

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET
POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB BLIDA 1



INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Département Construction Aéronautique

Projet de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de Master en **Aéronautique**

Spécialité : Structures Aéronautiques

Thème

Caractérisation et Simulation D'un Matériau Composite

Présenté par :

Djazouli Karim

Encadré par :

Mr :Bentrad Hocine

IAES

2021 - 2022

REMERCIEMENT

Je tiens tout d'abord à remercier le dieu ALLAH tout puissant, de m'avoir donné le courage et la patience afin de mener à bien et à terme ce travail.

Je tiens à exprimer mes vifs remerciements à notre promoteur Mr BENTRAD HOUCINE pour avoir proposés ce sujet, leur aide et ses précieux Conseils tout au long de notre travail.

Je tiens à remercier les membres du jury pour l'honneur qu'ils m'ont fait en acceptant d'examiner notre travail

Un hommage reconnaissant est adressé à tous les cadres de l'Institut D'Aéronautique et des études spatiales

Mes vifs remerciements vont aussi au Mr ARABI Chouaib de l'université de BOUMERDES pour m'avoir aidé à Réaliser mes tests mécaniques.

En fin, merci à mes amis qui m'ont soutenu durant cette étude, qui m'ont aidé mais surtout qui ont supporté mes angoisses et mes craintes et qui ont cru en me jusqu'au bout. Sans oublier bien sur mes parents, mes frères et mes cousins qui étaient là à chaque instant de ces années d'études, qui ont cru en me du début jusqu'à la fin et cela malgré les échecs, qui m'ont motivé et m'avoir donné le courage de persévérer malgré les difficultés.

Dédicaces

Ce projet fin d'étude est dédié à mes chers parents, ma mère et mon père source de tendresse et noblesse et d'affection. Ils m'ont toujours poussé et motivé dans mes études sans eux, je n'aurais

Certainement pas fait d'études longues

Ce projet fin d'étude représente donc l'aboutissement du soutien et des encouragements qu'ils m'ont prodigués tout au long de ma scolarité, qu'ils en soient remerciés par cette trop modeste dédicace, Puisse Dieu, le tout puissant, vous préserver et vous accorder santé, longue vie et bonheur.

C'est un moment de plaisir de dédier cet œuvre, à mes frères et mes sœurs, en signe d'amour, de reconnaissance et de gratitude pour le dévouement et les sacrifices dont vous avez fait toujours preuve à mon égard et à tous les membres de nos familles.

A mes amis et mes camarades qui m'ont vraiment aidé à tout qui compulse ce modeste travail.

Et surtout à Mr Slama Salah qui m'a soutenu dès le premier contact avec lui.

Liste des notations et des symboles

l :	Longueur du stratifié.
b :	Largeur du stratifié.
h :	Epaisseur du stratifié.
V_f :	Fraction volumique de fibre.
V_m :	Fraction volumique de matrice.
E_L :	Module d'élasticité longitudinale de fibre.
E_T :	Module d'élasticité transversale de fibre.
G_{ij} :	Module de cisaillement.
ν_{LT} :	Coefficient de poisson.
$\sigma(M)$:	Tenseur des contraintes.
$\varepsilon(M)$:	Tenseur des déformations.
M_x, M_y :	Moment de flexion.
M_{xy} :	Moment de torsion.
N_x, N_y, N_{xy} :	Résultantes en membrane par unité de longueur
$[C_{ij}]$:	Coefficients de la matrice de rigidité.
$[A_{ij}]$:	Matrice des rigidités en membrane.
$[D_{ij}]$:	Matrice des rigidités en membrane flexion-torsion.
$[E_{ij}]$:	Matrice de couplage membrane-flexion torsion et gauchissement.
θ :	L'angle de l'orientation des fibres.

ملخص

تحتل المواد المركبة مساحة أكبر وأكثر في مجال الطيران والفضاء، وتعتبر جودة هذه المواد ضرورية ويجب أن تحتوي على حد أدنى من العيوب والخصائص الميكانيكية الممتازة.

يتطرق هذا العمل الى التطوير من خلال عملية التشكيل بالفراغ لمادة مركبتين: الزجاج / الإيبوكسي ، والكربون / الإيبوكسي. تم إجراء الاختبارات الميكانيكية (الشد ، والانحناء) على هذه المواد من أجل تحليل وتفسير سلوكها ، وكانت الخطوة الأخيرة تتمثل في محاكاة السلوك الميكانيكي لصفائح الكربون / الإيبوكسي

الكلمات المفتاحية: المواد المركبة، الشد، الانحناء، صفائح

RESUMÉ

Les matériaux composites occupent de plus en plus de place dans le domaine de l'aéronautique et l'aérospatiale, la qualité de ces matériaux est primordiale et ces derniers doivent avoir un minimum de défauts et d'excellentes caractéristiques mécaniques.

Ce travail traite l'élaboration par le procédé de moulage sous vide de deux matériaux composites : verre/époxy, carbone/époxy. Des essais mécaniques(traction, flexion,) ont été réalisés sur ces matériaux afin d'analyser et d'interpréter leur comportement et dernière étape consiste a simulé le comportement mécanique du stratifié carbone/époxy par ANSYS.

Mots Clés : Matériaux composites, traction, flexion, stratifié

ABSTRACT

Composite materials occupy more and more space in the field of aeronautics and aerospace, the quality of these materials is essential and they must have a minimum of defects and excellent mechanical characteristics.

This work deals with the development by the vacuum molding process of two composite materials: glass/epoxy, carbon/epoxy. Mechanical tests (tensile, bending.) were carried out on these materials in order to analyze and interpret their behaviour and the last step consisted in simulating the mechanical behaviour of the

Keywords: composite materials, tensile, bending, laminate

Table des matières

I. Chapitre 1 :	1
I.1 Généralités sur l'avion :	2
I.1.1 Présentation :	2
I.2 Structure des Avions :	2
I.2.1 Fuselage :	2
I.2.2 Aile :	5
I.3 Empennages :	9
I.3.1 Les différents empennages :	10
I.3.2 Empennage vertical :	10
I.3.3 Empennage horizontal :	10
I.3.4 Mode de construction :	10
I.4 Train d'atterrissage :	11
I.4.1 Les différents types de trains d'atterrissage :	11
I.4.2 Constitution d'un atterrisseur :	11
I.5 Matériaux de construction aéronautique :	11
I.5.1 Choix des matériaux :	12
II. Chapitre 2 :	16
II.1 Introduction :	17
II.2 Définition d'un matériau composite	17
II.3 Types de composite [4]	18
II.3.1 Grande diffusion	18
II.3.2 Haute performance	19
II.4 Constituant d'un matériau composite :	19
II.4.1. Le renfort :	19
II.4.2. La matrice	23
II.4.3. Les charges	24
II.4.4. Les additifs	25
II.5 Classifications des matériaux composites :	26
II.4.5. Selon la forme des composants.....	26
II.4.6. Classifications selon la nature des composants :	26
II.6 L'intérêt des matériaux composites :	26
II.7 Les avantages des matériaux composites.....	27
II.8 Les inconvénients des matériaux composites	27
II.9 Les composites dans l'aviation	28
II.9.1 Boeing 787 DREAMLINER : [8].....	29
II.9.2 Airbus A350 XWB	30
II.10 Fabrications des matériaux composites.....	30
II.10.1 Moulage au contact.....	30
II.10.2 Moulage par projection simultanées	31
II.10.3 Moulage sous vide	32

II.10.4	Moulage RTM	32
II.10.5	Moulage par injection.....	33
II.10.6	Moulage par pultrusion.....	34
II.11	Architecture des matériaux composites	34
II.11.1	Les monocouches	35
II.11.2	Les stratifiés.....	35
II.11.3	Structures sandwiches.....	52
III.	Chapitre 3	54
III.1	Introduction.....	53
III.2	Elaboration des stratifiés :.....	53
III.2.1	Mise en oeuvre des pièces :	53
III.2.2	Représentation des pièces :.....	54
III.2.3	Les constituants :	55
III.2.4	Le renfort :	55
III.2.5	La matrice :.....	57
III.2.6	La pompe à vide :	58
III.2.7	Le perforer :	59
III.2.8	Tissu d'arrachage.....	59
III.2.9	Feutre de drainage	59
III.2.10	Principe de calcul de pourcentages en poids :.....	60
III.3	Procédure de fabrication	61
III.3.1	: Réalisation des éprouvettes stratifiés carbone/époxy, verre/époxy. [15]	61
III.3.2	Essai de traction :	69
III.3.3	Éprouvettes finales de l'essai de traction.....	70
III.3.4	Éprouvette de Traction (Résine pure) :.....	70
III.3.5	Dispositif et conditions d'essais :	71
IV.	Chapitre 4 :	72
IV.1	-Introduction	72
IV.2	Caractérisation mécanique des matrices	72
IV.2.1	Essais de traction.	72
IV.3	Caractérisation des stratifiés	73
IV.3.1	Essais de traction.	73
IV.3.2	Interprétation :	75
IV.4	Essai de flexion pour les éprouvettes stratifiées :	76
IV.5	Simulation numérique.....	79
IV.6	Description de l'élément utilisé pour le maillage	81
IV.6.1	Le maillage	81
IV.7	Workbench (ANSYS) :	83
IV.8	Étapes de simulation des essais traction et flexion :	83
IV.9	Conclusion	88

Liste Des Figures

Figure I-1: Constitution d'un avion	2
Figure I-2: Constitution d'un fuselage.....	2
Figure I-3: Trois différents fuselage	2
Figure I-4: Lisses et couples chez deux différents constructeurs [2].....	3
Figure I-5: Les Planchers.....	4
Figure I-6: Formes classiques des ailes [1]	5
Figure I-7: Structure d'aile[2]	6
Figure I-8: Constitution d'un longeron	6
Figure I-9: Longeron monobloc	6
Figure I-10: Quelques nervures courantes	7
Figure I-11: Quelques nervures fortes.....	7
Figure I-12: Nervure étanche	7
Figure I-13: Revêtement obtenu par fixation.....	8
Figure I-14: Revêtement obtenu par usinage	8
Figure I-15: Structure multi longerons [1]	8
Figure I-16: Structures caisson.....	9
Figure I-17: Structure supersonique.....	9
Figure I-18: Principaux types d'empennage	10
Figure I-19: Dérive	10
Figure I-20: Les principaux trains d'atterrissage [2]	11
Figure I-21 : Utilisation des matériaux composites[1].....	12
Figure II-1: Matériau composite	17
Figure II-2: Types de renforts. [5].....	19
Figure II-3: Fibre de verre.....	21
Figure II-4: Fibres de carbone.....	22
Figure II-5: Fibres d'aramide.....	23
Figure II-6: matériaux de construction du Boeing 787 Dreamliner. [8]	29
Figure II-7: matériaux de construction du A350.....	30
Figure II-8: Moulage au contact.....	31
Figure II-9: Moulage par injection simultanée.....	31
Figure II-10: Moulage sous vide. [3]	32
Figure II-11: Moulage RTM. [3]	33
Figure II-12: Moulage par injection.	33
Figure II-13: Moulage par pultrusion. . [3].....	34
Figure II-14: Une monocouche à fibres longues UD.....	35
Figure II-15: structure d'un stratifié.	35
Figure II-16: Stratifié croisé.	37
Figure II-17: Stratifié croisés symétriques.....	38
Figure II-18: Stratifié croisés antisymétriques[13].....	38
Figure II-19: Stratifiés équilibrés. [13]	39
Figure II-20: Stratifiés alternés . [13]	40
Figure II-21: Stratifié quasi-isotrope.....	41
Figure II-22: Structure d'un matériau composite unidirectionnel. [13].....	42
Figure II-23: Essai de traction longitudinale . [13].....	44
Figure II-24: les orientations les plus fréquemment utilisées [5].....	49
Figure II-25: orientation de stratifié dans le plan moyen. [6].....	49
Figure II-26: Exemples de composites sandwichs. [5]	53
Figure III-1: Dimensions des éprouvettes de traction. [13]	54
Figure III-2: dimensions des éprouvettes de flexion. [13]	54
Figure III-3: Table de travail.....	54
Figure III-4: Fibre de carbone/verre utilisé pour la conception des éprouvettes.	56
Figure III-5: matrice EPOCAST 50-A1	57
Figure III-6 : durcisseur (HARDENER) 9816).....	57
Figure III-7: Pompe à vide.....	58
Figure III-8: feutre de drainage	59
Figure III-9: Préparation de la résine type Epocast 50-A1 :	61
Figure III-10 : Pose et fixation du film de mise sous vide	62
Figure III-11 : Moule des éprouvettes de résine	71

Figure IV-1 : Les essais de traction	72
Figure IV-2 : Banc d'essai de traction. [10]	73
Figure IV-3 : Histogrammes de comparaison entre les paramètres de traction pour les deux types de stratifié	76
Figure IV-14 : La Direction de Déformation (flexion)	87
Figure IV-15 : La Déformation élastique maximum (flexion)	88

List Des Tableaux

Tableau I-1: Tableau comparatif des principaux matériaux utilisés dans l'aéronautique. [9]	13
Tableau I-2: Les caractéristiques mécaniques des principaux alliages d'aluminium utilisés en l'aéronautique[9]	14
Tableau I-3 : Les caractéristiques mécaniques des principaux alliages de titane.	14
Tableau I-4 : Les caractéristiques de différents composites sous forme de pli unidirectionnel. [9] ...	15
Tableau II-1 : Symétrie miroir des stratifiées [8]	51
Tableau III-1: Tableau de synthèse de l'utilisation des résines et renforts	55
Tableau III-2 : caractéristiques du tissu de carbone.	56
Tableau III-3 : caractéristiques du tissu de verre type D	56
Tableau III-4 : Caractéristiques des Epocast 50-A1/946	58
Tableau III-5 : Caractéristique de la pompe à vide PIAB. [15]	59
Tableau III-6 : caractéristiques du feutre de drainage	60
Tableau IV-1 : Résultats des tests de traction pour les éprouvettes stratifiées.	75
Tableau IV-2 : Résultats des tests de flexion pour les éprouvettes stratifiés.	78

Introduction générale :

-Les matériaux composites sont des matériaux à hautes performances mécaniques, façonnables à volonté au gré du concepteur et donc doué d'un potentiel illimité. Les matériaux composites se développent aujourd'hui dans pratiquement tous les domaines et sont à l'origine de formidables challenges dans diverses réalisations de haute technologie. Ainsi, le développement de l'utilisation des matériaux composites dans les structures nécessite de mettre en place les outils nécessaires à la modélisation du comportement mécanique des matériaux composites et à l'analyse des structures stratifiées.

- Les performances de ces matériaux ont été très concernées, l'intérêt porta spécialement sur leur durabilité à long terme, lorsque les structures sont soumises à des températures et humidités cycliques, à des radiations ultraviolettes, à des immersions salines et alcalines, et aux chargements statiques et dynamiques, la légèreté et la rigidité des matériaux composites sont les principaux avantages qu'offrent les composites au monde de l'aéronautique.
- Les structures aérospatiales en composites, changent en température et en humidité durant leur usage structural. Le changement de température engendre des effets : le matériau se dilate lorsqu'il est chauffé et se contracte lorsqu'il est refroidi, la chaleur cause la réduction de la température de transition, d'où une sévère dégradation de la rigidité.
- Lors de leur exposition à des environnements variables en terme de température et d'humidité durant leur usage structural, ces matériaux sont souvent soumis à des états de contraintes complexes, qui peuvent être engendrées par des déformations de nature hygrothermique, dues à l'absorption d'humidité par la matrice polymère, en favorisant une chute considérable de la résistance du matériau.
- Les performances et la durabilité des structures composites dépendent des champs de teneur en eau. Leur prédiction par des outils numériques impose donc de caractériser précisément les paramètres de la loi de comportement diffusif de ces matériaux.

Ce travail est articulé 4 chapitres :

- Chapitre 1: ce chapitre décrit les différentes parties qui constituent l'avion; ainsi que leurs matériaux de fabrication.
- Chapitre 2: présente des généralités sur les matériaux composites, différents types, domaine d'utilisation, les avantages et les inconvénients.
- Chapitre 3: Introduit des étapes d'élaboration des éprouvettes en stratifiées pour les préparer pour les tests de traction et de flexion.
- Chapitres 4: une analyse expérimentale et discussion des résultats obtenues et simulation numérique.

I. Chapitre 1 :
Généralités sur les structures aéronautiques

I. Généralités sur les structures aéronautiques

I.1 Généralités sur l'avion :

I.1.1 Présentation :

L'avion est un appareil de navigation aérienne plus lourd que l'air, propulsé par un moteur, et dont l'état d'équilibre (appelé sustentation) est assuré par des. Les autres types d'appareils plus lourds que l'air comprennent les planeurs, qui ne possèdent pas de moteur et les appareils à voilure tournante, tels que les hélicoptères.

I.2 Structure des Avions :

La structure d'un avion classique se compose de quatre éléments : le fuselage, les ailes, l'empennage et le train d'atterrissage.

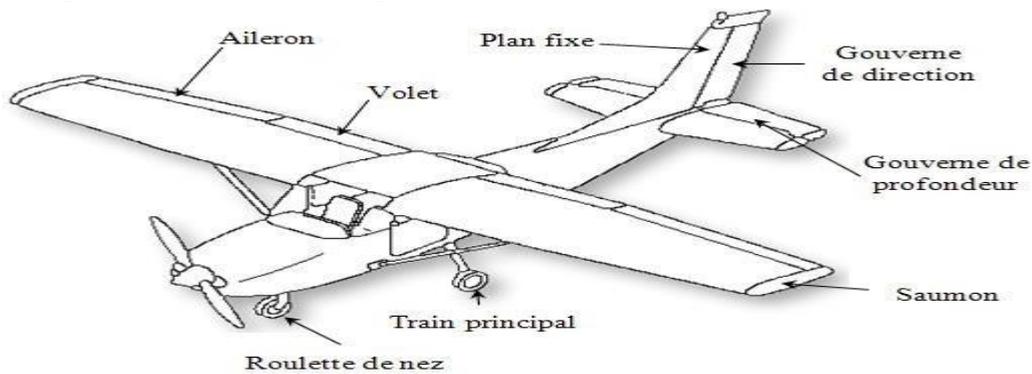


Figure 0-1: Constitution d'un avion

I.2.1 Fuselage :

Le fuselage constitue l'habitacle de l'avion. Il subit de très fortes interactions avec les ailes : au sol, c'est lui qui supporte tout le poids de la voilure, tandis qu'en vol, il est au contraire porté par celle-ci. Il a en général la forme d'un fuseau monocoque, nécessaire dans le cas des avions à cabine pressurisée, pour les vols à haute altitude. On peut aussi adopter un fuselage composé de cadres en forme d'anneaux, fixés aux panneaux de revêtement.

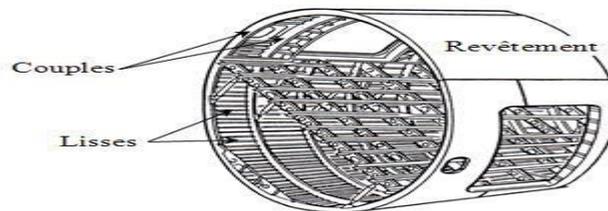


Figure 0-2: Constitution d'un fuselage.

I.2.1.1 Les différents fuselages



Figure 0-3: Trois différents fuselage

L'utilisation de plus en plus courante des matériaux composites fait apparaître de plus en plus souvent des fuselages aux formes compliquées. [1]

I.2.1.2 Construction du fuselage :

Les éléments principaux constitutifs d'un fuselage sont :

- les cadres ou couples ;
- les lisses ;
- le revêtement travaillant.

I.2.1.1.1 Cadres ou couples :

- Éléments transversaux de formes différentes, ils assurent la rigidité transversale, le maintien du profil et supportent les efforts localisés importants.
- En construction, on utilise deux types de cadres :

- Les cadres courants, constitués d'une ou plusieurs tôles pliées d'alliage léger (QU4G1).

Ils assurent la rigidité transversale, car en permanence par les forces dues à la ΔP transmises par le revêtement (contrainte transversales) et donnent la forme au profil.

- Les cadres forts fabriqués par usinage.

Ils encaissent tous les efforts localisés et concentrés pour les répartir dans la structure. On trouve :

- aux points de fixation voilure, empennages, GTR, trains d'atterrissage ;
- aux parties avant et arrière de chaque tronçon → assemblage ;
- aux limites de la zone pressurisée (couple étanches) pour reprendre les efforts longitudinaux dus à la ΔP (traction lisses et revêtement). [1]

I.2.1.1.2 Lisses :

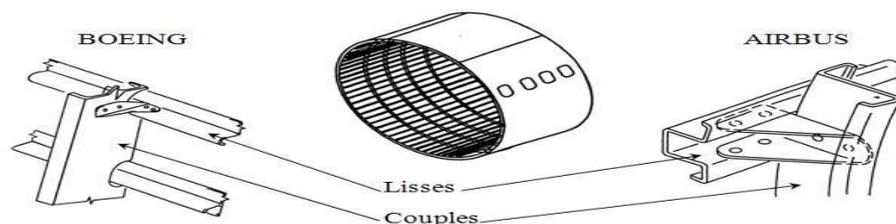


Figure 0-4: Lisses et couples chez deux différents constructeurs [2]

- Éléments longitudinaux raidisseurs du revêtement qui absorbent les contraintes :
 - Alternées de traction – compression dues aux flexions longitudinales M_y et latérales M_z ;
 - De traction dues à la ΔP et aux empennages ;
 - De compression dues à la fixation des GTR.
- Elles sont formées par de simples tôles d'alliage léger pliées en forme de . Fixées au revêtement par collage (faibles contraintes) ou rivetage (fortes contraintes → ventre).
- L'alliage utilisé est de la position :
 - AU4G1 partie dorsale ;
 - AZ5GU partie ventrale.
- Les lisses sont rivetées aux couples par des éclisses (Airbus) ou traversent les cadres échancrés (Boeing) ce qui évite les discontinuités.

I.2.1.1.3 Revêtement travaillant :

Constitué par un assemblage de panneaux rivetés, collés ou soudés sur les couples. Ces panneaux sont raidis par les lisses ou taillés dans la masse, (revêtement intégral), et assemblés entre eux par rivetage. Le recouvrement d'un panneau sur l'autre se fait dans le sens longitudinal par soyage (emboutissage) ou lamage (fraisage), et dans le sens transversal par enture.

– il encaisse comme les lisses les contraintes de traction – compression, ainsi que celles de cisaillement vertical T_z , Périphérique M_x , et transversal T_y .

– Les matériaux utilisés :

- AU4G1 partie supérieure ;
- AZ5GU partie inférieure avec une épaisseur plus importante ;
- Titane en renfort dans les zones de fortes contraintes.

I.2.1.1.4 Fuselage coque :

– C'est le type de fabrication que nous étudie, c'est également le plus utilisé, il est comparable à la structure caisson le l'aile.

– Les cadres fixés au revêtement travaillant fortement raidi, encaissent la totalité des efforts répartis de flexion et torsion.

– Les cadres forts sont situés sur les zones où les efforts localisés sont très importants.

I.2.1.1.5 Fuselage semi-monocoque :

– Composé de longerons, couples et revêtement travaillant, qui transmet les différents efforts entre tous les autres éléments.

– Les longerons encaissent la totalité des efforts de flexion. Les couples encaissent la totalité des efforts de torsion.

I.2.1.1.6 Planchers :

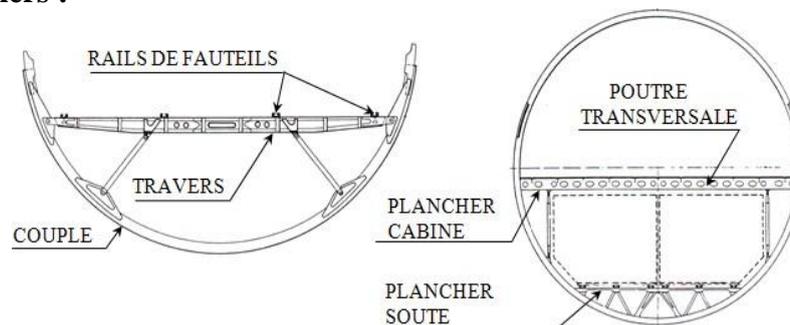


Figure 0-5: Les Planchers

_Ce sont des structures constituées de poutres transversales fixées aux couples par des rivets. Des bielles répartissent les charges et assurent le raidissement.

