

Introduction

Un matériau composite est constitué de différentes phases nommées : **Renforts et matrice**. Lorsque le matériau composite est non endommagé, les renforts et la matrice sont **parfaitement liés et il ne peut pas y avoir ni glissement ni séparation entre les différentes phases**.

Les renforts se présentent sous forme de fibres continues ou discontinues. **Le rôle du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique aux efforts**.

La matrice assure **la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques**.

L'arrangement et l'orientation des fibres permettent de renforcer les propriétés mécaniques de la structure composite.

Nous étudions plus particulièrement les matériaux composites à renfort longue et continu utilisés dans l'industrie nautique, automobile, aéronautique et spatiale. La nature de la résine ou du renfort est choisie en fonction de l'application finale visée.

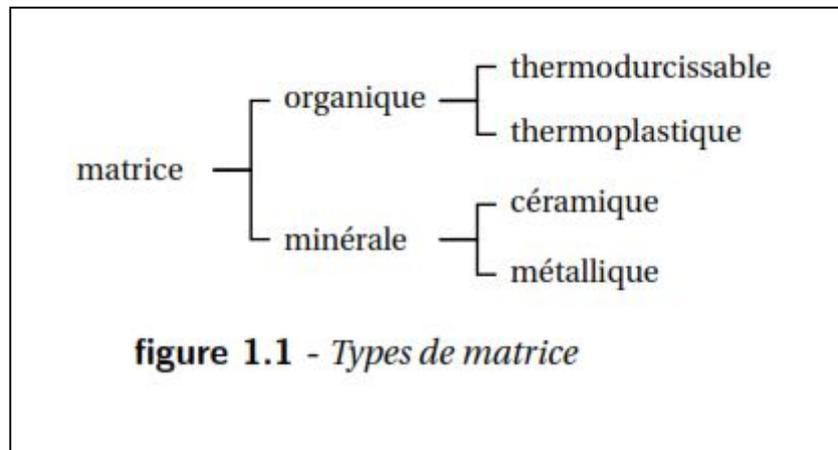
Nous présentons les différents types de matrices et renforts classiquement employés dans l'industrie.

Les propriétés mécaniques **de l'interface entre fibres et matrice** sont très importantes dans la réalisation d'une structure composite. En effet, il ne doit y avoir ni **glissement ni séparation** entre les différentes phases de la structure pour obtenir de bonnes caractéristiques mécaniques élastiques.

I.1 Matrices

Dans un grand nombre de cas, la matrice constituant le matériau composite est une résine polymère. Les résines polymères existent en grand nombre et chacune à un domaine particulier d'utilisation.

Dans les applications où une tenue de la structure aux très hautes températures est requise, des matériaux composites à matrice métallique, céramique ou carbone sont utilisés. Dans le cas des matériaux en carbone des températures de 2200°C peuvent être atteintes. La classification des types de matrices couramment rencontrées est donnée sur la figure I.1ci-dessous.



I.1.1 Résines thermodurcissables

Les résines thermodurcissables ont des propriétés mécaniques élevées. **Ces résines ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois.** Elles sont en solution sous forme de polymère non réticulé en suspension dans des solvants.

Les résines polyesters insaturées, les résines de condensation (phénoliques, amioplastes, furaniques) et les résines époxy sont des résines thermodurcissables.

Les matériaux les plus performants ont des **caractéristiques mécaniques élevées et une masse volumique faible.** Ces caractéristiques sont présentées dans le tableau 1.1.

résines	$T_f(^{\circ}\text{C})$	ρ (Kg/m ³)	$\epsilon_r^R(\%)$	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
polyesters	60 à 100	1 140	2 à 5	50 à 85	90 à 200	2,8 à 3,6
phénoliques	120	1 200	2,5	40	250	3 à 5
époxydes	290	1 100 à 1 500	2 à 5	60 à 80	250	3 à 5

tableau 1.1 - Caractéristiques des résines thermodurcissables

I.1.3 Additifs

Des produits peuvent être incorporés à la résine pour renforcer les propriétés mécaniques (charges renforçantes, ex : charges sphériques creuses 5 à 150 μm).

Des charges non renforçantes peuvent être également utilisées pour diminuer le coût des matrices en résine. Des additifs, de type colorant ou agent de démoulage sont largement utilisés lors de la conception des structures constituées de matériaux composites.

