

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur
Et De La Recherche Scientifique
Université Saad Dahleb de Blida

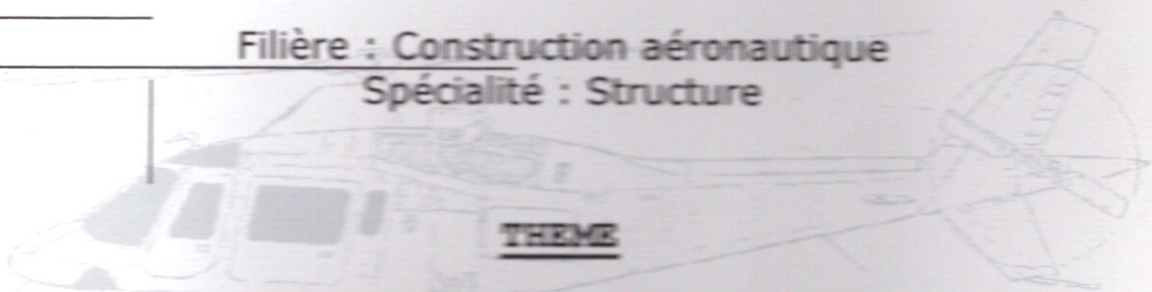


Faculté des sciences de l'ingénieur
Département d'Aéronautique

PROJET DE FIN D'ÉTUDE

EN VUE DE L'OBTENTION DE DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN
AÉRONAUTIQUE

Filière : Construction aéronautique
Spécialité : Structure



ETUDE ET MODELISATION D'UNE POUTRE D'AILE ISOTROPIQUE
ET UNE AUTRE SANDWICH

Présentés par :

-CHEKCHAKI NOUREDDINE
-BEZAA HAMZA

Encadrés par :

-Dr ZEBBICHE TOUFIK

بسم الله الرحمن الرحيم
ملخص

إنّ هذا المشروع هو عبارة عن دراسة و نمذجة هيكل على شكل عش النحل و التطبيق في علم الطيران. يحتوي هذا المشروع على التعاريف و الخصائص الفيزيائية المتعلقة بالمواد المركبة و الصفائح المحشورة على شكل عش النحل و استعمالاتها في مجال صناعة الطائرات، و ذلك لأن هذه المواد لها خصائص جد مميزة الوزن الخفيف و الصلابة الكبيرة بالإضافة إلى مقاومتها لعوامل التآكل و الإجهاد الميكانيكي. بغرض الاستفادة من هذه المميزات المذكورة، أدخلت في هذا المشروع دراسة مقارنة باستعمال البرنامج « CATIA » الذي يعمل باستخدام طريقة العناصر المنتهية. تحتوي هذه الدراسة على نموذج لرافدة جناح الطائرة SAFIR 43 المصنوعة من خلائط الألمنيوم و نموذج نفس العارضة بالصفائح المحشورة على شكل عش النحل. أبرزت هذه الدراسة على محاكاة تصرف هاتين الرافدتين للالتواء و درجات الاهتزازات. النتائج المتحصل عليها تدعم اختيار الصفائح المحشورة على شكل عش النحل لصناعة هياكل الطائرات في المستقبل إذا أريد التحصل على خصائص جيدة و وزن أقل مقارنة حالياً المستعملة بالمعادن

Résumé

Ce travail s'inscrit dans le cadre général de l'étude et la modélisation d'une structure en nids d'abeilles et application aéronautique. Pour ce faire, une revue de littérature permet d'exposer les intérêts et propriétés physiques des matériaux composites, en particulier les sandwichs en nids d'abeilles. Ces matériaux résultent de l'association de deux composants aux propriétés mécaniques complémentaires, offrant ainsi une contribution particulière à l'industrie aéronautique par les multitudes avantages tels que : le gain de masse, la grande rigidité et une meilleure résistance à la fatigue et à la rupture.

Malgré une activité de recherche et de développement sur ces matériaux, le comportement aux différents chargements reste peu connu, ce qui limite leur application aux structures secondaires. Dans ce sens, une approche de modélisation et d'analyse du comportement en flexion de la poutre principale de l'avion SAFIR43, en alliages d'aluminium et en sandwich à cœur en nids d'abeilles, a été entreprise par le logiciel CATIA, un puissant outil de conception et d'analyse de structures par éléments finis.

Abstract

This work is achieved within the general framework of the study and the modelling of a honeycomb structure and aeronautical application. With this intention, a review of literature makes it possible to expose the interests and physical properties of composite materials, in particular honeycomb sandwichs. These materials result from the association of two components with complementary mechanical properties, thus offering a particular contribution by the multitudes advantages such as: weight saving, great rigidity and a better fatigue and rupture strength.

In spite of research and development on these materials, the behavior with the various loadings remains little known, which limits their application to the secondary structures. In this direction, an approach of modelling and analysis of the behaviour in inflection of the principal beam of the plane SAFIR 43, out of aluminium alloys and honeycombs, was undertaken by CATIA software, a powerful tool of design and analysis of structures per finite elements.

REMERCIEMENTS :

Premièrement et avant tout nous remercions dieu de nous avoir donné la foi, la force et la santé pour lire écrire et produire. Ensuite un remerciement particulier à nos parents qui n'ont cessé de nous soutenir tout au long de notre cursus.

On tient à remercier, Mr. ZEBBICHE .T, docteur en sciences à l'université de BLIDA, qui a assuré la direction scientifique de ce travail. On remercie son attention, ses précieux conseils, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée, on voudrait qu'il trouve ici l'expression de notre gratitude et toute notre sympathie.

On exprime notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants qui ont contribué à assurer notre formation et qui nous ont aidés de près ou de loin à acheminer ce travail.

Sans oublier Hakim qui a tout fait pour nous aider à accomplir ce travail.

Et enfin à tous nos collègues de la promotion d'ingénieur 2010 pour tous les moments de joie et de bonheur.

Dédicace

*A mes très chers parents
A ma très chère sœur
A mes chers frères
A toute ma famille
A tous mes amis*

NOUREDDINE

Dédicace

*Je dédie ce modeste travail à la personne
qui m'est la plus chère,*

*Ma Mère qui m'a toujours soutenu, pour
son amour et son affection, Pour tous les
sacrifices qu'elle a fait pour moi.*

*A mon Père qui m'a épaulé, pour ses
précieux conseils et son Soutient moral.*

*A toute ma famille et surtout mon frère
SEIF EDDINE*

A tout mes amis

HAMZA

TABLE DES MATIERES :

LISTE DES FIGURES.....	I
LISTE DES TABLEAUX.....	IV
INTRODUCTION GENERALE.....	V

CHAPITRE 1 - Glossaire des matériaux composites et des structures sandwichs.

1.1. Introduction	1
1.2. Définition	1
1.2.1. Définitions de base	1
1.2.2. L'origine des matériaux composites	1
1.3. Avantages et inconvénients des matériaux composites	2
1.3.1. Avantage des matériaux composites	2
1.3.2. Inconvénients des matériaux composites	2
1.4. Les différents types des constituants de base	2
1.4.1. Les fibres de renforcement	3
1.4.1.1. Les types de fibres	4
1.4.1.2. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts	6
1.4.1.3. Architecture des renforts	7
1.4.1.4. Ensimage	8
1.4.2. Les charges et additifs	9
1.4.2.1. Les charges organiques	9
1.4.2.2. Les charges minérales	9
1.4.2.3. Oxydes et hydrates métalliques	10
1.4.2.4. Le verre	11
1.4.2.5. Le carbone	11
1.4.3. Les matrices	11
1.4.3.1. Les résines thermodurcissables	12
1.4.3.2. Les matrices thermoplastiques	14
1.4.3.3. Les matrices métalliques	15
1.5. Mise en œuvre, procédés	16
1.5.1. Moulage au contact	16
1.5.2. Moulage par projection simultanée	16
1.5.3. Moulage sous vide	17
1.5.4. Moulage par injection basse pression de résine – RTM	17

1.5.5. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression	18
1.5.6. L'infusion de résine sous membrane souple	19
1.5.7. Moulage par injection de compound – BMC	19
1.5.8. Moulage par compression de mat preimprégné – SMC	19
1.5.9. Moulage par enroulement filamentaire	20
1.5.10. Moulage par centrifugation	20
1.5.11 Moulage par pultrusion	21
1.5.12. Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres broyées (R.R.I.M.)	21
1.5.13. Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres longues (S.R.I.M.)	22
1.6 Les structures Sandwichs	22
1.6.1 Définition	22
1.6.2 Ses avantages et ses inconvénients	22
1.6.3 Constitution des Sandwichs	23
1.6.4 Types d'âme des structures sandwichs	23
1.6.4.1.L'âme en Nid d'abeilles.....	24
1.6.4.2 L'âme en mousse	26
1.6.4.3 L'âme en bois de balsa	26
1.6.5 Les feuilles ou peaux	27
1.6.6 Problèmes de construction	27
1.6.6.1 Architecture des nids d'abeilles	27
1.6.6.2 La mise en forme	28
1.6.6.3 L'insertion des pièces et ferrures d'attache	31
1.6.6.4 La réparation (revêtements stratifiés)	31
1.7 Conclusion	32

CHAPITRE 2 – Comportement mécaniques et l'endommagement des structures sandwichs.

2.1. Introduction sur les essais mécaniques sur les structures sandwichs	33
2.2. Flexion des poutres sandwiches ou stratifiée ($L \gg b$) sans prise en compte du cisaillement transverse	33
2.2.1. Rappels sur la théorie classique des stratifiés	34
2.2.1.1. Expression générale	34

2.2.2. Application à la flexion 4 points	36
2.2.2.1 diagramme des efforts en flexion 4 points sur poutre	36
2.3. Flexion des poutres sandwichs	39
2.3.1 Expressions générales	39
2.3.2. Critiques	40
2.3.3. Comparaisons entre la théorie des sandwiches et la théorie des plaques avec cisaillement transverse	40
2.3.4. Les contraintes importantes σ_{xx} et σ_{xz} dans les peaux et l'âme à $x=L/2$	40
a. Par la théorie du stratifié avec cisaillement transverse	40
b. Par la théorie du sandwich	41
2.3.5. Récapitulatif	41
2.4. Approche simple du comportement de la poutre sandwiche	42
2.4.1. Critiques	42
2.4.2. Comportement "SANDWICH" simple	43
2.4.3. la flexion 3 et 4 point sur les sandwichs	44
2.4.4. Norm: ASTM C 393-62.....	45
2.5. L'endommagement des structures sandwichs	45
2.5.1. Les structures sandwichs se détériorent par flambement	45
2.5.1.1. Flambement de l'ensemble	46
2.5.1.2. Flambement local des revêtements	46
2.5.2.3. Autres types d'endommagement	47
2.7. Conclusion	48

CHAPITRE 3 - Applications structurales en aéronautique et technologies associées.

3.1. Introduction	49
3.2. Applications aux structures d'avions	49
3.2.1. Historique, et situation actuelle	49
3.2.2. Autre exemples d'application	54
3.2.2.1 Les avions légers	54
3.2.2.1 Les avions de combat	56
3.2.3. Principes technologiques	57
3.2.3.1 . Technologie des caissons	57

3.2.3.2. Technologie des liaisons	58
3.3. Applications aux hélicoptères	59
3.3.1. Applications aux moyeux	59
3.3.2 . Applications aux pales.....	61
3.3.3. Application aux cellules	62
3.4 Conclusion	63

CHAPITRE 4 – Modélisation et analyse.

4.1. Introduction	64
4.1.1. Présentation du logiciel CATIA	64
4.2. Analyse par éléments finis et CAO	64
4.2.1. La méthode des éléments finis	64
4.2.2 Analyse des structures par la méthode des éléments finis	65
4.2.3. Conception Assisté par Ordinateur (C.A.O.)	66
4.3. Modèle géométrique et simplifications.....	67
4.3.1. Conception et types d'éléments:.....	68
4.3.2. Propriétés mécaniques des matériaux:.....	69
4.3.3. Détails sur le maillage par CATIA :.....	69
4.4. Modélisation et analyse :.....	70
4.4.1. Génération de la géométrie et du maillage :.....	70
4.4.1.1. Poutre de départ du SAFIR 43 :.....	71
4.4.1.2. Poutre sandwich a nid d'abeille :.....	72
4.4.2. Attribution des caractéristiques mécaniques :.....	73
4.4.3. Visualisation du maillage :.....	74
4.4.4. Analyse poutre alliage aluminium AU4G du SAFIR 43 :.....	74
4.4.4.1. Analyse statique :.....	74
4.4.4.2. Validation des résultats :.....	78
4.4.4.3. Analyse modale dynamique :.....	79
4.4.5. Analyse de la poutre sandwich a cœur en nid d'abeille	84
4.4.5.1 Analyse statique	84
4.4.5.2. Analyse modale dynamique :.....	88

4.4.6. Analyse de comparaison	93
4.5 Conclusion.....	94
CONCLUSION GENERALE	VII
BIBLIOGRAPHIE GENERALE.....	VIII

LISTE DES FIGURES :

Figure 1.1 - Constituants des matériaux composites.....	3
Figure 1.2 - Les fibres de carbone.....	4
Figure 1.3 - Fibre de verre.....	5
Figure 1.5 - Tissu unidirectionnel.....	7
Figure 1.6 - Tissus taffetas.....	7
Figure 1.7 - Tissus serge.....	8
Figure 1.8 - Tissus satin.....	8
Figure 1.9 - Tissu multiaxial et Tissu 3D.....	8
Figure 1.10 - Tissu hybride carbone - aramide.....	8
Figure 1.11 - moulage au contact.....	16
Figure 1.12 - moulage par projection simultanée.....	17
Figure 1.13 - Moulage par injection basse pression de résine – RTM.....	18
Figure 1.13 - Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression.....	19
Figure 1.14 - Moulage par compression de mat préimprégné – SMC.....	20
Figure 1.15 - Moulage par enroulement filamentaire.....	21
Figure 1.16 - Moulage par centrifugation.....	21
Figure 1.17 - Plaque sandwich.....	23
Figure 1.18 - constitution du sandwich.....	23
Figure 1.19 - Structure sandwich à âme Nida et peaux en stratifié.....	24
Figure 1.20 - Structure du Nida.....	25
Figure 1.21 - Structure sandwich en mousse plastique avec peaux en stratifié.....	26
Figure 1.22 - Structure sandwich en bois de balsa et peaux en stratifié.....	27
Figure 1.22 - la peau d'une structure sandwich.....	28
Figure 1.23 - Architecture des nids d'abeilles.....	28
Figure 1.24 - Fraise pour les nids d'abeilles.....	29
Figure 1.25 - Déformation des nids d'abeilles.....	29
Figure 1.26 - Type de cellules des nids d'abeilles.....	39
Figure 1.27 - Caractéristiques des nids d'abeilles.....	30
Figure 1.28 - Fabrication des pièces sandwichs.....	30
Figure 1.29 - Déformation d'un panneau sandwich.....	30

Figure 1.30 - Les inserts.....	31
Figure 1.31 - Types d'assemblage des panneaux sandwichs.....	31
Figure 1.32 - Réparation des matériaux sandwichs.....	31
Figure 2.1 – Dimensionnement d'une poutre sandwich.....	33
Figure 2.2 – diagramme du moment de flexion et de l'effort tranchant.....	36
Figure 2.3 – la différence de flèche dans une flexion.....	44
Figure 2.4 – Flambement d'une poutre sandwich.....	46
Figure 2.5 – Différentes déformations de la poutre.....	46
Figure 2.6 – Flambement local de la poutre sandwich.....	46
Figure 2.7 – Endommagement de la poutre par flambement.....	47
Figure 2.8 – Le poinçonnement de la poutre.....	47
Figure 2.9 – Rupture de la poutre par compression.....	47
Figure 3.1 - F14 de GRUMMAN.....	50
Figure 3.2 - F18 de M.D.D et NORTHROP.....	50
Figure 3.3 - Eléments de structure en composite sur le M2000 -	51
Figure 3.4 - Voilure en carbone pour l'avion FALCON 10.....	52
Figure 3.5 - Voilure extrême de l'ATR 72 en composites.....	52
Figure 3.6 - RAFALE A en composites.....	53
Figure 3.7 - Utilisation des composites sur l'A320.....	53
Figure 3.8 - Utilisation des composites sur avion à hélice.....	54
Figure 3.9 - L'avion Starship exécutif (Beechcraft).....	55
Figure 3.10 - Planeur en matériaux composites.....	55
Figure 3.11 – l'avion phantom.....	56
Figure 3.12 - Eléments composites sur l'avion Alphajet.....	56
Figure 3.13 - Technologies sandwiches.....	57
Figure 3.14 : Technologies monolithiques.....	58
Figure 3.15 - Technologie des liaisons.....	58
Figure 3.16 – Les fixations mécaniques.....	59
Figure 3.17 - Les pales d'hélicoptère.....	60
Figure 3.18 - Moyeu rigide "STAR-FLEX".....	60
Figure 3.19 - Moyeu d'hélicoptère quadripale SA 365 N DAUPHIN.....	61
Figure 3.20 – Pale de SA 365 N.....	62

Figure 3.21 - les matériaux non métalliques sur la cellule du SA 365 N.....	63
Figure 4.1 - Schématisation de la méthode MEF.....	66
Figure 4.2 - Schématisation de la modélisation et de l'analyse sous CATIA.....	67
Figure 4.3 – poutre principal de l'aile du SAFIR 43.....	68
Figure 4.4 – Conception poutre1 alliage aluminium AU4G.....	71
Figure 4.5 – Les différents matériaux et leurs assemblages.....	72
Figure 4.6 – vue finale de poutre sandwich a nid d'abeille.....	73
Figure 4.7 – Attribution des caractéristiques mécaniques des matériaux.....	73
Figure 4.8 – Visualisation du maillage générer.....	74
Figure 4.9 – Solution statique Maillage Déformée.....	77
Figure 4.10 – Solution statique Critère de Von Mises.....	77
Figure 4.11 – Solution statique contraintes principales et translation des nœuds.....	78
Figure 4.12 - Comparaison des valeurs du déplacement de la poutre en flexion.....	79
Figure 4.13 - visualisation des 10 modes propres.....	83
Figure 4.14 – Solution dynamique, critère de Von Mises et déplacements aux nœuds.....	84
Figure 4.15 – Solution statique Maillage Déformée.....	87
Figure 4.16 – Solution statique Critère de Von Mises.....	87
Figure 4.17 – Solution statique contraintes principales et translation des nœuds.....	88
Figure 4.18 - visualisation des 10 modes propres.....	92
Figure 4.19 – Solution dynamique, critère de Von Mises et déplacements aux nœuds.....	93

LISTE DES TABLEAUX :

Tableau 1.1 : Caractéristiques moyenne des fibres de renfort.....	6
Tableau 1.2 : Principales différences entre matrices TP et TD.....	12
Tableau 1.3 : avantages et inconvénients de polystéré.....	13
Tableau 1.4 : avantages et inconvénients de l'époxyde.....	13
Tableau 1.5 : Caractéristiques mécaniques des matrices TD.....	14
Tableau 1.6 : caractéristiques mécaniques des matrices TP.....	15
Tableau 1.7 : caractéristiques mécaniques des matrices métalliques.....	16
Tableau 1.8 : différents constituants d'une structure sandwich.....	23
Tableau 1.9 : Propriétés mécaniques et géométriques du nid d'abeilles en aluminium.....	25
Tableau 1.10 : Propriétés mécaniques et géométriques du nid d'abeilles en polyaramide (Nomex).....	25
Tableau 1.11 : Comparaison entre le Bois Balsa Belco et la mousse.....	27
Tableau 1.12 : Caractéristiques des nids d'abeilles courants.....	28
Tableau 4.1 : Alliage d'aluminium et l'époxy auto-adhésif suivi du polystyrène.....	69
Tableau 4.2 : Nid d'abeille Alliage3003 ALMNCU.....	69
Tableau 4.3 : Maillage et types d'éléments.....	74
Tableau 4.4 : Qualité des éléments.....	75
Tableau 4.5 : Forces Appliquées et Réactions à Equilibre.....	76
Tableau 4.5 : Capteurs Globaux.....	78
Tableau 4.6 : Maillage et types d'éléments.....	79
Tableau 4.7 : Qualité des éléments.....	80
Tableau 4.8 : Efforts tranchants et les fréquences modales.....	82
Tableau 4.9 : Maillage et types d'éléments.....	85
Tableau 4.10 : Qualité des éléments.....	86
Tableau 4.11 : Forces Appliquées et Réactions à Equilibre.....	86
Tableau 4.12 : Maillage et types d'éléments.....	88
Tableau 4.13 : Qualité des éléments.....	89
Tableau 4.14 : Efforts tranchants et les fréquences modales.....	91

Nomenclature

a_x, a_y, a_z : Les composantes de vecteur d'accélération du point M .

E_1, E_2, E_3 : Modules de YOUNG du composite dans les directions 1, 2 et 3.

E_c : Energie cinétique.

E_f, E_m : Modules de YOUNG des fibres et de la matrice respectivement.

e_k : L'épaisseur d'une couche.

$\mathcal{F}_x, \mathcal{F}_y, \mathcal{F}_z$: Les efforts de volume exercés sur un solide.

G_{12}, G_{13}, G_{23} : Module de cisaillement du composite.

G_f, G_m : Modules de cisaillement des fibres et de la matrice respectivement.

h : L'épaisseur du stratifié.

h_k : La cote algébrique de la face supérieure d'une couche de stratifié.

I_1, I_2, I_3 : Les termes d'inerties.

$K(x, y)$: Les courbures de la poutre sollicitée en flexion.

k : Nombre des couches.

l : Longueur de la poutre.

$M_f(x, y)$: Moment de flexion et de torsion.

M_x, M_y : Les moments de flexion.

M_{xy} : Les moments de torsion.

$N(x, y)$: Résultantes en membrane.

$Q(x, y)$: Résultante en cisaillement.

Q_{ij}^k : Constantes de rigidité réduites dans les axes principaux d'une couche k .

Q'_{ij}^k : Constantes de rigidités réduites d'un MC en dehors de ses axes principaux d'une couche k .

V_f, V_m : Fractions en volume des fibres et de la matrice respectivement.

$u_0(x, y), v_0(x, y), w_0(x, y)$: Les déplacements du point de référence $M_0(x, y, 0)$.

$u(x, y, z), v(x, y, z), w(x, y, z)$: Les déplacements d'un point M dans les directions x, y, z .

U : Energie potentielle.

$\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{yy}, \varepsilon_{zz}, \gamma_{xy}, \gamma_{xz}, \gamma_{yz}$: Champ des déformations.

$\varepsilon_m(M)$: Déformations en membrane.

$\varepsilon_f(M)$: Déformations en flexion et torsion.

$\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}, \sigma_{xy}, \sigma_{xz}, \sigma_{yz}$: Champ des contraintes.

z_k : La cote du milieu de la couche k .

ρ (kg/m³) : Masse volumique.

E (MPa) : Module d'Young.

ν : Coefficient de Poisson.

R (MPa) : Limite élastique en traction.

α ($\mu\text{m}/\text{m}^\circ\text{C}$) : Coefficient de dilatation thermique.

G_{yz} (Mpa) : Module de glissement.

τ_{rupt} : Résistance à la rupture en cisaillement. Mpa.

Introduction Générale :

L'évolution de l'étude des performances mécanique et fiabilité des ailes d'avions n'a pas cessée d'être actualiser, depuis le début du siècle avec un développement sans précédent. C'est une discipline à application pratique et multiple, dont l'étude théorique est basée sur des méthodes mathématiques pratiques extrêmement complexes. ce travail s'inscrit dans le cadre général de l'étude et la modélisation d'une structure sandwich a cœur en nid d'abeille avec son application en aéronautique.

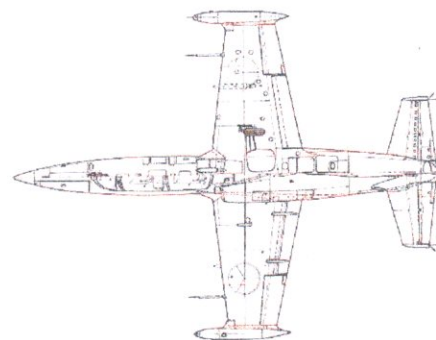
Ces matériaux résultent de l'association de deux composants aux propriétés mécaniques complémentaires, offrant ainsi une contribution particulière à l'industrie aéronautique par les multitudes avantages tels que : le gain de masse, la grande rigidité et une meilleure résistance à la fatigue et à la rupture.

Dans un contexte d'application industrielle, la complexité géométrique des structures à étudier nécessite le recours à des codes de calcul et des simulations pour identifier les caractéristiques aérodynamiques. La qualité des résultats obtenus ne peut ainsi être mise en doute pour peut que les règles régissant ce mode d'expérience soient respectées.

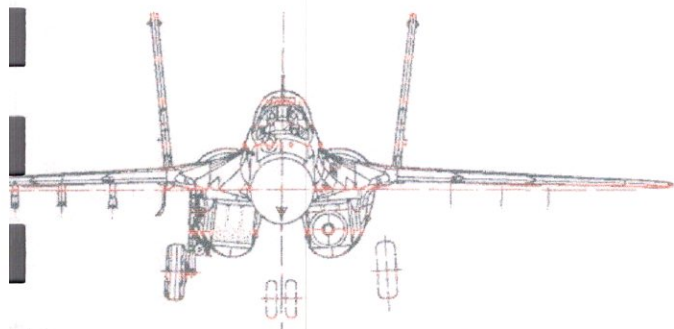
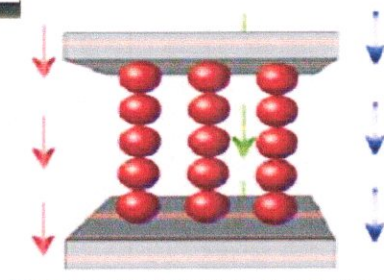
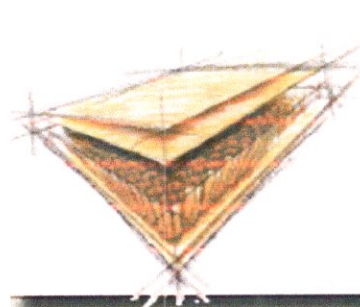
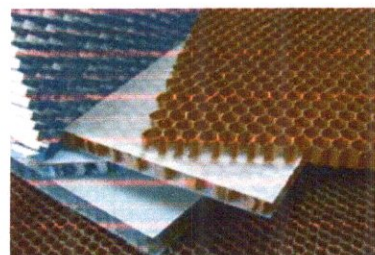
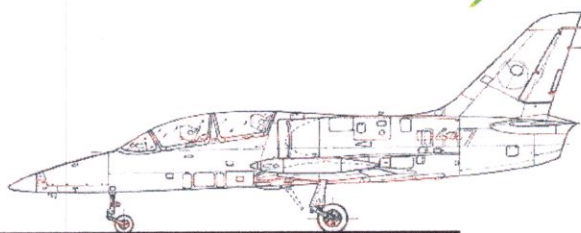
Dans ce sens, une approche de modélisation et d'analyse du comportement en flexion de la poutre principale de l'avion SAFIR 43, en alliages d'aluminium et une autre sandwich a cœur en nids d'abeilles, a été entreprise par le logiciel CATIA, un puissant outil de conception mécanique et d'analyse par éléments finis.

A la suite des calculs, les résultats affirment en effet qu'une structure en nids d'abeilles est avantageuse dans le cas des structures aéronautiques, les meilleures performances pour un minimum de poids.

Chapitre 1 :



Glossaire des matériaux composites et des structures sandwichs



1.1. Introduction :

La recherche constante de performances de plus en plus élevées pour les avions, hélicoptères, engins balistiques, lanceurs et véhicules spatiaux est à l'origine du développement de matériaux ayant des propriétés structurales, en particulier rigidité et résistance, de plus en plus élevées. De cette recherche sont nés vers la fin des années 60 les matériaux composites avancés qui, bien que leur industrialisation soit encore récente, ont déjà réalisé une véritable percée technologique en permettant pour des éléments de structures d'aéronefs des allègements allant de 10 à 50% [J.Rou] .

1.2. Définition :

La définition la plus générale que l'on puisse donner aux matériaux composites est la suivante : les matériaux composites sont des matériaux hétérogènes constitués d'au moins deux phases ayant par ailleurs leur existence propre, et arrangées suivant un plan prévu.

Bien qu'une telle définition écarte bon nombre de matériaux hétérogènes tels que ceux qui le sont naturellement (ex.: le bois), ou ceux qui le sont à l'échelle microscopique (ex.: les alliages métalliques), elle couvre néanmoins des produits très divers tels que les plastiques renforcés, le béton armé, les pneumatiques etc.....

Si on se limite à des applications aux structures d'aéronefs, c'est-à-dire aux matériaux entrant dans la construction des cellules, la dénomination "composites" devient beaucoup plus restrictive et ne sous-entend plus que les matériaux renforcés par des fibres à hautes caractéristiques mécaniques qui pour l'essentiel aujourd'hui, sont les fibres de carbone [J.Rou].

1.2.1. Définitions de base :

- Homogène : même propriétés en tout point du matériau.
- Hétérogène : en 2 points différents, propriétés différentes.
- Isotrope : même propriétés dans toutes les directions.
- Isotrope transverse : il existe un axe de symétrie. Symétrie par rapport à une droite.
- Orthotrope : propriétés symétriques par rapport à deux plans orthogonaux.
- Anisotrope : les propriétés sont différentes selon les différentes directions [J.Rou].

1.2.2. L'origine des matériaux composites :

L'origine des matériaux composites est double :

- la recherche constante dans l'amélioration des plastiques renforcés déjà connus depuis les années 50
- la volonté d'exploiter les hautes rigidités et résistances spécifiques de certains métalloïdes tri ou tétravalents (bore, carbone, silicium) mais dont la fragilité excessive interdit l'utilisation sous forme homogène.
- Pour bien comprendre cette notion de fragilité excessive et son caractère rédhibitoire pour une application structurale, il suffit de prendre l'exemple d'un matériau très répandu qui est le verre pour vitrages. Comparé à l'aluminium, sa densité est équivalente, son module d'élasticité

est très légèrement inférieur, et sa résistance à rupture deux fois supérieure. Qui songerait pourtant à en faire des éléments de structure ?

Une solution permettant de contourner le problème posé par la fragilité inhérente à ces matériaux consiste à créer un milieu hétérogène à l'intérieur duquel ils constituent l'élément de renforcement. Les interfaces entre les différentes phases de ce milieu se comportent alors comme autant de barrières s'opposant à la propagation brutale des fissures [J.Rou].

1.3. Avantages et inconvénients des matériaux composites :

1.3.1. Avantages des matériaux composites :

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

1.3.2. Inconvénients des matériaux composites :

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

1.4. Les différents types des constituants de base :

Un matériau composite est constitué d'une matrice et d'un renfort, constitué de fibres. La matrice est elle-même composée d'une résine (polyester, époxyde, etc.) et de charges dont le but est d'améliorer les caractéristiques de la résine tout en diminuant le coût de production. D'un point de vue mécanique, l'ensemble résine-charges se comporte comme un matériau homogène, et le composite est considéré comme constitué d'une matrice et d'un renfort. Le renfort apporte au matériau composite ses performances mécaniques élevées, alors que la matrice a pour rôle de transmettre aux fibres les sollicitations mécaniques extérieures et de protéger les fibres vis-à-vis des agressions extérieures. (fig.1.1)

Pour les composites, on construit sa structure à la demande :

- La nature, la texture et la forme du renfort,
- Le taux de renforcement,
- La nature de la résine et des charges ou additifs,
- La qualité de l'interface renfort-matrice,
- La géométrie de la pièce à réaliser,
- Le procédé de mise en oeuvre utilisé.

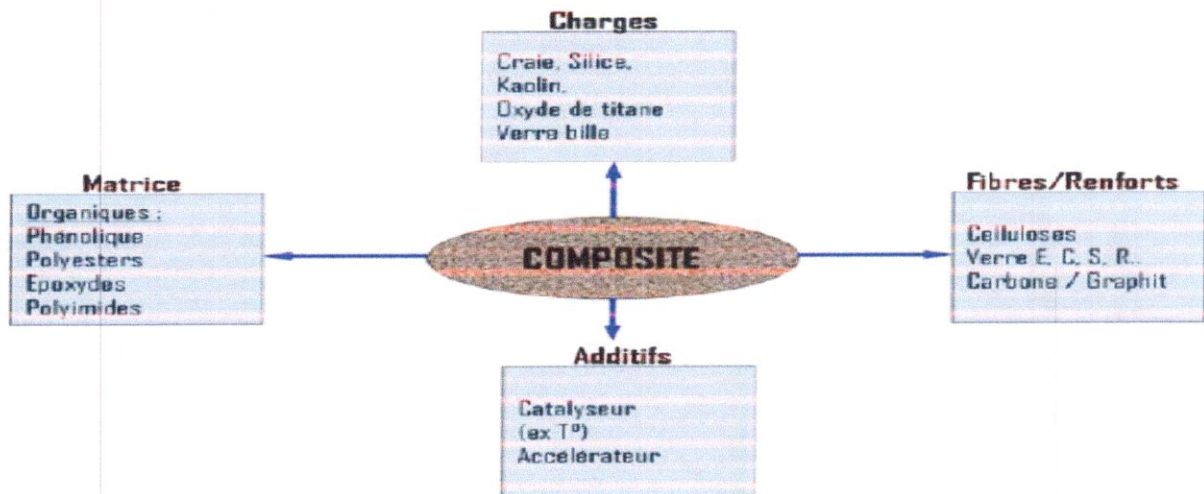


Figure 1.1 - Constituants des matériaux composites.

On cherchera toujours à orienter au mieux les renforts en fonction des efforts auxquels la structure est soumise [Gay97].

Il faut différencier charges et renforts. Les charges, sous forme d'éléments fragmentaires, de poudres ou liquide, modifient une propriété de la matière à laquelle on l'ajoute (par exemple la tenue aux chocs, la résistance aux UV, le comportement au feu...). Les renforts, sous forme de fibres, contribuent uniquement à améliorer la résistance mécanique et la rigidité de la pièce dans laquelle ils sont incorporés [1].

1.4.1. Les fibres de renforcement :

Si on cherchait à créer une nouvelle fibre à hautes caractéristiques mécaniques spécifiques, elle devrait être constituée d'éléments légers, c'est-à-dire appartenant aux premières séries de la classification de MENDELEIEV, et composée d'une structure cristalline fortement orientée avec des liaisons atomiques covalentes. Ce sont en effet de telles liaisons qui possèdent les niveaux d'énergie les plus élevés, et qui conduisent donc corrélativement aux propriétés de rigidité et de résistance les plus performantes. Malheureusement de telles structures cristallines, très stables, ne permettent pas l'absorption d'énergie, c'est-à-dire la neutralisation d'un état local de surcontrainte par une déformation plastique, d'où leur nature particulièrement fragile déjà énoncée dans les titres précédents.

Répondent aux critères énoncés ci-dessus, seuls certains métalloïdes (bore, carbone, silicium) parmi les éléments simples et quelques matériaux appelés céramiques (carbure de bore, carbure de silicium, alumine etc..) parmi les éléments composés.

