

**Département Energétique et Propulsion
de l'INSA Rouen**

4^{ème} année

Matériaux

Benoit Vieille

**PARTIE II :
Matériaux aéronautiques et
Matériaux composites**

2017-2018

Matériaux aéronautiques

1. Un peu d'histoire...
2. Exemples de sollicitations subies par des pièces aéronautiques
 - 2.1 Ailes d'un avion
 - 2.2 Fuselage d'un avion
 - 2.3 Train d'atterrissage
3. Les alliages d'aluminium
 - 3.1 Aéronautique : relever le défi des composites
 - 3.2 Le retour en force des alliages de faible densité en aluminium-lithium
 - 3.3 Une première : l'A350 aura des panneaux soudés par friction
4. Les alliages de titane
 - 4.1 La filière de production
 - 4.2 La demande
 - 4.3 Les prix
 - 4.4 L'aéronautique, premier consommateur du titane
 - 4.5 Les différents grades de titane
 - 4.6 Propriétés et comportements mécaniques
 - 4.7 Un nouvel alliage aluminium-titane pour l'aéronautique
5. Alliages de magnésium
 - 5.1 De l'utilisation du magnésium dans les aérostructures
 - 5.2 Magnésium vs aluminium
 - 5.3 Comportement mécanique
6. Les superalliages
 - 6.1 Principales familles de superalliages
 - 6.2 Propriétés mécaniques
 - 6.3 Principaux champs d'application des superalliages

Annexe 2 : Etude du comportement au fluage de superalliages

Introduction

Les critères de choix matériaux pour des applications aéronautiques ont évolué au fil des années en fonction des innovations technologiques et scientifiques évidemment, mais aussi des contraintes techniques voire socio-économiques :

- Les **critères techniques** sont nombreux. Ils concernent à la fois la sécurité d'utilisation en service de l'avion à travers les propriétés physiques (conductivité thermique et électrique, coefficient de dilatation thermique, tenue au vieillissement, à l'humidité, au feu, à la foudre, aux produits chimiques et résistance à la corrosion) et mécaniques (résistance, rigidité, ténacité, comportement à long terme, ou en fatigue des structures primaires et secondaires de la structure, comportements à basses et hautes températures, tolérance aux dommages). Il convient également de citer la facilité de mise en œuvre et de fabrication ainsi que la maintenance de l'avion voire la réparation des pièces endommagées. Ainsi la certification, i.e. la capacité d'un matériau à répondre à toutes ces exigences techniques à travers le respect des normes aéronautiques très sévères, est un point clé pour valider l'utilisation d'un matériau pour des applications aéronautiques.
- Le **critère masse volumique**. La nécessité d'alléger les aéronefs relève principalement de la volonté de réduire la consommation en kérosène (cf. Fig.1), synonyme de diminution du coût du transport, mais aussi d'atténuer l'empreinte écologique des avions.

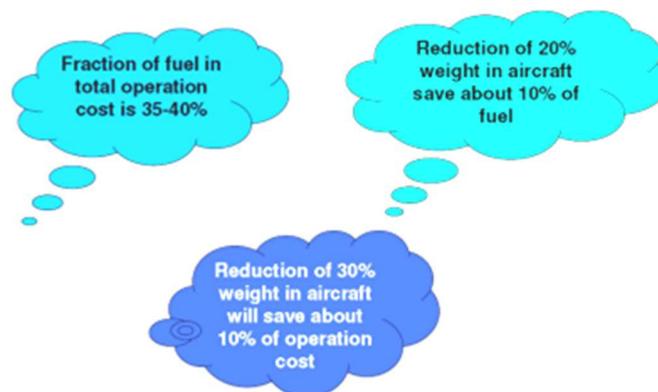


Fig. 1 – La réduction de la masse est un des critères les plus importants pour l'industrie aéronautique et aérospatiale [PAS]

- Le **critère coût**, évoqué précédemment pour la consommation en carburant, est également intrinsèquement lié à toutes les étapes de la fabrication de structures aéronautiques. Le choix d'un matériau doit être un compromis entre sa souplesse de conception et d'intégration au sein d'un ensemble, tout en présentant des coûts de mise en œuvre et d'exploitation (maintenance, réparation) moindres.

- La **recyclabilité** et la **disponibilité** des matériaux sont également des aspects qui tendent à peser lors de la sélection de matériaux. En effet, l'explosion de la demande en matériaux composites ces dernières dans de nombreux domaines industriels (cf. chapitre 3 – fibres de carbone) a compliqué l'approvisionnement en matériaux pré-imprégnés, constituant de base des composites stratifiés renforcés par des fibres de carbone notamment.

En résumé, les matériaux aéronautiques doivent présenter les **propriétés spécifiques (i.e. rapportées à leur densité)** très élevées. Compte tenu de ces critères, les principaux matériaux utilisés aujourd'hui dans les avions civils et militaires (cf. Fig. 2 et 3) sont les composites (chapitre 3), les aciers, les alliages d'aluminium et de magnésium, les superalliages de nickel, et le titane. Les efforts fournis en termes de R&D permettent d'envisager des solutions alternatives avec notamment la mise au point de matériaux composites innovants, de nouveaux alliages aluminium-lithium mais également aluminium-titane.

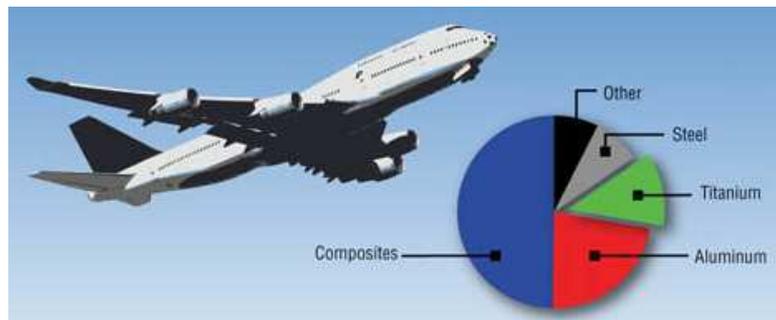


Fig. 2 - Répartition des matériaux pour des applications dans des avions commerciaux [BYR]

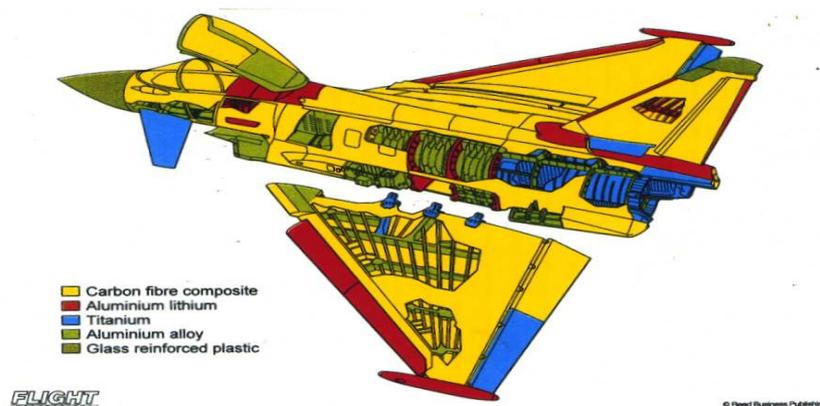


Fig. 3 - Répartition des matériaux pour des applications dans des avions militaires

1. Un peu d'histoire...

Cette partie est adaptée de [FOU]. Depuis plus de cent ans, l'histoire des matériaux en aéronautique a connu de nombreux changements : de l'aluminium à l'acier ou au titane, en passant par les matériaux composites renforcés, le bois et même le plastique.

Ainsi, à ses débuts, l'aéronautique se tourne vers le bois comme choix de matériaux pour la construction de la structure de ses avions. Cependant, en une vingtaine d'années de 1920 à 1940, le bois et la toile sont progressivement remplacés par des alliages d'aluminium.

Durant la période du 20^{ème} siècle, les ingénieurs se concentrent sur la réduction du poids des matériaux composant les avions. Ainsi les alliages d'aluminium furent sélectionnés pour la fabrication des premières cellules d'avions. En effet, ces alliages sont faciles à usiner, résistants à la corrosion mais surtout légers. La 1^{ère} structure en aluminium est celle du Douglas DC2 en 1933 (cf. Fig. 4).



Fig. 4 – 1^{ère} structure en aluminium : Douglas DC2 en 1933 [FOU]

Les années 1940 sont une vraie révolution pour l'aéronautique. Désormais, d'une part les ingénieurs cherchent à réduire les masses des composants mais ils s'intéressent aussi à l'amélioration de leurs propriétés mécaniques telle que la ténacité, i.e. la capacité du matériau à résister à la rupture (la propagation de fissures par exemple).

La 2^{ème} guerre mondiale s'accompagne des premiers moteurs à réaction, lesquels sont soumis à des températures bien supérieures aux anciens moteurs. Le titane est alors utilisé pour la première fois (1952 sur le Douglas DC7), car il conserve de bonnes propriétés mécaniques à haute température. Il permet ainsi le remplacement de l'acier ou l'aluminium dans certaines pièces des moteurs ou des trains d'atterrissage.

Au début des années 70, l'aluminium reste la référence des matériaux de structure. Mais, en 1973, le premier choc pétrolier impose une réduction supplémentaire de la masse. C'est dans ce contexte que se développe la fibre de carbone (alliant excellentes propriétés mécaniques et légèreté) qui permet de répondre favorablement à cette exigence avec les premières applications des matériaux composites à matrice organique renforcée par des fibres dans des structures secondaires.

Ce chapitre présente les principales caractéristiques, propriétés physico-chimiques et applications des matériaux les plus utilisés en aéronautique : les alliages d'aluminium, les alliages de titane, les alliages de magnésium et les superalliages.

Les matériaux composites, qui occupent une part importante parmi les matériaux de l'aéronautique, font l'objet d'un chapitre à part entière (chapitre 3).

2. Exemples de sollicitations subies par des pièces aéronautiques

Lors de son utilisation en service, un avion est soumis à de nombreux cycles de sollicitation, variable selon la phase (décollage, vol, atterrissage) et la partie de la structure (aile, fuselage, train d'atterrissage...)

2.1 Ailes d'un avion

Le dimensionnement d'une aile est un exemple complexe car il existe un couplage entre une structure (ici une aile d'avion) et un écoulement (l'air autour de l'aile). Ainsi, une aile d'avion, encastree dans un fuselage, est généralement soumise à des sollicitations de type flexion-torsion qui peuvent être considérées comme couplées. En effet, on définit un axe élastique (axe OA) comme étant le lieu des points que l'on peut charger par des poids en faisant fléchir l'aile sans la tordre. Si des forces extérieures (force d'inertie ou de portance F par exemple) sont appliquées en des points situés ailleurs que sur l'axe OA, l'aile subira simultanément un mouvement de flexion et de torsion (cf. Fig. 5). On associe la flexion à une rotation (α_1) autour de l'axe du fuselage, tandis que la torsion est associée à une torsion (α_2) autour de OA (axe longitudinal de l'aile).

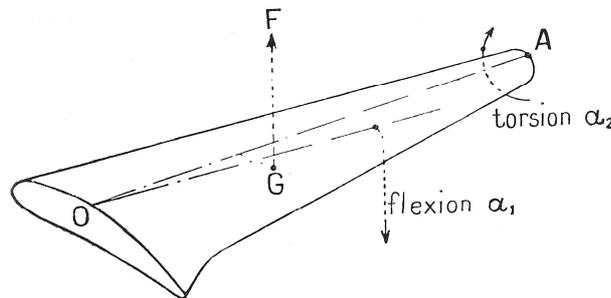


Fig. 5 - Modes de sollicitation en flexion-torsion d'une aile d'avion

Pour simplifier le dimensionnement des ailes en flexion, on considère généralement que la partie supérieure des ailes d'un avion (l'extrados) subit essentiellement des contraintes de compression. La partie inférieure des ailes (l'intrados) subit, quant à elle, des contraintes de traction.

Dans la phase de décollage (critique) et de vol, l'avion possède une vitesse V dont résulte des forces aérodynamiques (force de traînée et de portance). Ces forces aérodynamiques vont agir sur l'aile et provoquer une flexion et/ou torsion supplémentaire(s).

- La flexion supplémentaire va provoquer une légère modification de l'incidence, et par conséquent une variation de portance qui est proportionnelle à $d\alpha_1/dt$. Ce terme à l'effet d'un amortissement et correspond physiquement à un amortissement aérodynamique.

- La torsion supplémentaire a un effet beaucoup plus important sur la modification de l'incidence et entraîne dans ce cas une variation directe de la force de portance. La force de portance est proportionnelle à la vitesse de l'écoulement et à l'angle d'incidence qui est proche de α_2 . La force de portance induit alors une modification de la flexion.

Selon la partie concernée de l'aile (intrados ou extrados), les propriétés attendues des matériaux sont :

- Résistance à la traction/compression,
- Rigidité,
- Tenue en fatigue,
- Ténacité (résistance à la propagation de l'endommagement)

2.2 Fuselage d'un avion [PCP]

Le fuselage d'un avion est soumis au cours du vol à nombreux efforts : efforts de flexion (verticale et horizontale), efforts de torsion, efforts de résistance à la pressurisation et efforts localisés (impact à l'atterrissage).

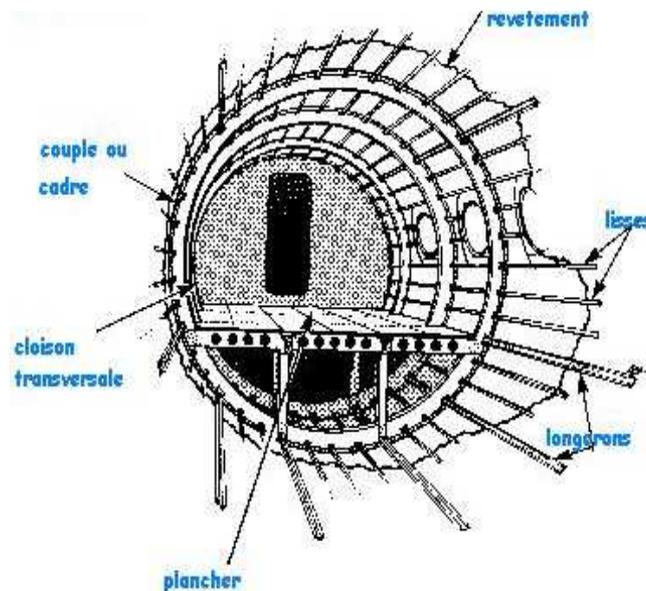


Fig. 6 – Définition des principales pièces du fuselage d'un avion [PCP]

Le fuselage d'un avion est constitué de structures primaires soumises à des sollicitations importantes, telles que les cadres (forts ou pliés). Ces cadres sont reliés par des lisses et des pièces de renforts (cf. Fig. 6) notamment dans les zones où les efforts sont importants, comme par exemple l'accrochage du train d'atterrissage.

Sur le fuselage, l'alliage aluminium cuivre a été très longtemps le seul matériau utilisé. Mais les exigences croissantes dans l'aéronautique et le développement des composites à matrice organique ont permis d'améliorer les performances, et de supplanter les alliages d'aluminium.

Le fuselage possède également des parties de structure dites secondaires, qui sont soumises à des sollicitations moindres. Pour ces pièces aux exigences mécaniques moins sévères, l'objectif est notamment de diminuer la masse. Le plancher est souvent réalisé en matériaux composites dit sandwich constituée d'une structure en nid d'abeilles enveloppée par des revêtements (cf. chapitre 3).

Pour les surfaces externes du fuselage (appelées peaux), le mode de sollicitations est similaire à celui d'un réservoir sous pression alternée (gonflé/dégonflé), soumis à des contraintes alternées de traction/compression (cf. Fig. 7).

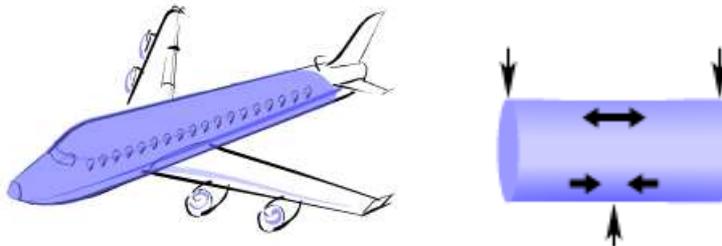


Fig. 7 - Etude de l'état des sollicitations dans la peau du fuselage [ALM]

Selon la phase d'utilisation de l'avion (sol/vol), le fuselage ne subit pas les mêmes sollicitations (cf. Fig. 8) :

- Au sol (lors des phases de décollage et d'atterrissage), la cabine n'est pas pressurisée par rapport à l'extérieur. Le poids de l'avion est supporté par le train d'atterrissage.
- Lors du vol : la pression de la cabine exerce des efforts circonférentiels sur le fuselage (cf. peaux). Les forces ascendantes et descendantes opposées agissant pendant le vol, génèrent des moments de flexion sur le fuselage. Ainsi, le fuselage est soumis à un ensemble de contraintes : traction, compression, cisaillement. De plus, ces charges sont dynamiques : elles varient lors du vol.

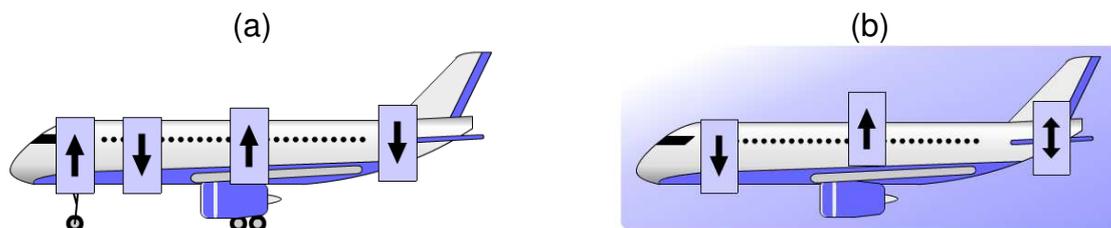


Fig. 8 – Sollicitations subies par le fuselage lors de différentes phases :
(a) au sol – (b) en vol

Ainsi, du point de vue de dimensionnement du fuselage, les matériaux retenus doivent répondre aux exigences suivantes :

- Résistance à la traction/compression, cisaillement,
- Ténacité,
- Résistance à la fatigue,
- Rigidité.

2.3 Train d'atterrissage

Le train d'atterrissage est un élément les plus contraints mécaniquement d'un avion. Ses amortisseurs oléopneumatiques sous pression imposent constamment une contrainte à leur enveloppe métallique (cf. Fig. 9), pendant que les forces auxquelles le train est soumis lorsqu'il touche la piste exercent une contrainte sur tout le système, même si l'atterrissage se fait tout en douceur. De plus, le train d'atterrissage d'un aéronef doit encaisser des forces horizontales produites par le freinage à l'atterrissage ou par l'accélération au décollage [CAR]. De plus, le train d'atterrissage avant est également soumis à une contrainte lors du remorquage. Le train peut également subir des collisions avec d'autres objets sur l'aire de trafic.

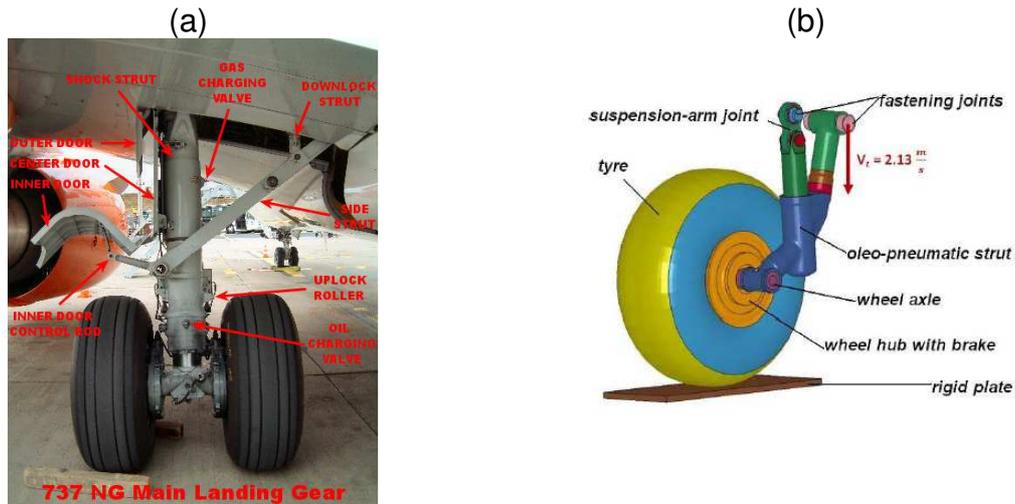


Fig. 9 – Configuration d'un train d'atterrissage : (a) Boeing 737 [Source : <http://www.b737.org.uk>] – Modèle géométrique [IJM]

Par ailleurs, le lavage à l'eau sous pression peut pénétrer dans les manchons et les joints, engendrant à terme de la corrosion [CAR]. Dans le même registre, certains solvants (décapants pour peinture), peuvent causer la fragilisation par l'hydrogène du train. Ce phénomène se produit lorsque l'hydrogène atomique qui se trouve dans de tels produits entre en réaction chimique avec l'acier à haute résistance du train, ce qui transforme le métal des zones touchées en un alliage cassant, qui risque de se rompre. Pour y remédier, on traite thermiquement le composant touché dans un four à 375 °F pendant 23 heures, afin de « chasser » les atomes d'hydrogène vers la surface de la pièce. Une autre façon de contourner ce problème consiste à développer des pièces en matériau composite (cf. Fig. 10).



Fig. 10 – Bielle de train d'atterrissage réalisée en matériau composite

3. Les alliages d'aluminium

Du point de vue des applications aéronautiques (cf. Fig. 11), l'aluminium et ses alliages répondent favorablement à plusieurs exigences :

- En premier lieu, une faible densité (cf. Tab. 1),
- Excellente conductivité électrique et thermique,
- Ce sont des matériaux non-magnétiques,
- Leur caractère ductile marqué leur confère une bonne tolérance aux dommages, caractéristique utilisée ces dernières années pour mettre au point des matériaux composites à base de feuilles d'aluminium (GLARE, CARAL, ARAL) mais également des composites à matrice aluminium),
- Leur durabilité avec notamment une bonne résistance aux agents chimiques et à la corrosion,
- Très bon comportement en fatigue,
- Des propriétés mécaniques modulables en fonction des éléments d'alliage,
- Un prix attractif associé à des ressources naturelles importantes (3^{ème} métal le plus abondant sur terre),
- Ils présentent des facilités du point de vue de la mise en œuvre quand ils sont associés à des éléments d'alliage : soudabilité, formage...
- Ce sont des matériaux facilement recyclables et non toxiques.

Malgré toutes ces qualités, « la période où l'aluminium était la principale matière utilisée dans la construction aéronautique semble définitivement révolue » [KRA]. Depuis quelques années, les matériaux composites se sont imposés pour supplanter les alliages d'aluminium dans de nombreuses applications aéronautiques.

La hausse des coûts des carburants et l'application de normes environnementales plus rigoureuses ont placé la chasse au poids au cœur des préoccupations des aviateurs, offrant un avantage décisif à l'utilisation des composites. Si la cellule de l'Airbus A 380, de conception plus ancienne, contient encore 61 % de métal léger pour seulement 20 % de matériaux composites, la dernière création de Boeing, le B787 contient seulement 19 % d'aluminium pour 50 % de composites. Ayant envisagé l'utilisation de matériaux plus classiques, Airbus a finalement décidé de porter la part des composites à 52 % pour son A350.

Toutefois, les modèles d'avions les plus produits actuellement (Boeing 737 et Airbus A 320), ont des impératifs économiques et techniques différents. Ces monocouloirs court-courriers coûtent moins chers, demandent des matériaux moins sophistiqués, mais représentent un marché beaucoup plus important.

Point de fusion : $\theta_f = 660 \text{ }^\circ\text{C}$	
Structure cristalline : CFC	
Masse volumique :	$\rho = 2\,700 \text{ kg/m}^3$
Conductivité thermique :	$\lambda = 237 \text{ W m}^{-1}\text{K}^{-1}$
Coefficient de dilatation linéique (à $20 \text{ }^\circ\text{C}$) :	$\alpha = 23,1 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$
Résistivité électrique :	$\rho = 0,0265 \text{ }\mu\Omega \cdot \text{m}$
Caractéristiques mécaniques à $20 \text{ }^\circ\text{C}$ (Al pur) :	
$R_m = 70 \text{ à } 80 \text{ MPa}$	
$R_e = 10 \text{ à } 20 \text{ MPa}$ (très sensible à l'écroutissage)	
$A \% = 50 \text{ à } 60 \%$	
$E = 70\,000 \text{ MPa}$	

Tab. 1 – Principales propriétés des alliages d'aluminium

En moyenne, les composites représenteront la majorité du poids des avions à venir, l'aluminium en assurera 20 % suivi du titane (15 %) et de l'acier (10 %). Pour regagner une partie du terrain perdu, Alcoa (fournisseur d'aluminium) a développé une nouvelle version d'alliage aluminium-lithium, moins dense et plus résistant que les alliages traditionnels ».

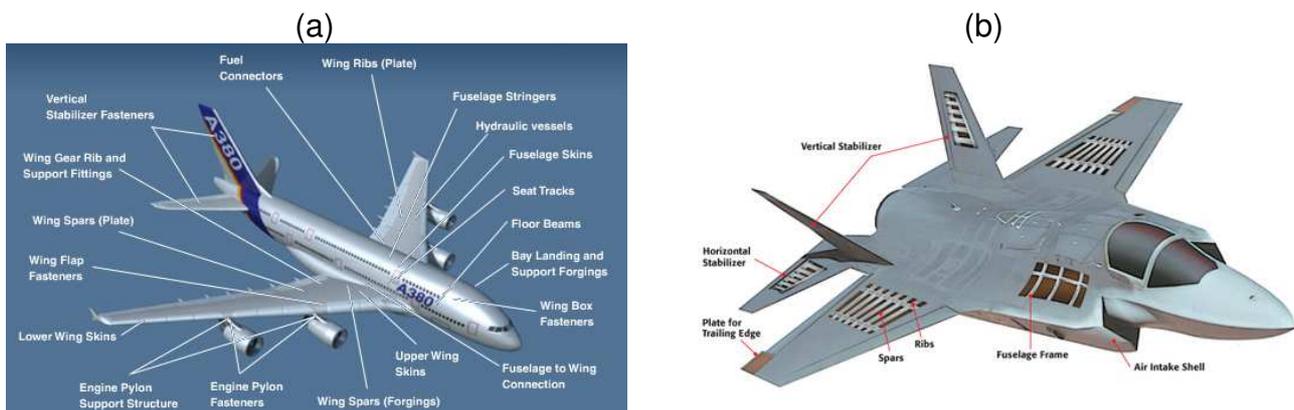


Fig. 11 - Exemple d'application de pièces en alliage d'aluminium : (a) A380 [Source: Alcoa] – (b) Avion militaire [Source : Kaiser Aluminium]

On recense différentes séries d'alliage d'aluminium :

- aluminium non allié : 1000
- aluminium + cuivre : 2000
- aluminium + manganèse : 3000
- aluminium + silicium : 4000
- aluminium + magnésium : 5000
- aluminium + magnésium + silicium : 6000
- aluminium + zinc + magnésium (+ cuivre) : 7000
- aluminium + autres : 8000 (permettant un alliage avec le lithium)

Les références suivantes d'alliages sont largement utilisées en aéronautique : 7075, 6061, 6063, 2024 et 5052. La possibilité d'associer l'aluminium à différents éléments d'alliage majeurs permet d'améliorer les propriétés physico-chimiques et les caractéristiques techniques de l'aluminium (cf. Tab. 2).

	Améliore	Diminue
Cuivre	Caractéristiques mécaniques	Tenue à la corrosion
	Tenue à chaud et au fluage	Soudabilité
	Usinabilité	
Manganèse	Aptitude à la déformation	
	Tenue à la corrosion	
	Aptitude au brasage	
Silicium	Coulabilité	Usinabilité (usure des outils)
		Coefficient de dilatation
Magnésium	Caractéristiques mécaniques	Déformabilité à chaud
	Tenue à la corrosion	
	Soudabilité	
Silicium + Magnésium	Caractéristiques mécaniques	
	Déformabilité à chaud	
Zinc + Magnésium	Caractéristiques mécaniques	Tenue à la corrosion
	Usinabilité	Soudabilité

Tab. 2 - Influence des éléments d'alliage majeurs [CER]

Les éléments d'alliage mineurs sont importants quant à eux du point de vue de la soudabilité, de l'usinabilité et des propriétés mécaniques (cf. Tab. 3). En revanche, ils peuvent notamment modifier la taille des grains, ce qui affecte généralement les propriétés et le comportement mécaniques des alliages.

	Augmente	Réduit
Manganèse	Soudabilité des Al-Mg	Taille de grain
Chrome	Soudabilité	Taille du grain
		Trempabilité
Plomb, Bismuth	Usinabilité	
Nickel	Tenue à chaud et au fluage	
Titane		Taille du grain coulé
Etain	L'antifriction - Usinabilité	
Zirconium		Taille du grain
Lithium	Module de Young	Masse volumique
Scandium		Taille du grain

Tab. 3 - Influence des éléments d'alliage mineurs [CER]

3.1 Aéronautique : relever le défi des composites [LEP]

Longtemps relégués dans des applications de niche, les composites se sont désormais imposés comme le deuxième matériau clé pour la fabrication des avions civils. Une évolution progressive - chaque génération d'avions introduisant de nouvelles pièces -, qui a pris un caractère spectaculaire avec l'A350 et le Boeing 787 Dreamliner, qui les utilisent massivement dans le fuselage, comme dans la voilure. L'arrivée massive des composites a été une véritable remise en cause pour l'aluminium. Du coup, depuis quelques années, de multiples alliages ont été développés pour des applications aéronautiques (G. Broden, Airbus Deutschland).

Outre l'A350 (entrée en service attendue pour 2013) et le Boeing Dreamliner qui font la part belle aux composites avec plus de 50 % en masse de matériaux composites, d'autres avions dans l'avenir feront largement appel aux fibres de carbone au détriment de l'aluminium. Autre exemple parlant, celui des méthodes d'assemblage des structures : Un élément composite de la carlingue du Boeing 787 permet de supprimer l'assemblage de 500 tôles d'aluminium et entre 40 000 et 50 000 rivets. Résultat : un avion qui pèse 15 à 20 tonnes de moins que son rival européen l'A 330-200 [DUR].

Mais, L'avion tout composites n'existera jamais. Les solutions métalliques répondent clairement aux exigences des avions des prochaines générations (C. Villemin, Pdt d'Alcan Global Aerospace). L'aluminium aurait donc encore son mot à dire... A titre d'exemple, l'A380 embarque environ 180 tonnes d'aluminium, soit environ 60% de sa masse totale. Le nouvel engouement des avionneurs pour les matériaux composites menace clairement cette activité ... Cependant, les retards de livraison du Boeing 787 sont essentiellement dus au manque de maîtrise des nouveaux procédés de fabrication des pièces en matériaux composites [MEH].

Dans ce contexte, le défi posé par les composites n'a pas laissé inertes les industriels de l'aluminium. Ainsi, une douzaine de nouveaux alliages sont embarqués sur l'A380, pour des pièces laminées ou des profilés. Les alliages conventionnels progressent, l'aluminium-lithium revient en force. De plus, industrialiser le soudage par laser et par friction est devenu un facteur clé de réduction des coûts... Selon le fabricant (Alcan), ces nouveaux alliages basse densité ont permis de réduire le poids de 15 à 20 % par rapport aux alliages existants.

3.2 Le retour en force des alliages de faible densité en aluminium-lithium [LEP]

Pour tenir leurs objectifs d'allègement et de réduction des coûts, les producteurs d'aluminium commencent par améliorer les caractéristiques des alliages conventionnels, en tenant compte des critères de dimensionnement de chaque partie de l'avion : résistance à la fatigue et tolérance aux dommages pour la partie supérieure du fuselage, résistance à la compression pour la partie inférieure, résistance aux impacts pour le nez de l'avion, etc. Ainsi, dans les ailes de l'A380, un nouvel alliage de la série 7000 (aluminium-zinc-magnésium-cuivre) a permis d'augmenter les caractéristiques mécaniques statiques d'au moins 10%. Dans le fuselage, l'usage intensif d'un nouvel alliage 6000 (aluminium, silicium, magnésium, cuivre), dans les tôles comme dans les profilés raidisseurs, associé au soudage laser, s'est traduit par un gain de poids de l'ordre de 10 % par rapport aux alliages usuels.

Mais l'évolution technologique la plus frappante est le retour en force chez Airbus des alliages de faible densité en aluminium-lithium. **Pas moins de 21 % de la structure de l'A350** sera constituée d'aluminium-lithium, sur la pointe avant et des tronçons du fuselage. Connus depuis une vingtaine d'années, ces alliages de faible densité n'avaient jusqu'ici pas débouché dans l'aéronautique civil, en raison d'un manque de stabilité de leurs propriétés sur le long terme. De plus, la fabrication n'avait pas atteint le niveau de maturité nécessaire.

La nouvelle génération d'alliages contient moins de lithium (environ 1,5 % au lieu de 2 à 2,5 % auparavant), et a été conçue de manière à concilier réduction de densité, propriétés mécaniques et résistance à la corrosion. Ces nouveaux alliages aluminium-lithium ont permis de regagner des positions sur certaines pièces, comme les traverses de plancher de l'A380 cargo, où la sollicitation est particulièrement forte. Un autre alliage léger, l'aluminium-magnésium-scandium, est en cours d'évaluation chez les constructeurs aéronautiques. Son principal atout est sa grande formabilité, car il ne possède ni le potentiel de l'aluminium-lithium, ni celui des alliages d'aluminium conventionnels en termes de propriétés mécaniques.

Les derniers programmes d'avions sont également caractérisés, sur le plan des matériaux, par l'introduction d'alliages soudables, promis à un bel avenir car la soudabilité est un élément clé de la réduction des coûts (D. Alléhaux).

En se substituant à la technique traditionnelle d'assemblage par rivetage, **le soudage ouvre la voie à un gain de poids**, mais aussi à des réductions de coût en production, comme en maintenance (grâce à une meilleure résistance à la corrosion et à la fatigue). Chez Airbus, les techniques d'assemblage par soudage laser ont été industrialisées. Elles sont utilisées pour fixer des raidisseurs sur les panneaux d'aluminium, mais aussi pour assembler des panneaux entre eux : 2 panneaux soudés sur l'A318, 9 sur l'A380, et 14 sur le dernier A340.

3.3 Une première : l'A350 aura des panneaux soudés par friction

Si le soudage par laser est sur la voie de la banalisation, une autre technique d'assemblage, le soudage par friction, est sur le point de passer à l'étape industrielle. Le procédé est en phase finale d'évaluation, chez Airbus comme chez Alcan. L'un des avantages du soudage par friction, qui utilise le frottement d'un outil pour plastifier les deux matériaux à souder, est sa capacité à assembler deux matériaux non soudables par fusion. L'A350, utilisant massivement l'aluminium-lithium, aura des panneaux soudés par friction, ce qui constituera une première pour un avion de transport commercial.

La méthode de soudage par friction suggère aussi de nouvelles conceptions de structure d'avion. Ainsi, le centre de recherche d'EADS étudie la faisabilité de panneaux multi-raisseurs extrudés, et assemblés ensuite par friction. Une solution qui est comparée à la technique actuelle, dans laquelle les raidisseurs extrudés sont rivetés sur des panneaux laminés. L'application cible est le caisson central (au croisement du fuselage et de la voilure) d'avions moyens courriers du type A 320. Les propriétés mécaniques obtenues sont satisfaisantes, et selon EADS, la combinaison du procédé d'extrusion des panneaux avec le soudage par friction permet une réduction significative des coûts. Ces essais ont été menés avec Alcoa, qui a fourni les panneaux extrudés ».

4. Les alliages de titane

Cette partie est largement inspirée de la référence [CER]. Du point de vue matière première, le titane n'est pas rare dans la nature car il est le 7^{ème} métal le plus abondant sur la terre. On le trouve principalement sous quatre formes de minerais : le leucoxène, le rutile, l'ilmenite et les scories. Composé de 54% à 90% de TiO₂ en masse, leur prix varie de 600 \$/Tonne à 60\$/tonne. 95% du Titane est utilisé sous forme de TiO₂ dans l'industrie du papier et des papiers pour le blanchiment.

4.1 La filière de production

Dans un premier temps, le minerai est transformé par un procédé de chloration puis réduit par réaction avec du magnésium, (procédé KROLL). On obtient alors "l'éponge de titane". Beaucoup d'études se concentrent sur cette phase pour en réduire les coûts. Les procédés de fusion ont évolué. Une technique nommée VAR (Vacuum Arc Remelting) est remplacée par des techniques dites à foyer froid en s'appuyant sur une source de chaleur plasma ou faisceau d'électron. Ces nouvelles techniques dédiées notamment à l'aéronautique pour les pièces critiques, permettent d'obtenir des alliages purs. Le procédé de fusion plasma nécessite une seule phase. Une fois les investissements amortis, il conduit à des réductions de coût. Ce procédé réduit également le nombre d'inclusions denses par décantation des déchets. Les 3 grands pays producteurs sont l'Australie, l'Afrique du Sud et le Canada.

4.2 La demande

En aéronautique, il est nécessaire de prendre en compte les temps de cycle très long, jusqu'à deux ans pour remonter à l'achat de titane. Les consommations estimées et calculées sur la base des livraisons en 2000 correspondent à des achats effectués en 1998. Une partie de cette matière est réintroduite dans la filière sous formes de copeaux d'usinage. Les autres domaines d'application concernent notamment le bâtiment par un effet de mode, (Musée de Guggenheim à Bilbao) mais c'est encore plus courant au Japon. Le titane est alors utilisé comme matériau de surface sous la forme de tôles mince. Mais on retrouve le titane un peu partout dans une moindre mesure : sidérurgie, lunetterie, informatique (disques durs), militaire (blindage, canon léger) ...

4.3 Les prix

Jusqu'au début des années 2000, l'éponge se négocie de 8 à 10\$/Kg. Un pic est apparu en 1997 et 1998, résultat de la demande forte de Boeing et de la sortie du club de golf en titane. Son prix a été multiplié par cinq depuis 2004.

4.4. L'aéronautique, premier consommateur du titane

Pourquoi utiliser les alliages de titane en aéronautique ?

- Rapport résistance mécanique-densité élevé (haute efficacité structurelle),
- Faible densité (plus ou moins la moitié du poids des alliages d'acier, de nickel et de cuivre),
- Résistance exceptionnelle à la corrosion (résistance supérieure aux chlorures, à l'eau de mer et aux milieux acides et oxydants acides),
- Excellentes propriétés à des températures élevées (jusqu'à 600°C)

L'aéronautique demeure ainsi le segment représentant le plus gros débouché pour le titane métal (cf. Fig. 12 et 13). Les utilisations principales concernent les turbines

La majorité des avions construits autour des années 60 ont utilisé de petites quantités de titane pour des applications ponctuelles. En revanche, certains avions militaires ont fait le pari du quasiment tout titane avec le SR-71 russe en 1962 (cf. Fig. 14a) et plus récemment le F22 de Lockheed-Martin (fin des années 80) qui présente 42% en masse de titane dans la structure primaire (cf. Fig. 14b). Le SR-71 a été conçu pour voler à 85000 pieds (26 km d'altitude) à des vitesses de mach 3,2 (4000km/h), et évoluer à des températures de 500°C (en raison des frottements importants avec l'air), expliquant une dilatation de 15 cm entre les ailes en service.

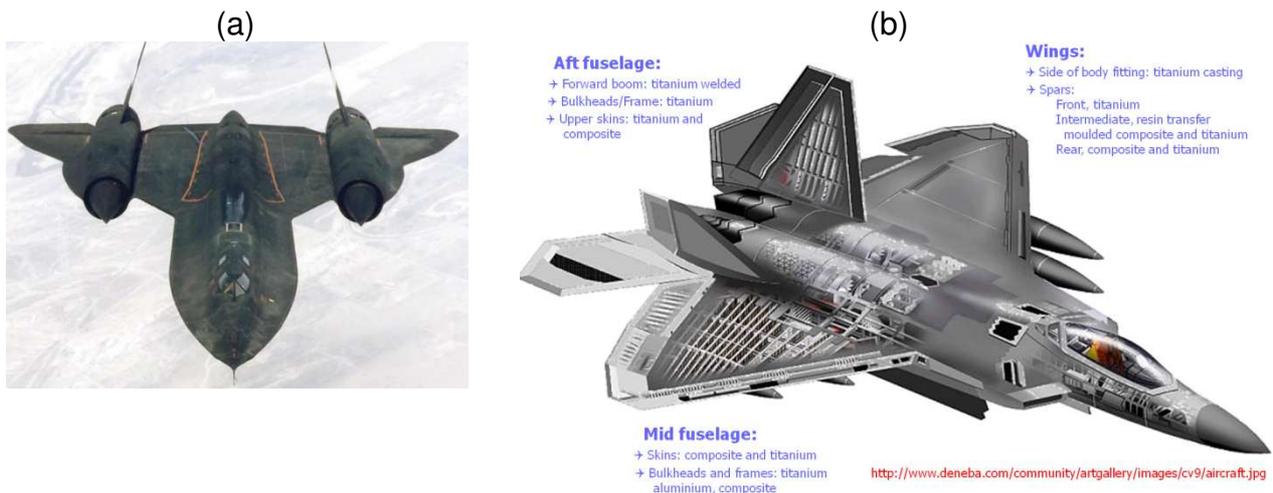


Fig. 14 – (a) 1962: SR-71 Blackbird - (b) Lockheed-Martin F-22 Advanced Tactical Fighter [ATI]

Aujourd'hui, les matériaux métalliques principalement utilisés dans les avions sont l'acier et les alliages d'aluminium. Les alliages de titane conservent leur place pour les applications à hautes températures. L'avenir laisse la porte ouverte au titane avec le développement de matériaux céramiques à base de titane.

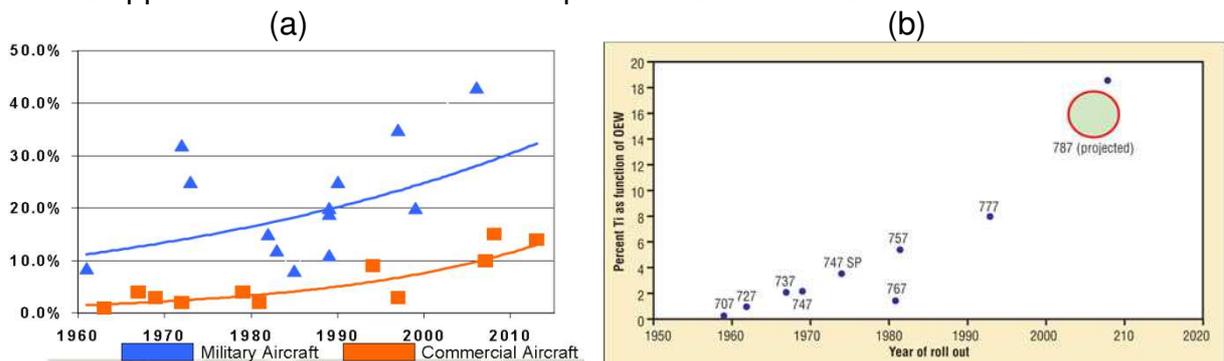


Fig. 15 - Evolution de l'utilisation du titane dans les aérostructures [ATI]

En effet, du point de vue de l'utilisation croissante des matériaux composites en aéronautique aujourd'hui (cf. Fig. 15), les alliages de titane présentent des avantages pour les constructeurs d'avions :

- Rapport résistance/poids élevé,

- Compatibilité thermique et galvanique,
- Résistance à l'oxydation et à la corrosion,
- Résistance à la fatigue et à la rupture,
- Compatibilité avec les composites carbone/époxy,
- Formage super-plastique / assemblage par diffusion permettant d'envisager la production de grandes pièces.

4.5 Les différents grade de titane

Le tableau suivant présente les différents grades de titane, en fonction de la teneur en éléments d'alliage. La nuance la plus couramment employée dans le domaine aéronautique est le Titane allié Ti 6Al 4V ou Grade 5.

		Grade 1	Grade 2	Grade 4	Grade 5
CARACTÉRISTIQUE CHIMIQUE					
Nitrogène, max.	(%) N	0.03	0.03	0.05	0.05
Carbone, max.	(%) C	0.08	0.08	0.08	0.08
Hydrogène, max.	(%) H	0.015	0.015	0.015	0.015
Fer, max.	(%) Fe	0.20	0.30	0.50	0.40
Oxygène, max.	(%) O	0.18	0.25	0.40	0.20
Aluminium	(%) Al	-	-	-	5.5 - 6.75
Vanadium	(%) V	-	-	-	3.5 - 4.5
CARACTÉRISTIQUE MÉCANIQUE					
Résistance à la rupture	(N/mm ²)	240	345	550	895
Limite d'élasticité	(N/mm ²)	138	275	483	828
Allongement	(%)	24	20	15	10

Tab. 4 – Différents grades de titane et propriétés mécaniques associées [NOR]

Ces différents éléments d'alliage permettent de moduler les propriétés et caractéristiques du titane selon les applications visées (cf. Tab. 5).

