

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'études**

En vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique

Spécialité: construction aéronautique

Option : structure

THÈME

**Modélisation et étude comparative des poutres d'aile
d'avion en alliage aluminium et en nid d'abeille**

Réalisé par :

**Ouadjnia Djamel.
Belaoune Labib.**

Promoteur :

Mr:A.Allali.

Juin 2008

REMERCIEMENTS

Avant tout le bon merci pour le bon dieu tout puissant de nous avoir donné cette foi et cette confiance en soi, ainsi que cette volonte et ce courage, pour pouvoir nous voir un jour devant un jury, afin d'obtenir un tel diplôme. Je remercie encore tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Sans avoir oublié, je tiens à remercier, **Mr. A.Allali**, qui a bien voulu m'accueillir dans son laboratoire et qui a assuré la direction scientifique de ce travail. Nous remercions son attention, ses précieux conseils.

Nous exprimons notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants et sans oublier qui ont contribué à assurer notre formation.

Nous remercions le président de jury et les ensembles de jury d'avoir accepter d'évaluer ce travail.

Nous tenons à remercier tous ce qui a participé de proche ou de loin à l'accomplissement de ce travail.

Dedication

Je dédie ce travail

A mes très chers parents.

A mes chers frère.

A ma chère sœur, ainsi que leurs époux

A tout les amis (es) et à toute la promotion

2008 d'ingénieur.

Belaoune labib

Dedication

Je dédie ce modeste travail à ma très chère famille, ma mère qui ne cesse jamais de me soutenir moralement, mon père, mes chers frères et sœurs.

A tous ceux qui ont participé à notre formation dès la première année.

A tous mes amis de la promotion, à tous ceux qui me connaissent et qui m'aiment.

Ouadjnia djamel.

Résumé

Le présent 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 Zlin 142,

en alliages d'aluminium et en nids d'abeilles, a été entreprise par le logiciel MSC/PATRAN, un puissant outil de conception et d'analyse de structures par éléments finis.

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

Mots clés : Matériau composite / sandwich en nids d'abeilles / structures aéronautiques / analyse par éléments finis / Conception Assistée par Ordinateur (CAO).



Abstract

This work is achieved within the general framework of the study and the modelling of a of honeycomb structure and aeronautical application. With this intention, a review literature makes it possible to expose the interests and physical properties of composite Materials, in particular honeycomb sandwiches. These materials result from the association of two components with complementary mechanical properties, thus offering a particular contribution to the aeronautical industry 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 behaviour With the various loadings remains little known, which limits their application to the secondary structures. In this direction, an approach of modeling and analysis of the behavior in inflection of the principal beam of the plane Zlin 142, out of aluminum alloys and honeycombs, was undertaken by MSC/PATRAN software, a powerful tool of design and analysis of structures per finite elements.

Thereafter, the computation results affirm indeed that honeycomb structure is advantageous when it is a question of seeking, in the case of the aeronautical structures, the best performances for a minimum of weight.

Key words: Composite material / honeycomb sandwich / finite elements analysis / aeronautical structures / Computer Aided Design (CAO).



Tables des matières

LISTE DES FIGURES	XII
LISTE DES TABLEAUX	XV
INTRODUCTION GENERALE	1
But	1
Motivation	1
Organisation	2
CHAPITRE 1 - MATERIAUX COMPOSITES ET ALLIAGE ALUMINIUM	3
1.1 MATERIAUX COMPOSITES	3
1.1.1 Introduction	3
1.1.2 Définition	3
1.1.2.1 Définitions de base	4
1.1.2.2 Arborescence des matériaux de synthèse	4
1.1.3 Que fabrique-t-on en matériaux composites ?	5
1.1.4 Les composants élémentaires des matériaux composites	6
1.1.4.1 Les Matrices	6
1.1.4.1.1 Les résines thermodurcissables (TD)	7
1.1.4.1.2 les résines thermoplastiques (TP)	8
1.1.4.2 les charges et additifs	8
1.1.4.2.1 Les fonctions des charges	9
1.1.4.3 Les fibres et tissus	9
1.1.4.4 Les différents types des fibres	10
1.1.4.4.1 Les fibres de verre	10
1.1.4.4.2 Les fibres de carbone	10
1.1.4.4.3 Les fibres de polymère	10
1.1.4.4.4 Les fibres métalliques ou céramiques	10
1.1.4.4.5 Les microbilles (pleines ou creuses(pleines ou creuses)	11
1.1.4.4.6 Les fibres d'origine minérale	11
1.1.4.5 Principaux matériaux de renfort (organigramme)	11
1.1.5 Classification des matériaux composites	11
1.1.5.1 Classification suivant la forme des constituants	11
1.1.5.1.2 Composites à particules	12
1.1.5.2 Classification suivant la nature des constituants	12
1.1.5.2.1 Composites à matrice organique	13
1.1.5.2.2 Composites à matrice métallique	13
1.1.5.2.3 Composite à matrice minérale	13
1.1.6 Pourquoi des matériaux composites ?	13
1.1.6.1 Isotropie, Anisotropie	13
1.1.7 Procédés de fabrication	15
1.1.7.1 Les technologies de Mise en œuvre des matériaux composites	15
1.1.7.1.1 Moulage sans pression	15
1.1.7.1.1.1 Moulage au contact	15
1.1.7.1.1.2 Moulage par projection simultanée	16

1.1.7.1.2	Moulage sous vide	17
1.1.7.1.3	Moulage par compression	18
1.1.7.1.3.1	moulage par injection de résine	18
1.1.7.1.3.2	moulage par compression à froid	19
1.1.7.1.3.3	Moulage par compression à chaud	19
1.1.7.1.3.4	Moulage par injection	20
1.1.7.1.4	Moulage en continu	20
1.1.7.1.5	Moulage par pultrusion	20
1.1.7.1.6	Moulage par centrifugation	21
1.1.7.1.7	Moulage par enroulement filamentaire	22
1.1.7.2	Architecture des matériaux composites	23
1.1.7.2.1	Stratifiés	23
1.1.7.2.2	Composites sandwichs	24
1.2	ALLIAGE ALUMINIUM	26
1.2.1	Introduction	26
1.2.2	La fabrication de l'aluminium	26
1.2.3	Avantages techniques et économique	27
1.2.4	Précautions d'emploi	29
1.3	LES MATERIAUX COMPOSITES EN AERONAUTIQUE	29
1.3.1	Introduction	29
1.3.2	Les pièces composites dans les avions	30
1.3.3	Les gros porteurs	30
1.3.3.1	Comment évaluer les gains ?	30
1.3.3.2	exemples	31
1.4	CONCLUSION	33
	CHAPITRE 2 - MATERIAUX SANDWICHS	34
2.1	Introduction	34
2.2	Qu'est-ce qu'un matériau sandwich ?	34
2.2.1	Quelques propriétés du matériau sandwich	35
2.2.2	Les matériaux constitutifs	35
2.3	Sollicitations simplifiées des matériaux sandwichs	35
2.3.1	Les contraintes	35
2.3.2	Les déplacements	36
2.4	Quelques particularités	38
2.4.1	Masses comparées à rigidité équivalente de flexion EI	38
2.4.2	Les structures sandwichs se détériorent par flambement	38
2.4.2.1	Flambement de l'ensemble	39
2.4.2.2	Flambement local des revêtements	39
2.4.2.3	Autres types d'endommagement	40
2.5	Problèmes de construction	41
2.5.1.1	Qu'est-ce que le nid d'abeilles ?	41
2.5.1.2	Pourquoi utiliser ce matériau ?	41
2.5.1.3	Quelques propriétés	41
2.5.2	Architecture des nids d'abeilles	42
2.5.3	La mise en forme	43
2.5.4	L'insertion des pièces et ferrures d'attache	45
2.5.5	La réparation (revêtements stratifiés)	46
2.5.6	Le contrôle de qualité non destructif	46
2.5.6.1	Les principales méthodes de détection non destructive	46
2.5.6.2	L'émission acoustique	47
2.6	La flexion des poutres à phases isotropes, à plan de symétrie	48

2.6.1 Détermination des contraintes	48
2.6.2 Interprétation énergétique	51
2.6.3 Extension au cas dynamique	54
2.7 Conclusion	56
CHAPITRE 3 - MODELISATION ET ANALYSE	57
3.1 Introduction	57
3.2 Caractéristiques générale et destination de l'avion Zlin 142	57
3.3 Analyse par éléments finis et CAO	58
3.3.1 La méthode des éléments finis	58
3.3.2 Analyse des structures par la méthode des éléments finis	59
3.3.4 Conception Assisté par Ordinateur (C.A.O.)	61
3.3.5 Moyens informatiques	61
3.4 Modélisation et analyse des structures	62
3.4.1 Organigramme général	62
3.4.2 Modèle géométrique et simplifications	64
3.4.3 Types d'éléments utilisés	64
3.4.4 Détails sur le maillage par MSC/PATRAN	64
3.5 Modélisation et analyse	65
3.5.1 Poutre de départ du Zlin 142	65
3.5.1.1 Génération de la géométrie et du maillage	65
3.5.1.2 Conditions aux limites et types de chargements	66
3.5.1.3 Propriétés mécaniques du matériau AU4G	67
3.5.1.3 Résultats et analyse	68
3.5.2 Le modèle poutre en nids d'abeilles	74
3.5.2.1 Génération de la géométrie et du maillage	74
3.5.2.2 Conditions aux limites et types de chargements	76
3.5.2.3 Propriétés du matériau	77
3.5.2.4 Résultats et analyse	77
3.6 Analyse de comparaison	79
3.7 Conclusion	80
CONCLUSION GENERALE	81
BIBLIOGRAPHIE GENERALE	83

Liste des figures

FIGURE 1.1 : ARBORESCENCE DES MATERIAUX DE SYNTHESE	4
FIGURE 1.2 : CONSTITUTION D'UN MATERIAU COMPOSITE	6
FIGURE 1.3 : LES DIFFERENTES FAMILLES DES MATRICES	7
FIGURE 1.4 : PRINCIPAUX MATERIAUX DE RENFORT	11
FIGURE 1.5 : MATERIAU ISOTROPE / ANISOTROPE.	14
FIGURE 1.6 : EFFETS DE L'ANISOTROPIE LORS DES DEFORMATIONS	14
FIGURE 1.7 : PRINCIPE DU MOULAGE AU CONTACT	15
FIGURE 1.8 : PRINCIPE DU MOULAGE PAR PROJECTION	16
FIGURE 1.9 : MOULAGE SOUS VIDE.	17
FIGURE 1.10 : MOULAGE PAR INJECTION DE RESINE	18
FIGURE 1.11 : MOULAGE PAR INJECTION	19
FIGURE 1.12 : MOULAGE EN CONTINU DES PLAQUES	20
FIGURE 1.13 : MOULAGE PAR PULTRUSION.	20
FIGURE 1.14 : MOULAGE PAR CENTRIFUGATION	22
FIGURE 1.15 : ENROULEMENT FILAMENTAIRE EN CHAINE.	22
FIGURE 1.16 : CONSTITUTION D'UN STRATIFIE.	23
FIGURE 1.17 : POUTRE SOLLICITEE EN FLEXION.	24
FIGURE 1.18 : MATERIAUX SANDWICHS A AMES PLEINES	25
FIGURE 1.19 : MATERIAUX SANDWICHS A AMES CREUSES	25
FIGURE 1.20 : EVALUATION DES GAINS SUR LE POIDS.	31
FIGURE 1.21 : EVOLUTION DE L'UTILISATION DES COMPOSITES SUR LES AVIONS EUROPEENS	31
FIGURE 1.22 : ELEMENTS EN COMPOSITE DE L'AIRBUS A - 310 – 300	32
FIGURE 1.23 : ELEMENTS COMPOSITES SUR L'AVION AIRBUS A-320.	33
FIGURE 2.1 : MATERIAU SANDWICH	34
FIGURE 2.2 : FLEXION D'UNE POUTRE SANDWICH	36
FIGURE 2.3 : DIFFERENTES CONTRAINTES SUR LA POUTRE	36
FIGURE 2.4 : DEPLACEMENT LORS D'UNE FLEXION	37
FIGURE 2.5 : COMPARAISON ENTRE DIFFERENTS SANDWICHS	38
FIGURE 2.6 : FLAMBEMENT D'UNE POUTRE SANDWICH	39
FIGURE 2.7 : DIFFERENTES DEFORMATIONS DE LA POUTRE	39
FIGURE 2.8 : FLAMBEMENT LOCAL DE LA POUTRE SANDWICH	39
FIGURE 2.9 : ENDOMMAGEMENT DE LA POUTRE PAR FLAMBEMEN	40
FIGURE 2.10 : LE POINÇONNEMENT DE LA POUTRE	40
FIGURE 2.11 : RUPTURE DE LA POUTRE PAR COMPRESSION	40
FIGURE 2.12 : LE NID D'ABEILLES	41
FIGURE 2.13 : ARCHITECTURE DES NIDS D'ABEILLES	42
FIGURE 2.14 : FRAISE POUR LES NIDS D'ABEILLES	43
FIGURE 2.15 : DEFORMATION DES NIDS D'ABEILLES	43
FIGURE 2.16 : TYPE DES CELLULES DES NIDS D'ABEILLES	43
FIGURE 2.17 : CARACTERISTIQUES DES NIDS D'ABEILLES	44
FIGURE 2.18 : FABRICATION DES PIECES SANDWICHS	44
FIGURE 2.19 : DEFORMATION D'UN PANNEAU SANDWICH	44
FIGURE 2.20 : LES INSERTS	45
FIGURE 2.21 : TYPES D'ASSEMBLAGE DES PANNEAUX SANDWICHS	45
FIGURE 2.22 : REPARATION DES MATERIAUX SANDWICHS	46
FIGURE 2.23 : METHODES DE CONTROLE NON DESTRUCTIF	47
FIGURE 2.24 : DETECTION DE DEFAUTS PAR LE SABLE COLORE	47
FIGURE 2.25 : MODELES TYPIQUES DE POUTRE	47
FIGURE 2.26 : SECTION D'UNE POUTRE A PLAN SYMETRIQUE	49

FIGURE 2.27 : POUTRE COMPOSITE SOLLICITEE EN FLEXION	49
FIGURE 3.1 : SCHEMATISATION DE LA METHODE MEF	60
FIGURE 3.2 : SCHEMATISATION DE LA MODELISATION ET DE L'ANALY	62
FIGURE 3.3 : LA POUTRE PRINCIPALE DE L'AILE	63
FIGURE 3.4 : DETAILS DE LA POUTRE ETUDIEE	63
FIGURE 3.5 : LES ELEMENTS UTILISES	64
FIGURE 3.6 : MODELE GEOMETRIQUE DE LA POUTRE	65
FIGURE 3.7 : MAILLAGE DE LA POUTRE	65
FIGURE 3.8 : CONDITIONS AUX LIMITES SUR LA POUTRE	66
FIGURE 3.9 : DEFINITION DES PROPRIETES DU MATERIAU [PATRAN]	67
FIGURE 3.10 : CHOIX DE TYPE D'ANALYSE [PATRAN]	68
FIGURE 3.11 : REPARTITION DES DEPLACEMENTS SUR LA POUTRE [AU4G]	69
FIGURE 3.12 : POUTRE ENCASTREE	70
FIGURE 3.13 : VALEURS DU DEPLACEMENT DE LA POUTRE EN FLEXION	71
FIGURE 3.14 : REPARTITION DES CONTRAINTES [POUTRE AU4G]	72
FIGURE 3.15 : REPARTITION DES CONTRAINTES –ZOOM– [POUTRE AU4G]	73
FIGURE 3.16 : MODES PROPRES [POUTRE AU4G]	74
FIGURE 3.17 : MODELE GEOMETRIQUE [POUTRE EN NIDS D'ABEILLES]	75
FIGURE 3.18 : MODELE GEOMETRIQUE –ZOOM COEUR–	75
FIGURE 3.19 : MAILLAGE [POUTRE EN NIDS D'ABEILLES]	76
FIGURE 3.20: APPLICATION DE LA FORCE [POUTRE EN NIDS D'ABEILLES]	76
FIGURE 3.21 : ATTRIBUTION DE TYPE DE MATERIAU.	77
FIGURE 3.22 : MODES PROPRES [POUTRE EN NIDS D'ABEILLES]	78

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1.1 Applications des matériaux composites.	05
Tableau 1.2 Principales fonctions des charges.	09
Tableau 1.3 Avantages et inconvénients du moulage au contact.	16
Tableau 1.4 Avantages et inconvénients du moulage par projection simultanée.	17
Tableau 1.5 Avantages et inconvénients du moulage sous vide.	18
Tableau 1.6 Avantages et inconvénients du moulage par pultrusion.	21
Tableau 1.7 Avantages et inconvénients du moulage par centrifugation.	21
Tableau 1.8 Avantages et inconvénients du moulage par enroulement filamentaire.	23
Tableau 1.9 Les teneurs de différents oxydes de la bauxite.	26
Tableau 1.10 Masse volumique pour différents métaux.	27
Tableau 1.11 La charge de rupture de l'aluminium en fonction de la température.	28
Tableau 2.1 : Constitution d'un panneau sandwich.	35
Tableau 2.2 : Caractéristiques des nids d'abeilles courants.	42
Tableau 3.1 : Propriétés de base de l'AU4G.	67

Introduction générale

But

Le développement de l'utilisation des matériaux composites dans les structures nécessite de mettre en place les outils nécessaires à la modélisation du comportement mécanique des matériaux composites et à l'analyse des structures stratifiées ou sandwichs.

L'objet de ce mémoire est d'établir une synthèse de l'analyse du comportement mécanique des structures composites sandwichs, et d'en appliquer les développements aux problèmes de flexion et de vibrations de la poutre constituant une aile d'avion. En essayant de se rapprocher le plus possible de la réalité des choses, nous choisissons l'aile de l'avion ZLIN 142 fabriqué à l'entreprise de construction aéronautique de Tafaraoui pour mener notre calcul de résistance de la poutre principale constituant son aile. Actuellement cette aile est fabriquée en alliage d'aluminium et notre étude est d'essayer de la modéliser en sandwich.

Le contenu et la progression de ce projet ont été conçus avec les objectifs principaux suivants:

- Faire connaître de façon succincte l'intérêt des éléments composites en général, et des matériaux sandwichs en particulier, en évoquant leurs propriétés physiques et caractéristiques mécaniques,

- La présentation des principes de calcul des pièces composites par la modélisation et l'analyse de leur comportement mécanique,

- La présentation de l'intérêt fondamental des composites de type aéronautique et leur introduction plus ou moins importante et accélérée dans ce domaine,

- Apporter les éléments nécessaires pour aborder le problème de calcul d'une structure classique telle une aile d'avion et sa transformation en matériau sandwich en utilisant les nouvelles techniques de calcul par CAO.

Motivation

La recherche permanente des performances techniques jointes au besoin d'optimisation et d'allègement de certaines structures a motivé l'utilisation puis le développement de matériaux spécifiques dont la composition et les caractéristiques ont été adaptées à la solution technologique des problèmes à résoudre.

Les matériaux composites ont été développés dans cet état d'esprit.

L'idée de base est d'associer dans une même masse des matériaux différents par leurs natures chimiques et géométriques afin d'augmenter les performances globales du point de vue mécanique, physique et/ou chimique ainsi que de faciliter la mise en œuvre.

Introduction générale

Organisation

L'organisation générale du présent travail est composée de quatre chapitres:

Le premier chapitre introduit le lecteur par une définition explicite et générale des matériaux composites et leurs intérêts en montrant leurs propriétés physiques et caractéristiques mécaniques. Ensuite, sont décrits les différents éléments constitutifs d'un matériau composite. Puis une classification faite des matériaux composites selon la forme et la nature des constituants, permet d'illustrer l'architecture et les différents procédés de fabrication des matériaux composites.

Le second chapitre a pour objet de prendre en exemple les matériaux sandwichs, en rappelant les quelques caractéristiques spécifiques. Il développe ensuite les aspects fondamentaux relatifs à l'analyse des structures composites sandwichs. En fin de chapitre, sont émanés les problèmes de construction liés à la mise en forme, l'insertion des pièces et le contrôle de qualité ainsi que la flexion des poutres en résistance des matériaux.

Le dernier chapitre est réservé à la partie simulation et modélisation avec le logiciel d'analyse NASTRAN en traitant notre poutre constituant l'aile du ZLIN 142. Le calcul de résistance mécanique et l'étude du comportement aux vibrations sont traités sur cette aile dans le cas où le matériau est d'origine en alliage d'aluminium et dans la perspective où il serait en matériau sandwich.

Cette étude de comportement des deux matériaux nous permet d'aboutir à la comparaison des résultats et de prouver la validité de notre choix en faveur du matériau sandwich.

Nous clôturons ce mémoire par une conclusion générale et des perspectives.

Chapitre1:

MATERIAUX COMPOSITES ET ALLIAGE ALUMINIUM

1.1 MATERIAUX COMPOSITES

1.1.1 Introduction :

Les matériaux composites disposent d'atouts importants par rapport aux matériaux traditionnels. Ils apportent de nombreux avantages fonctionnels : légèreté, résistance mécanique et chimique, maintenance réduite, liberté de formes. Ils permettent d'augmenter la durée de vie de certains équipements grâce à leurs propriétés mécaniques et chimiques. Ils contribuent au renforcement de la sécurité grâce à une meilleure tenue aux chocs et au feu. Ils offrent une meilleure isolation thermique ou phonique et, pour certains d'entre eux, une bonne isolation électrique, ces performances remarquables sont à l'origine de solutions technologiques innovantes.

Parmi les composites, on distingue deux types : les composites grande diffusion (GD) et les composites haute performance (HP).

Les GD représentent 95% des composites utilisés. Ce sont en général des plastiques armés ou des plastiques renforcés. Dans 90% des cas, l'anisotropie n'existe pas ou n'est pas maîtrisée car les renforts sont des fibres courtes. Les principaux constituants de bases sont les résines polyester avec des fibres de verre. Renforts et matrices sont à des coûts voisins. Les HP, principalement utilisés dans l'aéronautique sont d'un coût élevé. Les renforts sont plutôt des fibres longues. Le taux de renfort est supérieur à 50%, et ce sont les renforts qui influent sur le coût. Les propriétés mécaniques (résistance mécanique et rigidité) sont largement supérieures à celles des métaux, contrairement aux GD. [S1]

1.1.2 Définition :

Un matériau composite est, par définition, tout alliage ou matière première comportant un renfort sous forme filamentaire. Il nécessite l'association intime d'au moins deux composants : le renfort et la matrice, qui doivent être compatibles entre eux et se solidariser, ce qui introduit la notion d'un agent de liaison, l'interface. Contrairement aux matières premières classiques les caractéristiques mécaniques, celles des composites ne sont réellement connues qu'après fabrication, car on réalise, en même temps, le matériau et le produit.

Actuellement, les composés à matrice organique représentent plus de 99% des matériaux composites ; toutefois, il existe également des composites à matrice inorganique (métallique ou céramique) dont la diffusion reste encore marginale.

Les matériaux composites ont été volontairement limités à ceux constitués par :

🌈 une matrice organique, résine thermoplastique (TP) ou thermodurcissable (TD).

🌈 une structure de renfort constituée de fibres, qui peuvent être de verre, de carbone, d'aramide ou de fibres naturelles (lin, chanvre, sisal).

L'ensemble « renfort – matrice » se complétant et permettant d'aboutir à un matériau dont l'ensemble des performances est supérieur à celui des composants pris séparément.

Les deux constituants principaux reçoivent des additifs ou charges nécessaires pour assurer une adhérence suffisante entre le renfort fibreux et la matrice Ils permettent également de modifier l'aspect ou les caractéristiques de la matière à laquelle ils sont ajoutés. [S2]

1.1.2.1 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. [1]

1.1.2.2 Arborescence des matériaux de synthèse : [S2]

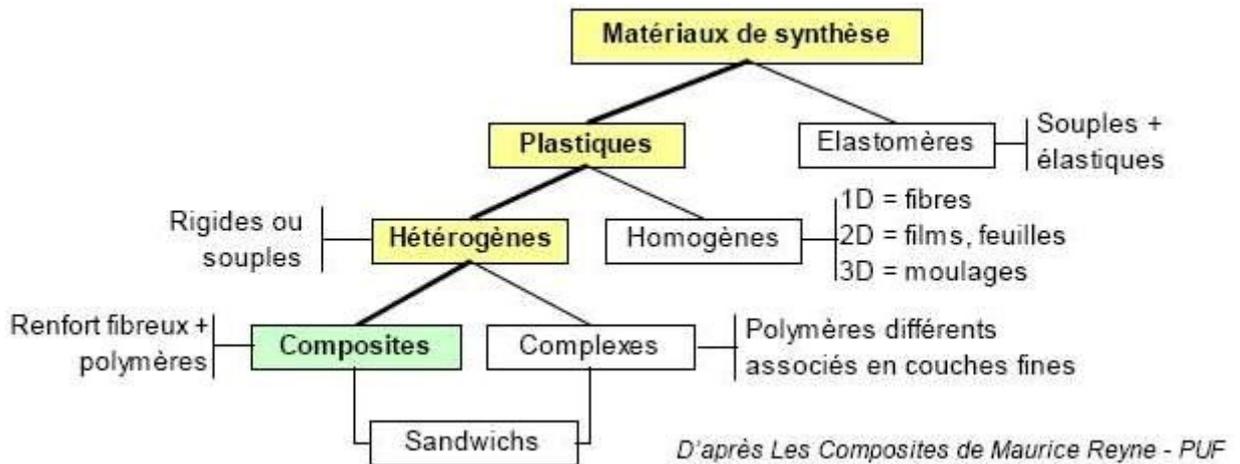


Figure1.1:Arborescence des matériaux de synthèse .

1.1.3 Que fabrique-t-on en matériaux composites ? [1]

L'éventail des applications est très large, et le tableau suivant nous donne une idée sur l'utilisation des matériaux composites dans les domaines suivants :

Tableau 1.1:		Applications des matériaux composites	
Electricité et électronique	Bâtiment et travaux publics		
Isolants de la grosse construction électrique, Supports de disjoncteurs, Supports des circuits imprimés, Armoires, coffrets, capots, Antenne, radômes, Sommets de tours de télévision, Eoliennes.	Cellules d'habitation, Cheminées d'usines, Coffrages, Moules à béton, Couvertures diverses (coupoles, hublots), Panneaux de façade, Profilés, Cloisons, portes, mobilier, sanitaire.		
Transport routier	Mécanique générale et diverse		
Pièces de carrosseries, Roues, boucliers, calandres, Arbre de transmission, Ressorts de suspension, Bouteilles de carburant gazeux, Poutres de châssis, Citernes routières, camions isothermes.	Engrenages, coussinets, Boîtiers, carters, corps de vérins, Lances de métier à tisser, Eléments de tables traçantes, Bouteilles de gaz sous pression, Tubes pour plates-formes offshore, Pneumatiques à carcasses radiales.		
Transport ferroviaire	Transport spatial		
Avants de motrice, Voitures, wagons, Portes, sièges, panneaux intérieurs, Gaines de ventilation.	Corps de propulseur, Réservoirs, Tuyères, Corps de rentrée dans l'atmosphère.		
Transport aérien	Sports et loisirs		
Avions de tourisme < tout composite >, Planeurs < tout composite >, Certaines de pièces d'avions : radôme, volets, Pales d'hélicoptères, hélices, Arbres de transmission, Disques de freins d'avions.	Raquettes de tennis et de squash, Cannes à pêche, javolets, Planches à voile de surf, à roulettes, Casques de protection, Cadres de bicyclette, Clubs de golf, avirons.		
Transport maritime	Transport filaire		
Embarcations de sauvetage, Engins de débarquement, Voiliers de compétition.	Cabines de téléphériques, Télécabines.		

