

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la
Recherche Scientifique



Université Echahid Hamma Lakhdar d'El-Oued

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE



Mémoire de fin d'étude

Présenté pour l'obtention du diplôme de

MASTER ACADEMIQUE

Domaine : Sciences et Technologies

Filière : Génie mécanique

Spécialité : Energétique

Thème

**Etude De Fatigue De La Biellette De Chargement
D'incidence Des Pales D'hélicoptère**

Devant le jury composé de :Présenté par :

.....

Président

Dehda Nacer Eddine
Amira Bellal

.....

Examineur

.....

Examineur

GHERBI Mohamed Tahar

Encadreur

Année Académique 2020 / 2021

Dédicace

Ahmed Allah Tout-Puissant sur sa prime et aidez à compléter cette recherche et après:

J'ai donné mon travail à ceux qui n'avaient pas une journée à fournir du bon et du bonheur pour moi et mon père et ma mère

Quels étaient leurs appels à moi de me suivre étape par étape de mon travail, Dieu les récompense avec la meilleure récompense des deux piliers.

J'ai abandonné cela à ceux qui me souhaitent réussir, mes frères et sœurs mon cher que mon cœur, me donnent le fruit de mon succès:

À mes chers amis.

Et à tous ceux qui ont contribué de près ou de télécommande à l'achèvement de ce travail.

Enfin, j'ai fait un effort et ce que je suis sauf pour un être humain blessé et erroné et perfection à Dieu Ahmadah et à lui.

REMERCIEMENTS

Nous remercions le Tout-Puissant, qui a accepté de mener à bien cette recherche scientifique, Hamdallah est beaucoup;

Nous remercions les remerciements avec le

Dr. (Mohammed tahar Gherbi) sur nous tous avec des informations et des orientations précieuses qui ont contribué à enrichir notre étude dans tous ses aspects différents, qui ont poursuivi notre pas de travail et merci aux membres du comité de discussion.

Ainsi que nous remercions toute l'équipage du département d'ingénierie mécanique et est à noter les étudiants de l'année à nouveau2021, et chacun d'entre eux a contribué au mot préparation de ce travail.

Résumé

Ce travail porte sur l'étude en fatigue de la biellette des pales d'hélicoptère. L'objectif principal de cette recherche est de mettre en œuvre un modèle de simulation sur la biellette de l'hélicoptère et cette étude a été menée pour déterminer les fréquences ainsi que les contraintes et les distorsions. Cela a permis le développement d'un modèle d'éléments finis de la biellette .

Il est possible d'extraire les fréquences et déformations de la biellette et de calculer les contraintes qui agissent sur le modèle. L'étude de la tige consiste à préciser l'effet de la force aérodynamique appliquée à la pale, qui à son tour affecte la biellette .

Les Mots Clés : biellette ,L'hélicoptère . la pale . aérodynamiques

Abstract

This work relates to the fatigue study of the helicopter blade linkage. The main objective of this research is to implement a simulation model on the helicopter linkage and this study was carried out to determine the frequencies as well as the stresses and the distortions. This allowed the development of a finite element model of the connecting rod.

It is possible to extract the frequencies and deformations of the connecting rod and to calculate the stresses which act on the model. The study of the rod consists in specifying the effect of the aerodynamic force applied to the blade, which in turn affects the rod.

Key Words: rod. helicopter, blade, aerodynamics.

ملخص

يتعلق هذا العمل بدراسة التعب لقضيب التحكم في ريش المروحية. الغرض الأساسي من هذا البحث هو تنفيذ نموذج لمحاكاة على قضيب التحكم للمروحية وأجريت هذه الدراسة لتحديد الترددات وكذلك الإجهادات والتشوهات . وهذا سمح بتطوير نموذج من العناصر المحدودة لقضيب التحكم .

من الممكن استخراج الترددات والتشوهات لقضيب التحكم وحساب الإجهادات التي تعمل على النموذج . لتمثل دراسة قضيب التحكم في توضيح تأثير القوة الأيروديناميكية المطبقة على الشفرة والتي بدورها تؤثر على قضيب التحكم.

الكلمات المفتاحية: قضيب التحكم , المروحية , الشفرة , القوة الأيروديناميكية .

Nomenclature

NACA	National Advisory Comitée for Aéronautics
C_x	Coefficient de traînée
C_z	Coefficient moyen de portance
C_m	Coefficient de moment
T_x	Traînée
F_z	Portance
F	Force unitaire
P	Le poids
M	la masse
$\overrightarrow{F_N}$	La poussé
$\overrightarrow{M_I}$	Moment d'inertie
$\overrightarrow{F_I}$ la	forces d'inertie
$\overrightarrow{M_{stAi}}$	Moment statique du tronçon
I_{AI}	tenseur d'inertie du tronçon
$\overrightarrow{\Omega}$ est	la rotation instantanée
T_i	Modèle inertiel
V_{AI}	vitesse absolue
GJ	module de torsion
Kp²	rayon de giration pondéré
T	inerties de la section en traîné
T_r	l'énergie cinétique en rotation
Q_i	L'effort généralisé
μ_{ti}	respectivement la masse modale
ω_{ti}	pulsation propre
G	déformation en torsion
F(t)	la force externe
ū	Déplacement d'élément solide
[N]	la matrice d'interpolation reliant
[D]	matrice d'élasticité
[M_e]	Est la matrice de masse de l'élément
[K_e]	est la matrice de rigidité
{f_e}	est le vecteur des force nodales
C_d	Coefficient de traînée
C_l	Coefficient moyen de portance
ω	Vitesse de rotation

Ω	Pulsation propre ω
γ	Capacités thermique massique
ε	Déformation
σ	Contrainte de flexion
V	Volume
δ	Vecteur des déplacements nodaux
ρ	Masse volumique
ψ	Angle de précession
θ	Angle de nutation
ϕ	Angle de rotation propre
α	Angle rotation autour de z_0
φ	Angle de torsion
β	Le battement
δ_t	La traîne
θ_p	Le pas
Q	Débit massique
Cfd:	Computational Fluid Dynamics
Ansys:	analysis system
Mef:	method element finie
DM:	design modeler
C. A. O:	conception assistée par ordinateur
SAMCEF:	system pour l'analyse deux milieux continu par élément finie

Liste Des Figures :

Chapitre I : Recherché bibliographies

Figure I.1: La machine de Paul Cornu (1907).....	5
Figure I.2 :La portance.....	6
Figure I.3 : définition des forces qui s'exercent sur une voilure dans un écoulement fluide .	7
Figure I.4. Flux d'air autour d'une aile.....	8
Figure I.5 :Effet de sol.....	8
Figure I.6 : La force centrifuge.....	9
Figure I.7 :Le rotor principal est la partie rotative d'un hélicoptère.....	9
Figure I.8 : types des rotors.....	10
Figure I.9 : Le dessin montre comment les sollicitations du collectif affectent le plateau cyclique	10
Figure I.10 : Le dessin montre comment les entrées cycliques affectent l'ensemble du plateau oscillant.....	11
Figure I.11 : plateau cyclique.....	11
Figure I.12: biellette.....	12
Figure I.12: Système de contrôle de l'angle de la pale.....	12

Chapitre II : étude aérodynamiques

Figure. II.1: Vol stationnaire.....	16
Figure II.2: translation de l'hélicoptère.....	16
Figure II.3: Les degrés de libertés de la pale.....	17
Figure II.4: Liaison de l'articulation de battement	17
Figure II.5 : Vitesse relative d'une pale en rotation et conséquence sur les répartitions de Portance.....	18
Figure II.6: Influence du vrillage des pales.....	18
Figure II.7: Forces aérodynamiques sur un élément de pale.....	20
Figure II.8: Vitesses induites par le rotor.....	21
Figure II.9: mobilité de la pale dans différents repères R0 et R1.....	22
Figure II.10: mobilité de la pale dans différents repères R1 et R2.....	22
Figure II.11: Modélisation de la pale déformée dans le repère R2.....	23
Figure II.12 : Modélisation des efforts aérodynamiques sur une section de pale.....	25

Chapitre III : Modélisation Par MEF D'un Biellette

Figure III.1 : Etapes générales de la méthode des éléments finis.....	31
Figure. III.2: Discrétisation du solide.....	33
Figure III.3: Transformation du domaine physique (a) au domaine de calcul (b).....	34
Figure III.4 : Degrés de liberté et de nœuds de faisceau élément de pale du rotor.....	35

Chapitre IV : simulation numérique d'un biellette

Figure IV.1. dimension de biellette.....	45
Figure IV.2 : Maillage de biellette.....	46
Figure IV.3. fixons la biellette.....	47
Figure IV.4. courbe Fréquences Naturelles De La Biellette.....	47
Figure IV.5. Le déformation suivant x , y et z.....	48
Figure IV.6. Force Appliqué sur le biellette.....	48
Figure IV.7. Le contrainte suivant x.....	49
Figure IV.8. la courbe de contrainte max et min suivant x.....	49
Figure IV.9. Le contrainte suivant y.....	49
Figure IV.10. la courbe de contrainte max et min suivant y.....	49
Figure IV.11. Le contrainte suivant z.....	50
Figure IV.12. la courbe de contrainte max et min suivant z.....	50
Figure IV.13. contrainte principale maximale.....	50
Figure IV.14. la courbe contraint principale minimum.....	50
Figure IV.15. la courbe de contrainte principale minimum.....	51
Figure IV.16. intensité du contrainte.....	51
Figure IV.17. la courbe d'intensité du contrainte.....	51
Figure IV.18. équivalent contrainte.....	51
Figure IV.19. la courbe de équivalent contrainte.....	52
Figure IV.20. contrainte de cisaillement suivant (yz).....	52
Figure IV.21. : la courbe de contrainte de cisaillement (yz).....	52
figure IV.22. contrainte de cisaillement suivant (xz).....	52
Figure IV.23. la courbe de contrainte de cisaillement (xz).....	53
figure IV.24. contrainte de cisaillement suivant (xy).....	53
Figure IV.25. la courbe contrainte de cisaillement (xy).....	53
Figure IV.26. déplacement élastique suivant x.....	53
Figure IV.27. la courbe déplacement élastique suivant x.....	54
Figure IV.28. déplacement élastique suivant y.....	54
Figure IV.29. la courbe déplacement élastique suivant y.....	54
Figure IV.30. déplacement élastique suivant z.....	55
Figure IV.31. la courbe déplacement élastique suivant z.....	55
Figure IV.32. déplacement élastique principale maximale.....	55
Figure IV.33 déplacement élastique principale maximale.....	56
Figure IV.35. la courbe déplacement élastique principale minimale.....	56
Figure IV.36. intensité du déplacement élastique.....	56
Figure IV.37. la courbe intensité du déplacement élastique.....	56

figure IV.38. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy).....	57
Figure IV.39. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy).....	57
Figure IV.40. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy).....	57
Figure IV.41. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (yz).....	57
Figure IV.42. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz).....	58
Figure IV.43. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz).....	58
Figure IV.44. déformation directionnelle axie (x).....	58
Figure IV.45. la courbe de déformation directionnelle axie (x).....	58
Figure IV.46. déformation directionnelle axie (y).....	59
Figure IV.47. la courbe de déformation directionnelle axie (y).....	59
Figure IV.48. déformation directionnelle axie (z).....	60
Figure IV.49. la courbe de déformation directionnelle axie (z).....	60
Figure IV.50. énergie de déformation.....	61
Figure IV.51. la courbe d'énergie de déformation.....	61

Liste des tableaux

Tableau IV.1. dimension debiellette.....	45
Tableau IV.2 . Caractéristique des matériaux.....	46
Tableau IV.3. fréquences naturelles de la biellette.....	47
Tableau IV.4. valeurs des contrainte max et min suivant x.....	49
Tableau IV.5. valeurs des contrainte max et min suivant y.....	49
Tableau IV.6. valeurs des contrainte max et min suivant z.....	50
tableau IV.7. valeurs des contrainte principale maximale.....	50
Tableau IV.8. valeurs des contrainte principale minimum.....	51
Tableau IV.9. les valeursdes intensité du contrainte max et min.....	51
Tableau IV.10. les valeurs des équivalent contrainte max et min.....	52
Tableau IV.11 les valeurs contrainte de cisaillement (yz).....	52
Tableau IV.12. :les valeurs contrainte de cisaillement (xz).....	53
Tableau IV.13. les valeurs contrainte de cisaillement (xy).....	53
Tableau IV.14. les valeurs des déplacement élastique suivant x max et min.....	54
Tableau IV.15. les valeursdes déplacement élastique suivant y max et min.....	55
Tableau IV.16. les valeurs des déplacement élastique suivant z max et min.....	55
Tableau IV.17. les valeurs déplacement élastique principale maximale.....	56
Tableau IV.18. les valeurs déplacement élastique principale minimale.....	56
Tableau IV.19 les valeurs des intensité du déplacement élastique max et min.....	57
Tableau IV.20. les valeur cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy).....	57
Tableau IV.21. les valeur cisaillement de la déplacement élastique suivant (yz).....	58
Tableau IV.22. les valeurs cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz).....	58
Tableau IV.23 les valeurs des déformation directionnelle axie (x) max et min.....	59
Tableau IV.24. les valeurs des déformation directionnelle axie (y) max et min.....	60
Tableau IV.24. les valeurs des déformation directionnelle axie (z) max et min.....	62
Tableau IV.25. les valeurs d'énergie de déformation max et min.....	61

Sommaire

Introduction générale :	- 1 -
Chapitre I : Recherche bibliographiques	- 3 -
I.1. Introduction :	- 4 -
I.2. Généralité sur un hélicoptère :	- 5 -
I.3. définition pales :	- 5 -
I.4. Explication du trainée et portance :	- 6 -
I.4.1. La portance : (R_z)	- 6 -
I.4.2. La trainée : (R_x)	- 6 -
I.3.3. La force aérodynamique total :	- 7 -
I.3.4. Effet de sol :	- 8 -
I.3.5. La force centrifuge :	- 8 -
I.4. Le rotor:	- 9 -
I.4.1. Définitions :	- 9 -
I.4.2. Classification des types des rotors :	- 9 -
I.4.3. Principe de fonctionnement :	- 10 -
I.4.4. Définition plateau cyclique :	- 11 -
I.4.5. La commande de pas cyclique :	- 11 -
I.4.6. Fonctionnement du plateau cyclique :	- 11 -
I.4.7. Définition biellette :	- 11 -
I.4.8. fonctionnement de biellette :	- 12 -
I.5. Conclusion	- 12 -
Chapitre II : étude aérodynamiques	- 14 -
II.1. Introduction	- 15 -
II.2. Définitions Aérodynamique :	- 15 -
II.3. Lapale et le rotor	- 15 -
II.4. Les modes de vol d'un hélicoptère	- 15 -
II.4.1. vol vertical	- 15 -
II.4.2. Vol stationnaire	- 16 -
II.4.3 Vol en translation	- 16 -
II.5. Mobilité de la pale	- 17 -

II.6. Articulations de la pale	- 17 -
II.7. Aérodynamique des pales	- 18 -
II.8. Modèle de pale rigide.....	- 18 -
II.8.1. Forces et moments d'inertie.....	- 19 -
II.8.2 .Forces Et Moments Aérodynamiques	- 20 -
II.8.3. Vitesses induites.....	- 21 -
II.10. Modèle analytique du rotor :.....	- 21 -
II.10.1. Modèle inertiel	- 22 -
II.10.2. Modèle élastique	- 24 -
II.10.3. Prise en compte des efforts aérodynamiques	- 25 -
II.11. Conclusion :	- 26 -
Chapitre III :Modélisation Par MEF D'un Biellette	- 27 -
III.1. Introduction	- 28 -
III.2. Historique de la méthode.....	- 29 -
III.3. définition sur la méthode	- 29 -
III.4. Avantage de la méthode des éléments finis.....	- 29 -
III.5. Les grandes lignes de la méthode	- 30 -
III.6. La formulation élémentaire au niveau de l'élément fini.....	- 31 -
III.7. La formulation globale au niveau de la structure complète.....	- 31 -
III.8. Démarche de formulation éléments finis.....	- 31 -
III.9. Discrétisation de la structure en éléments finis	- 32 -
III.10. Le Maillage :.....	- 32 -
III.11. Construction de nodale par sous domaine	- 33 -
III.12. Etablissement de la relation entre déformations et déplacement.....	- 33 -
III.13. Etablissement de la relation entre contraintes et déformations	- 33 -
III.14. Calcul des matrices élémentaires :.....	- 33 -
III.15. Assemblage des matrices élémentaires.....	- 34 -
III.16. les hypothèses de travail	- 34 -
III.17. Fonction de forme.....	- 35 -

III.18. Détermination de fonction d'interpolation Ni	- 35 -
III.19. champ des déplacements s'écrit :	- 35 -
III.20. Déformation.....	- 35 -
III.21. Champ des contraintes.....	- 36 -
III.22. L'énergie de déformation	- 38 -
III.23. L'énergie cinétique	- 39 -
III.24. Système d'équations	- 39 -
III.25. Discrétisation par éléments finis.....	- 39 -
III.26. Résolution des équations	- 40 -
III.27. Procédure de résolution :	- 41 -
III.28. Conclusion :	- 41 -
Chapitre IV :simulation numérique d'un biellette.....	- 42 -
IV.1. Introduction :	- 43 -
IV.2. Modélisateur De Conception :	- 43 -
IV.3. Mécanique :	- 43 -
IV.4. Géométries :	- 43 -
IV.5. Caractéristique des matériaux :	- 44 -
IV.6. Maillage :	- 44 -
IV.7. Conditions Aux Limites	- 45 -
IV.8. Résultats et interprétation :	- 45 -
IV.8.1. Analyse Modale :	- 45 -
IV.8.1.1. Définition :	- 45 -
IV.8.1.2. Les Fréquences Naturelles De La Biellette :	- 45 -
IV.8.1.3. Les Déformées Modales :	- 46 -
V.8.2. Analyse Statique :	- 46 -
IV.8.2.1. Statique Structurel :	- 46 -
IV.8.2.2. La Force Appliqué:	- 46 -
IV.8.2.3. Les Contraintes De La Biellette :	- 47 -
IV.8.2.4. Les déplacement de la biellette :	52
IV.8.2.5. Les déformation de la biellette :	57

IV.9. Conclusion :.....	59
Conclusion générale.....	- 60 -

Introduction Générale :

La dynamique des structures occupe une place importante dans les travaux de recherche actuels. Étudier le comportement dynamique des machines tournantes et de diverses installations mécaniques à rotors verticaux tels que des centrifugeuses, des pompes, des compresseurs, des turbines, des éoliennes et des hélicoptères pour résoudre divers problèmes liés à leurs opérations. L'élément principal d'un hélicoptère est le rotor, lui-même constitué d'un ensemble de deux pales autour d'un axe largement perpendiculaire, dans un plan perpendiculaire à cet axe. La lame prend la forme d'une aile avec un rapport hauteur / largeur important dans la disposition, et sa section avec un plan perpendiculaire à cet axe s'appelle le profil. Comme pour l'aile d'un avion, le profil est délimité par le bord d'attaque, le bord de fuite et la corde. Nous prenons la tige de commande, qui joue un rôle important dans le rotor principal car elle se connecte entre le disque oscillant et les pales, qui à leur tour les déplacent sous certains angles.[1]

La plaque cyclique est en fait constituée de deux plaques superposées qui tournent autour d'un axe vertical du «rotor principal», qui est mis en rotation par le ou les moteurs à travers la boîte de transmission principale, et se termine par un axe sur lequel les pales sont fixées.[2]

Dans la moitié supérieure de la plaque (mobile), il y a des tiges fixes, dont chacune est reliée à une pale pour changer l'angle d'incidence (voir aussi l'hélice) en fonction des commandes rotatives, et le compas mobile (entraîne la plaque dans la rotation car il est attaché à l'axe du rotor). Des servocommandes et un compas «fixe» (empêchent la rotation autour de l'axe du rotor) sont installés sur le demi-panneau inférieur. Ce plateau est articulé sur l'arbre du rotor grâce à la rotule qui permet la rotation et le déplacement des plateaux par rapport à l'axe vertical du rotor. Le déplacement depuis le plateau de montage changera l'angle d'incidence de toutes les pales en même temps et avec la même valeur. Ce mouvement est commandé par le levier dit de pas collectif actionné par la main gauche du pilote et est destiné à lever ou abaisser l'aéronef. Si on incline la plaque d'un côté, on augmente l'angle d'incidence des pales du côté qui doit s'élever, et vice versa, on réduit la taille des pales du côté qui doit être abaissé. Au fur et à mesure que l'angle de chute d'une lame augmente et que l'angle de la lame opposée diminue, la portance d'un côté augmente et diminue de l'autre côté. Ceci a pour effet un basculement de niveau décrit par la rotation des pales (appelé disque rotor) et le basculement de la composante de force de levage totale qui a alors tendance à entraîner le dispositif. Cela signifie qu'il permet de diriger un hélicoptère comme il le fait avec un «manche à balai» (pull up, push down, etc.) avec la spécificité que l'hélicoptère peut recevoir un mouvement de translation dans n'importe quelle direction. La vitesse sera cependant très faible dans les autres sens de l'avant pour de nombreuses raisons: l'interaction du souffle du rotor principal avec celui de l'anti-couple rotor, le besoin limité de manœuvres dans une zone réduite, l'aérodynamique de la cellule (charges externes), visibilité, etc.

- Le premier chapitre présente des études bibliographiques sur l'hélicoptère, le rotor principal et les pales, ainsi que des généralités sur l'hélicoptère et certaines définitions et tâches de son composant, par exemple: la pale, le rotor principal, le disque pivotant et la barre de contrôle.

Introduction Générale

- Le deuxième chapitre est consacré à la dynamique de base de l'hélicoptère en termes de connaissance des forces aérodynamiques issues de la pale, afin de déterminer l'inertie, ainsi que la détermination des forces aérodynamiques et du couple statique de la pale.
- Le troisième chapitre nous montre la définition de la méthode des éléments finis et évoque certains de ses avantages dans la méthode de travail avec elle, et son importance dans la modélisation de structures solides.
- Le dernier quatrième chapitre nous présente une simulation numérique de la biellette à l'aide du logiciel ANSYS pour déterminer les fréquences et déterminer la contrainte, le déplacement et la déformation de la biellette.

Chapitre I :Recherché bibliographique

I.1. Introduction :

Depuis les débuts de l'aviation, les ingénieurs ont cherché à trouver des moyens de contrôler et d'améliorer le vol des avions [3]. Le but est divers. Cela comprend, par exemple, l'augmentation de la vitesse maximale de l'aéronef et l'amélioration de la maniabilité, c'est-à-dire un meilleur contrôle de la trajectoire et de la stabilité du vol.

Au contraire, il peut s'agir d'une tentative d'augmentation de la charge utile de l'aéronef ou de réduction de sa consommation.

Cependant, il n'est pas toujours possible d'atteindre tous ces objectifs en même temps, car il est souvent possible de trouver une seule norme de spécification spécifiée, en fonction de l'état actuel de la compétence technique. Pour cette raison, de nouvelles approches sont envisagées, chacune trouvant d'autres compromis aussi originaux que les suivants et peut-être plus intéressants. Le but de ce chapitre est d'étudier le rotor principal, quels sont les facteurs qui contrôlent l'angle des pales?