I.2 Renforts

Les renforts assurent les propriétés mécaniques du matériau composite et un grand nombre de fibres sont disponibles sur le marché en fonction des coûts de revient recherchés pour la structure réalisée. Les renforts constitués de fibres se présentent sous les formes suivantes :

Linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus).

La classification des types de renforts couramment rencontrés est indiquée sur la figure 1.2.

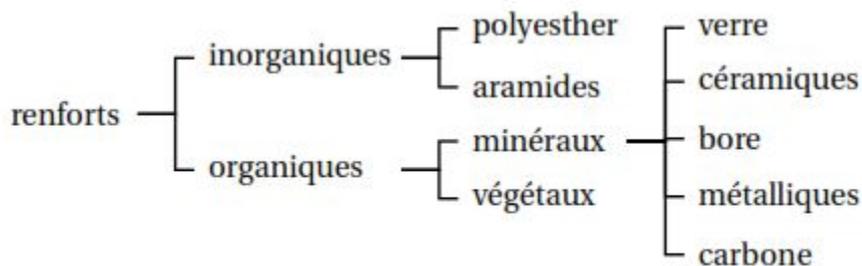


figure 1.2 - Types de renfort

I.2.1 Fibres de verre

Les fibres de verre ont un excellent rapport performance/prix qui les placent de loin au premier rang des renforts utilisés actuellement dans la construction de structures composites.

I.2.2 Fibres de carbone

Les fibres de carbone ont de très fortes propriétés mécaniques et sont élaborées à partir d'un polymère de base, appelé précurseur. Actuellement, les **fibres précurseurs** utilisées sont des **fibres acryliques** élaborées à partir du polyacrylonitrile (PAN). La qualité des fibres de carbone finales dépend fortement **des qualités du précurseur**.

Le principe d'élaboration est de faire subir aux fibres acryliques une **décomposition thermique sans fusion** des fibres aboutissant à une **graphitisation**.

Le brai qui est un résidu de raffinerie issu du pétrole ou de la houille est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

Quelques exemples de fibres de carbone classiquement rencontrées : T300, T800, MR40, TR50, IM6, IM7, GY, M55J.

I.2.3 Fibres aramides

Les fibres aramides ont des propriétés mécaniques élevées **en traction** comme les carbones mais leurs résistances à **la compression est faible**. La faible tenue mécanique en compression est généralement attribuée à **une mauvaise adhérence des fibres à la matrice** dans le

matériau composite. Pour y remédier, **des enzymages des fibres** peuvent être utilisés. L'utilisation de composites à **fibres hybrides** permet également de remédier aux faiblesses des composites à fibres aramides. Des renforts hybrides de type verre kevlar ou carbone-kevlar sont largement utilisés dans le domaine des loisirs (ski, raquette de tennis).

Quelques exemples de fibres aramides : KEVLAR (Dupont de Nemours, USA), TWARON (Akzo, Allemagne-Hollande), TECHNORA (Teijin, Japon).

1.2.4 Fibres céramiques

Les matériaux composites de type céramiques sont **souvent** constitués de renforts et de matrice **en céramique**. Les fibres sont élaborées par **dépôt chimique en phase vapeur (CVD)** sur un fil support. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties **chaudes des moteurs d'avions**. Quelques exemples de fibres céramiques :

- fibres de Carbone de Silicium ;
- fibres de Bore ;
- fibres de Bore carbure de silicium.

1.2.5 Caractéristiques mécaniques des fibres

Il existe différents types de fibres. Elles peuvent être scindées en deux groupes, **les fibres à haut module et les fibres à haute résistance**. Les fibres à **haut module** ont une **résistance faible** et celles à **forte résistance** ont un **module faible**.

renforts	ρ (Kg/m ³)	σ_t^R (MPa)	σ_c^R (MPa)	E (GPa)
AS4	1 800		3 599	235
T300	1700	1,2	3 654	231
IM6		0,88	1 460	
IM8	1 800		5 171	310
kevlar 49	1 440	2,5	3 620	124
verre E	2 580	3,5	3 450	69

tableau 1.3 - *Caractéristiques mécaniques des fibres*

1.3 Exemples

Le choix d'une association entre un renfort et une matrice est très délicat et **ce travail reste du ressort des chimistes**. En effet, l'interface résultant de l'association intime de deux constituants différents doit avoir de bonnes performances mécaniques.

