

# Comportement de matériaux composites aéronautiques soumis à un chargement thermomécanique couplé

**A. BENELFELLAH, D. BERTHEAU, D. HALM, E. LAINE,  
C. MERCADE, T. ROGAUME**

Institut P' (UPR CNRS 3346) – ENSMA/Université de Poitiers/CNRS  
1, avenue Clément Ader – BP 40109 – 86961 Futuroscope Cedex

## Résumé :

*Un dispositif expérimental visant à déterminer l'influence d'une charge mécanique sur la tenue au feu de composites aéronautiques est présenté. Il permet d'enregistrer l'évolution de la température et de la charge au cours d'un essai de flexion couplé à une source de chaleur (brûleur ou cône calorimètre). A partir de ces essais, une simulation par éléments finis est proposée, couplant le comportement mécanique, le transfert de chaleur et la combustion et permettant de retrouver la diminution progressive de la rigidité de l'échantillon.*

## Abstract :

*An experimental set-up aiming at determining the influence of a mechanical load on the strength of aeronautical composites is presented. The evolution of temperature and of the load is recorded during a bending test coupled with a heat source (burner or cone calorimeter). From these tests, a FE simulation is performed, coupling the mechanical behavior, the heat transfer and combustion. The progressive reduction of stiffness is accurately retrieved.*

**Mots clefs : composite, combustion, couplage thermomécanique**

## 1 Introduction

L'industrie aéronautique poursuit l'objectif de minimiser le poids des nouvelles générations d'aéronefs (Airbus A350 ou Boeing B787). Cette réduction est obtenue en substituant une partie des pièces en aluminium par des matériaux composites pour le fuselage, la voilure et la structure. Cette utilisation massive de composites inflammables dans les avions augmente la charge thermique et donc les risques d'incendie. La sécurité des passagers requiert des efforts de recherche et développement pour réduire ces risques d'incendie sans remettre en cause les performances de l'avion.

En ce sens, le fuselage doit être une barrière protectrice pour la cabine et ses occupants lors d'un feu à l'extérieur de l'appareil. La survie des passagers est liée à la grandeur caractéristique qu'est le temps de pénétration par la flamme des matériaux composant le fuselage. Ce temps doit être supérieur au temps d'évacuation des passagers qui se situe en moyenne, lors d'un impact au sol, autour de 90 secondes. Afin d'assurer le respect de cette contrainte, un programme expérimental est proposé afin de caractériser le comportement mécanique d'un matériau composite soumis simultanément à une charge mécanique et une agression par le feu.

Si des travaux de la littérature explorent la tenue résiduelle de composites préalablement soumis à un flux de chaleur [1-7], il existe peu d'informations sur le comportement consécutif à l'application simultanée de ces deux chargements. C'est pourquoi un dispositif spécifique (présenté dans la première partie) a été conçu, associant un banc de fluage en flexion (3 ou 4 points) et un brûleur. Des échantillons de matériau composite ont été soumis à ce chargement couplé. La température a été mesurée en face arrière ainsi que l'évolution de la charge (lorsque le déplacement est imposé). A partir de ces données expérimentales, une deuxième partie propose une modélisation du comportement thermomécanique du matériau sous l'action conjointe du flux de chaleur et de la charge.

## 2 Essais thermomécaniques couplés

Afin de quantifier l'évolution de l'endommagement dans un échantillon soumis à une charge mécanique constante et un flux de chaleur contrôlé, un dispositif dédié a été conçu à l'Institut P'. La

**Figure 1** illustre cette association d'un banc de fluage et d'un brûleur, qui peut être remplacé par un panneau radiant ou un cône calorimètre afin de mieux contrôler le flux de chaleur incident. Ce montage permet d'estimer l'influence d'une contrainte mécanique sur la cinétique de décomposition du composite. Il est possible d'imposer une flèche constante (et de mesurer l'évolution de la charge) ou, réciproquement, une force constante (et relever l'évolution du déplacement), jusqu'à la rupture. Des thermocouples placés sur l'échantillon permettent de mesurer l'évolution de la température en différents points au cours de l'essai.

