

UNIVERSITÉ SAAD DAHLAB DE BLIDA 1

Institut d'aéronautique et des études spatiales



Département : Spatiale

Licence structures avions

Année L3

Support de cours

Matériaux composites

Par

Mr. KHODJET KESBA Mohamed

Objectifs d'apprentissage :

- Savoir l'utilisation et application des matériaux composites dans le domaine aéronautique et aérospatiale
- Acquérir les notions sur les différents types de matériaux composites
- Comprendre leurs propriétés et les différentes méthodes de fabrication
- Acquérir les notions de base concernant les lois de comportement du matériau composite.

Résumé : Ce cours s'adresse aux étudiants L3 option structures avions, il présente de manière générale l'évolution des matériaux composites dans le domaine aéronautique et aérospatiale, leurs propriétés thermoélastique et leur techniques d'élaboration. En fin, il décrit les principes de base de la microanalyse et les lois de comportement des composites.

Mots clés : Matériau composite, technique d'élaboration, anisotropie, propriétés élastiques, contraintes, déformations.

SOMMAIRE

I.	GENERALITES.....	3
1.	Historique.....	3
2.	Différents domaines d'application.....	3
3.	Les composites en aéronautique et aérospatiale.....	4
II.	DEFINITION DES MATERIAUX COMPOSITES	31
1.	Définition.....	31
2.	Notion de fibre.....	31
3.	Notion de matrice.....	37
4.	Les composites thermoplastiques	37
5.	Les composites thermodurcissables.....	38
6.	Propriétés des matériaux composites.....	43
7.	Classification des matériaux composites.....	44
III.	FABRICATION DES COMPOSITES.....	47
1.	Techniques d'élaboration.....	47
2.	Cycle de cuisson.....	56
3.	Polymérisation.....	57
IV.	MECANIQUE DES COMPOSITES.....	58
1.	Microanalyse.....	58
2.	Les différents modules.....	59
3.	Lois de comportement.....	62
4.	Contraintes déformations.....	63
	Références	65

I. GENERALITES

1. Historique

Le bois fut le premier matériau composite naturel utilisé. Plus tard, le torchis a été utilisé en construction pour ses propriétés d'isolation et son faible coût. Parmi les premiers composites fabriqués par l'Homme, on trouve également les arcs mongols (2 000 ans av. J.-C.) ;

- 1823 : Charles Macintosh crée l'imperméable avec du caoutchouc sur des tissus comme le coton.
- 1892 : François Hennebique dépose le brevet du béton armé (le composite utilisé en construction) avec le béton qui forme la matrice et l'acier qui forme le renfort.
- 1940 : Utilisation de composés de fibres de lin et de résines phénoliques dans la construction aéronautique en Angleterre.
- 1945 : Utilisation de résine époxy et fibres de verre aux États-Unis et en Allemagne.
- 1956 : Le pavillon de toit de la Citroën DS est réalisé en matériaux composites
- 1967 : Fabrication des pales de l'hélicoptère Alouette en matériau composite.
- 1970 : Rolls-Royce conçoit les pales de turbine du réacteur RB211-22 en composite fibre de carbone.
- 1970 : Rossignol développe des skis composite fibre de verre-résine.
- 2009 : Fabrication du Boeing 787 qui intègre 50% de matériaux composites.

2. Différents domaines d'application

Grâce à leur bonne tenue mécanique, comparable aux matériaux homogènes comme l'acier, et à leur faible masse volumique, les composites trouvent leurs principales applications dans :

- le transport :
 - aérien (civil et militaire) : dérives, portes, éléments de fuselage, armatures de siège, pales d'hélicoptère, disque de freinage, aube de turbine.
 - maritime,
 - ferroviaire,

- par câble : cabines de téléphériques ;
- l'aérospatial : réservoirs, tuyères, tuiles de protection.
- les sports et loisirs : mats et coques de bateaux, planches de ski et de snowboard, cadres de bicyclette, raquette de tennis, coques de piscines, toboggans, carrosserie de voitures de sport, club de golf, canne à pêche, perche de saut ;
- le bâtiment.

Ainsi on note que les matériaux composites sont surtout utilisés pour des applications où une haute performance est recherchée et où le prix n'est pas le facteur primordial.

3. Les composites en aéronautique et aérospatiale

3.1 Introduction

Depuis les débuts de l'aviation, c'est à dire du vol d'engins « plus lourds que l'air », tous les constructeurs ont cherché à réduire le poids de leurs engins au minimum.

Un bref historique permet de constater que les impératifs de la légèreté alliée à la robustesse ont dirigé très tôt les constructeurs aéronautiques vers les solutions composites:

- En 1938, l'avion « Morane 406 » utilisait des panneaux sandwichs avec une âme en bois contre plaqué et des revêtements en alliage léger



Figure I.1 L'avion Morane 406, année de production 1938.

- En 1943, on utilisait un longeron et des pièces de fuselage en composite fibres de chanvre/résine phénolique sur l'avion « Spitfire »



Figure I.2 L'avion Supermarine Spitfire avec fibre de chanvre.

On utilise le composite verre/résine à partir de 1950; associé au nid d'abeilles, il permettra de réaliser des carénages de forme complexe.

- Introduction du composite bore/époxyde à partir de 1960, avec un faible développement depuis.
- Installation de pièces de structure en carbone /époxyde à partir de 1970
- Utilisation du composite kevlar/époxyde à partir de 1972

Remarque : L'expérience maintenant accumulée prouve que l'emploi des composite permet à performance égales, des gains de masse variant de 10% à 50% sur le mémé composant en alliage métallique conventionnel, avec un cout inférieur de 10% à 20%.

La figure suivante représente l'évolution progressive du composite en aéronautique tel que depuis les années quatre-vingts avec le B737 et B767 qui étés a moins de 10% d'utilisation. En 2014 on est arrivé à plus de 50% pour l'Airbus A350.

Il est à noter que de l'autre côté, l'évolution de l'utilisation du composite pour l'aviation militaires est très rapide en comparaison avec l'aviation civil ou il y a que le côté performance qui est le facteur primordial (pour information le NH90, un hélicoptère militaire de manœuvre et d'assaut biturbines européen est construit avec plus de 80% en composites).

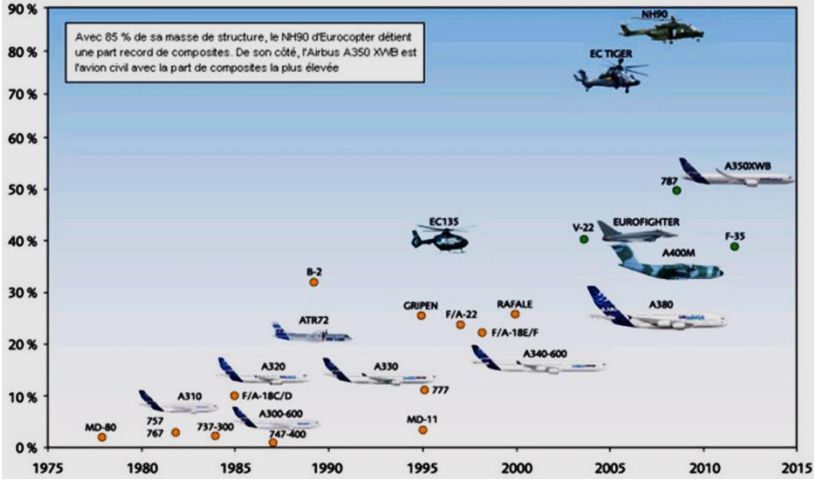


Figure I.3 Evolution des matériaux composites en aéronautique.

On peut voir ci-dessous en détails comme exemple les parties en composites sur le Boeing B787 qui est le premier gros porteur commercial construit majoritairement en composite. Il est entré en opération en octobre 2011. Le composite représente 50% du poids de l'appareil (hors moteur). L'avion peut transporter de 210 à 290 passagers sur des distances de 7650 NM (14 200 km) à 8500 NM (15 700 km).

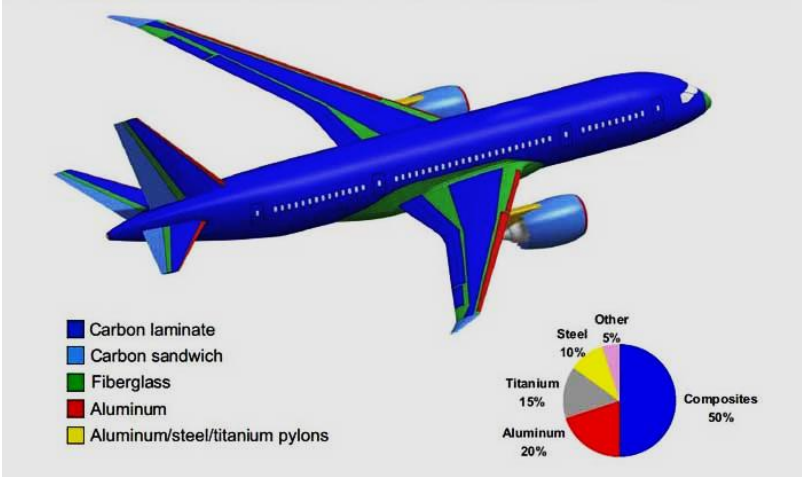


Figure I.4 Répartition des matériaux sur le Boeing B787.

3.2 Les pièces composites dans les avions

On peut citer ici quatre parties majeurs dans la structure d'avion qui est en composites :

- Pièces de structure primaires :
 - Caissons de voilure
 - Caissons d'empennage
 - Caissons de fuselage

- Les gouvernes
 - Ailerons
 - Volets de direction et de profondeur
 - Volets hyper sustentateurs
 - Spoilers; aérofreins

- Habillage extérieur
 - Carénages
 - Karmans
 - Portes de soutes
 - Portes de trains d'atterrissage
 - Radomes

- Habillage intérieur
 - Planchers
 - Cloisons
 - Portes, ect

3.3 Architecture et réalisation des pièces composites d'avion

3.3.1. La conception sandwich

- On a le sandwich avec nids d'abeilles traversant : suivant la nature de la pièce, on utilise deux méthodes de fabrication :

- a) Fabrication multiphases : les revêtements de la pièce sandwich sont polymérisés séparément puis positionnés sur le cœur en nids d'abeilles préalablement mis en forme, avec interposition d'un film de colle, après quoi l'ensemble est polymérisé.
- b) Fabrication monophasée : après usinage du nid d'abeilles, les revêtements sont directement drapés sur ce dernier; l'ensemble est ensuite polymérisé suivant le même processus que lors d'une fabrication multiphases

Exemple 1: Caisson du volet

La figure ci-dessous montre un caisson du volet avec un nid d'abeille qui assure l'indéformabilité de la pièce; toute fois la masse croit rapidement avec l'épaisseur

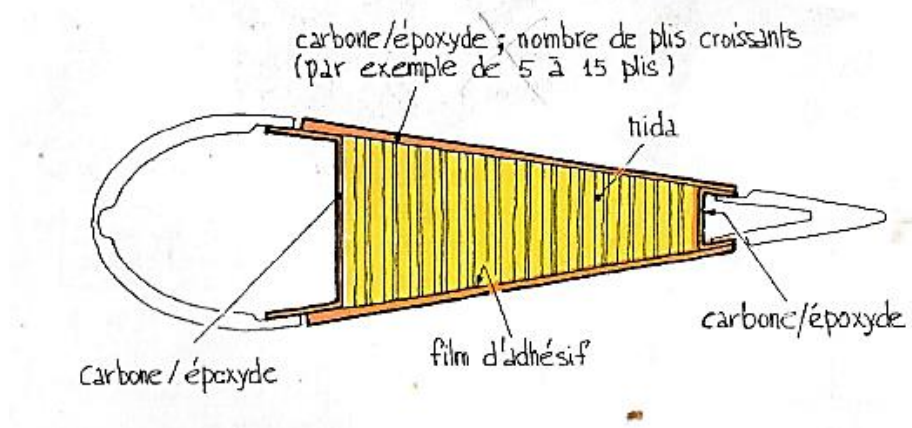


Figure I.5 Caisson du volet en nid d'abeille

Exemple 2: empennage horizontal d'avion de combat

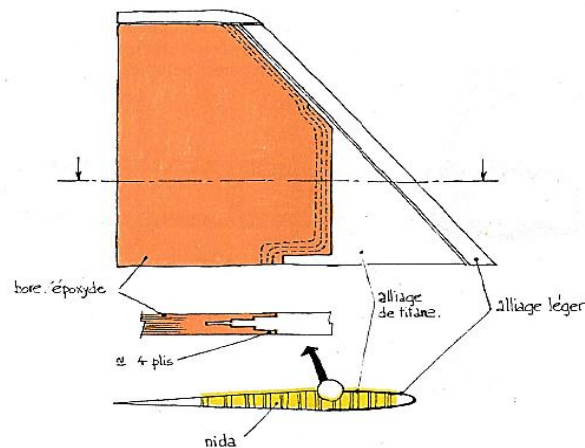


Figure I.6 Empennage horizontal sur un avion de combat

Important : On évite autant que possible de percer le stratifiés bore/epoxy. L'opération est très onéreuse et consiste en un usinage ultrasonore avec outil diamanté

➤ On a aussi le sandwich pour la constitution des panneaux :

- a) Lorsque l'épaisseur de la pièce devient trop importante (de l'ordre de 150mm), les revêtements sont rigidifiés séparément par un cœur en nids d'abeilles

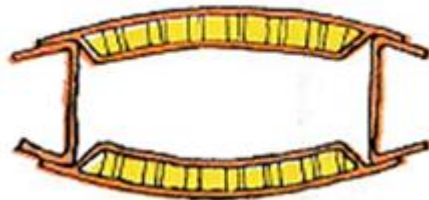


Figure I.7 Pièce courte

- b) Lorsque la pièce est de dimensions importantes (pièce allongée), l'impératif d'indéformabilité peut nécessiter l'interposition de nervures intermédiaires,

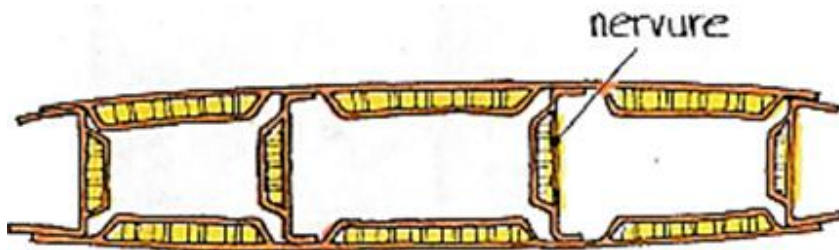


Figure I.8 Pièce allongée

Remarque : Chaque composant (revêtements, nervures) est polymérisé et complètement assemblé, suivant la technique « monophasé »

Exemple : Volet hypersustentateur

Note : Un des avantages des matériaux composites, c'est qu'on peut jouer sur le nombre de pli selon l'effort subit.