Tous ces matériaux ont fait l'objet de recherches importantes depuis l'avènement des composites, mais seul le carbone s'est avéré offrir un bon compromis performances-prix de revient pour des applications structurales sur cellules, c'est-à-dire pour des éléments travaillant à basse ou moyenne température. Les applications moteur, qui ne sont pas traitées dans le présent document, feront plutôt appel à des céramiques [J.Rou].

1.4.1.1. Les types de fibres :

1.4.1.1.1. Les fibres de carbone :

Le graphite a une structure hexagonale d'atomes de carbone, disposés en plans cristallographiques parallèles (fig.1.2). Ces plans décalés de telle sorte qu'un atome de carbone se projette au milieu d'un hexagone des plans voisins. Les liaisons entre atomes voisins de même plan sont fortes, et donnent au graphite des propriétés mécaniques élevées dans la direction parallèle aux plans cristallographiques. L'étude théorique des liaisons prévoit dans cette direction un module d'Young de 1200 GPa et une résistance à la rupture de 20000 MPa. D'autre part, la masse volumique faible (inférieur à 2000 kg/m³) conduit à des propriétés mécaniques spécifiques théoriques remarquablement élevées [Ber99].

La fibre de carbone est la plus utilisées dans les applications hautes performances. Elle est obtenue par carbonisation de la fibre de PAN (Polyacrylonitrile). Selon la température de combustion, on distingue deux types de fibres :

- fibres haute résistance (HR) : pour une combustion de 1000 à 1500 °C.
- fibres haut module (HM) : pour une température de combustion de 1800 à 2000 °C[1].

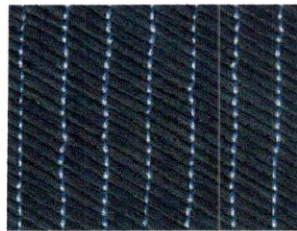


Figure 1.2 - Les fibres de carbone.

1.4.1.1.2. Fibres de verre :

La fibre de verre est l'ancêtre des fibres structurales, son industrialisation a débuté vers 1950 aux U.S.A. et vers 1955 en Europe. Ses principaux débouchés sont le bâtiment, le transport, l'électricité, l'anticorrosion, la navigation de plaisance, etc.... [J.Rou].

Elles constituent le renfort essentiel des composites de grande diffusion. Elle est obtenue à partir de sable (silice) et d'additifs (alumine, carbonate de chaux, magnésie, oxyde de bore). On distingue trois types de fibres :

- E : pour les composites de grande diffusion et les applications courantes .
- R : pour les composites hautes performances .
- D : pour la fabrication de circuits imprimés (propriétés diélectriques) [1] .

Pour des applications spécifiques à l'aéronautique (pales d'hélicoptères, enveloppes de propulseurs d'engins) il a été développé, partir de 1964, un verre dit de type R plus performant que le classique verre E, en particulier au niveau de la résistance. C'est toute fois le module trop faible de cette fibre qui l'exclut d'une possible utilisation sur des structures travaillantes d'avions de transport ou de combat. [J.Rou].

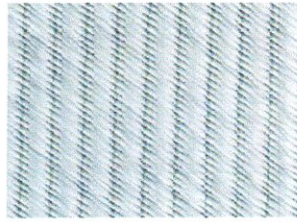


Figure 1.3 - Fibre de verre

1.4.1.1.3. Fibres de bore :

Les fibres de bore ont connu beaucoup de succès aux Etats-Unis de 1970 à 1975, à l'époque où la fibre de carbone ne présentait pas encore une qualité satisfaisante. Cependant, en raison du prix de revient élevé dû à son mode d'élaboration (déposition en phase vapeur de bore sur un substrat en tungstène) et des dangers présentés par sa manipulation, cette fibre est maintenant quasiment abandonnée. Il est intéressant de noter que c'est encore de nos jours, la seule fibre présentant à la fois des performances élevées en résistance et module [J.Rou].

Fibres de haut module et insensibles à l'oxydation à hautes températures, elles sont obtenues par dépôt en phase gazeuse sur un substrat en tungstène [1].

1.4.1.1.4. Fibres aramides :

"Aramides" est le nom générique adopté en 1974 pour désigner les fibres de type polyamide aromatique. Ces fibres commercialisées à début des années 70 sont le fruit de nombreuses années de recherche, dans le but d'obtenir des produits à hautes caractéristiques mécaniques à partir de polymères organiques, donc à faible prix de revient.

De telles performances dans un polymère ne peuvent être obtenues qu'à l'aide de noyaux aromatiques (formation cyclique de noyau: phényles) enchaînés les uns à la suite des autres par des liaisons de covalence fortes.

La fibre aramide la plus connue est le Kevlar, commercialisé à partir de 1975 par DU PONT DE NEMOURS.

Tout comme la fibre de verre, son module d'élasticité est insuffisamment élevé pour concurrencer le carbone dans les structures travaillantes. Elle est donc aussi essentiellement utilisée pour la construction de carénages, ou d'éléments exigeant une grande transparence électromagnétique.

En raison d'une résistance spécifique en traction la plus élevée parmi toutes les fibres, les aramides sont pratiquement sans concurrence pour la réalisation de réservoirs sous pression. Il est important d'ajouter que ces fibres possèdent de mauvaises propriétés en compression, et quelque sensibilité au vieillissement humide [J.Rou].

Il est possible de trouver deux types de fibres d'aramide de rigidités différentes :

- les fibres bas module : utilisées pour les câbles et les gilets pare-balles .
- la fibre haut module : employées dans le renforcement pour les composites hautes performances[1] .

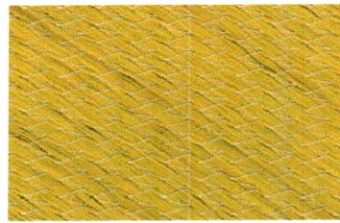


Figure 1.4 - fibres d'aramide

1.4.1.1.5. Fibres de silice (ou de quartz) :

Elles sont produites comme le verre, par fusion, et sont essentiellement utilisées pour leur haute tenue chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée[1] .

1.4.1.1.6. Fibres de polyéthylène de haut module :

Elles présentent une très bonne résistance à la traction mais une mauvaise mouillabilité. Pour des structures peu sollicités, on peut encore utiliser des fibres synthétiques courantes de polyamide ou polyester [1].

1.4.1.2. Caractéristiques moyennes des fibres et renforts :

Tableau 1.1 : Caractéristiques moyenne des fibres de renfort [1] .

Renforts	Diamètre de filament (µm)	Masse volumique(k g.m ⁻³)	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C-1
	d	Mv	E	G	k	Cr	A	α
Verre E	16	2 600	74 000	30 000	0,25	2 500	3,5	0,5*10 ⁻⁵
Verre R	10	2 500	86 000		0,2	3 200	4	0,3*10 ⁻⁵
Carbone HM	6.5	1 800	390 000	20 000	0,35	2 500	0,6	0,08*10 ⁻⁵
Carbone HR	7	1 750	230 000	50 000	0,3	3 200	1,3	0,02*10 ⁻⁵
Kevlar 49	12	1 450	130 000	12 000	0,4	2 900	2,3	-0,2*10 ⁻⁵
Bore	100	2 600	400 000			3 400	0,8	0,4*10 ⁻⁵
Silicate d'alumine	10	2 600	200 000			3 000	1,5	
Polyéthylène		960	100 000			3 000		

1.4.1.3. Architecture des renforts :

Les structures composites sont anisotropes. La plupart des renforts travaillent bien en traction, mais offrent de moins bonnes performances en compression et cisaillement. Il est donc impératif de jouer sur la texture et la géométrie des renforts pour créer une architecture adaptée.

Il existe différentes géométries et textures de renforts :

1.4.1.3.1. Les unidirectionnels (UD) :

Dans une nappe UD, les fibres sont assemblées parallèlement les unes par rapport aux autres à l'aide d'une trame très légère. Taux de déséquilibre très grand.

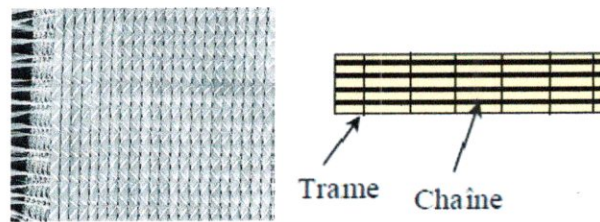


Figure 1.5 - Tissu unidirectionnel

Les tissus se composent de fils de chaîne et de trame perpendiculaires entre eux. Le mode d'entrecroisement ou armure les caractérise.

1.4.1.3.2. Toile ou taffetas :

Chaque fil de chaîne passe dessus puis dessous chaque fil de trame, et réciproquement. Le tissu présente une bonne planéité et une relative rigidité, mais est peu déformable pour la mise en œuvre. Les nombreux entrecroisements successifs génèrent un embuvage important et réduisent les propriétés mécaniques.

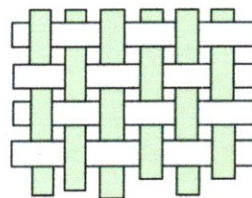


Figure 1.6 - Tissus taffetas

1.4.1.3.3. Serge :

Chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n) fils de trame et chaque fil de trame flotte au dessus de (m) fils de chaîne. Armure de plus grande souplesse que le taffetas ayant une bonne densité de fils. Ci-contre, un sergé 2/2.

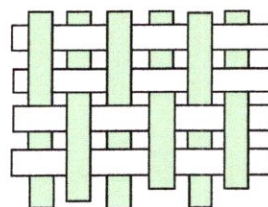


Figure 1.7 - Tissus serge

1.4.1.3.4. Satin :

Chaque fil de chaîne flotte au dessus de plusieurs (n-1) fils de trame et réciproquement. Ces tissus ont des aspects différents de chaque côté. Ces tissus sont assez souples et adaptés à la mise en forme de pièces à surfaces complexes. Ce type de tissus présente une forte masse spécifique.

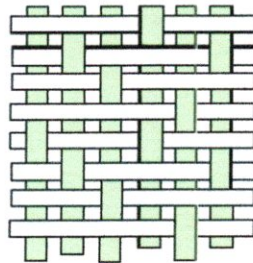
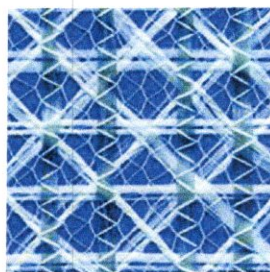


Figure 1.8 - Tissus satin

Comme un tissu est difficilement déformable sur une surface gauche, on réalise également pour des utilisations spécifiques de l'armure bi ou tridimensionnelle.



Tissu multiaxial



Tissu 3D ou tresse

Figure 1.9 - Tissu multiaxial et Tissu 3D.

Il est également possible de réaliser des structures de renforts hybrides en tissant des fibres de natures différentes ou, en superposant des tissus ou nappes de renforts de fibres différentes[1].



Figure 1.10 - Tissu hybride carbone - aramide

1.4.1.4. Ensimage :

Les renforts destinées à la fabrication des composites reçoivent un ensimage. L'ensimage est une dispersion aqueuse spécifique comportant un agent collant, un agent pontant et des agents antistatiques, permettant d'assurer différents rôles [1] :

- Compatibilité de la liaison fibre - matrice.

- Cohésion inter-filamentaire (raideur du fil) pour qu'il soit manipulable.
- Protection contre l'abrasion générée par la mise en œuvre (frottement contre pièces métalliques).
- Elimination des charges électrostatiques dues aux frottements.
- Augmentation du mouillage de la fibre au cours de l'imprégnation.
- L'ensimage est spécifique pour une résine et un procédé donné.

1.4.2. Les charges et additifs :

Les additifs se trouvent en faible quantité (quelque % et moins) et interviennent comme : lubrifiants et agents de démoulage, pigments et colorants, agents anti-retrait, agents anti-ultraviolets.

On désigne sous le nom général de charge toute substance inerte, minérale ou végétale qui, ajoutée à un polymère de base, permet de modifier de manière sensible les propriétés mécaniques, électriques ou thermiques, d'améliorer l'aspect de surface ou bien, simplement, de réduire le prix de revient du matériau transformé.

A l'inverse des matières thermoplastiques, les matières thermodurcissables ont toujours contenu des charges de nature et de formes variées, à des taux souvent élevés pouvant atteindre 60 % en masse.

Pour un polymère donné, le choix d'une charge est déterminé en fonction des modifications recherchées pour l'objet fini. Mais, d'une manière générale, les substances utilisables comme charges des matières plastiques devront d'abord satisfaire à un certain nombre d'exigences[1]:

- Compatibilité avec la résine de base.
- Mouillabilité.
- Uniformité de qualité et de granulométrie.
- Faible action abrasive.
- Bas prix de revient.

1.4.2 .1. Les charges organiques :

Charges cellulosiques, utilisées en tant que charges des résines thermodurcissables (phénoplastes et aminoplastes).

Les avantages de ces matières cellulosiques sont leur coût peu élevé et leur faible densité.

- Farines de bois.
- Farines d'écorces de fruit et de noyaux.
- Fibres végétales.
- Pâtes de cellulose.
- Amidons.

1.4.2 2. Les charges minérales :

1.4.2.2.1. Craies et carbonates :

La craie ou blanc de Champagne peut contenir jusqu'à 99 % de calcite, de la silice et d'autres corps minéraux. La taille moyenne de ses particules varie de 1 à 3 μm .

Le calcaire et le marbre contiennent 80 à 90 % de calcite et des quantités variables d'oxyde de magnésium et de silice. La taille des particules est comprise entre 0,5 et 30 μm .

Le carbonate de calcium-magnésium ($MgCO_3.CaCO_3$) est préparé à partir des minerais de dolomite. On l'utilise comme charge et aussi comme retardateur de flamme, ajouté à du trioxyde d'antimoine.

Le carbonate de calcium précipité est un mélange pratiquement pur à 99,00 % de calcite et d'aragonite, obtenu sous forme de particules très fines (0,05 à 16 μm).

1.4.2.2.2. Les silices :

La silice (SiO_2), à l'état pur ou combinée avec des oxydes métalliques, est utilisée comme charge sous différentes formes, suivant son origine, sa cristallinité, sa dureté et la taille des particules.

1.4.2.2.3. Les talcs :

Les talcs sont utilisés pour améliorer l'isolation thermique et la résistance à l'eau, et faciliter l'opération de moulage.

1.4.2.2.4. La wollastonite :

Cette charge se présente sous différentes formes : aiguilles, granulés, fibres. Elle est surtout utilisée dans les polyamides, les ABS et les polysulfones, également en remplacement des fibres de verre dans les SMC et les BMC. Elle améliore en particulier la résistance au rayonnement ultraviolet et à l'hydrolyse. Elle est aussi employée dans les résines époxydes pour assurer une bonne stabilité dimensionnelle ainsi que l'isolation thermique et électrique, et permet un contrôle du retrait au moulage.

1.4.2.2.5. Les argiles et alumino-silicates :

Ces substances minérales sont en grande partie constituées par de la silice (42 à 70 %) et de l'alumine (14 à 45 %).

1.4.2.3. Oxydes et hydrates métalliques :

1.4.2.3.1. Poudres et microsphères :

L'aluminium, les oxydes de zinc, de magnésium, de titane et d'antimoine sont utilisés sous forme de poudres fines comme charges du polypropylène, des compositions polyvinyliques, des résines époxydes, des polyesters insaturés. Tous permettent de diminuer le prix de revient et d'augmenter la densité de la matière élastique.

1.4.2.3.2. Alumine et trihydrate d'aluminium :

On obtient l'**alumine** (Al_2O_3), anhydre ou hydratée, à partir de la bauxite. Cette charge apporte aux résines une meilleure résistivité électrique ainsi qu'une bonne conductivité thermique ; elle diminue le coefficient de dilatation thermique linéique, augmente la rigidité ainsi que la résistance à l'abrasion et au feu.

1.4.2.3.3. Trioxyde d'antimoine :

On chauffe de l'antimoine dans l'air pour obtenir Sb_2O_4 qui donne SbO_3 par fusion et décomposition. Sa densité est de 4,2 et sa dureté Mohs comprise entre 6 et 7. Il apporte aux résines ignifugation et coloration blanche et on l'utilise en particulier dans les PVC plastifiés.

1.4.2.3.4. Oxyde de beryllium :

Utilisé sous forme de microsphères dans les résines époxydes, il augmente les conductivités électrique et thermique. Ces carbosphères sont aussi utilisées dans les mousses

structurelles (PUR) à densité contrôlée, ainsi que pour la fabrication de pièces polyesters ultralégères.

1.4.2.3.5. Les céramiques :

Il existe des microsphères en céramique dont la densité varie entre 0,4 et 2,4 et les dimensions de 1 à 3 000 μm . Une microsphère de 70 μm comportant un revêtement permettant une meilleure dispersion a été mise au point. Conseillée dans les résines polyesters en combinaison avec CaCO_3 , elle apporte une réduction de masse de 15 à 25 % avec une amélioration des résistances à la compression et au choc.

1.4.2.4. Le verre :

1.4.2.4.1. Poudres de verre :

Une nouvelle variété de poudre de verre de granulométrie 13 μm est apparue sur le marché et son incorporation confère aux thermodurcissables de meilleures résistances à l'abrasion et à la compression ; elle permet par ailleurs d'obtenir un retrait plus faible et plus homogène des pièces moulées.

1.4.2.4.2. Billes de verres creuses :

Les billes de verre creuses, de densité comprise entre 0,1 et 0,5, sont obtenues par chauffage de billes de verre contenant un agent gonflant. Elles améliorent les résistances à l'eau et au vieillissement du PMMA, et diminuent la friabilité des pièces phénoliques.

1.4.2.4.3. Microsphères de verre :

L'utilisation de microsphères de verre permet de réduire de 25 à 35 % la masse des pièces obtenues soit à partir de BMC ou de SMC destinées en particulier à l'industrie automobile, soit également à partir de résines phénoliques pour l'industrie aéronautique.

1.4.2.5. Le carbone :

1.4.2.5.1. Le noir de carbone :

Le noir de carbone est utilisé depuis très longtemps dans l'industrie des plastiques, à la fois comme colorant, pigment, barrière anti-UV, antioxydant.

Le noir de carbone améliore la résistance à la chaleur du polyéthylène réticulé par irradiation et celle du PVC. La conductivité thermique augmente avec le taux de charges, indépendamment de la taille des particules. Par contre, la conductivité électrique des matériaux chargés augmente avec le taux de carbone et avec la finesse des particules.

1.4.3. Les matrices :

La matrice a pour rôle de lier les fibres renforts, répartir les contraintes subies, apporter la tenue chimique de la structure et donner la forme désirée au produit.

On utilise actuellement surtout des résines thermodurcissables (TD) que l'on associe à des fibres longues, mais l'emploi de polymères thermoplastiques (TP) renforcés de fibres courtes se développe fortement.

Il est important de bien situer les différences fondamentales de ces deux types de matrices.

- La structure des TP se présente sous forme de chaînes linéaires, il faut les chauffer pour les mettre en forme (les chaînes se plient alors), et les refroidir pour les fixer (les chaînes se bloquent). Cette opération est réversible.
- La structure des TD a la forme d'un réseau tridimensionnel qui se ponte (double liaison de polymérisation) pour durcir en forme de façon définitive, lors d'un échauffement. La transformation est donc irréversible[1] .

Tableau 1.2 : Principales différences entre matrices TP et TD [1].

Matrices	Thermoplastiques TP	Thermodurcissables TD
Etat de base	solide prêt à l'emploi	liquide visqueux à polymériser
Stockage	illimité	réduit
Mouillabilité renforts	difficile	aisée
Moulage	chauffage + refroidissement	chauffage continu
Cycle	court	long
Tenue au choc	assez bonne	limitée
Tenue thermique	réduite	bonne
Chutes et déchets	recyclables	perdus ou recyclés en charges
Conditions de travail	propreté	émanation pour "méthode humide"

1.4.3.1. Les résines thermodurcissables :

1.4.3.1.1. Polyesters insaturés :

C'est la résine la plus utilisée dans l'application composite de grande distribution.

Une résine de polyester insaturé contenant un monomère (généralement le styrène) est réticulée à température ambiante par addition d'un catalyseur de type peroxyde organique et d'un accélérateur. Elle passe successivement de l'état liquide visqueux initial à l'état de gel, puis à l'état de solide infusible.

La réaction est exothermique et la température de la résine augmente progressivement depuis le gel jusqu'à un maximum pour redescendre ensuite lentement à la température ambiante. Le durcissement sera d'autant plus rapide ou, si l'on préfère, le temps nécessaire dans le moule sera d'autant plus court que la courbe de température en fonction du temps se rapprochera davantage de la verticale.

La réaction de durcissement dépend de la réactivité de la résine, de la forme de l'objet fabriqué (épaisseur, etc.), de la nature et du dosage du système catalytique.

Il existe différents types de résines :

- Orthophtalique : la plus courante
- Isophtalique : qui donne une meilleure tenue à l'humidité .
- Chlorée : apportant une auto extingüibilité .
- Bisphénol : possédant de bonnes caractéristiques chimiques et thermiques.

Tableau 1.3 : avantages et inconvénients de polystère.

Avantages	Inconvénients
Bonne accroche sur fibres de verre Translucidité Bonne résistance chimique Mise en œuvre facile Tenue en température (> 150 °C) Prix réduit	Inflammabilité (sauf résines chlorées) Tenue vapeur et eau bouillante Retrait important (6 à 15 %) Durée de conservation en pot limitée Emission de styrène

1.4.3.1.2. Vinylesters :

On peut la considérer comme une variante des polyesters produite à partir d'acides acryliques. Elles possèdent une bonne résistance à la fatigue et un excellent comportement à la corrosion, mais demeure combustible.

1.4.3.1.3. Phénoliques :

Elles sont issues de la polycondensation du phénol et du formol et se caractérisent par une bonne tenue au feu, sans fumée. Elles restent fragiles, sensibles à l'humidité, difficiles à colorer et à mettre en œuvre.

1.4.3.1.4. Epoxydes :

Elles résultent de la polyaddition de l'épichlorhydrine sur un polyalcool et constitue la résine type des composites hautes performances HP. On distingue deux classes de résines en fonction :

- du durcissement à chaud ou à froid.
- de la tenue en température (120-130 °C, ou 180-200 °C).

Tableau 1.4 : avantages et inconvénients de l'époxyde.

Avantages	Inconvénients
Tenue mécanique, thermique, chimique et fatigue Faible retrait (1 à 2 %) Excellente adhérence sur fibres Auto-extinguibilité Mise en œuvre facile, sans solvant	Prix élevé Sensibilité à l'humidité et aux UV Vieillessement sous température Sensibilité aux chocs Temps de polymérisation

1.4.3.1.5. Polyuréthanes et polyurées :

Dans la fabrication de pièces composites, on utilise surtout des formules élastomériques dont la faible viscosité permet un bon remplissage du moule. Les constituants sont livrés à l'état de prépolymères liquides :

- Polyols + polyisocyanates = polyuréthanes.
- Polyéthers + polyamines = polyurées.

1.4.3.1.6. Polyimides :

Ces résines sont surtout utilisées dans les composites HP, lorsque l'on cherche une bonne stabilité sous hautes températures (> 250 °C). Elles restent toutefois très onéreuses et difficiles à mettre en œuvre.

1.4.3.1.7. Bismaléimides :

Matrices très peu utilisées en Europe. Elles offrent une bonne tenue à la fois au choc et en température, mais restent difficiles à mettre en oeuvre.

Tableau 1.5 : Caractéristiques mécaniques des matrices TD.

Matrices TD	Masse volumique	Module d'élasticité longitudinal (MPa)	Module de cisaillement (MPa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coefficient de dilatation thermique °C ⁻¹
	Mv	E	G	k	Cr	A	a
Epoxyde	1 200	4 500	1 600	0,4	130	2	11.10 ⁻⁵
Phénolique	1 300	3 000	1 100	0,4	70	2,5	1.10 ⁻⁵
Polyester	1 200	4 000	1 400	0,4	80	2,5	8.10 ⁻⁵
Polycarbonate	1 200	2 400		0,35	60		6.10 ⁻⁵
Vinylester	1 150	3 300			75	4	5.10 ⁻⁵
silicone	1 100	2 200		0,5	35		
Uréthane	1 100	700 à 7 000			30	100	
Polyimide	1 400	4 000 à 19 000	1 100	0.35	70	1	8.10 ⁻⁵

1.4.3.2. Les matrices thermoplastiques :

Les polymères utilisés sont essentiellement des thermoplastiques techniques qui présentent à l'état vierge de bonnes caractéristiques mécaniques. Un renforcement à l'aide de fibres courtes leur confère une tenue thermique et mécanique améliorée et une bonne stabilité dimensionnelle.

Les principales matrices TP utilisées (possédant tous une tenue en température supérieure à 100 °C, hors POM) sont les suivantes :

- Polyamide (PA) : tenue au choc, bonne résistance à la fatigue et aux hydrocarbures.
- Polytéraphalate éthylénique et butylénique (PET, PBT) : bonne rigidité, bonne ténacité.

- Polycarbonate (PC) : tenue au choc.
- Polysulfure de phénylène (PPS) : résistance à l'hydrolyse.
- Polyoxyméthylène (POM) : bonne tenue à la fatigue.
- Polysulforés (PSU et PPS) : bonne stabilité chimique et à l'hydrolyse, peu de fluage, tenue au chaud.
- Polypropylène (PP) : peu onéreux et assez stable en température, mais combustible.

De plus en plus, on utilise des thermoplastiques thermostables (tenue en température > 200 °C et bonnes propriétés mécaniques), en particulier les suivants :

- Polyamide-imide (PAI).
- Polyéther-éther-cétone (PEEK).
- Polyéther-sulfone (PES).
- Polyéther-imide (PEI).

Tableau 1.6 : caractéristiques mécaniques des matrices TP.

Matrices TP	Masse volumique	Module d'élasticité longitudinal(Mpa)	Module de cisaillement(Mpa)	Coefficient de Poisson	Contrainte de rupture (traction) MPa	Allongement à rupture %	Coef de dilatation thermique °C ⁻¹
	Mv	E	G	k	Cr	A	a
PP	900	1 200		0.4	30	20 à 400	9.10 ⁻⁵
PPS	1 300	4 000			65	100	5.10 ⁻⁵
PA	1 100	2 000		0.35	70	200	8.10 ⁻⁵
PES	1 350	3 000			85	60	6.10 ⁻⁵
PEI	1 150	3 300			105	60	6.10 ⁻⁵
PEEK	1 300	4 000			90	50	5.10 ⁻⁵

1.4.3.3. Les matrices métalliques :

Malgré une densité nettement plus élevée que celle des organiques, les métaux présentent des propriétés très attrayantes pour la réalisation de matrices de composites. Toutefois, leur développement est entravé par des problèmes de coût de mise en œuvre, et de compatibilité chimique avec le matériau de renforcement.

Seule la voie aluminium renforcé de fibres de bore a été poussée suffisamment loin pour que soit établi un constat objectif sur son intérêt, et les résultats obtenus se sont révélés inférieurs à ceux escomptés.

Il est important de noter que seules les matrices métalliques permettent les traitements de durcissement superficiel indispensables à la réalisation de pièce soumises à des frottements [J.Rou].

Tableau 1.7 : caractéristiques mécaniques des matrices métalliques [Nad] .

Résines	nom	$\rho(\text{kg/m}^3)$	E (MPa)	ν	R (MPa)	α ($\mu\text{m/m}^\circ\text{C}$)
Métaux	Aluminium	2630	69000	0.33	358	23
	Acier XC10	7850	210000	0.29	1000	1000
	Cuivre	8940	119000	0.30	350	17
	Magnésium	1660	42000	0.30	280	25

Avec

ρ (kg/m³) : Masse volumique.

E (MPa) : Module d'Young.

ν : Coefficient de Poisson.

R (MPa) : Limite élastique en traction.

α ($\mu\text{m/m}^\circ\text{C}$) : Dilatation thermique.

1.5. Mise en œuvre, procédés :

Trois opérations sont indispensables :

1. Imprégnation du renfort par le système résineux.
2. Mise en forme à la géométrie de la pièce.
3. Durcissement du système soit par polycondensation et réticulation pour les matrices thermodurcissables, soit par simple refroidissement pour les matières thermoplastiques.

Il existe différentes techniques mais la plus utilisée est par moulage. Les procédés les plus importants sont [1] :

1.5.1. Moulage au contact :

Principe :

Procédé manuel pour la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables, à température ambiante et sans pression. Les renforts sont déposés sur le moule et imprégnés de résine liquide, accélérée et catalysée. Après durcissement de la résine, la pièce est démoulée et détournée.

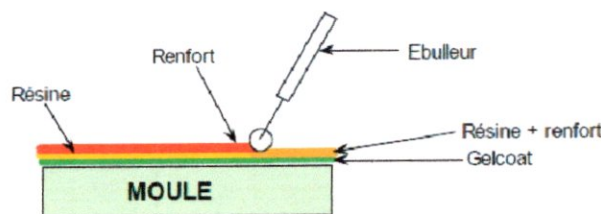


Figure1.11 - moulage au contact.

Cas d'utilisation :

- Procédé pour petites séries : de 1 à 1000 pièces / an.
- Pièces de grandes à très grandes dimensions.
- Revêtement sur supports divers et in situ.

1.5.4. Moulage par injection basse pression de résine – RTM :Principe :

Le moulage par injection de résine liquide RTM (Résine Transfert Molding) s'effectue entre moule et contre-moule rigides. Le renfort (mats, préforme, éventuellement tissus) est disposé dans l'entrefer du moule. Une fois celui-ci solidement fermé, la résine, accélérée et catalysée, est injectée sous faible pression (1.5 à 4 bars) à travers le renfort jusqu'au remplissage complet de l'empreinte. Après durcissement de la résine, le moule est ouvert et la pièce démoulée.

Cas d'utilisation

- Procédé pour moyennes séries : 1000 - 10000 pièces/an
- Pièces demandant une reproductibilité d'épaisseur

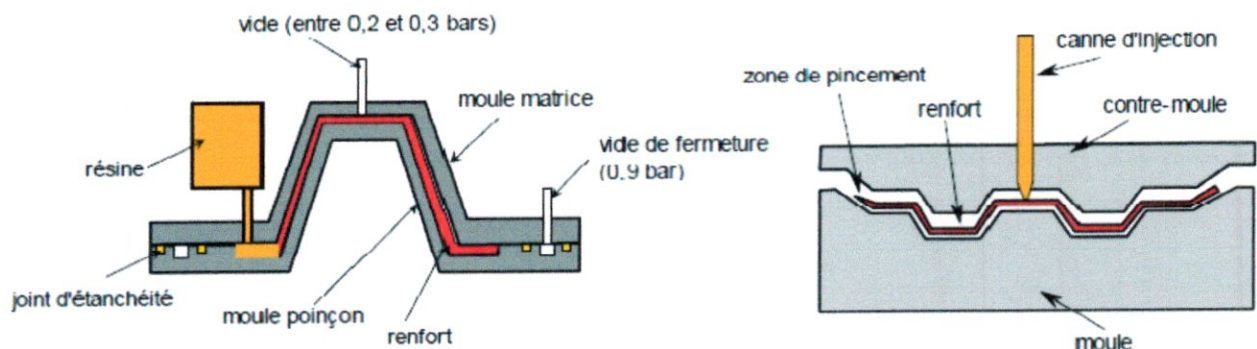


Figure 1.13 - Moulage par injection basse pression de résine – RTM

1.5.5. Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression :Principe :

Moulage à l'aide d'une presse à compression entre moule et contre-moule rigides en composite, initialement sans apport thermique extérieur.

Moule ouvert, le renfort (mat) est posé sur la partie inférieure du moule et la résine, dotée d'un système catalytique très réactif, est versé en vrac sur le renfort.

La fermeture du moule sous pression (2 à 4 bars) entraîne la répartition de la résine dans l'empreinte et l'imprégnation du renfort. Le durcissement de la résine est accéléré progressivement par l'élévation de température du moule due à l'exothermie de la réaction, ce qui permet un démoulage rapide.

Les performances du procédé peuvent être considérablement améliorées par l'usage de moules métalloplastiques, voire métalliques, et d'un système de régulation thermique basse température.

Cas d'utilisation :

- Production en moyenne séries (500 à 5000 unités).

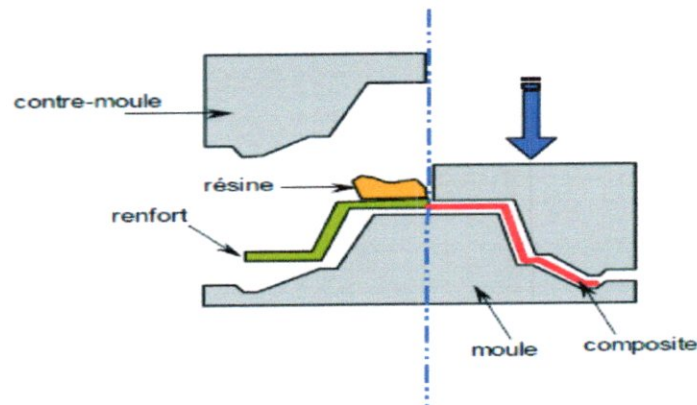


Figure1.13 - Moulage à la presse à froid "voie humide" basse pression.

1.5.6. L'infusion de résine sous membrane souple :

Le principe repose sur le dépôt, dans un moule femelle, des renforts secs (tissus, âmes, etc.) qui vont concevoir la pièce composite, et de créer un système étanche à l'air à l'aide d'une bâche à vide. L'infusion consiste ensuite à injecter de la résine, par dépression réalisée sur la pièce, sur les tissus déposés à sec.

Cas d'utilisation :

- Production : petite séries (facilement adaptable, permet la réalisation de grande surface).
- Pièces à très bonne résistance mécanique.

1.5.7. Moulage par injection de compound – BMC :

Principe :

Le compound B.M.C (Bulk Molding Compound) préparé dans un malaxeur est une masse à mouler constituée de résine, de charges et d'adjuvants divers, renforcée par des fils de verre coupés.

Le compound est moulé à chaud (130 - 150 °C) par injection (principalement) entre moule et contre-moule en acier usiné. La pression (50 à 100 bars) de fermeture du moule entraîne le fluage de la matière préalablement dosée et le remplissage de l'empreinte. Le temps de durcissement très court permet un démoulage rapide.

Cas d'utilisation :

- Production en grandes séries.
- Pièces de taille petite et moyenne, plus ou moins épaisses.

1.5.8. Moulage par compression de mat préimprégné – SMC :

Principe :

Le mat préimprégné SMC (Sheet Molding Compound) est constitué d'une nappe de fils coupés ou continus, imprégnée par un mélange de résine polyester, de charges et d'adjuvants spécifiques divers.

Découpé en flans de masse et dimensions déterminées, le mat préimprégné est moulé à chaud (140 à 160 °C) par compression entre un moule et un contre-moule en acier usiné. La pression (50 à 100 bars) entraîne le fluage de la matière et le remplissage de l'empreinte. Le temps de durcissement très court (en fonction de l'épaisseur) permet un démoulage rapide.

Cas d'utilisation :

- Production en grandes séries.
- Pièces d'aspect.