Par conséquent, nous parlerons de la généralité des hélicoptères, de leur structure, de leur emplacement de vol et des effets de la Terre et de la force centrale. Nous continuerons à discuter du rotor principal, de son importance, de son type et de ses principes de fonctionnement.

Dokkali Imane. [4], Nous avons souligné des phénomènes dynamiques qui sollicitent la lame. Ils conduisent à un outil de simulation mettant l'accent sur les effets dynamiques sur sa lame rotative en considérant une force mécanique (séparation centrifuge, effet d'inertie) et le modèle utilisant la méthode d'élément finis applicable. Feuille d'effet aérodynamique pour.

M. Rohin Kumar [5], Enquête sur les effets des quantités géométriques de lame

Pour les caractéristiques dynamiques structurelles, la réponse et la charge du rotor d'hélicoptère dans l'état de vol stationnaire dans la tournée Tourbillon ont été examinées. La géométrie générale a été envisagée pour les pales de rotor, y compris les paramètres de configuration telles que le décalage de la racine, le décalage de couple, la touche pré-torsion, le pré-twist, le pré-sperme, le pré-germination.

Li Jiang [6] Dans cette étude, nous avons expliqué la fatigue des parties métalliques définies par l'apparition de l'apparence de la fissure macroscopique et de la charge répétitive. La plupart de ces accusations sont bien inférieures à la résistance statique de la structure.

F. Bourekba et all [7] : Ce travail est basé sur une étude de la nature de l'écoulement autour de la profil d'aile Naca 23012.

Implémenté par le logiciel Cfd basé sur la méthode des volumes finis pour résoudre les équations de Navier Stokes.

I.ED-DOKKALI, L. EL BAKKALI [8]: Cette étude étudie les phénomènes dynamiques qui nécessitent des aubes à section variable. Les résultats de l'étude fournissent un outil de simulation qui montre la répartition des contraintes dues à la flexion des pales pendant la rotation, en tenant compte à la fois des forces mécaniques et aérodynamiques nécessaires pour estimer la fatigue.

Abdelkader NOUR et all [9]: Cette étude porte sur le comportement dynamique des pales d'hélicoptère. Cette étude a été menée pour évaluer les charges aérodynamiques appliquées et évaluées par des simulations numériques de fréquence et de modes propres et pour calculer la contrainte agissant sur la structure dans différents modes.

I. Tawk, J. Aubry [10], Cette étude montre des dommages structuraux similaires aux pales d'un hélicoptère choqué. Cela permet une bonne représentation du comportement expérimental observé. La faible densité de maillage lui permet d'être utilisé pour la modélisation de structures réelles.

A.R.Shahani, S.Mohammadi [11] : Cette étude utilise une approche de tolérance aux dommages pour estimer la durée de vie des pales du rotor principal de l'hélicoptère sous des charges aléatoires. Tout d'abord, sur la base de la méthode d'essai ASTM E647, les caractéristiques de croissance des fissures de fatigue du longeron et les plages de facteurs d'intensité de contrainte critique sont obtenues.

I.2.Généralité sur un hélicoptère :

En novembre 1907, le premier décollage d'hélicoptère grandeur nature, à plus de 1,50 mètre du sol, a décollé il y a plus de 100 ans à Coquainvilliers près de Rjou (Normandie). Cette machine à double rotor de 203 kilogrammes (**Figure I.1**) a été pilotée par Paul Cornu, un jeune inventeur et constructeur qui avait 26 ans à l'époque. Le moteur qui entraîne le rotor est un Antoinette de 24 CV (1 CV = 736 W). D'autres tests importants de l'hélicoptère transportant des hommes ont été menés par Louis Breguet et Charles Richet en Duo la même année.

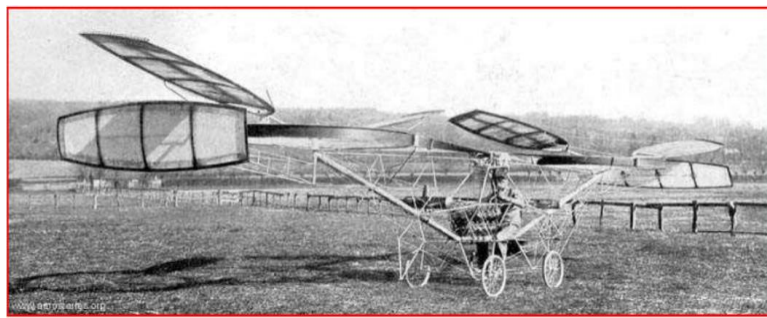


Figure I.1: La machine de Paul Cornu (1907)

Un hélicoptère est un giravion, avec des rotors assurant la portance et la propulsion en même temps à toutes les étapes du vol. Les hélicoptères peuvent survoler, ce qui leur permet d'effectuer des missions inaccessibles à la plupart des autres aéronefs.

L'hélicoptère réussit. C'est un fait et indiscutable. Des machines aussi complexes et coûteuses sont mises en œuvre aujourd'hui, là où les défaillances existent depuis longtemps. De telles déterminations sont assurément fournies par les machines. Cela ne vient certainement pas seulement des rêves, mais de tous les avantages des machines.

Des avantages tels que la praticité. Les hélicoptères n'ont plus besoin d'assistance si le transport nécessite au moins un ou deux aéronefs spécialisés. Vous pouvez vous rendre sur l'île en hélicoptère, ce qui nécessite un bateau et une voiture. Le sauvetage en montagne est rapide, mais l'envoi d'équipes de secours n'est pas si dangereux. De plus, il peut dépasser les 300 km/h, ce qui ne nécessite pas de routes et est plus rapide que tout sauf les avions, ce qui en fait un moyen d'intervention rapide [8].

I.3.Définition De Pales :

La pale est un siège qui tourne autour d'un axe. Il s'agit, dans certains cas, de l'aérodynamique ou de l'aérodynamique visant à créer un déplacement de la molécule de fluide dans laquelle se déplace le fluide et en profitant de la différence de pression qui en résulte, ou au contraire, en profitant du déplacement du fluide. C'est un dispositif hydrodynamique . Pour couple moteur. Plusieurs pales sont fixées au moyeu central pour former l'hélice ou le rotor.

I.4. Explication Du Trainée Et Portance :

I.4.1.Le Portance : (R_z)

La portance est la force qui permet à un aéronef de monter et de maintenir son altitude. Cette portance est égale au changement momentané de la déviation de l'air vers le bas. Le moment est le produit de la masse et de la vitesse. Par conséquent, la portance de l'aile est proportionnelle à la quantité d'air dévié vers le bas multipliée par la vitesse verticale de cet air.

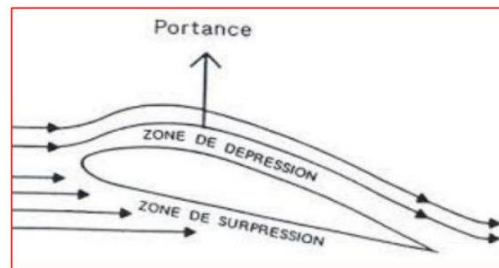


Figure I.2 :La portance

La portance aérodynamique est une composante de la force exercée par un corps en mouvement dans un fluide qui agit perpendiculairement à la direction du mouvement.

Il est perpendiculaire au contour de l'aile et pointe vers la surface supérieure (la surface extérieure du sommet de l'aile). La force est appliquée lorsque le flux d'air est invoqué, ou lorsque l'air initialement stationnaire accélère. La mécanique newtonienne prétend que pour chaque action, il y a la réaction opposée de force égale. Par conséquent, afin de générer de la portance, l'aile doit créer une action d'air produisant une réaction appelée portance.

$$R_z = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_z \quad (I.1)$$

I.4.2. Le Trainée : (R_x)

La résistance exercée par un fluide sur un objet lorsque le fluide ou l'objet se déplace l'un avec l'autre est appelée force de traînée. La force de traînée repousse le mouvement de l'objet et agit comme une force de friction. Pour mieux comprendre ce que représente la traînée totale, il faut imaginer que divers phénomènes sont impliqués. Considérant un objet mince, ce qu'on appelle la résistance de frottement La traînée liée à la vitesse du fil fluide domine. Cependant, au fur et à mesure que l'objet s'épaissit, c'est ce qu'on appelle la traînée de forme qui prend progressivement le relais. Cela se produit parce que la pression en aval de l'objet a chuté.

Pour les mouvements de transformateur ou supersoniques, il est nécessaire d'ajouter une composante dite de traînée d'onde due à l'apparition d'ondes de choc. La traînée, avec la portance, est l'une des deux forces fondamentales de l'aérodynamique. Cela correspond à la force de frottement de l'air en sens inverse de la vitesse de l'avion.

Il comporte plusieurs composants : la traînée induite générée sur l'aile (par exemple, l'aile) par la portance elle-même et les tourbillons qui apparaissent aux extrémités de l'aile. La forme de l'avion (par exemple, le train d'atterrissage produit une forte traînée), les interférences et l'air. trajectoire due au frottement. Trajectoire des vagues ci-dessus :

$$R_Z = \frac{1}{2} \rho V^2 . S . C_Z , C_Z = 2K_y \theta \quad (I.2)$$

θ : L'angle d'incidence exprimé en radians.

$$K_y = \frac{K}{1 + (2K/\pi y)} \quad (I.3)$$

K : Dépend du profil mais est voisin de

$$\pi C_X = C_X P + (C_Z^2 / \pi y) \quad (I.4)$$

$C_X P$: Somme des coefficients de traînée de pression et de traînée de frottement.

$(C_Z^2 / \pi y)$: Est la traînée induite.

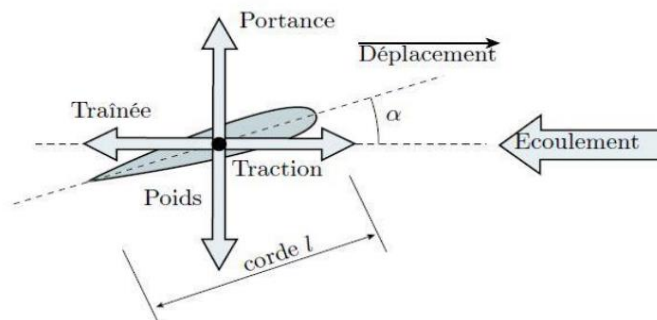


Figure I.3 : définition des forces qui s'exercent sur une voilure dans un écoulement fluide [12]

I.3.3. La Force Aérodynamique Total :

La force aérodynamique totale est due au flux d'air au-dessus et au-dessous de la pale. L'endroit où le flux d'air se divise en deux est appelé le point de collision.

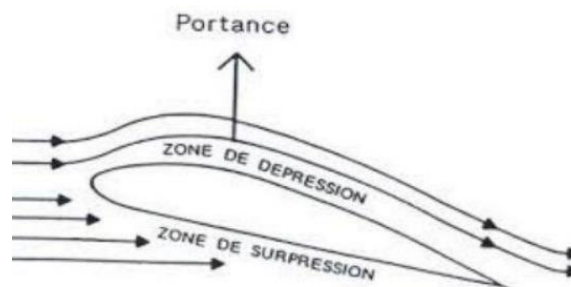


Figure I.4. Flux d'air autour d'une aile [12].

La figure ci-dessus montre le flux d'air autour de l'aile. Au bout du Le flux d'air est dévié vers le bas. Or, selon la troisième loi de Newton, toutes les actions sont égales et provoquent des réactions opposées. Par conséquent, les forces opposées agissent également sur les ailes, Ajoute des forces aérodynamiques. Cette force est générée par l'air circulant sur les ailes. Selon le théorème de Bernoulli, la forme de l'aile crée une région de basse pression sur l'extrados. Cette chute de pression crée une force ascendante. Aussi, la différence est

La pression entre le haut et le bas est très faible (environ 1 %), mais elle applique une force ascendante qui n'est pas importante compte tenu de la surface de la lame. Par conséquent, la surface de la lame joue également un rôle important.

I.3.4. Effet De Sol :

Même si vous planez au-dessus du sol au-dessus du diamètre du rotor principal, la surface ne bloquera pas le flux d'air. Dessinez ci-dessous Cependant, lorsque le vol stationnaire se fait près de la surface, il y a un phénomène appelé effet de sol. Le vecteur de portance augmente à mesure que le flux d'air induit à travers le disque du rotor est réduit par le frottement de surface. Cela réduit l'angle des pales du rotor et réduit la traînée induite pour la même portance. L'effet de sol limite également la création de tourbillons aux extrémités des pales en raison du flux d'air vers le bas et vers l'extérieur, permettant à plus de pales de générer un flux d'air. Si l'hélicoptère s'élève verticalement sans translation (en vol stationnaire), le flux d'air généré n'est pas restreint et le tourbillon de bout d'aile augmente à mesure que le flux d'air vers l'air diminue.

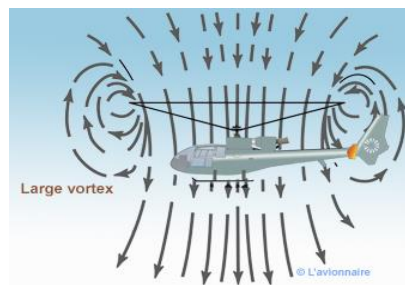


Figure I.5 : Effet de sol

L'effet de sol est maximisé lorsqu'il n'y a pas de vent sur une surface solide et lisse. Les herbes hautes, les terrains accidentés, la chaussée et les surfaces d'eau modifient le schéma du flux d'air et augmentent les tourbillons aux extrémités du rotor.

I.3.5. La Force Centrifuge :

La force centrifuge de l'hélicoptère est générée par la rotation et la masse des composants du rotor principal. Cette grande force a tendance à éloigner les éléments de leur centre de rotation. Pour un hélicoptère de deux à quatre passagers, la base de chaque pale a une charge d'environ 6 à 12 tonnes, et pour un gros hélicoptère elle peut atteindre 40 tonnes. Lorsqu'un hélicoptère est au sol, son poids et son envergure provoquent l'effondrement de ses pales. Lorsque le rotor commence à tourner, les pales sont soulevées par la force Centrifuge. À vitesse de croisière, il est entièrement déployé même lorsque l'avion est à l'arrêt. Il n'a pas encore décollé, ou l'incidence reste nulle.[13]

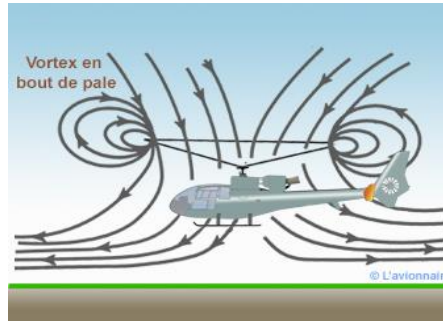


Figure I.6 :La force centrifuge

I.4. Le Rotor:

I.4.1. Définitions:

Le rotor principal est la partie rotative de l'hélicoptère qui produit la portance. Le rotor se compose d'un mât, d'un moyeu et d'une pale de rotor. Le mât est un arbre métallique cylindrique creux qui s'étend vers le haut à partir de la transmission et est entraîné et parfois soutenu. Au sommet du mât se trouve un point de montage pour les pales de rotor appelé moyeu. Les pales du rotor sont ensuite fixées au moyeu de diverses manières. Le rotor principal peut être constitué de 2 à 5 pales selon l'appareil. Ce qui suit est un rotor de type tige à deux pales [14]

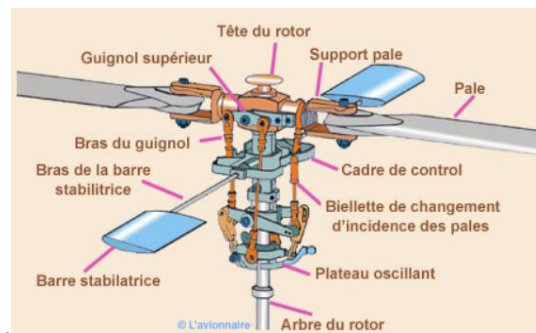


Figure I.7 : Le rotor principal est la partie rotative d'un hélicoptère

I.4.2. Classification Des Types Des Rotors :

Les systèmes de rotor principal sont classés en fonction de la manière dont les pales du rotor principal sont montées et de la façon dont elles se déplacent par rapport au moyeu du rotor principal. Les rotors peuvent être divisés en quatre types : les rotors articulés, les rotors semi-rigides, les rotors rigides et les rotors flexibles [14].

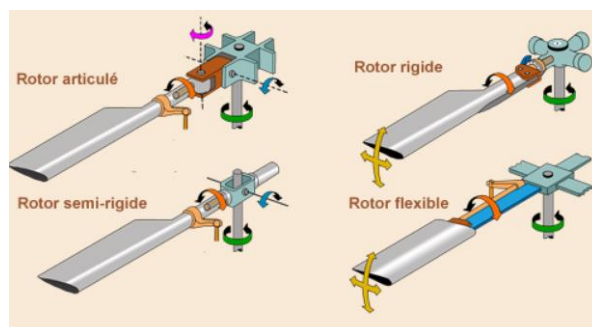


Figure I.8 : types des rotors

I.4.3.Principe De Fonctionnement :

Considérez tout cela car il existe des rotors principaux avec deux, trois, quatre pales ou plus, et différents fabricants ont des conceptions différentes pour transférer des entrées périodiques et collectives au système de rotor principal. C'est impossible.

Modelé sur un rotor à 2 pales Robinson R22 ou R44. Dans ce type d'hélicoptère, le plateau cyclique est fixé sur la rotule monobloc. Cela permet à l'ensemble du plateau cyclique de glisser de haut en bas sur le mât rotor (pour les entrées collectives) et de s'incliner (pour les entrées périodiques). La figure ci-dessous montre comment la contrainte collective affecte le plateau cyclique en faisant glisser le plateau cyclique vers le haut et vers le bas pour transmettre les changements de pas collectif. A gauche : plateau cyclique bas (distance entre deux petites flèches rouges).

A droite, le plateau cyclique se déplace sur le mât (distance entre les deux petites flèches rouges). La tige de tangage s'est déplacée vers le haut avec le plateau oscillant. Étant donné que l'ensemble du plateau cyclique s'est déplacé vers le haut sans changer son inclinaison, toutes les liaisons de pas se sont déplacées vers le haut d'une certaine quantité, mais elles continuent de monter et de descendre pendant la rotation en fonction de l'inclinaison du plateau cyclique.

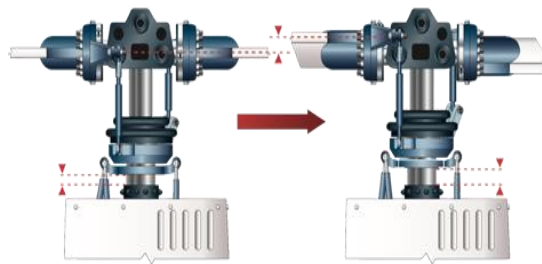


Figure I.9 : Le dessin montre comment les sollicitations du collectif affectent le plateau cyclique .

La figure ci-dessous montre comment les entrées périodiques affectent l'ensemble du plateau cyclique. Le plateau cyclique est horizontal à gauche. Tandis qu'à droite, il se penche. Lorsqu'elle est inclinée, la biellette se déplace vers le haut lorsqu'elle se déplace vers le côté droit de l'image et vers le bas lorsqu'elle se déplace vers le côté gauche de l'image. Le déplacement vers le haut et vers le bas augmente ou diminue l'inclinaison de la lame [14].

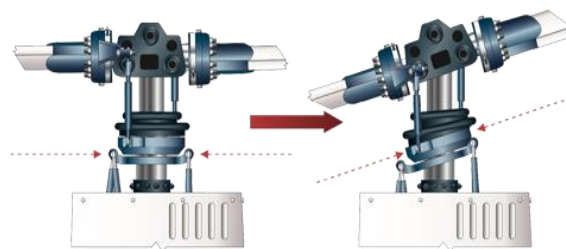


Figure I.10 : Le dessin montre comment les entrées cycliques affectent l'ensemble du plateau oscillant.

I.4.4. La Définition Plateau Cyclique :

Le plateau oscillant transmet les commandes au rotor principal, et Li est situé sur le mât du rotor et se compose de deux plaques, une plaque supérieure rotative et une plaque inférieure fixe.

Les deux plaques sont reliées par des roulements à billes qui font tourner la plaque supérieure. La plaque supérieure est reliée à la pale et tourne avec le rotor. La plaque de fond est reliée à des commandes périodiques et collectives commandées par un servo de plaque de fond fixe.

2. Plaque de fond fixe 3. Goupille de commande

4. Plaque supérieure mobile

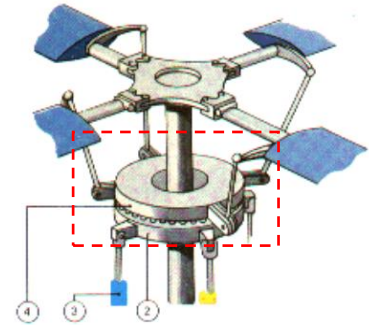


Figure I.11 :plateau cyclique

I.4.5. La Commande De Pas Cyclique :

Le contrôle périodique du pas affecte l'angle de chaque pale de rotor individuellement à divers points pendant la rotation de 360 °. L'angle des lames individuelles augmente dans la première moitié de chaque rotation et diminue dans la seconde moitié. Plus le pas des pales est raide, plus la portance sera générée dans certaines des rotations et plus le battement des pales sera élevé. Pendant le reste de la rotation, l'angle et la portance de la lame sont moins prononcés, de sorte que la lame ne monte pas beaucoup. À la suite de ce changement, l'ensemble du disque de rotor a une nouvelle pente. Cela change efficacement la direction de la poussée, permettant au pilote d'augmenter la vitesse d'avancement, d'incliner l'avion sur le côté et de changer de tangage. Le disque du rotor ne peut être incliné que jusqu'à un certain point. Si l'angle d'attaque est trop grand, la pale ne pourra pas générer suffisamment de portance. C'est ce qu'on appelle le décrochage.

I.4.6. La Fonctionnement Du Plateau Cyclique :

Le moyeu, les pales et le plateau cyclique supérieur sont intégrés et rotatifs. La commande incline ou relève le plateau cyclique inférieur et transmet son mouvement au plateau supérieur via des roulements à billes. Du coup, la biellette monte ou descend pour chaque pale. Changer l'incidence.

I.4.7. La Définition Biellette :

Il se compose d'une tige métallique et d'une rotule en plastique. Toutes les liaisons d'hélicoptère constituent une liaison de commande, par exemple, vous pouvez contrôler le pas du rotor et régler l'angle d'incidence mécanique des pales.

Les ajustements se font en allongeant ou en raccourcissant la tige. La rotule est du type à vis. Attention à ne pas trop desserrer les vis afin que les deux parties ne se séparent pas pendant le vol.

Nous vous recommandons de laisser au moins 3 tours comme marge de sécurité.



Figure I.12: biellette

I.4.8. La Fonctionnement De Biellette :

Avant de pouvoir passer à la théorie des vibrations pour une analyse plus approfondie du problème, nous devons définir correctement le problème. Tout d'abord, considérons le système mis en place pour contrôler la vibration des pales.

