

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République algérienne démocratique et populaire

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

جامعة عين تموشنت بلحاج بوشعيب

Université -Ain-Temouchent- Belhadj Bouchaib

Faculté des Sciences et de la Technologie

Département Génie Mécanique



Projet de fin d'études

Pour l'obtention du diplôme de Master en :

Domaine : SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Construction Mécanique

Thème

Étude statique et vibratoire d'une pale d'hélicoptère par le logiciel

ANSYS

Présenté par :

Mr : SAADALLAH Yekhlif Ilies

Mr : ABID Abdallah

Soutenu le 22 Juin 2025 devant le jury composé de :

Dr. SERIER Mohamed	PR	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Président
Dr. SAIMI Ahmad	M C A	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Examineur
Dr. BELOUFA Amine	PR	UAT.B.B (Ain Témouchent)	Encadrant
Dr. KIRAD Abdelkader	PR	U.B.S.D (Blida)	Co-Encadrant

Année universitaire : 2024/2025

DÉDICACE

Je remercie Dieu, le Tout-Puissant, pour sa guidance, sa protection et la force qu'Il m'a accordée tout au long de la réalisation de ce mémoire.

Je dédie ce travail à :

Mes parents, pour leur amour inconditionnel, leurs sacrifices et leurs prières, qui m'ont toujours soutenu et encouragé.

Ma famille, pour leur appui, leur patience et leur présence rassurante durant toutes les étapes de mon parcours.

Mes amis, pour leur aide précieuse, leur soutien et les moments de motivation partagés.

J'adresse également une dédicace particulière à Mr B. Zakaria, en reconnaissance pour ses encouragements.

J'espère que ce mémoire, bien que modeste, contribuera à enrichir les connaissances dans le domaine de l'ingénierie.

SAADALLAH Yekhlef Ilies

Grâce à Dieu, le Tout-Puissant, dont l'aide et la miséricorde m'ont accompagné à chaque étape de ce parcours, je dédie ce travail à

Mes chers parents, pour leur amour, leurs sacrifices et leurs prières inestimables.

À ma famille, pour leur soutien moral constant et leur présence bienveillante.

À mes amis sincères, pour leurs encouragements et leur aide précieuse durant mes études.

Je souhaite que ce travail, aussi modeste soit-il, contribue à enrichir les connaissances dans le domaine de l'ingénierie et participe, à sa manière, au développement de mon pays.

ABID Abdallah

Remerciements

Je rends grâce à Dieu Tout-Puissant, source de sagesse et de persévérance, pour m'avoir accordé la force et la patience nécessaires à la réalisation de ce travail.

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à mon encadrant **BELOUFA Amine**, pour son accompagnement précieux, ses conseils pertinents, et sa disponibilité constante tout au long de ce mémoire.*

*Mes sincères remerciements s'adressent également à mon Co-encadrant, **Kirad Abdelkader**, pour son encadrement technique, ses remarques constructives et son soutien actif.*

*Je n'oublie pas de remercier chaleureusement mon binôme, **ABID Abdallah**, pour sa collaboration, son sérieux et l'excellent esprit d'équipe qui a animé notre travail commun.*

*Je remercie tout particulièrement les enseignants **SERJET Mohamed**, et **CHERJET Nour**, pour leurs conseils, leur écoute et leurs orientations judicieuses qui ont enrichi mon travail.*

Mes remerciements vont aussi à mes amis et collègues pour leur soutien, leurs encouragements et l'esprit d'entraide tout au long de ce parcours.

Enfin, je tiens à adresser toute ma reconnaissance à ma famille, en particulier à mes parents, pour leur amour, leurs prières, leurs sacrifices et leur soutien inconditionnel.

SAADALLAH Yekhllef Ilies

Remerciements

Avant tout, je rends grâce à Dieu, le Très-Haut, pour m'avoir accordé la patience, la force et la persévérance nécessaires à la réalisation de ce travail.

*Je tiens à exprimer ma profonde gratitude à Monsieur **Beloufa Amin**, mon encadrant, pour sa disponibilité, ses conseils précieux et la confiance qu'il m'a accordée tout au long de ce projet.*

*Mes remerciements s'adressent également à Monsieur **Kirad Abdelkader**, co-encadrant de ce travail, pour son accompagnement technique, ses orientations pertinentes et son appui constant.*

*Je remercie chaleureusement mon binôme, Monsieur **Saadallah Yekhlef Ilies**, pour sa collaboration efficace, son sérieux et son engagement durant toutes les étapes de notre projet.*

*Un remerciement tout particulier à Monsieur **Bougoffa Akram**, dont l'aide précieuse et les explications claires m'ont permis d'apprendre et de maîtriser le logiciel ANSYS, outil essentiel à la réalisation de cette étude.*

*Je remercie tout particulièrement les enseignants **SERIER Mohamed**, et **CHERJET Nour**, pour leurs conseils, leur écoute et leurs orientations judicieuses qui ont enrichi mon travail.*

Enfin, je remercie toutes les personnes qui, de près ou de loin, ont contribué à l'aboutissement de ce travail.

ABID Abdallah

Résumé

L'étude des vibrations des pales d'hélicoptère est crucial pour garantir la sécurité et la performance en vol. Ce mémoire vise à analyser le comportement statique et vibratoire d'une pale d'hélicoptère NACA0012 utilisant logiciel ANSYS APDL version 17.2. L'analyse statique permet d'évaluer la résistance mécanique sous la poussée et la traînée de l'air, l'analyse modale identifie les fréquences naturelles et les modes propres de la pale en Aluminium 7075-T6 et le composite (carbone - époxy) . En fin l'analyse harmonique examine la réponse de la pale à une excitation périodique harmonique avec et sans la prise en compte de l'amortisseur. Les résultats montrent l'efficacité de l'amortisseur dans la réduction de l'amplitude vibratoire de la pale d'hélicoptère.

Abstract

The study of helicopter blade vibrations is essential to ensure flight safety and performance. This thesis aims to analyze the static and vibrational behavior of a helicopter blade with a NACA 0012 airfoil, using the ANSYS APDL software, version 17.2. The static analysis evaluates the mechanical resistance of the blade under aerodynamic lift and drag forces. The modal analysis identifies the natural frequencies and mode shapes of the blade, modeled using two different materials: aluminum 7075-T6 and carbon-epoxy composite. Finally, the harmonic analysis investigates the dynamic response of the blade to a periodic harmonic excitation, both with and without the inclusion of a damping system. The results demonstrate the effectiveness of the damper in reducing the vibrational amplitudes of the helicopter blade.

ملخص

تُشكّل اهتزازات شفرات المروحية أحد التحديات الرئيسية في هندسة الطيران، لما لها من تأثير مباشر على السلامة الهيكلية وكفاءة الأداء أثناء الطيران. يهدف هذا البحث إلى دراسة السلوك السكوني والديناميكي لشفرة مروحية ذات مقطع

نوع NACA0012 باستخدام برنامج خاص في ANSYS APDL

يشمل العمل ثلاث مراحل تحليلية رئيسية أولاً، التحليل السكوني لتحديد مدى مقاومة الشفرة للأحمال الهوائية الناتجة عن الرفع والسحب.

ثانياً، التحليل النمطي (التحليل التوافقي الذاتي) لتحديد الترددات الطبيعية وأشكال الاهتزاز الأساسية للشفرة المصنّعة من مادتي الألمنيوم و المركب الكربون الايبوكسي

ثالثاً، التحليل التوافقي الذي يهدف إلى دراسة استجابة الشفرة لاهتزازات دورية، مع مقارنة الأداء في حالتها وجود جهاز تخميد وغيابه

أظهرت النتائج أن استخدام جهاز التخميد يساهم بشكل فعال في تقليل سعة الاهتزازات، مما يُحسّن من استقرار الشفرة ويزيد من موثوقية عملها أثناء التشغيل.

Contents

<i>DÉDICACE</i>	
<i>Remerciements</i>	
Résumé	
Abstract	
ملخص	
Introduction générale	1
Chapitre 1 : Généralité sur l'hélicoptère	
1.1 Introduction	2
1.2 Intérêt et importance de l'étude :	2
1.3 Histoire :	3
1.4 Principaux composants d'un hélicoptère	3
1.5 Les principaux types d'hélicoptères en fonction de leur configuration et de leur utilisation	5
Selon la configuration des rotors :	6
1.5.1 Mon rotor avec rotor anti-couple :	6
1.5.2. Birotor en tandem :	6
1.5.3. Bi-rotor côte à côte:	6
1.5.4. Coaxial :	7
1.5.5. Hélicoptère à rotor en fenestron :	7
1.5.6. Hélicoptère à rotor "NOTAR" (No Tail Rotor) :	8
Selon l'utilisation :	9
1.5.7. Hélicoptères civils :	9
1.5.8. Hélicoptères militaires :	9
1.5.9. Hélicoptères utilitaires :	9
1.5.10. Hélicoptères de secours et médicalisés :	10
1.6 Applications des hélicoptères :	10
Transport civil et commercial :	10
Missions de secours et médicales :	10
Surveillance et sécurité :	10
Applications militaires :	11
Travaux aériens et industrie :	11
1.7 Mouvements de l'hélicoptère	11
1.7.1 Translation (avant, arrière, latérale)	11
1.7.2 Montée et descente	11
1.7.3 Vol stationnaire	12
1.7.4 Rotation autour de l'axe vertical (lacet)	12

1.8 Rotor principale	12
1.8.1 Types de rotors principaux d'hélicoptère	13
1.8.2 Principe de fonctionnement du rotor principal.....	16
1.9 Le plateau cyclique	17
1.9.1 Principe de fonctionnement :	17
1.9.2 Influence sur le contrôle du vol.....	18
References:.....	19
Chapitre 2 :	
Généralité sue les pales	
Définition	21
2.1. Introduction	21
2.2. Définition géométrique du profil	21
2.3. Définition Aérodynamique d'un profil.....	22
2.3.1 Les caractéristiques d'un profil :	22
2.4. Types de Pales d'Hélicoptère	23
2.4.1 Pales Rigides.....	23
2.4.2 Pales Semi-rigides.....	23
2.4.3. Pales Articulées.....	23
2.5. Influence de la Vitesse de Rotation.....	23
2.5.1 Effets de la vitesse de rotation :	23
Force Centrifuge (F_c).....	23
2.5.1.2 Vitesse Angulaire et Vitesses des Pales :.....	24
2.5.1.3 Vitesse circonférentielle (V_t) :.....	24
2.5.1.4 Vitesse avançant et reculant :	24
2.5.1.5 Vitesse en bout de pale :	24
2.5.2 Valeurs moyennes du bout de pale.....	25
2.6. Optimisation du Poids et de la Rigidité.....	25
2.6.1 Matériaux couramment utilisés :	25
2.6.2. Contraintes Liées aux Conditions de Vol :	26
2.7. Maintenance et Durée de Vie des Pales	26
2.7.1. Inspection et Détection des Défauts	26
2.7.2. Usure et Remplacement des Pales.....	26
2.8 Mobilités des pales.....	27
2.9. Introduction aux vibrations des pales.....	27
2.10. Origines et conséquences des vibrations	28
2.11. Revue bibliographique sur l'analyse vibratoire des pales	28
References.....	29

3.1. Calcul statique	30
3.1.1 Description de la géométrie de notre pale	30
3.1.2 Conditions aux limites et chargements appliqués	30
3.1.3 Condition de résistance.....	31
3.1.4 Interprétation.....	32
3.1.5 Conclusion	33
3.2. Analyse modale de notre pôle NACA0012	34
3.2.1 Introduction	34
3.2.2 La théorie de l'analyse modale	34
3.2.3 Définition de l'analyse modale	34
3.2.4 Description de logicielle.....	35
ANSYS APDL.....	35
3.2.5 Description du problème	36
3.2.6 Matériaux utilisés.....	36
3.2.6.1 Impact du matériau de fabrication sur les modes propres et les fréquences naturelles.....	37
3.2.7 Caractéristiques géométrique de la pale du rotor d'hélicoptère.....	37
3.2.8 Maillage d'élément finis.....	38
3.2.9 Conditions aux limites.....	39
3.2.10 Résultats des fréquences et modes propres pour la pale en Aluminium 7075_T6.....	39
3.2.11 Fréquences et modes propres du composite (Carbone- Epoxy).....	44
3.2.12 Comparaison des résultats	46
3.2.12.1 Comparaison des fréquences numériques avec les fréquences théoriques (mode1).....	46
3.2.12.2 Comparaison des fréquences de aluminium avec celle du composite	48
Chapitre 4: Analyse harmonique.....	
3.2.13 Conclusion.....	50
4.1. Introduction	52
4.2. Principe de l'analyse harmonique	52
4.3. Conditions de simulation.....	52
4.4. Condition aux limites	53
5. Paramètres de solution	53
Résultats.....	54
Conclusion générale.....	59
Perspectives.....	60

Liste des figures :

Figure 1 : Hélicoptère	2
Figure 2 : Rotor principale d'un hélicoptère	3
Figure 3 : Rotor de queue.....	4
Figure 4 : Les composantes d'un fuselage	4
Figure 5 : Les différents types des trains d'atterrissage	4
Figure 6 : Plateau cyclique d'un hélicoptère	5
Figure 7 : Turbomoteur d'un hélicoptère	5
Figure 8 : Airbus H125	6
Figure 9 : Boeing CH-47 Chinook.....	6
Figure 10 : V-22 Osprey	7
Figure 11 : KAMOUIV KA23.....	7
Figure 12 : KAMAN K-MAX.....	8
Figure 13 : MD 520N.....	8
Figure 14 : Bell 407	9
Figure 15 : W-3A SOKOL.....	9
Figure 16 : Mil Mi-26	10
Figure 17 : EC135.....	10
Figure 18 :Les mouvements de l'hélicoptère	11
Figure 19 : Rotor principale d'un hélicoptère	13
Figure 20 : Rotor articulé.....	13
Figure 21 : Rotor semi rigide	14
Figure 22 : Rotor rigide.....	14
Figure 23 : Plateau cyclique	17
Figure 24 : Démonstration d'un plateau inférieur et supérieur.....	17
Figure 25: Sections verticale d'une pale	21
Figure 26 : Les caractéristiques géométriques d'un profil	22
Figure 27: Pale d'hélicoptère en composite [7]	25
Figure 28 : Mobilité fondamental de la pale [8-10].....	27
Figure 29: Profil NACA0012	30
Figure 30: Les conditions aux limites.....	30
Figure 31: Contrainte de Von Mises.....	31
Figure 32: Déplacement USUM maximale	32
Figure 33:Techniques de l'analyse modale [1].....	35
Figure 34: Profil NACA0012	37
Figure 35:Profil de pale sur ANSYS	37
Figure 36: SOLID285 géométrie	38
Figure 37: Maillage de la pale	38
Figure 38: Encastrement de la pale dans ANSYS APDL	39
Figure 39: Déplacements et déformations des 10 modes propres pour Aluminium	43
Figure 40 : Déplacements et déformations des 10 modes propres pour Carbone époxy	46
Figure 41 :Graphe de variation des fréquences d'Aluminium et du Carbone époxy en fonction des modes	48
Figure 42:conditions aux limites	53
Figure 43 : Les courbes des amplitudes en fonction de fréquences sans et avec amortisseur	54
Figure 44 : Les courbes des amplitudes en fonction de fréquences sans et avec amortisseur	55
Figure 45:Amplitude latérale selon Y a 38.4Hz avec est sans amortisseur	56

Figure 46: Amplitude latérale selon Y a 100Hz avec et sans amortisseur57

Liste des tableaux :

Tableau 1 : Frise chronologique de l'évolution des hélicoptères	3
Tableau 2 : Principaux avantages et inconvénients des trois types de rotors [6].....	16
Tableau 3:propriété du matériau isotope (aluminium).....	36
Tableau 4:propriété du matériau orthotropique (carbone époxy)[1].....	36
Tableau 5: fréquences déplacements max de l'aluminium.....	40
Tableau 6: fréquences et déplacements max du carbone époxy	44
Tableau 7: Fréquences de aluminium est du composite.....	48

Introduction générale

Introduction générale

La performance et la fiabilité des hélicoptères reposent en grande partie sur la conception et le comportement de leurs pales, éléments essentiels assurant la portance, le contrôle directionnel et la stabilité en vol. La complexité de leur fonctionnement, soumise à des charges aérodynamiques et dynamiques importantes, impose une étude approfondie de leurs propriétés mécaniques.

Dans ce contexte, ce mémoire s'intéresse à l'analyse statique et vibratoire d'une pale d'hélicoptère à profil NACA0012, en s'appuyant sur des outils de simulation numérique, notamment le logiciel ANSYS APDL version 17.2. Le travail comprend trois axes principaux : une étude statique visant à évaluer la résistance de la pale sous l'effet des forces de poussée et de traînée de l'air, une analyse modale permettant d'identifier les fréquences naturelles et les modes propres pour deux pales conçues avec deux matériaux (aluminium 7075-T6 et composite carbone époxy), et enfin une analyse harmonique destinée à étudier la réponse dynamique (vibration latérale de la pale) sous excitation périodique harmonique avec et sans la prise en compte de l'amortisseur.

Ce projet s'inscrit pleinement dans le cadre de la spécialité construction mécanique, en mobilisant des connaissances en simulation éléments finis, en résistance des matériaux et en dynamique des structures. Il vise à enrichir les travaux de recherche appliquée dans le secteur aéronautique.

Chapitre 1 :
Généralité sur
l'hélicoptère

1.1 Introduction

L'hélicoptère est un aéronef à voilure tournante qui se distingue par sa capacité à décoller et atterrir verticalement, à effectuer un vol stationnaire et à se déplacer librement dans toutes les directions. Cette polyvalence repose sur la présence d'un rotor principal, qui génère la portance et assure la propulsion [1].

Grâce à ces caractéristiques, l'hélicoptère est utilisé dans des domaines variés tels que le transport, les missions de secours, la surveillance et les opérations militaires [2].

Cependant, cette conception complexe présente plusieurs défis techniques, notamment en ce qui concerne les vibrations des pales du rotor. Ces vibrations peuvent affecter la performance, la sécurité, ainsi que le confort du pilote et des passagers.[3]

Une étude approfondie de ces phénomènes vibratoires est donc essentielle pour améliorer la stabilité et l'efficacité des hélicoptères.



Figure 1 : Hélicoptère

1.2 Intérêt et importance de l'étude :

L'étude des vibrations des pales est cruciale pour plusieurs raisons. D'un point de vue technique, une meilleure compréhension de ces phénomènes permet d'optimiser la conception des pales et du rotor afin de réduire les contraintes mécaniques et d'augmenter la durée de vie des composants [4].

Sur le plan opérationnel, la réduction des vibrations améliore le confort en vol et diminue la fatigue des pilotes, ce qui est essentiel pour les missions de longue durée, notamment dans les secteurs militaire et médical [5].