Désignation	Résistance mécanique min. en N/mm ²	Résistance à l'éirement 0.2% min. en N/mm ²	Propriétés	Principales applications
Titane pur grade 1	240	170	Bonne malléabilité à froid, peut être embouti	Echangeurs de chaleur, tubes soudés
Titane pur grade 2	345	275	Résistance mécanique moyenne	Construction de machines
Titane pur grade 4	550	483	Résistance mécanique maximale pour du titane pur, malléabilité à froid plus difficile	Implants dentaire
Ti6Al4V	895	828	Grande résistance mécanique, bonne aptitude au forgeage	Aéronautique, construction de machines
Ti6Al4V ELI	860	795	Faible teneur en oxygène	Technique médicale et applications à très basses températures
Ti6Al7Nb	900	800	grande résistance mécanique, bonne biocompatibilité	Technique médicale
BetaC™	793 (ST) 1172 (STA)	759 (ST) 1103 (STA)	Bonnes propriétés d'élasticité, convient pour des traitements à chaud	Montures de lunettes, ressorts
Ti0.15Pd Grade 7	345	275	Très haute résistance à la corrosion	Pétrochimie
Ti3Al2.5V	620	483	Meilleure malléabilité que le Ti6Al4V mais avec une résistance mécanique plus basse	Tubes sans soudure pour l'aéronautique

Tab. 5 – Principales caractéristiques des différents alliages de titane [SIG]

4.6 Propriétés et comportements mécaniques

Le tableau suivant résume les principales propriétés physiques et mécaniques du titane (cf. Tab. 6a). Par rapport aux autres matériaux métalliques utilisés en aéronautique, le titane se distingue par des propriétés mécaniques spécifiques supérieures à celles de l'acier et de l'aluminium (cf. Tab. 6b).

Property	Titanium	Aluminium	Iron
Density (kg m ⁻³)	4507	2700	7874
Young's Modulus (GPa)	116	70	211
Tensile Strength (MPa)	240 (Unalloyed) to 1170, Ti6Al4V: 875	90 to 180 (varying with impurities)	1000 (high tensile steel)
Electrical Resistivity (10 ⁻⁸ Ωm)	40	2.65	9.7
Thermal conductivity (W m ⁻¹ K ⁻¹)	22	235	80
Coefficient of Linear Thermal Expansion (K ⁻¹ multiplied by 10 ⁶)	8.6	23.1	11.8

Tab. 6 – (a) Principales propriétés du titane – (b) Comparaison des propriétés du titane, de l'aluminium et de l'acier [TIT]

En dessous de -50°C, dans le domaine des températures cryogéniques, l'augmentation de résistance est spectaculaire, néanmoins elle s'accompagne d'une ductilité très basse. C'est au-delà de 350-400°C que la résistance mécanique des alliages de titane commence à diminuer (cf. Fig. 16).

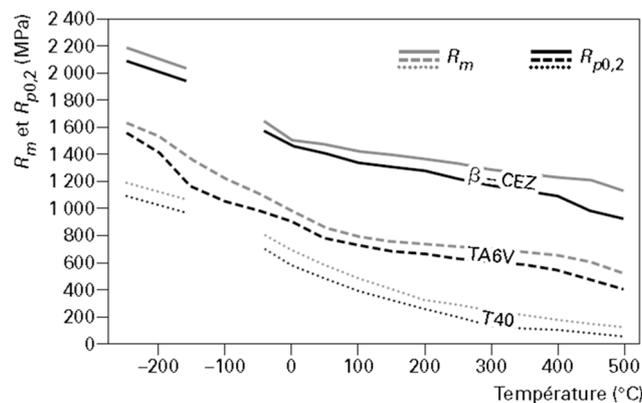


Fig. 16 – Influence de la température sur la résistance mécanique en traction d'alliages de titane [COM]

Le comportement au fluage des alliages de titane dépend fortement de la nuance de l'alliage (cf. Fig. 17). Le choix d'une nuance pour des applications où les pièces sont soumises à du fluage dépend du niveau de contrainte appliquée. Certaines nuances peuvent ainsi être utilisées pour des contraintes variant de 200 à 600 MPa.

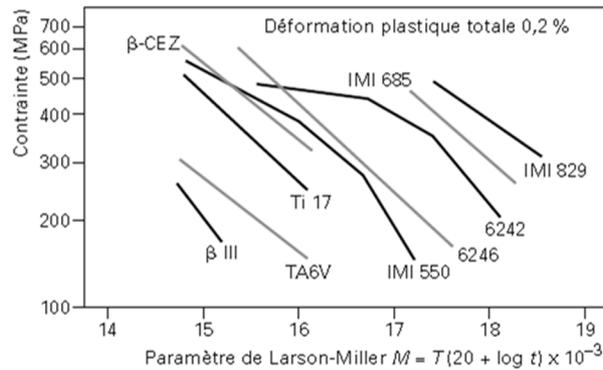


Fig. 17 – Comportement au fluage de différents alliages de titane [COM]

On peut également noter la fenêtre assez large du paramètre de Larson-Miller. Le principe de Larson-Miller (1952) suppose un rapport entre la vie de service, la contrainte, et la température. Ce principe a une large application dans la caractérisation du comportement des matériaux dans des conditions de rupture. Celui-ci sera mis en œuvre dans l'annexe 2 (Etude du comportement au fluage de superalliages).

4.7 Un nouvel alliage aluminium-titane pour l'aéronautique [HES]

Dans la perspective d'exploiter le meilleur des différents types d'alliages, de nouvelles générations d'alliages métalliques voient le jour. Ainsi, après 5 ans de travaux de développement, les chercheurs au centre de recherche de Geesthacht (GKSS) ont mis au point un alliage aluminium-titane qui trouve enfin son application dans l'industrie. La légèreté du matériau développé par son équipe de chercheurs au GKSS répond bien aux impératifs actuels d'économie d'énergie et de poids.

Dans l'industrie aéronautique, ce sont habituellement des alliages de nickel (superalliages) qui servent pour la fabrication des aubes de compresseur dans les moteurs d'avion. En utilisant des alliages titane-aluminium, le poids des aubes est réduit de moitié. Ils pourraient également être utilisés pour fabriquer d'autres composants de l'avion (pales par exemple).

Dans un certain domaine de températures, l'alliage aluminium-titane utilisé est aussi réfractaire que certains alliages de nickel, tout en étant beaucoup moins dense. Habituellement, le comportement mécanique de ce matériau ressemble davantage à une céramique qu'à un métal, étant donc plus fragile que déformable. C'est pourquoi il a fallu trouver des éléments d'alliages supplémentaires pouvant compenser cette propriété de fragilité. La composition de l'alliage est aujourd'hui brevetée : il contient du niobium, du bore et du molybdène.

Le matériau est à la fois réfractaire et déformable et présente les propriétés suivantes :

- une densité d'environ 4,0 g/cm³,
- un point de fusion à 1460°C,
- une bonne résistance à la corrosion.

5. Alliages de magnésium

Pourquoi utiliser le magnésium en aéronautique ? Le magnésium répond en grande partie aux critères d'exploitation pour de nombreuses applications dans les aérostructures (cf. Tab. 7) :

- Il s'agit du métal structural le plus léger disponible sur la planète puisqu'il est 40% plus léger que l'aluminium,
- Il possède de bonnes propriétés mécaniques et physiques (conductivité thermique : utilisation à chaud, et électrique) comparativement aux autres matériaux métalliques utilisés en aéronautique. Par exemple, le rapport rigidité/densité montre qu'une poutre d'égale résistance à la déformation par flexion de 10 kg en acier pèserait 5 kg en aluminium et 3.8 kg en magnésium.
- Les ressources en magnésium sont quasiment inépuisables : c'est le sixième élément par ordre d'abondance sur terre. Outre les réserves massives dans le sol, on le retrouve abondamment sous forme de sels, de chlorures ou de sulfates dans l'eau.
- La bonne coulabilité des alliages de magnésium permet de réaliser des pièces complexes avec pratiquement toutes les techniques de moulages connues.

Point de fusion : $\theta_f = 650^\circ\text{C}$	
Structure cristalline :	HC
Masse volumique :	$\rho = 1\,740\text{ kg/m}^3$
(le plus léger de tous les métaux susceptibles d'un emploi industriel)	
Conductivité thermique :	$\lambda = 146\text{ W m}^{-1}\text{K}^{-1}$
Coefficient de dilatation linéique (à 20°C) :	$\alpha = 27,6 \cdot 10^{-6}\text{ K}^{-1}$
Résistivité électrique :	$\rho = 0,0445\ \mu\Omega \cdot \text{m}$
Caractéristiques mécaniques à 20°C (Mg pur, très sensibles à la taille du grain) :	
$R_m = 50\text{ à }200\text{ MPa}$	
$R_e = 10\text{ à }200\text{ MPa}$	
$A\ \% = 2\text{ à }12\ \%$	
$E = 47\,000\text{ MPa}$	

Tab. 7 – Principales propriétés du magnésium

Les alliages de magnésium peuvent globalement se grouper en deux familles : ceux qui contiennent du zirconium, et ceux qui n'en contiennent pas. Cet élément d'addition influe de manière prépondérante sur la structure granulaire de l'alliage.

5.1 De l'utilisation du magnésium dans les aérostructures

Que ce soit dans les avions militaires, commerciaux ou les hélicoptères, les alliages de magnésium ont été utilisés dans le passé pour des applications plus ou moins marginales (cf. Fig. 18), mais aussi plus récemment dans des structures secondaires (cf. Fig. 19 et 20).



Fig. 18 – Exemples d'utilisation des alliages de magnésium [PAS]



Fig. 19 – (a) Partie de l'inverseur de poussée sur Boeing – (b) Portion de turboréacteur Pratt&Whitney [GWY]



Fig. 20 – Exemples de pièces en magnésium revêtu : (a) panneau arrière de porte d'avion – (b) Arbre de transmission d'hélicoptère [PAS]

Actuellement, le magnésium n'est plus beaucoup utilisé dans les structures primaires par la majorité des constructeurs aéronautiques (Airbus, Boeing, Embraer). Comment expliquer cette évolution ?

- **L'inflammabilité du magnésium** est souvent mise en avant pour justifier la limitation de son utilisation en aéronautique. Cet argument est erroné puisque ce matériau satisfait à toutes les normes aéronautiques en vigueur du point de vue de la résistance au feu. De plus, aucun accident d'avion/hélicoptère n'est lié à un incendie où le magnésium serait en cause. Ainsi, le magnésium ne doit pas être considéré comme un matériau inflammable.

- Un autre argument à charge est la **mauvaise résistance à la corrosion** des alliages de magnésium qui justifie l'abandon progressif de ces alliages pour les pièces aéronautiques évoluant dans des contextes corrosifs. Son principal handicap, la tenue à la corrosion, est aujourd'hui mieux maîtrisée avec des techniques de protection plus fiables et avec l'émergence d'alliages haute-pureté, ce qui semble lui promettre un avenir plus large (cf. Fig. 21). Ainsi, le magnésium suscite un regain d'intérêt certain depuis une dizaine d'années.

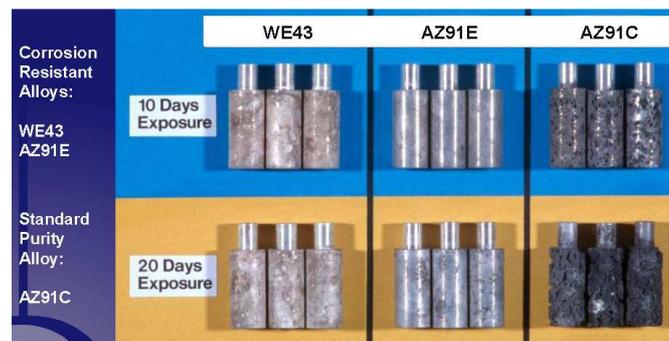


Fig. 21 – Amélioration de la résistance à la corrosion en brouillard salin des alliages de magnésium [GWY]

- Dernier problème majeur : **les alliages de magnésium sont en retrait par rapport aux autres matériaux aéronautiques du point des applications haute-résistance**. La société Magnesium Elektron Ltd. a récemment mis au point des alliages de magnésium (Elektron 21 et 675) dont les propriétés mécaniques se situent au niveau de celles des alliages d'aluminium structuraux utilisés en aéronautique.

Ainsi, conscients des inconvénients majeurs de ces matériaux, les principaux acteurs aéronautiques (Alenia, Eurocopter, Airbus) intéressés par le potentiel des alliages de magnésium ont défini de nouvelles exigences (cf. Tab. 8) pour une nouvelle génération d'alliage de magnésium selon le type d'applications visé (système ou structure secondaire).

Property	Temperature	Requirements of new Mg alloys for	
		systems application	structural application
Tensile Ultimate Strength	RT	275-350 MPa	450 MPa
Tensile Yield Strength	RT	200-300 MPa	350 MPa
Elongation to fracture	RT	12-16 %	16-18 %
Yield Strength	150°C	- 10% of YTS	-10% of YTS
Compressive Yield Strength	RT	± 10% of YTS	± 10% of YTS
Failure under compression	RT	comparable Al 5083	comparable Al 2024 T3
Specific Weight	RT	1,75	1,75
Residual Strength	RT	n.a.	comparable to 2024 T3
Fatigue Crack Growth	RT	n.a.	comparable to 2024 T3
Fatigue limit ($K_t=1.0$, $R=0.1$)	RT	160 MPa	140 MPa

Tab. 8 – Exigences des nouveaux alliages de magnésium pour des applications aéronautiques [HOM]

5.2 Magnésium vs aluminium

Le tableau suivant permet de comparer les principales propriétés physiques et mécaniques d'alliages de magnésium et d'aluminium utilisés dans l'industrie aéronautique.

	Magnesium					Aluminum		
	AZ91D die cast	AZ91ET6 sand/ pmc	AZ92T6 sand/ pmc	AM60B die cast	AS41XB die cast	356-T6 pmc cast	380 die cast	319-T6 sand cast
Mechanical Properties:								
Ultimate Tensile Strength ksi (MPa)	33 (230)	40 (275)	40 (275)	32 (220)	31 (210)	38 (262)	46 (315)	36 (250)
Tensile Yield Strength ¹ ksi (MPa)	22 (150)	21 (145)	22 (150)	19 (130)	20 (140)	27 (185)	23 (160)	24 (165)
Compressive Yield Strength ² ksi (MPa)	24 (165)	19 (130)	22 (150)	19 (130)	20 (140)	27 (185)	—	25 (170)
Elongation % in 2 in. (51mm)	3	6	3	6-8	6	5	3.5 [3.0]	2
Hardness ³ BHN	63	70	81	—	—	80	80-85	80
Shear Strength ksi (MPa)	20 (140)	—	21 (145)	—	—	30 (205)	28 (195)	29 (200)
Impact Strength ⁴ ft-lb (J)	2.0 ⁷ (2.7)	1.0 ⁷ (1.4)	0.8 (1.1)	—	—	8	3	4
Fatigue Strength ksi (MPa)	14 ⁶ (97)	—	12 ⁶ (83)	—	—	13 (90)	20 (138)	11 (75)
Modulus of Rigidity Test (Shear & Torsion) 10 ⁶ psi	2.4	*	*	*	3.95	3.95	3.85	4.0
Young's Modulus psi x 10 ⁶ (GPa)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	6.5 (45)	10.5 (72.4)	10.3 (71.0)	10.7 (74.0)
Physical Properties:								
Density lb/in ³ (g/cm ³)	0.066 (1.81)	0.066 (1.81)	0.066 (1.82)	0.065 (1.79)	0.064 (1.77)	0.097 (2.69)	0.097 (2.74)	0.100 (2.80)
Melting Range °F (°C)	875-1.105 (470-595)	875-1.105 (470-595)	830-1.100 (445-595)	1.005-1.140 (540-615)	1.050-1.150 (455-610)	1.035-1.135 (555-615)	1.000-1.100 (540-595)	960-1.120 (515-605)
Specific Heat BTU/lb°F (J/kg°C)	0.25 (1050)	0.25 (1050)	0.25 (1050)	—	0.242 (1020)	0.23 (963)	0.23 (963)	0.23 (963)
Coefficient of Thermal Expansion u in./in.°F (u m/m°C)	14 (26)	14 (26)	14 (26)	14.2 (25.6)	14.5 (26.1)	11.9 (21.5)	12.2 (21.8)	11.9 (21.5)
Thermal Conductivity BTU/ft hr °F (W/m°C)	41.8 (72)	41.8 (72)	41.8 (72)	36 (61)	40 (68)	92 (159)	55.6 (96.2)	62.9 (109)
Electrical Conductivity % IACS	—	11.2	12.3	—	—	41.0	27.0	27.0

Tab. 9 – Comparaison des propriétés physiques et mécaniques d'alliages de magnésium et d'aluminium [ARD]

5.3 Comportement mécanique

Le magnésium est très ductile (cf. Fig. 22). On note une faible valeur du module d'élasticité en traction (45 GPa vs 172 GPa pour l'aluminium), quel que soit son degré de pureté. Par contre, la résistance à la traction atteint facilement 200 MPa, valeur assez élevée. Jusqu'à des températures de 130-150 °C, sa résistance au fluage est bonne avec une tension de fluage d'environ 80 MPa. Sa résistance à la déformation par choc étant supérieure à celle des autres métaux, le magnésium et certains de ses alliages ont une capacité d'amortissement élevée. On citera par exemple pour le Mg pur et les alliages Mg-0.6Zr, Mg-0.1Si une capacité supérieure à 50 %. Sa cristallisation en système hexagonal compact limite fortement sa mise en œuvre à température ambiante. L'anisotropie du monocristal étant importante et les plans de glissement peu nombreux, les variations de section seront faibles. Elles sont ainsi limitées à 10% pour les alliages Mg-Al-Zn et à 20% pour ceux du type Mg-

Zn-Zr. Le domaine des larges déformations plastiques se situe à des températures supérieures à 200°C. Sa coulabilité est bonne, son grain plutôt fin et relativement libre de toute impureté. On constate de manière générale une bonne santé métallurgique (absence de microporosité) avec des pièces moulées présentant un bon aspect de surface et des caractéristiques mécaniques relativement homogènes.

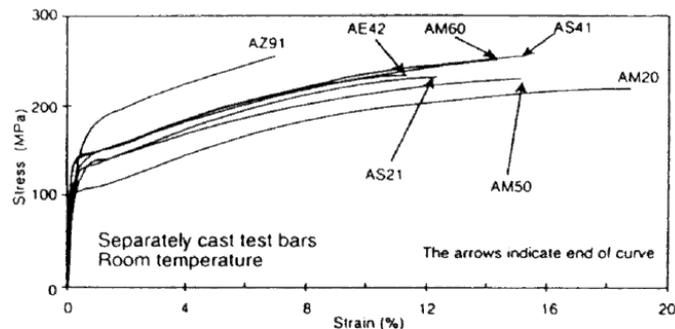


Fig. 22 – Réponse contrainte-déformation en traction pour différents alliages de magnésium testés à température ambiante [ARD]

Dans la perspective d'applications en aéronautiques, il est nécessaire de caractériser l'évolution des propriétés mécaniques pour une large gamme de température (de -55°C à 150/200°C). En fonction de la nature de l'alliage, la limite d'élasticité à 0.2% est plus ou moins altérée (cf. Fig. 23).

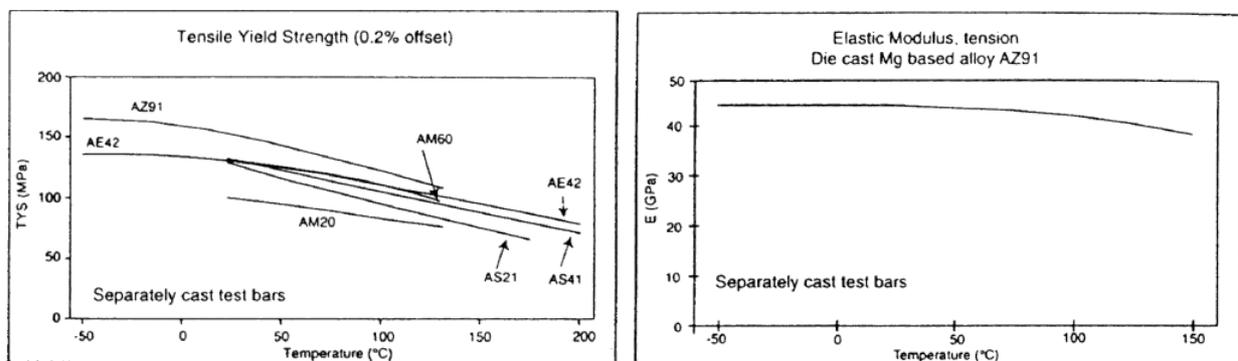


Fig. 23 – Evolution de la limite d'élasticité et de la rigidité en fonction de la température pour différents alliages de magnésium [ARD]

Une autre caractéristique importante pour des applications à température élevée est le comportement au fluage. Les alliages les plus courants fluent de manière similaire à 100°C pour un même niveau de contrainte (cf. Fig. 24a). A 150°C, les alliages référencés AZ91 et AS41 présentent une cinétique de fluage beaucoup plus rapide (cf. Fig. 24b).

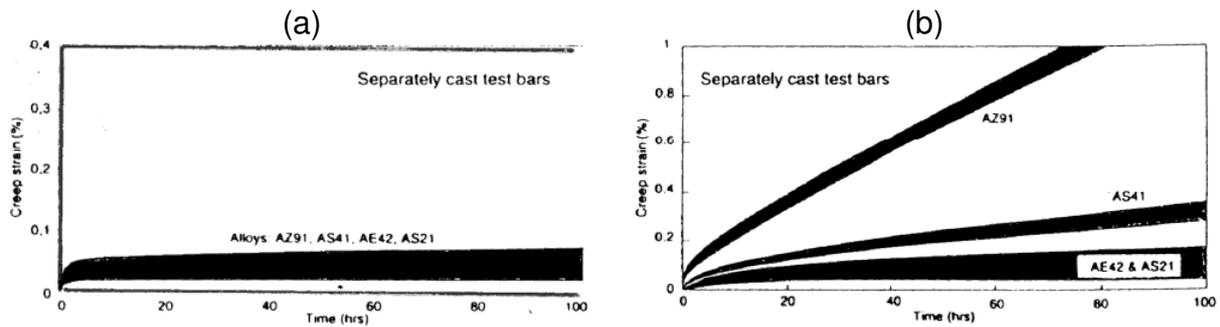


Fig. 24 – Comportement au fluage d'alliages de magnésium [ARD] : (a) $\sigma=50$ MPa à 100°C - (b) $\sigma=50$ MPa à 150°C

Les courbes suivantes illustrent l'accroissement du caractère viscoplastique des alliages de magnésium AZ31B à haute température. On peut également noter la diminution significative de la contrainte d'écoulement plastique.

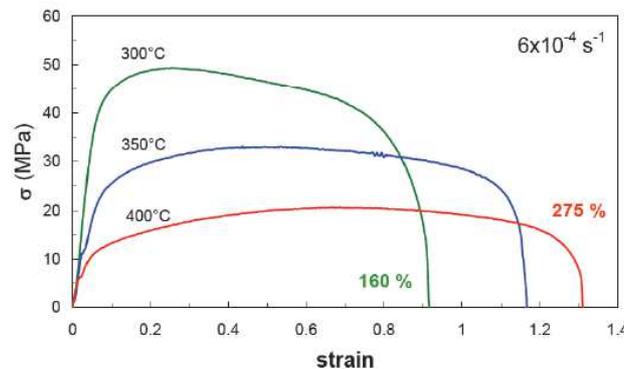


Fig. 25 – Réponses contrainte-déformation en traction à différentes températures du magnésium AZ31B [HOM]

6. Les superalliages

Pour de nombreuses applications, il est nécessaire de mettre au point des alliages qui, sans se dégrader par oxydation, conservent des propriétés mécaniques acceptables à haute température : on parle alors d'alliages réfractaires dont la température d'utilisation s'échelonne de 700 à 1000°C . Les trois principales classes d'alliages réfractaires sont les alliages à base de fer et de nickel, les alliages à base de nickel et les alliages à base de cobalt. On trouve également des alliages à base de titane ou d'aluminium. Ces matériaux sont également appelés **superalliages** ou alliages hautes performances [DMA].

Ces alliages présentent une structure austénitique. Ils ont été développés pour offrir des caractéristiques physiques et mécaniques élevés à haute température qui résultent :

- d'un durcissement de la matrice par addition de molybdène, tungstène, cobalt, niobium, tantale, vanadium,
- de la présence de phase intermétallique finement précipitée et de carbures formés à partir de titane, aluminium, tungstène, molybdène, vanadium, niobium.

6.1 Principales familles de superalliages

Les superalliages Fe-Ni

Ces alliages possèdent une matrice austénitique et contiennent toujours au moins 25% de chrome pour prévenir l'oxydation. L'augmentation de la teneur en nickel favorise leur tenue mécanique en température. Leur matrice est durcie par addition d'éléments tels que le molybdène, le titane, le niobium et l'aluminium.

Les superalliages Ni

Dans cette catégorie, on dénombre une centaine de compositions différentes. Leur matrice présente une structure CFC (austénite γ). Il est possible d'améliorer la résistance mécanique par additions d'éléments en solution solide (Cr, Mo, W, Co...) car ces derniers diminuent la mobilité des dislocations. Ces matériaux contiennent toujours une proportion importante (jusqu'à 60%) de phase intermétallique γ' . Cette phase intermétallique est un alliage constitué d'une alternance de phases formant une structure périodique. Elle est composée de précipités dans un alliage plus complexe. Ces précipités jouent un rôle important dans le renforcement mécanique des alliages (durcissement structural) car ils limitent le mouvement des dislocations. En outre, la tenue en température des superalliages Ni est limitée par le grossissement des précipités γ' et par leur instabilité. Il en résulte généralement une détérioration des propriétés en fluage vers 1000°C.

Les superalliages Co

Les microstructures de ces matériaux sont plus simples que celles des alliages à base de nickel. Elles sont généralement constituées d'une matrice de structure CFC renforcée par des solutions solides de chrome (20-30%), de tungstène (5-15%) et de nickel (moins de 22%). Leur résistance à la corrosion due aux gaz de combustion est largement plus importante que celle des superalliages Ni. Ils sont moins sensibles à la surchauffe mais leur résistance mécanique est moindre. Typiquement, on utilise ces matériaux pour la fabrication de pièces soumises à de bas niveaux de contraintes pendant de longues périodes et pour des températures élevées (800-1200°C).

6.2 Propriétés mécaniques

L'utilisation de alliages métalliques à haute température engendre des problèmes de deux ordres : leurs résistances à l'oxydation et au fluage sont médiocres voire mauvaises. D'une part, les domaines d'utilisation à température élevée des superalliages correspondent généralement à des milieux très agressifs : air, gaz de combustion, produits chimiques, métaux liquides, sels fondus... Evidemment, la dégradation de ces alliages par oxydation doit être limitée le plus possible. Le chrome et l'aluminium, à un degré moindre, sont des éléments qui favorisent la formation d'un film d'oxyde protecteur. D'autre part, la tenue mécanique à haute température des superalliages, notamment la résistance au fluage, est problématique. Ainsi, pour un intervalle de température et une durée de chargement donnés, il est possible de définir une amplitude de contrainte à rupture permettant de qualifier la tenue en fluage des principaux alliages réfractaires [DMA].

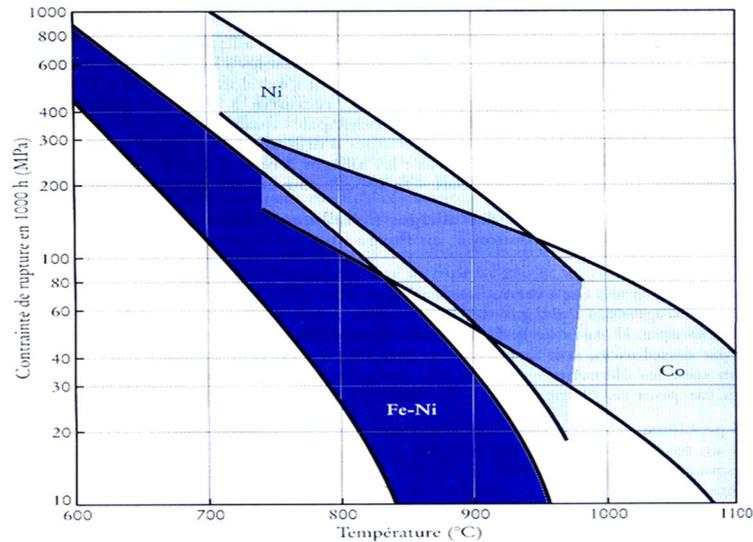


Fig. 26 – Tenue en fluage sur 1000h : évolution de la contrainte de rupture en fonction de la température pour les principaux superalliages [DMA]

Plusieurs solutions techniques permettent d'améliorer la résistance au fluage : le durcissement de la matrice par des éléments en solution solide, la présence de carbures et l'apparition de phase intermétalliques très fines dispersées dans la matrice. La composition chimique permet également d'influencer significativement la tenue en fluage (cf. Tab. 10) pour des conditions d'utilisation particulières.

Alliage (désignation)*	Composition moyenne (%)										Contrainte de rupture en 1000 h	
	C	Fe	Cr	Ni	Co	Mo	W	Ti	Al	Autres	(°C)	(MPa)
<i>Alliages Fe-Ni</i>												
Incolloy 801	0,05	l	20,5	32	-	-	-	1,3	-		650	180
Discalloy	0,08	d	13,5	26	-	3	-	1,8	-		650	125
N-155	0,15	e	21	20	20	3	2,5	-	-	1 Nb	650	140
<i>Alliages Ni</i>												
Inconel 700	0,12	9	15		28,5	3,8	-	2,2	3		850	125
Nimonic 115	0,15	-	15	s	15	3,5	-	4	5		850	190
Waspalloy	0,07	0,8	20	o	13,5	4,5	-	3	1,4		850	125
MAR.M200	0,15	-	9	l	10	-	12,5	2	5		850	310
IN100	0,20	-	10	d	15	3	-	5	5,5	1 V (B + Zr)	850	260
René 41	0,10	1,8	19	e	11	10	-	3	1,5		850	100
<i>Alliages Co</i>												
HS31	1,0	0,8	21,5	-	l	-	9	0,8	-		850	110
MAR.M322	0,5	1,5	25,5	10,5	d	-	7,5	-	-	2,2 Zr-4,5 Ta	850	140

Tab. 10 – Tenue en fluage des principaux superalliages commerciaux : composition chimique et propriétés mécaniques [DMA]

6.3 Principaux champs d'application des superalliages

Les utilisations des alliages réfractaires sont nombreuses. Parmi celles couramment rencontrées, on peut citer :

- Les résistances électriques chauffantes. Les propriétés recherchées sont dans ce cas la résistance à l'oxydation et les propriétés électriques,

- Les soupapes d'échappement de moteurs à combustion interne (températures jusqu'à 750°C). Les alliages doivent résister à l'oxydation liée aux gaz d'échappement, à l'usure et aux déformations,
- Les fours industriels et équipements de traitements thermiques (températures jusqu'à 1000°C). Selon la nature de l'atmosphère (oxydante ou réductrice), ces matériaux offrent résistance à l'oxydation et aux chocs thermiques. Le niveau de contraintes appliqué est alors assez faible,
- L'industrie pétrochimique où les équipements sont soumis à des températures et des pressions très élevées dans un milieu très corrosif,
- Le développement des superalliages s'est appuyé à la fois sur des innovations dans les domaines de la chimie et des processus de fabrication, réalisées dans les domaines de l'aérospatial et de l'énergie. Les superalliages trouvent leurs applications habituelles dans les turbines des moteurs d'avion (aubes de turbine des veines chaudes des turboréacteurs), les turbines à gaz, ou les turbines de l'industrie marine (cf. Fig. 27).

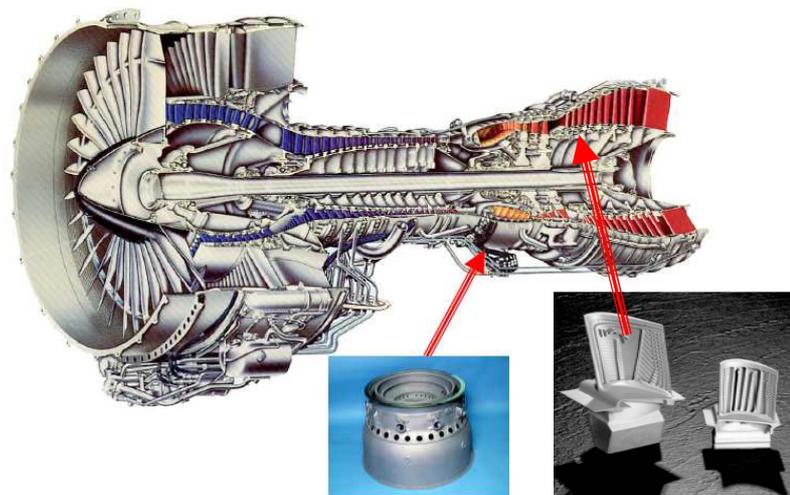


Fig. 27 – Exemples de pièces en superalliages dans un turboréacteur [SJO]

- Les centrales thermiques et nucléaires avec notamment des pièces de chaudières, d'échangeurs de chaleur ou de turbines (cf. Tab. 11). Pour les centrales nucléaires, on distingue les applications en fonction du type de réacteur i.e. la température en service : réacteur rapide refroidi par gaz (GFR : Gas cooled Fast Reactor) et réacteur très haute température (VHTR : Very High Temperature Reactor). Les principales applications sont : les dispositifs sous pression (pressure vessel), les barres de contrôles (control rods), la tuyauterie (piping) et les valves, les rotor et aubages de turbine (turbine rotor and blades).

	GFR			
		VHTR		
	T ≤ 850 °C	850 °C < T ≤ 950 °C		950 °C < T
Pressure Vessel	LWR, ferritic	2¼ Cr 1 Mo (ferritic) 9-12% Cr (martensitic)	9-12% Cr (martensitic)	
Control Rods	Ni-base superalloys	SiC/SiC, SiC/C, Ni-base superalloys	SiC/SiC, SiC/C	
Ceramic Internals	Graphite	Graphite (new grades), SiC/C or SiC/SiC	Graphite (new grades), SiC/C or SiC/SiC, (superplastic) ceramics	
Metallic Internals	Steels	Steels, Ni-Base superalloys, ODS	Steels, Ni-Base superalloys, ODS, intermetallics	
Piping / IHX / valves	Ni-base superalloys	Adv. Ni-base superalloys	Adv. Ni-base superalloys w. TBC coatings, ceramics, intermetallics...	
He Turbine Blades	Ni-base superalloys	Ni-base superalloys (DS, SC)	Adv. Ni-base superalloys (DS, SC), ODS, intermetallics...	
He Turbine Rotor	Ferritic/ Martensitic	Ferritic/Martensitic, Ni-base superalloys	Ni-base superalloys, composites	

Tab. 11 – Utilisation des superalliages de nickel dans différents organes d'une centrale nucléaire [CHA]

Matériaux composites

Chapitre 1 : Généralités sur les composites

- I. Définitions
- II. Intérêt des matériaux composites
- III. Constituants élémentaires des matériaux composites

Chapitre 2 : Propriétés élastiques des matériaux composites

- I. Introduction
- II. Relations de contraintes et déformations dans un pli élémentaire
- III. Origine des propriétés élastiques d'un pli élémentaire
 1. Calcul du module de rigidité longitudinale E_1 (ou E_L)
 2. Calcul de la rigidité transversale E_2 (ou E_T)
 3. Calcul du module de cisaillement G_{12}
 4. Calcul des coefficients de Poisson
- IV. Relations contraintes-déformations dans un composite orthotrope
 1. Dans les axes principaux d'orthotropie
 2. Hors axes principaux d'orthotropie

Chapitre 3 : Comportement à la rupture des matériaux composites

- I. Approche prévisionnelle de la rupture
- II. Critères de rupture
 1. Critère de la contrainte maximale
 2. Critères énergétiques

Chapitre 4 : Matériaux composites innovants

- I. Les composites, des « multi-matériaux »
 1. Classification selon la matrice
 2. Classification selon le renfort
- II. Les composites à matrice innovante
 1. Les composites à matrice thermoplastique hautes performances renforcés par des fibres de carbone
 2. Les composites à matrice métallique renforcée
 3. Les composites à matrice céramique renforcée par des fibres longues
- III. Les composites à renfort innovant
 1. Nanoparticules et nanocomposites
 2. Composites renforcés par des fibres de carbone
 3. Composites renforcés par des fibres de bore
 4. Composites renforcés par des fibres de Zylon®
 5. Composites renforcés par des fibres naturelles
- IV. Les stratifiés hybrides métal-fibres
 1. Stratifiés GLARE® (GLASS REINFORCED ALUMINUM LAMINATES)
 2. Stratifiés ARALL® (ARAMID ALUMINUM LAMINATES)
 3. Stratifiés CARAL® (CARBON REINFORCED ALUMINUM LAMINATES)
 4. Stratifiés CentAl® (CENTER REINFORCED ALUMINUM)
- V. Les structures sandwiches innovantes
 1. Les composites sandwiches classiques
 2. Composites sandwiches à âme innovante
 3. Applications

CHAPITRE 1 :

GÉNÉRALITÉS

SUR LES

COMPOSITES

I. Définitions

On appelle **matériau composite** tout matériau multiphasé, ce qui inclut les alliages métalliques. En réalité, on limite aux matériaux constitués de deux phases principales. Ces phases vont posséder des propriétés mécaniques, physiques ou chimiques différentes. Le rôle de chaque phase est spécifique :

la matrice (ou liant) assure la cohésion entre les éléments renforçants. Elle peut être de nature organique (polymères, plastiques), métallique, ou céramique. La matrice permet le transfert des charges entre les éléments renforçants.

Le renfort peut être continu (sous la forme de fibres longues), ou discontinu (sous la forme de particules ou de fibres courtes). Son rôle est d'assurer la tenue mécanique (rigidité, résistance).

Les charges peuvent être incorporées pour apporter d'autres propriétés au composite, telles que la conductivité électrique, la résistance au feu, aux produits chimiques ou aux UV, ou encore la diminution du poids et du coût.

Les additifs permettent de faciliter la mise en œuvre (agents de démoulage ou d'usinage, catalyseurs, lubrifiants, etc.).

L'association matrice/renfort est essentielle du point de vue du comportement. L'intérêt principal des composites réside dans leurs propriétés spécifiques (ramenées à la densité) très élevées.

La cohésion entre renfort et matrice dépend :

- de la compatibilité chimique à l'interface renfort/matrice (on parle d'adhésion)
- du procédé de mise en œuvre.

On peut améliorer l'adhésion en utilisant un traitement d'usinage qui va agir à l'interface.

Selon les exigences du cahier des charges, on peut alors concevoir les composites comme des matériaux « sur mesure ». Cette association donne un matériau dont le comportement est fortement homogène et anisotrope.

II. Intérêt des matériaux composites

Selon les domaines de l'industrie, les matériaux composites sont relativement peu démocratisés, en raison du coût de la matière et du procédé de mise en œuvre. On distingue les composites

- Grande Diffusion (GD), qui représentent 95% des composites
- Haute Performance (HP), qui représentent 5% des composites

Les GD sont en général des matières plastiques associées à des fibres courtes ou des particules. On définit alors le taux volumique de renfort :

$$v_f = \frac{V_f}{V_f + V_m} \quad \text{et} \quad v_m = 1 - v_f \quad \text{avec} \quad \begin{cases} V_f \text{ le volume de fibres} \\ V_m \text{ le volume de matrice} \end{cases}$$

Pour les matériaux composites GD, on a $v_f \approx 30\%$.

Leur comportement mécanique est généralement faiblement anisotrope, car les fibres courtes sont réparties de manière aléatoire. Parmi les GD, le plus utilisé, avec 99% des composites GD, est le composite qui marie matrice polyester et fibre de verre. On peut également noter que 95% des GD sont des composites à matrice polymère.

Les composites HP sont principalement utilisés dans les domaines de pointe (aéronautique, aérospatiale, industrie du sport de compétition, etc.). Les renforts sont généralement des fibres longues de carbone, avec un taux $v_f \approx 50\%$. Le comportement mécanique est donc fortement anisotrope.

III. Constituants élémentaires des matériaux composites

1. Renfort

Le renfort est l'armature ou le squelette du composite.

On trouve différents types de renforts.

Fibre de verre

Il s'agit d'un matériau très fragile, qui se présente sous la forme de fils très fins, obtenus à partir de silice fondue, que l'on fait passer à travers une filière.

En jouant sur le mélange, on peut obtenir plusieurs types de fibres de verre (FdV) :

le verre E est le plus économique. Il représente 90% des fibres de verre.

le verre R ou S est le plus performant mécaniquement.

le verre D possède les meilleures propriétés électriques.

le **verre C** est celui qui possède la meilleure résistance aux produits chimiques.

La fibre de verre possède un excellent rapport qualité/prix.

Fibre de carbone

L'étude des liaisons entre atomes de carbone du graphite montre que la résistance en traction théorique est de l'ordre de 20 GPa, pour un module de 1,2 TPa.

Les propriétés macroscopiques des fibres de carbone (FdC) dépendent de la nature de la fibre, et de son mode de fabrication. On trouve :

- fibres HR (High Resistance)
- fibres HT (High Tenacity)
- fibres HM (High Modulus)
- fibres VHM (Very High Modulus)

Pour les deux premières catégories, on a la contrainte à la rupture en traction $\sigma_R^t \approx 2,5 - 3$ GPa, et le module $E \approx 200$ GPa.

Pour les deux suivantes, on peu compter $\sigma_R^t \approx 2 - 2,5$ GPa et $E \approx 400 - 800$ GPa.

Avantages	Inconvénients
Densité très faible Excellentes propriétés spécifiques Excellente tenue en fatigue Excellent comportement à haute température	Coût élevé Mauvaise tenue aux chocs

La fibre de carbone est obtenue à partir d'une matière organique (précurseur) constituée de fibres acryliques élaborées à partir de PAN (polyacrylonitrite), auxquelles on fait subir différentes opérations :

- oxydation des fibres acryliques à 300°C
- carbonisation sous atmosphère neutre à 1100°C (fibres de carbone HT)
- graphitisation sous atmosphère neutre à plus de 2600°C (fibres de carbone VHM)

Fibre de bore

La fibre de bore est réservée à des applications aérospatiales ou militaires, en raison de ses propriétés spécifiques très élevées. On l'obtient à partir d'un dépôt chimique en phase vapeur (procédé CVD, Chemical Vapor Deposition) sur un fil en silicium.

Fibre aramide (kevlar)

La fibre aramide est une fibre haute performance, obtenue à partir d'un polyamide aromatique, et dont le procédé de fabrication est tenu secret. Elle est produite pas la société Dupont-Nemours.

Avantages	Inconvénients
Densité faible Tenue aux chocs Comportement en fatigue Résistance aux produits chimiques	σ_R^c faible Sensibilité à l'humidité Usinabilité difficile Incompatibilité chimique avec de nombreuses résines

On distingue différents types d'architecture de renfort. Pour les fibres longues, on peut réaliser plusieurs types d'assemblages :

- **Assemblages linéaires, ou unidirectionnels (UD)** :
 - *Les fils simples* sont des fils de base maintenus ensemble par torsion, pour obtenir un paquet de fils appelé « toron »
 - *Les fils retors* sont des fils simples retordus ensemble
 - *Les mèches* sont des ensembles de fils simples de base, pré-imprégnés de résine
- **Assemblages surfaciques** peuvent être :
 - *Les MATS* sont des ensembles de fils coupés ou non en larges bandes, et dont l'arrangement spatial est aléatoire.
 - *Les tissus 2D* sont des ensembles de fils arrangés en mèches tissés sur un métier. Les fibres tendues définissent le « sens chaîne », tandis que les fibres tissées définissent le « sens trame ».
- **Les assemblages volumiques** sont des ensembles de fils arrangés en mèches et tricotés dans l'espace.

L'architecture du renfort conditionne la réponse mécanique du composite.

2. Matrice

La plupart des applications industrielles utilisent une matrice organique (polymère). On s'intéressera donc dans ce cours aux composites à matrice organique (CMO), qui sont en fait une résine associant un polymère à des adjuvants (plastifiants, lubrifiants, stabilisants, etc.) qui facilitent la mise en œuvre.

A l'état brut, les polymères ne sont pas utilisables industriellement dans les matériaux composites. On utilise donc un semi-produit, obtenu mélangeant polymère et additifs, et que l'on appelle *plastique*.

Propriétés générales des plastiques

Un plastique est une substance macromoléculaire dans laquelle s'enchevêtrent un grand nombre de molécules, appelées *monomères* et dont l'association forme des polymères.

Pour comparaison, les métaux sont caractérisés par une structure cristalline. Les polymères, eux, sont des macro-chaînes dont l'arrangement spatial est plus ou moins aléatoire. La cohésion entre les macromolécules est généralement faible.

On distingue deux types de polymères :

- les thermoplastiques (TP)
- les thermodurcissables (TD)

Les thermodurcissables présentent une structure 3D, avec des pontages entre les molécules. Ces pontages sont des liaisons chimiques fortes, et le procédé permettant de « solidifier » la résine (c'est-à-dire d'en figer les macromolécules) est appelé *polymérisation*. Il s'agit d'une transformation irréversible, ce qui empêche toute recyclabilité et toute reprise de défauts.

Les thermoplastiques ont une structure linéaire légèrement ramifiée, et qui ne résulte pas de la polymérisation. Lors de la mise en œuvre des thermoplastiques par chauffage, les molécules s'enchevêtrent, puis se bloquent lors du refroidissement. Les liaisons entre macromolécules sont des liaisons faibles, de type Van der Waals. Cette transformation est réversible, ce qui autorise le recyclage du matériau ainsi qu'une reprise des défauts.

Polymères amorphes et semi-cristallins

Les polymères peuvent présenter une structure semi-cristalline, sous la forme de lamelles de cristalline, parfois organisés en sphérolites). On parle alors de *polymères semi-cristallins*. En l'absence de structure cristalline, on parle de *polymères amorphes*. Tous les thermodurcissables sont des polymères amorphes. Les thermoplastiques, eux, peuvent être soit amorphes soit semi-cristallins.