La codification est la suivante : renfort/matrice. Les modèles de comportement élastiques des matériaux composites seront abordés dans le chapitre 2. Les exemples d'association entre

renfort et résine couramment rencontrés dans l'industrie aéronautique et spatiale sont les suivants :

- composites à fibre de carbone et matrice époxy thermodurcissable : carbone/époxy : T300/5208, T300/914, IM6/914, GY/70 M55J/M18, AS4/ 3501-6
- composites à fibre de carbone et matrice époxy thermoplastique : carbone/polyamide IM7/K3B, cellion C6000/PMR-15, AS4/PEEK (APC-2)
- composite à fibre et matrice carbone : 3D C/C, 3D EVO, 4D C/C
- composite à fibre et matrice céramique : SiC/SiC, Sic/Mas-L
- composites à matrice métallique : SCS-6/Ti-15-3

1.4 Structures composites stratifiées

Les structures composites stratifiées sont constituées **de couches successives de renforts imprégnés de résines**. Les couches sont également nommées **plis**. Les structures stratifiées réalisées à partir de matériaux composites sont constituées **d'empilements de nappes unidirectionnelles ou bi-directionnelles**. Ces nappes sont formées de renforts en fibres longues liées par de la résine.

- ✚ **Le rôle du renfort est d'assurer la fonction de résistance mécanique aux efforts.**
- ✚ **La résine assure quant à elle la cohésion entre les renforts de manière à répartir les sollicitations mécaniques.**

Les pièces structurelles sont réalisées par empilement de nappes en optimisant les directions des renforts en fonction des charges qu'elles doivent subir.

Les matériaux composites sont modélisés à une échelle intermédiaire entre l'échelle microscopique associée aux constituants de base du composite (le renfort et la matrice) et l'échelle macroscopique liée à la structure.

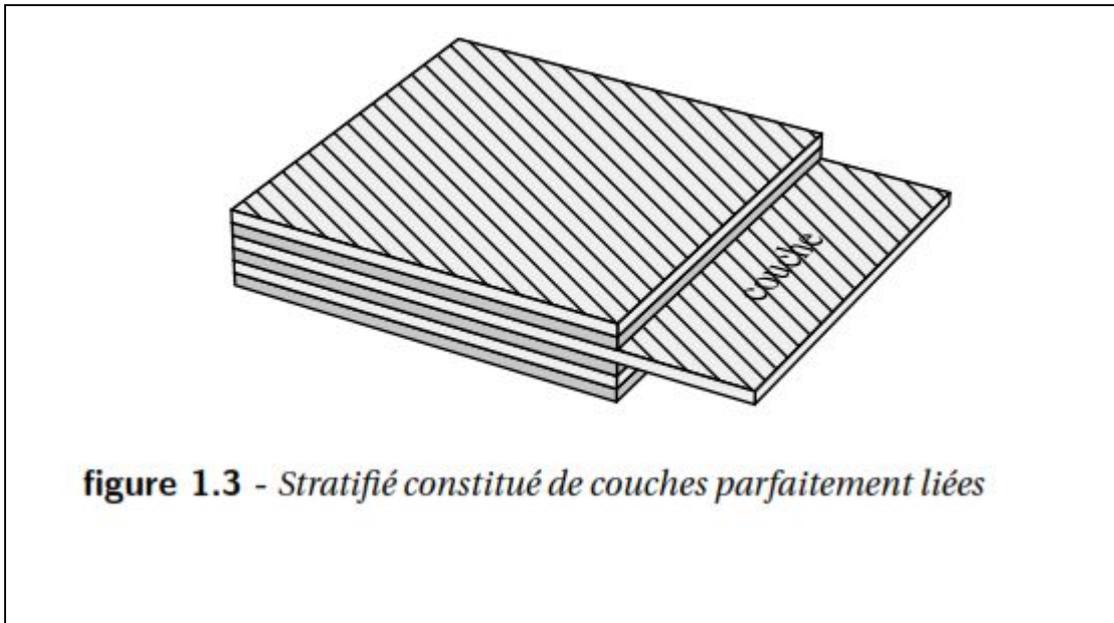
À cette échelle, appelée **mésoéchelle**, une structure stratifiée est schématisée par un empilement de monocouches homogènes dans l'épaisseur et d'interfaces interlaminaires.

