

Juin 2019 - n°36

## ÉDITORIAL



L'année 2019 sera donc bordelaise. Et pas seulement parce que les Parisiens s'expatrient massivement dans la métropole aquitaine, pas non plus parce que celle-ci perd celui qui fut son maire pendant plus de vingt ans, mais bien parce que Bordeaux est la ville-hôte des 21<sup>èmes</sup> Journées Nationales des Composites ! Cet événement bisannuel remarquablement bien suivi est l'occasion pour notre communauté de se retrouver et d'échanger sur les dernières avancées dans le domaine des composites. Mais Bordeaux, c'est aussi la ville de l'aérospatial et l'article principal de cette édition, écrit par un local de l'étape, en témoigne en nous offrant un magnifique regard historique sur la place des composites dans nos lanceurs depuis près d'un demi-siècle. Rien que ça !

## La place des composites dans les lanceurs Ariane

par Michel Cataldi (ArianeGroup), vice-président de l'AMAC ([michel.cataldi@ariane.group](mailto:michel.cataldi@ariane.group))

Quand en 1973 l'Europe décidait de devenir totalement autonome pour l'accès à l'espace, en se dotant d'une capacité de lanceurs lourds pour ses satellites, elle ne se doutait peut-être pas qu'elle allait donner naissance à une famille de lanceurs, à la fiabilité sans égal. Depuis le premier lancement d'une Ariane 1 en 1979, et malgré une organisation industrielle complexe, imposée par les règles européennes de retour géographique (aujourd'hui sur Ariane 5, près de 600 entreprises européennes interviennent dans 13 pays différents), les quatre générations\* (Figure 1) de lanceurs Ariane qui se sont succédées, ont totalisé près de 250 lancements, avec un taux de succès supérieur à 95%. Parmi ceux-ci, les 87 succès consécutifs d'Ariane 5 à fin 2018, constituent un record inégalé.

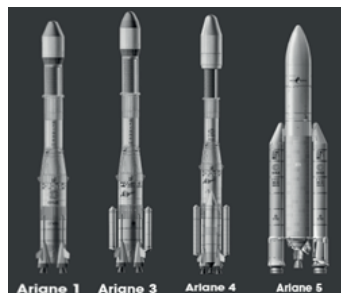


Fig. 1 - Les 4 générations du lanceur Ariane

Parmi les raisons de ce niveau de fiabilité, il y a les règles de base retenues pour le choix des matériaux et procédés.

- Ils doivent être connus et éprouvés.
- La pérennité des matières premières, des fournisseurs ou des technologies doit être importante.
- Leur mise en œuvre sur le lanceur doit satisfaire « le juste besoin » et non servir de démonstrateur technologique.

Ces règles ne militaient pas en faveur d'une introduction rapide et massive dans la conception d'un lanceur, de matériaux composites somme toute encore « jeunes ». Pourtant, ces matériaux étaient déjà présents sur Ariane 1 et leur proportion, par rapport à la masse totale de structure inerte du lanceur n'a fait que progresser sur les générations suivantes, grâce aux efforts fournis par des sociétés telles que RUAG, AIRBUS ASE, AVIO et, bien sûr ARIANEGROUP, pour développer, optimiser et fiabiliser ces matériaux.

## L'apport des composites

Le premier intérêt des composites réside dans leur faible densité. Les gains de masses obtenus en remplaçant une pièce métallique par une pièce composite conduisent

à augmenter la capacité d'emport (charge utile) du lanceur. Il faut cependant tenir compte du coefficient d'influence qui traduit le fait qu'à gain de masse équivalent, l'augmentation de charge utile liée à l'introduction de matériaux composites dans les parties basses du lanceur (qui seront éjectées rapidement après le lancement) ne sera pas la même que dans le cas d'une pièce composite présente sur le dernier étage du lanceur et qui accompagnera la charge utile jusqu'à sa mise en orbite. Sur Ariane 5, ce coefficient d'influence n'est que de 7% pour les pièces composites de la tuyère du MPS (moteur à propergol solide) alors qu'il est de 100% pour les pièces de support des satellites.

Ce faible coefficient d'influence pour les parties basses du lanceur n'est cependant pas un frein à l'introduction des matériaux composites, car ceux-ci, au-delà du gain de masse, apportent, le plus souvent, aussi un gain de fiabilité.

C'est le cas des cols de tuyère qui ont équipé, depuis Ariane 1, la plupart des moteurs. D'abord en composite à matrice organique puis, à matrice céramique, ces pièces qui doivent résister à des températures au-delà de 2000°C

apportent un gain de fiabilité à l'architecture des tuyères par des coefficients de dilatation particulièrement faibles qui assurent une meilleure maîtrise des jeux de dilatation et des marges thermiques importantes en raison de leur propriétés mécaniques élevées à haute température.

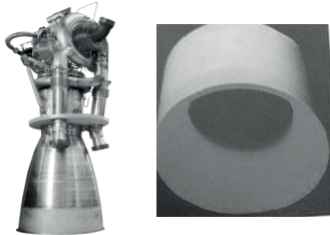
## Ariane 1 : les premières pièces

Dès le vol inaugural, les composites ont été présents sur le lanceur en 3 endroits différents. Pour la case à équipement, structure névralgique située entre le troisième étage et la charge utile, et abritant les systèmes de Guidage, de Navigation et de Contrôle (GNC) du lanceur, l'emploi de matériaux composites, dans l'objectif d'un gain de masse associé à un fort coefficient d'échange, a été immédiatement envisagée en raison de la faible sollicitation mécanique à laquelle est soumise cette pièce. Des panneaux sandwichs en carbone/ epoxy et NIDA d'aluminium composaient cette structure de 2.6m de diamètre et 1.15m de haut, pour une masse de 326kg.