Le taux de cristallinité χ est important, car il conditionne les propriétés physico-chimiques et mécaniques du matériau.

Les polymères amorphes à basse température présentent un comportement similaire à celui du verre : c'est l'*état vitreux*. A haute température, ils se comportent comme du

caoutchouc : c'est l'*état caoutchouteux*. A très haute température, ils possèdent un état visqueux.

La transition entre les états vitreux et caoutchouteux intervient au passage de la température de transition vitreuse T_g .

Les polymères semi-cristallins présentent également ces trois états. Dans ce cas, la transition de l'état caoutchouteux à l'état visqueux correspond à la température de fusion T_f (ou T_m) de la phase cristalline.

La phase amorphe est associée à T_g .
La phase semi-cristalline est associée à T_f .

CHAPITRE 2 :

PROPRIÉTÉS ÉLASTIQUES DES MATÉRIAUX COMPOSITES

On ne s'intéressera dans ce chapitre qu'aux seuls composites unidirectionnels.

I. Introduction

Les matériaux composites se distinguent des matériaux métalliques en raison de

- leur hétérogénéité
- leur anisotropie

La mécanique des milieux continus est généralement utilisée pour décrire le comportement en contraintes et déformations dans les matériaux isotropes et homogènes. Dans le cas des composites, il fut donc adapter les outils de la MMC, pour raisonner à l'échelle du pli élémentaire (niveau mésotropique) et à l'échelle du stratifié (empilement de plis élémentaires) au niveau macroscopique.

On peut utiliser une approche basée sur l'homogénéisation, ou plus simplement utiliser la théorie des stratifiés (*cf. Chapitre 4*).

Le problème consiste à déterminer le comportement du matériau homogénéisé connaissant les propriétés des matériaux constituants (matrice et fibres). On se limite dans un premier temps à l'étude du pli élémentaire, également appelé « monocouche » (par opposition au multicouche, qui est le stratifié).

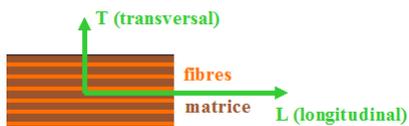


FIGURE 1 – Pli élémentaire

Par convention, on oriente le renfort unidirectionnel selon la direction longitudinale.

II. Relations de contraintes et déformations dans un pli élémentaire

Matrice de rigidité

Hypothèse de linéarité :

On suppose que le pli élémentaire possède un comportement élastique fragile dans un contexte de petites déformations.

On peut donc écrire la relation générale :

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \varepsilon_{kl}$$

où C_{ijkl} représente la matrice de rigidité (ou de comportement élastique)

La matrice de rigidité compte 81 composantes (9 composantes pour σ x 9 composantes pour ε).

La symétrie des tenseurs des déformations et des contraintes permet de limiter leurs composantes à 6. On limite alors à 36 le nombre de coefficients élastiques.

Théorème de Maxwell-Betti :

La matrice de rigidité est symétrique.

On obtient alors $36 - 15 = 21$ composantes.

On peut encore simplifier l'écriture, en adoptant une notation contractée.

$$\begin{cases} \sigma_{ii} = \sigma_{\alpha} & \text{avec } \alpha = i & \text{pour } i = j \\ \sigma_{ij} = \sigma_{\beta} & \text{avec } \beta = 9 - (i + j) & \text{pour } i \neq j \end{cases}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix}$$

De même :

$$\begin{cases} \varepsilon_{ii} = \varepsilon_{\alpha} & \text{avec } \alpha = i & \text{pour } i = j \\ \varepsilon_{ij} = \varepsilon_{\beta} & \text{avec } \beta = 9 - (i + j) & \text{pour } i \neq j \end{cases}$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$

Ainsi

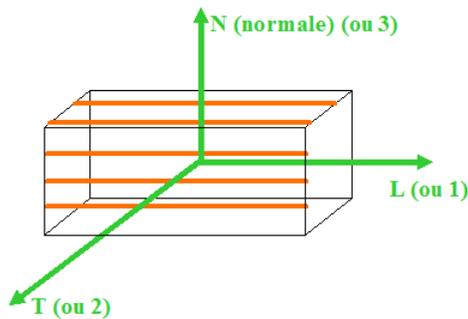
$$\sigma_\alpha = C_{\alpha\beta} \cdot e_\beta \quad \text{où} \quad \begin{cases} e_\beta = S_{\beta\alpha} \sigma_\alpha \\ S_{\alpha\beta} \text{ est le tenseur de souplesse (ou de compliance) élastique} \end{cases}$$

$$\text{Finalement : } \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{15} & C_{25} & C_{35} & C_{45} & C_{55} & C_{56} \\ C_{16} & C_{26} & C_{36} & C_{46} & C_{56} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$

Remarque : $\underline{\underline{S}} = \underline{\underline{C}}^{-1}$

1. Cas des matériaux présentant des symétries

Symétrie par rapport au plan (2,3)



On peut simplifier l'écriture de $\underline{\underline{C}}$

$$\begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & C_{34} & 0 & 0 \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}$$

Symétries par rapport aux plans (2,3) et (1,2)

On doit alors trouver 9 coefficients élastiques. Le pli élémentaire présente donc un comportement orthotrope.

Remarque : C_{11} n'est pas un module d'Young. On parle de **module de rigidité longitudinale**

$$\underline{\underline{C}} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}$$

Comment exprimer les composantes de $[C]$ ou de $[S]$ en fonction des composantes de l'ingénieur ?

1^{ère} étape : on réalise un essai de traction dans la direction 1.

$$\Rightarrow [\sigma] = \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

On sait que $[e] = [S][\sigma]$.

$$\Rightarrow [e] = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} \sigma_1 \\ S_{12} \sigma_1 \\ S_{13} \sigma_1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$\Rightarrow S_{11} = \frac{e_1}{\sigma_1} = \frac{1}{E_1}$$

avec E_1 la rigidité longitudinale.

$$\nu_{12} = -\frac{e_2}{e_1} = -\frac{S_{12} \sigma_1}{S_{11} \sigma_1} \Rightarrow S_{12} = -\nu_{12} S_{11}$$

$$\boxed{S_{12} = \frac{-\nu_{12}}{E_1}}$$

En généralisant cette approche, on obtient :

$$\Rightarrow [S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{21}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_3} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix}$$

La symétrie de $[S]$ impose donc $\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2}$.

Les coefficients G_{23} , G_{13} et G_{12} sont les modules de cisaillement.

Remarque :

Pour un matériau isotrope, $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$.

Pour un matériau orthotrope, $\begin{cases} G_{12} = \frac{E_1}{1+\nu_{12}} \\ G_{13} = \frac{E_1}{1+\nu_{13}} \\ G_{23} = \frac{E_2}{1+\nu_{23}} \end{cases}$

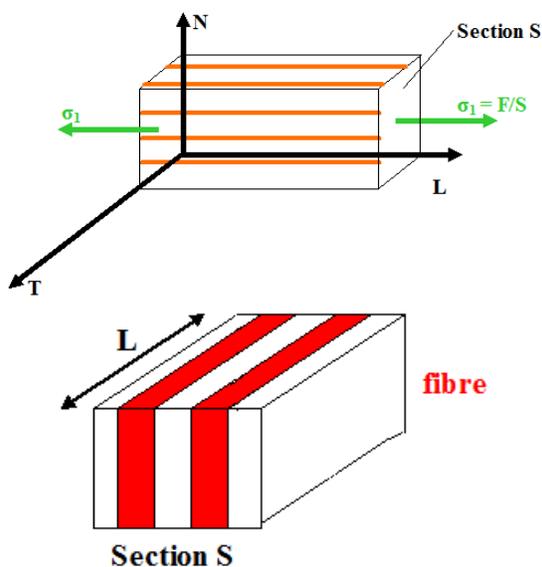
III. Origine des propriétés élastiques d'un pli élémentaire

Principe : à partir des propriétés mécaniques des constituants, on cherche à déterminer les propriétés mécaniques du pli élémentaire.

Rappel : $v_f = \frac{V_f}{V_f+V_m}$ est la fraction volumique de fibres.
 $v_f + v_m = 1$

En pratique, on connaît $\begin{cases} E_f & \sigma_f & \text{pour les fibres} \\ E_m & \sigma_m & \text{pour la matrice} \end{cases}$

1. Calcul du module de rigidité longitudinale E_1 (ou E_L)



Dans ce cas on a :

$$\varepsilon = \varepsilon_f = \varepsilon_m$$

$$F = \sigma_1 S = F_f = F_m$$

Comme $\sigma_f = \frac{F_f}{S_f}$ et $\sigma_m = \frac{F_m}{S_m}$ alors

$$\sigma_1 S = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m$$

$$\Rightarrow \sigma_1 S L = \sigma_f S_f L + \sigma_m S_m L$$

$$\Rightarrow \sigma_1 V = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m$$

$$\Rightarrow \sigma_1 = \sigma_f \frac{V_f}{V} + \sigma_m \frac{V_m}{V}$$

On a donc :

$$\sigma_1 = v_f \sigma_f + (1 - v_f) \sigma_m$$

Soit à la rupture :

$$\sigma_{composite}^u = \sigma_c^u = v_f \sigma_f^u + (1 - v_f) \sigma_m^u$$

Comme on suppose un comportement élastique fragile :

$$\begin{cases} \sigma_f = E_f \varepsilon_f \\ \sigma_m = E_m \varepsilon_m \\ \sigma_c = E_1 \varepsilon = \sigma_1 \end{cases}$$

On a donc :

$$\sigma_1 = v_f \sigma_f + (1 - v_f) \sigma_m \iff E_1 \varepsilon = v_f E_f \varepsilon_f + (1 - v_f) E_m \varepsilon_m$$

Finalement on obtient :

Loi des mélanges parallèles :

$$E_1 = v_f E_f + (1 - v_f) E_m$$

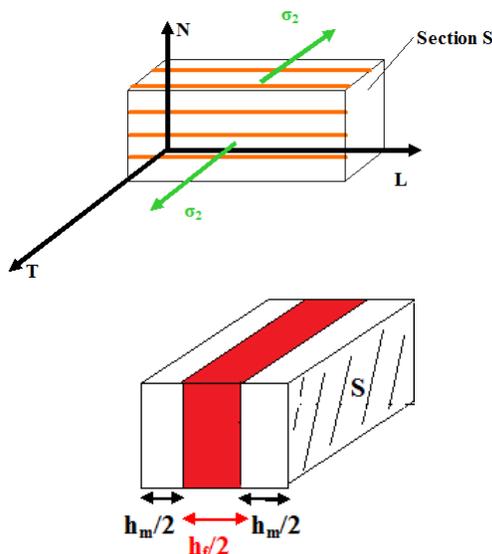
Remarque : L'expérience montre que cette loi est relativement précise lorsque les fibres sont bien alignées par rapport à la direction de sollicitation.

En pratique, on peut définir un coefficient d'alignement

$$X = \cos \theta \quad \text{tel que} \quad E_1 = X [v_f E_f + (1 - v_f) E_m]$$

Cette relation est valable pour les angles de désalignement θ faibles.

2. Calcul de la rigidité transversale E_2 (ou E_T)



Dans ce cas on a :

$$\sigma_c = \sigma_f + \sigma_m \quad (\text{car } S_m = S_f = S)$$

$$\Delta h_c = \Delta h_m = \delta h_f$$

On travaille ici avec le modèle simplifié représenté ci-contre.

Comme $\varepsilon_f = \frac{\Delta h_f}{h_f}$, $\varepsilon_m = \frac{\Delta h_m}{h_m}$ et $\varepsilon_c = \frac{\Delta h_c}{h_f + h_m}$ alors

$$\varepsilon_c (h_f + h_m) = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m$$

$$\implies \varepsilon_c (h_f + h_m) L = \varepsilon_f h_f L + \varepsilon_m h_m L$$

On a donc :

$$\varepsilon_c = v_f \varepsilon_f + (1 - v_f) \varepsilon_m$$

Comme :

$$\begin{cases} \sigma_f = E_f \varepsilon_f \\ \sigma_m = E_m \varepsilon_m \\ \sigma_c = E_2 \varepsilon_c \end{cases}$$

On a donc :

$$\varepsilon_c = v_f \varepsilon_f + (1 - v_f) \varepsilon_m \iff \frac{\sigma_c}{E_2} = v_f \frac{\sigma_f}{E_f} + (1 - v_f) \frac{\sigma_m}{E_m}$$

Finalement on obtient :

Loi des mélanges en série :

$$\frac{1}{E_2} = \frac{v_f}{E_f} + \frac{1-v_f}{E_m}$$

Remarque : L'expérience montre que cette approche donne des valeurs trop faibles en raison de la simplification de la représentation.

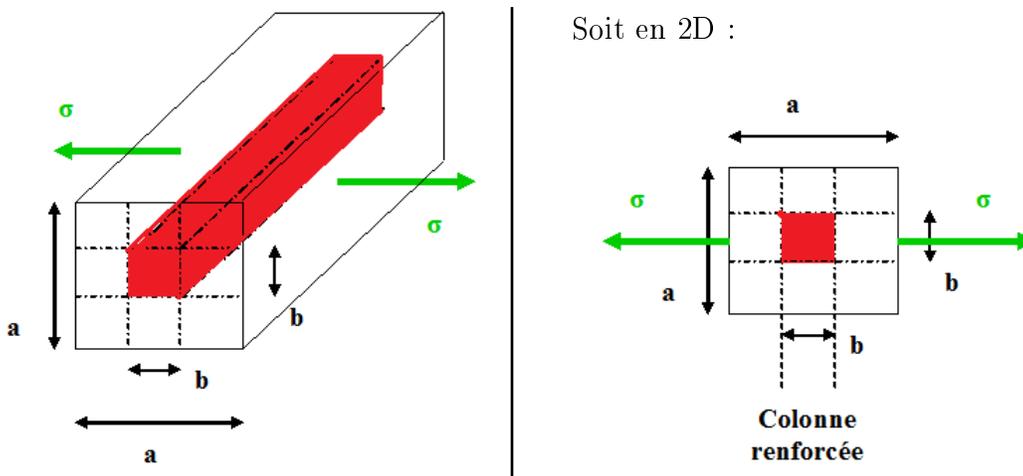
Par exemple, pour un composite verre-epoxy

$$\begin{cases} v_f = 50\% \\ E_f = 73 \text{ GPa} \\ E_m = 4 \text{ GPa} \end{cases}$$

$$E_{2th} = 7584 \text{ MPa} \quad E_{2exp} = 10,5 \text{ GPa}$$

soit une erreur relative de 28%.

Une représentation plus réaliste serait :



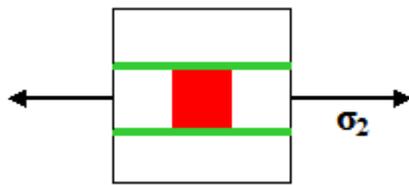
On appelle cette représentation l'**approche par colonne renforcée**.

La fraction volumique de fibres dans le composite est alors :

$$v_f = \frac{b^2}{a^2}$$

et la fraction volumique de fibres dans la colonne renforcée est :

$$v_f^* = \frac{b^2}{ab} = \frac{b}{a} = \sqrt{v_f}$$



On applique la loi des mélanges parallèles :

$$E_2 = E_2^* + v_f^* + (1 - v_f^*)E_m$$



On applique la loi des mélanges en série à la colonne renforcée :

$$\frac{1}{E_2^*} = \frac{v_f^*}{E_f} + \frac{1 - v_f^*}{E_m}$$

On obtient finalement une nouvelle expression pour la rigidité transversale E_2 .

Dans l'exemple :

$$E_{2exp} = 10\,500 \text{ MPa}$$

$E_{2th} \approx 97\,000 \text{ MPa}$ en utilisant l'approche par colonne renforcée

Soit une erreur relative $e \approx 8\%$

3. Calcul du module de cisaillement G_{12}

Dans ce cas, le déplacement transversal induit par le cisaillement τ est :

$$\delta = \delta_f + \delta_m$$

De plus, comme

$$\begin{cases} \gamma_f = \frac{\delta_f}{h_f} \\ \gamma_m = \frac{\delta_m}{h_m} \\ \gamma = \frac{\delta}{h} \end{cases}$$

où γ est l'angle induit par le cisaillement, et $h = h_f + h_m$,
on a alors

$$\gamma = \gamma_f v_f + \gamma_m (1 - v_f)$$

De plus :

$$\begin{cases} \tau = G_{12}\gamma \\ \tau_f = G_f\gamma_f \\ \tau_m = G_m\gamma_m \end{cases} \\ \implies \frac{1}{G_{12}} = \frac{v_f}{G_f} + \frac{1 - v_f}{G_m}$$

Approche par colonne renforcée :

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{\sqrt{v_f}}{G_f\sqrt{v_f} + G_m(1 - \sqrt{v_f})} + \frac{1 - \sqrt{v_f}}{G_m}$$

4. Calcul des coefficients de Poisson ν_{12}

Revenons au cas de figure (1)

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= \varepsilon_1^f = \varepsilon_1^m \\ \nu_{12} &= \frac{-\varepsilon_2}{\varepsilon_1} \\ \nu_f &= \frac{-\varepsilon_2^f}{\varepsilon_1^f} \quad \text{et} \quad \nu_m = \frac{-\varepsilon_2^m}{\varepsilon_1^m} \end{aligned}$$

La contraction transversale s'écrit

$$\Delta l_2 = \Delta l_2^f + \Delta l_2^m$$

De plus, par définition :

$$\begin{cases} \varepsilon_2 = \frac{\Delta l_2}{h} \\ \varepsilon_2^f = \frac{\Delta l_2^f}{h_f} \\ \varepsilon_2^m = \frac{\Delta l_2^m}{h_m} \end{cases} \implies \begin{cases} \Delta l_2 = \varepsilon_2 h \\ \Delta l_2^f = \varepsilon_2^f h_f \\ \Delta l_2^m = \varepsilon_2^m h_m \end{cases}$$

On obtient alors :

$$\begin{aligned} \varepsilon_2 h &= \varepsilon_2^f h_f + \varepsilon_2^m h_m \\ \implies \varepsilon_2 V &= \varepsilon_2^f V_f + \varepsilon_2^m V_m \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \implies \frac{\varepsilon_2}{-\varepsilon_1} &= \frac{\varepsilon_2^f v_f + \varepsilon_2^m (1 - v_f)}{-\varepsilon_1} \\ \implies \nu_{12} &= \nu_f v_f + (1 - v_f) \nu_m \end{aligned}$$

Remarque :

$$\frac{\nu_{21}}{E_2} = \frac{\nu_{12}}{E_1}$$

IV. Relations $\sigma - \varepsilon$ dans un composite orthotrope

1. Dans les axes principaux d'orthotropie

On suppose que le pli élémentaire est une plaque mince. On a donc un état de contraintes planes ($\sigma_{33} = 0$).

Rappel :

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \\ e_4 \\ e_5 \\ e_6 \end{bmatrix} = [S] \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sigma_6 \end{bmatrix}$$

On obtient alors :

$$\begin{cases} e_1 = S_{11}\sigma_1 + S_{12}\sigma_2 \\ e_2 = S_{12}\sigma_1 + S_{22}\sigma_2 \\ e_3 = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2 \\ e_6 = S_{66}\sigma_6 \end{cases}$$

La restriction au pla (1, 2) de la matrice de souplesse est telle que :

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = [S] [\sigma]$$

Remarque :

La déformation normale est $\varepsilon_3 = S_{13}\sigma_1 + S_{23}\sigma_2$

Ou inversement :

$$[\sigma] = [Q] \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_6 \end{bmatrix}$$

Où $[Q]$ représente la restriction au plan $(1, 2)$ de la matrice de rigidité $[C]$

$$[Q] = [S]^{-1}$$

On peut obtenir les composantes de $[Q]$ à partir des constantes de l'ingénieur :

$$\begin{cases} Q_{11} = \frac{S_{22}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} = \frac{E_1}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{22} = \frac{S_{11}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} = \frac{E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{12} = \frac{-S_{12}}{S_{11}S_{22}-S_{12}^2} = \frac{\nu_{12}E_2}{1-\nu_{12}\nu_{21}} \\ Q_{66} = \frac{1}{S_{66}} = G_{12} \end{cases}$$

Remarque :

Le repère $R_0 = [0; \vec{1}, \vec{2}, \vec{3}]$ est appelé repère d'orthotropie, où $\vec{1}, \vec{2}, \vec{3}$ sont les axes principaux d'orthotropie.

2. Hors axes principaux d'orthotropie

On note $R_g = [0; \vec{x}, \vec{y}, \vec{z}]$ le repère global.

On va transporter la relation σ/ε du repère $R_0 = [0; \vec{1}, \vec{2}, \vec{3}]$ vers le repère R_g .

On utilise le transport de $[\sigma]$ et $[\varepsilon]$ de R_g dans R_0 .

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{bmatrix}_{R_0} = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix}_{R_g}$$

On notera $\begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2sc \\ s^2 & c^2 & -2sc \\ -sc & sc & c^2 - s^2 \end{bmatrix} = [T]$ la matrice de transport, avec $\begin{cases} c = \cos \theta \\ s = \sin \theta \end{cases}$

$$[\sigma]_{R_0} = [T] [\sigma]_{R_g} \tag{1}$$

Pour les déformations :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}_{R_0} = [T] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}_{R_g}$$

Soit, en adoptant la notation contractée d'Euler :

$$\begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_6 \end{bmatrix}_{R_0} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix}_{R_0} = [R] [\varepsilon]_{R_0}$$

Remarque : $e_6 = \gamma_{21} = 2\varepsilon_{12}$

$$(1) \implies [e]_{R_0} = [R] [T] [\varepsilon]_{R_g} \quad (2)$$

On a donc

$$[\sigma]_{R_g} = [T]^{-1} [\sigma]_{R_0}$$

Or

$$[\sigma]_{R_0} = [Q]^{-1} [e]_{R_0}$$

Donc

$$[\sigma]_{R_g} = [T]^{-1} [Q] [\sigma]_{R_0}$$

Soit, avec la relation (2)

$$[\sigma]_{R_g} = [T]^{-1} [Q] [R] [T] [\varepsilon]_{R_0}$$

En ré-appliquant les notations d'Euler :

$$[e]_{R_g} = [R]^{-1} [\varepsilon]_{R_g} \implies [\varepsilon]_{R_g} = [R]^{-1} [e]_{R_0}$$

Finalement, on a donc :

$$[\sigma]_{R_g} = [T]^{-1} [Q] [R] [T] [R]^{-1} [e]_{R_g}$$

$$[\sigma]_{R_g} = [\bar{Q}] [e]_{R_g}$$

où $[\bar{Q}]$ est la matrice de rigidité hors axes.

Remarque :

On montre que

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} [Q] [T] = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{13} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{23} \\ \bar{Q}_{13} & \bar{Q}_{23} & \bar{Q}_{33} \end{bmatrix}$$

On note que $[\bar{Q}]$ a 9 composantes, alors que $[Q]$ n'en a que 5.

Après calculs :

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{Q}_{11} = Q_{11}c^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{22}s^4 \\ \bar{Q}_{22} = Q_{11}s^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{22}c^4 \\ \bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})s^2c^2 + Q_{12}(s^4 + c^4) \\ \bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})sc^3 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})s^3c \\ \bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})s^3c + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})sc^3 \\ \bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})s^2c^2 + Q_{66}(s^4 + c^4) \end{array} \right.$$

On peut alors obtenir les composantes $(E_x, E_y, G_{xy}, \nu_{xy})$:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{1}{E_x} = \frac{c^4}{E_1} + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) s^2c^2 + \frac{s^4}{E_2} \\ \frac{1}{E_y} = \frac{s^4}{E_1} + \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) s^2c^2 + \frac{c^4}{E_2} \\ \frac{1}{G_{xy}} = 2 \left(\frac{2}{E_1} + \frac{2}{E_2} - \frac{1}{G_{12}} + \frac{4\nu_{12}}{E_1} \right) s^2c^2 + \frac{s^4+c^4}{\nu_{12}} \\ \nu_{xy} = E_x \left[\frac{\nu_{12}}{E_1} (s^4 + c^4) - \left(\frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2} - \frac{1}{G_{12}} \right) s^2c^2 \right] \end{array} \right.$$

Remarque :

Un chargement hors axe des fibres (i.e. orienté selon un angle de θ°) induit un cisaillement du pli élémentaire.

On introduit donc un coefficient de couplage, appelé coefficient de Cherstov.

$$\eta_{xy,x} = \frac{e_{xy}}{e_x} = \overline{S_{16}} E_x$$

$$\eta_{xy,y} = \frac{e_{xy}}{e_y} = \overline{S_{26}} E_y$$

Pour un matériau isotrope, il n'y a pas de couplage.



Dans un matériau orthotrope, les composantes $\overline{S_{16}}$ et $\overline{S_{26}}$ ne sont pas nulles.

CHAPITRE 3 :

COMPORTEMENT À LA RUPTURE DES MATÉRIAUX COMPOSITES

La précision des propriétés élastiques est le premier axe de la compréhension du comportement mécanique des composites.

La compréhension des mécanismes à la rupture est complexe, car ceux-ci peuvent s'opérer de façons multiples, et simultanément. On note :

- la fissuration matricielle
- la décohésion fibres/matrice
- la rupture des fibres
- le délaminage

I. Approche prévisionnelle de la rupture

On considère le comportement en rupture d'un stratifié unidirectionnel soumis à un chargement longitudinal. On va distinguer deux cas de figure :

1. $\varepsilon_m^u < \varepsilon_f^u$ (cas le plus rare)
2. $\varepsilon_f^u < \varepsilon_m^u$

La loi des mélanges parallèles donne :

$$\sigma_c = v_f \sigma_f + (1 - v_f) \sigma_m \quad (3)$$

Cas 1 La rupture du composite est pilotée par la matrice	Cas 2 La rupture du composite est pilotée par les fibres
$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_m = \sigma_m^u \\ \sigma_f = \sigma_f' \end{array} \right.$	$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_m = \sigma_m' \\ \sigma_f = \sigma_f^u \end{array} \right.$
(1) $\implies \sigma_c^u = v_f \sigma_f' + (1 - v_f) \sigma_m^u$	(1) $\implies \sigma_c^u = v_f \sigma_f^u + (1 - v_f) \sigma_m'$

On définit la fraction volumique critique de fibres v_f^c .
 Le composite est renforcé $\iff \sigma_c^u > \sigma_m^u$

Cas 1

Avec la relation (1), on obtient :

$$v_f^c \sigma_f' + (1 - v_f^c) \sigma_m^u > \sigma_m^u$$

$$\implies v_f^c (\sigma_f' - \sigma_m^u) > 0$$

$$\implies v_f^c > 0$$

On suppose maintenant que la rupture du composite est pilotée par les fibres.

$$\sigma_f = \sigma_f^u$$

Comme $\sigma_f^u \gg \sigma_m^u$, alors

$$(1) \implies \sigma_c^u \approx v_f \sigma_f^u$$

On cherche la fraction volumique de fibres v_f^{mini} permettant d'envisager ce comportement.

$$\begin{cases} \sigma_c^u = v_f^{mini} \sigma_f' + (1 - v_f^{mini}) \sigma_m^u \\ \sigma_c^u = v_f \sigma_f^u \end{cases}$$

$$\implies v_f^{mini} (\sigma_f' - \sigma_m^u) = v_f^{mini} \sigma_f^u - \sigma_m^u$$

$$\implies v_f^{mini} = \frac{\sigma_m^u}{\sigma_f^u - \sigma_f' + \sigma_m^u}$$

Cas 2

Avec la relation (1), on obtient :

$$v_f^c \sigma_f^u + (1 - v_f^c) \sigma_m' > \sigma_m^u$$

$$\implies v_f^c (\sigma_f^u - \sigma_m') > \sigma_m^u - \sigma_m'$$

$$\implies v_f^c > \frac{\sigma_m^u - \sigma_m'}{\sigma_f^u - \sigma_m'}$$

On suppose maintenant que la rupture du composite est pilotée par la matrice.

$$\sigma_m = \sigma_m^u$$

Dans ce cas :

$$(1) \implies \sigma_c^u \approx (1 - v_f^{mini}) \sigma_m^u$$

$$v_f^{mini} (\sigma_f^u - \sigma_m' + \sigma_m^u) = \sigma_m^u - \sigma_m'$$

$$\implies v_f^{mini} = \frac{\sigma_m^u - \sigma_m'}{\sigma_f^u + \sigma_m^u - \sigma_m'}$$

On doit alors vérifier que

$$0 < v_f^{mini} < v_f^c$$

II. Critères de rupture

1. Critère de la contrainte maximale

Essentiellement utilisé pour les composites unidirectionnels, le critère de la contrainte maximale est simple. Il permet de prédire la résistance en traction d'un composite sollicité hors axes principaux.

Le calcul montre que :

$$\begin{cases} \sigma_X = \sigma_x \cos^2 \alpha \\ \sigma_Y = \sigma_x \sin^2 \alpha \\ \sigma_{XY} = \sigma_x \cos \alpha \sin \alpha \end{cases}$$

On notera

$$\begin{cases} X_t & X_c & \text{résistance en traction/compression longitudinale (parallèlement aux fibres)} \\ Y_t & Y_c & \text{résistance en traction/compression transversale (perpendiculairement aux fibres)} \\ S & & \text{résistance en cisaillement plan (traction à } 45^\circ) \end{cases}$$

Le composite résiste lorsque :

$$\begin{cases} X_c < \sigma_X < X_t \\ Y_c < \sigma_Y < Y_t \\ |\sigma_{XY}| < S \end{cases} \quad \left| \quad \begin{array}{l} \text{Soit en traction :} \\ \begin{cases} \sigma_x \cos^2 \alpha < X_t \\ \sigma_x \sin^2 \alpha < Y_t \\ |\sigma_x \cos \alpha \sin \alpha| < S \end{cases} \end{array} \right.$$

On obtient alors :

$$\begin{cases} \sigma_x < \frac{X_t}{\cos^2 \alpha} \\ \sigma_x < \frac{Y_t}{\sin^2 \alpha} \\ |\sigma_x| < \frac{S}{\cos \alpha \sin \alpha} \end{cases}$$

Remarque :

Il existe un critère équivalent dit « de la déformation maximale ».

2. Critères énergétiques

Les critères énergétiques sont des critères quadratiques, formulés en contrainte, tels que :

$$\phi(\sigma) = {}^T \sigma F \sigma \leq 1$$

où les composantes de F sont obtenues à partir des caractéristiques mécaniques du matériau. On appelle $[F]$ la « matrice de fragilité ».

Pour un matériau au comportement orthotrope, on a :

$$[F] = \begin{bmatrix} F_{11} & F_{12} & F_{13} & 0 & 0 & 0 \\ F_{12} & F_{22} & F_{23} & 0 & 0 & 0 \\ F_{13} & F_{23} & F_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & F_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & F_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & F_{66} \end{bmatrix}$$

Pour des stratifiés, on peut supposer un état de contraintes planes telles que le critère s'écrit :

$$\phi(\sigma) = F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} + F_{66}\sigma_{12}^2$$

Le composite résiste lorsque $\phi(\sigma) < 1$

Le composite casse lorsque $\phi(\sigma) = 1$

Les composantes de F s'écrivent alors :

$$\left\{ \begin{array}{l} F_{11} = \frac{1}{X_t^2} \\ F_{12} = \frac{-K}{2X_t Y_t} \\ F_{22} = \frac{1}{Y_t^2} \\ F_{66} = \frac{1}{S^2} \end{array} \right.$$

F_{12} est la fragilité de couplage, et K est un facteur de couplage, qui dépend du critère de rupture.

Il existe plusieurs critères énergétiques :

- Tsai-Hill
- Tsai-Wu
- Norris
- Ashkenazi
- Fisher
- etc.

Le critère énergétique le plus utilisé est le critère de Tsai-Hill. Ce critère s'écrit comme suit :

$$K = \frac{Y_t}{X_t} \implies F_{12} = \frac{-Y_t}{2X_t Y_t} = \frac{-1}{2X_t^2}$$

$$\iff \phi(\sigma) = \left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S}\right)^2 - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} \leq 1$$

Avec pour la traction

$$\begin{cases} X = X_t \\ Y = Y_t \end{cases}$$

et pour la compression

$$\begin{cases} X = X_c \\ Y = Y_c \end{cases}$$

En pratique, pour un σ donné, on cherche k tel que $\phi(\sigma) = k^2$.

$$\begin{cases} k < 1 \implies \text{Le composite résiste} \\ k \geq 1 \implies \text{Le composite casse} \end{cases}$$

CHAPITRE 4 : MATERIAUX COMPOSITES INNOVANTS

Les matériaux composites sont largement utilisés depuis plus de 40 ans dans tous les domaines de l'industrie : automobile, aéronautique, construction, ferroviaire, loisir... Ils ont évolué avec l'émergence de nouveaux matériaux mais aussi avec la mise au point de nouveaux procédés de fabrication. Leurs propriétés mécaniques spécifiques (rapportées à leur densité) sont meilleures que celles de n'importe quel matériau conventionnel. Ces dernières années, pour répondre aux nouvelles exigences (présentées en introduction du chapitre 1), des matériaux composites innovants (advanced composites en anglais) ont été développés selon le type d'application visée. Ils combinent généralement plusieurs propriétés essentielles : résistance et rigidité élevées, faible densité, tenue mécanique en température, résistance à la corrosion et dans certains cas des propriétés électriques spéciales. Cette combinaison les destine à des applications de pointe notamment en aéronautique et aérospatiale. La figure suivante permet de situer les propriétés mécaniques spécifiques des composites, en termes de rigidité et de résistance, par rapport aux autres classes de matériaux. Il faut noter que la résistance des céramiques correspond à de la compression, la résistance en traction de ces matériaux étant typiquement égale à 10% de celle en compression.

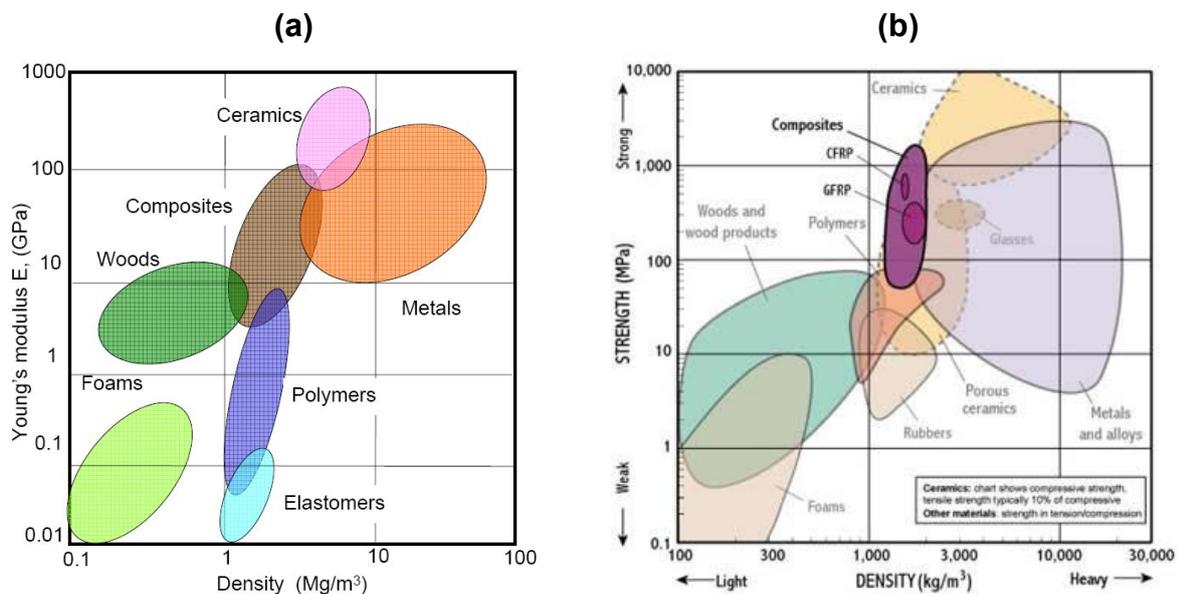


Fig. – Comparaison du module d'Young (a) et de la résistance (b) en fonction de la densité des composites avec les principaux matériaux [CEB][CBD]

5.1 Les composites, des « multi-matériaux »

Avant de présenter les matériaux composites innovants à proprement parler, il est intéressant de rappeler la définition d'un matériau composite afin de bien comprendre l'influence d'un des constituants sur les propriétés globales. Un matériau composite est un matériau multi-phases constitué d'une (ou plusieurs) phase, appelée renfort, assurant la tenue mécanique, et d'une phase cohésive continue, appelée matrice, assurant la cohésion du matériau et le transfert des efforts vers le renfort. L'association de ces phases donne un matériau dont les

propriétés sont différentes des matériaux constitutifs et dépendent fortement de la proportion de chaque phase. A la lumière de cette définition, les matériaux composites peuvent donc envisager de nombreuses combinaisons de matériaux pour la matrice et le renfort, offrant la possibilité de réaliser des matériaux « sur-mesure » pour une application donnée, aspect essentiel de la fonctionnalisation des matériaux (cf. Fig.).

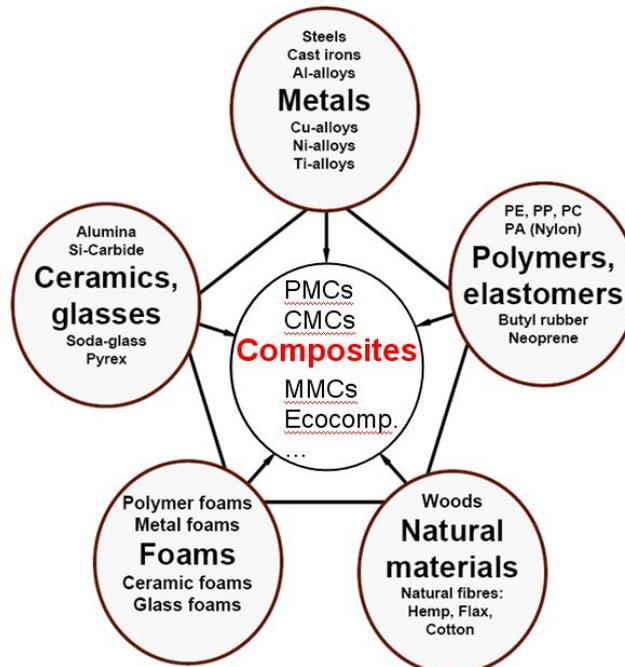


Fig. – Les matériaux composites : des matériaux multi-phases [CEB]

Les critères de choix des composites sont multiples et correspondent à des applications ciblées : tenue mécanique, utilisation en température (cf. figure), résistance aux agents chimiques, propriétés électriques, thermiques...

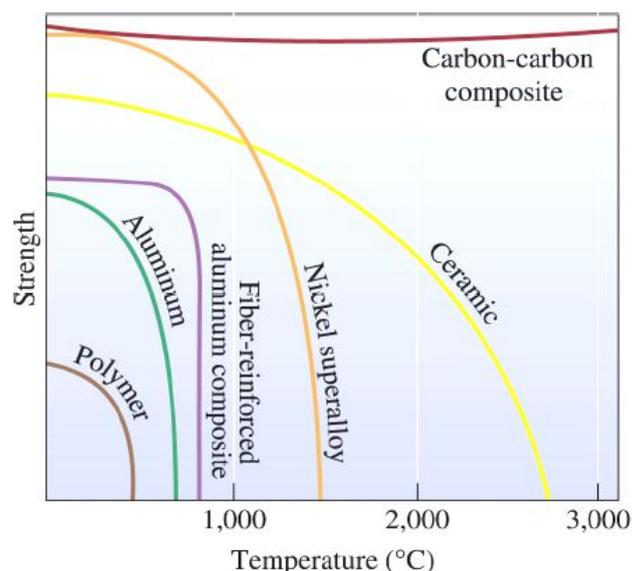


Fig. – Tenue mécanique à hautes températures pour différents matériaux [CEB]

On peut classifier les matériaux composites selon la nature de la matrice ou selon le type de renfort (structure du matériau).

5.1.1 Classification selon la matrice :

Considérant la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés en trois catégories et répondent à des applications spécifiques :

- Les **composites à matrice polymère** (PMCs – Polymer Matrix Composites) : Egalement appelés composites à matrice organique, ils représentent, de loin, les volumes les plus importants aujourd'hui à l'échelle industrielle. Il existe une grande diversité de matrices polymères appelées résines. On distingue deux types de résine : thermodurcissable (TD – thermoset en anglais) et thermoplastique (TP – thermoplastic en anglais). Historiquement, les PMCs à résine TD ont été très largement utilisés principalement en raison de leur coût. Cependant, les matériaux polymères présentent des propriétés mécaniques qui se dégradent à hautes températures, c'est pourquoi l'utilisation des PMCs est limitée aux structures dont le fonctionnement en service est inférieur à 300°C.

- Les **composites à matrice métallique** (MMCs – Metal Matrix Composites) : De nombreuses combinaisons de métaux et renforts depuis la naissance des MMCs à la fin des années 1950. Bien que 60 ans plus tard, la technologie des composites à matrice métallique est encore à ses balbutiements et ces matériaux sont amenés à se développer en raison de leurs propriétés combinées des plus intéressantes : la matrice est plus ductile que le renfort dont le rôle est d'améliorer la résistance à l'abrasion, au fluage, la conductivité thermique et la stabilité dimensionnelle du matériau. Par comparaison avec les PMCs, leur température en service est largement plus élevée ainsi que leur tolérance aux fluides organiques. Cependant, ils sont chers et présentent une densité plus importante.

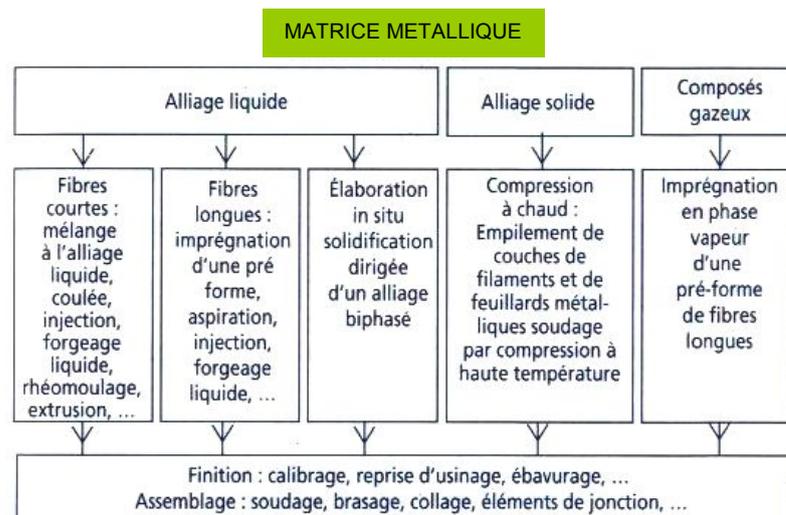
- Les **composites à matrice céramique** (CMCs – Ceramic Matrix Composites) : Ils sont réservés aux applications de très haute technicité nécessitant une excellente résistance dans un environnement à haute température comme le spatial (turbine de propulsion et cockpit de la navette Columbia), le nucléaire, le militaire ainsi que le freinage (freins carbone). Dotés d'une grande rigidité et d'une très bonne résistance, ils sont également très légers. Cependant, la nature de la matrice les rend très fragiles.

Le tableau suivant présente pour chaque type de matrice, les matériaux associés et quelques exemples d'application. Pour les CMCs, On peut préciser qu'un cermet est composé de céramique (cer) et de métal (met) afin d'obtenir idéalement un matériau possédant à la fois une excellente résistance en température et une dureté élevée (caractéristiques des céramiques) mais aussi une bonne ténacité (aptitude du matériau à subir des déformations plastiques, caractéristique des métaux).

Composites		Examples of Application
Polymer Matrix	Thermoplastic Matrix	Mechanical components, protection screens
	Thermoset Matrix	Aerospace, sporting equipment
	Elastomer Matrix	Tires
Metal Matrix	Aluminum Matrix	Aerospace, sporting equipment, electronic packaging
	Titanium Matrix	Aerospace turbines
	Copper Matrix	High strength electrical conductors
Ceramic Matrix	Alumina Matrix	High temperature mechanical applications
	Cermets	Cutting tools, polishing materials

Tab. – Classification des matériaux composites selon la nature de la matrice – Applications courantes [UBC]

Pour répondre aux exigences de l'innovation, la conception de la structure et le choix d'un matériau doit également intégrer les problématiques liées à la mise en œuvre. Evidemment, les techniques de mise en œuvre varient selon la nature de la matrice [AMS]. Considérant les difficultés de mise en œuvre caractéristiques des composites, allant de pair avec un coût élevé, l'intérêt des matériaux composites réside principalement dans le gain de masse (ou de volume) couplé à d'excellentes propriétés mécaniques (rigidité, résistance, utilisation à hautes températures, ténacité...).



