

# Matériaux pour les aéronefs : de plus en plus de composites structuraux et thermostructuraux

**Roger Naslain\*** professeur à l'Université Bordeaux I

**Summary :** *Materials for aeronautic craft : towards more and more structural and thermostructural composites*

*More and more structural composites (e.g. carbon/epoxy or aramid/epoxy) are used in secondary and primary structures of military and civil aircraft, in place of light metal alloys. Attempts are made to introduce thermostructural composites in jet engines with a view to reduce their weight and improve their efficiency. This evolution is slow owing to technical and economical considerations.*

**Mots clés :** *Fibres, composites, céramiques, structures, turboréacteurs.*

**Key-words :** *Fibers, composites, ceramics, structures, jet-engines.*

En un peu plus d'un siècle, l'évolution des aéronefs a été profondément marquée par celle des **matériaux de structure**, dont les performances mécaniques ramenées à la densité ont été considérablement accrues, ainsi que par celle des **moteurs**, auxquels on demande maintenant d'avoir un rendement très élevé (dans une optique d'économie de carburant et de réduction des coûts d'exploitation) et d'être moins polluants (en termes de niveau sonore et de contamination de l'atmosphère). La chimie a joué un rôle essentiel dans cette évolution.

## Les matériaux structuraux : un certain retour aux sources

Il est intéressant de rappeler ici que les premiers aéronefs avaient des structures, y compris les structures primaires (ailes, fuselages, empennages), qui étaient constituées d'une armature en bois (composites naturels) sur laquelle étaient tendues des toiles encollées (matériaux fibreux) et faisaient largement appel à des raidisseurs sous forme de câbles. Les hélices des moteurs

étaient également en bois. De telles structures assuraient les fonctions aérodynamiques de sustentation mais étaient naturellement extrêmement fragiles : on était assuré de « casser du bois » lors de tout atterrissage intempêtif.

L'utilisation massive des alliages métalliques, et notamment des alliages légers, a permis de construire des structures beaucoup plus fiables (avec des durées de vie se comptant en dizaines, voire centaines de milliers d'heures) mais aussi beaucoup plus lourdes (la densité de l'aluminium est de 2,7 alors que celle du bois est inférieure à 1). Elle a également ouvert à l'aéronautique le domaine du transport de masse subsonique (la capacité des gros porteurs est actuellement de 400-500 places) et celui du transport supersonique (les structures primaires étant encore majoritairement à base d'alliages légers). Ce fut l'ère de la métallurgie fine, des matériaux aux compositions et microstructures soigneusement optimisées et des assemblages rivetés. On développa les alliages **ultralégers Al-Li** pour diminuer la densité (celle du lithium est de 0,53) et les **alliages de titane** pour augmenter la rigidité (le module d'Young du titane est de  $\approx 120$  GPa contre seulement  $\approx 70$  GPa pour l'aluminium), la résistance à rupture et la température

d'emploi (au prix toutefois d'un accroissement significatif de la densité, *i.e.* 4,51 pour le titane pur).

On assiste, depuis une vingtaine d'années, au remplacement très progressif des alliages légers par des **matériaux composites** fibreux, à matrice polymère, *i.e.* à un certain retour aux sources, mais avec des matériaux exclusivement de synthèse (alors que ceux utilisés par les pionniers étaient d'origine naturelle) et aux propriétés mécaniques infiniment plus élevées (voir *encadrés 1 et 2*). La substitution a d'abord porté sur les structures secondaires (capots, trappes, aménagements intérieurs) et ce n'est que très récemment qu'elle a été étendue à certaines parties des structures primaires (voilures, gouvernes). Elle a, dans un premier temps, concerné les aéronefs militaires puis l'aviation civile. Dans le meilleur des cas, les composites ne représentent qu'une fraction encore modeste de la masse totale des structures des aéronefs actuels (*figure 1*) [1].

Les composites présentent des caractéristiques mécaniques spécifiques (*i.e.* ramenées à la densité) inégalées et une excellente tenue à la fatigue. C'est ainsi qu'un composite carbone/époxyde a une rigidité comparable à celle d'un acier, une résistance à rupture très supérieure, pour une densité quatre fois plus faible. Par ailleurs, certains composites

\* Laboratoire des composites thermostructuraux, UMR CNRS 5801 (CNRS-Snecma-CEA-UB1), domaine universitaire, 3, allée de La Boétie, 33600 Pessac.  
Tél. : 05.56.84.47.06. Fax : 05.56.84.12.25.  
E-mail : naslain@lcts.u-bordeaux.fr

### Encadré 1 - Matériaux composites

Sous sa forme usuelle, un matériau composite est constitué de fibres mécaniquement très performantes enrobées dans une matrice polymère. Dans un composite, il y a synergie entre les constituants par le biais des interfaces entre fibres et matrice, le matériau présentant un ensemble de propriétés (*i.e.* rigidité, résistance à rupture **et** légèreté) que ne possèdent pas les constituants pris isolément. Les composites sont élaborés couche par couche, *i.e.* par **stratification**, souvent à partir de demi-produits (les pré-imprégnés), ce qui permet d'orienter les fibres dans les directions de forte sollicitation mécanique. Dans les structures des avions, les fibres les plus utilisées sont celles de carbone et d'aramides (*i.e.* le Kevlar de DuPont). Elles sont généralement enrobées dans une matrice époxyde qui est ensuite durcie (réticulée) à l'étuve en présence d'un catalyseur.