1.1.4 Les composants élémentaires des matériaux composites :

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 œuvre utilisé.

On cherchera toujours à orienter au mieux les renforts en fonction des efforts auxquels la structure est soumise. [5]

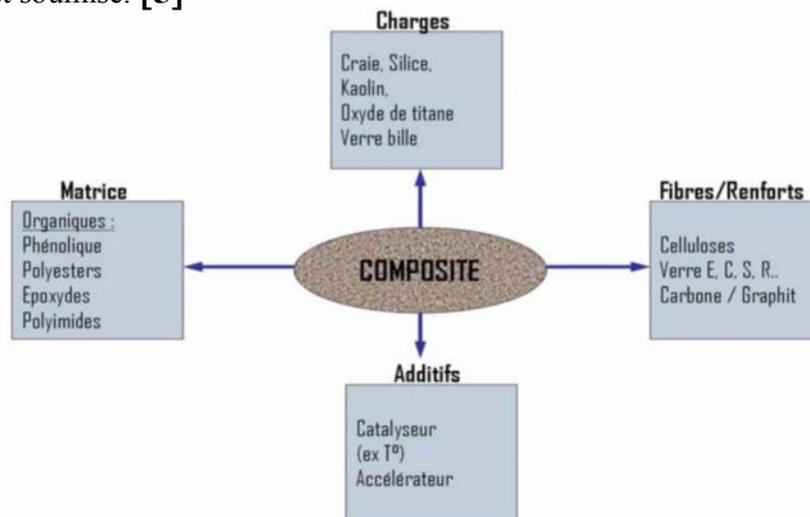


Figure 1.2 : Constitution d'un matériau composite.

1.1.4.1 Les Matrices : [5]

La matrice permet de lier les fibres de renforts, de répartir les contraintes, d'apporter la tenue chimique de la structure et de donner la forme désirée au produit final, et de les protéger de l'environnement extérieur. Les résines doivent donc être assez déformables et présenter une bonne compatibilité avec les fibres. En outre, elles doivent avoir une masse volumique faible de manière à conserver aux matériaux composites des caractéristiques mécaniques spécifiques élevées.

✚ Les différentes familles de Matrice sont présenté l'organigramme suivant:

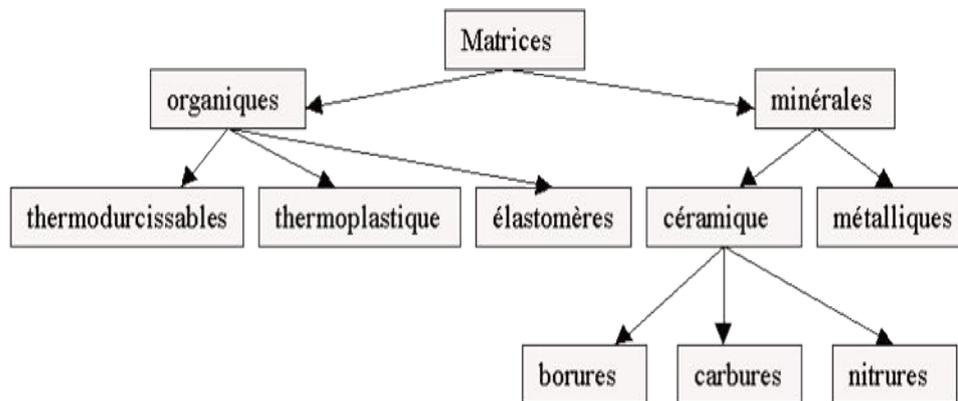


Figure 1.3 : Les différentes familles des Matrices

Parmi ces familles de résines, on distingue deux types de résines qui sont, actuellement, les plus utilisées:

1.1.4.1.1 Les résines thermodurcissables (TD) : [S1]

Elle sont, en général, associées avec des fibres longues. Les polymères thermodurcissables ont la forme d'un réseau tridimensionnel ; au cours de la polymérisation, ce réseau se pont (double liaison de polymérisation) et durcit de façon définitive lors du chauffage selon la forme souhaitée. La transformation est irréversible.

Les résines thermodurcissables principalement utilisées actuellement sont :

- ✚ **Les polyesters insaturés** ; ce sont les résines les plus utilisées dans les applications GD. Elles se présentent sous la forme d'une solution polyacide + polyalcool qui se rigidifient sous l'action d'un catalyseur et de l'action de la chaleur. Elles présentent le grand défaut d'émettre des vapeurs de styrène au cours de la polymérisation et d'être difficile à stocker.
- ✚ **Les vinylesters** : ce sont des variantes des polyesters obtenues à partir d'acide acrylique. Elles ont une bonne tenue à la fatigue et un bon comportement à la corrosion mais sont combustibles.
- ✚ **Les résines époxy** (ou époxydes) constituent la résine type des composites HP.
- ✚ **Les résines phénoliques** sont obtenues par la polycondensation du phénol et du formol ; elles présentent une très bonne tenue au feu, sans fumée (d'où leur utilisation dans le ferroviaire). Elles sont fragiles, sensibles à l'humidité, difficiles à mettre en œuvre.
- ✚ **les polyuréthanes** ont une faible viscosité qui facilite un bon remplissage du moule. D'autres résines TD sont utilisées pour des applications particulières comme par exemple le silicone (bonnes qualités électrique, thermique, chimique),

les poly-imides (composites HP pour une bonne stabilité à la température). En Europe, les composites à matrice thermodurcissables (TD) représentent **70% de la totalité des composites transformés**.

1.1.4.1.2 Les Résines thermoplastiques (TP) : [S1]

Elles ont renforcés avec des fibres courtes (et, parfois, avec des fibres longues) se développe fortement. Les polymères thermoplastiques ont une structure linéaire ; ils sont mis en forme par chauffage (les chaînes se plient), et durcissent au cours du refroidissement (les chaînes se bloquent). La transformation est réversible.

Les thermoplastiques (TP) présentent à l'état vierge de bonnes caractéristiques mécaniques. Un renforcement de fibres courtes leur confère une tenue mécanique et thermique améliorée et une bonne stabilité dimensionnelle. Toutefois, l'appellation « composite » n'est pas interprétée d'une manière uniforme, et certains industriels n'y incluent pas les thermoplastiques renforcés de fibres courtes qui représentent pourtant **90% des composites à matrice thermoplastique**. Les principales résines thermoplastiques utilisées dans les composites sont :

- ✚ Les polytéréphtalates éthylénique (PET) et butylénique (PBT) .
- ✚ Les polycarbonate (PC) .
- ✚ Les polyoxides de phénylène (PPO ou PPE) .
- ✚ Les polyoxyméthylène (POM) .
- ✚ Le polypropylène (PP) .
- ✚ Le polyamide-imide (PAI) .
- ✚ Le polyéther-imide (PEI) .
- ✚ Le polyéther-sulfone (PES) .
- ✚ Le polyéther-éther-cétone (PEEK).

1.1.4.2 Les charges et additifs : [S1]

Différents produits peuvent être incorporés à la résine pour lui conférer des caractéristiques particulières ou en réduire le coût. L'addition de ces produits a pour fonction soit d'améliorer les caractéristiques mécaniques et physiques du point fini, soit d'en faciliter la mise en œuvre.

Les charges incorporées sont soit renforçants pour l'amélioration des caractéristiques mécaniques de la résine, ou non renforçants pour diminuer le coût des résines en conservant leurs performances.

1.1.4.2.1 Les fonction des charges : [1]**Tableau 1.2:**

Principales fonctions des charges.

<i>Fonction</i>	<i>Compositions</i>
Renforçante (résine)	Microsphère creuse ou pleine ,mica
Abaissement du cout	CaCO ₃ , talc
Ignifugeante	Hydrate d'alumine, borate ZN
Conductivité électrique et thermique	Poudres métalliques, noires de c
Colorantes	Pigments ou colorantes
Dureté de surface	Mica, silice
Anti U-V	Peintures, noir de C

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.

1.1.4.3 Les fibres et tissus : [5]

Les renforts contribuent à améliorer la résistance mécanique, dureté et la rigidité des matériaux composites et se présentent sous forme filamentaire.

Ces renforts permettent également d'améliorer certaines propriétés physiques : comportement thermique, tenue en température, tenu au feu, résistance à l'abrasion, propriétés électriques, etc. Les caractéristiques recherchées pour les renforts sont : caractéristiques mécaniques élevées, masse volumique faible, bonne compatibilité avec les résines, facilité de mise en œuvre, faible coût, etc. En fonction des utilisations, les renforts peuvent être d'origines diverses : végétale, minérale, artificielle, synthétique, etc. Toutefois, les renforts les plus utilisés se présentent sous formes de fibres ou formes dérivées. Les renforts fibres se présentent sous diverses formes commerciales :

- ✚ Sous forme linéique (fils, mèches, etc.),
- ✚ Sous forme de tissus surfaciques (tissus simples, mats, etc.),
- ✚ Sous forme multidirectionnelle (tresses, tissus complexes, etc.).

Des fibres courtes particulières, les whiskers, dont les caractéristiques mécaniques sont élevées, sont également développées. Leur utilisation est toutefois limitée du fait des difficultés de fabrication.

1.1.4.4 Les différents types des fibres : [S1et S2]

1.1.4.4.1 Les fibres de verre :

Elles sont les plus anciennes (1940) et les moins chères (environ 1 euro/kg) des fibres du marché, et celles dont on réalise le plus fort tonnage. Elles sont fabriquées par extrusion du verre au travers d'une filière percée de trous de 1 à 2mm de diamètre, puis étirées jusqu'à obtenir des diamètres de 5 à 15mm, enduites et bobinées. Il existe différentes variétés (E, R, S) selon la proportion de chaque composant (SiO_2 , Al_2O_3 , B_2O_3 , CaO , MgO), les meilleures propriétés étant obtenues pour les plus fortes proportions de silice (verre 5, 65%).

1.1.4.4.2 Les fibres de carbone :

Elles doivent leurs propriétés à la très forte anisotropie des cristallites de graphite qui les composent. Leur prix décroît régulièrement, il est de l'ordre de 10 euros/kg. Elles sont fabriquées à partir de fibres de polymère (par exemple poly acrylonitrile) préalablement tissées, et carbonisées sous tension en plusieurs étapes, oxydation (100 à 200 degrés C), puis pyrolyse (1500-2500 degrés C).

Selon la température et le temps de cuisson, les fibres présentent une "haute résistance" (HR) ou un "haut module" (HM).

1.1.4.4.3 Les fibres de polymère :

Les plus connues sont des fibres de polyamides aromatiques, connues sous la marque commerciale de "Kevlar". De prix élevé (20 euros/kg), elles servent essentiellement à fabriquer des câbles.

1.1.4.4.4 Les fibres métalliques ou céramiques :

Elles sont les plus chères de toutes, en raison de leur difficulté de fabrication (de l'ordre de 1000 euros/kg). Les fibres de bore sont obtenues par réduction à 1100 degré de chlorure de bore, qui se dépose sur un fil de tungstène de 10 à 15mm de diamètre.

Le diamètre résultant est de 100 à 200mm pour la fibre. La même procédure expérimentale est utilisée pour produire des fibres de carbure de silicium (SiC). Les derniers développements concernent la production de trichites, ("whiskers") qui sont des monocristaux filamenteux obtenus par décomposition d'un sel métallique en ambiance réductrice. Leur longueur est de quelques millimètres, pour un diamètre d'environ 1mm. Elles approchent les propriétés d'un cristal parfait.

1.1.4.4.5 Les microbilles (pleines ou creuses):

- ✚ Elles peuvent être produites en verre , carbone ou polystyrène.
- ✚ Elles ont des diamètres compris entre 10 et 150mm ; le taux volumique de charge peut atteindre 50%.

1.1.4.4.6 Les fibres d'origine minérale :

Les principaux renforts minéraux sont le mica et l'amiante. L'un et l'autre sont des composés naturels dont les propriétés ne permettent pas d'atteindre les résistances obtenues avec les fibres.

Le mica se présente sous forme de paillettes, dont l'intérêt est d'offrir un renforcement bidirectionnel.

L'amiante (mélange d'oxydes de magnésium, de silice et d'eau, comportant également du sodium, du fer,...) se présente sous forme de fibrilles de 20mm, dont il est possible de détacher des fibres de plusieurs centimètres. Son caractère cancérigène a maintenant conduit à un abandon complet.

1.1.4.5 Principaux matériaux de renfort (organigramme) : [S1]

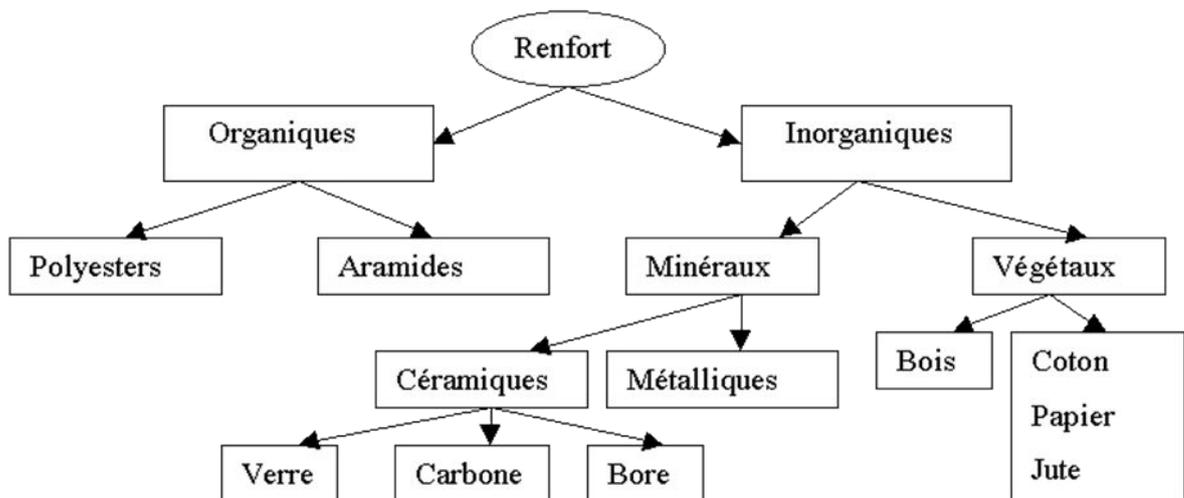


Figure1.4 : Principaux matériaux de renfort.

1.1. 5 Classification des matériaux composites : [2]

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

1.1.5.1 Classification suivant la forme des constituants :

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

1.1.5.1.1 Composites à fibres :

Un matériau composite à fibres possède un renfort sous forme de fibres. Les fibres utilisées se présentent soit sous forme de fibres continues, soit sous forme de fibres discontinues : fibres coupées, fibres courtes, etc. L'arrangement des fibres, leur orientation permettant de moduler à la carte les propriétés mécaniques des matériaux composites, pour obtenir des matériaux fortement anisotropes à des matériaux isotropes dans un plan. Le concepteur possède donc là un type de matériau dont il peut modifier et moduler à volonté les comportements mécaniques et physiques.

L'importance des matériaux composites à fibres justifie une étude exhaustive de leurs comportements mécaniques.

1.1.5.1.2 Composites à particules :

On parle de composite à particules lorsque le renfort se trouve sous forme de particules et sont généralement utilisées pour améliorer certaines propriétés des matériaux ou des matrices, comme la rigidité, la tenue à la température, la résistance à l'abrasion, la diminution du retrait, etc. Dans de nombreux cas, les particules sont simplement utilisées comme charges pour réduire le coût du matériau, sans en diminuer les caractéristiques.

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

Les cermets sont également des exemples de composite métal-céramique à particules, adaptés à des utilisations à température élevée. Par exemple, les cermets à base d'oxydes sont utilisés pour les outils de coupe à vitesse élevée, et pour les protections à hautes températures.

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

Ainsi, les composites à particules recouvrent un domaine étendu dont le développement s'accroît sans cesse.

1.1.5.2 Classification suivant la nature des constituants :

C'est la seconde classification des matériaux composites après avoir vu la classification suivant la forme.

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

1.1.5.2.1 Composite à matrice organique : (résine, charges), avec :

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

1.1.5.2.2 Composites à matrice métallique: (alliages légers et ultralégers d'aluminium, de magnésium, de titane), avec :

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

1.1.5.2.3 Composite à matrice minérale : (céramique), avec :

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

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

1.1.6 Pourquoi des matériaux composites ? [5]

Nous avons indiqué l'aptitude des matériaux composites à être conçus à la carte. D'autres raisons justifient leur développement, il est fondamental pour le concepteur de prévoir et de connaître aussi précisément que possible les caractéristiques géométriques et mécaniques d'un mélange « renfort-matrice » qui est la structure de base des pièces composites.

1.1.6.1 Anisotropie Isotropie : [5]

Lorsqu'on aborde l'étude du comportement des corps élastiques sous charge (théorie d'élasticité), on est amené à mettre en évidence, avec des considérations et des moyens qui ne sont pas forcément compliqués, les propriétés fondamentales suivantes :

- ✚ Un corps élastique soumis à des contraintes se déforme de façon réversible ;
- ✚ En chaque endroit à l'intérieur du corps, on peut isoler des facettes privilégiées sur lesquelles ne s'exercent que des contraintes normales ;
- ✚ Les normales à ces facettes sont appelées directions principales pour les contraintes ;
- ✚ Une petite sphère du matériau entourant un point du corps devient après application du chargement – et dont sous l'effet des contraintes – un petit ellipsoïde.

La position de cet ellipsoïde dans l'espace relativement aux directions principales pour les contraintes permet de caractériser la nature isotrope ou anisotrope du matériau constitutif du corps considéré.

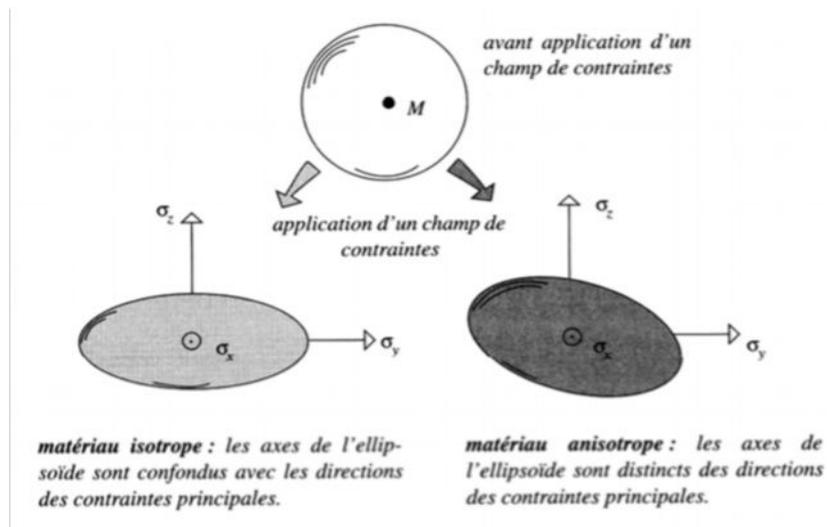


Figure 1.5 : Matériau isotrope / anisotrope.

Une manière simple de constater les effets de l'anisotropie lors de la déformation d'une pièce consiste à solliciter dans son plan une plaque de matériau anisotrope. Pour une plaque anisotrope, les traits obliques symbolisent par exemple la direction privilégiée suivant laquelle on a disposé des fibres de renfort. On peut constater que, pour une orientation quelconque du renfort, la même sollicitation uniaxiale appliquée successivement à la plaque isotrope et à la plaque anisotrope provoque chez cette dernière, en plus des dilatations longitudinales et transversales, une distorsion angulaire caractéristique.

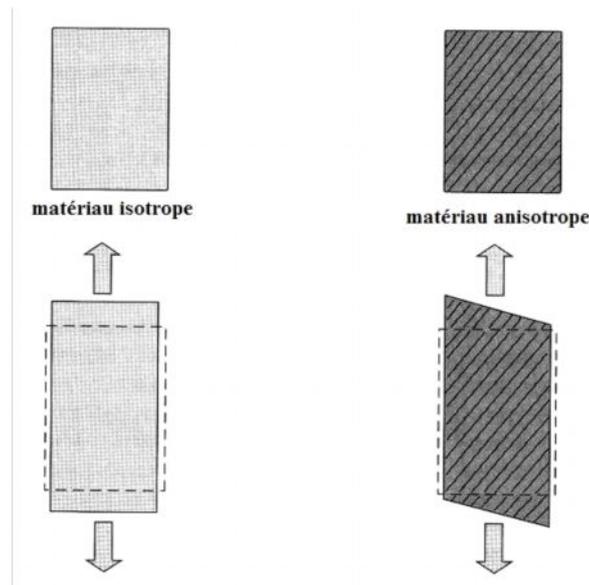


Figure 1.6 : Effets de l'anisotropie lors des déformations.

1.1.7 Procédés de fabrication :

Le mélange renfort/résine ne devient un véritable matériau composite résistant qu'au terme de la dernière des phases de la fabrication. C'est-à-dire le durcissement de la matrice.

Il sera alors impossible de le modifier ultérieurement, comme on peut modifier la structure d'un alliage métallique, par traitement thermique par exemple.

Dans le cas des composites à matrice résineuse, cette dernière doit être polymérisée.

La suite illustre les principaux procédés de mise en forme des pièces composites. [4]

1.1.7.1 Les technologies de Mise en œuvre des matériaux composites :

1.1.7.1.1 Moulage sans pression : [4]

Les méthodes de moulage à froid et sans intervention d'une presse sont les méthodes les plus simples à mettre en œuvre. Elles nécessitent un minimum d'équipement et par conséquent d'amortissement. Cette facilité a été à l'origine du succès des matériaux composites à fibres de verre, dans l'industrie et l'artisanat.

Ces méthodes permettent la réalisation de pièces en petites et moyennes séries, sans restriction de formes et de dimensions. Bien que la proportion de fibres puisse varier, elle reste toutefois limitée. Les pièces comportent une seule face lisse, reproduisant l'aspect du module. Enfin, la qualité de la pièce moulée dépend dans une large mesure du savoir-faire du mouleur.

1.1.7.1.1.1 Moulage au contact : [4]

🌈 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.

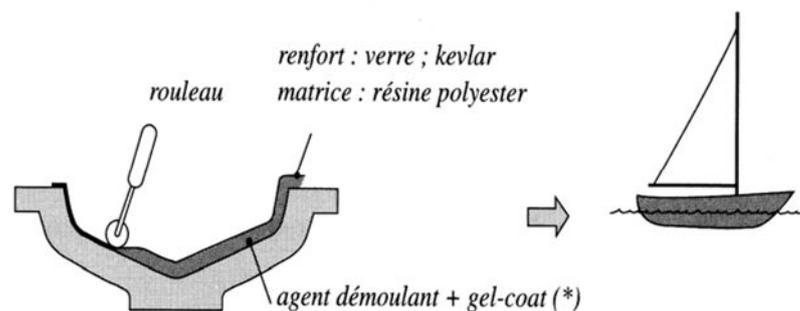


Figure 1.7 : Principe du moulage au contact.

🚦 Cas d'utilisation

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

🚦 Caractéristiques principales

Tableau 1.3 :

Avantages et inconvénients du moulage au contact.

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> -Très larges possibilités de forme. -Pas de limite dimensionnelle. -Une surface lisse gelcoatée (aspect, tenue à la corrosion) . -Propriétés mécaniques moyennes à bonnes Investissements spécifiques très faibles. - Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne. 	<ul style="list-style-type: none"> -Une seule face lisse. -Nécessité de finition (détourage, perçage, etc.). -Qualité tributaire de la main d'oeuvre. -Faible cadence de production par moule. -Espace de travail important. -Conditions de travail médiocres.

1.1.7.1.1.2 Moulage par projection simultanée : [4]

🚦 Principe :

Procédé manuel ou robotisé permettant la réalisation de pièces à partir de résines thermodurcissables à température ambiante et sans pression. Les matières premières sont mises en œuvre à l'aide d'une machine dite "de projection" comprenant :

- Un dispositif de coupe - projection du renfort (roving).
- Un ou deux pistolets projetant simultanément la résine.

Les fils coupés et la résine sont projetés sur la surface du moule puis compactés et ébullés à l'aide de rouleaux et d'ébulleurs. La résine préaccélérée est catalysée en continu lors de sa projection.

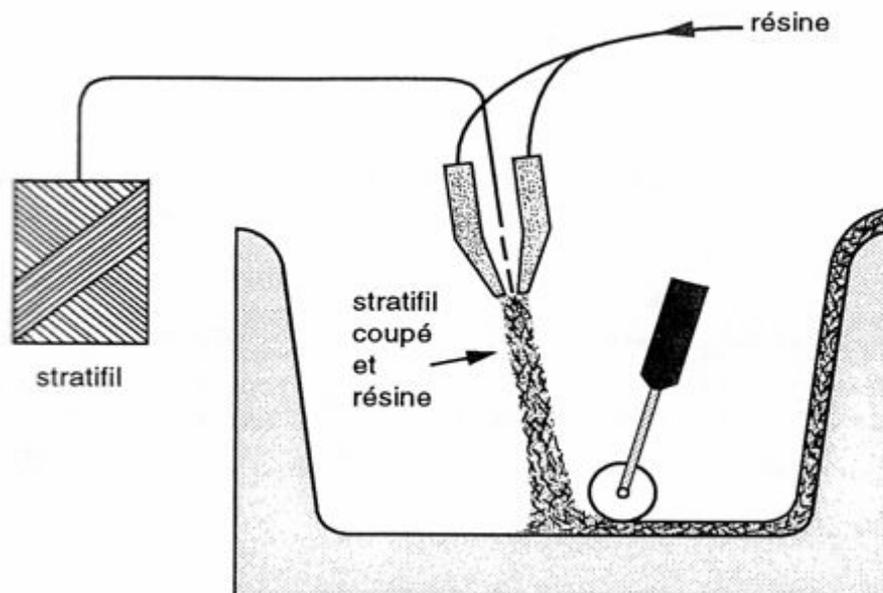


Figure 1.8 : Principe du moulage par projection simultanée.

✚ Cas d'utilisation :

- Production de pièces de moyennes à grandes dimensions.
- Recherche de réduction des coûts par rapport au contact.
- Petite et moyenne série.

✚ Caractéristiques principales :

Tableau 1.4 : Avantages et inconvénients du moulage par projection simultanée.

Avantages	Limites
-Très larges possibilités de forme et dimensions. -Investissements très modérés. -Moules simples, peu onéreux, rapides à réaliser en interne.	-Une seule face lisse. -Propriétés mécaniques moyenne. -Qualité tribulaire de la main d'oeuvre . -Conditions de travail très médiocres si absence d'agencements nécessaires.

1.1.7.1.2 Moulage sous vide : [4]

✚ Principe :

Le moulage sous vide s'effectue entre moule et contre-moule rigide, semi-rigide ou souple suivant la technologie de mise en oeuvre.

