

**Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche
Scientifique**

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

Faculté des Sciences de l'Ingénieur

Institut d'Aéronautique et des études spatiales

**Mémoire de fin d'étude en vue l'obtention de Diplôme de Master en
Aéronautique**

Investigations Autour de l'Analyse de Structure des éléments d'un avion cas de l'aile de l'avion

Spécialité : Construction Aéronautique

Option : Structure

Présenté par :

- Boukezzoula Aimen
- Kada Mohammed Yacine

**Dirigé par :
Mr.Abed Mohammed**

Resume

L'analyse de la structure d'un avion sous les différents cas de chargements est une procédure cruciale afin de valider les choix géométriques et de matériaux précédant les tests expérimentaux. Plus particulièrement, la conception de la structure générale de l'aile d'un avion constitue une étape importante vu le rôle qu'elle joue dans l'amélioration de la capacité de vol. Sur un autre volet, une analyse des phénomènes vibratoires et d'aéroélasticité de l'aile ainsi conçue peut être menée à travers une analyse modale afin d'éviter une fatigue ou rupture prématurée de pièces par effet de résonance.

Le travail que nous avons mené s'inscrit exactement autour de cette problématique. Pour un modèle préalablement choisi, on a étudié les caractéristiques vibratoires (dynamique) d'une structure d'aile d'avion, Dans une seconde phase, par le biais d'une analyse modale sous environnement ANSYS, nous déterminerons les fréquences et les modes de vibration, et nous nous proposons de sélectionner le matériau le mieux adapté pour l'aile d'avion (entre alliage d'aluminium ou alliage de titane).

Abstract

The analysis of the structure of an airplane under the different loading cases is a crucial procedure in order to validate the geometric and material choices preceding the experimental tests. In particular, the design of the general structure of an aircraft wing is an important step in view of the role it plays in improving flight capability. On another aspect, an analysis of the vibration and aeroelasticity phenomena of the wing thus designed can be carried out through a modal analysis in order to avoid fatigue or premature failure of parts by resonance effect.

The work we have done is exactly around this issue. For a previously chosen model, we studied the vibratory (dynamic) characteristics of an airplane wing structure. In a second phase, by means of a modal analysis under ANSYS environment, we will determine the frequencies and modes vibration, and we propose to select the material best suited for the aircraft wing (between aluminium alloy or titanium alloy).

ملخص

يعد تحليل هيكل الطائرة في حالات التحميل المختلفة إجراءً حاسماً للتحقق من صحة الخيارات الهندسية والمادية التي تسبق الاختبارات التجريبية. على وجه الخصوص، يعد تصميم الهيكل العام لجناح الطائرة خطوة مهمة نظراً للدور الذي يلعبه في تحسين القدرة على الطيران. من ناحية أخرى، يمكن إجراء تحليل لظاهرة الاهتزاز والمرونة الهوائية للجناح المصمم على هذا النحو من خلال تحليل شكلي لتجنب التعب أو الفشل المبكر للأجزاء من خلال تأثير الرنين.

العمل الذي قمنا به هو بالضبط حول هذه المسألة. بالنسبة لنموذج تم اختياره مسبقاً، درسنا الخصائص الاهتزازية، سنحدد الترددات ANSYS (الديناميكية) لهيكل جناح الطائرة. في المرحلة الثانية، عن طريق التحليل النمطي في بيئة (والأنماط الاهتزازية، ونقترح اختيار المادة الأنسب لجناح الطائرة (بين سبائك الألومنيوم أو سبائك التيتانيوم).

Je dédie cette thèse à

A Mes Très Chers Parents

Tous les mots du monde ne sauraient exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde gratitude que je vous témoigne pour tous les efforts et les sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien-être.

C'est à travers vos encouragements que j'ai opté pour cette profession, et c'est à travers vos critiques que je me suis réalisée.

J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi. Je vous rends hommage par ce modeste travail en guise de ma reconnaissance éternelle et de mon infini amour.

Vous résumez si bien le mot parents qu'il serait superflu d'y ajouté quelque chose.

Que Dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie pour que vous demeuriez le flambeau illuminant le chemin de vos enfants.

A mon très cher frère **khaled**

A mes très chères sœur **Soumia** et **Douaa** et **Houda**

Je ne peux exprimer à travers ses lignes l'expression de ma profonde gratitude pour votre soutien, encouragements, durant les moments difficiles. Puisse la fraternité nous unissent à jamais.

A mes amis :**Karim, Djawed, Rahim, Kader, Imad, Oussama, Abdnnour, Mohamed, , Mostapha, Aissa, Farouk et tous mes restants ...etc**

A tout la famille **Kada** et **Benzaim**

A mon binôme **Aimen**

Que j'apprécie beaucoup ainsi qu'à toute sa famille

A tous mes amis les plus proches et les plus loins.

KADA MOHAMED YACINE

Je dédie cette thèse à

A Mes Très Chers Parents

Tous les mots du monde ne sauraient exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde gratitude que je vous témoigne pour tous les efforts et les sacrifices que vous n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon bien-être.

C'est à travers vos encouragements que j'ai opté pour cette profession, et c'est à travers vos critiques que je me suis réalisée.

J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi. Je vous rends hommage par ce modeste travail en guise de ma reconnaissance éternelle et de mon infini amour.

Vous résumez si bien le mot parents qu'il serait superflu d'y ajouté quelque chose.

Que Dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie pour que vous demeuriez le flambeau illuminant le chemin de vos enfants.

A mes très chers frère **Bilal** et **Haythem** et **Obaid**

A ma très chère sœur **Chames**

Je ne peux exprimer à travers ses lignes l'expression de ma profonde gratitude pour votre soutien, encouragements, durant les moments difficiles. Puisse la fraternité nous unissent à jamais.

A mes amis : **Ammar, K.Jamal, Youcef, Oussama, Boudjemaa, Saif, Ayoub, Mohamed, Imad, Mostapha, Issam, Samir, et mon groupe de scout , et tous mes restants...etc**

A tout la famille **Boukezzoula** et **Isaad**

A mon binôme **Yacine**

Que j'apprécie beaucoup ainsi qu'à toute sa famille

A tous mes amis les plus proches et les plus loins.

BOUKEZZOULA AIMEN

REMERCIEMENTS

Tout d'abord , on souhaite manifester notre sincères remerciements à ALLAH le tout puissant qui nous a donné la force, la patience, le courage, la volonté et la santé durant toutes ces années d'étude pour aller jusqu'au bout de ce travail.

Avant de présenter ce modeste travail, on tient a remercier sincèrement toutes les personnes qui ont contribué a la réalisation de ce mémoire , plus particulièrement:

Notre promoteur monsieur ABED MOHAMED Pour nous avoir fait l'honneur de nous encadrer et pour avoir suivi et diriger notre travail, on a apprécié ses conseils. Nous remercions également notre Co-promoteur Mr ABDESSELAM AUMAR

A nos parents pour leur aide et leurs soutiens et à nos camarades amis de promotion .

Nos sincères remerciements vont aussi à toutes les enseignants qui nous suivis durant notre cycle d'études , particulièrement les enseignants de l'institut d'aéronautique.

Nous tenons à remercier les membres du jury, pour l'honneur d'acceptaient d'évaluer notre travail.

Résumé

Dédicaces

Remerciements

Sommaire

Table des matières:

Table des matières

Chapitre 01: Matériaux	1
1.1.Introduction	1
1.2.Utilisation du matériel	1
1.2.1.Alliages d'aluminium	1
1.2.2.Acier	5
1.2.3.Titane	7
1.2.4.Plastiques	7
1.2.5.Verre	8
1.2.6.Magnésium	8
1.2.7.Nickel	8
1.2.8.Béryllium	8
1.2.9.Uranium	9
1.2.10.Matériaux composites	9
1.3.Propriétés des matériaux	12
1.3.1.Ductilité	12
1.3.2.Fragilité	12
1.3.3. Matériaux élastiques	12
1.3.4.Plasticité	12
1.3.5.Matériaux isotropes	13
1.3.6.Matériaux anisotropes	13
1.3.7.Matériaux orthotropes	13
1.4.Essai des matériaux d'ingénierie	13
1.4.1.Essais de traction	13
1.4.3.Essais de flexion	16
1.4.4.Essais de cisaillement	18

1.4.5.Essais d'impact	19
1.5.Procédures de sélection du matériel	20
1.5.1.Applications des matériaux	20
1.5.2.Catégories de notation.....	21
Chapitre 02: Les éléments structuraux de l'avion.....	23
2.1.Introduction:	23
2.2.Présentation générale de l'Avion.....	25
2.2.1.Le fuselage :	26
2.2.2.La voilure:	27
2.2.3.L'empennage :.....	28
Chapitre 03: Les charges appliquées.....	30
3.1.Introduction	30
3.2.Les charges appliquées sur les éléments structuraux.....	31
3.2.1.Charges d'inertie des aéronefs	33
3.2.2.Charges de manœuvre symétriques	35
3.2.3.Accélérations normales associées à différents types de manœuvre.....	37
3.2.4.Poids et équilibre	40
3.2.5.Charges au sol.....	42
3.2.6.Charges dynamiques	44
3.2.7.Surfaces contrôlables.....	45
3.2.8.Charges de pressurisation de fuselage.....	45
3.2.9.Charges de pression de carburante d'aile	45
Chapitre 04: Les contraintes appliquées sur les éléments structuraux	47
4.1.Fuselages.....	47
4.1.1.Flexion	47
4.1.2.Cisaillement.....	48
4.1.3.Torsion.....	49
4.1.4.Découpes dans les fuselages	50
4.2.Ailes	50
4.2.1.Coque à trois bras.....	51
4.2.2.Flexion	52
4.2.3.Torsion.....	53
4.2.4.Cisaillement.....	55
Chapitre 05: Fatigue	57
5.1.Vie sûre et structures à sécurité intégrée	57
5.2.Concevoir contre la fatigue.....	58

5.3.Résistance à la fatigue des composants.....	59
5.4.Prédiction de la durée de vie en fatigue des aéronefs.....	63
Chapitre 06: Règlement de calcul des structures d'avion.....	65
6.1.Introduction	65
6.2.Dimensionnement préliminaire.....	65
6.3.Exigences relatives aux aéronefs.....	67
6.4.Navigabilité	67
6.4.1.Facteurs de l'enveloppe de vol de sécurité.....	68
6.4.2.Marge de sécurité	70
6.4.3.Exigences de rigidité.....	71
Chapitre 07: L'analyse modale.....	73
7.1.Introduction	73
7.2.Analyse modale numérique	75
7.3.Analyse modale numérique de la poutre cantilever	76
7.4.Méthode d'approche théorique	81
7.5.Résultats	82
7.6.Discussion et conclusions	85
Chapitre 08: La partie de simulation	86
8.1.Introduction:.....	86
8.2. Terminologie et définition de l'AIRFOIL :.....	87
8.2.1. AIRFOIL.....	87
8.2.2 SÉRIE NACA 4-DIGIT	87
8.3. sélection de matériel :.....	87
8.3.1 Alliage d'Aluminium :.....	88
8.3.2 Alliage de Titane :.....	88
8.3.3 Propriétés des matériaux :.....	88
8.4. Spécification du problème :.....	88
8.5. Analyse structurelle par élément finis :.....	89
8.6. Procédure de conception des ailes :	89
8.6.1 Modèle physique de l'aile :	89
8.6.3 Conditions aux limites :.....	91
8.7. Solutions et discussions :.....	92
8.7.1 Analyse structurelle avec l'alliage d'Aluminium :	92
8.7.2 Analyse structurelle avec l'alliage de Titanium :	95
8.7.3 Résultats de l'analyse structurelle :	97
8.8. Conclusions	98

Chapitre 01: Matériaux

1.1.Introduction

Plusieurs facteurs influencent le choix du matériau de structure d'un avion, mais parmi ceux-ci, la force alliée à la légèreté est probablement la plus importante. D'autres propriétés ayant une importance variable quoique parfois critiques, sont la rigidité, la ténacité, la résistance à la corrosion, la fatigue, les effets du chauffage de l'environnement, de la facilité de fabrication, de la disponibilité et de la cohérence de l'approvisionnement, et surtout important, le coût.

Les principaux groupes de matériaux utilisés dans la construction aéronautique sont le bois, l'acier et les alliages d'aluminium avec, plus récemment, les alliages de titane et les composites renforcés de fibres. Dans le domaine de la conception de moteurs, les alliages de titane sont utilisés dans les premiers stades d'un compresseur, tandis que les alliages ou aciers à base de nickel sont utilisés pour les étapes ultérieures les plus chaudes. Comme nous sommes principalement concernés par les matériaux impliqués dans la construction de la cellule. [1]

1.2.Utilisation du matériel

Les applications générales des aéronefs sont énumérées ci-dessous pour référence (Remarque: efficacité structurelle, $SE = \text{ratio de contrainte} / \text{densité ultime du matériau}$ et plus le SE est élevé, plus la structure est légère): [3]

1.2.1.Alliages d'aluminium

Le deuxième groupe d'alliages contient, en plus de ce qui précède, 1 à 2% de nickel, une teneur plus élevée en magnésium et des variations possibles des quantités de cuivre, de silicium et de fer. La propriété la plus importante de ces alliages est leur rétention de résistance aux températures élevées, ce qui les rend particulièrement adaptés à la fabrication de moteurs d'avion. Un développement de ces alliages par Rolls-Royce et High Duty Alloys Ltd a remplacé une partie du nickel par du fer et réduit la teneur en cuivre; ces alliages RR, comme on les appelait, étaient utilisés pour les pièces forgées et les extrusions dans les moteurs d'avion et les cellules.

Le troisième groupe d'alliages dépend de l'inclusion de zinc et de magnésium pour leur haute résistance et ont une composition typique de 2,5% de cuivre, 5% de zinc, 3% de magnésium et jusqu'à 1% de nickel avec des propriétés mécaniques de 0,1% de contrainte d'épreuve 510 N / mm², résistance à la traction 585 N / mm² et un allongement de 8%. Dans un développement moderne de cet alliage, le nickel a été éliminé et des dispositions ont été prises pour l'addition de chrome et d'autres quantités de manganèse.

Les alliages de chacun des groupes ci-dessus ont été largement utilisés pour les cellules, les peaux et autres composants soumis à des contraintes, le choix de l'alliage étant influencé par des facteurs tels que la résistance (preuve et contrainte ultime), la ductilité, la facilité de fabrication (par exemple en extrusion et forgeage), résistance à la corrosion et aptitude au traitement de protection, résistance à la fatigue, absence de responsabilité en cas de fissuration soudaine due aux contraintes internes et résistance à la propagation rapide des fissures sous charge. De toute évidence, différents types d'aéronefs ont des exigences différentes. Un aéronef militaire, par exemple, ayant une durée de vie relativement courte mesurée en centaines d'heures, ne nécessite pas le même degré de fatigue et de résistance à la corrosion qu'un aéronef civil dont la durée de vie requise est de 30 000 heures ou plus. [2]

Malheureusement, comme une propriété particulière des alliages d'aluminium est améliorée, d'autres propriétés souhaitables sont sacrifiées. Par exemple, la résistance statique extrêmement élevée des alliages aluminium -zinc-magnésium s'est accompagnée pendant de nombreuses années d'une soudaine tendance à se fissurer à vide en raison de la rétention des contraintes internes dans les barres, les pièces forgées et les tôles après traitement thermique. Bien que des variations de composition aient éliminé ce problème dans une large mesure, d'autres déficiences se sont manifestées. Au début de l'après-guerre, les avions de passagers ont subi un grand nombre de défaillances dues à la corrosion sous contrainte des pièces forgées et des extrusions. Le problème est devenu si grave qu'en 1953, il a été décidé de remplacer autant de composants aluminium -zinc-manganèse que possible par l'alliage aluminium -4% cuivre L65 et d'interdire l'utilisation de pièces forgées en alliage zincifère dans toutes les conceptions futures. Cependant, des améliorations de la résistance à la corrosion sous contrainte des alliages aluminium -zinc-magnésium ont résulté ces dernières années de la recherche britannique, américaine et allemande. Les opinions britanniques et

américaines s'accordent sur les avantages de l'inclusion d'environ 1% de cuivre, mais ne sont pas d'accord sur l'inclusion du chrome et du manganèse, tandis qu'en Allemagne, l'ajout d'argent s'est avéré extrêmement bénéfique. Un meilleur contrôle des techniques de moulage a apporté de nouvelles améliorations de la résistance à la corrosion sous contrainte. Le développement des alliages aluminium -zinc-magnésium-cuivre a largement satisfait aux exigences d'alliages d'aluminium possédant une résistance élevée, une bonne résistance à la formation de fissures de fatigue et une ténacité adéquate. Les développements ultérieurs se concentreront sur la production de matériaux possédant des propriétés spécifiques plus élevées, apportant des avantages en termes d'économie de poids plutôt que d'augmenter la résistance et la rigidité. [2]

Le premier groupe d'alliages possède une résistance statique inférieure à celle des alliages contenant du zinc ci-dessus, mais est préféré pour les parties de la structure où les considérations de fatigue sont d'une importance primordiale telles que les surfaces inférieures des ailes où les charges de fatigue de traction prédominent. L'expérience a montré que la version vieillie naturellement de ces alliages présente des avantages importants par rapport aux formes entièrement traitées thermiquement en termes d'endurance à la fatigue et de résistance à la propagation des fissures. De plus, l'inclusion d'un pourcentage plus élevé de magnésium s'est avérée, en Amérique, produire, à l'état naturellement vieilli, des propriétés mécaniques entre celles de l'alliage normal vieilli naturellement et artificiellement vieilli alliage . Cet alliage, désigné 2024 (alliages aluminium -cuivre de la série 2000) a la composition nominale: 4,5% de cuivre, 1,5% de magnésium, 0,6% de manganèse, avec le reste d'aluminium , et semble être un compromis satisfaisant entre les différents propriétés mécaniques importantes, mais parfois contradictoires.

L'intérêt pour les alliages aluminium -magnésium-silicium a récemment augmenté, bien qu'ils soient généralement utilisés dans l'industrie aérospatiale depuis des décennies. Les raisons de ce regain d'intérêt sont qu'ils sont potentiellement moins chers que les alliages aluminium -cuivre et, étant soudables, sont capables de réduire les coûts de fabrication. De plus, des variantes, telles que l'alliage ISO 6013, ont des niveaux de propriétés améliorés et, généralement, possèdent une ténacité à la rupture et une résistance à la propagation de fissures similaires à celles des alliages de la série 2000. [2]

Souvent, une forme particulière d'alliage est développée pour un avion particulier. Un exemple remarquable d'un tel développement est l'utilisation de l'Aluminium RR58 comme base du principal matériau de structure, désigné CM001, pour Concorde. L'aluminium RR58

est un alliage complexe aluminium -cuivre-magnésium-nickel-fer développé pendant la guerre de 1939-1945 spécifiquement pour la fabrication de composants forgés dans les moteurs d'avion à turbine à gaz. La composition chimique de la version utilisée dans Concorde a été décidée sur la base de programmes d'essais à température élevée, de fluage, de fatigue et de traction et à la spécification détaillée de:

	%Cu	%Mg	%Si	%Fe	%Ni	%Ti	%Al
<i>Minimum</i>	2.25	1.35	0.18	0.90	1.0	–	Remainder
<i>Maximum</i>	2.70	1.65	0.25	1.20	1.30	0.20	

En général, le CM001 possède de meilleures caractéristiques de résistance / fatigue globale sur une large plage de températures que n'importe lequel des autres alliages d'aluminium possibles.

Les alliages d'aluminium les plus récents à trouver une utilisation générale dans l'industrie aérospatiale sont les alliages aluminium- lithium. Parmi ceux-ci, l'alliage aluminium –lithium – cuivre – manganèse, 8090, développé au Royaume-Uni, est largement utilisé dans la structure principale du fuselage de la conception EH101 de GKN Westland Helicopters; il a également été qualifié pour l'Eurofighter 2000 (désormais nommé Typhoon) mais n'a pas encore été incarné. Aux États-Unis, l'alliage aluminium -lithium-cuivre 2095 a été utilisé dans les cadres de fuselage du F16 en remplacement du 2124, ce qui a permis de multiplier par cinq la durée de vie à la fatigue et de réduire le poids. Les alliages aluminium- lithium peuvent être soudés avec succès, possèdent une ténacité élevée à la rupture et présentent une résistance élevée à la propagation des fissures. [2]

Conclusion :

Alliages d'aluminium (densité = 0,0000027956704 kg / mm³ ; SE = 752):

- Les matériaux les plus utilisés dans les structures de cellule
- Peu coûteux, facilement formé et usiné
- Les alliages de la série 2000 offrent une meilleure résistance moyenne à élevée que les autres alliages d'aluminium
- L'alliage 2019 a une résistance comparativement supérieure à des températures cryogéniques

- Les matériaux en alliage 2024 sont largement utilisés dans les zones critiques en fatigue; propagation lente des fissures
- Les alliages des séries 5000 et 6000 peuvent être facilement brasés et soudés
- L'alliage 7075 est un matériau à haute résistance utilisé principalement dans la construction à haute compression
- (Cet alliage n'est généralement pas soudé et a une ductilité, une ténacité à l'entaille et une formabilité que d'autres alliages d'aluminium)
- L'alliage Al-Lithium est 10% plus léger et plus rigide que les autres alliages d'aluminium, mais coûte plus cher [3]

1.2.2.Acier

- L'utilisation de l'acier pour la fabrication de longerons caissonnés à paroi mince dans les années 1930 a été remplacée par les alliages d'aluminium, une densité élevée empêche son utilisation généralisée dans la construction aéronautique, mais il a conservé une certaine valeur en tant que matériau pour les pièces moulées de petits composants exigeant une résistance à la traction élevée, une rigidité élevée et une résistance élevée à l'usure. Ces composants comprennent des supports de pivot de train de roulement, des attaches d'aile, des attaches et des rails.
- Bien que l'obtention de résistances à la traction élevées et ultra-élevées ne présente aucune difficulté avec l'acier, on constate que d'autres propriétés sont sacrifiées et qu'il est difficile de fabriquer des composants finis. Pour surmonter certaines de ces difficultés, des types d'acier connus sous le nom d'aciers maraging ont été développés en 1961, à partir desquels le carbone est soit entièrement éliminé, soit présent uniquement en très petites quantités. Le carbone, tout en produisant le durcissement nécessaire des aciers à haute résistance conventionnels, provoque la fragilité et la déformation ; ce dernier n'est pas facilement rectifiable car l'usinage est difficile et le formage à froid impraticable. La fabrication soudée est également presque impossible ou très coûteuse. Le durcissement des aciers maraging est réalisé par l'addition d'autres éléments tels que le nickel, le cobalt et le molybdène. Un acier maraging typique aurait ces éléments présents dans les proportions: nickel 17–19 pour cent, cobalt 8–9 pour cent, molybdène 3–3.5 pour cent, avec titane 0.15–0.25 pour cent. La teneur en carbone serait au maximum de 0,03%, avec des traces de manganèse, de silicium, de soufre, de phosphore, d'aluminium, de

bore, de calcium et de zirconium. Sa contrainte d'épreuve de 0,2% serait nominalement de 1400 N / mm^2 et son module d'élasticité de $180\,000 \text{ N / mm}^2$.

- Les principaux avantages des aciers maraging par rapport aux aciers faiblement alliés conventionnels sont: une résistance à la rupture et une résistance à l'entaille plus élevées, un traitement thermique plus simple, un changement de volume et une distorsion beaucoup plus faibles pendant le durcissement, beaucoup plus simple à souder, plus facile à usiner et une meilleure résistance à la corrosion sous contrainte / hydrogène fragilisation. D'autre part, le coût du matériau des aciers maraging est trois fois ou plus supérieur au coût des aciers conventionnels, bien que cela puisse être plus que compensé par le coût accru de fabrication d'un composant complexe à partir de ce dernier acier.
- Les aciers Maraging ont été utilisés dans: les crochets d'arrêt des avions, les carters de moteurs de fusée, les trains d'atterrissage d'hélicoptère, les engrenages, les sièges éjectables et diverses pièces forgées structurelles.

En plus de ce qui précède, l'acier sous sa forme inoxydable a trouvé des applications principalement dans la construction d'avions d'expérimentation et de recherche supersoniques et hypersoniques, où les effets de la température sont considérables. L'acier inoxydable a formé le principal matériau de structure du Bristol 188, construit pour étudier les effets de la chaleur cinétique, ainsi que de l'avion-fusée américain, le X-15, capable de vitesses de l'ordre de Mach 5–6. [2]

Conclusion

Alliages d'acier (densité = $0,0000078334131 \text{ kg / mm}^3$; SE = 884):

- Les alliages d'acier ne sont pas largement utilisés sur les structures de cellule à l'exception de l'atterrissage équipement
- N'utilisez pas d'acier résistant à la corrosion PH tel que 17-7PH, 17-4PH ou AM350 dans
- les formes recuites ou traitées en solution car leur résistance à la corrosion est sensiblement abaissé
- Pour les exigences de faible résistance, utilisez des alliages d'acier inoxydable de la série 300
- Pour une résistance élevée, utilisez le type 301-1 / 4H, 301-1 / 2H ou 301-H
- Matériau non magnétique résistant à la température requis:

- A286 pour faible résistance
 - Inconel 718 pour une résistance élevée
 - Le titane peut être utilisé pour gagner du poids
- Utilisez uniquement de l'acier inoxydable de types 321 ou 347 pour le soudage par fusion ou avec une série 300
- l'acier inoxydable est requis
- Acier AISI 4130 - épaisseur inférieure à 0,5 pouce et H.T. ~ 1241.056 Mpa
- Acier AISI 4340 - épaisseur supérieure à 0,5 pouce et H.T. ~ 1241.056 Mpa [3]

1.2.3. Titane

L'utilisation des alliages de titane a considérablement augmenté dans les années 1980, en particulier dans la construction d'avions de combat par opposition aux avions de transport. Cette augmentation s'est poursuivie dans les années 1990 au point où, pour les avions de combat, le pourcentage d'alliage de titane en fraction du poids structurel est du même ordre que celui de l'alliage d'aluminium. [2]

Alliages de titane (densité = 0,0000044287848 kg/ mm³ ; SE = 981):

- Bonnes efficacités structurelles et bonne résistance à la température cryogénique
- Plus cher que les alliages d'aluminium
- Léger et résistant à la corrosion
- Peut être formé, usiné et soudé
- Bonne ténacité
- Les alliages Ti-6Al-4V sont largement utilisés sous des formes recuites et traitées thermiquement
- L'alliage Ti-5Al-2.5Sn est extrêmement soudable [3]

1.2.4. Plastiques

Les matières plastiques simples ont des poids spécifiques d'environ l'unité et sont donc considérablement plus lourdes que le bois, bien que de résistance comparable. En revanche, leurs poids spécifiques sont inférieurs de moitié à ceux des alliages d'aluminium de sorte qu'ils trouvent des utilisations comme fenêtres ou pièces légèrement sollicitées dont les dimensions sont établies par des exigences de manutention plutôt que par la résistance. Ils sont également particulièrement utiles comme isolants électriques et comme boucliers

absorbeurs d'énergie pour des instruments délicats et même des structures où se produisent des vibrations sévères, comme dans le cas d'un lancement de fusée ou de navette spatiale. [2]

1.2.5. Verre

La majorité des avions modernes ont des cabines pressurisées pour voler à haute altitude. Les pare-brise et les vitres sont donc soumis à des charges normales à leurs plans médians. Le verre est fréquemment le matériau utilisé à cet effet sous la forme d'une plaque lisse ou feuilletée ou d'une plaque renforcée thermiquement. Les types de plaques de verre utilisés dans les aéronefs ont un module d'élasticité compris entre 70 000 et 75 000 N / mm² avec un module de rupture en flexion de 45 N / mm². La plaque renforcée thermiquement a un module de rupture d'environ quatre fois et demi ce chiffre. [2]

1.2.6. Magnésium

Alliages de magnésium (densité = 0,0000017715139 kg/ mm³; SE = 610):

- Ce matériau est rarement utilisé pour les structures primaires et il est généralement interdit d'utilisation sur les cellules
- A également des problèmes de compatibilité avec d'autres matériaux, en particulier en milieu humide ou atmosphère salé [3]

1.2.7. Nickel

Alliages de nickel (densité = 0,0000083039714 kg/ mm³; SE = 517):

- Présentent de bonnes propriétés de la gamme cryogénique à 1800 - 2000 ° F
- Résistant à la corrosion, facilement soudé (traité en solution)
- Les matériaux typiques sont inconel X-750, X-600, X-625 et X-718 [3/4]

1.2.8. Béryllium

Alliages de béryllium (densité = 0,0000018268737 kg/ mm³; SE = 1152):

- A une efficacité structurelle très élevée (le rapport de la contrainte ultime du matériau / densité)
- Matériel coûteux
- A une formabilité limitée; difficile à assembler, percer et usiner; encoche sensible et non soudable
- Produit un gaz toxique [3]

1.2.9. Uranium

Matériau d'uranium (densité = 0,0000188223354 kg / mm³):

- Ceci est un matériau non structurel et est utilisé pour le contre poids en raison de sa très
- haute densité [3]

1.2.10. Matériaux composites

Les matériaux composites sont constitués de fibres solides telles que le verre ou le carbone fixés dans une matrice de plastique ou de résine époxy, qui est mécaniquement et chimiquement protectrice. Les fibres peuvent être continues ou discontinues mais possèdent une résistance très supérieure à celle des mêmes matériaux en vrac. Par exemple, les fibres de carbone ont une résistance à la traction de l'ordre de 2400 N / mm² et un module d'élasticité de 400 000 N / mm²

Une feuille de matériau renforcé de fibres est anisotrope, c'est-à-dire que ses propriétés dépendent de la direction des fibres. En général, par conséquent, sous forme structurelle, deux feuilles ou plus sont prises en sandwich pour former une couche de sorte que les directions des fibres correspondent à celles des charges principales.

Au début du développement des matériaux composites, des fibres de verre ont été utilisées dans une matrice de résine époxy. Ce plastique renforcé de verre (GRP) a été utilisé pour les radômes et les pales d'hélicoptère, mais a trouvé une utilisation limitée dans les composants des avions à voilure fixe en raison de sa faible rigidité. Dans les années 1960, de nouveaux renforts fibreux ont été introduits; Le Kevlar, par exemple, est un matériau aramide ayant la même résistance que le verre mais qui est plus rigide. Les composites Kevlar sont résistants mais médiocres en compression et difficiles à usiner, ils ont donc été utilisés dans des structures secondaires. Un autre composite, utilisant de la fibre de bore et développé aux États-Unis, a été le premier à posséder une résistance et une rigidité suffisantes pour les structures primaires.

Ces composites ont maintenant été remplacés par des plastiques renforcés de fibres de carbone (CFRP), qui ont des propriétés similaires à celles des composites de bore, mais sont beaucoup moins chers. Typiquement, le CFRP a un module de l'ordre de trois fois celui du GRP, une fois et demie celui d'un composite Kevlar et deux fois celui

de l'alliage d'aluminium. Sa résistance est trois fois supérieure à celle de l'alliage d'aluminium, approximativement la même que celle du GRP, et légèrement inférieure à celle des composites Kevlar. Le CFRP souffre cependant de certains inconvénients. C'est un matériau cassant et donc ne cède pas plastiquement dans les régions à forte concentration de contraintes. Sa résistance est réduite par les dommages d'impact qui peuvent ne pas être visibles et les matrices de résine époxy peuvent absorber l'humidité sur une longue période, ce qui réduit ses propriétés dépendant de la matrice, telles que sa résistance à la compression; cet effet augmente avec l'augmentation de la température. De plus, les propriétés du CFRP sont sujettes à des variations plus aléatoires que celles des métaux. Tous ces facteurs doivent être pris en compte dans la conception. D'autre part, la rigidité du CFRP est beaucoup moins affectée que sa résistance par ce qui précède et il est moins sujet aux dommages de fatigue que les métaux. On estime que le remplacement de 40% d'une structure en alliage d'aluminium par du PRFC entraînerait une économie de 12% du poids total de la structure.

Le CFRP est inclus dans l'aile, l'empennage et le fuselage avant du dernier développement Harrier, est utilisé dans le tornado Tornado et a été utilisé pour construire une aile Jaguar complète et une porte de compartiment moteur à des fins de test. L'utilisation de CFRP dans la fabrication des pales d'hélicoptère a conduit à une augmentation significative de leur durée de vie, où la résistance à la fatigue plutôt que la rigidité est d'une importance primordiale. La figure 11.1 montre la complexité structurelle d'une pale de rotor d'hélicoptère Sea King qui comprend du PRFC, du GRP, de l'acier inoxydable, un noyau en nid d'abeille et de la mousse remplissage. Un avantage supplémentaire de l'utilisation de composites pour les pales de rotor d'hélicoptère est que les techniques de moulage employées permettent des variations de section transversale le long de l'envergure, ce qui entraîne des avantages aérodynamiques substantiels. Cette approche est utilisée dans la fabrication des pales du rotor principal des hélicoptères GKN Westland EH101.

