



République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieure 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

Conception d'une aube de turbine à gaz
en matériaux composites

Présenté par :

Douis alla eddine

Cherifi mohamed tahar

Président

Dr. auamer mesbah

Examineur

Dr. ramha souhaib

Encadreur

Dr.GHERBI Mohamed Tahar

Année Universitaire 2024 – 2025

REMERCIEMEN

Tout d'abord nous remercions Dieu qui nous a aidés à terminer le mémorandum et a éclairé pour nous notre chemin et notre réussite dans notre mission scientifique

Nous remercions les aimables parents qui nous ont fourni toutes les incitations pour compléter cette note

*Nous remercions également le **Dr. GHERBI MED TAHER** pour son aide dans la préparation de ce mémorandum, car il nous a fourni tout ce qui correspond à notre recherche*

Nous remercions tous les professeurs et travailleurs de l'Université Hamma Lakhdar pour ce qu'ils ont fourni pour l'éducation dans notre université, en particulier le doyen et les professeurs de la Faculté des sciences et technologie, en particulier le département de mécanique du chef du département à tous les professeurs

N'oubliez pas non plus nos sincères remerciements à tous vos camarades de classe

Dédicaces



Nous dédions de ce modeste travail :
Pour nos mères et nos pères
A nos frères et sœurs et à toutes nos familles, chacun en son nom
Pour tous les professeurs du Département de génie mécanique
Notamment monsieur Dr. Gharbi Mohammad Taher
Pour le chef du département de génie mécanique
À tous les membres du comité d'évaluation, professeurs et docteurs
À mes meilleurs amis et à tous les camarades de promotion

Douis alla eddine

Dédicaces



Nous dédions de ce modeste travail :

Pour nos mères et nos pères

A nos frères et sœurs et à toutes nos familles, chacun en son nom

Pour tous les professeurs du Département de génie mécanique

Notamment monsieur Dr. Gharbi Mohammad Taher

Pour le chef du département de génie mécanique

À tous les membres du comité d'évaluation, professeurs et docteurs

À mes meilleurs amis et à tous les camarades de promotion

Cherif mohamed tahar

Résumé :

Ce travail de fin d'études s'inscrit dans le cadre de l'optimisation des aubes de turbine, un élément clé dans les systèmes de propulsion aéronautiques. À travers une approche en trois volets, nous avons d'abord étudié les défis liés à la complexité géométrique des aubes, en soulignant l'importance de la précision dimensionnelle et du contrôle qualité dans le processus de fabrication.

Ensuite, une analyse approfondie des matériaux composites couplée à la modélisation par éléments finis a permis de mieux comprendre le comportement des matériaux sous différentes sollicitations. Cette phase a mis en évidence le rôle fondamental de la simulation numérique dans la réduction des coûts et des délais de prototypage. Enfin, une étude de cas sur la modélisation d'une pale de turbine, incluant plusieurs scénarios de refroidissement, a révélé l'impact direct des choix géométriques et des matériaux sur les performances globales de la pièce. L'Inconel 718 s'est avéré particulièrement performant, malgré une densité relativement élevée

Ce mémoire souligne l'importance d'une démarche intégrée, combinant modélisation avancée, choix matériaux adaptés et compréhension fine des phénomènes physiques, pour répondre aux exigences de performance, de fiabilité et d'innovation du secteur aéronautique moderne.

Mots clés : Conception mécanique - Aube de turbine - Turbine à gaz - Matériaux composites - Résistance thermique- Performance aérodynamique

Summary:

This final year project falls within the scope of optimizing turbine blades, a key component in aerospace propulsion systems. Through a three-part approach, we first examined the challenges related to the geometric complexity of the blades, emphasizing the importance of dimensional accuracy and quality control in the manufacturing process. Next, an in-depth analysis of composite materials combined with finite element modeling enabled a better understanding of material behavior under various stresses. This phase highlighted the essential role of numerical simulation in reducing prototyping costs and time. Finally, a case study on the modeling of a turbine blade, including several cooling scenarios, revealed the direct impact of geometric and material choices on the overall performance of the component. Inconel 718 proved to be particularly efficient, despite its relatively high density. This thesis underscores the importance of an integrated approach—combining advanced modeling, appropriate material selection, and a deep understanding of physical phenomena—to meet the performance, reliability, and innovation requirements of the modern aerospace industry.