De plus, les vibrations excessives peuvent entraîner une consommation énergétique accrue et augmenter les coûts de maintenance des hélicoptères [2].

Ainsi, cette étude vise à analyser les caractéristiques vibratoires des pales et à explorer des solutions permettant d'atténuer ces effets indésirables.

1.3 Histoire :

L'idée du vol vertical existe depuis des siècles, avec des traces dans l'Antiquité et les croquis de Léonard de Vinci au 15ème siècle. Au 18ème siècle, Launoy et Bienvenu expérimentent un modèle réduit à double rotor, suivi au 19ème siècle par des recherches sur l'aérodynamique et la motorisation. Le premier vol contrôlé d'un hélicoptère est attribué à Paul Cornu en 1907, mais c'est Igor Sikorsky qui, en 1939, développe le premier modèle fonctionnel avec rotor principal et rotor de queue. Depuis, les avancées technologiques ont amélioré les performances des hélicoptères, notamment en réduisant les vibrations, un aspect central de cette étude [1].

Tableau 1 : Frise chronologique de l'évolution des hélicoptères

Année	Événement clé
XVe siècle	Léonard de Vinci esquisse la "vis aérienne"
1783	Launoy et Bienvenu testent un modèle réduit à rotor
1907	Paul Cornu réalise le premier vol libre d'un hélicoptère
1923	Juan de la Cierva invente l'autogire
1936	Heinrich Focke développe le Focke-Wulf Fw 61
1939	Igor Sikorsky conçoit le VS-300, premier hélicoptère moderne
Années 1950	Développement des hélicoptères militaires et civils
Aujourd'hui	Innovations en matériaux, aérodynamique et réduction des vibrations

1.4 Principaux composants d'un hélicoptère

Un hélicoptère est composé de plusieurs éléments essentiels qui assurent son bon fonctionnement :

- Rotor principal: Il génère la portance et permet le contrôle des mouvements de l'hélicoptère en fonction de l'angle d'incidence des pales. Il est fixé au mât principal et actionné par le moteur.

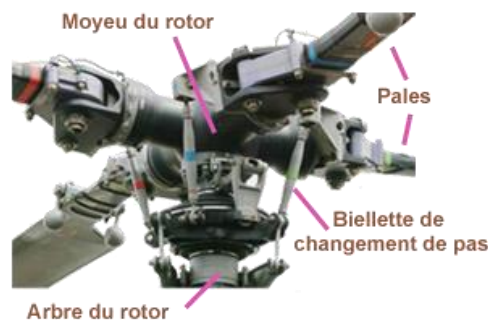


Figure 2 : Rotor principale d'un hélicoptère

- Rotor de queue : Situé à l'arrière de l'hélicoptère, il compense le couple généré par le rotor principal et permet le contrôle du lacet [3]. Certains modèles utilisent un système Fenestron ou NOTAR pour remplir cette fonction.



Figure 3 : Rotor de queue

- Fuselage : C'est la structure principale qui abrite l'équipage, les passagers et les équipements. Sa conception peut varier en fonction du type et de l'usage de l'hélicoptère

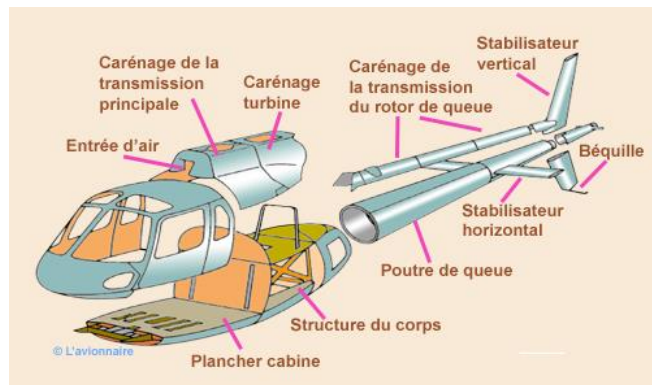


Figure 4 : Les composantes d'un fuselage

Train d'atterrissage : Il peut être constitué de patins, de roues ou d'un flotteur en fonction des besoins opérationnels. Il assure la stabilité de l'hélicoptère au sol ou sur l'eau.



Figure 5 : Les différents types des trains d'atterrissage

Plateau cyclique : Ce mécanisme permet de modifier l'inclinaison des pales du rotor principal afin de contrôler le déplacement de l'hélicoptère dans toutes les directions [4].



Figure 6 : Plateau cyclique d'un hélicoptère

Moteur : Il peut être à piston (pour les petits hélicoptères) ou à turbine (pour les modèles plus performants et puissants).

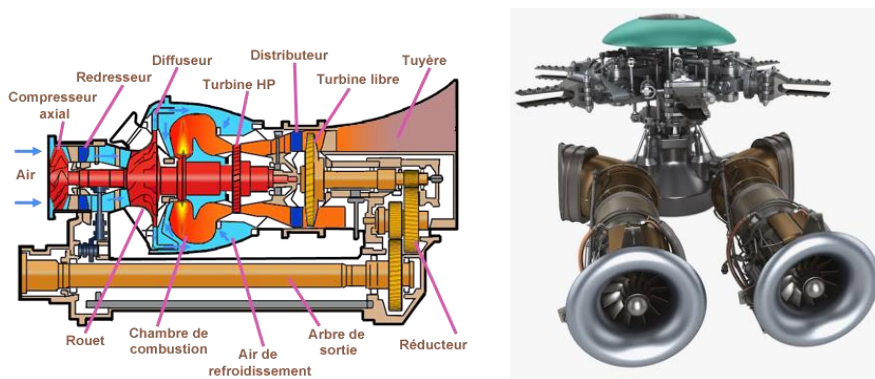


Figure 7 : Turbomoteur d'un hélicoptère

1.5 Les principaux types d'hélicoptères en fonction de leur configuration et de leur utilisation

Les hélicoptères se distinguent par une grande variété de configurations et d'utilisations. Ils peuvent être classés selon leur usage, leur configuration de rotor et leur mode de propulsion. Cette classification permet de mieux comprendre les choix technologiques et les performances associées à chaque type d'appareil, répondant ainsi aux besoins spécifiques des missions aériennes.

Selon la configuration des rotors :

1.5.1 Mon rotor avec rotor anti-couple :

Un rotor principal pour la portance et la propulsion, et un rotor de queue pour contrer le couple.

- Avantages : Simplicité mécanique, bonne manœuvrabilité.
- Inconvénients : Perte d'efficacité à haute vitesse à cause du rotor anti-couple.



Figure 8 : Airbus H125

1.5.2. Birotor en tandem :

Deux rotors principaux alignés longitudinalement, tournant en sens opposé pour annuler le couple.

- Avantages : Forte capacité de charge, stabilité accrue.
- Inconvénients : Complexité mécanique, consommation plus élevée.



Figure 9 : Boeing CH-47 Chinook

1.5.3. Bi-rotor côte à côte:

Deux rotors placés côte à côte sur les côtés de l'hélicoptère.

- Avantages:
 - Pas de perte de puissance due à un rotor anti-couple.
 - Bonne stabilité en vol.
 - Capacité de charge élevée.

- Inconvénients :
Complexité mécanique accrue.
Encombrement latéral important, limitant son utilisation sur des terrains exigus.
Moins efficace en termes de performance comparé aux configurations tandem ou coaxiale.



Figure 10 : V-22 Osprey

1.5.4. Coaxial :

Deux rotors superposés tournant en sens opposé, annulant ainsi le couple.

- Avantages : Suppression du rotor anti-couple, meilleure portance.
- Inconvénients : Mécanique complexe, vibrations plus élevées.



Figure 11 : KAMOUV KA23

1.5.5. Hélicoptère à rotor en fenestron :

Variante du mon rotor avec un rotor de queue caréné pour réduire le bruit et améliorer la sécurité. Exemple KAMAN K-MAX

- Avantages:
Sécurité accrue : Protège des objets et des personnes au sol.
Réduction du bruit : Idéal pour missions discrètes (police, médical).
Meilleure efficacité à haute vitesse grâce à un flux d'air optimisé.

- Inconvénients:
Poids supplémentaire par rapport à un rotor anti-couple classique.
Demande plus de puissance du moteur, réduisant légèrement les performances globales.
Coût de fabrication et d'entretien plus élevé.



Figure 12 : KAMAN K-MAX

1.5.6. Hélicoptère à rotor "NOTAR" (No Tail Rotor) :

Utilisation d'un jet d'air pour contrer le couple au lieu d'un rotor de queue.

Avantages :

- Sécurité accrue (pas de rotor de queue exposé).
- Réduction du bruit (très utile pour des missions discrètes comme la police ou le sauvetage).
- Moins d'entretien (moins de pièces mécaniques en mouvement).

Inconvénients :

- Moins efficace à haute altitude par rapport à un rotor anti-couple classique.
- Complexité technique et coût plus élevé.
- Plus de puissance requise pour faire fonctionner le ventilateur interne.



Figure 13 : MD 520N

Selon l'utilisation :

1.5.7. Hélicoptères civils :

Transport de passagers, services médicaux d'urgence, tourisme.

Avantages :

- Confort et flexibilité pour le transport privé et VIP.

Inconvénients :

- Coût d'acquisition élevé, dépendance aux infrastructures.



Figure 14 : Bell 407

1.5.8. Hélicoptères militaires :

Combat, reconnaissance, transport de troupes, sauvetage.

- Avantages : Puissance de feu élevée, polyvalence en combat.
- Inconvénients : Coût d'exploitation et maintenance élevés.



Figure 15 : W-3A SOKOL

1.5.9. Hélicoptères utilitaires :

Transport de charges lourdes, travaux aériens.

- Avantage : Capacité de levage exceptionnelle pour matériel et troupes.
- Inconvénients : Consommation de carburant élevée, infrastructures spécifiques requises.



Figure 16 : Mil Mi-26

1.5.10. Hélicoptères de secours et médicalisés :

Évacuation médicale, recherche et sauvetage.

- Avantages : Rapidité d'intervention et accès aux zones difficiles.
- Inconvénients : Sensible aux conditions météorologiques, coûts élevés.



Figure 17 : EC135

1.6 Applications des hélicoptères :

Transport civil et commercial :

Utilisés pour le transport de passagers, le tourisme aérien et le transport VIP (exemple : Airbus H145, Sikorsky S-76).

Missions de secours et médicales :

Les hélicoptères sont essentiels pour l'évacuation sanitaire et les interventions d'urgence (exemple : Eurocopter EC135 pour le SAMU).

Surveillance et sécurité :

Utilisés par la police, la gendarmerie et les garde-côtes pour des missions de surveillance et d'intervention rapide (exemple : Bell 429, AS350 Écureuil).

Applications militaires :

Hélicoptères de combat, de transport et de reconnaissance (exemple : AH-64 Apache, NH90, UH-60 Black Hawk).

Travaux aériens et industrie :

Employés pour le levage de charges lourdes, l'entretien des lignes électriques et la lutte contre les incendies (exemple : Kamov Ka-32, Sikorsky S-64 Skycrane).

1.7 Mouvements de l'hélicoptère

L'hélicoptère possède une capacité de manœuvre unique grâce à son rotor principal, qui lui permet de se déplacer dans toutes les directions. Contrairement aux avions, qui nécessitent une poussée vers l'avant pour générer de la portance, un hélicoptère peut modifier son inclinaison et l'angle d'attaque de ses pales pour se déplacer librement. Ces mouvements sont rendus possibles grâce au **plateau cyclique**, qui ajuste en continu l'orientation des pales du rotor principal [1].

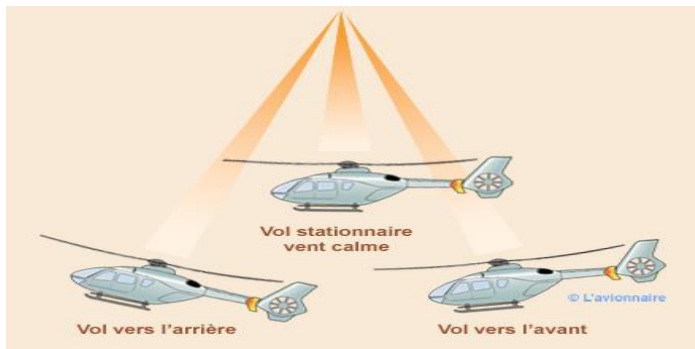


Figure 18 : Les mouvements de l'hélicoptère

1.7.1 Translation (avant, arrière, latérale)

La translation désigne le déplacement horizontal de l'hélicoptère dans différentes directions :

Translation avant : Le plateau cyclique incline les pales de manière à créer une composante de poussée vers l'avant. L'hélicoptère s'incline légèrement et avance.

Translation arrière : L'inclinaison du rotor est inversée, générant une poussée vers l'arrière.

Translation latérale (gauche ou droite) : Le plateau cyclique incline le disque rotor latéralement, créant une force horizontale qui déplace l'hélicoptère sur le côté sans modifier son orientation [3].

1.7.2 Montée et descente

Montée : L'angle d'incidence des pales est augmenté uniformément via le **pas collectif**, ce qui accroît la portance et permet à l'hélicoptère de s'élever.

Descente : En réduisant le pas collectif, la portance diminue, et l'hélicoptère perd de l'altitude.

La gestion de la montée et de la descente est essentielle pour le vol stationnaire et l'atterrissage en douceur.

1.7.3 Vol stationnaire

Le vol stationnaire est l'une des caractéristiques les plus complexes d'un hélicoptère. Il consiste à maintenir une position stable dans l'air sans avancer ni reculer. Pour cela :

La portance doit être parfaitement équilibrée avec le poids de l'hélicoptère.

Le rotor de queue (ou un système alternatif comme le Fenestron ou NOTAR) doit compenser le couple moteur pour éviter la rotation involontaire de l'appareil.

Le pilote doit effectuer des corrections constantes pour contrer les influences extérieures comme le vent [2].

1.7.4 Rotation autour de l'axe vertical (lacet)

La rotation sur place de l'hélicoptère est contrôlée par le **rotor de queue** (ou un système équivalent) qui compense le couple généré par le rotor principal :

Rotation vers la droite : La poussée du rotor de queue est réduite, ce qui entraîne une rotation dans le sens du couple moteur.

Rotation vers la gauche : La poussée du rotor de queue est augmentée, entraînant une rotation dans le sens opposé.

Sur les hélicoptères sans rotor de queue (ex. : rotors coaxiaux, intermeshing ou NOTAR), ce mouvement est obtenu en modulant la puissance des rotors opposés ou en dirigeant l'air expulsé par le fuselage [4].

1.8 Rotor principale

Le rotor principal est un élément essentiel de l'hélicoptère, responsable de la génération de portance nécessaire pour maintenir l'appareil en vol. En plus d'assurer la sustentation, il permet également la translation et la manœuvrabilité de l'hélicoptère. Ce composant complexe se compose principalement d'un mât, d'un moyeu et de pales de rotor.

Le mât, généralement un arbre métallique cylindrique creux, s'étend vers le haut à partir de la transmission, à laquelle il est entraîné et parfois supporté. Il transmet la puissance motrice aux pales, leur permettant de tourner à grande vitesse. Au sommet du mât se trouve le moyeu, qui établit la liaison entre le mât et les pales. Ces dernières, en nombre variable de deux à cinq selon les modèles d'hélicoptères, sont fixées au moyeu par diverses méthodes. Par exemple, le rotor à deux pales du type BELL est une configuration couramment utilisée pour sa simplicité et son efficacité.

Cette introduction permet de comprendre l'importance du rotor principal dans le fonctionnement d'un hélicoptère, en préparant le terrain pour une analyse plus approfondie de sa structure, de ses différents types et de son rôle crucial dans le vol.

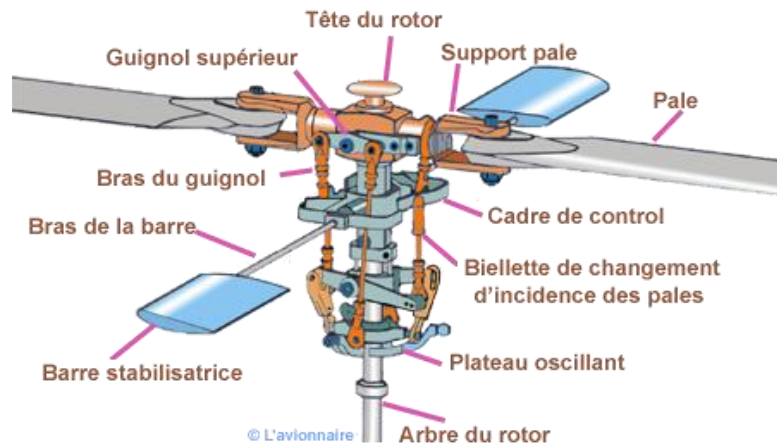


Figure 19 : Rotor principale d'un hélicoptère

1.8.1 Types de rotors principaux d'hélicoptère

Rotor articulé :

Ce type de rotor permet à chaque pale de se déplacer indépendamment en battement (mouvement vertical) et en traînée (mouvement horizontal) grâce à des charnières situées au niveau du moyeu. Cela réduit les contraintes mécaniques et améliore la stabilité de l'hélicoptère. Généralement composé de trois pales ou plus, le rotor articulé est fabriqué en acier ou en alliage léger.



Figure 20 : Rotor articulé

Avantages (+) :

- Réduction des contraintes mécaniques grâce aux mouvements indépendants des pales.
- Amélioration de la stabilité et du confort de vol.
- Capacité à compenser la dissymétrie de portance.

Inconvénients (-) :

- Complexité mécanique élevée due au nombre d'articulations et de roulements.
- Maintenance plus coûteuse en raison des pièces mobiles multiples.
- Poids relativement important par rapport aux autres configurations.

Rotor semi-rigide

Composé généralement de deux pales fixées rigidement au moyeu, le rotor semi-rigide permet un mouvement de battement en tandem des pales, similaire au mouvement d'une bascule. Le moyeu peut s'incliner par rapport à l'arbre du rotor, permettant aux pales de monter et de descendre ensemble comme une seule unité.



Figure 21 : Rotor semi rigide

Avantages (+) :

- Simplicité de construction et de maintenance.
- Poids réduit, idéal pour les hélicoptères légers.
- Coût de fabrication inférieur à celui des autres types de rotors.

Inconvénients (-) :

- Limité à des configurations bipales, limitant ainsi la portance maximale.
- Moins performant à haute vitesse en raison des limitations de battement.
- Moins de manœuvrabilité par rapport aux rotors rigides.

Rotor rigide

Dans cette configuration, les pales sont fixées de manière rigide au moyeu sans charnières. Les mouvements de battement et de traînée sont absorbés par la flexibilité des pales elles-mêmes, souvent fabriquées en matériaux composites avancés comme la fibre de verre ou le titane.