La couche et l'interface sont les deux entités appelées mésoconstituants, comme illustré sur la figure 1.3, qui forment les bases des modèles dédiés à l'étude des structures stratifiées.

L'interface interlaminaire est une entité surfacique assurant le transfert des déplacements et des contraintes normales d'une couche à une autre.

En élasticité, les couches sont parfaitement liées et l'interface ne joue aucun rôle particulier. L'étude des composites jusqu'à la phase ultime de la rupture montrera l'utilité

d'employer un modèle d'interface pour simuler les phénomènes de délaminage (séparation progressive des couches).



1.4.1 Désignation des structures stratifiées

Les structures stratifiées à base de tissus unidirectionnels sont constituées d'un grand nombre de couches ou plis. L'épaisseur d'une couche dépend de son grammage.

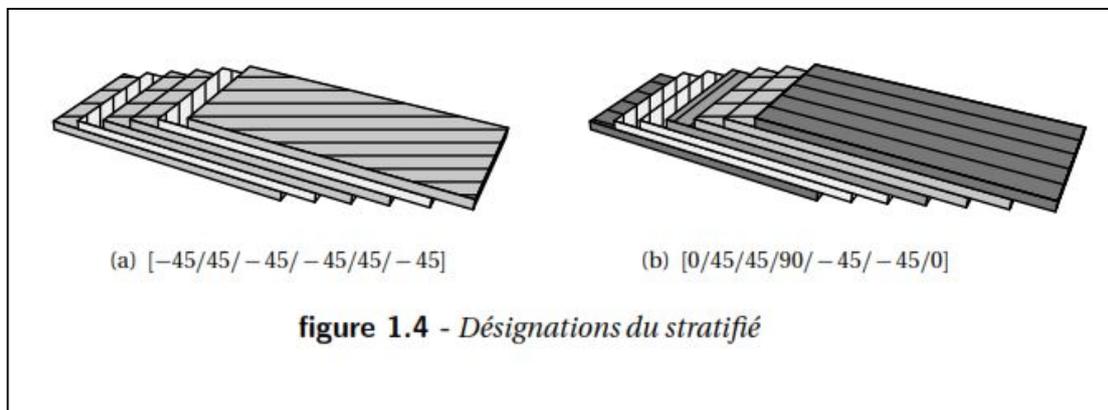
L'épaisseur de chacune des couches est généralement très faible, de l'ordre de 0,125 mm pour un matériau carbone époxy de type Aéronautique et 0,3 mm pour ceux qui sont utilisés dans l'Industrie Nautique.

Ces structures stratifiées sont constituées de couches unidirectionnelles avec des fibres orientées de façon différente d'une couche à l'autre afin d'obtenir les propriétés mécaniques souhaitées pour la structure finale.

La désignation des structures stratifiées est délicate car il faut préciser les axes de référence. Un stratifié est codifié de la façon suivante :

➤ **chaque couche est désignée** par un **nombre** indiquant la valeur **en degré de l'angle** que fait la **direction des fibres** avec **l'axe de référence x** . Sur les figures 1.4(a) et 1.4(b), les couches sont représentées décalées les unes par rapport aux autres. La structure stratifiée est décrite de bas en haut ;

- les **couches** sont nommées successivement **entre crochet** en allant de la face **inférieure à la face supérieure**. Les **couches successives** sont séparées par le symbole (/) comme l'exemple de la figure 1.4(a) : $[-45/45/-45/-45/45/-45]$;
- les couches successives **d'un même matériau** et de **même orientation** sont désignées par un **indice numérique**, comme l'exemple de la figure 1.4(b) : $[0/45_2/90/-45_2/0]$;
- en cas de **stratification hybride** (différents matériaux dans un même stratifié), il faut préciser par un **indice la nature de la couche** ;
- en cas de **structures symétriques**, la **moitié est codifiée** et le **symbole s** indique la **symétrie** : $[-45/45/-45/-45/45/-45]$ devient $[-45/45/-45]_s$ et $[0/45/45/\overline{90}/-45/-45/0]$ devient $[0/45_2/\overline{90}/-45_2/0]$.



1.4.2 Désignation des structures sandwiches

Les structures composites subissant des sollicitations de type **flexion ou torsion** sont généralement construites en **matériaux sandwiches**.