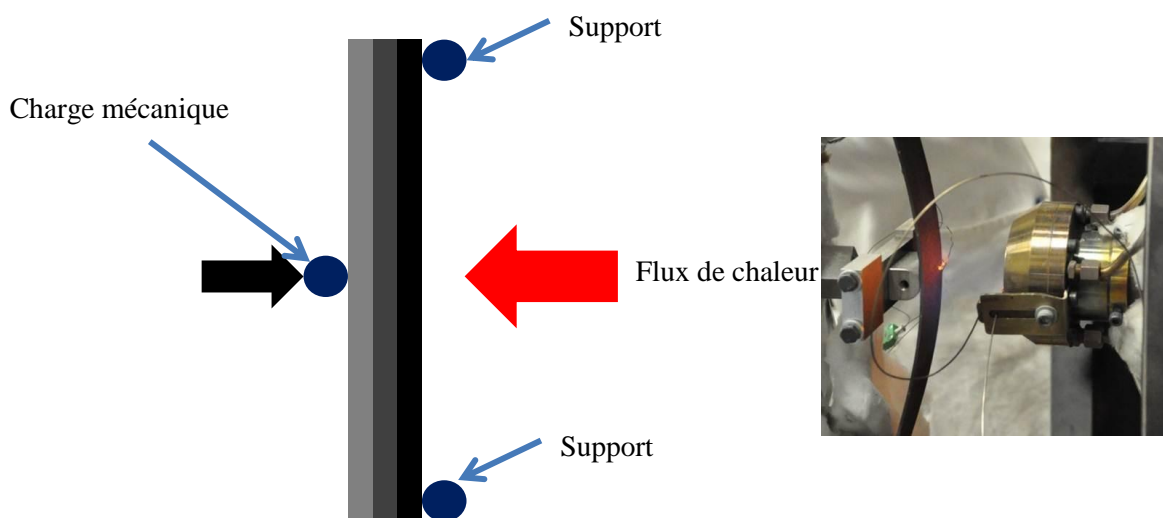


Figure 1 : Schéma de principe et photographie du dispositif permettant d'appliquer un fluage en flexion et un flux de chaleur

Les échantillons testés sont de dimensions maximales 5mm x 50 mm x 300 mm, la charge maximale appliquée est de 2500N, le flux de chaleur maximal de 200kW/m<sup>2</sup> dans le cas d'un brûleur (100kW/m<sup>2</sup> lorsqu'il est remplacé par un cône calorimètre) et le déplacement maximal de 150mm.

Différents types d'échantillon ont été testés, afin d'estimer leur tenue au feu : des fibres de carbone et résine thermodurcissable en séquence quasi-isotrope ou en 0°/90° et des fibres de carbone et résine thermoplastique.

Pour chaque échantillon, on dispose de l'évolution de la température donnée par les thermocouples et de la charge appliquée. On mesure également le temps à rupture et la perte de masse au cours de l'essai.

La confrontation des résultats des différents essais permet de conclure, entre autres, que :

- dans les matériaux thermodurcissables, l'exposition au feu conduit à la formation d'une couche de charbon dont l'épaisseur peut être reliée à la quantité d'énergie thermique reçue,
- le temps à rupture diminue quand le flux de chaleur augmente,
- le temps de rupture augmente avec l'épaisseur de l'échantillon,
- c'est le délaminage qui conduit à la rupture des échantillons thermodurcissables,

### **3 Simulation de l'essai de flexion 3 points avec agression thermique**

Les essais évoqués dans la partie précédente constituent une base de données pour proposer une simulation par éléments finis du comportement thermomécanique des échantillons soumis à de la flexion 3 points et exposés au brûleur. La principale difficulté réside dans le fait que ces essais couplent fortement trois phénomènes, à savoir l'endommagement mécanique, le transfert de chaleur et la décomposition thermique sous l'action du flux incident. Chaque mécanisme agit sur les deux autres. Par exemple, la conductivité thermique du charbon est différente de celle du composite non brûlé, l'endommagement mécanique (microfissures) modifie la cinétique de combustion, les propriétés mécaniques sont affectées par la température...

La faible épaisseur (5mm) des échantillons et les mesures de température en face arrière (supérieure à 100°C) justifient qu'on puisse représenter cette épaisseur en deux parties (Figure 2a) : une composée de charbon (face au brûleur) dont les propriétés mécaniques sont considérées très faibles, l'autre de matériau non décomposé mais dont les propriétés mécaniques sont affectées par la température. La résolution de ce problème nécessite :

- de déterminer l'épaisseur de charbon en fonction de l'énergie thermique apportée,
- d'affecter un comportement élastique-endommageable au matériau non décomposé,
- de connaître l'évolution des propriétés mécaniques du matériau non décomposé en fonction de la température,
- d'estimer l'évolution des propriétés thermiques du matériau (conductivité, capacité calorifique, dilatation) non décomposé en fonction de la température et les valeurs de ces mêmes propriétés pour le charbon.

Ces données ont été déterminées à partir d'essais de traction réalisés sur échantillons à différentes températures, d'essais de DMA, de DSC, de mesures d'épaisseur de charbon suite à différentes conditions d'exposition, ainsi que de données de la littérature [8].