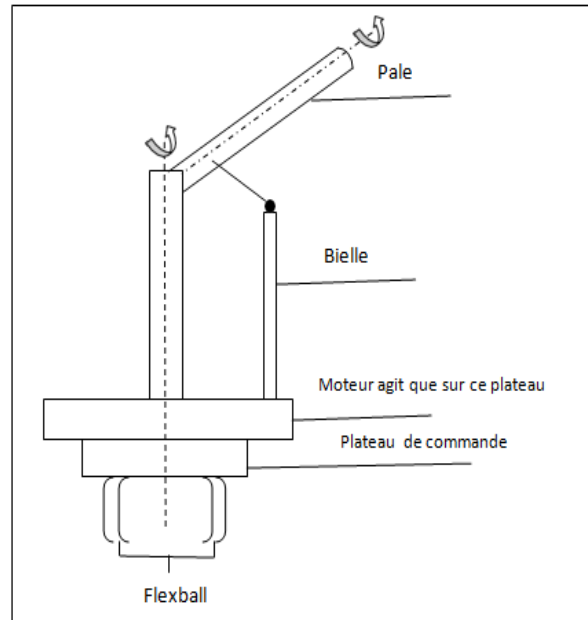


Figure I.13: Système de contrôle de l'angle de la pale

L'angle d'attaque doit changer au fur et à mesure que le pilote agit sur la colonne de manœuvre pour changer la direction du vol. Cela crée une portance maximale et minimale sur les disques du rotor distants de 180° . Le couple résultant incline le disque selon la conversion souhaitée. La pale oscille autour de son angle moyen (fixé par le pas collectif). L'angle atteint son minimum et maximum 90° avant d'atteindre sa position minimum. / Maximum L'effet de cette différence d'angle d'incidence est obtenu par un plateau oscillant inclinable. Celui-ci détermine la trajectoire de la bielle reliée à la pale. Du fait de la rotation du moteur, la bielle monte et descend en fonction de la position du plateau oscillant. Ce mouvement crée un moment autour de l'axe de rotation de la lame elle-même, réalisant ainsi le différentiel souhaité.

La fonction de la boule flexible est de donner au plateau cyclique l'inclinaison souhaitée. Trois billes flexibles sont connectées au panneau de commande. La position cumulée de la Flexball détermine la pente. C'est parce que le plan est défini à partir de trois points. Les billes flexibles ont la propriété de se dilater et de se contracter, et par conséquent, ces bielles sont flexibles et déformables. Par conséquent, lorsque vous appuyez sur le bâton, il agit sur la balle flexible et se dilate et se contracte, inclinant la plaque de contrôle et obtenant l'effet souhaité. L'avantage des balles flexibles est qu'elles minimisent les dimensions de l'hélicoptère.

Tout d'abord, nous abordons le problème en considérant une Flexball isolée stimulée par la force vibratoire externe de la lame. De cette façon, on peut faire une analogie classique en mécanique vibrationnelle avec des masses stimulées par des efforts variant dans le temps.

I.5. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons parlé de ce que les études tribales traitaient ainsi qu'en général de l'hélicoptère, et nous avons abordé certaines définitions telles que la pale et le rotor, et nous nous sommes spécialisés en parlant de manière simple sur le disque rotatif et sur comment il est contrôlé dans les pales de l'hélicoptère au moyen de. La tige de commande reliée à leur bâti et mentionnait certaines des caractéristiques de ce dernier.

Chapitre II :étude aérodynamiques

II.1. Introduction

Ce chapitre traite des bases de l'aérodynamique des hélicoptères qui permettent la modélisation des hélicoptères. En fait, le vol d'un hélicoptère se fait dans différents modes de vol unidirectionnel, bidirectionnel ou tri directionnel, dans chaque mode. Il peut se produire dans des conditions très différentes. Cependant, dans la littérature sur l'aérodynamique des hélicoptères [15] [16], les cas les plus importants analysés sont le vol vertical, le vol stationnaire et le vol en palier.

Ce chapitre considère la dynamique de la lame. Un élément essentiel d'un hélicoptère est le rotor, qui lui-même est constitué d'un ensemble de deux pales autour d'un axe quasiment vertical, dans un plan perpendiculaire à cet axe.

II.2. Définitions Aérodynamique :

Un domaine de la mécanique des fluides traitant de la compréhension et de l'analyse de l'écoulement de l'air et de ses effets sur les éléments solides qui les entourent. Ces effets peuvent être provoqués naturellement par un objet immobile exposé à un courant d'air se déplaçant à une certaine vitesse, un objet se déplaçant dans l'atmosphère, ou une combinaison des deux propositions mentionnées ci-dessus. Les domaines de recherche peuvent être subdivisés en aérodynamique incompressible et compressible selon les nombres de Mach. L'aérodynamique incompressible met en jeu les écoulements suivants : • Lorsque les nombres de Mach sont inférieurs à environ 0,2 (250 km/h) et placés dans cette classe de cours d'eau, certaines hypothèses simplifiées peuvent être faites lors de l'étude de ces cours d'eau. L'aérodynamique compressible est subdivisée en aérodynamique. • Vitesses subsoniques comprises entre Mach 0,2 (250 km/h) et Mach critique (environ 1200 km/h), vitesses transsoniques, vitesses supersoniques de Mach 1 à 5, et vitesses supersoniques extrêmes supérieures à Mach 5.

II.3. La Palette Rotor

Un élément important d'un hélicoptère est un rotor qui assure à la fois la portance et la translation de l'hélicoptère. Le rotor lui-même se compose d'un ensemble de deux pales ou plus.

II.4.Les Modes De Vol D'un D'hélicoptère

L'hélicoptère est une aéronef qui peut, en principe, exécuter trois sortes de vols:

- Un vol vertical (ascendant ou descendant),
- Un vol stationnaire,
- Un vol de translation.

II.4.1. Le Vol Vertical :

Pendant le vol vertical, la force résultante aérodynamique et le poids total sont deux forces dans la même direction mais dans des directions opposées. Le vol monte ou descend en fonction de la force aérodynamique supérieure ou inférieure au poids de l'aéronef. Pour les deux forces, la force résultante aérodynamique et le poids du dispositif sont égaux et opposés [17].

II.4.2.Le Vol Stationnaire :

Le rotor de l'hélicoptère est entraîné à vitesse constante et le mouvement vertical de l'hélicoptère est obtenu par le seul changement du pas des pales. A ce stade du vol, la portance de la pale reste la même pendant un tour du rotor. Il existe une position où la portance totale contrebalance exactement le poids de l'avion. C'est-à-dire que l'hélicoptère peut être stationnaire. S'il est bas, l'appareil tombera en panne. Il monte quand il est haut. [18]

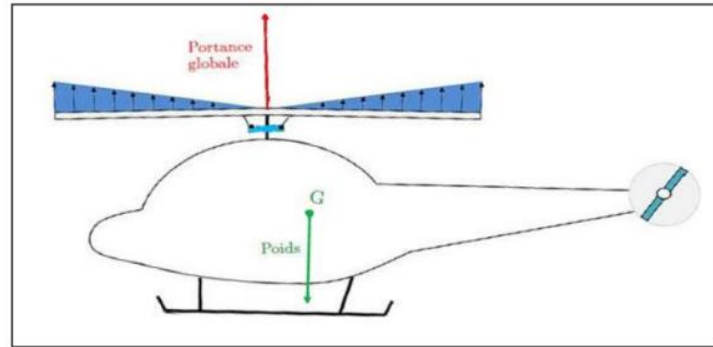


Figure. II.1: Vol stationnaire

II.4.3 Vol En Translation :

Une force horizontale est nécessaire pour que l'hélicoptère avance. Si la portance de la pale augmente lorsque la pale passe derrière le rotor, le poids et la portance se déplaceront et l'équilibre précédent sera perdu. Ensuite, l'appareil bascule vers l'avant. En conséquence, l'ascenseur n'est plus vertical. Cependant, la traînée globale (résistance à l'hélicoptère vers l'avant) est la composante de puissance car la principale composante verticale qui s'oppose au poids qui lui permet d'être maintenu en l'air demeure et la composante horizontale motrice produit un mouvement vers l'avant. Le pilote dispose de trois principaux systèmes de contrôle : les leviers cycliques (manches), les collectifs et les palonniers. Le manche contrôle l'angle du rotor principal en inclinant la tête du rotor, sur laquelle les pales sont montées au niveau de la liaison de pas, dans la direction de mouvement souhaitée à travers un plateau cyclique fixe. L'ensemble contrôle l'angle de pas commun de toutes les pales en conjonction avec un plateau oscillant qui modifie la portance générée par le rotor. Le palonnier augmente ou diminue la portance du rotor de queue, qui doit varier en fonction de la force agissant sur le rotor principal et donc de la position du collectif.[18]

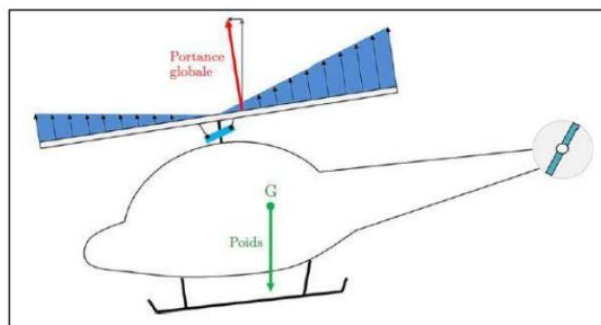


Figure II.2: translation de l'hélicoptère

II.5. Mobilités de la pale :

Les trois mobilités de la pôle sont (figureII.3):

Le battement β , levé de la pôle perpendiculairement au plan

rotor; La traînée $T\delta$, mouvement de pôle dans le plan rotor;

Le pas $P\theta$, rotation de la pôle suivant son envergure.

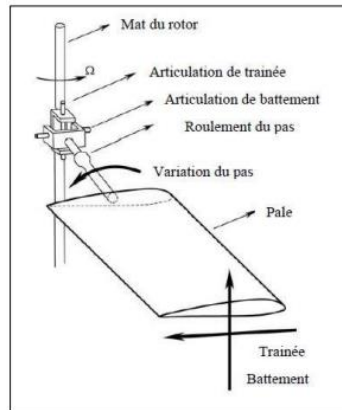


Figure II.3: Les degrés de libertés de la pale.

Le déplacement axial est beaucoup plus petit que ce dernier. Le déplacement du disque rotor est le secteur de balayage par les pales par tour. L'équilibre momentané des pales pour la traînée, l'inertie, la gravité et le contrôle du pilote provoque des mouvements de traînée et de battement. Le pas ajuste l'équilibre global du rotor pour assurer une portance et une propulsion données, dont la décision dépend d'un certain degré de liberté pour expliquer le mouvement de la pale. [19]

II.6. Articulations De La Pale:

La force de Coriolis générée par le battement provoque une vibration de traînée de la pale. Une façon de minimiser l'angle de battement est d'introduire un lien de joint, qui est un lien mécanique qui crée une liaison entre le pas de pale et le battement (Figure II.4). L'angle de pas de la pale est contrôlé par le levier de pas. Au bout de ce levier se trouve une commande pilote (point A) qui peut tourner autour de l'axe de l'articulation de pas. Le point A en dehors de l'action pilote est fixe et le décalage par rapport à l'axe des battements fait changer la hauteur de ton au fur et à mesure que le battement change [18].

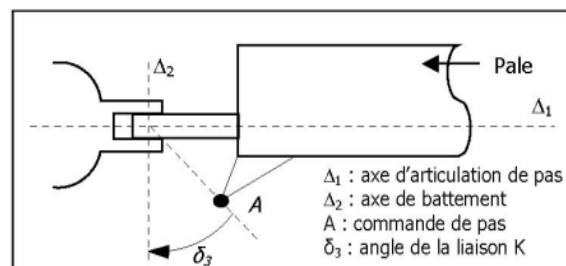


Figure II.4: Liaison de l'articulation de battement [19]

II.7. Aérodynamique Des Pales :

En effet, compte tenu des pales en rotation, la vitesse relative à l'air augmente avec le rayon. La portance est proportionnelle au carré de la vitesse, ce qui entraîne une distribution non uniforme de la portance, caractérisée par une force maximale au bout de l'aile (Fig. II.5).

Le résultat est une contrainte de flexion intense près de la base de la lame, ce qui peut entraîner des dommages structurels. Pour y remédier, la première méthode consiste à imposer une loi de torsion à la pale pour réduire la différence de portance entre la base de la pale et ses extrémités (Fig. II.6). [18]

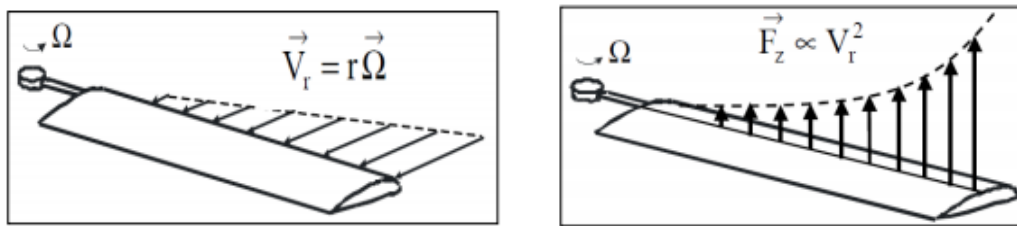


Figure II.5 : Vitesse relative d'une pale en rotation et conséquence sur les répartitions de Portance

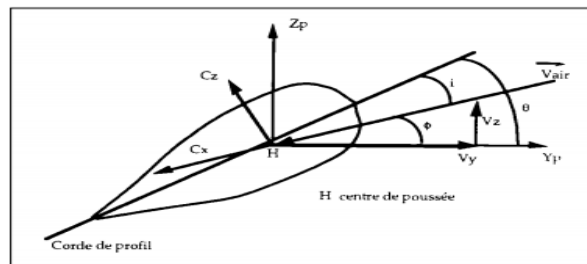


Figure II.6: Influence du vrillage des pales.

Les paramètres aérodynamiques constituent un très grand groupe de facteurs [20], des modèles les plus simples avec des temps de décomposition totalement négligeables aux modèles complexes. Ces différents paramètres sont insérés dans le calcul différemment dans trois cas :

- Les modèles 2D instantanés.
- Les modèles 2D avec histoire.
- Les modèles 3D.

II.8. Modèle De Pale Rigide :

Dans ce modèle, nous avons fait quelques hypothèses simplifiées pour obtenir une représentation analytique des forces aérodynamiques et inertielles générées par le rotor et le mouvement des pales. En particulier, l'analyse simplifiée conduit à ignorer les effets du décrochage, de la compressibilité, de la non-uniformité de la distribution des vitesses d'induction et des divers couplages inertiels [21].

II.8.1. Forces Et Moments D'inertie :

La pale est coupée en tronçons de différentes longueurs. L'extrémité de la section est soit un joint au niveau du moyeu (tangage, battement, traînée, liaison K) soit une coupure en bout de pale (flèche, statisme, pointe, etc.). Les formules les plus courantes pour les forces et les moments d'inertie appliqués à la section de pale rigide sont :

$$\begin{cases} \vec{F}_i = \int_{A_i}^{A_{i+1}} \rho \vec{\gamma}_p dv \\ \vec{M}_i = \int_{A_i}^{A_{i+1}} \rho \vec{A_i p} \wedge \vec{\gamma}_p dv \end{cases} \quad (II.1)$$

Où :

A_i est une articulation ou une cassure à l'extrémité de la pale ; c'est aussi l'origine du repère R_i

R_{i-1} : est le repère précédent l'articulation A_i R_i : est le repère suivant l'articulation A_i

P : est un point courant entre A_i et A_{i+1}

ρ : est la masse volumique de la pale

$\vec{\gamma}_p$: est l'accélération absolue de P

Transformer l'équation (II.1) pour ne montrer que les propriétés physiques de la pale et le passage des différents joints. Enfin, vous pouvez obtenir l'expression suivante :

$$\begin{cases} \vec{F}_i = m_i \vec{\gamma}_{A_i} + \frac{d\vec{\Omega}_i}{dt} \vec{M}_{s_{t_{A_i}}} + \vec{\Omega}_i \wedge (\vec{\Omega}_i \wedge \vec{M}_{s_{t_{A_i}}}) \\ \vec{M}_i = \vec{M}_{s_{t_{A_i}}} \vec{\gamma}_{A_i} + I_{A_i} \frac{d\vec{\Omega}_i}{dt} + \vec{\Omega}_i \wedge (I_{A_i} \cdot \vec{\Omega}_i) \end{cases} \quad (II.2)$$

Avec m_i : masse du tronçon $A_i - A_{i+1}$

I_{A_i} : tenseur d'inertie du tronçon

$\vec{M}_{s_{t_{A_i}}}$: Moment statique du tronçon rapporté en A_i $\vec{M}_{s_{t_{A_i}}}$

$\vec{\Omega}_i$: est la rotation instantanée de R_i par rapport à R_{i-1}

L'équation (II.2) montre les formules les plus courantes pour les forces et les moments d'inertie appliqués aux sections de pales rigides. Ces équations n'incluent que la vitesse et l'accélération au niveau des articulations (et des ruptures). Par conséquent, vous n'avez pas à les calculer en aucun point de la lame. Les données d'entrée sont la vitesse et l'accélération de la tête du rotor. Clause $\vec{\Omega}_i, \vec{V}_i, \vec{\gamma}_i$ et $\frac{d\vec{\Omega}_i}{dt}$ Il est calculé pas à pas à partir du centre de la tête rotor, en tenant compte des différents ordres de passage des volets, traînée et tangage.

II.8.2 .Forces Et Moments Aérodynamiques

La charge aérodynamique est évaluée selon la méthode classique de type élément de voilure. Un terme important dans le calcul des charges aérodynamiques est le vecteur vitesse absolu au centre de poussée. La figure II.7 ci-dessous montre la section transversale de la pale.

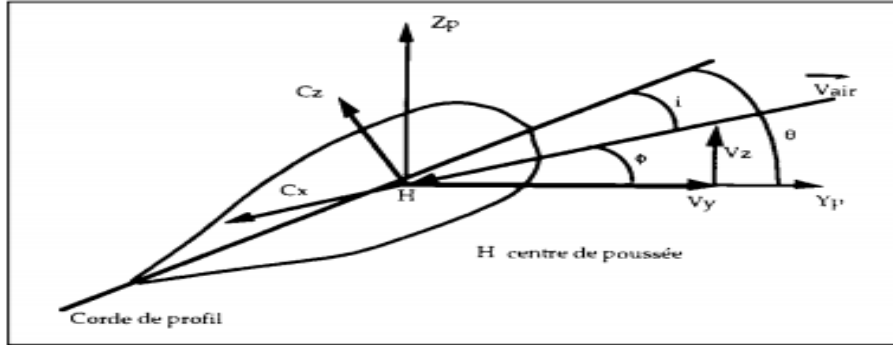


Figure II.7: Forces aérodynamiques sur un élément de pale

V : est la vectrice vitesse de l'élément de pale par rapport à l'air.

i : est l'incidence locale (c'est à dire l'angle que fait la corde de la pale par rapport à la vitesse relative pale/air).

θ : est l'angle de pas local (c'est à dire l'angle que fait la corde de la pale par rapport au plan de référence- le plan du rotor -).

Il vient:

$$\phi = \text{Arctg} \left(\frac{V_z}{V_y} \right) \text{ et } i = \theta - \phi \quad (\text{II.3})$$

Le nombre de Mach local M est défini comme le rapport entre la vitesse de l'élément de lame et la vitesse du son:

$$M = \frac{\sqrt{V_y^2 + V_z^2}}{\alpha}$$

Connaissant l'incidence et le Mach, nous pouvons évaluer les coefficients aérodynamiques C_z , C_x et C_m . Les forces et moments aérodynamiques sont alors donnés par:

$$\frac{dF_z}{dx} = \frac{1}{2} \rho l V^2 (C_z \cos \phi - C_x \sin \phi) \quad (\text{II.4})$$

$$\frac{dF_y}{dx} = -\frac{1}{2} \rho l V^2 (C_z \sin \phi - C_x \cos \phi) \quad (\text{II.5})$$

$$\frac{dM_x}{dx} = -\frac{1}{2} \rho l V^2 C_m \quad (\text{II.6})$$

II.8.3. Vitesses Induites

En vol stationnaire et en vol vertical, le champ de vitesse induit par le rotor est calculé par la méthode de l'anneau. Il s'agit d'une théorie des fluides appliquée localement. Les équations de base données par la théorie des fluides sont :

$$\vec{F}_N = -2\rho s |\vec{V}_0 + \vec{V}_i| \vec{V}_i \quad (\text{II.7})$$

Où :

$\vec{V}_i$: est la vectrice vitesse induite moyenne, perpendiculaire au disque rotor.

$\vec{V}_0$: est la vitesse de l'air à l'infini amont ($\vec{V}_0 = -\vec{V}$ si $\vec{V}$ est la vitesse de l'appareil).

$\vec{F}_N$: est la poussée normale au disque rotor.

S : est la surface du disque rotor.

ρ : est la densité de l'air. Soit $(\mathbf{O}, \mathbf{X}, \mathbf{Y}, \mathbf{Z})$ le trièdre lié au disque rotor

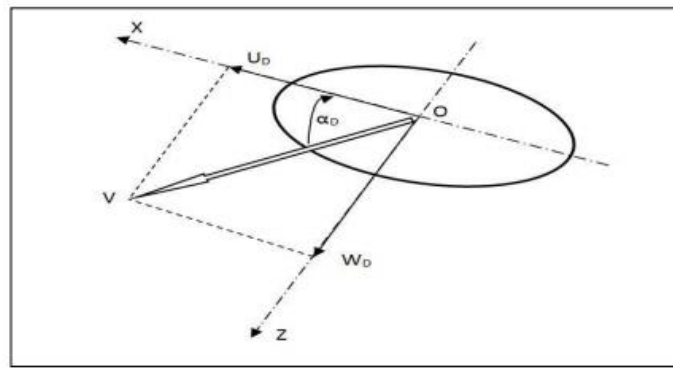


Figure II.8: Vitesses induites par le rotor

L'incidence du disque rotor α_D est définie par:

$$\alpha_D = \text{Arctg}\left(\frac{\omega_d}{u_d}\right) \quad (\text{II.8})$$

II.10. Modèle Analytique Du Rotor :

Examiner le mouvement de la lame tournant à une vitesse angulaire de autour d'un axe fixe. La pale peut se déformer selon le nombre B en mode de battement (mode de flexion dans le plan vertical) et le nombre T en mode de traînée (mode de flexion dans le plan horizontal). De plus, tenez compte de la possibilité de vrillage θ sur la lame. Établir l'équation du mouvement à l'aide de la méthode de Lagrange appliquée à la description modale. C'est-à-dire que les inconnues sont les coordonnées modales et les angles de torsion pour chaque mode de déformation.