Une structure sandwich est composée **d'une âme et de deux peaux en matériaux composites**.

L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence.

Les âmes les plus utilisées sont de type **nid d'abeilles**, âme ondulée ou mousse.

Les peaux sont généralement constituées de **structures stratifiées**. Une âme nid d'abeilles est présentée sur la figure 1.5.

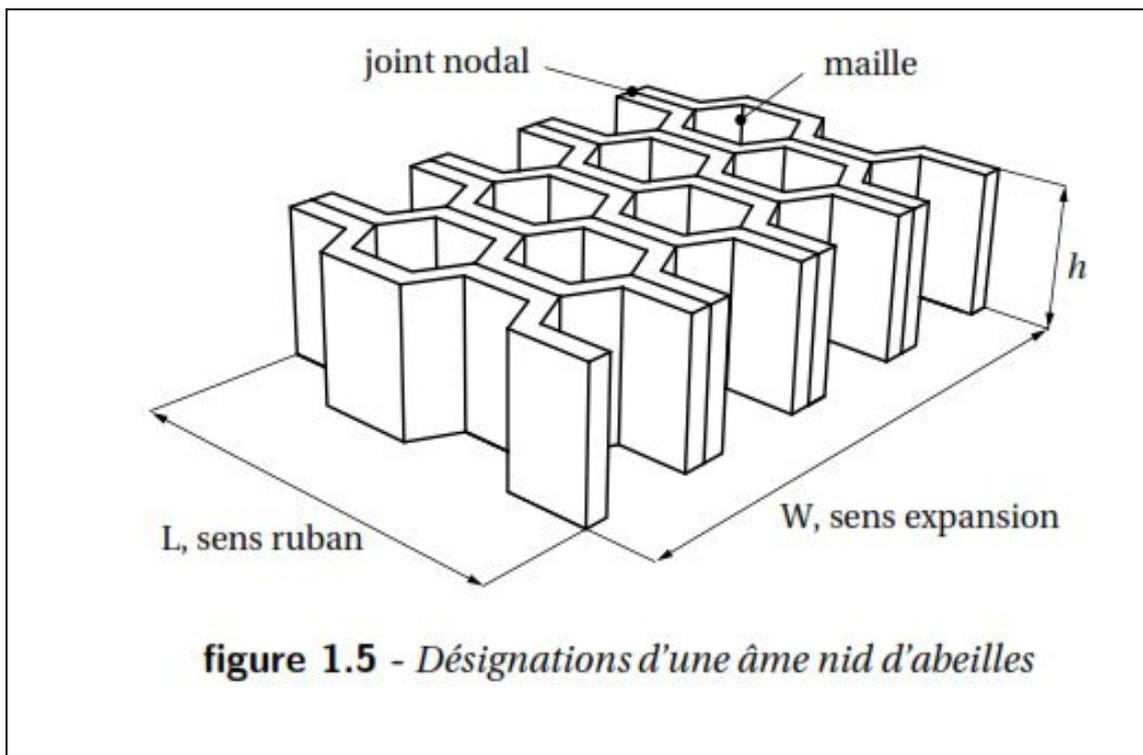
Ces structures ont une **grande rigidité en flexion et torsion**. L'âme de la **structure sandwich** résiste principalement aux **contraintes de cisaillement et de compression hors plan**, les **peaux inférieures et supérieures** supportent quant à elles **les efforts dans leur plan**.

1.5 Structures composites tissées multi-directionnelles

Il est possible de créer des pièces en matériaux composites de type tridimensionnelles massives ou des formes de révolution.

Des tissages volumiques de type 2D (deux directions de renfort), 3D–Evolutif (deux directions de renfort et un piquage dans la troisième direction), 3D (trois directions de renfort), 4D (quatre directions de renfort), ou plus sont élaborés dans l'industrie aérospatiale.