Pour les deux autres pièces, ce sont les gains de fiabilité qui ont imposé la présence des composites. Le col de la tuyère du moteur VIKING (Figure 2), était

constitué d'un composite tissu de Silice/résine phénolique élaboré par bobinage de tissus pré-imprégnés. Ce matériau remplaçait avantageusement le tungstène d'une masse volumique plus de 10 fois supérieure, et conférait à cette pièce critique du moteur une fiabilité accrue.

Enfin, pour les palettes des servomoteurs SABCA qui opéraient dans un environnement de gaz extrêmement chauds, il a été retenu, malgré la « jeunesse » de cette famille de matériau, un composite à matrice céramique (CMC) Carbone/Carbone élaboré par Infiltration chimique en phase vapeur (CVI), de tissus de carbone 2D empilés.



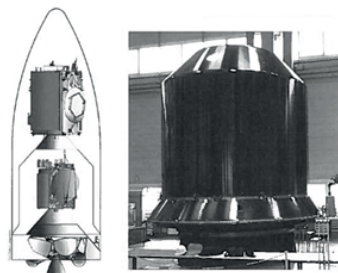
**Fig. 2 - Le moteur Viking et son col en Silice / phénolique (φ : 0.46m h : 0.35m m~50kg)**

### Ariane 3 : L'effet lancement double

La décision d'augmenter la capacité d'emport du lanceur et de pouvoir opérer des lancements doubles, a facilité l'introduction de nouvelles pièces en composite.

Positionner 2 satellites l'un sur l'autre sous la coiffe a nécessité le développement d'une pièce appelée SYLDA, formant un cocon protecteur pour le satellite inférieur et supportant le satellite supérieur. Cette pièce composée de panneaux sandwich en Carbone/epoxy et NIDA d'Aluminium a été déclinée et optimisée depuis sur toutes les autres configurations du lanceur.

Sur Ariane 5, cette pièce à la conception simplifiée ne pèse plus que 450kg pour un diamètre de 4.6m et une hauteur de 4.9m (figure 3).



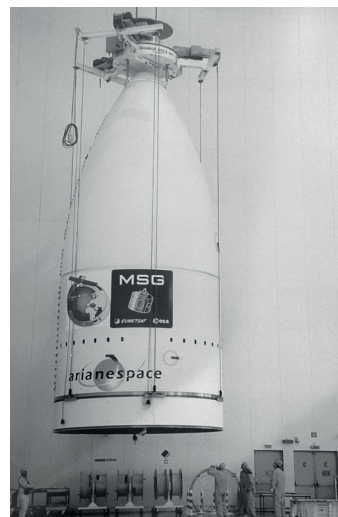
**Fig. 3 - Le SYLDA d'Ariane 5**

La poussée nécessaire pour ces doubles lancements était assurée par l'ajout de 2 propulseurs d'appoint à poudre (PAP), dont les cols de tuyères, toujours pour des raisons de fiabilité accrue, étaient réalisés par bobinage de tissus pré-imprégnés carbone/phénolique.

### Ariane 4 : La recherche des gains de masse

Avec l'augmentation de la taille des satellites, il devenait nécessaire d'augmenter substantiellement la capacité d'emport du lanceur. Sur Ariane 4, cet objectif a été atteint à la fois en augmentant la poussée au décollage de près de 30% par rapport à Ariane 3, mais aussi en réduisant tant que possible la masse inerte du lanceur par l'emploi de matériaux composites pour les pièces à fort coefficient d'échange.

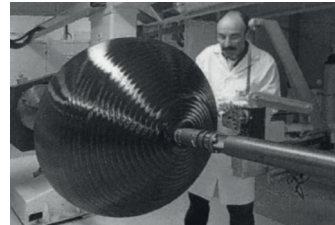
Ainsi, l'utilisation d'une structure sandwich Carbone/epoxy et NIDA d'aluminium pour réaliser la partie cylindro-conique de la coiffe qui protège les satellites, a permis de réduire de 50% la masse volumique de cette pièce. Avec le passage à Ariane 5, la calotte sommitale de la coiffe qui était encore en alliage d'aluminium raidie, a disparu pour laisser la place à une coiffe de forme ogivale entièrement en structure sandwich réalisée par co-cuisson, et utilisant des tissus hybrides carbone/silice, pour adapter la rigidité de la pièce, dans les orientations méridienne et circonférentielle, aux contraintes de la séparation en deux parties lors de son largage. La coiffe d'Ariane 5, dans sa version longue de 17m pour un diamètre de 5.4m pèse 2900kg (Figure 4a).



**Fig. 4a - Ariane 5 la coiffe**  
© Frédéric BUXIN : « ARIANE »

Pour la jupe inter étage 2/3, le passage à une structure composite en panneaux sandwich autoraidis Carbone/époxy et NIDA d'aluminium a permis un gain de masse de 20% par rapport à la solution métallique.

Quant aux réservoirs d'Hélium haute pression, nécessaire au bon fonctionnement des moteurs à ergols liquides, l'utilisation d'un surbobinage Kevlar/époxy de 15mm d'épais sur un liner de Titane, a permis de réduire la masse de 50% par rapport à la solution métallique (Figure 4b).



**Fig. 4b - Un réservoir He**

### Ariane 5 : Le changement d'échelle

Avec sa capacité d'emport en orbite de transfert géostationnaire (GTO) de 10000kg, soit plus de 2 fois plus qu'une Ariane 4 dans sa version 44L la plus puissante, le lanceur dispose d'une poussée au décollage de quasiment le double de celle d'Ariane 4. Cela se traduit par une augmentation du diamètre du lanceur et de l'adjonction au corps central de 2 moteurs à propergols solide (MPS) de 277 tonnes chacun (soit plus que la masse au décollage d'une Ariane 3).

Pour les pièces en composite cela se traduit par une augmentation des dimensions et masses (coiffe, SYLDA, case à équipement...), mais aussi d'une optimisation des procédés et technologies mises en œuvre pour réduire les coûts ou pour satisfaire à des spécifications plus exigeantes. Ainsi, les réservoirs d'Hélium haute pression ont vu le bobinage Kevlar / epoxy remplacé par un bobinage Carbone / epoxy pour faire face à des spécification de pression et de volume plus élevées.