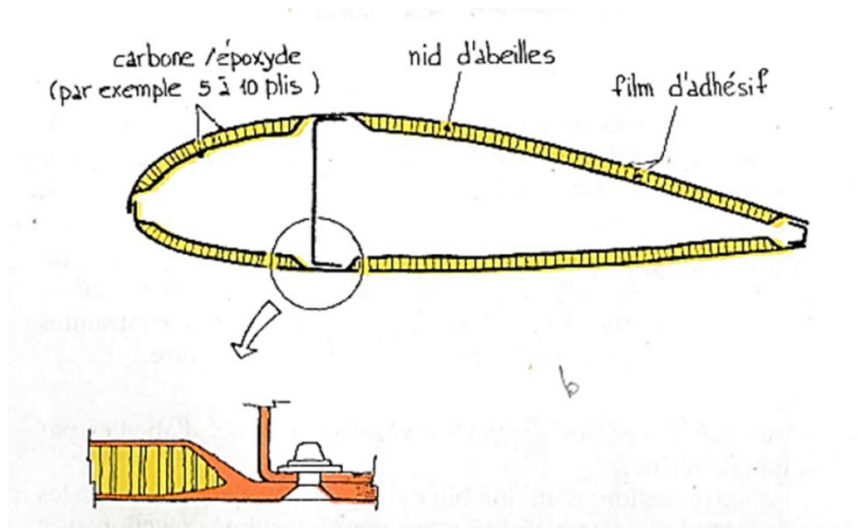


Figure I.9 Volet hypersustentateur

- Au final on a le sandwich pour renforcer longerons et nervures :
On accroît commodément les rigidités en flexion et en torsion par l'introduction de nids d'abeilles.

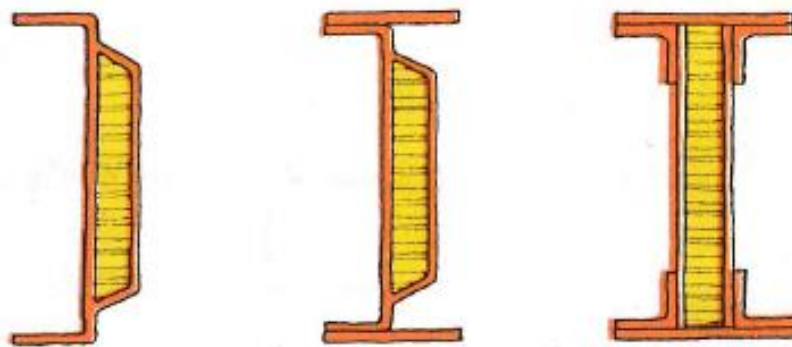


Figure I.10 Différents type de renforcement sur les longerons

3.3.2. Les panneaux raidis

On trouve couramment des panneaux raidis en construction métallique: les raidisseurs sont soit rapportés soit monolithes (c-à-d tirés dans la masse en même temps que le panneau)

- Raidisseurs rapportés : on retrouve pour les raidisseurs composites des profils classiques



Figure I.11 Différents profils pour les raidisseurs

Exemple : caisson de voilure

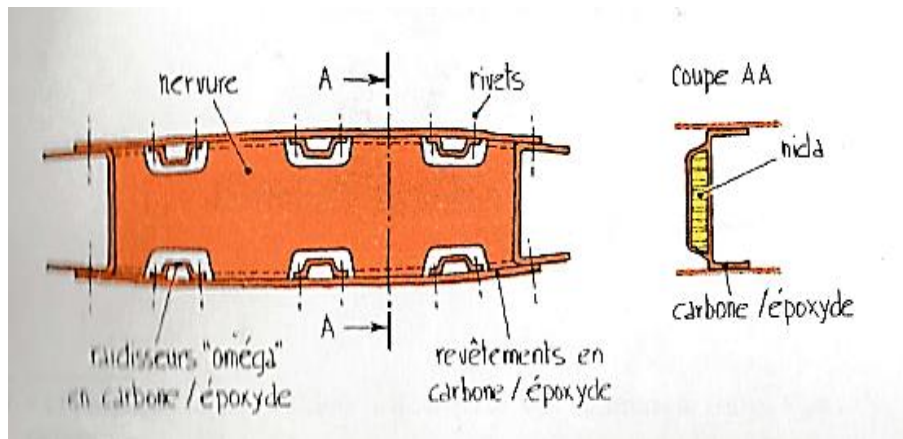


Figure I.12 Caisson de voilure

- Raidisseurs monolithes : ils sont polymérisés avec les revêtements. Ils autorisent des efforts plus importants que dans le cas précédent, mais le cout d'obtention est plus élevé. On utilise des noyaux dont une partie est en silicone thermo-expansible.

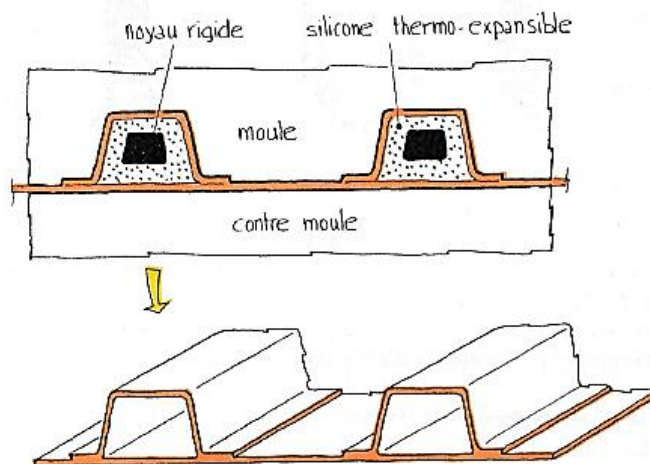


Figure I.13 Mise en forme d'un raidisseur monolithe

- On utilise aussi des noyaux silicones creux rigidifiés à l'air comprimé, ou des noyaux fusibles à une température de l'ordre de 170°C, c.-à-d. un peu supérieur à la température de polymérisation de la pièce.

Exemple 1: panneau de dérive

Les raidisseurs en carbone/époxyde sont obtenus en combinant la pression créée dans l'autoclave et la dilatation thermique de modules métalliques démontables en alliage léger.

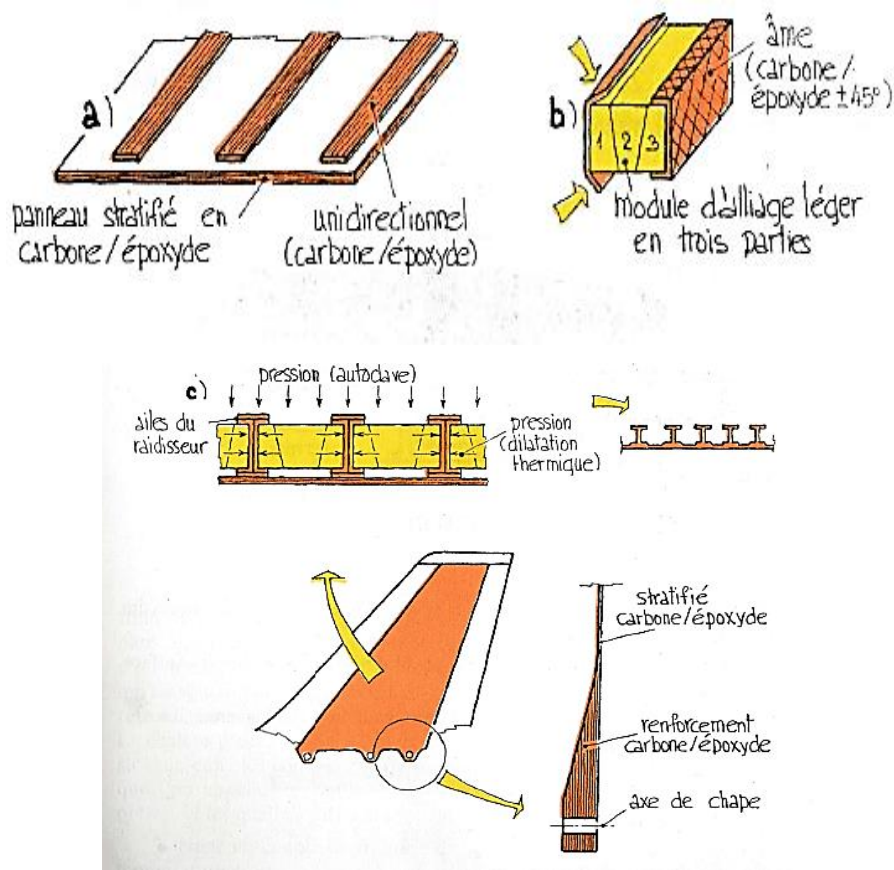


Figure I.14 Mise en forme des raidisseurs pour les panneaux de dérive

Exemple 2: Voilure extrême (ATR 72)

Il s'agit d'une pièce de voilure primaire (sa ruine entraîne celle de l'aéronef). Elle est constituée de deux panneaux en carbone/époxyde avec raidisseurs monolithiques, deux longerons en carbone/époxyde et 18 nervures métalliques en tôle pliée d'alliage léger.

Masse du caisson : 260 kg (gain de masse de 65kg par rapport à une solution entièrement métallique),

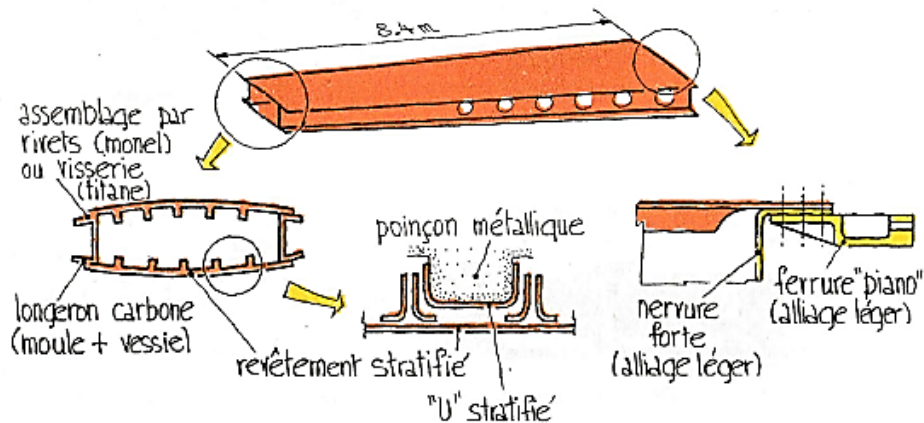


Figure I.15 Constitution de la voilure extrême (ATR 72)

Remarque : la protection contre la foudre d'une telle structure nécessite des précautions spécifiques comme:

- La pose d'un tissu conducteur en fil de bronze sur toute la surface externe
- L'installation de parafoudres conducteurs le long des longerons
- Une protection des fixations

Exemple 3: volet d'aérofrein (A320)

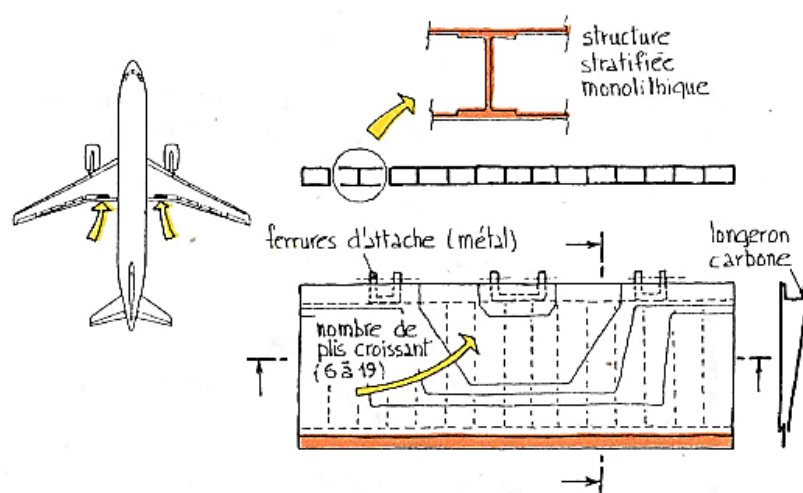


Figure I.16 Constitution du volet d'aérofrein (A320)

3.4 Les dispositifs de freinage

A la différence des freins des véhicules automobiles, les freins d'avions sont caractérisés par des phases de fonctionnement isolées dans le temps, et qui se répètent dans des conditions quasi-identiques d'un atterrissage à un autre.

Ce sont des freins à « absorption de chaleur » qui ne sont actionnées que pendant quelques secondes (20 secondes) le refroidissement s'effectuant ensuite progressivement d'une façon monotone.

La chaleur provenant de la transformation de l'énergie cinétique est donc stockée dans les composants participant à la friction, qui constitue ce que l'on appelle un « puit de chaleur » ces composants doivent ainsi présenter les qualités suivantes :

- Créer un couple de freinage élevé et demeurant stable lorsque la température croît
- Supporter un « choc thermique » très important, de l'ordre de 10^6 j/kg de composant
- Être réfractaires, en conservant une bonne stabilité dimensionnelle
- Conserver leurs propriétés de résistance mécanique à haute température
- Avoir une masse aussi faible que possible

Les freins correspondants sont de type « à disques ». Les matériaux envisageables pour constituer les disques de friction ont des performances comparées résumées sur le schéma ci-dessous :

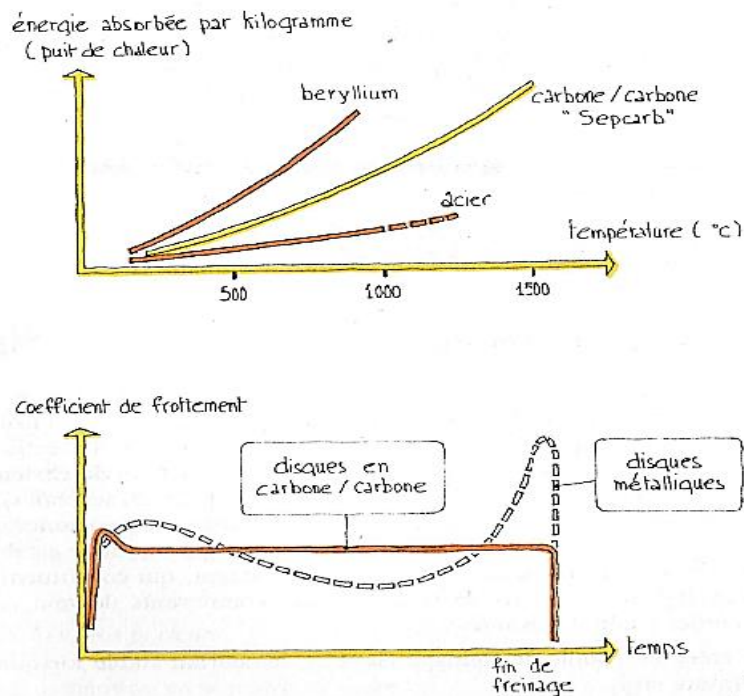


Figure I.17 Comportement des différents disques de freinage

On voit ainsi l'intérêt d'utiliser des disques en matériau composite tridimensionnel en carbone/carbone qui présentent, au vue des qualités demandées, les caractéristiques suivantes:

- Leur coefficient de frottement dynamique est stable en fonction de la température, variant de 0,25 à 0,3.
- Ils résistent au choc thermique et sont réfractaires jusqu'à 1600°C
- Ils conservent leur résistance mécanique à haute température
- Ils sont légers (masse volumique de 1900kg/m³).