On montre qu'il est ainsi possible d'estimer correctement non seulement l'évolution de la température en face arrière d'un échantillon de composite en résine thermodurcissable mais également la diminution progressive de la charge lors de l'essai de flexion 3 points (Figure 2), diminution due à la

progression du front de combustion et à la diminution des propriétés mécaniques du matériau non décomposé sous l'effet de la température.

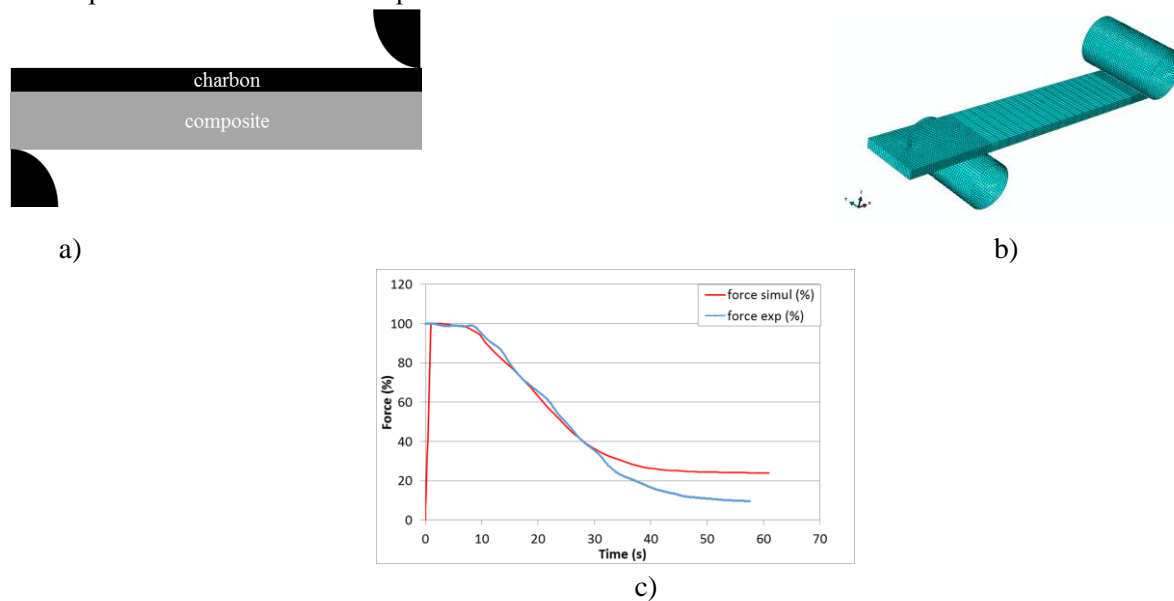


Figure 2 : a) Schématisation de l'échantillon soumis à un flux de chaleur, b) Maillage de la structure soumise à un essai de flexion 3 points, c) Comparaison de l'évolution simulée de la force avec le résultat expérimental

*Ce travail s'inscrit dans le cadre du programme « Investissements d'avenir » portant la référence ANR-11-LABX-0017-01 pour le laboratoire d'excellence INTERACTIFS.*

## Références

- [1] A.P. Mouritz, Post-fire flexural properties of fibre-reinforced polyester, epoxy and phenolic composites. *Journal of Materials Science* 37 (2002) 1377-1386
- [2] A.P. Mouritz, S. Feih, E. Kandare, Z. Mathys, A.G. Gibson., P.E. Desjardin, S.W. Case, B.Y. Lattimer, Review of fire structural modelling of polymer composites. *Composites Part A* 40 (2009) 1800-1814
- [3] A.P. Mouritz, Z. Mathys, Post-fire mechanical properties of glass-reinforced polyester composites. *Composites Science and Technology* 61 (2001) 475-490
- [4] A.P. Mouritz, Z. Mathys, Post-fire mechanical properties of marine polymer composites. *Composite Structures* 47 (1999) 643-653
- [5] A.G. Gibson, P.N. Wright, Y.S. Wu, A.P. Mouritz, Z. Mathys, C.P. Gardiner, Modelling residual mechanical properties of polymer composites after fire. *Plastics, Rubber and Composites* 32 (2003) 1-10.
- [6] M. Ropital, T. Rogaume, D. Halm, Etude de l'influence d'une agression thermique sur les propriétés mécaniques résiduelles de matériaux composites, Congrès Français de Mécanique, Bordeaux, 2013
- [7] V. Alemany Mari, J.P. Berro Ramirez, D. Halm, T. Rogaume, M. Ropital, Residual strength of wound composite pressure vessels subjected to fire exposure, 16<sup>th</sup> European Conference on Composite Materials, 2014.
- [8] V. Biasi, G. Leplat, F. Feyel, P. Beauchene, Heat and mass transfers within decomposing carbon fibers/epoxy resin composite materials, 11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2014