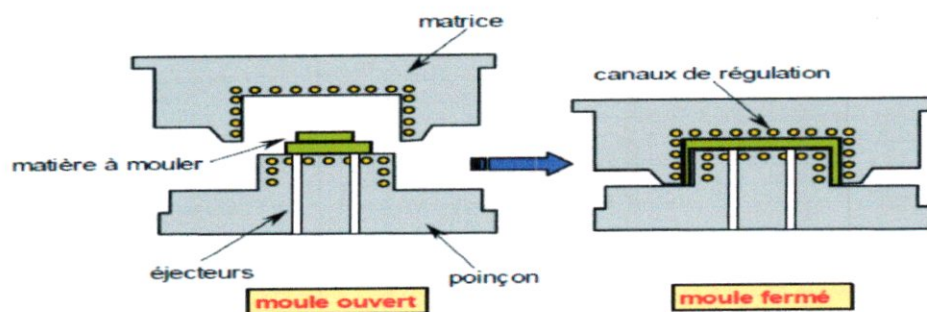


Figure 1.14 - Moulage par compression de mat préimprégné – SMC.

1.5.9. Moulage par enroulement filamentaire :

Principe :

Procédé de moulage limité aux formes de révolution. Initialement, destiné à la réalisation d'enveloppes de révolution nécessitant de hautes performances mécaniques par enroulement progressif sur un mandrin, selon un angle déterminé de fils de verre imprégnés de résine.

Par la suite, le procédé a été étendu à des structures moins performantes en associant aux rovings bobinés d'autres types de renfort (fils coupés, mat, tissu) appliqués de façon adaptée.

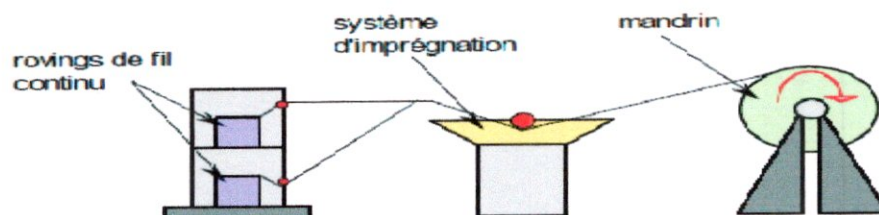


Figure 1.15 - Moulage par enroulement filamentaire

Cas d'utilisation :

- Toutes pièces de révolution à produire en série.
- Pièces nécessitant une résistance élevée.

1.5.10. Moulage par centrifugation :**Principe :**

Procédé de moulage limité aux enveloppes cylindriques. A l'intérieur d'un moule cylindrique en rotation à basse vitesse, on dépose des fils coupés à partir de roving (ou du mat), de la résine catalysée et accélérée et éventuellement des charges granulaires. Puis, on augmente la vitesse de rotation du moule pour densifier et débuller la matière. Après durcissement de la résine, éventuellement accélérée par un apport thermique, on peut extraire très facilement la pièce du moule.

Cas d'utilisation :

- Production de tuyau (écoulement gravitaire et basses pression).
- Production de grandes viroles (moulage par rotation : centrifugation basse vitesse).

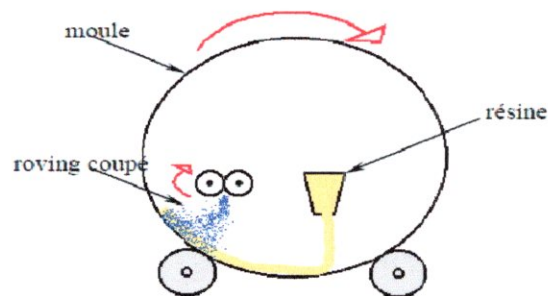


Figure 1.16 - Moulage par centrifugation.

1.5.11 Moulage par pultrusion :**Principe :**

Le procédé est destiné à la réalisation en continu de profilés de sections constantes. Des renforts continus, rovings divers, mats et tissus en bandes de largeurs appropriées, tirés par un banc de traction situé en fin de ligne de production, sont successivement prédisposés de façon précise, imprégnés de résine et mis à la forme désirée par passage à travers une filière chauffée dans laquelle s'effectue le durcissement de la résine.

Cas d'utilisation :

Réalisation de profilés en quantités significatives (plusieurs milliers de mètres linéaires).

1.5.12. Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres broyées (R.R.I.M.)**Principe :**

Il s'agit principalement du moulage de polyuréthanes rigides.

Le renfort, fibre de verre broyée, est incorporé dans le polyol, à raison de 10-20 % pondéral (sur le produit final).

Le processus de moulage reste le même que pour les PU non renforcés : alimentation dosée sous pression de chacun des deux composants (polyol et isocyanate), mélange, injection dans un moule fermé, réaction, durcissement, démoulage.

Cas d'utilisation :

- Production : moyennes à grandes séries
- Pièces pour lesquelles les propriétés des PU sont insuffisantes

1.5.13. Moulage par injection de résine réactive renforcée fibres longues (S.R.I.M.) :

Principe :

Il s'agit d'un moulage entre moule et contre-moule. Le renfort sous forme de mats ou de tissus (20 à 60 % pondéral) est disposé préalablement dans le moule chauffé (100 - 150 °C).

Le système de résine à deux composants très réactifs est injecté sous pression (20 - 30 bars). Après durcissement (1 à 3 min), la pièce peut être démoulée.

Cas d'utilisation :

- Production : moyennes à grandes séries (mais inférieure au RRIM)
- Pièces à bonne résistance mécanique

1.6 Les structures Sandwichs :

1.6.1 Définition :

Une structure sandwich est obtenue à partir de deux peaux ou semelles, réalisées dans un matériau ayant de très bonnes caractéristiques mécaniques, collées sur une âme réalisée avec un matériau très léger et ayant de faibles caractéristiques mécaniques.

Une telle structure présente en flexion des rapports résistance/masse et rigidité/masse très importants [3].

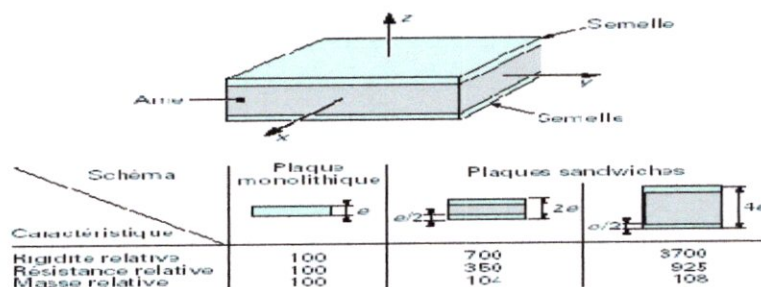


Figure 1.17 - Plaque sandwich.

1.6.2 Ses avantages et ses inconvénients :

1.6.2.1 Avantages :

- Grande légèreté
- Grande rigidité flexionnelle (rapport EI/r)
- Excellentes caractéristiques d'isolation

1.6.2.2 Inconvénients :

- mauvais amortissement et isolation acoustique (problème lié à la densité relativement basse)
- Tenue au feu moyenne pour certaines catégories d'âme
- Risques de flambement plus élevé que sur les autres structures
- Problème de décollement peaux/âme

1.6.3 Constitution des Sandwichs :

-L'âme ou élément central peut être soit en nid d'abeilles, en mousse, en bois de balsa, etc. Son rôle principal est de résister aux efforts de cisaillement.

-Les peaux externes d'égale épaisseur ou non, peuvent être fabriquées avec différents matériaux, en feuille ou en plaque. Un module d'élasticité élevé ainsi qu'une grande résistance à la compression et à la traction sont les principales qualités recherchées.

- Assemblage des peaux avec l'âme : collage, soudure ou en cours de polymérisation pour les sandwichs en composites dans un moule (exemple du RTM).

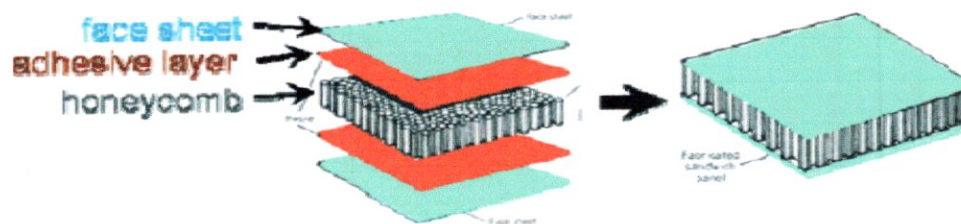


Figure 1.18 - constitution du sandwich.

Tableau 1.8 : différents constituants d'une structure sandwich.

Ame		peaux
Nid d'abeilles	Aluminium Aramide polypropylène	Acier Aluminium Stratifié
Mousse plastique	Polystyrène expansé Polychlorure de vinyle Polyéthylène Acrylique Polyuréthane Phénolique	Bois, laminé Contre-plaqué Alliages ultra légers Plastiques renforcés
Bois du balsa		

1.6.4 Types d'âme des structures sandwichs :

Dans les faits, c'est le constituant de l'âme qui permet de classer les différentes structures sandwichs. Parmi les âmes les plus utilisées, citons celles en nid d'abeilles, en mousse et en bois de balsa.

1.6.4.1.L'âme en Nid d'abeilles

L'âme en nid d'abeilles, connue sous le nom «Nida », est un matériau structural souple constitué de mailles hexagonales, réalisée à partir de différents matériaux comme par exemple le papier ou l'aluminium.

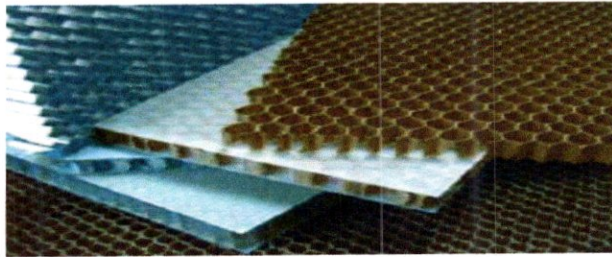


Figure 1.19 - Structure sandwich à âme Nida et peaux en stratifié.

Le Nida étant une structure anisotrope, ses propriétés varient selon le sens transversal ou longitudinal des alvéoles (taille de mailles). De plus, la taille de celles-ci, l'épaisseur des parois du Nida et la méthode de mise en œuvre sont des paramètres qui influencent la résistance au cisaillement transversal et longitudinal du Nida.

Le Nida a des propriétés mécaniques supérieures à celles des mousses.

Sa masse volumique peut varier entre 15 et 160 kg/m³ ; son épaisseur entre 3 et 150 mm.

Lorsque des structures sandwichs constituées d'une âme Nida sont soumises à un chargement, les efforts en flexion sont absorbés par les deux peaux tandis que les efforts en cisaillement se répartissent entre les peaux et l'âme en Nida. L'ensemble confère à cette structure sandwich légèreté, rigidité, stabilité dimensionnelle et résistance à la corrosion (Nidas non métalliques). Parmi les âmes Nida les plus utilisées, nous retrouvons:

1.6.4.1.1 L'âme Nida métallique :

L'aluminium et l'alliage ultra légers sont les matériaux les plus utilisés pour fabriquer les Nidas métalliques. Par exemple, le nid d'abeilles «Aéroweb» est constitué de mailles hexagonales en aluminium. Étant donné la faible densité et les performances physiques et mécaniques élevées du Nida Aéroweb, il est utilisé principalement comme âme destinée à prendre les efforts de cisaillement dans des constructions sandwichs collées légères.

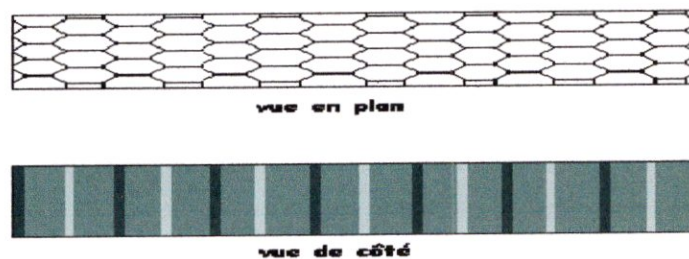


Figure 1.20 - Structure du Nida

Cependant à température élevée les propriétés mécaniques de tous les types de Nidas métalliques disponibles dépendent des propriétés de l'aluminium et de la tenue à la chaleur de l'adhésif utilisé pour le collage des feuilles.

Tableau 1.9 : Propriétés mécaniques et géométriques du nid d'abeilles en aluminium.

Propriétés				
Masse volumiques de Nida (kg/m ³)	29	54	62	84
Epaisseur de la paroi de l'alvéole (mm)	0.064	0.038	0.102	0.064
Résistance de cisaillement τ_{xz} (MPa)	0.6	1.5	1.8	2.9
Module de cisaillement G_{xz} (MPa)	120	270	310	430
Résistance de cisaillement τ_{xz} (MPa)	0.44	1	1.2	1.8
Module de cisaillement G_{xz} (MPa)	70	170	200	270
Résistance en compression σ_z (MPa)	0.7	2.1	2.9	4.6
Taille des alvéoles (mm)	19	6.3	13	6.3

1.6.4.1.2 L'âme Nida en papier :

L'emploi de papier «Nomex», un produit technique fabriqué de fibres aramides coupées et d'un liant en polymère aramide pour fabriquer des Nidas, procure à l'âme de bonnes propriétés mécaniques.

Le Nida en «Nomex» par rapport au Nida en aluminium à l'avantage d'être souple et d'avoir une densité inférieure à rigidité égale. De plus, le papier étant non métallique, il a aussi l'avantage d'être un isolant thermique.

Tableau 1.10 : Propriétés mécaniques et géométriques du nid d'abeilles en polyaramide (Nomex) :

propriétés				
Masse volumiques de Nida (kg/m ³)	24	32	48	64
Epaisseur de la paroi de l'alvéole (mm)	0.05	0.05	0.05	0.08
Résistance de cisaillement τ_{xz} (MPa)	0.7	1.1	1.8	2.5
Module de cisaillement G_{xz} (MPa)	25	34	52	70
Résistance de cisaillement τ_{xz} (MPa)	0.35	0.6	0.9	1.1
Module de cisaillement G_{xz} (MPa)	14	20	29	35
Résistance en compression σ_z (MPa)	0.7	1.1	2.2	3.8
Taille des alvéoles (mm)	6	5	3	5

1.6.4.1.3 L'âme Nida en plastique :

Le Nida en plastique est un nid d'abeilles extrudé en polypropylène utilisé comme âme de structure sandwich (panneaux). Par exemple, les nids d'abeilles «Nidaplast» se présentent sous forme de panneaux ou de blocs. La nature thermoplastique de ces nids d'abeilles facilite leur mise en forme.

Ils sont thermiquement isolants grâce à l'air emprisonné dans les alvéoles et bénéficient de propriétés d'isolation acoustique de part la nature viscoélastique du polypropylène.

Les sandwichs en Nida polypropylène sont moins rigides que ceux en «Nomex» ou en aluminium mais demeurent plus légers et moins dispendieux

1.6.4.2 L'âme en mousse :

Les mousses sont des matières plastiques cellulaires. De natures thermoplastiques ou thermodurcissables, rigides ou souples.

Ayant une masse volumique variant entre 30 et 300 kg/m³ et des épaisseurs de 3 à plus de 40 mm, elles sont thermoformables et sculptables ce qui permet de réaliser des pièces complexes. Leurs propriétés mécaniques sont bonnes mais demeurent limitées. Elles adhèrent bien à la résine et adsorbent peu d'eau. De plus, les matières plastiques cellulaires (mousses) sont basées essentiellement sur le principe de l'occlusion de l'air au sein d'un solide ayant la plus faible conductivité possible.

Les plus fréquemment utilisées sont produites à partir de PVC, de polystyrène, de polyuréthane ou d'autres polymères synthétiques.

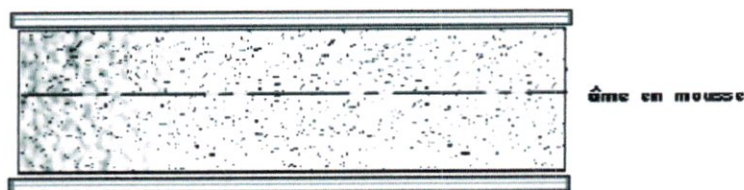


Figure 1.21 - Structure sandwich en mousse plastique avec peaux en stratifié.

1.6.4.3 L'âme en bois de balsa :

Le bois de balsa est utilisé pour sa très bonne résistance à la compression dans le sens des fibres du bois. Ayant une structure cellulaire, le bois de balsa permet de fabriquer des sandwichs hautement résistants et très légers. Le masse volumique de ce type d'âme varie entre 40 et 250 kg/m³.

Le bois de balsa est aussi un isolant thermique mais pour conserver cette propriété, il doit être traité avec un produit hydrofuge puisqu'il est très hygroscopique.

Le sens des fibres du balsa doit toujours être perpendiculaire à la direction des peaux.

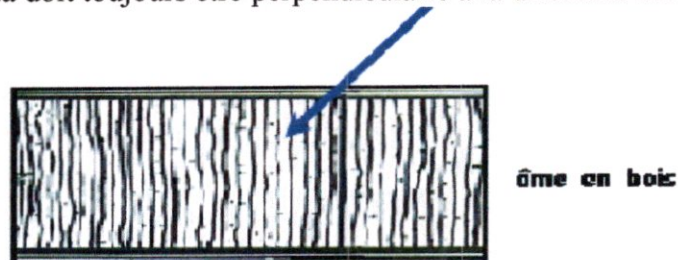


Figure 1.22 - Structure sandwich en bois de balsa et peaux en stratifié.

L'application consommant le plus de balsa demeure l'isolation des immenses réservoirs de gaz liquide des méthaniers. Une seule sphère nécessite pas moins de 100 mètres cubes de bois. Le bois de balsa est aussi utilisé pour la fabrication de planchers d'avion comme sur le BOEING747 (sandwich de balsa et de feuille d'aluminium) et la fabrication de containers transportables pour les avions et les hélicoptères cargos.

Les propriétés mécaniques du bois de balsa sont en général **supérieures** à celles des mousses.

Tableau 1.11 : Comparaison entre le Bois Balsa Belco et la mousse.

propriétés	Bois de Balsa BELCO	Mousse R62.80
Module en flexion(MPA)	2900	27
Resistance à la traction (MPA)	12.7	1.8
Résistance à la compression(MPA)	9.5	1.1
Résistance au cisaillement(MPA)	1.8	0.65

1.6.5 Les feuilles ou peaux :

Elles sont constituées le plus souvent:

-Pour les composites à moyennes et hautes performances, de stratifiés à matrice therm durcissable (phénoplastes, polyesters insaturés, polyépoxydes) et d'un renfort fibreux (mat et tissu) de verre, de carbone ou d'aramide.

-Pour les structures portantes (aéronautique) de feuilles métalliques.

L'assemblage des peaux de l'âme est réalisé par collage:

-Soit par un film de colle (EP généralement) lorsque la peau est préfabriquée.

-Soit par imprégnation directe à la mise en œuvre (cas de polyesters insaturé).

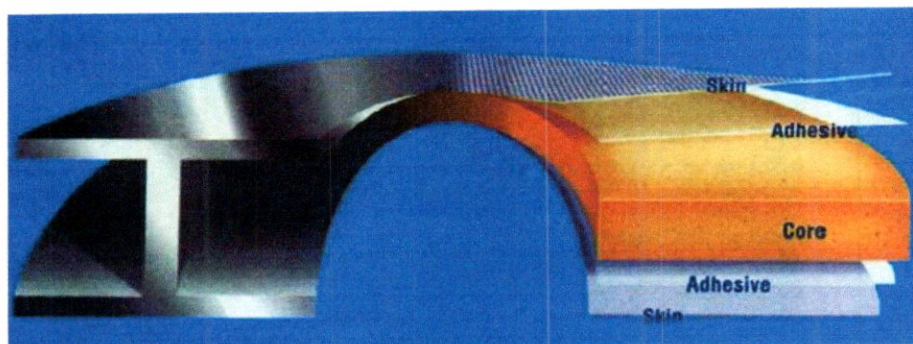


Figure 1.22 - la peau d'une structure sandwich.

1.6.6 Problèmes de construction :

1.6.6.1 Architecture des nids d'abeilles :

Ces matériaux de remplissage, très répandus, sont constitués de cellules hexagonales régulièrement espacées faisant penser à un rayon de ruche (certains types vont jusqu'à être de la même couleur). D'où le nom de nids d'abeilles. Une telle géométrie découle d'une technique d'obtention relativement simple : des feuilles minces ou clinquantes partiellement encollés puis empilés subissent ensuite une expansion (fig.1.23) [Gay97].

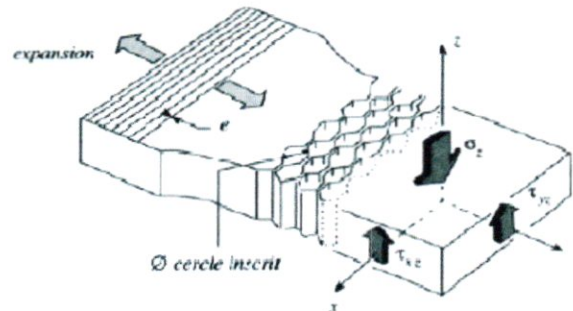


Figure 1.23 - Architecture des nids d'abeilles.

Les nids d'abeilles métalliques sont :

Moins onéreux.

Plus résistant.

Les nids d'abeilles non métalliques sont :

Insensibles à la corrosion.

De bons isolants thermiques.

Tableau 1.12 : Caractéristiques des nids d'abeilles courants[Gay97].

	Feuilles de polyamide encollées : NOMEX	Alliage léger AG 3	Alliage léger AU 4GI
ϕ cercle inscrit (mm)	6 ; 8 ; 12	4	6
Epaisseur e (mm)		0.05	0.04
Masse volumique (kg/m ³)	64	80	43
Résistance à la rupture en cisaillement $\tau_{xrupt.}$ Mpa	1.7	3.2	1.5
Module de glissement G_{xz} (Mpa) # $1.5G_{matériau} \times e / \phi$	58	520	280
Résistance à la rupture en cisaillement $\tau_{xrupt.}$ Mpa	0.85	2	0.9
Module de glissement G_{yz} (Mpa)	24	250	140
Résistance à la rupture en compression $\sigma_{zrupt.}$ (Mpa)	2.8	4.4	2

1.6.6.2 La mise en forme :

L'usinage du nid d'abeilles se fait au disque diamanté (vitesse périphérique de l'ordre de 30 m/s). Le nid d'abeilles est maintenu sur la table de la machine par une dépression réalisée sous une feuille d'aluminium sur laquelle il a été préalablement collé (fig.1.24).

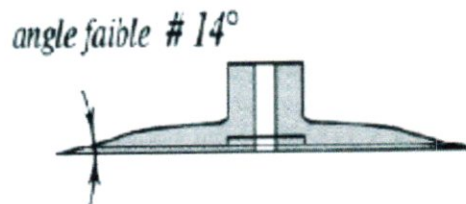
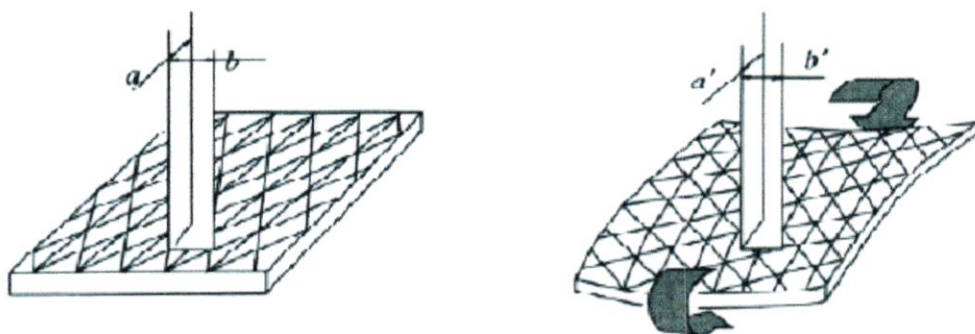


Figure 1.24 - Fraise pour les nids d'abeilles.

On peut aussi déformer le nid d'abeilles (fig.1.25). Il faut alors soigneusement le contraindre. En effet la déformation naturelle d'une telle structure est complexe. Par exemple, une plaque de nids d'abeilles en flexion cylindrique présente deux courbures inverses accusées.



$$a' > a \Rightarrow b' < b$$

Figure 1.25 - Déformation des nids d'abeilles.

La mise en forme est facilitée par la possibilité de sur expansion du nid d'abeilles, qui modifie l'allure des cellules hexagonales (fig.1.26).

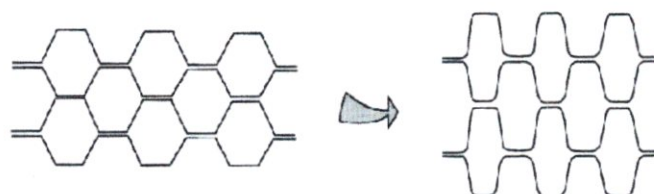


Figure 1.26 - Type de cellules des nids d'abeilles

Limites du galbe : R est le rayon du galbe, e l'épaisseur du feuilard constituant le nid d'abeilles (fig.1.27).

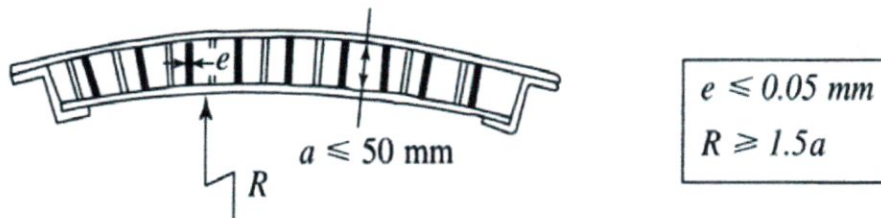


Figure 1.27 - Caractéristiques des nids d'abeilles.

Le nid d'abeilles dit « Nomex » (feuilles de polyamide) se forme à chaud.

Le schéma d'obtention d'une pièce sandwich est les suivant (fig.2.18).

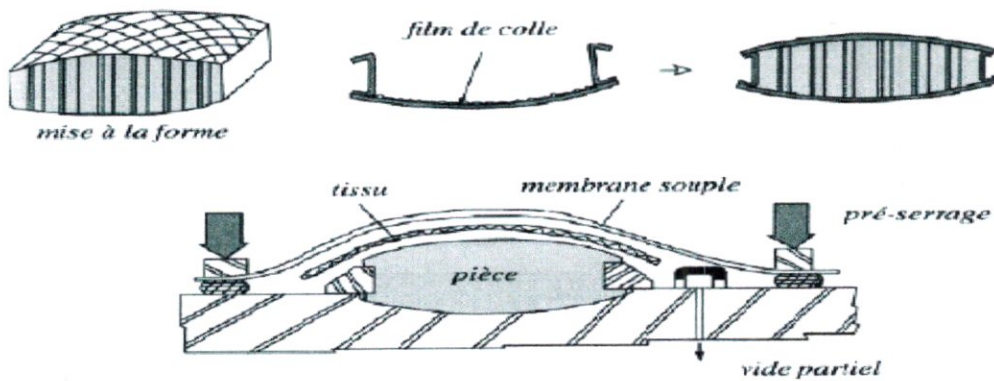


Figure 1.28 - Fabrication des pièces sandwichs.

Pour des sollicitations modérées (cloisons par exemple), il est possible de palier un panneau sandwich (fig.1.29) [Gay97].

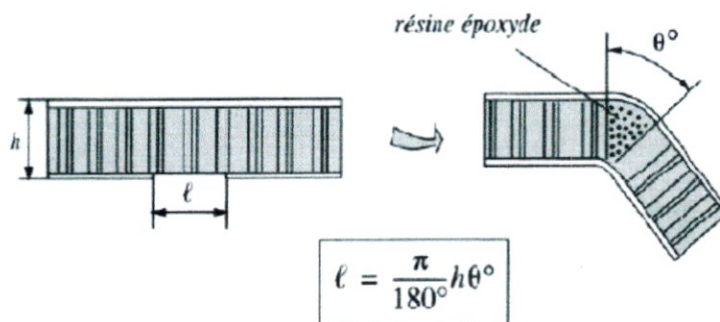


Figure 1.29 - Déformation d'un panneau sandwich.

1.6.6.3 L'insertion des pièces et ferrures d'attache

Elles ont pour rôle de transmettre des sollicitations relativement localisées.

Suivant l'intensité de ces dernières, il convient de les répartir sur un ou plusieurs inserts (fig.1.30).

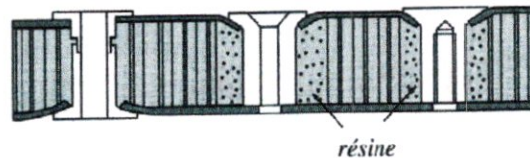


Figure 1.30 - Les inserts.

La résine de remplissage, de type époxyde, peut être allégée par incorporation de microballons phénoliques (masse volumique résultante 700 à 900 kg/m³ ; contrainte d'écrasement est de 35 Mpa) (fig.1.31) [Gay97].

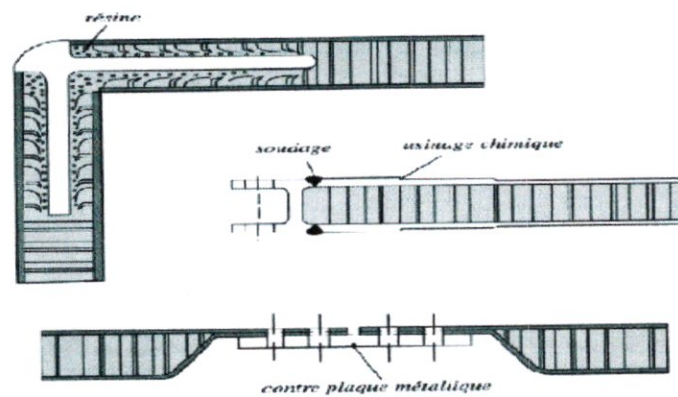


Figure 1.31 - Types d'assemblage des panneaux sandwichs.

1.6.6.4 La réparation (revêtements stratifiés) :

Pour les catégories de matériaux sandwichs « nids d'abeilles/stratifiés » la réparation de dégradations locales est relativement aisée ; elle consiste en un rapièçage des plis constituant le stratifié. Suivant le soin et la rapidité de l'intervention, la zone réparée prend les allures suivantes (fig.1.32) [Gay97].

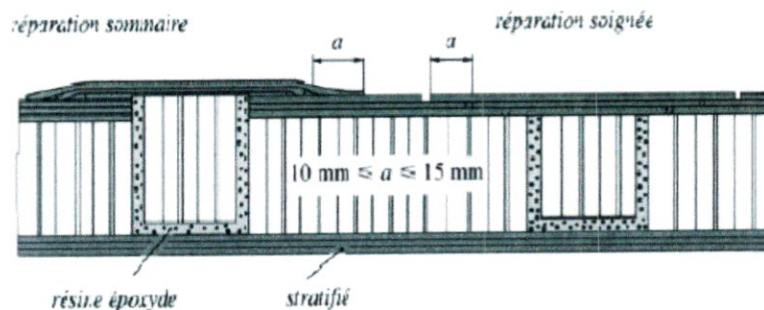


Figure 1.32 - Réparation des matériaux sandwichs.

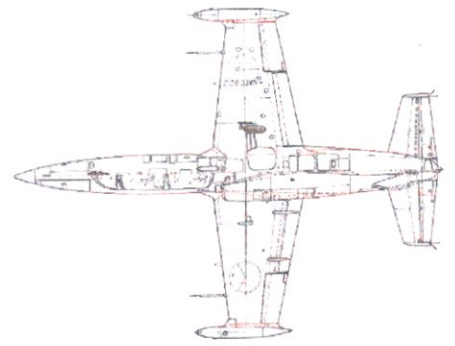
1.7 Conclusion :

Nous avons pris dans ce chapitre une idée globale sur les matériaux composites ainsi que les structures sandwichs.

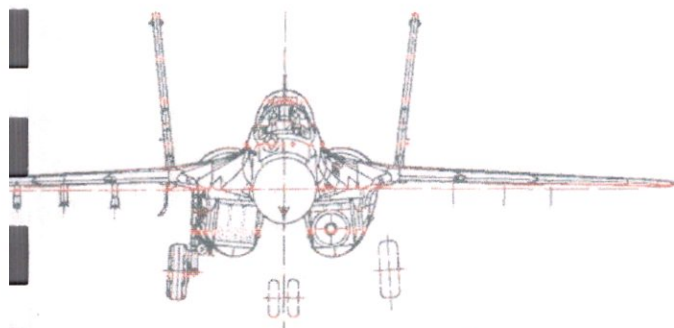
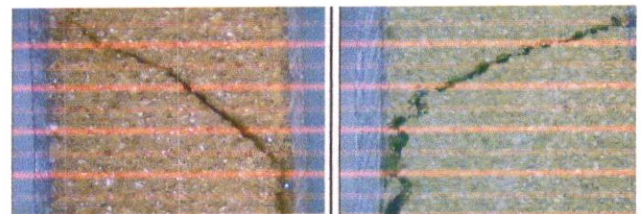
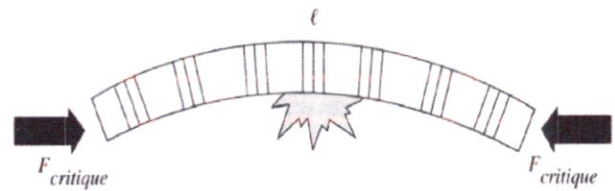
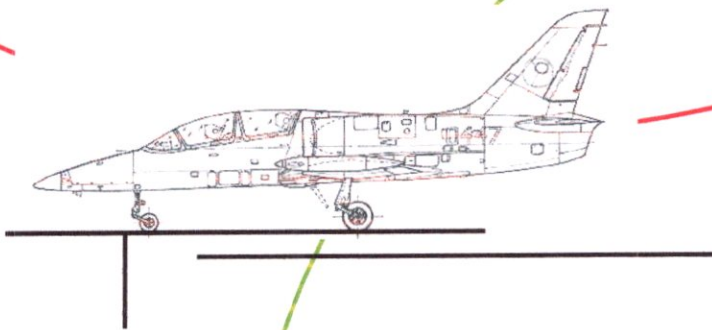
On a vu que l'intérêt et l'utilisation des composites provient de ses excellentes caractéristiques mécaniques et ergonomiques, sa durée de vie et sa sécurité. Bien que, leurs utilisations restent restreintes suite à leurs prix toujours très élevées.

Nous remarquons une nette croissance de l'utilisation de ces matériaux dans tous les domaines y compris l'aéronautique, ce dernier que nous allons aborder dans les chapitres suivants.

Chapitre 2 :



Comportement mécaniques et l'endommagement des structures sandwichs



2.1. Introduction sur les essais mécaniques sur les structures sandwichs :

En règle générale, tous les essais répondant à un cahier des charges pour une application particulière.

Pour les structures sandwichs, les essais suivants sont les plus représentatifs :

- flexion 3 points (test en flexion / cisaillement transverse suivant le rapport l/h).
- flexion 4 points (test en flexion / cisaillement transverse suivant le rapport l/h mais avec toujours la partie centrale en flexion pure).
- cisaillement dans le plan (test de la résistance au cisaillement τ_{xz} et de l'adhésion peau/âme en cisaillement).
- arrachement peau/âme (test de l'adhésion peau/âme).
- Test en écrasement de l'âme (résistance à la compression de l'âme).
- Test en flambement du sandwich (instabilité de la structure en flexion).