Figure 22 : Rotor rigide

Avantages (+) :

- Grande maniabilité et réponse précise aux commandes de vol.
- Simplicité mécanique grâce à l'absence de charnières et de roulements.
- Réduction du poids global de l'hélicoptère.
- Coût de maintenance réduit en raison du faible nombre de pièces mobiles.

Inconvénients (-) :

- Vibrations plus importantes, nécessitant des solutions d'amortissement spécifiques.
- Conception complexe des pales pour absorber les mouvements de battement et de traînée.
- Confort de vol parfois inférieur lors de manœuvres brusques ou d'atterrissages soudains.

Rotor flexible

Évolution du rotor articulé, le rotor flexible utilise des matériaux souples (comme des élastomères ou des poutres en titane) pour simuler les mouvements de battement et de traînée, sans utiliser de charnières mécaniques.

Avantages (+) :

- Réduction du poids et de la complexité mécanique grâce à l'élimination des charnières.
- Meilleur confort de vol en raison de la flexibilité naturelle des matériaux.
- Maintenance simplifiée avec moins de pièces mobiles.

Inconvénients (-) :

- Coût de fabrication élevé en raison des matériaux avancés utilisés.
- Dépendance aux propriétés des matériaux pour la flexibilité et la durabilité.
- Complexité dans la conception pour équilibrer la souplesse et la rigidité structurelle.

Ces différents types de rotors offrent chacun des avantages et des inconvénients qui influencent le choix de la configuration en fonction des besoins opérationnels de l'hélicoptère (stabilité, manœuvrabilité, coût, maintenance.).

Ce tableau résume les différents types de rotors d'hélicoptère et les compare entre eux :

Tableau 2 : Principaux avantages et inconvénients des trois types de rotors [6]

TYPE DE ROTOR	AVANTAGES	INCONVÉNIENTS
SEMI-RIGIDE	Un système simple.	Les vibrations peuvent être supérieures que sur un système articulé avec plusieurs pales. La réaction aux commandes d'entrées n'est pas aussi rapide que le système articulé.
RIGIDE	Conceptions simples. Réponse nette	Des vibrations supérieures au système articulé .
ARTICULÉ	Bonne réponse aux commandes	Système plus complexe . Trainée supérieur . Coût élevé .

1.8.2 Principe de fonctionnement du rotor principal

Les rotors principaux des hélicoptères peuvent comporter deux, trois, quatre pales ou plus, en fonction de la conception choisie par le constructeur. Ils jouent un rôle essentiel en générant la portance nécessaire au vol et en contrôlant les mouvements de l'appareil (montée, descente, translation, roulis et tangage).

Pour transmettre les commandes de vol, le rotor principal modifie l'**angle de pas** des pales. Le **pas collectif** ajuste simultanément l'angle de toutes les pales, augmentant ou diminuant la portance pour contrôler la montée et la descente de l'hélicoptère. Le **pas cyclique**, quant à lui, modifie l'angle des pales de manière séquentielle pendant leur rotation, créant des différences de portance qui permettent de contrôler l'inclinaison et la direction de l'appareil.

Sur un rotor bipale, comme celui des hélicoptères **Robinson R22** ou **R44**, les pales montées rigidement sur le moyeu pivotent autour de leurs axes pour varier l'angle de pas. Lorsque le **pas collectif** augmente, l'angle de toutes les pales s'accroît simultanément, générant plus de portance et permettant à l'hélicoptère de monter. Inversement, lorsque le **pas collectif** diminue, l'angle des pales se réduit, entraînant une diminution de la portance et une descente de l'appareil.

Le **pas cyclique** change l'angle de chaque pale au fur et à mesure de sa rotation autour du mât du rotor. Par exemple, en augmentant l'angle de la pale lorsqu'elle passe à l'arrière et en le diminuant à l'avant, on crée une dissymétrie de portance qui incline l'hélicoptère vers l'avant, produisant une translation vers l'avant. Ce principe s'applique également pour le roulis (inclinaison latérale) en modulant l'angle de pas des pales sur les côtés gauches et droit.

Grâce à cette variation continue et précise de l'angle de pas, le rotor principal permet un contrôle complet et réactif de l'hélicoptère, garantissant à la fois portance, stabilité et manœuvrabilité.

1.9 Le plateau cyclique

Le plateau cyclique est un composant essentiel dans le système de commande de vol d'un hélicoptère. Il joue un rôle clé dans le contrôle de l'orientation et de la direction de l'appareil en ajustant l'angle d'incidence des pales du rotor principal. Grâce à lui, l'hélicoptère peut effectuer des mouvements complexes tels que la translation, le vol stationnaire et la rotation autour de son axe [1].



Figure 23 : Plateau cyclique

1.9.1 Principe de fonctionnement :

Le plateau cyclique est composé de deux parties principales :

Le plateau inférieur (fixe) : Il est relié directement aux commandes de vol (manche cyclique et collectif) et reste immobile par rapport au mât du rotor.

Le plateau supérieur (mobile) : Il tourne avec le rotor principal et transmet les variations d'angle aux pales.

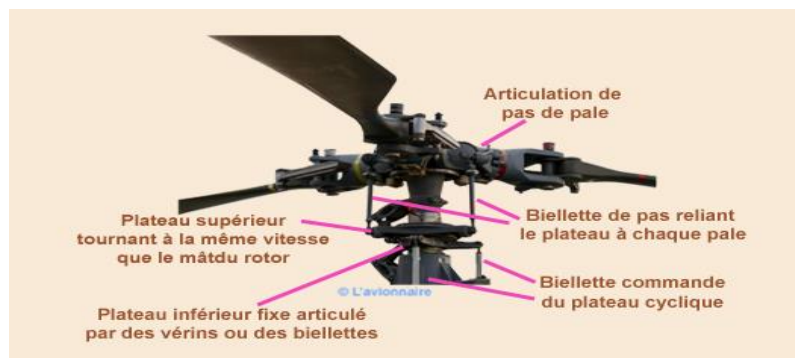


Figure 24 : Démonstration d'un plateau inférieur et supérieur

Le fonctionnement du plateau cyclique repose sur deux commandes principales :

Le manche cyclique : Il modifie l'angle d'incidence des pales de manière différentielle au cours de leur rotation. Ce changement est appelé *pas cyclique*, et il permet de contrôler la direction du vol (avant, arrière, gauche, droite).

Le levier de pas collectif : Il modifie simultanément l'angle d'incidence de toutes les pales, augmentant ou diminuant la portance et contrôlant ainsi la montée et la descente [2].

Lorsque le pilote déplace le manche cyclique, la bascule du plateau supérieur entraîne une variation de l'angle des pales au cours de leur rotation. Ce phénomène, appelé **précession gyroscopique**, fait que la portance maximale se produit environ 90° après l'application de la commande, provoquant ainsi le déplacement de l'hélicoptère dans la direction souhaitée [3].

1.9.2 Influence sur le contrôle du vol

Le plateau cyclique est crucial pour contrôler l'attitude et la trajectoire de l'hélicoptère :

Translation (avant, arrière, latérale) :

En inclinant le plateau cyclique vers l'avant, l'angle d'incidence des pales varie, générant une poussée qui fait avancer l'hélicoptère. Une inclinaison vers l'arrière ou sur les côtés produit une translation correspondante.

Vol stationnaire stable :

Le plateau cyclique ajuste constamment l'angle des pales pour maintenir la position, compensant les perturbations extérieures comme le vent.

Montée et descente :

En agissant sur le levier collectif (associé au plateau cyclique), l'angle d'incidence des pales change de manière uniforme, augmentant ou diminuant la portance.

Rotation (lacet) :

Bien que principalement contrôlée par le rotor de queue, la répartition des forces sur le rotor principal via le plateau cyclique peut influencer la stabilité directionnelle.

En résumé, le plateau cyclique est la clé de la maniabilité de l'hélicoptère. Il permet de traduire les actions du pilote en mouvements précis, garantissant ainsi un contrôle efficace dans toutes les phases de vol [4].

References:

- [1]. Leishman, J. G. (2006). Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press.
- [2]. Johnson, W. (2005). Helicopter Theory. Dover Publications.
- [3]. Stepniewski, W. Z., & Keys, C. N. (1984). Rotary-Wing Aerodynamics. Dover Publications.
- [4]. Gessow, A., & Myers, G. C. (1985). Aerodynamics of the Helicopter. Frederick Ungar Publishing.
- [5]. Castles, W., Rhett, B., & Arnold, R. (1996). Helicopter Vibration Analysis and Reduction Techniques. NASA Tec
- [6]. HAMEL Amani (201) Analyse modale d'une pale d'hélicoptère en matériaux composites

Chapitre 2 :
Généralité sur les
pales

Définition

Les pales d'hélicoptère sont des composants essentiels du rotor, responsables de la génération de la portance et de la propulsion de l'appareil. Leur conception, leur structure et leur fonctionnement influencent directement les performances et la maniabilité de l'hélicoptère.

2.1. Introduction

Les profils aérodynamiques sont un cas d'étude assez intéressant, vu qu'ils constituent les éléments principaux de plusieurs machines tournantes. Ils sont également utilisés dans l'aviation, dans l'automobile, ainsi que dans des installations domestiques.

Les travaux de recherches actuels se basent essentiellement sur la détermination des caractéristiques aérodynamique et géométrique des profils, et ceci constitue un défi majeur pour les aérodynamiciens.

La conception des ailes est un point particulièrement délicat à cause de leur impact sur une grande partie des performances de l'avion et aussi à cause de la complexité des équations de l'aérodynamique.

La définition des profils d'ailes d'usage courant permet la détermination de leurs caractéristiques géométriques, d'effectuer l'inventaire des efforts s'exerçant sur un profil aérodynamique, de déterminer les paramètres régissant la transition de la couche limite sur un profil, etc.

Aujourd'hui, la majorité des profils utilisés dans l'industrie aéronautique sont de type NACA ou d'autres profils fortement influencés par les investigations réalisées par cet organisme. Pour cette raison, une attention particulière est accordée uniquement aux familles de cette catégorie. Ces profils présentent une classification variée qui est explicitée plus largement au niveau de ce chapitre.

Dans ce chapitre, on va présenter une étude générale sur les profils d'aile avec ses caractéristiques géométriques et aérodynamiques, on va présenter aussi les différents types des profils avec les avantages et les inconvénients de chaque type et on va terminer ce chapitre par une sélection des différents domaines d'applications des profils d'aile aussi bien en aérodynamique interne qu'externe.

Qu'est-ce qu'un profil ?

2.2. Définition géométrique du profil

On définit un profil comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion, d'une pale d'hélicoptère et d'une pale de turbine à gaz ou de turbine à vent. La forme du profil est une caractéristique essentielle d'une aile et influe grandement sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances d'un avion, d'une pompe, ou d'un compresseur par exemple.

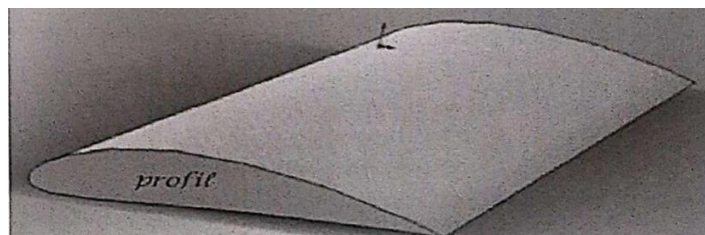


Figure 25: Sections verticale d'une pale

2.3. Définition Aérodynamique d'un profil

Le profil d'une aile représente une coupe verticale de l'aile parallèle au plan de symétrie de l'avion. Un profil créant un minimum de traînées et offrant un maximum de portance sera plus apte à être utilisé pour une aile d'avion, mais il faut savoir que certains types de profils peuvent aussi être utilisés dans la fabrication de dérives ou de dispositifs hypersustentateurs. Le profil d'une aile varie selon les performances attendu de celui-ci.

2.3.1 Les caractéristiques d'un profil :

Un profil est caractérisé par :

Extrados : surface supérieure de l'aile.

Intrados : Surface inférieure de l'aile.

Bord d'attaque : bord antérieur de l'aile.

Bord de fuite : bord postérieur de l'aile.

La corde de profil : c'est la droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite.

L'épaisseur maximale ϵ : c'est la distance maximale existante entre d'une part l'extrados, d'autre part l'intrados.

Epaisseur relative (e_r) : c'est le rapport de l'épaisseur maximum ϵ à la longueur de la corde de profil. Beaucoup de profils présentent une épaisseur relative de 12 à 14%.

Ligne moyenne : ligne située à égale distance de l'intrados et de l'extrados.

Courbure relative (C_r) : c'est le rapport de la flèche maximum à la longueur de la corde de profil.

La flèche d'un profil (f) : c'est la distance entre la corde de profil et la ligne moyenne.

Angle d'incidence : C'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur de vitesse du vent relatif. Cet angle est appelé angle of attack en anglais. Pour l'avion c'est l'angle formé par l'axe longitudinal de l'avion et le vecteur de vitesse.

Angle d'incidence nulle : c'est l'angle d'incidence pour lequel la portance est nulle.

Les profils d'aile usuels ont une courbure variant de 1,8 à 6%. Elle est dite positive quand la courbure de l'extrados est plus prononcée que la courbure de l'intrados (majorité des cas) [1-6]. Pour les profils symétriques $C_r = 0$.

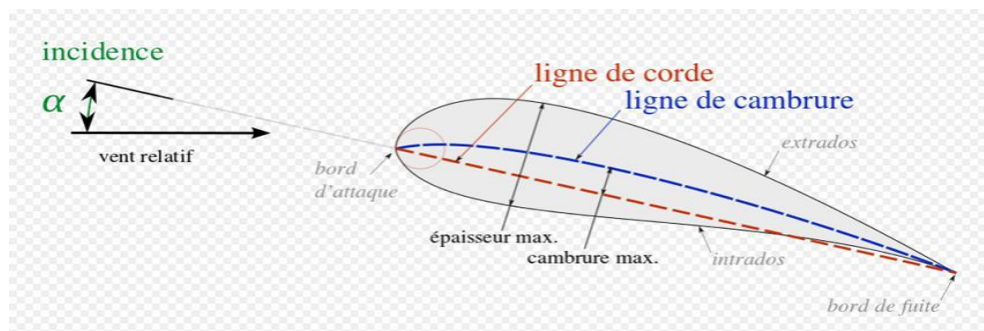


Figure 26 : Les caractéristiques géométriques d'un profil

2.4. Types de Pales d'Hélicoptère

Les pales d'hélicoptère peuvent être classées selon leur mode de fixation au rotor et leur comportement dynamique. Chaque type présente des caractéristiques spécifiques influençant les performances, la manœuvrabilité et la durabilité de l'appareil.

2.4.1 Pales Rigides

Les pales rigides sont directement fixées au moyeu du rotor sans articulation. Elles se comportent comme des ailes en rotation et ne possèdent ni articulation de battement, ni de traînée.

Exemple d'application :

L'Eurocopter EC135 utilise des pales rigides en composites pour une meilleure efficacité aérodynamique.

2.4.2 Pales Semi-rigides

Ces pales sont reliées au moyeu par une articulation basculante permettant un mouvement de battement, compensant les variations de portance entre les pales avançant et reculant

Exemple d'application :

Utilisées sur les hélicoptères Bell 206 et Robinson R44.

2.4.3. Pales Articulées

Les pales articulées sont munies de plusieurs axes d'articulation :

Battement : permet d'absorber les variations de portance.

Traînée : réduit les contraintes dues aux variations de vitesse.

Pas cyclique : ajuste l'angle d'attaque pour le contrôle du vol.

2.5. Influence de la Vitesse de Rotation

La vitesse de rotation (ω) est un paramètre crucial dans la conception des pales, influençant directement les forces mécaniques et les performances aérodynamiques.

2.5.1 Effets de la vitesse de rotation :

Augmentation de la force centrifuge : proportionnelle au carré de la vitesse angulaire ($F_c = m r \omega^2$).

Portance accrue : Une vitesse plus élevée génère une meilleure sustentation mais peut aussi engendrer des problèmes de compressibilité (ondes de choc).

Effet de la vitesse relative : Les pales avancent à une vitesse supérieure à celle des pales reculant, créant une dissymétrie de portance.

Force Centrifuge (F_c)

La force centrifuge est une force exercée sur la pale en raison de sa rotation autour du moyeu du rotor.

Où :

m est la masse de la pale (kg).

r : est la distance du centre de rotation (m).

ω : est la vitesse angulaire en **radians par seconde (rad/s)**.

Cette force est particulièrement importante car elle influence la **rigidité structurelle de la pale** et impose des contraintes mécaniques élevées sur les fixations du rotor. Dans un hélicoptère moyen, la force centrifuge en bout de pale peut atteindre plusieurs **tonnes** en raison des grandes vitesses de rotation.

2.5.1.2 Vitesse Angulaire et Vitesses des Pales :

La vitesse angulaire (Ω) est définie par :

$$\Omega = \frac{2\pi N}{60} \quad (1)$$

avec N la vitesse de rotation du rotor en **tours par minute (tr/min)**.

Estimation des vitesses de rotation (N) selon le type d'hélicoptère :

- Hélicoptères légers (ex : R22, H125) : 400 - 500 tr/min
- Hélicoptères moyens (ex : UH-60, EC145) : 250 - 350 tr/min
- Hélicoptères lourds (ex : CH-47 Chinook) : 200 - 250 tr/min

Ces vitesses influencent directement les différentes vitesses des pâles :

2.5.1.3 Vitesse circonférentielle (V_t) :

Elle dépend du rayon du rotor (R) et est donnée par $V_t = \Omega r$

Exemples estimés :

Hélicoptère léger ($R \approx 4.5$ m) $\rightarrow V_t \approx 180-220$ m/s

Hélicoptère moyen ($R \approx 6$ m) $\rightarrow V_t \approx 220-260$ m/s

Hélicoptère lourd ($R \approx 9$ m) $\rightarrow V_t \approx 260-300$ m/s

2.5.1.4 Vitesse avançant et reculant :

Lors du vol, la pale avançant voit sa vitesse augmenter ($V_{avançant} = V_t + V_{hélico}$) tandis que la pale reculant voit sa vitesse diminuer ($V_{reculante} = V_t - V_{hélico}$)

Ex : pour un hélicoptère moyen volant à 60 m/s,

$V_{avançant} \approx 280 - 320$ m/s

$V_{reculante} \approx 160-200$ m/s

2.5.1.5 Vitesse en bout de pale :

Elle est critique car elle doit rester inférieure à la vitesse du son (≈ 340 m/s) pour éviter les effets de compressibilité.

2.5.2 Valeurs moyennes du bout de pale

Hélicoptère léger : **220 - 250 m/s**

Hélicoptère moyen : **250 - 280 m/s**

Hélicoptère lourd : **270 - 310 m/s**

Optimisation :

Choisir une vitesse qui minimise les effets néfastes des phénomènes aérodynamiques comme le décrochage dynamique.