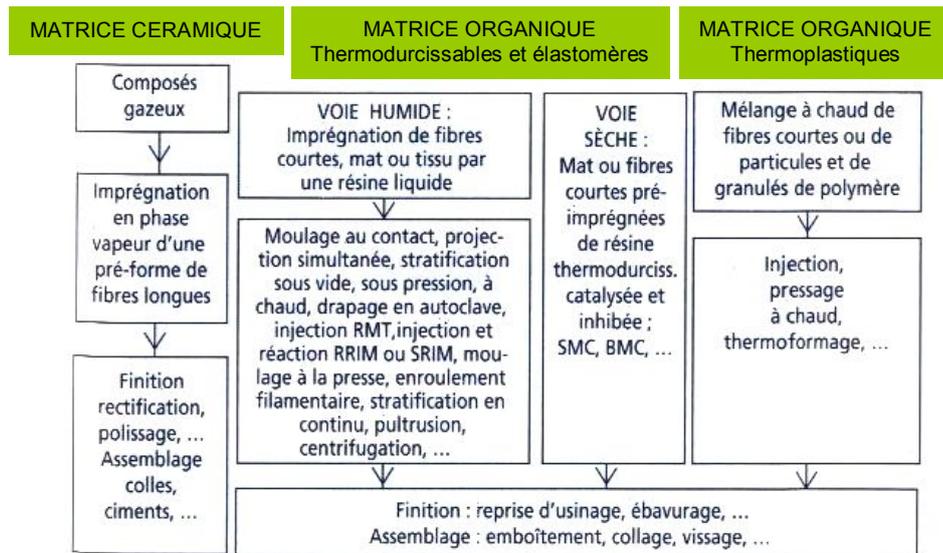


Fig. – Principales techniques de mise en œuvre des composites selon la nature de la matrice [AMS]

Dans cette classification, nous précisons quelques composites à matrice innovante : composites à matrice thermoplastique hautes performances renforcée par des fibres de carbone - composites à matrice métallique renforcée - composites à matrice céramique renforcée par des fibres longues (carbone-carbone).

5.1.2 Classification selon le renfort :

Le deuxième mode de classification des composites concerne le type de renfort selon qu'il s'agit de particules, de fibres ou d'assemblages de composites renforcés (cf. figure).

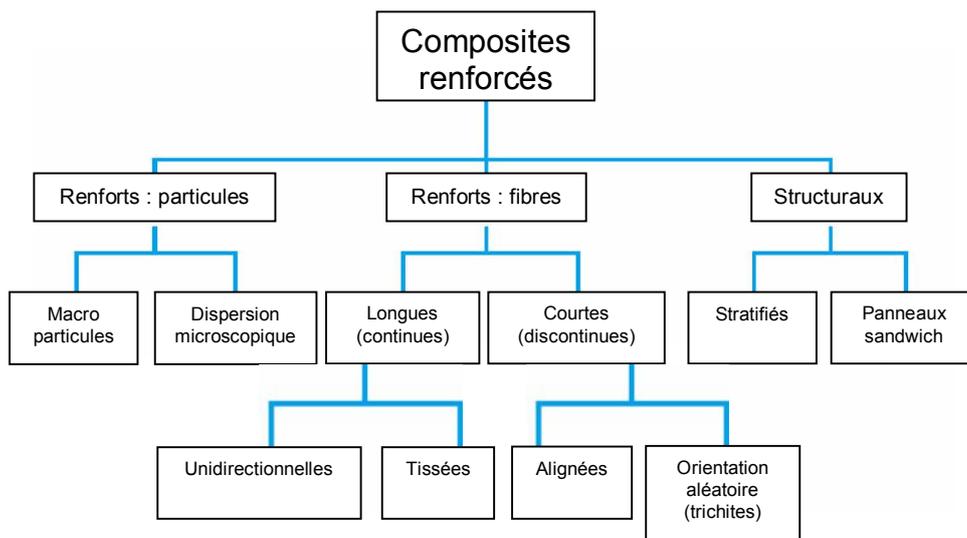


Fig. – Architecture du renfort dans les composites renforcés [JAN]

Précisons que la trichite, connue sous le nom whisker en anglais, est un filament monocristallin sans défaut. Parmi les trichites couramment utilisées, on peut citer le graphite, l'alumine, le fer ou la silice. Elles possèdent une résistance à la rupture en traction très élevée (de l'ordre de 10 à 20 GPa) et peuvent être considérées comme les précurseurs des nanotubes de carbone. Cependant la fabrication de structure composites de grandes dimensions intégrant des trichites est difficile du point de vue du contrôle des défauts.

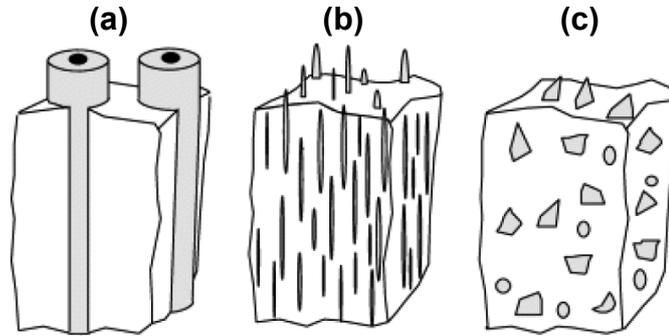


Fig. – Composites renforcés : (a) fibres longues unidirectionnelles – (b) fibres courtes ou trichites – (c) particules

Dans cette classification, nous précisons quelques composites à renfort innovant : les nanocomposites - les polymères renforcés par des fibres de carbone, de bore ou de tungstène - les composites renforcés par des fibres naturelles - les stratifiés bois (lamellé-collé) - les stratifiés hybrides métal-fibre (ARALL et GLARE) - les structures sandwich métal.

5.2 Les composites à matrice innovante

5.2.1 Les composites à matrice thermoplastique hautes performances renforcés par des fibres de carbone :

L'exemple de l'aéronautique est significatif de l'évolution du choix des matériaux composites. Afin de mettre à profit toutes les qualités de ces matériaux – facilité de mise en œuvre, propriétés mécaniques et en considérant d'autres critères tels que la recyclabilité, le coût ou l'économie d'énergie – de nouveaux matériaux composites sont mis au point. Face à la raréfaction des énergies fossiles et à l'augmentation du trafic aérien, la réduction combinée de la consommation en kérosène et de l'émission de particules polluantes est un des challenges de l'industrie aéronautique. Cette diminution passe par un allègement des aéronefs. Un constat global s'est donc imposé : plus de matériaux composites dans les avions de demain. L'évolution du trafic passagers s'accompagne d'une demande équivalente du nombre d'avions (cf. figure). L'enjeu est donc capital.

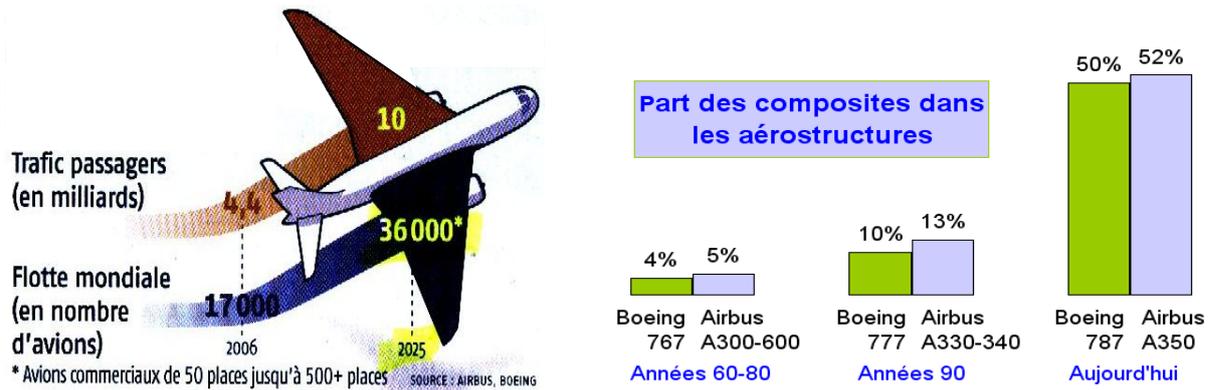


Fig. - Perspectives d'avenir en aéronautique [USI][PTP]

Quelques chiffres

Début 2007, les avions sont constitués environ de 20% de matériaux composites (en masse, cas de l'A380) et de 80% d'alliages d'aluminium (35% plus lourds). Selon les prévisions, à l'horizon 2020, cette proportion s'inversera. L'Airbus A350 développé actuellement par la société E.A.D.S. sera constitué à 52 % de matériaux composites tandis que Boeing se lance dès maintenant dans la réalisation d'un fuselage entièrement en composites.

Toutefois, cette généralisation des matériaux composites dans les structures aéronautiques pose problème à différents niveaux : conception, fabrication, assemblage et maîtrise de la fiabilité en service. L'exploitation croissante des composites a mis en évidence les limites des matériaux à résine thermodurcissable (TD) utilisés majoritairement depuis plus de 30 ans [AIR] :

- une durée limite d'utilisation avant mise en œuvre et nécessitant un stockage à base température pour les pré-imprégnés,
- une problématique de réticulation entraînant de nombreux défauts potentiels irréversibles et nécessitant une parfaite maîtrise et contrôle des cycles thermiques et de pression durant la réticulation,
- un procédé de mise en forme nécessitant beaucoup de produit consommables de préparation et des temps de cuisson variant de 6 à 11 heures avec les post-cuissons,
- des opérations manuelles de drapages qui sont chronophage et génératrice de la majorité des défauts de fabrication non réversibles,
- les résines TD sont très difficilement recyclables.

Ces contraintes ont ainsi favorisé l'émergence de nouveaux matériaux composites à fibres de carbone et résine thermoplastique (TP) hautes performances présentant un meilleur compromis :

- Elles ne présentent pas de durée de vie limitée avant mise en œuvre et ne nécessitent pas de stockage à basse température car la résine n'évolue pas chimiquement en fonction de la température,
- Les cycles de mise en œuvre correspondent à une transformation physique réversible de la résine et peuvent par conséquent être repris en cas de problème,
- La mise en œuvre se fait par thermoformage à la presse permettant de supprimer les opérations et produits intermédiaires tels que le marouflage et les mastics,
- Le drapage manuel et les défauts engendrés peuvent être supprimés en utilisant des procédés de thermoformage,
- Assemblage de pièces par soudage et collage (suppression de l'opération de perçage et de la concentration de contraintes résultante).

La qualification de ces composites innovants pour des applications futures réside principalement dans le respect de quatre critères : performances mécaniques et physiques / masse / coût / certification.

Toutes les pièces d'un avion ne sont pas soumises aux mêmes contraintes thermomécaniques. Dans la phase de conception et selon la fonction visée, les matériaux sont choisis pour leurs propriétés physicochimiques et mécaniques. Dans les nacelles, structures accueillant les moteurs d'avions, certaines pièces sont ainsi amenées à subir des températures en service importantes (environ 120°C). A ces niveaux de température, deux résines thermoplastiques se distinguent par leurs excellentes propriétés mécaniques : PEEK (Poly Ether Ether Keton) et PPS (Poly Phenylene Sulfide). C'est pourquoi on les qualifie de résines TP à hautes performances (cf. figure).

En termes de coût, la question à laquelle il faut répondre est la suivante : la simplification des étapes de mise en œuvre des structures et l'industrialisation compensera-t-elle le surcoût des résines TP hautes performances par rapport aux résines TD couramment utilisées (environ 3 fois plus cher) ? On peut également préciser que le composite tissé à matrice PEEK est deux fois plus cher que le même composite tissé à matrice PPS.

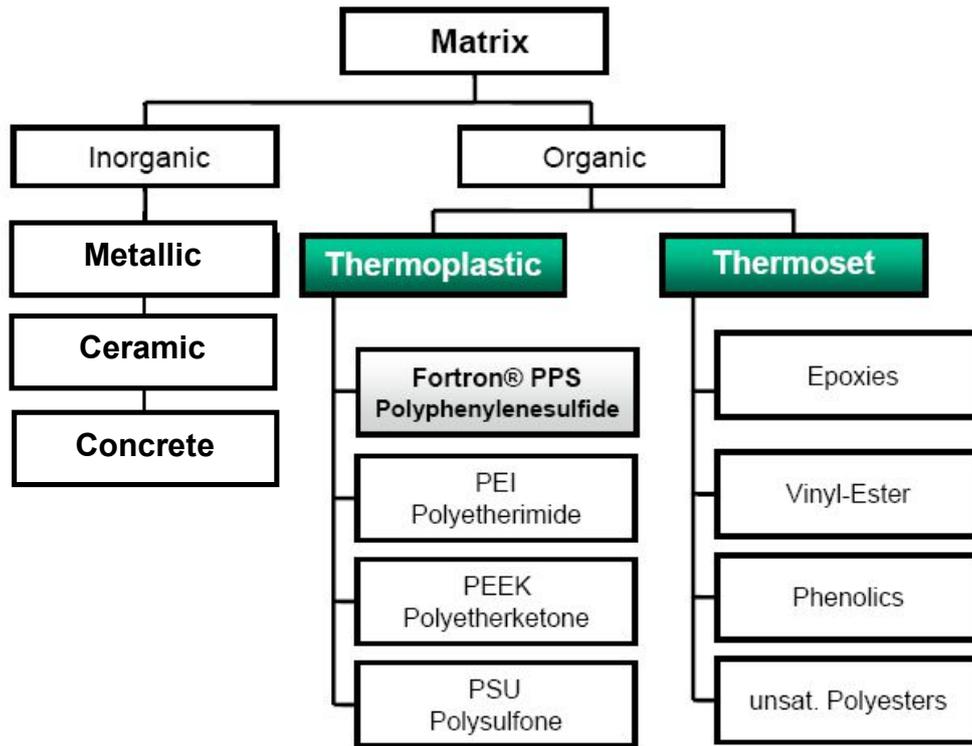


Fig. – Matrices thermoplastiques pour composites innovants [MAR]

Propriétés mécaniques

Le tableau suivant permet de comparer les caractéristiques mécaniques des stratifiés à matrice thermoplastique (PEEK ou PPS) ou à matrice thermodurcissable (époxy) fréquemment utilisés. On peut préciser que la Contrainte Inter-Laminaire (essai CIL : essai de flexion 3 points avec appuis rapprochés) est une valeur représentative de la résistance au délaminage du stratifié.

	Stratifiés tissés Carbone/époxy	Stratifiés tissés Carbone/PPS	Stratifiés tissés Carbone/PEEK
Fournisseur	Hexcel	Tencate	Porcher
Masse volumique (kg/dm ³)	1,55	1,6	1,4
Température transition vitreuse (°C)	Aucune	90	143
Température maximale d'utilisation (°C)	110	100	260
Conditions de validité (taux volumique de fibres)	23°C 60% fibres	23°C 50% fibres	23°C 60% fibres

		Propriétés mécaniques					
Sollicitation		E (GPa)	σ_R (MPa)	E (GPa)	σ_R (MPa)	E (GPa)	σ_R (MPa)
Traction	Chaîne	72	662	56	758	59,4	716
	Trame	69	592	54	755	-	-
Compression	Chaîne	64	576	51	644	-	716
	Trame	63	616	51	637	-	-
Cisaillement		5	109	4	119	-	147
Flexion	Chaîne	62	853	60	1027	54,9	862
	Trame	59	882	45	831	-	-
CIL	Chaîne		74,4		-		73,7
	Trame		75		-		-
Traction trouée			326		278		
Compression trouée			345		256		
Traction habitée (Matage)			459		844		

Tab. 1 - Propriétés physiques et mécaniques des stratifiés tissés à matrice TD et TP [PTP]

Le cisaillement plan (traction hors axes à 45°) est une configuration d'essai permettant d'observer la réponse mécanique du stratifié lorsque son comportement est dominé par celui de la matrice (cf. figure). Les fibres orientées à +/-45° tendent à s'orienter selon l'axe de sollicitation (direction à 0°) entraînant une friction des couches en contact et par conséquent un délaminage important. Ce type de sollicitation révèle ainsi la nature ductile de la matrice TP (ici PEEK) par comparaison avec la réponse obtenue dans le cas d'un stratifié à matrice TD (ici 914 – résine époxyde) (cf. figure). On peut également observer l'évolution différente des déformations longitudinales (Direction 0°) et transversales (Direction 90°).

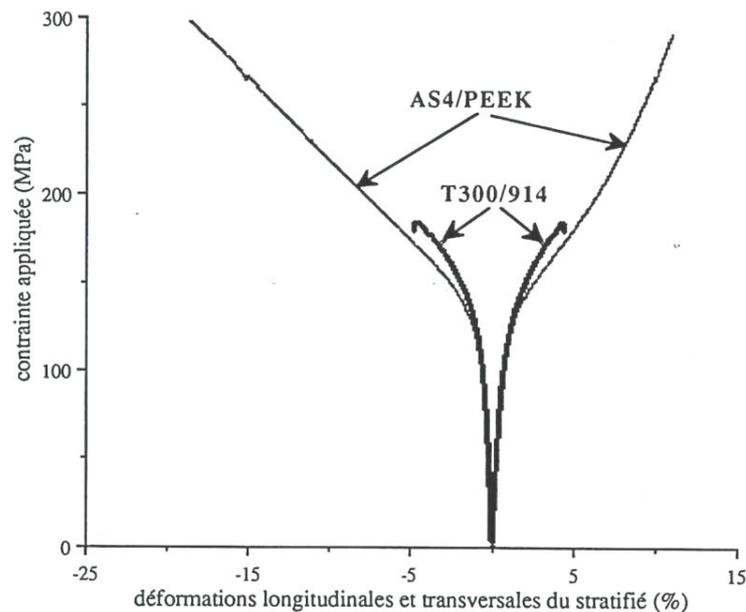


Fig. - Essai de cisaillement plan sur stratifiés $[+/-45^\circ]$ C/PEEK (AS4/PEEK) et C/époxy (T300/914) [TOU]

Par ailleurs, de nombreuses études ont montré le gain en termes de tolérance aux dommages des TP par rapport aux TD : réduction des fissurations transverses et des surfaces de délaminage. Ainsi, lors d'un impact à faible niveau d'énergie, les surcontraintes dynamiques locales sont principalement diffusées par adaptation plastique de la résine TP. Ce mécanisme est rendu possible par la forte liaison fibre/matrice qui permet d'éviter le déchaussement des fibres (souvent le premier stade d'endommagement de la résine). Par conséquent, la résine, grâce à son comportement ductile, apporte son bénéfice lors de l'impact. En contrepartie, la forte adhésion fibre/matrice combinée à la ductilité ne permettent plus, comme dans le cas des TD, la croissance diffuse de l'endommagement autour du trou laquelle permet de décharger les fibres surcontraintes et d'étendre la zone de concentration des contraintes. Il en résulte une plus forte sensibilité au trou en traction des composites à matrice TP.

Comportement en fatigue

Contrairement aux matériaux métalliques pour lesquels la ruine sous chargement cyclique est connue comme étant le résultat de l'initiation et de la propagation subséquente d'un défaut dominant unique, la ruine des composites renforcés par des fibres longues est caractérisée par le développement et l'accumulation de divers types de défauts. Parmi ces défauts, on peut citer : la rupture des fibres, le délaminage entre les plis adjacents, la fissuration de la matrice le long des fibres et la décohésion fibres-matrice. Les dommages ne sont pas isolés dans les matériaux composites mais interconnectés rendant l'identification des chemins de fissure grandement complexe. Ainsi, l'essentiel de l'endommagement du matériau s'initie et se développe bien avant sa ruine. Par conséquent, plusieurs types de ruine " sous-critiques " peuvent se combiner.

Comportement au fluage

Pour les composites où la matrice est dominante, le comportement en fatigue est conditionné dans une large mesure par le comportement de la matrice polymère. Les polymères ne présentent pas une étape d'endommagement équivalente à la propagation de la fissure comme dans le cas des matériaux métalliques. Ainsi, l'initiation de fissure est l'étape critique de la vie en fatigue des polymères. Ces derniers souffrent également de deux autres modes de ruine absents chez les métaux : la faillite thermique et le fluage lesquels se manifestent pour certaines combinaisons des conditions de chargement. Le fluage s'opère dans un contexte de charges suffisamment élevées et de fréquences faibles. La faillite thermique s'opère pour des fréquences élevées où la perte d'énergie, due à l'amortissement inhérent important dans le polymère, ne peut se dissiper. Ceci se traduit alors par une augmentation significative de la température engendrant un ramollissement d'origine thermique et une dégradation des propriétés mécaniques en termes de performances.

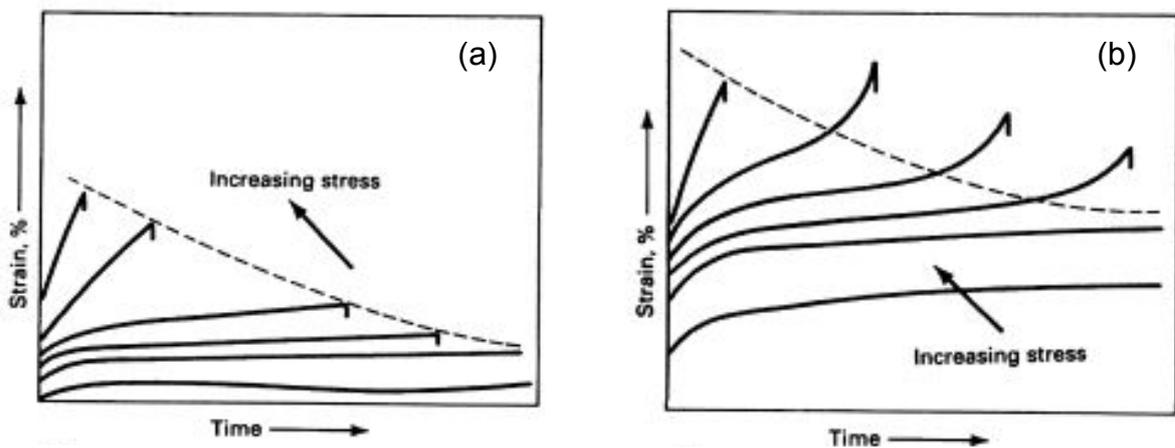


Fig. - Courbes de fluage caractéristiques pour les matériaux polymères
(a) Polymères fragiles – (b) Polymères ductiles

Pour les matériaux polymères, le fluage induit un glissement ou écoulement des molécules les unes par rapport aux autres. Partant de ce constat, le taux de déformation de fluage sera faible en dessous de la température de transition vitreuse et augmentera rapidement au-delà en raison d'une mobilité moléculaire croissante. Le fluage des polymères TD est grandement conditionné par la présence et la densité des pontages entre macromolécules spécifiques aux TD. On obtient ainsi des chaînes fortement réticulées qui sont reliées par des liaisons covalentes fortes. En général, ces pontages bloquent les mouvements de glissement des molécules les unes par rapport aux autres rendant impossible le phénomène de fluage. La structure moléculaire des TD se traduit par un comportement mécanique fragile et une quasi-insensibilité au phénomène de fluage (cf. figure (a)). En l'absence de pontages, ce qui est le cas des polymères TP, on est en présence de chaînes indépendantes reliées par des liaisons faibles. Le mouvement de glissement des molécules est alors possible et accélère avec une température croissante. C'est pourquoi les TP amorphes (assimilables à de longs fils enchevêtrés) sont relativement sensibles au phénomène de fluage (cf.

figure (b)). Dans les TP semi-cristallins, caractérisés par une phase cristalline, les sphérolites vont bloquer le mouvement de glissement des molécules. C'est pourquoi le fluage des TP semi-cristallins dépend directement du taux de cristallinité. On peut également noter que la présence d'un renfort dans la matrice influe significativement sur le comportement au fluage des matériaux composites renforcés.

Comportement sous chargement cyclique des stratifiés lisses

La dénomination « lisse » indique que le stratifié n'est pas troué. La figure suivante permet de comparer la réponse contrainte appliquée vs nombre de cycles à rupture pour les stratifiés tissés (i.e. renfort tissu) à matrice TD (Epoxy) et TP (PEEK). La tenue en fatigue des stratifiés CF/PEEK (CF : Carbon Fibers) est plus longue que celle des stratifiés CF/Epoxy. Cependant, cette observation ne se vérifie pas pour un niveau élevé de contrainte appliquée. Ceci s'explique notamment par la rupture des fibres très contraintes suivie d'une décohésion interfaciale s'opérant dans les stratifiés carbone/époxy. Ce délaminage entraîne une relaxation des contraintes à l'extrémité des fibres cassées d'où une durée de vie accrue. Cette relaxation ne peut pas avoir lieu pour les stratifiés CF/PEEK car le délaminage ne se produit pas en raison d'une déformation plastique de la résine. En outre, pour de faibles niveaux de contraintes, l'endommagement en fatigue est conditionné par le comportement ductile de la matrice (allongement à rupture plus important) d'où une meilleure tenue en fatigue des stratifiés C/PEEK.

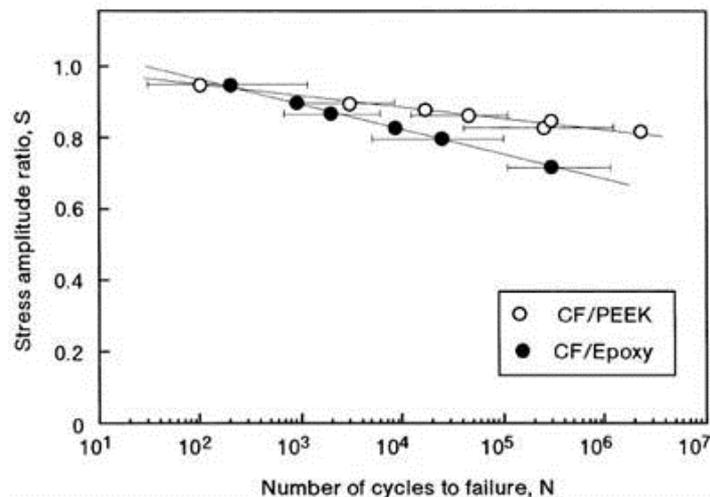


Fig. - Courbes S-N pour des stratifiés à matrice époxy et PEEK renforcés par un tissu satin de fibres de carbone [SON]

Les propriétés en fatigue des stratifiés dépendent de la séquence d'empilement et du type de renfort. La tendance observée précédemment sur un stratifié tissé ayant une séquence inconnue ne se confirme pas pour les stratifiés unidirectionnels sollicités en fatigue dans le sens des fibres. En effet, il s'avère ainsi que la tenue en fatigue du stratifié à matrice époxy fragile (« brittle ») est meilleure que celle d'un UD à matrice thermoplastique ductile, pour un renfort identique (fibres AS4 : haut module - fibres T300 : haute résistance) (cf. figure). La principale raison à ce comportement réside dans la formation et la

croissance de microfissures au sein de la matrice fragile, phénomène contribuant à dissiper l'énergie apportée par la sollicitation cyclique. Ainsi l'endommagement par microfissures (redistribution des contraintes sur des bouts de fissure multiples) est moins pénalisant pour le stratifié que la rupture des fibres observée dans une matrice ductile lors du chargement cyclique.

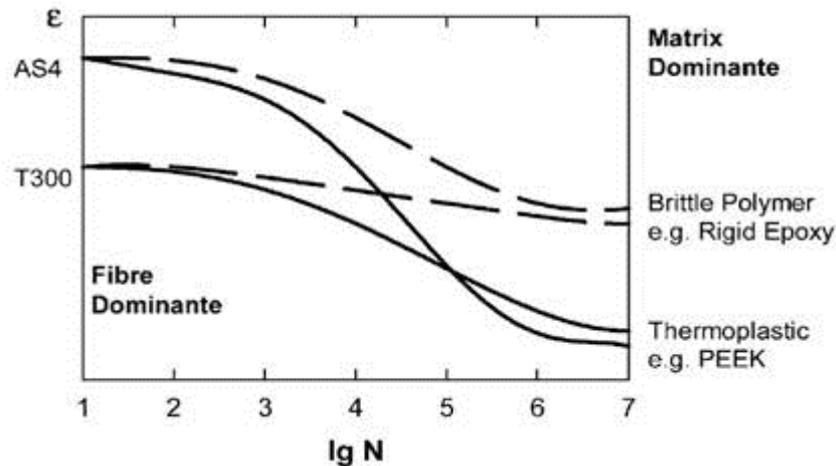


Fig. - Représentation schématisée du comportement en fatigue de stratifiés UD à fibres de carbone (T300 et AS4) à matrice TD (époxy) ou TP (PEEK) [ZHA]

Comportement sous chargement cyclique des stratifiés troués

Un autre critère prépondérant pour l'exploitation industrielle en des composites à matrice TP concerne le comportement des structures trouées. En effet, l'assemblage d'éléments structuraux est généralement réalisé au moyen de techniques d'assemblages mécaniques telles que le boulonnage ou le rivetage. Ces techniques impliquant le perçage, les structures peuvent être considérablement affaiblies par les concentrations de contraintes autour des trous. Selon le composite choisi, cet abattement peut être plus ou moins important. Du point de vue du dimensionnement des structures, cette information est essentielle pour le bureau d'études.

Dans les stratifiés troués, l'endommagement en fatigue se localise dans le voisinage du trou du fait de la concentration de contraintes. On observe ainsi une détérioration localisée des propriétés mécaniques telles que la rigidité. Les différents modes d'endommagement en fatigue tels que la fissuration de la matrice, la décohésion fibres/matrice, le délaminage et la rupture des fibres affaiblissent progressivement le matériau composite. Ces mécanismes d'endommagement en fatigue plus connus sous l'appellation anglophone "wear-out" (usure) s'accroissent, se propagent et conduisent à la défaillance finale du stratifié troué. D'autre part, ces endommagements participent également à une redistribution des contraintes au bord du trou plus uniforme. Cette redistribution se traduit par une augmentation de la résistance résiduelle et un allongement de la vie en fatigue du stratifié. Ce mécanisme correspond au "wear-in". En conséquence, la résistance résiduelle instantanée peut être considérée comme une superposition des mécanismes de "wear-in" et de "wear-out". Toutefois, cette compréhension est qualitative, elle ne permet pas de connaître la contribution exacte des divers mécanismes d'endommagement et le rôle quantitatif respectif des mécanismes de "wear-in" et de "wear-out".

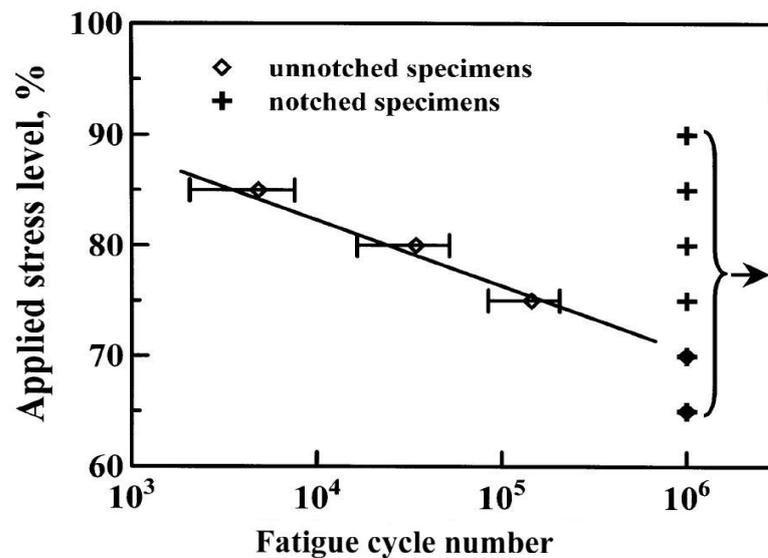


Fig. - Courbe S-N de stratifiés $[0/90]_{4S}$ AS4/PEEK troués et non-troués [WAN]

La figure précédente illustre ces mécanismes dans le cas de stratifiés $[0/90]_{4S}$ AS4/PEEK sollicités en fatigue traction-traction, pour un niveau de chargement de 85% (de la résistance ultime en traction statique d'une éprouvette trouée) dans la configuration non-trouée (unnotched) et trouée (notched) [WAN]. Le résultat est surprenant puisque le stratifié troué présente une meilleure tenue en fatigue que le stratifié non troué. En d'autres termes, la présence du trou améliore la durée de vie en fatigue !

Applications

Les composites à matrice TP ont été introduits précédemment du point de vue aéronautique mais leurs qualités intrinsèques de tolérance au dommage notamment offrent un large champ d'applications potentielles. On peut citer le génie civil (poutres, barres d'armatures), l'automobile, l'industrie ferroviaire, l'aérospatiale mais également des biens de consommation divers (casques, équipements sportifs, prothèses externes) ou encore des conduites (huile, gaz) ainsi que des éoliennes et des écrans de protection.

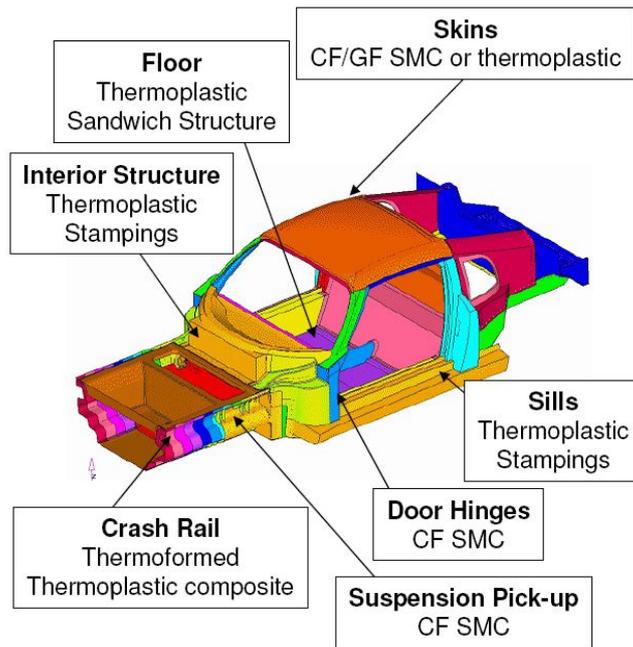


Fig. - Utilisation de composites à matrice TP dans une voiture [LOT]

Outre les avantages énoncés précédemment, l'utilisation de composites TP dans une voiture (cf. figure) présente un certain nombre d'intérêts parmi lesquels : réduction de poids de 20%, excellent état de surface, possibilité de souder/coller les différentes pièces. Le procédé SMC (Sheet Molding Compound), auquel il est fait référence, est la technologie de mise en œuvre des polymères renforcés la plus utilisée. Il se caractérise par l'application d'un cycle thermique sur de plaques semi-finies puis une étape de compression dans un moule. Il permet d'obtenir des formes complexes avec un très bon état de surface. La plaque semi-finie est généralement un pré-imprégné fibres (verre ou carbone) associées à une résine TD. Le thermoformage est une technologie similaire mais elle s'applique à des pré-imprégnés fibreux à matrice TP.

Pour conclure, voici quelques exemples de pièces aéronautiques réalisées en composites à matrice TP. L'exemple du bord d'attaque de l'aile de l'A380 est parlant puisqu'il est constitué d'un assemblage de 8 pièces faisant 26m et permet un gain de poids de 400 kg (cf. figure).

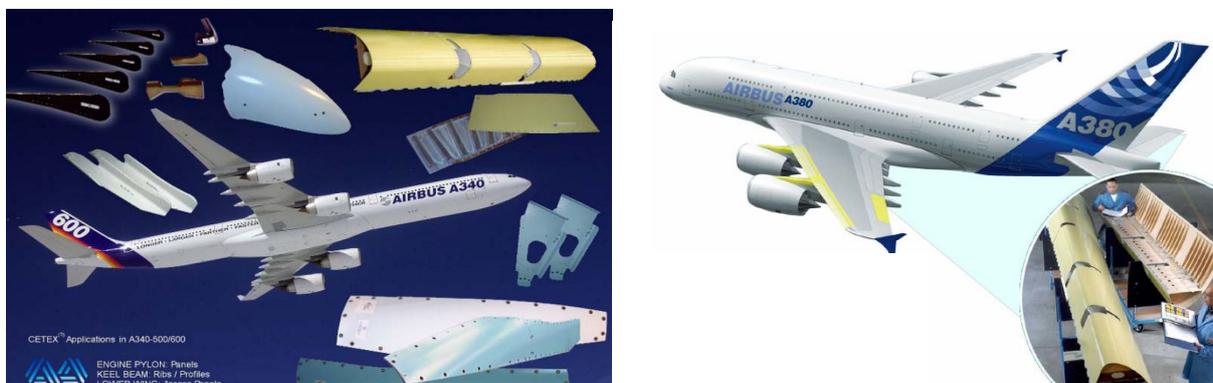


Fig. - Pièces en composites à matrice TP :
(a) A340 – (b) Bord d'attaque de l'aile (pièce jaune) de l'A380 [MAR]

5.2.2 Les composites à matrice métallique renforcée :

Les MMCs associent une matrice métallique avec un renfort continu ou discontinu non-métallique (souvent céramique). En comparaison avec les composites à matrice organique, les procédés de mise en œuvre sont très différents et beaucoup plus complexes. On peut citer la métallurgie des poudres, le moulage-forgeage, le frittage en phase liquide, l'infiltration par compactage et le soudage par fusion. La complexité des procédés réside dans la nécessité d'assurer une bonne cohésion à l'interface fibres/matrice. La cohésion est obtenue à partir d'une matrice en phase liquide ou semi-liquide. C'est pourquoi la température de fusion ne doit pas être trop élevée afin de pas détériorer le renfort. Considérant également des applications nécessitant de bonnes propriétés spécifiques (relativement à la densité), l'aluminium et ses alliages sont de bons candidats pour la matrice. Les CMAI (Composites à Matrice Aluminium) sont ainsi très largement développés mais il existe également des CMMg (Composites à Matrice Magnésium), les CMTi (Composites à Matrice Titane), les CMC (Composites à Matrice Cuivre) et enfin les CMR (Composites à Matrice Réfractaire à base de superalliages). Ces différents MMCs seront détaillés par la suite.

Les MMCs ont été développés à partir des années 1960 avec l'utilisation d'une fibre monofilament de bore pour des applications confidentielles dans l'aéronautique et dans l'aérospatiale (en raison du coût très élevé de cette fibre). Dans les années 1980, la mise au point des fibres céramiques a donné un nouvel élan aux MMCs avec des applications notamment dans l'automobile.

Comme nous l'avons vu précédemment dans le cas général des composites, les MMCs peuvent être répartis en plusieurs catégories selon la nature du renfort :

- Les métaux renforcés par des particules : il s'agit souvent de particules céramiques (SiC, Al₂O₃,...). Selon l'application, la fraction volumique de renfort peut varier de 25% (applications structurales) à 80% (électronique). Le comportement du composite obtenu est quasi isotrope. Leurs propriétés mécaniques, inférieures à celles des MMCs à fibres continues, sont significativement meilleures par rapport aux métaux non renforcés pour un coût modéré. Les particules pénalisent la ductilité et la ténacité de la matrice.
- Les métaux renforcés par des fibres courtes ou des trichites : selon les applications, la fraction volumique en fibres courtes varie de 5 à 25% et celle des trichites de 15 à 25%. Les propriétés de MMCs avec ce type de renfort dépendent de l'orientation des renforts. Pour une orientation aléatoire, le comportement du composite est isotrope. Des procédés tels que l'extrusion tendent à orienter les renforts d'où un comportement anisotrope. Ces renforts altèrent la ductilité et la ténacité de la matrice. Ils sont couramment utilisés dans les moteurs des voitures.
- Les métaux renforcés par des fibres continues : les fibres peuvent être unidirectionnelles ou tissées. Le comportement du composite est alors anisotrope mais la résistance et la rigidité transversales sont relativement importantes comparativement aux PMCs. En effet, une matrice métallique possède des propriétés mécaniques non négligeables par rapport à la plupart des renforts et contribue de manière importante

au comportement du composite. Les MMCs fibreux se caractérisent par un comportement fragile. Cette fragilité pose problème pour l'assemblage de ces composites puisque les trous de fixation sont le siège de concentration de contraintes qu'il n'est pas possible d'atténuer.

- Les métaux renforcés par des monofilaments : le renfort possède un diamètre relativement important (une centaine de μm) lui procurant une certaine rigidité en flexion. Les fibres de bore et de carbure de silicium sont élaborées par un dépôt chimique en phase vapeur sur un monofilament de tungstène ou de carbone. Ils peuvent être difficilement tissés.
- Les métaux renforcés par des mèches multifilamentaires : le renfort est une mèche de 300 à 10000 filaments qu'il est possible de tisser ou d'enrouler.
- Les renforts hybrides : ils résultent de l'association de mèches multifilamentaires avec une fine dispersion de particules entre les fibres. Les particules écartent les filaments et facilitent l'imprégnation des fibres par la matrice.
- Les composites à phase inter-pénétrante : il s'agit de métaux renforcés par une mousse céramique.
- Les métaux frittés en phase liquide : lors du procédé de frittage, on associe une poudre métallique (de cobalt ou de tungstène) et des particules de carbure pour obtenir un composite de carbure cimenté.

Parmi ces différents MMCs, on peut également distinguer les renforts selon qu'ils sont discontinus ou continus. Pour chaque type, les tableaux suivants précisent la nature des matériaux couramment utilisés pour le renfort ainsi que certaines caractéristiques.

(a)

Type	Nature chimique	Densité à 20 °C	Diamètre (μm)	Module d'Young (GPa)	Résistance à la rupture (GPa)
Particules	SiC	3,2	5 à 50	480	
	TiC	4,7	5 à 10	310 à 380	
	B ₄ C	2,5	5	390	
	Al ₂ O ₃	3,9	3 à 30	390	
Trichites	SiC	3,2	0,1 à 0,5	400 à 700	3 à 14
	K ₂ O _n (TiO ₂)	3,3	0,2 à 0,5	280	17
Fibres courtes	Al ₂ O ₃	3,3	3	300	2
	Al ₂ O ₃ + SiO ₂	2,7	3	158	2,5

(b)

Type	Nature chimique	Densité	Diamètre (μm)	Module d'Young (GPa)	Résistance à la rupture (GPa)
Mèche multifilamentaire	PCS-SiC	2,55	15	196	2,75
	PTCS-SiC	2,4	8 à 12	200	2,8
	Al ₂ O _{3α}	3,9	20	379	1,4
	Al ₂ O ₃ -SiO ₂	3,2	17	200	1,5
	Carbone - HR(1)	1,76	7	230	3,53
	Carbone - HM(2)	1,81	6	392	2,74
	Acier	7,74	13	196	4,12
Mono-filament	Bore	2,49	140	392	3,5
	SiC	3	140	427	3,5
	Acier	7,8	150	200	2,2

(1) HR haute résistance.
(2) HM haut module.

Tab. – Caractéristiques des renforts utilisés dans les MMCs :
(a) discontinues – (b) continues [TIM]

Les principaux MMCs à renforts continus

Différents métaux peuvent jouer le rôle de la matrice. On peut alors les associer à divers types de renfort fibreux selon l'application visée :

- Matrice aluminium et fibres de bore, carbure de silicium, alumine, ou graphite,
- Matrice magnésium et fibres de d'alumine ou de graphite,
- Matrice titane et fibres de carbure de silicium ou de bore revêtu,
- Matrice cuivre et fibres de graphite ou de carbure de silicium. On peut aussi associer à cette matrice des monofilaments de niobium-titane,
- Matrice superalliage (à haute température de fusion telle qu'une matrice à base de fer, de nickel ou de cobalt) et monofilaments de tungstène.

Propriétés des MMCs à renforts continus

L'exemple du composite à matrice aluminium renforcée par des fibres de céramique Nextel® (Société 3M) illustre le potentiel des MMCs puisque la résistance en traction longitudinale est de 1GPa tandis que la résistance en compression longitudinale est de 600 MPa. La résistance transverse en traction est de l'ordre de 200 MPa. En outre, la densité du matériau est légèrement supérieure à 3 g.cm^{-3} . La figure suivante permet de comparer la réponse contrainte-déformation de matrices aluminium non renforcées avec ce type un composite aluminium/ Nextel™ réalisé par infiltration compactage et présentant un taux volumique de fibres de 60%.

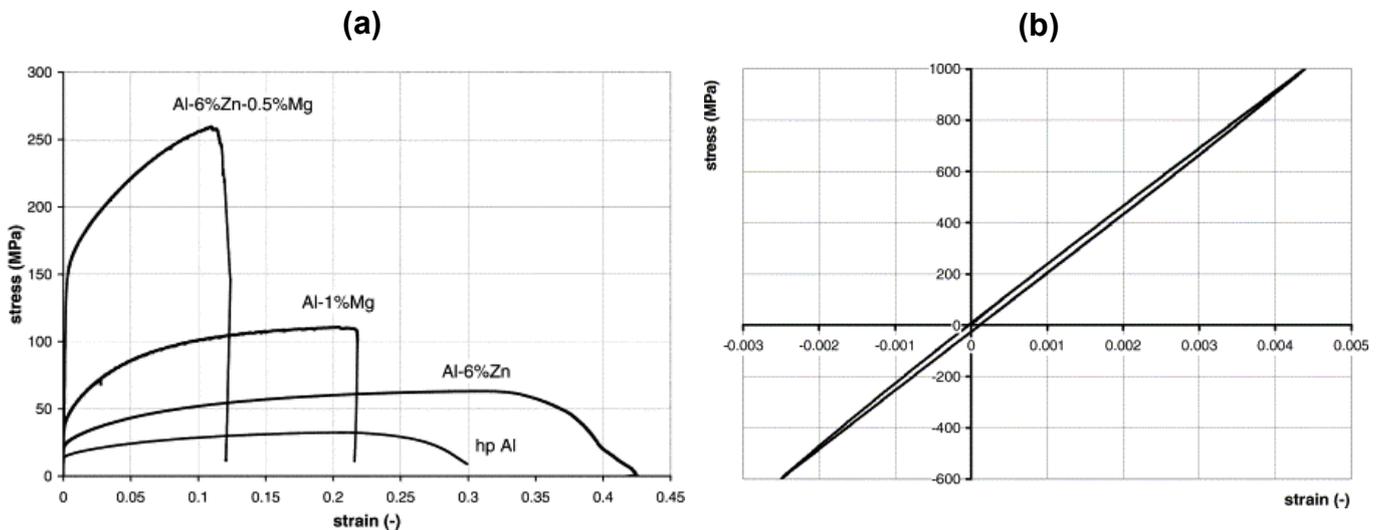


Fig. – Réponse contrainte-déformation : (a) matrices métalliques à base d'aluminium non-renforcées moulées – (b) matrice aluminium renforcée par des fibres de céramique Nextel™ [NEX]

Le tableau suivant permet de comparer les propriétés de composites à matrice métallique renforcée couramment utilisés : alliage d'aluminium 359 renforcé par 20% de particules de SiC – aluminium pur renforcé par 60% de fibres longues de Al_2O_3 - aluminium pur renforcé par 60% de fibres longues de carbone – manganèse renforcé par 60% de fibres longues de carbone - titane TA6V renforcé par 35% de monofilaments de SiC.

