

République Algérienne Démocratique Et Populaire  
Ministère de l'Enseignement Supérieur Et de La Recherche  
Scientifique

Université SAAD Dahleb de Blida  
Institut de l'Aéronautique

I . A . B

028/04



## Memoire De Fin D' Etude

Pour l'Obtention du Diplôme de Technicien Supérieur en  
Aéronautique

Option : Structure

### Thème

Réparation des Structures Aéronautique En  
Matériaux composites



Réalisé par :

M<sup>r</sup> LAOUSSADI RYAD

M<sup>lle</sup> SBAA DALAL

Promoteur :

M<sup>r</sup> BERGEUL SAID

Co - promoteur :

M<sup>r</sup> ALITSABIT

Promotion 2003 - 2004

# REMERCIEMENT

*Nous tenons à exprimer notre reconnaissance en vers nos promoteurs*

*- Monsieur BERGUEL SAID qui nous a honoré par ce sujet et qui nous a prodigué ses connaissances, conseils et encouragements .*

*-Monsieur ALI TSABIT d' AIR ALGERIE qui nous a communiqué ses savoirs dans ce domaine avec toute honnêteté .*

*Nous tenons aussi à dire un grand merci pour le maître assistant en composite DJOUDI KATHIR .*

*A toute personne de l'atelier composites ayant ,participé par son Savoir , particulièrement MOHMED , EL HADJ , YOUNESS , MOHMED TOLBA .*

*Nous tenons aussi à exprimer nos remerciements à messieurs ABASSI ABDELKADER , ET , NOUIOUA AZEDEINE qui nous ont aidé à réaliser ce mémoire .*

*Nous remercions sincèrement  
- monsieur S BOUCHOUCHI .*

*Nous tenons également à remercier tous les ingénieurs de structure qui nous ont soutenus et aidés, particulièrement MESTAPHA BOUDJELTI , KASSI , ADEL .*

*Nous remercions sincèrement les professeurs de l'institut d'Aéronautique de BLIDA qui nous ont enseignés et encouragés .*

*Nous remercions aussi , le président et les Membres du jury qui ont honoré cette soutenance .*

# Dédicaces

*A la mémoire de mes grands parents qu'ils reposent en paix*

*A ceux qui m'ont fait grandir, soutenu et aimés.*

*A ceux qui sans leur acharnement, je n'aurais pu  
être ce que je suis.*

*A vous seuls, chers parents, que Dieu vous garde,  
Je vous aime.*

*A mes frères SIDALI, ABDELKADER que je leur souhaite bien de  
réussir dans leur vie et avec beaucoup succès.*

*A ma petite sœur unique ZAHIA que je lui souhaite un bon parcours  
dans les études.*

*Ames amis TOUAD, KHALED, Fayçal, ADEL, SALIM  
AMINE, ZOUBIR, MAHREZ, NABIL et MALIKA  
SABRINA.*

*A tout mes tantes, HAMIDA, HOÛRIA, OÛHIBA, AMINA,  
OÛAHIBA, FELLA.*

*A toute la famille LAOUSSADI.*

*A celle que j'aimerais construire mon avenir avec elle RADIA.*

# Dédicaces

*C'est avec un grand plaisir que je dédie ce modeste travail à mes parents :*

*A ma très chère mère.*

*A mon très cher père.*

*Pour leur sacrifices et leur encouragements, et je leur souhaite une longue vie.*

*A mon frère « abd el basset »*

*A ma petite sœur « lynda »*

*A qui je souhaite un avenir plein de réussite.*

*A chaque membres de ma très chère famille surtout à mon oncle « Hocine » et ma tante « Afifa », sans oublier la petite « dalal ».*

*A mes chères amies : Safia, Sanâa, Inesse, Nassima, Lamia, Ilhem, Chanez, Nadia, Sabrina, Bakhta, Samira, et mes sœurs Foufa, Hanane.*

*A celui que j'estime beaucoup et qui me toujours soutenu et encourage « Farouk ».*

# PRI ACE

## Sujet :

Réparation des structures aéronautique en matériaux composites.

## Résumé :

L'objet de cette étude est de caractériser certains produits en matériaux composites couramment utilisés dans la fabrication aéronautique, comme définir les méthodes à procéder dans la réparation des pièces de structure d'aéronefs.

## Subject:

Repair structures aeronautic on matériaux composites .

## Summary:

The purpose of this study is to characterize some product on composite materiels, usually used on the aeronautical manufacture also to define the methods proceeded in repair of the parts of structure of aircrafts.

## الموضوع:

تصليح هياكل الطيران بالمواد المركبة.

## تلخيص:

موضوع هذه الدراسة هو تعيين خواص المواد المركبة المستعملة في صناعة هياكل الطيران، وكذا بالتعريف الطرق المستعملة في إصلاح مكونات الطائرات.

# SOMMAIRE

INTRODUCTION.....	01
-------------------	----

## **Chapitre I :ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE**

I -1/ Définition des matériaux composites.....	03
I-2/ Le renfort(armature)....	04
I-2-1/ Catégories des fibres .....	04
I-2-2/ Propriétés des fibres.....	09
I-2-3/ Différentes formes commerciale de fibres .....	11
I-3/ La matrice.....	15
I-3-1/ différentes types de la matrice.....	16
I-4/ Liaison matrice et armature.....	17
I-5/ choix de la matrice.....	18
I-6/ Les charges.....	19

## **Chapitre II : FABRICATION DU MATERIAUX COMPOSITES**

II-1/ Introduction.....	20
II-2/ Principe d'élaboration d'une pièce en matériaux composites.....	20
II-2-1/ Imprégnation.....	22
II-2-2/ Mise en forme.....	22
II-2-3/ Compactage.....	25
II-2-4/ Polymérisation.....	26
II-2-5/ Finition.....	30
II-2-6/ Contrôle.....	30

II-3/ Principe construction des matériaux composites.....	31
II-3-1/ Structure sandwich.....	31
II-3-2/ Structure monolithique.....	35
II-4/ Défaut de fabrication des structures composites.....	35
II-5/ Protection des structures composites.....	37
II-6/ Application de composites sur l'avion A310.....	38
II-7/ Comparaison entre la gouverne de direction A300 – 310.....	43

**Chapitre III : ENDOMMAGEMENT ET CONTROLE NON  
DESTRUCTIF**

III-1 / Introduction.....	49
III-2 / L'endommagement des matériaux composites. ....	49
III-3 / Différent types d'endommagement de matériaux composites. ....	50
III- 3-1/ Rayure.....	51
III-3-2/ Décollement.....	51
III-3-3/ Délaminage (délamination)....	52
III-3-4/Entaille.....	52
III-3-5/Enfoncement.....	53
III-3-6/ Ecaillage du composite.....	54
III-3-7/ Perforation.....	55
III-3-8/ Infiltration.....	55
III-3-9/ Rupture de nid d'abeille.....	56
III-4 / Effet de l'environnement sur le composite.....	56
III-5 / Rôle de contrôle non destructif au endommagement.....	57
III-6 / Méthodes de contrôle non destructif. ....	58
III-6-1 / L 'inspection visuelle.....	58
III-6-2 / TAP TEST (tapping).....	58

III-6-3 / Ressuage.....	59
III-6-4 / Radiographie.....	60
III-6-5 / Contrôle par ultrasons.....	65
III-6-6 / L'inspection par la thermographie.....	68
<b>Chapitre IV : REPARATION DES MATERIAUX COMPOSITES</b>	
IV-1 /Introduction .....	70
IV-2 /Différent types de réparation .....	70
IV-2-1 / Réparation provisoire .....	70
IV-2-2 / Réparation permanente.....	70
IV-3/ Les méthodes de réparations .....	70
IV-4/ Les séquences à suivre pour faire une réparation .....	71
IV-5/ Procédure de réparation .....	71
IV-6/ Réparation de matériaux composites .....	72
IV-6-1/ Réparation d'un impact dans le revêtement et le noyau (nid d'abeille) .....	72
IV-6-2-/ Réparation d'un décollement. ....	85
CONCLUSION.....	87



# Introduction

Un programme aéronautique se développe sur une moyenne d'une dizaine d'année, délai nécessaire pour étudier, tester et lancer l'industrialisation d'un avion.

Avant de concevoir un modèle nouveau, les constructeurs mènent des études exploratoires à long terme, pour but de construire des appareils plus sobres, en améliorent leur qualité aérodynamique en augmentant le rendement des réacteurs et réduisant le poids des structures. Ce dernier ne réalise qu'avec un matériau résistant, légers et économique.

Les matériaux composites assurent :

- Une bonne résistance spécifique (résistance mécanique / densité).
- Une bonne résilience (résistance au choc).
- Un haut module spécifique (module d'élasticité / densité).
- Une bonne résistance à la fatigue ainsi à la corrosion.
- Une bonne tenue à la foudre et au fluage.
- Un gain de masse de l'ordre 15% à 50%, où une réduction d'un kilogramme entraîne une diminution de la consommation en carburant d'environ 120 litres par année d'exploitation.
- Un caractère fail-safe qui permet de diminuer le nombre de pièce à assembler.

Donc à chaque fois que cela est possible les matériaux classiques sont remplacés par les composites, lorsque l'utilisation s'avère plus rationnelle.

Notre étude consiste à caractériser les matériaux composites pouvant être élaborés au sein de l'atelier structure d' AIR ALGERIE.

- Le 1<sup>er</sup> chapitre traitera les différentes définitions des composants des matériaux composites. Par ces définitions le lecteur s'imprégnera et se familiarisera avec ce matériau dont l'étude est très intéressante.
- Le 2<sup>ème</sup> chapitre traitera dans un premier plan le principe procédé de fabrication d'une pièce en matériaux composites et dans un deuxième plan les applications de ces matériaux composites dans le domaine aéronautique avec une comparaison d'une gouverne de direction entre avion A-300 et A310.
- Le 3<sup>ème</sup> chapitre présentera d'abord les différentes formes d'endommagement des composites fréquemment rencontrés dans la structure d'avion, car celui-ci ne peut être à l'abri de différentes causes de dégradations (délaminage, perforation, rayure,...etc.) et ensuite nous parlerons de principaux procédés de contrôle non destructif (C.N.D) pour les matériaux composites.
- Le 4<sup>ème</sup> chapitre traitera les méthodes procédées dans la réparation de structure aéronautique. pour que le lecteur comprenne la procédure de réparation, sur ceux nous prendrons deux exemples expérimentaux dont le 1<sup>er</sup> exemple exploitera une réparation d'un endommagement dans la structure sandwich et le 2<sup>ème</sup> exemple une réparation d'un décollement de nid d'abeille.
- Une conclusion clôturera notre étude.

# CHAPITRE 1

## Etude bibliographique



### I-1/ Définition des matériaux composites:

Un matériau composite est constitué de plusieurs composantes élémentaires, dont l'association confère un ensemble de propriétés qu'aucun des composants, pris séparément, ne possède.

Les matériaux composites sont des matériaux hétérogènes et anisotropes constitués au moins de deux parties (voir fig I-1):

- ❖ Le renfort.
- ❖ La matrice.

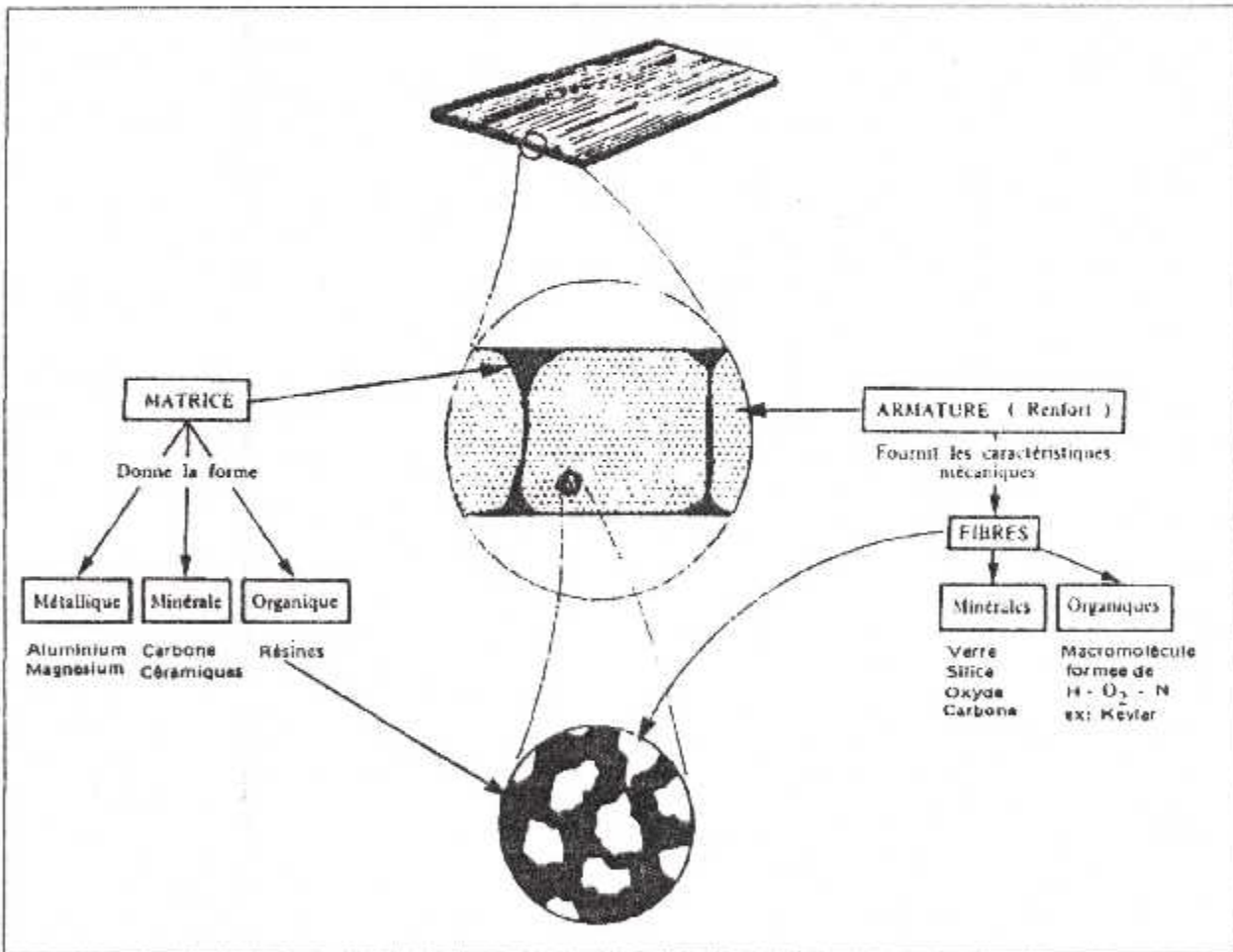


Fig I-1 : STRUCTURE COMPOSITE.



**I-2/Le renfort (armature):**

C'est l'élément qui constitue l'armature ou le squelette et qui assure les caractéristiques mécaniques au matériau composite, il est sous la forme de fibres et nids d'abeilles ( dans le cas de la structure sandwich).

**I-2-1/Catégories des fibres :**

**A-/Des fibres de verre :**

Les fibres de verres sont fabriquées à partir d'une mélange dont la base est la silice (SiO<sub>2</sub>), en faisant varier la composition de ce mélange (voir tableau suivant), on obtient différents type :

- ❖ Le verre **E** : le type le plus utilisé.
- ❖ Le verre **R** ou **S** : le verre à hautes propriétés mécanique.
- ❖ Le verre **D** : le verre à hautes propriétés diélectriques.
- ❖ Le verre **C** : le verre le plus résistant aux acides (voiles de surface).

Principaux Constituants (%)	Type de verre		
	E	D	R
Silice SiO <sub>2</sub>	53-54	73-54	60
60ALUMINE Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	14-15		25
Chaux CaO + Magnésie MgO	20-24	0,5-0,6	9
Oxyde de Bore B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	6-9	22-23	6

Les deux premiers sont de loin les plus utilisées en aéronautique . les fibres E sont utilisées pour les composites grand diffusion (GD), les fibres D pour les circuits imprimés en raison de leurs propriétés



diélectriques et les fibres R pour les composites hautes performance (HP), à cause de leurs haute résistance mécanique.

Le diamètre des fibres varie entre 4 et 12 micromètres.

#### ❖ **Fabrication :**

Le filage du verre est réalisé avec un étirage mécanique par filage à grande vitesse qui donne un fil de base, constitué de 50 à 1500 filaments plus ou moins fins.

#### ❖ **Traitement de surface des fibres de verre :**

##### **1-Ensimage des fibres :**

Les fibres de verre possèdent de très bonnes propriétés mécaniques, mais elles sont très sensibles à l'usure par frottement, verre contre verre, qui occasionne des craquelures de surface.

Les valeurs des caractéristiques mécaniques peuvent en être réduites environ deux à quatre fois.

Pour remédier à cet inconvénient les fibres sont provisoirement protégées en cours de fabrication par un film fin à base de silane, appelé ensimage. L'ensimage contribue à maintenir une bonne intégrité du fil, de plus il protège celui-ci lors des manipulations de filage et de tissage.

##### **2-Finish :**

L'adhérence matrice - fibre peut encore être améliorée par un traitement finish qui doit être compatible avec le type de résine utilisé. Ce traitement réalise des pontages chimiques entre les deux éléments.

##### **B-/Des fibres de Carbone :**

D'après l'étude théorique, la structure cristalline hexagonale du graphite montre que la résistance à la rupture est d'environ 20000 MPa et le module de Young théorique d'environ 1 200 000 MPa.



Donc théoriquement, c'est la structure qui possède les meilleures performances mécaniques. Cela explique les nombreux développements de fabrication.

Selon le mode de fabrication des fibres, on distingue deux groupes avec des propriétés plus ou moins différentes.

- les fibres à haute ténacité « HT » :

résistance à la rupture :  $\sigma = 2500 / 3100$  Mpa

résistance à la rupture :  $E = 200\ 000$  Mpa

- les fibres haut module « HM »

résistance à la rupture :  $\sigma = 2000 / 2500$  Mpa

résistance à la rupture :  $E = 400\ 000 / 700\ 000$  Mpa

le diamètre des fibres est de 1 à 10 micromètres.

#### ❖ Fabrication :

Les fibres de carbone sont fabriquées à partir d'une fibre textile acrylique, cette fibre appelée précurseur est fabriquée très soigneusement, sa qualité influencera les caractéristiques de la fibre de carbone.

Les fibres acryliques sont constituées de filaments continus et assemblés sans torsion, elles vont subir 3 à 4 traitements, (voir fig 1-2), pour obtenir les fibres désirées :

1-La réticulation ou oxydation consiste en la fusion du polymère par cette première opération consiste en la fusion du polymères par chauffage en atmosphère oxydant.

2-La carbonisation consiste à chauffer la fibre acrylique très progressivement jusqu'à 1100/1600° en atmosphère inerte.



Par ces deux traitements, on a obtenu l'élimination des atomes d'oxygène d'hydrogène et d'azote que renferme la fibre acrylique. Il ne reste que le squelette constitué uniquement de carbone. La fibre obtenue est du type haut résistance (HR).

3-La graphitisation est un traitement complémentaire qui après chauffage de la fibre jusqu'à 2000 à 3000°C permet d'obtenir une fibre de carbone haut module (HM), dont la rigidité augmente.

#### ❖ **Traitement de surface des fibres de carbone :**

Un traitement de surface est ensuite appliqué aux deux types de fibres pour améliorer la liaison matrice/fibres en oxydant légèrement la surface des fibres.

#### **C-/Les fibres d'aramide :**

Les fibres d'aramides à haute performances mécaniques sont généralement connues sous le nom de « Kevlar ».

Leur prix est relativement intéressant puisqu'il se situe entre 6 et 10 fois de celui des fibres de verre (E) à masse égale, et entre 0.2 et 0.3 fois de celui des fibres de carbone. Mais l'usinage de matériaux à base de fibres de Kevlar est très difficile.

#### ❖ **Fabrication :**

La fabrication des fibres aramides est réalisée par synthèse à moins 10°C puis par filage. Un étirage pendant le traitement thermique permet d'augmenter le module d'élasticité.

#### ❖ **Traitement de surface des fibres aramides :**

L'ensimage des fibres aramides facilite les opérations de filage et de tissage. Mais il est nécessaire de les désensimer pour améliorer l'adhérence de la résine.

Le tissu ainsi obtenu est appelé « tissu écru » ou « tissu désensimé ».



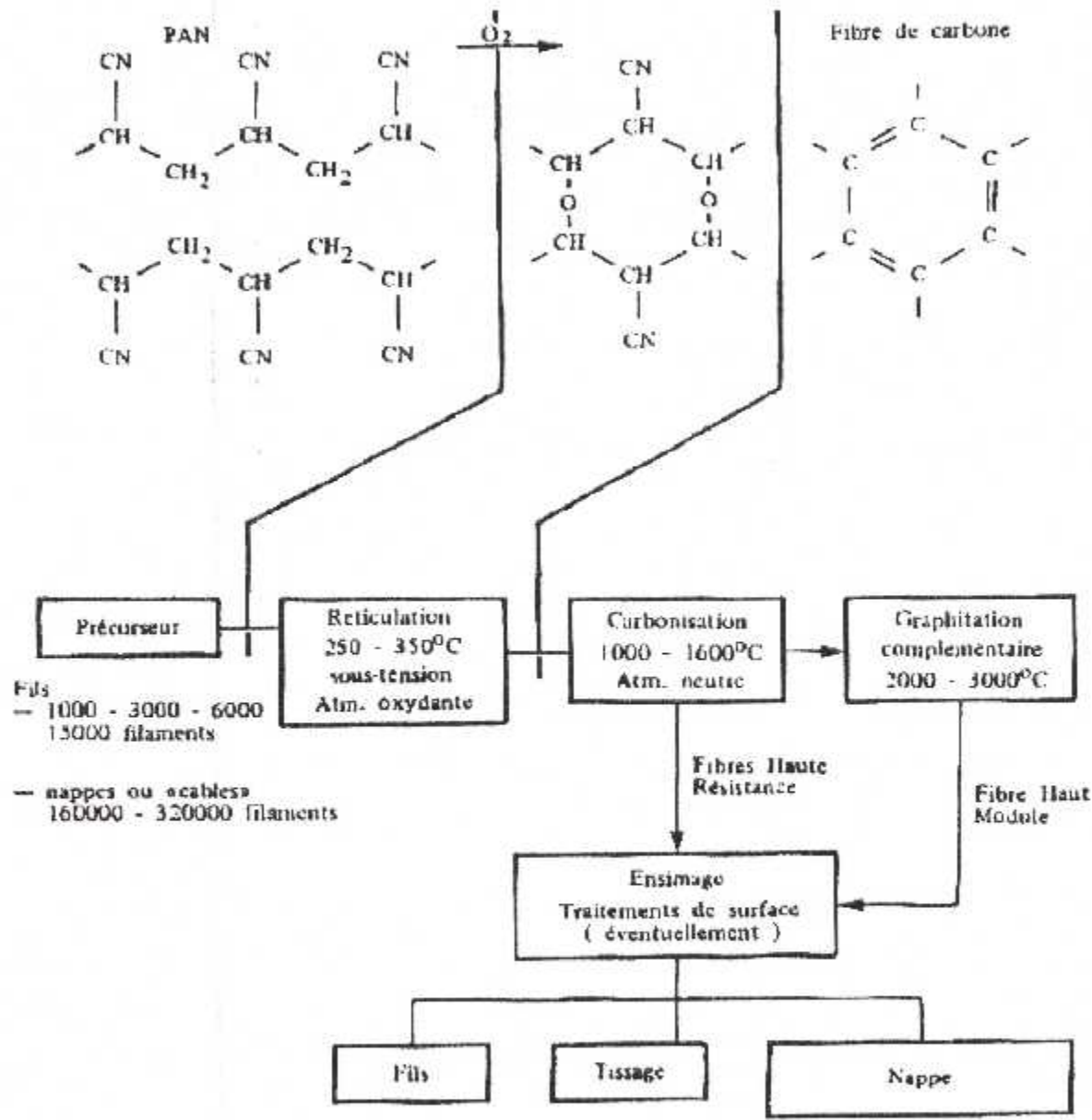


Fig 1 2 :PRINCIPE DE FABRICATION DES FIBRES DE CARBONE



## **I-2-2/ propriétés des fibres :**

Dans le domaine aéronautique le choix d'un matériau relève de plusieurs facteurs qu'il faut étudier de façon à optimiser les propriétés mécaniques et chimiques. Donc, l'étude des propriétés de chaque type de fibre est importante.

### **A/Propriétés des fibres de verre :**

#### **❖ Avantages :**

- Rapport performances mécaniques/prix très intéressant.
- Possibilité de bonne adhérence avec toute résine .
- Résistances intéressantes a température élevée.
- Bonnes propriétés diélectrique .
- Bonne résistance a l'humidité et la corrosion .

#### **❖ Limites d'utilisation :**

- Performante mécaniques spécifiques moyennes (comparés a celles des fibres de carbone, par exemple).
- Fibre trop souple.

### **B-/ Propriétés des fibres de carbone :**

#### **❖ Avantages :**

- Excellentes propriétés mécanique ; elles apportent aux matériaux une résistance a la rupture très grande aussi bien en traction qu'en compression , et une rigidité très importante.
- Très bonne tenue en température en atmosphère non oxydante.
- Bonne conductibilité thermique et électrique (comparée aux autres fibres).
- Excellente résistance a l'humidité.
- Bonne usinabilité des matériaux renforcés avec ces fibres.
- Densité faible .



### ❖ Limites d'utilisation :

- Prix encore relativement élevé .
- Précaution a prendre lors de la mise en œuvre (fibre cassantes).
- Tenue au choc faible .
- Mauvaise tenue chimique avec :
  - L'oxygène a partir de 400°C
  - Les acides oxydants a chaud.
  - Les métaux pouvant former des carbures (corrosion galvanique).

### C/Propriétés des fibres d'aramides :

#### ❖ Avantage :

- Résistance spécifique a la rupture en traction excellence.
- Faible densité
- Excellente absorption des vibrations
- Très bonne résistance aux chocs et a la fatigue
- Bonne résistance chimique ( sauf acides et bases forts).

#### ❖ Limite d'utilisation :

- Très faible résistance a la compression
- Reprise d'humidité assez importante.
- Faible adhérence avec les résines d'imprégnation.
- Sensibilité au U.V .
- Usinabilité délicate des matériaux renforcés.
- Ne fond pas , mais se décompose a 400°C



➤ On représente ces propriétés en chiffre dans le tableau suivant :

Fibre	densité	Résistance à la traction ( $\delta r$ :Mpa)	Résistance spécifique ( $\delta r / \rho$ )	Limite élastique A%	Module de young (E:Mpa)	Module spécifique (E/ $\rho$ )
Carbone HR	1.77	2800	1580	1	270000	152500
Carbone HM	1.94	2100	1080	0.5	400000	206180
Aramide	1.45	3100	2000	2	130000	89650
Verre E	2.55	2200	860	3	78000	35000
Verre R	2.55	3500	1370	2.5	85000	29420

Compte tenu de la grande souplesse des fibres de verre et des propriétés mécaniques médiocres du kevlar en compression, le choix du carbone s'impose dans les pièces de structure primaire.

Les composites aramide HM seront utilisés dans les cas de pièces travaillant à la traction pure (ex : réservoirs bobinée, câbles) ou dans des structures secondaires comme le sont les composites à base de fibre de verre.

### I-2-3/Différentes formes commerciales de fibres :

On trouve les fibres sous différentes formes commerciales :

#### A-/Stratifil (ou roving) mèche.

Les filaments sont assemblés sans torsion.

#### B-/Fil simple

Les filaments sont assemblés par torsion

#### C- /Mats :

Ce sont des fibres discontinues ou bien des fils de base, coupés à des longueurs de 3 à 30 mm qui servent à renforcer les résines. On distingue :



1-Mats a fil coupés : disposés sans aucune orientation préférentielle et maintenue ensemble par un liant.

2-Mat de surface : c'est une couche mince et compacte de fibres discontinues. Il est utilisé comme revêtement.

3-Mat aiguilleté c'est un ensemble déformable, constitué de fils de base enchevêtrés entre eux ou bien au travers d'un support.

#### **D-/Tissus :**

Les tissus sont constitués par des fibres disposés selon deux direction perpendiculaires. Une direction dite de chaîne, et l'autre de trame (voir fig I-3).

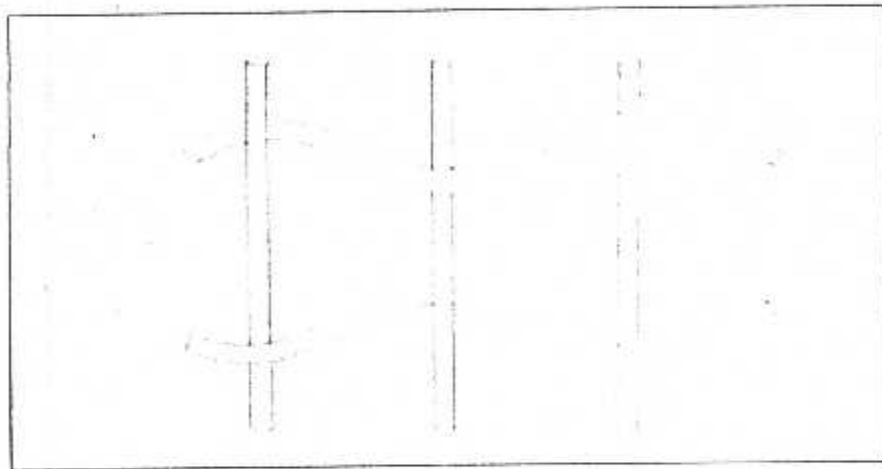


Fig I-3 :L'ARMURE DU TISSU

A partir d'entrecroisement des chaînes et trames on distingue plusieurs types de tissage :

#### **❖ Toile ou taffetas :**

Dans ce monde de tissage, la chaîne et la trame s'entrecroisent alternativement (voir fig I-4 ). C'est une armure simple, stable et peu déformable.