Exemple : Frein à disques en carbone/carbone « Aérolor »

Remarque : Les disques en composites sont démontables et remplaçables après un certain cycle d'usure

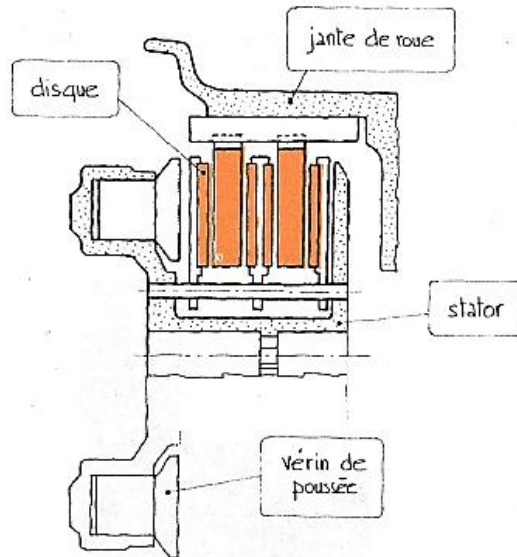


Figure I.18 Frein à disques en carbone/carbone (Aérolor)

3.5 Les pièces composites dans les hélicoptères

Compte tenu des possibilités d'allégement spécifiques à ce type d'appareil, on assiste à une cadence d'intégration des matériaux composites plus élevées, et portant sur des pourcentages plus importants que dans le cas d'avions,

En comparaison d'une construction métallique conventionnelle, on peut noter des gains de masse :

- De 15% sur les structures secondaires
- Jusqu'à 50% pour les pièces travaillantes, comme des éléments de transmission de puissance et de commande

Exemple : Les zones en composites dans un hélicoptère

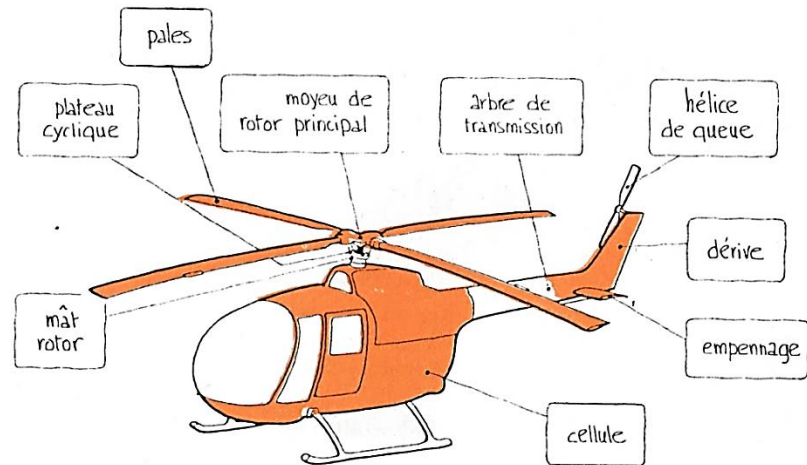


Figure I.19 Les principales zones en composites dans un hélicoptère

3.5.1. Les pales

Eléments essentiels de l'appareil, elles sont constituées principalement :

- D'une enveloppe ou caisson qui assure une forme aérodynamique du profil et une raideur en torsion (la pale ne se vrille pas)
- D'un longeron qui résiste à l'effort de traction centrifuge sur la pale ainsi qu'à la flexion entraînée par les efforts de portance et de trainée. Il est en verre/époxyde (verre R plus résistant et moins sensible au vieillissement)
- D'un arêtier qui rigidifie la pale en flexion dans le sens de la trainée
- D'un matériau de remplissage (mousse ou nids d'abeilles) empêchant la déformation du profil

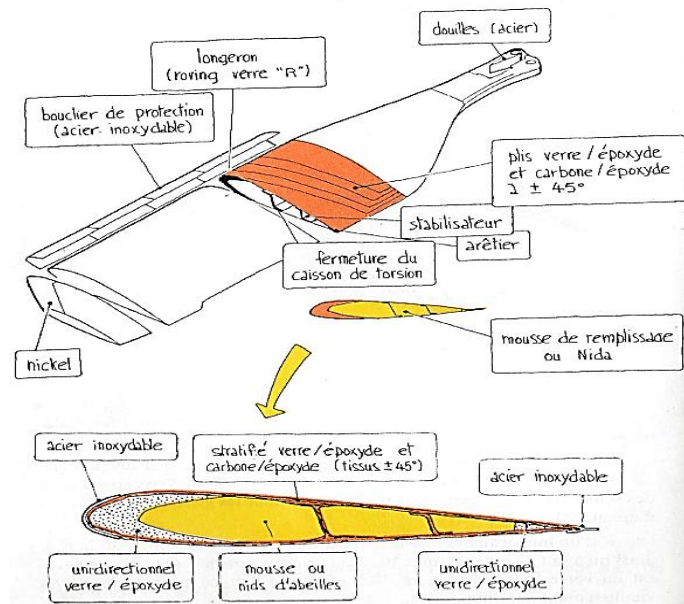


Figure I.20 Constitution d'une pale d'hélicoptère

a) Les avantages :

- La pale est moulée (moulage par assemblage de deux demi coquilles sous pression);cette solution permet d'obtenir un profil optimisé (corde et épaisseur variables, profil non symétrique, vrillage non linéaire)
- Les raideurs en battement et en torsion peuvent être contrôlées grâce a une disposition judicieuse des matériaux composites

b) Conséquences :

- La masse au décollage est augmentée: le gain induit atteint 400kg pour l'appareil « Superpuma », la vitesse de croisière est accrue pour une même puissance développée : le gain est de 32 Km/h à 1500 mètres d'altitudes,
- Le cout de fabrication est abaissé de 50% par rapport au métal,
- Le cout d'utilisation est diminué,

- La durée de vie est illimitée, aucune des sollicitations du domaine de vol des appareils ne peut entraîner la ruine des pales par fatigue,
- La pale est réparable, avec une mise en œuvre relativement simple,
- La pale est insensible à la corrosion,
- La sécurité est accrue : la pale présente le caractère « Fail safe » un impact (projectile, collision) même important cause une détérioration localisée n'entraînant pas la chute de l'appareil.

Remarque : la pale ainsi conçue pourrait devenir ultra légère cependant, l'allègement ne doit pas descendre au dessous d'une valeur assurant une inertie minimum indispensable pour le bon fonctionnement du rotor.

3.5.2. Le moyeu rotor

On appelle ainsi l'ensemble mécanique qui permet :

- d'entraîner les pales en rotation
- de réaliser des débattements angulaires de faible amplitude des pales pendant la rotation, appelé battement
- D'effectuer les commandes de pas, c a d d'incidence aérodynamique des profils de pales

Pour assurer toutes ces fonctions, les rotors métalliques classiques sont très complexes; ils comportent de nombreuses pièces en particulier roulement à billes et de nombreux points de lubrification; la maintenance de ce fait est très coûteuse.

Les rotors actuels et notamment ceux développés par l'aérospatiale substituent à ces articulations classiques des degrés de liberté obtenus à partir de la déformation élastique :

- De butées composites métal / élastomère
- De pièces stratifiées

Exemple 1: Le moyeu « starflex » aérospatial

Il a la forme d'une étoile dont les branches sont flexibles obtenue par drapage d'un grand nombre de couches de tissu équilibré verre/époxy et moulage sous pression à chaud

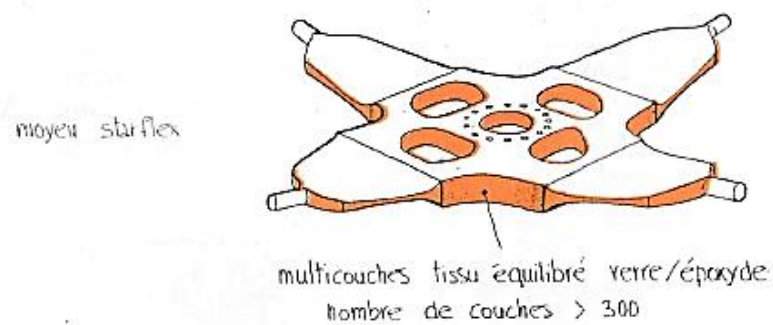


Figure I.21 Moyeu Starflex aérospatial

Conséquences :

- Diminution du nombre de pièces est spectaculaire: on passe de 377 pièces pour une solution métallique classique (dont 30 roulements) à 70 pour la solution composite, sans aucun roulement,
- Le gain de masse correspondant est de 40 kg
- Le cout de fabrication est diminué
- La maintenance est réduite dans des proportions considérables, abaissant notamment le cout de l'heure de vol
- La sécurité est améliorée (plus grande fiabilité de l'ensemble mécanique)

Exemple 2 : le moyen « Triflex » aérospatiale

La déformation des bras élastiques suffit à assurer les battements en portance, en trainée et les incidences variables (pas).

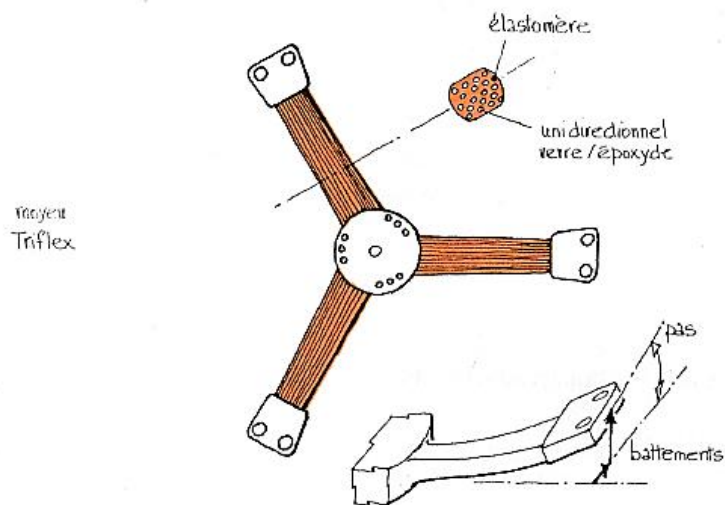


Figure I.22 Moyen Triflex aérospatiale

Exemple 3: Le moyen « Sphériflex » aérospatiale

Seule la rotule élastique autorise les divers débattements angulaires : battement et pas. Le pied de pale doit être modifié en conséquence. Le nombre des pièces devient extrêmement réduit, avec un encombrement minimum.

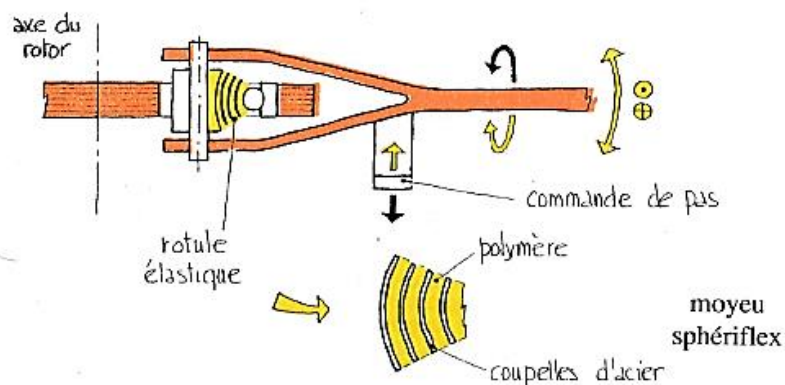


Figure I.23 Moyen Sphériflex aérospatiale

3.6 Les hélices d'avions

La conception des matériaux composites des hélices à aérodynamique classique est analogue à celle des pales d'hélicoptères. Elles sont constituées essentiellement par un caisson de torsion composite associé à un longeron métallique.

Exemple 1: Hélice Hamilton standard (USA) pour le moteur « 14SF » équipant l'avion ATR 42

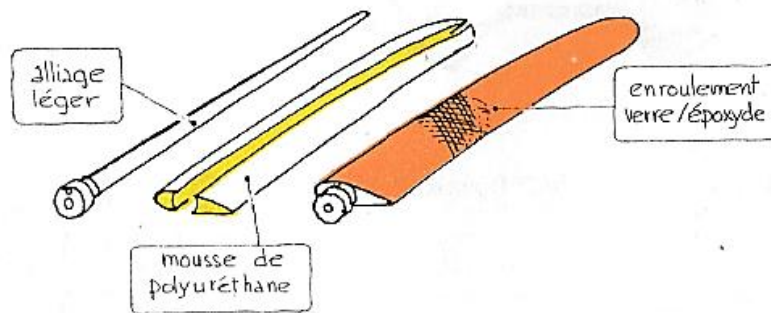


Figure I.24 Hélice Hamilton équipant l'avion ATR 42

La nouvelle génération d'hélices (hélices dites « rapides » ou « transsoniques ») est destinée à propulser des avions commerciaux à une vitesse proche de celle qui est actuellement assurée par les réacteurs (mach 0.8 à 0.85 soit plus de 850 km/h).

