtained for the other pressure conditions. The normalized data with respect to the signal at 20 °C is shown in Fig. 2b. These two figures clearly indicate that there exists at different temperatures, a difference in light intensity and in phosphorescence lifetime. Similar conclusions are drawn from the experiments carried out at the other pressure conditions.

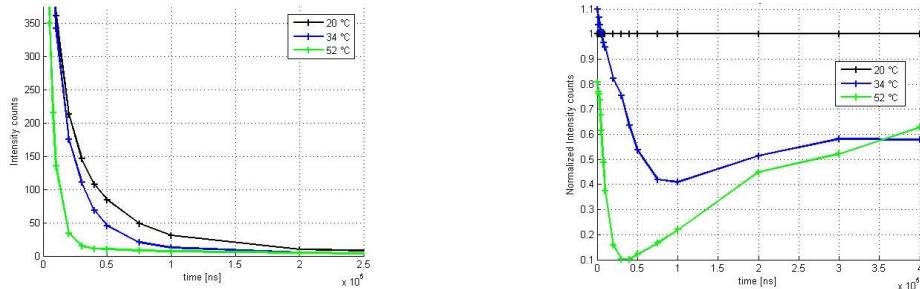


Figure 2: (a) Intensity dependency of acetone as a function of temperature at  $p = 15,000$  Pa at 310 nm excitation, (b) Data normalized with signal at 20 °C

In future, studies with mixtures of acetone-helium and with other tracer molecules, such as biacetyl would also be of interest.

### 4 References and Citations

- [1] Kandlikar, S., Garimella, S., Li, D., Colin, S., and King, M. R. (2005). *Heat transfer and fluid flow in minichannels and microchannels*. Elsevier.
- [2] Colin, S. (2005). Rarefaction and compressibility effects on steady and transient gas flows in microchannels. *Microfluidics and Nanofluidics*, 1(3), 268-279.
- [3] Colin, S. (2012). Gas microflows in the slip flow regime: a critical review on convective heat transfer. *Journal of Heat Transfer*, 134(2), 020908.
- [4] Samouda, F., Colin, S., Barrot, C., Baldas, L., and Brandner, J., (2015). Micro molecular tagging velocimetry for analysis of gas flows in mini and micro systems. *Microsystem Technologies*, 21(3), 527-537.