	Al 359/SiC	Al/ Al_2O_3	Al/C	Mg/C	TA6V/SiC
Densité ($g.cm^{-3}$)	2,85	3,4	2,2	1,9	4,5
Module d'Young longitudinal (GPa)	98,6	240	550	450	220
Module d'Young transversal (GPa)		130	200	160	138
Résistance en traction (MPa)	359	1600	1300	1500	1450
Allongement à rupture (%)	0,4				
Résistance en compression (MPa)		1700	1000	1000	414
Contrainte d'écoulement (MPa)	338				
Dureté (HRB)	77				
Dilatation thermique à 20 °C ($^{\circ}C^{-1}$)	$20,7.10^{-6}$				
Conductivité thermique ($W.m^{-1}.K^{-1}$)	144			400	

Tab. – Propriétés caractéristiques de MMCs courants

MMCs vs métaux monolithiques - MMCs vs PMCs – MMCs vs CMCs

Les MMCs présentent un certain nombre d'avantages sur les métaux monolithiques :

- Rigidité et résistance spécifiques plus élevées,
- Meilleur comportement en fatigue,
- Meilleures propriétés à hautes températures (meilleure résistance et sensibilité moindre au fluage),
- Coefficients de dilatation thermique plus faibles,
- Meilleure résistance à l'usure.

Les MMCs présentent un certain nombre d'avantages sur les PMCs :

- Température de service plus élevée,
- Résistance au feu,
- Résistance et rigidité transverses plus élevées,

- Insensible à l'humidité,
- Conductivité thermique et électrique plus élevée,
- Meilleure résistance aux radiations

Cependant, certains inconvénients demeurent :

- Prix plus élevé de certains matériaux constitutifs,
- Technologie relativement immature,
- Recul sur l'utilisation limitée à certaines conditions de vie en service,
- Mise en œuvre complexe pour les MMCs à renforts fibreux,
- Les MMCs à renforts fibreux sont caractérisés par des matériaux constitutifs aux coefficients de dilatation thermique très différents. Il en résulte d'importantes contraintes résiduelles quand le composite est soumis à des gradients de température élevés.

Par rapport aux CMCs, les MMCs sont destinés à des environnements en température moins sévères. Leur densité est plus importante mais leur comportement est moins fragile. La mise en œuvre est également complexe.

Quelques applications des MMCs

Parmi les applications nombreuses et variées des MMCs, voici quelques exemples représentatifs. Des rotors des freins du train à grande vitesse allemand ICE ont été réalisés à partir d'une matrice en alliage d'aluminium et de particules de SiC. Comparativement aux matériaux conventionnels tels que le fer moulé (120 kg/pièce), la même pièce en MMC pèse seulement 76 kg, soit un gain de 63% (cf. figure (a)).

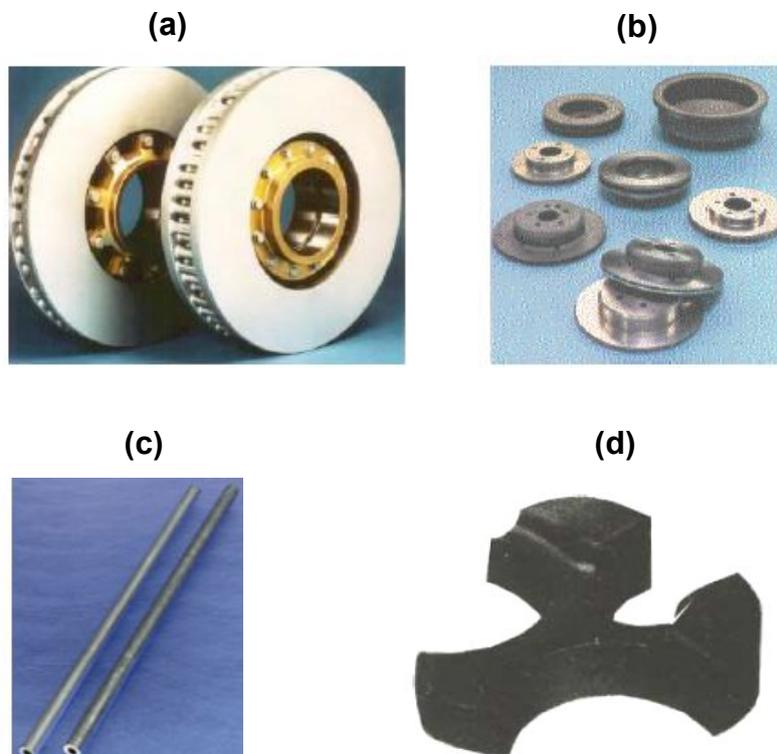


Fig. – Quelques applications des MMCs : (a) rotors de freins ferroviaires – (b) éléments de freins automobiles – (c) manivelle de moteur de course – (d) culasse de moteur diesel
[CAY][TIM]

De nombreuses pièces dans l'automobile visant à améliorer la résistance à l'usure des pièces de frottement (pistons, chemises, pièces de freinage...). La figure (b) illustre un alliage d'aluminium renforcé par des particules. Dans ce même domaine, l'emploi des MMCs vise également à améliorer les propriétés mécaniques spécifiques des pièces moteurs mobiles (axe de transmission, bielle, axe de piston...). La figure (c) montre des manivelles de moteur de voiture de course qui sont réalisées en aluminium renforcé par des fibres continues et qui représentent un gain de 40% par rapport à des manivelles en acier. Elles sont également plus résistantes, plus rigides et amortissent mieux les vibrations. Enfin les CMCs trouvent également une application dans des culasses de moteur diesel en raison d'une amélioration de la tenue à la fatigue thermique. La figure (d) montre une culasse en aluminium renforcée par des particules d'alumine.

Dans l'aéronautique et l'aérospatiale, les propriétés mécaniques pour des températures moyennement élevées tels que des stabilisateurs ou des raidisseurs en aluminium renforcé par des fibres continues de bore (cf. figure).

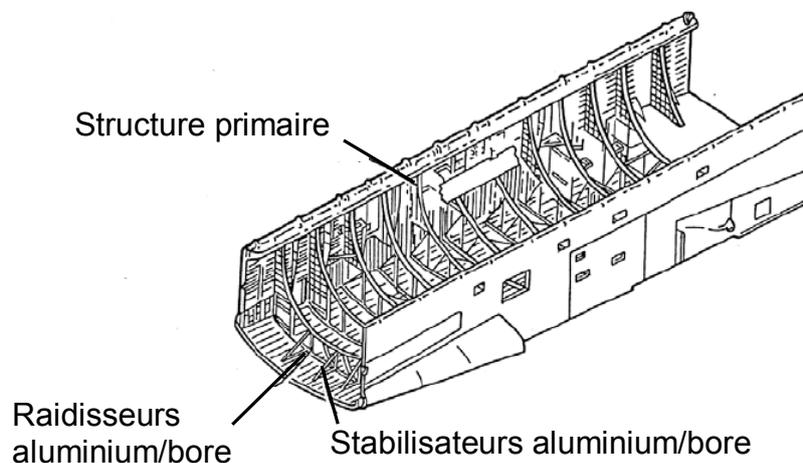


Fig. – Structure intermédiaire de fuselage de navette spatiale [JAN]

Perspectives d'avenir des MMCs

Considérant leurs nombreuses applications industrielles, les MMCs peuvent être qualifiés de matériaux de pointe qui, par définition, sont chers. Outre leur prix lié à des modes d'élaboration complexes (notamment lorsque les renforts sont des fibres longues), leur généralisation est également freinée par un manque de données de références sur ces matériaux. Par rapport aux alliages métalliques monolithiques correspondant, les MMCs présentent un comportement ductile moindre quand ils sont renforcés par des fibres céramiques. Cette caractéristique doit donc être prise en considération et implique une conception spécifique de toute pièce MMC à renfort céramique. Ces raisons justifient l'utilisation des MMCs pour des applications de « niches » industrielles où la combinaison de leurs propriétés mécaniques spécifiques, physiques (faible dilatation thermique, grande conductivité thermique) et techniques (bonne soudabilité, bonne résistance à l'usure) est particulièrement adaptée. Cependant, ces matériaux sont aujourd'hui en pleine évolution et tout le potentiel d'association de matrices métalliques avec certaines fibres n'a été que partiellement exploré.

5.2.3 Les composites à matrice céramique renforcée par des fibres longues :

Les composites à matrice céramique (CMCs) ont été développés pour surmonter la fragilité et le manque de fiabilité intrinsèques de céramiques monolithiques (cf. figure), dans la perspective d'utiliser les céramiques pour des pièces structurales soumises à des environnements sévères. Quelques exemples caractéristiques d'application : moteurs de fusée ou d'avion, turbines à gaz pour les centrales électriques, boucliers thermiques pour navette spatiale, mur primaire des réacteurs de fusion, freins d'avions, fours pour traitement thermique...

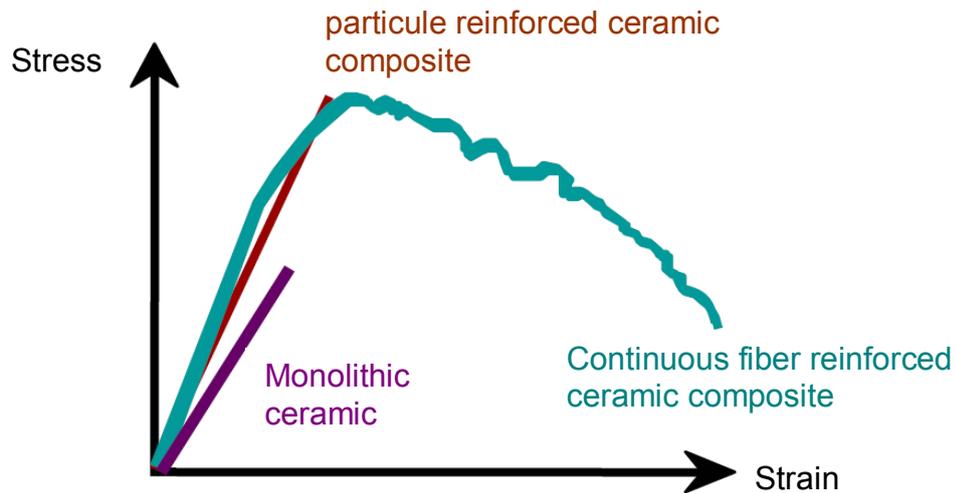


Fig. – Comportement à rupture des céramiques monolithiques et de composites à matrice céramique renforcée par des particules ou des fibres continues [UBC]

Par exemple, l'utilisation des CMCs dans les moteurs de pointe permettrait d'élever la température à laquelle le moteur peut fonctionner voire de supprimer les fluides de refroidissement, il en résulterait une amélioration du rendement. D'autre part, l'utilisation de CMCs légers à la place des superalliages ou des métaux réfractaires (lourds) se traduirait par un gain de masse significatif. Ainsi, les propriétés intéressantes des CMCs sont nombreuses : stabilité à haute température, grande résistance aux chocs thermiques, dureté élevée, grande résistance à la corrosion, faible densité, propriétés insensibles au magnétisme et à la conduction électrique et enfin souplesse dans la conception en ingénierie.

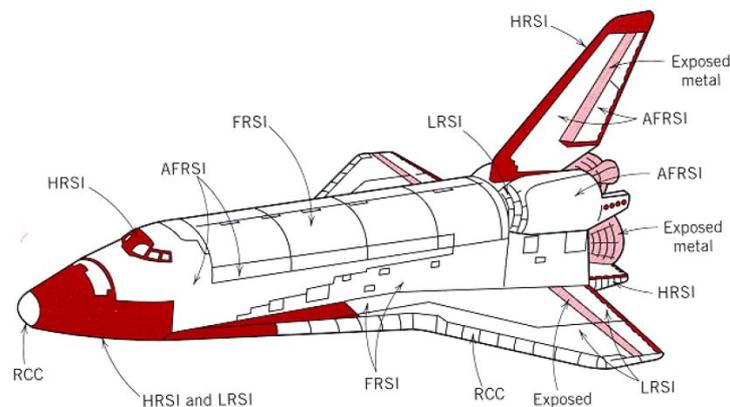


Fig. – Pièces CMCs dans la navette spatiale Columbia [JAN]

La combinaison de ces propriétés fait des CMCs des matériaux thermostrostructuraux prometteurs. Cependant, la généralisation de leurs applications est freinée par le manque de renforts adéquats, les difficultés de mise en œuvre, leur durée de vie médiocre et leur coût élevé. Ainsi, leur utilisation reste pour l'instant confinée à des applications de pointe (cf. figure).

CMCs oxydes et non-oxydes

On dispose d'un large panel de CMCs dépendant de la composition chimique de la matrice et du renfort. On distingue ainsi deux catégories CMCs :

- **CMCs oxydes** : d'un point de vue thermodynamique, ces CMCs représentent le meilleur choix pour des applications à long terme dans des atmosphères oxydantes. Concernant les matrices oxydes, on peut citer l'alumine, la silice, la mullite, l'aluminosilicate de baryum, de lithium ou de calcium. L'alumine et la mullite sont les plus largement utilisées en raison de leur stabilité thermique et chimique en service ainsi que leur compatibilité avec les renforts courants. Cependant, les fibres oxydes, quoique réfractaires, subissent une croissance des grains à hautes températures d'où résulte une dégradation de la résistance de la fibre. Ces fibres démontrent également une faible résistance au fluage et une densité deux fois plus élevée que celle des fibres de carbone. En dépit de ces inconvénients, les CMCs oxydes du type Al_2O_3/Al_2O_3 et autres CMCs dérivés sont toujours activement étudiés et utilisés.

- **CMCs non-oxydes** : ils sont de loin les plus utilisés bien que l'atmosphère en service est souvent oxydante. Les CMCs oxydes sont souvent considérés comme plus matures et plus stables, les CMCs non-oxydes possèdent des propriétés structurelles supérieures, une meilleure dureté et dans certains environnements une résistance à la corrosion plus élevée. Ces qualités leur permettent de s'imposer dans de nombreuses applications. Parmi les céramiques non-oxydes, on peut citer le carbure de silicium (SiC – le plus utilisé) ou de bore (BC), le nitrure de silicium (Si_3N_4 – applications nécessitant une résistance élevée), de bore (BN) ou d'aluminium (AlN – applications nécessitant une conductivité thermique importante). Les fibres non-oxydes les plus performantes sont le carbone et le carbure de silicium en raison de leurs propriétés en termes de rigidité, résistance à la rupture, réfractarité et densité. En outre, les problèmes de compatibilité matrice/renfort étant cruciaux à hautes températures, on préfère souvent associer des fibres non-oxydes avec des matrices non-oxydes. Ainsi, les premiers CMCs non-oxydes furent des pièces en composites carbone/carbone (matrice/fibres) intégrées dans des structures soumises à des conditions en service extrêmement sévères (moteur de fusée ou bouclier thermique) et avec une durée de vie courte. Les composites carbone/carbure de silicium et carbure de silicium/ carbure de silicium ont été développés afin d'augmenter la résistance à l'oxydation des CMCs et par conséquent leur durée de vie en atmosphère oxydante. Le nitrure de silicium est également utilisé pour la matrice bien qu'il soit moins stable à hautes températures que le carbure de silicium.

Composites à matrice céramique renforcée

Comme indiqué précédemment, le renfort vise principalement à modifier le comportement fragile des céramiques monolithiques. Ainsi, la matrice céramique peut être renforcée soit par des renforts discontinus (particules, trichite ou encore fragments de fibres) soit par des fibres continues.

Les premiers CMCs associaient des renforts discontinus dans une matrice céramique. Leur mise en œuvre, résultant du même procédé de fabrication que les céramiques monolithiques, est peu coûteuse (15 à 110 \$ par kg). Parmi les renforts discontinus, le carbure de silicium est le plus couramment utilisé en raison de sa compatibilité avec une large gamme de matrices oxydes et non-oxydes. L'amélioration des propriétés mécaniques des céramiques à renfort discontinu, en termes de résistance à la rupture et de ténacité est relativement limitée mais suffisante pour certaines applications spécifiques telles que des outils d'usinage (composites SiC/Si₃N₄). Parmi les renforts discontinus, la trichite (whiskers) est la plus intéressante pour les propriétés mécaniques du CMC mais présente une nocivité pour la santé.

Les CMCs plus récents adoptent un renfort fibreux continu dans le but d'optimiser les propriétés structurales. Cependant, la mise en œuvre et le design deviennent spécifiques et coûteux (Actuellement de 1100 à 11000 \$ par kg !). On trouve ainsi des fibres continues sous la forme de mono-filament ou de mèches multi-filaments. Ces fibres sont généralement constituées de verre, mullite, alumine, carbone et carbure de silicium. Là encore, le carbure de silicium est le plus utilisé en raison de leur grande résistance, de leur rigidité et de leur stabilité thermique. Pour des applications où la température en service est moindre (<100°C) et le temps d'exposition limité, les fibres de mullite sont largement utilisées du fait de leur faible coût.

Propriétés mécaniques des CMCs

Du point de vue mécanique, les fibres continues justifient tout leur intérêt car elles procurent un comportement pseudo-ductile à un matériau céramique au comportement fragile. Cette caractéristique devient essentielle pour les structures de grandes dimensions dans lesquelles la probabilité d'apparition de défauts critiques (fabrication et sollicitation en service) augmente avec la taille des pièces, défauts pouvant entraîner la ruine de la structure. En réalité, le volume relatif de la matrice céramique est plus faible (donc une probabilité de défaut moindre) et les procédés d'élaboration spécifiques aux CMCs à fibres continues induisent des défauts plus petits. L'association de fibres continues et d'une matrice céramique permet ainsi d'améliorer la résistance mécanique et d'augmenter l'allongement à rupture (0,3 à 2%). Le comportement du matériau composite ainsi obtenu se caractérise par un endommagement progressif (cf. figure (a) – multi-fissuration du composite puis rupture des fibres) se traduisant par une forte énergie dissipative à la rupture (cf. figure (b)).

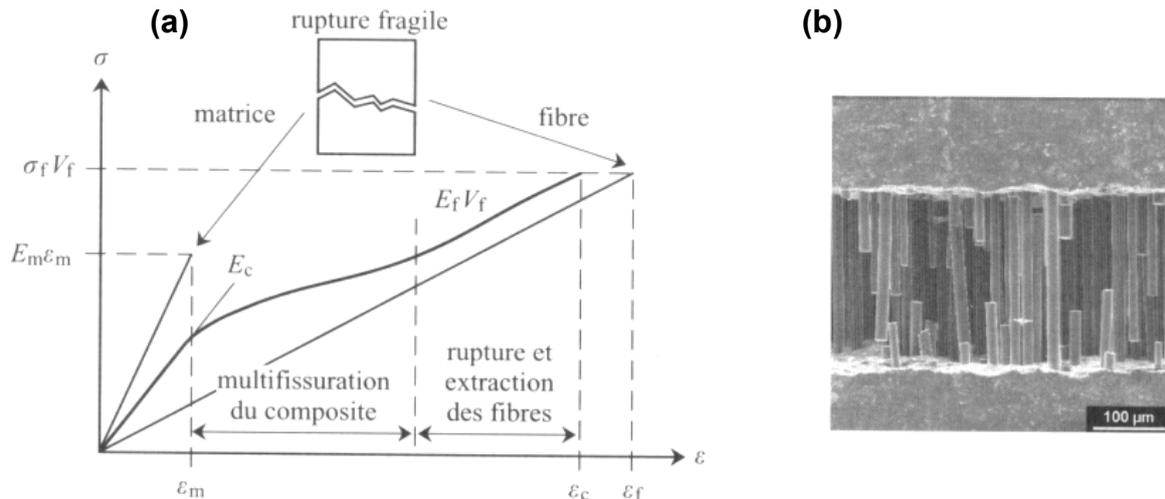


Fig. – (a) Comportement en traction des CMCs et des constituants
(b) Endommagement progressif d'un CMC [TM]

Le tableau suivant permet de comparer les propriétés de composites céramiques à fibres continues (CFCC - Continuous Fiber Ceramic Composite) couramment utilisés : composites à matrice non-oxyde (SiC) et composites à matrice oxyde (Alumine ou Mullite).

	SiC/SiC	Al ₂ O ₃ /SiC
Densité (g.cm⁻³)	2,1	2.82
Module d'Young(GPa)	96	124
Résistance en traction (MPa)	262	365
Allongement à rupture (%)	0,4	0,35
Résistance en compression (MPa)	450	270
Résistance en cisaillement (MPa)	34	15,2
Dilatation thermique à 20 °C (°C⁻¹)	2,7.10 ⁻⁶	8,5.10 ⁻⁶
Conductivité thermique (W.m⁻¹.K⁻¹)	1,32	-

Tab. – Propriétés caractéristiques de CFCCs courants

Exemples d'applications des CMCs à fibres continues

Les CFCCs à matrice non-oxyde SiC sont particulièrement adaptés pour de nombreuses applications exigeant la combinaison des propriétés suivantes : excellente conductivité thermique, faible dilatation thermique, faible densité, bonne résistance à la corrosion et à l'usure. Ce type de CFCCs peut être fabriqué via divers procédés, avec différentes fibres (SiC ou mullite pour une durée de vie accrue) et revêtements d'interface (nitrure de bore ou de carbone pour améliorer la cohésion fibres/matrice). Le tableau suivant présente quelques exemples d'application de CMCs à matrice SiC considérant les conditions en service. Il permet également de préciser l'avantage de ce type de matériau par rapport aux matériaux potentiellement utilisables pour ces applications.

Application	Conditions en service	Avantages
Ventilateur de recirculation de gaz chauds	Contraintes mécaniques importantes Hautes températures	Durée de vie accrue Température de service plus élevée
Echangeur de chaleur	Hautes températures Contraintes thermiques importantes Corrosion à chaud Environnement érosif	Durée de vie accrue Température de service plus élevée
Ecran de brûleur à gaz radiant	Hautes températures Contraintes thermiques importantes	Durée de vie accrue Meilleur rendement thermique
Manchons de combustion de turbine de moteur à gaz	Hautes températures Corrosion à chaud	Diminution des émissions Meilleur rendement Température de service plus élevée
Filtre à gaz chaud	Environnement chimique agressif Hautes températures	Durée de vie accrue Température de service plus élevée
Coque de confinement de pompe de moteur scellée	Environnement chimique agressif	Meilleur rendement électrique
Tube de brûleur à gaz dans un milieu en fusion	Choc thermique important Environnement agressif du à un métal en fusion	Contamination réduite Meilleur rendement Amélioration de l'uniformité du chauffage
Suspension de conduite de four	Contraintes mécaniques importantes Hautes températures	Durée de vie accrue Température de service plus élevée

Tab. – Exemples d'application des CFFCs à matrice SiC [MST]

Les CFFCs à matrice oxyde alumine ou mullite sont, quant à eux, particulièrement adaptés pour de nombreuses applications exigeant la combinaison des propriétés suivantes : ténacité élevée, faible densité, résistance aux chocs thermiques importants, tolérance élevée à la corrosion saline, à l'oxydation et au verre en fusion. Ce type de CFFCs peut être associé à différentes fibres (SiC ou mullite) et ne nécessite pas obligatoirement un revêtement d'interface. Le tableau suivant présente quelques exemples d'application de CMCs à matrice SiC considérant les conditions en service. Il permet également de préciser l'avantage de ce type de matériau par rapport aux matériaux potentiellement utilisables pour ces applications.

Application	Conditions en service	Avantages
Brûleur thermo-photo-voltaïque	Choc thermique important Hautes températures Combustion en surface	Durée de vie accrue Meilleur rendement
Echangeur de chaleur	Hautes températures Contraintes thermiques importantes Corrosion à chaud Environnement érosif	Durée de vie accrue Température de service plus élevée
Filtre à gaz chaud	Environnement chimique agressif Hautes températures	Durée de vie accrue Température de service plus élevée
Manchons de combustion de turbine de moteur à gaz	Hautes températures Corrosion à chaud	Diminution des émissions Meilleur rendement Température de service plus élevée
Stabilisateur de brûleur	Corrosion importante	Durée de vie accrue

Tab. – Exemples d'application des CFFCs à matrice alumine ou mullite [MST]

Perspectives d'avenir des CMCs

La principale limitation de l'utilisation des CMCs à fibres continues reste leur coût de mise en œuvre prohibitif même si des progrès sont réalisés avec la mise au point des procédés de dépôt chimique en phase vapeur ou liquide. Selon les prévisions, la demande croissante en CMCs à fibres continues tendra à diminuer significativement leur prix (100-200 \$ par kg). L'avenir des CMCs passe également par l'amélioration des performances des matériaux constitutifs (fibre, interphase et matrice).

Concernant les renforts, deux avancées significatives sont attendues : (i) fabrication à bas coût d'une fibre non-oxyde pouvant être utilisée à des températures jusqu'à 1500°C – (ii) développement d'une fibre oxyde réfractaire résistante au fluage et à la croissance des grains. On peut préciser enfin que l'utilisation des nanotubes de carbone comme renforts devrait poser des problèmes similaires à ceux rencontrés avec les trichites.

Pour illustrer l'intérêt d'utiliser des nanotubes de carbone comme renforts dans des CMCs, les travaux de Vergne [VER] sont représentatifs. La fraction volumique de renfort et le procédé d'élaboration influencent de manière significative les propriétés mécaniques de CMCs renforcés des nanotubes de carbone (NTC). Dans le tableau suivant, les composites dits « Mélange » sont le résultat d'un mélange de suspensions d'alumine et de NTC. Les composites dits « In-situ » sont préparés par une synthèse in situ de NTC. Enfin, les composites « Multicouches » sont préparés par coulage en bande de suspensions d'alumine et NTC.

Familles de composites	% vol. de carbone	σ_r (MPa)	E (GPa)	K_{1c} (MPa.m ^{1/2})
Mélange (NTC/Al ₂ O ₃)	0	298	197	9,1
	1,89	185	151	7,4
	3,80	176	123	6,3
	5,74	124	95	5,2
	7,70	136	80	4,6
<i>In-situ</i> (NTC/Fe-Al ₂ O ₃)	14,26	438	229	5,0
	18,15	346	191	4,5
	19,40	360	189	5,0
	19,90	368	189	4,8
Multicouches (Al ₂ O ₃ / NTC/Fe-Al ₂ O ₃)	1,87	518	143	-

Tab. – Evolution des propriétés mécaniques de CMCs renforcés par NTC pour une fraction volumique variable [VER]

Concernant les matériaux d'interphase, le choix est mince. Dans les CMCs non-oxydes, il n'y a pas aujourd'hui d'alternative pertinente aux interphases à base carbone autre que le nitrure de bore. Cependant, ils sont sensibles à l'oxydation et le BN présente une cohésion médiocre avec les fibres à base de SiC.

Concernant les matrices, la découverte récente des matrices multicouches auto-curatives est un progrès important car elle autorisera la généralisation des matrices non-oxydes dans des atmosphères oxydantes. Sur la figure suivante, on peut observer une matrice céramique présentant deux couches : une première qui « stoppe » les fissures éventuelles - une seconde qui les vitrifie.

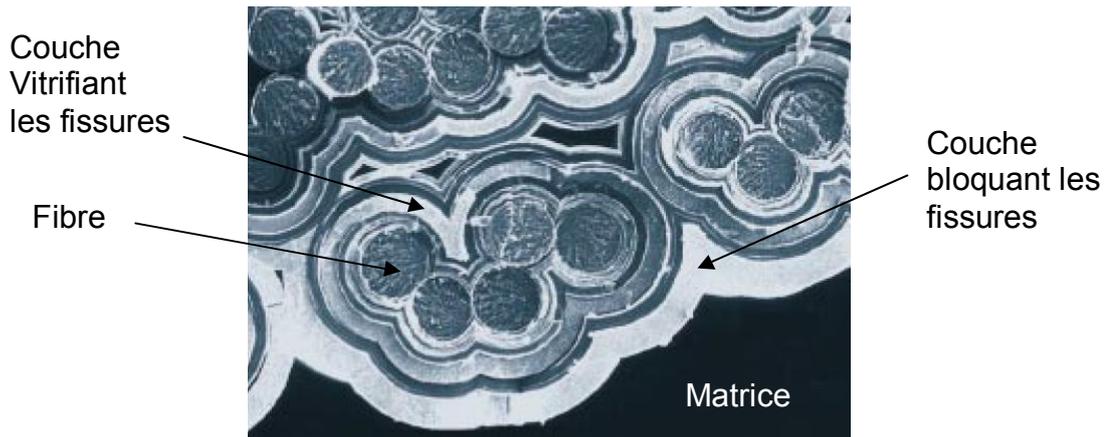


Fig. – Composite à matrice céramique multicouche auto-curative [EWB]

5.2.4 Les composites carbone-carbone :

Le carbone renforcé carbone (RCC en anglais – Reinforced Carbon Carbon) est un matériau composite constitué d'une matrice graphite renforcée par des fibres de carbone. Plus simplement, on trouve ce matériau sous l'appellation composite carbone-carbone. On y adjoint généralement un revêtement de carbure de silicium pour empêcher l'oxydation.

La production d'une matrice de carbone repose sur un principe de fabrication identique à celui des fibres de carbone : carbonisation d'une matière organique à haute température. Les matrices de carbone sont constituées de grains de carbone pyrolytique qui se déposent à chaud sur les fibres, assurant ainsi une liaison mécanique entre ces dernières et colmatant les vides laissés entre elles. On obtient ainsi un matériau composite dont la masse volumique est proche de celle du carbone massif. Deux techniques d'imprégnation des fibres sont principalement utilisées pour fabriquer cette matrice carbonée :

- la voie liquide également appelée imprégnation en phase liquide,
- la voie gazeuse où l'on distingue le Dépôt Chimique en Phase Vapeur (CVD - Chemical Vapor Deposition) et l'infiltration (ou imprégnation) en phase vapeur (CVI - Chemical Vapor Infiltration). Ces techniques sont plus rapides et plus économiques mais moins reproductibles que les techniques par voie liquide.

Globalement, ces matériaux restent très chers à produire ce qui cantonne leur utilisation à des domaines de pointe.

Propriétés

Outre une densité faible (de 1,6 à 2 g.cm⁻³), les composites carbone-carbone conviennent particulièrement aux applications structurales à haute température mais également aux applications où une bonne résistance au choc thermique et un faible coefficient de dilatation thermique sont nécessaires. Ces matériaux possèdent une conductivité thermique excellente (environ 40 fois plus élevée que celle du cuivre). Par ailleurs, ils ont une bonne résistance au fluage et à la fatigue en général. Par rapport aux composites à matrice céramique qui répondent aussi à ces critères, ils sont moins fragiles mais souffrent d'un manque de résistance à l'impact. L'illustration

dramatique est l'explosion de la navette Columbia en 1983, accident dû à la rupture d'un panneau composite carbone-carbone impacté par une pièce d'isolation en mousse provenant du réservoir externe de la navette lors de la phase de décollage (cf. figure). Cette catastrophe est partiellement liée à la conception des bords d'attaque pour lesquels la probabilité d'impacts aussi violents n'avait pas été prise en compte.

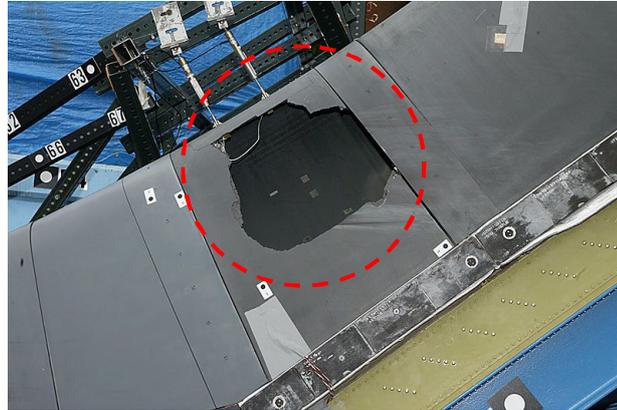


Fig. – Essai d'impact sur le bord d'attaque de la navette Discovery [NASA]

Le tableau suivant présente les propriétés mécaniques des différents types de renfort utilisés avec les composites carbone-carbone. En outre, ces propriétés se conservent pour des niveaux de température allant jusqu'à 3000°C selon le type de composite carbone-carbone.

Propriétés	Fibres courtes aléatoires	Fibres UD	Fibres 3D
Module d'Young (GPa)	10-15	120-150	40-100
Résistance en traction (MPa)	40-60	600-700	200-350
Résistance en compression (MPa)	110-200	500-800	150-200
Energie d'absorption à la rupture (kJm^{-2})	0.07-0.09	1.4-2.0	5-10
Resistance à l'oxydation	Très faible	Mauvaise	Meilleure que le graphite

Tab. – Propriétés de différent types de composites carbone-carbone [CCC]

Le traitement thermique revêt une importance capitale pour ce type de matériau car il permet de définir la résistance en traction et prédispose le matériau à adopter certains modes de rupture. Ainsi, selon la température de traitement thermique, le comportement à rupture des composites carbone-carbone est conditionné soit par la matrice, soit par les fibres, soit par les deux (cf. figure). Selon l'environnement d'utilisation, les propriétés mécaniques peuvent être améliorées de 10 à 20% sous atmosphère inerte à température élevée (2000°C) tandis qu'elles peuvent diminuer de 10 à 20% dans l'air en fonction de la température de service.

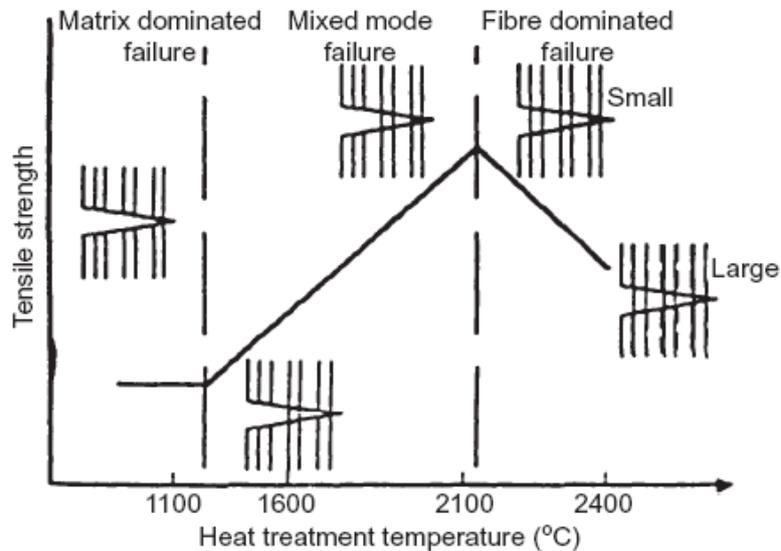


Fig. – Effet du traitement thermique sur la résistance en traction et les modes de rupture des composites carbone-carbone [MAN]

Le comportement en compression d'un composite carbone-carbone, renforcé par des fibres courtes réparties aléatoirement dans le plan et réalisé par CVI, est illustré sur la figure suivante pour une sollicitation dans les directions x et y du plan des fibres courtes (cf. figure) ainsi que dans la direction normale au plan (z). Le comportement est linéaire initialement dans les deux cas. Dans le plan, la résistance en compression chute à déformation croissante dans la région AB indiquant un endommagement du composite. Pour un même niveau de déformation, la résistance en compression augmente dans la région AC dans la direction normale au plan. Dans les deux cas, le comportement est non-linéaire. La rupture en compression observée pour une sollicitation dans le plan correspond à une rupture interfaciale suivie par une propagation des fissures dans la zone interlaminaire et enfin un délaminage.

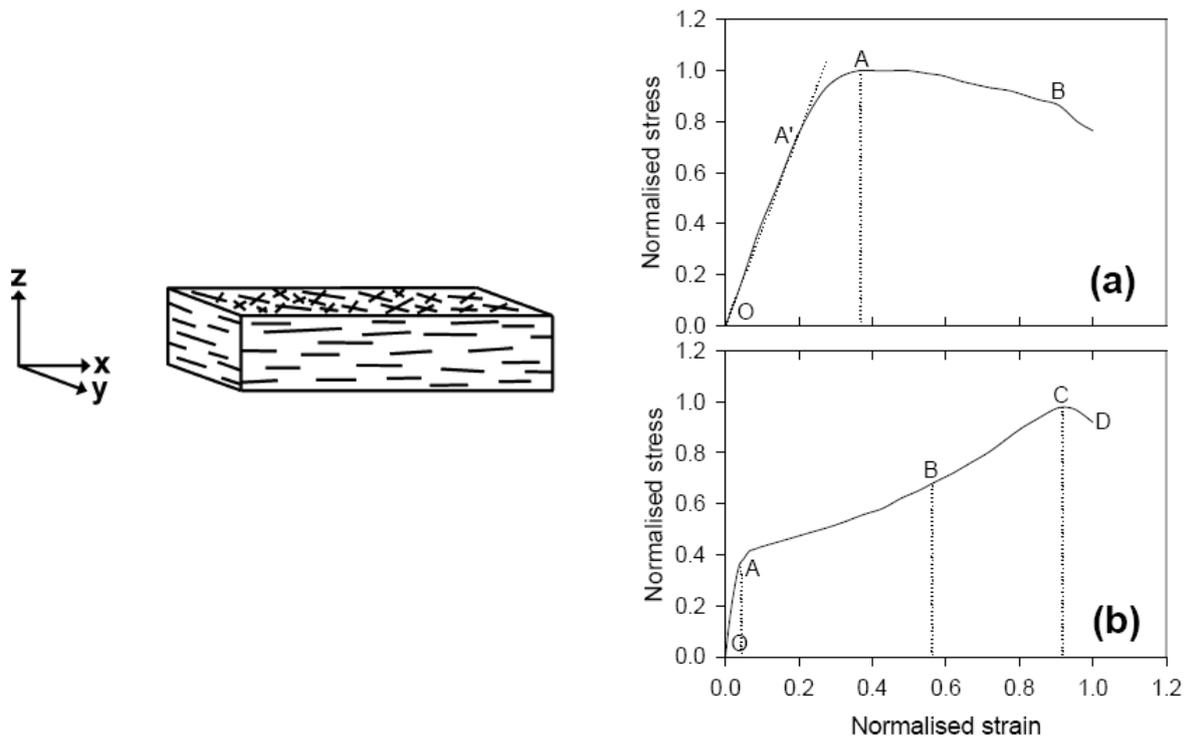


Fig. – Courbes contrainte-déformation normalisées schématiques de composites carbone-carbone réalisé par CVI : (a) Directions x et y – (b) Direction z [DAV]

Applications

Initialement, ce matériau fut développé pour les pointes de fusée des missiles intercontinentaux. Cette application fut étendue au cône avant et aux bords d'attaque de navettes spatiales de type Columbia. A la fin des années 1970, on l'utilisa pour réaliser des freins de formule 1, application qui fut reprise plus récemment dans les voitures très haut de gamme. Le carbone étant un matériau stable à haute température, les composites carbone-carbone font également l'objet de recherche pour des applications dans l'industrie nucléaire. Sous irradiation de neutrons à de faibles densités de flux, ces composites démontrent une augmentation de la résistance et de la ténacité de 20 à 30% tandis que le module d'Young augmente d'environ 30%.

5.3 Les composites à renfort innovant

5.3.1 Nanoparticules et nanocomposites :

Ces nouveaux matériaux participent à l'émergence des nanotechnologies. Brièvement introduits dans le premier chapitre lors de la présentation des nanomatériaux, les nanocomposites sont des matériaux multiphasés dont le renfort est une nanoparticule. Contrairement aux composites chargés de particules ou de fibres broyées dont les dimensions sont de l'ordre du millimètre, les nanoparticules portent bien leur nom puisque leurs dimensions sont de l'ordre du nanomètre. En outre, le taux volumique de nanoparticules est très faible par rapport aux charges classiques avec seulement 3 à 10%. Par ailleurs, en ce qui concerne la matrice, celle-ci peut être métallique, céramique ou polymère.

Nanoparticules

Les caractéristiques géométriques (forme et dimensions) des nanoparticules sont déterminantes pour les propriétés des nanocomposites correspondants. Ainsi, on classe généralement les nanocomposites en fonction de la forme des nanoparticules : sphérique, fibrillaire, tubulaire ou lamellaire (cf. tableau). Les nanoparticules lamellaires les plus utilisées sont phyllosilicates ou silicates en feuillets, notamment l'argile montmorillonite, mais également les polysilicates, notamment la magadiite.

Type de renfort	Forme	Dimensions typiques
Particules de silice	Sphères	Diamètre : 30 à 150 nm
Whiskers de cellulose	Bâtonnets rigides	Diamètre : 15 nm ; longueur : 1 µm
Nanotubes de carbone	Tubes flexibles	Diamètre : 30 nm ; longueur : 10 à 50 µm
Silicates en feuillets	Disques flexibles	Diamètre : 50 à 500 nm ; épaisseur : 1 nm

Tab. – Différents types de nanoparticules utilisées dans les nanocomposites [GLO]

Largement présentés dans le premier chapitre, les nanotubes de carbone (CNT) ont fait l'objet de nombreuses recherches en vue d'améliorer l'introduction de ces charges dans les polymères afin d'en maximiser l'effet et donc de diminuer les quantités nécessaires. Cependant, leur dispersion dans des polymères visqueux à l'état fondu est difficile et il est souvent nécessaire de fonctionnaliser les surfaces pour augmenter les interactions entre polymères et nanotubes. L'exfoliation des nanotubes monoparois (SWNT) n'est pas aisée non plus en raison des fortes liaisons de Van Der Waals qui les maintiennent en faisceaux. Différents milieux de dispersion ont déjà été proposés, qui fonctionnent plus ou moins bien. Mais ajouter des surfactants ou des polymères solubles à bas poids moléculaire entraîne une réduction de la température de transition vitreuse, ce qui est néfaste dans le cas de plastiques techniques où l'on recherche de hautes performances en température. D'autre part, l'application d'une étape de centrifugation pour supprimer les faisceaux non dispersés est nécessaire. Enfin, les différents traitements (chimique notamment) appliqués aux CNT peuvent les casser réduisant leur facteur de forme (rapport longueur sur épaisseur) et donc les propriétés du composite (rigidité, résistance, conductivité).

Parmi les nanoparticules synthétiques couramment utilisées, on trouve également les nanofibres de carbone. Tandis que les nanotubes monoparois ont des diamètres de l'ordre du nanomètre et les multiparois de l'ordre de 5 nm, les nanofibres de carbone ont, elles, un diamètre entre 70 et 200 nm, et une épaisseur de paroi de 20 nm. Contrairement aux nanotubes qui sont constitués de couches de graphène enroulées en cylindre, les couches de nanofibres se présentent plutôt sous forme d'un empilement. Dans les deux cas, les nanocharges sont obtenues par dépôt catalytique en phase vapeur. Les nanofibres confèrent au composite des propriétés intermédiaires entre celles des nanotubes et celles des fibres de carbone. Les pourcentages ajoutés dans les compounds sont généralement de 3-8% en poids.

Nanocomposites

Le changement d'échelle (micro → nano) pour les dimensions des particules renforçantes se traduit de deux manières :

- Accroissement de la surface interfaciale (i.e. augmentation des interactions entre matrice et renforts) à l'origine de l'amélioration des performances globales du matériau (cf. tableau),
- Pour des taux de charge faibles par rapport aux composites chargés classiques, les nanocomposites sont plus légers tout en conservant des propriétés équivalentes. Ainsi, le gain en masse est similaire au remplacement des métaux par du plastique dans l'industrie automobile.

Epaisseur des particules	Surface Spécifique (m ² /g)
Mica ~ 1μm	1
Kaolin ~ 0.1μm	10
Smectite exfoliée ~ 0.001μm	800

Tab. – Surface interfaciale spécifique : microparticules vs nanoparticules [LEC]

Un autre avantage lié à l'utilisation des nanocomposites concerne la facilité de mise en œuvre puisque les procédés actuels (malaxage, extrusion, injection, moulage...) sont opérationnels. En effet, les nanoparticules étant introduites dans de faibles proportions, elles n'affectent pas la viscosité de la résine. En outre, ils permettent une simplification des procédés de fabrication avec notamment le remplacement des techniques de dépôts multicouches par une couche de nanocomposites [ECP].

Propriétés des nanocomposites

Les propriétés physiques et mécaniques des nanocomposites dépendent bien évidemment des matériaux constitutifs (matrice+nanoparticules). Globalement, on peut recenser les avantages suivants :

- Durabilité (augmentation de la résistance),
- Rigidité accrue (en fonction du taux de charge),
- Tenue en température et résistance au feu : amélioration des propriétés thermomécaniques telles que la température de déflexion sous charge (HDT – Heat Distorsion Temperature),
- Propriétés barrières (oxygène, dioxyde de carbone, essence) améliorées de 30 à 50% par rapport aux polymères vierges. La propriété barrière est liée au principe de tortuosité (cf. figure) Les nanoparticules dispersées dans le matériau contraignent les gaz ou les fluides à les contourner diminuant ainsi la perméabilité du matériau [NNL]. Cette propriété est très utile pour les emballages,

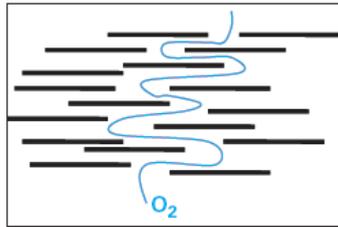


Fig. – Principe d'augmentation de la tortuosité par introduction de nanoparticules lamellaires [NNL]

- Propriétés optiques : la très faible taille des renforts combinée à un taux de charge également faible permet aux résines utilisées en optique de conserver leurs propriétés,
- Recyclabilité sous forme de résine de base déjà chargée.