Les propriétés de ce tissu sont presque identiques dans les deux directions .



Fig I-4 :TOILE OU TAFFETAS

### ❖ Satin :

Le fil de trame n'entrecroise pas tous les fils de chaîne, pour cela, il existe plusieurs types d'armures satin chacune d'elle est définie par un numéro.

On cite par exemple, un satin de 8, ou un fil de trame n'entrecroise qu'un fil de chaîne sur 8 (voir fig I-5).

C'est un tissu très déformable car les points de croisements étant moins nombreux, ce qui donne un taux d'ondulation faible, moins de résistance au cisaillement et de meilleures performances en traction et en réflexion



Fig I-5 :SATIN



### ❖ Sergé :

C'est une armure qui offre l'avantage d'avoir un tissu à la fois souple et dense dans cette armure, les fils de trame passent au dessus de deux fils de chaîne puis au dessous de deux fils de chaîne successifs (voir fig I-6).

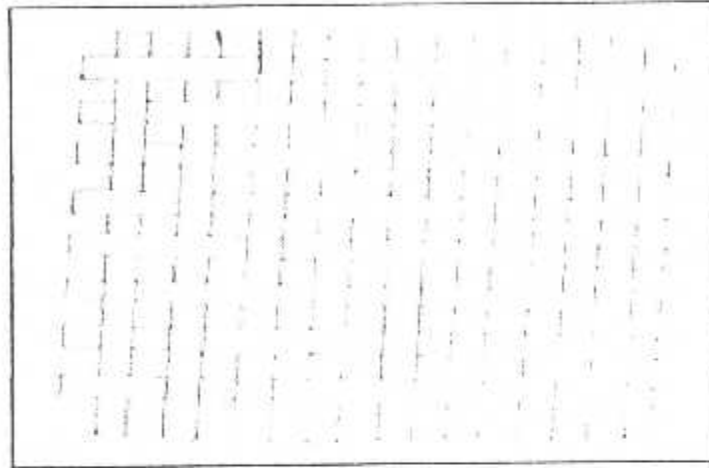


Fig 1-6 :SERGÉ

### ❖ Haut module :

Deux nappes de fils, superposées sans entrecroisement, liées entre elles par une armature (chaîne et trame) de fils fins qui n'intervient pas sensiblement dans les performances du tissu(voir figI-7). On note que les effets de cisaillement sont supprimés à cause de l'absence d'entrecroisement, ce qui nous donne un tissu très performant mais coûteux à réaliser

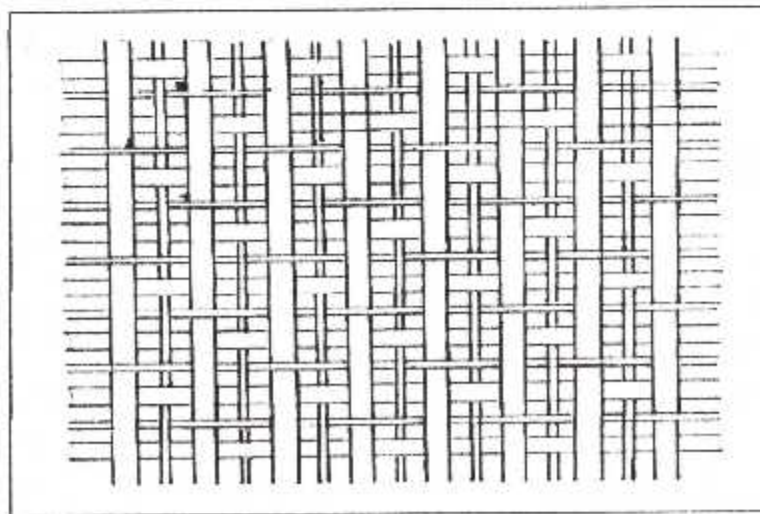


Fig 1-7 :HAUT MODULE



**E-/Nappe unidirectionnelle(UD) :** c'est un tissu qui ne possède pas de trame, les chaînes sont maintenues entre eux par des fils fins (voir fig I-8).

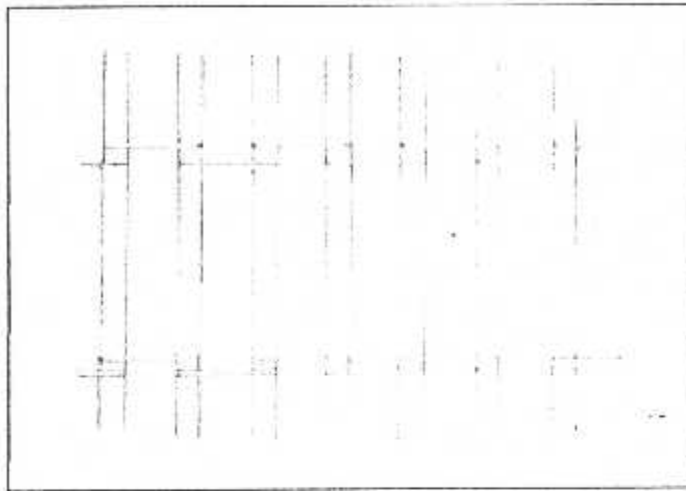


Fig I-8 :NAPPE UNIDIRECTIONNELLE

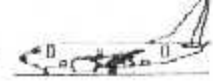
### **I-3/La matrice :**

Le rôle de la matrice est d'assurer une liaison efficace entre les fibres (éléments de renforcement), de transmettre et répartir les efforts, de les protéger vis – à – vis des agents agressifs et enfin de donner la forme finale de la pièce.

Principales caractéristiques de la matrice :

- ❖ Bonne limite élastique pour que les fibres supportent le maximum des efforts retransmis sans déformation permanente.
- ❖ Bonne résistance aux chocs (résilience)
- ❖ Bonne résistance aux agents chimiques et atmosphériques.
- ❖ Bonne tenue au vieillissement.





### I-3-1/ Différent types de matrice :

La matrice peut être :

- ❖ Organique.
- ❖ Minérale.
- ❖ Métallique.

**A-/Les matrices organiques (résineuses) :** il existe deux types de matrices :

**1- Matrice de type thermoplastique :** la plasticité nécessaire à la mise en forme est obtenue à volonté par simple chauffage de la matrice, elle reprenant sa rigidité lors du refroidissement. Cette particularité permet leur emploi pour des applications en très grand série.

L'utilité de ces résines est limitée, car leur emploi est plus délicat et nécessite d'opérer à une température très élevée.

Elle présente plusieurs avantages :

- Une mise en œuvre rapide par thermo-soudage.
- La re-transformation.
- Une meilleure ténacité que les résines thermodurcissables.

**2- Matrice de types thermodurcissable :** la mise en forme est effectuée impérativement avant l'étape de polymérisation au cours de laquelle la matrice devient de façon irréversible rigide. Ces résines sont caractérisées par :

- Bonne stabilité thermique.
- Bonne propriétés mécanique
- Prix élevé

Le produit couramment utilisé sont à base de résine époxyde ou phénolique.



❖ **Résine Epoxyde** : Ce sont les plus utilisées dans l'industrie aéronautique, elle est caractérisée par son faible retrait au moulage (0.5% environ), et de bonnes propriétés mécanique. Elle gardent d'excellentes caractéristiques jusqu'à une température de +70°C.

❖ **Résine phénolique** : Ces résines possède une bonne résistance aux températures. Leur température d'utilisation peut atteindre 200°C avec des points à 500°C.

La résistance au feu de ces résines est excellente elles sont auto extinguisibles et les gaz dégagés lors de leur combustions ne sont pas toxiques.

**B- Les matrices minérales** : Permettent d'atteindre des hautes températures carbure de silicium, carbone.

**C- Les matrices métalliques** : Malgré une densité (par rapport à l'eau) importante, elles présentent de propriétés intéressantes pour la réalisation de pièce soumise à des frottements.

Ex : Alliage d'aluminium, eutectique orientés, ....

**Note** : Les matrices minérales et métallique sont peu utilisées ou en développement, ces matrices ne sont pas encore employées en aéronautique.

#### **I-4/ Liaison matrice et armature :**

La liaison entre fibres et matrice est créée pendant la phase d'élaboration du matériau composite a une influence fondamentale sur les propriétés mécanique de ce dernier.

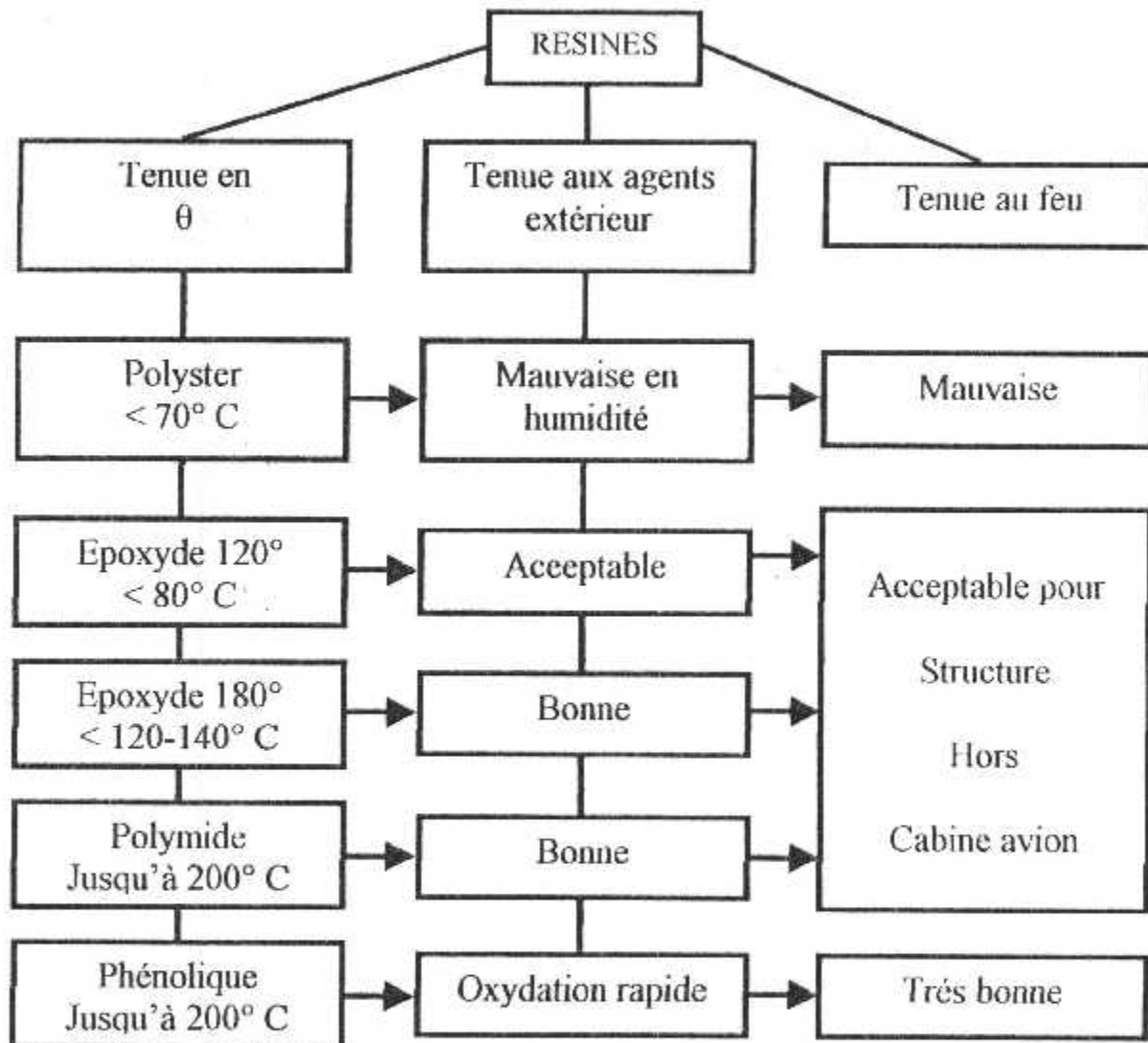
On observe cette augmentation des caractéristiques uniquement si la liaison matrice/armature est d'excellente qualité d'où la nécessité d'employer des fibres ayant subi un traitement spéciale.



**I-5/Choix de la matrice :**

Le choix de la matrice dépend de l'utilisation à la quelle est destinée le matériau composite.

On peut résumer les conditions de ce choix de résines dans le schéma suivant : (schéma I-1)



SCHEMA I-1 : CHOIX DE LA MATRIE



## I-6/ Les charges :

Sont des éléments de dizaines de millimètre de diamètres. Elle sont additionnées à la résine pour apporter des propriétés particulières ou complémentaires.

Les caractéristique modifiées par la résine sont :

-L'augmentation des caractéristiques mécaniques de la résine par addition de charges renforçantes.

-L'amélioration des propriétés isolantes.

L'amélioration des propriétés conductrices.

-La diminution de la densité par addition de charges renforçantes très légers.

-La diminution du coût du produit par emploi de produit bon marché.

On regroupe ces charges on deux :

❖ Microbilles (charge renforçante) : ce sont des microbilles de verre creuse, sphères de 10 à 150 microns de diamètre, qui régularisent la répartition des efforts et évitent les concentrations de contraintes.

Elle présentent les avantages suivants :

-Très faible densité (0.1 à0.4).

-Inertie chimique.

-Faible rapport surface/volume permettant de réaliser des taux de charge élevés .

-Accroissement de la rigidité et de la tenue en compression

D'autre part, les inconvénients :

-Usinage difficile.

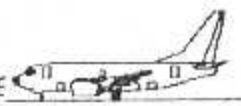
-Fragilité en fonction du taux de charges.

❖ Le talc, la craie, l'oxyde de titane...

Le talc et la craie ( $\text{CaCO}_3$ ) sont les deux charges les plus utilisées en raison essentiellement de leur coût modique.

## CHAPITRE 2

# Fabrication des matériaux composites



## II-1- / Introduction :

Le but de tous les constructeurs est de produire des éléments sûrs, fiables et compétitifs sur le plan économique.

C'est-à-dire l'importance des couplages qui lient dans l'entreprise le concepteur aux moyens de calcul, d'essais et de fabrication. Pour ce qui concerne les pièces en matériaux composites, ces couplages sont encore plus étroits qu'en construction traditionnelle.

Une nouvelle procédure de fabrication exige un atelier bien spécifié, où le stockage se fait à basse température et sous une atmosphère contrôlée, pour pouvoir conserver toutes les caractéristiques mécaniques et chimiques qui ont été conçues aux matériaux composites. De plus une opération de déstockage est nécessaire avant chaque utilisation, donc la réalisation d'une pièce composite nécessite un compromis optimal entre les données structurales et le niveau de qualité requis.

Les phases d'élaboration du matériau composite intègrent des opérations d'usinage, de contrôle qui sont autant d'étapes vitales dans la fabrication de ces pièces.

## II-2- / Principe d'élaboration d'une pièce en matériaux composite :

Il existe différents procédés mais le plus utilisé est le procédé par moulage ou les principales opérations d'une mise en forme sont rappelées dans le schéma suivant (fig.II-1) :

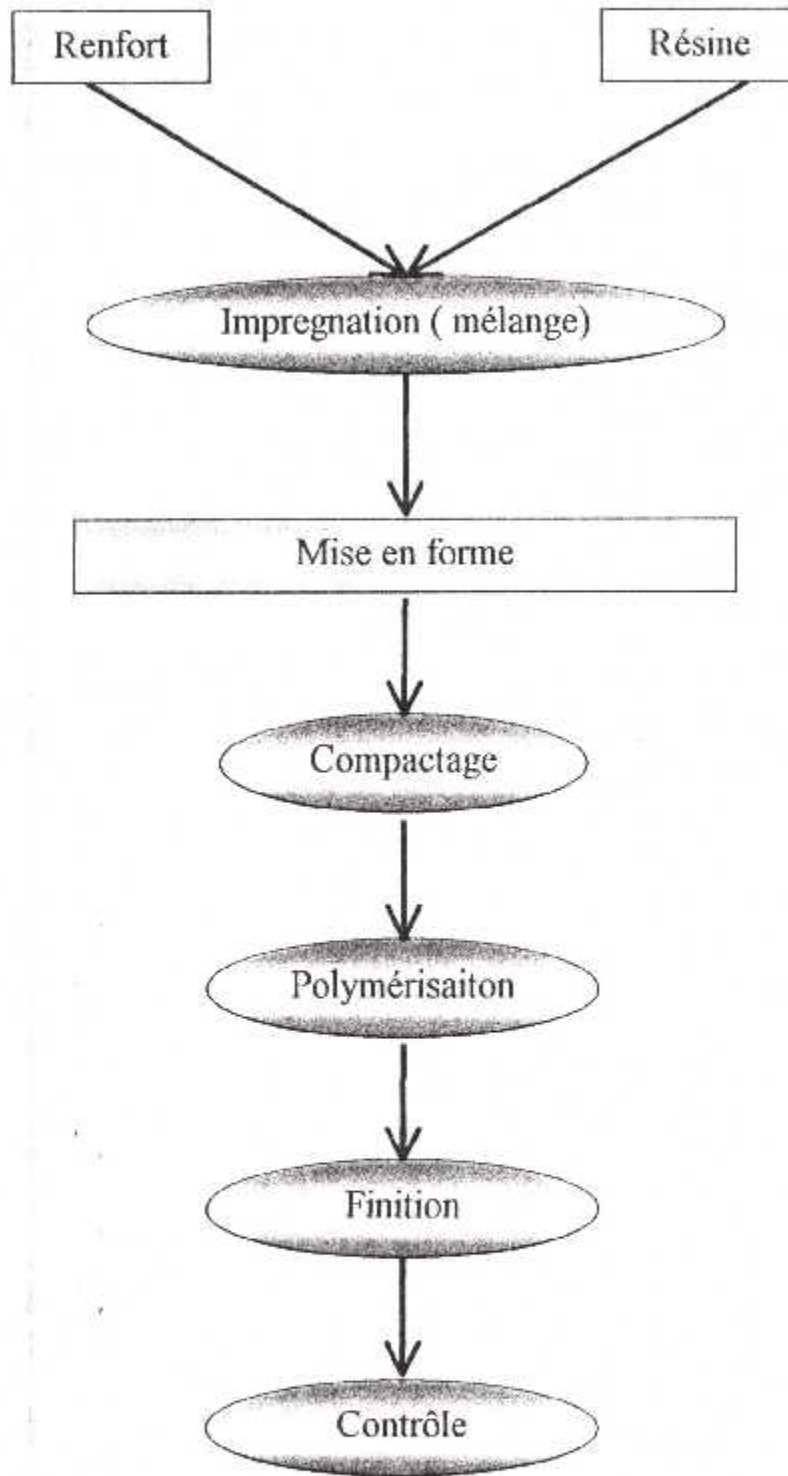
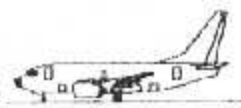


Fig II-1 :PRINCIPALES ETAPES DE FABRICATION



### II-2-1- / Imprégnation :

Un pré-imprègne est un mat ou tissu avec un pourcentage de résine bien déterminé entre 35% et 65%.

Le schéma suivant présente le principe de l'imprégnation, les tissus obtenus sont protégés sur une ou deux faces par un film plastique qui facilite leur manipulation, leur conservation doit être à basse température moins de 20°C, pour arrêter la polymérisation de la résine.

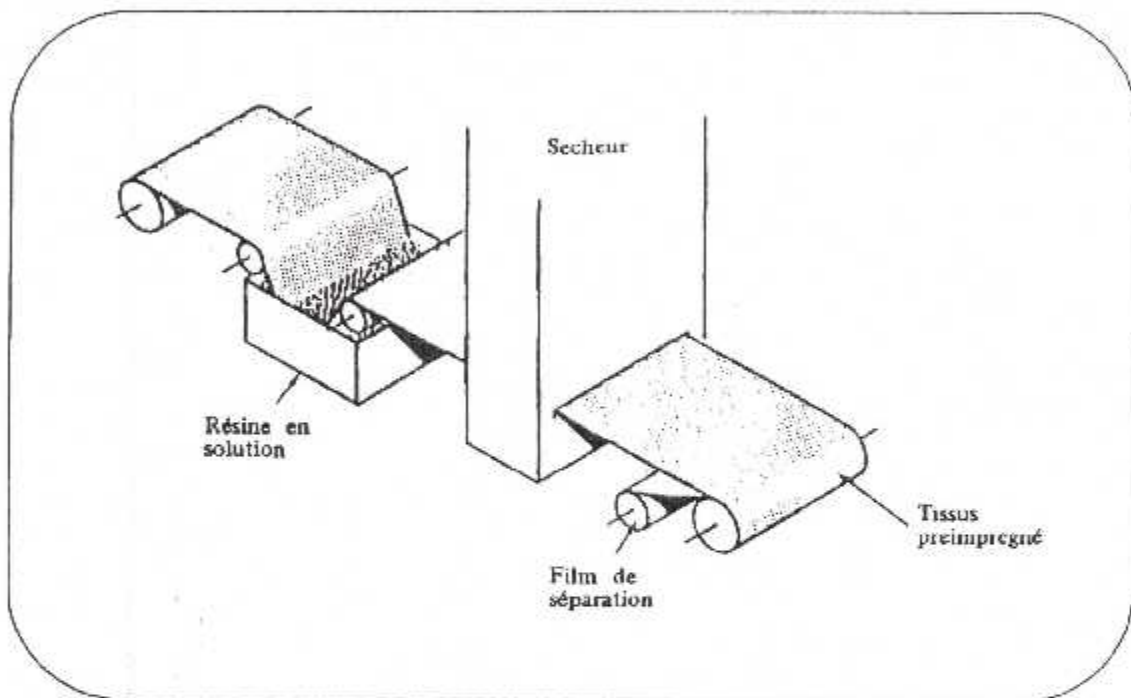


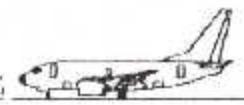
Fig II-2- : PRINCIPE DE PRE-IMPREGNATION

### II-2-2- / Mise en forme :

Dans cette étape il s'agit de réaliser la forme de la pièce, en aéronautique nous avons deux mise en forme :

- Le bobinage des fibres, ce procédé de fabrication permet disposés à l'extérieur d'un moule mise en rotation (voir fig II-3).





Le renfort est disposé soit perpendiculairement à l'axe de mandrin (enroulement circonférentiel), soit en faisant un certain angle avec cet axe (enroulement hélicoïdal).

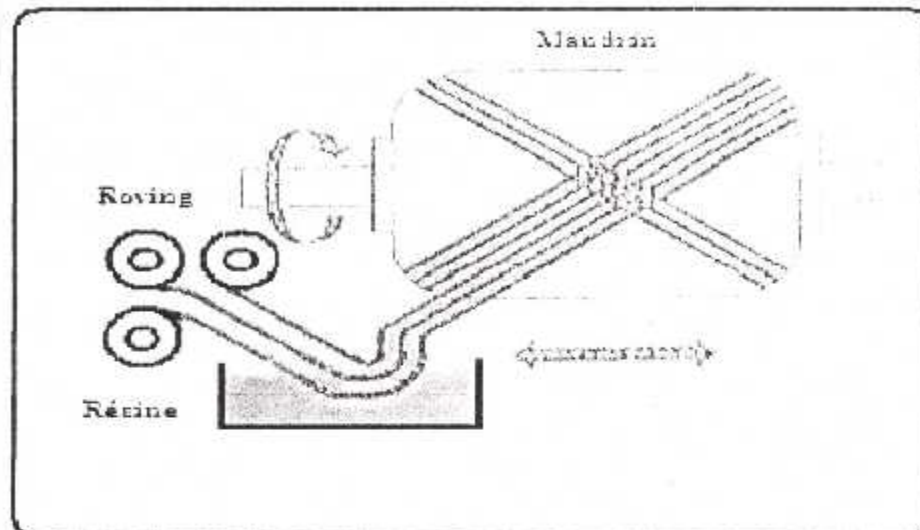


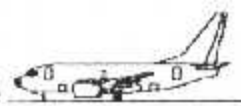
Fig II-3 : BOBINAGE

➤ Le drapage de nappes unidirectionnelles ou de tissus : cette technique consiste à disposer les plis ( nappes ou tissus ) prédécoupés et pré-impregnés sur un outil de dérapage en forme ou à plat, en respectant les angles d'orientation de chaque couche.

Le choix des orientations des différentes couches permet d'attribuer à la pièce des propriétés mécaniques isotropes ou anisotropes, en fonction des efforts qu'elle devra supporter.

Les orientations des fibres ( cas des nappes) les plus fréquentes correspondent à des angles de  $0^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $90^\circ$  et  $135^\circ$ .

De plus, les plaques planes comportent généralement une symétrie miroir de façon à éviter des symétries de contraintes internes d'origine



thermique, ainsi d'éviter des déformations de pièce (violemment, gauchissement)(voir figII-4).

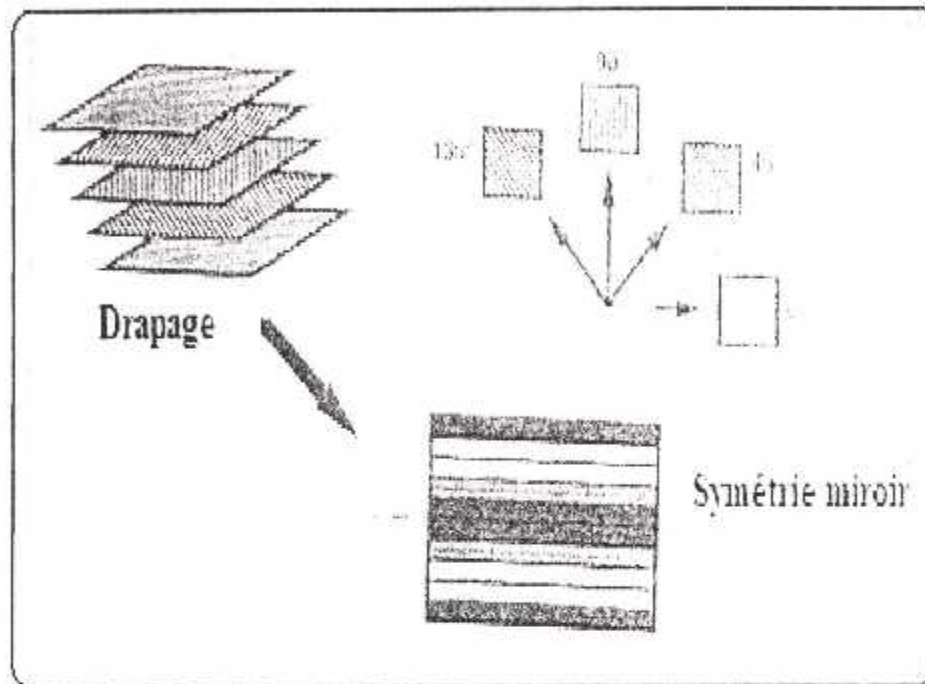
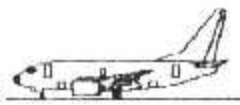


Fig II-4 : DRAPAGE

**Remarque :**

- Lors de drapage, chaque découpe est appliquée avec sa protection séparatrice, donc il nécessite de retirer le séparateur avant la déposer du pli suivant.
- La manipulation des pres-imprégnés et les résines lors de drapage doit s'effectuer avec des gants blanc de coton Parce Qu'ils ont irritants pour la peau et sont manipulation à main nue altère leurs caractéristiques.