Un composite (fibre de verre et aluminium) est utilisé dans l'assemblage de la queue du Boeing 777 tandis que le bord d'attaque de l'assemblage de l'aileron de l'Airbus A310-300 / A320 est de construction conventionnelle en fibre de verre renforcée, renforcée au nez pour résister aux impacts d'oiseaux. Une cellule composite complète a été produite pour l'avion de direction à turbopropulseur Beechcraft Starship qui, cependant, n'a pas été un succès

commercial en raison de sa configuration canard entraînant des pénalités de traînée et de poids. [1]

Le développement des matériaux composites se poursuit avec la recherche sur l'élimination des défauts réducteurs de résistance et des imperfections locales des fibres de carbone. Autres matrices

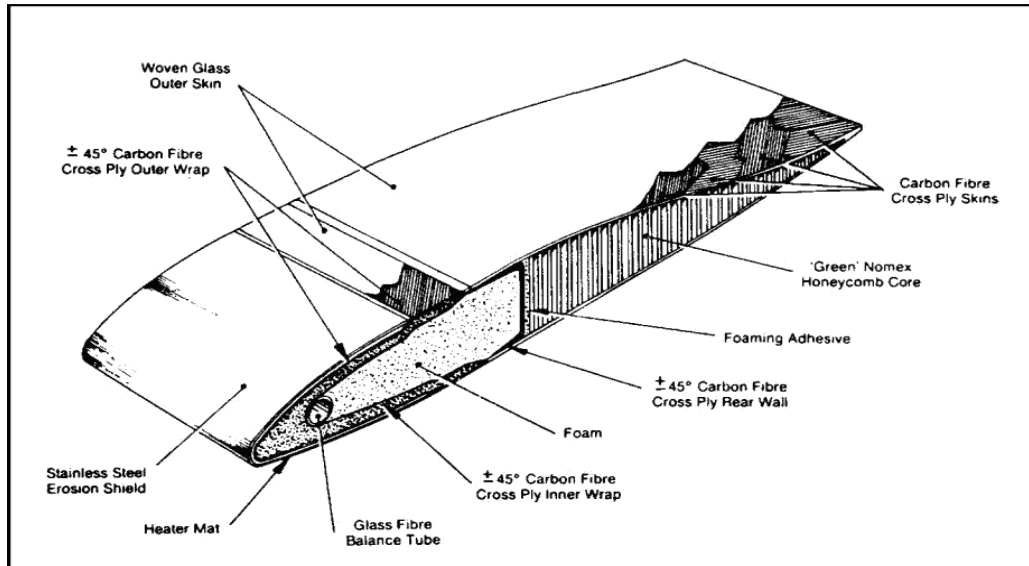


Fig. 11.1 Sectional view of helicopter main rotor blade (courtesy Royal Aeronautical Society, Aerospace magazine).

comme la polyétheréthercétone, qui absorbe beaucoup moins d'humidité que la résine époxy, a une durée de vie indéfinie et se comporte bien sous l'impact, sont en cours de développement; la fabrication, cependant, nécessite des températures beaucoup plus élevées. Les composites à matrice métallique tels que graphite- aluminium et bore-aluminium sont légers et conservent leur résistance à des températures plus élevées que les alliages d'aluminium, mais sont coûteux à produire.

D'une manière générale, l'utilisation de composites dans la construction aéronautique semble avoir atteint un plateau, en particulier dans les avions subsoniques civils où la fraction de la structure comprenant des composites est d'environ 15%. Ceci est largement dû au coût plus élevé des composites de fabrication par rapport à l'aluminium des structures composites nécessitent la main élaboration des matériaux et procédés de construction manuelle. Ces coûts accrus sont particulièrement importants dans la construction d'avions civils et deviennent de plus en plus importants dans les avions militaires. [1]

1.3. Propriétés des matériaux

Nous avons discuté des divers matériaux utilisés dans la construction d'aéronefs et énuméré certaines de leurs propriétés. Nous allons maintenant examiner plus en détail leur comportement sous charge et définir également différents types de matériaux. [1]

1.3.1. Ductilité

Un matériau est dit ductile s'il est capable de résister à de grandes déformations sous charge avant la rupture. Ces grandes déformations s'accompagnent d'un changement visible dans les dimensions de la section transversale et donnent donc un avertissement d'une défaillance imminente. Les matériaux de cette catégorie comprennent l'acier doux, l'aluminium et certains de ses alliages, le cuivre et les polymères. [1]

1.3.2. Fragilité

Un matériau fragile présente peu de déformation avant rupture, la déformation étant normalement inférieure à 5%. Les matériaux fragiles peuvent donc tomber soudainement sans avertissement visible. Ce groupe comprend le béton, la fonte, l'acier à haute résistance, le bois et la céramique. [1]

1.3.3. Matériaux élastiques

Un matériau est dit élastique si les déformations disparaissent complètement lors du retrait de la charge. Tous les matériaux techniques connus sont, en outre, linéairement élastiques dans certaines limites de contrainte de sorte que la déformation, dans ces limites, est directement proportionnelle à la contrainte. [1]

1.3.4. Plasticité

Un matériau est parfaitement plastique si aucune déformation ne disparaît après le retrait de la charge. Les matériaux ductiles sont élastoplastiques et se comportent de manière élastique jusqu'à ce que la limite élastique soit atteinte après quoi ils se comportent plastiquement. Lorsque la contrainte est relâchée, la composante élastique de la déformation est récupérée mais la déformation plastique reste comme un ensemble permanent. [1]

1.3.5. Matériaux isotropes

Dans de nombreux matériaux, les propriétés élastiques sont les mêmes dans toutes les directions à chaque point du matériau bien qu'elles puissent varier d'un point à l'autre, un tel matériau est connu comme isotrope. Un matériau isotrope ayant les mêmes propriétés en tous points est dit homogène (par exemple acier doux). [1]

1.3.6. Matériaux anisotropes

Les matériaux ayant des propriétés élastiques variables dans différentes directions sont connus comme anisotropes. [1]

1.3.7. Matériaux orthotropes

Bien qu'un matériau de structure peut posséder des propriétés élastiques différentes dans différentes directions, cette variation peut être limitée, comme dans le cas du bois qui a seulement deux valeurs de module d'Young, une dans le sens du grain et une perpendiculaire au fil. Un matériau dont les propriétés élastiques sont limitées à trois valeurs différentes dans trois directions perpendiculaires les unes aux autres est appelé orthotrope. [1]

1.4. Essai des matériaux d'ingénierie

Les propriétés des matériaux d'ingénierie sont déterminées principalement par les essais mécaniques d'éprouvettes usinées aux tailles et formes prescrites. Les tests peuvent être de nature statique ou dynamique selon la propriété particulière étudiée. Les essais mécaniques statiques les plus courants sont probablement les essais de traction et de compression qui sont effectués sur une large gamme de matériaux. Les métaux ferreux et non ferreux sont soumis aux deux formes de test, alors que les tests de compression sont généralement effectués sur de nombreux matériaux non métalliques. D'autres essais statiques comprennent des essais de flexion, de cisaillement et de dureté, tandis que la ténacité d'un matériau, c'est-à-dire sa capacité à résister aux chocs, est déterminée par des essais d'impact. [2]

1.4.1. Essais de traction

Les essais de traction sont normalement effectués sur des matériaux métalliques et, en plus, sur du bois. Les éprouvettes sont usinées à partir d'un lot de matériaux, leurs dimensions étant spécifiées par des codes de pratique. Ils ont généralement une section transversale circulaire, bien que des éprouvettes plates ayant des sections transversales rectangulaires soient utilisées lorsque le lot de matériau se présente sous la forme d'une plaque. Une

épreuve type aurait les dimensions spécifiées dans la Fig. 1.1. Habituellement, le diamètre d'une partie centrale de l'éprouvette est légèrement inférieur à celui du reste pour garantir que l'éprouvette se fracture entre les points de jauge. [2]

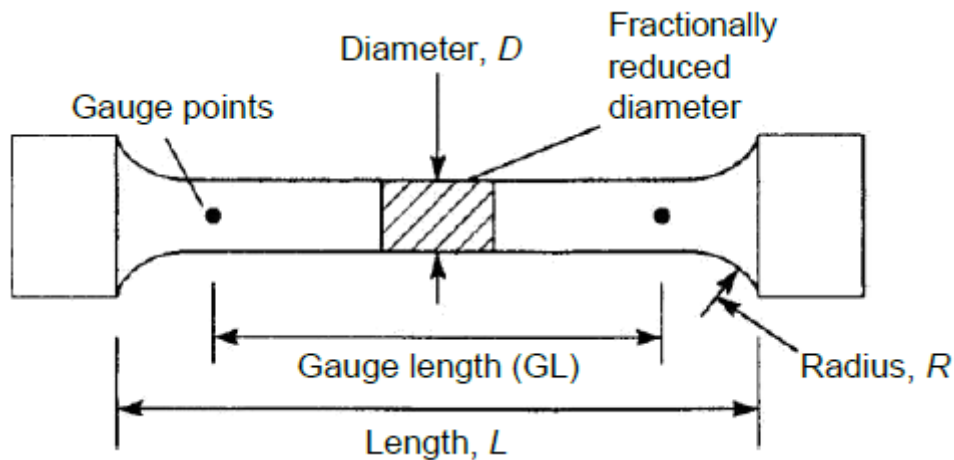


Fig. 1.1. Éprouvette cylindrique standard

Avant le début de l'essai, le diamètre moyen de l'éprouvette est obtenu en effectuant des mesures en plusieurs sections à l'aide d'une jauge à vis micrométrique. Les points de jauge sont poinçonnés à la longueur de jauge requise, l'éprouvette est placée dans la machine d'essai et un dispositif de mesure de la déformation approprié, généralement un extensomètre, est fixé à l'éprouvette aux points de jauge de sorte que l'extension est mesurée sur la jauge donnée longueur. Des incréments de charge sont appliqués et les extensions correspondantes enregistrées. Cette procédure se poursuit jusqu'à ce que le rendement se produise, lorsque l'extensomètre est retiré par mesure de précaution contre les dommages qui seraient causés si l'éprouvette se fracturait de manière inattendue. Les extensions ultérieures sont mesurées par des diviseurs placés dans les points de jauge jusqu'à ce que, finalement, l'éprouvette se brise. La longueur de jauge finale et le diamètre de l'éprouvette dans la région de la fracture sont mesurés de sorte que le pourcentage d'allongement et le pourcentage de réduction de surface peuvent être calculés. Ces deux paramètres donnent une mesure de la ductilité du matériau.

Une courbe contrainte-déformation est dessinée (voir les figures 1.2 et 1.3), la contrainte étant normalement calculée sur la base de la section transversale d'origine de l'éprouvette, c'est-à-dire une contrainte nominale par opposition à une contrainte réelle (qui est basée sur l'aire réelle de la section transversale).

Pour les matériaux ductiles, il existe une différence marquée dans les dernières étapes de l'essai, car une réduction considérable de la surface de la section transversale se produit entre le rendement et la fracture. A partir de la courbe contrainte-déformation, la contrainte ultime, la limite d'élasticité et le module de Young, E , sont obtenus.

Il existe un certain nombre de variantes de l'essai de traction de base décrit ci-dessus. Certaines dépendent de la quantité d'informations supplémentaires requises et d'autres du choix de l'équipement. Il existe une large gamme d'appareils de mesure de contrainte, allant de différentes marques d'extensomètres mécaniques, par exemple Huggenberger, Lind-ley, Cambridge, à la jauge de contrainte à résistance électrique. Le dernier serait normalement utilisé sur des éprouvettes plates, une sur chaque face pour éliminer les effets d'une éventuelle flexion. En même temps, une jauge de contrainte peut être fixé dans une direction perpendiculaire à la direction de chargement de sorte que les déformations latérales sont mesurées. Le rapport déformation latérale / déformation longitudinale est le coefficient de Poisson, ν .

Les machines d'essai sont généralement entraînées hydrauliquement. Des versions plus sophistiquées utilisent des cellules de pesée pour enregistrer la charge et tracer automatiquement la charge contre l'extension ou la contrainte contre la contrainte sur un enregistreur à stylet au fur et à mesure du test, un avantage lors de l'étude du comportement distinctif de l'acier doux au rendement. [2]

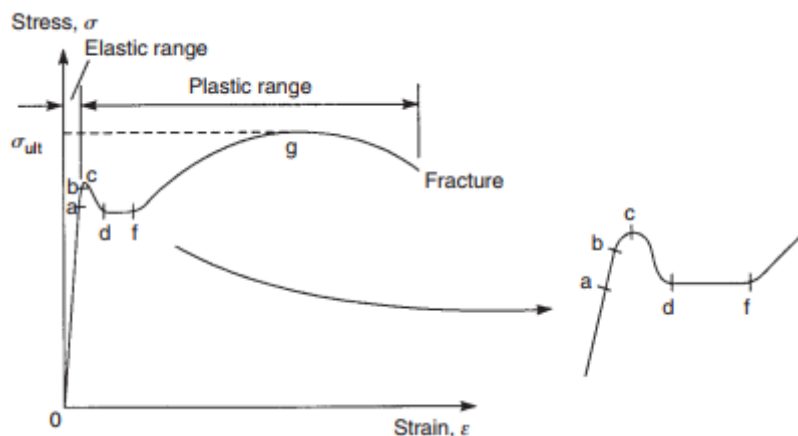


Fig 1.2 .courbe contrainte-déformation pour l'acier doux

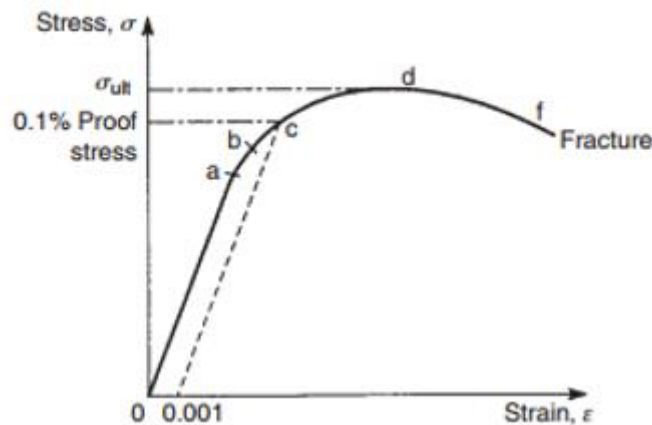


Fig 1.3 .courbe contrainte-déformation pour l'aluminium

1.4.2.Essais de compression

Un test de compression est semblable en fonctionnement à un essai de traction, avec la différence évidente que la charge transmise à la pièce de test est à la compression plutôt qu'à la traction. Ceci est réalisé en plaçant l'éprouvette entre les plateaux de la machine d'essai et en inversant le sens de chargement. Les éprouvettes sont normalement cylindriques et ont une longueur limitée pour éliminer la possibilité d'une défaillance causée par l'instabilité. De nouveau, les contractions sont mesurées sur une longueur de jauge donnée par un dispositif de mesure de déformation approprié.

Des variations dans les éprouvettes se produisent lorsque seule la résistance ultime du matériau en compression est requise. A cet effet, les éprouvettes en béton peuvent prendre la forme de cubes ayant des bords d'environ 10 cm de long, tandis que les éprouvettes en acier doux ont encore une section cylindrique mais sont de l'ordre de 1 cm de long. [2]

1.4.3.Essais de flexion

De nombreux éléments de structure sont principalement soumis à des moments de flexion. Des essais de flexion sont donc réalisés sur des poutres simples construites à partir des différents matériaux pour déterminer leur comportement sous ce type de charge.

Deux formes de chargement sont utilisées au choix en fonction du type spécifié dans les codes d'usages pour le matériau particulier. Dans le premier, une poutre simplement supportée est soumise à un système de chargement «à deux points» comme le montre la figure 1.4 (a). Deux charges concentrées sont appliquées symétriquement à la poutre, produisant une force

de cisaillement nulle et un moment de flexion constant dans la travée centrale de la poutre (Fig. 1.4 (b) et (c)). La condition de flexion pure est donc obtenue dans la travée centrale.

La deuxième forme de système de chargement consiste en une seule charge concentrée à mi-portée (Fig. 1.5 (a)) qui produit les diagrammes de force de cisaillement et de moment de flexion représentés sur les Fig. 1.5 (b) et (c). Les charges peuvent être appliquées manuellement en accrochant des poids sur la poutre ou par une machine d'essai. Les déformations sont mesurées par un comparateur placé sous le faisceau. À partir des résultats enregistrés, un diagramme charge-déformation est tracé. [2]

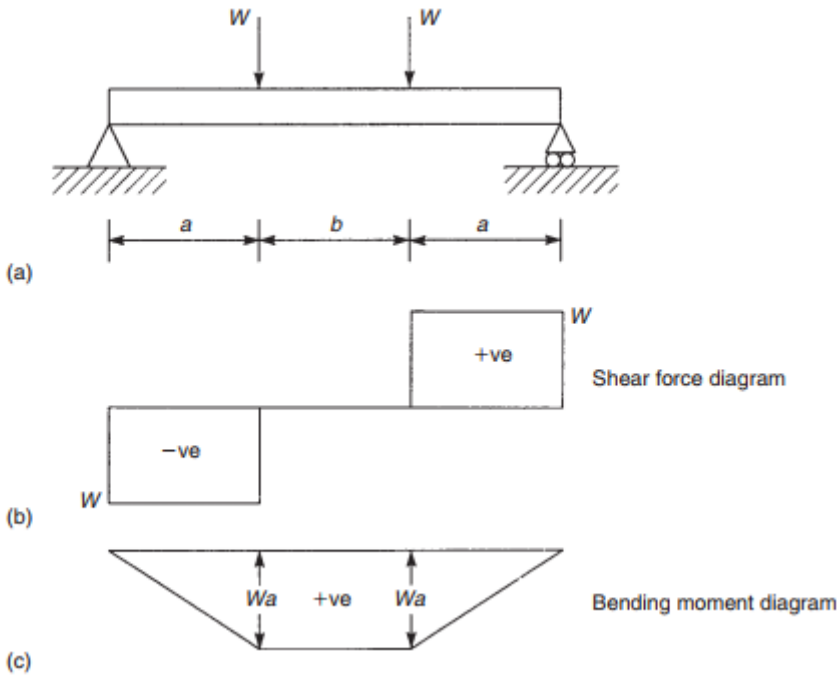


Fig 1.4 essai de flexion sur une poutre en charge `` deux points ''

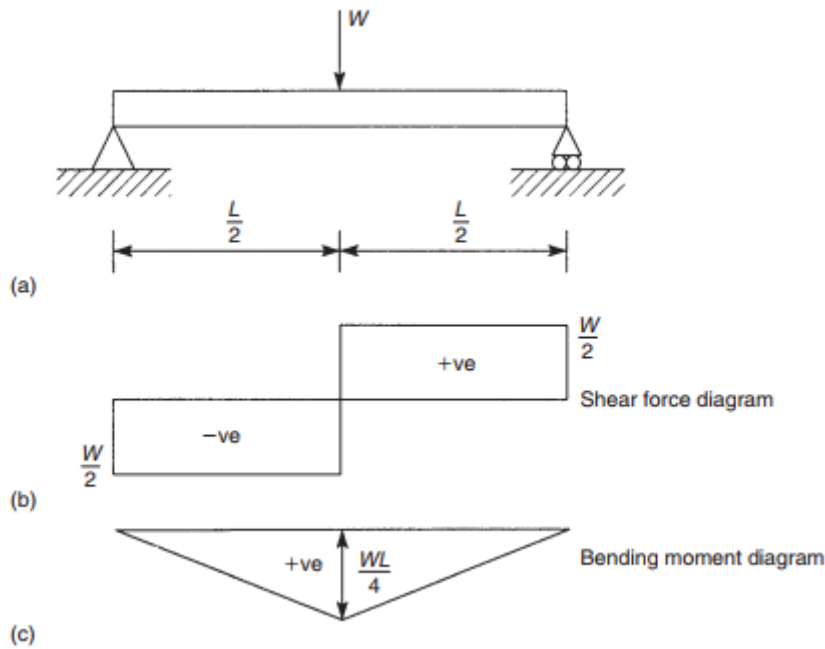


Fig 1.5 essai de flexion sur une poutre, charge unique

Pour la plupart des matériaux ductiles, les poutres d'essai continuent à se déformer sans défaillance et la fracture ne se produit pas. Ainsi les propriétés plastiques, par exemple la résistance ultime flexion, ne peut pas être déterminée pour de tels matériaux. Dans le cas de matériaux cassants, y compris la fonte, le bois et divers plastiques, une défaillance se produit, de sorte que les propriétés peuvent être évaluées. Pour de tels matériaux, la résistance ultime en flexion est définie par le module de rupture. Ceci est considéré comme la contrainte directe maximale dans flexion, $\sigma_{x,u}$, correspondant au moment ultime M_u , et est supposé lié à M_u par la relation élastique

$$\sigma_{x,u} = \frac{M_u}{I} y_{max} \quad (1.1)$$

D'autres essais de flexion sont conçus pour mesurer la ductilité d'un matériau et impliquent pliage d'une barre autour d'une épingle. L'angle de flexion auquel la barre commence à se fissurer est pris alors comme une indication de sa ductilité. [2]

1.4.4. Essais de cisaillement :

Deux principaux types d'essais de cisaillement sont utilisés pour déterminer les propriétés de cisaillement des matériaux. Un type étudie la résistance au cisaillement direct ou

transversal d'un matériau et est utilisé dans connexion avec la résistance au cisaillement des boulons, rivets et poutres. Un arrangement typique est montré schématiquement sur la Fig.1.6 où l'éprouvette est serrée sur un bloc et la charge est appliquée à travers l'outil de cisaillement jusqu'à ce qu'une défaillance se produise. Dans l'arrangement montré le l'éprouvette est soumise à un double cisaillement, alors que si elle n'est étendue que partiellement l'espace dans le bloc il serait soumis à un cisaillement unique. Dans les deux cas, la moyenne la résistance au cisaillement correspond à la charge maximale divisée par la zone de résistance au cisaillement. L'autre type d'essai de cisaillement est utilisé pour évaluer les propriétés de cisaillement de base d'un matériau. ial, comme le module de cisaillement, G , la contrainte de cisaillement à l'élasticité et le cisaillement ultime stress. Dans la forme habituelle de test, une éprouvette solide de section circulaire est placée dans une torsion machine et tordu par incréments contrôlés de couple. Les angles correspondants de torsion sont enregistrés et des diagrammes couple-torsion sont tracés à partir desquels le support de cisaillement les propriétés du matériau sont obtenues. [2]

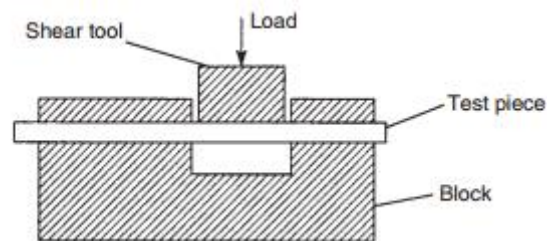


Fig 1.6 essai de cisaillement

1.4.5. Essais d'impact

Il a été constaté que certains matériaux, en particulier les aciers traités thermiquement, sont sensibles à la rupture sous une charge de choc alors qu'un essai de traction ordinaire sur le même matériau ne montrerait aucune anomalie. Les tests d'impact mesurent la capacité des matériaux à résister aux charges de choc et fournissent une indication de leur ténacité. Deux tests principaux sont en cours d'utilisation, le Izod et le Charpy. Les deux tests reposent sur un percuteur ou un poids attaché à un pendule. Le pendule est libéré d'une hauteur fixe, le poids frappe une éprouvette entaillée et l'angle à travers lequel le pendule oscille alors est une mesure de la ténacité du matériau. L'agencement du test Izod est schématisé sur la figure 1.7

(a). le l'échantillon et la méthode de montage sont illustrés en détail sur la figure 1.7 (b). Le Charpy le test est similaire en fonctionnement sauf que l'éprouvette est supportée d'une manière différente comme indiqué sur la vue en plan de la Fig. 1.8. [2]

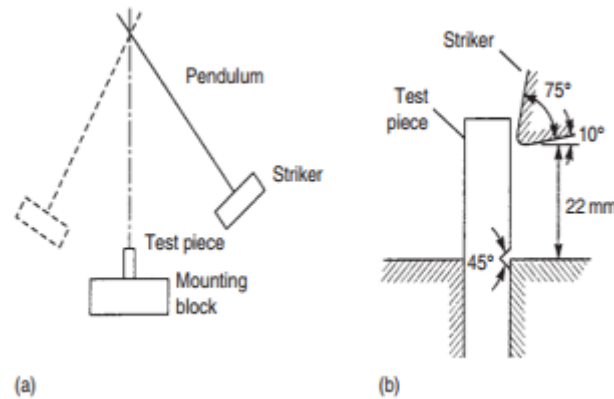


Fig 1.7 test d'impact izod

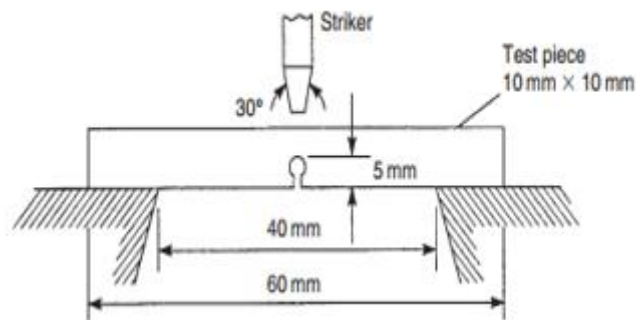


Fig 1.8.test d'impact Charpy

1.5.Procédures de sélection du matériel

Suivez ces étapes pour sélectionner le matériau final:

1.5.1.Applications des matériaux

(a) Caractéristiques opérationnelles - Description des principales charges et de l'environnement du composant

(b) Principales exigences de conception - Propriétés de conception les plus importantes pour satisfaire caractéristiques opérationnelles

(c) Forme du matériau - Feuille, plaque, extrusion, forgeage, moulage, barre, etc.

1.5.2. Catégories de notation

(a) Propriétés de résistance statique:

- Base de propriété - valeur A, B ou S
- F_{tu} - Contrainte de traction ultime
- F_{ty} - Limite d'élasticité en traction
- F_{cy} - Limite d'élasticité à la compression
- F_{cu} - Contrainte de cisaillement ultime
- F_{hru}, F_{hry} - Contrainte ultime du roulement; limite d'élasticité du roulement
- E, E_t - Module d'élasticité et module tangent

(b) Propriétés de durabilité et de tolérance aux dommages:

- K_{ic}, K_c - Ténacité à la rupture: déformation plane et contrainte plane
- K_{iscc} - fissure de résistance à la corrosion sous contrainte
- SCC - résistance à la corrosion sous contrainte de seuil
- LIK (1 ~) - Vitesse de propagation des fissures de fatigue
- Courbes S-N - Résistance à la fatigue
- Résistance à la corrosion - Résistance à l'exfoliation, aux piqûres, à la corrosion galvanique, etc.

(c) Productibilité:

- Coût - Coût des matières premières de base
- Disponibilité - Délai de livraison du matériel

- Fabrication - Caractéristiques d'usinabilité, de formabilité et de traitement thermique
- Applications actuelles - Applications similaires pour les nouveaux avions
- Spécifications - Données et informations disponibles

(d) Facilité d'entretien:

- Fiabilité - Fonctionne de manière satisfaisante pendant au moins une période donnée lorsqu'elle est utilisée
 - dans les conditions indiquées
 - Résiste à la fissuration, à la corrosion, à la dégradation thermique, à l'usure et aux dommages causés par des objets étrangers
 - pendant une période de temps spécifiée
 - Fonctionne conformément aux procédures prescrites et se conforme aux spécifications
 - conditions d'utilité dans un laps de temps donné
 - Facilité d'inspection des dommages (e) Sélection finale:
 - Sélectionnez le rang le plus élevé [3]
-

Chapitre 02: Les éléments structuraux de l'avion

2.1.Introduction:

La cellule d'avion est définie comme étant l'ensemble des structures d'un aéronef (fuselage, voilure (ailes), empennage, train d'atterrissage, etc.).

Au départ l'industrie aéronautique s'est tournée vers le bois pour concevoir les structures d'avions, où les avions étaient construits autour d'un squelette de bois recouvert de toile. Les tous étaient consolidés par des câbles (au départ des cordes de piano). Avec cette architecture c'est le squelette qui supportait les contraintes de vol. Bien que l'idée date d'avant la première guerre, ce qu'au cours des années 1930 qui s'impose la structure monocoque (revêtement travaillant). Cette architecture a des qualités aérodynamiques (maximum des composants de l'avion sont enfermés dans un fuselage plus rationnel) mais surtout elle modifier la répartition des contraintes, ce ne plus le squelette qui mis à contribution mais la totalité du revêtement métallique.

La première guerre mondiale fit passer la construction aéronautique de l'artisanat à l'industrie. Les constructeurs reconnus façonnaient la toile et le bois de la même manière que les bricoleurs. La production en série était quasiment inconnue, et les ouvriers menuisiers habiles étaient bien plus nombreux que les spécialistes de la construction métallique.

Junkers a construit le premier avion entièrement métallique "Fer et Acier" en Allemagne en 1915 Au cours des années vingt, les ingénieurs consacrèrent plus d'attention aux techniques de construction, en s'intéressent notamment aux résultats expérimentaux (tel que l'étude des alliages légers). Pour tirer un meilleur parti du métal. Il fallait concevoir les avions autrement. L'assemblage des éléments métalliques constitua le principal frein à l'expansion de la construction métallique en aviation.

Durant les années trente la plus part des avions avait un revêtement en assemblage léger assemblage avec précision sur des bâtis. A l'époque o le revêtement travaillant se répondait partout, le Vickers 'Wellington' fit exception. Ce bombardier Britannique était construit en structure géodésique inspirée des grands dirigeables semi-rigides. Cette construction,

exceptionnellement résistante, se tord sans casser, la structure géodésique ressemble un cannage fait de petits éléments en tôle d'alliage léger de section arrondie, puis entoilé. Cette structure permis d'obtenir des ailes de grand allongement (longues et étroites) et des fuselages convenablement aérodynamiques offrant le plus grand volume utile possible de même qu'elle permettait d'assembler très facilement les avions à partir d'éléments de n'importe qu'elle dimensions. Elle comportait des inconvénients comme la difficulté de découper des ouvertures pour le vitrage, et autres. La production en série posait également des problèmes, si bien que, finalement, chaque élément de la structure géodésique dût être fabriqué selon un unique plan de courbure, puis cintré à la forme voulue lors de l'assemblage.

Au cours des années quarante la construction monocoque en bois atteint son apogée, avec le fuselage en sandwich de bois dur et de balsa (le bois le plus léger). Cependant, les ailes ne pratiquement jamais été monocoque parce qu'elles subissent des efforts (intrados : compression au-dessous de l'aile, extrados: compression au-dessus de l'aile), ces dernières connaissent aussi évolution semblable à celle du fuselage, malgré le squelette interne, les premiers avions devait recourir à des nombreux câbles pour maintenir les ailes rigides. Malgré leurs finesses, les câbles sont peu aérodynamiques. Dès la première guerre, les câbles de tension des ailes sont placés à l'intérieur de l'aile Dans les années vingt apparaît l'aile CANTILEVER, dont le seul point d'appuis est la jointure avec le fuselage et qui n'a plus besoins de câble. Une évolution encore plus radicale, est la disparition progressive de biplan, mais le grand inconvénient de ce ci est la traînée des deux ailes. Vers 1935, les inconvénients définitivement dépassés les avantages et le mono plan s'imposent

Les profils d'ailes étaient également un jeu pour les constructeurs d'avions. Une aile fine réduire la traînée mais aussi la portance. Le Mustang est souvent célébré comme le premier avion ayant utilisé des ailes à des profils laminaires (c'est le contesté de nos jours).

Dans les années 1950 plusieurs avions de transport explosèrent en vol, la cause de ces catastrophes demeura longtemps inconnus et fut découverte à la suite d'essais statiques expérimentaux : la pressurisation et dépressurisation successives du fuselage provoquaient des fissures puis la rupture d'un hublot. Les nouvelles méthodes d'investigation utilisées à cette occasion, on suite servie à mettre au point les méthodes d'essai actuelles.

Aujourd'hui le collage, seule technique admise l'assemblage du bois en aéronautique, est largement utilisé avec les matériaux. Il procure des assemblages aussi robustes que les matériaux bruts lui-même, fait gagner du temps et du poids en remplaçant le rivetage, élimine

les risques de fuites sur les fuselages pressurisés ou les réservoirs intégraux. Le collage est réalisé le plus souvent à chaud et sous pression dans les fours

Avec les vitesses supersoniques, les ingénieurs aéronautique sont confrontés à des nouvelles difficultés comme, l'accroissement des efforts, l'échauffement aérodynamique du au frottement de l'air, la diminution des tolérances dans la conception des profils aérodynamiques.

Les impératifs économiques, dans la fin du 20ème cycle, font que l'on cherche à minimiser de plus la masse des avions, cela se fait soit au moyen des nouveaux matériaux (si le coût de la matière première n'est pas trop élevé devant le bénéfice apporté), soit avec des nouveaux procédés.

