

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINSTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB
BLIDA
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

*Mémoire de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des études
universitaires appliquées (D.E.U.A).*

Option: Structure



Organisme d'accueil :

Air Algérie

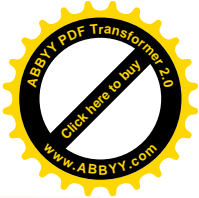
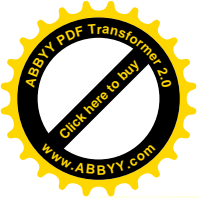
Réalisé par :

♦ *M^{elle} Benkhedda Fatima*

Encadré par :

♦ *Mr Gharouse*
♦ *Mr Tsabit*

Promotion: 2007/2008



Remerciements

Nous remercions Dieu le tout puissant de nous avoir donné la force, le courage et la patience pour accomplir notre travail.

Nous remercions également nos chers parents pour leur soutien moral et matériel dans le but d'assurer notre réussite.

Nous tenons à remercier tous ceux qui m'ont vivement soutenu et apporter leur aide précieuse, Nous tenant à remercier vivement notre promoteur Mr GUEROUZE qui nous a vraiment aidé et dirigée, et tout les employés d'air Algérie sans exception; et surtout Mr Tsabit le chef des parlements pour avoir accepté de me prendre en charge pendant cette période, et de leur conseil, leur critique et leur aide, sans oublier les travailleur de l'atelier de composite.

Nous exprimons notre reconnaissance à l'ensemble des enseignants ayant contribué à notre formation.

*** Merci à l'aéronautique ***

Surtout

*** Section Structure ***



Dédicaces

Je dédie ce mémoire spécialement à :

Mes très chers parents qui m'ont beaucoup encouragé durant toute ma formation.

*Mes frères: Djeloule, Abedelkader, Hamza,
et mes très chères sœurs: Fouzia, Aziza, et la petite Raouda.*

*J'ai le plaisir de la dédier à toutes mes amies,
surtout Samia Noura, Ouafa, Mahira, Hamida,
Zola, Samia, Souad, Nassima Ffatima, Zohra,
Fatima, Mounira.*

Mes amis : Hichem, Hassan, Ibrahim,

**** BENKHEDDA FATIMA ****



SOMMAIRE

Introduction.....	01
-------------------	----

Chapitre I : présentation générale des matériaux composites

I-1-) Définition	02
I-2) Les constituants d'un matériau composite.....	02
I-2-1) Renfort :	02
I-2-2) Matrices :	07
I-3) Les produits associés :	08
I-3-1) les méthodes de mise en œuvre des composites :.....	14
I-3-2) moulage au contact :.....	14
I-3-3) Moulage par projection simultanée :.....	15
I-3-4) Moulage par injection de résine : avec réaction et renfort :	16
I-3-5) Enroulement filamentaire :.....	18
I-3-6) Moulage sous vide:.....	19
I-3-7) RTM (Resin Transfer Molding):.....	20
I-4)Propriétés des composites :	21
I-4-1) Qualités et défauts :.....	21
I-4-2) Comparaison avec les métaux :	22
I-5)Comportements des composites :.....	24
I-5-1) Elasticité et viscoélasticité :.....	24
I-5-2) Fatigue :.....	24
I-5-3) Interface :.....	24
I-6) Conception d'une pièce :.....	25
I-6-1) Calculs :.....	26
I-6-2) Prototypes et éprouvettes :.....	27
I-6-3) Données économiques :.....	27
I-7)Avantages des matériaux composites :.....	28
I-7)Inconvénients des matériaux composites :.....	28

Chapitre II : Collage des composites

II-1) Définition du collage :.....	30
II-2) Les exigences et les problèmes principaux :.....	30
II-2-1) Fiabilité et durabilité des collages:.....	30
II-2-2) Résistance à la fatigue:.....	30
II-2-3) Tenue à la chaleur:.....	30
II-2-4) Rigidité des pièces:.....	31
II-2-5) Allègement de la structure :.....	31



II-2-6) contrôles des pièces :.....	32
II-3) Techniques d'assemblages.....	32
II-3-1) Le collage :.....	33
II-3-2) Cocuissons	33
II-4) pièces composites colles dans un avions modernes.....	34
II-4-1) Panneaux –sandwichs	36
II-4-1-1) Mise en œuvre :.....	36
II-4-1-2) Assemblage des panneaux-sandwichs entre eux:.....	37
II-4-1-2) Aménagements intérieurs des avions:.....	38
II-4-1-2) les surfaces de contrôle de vol:.....	39
II-4-3) Fuselages et panneaux de fuselage :.....	42
II-4-4) Portes, trappes de train d’atterrissage, carénages divers :.....	42
II-4-5) Panneaux acoustiques et capotage des nacelles moteurs :.....	42
II-4-6) Inverseurs de flux :.....	43
II-4-7) Aile :.....	43
II-4-8) Pales d’hélicoptères :	44
II-4-9) Autres pièces d’hélicoptères :	45
II-4-10) Avions supersoniques :.....	46
II-5) Produits de renfort, de remplissage, de calage :.....	47

Chapitre III : réparation des pièces en matériaux composites

III-1) Réalisation d’un panneau sandwich :.....	49
III-1-1) Définition de la structure Sandwich :.....	49
III-1-2) Les produits d’application :.....	50
III-1-3) Gamme de fabrication :.....	50
III-2) Réparation du panneau Sandwich :.....	52
III-2-1) Identification :.....	52
III-2-2) L’application de la réparation :.....	53
III-3) Réparation d’une voilure (bord de fuite du bec) :.....	60
III-3-1) Identification :.....	61
III-4-2) Evaluation :.....	61
III-4-3) Application :.....	61
III.5. Réparation de l’entrée d’air.....	63
Conclusion.....	64



Introduction

Pour confier la vie du passager aérien, plusieurs efforts importants ont été développés pour améliorer les composants de la structure des avions, des hélicoptères, des satellites... etc.

Parmi ces efforts on peut citer l'introduction et l'utilisation des matériaux composites et cela depuis les années 50.

Ces dernières années, l'utilisation des matériaux composites dans le secteur aéronautique est devenue primordial et s'améliore de jour en jour, surtout en ce qui concerne les techniques de moulage, de tissage, de collage et de cuisson, qui relèvent plus de l'industrie du plastique et du textile synthétique que de la métallurgie ordinaire.

Encore l'usinage, les méthodes de calcul et les résultats sont dans un changement et un développement régulier.

Pour ces raisons, j'ai optée par le choix du sujet : réalisation et réparation des pièces en matériaux composites dans le Secteur aéronautique.

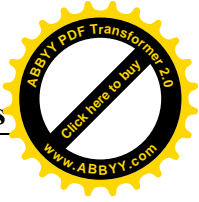
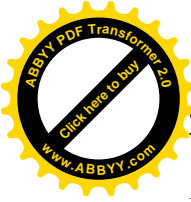
L'objectif de ce travail est d'aboutir à une synthèse générale et un support technique sur les matériaux composites et leurs utilisations dans le domaine aéronautique.

Le travail est défini en trois chapitres :

Le 1^{er} chapitre : Présentation générale des matériaux composites.

Le 2^{eme} chapitre : collage des matériaux composites.

Le 3^{eme} chapitre : Réalisation et réparation des pièces en matériaux composites.



I-1-) Définition :

Le Composite est une association artificielle de deux ou plusieurs matériaux, un renfort et une matrice liée entre eux par une zone de raccordement qui s'appelle l'interface.

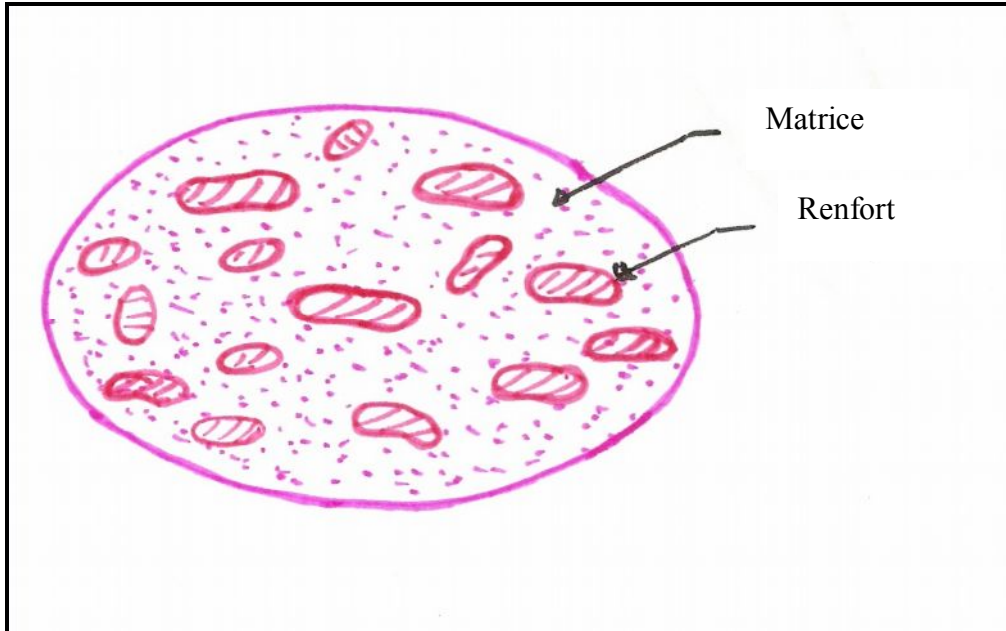


Figure (I-1) : Un matériau composite

I-2) Les constituants d'un matériau composite :

I-2-1) Renfort :

Est un matériau dispersé sous forme de fibres, ces derniers sont élaboré à partir de filament entre 5 et 20 microns.

Les fibres peuvent être continues :

- mèche multi filamentaire.
- Mono filament.
- Renfort hybride.

Soit discontinues :

- les fibres courtes.
- Les fibres coupées.
- Les fibres trichites.

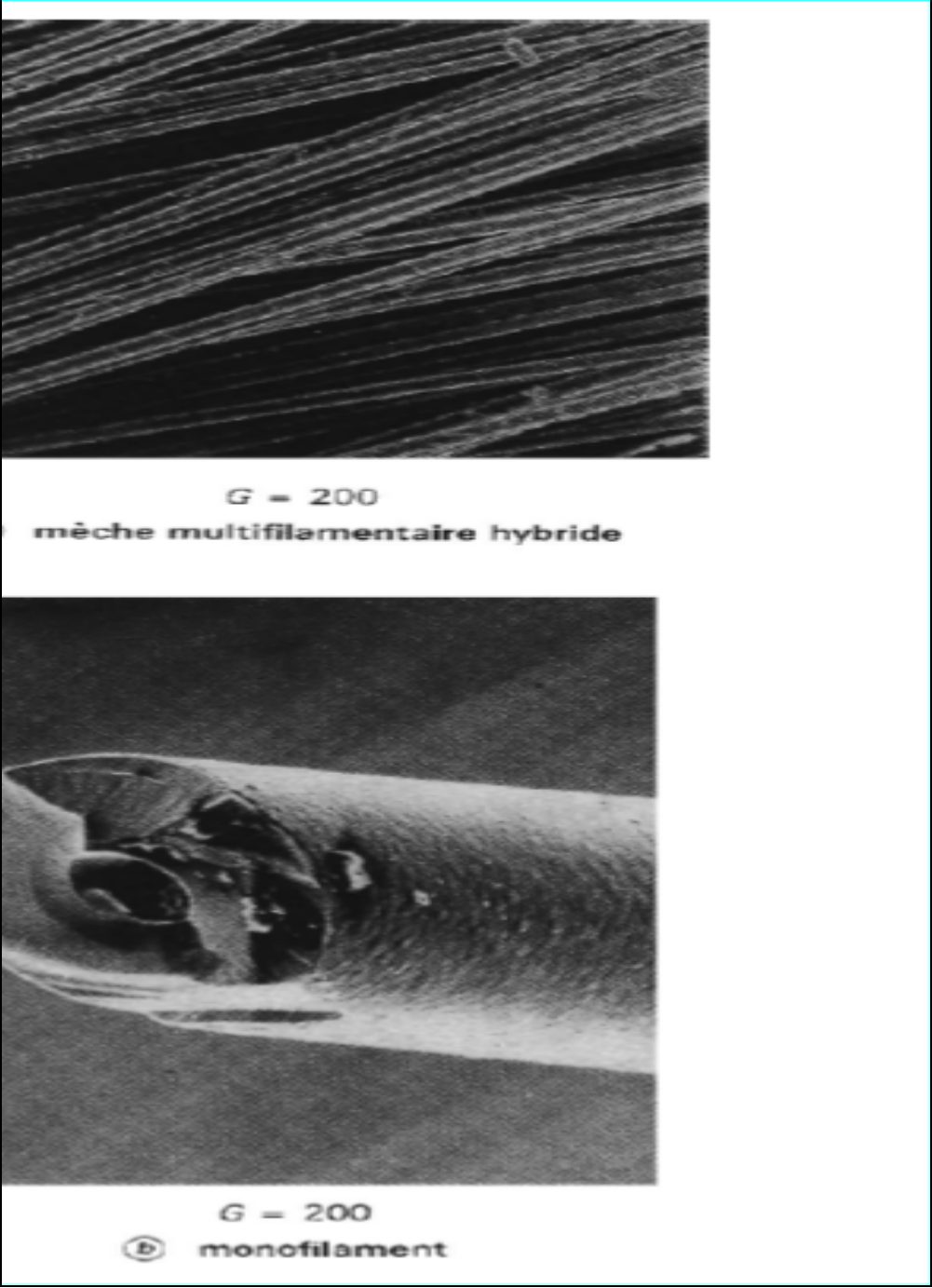
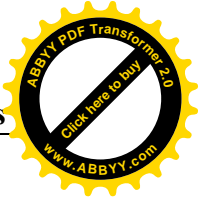


Figure (I-2) : les renforts contenus

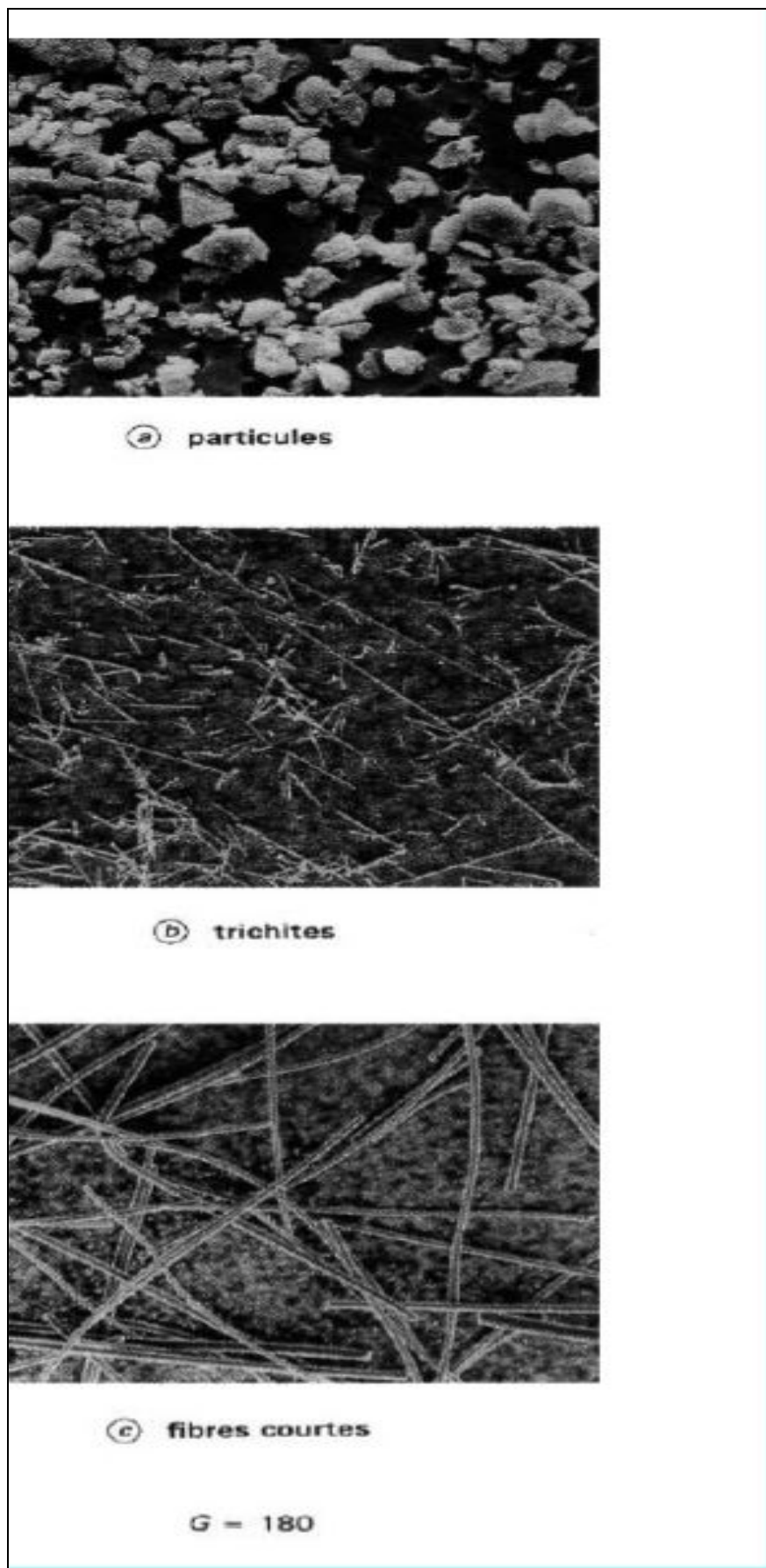
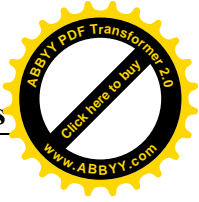


Figure (I-3) : Les renforts discontinus



Les fibres des matériaux composites divisé on deux origines celles les minérales et organiques.

a) Minérales :

a-1) Fibres de verre :

Elles subissent différent traitement de surface (ensimage) distingués à empêcher la ripture pendant leurs mise on œuvre (ensimage textile) et améliorer l'adhérence de la résine choisie à l'intérieur du stratifié (ensimage plastique).

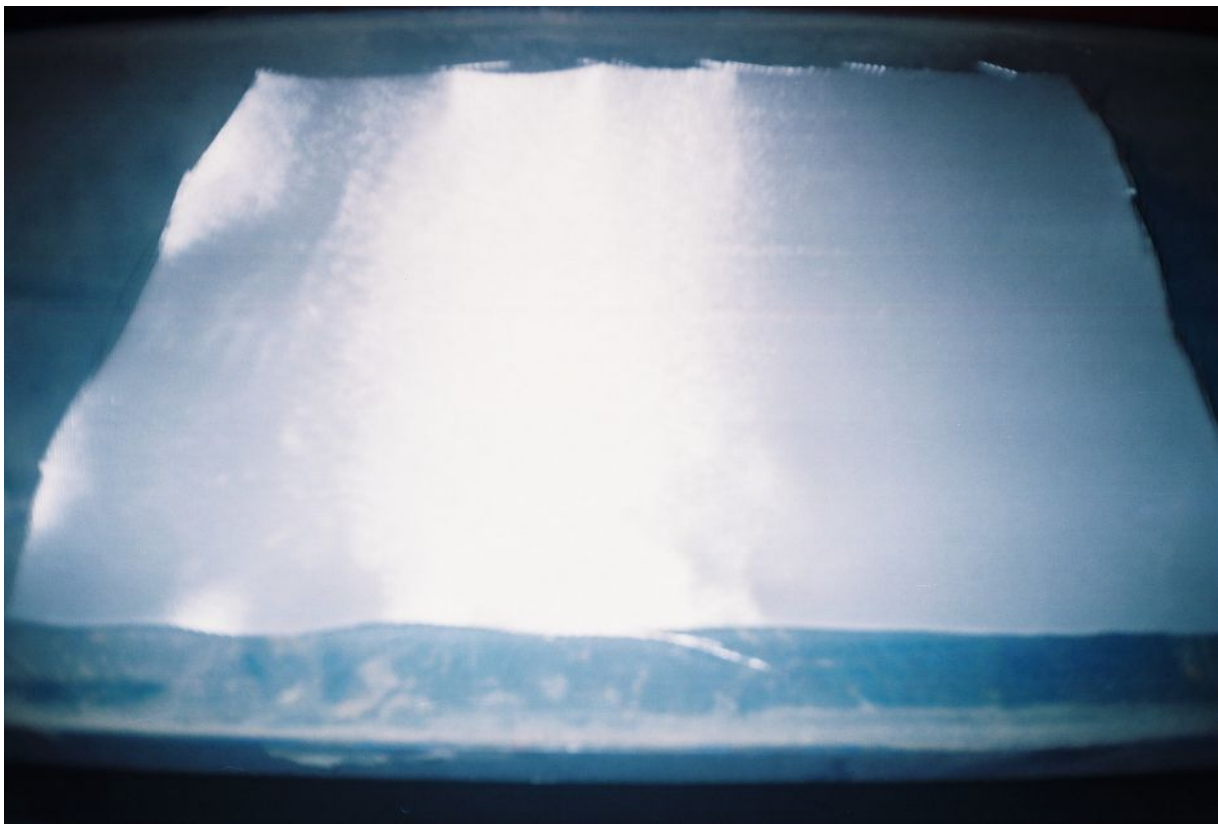


Figure (I-4) : tissu de verre

a-2) Fibres de carbone :

Elles sont produites à partir de la pyrolyse contrôlée, elles se différencient par le taux de carbone qui modifie les allongements et les contraintes à la rupture et les modules d'élasticités.

A l'origine de fibre de carbone on peut cité :

- les fibres à hautes module.
- les fibres à très hautes module.
- Les -fibres intermédiaires.

Elles subissent un mauvais comportement au choc et à l'abration des stratifiés.

Parmi les autres fibres qui ont été envisagées pour la fabrication, on pourrait trouver les fibres de bord et les fibres céramiques.

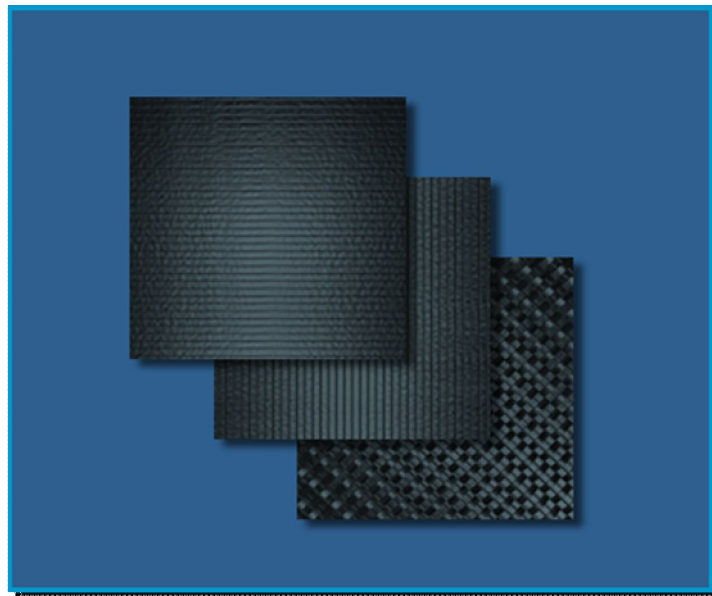
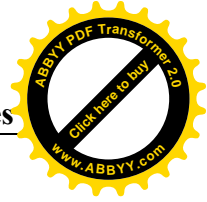
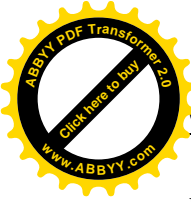


Figure (I-4) : Tissu de carbone.



b) Organiques :

b-1) Fibres d'aramide : (kevlar)

Sont des polyamides aromatiques que l'on divise en deux principaux types :

- les fibres haut module : pour la fabrication de stratifié.
- les fibres standards : pour la réalisation des câbles et les cordages.

Les aramides donnent une bonne résistance au choc et à la fatigue aux stratifiés préparés, mais une mauvaise tenue en compression

I-2-2) Matrices :

Les plus part des matrices employés dans les composites sont des résines qui ont pour rôle de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et les protéger de l'environnement extérieur.

Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres.

Les résines utilisées sont des polymères transformés à l'état liquide et choisis pour la fabrication des différents composites.

Exemple :

- Les résines pures pour les composites à fibre courte.
- Les TRE (thermoplastique renforcé estampé) et les FIT (fibre imprégnée de thermoplastique) pour les composites à fibre longues.

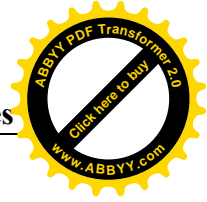
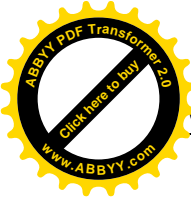
Les principales matrices utilisées sont :

-Les thermoplastiques :

Sont élaborées pour la réalisation de structures primaires et sont à l'état fondu beaucoup plus visqueux.