### Encadré 2 - Un matériau fascinant : les fibres de carbone

L'intérêt des fibres de carbone réside dans leurs propriétés mécaniques exceptionnelles, en terme de rigidité  $E$  et de résistance à rupture  $\sigma_R$ , couplées à une faible densité (1,7 à 2). Les fibres de carbone sont élaborées par filage d'un précurseur organique suivi d'une carbonisation en atmosphère inerte et éventuellement d'un traitement de graphitisation. Suivant la nature du précurseur et les conditions de traitement thermique, divers types de fibres sont obtenus. Les fibres à haute résistance HR ( $\sigma_R = 3$  à 7 GPa) sont préparées à partir d'un précurseur de type **polyacrylonitrile** fortement étiré (pour aligner les chaînes macromoléculaires dans l'axe de la fibre). Les fibres à haut (ou très haut) module d'élasticité, HM ou UHM ( $E = 500 - 900$  GPa ;  $\sigma_R = 2,5$  à 4 GPa) le sont à partir de **brais mésophasiques** filés à l'état cristallin, carbonisés puis graphitisés à 2 500 – 3 000 °C. Ces dernières ont, par ailleurs, un coefficient de dilatation négatif et une conductivité thermique et électrique très élevée. Inversement, les fibres de carbone issues de précurseurs **cellulosiques** et, utilisées pour la fabrication des tuyères en composite carbone/carbone des boosters d'Ariane V, sont thermiquement isolantes.

a permis d'éliminer en partie les solvants lors de la mise en œuvre et de robotiser la stratification (machines à draper). En revanche, ce choix de matrices implique un passage prolongé dans des autoclaves de grandes dimensions (caissons de voileure) qui est pénalisant en termes d'investissement et de temps. La durée de l'étape de durcissement pourrait être réduite par un choix approprié de la résine et de son système catalytique voire en remplaçant le passage à l'autoclave par une réticulation sous rayonnement. L'utilisation des composites - matériaux dont les constituants sont coûteux - a été également rendue possible par une diminution massive du nombre de pièces (intégration des fonctions) et en changeant les modes d'assemblage (adhésifs structuraux).

### Vers des moteurs plus performants à base de composites thermosturcturaux

Améliorer le rendement des turbo-réacteurs et les rendre moins polluants constituent un formidable défi à la chimie et à la science des matériaux. On admet que ceci suppose, entre autres, une élévation de leur température de fonctionnement. Actuellement, les parties les plus chaudes d'un turbo-réacteur, *i.e.* les aubes de la turbine, sont réalisées en superalliages base nickel dont la composition chimique - complexe - a été soigneusement optimisée. Leur température de fonctionnement est proche de 1 000 °C (avec un système de refroidissement interne). Même sous forme monocristalline (ce qui représente une prouesse technologique), ces alliages semblent avoir atteint leur limite d'emploi en température. Passer à 1 300-1 500 °C supposerait qu'on fasse appel à une autre classe de matériaux, les **céramiques**, par exemple. Les céramiques sont en effet très réfractaires (l'alumine ou le carbure de silicium fondent au-dessus de 2 000 °C), rigides mais fragiles, donc peu fiables. Les céramiques massives présentent une rupture brutale, ce qui interdisait jusqu'ici leur emploi dans les moteurs.

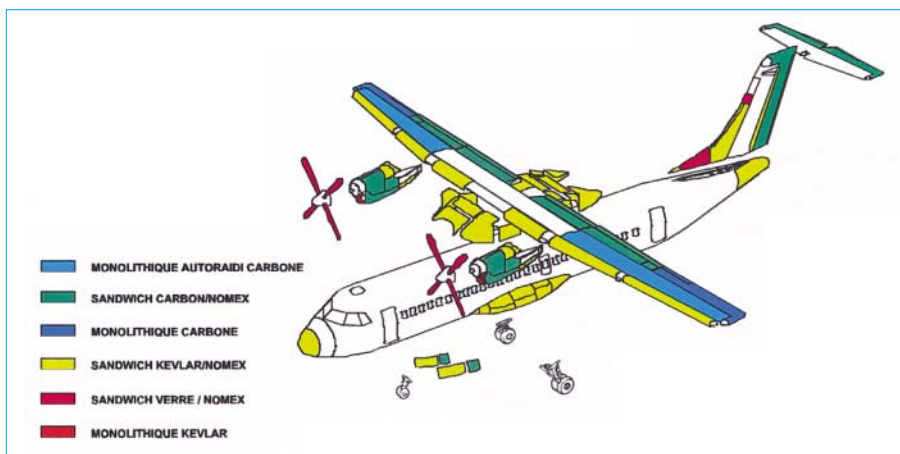


Figure 1 - Matériaux entrant dans les structures de l'ATR-72 (document Aérospatiale Matra reproduit avec l'autorisation de la société).