### II-2-3- /Compactage :

La création de pièces à partir de tissus ou bandes pré imprégnées s'effectue réellement lors de l'opération de dépose qui assure le positionnement et l'empilage des plis sur un outillage. La pièce se constitue ainsi de façon constructive par ajout de matière s'effectuant par superposition de couches successives sur l'outillage (voir fig II-5) :

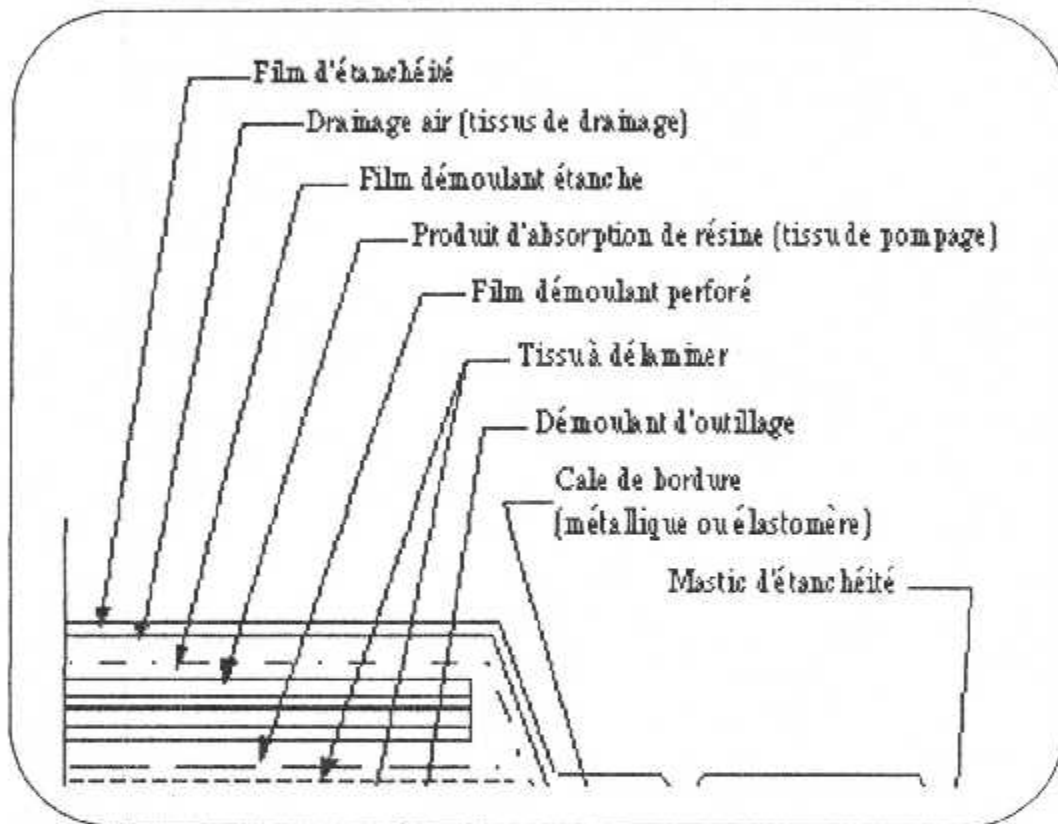


Fig.II-5- LES DIFFERENT PRODUITS UTILISES ET LEUR POSITION DANS L'EMPILEMENT

Pour mieux démouler la pièce un tissu appelé démoulant d'outillage est placé entre la pièce et l'outillage. Lorsque les découpes ont été posées sur l'outillage, la pièce est placée sous vide à l'aide de vessies, afin que la pression atmosphérique permette de compacter les différentes



couches entre elles. Pour pouvoir faire correctement le vide, il est nécessaire d'interposer un tissu de drainage entre la vessie, et de poser un joint d'étanchéité entre la vessie et l'outillage. Il est également nécessaire de placer un séparateur (film démoulant) entre le pré imprégné et le film d'étanchéité(vessie).

Enfin, à fin d'absorber les excédents de réaction de résine on utilise des tissus de pompage.

#### II-2-4- / Polymérisation :

L'élaboration d'une pièce en matériau composite impose de déterminer et de maîtriser l'ensemble des paramètres pression, température, temps durant tout le cycle polymérisation(voir fig II-6).

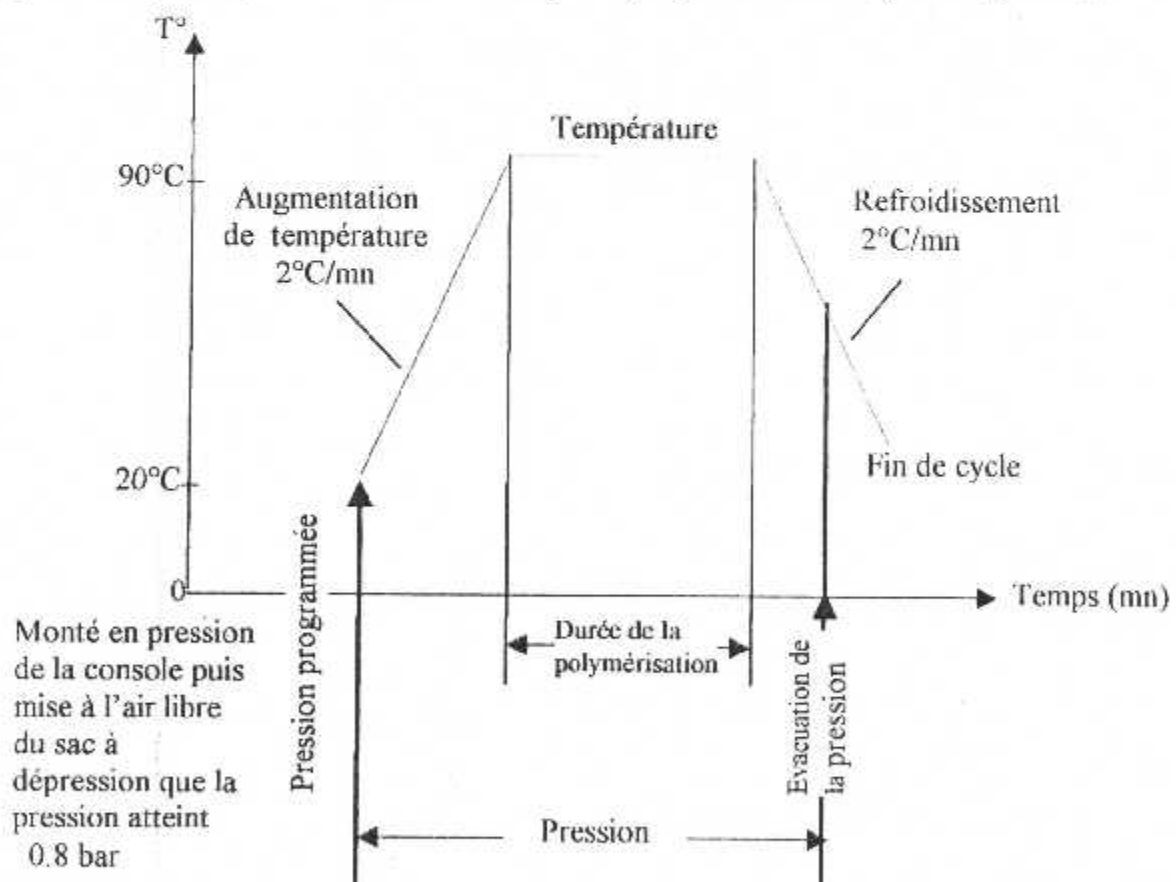


Fig II-6 :Cycle de polymérisation



On désigne par la polymérisation la réaction chimique conduisant la résine à se solidifier, cet opération se fait à l'aide d'une machine nommée la console « ANITA 8501 ».

### **A-/ Présentation générale de la console :**

C'est une machine ayant pour rôle d'assurer la pression et la température lors de la polymérisation. Ces deux paramètres sont essentiels pour la fabrication des composites.

La console est constituée comme suit (voir fig-II-7) :

- ❖ Un corps principal coiffé de 2 couvercles à l'avant et à l'arrière. Les deux couvercles sont montés sur les charnières. Le couvercle de face avant est retenu par deux compas et supporte une plaque où est monté le terminal de dialogue. Le couvercle arrière sert d'emplacement de stockage des accessoires. La couverture présente la face arrière du coffret dont le démontage donne accès aux équipements.
- ❖ Les équipements de raccordement et de visualisation sont montés sur la face avant.
- ❖ Les équipements sont classés en quatre catégories :
  - Équipement pneumatiques.
  - Équipement de puissance électrique.
  - Équipement électronique.
  - Équipement de dialogue.
- ❖ Les équipements pneumatiques sont tous montés sur la face avant.



- ❖ Les équipements de puissance électrique sont tous câblés sur une platine, montée horizontalement à l'intérieur du coffret.
- ❖ Les équipements électroniques sont montés avec leur alimentation sur la face arrière.
- ❖ L'imprimante est montée en façade sur la face avant du coffret et le terminal de dialogue sur une plaque fixée dans le couvercle frontal.

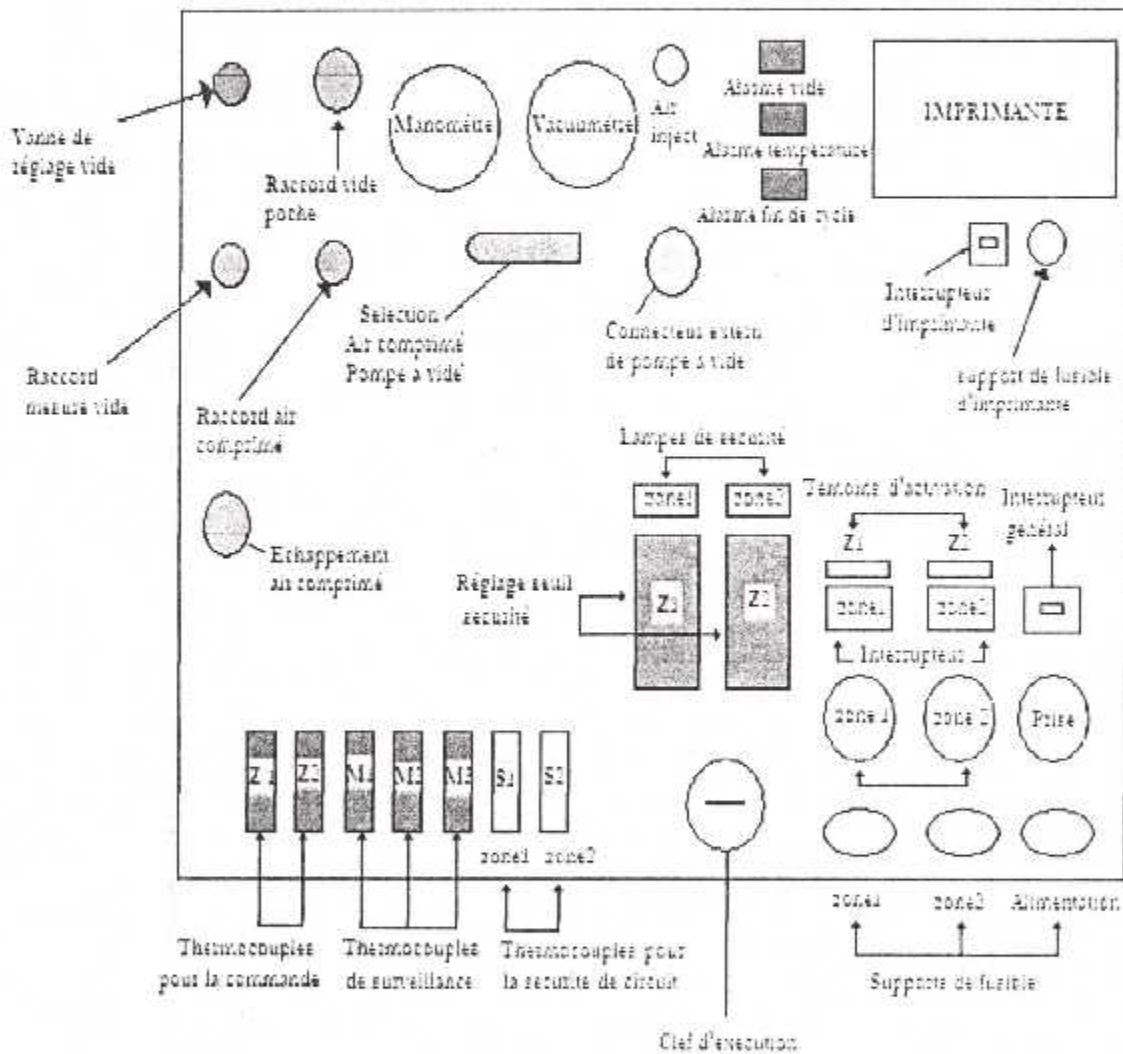


Fig. II-7 : la console



### B-/Les accessoires de la console sont :

Tapis chauffant : assure la température sur toute la surface à fabriquer ou à réparer.

- ❖ Deux (2) pipettes : l'une pour assurer le sous -vide et l'autre pour le contrôle.
- ❖ (sept) 7 thermocouples :
  - deux pour la régulation.
  - trois pour la mesure de la température.
  - deux pour la sécurité.

### C-/Programmation de la console :

A l'aide d'un terminal la console est programmée pour l'exécution des cycles de cuisson de résine ou les différents paramètres d'application sont schématiser dans le tableau suivant :

PARAMETRES A PROGRAMME	UNITES
N° IDENTIFICATION DE CYCLE	
TEMPERATURE LIMITE DE LA CONSOLE	°C
ECART D'ALARME AUTOUR DE LA CONSIGNE	°C
NOMBRE DE SEGMENT(0-12)	
DUREE DE SEGMENT 1	mn
TEMPERATURE FIN SEGMENT 1	°C
DUREE DU SEGMENT 2	mn
TEMPERATURE FIN SEGMENT 2	°C
DUREE DU SEGMENT3	mn
TEMPERATURE FIN SEGMENT 3	°C
CONSIGNE DE VIDE	bar

Tableau I-1 : programmation de la console

Avec :

°C : Degré Celsius

mn : minute.



### II-2-5- / Finition :

Consiste à effacer les empreintes provoqué par les produits d'environnement.

Un égrètage sur une profondeur de 0.03 mm permet de supprimer les empreintes sans risque d'attaquer les fibres.

Les méthodes utilisées sont :

- L'abrasion souvent manuellement à l'aide du texture scotch-brite
- Le sablage pour les pièces qui se vont rassembler par collage.
- Le masticage pour les pièces qui seront peintes simplement.

D'autre part, une opération d'usinage est effectuée pour supprimer le défaut éventuel après polymérisation :

- Le détournage pour enlever le surplus de résine.
- L'ébavurage (cassage d'angle), il est nécessaire pour supprimer les éventuelles bordures coupant (voiles fin de résine).

### II-2-6- / Le contrôle :

- Un contrôle destructif est effectuée sur un jeu d'éprouvette ayant subi le même cycle de collage.
- Un contrôle non destructif par résonance peut être également effectué sur la pièce.
- La lecture de la bande d'enregistrement de la console permet de connaître les anomalies éventuelles survenues au cours du cycle.





## **II-3-/ Principe construction des matériaux composites en aéronautique :**

En aéronautique deux grandes principes constructions déjà utilisé pour les matériaux composites.

- ❖ Structure sandwich.
- ❖ Structure monolithique.

### **II-3-1-/ Structure sandwich :**

La diversité des plastiques utilisables, leur propriété la possibilité de les modifier, de les adapter et la facilité de les mettre en œuvre font que les structures sandwich entièrement en matière plastique constituant une des solutions qu'il faut sérieusement prendre en considération dans un travail de conception.

Un matériau sandwich est formée d'une âme légère (mousse ou nid d'abeilles) placée entre deux peaux(voir fig II-8).

Le collage de ces deux constituants donne une structure qui a une grande rigidité et légèreté.

Les peaux, généralement, de faible épaisseur (0.3 à quelque millimètre) pouvant être constituées de tôles métallique de structure composite stratifiées.

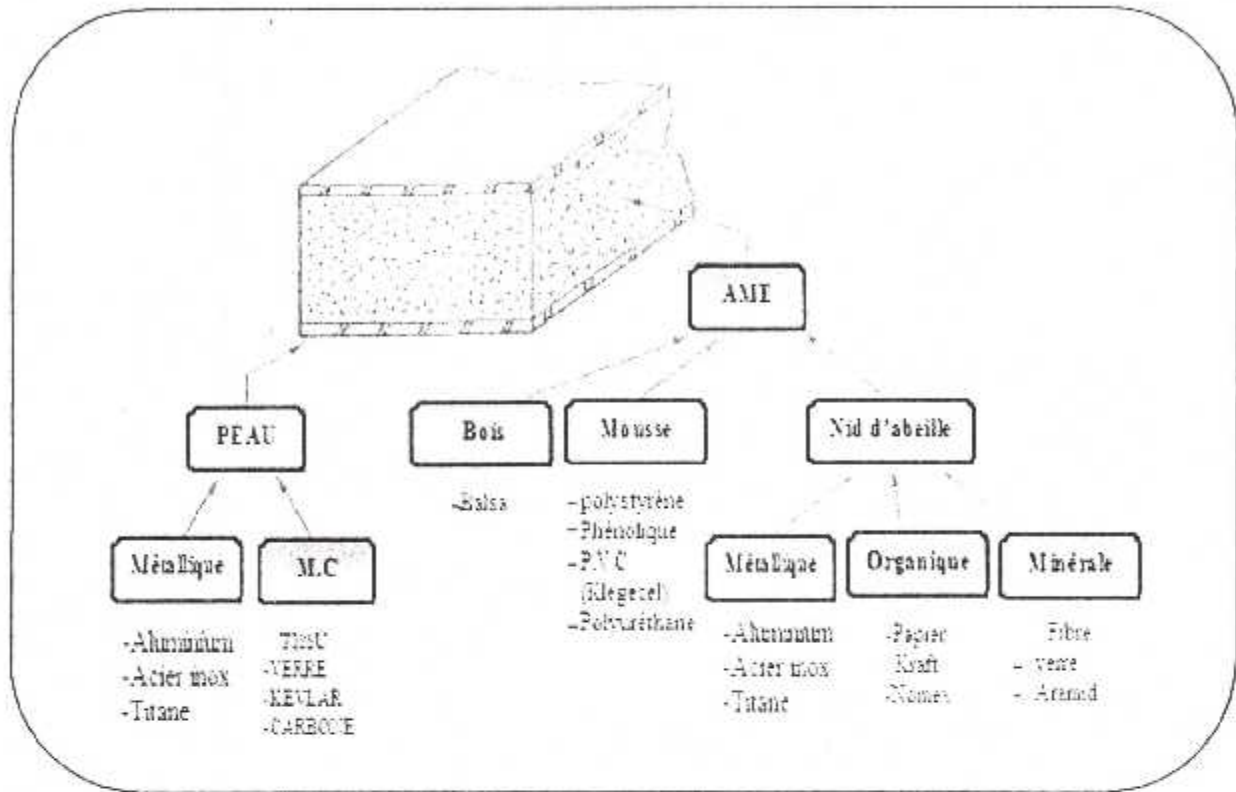


Fig.II-8- : STRUCTURE SANDWICH

**a- /Fabrication sandwich :**

Les structures nid d'abeilles sont fabriquées par formage, ou plus généralement par expansion (voir fig.II-9)

Dans le cas du formage, des bandes minces de matière passent entre deux rouleaux qui leurs donnent une forme ondulée. Ces bandes ainsi formées sont empilées de façon à constituer un bloc en nid d'abeilles puis collées.

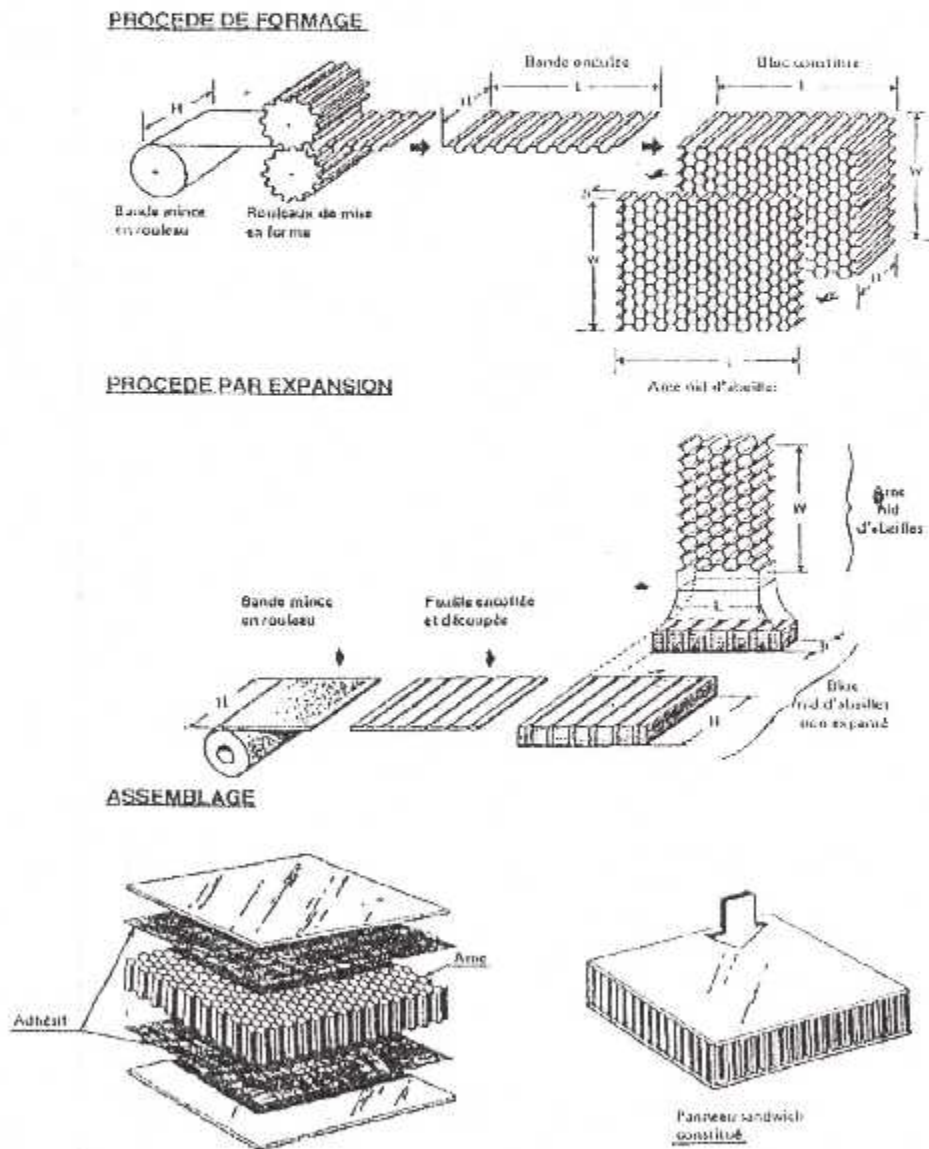
Dans le cas de l'expansion, des lignes de colle sont déposés sur le rouleau à intervalle régulier.



On découpe des bandes et on les empile, les unes sur les autres, avec un décalage approprié ensuite par polymérisation s'effectue le coulage.

Par un étirement dans le sens perpendiculaire au rouleau, on obtient la structure nid d'abeilles.

**Remarque :** Le collage consiste une polymérisation en console, ou à la presse chauffante (surface plane).



FigII-9 : FABRICATION S'STRUCTURE SANDWICH



**b- / Référence de nid-d'abeilles :**

En aéronautique les nids d'abeilles (voir fig II-10), sont désignées par des codes dont le premier code désigne le matériau de fabrication suivi par un autre code désignant le diamètre de la cellule en (millimètre), de plus un code désigne l'épaisseur de la feuille ou le matériau utilisé en (micron).

**Exemple :**

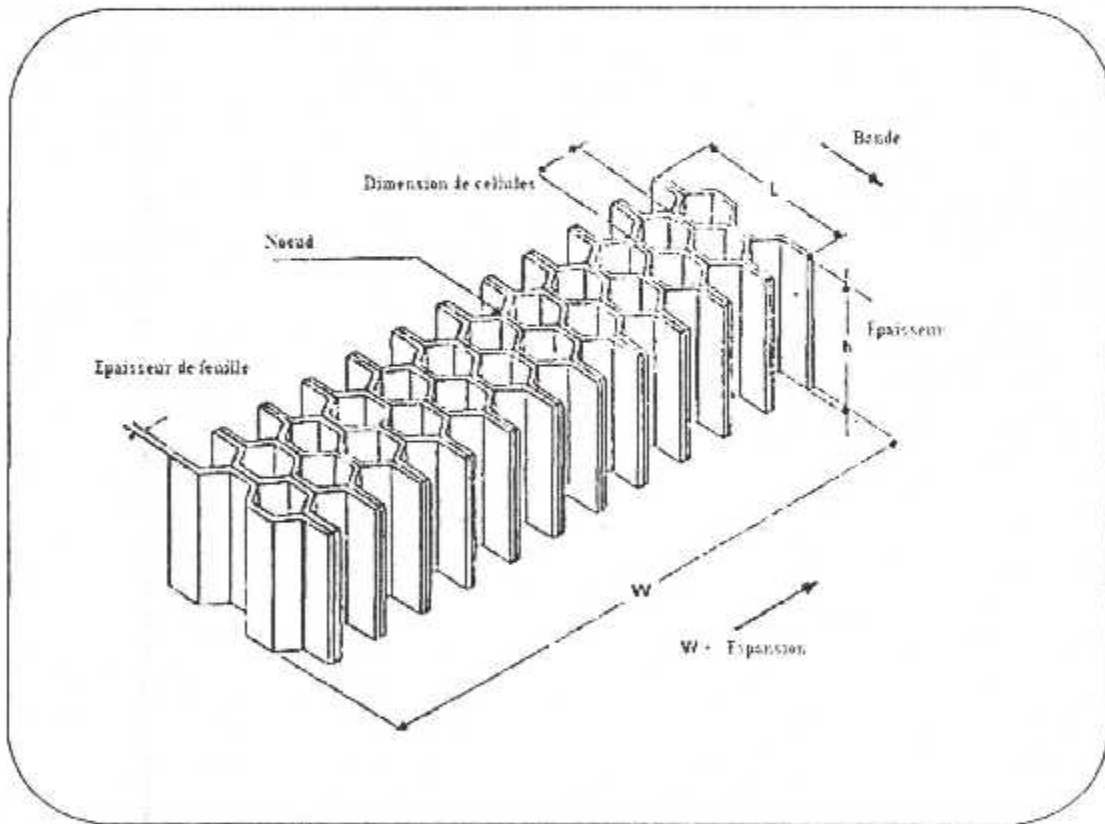
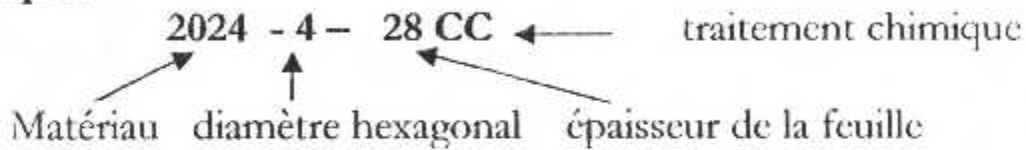
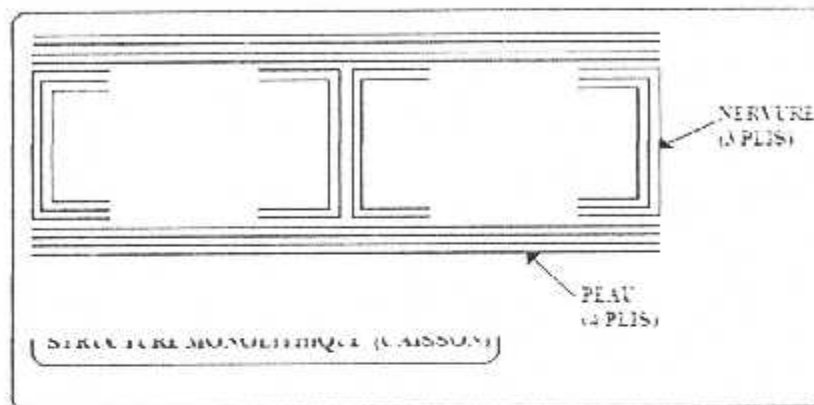


Fig II -10 : STRUCTURE NID D'ABEILLE



### II-3-2-/ Structure monolithique :

Cette structure est composée uniquement par un empilement de plis de verre, d'aramide ou de carbone imprégné par une résine. Cette dernière on la trouve dans les caissons de la voilure(voir fig II-11).



FigII-11 : STRUCTURE MONOLITHIQUE

### II-4-/ Défauts de fabrication dans les matériaux composites:

C'est des phénomènes qui apparus après la réalisation des pièces et qu'on les nomme défaut de fabrication parce qu'ils sont dus à des erreurs commises lors de la fabrication.

#### A-/Porosité :

les porosités tendent toujours à abaisser les propriétés mécaniques du matériau, leur taille est très petite à l'échelle de l'épaisseur d'une couche élémentaire. Elles se subdivisent en deux catégories :

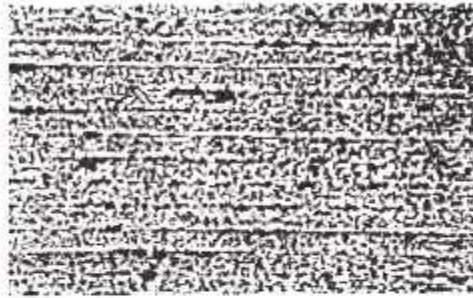
- ❖ les micro porosités dont le diamètre maximal est inférieur à 10micromètres.



- ❖ Les macro porosités dont le diamètre est supérieur à 10micromètres.

Elles apparaissent suite à un compactage mal fait ou proviennent d'un pré imprégné dégradé.

La figure suivante(fig II-12) est une vue en bout de stratifié : nous constatons une réparation de porosité entre couches.



FigII -12 :POROSITE DE COMPOSITE.

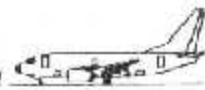
**B-/Oubli de séparateur :**Il existe divers types de séparateurs, le non retrait de ce dernier conduit à des délaminages dans le cas ou il est constitue du papier silicone .

D'autre cas, il est souvent difficile à détecter car peuvent fondre et se mélanger lors de polymérisation

**C-/Inclusion :**On détecte des matériaux étranges aux fibres et à la résine et qui dégradent leurs caractéristiques.

**D-/Ecart de mèche :**C'est l'espacement entre fibre ou entre deux découpes placés bord à bord sur une même couche qui sera ensuite remplacée par la résine.

**E-/Variation d'épaisseur :** l'Erreur sur le nombre de plis ou mauvaise application de la pression.



**F-/Adhésion/cohésion :** En plus des problèmes d'adhésion entre film de colle et pièce il peut exister des problème de cohésion du film de colle, lié à la qualité de colle.

## **II-5-/ Protection des structures composites :**

Les structures composites possèdent une bonne résistance à la corrosion. Cependant elle doit être protégés contre :

- ❖ La foudre
- ❖ L'érosion
- ❖ L'humidité.

### **A-/ Protection contre la foudre :**

La pièce reçoit sur toute sa surface extérieure une projection d'aluminium fondu qui rend la surface de panneau conductrice.

Il existe maintenant des tissus pré imprégnés métallisés qui remplissent cette fonction.