Pendant l'usage, il faut l'évaporer après l'imprégnation des fibres.

Les matériaux composites à matrice thermoplastique résultant peut être chauffé, mise en forme puis refroidi, et conserver de cette façon la géométrie qui lui a été imposé.



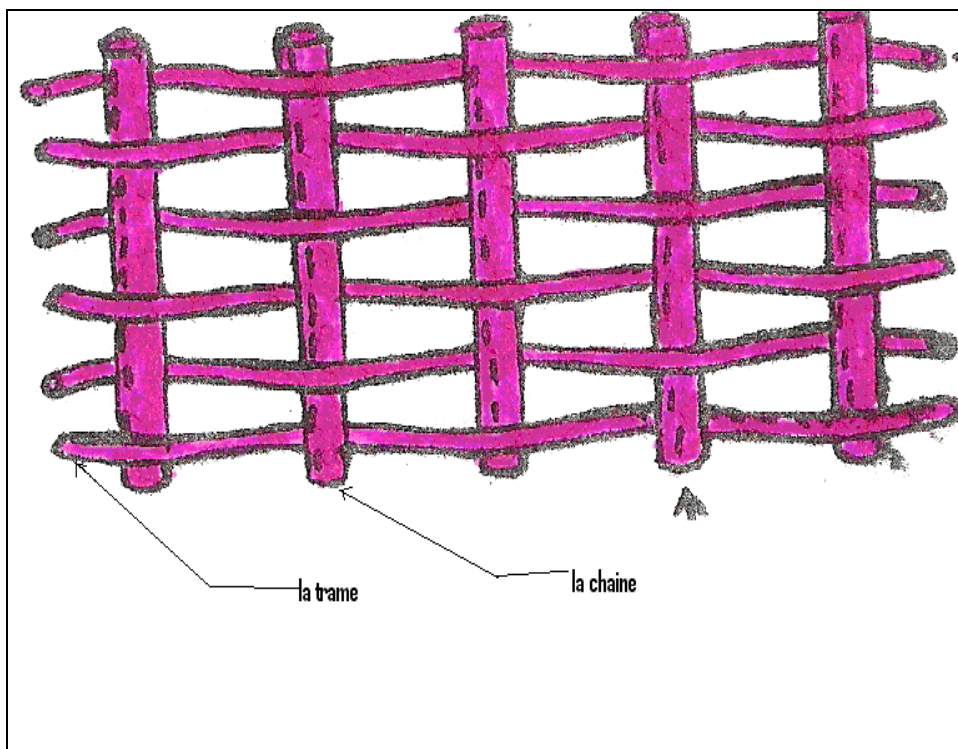
-les formophenolique :

Comme les aminoplastes, ils permettant la réalisation (au contact) d'éléments de grandes dimensions intéressants à cause de leur comportement au feu pour des application dans certains domaines et ils sont servi à la préparation des matériaux ablatifs.

I-2-3) Les produits associés :

A-) Le tissu :(rouleau)

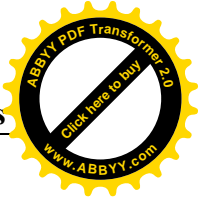
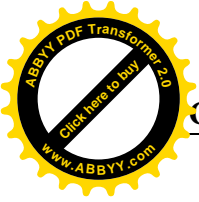
Est un ensembles surfacique de fibres réalisés sur un métier à tisser, il constitue d'une chaîne élaboré par des fibres parallèles réparties dans un plan suivant la longueur du tissu et une tranche représenté par un ensemble de fibres s'entrecroisent avec les fibres de chaîne.



Figure(I-5) :tissu

Le tissu peut différencier de plusieurs types :

A-1) Tissu haute module :



Deux nappes de fibres sont superposées sans entrecroisement des fibres réunies par une chaîne et une trame de fibres fines, n'intervenant pratiquement pas sur les performances mécaniques du tissu.

L'absence d'entrecroisement supprime les effets de cisaillement et donne un tissu performant mais très coûteux.

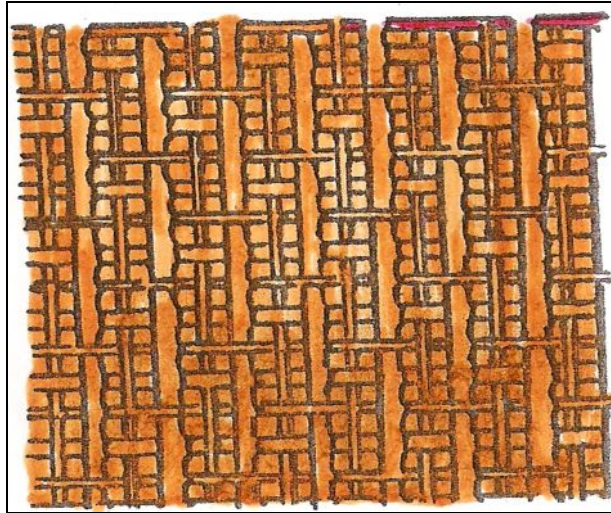


Figure (I-6): tissu haute module

A-2) Tissu unidirectionnel :

Les fibres sont parallèles constituant soit une chaîne, soit une trame, sont réunies par une fibre fine respectivement en trame ou en chaîne, n'intervenant pratiquement pas dans les performances du tissu.

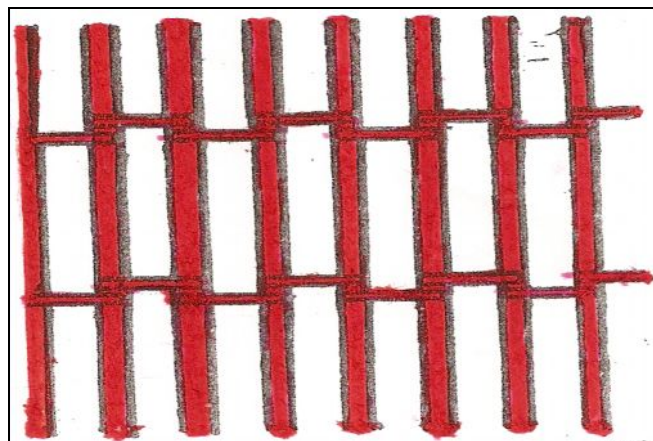
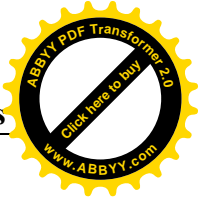
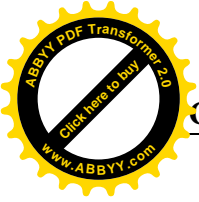


Figure (I-7) : Tissu unidirectionnelle

A-3) Tissu multi directionnelle :



Comme les tissus unidirectionnelles mais les fibres sont situées en différentes directions.

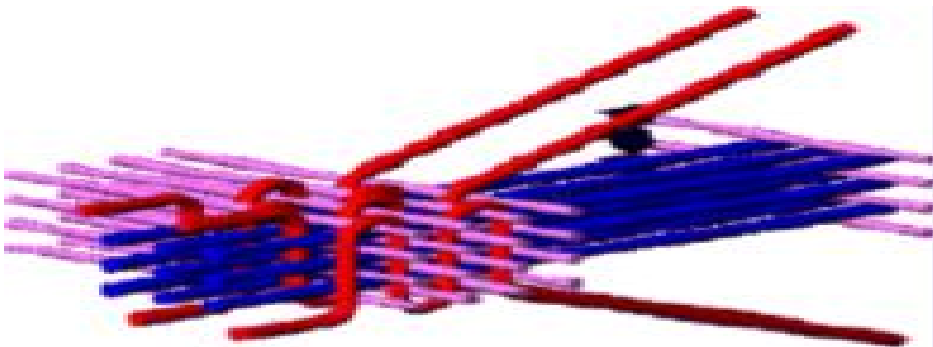
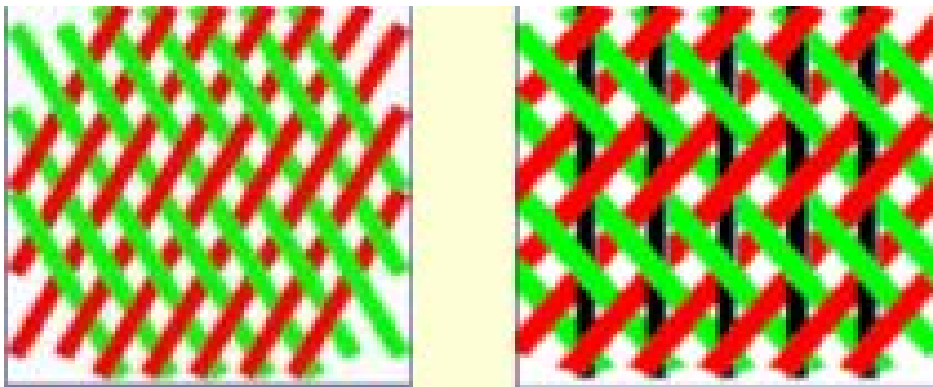
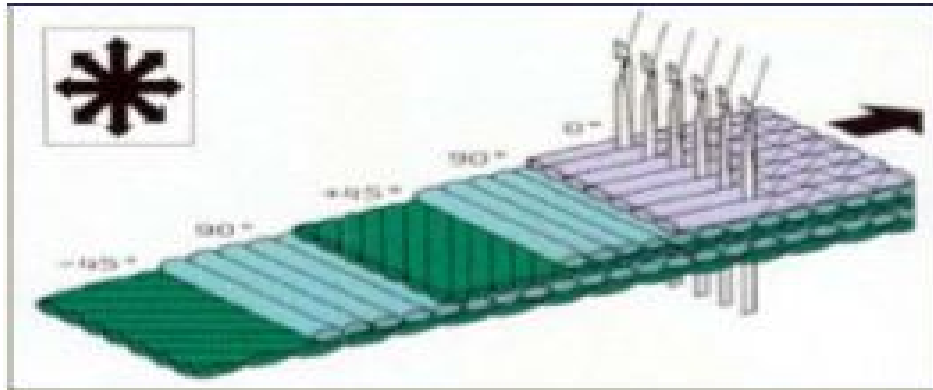


Figure (I-8) : les tissus multidirectionnelles.

A-3) Toiles :

Les fibres 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.

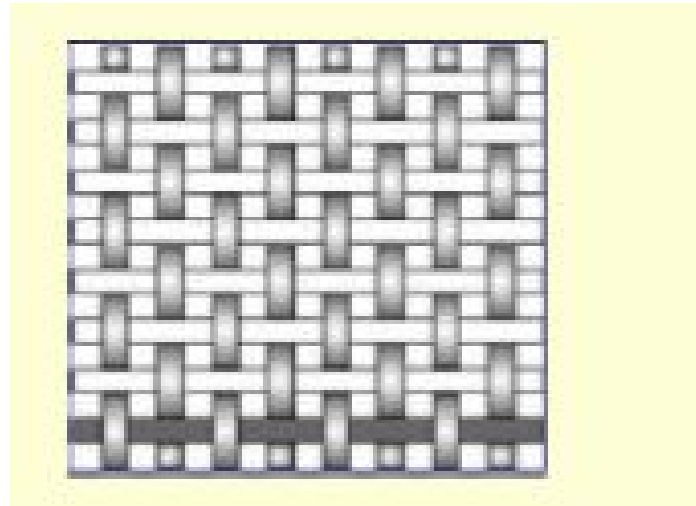
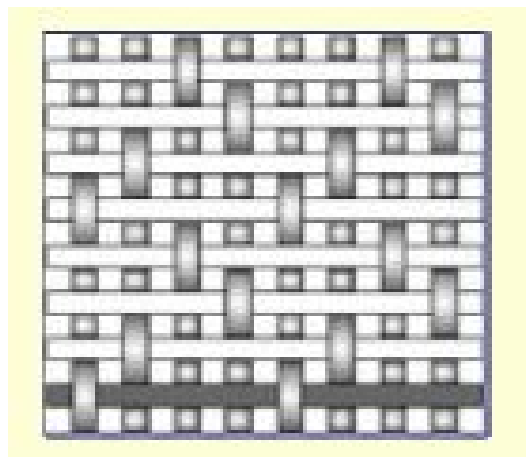


Figure (I-9) : les toiles

A-4) Satins :

La fibre de trame n'entrecroise pas toutes les fibres de chaîne. Chaque satin est défini par un chiffre, généralement 4 ou 8, indiquant que la fibre de trame n'entrecroise qu'une fibre de chaîne sur 4 ou 8. La fibre de trame passe sous les autres fibres de chaîne.



Figure(I-10) : satins

A-5) Sergé :

Le sergé est assez proche du satin, la fibre de trame n'entrecroise qu'une fibre de chaîne sur 3, 4 ou 5, et passant sur les autres fibre de chaîne. Ce tissu offre l'avantage être à la fois souple et dense.

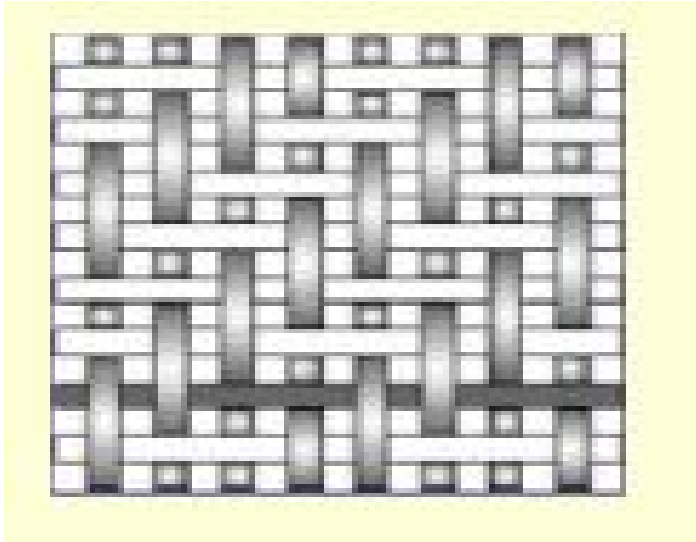


Figure (I-11) : sergé

B-) nids d'abeilles :

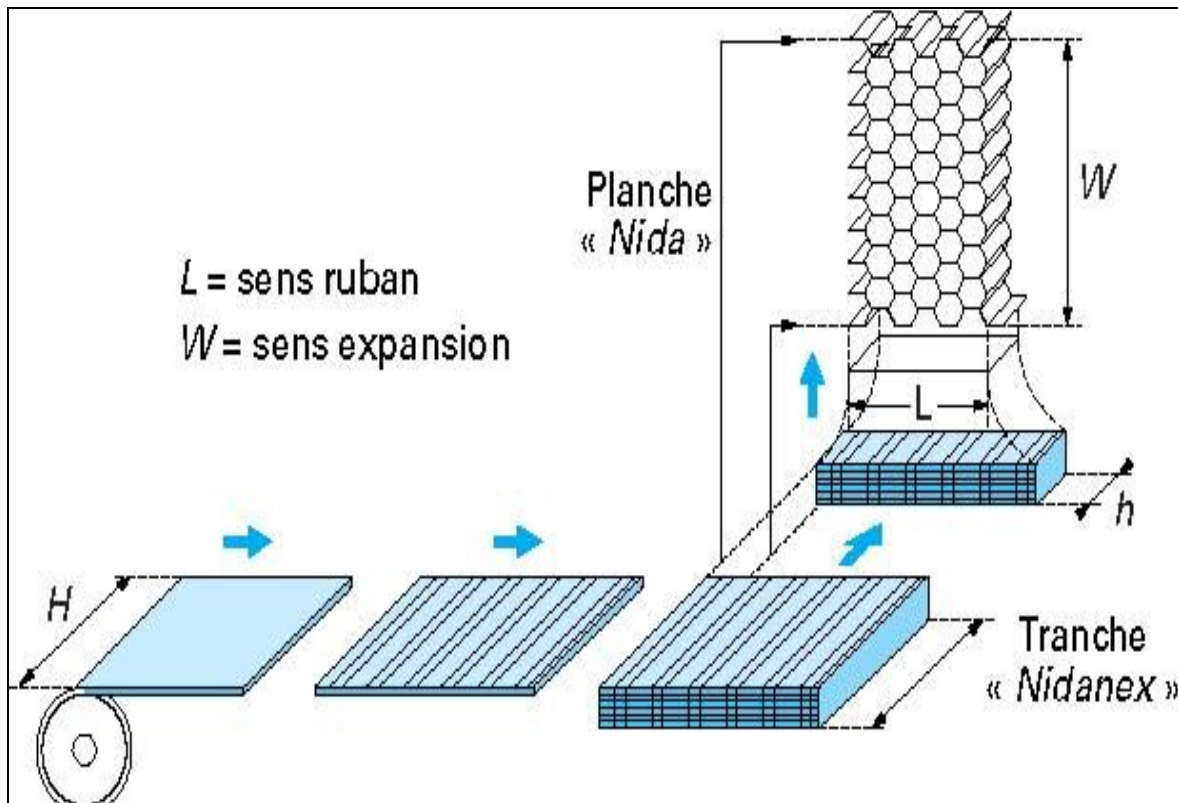
Le collage de feuilles est réalisé suivant les opérations suivantes :

On dépose des lignes de colle parallèles et régulières sur le rouleau clinquant (papier nomex ou alimunium).

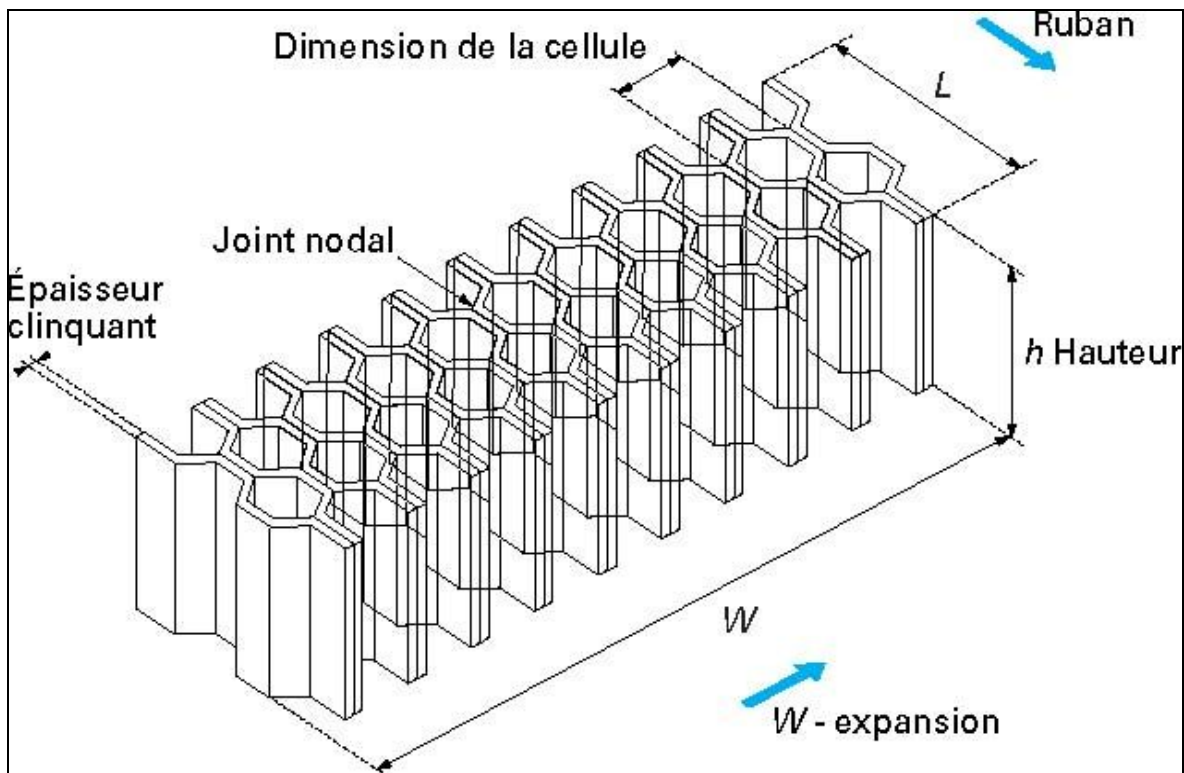
On découpe des bandes ou des tranches et on les empile les une sur les autres avec un décalage approprié.

Le collage est effectué à chaud sous presse, conduit à réaliser des blocs, qui peuvent être tranchés perpendiculairement aux lignes de rouleau de telle sorte qu'on obtient la structure de nids d'abeilles.

Pour le papier nomex, il faut lui conférer les caractéristiques mécaniques après l'imprégnation de nidamex par une résine phénolique.

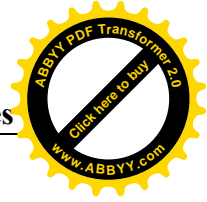
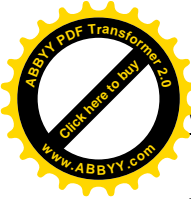


a- Fabrication



b- résultat

Figure (I-12) : nids d'abeilles



I-3) les méthodes de mise en œuvre des composites :

I-3-1) moulage au contact :

C'est la méthode la plus simple, consiste à imprégner manuellement le renfort sous forme mat de fibre coupée ou de tissu, et une matrice du type polyester

On utilise des moules en stratifié, en bois vernis en métal, males ou femelles, sur lesquels on dépose successivement :

-un agent de démoulage : cires d'abeilles, couche mince de graisse (moule métallique).

-le gel coat chargé de gel de silice, un voile d'un tissu léger acrylique ou polyester.

- les couches de tissu ou de mat

-la résine accélérée et catalysée que l'on verse sur les renfort et dont on chasse les bulles à l'aide d'un rouleau dont l'emploi contraint les fibres à pénétrer dans la résine.

Conseil :

-Il faut que la surface de moule soit polie.

-Le moulage au contact doit fait en absence de poussières et de bien laisser sécher avant de passer d'une opération à une autre.

-Le travail fait dans un environnement non humide, car l'humidité inhibe la polymérisation.

A la finition des pièces, faite le ponçage, éventuellement peinture

Cette méthode peut conduire à des forme quelconque sous des limites dimensionnel avec une face lisse, avec des cadences voisines de 50 à 200kg par homme et par jour et des taux volumique de verre de 25 à 30% avec du mat et jusqu'à 45% avec des tissus.

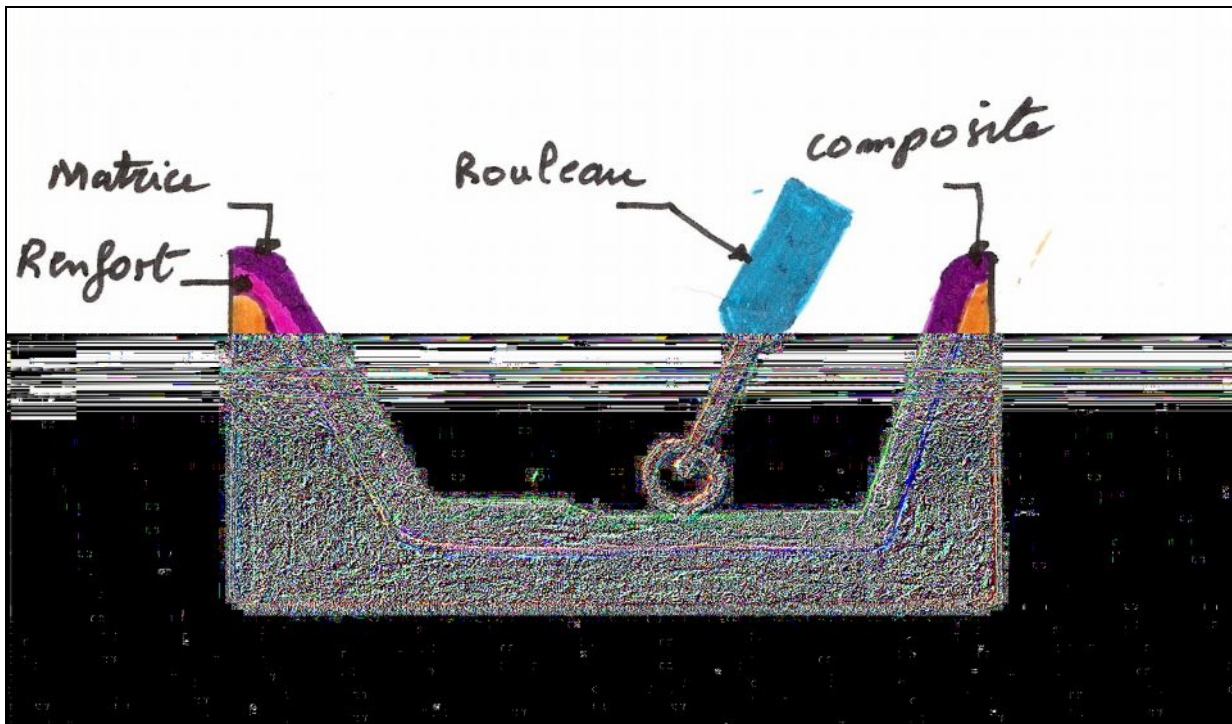


Figure (I-13) : moulage au contact

I-3-2) Moulage par projection simultanée :

Le principe de cette technique est d'effectuer une projection simultanée de fibre coupée et résine, d'une manière mécanique.