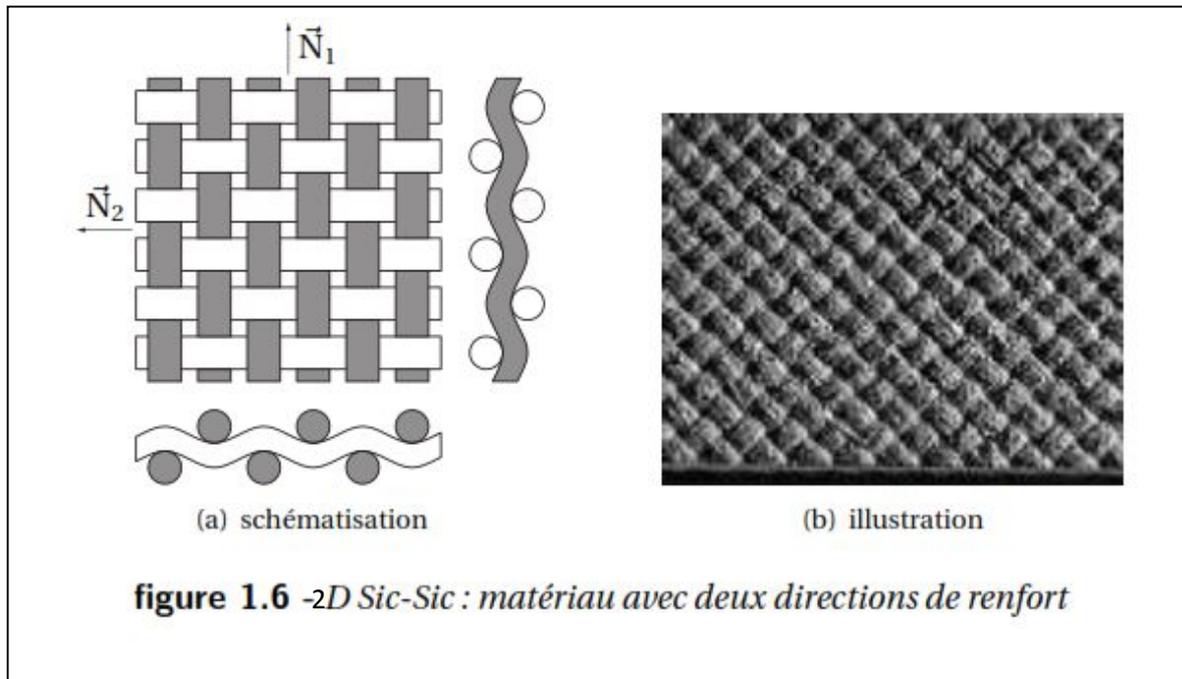
Il est également possible de tisser des cylindres ou des cônes afin de réaliser des réservoirs ou des tuyères. Dans ces derniers cas, les fils de renforts s'entrecroisent en hélice. Quelques exemples de matériaux composites multi directionnels sont maintenant présentés. Les structures massives sont principalement utilisées dans le domaine aéronautique et restent très marginales en raison de leur coût de production très élevé.



1.5.1 SiC/SiC (2D)

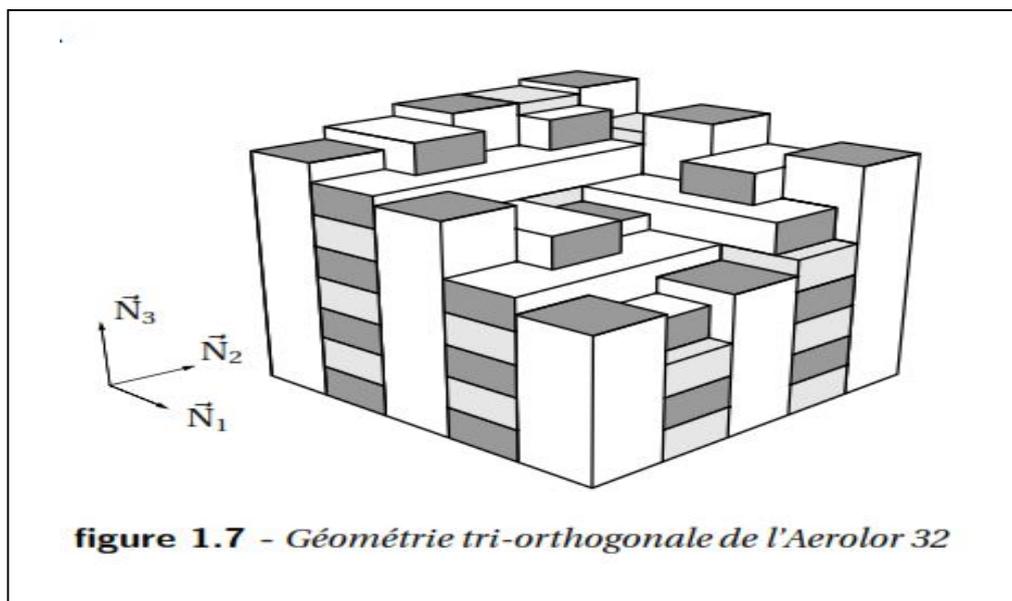
Le matériau composite 2D tissé SiC/SiC (fibre-céramique/matrice-céramique) a deux directions de renfort comme illustré sur les figures 1.6(a) et 1.6(b). Ce type de matériau est destiné à des utilisations thermostructurales (température d'utilisation de 1000°C à 1400°C).