### **B-/Protection contre l'érosion :**

Une peinture à base de téflon améliore la résistance à l'érosion des saumon et des bords d'attaque fabriqués en matériau composite (ex : bord d'attaque de dérive).

### **C-/ Peinture anti- statique :**

La surface extérieure des panneaux en matériau composite reçoit 3 couches de peinture :

- Une couche conductrice
- Une couche de primaire
- Une couche de laque



### **D-/Protection contre l'humidité :**

La pénétration de l'humidité à l'intérieur des panneaux sandwichs entraîne la pourrissement ou l'oxydation des nids d'abeille.

La protection est réalisée par une bonne étanchéité des peaux.

### **II-6/ Application de composite sur avion A310 :**

A la suite des constantes recherches de diminution de poids et de la simplification du travail d'entretien, de nombreuses pièces sur A310 ( voir fig.II-13 ,14,15-) sont réalisées en composites tel que :

#### **1- Fuselage :**

- |                             |           |
|-----------------------------|-----------|
| - Plancher cabine passagers | CFRP-AFRP |
| - Galley                    | CFRP-AFRP |
| - Carénage aile fuselage    | CFRP      |
| - Radome                    | AFRP      |

#### **2- Aile :**

- |   |      |
|---|------|
| - spoilers 1 – 2 – 3 - 4 construction de type monolithique nervure et revêtements | CFRP |
| - spoiler 5 – 6 – 7 construction de type sandwich revêtement                      | CFRP |
| - panneau de bord d'attaque   | GFRP |
| - panneau au dessus des trains principaux   | GFRP |

#### **3- dérive :**

- |                            |           |
|----------------------------|-----------|
| - Bord d'attaque           |           |
| * partie inférieur         | GFRP      |
| * partie supérieur         | CFRP/AFRP |
| - Panneau de bord de fuite | AFRP      |





#### 4- Stabilisateur :

- |  |      |
|--|------|
| - Panneau de bord de fuite               | GFRP |
| - Saumon                                 | GFRP |
| - Carénage de raccordement avec fuselage | GFRP |
| - Bord d'attaque profondeur              | GFRP |

#### 5- Mât et nacelles :

- |                    |                            |
|--------------------|----------------------------|
| - Carénages de mât | CFRP                       |
| - Capots fan       | CFRP/AFRP                  |
|                    | nid d'abeille en aluminium |
| - Inverseurs       | CFRP/AFRP                  |

#### 6- Trains principaux :

- |                               |      |
|-------------------------------|------|
| - Carénage sur porte de train | CFRP |
|-------------------------------|------|

#### Avec :

CFRP : matériaux composites à base de fibre de carbone.

GFRP : matériaux composites à base de fibre de verre .

AFRP : matériaux composites à base aramide .

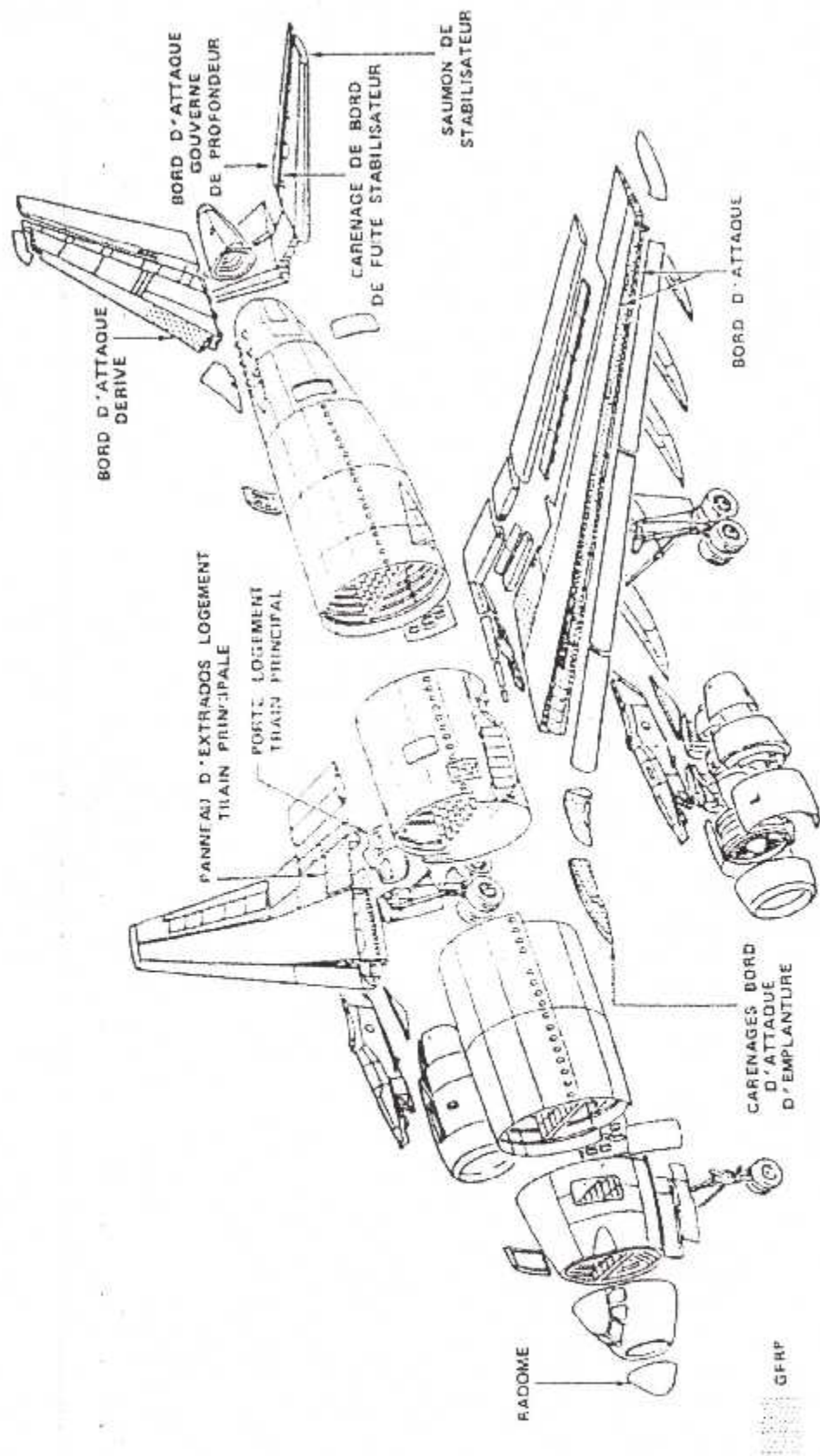


Fig II-13

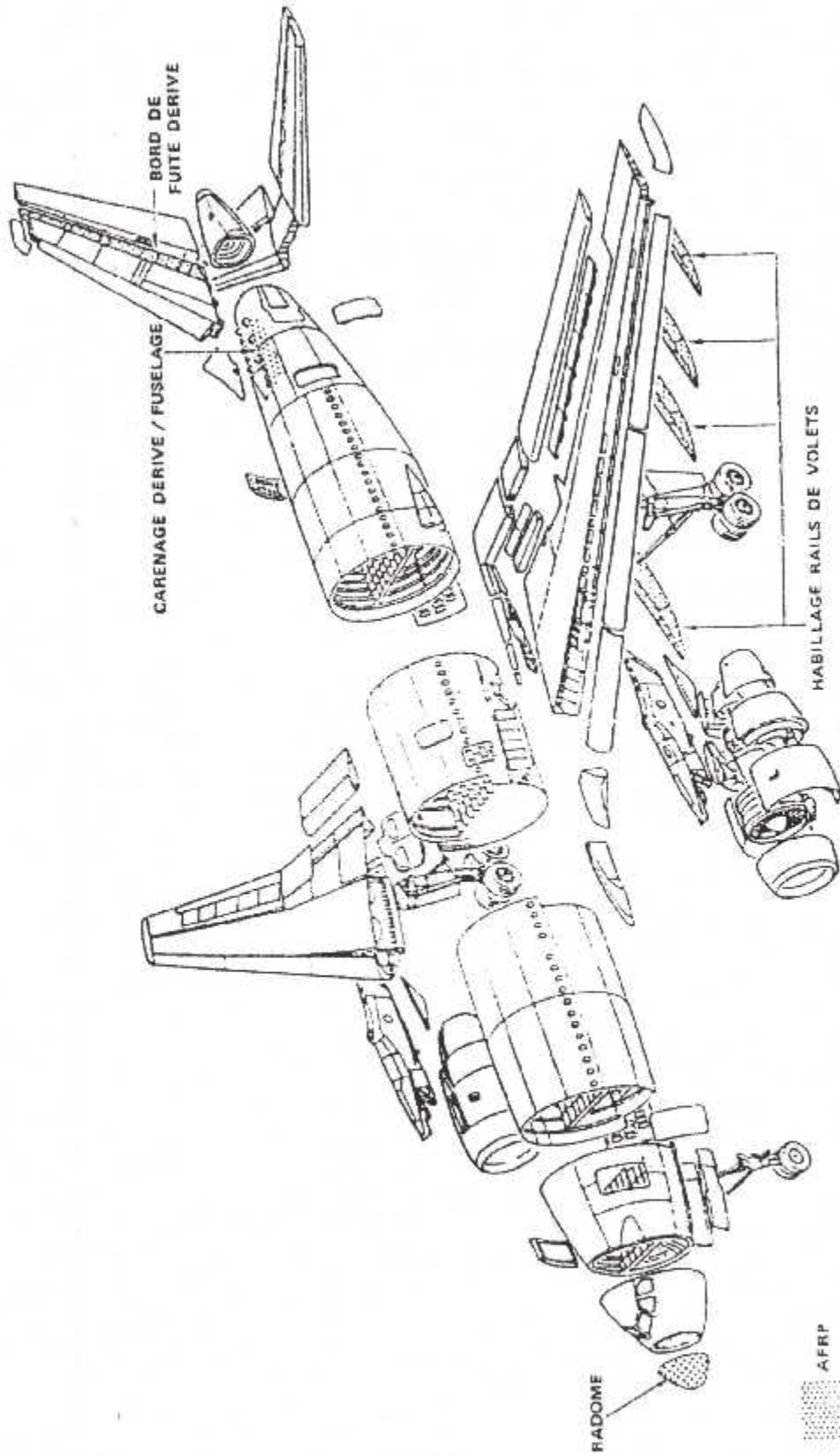


Fig II-14

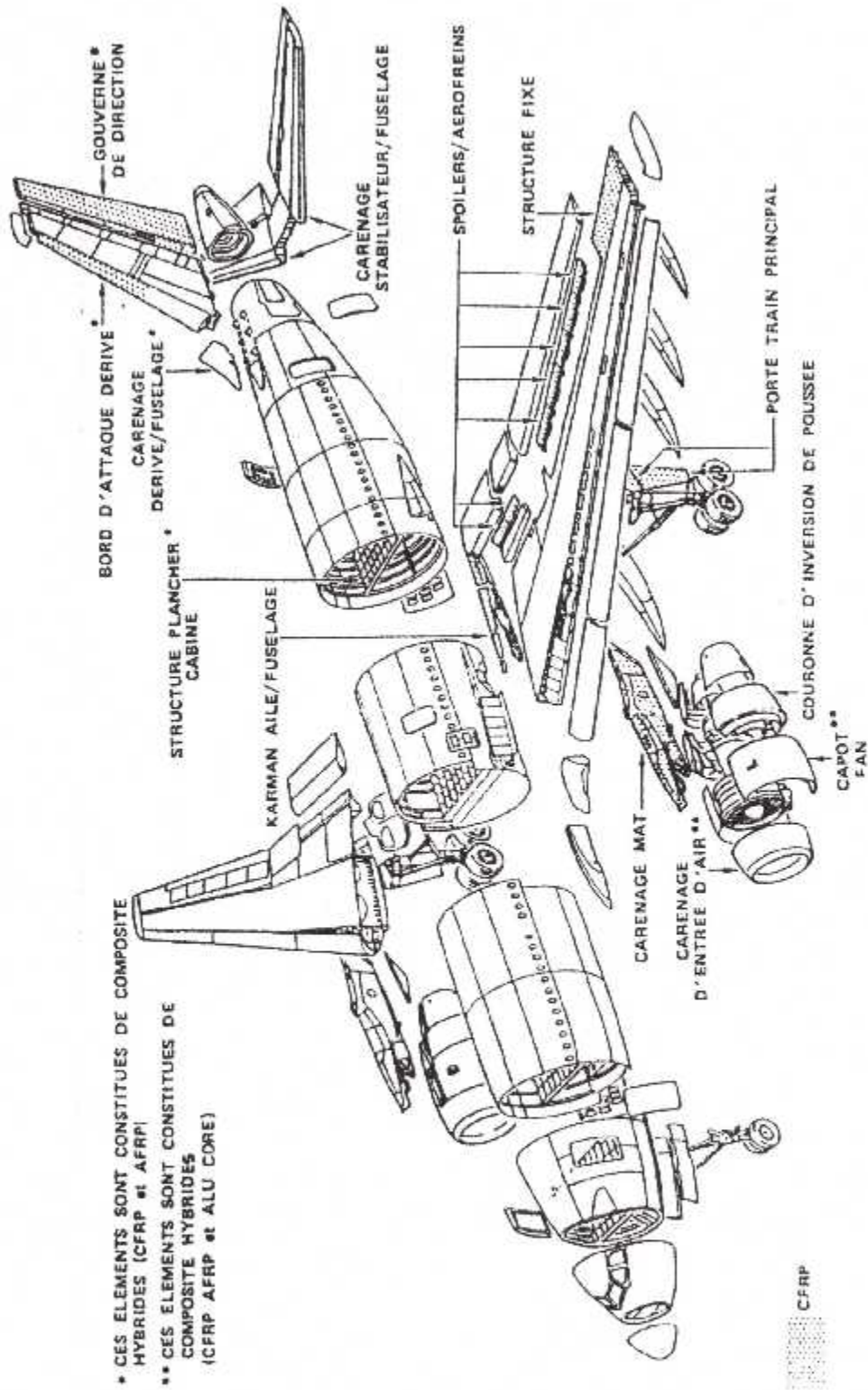


Fig II-15



**II-7/ comparaison entre la gouverne de direction A300-A310:**

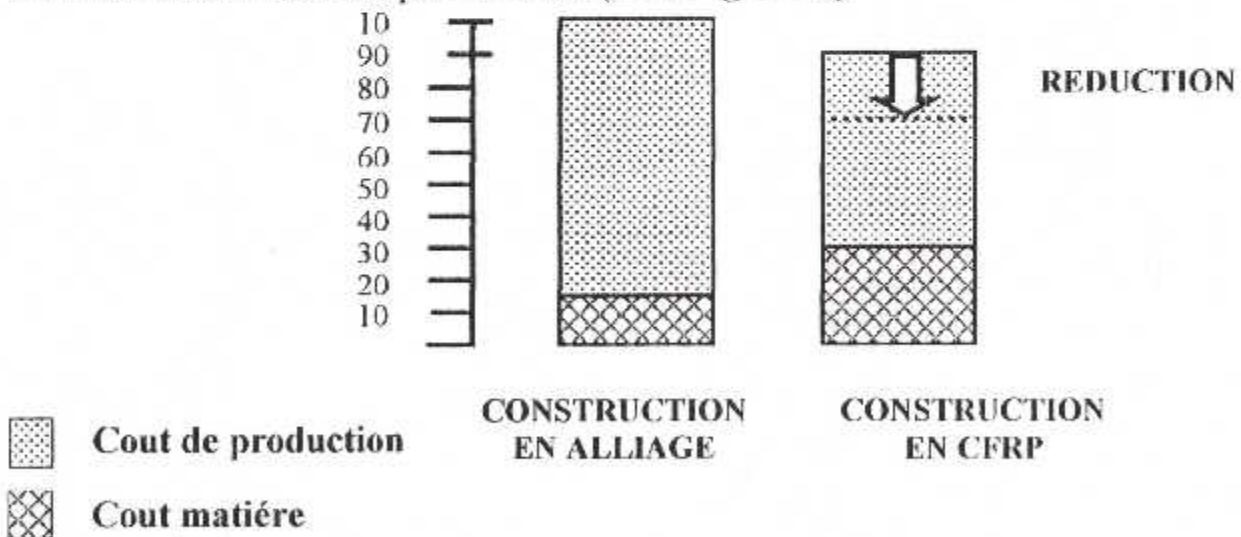
la gouverne de direction d' l' A300 ou de l' A310 est constituée de quatre éléments principaux :

- un caisson (voir fig.II-16,17) :
- un bord d'attaque(voir fig.II-18,19) .
- un bord de fuite .
- un saumon (voir fig.II-20,21).

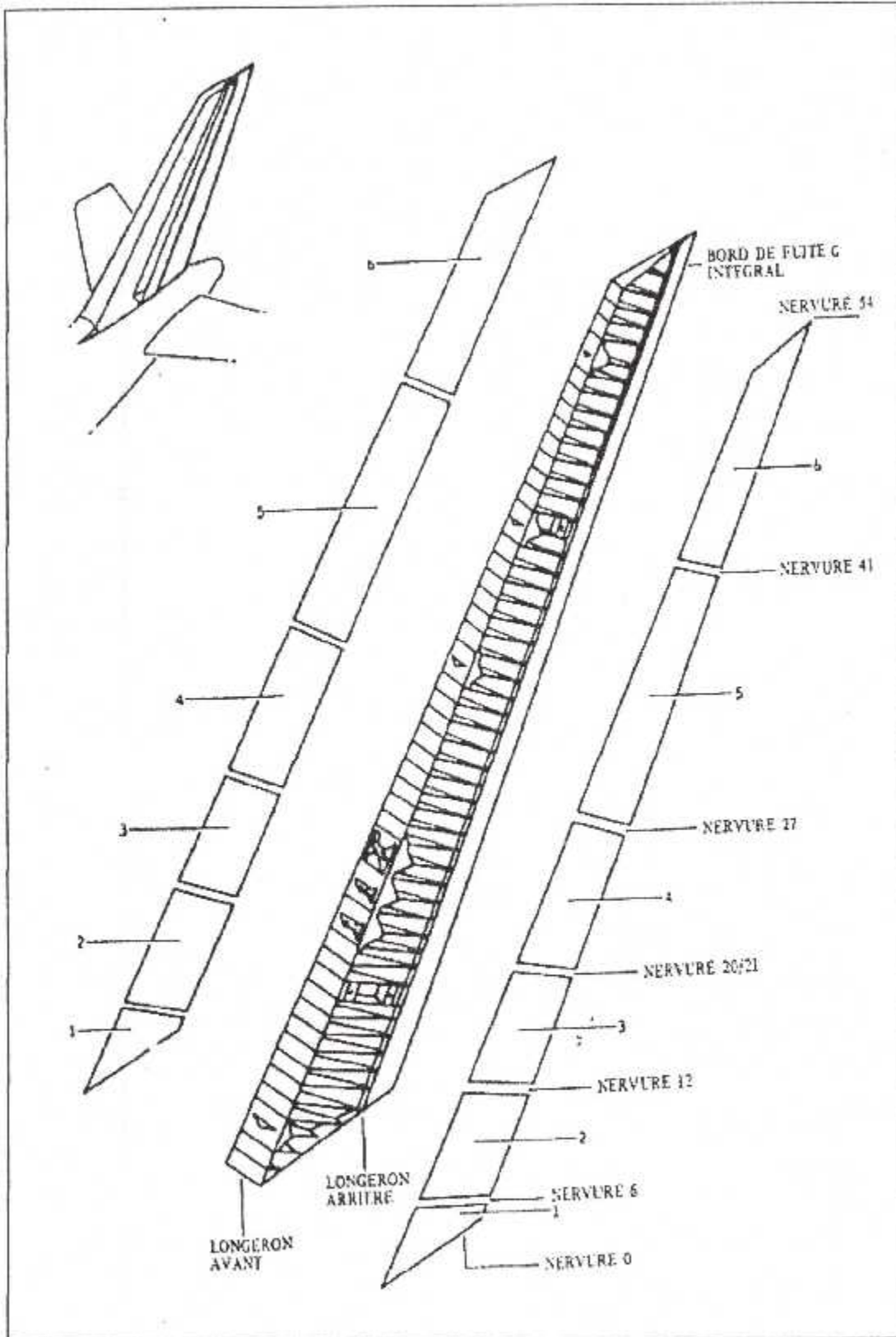
Ces éléments sont constitués, généralement, on alliage léger dans l'A300,vue les avantages des matériaux composites, ces même constituants sont remplacés par les structures composites dans l'A310.La comparaison des ces quatre éléments se résumant dans le tableau II-2

**II-7-1/Evolution et comparaison des coûts de production :**

La diminution de nombres d'éléments et le gain de masse ,ou le poids est un paramètre prépondérant, impose le choix de construire des nouveaux avions avec des pièces en composites. Ce qui mène une diminution de coût de production.(voir Fig II-22)



FigII-22 :EVOLUTION ET PRODUCTION DES COUTS DE PRODUCTIO



FigII-16 : caisson d'avion A300

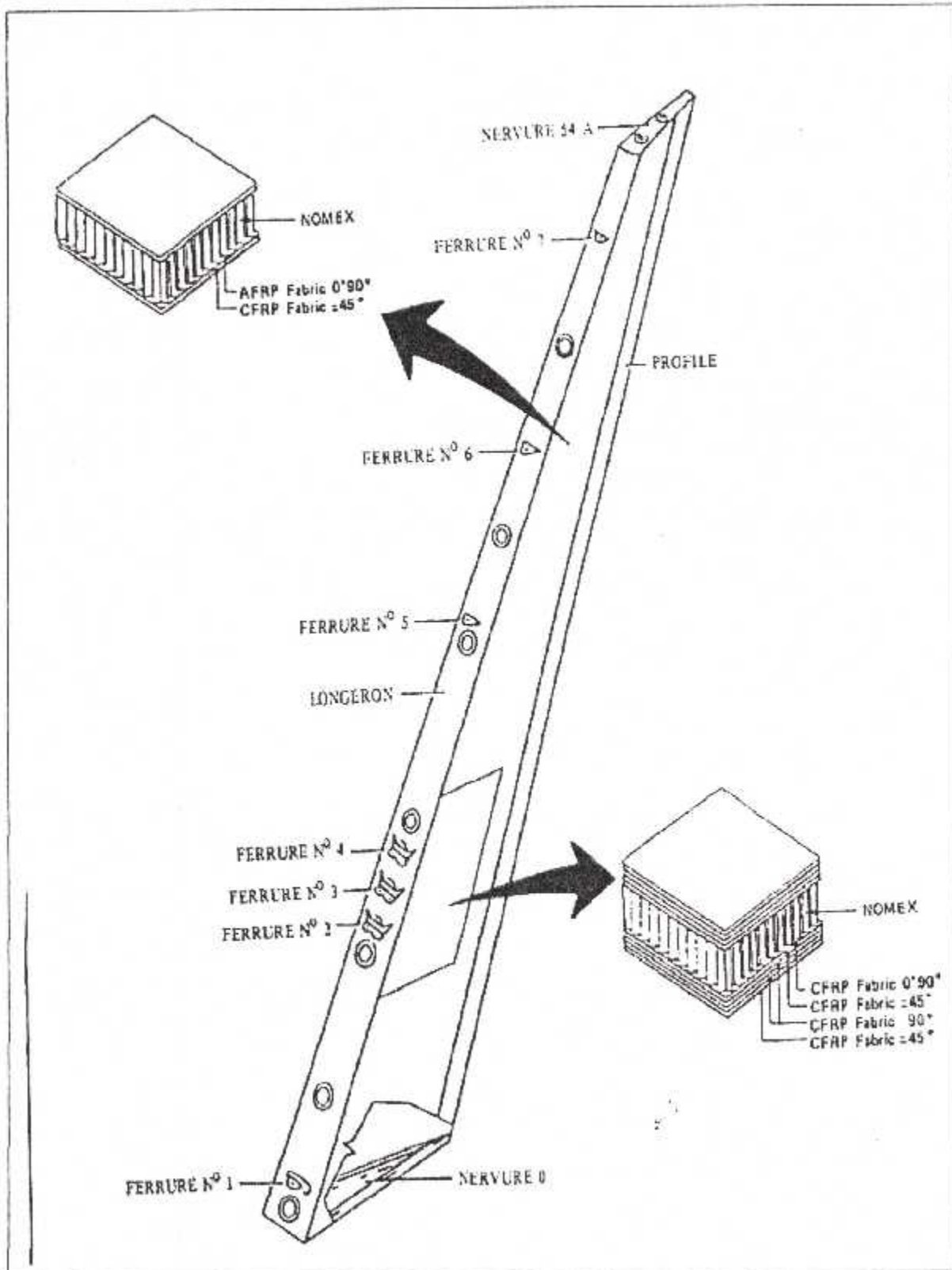


Fig-II-17 : CAISSON D'AVION A310

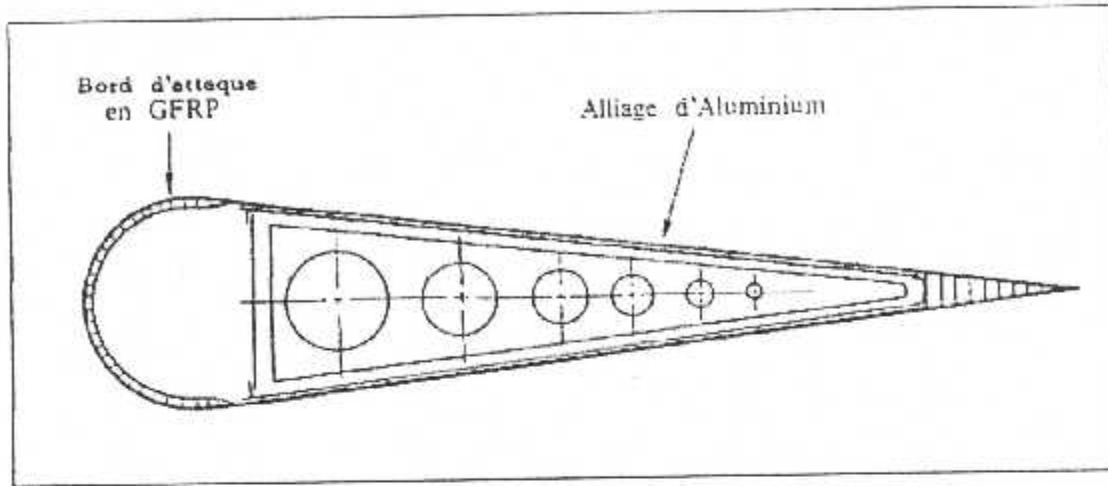


Fig II-18 : BORD D'ATTAQUE D'UN AVION A300

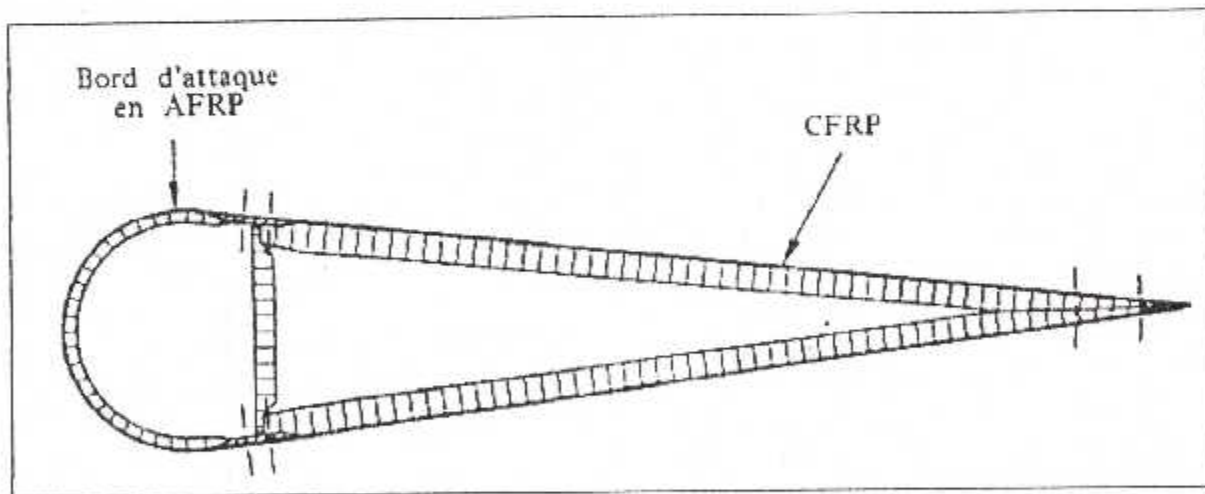


Fig.II-19 : BORD D'ATTAQUE D'UN AVION A310



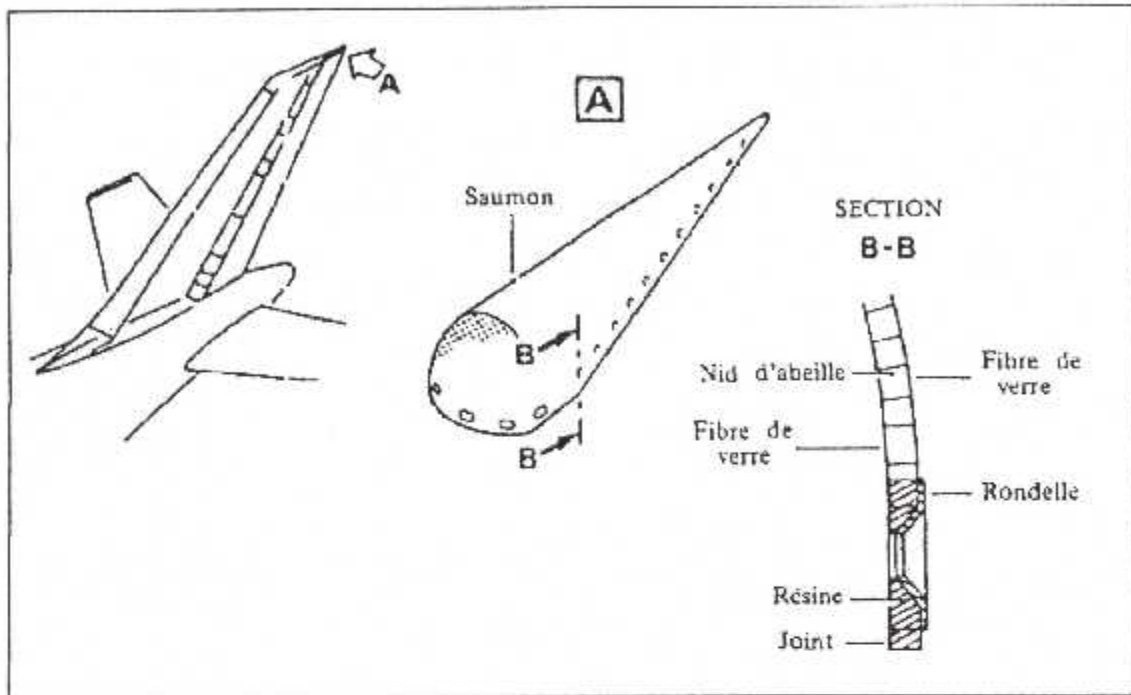


Fig II-20 : SAUMON D'UN AVION A300

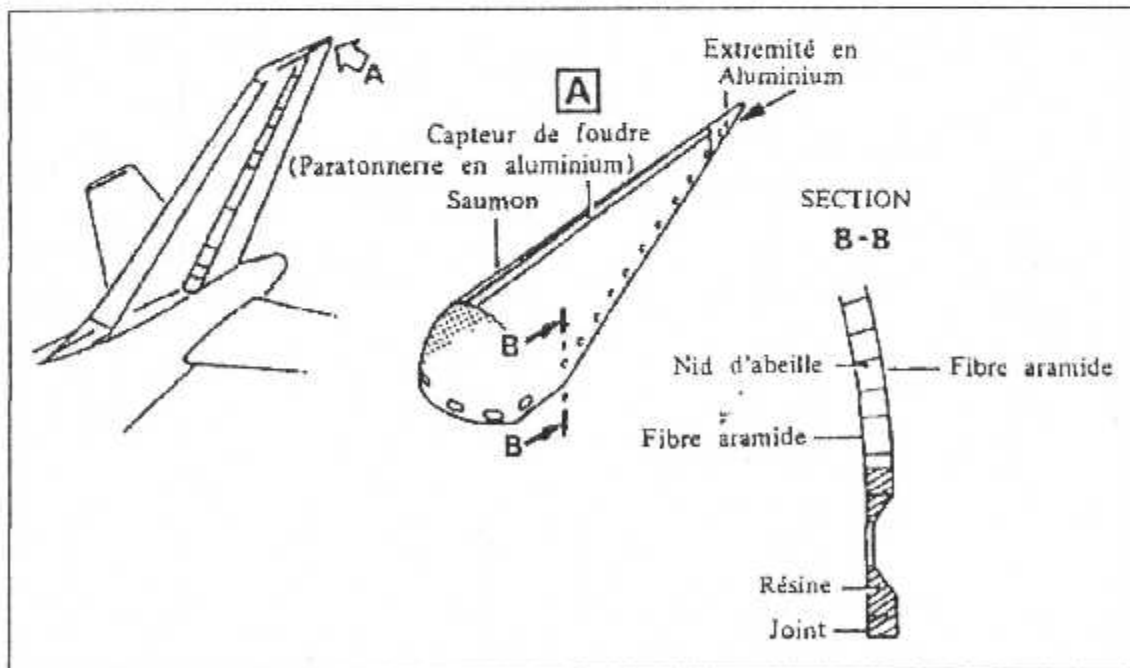
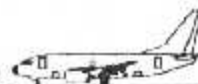