Keywords: Mechanical design – Turbine blade – Gas turbine – Composite materials – Thermal resistance – Aerodynamic performance

الملخص:

يندرج هذا العمل النهائي ضمن إطار تحسين أداء شفرات التوربين، وهي عنصر أساسي في أنظمة الدفع الهوائية. ومن خلال مقارنة ثلاثية المحاور، قمنا أولاً بدراسة التحديات المرتبطة بتعقيد الشكل الهندسي للشفرات، مع التأكيد على أهمية الدقة الأبعادية ومراقبة الجودة في عملية التصنيع.

بعد ذلك، سمحت لنا دراسة معمقة للمواد المركبة مقرونة بالنمذجة باستخدام العناصر المحدودة بفهم أفضل لسلوك المواد تحت تأثيرات مختلفة. وقد أبرزت هذه المرحلة الدور الأساسي للمحاكاة الرقمية في تقليص التكاليف وفترات تطوير النماذج الأولية.

وأخيراً، كشفت دراسة حالة تتعلق بنمذجة شفرة توربين، شاملةً لعدة سيناريوهات تبريد، عن التأثير المباشر للخيارات الهندسية ونوعية المواد على الأداء العام للقطعة. وقد تبين أن مادة **Inconel 718** أظهرت أداءً متميزاً رغم كثافتها العالية نسبياً.

يبرز هذا البحث أهمية اتباع نهج متكامل يجمع بين النمذجة المتقدمة، واختيار المواد الملائمة، وفهم دقيق للظواهر الفيزيائية، لتلبية متطلبات الأداء والموثوقية والابتكار في قطاع الطيران الحديث.

الكلمات المفتاحية: التصميم الميكانيكي - شفرة التوربين - توربين غازي - المواد المركبة - المقاومة الحرارية - الأداء الديناميكي الهوائي.

Sommaire

| | |
|--|----|
| REMERCIEMEN..... | 1 |
| <i>Dédicaces</i> | 2 |
| Résumé : | 4 |
| <i>Sommaire</i> | 7 |
| <i>Listes des figures</i> | 9 |
| <i>Liste des tableaux</i> | 11 |
| Introduction générale: | 1 |
| Chapitre I : Généralité sur turbine à gaz | |
| I-1- Introduction | 4 |
| I-2- Définition de la turbine à gaz : | 4 |
| I-3- Présentation : | 6 |
| I-4- Principe de fonctionnement de la turbine à gaz: | 7 |
| I-5- Classification des turbines à gaz : | 8 |
| I-6- Domaines d'application : | 12 |
| Chapitre II : Matériaux Composites et modélisation par éléments finis | |
| II -1-Introduction..... | 24 |
| II-2-Définition..... | 24 |
| II-3- Constituants des matériaux composites | 24 |
| II-3-1-Le renfort : | 25 |
| II-3-1-1-Architecture des renforts : | 25 |
| II-3-1-2-Fabrication des fibres de carbone : | 28 |
| II-3-2 La matrice : | 30 |
| II-3-3- Les charges et les additifs : | 32 |
| II-3-3-1-les charges | 32 |
| II-3-3-2-Les additifs : | 32 |
| II-4- Mise en œuvre et architecture des matériaux composites : | 33 |
| II-4-1- Moulage au contact..... | 33 |
| II-4-2- Moulage par projection simultanée : | 33 |
| II-4-3- Moulage sous vide: | 34 |
| II-4-4-Avantages et inconvénients: | 34 |
| II-4-5-Moulage par projection de résine : | 35 |