2.2.Présentation générale de l'Avion

L'avion est structuré par quatre principaux éléments, le fuselage les ailes (voilure), les empennages, et le train d'atterrissage. En plus un groupe moto propulseur, les équipements de pilotage et les systèmes auxiliaires

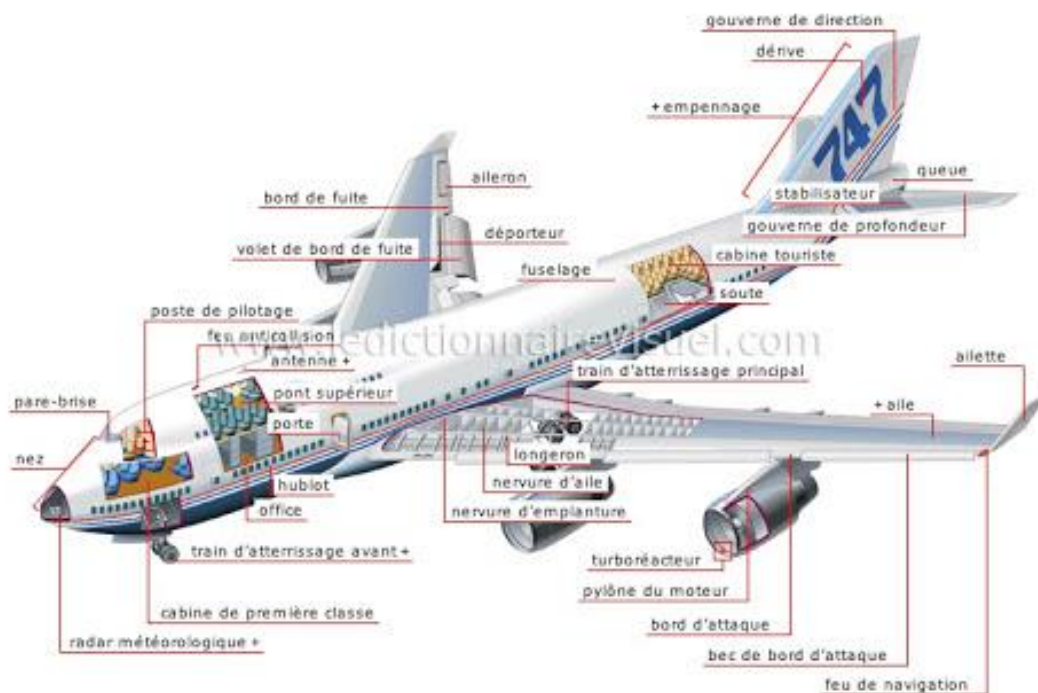


Figure 2.1. Les parties principales d'un avion

2.2.1. Le fuselage :

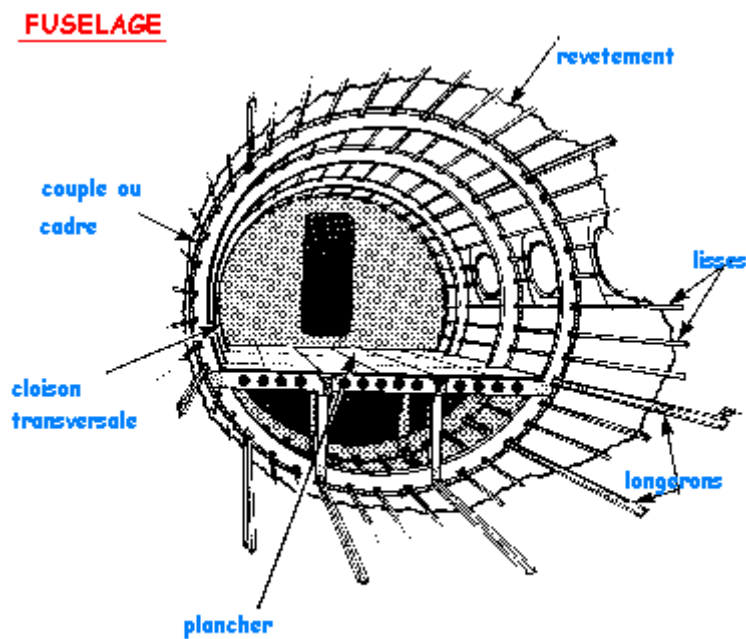


Figure 2.2 : parties de fuselage d'un avion

Le fuselage (figure 2.1) qui constitue l'habitacle de l'avion, relie les ailes à l'empennage. Il comprend le poste de pilotage et les aménagements nécessaires au transport des passagers et de fret. Le fuselage est une section circulaire qui offre le meilleur compromis entre la résistance maximale et le poids minimal des structures ainsi que d'excellentes qualités aérodynamiques.

Le plancher (ou pont) est disposé de façon quasi diamétrale afin de maximiser le nombre de sièges de front et d'optimiser l'habitabilité tout en réservant un volume important aux sorties situées sous le plancher.

La structure du fuselage est étudiée par les constructeurs de façon à répondre à de nombreuses exigences techniques. Le fuselage d'un avion est soumis au cours du vol à de multiples et nombreux efforts :

- Efforts de flexion (verticale et horizontale),
- Efforts de torsion,
- Efforts de résistance de pressurisation,
- Efforts localisés (impact à l'atterrissage).

La structure est constituée de cadre soit usinés appelés cadre forts, soit des cadres pliés ou cadres tollés par des lisses et des pièces de renforts notamment dans les zones où les efforts importants (accrochage du train d'atterrissage), le tous renforcé par des longerons et riveté par des panneaux extérieurs et intérieurs. Le pont contribuant à rigidifier l'ensemble. La partie arrière du fuselage est relevée afin de permettre le cabrage de l'appareil lors de décollage et l'atterrissage, le nez est très court afin d'offrir le meilleur champ de vision possible durant les phases de vol.

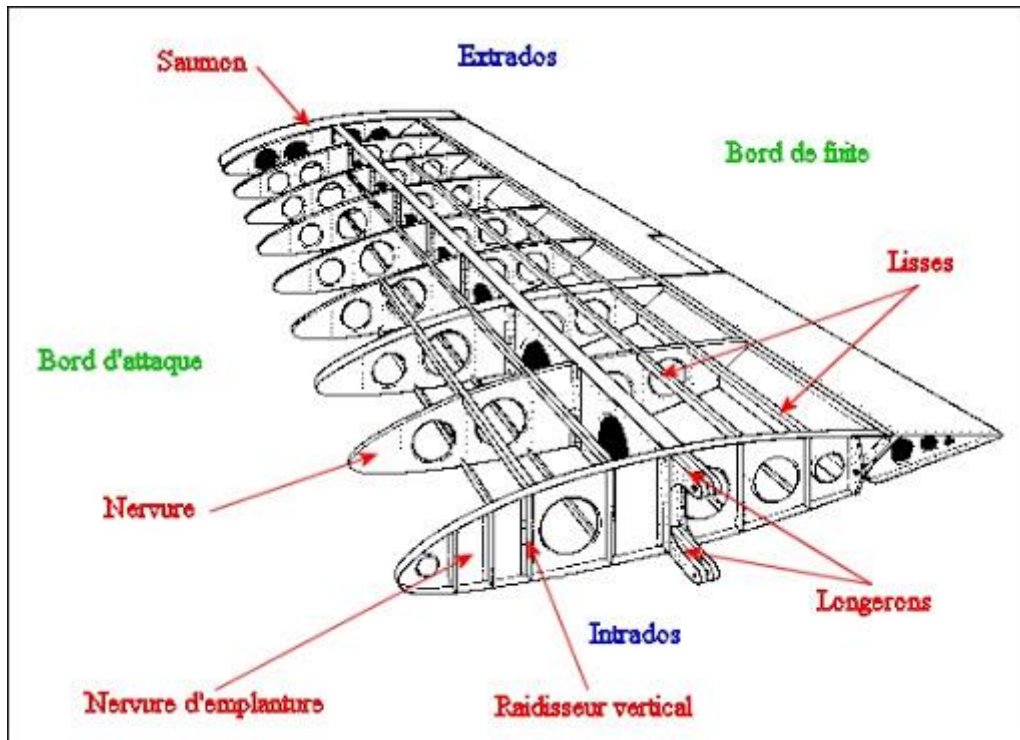


Figure 2.3 : Parties d'une aile d'un avion

2.2.2. La voilure:

Les ailes (ou voilure) figure (2.3) constituent le système sustentateur principale de l'avion. Leurs qualités aérodynamiques, qui dépendent essentiellement de leur position par rapport au fuselage de leurs caractéristiques géométriques (forme, surface, profil) et de leur état de surface, sont fortement influencées par la vitesse de l'avion et de la densité de l'air. La solution idéale est de mettre des ailes à géométrie variables sur l'avion, mais cette construction est compliquée n'était pas envisageable pour l'instant sur les avions commerciaux. Les constructeurs afin de limiter la consommation de carburant, définissent la partie fixe de l'aile en fonction de vitesse de croisière (aile en flèche pour les avions

subsoniques, aile en delta pour les avions supersoniques (concorde)) et lui associent des surfaces mobiles destinées à adopter son profil aux différentes conditions de vol.

Il existe plusieurs types d'ailes : monoplans, biplans, et d'autre qui comporte 3 ou 4 ailes. Les biplans ou les appareils qui ont 3 ou 4 ailes ont l'avantage d'avoir une meilleure portance et sont plus solides, mais les monoplans offrent une traînée plus faible et la plupart des avions actuels sont équipés d'ailes monoplans.

La voiture supporte les commandes de vol. Les volets hypersustentateurs, les aérofreins, les spoilers et les ailerons (figure 1.1), elle permette sur beaucoup d'appareils la fixation du train ainsi que le logement des réservoirs (carburant). Les ailes supportent les forces qui permettent de maintenir l'avion en vol, sous leurs efforts, les ailes ont tendance à se courber vers le haut dont l'extrados est chargé en compression, tandis que l'intrados est chargé en traction.

Les ailes sont les parties de l'avion soumises aux contraintes les plus fortes et les plus diverses. De leurs solidités et leurs solidarités avec le reste de l'avion dépend de la survie de l'appareil. Dans le cas major et les plus utilisé la voilure constitution d'un caisson de torsion, bord d'attaque, bord de fuite et des surfaces mobiles. Le caisson de torsion est constitué de deux longerons avant et arrière, et de panneaux intrados et extrados, l'assemblage des éléments forme un ensemble de très grande rigidité en torsion. Entre les longerons sont positionnées les nervures donnant la forme aérodynamique de la voilure. Ces dernières sont réparties uniformément le long de l'envergure et servent à donner la forme aérodynamique (figure 2) de la voilure. Elles sont faites par plusieurs tôles pliées et assemblées, ou d'une seule pièce usinée (panneau intégral).

Les longerons sont les éléments travaillant en flexion, ils sont usinée en une pièce ou constituent en un assemblage : d'une pièce verticale, l'âme, et deux profilés fixés en haut et en bas de l'âme. Les bords d'attaque et de fuite forment le profil aérodynamique.

2.2.3.L'empennage :

L'empennage, situé sur la partie arrière du fuselage à pour rôle d'assurer la stabilité (partie fixe) et maniabilité (partie mobile) de l'avion. Le plan vertical composé d'une partie fixe (la dérive) et d'une partie mobile (gouverne de direction). Le plan horizontal composé du stabilisateur a calage fixe ou variable ainsi que les gouvernes de profondeur. La gouverne de direction est articulée à l'arrière de la dérive et assure les mouvements de l'avion. Le stabilisateur assure le centrage de l'avion (stabilité horizontale en vol), sa position en hauteur

varie d'un type d'avion à un autre La gouverne de profondeur assure les mouvements de l'avion autour de l'axe de tangage (piqué et cabré), elle est articulée à l'arrière du stabilisateur.

L'empennage est construit de la même façon que la voilure: longerons, nervures, bord de fuite et bord d'attaque.

Chapitre 03: Les charges appliquées

3.1.Introduction

La structure d'un aéronef doit supporter deux classes de charge distinctes:

- La première, appelée sol charges, comprend toutes les charges rencontrées par l'aéronef pendant le mouvement ou le transport au sol comme le roulage et l'atterrissage de charges, le remorquage et le levage de charges.
- Le second, les charges aériennes, comprend charge imposé à la structure pendant le vol par des manœuvres et des rafales.

Les deux classes de charges peuvent être divisées en :

- Les forces de surface qui agissent sur la surface de la structure, comme la pression aérodynamique et hydrostatique.
- Les forces corporelles qui agissent sur le volume de la structure et sont produits par des effets gravitationnels et inertiels.

Fondamentalement, toutes les charges d'air sont le résultat de la répartition de la pression sur les surfaces de la peau produites par des conditions de vol, de manœuvre ou de rafales stables. Généralement, ces résultats provoquent des charges directes, des flexions, des cisaillements, et la torsion dans toutes les parties de la structure en plus des charges de pression normales locales imposées à la peau. [1]

La détermination des charges de conception sur les différents composants structurels implique une étude de pressions de l'air et forces d'inertie lors de certaines manœuvres prescrites, soit dans les airs, soit au sol. L'objectif est de mettre une force suffisante dans chaque composant pour obtenir un avion avec un niveau de résistance satisfaisant compatible avec le poids structurel. Certains des analyses requises sont :

- Analyse des charges de manœuvre
- Analyse des charges de rafale
 - Approches statiques
 - Approches dynamiques

- Analyse des charges à l'atterrissage, y compris à la fois la cellule rigide et les analyses dynamiques.
- Charges de manutention au sol, y compris les caractéristiques rigides et élastiques des aéronefs.
- Caractéristiques d'inversion de la surface de contrôle et distributions de charge.
- Analyses dynamiques des conditions d'oscillation de la surface de contrôle dues à la "boîte noire" (pilote automatique ou amortisseur de lacet).
- Analyse et tests de flottement, y compris les essais en soufflerie et en vol pour vérifier l'adéquation des caractéristiques d'amortissement de l'aéronef sur toute la plage de vitesse. [3]

3.2. Les charges appliquées sur les éléments structuraux

Les aéronefs conventionnels se composent généralement du fuselage, des ailes et de l'empennage. Le fuselage contient l'équipage et la charge utile, ces derniers étant des passagers, du fret, des armes et du carburant, selon le type d'aéronef et sa fonction :

- ❖ Les ailes fournissent la portance et l'empennage est le principal contributeur au contrôle directionnel. De plus, ailerons, ascenseurs et le gouvernail permet au pilote de manœuvrer l'aéronef et de maintenir sa stabilité en vol, tandis que les volets d'aile fournissent l'augmentation nécessaire de la portance pour le décollage et l'atterrissage. La figure 3.1 montre les résultantes de force aérodynamique typiques subies par un aéronef en vol régulier.

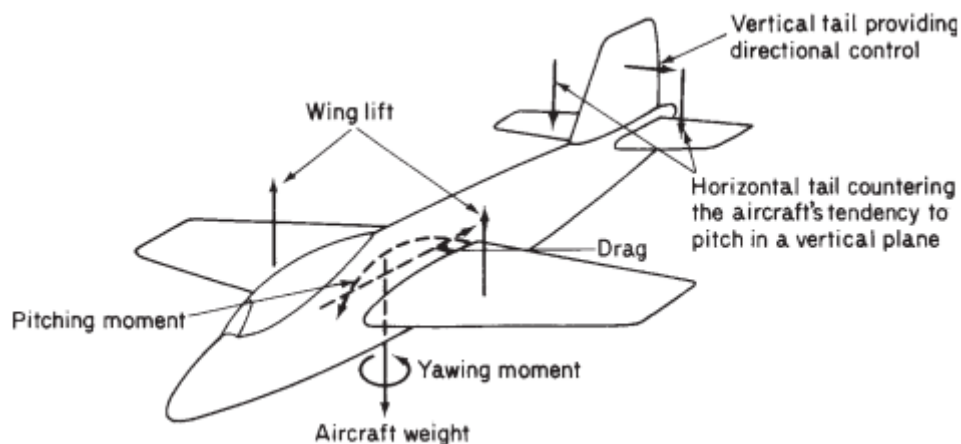


Fig 3.1 principales forces aérodynamiques d'un aéronef pendant le vol

- ❖ La force sur une surface aérodynamique (aile, empennage vertical ou horizontal) résulte d'une répartition de la pression différentielle causée par l'incidence, le carrossage ou une combinaison des deux. Une telle distribution de pression, représentée sur la figure (a), a une traînée résultante agissant à un centre de pression (CP). (En pratique, la portance et la traînée sont mesurées perpendiculairement et parallèlement à la trajectoire de vol, respectivement.) Clairement la position du CP change à mesure que la répartition de la pression varie avec la vitesse ou l'incidence des ailes.
- ❖ Cependant, il y a, commodément, un point dans la section de voilure à propos duquel le moment en raison des forces de portance et de traînée reste constant. On remplace donc l'ascenseur et la traînée agissant au CP par les forces de portance et de traînée agissant au centre aérodynamique (AC) plus un moment constant M_0 comme indiqué sur la figure (b). (En fait, à des nombres de Mach élevés la position de l'AC change en raison des effets de compressibilité.)

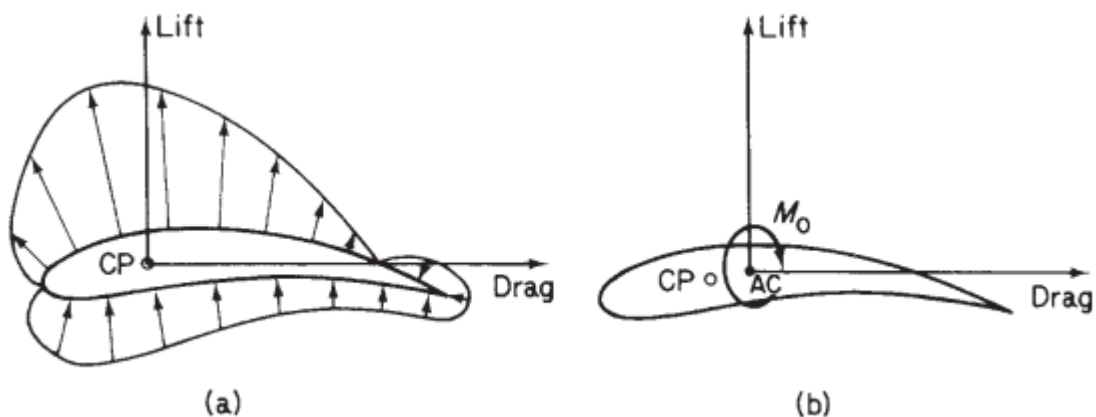


Fig 3.2

(a) répartition de la pression autour d'une voilure

(b) transfert des charges de levage et de traînée vers le AC

- ❖ Les charges au sol rencontrées à l'atterrissage et au roulage soumettent l'avion à une concentration de charges de choc à travers le système de train de roulement. La majorité des avions ont leur principal train de roulement situé dans les ailes, avec une roue avant ou une roue arrière dans le plan vertical de symétrie. Il est clair que la position du train de roulement principal doit être telle qu'elle produise des charges minimales

sur la structure de l'aile compatibles avec la stabilité de l'aéronef lors des manœuvres au sol.

- ❖ Les autres charges comprennent la poussée du moteur sur les ailes ou le fuselage qui agit dans l'avion de symétrie mais peut, en cas de panne moteur, provoquer une flexion importante du fuselage moments, comme indiqué sur la figure 3.3; charges de choc concentrées lors d'un lancement de catapulte; et pression hydrodynamique sur les fuselages ou les flotteurs des hydravions. [2]

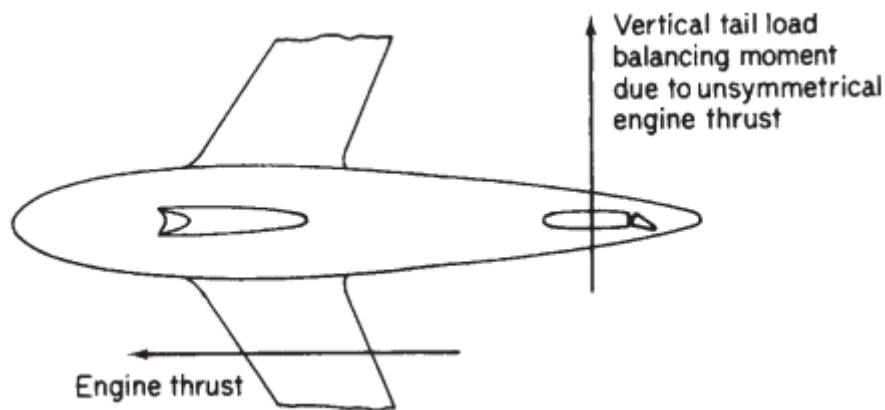


Fig 3.3 la flexion du fuselage et des ailes causée par une charge moteur asymétrique

3.2.1.Charges d'inertie des aéronefs

Les charges maximales sur les composants de la structure d'un aéronef se produisent généralement lorsque l'aéronef subit une certaine forme d'accélération ou de décélération, comme lors des atterrissages, décollages et manœuvres dans les enveloppes de vol et de rafales. Ainsi, avant une structure composant peut être conçu, les charges d'inertie correspondant à ces accélérations et décélérations doivent être calculées. . À ces fins, nous supposons que l'aéronef est un corps rigide et le représente par une masse rigide, m , comme le montre la Fig 3.4 .

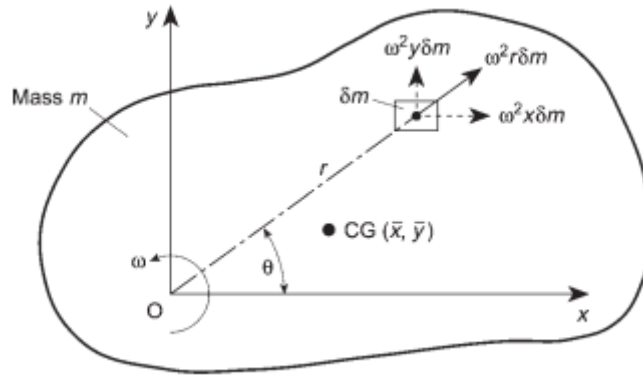


Fig 3.4 forces d'inertie sur une masse rigide ayant une vitesse angulaire constante

L'accélération de tout point, à une distance r de O , est $\omega^2 r$ et est dirigée vers O . Ainsi, la force d'inertie agissant sur l'élément, δm , est $\omega^2 r \delta m$ dans une direction opposée à l'accélération, comme le montre la Fig. 14.1. Les composantes de cette force d'inertie, parallèles aux axes x et y , sont respectivement $\omega^2 r \delta m \cos \theta$ et $\omega^2 r \delta m \sin \theta$, ou, en termes de x et y , $\omega^2 x \delta m$ et $\omega^2 y \delta m$. Les forces d'inertie résultantes, F_x et F_y , sont alors données par :

$$F_x = \int \omega^2 x dm = \omega^2 \int x dm \quad (3.1)$$

$$F_y = \int \omega^2 y dm = \omega^2 \int y dm \quad (3.2)$$

Supposons maintenant que le corps rigide soit soumis à une accélération angulaire (ou décélération) α en plus de la vitesse angulaire constante, ω , comme le montre la Fig 3.5 . Une force d'inertie supplémentaire, $\alpha \delta m$, agit sur l'élément δm dans une direction perpendiculaire à r et dans le sens opposé à l'accélération angulaire. Cette force d'inertie a des composantes $\alpha \delta m \cos \theta$ et $\alpha \delta m \sin \theta$, c'est-à-dire $\alpha x \delta m$ et $\alpha y \delta m$, respectivement dans les directions y et x . Ainsi, les forces d'inertie résultantes, F_x et F_y , sont données par :

$$F_x = \int \alpha y dm = \alpha \int y dm \quad (3.3)$$

$$F_y = -\int \alpha x dm = -\alpha \int x dm \quad (3.4)$$

[2]

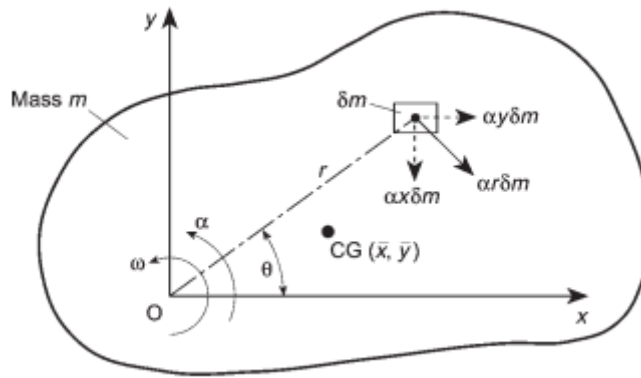


Fig 3.5 forces d'inertie sur une masse rigide soumise à une accélération angulaire

3.2.2.Charges de manœuvre symétriques

Dans les manœuvres symétriques, nous considérons le mouvement de l'avion initié par le mouvement des surfaces de contrôle dans le plan de symétrie. Exemples de telles manœuvres sont des boucles, des tiroirs droits et des bunts, et les calculs impliquent la détermination des charges de portance, de traînée et d'empennage à des vitesses et altitudes de vol données.

VOL EN PALIER

Les charges agissant sur un aéronef en vol stabilisé sont illustrées à la Fig 3.6 , avec les notes suivantes:

- L est la portance agissant au centre aérodynamique de l'aile.
- D est la traînée de l'avion.
- M_0 est le moment de tangage aérodynamique de l'aéronef moins sa queue horizontale.
- P est la charge arrière horizontale agissant au centre aérodynamique de la queue, généralement considérée comme étant à environ un tiers de la corde de l'empennage.
- W est le poids de l'aéronef agissant à son centre de gravité.
- T est la poussée du moteur, supposée ici agir parallèlement à la direction de vol dans l'ordre pour simplifier le calcul

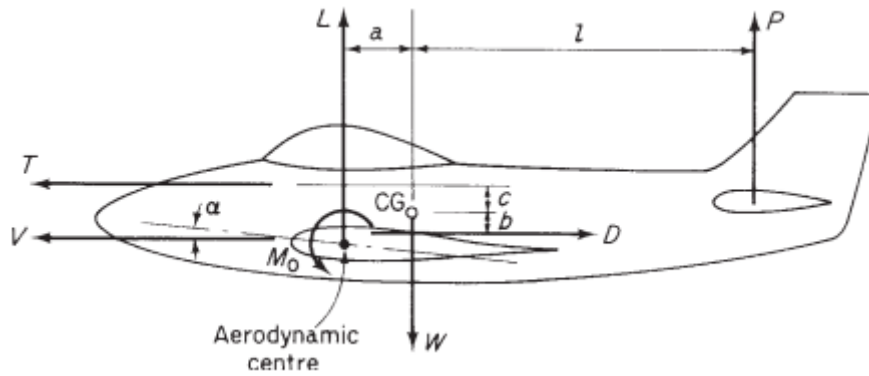


Fig 3.6 Charges d'aéronefs en vol en palier

Les charges sont en équilibre statique puisque l'aéronef est dans une position stable, non accélérée, condition de vol en palier. Ainsi pour l'équilibre vertical :

$$L+P-W=0 \quad (3.5)$$

Pour l'équilibre horizontal :

$$T-D=0 \quad (3.6)$$

Et prendre des moments sur le centre de gravité de l'avion dans le plan de symétrie :

$$L_a - Db - Tc - M_0 - Pl = 0 \quad (3.7)$$

En première approximation, nous supposons que la charge de queue P est faible par rapport à la portance de l'aile L de façon à ce que, d'après Eq. (3.4), $L \approx W$. De la théorie aérodynamique avec l'habituelle notation :

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \quad (3.8)$$

$$\frac{1}{2} \rho v^2 S C_L \approx W \quad (3.9)$$

Dans la plupart des cas, P, D et T sont petits par rapport à la portance et au poids de l'avion. Par conséquent, à partir de l'Eq. (3.4) $L \approx W$ et substitution dans l'équation. (3.7) donne, négligeant D et T

$$P \approx W \frac{a}{l} - \frac{M_0}{l} \quad (3.10)$$

[2]

CAS GENERAL D'UNE MANŒUVRE SYMETRIQUE

Lors d'un retrait rapide d'une plongée, une charge descendante est appliquée sur l'empennage, provoquant l'aéronef à piquer vers le haut. La charge descendante est obtenue par un mouvement de la colonne de commande, appliquant ainsi une incidence négative aux ascenseurs, ou queue horizontale si ce dernier est tout en mouvement. Si la manœuvre est effectuée rapidement, la vitesse d'avancement de l'avion reste pratiquement constante de sorte que l'augmentation de la portance et la traînée résulte uniquement de l'augmentation de l'incidence des ailes. Puisque l'ascenseur est maintenant plus grand que ça nécessaire pour équilibrer la masse de l'aéronef, l'aéronef subit une accélération vers le haut normal à sa trajectoire de vol. Cette accélération normale combinée à la vitesse de l'avion dans la plongée donne la trajectoire de vol

Pour l'équilibre vertical de l'aéronef, nous avons, en se référant où l'aéronef est représenté au point le plus bas du retrait :

$$L+P+T\sin\gamma-nW=0 \quad (3.11)$$

Pour l'équilibre horizontal :

$$T\cos\gamma + fW - D = 0 \quad (3.12)$$

Et pour l'équilibre du moment de tangage autour du centre de gravité de l'avion : [2]

$$L_a - Db - Tc - M_0 - Pl = 0 \quad (3.13)$$

3.2.3. Accélérations normales associées à différents types de manœuvre

Deux cas se présentent:

Le premier impliquant un retrait régulier d'une plongée et le second, un virage correctement relevé. Bien que ce dernier ne soit pas une manœuvre symétrique au sens strict

sens du mot, il donne lieu à des accélérations normales dans le plan de symétrie et est donc inclus.

RETRAIT REGULIER

Supposons que l'avion vient juste de commencer son retrait d'une plongée pour qu'il soit décrivant une trajectoire de vol courbe mais n'est pas encore à son point le plus bas. Les charges agissant sur les aéronefs à ce stade de la manœuvre sont représentés sur la Fig 3.7, où R est le rayon de courbure de la trajectoire de vol. Dans ce cas, le vecteur de portance doit équilibrer la normale (à la trajectoire de vol) composant le poids de l'aéronef et fournir la force produisant la accélération centripète V^2 / R de l'aéronef vers le centre de courbure du vol chemin. Donc :

$$L = \frac{WV^2}{gR} + W \cos \theta \quad (3.14)$$

Ou, puisque $L = nW$:

$$n = \frac{WV^2}{gR} + W \cos \theta \quad (3.15)$$

Au point le plus bas de l'extraction, $\theta = 0$, et :

$$n = \frac{V^2}{gR} + 1 \quad (3.16)$$

Nous voyons que plus le rayon du vol est petit chemin, c'est-à-dire que plus l'extraction est sévère, plus la valeur de n est élevée. Il est fort possible donc pour un arrachement sévère de surcharger l'aéronef en le soumettant à des charges qui se situent en dehors de l'enveloppe de vol et qui peuvent même dépasser les charges d'épreuve ou ultimes. [2]

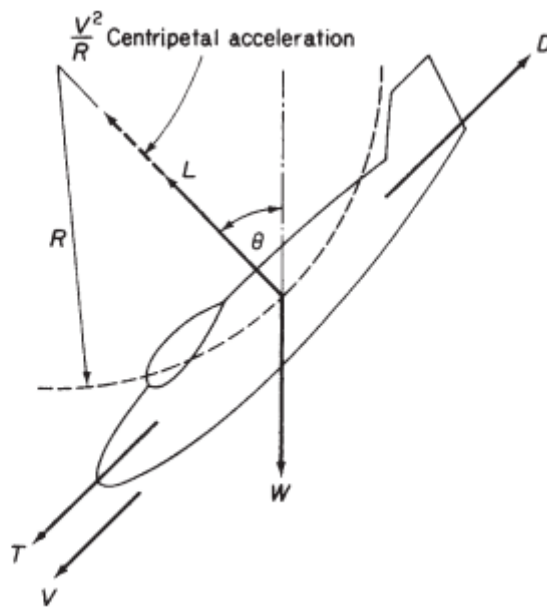


Fig 3.7.charges et accélérations de l'aéronef lors d'un arrêt régulier

VIRAGE CORRECTEMENT RELEVÉ

Dans cette manœuvre, l'avion vole dans un virage horizontal sans dérapage à constante la vitesse. Si le rayon du virage est R et l'angle d'inclinaison φ , alors les forces agissant sur les aéronefs sont ceux représentés sur la Fig. suivante . La composante horizontale du vecteur de portance dans ce cas fournit la force nécessaire pour produire l'accélération centripète de l'avion vers le centre du virage. Ensuite : [2]

$$L \sin \varphi = \frac{WV^2}{gR} \quad (3.17)$$

Et pour l'équilibre vertical :

$$L \cos \varphi = W$$

$$L = W \sec \varphi \quad (3.18)$$

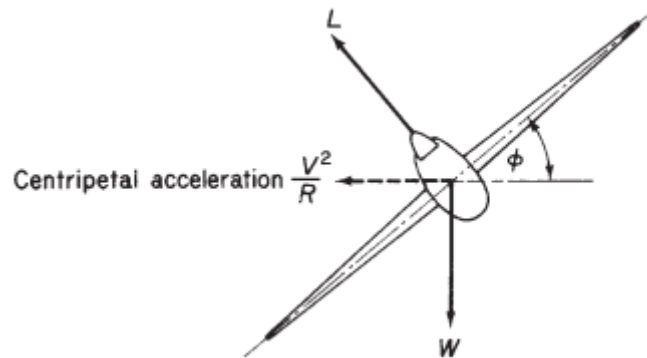


Fig 3.8 virage correctement relevé

3.2.4.Poids et équilibre

Les charges structurelles de conception affectent le poids de la structure de la cellule et le poids de l'avion influence l'ampleur des charges de conception. Cette interdépendance suggère qu'une sélection judicieuse du poids de conception préliminaire est obligatoire pour la conception économique d'une cellule.