Adapter la rigidité des pales pour réduire les contraintes mécaniques.

2.6. Optimisation du Poids et de la Rigidité

La masse et la rigidité des pales doivent être soigneusement contrôlées pour garantir leur performance et leur durabilité.

2.6.1 Matériaux couramment utilisés :

Composites en fibre de carbone : légers, résistants et durables.

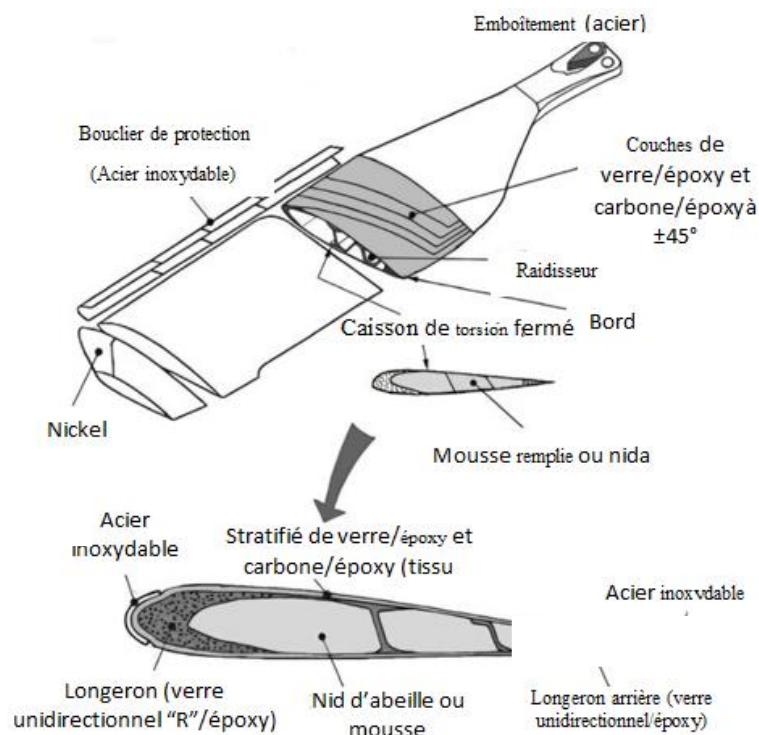


Figure 27: Pale d'hélicoptère en composite [7]

Aluminium et alliages de titane : utilisés pour leur résistance mécanique et leur faible coût.

Structures en nid d'abeille : amélioration du rapport rigidité/poids.

Avantages des composites

Réduction du poids → Moins de charge sur le rotor.

Résistance élevée → Meilleure absorption des contraintes mécaniques.

Diminution des vibrations → Amélioration du confort de vol.

2.6.2. Contraintes Liées aux Conditions de Vol :

Les pâles sont soumises à des environnements extrêmes qui affectent leur performance et leur durabilité.

Facteurs influents :

Conditions climatiques : températures extrêmes, humidité, corrosion.

Effets aérodynamiques : vent, décrochage, turbulence, écoulement transsonique.

Erosion du bord d'attaque : provoquée par le sable, la pluie et la poussière.

Solutions d'optimisation : Revêtements protecteurs contre l'érosion (ex. matériaux polymères).

Contrôle rigoureux des tolérances de fabrication pour minimiser les défauts structurels.

2.7. Maintenance et Durée de Vie des Pâles

2.7.1. Inspection et Détection des Défauts

Les pâles sont soumises à un contrôle strict pour éviter tout risque de défaillance en vol.

Méthodes d'inspection :

Inspection visuelle : recherche de fissures et d'usure.

Ultrasons : détection des déaminations internes.

Tests par courants de Foucault : identification des défauts structurels dans les matériaux conducteurs.

2.7.2. Usure et Remplacement des Pâles

Les pâles ont une durée de vie limitée, influencée par l'environnement d'exploitation.

Causes d'usure :

Erosion du bord d'attaque (pluie, sable).

Fatigue mécanique due aux cycles de charge répétés.

Détérioration des matériaux composites avec le temps.

Mesures de prolongation de durée de vie :

Application de films de protection sur le bord d'attaque.

Contrôles préventifs après un certain nombre d'heures de vol.

Utilisation de nouveaux matériaux plus résistants.

2.8 Mobilités des pâles

Le mouvement de base de la pale est essentiellement résumé dans un corps rigide en rotation autour d'un arbre fixé au moyeu. La figure ci-après présente les trois angles reflétant une des mobilités de la pale.

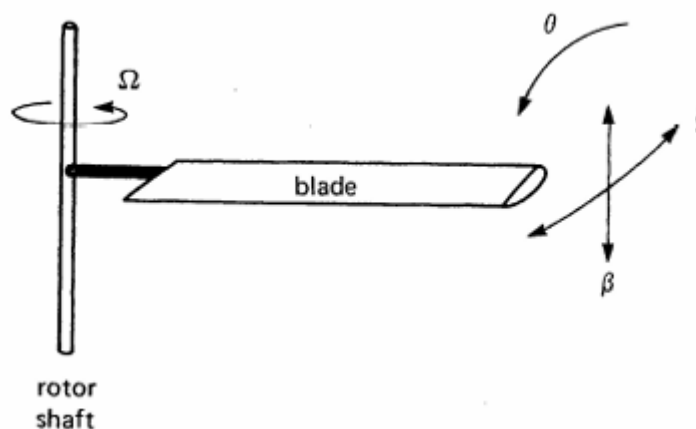


Figure 28 : Mobilité fondamentale de la pale [8-10]

β : représente l'angle de battement, le mouvement de battement est défini comme étant positif pour le mouvement vers le haut de la pale (produit par la force de portance sur la pale, ce dernier correspond à un mouvement hors plan rotor).

ζ : représente l'angle de trainée, le mouvement de trainée est défini comme étant positif lorsqu'il s'oppose à la direction de rotation du rotor (produit par la force de trainée), elle se produit dans le plan rotor.

θ : représente l'angle de torsion, la torsion correspond à la rotation élastique de la pale, le mouvement de torsion est produit par la rotation de la pale autour d'une articulation ou un roulement à l'emplanture de la pale où l'axe de l'articulation soit parallèle au longeron de la pale.

2.9. Introduction aux vibrations des pâles

Lorsqu'un hélicoptère est en vol, ses pâles sont soumises à des sollicitations dynamiques importantes qui peuvent provoquer des vibrations complexes. Ces dernières ne sont pas anodines : elles peuvent affecter les performances de l'aéronef, sa durabilité, et même la sécurité des passagers.

Les pales peuvent vibrer de différentes manières. On distingue notamment les vibrations en flexion (appelées flapping), qui correspondent à un mouvement vers le haut et vers le bas, les vibrations en torsion (twisting), impliquant une rotation autour de l'axe longitudinal de la pale, ainsi que les vibrations de battement (lead-lag), c'est-à-dire un déplacement avant-arrière dans le plan de rotation.

Ces vibrations sont caractérisées par des modes propres et des fréquences naturelles. Il est crucial d'éviter qu'un excitateur extérieur (comme une force aérodynamique cyclique) entre en résonance avec une de ces fréquences, car cela pourrait amplifier les oscillations et provoquer des dommages. Comme le souligne Scanlan [12], la compréhension de ces phénomènes est indispensable pour concevoir des rotors fiables.

2.10. Origines et conséquences des vibrations

Plusieurs facteurs sont à l'origine des vibrations des pales. D'une part, les efforts aérodynamiques ne sont pas constants pendant la rotation ; ils varient en fonction de la position angulaire de la pale et des conditions de vol. D'autre part, des déséquilibres mécaniques, parfois dus à de légères imperfections de fabrication ou à l'usure, peuvent engendrer des vibrations non négligeables.

À cela s'ajoutent des effets plus complexes, comme les interactions dynamiques entre le rotor et le fuselage, ou encore des effets gyroscopiques liés à la variation des vitesses angulaires [13]. Tous ces éléments peuvent se combiner et provoquer des vibrations difficiles à maîtriser.

Les conséquences de ces vibrations sont multiples : elles peuvent entraîner une fatigue prématurée des matériaux, affecter le confort des passagers, augmenter les niveaux de bruit perçus dans la cabine, et surtout, réduire la durée de vie des composants critiques du rotor. Livesey et al. [11] insistent sur le fait que la maîtrise des vibrations est l'un des grands défis de l'ingénierie rotorique.

2.11. Revue bibliographique sur l'analyse vibratoire des pales

Au fil des années, de nombreux chercheurs ont proposé des approches pour modéliser et comprendre les vibrations des pales.

Livesey et al.[11] ont, par exemple, développé une analyse modale basée sur un modèle poutre simplifié, inspiré de la théorie d'Euler-Bernoulli. Leur travail permettait déjà d'identifier les trois premiers modes de vibration d'une pale avec une précision acceptable.

Par la suite, Scanlan [12] a étudié le couplage entre flexion et torsion, montrant que certains modes pouvaient interagir, rendant la modélisation encore plus complexe. Il a également mis en avant le rôle essentiel de l'amortissement structurel dans la maîtrise des réponses vibratoires.

De son côté, Gaonkar [14] a proposé une approche plus poussée, prenant en compte les effets aérodynamiques instationnaires à l'aide d'un modèle complet du rotor en régime stationnaire. Cette méthode permettait une simulation plus réaliste des vibrations observées en vol.

Enfin, Ganguli [14] a démontré que les méthodes par éléments finis étaient très efficaces pour modéliser des pales complexes, et que les résultats obtenus avec le logiciel ANSYS montraient une bonne corrélation avec des mesures expérimentales. Cela confirme la pertinence de l'approche numérique pour ce type d'analyse.

En résumé, la littérature montre une évolution progressive : des modèles analytiques simples ont laissé place à des modèles numériques puissants, capables de prendre en compte des géométries et des conditions réalistes. C'est dans cette continuité que s'inscrit le présent travail.

References

- [1] Johnson, W. (1980) – *Helicopter Theory*, Princeton University Press.
- [2] Leishman, J. G. (2006) – *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press.
- [3] Stepniewski, W. Z., & Keys, C. N. (1984) – *Rotary-Wing Aerodynamics*, Dover Publications.
- [4] Gessow, A., & Myers, G. C. (1952) – *Aerodynamics of the Helicopter*, Macmillan.
- [5] Federal Aviation Administration (FAA) (2012) – *Helicopter Flying Handbook*.
- [6] Bauchau, O. A., & Craig, J. I. (2009) – *Structural Analysis: With Applications to Aerospace Structures*, Springer.
- [7] Daniel Gay (1997), *Composite Materials*,
- [8] Johnson, W. (1994) – *Helicopter Flight Dynamics*, AIAA Education Series.
- [9] Leishman, J. G. (2006) – *Principles of Helicopter Aerodynamics*, Cambridge University Press.
- [10] Padfield, G. D. (2007) – *Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling*, Blackwell Publishing.
- [11] Livesey, R., & al. (1992). Modal analysis of helicopter rotor blades using beam theory. *Journal of the American Helicopter Society*.
- [12] Scanlan, R.H. (2001). Coupled vibration in rotor dynamics. *Aerospace Structural Mechanics Journal*.
- [13] Gaonkar, S.P. (2004). Modeling of rotor dynamics with unsteady aerodynamics. *Journal of Aircraft Engineering*.
- [14] Ganguli, K. (2009). Finite element modeling and vibration analysis of helicopter rotor blades. *Journal of Sound and Vibration*.

Chapitre 3 :

Analyse modale

3.1. Calcul statique

3.1.1 Description de la géométrie de notre pale

Dans cette étude, la pale d'hélicoptère est modélisée à partir du profil aérodynamique NACA 0012, bien connu pour ses applications dans l'aéronautique. La géométrie considérée est une extrusion 3D du profil sur une longueur de 3 mètres (longueur de la pale) et une largeur de 0,5 mètre (corde du profil).

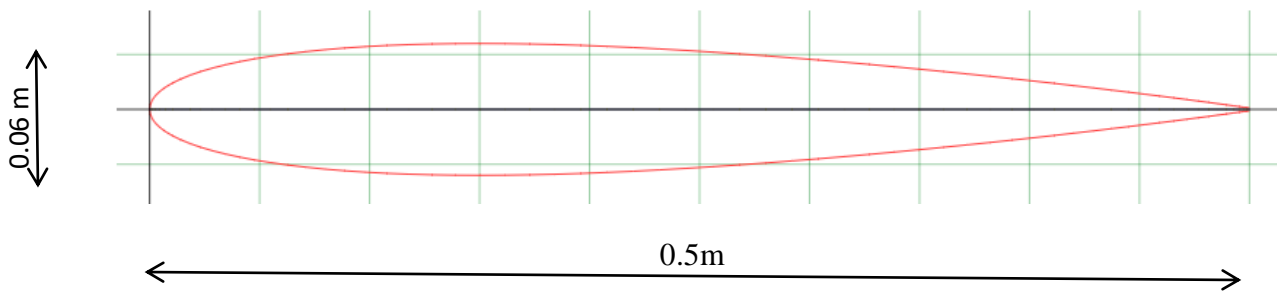


Figure 29: Profil NACA0012

3.1.2 Conditions aux limites et chargements appliqués

Condition d'encastrement : L'une des extrémités de la pale est encastree (encastrement total – tous les degrés de liberté bloqués), représentant sa fixation rigide au moyeu du rotor principal.

Charges appliquées au centre de gravité de la section :

* Une force de -100 N selon l'axe Ox , appliquée au centre de gravité, modélise la résistance aérodynamique subie par la pale (force de traînée).

* Une force de +20 000 N selon l'axe Oy , également appliquée au centre de gravité, représente la portance générée par le flux d'air sur la pale.

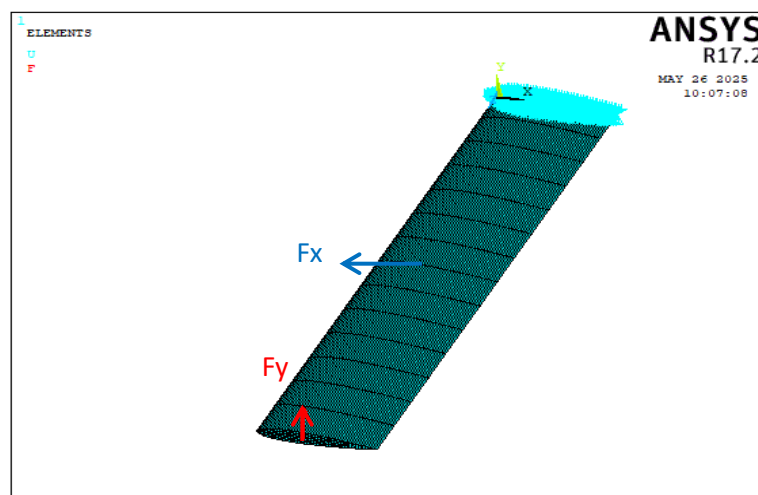


Figure 30: Les conditions aux limites

Ces conditions permettent de simuler l'état de fonctionnement de la pale en vol stationnaire, où elle est soumise à des charges aérodynamiques tout en étant fixée au moyeu.

Après avoir appliqué les charges statiques sur la pale en aluminium 7075-T6, l'analyse par la méthode des éléments finis a permis d'obtenir les résultats suivants à partir du solveur ANSYS APDL:

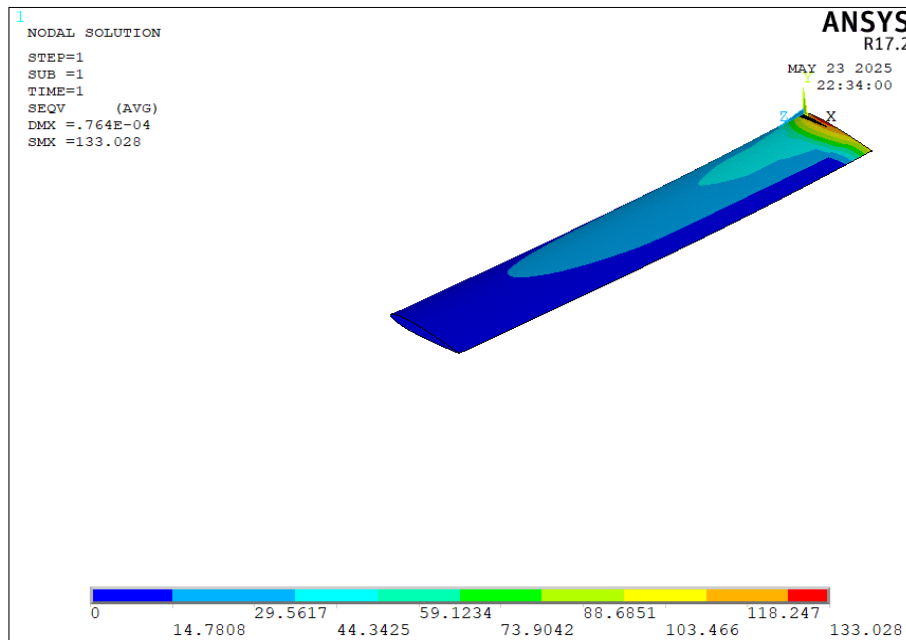


Figure 31: Contrainte de Von Mises.

3.1.3 Condition de résistance

Toute pièce mécanique doit être calculée pour satisfaire à son fonctionnement avec une certaine marge de sécurité et sous les différentes sollicitations imposées durant son cycle de vie. C'est pour tenir compte d'un certain nombre d'incertitudes relatives à la composition réelle du matériau, à ses propriétés mécaniques, à la conformité de la pièce avec les hypothèses de la résistance des matériaux, ou même aux états de surface de la pièce un ainsi qu'à son vieillissement, que les concepteurs sont conduits à adopter un certain **coefficient de sécurité (S)** par rapport à la limite élastique qui s'exprimer par :

$$\sigma_{adm} = \bar{\sigma} = \frac{\sigma_e}{S} \quad (2)$$

En substituant les contraintes admissibles aux limites élastiques dans les critères de limite élastique, on forme un critère de résistance.

Un état de contrainte donné satisfait au critère de résistance si:

$$\sigma \leq \bar{\sigma}$$

Les coefficients de sécurité choisis par le concepteur dépendent du degré de fiabilité souhaité pour la pièce et de la connaissance des contraintes qui s'appliquent sur elle. S'il est possible de faire des essais dans certains cas (grandes séries, pièces peu coûteuse), il existe des réalisations uniques (ouvrages de génie civil, pièce d'aérospatial) où on ne peut que se baser sur les règlements et normes en vigueur pour définir le coefficient de sécurité.

La figure (30) montre le résultat de contrainte de Von mises sur le profil.