Les planchers sont perméables, l'air circule de la cabine vers les soutes avant d'être évacué. Ils ne sont donc soumis à aucune ΔP , ils supportent les charges marchandes et sont tendus par les couples qui subissent les contraintes transversales dues à la pressurisation.

I.2.2 Aile :

Même si l'avion doté d'une seule voilure (ou plan de sustentation), le monoplan, fut très répandu dans les premières années du vol motorisé, il fut rapidement supplanté par les biplans, voire par des appareils munis de trois ou quatre plans de sustentation. Les avions multiplans présentent l'avantage d'avoir une portance supérieure et sont relativement plus solides, tandis que le monoplan offre une traînée plus faible. La plupart des avions actuels sont équipés d'ailes monoplanes de type *cantilever*, c'est-à-dire sans haubans.

Une aile type se compose d'un cadre sur lequel s'étendent deux ou trois longerons qui vont du fuselage à l'extrémité de l'aile. Entre ces longerons sont disposées des nervures servant à consolider la structure de l'aile. On construit les ailes d'avion, tout comme la majeure partie de la structure de l'appareil, avec des matériaux offrant une grande légèreté et une résistance importante. On utilise notamment des alliages à base d'aluminium et de magnésium, mais aussi à base de titane lorsque la structure doit subir des températures élevées. En outre, les matériaux composites sont de plus en plus employés pour leur légèreté. Les constructeurs d'avions entreprennent de nombreuses recherches sur la forme des ailes, afin que celles-ci présentent des propriétés aérodynamiques optimales.

Les ailes supportent les dispositifs hypersustentateurs (becs, volets), hypo-sustentateurs (spoilers, aérofreins), et les gouvernes de gauchissement (ailerons) qui permettent de contrôler l'avion en roulis. [2]

I.2.2.1 Les différentes ailes :

Les ailes des avions peuvent prendre des formes très différentes en fonction des performances demandées à l'aéronef : vitesse de croisière, altitude de croisière, masse de l'appareil, ...

Leur rôle reste toujours le même : assurer la sustentation de l'appareil.

Voici les exemples les plus classiques de formes d'ailes :

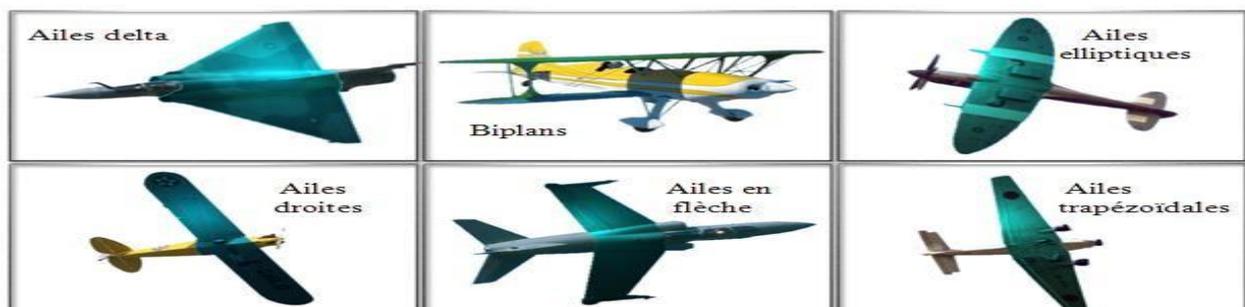


Figure 0-6: Formes classiques des ailes [1]

I.2.2.2 Construction de l'aile :

Les éléments principaux constitutifs d'une aile sont :

– les longerons ; les nervures ; le revêtement travaillant.

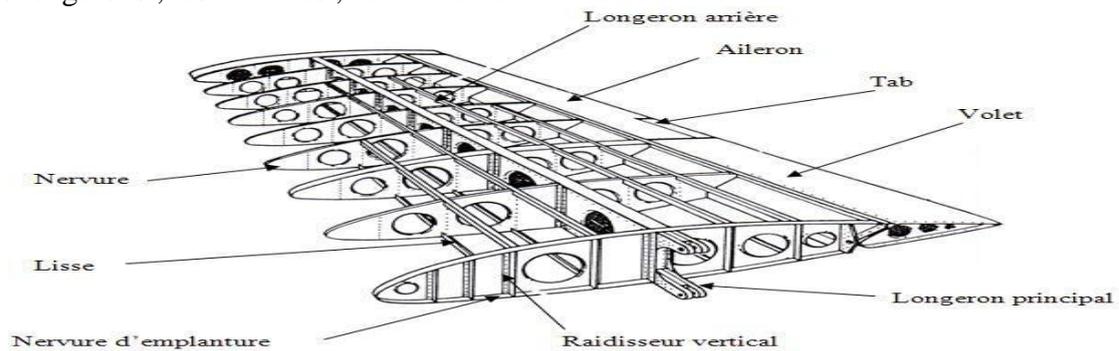


Figure 0-7: Structure d'aile[2]

I.2.2.1.1 Longerons :

De formes multiples et de constructions différentes, ils constituent les éléments longitudinaux de l'aile.

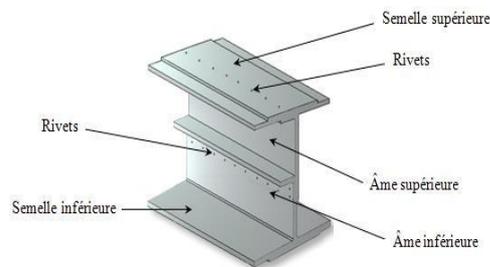


Figure 0-8: Constitution d'un longeron



Figure 0-9: Longeron monobloc

– Le longeron est constitué :

- de deux semelles qui absorbent principalement les contraintes de traction et de compression ;
- d'une ou deux âmes résistent au cisaillement.

- Les alliages légers (Dural et Zical) sont très utilisés pour leur réalisation qui peut être monobloc, ou en plusieurs éléments.
- En raison de contraintes qui augmentent vers l'emplanture, la section de longerons va croître du saumon vers le fuselage.
- Une aile peut comporter un ou plusieurs longerons.

I.2.2.1.2 Nervures :

Eléments transversaux de l'aile, constituées d'une âme et de semelles, elles donnent la forme au profil et transmettent aux longerons les efforts encaissés par le revêtement.

– En construction, on utilise trois types de nervures :

- Nervures courantes :

Assurent le maintien du profil et la rigidité générale, elles sont réalisées en alliage léger par des tôles raidies et ajourées.

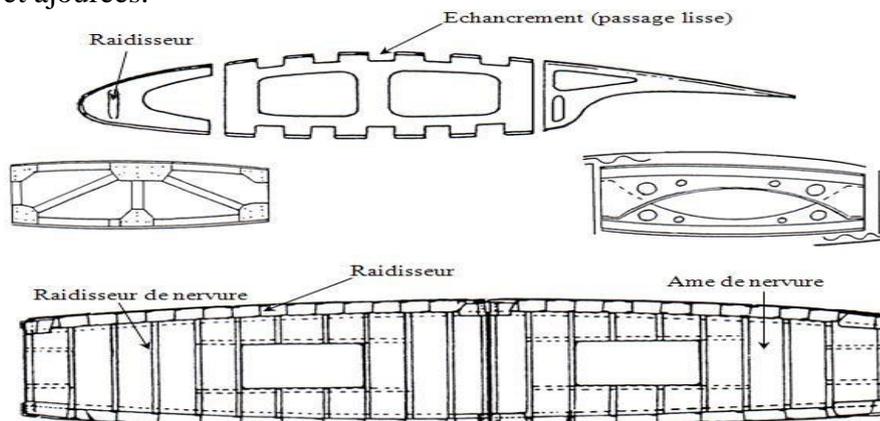


Figure 0-10: Quelques nervures courantes

- Nervures fortes :

Placées sur la section soumises à fortes contraintes localisées, fixation GTR, ailerons, spoilers, volets, train d'atterrissage, emplanture ; etc.

Réalisées sous forme de poutres en treillis, ou pièces monobloc forgée et usinée.



Figure 0-11: Quelques nervures fortes

- Nervures étanches : Situées à chaque extrémité des réservoirs structuraux de l'aile

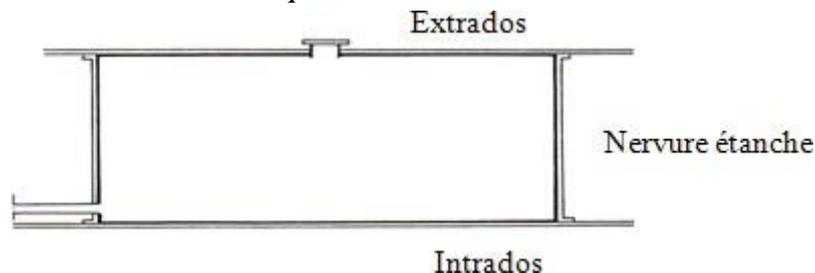


Figure 0-12: Nervure étanche

I.2.2.1.3 Revêtement travaillant :

- Sur les structures modernes, il encaisse la plus grande partie de contraintes, torsion, flexion → compression ou traction. Son raidissement est obligatoire, particulièrement dans le sens longitudinal de l'aile.
- Cette rigidité est obtenu soit :
 - par fixation (rivetage, collage ou soudage) de raidisseurs (lisses ou listons) sur la face interne du revêtement ;



Figure 0-13: Revêtement obtenu par fixation

par le revêtement intégral, qui est réalisé par usinage dans la masse ou part usinage chimique (A300).

Figure 0-14: Revêtement obtenu par usinage



I.2.2.3 Types de voilure :

- Structure multilongérons :
 - Un, deux ou trois longerons constituent avec les nervures et le revêtement fortement raidi (lisses ou revêtement intégral) un caisson.
 - La flexion verticale est encaissée par le revêtement et les semelles des longerons (traction - compression).
 - La torsion est encaissée par l'ensemble du caisson (cisaillement).

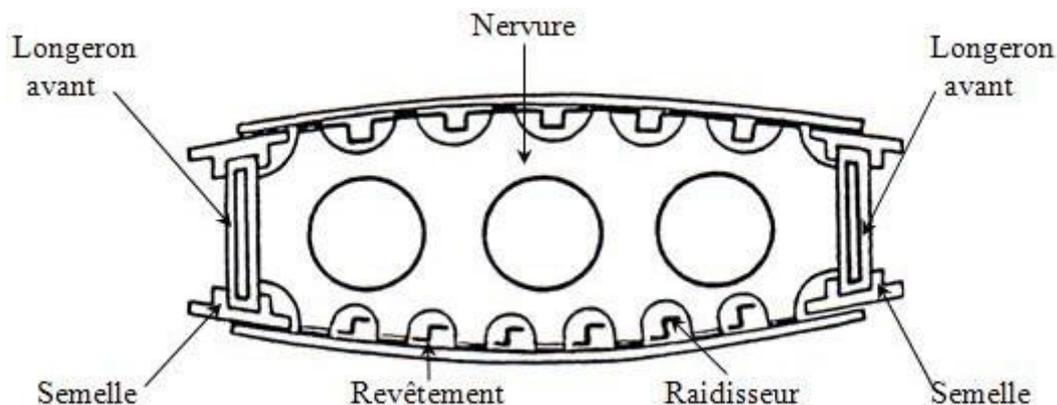


Figure 0-15: Structure multi longerons [1]

- Structure caisson :

En augmentant considérablement l'épaisseur et la rigidité du revêtement, celui-ci fait office de semelle, le longeron est réduit à une âme simple.

- Toutes les contraintes sont encaissées par le revêtement ; cette structure comporte presque toute la matière à la périphérie du profil, ce qui lui confère une grande inertie, donc une grande rigidité, Par contre, il faut limiter les ouvertures pratiquées dans le revêtement ou bien les renforcer, et de même pour les efforts localisés qui sont mal supportés.

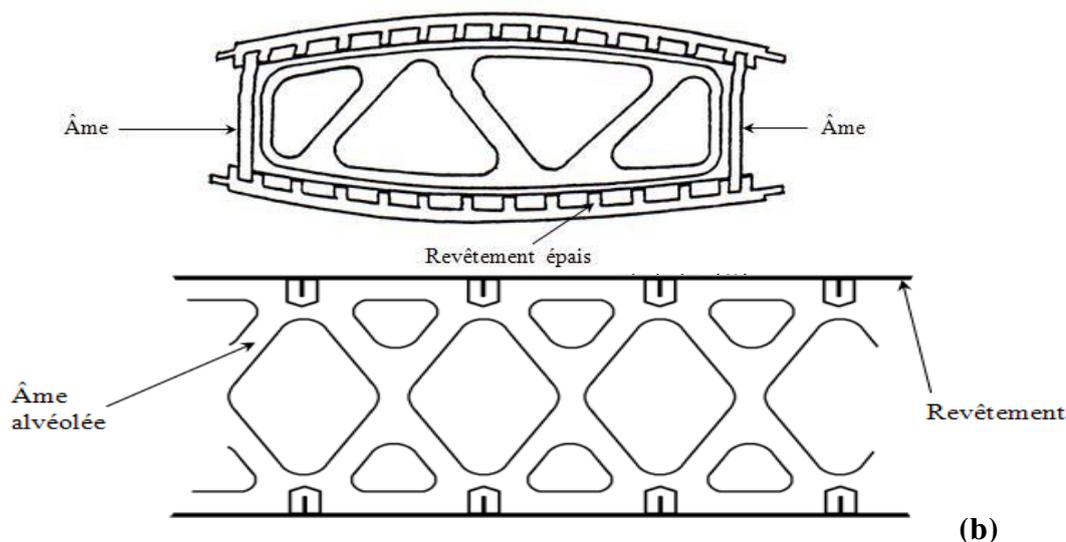


Figure 0-16: Structures caisson

- Structure supersonique :

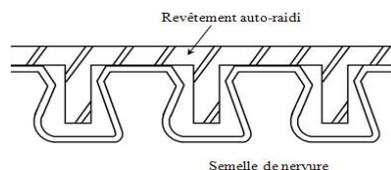


Figure 0-17: Structure supersonique

– Elle est soumise proportionnellement aux mêmes contraintes qu'une structure subsonique avec en plus l'effet de la température d'impact qui engendre une contrainte thermique donc «au fluage».

– L'échauffement cinétique provoque :

- La diminution des caractéristiques mécaniques des matériaux ;
- Un échauffement superficiel plus rapide que l'échauffement interne qui entraîne des dilatations différentielles ;
- Du fluage sur les points d'assemblage.

–En conséquence :

- Les matériaux utilisés doivent résister à la température soutenue;
- Des conceptions structurales différentes sont appliquées dans la fabrication pour permettre la dilatation, exemple : structures triangulées anticulées, conception d'éléments de grandes dimensions pour réduire les points d'assemblage, etc...

I.3 Empennages :

Les empennages d'un avion représentent les structures stabilisatrices situées derrière les ailes. Ils se composent de parties mobiles contribuant au contrôle de l'avion et de parties fixes qui assurent la stabilité de l'appareil. Généralement, un avion possède un empennage horizontal et un empennage vertical. La partie avant de l'empennage horizontal est appelée stabilisateur horizontal, et la partie arrière, mobile, gouverne de profondeur. L'empennage horizontal stabilise le tangage de l'avion. La partie fixe de l'empennage vertical est appelée dérive, et la partie mobile, gouverne de direction. L'empennage vertical assure l'équilibre de l'appareil en lacet.

I.3.1 Les différents empennages :

Voici les principaux types d'empennages :

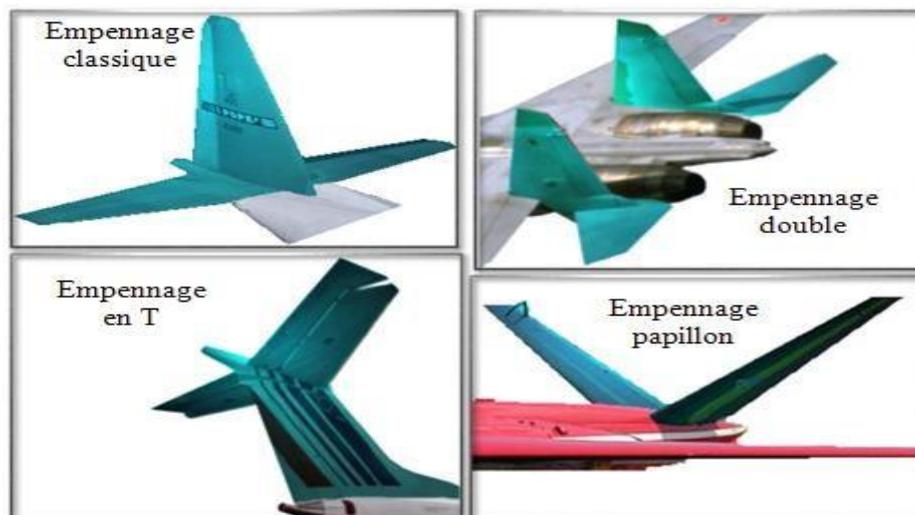


Figure 0-18: Principaux types d'empennage

I.3.2 Empennage vertical :

Il est constitué :

- d'une partie fixe nommée « dérive » qui assure la stabilité de route ;
- d'une partie mobile appelée « gouverne de direction » qui permet d'effectuer les manœuvres autour de l'axe de lacet.

I.3.3 Empennage horizontal :

Il est constitué :

- d'une partie mobile qui assure la stabilité et la compensation de régime, c'est le « plan horizontal réglable » ou « stabilisateur ».

Sur les avions légers ou d'ancienne génération ; cette partie est fixe et ne sert qu'à la stabilité.

- de deux ou plusieurs parties mobiles situées au bord de fuite du PHR ce sont les « gouvernes de profondeur » qui permettent d'effectuer les manoeuvres autour de l'axe de tangage.

I.3.4 Mode de construction :

- Empennages classiques :

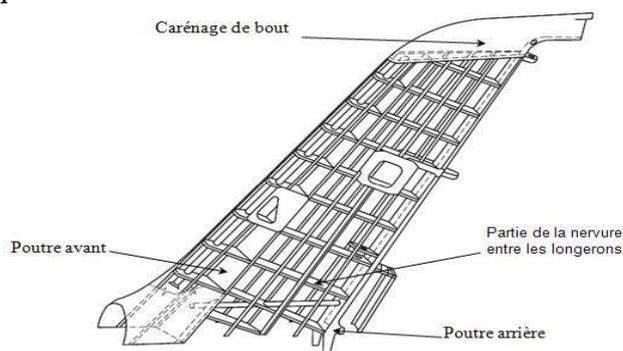


Figure 0-19: Dérive

Les éléments sont réalisés en alliages légers comme dans la voilure.

Les structures généralement (multilongérons) sont reliées aux principaux du fuselage par des ferrures de fixation. Les gouvernes sont fixées sur les empennages par des ferrures d'articulation.

- Empennages nouvelle génération :

Les éléments sont réalisés en matériaux composites :

- la partie centrale formant le caisson constitué par les longerons avant et arrière, des nervures ou renforts et le revêtement, est fabriquée en structure monolithique.

– les parties avant (bord d'attaque) et arrière (bord de fuite) sont élaborées en structure sandwich.

- Gouvernes :

Sur la plus part des avions actuels, toutes les surfaces mobiles et notamment les gouvernes sont réalisées en matériaux composites, structure sandwich de type « monologuerons».

I.4 Train d'atterrissage :

Le train d'atterrissage est destiné à permettre les manœuvres au sol (roulage) et à assurer le décollage et l'atterrissage.

Une fois en vol, le train d'atterrissage constitue une gêne car il augmente la traînée de l'appareil (résistance dans l'air). Sur les avions rapides le train peut s'escamoter dans le fuselage ou dans les ailes. On parle de train rentrant. Dans le cas contraire, il est qualifié de fixe. [2]

I.4.1 Les différents types de trains d'atterrissage :

- Les trains classiques :

Ils sont constitués de deux jambes principales et d'une roulette de queue.

Lorsqu'il est au sol l'avion est incliné en arrière.

Les avions possédant ce type d'atterrisseurs sont plus difficiles à poser.

- Les trains tricyles :

Ils sont constitués de deux jambes de train principales et d'une roulette de nez.

Ce type de train est très courant. Aussi bien pour les petits que les gros avions.

Pour certaines applications particulières, le train d'atterrissage peut être muni de flotteurs ou de skis.

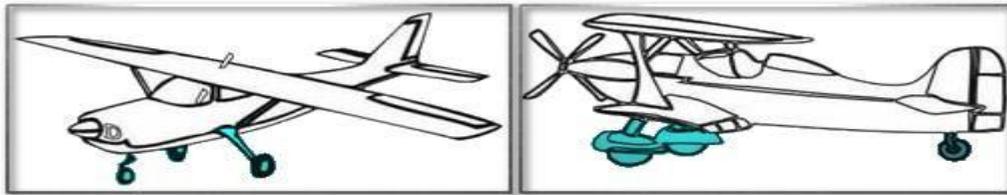


Figure 0-20: Les principaux trains d'atterrissage [2]

I.4.2 Constitution d'un atterrisseur :

D'une manière générale, un train d'atterrissage est constitué d'un train auxiliaire (roulette de queue pour les modèles classiques ou train avant pour les modèles tricyles) et d'un train principal (gauche et droit).

L'empattement est la distance entre le train principal et le train auxiliaire.

La voie est la distance entre les deux jambes du train principal.

Lorsque le train ne possède qu'une seule roue, on parle de train simple; s'il en comprend 2, on parle de diabolos et s'il en comprend 4 ou 6 on parle de boggyes.

I.5 Matériaux de construction aéronautique :

Cette section est consacrée aux performances qu'il est nécessaire d'avoir des masses de structures aussi réduites que possible. Selon la destination des pièces, ferrures, cadres, lisses, etc.

L'avion peut avoir une variété de formes et de tailles et les matériaux utilisés dépendent des besoins en performance et des budgets d'exécution. Cependant, l'avion peut être largement classé par catégorie dans quatre groupes :

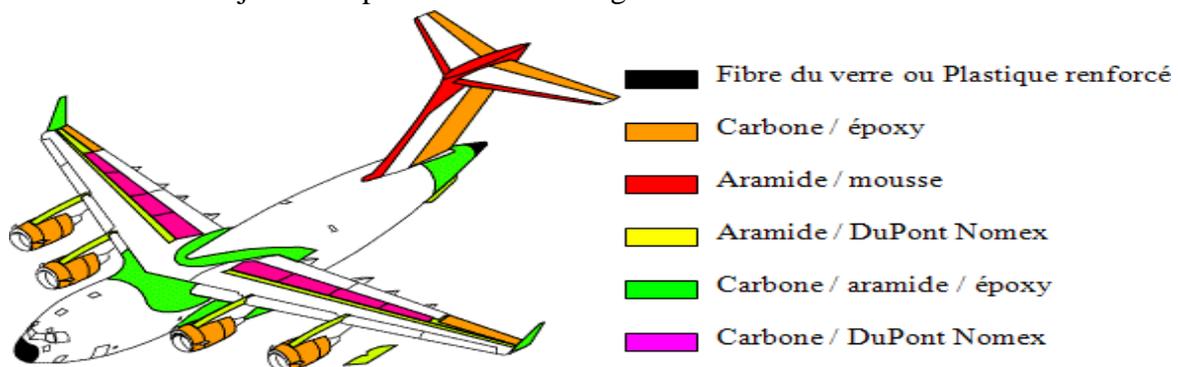
- 1- Avion léger : Les matériaux pour ces avions ont des conditions moins exigeantes et leur coût doit être minimum. Les matériaux typiques incluent l'acier et l'aluminium.
- 2- Les avions affaires : Le coût du matériau est moins important pour ces avions et des matériaux de rendement plus élevé (tels que des composites en fibre de carbone) sont employés.