EXIGENCES DE POIDS

Ces poids varient du poids brut minimum au poids brut maximal pour lequel l'aéronef est conçu. Autres considérations concernant la répartition du poids à l'intérieur de l'aéronef est suivante:

- Limites du centre de gravité (par exemple) - établies pour fournir la capacité de charge souhaitée de passagers et fret
- Répartition du poids des éléments fixes tels que moteurs, réservoirs de carburant, etc., pour permettre un maximum utilisation des compartiments cargo et passagers de l'avion
- Besoins en carburant - affecte par ex. exigences et capacités de poids brut

Pendant le vol, par ex. les déplacements sont limités par la stabilité et les capacités de contrôle de l'aéronef.

POIDS DES AVIONS MAJEURS

Le poids brut des aéronefs et la répartition détaillée du poids ont tous deux une grande influence sur la structure charges de conception. Par exemple, se rendre compte que les forces de portance par voie aérienne sur une aile d'avion doivent être aussi grandes comme le poids brut de l'avion afin de soutenir l'avion en vol, comme indiqué sur la Fig. 3.9 .

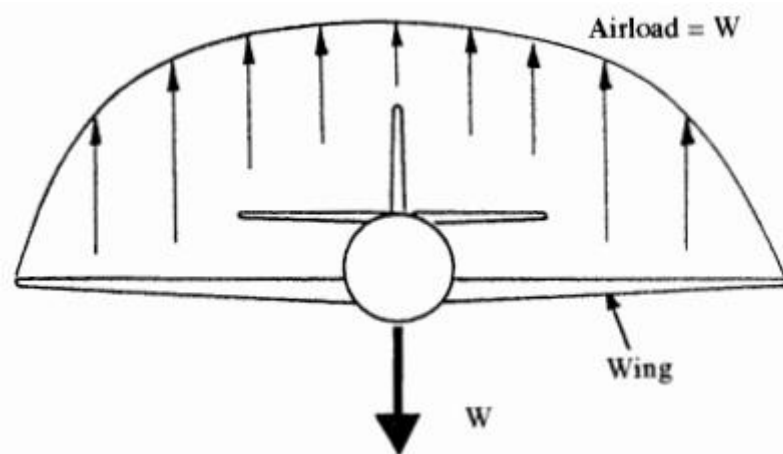


Fig 3.9 force de levage vs poids brut de l'avion

[3/3]

LA REPARTITION DU POIDS

Une fois le chargement critique déterminé, une répartition du poids propre est nécessaire. Un précis la répartition du poids est importante car le poids propre du fuselage, des ailes, de la cargaison, etc., contribue à une grande partie du chargement. L'effet de la répartition du poids peut être réalisé par en tenant compte de la distribution de masse d'articles de cargaison à l'intérieur d'un fuselage.

La quantité et la disposition du poids du carburant dans l'aile sont particulièrement importantes en ce qu'elle peut être utilisée pour fournir un soulagement de flexion pendant le vol. [3]

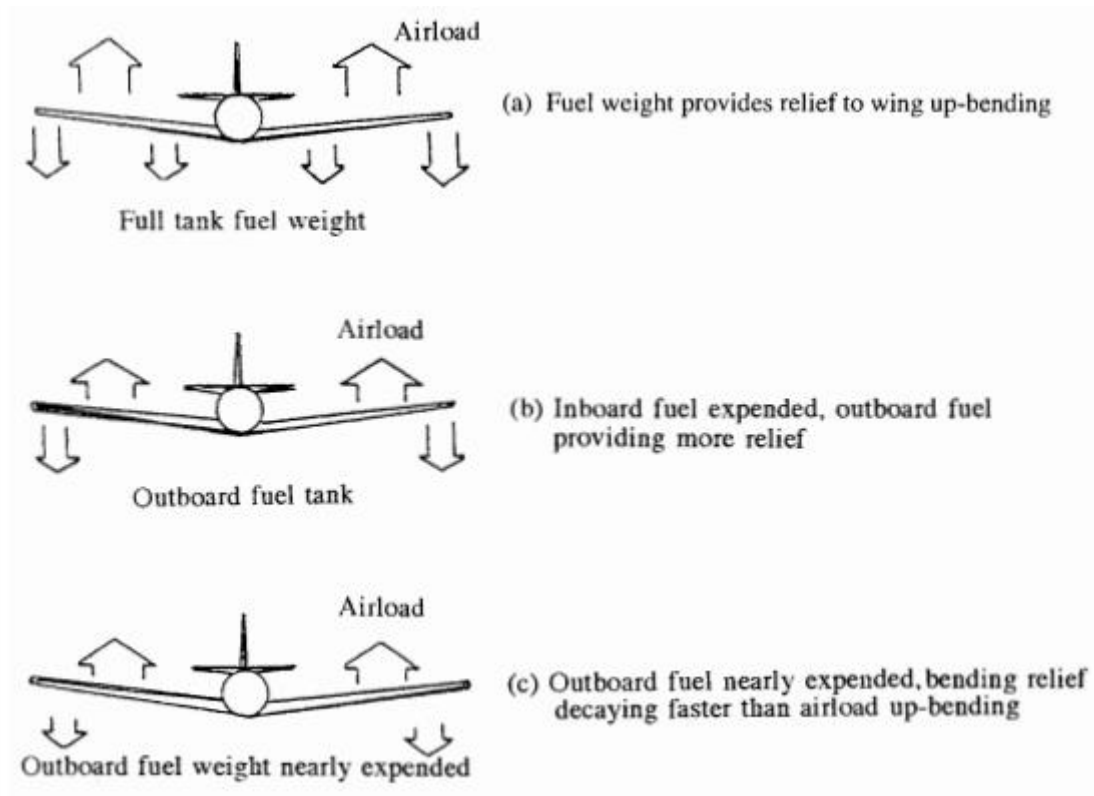


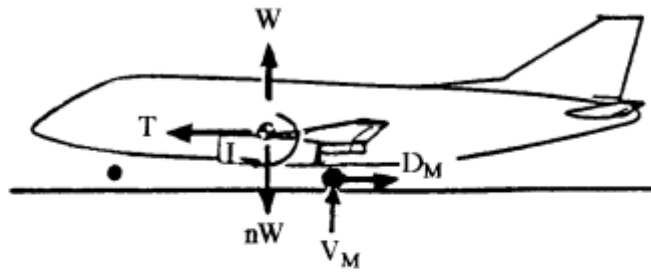
Fig 3.10 .Soulagement de la flexion de l'aile en raison du poids du carburant

3.2.5.Charges au sol

ATTERRISSAGE A NIVEAU

Pendant les conditions d'atterrissage en palier, comme le montre la Fig.3.11, les ailes soutiennent f poids de l'aéronef, W , lors de l'impact à l'atterrissage. Dans le cas d'un atterrissage en deux points (atterrissage à 2 points), les charges verticales (V) et les charges horizontales (D), sont appliquées aux axes des roues. Ces charges réagissent par les charges d'inertie des aéronefs, nW et T . Les moments créés par cette combinaison de charges sont placés en équilibre par l'inertie de tangage de l'aéronef. Dans le cas d'un atterrissage en trois points (atterrissage à 3 points), les pignons principal et avant sont en contact avec le sol simultanément.

Two Point Landing:



Three Point Landing:

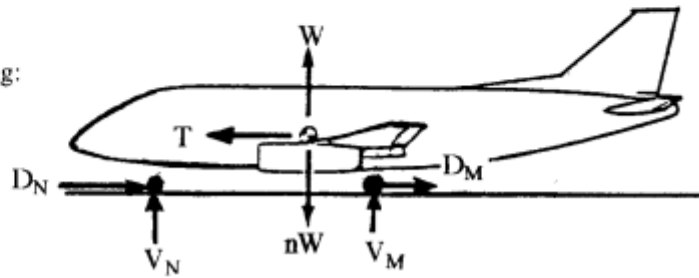
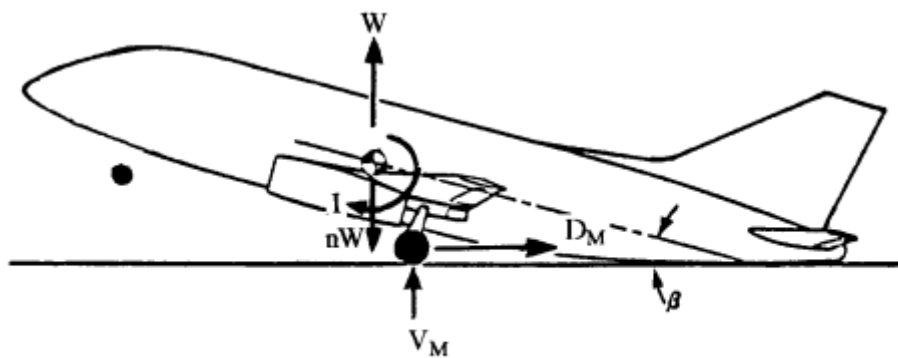


Fig 3.11 .Palier de niveau

ATTERRISSAGE HORS-BAS:

L'atterrissage arrière est effectué à un angle d'attaque extrême, comme illustré à la Fig. 3.12. L'angle est d'être limité soit par l'angle de décrochage, soit par l'angle maximal de dégagement avec le sol au niveau principal impact de la roue, selon la première éventualité. Les exigences de chargement sont identiques à celles d'un palier à niveau sauf que la condition de charge verticale maximale de la roue n'est pas requise.



(β – Angle for main gear and tail structure contacting ground unless exceeds stall angle)

Fig 3.12 Atterrissage arrière

ATTERRISSAGE A UNE ROUE:

Les réactions du sol sont égales à celles d'un côté pour un atterrissage en palier, comme le montre la Fig. 3.13 Les charges déséquilibrées réagissent à l'inertie de roulement de l'avion. [3]

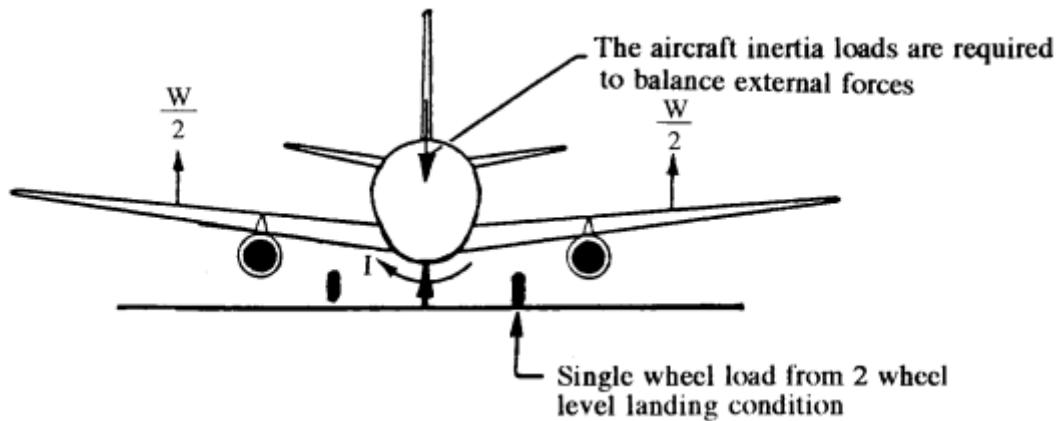


Fig 3.13. Atterrissage à une roue

3.2.6.Charges dynamiques

Dans des circonstances réelles, les structures des aéronefs se déformeront et vibreront sous certains taux de chargement. Dans des conditions de vitesse critiques de l'avion, la structure flexible peut être autodestructrice.

CHARGES DYNAMIQUES

Il doit être démontré par analyse que l'aéronef peut rencontrer la rafale symétrique et les conditions de charge asymétrique en vol lorsque divers taux d'application de la charge de rafale sont pris en compte. Celles-ci les charges de vol dynamiques doivent alors être comparées aux charges de rafales statiques correspondantes et l'incrément d'amplification dynamique doit être pris en compte dans les charges de conception ultimes.

FLUTTER ET DIVERGENCE

Flutter est une oscillation structurelle auto-excitée de l'aéronef qui tire son énergie de masse de l'air dans laquelle il vole. Il doit être démontré par des analyses et des tests, le cas échéant, que l'avion sera exempt de flottement destructeur à des vitesses pouvant atteindre 1,2 fois la vitesse de plongée prévue.

La divergence, contrairement au flottement, ne dépend que de la flexibilité de la structure plutôt que de la caractéristique des oscillations structurelles. Les charges d'air extérieur

entraîneront une redistribution vers se produire, ce qui peut renforcer le chargement d'origine. Lorsqu'une vitesse est atteinte à laquelle la structure peut ne supporter plus ce chargement, une déviation de divergence se produira et l'analyse doit empêcher cela divergence.

BUFFET ET VIBRATION

Le tremblement est une charge structurelle dynamique causée par un écoulement aérodynamique instable. Buffet à grande vitesse est associée à des formations d'ondes de choc à des vitesses de nombre de Mach élevées lors de la séparation de flux local se produit derrière le choc. Cela peut provoquer des vibrations dans la structure.

3.2.7.Surfaces contrôlables

Les surfaces contrôlables sont les composants mobiles qui permettent aux aéronefs de voler dans les airs et ils sont:

- ❖ Surfaces de contrôle - ailerons, ascenseurs, gouvernail
- ❖ Volets et / ou lattes de bord d'attaque et leurs supports
- ❖ Volets de bord de fuite et leurs supports

3.2.8.Charges de pressurisation de fuselage

La pressurisation du fuselage est une charge structurelle importante qui induit un arceau et des contraintes dans le fuselage. La pressurisation doit être combinée avec le vol et les conditions de charge au sol. La considération la plus importante pour établir la pression de conception du fuselage est l'effet de l'altitude sur la pression dans la cabine et le fuselage doit être conçu pour maintenir la pression dans la cabine.

3.2.9.Charges de pression de carburante d'aile

Les charges de pression de carburant dans le réservoir de carburant peuvent induire une pression qui est normale à la structure de la paroi du réservoir (par exemple, couvercles supérieur et inférieur, nervures intérieures et extérieures et longerons avant et arrière). Le plus critique emplacement est près du réservoir le plus extérieur. [3]

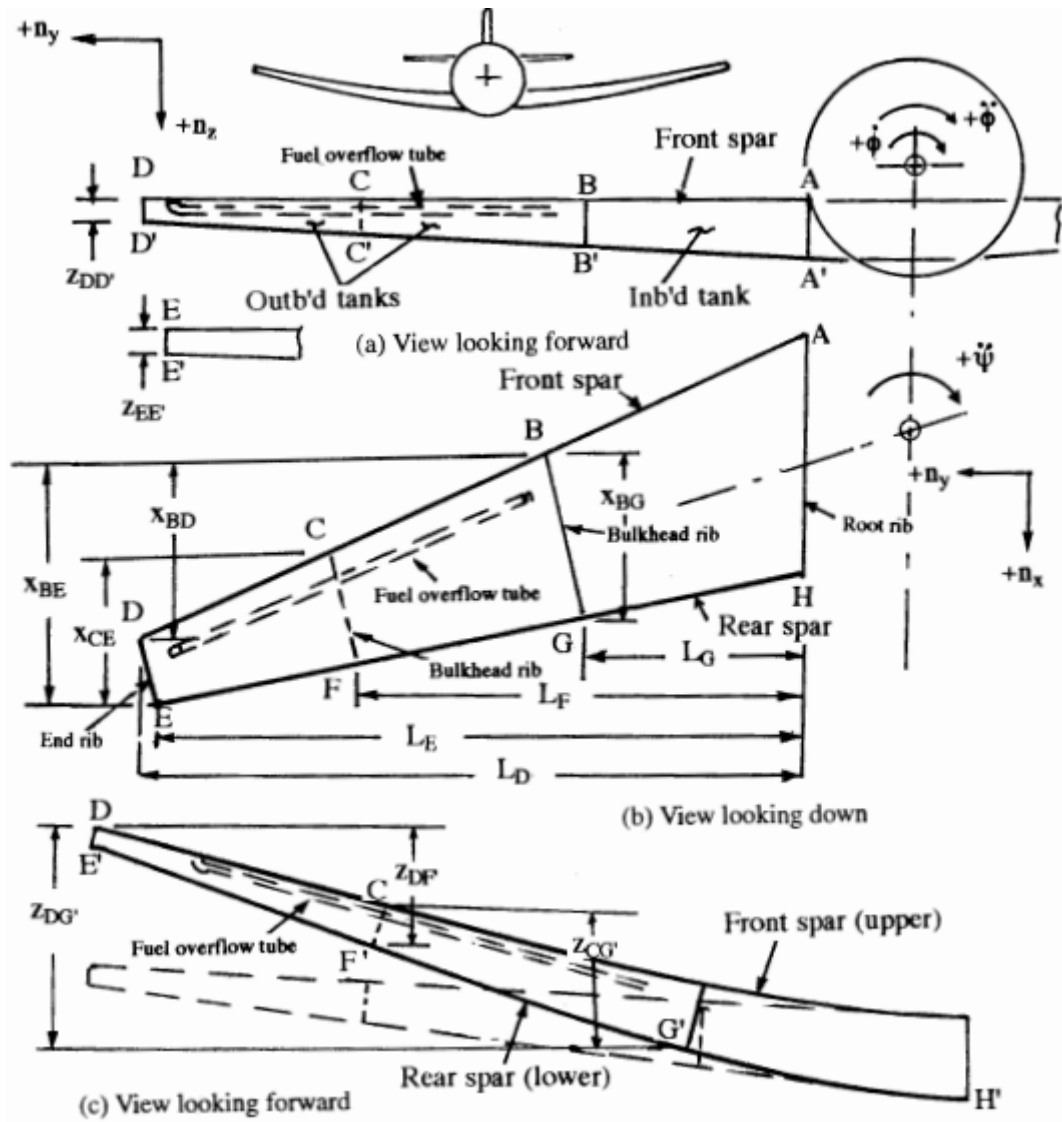


Fig 3.14. Disposition du réservoir de carburant de l'aile de transport

Chapitre 04: Les contraintes appliquées sur les éléments structuraux

4.1.Fuselages

Les fuselages d'aéronefs sont constitués de fines feuilles de matériau rigidifiées par un grand nombre de longerons longitudinaux avec des cadres transversaux. Généralement, ils supportent des moments de flexion, des forces de cisaillement et des charges de torsion qui induisent des contraintes dans les limons et la peau ainsi que des contraintes de cisaillement dans la peau; la résistance des longerons aux forces de cisaillement est généralement ignorée. En outre, la distance entre les longerons sont généralement faibles de sorte que la variation de l'écoulement de cisaillement dans le panneau de connexion être petit. Il est donc raisonnable de supposer que l'écoulement de cisaillement est constant entre limons adjacents de sorte que l'analyse se simplifie à l'analyse d'une section idéalisée dans lequel les longerons / flèches supportent toutes les contraintes directes tandis que la peau est efficace seulement en cisaillement. [2]

4.1.1.Flexion

L'arrangement peau / limon est idéalisé en un arrangement comprenant des flèches et une peau comme décrit dans la section 20.3.

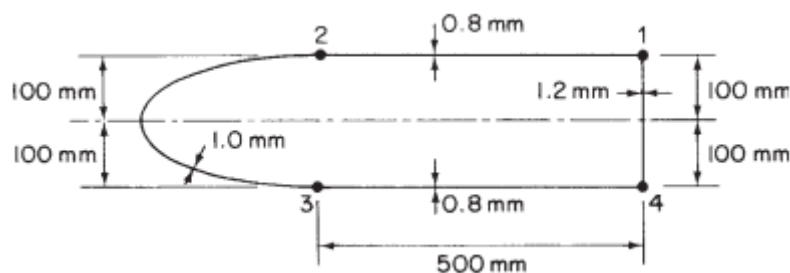


Fig 4.1

La contrainte directe dans chaque rampe est ensuite calculée en utilisant soit Eqs (4.1) ou (4.2) dans lesquelles les axes de référence et les propriétés de section se réfèrent à les zones de contrainte directe de la section transversale. [2]

$$\sigma_z = \left(\frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (4.1)$$

Alternativement, Eq. (4.1) peut être réorganisé sous la forme :

$$\sigma_z = \frac{M_x(I_{yy}y - I_{xy}x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y(I_{xx}x - I_{xy}y)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} \quad (4.2) \quad [2]$$

4.1.2. Cisaillement

Pour un fuselage ayant une section transversale du type illustré à la Fig.(4.2) (a), la détermination de la distribution de flux de cisaillement dans la peau produite par cisaillement est essentiellement l'analyse d'une poutre de section fermée à cellule unique idéalisée. La distribution du flux de cisaillement est donc donnée par Eq. (4.3) où la capacité de charge directe de la peau est supposée être nul, c'est-à-dire $t_D = 0$, donc

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \left(\int_0^s t_{Dx} ds + \sum_{r=1}^n B_r x_r \right) - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \left(\int_0^s t_{Dy} ds + \sum_{r=1}^n B_r y_r \right) + q_{s,0} \quad (4.3)$$

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r y_r - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r x_r + q_{s,0} \quad (4.4)$$

L'équation (4.4) s'applique aux cas de chargement dans lesquels les charges de cisaillement ne sont pas appliquées à travers le centre de cisaillement de la section de manière à inclure les effets du cisaillement et de la torsion simultanément. Alternativement, si la position du centre de cisaillement est connue, le chargement le système peut être remplacé par des charges de cisaillement agissant à travers le centre de cisaillement avec un couple pur, et les distributions de flux de cisaillement correspondantes peuvent être calculées séparément puis superposés pour obtenir la distribution finale.

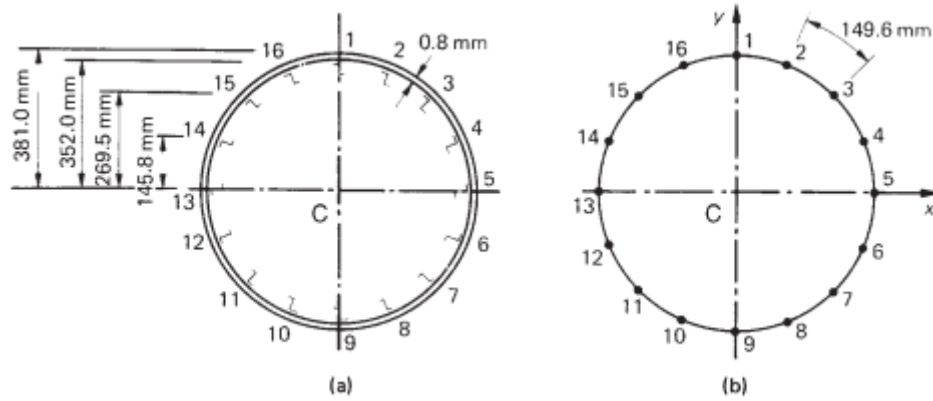


FIG 4.2.(a) section réelle du fuselage (b) section idéale du fuselage

4.1.3.Torsion

Une section de fuselage est essentiellement une poutre à section fermée à cellule unique. L'écoulement de cisaillement la distribution produite par un couple pur est donc donnée par Eq. (4.5) et est :

$$T = 2Aq \quad (4.5)$$

$$q = \frac{T}{2A} \quad (4.6)$$

Il importe peu que la section ait été idéalisée ou non puisque, dans les deux cas, les flèches sont supposées ne pas supporter de contraintes de cisaillement.

L'équation fournit une approche alternative à celle illustrée dans l'exemple (4.3) pour la solution des sections chargées par cisaillement dans lesquelles la position du centre de cisaillement est connue.

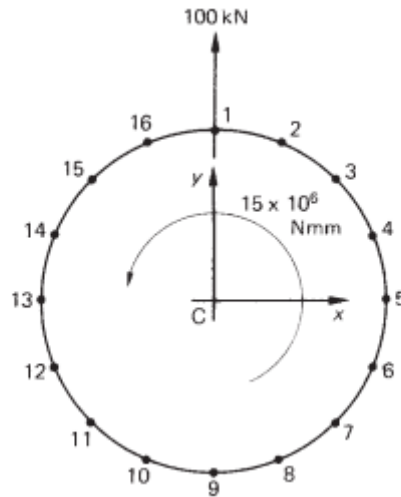


FIG 4.3. solution alternative d'exemple

Sur la figure 4.2, le centre de cisailment coïncide avec le centre de symétrie de sorte que le système de chargement peut être remplacé par la charge de cisailment de 100 kN agissant à travers le centre de cisailment avec un couple pur égal à $100 \times 103 \times 150 = 15 \times 10^6$ N mm [2]

4.1.4. Découpes dans les fuselages

Jusqu'à présent, nous avons considéré les fuselages comme des sections fermées rigidifiées par des cadres transversaux et limons longitudinaux. En pratique, il est nécessaire de prévoir des ouvertures dans ces coques renforcées, par exemple, les portes, les cockpits, les baies à bombes, les fenêtres des passagers, cabines, etc. Ces ouvertures ou «découpes» produisent des discontinuités dans le structure de coque étincelante de sorte que les charges soient redistribuées au voisinage de la découpe ainsi affectant les charges dans la peau, les limons et les cadres. Souvent, ces régions doivent être renforcées entraînant des augmentations de poids inévitables. Dans certains cas, par exemple ouvertures de porte dans les avions de passagers, il n'est pas possible de prévoir des cadres de fuselage rigides de chaque côté de l'ouverture car l'espace de la cabine ne doit pas être restreint. Dans une telle situation un cadre rigide est placé autour de l'ouverture pour résister aux charges de cisailment et pour transmettre charges d'un côté de l'ouverture à l'autre. [2]

4.2. Ailes

Les sections d'aile sont constituées de peaux minces rigidifiées par des combinaisons de limons, de voiles, de longeron, de chapeaux et de nervures. La structure résultante comprend souvent une, deux ou plusieurs cellules et est très redondant. Cependant, comme dans le cas

des tronçons de fuselage, le grand nombre de longerons rapprochés permet la hypothèse d'un écoulement de cisaillement constant dans la peau entre les longerons adjacents de sorte que la section de l'aile peut être analysée comme si elle était complètement idéalisée tant que la capacité de charge directe de la peau est permise par des ajouts aux zones de limon / flèche. Nous étudierons l'analyse des sections d'ailes multicellulaires soumis à des charges de flexion, de torsion et de cisaillement, même si, au départ, il sera instructif pour examiner le cas particulier d'un obus idéalisé à trois bras. [2]

4.2.1. Coque à trois bras

La section de l'aile illustrée à la Fig.4.4 a été idéalisée dans un arrangement de flèches porteuses de contraintes et panneaux de peau porteurs de contraintes de cisaillement uniquement. La partie de l'aile la section arrière du longeron vertical 31 ne joue qu'un rôle aérodynamique et n'est donc pas stressée. Les charges de levage et de traînée, S_y et S_x , induisent des flux de cisaillement dans les panneaux de peau qui sont constantes entre les barrages adjacents puisque la section a été complètement idéalisée. Par conséquent, en résolvant horizontalement et en notant que la résultante du cisaillement interne s'écoule équivalent à la charge appliquée, nous avons :

$$S_x = -q_{12}l_{12} + q_{23}l_{23} \quad (4.7)$$

Maintenant résolu verticalement :

$$S_y = q_{31}(h_{12} + h_{23}) - q_{12}h_{12} - q_{23}h_{23} \quad (4.8)$$

Enfin, prendre des moments sur, disons, boom 3 :

$$S_x \eta_0 + S_y \xi_0 = -2A_{12}q_{12} - 2A_{23}q_{23} \quad (4.9)$$

Dans ce qui précède, il y a trois valeurs inconnues de l'écoulement de cisaillement, q_{12} , q_{23} , q_{31} et trois équations d'équilibre statique. Nous concluons donc qu'un la coque idéalisée à trois bras est statiquement déterminée.

Nous reviendrons sur le cas simple d'une section d'aile à trois bras lorsque nous examinerons les distributions de la charge directe et des flux de cisaillement dans les nervures des ailes. En attendant, nous considérerons la flexion, la torsion et le cisaillement des sections d'aile multicellulaires. [2]

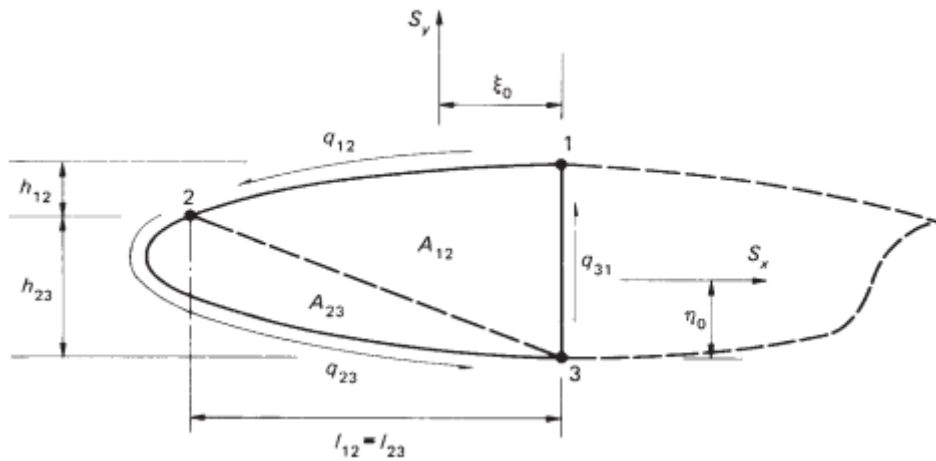


Fig 4.4.section d'aile à trois bras

4.2.2.Flexion

Les moments de flexion à n'importe quelle section d'une aile sont généralement produits par des charges de cisaillement à d'autres sections de l'aile. Le système de contrainte directe pour une telle section d'aile (Fig.4.5) est donnée par les équations (4.10) ou (4.11) dans lesquelles les coordonnées (x, y) de tout point dans la section transversale et les propriétés sectionnelles sont référées aux axes Cxy dans lesquels l'origine C coïncide avec le centre de gravité de la zone de contrainte directe.

$$\sigma_z = \left(\frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left(\frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (4.10)$$

$$\sigma_z = \frac{M_x (I_{yy} y - I_{xy} x)}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y (I_{xx} x - I_{xy} y)}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \quad (4.11)$$

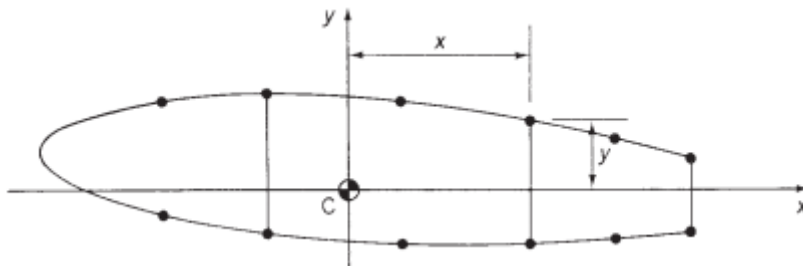


Fig 4.5.section idéalisée de l'aile multicellulaire

4.2.3. Torsion

La répartition de la pression dans le sens de la corde sur une surface aérodynamique peut être représentée par des charges de cisaillement (charges de levage et de traînée) agissant ensemble à travers le centre aérodynamique avec un moment de tangage M_0 . Ce système de charges de cisaillement peut être transféré au centre de cisaillement de la section sous la forme de charges de cisaillement S_x et S_y avec un couple T . C'est le cas de torsion pure qui est considéré ici. Dans l'analyse nous supposons qu'aucun effet de contrainte axiale n'est présent et que la forme de la section de l'aile reste inchangée par l'application de la charge. En l'absence de la contrainte axial il n'y a pas de développement de contrainte directe dans la section d'aile de sorte que seules des contraintes de cisaillement sont présentes. Il s'ensuit que la présence de livres n'affecte pas l'analyse dans le cas de la torsion pure.

La section d'aile représentée sur la figure 4.6 comprend N cellules et porte un couple T qui génère des couples individuels mais inconnus dans chacune des N cellules. Chaque cellule donc développe un écoulement de cisaillement constant $q_I, q_{II}, \dots, q_R, \dots, q_N$ donné par l'Eq. (4.12). [2]

$$T = 2Aq \quad (4.12)$$

Donc, Le total est :

$$T = \sum_{R=1}^N 2A_R q_R \quad (4.13)$$

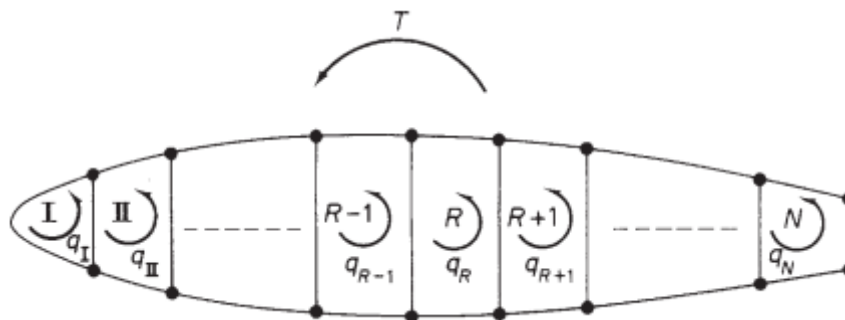


Fig 4.6. section d'aile multicellulaire soumise à la torsion

Bien que Eq 4.12 suffit pour résoudre le cas particulier d'une seule cellule section, qui est donc statiquement déterminée, des équations supplémentaires sont nécessaires pour une

section à N cellules. Ceux-ci sont obtenus en considérant le taux de torsion dans chaque cellule et la compatibilité de la condition de déplacement que toutes les N cellules possèdent le même taux de torsion $d\theta / dz$; cela découle directement de l'hypothèse d'une section droite non déformée.