Ce type de matériau est réalisé par la Société Européenne de Propulsion (Groupe Snecma). Il est étudié pour être utilisé dans les parties chaudes des structures : moteurs d'avions, moteurs fusées et protections thermiques.



1.5.2 Aerolor 32 (C/C)

L'Aerolor 32 est un matériau thermostructural réalisé par l'Aérospatiale. C'est un **composite à renfort et matrice de carbone** renforcé par **trois (3) directions de fibres**, comme indiqué sur la figure 1.7. La matrice est infiltrée dans les blocs préalablement tissés au moyen de **mèches** de 3 000 filaments.



1.5.3 3D–Evolutif (C/C)

Le 3D–Evolutif est un matériau thermostuctural réalisé par l’Aérospatiale. Le concept de cette architecture fibreuse permet de concevoir des pièces de formes complexes. Il permet également une évolution des taux et directions de renforts fibreux en fonction des besoins mécaniques et thermiques.

Le matériau avec quatre directions de renfort dans le plan a un comportement mécanique global de type élastique fragile, les niveaux de non linéarité étant très faibles. C’est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par deux directions de fibres. Un tissage suivant la troisième direction de l’espace renforce le tissage bidirectionnel.

Les renforts et la matrice du 3D–Evolutif (C/C) sont en carbone. Les constituants sont :

- la fibre en carbone ;
- la matrice RA 101 carbonisée. C’est un carbone vitreux déposé par des phases successives d’imprégnation et de pyrolyse.

La méthode de tissage consiste à déposer des fils relativement jointifs de façon à réaliser des couches. Le nombre de couches et les orientations des renforts sont déterminés en fonction des propriétés thermomécaniques recherchées. On obtient ainsi un empilement de type multicouche sans liant. Un piquage de mèches dans la troisième direction assure le maintien et le tassement du substrat fibreux. Ce piquage représente un faible taux volumique du total des fibres du composite. La matrice est ensuite imprégnée au substrat et pyrolysée suivant des séries de cycles thermiques.

1.5.4 Sepcarb(r) (C/C) 4D

Le Sepcarb(r) 4D est un matériau composite thermostuctural réalisé par la Société Européenne de Propulsion. C’est un composite à renfort et matrice de carbone renforcé par des fibres suivant quatre directions de l’espace. Les renforts sont notés \mathbf{r}_1 , \mathbf{r}_2 , \mathbf{r}_3 et \mathbf{r}_4 sur la figure 1.8.

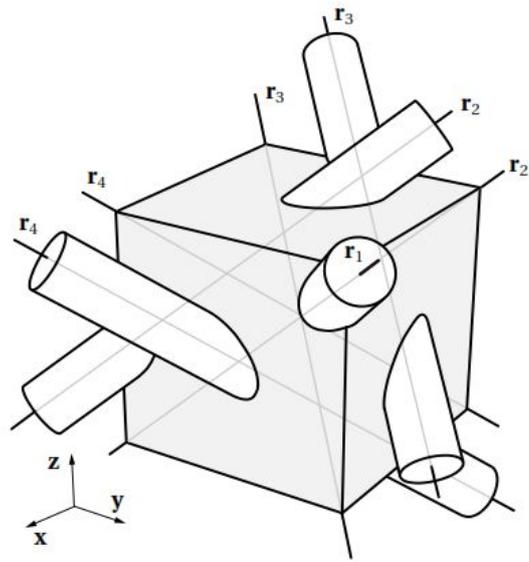


figure 1.8 - Sepcarb(r) 4D C/C — renfort carbone/matrice carbone : tissage suivant quatre directions de l'espace