Fig.II-21 : SAUMON D'UN AVION A310



	Element	A300	A310
<b>C A I S S O N</b>	Longeron avant	En alliage léger	En fibre de carbone / verre ou carbone/aramide avec âme en nid d'abeille.
	Longeron arrière	En alliage léger	Pas de longeron AR
	nervures	54 nervures en alliage léger	2 nervures : - n° 0 en fibre de carbone avec âme en nid d'abeille - N° 54A en alliage léger
	Panneaux latéraux	12 réalisés en alliage léger	2 Panneaux - réalisés en fibre de carbone avec âme en nid d'abeille
	Bord d'attaque	Réalise en 6 section et 5 portes doubles d'accès aux charnières, fabrique en GFRP avec âme en nid d'abeille	Réalise en 6 section et 5 portes doubles d'accès aux charnières, fabrique en AFRP avec âme en nid d'abeille
	Bord de fuite	Réalisé en nid d'abeille recouvert d'une feuille d'alliage léger	Réalisé par pliage d'une feuille d'alliage léger et vissé aux panneaux latéraux
	Saumon	Réalisé en GRFP avec âme en nid d'abeille Par projection d'aluminium fondu.	Réalise en AFRP avec âme en nid d'abeille. Par barrette en aluminium.
	Nombre d'élément	600	335
	Nombre de fixations ou parties standards	17015	4800
	Poids	220Kg	189Kg

Tableau II-2 : COMPARAISON ENTRE GOUVERNE DE DIRECTION

A300 et A310

## CHAPITRE 3

# Endommagement ET Contrôle non destructif



### III-1 / Introduction :

En aéronautique les matériaux composites présentent l'avantage par rapport aux matériaux métalliques d'être peu sensible aux phénomènes de fatigue et de corrosion.

Mais leur endommagement peut entraîner une dégradation de leurs propriétés mécaniques, qui ne peuvent obéir aux conditions d'utilisation auxquelles ils ont été conçus.

D'autre part le contrôle non destructif (C.N.D) joue un rôle très important pour détecter ou caractériser les défauts existant dans la structure composite, afin d'estimer l'importance d'un dommage, ainsi que de déterminer la qualité d'une réparation.

### III-2 / L'endommagement des matériaux composites :

Phénomène de modification des caractéristiques mécaniques et géométriques d'une structure tendant à diminuer sa capacité de résistance aux sollicitations qu'elle doit normalement supporter. Dans les matériaux métalliques, on attribue ce phénomène à la fatigue sous l'influence prolongée de charges cycliques qui accentuent progressivement les défauts initiaux du matériau. La rupture intervient brutalement, sans signes décelables.

Par contre dans les matériaux composites, qui sont nettement plus résistants aux sollicitations cycliques que les métaux, la rupture est très souvent précédée par des endommagements de types divers, liés à la constitution du matériau. Par exemple, pour les composites stratifiés, l'endommagement se manifeste par les phénomènes suivants, par ordre chronologique :



- ❖ Apparition de microfissures dans la matrice (craquement).
- ❖ Ruptures localisées de la liaison fibre- matrice.
- ❖ Micro flambage des renforts avec apparition et progression de délaminages.
- ❖ Rupture des fibres parallèles à la direction de la charge.
- ❖ Rupture de la structure.

Donc un endommagement d'une structure en matériau composite ne doit pas être pris à légère car il peut évoluer au cours du temps et c'est ce qui mettra des vies humaines en danger.

### III-3 / Différent types d'endommagement de matériaux composites :

Mis à part les effets de l'environnement, la foudre, la grêle, les impacts d'oiseaux et les objets divers sur la piste sont par mis de nombreuses sources de dommage que peuvent rencontrer certaines pièce en composites dans la structure d'avion tels que :

- a) Rayure.
- b) Décollement.
- c) Délaminage (délamination).
- d) Entaille.
- e) Enfoncement.
- f) Fcaillage du composite.
- g) Perforation.
- h) Infiltration.
- i) Rupture de nid d'abeille.



### III-3-1/ Rayure :

Sur les structures monolithiques stratifiées les composites sont très susceptibles aux rayures qui peuvent générer des ruptures de fibres, dont une réparation est nécessaire pour éviter l'agression des couches travaillantes par les agents extérieurs (humidité) (voir fig. III-1).

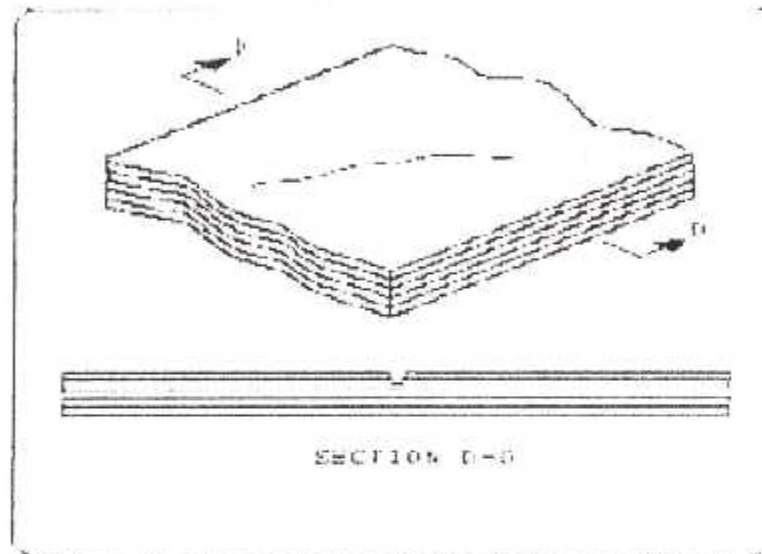


Fig. III-1- RAYURE

### III-3-2/ Décollement :

C'est le cas où l'adhérence entre le revêtement et âme disparaît. L'évolution de ce type de défaut est fonction du mode de sollicitation de la structure composite (Voir fig. III-2-).

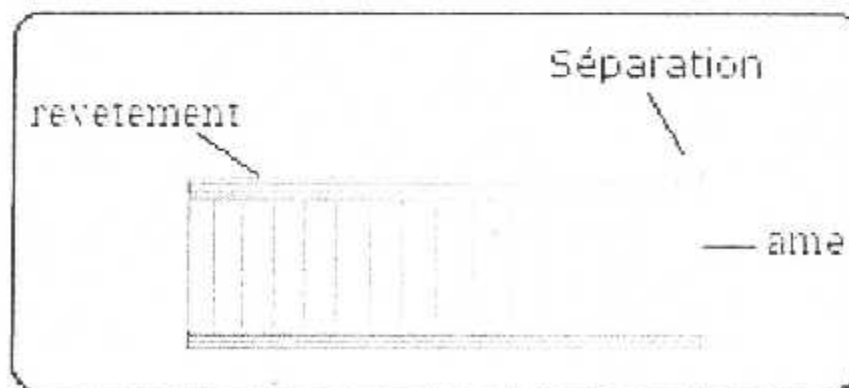


Fig. III-2- DECOLLEMENT



### III-3-3/ Délaminage (délamination) :

Les délaminages générés par impact concernent souvent plusieurs couches, voire même l'épaisseur totale de la pièce, avec rupture des couches sur la face opposée à l'impact.

Notons que des impacts de faible énergie peuvent provoquer des délaminages dans le matériau sans laisser d'empreintes visibles sur la surface de la pièce.

Généralement les surfaces délaminées sont croissantes en fonction de la profondeur .on dit que les délaminages sont générés suivant une forme de cône (voir fig. III-3-).

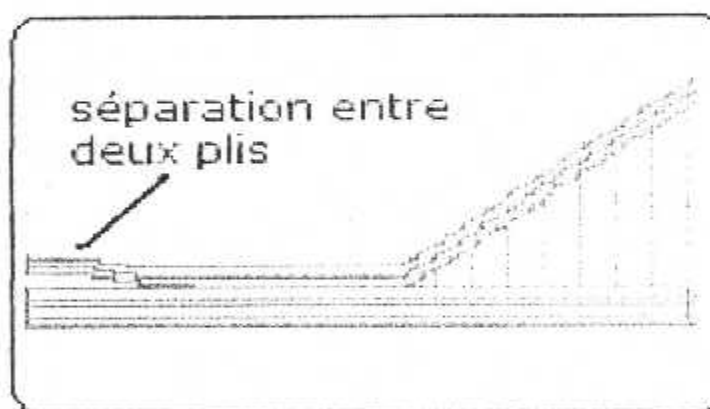


Fig. III- 3 – DELAMINAGE

### III-3-4/ Entaille :

C'est un dommage qui résulte d'une coupure longue des fibres et plus ou moins profonde dans le revêtement de la pièce composite, habituellement provoqué par le contact d'un objet pointu qui produit une entaille (Voir fig. III-4-).

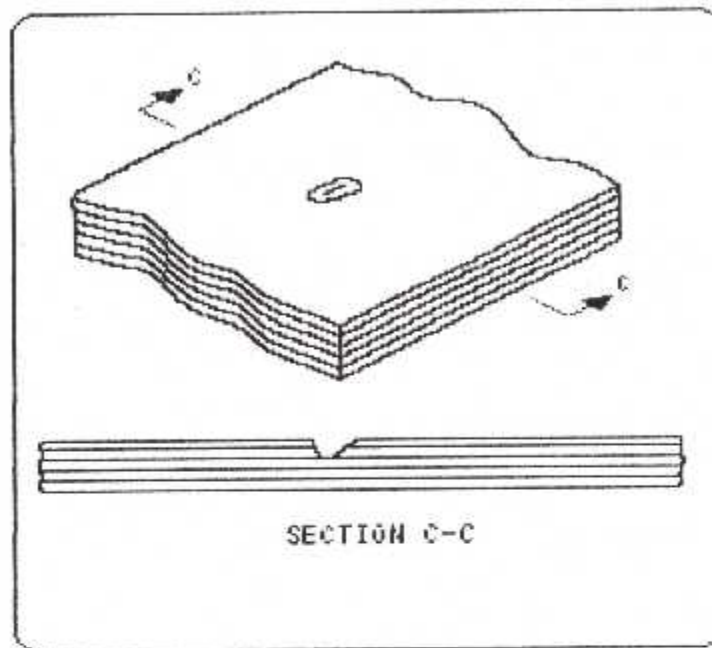
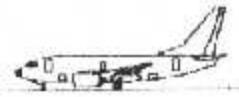


Fig. III-4- ENTAILLE

### III-3-5/ L'enfoncement :

Effet du choc d'un objet (projectile) arrivant à grande vitesse contre la structure composite.

A l'impact, si la masse du projectile est négligeable vis-à-vis de la structure, l'énergie cinétique du premier se transformera entièrement en travail de déformation qui peut entraîner un délaminage et un décollement de la structure (voir Fig. III-5-).



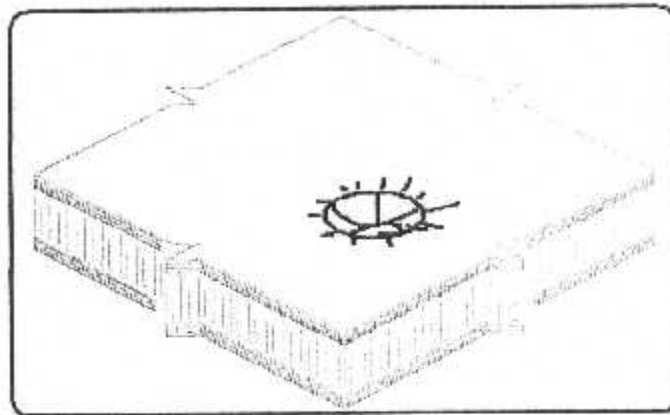


Fig. III-5- ENFONCEMENT

### III-3-6/ L'écaillage du composite :

Un écaillage dans la structure de composite peut apparaître par une dégradation superficielle qui se traduit par une cassure et un décollement local de la couche qui pourrait provoquer des sollicitations pour les quelles elle n'ont pas été dimensionné.

Dont la réparation pour ce type de dommage est plutôt possible afin d'éviter les réaction interne avec le milieu extérieur (humidité, rayonnements des ultras violet) ( voir fig. III-6-).

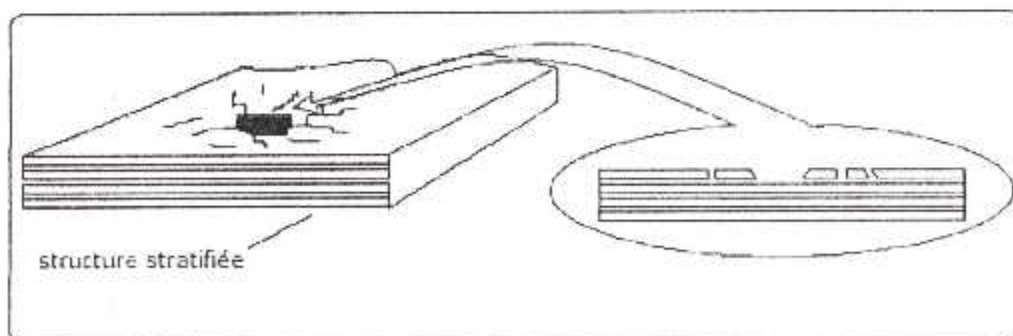


Fig. III-6- ECAILLAGE DU COMPOSITE



### III-3-7/ Les perforations :

Il y a une création de perforation lors de l'impact et elles peuvent traverser en partie ou totalement la pièce. Et elle à une grosse influence sur les pièces monolithiques travaillant en compression et les pièces sandwich en flexion (voir fig. III-7-).

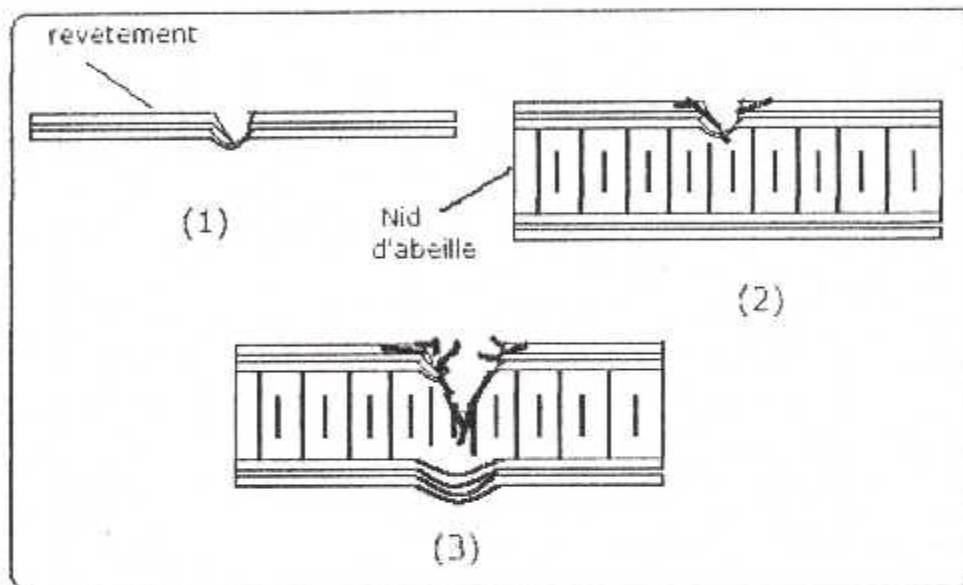


Fig. III-7- PERFORATION

### III-3-8/ Infiltration :

L'infiltration de liquides (**eau ou kérosène**) dans la structure sandwich peuvent être liée à un taux de porosité important au sein du sandwich, à la présence de délaminage générés par un impact ou des décollements ( voir fig. III-8-).

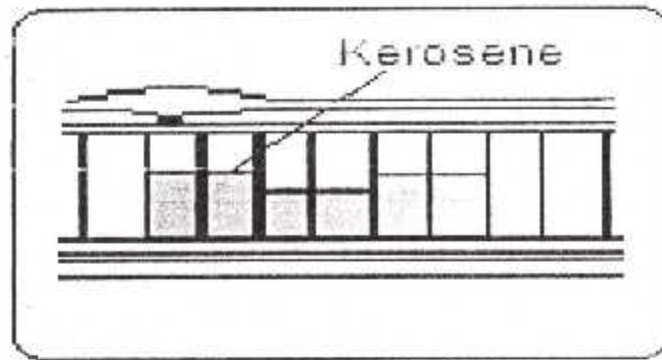


Fig. III-8- INFILTRATION

### III-3-9/ Rupture du nid d'abeille :

Un endommagement par choc risque de générer une rupture du nid d'abeille qui intervient directement sur les caractéristiques mécanique de la pièce voir fig. III-9-).

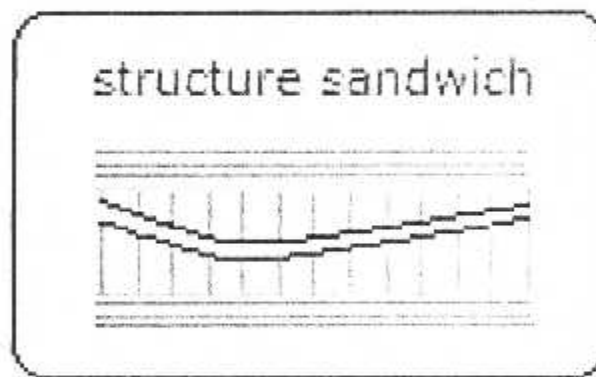


Fig. III-9- RUPTURE DE NID D'ABEILLE

### III-4 / Effet de l'environnement sur le composite :

Le matériau composite dont la matrice organique est très sensible aux effets de l'environnement tel que la température, l'humidité et le rayonnement. Cette sensibilité se traduit par :

- Un abaissement de rigidité.
- Un affaiblissement des propriétés mécanique du système.



Pour éviter cette sensibilité il faut une protection des structures composites ou nous l'avons déjà cité dans le « CHAPITRE 2 ».

### III-5 / Rôle de contrôle non destructif au endommagement :

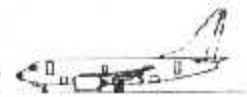
Les dommages de matériaux composites ne sont pas toujours visibles sur la face impactée, alors qu'ils sont souvent importants sur la face opposée.

Or en aéronautique la face opposée n'est pas forcément visible à inspecter, cependant les interventions de contrôle non destructif sont obligatoire pour assurer et vérifier l'état de la pièce sans engendrer aucune détérioration, que celle-ci est conforme à sa définition.

Le contrôle non destructif peut intervenir à plusieurs niveaux :

- ❖ Détection d'inclusions de corps étranger (séparateur...etc.).
- ❖ Détection de fissurations précoces, de délaminages inter plis, de défauts de collage :
- ❖ Contrôle de l'alignement des fibres.
- ❖ Contrôle de l'endommagement après fatigue.
- ❖ Contrôle après impact ou surcharge statique.
- ❖ Contrôle de l'influence de l'environnement.
- ❖ Détection de la progression des défauts.

Donc le contrôle non destructif (C.N.D) décrit ou caractérise les défauts existants sans détérioration de la pièce composite. Pour des raisons sécuritaires, il est souhaitable de détecter le plus tôt possible les pièces défectueuses.



### III-6 / Méthodes de contrôle non destructif :

Dans l'inspection des matériaux composites, il existe cinq méthodes d'inspection, cependant la compagnie « **AIR ALGERIE** » n'adopte que 4 qui se trouve dans un organigramme ci-dessous (fig. III-10-) :

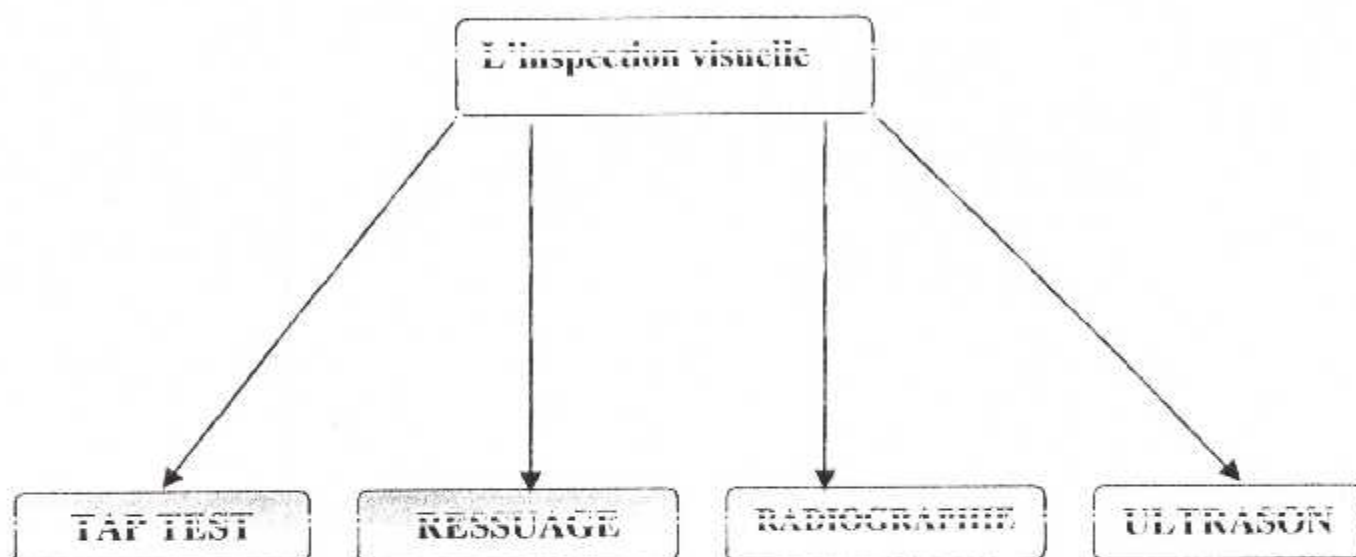


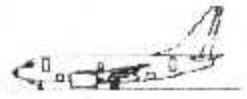
Fig III-10- METHODES DE CONTROLE NON DESTRUCTIF  
À AIR ALGERIE

#### III-6-1 / L'inspection visuelle :

Utiliser en premier contrôle pour détecter les défauts de surface : impacts, criques, délamination, décollement des inserts coups de foudre et brûlures. Cette inspection est aussi facile par les loupes grossissantes.

#### III- 6-2 / TAP TEST (tapping) :

Le principe est de tapoter très légèrement sur la surface du revêtement avec un objet métallique arrondi, et la différence de sonorité à l'oreille entre une zone collée et une autre non collée, donc c'est une méthode



pour rechercher les délaminages et contrôler les collages dans les composites ( Voir fig. III-11-).

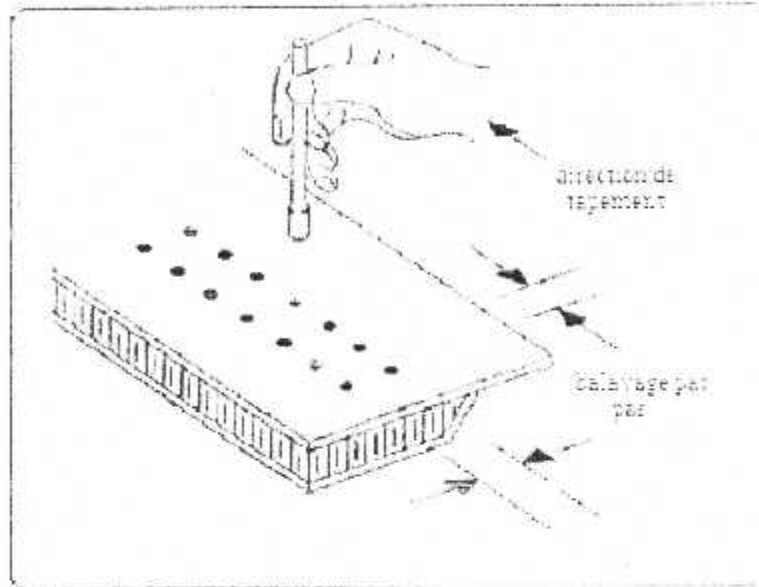


Fig. III-11- TAP TEST

### III-6-3 / Ressuage :

Cette méthode est utilisée pour détecter de petits défauts, elle consiste à appliquer sur la surface de la pièce à contrôler, préalablement nettoyée et séchée, un liquide d'imprégnation colorée ou fluorescente.

Le liquide pénètre, par capillarité dans les ouvertures des défauts. Après un certain temps correspondant à la pénétration du liquide d'imprégnation dans les défauts, l'excès de liquide présent à la surface de la pièce est éliminé par lavage. La surface est ensuite recouverte d'un révélateur qui en attirant le liquide d'imprégnation retenu dans les défauts. L'observation est généralement réalisée visuellement (Voir fig. III-12-).



### Remarque 1 :

Le ressuage doit être utilisé avec précaution compte tenu de la difficulté d'éliminer le révélateur. Toute mauvaise élimination du révélateur entraîne une réparation de mauvaise qualité.