- 3- Le transport civil : Les matériaux typiques utilisés sont l'aluminium et les composites.
- 4- L'avion militaire : Le décollage et les phases opérationnelles ont des besoins en matériaux exigeants. Ainsi que les performances des matérielle utilisées sont critiques et les budgets alloués sont importants. Les matériaux composites sont employés intensivement dans le fuselage.

L'allègement des véhicules est une composante essentielle de l'amélioration de l'efficacité énergétique des systèmes de transport, avec l'optimisation des moteurs, des trajectoires et des flux de véhicules.

Cet allègement sera obtenu en adoptant une approche structurée selon trois axes principaux :

- Nouveaux matériaux : l'aluminium, les alliages d'aluminium ou de magnésium, le titane, les matériaux composites (voir Figure I.31) et autres polymères représentent des matériaux de choix du point de vue de l'allègement. En réaction, les aciers ont connu des avancées importantes. Celles-ci concernent d'une part leur utilisation sous forme de mousses ou de matériaux sandwich, et d'autre part la mise au point de nouvelles nuances à très haute résistance ;
- Méthodes de conception innovantes : les outils de CAO et de simulation permettent de dimensionner les structures au plus juste, sans engager de coûts rédhibitoires. Ces techniques permettent notamment de diminuer les épaisseurs de matériaux aux endroits les moins critiques ;
- Assemblage des matériaux : le collage ou le soudage par friction permettent des gains de masse par rapport aux techniques conventionnelles d'assemblage ;
- À plus long terme, des architectures de véhicules différentes de celles qui nous sont familières aujourd'hui peuvent être envisagées.



I.5.1 Choix des matériaux :

Les matériaux sont choisis à partir des critères suivants :

- Pièces massives (σ / ρ) maximum
- Flambage de poutre (raidisseurs) (\sqrt{E}/ρ) maximum
- Flambage de panneau ($\sqrt[3]{E}/\rho$) maximum
- Tenue acoustique (E / ρ) maximum

Avec :

E : Module de Young du matériau/ σ : Contrainte à limite élastique, ou à rupture du matériau/ ρ : Masse volumique du matériau.

MATERIAUX	ρ (kg/ m ³)	σ_R (MP a)	E (MP a)	$\frac{\sigma_R}{\rho}$ (1 0 ³)	$\frac{\sqrt{E}}{\rho}$ (10 ³)	$\frac{\sqrt{3} E}{\rho}$ (10 ³)	$\frac{E}{\rho}$
Alliage de magnésium	1800	230	42000	128	114	19	23
Alliage de titane	4500	920	115000	204	75	11	25
Alliage d'aluminium	2800	400	72000	143	96	15	26
Aciers alliés	7800	1050-1800	205000	135-231	58	7,5	26
Fibres de Kevlar 49/résine époxy (unidirectionnel)	1370	1600*	85000	1168	213	32	62
Fibre de carbone HR/résine époxy (unidirectionnel)	1560	1400*	130000	897	231	32	83
Fibre de carbone HM/résine époxy (unidirectionnel)	1660	1100*	250000	663	301	38	150

Tableau I-1: Tableau comparatif des principaux matériaux utilisés dans l'aéronautique. [9]

σ_R : Contrainte à rupture / HR : Haute résistance /HM : Haut module / : Valeur en traction

MATERIAU	TRAITEMENT THERMIQUE		σ_0 (MPa)	σ_R (MPa)	E (MPa)	ρ (kg/m ³)	A%
AU4GI (2024) ¹	RECUIT	0	100	200	74000	2800	20
	TREMPE-MURI	T4	300	460			18
AU4SG (2014) ¹	RECUIT	0	100	200	74000	2800	20
	TREMPE-MURI	T4	280	420			18
	TREMPE-REVENU	T6	430	490			12
AZ5G (7020)	TREMPE-REVENU	T6	300	360	72500	2800	15
AZ5GU (7075) ²	RECUIT	0	120	230	72500	2800	18
	TREMPE-REVENU	T6	500	580			10
AU2GN(2618)	TREMPE-REVENU	T6	290	420	75000	2800	10
AU6MT (2219)	TREMPE-ECROUISSAGE-REVENU	T8	350	440	70000	2800	10
Aluminium lithium 2091*	TREMPE-ECROUISSAGE-REVENU	T8	410	490	78000	2600	13

Tableau I-2: Les caractéristiques mécaniques des principaux alliages d'aluminium utilisés en l'aéronautique[9]

1 : Duralumin / 2 : Zical / * : Ces alliages étant en développement, ces valeurs sont données à titre indicatif.

NUANCES (soudables)	TRAITEMENT THERMIQUE	σ_0 (MPa)	σ_R (MPa)	E (MPa)	ρ (kg/m ³)	A%
TA6V (forgés-tôles)	RECUIT	900	1000	115000	4500	12
	APRES-DURCISSEMENT	1050	1200			6
TA5E (carters-bridés)	RECUIT	800	900	115000	4500	15

Tableau I-3 : Les caractéristiques mécaniques des principaux alliages de titane.

	Unidirectionnel fibres/époxy Taux : 60% de fibres en volume			Fibres de bore Taux : 50 %	
	Verre	Kevlar	Carbone	Epoxy	Aluminium
$E_{x \text{ longt}}$ (MPa)	4500	8500	13400	21000	220000
$E_{y \text{ trans}}$ (MPa)	12000	5600	7000	12000	140000
G_{xy} (MPa)	4500	2100	4200	-	7500
ν_{xy} (MPa)	0.3	0.34	0.25	-	-
$\sigma_{c \text{ longt}}$ (MPa)	600	280	1130	2600	3000
$\sigma_{t \text{ longt}}$ (MPa)	1250	1410	1270	1400	1400
$\sigma_{c \text{ trans}}$ (MPa)	14	141	141	-	-
$\sigma_{t \text{ trans}}$ (MPa)	35	28	42	80	120
t_{xy} dans le plan (MPa)	63	45	63	-	-
t interlaminaire (MPa)	80	60	90	-	-
Masse volumique (kg/m ³)	2080	1350	1530	1950	2650

Tableau I-4 : Les caractéristiques de différents composites sous forme de pli unidirectionnel. [9]

σ_c : Contrainte de compression.

σ_t : Contrainte de traction.

t : contrainte de cisaillement.

G : Module d'élasticité.

ν : Coefficient de Poisson.

II. Chapitre 2 :
Eléments Bibliographiques

II.1 Introduction :

Les matériaux composites sont devenus une alternative intéressante aux matériaux traditionnels grâce à leurs propriétés mécaniques spécifiques, De plus. Ils ont une bonne résistance à la fatigue, leurs avantages principales sont : la légèreté, résistance mécanique et chimique, multiplicité formelle et entretien réduit, C'est pour ces raisons que, au cours de ces dernières années, l'emploi des matériaux composites pour la réalisation de structures aéronautiques, navales ou ferroviaires c'est considérablement répandu.

L'objectif de ce chapitre est d'apporter une connaissance générale sur les matériaux composites, la description de leurs constituants, de leurs propriétés et leurs structures.

II.2 Définition d'un matériau composite

Selon **Berthelot**, « Un matériau composite est constitué de l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles (mais ayant un forte capacité d'adhésion) et de nature différente, (donc Ils sont des matériaux artificiels), se complétant et permettant d'obtenir un matériau dont les performances globales sont améliorées, par rapport à la composition de base pour répondre à des besoins spécifiques ». [3]

Les composites sont constitués d'une matrice dans laquelle on a dispersé de façon contrôlée des renforts. La matrice maintient les renforts et assure les transferts de charge, tandis

les renforts apportent principalement leurs caractéristiques mécaniques élevées (Modules et limites d'élasticité, résistance mécanique...).

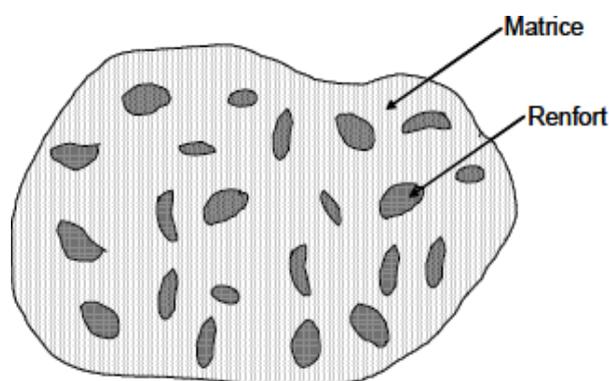


Figure II-1: Matériau composite

Les matériaux composites sont utilisés dans les secteurs suivantes :

- Transport : Aérien (Civil et Militaire) : Dérives, portes, éléments de fuselage, armature du siège, pales d'hélicoptère, disque de freinage, aube de turbine.
- Maritime.
- Ferroviaire.
- L'Aérospatiale : Réservoirs, tuyères, tuile de protection.
- Les sports et loisirs : mats et coques de bateaux, planches de ski et de snowboard, cadres de bicyclette, raquette de tennis, coques de piscines, toboggans, carrosserie de voitures de sport, club de golf, canne à pêche, perche de saut ;
- Bâtiments.

II.3 Types de composite [4]

On distingue deux types de composites : la composite grande diffusion et la composite haute performance.

II.3.1 Grande diffusion

Les matériaux composites à grandes diffusions offrent des avantages essentiels qui sont : ils occupent une portion de 95 % des composites utilisés. Ce sont en général

des Plastiques armés ou des plastiques renforcés par des fibres courtes ou le taux volumique de renfort approximativement à 30%.

II.3.2 Haute performance

Les matériaux composites de hautes performances sont caractérisés par des propriétés mécaniques spécifiques élevées et un cout unitaire important se sont les plus utilisées dans les domaines aéronautiques, industrie maritime, ... etc.

Les fibres longues sont les renforts utilisés avec un taux de renfort qui est supérieur à 50% inversement aux matériaux composites de grande diffusion ce qui rend le cout élevé.

II.4 Constituant d'un matériau composite :

Un matériau composite se compose comme suit : matrice + renfort + optionnellement (charge et/ou additif), par exemple : le béton armé.

II.4.1. Le renfort :

Le renfort a pour rôle de contribuer à améliorer la tenue mécanique (résistance et rigidité) du matériau composite. Les fibres se présentent sous forme linéique (fils, mèches), tissus surfaciques (tissus, mats), multidirectionnelle (tresse, tissus complexes, tissage tri directionnel ou plus). Les fibres de carbone, de verre et d'aramide sont les plus courantes. [5]

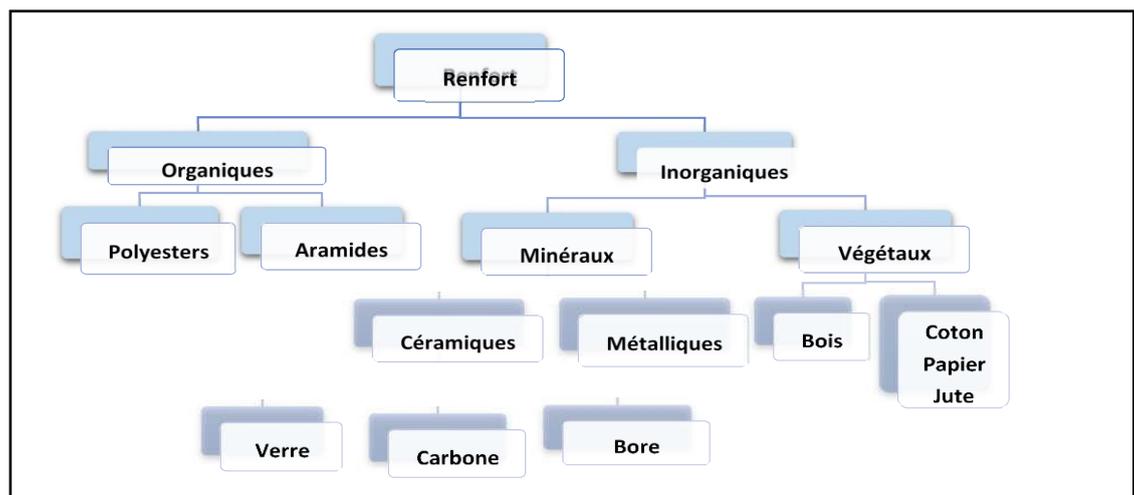


Figure II-2: Types de renforts. [5]

Les renforts peuvent être classés selon :

- Leur composition : métal, verre, polymère, etc.

- Leurs formes :
 - Fibres : courtes (0.1- 1 mm), longues (1 – 50 mm) ou continues (>50 mm).
 - Charges renforçant : Gravier (additionné au ciment pour fabriquer le béton), sable, bille de verre, etc.
- Leur distribution : mat ou tissé.

Les renforts sont classés selon des types couramment rencontrés comme indique la figure (II.2) :

Parmi les renforts les plus employés, on peut citer :

II.4.1.1 Fibres de verre

La fibre de verre désigne un filament de verre extrêmement fin, la fibre de verre est la plus ancienne (1940), la moins chère du marché, et le renfort composite le plus couramment utilisé (95%). Ils sont fabriqués par fibrage de verre fondu à base de silice et d'additifs. Le verre est coulé dans des moules en platine-rhodium à 1250°C ; après refroidissement, les filaments sont étirés pour obtenir des fibres continues. La fibre de verre améliore les propriétés des matériaux, la résistance aux chocs et réduit le poids. Les domaines d'applications : aéronautique, électricité, électronique, équipements industriels, sports et loisirs... Ils sont divisés en trois qualités :

- Fibres E pour les composites à grande diffusion (GD) ;
- Fibres D pour les applications dans la construction électrique (circuits imprimés) ;
- Fibres R pour les composites à hautes performances (HP).

II.4.1.2 Avantages :

- Des propriétés d'isolation électrique acceptables pour la plupart des applications
- Tenue à la température élevée ;
- Dilatation et conductivité thermique faible ;
- Excellente capacité de transmission de lumière.

II.4.1.3 Inconvénient :

- Faible module d'élasticité (par rapport au carbone ou à l'aramide) ;
- Vieillissement au contact de l'eau. [8]

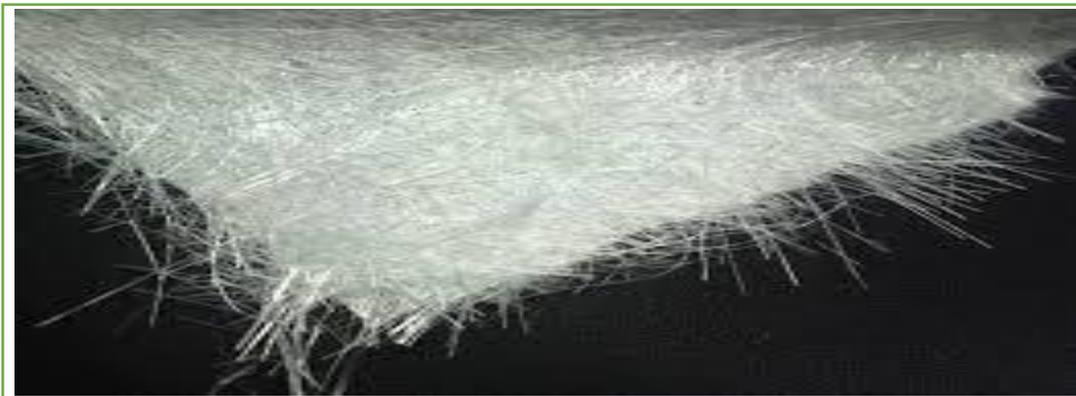


Figure II-3: Fibre de verre.

II.4.2 Fibres de carbone

La fibre de carbone a des propriétés mécaniques très fortes, fabriquées par un polymère de base appelé précurseur. Actuellement, les fibres précurseurs utilisées sont des fibres acryliques en poly acrylonitrile (PAN), qualité de la fibre de carbone final dépend largement de la qualité des précurseurs. Le principe de développement est de décomposer la fibre acrylique Le chauffage sans faire fondre les fibres entraîne une graphitisation brai comme résidu. Le raffinage du pétrole ou du charbon est également utilisé pour produire des fibres de carbone.

Les fibres de carbone sont les plus utilisés dans les applications à hautes performances.

II.4.2.1 Avantages :

- Une faible dilatation thermique ;
- Bonne conductibilité thermique et électrique ;
- Bonne résistance à l'humidité;
- Une très bonne tenue à la compression.

II.4.2.2 Inconvénients :

- Une mauvaise résistance à l'abrasion et aux chocs ;
- Risque de provoquer des maladies pulmonaires ;
- Prix très élevé.

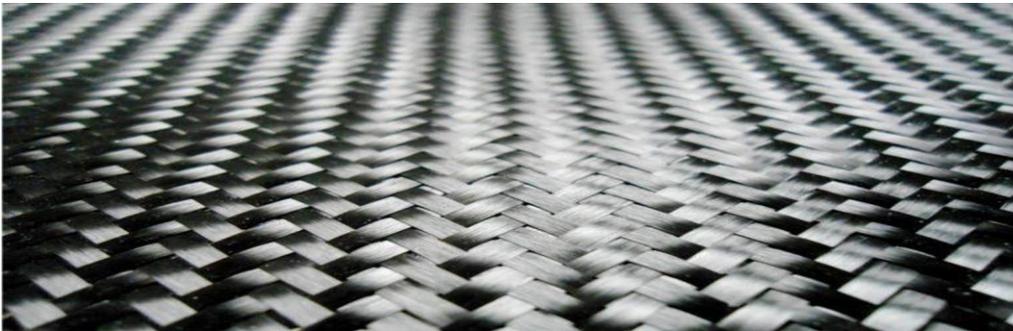


Figure II-4: Fibres de carbone.

II.4.3 Fibres d'aramide :

Les fibres d'aramide sont obtenues grâce à la chimie organique de l'aramide. La fibre aramide est un agrégat de filaments jaunes d'une dizaine de microns de diamètre. Il existe deux types de fibres : les fibres à bas module utilisées dans les câbles et les gilets pare-balles, et les fibres à haut module utilisées pour renforcer les composites hautes performances. Les composites renforcés de fibres d'aramide ont une bonne ductilité, une résistance à la chaleur et une résistance à la traction. Ils sont chers et ont une faible résistance à la pression.

II.4.3.1 Avantages :

- Faible densité ;
- Absorption des vibrations, amortissement ;
- Excellente résistance aux chocs et à la fatigue.

II.4.3.2 Inconvénients :

- Prix très élevé ;
- Reprise d'humidité importante (4%) ;
- Usinage difficile. [8]



Figure II-5: Fibres d'aramide.

II.4.4 Fibres céramiques :

Les matériaux composites de type céramiques sont souvent constitués de renforts et de matrice en céramique. Les fibres sont élaborées par dépôt chimique en phase vapeur sur un filsupport. Ces fibres sont rencontrées dans des applications où la température est très élevée entre 500°C et 2 000°C. Ces matériaux sont utilisés notamment dans les parties chaudes des moteurs d'avions. On peut citer : Fibres de Carbure de Silicium, Fibres de Bore, Fibres de Bore carbure de silicium.

II.4.5 La matrice :

Le rôle principal de la matrice dans les matériaux composites est de transférer les sollicitations mécaniques aux fibres et de les protéger vis-vis de l'environnement extérieur, la matrice doit donc être assez déformable et présenter une bonne compatibilité

avec les fibres, la masse volumique faible de la matrice est un facteur essentiel pour que le matériau composite ait des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

Il existe deux grandes familles de résines polymères : les résines thermoplastiques et les résines thermodurcissables. Ces deux types de résine peuvent être modulés ou mis en forme, pour donner soit un produit fini, soit un produit semi fini dont la forme peut être modifiée. [3]

Les résines thermoplastiques, dont la fabrication atteint de loin le plus gros tonnage du fait d'un faible coût, possèdent la propriété de pouvoir être mises en forme plusieurs fois par chauffages et refroidissements successifs. Ces résines peuvent donc être récupérées et facilement recyclées. Parmi les résines thermoplastiques, nous citerons : le polychlorure de vinyle, le polyéthylène, le polypropylène, polystyrène polyamide, le poly carbonate, etc.

Par contre, les résines thermodurcissables ne peuvent être mises en forme qu'une seule fois, possédant ainsi des propriétés mécaniques et surtout thermomécaniques plus élevées que les résines thermoplastiques. Les principales résines thermodurcissables utilisées dans la mise en œuvre des matériaux composites sont par ordre décroissant en tonnage :

- Les résines polyesters insaturées : polyesters condensés, dérivés allyliques, etc.,
- Les résines de condensation phénoliques, aminoplastes, etc.,
- Les résines époxydes.

On peut distinguer Les résines thermostables par rapport aux autres résines par leurs performances thermiques, puisque dans ces résines nous retrouvons les deux grandes familles des résines thermoplastiques et thermodurcissables. Les résines thermostables sont développées surtout dans les domaines de l'aviation et de l'espace. Parmi les résines thermostables, nous citons les résines bismaléimides et les résines polyamides.

II.4.6 Les charges :

L'objet de la charge renforçant est d'améliorer les caractéristiques mécaniques de la résine, et diminuer le coût des résines en conservant les performances des résines. En générales ces charges sont des microbilles ou des particules (poudre). [5]

Les principales charges utilisées sont :

- Microbille en (verre, carbone, époxyde, phénolique, polystyrène, etc. ...).
- Des poudres ou paillettes métalliques : (cuivre, fer, aluminium, etc. ...).
- Des particules de carbone (noir de carbone).

II.4.7 Les additifs :

Ils sont nécessaires pour assurer une adhérence suffisante entre le renfort fibreux et la matrice et de modifier l'aspect ou les caractéristiques de la matière à laquelle ou ils sont ajoutés. Les additifs se trouvent en faibles quantité (quelque % et moins) et interviennent comme : [4]

- Lubrifiants et agents de démoulage.
- Pigments et colorants.
- Agents anti-retraits.
- Agents anti-ultraviolets.
- Accélérateur.
- Catalyseur.

II.4.8 Les GelCoats :

GelCoats est une couche de surface à base de résine spécialement conçue pour assurer certaines fonctions telles que la dureté, la résistance à la corrosion et la résistance aux chocs. Les GelCoats se présentent sous la forme d'un liquide homogène crémeux, coloré et thixotrope. Ils comprennent :

- D'une résine de base.
- De charges diverses.
- De pigments.
- De différents additifs.

Les GelCoats sont généralement appliqués au fond du moule à la brosse ou au pistolet à une épaisseur de 0,4 à 0,6 mm.

II.5 Classifications des matériaux composites :

Les classifications des matériaux composites peuvent être classés en dépend de deux fonctions : forme des composants ou nature des composants. [3]

II.5.1 Selon la forme des composants :

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

II.5.1.1 Les matériaux composites à fibre :

Si le renfort se trouve sous forme de fibres, le composite est alors à fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues soit sous forme des fibres discontinues.

II.5.1.2 Les matériaux composites à particules :

Un matériau composite est un composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules. Une particule, par opposition aux fibres, ne possède pas de dimension privilégiée.

II.5.1.3 Classifications selon la nature des composants :

Selon la nature de la matrice, les matériaux composites sont classés suivant des Composites à matrice organique, à matrice métallique ou à matrice minérale.

Les matériaux composites à matrice organique ne peuvent être utilisés que dans le domaine des températures ne dépassant pas 200 à 300 °C, alors que les matériaux composites à matrices métallique ou minérale sont utilisés au-delà : jusqu'à 600 °C pour une matrice métallique, jusqu'à 1000 °C pour une matrice céramique.

II.6 L'intérêt des matériaux composites :

Dans le domaine de l'aviation on peut placer en parallèle : d'une part les préoccupations majeures des constructeurs, de l'autre les principales propriétés caractéristiques des pièces en matériaux composites : [6]

- Soucis des avionneurs : performances et économie.
- Caractéristiques des pièces composites :
Gain de masse, économie de carburant, → accroissement de charge utile, ou rayon d'action (Kesba) Bonne tenue en fatigue → durée de vie augmentée : il y a économie sur l'amortissement.
Absence de corrosion → allègement de l'inspection lors des visites : il y a économie sur le coût de la maintenance.