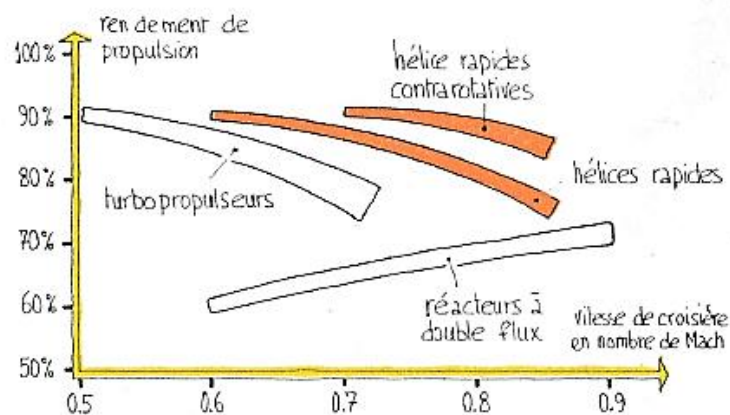


Figure I.25 Rendement de propulsion des différentes hélices en fonction de la vitesse de croisière

Exemple 2: hélice coaxiaux



Figure I.26 Photos de différentes hélices coaxiales

Pour un bon comportement aérodynamique et acoustique, ces hélices sont caractérisées par une faible épaisseur, une corde large et une forte courbure. La complexité de la géométrie combinée à des vitesses de rotation importantes (plus de 4000 tours par minute) nécessite des solutions en composites,

3.7 Les ailettes de turbines composites

La recherche de l'accroissement du rendement des moteurs aéronautiques se traduit par l'augmentation :

- Des taux de compression de l'air qui atteignent des valeurs de l'ordre de 45.
- Des températures d'entrée des gaz brûlés dans les turbines. Les aubages fixes ou mobiles des étages de détente doivent alors fonctionner avec des températures de gaz de l'ordre de 1500°C.

Exemple : Safran industrie

Safran a mis au point une technique de tissage 3D de fibres de carbone pour les aubes de son futur moteur Leap. L'équipementier travaille à étendre l'utilisation des composites partout dans les moteurs, notamment avec les composites à matrice céramique (CMC).



Figure I.27 Exposition du turboréacteur de Safran industrie

- Plus que le carénage, ce sont les aubes qui ont donné du fil à retordre aux ingénieurs de Safran : avec le procédé classique de drapage, ces pièces avaient tendance à se délaminer une fois soumises à de hautes vitesses de rotation. Le groupe a donc mis au point une technique de fabrication par tissage 3D.
- Ce procédé issu du tissage Jacquard permet de placer les fibres exactement aux endroits où l'on a besoin de renforts, pour des pièces plus résistantes et qui ne se délaminent pas.
- Avec ce module fan en composites, Safran a pu gagner 150 kilogrammes par moteur et réduire à 18 le nombre d'aubes (contre 22 en moyenne sur les moteurs à aubes métalliques).

3.8 Les applications spatiales

- C'est sans doute dans le domaine des lanceurs, navettes et satellites que le problème de gain de masse est le plus crucial. Ainsi chaque KG gagné sur le lanceur représente pour la fusée « Ariane » ESA, un gain en charge payante de 30000 \$
- Outre les éléments composites de type aéronautique déjà décrit (élément de type sandwich, pour la réalisation de coques), on peut citer des pièces composites spécifiques des lanceurs que sont les réservoirs et les tuyères.

3.8.1. Réservoirs

Ils contiennent le combustible, carburant ou poudre assurant la propulsion. On les obtient par bobinage de rubans de fibres unidirectionnelles imprégnées de résine sur un mandrin de forme, résistant et démontable.

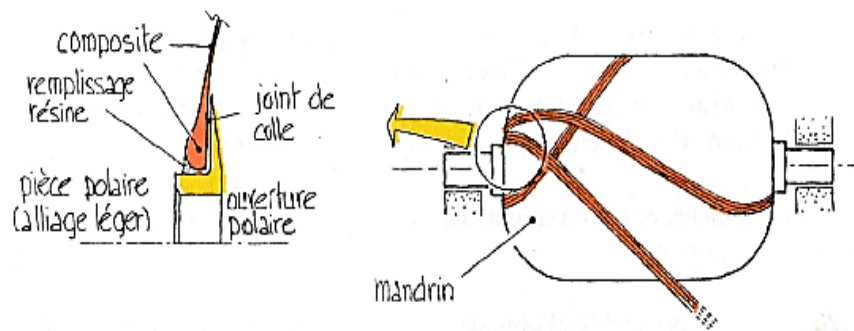


Figure I.28 Mise en forme d'un réservoir

Le rendement d'un réservoir bobiné :

$$\text{rendement(mètres)} = \frac{P(\text{pression d'éclatement})}{\rho g(\text{poinds volumique})}$$

Il est homogène à une longueur; par exemple :

- Rendement du verre/époxyde : 25 km
- Rendement du Kevlar/époxyde : 35 km

Ce qui explique la prédominance du kevlar/époxyde comme matériau le plus fréquemment utilisé.

Pour certains cas particuliers d'applications, le principe du bobinage permet d'obtenir réservoir et tuyère d'un même tenant.

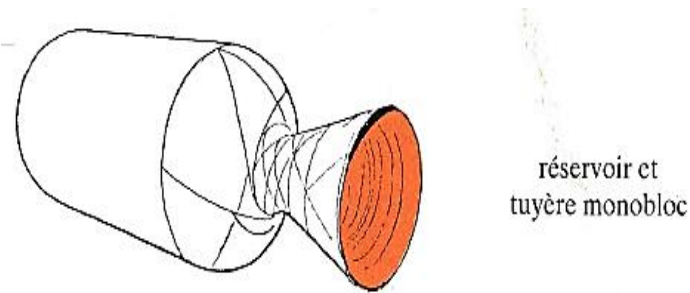


Figure I.29 Mise en forme d'un réservoir et tuyère monobloc

3.8.2. Les tuyères

Les tuyères de propulseurs à propergol solide (poudre) ont des températures de fonctionnement atteignant aujourd'hui 3000°C pendant plusieurs dizaines de secondes, avec des pressions variant entre quelques bars et plusieurs dizaines de bars.

Le matériau constituant la paroi interne disparaît alors progressivement par décomposition, fusion, vaporisation; c'est le phénomène d'ablation

Les matériaux aptes à jouer un tel rôle doivent donc présenter :

- Une grande résistance à l'ablation à une température de fonctionnement élevée
- Une masse volumique faible
- Une bonne résistance aux chocs thermique et mécanique

La figure qui suit rend compte de l'évolution de la structure des tuyères depuis la mise au point des MC tridimensionnels carbone/carbone

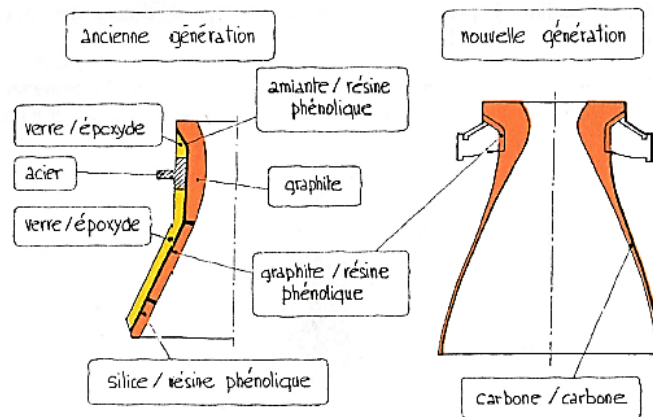


Figure I.30 Constitution des anciennes et nouvelles tuyères

Exemple : Matériau « Sepcarb » Sté européenne de propulsion

La quantité de chaleur avant ablation peut atteindre 84×10^6 joules par KG de matériau. Ci après le moteur d'apogée du lanceur européen « Ariane » dont le divergent est en carbone/carbone caractérisé par :

- Un gain de masse de 100% par rapport à la construction antérieure des tuyères;
- Un gain de poussée de 10% grâce à un allongement autorisé supérieur

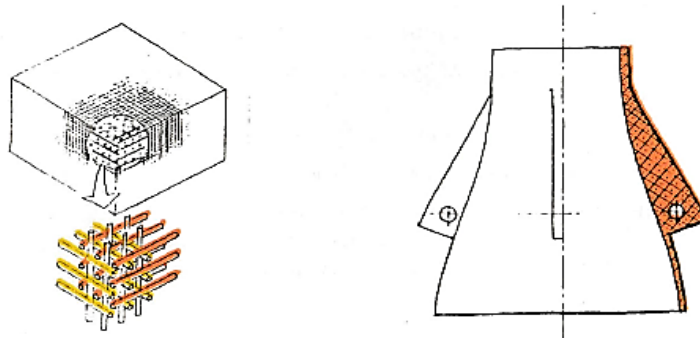


Figure I.31Tuyère Sepcarb de la station européenne de propulsion

3.8.3. Les autres pièces composites

On distingue deux modes de rentrée dans l'atmosphère lors du retour des engins spatiaux :

a) Rentrée rapide avec une incidence importante: c'est le cas des missiles balistiques et des capsules habitées. Le flux de chaleur est très élevé (de l'ordre de 10 000 Kw/m²) mais le temps de rentrée relativement court; on utilise suivant les cas:

- Des puits de chaleur en carbone/carbone ou en béryllium (cas des ogives balistiques)
- Des matériaux ablatifs pour les capsules habitées

b) Rentrée lente avec une incidence faible: c'est le cas des planeurs hypersoniques, ou navettes spatiales. La durée de rentrée est de l'ordre de 2 000 secondes.

Le flux thermiques sont plus faibles, mais atteignent plusieurs centaines de kilowatts/m² de paroi lors du début de la rentrée (80 km d'altitude) par exemple :

- 500 kw/m² sur le bord d'attaque de voilure
- 100 à 200 kw/m² sur la partie ventrale

Les températures de rentrée atteignent 1700°C, voir 2000°C pour le nez de la navette. Les protections thermiques sont de plusieurs types, suivant les zones de l'appareil et a réutilisation possible du revêtement:

- Puits de chaleur associés à une isolation
- Bouclier thermique rayonnant
- Revêtement ablatif : les transformations du revêtement par fusion, vaporisation, sublimation, décomposition chimique absorbent la chaleur et les gaz dégagés refroidissent la couche limite, diminuent ainsi le flux thermique convectif

Les masses surfaciques de ces dispositifs sont liées à la température limite admissible par la structure sous jacente de l'appareil.

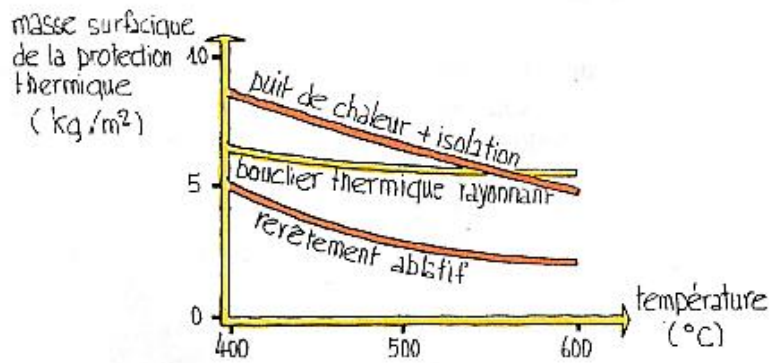


Figure I.32 Masse surfacique de protection thermique en fonction de la température

Exemple 1: navette aérospatiale NASA (USA) (Masse à vide 70 tonnes)

- La partie ventrale est protégée par des tuiles composites en céramique silice/silice qui constituent un bouclier thermique rayonnant.
- Elles sont séparées de la paroi en alliage léger ou en stratifié bore/aluminium par un sandwich en feutre et nylon ininflammable silicone/nids d'abeilles « Nomex »
- Il y a environ 30 000 tuiles pouvant être réutilisées pendant une centaine de vols. Leur montage est précisé sur la figure ci après

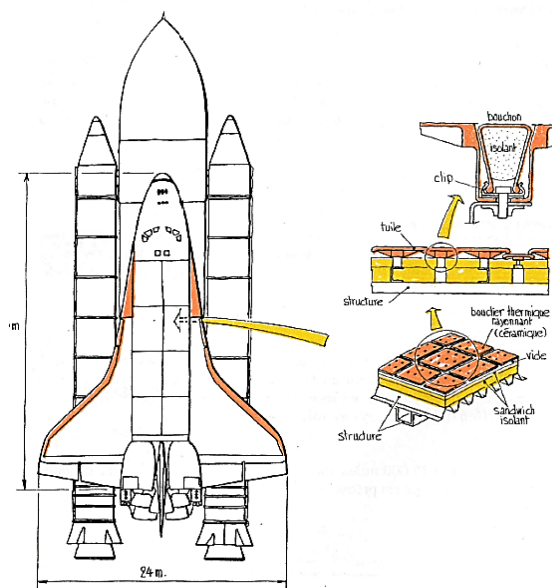


Figure I.33 Navette aérospatiale NASA (USA)

Exemple 2: navette aérospatiale « Hermes » (EUR) (Masse à vide : 8,5 tonnes)

Les tuiles sont remplacées par un millier de pièces de forme en composite carbone/carbone, carbone/silice et silice/silice.

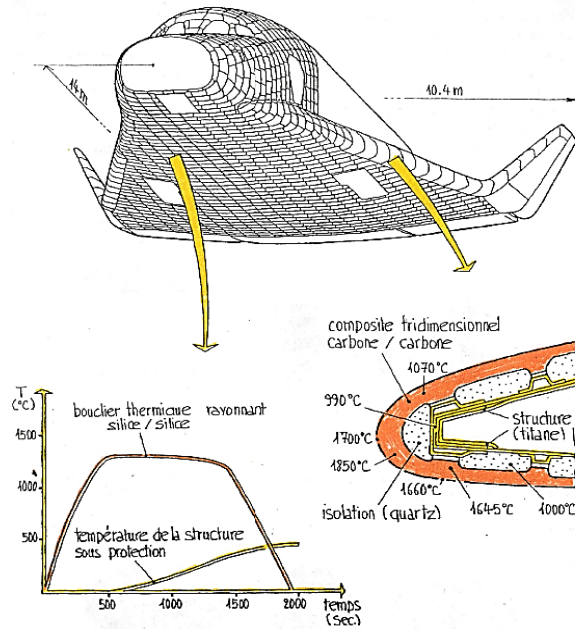


Figure I.34 Navette européenne aérospatiale Hermes

II. DEFINITION DES MATERIAUX COMPOSITES

1. Définition

Un matériau composite est un assemblage d'au moins deux composants non miscibles (mais ayant une forte capacité de pénétration) dont les propriétés se complètent. Le nouveau matériau ainsi constitué, hétérogène, possède des propriétés que les composants seuls ne possèdent pas.

Ce phénomène, qui permet d'améliorer la qualité de la matière face à une certaine utilisation (légèreté, rigidité à un effort, etc.) explique l'utilisation croissante des matériaux composites dans différents secteurs industriels. Néanmoins, la description fine des composites reste complexe du point de vue mécanique de par la non-homogénéité du matériau.