II.10.1. Modèle Inertiel

Afin de bien expliquer les déformations possibles de la pale, nous présenterons les différentes références nécessaires à la modélisation. La référence $R_0 = (0, X_0, Y_0, Z_0)$ est une référence de référence fixe. Il est lié au fuselage de l'avion. O est le centre du rotor, X_0 est l'axe horizontal vers l'arrière de l'avion, Y_0 est à droite et Z_0 est vers le haut. A partir de ce système de coordonnées fixe, nous introduisons le système de coordonnées tournant $R_1 = (0, X_1, Y_1, 1)$. C'est la vitesse de rotation de la pale estimée à partir de R_0 par la rotation de l'angle $\Psi = \Omega t$ autour de Z_0 . Par conséquent, il y a les suivants :

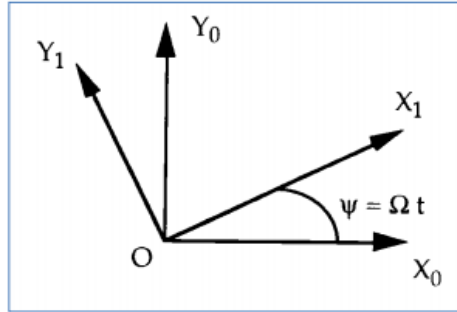


Figure II.9: mobilité de la pale dans différents repères R0 et R1

$$\begin{cases} \vec{X}_1 = \cos \Psi \vec{X}_0 + \sin \Psi \vec{Y}_0 \\ \vec{Y}_1 = \sin \Psi \vec{X}_0 + \cos \Psi \vec{Y}_0 \\ \vec{Z}_1 = \vec{Z}_0 \end{cases} \quad (\text{II.15})$$

A partir du repère de rotation R_1 , nous introduisons un repère supplémentaire $R_2 = (0, X_2, Y_2, Z_2)$ qui prend en compte la torsion de la lame. Ce critère est obtenu à partir de R_1 en le faisant pivoter d'un angle θ autour de X_1 . L'angle étant l'angle de torsion de la pale, il peut être obtenu à partir de l'équation suivante.

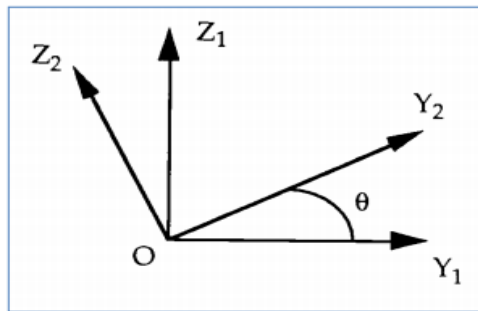


Figure II.10: mobilité de la pale dans différents repères R1 et R2

$$\begin{cases} \vec{X}_2 = \vec{X}_1 \\ \vec{Y}_2 = \cos \theta \vec{Y}_1 + \sin \theta \vec{Z}_1 \\ \vec{Z}_2 = -\sin \theta \vec{Y}_1 + \cos \theta \vec{Z}_1 \end{cases} \quad (\text{II.16})$$

Dans le repère R_2 , la pale subit une déformation en flexion dans deux plans $(0, X_2, Z_2)$ -déformation flottante- et $(0, X_2, Y_2)$ -déformation en traînée- (Fig. II.11).

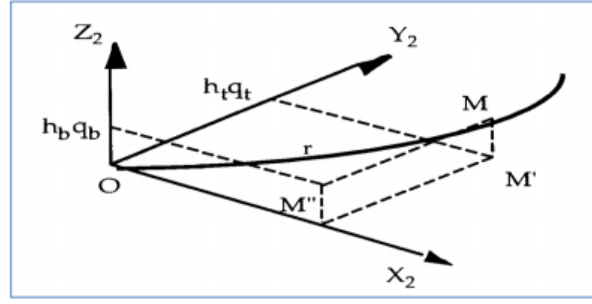


Figure II.11: Modélisation de la pale déformée dans le repère R2

Nous noterons h_{ti} (resp. h_{bi}) la forme modale du ième mode de trainée (resp. de battement) et q_{ti} (resp. q_{bi}) la coordonnée modale du ième mode de trainée (resp. de battement). Dans la suite, nous considérerons un nombre B de modes de battement et un nombre T de modes de trainée. En introduisant les notations synthétiques suivantes:

$$h_t q_t = \sum_{i=1}^T h_{ti} q_{ti} \quad \text{et} \quad h_b q_b = \sum_{i=1}^B h_{bi} q_{bi} \quad (\text{II.17})$$

Ensuite, en se focalisant sur la distance r entre le centre du rotor et le point courant M de la pale, on peut représenter la position du point M au repère R_2 après avoir subi une déformation en flexion.

$$\overrightarrow{OM} = r \vec{X}_2 + h_t q_t \vec{Y}_2 + h_b q_b \vec{Z}_2 \quad (\text{II.18})$$

Equations pour passer du repère R_2 au repère R_1 puis au repère R_0 Equations (II.15) et (II.16) Permet d'écrire la position du point courant de la pale M dans le repère fixe.

$$\overrightarrow{OM} = \begin{cases} [r \cos \Psi - (h_t \cos \theta - h_b q_b \sin \theta) \sin \Psi] \vec{X}_0 \\ [r \sin \Psi - (h_t q_t \cos \theta - h_b q_b \sin \theta) \sin \Psi] \vec{Y}_0 \\ [h_t q_t \sin \theta + h_b q_b \cos \theta] \vec{Z}_0 \end{cases} \quad (\text{II.19})$$

La vitesse $V(M)$ d'un point courant M de la pale est alors :

$$\begin{aligned} \vec{V} = & [-r\Omega \sin \Psi - (h_t \dot{q}_t \cos \theta - h_t \dot{q}_t \dot{\theta} \sin \theta - h_b \dot{q}_b \sin \theta - h_t \dot{q}_t \dot{\theta} \cos \theta) \sin \Psi - \\ & \Omega (h_t q_t \cos \theta - h_b q_b \sin \theta)] \vec{X}_0 + [-r\Omega \cos \Psi - (h_t \dot{q}_t \cos \theta - h_t q_t \dot{\theta} \sin \theta - h_b \dot{q}_b \sin \theta - \\ & h_b q_b \dot{\theta} \cos \theta) \sin \Psi - \Omega (h_t q_t \cos \theta - h_b q_b \sin \theta) \sin \Psi] \vec{Y}_0 + [h_t \dot{q}_t \sin \theta + h_t q_t \dot{\theta} \cos \theta + \\ & h_b \dot{q}_b \cos \theta - h_b q_b \dot{\theta} \sin \theta] \vec{Z}_0 \end{aligned} \quad (\text{II.20})$$

L'angle de torsion de la lame de θ peut être divisé en deux sections :

- La composante statique constante θ_0 le long de la pale peut être assez inclinée dans une configuration réelle, atteignant 10° en vol à haute portance.
- La composante dynamique θ_d , qui reste faible par rapport à la composante statique, mais est fortement impliquée dans la dynamique de la pale. Supposons que cet angle dynamique change le long de la lame.

Pour la suite de cette étude, nous ferons deux approximations :

$$\cos \theta = \cos \theta_0 \quad \sin \theta = \sin \theta_0$$

En faisant ces approximations, tous les termes de θ_d sont ignorés dans l'équation de l'énergie cinétique de la pale. Pendant ce temps, gardez tous les termes à θ_d . Pour le mouvement de torsion de la pale, le terme dynamique rapide θ_d est important - et pour le mouvement dynamique de très faible amplitude - le terme θ_d est négligeable. Sous cette approximation, la formule de la vitesse absolue du point actuel de la pale M s'écrit :

$$\begin{aligned} \vec{V} = & [-r\Omega \sin\Psi - (h_t \dot{q}_t \cos\theta_0 - h_t \dot{q}_t \dot{\theta}_d \sin\theta_0 - h_b \dot{q}_b \sin\theta_0 - h_t \dot{q}_t \dot{\theta}_d \cos\theta_0) \sin\Psi - \\ & \Omega(h_t q_t \cos\theta_0 - h_b q_b \sin\theta_0)] \vec{X}_0 + [-r\Omega \cos\Psi - (h_t \dot{q}_t \cos\theta_0 - h_t q_t \dot{\theta}_d \sin\theta_0 - h_b \dot{q}_b \sin\theta_0 - \\ & h_b q_b \dot{\theta}_d \cos\theta_0) \sin\Psi - \Omega(h_t q_t \cos\theta_0 - h_b q_b \sin\theta_0) \sin\Psi] \vec{Y}_0 + [h_t \dot{q}_t \sin\theta_0 + h_t q_t \dot{\theta}_d \cos\theta_0 + \\ & h_b \dot{q}_b \cos\theta_0 - h_b q_b \dot{\theta}_d \sin\theta_0] \vec{Z}_0 \end{aligned} \quad (\text{II.21})$$

Pour utiliser la méthode de Lagrange, l'énergie cinétique totale des pales est exprimée en fonction d'inconnues : q_{ti}, q_{bi} , et θ_d . Les énergies cinétiques totales de mouvement des pales sont :

$$T_t = \frac{1}{2} \int_0^R \overline{V(M)^2} dm = \frac{1}{2} \int_0^R \overline{V(M)^2} \lambda(r) dr \quad (\text{II.22})$$

Où $\mathbf{R}$ est le rayon de la lame et $\lambda(\mathbf{r})$ est la densité linéaire de la lame. Vous devez également calculer l'énergie cinétique de rotation T_r de la lame. Soit $\mathbf{I}_r$ le moment d'inertie de torsion de la section transversale de la pale à une distance $\mathbf{r}$ du centre du rotor :

$$T_t = \frac{1}{2} \int_0^R I_r \dot{\theta}_d^2 dm \quad (\text{II.23})$$

Supposons alors que la distribution de masse est uniforme le long de la pale. C'est-à-dire $\lambda(\mathbf{r}) = \lambda = \mathbf{mp} / \mathbf{R}$ (mp est la masse totale de la lame). De plus, nous supposons que la torsion dynamique est dominée par un seul mode de déformation, c'est-à-dire $\theta_d(\mathbf{r}, \mathbf{t}) = \mathbf{f}(\mathbf{r}) \theta_d$. Où $\mathbf{r}$ est la distance entre le centre du rotor et le point courant. Est la distance de la lame.

II.10.2. Modèle Elastique

Ensuite, nous devons calculer l'énergie de déformation stockée dans la pale lors de la déformation. Pour cette raison, la section transversale de la pale est supposée symétrique. En d'autres termes, l'axe élastique et l'axe de torsion sont les mêmes. De cette façon, le rythme de l'énergie de liaison, de la torsion et du glissement peut être ignoré. Par conséquent, l'énergie de déformation totale $\mathbf{U}$ est la somme des énergies de déformation de battement, de traînée et de torsion.

$$U = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^T \mu_{ti} \omega_{ti}^2 q_{ti}^2 + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^B \mu_{bi} \omega_{bi}^2 q_{bi}^2 + \frac{1}{2} GJ \theta_d^2 \quad (\text{II.24})$$

Où μ_{ti} et ω_{ti} sont respectivement la masse de mode et la pulsation propre du i ème mode de traînée. La même notation est utilisée pour les modes de battement d'indice $\mathbf{b}$. Dans le terme d'énergie de déformation de torsion, $\mathbf{G}$ est le module de cisaillement et $\mathbf{J}$ est le moment d'inertie polaire de la pale. Par conséquent, le produit $\mathbf{GJ}$ est la rigidité en torsion de la lame. Enfin, notons également que le terme θ_0 n'intervient pas dans l'équation de l'énergie de déformation, la pale étant supposée en équilibre à une position déjà inclinée de cet angle de tangage statique θ_0 .

II.10.3. Prise En Compte Des Efforts Aérodynamiques :

Introduisez des forces aérodynamiques dans les pales du modèle précédent pour simuler le mouvement physique du rotor de l'hélicoptère. Seuls les ascenseurs et les drags y sont organisés. La figure II.12 montre la section transversale de la pale et la direction de la force aérodynamique dans cette section transversale.

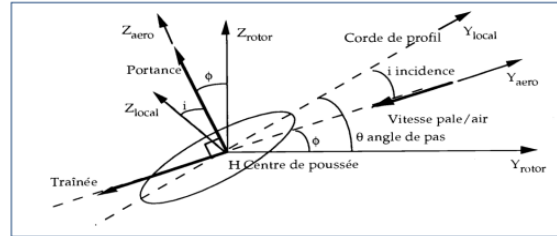


Figure II.12 : Modélisation des efforts aérodynamiques sur une section de pale

vous pouvez définir le système de coordonnées local associé pour la section de la lame. Ce repère local a le centre de poussée de la section par rapport à l'origine **H** (le point où la force aérodynamique est appliquée), avec l'axe **X_{local}** perpendiculaire à la section comme axe principal, et la direction **Y_{locale}**. La portance et la traînée s'expriment naturellement dans le code du profil qui complète directement le trièdre et le repère **Z_{local}{H, X_{aero}, Y_{aero}, Z_{aero}}**. Ce système de coordonnées est défini à partir du système de coordonnées précédent en faisant pivoter l'angle **i** autour de **X_{local}**, comme le montre la (Figure II.10). L'angle **i** est l'angle d'incidence dans la section transversale, c'est-à-dire l'angle auquel la corde du profil regarde dans la direction du vent relatif. Dans cette référence, la portance de base **dP** et la traînée de base **dT** sont décrites comme suit :

$$\begin{aligned} dP &= N_z(i)V_{air}^2 \\ dT &= N_y(i)V_{air}^2 \end{aligned} \quad (II.25)$$

Où N_z et N_y sont les coefficients aérodynamiques de portance et de traînée V_{air} est la vitesse du centre de poussée par rapport à l'air.

Pour la représentation de la vitesse V_{air} , seule la vitesse produite par le mouvement du corps rigide de la pale, c'est-à-dire la rotation de l'appareil et éventuellement la vitesse d'avancement **V**, est prise en compte. La déformation élastique de la lame est négligeable par rapport à la vitesse provoquée par le mouvement global. Avec cette approximation, on peut écrire :

$$V_{air} = r\Omega + V\sin\Psi \quad (II.26)$$

Où Ψ est l'azimut de la pale, c'est-à-dire la position de la pale par rapport au repère lié au dispositif. Si $\Psi = 0$, la lame pointe vers l'arrière, et si $\Psi = \pi / 2$, les lames pointent vers le côté droit de l'appareil. À cet azimut particulier, la vitesse relative est en fait $r\Omega + V$. La portance de base **dF_z** et la traînée **dF_y** doivent être exprimées dans des repères fixes (**X_{rotor}**, **Y_{rotor}**, **Z_{rotor}**) estimés à partir du repère aérodynamique par rotation. d'Angle 4) $X_{aéro}$ Circonférence Voir Figure (II.10).

Il vient donc: $df_z = dP \cos \phi - dT \sin \phi = (N_z V_{air}^2 \cos \phi - N_y V_{AIR}^2 \sin \phi) dr$

$$df_y = -dT \cos \phi - dP \sin \phi = (N_z V_{air}^2 \sin \phi - N_y V_{air}^2 \cos \phi) dr \quad (II.27)$$

L'angle ϕ est défini $\cos \phi = \frac{V_y}{V_{air}}$ par $\sin \phi = \frac{V_z}{V_{air}}$ et $\sin^2 \phi + \cos^2 \phi = 1$, où V_y et V_z sont les composantes de la vitesse du centre de poussée de la section selon les directions rotor et $\mathbf{Z}_{rotor}$. Si nous faisons l'hypothèse supplémentaire que le centre de gravité et le centre de poussée de la section sont confondus, alors ces termes de vitesses ont déjà été calculé lors de l'étude de la dynamique de la pale - équation (1.23) .

Nous avons donc:

$$\begin{aligned} V_y &= [r\Omega \sin \Psi - (h_t \dot{q}_t \cos \theta_0 - h_t q_t \dot{\theta}_d \sin \theta_0 - h_b \dot{q}_b \sin \theta_0 - h_b q_b \dot{\theta}_d \cos \theta_0) \cos \Psi \\ &\quad - \Omega (h_t q_t \cos \theta_0 - h_b q_b \sin \theta_0) \sin \Psi] \\ V_z &= [h_t \dot{q}_t \sin \theta_0 + h_t q_t \dot{\theta}_d \sin \theta_0 + h_t \dot{q}_t \cos \theta_0 - h_t q_t \dot{\theta}_d \sin \theta_0] \end{aligned} \quad (II.28)$$

Equation (II.27) s'écrit donc:

$$\begin{aligned} dF_z &= (r\Omega + V \sin \Psi) (N_z V_y - N_y V_z) dr \\ dF_y &= -(r\Omega + V \sin \Psi) (N_z V_z - N_y V_y) dr \end{aligned} \quad (II.29)$$

La force généralisée qui intervient dans l'équation de Lagrange associée au degré de liberté q_i est:

$$Q_{qi} = \int_{pale} dF_y \frac{\partial y}{\partial q_i} + dF_z \frac{\partial z}{\partial q_i} \quad (II.30)$$

Par conséquent, vous devez évaluer les coordonnées $\mathbf{Y}$ et $\mathbf{Z}$ du centre de poussée de la section dans le système de coordonnées fixe ($\mathbf{X}_{rotor}$, $\mathbf{Y}_{rotor}$, $\mathbf{Z}_{rotor}$). A partir de l'équation (II. 19), reprenant l'hypothèse que l'angle de tangage total et l'angle de tangage statique peuvent être confondus pour les études aérodynamiques, on obtient immédiatement l'équation suivante :

$$\begin{aligned} Y &= r \sin \Psi + (h_t q_t \cos \theta_0 - h_b q_b \sin \theta_0) \cos \Psi \\ Z &= h_b q_b \cos \theta_0 + h_t q_t \sin \theta_0 \end{aligned} \quad (II.31)$$

II.11. Conclusion :

Au début de ce chapitre nous avons présenté la définition de l'aérodynamique, ainsi que la dynamique de l'hélicoptère et la connaissance des forces aérodynamiques résultant de la pale , et nous avons abordé le modèle analytique du rotor .

Et déterminer les forces aérodynamiques et la force centrifuge, en tenant compte des forces aérodynamiques.

Chapitre III :Modélisation Par MEF D'un Bielle

III.1. Introduction

Analyser les phénomènes naturels généraux et les problèmes d'ingénierie

En particulier, nous avons souvent Assurez-vous que vous avez un problème problématique autant que possible. Le développement de modèles mathématiques repose généralement sur des hypothèses de base et des hypothèses simplifiées, et l'équation principale est souvent une équation différentielle avec des conditions aux limites supplémentaires. Par exemple, la théorie élastique est basée sur les hypothèses de base de l'existence de vecteurs de contraintes, et les équations générales de l'élasticité linéaire isotrope supposent de petites déformations, l'homogénéité du matériau et isotrope, et la linéarité de couplage. Stress et tensions.

La résolution analytique des équations différentielles peut être difficile Insurmontable et il n'y a pas de solution exacte pour expliquer le problème étudié Toujours facile à trouver. Utilisation de modèles physiques et de simulations Expérimental pour trouver une solution similaire à celle que vous recherchez Vous constaterez que cela coûte du temps et des ressources. Les progrès de l'informatique et les performances supérieures des ordinateurs ont permis de résoudre des systèmes d'équations différentielles extrêmement complexes. Ainsi, plusieurs techniques de décomposition numérique ont été développées et appliquées avec succès pour obtenir des solutions satisfaisantes à divers problèmes d'ingénierie.

La méthode des éléments finis est l'une des technologies numériques les plus puissantes.

L'un des principaux avantages de cette méthode est le fait qu'elle offre les possibilités suivantes:

Développer un programme qui peut résoudre certains problèmes avec quelques modifications
Le type de problème.

III.2. Historique De La Méthode

La méthode des éléments finis est le résultat de deux axes de recherche:

Mathématiques et sciences de l'ingénieur. Mathématiques : Un outil qui renvoie aux résidus pondérés de Gauss (1775), Galerkin (1915), Biezenokoch (1923) et aux méthodes variationnelle de Rayleigh (1870) et Ritz (1909). Sciences de l'ingénieur : Hrenikoff (1941), Henry (1943) et Newmark (1949) ont commencé leurs contributions dans les années 1940, abordant d'abord les structures continues et approchant de petites parties de problèmes continus à longue tige. Par conséquent, l'idée de base des éléments finis. Argyris (1955), Turner (1956), Glough (1956) et Martin (1956) ont fait une analogie directe en adoptant un comportement simplifié dans les petites pièces. Le déplacement doit changer linéairement, comme pour chaque barre ou poutre dans un système discret. Chaque panneau est décrit par une matrice de rigidité et l'assemblage donne la rigidité totale du milieu continu. C'est ainsi qu'est née la méthode des éléments finis nommée « panel. »

Argyris et Kelsy (1960) ont utilisé le concept d'énergie pour analyser la structure et

Utilisation de méthodes mathématiques (résidus pondérés, principe variationnels, etc.).

Le terme « élément fini » a été utilisé pour la première fois par Glough (1960).

Il y a un développement rapide de la méthode. Dans les années 1960; Zienkiwicz (1965), De Arante (1968), Oliviera (1968), Green (1969), Tones (1969), Lay (1969), Storne (1969), Finlayson (1975) Résidus pondérés généraux Form, que est, le modèle mathématique de FEM. En 1969, MEF a été reconnu et utilisé comme un outil populaire pour résoudre l'EDP.

Il résout les problèmes non linéaires et non stationnaires dans certains domaines.

Résolution de l'équation de Navier-Stokes incompressible en mécanique des fluides

La vitesse a commencé avec un élément fini en utilisant la formulation de pression années 1970.

III.3. Définition Sur La Méthode

La méthode consiste à diviser la région physique à traiter en plusieurs sous-régions appelées éléments finis dont les dimensions ne sont pas infinitésimales.

La solution requise est remplacée par une simple approximation polynomiale pour chaque élément, et le domaine peut être reconstruit comme un assemblage ou une somme de tous les éléments.

III.4. Avantage De La Méthode Des Eléments Finis

- On peut représenter un grand nombre de formes de structures à l'aide du modèle analytique général commun .
- La faculté de définir des maillages très irréguliers et depuis l'origine est l'un des grands avantages de la méthode des éléments finis.
- On peut accepter des lois complexes de propriétés intrinsèques des matériaux si on compare aux possibilités des méthodes classiques de résolution, et offrent plus vastes perspectives en analyse non linéaire.