Lorsqu'on complète le bilan par un examen du coût des solutions composites comparées aux solutions classiques, on constate une bonne adéquation entre besoins des avionneurs et utilisations des composites.

II.7 Les avantages des matériaux composites :

Une structure en matériaux composites est théoriquement d'une à six fois plus légère que celle fabriquée avec des alliages métalliques., le gain de masse pratique se réduit à quelques dizaines de % (jusqu'à -45%), ce qui reste très avantageux pour des applications où ce paramètre est important (aéronautique, énergie, etc...)

- Plus fort : Le matériau est très résistant aux charges et aux chocs (flexion, torsion, pression interne, etc...) grâce au renfort.
- Plus résistant : Le matériau est également résistant aux intempéries et aux agressions chimiques grâce à la matrice
- Meilleure durée de vie : La tenue du matériau à travers le temps est très bonne, les matériaux composites sont peu sensibles à la corrosion
- Liberté de forme : La matière est plus malléable et il est plus facile de créer des formes particulières
_La matière est également plus étanche, plus isolante, etc. [11]

II.8 Les inconvénients des matériaux composites :

L'un des rares inconvénients est l'outillage spécial et la difficulté de réparation, en particulier lorsque le matériau est endommagé, bien qu'il existe une possibilité de délaminage ou de collage.

Un autre inconvénient est que les techniques de compoundage ne sont pas bien connues et maîtrisées en raison des développements récents, mais des formations ainsi que des livres techniques existent.

Étant donné que le matériau composite n'est pas facile à casser, il est difficile de juger si la structure interne a été endommagée, bien sûr, c'est le plus grand inconvénient de l'utilisation de matériaux composites. Les dommages structurels, en revanche, sont faciles à détecter en raison des coudes et des renflements en aluminium.

De plus, les résines utilisées dans les composites s'affaiblissent à des températures aussi basses que 150 degrés, Il est important que ces avions prennent des précautions supplémentaires pour éviter les incendies, des températures supérieures à 300 degrés peuvent entraîner une défaillance structurelle.

Enfin, les composites peuvent être coûteux, bien que le coût initial élevé soit souvent compensé par des économies à long terme. [12]

II.9 Les composites dans l'aviation :

Selon la FAA, le matériau composite existe depuis la Seconde Guerre mondiale. Ce matériau hybride unique est devenu plus populaire au fil des ans et se retrouve aujourd'hui dans de nombreux types d'avions et de planeurs. Les structures des aéronefs sont généralement composées de 50 à 70 % de matériaux composites. Selon le rôle plus ou moins important qu'ils doivent jouer pour assurer l'intégrité de la structure, on peut citer Des pièces de structures primaires d'avion, c'est-à-dire dont la bonne tenue est vitale Pour l'appareil :

- Caissons de la voilure.
- Caissons d'empennage
- Caissons de fuselage

- **Des gouvernes :**
 - Ailerons.
 - Volets de direction de profondeur
 - Volets hypersustentateurs

- Spoilers aérofreins
- **L'habillage extérieur :**
 - Carénages.
 - Portes de soutes
 - Portes de trains d'atterrissage
 - Radomes
- **L'habillage intérieur :**
 - Planchers.
 - Cloisons
 - Portes, etc.

II.9.1 Boeing 787 DREAMLINER : [8]

Le Boeing 787, également connu par son surnom *Dreamliner*, est un avion long-courrier produit depuis 2009 par la société Boeing. Officiellement lancé le 26 avril 2004 pour une mise en service en mai 2008, il effectue son premier vol le 15 décembre 2009 et est certifié le 26 août 2011. La première livraison du Boeing 787-8, à la compagnie All Nippon Airways (ANA), a lieu le 26 septembre 2011. Sa composition structurale en pourcentage est : 50% composite, 20% aluminium, 15% titane, 10% acier et 5% autres. .

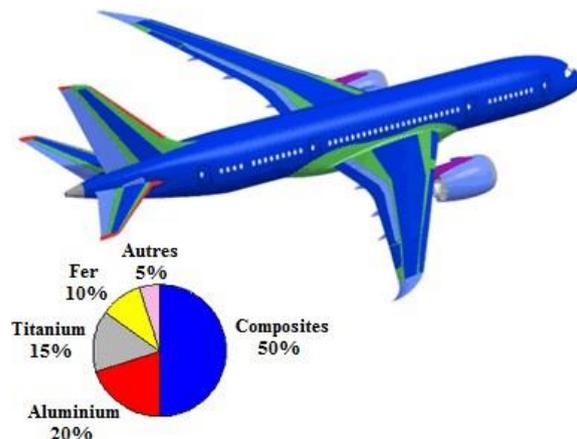


Figure II-6: matériaux de construction du Boeing 787 Dreamliner. [8]

II.9.2 Airbus A350 XWB

C'est la première fois qu'Airbus produit un avion avec 53 % de fibre de carbone. Le fuselage est entièrement réalisé en composites. Le titane rentre aussi pour 14 % dans la composition de la structure. Moins de poids signifie moins de consommation de carburant. L'A350 embarque également la plus grande aile en fibre de carbone du monde d'une envergure de presque 32 mètres. Au total, la structure est composée à 70 % de matériaux avancés combinant composites, titane et de l'aluminium moderne. [7]

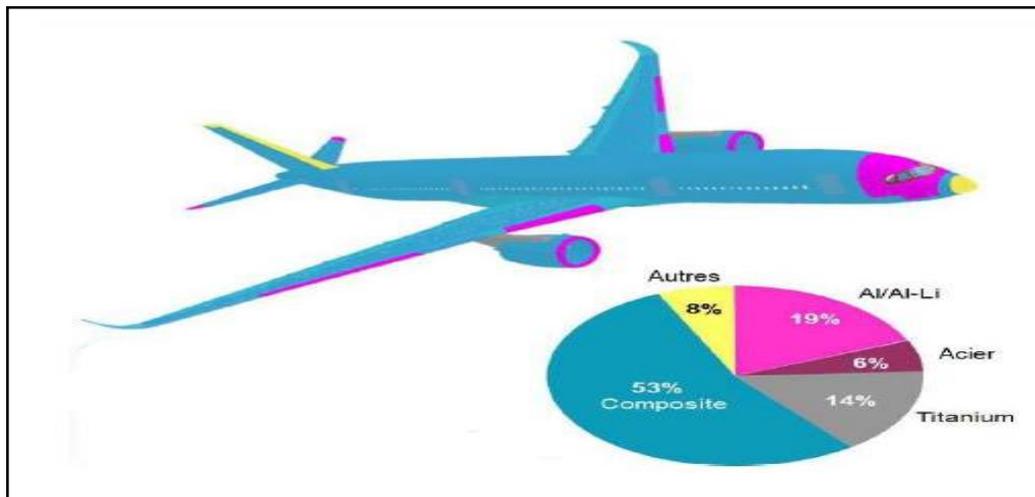


Figure II-7: matériaux de construction du A350.

II.10 Fabrications des matériaux composites :

Le développement des matériaux composites implique les opérations fondamentales suivantes :

- Imprégnation des renforts par des systèmes de résine.
- Forme la géométrie de la pièce.
- Renforcer le système :
- Polycondensation et réticulation de matrices thermodurcissables,
- Ou simple refroidissement de matériaux thermoplastiques.

II.10.1 Moulage au contact :

Le moulage par contact fonctionne avec un seul moule. C'est sur ce moule que seront déposées les différentes couches de résines et de matériaux, pour leur permettre d'en prendre la forme.

Le moule est tout d'abord enduit d'un agent de démoulage, puis d'un GelCoats qui permettra d'obtenir une surface parfaitement lisse. Ensuite, des couches successives de résine liquide et de renforts (mats ou tissus) sont déposées à la main. Pour que le résultat soit parfait, les couches doivent être ébullées. L'opérateur vient donc presser la matière avec un rouleau pour supprimer les bulles d'air éventuellement incrustées entre les couches. Enfin, lorsque la pièce est dure, elle peut être démoulée et détournée.

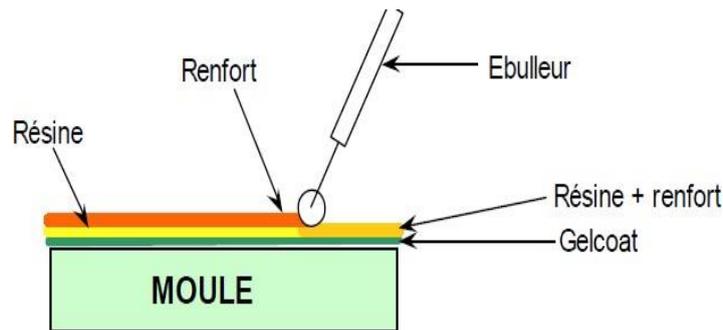


Figure II-8: Moulage au contact.

II.10.2 Moulage par projection simultanées :

Le principe consiste à projeter un jet de résine, dans lequel se déposent, à l'aide d'un coupeur, des fibres de verre de 3 à 4 cm de longueur qui vont se plaquer contre les surfaces du moule. Une opération de bullage est nécessaire pour homogénéiser la matière et retirer l'air emprisonné.

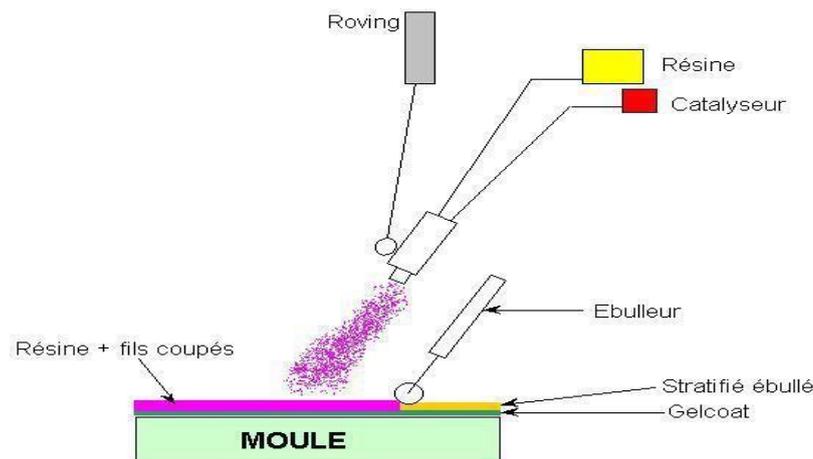


Figure II-9: Moulage par injection simultanée.

II.10.3 Moulage sous vide :

Les renforts secs sont installés sur le moule. Puis, le réseau d'infusion et le réseau de mise sous vide sont mis en place. Une membrane souple, aussi appelée « bâche à vide » est ensuite installée. L'air est vidé pour mettre le moule sous vide, puis la résine est injectée. Les renforts secs sont alors imprégnés de résine. Une fois la pièce durcie, il suffit de procéder au démoulage et à l'éventuel détourage.

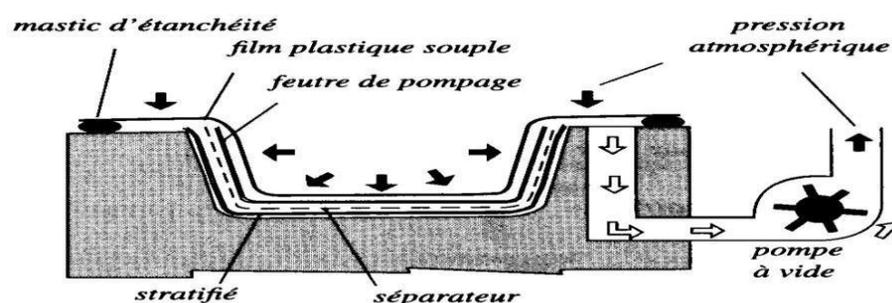


Figure II-10: Moulage sous vide. [3]

II.10.4 Moulage RTM :

Le moulage d'une pièce par RTM requiert la présence d'un moule et d'un contre-moule. Les moules sont enduits d'un agent démoulant, et sont éventuellement recouverts d'un gel-coat. Le renfort du matériau composite est disposé dans le moule, puis ce dernier est fermé. La résine est ensuite injectée sous basse pression, afin qu'elle se répartisse parfaitement selon la forme souhaitée. Viennent ensuite les étapes de démoulage et de détourage de la pièce.

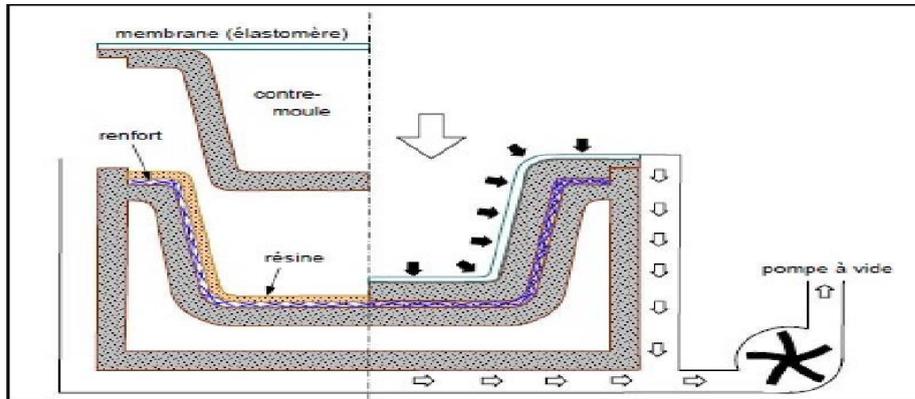


Figure II-11: Moulage RTM. [3]

II.10.5 Moulage par injection :

Le moulage par injection utilise des matières thermoplastiques. Ces dernières se présentent sous forme de granulés avant la phase de transformation. Elles sont ramollies sous l'effet de la chaleur. **Une fois sous forme liquide, la matière est injectée sans un moule et prend l'empreinte de celui-ci.** Ensuite elle va refroidir et se solidifier. Lorsqu'elle a retrouvé sa dureté, on peut extraire la pièce qui devient utilisable.

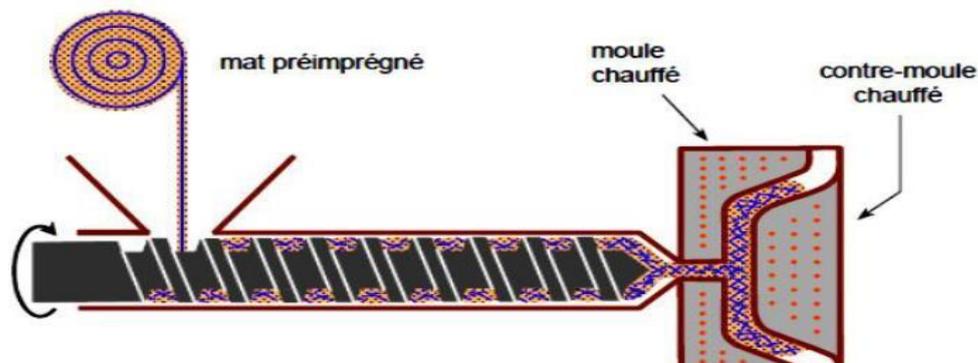


Figure II-12: Moulage par injection.

II.10.6 Moulage par pultrusion :

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

Ce procédé est applicable aux résines thermoplastiques et thermodurcissables.

Les profilés obtenus ont des caractéristiques mécaniques élevées, compte tenu de la possibilité d'obtenir des proportions de renfort élevées jusqu'à 80 % en volume.

Le procédé est adapté aux productions d'assez grandes séries (vitesse de défilement jusqu'à 20 m/h). Il nécessite un investissement important de matériel.

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

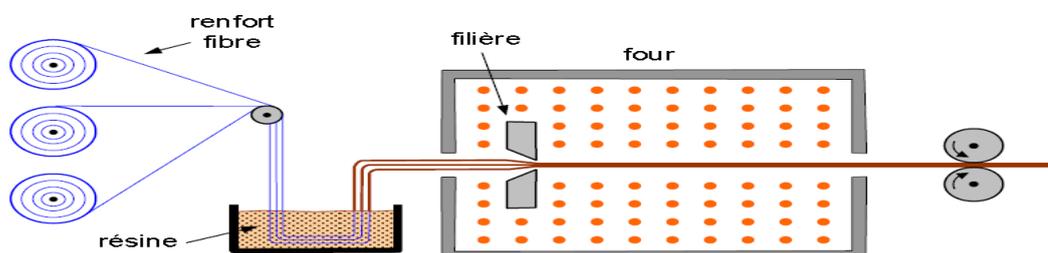


Figure II-13: Moulage par pultrusion. . [3]

II.11 Architecture des matériaux composites :

L'objet de ce paragraphe est de dégager l'architecture générale des composites.

Les structures des matériaux composites peuvent être classés en trois types :

- Les monocouches.
- Les stratifiées.
- Structures sandwiches.

II.11.1 Les monocouches :

Les monocouches ou plis représentent l'élément de base de la structure composite où les fibres sont agencées en couche fine (quelques dixièmes de millimètre). Il existe plusieurs types de monocouches : à fibres longues (unidirectionnelles UD) ou réparties aléatoirement, à fibres courtes, à fibres tissées. [5]

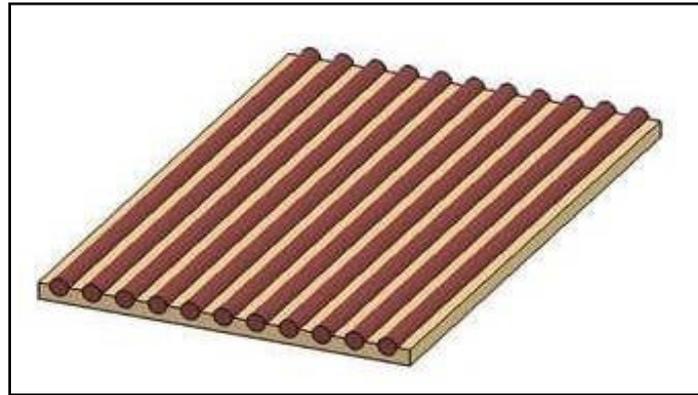


Figure II-14: Une monocouche à fibres longues UD.

II.11.2 Les stratifiés :

On appelle stratifié un matériau composé d'un ensemble ordonné de couches d'orientation et d'épaisseur données. Une couche d'un stratifié est souvent appelée une strate ou pli. Le type de stratifié est défini généralement par sa séquence d'empilement. L'avantage que présentent les stratifiés est de permettre de créer des matériaux aux propriétés mécaniques orientées de manière optimale afin de mieux répondre aux sollicitations de la structure.

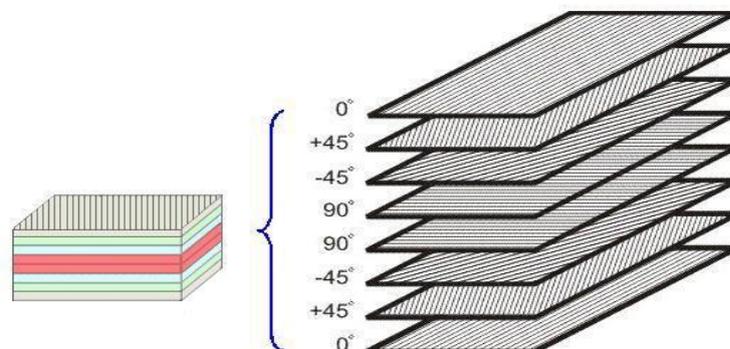


Figure II-15: structure d'un stratifié.

II.11.2.1 Types des stratifiés :

a) Stratifiés symétriques :

Un stratifié est symétrique si le plan moyen est le plan de symétrie. Deux couches symétriques ont :

- La même matrice de rigidité $[Q_{ij}]_k$.
- La même épaisseur e_k .
- Des cotes opposées z_k et z_{k-1} .
- les coefficients $[Q_{ij}]$ de la matrice de rigidité du stratifié sont nuls.

D'où l'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ T_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & 0 & 0 & 0 \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ 0 & 0 & 0 & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ K_x \\ K_y \\ K_{xy} \end{bmatrix}$$

b) Stratifiés antisymétriques :

Constitué de couches en nombres pairs, dont la répartition des épaisseurs est symétrique, et celle des orientations des axes antisymétriques par rapport Au plan moyen. Deux couches des cotes antisymétriques ont donc :

- ✓ Des cotes opposées z_k et z_{k-1} .
- ✓ La même épaisseur e_k .
- ✓ Des orientations θ et $-\theta$ par rapport aux axes de référence du stratifié.
- ✓ Il existe un couplage membrane/flexion . [13]
- ✓ Les valeurs des matrices ; $[A_{ij}]$, $[B_{ij}]$, $[D_{ij}]$ soit :

$$\begin{aligned} [A_{ij}] &= 2 \cdot \sum_{k-p}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot e_k & \text{Si : } i, j=1,1/1,2/2,2/6,6 \\ [B_{ij}] &= 2 \cdot \sum_{k-p}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot e_k \cdot z_k & \text{Si : } i, j=1,6/2,6 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 [D_{ij}] &= 2 \cdot \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{ij}^k \left(e_k Z_k^2 + \frac{e_k^3}{12} \right) & \text{si : } i, j=1,1/1,2/2,2/6,6 \\
 [A_{ij}] &= 0 & \text{si : } i, j=1,6/2,6 \\
 [B_{ij}] &= 0 & \text{si : } i, j=1,1/1,2/2,2/6,6 \\
 [D_{ij}] &= 0 & \text{si : } i, j=1,6/2,6
 \end{aligned}$$

✓ D'où l'équation constitutive est :

$$\checkmark \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ T_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & B_{26} \\ 0 & 0 & A_{66} & B_{16} & B_{26} & 0 \\ 0 & 0 & B_{16} & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & B_{26} & D_{12} & D_{22} & 0 \\ B_{16} & B_{26} & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

c) **Stratifiés croisés :**

Constitués de couches dont les directions principales sont orientées alternativement à 0° ou 90° des directions de référence du stratifié .

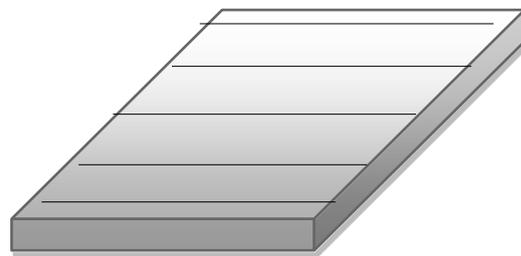
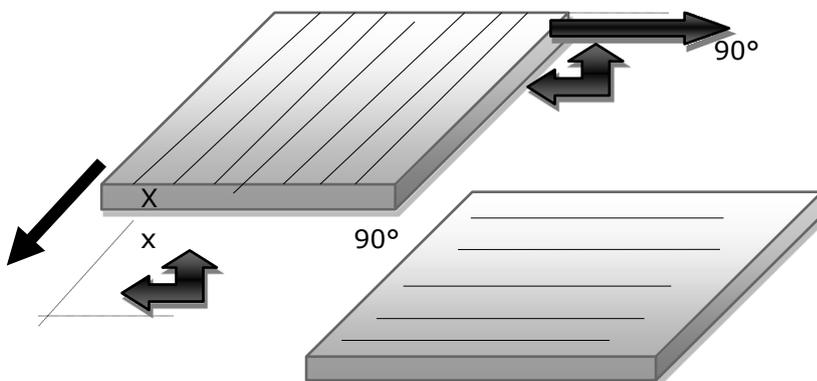


Figure II-16: Stratifié croisé.