On utilise un pistolet alimenté avec la résine catalysé est utilisé conjointement avec un pistolet identique qui projette de la résine accéléré et de la fibre coupée (verre E est expédié) dans la zone ou les flux se rejoignent.

La technique est effectuée à la température ambiante et à la pression de l'atmosphérique et peut être assurée par l'air comprimé et la pression hydraulique.

La projection simultané peut donnée :

- des pièces de grande série et de prix bas
- l'obtention de pièces lisses sur leurs deux surfaces.
- meilleurs caractéristiques mécaniques.
- les caractéristiques des matériaux reste moyennes.

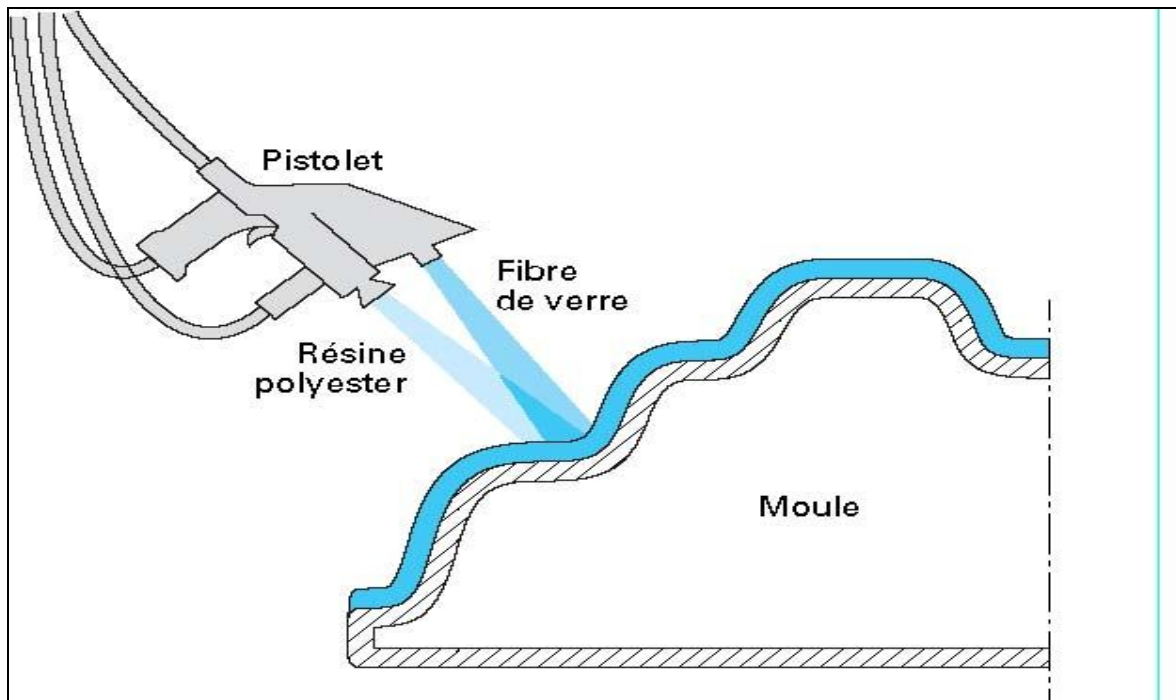


Figure (I-14) : Projection simultanée

I-3-3) Moulage par injection de résine : avec réaction et renfort :

Les résines les plus employées sont des polyamides du type 6, ou des polyesters sous pression, le moule et le contre moule est utilisés pour la mise en place des renforts qu'ils faut être très rigide et fermé, de proportion élevé.

Le renfort est placé dans le moule de verre, carbone aramides sous déférent formes soit mats fibres coupées ou tissus, donc les deux composants sont dosés, mélangés et injectés dans le moule ou se fait l'imprégnation et le durcissement avant démoulage.

Les moules qu'on peut utilisés sont les moules métalliques ou le moules plastiques.

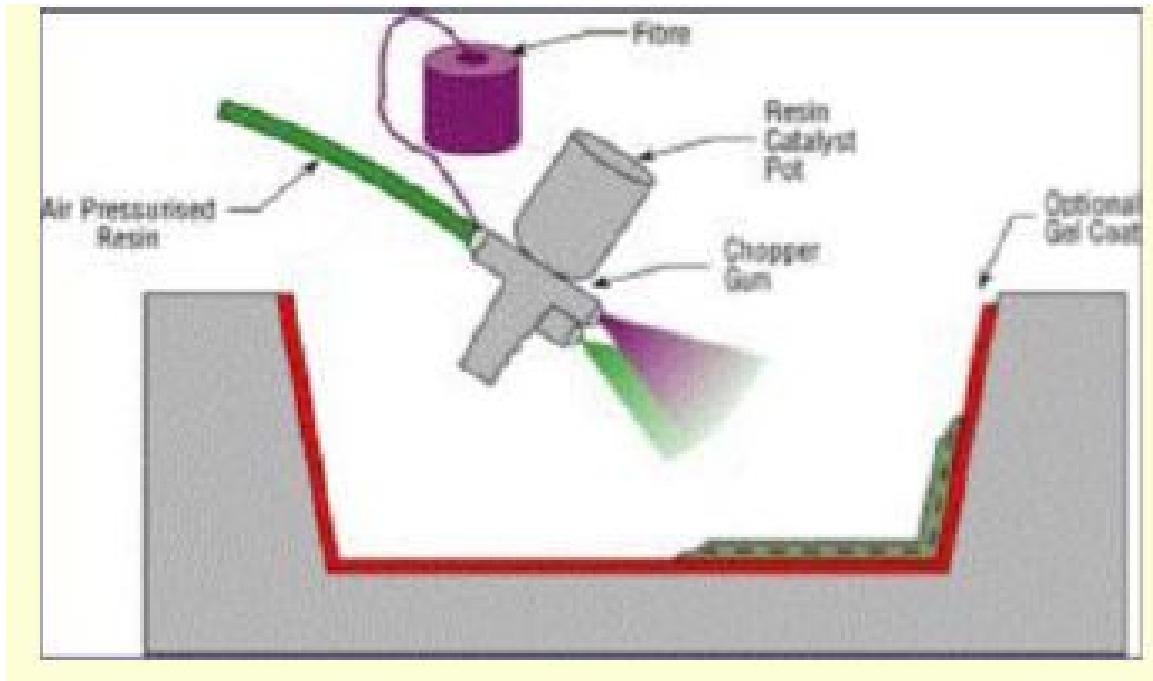
On obtient part cette méthode des pièces de caractéristiques élevé, me me de grande démontions avec deux faces lisses.

Cette méthode est appliqué par :

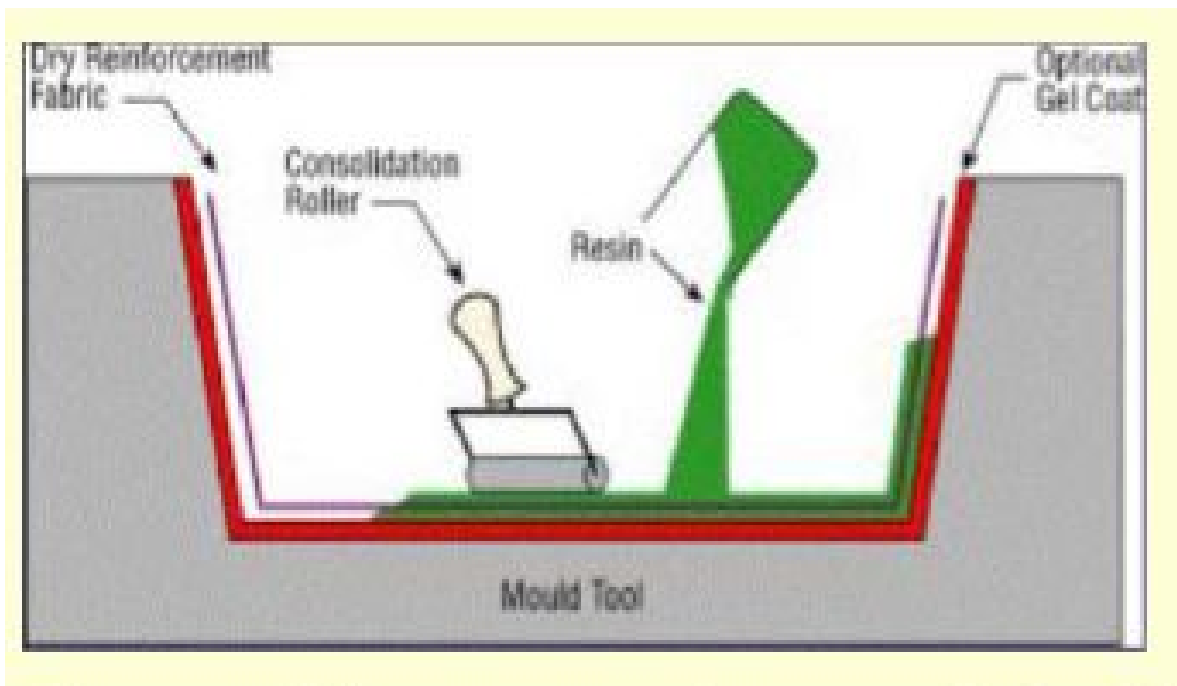
-A jet : jet en pression de résine et fibres courtes.

-Par roulage: résine roulée sur une couche de fibres pré appliquées au moule
Normalement, la polymérisation se fait par catalyseur, à froid.

Jet la résine



Par roulage



Figure(I-15) : injection de la résine

I-3-4) Enroulement filamentaire :

Technique de réalisation de pièces à symétrie de révolution ou de forme à section convexe.

La fibre est pré-imprégnée de résine et ensuite enroulée sur un mandrin qui donne la forme recherchée.

- La polymérisation peut être à froid, à chaud, par rayons UV etc.
- Technique très employée pour construire des réservoirs en pression.

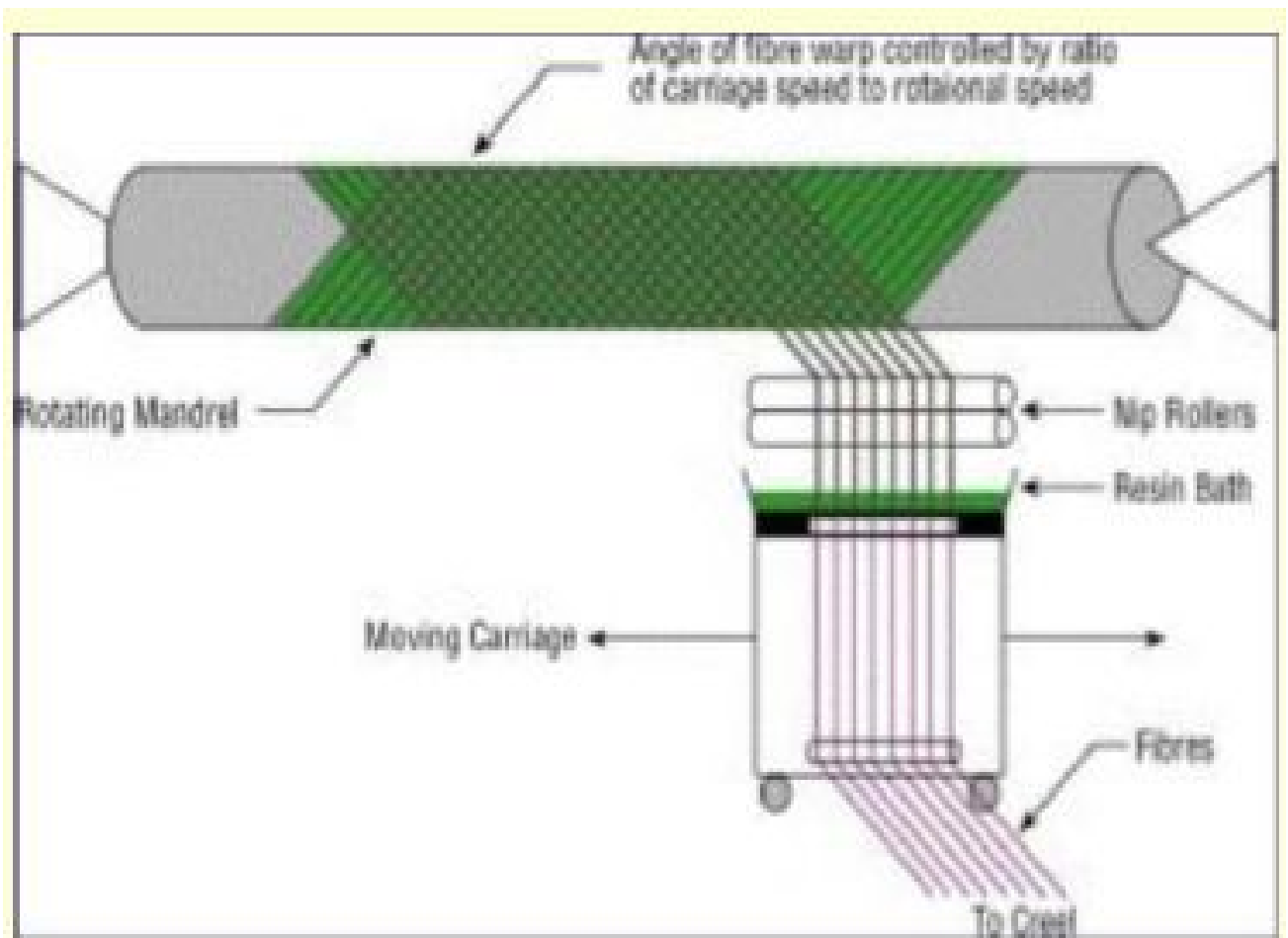


Figure (I-16) : enroulement filamentaire

I-3-5) Moulage sous vide :

La polymérisation se fait dans un moule sous vide, avec compression à la pression atmosphérique

Le procédé consiste à réaliser sur un demi-moule un stratifié par un moulage au contact ou par projection simultanée.

Une feuille de plastique souple vient couvrir le tout, fixée par un joint d'étanchéité (mastic) sur toute la périphérie du moule.

L'air contenu dans la poche est éliminé au moyen d'une pompe à vide, et de créées dépressions à travers le moule et le contre moule poreux.

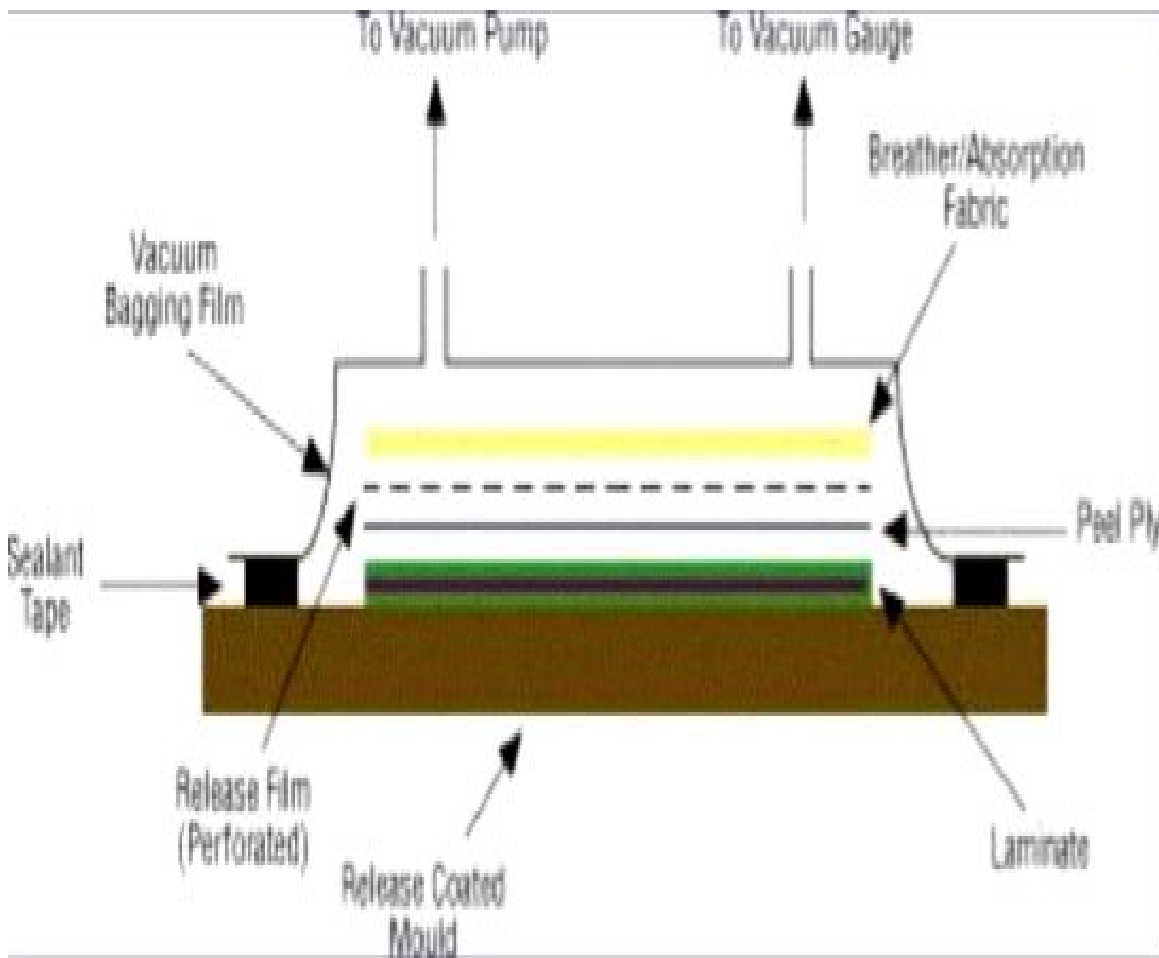
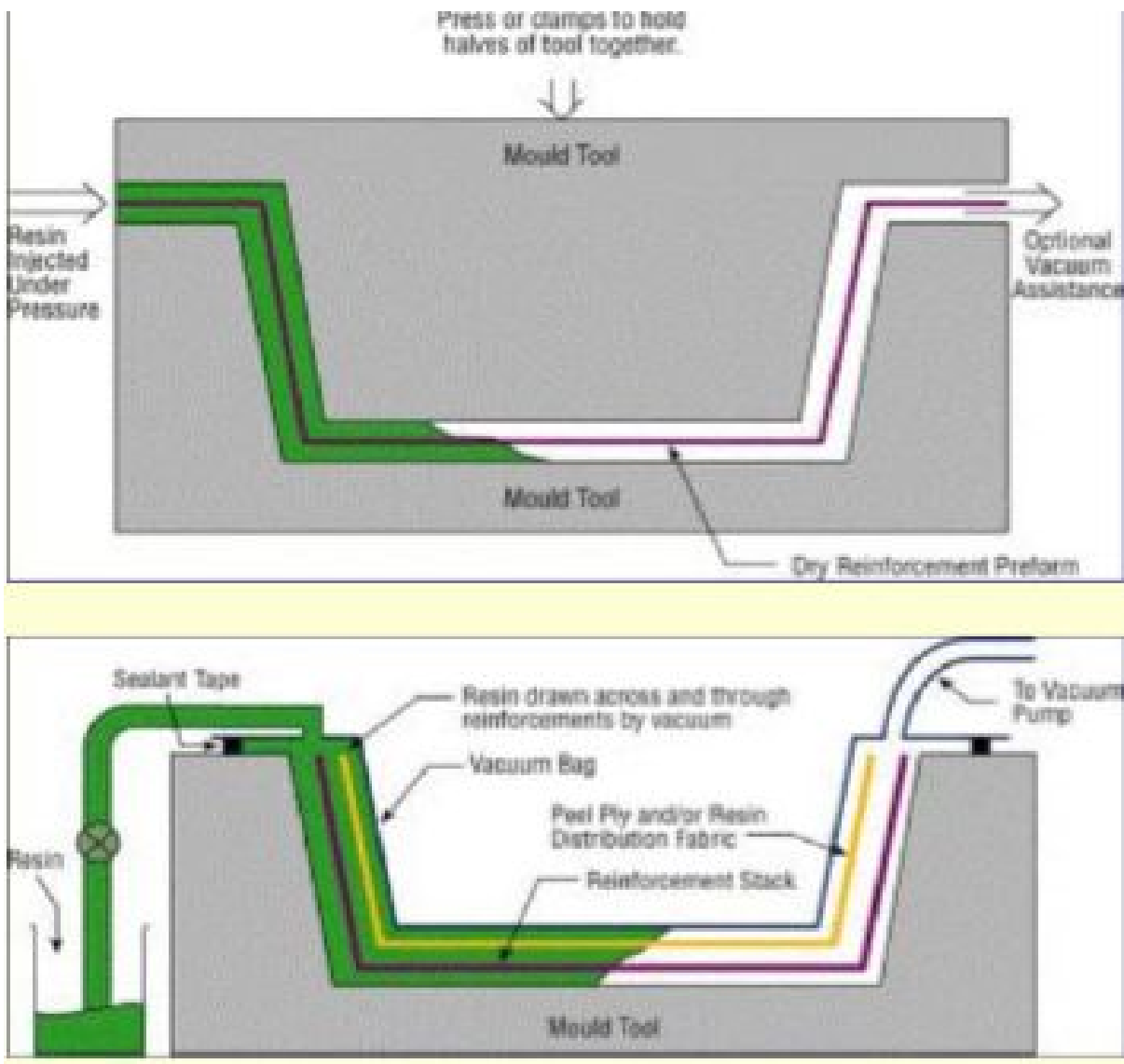


Figure (I-17): Moulage sous vide.

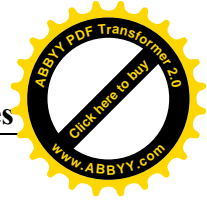
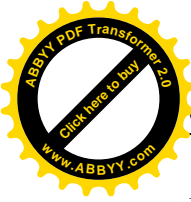
I-3-6) RTM (Resin Transfer Molding):

Le matériel comporte le dispositif d'injection et de dosage de la résine, un moule avec une partie mâle et une partie femelle montées sur une presse. Le renfort est introduit dans le moule sous forme de mats, de tissus ou de préformes et la résine est injectée.

- Renfort mis à sec dans le moule Injection de résine en pression (avec éventuellement moule sous vide)
- Polymérisation à froid ou à chaud
- Variante: injection sous vide de résine non en pression.



Figure(I-18) : RTM



I-4) Propriétés des composites :

I-4-1) Qualités et défauts :

Les composites résistent à la corrosion ; on peut compter en général sur leur inertie chimique.

En carrosserie automobile, des pièces complexes facilement obtenus par moulage peuvent remplacer un grand nombre de pièces métalliques assemblées par soudage.

Il est possible de les colorer dans la masse, de les revêtir d'un gel coat pour les pièces moulées au contact, par projection ou par centrifugation ou d'un « in mold coating » pour celles qui sont fabriquées dans un moule fermé. Elles peuvent aussi être peintes.

Le renfort peut être orienté en fonction du champ de contraintes que devra subir l'objet.

Les masses volumiques relativement faibles conduisent à des rigidités et résistances spécifiques élevées.

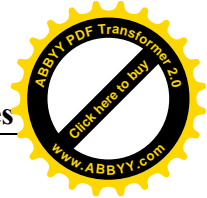
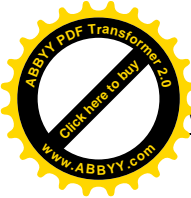
La comparaison des différents composites montre l'influence de la fibre sur leurs propriétés. Le verre s'hydrolyse en particulier en surface, ce qui justifie un gel coat épais.

Le prix des composites renforcés par des fibres de carbone est encore relativement élevé ; ils ont une faible résistance à l'impact et à l'abrasion ; les fibres sont cassantes.

Les aramides s'hydrolysent comme tous les polyamides avec une chute générale des propriétés.

Ces défauts peuvent être atténués par hybridation.

Un défaut commun à tous les composites qui se présentent sous forme de stratifiés (ce qui est la solution la plus courante) est leur faible résistance au délaminage soit entre couches de renfort, soit entre fibre et matrice. Un remède à cet inconvénient est une liaison multidirectionnel (3D, 4D... tissus aiguilleté



I-4-2) Comparaison avec les métaux :

Le tableau 1 présente les propriétés mécaniques de quelques composites unidirectionnels et alliages métalliques. Les composites sont à fibres parallèles avec un taux volumique de renfort d'environ 60 %.