Chapitre II

Comportement élastique des matériaux anisotropes

2.1 Notations vectorielle et matricielle

Le tenseur des contraintes et celui des déformations sont des tenseurs d'ordre deux symétriques. Il faut donc six composantes pour représenter chacun des deux tenseurs dans une base. On rappelle la représentation matricielle classique des tenseurs des contraintes et des déformations dans une base orthonormée directe $(\vec{N}_1, \vec{N}_2, \vec{N}_3)$:

$$\sigma = \begin{bmatrix} \sigma_{11} & \sigma_{12} & \sigma_{13} \\ \sigma_{12} & \sigma_{22} & \sigma_{23} \\ \sigma_{13} & \sigma_{23} & \sigma_{33} \end{bmatrix} \quad \varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} & \varepsilon_{13} \\ \varepsilon_{12} & \varepsilon_{22} & \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{13} & \varepsilon_{23} & \varepsilon_{33} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

La densité d'énergie interne de déformation s'écrit :

$$\text{Tr}[\sigma\varepsilon] = \sigma_{11}\varepsilon_{11} + \sigma_{22}\varepsilon_{22} + \sigma_{33}\varepsilon_{33} + 2[\sigma_{23}\varepsilon_{23} + \sigma_{13}\varepsilon_{13} + \sigma_{12}\varepsilon_{12}] \quad (2.2)$$

Dans le cas des matériaux anisotropes, on utilise classiquement une notation vectorielle pour représenter les tenseurs symétriques d'ordre deux. La notation retenue ici diffère des notations classiques et ses avantages seront soulignés. En notation vectorielle, les composantes des contraintes et des déformations dans la base $(\vec{N}_1, \vec{N}_2, \vec{N}_3)$ sont rangées dans deux vecteurs notés respectivement $\hat{\sigma}$ et $\hat{\varepsilon}$ avec un unique indice :

$$\hat{\sigma} = \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sqrt{2}\sigma_{23} \\ \sqrt{2}\sigma_{13} \\ \sqrt{2}\sigma_{12} \end{pmatrix} \Leftrightarrow \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sqrt{2}\sigma_4 \\ \sqrt{2}\sigma_5 \\ \sqrt{2}\sigma_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sqrt{2}\sigma_{23} \\ \sqrt{2}\sigma_{13} \\ \sqrt{2}\sigma_{12} \end{pmatrix} ; \quad \hat{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{23} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{13} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{12} \end{pmatrix} \Leftrightarrow \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \sqrt{2}\varepsilon_4 \\ \sqrt{2}\varepsilon_5 \\ \sqrt{2}\varepsilon_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{23} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{13} \\ \sqrt{2}\varepsilon_{12} \end{pmatrix} \quad (2.3)$$

La densité d'énergie interne de déformation est retrouvée en fonction des représentations vectorielles des contraintes et des déformations :

$$\text{Tr}[\sigma\varepsilon] = \hat{\sigma}^T \hat{\varepsilon} \quad (2.4)$$

2.1.1 Changement de base

Dans cette partie, on définit les matrices de changement de base afin d'exprimer les contraintes ou les déformations dans un repère quelconque. Par la suite \mathbf{X} est la représentation d'un tenseur d'ordre deux symétrique dans une base orthonormée directe, autrement dit :

$$\mathbf{X}_{(\vec{x}\vec{y}\vec{z})} = \mathbf{P}^{-1} \mathbf{X}_{(\vec{N}_1\vec{N}_2\vec{N}_3)} \mathbf{P} \quad (2.5)$$

où \mathbf{P} représente la matrice de passage de la base $(\vec{N}_1, \vec{N}_2, \vec{N}_3)$ vers la base $(\vec{x}, \vec{y}, \vec{z})$ la matrice de passage inverse \mathbf{P}^{-1} est définie dans le cas général comme suit :

$$\begin{aligned} \vec{N}_1 &= A_{11}\vec{x} + A_{21}\vec{y} + A_{31}\vec{z} \\ \vec{N}_2 &= A_{12}\vec{x} + A_{22}\vec{y} + A_{32}\vec{z} \\ \vec{N}_3 &= A_{13}\vec{x} + A_{23}\vec{y} + A_{33}\vec{z} \end{aligned} \quad \Rightarrow \quad \mathbf{P}^{-1} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

En notation vectorielle, la relation (2.5) s'écrit sous la forme