Considérons la cellule Rth de la section d'aile illustrée à la Fig. 4.6.. Le taux de torsion dans la cellule est, de l'Eq. (4.14) [2]

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A} \oint \frac{q_s}{Gt} ds \quad (4.14)$$

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A_R G} \oint_R \frac{q}{t} ds \quad (4.15)$$

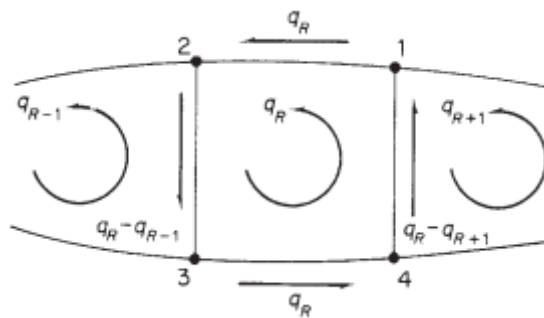


Fig 4.7. répartition du flux de cisaillement dans la section de l'aile de la cellule Rth

L'écoulement de cisaillement dans l'Eq. (4.15) est constant le long de chaque paroi de la cellule et a les valeurs illustré à la Fig. 4.6. L'écriture l'intégral de ds / t pour chaque paroi comme δ , Eq. (4.15) devient :

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A_R G} (-q_{R-1} \delta_{R-1,R} + q_R \delta_R - q_{R+1} \delta_{R+1,R}) \quad (4.16)$$

Il existe N équations du type (4.16) qui, avec l'Eq. (4.14), comprennent les N + 1 équations nécessaires pour résoudre les N valeurs inconnues de l'écoulement de cisaillement et celle inconnue valeur de $d\theta / dz$.

Fréquemment, dans la pratique, les panneaux de peau et les voiles de longeron sont fabriqués à partir de matériaux possédant des propriétés différentes telles que le module de cisaillement G n'est pas constant. L'analyse de telles sections est simplifiée si l'épaisseur réelle

t d'un mur est convertie en une épaisseur pondérée par module t^* comme suit. Pour la cellule Rth d'une section d'aile à N cellules dans laquelle G varie d'un mur à l'autre, Eq. (4.15) prend la forme :

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A_R G_{REF}} \oint_R q \frac{ds}{(G/G_{REF})t} \quad (4.17)$$

Dans laquelle G_{REF} est une valeur de référence pratique du module de cisaillement. Équation (4.17) est maintenant réécrit comme :

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{1}{2A_R G_{REF}} \oint_R q \frac{ds}{t^*} \quad (4.18)$$

Dans laquelle l'épaisseur pondérée par module t^* est donné par :

$$t^* = \frac{G}{G_{REF}} t \quad (4.19) \quad [2]$$

4.2.4. Cisaillement

Dans un premier temps, nous considérerons le cas général d'une section d'aile à cellules N comportant des flèches et des panneaux de peau, ces derniers étant capables de résister à la fois aux efforts directs et au cisaillement. La section de l'aile est soumise à des efforts de cisaillement S_x et S_y dont les lignes d'action ne sont pas nécessairement passé par le centre de cisaillement S (voir Fig. 4.8); la distribution de flux de cisaillement résultante est donc en raison des effets combinés du cisaillement et de la torsion.

La méthode de détermination de la distribution du flux de cisaillement et du taux de torsion est basée sur une simple extension de l'analyse d'une poutre à cellule unique soumise à des efforts de cisaillement. . Un tel faisceau est statiquement indéterminé, la redondance unique étant choisi comme valeur de l'écoulement de cisaillement à une «coupe» positionnée arbitrairement. Ainsi, la section de l'aile à cellules N de la figure 4.7 peut être déterminée statiquement en «coupant» une peau panneau dans chaque cellule comme indiqué. Alors que la position réelle de ces «coupes» est théoriquement immatérielle, il y a des avantages à gagner d'un point de vue numérique si les «coupes» sont effectuées près du centre du panneau supérieur ou inférieur de la peau dans chaque cellule.

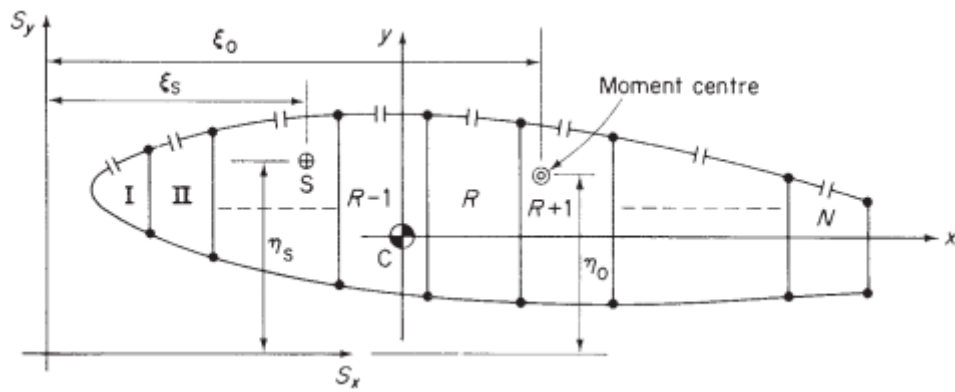


Fig 4.8. Section d'aile à cellules N soumise à des charges de cisaillement

Généralement, en ces points, les flux de cisaillement redondants ($q_s, 0$) sont petits de sorte que le cisaillement final flux ne diffèrent que légèrement de ceux de la structure déterminée. Le système de simultanité les équations à partir desquelles les flux de cisaillement finaux sont trouvés seront alors «bien conditionnées» et produira des résultats fiables.

Chapitre 05: Fatigue

La fatigue est définie comme la détérioration progressive de la résistance d'un matériau ou composant structurel pendant le service de telle sorte qu'une défaillance peut se produire à une contrainte beaucoup plus faible que le niveau de contrainte critique.

La fatigue est un phénomène dynamique qui initie de petites (micro) fissures dans le matériau ou le composant et se transforme en grandes (macro) fissures; ceux-ci, s'ils ne sont pas détectés, peuvent entraîner une défaillance catastrophique. Les dommages dus à la fatigue peuvent être produits de diverses manières :

- La fatigue cyclique est causée par charges fluctuantes répétées.
- La fatigue par corrosion est la fatigue accélérée par la corrosion de surface du matériau pénétrant vers l'intérieur de sorte que la résistance du matériau se détériore.
- La fatigue par frottement est provoquée par les petits mouvements de frottement et l'abrasion des pièces adjacentes.
- La fatigue thermique est produite par les fluctuations de contraintes induites par les dilatations thermiques et contractions.
- La fatigue sonore ou acoustique est causée par fluctuations de contraintes à haute fréquence, dues aux vibrations excitées par le bruit du jet ou de l'hélice. [1]

Pour les aéronefs en général, les exigences selon lesquelles la résistance d'un aéronef tout au long de sa vie opérationnelle doit être de nature à garantir que l'éventualité d'une rupture par fatigue astronomique doit être extrêmement faible (c'est-à-dire que la probabilité de défaillance est moindre que 10^{-7}) sous l'action des charges répétées d'amplitude variable attendues en un service. Il est également nécessaire que les parties principales de la structure primaire de l'aéronef être soumis à une analyse détaillée et à des tests de charge qui démontrent une durée de vie sûre, ou que les parties de la structure primaire ont des caractéristiques de sécurité. [2]

5.1. Vie sûre et structures à sécurité intégrée

Le danger d'une rupture par fatigue catastrophique dans la structure d'un aéronef peut être complètement éliminé ou peut devenir extrêmement éloignée si la structure est conçue pour avoir une vie sûre ou être sûrs.

Si un composant structurel n'est pas économiquement remplaçable lorsque sa durée de vie sûre a été atteinte, la structure complète doit être radiée. Alternativement, c'est possible pour les composants facilement remplaçables tels que les jambes de train de roulement et les mécanismes d'avoir une durée de vie en sécurité inférieure à celle de l'avion complet car il serait probablement plus économique à utiliser, par exemple, deux systèmes de train de roulement légers pendant la durée de vie de l'avion plutôt que de transporter un train d'atterrissage plus lourd qui a la même durée de vie sécuritaire que l'avion.

L'approche de sécurité repose sur le fait que la défaillance d'un membre dans une structure ne conduit pas nécessairement à l'effondrement de la structure complète, à condition que les membres restants sont capables de porter le délestage par le membre défaillant et peuvent résister à d'autres charges répétées jusqu'à ce que la présence de l'élément défaillant soit découverte. Une telle structure est appelée structure à sécurité intégrée ou structure tolérante aux dommages.

En général, il est plus économique de concevoir certaines parties de la structure de manière à sûr plutôt que d'avoir une longue durée de vie car ces composants peuvent être plus légers. Quand une panne est détectée, soit par une inspection de routine, soit par un dysfonctionnement, comme fuite de carburant à partir d'une fissure d'aile, l'aéronef peut être mis hors service et réparé.

Certains composants doivent être conçus pour avoir une vie sûre; ceux-ci incluent le train d'atterrissage, principaux joints d'aile, joints d'aile-fuselage et charnières sur les plans arrière mobiles ou sur ailes à géométrie variable. Les composants qui peuvent être conçus pour être à sécurité intégrée comprennent des peaux d'ailes rigidifiées par des longerons et des peaux de fuselage rigidifiées par cadres et limons; les lisses et les cadres empêchent les fissures cutanées de se propager de manière désastreuse pendant une période de temps suffisante pour qu'ils soient découverts lors d'une inspection de routine. [2]

5.2. Concevoir contre la fatigue

Diverses précautions peuvent être prises pour s'assurer qu'un aéronef a une fatigue adéquate la vie. Nous avons vu que les premiers alliages aluminium-zinc possédaient une contraintes ultimes et d'épreuve, mais étaient susceptibles de se rompre prématurément sous une charge de fatigue; le choix des matériaux est donc important. Les alliages aluminium-cuivre vieillissent naturellement possèdent une bonne résistance à la fatigue mais avec des résistances statiques

inférieures. La recherche moderne est se concentrant sur les alliages qui combinent haute résistance et haute résistance à la fatigue.

L'attention portée à la conception détaillée est tout aussi importante. Des concentrations de stress peuvent survenir à angles vifs et changements brusques de section. Les filets doivent donc être fournis aux coins rentrants et les découpes, comme les fenêtres et les panneaux d'accès, doivent être forcés. Dans les panneaux usinés, l'épaisseur du matériau doit être augmentée autour du boulon trous, tandis que les trous dans les assemblages boulonnés primaires doivent être alésés pour améliorer la surface des ailettes. Les rayures superficielles et les marques de la machine sont des sources d'initiation de fissures de fatigue. Les joggles dans les membres fortement sollicités doit être évitée tandis que l'asymétrie peut entraîner des contraintes dues à la flexion.

En plus d'une conception structurelle et détaillée solide, une estimation du nombre, de quantité et l'ampleur des charges fluctuantes qu'un aéronef rencontre est nécessaire. Le spectre de charge de fatigue commence lorsque l'aéronef roule vers sa position de décollage. Le train de roulement est rétracté et abaissé; les volets sont relevés et abaissés; il y a l'impact à l'atterrissage; l'aéronef doit effectuer des manœuvres; et, enfin, l'avion, comme nous le verrons, subit un plus grand nombre de rafales que pendant la croisière. Les charges correspondant à ces différentes phases doivent être calculées avant d'obtenir les contraintes associées.

Puisqu'un aéronef est soumis au plus grand nombre de fluctuations de charge pendant taxi – décollage – montée et descente – impasse – atterrissage alors que peu de dommages sont causés pendant croisière, la durée de vie en fatigue d'un aéronef ne dépend pas du nombre d'heures de vol mais sur le nombre de vols. Cependant, les exigences opérationnelles des aéronefs diffèrent de classe en classe. L'Airbus doit avoir une durée de vie sans fissures de fatigue de 24000 vols ou 30 000 heures, alors que sa durée de vie économique est de 48 000 vols ou 60 000 heures; son train d'atterrissage est cependant conçu pour une durée de vie en toute sécurité de 32000 vols, après quoi il doit être remplacé. D'autre part le BAe 146, avec un plus grand nombre de vols plus courts par jour que l'Airbus, a une durée de vie spécifiée sans fissure de 40000 vols et une réparer la durée de vie de 80 000 vols. [2]

5.3.Résistance à la fatigue des composants

Pratiquement tous les composants de la structure de l'avion sont soumis à des charges fluctuantes qui se produisent un grand nombre de fois au cours de la vie de l'avion. On sait

depuis de nombreuses années que les matériaux échouent sous des charges fluctuantes à des valeurs de contrainte bien inférieures à leur contrainte de rupture statique normale. Un graphique de la contrainte de rupture par rapport au nombre de répétitions de cette contrainte a la forme typique illustrée à la Fig. 5.1 . Lorsque le niveau de contrainte diminue, le nombre de cycles jusqu'à la rupture augmentent, entraînant une courbe d'endurance à la fatigue (la courbe S – N).

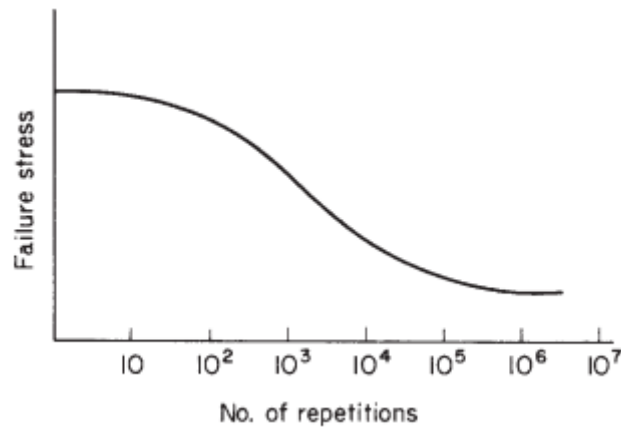


Fig 5.1. Diagramme de S-N

Une telle courbe correspond à la valeur moyenne de N à chaque amplitude de contrainte car il y aura une large gamme de valeurs de N pour la contrainte donnée; même dans des conditions soigneusement contrôlées, le rapport N maximum sur N minimum peut être aussi haut que 10: 1. Deux autres courbes peuvent donc être tracées, comme le montre la Fig. 5.2, enveloppant tous ou presque tous les résultats expérimentaux; ces courbes sont connues sous le nom de limites de confiance. Si 99,9% de tous les résultats se trouvent entre les courbes, c'est-à-dire seulement 1 sur 1000 tombe à l'extérieur, ils représentent les limites de confiance de 99,9%. Si 99,99999% des résultats se situent entre les courbes, seulement 1 résultat sur 10⁷ tombera en dehors de celles-ci ils représentent les limites de confiance de 99,99999%.

Les résultats des tests sur un certain nombre d'échantillons peuvent être représentés sous forme d'histogramme dans lequel le nombre d'échantillons échouant dans certaines plages R de N est tracé par rapport à N. Ensuite, si N_{av} est la valeur moyenne de N à une amplitude de contrainte donnée, la probabilité de la défaillance survenant à N cycles est donnée par :

$$p(N) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{N - N_{av}}{\sigma} \right)^2 \right] \quad (5.1)$$

Où σ est l'écart type de l'ensemble de la population de N valeurs. La dérivation de l'Eq. (5.1) dépend de l'histogramme se rapprochant du profil d'une fonction continue proche de la distribution normale, ce qu'il fait lorsque l'intervalle N_{av} / R devient plus petit et le nombre de tests augmente.

La probabilité cumulée, qui donne la probabilité qu'un échantillon particulier échouera à ou en dessous de N cycles, est défini comme :

$$P(N) = \int_{-\infty}^N p(N) dN \quad (5.2)$$

La probabilité qu'un spécimen endure plus de N cycles est alors de $1 - P(N)$. [2]

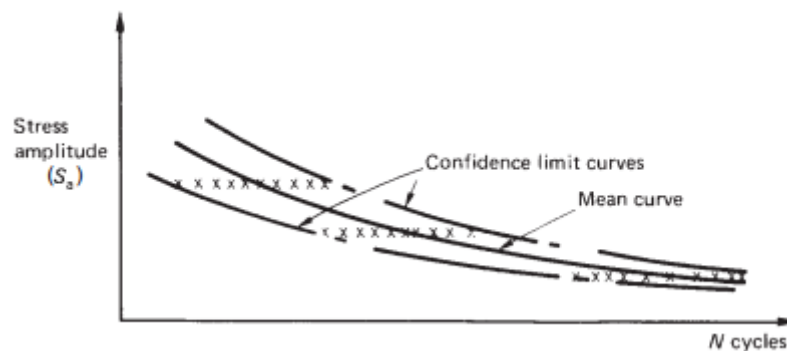


Fig 5.2 diagramme S-N

La partie dommageable d'un cycle de charge fluctuant se produit lorsque la contrainte est de traction; cela provoque l'ouverture et la croissance des fissures. Par conséquent, si une contrainte de traction constante est superposée lors d'une contrainte cyclique, la contrainte de traction maximale pendant le cycle sera augmenté et le nombre de cycles jusqu'à l'échec diminuera. Inversement, si la contrainte constante est compressive la contrainte de traction maximale diminuera et le nombre de cycles jusqu'à la rupture augmenter. Une méthode approximative d'évaluation de l'effet d'une valeur moyenne constante de la contrainte est fournie par un diagramme de Goodman, comme illustré à la Fig. 5.3 . Cela montre les cycliques amplitudes de contrainte qui peuvent être superposées à différents niveaux de contrainte moyens pour donner une résistance à la fatigue constante.

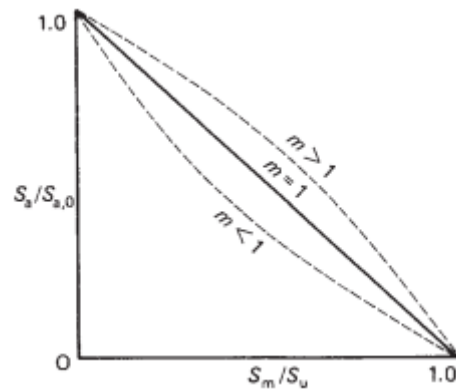


Fig 5.3 diagramme de GOODMAN

Sur la figure 15.2, S_a est l'amplitude de contrainte admissible, $S_{a, 0}$ est l'amplitude de contrainte nécessaire pour produire une rupture par fatigue à N cycles avec une contrainte moyenne nulle, S_m est la contrainte moyenne et S_u la contrainte de traction ultime.

Si $S_m = S_u$, toute contrainte cyclique provoquer une défaillance, tandis que si $S_m = 0$, l'amplitude de contrainte admissible est $S_{a, 0}$. L'équation de la partie droite du diagramme est :

$$\frac{S_a}{S_{a,0}} = \left(1 - \frac{S_m}{S_u}\right) \quad (5.3)$$

Des preuves expérimentales suggèrent une relation non linéaire pour des matériaux particuliers.

L'équation (15.3) devient alors :

$$\frac{S_a}{S_{a,0}} = \left[1 - \left(\frac{S_m}{S_u}\right)^m\right] \quad (5.4)$$

Où m est compris entre 0,6 et 2. [2]

Dans les situations pratiques, la fatigue n'est pas causée par un grand nombre de contraintes identiques cycles mais par de nombreux cycles d'amplitude de contrainte différents. La prédiction du nombre des cycles à l'échec devient donc complexe. Miner et Palmgren ont proposé une loi linéaire des dommages cumulatifs comme suit. Si N cycles d'amplitude de contrainte S_a provoquent rupture de fatigue puis 1 cycle produit $1 / N$ du dommage total à provoquer la rupture. Par conséquent, si r cycles différents sont appliqués dans lesquels une

amplitude de contrainte S_j ($j = 1, 2, \dots, r$) serait provoquer une défaillance en N_j cycles le nombre de cycles n_j nécessaires pour provoquer une rupture totale par fatigue est donné par :

$$\sum_{j=1}^r \frac{n_j}{N_j} = 1 \quad (5.5)$$

5.4. Prédiction de la durée de vie en fatigue des avions

Nous avons vu qu'un avion subit des dommages de fatigue pendant toutes les phases du sol – air– cycle au sol. Les différentes contributions à ces dommages peuvent être calculées séparément et donc la durée de vie sûre de l'avion en termes de nombre de vols calculés.

Dans le cycle sol-air-sol, l'accélération verticale maximale au décollage est de 1,2 g pour un décollage depuis une piste ou de 1,5 g pour un décollage depuis l'herbe. Il est supposé que ces accélérations se produisent à lever nulle et produisent donc des contraintes compressions (négatives), $-STO$, dans les composants critiques tels que la surface inférieure des ailes. La contrainte maximale positive pour le même composant se produit en vol en palier (à 1 g) et est $+S1g$.

Le cycle sol-air-sol produit, sur la face inférieure de l'aile, une contrainte $SGAG = (S1g + STO) / 2$ autour d'une contrainte moyenne $SGAG$ (moyenne) $= (S1g - STO) / 2$. Supposer que les tests montrent que pour ce cycle de contrainte et cette contrainte moyenne, la rupture se produit après les cycles NG . Pour un facteur de vie de 3, la durée de vie sûre est $NG / 3$, de sorte que les dommages causés au cours d'un cycle sont $3 / NG$. Ces dommages sont multipliés par un facteur de 1,5 pour tenir compte de la variabilité du chargement entre différents avions du même type afin que les dommages par vol $DGAG$ du cycle sol-air-sol est donné par :

$$DGAG = 4.5/NG \quad (5.6)$$

Les dommages de fatigue sont également causés par les rafales rencontrées en vol, en particulier montée et descente. Supposons qu'une rafale de vitesse u provoque une contrainte S_u autour d'une moyenne contrainte correspondant au vol en palier, et supposons également que le nombre de cycles de contrainte de cette amplitude nécessaire pour provoquer une défaillance est $N(S_u)$; les dommages causés par un cycle sont puis $1 / N(S_u)$. Par conséquent, d'après l'hypothèse Palmgren – Miner, lorsque des rafales suffisantes de ceci et toutes les autres grandeurs ainsi que les effets de tous les autres cycles de charge produisent un

dommage cumulé de 1,0, une rupture de fatigue se produira. Il faut donc savoir le nombre et la magnitude des rafales susceptibles de se produire en vol.

Les données de rafale ont été accumulées sur un certain nombre d'années à partir des enregistrements d'accéléromètre des aéronefs survolant différents itinéraires et terrains, à différentes hauteurs et à différents saisons.

Le total des dommages de fatigue subis par un aéronef par vol est la somme des dommages causés par le cycle sol-air-sol, les dommages produits par les rafales et les dommages en raison d'autres causes telles que les manœuvres induites par le pilote, le virage au sol et le freinage, et les fluctuations de charge à l'atterrissage et au décollage. Les dommages produits par ces autres causes peuvent être déterminé à partir des données de dépassement de charge.

[2]

Chapitre 06: Règlement de calcul des structures d'avion

6.1.Introduction

Ce chapitre contient les exigences relatives à l'analyse des contraintes ou aux rapports de dimensionnement et souligne l'importance de la préparation et de la rédaction de rapports concis et lisibles. Il est de la responsabilité de l'ingénieur en stress de déterminer que la conception choisie pour un article particulier est le compromis le plus léger possible des diverses considérations qui affectent le poids de la conception appropriée. [3]

6.2.Dimensionnement préliminaire

Contrairement aux rapports de stress formels, les calculs préliminaires de dimensionnement peuvent être écrits à la main, mais doivent être suffisamment lisibles pour permettre une bonne reproduction des copies. Les fiches de stress sont uniquement destinées au projet, mais doivent être conservées pour de futures informations et stockées dans un bon système de classement afin que les données puissent être récupérées efficacement chaque fois que nécessaire. [3]

Calculs préliminaires de dimensionnement:

- calculs de dimensionnement ary:
- Se compose de données et d'informations non soumises
- Fournir des données pour commencer le projet
- Prendre 6 mois à un an (selon la situation du marché)
- Exiger les ingénieurs les plus expérimentés
- Basé sur des conditions et des charges données
- Exiger une connaissance des méthodes de base de l'analyse des contraintes
- Utilisez des méthodes de calcul approximatives ou approximatives pour obtenir des réponses rapides
- Utilisez un dimensionnement approximatif avec une précision raisonnable (pas plus de 10% de manière prudente)
- Doit répondre aux exigences d'ajustement et de fonction

- Exiger une connaissance de la conception tolérante à la fatigue et aux dommages
- Un test de stress n'est généralement pas nécessaire
- Exiger des connaissances de base sur:
 - Sélection des matériaux
 - Coûts de fabrication et de fabrication
 - Réparation, maintenabilité et procédures d'assemblage
 - Considération de la croissance future des avions
 - Ne peut pas être soigné mais doit être lisible
 - Doit être enregistré pour une utilisation ultérieure de la conception de production [3]

En général, ces étapes doivent être suivies lors du dimensionnement préliminaire:

1. Étape 1 : Reconnaître la fonction structurelle et la configuration du composant:
 - Boîte d'aile, boîte de queue, canon de fuselage
 - Joint, épissure ou raccords
 - Surfaces de contrôle
 - Panneau avec découpe
2. Étape 2 : Charges de base (charges statiques, de fatigue, à sécurité intégrée et en cas de collision):
 - Tension
 - Tondre
 - Compression
 - Charge de pression de surface normale
 - Toute combinaison des charges ci-dessus
3. Étape 3 : Sélection des matériaux:
 - Statique
 - Fatigue
 - Résistance à la fracture
4. Étape 4 : Fixation et réparation:
 - Sélection des fixations
 - Exigences de joint ou d'épissure
 - Marge de bord adéquate
5. Étape 5 : Compromettre une structure efficace:
 - Configurations

- Installation et montage
6. Étape 6 : Pour répondre à faible coût:
- Fabrication et assemblage
 - Pour répondre à la concurrence du marché
 - Fabrication
 - Conception pour les exigences de rigidité (flottement)
 - Exigences de performance des avions [3]

6.3.Exigences relatives aux avions

À partir du dossier de projet et des deux premières étapes du processus de conception, il est désormais possible de rédiger un énoncé concernant les exigences auxquelles l'avion doit satisfaire. Ces exigences peuvent être considérées sous cinq rubriques:

1. Marché / Mission
2. Navigabilité / autres normes
3. Environnement / Social
4. Commercial / Fabrication
5. Systèmes et équipement

Le détail à considérer sous chacune de ces rubriques variera naturellement en fonction du type d'avion. Quelques conseils généraux pour chaque section sont proposés ci-dessous, mais il sera également nécessaire de prendre en compte des problèmes spécifiques liés à votre conception. [4]

6.4.Navigabilité

La navigabilité d'un avion concerne les normes de sécurité incorporées dans tous les aspects de sa construction. Celles-ci vont de la résistance structurelle à la fourniture de certaines garanties en cas d'atterrissage accidentel, et comprennent des exigences de conception relatives à l'aérodynamique, à la performance et aux systèmes électriques et hydrauliques. La sélection des normes minimales de sécurité est en grande partie la préoccupation des «nationaux et internationaux» les autorités de navigabilité qui préparent des manuels

d'exigences officielles. Les manuelles comprennent les exigences opérationnelles, les exigences minimales de sécurité, recommandées pratiques et données de conception, etc. [2]

Dans ce chapitre, nous nous concentrerons sur les aspects structurels de la navigabilité qui dépendent principalement de la résistance et de la rigidité de l'aéronef. Des problèmes de rigidité peuvent être commodément regroupés sous le titre aéroélasticité, des problèmes de résistance proviennent des charges au sol et dans l'air, et de leur ampleur dépende du choix des manœuvres et des autres conditions applicables aux exigences opérationnelles d'un aéronef particulier. [2]

6.4.1.Facteurs de l'enveloppe de vol de sécurité

Le contrôle du poids dans la conception des aéronefs est d'une extrême importance. Augmentation du poids nécessitent des structures plus solides pour les soutenir, ce qui entraîne de nouvelles augmentations en poids et ainsi de suite. Les excès de poids structurel signifient des quantités moindres de charge utile, affectant ainsi la viabilité économique de l'aéronef. Le concepteur d'aéronef est donc cherchant constamment à réduire le poids de son avion au minimum compatible avec la sécurité. Cependant, pour garantir des normes minimales générales de résistance et de sécurité, la navigabilité la réglementation fixe plusieurs facteurs que la structure principale de l'aéronef doit satisfaire. Il s'agit de la charge limite, qui est la charge maximale attendue de l'avion expérimenter en fonctionnement normal, la charge d'épreuve, qui est le produit de la charge limite et le facteur de preuve (1,0–1,25), et la charge ultime, qui est le produit de la limite de charge et le facteur ultime (généralement 1,5).

La structure de l'aéronef doit résister aux charge d'épreuve sans distorsion préjudiciable et ne devrait pas échouer jusqu'à la charge ultime a été achevé. La preuve et les facteurs ultimes peuvent être considérés comme des facteurs de sécurité et prévoir diverses éventualités et incertitudes. [2]

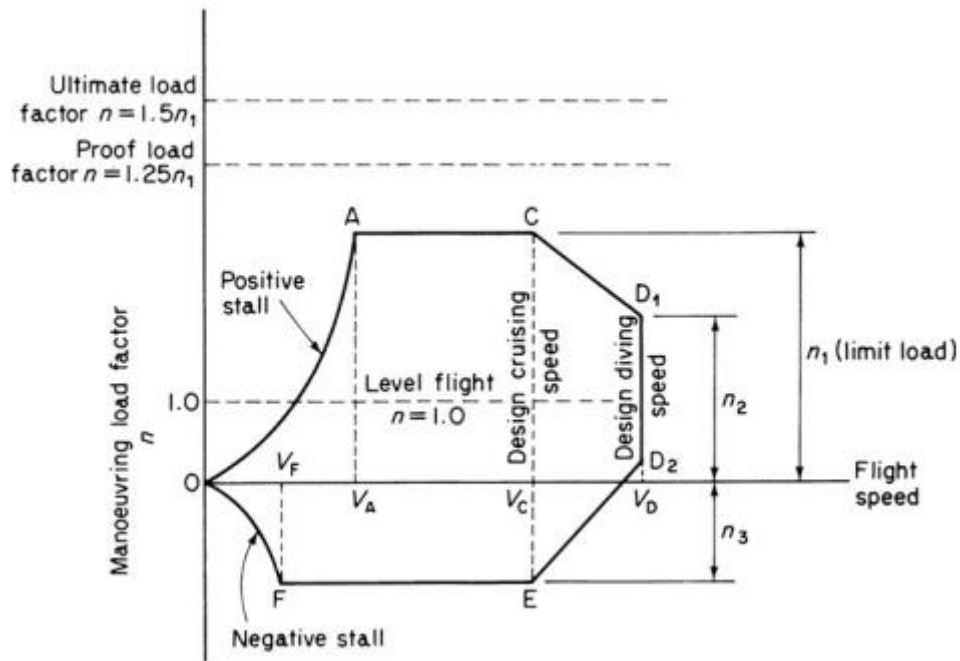


Fig 6.1. enveloppe de vol

Load factor n	Category		
	Normal	Semi-aerobatic	Aerobatic
n_1	$2.1 + 24\,000/(W + 10\,000)$	4.5	6.0
n_2	$0.75n_1$ but $n_2 \leq 2.0$	3.1	4.5
n_3	1.0	1.8	3.0

Tableau 6.1

La résistance de base et les limites de performance de vol pour un aéronef particulier sont sélectionnées par les autorités de navigabilité et sont contenues dans l'enveloppe de vol ou le diagramme $V - n$ illustré à la Fig.6.1. Les courbes OA et OF correspondent à l'état de blocage des aéronefs et sont obtenus à partir des relations aérodynamiques bien connues

$$\text{Lift} = nW = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_{L,\max}$$

Par conséquent, pour des vitesses inférieures à V_A (incidence positive des ailes) et V_F (incidence négative) les charges maximales pouvant être appliquées à l'aéronef sont régies par $C_{L, \max}$. Lorsque la vitesse augmente, il est possible d'appliquer les charges limites positives et négatives, n_1 et n_3 , sans décrochage de l'aéronef pour que AC et FE représentent le maximum des facteurs de charge opérationnelle de l'aéronef. Au-dessus de la vitesse de croisière de conception V_C , la coupure des lignes CD_1 et D_2E soulagent les cas de conception à couvrir car il n'est pas prévu que les charges limites seront appliquées à la vitesse maximale.