Cependant, la généralisation de l'utilisation des nanocomposites est encore limitée pour plusieurs raisons :

- La résistance à l'impact diminue après addition de nanoparticules (en fonction du taux de charge),
- Les nanoparticules d'origine naturelle présentent des qualités variables d'où le recours à des nanoparticules synthétiques telles que les nanotubes de carbone,
- Leur coût reste très élevé en comparaison avec les composites conventionnels.

Ces spécificités des nanocomposites sont à moduler selon la nature de la matrice et des nanoparticules utilisées.

Ainsi, de nombreuses applications (automobile) utilisent les polyamides en raison de leur tenue en température. Les renforts généralement utilisés sont la fibre de verre, le talc ou d'autres matériaux inorganiques. On peut observer sur la figure suivante que l'utilisation de nanoparticules dans des proportions moindres permet de produire des pièces injectées aux propriétés mécaniques équivalentes ou supérieures, plus légères et avec un meilleur état de surface [NNL].

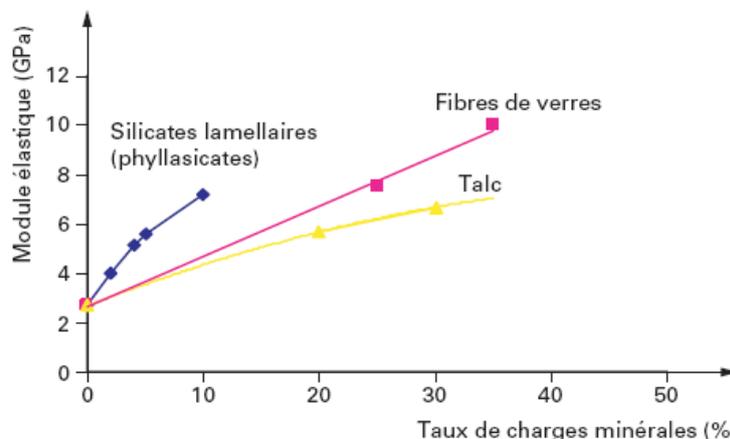


Fig. – Evolution du module d'Young en fonction du taux de charges minérales dans un polyamide PA6 : nanocomposite vs composites [NNL]

Le tableau suivant permet de comparer les propriétés thermomécaniques d'un nanocomposite polyamide PA6 avec 5% de nanoparticules lamellaires (argile montmorillonite) par rapport à une résine vierge polyamide PA6 pour deux niveaux de température (A l'ambiante et à 120°C).

Propriété	PA 6-argile		PA 6 pur	
	À 23 °C	À 120 °C	À 23 °C	À 120 °C
Contrainte à la rupture en traction (MPa)	97	32	69	27
Module d'élasticité en traction..... (GPa)	1,9	0,6	1,1	0,2
Contrainte à la rupture en flexion..... (MPa)	143	33	89	12
Module d'élasticité en flexion (GPa)	4,3	1,2	2,0	0,3
Résistance au choc Izod (J/m)	18		21	
Résistance au choc Charpy (kJ/m ²)	6,1		6,2	
Température de fléchissement sous charge (1,82 MPa) (°C)	152		65	

Propriétés	Amélioration
Module élastique	+ 30 à 40 %
HDT (1,8 MPa)	+ 40 à 60 °C
Résistance à l'impact	0 à - 40 %
Densité	+ 2 %

Tab. – Propriétés thermomécaniques de nanocomposites PA6 avec 5% de nanoparticules lamellaires vs résine pure PA6 [GLO][NNL]

Pour des nanocomposites lamellaires à matrice époxyde, l'amélioration des propriétés mécaniques dépend fortement de l'état de dispersion (exfoliation) des nanoparticules lequel est directement lié à l'accroissement de la surface interfaciale. Ainsi plus cette surface augmente, plus la rigidité du matériau croît. Cependant, l'amélioration des propriétés mécaniques est beaucoup plus importante avec les époxydes élastomères qu'avec les époxydes à l'état vitreux à température ambiante. Enfin, l'addition de montmorillonite permet d'augmenter la contrainte à la rupture des résines TD.

Comme indiqué précédemment, les nanoparticules minérales peuvent présenter des propriétés variables selon leur origine. Une solution consiste donc à utiliser des nanoparticules synthétiques telles que les nanotubes de carbone (NTC). Ces matériaux semblent très prometteurs pour des applications comme nanocomposites notamment en raison de leurs propriétés mécaniques « théoriques » exceptionnelles. Contrairement aux fibres de carbone traditionnelles, les NTC ne peuvent pas être tissés et directement imprégnés par une matrice. Les NTC bruts se présentent le plus souvent sous la forme d'une poudre légère assimilable à de la suie. L'association optimale de ces renforts avec la matrice implique le développement de procédés spécifiques. Ces techniques doivent permettre une dispersion homogène des nanoparticules, leur orientation selon une direction préférentielle et enfin un contrôle de l'interaction entre matrice et particules. Pour un transfert de charge efficace entre les renforts et la matrice, l'adhésion entre la matrice et les NTC doit être forte [SAL]. La figure suivante permet de positionner les nanocomposites à NTC monoparois (SWNT Reinforced Plastic), par rapport à des composites renforcés par des fibres de carbone

(CFRP) utilisés classiquement aujourd'hui et des alliages d'aluminium courants, en termes de résistance et module spécifiques. En outre, les projections actuelles permettent de prévoir le potentiel à long terme de matériaux composites à base de SWNT massifs monocristaux (i.e. plus sous la forme de nanoparticules mais de fibres macroscopiques).

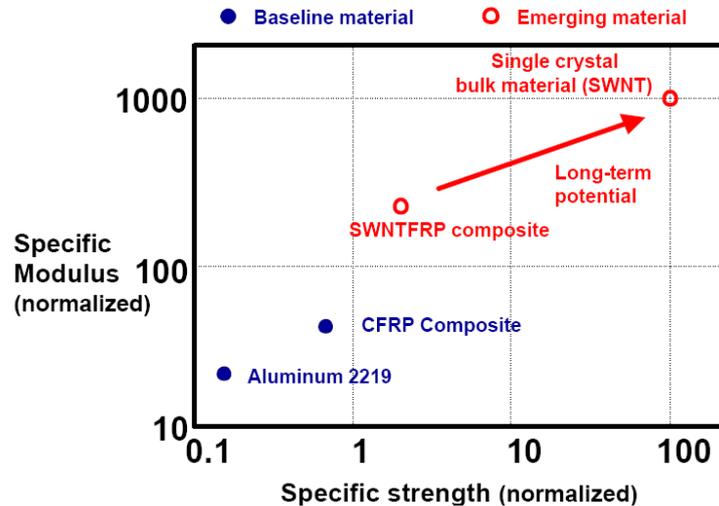


Fig. – Comparaison des propriétés mécaniques spécifiques des composites à nanotubes de carbone vs composites renforcés par des fibres de carbone [NAS]

La figure suivante illustre l'influence de nanotubes de carbone sur le comportement en traction d'une résine époxy. La rigidité augmente de presque 12% avec un taux de charge massique de 0,4%. La résistance en traction est optimale (augmentation de 28% par rapport à la résine pure), pour un taux de charge égal à 0,3%, à partir duquel la résistance diminue en raison des vides générés lors de la mise en œuvre et dont la proportion augmente avec un taux de NTC croissant.

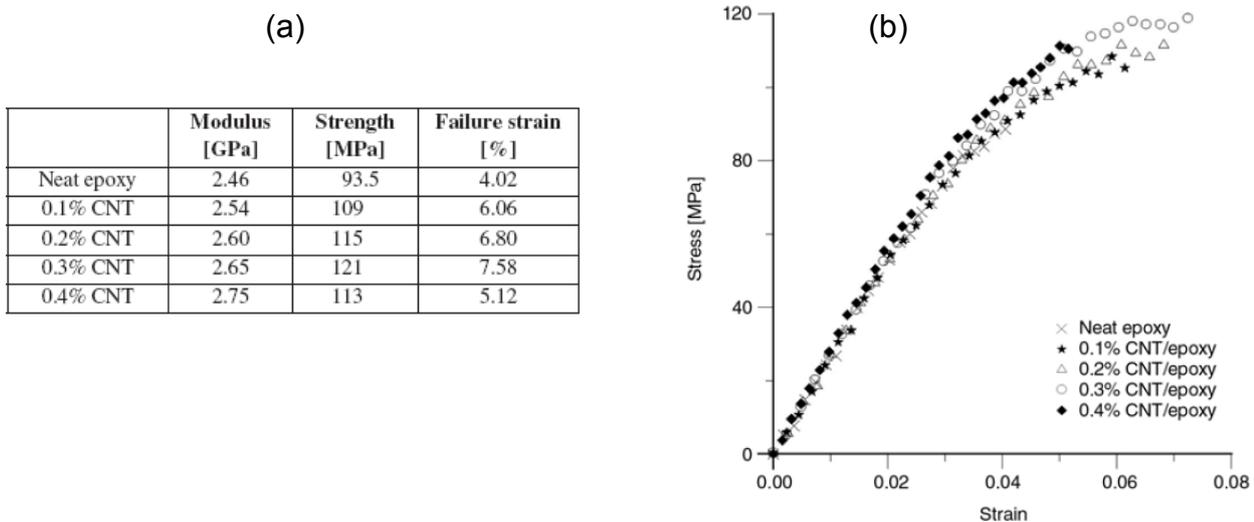


Fig. – Influence de NTC sur le comportement en traction d'une résine époxy :
(a) Propriétés mécaniques – (b) Courbes contrainte-déformation [ZHO]

Enfin, des nanofibres de carbone ont été associées à une résine PEEK afin d'évaluer leur influence sur les propriétés mécaniques de cette résine TP hautes performances [SAN]. L'augmentation du taux volumique de nanofibres tend à augmenter la limite d'élasticité et la rigidité du composite qui présente alors un comportement quasi-fragile à 15%. Ainsi, le module d'Young passe de 4 GPa pour la résine pure à 5,6 GPa pour le composite chargé de 15% de nanofibres soit un accroissement de 40%. La résistance passe de 80 MPa à 120 MPa soit un accroissement de 50 % (cf. figure).

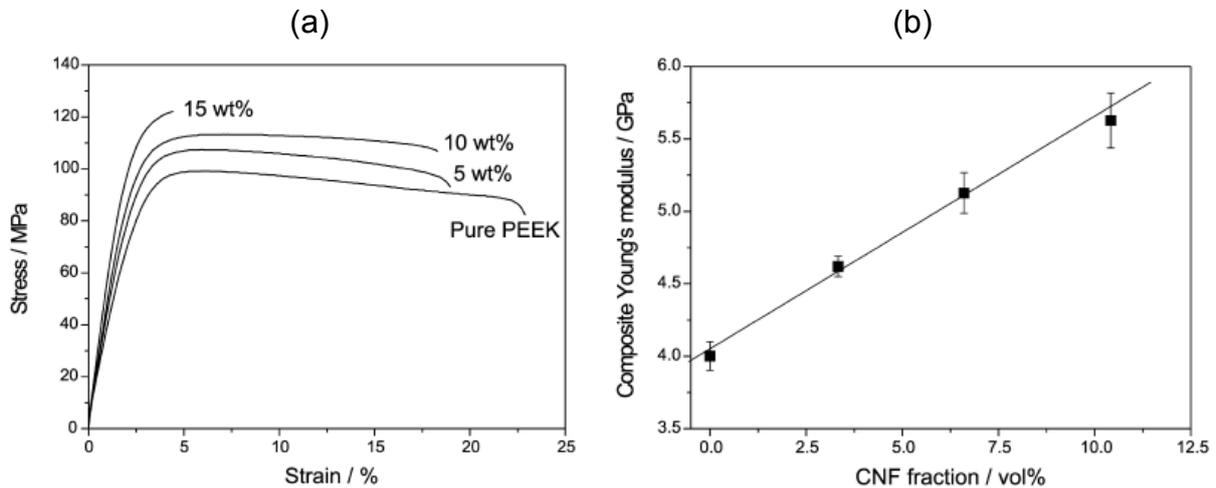


Fig. – Pour un taux de charge variable des nanofibres de carbone dans une résine PEEK : (a) Courbes contrainte-déformation– (b) Evolution du module d'Young [SAN]

Applications

Les applications potentielles des composites à nanoparticules sont encore limitées en raison du coût important de fabrication des nanoparticules synthétiques (NTC notamment) et de la complexité des procédés de mise en œuvre. Les recherches concluantes menées sur l'intégration de ces nano-renforts ouvrent la voie à de nombreuses perspectives dans tous les domaines exploitant aujourd'hui les matériaux composites. Par ailleurs, parmi les propriétés des composites à NTC, les bonnes conductivités électrique et thermique sont des caractéristiques intéressantes pour certaines applications. Outre des applications structures dans l'aérospatiale, l'aéronautique, l'automobile ou le domaine de l'équipement sportif tel que des cadres de vélo (cf. figure), les nanocomposites peuvent être utilisés comme revêtements de tubes métalliques pour l'industrie pétrolière (cf. figure), gaines d'étanchéité de flexibles, réservoirs automobiles ou joints élastomères.



Fig. – Exemples d'applications de composites à nanoparticules : (a) Revêtement de tubes métallique [LEC] – (b) Cadre de vélo composite renforcé par NTC [BMC]

Enfin l'exemple de la navette spatiale permet d'apprécier l'apport de composites à NTC monoparois avec une réduction de masse de 82 % par rapport à une structure constituée d'alliages d'aluminium pour des propriétés mécaniques largement supérieures comme nous l'avons précisé auparavant.

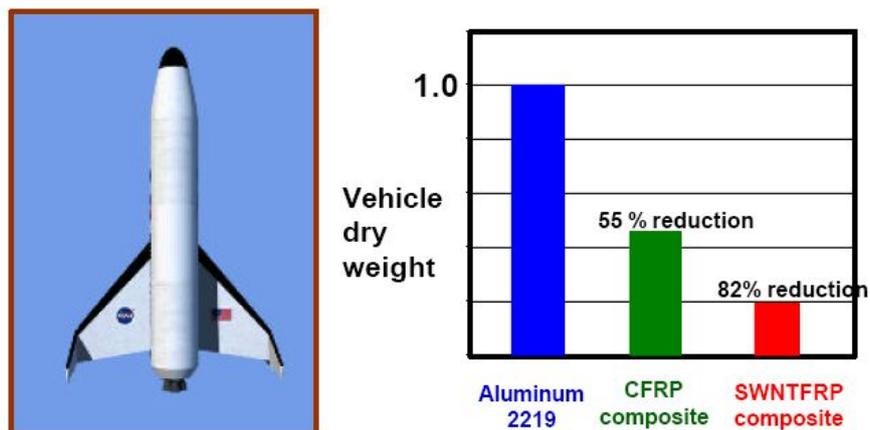


Fig. – Gain de poids lié à l'utilisation de composites renforcés par des nanotubes de carbone pour une navette spatiale [NAS]

5.3.2 Composites renforcés par des fibres de carbone :

Les plastiques renforcés par des fibres de carbone (Appelés CFRP – Carbon Fiber Reinforced Plastic en anglais) sont des matériaux composites destinés à des applications structures en raison de leurs excellentes propriétés mécaniques spécifiques : rigidité, résistance, tenue en fatigue. Ils sont alors généralement constitués d'une matrice époxyde et d'un renfort de fibres de carbone sous la forme de nappes unidirectionnelles ou de tissus pré-imprégnés. Il existe d'autres résines que l'on peut associer à ces fibres : polyester, vinyle ester, nylon (TD) ou PEEK, PPS (TP). En outre, il est possible de combiner des fibres de nature différente avec la fibre de carbone : aramide (kevlar), verre, aluminium, bore, tungstène, céramique (SiC).

Les fibres de carbone

Les fibres de carbone de renforcement utilisées dans les composites sont obtenues à partir d'un traitement thermique de carbonisation-graphitisation (sous gaz inerte entre 1500-2000°C) d'un précurseur de polyacrylonitrile (**PAN**) ou d'un précurseur de **brai** (Pitch en anglais) de mésophase lequel doit subir préalablement un traitement d'oxydation.

Les mèches de PAN sont fabriquées selon la technologie de polymérisation et de filage des fibres acryliques à usage textile par voie solvant et coagulation en milieu solvant / non-solvant. Le brai est issu de résidus de houille ou de pétrole (mélange d'hydrocarbures aromatiques). Les fibres de brai sont très fragiles et difficiles à manipuler par rapport aux fibres de PAN mais elles présentent un module d'Young très élevé.

Principaux avantages des fibres de carbone

Les fibres de carbone présentent une densité très faible, d'excellentes propriétés mécaniques, une très bonne tenue en température sans détérioration des propriétés (jusqu'à 1500°C en atmosphère non-oxydante), une bonne inertie à la corrosion et aux agents chimiques et enfin un coefficient de dilatation longitudinale très faible. Enfin, selon la fonction souhaitée, ces matériaux sont de bons conducteurs thermiques et électriques.

Principales limitations des fibres de carbone

Outre leur coût relativement élevé, les fibres de carbone présentent un comportement fragile, une faible résistance à l'impact et ils se prêtent peu à la mise en forme par courbure ou pliage [AMS]. Cependant, il est possible de moduler ces inconvénients en jouant notamment sur la configuration du renfort (nappe ou tissu), la séquence d'empilement du stratifié ou encore la nature de la matrice associée (cf. composites à matrice TP).

Propriétés mécaniques des fibres de carbone

Comme indiqué précédemment, dans le cas d'un renfort continu, c'est la fibre qui donne rigidité et résistance aux composites. La résine permet d'assurer le transfert de charges entre les paquets de fibres. Selon l'application visée, il est nécessaire de trouver un compromis entre rigidité et résistance. Aussi, il existe différents types de fibres de carbone pour matériaux composites classées selon ces propriétés mécaniques (cf. tableau).

Fibres	Carbone à haute résistance HR	Carbone à bas module BM	Carbone à haut module HM	Carbone à très haut module THM
Masse volumique (Mg/m ³)	1,85	1,70	1,90	1,95
Résistance à la traction R_m (MPa)	3 500 à 4 900	1 800	2 800 à 4 400	2 300
Module de Young E (GPa)	200 à 250	180	400 à 600	750 à 820
Allongement à la rupture A (%)	1,3 à 2,1	2	0,7 à 1,2	0,3

Tab. - Propriétés mécaniques de différents types de fibres de carbone [AMS]

Propriétés mécaniques des composites à fibres de carbone

La plupart des caractéristiques des fibres de carbone introduites précédemment se retrouvent dans les composites renforcés par des fibres de carbone exception faite de la tenue en température altérée par la nature plastique de la matrice.

Le tableau suivant permet de comparer les propriétés d'une résine époxyde renforcée par différents types de fibres dans une configuration de nappe UD avec un taux volumique de fibres de 60%. Les valeurs en traction-compression correspondent à une sollicitation dans le sens longitudinal.

Fibre	Masse volumique (g/cm ³)	Traction 0° (2)		Compression 0° (2)	Résistance au cisaillement interlaminaire (MPa)
		Résistance (MPa)	Module (GPa)	Résistance (MPa)	
Carbone (3)					
T 300	1,53	1 760	125	1 370	100
T 300 J	1,54	2 050	125	1 370	100
T 400 H	1,56	2 450	135	1 470	100
T 800 H	1,56	2 840	150	1 570	100
M 40	1,57	1 180	215	930	80
M 40 J	1,54	2 250	215	1 130	90
M 60 J	1,64	1 860	340	780	70
Verre					
E	2,04	1 400	46	910	70
R	2,01	1 900	52	970	70
Aramide (4)					
KEV 49	1,38	1 380	72	276	60
Bore	2,01	1 700	220	2 400	100

Tab. - Propriétés mécaniques de composites UD à résine époxyde renforcée par différentes fibres [DUP]

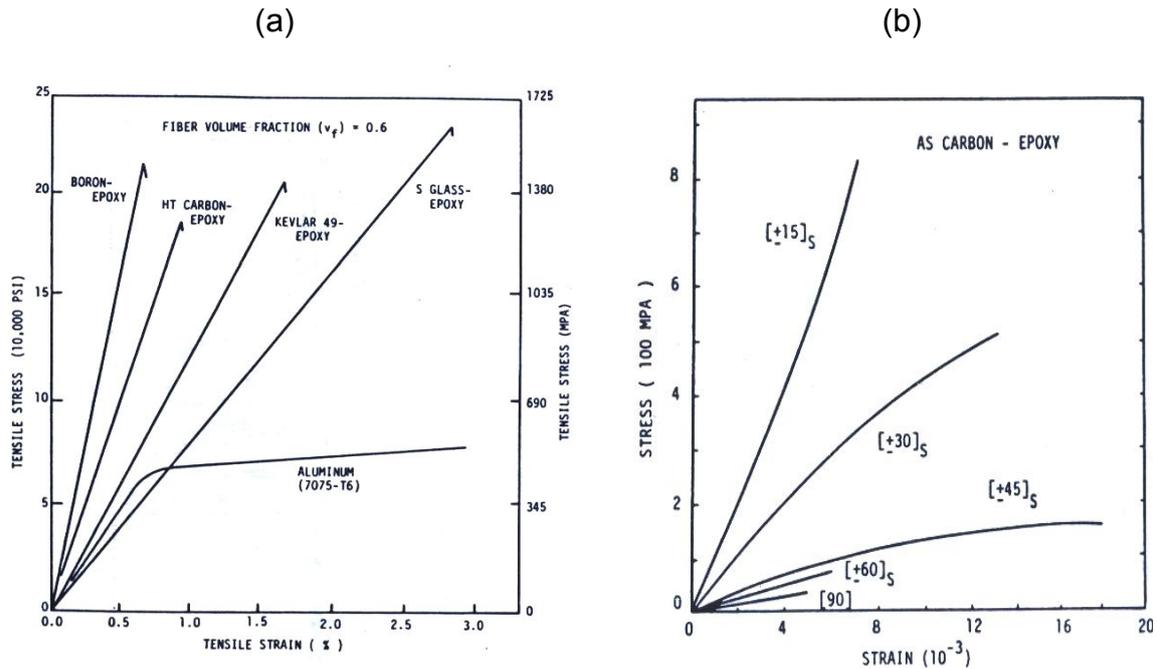


Fig. – Courbes contrainte/déformation en traction :
 (a) Sollicitation à 0° pour différents types de matériaux
 (b) Sollicitation hors axes sur des stratifiés carbone/époxy [PRF]

La figure précédente permet de comparer les réponses obtenues pour différents types de matériaux (stratifiés avec une fraction volumique de fibres de 60%) lors d'un essai de traction à 0° (cf. figure (a)) mais aussi d'apprécier l'influence de l'orientation des fibres, dans un stratifié carbone/époxy, par rapport à la direction de sollicitation (cf. figure (b)). Ces courbes montrent clairement qu'il est nécessaire d'adapter la séquence d'empilement du stratifié selon l'état de contrainte appliqué dans une structure donnée.

Applications

L'amélioration des procédés de fabrication ont permis de réduire les coûts et délais de fabrication des fibres de carbone. Cela s'est traduit par une utilisation plus courante sous la forme de matériaux composites dans de nombreux domaines : industrie du transport, aérospatiale, génie civil, industrie mécanique, équipements sportifs...

Le graphique suivant permet d'apprécier l'évolution de la demande mondiale de fibres de carbone dans divers domaines, demande qui devrait atteindre les 60 millions de tonnes par an selon les estimations faites par Toray/Soficar !

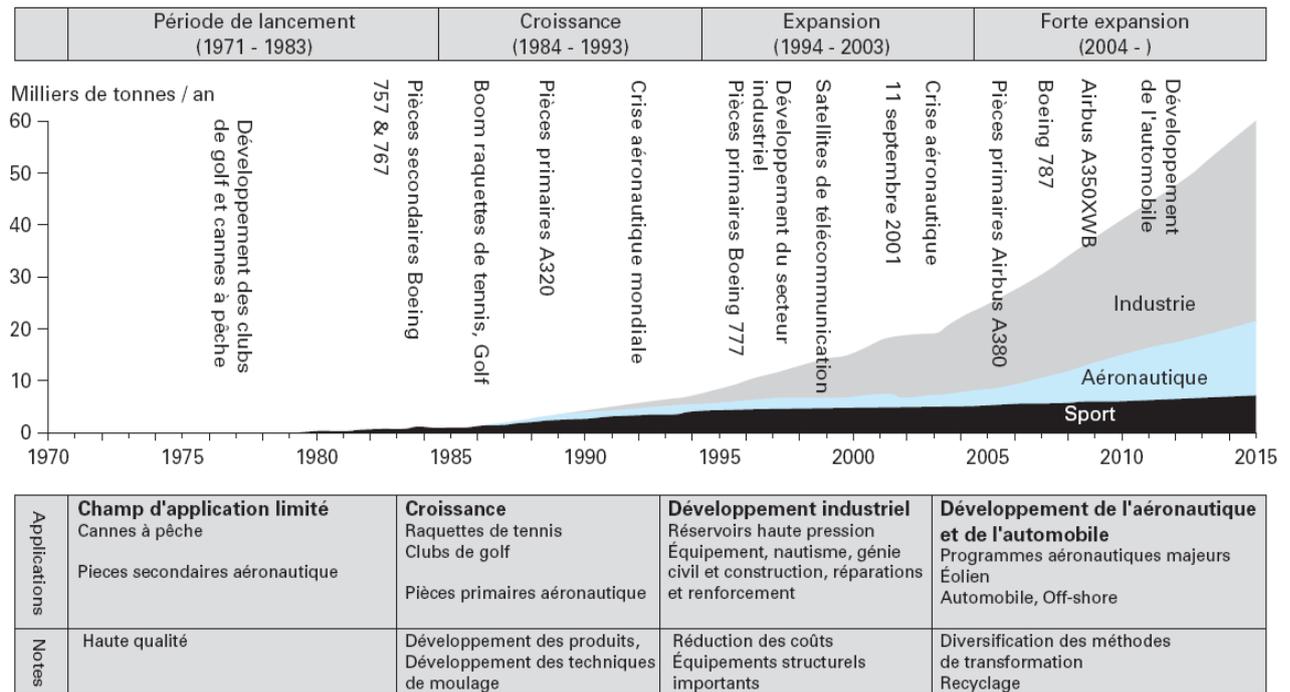


Fig. – Evolution de la demande mondiale de fibres de carbone [DUP]

La figure suivante illustre la prédominance des composites à fibres de carbone sous forme de stratifiés ou sandwichs dans le Boeing 787 Dreamliner qui est composé de 50% (en masse) de matériaux composites. Le fuselage est constitué de quelques tronçons réalisés par enroulement filamentaire de fibres de carbone pré-imprégnées. Cette technique permet de remplacer les 1500 panneaux d'aluminium assemblés par 40 à 50000 rivets. Ce qui se traduit évidemment par un gain de poids donc de carburant soit 20% d'économie par rapport à un avion de taille identique. Outre un impact moindre sur l'environnement, cette nouvelle approche permet également de diminuer significativement les opérations de maintenance.



Fig. – Répartition des composites à fibres de carbone dans le Boeing 787 Dreamliner [BOE]

5.3.3 Composites renforcés par des fibres de bore :

Les fibres de bore sont en réalité de gros filaments (diamètre jusqu'à à 100 μ m) formés d'une âme (cœur) en tungstène ou en carbone de 10 μ m de diamètre recouverte d'une couche de bore d'épaisseur 40 μ m ou de deux couches : bore et carbure de silicium (BORSIC) ou bore et carbure de bore. Ce dépôt chimique en phase vapeur (CVD : Chemical Vapor Deposition) sur un fil support est une technique de fabrication complexe que l'on peut utiliser avec différents matériaux réfractaires. Les fibres obtenues sont très coûteuses mais possèdent des propriétés mécaniques exceptionnelles y compris à très haute température (1000°C). Par rapport aux autres fibres hautes performances telles que la fibre de carbone, elles présentent une densité plus élevée (comprise entre 2 et 3,5 g.cm⁻³) et sont moins souples en raison de leur diamètre (parfois important).

Propriétés mécaniques

Les fibres de bore ont de bonnes propriétés mécaniques en traction et en compression. Ces dernières sont acquises au cours de leur élaboration :

- Leur résistance en traction et en compression est supérieure à 2 GPa,
- Leur rigidité est très élevée : 400 GPa,
- Elles ont une bonne tenue en fatigue,
- Elles sont résistantes au vieillissement.

Elles présentent également d'autres avantages :

- Elles peuvent être noyées facilement dans des matrices métalliques, céramiques ou organiques,
- Elles permettent une très bonne adhérence avec les résines époxydes,
- Elles sont insensibles à l'humidité.

On peut comparer la réponse en traction d'un composite bore/époxy à celle d'un carbone/époxy sur la figure précédente. Le tableau suivant illustre l'évolution des propriétés en compression de ces deux mêmes composites pour différentes séquences d'empilement et dans une configuration nappe UD.

Laminate	Carbon-epoxy		Boron-epoxy	
	Strength, MPa (ksi)	Modulus, GPa (Msi)	Strength, MPa (ksi)	Modulus, GPa (Msi)
[0]	1219.5 (177)	110.9 (16.1)	2101.4 (305)	215.6 (31.3)
[±15]	799.2 (116)	95.8 (13.9)	943.9 (137)	162.9 (23.65)
[±45]	259.7 (37.7)	15.6 (2.27)	235.6 (34.2)	17.4 (2.53)
[90]	194.3 (28.2)	13.1 (1.91)	211.5 (30.7)	20.5 (2.98)
[0/90]	778.6 (113)	60.6 (8.79)	1412.4 (205)	118.3 (17.17)
[0/±45/90]	642.8 (93.3)	46.4 (6.74)	1054.2 (153)	79.0 (11.47)

Tab. - Propriétés mécaniques en compression de stratifiés UD carbone/époxy et bore/époxy pour différents empilements [PRF]

Applications

On peut trouver des composites renforcés par des fibres de bore associées sous différentes formes : rubans pré-impregnés de résine époxyde pour l'enroulement filamentaire, nappes UD pré-impregnées, tissus UD avec chaîne bore et trame polyamide. Leur utilisation correspond généralement au critère de résistance à température élevée. C'est pourquoi les fibres de bore sont souvent associées à des matrices céramiques ou métalliques. Leur prix prohibitif restreint leur usage à certaines pièces de l'industrie militaire et de l'aérospatiale (cf. figure).

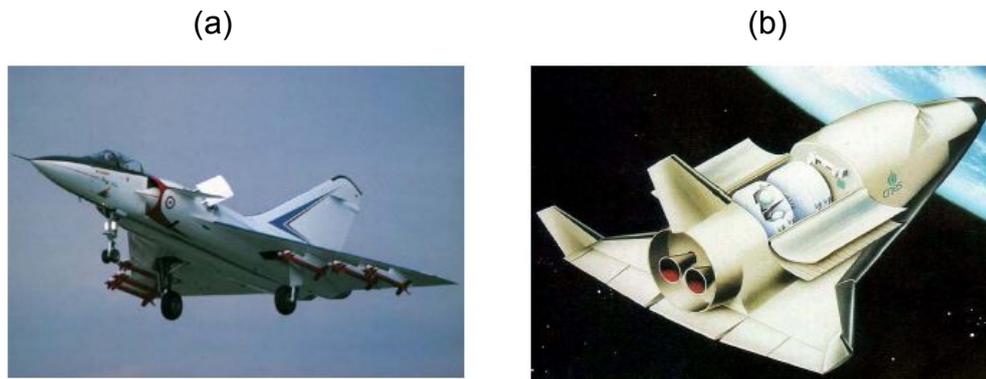


Fig. – (a) Avion de chasse mirage 4000 – (b) Navette spatiale Hermès [Dassault]

5.3.4 Composites renforcés par des fibres de Zylon®:

Découverte dans les années 1980, la fibre Zylon® était présentée comme la fibre la plus résistante au monde. Le Zylon® s'obtient par passage forcé dans une machine à filer d'un polymère polyuréthane (TD) connue sous le sigle PBO (para-phénylène benzobisoxazole). Elle est synthétisée par la société Toyobo. En termes de propriétés mécaniques intrinsèques, sa résistance à la traction est à peu près dix fois celle de l'acier i.e. qu'un fil de Zylon® d'un millimètre de section peut supporter un objet de 450 kg ! Un des autres intérêts de la fibre réside dans son excellente résistance au feu puisque ses propriétés ne s'altèrent qu'à partir de températures dépassant 650°C. Enfin, cette fibre possède une très bonne résistance à l'impact mais sa faible résistance au vieillissement reste sa principale limite d'utilisation. Parmi les autres inconvénients, on peut citer la faible résistance en compression et en cisaillement de la fibre ainsi qu'une mauvaise résistance aux UV.

Propriétés mécaniques des composites à fibres de Zylon®

Le tableau suivant permet de situer les propriétés mécaniques des fibres de Zylon® par rapport à d'autres fibres hautes performances couramment utilisées comme renfort dans les matériaux composites.

Nature	Module d'élasticité (GPa)	Résistance en traction (GPa)	Masse volumique (g/cm ³)	Résistance en compression (GPa)
PBO	360	5,7	1,58	0,2 à 0,4
Para-aramide	185	3,4	1,47	0,32 à 0,46
Polyéthylène HT	170	3	0,97	0,17
Verre S (1)	90	4,5	2,46	1,1
Verre E (1)	75	3,5	2,58	0,81
Bore	415	3,5	2,55	5,87
Carbure de silicium	200	2,8	2,8	3,1
Carbone HR	235	3,2	1,76	2,88

Tab. - Propriétés mécaniques des fibres de Zylon[®] (PBO) comparée à d'autres fibres hautes performances [CAR]

Toujours dans un esprit de comparaison, la figure suivante illustre le caractère exceptionnel de la fibre de Zylon[®] puisqu'elle surpasse de loin les autres fibres hautes performances.

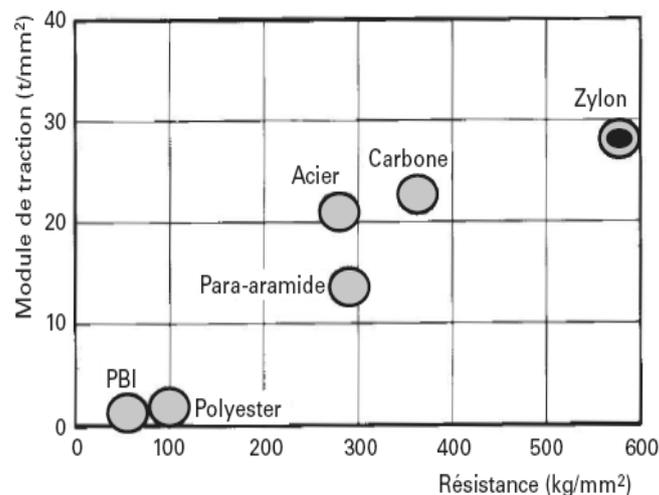


Fig. – Propriétés mécaniques en traction du Zylon[®] [CAR]

Pour une sollicitation dans le sens des fibres (direction 3 sur la figure), le comportement en traction d'un composite Zylon[®] /époxy (67 % de fibres) est élastique fragile de même que le comportement en compression (77 % de fibres) dans la direction transverse.

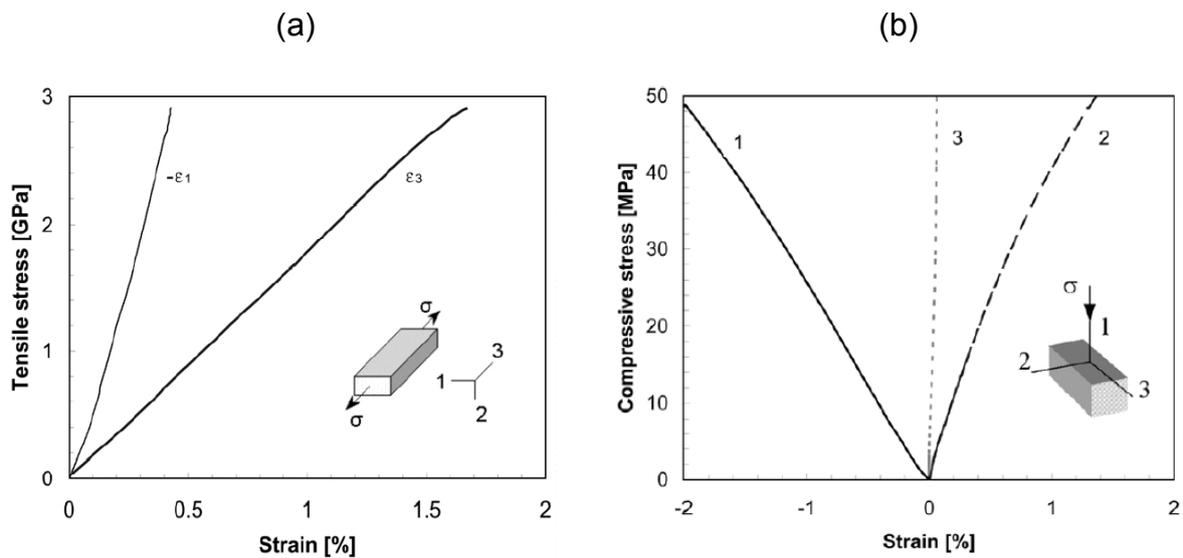


Fig. – Courbe contrainte-déformation d'un composite Zylon[®] /époxy [HUA] :
 (a) Traction longitudinale (67% fibres) – (b) Compression transverse (77%)

Le tableau suivant indique logiquement que la résistance en traction de composites Zylon[®] /époxy augmente avec une fraction volumique de fibres croissante et une température décroissante. Quant à la rigidité, elle augmente avec la proportion en fibres.

Fiber Volume %	Temp K	Young's Modulus GPa	Tensile Strength GPa
85	295	240	4.22
90	295	255	4.47
95	295	269	4.71
85	77	n/a	4.85
90	77	n/a	5.07
95	77	n/a	5.29

Tab. - Propriétés mécaniques en traction de composites Zylon[®] /époxy à deux niveaux de température pour différentes fractions volumiques de fibres [WAL]

Applications

Les propriétés du Zylon[®] sont tout particulièrement intéressantes pour les vêtements de protection tels que les tuniques de sapeurs-pompiers ou autres vêtements professionnels thermorésistants. Des tentatives d'utilisation comme gilets pare-balles ont été faites mais abandonnées en raison de la mauvaise tenue dans le temps des fibres. Le Zylon[®] est également utilisé comme matériau industriel thermorésistant, ainsi que pour les câbles de fibres optiques. En 2001, la NASA a utilisé cette fibre comme renfort pour un ballon d'observation spatiale. Depuis 2007, des composites renforcés par ces fibres sont utilisés dans les cockpits des formule 1 pour la combinaison résistance à l'impact / feu. On trouve également des applications de ce matériau dans les gréements de voiliers.



Fig. – Ballon d'observation spatiale dont la voile est réalisée en Zylon® [NASA]

5.3.5 Composites renforcés par des fibres naturelles :

L'idée d'utiliser des fibres végétales naturelles comme renfort dans une matrice de polymères, en lieu et place des fibres de synthèse qui font aujourd'hui la force des composites, n'est pas tout à fait neuve.

Mais dans un contexte où le recours à des ressources renouvelables tend à devenir une priorité, elle est désormais considérée comme une voie prometteuse. D'autant que des industriels ont déjà mis au point la production de composites renforcés de fibres végétales, pour des applications ciblées, et s'efforcent d'élargir leurs marchés, encore modestes : quelques dizaines de milliers de tonnes de fibres végétales sont intégrées aujourd'hui dans des composites, à comparer aux 2 millions de tonnes de fibres de renfort de synthèse utilisés par an [LUC].

Depuis quelques années, l'émergence des composites à fibres naturelles correspond à la satisfaction de plusieurs critères d'innovation [POU] :

- Du point de vue environnemental : les fibres naturelles constituent des ressources renouvelables par rapport aux fibres synthétiques issues de ressources fossiles telles que le pétrole. Ce choix matériau s'intègre dans une démarche d'éco-conception.
- Du point de vue économique : la production des fibres naturelles ne dépend pas du coût du pétrole. Comparativement aux fibres de synthèse, la valeur ajoutée au produit de base est plus importante et permet d'obtenir un coût final moindre.
- Du point de vue technologique : les techniques de mise en œuvre des composites à fibres naturelles s'inspirent largement des procédés de fabrication mis au point pour les composites conventionnels même si leur intégration implique certaines précautions et spécificités. Leurs propriétés mécaniques spécifiques sont suffisantes pour de nombreuses applications.

Selon leur origine, les fibres d'origine renouvelable peuvent être classées en trois catégories [GCR] :

- Les fibres végétales : on distingue les fibres provenant des poils séminaux des graines (coton, kapok), les fibres libériennes extraites de tiges de plantes (lin, chanvre, jute, ramie...) et enfin les fibres dures extraites de feuilles (sisal), de troncs (kénaf, chanvre de manille, bambou) et d'enveloppes de fruits (noix de coco).
- Les fibres animales provenant de la toison (laine) ou de sécrétions (soie d'araignée).
- Les fibres minérales (basalte, amiante).

Selon les applications, ces fibres peuvent être utilisées comme renfort continu ou discontinu dans des matériaux composites. Elles peuvent également être tissées (cf. figure). En outre, elles proviennent de différentes latitudes, donnant ainsi la possibilité de développer une production locale contribuant ainsi à limiter leur transport et à stimuler l'émergence des éco-composites.

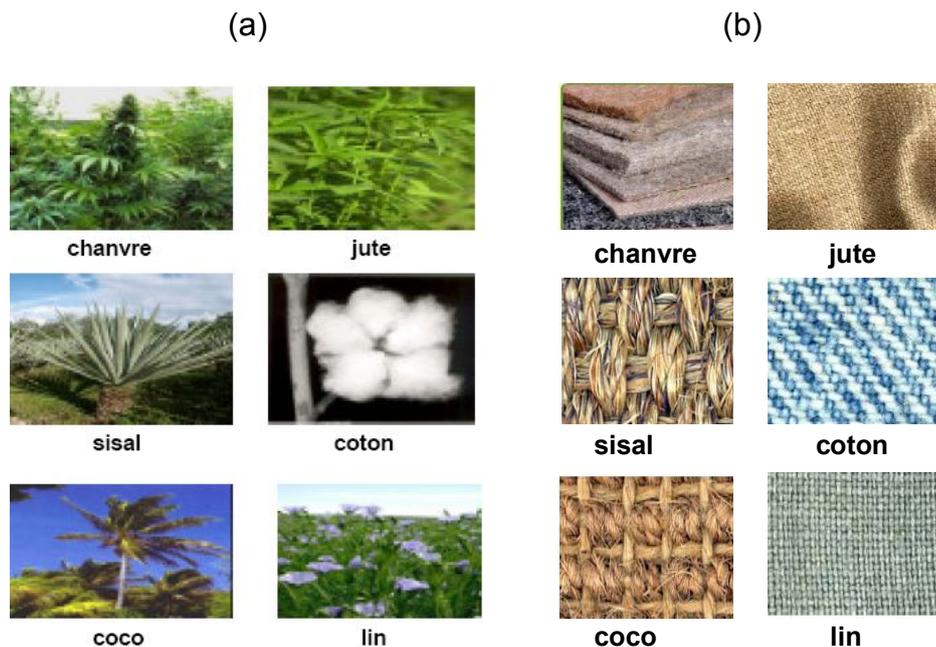


Fig. – Fibres naturelles végétales : (a) origine – (b) produit fini tissé [BIN][CAR]

L'incorporation de fibres naturelles dans les matériaux thermoplastiques ou thermodurcissables en remplacement des fibres de verre est un concept déjà industrialisé et commercialisé. On obtient ainsi une nouvelle classe de matériaux composites : les bio-composites également appelés éco-composites [INR]. Parmi les diverses sources fibreuses utilisées, le chanvre est particulièrement performant grâce aux propriétés mécaniques de ses fibres longues, mais aussi aux qualités agronomiques de la plante.

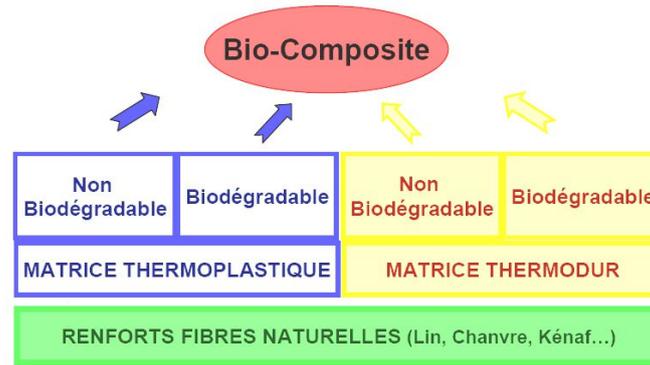


Fig. – Composition des bio-composites

Principales caractéristiques des fibres végétales utilisées comme renforts dans les composites

Le tableau suivant regroupe les qualités et les limites des fibres végétales utilisées comme renfort dans les composites.