Tableau 1 – Comparaison de caractéristiques de matériaux composites et de métaux (d'après A. NÉGRIER et J.C. RIGAL)									
Caractéristiques	Métaux			Composites à matrices organiques (1)					Composites à matrice métallique (1)
	Acier 35 NCD 16	Alliage aluminium AU 4 SG	Alliage titane TA 6V	Bore/ résine époxyde	Carbone HR/ résine époxyde	Carbone HM/ résine époxyde	Aramide/ résine époxyde	Verre R/ résine époxyde	Bore/ aluminium
Caractéristiques en traction :									
Résistance à la rupture R_{\dots} (MPa)	1 850	500	1 000	2 000	1 000 à 1 300	1 000	1 300 à 1 800	1 800 à 2 000	1 250 à 1 800
Module d'Young E (GPa)	200	72	110	220	130	200	75	53	230
Masse volumique ρ (g/cm ³)	7,9	2,8	4,45	2,1	1,5	1,7	1,37	2	2,7
Résistance à la rupture massique R/ρ (km)	24	18	23	95	65 à 85	60	95 à 130	90 à 100	45 à 65
Module d'Young massique E/ρ (km)	2 500	2 600	2 500	10 500	8 700	11 800	5 500	2 650	8 500
Coefficient de dilatation linéique (K ⁻¹)									
longitudinal	$12 \cdot 10^{-6}$	$23 \cdot 10^{-6}$	(2)	(2)	$-0,2 \cdot 10^{-6}$	$-0,8 \cdot 10^{-6}$	$-5 \cdot 10^{-6}$	$6 \cdot 10^{-6}$	(2)
transversal	$12 \cdot 10^{-6}$	$23 \cdot 10^{-6}$	(2)	(2)	$35 \cdot 10^{-6}$	$35 \cdot 10^{-6}$	$60 \cdot 10^{-6}$	$31 \cdot 10^{-6}$	(2)

(1) Composites unidirectionnels à 60 % en volume de fibre.
 (2) Valeurs inconnues de l'auteur.
 g : accélération due à la pesanteur.

Techniques de matériaux composites et de métaux
 HÉGGER et J.S. FUSIL (2004)

Tabelaan 1 - Características de per
 (d'après [8])

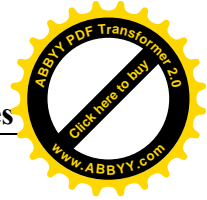
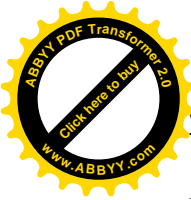
Composites à matrices organiques (1)					Composites à matrice métallique (1)	Métaux			
Borax/résine époxyda	Carbona HR/résine époxyda	Carbona HM/résine époxyda	Aramidax/résine époxyda	Verre R/résine époxyda	Borax/aluminium	Caractéristiques			
						Aziar 65 NCD 18	Alliaga aluminium AU 4 SG	Alliaga titana TA 6 V	
						Conductivité thermique [W · m ⁻¹ · K ⁻¹]			
						longitudinale	40	170	(2)
						transversale	40	170	(2)
						Résistance à la traction [MPa]			
						longitudinale	400	938	80
						transversale	100	300	100
						Coefficient de dilatation thermique [10 ⁻⁶ · K ⁻¹]			
						longitudinale	10,4 · 10 ⁻⁶	20 · 10 ⁻⁶	(2)
						transversale	0,4 · 10 ⁻⁶	0,03 · 10 ⁻⁶	(2)

(1) Composites unidirectionnels à 60 % en volume de fibre.
 (2) Valeurs inconnues de l'auteur.
 g : accélération due à la pesanteur.

Ce tableau montre que les résistances à la rupture massiques des composites unidirectionnels sont nettement supérieures (dans le sens des fibres) à celles des métaux.

On constate cependant que, plus on essaie de se rapprocher de l'isotropie, moins la comparaison des propriétés mécaniques massiques des composites est avantageuse.

Il est par ailleurs dangereux de se fonder sur les caractéristiques mécaniques d'une pièce en composite pour en calculer une autre ; ce à quoi ne nous avait pas habitués les alliages métalliques ; il suffit en effet de consulter un catalogue de propriétés pour trouver les éléments nécessaires, moyennant tout au plus quelques corrections tenant compte du procédé **d'élaboration**.



I-5) Comportements des composites :

I-5-1) Elasticité et viscoélasticité :

Les composites mettent en effet souvent en défaut les approximations classiques. La nature de la loi de comportement mécanique peut varier avec la direction : élastique et linéaire dans le sens du renfort, elle peut être non linéaire, voir plastique dans d'autres directions.

Par ailleurs si le comportement du composite peut être considéré comme linéaire pour de faibles déformations, il faut prendre en compte sa viscoélasticité et son hydroélasticité pour de plus grandes déformations.

I-5-2) Fatigue :

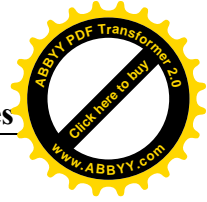
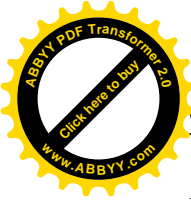
Le succès des composites à hautes performances est probablement lié en partie à leur résistance à la fatigue. Il suffit pour s'en convaincre de considérer les pales d'hélicoptère qui ont maintenant une durée de vie comparable à celle de l'appareil qui les porte tandis que les pales d'aluminium qu'elles ont remplacées exigeaient des précautions drastiques pour éviter de les rayer pendant l'usinage et avaient une durée de vie beaucoup plus courte.

Les composites ne sont pas sensibles à l'effet d'entaille sous sollicitation cyclique. Toutefois, leur résistance à la fatigue varie selon les fibres, la résine, le drapage et l'efficacité de l'ensimage : les composites à fibres de verre sont moins performants que ceux renforcés par des fibres de carbone.

I-5-3) Interface :

Seuls les problèmes mécaniques de l'interface entre fibres et matrice sont envisagés.

La source de nombreux problèmes rencontrés par les industriels réside dans le fait que les constituants fibres et matrice étant choisis avec soin et soumis à des contrôles précis, l'interface issue de leur interaction échappe en partie aux efforts d'analyse et de prévision.



I-6) Conception d'une pièce :

Quels que soient les exigences mécaniques du cahier des charges, dans un domaine où les composites sont en concurrence avec les métaux, en particulier les alliages d'aluminium, ils sont en mesure de fournir une réponse adaptée.

En effet, on pourra obtenir une variation continue de leurs propriétés en passant d'un polymère contenant un faible taux de fibres de verre très courtes réparties de façon aléatoire à un composite dans lequel la quantité maximale de fibre de carbone HM ou HR a été disposée dans une seule direction.

On passe alors d'un matériau isotrope à un produit très anisotrope.

Des renforts différents par leur nature et l'arrangement des fibres : mats, mats à fibres longues, fibres projetées, tissus... donneront des propriétés intermédiaires.

La conception est évidemment fondée sur une bonne connaissance des forces mises en jeu (directions, intensités), des déformations acceptables, des contraintes du milieu : thermiques, électriques, chimiques, optiques..., des contraintes économiques : prix maximal, de la durée de vie souhaitée...

Les banques de données facilitent le choix de la matrice ; les contraintes mécaniques et leurs directions permettent de prévoir la nature des fibres et leur organisation.

À ce stade, les calculs thermomécaniques peuvent conduire à des épaisseurs pour supporter les sollicitations. Il n'est pas exclu qu'ils remettent en cause les choix antérieurs.

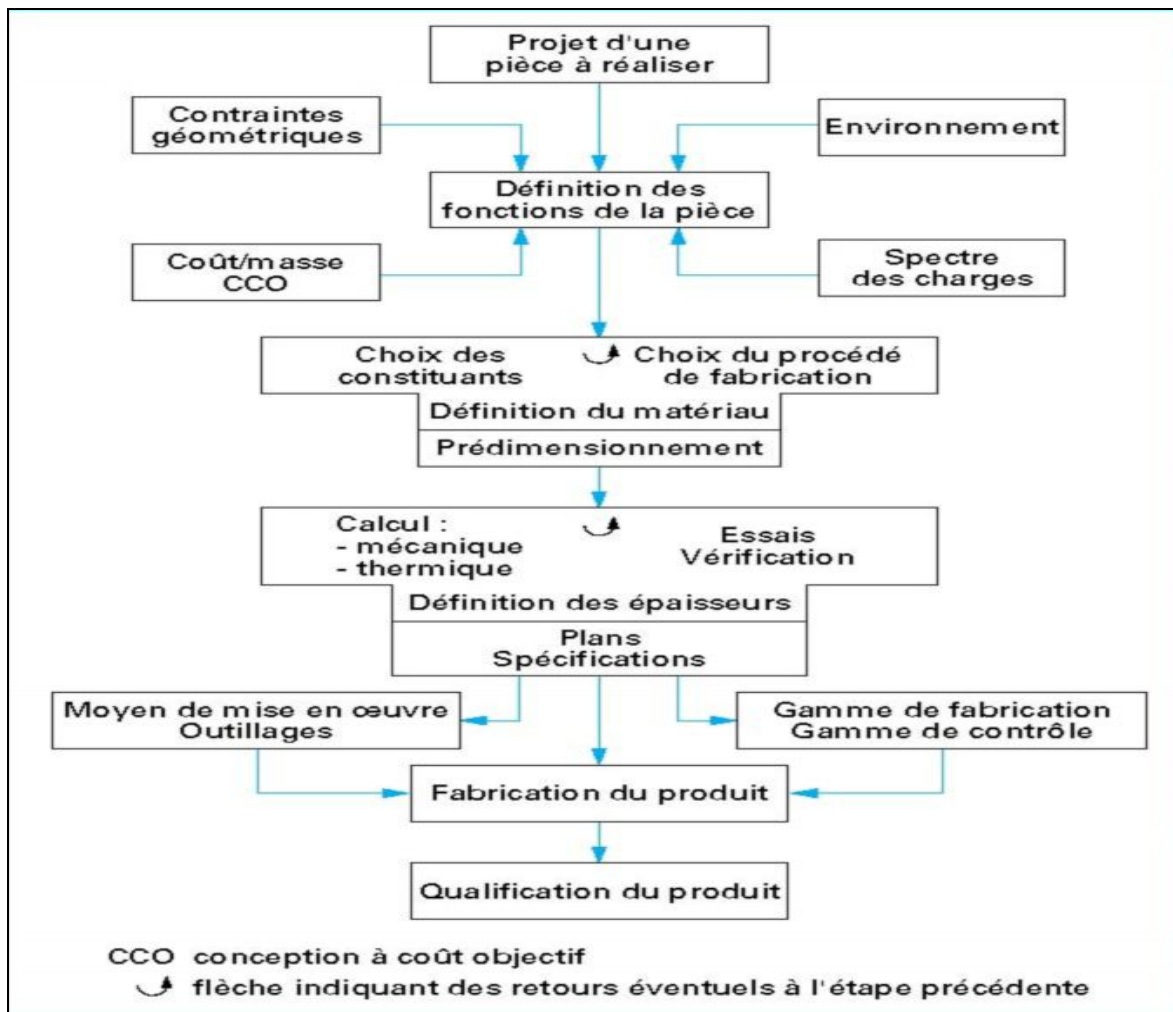
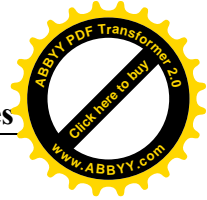
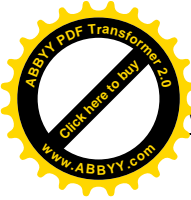


Figure (I-19) : Tableau synoptique de conception d'une pièce en matériau composite.

I-6-1) Calculs :

Le concepteur peut se faire aider par des logiciels de micromécanique destinés à la prévision du comportement d'un composite à partir des caractéristiques de ses constituants : taux de renfort, modules d'élasticité, orientation des fibres.

Ils permettent de prévoir les modules d'élasticité longitudinaux, transversaux et de cisaillement ainsi que les coefficients de Poisson ; l'évolution de la structure jusqu'à la rupture et l'effet de la température.



D'autres logiciels renseignent sur le comportement macromécanique en tenant compte du nombre de couches, de l'épaisseur totale du stratifié et conduisent à la connaissance des déformations globales.

Certains logiciels intègrent les deux logiciels précédents, opèrent un maillage automatique permettant une visualisation graphique ainsi que des possibilités de charges et de calculs statiques, dynamiques, thermiques en 2D surfacique, 3D volumique et axisymétrique.

I-6-2) Prototypes et éprouvettes :

Le couple fibres-résine et la technique de mise en œuvre étant choisis, il est souhaitable de fabriquer des prototypes en utilisant une technique de moulage au contact par exemple et en faisant des efforts pour respecter le taux et la répartition du renfort.

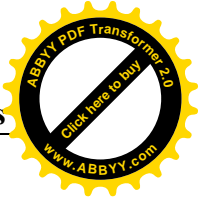
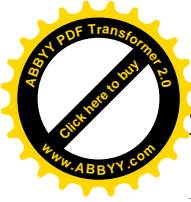
Les prototypes sont ensuite soumis aux contraintes prévues et peuvent alors être améliorés ou/et fabriqués en série.

Le contrôle de fabrication pourra se faire à partir de plaques d'essai réalisées suivant un protocole dépendant de la technique de mise en œuvre (contact, projection, RTM, SMC, TRE...) et défini par la norme ISO.

I-6-3) Données économiques :

L'étude des différents secteurs de fabrication montre l'importance du verre et des polyesters qui dépassent largement les autres fibres et les autres matrices.

De la même façon leurs techniques de mise en œuvre : contact, projection, SMC, RTM... correspondent sensiblement à 95 % du tonnage pendant que pultrusion et drapage en autoclave représentent seulement respectivement 2 et 3 %.



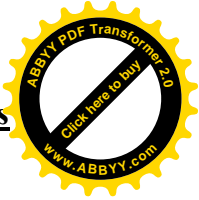
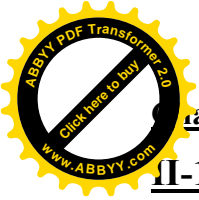
I-7) Avantages des matériaux composites :

- Gain de masse
- Mise en forme de pièces complexes (principe du moulage) et réduction du nombre d'interfaces (boulonnage, rivetage et soudure sur structures métalliques)
- Grande résistance à la fatigue.
- Faible vieillissement sous l'action de l'humidité, de la chaleur, de la corrosion (sauf en cas de contact entre de l'aluminium et des fibres de carbone).
- Insensibles aux produits chimiques "mécaniques " comme les graisses, huiles, liquides hydrauliques, peintures, solvants, pétrole.

I-8) Inconvénients des matériaux composites :

- Vieillissement sous l'action de l'eau et de la température
- Attention aux décapants de peinture qui attaquent les résines époxydes
- Tenue à l'impact moyenne par rapport aux métalliques
- Meilleure tenue au feu (classement M) que les alliages légers mais émission de fumées (classement F) parfois toxiques pour certaines matrices.
- Coût parfois prohibitifs (temps et coût études et mise en oeuvre), le gain en coût est surtout valable pour des grandes séries.

Les composites sont très anciens : bois (compose



II-1) Définition du collage :

Le collage est une méthode d'assemblage été mise à profit et développée en raison de son efficacité, la solidité des assemblages et l'allègement des structures.

II-2) Les exigences et les problèmes principaux :

II-2-1) Fiabilité et durabilité des collages:

En utilise des adhésifs époxydes pour assurer la fiabilité et la durabilité des collages.

Cette exigence est influé les inconvénients de délaminage qui peuvent provoquer à cause de la tenue de l'eau et l'humidité migré l'entement dans le joint de colle ou le dans le composite.

Ce défaut se caractérise par une séparation ou une faible liaison entre les couches. Donc le contrôle périodique est nécessaire.

II-2-2) Résistance à la fatigue:

Les composites et les adhésifs ont une bonne résistance à la fatigue sauf dans certains assemblages mécanique.

La résistance à la fatigue est importante pour les pales d'hélicoptères, les surface de commande de vol (volets, aérofreins) et dans les applications militaires.

Elle soumise à des manœuvres brutales et à des accélérations très importantes.

II-2-3) Tenue à la chaleur:

La surface des avions super soniques militaires peut attendre une température de 250°C par frottement de l'air et les capotages de moteurs sont aussi à des températures élevées mais les adhésifs ne résistent qu'à 10 à 250°C selon les formules, donc pour avoir des résistances aux températures élevées, on doit se reporter sur les adhésifs qui résistent à des températures de 250 à 400°C les quelles les thermostables (polyamides, phénolique et les epoxy-phénolique).

II-2-4) Rigidité des pièces:

C'est une exigence répand favorablement le collage, par exemple pour les surfaces de contrôle de vol.

II-2-5) Allègement de la structure :

C'est une préoccupation constante en aéronautique : les matériaux- composites présentent des performances mécaniques égales à celles de métaux pour une densité bien plus faible. La **Figure (II-1)** montre les résistances et rigidités spécifiques comparées des métaux et des composites.

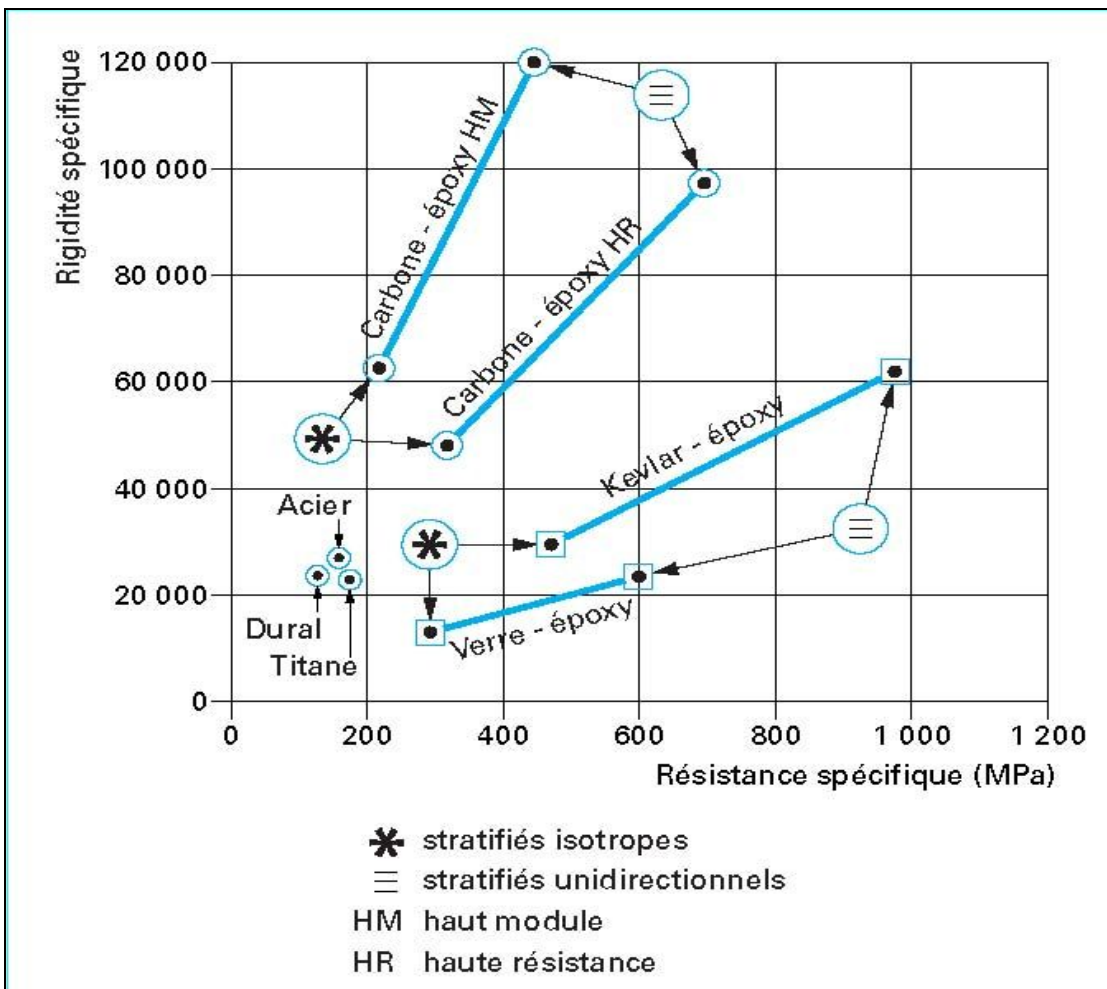
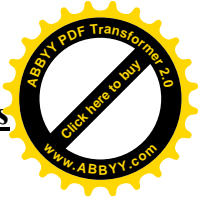
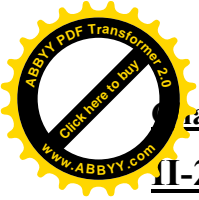


Figure (II-1) : Résistance et rigidité comparées des métaux et des composites



II-2-6) contrôles des pièces :

Le contrôles des pièces fait présences des adhésifs, car l'absence au le manque de celle ci dus soit à une mauvaise application soit à un déplacement relatif des pièces.

En trouve aussi lors de cette exigence les défauts de polymérisation et les mauvaise peuvent être de testes par émission acoustique.

II-3) Techniques d'assemblages: (Figure (II-2))

Dans cette technique les avions marcel Dassault a été pris comme un titre d'exemple

Il y'a deux type des pièces: des monolithique et les pièces complexes (composite).

D'abord dans le cas des pièces monolithique (fig.2a) l'assemblage des revêtements composites ont réalisé par boulonnage sur une sous structures composite par exemple les ailes ou les dérives qui incorporèrent les réservoirs de carburant donc il n'a pas de collage.

En outre, pour les pièces complexe, en utilise les techniques de collage et cocuisson.

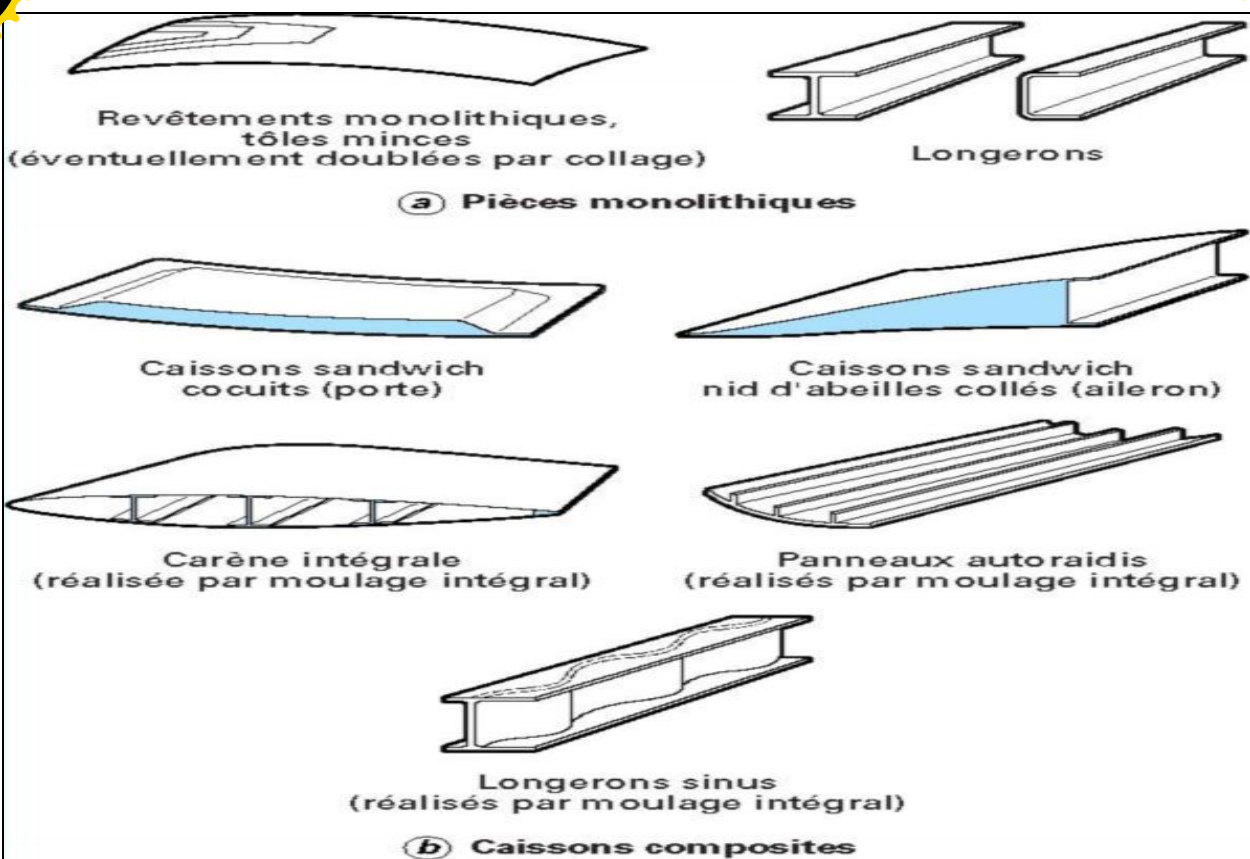


Figure (II-2) : Techniques de fabrication utilisées sur les avions Marcel Dassault

II-3-1) Le collage :

Pour les caissons sont collé par l'assemblage des différent pièces élémentaire, elle mêmes composite ou métallique, le collage peuvent flairent sur une sous structure en composite, pour réduire les tensions dans les plans de collage l'ors des forts de variations de température.