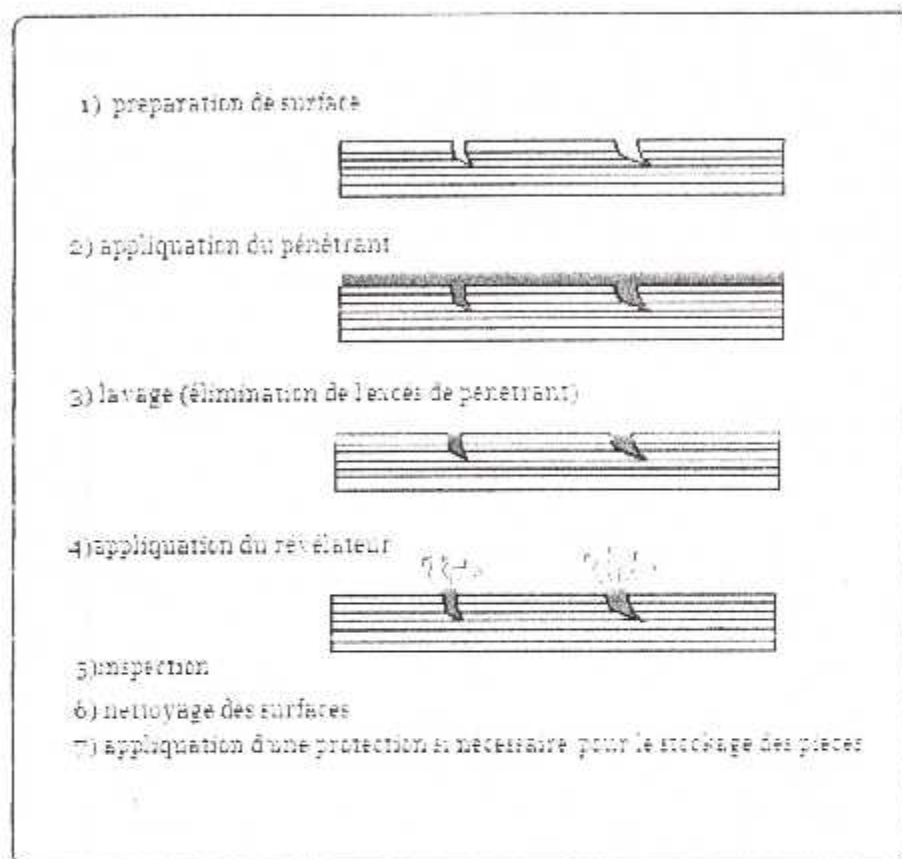
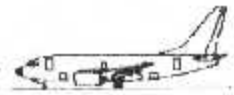


Fig. III-12 RESSUAGE

### III-6-4 / Radiographie :

Cette méthode de contrôle a l'avantage de pouvoir détecter des défauts de surface et des défauts internes. Elle est principalement utilisée pour les zones inaccessible et non démontables.

Cette méthode est la seule qui permet de détecter la présence d'eau enfermée dans le nid d'abeille. Les autres défauts observés sont les criques, la porosité, l'orientation des fibres, l'inclusion.



L'inspection consiste à faire traverser la pièce par un faisceau de rayons X (ou GAMMA), et à irradier un film placé derrière la pièce. La mise en évidence des défauts est assurée par une variation de densité optique sur le radiogramme (film Radiographique irradié et développé), suite aux différences d'absorption des rayons X entre une zone saine et une zone défectueuse.

La source est un générateur relié à un câble haute tension et un câblage électronique commandé de l'extérieur. (Voir fig. III-13-)

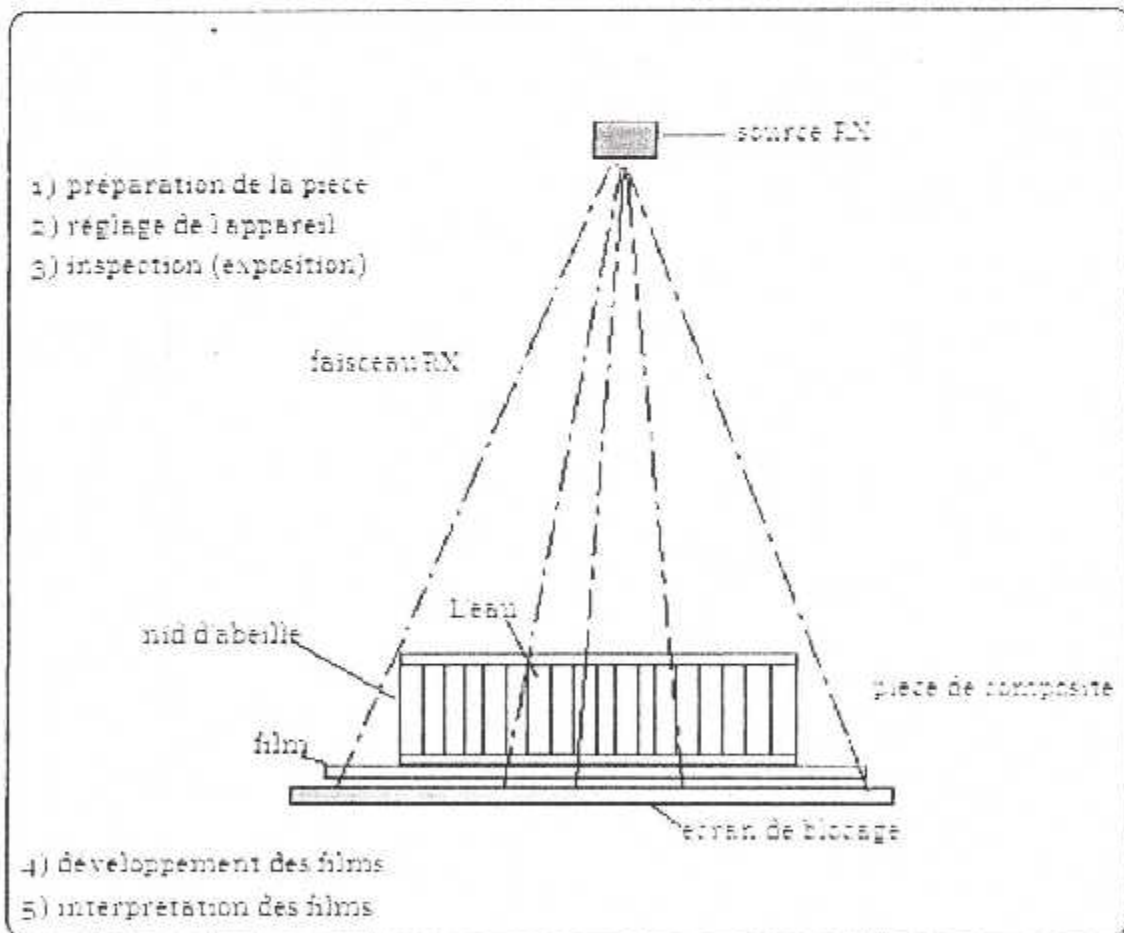
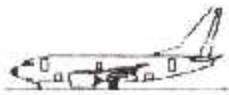


Fig. III-13- RADIOGRAPHIE





Comme exemple voici des figures qui montrent les différentes inspections par la radiographie.

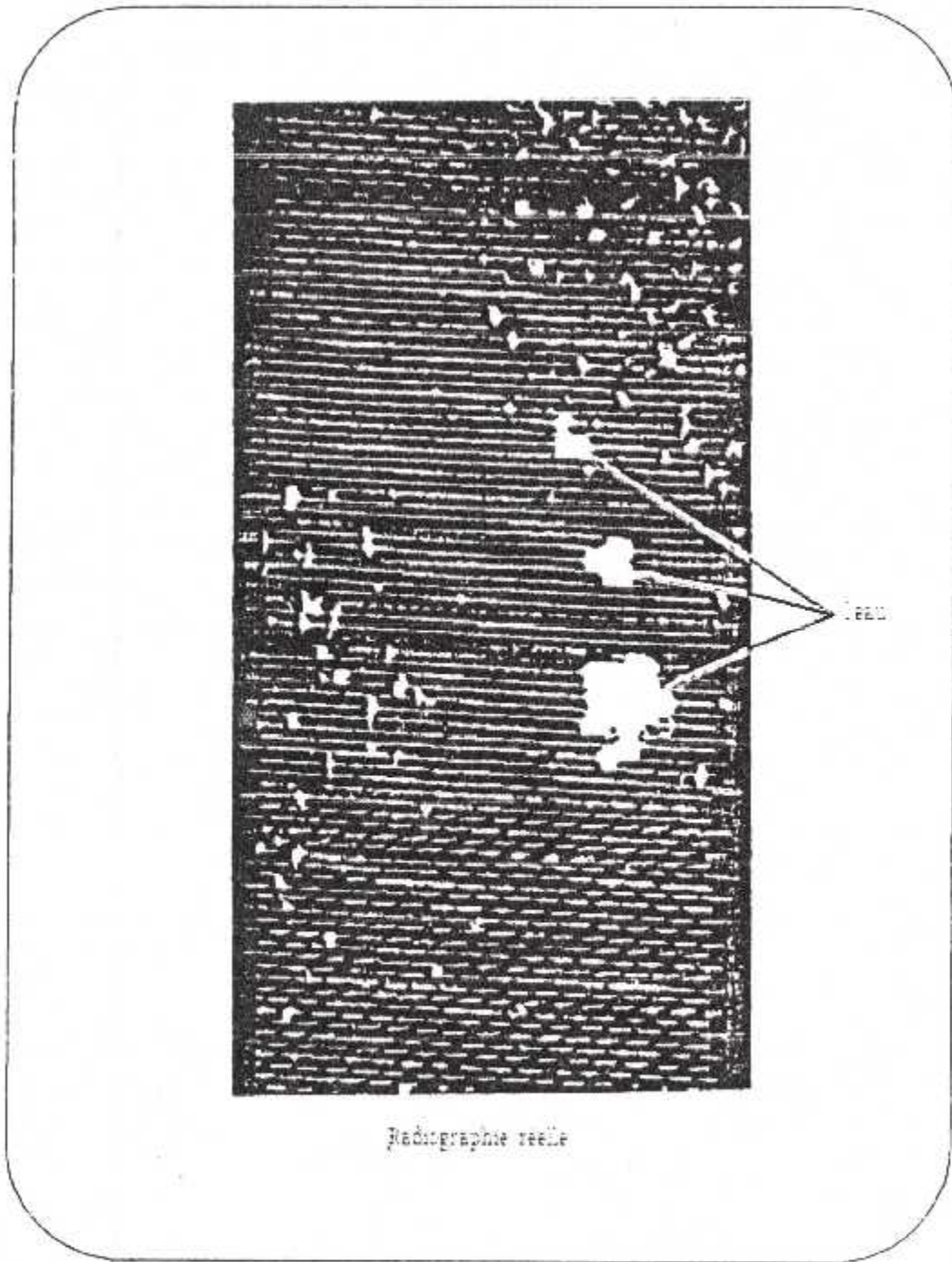


Fig. III-14- IDENTIFICATION RADIOGRAPHIQUE DE L'EAU EN STRUCTURE NID D'ABEILLE

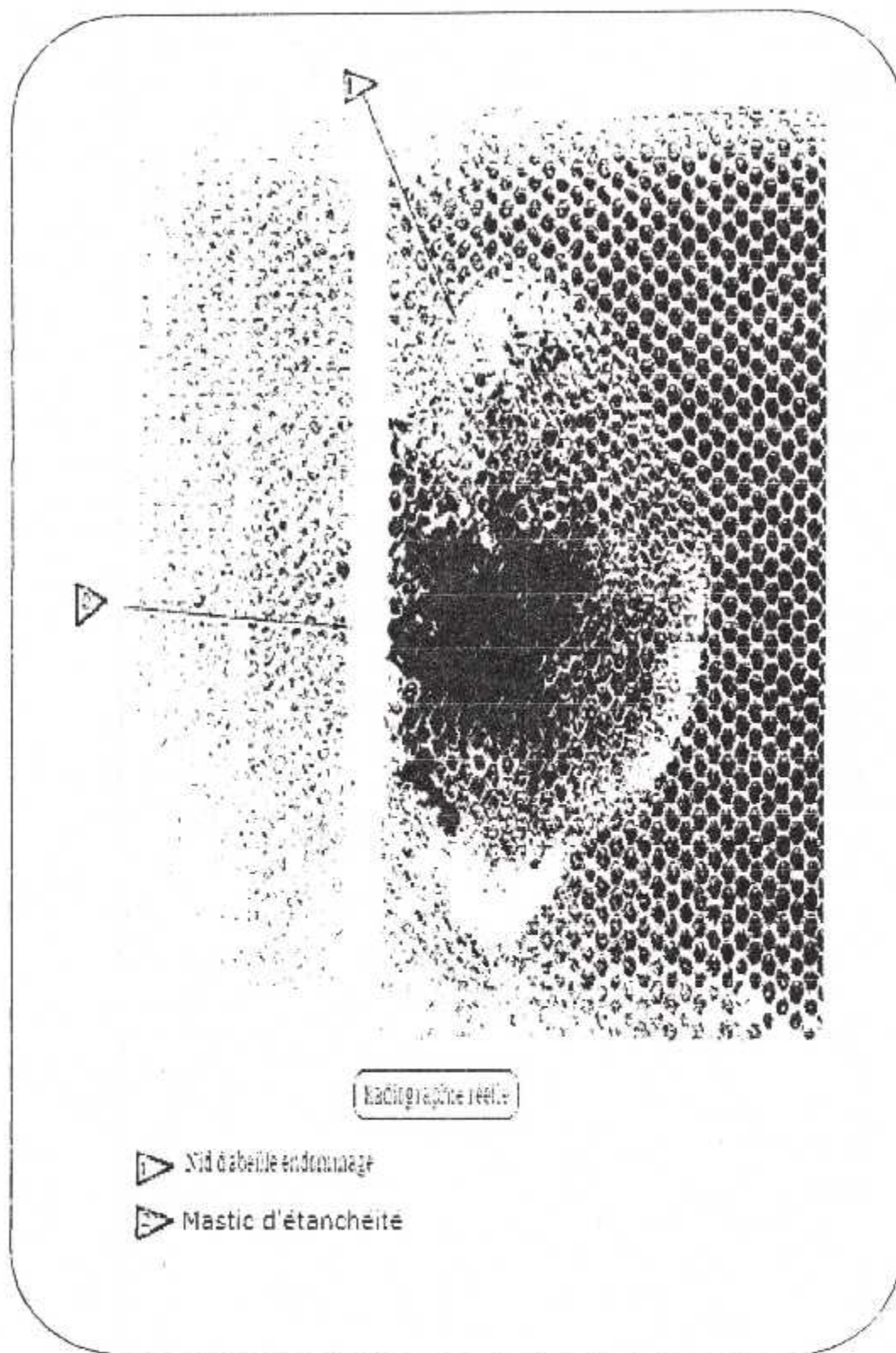


Fig. III-15- RADIOGRAPHIE DE STRUCTURE SANDWICH  
AVEC DOMMAGE DE Foudre

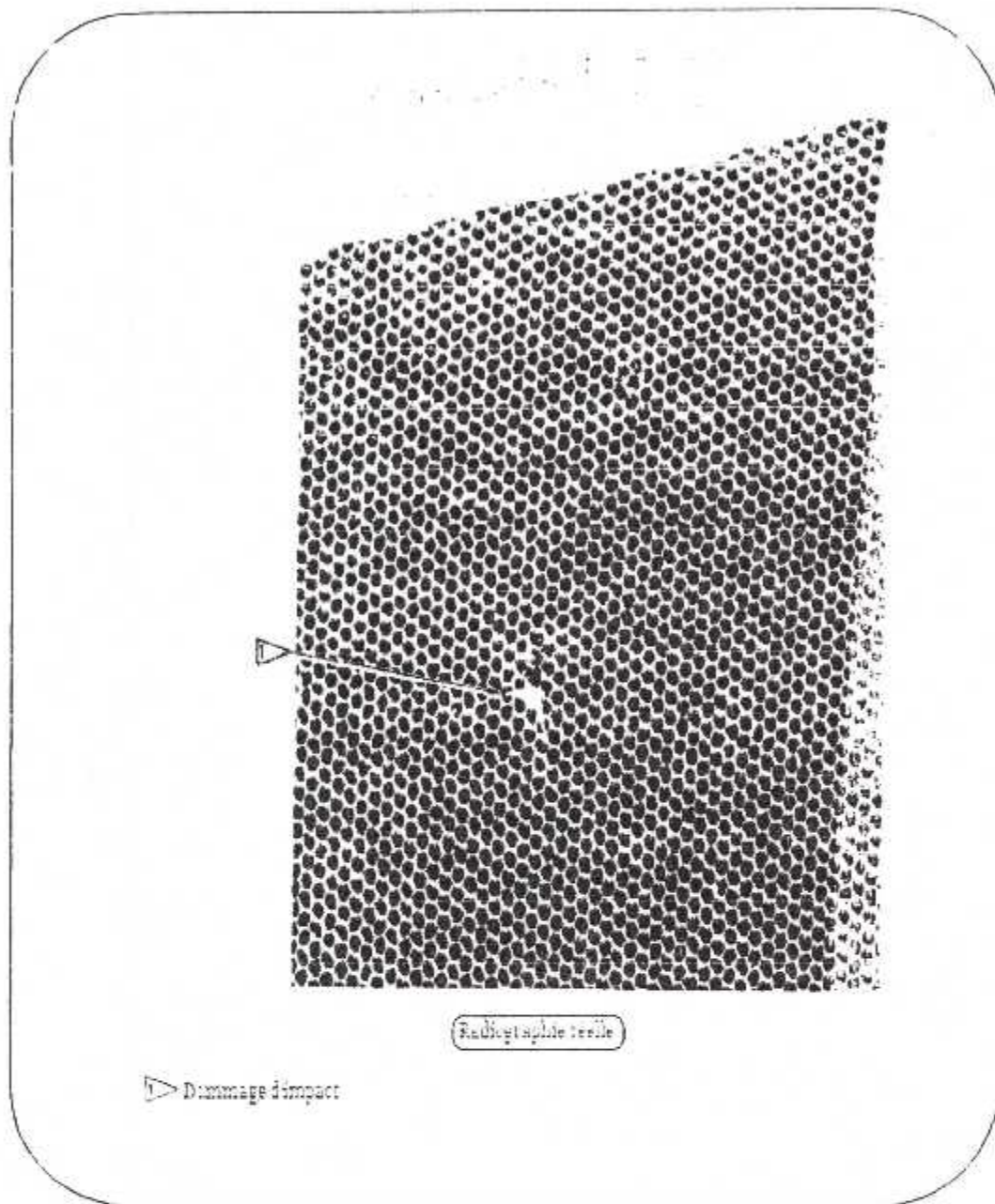
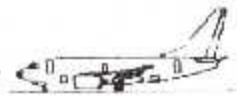


Fig. III-16- RADIOGRAPHIE DES STRUCTURES SANDWICH  
AVEC DOMMAGE IMPACT



### III-6-5 / Contrôle par ultrasons :

C'est l'un des contrôles les plus utilisés pour les matériaux composites.

Elle nous permet de détecter des défauts de surface et des défauts internes.

Cette technique consiste à faire propager dans le matériau à contrôler une onde ultrasonore (vibration acoustique) générée à l'aide d'un transducteur (comporte un (ou plusieurs) élément sensible appelé transducteur qui convertit l'énergie électrique du signal d'émission en énergie acoustique (vibration ultrasonore) et inversement).

Le contrôle est basé sur la réflexion (écho) ou la transmission de l'onde ultrasonore au niveau des défauts (voir fig. III-17-).

L'observation de différents défauts est réalisée en visualisant les signaux des échos ou de l'onde transmise sur un oscilloscope (voir fig. III-18).

De plus, le retard entre l'écho et l'émission est fonction de l'éloignement du réflecteur par rapport au transducteur (voir fig. III-19-) :

$$T = 2P/V$$

Avec :

T = retard de l'écho.

P = éloignement du réflecteur.

V = vitesse de propagation.

#### Remarque 2 :

Les matériaux composites possèdent une grande capacité à absorber les ultrasons, et pour cela on utilise des basses fréquences moins sensibles au phénomène d'absorption des ondes.

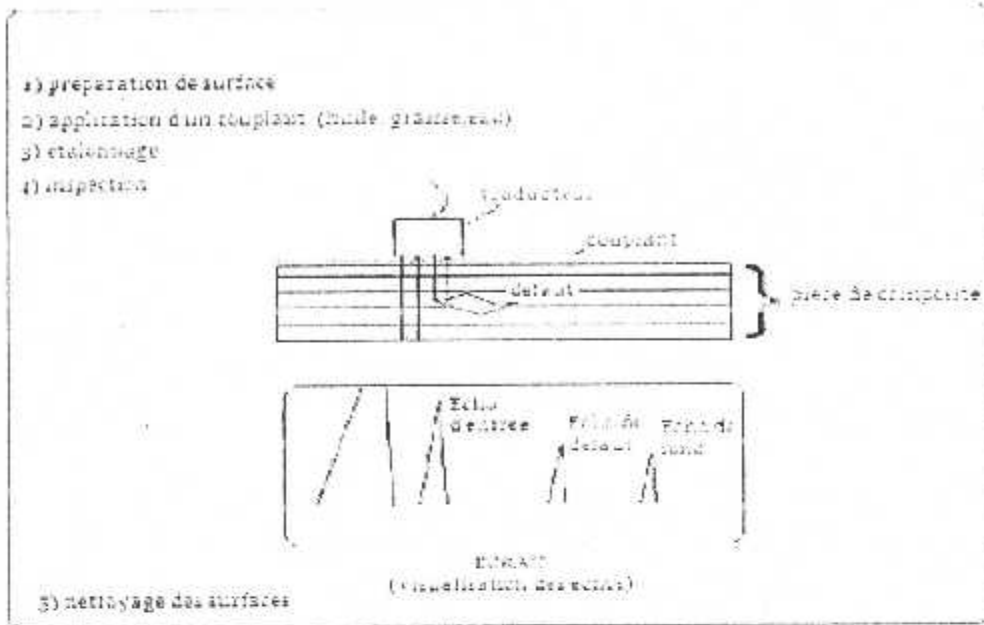


Fig. III-17- PRINCIPE DU CONTROLE PAR ULTRASONS

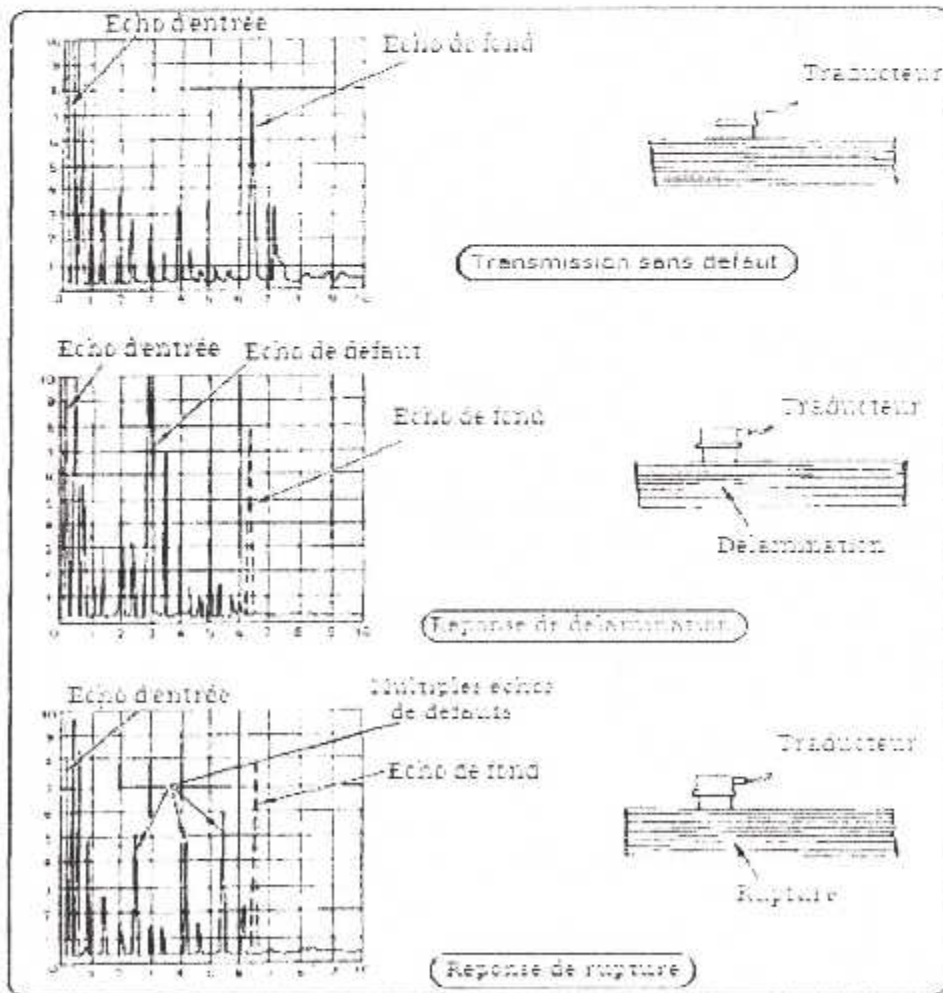


Fig. III-18- EXEMPLES DE DETECTION DES DEFAUTS

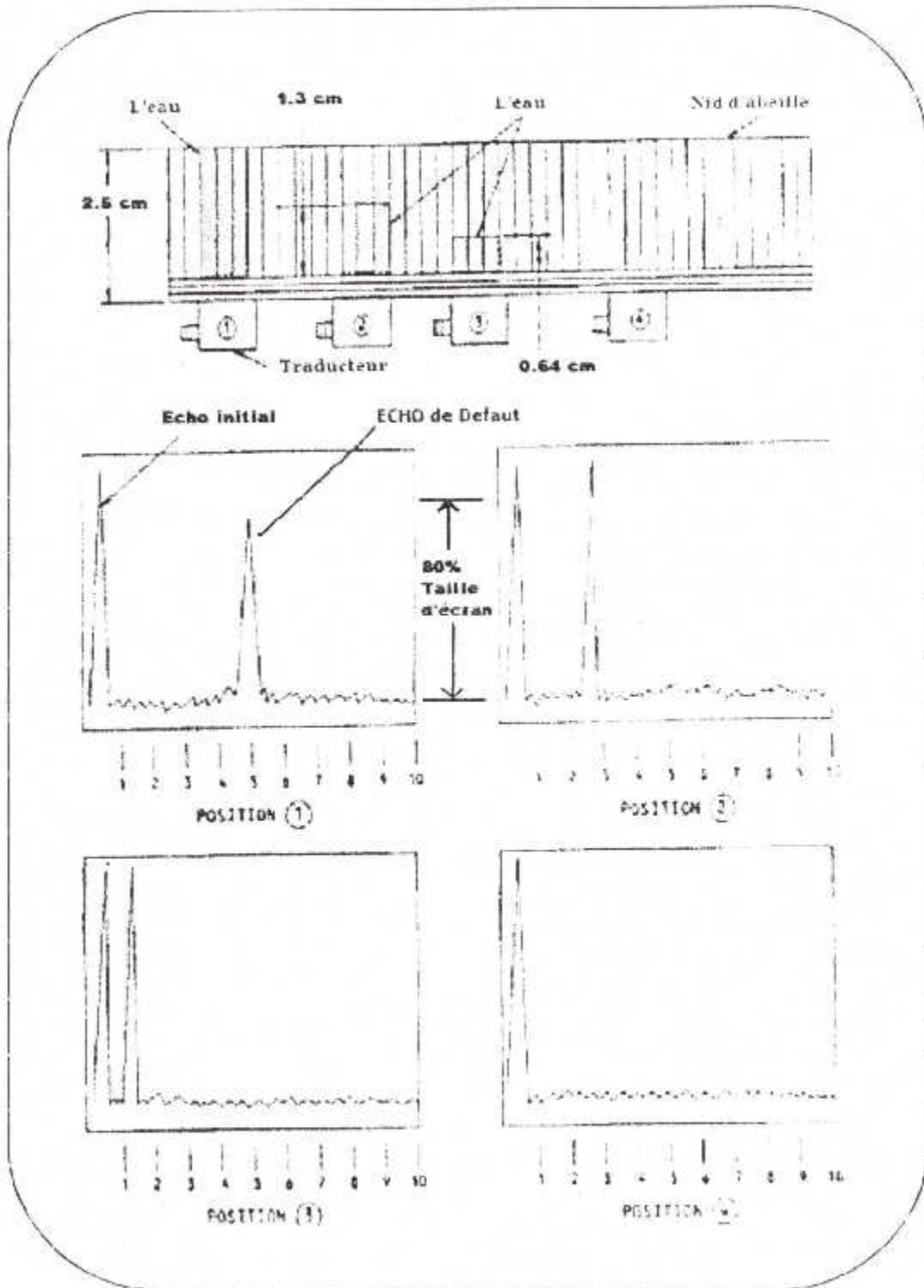


FIG. III-19- VISUALISATION DE L'AMPLITUDE DES ECHOS EN FONCTION DU TEMPS DE PARCOURS



### III-6-6 / L'inspection par la thermographie :

Le principe de cette inspection est de chauffer la pièce par une source de chaleur (lampe de quartz) puis l'on expose à une source infrarouge de thermo-graphie (voir fig. III-20-), à travers un écran qui montre l'image de grays cale on peut observer les défauts existant dans la pièce (voir fig. III-21-).

Cette méthode nous permet de détecter de l'eau dans le nid d'abeille.

Le contrôle par thermographie est en voie de développement à « AIR ALGERIE ».