2.2. Flexion des poutres sandwichs ou stratifiée ($L \gg b$) sans prise en compte du cisaillement transverse :

L'étude bibliographique est faite sur des sandwichs et monolithiques (stratifiés) symétriques pour lesquels il y a absence de couplage flexion-membrane et présence du couplage flexion-torsion.

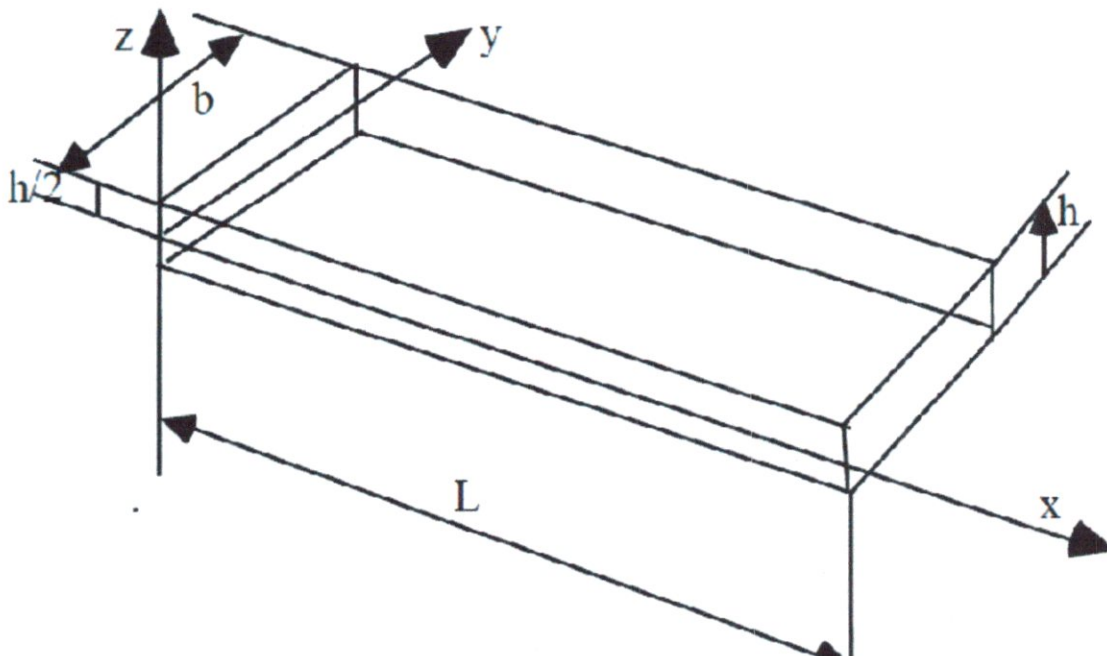


Figure 2.1 Dimensionnement d'une poutre sandwich.

2.2.1. Rappels sur la théorie classique des stratifiés :

2.2.1.1. Expression générale :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D^*_{11} & D^*_{12} & D^*_{16} \\ D^*_{12} & D^*_{22} & D^*_{26} \\ D^*_{16} & D^*_{26} & D^*_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Où les D^*_{ij} sont les éléments de la matrice inverse de $[D_{ij}]$.

La théorie des poutres fait l'hypothèse que dans le cas d'une flexion suivant l'axe x, les moments M_y et M_{xy} sont nuls.

On a la courbure :

$$k_x = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} = D^*_{11} M_x \quad (1.3)$$

La théorie des poutres fait l'hypothèse supplémentaire que la flèche ne dépend que de x :

$w_0 = w_0(x)$

Les courbures K_y et K_{xy} sont fonctions du moment M_x :

$$k_y = -\frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = D^*_{12} M_x \quad (1.4)$$

$$k_x = -2 \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} = D^*_{16} M_x \quad (1.5)$$

Ces relations montrent a priori que la flèche dépend de la variable y. Cet effet est assez important dans le cas d'éprouvettes de flexion de laboratoire, de forme plus proche d'une lame que d'une poutre. Ainsi le couplage flexion-torsion induit par les termes D^*_{12} et D^*_{16} dans les équations (1.4) et (1.5) tendent à produire un décollement partiel de la poutre sur ses supports. Toutefois le phénomène est négligeable dès l'instant où le rapport L/b est assez grand; quant aux matériaux antisymétriques étudiés ce couplage est inexistant. Il y a cependant un couplage flexion-membrane (B_{16} et B_{26}) qui reste tout de même peu perceptible.

L'équation (1.3) devient alors :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = -\frac{M}{EI} \quad (1.6)$$

Le module de flexion de la poutre s'écrit alors :

$$E_x = \frac{12}{h^3 D_{11}^*} \quad (1.7)$$

Le moment quadratique I de la section droite de la poutre par rapport au plan (x,y) :

$$I = I_{xy} = \frac{bh^3}{12} \quad (1.8)$$

Le moment M de flexion :

$$M = b \cdot M_x \quad (1.9)$$

(Rappel : M_x écrit par unité de largeur)

L'équation de flexion des poutres se réduit à :

$$\frac{d^2 M_x}{dx^2} + q = 0 \quad (1.10)$$

Par suite, on a par simplifications de la théorie des plaques, où q et Q correspondent aux efforts de cisaillement.

$$\begin{aligned} \frac{dM_x}{dx} &= Q_x \\ \frac{dM_x}{dx} &= Q \\ Q &= bQ_x \end{aligned} \quad (1.11)$$

On peut alors remonter aux contraintes dans chaque couche du stratifié :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx}^k \\ \sigma_{yy}^k \\ \sigma_{xy}^k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11}^{\prime k} & Q_{12}^{\prime k} & Q_{16}^{\prime k} \\ Q_{12}^{\prime k} & Q_{22}^{\prime k} & Q_{26}^{\prime k} \\ Q_{16}^{\prime k} & Q_{26}^{\prime k} & Q_{66}^{\prime k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} kx \\ ky \\ kxy \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

En notant, les coefficients de rigidité Q'_{ij} de la couche k, rapportés aux axes de la plaque. On remarque qu'il n'y a pas prise en compte de l'effet transverse σ_{xz} :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= z a_{xx}^k M/I \\ \sigma_{yy}^k &= z a_{yy}^k M/I \\ \sigma_{xy}^k &= z a_{xy}^k M/I \end{aligned} \quad (1.13)$$

$$\begin{aligned} a_{xx}^k &= (Q_{11}^k D_{11}^* + Q_{12}^k D_{12}^* + Q_{16}^k D_{16}^*) h^3/12 \\ a_{yy}^k &= (Q_{12}^k D_{11}^* + Q_{22}^k D_{12}^* + Q_{26}^k D_{16}^*) h^3/12 \\ a_{xy}^k &= (Q_{16}^k D_{11}^* + Q_{26}^k D_{12}^* + Q_{66}^k D_{16}^*) h^3/12 \end{aligned} \quad (1.14)$$

Les expressions précédentes des contraintes ne sont correctes qu'à une distance assez éloignée ($>h$) des bords de la poutre. En toute rigueur les résultats ne sont valables que pour un rapport b/h assez élevé.

NB: Pour $a_{xx}=1$ et $a_{yy}=a_{xy}=0$, on retrouve la théorie classique des poutres isotropes en matériau homogène.

La contrainte de cisaillement transverse dans les poutres se déduit d'une équation d'équilibre :

$$\sigma_{xz}^k = -(Q/2I) a_{xx}^k (z^2 + c_k) \quad (1.15)$$

Les constantes c_k dans chaque couche sont déterminées en annulant σ_{xz} sur les faces supérieure et inférieure, et en assurant la continuité de σ_{xz} entre chaque couche. Dans le cas d'un matériau homogène ($a_{xx}=1$), σ_{xz} pour $z=\pm h/2$, on a :

$$\sigma_{xz} = (3Q/2bh) * (1 - 4(z/h)^2) \quad (1.16)$$

La contrainte de cisaillement est maximale pour $z=0$:

$$\sigma_{xz}(z=0) = \tau_0 = 3Q/(2bh) \quad (1.17)$$

Pour les stratifiés le cisaillement s'écrit :

$$\sigma_{xz}^k = -a_{xx}^k \tau_0 (4(z/h)^2 + d_k) \quad (1.18)$$

Où d_k sont des constantes à déterminer en assurant la continuité de σ_{xz} dans l'épaisseur de la poutre.

2.2.2. Application à la flexion 4 points :

2.2.2.1 diagramme des efforts en flexion 4 points sur poutre :

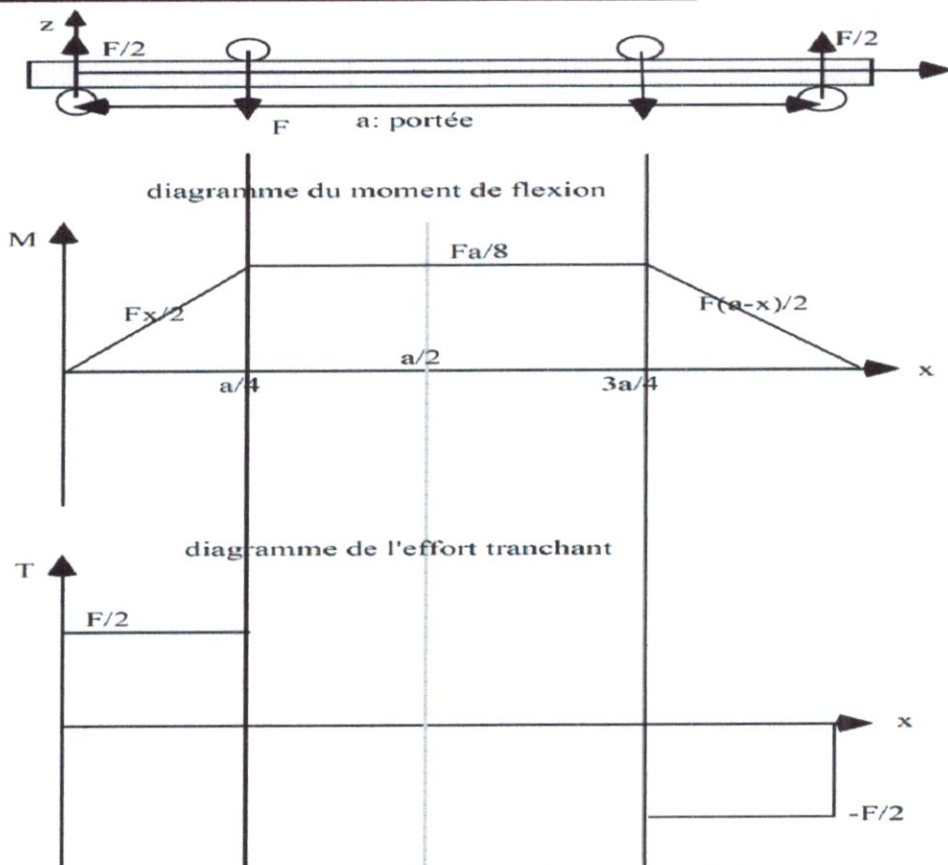


Figure 2.2 – diagramme du moment de flexion et de l'effort tranchant.

COMPORTEMENT MECANIQUE ET L'ENDOMMAGEMENT DES STRUCTURES
SANDWICHES

Ainsi dans le cadre de la flexion 4 points, la poutre présente deux zones "mécaniques", pour $0 < x < L/4$ et $3L/4 < x < L$ deux zones symétriques en couplage flexion-cisaillement, et pour $L/4 < x < 3L/4$ la zone médiane est en flexion pure.

La poutre est cette fois-ci chargée symétriquement par deux charges $P/2$. Par symétrie du problème on considère seulement une moitié de la poutre :

$$M = -P \cdot x/2 \quad 0 < x < L/4 \quad (1.19)$$

$$M = -PL/8 \quad L/4 < x < L/2 \quad (1.20)$$

En reportant ces expressions dans (1.6), il vient :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{d^2 w_1}{dx^2} = \frac{P_x}{2ExI} \quad 0 < x < L/4 \quad (1.21)$$

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{d^2 w_2}{dx^2} = \frac{PL}{8ExI} \quad L/4 < x < L/2 \quad (1.22)$$

On sépare l'expression de la flèche dans les deux zones mécaniques :

$$w_1 = w_0 \quad \text{pour} \quad 0 < x < L/4$$

$$w_2 = w_0 \quad \text{pour} \quad L/4 < x < L/2$$

Dans le cas simple des appuis simples, les conditions aux frontières pour $x=0$ sont :

$$M = w_1 = 0 \quad (1.23)$$

La pente de la déformée s'annule au centre de la poutre, soit pour $x=L/2$:

$$dw_2/dx = 0 \quad (1.24)$$

Il y a également continuité de la pente et de la flèche pour $x=L/4$:

$$w_1 = w_2 \quad \text{et} \quad dw_1/dx = dw_2/dx$$

L'intégration des équations (1.21) et (1.22) conduit à :

$$w_1 = -\frac{PL^2}{192ExI} x \left[9 - 16 \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right] \quad (1.25)$$

$$w_2 = -\frac{PL^3}{768ExI} x \left[1 - 48 \left(\frac{x}{L} \right) + 48 \left(\frac{x}{L} \right)^2 \right] \quad (1.26)$$

Ces expressions permettent de déterminer la flèche au point $x=L/4$ et au centre ($x=L/2$) :

$$w_q = \frac{PL^3}{96ExI} = \frac{PL^3}{96b} D_{11}^* \quad \text{pour} \quad x=L/4 \quad (1.27)$$

$$w_c = \frac{11PL^3}{768ExI} = \frac{11PL^3}{768b} D_{11}^* \quad \text{pour} \quad x=L/2 \quad (1.28)$$

COMPORTEMENT MECANIQUE ET L'ENDOMMAGEMENT DES STRUCTURES SANDWICHES

Le module de flexion de la poutre et le coefficient D_{11}^* sont :

$$E_x = PL^3/(96w_q I) = PL^3/(8bh^3 w_q) \quad (1.29)$$

$$E_x = 11PL^3/(768w_c I) = 11PL^3/(64bh^3 w_c) \quad (1.30)$$

$$D_{11}^* = 96bw_q/(PL^3) = 768bw_c/(PL^3) \quad (1.31)$$

NB : La rigidité connue "classiquement" D_{11} s'écrit alors :

$$D_{(11)} = E_x I = PL^3/(96w_q) = 11PL^3/(768w_c) \quad \text{et } D_{11}^* \text{ et l'inverse de cette rigidité.}$$

Les contraintes dans la couche k s'écrivent :

Pour $0 < x < L/4$:

$$\sigma_{xx}^k = -6 a_{xx}^k P^* x^* z / bh^3$$

$$\sigma_{yy}^k = -6 a_{yy}^k P^* x^* z / bh^3 \quad (1.32)$$

$$\sigma_{xy}^k = -6 a_{xy}^k P^* x^* z / bh^3$$

Pour $L/4 < x < L/2$:

$$\sigma_{xx}^k = -3 a_{xx}^k PL^* z / 2bh^3$$

$$\sigma_{yy}^k = -3 a_{yy}^k PL^* z / 2bh^3 \quad (1.33)$$

$$\sigma_{xy}^k = -3 a_{xy}^k PL^* z / 2bh^3$$

Il est intéressant de remarquer les contraintes maximales sont dans la partie $L/4 < x < L/2$, et elles sont indépendantes de x dans cet intervalle. Les contraintes maximales ne sont pas nécessairement atteintes sur les faces externes. Dans le cas d'une poutre homogène ($a_{xx}=1$), la contrainte normale s'écrit :

$$\sigma_{xx} = -3PL^* z / (2bh^3) \quad L/4 < x < L/2 \quad (1.34)$$

La contrainte de traction maximale est atteinte sur la face externe inférieure ($z=-h/2$) pour un matériau homogène :

$$\sigma_{xxmax} = 3PL/(4bh^2) \quad (1.35)$$

La contrainte dans la couche k d'une poutre en stratifié s'écrit donc :

$$\sigma_{xx}^k = -2a_{xx}^k \sigma_{xxmax}^* z/h \quad (1.36)$$

On prend en compte l'effort tranchant :

$$Q = -P/2 \quad 0 < x < L/4 \quad (1.37)$$

$$Q = 0 \quad L/4 < x < L/2 \quad (1.38)$$

La contrainte de cisaillement transverse est nulle pour $0 < x < L/4$, pour $L/4 < x < L/2$, elle est identique à la flexion 3 points :

$$\sigma_{xz}^k = -a_{xx}^k \tau_0 (4(z/h)^2 + dk)$$

avec $\tau_0 = -3P/(4bh)$

2.3. Flexion des poutres sandwichs :

2.3.1 Expressions générales :

La similitude de comportement entre les plaques sandwichs symétriques avec cisaillement transverse permet de transposer les résultats obtenus aux paragraphes précédents à la flexion des poutres sandwichs. Dans le cas de la flexion pure, l'équation constitutive des matériaux se réduit à :

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} Q_y \\ Q_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{44} & H_{45} \\ H_{45} & H_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \gamma_{yz}^0 \\ \gamma_{xz}^0 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Il y a cependant des différences essentielles entre les résultats établis précédemment, adaptés aux poutres monolithiques, et les poutres sandwichs, au niveau de la distribution des contraintes.

Berthelot considère alors pour illustrer cet aspect un sandwich symétrique constitués de deux peaux identiques dont les axes d'orthotropie sont parallèles aux axes x-y de la poutre et d'une âme dont les axes principaux 1-2 sont parallèles aux axes x-y. Les contraintes en membrane dans la couche k de la peau supérieure ou inférieure sont données par les relations suivantes :

$$\begin{aligned} \sigma_{xx}^k &= \pm Q_{11}^k \frac{h}{2} \frac{d\varphi_x}{dx} \\ \sigma_{yy}^k &= \pm Q_{12}^k \frac{h}{2} \frac{d\varphi_x}{dx} \\ \sigma_{xy}^k &= 0 \end{aligned} \quad (2.3)$$

La contrainte de cisaillement transverse s'écrit :

$$\sigma_{xz}^k = \pm Q_{11}^k D_{11}^* \frac{Ph}{4b} (z + c_k) \quad (2.4)$$

Les constantes c_k sont déterminées en annulant σ_{xz} sur les faces supérieure et inférieure et en assurant sa continuité entre chaque couche. La contrainte de cisaillement dans l'âme σ_{xz}^a est constante et est obtenue par continuité à l'interface peau/âme.

2.3.2. Critiques :

L'approche de Berthelot considère un cisaillement transverse dans les peaux, ce qui est souvent négligé dans la plupart des approches; cependant elle considère que la contrainte de cisaillement est constante dans l'âme, ce qui est simplificateur par rapport à la réalité expérimentale où l'on remarque bien un gradient de cisaillement dans l'âme.

2.3.3. Comparaisons entre la théorie des sandwiches et la théorie des plaques avec cisaillement transverse :

Berthelot continue son analyse pour le cas de la flexion 3 points sur poutre sandwich à peaux épaisses. Lorsque les peaux sont de faibles épaisseurs par rapport à l'âme, on considère qu'elles ne transmettent que des efforts membranaires; plus épaisses elles transmettent également l'effet transverse. Quant à l'âme elle est également sollicitée dans son plan et transversalement.

Il considère ici le cas d'une âme isotrope caractérisée seulement par son module d'Young E_a et son coefficient de poisson V_a , le module de cisaillement de l'âme se déduit par la relation :

$$G_a = E_a / (2 * (1 + V_a)) \tag{2.5}$$

Il compare les résultats obtenus à l'aide de la théorie du stratifié avec effet transverse et la théorie des sandwiches dans le cas de la flexion 3 points :

Pour le calcul de la flèche, il y a une différence de 30 % entre les deux théories.

En considérant le cas simple de la flexion engendrée seulement par M_x , sont calculées.

2.3.4. Les contraintes importantes σ_{xx} et σ_{xz} dans les peaux et l'âme à $x=L/2$:

a. Par la théorie du stratifié avec cisaillement transverse :

Pour les contraintes longitudinales :

Dans les peaux :

$$\sigma_{xx}^m = -2 a_{xx}^m \sigma_o \frac{z}{h_t} \tag{2.6}$$

Dans l'âme :

$$\sigma_{xx}^a = -2 a_{xx}^a \sigma_o \frac{z}{h_t}$$

Avec $ht=h+2h_1$ où h_1 est l'épaisseur des peaux

Avec $\sigma_o=3PL/(2bh^2)$

et $\tau_o=-3P/(4bh)$

Les contraintes de cisaillement sont données par :

Dans les peaux:

$$\sigma_{xz}^k = -a_{xx}^k \tau_o \left[4 \left(\frac{z}{h_t} \right)^2 + d_k \right] \tag{2.7}$$

Dans l'âme :

$$\sigma_{xz}^m = -a_{xx}^m \tau_0 \left[1 - 4 \left(\frac{z}{h_t} \right)^2 \right] \quad (2.8)$$

$$\sigma_{xz}^a = \sigma_{xz}^m(h/2) + a_{xx}^a \tau_0 \left(\frac{h}{h_t} \right) \left[1 - 4 \left(\frac{z}{h_t} \right)^2 \right] \quad (2.9)$$

b. Par la théorie du sandwich :

Pour les contraintes longitudinales :

Dans les peaux :

$$\sigma_{xx}^m = \pm \sigma_0 \frac{h h_t^2}{4b} D_{11}^{*s} Q_{11}^m \quad (2.10)$$

Dans l'âme :

Elles sont nulles.

Les contraintes de cisaillement sont données par :

Dans la peau inférieure, en tension :

$$\sigma_{xz}^m = \tau_0 \frac{1}{1 - \nu_{LTm}^2} \frac{h_t^2}{3(h+h_1)h_1} \left(1 + 2 \frac{z}{h_t} \right) \quad (2.11)$$

Dans l'âme, elle est constante :

$$\sigma_{xz}^a = \frac{2}{3} \frac{\tau_0}{1 - \nu_{LTm}^2} \frac{h_t}{h+h_1} \quad (2.12)$$

On présente par les schémas suivants la répartition des contraintes σ_{xx} et σ_{xz} dans l'épaisseur du sandwich (peaux et âme) suivant les théories. En pointillé est présentée la répartition de ces mêmes contraintes pour une poutre homogène :

2.3.5. Récapitulatif :

Pour une poutre sandwich symétrique chargée transversalement, en considérant la flèche ne dépendant que de x (rapport L/b élevé), le comportement est très proche de la théorie classique des poutres isotropes :

$$\frac{d^2 w_0}{dx^2} = \frac{M}{J_x} \quad (2.13)$$

Où J_x est la rigidité en flexion de la poutre dans la direction x :

$$J_x = E_x I = \frac{b}{D_{11}^*} \quad (2.14)$$

Dans le cas de stratifiés orthotropes symétriques, même antisymétriques (les couplages B_{ij} peuvent être négligés au vu de l'épaisseur du sandwich), le module de flexion et la rigidité en flexion s'expriment par :

$$E_x = \frac{12}{h^3} \left(D_{11} - \frac{D_{12}^2}{D_{22}} \right) \quad (2.15)$$

$$J_x = b \left(D_{11} - \frac{D_{12}^2}{D_{22}} \right)$$

Dans le cas où le terme D_{12}^2/D_{22} est négligeable devant D_{11} :

$$E_x = 12 \frac{D_{11}}{h^3} \quad (2.16)$$

$$J_x = b D_{11} = \frac{b}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) (Q'_{11})_k$$

Où les $(Q'_{ij})_k$ correspondent à la matrice de rigidité hors-taxes propres du pli .

2.4. Approche simple du comportement de la poutre sandwich :

2.4.1. Critiques :

- Comment relier une rigidité théorique à une rigidité expérimentale ?
 - Expérimentalement, le L/h choisi, ne permet plus de négliger le cisaillement transverse, on ne peut plus parler d'un cas de flexion pure. Ainsi la rigidité mesurée expérimentalement incorpore à la fois l'effet de flexion et de cisaillement et peut donc difficilement être rapprochée à une théorie.

- La rigidité déterminée théoriquement considère seulement la rigidité des peaux, comme si l'âme ne participait pas à l'effet de flexion.

- On rappelle les hypothèses fondamentales du comportement sandwich dans le cadre d'élasticité en faibles déformations:

1- L'épaisseur de l'âme est bien supérieure à celle des peaux : $h \gg h_1$.

2- Les déplacements de l'âme suivant x et y ne dépendent que de z .

3- Les déplacements suivant x et y dans les peaux sont uniformes.

4- Le déplacement transverse w est indépendant de la variable z : la déformation ϵ_{xx} est négligée.

5- L'âme ne transmet que les contraintes de cisaillement transverse σ_{xz} , σ_{yz} , les contraintes σ_{xx} , σ_{yy} , σ_{xy} et σ_{zz} sont négligées.

6- Les contraintes de cisaillement transverse sont négligées dans les peaux.

- L'âme Nida des sandwichs testés n'est pas orthotrope car les alvéoles hexagonales ont un sens longitudinal perpendiculaire au sens global des fibres rajoutant des difficultés supplémentaires à une approche déjà complexe.

Un matériau sandwich est donc constitué d'un matériau de faible masse volumique

(l'âme) sur lequel est collé deux plaques (les peaux). Pour schématiser, l'âme transmet par cisaillement les actions mécaniques d'une peau à l'autre.

2.4.2. Comportement "SANDWICH" simple :

$$D_f = E_f b (h^3 - c^3) / (12(1 - \nu_f)) \quad (2.17)$$

Où b est la largeur du sandwich, $h=c+2t$ son épaisseur totale, c l'épaisseur de l'âme et t celle de chacune des peaux.

E_f est le module de traction des peaux et ν_f son coefficient de poisson.

D_f , Rigidité à ne pas confondre avec un module de flexion E_x (en MPa), une rigidité D est alors équivalente à ce module E_x multiplié par l'inertie de la poutre $I = b h^3 / 12$ (b largeur, h épaisseur).

Considérant que les peaux ne travaillent qu'en flexion, elles ne sont soumises qu'à une contrainte en traction ou compression :

$$\sigma_f = \pm 2M / (bt(h+c)) \quad (2.18)$$

Où M est le moment de flexion, différent suivant les zones "mécaniques" dans le cas par exemple de la flexion 4 points.

L'âme ne travaille qu'en cisaillement, elle est sollicitée par la contrainte de cisaillement :

$$\tau = 2V / (b(h+c)) \quad (2.19)$$

où V est l'effort tranchant.

Ces résultats sont établis selon l'hypothèse que les que L/h est élevé et que les peaux sont assez fines.

L'approche de Gay [9] est encore plus simpliste :

Dans les peaux :

$$\sigma_f = \pm M / (t+c) \quad (2.20)$$

Dans l'âme :

$$\tau = V / c \quad (2.21)$$

Allen [10] est plus fin dans son analyse, tout en considérant cependant les peaux et l'âme comme des matériaux homogènes, c'est à dire sans prendre en compte la nature stratifiée des peaux.

La poutre est toujours considérée dans un cadre de flexion majoritaire par rapport au cisaillement transverse, soit pour L/h grand. L'équation constitutive en flexion est alors :

$$M / (EI) = -1/R$$

Où M est le moment de flexion, $1/R$ la courbure prise.

$E \cdot I$ est alors la rigidité du matériau; pour un "isotrope", E est le module d'élasticité classique et I l'inertie en flexion. Cependant pour un sandwich, il est plus judicieux de parler de "D" (équivalent au "EI"), rigidité en flexion du sandwich.

$$D = E_f \cdot bt^3 / 6 + E_f \cdot btd^2 / 2 + E_c \cdot bc^3 / 12 \quad (2.22)$$

Où E_f et E_c sont respectivement les module d'élasticité des peaux et de l'âme, $d = (h+c)/2$, (h l'épaisseur totale et c celle de l'âme) .

Dans le cas de la flexion 4 points, cette rigidité intrinsèque peut même être calculée expérimentalement :

$$1/D = -1/(M * R) = - 2\Delta/(M*AF^2) \quad (2.23)$$

Où dans le cas d'une déflexion faible $AF^2 = BF^2 = R^2 - (R - \Delta)^2$.

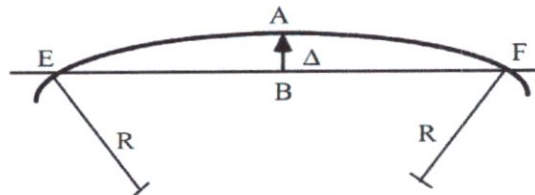


Figure 2.3 – la différence de flèche dans une flexion

Δ est alors la différence de flèche entre les pannes de chargement au niveau de E ou F et entre la flèche au milieu (A).

Les contraintes longitudinales dues à la flexion sont calculées dans les peaux mais également dans l'âme :

Dans les peaux :

$$\sigma_f = M * z * E_f / D \quad (2.24)$$

$c/2 < z < h/2$ et $-h/2 < z < -c/2$

z axe ascendant avec pour origine le plan médian de la poutre

Dans l'âme :

$$\sigma_c = M * z * E_c / D \quad (2.25)$$

$-c/2 < z < c/2$

La contrainte de cisaillement transverse est déterminée à travers toute la poutre, elle est cependant négligée dans les peaux et s'écrit dans l'âme par :

$$\tau = (Q/D) * (E_f t d/2 + E_c * (c^2/4 - z^2)/2) \quad (2.26)$$

Dans le cas où l'âme est faible, E_c est négligeable, le cisaillement s'écrit :

$$\tau = (Q/D) * (E_f t d/2) \quad (2.27)$$

Et dans le cas où les peaux sont peu épaisses et souples, on peut même écrire pour l'âme

$$\tau = Q/(bd) \quad (2.28)$$

Allen évoque alors le concept d'âme "antiplan" ou âme idéale pour laquelle les modules d'élasticité dans le plan (E_x, E_y) sont nuls, mais le module de cisaillement transverse de valeur finie.

2.4.3. la flexion 3 et 4 point sur les sandwichs :

Pour les sandwichs en flexion 4 points, des normes ont été consultées.

Norme : NF T 54-606 "Structures sandwich à base de plastiques, Essai de flexion".

Dans cette norme la rigidité de la poutre sandwich et le module de cisaillement ne peuvent être déterminées qu'en combinant les résultats expérimentaux tirés des flexions 3 et 4 points.

COMPORTEMENT MECANIQUE ET L'ENDOMMAGEMENT DES STRUCTURES SANDWICHS

Cependant les contraintes à rupture sont déterminées, toujours suivant l'idée simple que l'âme travaille en cisaillement et les peaux en flexion :

$$\tau = P/b(h+e_a) \text{ contrainte de cisaillement dans l'âme en MPa}$$

Si la rupture a lieu dans l'âme ou à l'interface âme/peau.

P est la charge à rupture en cisaillement.

h l'épaisseur totale du sandwich, b sa largeur.

e_a l'épaisseur de l'âme.

$$\sigma = P_2d/(4e_s(h+e_a)b) \text{ contrainte en flexion de la peau en MPa}$$

Si la rupture a lieu dans les peaux.

P_2 est la charge à rupture en flexion dans les peaux.

d distance entre appuis.

e_s correspond à l'épaisseur des peaux.

Pour faciliter les propriétés en cisaillement, le dimensionnement conseillé est $d/h=10$ et pour la flexion $d/h= 20$.

2.4.4. Norm: ASTM C 393-62:

"Standard Test method for Flexural Properties of Flat Sandwich Constructions". Norme reprise et détaillée par le "Military Standard : Sandwich constructions and core materials; general test methods" (MIL-STD-401B, sept. 1967) et l'article de Feichtinger [14] :

Dans cette norme la mesure des propriétés du sandwich passe par la connaissance ou l'estimation des résistances en traction pour la peau (F), en cisaillement pour l'âme (S). On se place dans des conditions de cisaillement majoritaire pour $a/f < 4F/S$ (a est la portée de la poutre et f l'épaisseur des peaux) . Les contraintes sont alors déterminées de manière suivante.

Dans l'âme :

$$\tau = [P/(h+c)b]^k \text{ où } k=1-e^{-B} \quad B=a(c+f)/8f \text{ (finir formule)}$$

où c épaisseur de l'âme, f celle des peaux

G le module de cisaillement de l'âme et E le module de traction des peaux.

Dans les peaux :

$$\sigma = Pa/4f(h+c)b$$

Comme dans la norme NF T 54-606, la rigidité en flexion et le module de cisaillement sont déterminés par combinaison des flexions 3 et 4 points; cependant en considérant que l'âme ne participe pas à la flexion, la rigidité s'exprime par :

$$D= E(h^3-c^3)b/12 \text{ en N.mm}^4$$

2.5. L'endommagement des structures sandwichs :

2.5.1. Les structures sandwichs se détériorent par flambement :

Le chargement en compression de tout ou partie d'une structure sandwich est limité par des valeurs dites critiques des charges appliquées, à partir desquelles les déformations croissent de façon importante et incontrôlable. On dit qu'il y a flambement de la structure.

Suivant le type de sollicitation, on distingue différents flambements qui peuvent être globaux ou locaux [Gay97].

2.5.1.1. Flambement de l'ensemble :

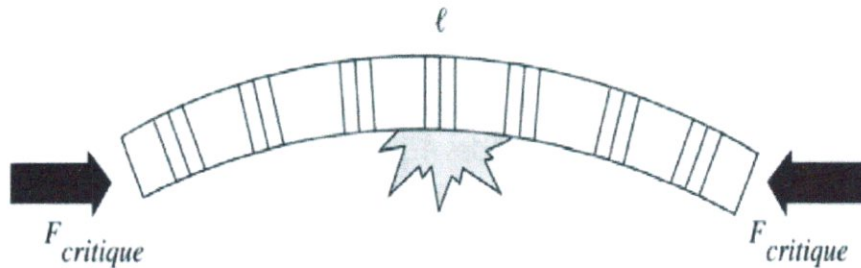


Figure 2.4 – Flambement d’une poutre sandwich.

Suivant l’allure de la déformée de la structure, la force critique F_c est donnée par la relation ci-dessous (fig.2.5) [Gay97]:

$$F_{cr} = K \frac{\pi^2 EI}{l^2 + \pi^2 \frac{EI}{GS} K k} \tag{3.1}$$



Figure 2.5 – Différentes déformations de la poutre.

2.5.1.2. Flambement local des revêtements :

Les revêtements sont sujets aussi au flambement du fait de la faible résistance mécanique de cœur ; suivant la sollicitation, on peut rencontrer les allures déformées schématisées ci-après (fig.2.6). La contrainte de compression critique dans les revêtements est indiquée plus bas. ν_c représente le coefficient de Poisson du cœur [Gay97].

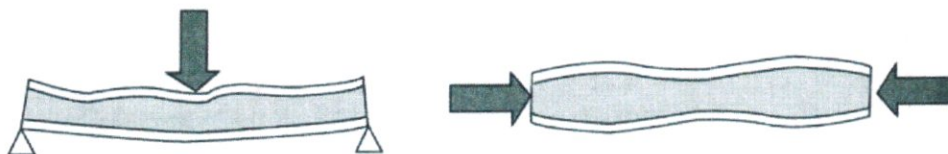


Figure 2.6 – Flambement local de la poutre sandwich.

Contrainte critique de flambement local dans la peau :

$$\sigma_{cr} = a \times (E_p \times E_c^2)^{1/3} \quad (3.2)$$

$$a = 3[12(3 - \nu_c^2)(1 + \nu_c)^2]^{-1/3} \quad (3.3)$$

Endommagement localisé par flambement du revêtement (fig.2.7) [Gay97].