De nouvelles pièces composites sont également introduites sur le lanceur, telles que l'adaptateur de charge utile (ACU), qui est une structure sandwich tronconique sur laquelle repose le satellite inférieur, ou l'étage à propergol stockables (EPS), constitué d'une structure sandwich en carbone/

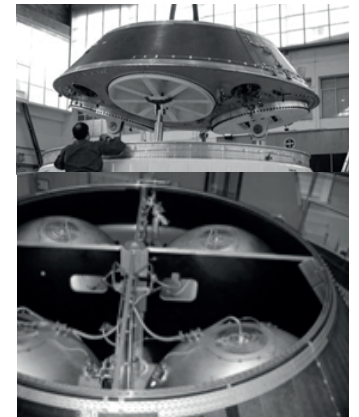
époxy NIDA d'aluminium de forme conique, rigidifiée par des panneaux en croix et équipé d'un plateau supportant les réservoirs et équipements (Figure 5).



**Fig. 5 - Ariane 5 L'ACU...**



**...La case à équipements...**



**...et l'EPS**

La vraie nouveauté en termes d'introduction de composites réside dans la tuyère des MPS. Ce sous-ensemble du moteur, de 3m de haut et de diamètre, pour une masse d'environ 6 tonnes, est constitué à 30 % de composites. On y retrouve pour la première fois sur Ariane, et à des échelles jamais atteintes jusque-là, des divergents composites, élaborés par bobinage de tissus imprégnés de silice et carbone/phénolique, pour lesquels des moyens spécifiques tels que des tours à bobiner verticaux ont dû être déployés. Le col de la tuyère est, pour la première fois, en CMC, réalisé à partir de texture de carbone 3D aiguilletée densifiée par CVI de Pyrocarbone. D'un diamètre supérieur au mètre, et une masse d'environ 100kg, c'est la pièce la plus massive jamais produite en CMC (Figure 6).



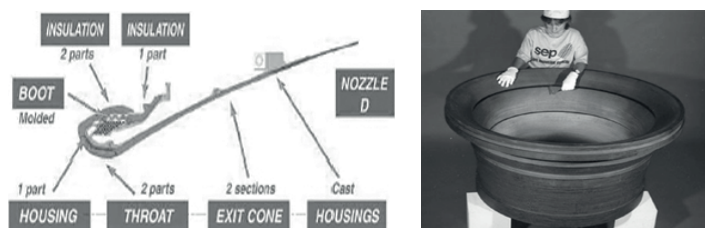


Fig. 6 - Coupe d'une tuyère d'un MPS sur Ariane 5 et photo du col (throat)

## Ariane 6 : Maturité et optimisation

Cette nouvelle génération du lanceur Ariane, dont le vol inaugural est prévu en 2020, se décline en deux configurations (Figure 7).

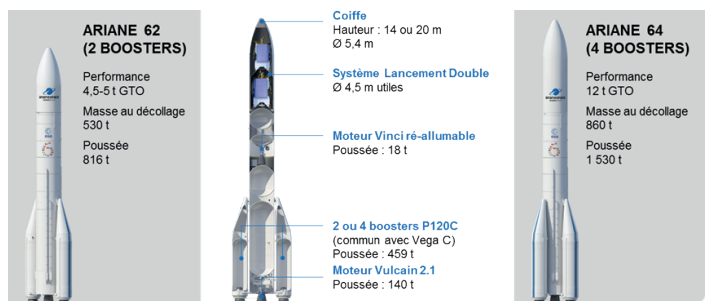


Fig. 7 - Les 2 configurations d'Ariane 6

Son développement a bénéficié d'une maturité plus élevée des technologies composite, tout en exigeant des efforts de simplification des conceptions et d'abaissement des coûts de fabrication, afin de réduire le coût du kg mis en orbite, et faire face à la concurrence actuelle.

Des générations précédentes, on retrouve :

- une coiffe, allongée, de plus de 20m de haut,
- un SYLDA à la conception simplifiée, ultra léger et agrandi (~500kg pour ~9m de haut), capable de supporter jusqu'à 150 fois son poids,
- une case à équipement au design simplifié,
- des ACU similaires à ceux d'Ariane 5,
- une jupe inté-étage, agrandie par rapport à Ariane 4 (6m de haut pour 5m de diamètre),
- des cols de tuyère des boosters à propulsion solide (P120C) élaborés à partir de textures de carbone 3D aiguilletées bas coûts®NAXECO.

Mais Ariane 6 se caractérise par 2 avancées majeures en termes d'introduction de composites.

Pour la première fois, un divergent CMC (dont une partie en C/SiC et l'autre en

C/C), sera utilisé sur le moteur cryogénique ré-allumable VINCI du 2<sup>nd</sup> étage. Cette pièce a été conçue pour supporter des températures supérieures à 1500°C et plusieurs

ré-allumages moteurs, sur une durée cumulée de plusieurs minutes. Par rapport à une solution métallique refroidie, l'utilisation du composite permet un gain de masse d'au moins 30%.

D'autre part, les boosters P120C, malgré un coefficient d'échange faible, ont fait l'objet d'une introduction massive des composites. Sur ce booster, la proportion de composite par rapport à la masse inerte dépasse les 60%, soit plus que la part de composite présente dans un Airbus A350.

Ce résultat a été rendu possible grâce à la maturité atteinte par les procédés d'élaboration de ces matériaux qui ont permis de concilier à la fois des objectifs de gain de masse, de réduction de coûts de fabrication et de fiabilité.

Ainsi, la butée flexible (Figure 8) permettant l'orientation de la tuyère, a vu ses lames métalliques remplacées par des lames composites verre/époxy réalisées par placement de fibres et infusion de résine. Cette évolution a permis de simplifier la conception de la tuyère et donc son coût en supprimant les écrans thermiques habituellement présents dans les concepts à lames métalliques.