Avantages	Inconvénients
Faible coût	Absorption d'eau
Biodégradabilité	Faible stabilité dimensionnelle
Neutre pour l'émission de CO ₂	Mouvaise tenue en vieillissement
Pas d'irritation cutanée lors de la manipulation des fibres	Faible tenue thermique (200 à 230 °C max)
Pas de résidus après incinération	Fibres anisotropes
Ressource renouvelable	Variation de qualité en fonction du lieu de croissance, de la météo...
Demande peu d'énergie pour être produite	Pour des applications industrielles, demande la gestion d'un stock
Propriétés mécaniques spécifiques importantes (résistance et rigidité)	Renfort discontinu
Bonne isolation thermique et acoustique	
Non abrasif pour les outillages	

Tab. – Principaux avantages et inconvénients des fibres végétales [CAR]

Les fibres végétales les plus utilisées sont les fibres libériennes et notamment le chanvre et le lin qui peuvent dans certains cas se substituer à la fibre de verre. En effet, elles sont plus légères d'environ 40% et certaines de leurs propriétés mécaniques spécifiques (résistance en traction et résilience) sont proches de celles des fibres de verre. Enfin, leur prix est environ 2,5 moins élevé. Le tableau suivant permet de comparer les propriétés mécaniques de différentes fibres utilisées comme renfort dans les matériaux composites. On peut remarquer globalement que les propriétés mécaniques des fibres végétales et minérales sont largement inférieures à celles des fibres synthétiques. Elles ne conviennent donc pas pour des applications structurales.

Fibres	E (GPa)	A (%)	σ_r (MPa)	Densité	Prix (euro/Kg)
Fibres synthétiques					
Verre E (Filament vierge)	72 - 73	4,6 - 4,8	3200 - 3400	2,54	1,5
Carbone(Toray T300)	230	1,5	3530	1,7 - 1,9	30
Aramide	124	2,9	3620	1,44	
Fibres végétales					
Lin	13 - 85	1 - 4	600 - 2000	1,54	0,56 - 0,61
Ramie	61,4 - 128	1,2 - 3,8	400 - 938	1,56	
Chanvre	35	1,6	389	1,07	0,60 - 1,30
Jute	26,5	1,5 - 1,8	393 - 773	1,44	0,27
Sisal	9 - 21	3 - 7	350 - 700	1,45	0,31
Noix de coco	4 - 6	15 - 40	131 - 175	1,15	0,23 - 0,80
Coton	5,5-12,6	7 - 8	287 - 597	1,5 - 1,6	
Fibres animales					
Ver à soie Attacus atlas	5	18	200		
Ver à soie Bombyx mori	16	15	650		
Araignée Argiope	7	30	600		

Tab. – Propriétés mécaniques vs coût pour différentes fibres [CAR]

Pour obtenir des fibres végétales exploitables comme renfort dans les matériaux composites, la matière première doit subir un certain nombre d'opérations permettant d'isoler les fibres végétales : rouissage, teillage, peignage et enfin tissage. Ces différentes étapes sont essentielles car elles conditionnent en partie l'adhésion des fibres et de la matrice.

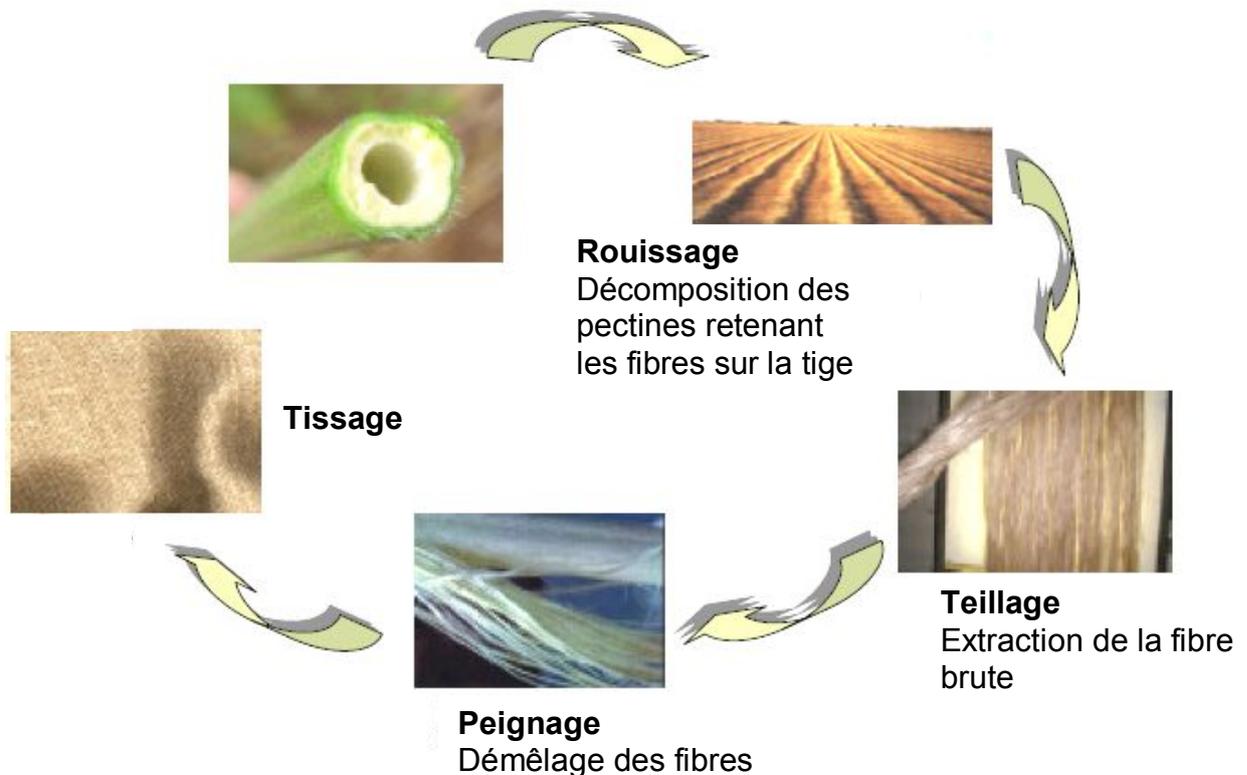


Fig. – Transformation des fibres végétales [BIN]

En effet, une des difficultés de la fabrication des composites est de créer une bonne adhésion de la fibre végétale à la matrice [USN]. La cellulose, principal constituant de la fibre végétale, est peu compatible avec les matrices thermoplastiques, en particulier avec le polypropylène très couramment utilisé en plasturgie. Un des procédés utilisés pour la mise en forme des composites à fibres naturelles est le compoundage. Il s'agit d'un processus permettant le mélange par fusion de matières plastiques et d'additifs. Ce processus modifie les caractéristiques physiques, thermiques, électriques ou esthétiques de la matière plastique. Le produit final est appelé compound (ou composite). L'introduction de fibres végétales dans une matrice polymère implique donc de trouver de nouvelles solutions techniques dérivées de ces technologies :

- Modification de la géométrie des outils de compoundage pour qu'ils ne détériorent pas les fibres, il est possible de disperser les fibres les plus fragiles dans le polymère,
- Intégration d'un traitement thermomécanique au procédé de mise en forme, utilisation d'additifs de couplage, de traitements chimiques. Par greffage des fibres, on peut assurer l'adhésion fibres-matrice pour deux matériaux peu compatibles. En outre, le traitement thermique réduit la tendance des fibres à absorber de l'humidité,
- En choisissant un polymère transformable à basse température, et en adaptant les procédés de compoundage et de mise en forme pour tenir compte de l'instabilité thermique des fibres au-delà de 200 °C.

Si des solutions se dessinent pour les composites à matrice thermoplastique, la question est autrement ardue pour les thermodurcissables. Les essais menés par la société Compositec ne sont pas concluants : les pièces, réalisées par imprégnation (injection RTM et BMC) de résines époxy ou polyester dans un feutre non tissé de fibres végétales (chanvre, lin, jute, sisal/coco), ont des propriétés mécaniques très inférieures à celles des thermodurcissables renforcés de fibres de verre. La résistance au choc, entre autres, est réduite de 90 % ! La principale cause est bien identifiée : c'est encore et toujours l'incompatibilité, et la mauvaise adhésion entre la fibre et la matrice. Mais cette fois les solutions industrialisables restent à inventer [USN].

Principales caractéristiques des fibres minérales utilisées comme renforts dans les composites

Les fibres de basalte possèdent des propriétés singulières : elles sont résistantes au feu (comme les fibres de silice, céramique ou carbone) mais environ 3-4 fois moins chères. Des applications directes en découlent dans l'ameublement, la construction, les gaines de câbles, etc...

Ces fibres peuvent également être utilisées pour renforcer les matériaux composites en raison de qualités intéressantes en comparaison avec d'autres fibres :

- Température d'utilisation élevée (820°C),
- Contrainte et déformation à rupture supérieures à celles des fibres de verre (environ 20%),
- Module d'Young élevé (89 GPa),
- Très bonne résistance aux produits chimiques (acides, bases, solvants),
- Très bonne résistance à la corrosion et aux rayonnements UV,
- Matériau inerte, non toxique, non cancérigène,
- Insensibilité à l'humidité,
- Bonne mouillabilité
- Disponibles sous différentes formes : tissées, non-tissées, tissus 3D, tresses ou filaments coupés (cf. figure).

Ainsi, les composites renforcés par des fibres de basalte pourraient trouver de nombreuses applications dans divers domaines tels que l'automobile, l'aéronautique, l'industrie ferroviaire, le génie civil, les équipements sportifs i.e. potentiellement tous les domaines utilisant les composites renforcés par des fibres de verre voire des fibres de carbone.



Fig. – (a) Bobine de fibres de basalte – (b) Tissus de basalte [CAR]

Propriétés mécaniques des composites renforcés par des fibres naturelles

Une fibre végétale peut être assimilée à un empilement de plis renforcés par des fibrilles de cellulose (cf. chapitre 1 : le bois). Pour une sollicitation en traction, le comportement de la fibre est gouverné par deux paramètres : la réorientation suivant l'axe de sollicitation des fibrilles et le glissement de ces dernières les unes par rapport aux autres. Ainsi, le comportement en traction n'est pas parfaitement élastique

linéaire car la réorientation des fibrilles induit une augmentation de la rigidité au cours de l'essai. Ce comportement de la fibre végétale en traction est illustré sur la figure suivante dans le cas d'une fibre de lin. On peut ainsi observer la réponse contrainte-déformation en traction d'une fibre de verre (diamètre 12,41 μm) et d'une fibre de lin (diamètre 12,62 μm) de longueur 10 mm avec une vitesse de sollicitation de 1 mm/min. La réponse de la fibre de verre est élastique linéaire.

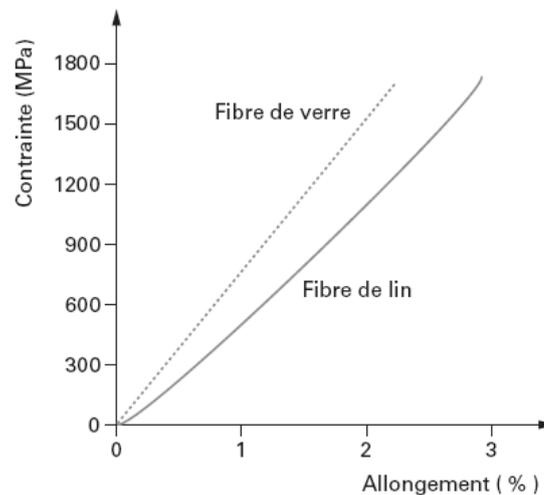


Fig. – Courbe contrainte-déformation pour un essai de traction sur une fibre de verre et une fibre de lin [BAL]

Au-delà des propriétés mécaniques des fibres et de leur prix introduits précédemment, le tableau suivant permet de comparer les propriétés absolues et spécifiques de composites UD verre/époxy et lin/époxy réalisés par pultrusion et présentant un taux volumique de fibres de 50%. On peut noter que les propriétés spécifiques du composite lin/époxy, bien qu'étant globalement inférieures, sont similaires en termes de module d'Young longitudinal et de résistance en traction transverse.

Caractéristiques	Matériau			
	Verre/époxy		Lin/époxy	
	Propriétés absolues	Propriétés spécifiques	Propriétés absolues	Propriétés spécifiques
Densité (g/cm ³)	1,87	1	1,35	1
Module d'Young longitudinal (GPa)	35	19	24	17,7
Résistance en traction longitudinale (MPa)	900	481	325	240
Résistance en traction transverse (MPa)	25	13	15	11
Résistance en compression longitudinale (MPa)	650	348	92	68
Résistance au cisaillement interlaminaire ILSS (MPa)	80	43	15	11
Tenue à l'impact Charpy (kJ/m ²)	280	150	60	44

Tab. – Comparaison des propriétés mécaniques de composites UD verre-époxy et lin/époxy [BAL]

En outre, il faut noter l'influence du procédé de mise en forme du composite sur ses propriétés mécaniques. On se réfère ici à deux techniques couramment employées : le moulage au contact et l'infusion.

Le moulage au contact est la technologie de mise en œuvre des composites la plus utilisée. Elle consiste à imprégner les renforts secs, disposés dans un moule, d'une résine accélérée et catalysée. Cette technique implique notamment une opération de débullage afin d'éliminer les inclusions d'air entre la couche de résine et les fibres (cf. figure).

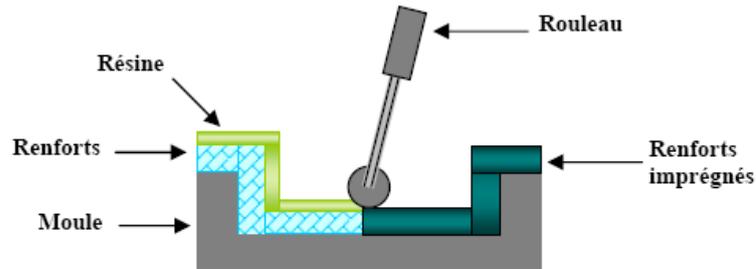


Fig. – Mise en œuvre par moulage au contact [CAR]

Le procédé d'infusion VARTM (Vacuum Assisted Resin Transfer Molding) consiste à aspirer de la résine à travers un empilement de tissus (renforts structurels) et d'âme (éventuellement) placés entre un outillage (moule) et un film plastique. Pour cela un vide généralement compris entre 0,6 et 0,95 bar est effectué à l'aide d'une pompe à vide. L'infusion permet d'obtenir des matériaux composites avec un taux de renfort important, lequel varie avec la dépression appliquée.

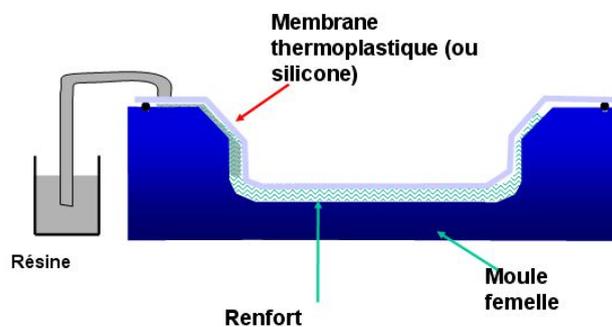


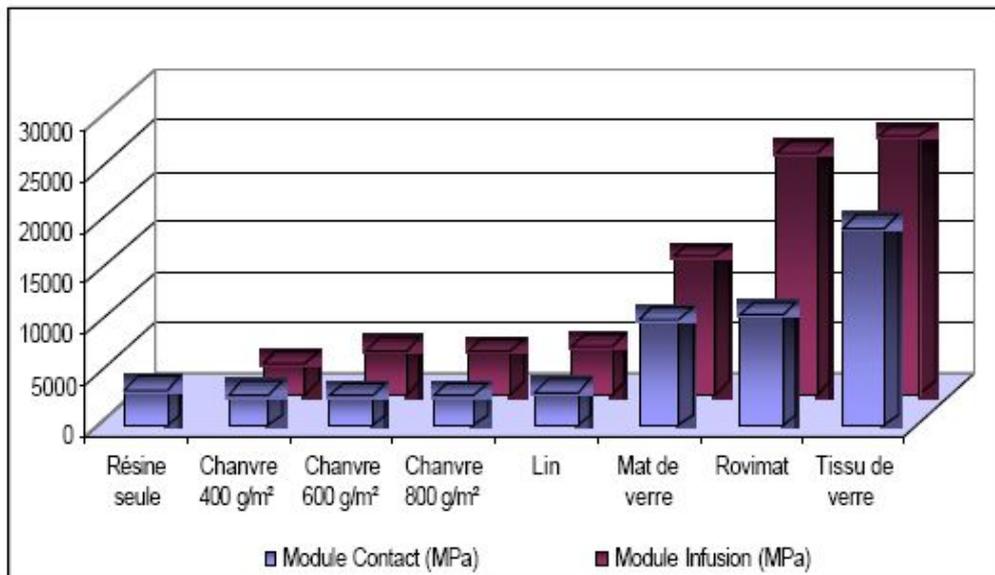
Fig. – Principe du procédé d'infusion VARTM [CLE]

Ce procédé est notamment conseillé pour les grandes pièces et permet de réaliser des matériaux composites sans que le personnel ne soit en contact avec les résines (amélioration notable des conditions de travail en terme d'hygiène et de protection de l'environnement pas de solvants dans l'air) en outre, le délai possible au cours du drapage permet la mise en place de procédures qualité (contrôle du nombre et du choix des renforts).

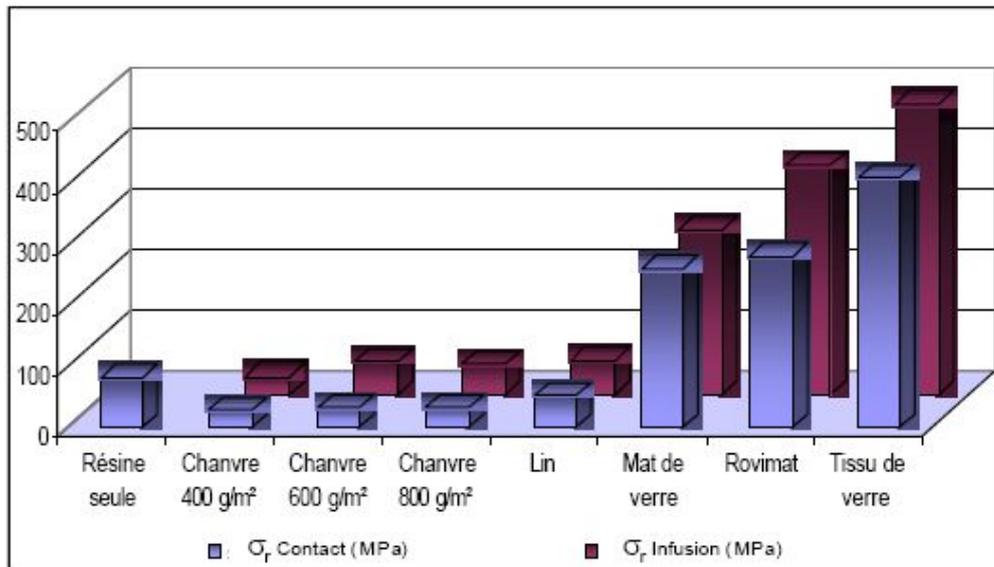
Ces deux techniques ont été utilisées pour comparer les propriétés mécaniques de composites renforcés par différents types de fibres. Les tableaux suivants permettent d'évaluer l'évolution du module d'Young et de la résistance à rupture, en fonction du procédé de mise en œuvre, dans le cas d'un essai de flexion trois points.

Technologies	Moulage au contact			Infusion (0,5 bar)			Infusion (0,8 bar)		
	densité	Module (MPa)	E / d (MPa)	densité	Module (MPa)	E / d (MPa)	densité	Module (MPa)	E / d (MPa)
Chanvre 400 g / m ²	1,15	3108	2709	1,12	3050	2735	1,10	3313	3014
Chanvre 600 g / m ²	1,15	2935	2545	1,18	4321	3661	1,14	4395	3849
Chanvre 800 g / m ²	1,16	3017	2603	1,19	4242	3569	1,10	3213	2927
Lin	1,13	3329	2944	1,15	4804	4169	1,13	4237	3765
Fibre de bois	1,19	5073	4263						
Basalte	1,27	4694	3686	1,35	5177	3827	1,35	6243	4619
Tissu de verre équilibré	1,84	19555	10617	1,91	25444	13323	1,87	23803	12720
Mat de verre	1,62	10536	6503	1,72	13573	7876	1,72	15224	8843
Rovimat	1,63	11031	6775	1,73	23833	13763	1,82	21782	11937

Tab. – Influence du procédé de mise en œuvre sur la rigidité spécifique de composites renforcés par différents types de fibres [CAR]



Tab. – Influence du procédé de mise en œuvre sur le module d’Young de composites renforcés par différents types de fibres [BIN]



Tab. – Influence du procédé de mise en œuvre sur la résistance à rupture de composites renforcés par différents types de fibres [BIN]

	σ _r (MPa)						
	Chanvre 400 g/m ² (mat)	Chanvre 600 g/m ² (mat)	Chanvre 800 g/m ² (mat)	Lin (mat)	Verre (mat)	Verre (Rovimat)	Verre (tissu)
Contact	29	32	29	51	261	282	408
Infusion	29	51	50	57	270	375	477

Tab. – Comparaison des contraintes à rupture pour un essai de flexion 3 points [BIN]

En considérant les tableaux et figures précédentes, on peut noter que le procédé d'infusion permet d'obtenir de meilleures propriétés mécaniques (module d'Young et résistance) que le moulage au contact pour tous les types de renforts. En ce sens, le niveau de dépression appliquée lors de l'infusion permet d'accroître ces performances. En outre, il est intéressant de remarquer que la contrainte à rupture des composites renforcés par des fibres végétales est inférieure à celles de la résine seule pour les deux procédés. En revanche, le module d'Young de la résine seule est équivalent à celui des composites renforcés par des fibres végétales obtenus par moulage contact et légèrement inférieur à celui des composites renforcés par des fibres végétales obtenus par infusion.

Applications des éco-composites

A l'heure actuelle, le marché des éco-composites est en plein essor mais on distingue d'emblée deux domaines d'applications : la construction (bardages, plinthes) et l'automobile (pièces d'habillage intérieures). On trouve également ce type de matériau pour les meubles de jardin et les équipements sportifs (winch de bateau).



Fig. – Exemples d'applications des éco-composites [POU]

5.4 Les stratifiés hybrides métal-fibres

Les stratifiés hybrides métal-fibres (également appelés FML – Fiber reinforced Metal Laminate) sont issus des travaux de l'Université de Technologie de Delft dans les années 1970. Ces études visaient à mettre au point un matériau léger et possédant de bonnes propriétés en fatigue notamment en termes de propagation de fissure. Après quelques années de recherche et la combinaison de divers matériaux constitutifs, les stratifiés **GLARE**[®] (GLass REinforced aluminum laminate), les stratifiés **ARALL**[®] (ARamid ALuminum Laminate) et **CARAL**[®] (CARbon Reinforced Aluminum Laminates) se sont révélés les plus prometteurs notamment du point de vue des applications en aéronautique.

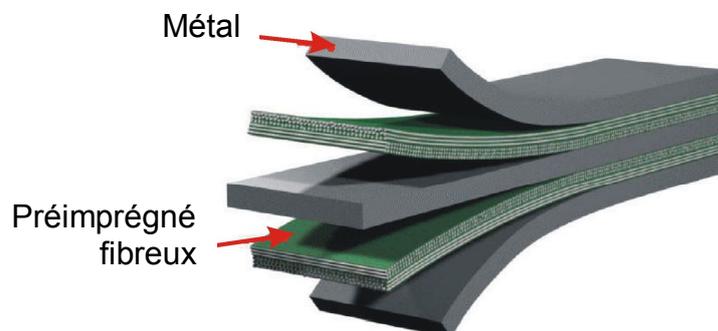


Fig. – Stratifiés hybrides métal-fibres

En termes de coût, les stratifiés hybrides métal-fibres sont 5 à 10 fois plus cher au kilogramme que les alliages d'aluminium traditionnels utilisés dans l'aéronautique et l'aérospatiale. Cependant, ils permettent un gain en poids de l'ordre de 20%. En outre, ils possèdent de bonnes propriétés mécaniques (résistance à l'impact, comportement en fatigue, résistance au feu, simplicité de la fabrication et de la réparation...), c'est pourquoi ce type de matériau est fort intéressant pour des applications aéronautiques et aérospatiales (cf. figure).

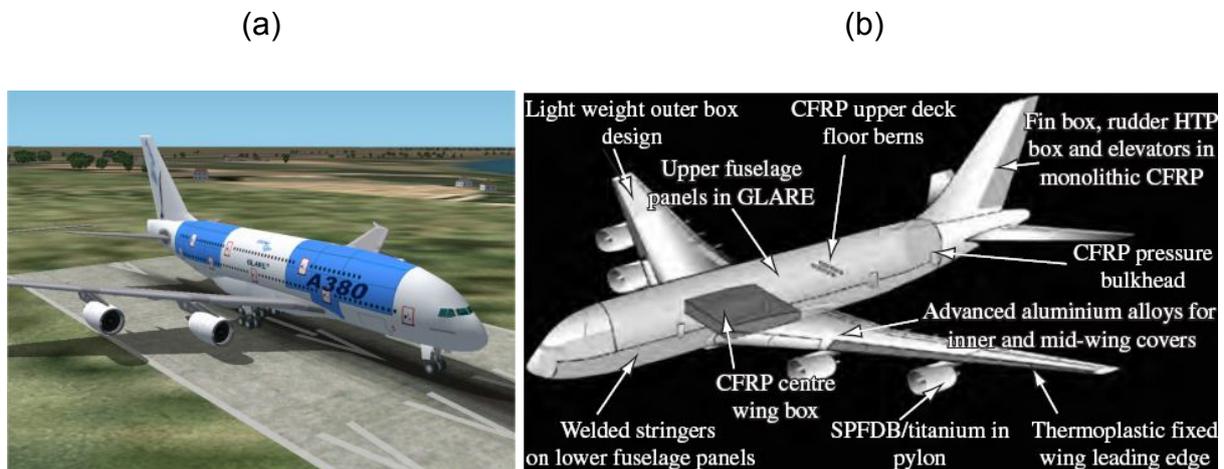


Fig. – Utilisation des stratifiés hybrides métal-fibres dans l'Airbus A380 [BOT] :
(a) Utilisation du GLARE – (b) Applications diverses

Du point de vue conception, fabrication, inspection ou maintenance, les stratifiés hybrides métal-fibres utilisent davantage les techniques des matériaux métalliques tels que les feuilles d'aluminium que celles des structures composites. Pour répondre aux exigences d'une application donnée, ces stratifiés peuvent être façonnés sur mesure en jouant sur la combinaison résine-fibres (nature du pré-imprégné), le type d'alliage, l'épaisseur, la séquence d'empilement, la technique de préparation des surfaces, etc...

5.4.1 Stratifiés GLARE® (GLASS REinforced aluminum laminates) :

Historiquement, ce type de stratifié a été développé dans les années 1980. Il est composé de fines couches d'aluminium (de 0,3 à 0,5 mm d'épaisseur), de nappes unidirectionnelles ou de tissus de fibres de verres imprégnées de résine époxyde. Pour comprendre l'intérêt des stratifiés hybrides métal-fibres par rapport aux alliages métalliques ou aux composites fibreux conventionnels, il est intéressant d'observer le comportement de ces deux derniers matériaux : les composites sont très résistants à la charge, mais possèdent une faible résistance à l'impact ainsi que de faibles propriétés statiques en cas de fissuration. L'aluminium est moins résistant à la charge, mais il résiste mieux aux impacts notamment en raison d'un comportement élasto-plastique.

Ainsi, le stratifié hybride GLARE présente un certain nombre d'avantages :

- meilleures caractéristiques mécaniques que les alliages d'aluminium précédemment utilisés,
- meilleure résistance à la corrosion,
- comportement moins sensible à l'humidité (grâce aux couches métalliques),
- meilleure résistance au feu (critère important en aéronautique),
- vitesse de fissuration quasiment constante et relativement faible,
- meilleure répartition des contraintes et diminution de la concentration de contraintes en tête de fissure,
- meilleure résistance au niveau des jonctions d'assemblage,
- meilleure résistance aux impacts, comportement ductile,
- une densité moins élevée que des panneaux classiques en aluminium.

L'exemple significatif du caractère innovant de ce type de matériau est donné par l'A380 (cf. figure) où une partie du fuselage supérieur a été réalisée au moyen de GLARE (environ 380m²).

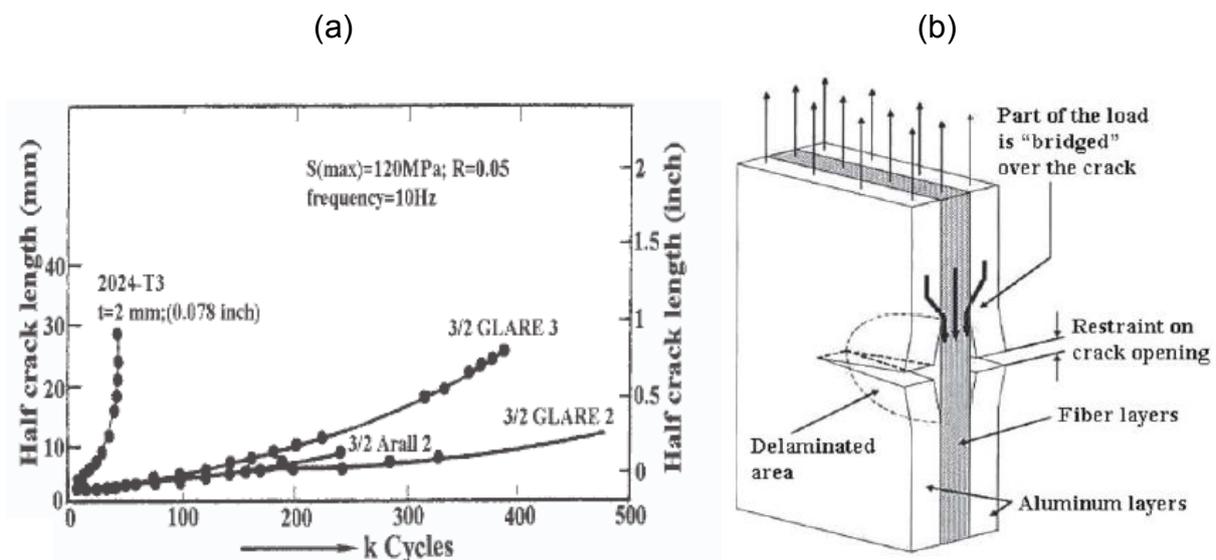


Fig. – Comportement en fatigue des stratifiés hybrides métal-fibres [WU] :
(a) Evolution de la taille de la fissure – (b) Mécanisme de fissuration

La figure précédente permet de comparer les performances en fatigue de deux variantes de GLARE avec un alliage d'aluminium 2024-T3 et un stratifié ARALL 2 dans des conditions de chargement caractéristiques d'un fuselage présentant une entaille centrale. Tandis que l'alliage d'aluminium présente une augmentation rapide de la vitesse de croissance de la fissure, les stratifiés GLARE mettent en évidence une vitesse croissance de fissure constante et lente (cf. figure (a)). Ainsi, dans des conditions de chargement réalistes, les stratifiés GLARE présentent une vitesse de croissance de fissure 10 à 100 fois inférieures à celles des alliages d'aluminium. Il apparaît que ce type de matériau convient particulièrement pour toutes les situations de chargement critique en fatigue rencontrées en aéronautique. La figure (b) illustre de

manière schématique le mécanisme de fissuration en fatigue à l'origine des caractéristiques en fatigue remarquables des GLARE. Le phénomène est connu comme un « pont » de charge au dessus de la fissure, charge qui transite par les fibres intactes du stratifié. Ce transfert de charge va permettre de contenir l'ouverture de la fissure et fortement limiter le facteur d'intensité de contraintes en bout de fissure.

Les tableaux suivants regroupent les propriétés mécaniques en traction et en compression en fonction de la température (RT : Room Temperature – température ambiante) et de l'angle d'orientation des fibres dans un stratifié GLARE de 9,1 mm d'épaisseur [HAG]. Globalement, les propriétés sont légèrement altérées lorsque la température augmente.

ϕ [°]	θ [°C]	E [GPa]	σ_y [MPa]	σ_u [MPa]	E/E _{RT} [%]	σ_y/σ_{yRT} [%]	σ_u/σ_{uRT} [%]	ν_{12} [-]	ν_{21} [-]	ν_{13} [-]
0	RT	55.3	277.2	525.0	100.0	100.0	100.0	0.27	0.37	0.33
0	80	52.6	265.9	468.4	95.1	95.9	89.2	-	-	-
45	RT	55.2	251.4	547.4	100.0	100.0	100.0	0.39	0.34	0.32
45	80	50.8	245.4	470.9	92.0	97.6	86.0	-	-	-
67.5	RT	53.9	238.8	416.4	100.0	100.0	100.0	0.33	0.30	0.37
67.5	80	48.9	225.0	345.8	90.7	94.2	83.0	-	-	-
90	RT	55.5	252.5	515.0	100.0	100.0	100.0	0.27	0.36	0.32
90	80	52.9	241.4	446.2	95.2	95.6	86.7	-	-	-

ϕ [°]	θ [°C]	E [GPa]	σ_y [MPa]	σ_f [MPa]	ν_{12} [-]	ν_{21} [-]	ν_{13} [-]
0	RT	53.6	274.6	367.9	0.28	0.37	0.31
45	RT	54.2	281.5	374.7	0.32	0.37	0.26
67.5	RT	52.1	264.2	337.5	0.32	0.31	0.30
90	RT	54.6	281.5	362.6	0.28	0.37	0.28

Tab. – Effet de la température θ et de l'orientation des fibres ϕ sur les propriétés mécaniques [HAG] : (a) Traction – (b) Compression

La figure suivante illustre le comportement caractéristique en traction d'un stratifié GLARE pour une sollicitation dans la direction des fibres (L) ou dans la direction transverse (LT).

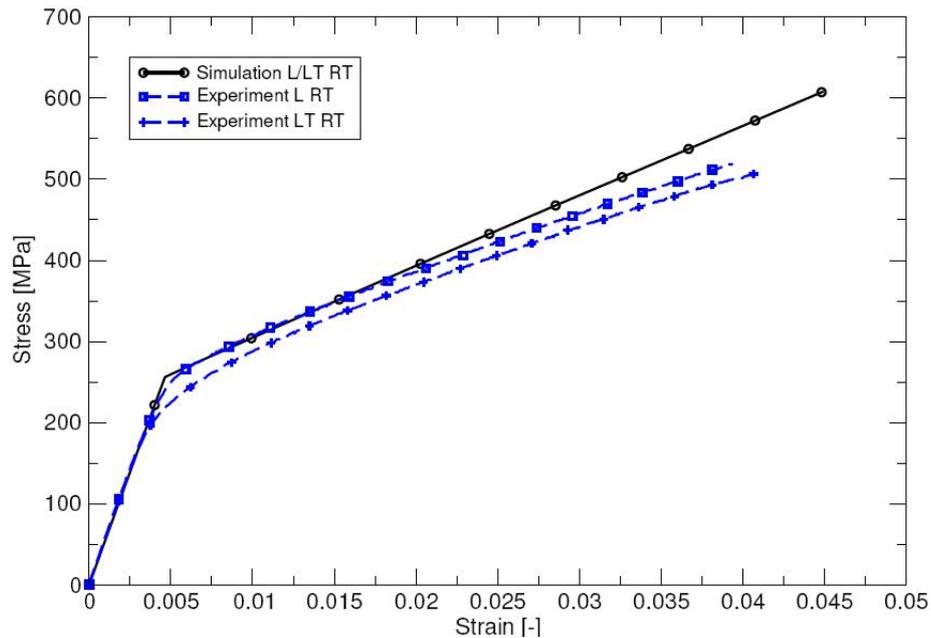


Fig. – Courbes contrainte-déformation en traction à température ambiante pour un stratifié GLARE [HAG]

5.4.2 Stratifiés ARALL[®] (ARamid ALuminum Laminates) :

Ce type de stratifié représente la première génération des stratifiés hybrides apparus dans les années 1970. Il est composé de fines couches d'aluminium (de 0,3 à 0,5 mm d'épaisseur), de nappes unidirectionnelles ou de tissus de fibres d'aramide (Kevlar) imprégnées de résine époxyde. En général, les stratifiés composites traditionnels sont constitués d'une même couche de pré-imprégné (par exemple graphite/époxyde), avec éventuellement des orientations différentes, pour une structure donnée. L'utilisation seule de polymères TD pour la matrice limite souvent la température d'utilisation en service des stratifiés. Leur comportement fragile induit à la fois une faible ténacité et une faible tolérance au dommage. Les stratifiés hybrides de type ARALL tendent à s'affranchir de ces problèmes. Tout comme les stratifiés GLARE, les stratifiés ARALL présentent une excellente résistance à la croissance de la fissure en fatigue (cf. figure) mais également de très bonnes propriétés sous chargement monotone. Diverses variantes d'ARALL (nature de l'alliage d'aluminium et séquences d'empilement) ont été développées pour diverses applications. Les premières variantes d'ARALL (1-3) ont été conçues pour des applications où la température en service maximale n'excède pas 90°C. Dans ces conditions, les effets du fluage dans chaque couche sont négligeables [PIN].

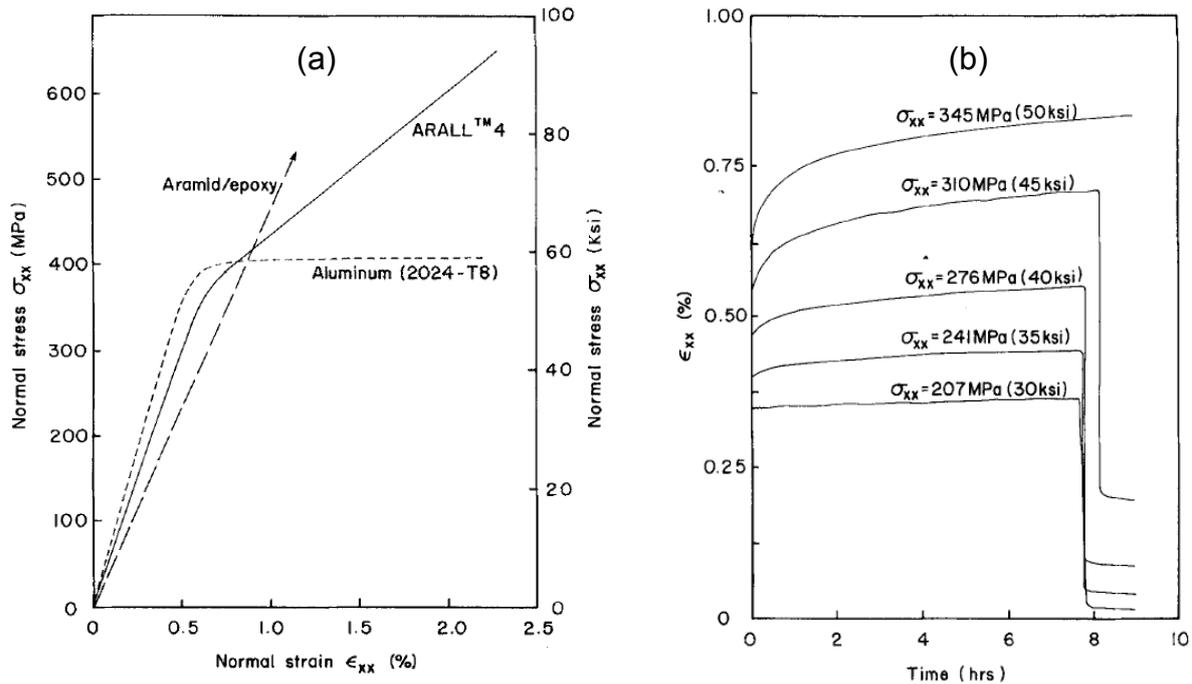


Fig. – (a) Courbes contrainte-déformation en traction de l'ARALL 4 et de ses constituants à $T=121^\circ\text{C}$ et $\dot{\epsilon} = 1\% \cdot \text{min}^{-1}$ – (b) Réponses en fluage de l'ARALL 4 à $T=121^\circ\text{C}$ [PIN]

La variante ARALL-4 a été développée spécifiquement pour des environnements à température élevée (température en service maximale de 160°C). La figure (a) permet de comparer les courbes contrainte-déformation en traction des différents constituants de l'ARALL-4 à une température de 121°C . A cette même température, le comportement viscoélastique des constituants de base (aluminium et pré-imprégné aramide-époxy) influence significativement la réponse du stratifié hybride. Ainsi, la réponse au fluage à 121°C du stratifié ARALL-4 est principalement contrôlée par la réponse au fluage à 121°C de la couche en aluminium. En outre, l'amplitude des déformations de fluage dépend à la fois du niveau de contrainte appliquée (cf. figure (b)) et de l'état de contraintes résiduelles dans les différentes couches induites lors de la mise en œuvre du stratifié.

5.4.3 Stratifiés CARAL® (Carbon Reinforced Aluminum Laminates) :

Comme pour les autres matériaux composites, les propriétés des stratifiés hybrides métal-fibres dépendent fortement des propriétés du renfort fibreux. Par exemple, les stratifiés aramide/époxy possèdent des bonnes propriétés mécaniques spécifiques (résistance en traction, module, résistance à l'impact) ainsi qu'un bon comportement en fatigue à faible nombre de cycles mais présentent une faible résistance en compression. Les stratifiés carbone/époxy et verre/époxy ont un module spécifique élevé mais, comparativement aux hybrides aramide/époxy, ils possèdent une résistance en traction, un allongement à rupture, une résistance à l'impact et un comportement en fatigue (à faible nombre de cycles) moins bons. Les stratifiés CARAL (Carbon Reinforced Aluminum Laminates) représentent une alternative à l'utilisation de l'ARALL dont le comportement en fatigue (à grand nombre de cycles) est largement

moins bon que celui des stratifiés renforcés par des fibres de carbone. La combinaison (grande rigidité - bonne résistance - bon comportement à l'impact) prédispose les stratifiés aluminium-carbone à des applications spatiales mais aussi comme absorbeurs d'impacts pour barre d'atterrissage d'hélicoptère. La figure suivante permet de comparer les réponses obtenues en traction et en compression pour quatre types de stratifiés : carbone/époxy – verre/époxy – GLARE – CARAL. Ces deux derniers sont caractérisés par un comportement élastique-plastique contrairement aux stratifiés à matrice TD.

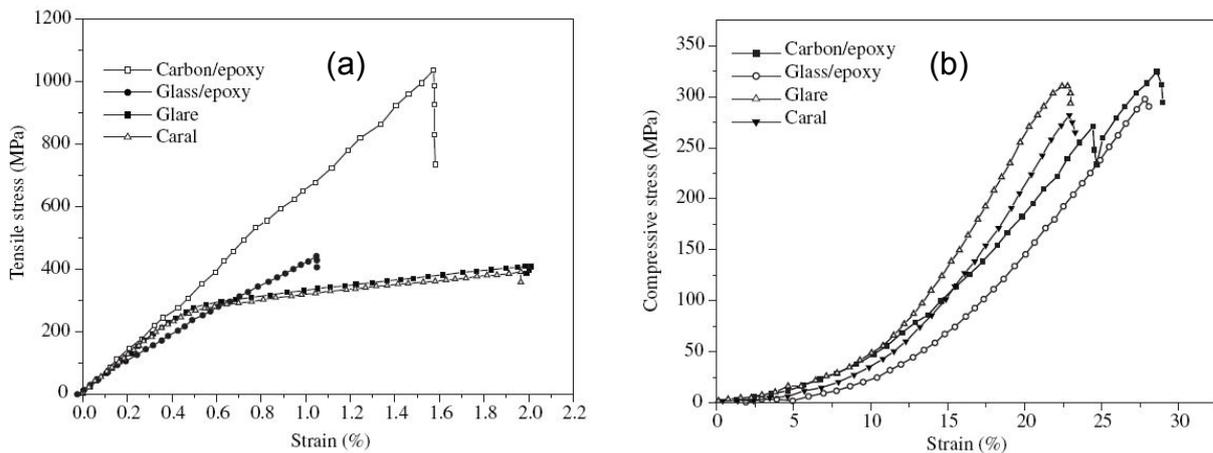


Fig. – Courbes contrainte-déformation des stratifiés GLARE et CARAL [BOT] :
(a) Traction – (b) Compression

5.5 Les structures sandwich innovantes

Une structure composite sandwich est constituée de trois éléments de base [GAY] :

- L'âme, réalisée avec un matériau de faible densité, qui apporte une tenue en flexion. Selon le matériau employé, on obtient des sandwiches d'isolation phonique et thermique dont l'âme est pleine (mousses, balsa ou mousses syntactiques) ou des sandwiches de structure, dont l'âme est creuse (nid d'abeilles ou âme ondulée), qui supportent les efforts de compression et de cisaillement (cf. figure).
- Deux **peaux**, également appelées semelles, réalisées au moyen d'un matériau ayant de très bonnes propriétés mécaniques. Ces peaux sont généralement des structures planes qui reprennent les efforts de flexion. On utilise généralement des matériaux conventionnels tels que des alliages légers, de l'acier ou des composites stratifiés fibreux.
- L'adhésif de surface, également appelé **interface**, qui permet de solidariser l'âme et les deux peaux et de transférer les efforts entre ces éléments.