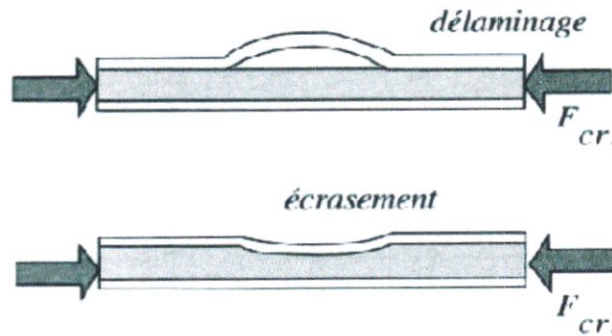


Figure 2.7 – Endommagement de la poutre par flambement.

$$F_{cr} = 1,46e_p \times E_p \times \left(\frac{E_c e_p}{E_p e_c}\right)^{1/2} \quad (3.4)$$

2.5.2.3. Autres types d'endommagement :

Le poinçonnement (fig.2.8), c'est-à-dire l'écrasement du matériau constituant le cœur au droit de l'application d'un effort concentré.

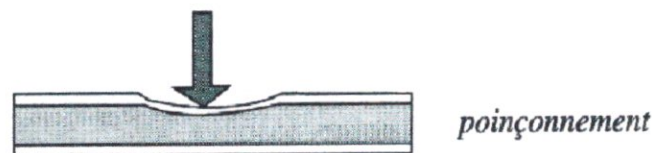


Figure 2.8 – Le poinçonnement de la poutre.

La rupture en compression (fig.2.9) : il faut noter que dans ce cas, la faible tenue en compression de la fibre de kevlar entraîne une résistance environ deux fois moindre des panneaux sandwichs en compression, par comparaison avec des revêtements analogues à base de fibre de verre [Gay97].

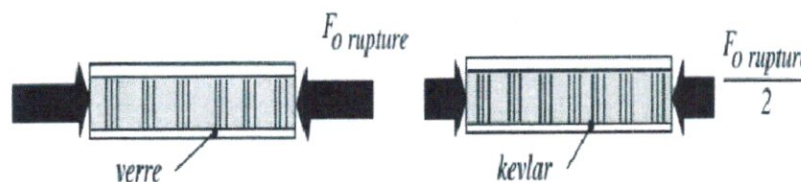
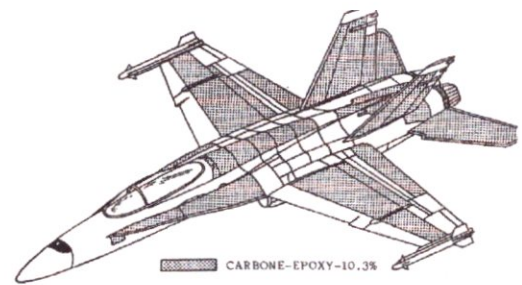


Figure 2.9 – Rupture de la poutre par compression.

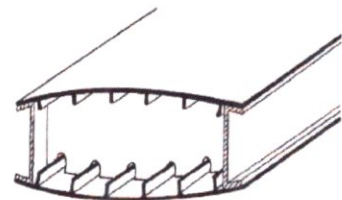
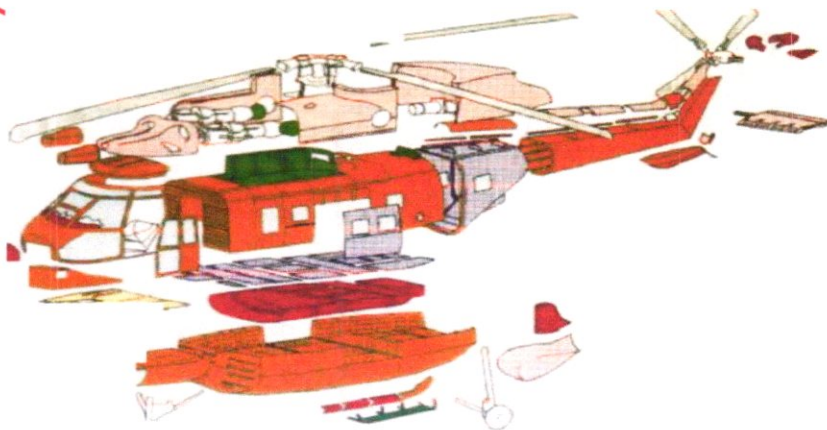
2.7. Conclusion :

L'objectif de ce travail était d'analyser le comportement mécanique des matériaux sandwichs et leur fatigue. L'étude bibliographique est faite sur des sandwichs et monolithiques (stratifiés) symétriques pour lesquels il y a absence de couplage flexion-membrane et présence du couplage flexion-torsion, l'essai de flexion poutre sandwich et le module de cisaillement ont été déterminés par des résultats analytiques tirés de la flexion à 4 points. Cependant les contraintes à la rupture sont déterminées, toujours suivant l'idée simple que l'âme travaille en cisaillement et les peaux en flexion ensuite l'analyse d'endommagement qui a été observée a montré l'importance du phénomène de décohésion entre la peau et l'âme au voisinage de l'appui central entraînant la rupture du sandwich et l'influence de la densité de l'âme sur la résistance à la fatigue des matériaux sandwichs qui a été mise en évidence par l'établissement d'un critère de durée de vie à partir des courbes d'endurances.

Chapitre 3 :



Applications structurales en aéronautique et technologies associées



3.1. Introduction :

Le premier vol d'un avion muni en série d'une structure travaillante en matériau composite s'est déroulé en décembre 1970. Il s'agissait alors de l'avion naval de combat américain F14 de GRUMMAN, et l'élément de structure en question était le caisson de l'empennage horizontal en fibres de bore. Quinze ans plus tard, plus aucun avion qu'il soit de combat ou de transport n'est conçu sans que l'ensemble de ses surfaces mobiles (gouvernes, ailerons, volets etc..) ne soit en composite, et plus aucun nouvel hélicoptère n'a des pales métalliques.

Il faut ajouter à cela des applications à des structures primaires telles que l'empennage des nouveaux avions de la famille AIRBUS et, si on l'exprime en surface, l'essentiel de la structure des avions de combat futurs (ex.: démonstrateurs RAFALE A et E.A.P).

Par rapport à la solution métallique traditionnelle, la solution composite permet des gains de masse de 15 à 25% sur l'élément de structure concerné. Comparés aux gains obtenus avec les deux autres innovations technologiques majeures en matière de structure aéronautique, soient la construction sandwich (9 à 10%) et l'usinage intégral (4%), nous sommes en présence de la plus grande évolution technologique depuis l'avènement des alliages légers dans les années 30.

De tels chiffres pourraient à eux seuls expliquer l'important succès des composites, mais l'analyse est en fait beaucoup plus complexe. A ce stade, il est en effet nécessaire de faire intervenir un paramètre important qui est le taux d'échange, c'est-à-dire la somme supplémentaire que l'on est prêt à dépenser pour gagner un kilogramme de structure. Ce taux est facilement chiffrable pour l'aéronautique commerciale car ce kilogramme peut être directement affecté à la charge marchande, mais sa détermination est beaucoup plus subjective pour les appareils militaires.

Si l'on tient compte du prix plus élevé des matières premières, d'un coût de l'assurance qualité plus important qu'avec les métalliques et de procédures de qualification jusqu'ici plus complexes, les taux d'échange étaient jusqu'à ces dernières années insuffisamment élevés pour justifier à eux seuls l'adoption des composites. C'est donc d'une part la volonté de démontrer que l'on maîtrise au mieux une technologie de pointe dans un secteur très concurrentiel, et d'autre part la perspective à court terme d'un abaissement des coûts (au travers du prix des matières premières et de la réduction des temps de fabrication et de contrôle), qui expliquent ce succès.

Présenter la liste exhaustive des différentes applications de composites réalisées jusqu'à ce jour dans le monde, ne fait pas partie des objectifs de cet ouvrage. Aussi, ne seront développées dans les pages suivantes que les étapes clés, en se référant principalement aux réalisations françaises et européennes, et en portant l'accent sur les différents principes constructifs adoptés [J.Rou].

3.2. Applications aux structures d'avions :

3.2.1. Historique, et situation actuelle :

Comme il a été dit dans le paragraphe précédent, le premier exemple d'un avion muni en série d'une structure travaillant en composite est le F14 de GRUMMAN (fig.3.1).

Toujours aux Etats-Unis, l'introduction des composites dans les avions militaires s'est poursuivie avec le F15 de Me DONNEL-DOUGLAS (caisson d'empennage horizontal et de dérive en bore-époxy), le F16 de GENERAL DYNAMICS (empennage en carbone-époxy) puis le F18, où pour la première fois les panneaux de voilure ont été réalisés en carbone (fig.3.2) [J.Rou].

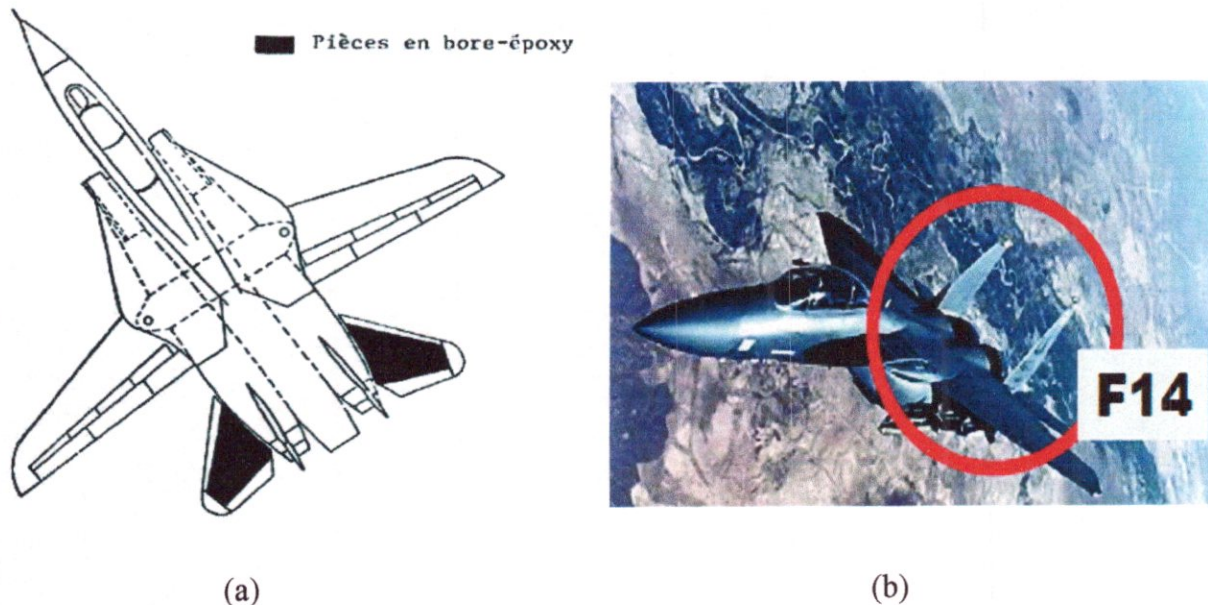


Figure 3.1 - F14 de GRUMMAN [4] .

Le premier vol du F18 construit par Me DONNEL-DOUGLAS et NORTHROP a eu lieu en novembre 1978.

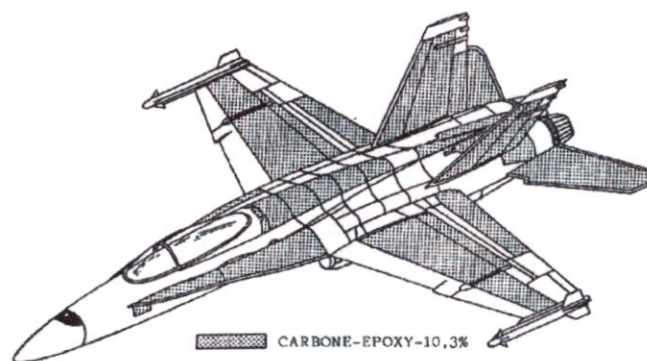


Figure 3.2 - F18 de M.D.D et NORTHROP.

Le premier avion français directement conçu avec des éléments de structure en composite est le Mirage 2000 (fig.3.3).

L'élément principal est le caisson de dérive, structure primaire étudiée et réalisée par l'AEROSPATIALE.

Pour cet avion dont le premier vol a eu lieu en mars 1978, le pourcentage de composite seul par rapport à la masse de la cellule non équipée est de 6,5%.

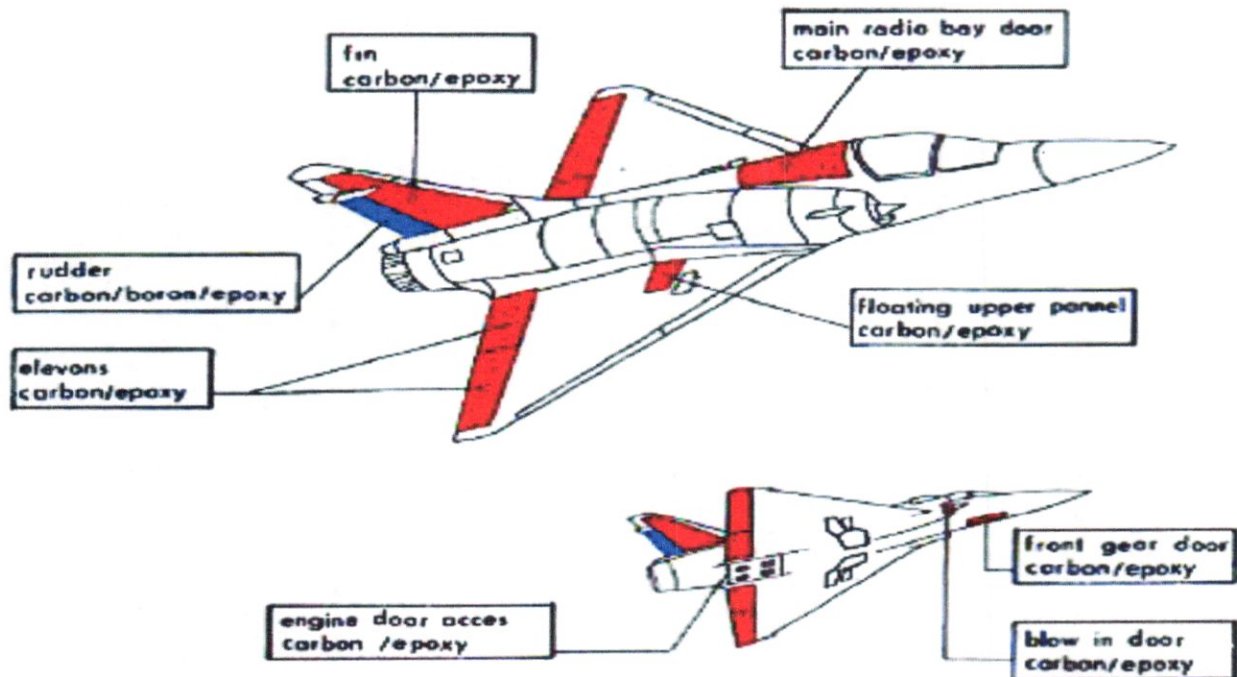


Figure 3.3 - Eléments de structure en composite sur le M2000 [4].

Cette application série faisait suite à la réalisation, depuis 1970, d'un certain nombre de pièces prototypes, dont les plus significatives sont listées ci-après :

- portes de soute radio du CORVETTE
- trappes de trains CONCORDE
- élévons internes CONCORDE
- saumons de voilure CONCORDE
- gouvernail de direction Mirage III
- empennage horizontal Mirage F1

L'extension des composites à des structures plus sollicitées mécaniquement et de plus grandes dimensions, telles que des empennages d'avions de transport ou des voilures d'avions de combat ne pouvait être directement envisagée sans que ne soit entrepris au préalable un développement exploratoire permettant d'en démontrer la faisabilité, et d'acquérir la technologie nécessaire.

Ce développement exploratoire intitulé "V10F", a eu pour thème l'étude, la réalisation et la certification d'une voilure en carbone pour l'avion d'affaire FALCON 10. Soutenue par le STPA/Ma, cette opération réalisée par les AMD/BA et l'AEROSPATIALE titulaires conjoints et solidaire du marché, s'est déroulée de 1979 à 1985. Cet élément de structure

représenté (fig.3.4) a satisfait aux différents essais exigés par la certification, et une voilure entière est actuellement montée sur avion pour suivi en service [J.Rou].

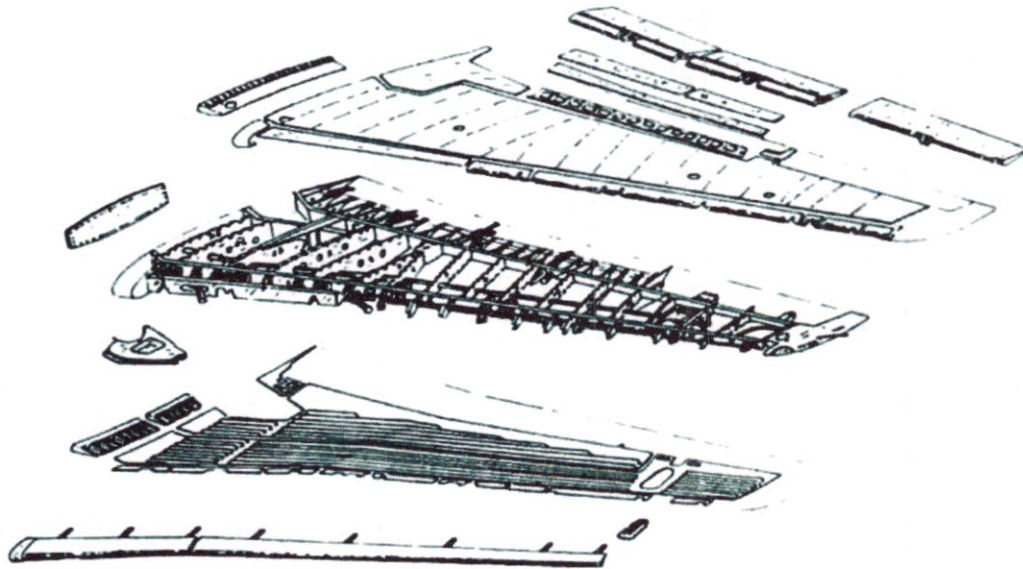


Figure 3.4 - Voilure en carbone pour l'avion FALCON 10.

Les retombées directes de l'opération V10F sont pour l'AEROSPATIALE la réalisation des voilures extrêmes de l'ATR 72 (fig.3.5) dont la certification est prévue en 1 989, et pour les AMD/BA, une grande partie de la structure du RAFALE A (fig.3.6) [J.Rou].

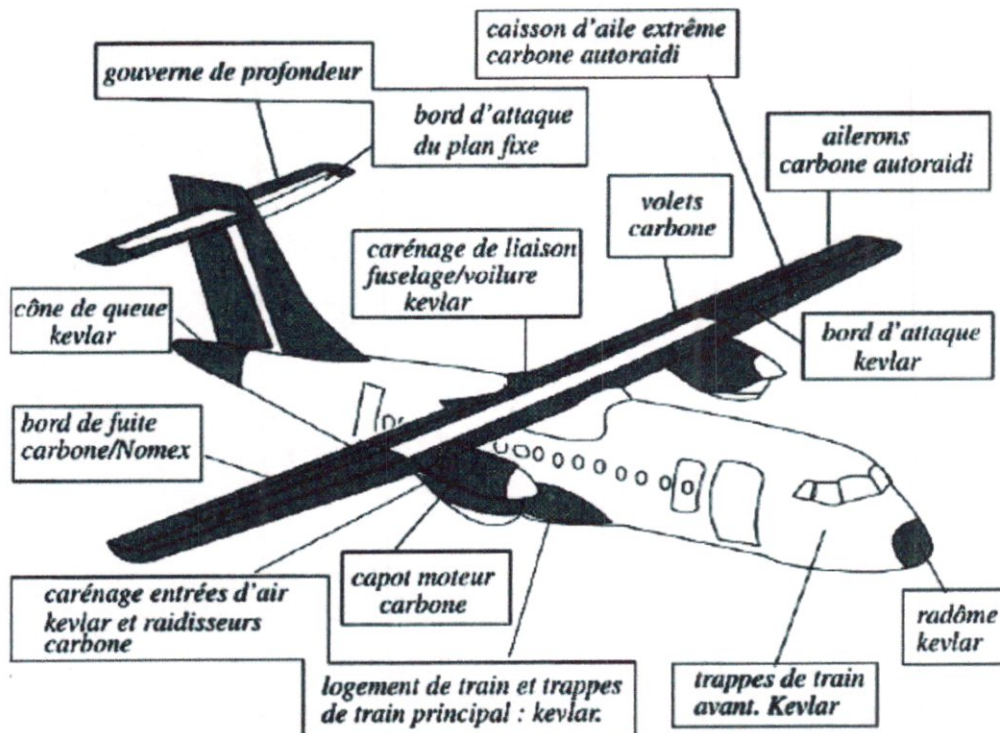


Figure 3.5 - Voilure extrême de l'ATR 72 en composites [Gay97].

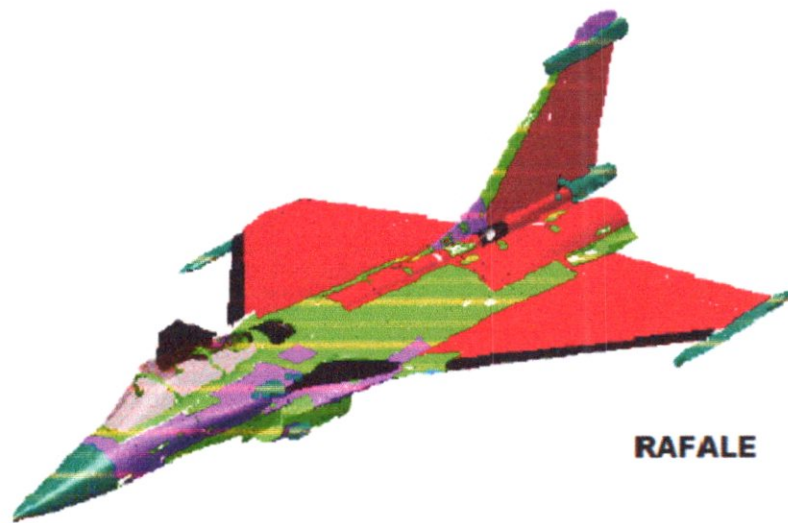


Figure 3.6 - RAFALE A en composites [4].

- Composite carbone/époxy.
- Composites thermoplastique et autres.
- Alliages d'Aluminium.
- Alliages de Titane

Par rapport à la masse de la cellule non équipée, le pourcentage de composite sur le RAFALE A est de 25%.

La figure (3.7) illustre l'utilisation extensive des composites sur l'AIRBUS A320 dont la certification est prévue début 88[J.Rou].

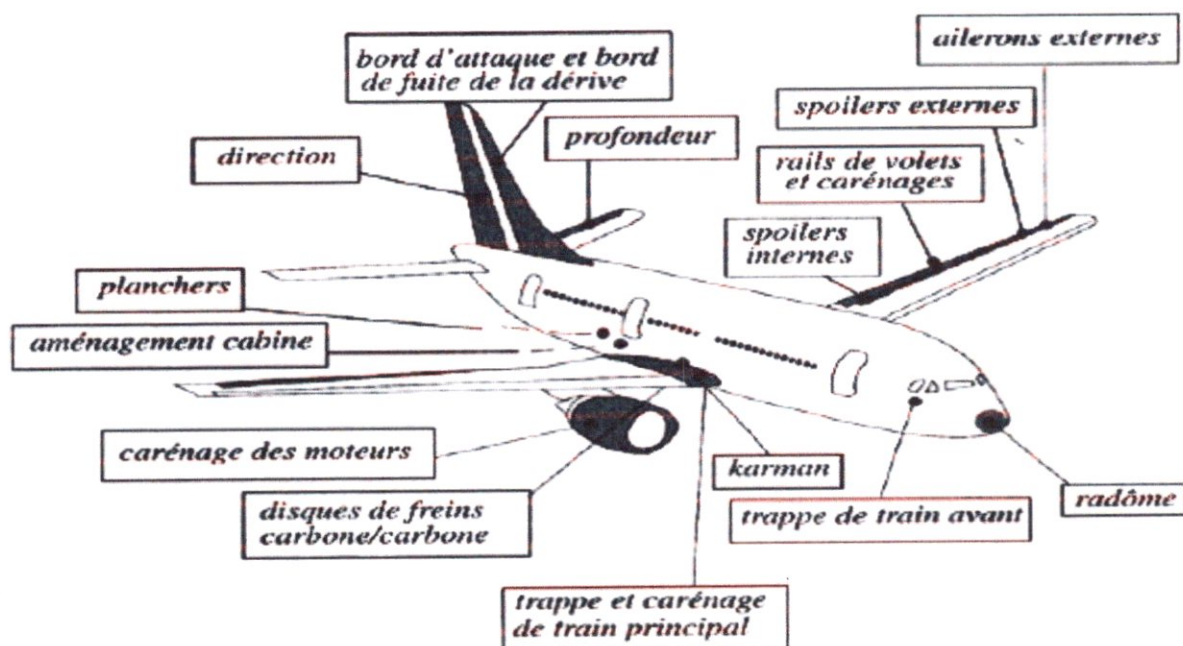


Figure 3.7 - Utilisation des composites sur l'A320 [Gay97].

Outre l'ensemble des surfaces mobiles, les composites ont été également introduits pour les éléments de structure primaire de l'A320 qui sont la dérive et l'empennage horizontal.

3.2.2. Autre exemples d'application :

3.2.2.1 Les avions légers :

Les nouvelles générations de ces appareils associent :

- Une large utilisation des matériaux composites.
- Une rénovation des solutions aérodynamiques.
- Les gains de masse utile, de rayon d'action, de vitesse de croisière, dus à l'utilisation des composites sont amplifiés de façon sensible sur ces types d'aéronefs.

Exemple 1 : appareils à hélice propulsive :

Le principe en est illustré ci-après (fig.3.8).

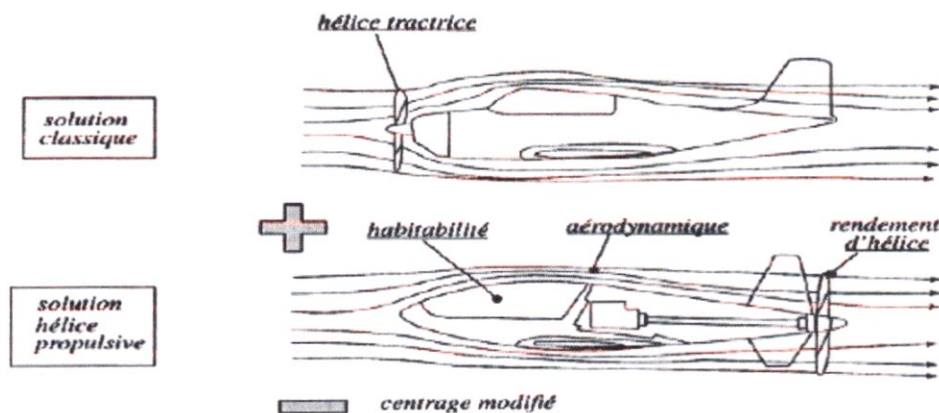


Figure 3.8 - Utilisation des composites sur avion à hélice.

La modification du « centrage », du fait du déplacement du moteur, nécessite un arbre d'hélice long, avec une aile déportée vers l'arrière. On peut citer:

Starship Beech (USA) :

L'avion Starship exécutif à turbopropulseur avec une structure tout-composite (figure 3.9) fournit une illustration complémentaire de la mise en oeuvre de matériaux composites. La structure est une construction en sandwich avec peaux en carbone/époxy et nid d'abeilles en Nomex ; les ailes ont un nid d'abeilles et un bord d'attaque en titane [Cla05].

- Structure en carbone/époxyde.
- Masse de la voilure : 800 kg (gain de 35 % par rapport à une solution métallique).
- La masse de composites avoisine les 70 % de la masse de la structure.

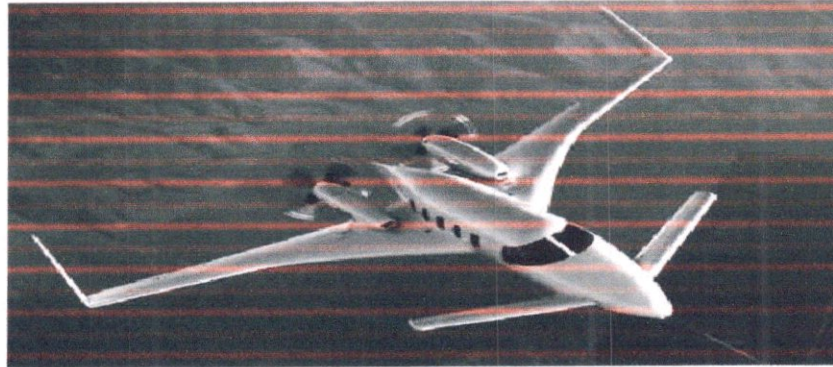


Figure 3.9 - L'avion Starship exécutif (Beechcraft).

Exemple 2 : les planeurs modernes :

Ils sont entièrement réalisés en matériaux composites. Sur la figure ci-après (fig.3.10) on voit un planeur en verre/époxyde :

Planeur biplace Marianne Centrair (FRA) [Gay97].

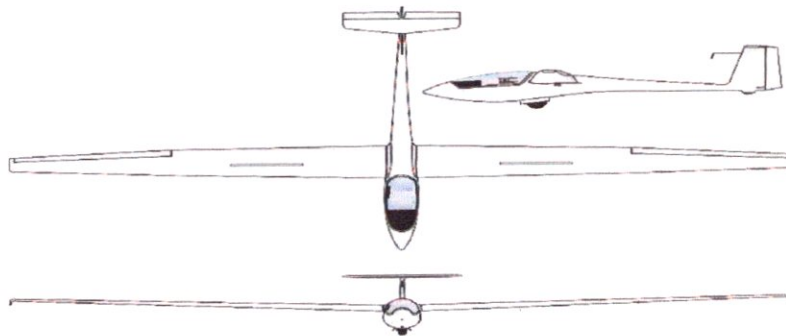


Figure 3.10 - Planeur en matériaux composites.

Exemples 3 : Le Phantom :

Corvus Aircraft utilise les dernières techniques appliquées aux matériaux composites dans l'industrie spatiale et aéronautique. Les matériaux utilisés sont les fibres de Kevlar et de carbone en tissu pré-imprégnés, ce qui permet d'obtenir la proportion optimale résine époxy-fibre. Les structures sont réalisées en double peau sandwich constituées de nid d'abeille en Nomex. La structure est ensuite polymérisée à 120°C en autoclave, ce qui lui confère une résistance structurale extrêmement élevée pour une densité faible et également des caractéristiques mécaniques qui n'évoluent pas selon la température ambiante: le Phantom peut aussi être peint dans des nuances foncées sans risque pour la structure en cas d'exposition au soleil (fig 1.11) [5].



Figure 3.11 – l'avion phantom.

3.2.2.1 Les avions de combat :

On assiste aussi pour ce type d'appareil à un remplacement progressif des éléments métalliques par des éléments composites. En plus des caractéristiques spécifiques déjà citées pour les gros appareils, les pièces composites doivent assurer ici les rigidités nécessaires à la voilure pour conserver l'efficacité des commandes dans un domaine de vol plus vaste que celui des gros porteurs.

- Pour la génération à commandes de vol électriques, l'utilisation des composites autorise une évolution des formes aérodynamiques pour une meilleure manœuvrabilité.
- Dans un proche avenir, 25 à 40 % de la structure des avions de combat seront en matériaux composites [6].

Exemple 1 : avion européen Alphajet (fig.3.12) :

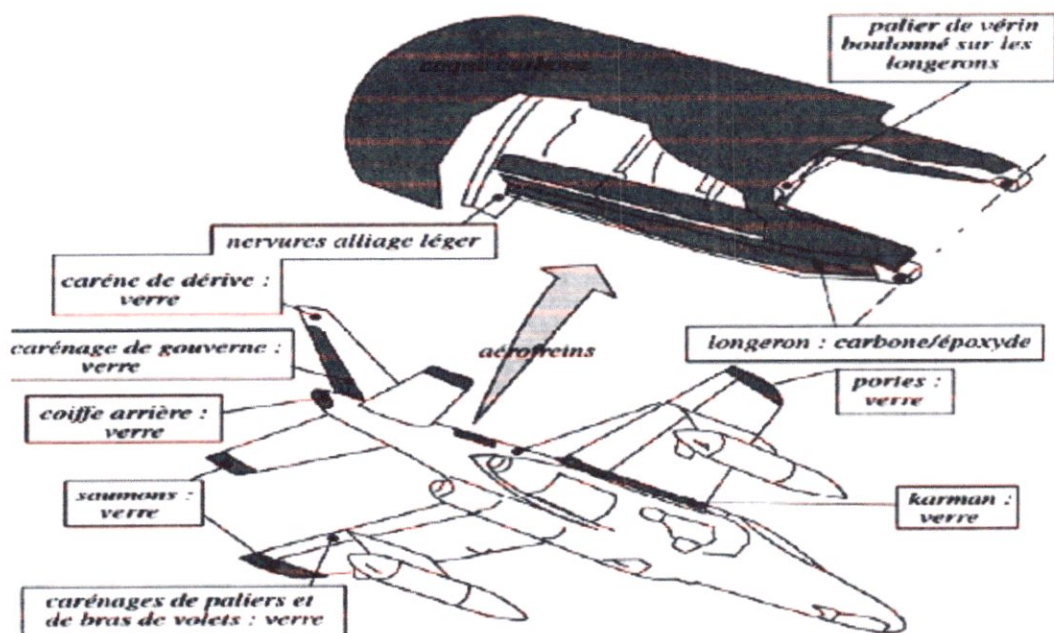


Figure 3.12 - Eléments composites sur l'avion Alphajet.

3.2.3. Principes technologiques :

Un élément de structure d'avion en composite peut être globalement considéré comme étant constitué d'un caisson en composite, muni de différentes ferrures d'attache généralement métalliques [J.Rou].

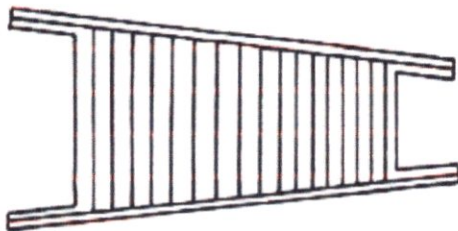
3.2.3.1 - Technologie des caissons :

La technologie des caissons varie suivant les différents paramètres que sont :

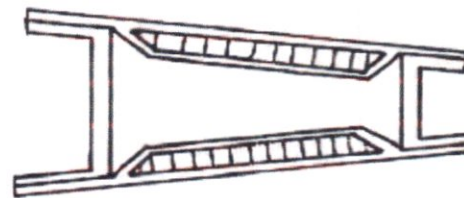
- la nature et le niveau des sollicitations
- l'épaisseur du profil
- la nécessité ou non de contenir des équipements, ou du carburant.