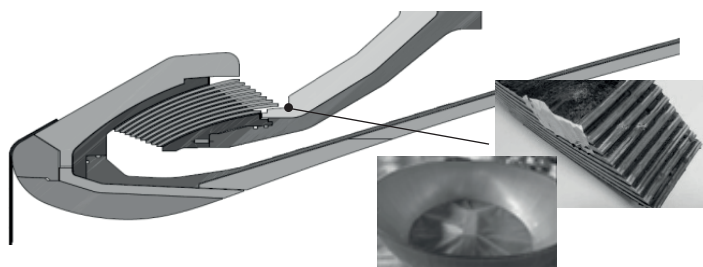


Fig. 8 - Coupe de la tuyère P120C et détail de la butée flexible et d'une armature de butée

La coiffe du booster est désormais partiellement en composite carbone/époxy ; la pièce, de forme tronconique pèse environ 1000kg et mesure près de 5m de long pour 3m de grand diamètre.

Mais l'avancée la plus marquante consiste en le remplacement du corps de propulseur métallique, par une structure bobinée Carbone/époxy de plus de 10m de long et 3.4m de diamètre. Cela fait du booster P120C le plus gros moteur à propergol solide monolithique en fibres de carbone au monde (Figure 9).



Fig. 9 - Corps de propulseur Carbone/époxy du P120C ©AVIO

Avec toutes ces évolutions, Ariane 6 représentera demain un concentré quasiment unique de technologies composites. On y trouvera aussi bien des matériaux composites, à matrice organique qu'à matrice céramique, réalisés à partir d'une large palette de constituants et de procédés industriels d'élaboration de ces matériaux : fibres de verre ou de carbone, résine phénolique ou époxy, pré-imprégnés ou texture 3D aiguilletées, structure sandwich, bobinage, placement de fibre, infusion de résine, infiltration chimique phase vapeur de Carbone ou de carbure de Silicium, co-cuisson...

## Et après Ariane 6 ?

Lorsqu'on analyse l'évolution de la proportion de matériaux composites par rapport à la masse totale de structure inerte, pour les différentes générations du lanceur, on

observe une croissance exponentielle qui avoisinera les 35% sur une Ariane 6 (Figure 10).

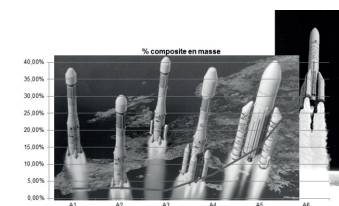


Fig. 10 - Proportion de composite par rapport à la masse totale de structure inerte

Pour les évolutions futures du lanceur, d'autres projets de remplacement de pièces métalliques par des pièces composites sont envisagés et laissent entrevoir une poursuite de la croissance exponentielle de la part des composites sur le lanceur :

- Un corps et des réservoirs de 2<sup>nd</sup> étage en composite qui, avec un fort coefficient d'échange, permettrait d'accroître substantiellement la capacité d'emport du lanceur,
- Un divergent composite pour le moteur Vulcain du 1<sup>er</sup> étage qui permettrait d'optimiser la conception de la tuyère...

Mais au-delà des défis techniques que posent ces nouveaux champs d'investigation, cette pénétration des composites ne pourra se poursuivre qu'à la condition d'une réduction des coûts de fabrication de ces matériaux. D'une part, pour améliorer la compétitivité du lanceur en terme de prix de revient du kg mis en orbite, mais aussi pour faire face à la concurrence des matériaux métalliques qui, avec la montée en puissance de l'impression 3D, n'ont pas dit leur dernier mot. ■



## Prix Daniel Valentin : le lauréat 2018

par Frédéric THIEBAUD (FEMTO-ST)

[frederic.thiebaud@univ-fcomte.fr](mailto:frederic.thiebaud@univ-fcomte.fr)

Monsieur Pablo NAVARRO, âgé de 33 ans au moment de sa déclaration de candidature, est le lauréat du Prix Daniel Valentin 2018. Il est titulaire d'une thèse de doctorat en Génie Mécanique de l'Université de Toulouse, soutenue en décembre 2010. Ces travaux intitulés « Etude de l'impact oblique sur structure en composite sandwich : application aux pales d'hélicoptère » ont été réalisés à l'Institut Clément Ader dans le cadre d'un contrat CIFRE avec Eurocopter, sous la direction de Jean-Jacques Barrau et Jean François Ferrero. Monsieur Pablo NAVARRO a développé des travaux expérimentaux multi-échelles (structure, éléments constitutifs) mais aussi numériques (modèle EF avec élément spécifique pour bien appréhender la cinétique d'endommagement) aussi bien pour la peau composite que la mousse polymère, éléments constitutifs de la pale.

Monsieur Pablo NAVARRO poursuit sa thèse sur un poste d'ATER jusqu'en août 2011 puis enchaîne en Post-doctorat toujours en partenariat avec Eurocopter dans le cadre du projet CROR. L'objectif est d'étudier le comportement de différentes configurations d'hélices à l'impact pour un nouveau type de réacteur d'avion. Plusieurs types d'impacts ont été réalisés expérimentalement puis analysés. Ce travail a été complété par une étude numérique qui a consisté à reprendre et enrichir/modifier le modèle développé pendant sa thèse. Enfin, cela a été l'occasion de développer un modèle d'impact simplifié (approche analytique) dans un contexte

de pré-dimensionnement. Ce dernier travail a été effectué dans le cadre d'une collaboration avec le Pr S. Abrate (USA).

En 2013, Pablo NAVARRO est nommé en qualité de Maître de Conférences à l'Université Paul Sabatier de Toulouse, rattaché à l'Institut Clément Ader dans le groupe Matériaux et structures composites.