2. Notion de fibre

Le renfort est l'armature reprenant l'essentiel des efforts mécaniques. Les renforts peuvent être classés selon :

- leur composition : métal, verre, polymère, etc. ;
- leur forme :
 - fibres : courtes (0,1 - 1 mm), longues (1 - 50 mm) ou continues (> 50 mm).
 - charges renforçantes : gravier (additionné au ciment pour fabriquer le béton), sable, billes de verre, etc. ;
- leur disposition : mat (nappe de fibres en vrac non tissées) ou tissé.

2.1. Caractéristique générales

Ci-dessous un tableau des caractéristiques mécaniques spécifiques des matériaux élaborés sous forme de fibres.

Tableau II.1 caractéristiques mécaniques spécifiques des matériaux élaborés sous forme de fibres.

Fibres de	Module E (GPa)	Contrainte à la rupture σ_u (MPa)	Masse volumique ρ (kg/m³)	Module spécifique E/ρ (MN m/kg)	Contrainte spécifique σ_u / ρ (KN m/kg)
Verre E	72.4	3500	2540	28.5	1380
Verre S	85.5	4600	2480	34.5	1850
Carbone à Haut module	390	2100	1900	205	1100
Carbone à contrainte élevée	240	3500	1850	130	1890
Kevlar (aramide)	130	2800	1500	87	1870
Bore	385	2800	2630	146	1100

- La géométrie du renfort sera caractérisée par :
 - sa forme,
 - sa taille,
 - la concentration du renfort,
 - sa disposition (son orientation), etc.

- La concentration du renfort est habituellement mesurée par la fraction volumique (fraction en volume) ou par la fraction massique (fraction en masse).

- La distribution du renfort dans le volume du composite est également un paramètre important.
- Une distribution uniforme assurera une homogénéité du matériau : les propriétés du composite seront indépendantes du point de mesure.
- Dans le cas d'une distribution non uniforme du renfort, la rupture du matériau sera initiée dans les zones pauvres en renfort, diminuant ainsi la résistance du composite.

2.2. Les fibres et tissus

La fibre unitaire est généralement appelée filament élémentaire ou monofilament. Les monofilaments sont ensuite réunis en fils ou mèches. Les fils continus ou discontinus sont caractérisés par leur masse linéique ou titre. Cette masse linéique est une mesure de la finesse des fils, et elle dépend du diamètre et du nombre de monofilaments. L'unité de masse linéique est le tex :

$$1 \text{ tex} = 10^{-6} \text{ kg/m} \quad \text{ou} \quad 1 \text{ tex} = 1 \text{ g/km.}$$

2.3. Différents types de tissus (rubans)

Un tissu (ou ruban) est un ensemble surfacique de fils, de mèches, etc., réalisé sur un métier à tisser. Il est constitué :

- D'une chaîne, ensemble de fils parallèles répartis dans un plan suivant la longueur du tissu,
- D'une trame, ensemble de fils s'entrecroisant avec les fils de chaîne.

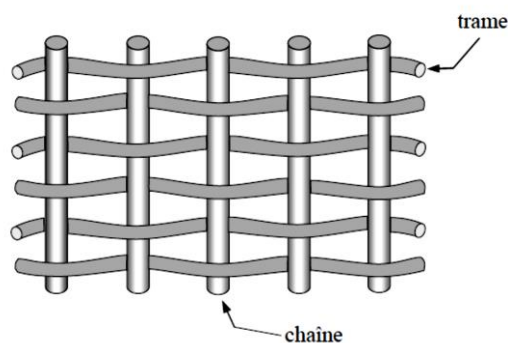


Figure II.1 Chaîne et trame d'un tissu

a) Taffetas

Dans l'armure taffetas (figure II.2), les fils de chaîne et de trame s'entrecroisent alternativement, conduisant à un tissu très plat, stable, mais peu déformable. Cette armure confère au tissu des propriétés mécaniques sensiblement identiques dans les deux directions chaîne et trame (pour des fils de tissage identiques). Toutefois, l'armure taffetas conduit à un haut degré de courbure des fibres qui induit une diminution des performances mécaniques des composites.

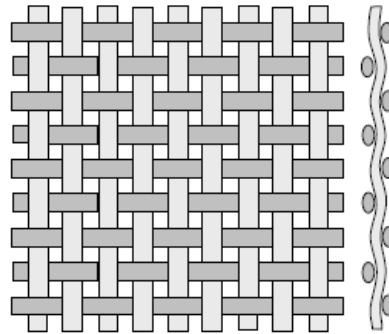


Figure II.2 Armure taffetas

b) Sergé

Pour l'armure sergé, le nombre de fils chaîne et de fils trame qui s'entrecroisent peut varier. Dans un sergé 2 x 1, les fils trame passent sur un fil chaîne et sous deux fils chaînes, et dans un sergé 2 x 2, les fils trame passent sur deux fils chaîne et sous deux fils chaîne. Ce type d'entrecroisement conduit à un motif répétitif du tissu (Figure II.3) sous forme de nervures diagonales. L'armure sergé offre l'avantage d'être à la fois souple et dense. Le tissu sergé permet ainsi un glissement entre les fils chaîne et trame et s'adapte bien à des moulages de formes complexes.

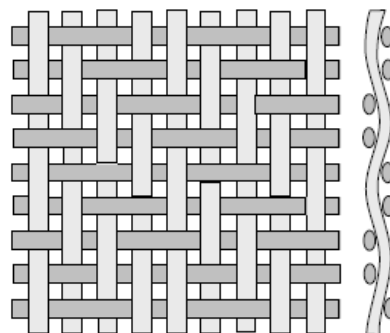


Figure II.3 Armure sergé

c) Satin

L'armure satin est assez semblable à celle du sergé, mais le nombre de fil chaîne et de fils trame qui passent les uns sur les autres avant de s'entrecroiser est plus élevé. Chaque tissu satin est caractérisé par un nombre, usuellement 4 ou 8, indiquant que les fils chaîne passent sur 4 ou 8 fils trame. Il en résulte un tissu avec une face qui contient plus de fils chaîne et une autre face plus de fils trame. L'armure satin est bien adaptée au moulage de formes complexes.

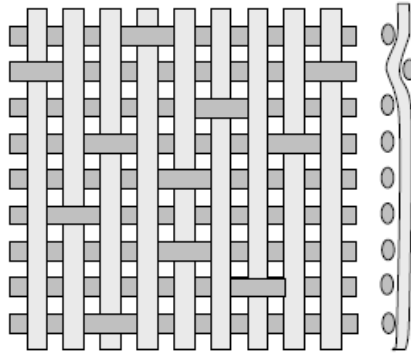


Figure II.4 Armure satin (ici de 8)

d) Tissu croisé sans entrecroisement

Dans un tissu croisé, deux nappes de fils sont superposées sans entrecroisement des fils, et réunies par une chaîne et une trame de fils fins, n'intervenant pratiquement pas sur les performances mécaniques du tissu. L'absence d'entrecroisement supprime les effets de cisaillement et donne un tissu très performant mais coûteux.

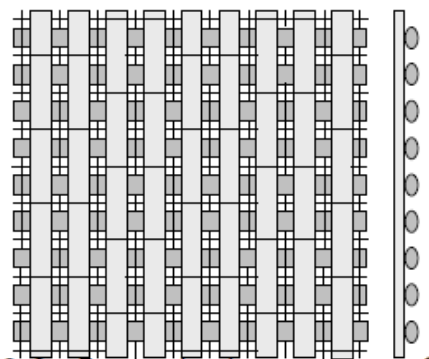


Figure II.5 Armure croisée (non tissée)

e) Tissu à armure unidirectionnelle

Dans un tissu unidirectionnel, les fils sont alignés parallèlement à la direction chaîne, et ils sont réunis par un fil fin dans la direction trame. Ainsi, le tissu est unidirectionnel avec des performances élevées dans la direction chaîne.

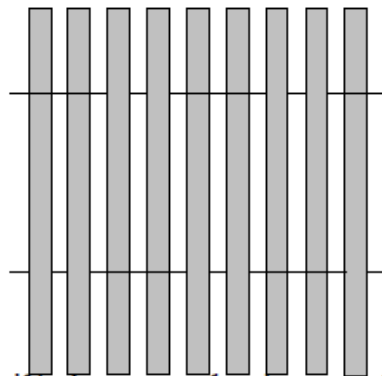


Figure II.6 Armure unidirectionnelle

f) Tresses et préformes

Il est possible de réaliser des tresses ou préformes par tissage cylindrique ou conique d'un tissu tubulaire. Les fils s'entrecroisent en hélice, dont la variation du pas (figure II.7) permet d'ajuster la tresse à la forme qu'elle doit recouvrir. Il est ainsi possible de réaliser une pièce de révolution ayant un diamètre variable le long de son arc. Par ce procédé, divers tissus peuvent être obtenus en forme de "chaussettes" coniques, ogivales ou hémisphériques, utilisées pour satisfaire aux besoins de la construction aéronautique (cône de rentrée, tuyères, etc.).

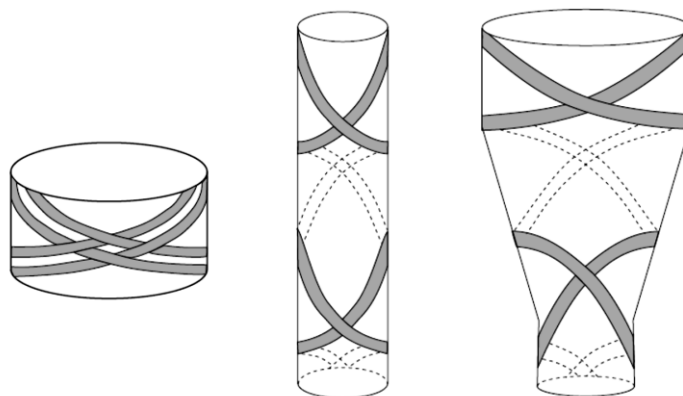


Figure II.7 Tissages cylindrique et conique

g) Tissus multidirectionnels

Des tissages volumiques sont également utilisés, et caractérisés par le nombre de directions de tissage : 3D, 4D, etc. La structure la plus simple est celle du tissage 3D, où les fils sont

disposés suivant 3 directions orthogonales (figure II.8). Dans un tissage 4D, les fils sont disposés suivant 4 directions (figure II.9). L'objectif est d'obtenir des matériaux composites isotropes.

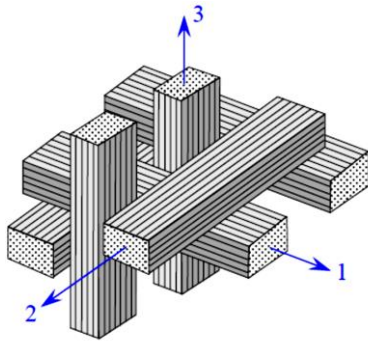


Figure II.8 Tissage 3D orthogonal.

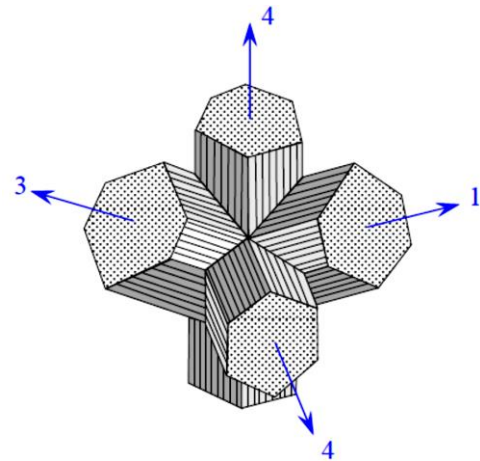


Figure II.9 Tissage 4D

3. Notion de matrice

La matrice a pour principal but de transmettre les efforts mécaniques au renfort. Elle assure aussi la protection du renfort vis-à-vis des diverses conditions environnementales. Elle permet en outre de donner la forme voulue au produit réalisé.

- a) Composites à matrice organique,
- b) Composites à matrice céramique,
- c) Composites à matrice métallique,

Des charges (minérales, organiques ou métalliques) et additifs sont presque toujours incorporés à la matrice.

4. Les composites thermoplastiques

Par définition, un composite thermoplastique est un matériau où la matrice est à base de polymère (composé de macromolécules) qui peut être mis en forme, à l'état liquide (visqueux) à une température soit supérieure à sa température de transition vitreuse (T_g) (thermoplastiques amorphes) ou supérieure à sa température de fusion (T_m) (thermoplastiques

semi-cristallins). Sur le plan de la microstructure, il se compose de molécules longues, linéaires ou ramifiées, mais chimiquement séparées l'une de l'autre.

La famille des résines thermoplastiques (on parle de “plastiques”) est très vaste, et peut être séparée en plastiques de grande diffusion et plastiques technique (ou technopolymères).

Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle (PVC), le polyéthylène, le polypropylène, le polystyrène, le polyamide, le polycarbonate, etc. L'intérêt des thermoplastiques réside dans leur faible coût, résultant à la fois de matières premières disponibles et des procédés de fabrication (injection, extrusion). Toutefois, ce faible coût est lié à des propriétés mécaniques et thermomécaniques faibles. Nous donnons ci-après quelques caractéristiques pour le polypropylène et le polyamide.

Tableau II.2 Propriétés mécanique du polypropylène et le polyamide

Propriétés mécaniques	Polypropylène	Polyamide
Masse volumique (kg/m ³)	900	1 140
Contrainte à la rupture (MPa)	20–35	60–85
Module d'élasticité (GPa)	1,1–1,4	1,2–2,5
Température de fléchissement sous charge (°C)	50–60	65–100

Remarque : La résine polyamide a des caractéristiques mécaniques plus élevées que la résine Polypropylène mais par contre sa masse volumique est 20% plus élevée.

5. Les composites thermodurcissables

Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- Les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, vinylesters, dérivés allyliques, etc.,

- Les résines de condensation : phénoliques, aminoplastes, furaniques (peu utilisées), etc.,
- Les résines époxydes.