III.5. Les Grandes Lignes De La Méthode

Ce paragraphe essaie de présenter les étapes de manière simplifiée Outils nécessaires pour appliquer et mettre en œuvre la méthode des éléments finis. Pour résoudre un problème physique par la méthode des éléments finis, suivez approximativement les étapes ci-dessous. (Fig. III.1) :

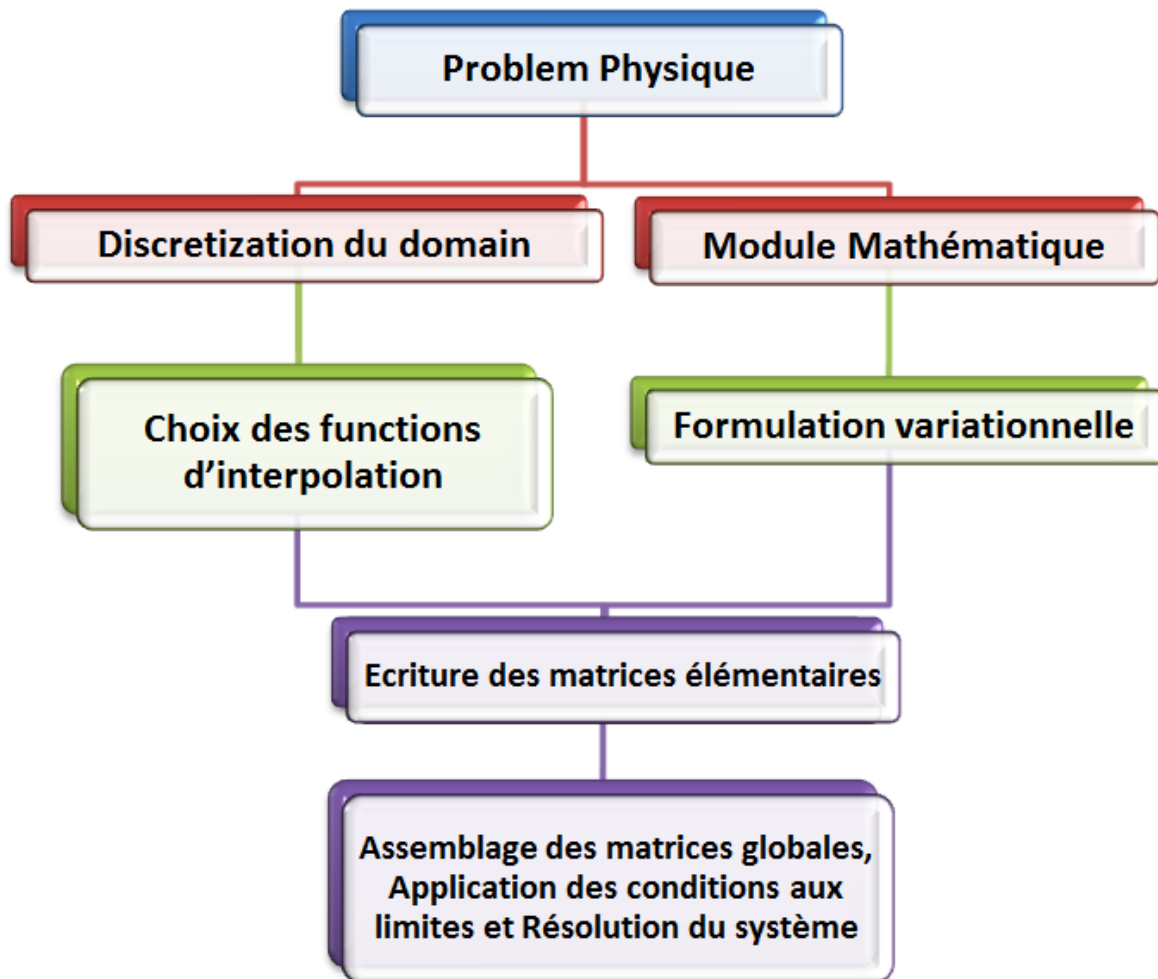


Figure III.1 : Etapes générales de la méthode des éléments finis

Etape 1 : Formulation d'équations gouvernantes et de conditions aux limites.

La plupart des problèmes d'ingénierie sont décrits par les équations différentielles suivantes. Dérivées partielles liées aux conditions aux limites définies dans le domaine et à leurs Contour. Pour appliquer FEM, ces équations doivent être réécrites dans le format suivant: Intégral. Les expressions faibles sont souvent utilisées pour inclure des conditions. Limites.

Etape 2 : Diviser un domaine en sous-domaines.

Cette étape consiste à discrétiser les domaines au sein de l'élément et à calculer la cohésion de l'élément. Coordonnées de chacun et de son nœud. Elle constitue donc la phase suivante. Préparation des données géométriques.

Etape 3 : Approximation des éléments.

Pour chaque élément, des variables telles que le déplacement, la pression et la température Il est approximé par une simple fonction linéaire, polynomiale ou autre. Diplôme de Le polynôme d'interpolation est lié au nombre de nœuds dans l'élément. Approximatif Le nœud est approprié. A ce stade, la matrice est construite Élémentaire.

Etape 4 : Assemblage et application des conditions aux limites.

Assembler toutes les propriétés d'un élément (masse, rigidité,...)

Entraînez un système algébrique pour les valeurs de nœuds de variables physiques. Dans ce Niveau pour construire une matrice en utilisant la connectivité calculée à l'étape 2 Global à partir de la matrice élémentaire.

Etape 5 : Résolution à l'échelle du système:

L'ensemble du système est linéaire ou non linéaire. Il définit l'un des problèmes d'équilibre Cela concerne les problèmes de valeur critiques lorsqu'ils sont stationnaires ou statiques, ou lorsque cela est nécessaire.

III.6. La Formulation Élémentaire Au Niveau De L'élément Fini

Pour chaque élément, sélectionnez la fonction d'interpolation dans le système de coordonnées local.Représente le changement de déplacement au sein de cet élément par rapport au déplacement du nœud.Ensuite, pour chaque élément, calculez la matrice de rigidité et de masse, et le vecteur de force.Ces propriétés de base sont ensuite converties en repères structurels..

III.7. La Formulation Globale Au Niveau De La Structure Complète

Il s'agit de trouver une représentation matricielle de l'énergie potentielle en fonction du déplacement inconnu à tous les nœuds de la structure pour une structure complète.

Cette étape nécessite l'assemblage de la matrice de rigidité et de masse structurelle et des vecteurs de force et de déplacement à partir des propriétés de base (matrice de rigidité et de masse de chaque élément, vecteur de force et de déplacement).

III.8. Démarche De Formulation Éléments Finis

L'analyse des structures de type treillis ou portail peut être effectuée en tenant compte des éléments suivants:

Tout d'abord le comportement de chaque pièce (barre ou élément de poutre) est indépendant, puis Assemblez ces pièces pour l'équilibre des forces et la compatibilité.

Le déplacement est rempli à chaque nœud.En dessous, la barre met en évidence la quantité de tous les vecteurs et matrices associés à la base locale de l'élément.

.

III.9. Discrétisation De La Structure En Eléments Finis

Il s'agit d'une série d'opérations effectuées pour établir un modèle. En réalité, cette idéalisation consiste à réduire la structure à une géométrie simple d'un point de vue topologique. Il s'agit d'une méthode de réduction des éléments unidimensionnels à l'axe,

Conditions de support et charge.

D'un point de vue rhéologique, choisissez une loi de construction matérielle et déterminez les constantes qui définissent cette loi.

La méthode des éléments finis consiste à réduire le solide S à une structure composite.

Éléments individuels interconnectés par des nœuds (**Figure III.2**).

Le déplacement de ces nœuds, paramètre inconnu, caractérise le comportement de cette structure.

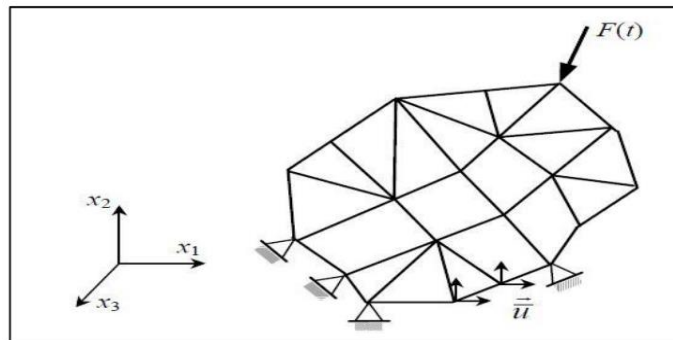


Figure. III.2: Discrétisation du solide

$F(t)$: la force externe

$\bar{u}$: Déplacement d'élément solide

III.10. Le Maillage :

Le développement est la première étape de la chaîne de simulation numérique de problèmes. L'adaptation du maillage autour du profil. Un maillage de haute qualité est essentiel à la procédure de calcul afin que les résultats soient acceptables et utilisables et que les conclusions qui en résultent soient recueillies.

La méthode numérique de génération d'un maillage 2D est une transformation qui permet à la région physique (x, y) de correspondre à la région de calcul (ξ, η) afin de trouver la qualité de régularité et d'ajustement aux frontières. . Le dernier (**Fig. III.3**).

De nombreuses méthodes numériques actuellement utilisées dans ce domaine

Les calculs aérodynamiques pour générer le maillage sont basés sur l'équation de Poisson. En utilisant cette approche, les lignes de maillage sont générées sous forme de lignes équipotentielles, Rationaliser.

L'avantage de cette méthode est la simplicité de l'équation de Poisson transformée, qui est numériquement facile à résoudre.

Le problème principal est que des problèmes numériques surviennent lors de la résolution de problèmes qui nécessitent des conditions aux limites qui suivent la direction normale aux limites du domaine de calcul..

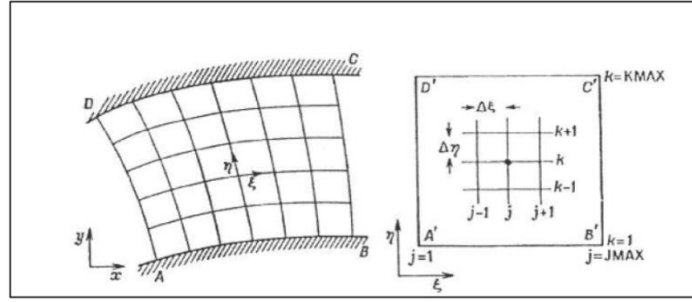


Figure III.3: Transformation du domaine physique (a) au domaine de calcul (b).

III.11. Construction De Nodale Par Sous Domaine

Pour chaque élément, pour le déplacement U^e du nœud, sélectionnez une fonction d'interpolation qui représente l'évolution du déplacement $U^e(x, y, z)$ au sein de cet élément. Ce modèle peut être facilement représenté par un polynôme contenant des coefficients inconnus pour chaque degré de liberté. Est

$$U^e(X, Y, Z) = N^t U^e \quad (III.1)$$

Où N est une matrice d'interpolation qui associe le déplacement des points intérieurs de l'élément au déplacement nodal.

III.12. Etablissement De La Relation Entre Déformations Et Déplacement

Il s'agit ici de trouver la matrice B reliant les déformations ϵ de l'élément à ses déplacements nodaux U^e . Cette relation est exprimée par :

$$\{\epsilon\} = B U^e \quad (III.2)$$

III.13. Etablissement De La Relation Entre Contraintes Et Déformations

Pour les matériaux élastiques linéaires, la contrainte est une fonction linéaire de la déformation. Ils sont exprimés par la formule suivante:

$$\{\sigma\} = [D]\{\epsilon\} \quad (III.3)$$

Où $[D]$ est la matrice d'élasticité.

III.14. Calcul des matrices élémentaires :

Cette étape est la partie la plus importante du problème. Lorsque les nœuds sont déterminés de manière à ce que la contrainte générée par l'élément de montage soit équilibrée avec la charge externe F^e :

$$\overline{K^e U^e} = \overline{F^e} \quad (III.4)$$

K^e : Matrice de rigidité des éléments représentés dans le repère local. Estimez l'énergie de déformation de l'élément [22] exprimée par l'équation suivante:

$$\overline{K^e} = \int_0^V B^T D B dv \quad (III.5)$$

Vous devez également calculer la matrice de masse M_e pour chaque élément. Cette matrice est l'énergie cinétique de l'élément [22]. Dans le repère local de l'élément, cette matrice est donnée par :

$$\overline{M}^e = \int_0^V \rho N^T N dv \quad (III.6)$$

Où ρ est la densité des matériaux qui composent l'élément. Enfin, les matrices K_e , M_e , U_e , F_e sont représentées par les repères de somme définis pour toutes les structures.

III.15. Assemblage Des Matrices Élémentaires

L'étape d'assemblage consiste à construire une matrice K , M et F entièrement structurée à partir des matrices élémentaires K_e , M_e , U_e et F_e des différents éléments en sommant les énergies de déformation. Cinétique de chaque élément.

Pour les structures formées de poutres, la matrice n'est pas représentée selon les mêmes variables, vous ne pouvez donc pas ajouter la matrice directement. Pour chaque élément, la position de la variable nœud doit être placée dans le vecteur de l'ensemble de déplacement suivant. Nœud de structure. L'opération consiste à placer les termes de la matrice élémentaire dans la matrice globale. La forme de cette matrice dépend de l'ordre dans lequel les variables globales sont définies.

III.16. Les Hypothèses De Travail

On choisit de chercher une approximation de la solution de par la méthode des éléments finis avec une interpolation linéaire, sur un maillage quadrangulaire tous des quadrangles, N_e designe le nombre d'éléments du maillage et N le nombre de noeuds. les fonctions de bases sont choisies linéaires aux arêtes.

On désigne les nœuds du maillage par N_e , avec $e = i, j, \dots, n$, ou plus simplement par leur numéro.

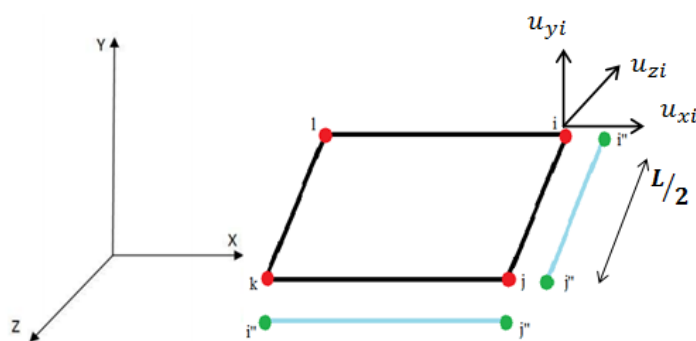


Figure III.4 : Degrés de liberté et de nœuds de faisceau élément de pale du rotor

III.17. Fonction De Forme

Le vecteur des déplacements nodaux est :

$$U = [u_{0xi} u_{0yi} u_{0zi} \dots u_{0xl} u_{0yl} u_{0zl}]^T$$

$$\begin{bmatrix} u_{0x} \\ u_{0y} \\ u_{0z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & \dots & N_l & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & \dots & N_l & 0 \\ 0 & 0 & N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & \dots & N_l \end{bmatrix} * [u_{0xi} u_{0yi} u_{0zi} \dots u_{0xl} u_{0yl} u_{0zl}]^T, \quad (III.7)$$

Avec u_{0x} est un déplacement suivant l'axe x, u_{0y} déplacement suivant y, u_{0z} déplacement suivant l'axe z .

III.18. Détermination De Fonction D'interpolation N_i

La forme la plus efficace pour détermine N_i est forme de Lagrange :

$$u_{0x} = N_i u_{0xi} + N_j u_{0xj} + N_k u_{0xk} + N_l u_{0xl} \quad (III.8)$$

$$u_{0y} = N_i u_{0yi} + N_j u_{0yj} + N_k u_{0yk} + N_l u_{0yl} \quad (III.9)$$

$$u_{0z} = N_i u_{0zi} + N_j u_{0zj} + N_k u_{0zk} + N_l u_{0zl} \quad (III.10)$$

III.19. Champ Des Déplacements S'écrit :

$$u_x(x, y, z) = u_{0x} \quad (III.11)$$

$$u_y(x, y, z) = u_{0y} \quad (III.12)$$

$$u_z(x, y, z) = u_{0z} \quad (III.13)$$

III.20. La Déformation

Le champ des déformations s'écrit :

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_{0x}}{\partial x}, \quad \varepsilon_{zz} = \frac{\partial u_{0z}}{\partial z}, \quad \varepsilon_{yy} = \frac{\partial u_{0y}}{\partial y} \quad (III.14)$$

$$\varepsilon_{xz} = \varepsilon_{zx} = \left(\frac{\partial u_{0x}}{\partial z} + \frac{\partial u_{0z}}{\partial x} \right), \quad \varepsilon_{zy} = \varepsilon_{yz} = \left(\frac{\partial u_{0y}}{\partial z} + \frac{\partial u_{0z}}{\partial y} \right), \quad \varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yx} = \left(\frac{\partial u_{0y}}{\partial x} + \frac{\partial u_{0x}}{\partial y} \right)$$

Le tenseur des déformations

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yx} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} & \varepsilon_{yz} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \quad (III.15)$$

La déformation des éléments plans se compose de deux termes: un film et un autre. Flexion

comme la suite : $\{\varepsilon\} = \{\varepsilon^m\} + z\{k\} \Rightarrow \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_z \end{Bmatrix} =$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & N_k & 0 & 0 & N_l & 0 & 0 \\ 0 & N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & N_k & 0 & 0 & N_l & 0 \\ 0 & 0 & N_i & 0 & 0 & N_j & 0 & 0 & N_k & 0 & 0 & N_l \end{bmatrix} * \\
 [u_{0xi} \ u_{0yi} \ u_{0zi} \ \dots \ u_{0xl} \ u_{0yl} \ u_{0zl}]^T + z \begin{bmatrix} \frac{\partial^2}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2}{\partial y^2} \\ \frac{\partial^2}{\partial z^2} \end{bmatrix} [N_i \ N_j \ N_k \ N_l] \quad (III.16)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} \end{bmatrix} \\
 * [u_{0xi} u_{0yi} u_{0zi} \ \dots \ u_{0xl} u_{0yl} u_{0zl}]^T + z \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 N_i}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 N_i}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial y^2} \\ \frac{\partial^2 N_i}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial z^2} \end{bmatrix} \quad (III.17)$$

$$[B_m] = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_i}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial x} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_i}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial y} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\partial N_i}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_j}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_k}{\partial z} & 0 & 0 & \frac{\partial N_l}{\partial z} \end{bmatrix},$$

$$[B_f] = z \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 N_i}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial x^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial x^2} \\ \frac{\partial^2 N_i}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial y^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial y^2} \\ \frac{\partial^2 N_i}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_j}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_k}{\partial z^2} & \frac{\partial^2 N_l}{\partial z^2} \end{bmatrix}, \quad (III.18)$$

III.21. Champ Des Contraintes

Le champ des contraintes d'une couche des stratifiées est donné par la relation suivante :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{13} \\ Q'_{21} & Q'_{22} & Q'_{23} \\ Q'_{31} & Q'_{32} & Q'_{33} \end{bmatrix}_K \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^m \\ \varepsilon_{yy}^m \\ \varepsilon_{zz}^m \end{bmatrix} + z \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{13} \\ Q'_{21} & Q'_{22} & Q'_{23} \\ Q'_{31} & Q'_{32} & Q'_{33} \end{bmatrix}_K \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_z \end{bmatrix}, \quad (III.19)$$

$$Q_{ij} = C'_{ij} - \frac{C'_{i3}C'_{j3}}{C'_{33}}$$

Tell que C' est les teneurs des rigidités hors les principaux

Les résultats en membrane, dans un stratifiés donne par :

$$N(x, y, z) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [Q'_k \varepsilon^m(x, y, z) + z Q'_k k(x, y, z)] dz, \quad (\text{III.20})$$

Ou en intégrant dans l'épaisseur :

$$N(x, y) = [A_{ij}] \varepsilon^m(x, y) + [B_{ij}] K(x, y) \quad (\text{III.21})$$

Avec

$$= \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) Q'_k$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (h_k - h_{k-1}) (Q'_{ij})_k$$

et

$$B = \sum_{k=1}^n \frac{1}{2} (K_k^2 - K_{k-1}^2) Q'_k \quad (\text{III.22})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) (Q'_{ij})_k$$

$$B = [B_{ij}] \text{ Avec } B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (h_k^2 - h_{k-1}^2) (Q'_{ij})_k = \sum_{k=1}^n (Q'_{ij})_k e_k z_k \quad (\text{III.23})$$

L'expression développée des résultants en membrane s'écrit donc :

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^m \\ \varepsilon_{yy}^m \\ \varepsilon_{zz}^m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_z \end{bmatrix} \quad (\text{III.24})$$

Les moments de flexion et de torsion :

$$M(x, y) = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} [z Q'_k \varepsilon^m(x, y) + z^2 Q'_k K(x, y)] dz, \quad (\text{III.25})$$

$$M(x, y) = [B_{ij}] \varepsilon^m(x, y) + [D_{ij}] K(x, y), \quad (\text{III.26})$$

$$D = \sum_{k=1}^n \frac{1}{3} (h_k^3 - h_{k-1}^3) Q'_k \quad (\text{III.27})$$

$$D = [D_{ij}] \text{ Avec } D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (h_k^3 - h_{k-1}^3) (Q'_{ij})_k = \sum_{k=1}^n \left(e_k z_k^2 + \frac{e_k^3}{12} \right) \quad (\text{III.28})$$

L'expression développée des moments s'écrit sous la forme :

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{12} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^m \\ \varepsilon_{yy}^m \\ \varepsilon_{zz}^m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_x \\ K_y \\ K_z \end{bmatrix} \quad (\text{III.29})$$

L'équation constitutive d'une plaque stratifiée est :

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon^m \\ K \end{bmatrix} \quad (\text{III.30})$$

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_m & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} [q]$$

III.22. L'énergie De Déformation

L'énergie totale de déformation d'un solide s'écrit sous la forme suivant

$$U_e = \iiint \left(\frac{1}{2} C_{ijkl} \varepsilon_{ij} \varepsilon_{kl} - \sigma_{ij}^m \varepsilon_{ij} \right) dV - \iiint f_i^v u_i dV - \iint f_i^s u_i dS \quad (\text{III.31})$$

Ou V et S sont respectivement le volume et la surface extérieure de l'élément.

Cette expression peut être écrite sous une forme matricielle [23].

$$U_e = \iiint \left(\frac{1}{2} \left\{ \varepsilon^m \right\}_k^t \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \left\{ \varepsilon^m \right\}_k \right) dV - \iiint \{u\}^t \{f^v\} dV - \iint \{u\}^t \{f^e\} dS \quad (\text{III.32})$$

La variation virtuelle du champ de déplacement $\{\delta u\}$ donne :

$$\delta U_e = \iiint \left(\frac{1}{2} \left\{ \delta \varepsilon^m \right\}_k^t \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \left\{ \sigma \varepsilon^m \right\}_k \right) dV - \iiint \{\delta u\}^t \{f^v\} dV - \iint \{\delta u\}^t \{f^e\} dS \quad (\text{III.33})$$

La discrétisation de Cette expression

$$U_e = \iiint \left(\left\{ \delta q_e \right\}^t \begin{bmatrix} B_m & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_m & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} \{q_e\} \right) dV - \iiint \left(\left\{ \delta q_e \right\}^t [N]^t \{f^v\} \right) dV - \iint [N]^t \{f^s\} dS \quad (\text{III.34})$$

Pour tout système stable, la stationnarité de l'énergie potentielle conduit à :

$\Pi = 0$ on peut simplifier l'expression ci-dessus pour obtenir :

$$\iiint \left(\left\{ \delta q_e \right\}^t \begin{bmatrix} B_m & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} B_m & 0 \\ 0 & B_f \end{bmatrix} \{q_e\} \right) dV = - \iiint \left\{ \delta q_e \right\}^t [N]^t \{f^v\} dV - \iint [N]^t \{f^s\} dS \quad (\text{III.35})$$

L'expression ci-dessus définit complètement le comportement d'un élément par un système d'équations linéaire sous la forme :

$$[K_e] \{q_e\} = \{f_e\} \quad (\text{III.36})$$

Ou $[K_e]$ est la matrice de rigidité de l'élément, $\{q_e\}$ est le vecteur des déplacements nodaux.