ont une faible signature radar et constituent l'une des composantes de la furtivité dans les avions militaires. L'utilisation massive des composites dans les structures soulève toutefois de nombreux problèmes techniques et économiques, dont la résolution implique fortement la chimie, et qui expliquent la progression relativement lente des composites dans ce domaine. Il en est ainsi

pour l'élaboration des fibres (voir *encadré 2*), l'optimisation du couplage fibre/matrice (qui suppose le développement de traitements de surface des fibres) et, bien entendu, la composition des matrices. Actuellement, la préférence va aux matrices **thermodurcissables** (*i.e.* les époxydes). Le développement des **pré-imprégnés** (sous la forme de nappes unidirectionnelles ou de tissus)

C'est cette fois d'un mariage entre mécanique et chimie du solide que devrait venir la solution à ce problème via à nouveau une approche composite (*encadré 3*) [2-5].

L'introduction des composites à **matrice céramique** (CMC) dans un turboréacteur est en cours mais de façon prudente et limitée. Elle concerne actuellement des pièces peu sollicitées mécaniquement et thermiquement, *i.e.* les volets froids situés à l'extrême arrière de moteurs d'avions militaires. Compte tenu du niveau modeste de température (moins de 650 °C) et de considérations de coût et de densité, le

choix s'est porté sur des composites à fibres de carbone enrobées dans une matrice de carbure de silicium (SiC) par voie gazeuse (*figure 2*) [4]. Le gain par rapport aux alliages de titane est essentiellement au niveau de la masse. L'arrivée, sur le marché, de fibres SiC performantes et le développement de matrices base SiC dites **autocicatrisantes** (autoprotection contre l'oxydation par formation de verres silicatés), ont permis d'élaborer des composites SiC/SiC dont la longévité sous charge à hautes températures, en atmosphère oxydante, se compte en centaines (voire en milliers d'heures) (*encadré 4*) [6].

### Encadré 3 - Une avancée majeure dans le domaine des céramiques : les composites thermostructuraux

Un composite à matrice céramique (CMC) est constitué de fibres céramiques enrobées dans une matrice elle-même céramique. Les plus classiques sont les composites C/C, C/SiC et SiC/SiC. Ces composites sont dits **inverses** - par rapport aux composites à matrice polymère - en ce sens que, sous charge croissante, c'est la matrice qui cède la première. Si la liaison fibre/matrice est suffisamment faible - ce qui suppose généralement l'emploi d'une interphase - la fissuration de la matrice n'entraîne pas la rupture prématurée des fibres, les fissures matricielles se trouvant déviées dans l'interphase. Il en résulte qu'un CMC peut avoir un comportement mécanique en traction **non linéaire** et une rupture **non fragile**, ce qui est tout à fait inhabituel pour un matériau céramique. L'interphase est généralement un film mince d'un matériau à structure (ou microstructure) en feuillets (un pyrocarbone, par exemple) déposé chimiquement à la surface des fibres avant leur enrobage dans la matrice. La matrice est à son tour déposée (ou infiltrée) au sein de l'architecture fibreuse (généralement multidirectionnelle), chimiquement, à partir d'un précurseur gazeux ou liquide (*e.g.* un hydrocarbure pour la matrice de carbone). La découverte du concept de **renforcement par fibres** des céramiques a permis de supprimer leur tendon d'Achille, *i.e.* leur fragilité, et constitue une avancée majeure dans ce domaine.