Les activités de recherche actuelles de Monsieur NAVARRO sont dans la continuité des travaux antérieurs et visent à proposer des améliorations des modèles et moyens existants. De plus, d'autres activités connexes en terme de thématique sont menées : i) modèles d'impact de stratifiés en tissus composite (prise en compte des nœuds de tissage, ondulation des torons...), ii) nouveau modèle EF de plis composites UD sous chargement d'impact, iii) Propagation des dommages post-impact sous chargement cyclique (représentatif des conditions de vol d'hélicoptère), iv) amélioration des dispositifs d'essai de traction dynamique, v) construction de la plateforme d'essais au canon à gaz STIMPACT.

Notons que Monsieur Pablo NAVARRO a eu diverses collaborations internationales et a participé à de nombreux encadrements d'étudiants pour des activités de recherche valorisées par une production scientifique de qualité.

Monsieur Pablo NAVARRO présentera ses activités lors des prochaines Journées Nationales des Composites, JNC21, les 01-03 juillet 2019 à Bordeaux. ■

## Journées Scientifiques et Techniques récentes et à venir

par Frédéric DAU (I2M)

[frederic.dau@u-bordeaux.fr](mailto:frederic.dau@u-bordeaux.fr)

et Nicolas FELD (Safran)

[nicolas.feld@safrangroup.com](mailto:nicolas.feld@safrangroup.com)

Les prochaines JST planifiées auront pour thèmes *Durabilité en milieu humide, Homogénéisation et calcul multi-échelles* et *Renforts textiles*. Voici un bilan de celles qui se sont tenues depuis courant 2018.

### Tenue au feu des composites aéronautiques

**Organisateur :** C. Huchette

**Lieu :** Toulouse

**Date :** Mars 2019

**Thématiques traitées :**

- la caractérisation des propriétés thermo-physico-chimiques des composites ;
- la caractérisation mécanique couplée et l'instrumentation à haute température ;

- la réalisation d'essais au feu en laboratoire ;
- la phénoménologie et la modélisation des composites en situation en combustion ;
- la simulation numérique du feu ;
- et les applications industrielles.

<https://www.onera.fr/fr/agenda/workshop-feu2019>

Cette JST un peu particulière a été organisée dans le cadre du projet DGAC PhyFIRE, en partenariat avec la Société Française de Thermique et le GdR CNRS Feux. ■

## Institut Pprime (UPR CNRS 3346)

par Jean-Claude GRANDIDIER

*grandidier@ensma.fr*

La durabilité et le vieillissement des matériaux et des structures composites à matrice polymère constitue le cœur de l'activité d'une partie de l'équipe **Endommagement et durabilité (ENDO)** de l'institut Pprime. La gamme de matériaux visée concerne les thermoplastiques amorphes ou semi-cristallins et les thermodurcissables, renforcés avec des particules, des fibres courtes ou continues. La particularité de nos recherches tient dans les états thermodynamiques transitoires hors équilibre dans des gammes de température où les couplages multiphysiques et/ou les changements d'état physique sont présents. Les recherches développées portent sur l'identification et la modélisation des mécanismes de déformation et d'amorçage des dommages, avec une attention particulière portée au lien entre les mécanismes micro/mésoscopiques et le comportement thermo-mécanique macroscopique. Les conditions représentatives de l'usage (fatigue, gradient thermique) et les conditions extrêmes constituent le cadre de plusieurs travaux, qui sous-entend le développement de savoir-faire en caractérisation expérimentale et en modélisation de la durabilité, avec la prise en compte des couplages multi-physiques induits par l'environnement agressif et/ou pénétrant.

Du point de vue modélisation, des techniques de changement d'échelles sont développées, un premier exemple concerne la fatigue multiaxiale de pièces injectées en thermoplastiques renforcés par des fibres de verre courtes pour application automobile. Une démarche de dimensionnement totalement intégrée depuis la simulation du procédé jusqu'à l'estimation de la durée de vie a été proposée. La micromécanique, au cœur de l'approche, permet la prise en compte de l'orientation locale des renforts dans l'état mécanique en entrée d'un critère de fatigue. Les travaux menés en collaboration avec l'Institut Polytechnique de Milan sur des éprouvettes entaillées, ont permis de mettre en évidence l'apport original de cette démarche pour discriminer les effets d'orientation des renforts et de singularité géométrique dans l'estimation de la durée de vie en fatigue.

La démarche de mise en relation microstructure-propriétés mécaniques concerne également les « éco-matériaux » : polymères thermoplastiques recyclés et composites à fibres végétales. Une première étude a porté sur les conséquences du recyclage et du vieillissement sur le comportement mécanique des PP-chocs (matrice polypropylène chargée de nodules d'élastomère). L'emploi d'une technique spécifiquement développée permettant de mesurer in situ les champs de déforma-

tion sur la face et la tranche des échantillons a révélé la présence de gradients de déformation cœur-peau très marqués. Une approche numérique, basée sur un Volume Élémentaire Représentatif de ces polymères biphasés, a permis de retrouver qualitativement les phénomènes de cavitation observés. Une autre voie possible pour la réutilisation des polymères thermoplastiques recyclés est de les renforcer par des fibres d'origine végétale. Plusieurs études sur des composites bois/PP et lin/PLA ont montré l'importance du choix des paramètres de mise en œuvre pour optimiser les propriétés microstructurales et mécaniques de ces matériaux. Un point clé du développement des composites à fibres végétales réside dans une meilleure connaissance du comportement de l'interface fibre/matrice. Dans ce cadre, des tests sur éprouvettes monofilamentaires spécialement conçues au laboratoire, ont été réalisés afin de mesurer par corrélation d'images numériques les gradients de déformation à l'interface fil/matrice dans des composites chanvre/époxy. Des techniques innovantes d'ensimage des fibres de chanvre ont également été testées, et l'influence des paramètres de culture sur le comportement mécanique des fibres de chanvre a été étudiée. L'utilisation croisée de différentes techniques expérimentales (essais de fatigue multi-instrumentés avec mesures thermiques, cinématiques, acoustiques et suivi

des endommagements, microtomographie à rayons X) a permis de progresser dans la compréhension des mécanismes d'endommagement. Enfin, un modèle numérique par éléments finis d'un pli de composite chanvre/époxy a été développé et les premiers résultats obtenus sont prometteurs : il prend en compte la variabilité des propriétés des constituants, ainsi que les comportements aux interfaces fil/matrice et fil/fil.