Donc la matrice de rigidité élémentaire est :

$$[k]_e = \iiint [B_m]^T [A] [B_m] + [B_m]^T [B] [B_f] + [B_f]^T [B] [B_m] + [B_f]^T [D] [B_f] dV \quad (\text{III.37})$$

III.23. L'énergie Cinétique

L'énergie cinétique de système s'écrit sous la forme suivant :

$$T = \frac{1}{2} \iiint \rho V^2 dV \quad (\text{III.38})$$

$$E_c = \frac{1}{2} \iiint \rho \left[\left(\frac{\partial u_x}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_y}{\partial t} \right)^2 + \left(\frac{\partial u_z}{\partial t} \right)^2 \right] dx dy dz \quad (\text{III.39})$$

$$T = \frac{1}{2} \iiint \rho [\dot{q}]^t [N]^t [N] [\dot{q}] dV \quad (\text{III.40})$$

$$[M]_e = \iiint \rho [N]^t [N] dV \quad (\text{III.41})$$

$[M]_e$ matrice de masse élémentaire.

III.24. Système D'équations

Classiquement, l'acquisition du système d'équations se fait en appliquant le principe de Hamilton. Le principe de Hamilton est à la base d'une recherche vigoureuse sur les systèmes en dynamique.

L'énergie totale du système est l'énergie potentielle, l'énergie dissipative et Énergie physique.

$$\Pi = U + T \quad (\text{III.42})$$

Si $\{\delta_U\}$ est champ virtuel cinématiquement admissible tel que $\{\delta_U\}(t_1) = 0$ et $\{\delta_U\}(t_2) = 0$, l'énergie totale du système est stationnaire, c'est-à-dire :

$$\delta \Pi(t) = 0 \quad (\text{III.43})$$

Ou bien
$$\delta \int_{t_1}^{t_2} \Pi(t) dt = 0 \quad (\text{III.44})$$

III.25. Discrétisation Par Eléments Finis

On pose l'hypothèse de séparation entre l'évolution spatiale et temporelle des champs

$$u(x, y, z) = \sum_{i=1}^{n_e} N_i(x, y) u_i(t) \quad (\text{III.45})$$

Il vient

$$\{u\} = [N] \{q_e\}$$

$$\{\dot{u}\} = [N] \{\dot{q}_e\}$$

$$\{\ddot{u}\} = [N] \{\ddot{q}_e\}$$

La discrétisation du principe de Hamilton donne :

$$\begin{aligned} & \{\delta q_e\}^t \int_v ([B_m]^T [A] [B_m] + [B_m]^T [A] [B_f] + [B_m]^T [B] [B_m] + [B_m]^T [D] [B_f] + \rho [N]^T [N] [q_e] \\ & - [N]^t \{f^u\}) dv - \{\delta q_e\} \int_s [N]^t \{f^u\} ds = 0 \end{aligned}$$

Le système d'équations général est :

$$[M_e] \{\dot{q}_e\} + [k_e] \{q_e\} = \{f_e\} \quad (\text{III.46})$$

Avec

$$[M_e] = \int_{v_e} \rho [N]^t [N] dV$$

$$[K_e] = \iiint [B_m]^T [A] [B_m] + [B_m]^T [B] [B_f] [B_f]^T [B] [B_m] + [B_f]^T [D] [B_f] dV$$

$$\{f_e\} = \int_{v_e} [N]^t \{f^u\} dV + \int_{s_e} [N]^t \{f^u\} ds \quad (\text{III.47})$$

$[M_e]$ Est la matrice de masse de l'élément, $[K_e]$ est la matrice de rigidité $\{f_e\}$ et est le vecteur des force nodales dans le repère local. Les matrices $[M_e]_g$ $[K_e]_g$ les vecteurs $\{f_e\}_g$, $\{q_e\}_g$ dans le repère global sont :

$$[K_e]_g = [T_e^m]^t [K_e^m]_l [T_e^m]$$

$$[M]_g = [T_e^m]^t [M_e^m]_l [T_e^m]$$

$$\{q_e^m\}_g = [T_e^m]^t \{q_e^m\}_l$$

$$\{f_e^m\}_g = [T_e^m]^t \{f_e^m\}_l$$

Avec g indiquant le repère global. La matrice de passage s'écrit :

$$[T] = \begin{bmatrix} [t^m] & 0 & 0 \\ 0 & [t^m] & 0 \\ 0 & 0 & [t^m] \end{bmatrix}$$

Avec

$$[t^m] = \begin{bmatrix} \cos(x, X) & \cos(x, Y) & \cos(x, Z) \\ \cos(z, X) & \cos(z, Y) & \cos(z, Z) \end{bmatrix}$$

III.26. Résolution Des Equations

Utilisez la méthode de superposition pour résoudre l'équation du mouvement. Le principe de base est que la réponse de la lame est une combinaison de différents modes de vibration naturels. La contribution de chaque mode est donnée par le facteur d'amplitude direct.

$$\{q\} = Y_1 \{\Phi_1\} + Y_2 \{\Phi_2\} + \dots + Y_n \{\Phi_n\} \quad (\text{III. 48})$$

Avec Y_i amplitude du mode i et $\{\Phi_i\}$ le vecteur propre du même mode. On peut écrire :

$$\{q\} = [\Phi] \{Y\} \quad (\text{III. 49})$$

Avec

$$[\Phi] = [\{\Phi_1\} \ \{\Phi_2\} \ \dots \ \{\Phi_n\}]$$

$$L'équation du mouvement de la pale : [M]\{\ddot{q}\} + [K]\{q\} = \{F\} \quad (III. 50)$$

$$Est écrite sous la forme : [M][\Phi]\{\ddot{Y}\} + [K][\Phi]\{Y\} = \{F\} \quad (III. 51)$$

Cette expression est multipliée par le vecteur propre du mode i .

$$\{\Phi_i\}^t [M][\Phi]\{\ddot{Y}\} + \{\Phi_i\}^t [K][\Phi]\{Y\} = \{\Phi_i\}^t \{F\} \quad (III.52)$$

L'orthogonalité des modes propres réduit le système à une s'écrie d'équation découplée.

$$\{\Phi_i\}^t [K]\{\Phi_i\} Y_i + \{\Phi_i\}^t [M]\{\Phi_i\} \ddot{Y}_i = \{\Phi_i\}^t \{F\} \quad (III. 53)$$

$$\text{Ou bien} \quad \hat{m}_i \ddot{Y}_i + \hat{K}_i Y_i = f_i \quad (III.54)$$

$$\begin{aligned} \text{Avec} \quad \hat{m}_i &= \{\Phi_i\}^t [M]\{\Phi_i\} \\ \hat{K}_i &= \{\Phi_i\}^t [K]\{\Phi_i\} \end{aligned} \quad (III.55)$$

Il suffit donc de résoudre séparément chacune de ces équations pour déterminer l'amplitude associée $Y_i(t)$

III.27. Procédure De Résolution :

La procédure est la suivant :

1. évaluer les matrices $[M]$, et $[K]$
2. évaluer les fréquences propres du système : $|\mathbf{[K]} - \omega^2 \mathbf{[M]}| = 0$
On en déduit m_i et $\{\Phi_i\}$
3. pour chaque mode i
 - (a) calcule $\hat{m}_i$ et f_i
 - (b) résoudre l'équation du mode : $\ddot{Y}_i + \omega_i^2 Y_i = f_i / \hat{m}_i$
4. déterminer la réponse de la structure : $\{q(t)\} = [\Phi]\{Y(t)\}$

III.28. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons discuté de la définition de la méthode des éléments finis et mentionné certains de ses points positifs. Nous avons également mentionné certaines de ses étapes et comment y remédier.

La méthode des éléments finis est la méthode idéale et appropriée pour modéliser des systèmes réels et des structures solides, car elle est très précise et toutes les positions de jeu de barres peuvent être étudiées.

Chapitre IV :simulation numérique d'un bielle

IV.1. Introduction :

Pour effectuer des recherches en simulation, nous avons utilisé Ansys, l'un des programmes de simulation numérique les plus utilisés au monde. Ansys se compose de plusieurs composants, chacun spécialisé dans un domaine particulier de l'ingénierie.

Notre recherche utilise les composants suivants : Pour identifier les cas investigués, utilisez le composant DM "Design Modeler" pour générer une grille. Appliquer une force pour stabiliser. Détermine l'inertie des pièces de la machine.

Les imitations et les résultats de l'étude sont affichés dans le composant de structure statique.

IV.2. Modélisateur De Conception :

Fait partie intégrante d'Ansys Workbench depuis son introduction au milieu des années 2000, et les principes de création et de manipulation de la géométrie sont les mêmes que la plupart des systèmes de CAO.

Une structure arborescente hiérarchique des opérations qui reflète indirectement le processus technique des détails de fabrication. Manipulez les esquisses, le paramétrage de la taille et les définitions des relations et des dépendances. Construction d'objets 3D à partir de croquis et réalisation de diverses opérations avec eux.

La présence d'ansys Design Modeler dans l'environnement Ansys Workbench a ouvert de nombreuses nouvelles possibilités de modélisation numérique pour les utilisateurs (par exemple, le processus de calcul et d'optimisation paramétrique (par exemple)).

IV.3. Mécanique:

La mécanique des structures, combinée à d'autres disciplines telles que la thermique, les fluides et l'électromagnétisme, permet une compréhension globale des produits et accroît le potentiel d'innovation.

La prise en compte de plusieurs composants en même temps permet un réglage plus précis, améliorant les performances et l'efficacité du système.

IV.4. Géométries :

Tableau IV.1.dimension de biellette

Géométries	
Épaisseur X	16, mm
Largeur Y	19,98 mm
Longuer Z	120,1 mm
Volume	14872 mm ³
Masse	0.06871 kg

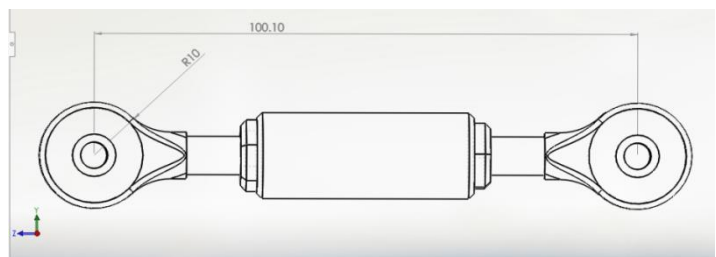


Figure IV.1. dimension de biellette

IV.5. Caractéristique Des Matériaux :

Alliage de titanium :

Masse volumétrique	4,62e-006 kg mm ⁻³
Coefficient de dilatation thermique	9,4e-006 C ⁻¹
Chaleur Specific	5,22e+005 mJ kg ⁻¹ C ⁻¹
Conductivité thermique	2,19e-002 W mm ⁻¹ C ⁻¹
Résistivité	1,7e-003 Ω mm

Force ultime de compression MPa
0,
Résistance à la compression MPa
930,
Résistance à la traction MPa
930,
Résistance ultime à la traction MPa
1070,

Élasticité isotropic :

Temperature C	Module d'Young MPa	Ratio de Poisson	Module de masse MPa	Module de cisaillement MPa
22	96000	0,36	1,1429e+005	35294

Tableau IV.2 . Caractéristique des matériaux

IV.6. Maillage :

Pour obtenir des résultats précis par un utilisateur statique, nous devons créer un maillage. Il a choisi un maillage quadruple sur le corps qu'il voulait étudier.

Le nombre de maillage quad en 2d est de : Nœuds 18975 et Éléments 6732 .

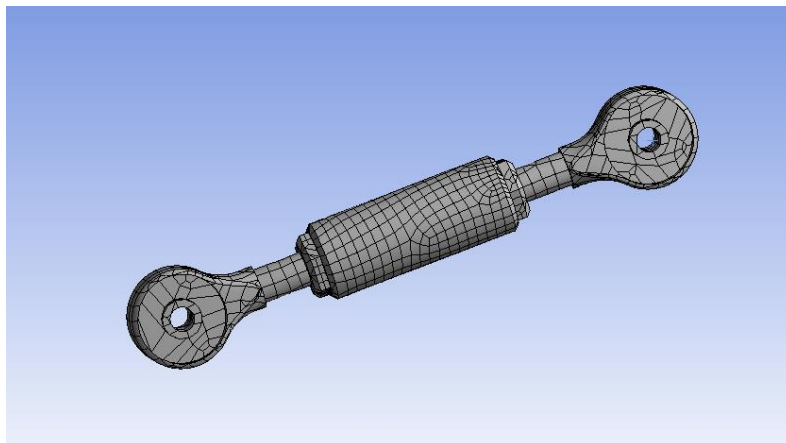


Figure IV.2 : Maillage de biellette

IV.7. Conditions Aux Limites

Nous fixons la pièce aux deux extrémités, comme indiqué en bleu sur la figure (IV.3)

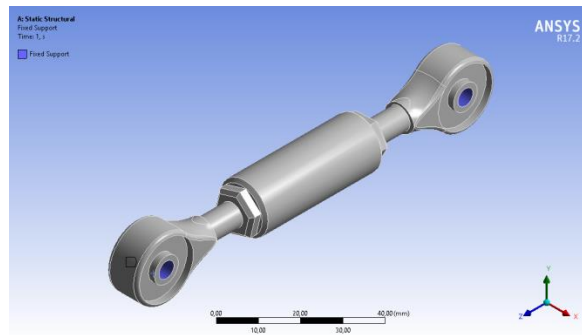


Figure IV.3. fixons la biellette

IV.8. Résultats Et Interprétation :

L'objectif de cette étude est de déterminer les fréquences propres et les modes propres de la biellette.

IV.8.1. Analyse Modale :

IV.8.1.1. Définition :

L'analyse modale est une technique d'étude des propriétés dynamiques des structures sous excitation vibrationnelle. La fréquence naturelle, la forme de mode et le vecteur de mode de la structure peuvent être déterminés à l'aide d'une analyse modale. L'analyse modale permet à la conception d'éviter les vibrations résonnantes ou de vibrer à des fréquences spécifiées, donnant aux ingénieurs des idées sur la façon dont la conception répond à différents types de charges dynamiques.

IV.8.1.2. Les Fréquences Naturelles De La Biellette :

Les fréquences de la biellette sont présentées dans les tableaux ci-dessous:

Tableau IV.3. fréquences naturelles de la biellette

Mode	fréquences [Hz]
1,	3183,8
2,	3754,2
3,	4721,4
4,	7652,4
5,	8757,1
6,	14016

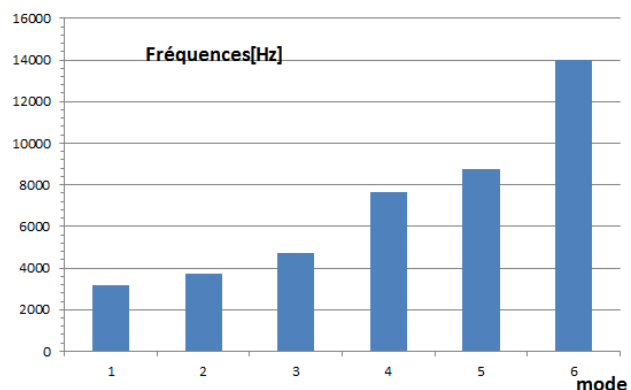


Figure IV.4. courbe Fréquences Naturelles De La Biellette

IV.8.1.3. Les Déformées Modales :

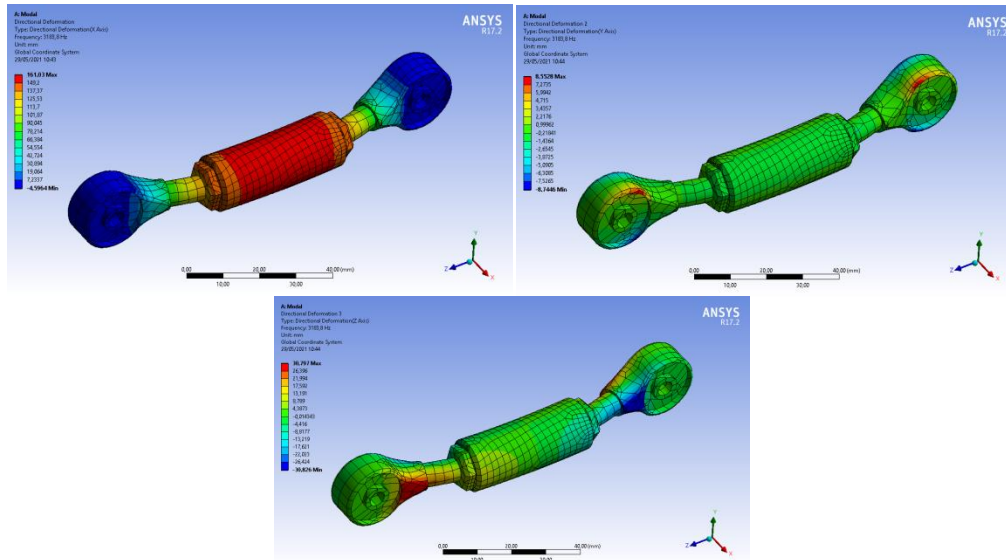


Figure IV.5. Le déformation suivant x , y et z

V.8.2. Analyse Statique :

IV.8.2.1. Statique Structurel :

L'analyse statique d'une structure détermine le déplacement, la contrainte, la déformation et la force d'une structure ou d'un composant causés par une charge qui ne provoque pas d'effets d'inertie ou d'amortissement significatifs.

Supposons que les conditions de charge et de réponse soient stables. C'est-à-dire que la charge et la réponse de la structure changent lentement au fil du temps. Les charges structurales statiques peuvent être effectuées à l'aide du solveur ANSYS, Samcef ou ABAQUS.

Les types de charges qui peuvent être appliqués dans l'analyse statique sont:

Force et pression externes Force d'inertie statique (gravité, vitesse de rotation, etc) Voyage forcé.

IV.8.2.2. La Force Appliqué:

La force aérodynamique applique sur le centre de gravité compose a trois composants suivante x est $T_x = 28.26$ N et suivant y est $F_N = 6059$ N et suivant z est $F_C = 475.23$ KN.

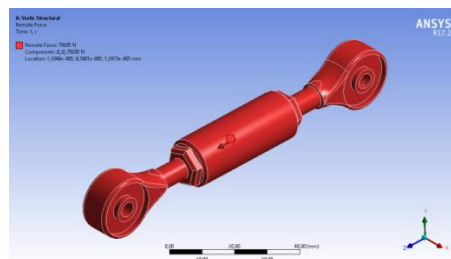


Figure IV.6.Force Appliqué sur le biellette

IV.8.2.3. Les Contraintes De La Biellette :

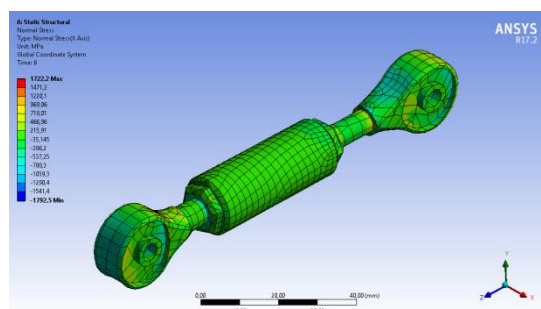


Figure IV.7. Le contrainte suivant x

Tableau IV.4. valeurs des contrainte max et min suivant x

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-298,75	287,03
2,	-597,5	574,07
3,	-896,25	861,1
4,	-1195,	1148,1
5,	-1493,7	1435,2
6,	-1792,5	1722,2

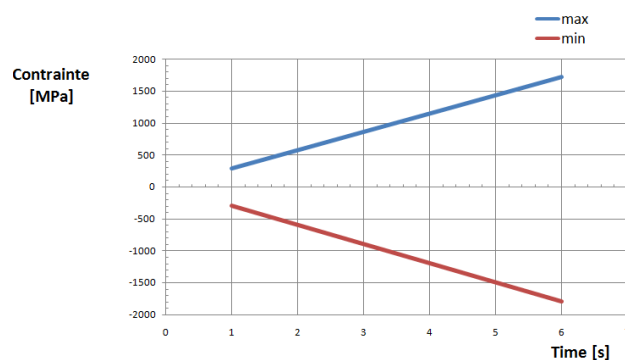


Figure IV.8. la courbe de contrainte max et min suivant x

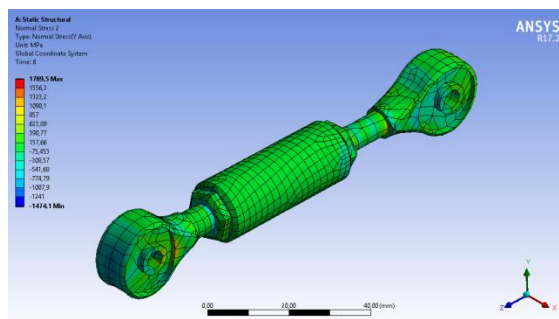


Figure IV.9. Le contrainte suivant y

Tableau IV.5. valeurs des contrainte max et min suivant y

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-245,69	298,24
2,	-491,38	596,49
3,	-737,07	894,73
4,	-982,76	1193,
5,	-1228,4	1491,2
6,	-1474,1	1789,5

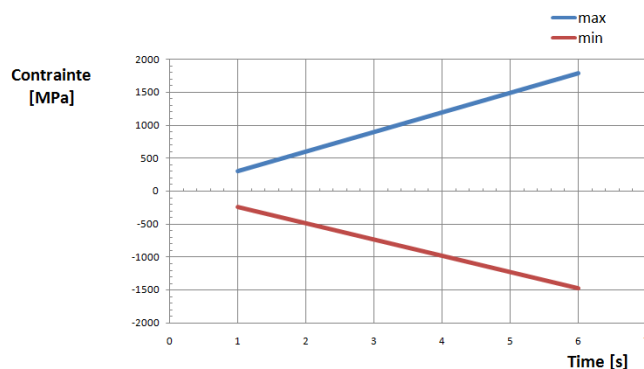


Figure IV.10. la courbe de contraint max et min suivant y

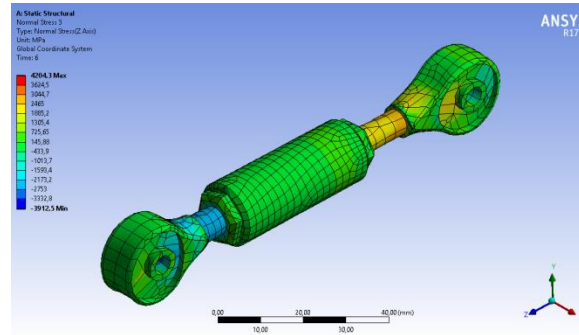


Figure IV.11. Le contrainte suivant z

Tableau IV.6. valeurs des contrainte max et min suivant z

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-652,09	700,71
2,	-1304,2	1401,4
3,	-1956,3	2102,1
4,	-2608,4	2802,9
5,	-3260,4	3503,6
6,	-3912,5	4204,3