Nous avons remarqué que la contrainte maximum de Von Mises $\sigma_{max} = 133.028 \text{ MPA}$ est inf à la limite d'élasticité du l'aluminium $\sigma_e = 503 \text{ MPA}$.

$$S = \frac{\sigma_{admissible}}{\sigma_{max}} \quad (3)$$

Application Numérique

$$S = \frac{503}{133.028}$$

$$S = 3.75$$

3.1.4 Interprétation

Un coefficient de sécurité de 3,78 indique que la pale peut supporter une charge près de 4 fois supérieure à celle appliquée avant d'atteindre la limite du matériau. Cela montre une marge de sécurité importante et justifie la résistance de la pale dans les conditions simulées.

Condition de rigidité : La rigidité de la flexion d'une pale est caractérisée par l'intensité de sa flèche sous l'effet d'un chargement donné.

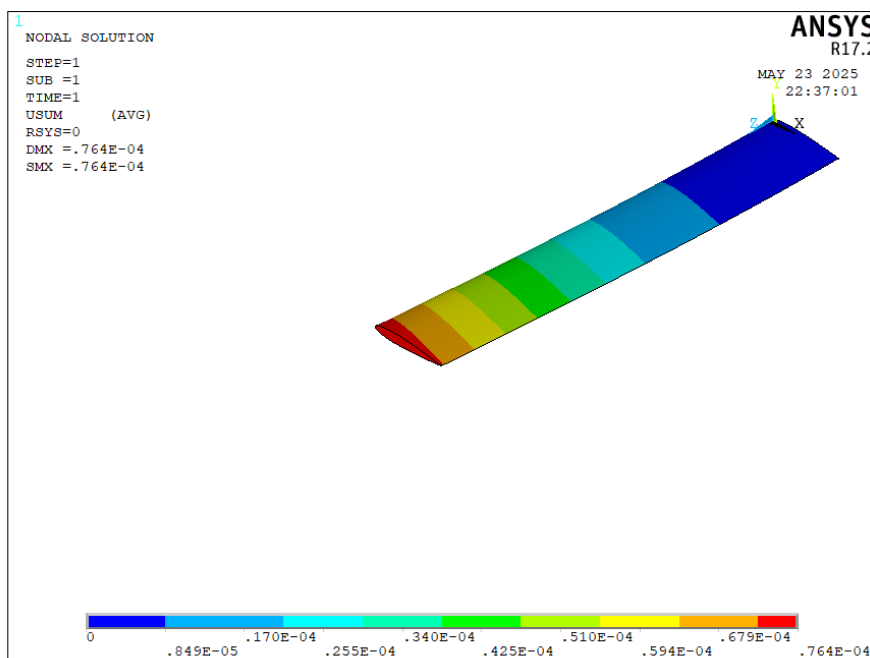


Figure 32: Déplacement USUM maximale

Le déplacement maximal obtenu est de 0,764 mm, situé naturellement à l'extrémité libre de la pale. Cette valeur reste très faible, ce qui confirme la rigidité importante du matériau et la bonne tenue mécanique de la pale dans ces conditions de chargement.

3.1.5 Conclusion

Les résultats de l'analyse statique montrent que la pale d'hélicoptère, dans sa configuration actuelle et en utilisant un matériau en aluminium 7075-T6, répond favorablement aux sollicitations statiques, sans atteindre ni la limite élastique, ni des déplacements préoccupants. Cela confirme la validité du modèle numérique et l'adéquation du matériau choisi.

3.2. Analyse modale de notre pôle NACA0012

3.2.1 Introduction

Les pales d'hélicoptère, soumises à des sollicitations complexes en rotation, sont particulièrement sensibles aux phénomènes vibratoires. Ces vibrations, lorsqu'elles ne sont pas maîtrisées, peuvent induire des efforts dynamiques importants qui se traduisent par des contraintes mécaniques fluctuantes. À terme, ces effets peuvent engendrer des problèmes critiques tels que la fatigue structurelle, la défaillance prématurée des matériaux, l'usure par corrosion de contact, une élévation du niveau sonore, ainsi qu'une dégradation des performances aérodynamiques, notamment une baisse de la portance

Dans ce contexte, l'analyse vibratoire, et plus particulièrement l'analyse modale, constitue une étape incontournable lors de la phase de conception ou d'optimisation des pales. Elle permet d'identifier les fréquences propres (ou résonance) de la structure ainsi que leurs modes propres associés, c'est-à-dire les formes caractéristiques que prend la pale lorsqu'elle vibre à ces fréquences.

La connaissance précise de ces paramètres est essentielle pour éviter les phénomènes de résonance, qui surviennent lorsque la structure est excitée à l'une de ses fréquences propres. La résonance provoque une amplification significative des amplitudes de vibration, augmentant ainsi les efforts dynamiques, le risque de rupture et le niveau sonore. C'est pourquoi l'analyse modale joue un rôle déterminant dans l'assurance de la fiabilité, de la sécurité et de la durabilité des pales d'hélicoptère. [1]

3.2.2 La théorie de l'analyse modale

Les phénomènes vibratoires et dynamiques occupent une place centrale en ingénierie, notamment dans le cadre de l'analyse des vibrations structurelles. Trois grandes catégories de problématiques se distinguent dans ce domaine :

- Analyse modale : étude sans sollicitation externe $f(t) = 0$
- Analyse fréquentielle ou harmonique : réponse à une excitation sinusoïdale $f(t) = f \sin(\omega t)$
- Analyse transitoire: réponse à une sollicitation quelconque dans le temps $f(t) = \text{arbitraire}$

Ici, $f(t)$ représente la force dynamique appliquée à la structure, t le temps, et ω la pulsation.

3.2.3 Définition de l'analyse modale

L'analyse modale constitue une méthode incontournable pour identifier, améliorer et optimiser les propriétés dynamiques des structures telles que les fréquences naturelles, les modes propres et les coefficients d'amortissement. Ces paramètres sont étroitement liés aux

caractéristiques physiques de la structure (masse, rigidité, amortissement) et à leur répartition spatiale. On distingue deux grandes approches : l'analyse modale théorique et l'analyse modale expérimentale. [2]

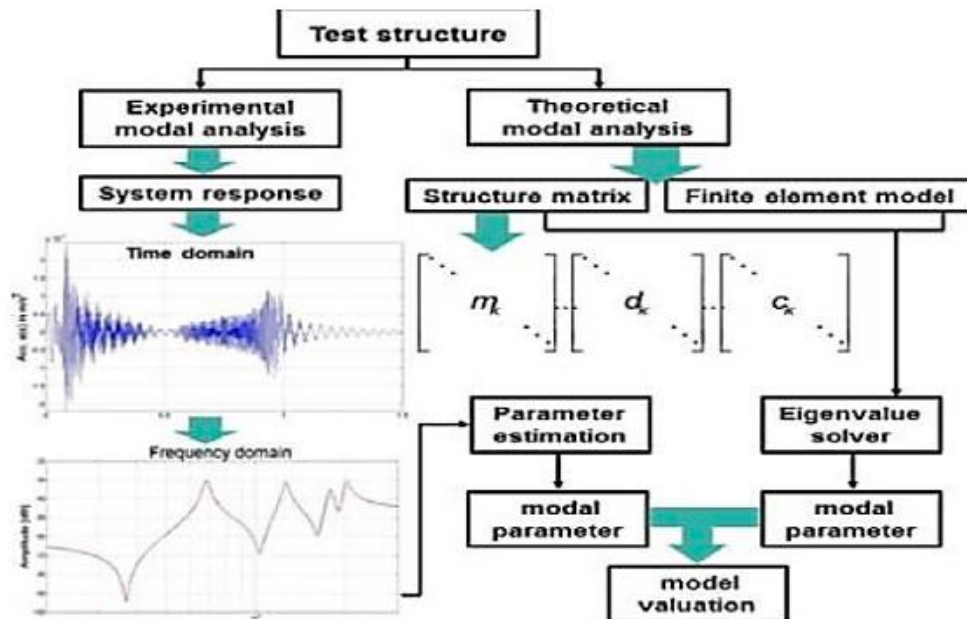


Figure 33: Techniques de l'analyse modale [1]

3.2.4 Description de logicielle

ANSYS (Analysis System) est un logiciel de simulation numérique largement utilisé dans les domaines du génie mécanique, de l'aéronautique et du génie civil. Il permet l'analyse des structures, des transferts thermiques, de la dynamique des fluides et des champs électromagnétiques à l'aide de la méthode des éléments finis. Dans le cadre de ce travail, l'environnement **ANSYS Mechanical APDL** (Ansys Parametric Design Language) est utilisé, notamment pour la réalisation de l'analyse modale de la pale d'hélicoptère.

ANSYS APDL

ANSYS APDL est un outil puissant pour l'analyse modale, car il permet de définir avec précision la géométrie, les matériaux, le maillage et les conditions aux limites. Il utilise des solveurs performants comme Lanczos pour calculer les fréquences naturelles et les modes propres. L'analyse suit une procédure standard : modélisation, définition des propriétés physiques, paramétrage de l'analyse modale et interprétation des résultats. Cette méthode est particulièrement utile pour étudier les vibrations de structures telles que les pales d'hélicoptère à profil NACA 0012.

3.2.5 Description du problème

L'objectif principal de ce chapitre est d'effectuer une étude comparative des résultats de l'analyse modale d'une pale d'hélicoptère à l'aide du logiciel ANSYS (Mechanical APDL). Cette comparaison porte sur l'influence de différents matériaux de construction sur le comportement dynamique de la pale, notamment en termes de fréquences propres ou fréquences de résonance et de modes de vibration.

3.2.6 Matériaux utilisés

À l'heure actuelle, les pales de rotor sont réalisées à partir de divers matériaux tels que l'acier, l'aluminium ou les matériaux composites. Dans le cadre du présent travail, deux types de matériaux ont été sélectionnés, dont les caractéristiques mécaniques sont présentées dans les tableaux 1 et 2. Il est important de noter que le premier matériau est isotrope, tandis que le second présente un comportement orthotrope.

Tableau 3: Propriété du matériau isotrope (aluminium)

	Module de Young E (Gpa)	Coefficient de poisson(ν)	Masse volumique ρ(Kg/m³)
ALUMINIUM 7075-T6	71.7	0.33	2810

Tableau 4: Propriété du matériau orthotropique (carbone époxy)[1]

Propriété	Carbone époxy
E_1 (Gpa)	159
$E_2=E_3$ (Gpa)	14
$G_{12}= G_{13}$ (GPa)	4.8
G_{23} (GPa)	4.3
ν_{12}	0.32
$\nu_{13} = \nu_{23}$	0.14
ρ(Kg/m³)	1550

3.2.6.1 Impact du matériau de fabrication sur les modes propres et les fréquences naturelles (ou fréquence de résonance) :

L'étude de l'influence du matériau de fabrication sur les fréquences et les modes propres a été menée en déterminant, pour chaque matériau, les modes propres ainsi que leurs fréquences associées de la pale.

3.2.7 Caractéristiques géométrique de la pale du rotor d'hélicoptère

Le profil NACA 0012 est un profil aérodynamique symétrique appartenant à la famille des profils NACA à quatre chiffres. Il est caractérisé par une cambrure nulle et une épaisseur maximale équivalente à 12 % de la corde, ce qui le rend adapté aux applications nécessitant une portance réversible, comme les pales d'hélicoptère. Dans le cadre de cette étude, la pale étudiée adopte ce profil avec une longueur (envergure) de 3,5 mètres et une corde constante de 0,2 mètre, offrant ainsi une configuration géométrique réaliste pour l'analyse statique et vibratoire. Ce choix géométrique permet d'assurer une bonne représentativité des conditions de fonctionnement d'une pale réelle tout en restant compatible avec les exigences numériques du logiciel ANSYS.

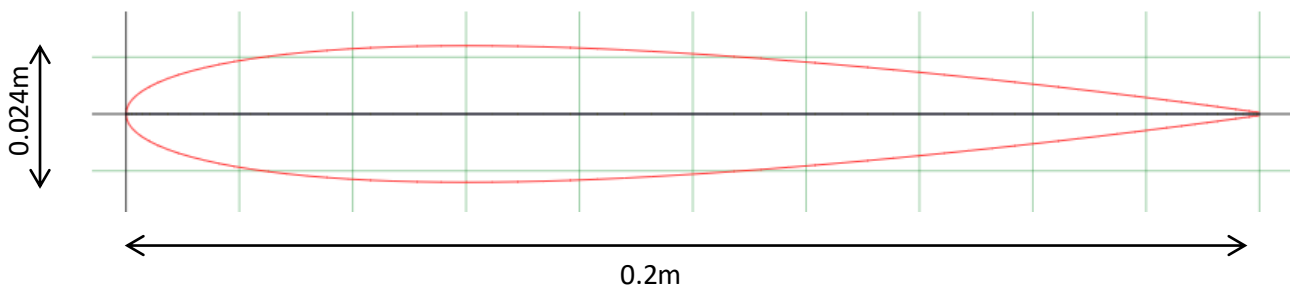


Figure 34: Profil NACA0012

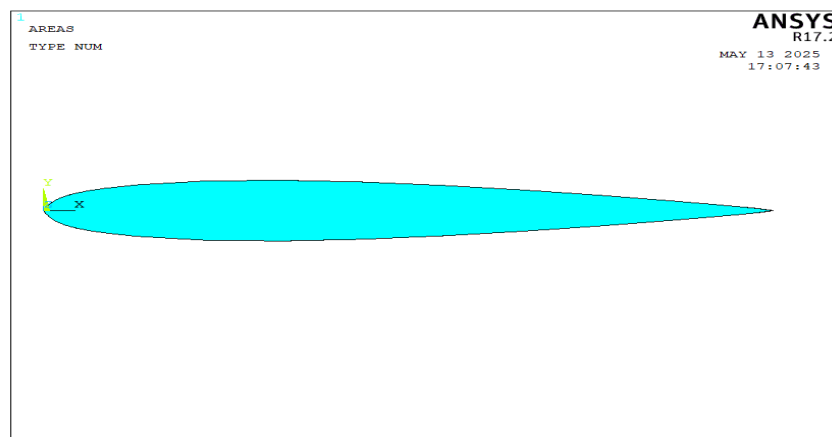


Figure 35: Profil de pale sur ANSYS

3.2.8 Maillage d'élément finis

Dans le cadre de cette simulation numérique, la pale d'hélicoptère à profil NACA 0012 a été modélisée en 3D dans ANSYS APDL à l'aide d'un maillage composé de 285 éléments SOLID285. Cet élément est un élément prismatique 3D à 4 nœuds, utilisé principalement pour les analyses thermiques mais aussi adaptées à certaines analyses structurales linéaires ou quasi-linéaires. Bien qu'il offre une interpolation linéaire, le SOLID285 reste efficace pour les géométries simples à symétriques et permet un temps de calcul réduit. Un maillage avec une taille de 10 mm a été utilisé.

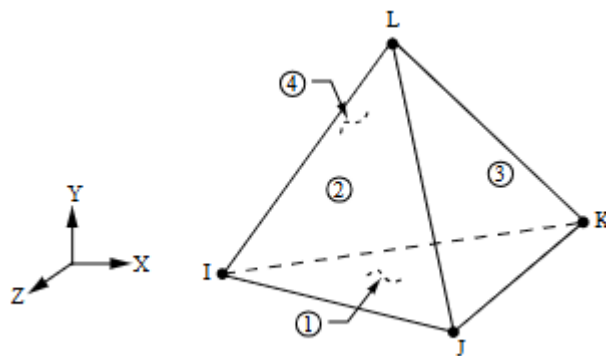


Figure 36: SOLID285 géométrie

Le maillage a été ajusté de manière à assurer une meilleure précision dans les zones critiques, notamment à la racine de la pale (où l'encastrement génère des contraintes maximales), tandis qu'une densité plus faible a été utilisée vers l'extrémité libre. Cette distribution du maillage permet d'optimiser la performance de calcul tout en capturant correctement les effets mécaniques locaux.

Avec un total de 29523 éléments (9487 nœuds), la modélisation atteint un bon équilibre entre finesse de représentation géométrique et efficacité numérique, en fournissant des résultats cohérents pour les analyses statiques et modales menées sur cette géométrie.

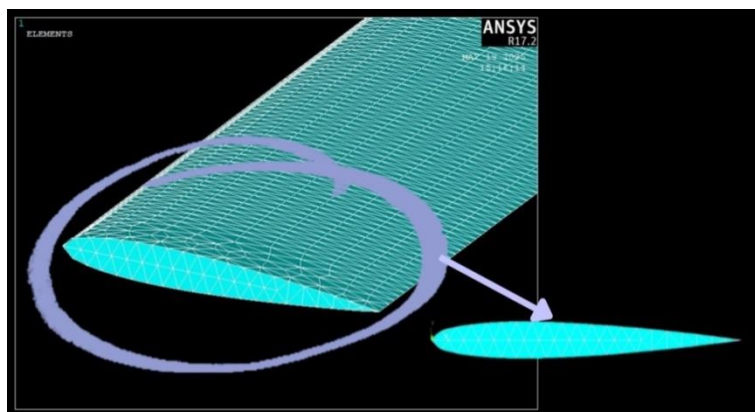


Figure 37: Maillage de la pale

Afin de résoudre ce problème, il est nécessaire de définir le type d'analyse à effectuer. Dans notre cas, il s'agit d'une analyse modale, dans laquelle la pale est encastree à une extrémité c'est-à-dire totalement bloquée sans aucun degré de liberté et libre à l'autre extrémité, sans application de charges externes.