L'équipe travaille également et depuis de nombreuses années, sur le vieillissement et la durabilité de matériaux composites à matrice polymère pour structures aéronautiques (composites architecturés 2D, 3D, fibres de carbone, matrices thermodurcissables, thermoplastiques...), en lien avec les principaux industriels du secteur (Airbus SAS Toulouse, Airbus Group Innovation, Safran Group...), concernés par l'utilisation de ces matériaux à « haute » température (structures tièdes, moteurs, nacelles...). Pour ces matériaux et dans ces conditions d'utilisation, le couplage entre sollicitations mécaniques et environnement (température, humidité, environnement oxydant) peut générer, à différentes échelles, des gradients de propriétés (modules d'élasticité, ténacité...) qui, combinés aux gradients des concentrations d'espèces (oxygène, eau...), participent à l'amorçage et à la propagation d'endommagements



(fissures matricielles, décohésions fibres/matrice...). L'enjeu est ici d'appréhender l'évolution du comportement mécanique en fonction de l'histoire des sollicitations extérieures (mécaniques, thermiques, chimiques...) à l'origine du 'vieillessement' des matériaux. Pour caractériser ces phénomènes aux différentes échelles et pour diverses sollicitations mécaniques et environnementales, sont mis en place des essais couplés/découplés multi-physiques – éventuellement accélérés. Les techniques expérimentales de caractérisation du comportement et de l'endommagement (ultra-micro indentation instrumentée, microscopie interférométrique, microscopie optique et électronique à balayage, microtomographie aux rayons X) sont utilisées de manière croisée et souvent en mode non standard.

La microtomographie RX est également utilisée pour la construction de modèles par éléments finis réalistes de matériaux composites à architecture complexe en y intégrant les éventuels défauts du matériau (défauts de fabrication, porosités, défauts de tissage...). L'exploitation d'essais de flexion instrumentés sur éprouvettes oxydées a permis de quantifier la fragilisation du polymère par oxydation : les diminutions des valeurs de contrainte à la rupture et de ténacité ont été déterminées à l'aide d'un critère mixte de rupture. Les gradients de propriétés présents dans les couches oxydées ont été intégrés dans un calcul de microstructure « réelle » pour l'identification des déformations inélastiques d'origine thermique et chimique. Pour mener à bien ces études, des outils de modélisation multi-physiques couplés thermo-chimio-diffuso-mécaniques basés sur la thermodynamique des processus irréversibles à variables internes sont développés pour prédire le comportement mais aussi pour analyser nos expériences. En concordance, des outils numériques sont implémentés dans ABAQUS et dans notre code de calcul développé en interne. La modélisation des couplages forts multi-diffusion réactions chimiques et comportement non linéaire hors équilibre font partie de notre savoir-faire.

Par exemple dans le cadre d'études sur les matériaux composites pour nacelles, en collaboration avec Safran Nacelles, l'étude du vieillissement humide de composites carbone-époxy tissés 2D a conduit à l'observation inédite d'un couplage entre le vieillissement humide et l'oxydation de la matrice, dans des gammes de température où ce dernier phénomène n'était pas attendu. Ainsi, par exemple, un vieillissement standard à 70°C 85% HR conduit à un abattement significatif des propriétés mécaniques associé à l'effet couplé de la diffusion d'espèces ( $H_2O$  et  $O_2$ ) et des réactions chimiques d'oxydation et d'hydrolyse.

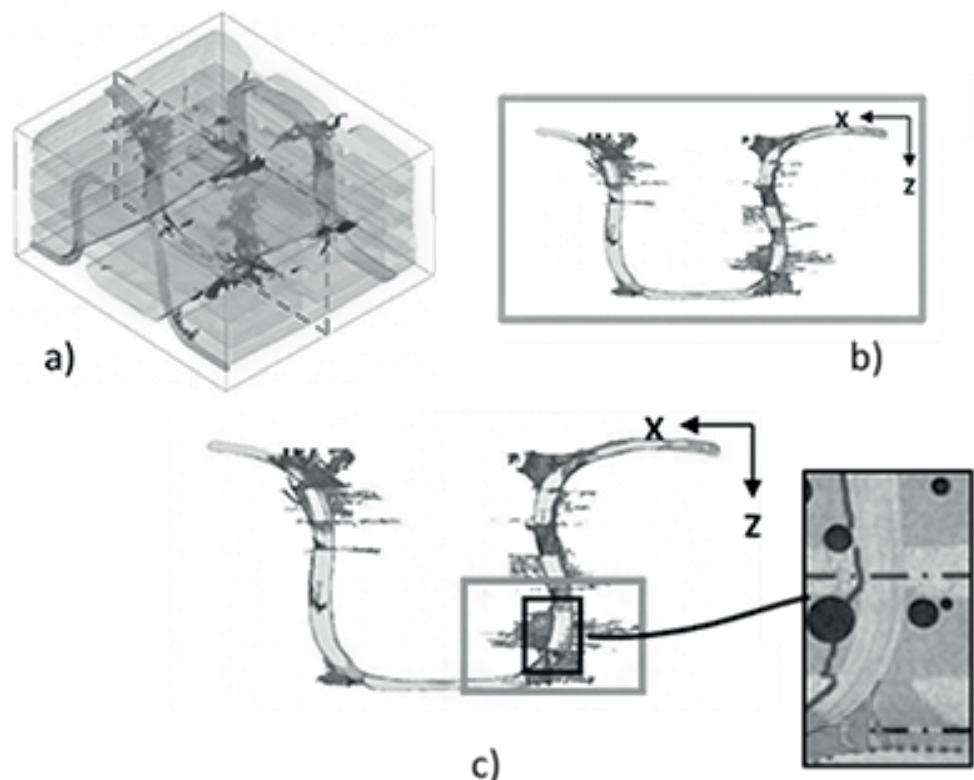
Dans le contexte du développement des aubes de soufflante du moteur LEAP, une étude conduite en collaboration avec Safran Aircraft Engines sur le comportement en cyclage thermique (-50°C/120°C) d'un matériau composite interlock 3D a montré, grâce à une analyse fine par micro-tomographie RX d'échantillons ayant subi de nombreux cycles thermiques sous environnement contrôlé, un lien direct entre l'architecture locale du matériau (orientation des torons, poches de résine...) et l'apparition et la propagation de microfissures