L'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_X \\ N_Y \\ T_{XY} \\ M_X \\ M \\ M_{XY} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & B_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & B_{12} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ B_{12} & B_{22} & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & B_{66} & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_X \\ \epsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

d) Stratifiés croisés symétriques :

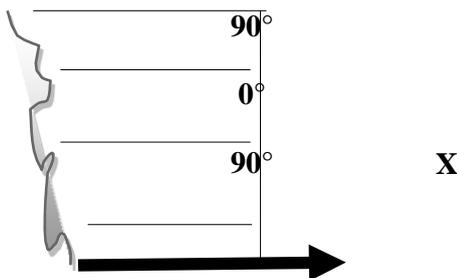
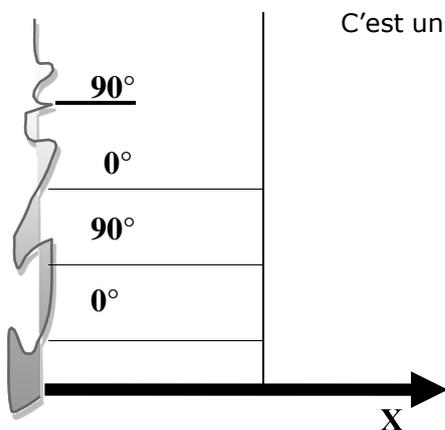


Figure II-17: Stratifié croisés symétriques.

C'est un Stratifiés croisés dont le nombre de couches est paire L'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_X \\ N_Y \\ T_{XY} \\ M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_X \\ \epsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

e) Stratifiés croisés antisymétriques :



C'est un Stratifiés croisés dont le nombre de couches est impaire.

Figure II-18: Stratifié croisés antisymétriques[13]

L'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_X \\ N_Y \\ T_{XY} \\ M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & 0 & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & 0 & -B_{11} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & 0 \\ B_{11} & 0 & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ 0 & -B_{11} & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

f) Stratifiés équilibrés :

Un stratifié est équilibré s'il comporte autant de couches orientées suivant un angle θ que de couches orientées suivant un angle $-\theta$. Un stratifié équilibré peut être quelconque, symétrique ou antisymétrique .

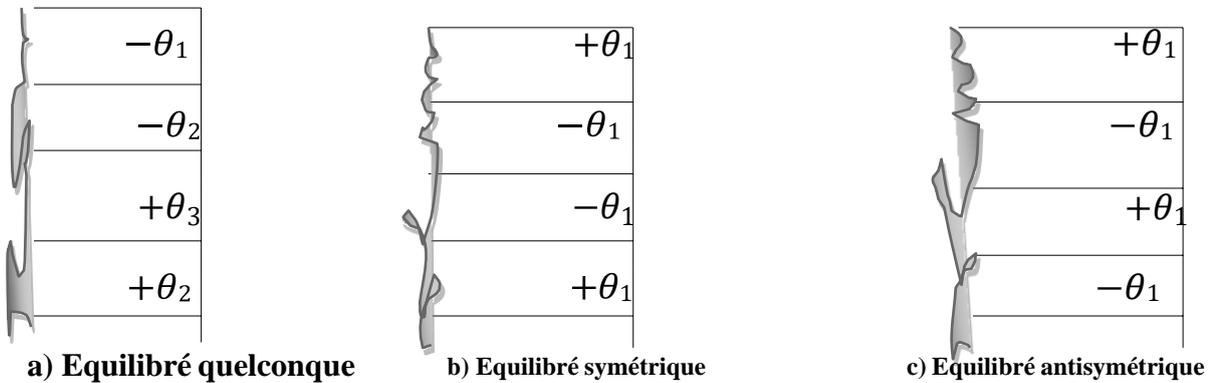


Figure II-19: Stratifiés équilibrés. [13]

g) Stratifiés alternés :

Un stratifié alterné est constitué de couches orientées alternativement suivant les directions $+\theta$ et $-\theta$, relativement aux axes de référence du stratifié .

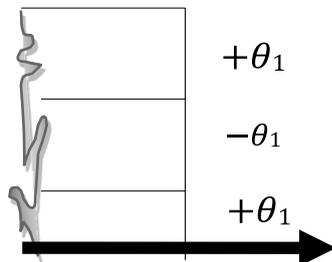


Figure II-20: Stratifiés alternés . [13]

h) Stratifiés à couches isotropes :

Les stratifiés isotropes constitués des couches isotropes où l'orientation des plis n'influe pas sur le comportement du stratifié. La matrice de rigidité d'une couche isotrope est :

$$Q = \begin{bmatrix} \frac{E}{1-\nu^2} & \nu \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ \nu \frac{E}{1-\nu^2} & \frac{E}{1-\nu^2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{E}{2(1+\nu)} \end{bmatrix}$$

L'équation constitutive est :

$$\begin{bmatrix} N_X \\ N_Y \\ N_{XY} \\ M_X \\ M_Y \\ M_{XY} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 & B_{11} & B_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 & B_{12} & B_{11} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} & 0 & 0 & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & 0 & D_{11} & D_{12} & 0 \\ B_{12} & B_{11} & 0 & D_{12} & D_{22} & 0 \\ 0 & 0 & B_{66} & 0 & 0 & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_X \\ \epsilon_Y \\ \gamma_{XY} \\ K_X \\ K_Y \\ K_{XY} \end{bmatrix}$$

On note que si le stratifié est symétrique $B_{ij} = 0$

i) Stratifiés quasi-isotropes :

Un stratifié est dite quasi-isotrope s'il constitué des couches dont les directions principales sont orientées alternativement à : $(0^\circ, -45^\circ, +45^\circ, 90^\circ)$.

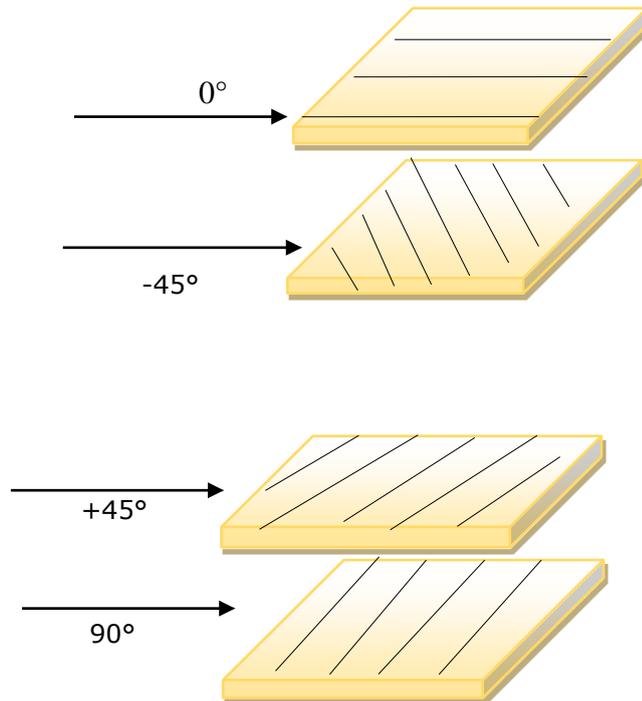


Figure II-21: Stratifié quasi-isotrope.

II.11.2.2 Calculs d'un pli cas unidirectionnel :

Les composites sont composés de l'ensemble « matrice + renfort ». L'ajout du renfort augmente les propriétés mécaniques de la matrice renforcée. Considérons le composite unidirectionnel suivant :

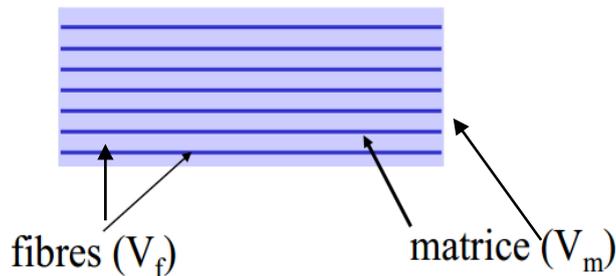


Figure II-22: Structure d'un matériau composite unidirectionnel. [13]

Ce matériau est non homogène et ses diverses propriétés dépendent de celles des fibres et de la matrice qui les constituent. Cependant, ce dernier, peut être supposé comme homogène en considérant ses propriétés moyennes vis-à-vis des charges externes appliquées. Le composite unidirectionnel est supposé se comporter comme un matériau dont les propriétés mécaniques varient d'une direction à une autre mais semblable le long de ce matériau. Des expressions simplifiées et pratiques de ces composites peuvent être obtenus en adoptant une approche très simple du comportement mécanique d'un élément de volume de ce matériau :

a) Fraction volumique :

Considérons un volume V_c du matériau composite, composé d'un volume de la fibre V_f et d'un volume de la matrice V_m . On définit :

- La fraction volumique des fibres : $V_f = \frac{V_f}{V_c}$.
- La fraction volumique de la matrice $V_m = \frac{V_m}{V_c}$.

Sachant que :

- $V_m = 1 - V_f$.
- $V_c = V_m + V_f$.

b) Fraction massique :

Considérons la masse W_c du matériau composite, composé d'une masse W_f la fibre et une masse W_m de la matrice. Les fractions massiques des fibres et de la matrice sont :

$$P_f = \frac{W_f}{W_c}$$

$$P_m = \frac{W_m}{W_c}$$

Avec : $P_m + P_f = 1$

$$W_c = W_f + W_m$$

c) Relation entre fraction volumique et massique :

$$W_c = \rho_c V_c$$

$$W_f = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

$$W_m = \rho_m V_m + \rho_f V_f$$

ou $W_m = W_m + W_f$

$$\left. \begin{array}{l} \rho_f V_f + \rho_m V_m = W_c \\ P_f \frac{V_f}{V_c} + \rho_m \frac{V_m}{V_c} = \rho_c \end{array} \right\}$$

$$\Rightarrow \rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V$$

$$\Rightarrow \rho_c = f V_f + (1 -) \rho_m$$

De plus :

$$V_c = V_f + V_m$$

$$\frac{W_c}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m}$$

$$\frac{W_c}{\rho_c} = \frac{W_f W_m + W_m \rho_f}{\rho_m \rho_f}$$

Ce qui donne :

$$\rho_c = \frac{\rho_m \rho_f W_c}{W_f \rho_m + W_m \rho_f}$$

$$= \frac{1}{\frac{W_f \rho_m}{W_c \rho_m} + \frac{1}{\frac{W_m \rho_f}{W_c \rho_f \rho_m}}}$$

Finalement :

$$\rho_c = \frac{1}{\frac{V_f \rho_m}{\rho_f} + \frac{V_m}{\rho_m}}$$

$$\Rightarrow P_f = \frac{\rho_f}{\rho_c} V_f \quad \text{et} \quad p_m = \frac{\rho_m}{\rho_c} V_m$$

Donc :

$$V_f = \frac{\rho_c}{\rho_f} \cdot P_f$$

$$V_m = \frac{\rho_c}{\rho_m} \cdot P_m$$

II.11.2.3 Evaluation des constantes élastiques d'un composite unidirectionnelle :

a-Module d'Young longitudinal :

Par essai de traction, le composite s'allonge d'une quantité Δl , donc on définit une déformation $\varepsilon_f = \frac{\Delta l}{l}$. L'identité de la déformation dans la fibre et dans la matrice :

$$\varepsilon_f = \varepsilon_m = \varepsilon_l$$

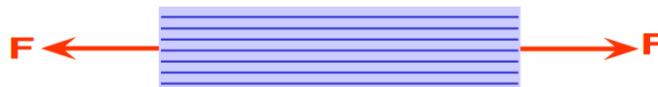


Figure II-23: Essai de traction longitudinale . [13]

De plus on a :

$$\sigma_f = E_f \varepsilon_l \text{ et } \sigma_m = E_m \varepsilon_m = E_m \varepsilon_l$$

Sachant que : $F_1 = F_f + F_m$ ce qui donne $F_1 = \sigma_f S_f + \sigma_m S_m$

Soit S l'aire de la section droite du composite, donc : $\sigma_1 = \frac{F_1}{S}$

Avec S_m et S_f représentent les aires des sections droites de la fibre et de la matrice

Et par conséquent l'équation (A) nous donne :

$$\frac{F_1}{S} = \sigma_f \frac{S_f}{S} + \sigma_m \frac{S_m}{S}$$

$$\text{Ainsi, } \sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m V_m \text{ ou encore } \sigma_1 = \sigma_f V_f + \sigma_m (1 - V_f)$$

$$\text{Sachant que : } \sigma_1 = E_1 \varepsilon_1$$

$$E_1 \varepsilon_1 = E_f V_f \varepsilon_1 + E_m \varepsilon_1 (1 - V_f)$$

Cette expression est connue sous le nom de 'loi des mélanges' pour le module d'Young dans la direction des fibres.

b-Module d'Young transversal : forces perpendiculaire la direction des fibres.

- Le module d'Young transversal est déterminé dans un essai de traction transversal où le composite est chargé suivant la direction normale de la fibre. On définit :

$$V = \frac{h_f}{h_f + h_m}, V = \frac{h_f}{h_f + h_m} \text{ et } V = \frac{h_f}{h_f + h_m}$$

Dans ce cas on a : $\sigma_2 = \sigma_m = \sigma_f$

$$\text{Donc } \varepsilon_m = \frac{\sigma_f}{E_f} = \frac{\sigma_2}{E_f}$$

$$\varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m} = \frac{\sigma_2}{E_m}$$

Sachant que l'allongement du composite est défini par :

$$\Delta l_2 = \Delta l_f + \Delta l_m \text{ ce qui donne :}$$

$$\Delta l_2 = \varepsilon_f h_f + \varepsilon_m h_m \text{ et la déformation du composite est donné par } \varepsilon_2 = \frac{\Delta l_2}{h_t}$$

Ainsi :

$$\frac{\Delta l_2}{h_t} = \frac{\Delta l_2}{h_t + h_m}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{h_f}{h_t + h_m} \varepsilon_f + \frac{h_m}{h_t + h_m} \varepsilon_m$$

$$\varepsilon_2 = \varepsilon_f V_f + (1 - V_f) \varepsilon_m$$

Si: $\sigma_2 = E_2 \varepsilon_2$ $\Rightarrow \varepsilon_2 = \frac{\sigma_f}{E_2}$
 $\varepsilon_m = \frac{\sigma_m}{E_m}$
 $\varepsilon_f = \frac{\sigma_f}{E_f}$

Et finalement on obtient :

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

Donc on a : $E_T = \frac{E_f E_m}{E_f (1 - V_f) + E_m V_f}$

c-Coefficient de poisson longitudinal :

Par essai de traction, l'allongement du composite sera Δl et sa déformation sera $\varepsilon_2 = \frac{\Delta l}{l}$
 $\varepsilon_m = \varepsilon_f = \varepsilon_1$, Pour la déformation dans la direction 2 on a :

- Pour la fibre : $\varepsilon_{2f} = -\gamma_f \varepsilon_1$
- Pour la matrice : $\varepsilon_{2m} = -\gamma_m \varepsilon_2$

L'allongement transversal du composite est $\Delta_h = \Delta_{hf} = \Delta_{hm}$

$$\Delta_h = \varepsilon_{2f} h_f + \varepsilon_{2m} h_m$$

Et la déformation totale du composite :

$$\varepsilon_2 = \frac{\Delta_h}{h_m - h_f}$$

$$\varepsilon_2 = \frac{-\gamma_f h_f \varepsilon_1 - \gamma_m \varepsilon_1 h_m}{h_m - h_f}$$

$$-\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1} = \gamma_f V_f + \gamma_m (1 - V_f)$$

II.11.2.4 Sens quelconque :

$$\text{On a } \sigma = \frac{F}{S}$$

$\sigma = \sigma \sin^2$, contrainte longitudinal (sur les fibres).

$$\sigma_T = \sigma \sin^2 \text{ , } \sigma_T \text{ contrainte transverse sur la matrice.}$$

$$\text{Cisaillement : } \tau = \frac{FL}{ST} = \frac{FT}{ST} = \frac{F \sin \theta \cos \theta}{S}$$

d) Matrice de souplesse $[S_{ij}]$:

La matrice de souplesse du k -ième pli est définie par la relation entre les déformations et les contraintes. Les coefficients caractérisent la souplesse du matériau :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

Les coefficients de souplesse sont définis par :

$$S_{11} = \frac{1}{E_1} \quad S_{12} = S_{21} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} = -\frac{\nu_{12}}{E_1}$$

$$S_{22} = \frac{1}{E_2} \quad S_{16} = S_{61} = 0 \quad \text{montre qu'il n'y a pas de couplage plan}$$

entre

$$S_{66} = \frac{1}{E_6} \quad S_{26} = S_{62} = 0 \quad \text{contraintes normales et contraintes de}$$

cisaillements

(1) Peut aussi être écrite sous la forme matricielle compacte :

$$[\varepsilon]_{1,2}^{(k)} = [ij]_{1,2}^{(k)} \{\sigma\}_{1,2}^{(k)} \quad (2)$$

La matrice $[S_{ij}]$ est appelée matrice de souplesse, elle possède une symétrie $S_{ij} = S_{ji}$.

Les termes nuls ($S_{16} = S_{61} = S_{26} = S_{62} = 0$) montrent qu'il ne peut avoir de couplage plan entre les contraintes normales et les contraintes de cisaillement ; car, pour un pli, le matériau est considéré comme orthotrope dans son repère principal.

e) Matrice de rigidité $[Q_{ij}]$:

La matrice de rigidité du k -ième pli est définie par la relation entre les contraintes et les déformations. Autrement dit, c'est l'inverse de la relation (1) ; c'est-à-dire :

$$\begin{matrix} \left\{ \begin{matrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{matrix} \right\} \\ K \end{matrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{matrix} \left\{ \begin{matrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{matrix} \right\} \\ k \end{matrix} \quad (3)$$

Les coefficients Q_{ij} caractérisent la rigidité du matériau ; ces derniers sont définis par :

$$Q_{11} = mE_1 \quad Q_{12} = Q_{21} = m\gamma_{12} E_2 = m\gamma_{21} E_1$$

$$Q_{22} = m E_2 \quad Q_{16} = Q_{61} = 0$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad Q_{26} = Q_{62} = 0$$

$$\text{Avec : } m = \frac{1}{1 - \gamma_{12}\gamma_{21}}$$

La matrice $[Q_{ij}]$ est appelée matrice de rigidité, elle est symétrique $Q_{ij} = Q_{ji}$

La relation (3) peut aussi être écrite sous la forme matricielle compacte :

$$\{\sigma\}_{1,2}^{(k)} = [Q_{ij}]_{1,2}^{(k)} \{\varepsilon\}_{1,2}^{(k)} \quad (i, j = 1, 2, 6) \quad (4)$$

Les termes nuls ($Q_{16} = Q_{61} = Q_{26} = Q_{62} = 0$) montrent qu'il ne peut avoir de couplage plan entre les déformations normales et angulaires ; car, pour un pli, le matériau est considéré comme orthotrope dans son repère principal (1,2).

On remarquera que les matrices $[S_{ij}]$ et $[Q_{ij}]$ sont inverses l'une de l'autre, c.-à-d. :

$$Q_{ij} = S_{ij}^{-1} \quad (5)$$

II.11.2.5 Code de représentation d'un stratifié :

II.11.2.5.1 Les orientations normalisées : les orientations les plus fréquemment utilisées sont représentées comme suit : [3]

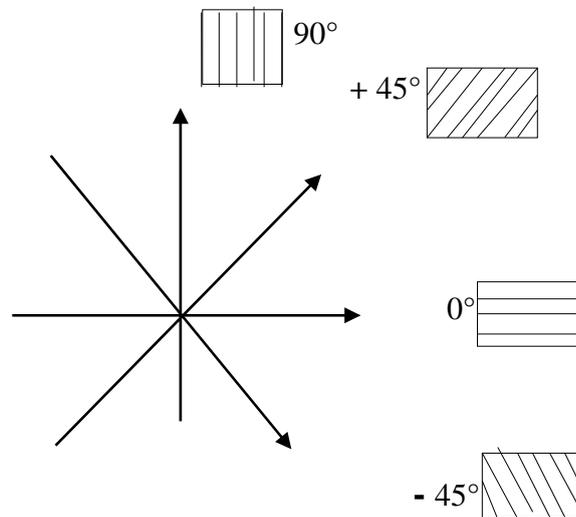


Figure II-24: les orientations les plus fréquemment utilisées [5]

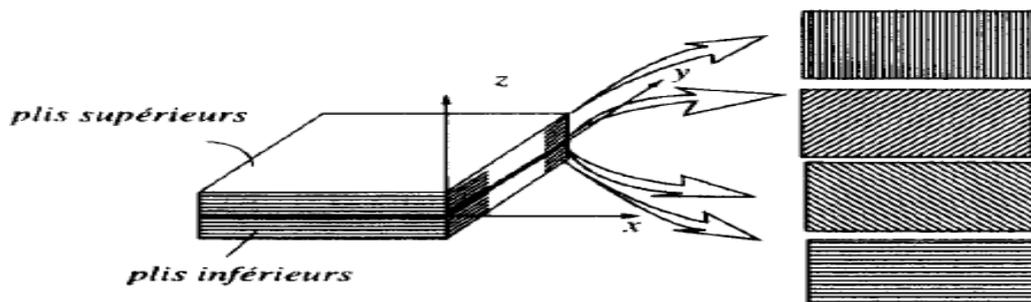


Figure II-25: orientation de stratification dans le plan moyen. [6]

La direction dite « à 0° » correspond à la direction d'application de l'effort prépondérant, ou à une direction privilégiée de la pièce considérée, ou à l'axe des abscisses du repère choisi.

Plan moyen : c'est par définition le plan qui sépare en deux moitiés l'épaisseur du stratifié. Sur la figure ci-après, c'est le plan x, y .il a pour cote, par convention : $z = 0$.

II.11.2.5.2 Description des plis : elle se fait depuis le pli extrême de cote $Z < 0$.

Jusqu'au pli extrême $Z > 0$.

- Chaque pli est repéré par son orientation.
- Les plis successifs sont séparés par un « 1 ».
- Il faut éviter de grouper un trop grand nombre de plis contigus dans une même direction (afin de limiter les contraintes inter-pli, dites « inter-laminaire) : néanmoins lorsque cela se produit, un chiffre en indice indique le nombre des plis identiques.
- Symétrie miroir** : on dit qu'une pièce stratifiée est dotée de la « symétrie miroir » lorsque les empilements de plis de part et d'autre du plan moyen sont identiques. Lors de la symétrie miroir est réalisée, la pièce stratifiée entraîne la symétrie de ces contraintes et empêche ainsi l'apparition des déformations d'ensemble de la pièce : voilement, gauchissement. Par exemple :

Numéro de pli	Orientation	Notation conventionnelle	Symbole
10	90°	[90/0 ₂ /-45/+45] s	
9	0°		
8	0°		
7	-45°		
6 plans	+45°		
5 moyens	+45°		
4	-45°		
3	0°		
2	0°		
1	90°		

Tableau II-1 : Symétrie miroir des stratifiées [8]

Ce stratifié constitue de 3 couches de tissus équilibrées pourvu de la symétrie miroir : on considère en effet qu'une couche tissée est équivalente à deux séries de plis unidirectionnel croisés +90° et donc est elle-même pourvue de la symétrie miroir (vérifiée une toile, un taffetas) :

- ✓ Chaque couche de tissu est remplacée par 2 séries de plis unidirectionnels identiques, croisés à 90°, d'épaisseur moitié de l'épaisseur e de la couche de tissu, et dont on connaît les propriétés élastiques. Cette représentation est commode pour la détermination des propriétés élastiques du stratifié.
- ✓ Une couche de tissu est remplacée par un seul pli anisotrope d'épaisseur e dont on connaît les propriétés élastiques et limites de rupture. Cette représentation est utile pour la détermination des contraintes de rupture du stratifié.
- ✓ On prévoit en général une proportion minimum de plis (de 5 à 10 %) suivant chaque direction : 0°, 90°, +45°, -45°. Prennent en compte les sollicitations mécaniques qui s'exercent sur le stratifié dans la zone considérée. Un cas courant consiste à solliciter le

stratifié dans son plan. On dit alors qu'il travaille en membrane (c.-à-d. le stratifié travaille à la flexion). Les sollicitations mécaniques prennent la forme de contraintes ($\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$) ou de flux d'efforts (N_x, N_y, T_{xy}), le flux d'effort étant le produit de la contrainte par l'épaisseur h du stratifié.