3.2.9 Conditions aux limites

On a appliqué un encastrement au niveau de l'extrémité gauche de la pale (tous les déplacements sont bloqués sur les trois directions comme montre la figure ci-dessous)

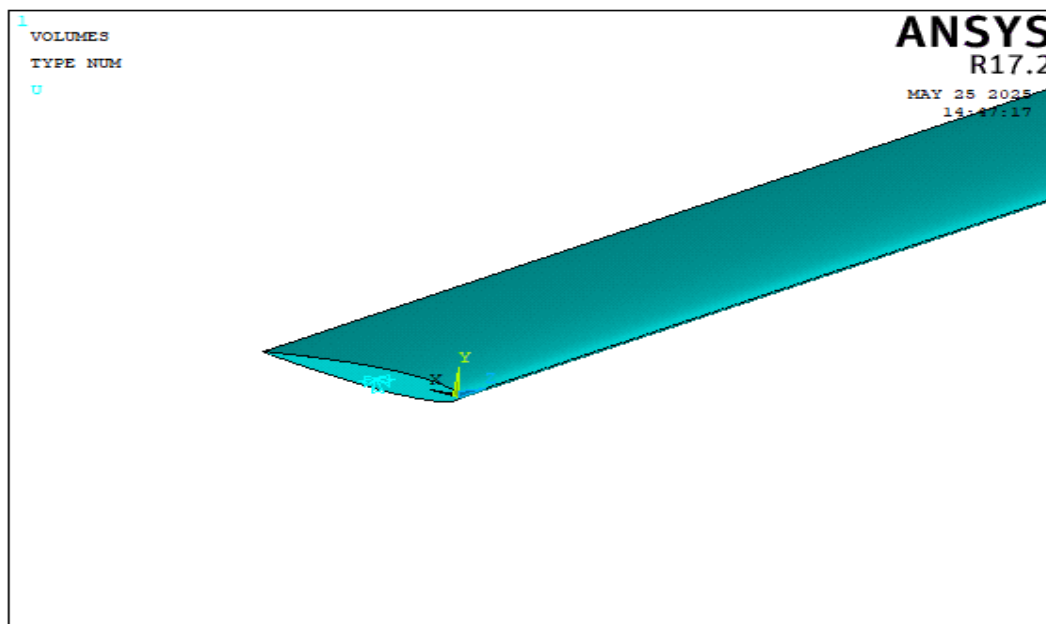


Figure 38: Encastrement de la pale dans ANSYS APDL

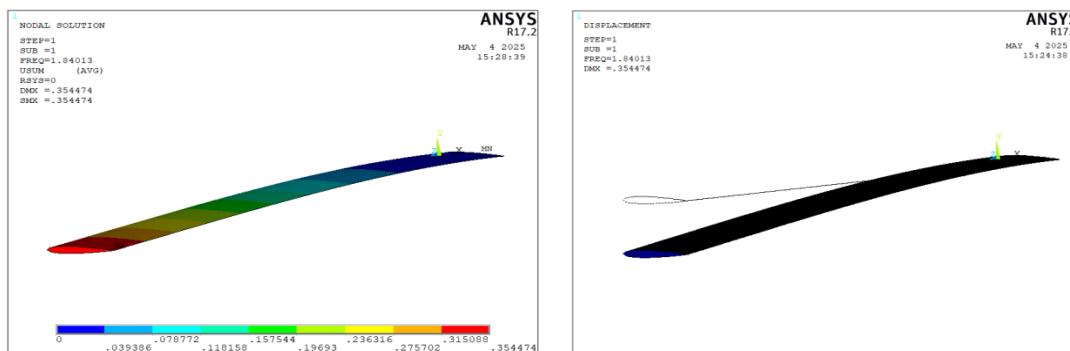
3.2.10 Résultats des fréquences et modes propres pour la pale en Aluminium 7075_T6

Les résultats de l'analyse modale pour le cas de la pale en Aluminium sont présentés dans le tableau. Le déplacement maximal des nœuds, noté DMX, correspond à la valeur maximale du vecteur déplacement résultant. Ce vecteur est obtenu à partir de la somme quadratique des composantes selon les axes principaux (x, y, z), désignée par Usum.

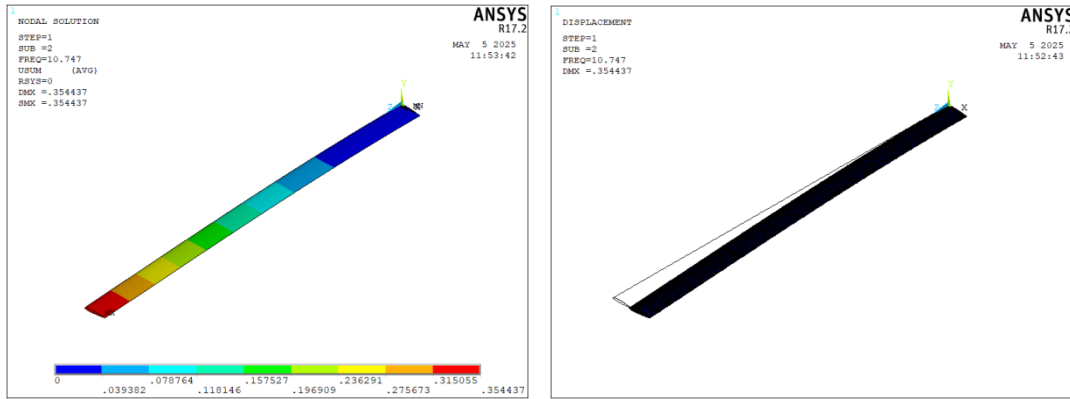
Tableau 5: Fréquences naturelles et déplacements max de l'aluminium

Nombre de modes	Fréquences (HZ)	DMX (M)
1	1.8401	0.354
2	10.747	0.354
3	11.513	0.354
4	32.148	0.354
5	63.021	0.357
6	66.713	0.56
7	84.148	0.624
8	104.17	0.358
9	155.49	0.356
10	184.06	0.359

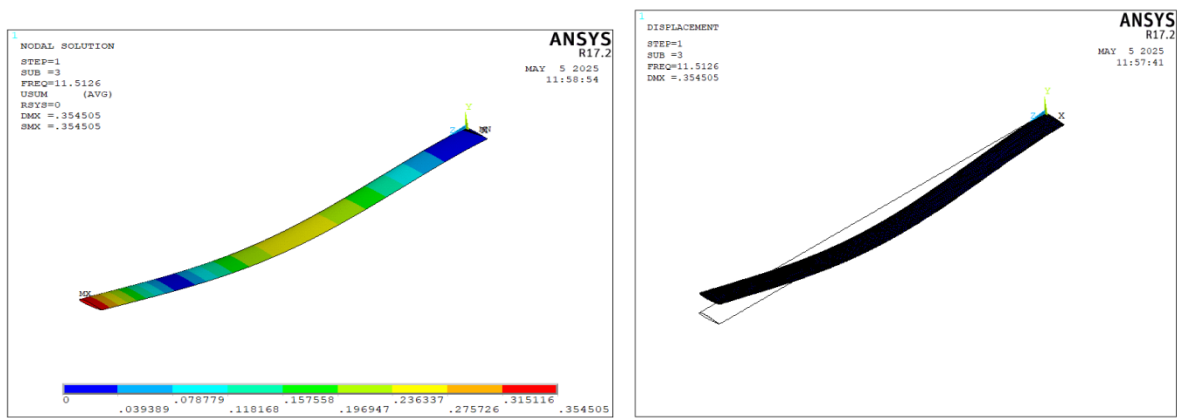
La figure (38) présente les formes modales ainsi que les zones de déplacement maximal associées à chaque mode pour Aluminium. Ces déplacements sont évalués par rapport à la norme du vecteur déplacement résultant, calculée à partir de la somme quadratique des composantes selon les trois axes (x, y, z).



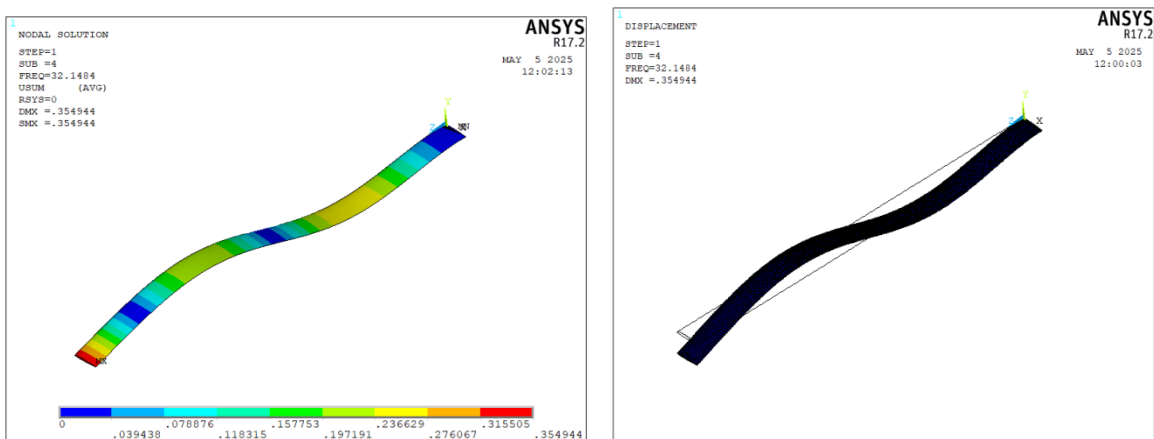
Mode 1



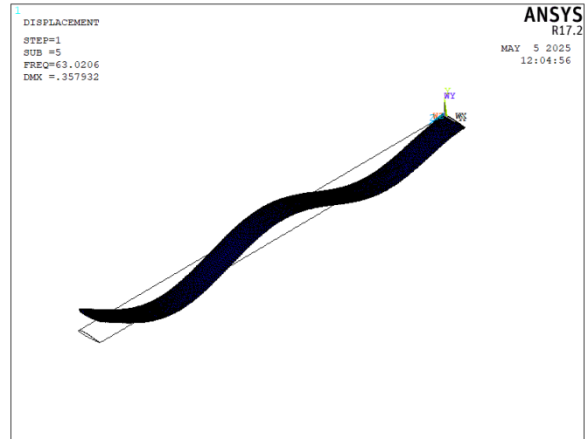
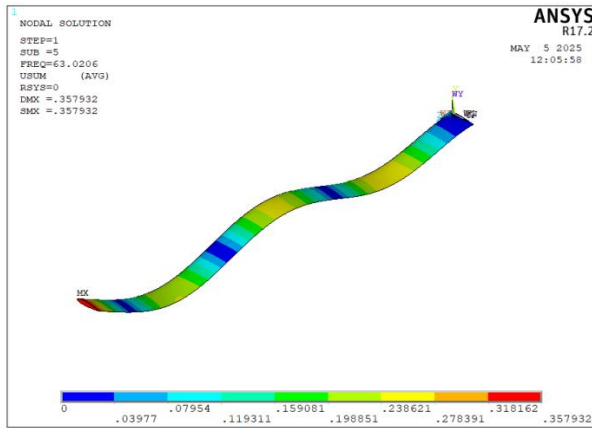
Mode 2



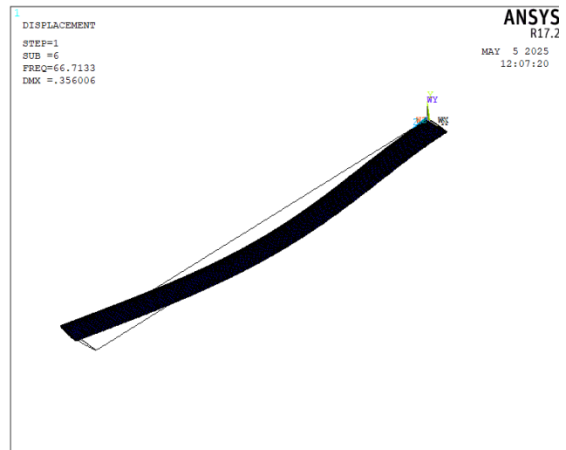
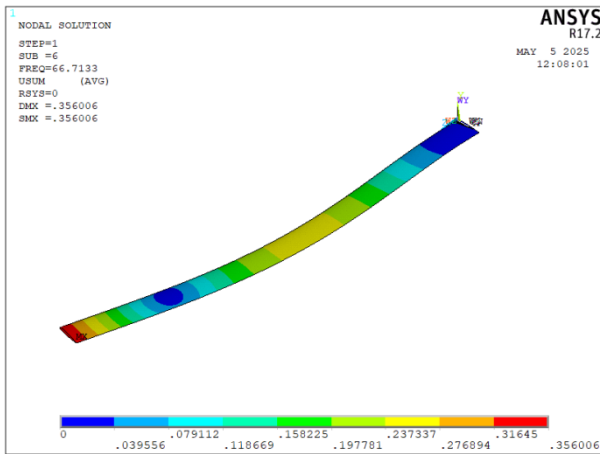
Mode 3



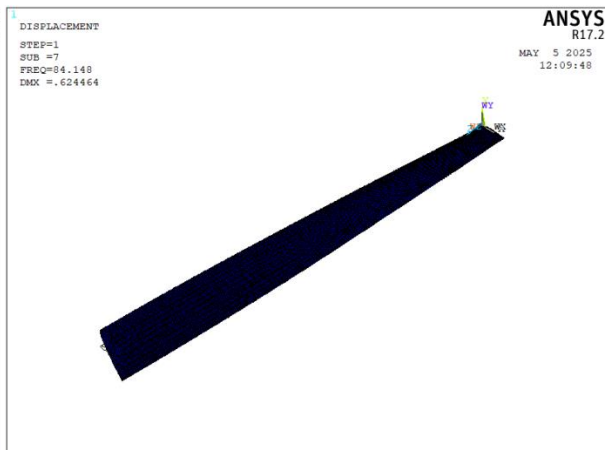
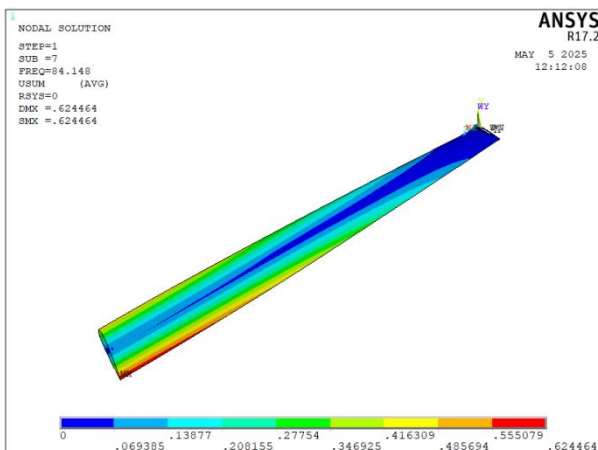
Mode 4



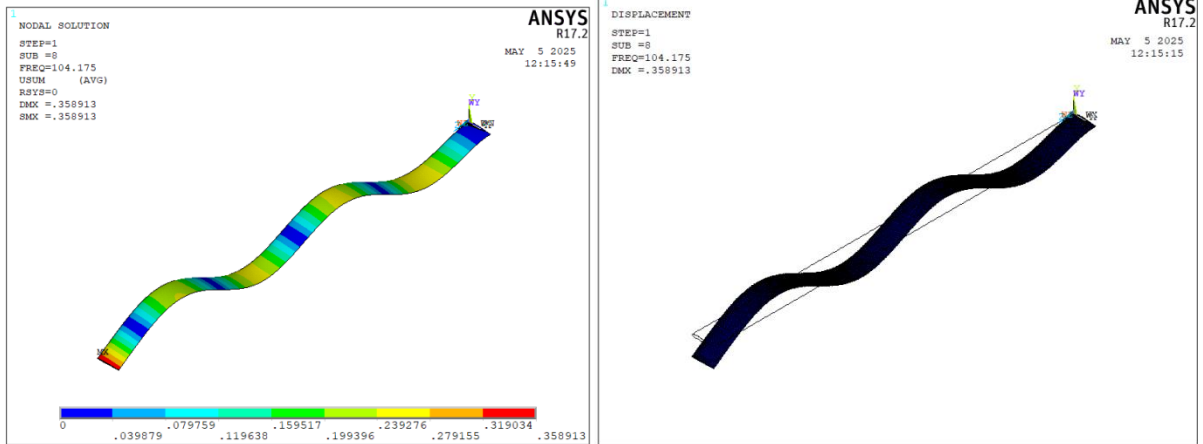
Mode 5



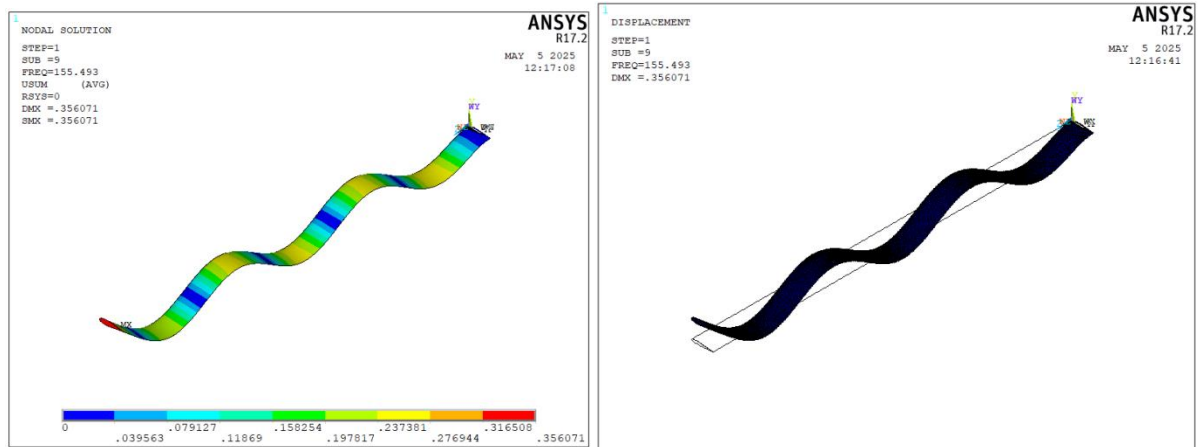
Mode 6



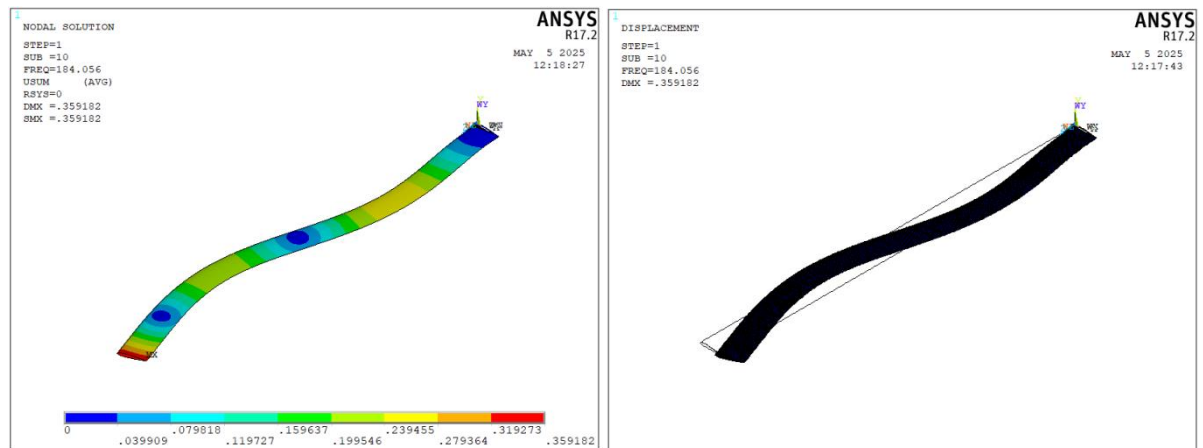
Mode 7



Mode 8



Mode 9



Mode 10

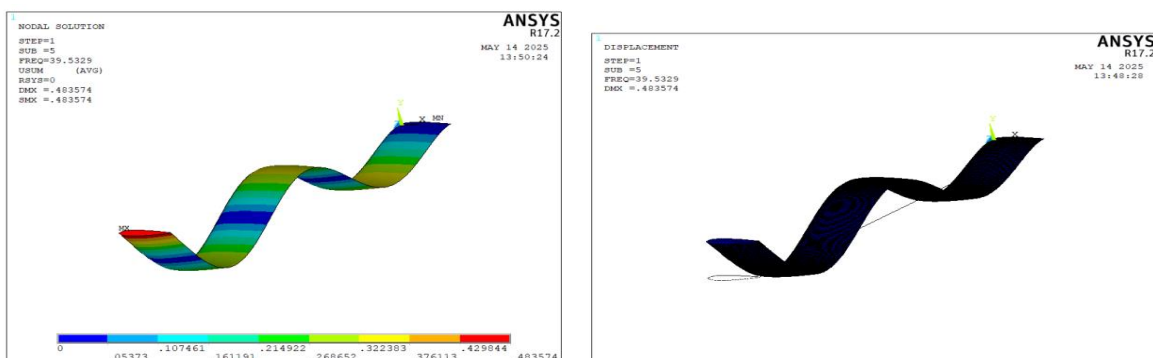
Figure 39: Déplacements et déformations des 10 modes propres pour Aluminium