matricielles. Des traitements spécifiques des images tomo-graphiques ont été développés, pour quantifier l'évolution de ces endommagements avec le nombre de cycles, témoignant d'un phénomène de « fatigue » thermo-mécanique, amplifié par la présence d'un environnement oxydant (fissuration plus rapide et plus importante sous air que sous azote). Des essais de fatigue sous environnement – réalisés en utilisant une machine de fatigue équipée d'une chambre climatique (machine COMPTINN',  $T_{max}$  : 350°C,  $p_{max}$  : 5 bar) – ont permis de vérifier l'effet néfaste de l'environnement sur la durée de vie des composites et de caractériser la synergie entre les phénomènes de fatigue et l'action de l'environnement.

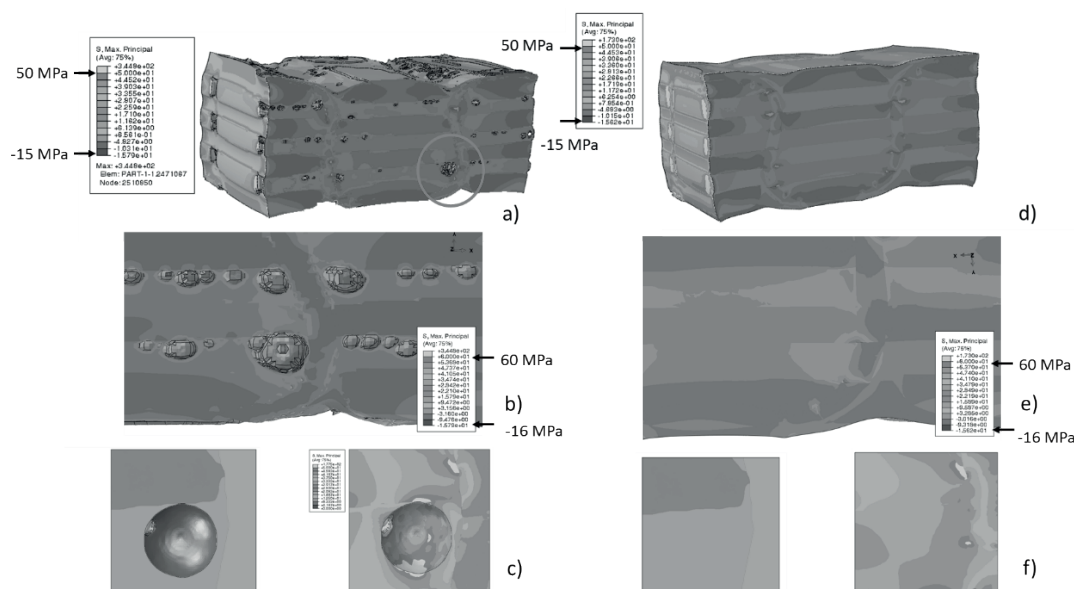
Dans le contexte des modélisations couplées, l'utilisation de méthodes classiques type EF mène à des temps de calcul prohibitifs liés à la complexité des systèmes à résoudre et aux différents temps caractéristiques. Pour pallier ce problème, la méthode PGD (Proper Generalised Decomposition) a été adaptée pour l'identification des paramètres de diffusion dans les composites. La méthode a été

utilisée en 3D avec les coefficients matériaux considérés comme des extra-coordonnées afin de déterminer une solution paramétrique.

Le domaine du comportement sous sollicitations extrêmes produites par choc (laser, impact, explosif...) complète notre potentiel de recherche. Ainsi, l'étude du comportement sous choc de composites à matrice organique et fibres de carbone et de leur assemblage a été développée sur le plan expérimental et numérique. La compréhension et la maîtrise des phénomènes de propagation de choc dans ces matériaux et de l'endommagement associé soutiennent le développement du test d'adhérence par choc d'assemblages composites collés à vocation aéronautique. De plus, les chocs laser ont été utilisés pour tester la qualité des interfaces dans les composites à des échelles plus fines : à l'échelle mésoscopique pour tester l'adhérence entre deux plis d'un stratifié (par exemple dans les composites hybrides) et à l'échelle microscopique pour tester l'adhésion interfaciale fibre/matrice.



Cyclage thermique de composites tissé 3D avec porosité : résultats expérimentaux...



### ...vs. calculs par modèle éléments finis issu d'images micro-tomographiques

Pour répondre à la problématique de la protection thermique au moyen de systèmes ablatifs, une caractérisation expérimentale des propriétés thermo-physiques et des performances de différents composites et le développement d'un modèle numérique ont été mis en place, en analysant tout particulièrement l'effet de la porosité, du type de renfort et du type de matrice. La caractérisation expérimentale associe différentes échelles : des essais ATG et DSC à petite échelle, des essais sous torche oxygène acétylène pour caractériser le comportement thermique d'échantillons centimétriques et des essais sous jet aérothermique sévère (banc MARTEL). Le modèle numérique qui a été développé permet de simuler le comportement thermique des matériaux, mais aussi, grâce à l'introduction d'un critère d'ablation basée sur les températures de pyrolyse, de simuler la perte de masse et l'érosion d'un matériau sous un flux aérothermique sévère.