Le renfort (mat, tissu, préforme) est placé à l'intérieur du moule ; la résine catalysée est versée sur le renfort. On utilise la pression qui s'exerce sur le moule lors de la mise sous vide pour répartir la résine et imprégner le renfort.

La résine peut également être injectée par l'aspiration consécutive au vide.

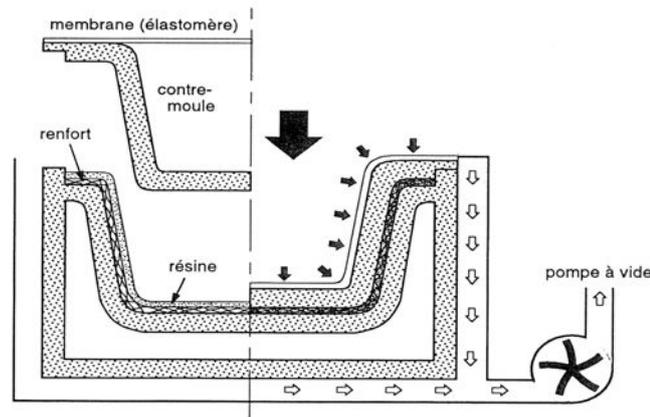


Figure 1.9 : Moulage sous vide.

✚ Cas d'utilisation :

- Production en petites séries de pièces nécessitant deux faces lisses .
- Amélioration des conditions de travail et d'hygiène (réduction des émanations de styrène) .

✚ Caractéristiques principales :

Tableau 1.5 :

Avantages et inconvénients du moulage sous vide.

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> -Deux faces lisses, éventuellement gelcoatées. -Qualité non tributaire de la main d'oeuvre . -Qualité constante . -Bonne cadence de production . -Nécessite peu de surface . -Investissements très modérés . -Bonnes conditions de travail et d'hygiène . 	<ul style="list-style-type: none"> -Possibilités de formes plus réduites qu'au contact. -Mise au point parfois difficile.

1.1.7.1.3 Moulage par compression :

1.1.7.1.3.1 Moulage par injection de résine :

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. [1]

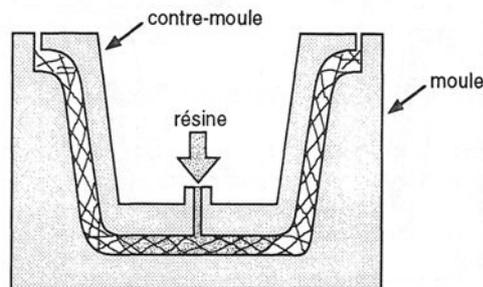


Figure 1.10 : Moulage par injection de résine.

✚ Cas d'utilisation

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

1.1.7.1.3.2 Moulage par compression à froid : [1]

Le moulage est effectué à basse pression (< 5 bars) sans chauffage du moule, l'énergie calorifique accumulée par le moulage des pièces est alors suffisante pour maintenir le moule à des températures de 50 à 70°C, en fonctionnement permanent.

Ce procédé de moulage est adapté à la fabrication de pièces de moyennes séries.

1.1.7.1.3.3 Moulage par compression à chaud : [1]

Le renfort constitué par du mat à fils coupés ou à fils continus, par des tissus ou par des préformes, est déposé sur le moule chauffant, enduit au préalable d'un agent de démoulage.

Ce procédé de moulage permet d'obtenir des proportions importantes de renfort, et par conséquent des pièces de bonnes caractéristiques mécaniques.

1.1.7.1.3.4 Moulage par injection : [4]

La méthode de moulage par injection est la méthode la plus répandue des méthodes de mise en œuvre des thermoplastiques armés.

Le moulage par injection est réalisé sur les presses conventionnelles utilisées pour l'injection des résines thermoplastiques.

Le type de matériau obtenu est plus généralement appelé « plastique renforcé » que matériaux composites. Cette technique est adaptée à la production de pièces en grandes séries.

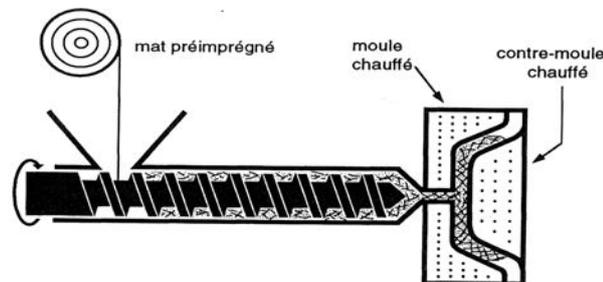


Figure 1.11 : Moulage par injection.

1.1.7.1.4 Moulage en continu : [4]

Le moulage en continu (fig.1.12) permet la fabrication de plaques planes, de panneaux sandwichs, de panneaux ondulés pour toiture, plaques nervurées, etc.

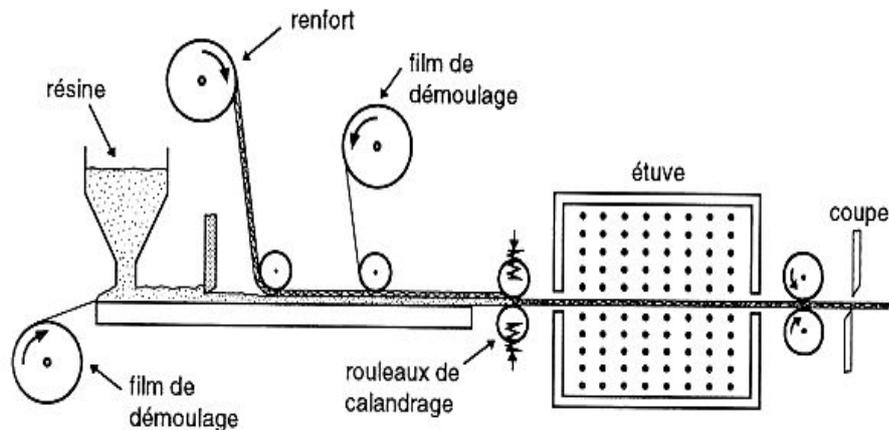
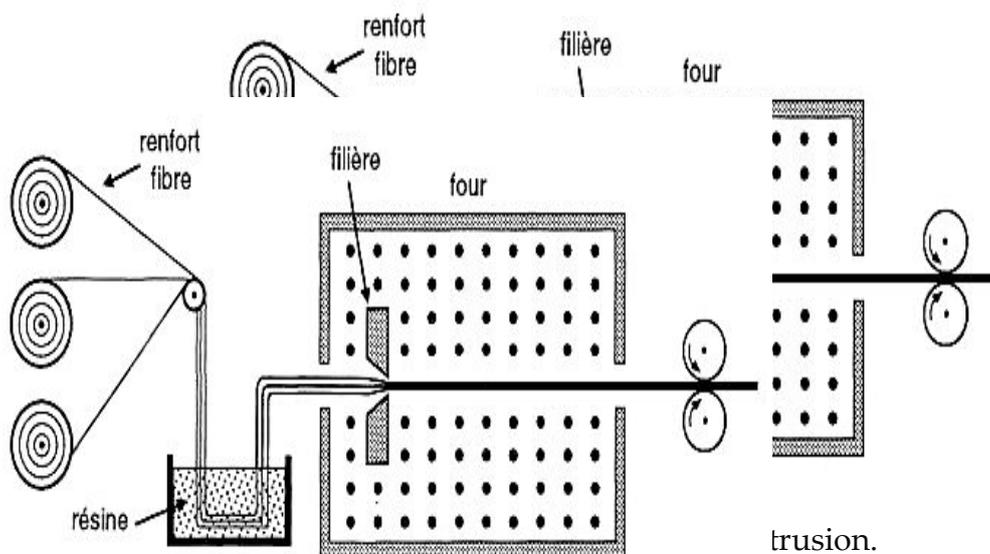


Figure 1.12 : Moulage en continu des plaques.

1.1.7.1.5 Moulage par pultrusion : [4]

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).

✚ Principales caractéristiques :

Tableau 1.6 : Avantages et inconvénients du moulage par pultrusion.

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> -Toutes formes de sections, même creuses, angles vifs -Aspect de surface lisse, moyen . -Très grande résistance mécanique, surtout longitudinale . -Bonne productivité : 0,2 à 2,5 m/min selon résines et sections . -Très faible part de main-d'œuvre . -Bonnes conditions de travail et d'hygiène niveau de productivité . 	<ul style="list-style-type: none"> -Pas de possibilité de variation de sections . -Profilé nécessairement rectiligne sauf Pull Forming -Investissement relativement élevé .

1.1.7.1.6 Moulage par centrifugation : [4]

✚ 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) .

✚ Principales caractéristiques :

Tableau 1.7 : Avantages et inconvénients du moulage par centrifugation .

Avantages	Limites
<ul style="list-style-type: none"> -Deux faces parfaitement lisses . -Larges possibilités dimensionnelles . -Matériau de très bonne qualité (pas de bulles) Aucune perte de matière . -Haut niveau de mécanisation, possibilité d'automatisation complète . -Bon niveau de productivité . 	<ul style="list-style-type: none"> Seulement les formes cylindriques (ou très faiblement coniques) . -Pas de possibilité de variation d'épaisseur . -Caractéristiques mécaniques moyennes . -Investissements élevés ; les moules doivent être parfaitement équilibrés .

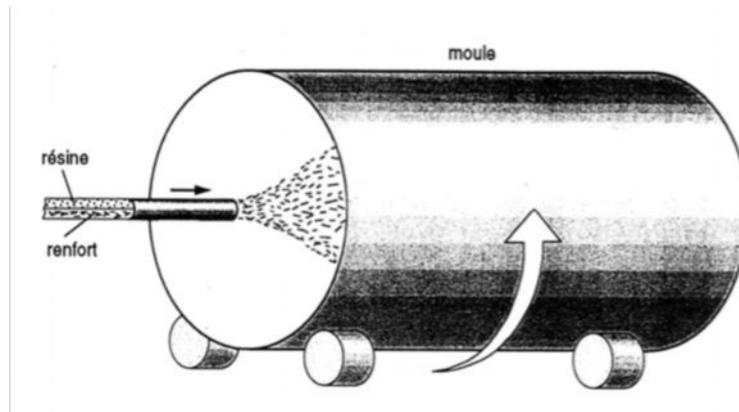


Figure 1.14 : Moulage par centrifugation.

1.1.7.1.7 Moulage par enroulement filamentaire : [B4]

🚦 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.

🚦 Cas d'utilisation:

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

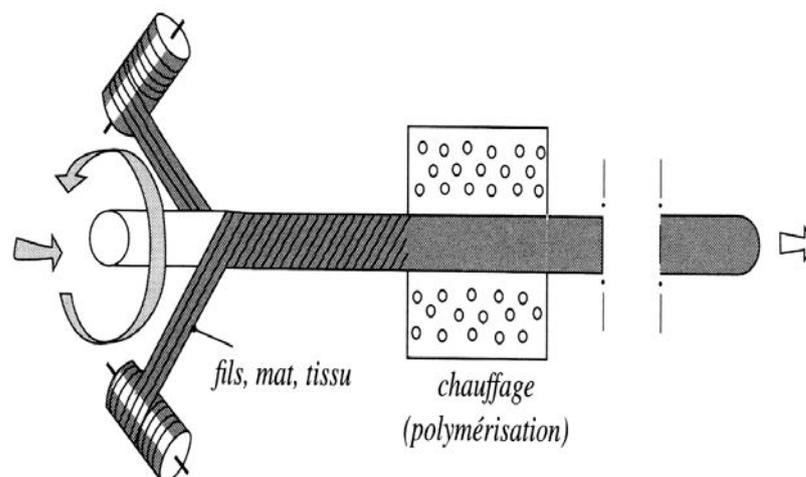


Figure 1.15: Enroulement filamentaire en chaîne.

✚ Principales caractéristiques :

Tableau 1.8 : Avantages et inconvénients du moulage par enroulement filamentaire.

Avantages	Limites
-Pièces à haute, voire très haute résistance (taux de renfort jusqu'à 80 % pondéral, fils continus orientés selon la direction des contraintes) . -Très grande latitude dimensionnelle (de quelques mm à plusieurs mètres en diamètre et longueur). -Part de main d'oeuvre réduite : mécanisation -Cadences de production élevées.	-Formes de révolution seulement . -Une seule face lisse . -Investissements assez élevés (lignes industrielles) .

1.1.7.2 Architecture des matériaux composites : [2]

L'objet de ce paragraphe est de dégager l'architecture générale des matériaux composites en particulier les panneaux sandwichs, nécessaire pour l'étude et la modélisation d'une structure composite.

1.1.7.2.1 Stratifiés :

Les stratifiés sont constitués (fig.1.16) de couches successives (appelées parfois plis) de renfort (fils, stratifils, mats, tissus, etc.) imprégnés de résines.

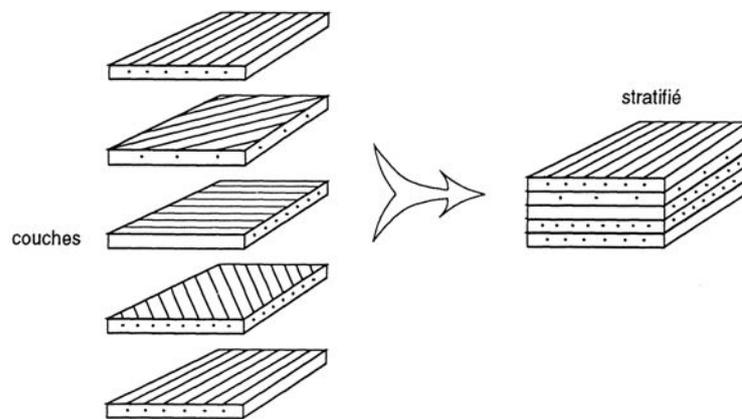


Figure 1.16 : Constitution d'un stratifié.

Dans le cas général, le renfort de chaque couche sera de natures diverses : fils, stratifils, mats, tissus, fibres de verre, fibres de carbone, etc. Chaque couche doit alors être désignée par l'indication de la nature des fibres, du type de renfort : fils, mat, tissu avec indication de la proportion de fibres suivant le sens chaîne et trame.

- ✚ Le choix de la nature et de la séquence des couches dépendra de l'utilisation du matériau composite, en l'adaptant au mieux au champ des contraintes imposé ;
- ✚ Les couches unidirectionnelles ont de bonnes performances mécaniques dans la direction des fibres ;
- ✚ Les mats sont peu résistants en traction et devront être réservés aux zones comprimées : par exemple (fig.1.17) couches unidirectionnelles dans la zone de traction, mat dans la zone de compression d'une poutre sollicitée en flexion ;
- ✚ Une stratification croisée sera sensible au délaminage interlaminaire ;
- ✚ Une stratification avec au moins trois directions de fibres sera nécessaire pour garantir généralement une bonne planéité du stratifié après démoulage.

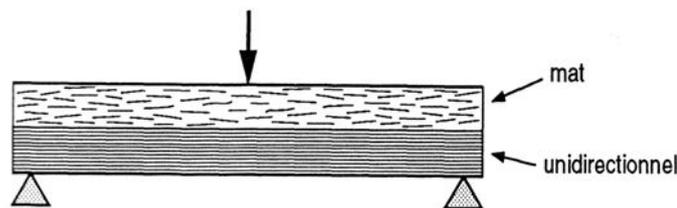


Figure 1.17 : Poutre sollicitée en flexion.

- **Stratifiés hybrides :**

Les stratifiés hybrides permettent d'être plus performant en utilisant au mieux les propriétés des diverses fibres disponibles. Parmi les différents hybrides, on peut distinguer :

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

1.1.7.2.2 Composites sandwichs : [2]

Le principe de la technique sandwich consiste à appliquer sur une âme (constituée d'un matériau ou d'une structure légère possédant de bonnes propriétés en compression) deux feuilles – ou peaux – (possédant de bonnes caractéristiques en traction). L'objectif d'un tel procédé est de constituer une structure permettant de concilier légèreté et rigidité. Généralement, le choix du matériau est fait avec pour objectif initial d'avoir une masse minimale en tenant compte ensuite des conditions d'utilisation (conditions thermiques, corrosion, prix, etc.).

Les matériaux les plus couramment utilisés sont :

- ✚ Pour les âmes pleines :
 - Le balsa ou bois cellulaire ;
 - Diverses mousses cellulaires ;
 - Des résines chargées de microsphères creuses de verre, appelées mousses syntactiques, etc.

- ✚ Pour les âmes creuses (fig.1.19), essentiellement nids d'abeilles et profilés :
 - Des alliages métalliques légers ;
 - Du papier kraft (enduit ou non de résine) ;
 - Du papier polyamide, type papier Nomex, etc.

- ✚ Des âmes mixtes peuvent être utilisées.

Les peaux sont le plus souvent des stratifiés (verre, carbone, kevlar) ou des feuilles d'alliages légers.

Pour que les structures sandwichs jouent pleinement leur rôle, il est nécessaire de veiller à avoir une solidarisation parfaite de l'ensemble âme-peaux, de manière à répartir les efforts entre âme et peaux. L'assemblage est réalisé par un collage à l'aide de résines compatibles avec les matériaux en présence.

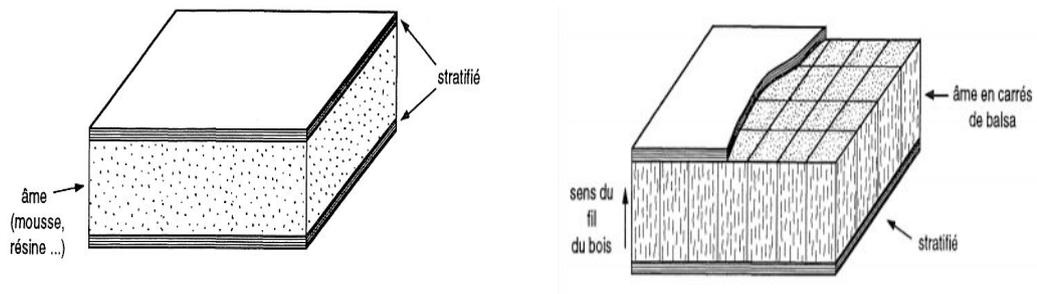


Figure 1.18 : Matériaux sandwichs à âmes pleines.

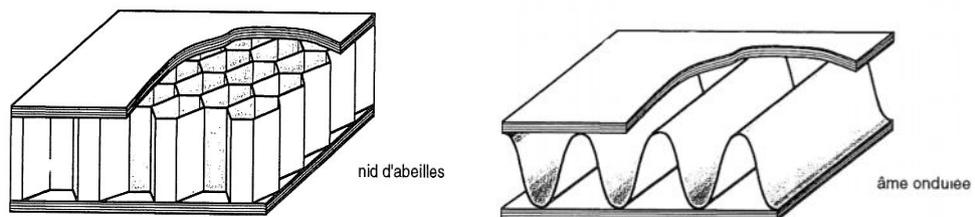


Figure 1.19 : Matériaux sandwichs à âmes creuses.

2 ALLIAGE ALUMINIUM: [S6; S7; 9]

2.1 Introduction:

L'aluminium, le deuxième élément métallique abondant sur terre, est devenu un concurrent économique dans des applications de technologie pas plus tard que la fin du 19ème siècle. Il était de devenir un métal pendant son temps. L'apparition de trois développements industriels importants, en exigeant des caractéristiques matérielles compatibles aux qualités uniques de l'aluminium et de ses alliages, pour bénéficier considérablement la croissance de la production et de l'utilisation du nouveau métal.

2.2 La fabrication de l'aluminium :

La fabrication de l'aluminium:

se décompose en deux étapes :

- Extraction de l'alumine de la bauxite,
- Fabrication de l'aluminium par électrolyse de l'alumine.

Les gisements du minerai de départ, la bauxite, sont très nombreux et importants sur tout le globe terrestre. Les plus vieux, aujourd'hui épuisés, étaient dans le sud de la France, en particulier près du village des Baux en Provence, qui a donné son nom au minerai. La bauxite est un mélange d'oxyde d'aluminium, l'alumine, d'oxyde de silicium, la silice, d'oxyde de fer, d'oxyde de titane et d'eau. Les teneurs de ces différents oxydes sont les suivantes :

Tableau 1.9 : Les teneurs de différents oxydes de la bauxite

alumine :	40 - 60 %
silice :	2 - 12 %
oxyde de fer :	18 - 25 %
oxyde de titane :	2 - 4 %
eau :	10 - 15 %

L'extraction de l'alumine s'effectue par attaque de la bauxite à température et pression élevées au moyen d'une solution de soude caustique (procédé Bayer). Les impuretés insolubles sont séparées de la solution par décantation et filtration et portent le nom de " boues rouges " en raison de leur couleur due à la présence d'oxyde de fer. De la solution épurée, refroidie et diluée, on peut tirer l'hydroxyde d'aluminium : $\text{Al}(\text{OH})_3$; celui-ci est calciné à 1200°C pour donner l'alumine : Al_2O_3 , qui se présente sous la forme d'une poudre de couleur blanche.

L'alumine est mélangée de la cryolithe et ce mélange est liquide à 1000°C ; l'électrolyse de l'alumine se fait dans une grande cuve peu profonde, dont le fond est garni de graphite qui sert de cathode (pôle -). Les anodes (pôle +) sont faites avec de la pâte de coke et de brai précuite et plongent dans le bain.

Le passage du courant continu décompose l'alumine : l'aluminium liquide à 1000°C se dépose à la cathode, au fond de la cuve, et l'oxygène se dégage aux anodes en les brûlant ; celles-ci sont donc consommées et changées régulièrement. L'aluminium est récupéré par siphonage dans une poche de coulée.

La tension continue appliquée aux électrodes est de 4,5 à 6 V ; l'intensité du courant

passant dans la cuve n'a cessé de progresser au fil des ans avec les améliorations technologiques apportées aux cuves : la toute première cuve d'Hérault avait 4000 A ; en 1914, les cuves avaient 20.000 A, 100.000 A en 1944, 175.000 A en 1980 et elles atteignent aujourd'hui 300.000 A.

La consommation électrique de l'électrolyse de l'aluminium est importante, de l'ordre de 13.000 kWh par tonne d'aluminium produite.

Pour fabriquer 1 tonne d'aluminium, il faut 2 tonnes d'alumine et 4 tonnes de bauxite.

2.3 Avantages techniques et économiques:

Les emplois de l'aluminium et de ses alliages se sont développés dans des proportions surprenantes pour des raisons techniques et économiques.

Les raisons techniques sont nombreuses :

l'aluminium est un métal dont la densité est faible, ce qui vaut à ses alliages la dénomination d'alliages légers. L'aluminium est le métal le plus léger après le lithium et le magnésium :

Tableau 1.10 : masse volumique pour différents métaux

Métal pur	Masse volumique (kg/dm ³)
Lithium.	0,53
Magnésium.	1,74
Aluminium.	2,70
Titane.	4,51
Fer.	7,86
Cuivre.	8,96
Plomb.	11,40

L'aluminium est donc 3,3 fois plus " léger " que le cuivre et 2,9 fois plus léger que le fer ; il " pèse " grossièrement 3 fois moins que les métaux industriels usuels.

C'est cette caractéristique qui a valu aux alliages d'aluminium leur développement dans les moyens de transport et en particulier dans l'aéronautique.

✚ l'aluminium n'est pas magnétique:

Sa perméabilité magnétique relative est de 1,004 soit 50 fois plus faible que celle des aciers. Cette qualité s'ajoute à ses propriétés de conduction électrique et milite en faveur de son utilisation dans les blindages de câbles, dans les circuits électroniques et dans la réalisation de bon nombre d'appareils de mesure.

✚ l'aluminium a une bonne résistance à la corrosion:

L'aluminium a une grande affinité pour l'oxygène, et très vite une couche d'alumine recouvre sa surface ; cette couche est parfaitement couvrante et protège le métal sous-jacent. De plus, il est possible d'accroître cette protection par les traitements d'oxydation anodique (anodisation).

✚ l'aluminium est un métal robuste:

Si les caractéristiques de l'aluminium pur sont faibles, comme pratiquement celles de tous les métaux purs, la gamme d'alliage très étendue permet de trouver celui qui correspond aux contraintes d'utilisation envisagée.

En effet, les alliages les plus résistants peuvent avoir une charge de rupture supérieure à 700 MPa, donc largement équivalente à celles des aciers trempés.

✚ L'aluminium peut être utilisé dans une large plage de températures:

Contrairement à d'autres métaux, tel que l'acier, l'aluminium ne se fragilise pas aux basses températures et ses caractéristiques mécaniques augmentent même aux températures des gaz liquéfiés, d'où son utilisation en cryogénie.

Sa température de fusion est basse : 658°C, nettement inférieure à celle du cuivre (1083°C) et à celle du fer (1536°C) ; cela ne lui permet pas de résister aux très hautes températures. Il existe cependant des alliages qui résistent bien à des températures de l'ordre de 200°C souvent atteintes en aéronautique et en astronautique.

La charge de rupture de l'aluminium de pureté commerciale en fonction de la température est la suivante :

Tableau 2.3 : La charge de rupture de l'aluminium en fonction de la température

Température(°C)	Charge (MPa)
-80°C	95 MPa
-30°C	85 MPa
20°C	80 MPa
100°C	60 MPa
200°C	30 MPa

La comparaison de l'aluminium avec les autres métaux utilisés industriellement montre qu'il est souvent plus intéressant pour des raisons techniques et économiques : A poids égal, la résistance mécanique d'un produit en alliage d'aluminium 7075 est 2,3 fois plus forte que celle d'un bronze CuSn6 et 1,5 fois plus forte que celle d'un acier trempé. A résistance mécanique égale, le prix d'un produit en 7075 est égal à 35% de celui d'un produit en bronze CuSn6.

A poids égal, l'absorption électromagnétique (aptitude au blindage électro-magnétique) d'une tôle en aluminium est 2,6 fois plus forte que celle d'une tôle en cuivre. A absorption électromagnétique égale, le prix d'un blindage en tôle d'aluminium est égal à 30 % de celui d'une tôle en cuivre.

2.4. Précautions d'emploi:

Les produits en aluminium ont une surface fragile. Ils sont sensibles aux coups et aux rayures. De plus, les produits ne sont pas parfaitement rigides et peuvent être déformés. Il est indispensable de les manipuler et de les stocker en prenant un certain nombre de précautions :

- Eviter tous les chocs avec des pièces métalliques,
- Ne pas stocker les produits directement sur d'autres produits,
- Eviter les frottements entre produits,
- Si le stockage vertical n'est pas possible, il faut stocker les produits horizontalement avec suffisamment de supports pour que les produits ne se déforment pas.

Les produits en aluminium, même s'ils sont protégés par leur pellicule d'alumine, sont

sensibles à la corrosion :

- Les produits qui ont été mouillés doivent être parfaitement séchés avant stockage,
- Il faut éviter tout phénomène de condensation ; celle-ci arrive lorsque des produits viennent de l'extérieur où il fait froid et qu'on les stocke dans un hall chauffé. Il faut débarrasser les produits et les laisser se réchauffer doucement dans un endroit aéré,
- La pellicule d'alumine naturelle a une épaisseur de l'ordre de 100 \AA (10-5 mm) ; elle est attaquée par les acides forts, acide chlorhydrique, sulfurique ou nitrique, et par les bases comme la soude caustique.