Les valeurs de n_1 , n_2 et n_3 sont spécifiées par les autorités de navigabilité pour un aéronef particulier; les facteurs de charge typiques sont indiqués dans le tableau 13.1. [2]

Un domaine de vol particulier n'est applicable qu'à une seule altitude puisque CL_{max} est généralement réduit avec une augmentation de l'altitude, et la vitesse du son diminue avec l'altitude réduisant ainsi le nombre de Mach critique et donc la vitesse de plongée V_D . Les enveloppes de vol sont donc dessinées pour une gamme d'altitudes allant du niveau de la mer au plafond opérationnel de l'aéronef. [2]

6.4.2.Marge de sécurité

Sauf indication contraire, un coefficient de sécurité de 1,5 doit être appliqué à la charge limite:

- Charge ultime = 1,5 X charge limite
- La structure doit pouvoir supporter les charges ultimes sans défaillance
- La structure doit pouvoir supporter des charges limites sans déformation

La procédure générale consiste à concevoir une structure à marge nulle. La marge de sécurité (MS) pour le l'analyse des contraintes est égale ou supérieure à zéro, mais n'est jamais négative. Suivez-les pour calculer la MS pour répondre aux exigences de navigabilité :

(a) Première étape - Dans le cas de charge ultime:

$$MS_{(xxx)} = \frac{F}{f} - 1 \geq 0 \quad (6.1)$$

Où: F - Utilisez des lettres majuscules pour représenter la contrainte admissible (F), le moment (M), charge (P), etc.

f - Utilisez des minuscules pour représenter la contrainte ultime appliquée (f), moment

(m), charge (p), etc.

(xxx) - Option pour afficher l'état critique, c'est-à-dire:

Tension

Compression

Tondre

Flambage

Palier

Attache

Etc.

(b) Deuxième étape - Vérifier les conditions de rendement du matériau:

$$MS = \frac{F_{yield}}{f_{limit}} - 1 \geq 0 \quad (6.2)$$

Où: F_{yield} - Utilisez des lettres majuscules pour représenter la contrainte admissible (F_{cy} , F_{hy} , etc.), moment (M), charge (P), etc.

f_{limit} - Utilisez des lettres minuscules pour représenter la contrainte limite appliquée (f), le moment (m), charge (p), etc.

(c) Troisième étape - Le MS final est le plus petit MS de (a) ou (b).

Le MS mentionné ci-dessus qui est basé sur la résistance statique ultime sera utilisé à moins qu'il ne soit remplacé par les critères suivants:

- Durée de vie en fatigue adéquate pour les spectres de chargement
- Rigidité suffisante pour les considérations aéroélastiques ou dynamiques
- Tolérance aux dommages [3]

6.4.3.Exigences de rigidité

Dans de nombreux cas dans le passé, les aviateurs ont connu des pannes de service et dysfonctionnement de divers dispositifs mécaniques en raison d'une rigidité insuffisante ou d'accumulation possible et / ou probable de matériaux et tolérances de fabrication, par exemple:

- (a) Perte de portes et / ou mauvaise assise des portes en raison de déformations excessives et renforcement de la tolérance.
- (b) Défaillance des mécanismes «over center» et «dead center» en raison de tolérances défavorables et flèches non comptabilisées.
- (c) Perte des auvents en raison de tolérances défavorables et d'une déformation excessive.

La protection contre de telles pannes et dysfonctionnements est une responsabilité conjointe des services de conception et de contrainte. Certaines des raisons de ces dysfonctionnements devraient être plus apparentes pour l'ingénieur des contraintes que pour l'ingénieur concepteur car lors du calcul des charges, les effets des variations de la conception peuvent être évalués qualitativement. [3]

Les spécifications exigent que tous les appareils conservent leur pleine puissance et fonctionnent correctement sous flèches et contraintes aux charges limites:

- (a) Le service de stress est responsable de la rigidité suffisante du système de contrôle et de l'effet des tolérances, le cas échéant, doivent être prises en compte lors du calcul de la rigidité des systèmes de contrôle.
- (b) Il convient de tenir compte des effets des déformations limites sur l'appareil, que ce soit en raison d'une charge limite sur l'appareil ou en raison d'une charge limite sur d'autres parties de l'avion.
- (c) En plus des exigences de spécification, le service Dynamique structurelle spécifie les exigences de rigidité pour divers éléments:
- Nécessite une rigidité structurelle des valeurs EI et GJ pour l'empennage de l'aile et le moteur pylône de divergence pour éviter le flottement en vol à grande vitesse
 - Valeurs GJ pour les structures de surface de contrôle

Le département Stress devrait assumer la responsabilité de la coordination avec le département Dynamique.

Il est reconnu que l'utilisation de certains de ces critères entraînera des conceptions qui dépassent considérablement force. La pénalité de conception peut sembler importante dans les étapes préliminaires, mais en réalité ce n'est qu'une fraction du coût, en dollars et en temps, devant faire un changement à une date ultérieure. La pénalité de poids est plus que justifiée en termes de praticité et de fiabilité. [3]

Chapitre 07: L'analyse modale

7.1.Introduction

L'analyse modale traite du comportement dynamique des structures mécaniques sous l'excitation dynamique. L'analyse modale permet de déterminer les caractéristiques dynamiques d'un système telles que la fréquence naturelle, les formes de mode, etc. L'analyse modale permet de réduire le bruit émis du système vers l'environnement. Elle permet de mettre en évidence les raisons des vibrations qui endommagent l'intégrité des composants du système. En l'utilisant, nous pouvons améliorer les performances globales du système dans certaines conditions de fonctionnement. Nous connaissons deux méthodes de base de l'analyse modale, à savoir l'analyse modale numérique et l'analyse modale expérimentale. L'analyse modale expérimentale traite des données d'entrée de mesures à partir desquelles un modèle mathématique est dérivé. Cette partie de l'étude s'intéresse principalement à l'analyse modale numérique. La construction des ailes est similaire dans la plupart des avions modernes. Dans sa forme la plus simple, l'aile est une charpente composée de longerons et de nervures et recouverte de métal qui est représentée sur la figure 1.1. Les longerons sont attachés au fuselage et la corde d'extrémité est libre, par conséquent, l'aile de l'avion est considérée comme une simple poutre cantilever.

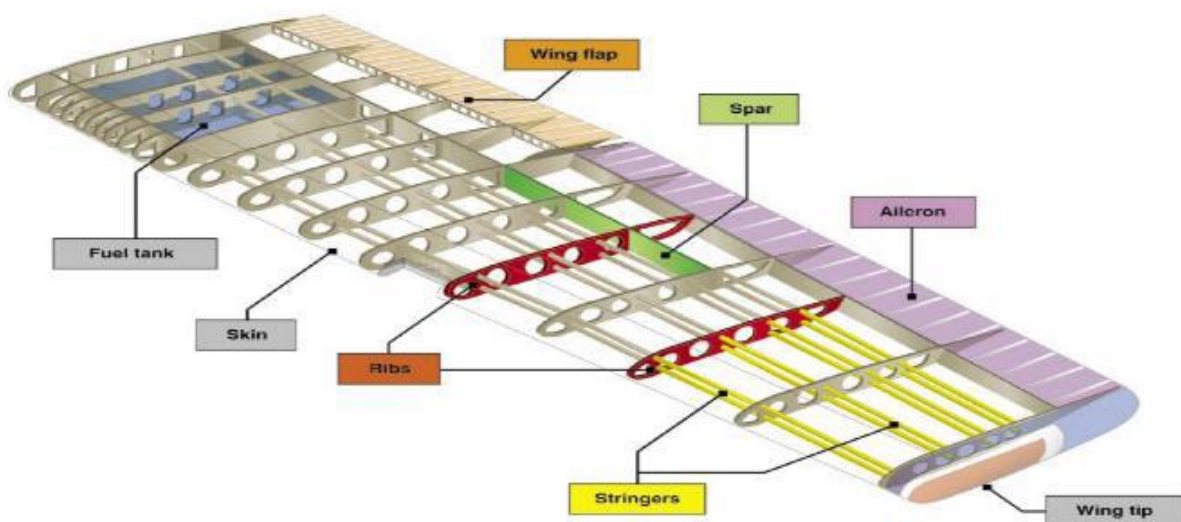


Fig.7.1 Structure d'aile d'avion simple

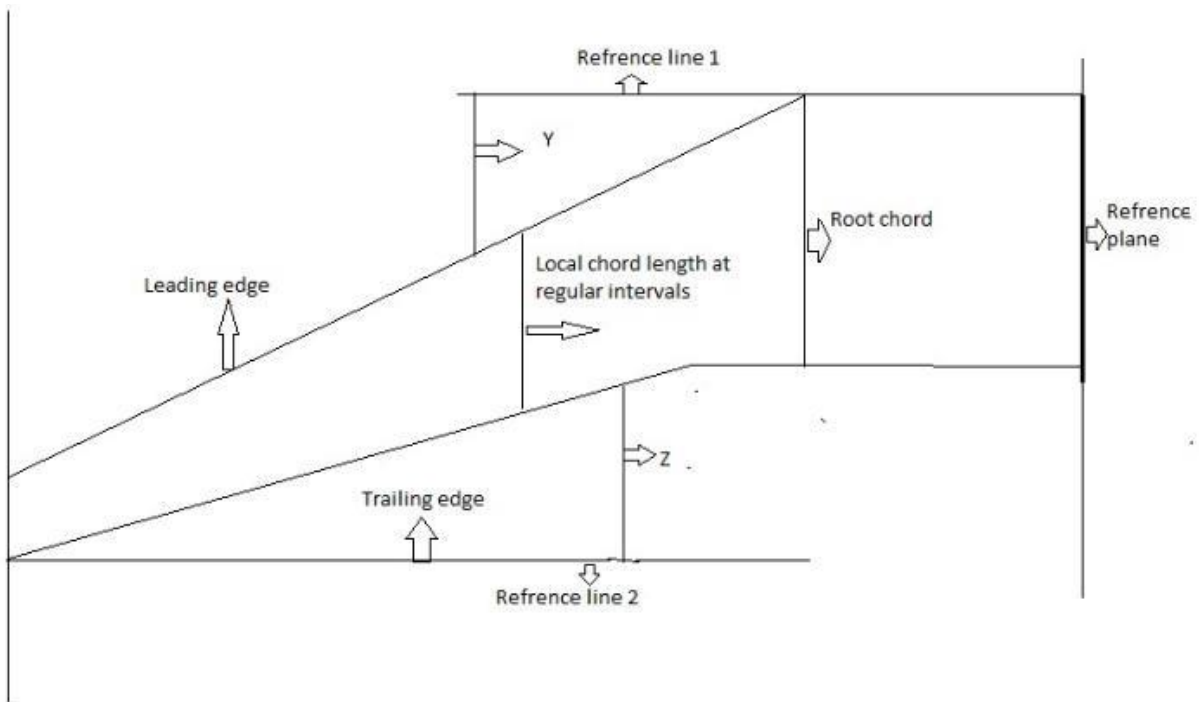


Fig.7.2 croquis conceptuel d'une aile d'avion

Le but principal de ce chapitre est de déterminer les caractéristiques dynamiques de l'aile d'aéronef telles que la fréquence naturelle et les formes de mode et son objectif est comme mentionné ci-dessous

- 1) Etude sur la conception de l'aile et sa dimension
- 2) Créer un modèle d'aile d'avion à l'aide d'ansys.
- 3) Résolution du problème dans ANSYS WORKBENCH
- 4) Interprétation des résultats et conclusion

Airfoil	NACA4415
Material	Aluminum
Modulue de Young	$70 \times 10^9 \text{Pa}$
Module de poisson	0.35
La masse volumique	2700kg/m^3

Table.7. 1 propriétés du matériau

7.2. Analyse modale numérique

Ici, le logiciel utilisé pour l'analyse modale numérique est ANSYS

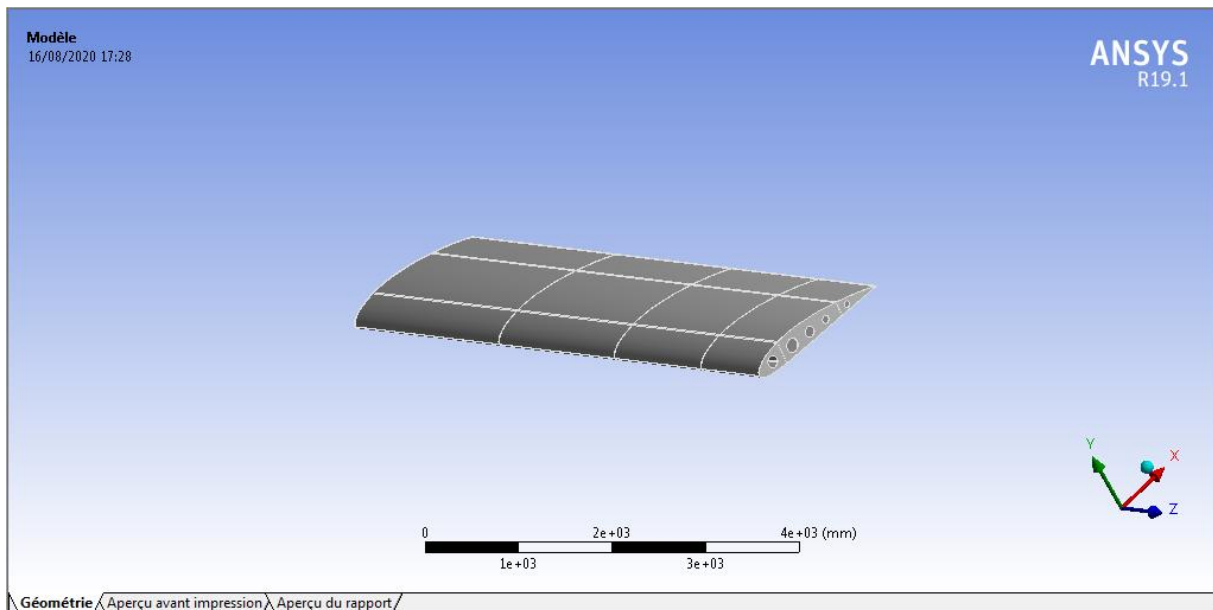


Fig7.3 Modèle de l'aile d'avion

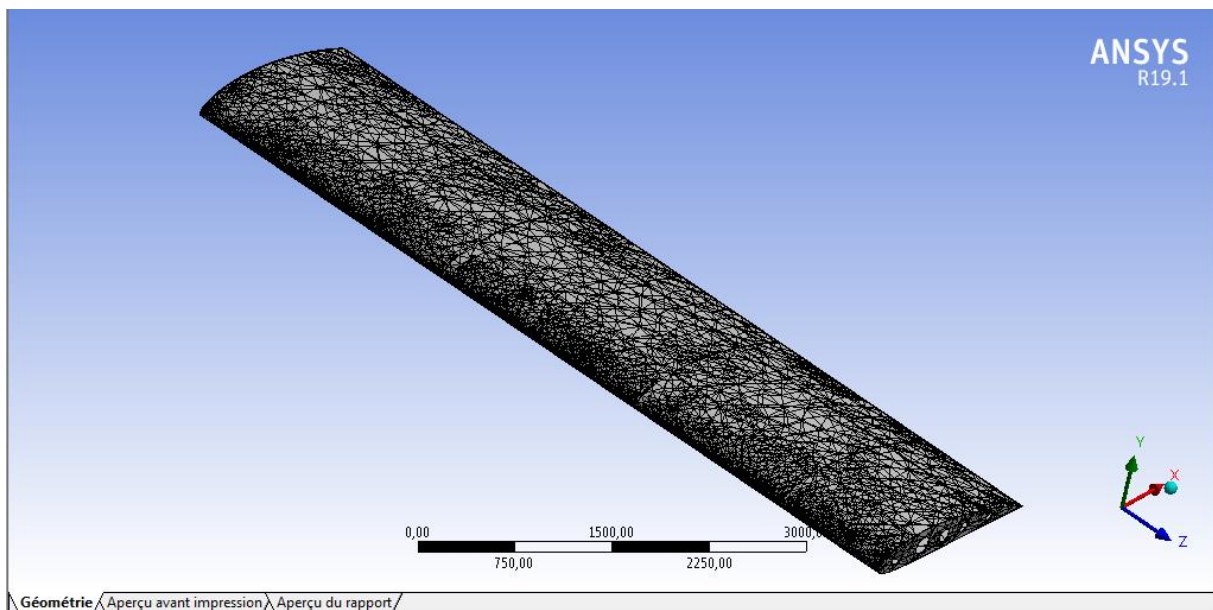


Figure 7.4. le maillage

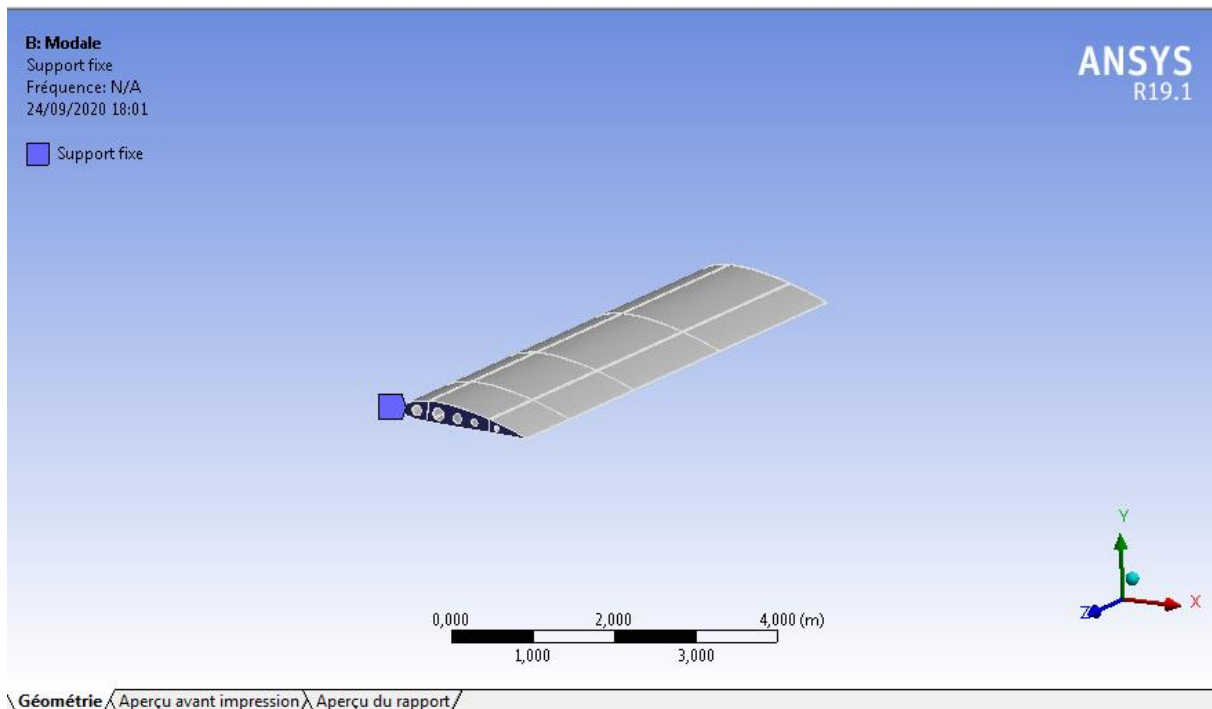


Figure 7.5 support fixe

7.3. Analyse modale numérique de la poutre cantilever

La différence entre une aile d'avion et une poutre cantilever réside dans ses structures. L'aile d'avion peut être considérée comme une poutre cantilever puisque sa corde de racine est fixée dans le fuselage à l'aide de longerons et d'une autre extrémité qui est également appelée comme corde de pointe est libre. Le modèle d'aile d'avion est difficile à fabriquer en raison du manque de ressources de fabrication et le coût d'un tel modèle fabriqué est très élevé. Pour valider un projet, une analyse modale expérimentale de la poutre cantilever a été réalisée au bureau des étitechnologies, pune pour découvrir la fréquence naturelle expérimentale qui a été comparée à la fréquence naturelle obtenue numériquement [ansys workbench] et à la fréquence propre théoriquement obtenue de la poutre cantilever. Pour chaque problème, le matériau utilisé est l'aluminium. Le tableau 7.2 et 7.3 ci-dessous montre respectivement les propriétés du matériau et la dimension de la poutre cantilever.

Material	Aluminum
Modulue de Young	$70 \times 10^9 \text{Pa}$
Module de poisson	0.35
Masse volumique	2700kg/m^3

Table 7.2 Propriétés du matériau

Longueur	0.5m
Largeur	0.045m
Hauteur	0.005m
Moment d'inertie	$4.6875 \times 10^{-10} \text{m}^4$

Table. 7.3 Dimensions de la poutre cantilever

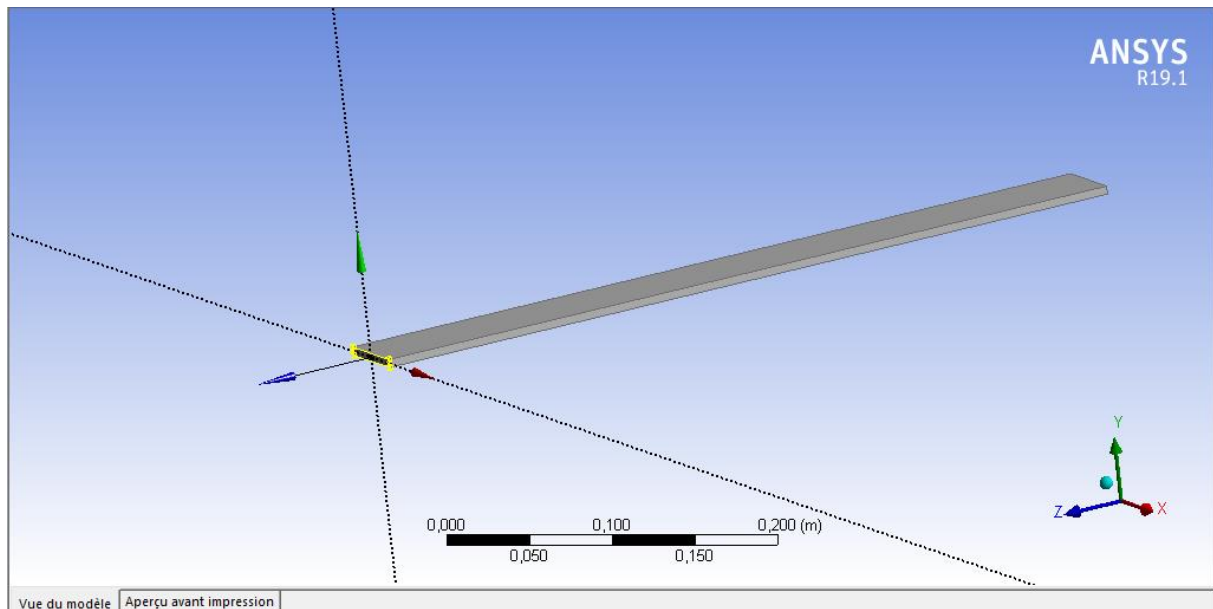


Fig.7.6. modèle de poutre cantilever dans ANSYS

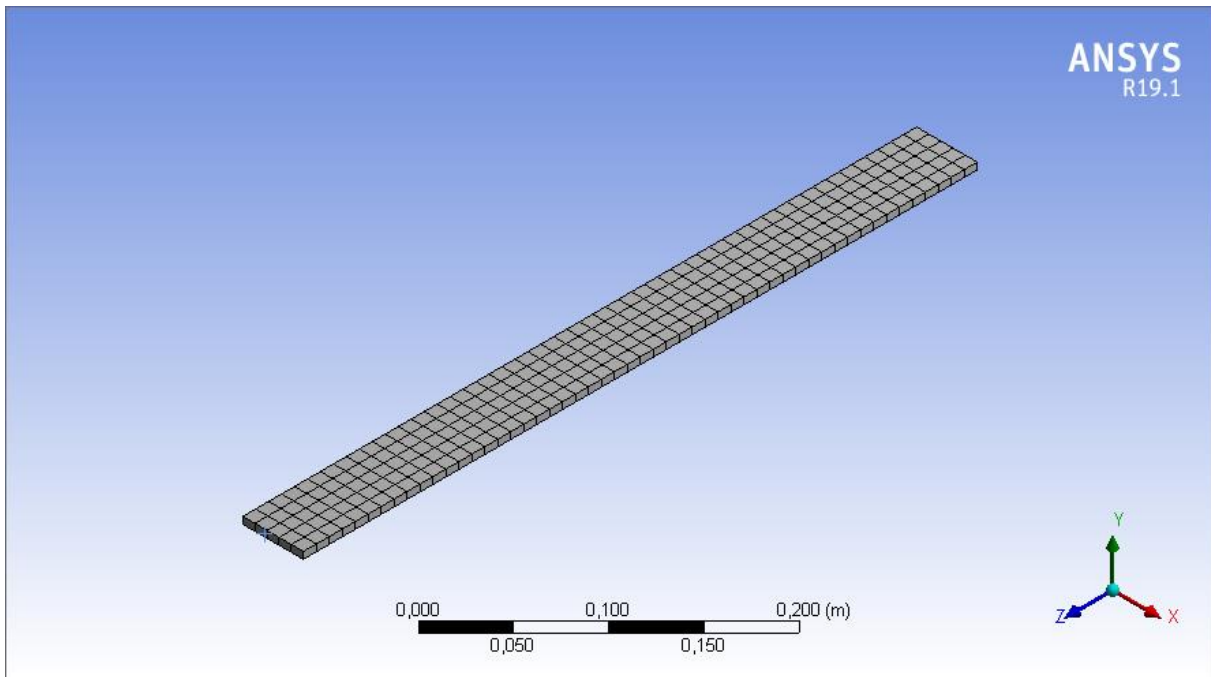


Fig.7.7. maillage de la poutre cantilever

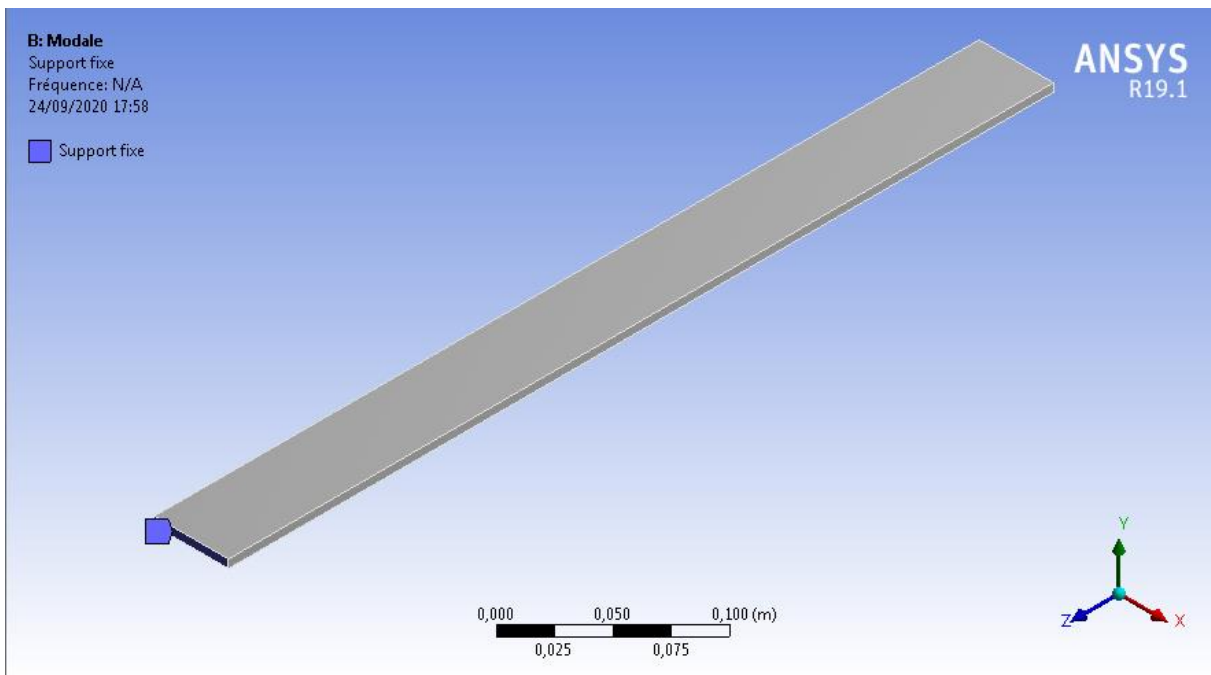
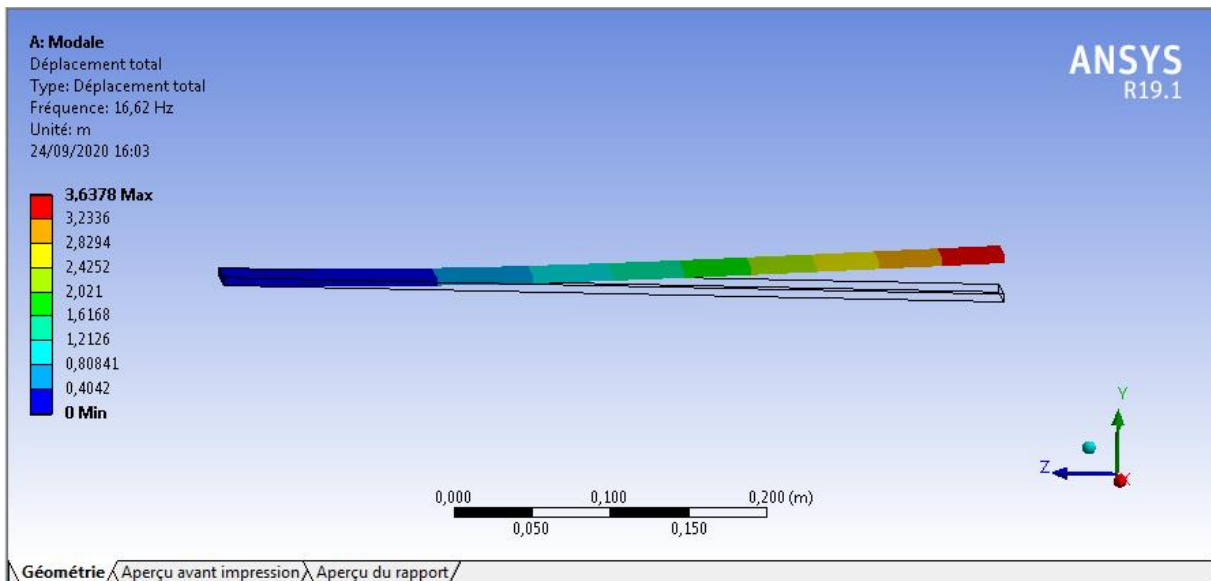


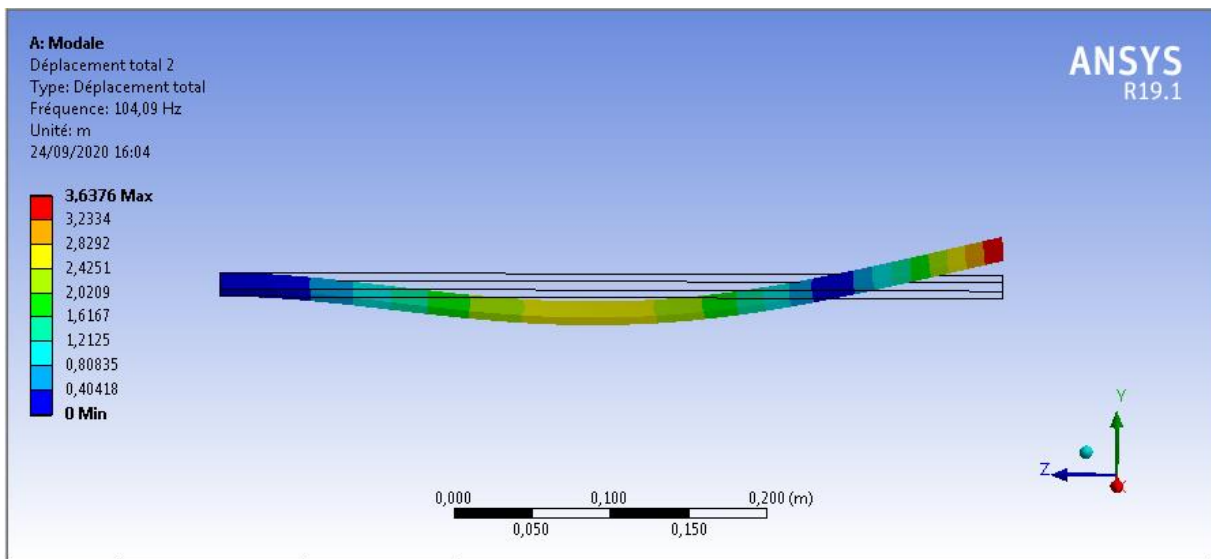
Fig.7.8. support fixe

	Mode	Fréquence [Hz]
1	1,	16,62
2	2,	104,09
3	3,	147,44
4	4,	291,47
5	5,	339,12
6	6,	571,42
7	7,	890,66
8	8,	945,23
9	9,	1021,9
10	10,	1413,