Du point de vue des réservoirs d'hydrogène hyperbares de type IV, l'Institut a débuté les travaux en 1998 sur les liners rotomoulés fabriqués au CEA. A la suite de 4 projets ANR, d'un programme OSEO et de deux projets européens avec le CEA et/ ou Air Liquide et/ ou Stellia Composites et plus récemment Rescoll, des réservoirs sont aujourd'hui produits et utilisés en France en sta-

tion fixe. Dans ce contexte, la caractérisation des matériaux sous environnement hydrogène a démontré que ce gaz ne modifie par les comportements des polymères et composites à matrice organique. Des études de cycles thermomécaniques représentatifs des remplissages vidanges successifs ont permis de valider la tenue mécanique des matériaux et montrer le rôle de la température sur la fatigue du composite. Des modèles thermomécaniques stochastiques d'endommagement des composites adaptés aux fibres de carbone bobinés fournissent une prédiction très fiable de la pression d'éclatement et du mode de rupture de la structure (virole ou éjection de dômes), ce dernier point étant essentiel pour les ingénieurs qui les dimensionnent. Ces modèles numériques fonctionnent avec des temps de calcul raisonnables. Des outils d'optimisation des séquences de bobinage sont aujourd'hui complètement opérationnels pour la conception de réservoirs industriels et validés. La tolérance à des dommages créés par des chocs d'énergie limitée (impact par canon à air) a été quantifiée afin de qualifier leur utilisation en conditions industrielles réelles. Sous condition plus extrêmes, la tenue au feu (FIRECOMP) a fait l'objet de travaux sur la compréhension de la dégradation de la matière et l'impact sur la tenue de la structure assujettie à une agression thermique de type incendie.

Les travaux se poursuivent, dans le cadre du projet européen THOR, pour explorer le dimensionnement favorisant la fuite avant l'explosion dans les réservoirs de type V (réservoirs sans liner, composites à matrice thermoplastique). Un point traité actuellement porte sur les problèmes rencontrés en production, plus précisément des décollements du liner ont été observés. Avec des expérimentations spécifiques, le mécanisme a été explicité et reproduit de manière maîtrisée. Les conditions d'apparition sont maintenant identifiées (ANR Colline) et un programme démarre sur l'amélioration de l'interface liner-composite avec des composites à matrice thermodurcissable et semi-cristalline (M-era-Net ISIBHY). Comme pour les élastomères sous décompression rapide, la même question fondamentale se pose quant à la genèse du phénomène : construire un critère demanderait des développements théoriques spécifiques. A l'heure actuelle la transition vers des semi-cristallins pour la partie composite est en cours, avec en perspective l'amélioration de la vitesse des productions pour une application en grandes séries. Ce point nécessite de l'innovation sur les procédés et il est nécessaire d'aborder le lien procédés-défauts-durabilité des matériaux et des structures à très court terme, ces travaux doivent débuter pour être opérationnel rapidement.

## Contacts

Au sujet de cet article,  
**Jean-Claude GRANDIDIER :**

[grandidier@ensma.fr](mailto:grandidier@ensma.fr)

Responsable de l'équipe ENDO,  
**Sylvie CASTAGNET :**

[sylvie.castagnet@ensma.fr](mailto:sylvie.castagnet@ensma.fr)

## Site Internet

<https://www.pprime.fr/?q=fr/recherche-scientifique/d1/endommagement-et-durabilite>

## Conférences organisées ou parrainées par l'AMAC

### • JNC 21

21<sup>èmes</sup> Journées Nationales sur les Composites  
Contact : <https://jnc21.sciencesconf.org/>

Bordeaux, France, 1-3 juillet 2019

### • JST Multi-échelles

Journée Scientifique et Technique sur le thème « Homogénéisation et calculs multi-échelles dans les matériaux hétérogènes et structures composites » co-organisée avec le CSMA  
Contact : <https://multiscale2019.sciencesconf.org/>

Champs-sur-Marne, France, 14-15 octobre 2019

## Autres conférences

### • ICCM22

22<sup>nd</sup> International Conference on Composite Materials 2019  
Contact : <https://iccm22.com/>

Melbourne, Australie, 11-16 août 2019

### • Composites 2019

7<sup>th</sup> ECCOMAS Thematic Conference on the Mechanical Response of Composites  
Contact : <http://composites2019.udg.edu/>

Girone, Espagne, 18-20 septembre 2019

### • HT-CMC/10<sup>th</sup>

10<sup>th</sup> International Conference on High Temperature Ceramic-Matrix Composites  
Contact : <https://htcmc10.sciencesconf.org/>

Bordeaux, France, 22-26 septembre 2019

### • Form and Force

Joint 60<sup>th</sup> Anniversary Symposium of the International Association for Shell and Spatial Structures and 8<sup>th</sup> International Conference on Textile Composites and Inflatable Structures  
Contact : <http://congress.cimne.com/Formandforce2019>

Barcelone, Espagne, 7-10 octobre 2019

## CONTACTS



### Adhésions

- Formulaire téléchargeable sur le site de l'AMAC : [www.amac-composites.org](http://www.amac-composites.org)
- Président de l'AMAC : Philippe BOISSE – [philippe.boisse@insa-lyon.fr](mailto:philippe.boisse@insa-lyon.fr)
- Secrétaire de l'AMAC : Federica DAGHIA – [federica.daghia@ens-paris-saclay.fr](mailto:federica.daghia@ens-paris-saclay.fr)
- Trésorier de l'AMAC : Christian HOCHARD – [hochard@lma.cnrs-mrs.fr](mailto:hochard@lma.cnrs-mrs.fr)

### Liste de diffusion aux adhérents de l'AMAC

Pour les annonces de soutenances de thèses, propositions de sujets, conférences... envoyez un courrier électronique (sans pièce jointe) à : [amac@enpc.fr](mailto:amac@enpc.fr)

### Rédaction AMAC Infos

#### Envoyez vos annonces à publier dans AMAC Infos à l'éditeur :

Nicolas FELD, Safran Tech – [nicolas.feld@safrangroup.com](mailto:nicolas.feld@safrangroup.com)  
Etablissement Paris Saclay, rue des Jeunes Bois -  
Châteaufort, 78114 Magny-les-Hameaux