5.1. Les résines polyesters

Leurs caractéristiques principales sont:

- Un faible coût de production,
- De leur diversité offrant de multiples possibilités,
- D'une adaptation à des procédés de fabrication faciles à mettre en œuvre et à automatiser.
- Une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé,
- Une bonne stabilité dimensionnelle,
- Une bonne mouillabilité des fibres et des tissus,
- La facilité de mise en œuvre,
- Une bonne tenue chimique,
- Un faible coût de production,
- Une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

Suivant leur module d'élasticité, les résines polyesters sont classées en : résines souples, résines semi-rigides et résines rigides. Les résines habituellement utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont du type rigide, et nous retiendrons pour ces résines durcies les caractéristiques suivantes :

Tableau II.3 Caractéristiques des résines polyesters

Masse volumique	1 200 kg/m ³
Module d'élasticité en traction	2,8 à 3,5 GPa
Module d'élasticité en flexion	3 à 4,5 GPa
Contrainte à la rupture en traction	50 à 80 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	90 à 130 MPa
Allongement à la rupture en traction	2 à 5 %
Allongement à la rupture en flexion	7 à 9 %

Résistance en compression	90 à 200 MPa
Résistance au cisaillement	10 à 20 MPa
Température de fléchissement sous charge (1,8 MPa)	60 à 100 °C

Parmi les avantages des polyesters insaturés, nous retiendrons :

- Une bonne rigidité résultant d'un module d'élasticité assez élevé,
- Une bonne stabilité dimensionnelle,
- Une bonne mouillabilité des fibres et des tissus,
- La facilité de mise en œuvre,
- Une bonne tenue chimique,
- Un faible coût de production,
- Une bonne résistance chimique aux hydrocarbures (essence, fuel, etc.) à température ambiante, etc.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- Une tenue médiocre en température : inférieure à 120 °C en service continu,
- Une sensibilité à la fissuration, essentiellement dans le cas de chocs,
- Un retrait important de l'ordre de 8 à 10%,
- Un mauvais comportement à la vapeur, à l'eau bouillante avec risque d'hydrolyse, d'où la nécessité de recouvrir les matériaux composites à résines polyesters d'une couche de "gel-coat" de manière à les rendre étanches,
- Une dégradation à la lumière par les rayons ultraviolets,
- Une inflammabilité.

5.2. Les résines de condensation

Les résines de condensation comportent les résines phénoliques, les aminoplastes et les résines furaniques.

5.2.1. Les résines phénoliques : Sont les plus anciennes des résines thermodurcissables dont la plus connue est la bakélite. Les caractéristiques de ces résines sont les suivantes :

Tableau II.4 Caractéristiques des résines phénoliques

Masse volumique	1 200 kg/m ³
Module d'élasticité en flexion	3 GPa
Contrainte à la rupture en traction	40 MPa
Allongement à la rupture en traction	2,5 %
Résistance en compression	250 MPa
Contrainte à la rupture en flexion	90 MPa
Température de fléchissement sous charge	120 °C

Parmi les avantages, nous citerons :

- Une excellente stabilité dimensionnelle,
- Une bonne tenue à la chaleur et au fluage,
- Une bonne résistance aux agents chimiques,
- Un faible retrait,
- De bonnes caractéristiques mécaniques,
- Un faible coût.

Parmi les inconvénients, nous noterons :

- Une mise en œuvre sous pression, donc à faibles cadences,
- Les couleurs foncées des résines,
- Une non adaptation à des utilisations alimentaires.

Les résines phénoliques seront donc utilisées dans le cas de pièces nécessitant une tenue élevée en température ou une bonne résistance aux agents chimiques.

5.2.2. Résines aminoplastes : ces caractéristiques sont voisines de celles des résines phénoliques. Aux avantages de ces résines, il faut ajouter :

- La possibilité d'utilisations alimentaires,
- La possibilité de colorer les résines.

5.2.3. Les résines furaniques : sont assez peu utilisées à cause de leur coût, trois fois plus élevé que les résines polyesters. Parmi leurs avantages :

- Un durcissement plus rapide que les résines phénoliques,
- Une grande inertie vis-à-vis des agents chimiques corrosifs.

Cette dernière caractéristique conduit à utiliser les résines furaniques dans le cas de matériaux devant résister aux produits chimiques : citernes, tuyaux, bacs, etc.

5.3. Les résines époxydes

Les résines les plus utilisées après les résines polyesters insaturées sont les résines époxydes. Elles ne représentent cependant que de l'ordre de 5 % du marché composite, à cause de leur prix élevé (de l'ordre de cinq fois plus que celui des résines polyesters).

Les caractéristiques mécaniques générales des résines époxydes sont les suivantes :

Tableau II.5 Caractéristiques des résines époxydes

Masse volumique	1 100 à 1 500 kg/m ³
Module d'élasticité en traction	3 à 5 GPa
Contrainte à la rupture en traction	60 à 80 MPa
Allongement à la rupture en traction	2 à 5 %
Résistance au cisaillement	30 à 50 MPa
Température de fléchissement sous charge	290 °C

Parmi les avantages des résines époxydes, nous retiendrons :

- De bonnes propriétés mécaniques (en traction, flexion, compression, choc, fluage, etc.) supérieures à celles des polyesters,
- Une bonne tenue aux températures élevées : jusqu'à 150 °C à 190 °C en continu;
- Une excellente résistance chimique,
- Un faible retrait au moulage (de 0,5 à 1 %),
- Une très bonne mouillabilité des renforts,

- Une excellente adhérence aux matériaux métalliques.

Parmi les inconvénients, nous citerons :

- Un temps de polymérisation long,
- Un coût élevé,
- La nécessité de prendre des précautions lors de la mise en œuvre,
- Une sensibilité à la fissuration.

6. Propriétés des matériaux composites

Les propriétés des matériaux composites résultent :

- Des propriétés des matériaux constituants,
- De leur distribution géométrique,
- De leurs interactions, etc

Ainsi, pour accéder à la description d'un matériau composite, il sera nécessaire de spécifier :

- La nature des constituants et leurs propriétés,
- La géométrie du renfort, sa distribution,
- La nature de l'interface matrice-renfort.

Les principales caractéristiques des pièces fabriquées en matériaux composites sont :

- Le gain de masse,
- La bonne tenue en fatigue (durée de vie augmentée),
- L'absence de corrosion,
- L'absence de plasticité (leur limite élastique correspond à la limite de rupture)
- Le vieillissement sous l'action de l'humidité et de la chaleur,
- L'insensibilité à certains produits chimiques courants (solvants, peinture, huiles, pétroles,...),
- Tenue aux impacts et aux chocs très moyenne,
- Très forte anisotropie

Dans le cas de matériaux composites dont le renfort est constitué de fibres, l'orientation des fibres détermine l'anisotropie du matériau composite. Cet aspect constitue une des caractéristiques fondamentales des composites : la possibilité de contrôler l'anisotropie du produit fini par une conception et une fabrication adaptées aux propriétés souhaitées.

7. Classification des matériaux composites

Les composites peuvent être classés suivant la forme des composants ou suivant la nature des composants.

7.1. Classification suivant la forme des constituants

En fonction de la forme des constituants, les composites sont classés en deux grandes classes : les matériaux composites à particules et les matériaux composites à fibres.

- a) **Composites à fibres** : Un matériau composite est un composite à fibres si le renfort se trouve sous forme de fibres.
- Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, ect.
 - L'arrangement des fibres, leur orientation permettent de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux allant de matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan.
 - Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécanique et physique en jouant sur :
 - La nature des constituants,
 - La proportion des constituants,
 - L'orientation des fibres,

b) Composites à particules

- Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée.
- Les particules sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc.
- Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

Le choix de l'association matrice-particules dépend des propriétés souhaitées. Par exemple, des inclusions de plomb dans des alliages de cuivre augmenteront leur facilité d'usinage. Des particules de métaux fragiles tels le tungstène, le chrome et le molybdène, incorporé dans des métaux ductiles, augmenteront leurs propriétés à températures élevées, tout en conservant le caractère ductile à température ambiante.

Également, des particules d'élastomère peuvent être incorporées dans des matrices polymères fragiles, de manière à améliorer leurs propriétés à la rupture et au choc, par diminution de la sensibilité à la fissuration.

7.2. Classification suivant la nature des constituants

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale. Divers renforts sont associés à ces matrices. Seuls certains couples d'associations ont actuellement un usage industriel, d'autres faisant l'objet d'un développement dans les laboratoires de recherche. Parmi ces composites, nous pouvons citer :

a) Composites à matrice organique (résine, charges), avec :

- Des fibres minérales : verre, carbone, etc.
- Des fibres organiques : Kevlar, polyamides, etc.
- Des fibres métalliques : bore, aluminium, etc.

b) Composites à matrice métallique (alliages légers et ultra-légers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

- Des fibres minérales : carbone, carbure de silicium (SiC),
- Des fibres métalliques : bore,
- Des fibres métallo-minérales : fibres de bore revêtues de carbure de silicium (BorSiC).

c) Composites à matrice minérale (céramique), avec :

- Des fibres métalliques : bore,
- Des particules métalliques : cermets,
- Des particules minérales : carbures, nitrures, etc.

III. FABRICATION DES COMPOSITES

1. Techniques d'élaboration

1.1. Moulages sans pression

Les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. La qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur.

a) Moulage au contact

Avant moulage, le moule est revêtu d'un agent de démoulage, puis généralement d'une fine couche de résine de surface, souvent colorée, dénommée "gel coat" (voir figure ci-dessous).

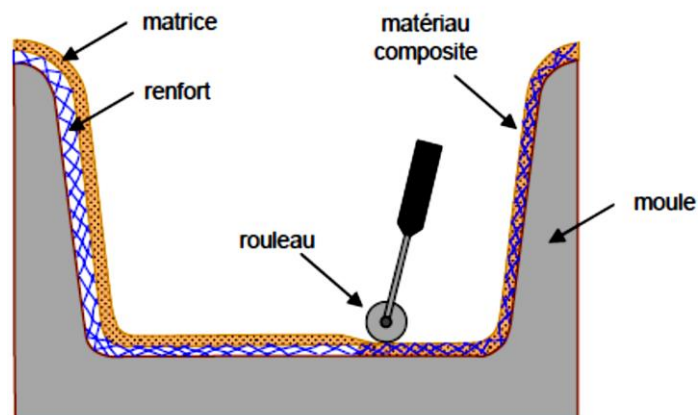


Figure III.1 Principe du moulage au contact

Le moulage est ensuite effectué selon les opérations suivantes :

1. Le moule est enduit avec de la résine catalysée et accélérée, au pinceau ou au rouleau.

2. Le renfort : mat, tissu, etc., est disposé dans le moule. Les renforts doivent alors se superposer.
3. Le renfort est ensuite imprégné avec la matrice, puis un ébullage est effectué avec un rouleau cannelé.
4. Après gélification de la première couche, les couches suivantes sont appliquées, en utilisant la même technique.
5. Le démoulage est ensuite effectué après un temps qui dépend de la résine et de la température (de l'ordre de 10 heures).
6. La polymérisation est ensuite effectuée en milieu ambiant pendant plusieurs semaines. Cette polymérisation peut éventuellement être accélérée par étuvage (par exemple 5 à 10 heures, aux environs de 80 °C).
7. Après polymérisation, on procède à la finition de la pièce : ébarbage, ponçage, éventuellement peinture, etc.

b) Moulage par projection simultanée

Le moulage est effectué par projection simultanée de fibres coupées et résine catalysée sur un moule. L'équipement à projeter est constitué d'une machine à couper le stratifil et d'un pistolet projetant la résine et les fibres coupées, l'ensemble fonctionnant par air comprimé (voir figure ci-dessous). La couche de fibres imprégnées de résine est ensuite compactée et débarrassée des bulles au rouleau cannelé.

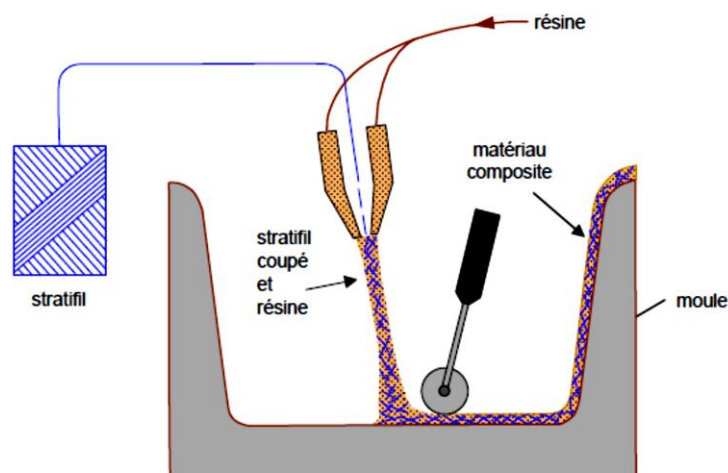


Figure III.2 Principe du moulage par projection simultanée

Le moulage par projection permet d'obtenir de grandes séries de pièces, avec un bas prix de revient. Le renfort est toutefois limité à des fibres coupées, et les caractéristiques mécaniques du matériau restent moyennes. Il est possible d'obtenir deux faces lisses en utilisant un moule

et contre-moule, chargés séparément, puis accolés. Ce procédé permet d'obtenir des pièces ayant de meilleures caractéristiques mécaniques.

1.2. Moulage sous vide

Le moulage -sous vide consiste à utiliser simultanément le vide et la pression atmosphérique. Après enduction de gel-coat, on dispose le renfort sur un moule rigide, puis on coule la matrice. Le contre-moule, recouvert d'une membrane assurant l'étanchéité (feuille de caoutchouc, nylon, etc.), est ensuite emboîté (voir figure ci-dessous). Une pompe à vide crée une dépression à travers le moule et le contre-moule poreux, qui étale et débulle la résine. Ce procédé de moulage convient pour la fabrication de pièces en petites et moyennes séries. Les cadences de production sont toutefois assez lentes.

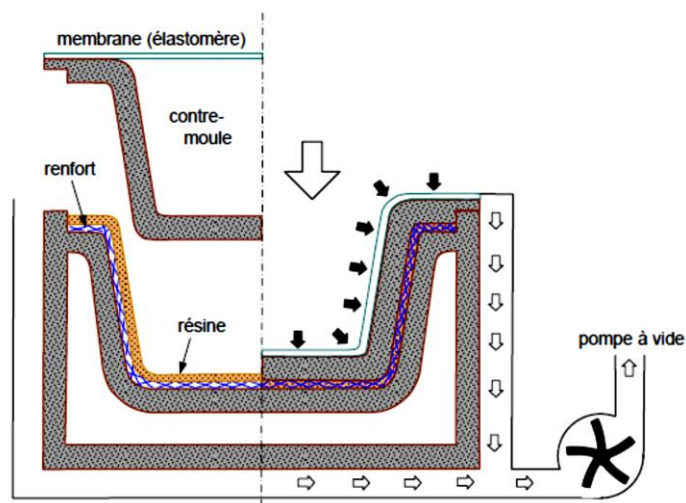


Figure III.3 Principe du moulage sous vide

1.3. Moulage par compression

a) Moulage par injection de résine

Le moulage consiste, par injection de résine sous pression, à imprégner un renfort placé à l'intérieur d'un ensemble moule et contre-moule très rigide et fermé (voir figure ci-dessous). La proportion de renfort peut être élevée, d'où l'obtention de pièces à caractéristiques mécaniques élevées. Ce procédé de moulage convient à la réalisation de pièces profondes et de formes compliquées.