Dans le cas de contact avec d'autres métaux en présence d'un liquide conducteur qui sert d'électrolyte, c'est le plus souvent l'aluminium qui est attaqué ; c'est le cas lorsque l'alliage d'aluminium est en contact avec le cuivre et les alliages cuivreux comme les laitons, le nickel, les aciers inoxydables non passivés, le fer, les aciers ...

3 LES MATERIAUX COMPOSITES EN AERONAUTIQUE :

3.1 Introduction:

En raison de leur haute résistance et de leur haut module spécifique, les matériaux composites ont été attrayants et recommandés pour les applications aéronautiques. Leur flexibilité d'adapter et leur réponse au chargement appliqué pour inciter des modes de déformation couplés ont aussi étendu leur domaine d'application face à la demande croissante de performances.

L'apparition des composites renforcés par des fibres et leur potentiel dans la révolution de structures mécaniques ont été salués comme le nouvel âge de la pierre. Pour les applications aéronautiques, les composites à fibres sont considérés comme une révolution aussi significative que les moteurs à réaction. La domination des moteurs à réaction dans les avions militaires et civils actuels, et leur impact essentiel depuis leur apparition sur l'efficacité, la maintenance et les performances, sont un gage de la justesse de cette comparaison. Dans ce contexte, les composites renforcés par des fibres avancées font référence aux fibres à haute résistance et haut module, telles les fibres de carbone et de bore, comparées aux fibres de verre.

Les produits en composites renforcés par des fibres sont développés par presque toutes les sociétés aéronautiques. Leur mise en oeuvre dans les applications aéronautiques a progressé en plusieurs étapes depuis les années 1960. Ils ont d'abord été testés dans les structures secondaires pour remplacer les composants métalliques d'avions existants afin d'explorer leur durabilité en vol, puis dans des structures primaires. Enfin on s'est approché du rêve d'un avion tout-composite comme base de technologie et fabrication. [2]

3.2 Les pièces composites dans les avions :

On utilise aujourd'hui une grande variété de pièces en matériaux composites dans les avions. Suivant le rôle plus ou moins important qu'elles sont amenées à tenir pour assurer l'intégrité de l'appareil, on peut citer :

- ✚ **les structures primaires** tels que : caissons de voilure, caissons d'empennage et caissons de fuselage ;
- ✚ **Les gouvernes** tels que : ailerons, volets de direction et de profondeur, volets hypersustentateurs, spoilers, aérofreins ;
- ✚ **L'habillage extérieur** tels que : carénages, karman, portes de soutes, portes de trains d'atterrissage, radômes ;
- ✚ **L'habillage intérieur** tels que : planchers, cloisons, portes, etc.

3.3 Les gros porteurs: [1]

3.3.1 Comment évaluer les gains ?

🚀 **La théorie :** c'est par exemple l'étude réalisée par la société Lockheed (USA)

pour la conception d'un gros porteur ayant pour principales caractéristiques: charge utile 68 tonnes, transportée sur 8 300 km. Elle a fourni les résultats significatifs suivants :

-Pour un appareil en construction métallique classique :

Masse totale au décollage : 363 tonnes.

Masse de la structure : 175 tonnes.

-Pour un appareil en construction composite«maximum» :

Masse totale au décollage : 245 tonnes.

Masse de la structure : 96 tonnes.

(Moins 33 % pour la même mission)

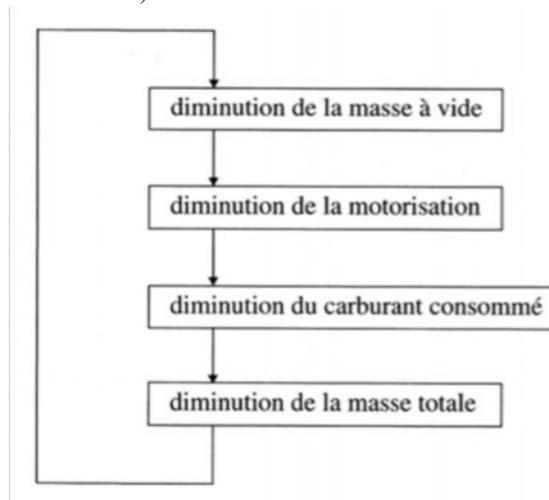


Figure 3.1- Evaluation des gains sur le poids.

🚀 **La pratique :** en réalité, l'introduction des matériaux composites dans les appareils est limitée à certaines parties de la structure ; elle se fait de plus en coup par coup et de façon progressive au cours de la durée de vie d'un appareil (opérations de revalorisation). On est alors amené à prendre en considération différentes notions :

-Notion de taux d'échange : c'est le coût du kilogramme gagné lorsqu'on substitue une pièce métallique classique par une pièce composite. Pour la substitution alliage léger-carbone/époxyde, ce coût est de l'ordre de 800 FF (1984) par kilogramme lorsque la pièce est dimensionnée en rigidité (déformations analogues pour une même sollicitation). Il est amorti en moins d'une année par le gain en charge payante.

-Notion de gain en charge payante : c'est le gain en passagers, en fret, ou en carburant : par exemple pour un gros porteur :

🚀 un avion de 150 tonnes, 250 passagers comporte 60 tonnes de structure ; une introduction progressive de 1600 kg de matériaux composites à hautes performances amène à un gain de 16 passagers avec leurs bagages .

Les exemples suivants donnent une idée sur l'évolution de l'utilisation des composites sur une vingtaine d'années :

3.3.2 Exemples: [S5]

Les exemples suivants donnent une idée sur l'évolution de l'utilisation des composites sur une vingtaine d'années :

✚ **Exemple 1 : Aérospatiale (FRA) ; Airbus Industrie : (EUR)**

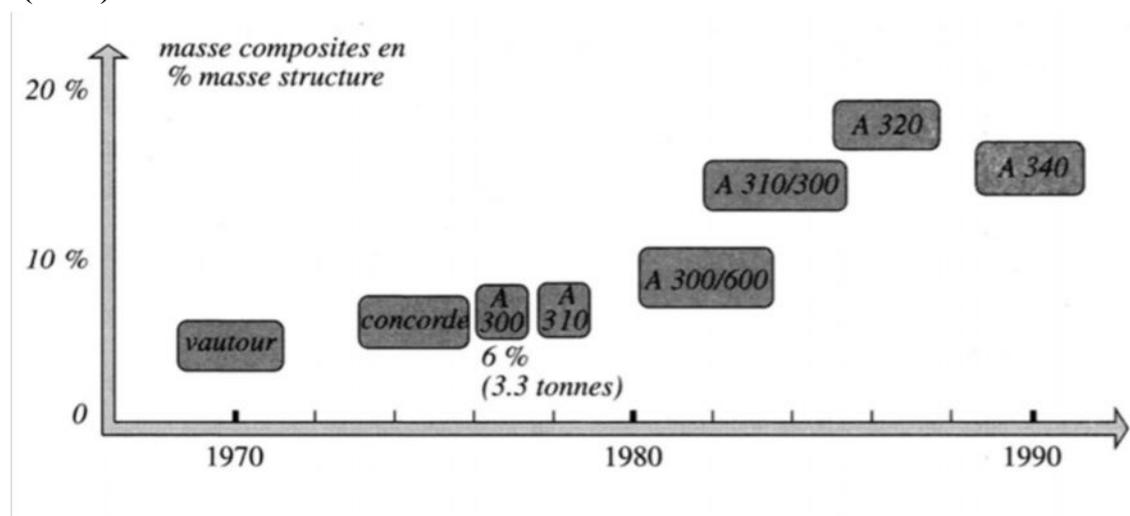
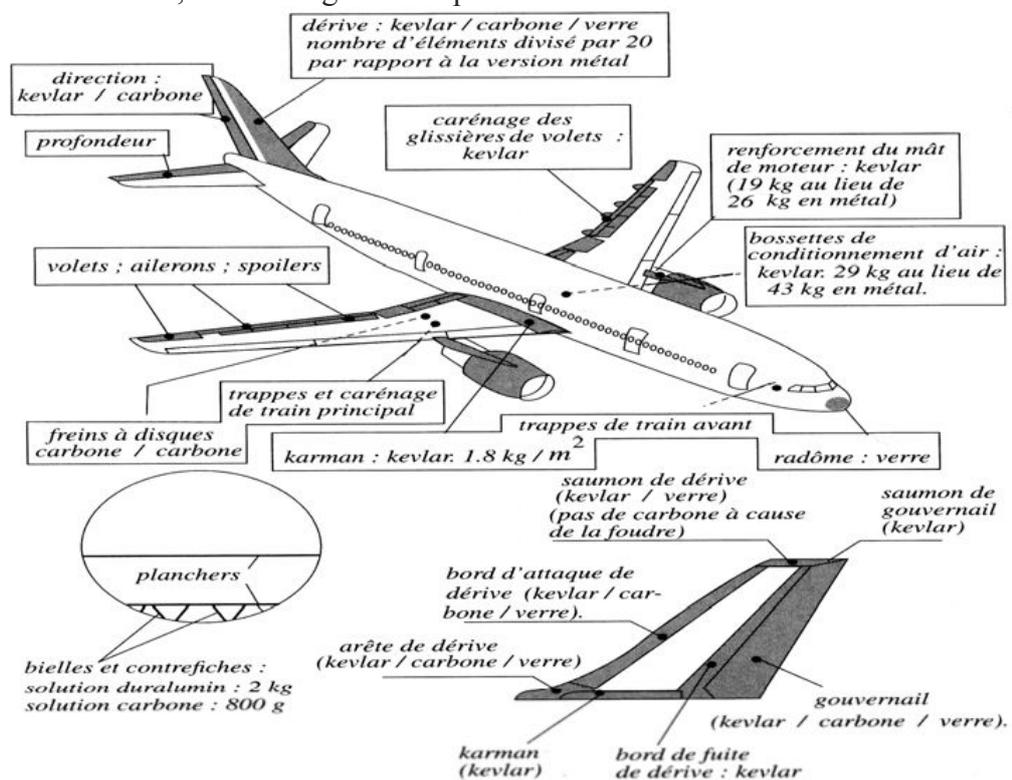


Figure 1.21- Evolution de l'utilisation des composites sur les avions européens.

✚ **Exemple 2 : Avion européen Airbus A - 310 – 300 :**

-Masse de la structure : 44.7 tonnes, Masse de composites : 6.2 tonnes ; composites à hautes performances : 1.1 tonne, Pourcentage de composites : 13.8 % de la masse de la structure.



Dérive de l'Airbus A-310 : le nombre d'éléments et de rivets est divisé par 20 par rapport à une solution classique.

Figure 1.22 - Eléments en composite de l'Airbus A - 310 – 300.

Exemple 3 : Avion européen Airbus A – 320 :

- Masse de la structure : 21 tonnes,
- Masse de matériaux composites : 4.5 tonnes, correspondant à un gain de masse sur la structure de 1.1 tonne ; le pourcentage de composite est de 21.5 % de la masse.

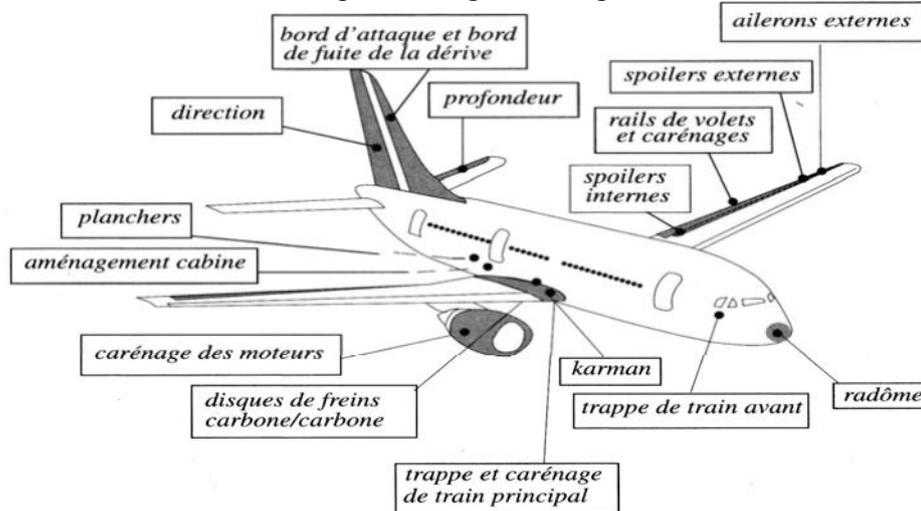


Figure 1.23 - Eléments composites sur l'avion Airbus A-320.

4. CONCLUSION:

Ce chapitre nous a permis d'avoir un aperçu global sur les matériaux composites et l'alliage d'aluminium avec l'application de ces matériaux en aéronautique. Nous avons vu leurs définitions, leurs constituants et leurs classifications et les technologies de mise en œuvre.

Ces matériaux sont différents des matériaux classiques car ils ont d'excellentes propriétés mécaniques, ainsi que des géométries différentes. La connaissance de quelques éléments mécaniques des composites est indispensable pour aborder par la suite le problème de modélisation, c'est pour cela, nous avons introduit dans ce chapitre quelques notions telles que l'isotropie et l'anisotropie.

Dans le chapitre qui suit, nous allons mettre la loupe sur les matériaux sandwichs pour les traiter en détail en particulier le sandwich en nids d'abeilles.

Chapitre2:**Matériaux sandwichs & nid d'abeilles****2.1 Introduction:**

Les structures dites « sandwichs » occupent un large créneau dans la construction des pièces composites. Elles apparaissent dans quasiment tous les domaines d'applications. Historiquement, ce sont les premières structures composites allégées et performantes. Dans la majorité des cas, on doit les confectionner dans un but bien spécifique ; cependant, certains matériaux sandwichs sont disponibles dans le commerce sous forme de semi-produits. On s'attache dans ce chapitre à mettre en évidence les principales propriétés et précautions d'emploi des matériaux sandwichs[2]

2.2 Qu'est-ce qu'un matériau sandwich ?

Une structure sandwich résulte de l'assemblage par collage –ou soudure– de deux revêtements ou peaux minces sur une âme ou cœur plus léger qui maintient leur écartement comme il est montré sur la figure qui suit (fig2.1) .

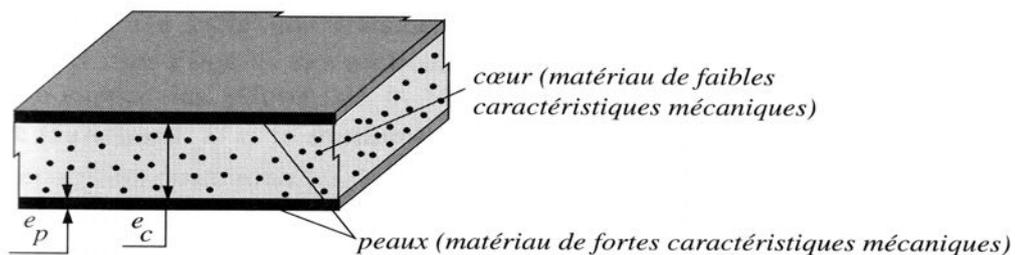


Figure 2.1 - Matériau sandwich.

$$10 \leq \frac{e_c}{e_p} \leq 100$$

2.2.1 Quelques propriétés du matériau sandwich[2]:

- ✚ Une grande légèreté : à titre de comparaison, la masse d'une pale métallique pour l'hélice Ratier-Figeac (FRA) est de 104 kg. La masse d'une même pale en sandwich est de 51 kg.
- ✚ Une grande rigidité flexionnelle due à l'écartement des semelles (augmentation du moment quadratique de flexion),
- ✚ De grandes caractéristiques d'isolation thermique,
- ✚ Pas d'amortissement (mauvaise isolation acoustique),
- ✚ Tenue au feu médiocre pour certaines catégories d'âmes,

2.2.2 Les matériaux constitutifs:

Dans le tableau qui suit, nous citons des couples de matériaux compatibles pour constituer notre matériau sandwich :

Tableau 2. 1 - Constitution d'un panneau sandwich.

Le Revêtement	Le Cœur
Métal stratifié contreplaqué thermoplastique amiante/ciment	Matériaux expansés
Métal stratifié	Plaque nervurée en métal ou stratifiée
Contreplaqué stratifié	Planche de bois carton imprégnée (nids d'abeilles)
Aluminium stratifié	Aluminium déployé (nids d'abeilles)

L'assemblage des revêtements et du cœur est réalisé par collage avec des adhésifs de synthèse ; dans certains cas exceptionnels, revêtement et cœur sont soudés. La qualité du collage est naturellement fondamentale pour les performances et la durée de vie de la pièce. On a en pratique :

$$0.025 \text{ mm} \leq \text{épaisseur d'adhésif} \leq 0.2 \text{ mm}$$

2.2.3 Sollicitations simplifiées des matériaux sandwichs[2]

2.2.3.1 Les contraintes:

La figure qui suit (fig2.2) met en évidence les contraintes prépondérantes qui naissent lorsqu'on sollicite une poutre sandwich en flexion. La poutre est encadrée à son extrémité gauche, et sollicitée à droite par un effort tranchant T.

On isole une tranche élémentaire de poutre dont on grossit la déformation ; sur l'une de ses sections droites sont représentés les « éléments de réduction » pour les efforts, de la résistance classique des matériaux, soit ici l'effort tranchant T et le moment de flexion M.

L'effort tranchant T résulte d'une répartition des contraintes de cisaillement notées τ ;
 Le moment de flexion M résulte d'une répartition des contraintes normales notées σ .

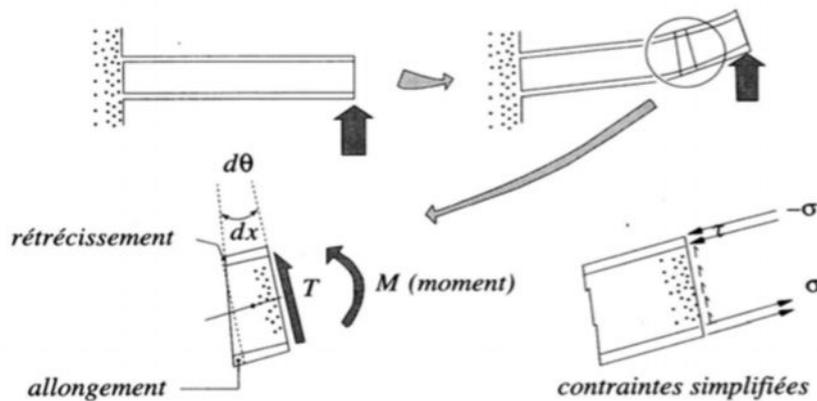


Figure 2.2 : Flexion d'une poutre sandwich.

Pour évaluer σ et τ on fait les simplifications suivantes :

- 🚧 Les contraintes normales σ sont supposées localisées essentiellement dans les revêtements, et uniformes du fait de la minceur de ces derniers,
- 🚧 Les contraintes de cisaillement τ sont supposées localisées dans le cœur, avec une répartition uniforme (fig2.3).

On obtient alors immédiatement les expressions suivantes de σ et de τ pour une poutre de largeur unité :

$$\tau = \frac{T}{1 \times e_c} \tag{2.1}$$

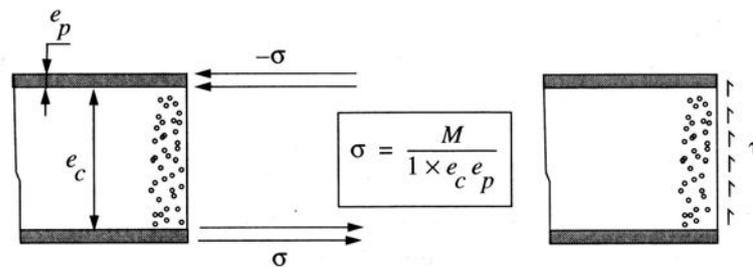


Figure 2.3 : Différentes contraintes sur la poutre.

2.2.3.2 Les déplacements[3]:

Sur l'exemple ci-après (fig2.4) de structure sandwich chargée, le déplacement de flexion noté Δ (flèche) est la conséquence :

- 🚧 Des déformations consécutives aux contraintes normales σ .
- 🚧 Des déformations provoquées par les contraintes de cisaillement τ .

En pratique le rapport :

$$\frac{\Delta}{l} \leq \frac{1}{400}$$

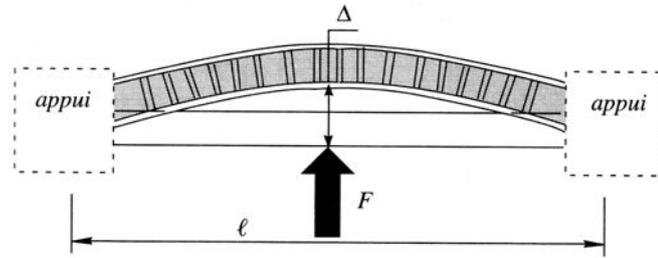


Figure 2.4: Déplacement lors d'une flexion.

Pour évaluer Δ , on peut – entre autres méthodes (relations qui permettent de traiter ce type de poutre comme une poutre homogène. On peut ainsi utiliser les méthodes classiques de la résistance des matériaux), – Utiliser le théorème de Castigliano :

$$W = \frac{1}{2} \int \frac{M^2}{\langle EI \rangle} dx + \frac{1}{2} \int \frac{k}{\langle GS \rangle} T^2 dx \quad (2.2)$$

$$\Delta = \frac{\partial W}{\partial F}$$

W : Energie élastique.

$\frac{1}{2} \int \frac{M^2}{\langle EI \rangle} dx$: Contribution de la flexion.

$\frac{1}{2} \int \frac{k}{\langle GS \rangle} T^2 dx$: Contribution du cisaillement.

Δ : Flèche.

∂W : Energie.

∂F : Effort.

Où l'on a les notations suivantes pour une poutre de largeur unité :

- 🔱 M : Moment fléchissant,
- 🔱 T : Effort tranchant,
- 🔱 E_p : Module d'élasticité du matériaux constituant les revêtements,
- 🔱 G_c : Module de cisaillement du matériau constituant le cœur,
- 🔱 k : Coefficient de section réduite.

$$\langle EI \rangle = E_p e_p \times 1 \times \frac{(e_c + e_p)^2}{2} \quad (2.3)$$

$$k / \langle GS \rangle = 1 / G_c (e_c + 2e_p) \times 1$$

2.4 Quelques particularités[3]:

2.4.1 Masses comparées à rigidité équivalente de flexion $\langle EI \rangle$:

La figure qui suit (fig2.5) permet de comparer les masses de différentes constructions sandwichs pour une même valeur du terme $\langle EI \rangle$, qui représente la rigidité au moment de flexion. Suivant la remarque du paragraphe précédent, il caractérise en partie seulement la déformabilité en flexion.

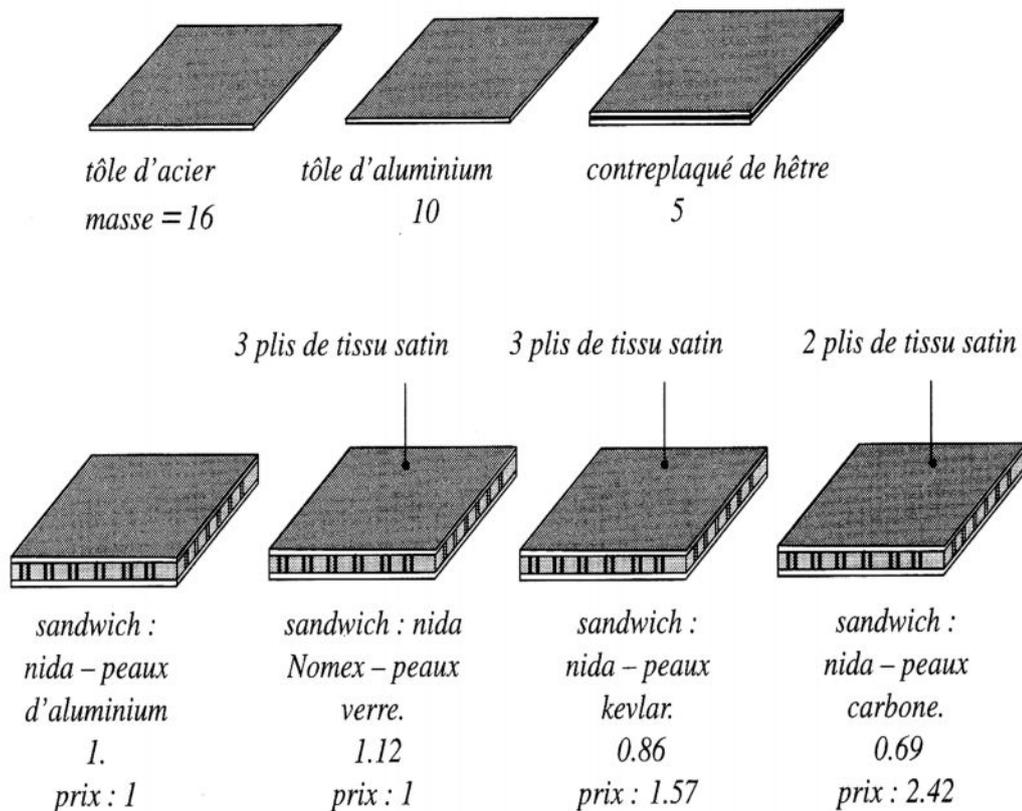


Figure 2.5 : Comparaison entre différents sandwichs.

2.4.2 Les structures sandwichs se détériorent par flambement[6]:

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.

2.4.2.1 Flambement de l'ensemble:

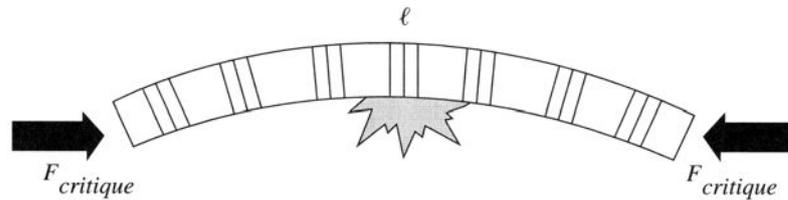


Figure 2.6 : Flambement d'une poutre sandwich.

Suivant l'allure de la déformée de la structure, la force critique F_c est donnée par la relation ci-dessous (fig2. 7) :

$$F_{cr} = K \frac{\pi^2 \langle EI \rangle}{l^2 + \pi^2 \frac{\langle EI \rangle}{\langle GS \rangle} kK} \tag{2.4}$$

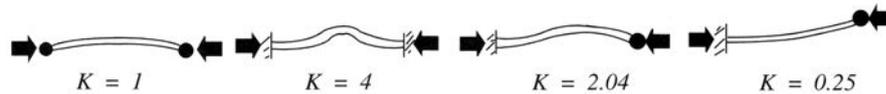


Figure 2.7 : Différentes déformations de la poutre.

2.4.2.2 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 2.8). La contrainte de compression critique dans les revêtements est indiquée plus bas. ν_c représente le coefficient de Poisson du cœur.

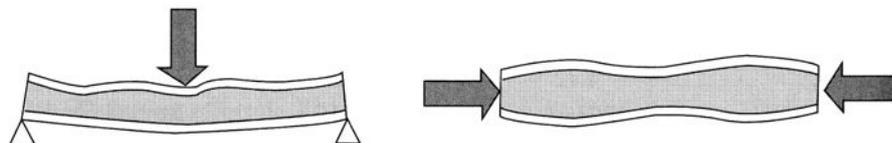


Figure 2.8 : Flambement local de la poutre sandwich.