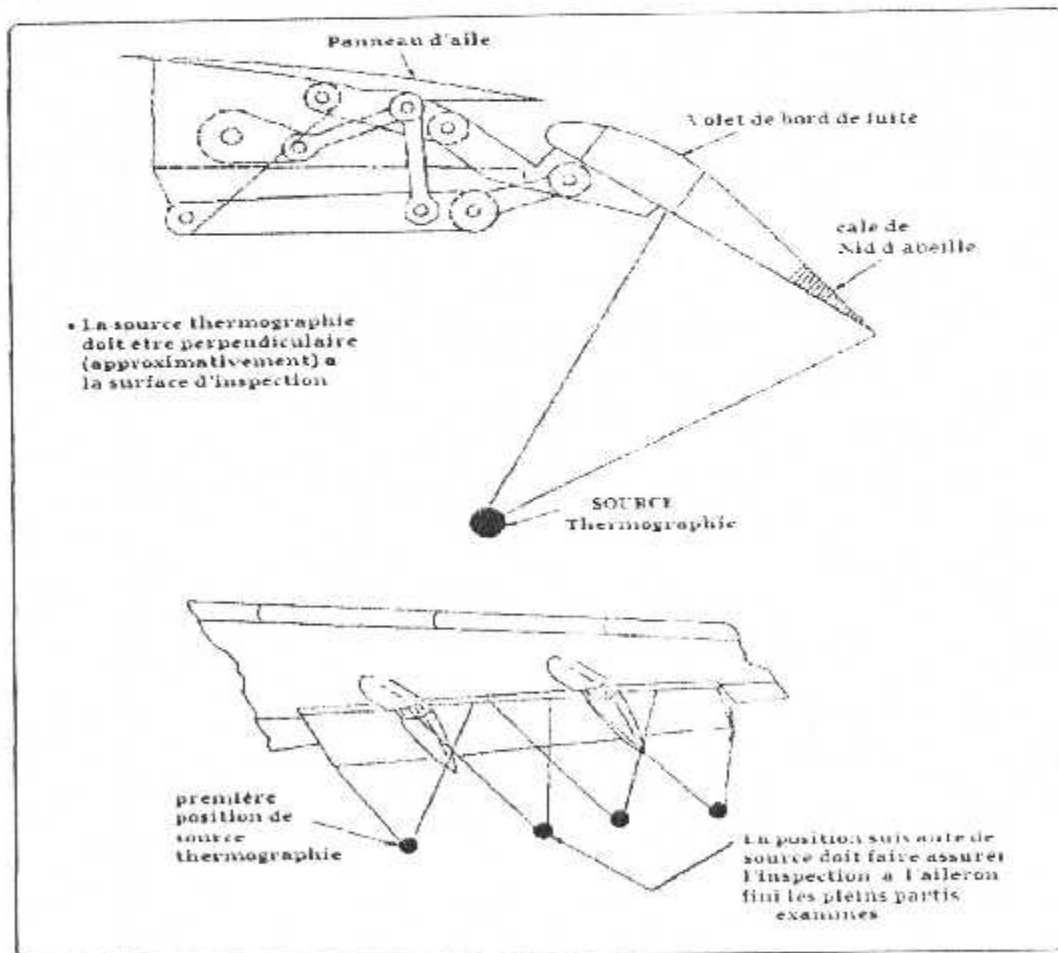


Fig. III-20- EXEMPLE COMMENT POSITIONNE LES SOURCES THERMO GRAPHIQUES

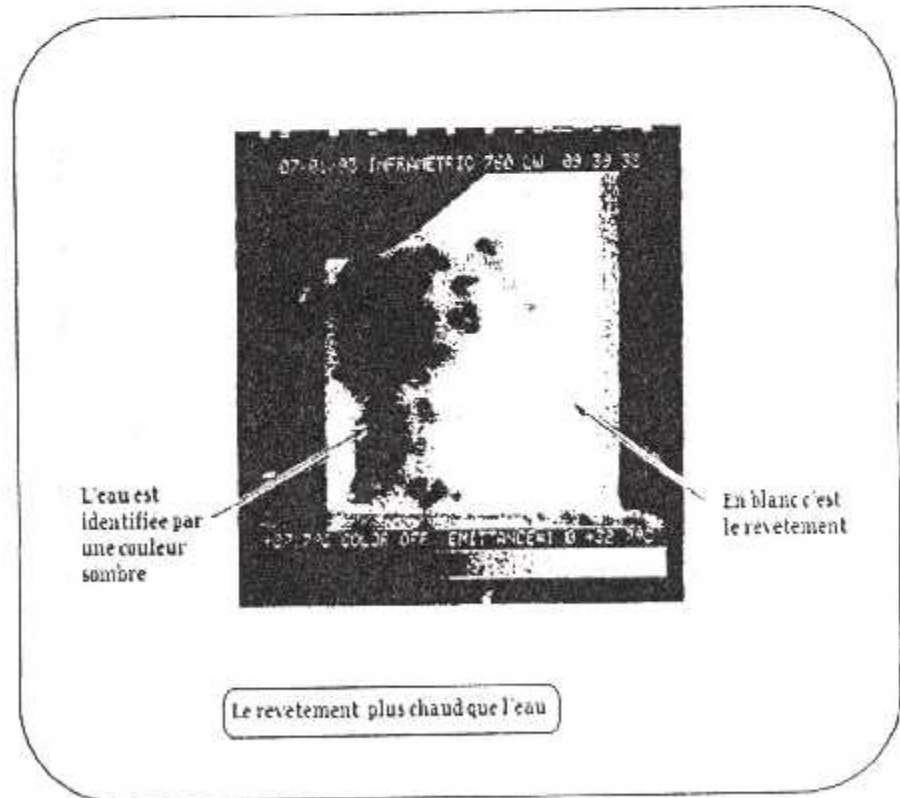
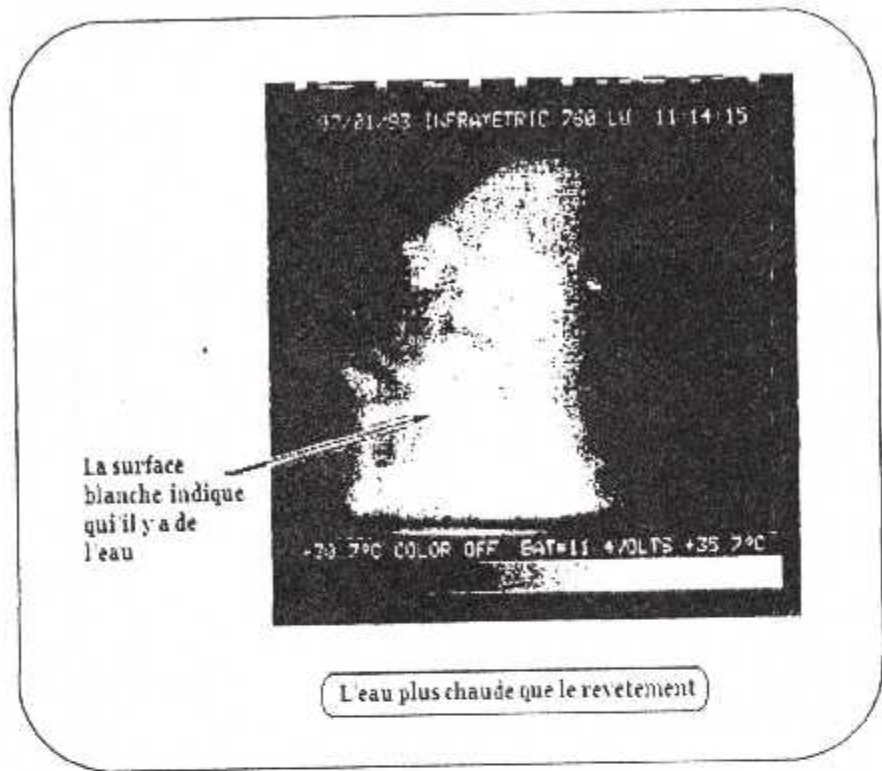


Fig. III-21- EXEMPLES D'OBSERVATION DES DEFAUTS SUR ECRAN



CHAPITRE 4  
REPARATION  
DES MATERIAUX COMPOSITES



### **IV-1 / Introduction :**

Comme il a été déjà cité, les matériaux composites utilisés dans les structures aéronautiques peuvent être endommagés, ce qui nécessite des réparations. Réparer une pièce en composite, c'est donc restaurer sa résistance locale.

### **IV-2 / Différent types de réparation :**

D'une manière générale les réparations des matériaux composites sont classées dans deux différents types :

#### **IV-2-1 / Réparation provisoire :**

Ce type de réparation est un acte provisoire de la tenue mécanique qui permet de conserver l'appareil en disponibilité jusqu'à la réparation définitive, donc cette réparation dépend du temps disponible et l'endroit de sa disposition.

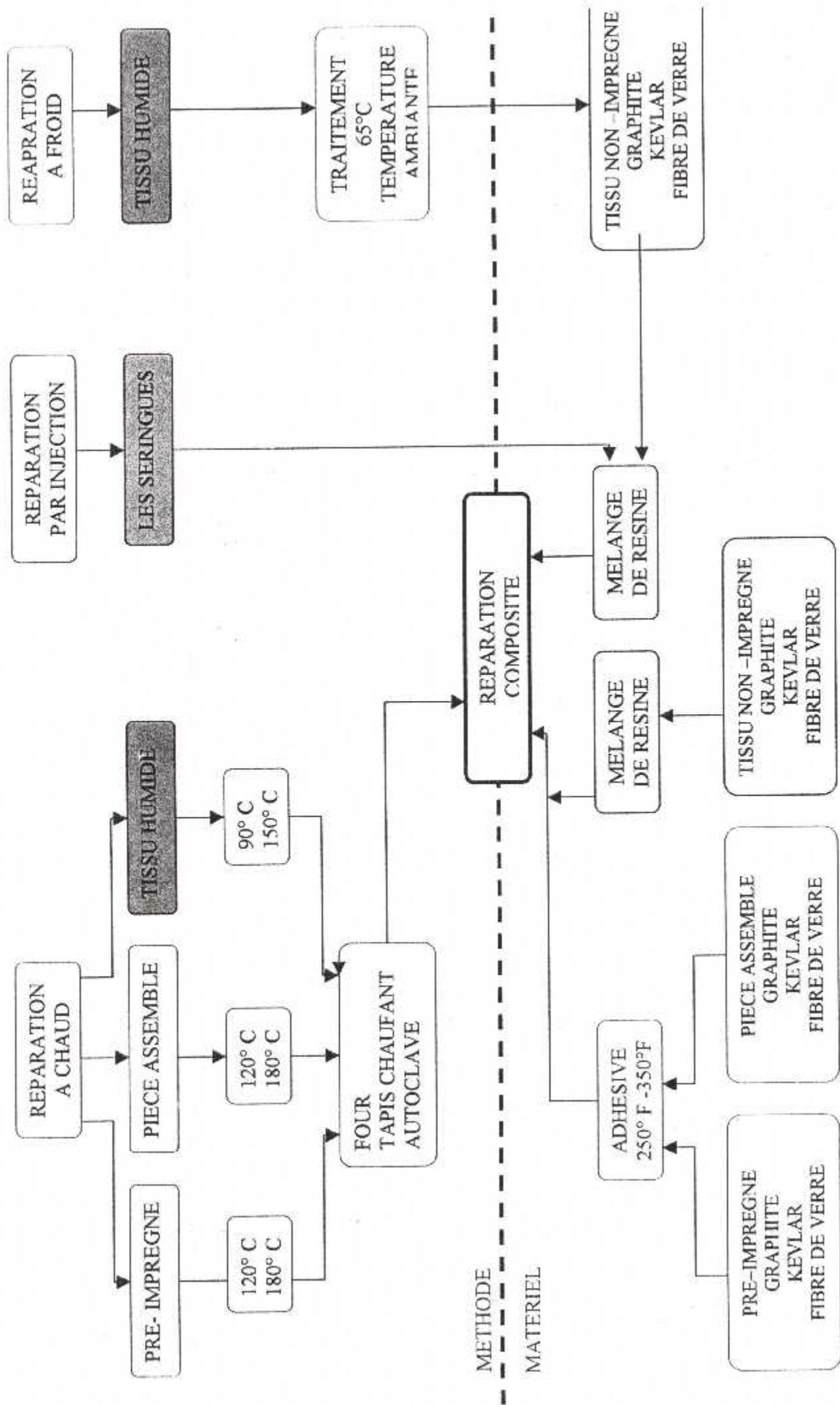
#### **IV-2-2 / Réparation permanente :**

Ces réparations doivent assurer le niveau de sécurité nécessaire pour le reste de la durée de vie de l'appareil.

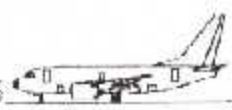
### **IV-3/ Les méthodes de réparations :**

Il est donc nécessaire de mettre en œuvre des méthodes de réparation simples du point de vue compétence, et de plus à un coût faible par rapport au prix de la pièce toute neuve.

Habituellement nous avons trois méthodes de réparations qui se résument dans Un organigramme (voir schéma. IV-1-):



LES METHODES DE REPARATION  
(Schéma. IV-1-)



- Réparation à chaud.
- Réparation à froid.
- Réparation par injection.

Les deux première réparation sont des réparations permanentes ce pendant leur choix dépend de trois paramètre :

1. la tolérance de dommage.
2. le type de matériau.
3. le temps de réparation (réparation à froid **de 24h à 48h** /réparation à chaud **de 2h à 3 h**)

Par contre la réparation par injection est une réparation provisoire dont le choix dépend de la **tolérance de dommage**.

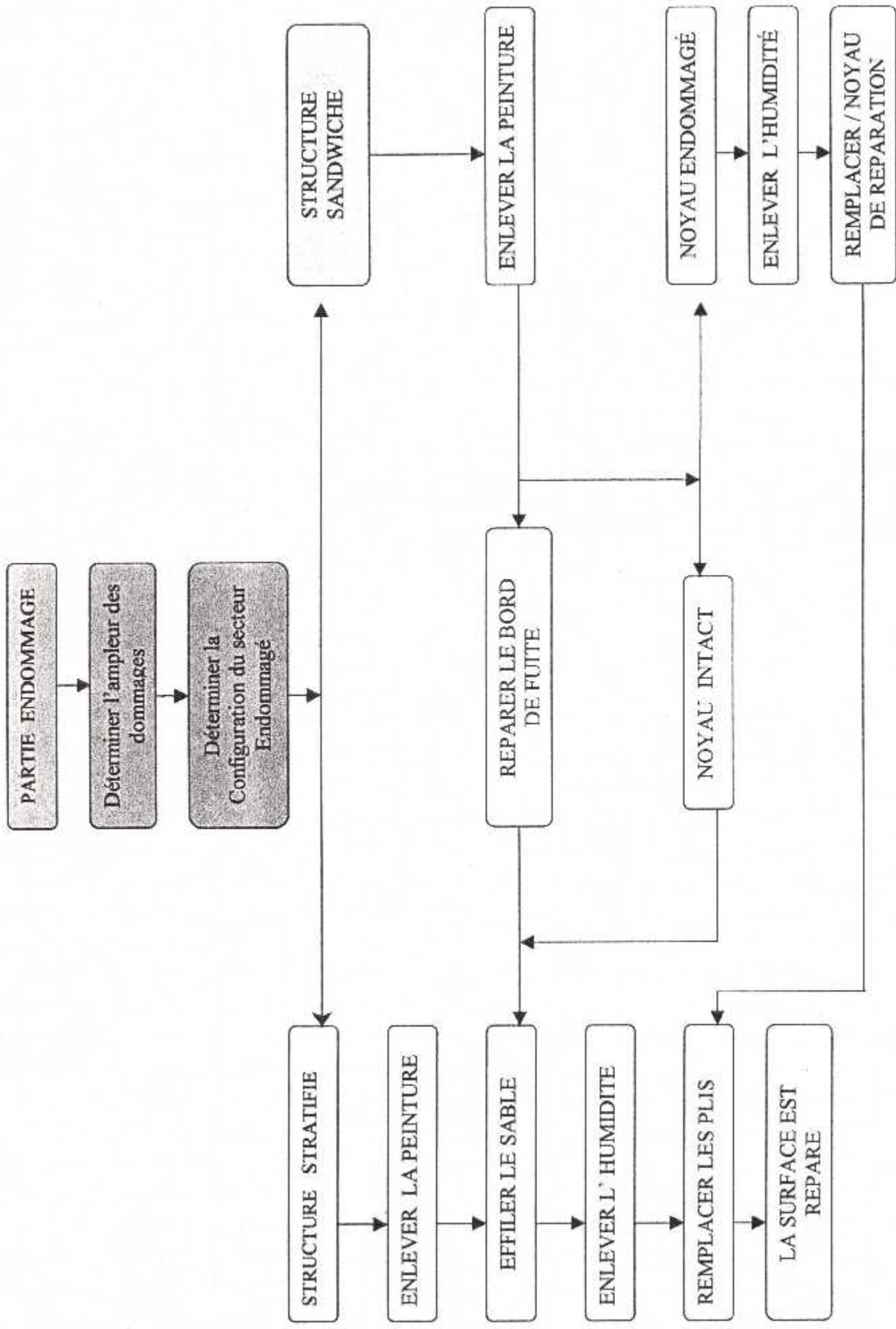
#### **IV-4/ Les séquences à suivre pour faire une réparation :**

Avant de commencer n'importe quelle réparation s'assurer que le secteur a réparé est en juste proportion nettoyé et séché.

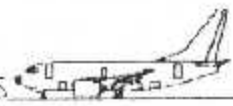
Pour faire une réparation il y a des étapes à suivre qui se résume dans l'organigramme (voir schéma. IV-2-) :

#### **IV-5/ Procédure de réparation :**

Pour choisir une procédure de réparation matériaux composites il faut toujours consulter le manuel d'un aéronef (S.R.M) «manuel de réparation structure» ou dans le « **chapitre 51** » l'on trouve les différentes procédures pour différent dommage.



LES SEQUENCES A SUIVRE POUR FAIRE UNE REPARATION  
(Schéma. IV-2-)



Pour des réparations composites la procédure sera faite par des matériaux d'origine sauf dans des cas spécifiques il peut y avoir des déviations.

### Exemple 1 :

Matériaux composites	Pièce d'origine	Pièce de réparation
Tissu de carbone	×	×
Nid-d'abeilles (aluminium)	×	×

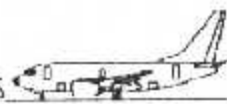
### IV-6/Réparation de matériaux composites :

En sachant que les matériaux composites sont utilisés dans de différentes parties de l'avion comme, RADOME, SPOILERS, PLANCHER DE PASSAGERS ...etc. Et comme modèles d'exploitation nous avons choisi deux réparations différentes.

- ❖ Réparation d'un impact dans le revêtement et le noyau (nid d'abeille)
- ❖ Réparation d'un décollement

#### IV-6-1/ Réparation d'un impact dans le revêtement et le noyau (nid d'abeille) :

Avant de commencer n'importe quelle réparation il faut toujours identifier la pièce, l'endroit de sa disposition et le type de contrainte qui subit ainsi la tolérance et le type de dommage.



On a pris un plancher de passagers endommagé d'un avion type « BOEING 737-200 » (voir fig. IV-1-) d'après une inspection visuelle il s'agit d'un impact dans le revêtement et le nid d'abeille. Cette inspection est insuffisante car on n'ignore le nombre de plis existants dans ce revêtement. On est appelé, alors à faire un contrôle non destructif par la méthode ultrason.

Après cette inspection on constate qu'il s'agit d'un impact de diamètre de 140mm, d'une épaisseur de 5mm et le revêtement contient 3 plis de graphite.

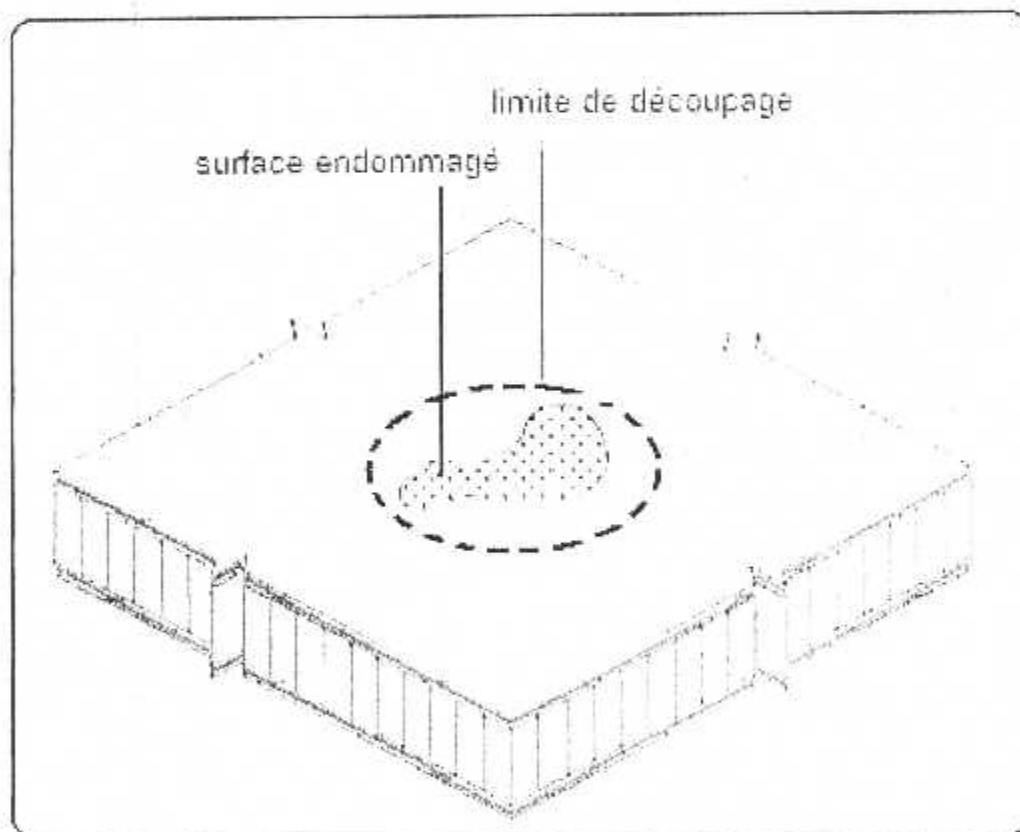


Fig. IV-1- INSPECTION DE DOMMAGE



### A. /Préparé la zone de réparation :

Avant de commencer la préparation Il faut nettoyer la surface de la pièce composite avec un solvant (M.F.K) « **méthyle .éthyle. kétone** ».

#### Remarque :

Lorsque vous utilisés un solvant il faut toujours vous protéger les mains avec des gant car c'est un irritant .

- ❖ Enlever le revêtement dans le secteur endommagé avec prudence.
- ❖ Faire un chevauchement avec la ponceuse autour du secteur endommagé (**25mm, 50mm**), pour qu'il ait une bonne adhérence avec les plis remplacés (voir fig. IV-2-).

Notons que les matériaux composites sont des produits chimiques, donc Lorsque vous poncez il est nécessaire de porter un masque d'oxygène et des lunettes.

- ❖ Enlever le nid d'abeille endommagé.
- ❖ Sécher et nettoyer l'endroit où on remplace le noyau.

### B. / La méthode de réparation :

D' Après le manuel (**S.R.M**), la tolérance de dommage et le type du matériau nous permettent de choisir une réparation à chaud qui est de **90°C**.



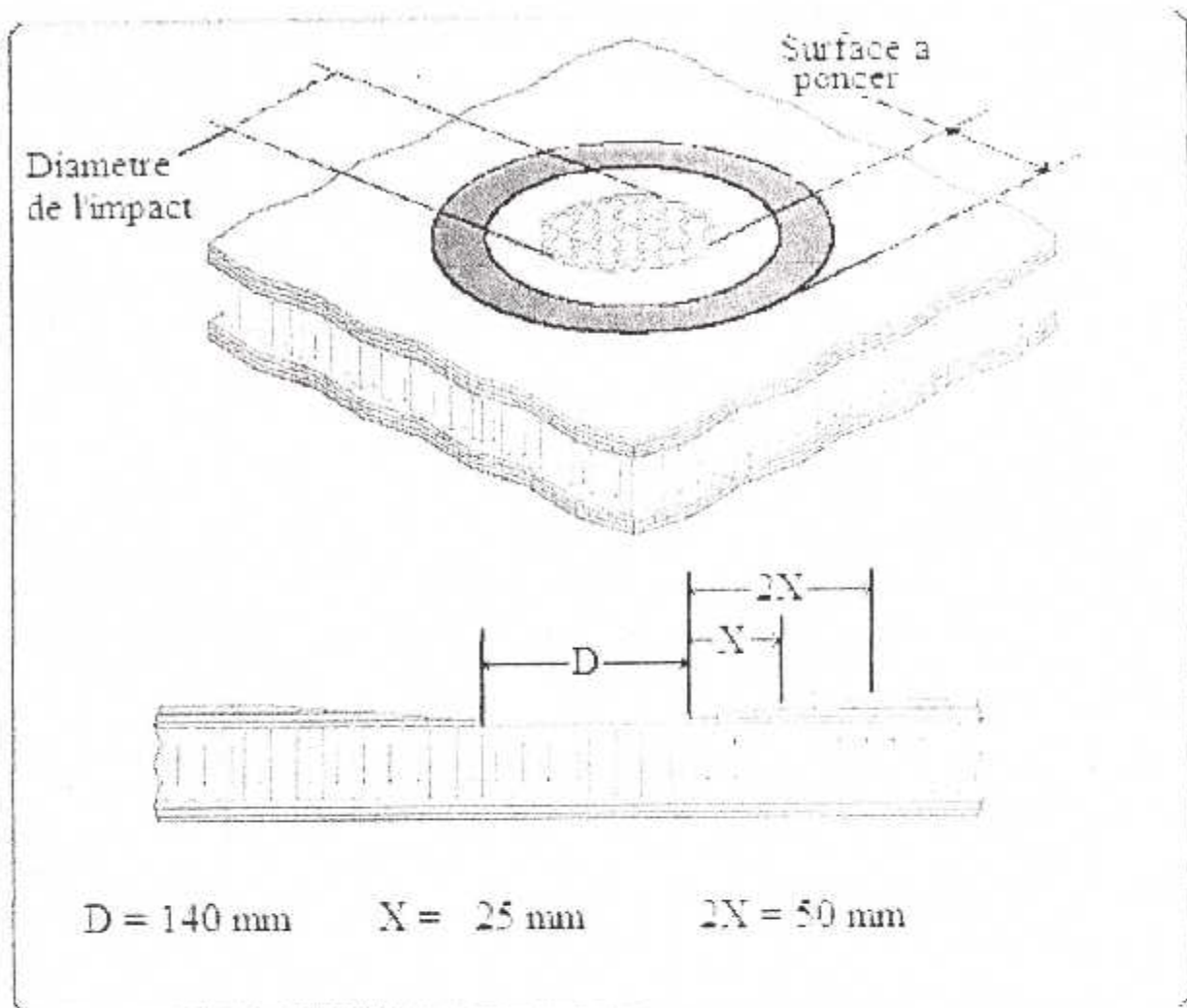
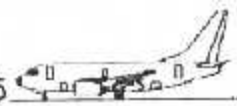


Fig. IV-2- CHEVAUCHEMENT DE LA PIECE

### C. / Le matériel de réparation :

Préparer 4 plis de graphite de référence (B.M.S 9-8typ1, class2)

d'après le (S.R.M) :

- ❖ 2 plis de graphite de diamètre : **140mm.**
- ❖ 1 pli de graphite de diamètre : **190mm.**
- ❖ 1 pli de graphite de diamètre : **240mm.**



- ❖ Faire une découpe de nid-d'abeilles de **140mm** de référence (B.M.S.8-124). on peut utiliser un nid d'abeille avec une épaisseur plus ou moins que l'épaisseur d'origine.

### Exemple 2 :

Dans un atelier composite il y a un nid d'abeille (**aluminium**) d'une épaisseur de (**15mm**) et dans notre réparation nous aurons besoin d'une épaisseur de (**30mm**). La solution est possible dans la procédure suivante (voir fig. IV-3-) :

- Préparer deux pièces de nid d'abeille et un pli de tissu de verre même diamètre requis.
- Mouiller le tissu de verre dans la résine.
- Prend l'une des pièces de nid d'abeille on recouvrant avec le tissu de verre.
- Met la deuxième pièce au dessus de nid d'abeille assembler avec le tissu de verre.

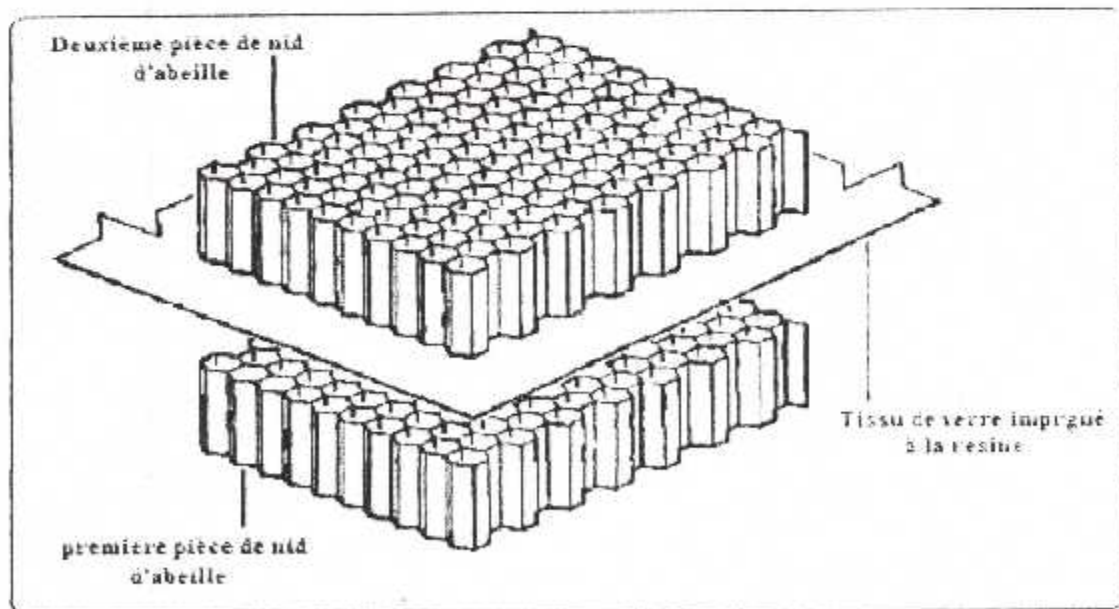


Fig. IV-3- FABRICATION D'UNE EPAISSEUR D'UN NID D'ABEILLE.