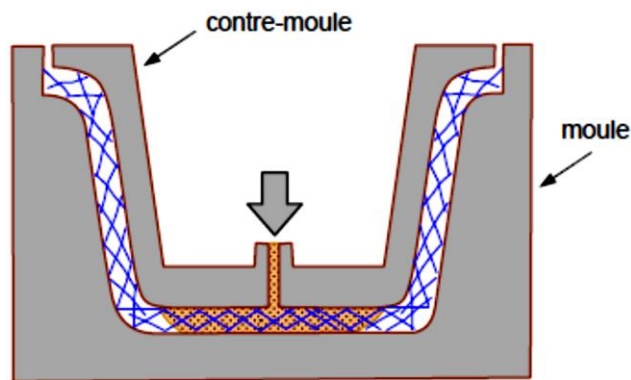


Figure III.4 Principe du moulage par injection de résine

b) Moulage par compression à froid

Le moulage est effectué à basse pression (< 5 bars) sans chauffage du moule, en utilisant l'exo-thermie de polymérisation de la résine. L'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de 50 à 70°C, en fonctionnement permanent. Moule et contre-moule sont enduits d'agent de démoulage et de gel-coat (voir figure ci-dessous). Puis le renfort et la matrice sont déposés sur le moule. L'ensemble moule/contre-moule est fermé, puis pressé. Le temps de polymérisation est lié au type de résine, au catalyseur et à la température atteinte par le moule en régime continu de production. Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries (4 à 12 pièces par heure).

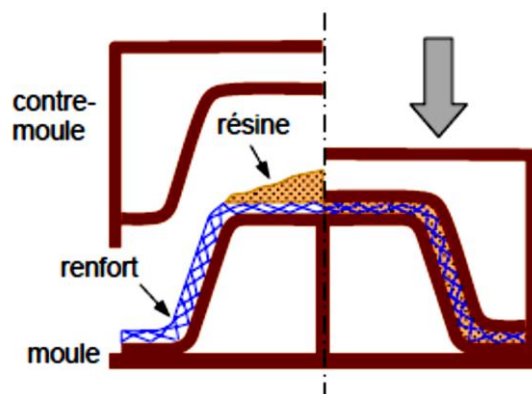


Figure III.5 Principe du moulage par compression à froid

c) Moulage par compression à chaud

Cette technique permet d'obtenir des pièces en grandes séries au moyen de presses hydrauliques et de moules métalliques chauffants. Le renfort, constitué par du mat à fils coupés ou à fils continus, par des tissus ou par des préformes, est déposé sur le moule chauffant, enduit au préalable d'un agent de démoulage. Puis la résine catalysée est coulée en vrac sur le renfort (voir figure ci-dessous). Le temps de pressage est lié au temps de polymérisation de la résine, ensuite ouvert, et la pièce éjectée. Ce procédé de moulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques. La pression de moulage est de l'ordre de 10 à 50 bars, la température des moules de l'ordre de 80 à 150 °C.

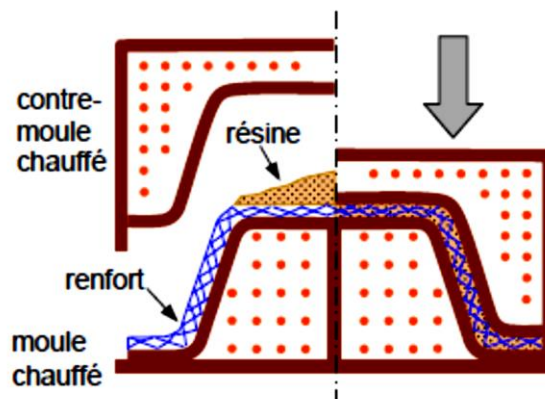


Figure III.6 Principe du moulage par compression à chaud

d) Moulage par injection

Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques. Des granulés comportant la résine et le renfort (fibres courtes, billes, etc.) ou des mats préimprégnés sont extrudés par une vis d'Archimède (voir figure ci-dessous). La matrice est fluidifiée par chauffage et injectée sous pression élevée dans un moule chauffé, où a lieu la polymérisation.

Le type de matériaux obtenus est plus généralement appelé "plastiques renforcés" que matériaux composites. Cette technique est adaptée à la production de pièces en très grandes séries.

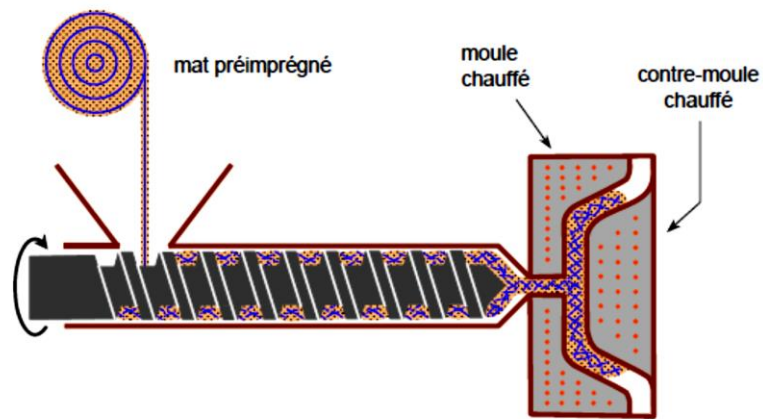


Figure III.7 Principe du moulage par injection

1.4. Moulage en continu

Le moulage en continu permet la fabrication de plaques planes, panneaux sandwichs, panneaux ondulés pour toitures, plaques nervurées, etc. Schématiquement, ce procédé peut être séparé en plusieurs phases.

1. Une phase d'imprégnation des renforts : fibres, mats ou tissus. La résine catalysée et le renfort sont véhiculés sur un film de démoulage (cellophane mylar, polyéthylène, etc.).
2. Une phase de mise en forme.
3. Une phase de polymérisation, effectuée dans une étuve (60 à 150 °C) en forme de tunnel, dont la longueur est fonction de la température et de la résine (15 à 50 m de long).
4. Une phase de refroidissement et découpage.

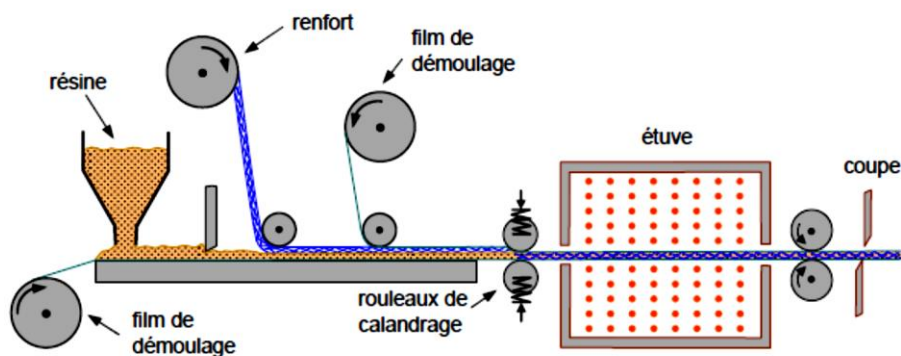


Figure III.8 Principe du moulage en continu

1.5. Moulage par pultrusion

Le procédé de moulage par pultrusion sert pour la fabrication de profilés, rectilignes ou courbes, à section constante, hautement renforcés dans la direction principale. Dans cette technique (voir figure ci dessous), les renforts : fils, stratifils, rubans, etc., passent dans un bain de résine catalysée où ils sont imprégnés. Ils traversent ensuite une filière chauffée dans laquelle ont lieu simultanément mise en forme du profilé et polymérisation de la résine.

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les profilés obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées jusqu'à 80 % en volume. Le procédé est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h). Il nécessite un investissement important de matériel.

Exemples de fabrication : cannes à pêche, profilés divers, raidisseurs, etc.

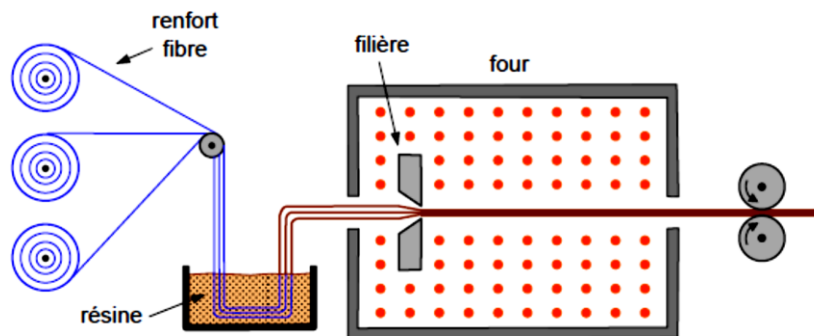


Figure III.9 Principe du moulage par pultrusion

1.6. Moulage par centrifugation

Cette technique est réservée au moulage de pièces de révolution, en particulier tubes, tuyaux, cuves, etc. Le moule de révolution, enduit d'agent de démoulage (voir figure ci-dessous), est mis en rotation (à environ 2 000 tours/min). Après dépôt éventuel de gel coat, on introduit simultanément en continu :

- Le renfort : fibres coupées ou stratifil coupé;
- La résine catalysée et accélérée (résines époxydes, polyesters, etc.) durcissant à froid.

L'imprégnation du renfort par la résine est réalisée sous l'effet de la centrifugation. La stratification s'effectue par passages successifs de la buse d'alimentation en résine et renfort. La polymérisation est effectuée à température ambiante, ou éventuellement accélérée dans une étuve. Un renfort sous forme de rouleau (mat, tissu, etc.) peut être introduit éventuellement en discontinu avant rotation du moule. La résine est introduite ensuite lors de la centrifugation. Après polymérisation, la pièce cylindrique est extraite du moule, le retrait des résines permettant le démoulage.

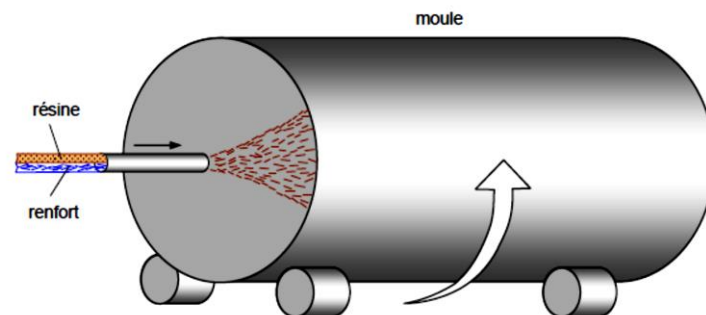


Figure III.10 Principe du moulage par centrifugation

1.7. Moulage par enroulement filamentaire

a) Enroulement circonférentiel

Le bobinage est effectué à 90° par rapport à l'axe du mandrin et confère une résistance tangentielle élevée. Pour obtenir une résistance longitudinale satisfaisante, il est nécessaire d'intercaler des couches de tissus unidirectionnels dans le sens axial du mandrin. Ce type d'enroulement est assez peu utilisé.

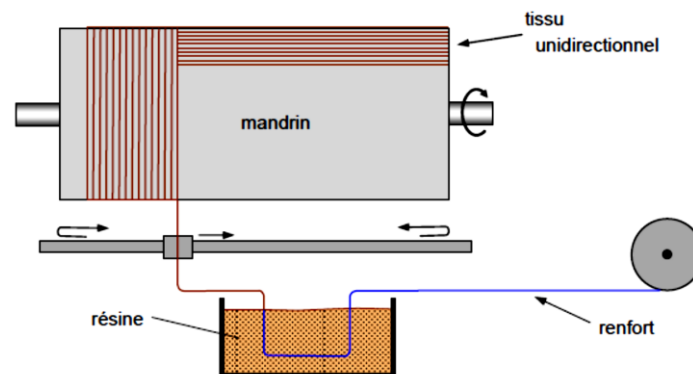


Figure III.11 Principe de l'enroulement circonférentiel

b) Enroulement hélicoïdal

➤ Enroulement discontinu :

La direction d'enroulement des fils est inclinée par rapport à l'axe du mandrin d'un angle dont la valeur est déterminée par le mouvement relatif du guide-fils par rapport à la rotation du mandrin (voir figure ci dessous). La valeur de l'angle est choisie en fonction du rapport souhaité entre la résistance tangentielle et la résistance transversale. Ce type d'enroulement donne une grande liberté pour la disposition angulaire des fils. Il permet en particulier de réaliser des couches successives avec des angles différents.

Ce procédé d'enroulement a de nombreuses applications pour la fabrication de pièces de grandes dimensions comme des conteneurs, la fabrication d'enveloppes de fusées, de torpilles, de tubes de forage pétrolier, de bouteilles de gaz, etc.

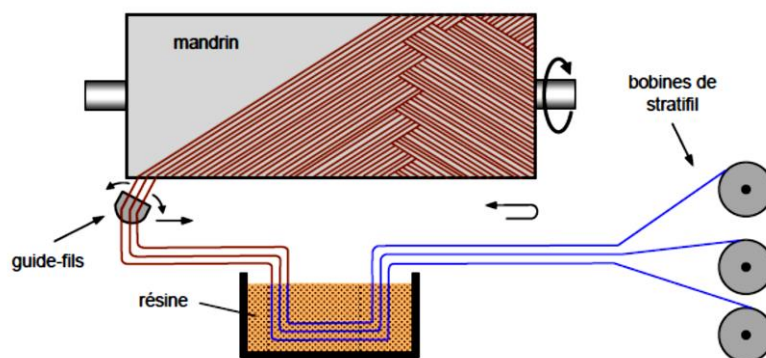


Figure III.12 Principe de l'enroulement hélicoïdal

➤ Enroulement continu :

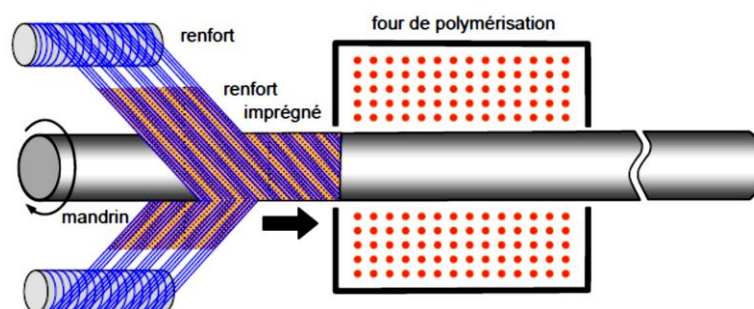


Figure III.13 Principe de l'enroulement hélicoïdal continu

L'enroulement continu (voir figure ci dessous) permet la fabrication industrielle de tubes et tuyaux hautes performances de divers diamètres et grandes longueurs.

c) Enroulement polaire

L'enroulement polaire permet de fabriquer des pièces à extrémités sphériques sans discontinuité de l'enroulement (voir image ci dessous). Dans ce type d'enroulement, le mandrin doit posséder trois degrés de liberté en rotation, permettant de commander 3 rotations simultanées ou non. Cette technologie sert à fabriquer des réservoirs haute pression, des réservoirs de moteurs de fusée, des équipements spatiaux, etc.