Contrainte critique de flambement local dans la peau :

$$\sigma_{cr} = a \times (E_p \times E_c^2)^{1/3} \tag{2.5}$$

Avec

$$a = 3 \left\{ 12 (3 - \nu_c^2) (1 + \nu_c) \right\}^{-1/3}$$

Endommagement localisé par flambement du revêtement (fig. 2.9).

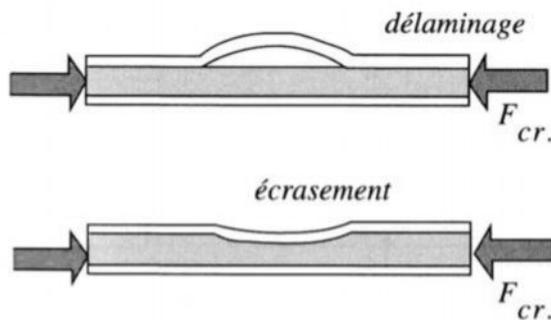


Figure 2.9 : Endommagement de la poutre par flambement.

$$F_{cr} \approx 1.64 e_p^2 \times E_p \times \left(\frac{E_c e_p}{E_p e_c} \right)^{1/2} \quad (2.6)$$

2.4.2.3 Autres types d'endommagement[3]:

✚ Le poinçonnement (fig2.10), c'est-à-dire l'écrasement du matériau constituant le cœur au droit de l'application d'un effort concentré.

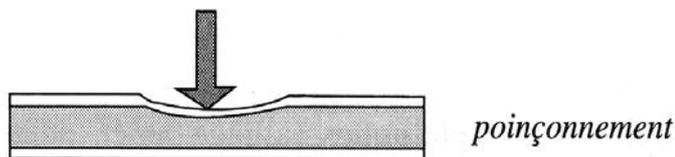


Figure 2.10 - Le poinçonnement de la poutre.

✚ La rupture en compression (fig2.11) : 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 .

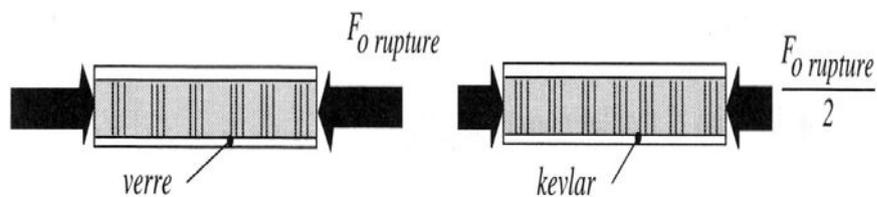


Figure 2.11 - Rupture de la poutre par compression.

2.5 . Problèmes de construction:

2.5.1. Un exemple de matériau pour le cœur des structures sandwichs

Les « nids d'abeilles »:

2.5.1.1. Qu'est-ce que le nid d'abeilles ? [S1]

Structure alvéolaire en feuillard mince d'aluminium (fig2.12), les nids d'abeilles offrent une large gamme de densité (de 15 kg/m^3 à plus de 500 kg/m^3), au service d'une multitude d'applications.

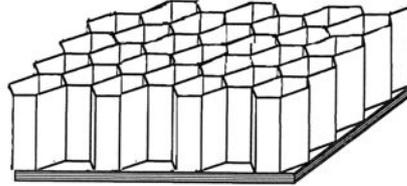


Figure 2.12 : Le nid d'abeilles

2.5.1.2. Pourquoi utiliser ce matériau ?

C'est un matériau moderne, léger, performant et esthétique réservé à l'aéronautique il y a encore quelques années. Il intéresse aujourd'hui de plus en plus de domaines de l'industrie.

2.5.1.3. Quelques propriétés :

✚ Légèreté et rigidité:

La caractéristique principale d'un panneau à âme en nid d'abeilles est d'offrir le meilleur rapport légèreté/rigidité. A partir de 3 kg/m^2 , la rigidité est déjà supérieure à celle d'une tôle d'aluminium 5 fois plus lourde ! Sa résistance mécanique le rend adaptable à tout niveau de charge et sollicitations statiques et dynamiques.

✚ Esthétique:

Parce qu'il utilise les techniques du collage, le panneau nid d'abeilles est un produit particulièrement esthétique, aussi bien dans son aspect général que dans sa finition. De plus, les panneaux peuvent être revêtus de toutes sortes de peaux : acier, inox, aluminium, composites, bois,...y compris de fines feuilles de marbre ; ils sont de ce fait particulièrement adaptés à la décoration intérieure ou extérieure.

✚ Absorption de chocs:

Une qualité très remarquable du nid d'abeilles est sa capacité à absorber l'énergie cinétique. Il peut absorber des forces très importantes d'une manière constante parfaitement maîtrisée et sans générer de rebonds. Selon le type de nids d'abeilles, l'énergie absorbée couvre une large plage de $0,15$ à $3,5$ millions de J/m^3 .

✚ Adaptabilité:

Le nid d'abeilles est souvent utilisé sous forme de panneaux sandwichs de forme plane, mais sa structure, ses qualités propres et ses nombreuses possibilités de mise en œuvre lui permettent d'apporter une réponse technique à de très nombreux problèmes de forme et de structure, de la cloison décorative courbe à la coque autoporteuse de grandes dimensions

2.5.2. Architecture des nids d'abeilles[2]:

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 (fig2.13).

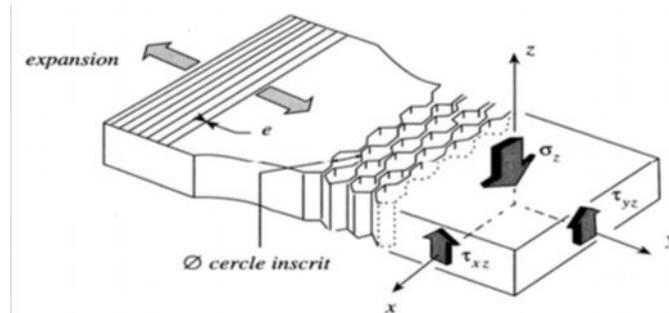


Figure 2.13 : Architecture des nids d'abeilles.

- ✚ 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 2.2 : Caractéristiques des nids d'abeilles courants.

Désignation	Feuilles de polyamide encollées : NOMEX	Alliage léger AG 3	Alliage léger AU 4GI
Caractéristiques			
φ cercle inscrit (mm)	6 ; 8 ; 12	4	6
Epaisseur e (mm)		0.05	0.04
Masse volumique (kg/m ³)	64	80	46
Résistance à la rupture en cisaillement $\tau_{xzrupt.}$ Mpa	1.7	3.2	1.5
Module de glissement G_{xz} (Mpa) # $1.5G_{matériau} \times \frac{e}{\phi}$	58	520	280
Résistance à la rupture en cisaillement $\tau_{yzrupt.}$ 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

2.5.3. La mise en forme[S6]:

- 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 (fig2.14).

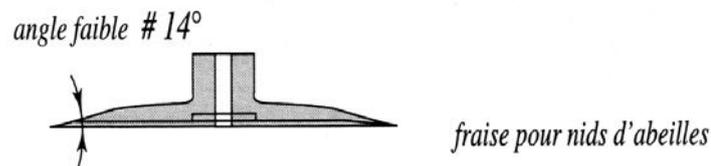


Figure 2.14 : Fraise pour les nids d'abeilles.

- On peut aussi déformer le nid d'abeilles (fig2.15). 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.

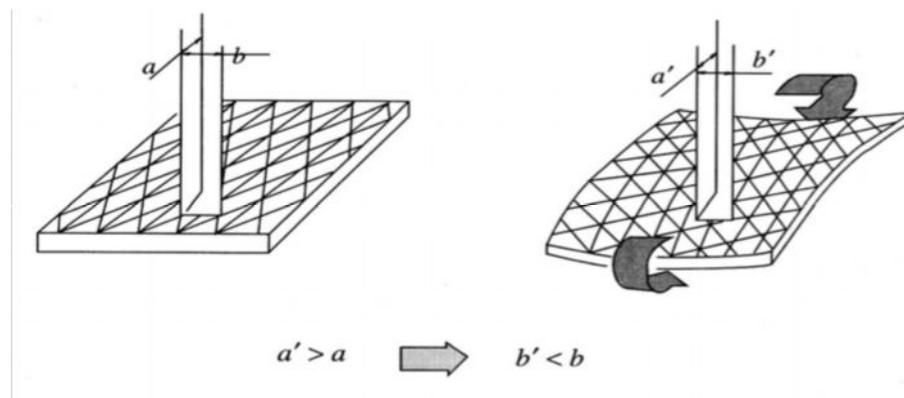


Figure 2.15 : Déformation des nids d'abeilles.

- La mise en forme est facilitée par la possibilité de sur expansion du nid d'abeilles, qui modifie l'allure des cellules hexagonales (fig2.16) .

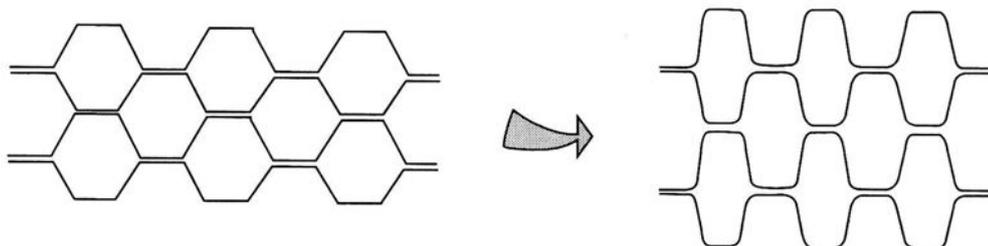


Figure 2.16 : Type de cellules des nids d'abeilles.

- Limites du galbe : R est le rayon du galbe, e l'épaisseur du feuillard constituant le nid d'abeilles (fig2. 17) .

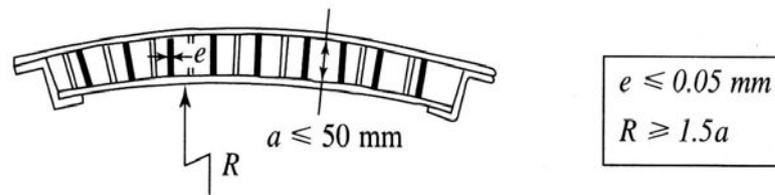


Figure2. 17 : Caractéristiques des nids d'abeilles.

- Le nid d'abeilles dit « Nomex » (feuilles de polyamide) se forme à chaud.
- Le schéma d'obtention d'une pièce sandwich est les suivants (fig2.18):

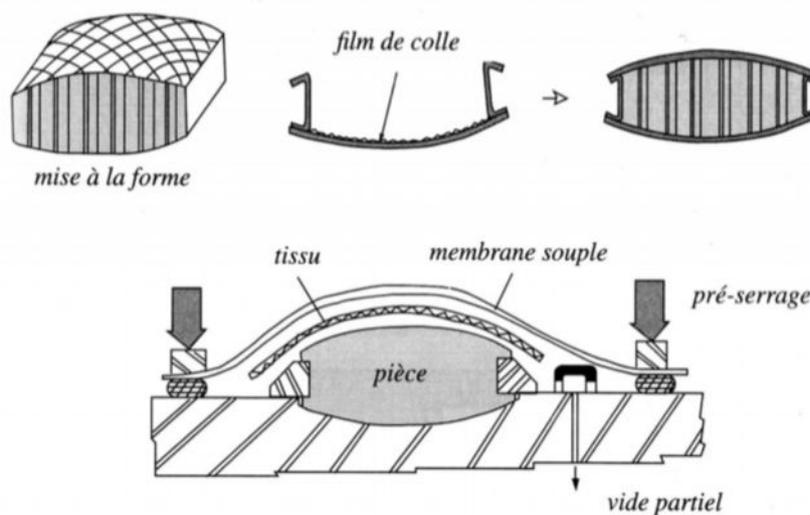


Figure 2.18 : Fabrication des pièces sandwichs.

- Pour des sollicitations modérées (cloisons par exemple), il est possible de palier un panneau sandwich (fig.2.19).

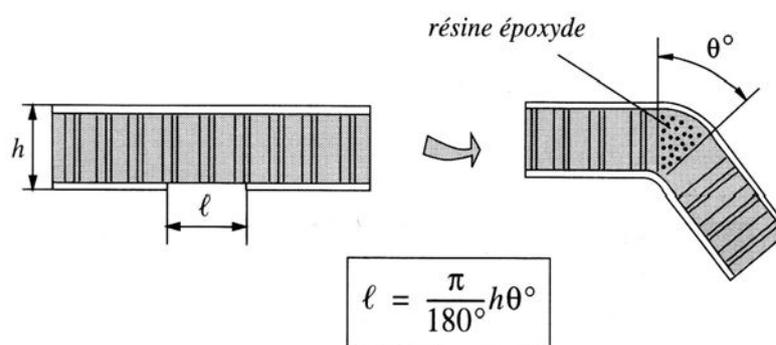


Figure 2.19 : Déformation d'un panneau sandwich.

2.5.4. L'insertion des pièces et ferrures d'attache[S1]:

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 (fig2. 20).

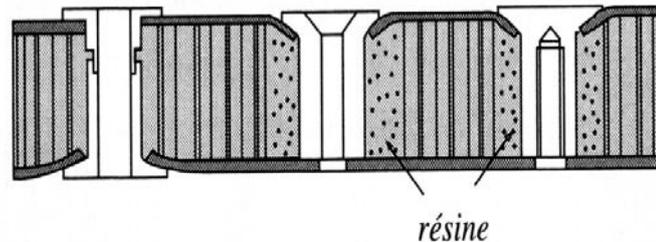


Figure 2.20 : Les inserts.

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.2.21).

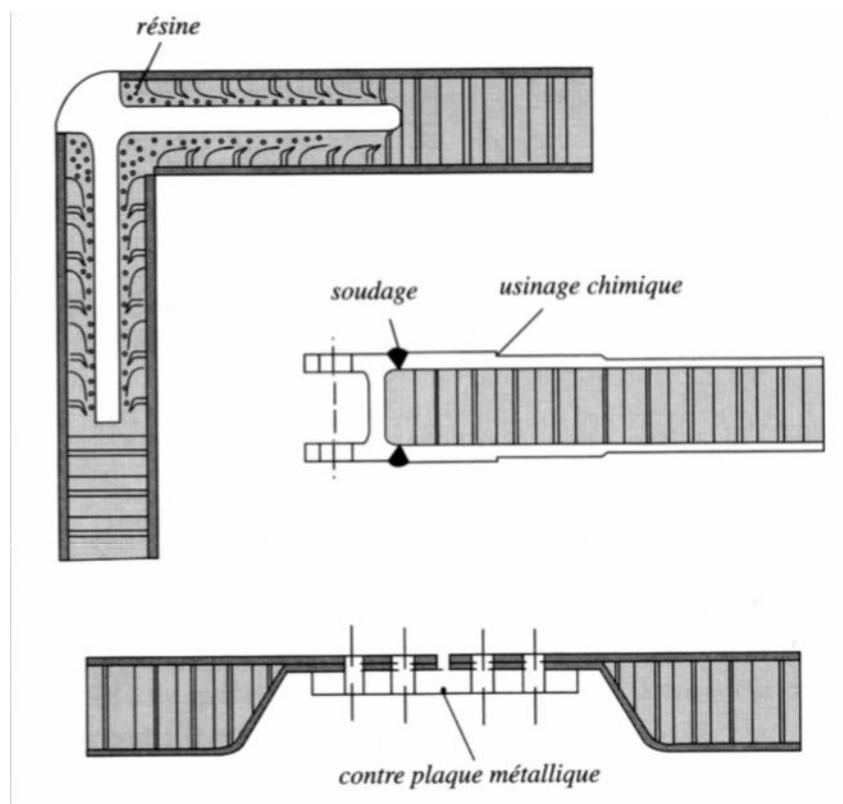


Figure 2.21 : Types d'assemblage des panneaux sandwichs.

2.5.5 .La réparation (revêtements stratifiés) [S7]:

Pour les catégories de matériaux sandwichs « nids d'abeilles/stratifiés » la réparation de dégradations locales est relativement aisée ; elle consiste en un rapiéçage des plis constituant le stratifié. Suivant le soin et la rapidité de l'intervention, la zone réparée prend les allures suivantes (fig2. 22).

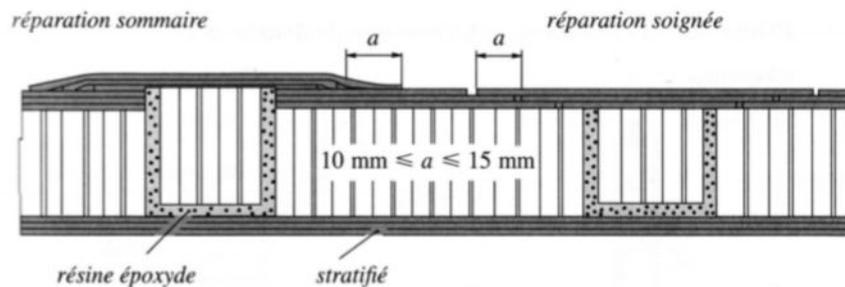


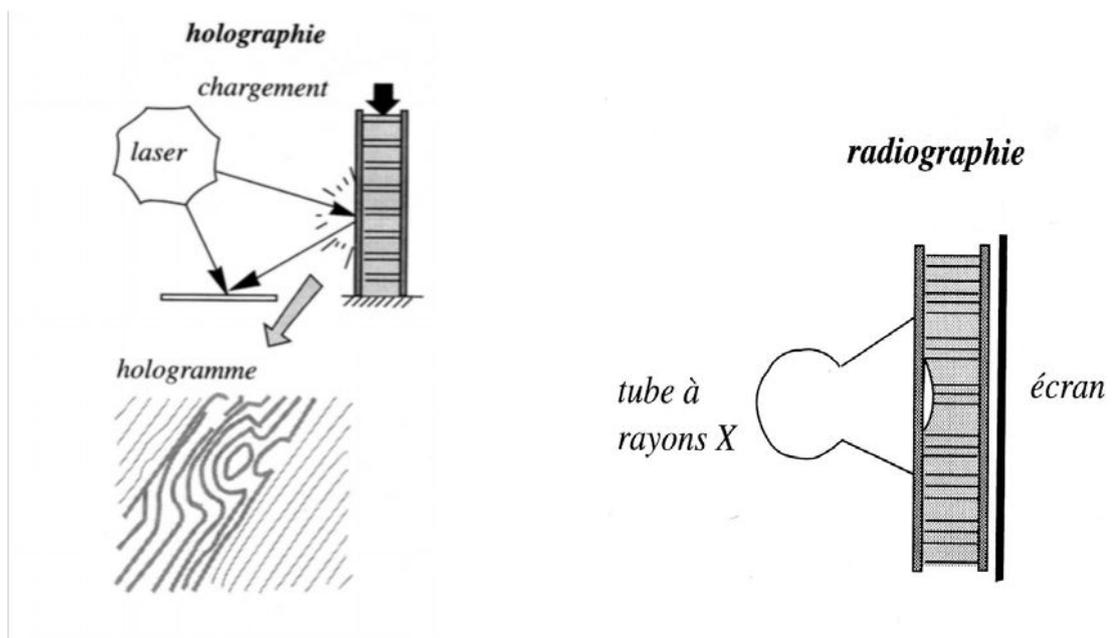
Figure 2.22 : Réparation des matériaux sandwichs.

2.5.6 .Le contrôle de qualité non destructif:

Outre des moyens classiques de contrôle des défauts de surface permettant de repérer des délaminages externes de revêtements stratifiés, l'utilisation des techniques illustrés ci-après (fig.2.23) permet de repérer et d'identifier des défauts internes à l'issue de la fabrication, ou bien des endommagements de pièces en service. Ces défauts prennent couramment la forme :

- ✚ De collages imparfaits,
- ✚ De délaminages,
- ✚ D'inclusions.

2.5.6.1. Les principales méthodes de détection non destructive :



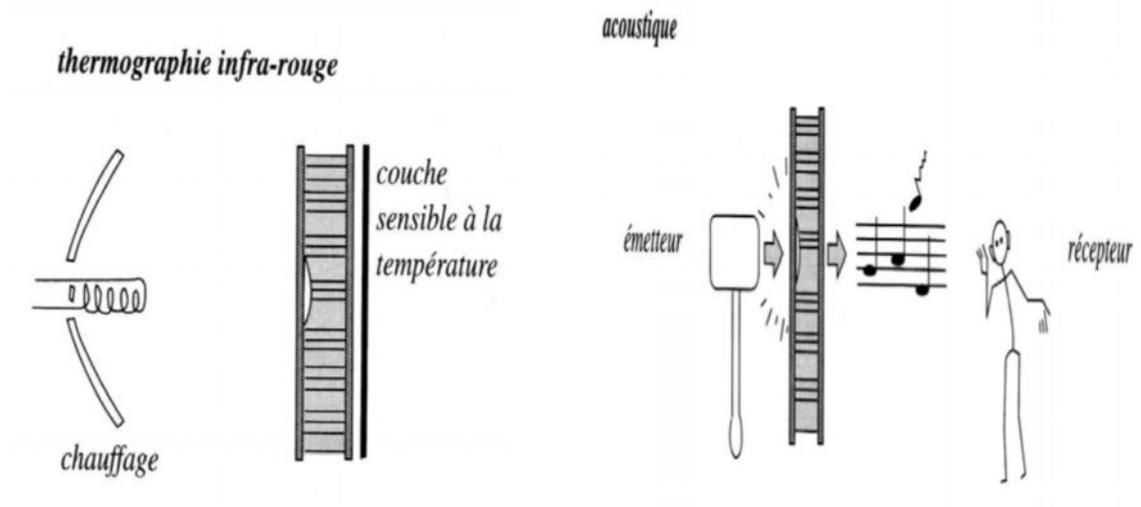


Figure 2.23 : Méthodes de contrôle non destructif.

Le sable coloré, très fin, est réparti sur le panneau. Ce dernier est mis en vibration à des fréquences sonores ou non (15000 à 25000 Hz). Le sable est alors chassé au périphérique des défauts de collage (fig2. 24).

sable fin vibré

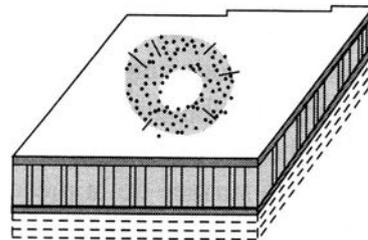


Figure 2.24 : Détection de défauts par le sable coloré.

2.5.6.2. L'émission acoustique[S1]:

Lorsqu'une pièce de structure composite (par exemple un réservoir sous pression) est soumise à chargement, des microruptures se produisent au sein de la pièce : Microfissuration de la résine, rupture de fibre, décohésion fibre-résine, et ceci même lorsqu'on se trouve dans le domaine des charges admissibles. Ces ruptures créent des ondes acoustiques qui se propagent à la surface de la pièce. Elles sont détectées par des capteurs piézo-électriques et analysées.

2.6. La Flexion des poutres à phases isotropes, à plan de symétrie[2]:

2.6.1 .Détermination des contraintes:

Du fait de leur élancement, un certain nombre d'éléments composites (composants mécaniques ou pièces de structures) sont assimilables à des poutres. Quelques exemples typiques sont schématisés ci-après (fig2. 25). L'étude du comportement sous charge de tels objets (évaluation des contraintes et des déplacements) devient un problème très complexe lorsqu'on l'aborde sous l'aspect tridimensionnel. Nous proposons donc une approche monodimensionnelle du phénomène par une méthode originale ayant pour base la définition d'éléments de réduction pour les déplacements, qui constitueront le pendant des éléments de réduction traditionnels pour les efforts appliqués. On aboutit ainsi à une formulation homogénéisée de la flexion, c'est-à-dire à des relations d'équilibre et de comportement formellement identiques à celles qui caractérisent le comportement des poutres homogènes classiques. L'utilisation de ces relations pour le calcul des contraintes et des déplacements conduit alors à des expressions analogues à celles des poutres habituelles.

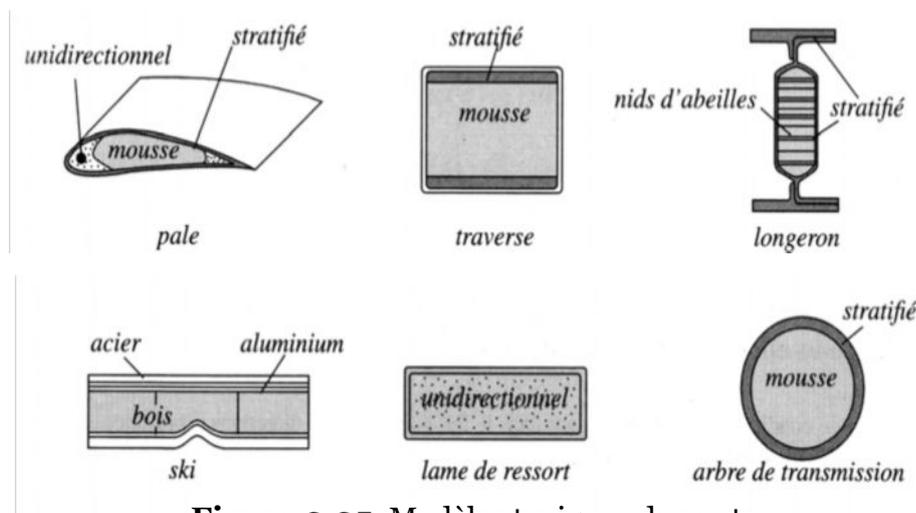


Figure 2.25 Modèles typiques de poutre.

Nous nous limiterons à l'étude de poutres composites de caractéristiques constantes (géométrie, matériaux) dans toute section droite, avec des composants –ou bien phases– de frontières quelconques, supposés parfaitement collés entre eux.

Pour clarifier la démarche et pour plus de simplicité dans l'exposé et les calculs, nous nous limiterons au cas des poutres composites à phases isotropes.

D symbolise le domaine occupé par la section droite, dans le plan y, z . La frontière extérieure de ce domaine est notée ∂D . On distingue aussi (fig2. 26) des frontières internes délimitant les phases notées ℓ_{ij} pour deux phases contiguës i et j . L'aire de la

phase numéro i est notée S_i ; ses modules d'élasticité sont notés E_i et G_i .

Le déplacement élastique de tout point de la poutre a pour composantes[2]

$$u_x(x, y, z); u_y(x, y, z); u_z(x, y, z)$$

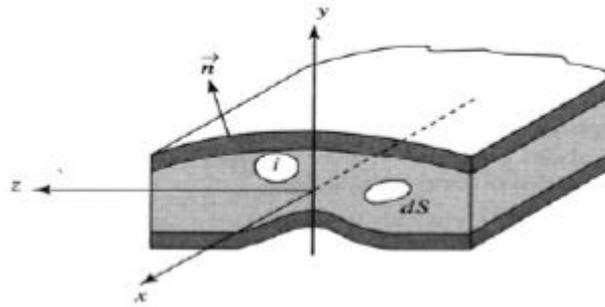


Figure 2. 26 : Section d’une poutre à plan symétrique.

La poutre fléchit dans le plan de symétrie x, y sous l’action de sollicitations extérieures elles-mêmes symétriques par rapport à ce plan.