- ✓ L'épaisseur minimum d'un stratifié doit être de l'ordre du millimètre par exemple, 8 plis unidirectionnels ou 3 à 4 couches de tissu équilibré carbone/époxyde .

II.11.2.6 Stratifiés hybrides

Les stratifiés hybrides sont plus performants en utilisant au mieux, les propriétés des diverses fibres disponibles. Parmi les différents hybrides, on peut distinguer :

- Des hybrides inter couches, constitués d'une suite de couches, chacune de nature différente.
- Des hybrides intra couches, constitués par une séquence de couches identiques, chaque couche étant constituée de renforts différents.
- Des couches métalliques peuvent également être intercalées entre les couches.

II.11.3 Structures sandwichs

Une structure sandwich est constituée d'une âme et de deux peaux en matériaux composites. L'assemblage est réalisé par collage à l'aide d'une résine compatible avec les matériaux en présence. Les âmes les plus utilisées sont de type nid abeilles, âme ondulée ou mousse. Les peaux sont généralement constituées de structure stratifiées.

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

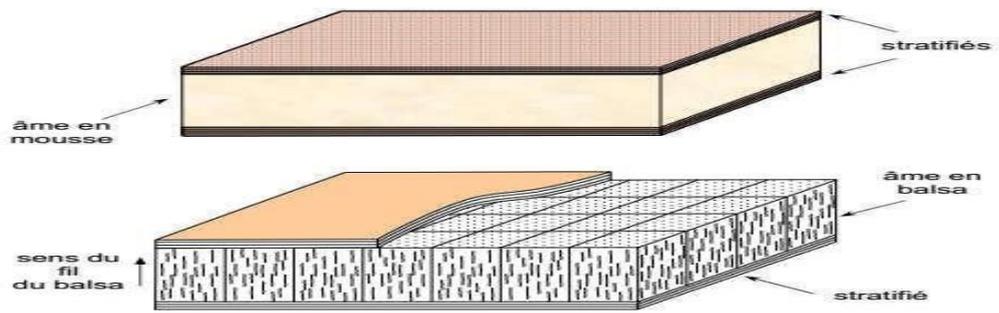


Figure II-26: Exemples de composites sandwichs. [5]

III. Chapitre 3
Elaboration et mise en œuvre des stratifiés

III.1 Introduction

Un matériau composite peut être défini d'une manière générale comme l'assemblage de deux ou plusieurs matériaux ; des renforts sont noyés dans une résine ou colle dont la résistance mécanique est beaucoup plus faible. Cette résine assure la cohésion et l'orientation des fibres et elle permet également de transmettre les sollicitations auxquelles sont soumises ; elle permet de diminuer les frais de construction mais aussi de garder ou d'améliorer les propriétés mécaniques des parties collées, les matériaux aussi obtenus sont hétérogènes et anisotropes.

Dans ce chapitre, nous présentons la procédure de mise en œuvre et d'élaboration des éprouvettes en composites, il s'agit du procédé de moulage sous vide, Le choix du type de matrice et du renfort est fait selon la disponibilité, et de la faisabilité expérimentale du type de matériaux. Suivi par la caractérisation des matériaux obtenus en effectuant des essais dynamiques tels que (la traction, flexion). Dans le laboratoire mécanique « BOUMERDES ».

La réalisation des éprouvettes s'est faite en deux parties : la première consiste à réaliser et élaborer des plaques en composite de (35/35 cm) de dimensions décrites, dans cette partie nous décrivons la fabrication du stratifié à fibre de carbone/verre et à matrice époxydes, et la deuxième se fait par la réalisation des plaques en découpant ces plaques en éprouvettes selon les normes exigées.

III.2 Elaboration des stratifiés :

Avant la fabrication d'une pièce en matériaux composites, il faut donner un maximum d'informations concernant cette pièce. Pour cela la fabrication des pièces s'est faite selon les étapes suivantes :

- Définition des fonctions de la pièce ;
- Définition du rôle de la pièce ;
- Présentation des matériaux utilisés ;
- Procédure de fabrication.

III.2.1 Mise en œuvre des pièces :

Les pièces sont réalisées pour une utilisation expérimentale qui est l'étude des caractéristiques mécaniques des éprouvettes en stratifiées,

Les éprouvettes stratifiées vont subir :

- Des contraintes de traction avec le spectre des charges de contraintes longitudinales ;
- Ainsi que des contraintes de flexion ;

III.2.2 Représentation des pièces :

III.2.2.1 Epreuve de l'essai de traction

Les dimensions de l'éprouvette de l'essai de traction sont aux normes telles qu'édifiées dans la figure suivante :

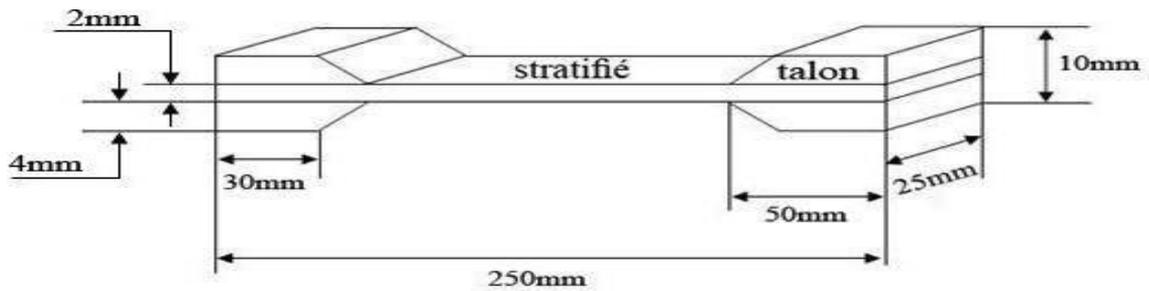


Figure III-1: Dimensions des éprouvettes de traction. [13]

III.2.2.2 Epreuve de l'essai de flexion (en stratifiées) :

Les éprouvettes de l'essai de flexion sont aux normes définies dans la figure suivante :

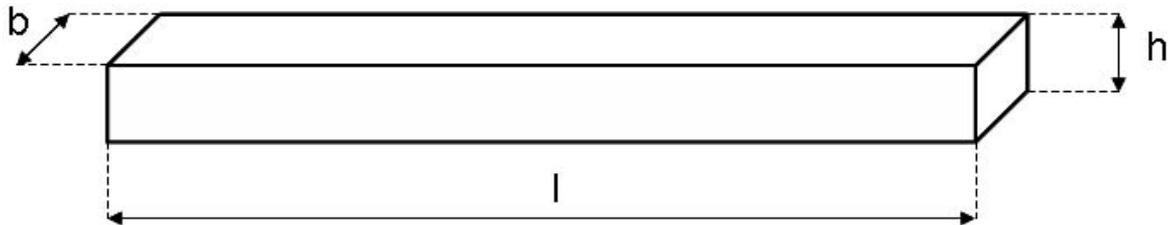


Figure III-2: dimensions des éprouvettes de flexion. [13]

l = Longueur de l'éprouvette >80 mm

b = Largeur de l'éprouvette 10 ± 0.5 mm

h = épaisseur de l'éprouvette 2 ± 0.5 mm

III.2.2.3 La surface de travail :

La réalisation des matériaux nécessite une surface de travail plane, dans notre cas il s'agit d'une table de travail en sandwich (nid d'abeille et fibre de carbone)



Figure III-3: Table de travail.

III.2.3 Les constituants :

Le tableau ci-dessous présente une synthèse des combinaisons matrice/renfort les plus couramment utilisées ; donnant lieu à des composites << haute performance (HP) >> ou << grande diffusion (GD) >> on notera que les composites (HP) se distinguent essentiellement des composites (GD) par leurs propriétés mécaniques remarquables.

Résines		Fibre de renfort				
		Verre E	Verre D	Verre R	Carbone	Aramide
TD Thermodurcissables	Polyesters	GD	GD			
	Phénolique	GD				
	Polyuréthanes	GD				
	Epoxy		HP	HP	HP	HP
TP Thermoplastique	Polypropylène	GD				
	PA6 et 6-6	GD		HP		
	PA12, PEEK			HP	HP	HP

Tableau III-1: Tableau de synthèse de l'utilisation des résines et renforts.

III.2.4 Le renfort :

Les renforts utilisés pour la réalisation des éprouvettes sont : un **tissu de carbone**, et un **tissu de verre** bidirectionnel (voir figure III.4), leurs caractéristiques sont mentionnées dans les tableaux ci-dessous.

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-8
Architecture	TAFTAS
Géométrie des fibres	Rectangulai re
Epaisseur (mm)	0,2
Densité (g/cm ³)	1,8
Résistance a la traction (N/mm ²)	330
Élongation (%)	1,9
Poids spécifique (g/m ²)	193

Tableau III-2 : caractéristiques du tissu de carbone.

Caractéristiques	Valeurs
Norme	BMS 9-3
Type	D (diélectrique)
Nombre de filament par fibre	75
Géométrie des fibres	Cylindrique
Epaisseur (mm)	0,1
Resistance a la traction (N/mm ²)	140,29
Poids spécifique (g/m ²)	106

Tableau III-3 : caractéristiques du tissu de verre type D



Figure III-4: Fibre de carbone/verre utilisé pour la conception des éprouvettes.

III.2.5 La matrice :

C'est un mélange homogène de résine (EPOCAST 50-A1) et de durcisseur (HARDENER 9816) tous deux de marque HUNTSMAN. (FigIII-5, Fig. III-6). Les proportions ont été prises selon des normes imposées par le fabricant, qui exige comme

mélange : 100 g de résine pour 15 g de durcisseur.

*



Figure III-5: matrice EPOCAST 50-A1



Figure III-6 : durcisseur (HARDENER) 9816)

III.2.5.1 Caractéristiques de la résine type Epocast 50-A1 :

Epocast 50-A1 est une résine de stratification de manipulation facile. Ce système peut être employé pour la fabrication ou la réparation des structures composites aéronautiques. Le produit est qualifié de BMS 8-201.

Le tableau ci-dessous représente Caractéristiques des Epocast 50-A1/946. Voir (Tableau III.4) .

<i>Densité</i>	g/c m ³	2
<i>Coefficient de dilatation thermique</i>	10k	35
<i>Résistance en compression</i>	MP	140
<i>Module d'élasticité en compression</i>	MP	11000-11500
<i>Résistance en flexion</i>	MP	110
<i>Retrait linéaire</i>	%	0,05

Tableau III-4 : Caractéristiques des Epocast 50-A1/946

III.2.6 La pompe à vide :

C'est une pompe pneumatique de marque PIAB, model L100. Elle contient deux orifices, l'un est relié par un tuyau au sac qui assure le vide, PIAB sont présentées dans le tableau ci-dessous. [15]



Figure III-7: Pompe à vide

CARACTÉRISTIQUES TECHNIQUES

Description	Unité	Valeur
Pression d'alimentation maxi	MPa	0.7
Niveau sonore	dBA	60-65
Plage de température	°C	-20-80
Masse	g	530-620
Matériaux		AI, PPS, SS, NBR

DÉBIT D'AIR ASPIRÉ

Pression d'alimentation MPa	Consommation d'air NI/s	Débit d'air aspiré en (NI/s) à différents niveaux de vide (-kPa)												Vide maxl -kPa
		0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	95	99	
0.60	2.6	2.8	2.1	1.5	0.90	0.40	0.30	0.20	0.14	0.10	0.095	0.019	0.005	99.8

TEMPS D'ÉVACUATION

Pression d'alimentation MPa	Consommation d'air NI/s	Temps d'évacuation (s/l) pour atteindre différents niveaux de vide (-kPa)												Vide maxl -kPa
		10	20	30	40	50	60	70	80	90	95	99	99.5	
0.60	2.6	0.032	0.075	0.15	0.32	0.64	1.1	1.7	2.6	3.9	5.5	9.8	12.0	99.8

Tableau III-5 : Caractéristique de la pompe à vide PIAB. [15]

Pour la fabrication des éprouvettes, il est nécessaire d'utiliser les éléments suivants :

III.2.7 Le perforer :

C'est un tissu qui contient de minuscules perforations qui ont pour rôle de laisser passer à travers ce nylon le surplus de résine contenu dans l'éprouvette.

III.2.8 Tissu d'arrachage

Il présente plusieurs avantages lors d'une utilisation sous vide. Ce tissu est connu pour l'état de surface qu'il donne à la pièce. Il permet aussi d'éviter le collage de l'éprouvette avec l'ensemble des tissus lors de la séparation.

III.2.9 Feutre de drainage

Son rôle est d'absorber la quantité de résine supplémentaire et de la piéger pour qu'il n'y ait pas de débordement, et aussi il assure la bonne répartition de l'aspiration de l'air (fig. III.8)

**Figure III-8: feutre de drainage**

Caractéristiques	Valeurs
Référence	AB 100-60
Matière	Fibres 100% polyester
Couleur	Blanc
Epaisseur (mm ²)	4
poids nominal (g/m ²)	150
Température d'utilisation (°C)	205
Température de fusion (°C)	250

Tableau III-6 : caractéristiques du feutre de drainage

III.2.10 Principe de calcul de pourcentages en poids :

Pour 100g d'époxyde, on a ajouté 15g de durcisseur. On mélange les deux composants pendant plusieurs minutes afin de s'assurer que ce dernier est complet, homogène et uniforme. [13]

La quantité de résine nécessaire par mètre carré de tissu peut être calculée à partir des normes imposées par le constructeur.

Dans notre cas, nous avons adopté les proportions recommandées par la firme Airbus, qui donne la quantité de résine par rapport à la surface :

- 375 g de résine pour 1m² de tissu ;
- Pour nos éprouvettes on a 08 couches de tissu de 0.1225m² chacune ;
- Donc il faut calculer la quantité de résine Q pour 0.98m² de résine.

$$Qm = 0.98 \times 375$$

$$Qm = 367.5g$$

Q : représente la quantité de matrices incluant la résine et le durcisseur donc :

$$Qd = \frac{15 \times 367.5}{100}$$

$$Q_d = 55.125g$$

$$Q_r = 367.5 - 55.125g$$

$$Q_r = 312.375g$$

Avec :

Q_m : Quantité de la matrice (résine + durcisseur) (g)

Q_d : Quantité de durcisseur (g)

Q_r : Quantité de résine à utiliser (g)



Figure III-9: Préparation de la résine type Epocast 50-A1 :

Les normes indiquent qu'il faut rajouter 20% du mélange, pour compenser la résine qui a adhéré aux parois du récipient ce qui donne une quantité totale de matrices estimée à $\approx 441g$

III.3 Procédure de fabrication

III.3.1 : Réalisation des éprouvettes stratifiés carbone/époxy, verre/époxy. [15]

L'élaboration du stratifié consiste à mettre un composite carbone /époxy sous forme de plaque constitué de 8 couches en tissu taffetas. Cette opération s'effectue en plusieurs étapes.

Etape 1

On pose un film de mise sousvide (Résistant à une température de $205^{\circ}C$) sur la Plaque plane et on le fixe à l'aide d'un ruban adhésif pour ne pas qu'il se dérobe lors du travail. (Figure III-10). L'intérêt de ce film est de recouvrir l'ensemble du dispositif de travail pour la préparation de la plaque afin d'en extraire l'air à la fin.

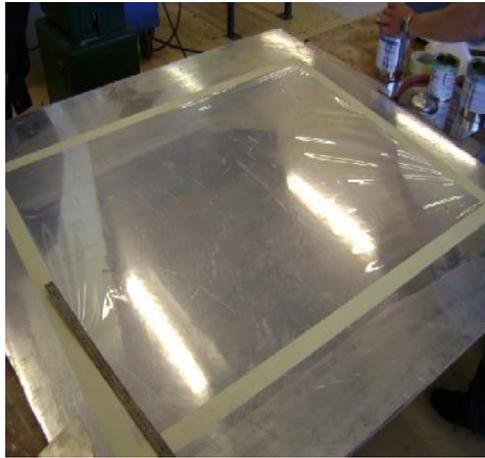


Figure III-10 : Pose et fixation du film de mise sous vide

Etape 2

On dépose sur le plan de travail des feuilles en fibres de carbone qu'on découpe ensuite en panneaux avec des dimensions supérieures à celles souhaitées, ceci afin de pouvoir à la fin découper les chutes tout le long des bords de la plaque et obtenir une plaque finie selon les dimensions exigées.

Dans notre cas c'est une plaque de (35 x35) cm.



Figure III-11 : Pose des feuilles de tissu en carbone

Etape 3

Un bon étalement de la résine sur le tissu en fibres de carbone est nécessaire pour que ces dernières soient imprégnées d'une façon homogène sur toute la surface du tissu de carbone (Fig III-12), ensuite on procède à l'empilement des 8 couches une par une, pour obtenir à la fin une plaque de 3mm d'épaisseur.



Figure III-12 : Dépôt de la résine sur le tissu de carbone

Etape 4

Après avoir empilé les huit 8 couches du tissu de carbone, on dépose dessus un film séparateur perforé . Comme son nom l'indique, le film séparateur perforé contient une multitude de petits trous répartis uniformément sur toute sa surface par les quelles l'excédent de résine s'échappe lors de la mise sous vide. (Figure III-13)



Figure III-13 : Dépôt du film séparateur perforé

Figure III-14: Film séparateur perforé

Etape 5

Le feutre de drainage appelé aussi tissude pompage, est une sorte de couverture pliée en plusieurs fois permettant d'obtenir un tissu épais capable d'absorber le sur plus de résine(Figure III-15).



Figure III-15 : Dépôt du feutre de drainage

Etape 6

Une autre feuille du feutre de drainage est déposée sur la plaque, permettant de la Recouvrir complètement(Figure III-16).



Figure III-16 : Dépôt d'une 2e feuille de feutre de drainage.

Etape 7

L'ensemble est ensuite couvert par un sac à vide. Un tuyau de pompage est mis entre le sac à vide et le tissu de pompage (Fig. III-17), s u r le côté de la plaque de manière à ne pas déformer la surface dela plaque à la fin du travail



Figure III-17: Appareil de pompage.

Etape 8

Cette étape consiste à fermer hermétiquement le sac a vide avec un mastic d'étanchéité sous forme d'un ruban adhésif souple et pâteux (Figure III-18et III-19). Après avoir placé le joint on s'assure de sa bonne étanchéité avec le sac à vide



Figure III-18: Fermeture hermétique du sac à vide.

Figure III-19: Dépôt du ruban adhésif.

Etape 9

L'opération de mise sous vide est lancée, elle consiste à pomper l'air et récupérer le surplus de résine qui va atterrir dans le tissu de pompage (Figure III-20).



Figure III-20 : Début du processus de pompage

Etape 10

Afin que la résine polymérise d'une façon uniforme sur toute la surface de la plaque en composite, un appareil de chauffage est utilisé (Figure III-21 et III-22). C'est un pistolet Électronique de contrôle d'air chaud, de marque (STEINEL HG 3002 LCD), peut atteindre une température de 590° C et possède un écran LCD pour l'affichage de la température. Le débit d'air variable en continu de 11 à 28 (m³/h). Ce dernier est équipé d'une boîte de direction permettant de diriger le flux de chaleur issu de l'appareil.

L'utilisation de cet appareil s'avère nécessaire, car à basse température, l'activité chimique est insuffisante pour faire réagir la totalité du durcisseur, d'où la formation d'agrégats.

Voilà pourquoi, un apport énergétique sous forme de chaleur facilite la réaction T jouant le rôle de catalyseur.

De la, la qualité du réseau formé va fortement influencer les propriétés mécaniques de l'adhésif. La formation de clusters de durcisseur implique une fragilisation du réseau. Par



Figure III-21 : Photo du pistolet (STEINEL)

exemple, le module d'Young augmente, la contrainte et la déformation à la rupture en traction diminuent.



Figure III-22 : Placement du pistolet chauffant

Etape 11

Après polymérisation, on procède au démoulage (Figure III-23) suivi de la découpe des bords de la plaque selon les dimensions souhaitées (Figure III-24), à savoir (35x35) cm.



Figure III-23 : Démoulage de la plaque.

Figure III-24: La plaque finie



Figure III-25 : machine de découpage

un contrôle préliminaire à l'œil nu de la qualité du produit obtenue est effectué, permettant d'évaluer d'une manière grossière la porosité.

En fin, la plaque est découpée en éprouvettes selon les dimensions exigées par les normes



Figure III-26 : Petites plaques pour la préparation des éprouvettes

III.3.2 Essai de traction :

Les éprouvettes des stratifiés qui sont prévues pour l'essai de traction doivent subir un petit changement qui est l'emplacement des talons.

Le rôle des talons en Zircal 7075-T6 est de protéger des contraintes qui peuvent être causées par la machine d'essai. En effet, la machine est équipée de mors qui ont pour but de maintenir la pièce lors de l'essai, donc ces mors vont s'accrocher aux talons qui sont fixés à chaque extrémité de l'éprouvette. Les éprouvettes subissent un léger polissage et les talons sont chanfreinés à l'aide d'une machine de fraisage (figure III.28)



Figure III-27: Talon troué avec une perceuse



Figure III-28 : Ponceuse à chanfreiner .

Ils sont ensuite roués sur la surface de collage afin d'avoir une bonne adhérence de la résine. Avant de les coller, nous avons procédé au nettoyage avec un diluant pour enlever les impuretés qui peuvent être à l'origine d'un mauvais contact entre la colle et les surfaces à coller .

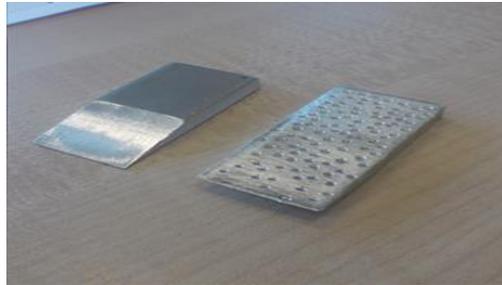


Figure III-29 : talon troué et découpé.

III.3.3 Eprouvettes finales de l'essai de traction



Figure III-30 : épreuve en carbone/époxy

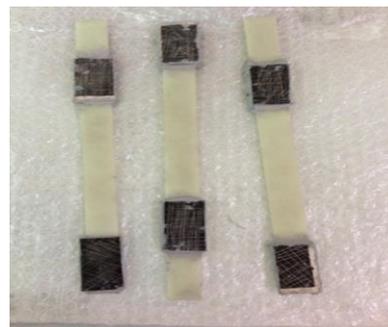


Figure III-31 : épreuve en verre/époxy

III.3.4 Eprouvette de Traction (Résine pure) :

La caractérisation en traction de la résine époxy est effectuée sur des épreuves en forme d'haltère (Fig. III-34) conformément à la norme NF EN ISO 527-2. Ces épreuves sont réalisées par moulage en utilisant un moule en aluminium recouvert d'une fine couche de papier cellophane afin que la résine ne colle pas à la surface du moule [13]

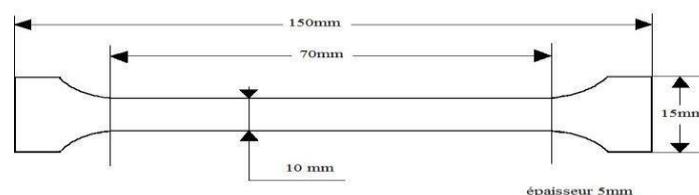


Figure III-32 : Dimension de l'épreuve réelle en résine

Après polymérisation. Ensuite nous avons nettoyé cette fine couche avec de l'acétone pour dégraisser sa surface puis usiné à la main pour obtenir les côtes définitives (Fig. III-33).