❖ Préparer la résine : type

Epocast **50A** → 100 grammes.

Durcisseur **9816** → 15 grammes.

- La résine doit être lentement mélanger, de façon à obtenir une solution homogène.

- Le durcisseur : Agent de réticulation d'un système de résine qui, associé à la base, initie et règle la réaction chimique de polymérisation. Le durcisseur entre dans la constitution de la macromolécule formée (voir fig. IV-4).

En conséquence, suivant la nature du durcisseur employé, les produits de polymérisation d'une résine de base posséderont des caractéristiques physiques, mécaniques, électriques ou thermiques très diverses. Le choix du durcisseur est fonction de la résine utilisée et de ses caractéristiques physiques (nature, viscosité, exothermique, ...)

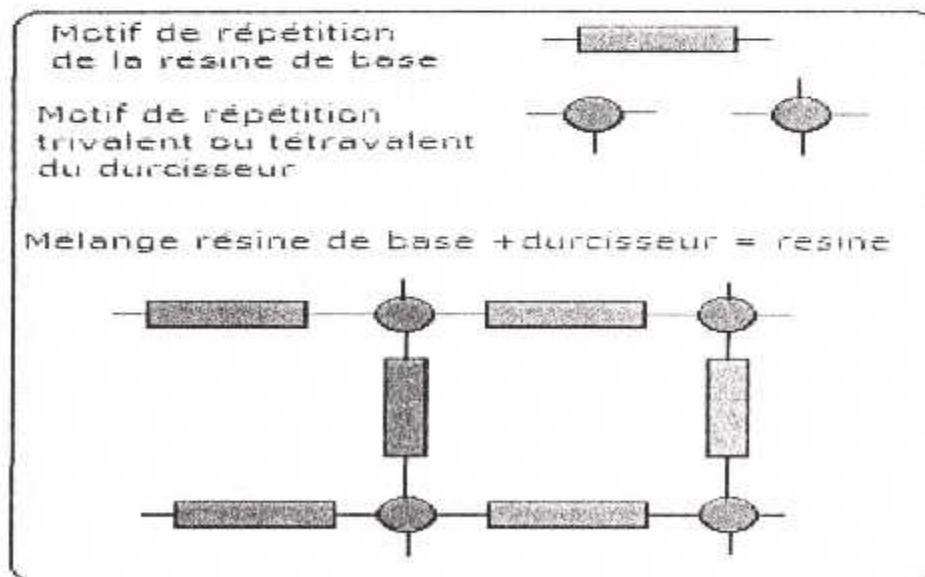


Fig. IV-4- VUE MICROSCOPIQUE D'UN MELANGE RESINE DE BASE AVEC DURCISSEUR.



❖ Préparation manuelle du pré- imprégné : pour toutes réparation dont, on aura besoin de préparer le pré- imprégné qui contiendra les plis de réparation. La réalisation du pré -imprégné se déroule de la façon suivante :

Dans un premier temps, un film démoulant est positionné sur la table de drapage (marbre), ensuite à l'aide d'une raclette, une couche de résine est étalée sur le film.

L'étape suivante consiste à poser un tissu sec qui va contenir toutes les couches de résine.

Après cela une deuxième couche de résine est étalée sur le tissu et ensuite recouverte avec un film démoulant.

Pour finir, à l'aide d'un rouleau l'excédent de résine est évacué. Ainsi notre pré- imprègne qui sera manipulé comme les pré- imprégnés commerciaux est réalisé.

Adhésif : résine mélangée avec le microballon (Le diamètre des microballons varie de quelques microns à quelques dizaines de microns. L'épaisseur des parois des microballons est de l'ordre de 1 à 12 micromètres (voir fig. IV5-). Le mélange de microballons avec une résine thermodurcissable présente une tenue en Compression importante pour une densité faible (de 0,3 à 0,4)), pour l'assemblage du nid d'abeille.

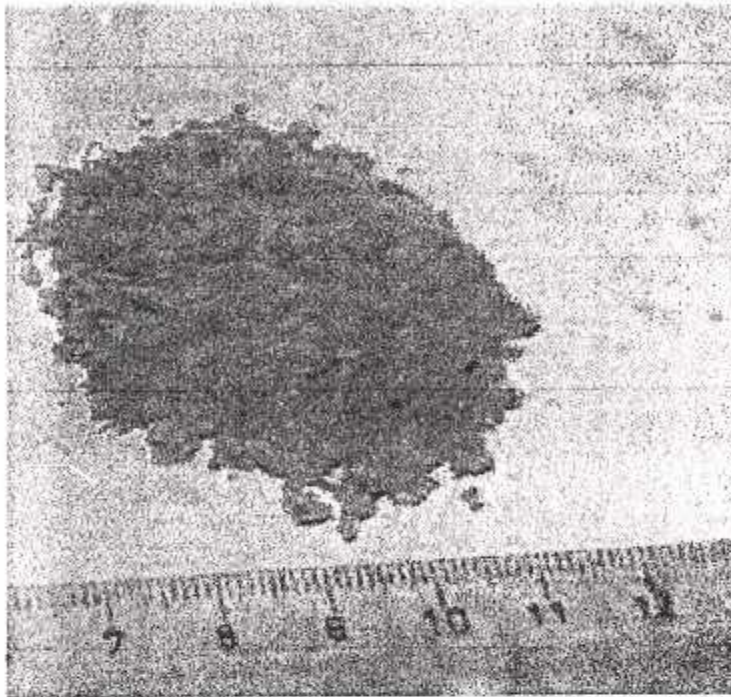
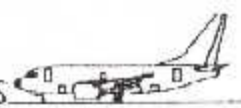
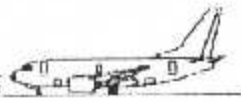


Fig. IV-5- MICROBALLON.

- ❖ Tissu à délaminer (D300), il a pour rôle de faciliter le drainage des gaz et des solvants emprisonnés dans le tissu de graphite vers les canaux d'aspiration.
- ❖ Tissu de pompage est utilisé pour absorber l'excédent de résine contenu dans le tissu de graphite.
- ❖ Tissu de drainage (AB-100-60), assure l'évacuation de l'air vers les canaux d'aspiration.
- ❖ Film de séparation, pour assuré la protection du matelas chauffant.
- ❖ Mastic d'étanchéité.
- ❖ Machine de réparation de composite (ANITA 8501).



### D. / La réparation :

Ces étapes qui suivent cette réparation sont ordonnées (voir fig. IV-6-1) et (fig-IV-6-2):

- ❖ Placer un pli de graphite (**pli de remplissage**) de diamètre **140mm**.
- ❖ Prendre le nid d'abeille remplacé et mettre l'adhésif tout au tour de celui-ci.
- ❖ Placer le nid d'abeille + adhésif dans son emplacement, tout en gardant le même sens des alvéoles de nid d'abeille, pour ne pas changer les caractéristiques mécaniques de la pièce.
- ❖ Placer les **3** plis de graphite (**140mm, 190mm, 240mm**), sans orientation (**0°**).

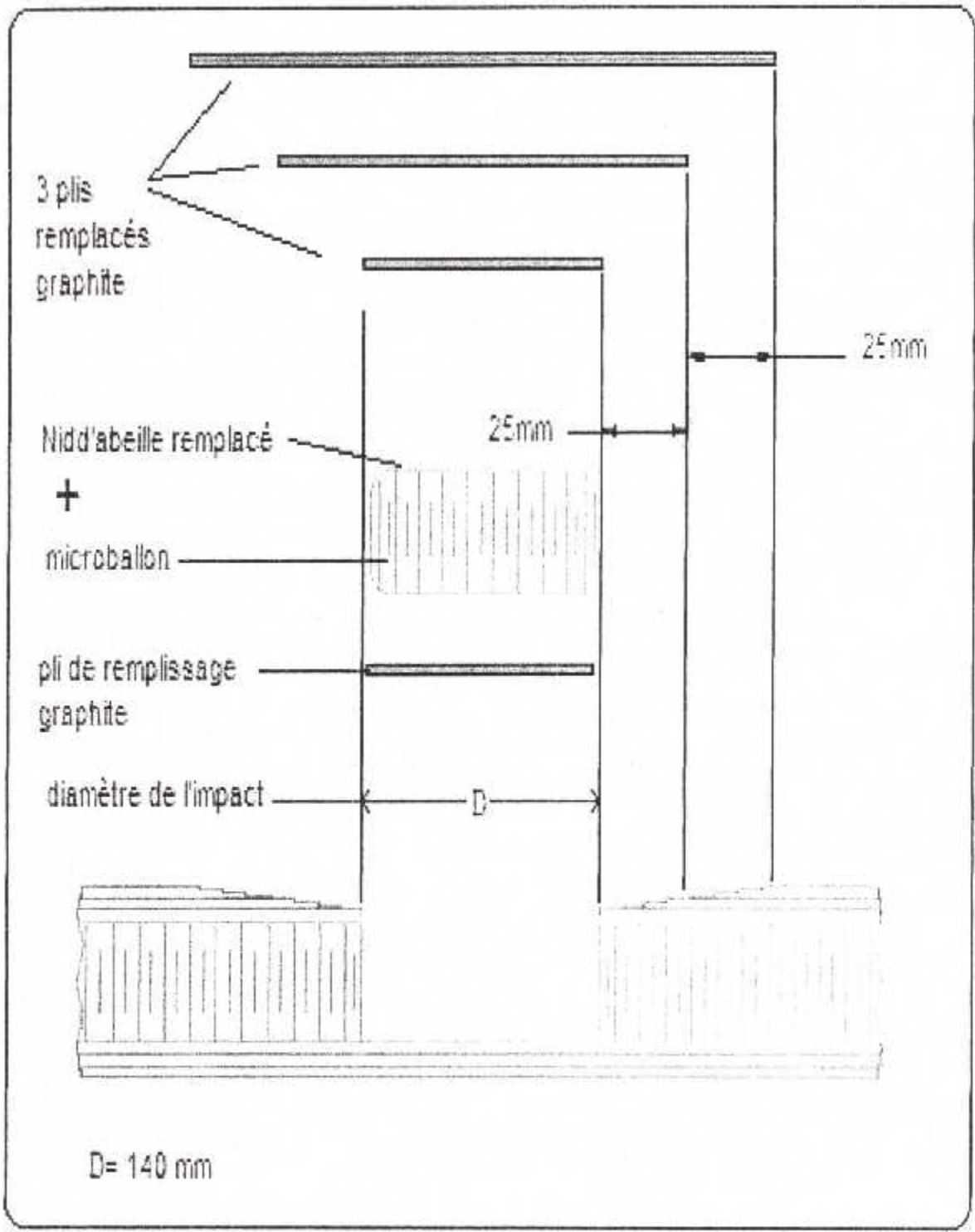
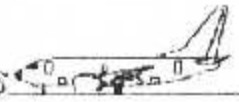


Fig. IV-6-1-DISPOSITIOIN DES MATERIAUX DE REPARATION

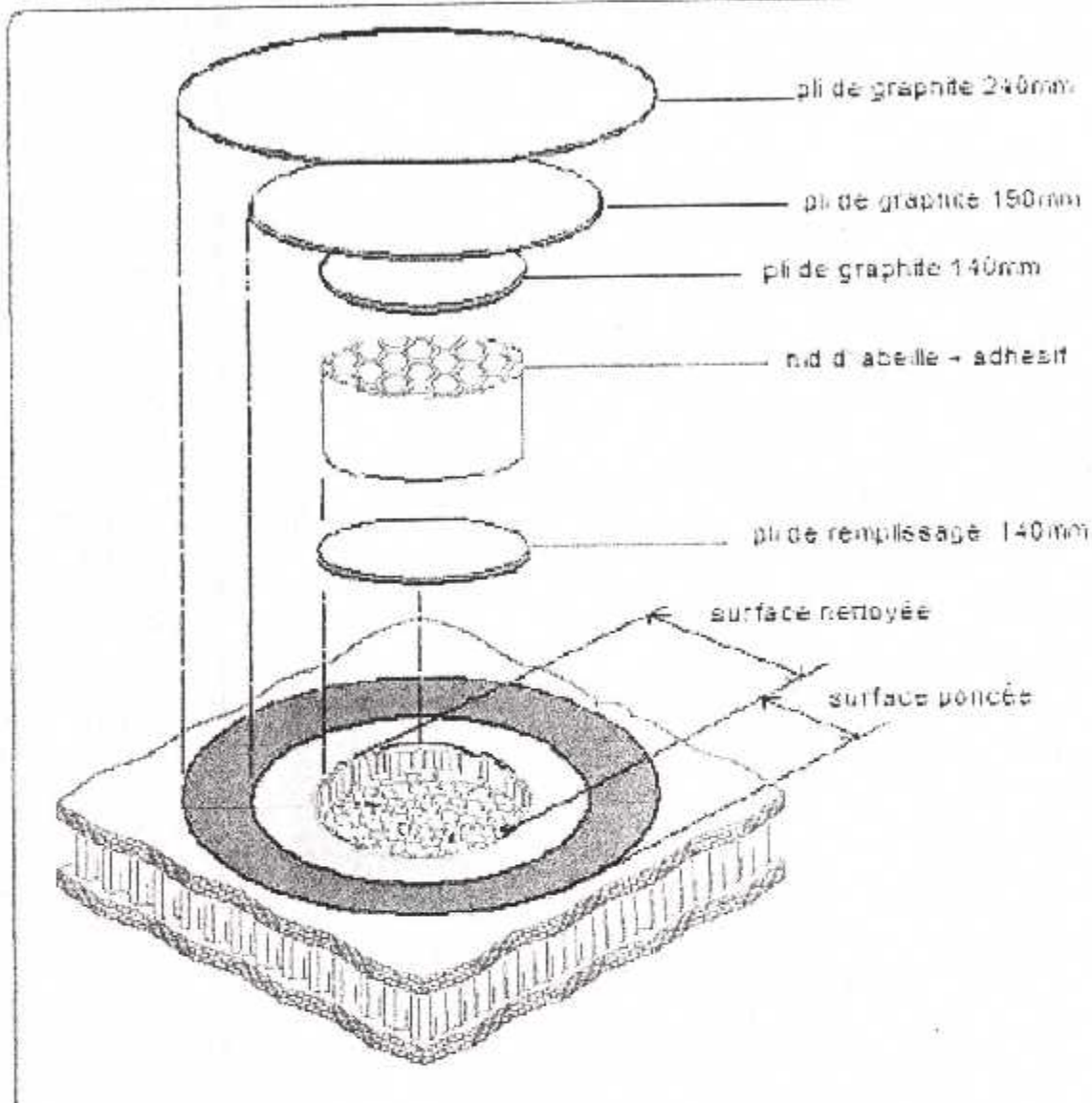
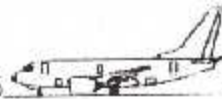


Fig. IV-6.2- DISPOSITION DES MATÉRIEAUX DE RÉPARATION

Après cette assemblage des différents produits, on procède à la polymérisation finale, qui va donner à la pièce toute sa rigidité et ses caractéristiques mécaniques définitives. (Voir fig. IV-7-)

- ❖ Mettre un tissu de drainage.
- ❖ Mettre un tissu de pompage.
- ❖ Film de séparation





- ❖ Mettre un tapis chauffant+thermocouples qui sont en contact avec la machine de réparation de composite.
- ❖ Mettre un tissu de drainage.
- ❖ Mettre un sac de vide qui permet d'appliquer une pression de l'ordre de 0,8 à 0,9 bar sur la surface considérée. Cette pression maintenue pendant la durée de la polymérisation permet l'amélioration du compactage et de l'aspect général de la pièce.

Au cours de cette opération divers objectifs doivent être atteints :

1. respect du cycle de température adapté à la résine (polymérisation) voir (Voir fig. IV-8-).
2. compactage suffisant des couches.
3. drainage des gaz.
4. évacuation de l'excédent de résine.

Après une durée limitée **2h10mn**, la réparation de la pièce est achevée.

### **E. /Le contrôle :**

Une dernière étape de contrôle permet de vérifier la réparation de la pièce réalisée correspond bien à la procédure du manuel (S.R.M) et ne présente pas de défauts structurels. Celui-ci peut s'effectuer par deux méthodes :

- ❖ Lecture de la bande d'enregistrement de la machine « ANITA 8501 ».
- ❖ Un contrôle –non destructif (l'ap test).

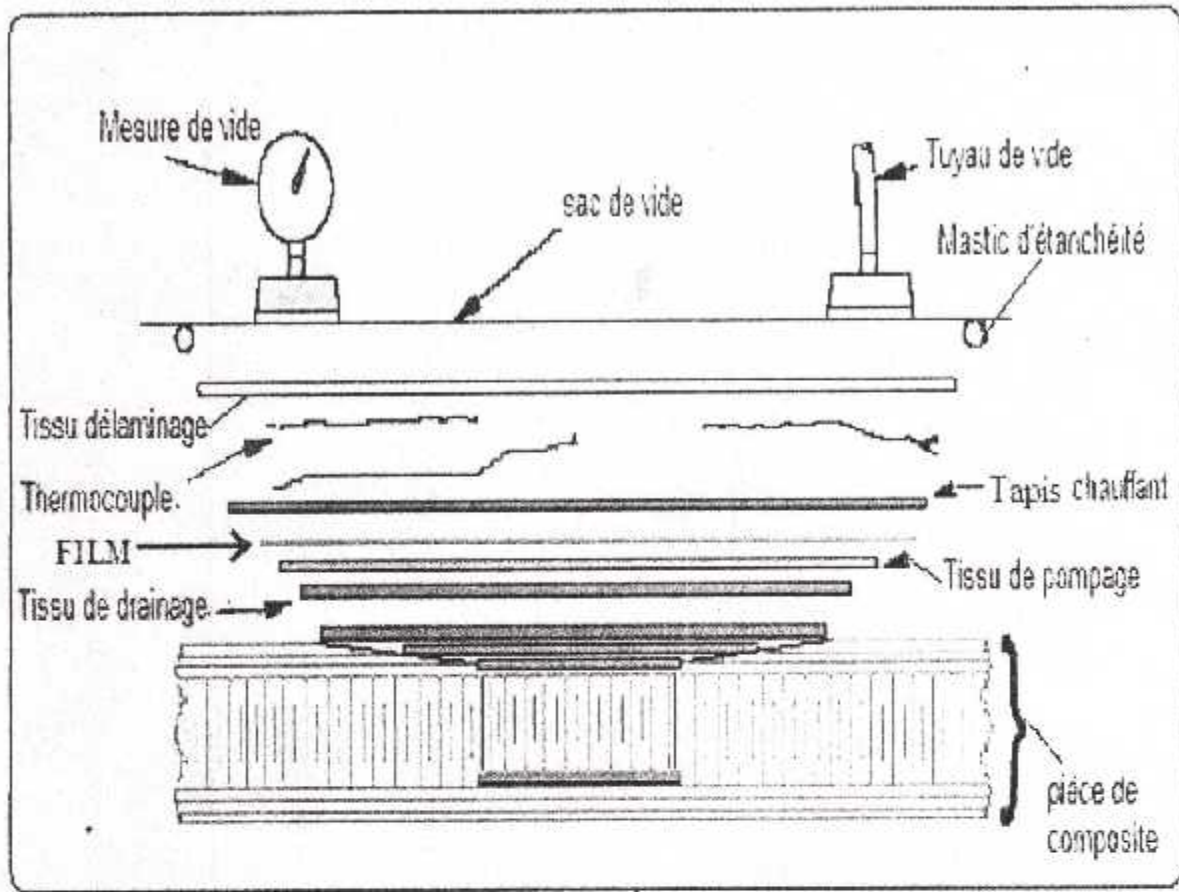


Fig. IV-7-DISPOSITION DE PRODUIT D'ENVIRONNEMENT SUR LA PIECE DE REPARATION

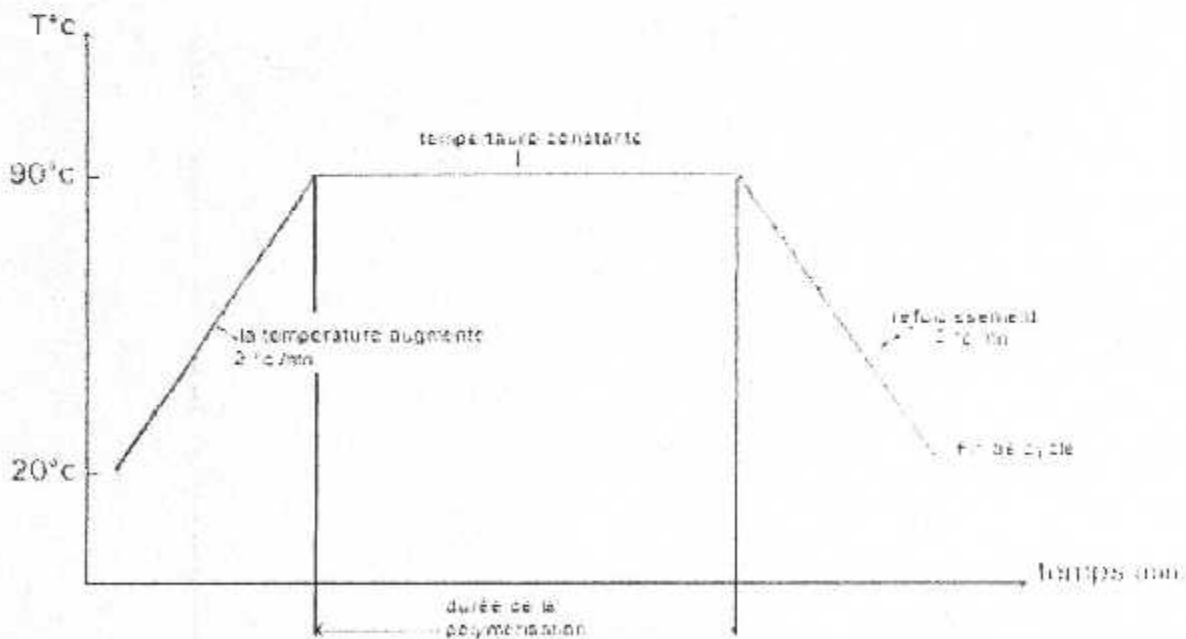


Fig. IV-8-CYCLE DE POLYMERISATION



#### IV-6-2-/ Réparation d'un décollement :

Sur une structure sandwich il peut y avoir au cour du temps un décollement entre le revêtement et le nid d'abeille. Donc un endommagement dans la structure sandwich, ce dernier est détecté par l'inspection visuelle où en observe un gonflement sur la structure, plus un contrôle non destructif par le tap test pour déterminer la zone de décollement.

Pour ce genre d'endommagement la réparation sera par injection d'adhésive (**Composition capable de maintenir ensemble des matériaux par adhérence**) et la procédure sera la suivante :

1. percer des trous aléatoires dans le revêtement (secteur de décollement).
2. injecter l'adhésive avec une seringue dans les trous (voir fig. IV-9-).
3. appliquer la pression (serre- joint) sur la surface de revêtement pour bien assurer la liaison appropriée entre le noyau (**nid d'abeille**) et le revêtement.

Notons que cette réparation est provisoire, mais, il faut procédé à la réparation définitivement (**réparation permanente**).

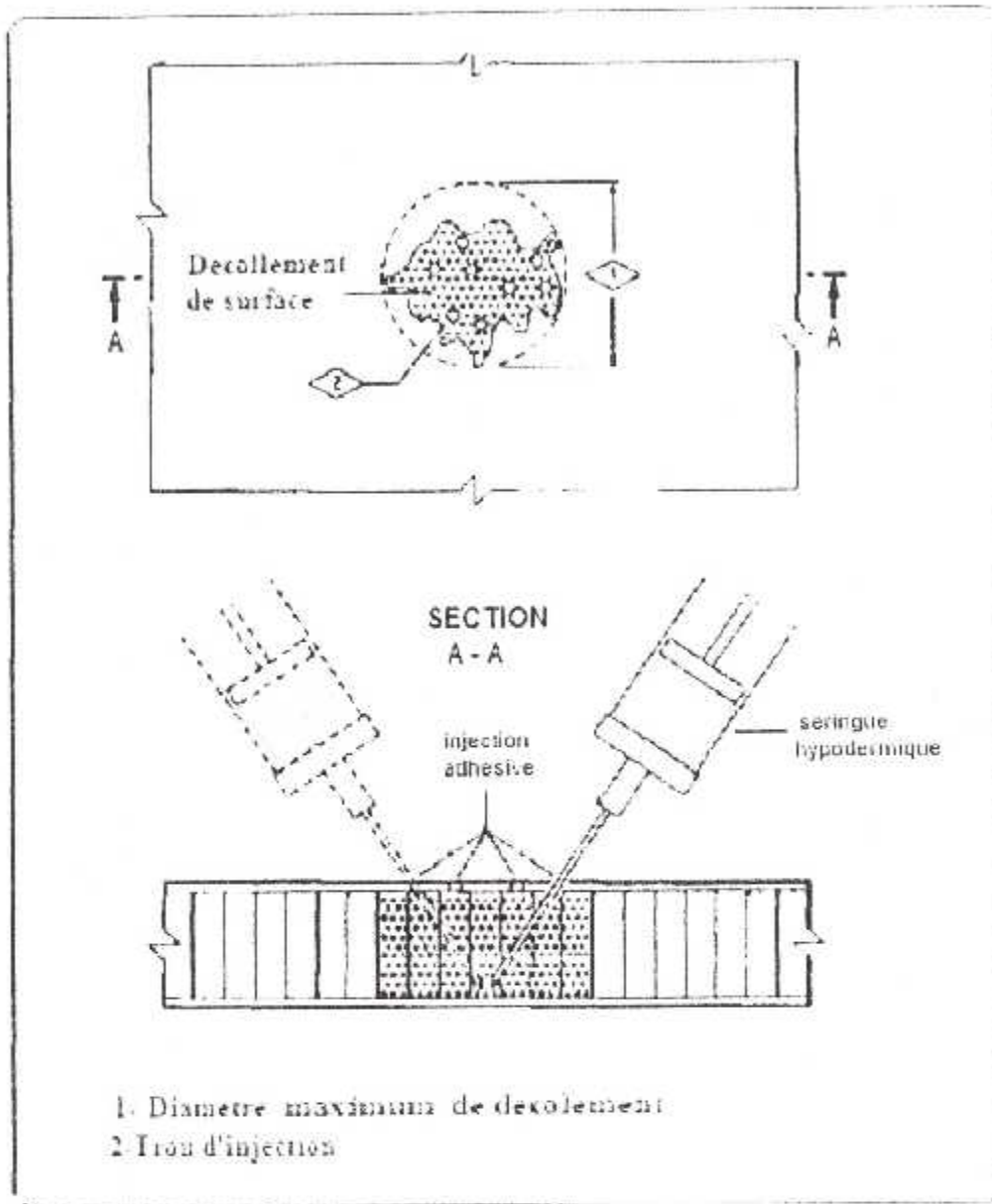


Fig. IV-9- RÉPARATION D'UN DECOLLEMENT

# CONCLUSION

Le secteur aéronautique est constamment à la recherche des matériaux les plus performants possible afin d'améliorer davantage l'efficacité et la sécurité de ses engins. D'autre part, la construction de véhicules aéronautique fait appel à de nombreuses technologies de fabrication, tant la diversité des éléments à réaliser est grande.

Les matériaux composites ne sont que l'un des types de matériaux employé dans le domaine aéronautique, mais leur utilisation a progressé de façon spectaculaire au cours des dernières décennies. Au sens strict, les matériaux composites sont l'association de plusieurs constituants différents : il s'agit du renfort et de la matrice.

Les renforts sont généralement des fibres de verre, de carbone ou des fibres aramides, en ce qui concerne les matrices leurs buts est de maintenir les fibres en position, elles se divisent en trois catégories : matrice organique, minérales ou matrice métallique.

Les matériaux composites disposent d'atouts par rapport à des produits concurrents. Ils offrent de nombreuses avantages fonctionnels : (légereté, résistance mécanique et chimique, liberté de formes). Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques (rigidité, résistance à la fatigue), mais aussi à leurs propriétés chimiques (résistance à la corrosion).

Initialement, les applications composites n'ont concerné que des pièces non vitales pour la tenue de l'appareil. Progressivement, ces

composites gagnent les structures primaires, comme la voilure, le revêtement, les circuits de conditionnement d'air, la fabrication de radome, les hélices.

L'étude sur les matériaux composites reste toutefois assez vaste et connaître leurs comportements sous l'effet de l'environnement, de diverses façons d'endommagements et de restaurations, enrichirait toute connaissance dans ce vaste domaine. De plus, elles offrent d'intéressante capacité à pouvoir se réparer assez facilement avec un simple outillage de réparation.

Ne jamais oublier devant un " nouveau matériau " de se demander :

- **Remplit-il le cahier des charges ?**
- **Améliore-t-il les objectifs ?**
- **Dispose-t-on d'un procédé fiable de mise en œuvre ?**
- **Le coût est-il admissible pour le gain de performance ?**

# BIBLIOGRAPHIE :

## Livres :

- 1- Les matériaux composites I ; II  
(JEAN WEISS ET CLAUDE BORD).
- 2- Matériaux composites « DANIEL GAY » édition HERMES 1991.
- 3- Technique de l'ingénieur et usage de technicien supérieur (1990).
- 4- Analyse et conception des structures en matériaux composites.
- 5- Engineering application of new composites « PAI ».
- 6- G GAUSSE JEAN MERMOZ «technologie générale».

## Thèse :

- 1- " Etude du délaminage des matériaux composites stratifiés  
(carbone/époxy)

« A AZOUAOUI »