En résumé, en l’absence de forces de masse (forces d’inertie par exemple), la flexion d’une poutre composite à plan de symétrie fléchissant dans ce plan (fig2.27) peut être caractérisée par une formulation homogénéisée – équivalente à celle d’une poutre homogène classique – de la façon suivante.

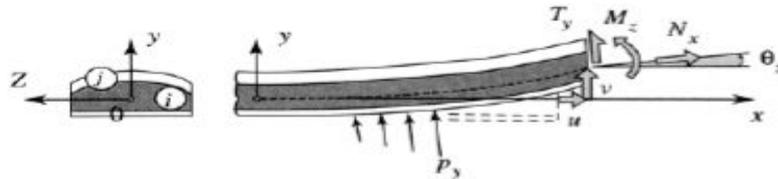


Figure 2.27 : Poutre composite sollicitée en flexion. [11]

🚩 **Centre élastique 0 :** il est tel que

$$\int_D E_i y dS = 0 \tag{2.7}$$

Où E_i est le module d’élasticité longitudinal pour la phase n° i .

🚩 **Rigidités équivalentes :**

$$\langle ES \rangle = \sum_i E_i S_i \quad ; \quad \langle EI_z \rangle = \sum_i E_i I_{zi} \quad ; \quad \langle GS \rangle = \sum_i G_i S_i \times \frac{1}{k} \tag{2.8}$$

Où I_z : Le moment quadratique de la phase n° i par rapport à l’axe z ,

G_i : Le module de cisaillement pour la même phase,

k : Le coefficient de section réduite.

🚩 **Relations d’équilibre :** (éléments de réduction calculés au centre élastique)

$$\frac{dN_x}{dx} = 0 \quad ; \quad \frac{dT_y}{dx} + p_y = 0 \quad ; \quad \frac{dM_z}{dx} + T_y = 0 \tag{2.9}$$

Où N_x : L'effort normal,
 T_y : L'effort tranchant,
 M_z : Le moment de flexion.

$$N_x = \langle ES \rangle \frac{du}{dx} \quad ; \quad T_y = \frac{\langle GS \rangle}{k} \left(\frac{dv}{dx} - \theta_z \right) \quad ; \quad M_z = \langle EI_z \rangle \frac{d\theta_z}{dx} \quad (2.10)$$

✚ Relations de comportement[11] :

Où ν : Le coefficient de POISSON,
 θ_z : La rotation fictive des sections.

✚ Contraintes :

$$\sigma_{xx} = -E_i \frac{M_z}{\langle EI_z \rangle} y + E_i \frac{N_x}{\langle ES \rangle}$$

(2.11)

Contraintes normales

Contraintes de cisaillement de flexion :

$$\left. \begin{aligned} \tau_{xy} &= G_i \frac{T_y}{\langle GS \rangle} \frac{\partial g_o}{\partial y} \\ \tau_{xz} &= G_i \frac{T_y}{\langle GS \rangle} \frac{\partial g_o}{\partial z} \end{aligned} \right\} \vec{\tau} = \frac{G_i}{\langle GS \rangle} T_y \overrightarrow{\text{grad}} g_o \quad (2.12)$$

Où g_o est la fonction de gauchissement longitudinal.

➤ **Fonction de gauchissement longitudinal** $g_o(y, z)$: c'est la solution du :

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 g_o}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 g_o}{\partial z^2} = -s \frac{E_i \langle GS \rangle}{G_i \langle EI_z \rangle} \quad \text{dans le domaine } D \text{ de la section.} \\ \frac{\partial g_o}{\partial n} = 0 \quad \text{Sur le contour extérieur } \partial D. \end{array} \right. \quad (2.13)$$

Avec les continuités internes :

$$\left. \begin{array}{l} g_{oi} = g_{oj} \\ G_i \frac{\partial g_{oi}}{\partial n} = G_j \frac{\partial g_{oj}}{\partial n} \end{array} \right\} \quad (2.14)$$

Le long des lignes frontières internes ℓ_{ij}

Et la condition d'unicité : $\int_D E_i g_o dS = 0$ (2.15)

🔧 **Coefficient de section réduite** k : il est donné par la formule :

$$k = \frac{1}{\langle EI_z \rangle} \int_D E_i g_o y dS \quad (2.16)$$

2.6.2 Interprétation énergétique

Energie due aux contraintes normales σ_{xx} [8] :

En notant dW_σ l'énergie de déformation d'une tranche élémentaire de poutre de longueur dx due à l'application des contraintes normales σ_{xx} , on a :

$$dW_\sigma = \frac{1}{2} \int \sigma_{xx} \varepsilon_{xx} dV = \left\{ \frac{1}{2} \int_D \frac{\sigma_{xx}^2}{E_i} dS \right\} dx \quad (2.17)$$

Soit, compte tenu de la forme (2.11) des contraintes normales :

$$\begin{aligned}
 \frac{dW_\sigma}{dx} &= \frac{1}{2} \int_D \frac{1}{E_i} \left[-\frac{E_i}{\langle EI_z \rangle} M_z y + \frac{E_i}{\langle ES \rangle} N_x \right]^2 dS \\
 &= \frac{1}{2} \int_D E_i \frac{M_z^2}{\langle EI_z \rangle^2} y^2 dS + \frac{1}{2} \int_D E_i \frac{N_x^2}{\langle ES \rangle^2} dS \dots \\
 &\dots + \int_D E_i \frac{M_z N_x}{\langle EI_z \rangle \langle ES \rangle} y dS
 \end{aligned}
 \tag{2.18}$$

L'expression ci-dessus se simplifie du fait de la définition du centre élastique (2.7) d'où :

$$\frac{dW_\sigma}{dx} = \frac{1}{2} \frac{M_z^2}{\langle EI_z \rangle} + \frac{1}{2} \frac{N_x^2}{\langle ES \rangle}
 \tag{2.19}$$

🔧 Energie due aux contraintes de cisaillement τ :

En notant dW_τ l'énergie de déformation d'une tranche élémentaire de poutre de longueur dx due à l'application des contraintes de cisaillement τ , on a :

$$dW_\tau = \frac{1}{2} \int_D 2(\tau_{xy} \varepsilon_{xy} + \tau_{xz} \varepsilon_{xz}) dV = \frac{1}{2} \left\{ \int_D \frac{1}{G_i} (\tau^2_{xy} + \tau^2_{xz}) dS \right\} dx
 \tag{2.20}$$

Soit, compte tenu de la forme (2.12) des contraintes de cisaillement :

$$\begin{aligned}
 \frac{dW_\tau}{dx} &= \frac{1}{2} \int_D G_i \frac{T_y^2}{\langle GS \rangle^2} \left\{ \left(\frac{\partial g_o}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial g_o}{\partial z} \right)^2 \right\} dS \\
 \frac{dW_\tau}{dx} &= \frac{1}{2} \frac{T_y^2}{\langle GS \rangle^2} \int_D G_i \left\{ \frac{\partial}{\partial y} \left(g_o \frac{\partial g_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(g_o \frac{\partial g_o}{\partial z} \right) - g_o \cdot \nabla^2 g_o \right\} dS
 \end{aligned}
 \tag{2.21}$$

Avec la valeur (2.12) du Laplacien de la fonction de gauchissement g_o :

$$\frac{dW_\tau}{dx} = \frac{1}{2} \frac{T_y^2}{\langle GS \rangle^2} \left\{ \int_D G_i g_o \frac{E_i \langle ES \rangle}{G_i \langle EI_z \rangle} y dS + \int_{\partial D} G_i g_o \frac{\partial g_o}{\partial n} d\Gamma \right\}
 \tag{2.22}$$

L'égalité $\int_D G_i \left\{ \frac{\partial}{\partial y} \left(g_o \frac{\partial g_o}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(g_o \frac{\partial g_o}{\partial z} \right) \right\} dS = \int_{\partial D} G_i g_o \frac{\partial g_o}{\partial n} d\Gamma$ est rendue possible du fait de la continuité des quantités $G_i \frac{\partial g_o}{\partial n}$ au passage des lignes d'interfaces ℓ_y .

On reconnaît dans cette écriture l'expression du coefficient de section réduite k , d'où :

$$\frac{dW_\tau}{dx} = \frac{1}{2} k \frac{T_y^2}{\langle GS \rangle} \quad (2.23)$$

En résumé, l'énergie de déformation linéique s'écrit :

$$\frac{dW}{dx} = \frac{1}{2} \frac{N_x^2}{\langle ES \rangle} + \frac{1}{2} \frac{M_z^2}{\langle EI_z \rangle} + \frac{1}{2} k \frac{T_y^2}{\langle GS \rangle} \quad (2.24)$$

On notera l'analogie entre écriture et l'expression de l'énergie de déformation linéique pour une poutre homogène classique, qui s'écrirait ici :

$$\frac{dW}{dx} = \frac{1}{2} \frac{N_x^2}{ES} + \frac{1}{2} \frac{M_z^2}{EI_z} + \frac{1}{2} k \frac{T_y^2}{GS} \quad (2.25)$$

Comme conséquence pratique de cette homogénéisation, il devient possible de déterminer les caractéristiques équivalentes dont la connaissance est nécessaire lors de l'entrée des données dans un logiciel de calcul utilisant des éléments finis de poutres homogènes classiques. Le problème revient à évaluer numériquement les grandeurs suivantes : **[9,8]**

Modules équivalents : $E_{\text{équiv.}}$ et $G_{\text{équiv.}}$ (ou $\nu_{\text{équiv.}}$)

Caractérisations géométriques : $S_{\text{équiv.}}$, $I_{z \text{ équiv.}}$ et k

On vérifie facilement qu'en prenant $S_{\text{équiv.}} = S$ (aire réelle de la section droite) [Tom00],

On a :

$$\begin{aligned} E_{\text{équivalent}} &= \frac{\langle ES \rangle}{S} ; & G_{\text{équivalent}} &= \frac{\langle GS \rangle}{S} \\ I_{z \text{ équivalent}} &= \frac{\langle EI_z \rangle}{\langle ES \rangle} ; & \nu_{\text{équivalent}} &= \frac{1}{2} \frac{\langle ES \rangle}{\langle GS \rangle} - 1 \end{aligned} \quad (2.26)$$

2.6.3 Extension au cas dynamique

Les relations d'équilibre (2.9) ont été écrites en l'absence de forces de volume.

Lors d'un mouvement vibratoire, ces forces de volume existent et se manifestent sous forme d'efforts d'inertie vibratoire. On a alors :

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} - \rho \ddot{u}_i = 0 \quad (2.27)$$

Cette fois-ci pour une poutre vibrant librement, on supprime donc tous les efforts et couples répartis sur la poutre hormis les efforts et couples inertiels. On a donc :

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} = \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_D \rho_i u_x dS \quad (2.28)$$

Et en introduisant le champ des déplacements élastiques :

$$\begin{cases} u_x = u(x) - y\theta_z(x) + \eta_x(x, y, z) \\ u_y = v(x) + \eta_y(x, y, z) \\ u_z = \eta_z(x, y, z) \end{cases} \quad (2.29)$$

Où : η_x représente le gauchissement longitudinal d'une section droite, c'est-à-dire la quantité dont cette section se déplace hors du plan qui la caractériserait si elle se mouvait vraiment comme un solide plan parfaitement indéformable.

η_y, η_z représentent les déplacements qui caractérisent les variations de forme de la section droite dans son plan initial.

On obtient donc la formule suivante :

$$\frac{\partial N_x}{\partial x} = \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - y_G \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 \theta_z}{\partial t^2} \quad (2.30)$$

Avec $\langle \rho S \rangle = \int_D \rho_i dS$ et $y_G \langle \rho S \rangle = \int_D \rho_i y dS$

y_G Apparaît ici comme l'ordonnée du centre de masse (centre de gravité) de la section. On a négligé le couplage secondaire dû à η_x .

$$\frac{\partial T_y}{\partial x} = \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_D \rho_i u_y dS \quad (2.31)$$

Avec (2.30) et en négligeant le couplage secondaire dû à η_x :

$$\frac{\partial T_y}{\partial x} = \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} \quad (2.32)$$

$$\frac{\partial M_z}{\partial x} + T_y = \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_D -y \rho_i u_x dS$$

Avec (2.30), en posant $\langle \rho I_z \rangle = \int_D \rho_i y^2 dS$,

En négligeant le couplage secondaire dû à η_x , on obtient donc :

$$\frac{\partial M_z}{\partial x} + T_y = \langle \rho I_z \rangle \frac{\partial^2 \theta_z}{\partial t^2} - y_G \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \quad (2.33)$$

On note bien que ces dernières équations ont été écrites en l'absence de forces de volume. On les considérera pourtant valables, à condition que les fréquences concernées ne soient pas trop élevées. On est généralement dans ce cas restrictif pour les fréquences mécaniques, et on dit que l'on se place dans le domaine « quasi statique »

⇒ Relations de mouvement

(éléments de réduction calculés au centre élastique) [Gay97]

$$\begin{aligned}\frac{\partial N_x}{\partial x} &= \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} - y_G \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 \theta_z}{\partial t^2} \\ \frac{\partial T_x}{\partial x} &= \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 v}{\partial t^2} \\ \frac{\partial M_z}{\partial x} + T_y &= \langle \rho I_z \rangle \frac{\partial^2 \theta_z}{\partial t^2} - y_G \langle \rho S \rangle \frac{\partial^2 u}{\partial t^2}\end{aligned}\tag{2.34}$$

Avec

$$\langle \rho S \rangle = \sum_i \rho_i S_i ; \quad \langle \rho I_z \rangle = \sum_i \rho_i I_{zi} ; \quad y_G \langle \rho S \rangle = \int_D \rho_i y dS$$

⇒ Relations de comportement [Gay97] :

$$N_x = \langle ES \rangle \frac{\partial u}{\partial x} ; \quad T_y = \frac{\langle GS \rangle}{k} \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \theta_z \right) ; \quad M_z = \langle EI_z \rangle \frac{\partial \theta_z}{\partial x}\tag{2.35}$$

2.7 Conclusion

Comme notre projet est la modélisation d'une poutre sandwich en nid d'abeilles, nous avons ainsi consacré ce chapitre à l'étude des sandwichs en donnant une vue générale sur ses constituants et citer quelques types de problèmes de construction et de comportement.

Une étude en résistance des matériaux des poutres sandwichs s'imposait en donnant le cas le plus fréquent en sollicitation mécanique qui est la flexion des poutres. Grâce aux équations mathématiques de RDM citées, nous pouvons maintenant entamer le chapitre de la modélisation et de l'analyse par la CAO :

Chapitre3:**Modélisation & Analyse****3.1. 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 Zlin 142.

Pour notre étude, les logiciels MSC/PATRAN et NASTRAN s'avèrent très utiles comme outil de Conception Assistée par Ordinateur (C.A.O.) qui combinent les techniques de la modélisation géométrique des solides, et les méthodes modernes d'analyse par éléments finis et de visualisation graphiques de modèles et de phénomènes physiques.

Par la suite des analyses, les résultats sont groupés et commentés pour deux types de structures. La première est la poutre en alliage d'aluminium, la seconde est en matériau composite sandwich de type nids d'abeilles. [S4]

3.2. Caractéristiques générale et destination de l'avion Zlin 142 [7]:

L'avion Z 142 est un monoplane en porte-à-faux à ailes basses monomoteur avec train d'atterrissage principale et avant fixe. L'unité de propulsion est le moteur d'avion inverse M 337 AK à six cylindres en ligne avec compresseur de suralimentation et l'hélice V500 A hydrauliquement ajustable avec révolution constante. Le croquis des dimensions de l'avion.

Données techniques fondamentales (dimensions)

 Envergure	9.760 m
 Longueur	7.750 m
 Hauteur	2.910m
 Aile:	
- profondeur (constante)	1.420m
- montée	6°
- longueur SAT	1.460 m
- surface	14.50 m ²
 Ailerons :	
- déviation en haut	21° +/- 1°
- déviation en bas	17° +/- 1°

-surface $2 \times 0,704 \text{ m}^2$	1.408 m ²
✚ Volet de courbure:	
-position fermée	0°
Décollage	14° +- 1°
Atterrissage ₂	37° +- 1° ₂
-surface $2 \times 0.704 \text{ m}^2$	1.408 m ²
✚ Empennage horizontaux:	
-déviation de gouvernail de profondeur:	
En haut	30° + 1°
En bas	27° + 1°
-surface du stabiliseur	1.230 m ²
-surface du gouvernail de profondeur	1.360 m ²
-surface totale des empennages horizontaux	2.590 m ²
✚ Empennage verticaux:	
- déviation du gouvernail de direction:	
A droite	30° +- 2°
A gauche	30° +- 2°
-surface du profile de quille	0.540 m ²
- surface du gouvernail de direction	0.810 m ²
- surface totale des empennages verticaux	1.350 m ²

3.3 .Analyse par éléments finis et CAO [10]:

3.3.1. 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.

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,

- La génération des tableaux élémentaires correspondants à la

Contribution de chaque élément, 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, le calcul du champ approchant la solution cherchée,
- La présentation et l'exploitation des résultats.

3.3.2 .Analyse des structures par la méthode des éléments finis [10]:

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, 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 .

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).

Remarque:

-Il existe actuellement trois méthodes de discrétisation:

- La méthode à la différence finie. (annexe1)
- La méthode aux éléments finis. (annexe2)
- La méthode aux volumes finis. (annexe3)

- ✚ 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 (fig3.1).

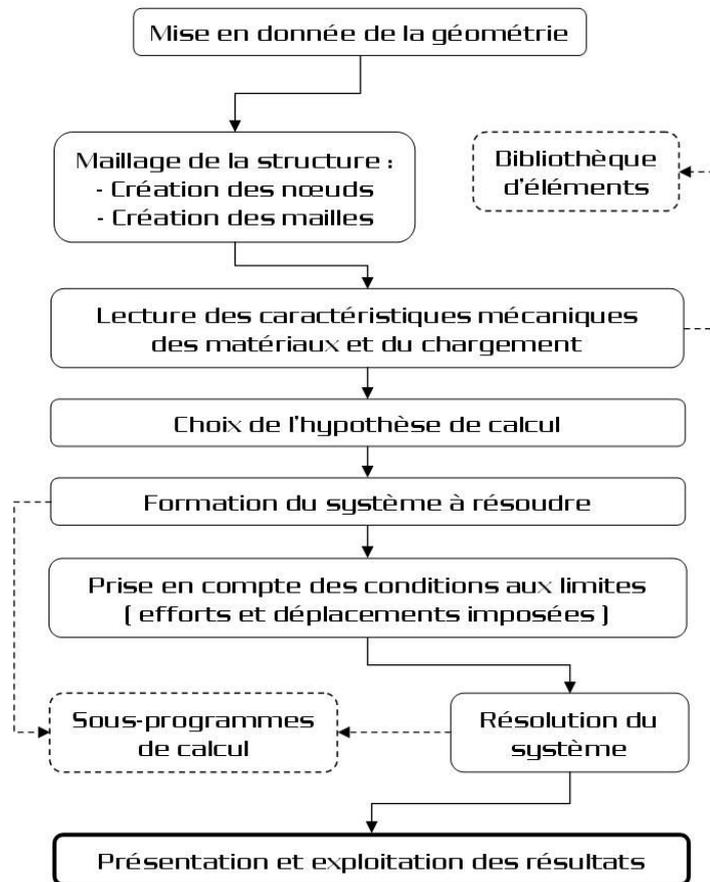


Figure 3.1 - Schématisation de la méthode MEF.

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

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

3.3.3. 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 en deuxième étape. Le logiciel graphique MSC/PATRAN de la société MacNeal-Schwendler conçu pour le pré et le post-traitement des analyses par éléments finis, a été mis à notre disposition. Au cours de cette étude deux versions du logiciel MSC/PATRAN ont été utilisées (version 2000 r2 et 2004) sur un système d'exploitation WINDOWS XP 5.1 Service Pack 1. Le logiciel MSC/PATRAN est donc utilisé, dans cette étape, afin de générer certains fichiers d'entrée des données (*.db), optimiser la largeur de bande de la matrice de rigidité du problème traité, vérifier la qualité des maillages, etc. [S4]

Dans la deuxième étape, un logiciel d'analyse par éléments finis nommé MSC/NASTRAN est utilisé. Ce programme implémenté comme module dans le logiciel MSC/PATRAN, génère et manipule une base de données pour la résolution des problèmes, en utilisant une méthode matricielle d'analyse structurale. Un fichier est créé par l'application MSC/NASTRAN dont les résultats nous serviront dans la troisième étape, c'est-à-dire exploitation des résultats. Le fichier de sortie (*.xdb) contient les informations diverses, tels que les efforts et les déplacements des éléments. Après le chargement du fichier résultats par le programme MSC/PATRAN, les résultats sont exploitables sous formes d'animations, tableaux, graphiques, courbes, etc.

Grâce au logiciel MSC NASTRAN (code de calcul) / PATRAN (visualisation graphique des résultats), nous avons pu étudier nos différents résultats, obtenus à l'aide des divers cas de charges.

3.3.4. Moyens informatiques:

Comme il a été mentionné auparavant, la méthode des éléments finis nécessite l'utilisation intensive des ordinateurs. Pendant la durée de cette étude, 2 types d'ordinateurs différents ont été mis à notre disposition : il s'agit de Deux ordinateurs portables HP, PACKARD BELL, ont aussi été utilisés, avec un processeur Intel CENTRINO Duo DD 110 Gb, 2 Gb de RAM, carte graphique NVIDIA GO 7300.

Les étapes de pré et post traitement ont été faites en parallèle sur les deux types d'ordinateurs. Seule l'analyse s'est faite sur le portable HP 3,14 GHz. Il est important de souligner la différence entre les deux types d'ordinateurs utilisés. Le portable HP à 2.0 Go de mémoire vive, soit huit fois plus de mémoire que les ordinateurs portables et trois fois plus en matière de vitesse de calcul.

3.4. Modélisation et analyse des structures:

3.4.1. Organigramme général:

Les différentes tâches à accomplir dans cette partie sont décrites dans ce qui suit, l'organigramme ci-dessous (fig.3.2) présente en général le déroulement de la modélisation et de l'analyse, sous les logiciels MSC/PATRAN et NASTRAN.

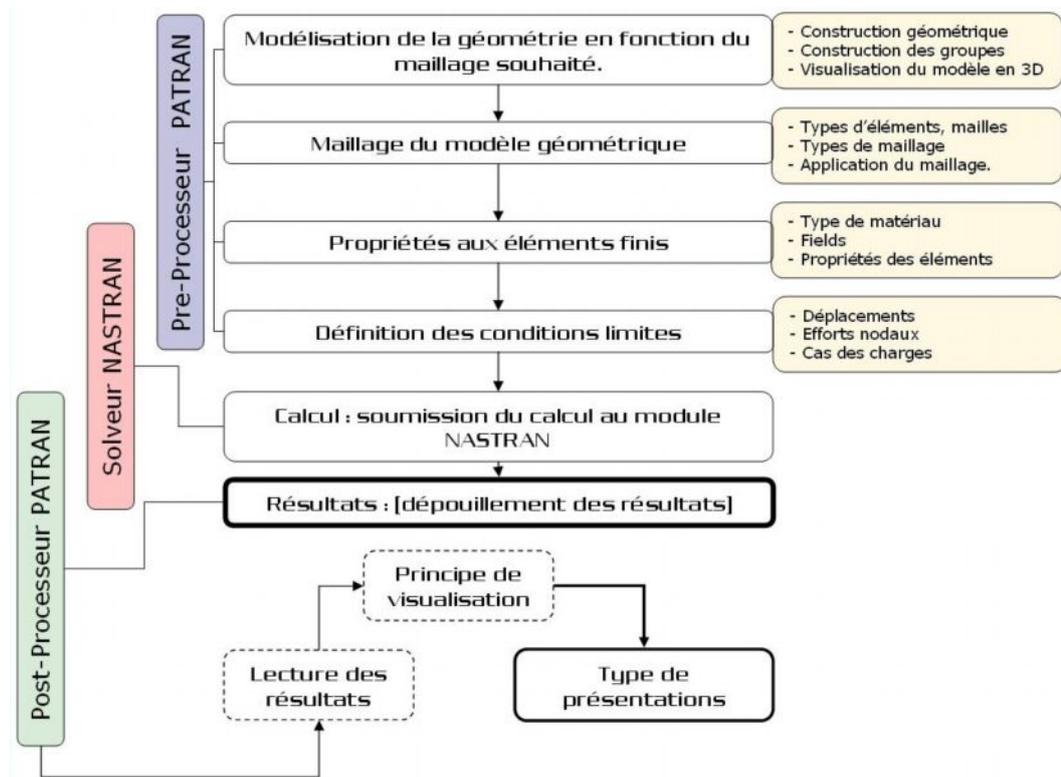


Figure 3.2 - Schématisation de la modélisation et de l'analyse.

L'ensemble des tâches citées ci-dessus, sont appliquées à la structure de la poutre en utilisant deux types de matériaux : un alliage d'aluminium AU4G et un matériau composite sandwich en nids d'abeilles.

3.4.2. 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 mener au modèle géométrique proposé en exemple 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 (fig3.3). L'autre simplification est appliquée à la géométrie de la poutre. En dernier lieu, la poutre est considérée comme une seule structure qui prend la forme géométrique globale de la poutre réelle (fig3.4).

La raison qui a forcé la limitation des analyses sur la poutre est un problème strictement géométrique de la mise en œuvre de la structure, car la génération du modèle d'une structure complexe est réalisée par l'élaboration de plusieurs sous-groupes de structures. La construction de la géométrie finale se fait ensuite par assemblage de ces sous-groupes. La complexité et le nombre de composants, nécessitent surtout une plate forme de calcul beaucoup plus performante, et un temps de conception et d'analyse encore plus grand. Sachant que la poutre est l'élément essentiel de la fixation de l'aile au fuselage de l'avion, elle supporte la majeure proportion des contraintes et des forces appliquées sur l'aile, et donc la réduction du problème à l'étude de la poutre, amène à supposer valides les résultats du comportement globale de la poutre. [7]

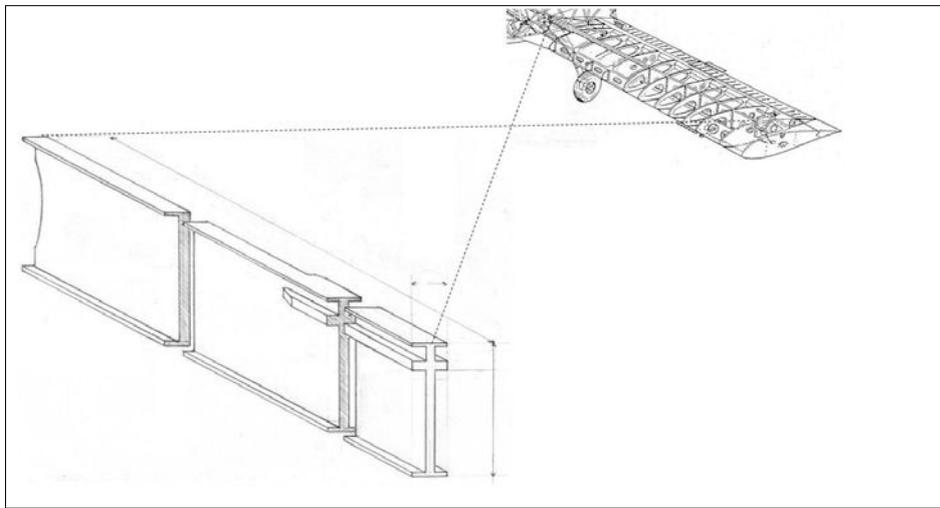


Figure 3.3 - La poutre principale de l'aile.