3.2.11 Fréquences et modes propres du composite (Carbone- Epoxy)

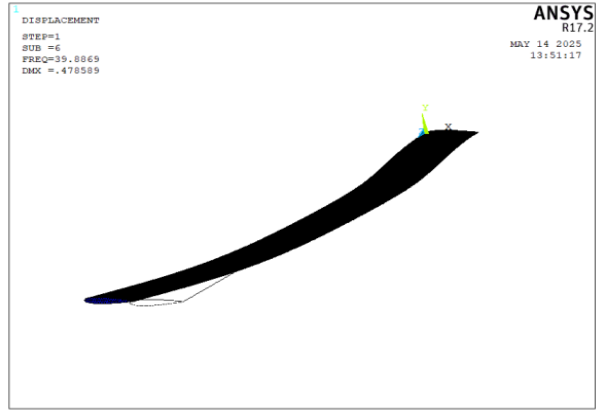
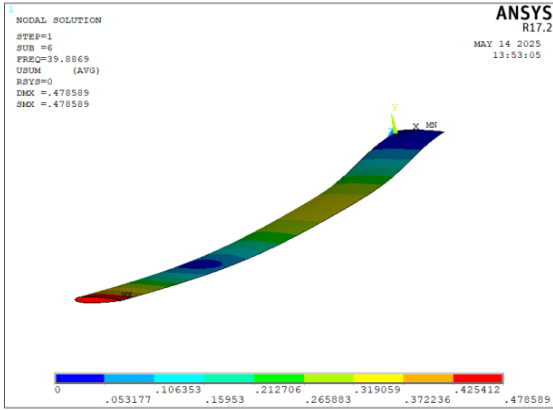
Tableau 6: Tableau des fréquences naturelles et déplacements max du carbone époxy

Nombre de modes	Fréquences (HZ)	DMX(m)
1	1.1530	0.476
2	6.4363	0.047
3	7.2160	0.477
4	20.158	0.047
5	39.533	0.483
6	39.887	0.478
7	49.442	0.841
8	65.355	0.482
9	97.492	0.478
10	109.74	0.482

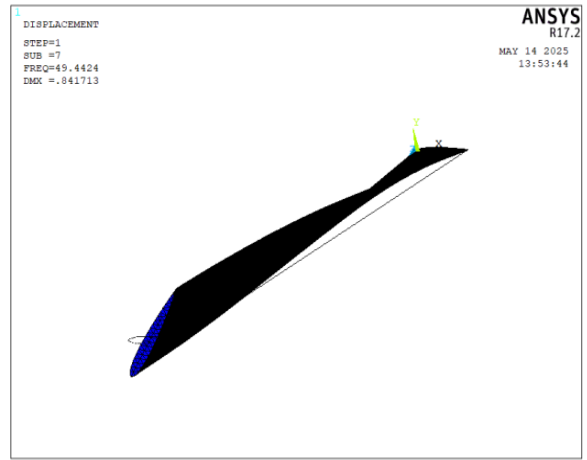
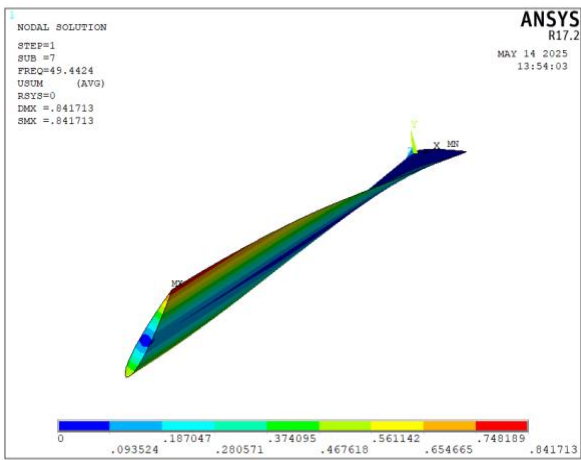
La figure (39) présente les formes modales ainsi que les zones de déplacement maximal associées à chaque mode pour le composite. Ces déplacements sont évalués par rapport à la norme du vecteur déplacement résultant, calculée à partir de la somme quadratique des composantes selon les trois axes (x, y, z).



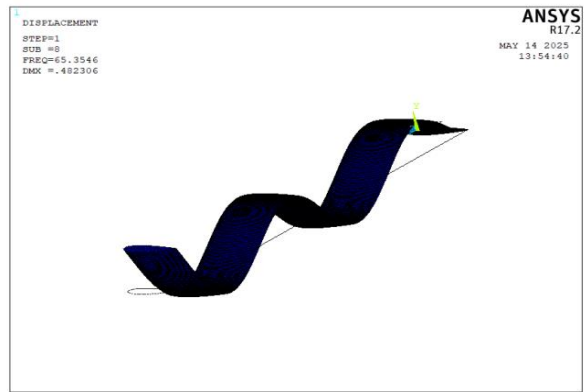
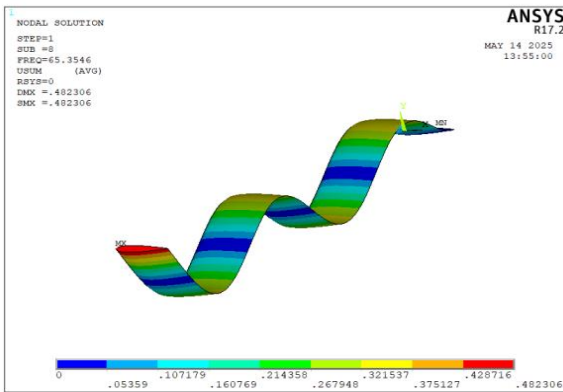
Mode 5



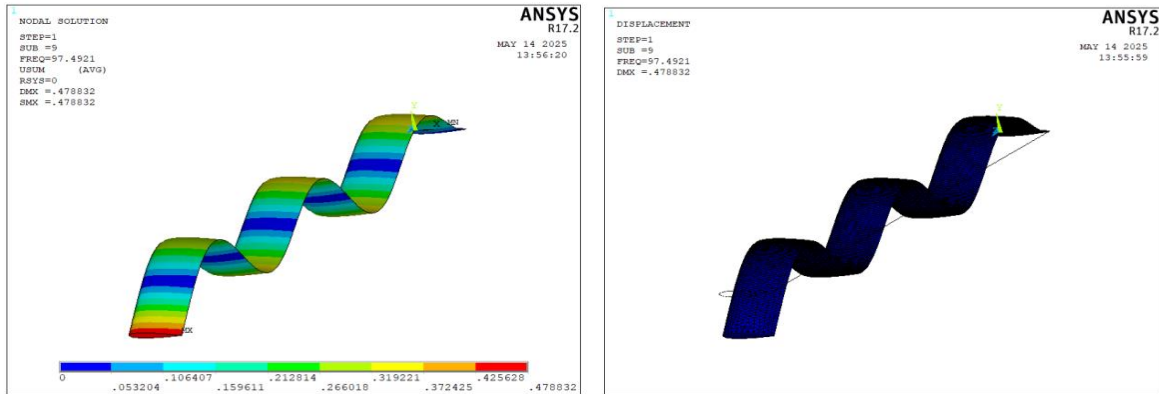
Mode 6



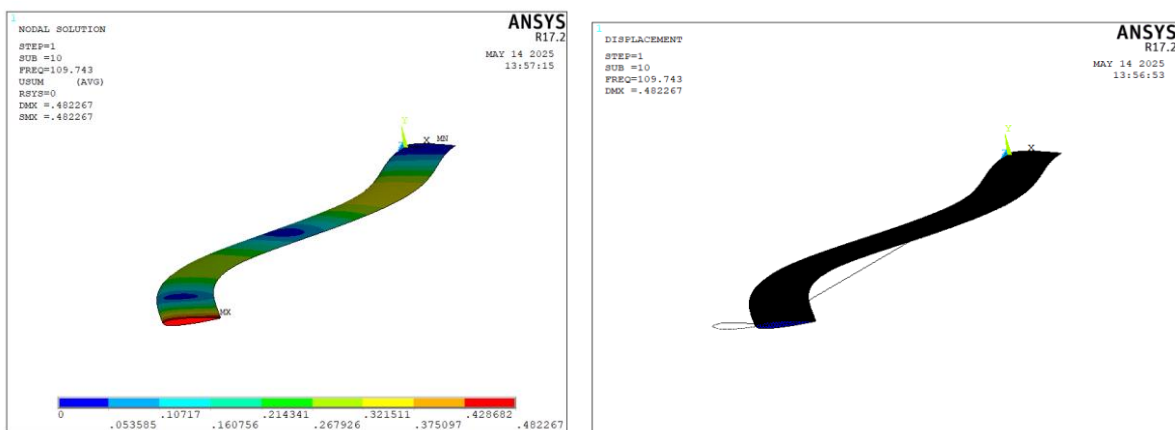
Mode 7



Mode 8



Mode 9



Mode 10

Figure 40 : Déplacements et déformations des 10 modes propres pour Carbone époxy

3.2.12 Comparaison des résultats

3.2.12.1 Comparaison des fréquences numériques avec les fréquences théoriques (mode1)

$$f_i = \frac{\beta_1^2}{2\pi L^2} \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (4)$$

Mass de pôle $m = 31.868 \text{ kg}$ (donnée par Ansys)

Longueur de la pôle $L = 3.5m$

Masse volumique $\rho = 2810 \frac{kg}{m^3}$

Module d'élasticité $E = 71.7 \text{ GPa}$

$$A = \frac{m}{\rho \times L} \quad (5)$$

$$A = \frac{31.868}{2810 \times 3.5}$$

$$A = 0.00324 \text{ m}^2$$

Air de la section $A = 0.00324 \text{ m}^2$

$$h = 0.0162 \text{ m}$$

$$I_z = \frac{bh^3}{12} \quad (6)$$

$$I = \frac{0.2 \times (0.0162)^3}{12}$$

$$I = 7.086 \times 10^{-8} \text{ m}^2$$

Coefficient

$$\beta = 1.875$$

Application numérique

$$f = \frac{1.875^2}{2 \times \pi \times 3.5^2} \sqrt{\frac{7.17 \times 10^9 \times 7.086 \times 10^{-8}}{2810 \times 0.00324}}$$

$$f = 1.0789 \text{ Hz}$$

Calcul de l'écart :

$$Ecart \text{ relatif} = \frac{1.8401 - 1.0789}{1.8401} \times 100$$

$$Ecart \text{ relatif} = 41.36\%$$

Commentaire :

On constate un écart relatif d'environ 41,36% entre la fréquence propre obtenue théoriquement (1,0789 Hz) et celle fournie par ANSYS (1,8401 Hz).

Cette différence s'explique principalement par les hypothèses simplificatrices du modèle analytique, qui suppose une section rectangulaire uniforme et une distribution homogène de la raideur et de la masse.

À l'inverse, ANSYS tient compte de la géométrie réelle du profil NACA 0012, et des effets d'inertie plus complexes, d'où une prédiction plus précise.

3.2.12.2 Comparaison des fréquences de aluminium avec celle du composite

Tableau 7: Fréquences de aluminium est du composite

Fréquence (Hz)		1	2	3	4	5
	Carbone epoxy		1.1530	6.4363	7.2160	20.158
Aluminium		1.8401	10.747	11.513	32.148	63.021

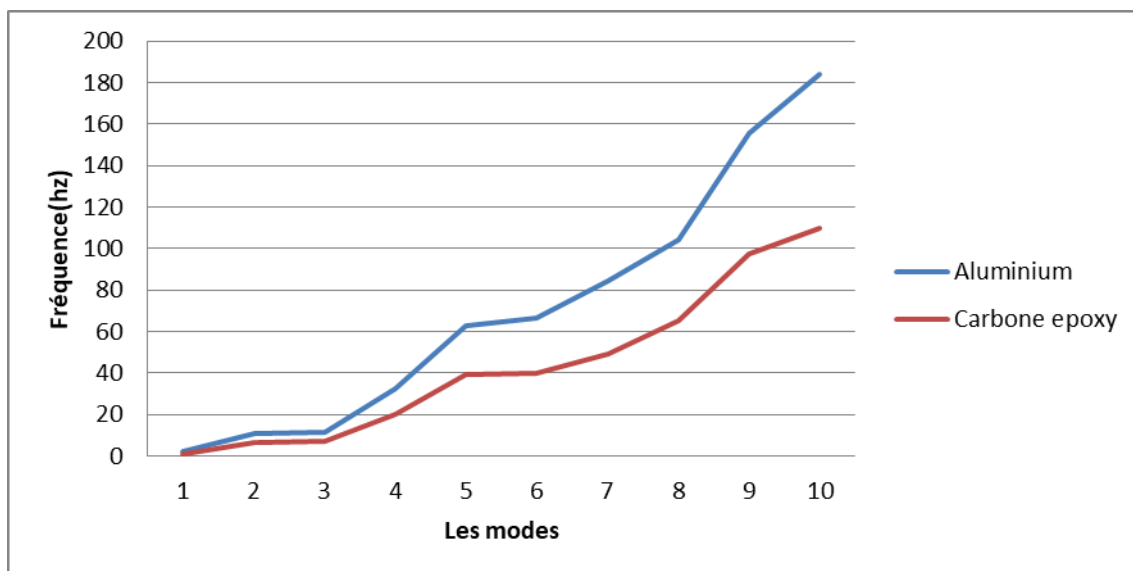


Figure 41 : Graphe de variation des fréquences d'Aluminium et du Carbone époxy en fonction des modes

Commentaire

Le graphique ci-dessus présente la variation des fréquences naturelles issues de l'analyse modale pour deux matériaux utilisés dans la conception de pales d'hélicoptère : l'aluminium et le carbone époxy. L'axe des abscisses correspond aux dix premiers modes propres, tandis que l'axe des ordonnées représente les fréquences naturelles (en Hertz).

Il est constaté que, pour l'ensemble des modes considérés, les fréquences naturelles du matériau en aluminium sont systématiquement plus élevées que celles du carbone époxy. Malgré que la pale en composite qui pèse 17,58 kg est plus légère que la pale en aluminium qui pèse 31,86 kg alors que la fréquence du matériau composite est inférieure à celle de l'aluminium. Cette différence peut s'expliquer par la rigidité intrinsèque supérieure de l'aluminium, matériau isotrope à comportement homogène, comparé au carbone époxy, matériau composite anisotrope dont la rigidité dépend fortement de l'orientation des fibres.

Par ailleurs, bien que le carbone époxy soit un matériau plus léger, ce facteur n'a pas suffi à compenser la différence de rigidité dans cette configuration. Ainsi, sa réponse modale se traduit par des fréquences inférieures sur toute la plage de modes analysés. Ce comportement indique que, dans les conditions de modélisation actuelles, l'aluminium offre une meilleure résistance dynamique aux vibrations dans les modes inférieurs et supérieurs.

Cependant, le carbone époxy reste un matériau stratégiquement avantageux en aéronautique, notamment en raison de son rapport résistance/masse élevé et de sa capacité à être optimisé par orientation des plis.

3.2.13 Conclusion

L'analyse modale menée dans ce chapitre a permis d'identifier les fréquences naturelles et les formes propres associées aux dix premiers modes de vibration d'une pale d'hélicoptère, pour deux matériaux : l'aluminium et le composite carbone époxy. Les résultats montrent que les fréquences sont systématiquement plus élevées dans le cas de l'aluminium, traduisant une rigidité plus importante dans la configuration étudiée.

Cette étude met en évidence l'impact du choix des matériaux sur le comportement vibratoire des pales. Le carbone époxy, bien que plus léger, présente des fréquences inférieures, ce qui implique un dimensionnement plus précis pour éviter toute excitation en résonance.

Ces résultats constituent une base essentielle pour la conception dynamique des pales d'hélicoptère, et ouvrent la voie à des optimisations futures, notamment en tenant compte des sollicitations statiques ou d'une étude harmonique complémentaire.

Référence :

[1] HAMEL Amani (201) Analyse modale d'une pale d'hélicoptère en matériaux composites

Chapitre 4 :
Analyse harmonique

4.1. Introduction

L'analyse harmonique permet d'évaluer le comportement de la pale en aluminium lorsqu'elle est soumise à une excitation périodique. Contrairement à l'analyse modale qui révèle les fréquences naturelles et les formes de vibration propres, l'analyse harmonique simule la réponse forcée du système sur une plage de fréquences données. Cette approche est essentielle pour détecter les risques de résonance et pour anticiper les conditions de fonctionnement critiques susceptibles de compromettre la stabilité de la pale en vol.

4.2. Principe de l'analyse harmonique

L'analyse harmonique repose sur la résolution de l'équation du mouvement en régime forcé. Lorsqu'une structure est soumise à une force vibratoire sinusoïdale, sa réponse dépend à la fois de la fréquence d'excitation et des propriétés dynamiques du système (raideur, masse, amortissement). Le but est de déterminer la variation de l'amplitude de déplacement, de vitesse ou d'accélération en fonction de la fréquence d'excitation. Les pics observés dans la courbe de réponse indiquent des résonances, qui correspondent aux fréquences naturelles identifiées dans l'analyse modale.