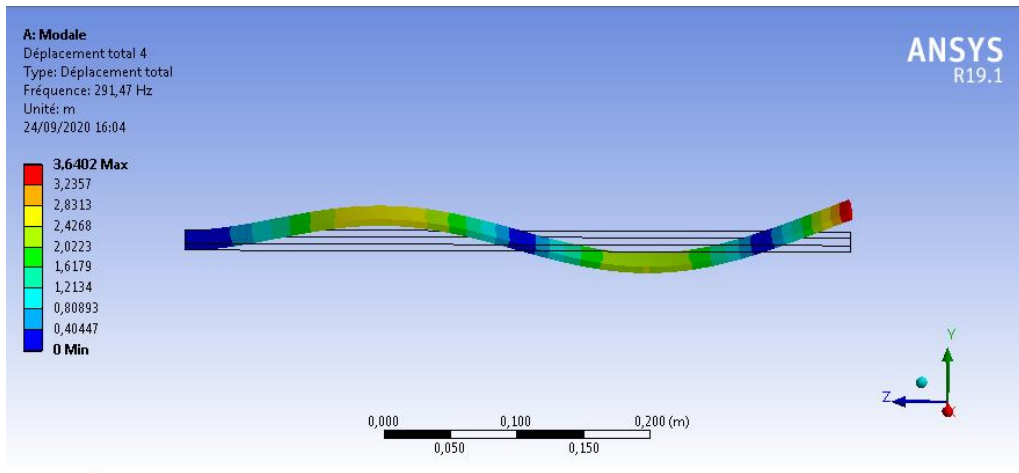
Tableau. 7.4 Fréquence propre de la poutre cantilever



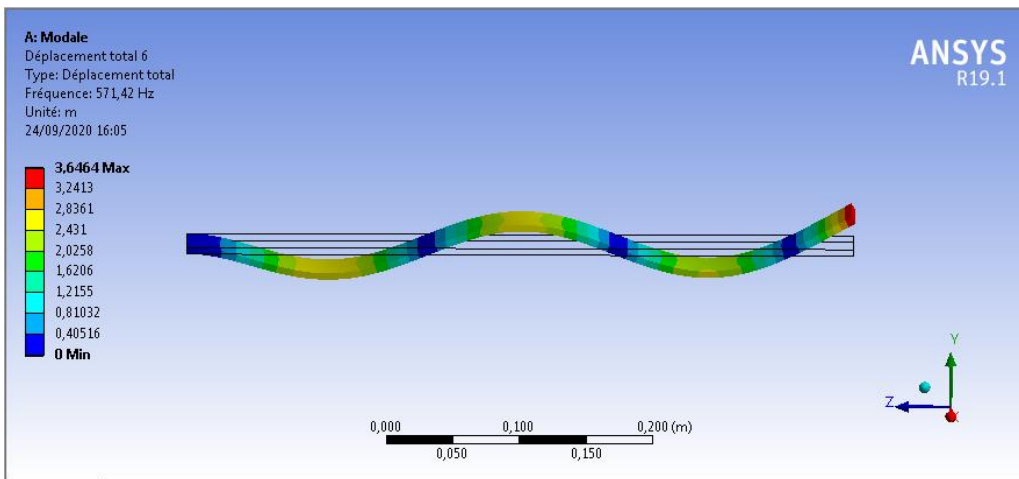
1ere mode



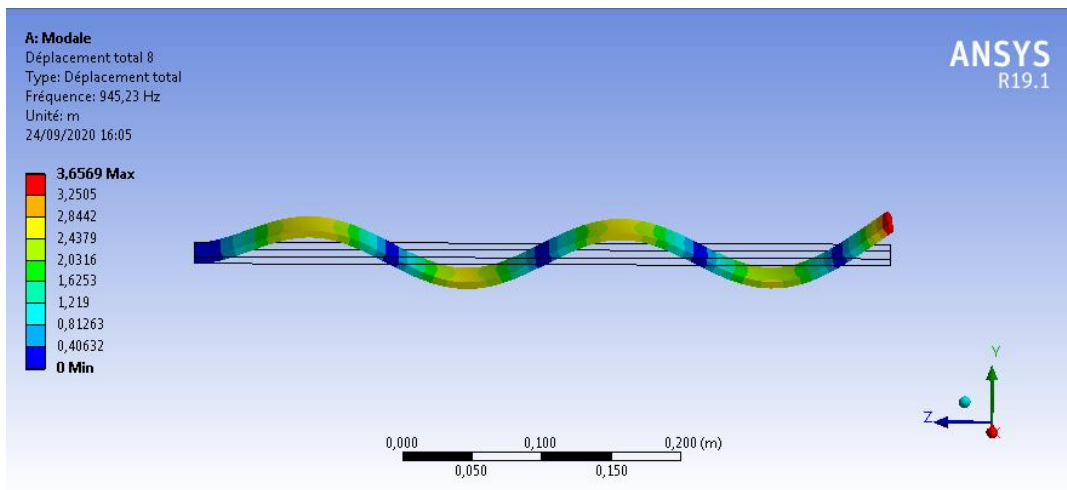
2eme mode



4eme mode



6eme mode



8eme mode

Figure 7.9. Les modes et formes de mode obtenus de la poutre cantilever

Mode no. 3, no 5, no. 7 sont le mode de flexion en torsion. Ces modes ne sont pas calculés. L'approche théorique est limitée aux vibrations transversales de la poutre cantilever, donc ces valeurs sont négligées.

7.4.Méthode d'approche théorique

Les équations données suivantes ont les fréquences des modes et leurs formes et ont été déduites de la théorie des faisceaux d'Euler-Bernoulli.

$$\omega_n = (\beta_{iL})^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^3}} \quad (7.1) \quad \text{Avec } m \text{ est la masse linéique}$$

$$f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} \quad (7.2)$$

n	$(\beta_n L)$
1	1,8751
2	4,69409
3	7,8539
4	10,99557
5	14,1372
6	17,279

Table. 7.5 les grandeur de $(\beta_n L)$ [5]

1	16,45
2	103,06
3	288,52
4	565,52
5	934,85

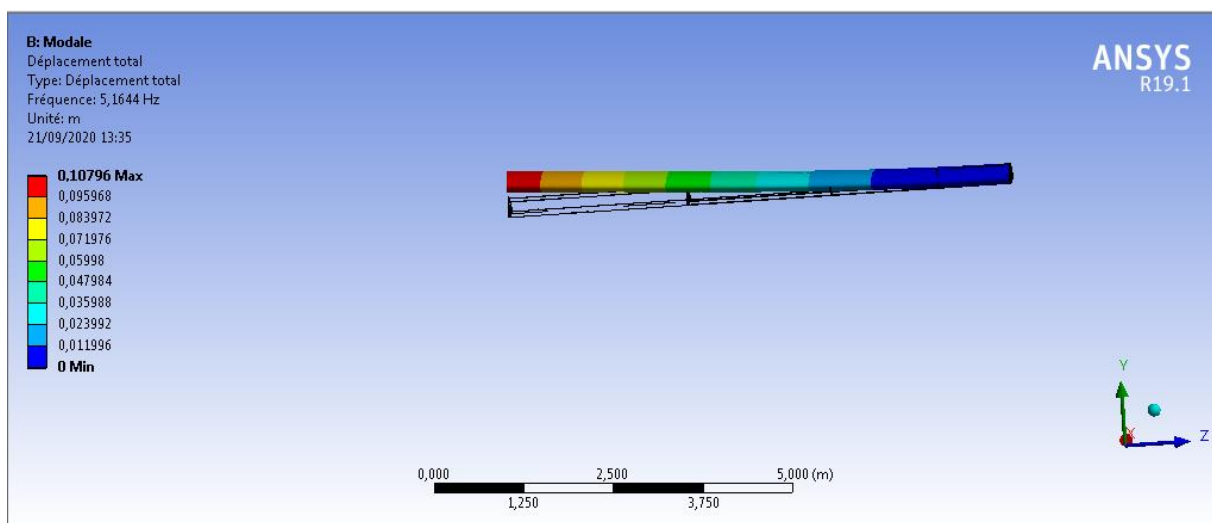
Table7.6. Fréquence théorique

7.5.Résultats

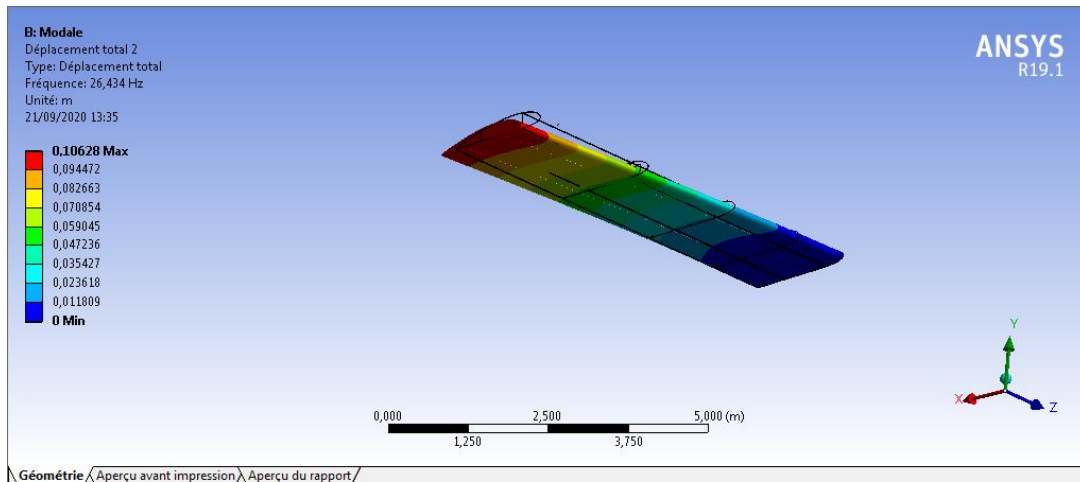
Les résultats obtenus pour l'analyse modale numérique de l'aile d'aéronef [NACA4415] sont présentés dans le tableau 7.7 Les résultats obtenus pour la méthode d'approche numérique et théorique sont présentés dans les tableaux 7.4 et 7.6 respectivement.

	Mode	<input checked="" type="checkbox"/> Fréquence [Hz]
1	1,	5,1644
2	2,	26,434
3	3,	30,647
4	4,	35,971
5	5,	81,781
6	6,	108,3

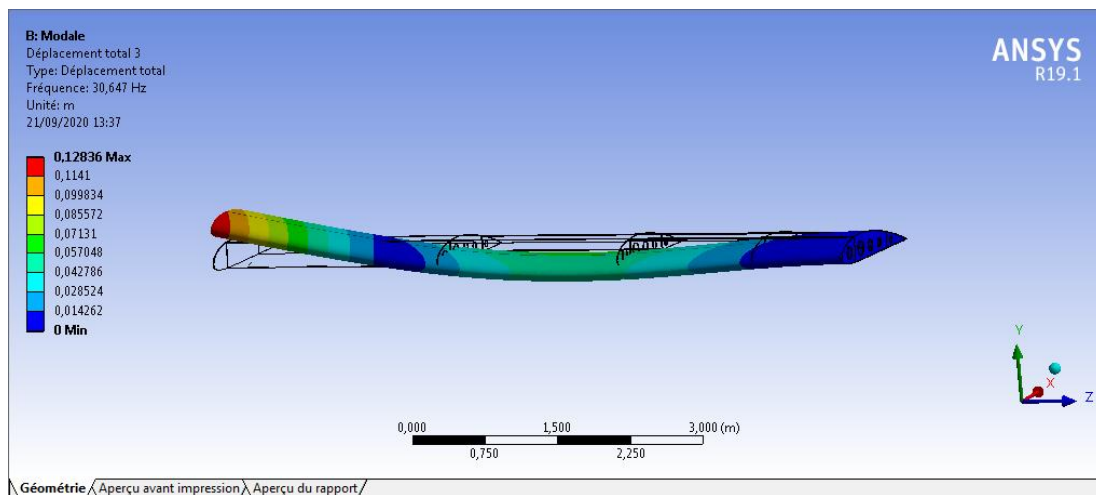
Tableau.7.7 Données tabulaires de la fréquence d'ailes



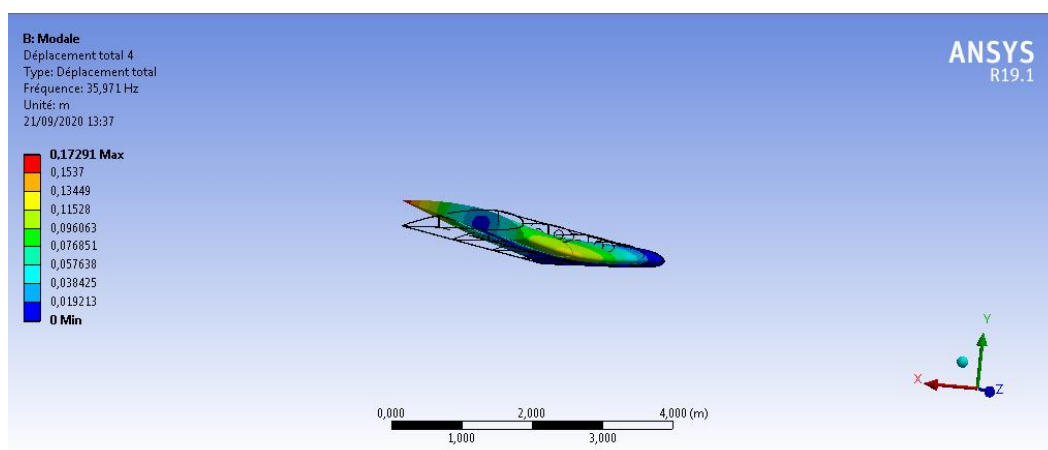
1ere mode



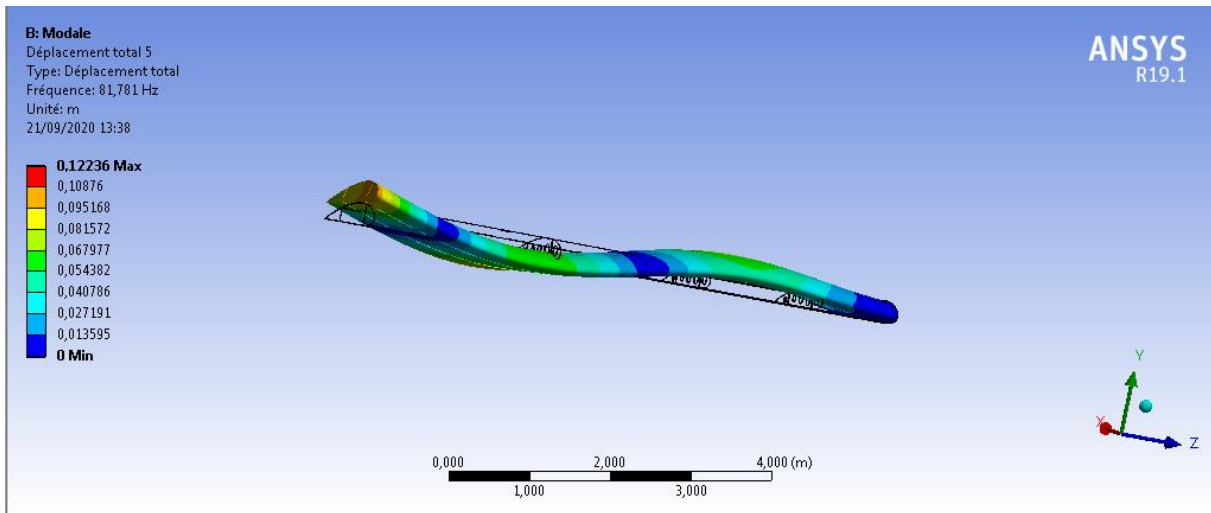
2eme mode



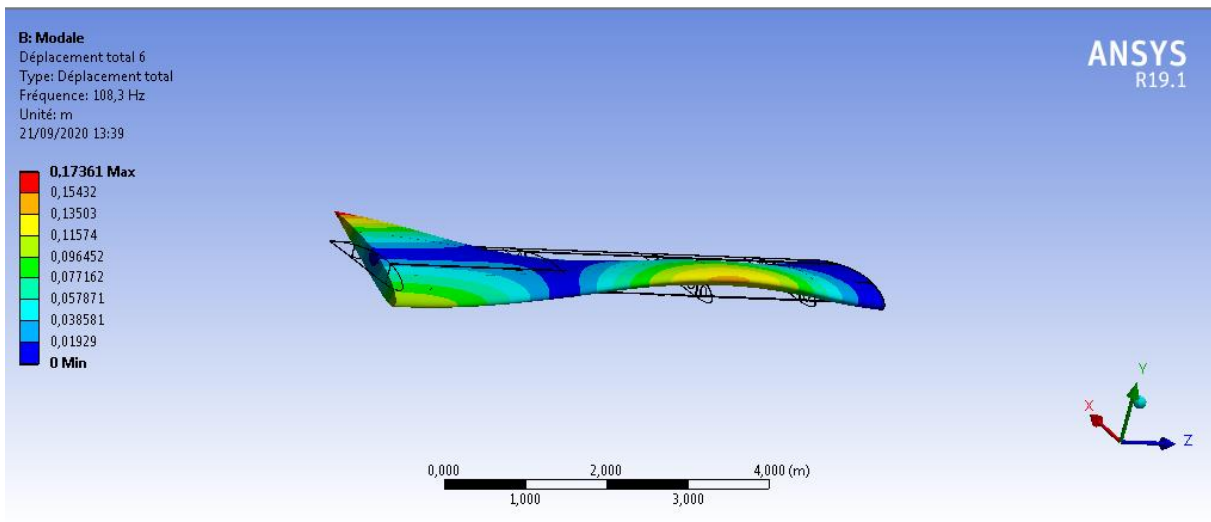
3eme mode



4eme mode



5eme mode



6eme mode

Figure 7.10. Les modes et formes de mode obtenus de l'aile

Mode	Fréquence théorique (Hz)	Fréquence numérique [Hz]	erreur (Hz)
1	16,45	16,62	1.03
2	103,06	104,09	0.99
3	288,52	291,47	1.02
4	565,52	571,42	1.04
5	934,85	945,23	1.11

Table. 7.8 Tableau comparatif de la fréquence de la poutre cantilever

7.6. Discussion et conclusions

La discussion et la conclusion sur la base du résultat sont présentées dans cette section. Le modèle d'aile d'avion est simulé dans ansys sous le système d'analyse modale.

Des conditions de maillage et de limites appropriées sont appliquées au modèle. Le résultat obtenu est présenté dans le tableau 7.8.

La méthode d'approche théorique ne convient pas aux ailes d'aéronef en raison d'une équation mathématique rigoureuse.

Les résultats de l'analyse modale numérique et de la méthode d'approche théorique de la poutre cantilever ont été comparés comme indiqué dans le tableau 7.4.

Cette enquête a révélé que la fréquence propre obtenue à partir de l'approche numérique et théorique sont en étroite concordance, ce qui a validé le modèle FE de la poutre cantilever pour l'analyse modale. Les résultats validés de l'analyse modale de la poutre cantilever prouvent que la procédure choisie dans l'analyse modale numérique permet d'obtenir une précision de résultat acceptable.

Chapitre 08: La partie de simulation

8.1.Introduction:

La conception d'un aéronef ou d'une pièce d'aéronef (dans ce cas, nous ferons référence à l'aile) est un processus prolongé qui comporte principalement trois phases;

La première est la phase de conception conceptuelle, et c'est la phase que nous avons employée ici, cette phase traite de la disposition de la partie avion / aéronef et des principales caractéristiques qu'elle doit avoir pour atteindre ses objectifs de conception. Pour être un succès, aucun changement majeur ne doit y être apporté dans les phases futures. Par conséquent, la conception conceptuelle englobe la caractéristique principale de l'avion tout en offrant une disposition de ses principaux composants.

Les deuxième et troisième phases du processus de conception sont les phases de conception préliminaire et détaillée; ces phases portent sur l'analyse des composants de l'aéronef dans tous les aspects majeurs de l'aérospatiale tels que les structures, la dynamique, le contrôle et autres. Une aile d'avion est un type d'aileron qui produit de la portance, tout en se déplaçant dans l'air. En tant que telles, les ailes ont des sections efficaces qui sont soumises à des forces aérodynamiques et agissent comme des profils aérodynamiques.

L'aile joue un rôle clé dans le déplacement des avions. Les ailes génèrent la portance nécessaire pour maintenir les avions en l'air. La portance se produit lorsque l'avion est poussé dans l'air. La partie supérieure de l'aile est courbe tandis que le bas est droit. Ce qui fait que l'air sur le dessus se déplace plus rapidement, l'air qui se déplace plus rapidement sur le dessus de l'aile crée une basse pression tandis que la pression plus élevée sur le bas de l'aile, ce qui engendre une force ascendante sur l'aile. Les ailes d'avion sont les surfaces de levage avec les sections de voilure choisies. L'efficacité ainsi que les performances d'un avion dépendent principalement des caractéristiques aérodynamiques, par ex. portance, traînée, rapport portance / traînée, etc. des ailes. Outre de nombreux facteurs, les effets de la forme des ailes sont également cruciaux pour les performances de l'avion.

8.2. Terminologie et définition de l'AIRFOIL :

8.2.1. AIRFOIL

Une forme de profil aérodynamique est définie par plusieurs paramètres, qui sont illustrés dans la figure ci-dessous.

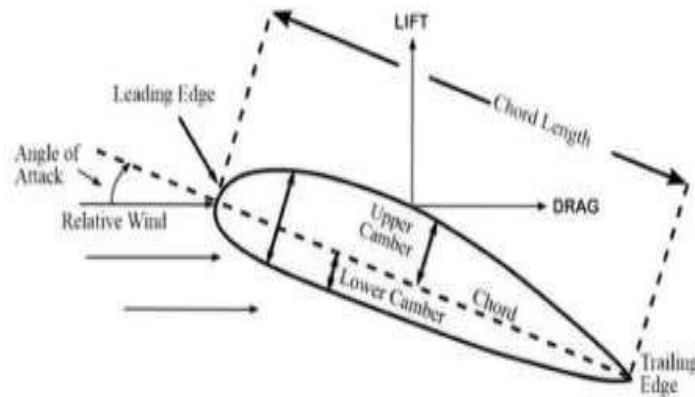


Figure8.1: Airfoil Géométrie

- Ligne de corde: ligne droite tracée du bord d'attaque au bord de fuite
- Chord Length (c): Longueur de la ligne d'accord
- Ligne de camber moyenne: ligne courbe allant du bord d'attaque au bord de fuite, qui est équidistante entre les surfaces supérieure et inférieure du profil aérodynamique
- Camber maximal (ou juste): distance maximale entre la ligne de corde et la ligne de camber moyenne.

8.2.2 SÉRIE NACA 4-DIGIT

Considérez le profil aérodynamique NACA 4415. Le premier chiffre donne le carrossage maximum en pourcentage de corde, le deuxième chiffre donne le dixième d'une corde là où le carrossage maximum se produit, et les deux derniers chiffres donnent l'épaisseur maximale en pourcentage de corde.

8.3. sélection de matériel :

Dans ce projet, deux matériaux sont utilisés, il s'agit d'un alliage d'aluminium et d'un alliage de titane, les deux matériaux ont certaines caractéristiques qui conviennent le mieux à la conception des ailes.

8.3.1 Alliage d'Aluminium :

Il est facilement usiné dans certains états, et il a une bonne résistance ainsi qu'une dureté élevée. Principalement ce matériau utilisé dans l'industrie aérospatiale. Chaque matériau a une composition chimique.

8.3.2 Alliage de Titane :

Les alliages de titane sont plus compatibles avec les fibres de carbone et sont utilisés pour éviter les problèmes de corrosion galvanique. La plus grande utilisation est motivée par la conception en réponse aux charges mécaniques et thermiques associées à une maniabilité élevée et à une vitesse de croisière supersonique.

8.3.3 Propriétés des matériaux :

Les propriétés des matériaux utilisés tout au long de cette étude sont présentées sous le tableau 8.1

Material	Aluminium alloy	Titanium Alloy
Young's Modulus (Gpa)	73	120
Poisson's Ratio	0.3	0.342

Tableau 8.1: les propriétés

8.4. Spécification du problème :

Dans ce projet, nous nous proposons de déterminer le matériau est le mieux adapté pour l'aile d'avion (alliage d'aluminium ou alliage de titane). Pour la structure de l'aile Skelton, nous utilisons les coordonnées NACA 4415. Nous appliquons les conditions aux limites sur l'aile. Nous avons fixé une extrémité de l'aile et nous appliquerons la pression de 500 Pa sur le dessus de l'aile . Nous sommes intéressés à connaître les paramètres structurels tels que la déformation totale, la contrainte équivalente, la contrainte de principe maximale, la déformation équivalente et également la contrainte de cisaillement. La comparaison des deux matériaux est effectuée et le meilleur matériau sera choisi pour la conception de l'aile en fonction des paramètres structurels les mieux adaptés.

8.5. Analyse structurelle par élément finis :

AEF est devenu une solution pour prédire les défaillances dues à des contraintes inconnues en montrant les zones à problèmes dans un matériau et en permettant aux concepteurs de voir toutes les contraintes théoriques à l'intérieur. En pratique, une analyse par éléments finis comprend généralement trois étapes principales:

1. Pre-processing
2. Analyse
3. Post processing

8.6. Procédure de conception des ailes :

La quantité de portance produite par un profil aérodynamique dépend de nombreux facteurs. Ce sont l'angle d'attaque, les dispositifs de portance utilisés (comme les volets), la densité de l'air, la surface de l'aile, la forme de l'aile, la vitesse à laquelle l'aile se déplace. Certains facteurs affectant la taille de l'aile sont la traînée de croisière, la vitesse de décrochage, la distance de décollage et d'atterrissage. La première étape consiste à introduire la forme du profil aérodynamique dans l'environnement Ansys. Comme nous considérons que l'aile est conçue avec un seul profil aérodynamique, elle doit être réduite en conséquence pour obtenir la forme requise d'un profil d'aile. Comme indiqué précédemment, pour la structure de l'aile Skelton, nous utilisons les coordonnées NACA 4415.

8.6.1 Modèle physique de l'aile :

La structure physique modélisée dans ce travail est une aile d'avion de section transversale de profil aérodynamique de la série NACA 4415. Ses dimensions sont celles d'une aile d'avion subsonique de recherche. La longueur de corde à l'extrémité libre et à l'extrémité fixe est de 1 m tandis que la longueur de l'aile est de 7 m. La dimension de ce modèle est une aile d'avion effilée. Il est constitué d'une structure en alliage d'aluminium (1er cas) et en alliage de titane (2eme cas).

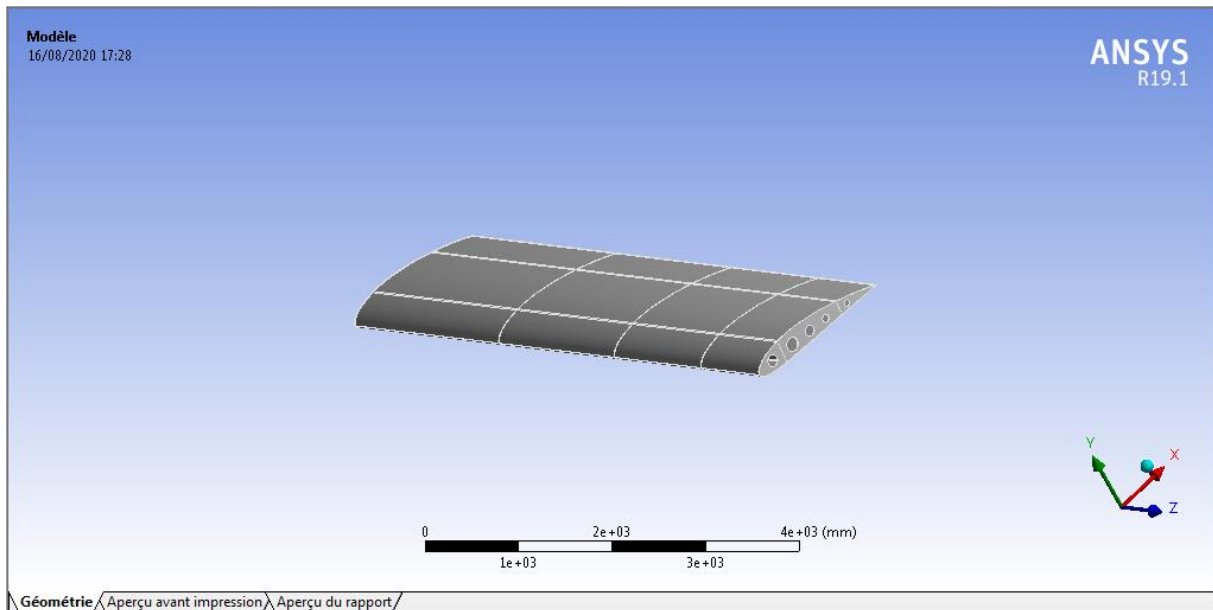


Figure 8.2: Modèle physique de l'aile d'avion

8.6.2 Maillage :

La figure montre un exemple de maillage possible de l'aile.

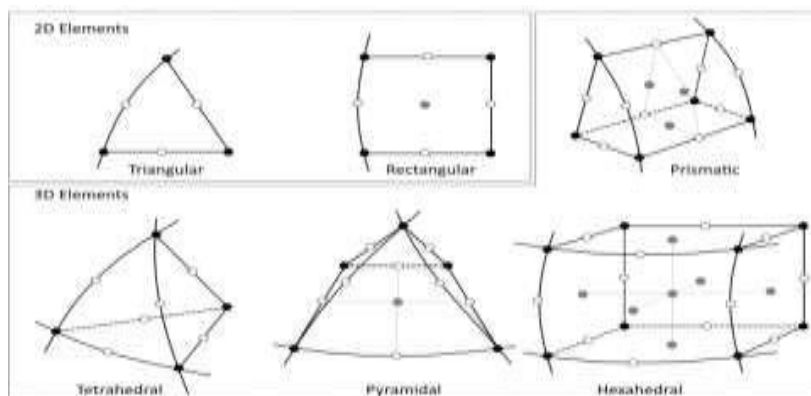


Figure 8.3: Éléments de maillage 2D et 3D

La génération d'un maillage est l'une des étapes les plus critiques de FEM pour obtenir des résultats raisonnables. De nombreux types d'éléments, 2D et 3D, peuvent être utilisés. La figure illustre certains éléments de maillage. Le type d'éléments choisis dépend du type de géométrie et de la nature de l'analyse. Chaque élément a une forme idéale et en raison de géométries complexes, l'élément doit être déformé pour qu'il s'adapte. Ceci est appelé asymétrie de maillage et plus elle est grande, moins les approximations sont précises. L'augmentation du nombre d'éléments résout le problème des éléments trop biaisés.

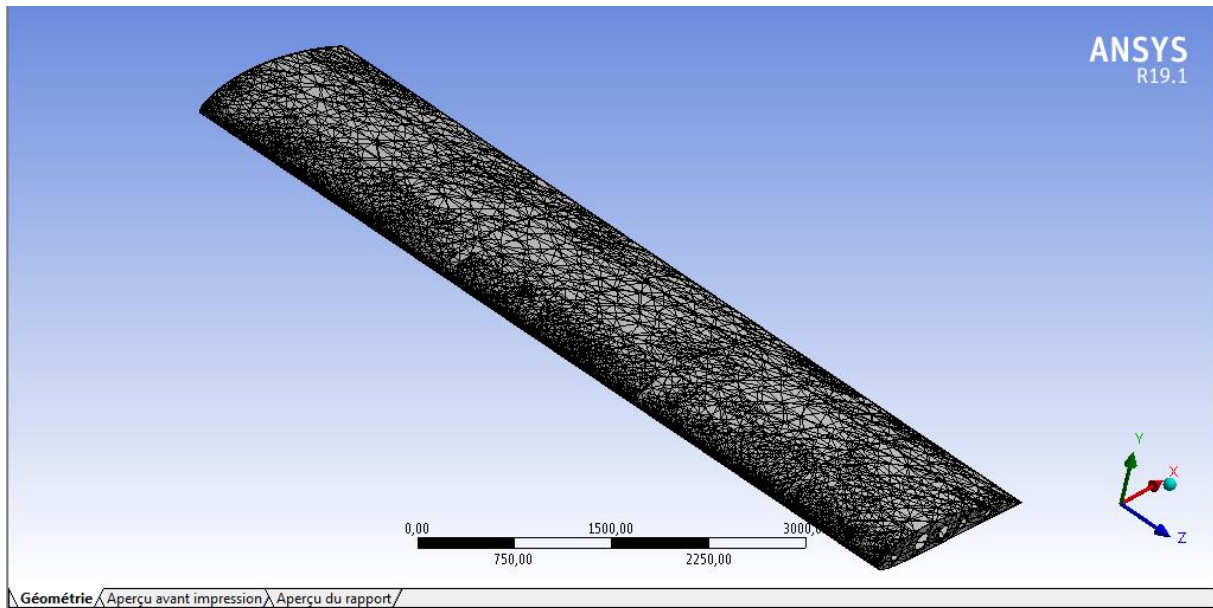


Figure 8.4: Structure d'aile maillée

8.6.3 Conditions aux limites :

Nous avons fixé une extrémité de l'aile et nous avons appliqué la pression de 500 Pa sur le dessus de l'aile comme indiqué sur la figure ci-dessous.