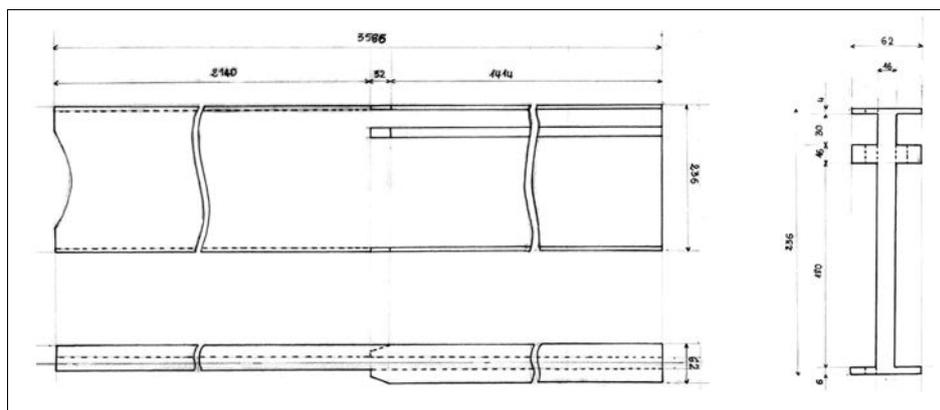


Figure 3.4 - Détails de la poutre étudiée.

3.4.3. Types d'éléments utilisés[S4]:

Le choix d'éléments pour le maillage d'une structure doit correspondre à la forme géométrique de la structure considérée, ainsi qu'à la nature du problème à résoudre. Pour notre étude, on a opté pour deux types d'éléments :

⌚ Eléments hexaédriques tridimensionnels : Pour le maillage de l'ensemble de la structure du premier modèle (poutre en alliage d'aluminium), des éléments hexaédriques à 8 nœuds ont été utilisés.

⌚ Eléments quadrilatéraux bidimensionnels : Ces éléments à 4 nœuds sont principalement utilisés à la fois pour le maillage des deux peaux et du cœur constituant le deuxième modèle (poutre en nids d'abeilles).

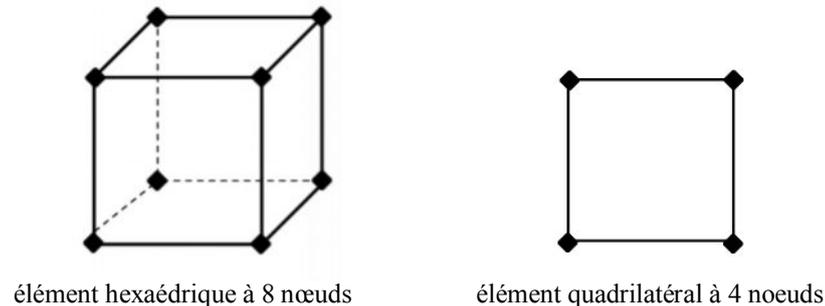


Figure 3.5 - Les éléments utilisés.

3.4.4 Détails sur le maillage par MSC/PATRAN

Comme déjà évoqué, le logiciel MSC/PATRAN 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. MSC/PATRAN possède divers mailleurs automatiques capables de générer des maillages, bidimensionnels et tridimensionnels, selon les exigences formulées par l'utilisateur. Pour notre étude, il s'agit essentiellement du mailleur IsoMesh.

Avant de mailler la structure avec IsoMesh, 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 cinq ou six 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.

3.5. Modélisation et analyse:

3.5.1. Poutre de départ du Zlin 142:

3.5.1.1. Génération de la géométrie et du maillage:

L'élaboration du modèle éléments finis de la poutre principale, est obtenue en passant par les deux étapes : la définition de la géométrie de la poutre et la construction du maillage.

La géométrie est obtenue à l'aide du logiciel MSC/PATRAN dans le menu **geometry**, par les différentes commandes. Des opérations de modification élémentaires sont appliquées pour aboutir à la géométrie finale de la poutre (3586x62x236 mm) comme il est montré sur la figure suivante.

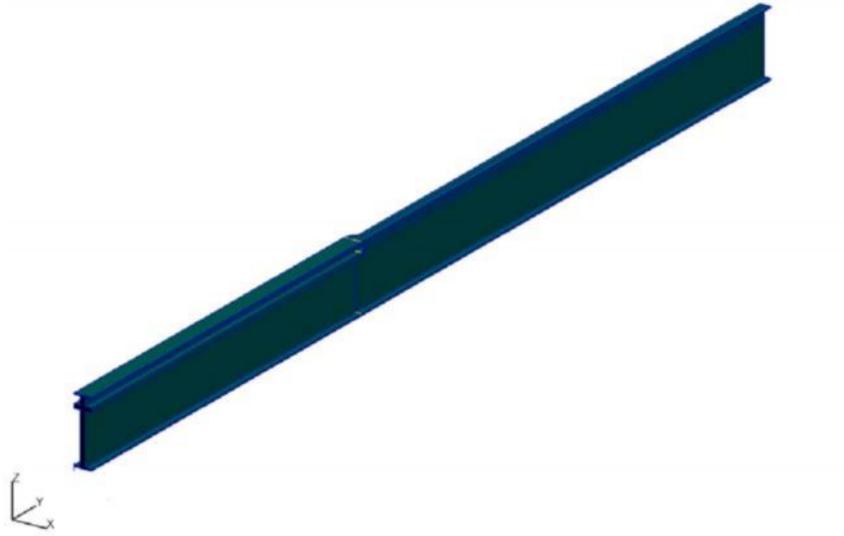


Figure 3.6 - Modèle géométrique de la poutre.

Dans l'objectif de détecter la déformation et les contraintes de l'ensemble de la structure, un maillage de type hex8 est appliqué uniformément à la géométrie totale de la poutre en utilisant le mailleur IsoMesh. Ceci conduit à un maillage de 2816 nœuds et 1131 éléments.

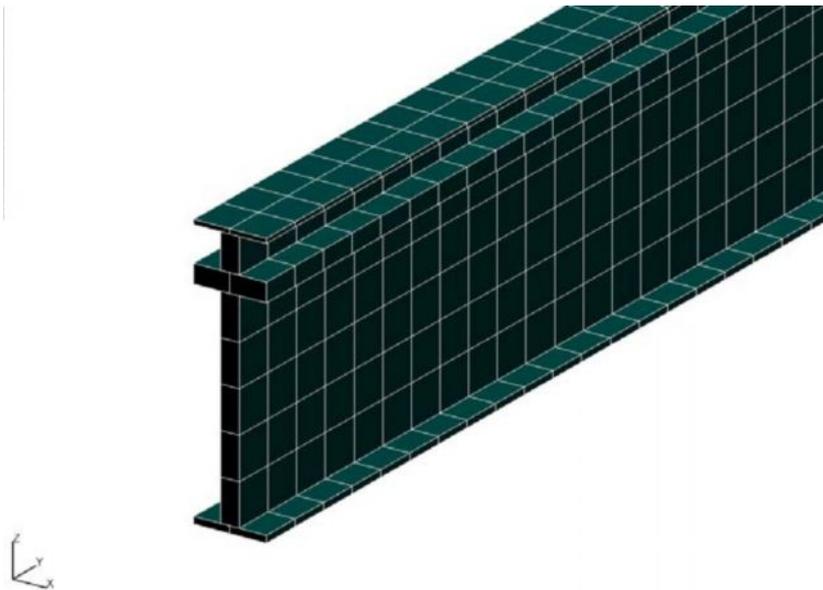


Figure 3.7 - Maillage de la poutre.

3.5.1.2 Conditions aux limites et types de chargements

Pour notre exemple la poutre est encadrée à un côté et libre à l'autre côté qui sert à l'application de la force. Un seul cas de chargement est pris en compte : c'est l'application d'une force égale à 4000N localisée à l'extrémité libre de la poutre. Cette force correspond au cas extrême de sollicitation de la poutre.

La figure (3.8) montre les conditions aux limites et relations linéaires nécessaires à la réalisation de cette étape définies automatiquement à partir de MSC/PATRAN.

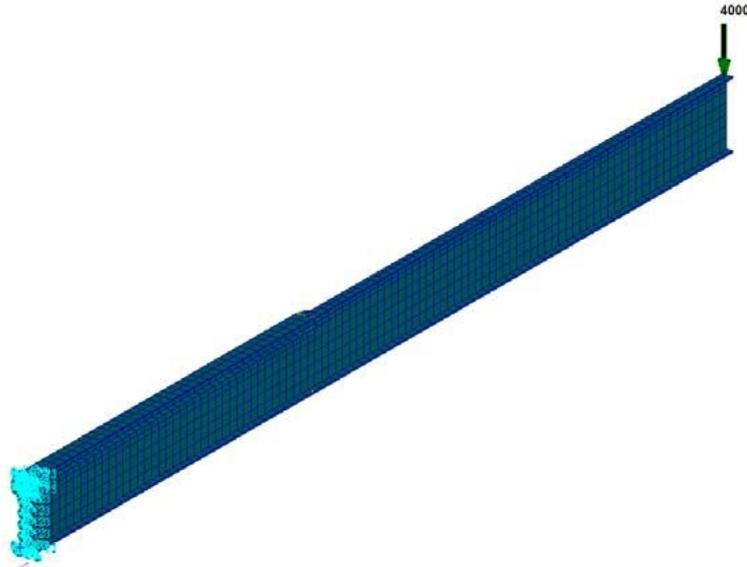


Figure 3.8 - Conditions aux limites sur la poutre.

3.5.1.3 Propriétés mécaniques du matériau AU4G [S6]:

Le logiciel MSC/PATRAN permet la définition des propriétés du matériau utilisé. La poutre est en alliage d'aluminium AU4G. Les caractéristiques de cet alliage sont illustrées dans le tableau 3.1 :

Tableau 3.1: Propriétés de base de l' AU4G.

Constantes élastiques	AU4G
Masse volumique (g.cm ⁻³)	2,79
Module élastique (d'Young) E (MPa)	75000
Module de cisaillement G (MPa)	28195,5
Limite d'élasticité (MPa)	260
Coefficient de poisson ν	0,33
Limite à la rupture (MPa)	390
Densité (kg/cm ³)	0.0028

Ces mêmes caractéristiques sont introduites à l'aide d'une boîte de dialogue sous le menu **properties**. Seules les caractéristiques qui intéressent notre étude sont prises en considération.

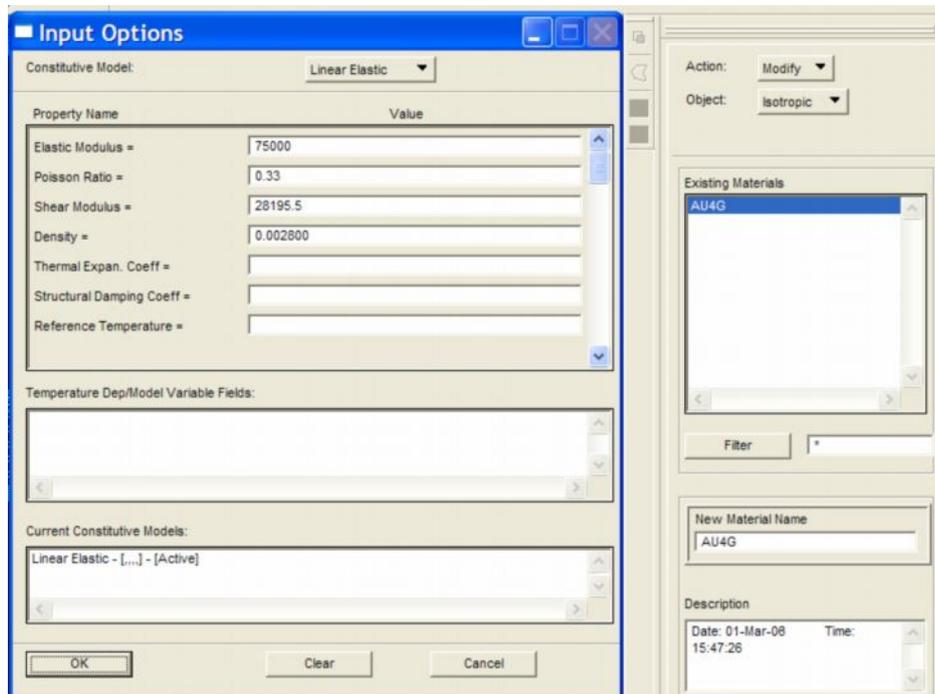


Figure 3.9 - Définition des propriétés du matériau [PATRAN].

3.5.1.4. Résultats et analyse:

Sous l'environnement de MSC/PATRAN plusieurs types d'analyses sont disponibles. Notre étude est effectuée pour deux analyses :

- ✚ Analyse statique : cette analyse donne des résultats concernant les déplacements, la répartition des contraintes, etc.
- ✚ Analyse modale : elle donne l'information sur les modes propres, et le comportement en excitation à ces modes sous différents chargements.

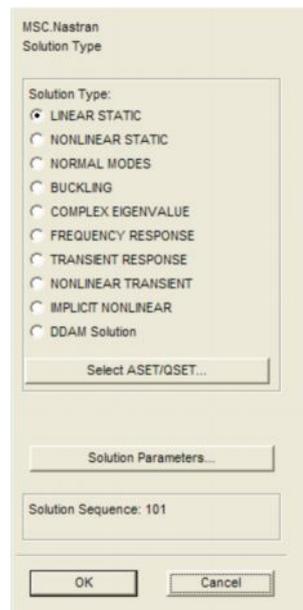


Figure 3.10 - Choix de type d'analyse [PATRAN].

Pour que les calculs soient de plus proche des résultats réels, on a recouru à augmenter le nombre d'éléments (utilisés pour le maillage de la structure). Cependant l'augmentation de nombre d'éléments (un maillage plus fin) nécessite plus de ressources système et de mémoire pour effectuer les opérations de calcul.

Ce premier exemple n'a pas posé de problèmes particuliers, en raison de la géométrie simple, le maillage avec 1131 éléments a permis d'effectuer les opérations de calculs en utilisant 512 Mb de RAM et 1000 Mo de DD. Le temps de calcul était de 42 minutes sur le portable HP et 107 minutes sur le PACKARD BELL.

Les calculs sont faits par MSC/NASTRAN, qui génère le fichier des résultats exploitable directement par MSC/PATRAN. Ce dernier permet la visualisation des résultats sous forme de graphiques donnant la déformée et la répartition des contraintes le long de la poutre, ainsi que les modes propres.

✚ Déformée de la poutre:

Les premiers résultats obtenus dans toutes nos analyses montrent la flèche de la poutre (déplacement vertical suivant oz) le long de l'axe oy. Le graphique suivant (fig3.11) montre la déformée de la poutre encastree avec une charge de 4000N en son extrémité libre. Les déplacements maximums sont de l'ordre de 46 mm, ils sont situés vers l'extrémité libre de la poutre.

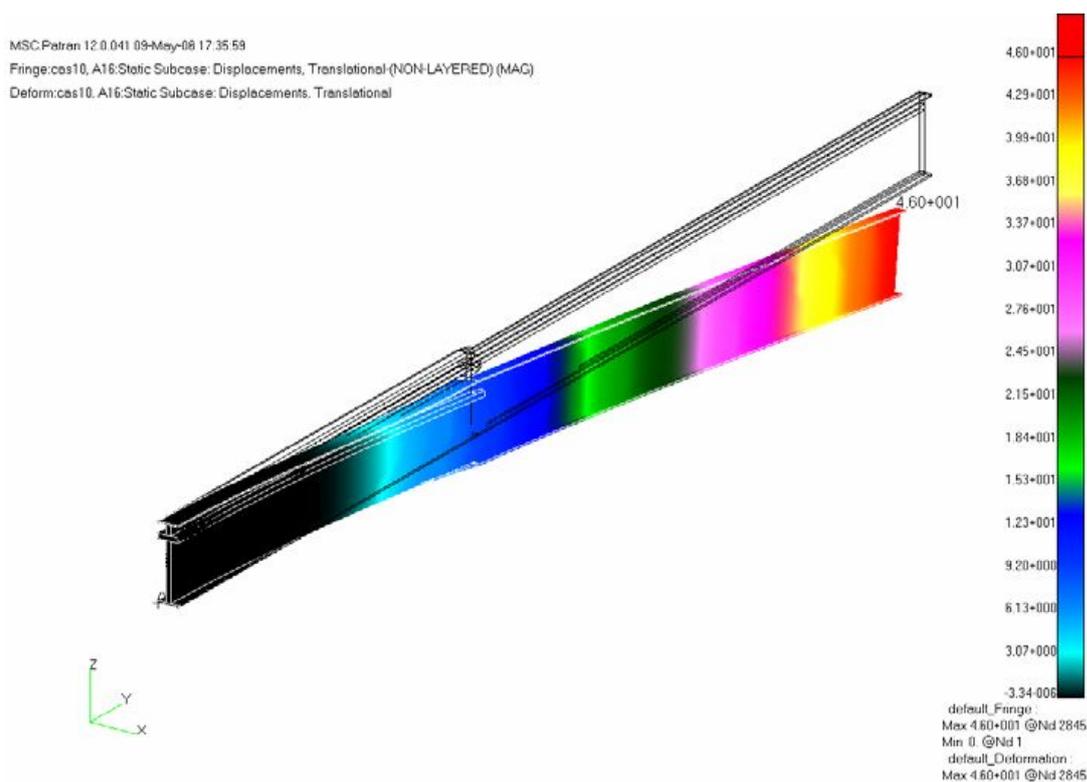


Figure 3.11 - Répartition des déplacements sur la poutre [AU4G].

✚ Validation:

Sachant que la validité de la plus part des modèles est vérifiée 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 localisée dans l'autre côté. Il repose sur deux principales hypothèses figure (fig3.12):

- 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.

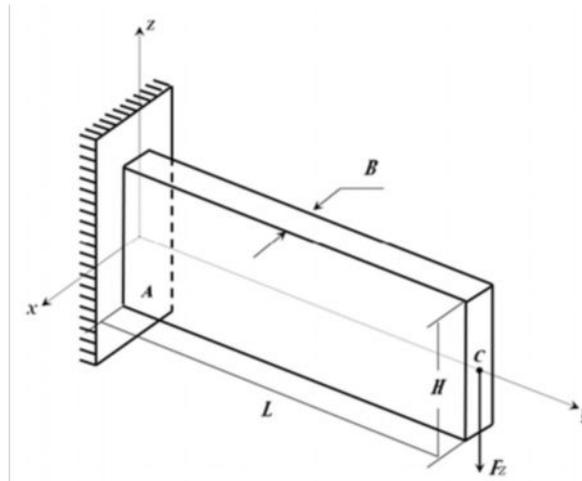


Figure 3.12 - Poutre encastree.

Poutre de l'aile de l'avion Zlín 142:

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

Géométrie : $L = 3586$ mm, $H = 236$ mm, $B = 16$ mm.

Chargement : $F_z = 4000$ 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 (3.1) .

$$U_{th}(x) = \frac{1}{E \cdot I} \left[\frac{F}{6} (x-L)^3 - \frac{F \cdot L^2}{2} \cdot x + \frac{F \cdot L^3}{6} \right] \quad (3.1)$$

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 a été implanté sur un tableur (Excel) et la courbe 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 totale de la poutre en flexion est représenté à la (fig3.13), les résultats des calculs montrent une fois de plus que le modèle est proche de la solution théorique

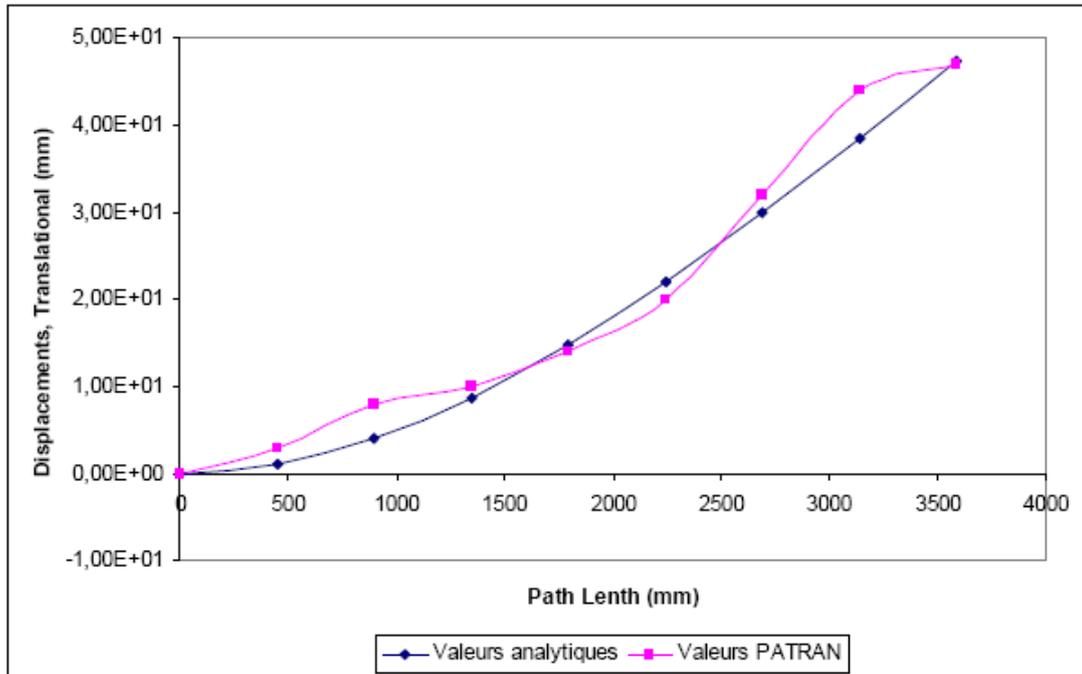


Figure 3.13 - Comparaison des valeurs du déplacement de la poutre en flexion.

Il est remarquable de noter la correspondance de l'allure générale des deux courbes. Cependant, on observe quelques différences qui marquent la valeur du déplacement le long de la poutre, ceci est dû à la géométrie considérée dans le modèle analytique qui reste loin à reproduire la géométrie exacte du modèle numérique. Malgré cette différence on note que l'erreur sur la flèche max est de 0,85%.

Contraintes de Von Mises

La (fig.3.14) présente les contraintes de Von-Mises couplées à la déformée globale de la poutre. Les couleurs graduées permettent de situer clairement la répartition des contraintes sur la poutre.

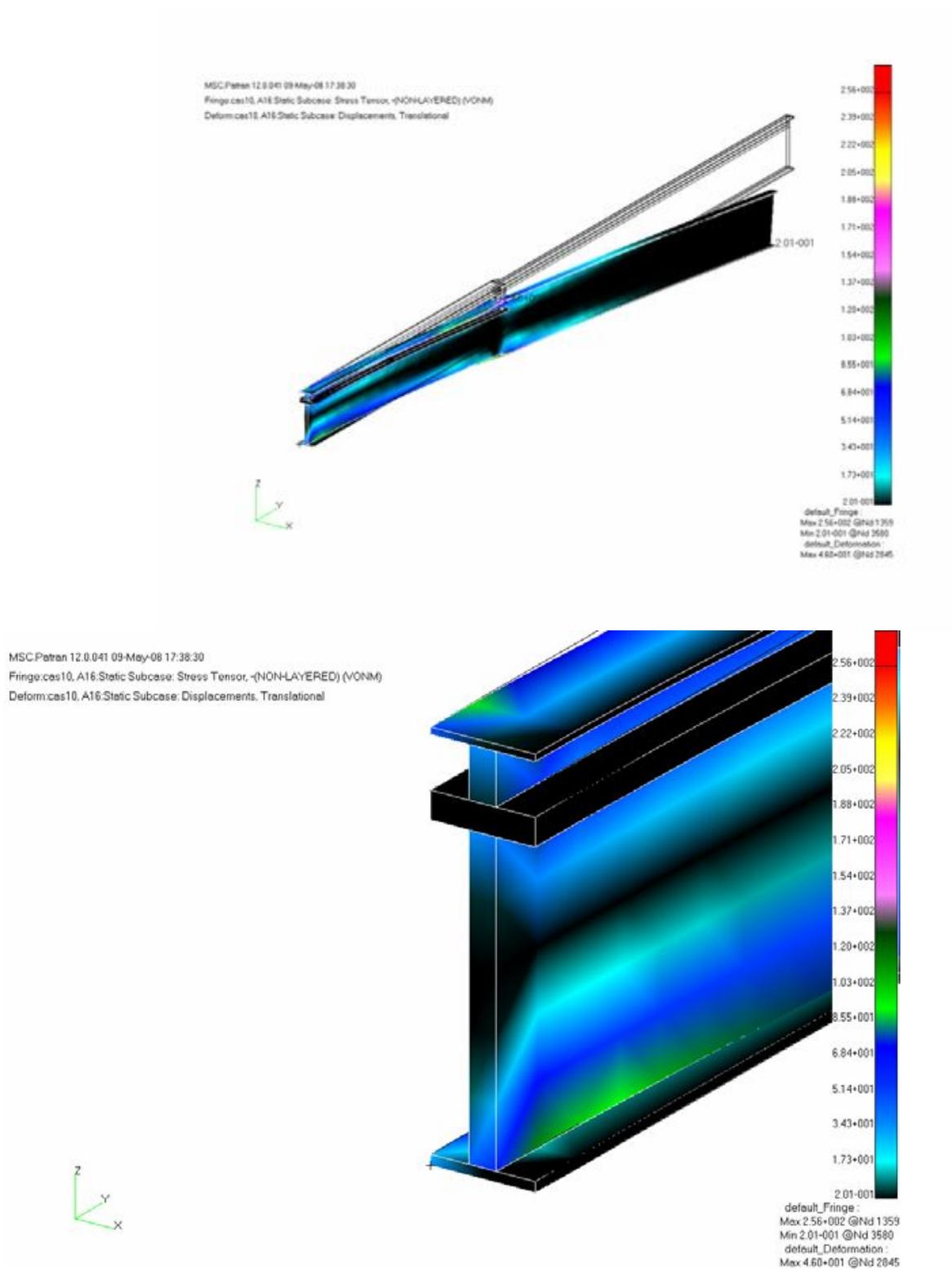


Figure 3.14 - Répartition des contraintes [Poutre AU4G].