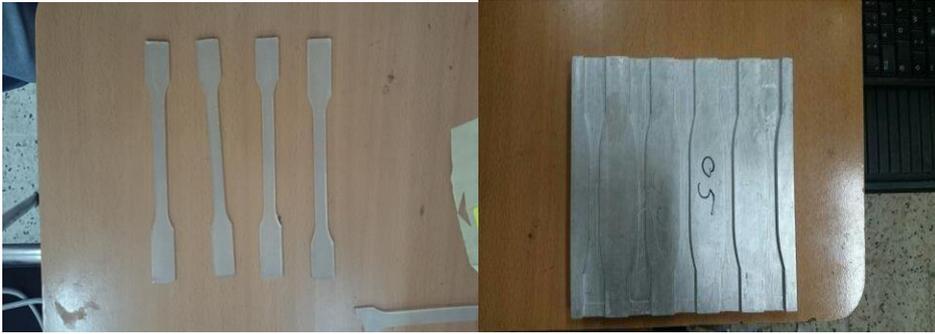


Figure III-33 : Epreuve réelle en résine

Figure III-11 : Moule des éprouvettes de résine

III.3.5 Dispositif et conditions d'essais :

Les essais relatifs à cette étude sont effectués à température ambiante sur une machine de traction/compression de type Zwick/Z250 muni d'une cellule de charge pouvant aller jusqu'à 250KN (Figure III-35). La vitesse de sollicitation est de 2mm/min. Son système est configurable et extensible à de très nombreuses applications. Utilisé avec le logiciel d'essais testXpert sur PC, l'application est très conviviale et particulièrement flexible. Quelques caractéristiques de cette machine sont présentées dans le tableau ci-dessous . [10]



Figure III-35 : machine de traction/compression

IV. Chapitre 4 :
Analyse expérimentale et résultat.

IV.1 -Introduction

Ce chapitre est une description et l'analyse expérimentale d'un suivi progressif du comportement mécanique (charges - déformations) des éprouvettes jusqu'à la rupture.

Les éprouvettes réalisées et décrites dans le chapitre III, vont être soumises à des essais de Traction, flexion.

Les résultats des essais obtenus, sont donnés sous forme de graphes ce qui nous permettra d'observer les réactions des éprouvettes aux sollicitations appliquées.

Après découpage de ces échantillons, on entame la caractérisation par l'essai de flexion trois points. En effet, pour avoir le matériau composite plus performant et le mieux adapté au milieu aéronautique, on doit satisfaire deux caractéristiques : un module de rigidité élevée et une masse volumique faible. Les essais mécaniques sont effectués sur les stratifiés pour voir et étudier le comportement mécanique des éprouvettes en traction longitudinale. En comparant entre les résultats des deux types d'éprouvettes, et de désigner celle qui a les meilleures caractéristiques mécaniques à la traction comme à la flexion.

IV.2 Caractérisation mécanique des matrices

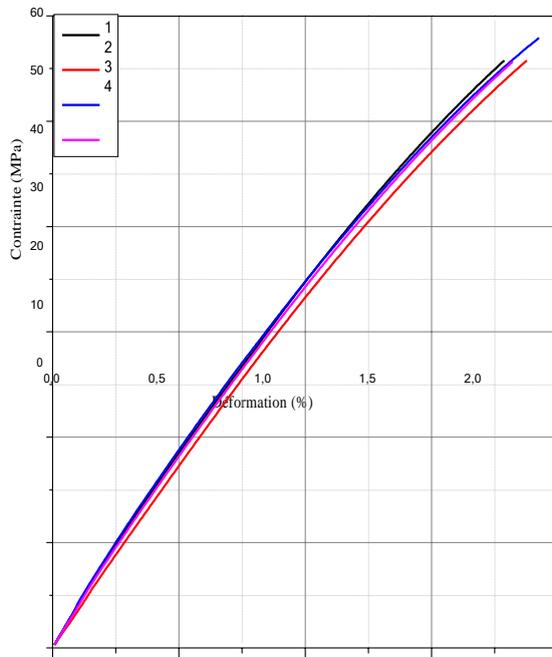
IV.2.1 Essais de traction.

Les essais de traction sont effectués sur les matrices précédentes. Les éprouvettes sont réalisées en forme d'haltère conformément à la norme NF EN ISO 527-4 type B.

Les essais mécaniques sont effectués sur une machine universelle de type Zwick/Rolle muni d'un capteur de force de 10 kN et d'un extensomètre. Cette machine est pilotée par ordinateur avec un logiciel test expert 120 (Figure IV -1). [13]



Figure IV-1 : Les essais de traction



Graphe IV.1. Courbes de traction pour
EPOCAST 50-A1

IV.3 Caractérisation des stratifiés

IV.3.1 Essais de traction.

Les éprouvettes sont préparées suivant la norme *ASTMD3039*. Cette dernière, répond aux exigences des conditions de l'essai de fatigue par l'utilisation des talons en aluminium, ce qui permet d'éviter l'effet des glissements entre les mors de serrage et l'éprouvette, qui bien souvent sont responsables de perturbations importantes dans les mesures effectuées, surtout dans le cas de petite déformation.

Les éprouvettes sont découpées à partir de la plaque élaborée selon les dimensions recommandées par la norme citée ci-dessus. Les échantillons sont munis de talons en aluminium et soumises à un effort de traction F exercé à une vitesse constante dans un sens longitudinal jusqu'à la rupture éventuelle (Figure IV -2). La vitesse de déplacement des mors est de l'ordre de 2mm/mn. [15]



Figure IV-2 : Banc d'essai de traction. [10]

La contrainte moyenne est liée à la déformation par le module de young longitudinal D'après l'équation .

$$\sigma_1 = E_1 \times \varepsilon_1$$

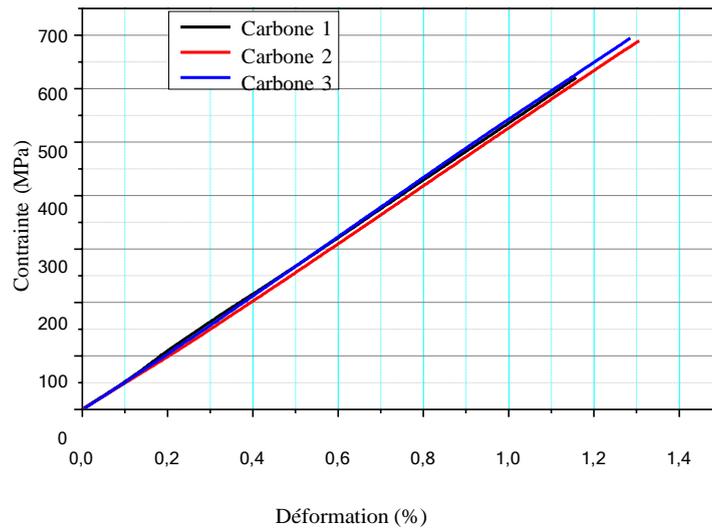


$$E_1 = \sigma_1 / \varepsilon_1$$

On commence les essais sur les éprouvettes l'une après l'autre, tout en gardant à chaque reprise la vitesse de déplacement constante 2mm/mn, avec une bonne fixation des éprouvettes entre les mors de la machine tractive en position longitudinale équipé d'un système extenso -métrique de haute résolution ce qui permet d'éviter les incertitudes engendrées par le serrage de la pièce testée.

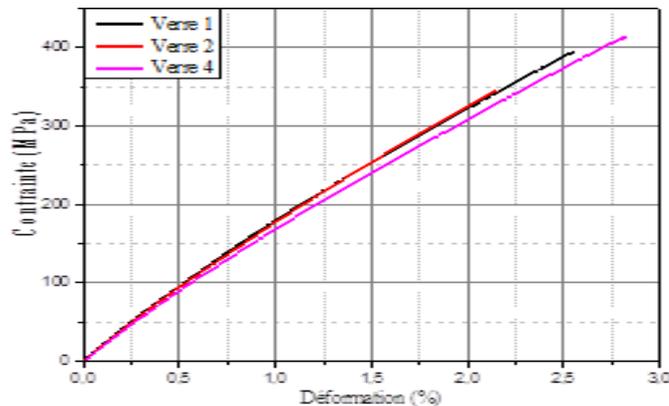
L'évaluation de la déformation en fonction de la charge appliquée est donnée par les graphes ci-dessous qui ont été captés à l'aide d'un logiciel inclus dans la machine.

Eprouvette1: carbone/époxy



Graphe IV.2. Courbe de traction pour des stratifiés carbone/ époxy

Eprouvette2: verre/époxy



Graphe IV.3. Courbes de traction pour les stratifiés verre/époxy

IV.3.2 Interprétation :

Les courbes contraintes-déformations des stratifiés à base de matrice Epocast 50-A₁ sont représentées respectivement dans les Graphe IV.2- IV.3. L'allure des courbes de traction est similaire dans le cas des deux composites. La tendance est linéaire jusqu'à la rupture. Ces courbes permettent de calculer le module de Young, la contrainte et l'allongement à la rupture. Les résultats sont présentés au (Tableau IV.1) .

Les trois essais normalisés de traction montrent une superposition parfaite. Cette convergence de résultats explique l'homogénéité et la qualité des éprouvettes réalisées par le procédé de moulage sous vide.

Les différentes éprouvettes étudiées ont un comportement similaire, une quasi linéarité jusqu'à rupture, traduisant la nature purement fragile et le comportement viscoélastique de ces derniers.

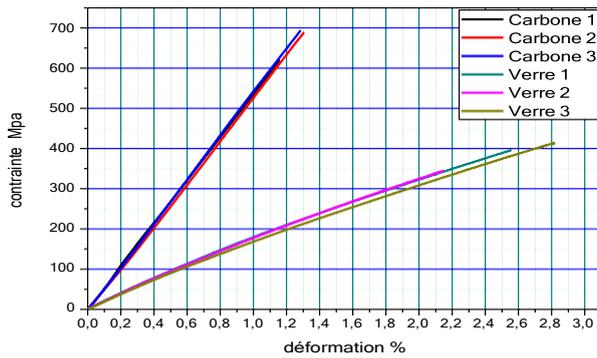
Les courbes de traction sur les éprouvettes de fibres en carbone (Graphe IV.1) correspondent un comportement purement linéaire (les trois courbes sont superposées). Dans l'intervalle des contraintes de 0 à 700 MPa, la déformation atteint un maximum de 1,3%, ce qui montre la rigidité élevée de ces fibres de carbone relativement aux fibres de verre utilisées.

Types d'éprouvettes		Contrainte à la Rupture (MPa)	Déformation à la rupture %	Module de Young (MPa)
Stratifié Carbone /époxy	1	694,50	1,28	54017,5
	2	689,19	1,30	53014,8
	3	629,17	1,15	53592,3
Moyenne		677,95	1,24	535 41 ,5
Stratifié Verre/ époxy	1	395,32	2,55	15502,7
	2	343,34	2,13	16119,0
	3	413,86	2,81	14723,0
Moyenne		384,17	2,49	154 48,2

Tableau IV-1 : Résultats des tests de traction pour les éprouvettes stratifiées.

La limite de déformation maximale en traction pour les renforts, est de 2,81%. Cette valeur correspond à la limite élastique des composites à base de fibres de verre. Par contre celle de fibre

de carbone est de 1,3%. La plus grande valeur de la contrainte à la rupture est celle des stratifiés à base de fibres de carbone.



Graphe IV.4. Courbes de traction comparative entre les deux type d'éprouvettes carbone/verre/epoxy.

Le stratifié à base de fibre de carbone se distinguent par un module de Young plus élevé, tandis que les plaques élaborées à base de fibre de verre sont caractérisées par un module d'élasticité inférieurs.

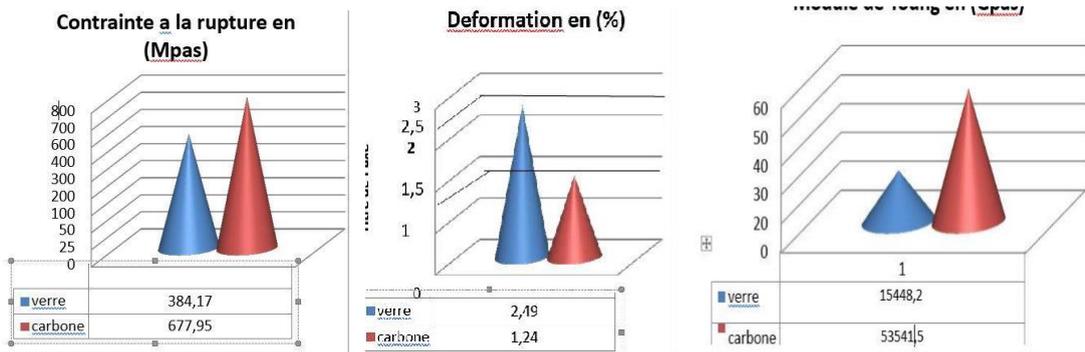


Figure IV-3 : Histogrammes de comparaison entre les paramètres de traction pour les deux types de stratifié

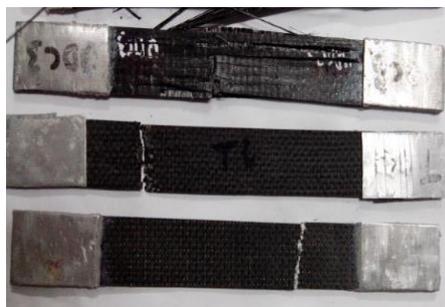
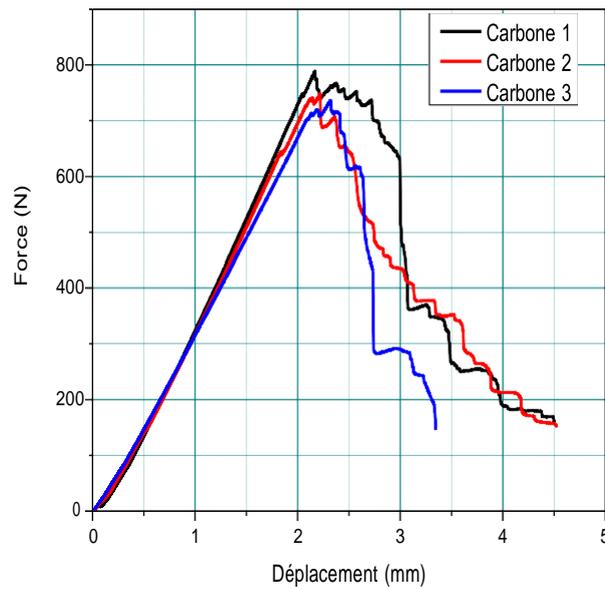


Figure IV-3: Mode rupture des éprouvettes de stratifié pour l'essai de traction.

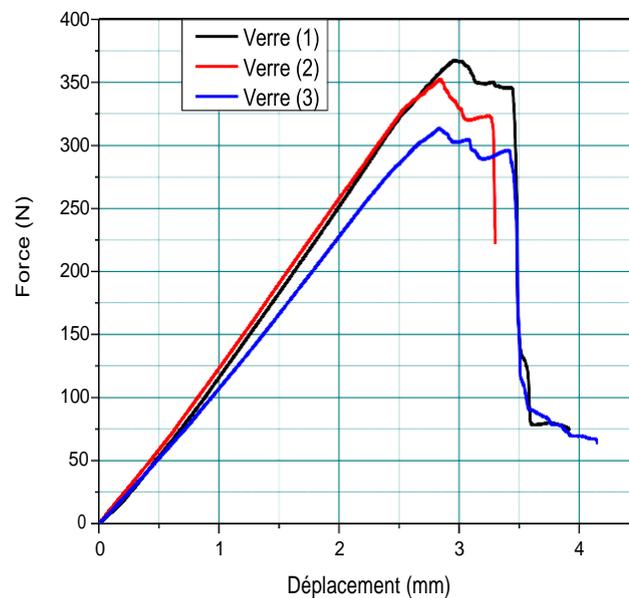
IV.4 Essai de flexion pour les éprouvettes stratifiées :

L'aspect macroscopique des éprouvettes de flexion est donné par les résultats des tests de flexion sont représentés sous forme de diagramme de la force en fonction du déplacement (graphe IV 5-6) .

Eprouvette 1 : carbone epoxy

Graphe IV.5. Courbes de flexion des éprouvettes carbone/époxy.

Eprouvette 2 : verre/epoxy



Graphe IV.6. Courbes de flexion des éprouvettes verre/époxy.

- **Comparaison en flexion entre les deux types d'éprouvettes :**

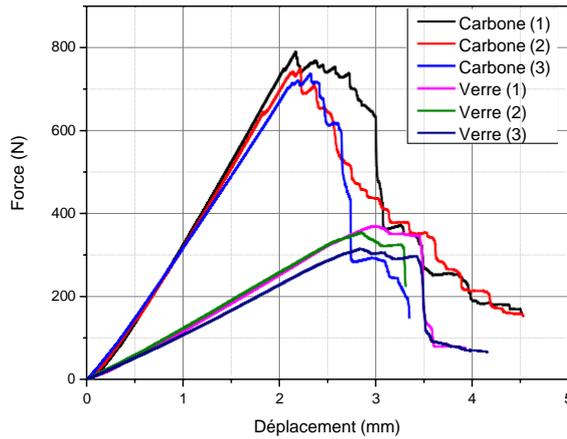
On peut résumer nos résultats dans les tableaux qui suivent :

Types d'éprouvettes	Contrainte à la REP Rupture (MPa)	Déformation à la rupture %	Module de Young (MPa)
Carbone/époxy 1	787.45 2852	2.159446 57	36400.66419 8
Carbone/époxy 2	746.42 5708	2.210842 07	33700.62054 7
Carbone/époxy 3	735.24 0903	2.313836 95	31700.758
Moyenne	756,33	2,22	33943 ,1
Verre/époxy 1	368.26 907	2.950738 99	12400.98535
Verre/époxy 2	352.79 808	2.837809 25	12400.3205
Verre/époxy 3	312.85 4798	2.825973 82	11000.70689 89
Moyenne	344 ,63	2,86	11934

Tableau IV-2 : Résultats des tests de flexion pour les éprouvettes stratifiés.

Les courbes obtenues sur stratifiés à base de fibres de verre mettent en évidence une non-linéarité très prononcée. Cette non-linéarité peut être attribuée à un écoulement irréversible de la matrice (déformation plastique), soit à la formation d'un endommagement au sein du matériau. La rupture des éprouvettes se produit pour des faibles valeurs de déformation.

Nous venons de voir que la plus grande valeur de la charge de rupture est celle des stratifiés à base de fibres de carbone et les courbes obtenues de ce renfort sont des droites, ce qui montre la fragilité de ces éprouvettes sur un intervalle de déplacement très court par rapport au domaine des éprouvettes à base de fibres de verre.



Grphe IV.7. Courbes de flexion comparative entre les deux types d'éprouvettes carbone/verre/epoxy.

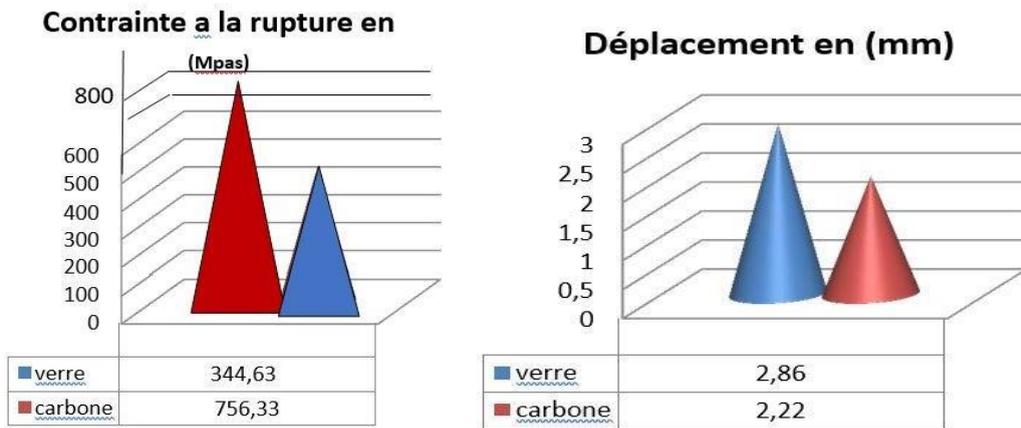


Figure IV-4 : Histogrammes de comparaison entre les paramètres de flexion pour les deux types de stratifié

IV.5 Simulation Numérique [10]

La simulation numérique d'une plaque en composite par un logiciel conçu spécialement pour étudier le comportement mécanique de toute structure, La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

ANSYS, est l'un des plus grands développeurs et fournisseur de logiciels de simulation numérique au monde. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles discrétisés.

Ce produit permet d'effectuer des simulations mécaniques. Ses principales capacités sont :

1. l'analyse statique.
2. l'analyse modale.
3. l'analyse harmonique (réponse forcée).
4. l'analyse temporelle ou transitoire.
5. la gestion de différentes situations non linéaires (contacts, plasticité des matériaux, grands déplacements ou grandes déformations).
6. simulations en matière de mécanique des fluides.
7. permet de résoudre des modélisations mettant en jeu des phénomènes électromagnétiques.

Implémentation d'un problème en 5 étapes :

- Analyse du problème : modèles physiques, géométrie, conditions aux limites, propriétés physiques,...
- Création de la géométrie avec un modéleur.
- Création du maillage avec un mailleur.
- -Définition des données du problème (physiques, CL, propriétés physiques, schémas numériques,..) et résolution avec le solveur.
- Exploitation des résultats.

➤ **Analyse du problème :**

Identification de la physique :

- Modèle physique : équations, propriétés physiques, ...
- Quelles sont les variables inconnues ?
- *Conditions aux limites :*
 - Identifier les conditions aux limites et leur type.
 - Mettre en correspondance les CL avec les traitements proposés aux frontières par le solveur.
- Domaine de calcul.
- Définir le domaine de calcul, l'espace physique dans lequel les équations seront résolues.
- Sauf cas particulier les représentations informatiques de domaine de calcul sont des espaces finis. Comment prendre en compte cette contrainte
- Création de la géométrie avec un modéleur
- Création du maillage avec un mailleur

IV.6 Description de l'élément utilisé pour le maillage :

Pour faire les calculs par les éléments finis sous ANSYS en choisit l'élément de maillage SHELL 63. L'élément SHELL 63 est conçu pour modéliser les structures en coques épaisses. Le nombre de nœud de cet élément est égal 80. Chaque nœud a six degrés de liberté. L'élément SHELL63 est capable d'être utilisé pour les calculs des contraintes pour des grandes déformations, et peut être aussi utilisé pour les matériaux isotrope et orthotrope.

IV.6.1 Le maillage

- Le maillage est un ensemble recouvrant « au mieux » le domaine géométrique étudié
- Il peut être constitué d'éléments linéiques, surfaciques et volumiques.
- La connectivité d'un maillage est la définition des liaisons entre les sommets de ses éléments.
 - On parle de maillage hybride lorsqu'il mêle des éléments de nature différente. Par exemple en 2D quadrangle et triangle ou en 3D hexaèdres et tétraèdres
 - Le maillage est qualifié de structuré (b) lorsque la connectivité des nœuds et de type différences finies.
 - Un maillage est dit non structuré (a) lorsque la connectivité est quelconque.

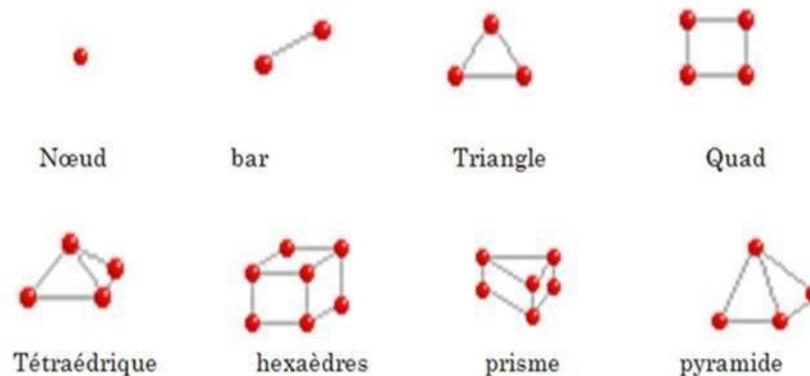


Figure IV-5 : Types des éléments de maillage

IV.6.2 Choix Du Type De Maillage

a. Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multi bloc.