II-3-2) Cocuissons :(fig.2b)

La pièce es réalisée en une seule opération, de telle sorte que la stratification et le durcissement des revêtement composite sont réalise en même temps que leur collage; par exemple sur nids d'abeilles, ou sur leurs renforts (métallique ou compostes).

L'avantage de cette technique c'est la rapidité de la réalisation. Elle est utilisée que pour les pièces secondaires comme les portes, trappes, arenage, car le contrôle final de la pièce ne peut être que global, donc certains défauts peuvent être non détectables.

II-4) pièces composites collés dans un avions modernes (Figure (II-3)) et (Figure (II-4)).

Les figures ci de suite montre les pièces qui peuvent être collé ou cocuite dans un avion militaire et dans un avion de transport civil.

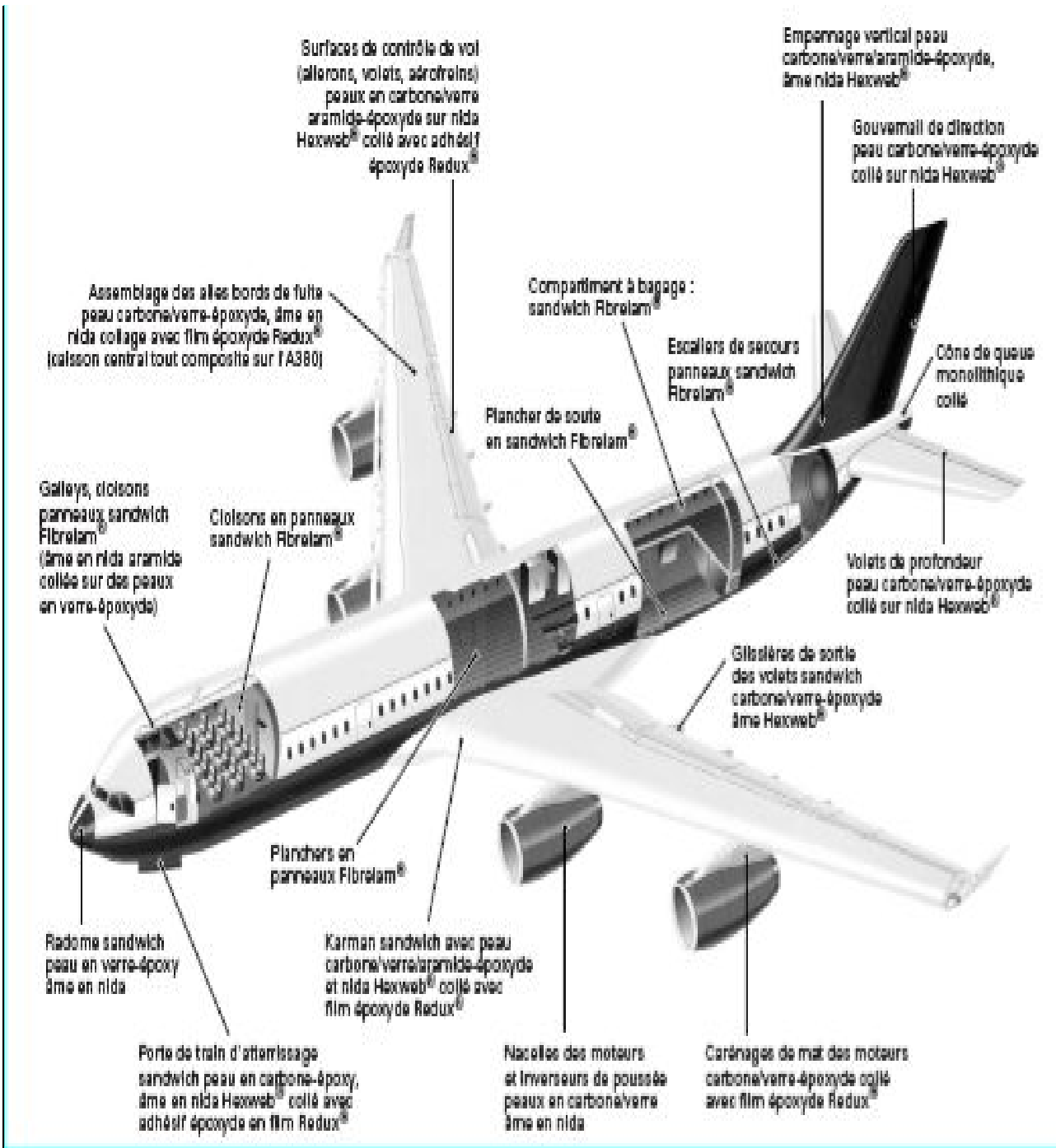


Figure (II-3) : Pièces en matériaux composites collées dans un avion commercial.

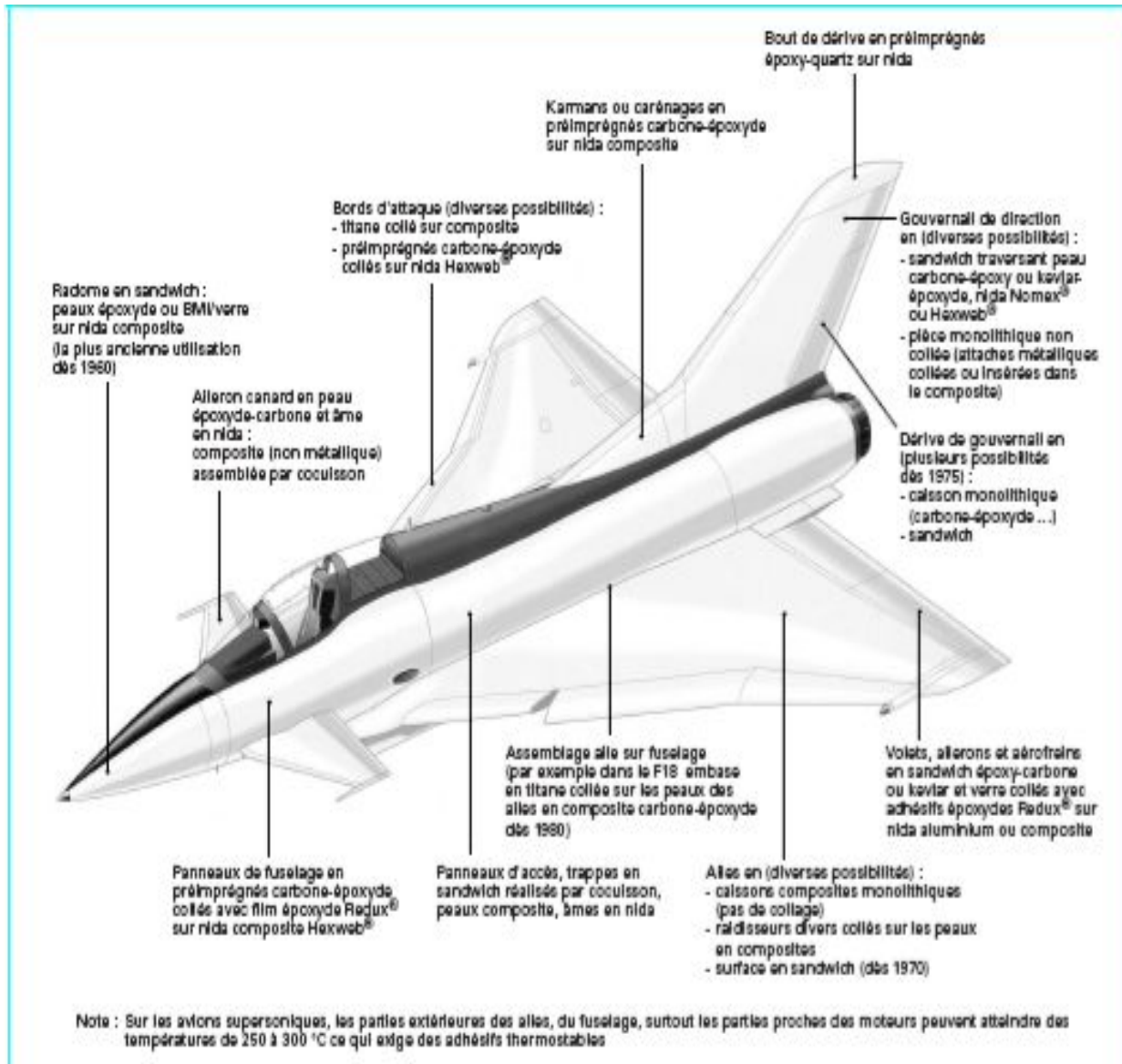
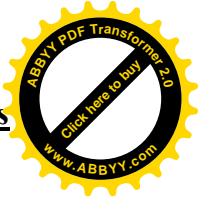
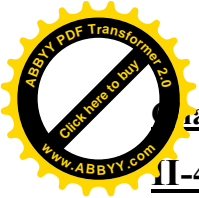


Figure (II-4) : Pièces en composites collées dans un avion de combat moderne.



II-4-1) Panneaux –sandwichs :

II-4-1-1) Mise en œuvre :

Les peaux peuvent être en composite (carbone-époxyde, kevlar époxyde, bore-époxyde) collé sur nids d'abeilles en aluminium ou en composite (tel que le Nomex à base de fibres aramides, plus léger) représenté **figure (II-5)**.

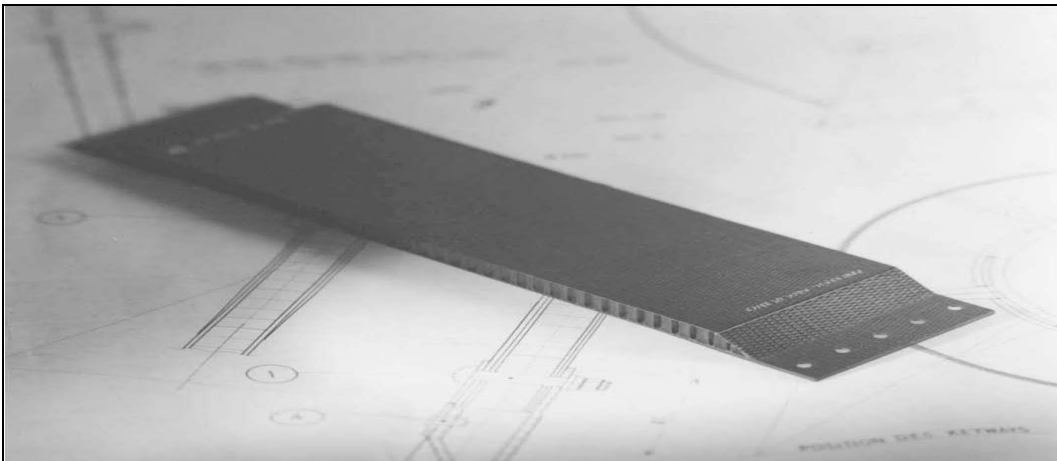


Figure (II-5) : Panneau sandwich pour l'aéronautique: âme en nids d'abeilles Nomex et pavements en stratifié époxy-carbone collé avec un adhésif

Le Nomex présente un seul inconvénient, celui d'être sensible à la reprise d'humidité; il doit donc être séché soigneusement avant collage.

Les nids d'abeilles (nida) sont préformés (découpés, galbés) pour obtenir les formes désirées (voir figure 13).

Le collage des peaux sur le nida est réalisé alors avec divers adhésifs:

- Des films époxydes le plus souvent (Redux de Hexcel composites, Hysol de Loctite Aerospace), qui offrent une tenue à la chaleur à 100 voire 250 °C selon les formulations et dont le prix en 2003 est compris entre 10 et 30 €/m² selon formulations et performances ;
- Un film adhésif moussant (appelé aussi « syntactic ») qui permet d'augmenter la surface de contact entre les cellules du nida et les peaux, tout en conservant une très grande légèreté.
- des films époxy-phénoliques, phénoliques, polyimides ou bismaléimides, qui permettent d'obtenir des tenues à la chaleur plus élevées, de 250 à 300 °C en continu,

pour les pièces de surface des supersoniques ou pour les nacelles de moteur et inverseurs de flux.

Des pâtes époxydes syntactiques ou même des inserts époxydes sont utilisés pour assembler, jointoyer ou renforcer les bords des nida ou les trous pratiqués dans les nida pour y placer des inserts métalliques ou des fixations mécaniques.

Enfin différents systèmes sont utilisés pour fermer les bords des panneaux

(Figure (II-6))

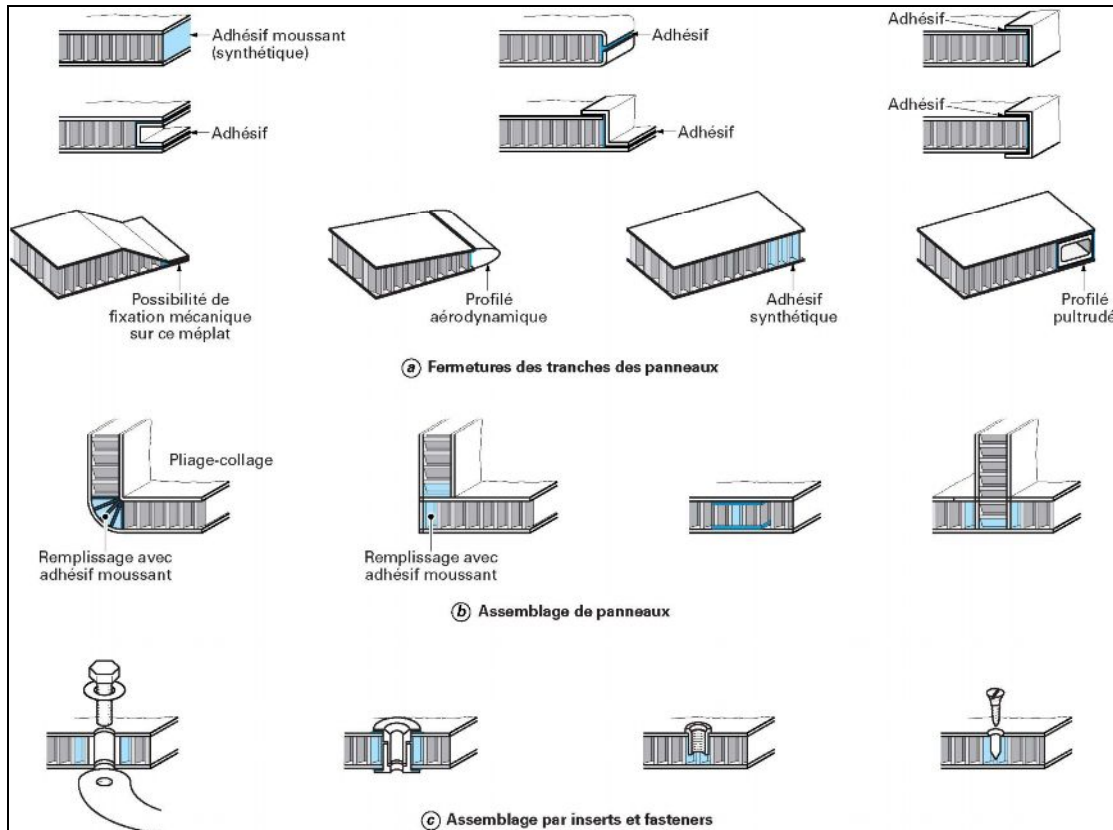
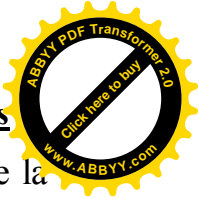
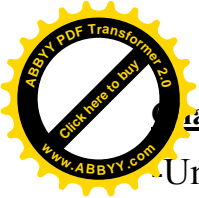


Figure (II-6) : Fermeture, étanchéité et assemblage de panneaux sandwichs.

II-4-1-2) Assemblage des panneaux-sandwichs entre eux:

La figure (II-6) montre les nombreuses possibilités d'assemblages collés, avec des pâtes ou des films adhésifs moussants, qui permettent de remplir les joints et les vides entre les cellules.

La figure 6 a montre les techniques utilisées pour fermer les tranches des panneaux, qui doivent être parfaitement étanches à l'eau et à l'humidité (qui risquerait de dégrader les collages)



- Un profilé (composite ou métallique) est collé dans le panneau, soit au moment de la fabrication du sandwich, soit après. IL permet la fixation mécanique ultérieure du panneau;
- l'âme en nids d'abeilles peut être profilée (voir figure 13) pour réaliser le collage des deux parements entre eux suivant un cadre mince qui peut être ensuite riveté ou boulonné pour assembler le panneau solidement à une autre pièce ;
- Un profilé aérodynamique peut être collé sur un bord (bords d'attaque ou de fuite par exemple);
- Un adhésif syntactique moussant époxyde est utilisé pour colmater les cellules du nida, renforcer le bord du sandwich et l'étanchéifier;
- Un profilé, pultrudé en composite par exemple, peut être collé afin d'apporter une résistance mécanique encore accrue au panneau sandwich ou de permettre la fixation mécanique très solide sur le profilé.

II-4-1-2) Aménagements intérieurs des avions:

On peut utiliser les panneaux-sandwichs pour réaliser les planchers, cloisons, cuisines de bord).

On peut former les panneaux sandwichs par découpe, pliage et collage, comme indiqué sur **la figure (II-7)**.

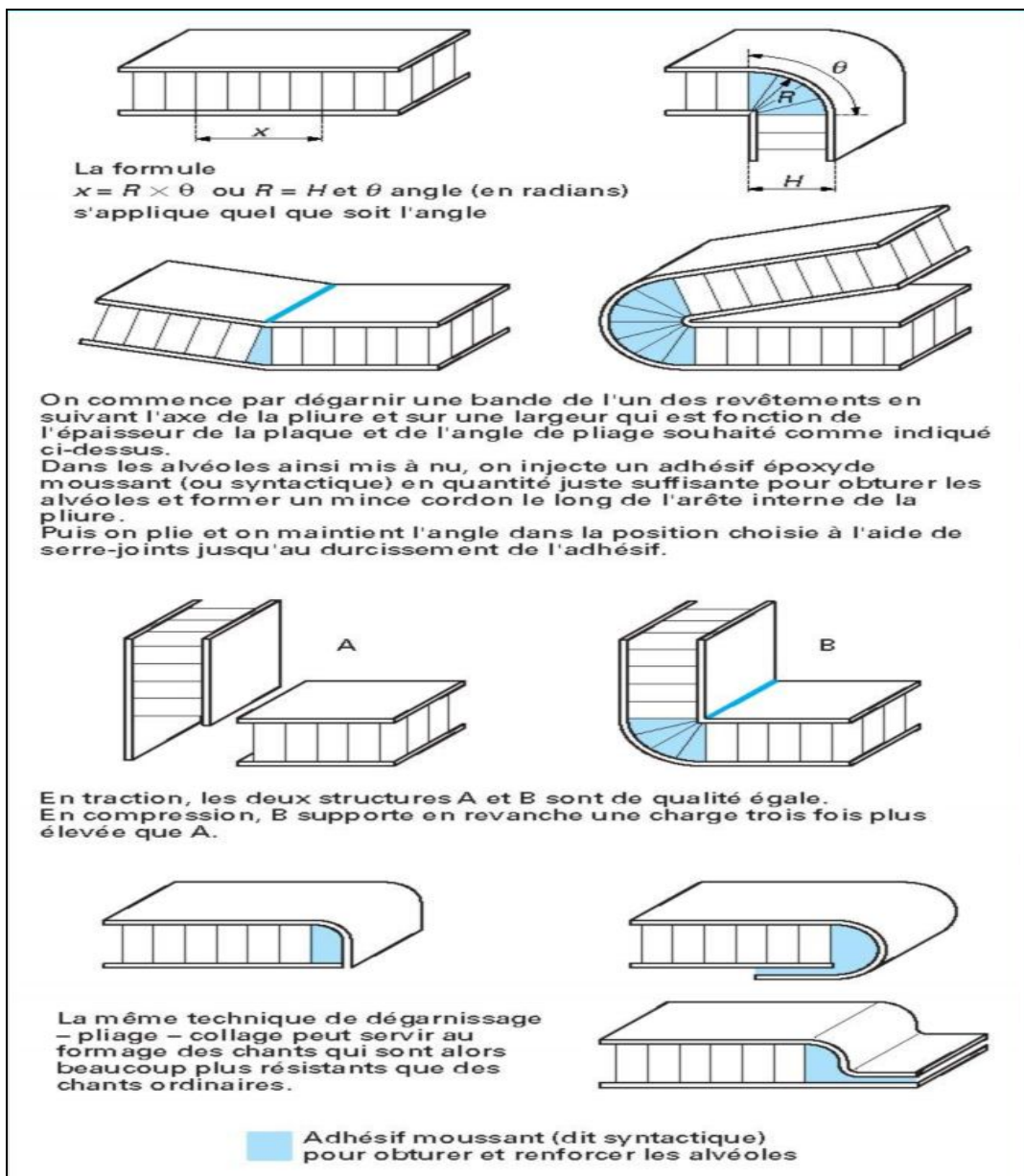


Figure (II-7) : Technique de pliage collage Fibre Lam de Vantico (ex-Ciba Geigy)

II-4-1-2) les surfaces de contrôle de vol:

Pour la fabrication des surfaces de contrôle de vole celle les volets, ailerons, aérofreins, gouvernails, en utilise des nidas traversant, des renfort et des pièces métalliques de commande.

Le collage se fait par l'assemblage des peaux sur le nidas, et les renforts et les pièces métalliques.

Pour le remplissage des interstices en utilise à la fois des films adhésifs, des pâtes époxydes et des adhésifs syntactiques.

L'usage des adhésifs à haut module est usité car la rigidité des pièce et primordial.

a-)Aérofreins :

Figure (II-8) montre les étapes de la fabrication des aérofreins de combat américain f15 par cocuission.

- Peau en graphite époxy.
- Ame en nida encapsule.
- Renforts colles avec adhésif syntactique.
- Ferrures en titane collées sur des renfort graphique époxyde avec un adhésif épodes durcissant à froid.

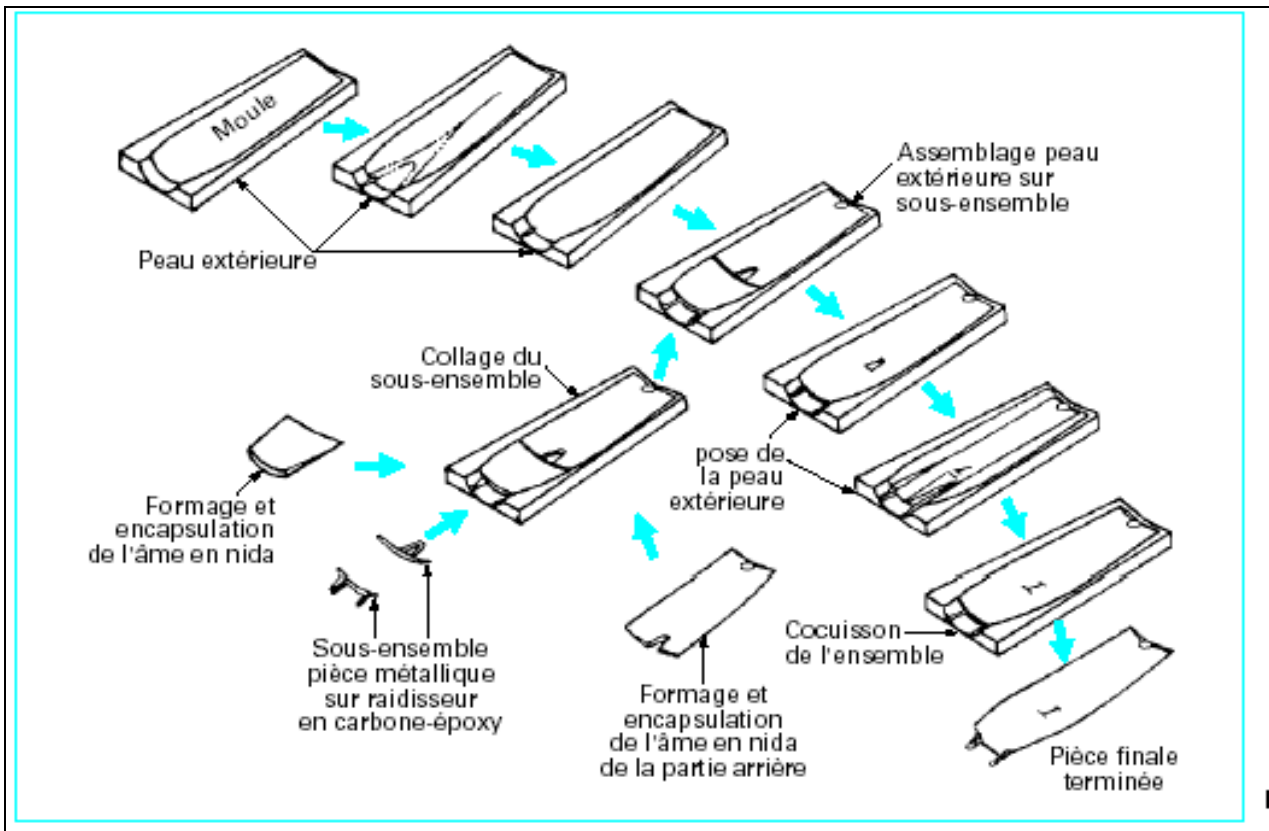


Figure (II-8) : Fabrication des aérofreins du F 15

2-) Aileron :

la Figure (II-9) montre la constitution de l'aileron de l'avion SF 340 , la construction de la pièce se fait sur un mandrin creux en aluminium ,enduit d'un agent de démoulage.