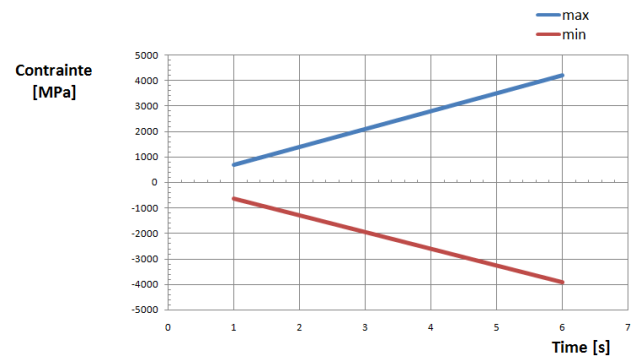


Figure IV.12. la courbe de contrainte max et min suivant z

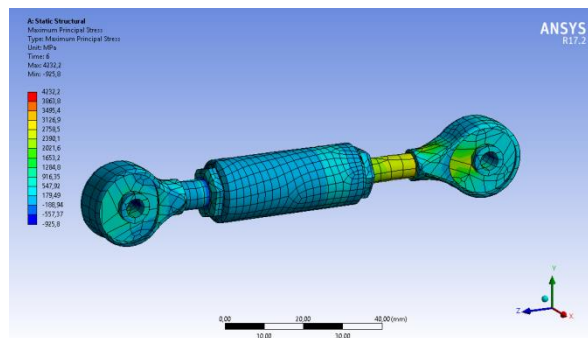


Figure V.13.contrainte principale maximale

Tableau IV.7. valeurs des contrainte principale maximale

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-220,18	694,72
2,	-440,35	1389,4
3,	-660,53	2084,2
4,	-880,71	2778,9
5,	-1100,9	3473,6
6,	-1321,1	4168,3

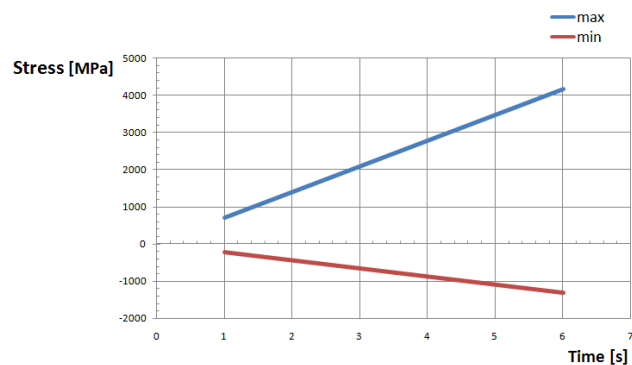


Figure V.14. la courbe de contrainte principale maximale

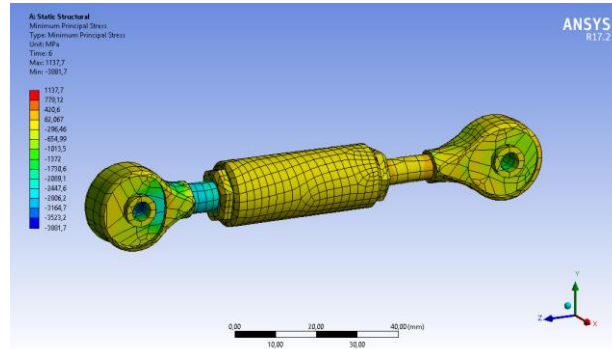


Figure V.15.la courbe contraint principale minimum

Tableau IV.8. valeurs des contrainte principale minimum

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1	-650,49	278
2	-1301	556
3	-1951,5	834
4	-2601,9	1112
5	-3252,4	1390
6	-3902,9	1668

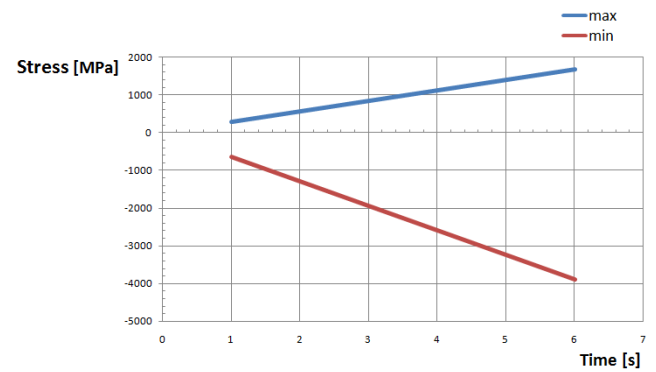


Figure V.16.la courbe de contrainte principale minimum

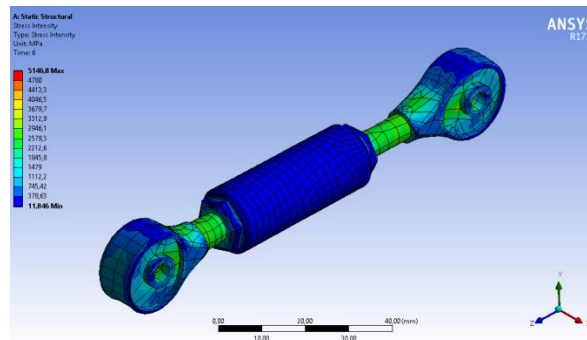


Figure IV.17. intensité du contrainte

Tableau IV.9. les valeurs des intensité du contrainte max et min

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	1,9744	857,8
2,	3,9487	1715,6
3,	5,9231	2573,4
4,	7,8974	3431,2
5,	9,8718	4289,
6,	11,846	5146,8

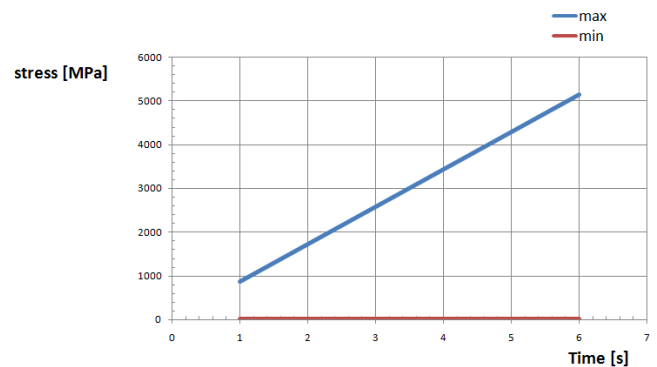


Figure IV.18. la courbe d'intensité du contrainte

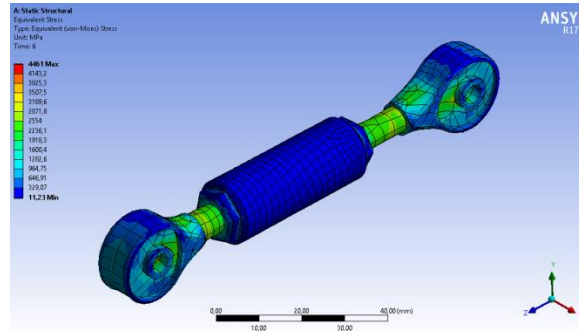


Figure IV.19. équivalent contrainte

Tableau IV.10. les valeurs des équivalent contrainte max et min

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	1,112	670,82
2,	2,224	1341,6
3,	3,336	2012,4
4,	4,448	2683,3
5,	5,56	3354,1
6,	6,672	4024,9

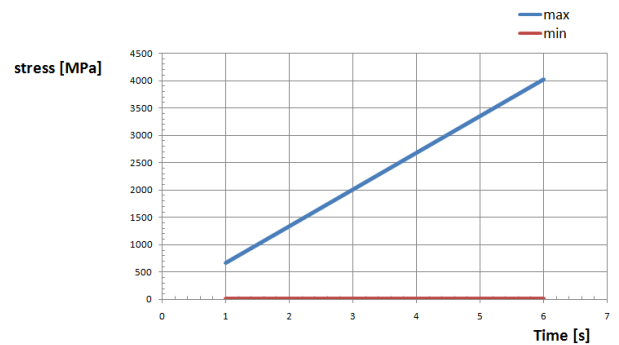


Figure IV.20. la courbe de équivalent contrainte

- Les résultats ci-dessus montrent que l'effet de la contrainte maximale est sur l'extrémité opposée de la direction de la force

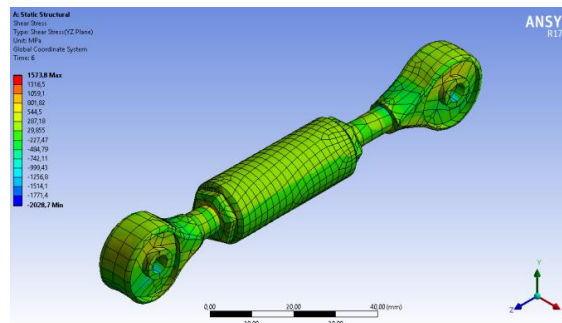


Figure IV.21.contrainte de cisaillement suivant (yz)

Tableau IV.11 les valeurs contrainte de cisaillement (yz)

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-338,12	262,3
2,	-676,24	524,59
3,	-1014,4	786,89
4,	-1352,5	1049,2
5,	-1690,6	1311,5
6,	-2028,7	1573,8

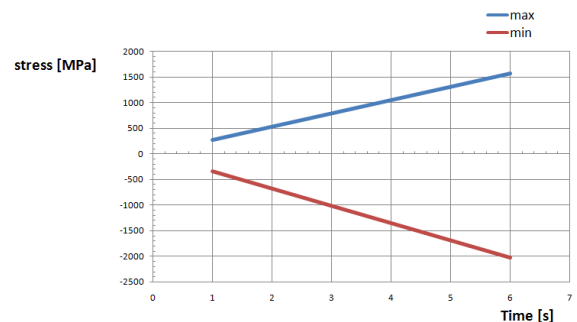


Figure IV.22.la courbe de contrainte cisaillement (yz)

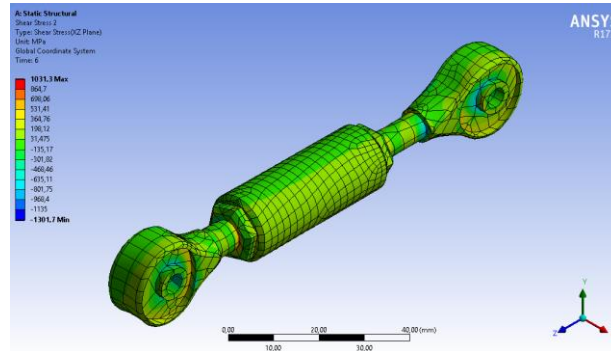


figure IV.23. contrainte de cisaillement suivant (xz)

Tableau IV.12. :les valeurs contrainte de cisaillement (xz)

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-216,95	171,89
2,	-433,9	343,78
3,	-650,84	515,67
4,	-867,79	687,56
5,	-1084,7	859,45
6,	-1301,7	1031,3

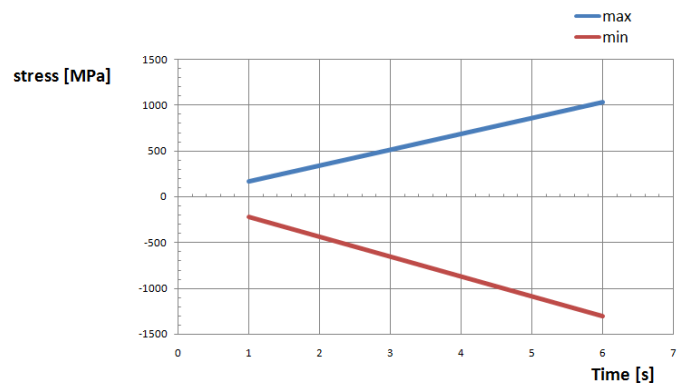


Figure IV.24. la courbe de contrainte de cisaillement (xz)

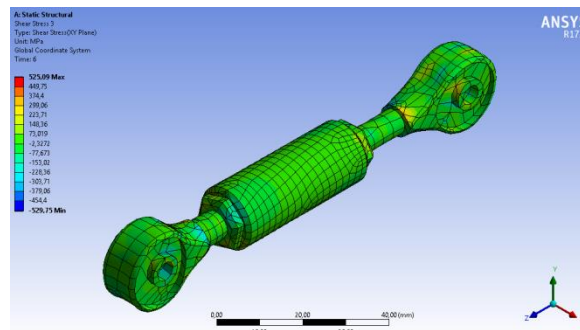


figure IV.25. contrainte de cisaillement suivant (xy)

Tableau IV.13. les valeurs contrainte de cisaillement (xy)

Temps [s]	Minimum [MPa]	Maximum [MPa]
1,	-88,291	87,516
2,	-176,58	175,03
3,	-264,87	262,55
4,	-353,17	350,06
5,	-441,46	437,58
6,	-529,75	525,09

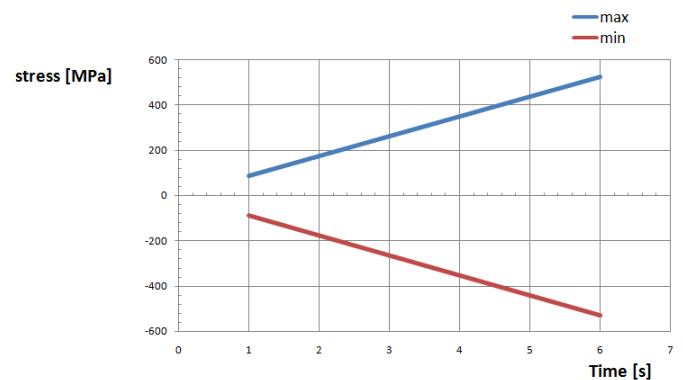


Figure IV.26. la courbe contrainte de cisaillement (xy)

- Les résultats de la Figure (IV.21. IV.23.) montrent que la valeur maximale du cisaillement est à l'extrémité opposée à la direction de la force, tandis que la figure (IV.25.) montre que valeur du cisaillement maximal est à l'extrémité opposée à la direction de la force.

IV.8.2.4. Les Déplacement De La Biellette :

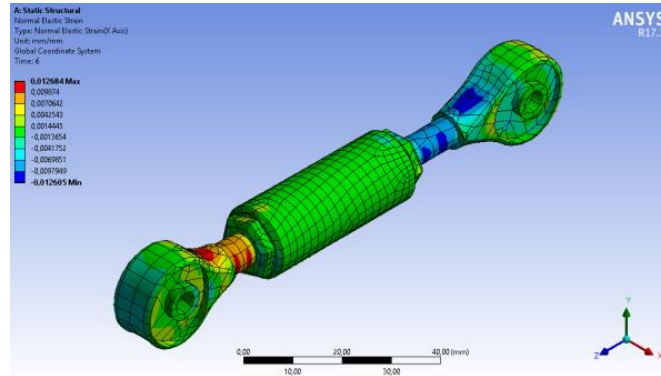


Figure IV.27. déplacement élastique suivant x

Tableau IV.14. les valeurs des déplacement élastique suivant x max et min

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-2,1008e-003	2,114e-003
2,	-4,2016e-003	4,228e-003
3,	-6,3024e-003	6,3419e-003
4,	-8,4032e-003	8,4559e-003
5,	-1,0504e-002	1,057e-002
6,	-1,2605e-002	1,2684e-002

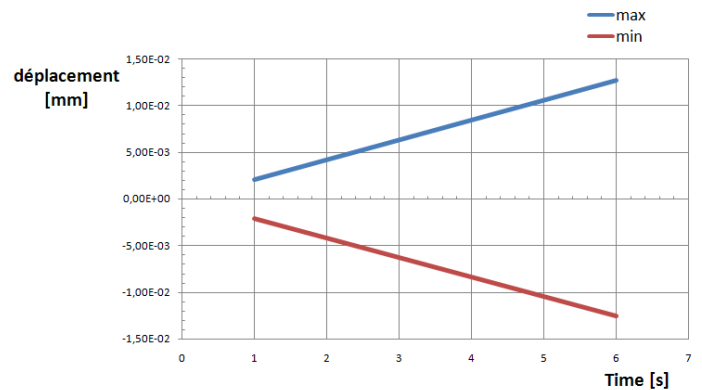


Figure IV.28. la courbe déplacement élastique suivant x

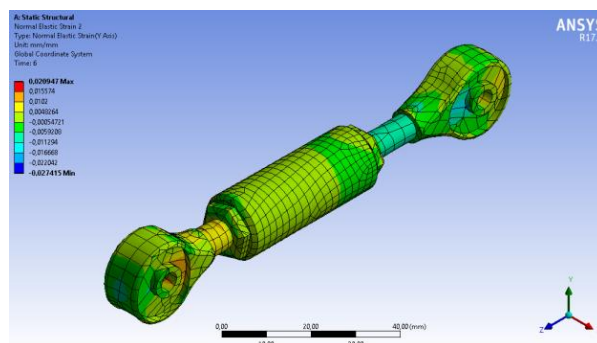


Figure IV.29. déplacement élastique suivant y

Tableau IV.15. les valeurs des déplacement élastique suivant y max et min

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-4,5692e-003	3,4912e-003
2,	-9,1384e-003	6,9824e-003
3,	-1,3708e-002	1,0474e-002
4,	-1,8277e-002	1,3965e-002
5,	-2,2846e-002	1,7456e-002
6,	-2,7415e-002	2,0947e-002

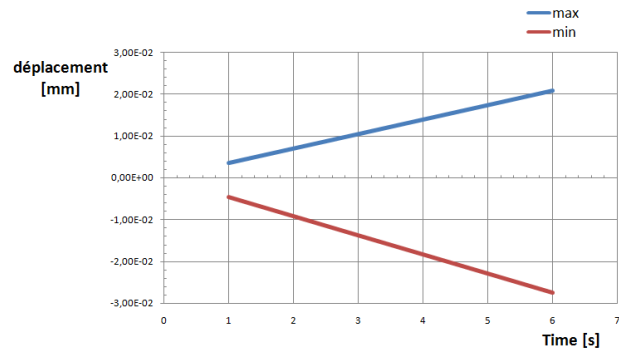


Figure IV.30. la courbe déplacement élastique suivant y

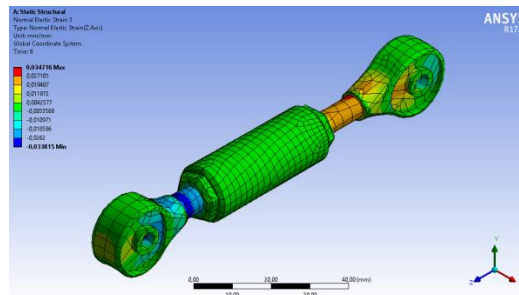


Figure IV.31. déplacement élastique suivant z

Tableau IV.16. les valeurs des déplacement élastique suivant z max et min

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-5,6358e-003	5,786e-003
2,	-1,1272e-002	1,1572e-002
3,	-1,6907e-002	1,7358e-002
4,	-2,2543e-002	2,3144e-002
5,	-2,8179e-002	2,893e-002
6,	-3,3815e-002	3,4716e-002

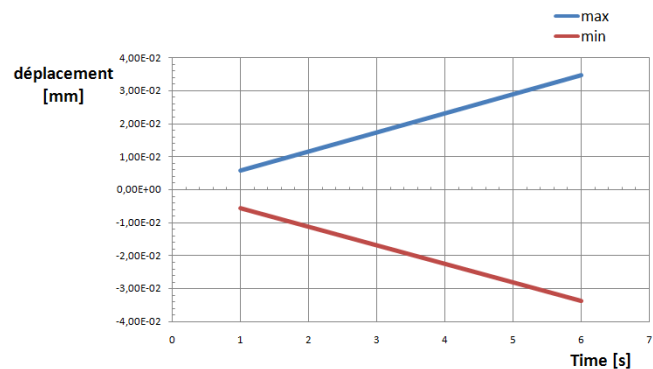


Figure IV.32. la courbe déplacement élastique suivant z

- Les résultats de la Figure. (IV 27. IV.29.) montrent que la valeur maximale du déplacement se trouve du côté opposé à la direction de la force. Comme pour la figure (IV.31.), la valeur maximale du déplacement est à l'opposé côté de la direction de la force.