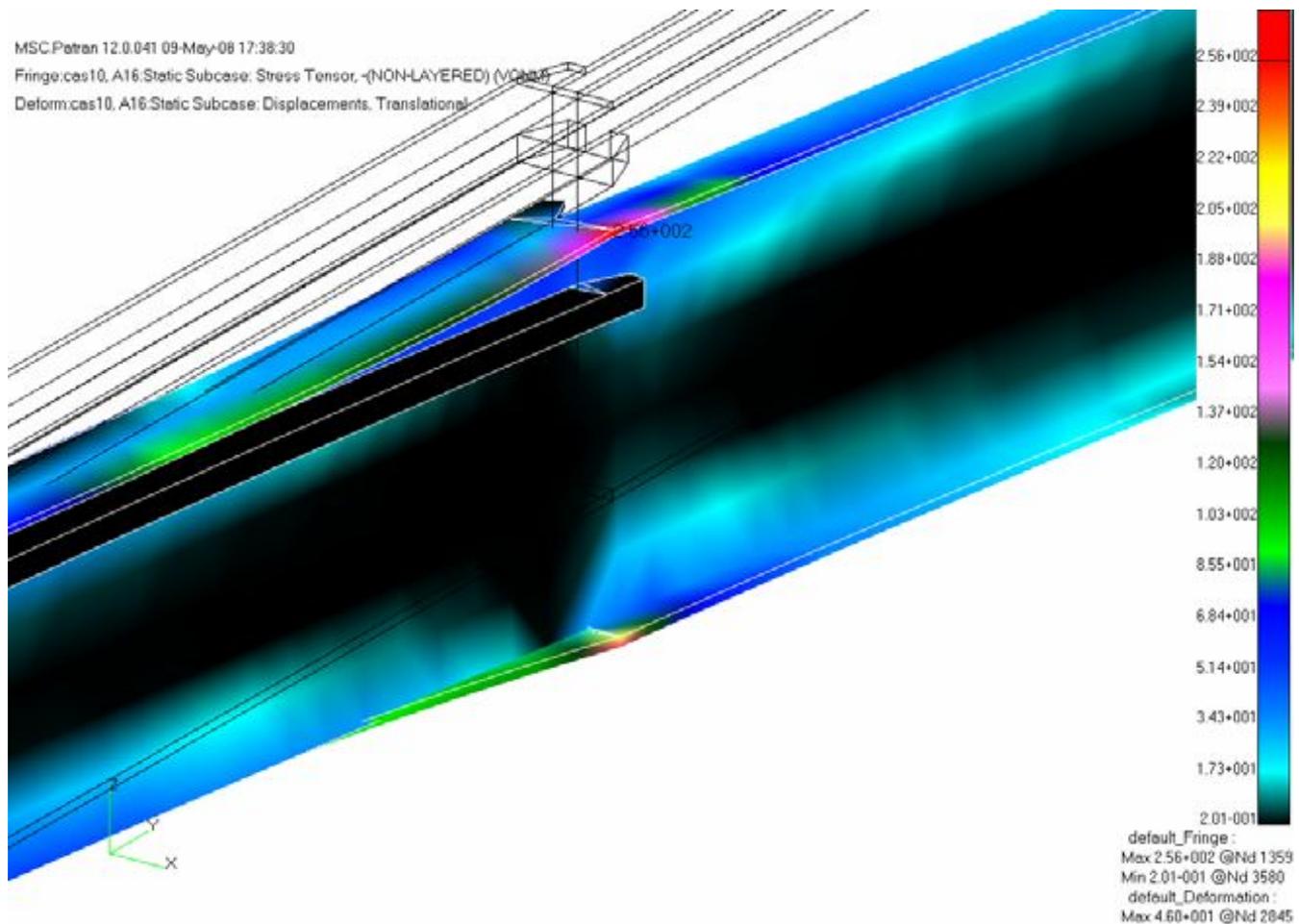


Figure 3.15 - Répartition des contraintes –zoom– [Poutre AU4G].

Pour plus de clarté on effectue un zoom sur les zones qui présentent un maximum de concentration de contraintes. Les contraintes de Von-Mises varient de 01 à 256 MPa dans la poutre, elles présentent 98 % de la limite élastique du matériau (AU4G) qui est de 260 MPa. Le matériau donc est très proche du domaine plastique.

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.3.16) montre les 8 premiers modes propres de la poutre. Ces modes propres 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.

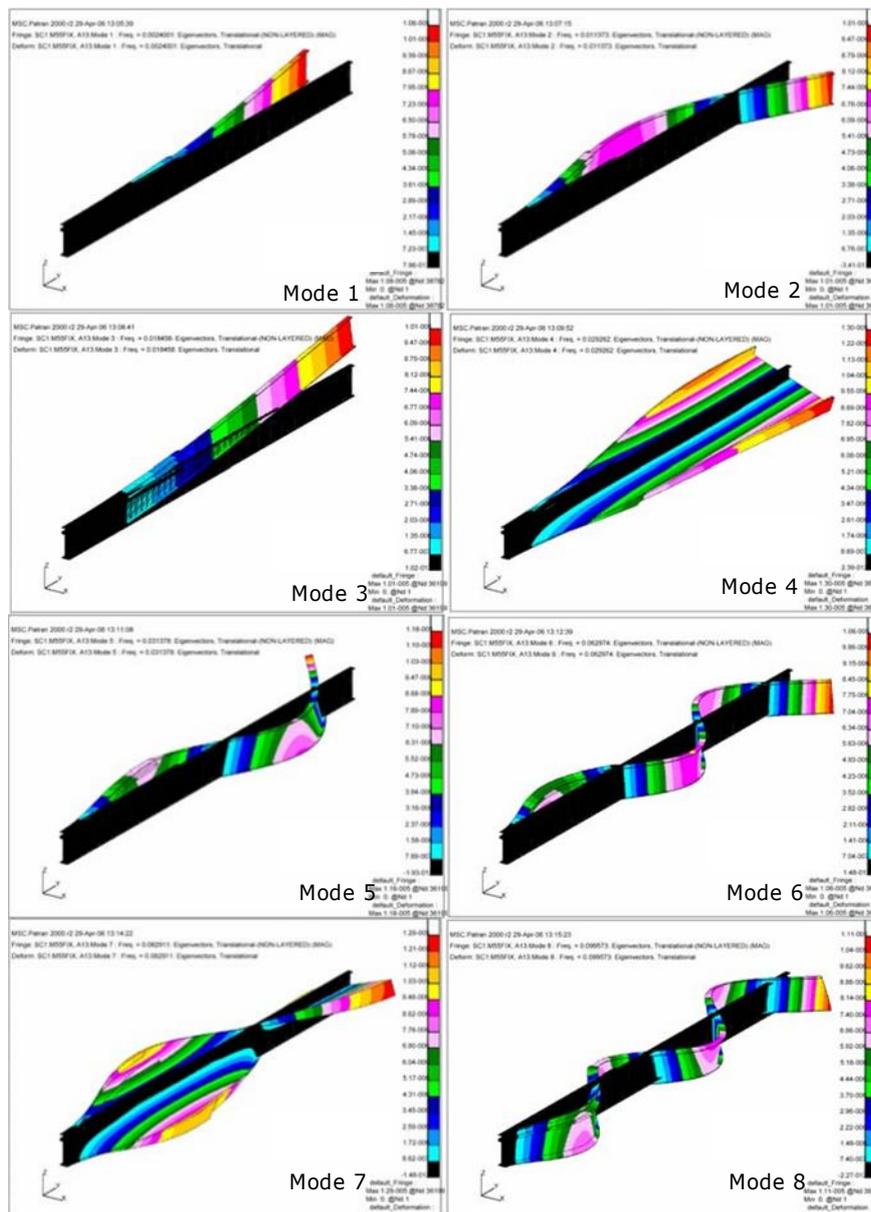


Figure 3.16 - Modes propres [Poutre AU4G].

3.5.2. Le modèle poutre en nids d'abeilles:

3.5.2.1. Génération de la géométrie et le maillage[3]:

Tout comme le modèle précédent, avant de procéder à la construction du maillage, la définition de la géométrie s'impose. La géométrie a été simplifiée en raison de la complexité du modèle. La poutre finale en nids d'abeilles (3586x20x236) est présentée dans la figure qui suit (fig. 3.17).

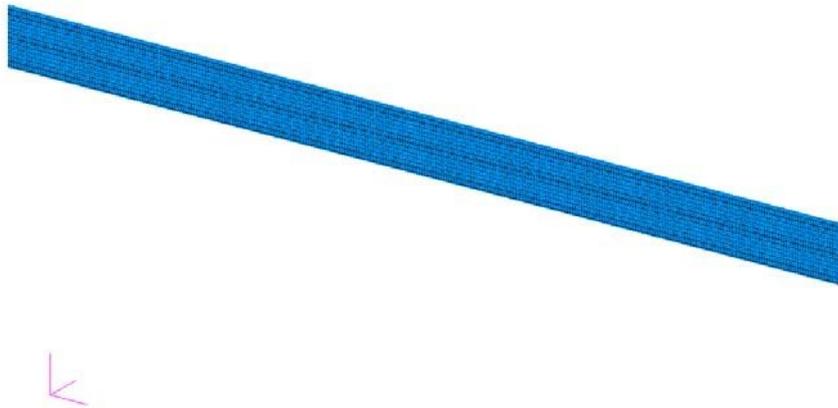


Figure 3.17 - Modèle géométrique [poutre en nids d'abeilles].

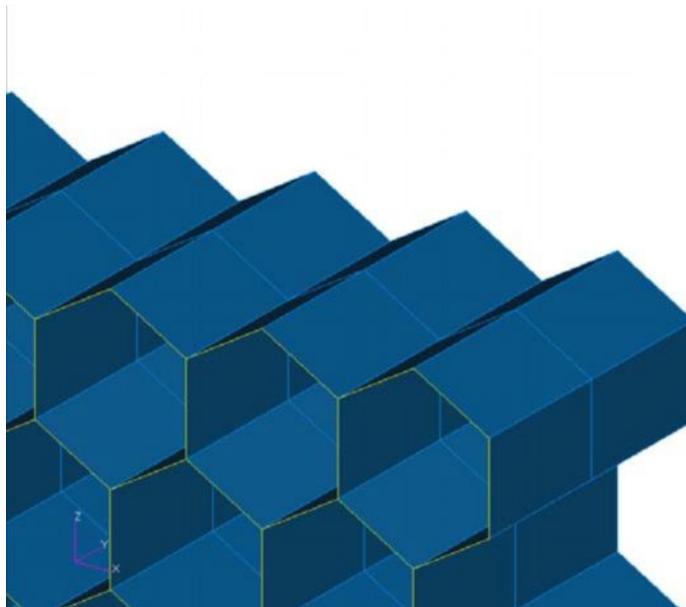


Figure 3.18 - Modèle géométrique –zoom cœur– [poutre en nids d'abeilles].

En raison de la géométrie de la poutre en nids d'abeilles, un maillage surfacique de type Q4 à 4 nœuds est appliqué sur l'ensemble de la structure (peaux et cœur). Ceci conduit à un maillage de 254406 nœuds et 72452 éléments.

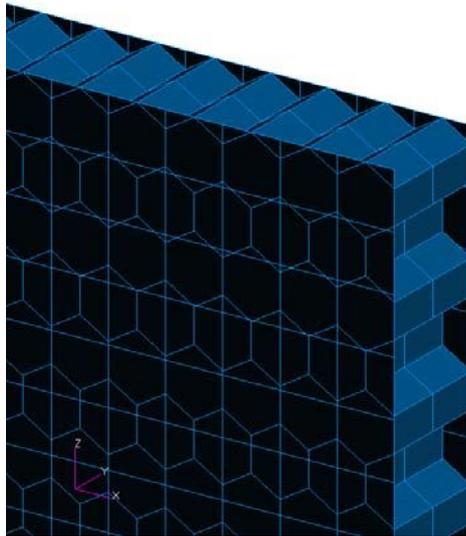


Figure 3.19 - Maillage [poutre en nids d'abeilles].

3.5.2.2 Conditions aux limites et types de chargements[3]:

Pour ce modèle les mêmes conditions aux limites et types de chargements sont appliqués. La poutre est donc considérée encastree à un côté et libre à l'autre côté qui sert à l'application de la force. La condition de l'encastrement est appliquée sur les nœuds des deux peaux et du cœur. L'application de la force est divisée sur les deux peaux qui servent à transmettre les efforts au cœur.

La figure qui suit (fig.3.20) montre les conditions aux limites et chargement appliqué la poutre en nids d'abeilles.

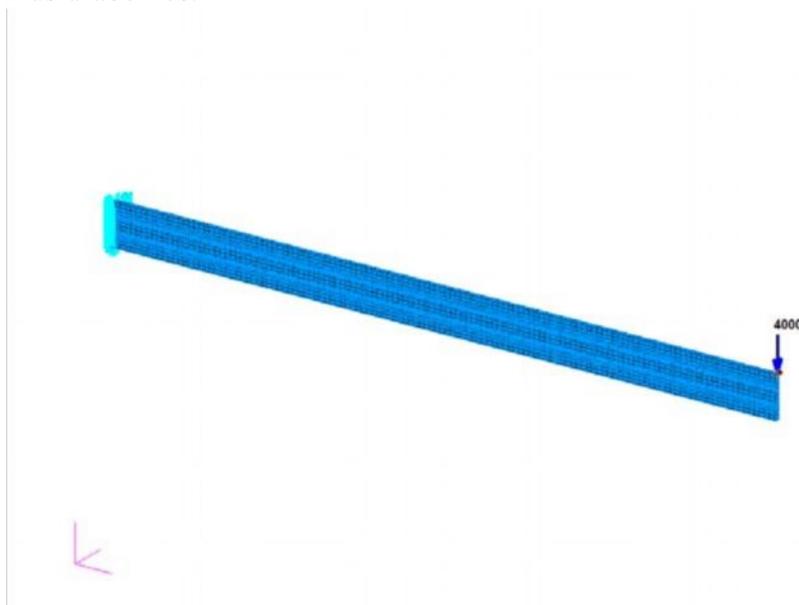


Figure 3.20 - Application de la force [poutre en nids d'abeilles].

3.5.2.3. Propriétés du matériau:

De même que le premier exemple, l'introduction des caractéristiques du matériau est faite à l'aide d'une boîte de dialogue. Les deux peaux et le cœur sont en alliage d'Aluminium AU4G.

Dans l'attribution du type de matériau à la structure dans cet exemple, la valeur de l'épaisseur des deux peaux et du cœur est introduite. Ceci donne à la structure surfacique le caractère solide.



Figure 3.21 - Attribution de type de matériau.

3.5.2.4. Résultats et analyse:

Dans l'exemple de la poutre en nids d'abeilles l'analyse statique s'avère impossible. En effet, un premier maillage de la poutre en nids d'abeilles a conduit à la génération de 141727 éléments. Pour un tel maillage l'opération de calcul par le logiciel MSC/NASTRAN nécessite au moins : 3 Gb de mémoire RAM, et plus de 220 Gb d'espace disque. Alors qu'un deuxième maillage est fait, en réduisant le nombre d'éléments à un minimum de 72452, nécessite pour l'opération de calcul : 1,5 Go de RAM et plus de 80 Gb de DD. Un calcul a été tenté dans les deux cas sur le poste de travail HP. Sans résultats donnés et après des heures de calcul, l'opération s'achève avec un manque de ressources mémoire.

Nous nous contentons donc, dans l'exemple de la poutre en nids d'abeilles que de l'analyse modale. Pour cette dernière, les calculs ont été faits dans des conditions optimisées sur le portable HP 3,14 GHz, soit 2 Gb de RAM, et 40 Gb d'espace disque, et un temps nettement inférieur (environ 75 minutes). La visualisation des résultats est obtenue sous forme de graphiques représentant les modes propres de la poutre.

Modes propres:

La figure (3.22) montre les 8 premiers modes propres de la poutre en nids d'abeilles. Ces modes propres seront comparés ensuite à ceux de la poutre en alliage d'aluminium. Le comportement de la poutre en nids d'abeilles excitée par ces fréquences, présente des flexions et des torsions couplées.

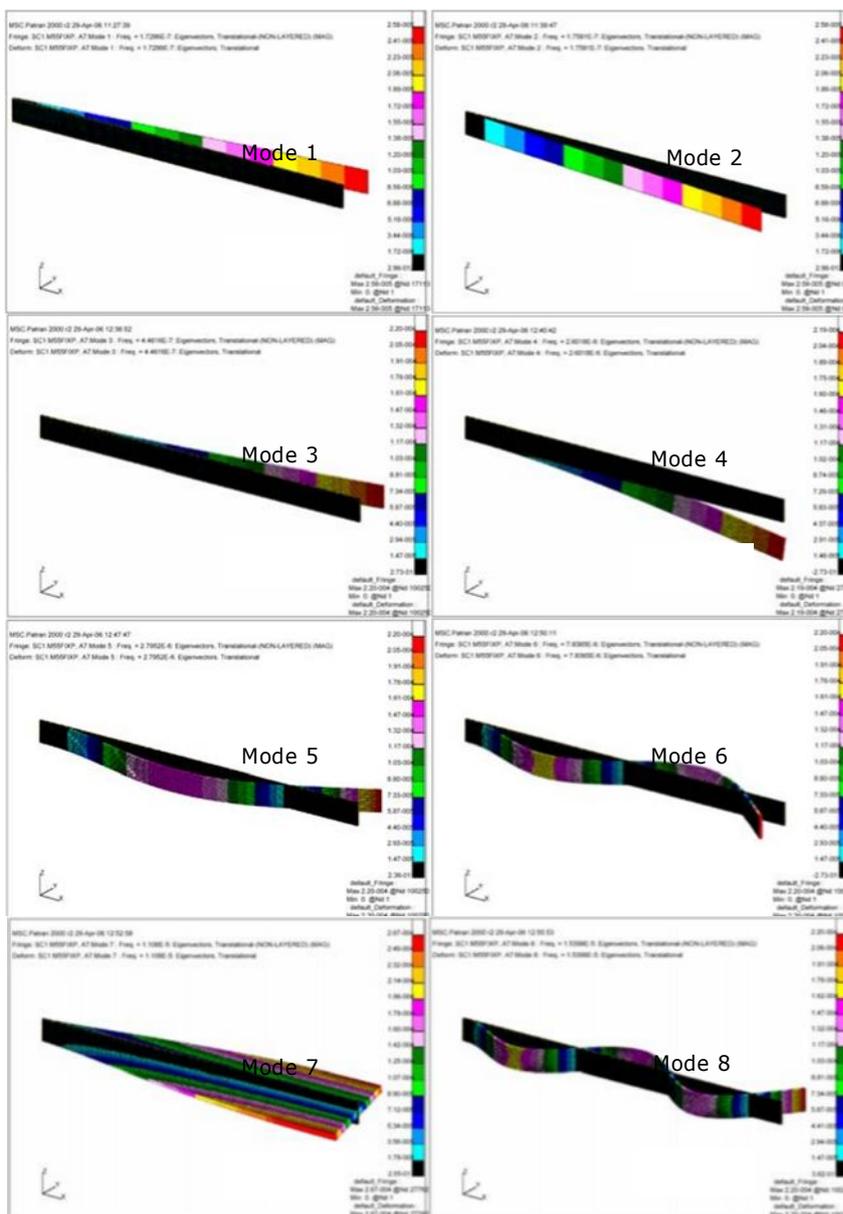


Figure 3.22 - Modes propres [Poutre en nids d'abeilles].

3.6. 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 1% 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. Dans notre cas, il s'est avéré impossible de confirmer ceci. Toutefois, l'analyse nous a permis de situer le 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 4000N. 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 propres et un couplage entre torsion et flexion dans les modes 5, 6 et 8. Pour la poutre en nids d'abeilles seule une torsion est observée au mode 7.

Les nœuds de vibrations présentent aussi un point de comparaison remarquable, on observe ainsi pour la poutre en AU4G, qu'on atteint 4 configurations (mode 2, 5, 6 et 8) avec un maximum de 5 nœuds de vibrations au mode 8. La poutre en nids d'abeilles, quant à elle, présente 3 configurations avec un maximum de 4 nœuds de vibrations au mode 8. On voit bien donc que l'utilisation des sandwichs crée moins de nœuds et de déformations pour un mode vibratoire donné, ce qui laisse à penser qu'un sandwich offre de meilleures performances en réponse des excitations de vibrations souvent rencontrées par les structures aéronautiques.

En plus des analyses statiques et modales, le logiciel MSC/PATRAN fournit des informations sur la propriété de masse de la structure modélisée. Ainsi il donne une valeur de 4,374 Kg pour la poutre en AU4G et de 1,8135 Kg pour la poutre en nids d'abeilles et donc un impressionnant rapport de 2,41. 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.

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

3.7 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 Zlin 142 nous a posé beaucoup de problèmes du type espace de mémoire dans les ordinateurs utilisés et nous étions contraint à réduire le nombre d'éléments finis constituant cette poutre.

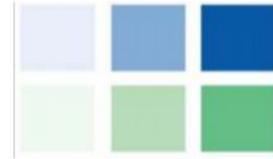
Dans notre étude, on a lancé les calculs pour des maillages différentes .

Les résultats obtenus montrent que le maillage traité dans notre cas donne la meilleure convergence du processus itératif.

Cette contrainte nous a limité dans l'extension de notre projet afin de considérer les annexes de cette poutre tels que les perçages dessus et le système de boulonnage.

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 car le gain en poids est considérable et est de l'ordre de deux.

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. Ceci nous pousse à deviner que l'avion du futur pourra ainsi, en toute sécurité, exécuter les manœuvres limites des avions d'aujourd'hui.



CONCLUSION GENERALE

Actuellement l'aéronautique utilise de plus en plus de matériaux composites en déployant une stratégie de reconversion des anciennes structures métalliques en matériaux nouveaux tels que sandwich, carbone, céramiques, pour tendre vers le « tout composite. »

L'idée principale de ce projet est de modéliser une structure existante telle que la poutre principale de l'aile de l'avion Zlin 142 fabriquée en alliage d'aluminium avec la C.A.O. et après la transformer en matériau sandwich en nids d'abeilles.

Pour ce faire, nous avons divisé ce mémoire en quatre chapitres indépendants en situant les composites parmi les autres matériaux dans le premier chapitre et exposer leurs modes de fabrications ainsi leurs caractéristiques générales.

Dans le second chapitre, nous nous sommes arrêtés au matériau sandwich et nous avons essayé de donner la théorie nécessaire au calcul de ce type de matériau ainsi que ses aspects physiques importants.

Nous rentrons dans le vif du sujet de ce mémoire dans le dernier et troisième chapitre, en entamant une approche de modélisation et d'analyse de la poutre principale de l'aile de l'avion Zlin 142 ainsi que sa transformée en sandwich en nids d'abeilles. La modélisation de cette poutre en aluminium a été traitée avec les logiciels de CAO MSC/PATRAN et NASTRAN pour la définition de sa géométrie et son analyse structurelle. Ceci nous a permis de voir la déformée et la répartition des contraintes le long de cette poutre ainsi que les différents modes de vibrations.

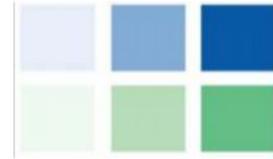
Notre idée est de remplacer l'aluminium par le matériau sandwich en nids d'abeilles s'avère payante car le poids a été considérablement diminué et ainsi divisé par deux et les caractéristiques de résistances mécaniques ont été élevées, ce qui donne une autre perspective pour le futur, et des grands axes de recherche à résoudre.

On a remarqué que les modes propres obtenus pour la poutre en nids d'abeilles ont moins de nœuds de déformations, comparé à ceux de la poutre en AU4G. Ce qui laisse à penser qu'on pourra utiliser cette nouvelle configuration sous des contraintes plus élevées, donc des performances en hausses dans les figures acrobatiques.

Malgré le peu d'informations dont on disposait sur les résultats théoriques ou 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 MSC/PATRAN et c'est un acquis d'une grande valeur pour un ingénieur d'état.



CONCLUSION GENERALE

Perspectives et recommandations

Le présent travail a tenté une première approche de modélisation d'une structure en nids d'abeilles. C'est une étape préliminaire d'un processus de pré dimensionnement. Les étapes suivantes constitueront donc à modifier le sandwich considéré (dimensions de l'alvéole, épaisseur de la peau, matériau, etc.) dans le but d'optimiser les performances mécaniques de la structure. Malgré les améliorations encore à apporter pour optimiser une poutre en nids d'abeilles ainsi que son comportement aux différentes charges, l'étude de faisabilité ainsi que les possibilités d'application sur des structures complexes pourront être envisagées plus tard.

Dans ce même contexte et dans le but d'orienter d'avantage des recherches futures, nous proposons quelques recommandations:

- ✚ Avec des moyens informatiques encore plus puissants, considérer la poutre réelle et la modéliser avec les inserts et les systèmes de fixation.
- ✚ Analyser son comportement mécanique sous l'effet d'une charge répartie sur l'aile et non d'une force ponctuelle sur son extrémité.
- ✚ Etablir une analyse modale et faire l'expérimentation des tests de vibrations.
- ✚ Déposer un brevet d'innovation technique d'une aile en sandwich pour le Zlin 142.
- ✚ Avancer à une modélisation d'un avion assemblé.

BIBLIOGRAPHIE



- [1] **GAY D.**, Matériaux composites, 3^o édition, Editions Hermes, 1997, ISBN 2-86601-586-X.
- [2] **BERTHELOT J.-M.**, Matériaux composites, Comportement mécanique et analyse des structures, 3^o édition 1999, ISBN 2-7430-0349-9.
- [3] **INERN**, " Les matériaux composites à structure sandwich ", recueil des 5^{èmes} Journées d'automne, 16-17 octobre 1990, Lorient, France
- [4] **C.A.R.M.A** : Centre d'Animation Régional en Matériaux Avancés –glossaire des matériaux composites Actualisation octobre 2006
- [5] **CLAUDE BATHIAS** et **COLL.**, Matériaux Composites, Dunod, Paris, 2005, ISBN 2 10 0063987.
- [6] **BATOZ J.L.** et **DHATT G.**, Modélisation des structures par éléments finis, volume 2 : poutres et plaques, Hermès, Paris, 1990, ISBN 2-86601-259-3.
- [7] **E.C.A.**, Entreprise de Construction Aéronautique, Tafaraoui, Oran, Documentation Technique de l'avion ZLIN 142, 2006.
- [8] **Howard. G. Allen**, «Analysis and design of structural sandwich panels ", Pergamon Press
- [9] **LAROZE S.**, Poutres, Mécaniques des structures, Tome 2, Sup'Aero, Toulouse, 1992.
- [10] **THOMAS GMÜR.**, Méthode des éléments finis en mécanique Des structures, Presses Polytechniques et Universitaires Romandes, CH-1015 Lausanne, 2000, ISBN 2-88074-461-X.
- [11] **WILLIAM A.NASH.**, Résistance des matériaux, 4^oédition, Mc Graw-Hill International (UK) Ltd, 2000, ISBN 2-7402-1334-8.



Sites Internet

[S1] L'univers sur les matériaux composites sur [www.composite.free .FR](http://www.composite.free.fr)

[S2] Nadia Bahlouli, Cours Composites sur le site Internet " <http://www-ipst.u-strasbg.fr/cours/materiaux-composites> "

[S3] M.C. Gill Corporation, Board capabilities in structural core materials technology, http://www.mcgillcorp.com/alcore_brigantine/alcorebrigAntinefr/français/nidabeilles.htm.

[S4] Adolis, NEiNastran, Calculs de structures par éléments finis, <http://www.adolis.com/neinastran.htm>.

[S5] CNRC.NRC, Aérospatiale/Aerospace, Structures et matériaux, Analyse structurale par ordinateur, http://iar-ira.nrcnrc.gc.ca/smpl/smpl_4_f.html

[S6] WIKIPEDIA, Encyclopédie Wikipedia, Recherche sur : Matériaux composites, Alliages d'aluminium, <http://fr.wikipedia.org>.

[S7] EURALLIAGE, groupe les non ferreux, <http://www.euralliage.com>.