D'abord, le drapage des plis de graphite époxyde en les reliant au mandrin du bord de fuite, qu'on renforce par des plis supplémentaires.

Puis on applique un film époxyde adhésif chargé avec de la poudre de tungstène est appliqué sur le bord d'attaque.

Ensuite on dépose les nids formes préformés sur le film adhésif puis on dépose les plis extérieurs en graphite époxyde.

L'ensemble est placé dans une poche à vide et cuit en autoclave à 175° c sous une pression de 60 Pa pendant deux heures.

Ensuite on solidarise donc ainsi en une seule opération les parties sandwich et les parties en stratifiés.

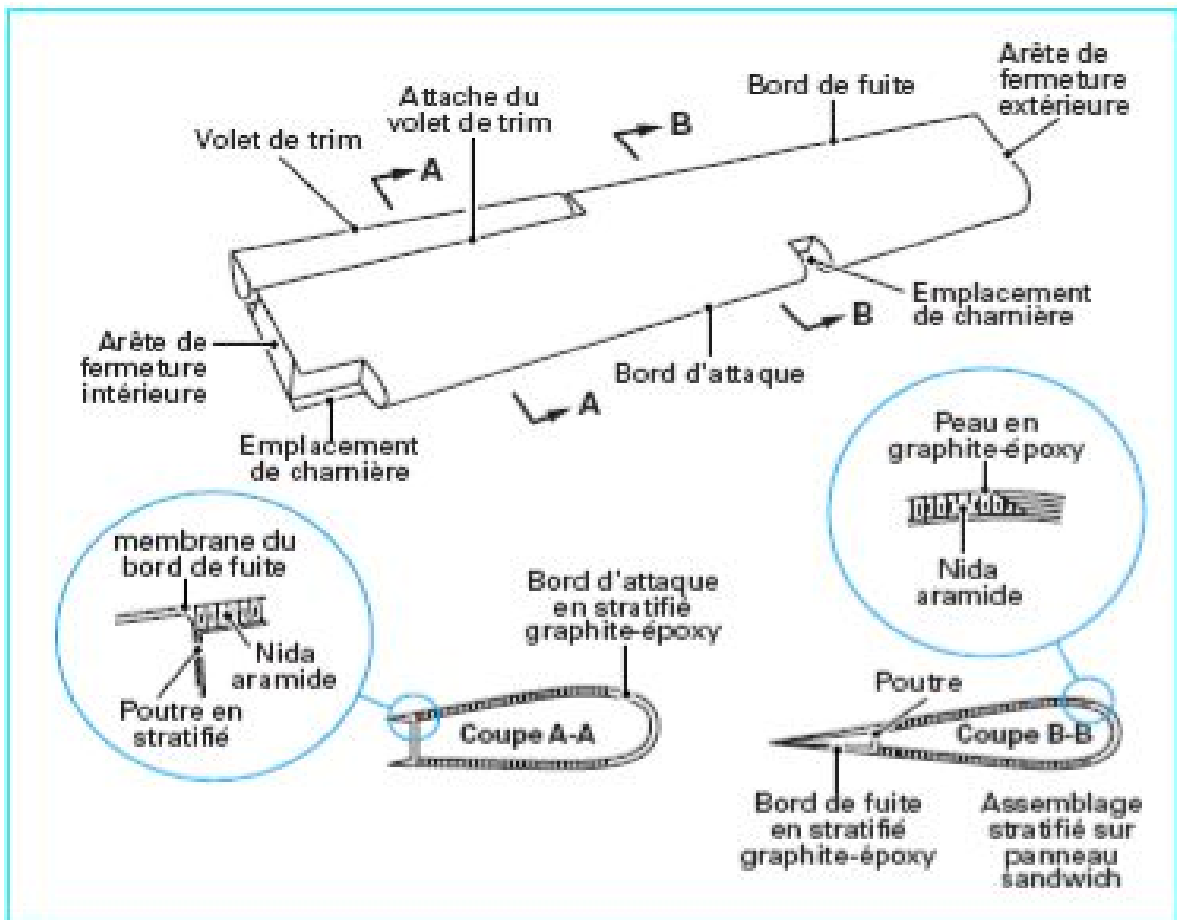
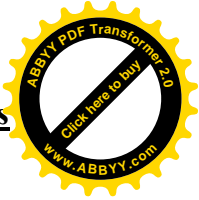
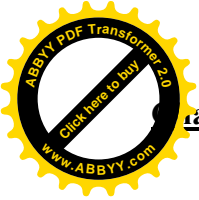


Figure (II-9) : Constitution de l'aileron, tout composite de l'avion SF 340



II-4-3) Fuselages et panneaux de fuselage :

Des petits avions d'affaires ou de tourisme ont été réalisés avec des carlingues en carbone époxy par enroulement filamentaire sur lesquelles il est ensuite nécessaire d'assembler diverses pièces sur ces fuselages (planchers, renforts, hublots...) par collage afin de ne pas affaiblir, par des perçages, la structure très solide de ces fuselages.

Les panneaux et cloisons intérieures qui doivent résister au feu sont en composite carbone phénolique qui peuvent être collés soit avec la résine phénolique du préimprégné, soit avec un adhésif phénolique.

II-4-4) Portes, trappes de train d'atterrissage, carénages divers :

Les portes, trappes de train d'atterrissage, carénages divers (entre aile et fuselage, mats de réacteurs, glissières de volets) sont des pièces secondaires, qui sont réalisées en panneaux sandwichs et par cuisson de stratifiés composites (carbone époxyde, kevlar époxyde) sur nida Nomex ou aluminium, collés avec des adhésifs époxydes en films.

II-4-5) Panneaux acoustiques et capotage des nacelles moteurs :

Les capots des moteurs sont le plus souvent réalisés avec des sandwichs constitués de peaux en carbone-époxy collées sur des âmes en nida aluminium.

Afin d'obtenir la résistance à la chaleur nécessaire, on utilise des adhésifs époxy-phénoliques ou polyimides.

Les panneaux acoustiques sont des structures sandwich dont la peau intérieure côté moteur est constituée d'une peau perforée sur laquelle est collé un tissu microporeux.

Les vibrations de l'air restent emprisonnées à l'intérieur. L'adhésif doit résister à une température de 160 °C, aux vibrations et à la fatigue, aux fluides moteurs et ne doit pas colmater les pores.

II-4-6) Inverseurs de flux :

Sur les premiers modèles Airbus, les inverseurs de flux étaient en panneaux aluminium AU4G1 collé sur nida aluminium.

Sur les Airbus A 320, toute la partie mobile est en composite carbone ou aramide pour abaisser le poids.

Ils subissent de très forts effets de flexion au moment du freinage de l'avion et ils sont collés avec des adhésifs époxydes à haut module, très rigides.

II-4-7) Aile :

Le collage le plus hardi est la fixation de l'aile du F 18 sur le fuselage, comme le montre la **Figure (II-10)** S'agissant d'un avion de combat qui supporte des accélérations impressionnantes, ce collage montre la fiabilité obtenue maintenant avec les collages.

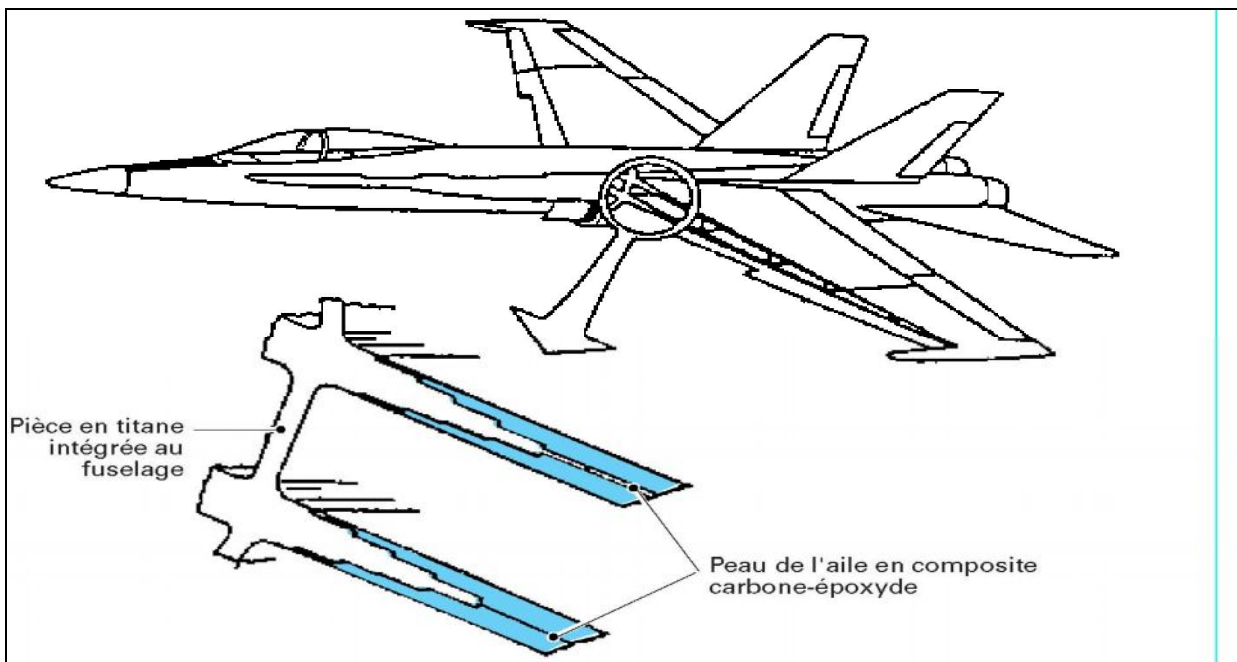
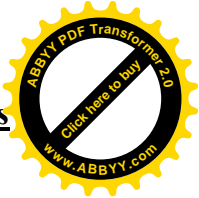
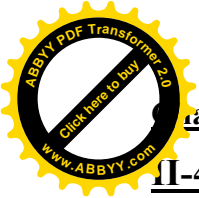


Figure (II-10) : Fixation de l'aile du F 18 sur le fuselage



II-4-8) Pales d'hélicoptères : (Figure (II-11))

Les pales d'hélicoptères, qui étaient dans les années 1960-1970 en métal et assemblées par collage pour améliorer la nécessaire résistance à la fatigue, ont été remplacées par les pales en composites de divers types.

Le but ici n'était pas l'allègement, car la masse des pales est déterminée par d'autres considérations : inertie du rotor, nécessaire pour l'autorotation et pour les performances de vol.

C'est ici la résistance à la fatigue qui est le facteur primordial car les matériaux composites présentent une tenue en fatigue très supérieure à celle des métaux, et les joints collés ont eux aussi une grande résistance à la fatigue (10⁵ à 10⁷ cycles, ce qui permet d'assurer 1 000 heures de vol).

La figure 10 montre la mise en forme des âmes en nida lors de la fabrication de pales d'hélicoptères.

Les pales modernes sont des structures très complexes constituées :

- d'une couche de cuivre pour la protection contre la foudre ;
- de parties en acier inox pour la protection des bords d'attaque ;
- de parties en tungstène ;
- de peaux carbone-époxyde ;
- de nida Nomex.

Les adhésifs les plus utilisés sont des films époxy-nitrile qui présentent une excellente résistance au pelage, à la fatigue par flexions alternées et répétées, durcis à une température de 100 à 120 °C. On peut aussi utiliser des adhésifs époxyde-nylon, très résistants à la fatigue et au pelage et qui ont été utilisés largement pour les pales d'hélicoptère depuis 1960.

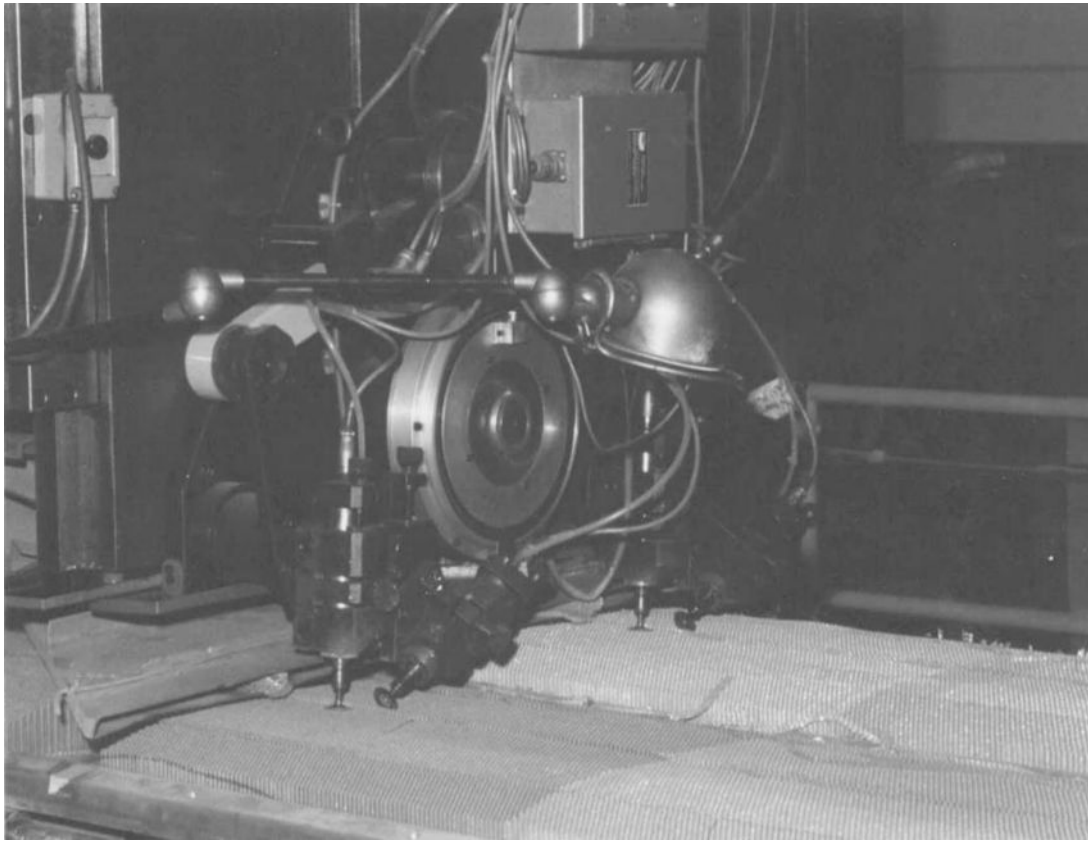
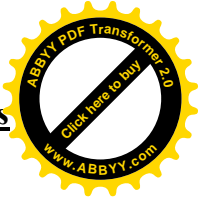
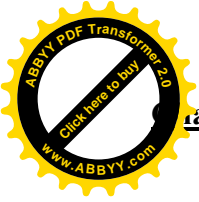


Figure (II-11) : Fabrication de pales d'hélicoptères Mise en forme des âmes en Figure (II-10) nids d'abeilles Nomex, avant collage.

II-4-9) Autres pièces d'hélicoptères : (Figure (II-12))

De nombreuses pièces d'hélicoptères sont constituées de pièces monolithiques ou de sandwichs avec peaux en composites collées sur nida : planchers et fuselages, stabilisateurs, fenestron et empennage.

Ces pièces peuvent comporter des collages avec des films époxydes.

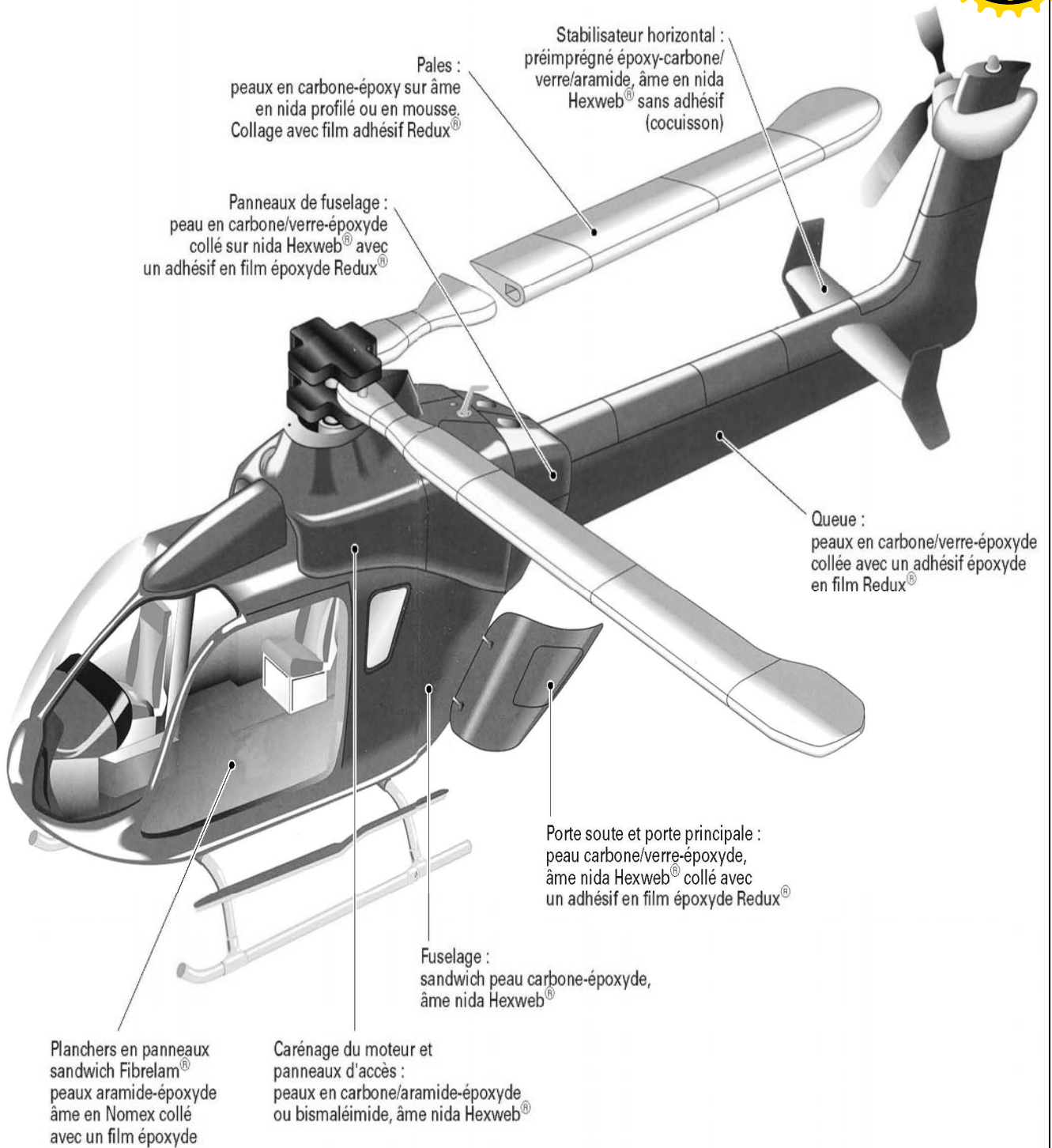
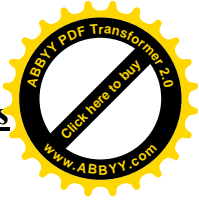
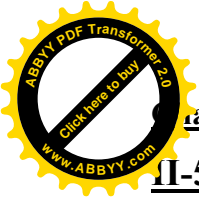


Figure 14 - Pièces en composites collées sur un hélicoptère (source : Hexcel Composites - Catalogue 2002)

Figure (II-12) : Pièces en composites collées sur un hélicoptère

II-4-10) Avions supersoniques :

Les avions de combat supersoniques ont certaines parties extérieures qui peuvent subir des températures élevées (230 à 300 °C) par frottement dans l'air (figure II-6). Dans ces cas, seuls des adhésifs thermostables peuvent être utilisés.



II-5) Produits de renfort, de remplissage, de calage :

Ces produits sont très voisins des adhésifs. Ce sont des films ou pâtes syntactiques, qui gonflent, s'expansent lors de la cuisson à chaud, afin de remplir des interstices.

Citons à titre d'exemple les produits Syncore et Synspand de Loctite Aerospace, Epocast de Vantico, ou les films moussants Redux.

Ils peuvent selon les cas :

-soit renforcer des structures en nids d'abeilles (**figures 6 et 7**).

La figure (II-13) montre comment sont renforcés les panneaux sandwich d'inverseurs de poussée ou autres ;

-soit assembler entre eux des nids d'abeilles sur leur tranche (**figure 6 b**), ou assembler un insert (**figure 6c**) ;

-soit remplir l'espace entre des inserts et un nida (**figure 6**) ;

-soit servir d'âme légère dans une structure sandwich mince entre deux peaux en stratifié carbone/époxyde.

La figure (II-14) montre les diverses applications de ces produits syntactiques dans un avion.

Ce sont des produits à base d'époxyde, durcis à chaud comme les adhésifs et résines époxydes et qui présentent généralement les mêmes caractéristiques de tenue à la chaleur à 80 °C voire 120 ou 180 °C selon les formules, des résistances mécaniques élevées adaptées à la construction aéronautique, tout en ayant cependant des densités faibles de 0,2 à 0,6 g.cm³, car ils sont toujours expansés lors de leur durcissement à chaud.

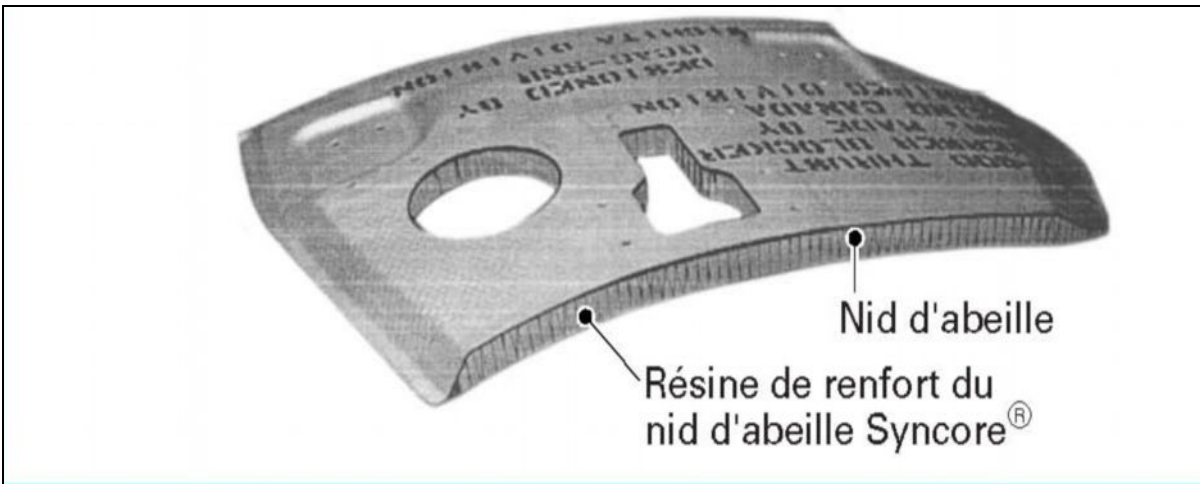
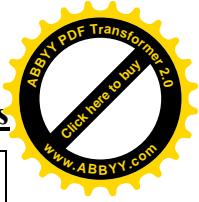
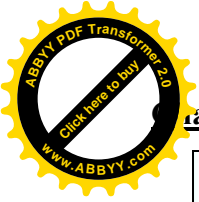


Figure 15 - Renforcement de pièces sandwich d'inverseurs de poussée (source : Loctite Aerospace)

Figure (II-13) Renforcement de pièces sandwich d'inverseurs de poussée.