4.3. Conditions de simulation

Dans cette étude, la pale est soumise à une excitation harmonique appliquée au niveau de son extrémité libre. La plage de fréquences explorée englobe les premières fréquences naturelles déterminées précédemment, afin d'observer les effets de résonance. Le modèle est supposé linéaire, avec des conditions de fixation conservées constantes pour garantir la cohérence avec les analyses précédentes. Deux cas sont considérés : un sans amortissement, et un autre intégrant un amortisseur modélisé par un coefficient d'amortissement visqueux équivalent.

$$F(t) = F_0 \sin \Omega t \quad (7)$$

$$\Omega = \frac{2\pi N}{60} \quad (8)$$

$$freq = \frac{N}{60} \quad (9)$$

4.4. Condition aux limites

En a utilisé le même modèle élément finit qu'on a utilisé dans analyse modale avec :

$$g = 10 \text{ m/s}^2$$

$$F_0 = -300 \text{ N}$$

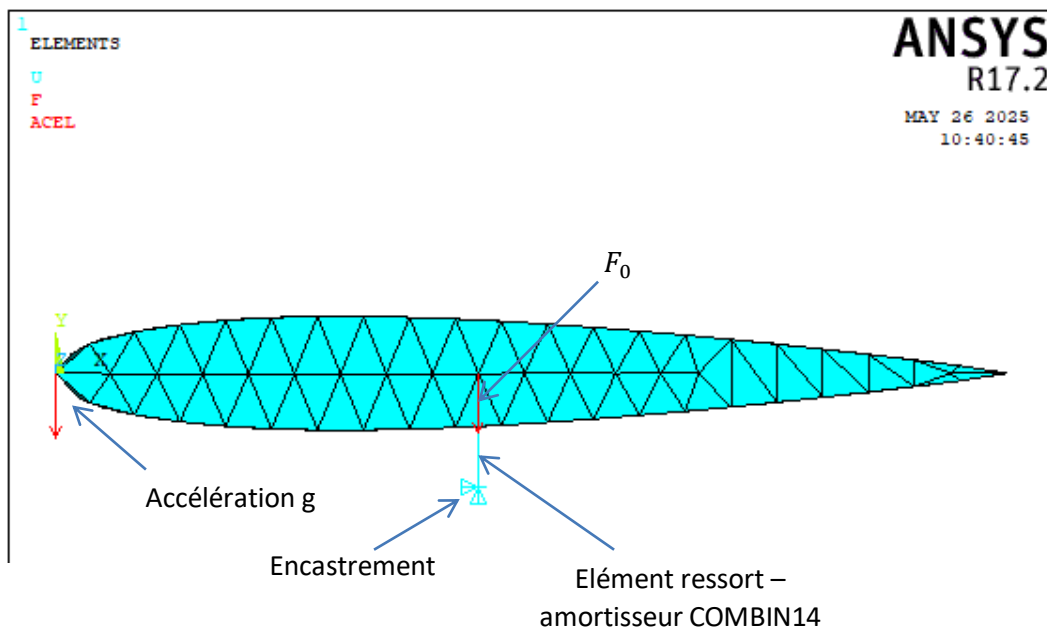


Figure 42: conditions aux limites

On a utilisé un ressort-amortisseur de raideur de 10000 N/m et un coefficient d'amortissement de 100 kg/s .

5. Paramètres de solution

Nous avons fait le calcul harmonique pour des fréquences allant de 0 à 100 Hz, donc de 0 à 6000 tr/min durant 500 step, la technique utilisée dans le calcul est de type stepped le temps de calcul CPU est d'environ 1 h 20 min et la taille de fichier de calculs est 20 Go.

Résultats

On présente dans la figure (43) ci-dessous les amplitudes vibratoires latérales au niveau (milieu et les deux extrémités de la pale) en fonction des fréquences allant de 0 à 100 Hz. Les deux graphs correspondent aux cas avec et sans amortisseur. Ces courbes sont présentées par échelle linéaire.

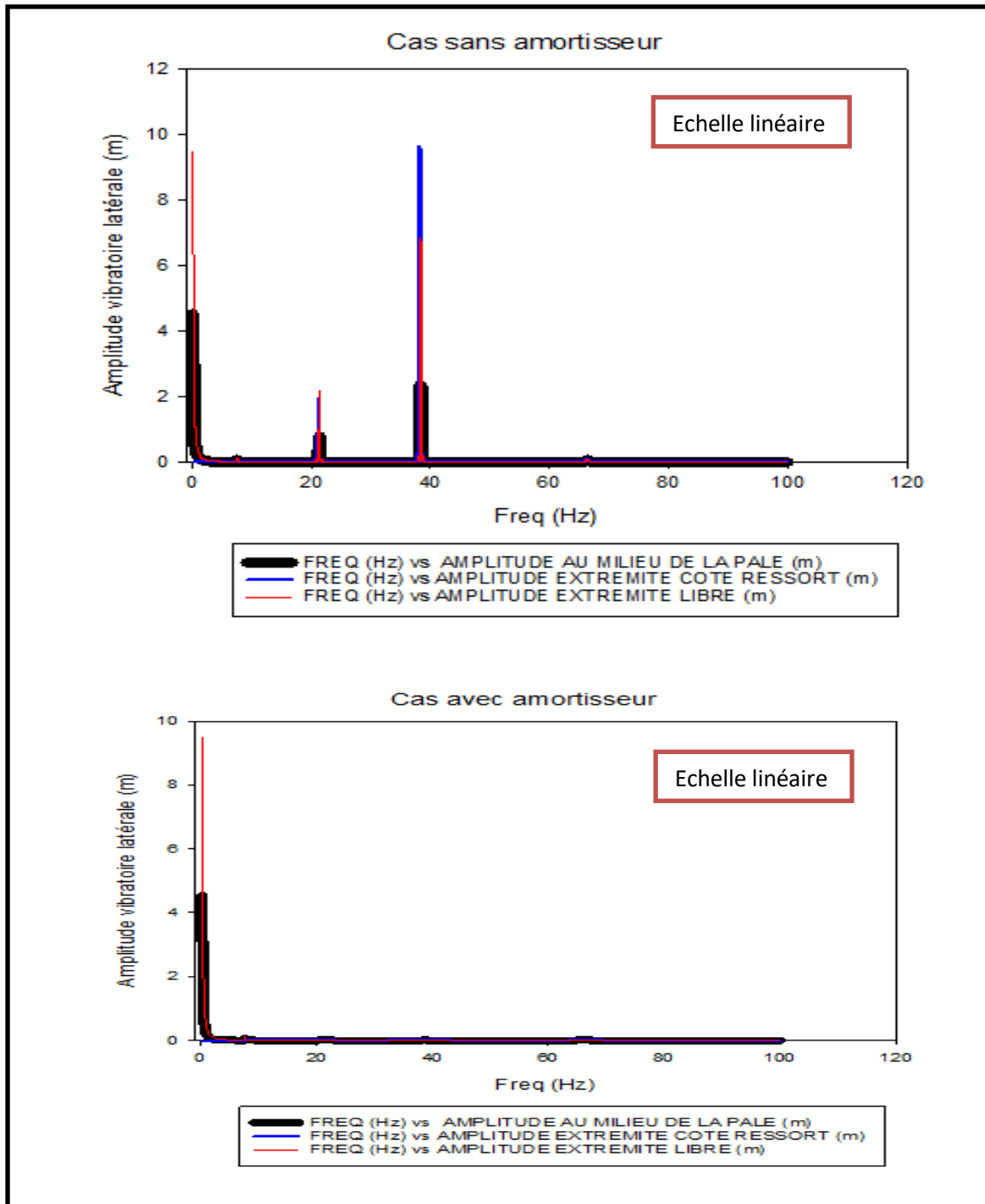


Figure 43 : Les courbes des amplitudes en fonction de fréquences sans et avec amortisseur

On présente dans ce qui suit les mêmes courbes que précédentes mais en échelle logarithmique.

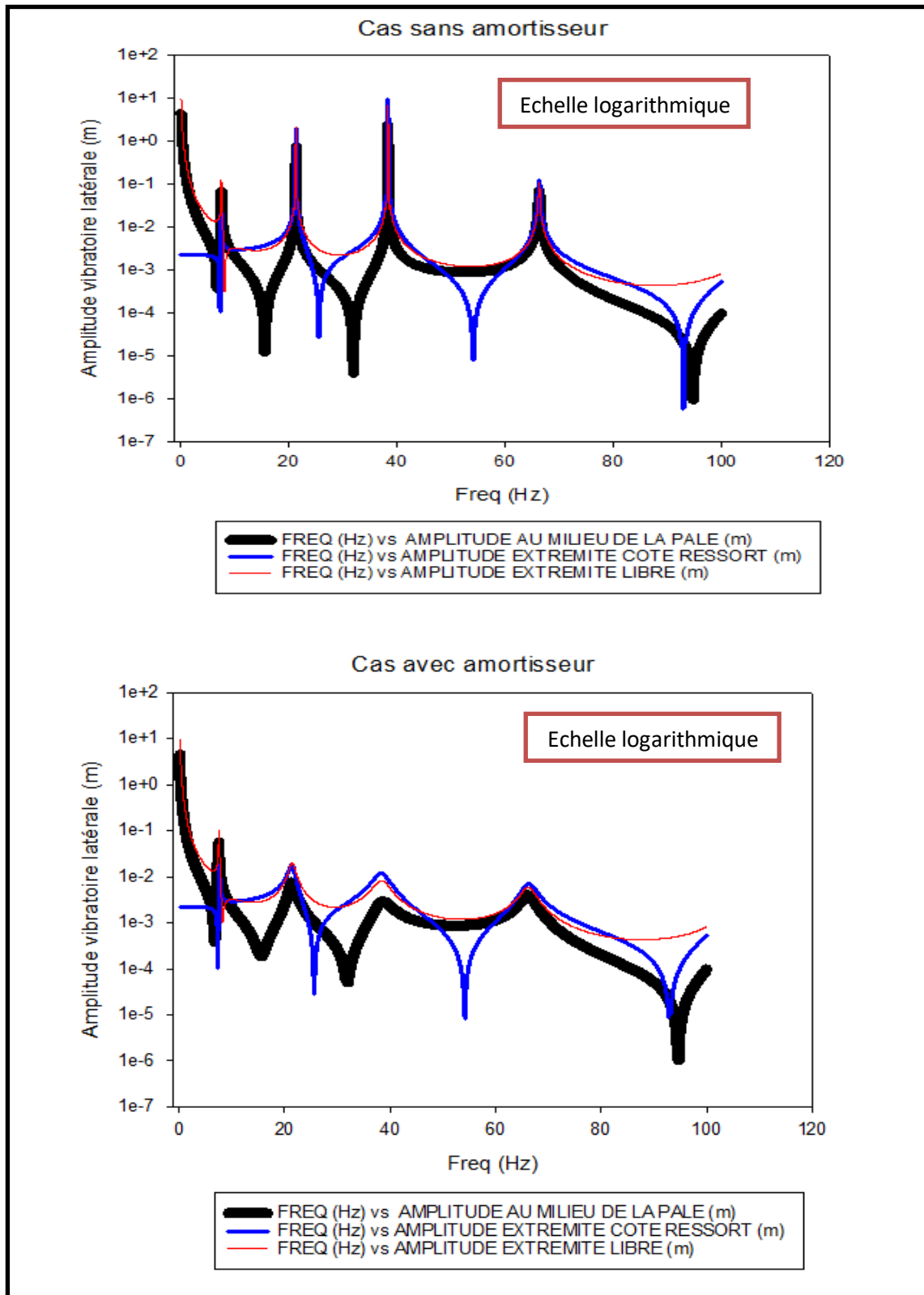


Figure 44 : Les courbes des amplitudes en fonction de fréquences sans et avec amortisseur

Commentaire

Pour les fréquences allant de 0 à 100 Hz on constate que l'amplitude vibratoire (cas avec amortisseurs) a baissé énormément par rapport au cas sans amortisseur d'où l'intérêt de l'utilisation de l'amortisseur dans un tel système.

Par contre, pour les petites fréquences inférieures à 1Hz, on remarque que l'amplitude vibratoire n'a pas changé ceci peut s'expliquer par le fait que cette faible fréquence génère une force d'excitation sinusoïdale trop faible qui n'a aucune influence sur l'ensemble amortisseur – ressort

On présente dans les deux figures l'amplitude latérale selon l'axe Y d'une pale d'hélicoptère à la fréquence de 38.4Hz (fréquence de résonance) et la fréquence de 100 Hz (fréquence normale).

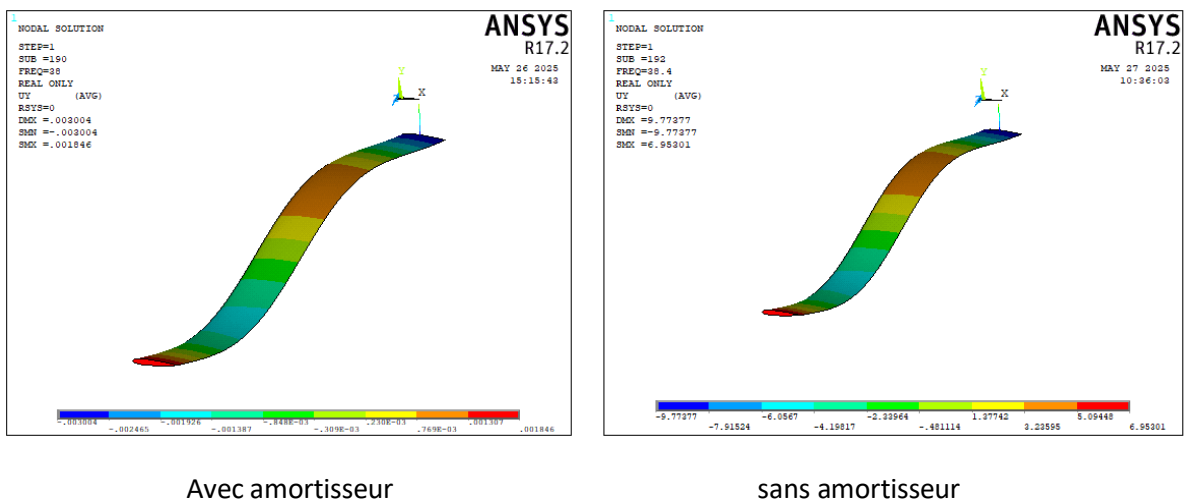
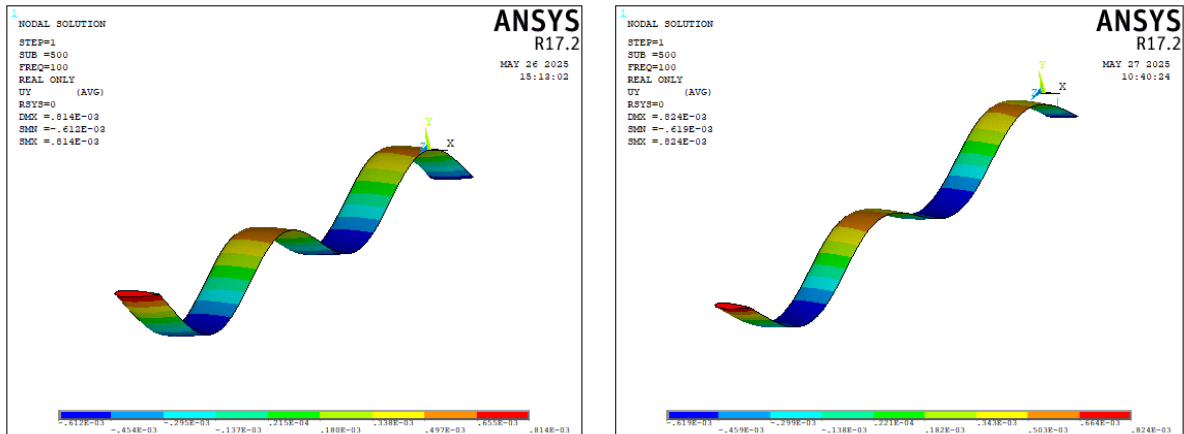


Figure 45: Amplitude latérale selon Y à 38.4Hz, avec et sans amortisseur

Commentaire

La figure(45) montre l'amplitude latérale selon l'axe Y d'une pale d'hélicoptère à la fréquence de 38.4Hz (fréquence de résonance) pour deux cas avec et sans amortisseur. On remarque que le déplacement maximal selon l'axe Y a été réduit en présence de l'amortisseur passant d'environ 6.95m sans amortisseur à 0.18cm avec amortisseur. Cette diminution met en évidence l'efficacité de l'amortisseur à limiter les vibrations.



Avec amortisseur

sans amortisseur

Figure 46: Amplitude latérale selon Y a 100Hz, avec et sans amortisseur

Commentaire

La figure(46) amplitude latérale selon l'axe Y d'une pale d'hélicoptère a la fréquence de 100hz pour deux cas avec et sans amortisseur. On observe que le déplacement est très faible ($8.14 \times 10^{-3}m$ avec amortisseur et $8.24 \times 10^{-3}m$ sans amortisseur), aussi bien pour les deux cas avec et sans amortisseur. Ce qui signifie qu'il n'y a pas un fait de résonance. Par conséquent la structure reste peu sollicitée, et l'effet de l'amortisseur devient négligeable dans cette zone.

Conclusion générale

Ce travail de fin d'études a permis de mener une analyse complète et structurée du comportement mécanique d'une pale d'hélicoptère, avec un accent particulier sur les aspects statiques, modaux et harmoniques. À travers l'utilisation du logiciel ANSYS APDL, nous avons pu simuler et interpréter le comportement d'une pale à profil NACA0012 en aluminium 7075-T6, ainsi qu'en composite carbone-époxy pour l'analyse modale.

L'étude statique a fourni une vision claire des contraintes et déformations subies sous des charges représentatives du vol, nous avons pu prouver que la contrainte maximale demeure inférieure à la limite élasticité de l'aluminium sous la sollicitation de la trainée et poussée d'aire. L'analyse modale nous a permis d'identifier les fréquences naturelles et les modes propres des deux pales ont aluminium et en composite, Elle nous a permis de conclure que les fréquences de résonance du dernier sont inférieures à celles de l'aluminium, L'analyse harmonique, réalisée sur la pale en aluminium, a mis en évidence l'influence de l'amortissement sur la réponse dynamique, et elle a confirmé l'intérêt d'une telle approche pour anticiper les phénomènes vibratoires en régime forcé.

Ces résultats témoignent de l'importance de la simulation numérique dans le dimensionnement et l'évaluation du comportement des structures aéronautiques et confirment l'intérêt de coupler différentes approches pour une compréhension globale des phénomènes mécaniques.

Perspectives

Ce travail ouvre plusieurs perspectives intéressantes pour de futurs approfondissements. Il serait pertinent d'étendre l'analyse harmonique au composite carbone-époxy afin de comparer les réponses dynamiques entre les deux matériaux dans le domaine fréquentiel. L'intégration de conditions de service plus complexes, telles que des charges fluctuantes en vol réel, offrirait également une évaluation plus précise du comportement en service.

Par ailleurs, l'expérimentation en laboratoire, en complément de la modélisation numérique, permettrait de valider les résultats obtenus par simulation et d'affiner les modèles utilisés, notamment en ce qui concerne les paramètres d'amortissement et de couplage fluide-structurel aussi application de méthodes d'optimisation numérique pour améliorer la conception des pales, notamment par l'utilisation de matériaux composites hybrides. Validation expérimentale des modèles numériques via des essais en laboratoire