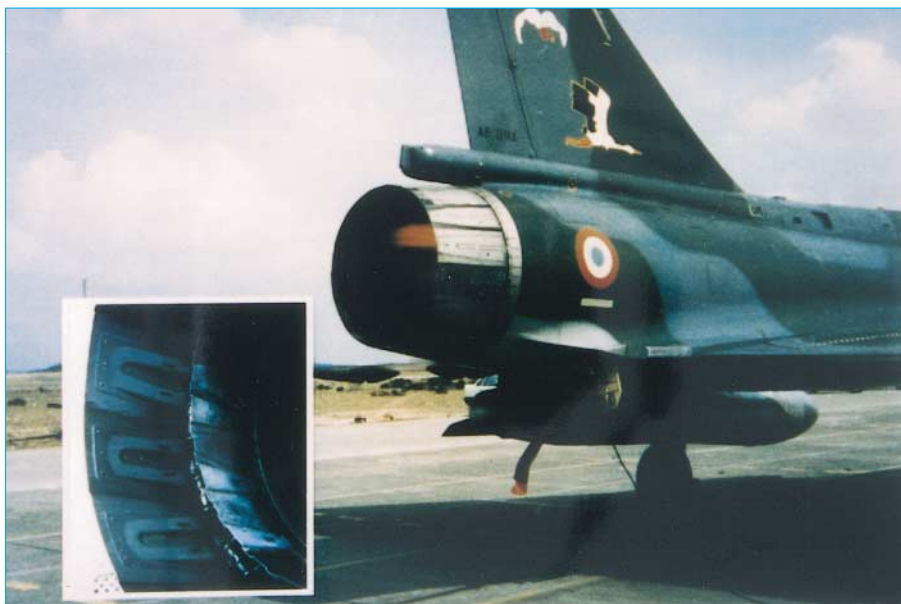


Figure 2 - Volets froids en composites thermostructuraux C/SiC sur un turboréacteur Snecma, testés en vol au Salon aéronautique du Bourget, en 1989 (photo Snecma, reproduite avec permission).

Ceci laisse à penser que, dans un second temps, des pièces chaudes ( $\approx 1\ 200\ ^\circ\text{C}$ ), comme les volets chauds ou les anneaux accroche-flamme, situées en aval de la turbine, pourraient à court terme être réalisées en CMC [4]. L'étape suivante, *i.e.* la céramisation des chambres de combustion semble également à portée des matériaux existants (ou de ceux qui en découleront) [4, 7]. Celle visant la céramisation de la turbine est, en revanche, beaucoup plus lointaine.

L'introduction de matériaux composites à **matrice métallique** (CMM) dans les étages de compression (en amont de la chambre de combustion) est également envisagée. Les matériaux visés sont ici des composites à base de filaments de SiC dans une matrice d'alliage de titane. Leur utilisation, dont la faisabilité est établie, permettrait de simplifier le dessin des pièces. Elle est dépendante des progrès qui seront faits pour abaisser le coût d'élaboration de ces matériaux, donc de la chimie [1, 3].

### Encadré 4 - Matériaux autocicatrisants

Les CMC les plus performants à haute température sont à base de céramiques non-oxydes (carbone, SiC). Il n'existe, en effet, pas de fibres d'oxydes pouvant être utilisées sous charge et de façon prolongée au-dessus de  $\approx 1\ 000\ ^\circ\text{C}$ . Comme les CMC se microfissent (composites inverses) et sont utilisés en atmosphère oxydante, ils doivent être protégés. Il faut notamment éviter (ou au moins retarder) la diffusion de l'oxygène vers l'interphase et les fibres. Une méthode de protection appropriée repose sur le concept d'**autocicatrisation**. Les matrices ou/et les interphases de cette classe sont déposées couche par couche, par voie gazeuse. On y introduit des éléments (tels que Si, B, etc.) dont l'oxydation conduit à la formation de verres (à base de  $\text{SiO}_2$ ,  $\text{B}_2\text{O}_3$ , etc.) plus ou moins fusibles suivant leur composition. Ces verres remplissent par capillarité les microfissures initialement présentes ou qui se forment sous charge, ralentissant la pénétration en profondeur de l'oxygène. La longévité des matériaux se trouve ainsi améliorée.

## Références

- [1] Chawla K.K., *Composite Materials : Science and Engineering* (2nd edition), Springer, **1998**.
- [2] Chawla K.K., *Ceramic Matrix Composites*, Chapman et Hall, **1993**.
- [3] Naslain R., *Introduction aux matériaux composites, 2- Matrices métalliques et céramiques*, Éditions du CNRS/Institut des Matériaux Composites, **1985**.
- [4] Spriet P., Habarou G., Applications of CMCs to turbojet engines : overview of SEP experience, *Key Engineering Mater.*, Trans Tech Publ., **1997**, vol. 127-131, p. 1267-1276.
- [5] Beesley C.P., The application of CMCs in high integrity gas turbine engines, *Key Engineering Mater.*, Trans Tech Publ., **1997**, vol. 127-131, p. 165-174.
- [6] Carrère P., Comportement thermomécanique d'un composite de type SiC/SiC, *Thèse n° 1592*, Univ. Bordeaux I, **1996**.
- [7] Nishio K., Igashira K., Okazaki S., The development of ceramic matrix composites (CMC) for combustors of gas turbine engine, *Proc. 5th Japan Int. SAMPE Symp.*, p. 1159-1164, Japan SAMPE, **1997**.