On trouve des technologies sandwiches (fig.3.13) :

- à nid d'abeille traversant, ex. : surfaces mobiles et dérive M2000, ailerons F50, ailerons F1, spoilers A310 et A320
- à peaux sandwiches, ex. : volets hypersustentateurs ATR42, gouvernail de direction A310, surfaces mobiles de l'empennage A320.



Nid d'abeille traversant



peaux sandwiches

Figure 3.13 - Technologies sandwiches.

Et des technologies monolithiques (fig.3.14) :

- avec raidisseurs en U, ex. : VIOF, voilure extrême ATR72
- avec raidisseurs en I, ex. : Dérive A310/300, dérive et empennage A320
- avec raidisseurs en to, ex. : Baquet pilote F16.

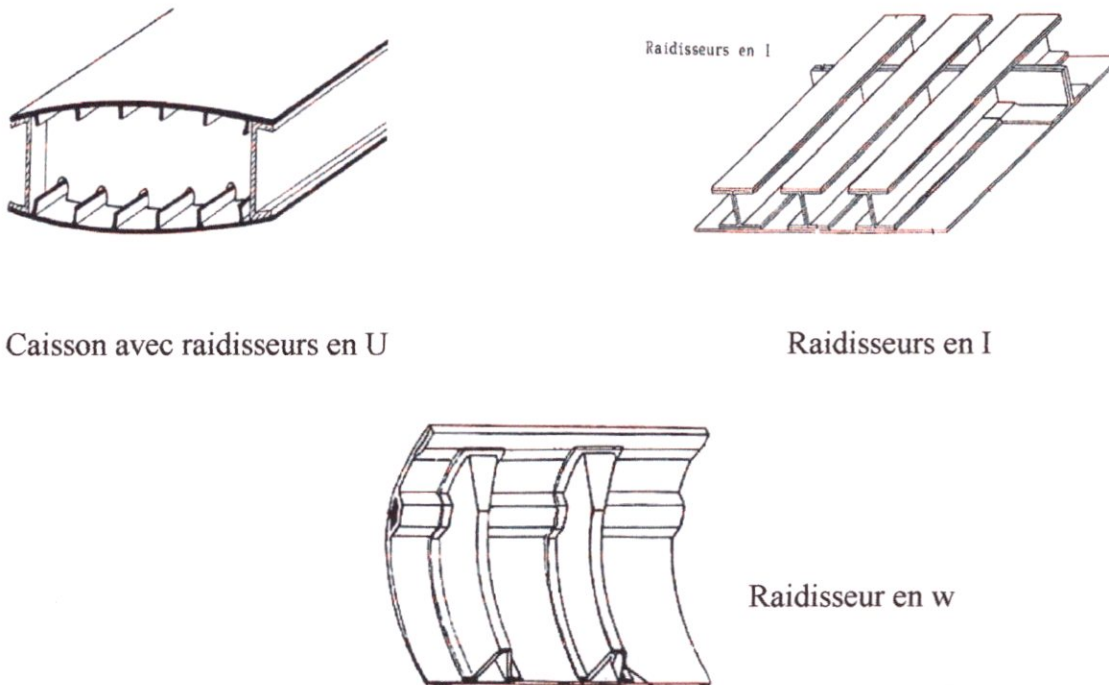


Figure 3.14 : Technologies monolithiques.

Pour compléter ces exemples, il faut ajouter les caissons multi longerons avec peaux lisses (voilure F18), et les caissons avec nervures intégrées.

3.2.3.2. Technologie des liaisons :

La liaison des caissons au reste de la structure de l'avion peut être effectuée directement par l'intermédiaire de chapes et de tend intégrés aux peaux en carbone. Ce principe (fig.3.15) a été adopté pour les dérives des A310/300 et des A320.

Afin de pouvoir passer convenablement les charges, la peau e renforcée localement par intégration d'une pyramide de plis supplémentaires [J.Rou].

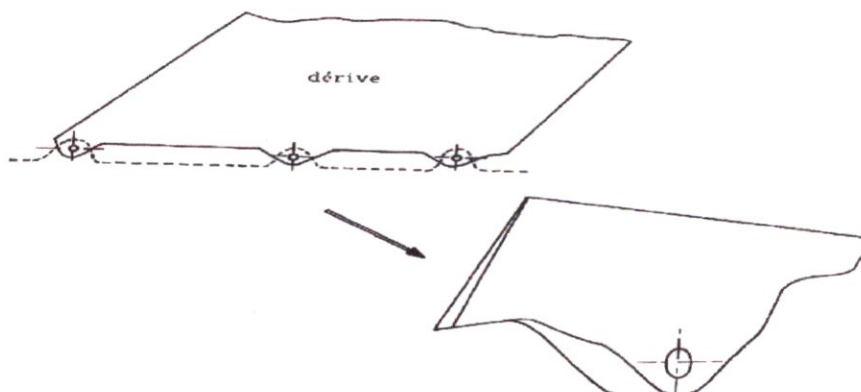


Figure 3.15 - Technologie des liaisons.

Plus généralement on utilise des ferrures métalliques auxquelles on est relié par des fixations mécaniques (fig. 3.16) :

- directement sur la peau en carbone surépaissie localement à cet effet (ex.: V10F, voilure extrême ATR72, empennage A320) par l'intermédiaire d'un insert en titane (ex.: empennages F14, F15, F18, dérive M2000).

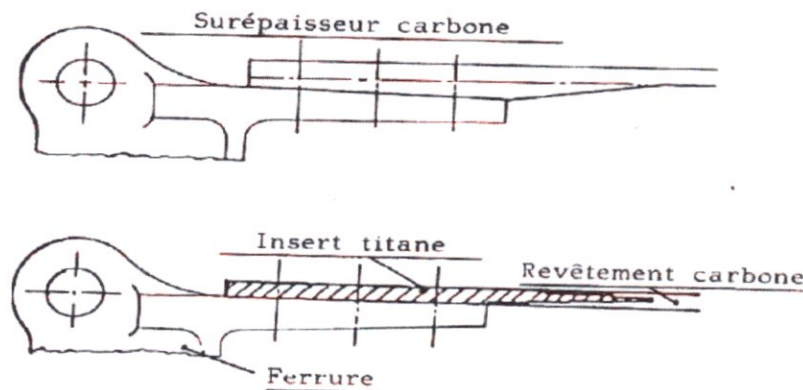


Figure 3.16 – Les fixations mécaniques.

3.3. Applications aux hélicoptères :

Comparées aux avions, les applications de matériaux composites dans les hélicoptères sont beaucoup plus diversifiées. Elles concernent en effet les trois domaines très différents du point de vue technologique que sont :

- les moyeux non articulés
- les pales
- les cellules

Et en termes de gain de performances, c'est sur ce type d'aéronef qu'ont été obtenus les résultats les plus spectaculaires.

L'industrie française, en particulier l'AEROSPATIALE, ayant eu une position très novatrice dans ce domaine, c'est de ses réalisations que seront tirés les différents exemples d'application cités ci-après [J.Rou].

3.3.1. Applications aux moyeux :

Les pales d'hélicoptère sont le siège de trois modes de vibration : en battement, en traînée, et en incidence (fig.3.17).

Le moyeu rotor principal doit reprendre les différents moments générés par ces vibrations. La solution technologique utilisée à l'origine fut le moyeu entièrement articulé où chacun de ces modes de vibration est repris par un roulement à billes ou à aiguilles, une suspension élastique, et un amortisseur. Cette solution conduit à des ensembles complexes de maintenance lourde et de fiabilité médiocre. Les roulements travaillent en effet dans de très mauvaises conditions, petites oscillations et efforts radiaux ou axiaux importants.

La tendance actuelle vers les moyeux rigides consiste à remplacer progressivement ces articulations par des liaisons élastiques ou viscoélastiques.



Figure 3.17 - Les pales d'hélicoptère.

Cette nouvelle technologie est rendue possible en particulier par l'utilisation de matériaux composites verre-résine ayant un bon rapport résistance à la fatigue/flexibilité.

Après une solution intermédiaire telle que le moyeu semi-rigide NAT (non articulé en traînée) monté sur les hélicoptères de la série SA 340 "GAZELLE" et SA 360 "DAUPHIN", un moyeu rigide appelé "STAR-FLEX" sans aucun roulement ni amortisseur hydraulique a été mis au point. Son principe est expliqué fig(3.18).

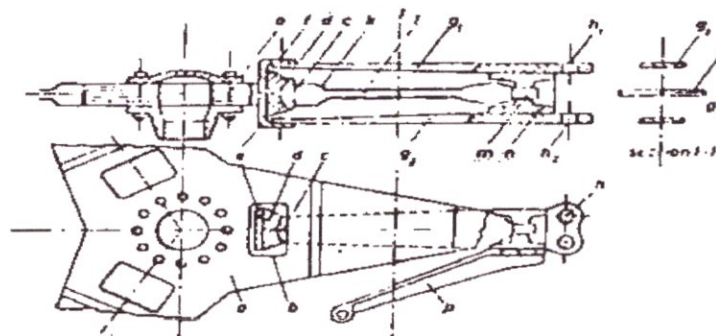


Figure 3.18 - Moyeu rigide "STAR-FLEX".

Le corps du moyeu, en étoile à trois branches (a), se compose de plusieurs couches horizontales de tissu de verre. Chaque bras présente une ouverture rectangulaire (b) à l'intérieur de laquelle se loge une rotule dont la partie mobile est en (c) et dont la partie fixe (d) est montée sur un support (e) relié par des boulons (f) à deux plaques d'acier (g_1) et (g_2), les extrémités de ces plaques constituant les attaches (h_1) et (h_2) de la pale. Chaque bras (a) présente, à partir de l'arête (k), une partie très amincie (θ) et se termine par un téton (m) emmanché dans un palier (n) fixé sur les plaques (g_1) et (g_2). L'ensemble (g_1 , g_2 , θ) peut tourner avec la pale autour de l'axe d'incidence grâce à la rotule (c, d) et au palier (m, n) la commande du pas étant entraînée par l'intermédiaire du levier (p). L'amincissement des bras en (θ) confère une grande souplesse en battement, la forme triangulaire une grande rigidité de traînée.

Les butées sphériques (c, d) en élastomère lamifié et le palier (m, n) sont autolubrifiants.

Ce type de moyeu a été expérimenté sur SA 342 GAZELLE. Par rapport au moyeu entièrement articulé monté sur l'ALOUETTE II qui est un appareil de masse totale en charge équivalente (1800 Kg) cette solution permet de ramener le nombre total de pièces du moyeu de 377 à 40, en diminuant la masse de 40%, et le prix de revient de 60%. La maintenance est très simplifiée par la suppression de toute liaison articulée et de la lubrification.

Un second dessin de principe de ce type de moyeu est donné figure (3.19) dans le cas de l'hélicoptère quadripale SA 365 N DAUPHIN.

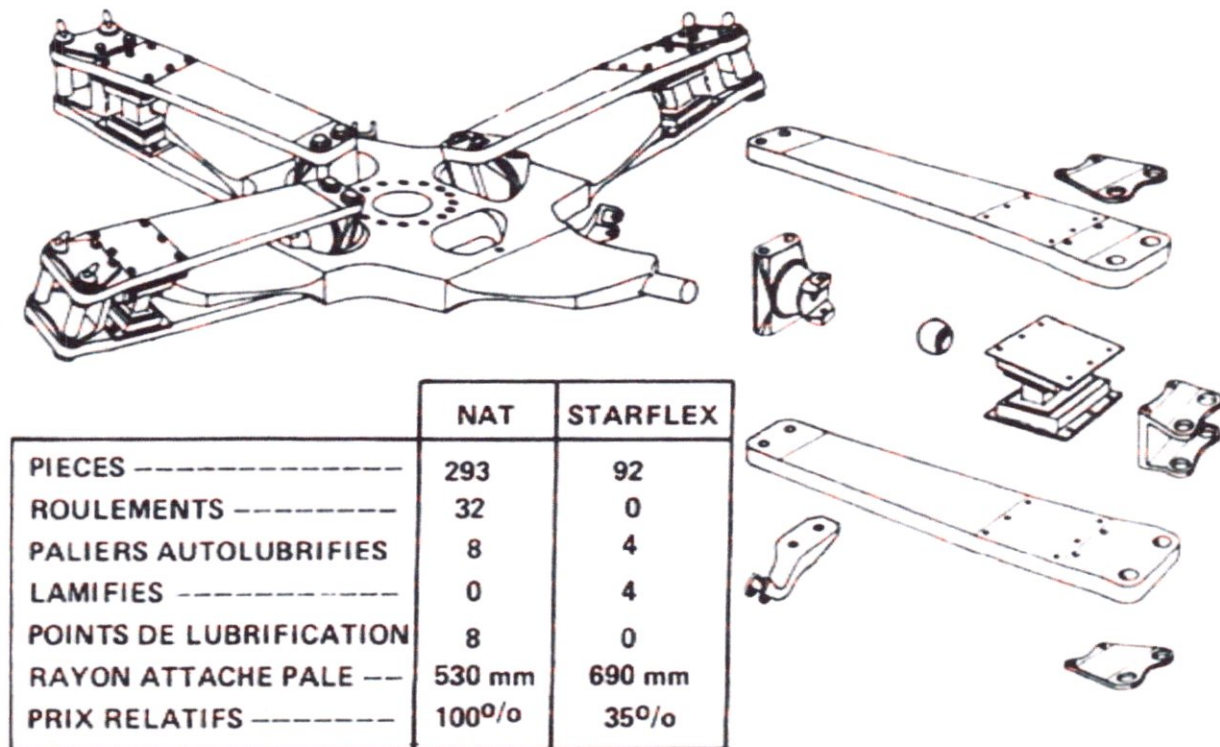


Figure 3.19 - Moyeu d'hélicoptère quadripale SA 365 N DAUPHIN.

Le gain de masse obtenu avec ce nouveau moyeu est de 50% par rapport à la solution NAT.

3.3.2 - Applications aux pales

MESSERSCHMITT - BÖLKOW - BLOHM avec le B0 105 et l'AEROSPATIALE avec le "GAZELLE" ont été en 1967 les précurseurs de la pale en composite verre-résine.

Par rapport aux pales métalliques, les avantages de la solution composite sont multiples :

- la pièce étant obtenue par moulage, l'aérodynamicien peut dessiner un profil optimisé évolutif en corde et en épaisseur en fonction du rayon
- les rigidités en torsion et en battement de la pale peuvent être facilement ajustées par un choix judicieux des matériaux de renforcement, d'où une très bonne adaptation à la nouvelle génération des moyeux rigides

- la pale monobloc sans aucune liaison mécanique a une très bonne tenue en fatigue. Sa durée de vie est considérée comme illimitée, alors que les pales métalliques doivent être changées toutes les 2 500 h. environ. Ceci compense largement un prix de revient au départ plus élevé.

Une inertie minimale du rotor devant être garantie pour lui assurer de bonnes qualités de vol, le gain de masse n'est pas recherché avec les composites.

Alors que les pales du GAZELLE avaient leur revêtement en fibres de verre, le carbone a été introduit sur les pales des ECUREUILS, DAUPHINS, et SUPER PUMAS. La technologie diffère suivant le type de pale, mais elle est le plus souvent sandwich avec âme en nid d'abeille ou en mousse. Celle adoptée pour le SA 365 N est illustrée (fig.3.20).

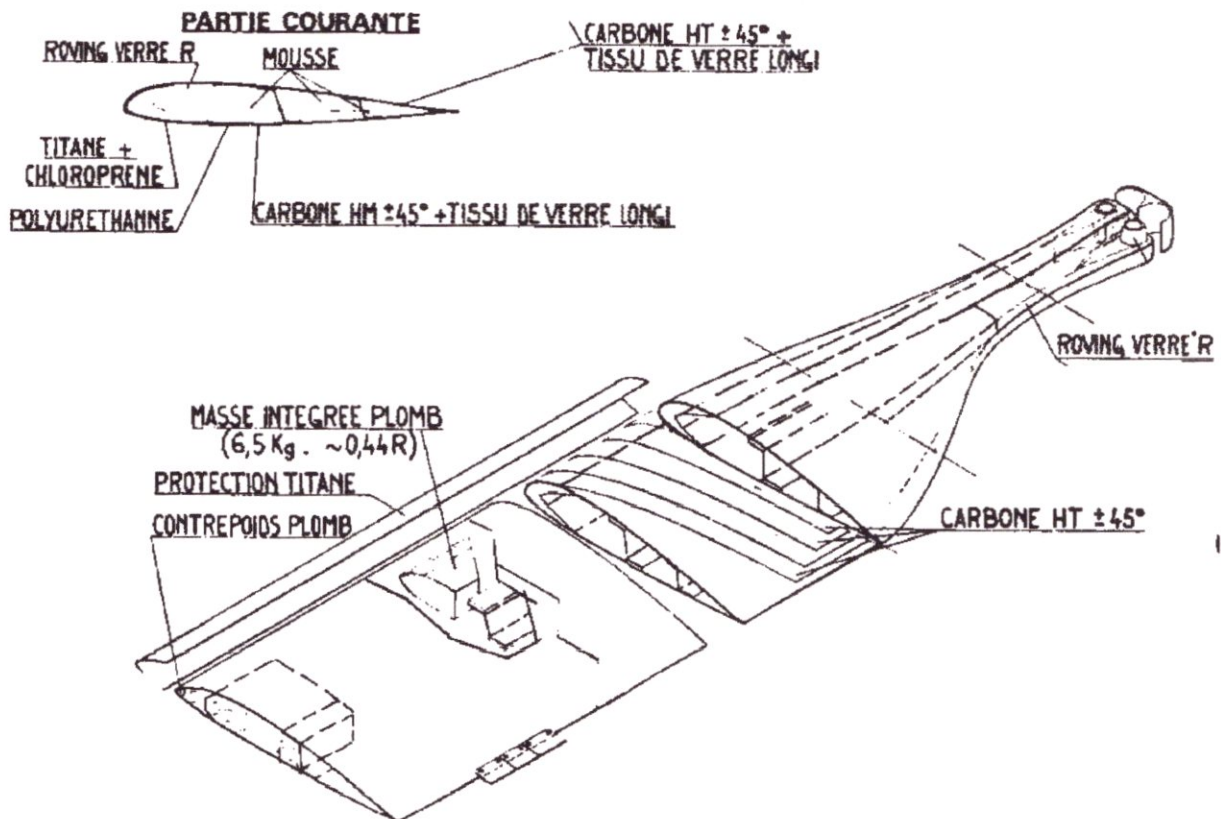


Figure 3.20 – Pale de SA 365 N.

3.3-3. Application aux cellules :

La figure (3.21) illustre l'utilisation des matériaux non métalliques sur la cellule du SA 365 N. Des conditions de survivabilité en cas de crash interdisent l'utilisation des composites, incapables de déformation plastique, pour bon nombre d'éléments de la structure. Seule la partie arrière peut donc être envisagée en fibres de carbone.

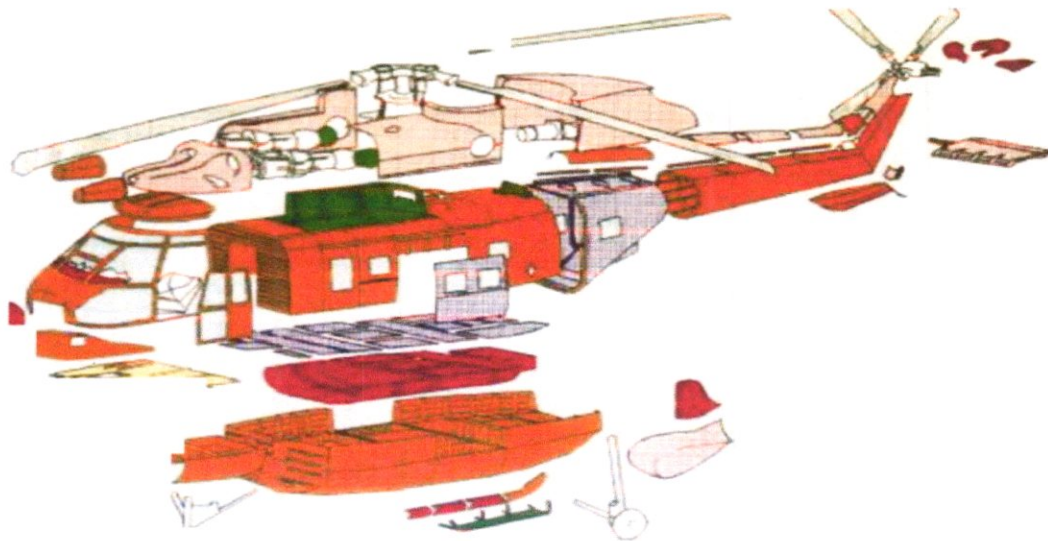


Figure 3.21 - les matériaux non métalliques sur la cellule du SA 365 N.

- : Titane ou acier
- : Alliages légers
- : Sandwich nid métal
- : Monolit verre ou kevlar
- : Verre /plexiglass
- : Sandwich verre ou kevlar
- : Monolit carbone
- : Sandwich carbone
- : Pale composites

3.4Conclusion :

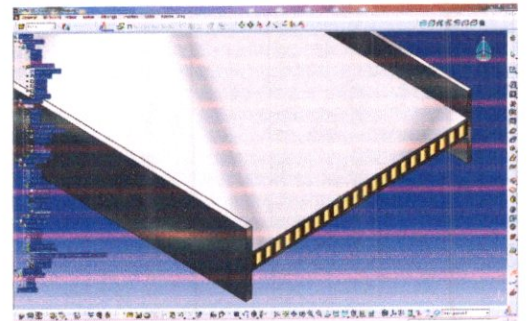
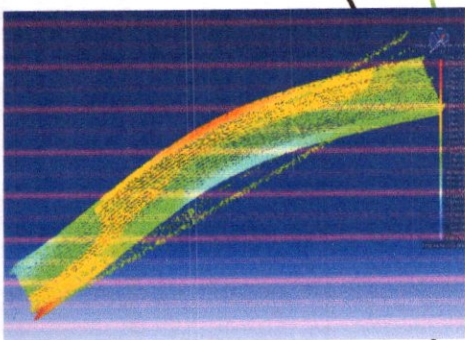
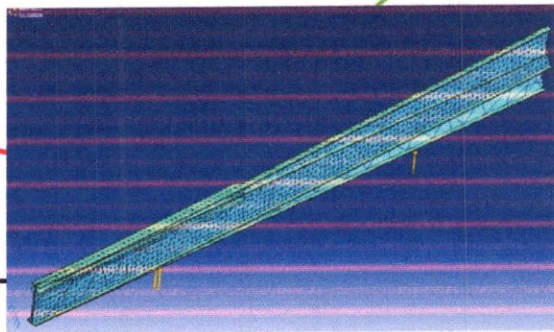
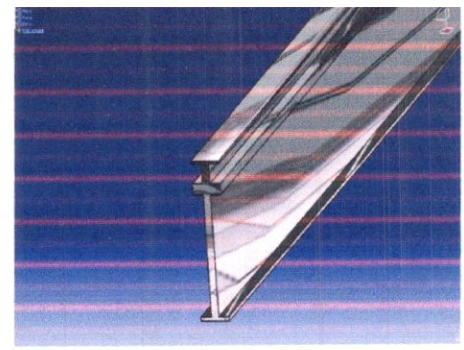
Longtemps handicapés par le prix élevé de la matière première qui été réservé aux applications militaires, l'utilisation des matériaux composites dans le domaine aéronautique civil est en forte croissance. Cela implique un travail approfondi de conception et de fabrication afin de tirer un maximum d'avantages de cette nouvelle technologie.

De nos jours les composites constitue une partie considérable dans la structure de l'aéronef en lui donnant un attrait compétitif étendu. Les compagnies aériennes apprécient et demandent un "avion encore plus composite".

Malgré tout ce qu'on a déjà dit Les technologies composites et leur validation ne sont pas toutes matures, et elles disposent encore d'un fort potentiel de recherche.

Chapitre 4 :

Modélisation et analyse



4.1. Introduction :

Généralement l'étude d'une structure est faite par deux types de méthodes : les méthodes analytiques et les méthodes numériques. Le second chapitre a bien montré que la méthode analytique, par son aspect général, permet de mettre en évidence les principales propriétés et l'utilisation des matériaux sandwichs en nids d'abeilles. Il est toute fois à noter que la méthode analytique vu sa difficulté est limitée à l'étude d'éléments de structures simples. Donc elle constitue l'introduction nécessaire à l'analyse des structures complexes, par une méthode numérique. Parmi les méthodes numériques, la méthode des éléments finis s'impose comme l'outil usuel de l'analyse des structures.

Dans ce chapitre, on met en évidence la méthode des éléments finis intégrée à un outil de Conception et d'analyse Assistée par Ordinateur d'une structure aéronautique.

Nous proposons ainsi un modèle géométrique de la poutre principale de l'aile de l'avion Saphir 43.

4.1.1. Présentation du logiciel CATIA :

Pour notre étude, le logiciel CATIA est un puissant logiciel de CFAO (Conception et Fabrication Assistée par Ordinateur), conçu par Dassault Systèmes et commercialisé par IBM. Il est très utilisé en aéronautique et en automobile.

Parmi ces nombreuses fonctionnalités de base, on peut citer :

- conception de pièces (usinage, assemblage, soudage... etc.)
- rendu réaliste, dessin interactif et génératif,
- simulation et analyse (F E M), maillage
- atelier de procédé et de réalisation de maquette numérique
- interfaces DXF/DWG, IGES

Il permet ainsi de concevoir des pièces et des assemblages de pièces directement en 3 dimensions sans dessiner de plan, et on utilise souvent la notion de maquette numérique.

Ce terme désigne l'ensemble des données informatiques qui permet de manipuler un objet aussi bien ou mieux qu'on ne pourrait le faire avec une maquette réelle ou un prototype.

On peut tester sa résistance à diverses contraintes, vérifié qu'un sous-ensemble est montrable ou démontable, s'assurer que la mobilité des composants les uns par rapport aux autres ne génère pas de collision,...

La maquette numérique permet de diminuer les coûts, les délais et d'augmenter la qualité car on évite de passer par une phase de prototype ou de maquette réelle. De plus, les modifications ultérieures sur les pièces sont beaucoup plus faciles à réaliser.

Grâce au module de fabrication, on peut simuler l'usinage des pièces sur des machines à commande numérique et on peut générer automatiquement le fichier d'usinage qui est utilisé par la machine numérique réelle.

4.2. Analyse par éléments finis et CAO :

4.2.1. La méthode des éléments finis :

Plusieurs problèmes de comportement de systèmes physiques relatifs aux sciences de l'ingénieur sont décrits, grâce à des équations aux dérivées partielles. Une des méthodes les plus utilisées aujourd'hui pour résoudre efficacement ces équations est la méthode des éléments finis. Il s'agit d'une méthode très générale, applicable à la majorité des problèmes rencontrés dans la pratique : problèmes de domaine géométrique quelconque, deux ou trois dimensions, linéaire ou non, etc. Cette méthode consiste à chercher une solution approchée du problème traité, en utilisant une approximation simple des variables inconnues pour

transformer les équations aux dérivées partielles en équations algébriques de dimension finie. Ce système d'équations doit être, par la suite, résolu ce qui nécessite l'utilisation intensive de l'ordinateur. [Gay9]

La résolution se déroule en plusieurs étapes :

- L'analyse mathématique du problème de départ avec, en particulier, son écriture sous forme variationnelle et l'étude des propriétés :

- Existence de la solution,
- Unicité de la solution,
- Propriété de convergence.

- L'implémentation :

- La création de la triangulation (le maillage) du domaine considéré,
- La définition du ou des éléments finis c'est-à-dire la construction de l'espace de dimension finie. [Bert 90]
- La génération des tableaux élémentaires correspondants à la contribution de chaque élément, i.e. aux matrices, au second membre du système et aux contraintes,
- La formulation du système à résoudre (ou assemblage),
- La prise en compte de conditions aux limites,
- La résolution du système, i.e. le calcul du champ approchant la solution cherchée,
- La présentation et l'exploitation des résultats.

4.2.2 Analyse des structures par la méthode des éléments finis :

La méthode des éléments finis (M.E.F) est communément utilisée aujourd'hui pour l'analyse des structures dans de nombreux secteurs de l'industrie : aérospatial, nucléaire, génie civil, mécanique etc. Par ailleurs, il est intéressant de remarquer que la M.E.F appliquée au calcul des structures est une technique récente, elle met en œuvre les connaissances de trois disciplines de base : la mécanique, l'analyse numérique et l'informatique appliquée. [Bert 90] L'analyse par la méthode des éléments finis apparaît ainsi comme l'une des étapes intégrée dans un système de Conception Assisté par Ordinateur. Elle implique typiquement les étapes suivantes:

- Construire la géométrie idéalisée avec la structure qui doit être analysée.

La structure peut être une représentation précise de l'objet ou une représentation simplifiée pour le but de l'analyse.

- Diviser la structure en éléments finis (maillage).
- Appliquer les contraintes connues : forces et/ou moments nodaux dans l'analyse d'effort, flux de la chaleur nodaux dans le transfert thermique.
- Indiquer comment la structure est soutenue, c'est-à-dire, les déplacements et des températures aux valeurs connues (conditions aux limites).
- Définir les caractéristiques du matériau : Cette étape est de déterminer les propriétés matériau par exemple pour indiquer le module de Young et le coefficient de Poisson.
- Résultats et visualisation graphique.
- Validation : nécessité d'avoir une estimation de la validité des résultats, en comparant les valeurs déduites par l'analyse par éléments finis et les valeurs analytiques.

L'organigramme simplifié de la méthode des éléments finis est illustré ci-dessous (fig.4.1).

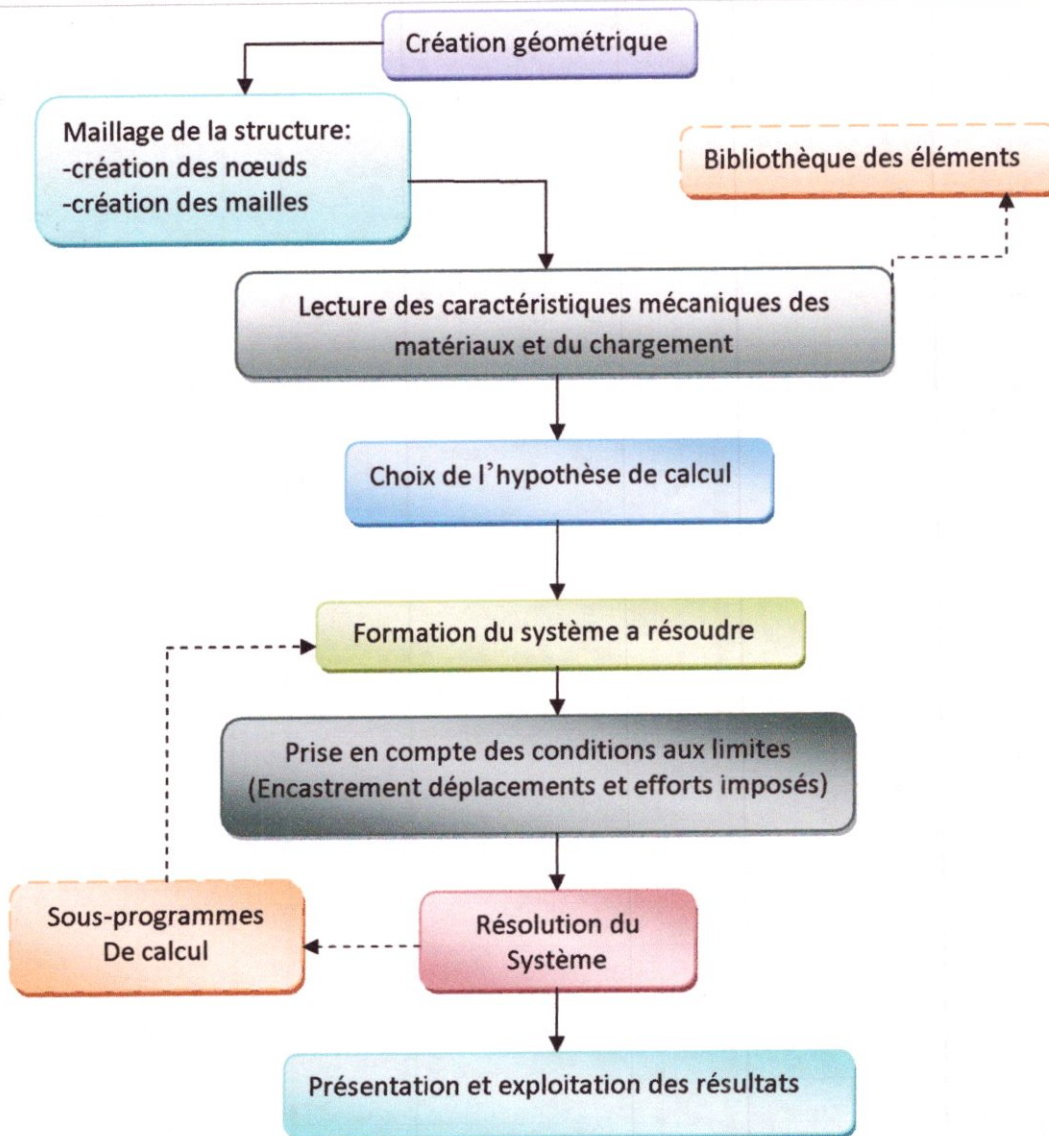


Figure 4.1 - Schématisation de la méthode MEF.

L'application de la méthode des éléments finis à la structure mise en étude tient compte des deux analyses :

- Analyse statique (calcul des contraintes VON MISES aux nœuds, contraintes principales aux nœuds, déplacements et translation, etc.).
- Analyse dynamique: détermination des fréquences propres et modes propres de vibration associés, avec prise en charge de différents efforts.

4.2.3. Conception Assisté par Ordinateur (C.A.O.) :

La première étape, génération de la géométrie et du maillage, est grandement facilitée par l'emploi d'un outil graphique servant à produire les maillages éléments finis nécessaires pour l'analyse comme deuxième étape. Le logiciel CATIA v5 R16 combine ces deux étapes pour un redue beaucoup plus fiable est performant. Au cours de cette étude qui nécessite l'utilisation intensive de l'ordinateur nous étions obligés de prendre une plateforme puissante à haute performances munie d'un système d'exploitation Windows 7 pour nous garantir une simulation stable et rapide.