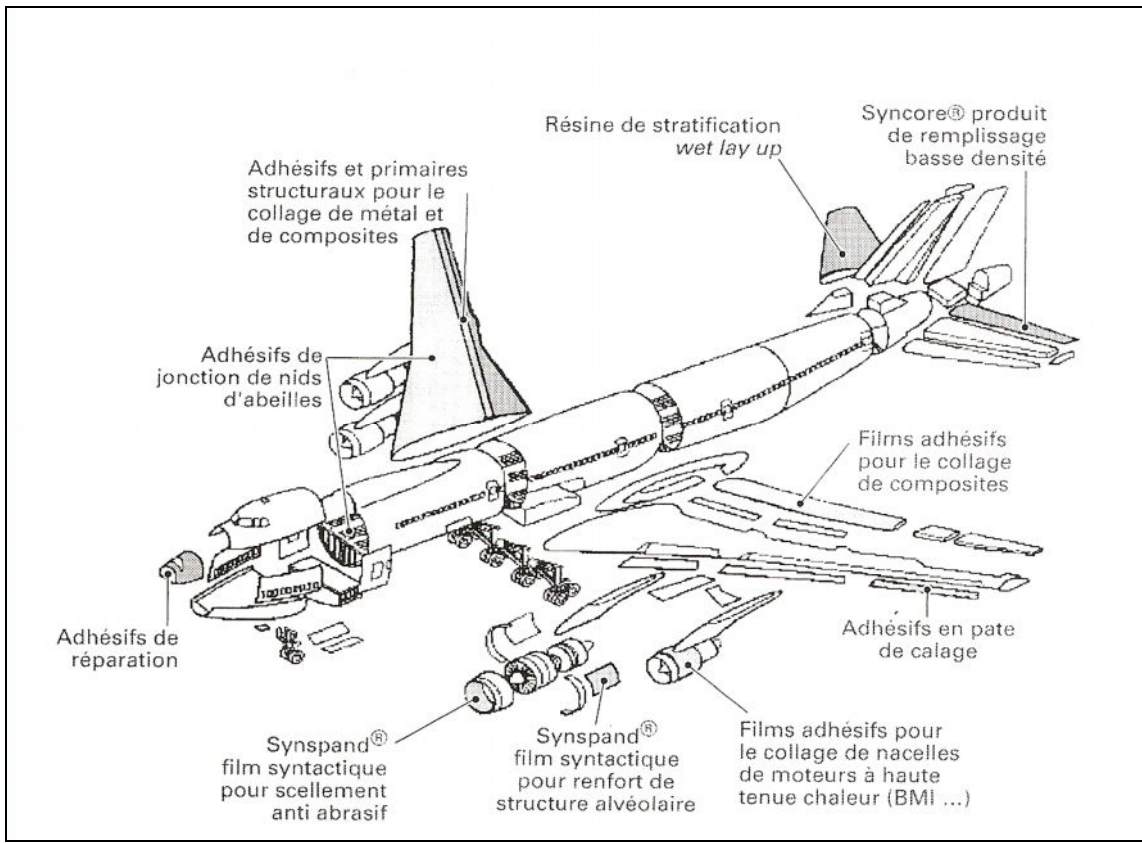


Figure (II-14) : adhésif, produits de scellement et de remplissage : utilisation dans un avion commercial.

III-1) Réalisation d'un panneau sandwich :

III-1-1) Définition de la structure Sandwich :

La structure sandwich est constituée de deux semelles (peaux) minces, éléments de faible épaisseur de un à quelques millimètres, situées d'une part et d'autre d'une âme légère, élément épais de quelques centimètres à une vingtaine de centimètres.

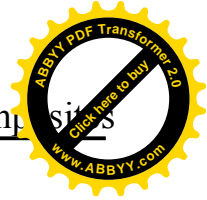
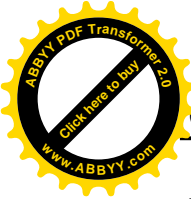
L'ensemble donne une structure sandwich caractérisée par sa légèreté et sa grande rigidité.

Les surfaces couramment utilisées sont :

- les sandwichs à âme pleine.
- Les sandwichs à nids d'abeilles (traités dans ce chapitre).



Figure (III-1) : Panneau sandwich



III-1-2) Les produits d'application :

L'âme : en nid d'abeille nomex joue le rôle d'espaces entre les semelles (peaux), elle accroît le moment d'inertie flexionnelle, et joue un rôle essentiel dans l'isolation thermique.

Semelles : (peaux) sont des plaques de quelques millimètres d'épaisseur recouvrant l'âme sur ces deux faces. Elles sont réalisées sous forme de stratifiés époxyde carbone ou collé avec un fil adhésif époxyde en film.

Elle supporte les contraintes résultantes des sollicitations mécaniques, et protège l'âme d'un dommage accidentel.

Stratifié : résultat de la superposition de plusieurs couches successive (appelés plis) de fibre (tissu de carbone) imprégné de la résine, avec orientation propre de chaque pli.

- nylon perfores.
- Lawette.
- Le joint (mastic)
- Nylon d'étanchéité.

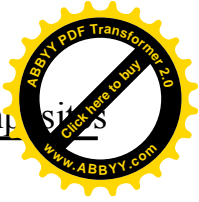
III-1-3) Gamme de fabrication :

Recommandations :

- le travail se fait sur un moule en tôle mince.
- La surface du moule doit être parfaitement polie
- L'opération doit être posé en absence de la poussière
- L'environnement est non humide.
- La température ne dépasse pas :

La 1ère partie :

- La fabrication effectue selon les opérations suivantes :
- En découpe une tranche de nids d'abeilles avec une surface de 40 x 20 cm et d'épaisseur de 2,5 cm.



-On applique le ponçage à l'extrémité de cette tranche jusqu'à l'obtention d'une forme de chanfrein.

- On dépose le Nylon sur la tôle mince puis en fait l'enduit avec la résine de type épocast.

-On pose le tissu de carbone sur le Nylon enduit puis on le charge manuellement avec de la résine à l'aide d'un rouleau qui permettra l'ébulage selon les directions des fibres.

-On découpe le tissu imprégné en 6 parties (3 couches pour la première face de nid d'abeille et les autre pour la deuxième face).

1^{er} couche : 50cm

2^{ème} couche : 45 cm

3^{ème} couche : 40 cm

- Pour la première peau :

On découvre le nid d'abeille sous forme de stratifier.

-on charge la résine sur la face de nids d'abeille, ensuite on dépose la première couche du tissu de carbone imprégné de la résine avec un rouleau pour éliminer les bulles.

Cette opération est très importante, et elle doit être appliquée à chaque couche, car les bulles altèrent les caractéristiques mécaniques.

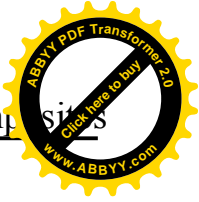
Pour les 3 couches suivantes en applique la même technique avec les mêmes étapes.

Pour la deuxième peau : les couches sont déposées avec la même technique précédente, jusqu'à l'obtention de la structure désirée.

2ème partie :

La pompe à vide :

Tout d'abord, entourer le mastic le long de la structure réalisé ensuite en dépose le tissu d'arrachage sur les structures (son rôle consiste à geler la résine) puis en pose la lawette et ensuite le nylon d'étanchéité sur toute la pochette.



Enfin on met le tuyau de la pompe à vide à l'intérieure de la pochette et on place la pompe pour compresser la fabrication.

La durée de cette polymérisation est de 16 à 24 heures.

Lors de l'obtention de la structure Sandwich on applique le ponçage pour une bonne finition.

III-2) Réparation du panneau Sandwich :

III-2-1) Identification :

On applique aux panneaux réalisés un essai d'endommagement à l'extrémité et au milieu de l'un de ces côtés.

Donc la réparation concerne deux impacts différents : un écaillage et une crique

Le 1^{er} impact (écaillage) : ce défaut se traduit par une cassure et un décollement local de la couche de surface, l'influence d'un écaillage est fonction de l'épaisseur de la pièce c'est-à-dire le dommage traverse les nids d'abeille.

Le 2^{ème} impact (crique ou entaille) : dans ce cas, les tissus travaillants sont atteints mais le dommage ne traverse pas l'épaisseur de la pièce.

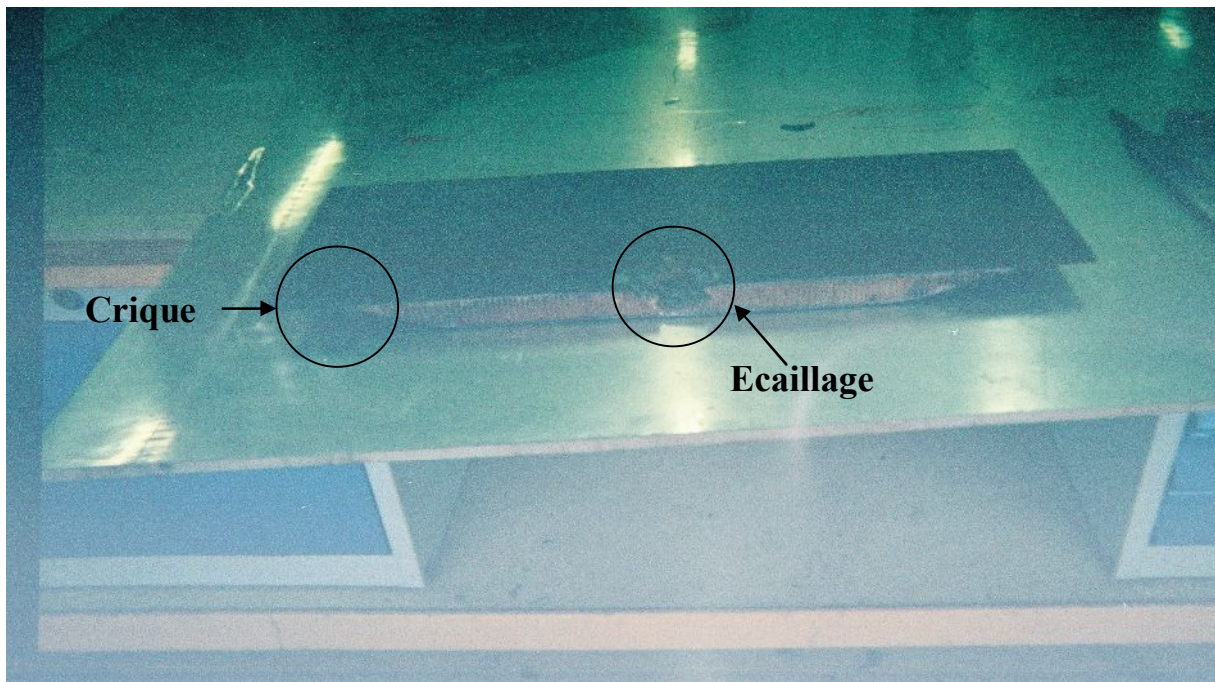
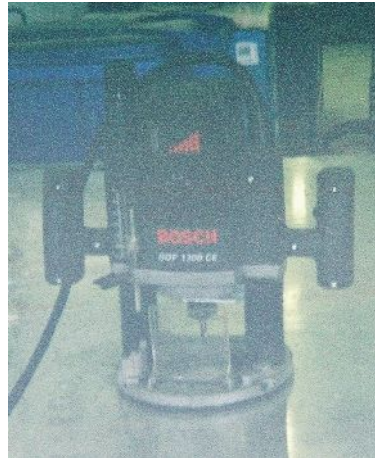


Figure (III-2) : Application de l'essai

III-2-2) L'application de la réparation :

a-Ecaillage (dents) : la réparation est appliquée suivant les opérations ci-dessus

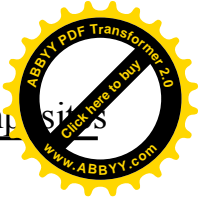
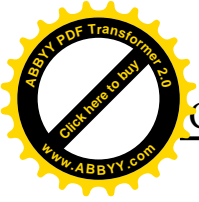
- On trace la surface de l'impact par la défenseuse et en éliminant tout les nids d'abeilles par le découpage.



← **Défenseuse**



Figure (III-3) : Traçage et découpage



- Le traçage et le découpage est fonction des dimensions du dommage (l'impact).
 - ❖ La longueur : 14 cm
 - ❖ La largeur : 10 cm
 - ❖ Epaisseur (profondeur) : 2,6 cm
- On enduit par la résine, la face intérieure de la peau (la surface où on a éliminée le Nids d'abeilles).



Figure (III-4) : Mélange de la résine avec son durcisseur

Note : il faut mélanger la résine avec son durcisseur avant de la déposer.

- On dépose le microbaro suivant les côtés de l'impact (à l'intérieur) .

Le microbaro est incorporé avec de la résine avant de le mettre.

Dans ce cas il joue le rôle d'une colle (pour que le nouveau Nids d'abeilles collé avec le corps de Panneaux).

- On découpe un morceau de Nida suivant les même dimensions de la profondeur de l'impact et en le pose à la surface du dommage pour le remplacement.

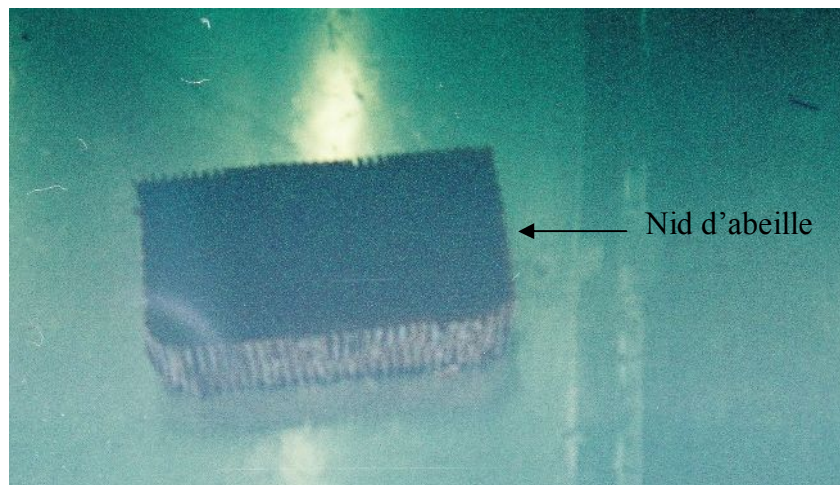


Figure (III-5) : Découpage du Nid d'abeilles

- On charge la résine sur le Nid d'abeille pour le collage des couches du tissu de carbone.

- On répare les couches du tissu de carbone avec le nylon et la résine.

- On pose le nylon sur une tôle mince puis on l'enduit avec la résine à l'aide d'un rouleau.

- On dépose une tranche de tissu sur le nylon enduit ensuite on trace cette tranche à partir des dimensions de l'impact de telle sorte que la première couche est de 14x10cm, la deuxième est de 16.5x12.5cm et la troisième est de 19x15cm.

- On découpe ces trois tranches de tissu de carbone comme indiqué sur la figure (III-6) .

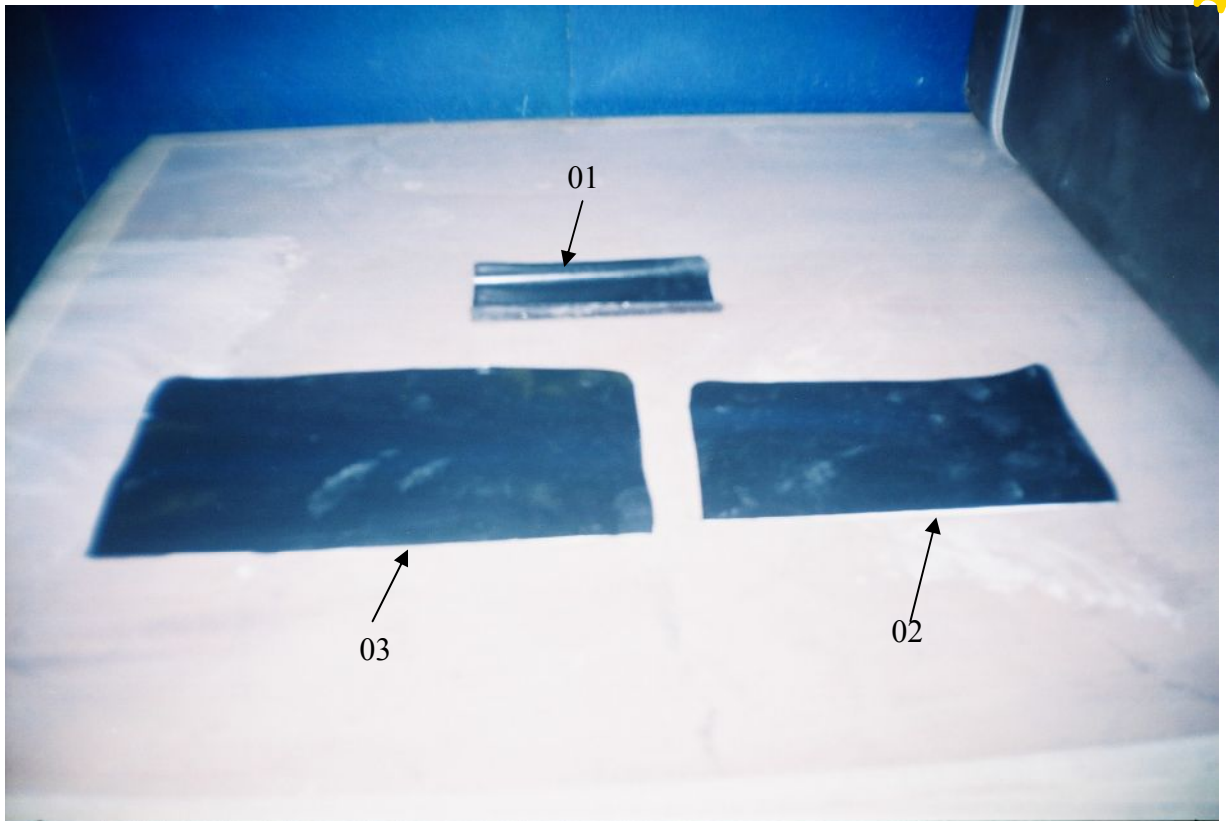


Figure (III-6) : les couches du tissu de carbone découpées.

- On baisse la première couche de tissu de carbone sur le nid d'abeille après l'enlèvement de nylon et on la frotte avec un rouleau pour éliminer les bulles d'air.

- On applique la résine sur la première couche déposé et on fait étaler cette résine sur toute la surface du tissu toujours avec le rouleau selon la direction des fibres.



Figure (III-7) : la dépose de la première couche

- On dépose la deuxième couche du tissu et de la résine qui est éloigné de la première couche avec une distance d'un inch et on la colle a l'aide d'un rouleau puis on l'enduit avec la résine pour coller la troisième couche et cela après l'enlèvement du nylon.



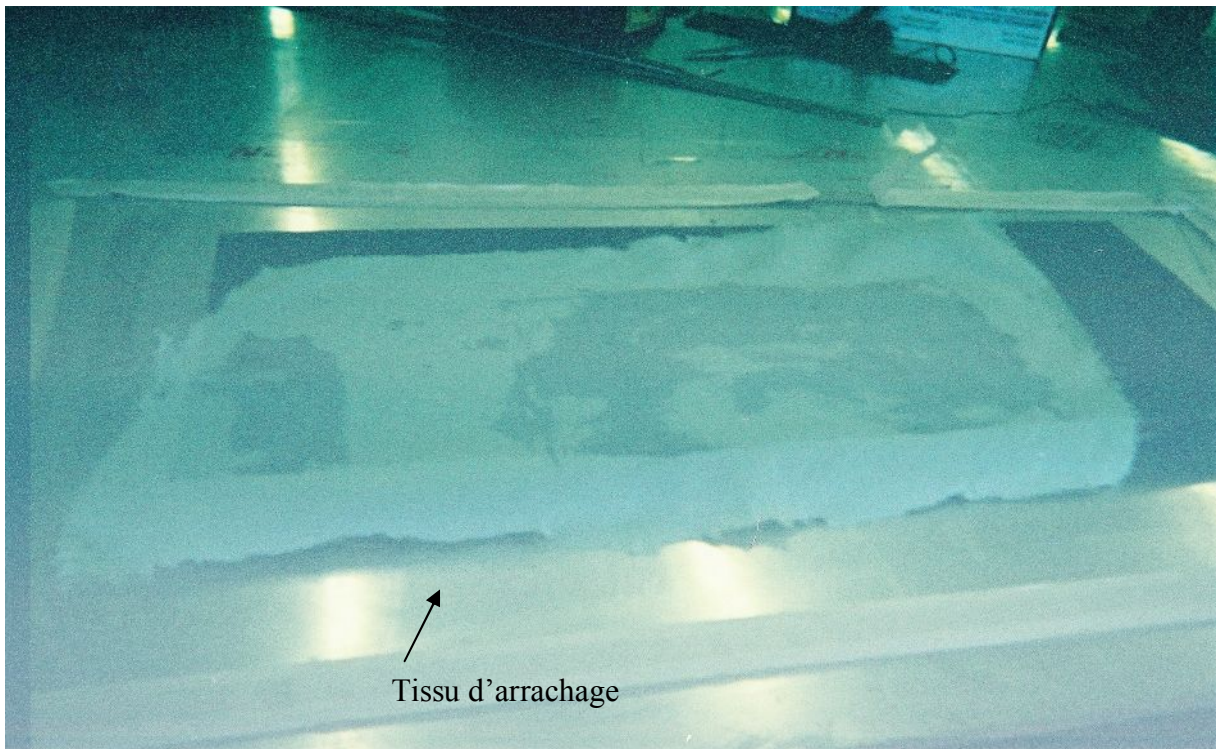
Figure (III-8) : la dépose de la deuxième couche

- On dépose la troisième couche de tissu de carbone qui est éloignée de la deuxième couche avec un inch avec la même méthode, puis on joint la résine.

b-Crique : La réparation est simple, elle se fait par des couches de tissu et de la résine l'une sur l'autre avec des dimensions différentes.

Après ces opérations (Crique et Ecaillage) on répare la poche par la pompe sous vide comme suit :

- On dépose le tissu d'arrachage pour absorber la résine enduite sur la troisième couche de tissu de carbone puis on pose la lawette sur le tissu d'arrachage pour aider la pompe sous vide à comprimer la réparation.



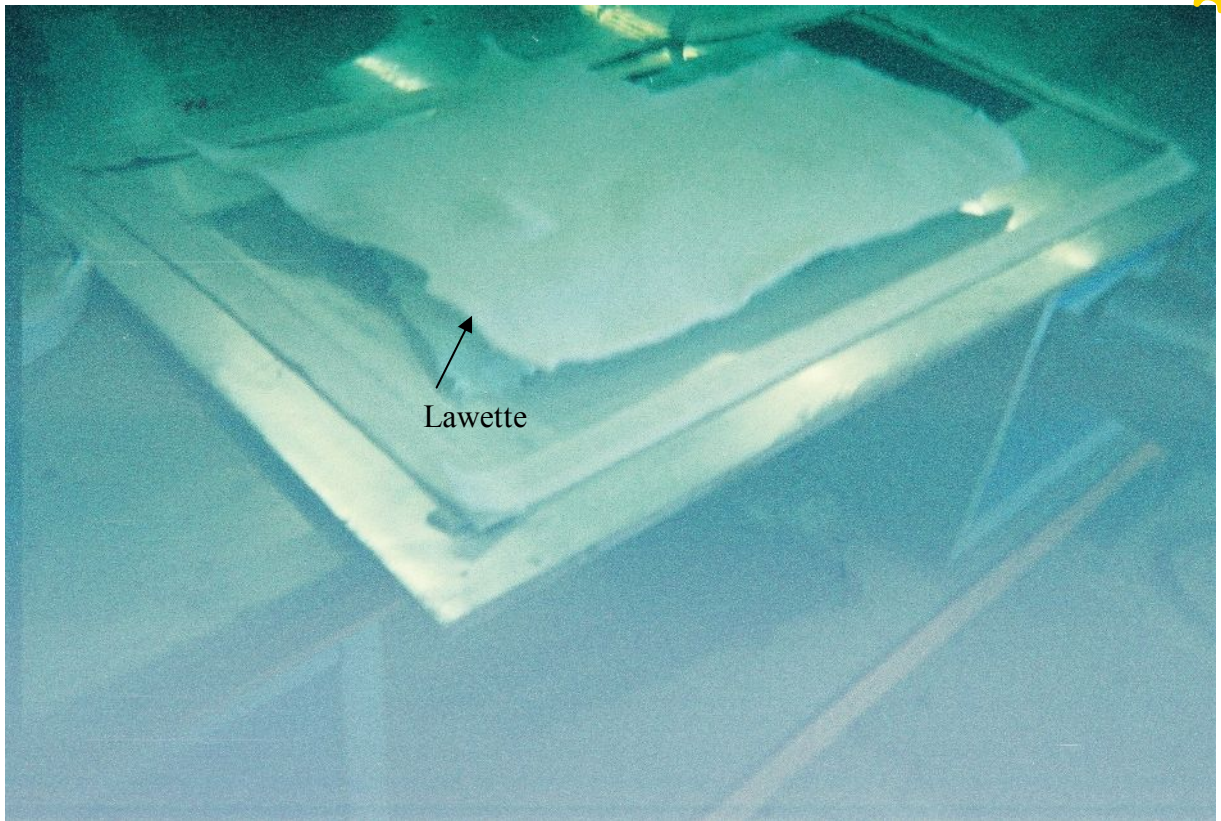


Figure (III-9) : la dépose du tissu d'arrachage et de la lawette

- On entoure le mastic le long de la zone réparée ensuite on pose le film de Nylon (nylon d'étanchéité) sur le lawette et on le colle avec le mastic de telle sorte qu'on laisse des épingles pour les surfaces restant du nylon.