Figure III.14 Principe de l'enroulement polaire

2. Cycle de cuisson

Le principe de base de la cuisson est le processus de solidification de la matrice polymère du composite. Lorsque la matrice est métallique, sa solidification se fait simplement après un échauffement et refroidissement du métal autour des fibres.

Un cycle de cuisson typique est représenté par l'évolution de la température en fonction du temps (un exemple d'un cycle de cuisson ci dessous). La température est augmentée graduellement jusqu'à un seuil maximale où le polymère va être dans son état optimal d'adhésion avec une pression de consolidation du composite. Après, la température est diminuée progressivement à la température ambiante pour éviter un choc thermique. Par contre la pression peut être diminuée rapidement.

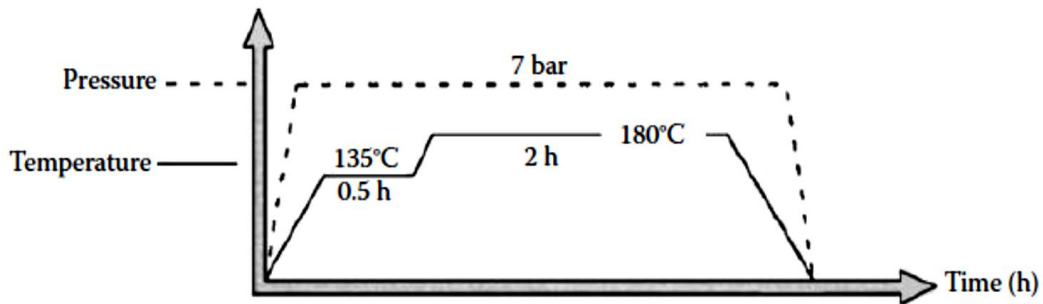


Figure III.15 Cycle de cuisson typique

Remarque : chaque phase du cycle de cuisson peut prendre des heures selon le type de polymère choisie et le processus de fabrication adapté.

3. Polymérisation

La polymérisation désigne la réaction chimique ou le procédé par lesquels des petites molécules (par exemple des hydrocarbures de deux à dix atomes de carbone) réagissent entre elles pour former des molécules de masses molaires plus élevées. Les molécules initiales peuvent être des monomères ou des pré-polymères ; la synthèse conduit à des polymères.

La polymérisation se fait dans des presses chaudes, moule chauffé et des autoclaves (un autoclave peut avoir un diamètre compris entre 0,5 m et 9 m, tandis que sa longueur peut aller de 1 à 50 m. La pression et la température de fonctionnement sont respectivement, de 20 bars et 400°C) qui sont spécialement assez large peut être les mieux adapté pour les structures aéronautique et aérospatiale.



Figure III.16 Modèles d'Autoclaves utilisés dans l'industrie aéronautique

IV. MECANIQUE DES COMPOSITES

1. Microanalyse

1.1. Notion de pli ou de couche

Le pli est constitué d'une seule couche de fibre et de matrice, les fibres sont orientés de « θ » par rapport à l'horizontal.

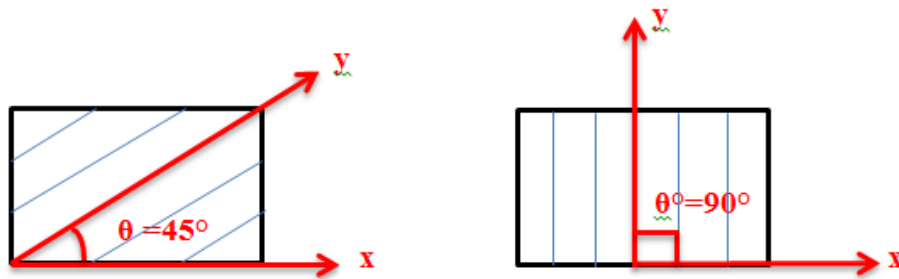


Figure IV.1 Différentes orientation de fibres

1.2. Notion de stratifié

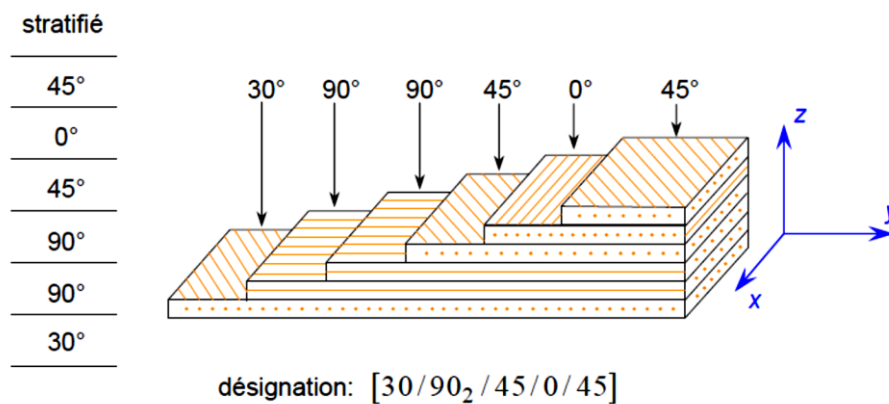


Figure IV.2 Schématisation d'un stratifié [30/90₂/45/0/45]

Un stratifié est un empilement de couches dont les fibres sont décalées d'un angle « θ » d'une couche à une autre. Le stratifié est déterminé par un code.

1.3. Repère local (LT)

Un repère local (LT) est lié à la couche, la direction « L » est parallèle à l'axe de la fibre et la direction « T » est perpendiculaire à l'axe de la fibre.

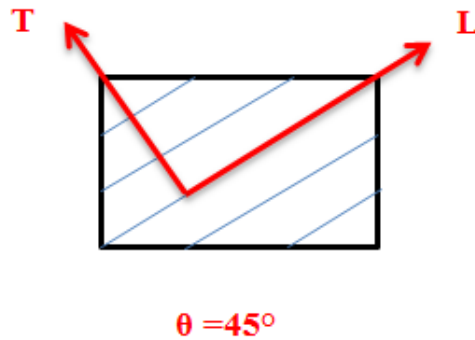


Figure IV.3 Repère local (LT) dans une couche orientée à 45°

1.4. Repère global (xy)

Le repère global est lié au stratifié, chaque couche du stratifié est repéré par un angle « θ » entre l'axe « L » et l'axe « x »

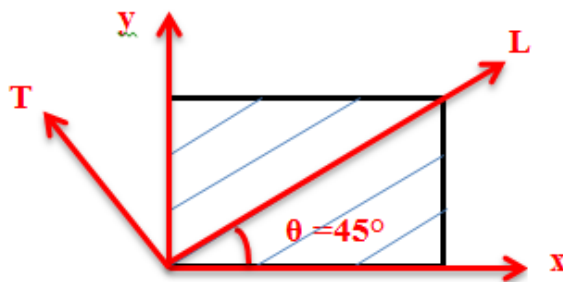


Figure IV.4 Repère global (xy) dans une couche orientée à 45°

2. Les différents modules

2.1. Cas unidirectionnel

2.1.1. Module de Young longitudinal (E_L)

La fraction volumique des fibres (%) :

$$V_f = \frac{\eta_f}{\eta_c}$$

La fraction volumique de la matrice (%) :

$$V_m = \frac{\eta_m}{\eta_c}$$

Tel que η_f et η_m sont le volume des fibres et de la matrice respectivement.

Et η_c est le volume total du composite avec $\eta_c = \eta_f + \eta_m$

D'autre part $V_f + V_m = 1$

Au final le module de Young longitudinal est : $E_L = E_f V_f + E_m V_m$

Avec E_f et E_m sont le module de Young des fibres et de la matrice respectivement.

2.1.2. Module de Young transversal (E_T)

$$E_T = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}$$

2.1.3. Coefficient de Poisson longitudinal (ν_{LT})

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m V_m$$

Tel que ν_f et ν_m sont le coefficient de Poisson des fibres et de la matrice respectivement.

2.1.4. Module de cisaillement longitudinal (G_{LT})

$$G_{LT} = \frac{V_m}{G_m} + \frac{V_f}{G_f}$$

G_m : Module de cisaillement de la matrice

G_f : Module de cisaillement des fibres

2.1.5. Coefficient de dilatation thermique longitudinal (α_L)

$$\alpha_L = \frac{V_f E_f \alpha_f + V_m E_m \alpha_m}{V_f E_f + V_m E_m}$$

α_m : Coefficient de dilatation thermique de la matrice

α_f : Coefficient de dilatation thermique des fibres

2.1.6. Coefficient de dilatation thermique transversal (α_T)

$$\alpha_T = V_f (\alpha_f + \nu_f \alpha_f) + V_m \alpha_m (1 + \nu_m) - (V_f \nu_f + V_m \nu_m) \alpha_L$$

2.2. Cas bidirectionnel

2.2.1. Module de Young longitudinal (E_L)

$$E_L = E_f V_f + E_m V_m$$

2.2.2. Module de Young longitudinal (E_T ; $E_{T'}$)

$$E_T = E_{T'} = \frac{E_m}{1 - \sqrt{V_f} \left(1 - \frac{E_m}{E_{fT}} \right)}$$

Tel que E_{fT} est le module de Young de la fibre dans la direction « T »

2.2.3. Module de cisaillement longitudinal (G_{LT})

$$G_{LT} = G_{LT'} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{fLT}} \right)}$$

G_{fLT} : Module de cisaillement de la fibre dans la direction « LT »

2.2.4. Module de cisaillement transversal ($G_{TT'}$)

$$G_{TT'} = \frac{G_m}{1 - \sqrt{V_f} \left(1 - \frac{G_m}{G_{fTT'}} \right)}$$

$G_{fTT'}$: Module de cisaillement de la fibre dans la direction « TT' »

2.2.5. Coefficient de Poisson longitudinal (ν_{LT} ; $\nu_{LT'}$)

$$\nu_{LT} = \nu_f V_f + \nu_m (1 - V_f)$$

Et
$$\nu_{LT'} = \frac{E_T}{E_L} \nu_{LT}$$

2.2.6. Coefficient de Poisson transversal ($\nu_{TT'}$)

$$\nu_{TT'} = \frac{E_T}{2G_{TT'} - 1}$$

3. Lois de comportement

Les champs de déformation et de contraintes dans un milieu sont liés par des lois caractérisant l'élasticité linéaire du milieu qui sont commun sous la loi de Hook généralisée.

3.1. Matrice de rigidité

$$[\sigma_{ij}] = [C_{ij}] \cdot [\varepsilon_{ij}] \text{ pour } i, j = 1, 6$$

$[C_{ij}]$ Est la matrice de rigidité

3.2. Matrice de souplesse

$$[\varepsilon_{ij}] = [S_{ij}] \cdot [\sigma_{ij}]$$

$$\text{Et } [S_{ij}] = [C_{ij}]^{-1}$$

Où $[S_{ij}]$ est la matrice de souplesse

4. Contraintes déformations

4.1. Relation d'élasticité pour l'unidirectionnel (LT)

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{23} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{C_{22} - C_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix}$$

Avec

$$C_{11} = E_L + 4\nu_{LT}^2 k_L$$

$$C_{23} = k_L$$

$$C_{12} = 2k_L \nu_{LT}$$

$$C_{66} = G_{LT}$$

$$C_{22} = k_L$$

Les C_{ij} sont les constantes de rigidité

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{12} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{23} & S_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{S_{22} - S_{23}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix}$$

Avec

$$S_{11} = \frac{1}{E_L}$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_T}$$

$$S_{12} = -\frac{\nu_{LT}}{E_L}$$

$$S_{23} = 0$$

$$S_{66} = \frac{1}{G_{LT}}$$

$$k_L = \frac{1}{2 \left(S_{22} + S_{23} - 2 \frac{S_{12}^2}{S_{11}} \right)}$$

4.2. Relation d'élasticité pour l'unidirectionnel (XY)

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C'_{11} & C'_{12} & C'_{13} & 0 & 0 & C'_{11} \\ C'_{12} & C'_{22} & C'_{23} & 0 & 0 & C'_{11} \\ C'_{13} & C'_{23} & C'_{33} & 0 & 0 & C'_{11} \\ 0 & 0 & 0 & C'_{44} & C'_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C'_{45} & C'_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C'_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix}$$

Avec :

$$C'_{11} = C_{11}c^4 + C_{22}s^4 + 2(C_{12} + 2C_{66})s^2c^2$$

$$C'_{12} = (C_{11} + C_{22} - 4C_{66})s^2c^2 + C_{12}(c^4 + s^4)$$

$$C'_{13} = C_{12}c^2 + C_{23}s^2$$

$$C'_{16} = (C_{11} - C_{12} - 2C_{66})sc^3 + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66})s^3c$$

$$C'_{23} = C_{12}s^2 + C_{23}c^2$$

$$C'_{26} = (C_{11} - C_{12} - 2C_{66})s^3c + (C_{12} - C_{22} + 2C_{66})sc^3$$

$$C'_{66} = [C_{11} + C_{22} - 2(C_{12} + C_{66})]s^2c^2 + C_{66}(s^4 + c^4)$$

$$C'_{33} = C_{22}$$

$$C'_{36} = (C_{12} - C_{23})sc$$

$$C'_{44} = \frac{C_{22} - C_{23}}{2}c^2 + C_{66}s^2$$

$$C'_{45} = \left(C_{66} - \frac{C_{22}C_{23}}{2} \right)sc$$

$$C'_{55} = \left(\frac{C_{22} - C_{23}}{2} \right)s^2 + C_{66}c^2$$

Références (*Livres et photocopiés, sites internet, etc*) :

- Jean-Marie Berthelot : Mécanique des Matériaux et Structures Composites, ISMANS, Le Mans, 2010
- Laurent Gornet, Généralités sur les matériaux composites, Engineering school, HAL, 2008
- Daniel Gay, Suong V. Hoa: Composite Materials: Design and Applications, Second Edition CRC Press, 2007
- Paolo Vannucci : Matériaux composites structuraux (Méthodes d'analyse et de conception), HAL, 2007
- Jean-Marie Berthelot: Matériaux composites : Comportement mécanique et analyse des structures - Tec & Doc Lavoisier, 3e édition 1999
- Robert M. Jones: Mechanics Of Composite Materials, CRC Press, 1998