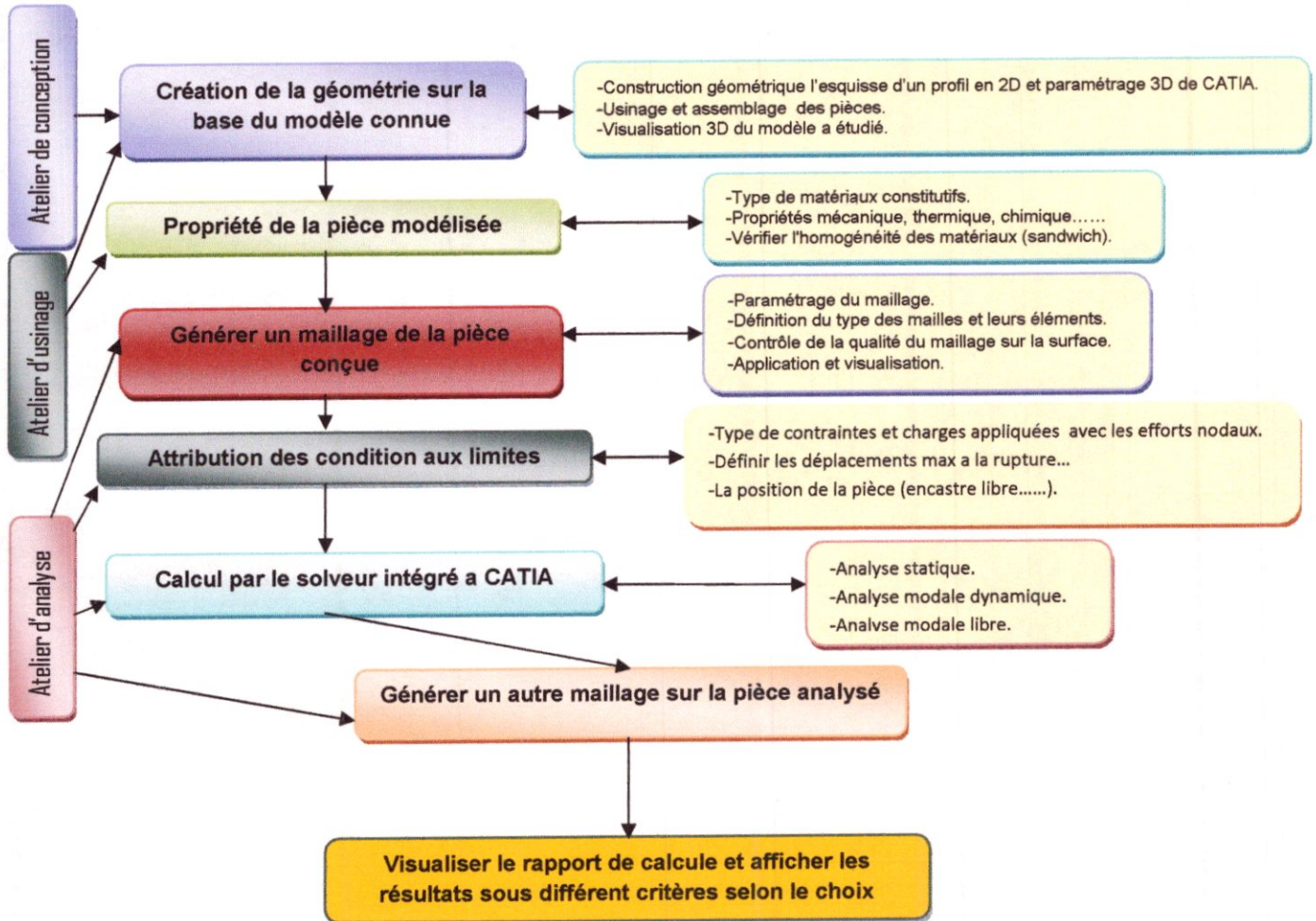


Figure 4.2 - Schématisation de la modélisation et de l'analyse sous CATIA

L'ensemble des tâches citées ci-dessus, sont appliquées sur une structure poutre en utilisant plusieurs types de matériaux :

- une poutre en alliage d'aluminium AU4G.
- une plaque d'époxy auto-adhésif XE26.
- une feuille de polystyrène.
- une plaque de Nid d'abeille Alliage3003 ALMNCU ECM 19.229.

4.3. Modèle géométrique et simplifications:

Avant de passer à la génération du modèle géométrique, il est essentiel d'appliquer un ensemble de simplifications sur le problème à étudier, afin d'optimiser les tâches de la modélisation et de l'analyse.

Les simplifications qui ont été faites pour nous mener sur le modèle géométrique proposé en sont nombreuses.

D'abord, la simplification du domaine physique de l'analyse, en proposant le choix d'une sous-structure de l'aile, qui est la poutre principale. En minimisent les contrainte mécaniques thermiques et chimiques.

4.3.2. Propriétés mécaniques des matériaux:

- **Tableau 4.1 :** Alliage d'aluminium et l'époxy auto-adhésif suivi du polystyrène.

Constantes élastiques	AU4G	époxy auto-adhésif XE26	polystyrène
Masse volumique (g.cm-3)	2,79	1, 2	1,2
Module élastique (d'Young) E (MPa)	75000	4 500	4 000
Module de cisaillement G (MPa)	28195,5	1 600	1 400
Limite d'élasticité (MPa)	260	176	80
Coefficient de poisson ν	0,33	0,4	0,4
Limite à la rupture (MPa)	390	130	97
Coefficient de dilatation thermique °K ⁻¹	2,36*10 ⁵	11*10 ⁵	8*10 ⁻⁵

- **Tableau 4.2 :** Nid d'abeille Alliage3003 ALMNCU.

Propriétés mécaniques	Unité	Méthode de test	Valeurs typiques						
			ECM 4.8-77	ECM 6.4-60	ECM 6.4-82	ECM 9.6-41	ECM 9.6-55	ECM 12.7-42	ECM 19.2-29
Epaisseur film alu	µm	ECP 231-04	60	60	80	60	80	80	80
Dimension de la cellule, Nominal	mm	DIN 29970	4.8	6.4	6.4	9.6	9.6	12.7	19.2
Masse volumique, Nominal	kg/m ³	DIN 29970	77	60	82	41	55	42	29
Compression non-stabilisé	N/mm ²	DIN 53291	3.94	2.96	4.25	1.73	2.24	1.00	0.69
Compression stabilisé	N/mm ²	DIN 53291	-	3.55	4.50	-	2.75	-	-
Résistance à l'écrasement	N/mm ²	NHTSATP-24-214D-02**	1.679	-	1.665	0.574	0.891	-	0.263
Cisaillement en direction L	N/mm ²	DIN 53294	2.29	1.72	2.40	1.13	1.48	1.00	0.66
Module de cisaillement en direction L	N/mm ²	DIN 53294	456	370	430	227	253	193	201
Cisaillement en direction W	N/mm ²	DIN 53294	1.52	0.95	1.40	0.60	0.88	0.46	0.32
Module de cisaillement en direction W	N/mm ²	DIN 53294	265	166	220	98	170	87	54
Température de service	°C	-	de -55 °C à +177 °C						

4.3.3. Détails sur le maillage par CATIA :

Comme déjà évoqué, le logiciel CATIA est utilisé pour la réalisation des maillages tridimensionnels de la poutre. La création du maillage est un processus de génération des éléments finis à partir de formes géométriques tels que les courbes, les surfaces ou les solides. CATIA possède divers maillages automatiques capables de générer des maillages, bidimensionnels et tridimensionnels, selon les exigences formulées par l'utilisateur. Pour notre étude, il s'agit essentiellement du maillage TETRAEDRE OCTREE 3D.

Avant de mailler la structure avec TETRAEDRE OCTREE 3D, le nombre d'éléments et l'espacement des nœuds à générer sont calculés. Ce mailleur est particulièrement utilisé pour le maillage des géométries surfaciques triangulaires ou quadrilatérales, et des solides à plusieurs surfaces. Sur les modèles proposés, on a adopté une stratégie de subdivision des surfaces à mailler, en sous-surfaces à trois ou quatre côtes, pour permettre l'application de maillage automatique sur la structure considérée.

4.4. Modélisation et analyse :

4.4.1. Génération de la géométrie et du maillage :

L'élaboration du modèle éléments finis de la poutre principale, est obtenue en passant par les modules suivants :

- **Sketcher** : permet de faire l'esquisse d'un profil en 2D. C'est donc le point de départ obligé pour toute création d'objet.
- **Part Design** : module utilisé pour la conception de pièces mécaniques en 3D. Ce module est exploité de pair avec le sketcher. Il permet un paramétrage 3D pendant ou après la conception.
- **Assembly Design** : permet de gérer un assemblage de pièces. Des contraintes mécaniques sont utilisées pour positionner les pièces et établir des contacts. Il offre en outre la possibilité de vérifier la cohérence de l'assemblage : interférence, analyse de distance,...
- **Generative Drafting** : possède les outils nécessaires pour la création de dessins industriels (DAO). Cela peut se faire à partir des pièces 3D ou en utilisant la méthodologie 2D. La cotation dessin est créée automatiquement à partir des contraintes 3D.
- **Generative Part/Assembly Structural Analysis** : permet d'effectuer une analyse EF de premier niveau, de la pièce ou de l'assemblage (analyse de contraintes et analyse vibratoire).
- **DMU2 Navigator** : permet de « marcher » ou « voler » au travers de la maquette numérique 3D. Il y a aussi moyen d'ajouter des annotations et des liens hypertextes à la maquette.
- **DMU Kinematics Simulator** : permet de définir des mécanismes et de simuler des mouvements, directement grâce à une action sur les joints ou via des lois de commande. La séquence peut être enregistrée en format vidéo (.avi).
- **DMU Fitting Simulator (simulation de montage)**: module permettant de définir et de simuler des procédures de montage et de démontage.
- **DMU Space Analysis**: offre des fonctions très rapides de mesure et de contrôle des interférences dans un environnement pour la conception de maquettes. On peut mesurer des lignes, des arcs et des courbes ainsi que la distance et l'angle entre des surfaces, des crêtes et des sommets. Des vues en coupe sont aussi possibles
- **FEM Surface** : module permettant de générer un maillage sur un corps surfacique à l'aide d'outils de contrôle de la qualité du maillage. Il y a moyen d'exporter le maillage au format ascii.

Comme il est montré sur les figures suivantes nous avons conçues les deux poutres avec la plupart des modules précédents.

4.4.1.2. Poutre sandwich a nid d'abeille :
4.4.1.2.1. Matériaux et leurs assemblages :

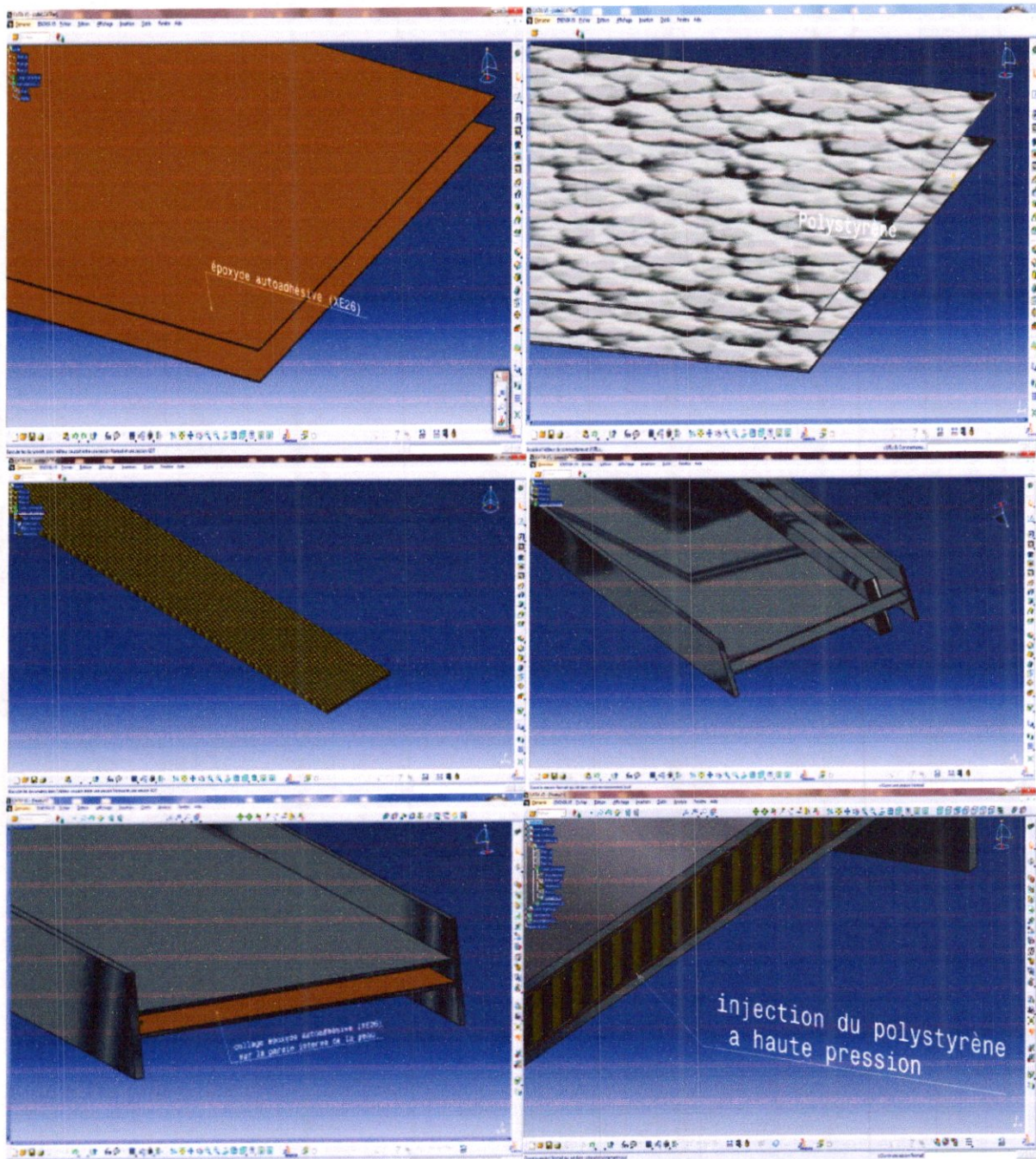


Figure 4.5 – Les différents matériaux et leurs assemblages.

Tableau 4.4 : Qualité des éléments.

Critère	Bon	Médiocre	Mauvais	Plus mauvais	Moyenne
Distorsion	1008 (6,76%)	2356 (15,79%)	11554 (77,45%)	68,716	49,467
Jacobien - Nœuds	13966 (100,00%)	0 (0,00%)	0 (0,00%)	0,841	1,000
Stretch	12707 (85,18%)	1761 (11,80%)	450 (3,02%)	0,036	0,374
Rapport de longueur	12529 (83,99)	2197 (14,73%)	192 (1,29%)	29,688	4,026

a. Calcul de la structure :

Nombre de nœuds	: 26307	Tétraèdre linéaire	: 952
Nombre d'éléments	: 14918	Tétraèdre parabolique	: 13966
Nombre de D.D.L.	: 78921		
Nombre de relations de contact	: 0		
Nombre de relations cinématiques	: 0		
Nombre de fixations ponctuelles	: 444		

a.1. Résultante des forces appliquées :

$$\begin{aligned}
 F_x &= 3 \cdot 241e-013 \text{ N} \\
 F_y &= -2 \cdot 382e-014 \text{ N} \\
 F_z &= 2 \cdot 075e+003 \text{ N} \\
 M_x &= -1 \cdot 159e+001 \text{ N.m} \\
 M_y &= -3 \cdot 294e+003 \text{ N.m} \\
 M_z &= -1 \cdot 187e-013 \text{ N.m}
 \end{aligned}$$

a.2. Calcul de la matrice de rigidité :

Nombre de lignes	: 78921
Nombre de coefficients	: 2827899
Nombre de blocs	: 6
Nombre maximum de coefficients par blocs	: 499997
Taille de la matrice	: 32.66 MB

a.3. Calcul des singularisées :

Nombre de singularités locales : 0
 Nombre de singularités en translation : 0
 Nombre de singularités en rotation : 0

a.4. Calcul des contraintes :

Nombre de contraintes : 444
 Nombre de coefficients : 0
 Nombre de contraintes factorisées : 444
 Nombre de coefficients : 0
 Nombre de contraintes vérifiées a posteriori : 0

a.5. Calcul de la factorisée :

Méthode : SPARSE
 Nombre de degrés factorisés : 78477
 Nombre de super-nœuds : 5220
 Nombre de termes du canevas compresse : 554802
 Nombre de coefficients : 19234131
 Largeur de front maximale : 1101
 Taille de front maximale : 606651
 Taille de la factorisée (Mb) : 146.745
 Nombre de blocs : 20
 Nombre de Mflops pour la factorisation : 8. 522e+003
 Nombre de Mflops pour la résolution : 7. 733e+001
 Pivot relatif minimum : 9. 254e-006

b. Résolution par la méthode directe :

Tableau 4.5 : Forces Appliquées et Réactions à Equilibre.

Composantes	Forces Appliquées	Réactions	Résidus	Erreur Relative
Fx (N)	3.2406e-013	9.2988e-009	9.2991e-009	1.0506e-012
Fy (N)	-2.3819e-014	-8.8806e-010	-8.8809e-010	1.0034e-013
Fz (N)	2.0748e+003	-2.0748e+003	-1.2751e-007	1.4407e-011
Mx (N.m)	-1.1588e+001	1.1588e+001	-2.1604e-009	6.8066e-014
My (N.m)	-3.2941e+003	3.2941e+003	-9.1378e-008	2.8790e-012
Mz (N.m)	-1.1875e-013	7.1019e-009	7.1018e-009	2.2375e-013

b.1 Maillage de la Déformée :

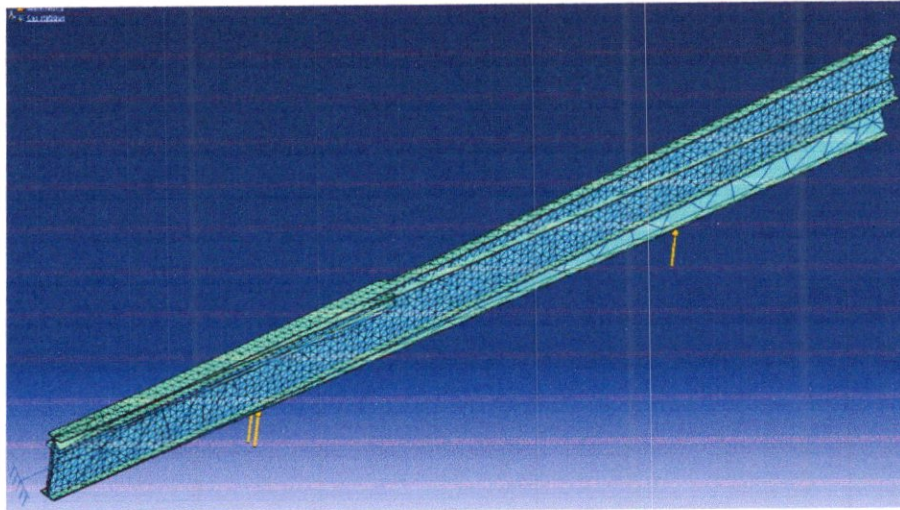


Figure 4.9 – Solution statique Maillage Déformée.

b.2. Critère de Von Mises (aux nœuds) :

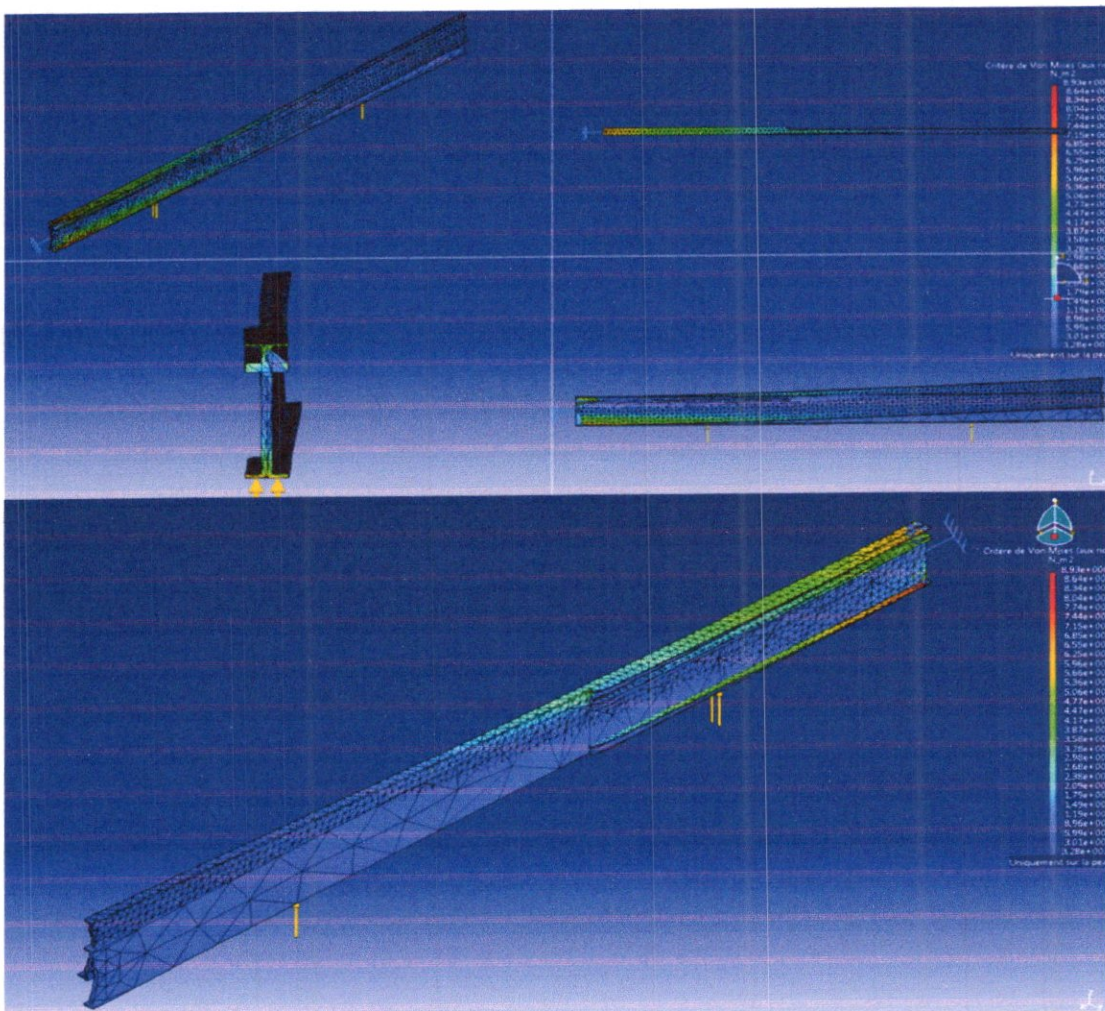


Figure 4.10 – Solution statique Critère de Von Mises.

Tableau 4.5 : Capteurs Globaux.

Nom du Capteur	Valeur du Capteur
énergie	0,494J

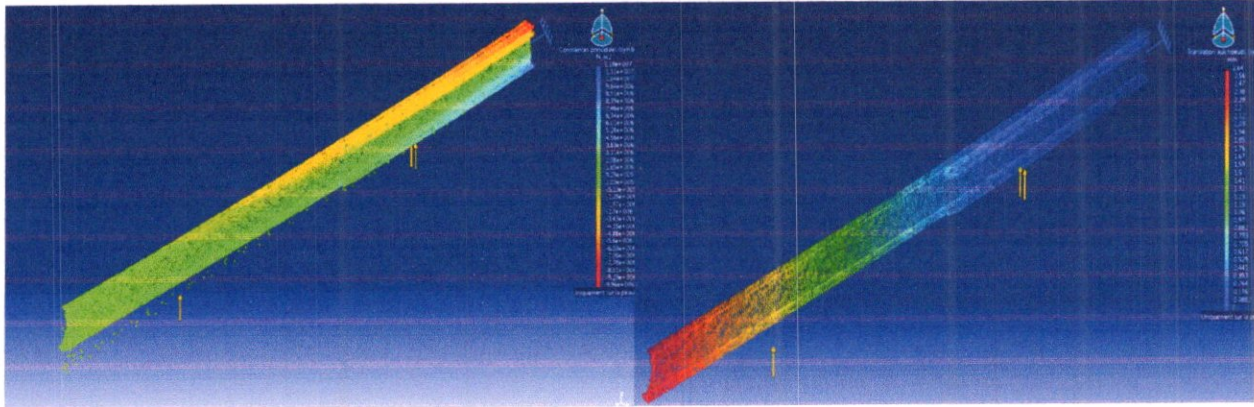


Figure 4.11 – Solution statique contraintes principales et translation des nœuds.

4.4.4.2. Validation des résultats :

Sachant que la validité de la plus part des modèles sont vérifiées avant de prendre en considération les résultats numériques. Nous avons décidé dans notre cas de valider les résultats de la déformée par une étude analytique.

L'étude analytique est faite sur le même modèle et dans les mêmes conditions, les résultats de cette analyse seront comparés aux ceux obtenus par les calculs numériques.

Le modèle analytique doit être simple et permet de retrouver le comportement mécanique de la poutre seule encastree à un côté et soumise à une charge uniformément répartie sur la face inferieur. Il repose sur deux principales hypothèses :

- L'application de la force est reprise sur l'extrémité libre de la poutre.
- La poutre considérée est de mêmes dimensions que la poutre en alliage AU4G.

Données : matériau AU4G : $E = 75000 \text{ MPa}$, $\nu = 0,33$.

Géométrie : $L = 3586 \text{ mm}$, $H = 236 \text{ mm}$, $B = 16 \text{ mm}$.

Chargement : $Fz = 6000 \text{ N}$.

Conditions aux limites : $u=v=w=0$ (encastrement).

La solution analytique du champ de déplacement d'une poutre en flexion est donnée par l'équation (4.1). [Bert 90]

$$U_{th}(x) = \frac{1}{E.I} \left[\frac{F}{6} (x - L)^3 - \frac{F.L^2}{2} \times x + \frac{F.L^3}{6} \right] \quad (4.1)$$

L : longueur de la poutre.

E : le module de Young.

I : le moment d'inertie de la section.

F : la force de flexion appliquée à l'extrémité de la poutre.

Le modèle été implanté sur un tableur (Excel) et la courbe de déplacement / x

(x : la distance par rapport à l'encastrement) est obtenue en incrémentant progressivement les données de la distance jusqu'à l'extrémité de la poutre.

Le déplacement total de la poutre en flexion est représenté à la (Figure 4.10), les résultats de calculs montrent une fois de plus que le modèle est proche de la solution théorique.

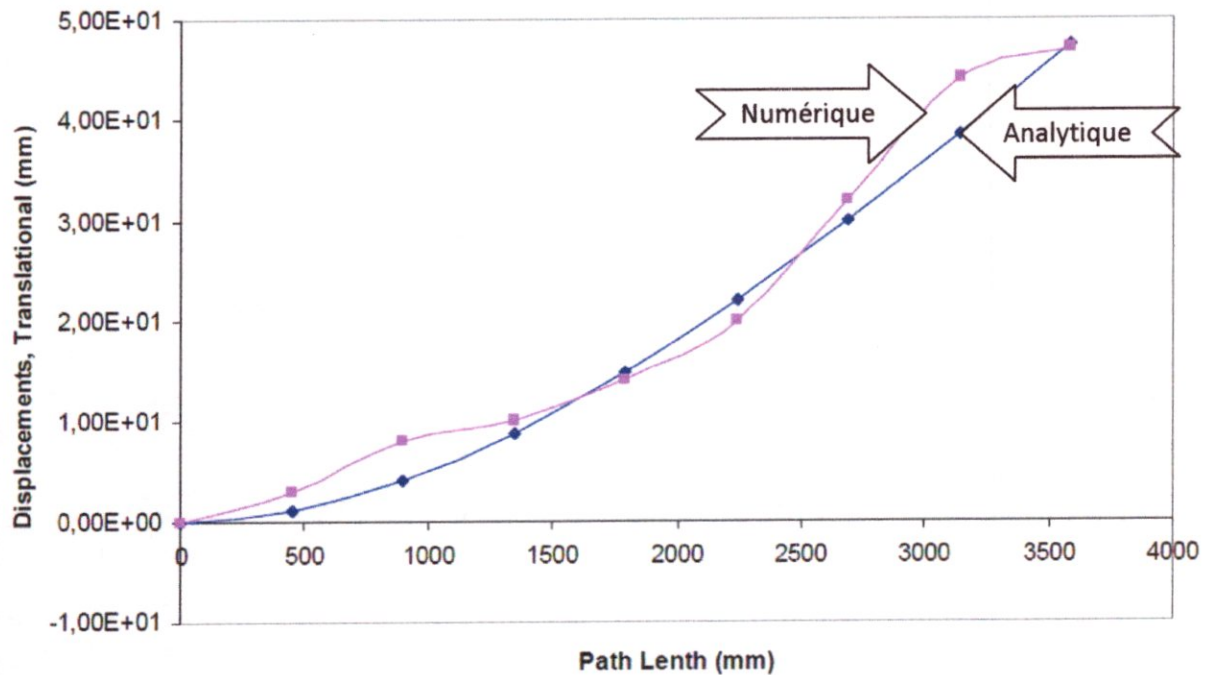


Figure 4.12 - Comparaison des valeurs du déplacement de la poutre en flexion.

Il est remarquable de noter la correspondance de l'allure générale des deux courbes. Cependant, on observe les quelques différences qui marquent la valeur du déplacement le long de la poutre. Malgré cette différence on note que l'erreur sur la flèche max est de 0,85%.

4.4.4.3. Analyse modale dynamique :

- Résultats d'analyse:

Tableau 4.6 : Maillage et types d'éléments.

Entité	Nombre
Nœuds	53960
Éléments	28884

Connectivité	Statistique
TE10	28884 (100,00%)

Tableau 4.7 : Qualité des éléments.

Critère	Bon	Médiocre	Mauvais	Plus mauvais	Moyenne
Distorsion	1992 (6,90%)	4663 (16,14%)	22229 (76,96%)	68,716	49,155
Jacobien - Nœuds	28884 (100,00%)	0 (0,00%)	0 (0,00%)	0,301	0,999
Stretch	25361 (87,80%)	3073 (10,64%)	450 (1,56%)	0,036	0,382
Rapport de longueur	24640 (85,31%)	4052 (14,03%)	192 (0,66%)	29,688	3,926

a. Calcul de la structure :

Nombre de nœuds : 53960 Tétraèdre parabolique : 28884
 Nombre d'éléments : 28884
 Nombre de D.D.L. : 161880
 Nombre de relations de contact : 0
 Nombre de relations cinématiques : 0
 Nombre de fixations ponctuelles : 239

a.1. Calcul de la masse structurale et coordonnées du centre d'inertie :

Nombre de lignes : 161880 Xg : 1 . 693e+003 mm
 Nombre de coefficients : 5829411 Yg : -6 . 148e-001 mm
 Nombre de blocs : 12 Zg : -7 . 761e+001 mm
 Nombre maximum de coefficients par blocs : 499995
 Taille de la matrice : 67.33 M B
 ■ Masse structurale : 5.7316e+001 kg

Tenseur d'inertie à l'origine : kg.m²

1.507e+000	2.023e-001	1.791e+001	Nombre de lignes : 161880
2.023e-001	5.207e+002	-8.392e-003	Nombre de coefficients : 195855
1.791e+001	-8.392e-003	5.192e+002	Nombre de blocs : 1
			Taille de la matrice : 2.86 Mb

Nombre maxi de coefficients par blocs : 195855

■ Masse additionnelle : 1.112e+001 kg

Coordonnées du centre d'inertie :

Xg : 1 . 588e+003 mm

Yg : -5 . 585e+000 mm

Zg : -1 . 991e+002 mm

Tenseur d'inertie à l'origine : kg.m²

124.269 43.6185 983.749

43.6185 11323.6 -3.46072

983.749 -3.46072 11201.1

a.2. Calcul de la matrice de rigidité :

Nombre de lignes : 161880

Nombre de coefficients : 5829411

Nombre de blocs : 12

Nombre maximum de coefficients par blocs : 499995

Taille de la matrice : 67 . 33 Mb

a.3. Calcul des singularisées :

Nombre de singularités locales : 0

Nombre de singularités en translation : 0

Nombre de singularités en rotation : 0

a.4. Calcul des contraintes :

Nombre de contraintes : 939

Nombre de coefficients : 0

Nombre de contraintes factorisées : 939

Nombre de coefficients : 0

Nombre de contraintes vérifiées a posteriori : 0

a.5. Calcul de la factorisée :

Méthode : SPARSE

Nombre de degrés factorisés : 160941

Nombre de super-nœuds : 8035

Nombre de termes du canevas compresse : 950910

Nombre de coefficients : 39548136

Largeur de front maximale : 1104

Taille de front maximale : 609960

Taille de la factorisée (Mb) : 301. 728

Nombre de blocs : 40

Nombre de Mflops pour la factorisation : 1.703e+004

Nombre de Mflops pour la résolution : 1.590e+002

Pivot relatif minimum : 5.652e-007

a.6. Calcul de fréquences :

La masse structurale est prise en compte » Masse totale : 6.844e+001 kg.

Coordonnées du centre d'inertie

Xg : 1 . 592e+003 mm

Yg : -5 . 383e+000 mm

Zg : -1 . 942e+002 mm

Tenseur d'inertie au centre d'inertie: kg.m²

3.387e+000 1.602e+001 -1.004e+000

1.602e+001 3.502e+003 -7.835e-002

-1.004e+000 -7.835e-002 3.500e+003

Nombre de modes calculés : 10
 Type de conditions aux limites : encastrement
 Nombre d'itérations déjà effectuées : 0
 Nombre d'itérations effectuées : 3
 Précision relative demandée sur les valeurs propres : 1 . 000e-003
 Précision relative obtenue sur les valeurs propres : 1 . 878e-004

a.7. Participation modale :

Tableau 4.8 : Efforts tranchants et les fréquences modales

Mode	Fréquence Hz	Tx (%)	Ty (%)	Tz (%)	Rx (%)	Ry (%)	Rz (%)	Stabilité
1	5.0575e-001	0.00	16.45	0.00	15.99	0.00	31.10	1.8330e-010
2	5.0575e-001	0.00	16.45	0.00	15.99	0.00	31.10	2.8238e-010
3	5.2650e-001	0.00	16.34	0.00	15.87	0.00	31.04	7.6046e-011
4	2.2427e+000	0.00	15.61	0.00	15.48	0.00	3.82	7.3498e-007
5	2.2427e+000	0.00	0.43	0.00	0.43	0.00	0.11	5.9427e-006
6	2.5892e+000	0.00	7.22	0.00	7.13	0.00	1.91	6.3799e-007
7	3.8589e+000	0.17	0.00	19.47	0.06	35.06	0.00	3.0078e-005
8	3.8589e+000	0.14	0.00	15.95	0.05	28.72	0.00	1.2014e-004
9	3.8880e+000	0.15	0.00	17.65	0.05	31.87	0.00	2.0019e-006
10	5.8419e+000	0.00	3.53	0.00	3.66	0.00	0.23	1.8776e-004
Total		0.47	76.03	53.07	74.70	95.65	99.30	

b.1. Modes propres :

La visualisation des modes propres de la poutre est obtenue lors du post-traitement des fichiers de résultats issus de l'analyse par éléments finis. La (fig.4.13) montre les 10 premiers modes propres de la poutre. Ces modes mettent en évidence le comportement de la poutre qui sera soumise à une flexion et tantôt à une torsion en fonction de la fréquence d'excitation.