(a)

(b)

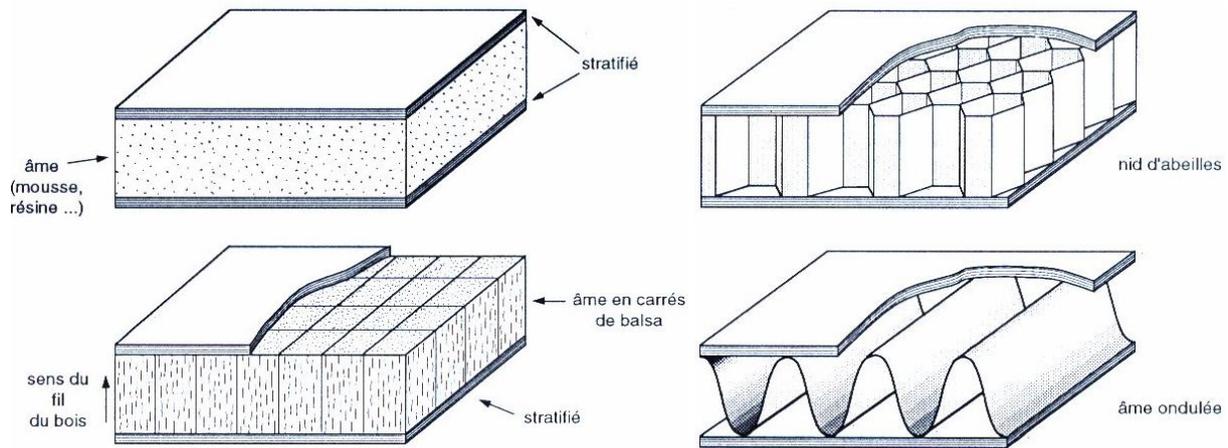


Fig. – Matériaux composites sandwich [BER] :
(a) Ame pleine – (b) Ame creuse

5.5.1 Les composites sandwichs classiques :

Parmi les matériaux couramment utilisés pour réaliser une âme pleine, on trouve le balsa, les mousses métalliques et syntactiques. Le balsa est un bois très léger (de 0,04 à 0,25 g.cm⁻³). Ses applications typiques sont les ailes de planeurs et les fuselages de bateaux. Les mousses plastiques utilisées pour composer l'âme des composites sandwichs sont résumées dans le tableau suivant. On peut ainsi constater qu'elles ne sont pas utilisées pour des applications structures car elles possèdent des propriétés mécaniques limitées notamment en compression.

Polymère	Masse volumique (kg/m ³)	Résistance compression (MPa)	Intérêt
Polystyrène expansé (PSE)	16-40	0,1-0,2	Isolation thermique
Polyuréthane (PUR)	40-60	0,25-0,3	Isolation et moulage in situ
Polyvinyle	25-50	0,6	Tenue chimique
Polyéthylène	15-45	0,2-0,3	Amortissement
Polyacrylique	30-70	1-2,8	Comportement mécanique
Phénolique	50	0,6	Coupe feu

Tab. – Différents types de mousses plastiques utilisables dans les composites sandwichs [GAY]

Les mousses syntactiques sont en fait des résines chargées avec des charges de très faible densité telles que des microbilles creuses en polymère ou en verre (de 10 à 200 µm de diamètre). La mousse ainsi obtenue présente une densité inférieure à 1 g.cm⁻³ et de très bonnes propriétés en compression. Les mousses syntactiques les plus performantes peuvent supporter des pressions de plusieurs centaines de bar (plusieurs dizaines de MPa) pour une densité de l'ordre de 0,3 à 0,4 g.cm⁻³. Les applications les plus importantes sont dans le domaine des utilisations sous-marines.

En ce qui concerne les sandwichs à âme creuse, pour des applications structures, on distingue principalement le nid d'abeilles et l'âme ondulée. Le nid d'abeilles, également appelé le nida, est constitué de cellules hexagonales géométriquement semblables aux nids construits par les abeilles. Les matériaux utilisés pour réaliser cette âme nida dépendent des applications visées et on récite principalement :

- Les alliages d'aluminium sont légers (masse surfacique de $5,8 \text{ kg.m}^{-2}$ pour une épaisseur de 25 mm), rigides, stables mais leur mise en forme est non plane et leur usinage est difficile. L'épaisseur de l'âme peut atteindre 150 à 480 mm,
- Les aramides et notamment les polyamide-imide (TD) sont des matériaux non-métalliques présentant de meilleures propriétés d'isolation thermique. A rigidité égale, ils sont plus légers (masse surfacique de $4,2 \text{ kg.m}^{-2}$ pour une épaisseur de 25 mm) que les alliages d'aluminium. Autre caractéristique intéressante, ils sont souples avant mise en forme du sandwich. L'âme aramide la plus connue est le Nomex dont l'épaisseur peut atteindre 150 mm.
- Le polypropylène (TP) est moins rigide que les âmes précédentes mais il est plus léger (masse surfacique de $1,7 \text{ kg.m}^{-2}$ pour une épaisseur de 25 mm) et surtout moins cher. Les épaisseurs couramment utilisées avec ce matériau vont de 10 à 90 mm.

On trouve également des âmes nida avec une structure tubulaire en polycarbonate et en PVC.

Caractéristiques des structures composites sandwichs

Les composites sandwichs sont des matériaux permettant d'obtenir un compromis entre rigidité, légèreté et stabilité dimensionnelle. Pour une sollicitation en flexion, les structures sandwichs présentent une résistance et une rigidité relatives très importantes. On constate ainsi qu'une augmentation de 8% de la masse de la structure (en quadruplant l'épaisseur e de la plaque) par rapport à une plaque monolithique d'épaisseur e permet de multiplier par 37 la rigidité relative et par 9 la résistance (cf. figure). En outre, selon la nature de l'âme, on peut obtenir des matériaux qui sont de bons isolants thermiques et phoniques. En outre, les structures sandwichs possèdent d'excellentes propriétés en fatigue, une bonne résistance à la corrosion et une aptitude à absorber l'énergie.

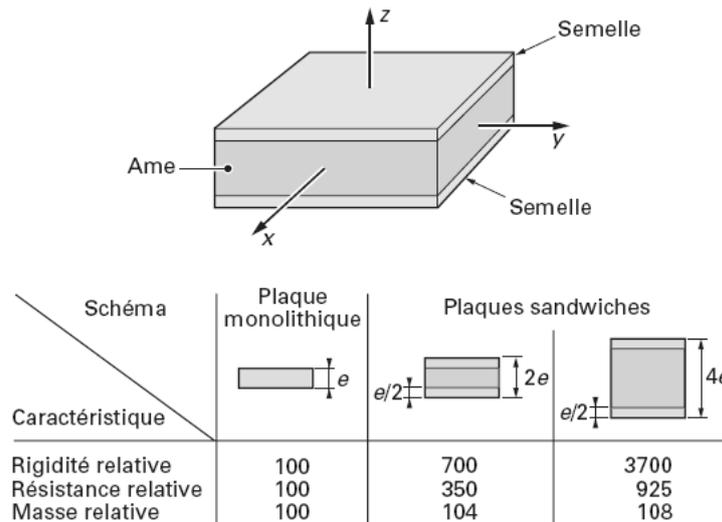


Fig. – Influence de l’épaisseur de la structure sur les propriétés mécaniques de plaques sandwiches [BAR]

En revanche, pour certaines catégories d’âme, les composites sandwiches présentent une tenue au feu moyenne et un risque de flambement plus élevé que d’autres structures. Enfin, des problèmes de décollement peaux/âme peuvent être observés en fonction la compatibilité des matériaux à l’interface.

Propriétés mécaniques des composites sandwiches

Le tableau suivant permet une comparaison des propriétés mécaniques des principaux matériaux constituant l’âme des composites sandwiches.

Core Material		Density		Tensile Strength		Compressive Strength		Shear Strength		Shear Modulus	
		lbs/ft ³	g/cm ³	psi	Mpa	psi	Mpa	psi	Mpa	psi x 10 ³	Mpa
End Grain Balsa		7	112	1320	9.12	1190	8.19	314	2.17	17.4	120
		9	145	1790	12.3	1720	11.9	418	2.81	21.8	151
Cross-Linked PVC Foam	Termanto, C70.75	4.7	75	320	2.21	204	1.41	161	1.11	1.61	11
	Klegecell II	4.7	75	175	1.21	160	1.10			1.64	11
	Divinycell H-80	5.0	80	260	1.79	170	1.17	145	1.00	4.35	30
	Termanto C70.90	5.7	91	320	2.21	258	1.78	168	1.16	2.01	13
	Divinycell H-100	6.0	96	360	2.48	260	1.79	217	1.50	6.52	45
Linear Structural Foam	Core-Cell	3-4	55	118	0.81	58	0.40	81	0.56	1.81	12
		5-5.5	80	201	1.39	115	0.79	142	0.98	2.83	20
		8-9	210	329	2.27	210	1.45	253	1.75	5.10	35
Airex Linear PVC Foam		5-6	80-96	200	1.38	125	0.86	170	1.17	2.9	29
PIM Foam	Rohacell 71	4.7	75	398	2.74	213	1.47	185	1.28	4.3	30
	Rohacell 100	6.9	111	493	3.40	427	2.94	341	2.35	7.1	49
Phenolic Resin Honeycomb		6	96	n/a	n/a	1125	7.76	200	1.38	6.0	41
Polypropylene Honeycomb		4.8	77	n/a	n/a	218	1.50	160	1.10	n/a	n/a

Tab. – Données comparatives des principaux matériaux constituant l’âme des composites sandwiches [MCO]

En outre, dans les cas des structures sandwichs à cellules périodiques, la densité évolue avec le nombre de cellules ce qui influe fortement la réponse mécanique du composite (cf. figure). Ainsi, à densité croissante, la limite d'élasticité augmente tandis que la compression maximale diminue. En outre, le comportement global du matériau tend à évoluer de ductile vers fragile au fur et à mesure que le flambement des cellules se généralise.

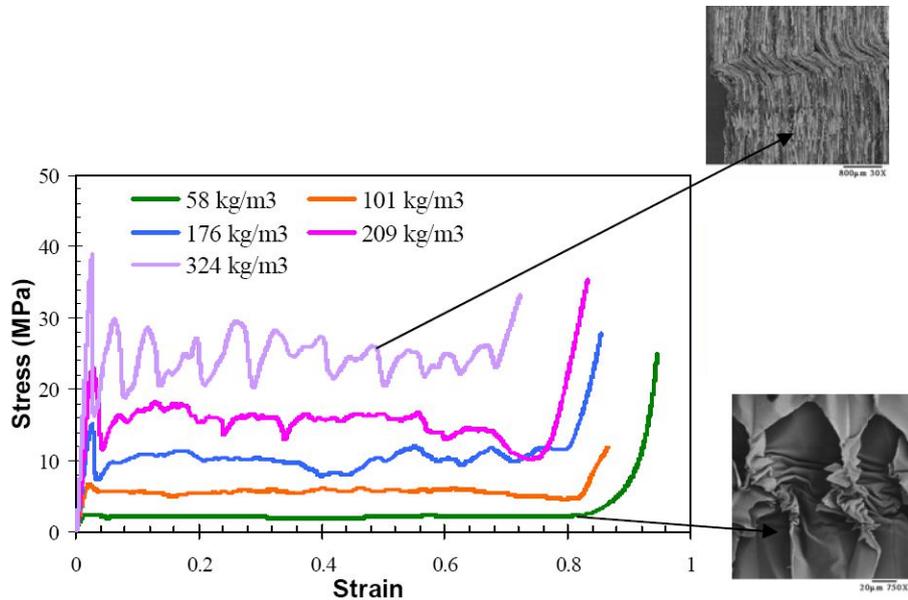


Fig. – Influence de la densité des cellules sur le comportement en compression de composites sandwichs [RAV]

Applications courantes des composites sandwichs

En raison des caractéristiques introduites précédemment, les applications des composites sandwichs sont nombreuses et variées : construction navale, construction ferroviaire, automobile, aéronautique, aérospatiale, éoliennes. La figure suivante illustre l'utilisation des composites sandwichs dans le cas d'une pale d'hélicoptère.

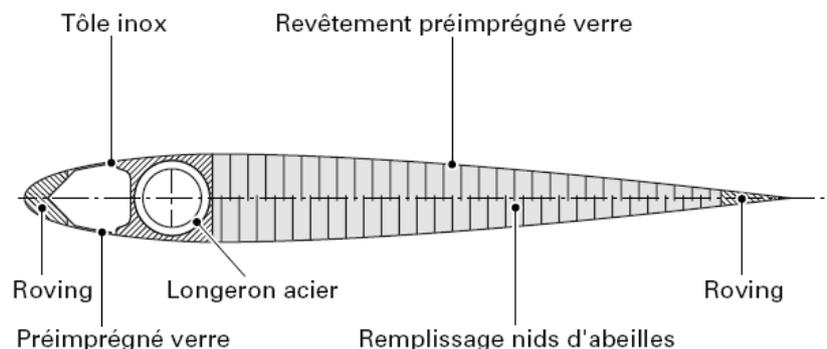


Fig. – Pale d'hélicoptère basée sur une structure composite sandwich NIDA [CHA]

Un autre exemple d'application courante des composites sandwichs est le ski dont la section droite est illustrée sur la figure suivante.

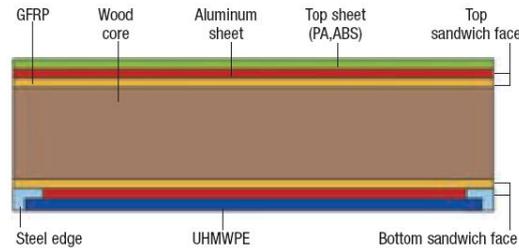


Fig. – Représentation schématique de la section droite d'un ski [ANS]

5.5.2 Composites sandwichs à âme innovante :

La société Tycor produit des structures sandwich composites avec une âme en mousse renforcée par des fibres (carbone : Tycor A - verre : Tycor B). Cette architecture permet d'améliorer les propriétés de mousses à bas coût avec des fibres peu chères. La mousse est ici utilisée comme matériau d'usinage. Le procédé d'infusion permet de polymériser simultanément les panneaux sandwichs. Il garantit ainsi une très bonne adhésion entre les peaux et l'âme ce qui est l'un des points critiques des matériaux sandwichs. Cette technique permet d'obtenir des âmes renforcées dans des configurations diverses (cf. figure).

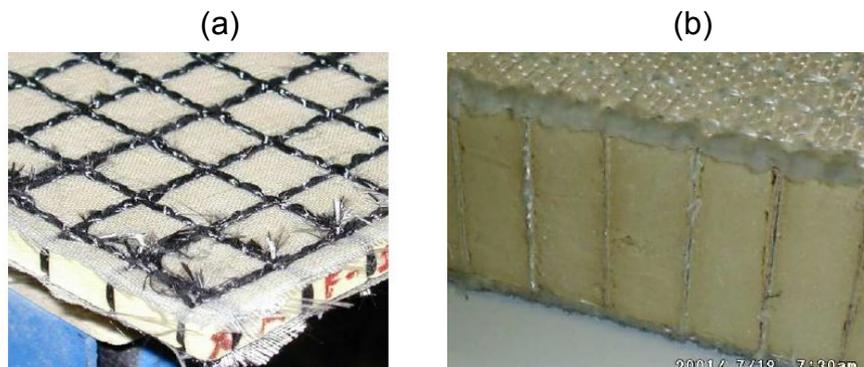


Fig. – (a) Sandwich avec âme piquée unidirectionnelle et tissu pré-assemblé
(b) Sandwich hybride avec âme tissée et tissu pré-assemblé [STO]

Il est également possible de soustraire la mousse utile lors de la phase de moulage pour obtenir une âme structurée en treillis (cf. figure).

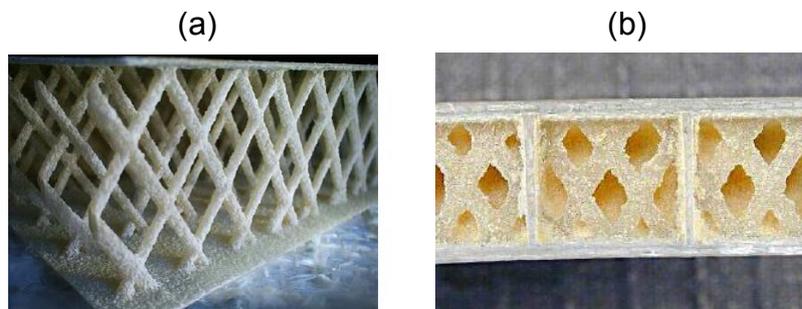


Fig. – (a) Sandwich avec âme renforcée bi-directionnelle -
(b) Sandwich hybride avec âme tissée et renforcée bi-directionnelle [STO]

Les tableaux suivants permettent de comparer les propriétés mécaniques de ces âmes de composites sandwichs renforcées par des fibres avec une âme en mousse PMI et une âme en balsa. Le schéma permet de préciser les directions du renfort. En ce qui concerne les unités on peut noter que $1 \text{ psi} \approx 689 \text{ Pa}$ et $1 \text{ lb.ft}^{-3} \approx 16 \text{ kg.m}^{-3}$.

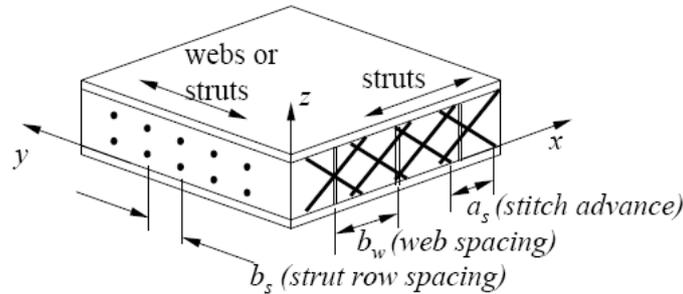


Fig. – Représentation schématique d'une âme renforcée bi-directionnelle [STO]

(a)

Core	Density (lb/ft ³)	Shear strength (psi)	Shear modulus (ksi)	Compressive strength Z (psi)	Tensile strength Z (psi)
TYCOR A12 ¹	13	330	27	1620	340
Rohacell 200WF ²	12.8	350	24	1090	820

(b)

Core	Core Density (lb/ft ³) Nom./Effctv.	Shear strength YZ (psi)	Shear strength XZ (psi)	Compressive strength Z (psi)	Shear modulus YZ (ksi)	Shear modulus XZ (ksi)
TYCOR ^a	12.6	440	390	1550	38	29
Balsa ^b	9.5/12.5 ^d	432		1870	23.1	

Tab. – Propriétés mécaniques d'âmes renforcées par des fibres : (a) Tycor A (fibres de carbone) – (b) Tycor B (fibres de verre) [STO]

Parmi les âmes innovantes, il existe également des structures nida TP (appelées HexWebEM) spécifiquement développées par la société Hexcel pour une absorption efficace de l'énergie lors des chocs. La charge est appliquée dans une direction parallèle aux parois des cellules hexagonales lesquelles vont absorber l'énergie de déformation (cf. figure (a)). Cette architecture est intéressante également du point de vue de l'encombrement. Ainsi, l'âme se comprime de 70 à 80 % par rapport à son épaisseur initiale (cf. Figure (b)). La surcharge (peak load) est évitée par pré-flambement de la structure nida.

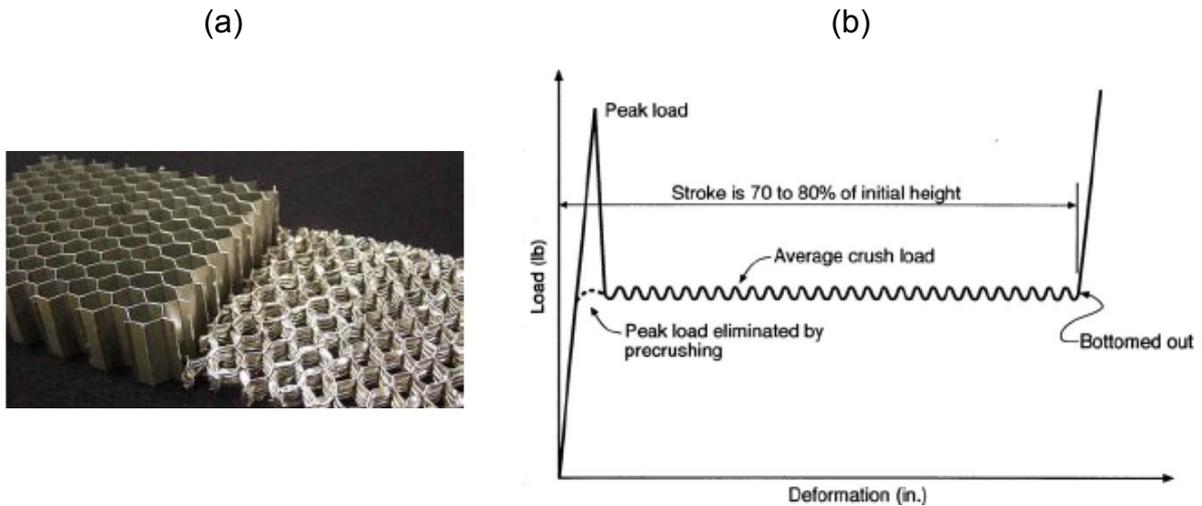


Fig. – (a) Compression de l'âme nida TP lors de la charge -
 (b) Courbe charge-déformation lors d'un essai de compression [HEX]

L'utilisation de matériaux TP dans une configuration nida présente plusieurs avantages : bonne résistance à l'écrasement, possibilité de récupérer la forme initiale après impact (par réchauffage et redéploiement), recyclabilité, facilité de fabrication, de mise en œuvre et d'intégration.

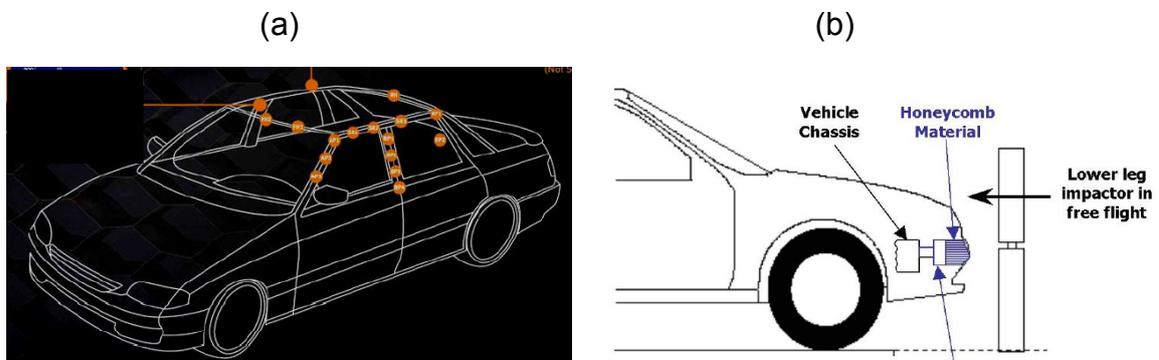


Fig. – Intégration potentielle de sandwichs nida TP dans une voiture [HEX] :
 (a) Montants et calandre (b) Système de protection des piétons

Toujours à l'initiative de l'industrie automobile, la société Venture Industries a développé Sandwiform[®], un matériau composite sandwich à base de TP. Constitué d'une âme nida TP (typiquement PP de 15 mm d'épaisseur), la peau extérieure est en acier tandis que la peau intérieure est en composite TP (de masse surfacique 1 kg. m^{-2}). La tôle acier est recouverte d'un adhésif réactivable à 180°C (cf. figure (a)). Un des problèmes techniques soulevés avec ce type de matériau concerne le pliage notamment pour la réalisation de pièces telles que la porte d'un coffre de voiture (cf. figure (b)).

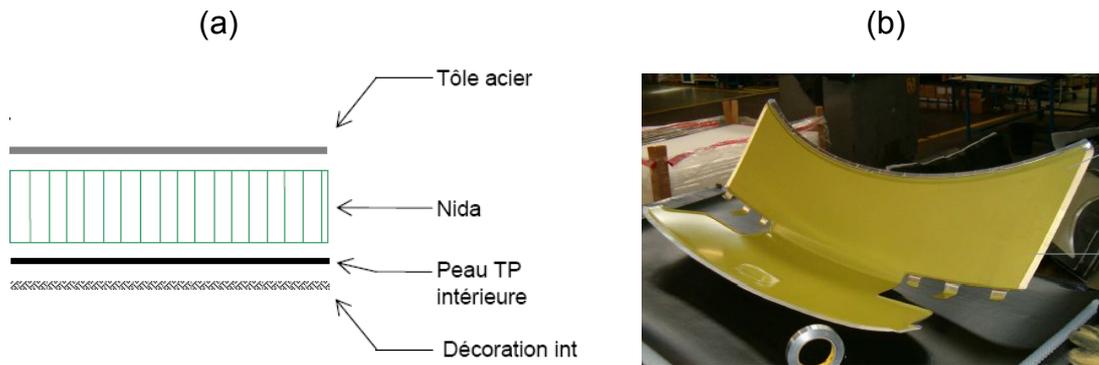


Fig. – (a) Configuration du matériau Sandwiform[®] - (b) Application avec une porte de coffre de voiture [FAC]

Ce type d'application est significatif de l'intérêt du matériau Sandwiform[®] car il permet un gain de rigidité, de poids, de volume et il offre un potentiel en termes de garnissage intérieur. Le poids total du coffre est ainsi de 6,3 kg, dont 3,7 kg de peau extérieure en acier, contre 8kg environ pour une porte de coffre classique (soit 20% de gain). Un des autres avantages de ce type de matériau est sa tenue au crash. Pour des panneaux avec une âme de 7 et 15 mm d'épaisseur, des essais de compression statiques et dynamiques ont été réalisés [TSI].

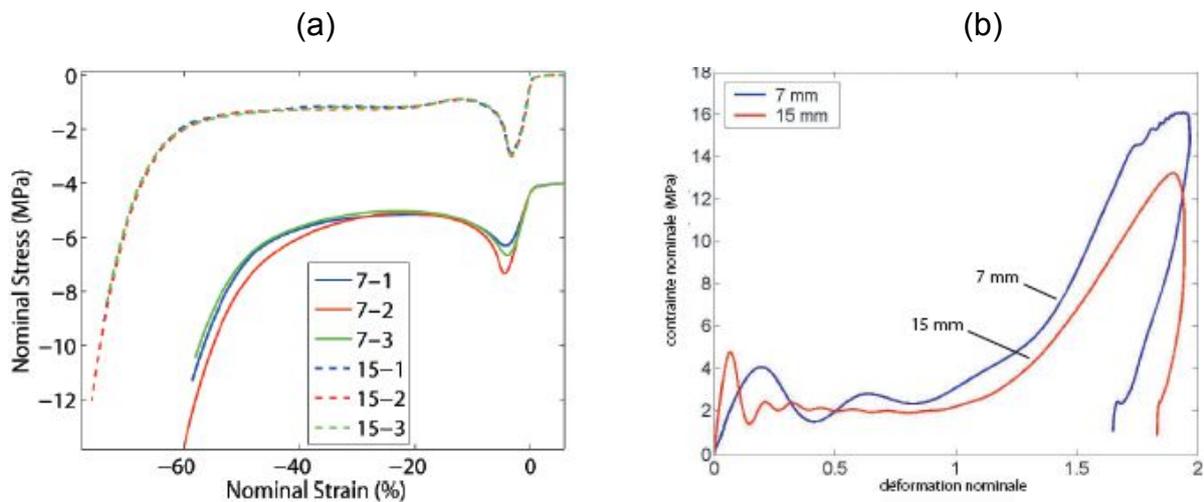


Fig. – Essais de compression sur un panneau Sandwiform[®] :
(a) Statique - (b) Dynamique FW sur âme seule [TSI]

La réponse d'un panneau à un essai statique se décompose en trois zones : un comportement élastique linéaire ($E=120 \text{ MPa}$) suivi d'un plateau de contrainte correspondant au flambement de l'âme ($\sigma_{seuil} = 3 \text{ MPa}$) et une phase de consolidation lorsque l'âme est totalement écrasée ($\varepsilon_{consolidation} = 45\%$ pour une âme de 7 mm et $\varepsilon_{consolidation} = 60\%$ pour une âme de 15 mm). Ainsi, on peut remarquer que l'épaisseur de l'âme n'influe ni sur le pic de flambement, ni sur l'amplitude du plateau de contrainte. En revanche, elle influence la longueur du plateau. Logiquement, la capacité d'absorption d'énergie du matériau est d'autant plus importante que l'âme est épaisse.

Les essais dynamiques quant à eux sont réalisés à une vitesse de 15 m/s. Ils permettent de mettre en évidence l'effet de la vitesse de chargement : 50% d'augmentation du pic de flambement et 100% d'augmentation pour le plateau de contrainte. Cet effet peut être attribué à la fois au comportement viscoplastique de l'âme et à la géométrie des cellules.

Il existe également des composites sandwichs dont l'âme est composée de fibres métalliques en acier austénitique 316L (de diamètre 25 μm) et dont les peaux sont des plaques en acier 316L de 200 microns d'épaisseur (cf. figure). L'épaisseur totale de cette structure sandwich est de 1 à 2 mm. Le taux volumique de fibres est égal à environ 8%.

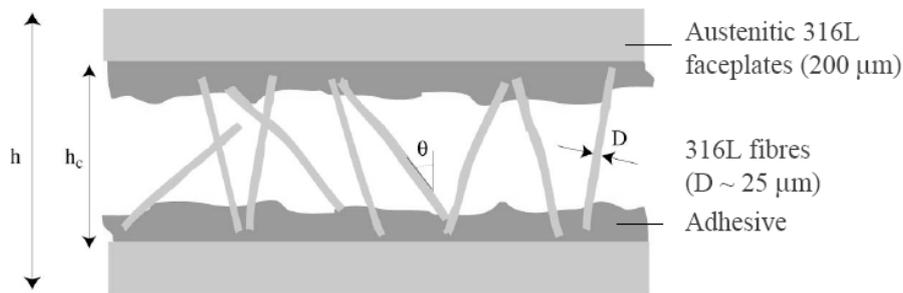


Fig. – Composite sandwich avec âme fibreuse et peaux métalliques [MAR]

L'intérêt de ce type de sandwich réside dans sa rigidité en flexion élevée, son aptitude à la mise en forme, sa soudabilité, ses capacités d'amortissement acoustique. Et vibratoires et enfin il est capable d'absorber une grande quantité d'énergie lors d'un écrasement. En ce qui concerne le choix du matériau, l'acier austénitique 316L répond aux critères suivants : il est non-magnétique, il présente une très bonne ductilité (fortement écrouissable) ainsi qu'une excellente ténacité à toutes températures. Pour certaines applications telles que l'exemple de la prothèse de la tête de col du fémur, on peut associer des peaux austénitiques et une âme à fibres ferritiques. Celles-ci possèdent les propriétés suivantes : elles sont magnétiques, présentent une haute limite d'élasticité ainsi qu'une ténacité variable en fonction de la température. Cette prothèse est une application biomédicale potentielle de ce type de matériau sandwich. L'âme fibreuse constitue une couche active pouvant se souder à l'os en phase de recalcification sous l'effet d'un champ magnétique.

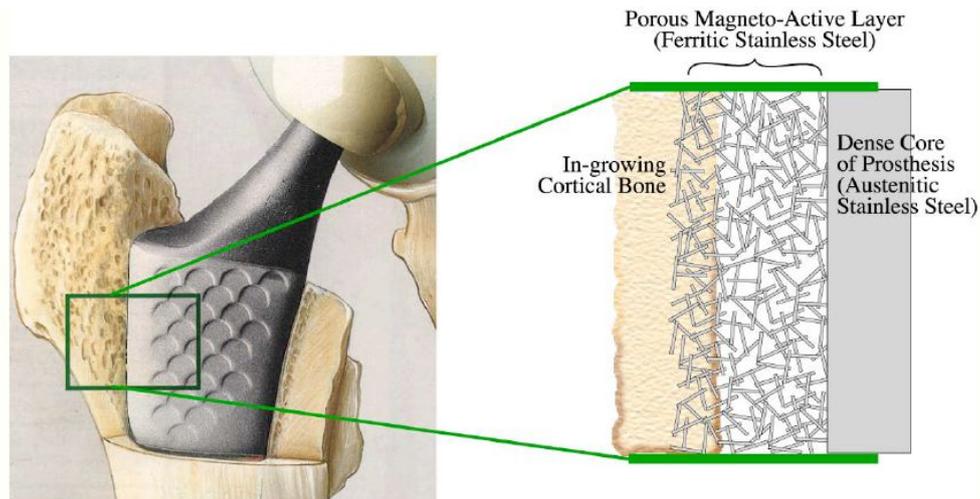


Fig. – Soudage magnéto-mécanique de la prothèse à l'os [MAR]

Enfin, dans la filière éco-composites, des tentatives de mise au point de structures sandwich utilisant une âme hybride PP/ fibres naturelles ont été faites. Cette association permet de circonscrire les problèmes liés à l'utilisation de fibres naturelles (tenue au choc et à l'humidité, odeurs...) en utilisant notamment un procédé d'injection sandwich bi-matière [POU].

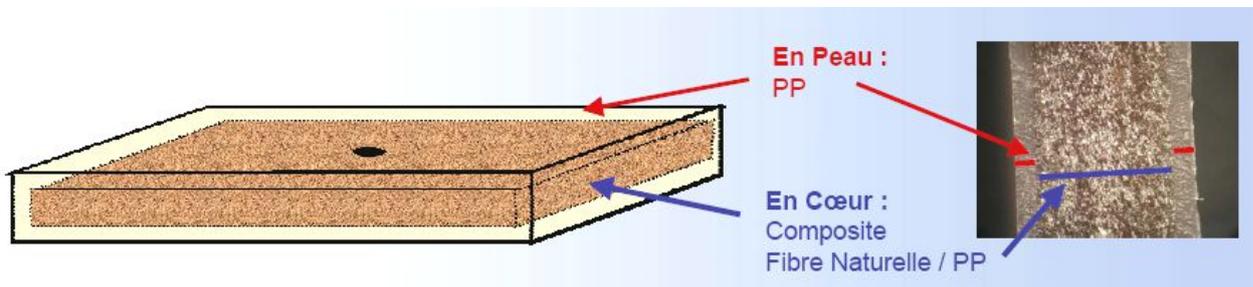


Fig. – Eco-composite sandwich [POU]

Annexe 2 : Comportement au fluage des superalliages

Cette partie est tirée du cours de L. Naze (ENSMP)

Les propriétés en traction **à température ambiante** de la plupart des matériaux sont peu dépendantes du temps (vitesse de chargement)

A haute température, les performances en traction dépendent à la fois de la vitesse de déformation et du temps d'exposition à haute température

→ Nouveaux mécanismes de déformation mis en jeu : systèmes de glissement activés

→ Les processus contrôlés par la diffusion sont accélérés, et ont un effet significatif sur les propriétés mécaniques : mobilité des dislocations accentuée par le mécanisme de montée

→ "Glissement" possible aux joints de grain

Nécessité de prendre en compte des **modifications microstructurales** provoquées par l'exposition prolongée à haute température : grossissement de la taille de grain par recristallisation

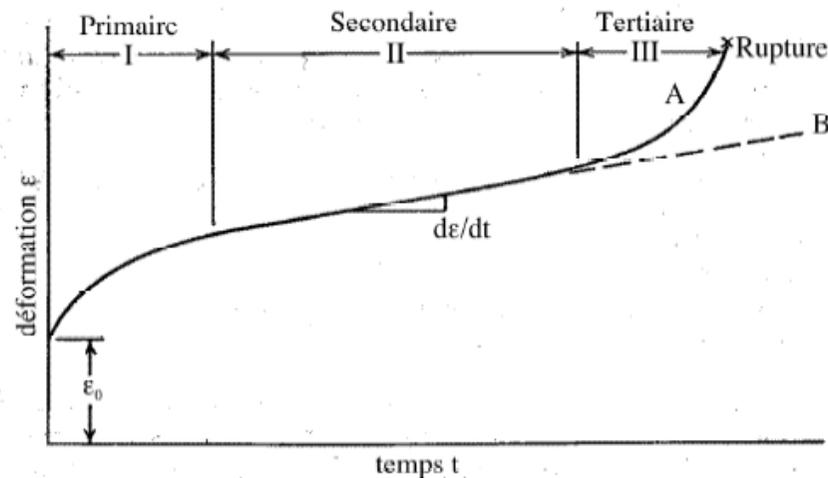
En résumé : les mécanismes mis en jeu à haute température sont largement dépendant du temps

→ Question : comment évoluent les performances mécaniques à haute température sous sollicitation constante sur des durées importantes ?

→ En pratique :

- un essai de fluage consiste à maintenir une éprouvette à haute température sous charge constante (et non sous contrainte constante), et à mesurer $\varepsilon(t)$
- la charge appliquée est telle que $\sigma < \sigma_y$
- la mise en charge \Rightarrow déformation élastique ε_0 de l'éprouvette

→ On appelle **fluage** la déformation progressive du matériau



Courbe de fluage caractéristique des alliages métalliques

→ Importance significative en ingénierie pour $T > 0,5 T_f$

La **courbe de fluage** permet généralement de différencier trois stades de fluage avant la rupture

Fluage primaire (ou fluage transitoire)

→ Décroissance de la vitesse de déformation avec le temps.

→ Mise en équation du fluage primaire par la loi du fluage parabolique ou fluage β :

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \beta t^m \quad \text{où } 0 < m < 1$$

Fluage secondaire (ou fluage stationnaire)

→ Vitesse de déformation constante = vitesse minimale

→ Paramètre de dimensionnement le plus important issu de la courbe de fluage

→ Le fluage stationnaire est couramment décrit par la loi puissance :

$$\dot{\varepsilon} = B \sigma^n \exp\left(-\frac{\Delta H}{kT}\right)$$

où B et n sont des constantes du matériau

(n est compris entre 3 et 8 pour la plupart des métaux purs et alliages courants)

ΔH : énergie d'activation du mécanisme contrôlant la vitesse de fluage

Fluage tertiaire

→ Apparaît essentiellement dans les essais menés sous charge constante pour des contraintes croissantes

→ Augmentation de la contrainte ? Car réduction de la section de l'éprouvette :

- Apparition d'un phénomène de striction,
- Formation de vides internes à l'éprouvette.

→ Stade souvent associé à des modifications métallurgiques : grossissement précipités, recristallisation

Prédiction de la résistance à rupture en fluage

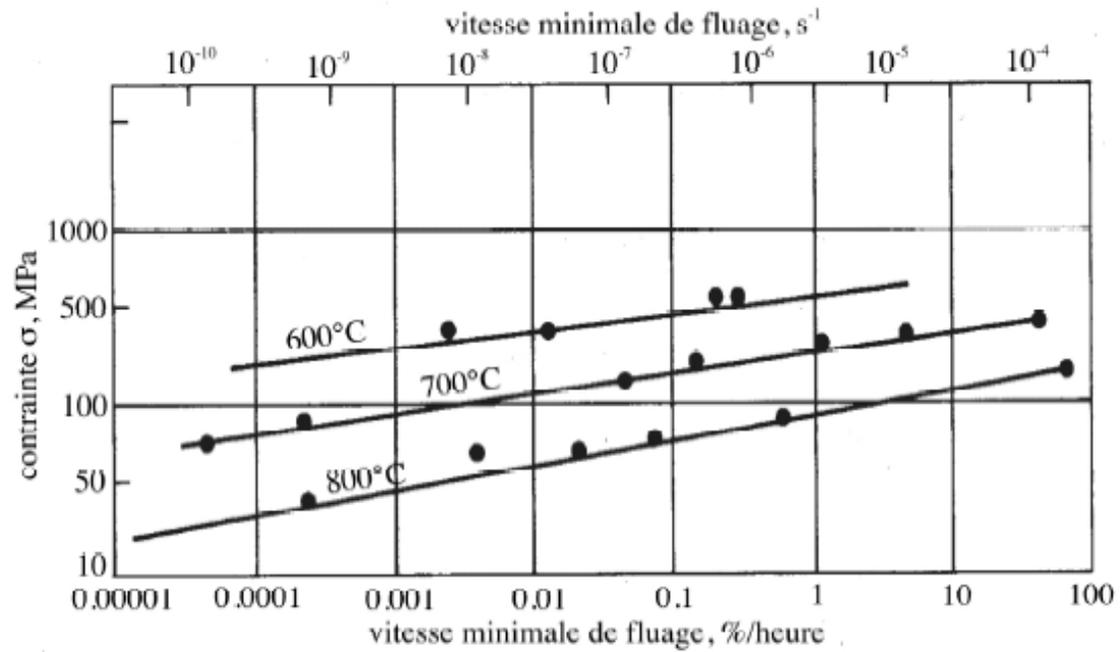
→ Modèles théoriques difficiles à mettre au point

→ Nécessité de se référer à des données expérimentales fiables

→ Extrapolation des données vers des temps ou des vitesses de déformations difficilement accessibles expérimentalement

→ Possible si **aucune modification microstructurale** ne se produit entre le domaine de temps exploré expérimentalement, et les temps vers lesquels on cherche à extrapoler

Représentation des courbes de fluage :



Contrainte de fluage en fonction de la vitesse de fluage stationnaire à différentes températures (Dieter)

Représentation de Larson-Miller

→ **F.R. Larson, J. Miller**, « *A time-temperature relationship for rupture and creep stresses* », Transactions of the ASME 174, 765-775, 1954.

→ Approche d'équivalence temps-température

→ Hypothèse :

Les transformations microstructurales se produisent généralement sur des temps plus courts pour des températures plus élevées

→ Principe :

Comparaison de la pente de la courbe à extrapoler avec les pentes des courbes de données obtenues expérimentalement à des températures plus élevées

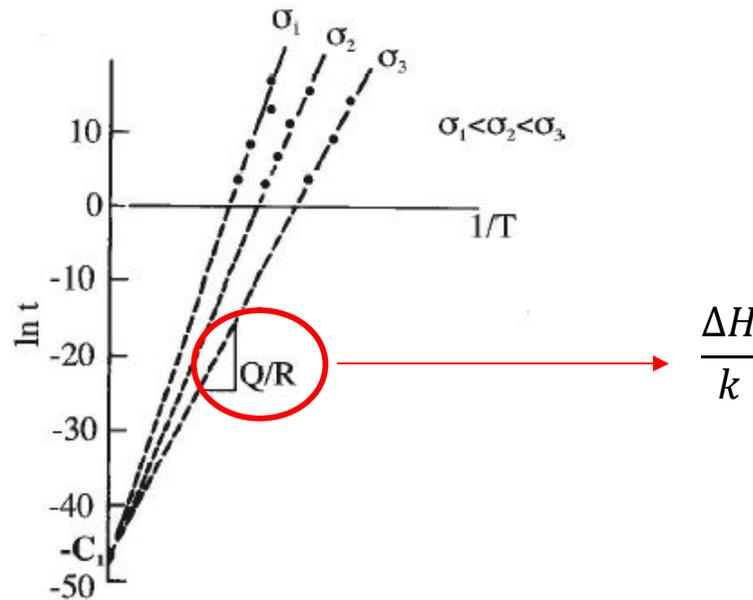
On considère que la vitesse de fluage stationnaire d'un alliage destiné à une utilisation à haute temp. s'écrit :

$$\dot{\varepsilon} = A \exp\left(-\frac{\Delta H}{kT}\right)$$

Où A est une constante supposée dépendante de la contrainte de fluage σ

A charge imposée (contrainte correspondante σ), pour un taux de déformation $\dot{\varepsilon}$ donné, on peut déduire une **relation d'équivalence entre temps et température** :

$$\ln(t) = f\left(\frac{1}{T}\right) = \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{A}\right) + \frac{\Delta H}{kT}$$



Equivalence temps-température en fluage

Expérimentalement, cette relation d'équivalence reste valable lorsque : $\dot{\varepsilon} = cte$

Ce principe suppose également que $\varepsilon_{fluage}^r / A = cte$ sur l'intervalle de température considéré

De cette équivalence temps-température, on tire le paramètre de Larson-Miller :

$$P = Q/R = \Delta H/k = T [\ln(t_R) + C_1]$$

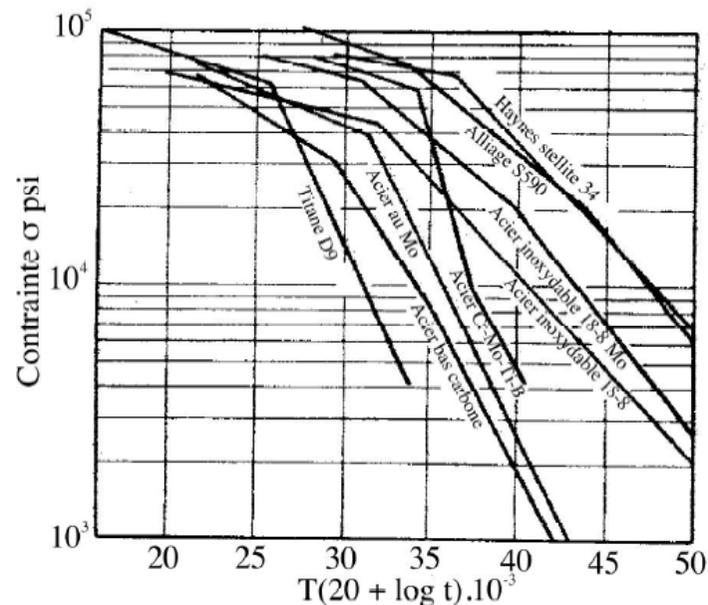
$$\text{Où } C_1 = \ln\left(\frac{A}{\varepsilon_{fluage}^r}\right)$$

Rq : Les valeurs de C_1 varie de 35 à 60 selon les alliages mais la valeur typique est $C_1 \approx 46$

⇒ Relation entre **temps à la rupture t_R** et **température d'essai T** , à contrainte fixée σ :

$$\ln(t_R) = f\left(\frac{1}{T}\right) = \frac{P}{T} - C_1$$

En reportant les données expérimentales (t_R, T, σ) dans le repère ($P, \ln \sigma$), on peut également obtenir pour chaque alliage, une courbe qui se présente sous la forme de segments de droite :



Représentation Larson-Miller de courbes de fluage rupture pour divers alliages

→ Courbe appelée **courbe maîtresse** = superposition de courbes de fluage à rupture $\sigma = f(t_R)$ à $\neq T$

→ Attention : le comportement en fluage rupture de nombreux alliages métalliques ne permet pas d'utiliser ce paramètre