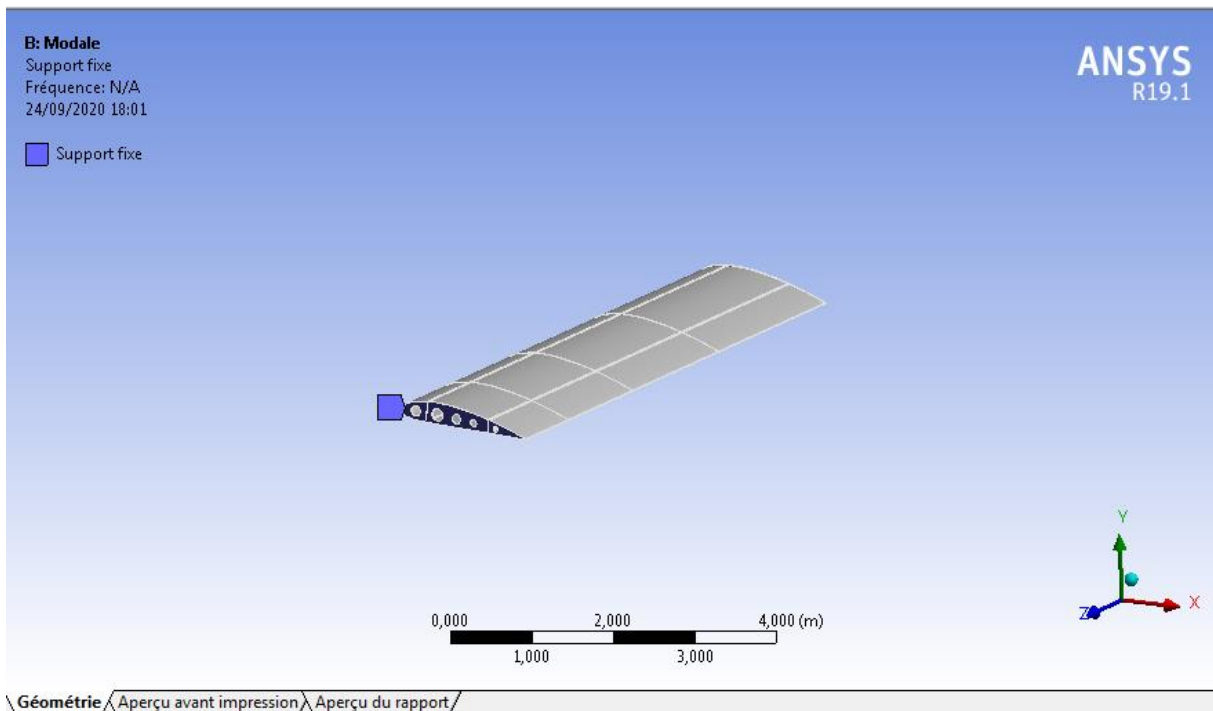


Fig8.5 : support fixe

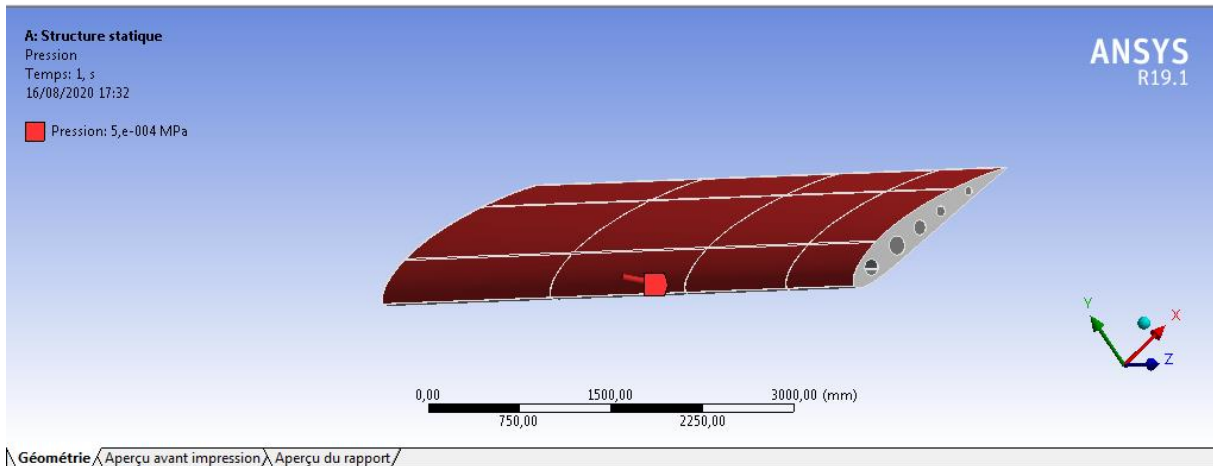


Figure 8.6: Aile avec conditions aux limites

8.7. Solutions et discussions :

Dans l'analyse structurale statique, nous nous sommes intéressés à obtenir la déformation totale, la contrainte de Von Mises qui est également connue sous le nom de contrainte équivalente, de la contrainte de cisaillement et de la contrainte de Von Mises induite dans la structure Skelton de l'aile. Pour le 1er cas, nous ferons l'analyse structurale de l'alliage d'aluminium et le 2ème cas que nous considérerons pour l'alliage de titane.

8.7.1 Analyse structurale avec l'alliage d'Aluminium :

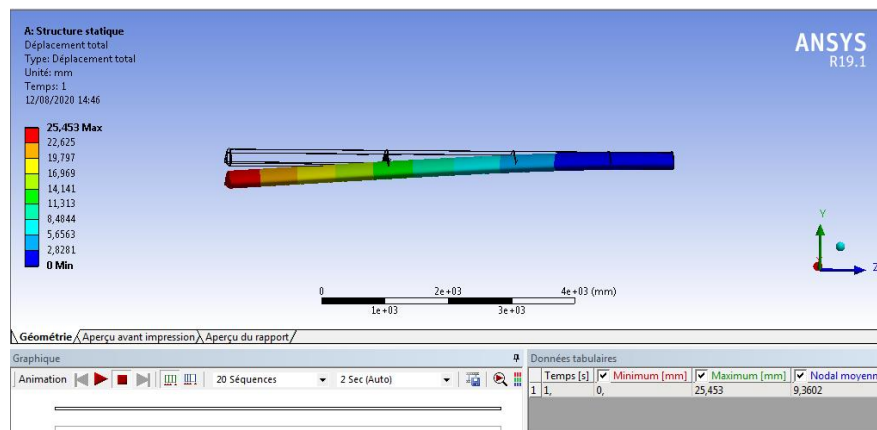


Figure 8.7: Valeur de déformation totale de l'alliage d'aluminium à une charge de pression de 500 Pa, elle montre la valeur maximale de Total La déformation est de 25.453 mm.

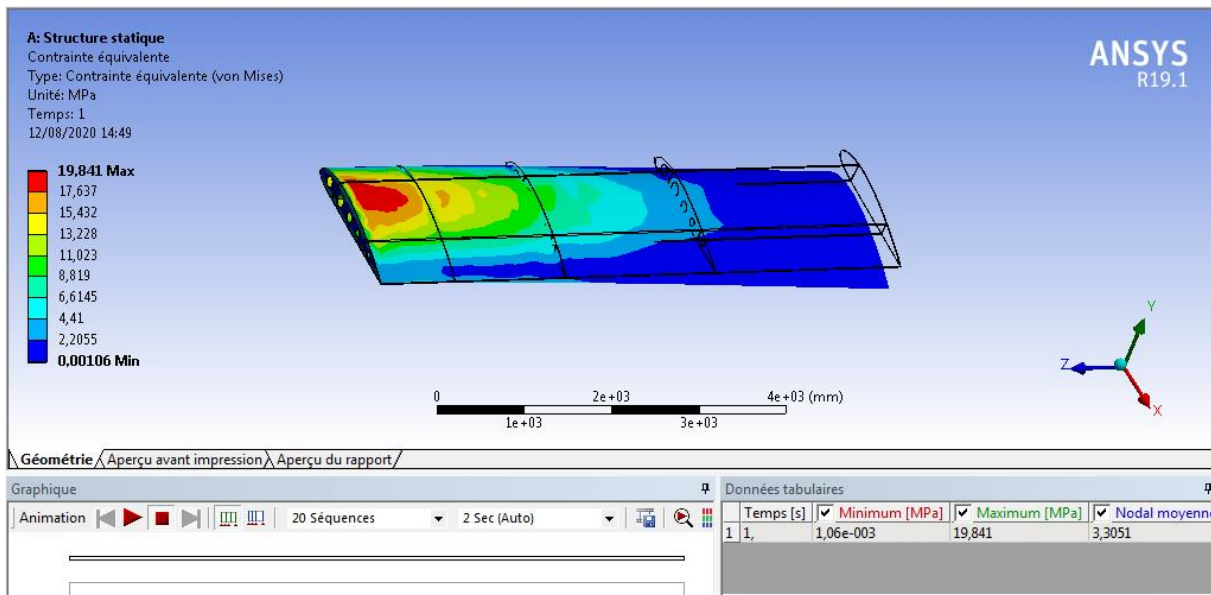


Figure 8.8: Valeur de contrainte équivalente de l'alliage d'aluminium à la charge de pression 500Pa, elle montre la valeur maximale de la contrainte équivalente est 19.841 MPa

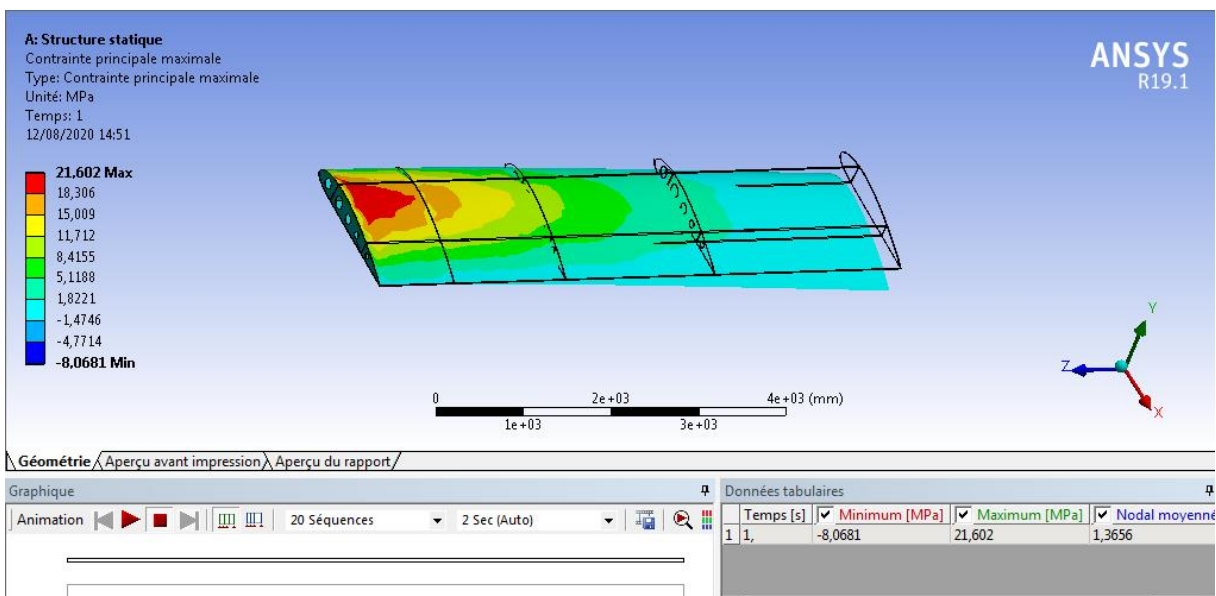


Figure 8.9: Valeur maximale de la contrainte principale de l'alliage d'aluminium à la charge de pression 500Pa, elle montre que la valeur maximale de la contrainte principale maximale est 21.602 MPa.

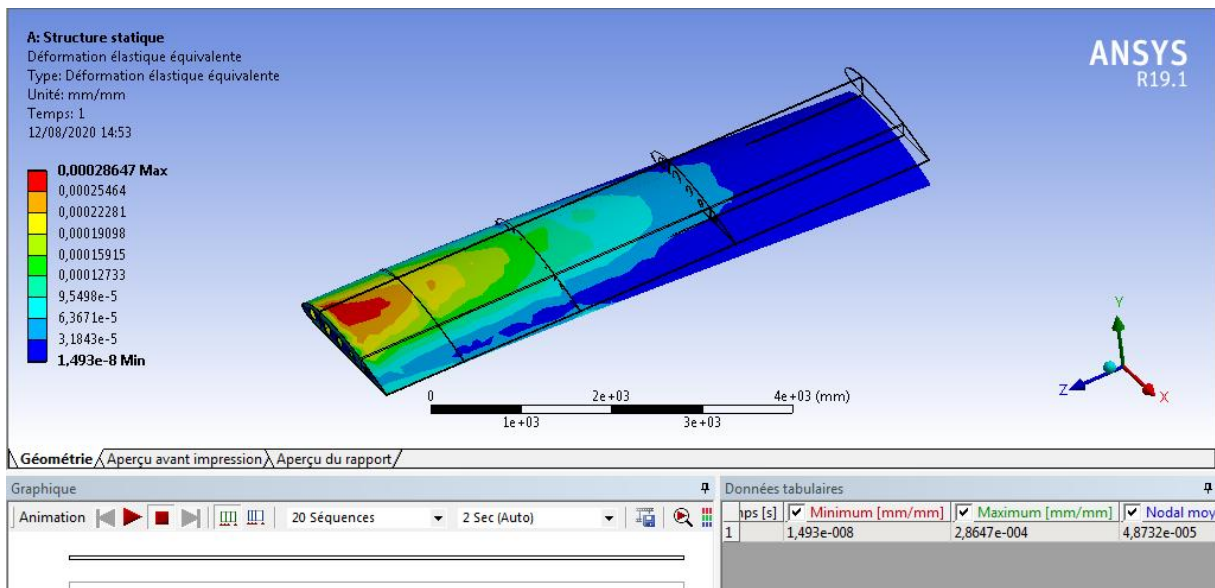


Figure 8.10: Valeur de déformation équivalente de l'alliage d'aluminium à une charge de pression de 500 Pa, elle montre que la valeur maximale de la déformation équivalente est de 0.00028647.

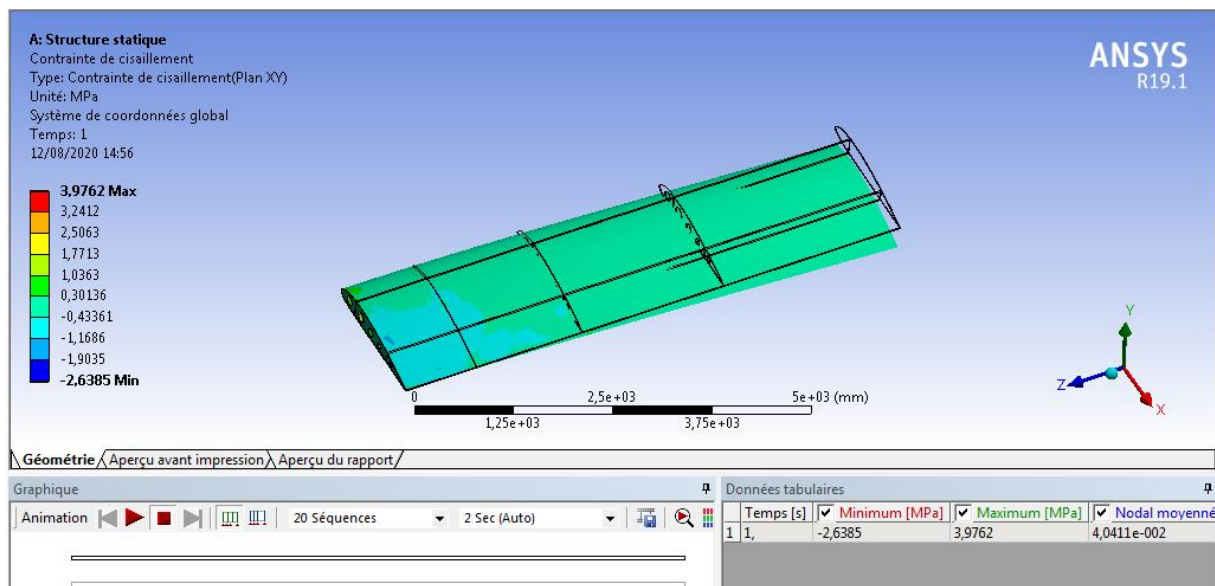


Figure 8.11: Contrainte de cisaillement de l'alliage d'aluminium à une charge de pression de 500 Pa, la valeur maximale de la contrainte de cisaillement est de 3.9762 Mpa.

8.7.2 Analyse structurelle avec l'alliage de Titanium :

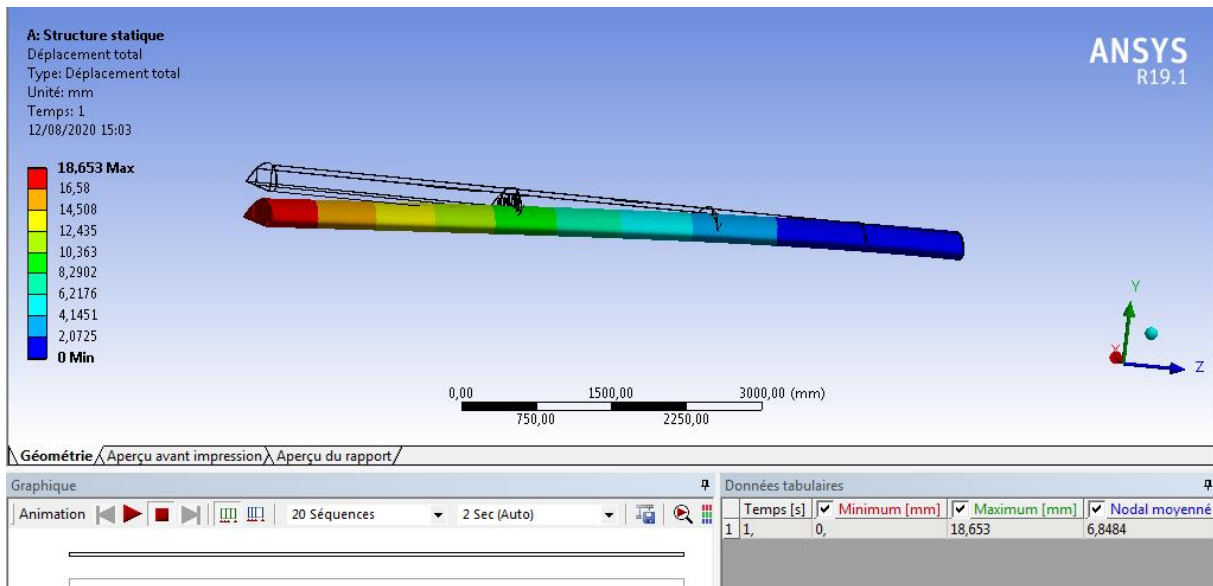


Figure 8.12: Valeur de déformation totale de l'alliage de titane à une charge de pression de 500 Pa, elle montre que la valeur maximale de la déformation totale est de 18.653 mm.

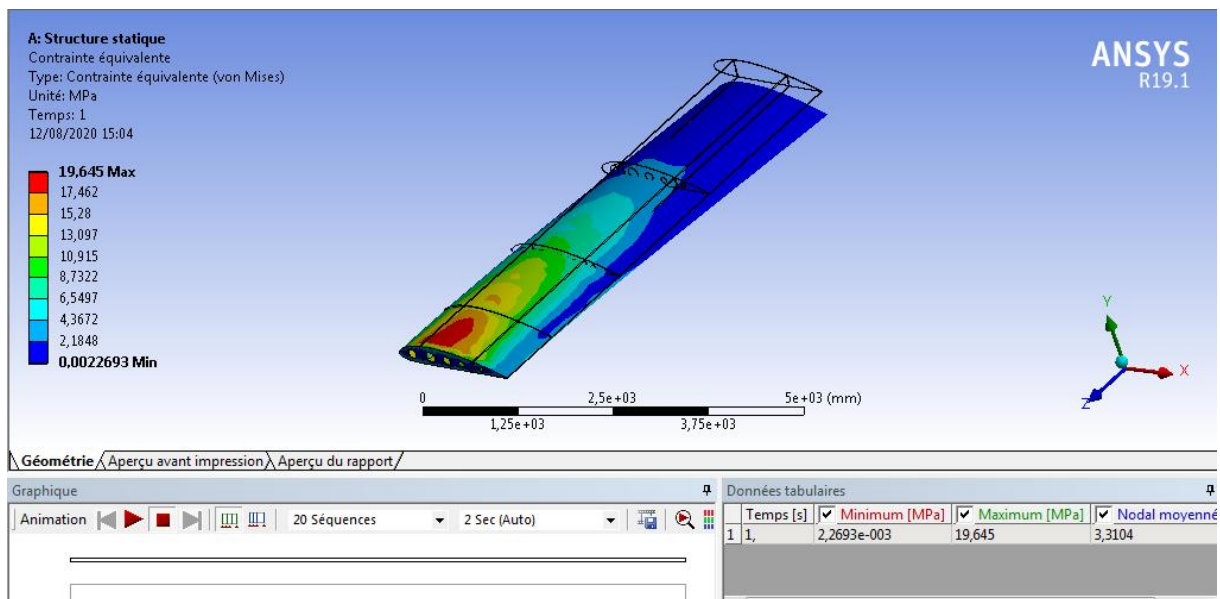


Figure 8.13: Valeur de contrainte équivalente de l'alliage de titane à la charge de pression 500Pa, elle montre la valeur maximale de la contrainte équivalente est 19.645 MPa

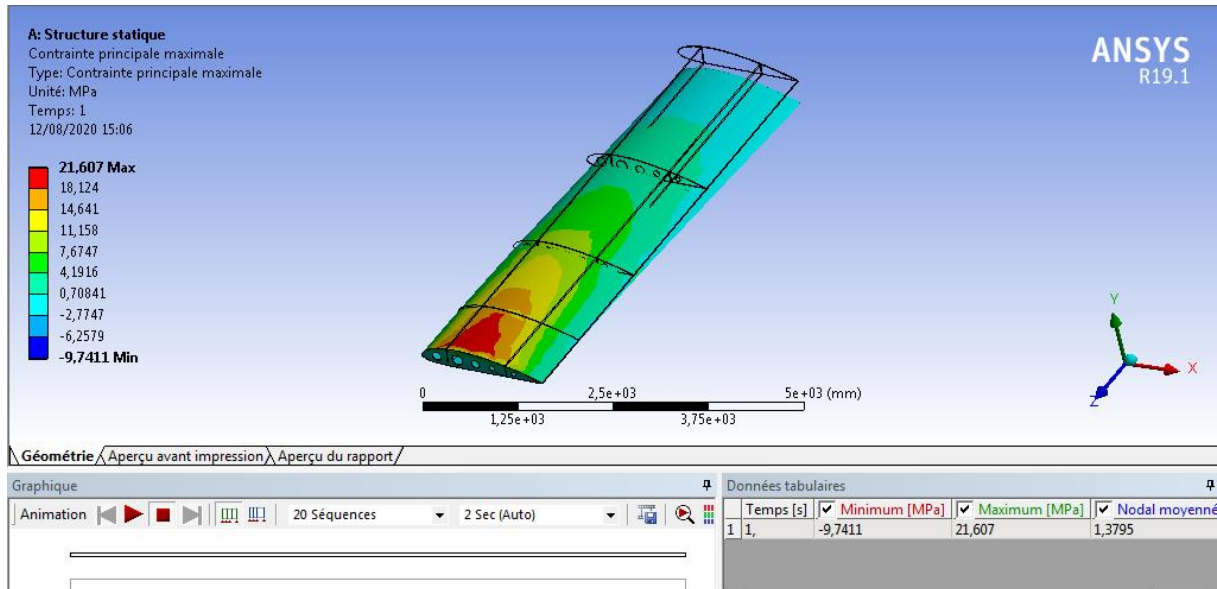


Figure 8.14: Valeur de contrainte principale maximale de l'alliage de titane à une charge de pression de 500Pa, elle montre que la valeur maximale de la contrainte principale maximale est de 21.607 MPa.

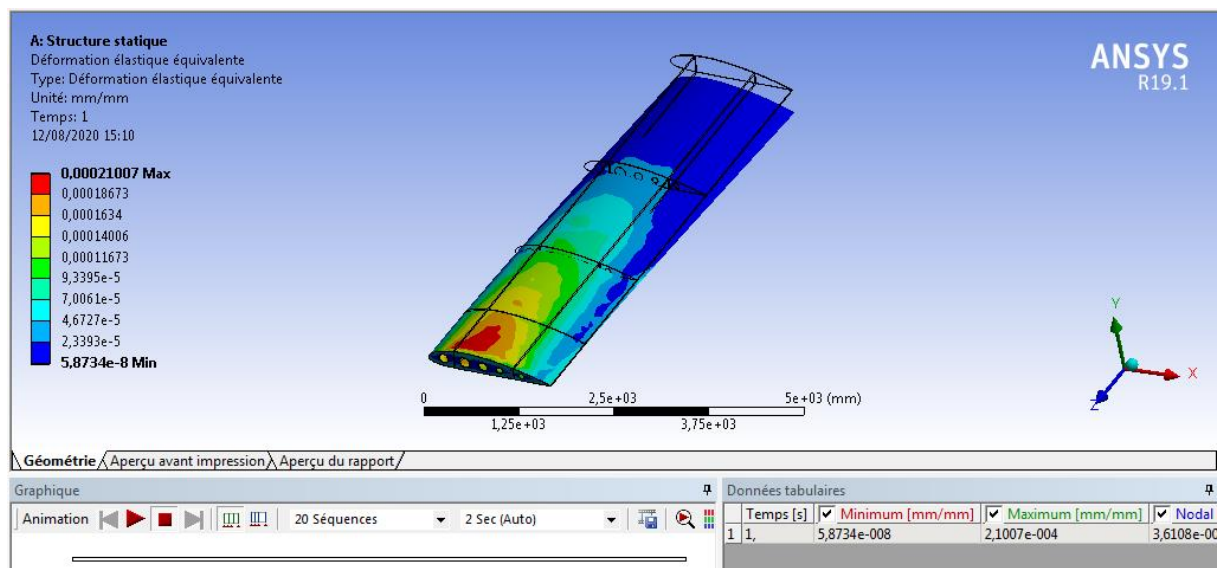


Figure 8.15: Valeur de déformation équivalente de l'alliage de titane à une charge de pression de 500 Pa, elle montre que la valeur maximale de la déformation équivalente est de 0.00021007.

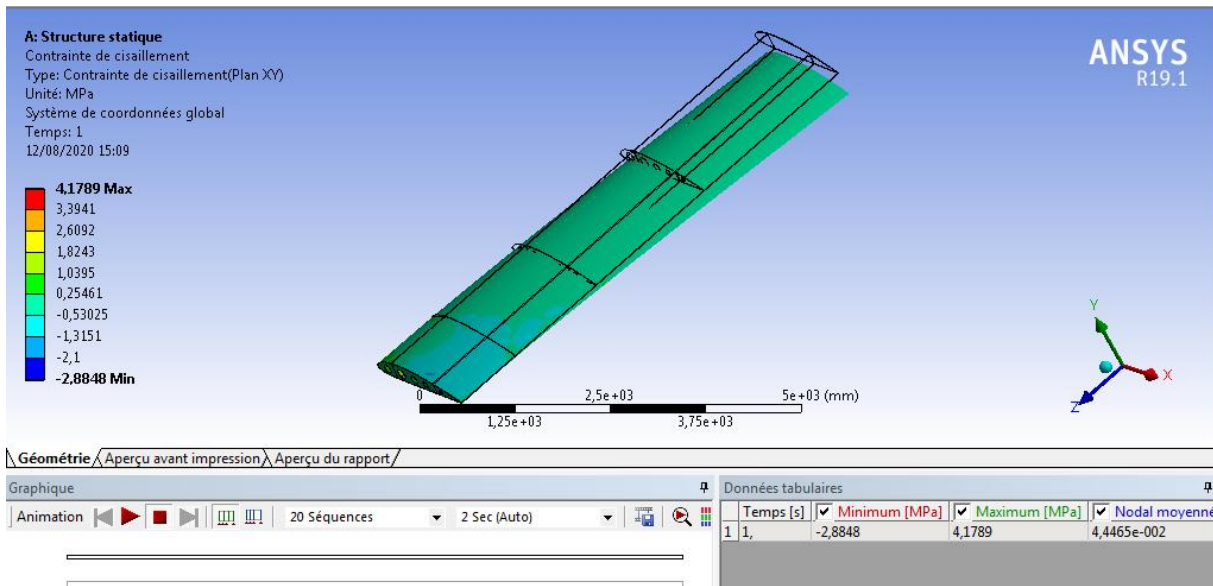


Figure 8.16: Contrainte de cisaillement de l'alliage de Titane à une charge de pression de 500 Pa, elle montre que la valeur maximale de la contrainte de cisaillement est de 4.1789 Mpa.

8.7.3 Résultats de l'analyse structurelle :

Le tableau 2 montre les valeurs maximale de déformation, de contrainte équivalente, de contrainte principale maximale, de déformation équivalente, de contrainte de cisaillement avec alliage d'aluminium et alliage de titane.

MATERIEL	ALUMINIUM	TITANE
Deformation (mm)	25.453	18.653
Contrainte équivalent (MPa)	19.841	19.645
Contrainte maximale principale (MPa)	21.602	21.607
Contrainte de cisaillement (MPa)	3.9762	4.1789
Déformation Equivalent	0.00028647	0.00021007

Tableau 8.2 Les résultats comparatif

8.8. Conclusions :

À partir des résultats ci-dessus, nous pouvons conclure que les valeurs de contrainte équivalente, de contrainte principale maximale, de contrainte de cisaillement, de déformation totale et de déformation équivalente de l'alliage d'Al sont minimales.

. Comme l'alliage Ti est beaucoup plus difficile à plier, percer et couper que l'alliage Al, la construction d'une aile en alliage Ti bon marché augmenterait considérablement ses coûts de fabrication par rapport à l'alliage Al.

. Ti conserve sa résistance à des températures élevées bien mieux que l'alliage Al, mais dans les avions subsoniques comme les avions de passagers, le chauffage de la cellule n'est pas un limiteur de conception qui conduirait à choisir entre un alliage Ti ou un alliage d'Al.

. Nous pouvons utiliser un alliage de titane au lieu d'utiliser un alliage d'aluminium afin de donner plus de résistance à la structure. L'effet de la contrainte pendant les conditions de décollage est plus pour l'alliage de titane et moins pour l'alliage d'aluminium qui est le plus résistant et le plus léger, et réduit également le poids de l'aile.

CONCLUSION GENERALE

L'analyse modale des structures des ailes d'avions en poutres constitue une étape cruciale dans le design de la structure d'un avion. Dans le cadre de la présente étude, nous présentons une étude théorique et les résultats numériques obtenus.

La détermination des fréquences propres et leurs modes associés des structure d'avion est une étape très importante dans la conception de celle-ci. Le choix de la modélisation est lié à la nature du problème posé. Cette étape peut être complétée éventuellement par d'autres (optimisation, calcul préliminaire, etc.). Ces études suivies par d'autres investigations (Analyse fréquentielle et calcul d'aéroélasticité) peuvent être proposée comme des futures études.

Et d'après l'étude des matériaux (l'alliage d'aluminium et l'alliage de titane) on peut dire que les matériaux mis en œuvre dans l'industrie Aéronautique sont en constante amélioration en termes de performances (résistance mécanique, capacité en température, faible densité), maîtrise des procédés et réduction des coûts. De nouveaux outils pour la conception de matériaux innovants sont maintenant de plus en plus disponibles ce qui laisse entrevoir des progrès encore significatifs pour atteindre des spécifications objectifs qu'on n'aurait pas même imaginées il y a vingt ans : les matériaux n'ont pas fini de nous étonner.

Comme perspectives à notre présente étude, une analyse structurale des éléments constituant l'aile d'avion peut être menée avec le calcul des assemblages correspondant. En effet, l'aile peut être décomposée en ses différents éléments, à savoir les longerons, les nervures et la peau constituant l'enveloppe extérieure. Cette dernière soumise aux forces de pressions exerce une action sur les nervures qui transmettent l'effort vers les longerons. Une analyse séparée de chacun de ces éléments avec des conditions aux limites appropriées permettra d'apprécier son état de résistance et d'effectuer une optimisation de structure pour diminuer le poids correspondant. Aussi les liaisons entre ces différents éléments peuvent être modélisées et calculées. Pour un exemple de liaison par rivets, il s'agira de disposer des rivets bien identifiés sur les parties communes et de calculer leur nombre.

Liste des références

- Introduction to aircraft structures T.H [1]
- Aircraft structures by T.H.G. MEGSON [2]
- Airframe stress analysis and sizing by MICHAEL C.Y. NIU [3]
- Aircraft design projects [4]
- Rao, S.S. , 2011, Mechanical Vibrations, 5th Edition, Pearson.[5]
- Airfoil Tools, <http://www.airfoildata.com>, site web