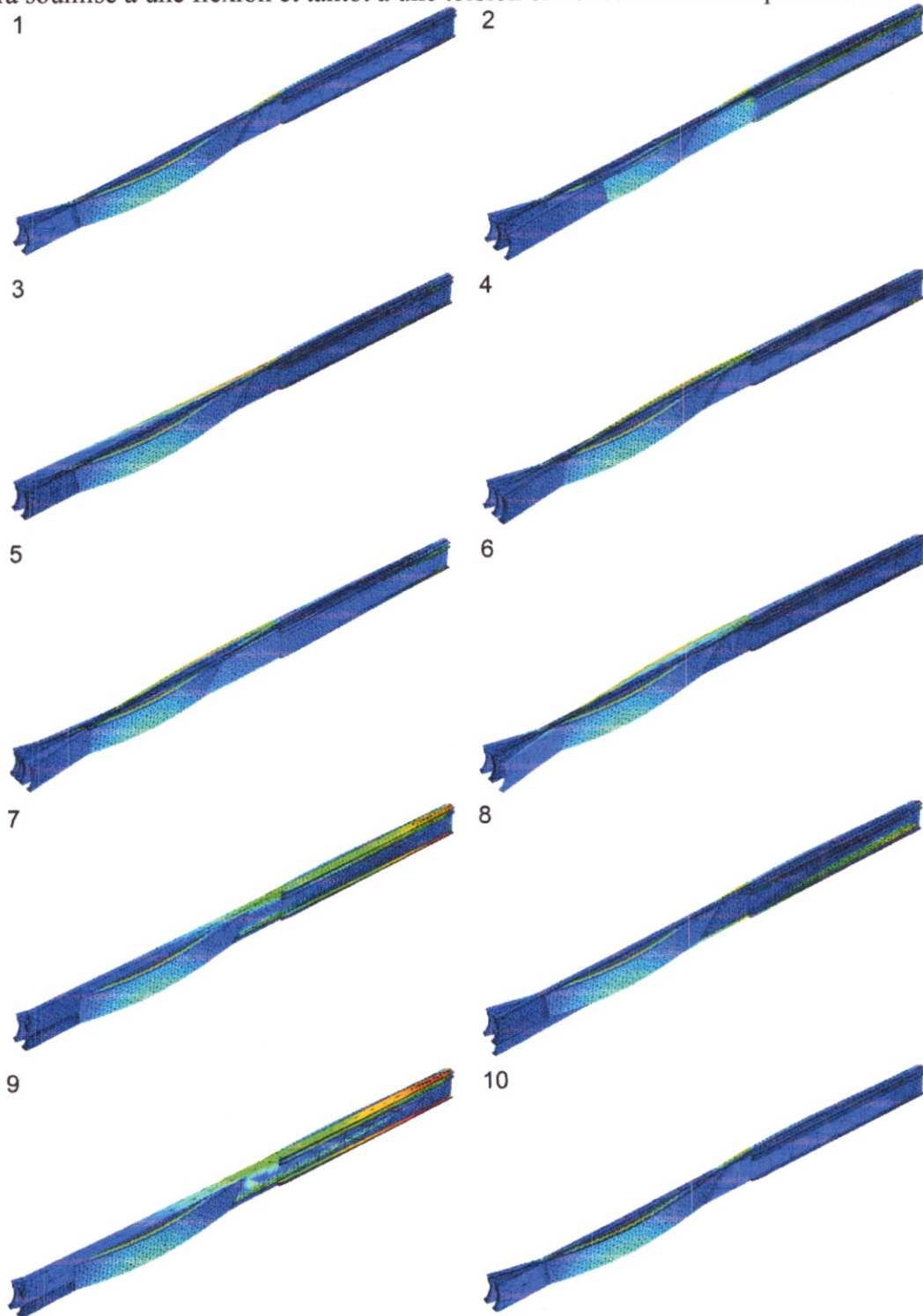


Figure 4.13 - visualisation des 10 modes propres.

b.2. Critère de Von Mises et déplacements (aux nœuds) :

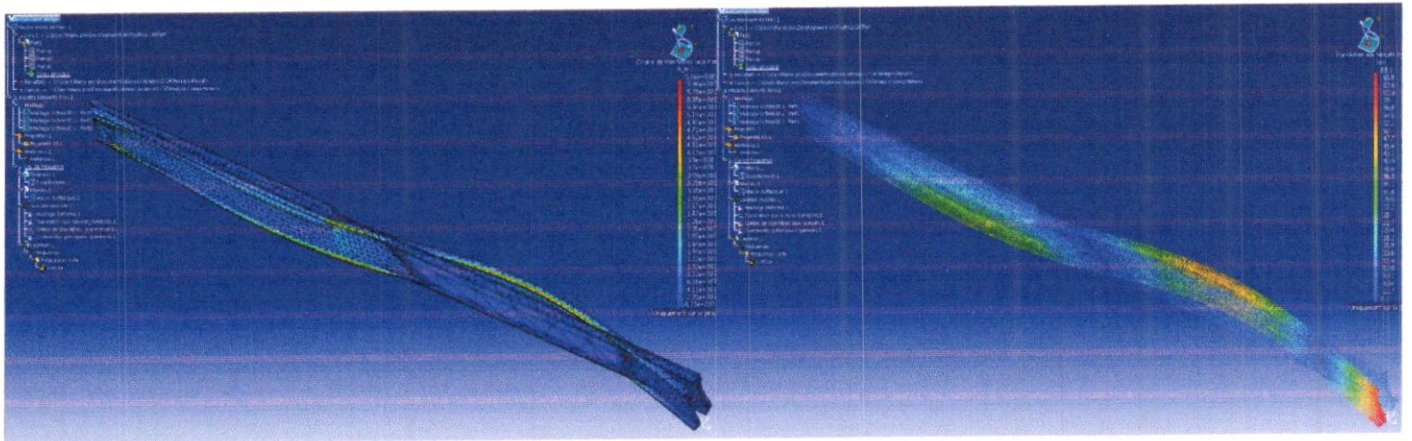


Figure 4.14 – Solution dynamique, critère de Von Mises et déplacements aux nœuds.

4.4.5. Analyse de la poutre sandwich a cœur en nid d'abeille :

Cette deuxième analyse nous a permis de comprendre que la conception des matériaux en nid d'abeille est très complexe au niveau de l'homogénéité des matériaux et aussi leurs collage nous avons subi plusieurs échecs, mais au final nous avons abouti sur structure visiblement stable et prometteuse, grâce à la combinaison des deux logiciels CATIA et SOLID WORKS qui nous débarrasser de plusieurs contraintes physique.

En outre cette analyse a demandé beaucoup de ressources matérielles au niveau informatique, ses opérations ont été effectuées en utilisant 2.8 Go de RAM et 12 Go de DD. Le temps de calcul était de 2 heures sur la station de travail.

4.4.5.1 Analyse statique :

- **Résultats d'analyse:**
-

Tableau 4.9 : Maillage et types d'éléments.

Entité	Nombre
Nœuds	252246
Éléments	124042

Connectivité	Statistique
TE10	124042 (100,00%)

Tableau 4.10 : Qualité des éléments.

Critère	Bon	Médiocre	Mauvais	Plus mauvais	Moyenne
Distorsion	16990 (13,70%)	14764 (11,90%)	92288 (74,40%)	70,387	50,925
Jacobien - Nœuds	124042 (100,00%)	0 (0,00%)	0 (0,00%)	1,000	1,000
Stretch	51510 (41,53%)	69499 (56,03%)	3033 (2,45%)	0,003	0,333
Rapport de longueur	80170 (64,63%)	39086 (31,51%)	4786 (3,86%)	108,028	4,718

a. Calcul de la structure :

Résultante des forces appliquées

Nombre de nœuds : 252246
 Nombre d'éléments : 124042
 Nombre de D.D.L. : 756738
 Nombre de relations de contact : 0
 Nombre de relations cinématiques : 0

$F_x = -3.995e+004 \text{ N}$
 $F_y = 4.580e-013 \text{ N}$
 $F_z = 1.645e-011 \text{ N}$
 $M_x = -2.990e-011 \text{ N.m}$
 $M_y = 5.543e+002 \text{ N.m}$
 $M_z = -7.152e+004 \text{ N.m}$

Tétraèdre parabolique : 124042
 Nombre de fixations ponctuelles : 1884

a.1. Calcul de la matrice de rigidité :

Nombre de lignes : 756738
 Nombre de coefficients : 26176869
 Nombre de blocs : 53
 Nombre maximum de coefficients par blocs : 500000
 Taille de la matrice : 302.46 Mb

a.2. Calcul des singularités :

Nombre de singularités locales : 0
 Nombre de singularités en translation : 0
 Nombre de singularités en rotation : 0
 Type de contraintes générées : MPC

a.3.Calcul des contraintes :

Nombre de contraintes : 1884
 Nombre de coefficients : 0
 Nombre de contraintes factorisées : 1884
 Nombre de coefficients : 0
 Nombre de contraintes vérifiées a posteriori : 0

a.4.Calcul de la factorisée

Méthode : SPARSE
 Nombre de degrés factorisés : 754854
 Nombre de super-nœuds : 20436
 Nombre de termes du canevas compresse : 3161394
 Nombre de coefficients : 266715240
 Largeur de front maximale : 3603
 Taille de front maximale : 6492606
 Taille de la factorisée (Mb) : 2034.88
 Nombre de blocs : 267
 Nombre de Mflops pour la factorisation : 2. 727e+005
 Nombre de Mflops pour la résolution : 1. 071e+003
 Pivot relatif minimum : 2. 993e-006

b.Résolution par la méthode directe :

Energie de déformation : 5.417e+002 J

Tableau 4.11 : Forces Appliquées et Réactions à Equilibre.

Composantes	Forces Appliquées	Réactions	Résidus	Erreur Relative
Fx (N)	-3.9953e+004	3.9953e+004	-2.7794e-005	2.0301e-010
Fy (N)	4.5798e-013	-4.2865e-006	-4.2865e-006	3.1309e-011
Fz (N)	1.6451e-011	-2.6994e-005	-2.6994e-005	1.9717e-010
Mx (N.m)	-2.9903e-011	1.1981e-005	1.1981e-005	2.4444e-011
My (N.m)	5.5430e+002	-5.5430e+002	3.6617e-006	7.4709e-012
Mz (N.m)	-7.1516e+004	7.1516e+004	-2.1155e-004	4.3162e-010

b.1 Maillage de la Déformée :

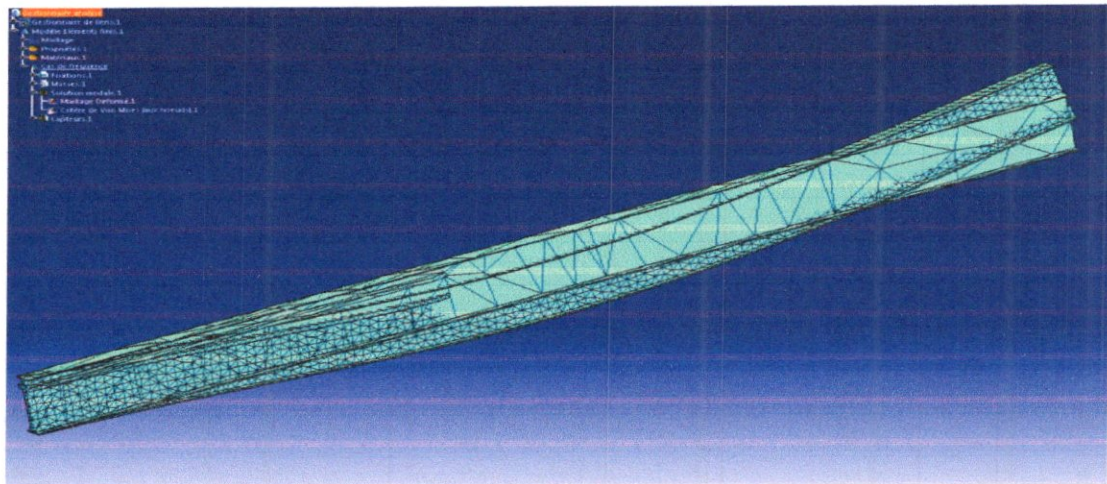


Figure 4.15 – Solution statique Maillage Déformée.

b.2. Critère de Von Mises (aux nœuds) :

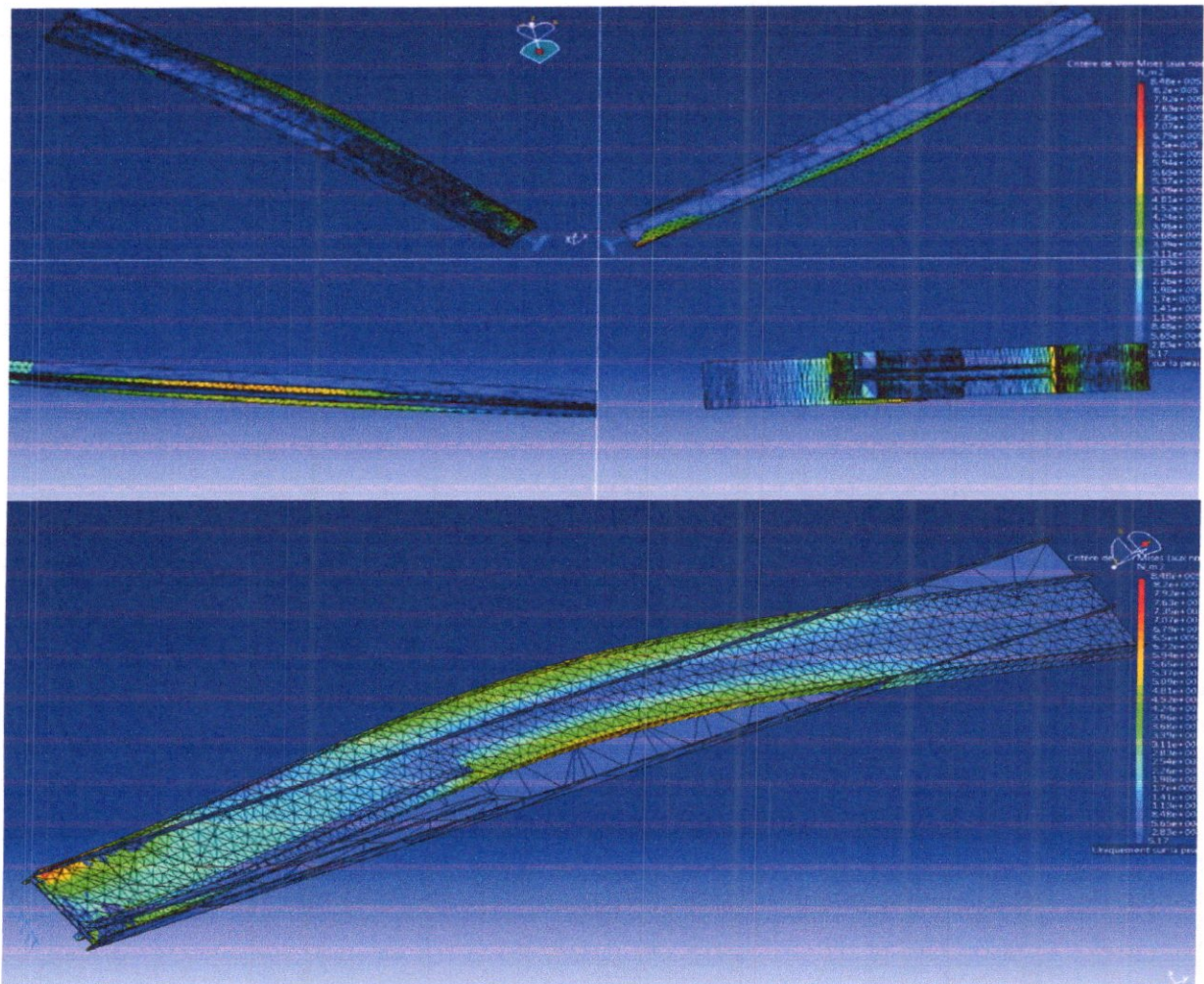


Figure 4.16 – Solution statique Critère de Von Mises.

Capteurs Globaux

Nom du Capteur	Valeur du Capteur
énergie	541,671J

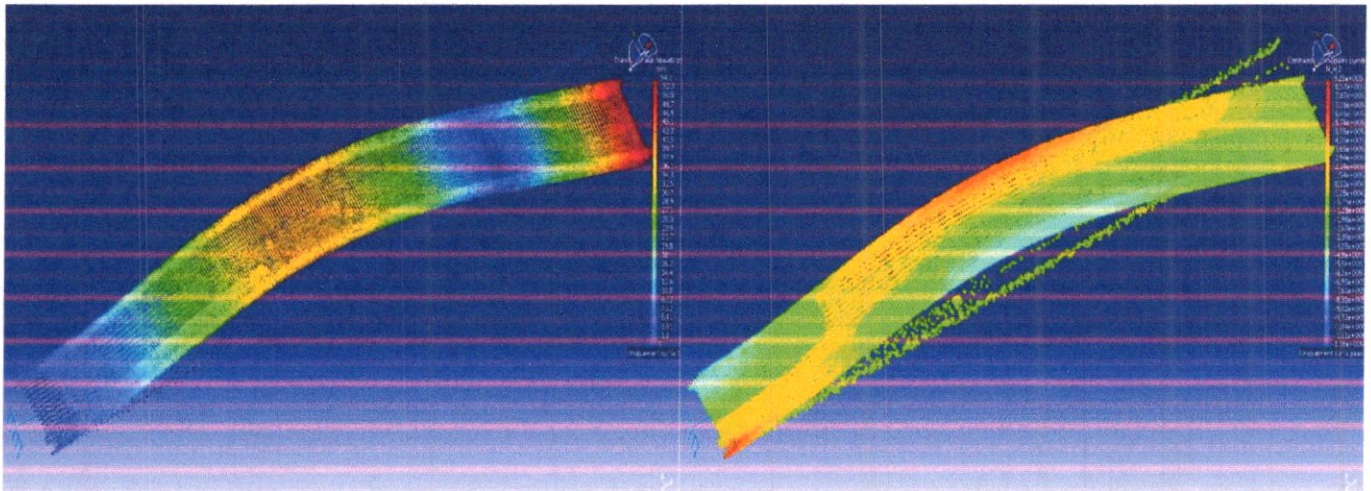


Figure 4.17 – Solution statique contraintes principales et translation des nœuds.

4.4.5.2. Analyse modale dynamique :

- **Résultats d'analyse:**

Tableau 4.12 : Maillage et types d'éléments.

Entité	Nombre
Nœuds	99273
Eléments	48653

Connectivité	Statistique
TE10	48653 (100,00%)

Tableau 4.13 : Qualité des éléments.

Critère	Bon	Médiocre	Mauvais	Plus mauvais	Moyenne
Distorsion	3392 (6,97%)	5226 (10,74%)	40035 (82,29%)	70,387	55,551
Jacobien - Noeuds	48653 (100,00%)	0 (0,00%)	0 (0,00%)	1,000	1,000
Stretch	13828 (28,42%)	33069 (67,97%)	1756 (3,61%)	0,003	0,257
Rapport de longueur	26623 (54,72%)	13999 (28,77%)	8031 (16,51%)	108,028	5,797

a. Calcul de la structure :

Nombre de nœuds : 99273
 Nombre d'éléments : 48653
 Nombre de D.D.L. : 297819
 Nombre de relations de contact : 0
 Nombre de relations cinématiques : 0

 Tétraèdre parabolique : 48653

a.1. Calcul de la masse structurale

Coordonnées du centre d'inertie:

Nombre de lignes : 297819
 Nombre de coefficients : 10291149
 Nombre de blocs : 21
 Nombre max de coefficients par blocs : 499998
 Taille de la matrice : 118.91 Mb
 Masse structurale : 3.629e+001 kg

Xg : 5 . 718e+001 mm
 Yg : -1 . 964e+003 mm
 Zg : -1 . 387e+001 mm

Tenseur d'inertie a l'origine : kg.m²

1.791e+002	3.627e+000	2.879e-002	Nombre de lignes	: 297819
3.627e+000	4.078e-001	-9.887e-001	Nombre de coefficients	: 351528
2.879e-002	-9.887e-001	1.795e+002	Nombre de blocs	: 1
			Nombre maximum de coefficients par blocs	: 351528
			Taille de la matrice	: 85.16 Mb

Masse additionnelle : 2.664e-001 kg

Coordonnées du centre d'inertie	Tenseur d'inertie a l'origine : kg.m ²
Xg : 1 . 802e+002 mm	11380.3 859.171 6.65929
Yg : -1 . 790e+003 mm	859.171 87.8621 -66.1471
Zg : -1 . 387e+001 mm	6.65929 -66.1471 11465.4

a.2. Calcul de la matrice de rigidité :

Nombre de lignes	: 297819
Nombre de coefficients	: 10291149
Nombre de blocs	: 21
Nombre maximum de coefficients par blocs	: 499998
Taille de la matrice	: 118.91 Mb

a.3. Calcul des singularités :

Nombre de singularités locales	: 0
Nombre de singularités en translation	: 0
Nombre de singularités en rotation	: 0

a.4. Calcul des contraintes :

Nombre de contraintes	: 1017
Nombre de coefficients	: 0
Nombre de contraintes factorisées	: 1017
Nombre de coefficients	: 0
Nombre de contraintes vérifiées a posteriori	: 0

a.5. Calcul de la factorisée

Méthode	: SPARSE
Nombre de degrés factorisés	: 296802
Nombre de super-nœuds	: 11935
Nombre de termes du canevas compresse	: 1523709
Nombre de coefficients	: 92098782
Largeur de front maximale	: 2421
Taille de front maximale	: 2931831
Taille de la factorisée (Mb)	: 702.658
Nombre de blocs	: 93
Nombre de Mflops pour la factorisation	: 7. 318e+004
Nombre de Mflops pour la résolution	: 3. 699e+002
Pivot relatif minimum	: 3. 550e-007

b.1. calcul de fréquences :

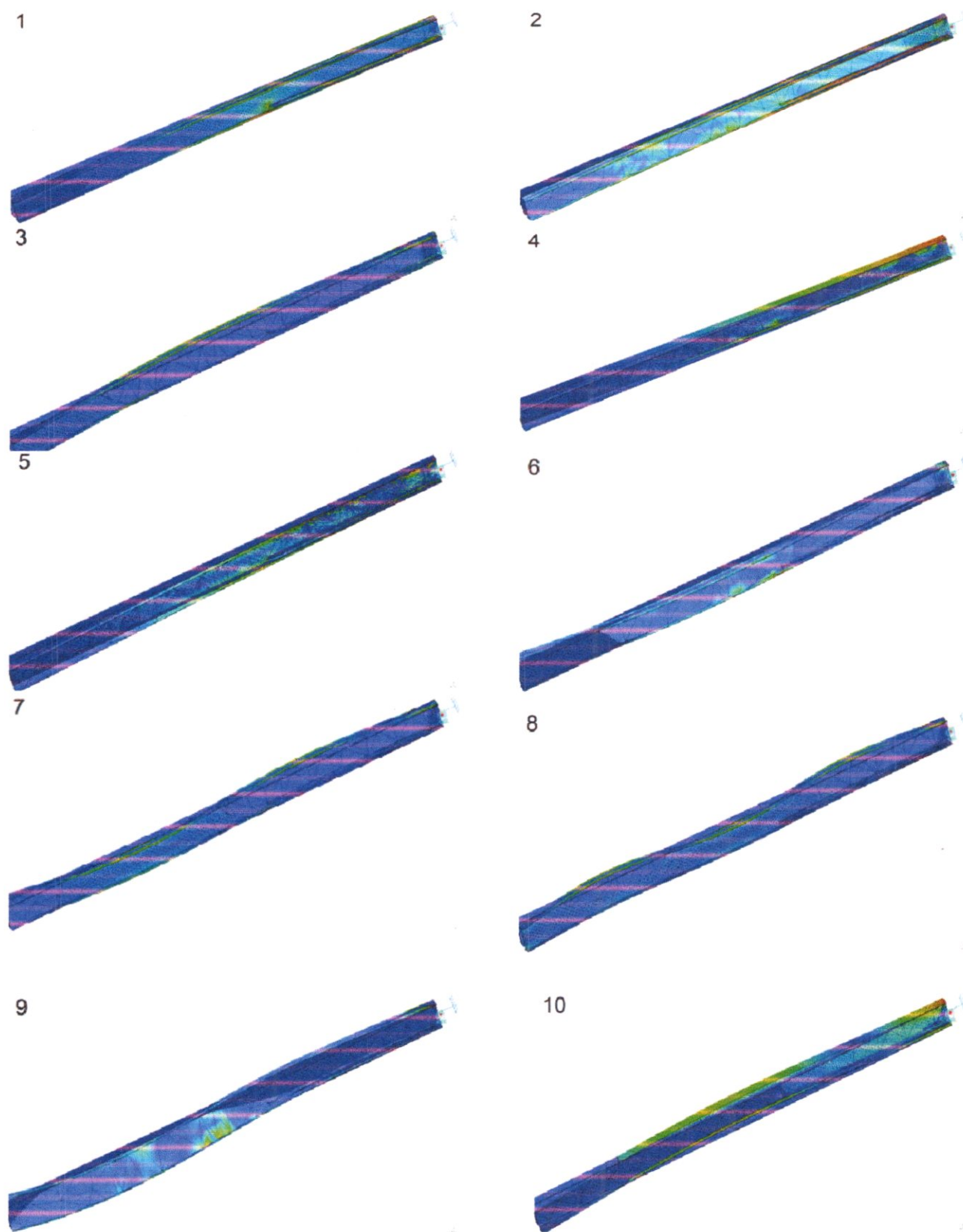


Figure 4.18 - visualisation des 10 modes propres.

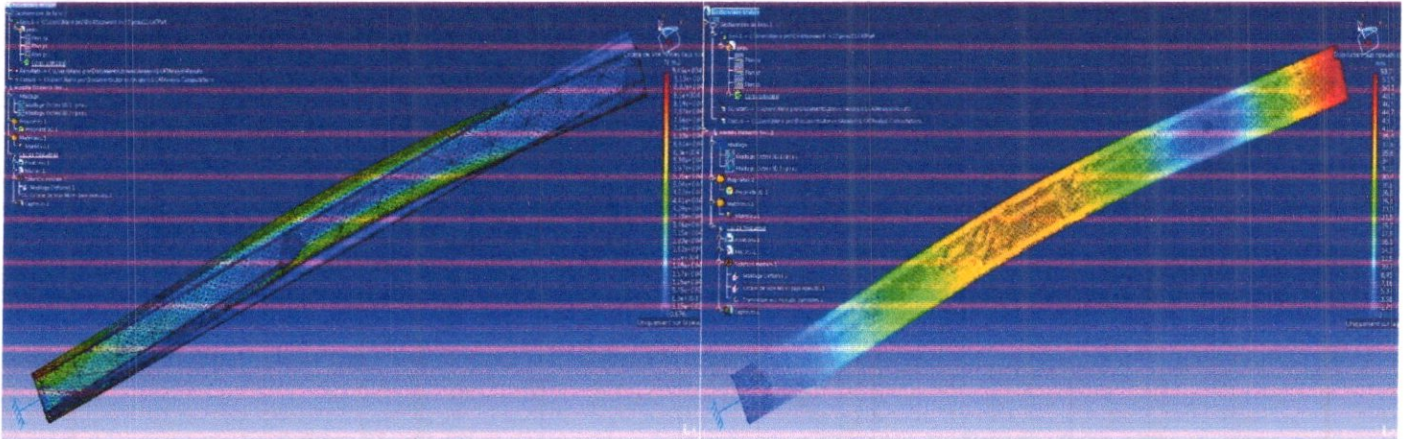


Figure 4.19 – Solution dynamique, critère de Von Mises et déplacements aux nœuds.

4.4.6. Analyse de comparaison :

En premier lieu, le modèle poutre en alliage d'aluminium a été validé par un calcul analytique. Les valeurs des déplacements obtenues étaient comparables du point de vue ordre de grandeur et présentaient seulement un rapport de 0,85% pour les valeurs maximales de la flèche. Ceci a permis de valider le modèle en éléments finis et donc de prendre en considération la répartition des contraintes et les modes propres. Théoriquement, une structure en nids d'abeilles présenterait une déformée plus importante et des contraintes moins concentrées que celles d'une structure en alliage d'aluminium AU4G [Gay9]. Et dans notre analyse nous avons confirmé ceci.

Toutefois, cette analyse nous a permis de situer un problème de flexion pour le cas de la poutre en alliage d'aluminium. Ainsi on a pu déterminer les déplacements et la répartition des contraintes le long de la poutre pour une force de 6000N.

Les contraintes maximales observées étaient proches de la limite élastique du matériau à certaines zones de la poutre en particulier, l'encastrement et les semelles. Ceci conduit à dire que la force considérée représente la charge maximale que peut supporter la poutre dans le domaine élastique. La connaissance des zones de concentration des contraintes est aussi importante, car un renforcement de ces parties permettra une meilleure résistance de la poutre.

L'analyse modale montre une nette différence entre le comportement en excitation des deux types de structures. En effet la poutre en AU4G présente une déformation en flexion et en torsion pour la plus part de ses modes et un couplage entre torsion et flexion dans les modes 4, 6, 7, 8. Pour la poutre en nids d'abeilles un couplage entre torsion et flexion les modes 2, 5, 7, 9 et 10, seule une torsion est observée au mode 6.

Nous remarquons aussi une différence impressionnante avec les fréquences des modes propres. Ce qui privilégie la poutre en nid d'abeille avec ces fréquences nettement plus basse, on comprend alors que cette dernière a un coefficient d'amortissement plus élevé que la poutre AU4G ce qui diminue les risques de rupture d'où une plus grande sécurité.

Aussi nous avons gagné environ 25 Kg avec la poutre en nid d'abeille ce qui augmente les performances de la structure entière.

Ceci confirme encore l'avantage des structures sandwichs par le gain de poids très considérable qu'elles présentent en faveur de la construction aéronautique qui cherche depuis toujours à minimiser le rapport poids / performances.

Il est cependant nécessaire de souligner que les deux peaux doivent adhérer le mieux possible à l'âme puisque le comportement mécanique final de la structure en nids d'abeilles est directement lié à cette adhérence. Dans notre cas l'époxy auto-adhésif a joué un rôle déterminant en montrant qu'il est très fiable comme colle de proximité.

Enfin, il ressort à la lumière de cette comparaison qu'une conception en nid d'abeille renferme des caractéristiques remarquables, que ce soit pour sa masse nettement réduite, ou pour son comportement meilleur en flexion et en vibrations, amortissement et sécurité.

4.5 Conclusion :

Nous avons vu dans ce chapitre la contribution de la C.A.O. associée à la méthode des éléments finis dans la modélisation des structures, quelles soient en matériau classique tel que l'alliage d'Aluminium dans notre cas ou bien en matériau moderne tel que le sandwich en nids d'abeilles.

La modélisation géométrique de la poutre principale de l'aile du SAFIR 43 a été très riche. Cependant elle nous a permis de comprendre que la conception des matériaux en nid d'abeille est très complexe au niveau de l'homogénéité des matériaux et aussi leurs collage nous avons subi plusieurs échecs, mais au final nous avons abouti sur structure visiblement stable et prometteuse.

La modélisation de la poutre en matériau sandwich en nids d'abeilles est une innovation et l'étude de résistance mécanique donne à espérer pour l'avenir une proposition du passage de l'aluminium au composite du type sandwich en nids d'abeilles.

Le calcul des modes propres a bien mis en évidence que la nouvelle structure proposée en sandwich engendre moins de sollicitations, ce qui entraîne une possibilité d'utilisation plus accrue et des performances en progression.

Conclusion général :

Malgré le peu d'informations dont on disposait sur les résultats théoriques et expérimentaux, nous pouvons proposer maintenant grâce à cette étude d'analyse de la poutre en matériau sandwich en nids d'abeilles une géométrie qui résiste aux sollicitations de l'avion ainsi qu'aux vibrations.

Il est important de souligner par la suite de notre étude, l'importance de la simulation numérique dans le cadre de l'analyse des structures par éléments finis. Ce projet nous a permis d'approfondir nos connaissances sur la modélisation numérique en utilisant un des moyens les plus sophistiqués en calcul de structures le logiciel CATIA et c'est un acquis d'une grande valeur pour un ingénieur.

Nous avons vu dans ce chapitre la contribution de la C.A.O. associée à la méthode des éléments finis dans la modélisation des structures, quelles soient en matériau classique tel que l'alliage d'Aluminium dans notre cas ou bien en matériau moderne tel que le sandwich en nids d'abeilles.

La modélisation géométrique de la poutre principale de l'aile du SAFIR 43 a été très riche. Cependant elle nous a permis de comprendre que la conception des matériaux en nid d'abeille est très complexe au niveau de l'homogénéité des matériaux et aussi leurs collage nous avons subi plusieurs échecs, mais au final nous avons abouti sur structure visiblement stable et prometteuse.

La modélisation de la poutre en matériau sandwich en nids d'abeilles est une innovation et l'étude de résistance mécanique donne à espérer pour l'avenir une proposition du passage de l'aluminium au composite du type sandwich en nids d'abeilles.

Le calcul des modes propres a bien mis en évidence que la nouvelle structure proposée en sandwich engendre moins de sollicitations, ce qui entraîne une possibilité d'utilisation plus accrue et des performances en progression.

BIBLIOGRAPHIE GENERALE :

Nos références sont les suivants :

[J.Rou] J.Rouchon .Matériaux composites pour structures d'aéronefs.

[Nad] Nadia BAHLOULI.Cours Matériaux Composites / DESS Mécanique avancée et stratégie industrielle. IPST-ULP.

[Gay97] GAY D., Matériaux composites, 3^e édition, Editions Hermes, 1997, ISBN 2-86601 586-X.

[Ber99] BERTHELOT J.-M., Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse des structures, 3^e édition 1999, ISBN 2-7430-0349-9.

[Cla05] CLAUDE BATHIAS et COLL., Matériaux Composites, Dunod, Paris,2005, ISBN 2 10 0063987.

[Gay9] D. Gay, « Matériaux Composites », 3^eème édition Ed. Hermès, 1991.

[Nad66] Nadine Bourgeois, « Caractérisation et modélisation micromécanique du comportement et de l'endommagement d'un composite à matrice métallique : Al/SiCp », thèse de doctorat soutenue le 18 janvier 1993, Ecole Centrale de Paris.

[Man86] J.F. Mandell, Fatigue behaviour of fibre resin composites, Developments in Reinforced Plastics, App. Sci. Pub., P.G. Pinchard (ed.) London-New York, 67, 1982.

[Lor17] H.T. Hahn, L. Lorenzo, Fatigue failure mechanisms in composite laminates, Advances in Fracture Research, 6th International conference fracture, New Delhi, India, 4-10 Dec. 1984, pp. 549-568.

Sites Internet :

[1] GLOSSAIRE DES MATERIAUX COMPOSITES – CARMA –Actualisation octobre 2006. www.Carma.fr.

[2] CETIM Mallard, Rapport DPE1991.

[3] M.C. Gill Corporation, Board capabilities in structural core materials technology, [http:// www.mcgillcorp.com/alcore_brigitine/alcorebrigitinefr/francais/nidabeilles.htm](http://www.mcgillcorp.com/alcore_brigitine/alcorebrigitinefr/francais/nidabeilles.htm).

[4] Colloque Composite de TOULOUSE du 3 octobre 2007 n°48 : par Michel ROBERT "Les Composites Aéronautiques 40 ans déjà et ce n'est qu'un début !!"

[5] Corvus Aircraft.E-Mail : info@innov-air.com - Web : www.innov-air.com.

[6] Military Handbook 17, <http://mil-17.udel.edu>.