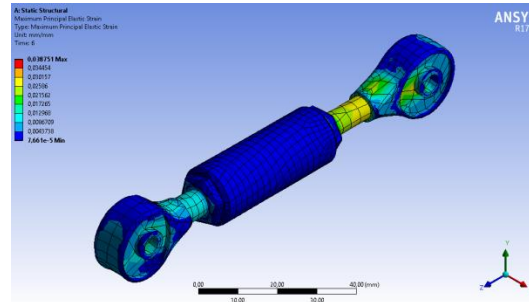


Figure IV.33. déplacement élastique principale maximale

Tableau IV.17. les valeurs déplacement élastique principale maximale

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	1,2768e-005	6,4585e-003
2,	2,5537e-005	1,2917e-002
3,	3,8305e-005	1,9376e-002
4,	5,1074e-005	2,5834e-002
5,	6,3842e-005	3,2293e-002
6,	7,661e-005	3,8751e-002

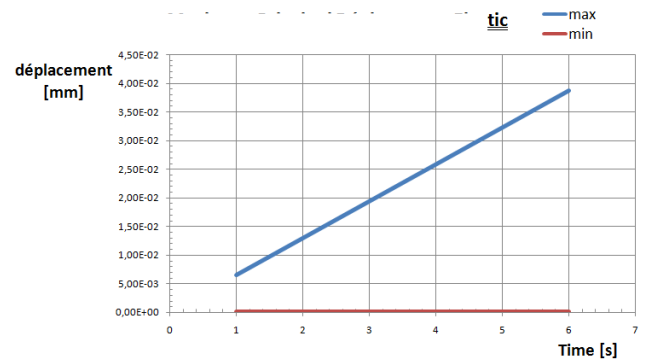


Figure IV.34. déplacement élastique

Principale maximale

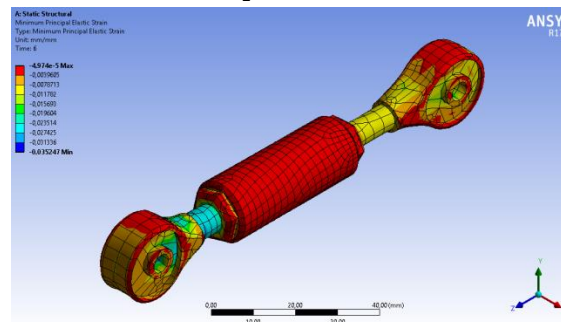


Figure IV.35 déplacement élastique principale minimale

Tableau IV.18. les valeurs déplacement élastique principale minimale

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-5,8745e-003	-8,29e-006
2,	-1,1749e-002	-1,658e-005
3,	-1,7623e-002	-2,487e-005
4,	-2,3498e-002	-3,316e-005
5,	-2,9372e-002	-4,145e-005
6,	-3,5247e-002	-4,974e-005

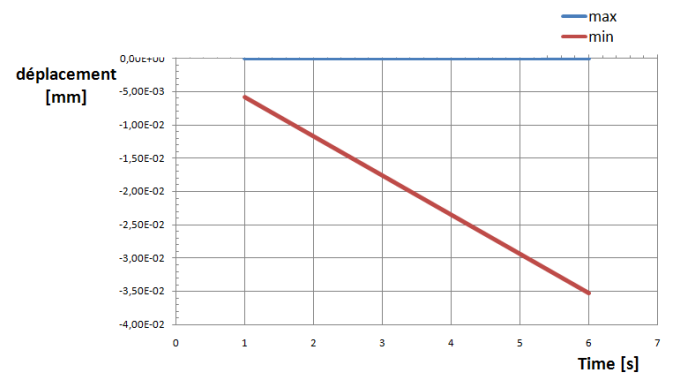


Figure IV.36. la courbe déplacement élastique principale minimale

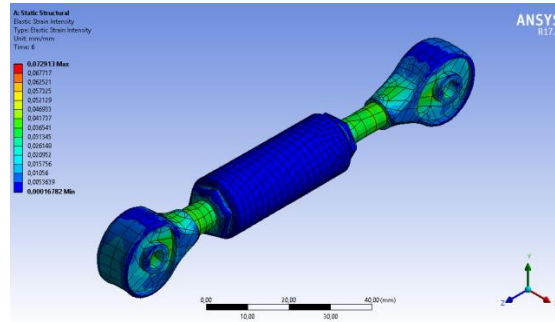


Figure IV.37. intensité du déplacement élastique

Tableau IV.19. les valeurs des intensité du déplacement élastique max et min

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	2,797e-005	1,2152e-002
2,	5,594e-005	2,4304e-002
3,	8,391e-005	3,6457e-002
4,	1,1188e-004	4,8609e-002
5,	1,3985e-004	6,0761e-002
6,	1,6782e-004	7,2913e-002

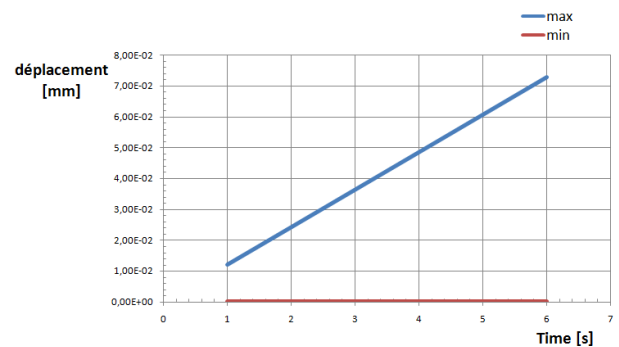


Figure IV.38. la courbe intensité du déplacement élastique

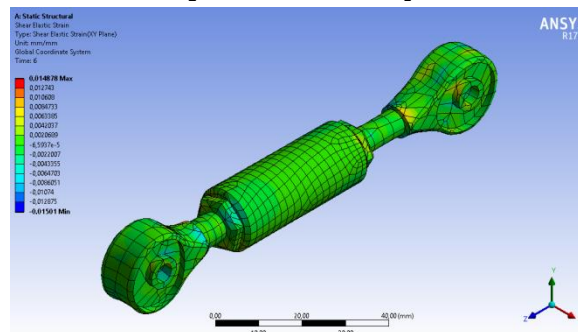


figure IV.39. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy)

Tableau IV.20. les valeur cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy)

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-2,5016e-003	2,4796e-003
2,	-5,0032e-003	4,9592e-003
3,	-7,5048e-003	7,4388e-003
4,	-1,0006e-002	9,9184e-003
5,	-1,2508e-002	1,2398e-002
6,	-1,501e-002	1,4878e-002

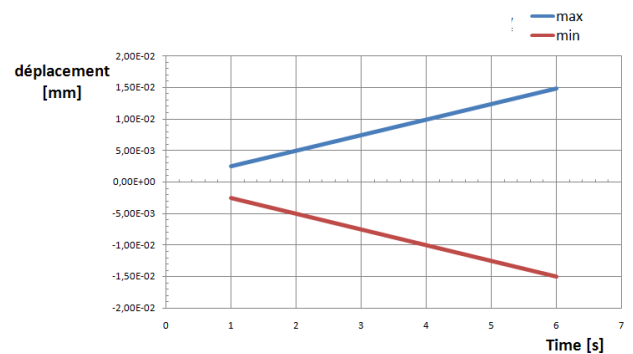


Figure IV.40. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy)

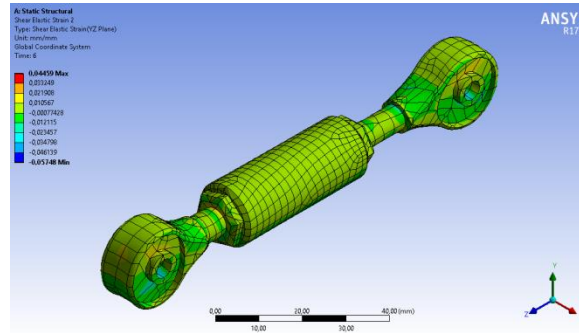


Figure IV.41. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xy)

Tableau IV.21. les valeur cisaillement de la déplacement élastique suivant (yz)

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-9,58e-003	7,4317e-003
2,	-1,916e-002	1,4863e-002
3,	-2,874e-002	2,2295e-002
4,	-3,832e-002	2,9727e-002
5,	-4,79e-002	3,7159e-002
6,	-5,748e-002	4,459e-002

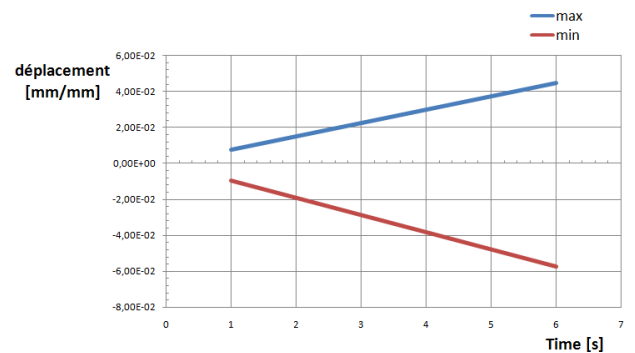


Figure IV.42. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (yz)

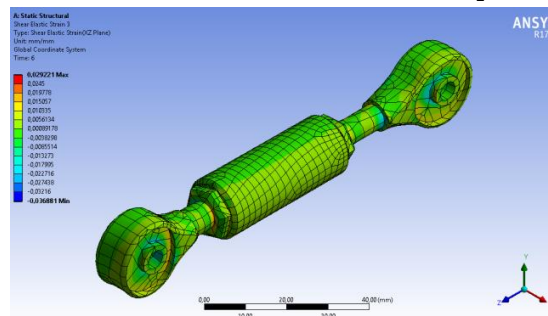


Figure IV.43. cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz)

Tableau IV.22. les valeurs cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz)

Temps [s]	Minimum [mm/mm]	Maximum [mm/mm]
1,	-6,1469e-003	4,8702e-003
2,	-1,2294e-002	9,7405e-003
3,	-1,8441e-002	1,4611e-002
4,	-2,4587e-002	1,9481e-002
5,	-3,0734e-002	2,4351e-002
6,	-3,6881e-002	2,9221e-002

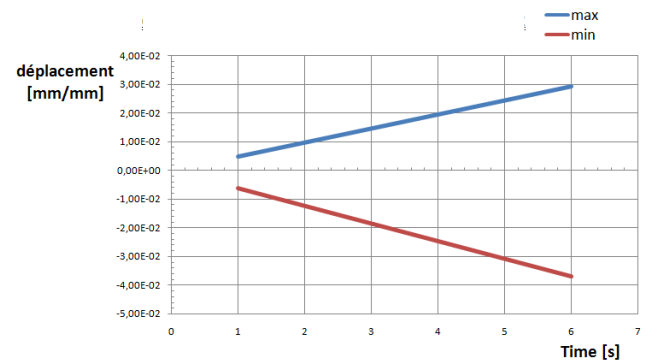


Figure IV.44. la courbe cisaillement de la déplacement élastique suivant (xz)

- Les résultats de la Figure (IV.41. IV.43.) montrent que la valeur maximale du cisaillement est à la fin de la direction de la force, tandis que la Figure (IV.38) montre que l'effet du cisaillement maximal est à la fin opposé à la direction de la force.

IV.8.2.5. Les Déformation De La Biellette :

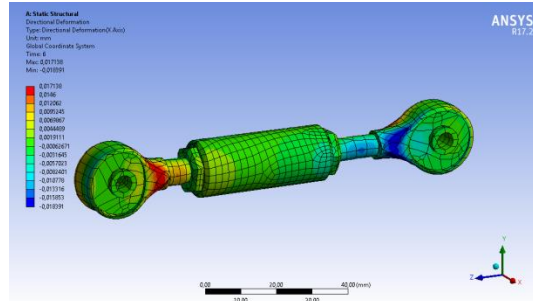


Figure IV.45. déformation directionnelle axie (x)

Tableau IV.23. les valeurs des déformation directionnelle axie (x) max et min

Temps [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]
1,	-6,91e-003	6,6734e-003
2,	-1,382e-002	1,3347e-002
3,	-2,073e-002	2,002e-002
4,	-2,764e-002	2,6694e-002
5,	-3,455e-002	3,3367e-002
6,	-4,146e-002	4,0041e-002

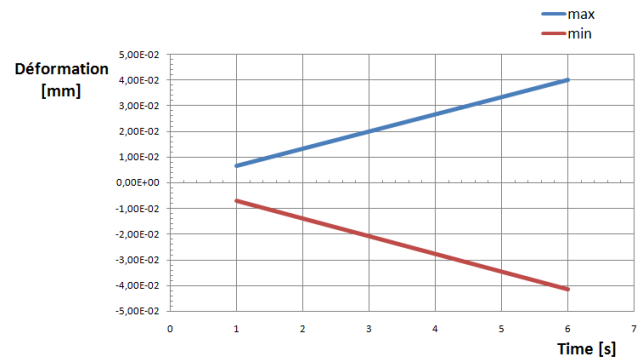


Figure IV.46. la courbe de déformation directionnelle axie (x)

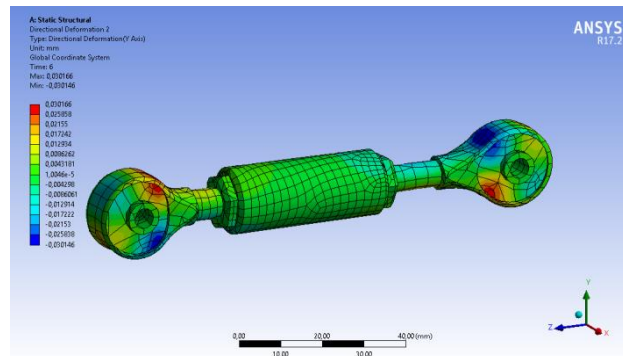


Figure IV.47. déformation directionnelle axie (y)

Tableau IV.24. les valeurs des déformation directionnelle axie (y) max et min

Temps [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]
1,	-1,1755e-002	1,1585e-002
2,	-2,3511e-002	2,317e-002
3,	-3,5266e-002	3,4756e-002
4,	-4,7022e-002	4,6341e-002
5,	-5,8777e-002	5,7926e-002
6,	-7,0533e-002	6,9511e-002

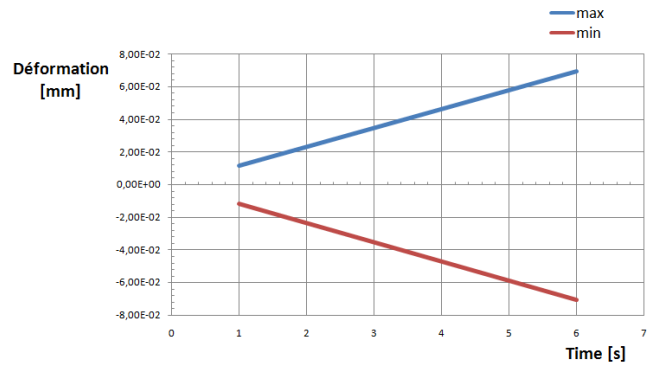


Figure IV.48. la courbe de déformation directionnelle axie (y)

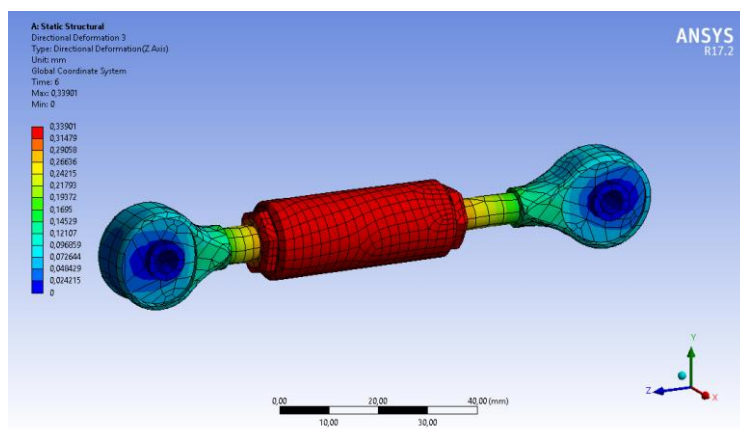


Figure IV.49. déformation directionnelle axie (z)

Tableau IV.24. les valeurs des déformation directionnelle axie (z) max et min

Temps [s]	Minimum [mm]	Maximum [mm]
1,	0,	0,1171
2,		0,23419
3,		0,35129
4,		0,46838
5,		0,58548
6,		0,70258

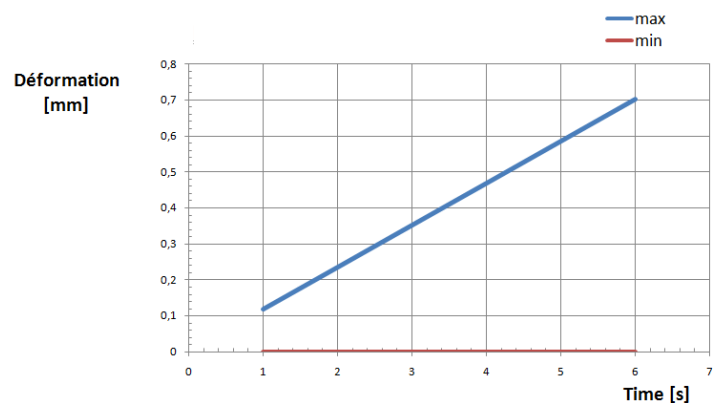


Figure IV.50. la courbe de déformation directionnelle axie (z)

- Les résultats de la figure (IV. 45. IV.47.) montrent que la valeur de déformation maximale est à l'extrémité opposée à la direction de la force, tandis que la figure (IV.8) montre que la valeur de déformation maximale est dans la partie médiane du biellette .

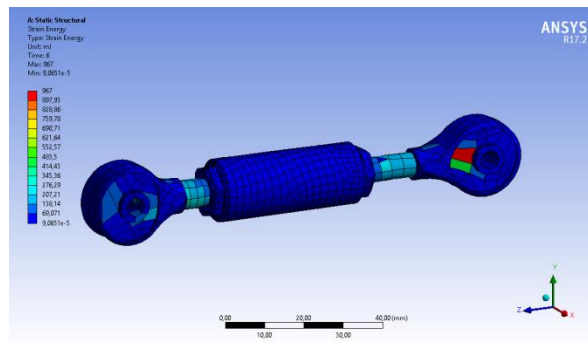


Figure IV.51. énergie de déformation

Tableau IV.25. les valeurs d'énergie de déformation max et min

Temps [s]	Minimum [mJ]	Maximum [mJ]
1,	9,2767e-007	37,003
2,	3,7107e-006	148,01
3,	8,349e-006	333,03
4,	1,4843e-005	592,05
5,	2,3192e-005	925,08
6,	3,3396e-005	1332,1

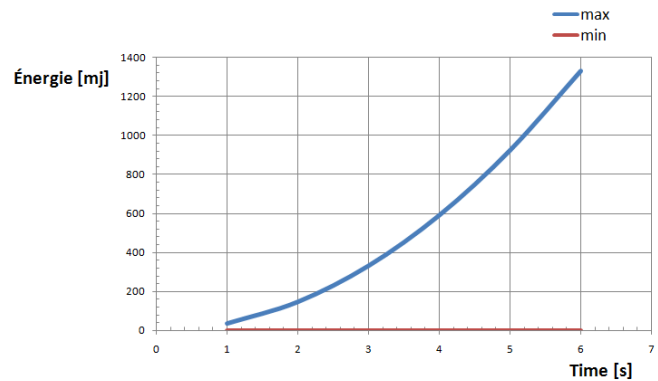


Figure IV.52. la courbe d'énergie de déformation

- Grâce aux résultats, nous obtenons la valeur maximale de l'énergie de déformation, qui est égale à 1332.1 [mJ]

IV.9. Conclusion :

Dans le dernier chapitre de notre travail, nous avons étudié l'état du bielle un serveur modale et statique structurale. Puisque nous avons extrait la valeur des fréquences de serveur modale, et de serveur statique nous avons extrait la contrainte et la déformation de la bielle.

Conclusion Générale :

Le travail réalisé dans cette thèse est d'étudier la fatigue de la bielle sous l'effet de la force qui lui est appliquée, car la fatigue est définie comme un processus de déformation progressive du matériau qui se produit lorsqu'il est soumis à des contraintes répétées et des contraintes en haute pression. sites de concentration, pouvant aboutir à des fissures ou à une fracture complète du corps.

Afin de montrer la fatigue de la bielle, nous nous sommes appuyés sur la méthode des éléments finis afin de connaître les fréquences, contraintes et déformations résultant de l'application de la force appliquée.

La méthode des éléments finis a été appliquée dans le programme numérique Ansys, qui est l'un des programmes de calcul utilisés en calcul de structure, qui permet de réaliser la majorité des problèmes de mécanique des solides et aussi de connaître tous les phénomènes qui se produisent sur le corps à étudier tels que déformations, déplacements et contraintes, ainsi que d'autres outils d'analyse bi et tridimensionnelle.

Ce programme a donné les résultats suivants :

- La valeur de la contrainte maximale est égale à 4168.3 MPa et le lieu de son effet est à l'opposé du sens d'effort de la tige.
- La valeur du déplacement maximal est égale à 3.8751×10^{-2} mm et le lieu de son effet est à l'opposé du sens d'effort de la bielle.
- La valeur de la déformation maximale est égale à 0.70258 mm et le lieu de son impact se situe dans la partie médiane du pénis.
- L'énergie de déformation maximale est égale à 1332.1mJ.

Au futur, nous souhaitons mener plus de recherches sur ce sujet pour améliorer la capacité de la bielle en termes de forme et de matière à fournir une plus grande puissance, et cela ouvre la voie à la poursuite de ces recherches dans le domaine de la mécanique.

Références Bibliographiques

- [1] **Gherbi, Med. Taher**, Modélisation par éléments finis d'une pale d'hélicoptère sous chargement aérodynamique, mémoire magister Université Boumerdès, Faculté des sciences de l'Ingénieur (2010).
- [2] <https://www.techno-science.net/definition/9509.html>
- [3] **David A. Neal, Matthew G. Good, Christopher O. Johnston, Harry H. Robertshaw**, Design and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California, AIAA 2004- 1727, 19-22 April 2004.
- [4] **Dokkali Iman** , modélisation de flexibilité de la pale en utilisant la méthodes des éléments finis, 12ème congrès de mécanique 21 -24 avril 2015 Casablanca (Maroc).
- [5] **M. Rohin Kumar**, Effects of blade configuration parameters on helicopter rotor structural dynamics and whirl tower loads, The Aeronautical Journal February 2016 Volume 120 No 1224
- [6] **Li Jiang**, Calcul en fatigue des ouvrages métalliques par la mécanique de la rupture, Ecole Nationale des Ponts et Chaussées, thèse doctorat de l'école nationale des ponts et chaussées en Structures et Matériaux 1994. France
- [7] **F. Bourekba, O. Guerri, N. Nait Bouda**, Simulation de l'écoulement autour d'un profil à l'aide d'une méthode DES, Revue des Energies Renouvelables, Centre de Développement des Energies Renouvelables, CDER ,2015
- [8] **I.ED-DOKKALI, L. EL BAKKALI**, La fatigue et calcul de contraintes de pale de section variable en mode de flexion, 13 ème Congrès de Mécanique 11 - 14 Avril 2017 (Meknès, MAROC).
- [9] **Abdelkader NOUR , Mohamed Tahar GHERBI , Yon CHEVALIER**, Modes shape and harmonic analysis of different structures for helicopter blade, 30th European Conference on Acoustic Emission Testing & 7th International Conference on Acoustic Emission University of Granada, 12-15 September 2012.
- [10] **I. Tawk, J. Aubry, P. Navarro, J.-F. Ferrero**, Study of impact on helicopter blade, University of Balamand, Deir El-Balamand, El-Koura, Lebanon, vol. 24. pp. 38-45. ISSN 1350-6307 (2012).
- [11] **A.R. Shahani, S. Mohammadi**, Damage tolerance approach for analyzing a helicopter main rotor blade, Department of Applied Mechanics, Faculty of Mechanical Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Engineering Failure Analysis 57 (2015) 56–71.
- [12] **NOOMAN K.W**, Family of Airfoil Shapes for Rotating Blades., US Patent 4,412-664, 1983.
- [13] **Philippe BRUYERE**, La dynamique de vol de l'hélicoptère, 1^{er} édition, 1984, France.

- [14] <https://www.lavionnaire.fr/HelicoRotor.php#>
- [15] **Padfield, G. D.**, Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling, AIAA Education Series, (1996).
- [16] **Gianni NACCARATO**, “Instabilité du flottement gyroscopique des convertibles”, thèse, Ecole Nationale Supérieure d’Arts et Métiers, Centre de Paris, 2003.
- [17] **Johnson Wayne**, "The influence of Pitch-Lag Coupling on the Predicted Aero elastic Stability of the XV-15 Tilting Prop rotor Aircraft", NASA TM X-73,213, February 1977.
- [18] **Gianni NACCARATO**, “Instabilité du flottement gyroscopique des convertibles”, thèse, Ecole Nationale Supérieure d’Arts et Métiers, Centre de Paris, 2003.
- [19] **CHELLIL Ahmed**, Etude des charges aéroélastiques d’une pale en composite, thèse doctorat, université m’hamed bougara-boumerdes, 2013.
- [20] **LECHEB Samir**, Etude du comportement dynamique du rotor anti-couple d’un l’hélicoptère, Mémoire de Magister, , université m’hamed bougara-boumerdes, Juin .2008
- [21] **Brent Bailey**, “Investigation of a Composite Hinge less Helicopter Rotor Blade with Integral Actuators”, Department of Mechanical and Aerospace Engineering Carleton Université Ottawa, April 17, 2000.
- [22] **M. Costes, P. Beaumier, N. Bettschart, P. Gardarein**, "Méthodes de calcul aérodynamiques appliquées aux hélicoptères", La Recherche Aérospatiale, 1995, no 3, pp. 167-184.
- [23] **Brent Bailey**, “Investigation of a Composite Hingeless Helicopter Rotor Blade with Integral Actuators”, Department of Mechanical and Aerospace Engineering Carleton University Ottawa, April 17, 2000.