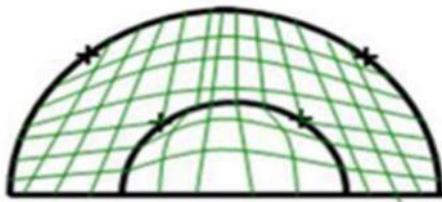


Figure IV-6 : Géométrie mono-bloc

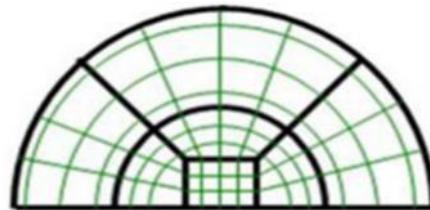


Figure IV-7 : Géométrie Multi-bloc.

Avantages :

- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

inconvénients :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

b. Maillage non structuré

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

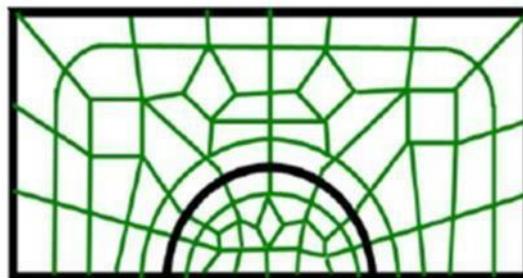


Figure IV-8 : Maillage non structure.

Avantages :

- Peut-être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

Inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être

plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

■

c. Maillage hybride

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D. Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage nonstructuré.

IV.7 Workbench (ANSYS) :

Le système comporte différentes cellules soit : Engineering Data, Geometry, Model, Setup, Solution, Results.

- Prétraitement : Engineering Data, Geometry et Model
- Résolution : Setup et solution
- Post-traitement : Résultats

Il est possible d'obtenir une description de chaque cellule dans le fichier d'aide d'ANSYS Workbench.

IV.8 Etapes de simulation des essais (traction et flexion) :

Toutes les étapes sont similaires pour les essais de traction et de flexion sauf pour l'étape de **Setup** qui consiste à appliquer les charges.

1-Engineering Data : La cellule Engineering Data est utilisée pour définir et accéder à des modèles de matériau pour être utilisés dans une analyse. LMC la cellule Engineering Data ou RMC et choisir Edit dans le menu contextuel qui apparaît pour entrer l'environnement.

2-Geometry : Utilisez la cellule Geometrie pour importer, créer, modifier ou mettre à jour un modèle pouvant être utilisé pour une analyse. LMC sur la cellule ou RMC et choisir Edit dans le menu contextuel qui apparaît pour entrer l'environnement.

3-Model/Mesh : La cellule Model est associée à la définition de la géométrie, des systèmes de coordonnées, des connections et du maillage dans le module de simulation Mechanical.

4-Setup : La cellule Setup permet de définir les chargements, conditions frontière et autre configuration de l'analyse

5-Solution : La cellule Solution permet d'avoir accès aux données de résolution.

6-Results : La cellule Results regroupe les résultats de l'analyse. Celle-ci est souvent référée à une cellule de post-traitement.

Les tests de contrainte sur le modèle composite qu'on a réalisé dans ce projet (Carbone-

Epoxy) sont effectués et les résultats sont affichés.

Les propriétés mécaniques de ce matériau composite sont les mêmes qu'on a calculé dans le chapitre précédent pour avoir une comparaison avec l'essai expérimentale, ces valeurs sont représentées dans le tableau suivant:

E_{11} (Mpa)	35000
E_{22} (Mpa)	9000
ν_{12}	0.4
G_{12} (Mpa)	4700
G_{23} (Mpa)	3500
G_{13} (Mpa)	4700

Tableau IV-3 : Les propriétés mécaniques du matériau composite Carbone-Epoxy

La Force appliquée sur l'éprouvette est la même force moyenne calculé dans la partie expérimentale qui est : $F = 400\text{N}$ pour la traction et $F=400\text{N}$ pour la flexion.

$$\sigma = F/S \text{ Donc}$$

$$F = \sigma S$$

1-



2-

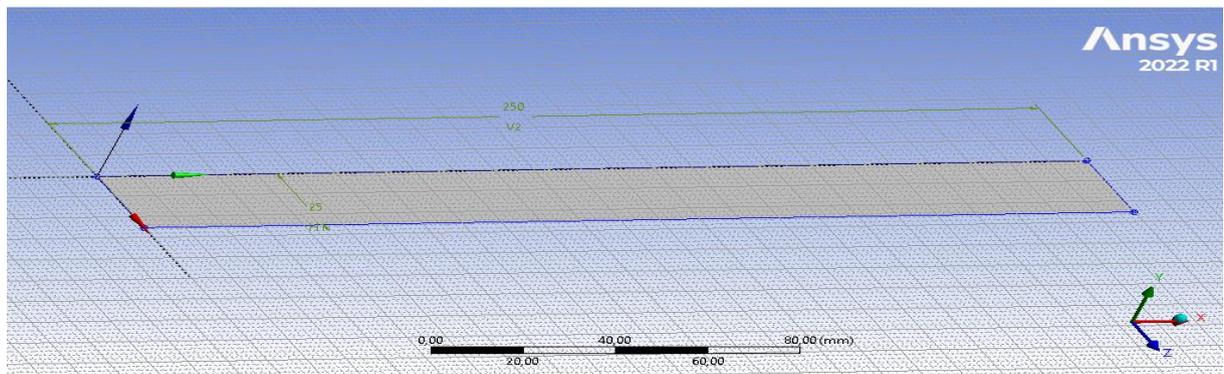


Engineering Data Sources				
	A	B	C	D
1	Data Source		Location	Description
6	Geomechanical Materials	<input type="checkbox"/>		General use material samples for use with geomechanical models.
7	Composite Materials	<input type="checkbox"/>		Material samples specific for composite structures

Outline of Composite Materials					
	A	B	C	D	E
1	Contents of Composite Materials		Add	Source	Description
4	Carbon Fiber (290 GPa)	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Fibers only
5	Carbon Fiber (395 GPa)	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Fibers only
6	E-Glass	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Fibers only
7	Epoxy Carbon UD (230 GPa) Prepreg	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	
8	Epoxy Carbon UD (230 GPa) Wet	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	
9	Epoxy Carbon UD (395 GPa) Prepreg	<input type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	

Properties of Outline Row 11: Epoxy Carbon Woven (230 GPa) Wet			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	1451	kg m ⁻³
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
8	Orthotropic Elasticity		
9	Young's Modulus X direction	5,916E+10	Pa
10	Young's Modulus Y direction	5,916E+10	Pa
11	Young's Modulus Z direction	7,5E+09	Pa
12	Poisson's Ratio XY	0,04	
13	Poisson's Ratio YZ	0,3	
14	Poisson's Ratio XZ	0,3	
15	Shear Modulus XY	3,3E+09	Pa
16	Shear Modulus YZ	2,7E+09	Pa
17	Shear Modulus XZ	2,7E+09	Pa
18	Orthotropic Stress Limits		
28	Orthotropic Strain Limits		
38	Tsai-Wu Constants		
42	Ply Type		
43	Type	Woven	

3-



- Le Maillage d'éléments représenté sur la figure IV.9 est constitué d'éléments individuels .

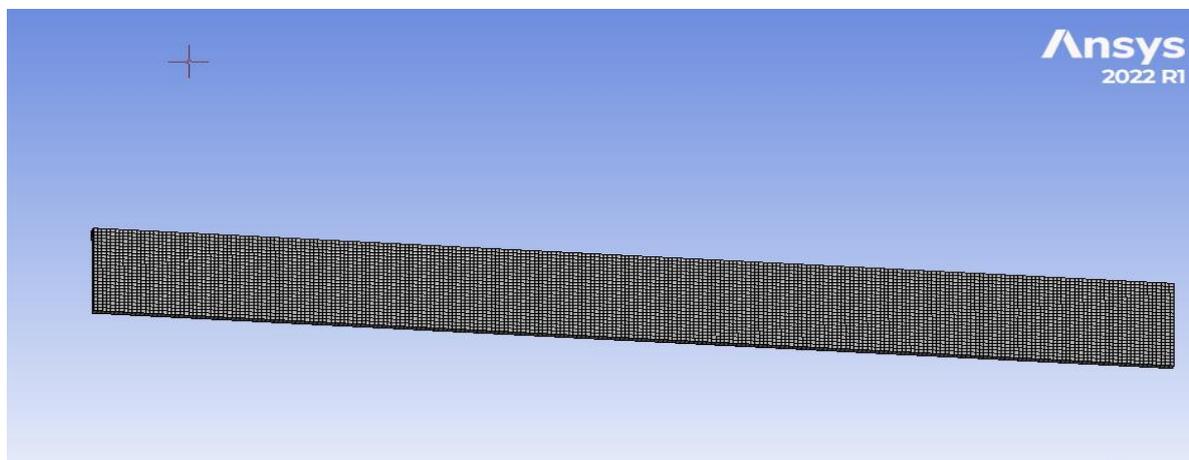


Figure IV-9 : Maillage d'éléments.

La répartition des couches est représentée sur la figure **Figure IV-10**

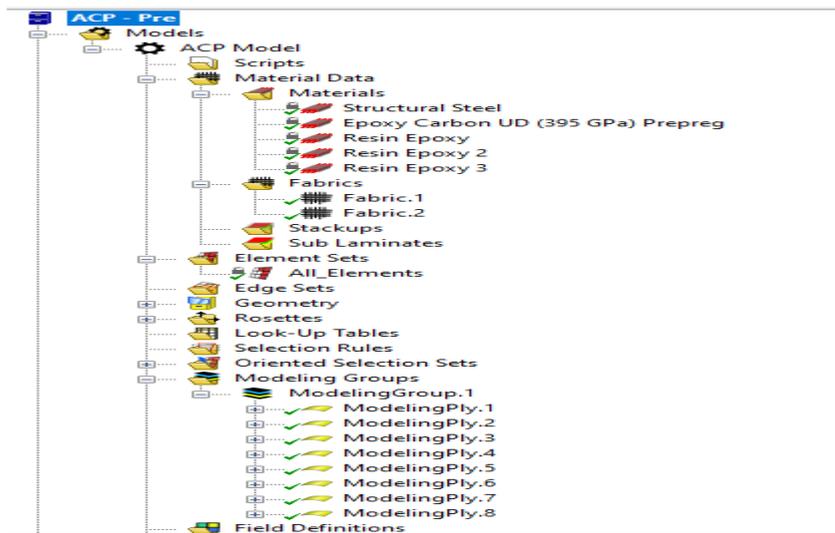


Figure IV-10 La répartition des couches

La Force appliquée sur l'éprouvette est la même force moyenne calculé dans la partie expérimentale qui est : $F = 400N$ pour la traction et $F=400N$ pour la flexion.

a-Traction : les résultats obtenues sont

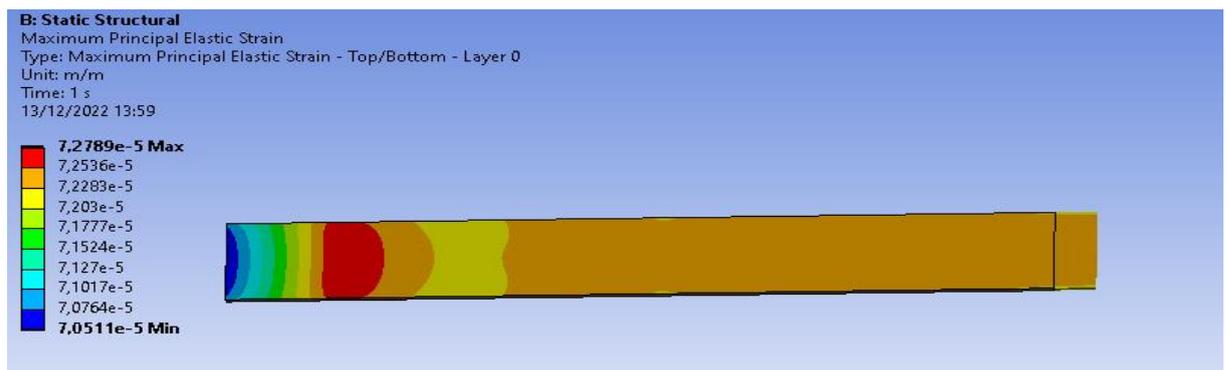


Figure IV-11 : La Déformation élastique maximum (traction).

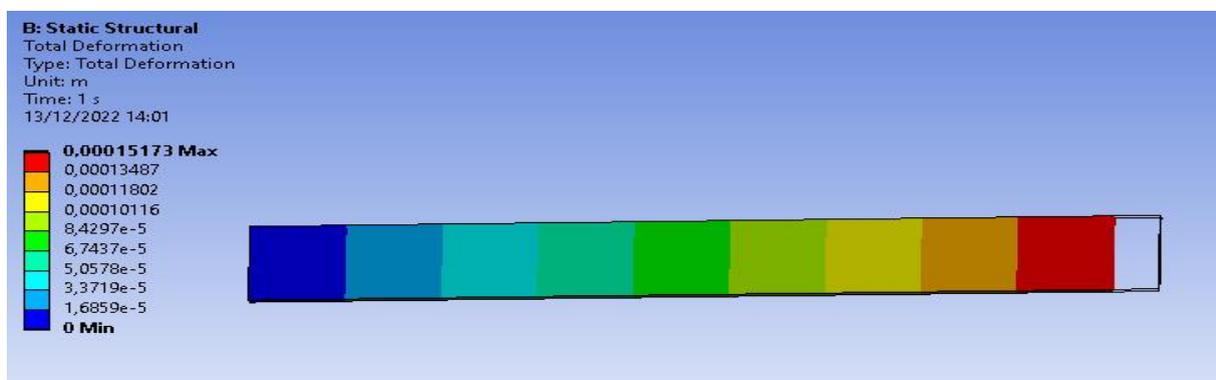


Figure IV-12 : La Déformation Total (traction).

b-Flexion :Les résultats de flexion

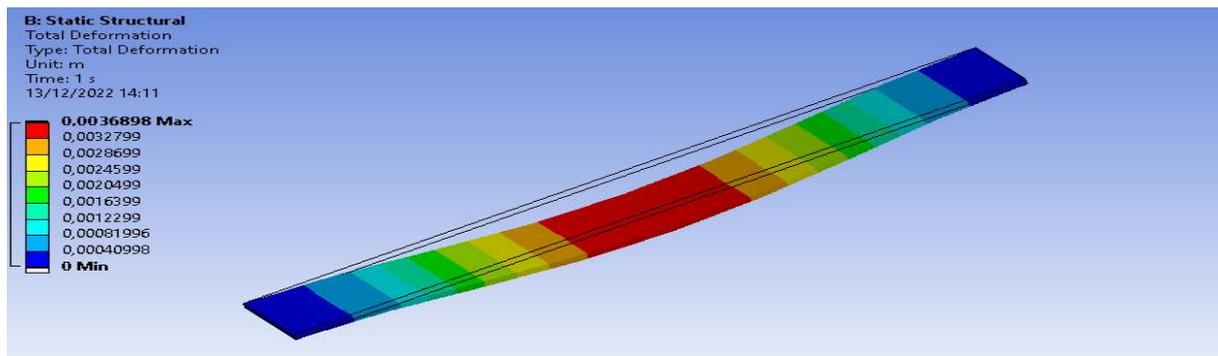


Figure IV-13 : La Déformation Total (flexion).

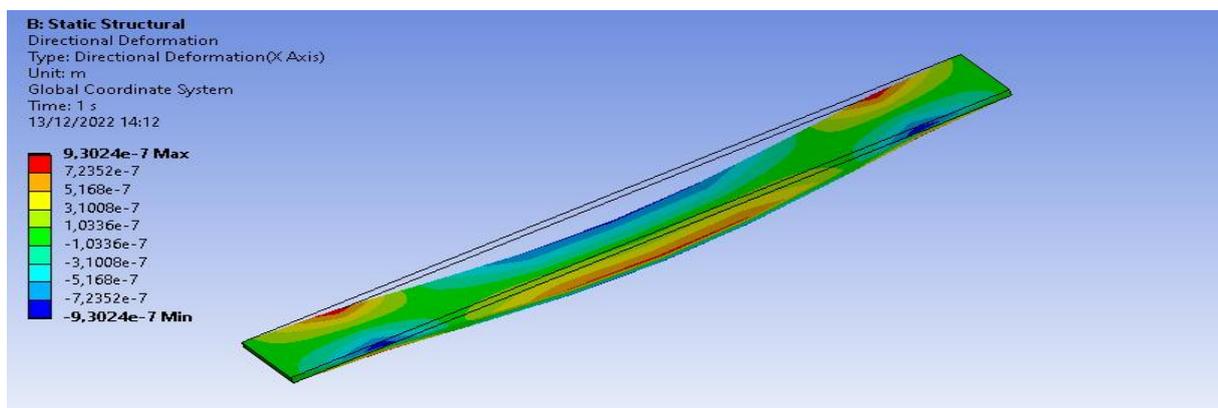


Figure IV-14 : La Direction de Déformation (flexion).

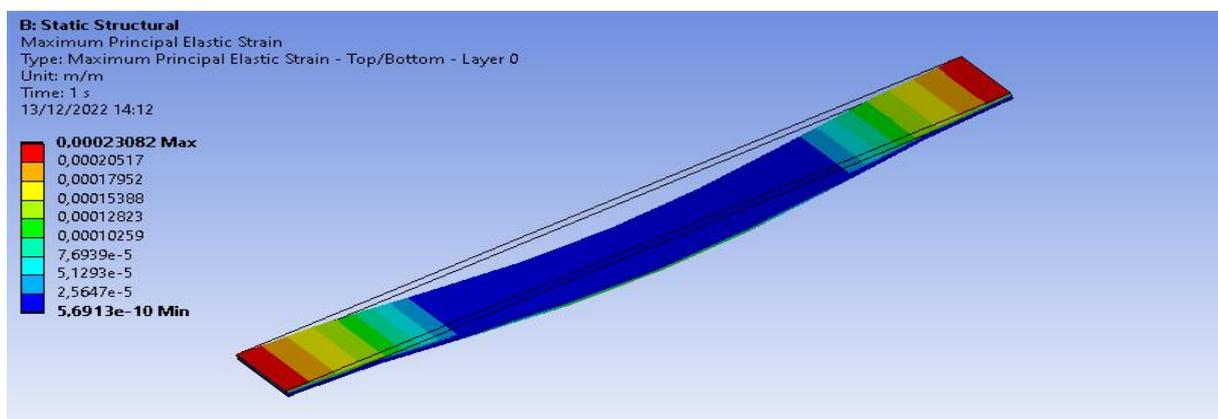


Figure IV-15 : La Déformation élastique maximum (flexion).

Les résultats de la simulation numérique nous ont bien guidé à savoir le comportement du Stratifié dans des essais de traction et de flexion, la comparaison est clairement visible avec l'étude expérimentale .

IV.9 Conclusion :

La simulation c'est la base du maillage c'est un aspect rhéologique, l'aspect réel prend en compte les propriétés réelles du matériau, et les propriétés de la décohésion entre le renfort et la matrice

A travers notre étude nous constatons que l'écart entre les résultats de la simulation et l'expérimental est très faible, malgré la diversité des paramètres réels comme l'orientation des fibres, la porosité, le temps de réticulation de la résine et la température de réticulation.

Conclusion générale

_Les matériaux composites présentent un intérêt primordial dans l'industrie moderne .C'est ainsi que la recherche des mécanismes d'endommagements et les techniques utilisées représentent un intérêt dans la compréhension de la durabilité de ces matériaux. Notre recherche s'est articulée sur une étude théorique sur ces matériaux composites, les techniques utilisées.

L'objectif de notre travail était de réaliser des plaques de composites multifonctionnelles carbone/époxy et verre/époxy destinés à l'application aéronautique, et de soumettre les éprouvettes représentatives à diverses sollicitations normalisées (traction, flexion,) afin de définir les niveaux maximums avant rupture pour une application réelle en service.

Nous pouvons conclure que la reproductibilité des courbes des différents essais mécaniques dénote de l'homogénéité des plaques réalisées, aussi bien pour le composite carbone/époxy que le composite verre/époxy. Cependant, les phénomènes et les mécanismes liés à l'endommagement des structures sous différentes sollicitations sont difficiles à établir. La nature, l'orientation et l'arrangement des fibres constituent des paramètres primordiaux pour optimiser la durée de vie dans des conditions réelles en service.

On peut conclure que :

- Sur la base des résultats de traction qui présentent globalement un comportement linéaire avec une rigidité très élevée de fibre de carbone, nous avons procédé à un phénomène de fluage.

_Le choix du modèle élastique pour la simulation par maillage (logiciel ANSYS : Code Workbench) est conforté par la concordance des résultats par rapport à la même plage expérimentale. Il est plus précis dans le cas du stratifié carbone/époxy que le verre/époxy car ce dernier présente une plage de déformation permanente au cours des essais monotone.

_Le choix de tel ou tel renfort dépendra des types de sollicitation et de déformations appliquées sur chaque partie de l'avion. En pratique, la fibre de verre est utilisée au niveau de l'emplanture (liaison aile-fuselage) bien que cette zone soit très sensible et subit beaucoup de vibrations.

Références Bibliographiques

[1] Livre Jean Mermoz 080 Mécanique du vol JAR -FCL CPL -ATPL TOME 2 Hélice Limitation MECANIQUE DU VOL .

[2] A .Bouhebel Modélisation Et Optimisation Des Structures Aéronautiques MEMOIRE D INGENIEUR MAY 2007 Ecole Supérieur De L Air Tafraoui Oran

[3] : J-M. BERTHELOT matériaux composites. Comportement mécanique et analyse des structure MASSON, ISMANS, institut supérieur des matériaux et mécaniques avancés le Mans, France Novembre 2010.

[4] : D. Youcef, étude de la rupture en mode d'ouverture des matériaux composites, université Mohamed khider biskra, 2003-2004.

[5] : Henni, m. a. b. (2019). Contribution a l'étude de la vibration des plaques en matériaux composites sous chargements mécanique et thermomécanique (doctoral dissertation, université ibn Khaldoun Tiaret-).

[6] : Mémoire de fin d'étude d'ingénieur d'état en Aéronautique, Mr. ANTRI Abdallah et Mr. BENKHEDIMALLAH Mehdi, Analyse de la densité de fissuration dans les matériaux composites stratifiés croisés [0m,90n]_s, UNIVERSITE SAAD DAHLEB –BLIDA, 2009/2010

[7] : La Dépêche du Midi.Toulous Pourquoi l'A350 est révolutionnaire. Décembre 2014

[8] : « appropedia»
[enligne]Available.https://www.appropedia.org/composites_in_the_aircraft_industry.

[9] : Rotteleur Composites. Actualités.05 janvier 2017

[10] MEMOIRE MASTER Amirouche AL Yacine étude du comportement mécanique des stratifier carbone/époxy et verre/époxy et comparaison. 2016 université SAAD DAHLEB BLIDA

[11]- Technique de l'ingénieur, Pierre BARDONNET, IngénieurECAM.

[12] Comportement des matériaux composites, Technologies de mise en œuvre, Caractérisation mécanique des composites.

[13] - Mémoire de Magister, ARIBI Chouaib, Etude comparative du comportement des différents matériaux composites (différentes matrices), université M'Hamed BOUGARA- Boumerdes, 2011/2012.

[14]- Thèse de doctorat, Laarej Merad, Etude par spectroscopie Raman et modélisation d'une résine composite RTM, 31 janvier 2010 à l'université Abou Bakr BLKAID de Tlemcen.

[15]- Mémoire de Magister ; Khatir Mohammed Caracterisation mecanique d'un assemblage colle En materiaux composites UNIVERSITÉ DES SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE HOUARI BOUMEDIENE "U.S.T.H.B" 2010.