Le collage doit être bien vérifié pour que la réparation soit bonne et favorable.

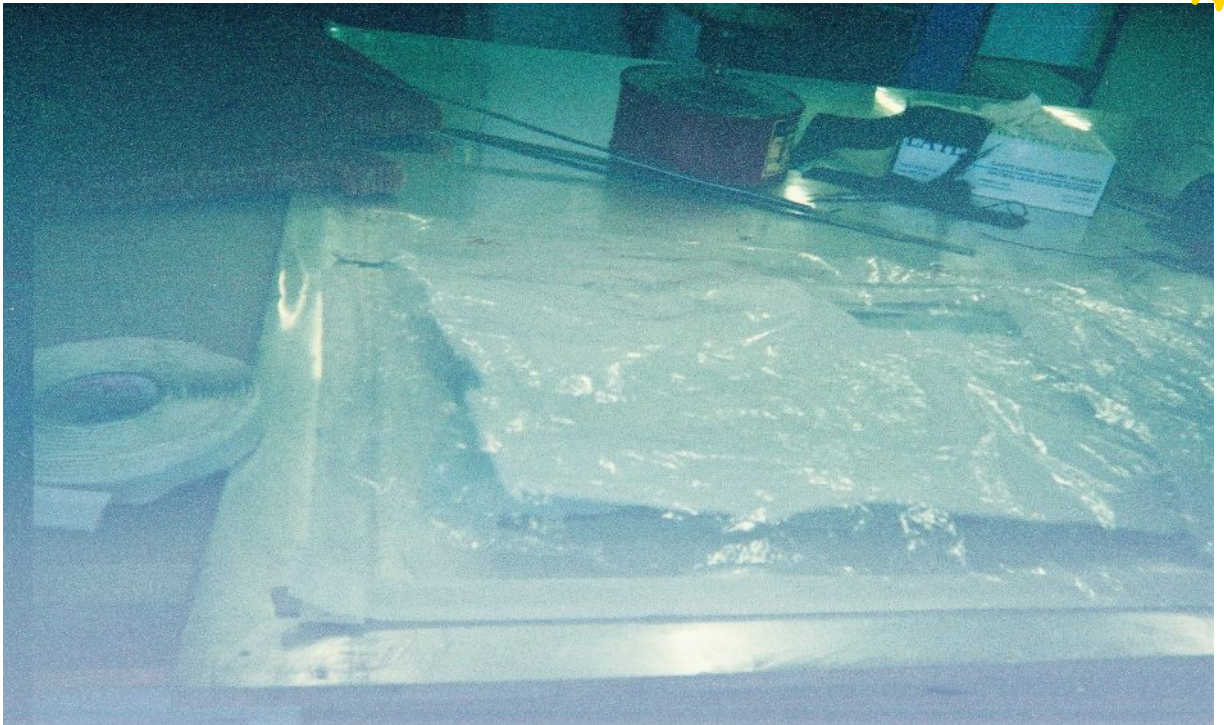


Figure (III-10) : La dépose de nylon d'étanchéité.

- On pose le tuyau de la pompe à la réparation puis on place la pompe sous vide pour refroidir la réparation pendant une durée de 8h à 16h.

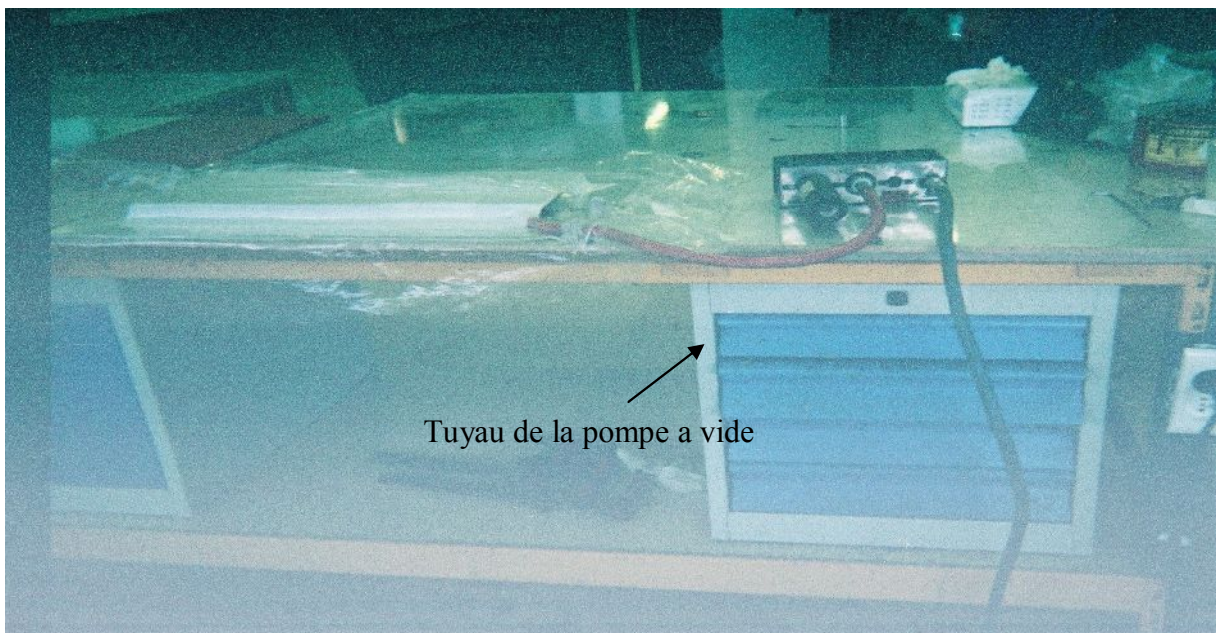


Figure (III-11) : Placement de la pompe à vide

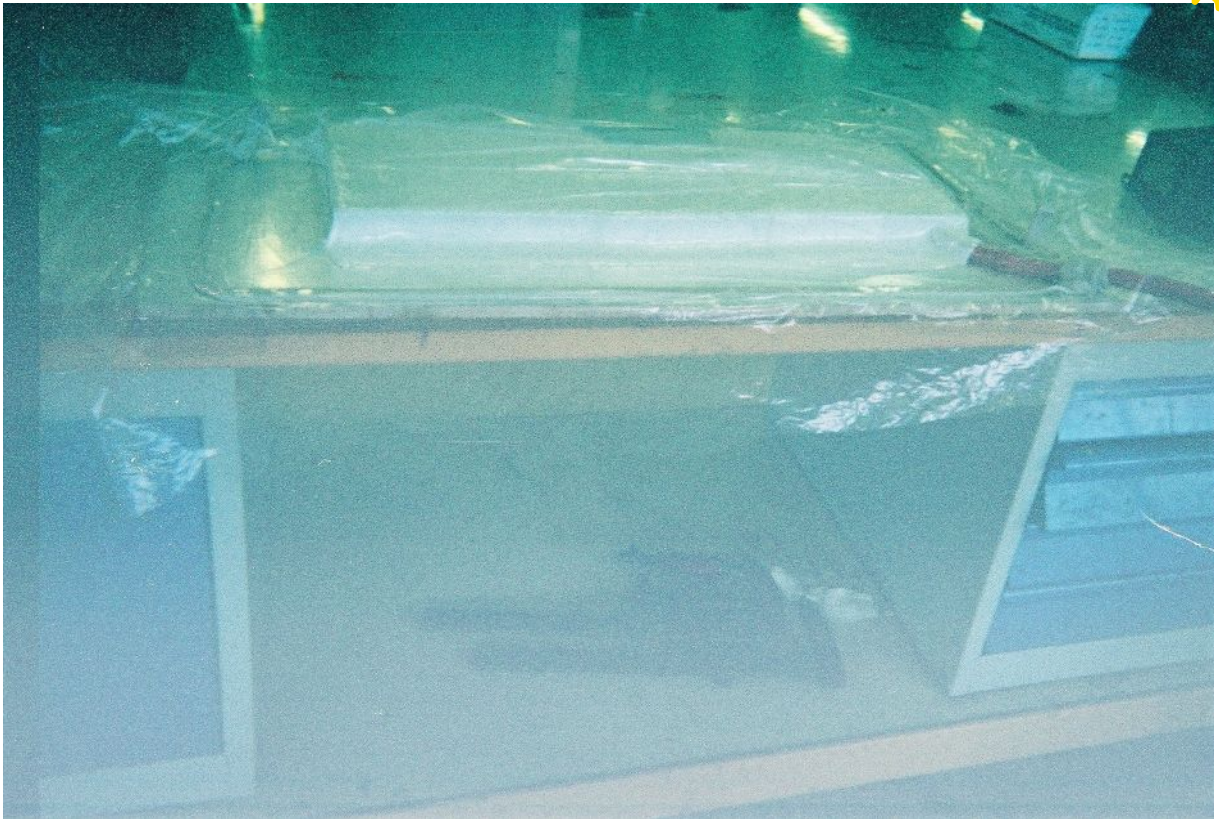


Figure (II-12) : Résultat du placement de la pompe à vide

- Lors de l'utilisation de la pompe sous vide on voit que le panneau est comprimé, et à la fin de la durée désiré on arrête la pompe sous vide et on arrache le nylon d'étanchéité, la lawette et le tissu d'arrachage, puis on applique le ponçage sur la pièce pour une bonne finition.

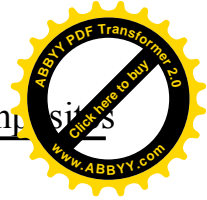
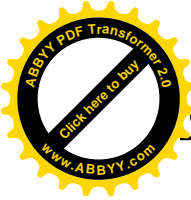
III-3) Réparation d'une voilure (bord de fuite du bec) :

III-3-1) Identification :

Volet droit déposée de l'avion de type boeing 767/300(JG) à la base maintenance (atelier composite).

La localisation du dommage se fait suivant le SRM (structure repair manual 57.43.02).

Le dommage se situe à l'extrados du Bec n°11 exactement au bord de fuite.

**Note :**

Dans les avions boeing 767/300 la numération des Bec de la voilure doit être de gauche à droite

III-4-2) Evaluation :

Dans notre cas le dommage est hors tolérance, il faut donc le réparer suivant les anciens principes de réparations standards (57.70.00)

III-4-3) Application :

- On teste la surface supérieure du bord de fuite (la surface endommagée) par une tape test visuelle et mécanique.

- On fait chauffer la surface endommagée par le mek ou le séchoir pour éliminer l'eau expansée dans les nids d'abeilles d'aluminium.

- On enlève la tôle touchée (en dural 2024 t3), puis on applique le ponçage sur la surface pour éliminer le débris restants.

- On découpe deux tôles du même métal, de telle que la première tôle une cale de remplissage, doit être poncée sur ces deux faces (avec la même surface de l'impact) et la deuxième tôle une cale de renforcement est poncée sur une seule face.

- Le soufflage puis le nettoyage avec le mek.

- On enduit la tôle de remplissage complètement avec de la résine à l'aide d'un rouleau (les deux faces).

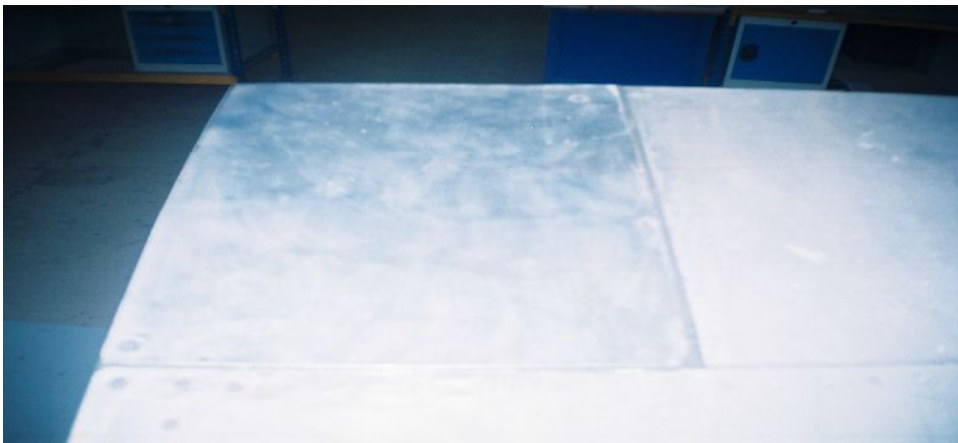
- On découpe trois tranches de tissu de verre : deux tranches suivant la cale de remplissage et une tranche suivant la cale de renforcement.

Après ces opérations on va au stade suivant :

- Tout d'abord on imprègne les tranches des tissus de verre avec de la résine puis on dépose la première couche sur la face de la cale de remplissage et la deuxième couche pour l'autre face (l'imprégnation du tissu se fait avec le nylon comme j'ai indiqué dans les étapes de réparation du panneau sandwich),

ensuite on la dépose sur la surface endommagée après que celle-ci soit chargée avec un peu de la résine.

- La troisième couche est déposée sur la cale de renforcement (sur la face poncée) puis elle est posée sur la cale de remplissage.
- On applique une compression primordiale avec la force des mains.
- On élabore la pochette par l'utilisation de la pompe sous vide pour la compression des surfaces avec la même technique citée auparavant (utilisation du nylon perforé, du tissu d'arrachage et du nylon d'étanchéité).



La figure (III-13) : Résultat de réparation

III.5. Réparation de l'entrée d'air :

Identification :

L'entrée d'air endommagée de l'avion de type A330/300 à l'extérieur de la structure.



Figure (III-14) : l'entrée d'air de l'avion A330 /300

Evaluation :

Dans ce cas la réparation se fait sur l'avion. Le dommage est une crique et sa surface est 35 x 20.

L'entrée d'air est réalisée avec un tissu de carbones. On remplit la surface avec trois couches de tissu avec de la résine.

Cette fois-ci l'éloignement d'une couche de l'autre est 3.5 cm.

- * La première couche : 35x20cm.
- * La deuxième couche : 38.5x23.5cm.
- * La troisième couche : 42x27cm.

Application : les figures ci-dessous montrent bien évidemment les étapes de la réparation :

- On teste la surface endommagée de l'entrée d'air par une tape test visuel et mécanique ensuite on ponce la surface pour éliminer la peinture et pour bien voir le dommage (profondeur, longueur et largeur).

Le ponçage est nécessaire pour l'incorporation de la résine sur la pièce.



Figure (III-15) : Ponçage.

- Après la fin du ponçage on nettoie la surface par le mek pour éliminer la poussière et la poudre résultante de la peinture.



Figure (III-16) : Résultat du ponçage

- La préparation des couches se fait avec la même technique citée auparavant c'est-à-dire avec le tissu de carbone et le nylon d'étanchéité.
- A la fin on enduit la surface poncé avec de la résine.



Figure (III-17) : Préparation des couches.

Le remplissage des couches :

- On dépose la première couche sur la surface de l'impact et on l'étale avec un rouleau dans différentes directions pour éliminer les bulles d'air qui sont des inconvénients pour les matériaux composites (altère les caractéristiques mécaniques). Après cela on pose la résine sur cette couche et on l'étale sur toute sa surface pour coller la deuxième couche.

- On dépose la deuxième couche après l'enlèvement du nylon et on applique la même méthode pour le collage.

- On fait de même avec la troisième couche de tissu de carbone.



Figure (III-18) : Le remplissage.

- On entoure le mastic le long de la réparation (son utilisation est nécessaire pour le collage du nylon d'étanchéité).

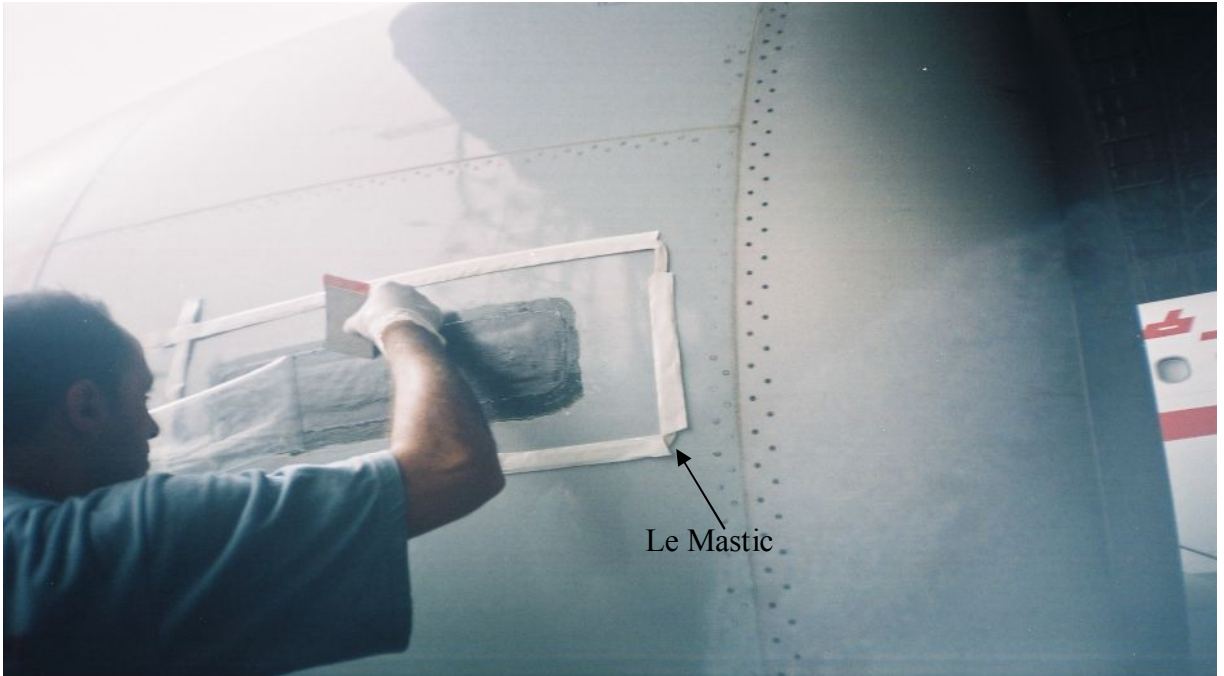


Figure (III-19) : le mastic.

- On dépose le tissu d'arrachage pour absorber la résine enduite sur la surface de la troisième couche.

Il faut que le tissu d'arrachage soit posé soigneusement sur la troisième couche avant de continuer la réparation.

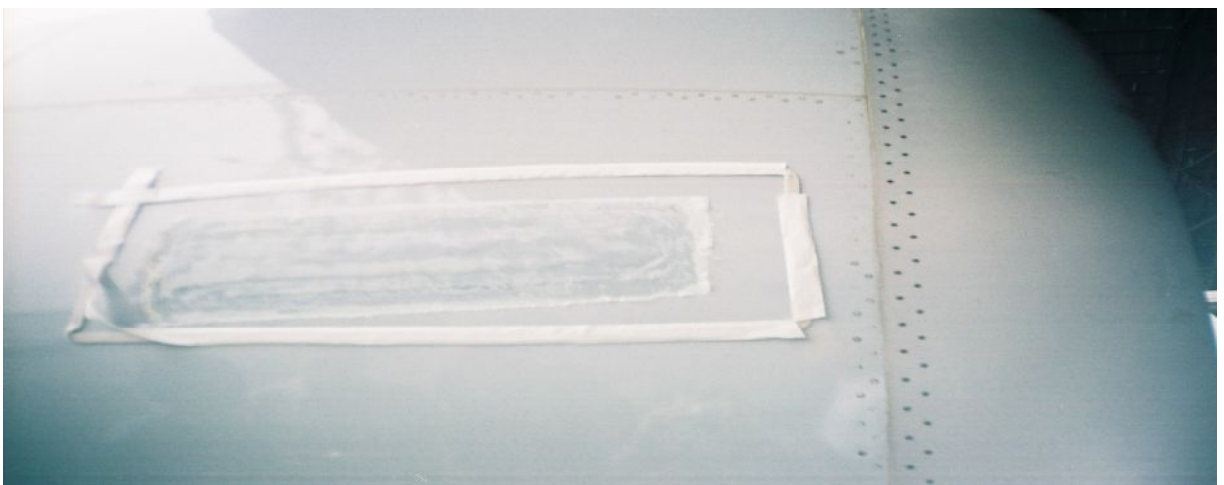


Figure (III-20) : Tissu d'arrachage.

- On dépose la Lawette (élément nécessaire pour la compression) sur le tissu d'arrachage et on la maintient avec du papier kraft comme indiquée sur la figure (III-21).

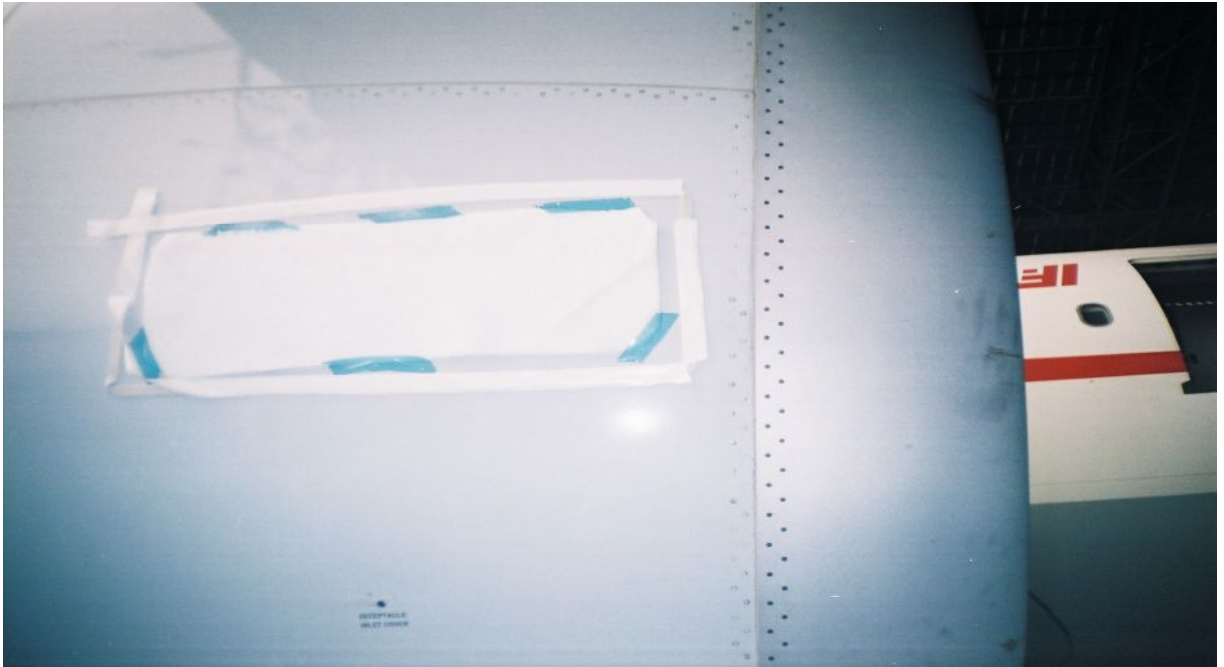


Figure (III-21): Lawette

- On dépose le nylon d'étanchéité sur la lawette et on le colle sur le mastic déposé le long de la réparation.

- Le nylon d'étanchéité à pour rôle d'isoler la pochette de l'environnement extérieure pour faciliter le refroidissement.

- On place le tuyau et la pompe sous vide pour la compression et le refroidissement de l'ensemble.

- A la fin on applique le ponçage pour une bonne finition de la pièce.



Figure (III-22) : Nylon



Conclusion

A l'issu de mon stage pratique effectué au laboratoire des matériaux composites de la compagnie d'Air Algérie, j'ai pu enrichir mes connaissances sur les matériaux composites et en particulier sur les structures sandwichs.

J'ai eu la chance d'assister à plusieurs séances de réparations (panneaux sandwichs, bord d'attaque de l'aile, entrée d'air) et en particulier les séances de réalisation et réparation du panneau sandwich auquel j'ai participé moi même.

Enfin je souhaite que ce travail enrichira la bibliothèque de notre département dans le domaine des matériaux composites et servira pour de futures promotions.



Référence Bibliographiques

1-Turbomoteur ARRIUS 1 manuel d'instruction Ref







Référence Bibliographies

- 1- **G.CHRETIE** : matériaux composites à matrice organique (1989).
- 2- **HAHN H.T** : Introduction aux matériaux composite (PDF) 1980.
- 3- **SRM** : (Structure repaire manuel) du Boeing 767/300.
- 4- **THESE P.F.E** : Les matériaux composites pour la structure d'un avion (1995-1996).
- 5- [http// : www. Wikipedia.fr](http://www.Wikipedia.fr) les matériaux composites.