| | |
|---|----|
| II-4-6- Moulage par centrifugation: | 35 |
| II-5--Structure des matériaux composites : | 36 |
| II-5-1- Les monocouches:..... | 36 |
| II-5-2- Les Stratifiés : | 36 |
| II-5-3- Sandwichs: | 37 |
| II-6-Les domaines d'utilisation : | 37 |
| II-7-La loi de mélange pour les composites stratifié | 37 |
| II-8-Method delement finie | 40 |
| II-8-1-Introduction : | 40 |
| II-8-2-Idee de base de la Méthode des Eléments Finis: | 40 |
| II-8-3-Domaines d'application de la MEF : | 40 |
| II-9-Problèmes de conditions aux limites : | 41 |
| II-9-1- Equations gouvernantes | 41 |
| II- 9-3-Support informatique et logiciels incorporant la MEF: | 47 |
| II- 9-4-Avantages de la MEF:..... | 48 |
| II-10-Conclusion : | 49 |

Chapitre III: ANALYSE ET SIMULATION

| | |
|--|----|
| III -1- Introduction : | 47 |
| III-2- Déclaration du problème..... | 47 |
| III -3-Méthodologie :..... | 48 |
| III -3 -1 -Calculs Théoriques : | 48 |
| III -3-2 -Création du modèle CAO : | 49 |
| III -3 -3 Modélisation de la géométrie | 50 |
| III -3 -4- Maillage de la géométrie | 51 |
| III -3 -5- Configuration du solveur CFD :..... | 51 |
| III-4- Résultat et Discussion : | 52 |
| III-5-CONCLUSION..... | 67 |
| <i>Conclusion générale</i> | 68 |
| <i>Référence bibliographique</i> | 70 |

Listes des figures

| | |
|--|----|
| Figure(I.1) : vue de la turbine a gaz | 6 |
| Figure (I.2) : Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre. | 9 |
| Figure (I 3) : Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre. | 10 |
| Figure (I.4) : Schéma d'une turbine à action et à réaction. | 11 |
| Figure :(II-1) :Matériau composite..... | 24 |
| Figure :(II-2) : Diverses formes et origines de renforts..... | 25 |
| Figure (II-3) : Procédé d'étirage des fibres de verre | 27 |
| Figure (II -3): Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone | 28 |
| Figure (II-4) : Différentes familles de matrice. | 30 |
| Figure (II-5): Principe du moulage au contact | 33 |
| Figure (II-6): Principe du moulage par projection simultanée..... | 33 |
| Figure (II-7): Principe de moulage par infusion..... | 34 |
| Figure (II-8) : Principe de moulage par injection de résine. | 35 |
| Figure (II-9): Principe de moulage par centrifugation. | 35 |
| Figure(II-10): Composite monocouche. | 36 |
| Figure (II-11):Plaque stratifiée..... | 36 |
| Figure (II-12): Composite sandwich. | 37 |
| Figure(II-12): Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié. | 38 |
| Figure(II-13): Modélisation par un système de ressorts des propriétés en flexion d'un comosite stratifié | 39 |
| Figure(II-14): Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges..... | 39 |
| Figure (II.15): barre tendue | 41 |
| Figure (II-16):Portre encastree aux extremités..... | 42 |
| Figure(II-17): Exempoie (a) d'un treillis et (b) d'une plaque de forme | 43 |
| Figure(II-18):Barre Tendue..... | 44 |
| Figure (II.19) : Décomposition de la structure d'une aile d'avion (premier exemple de discrétisation par Éléments finis de la publication..... | 46 |
| Figure (II.20): Poutre à caisson (a) structure originale (b) Modèle éléments finis | 46 |
| Figure (II.21) Plaque rectangulaire avec ouverture (a) Model de base (b) Discrétisation par EF de tailles différentes..... | 47 |
| Figure(III -1): Créer un modèle de lame avec quatre trous..... | 50 |

| | |
|---|----|
| Figure (III-2): Modèle géométrique avec murs de délimitation..... | 50 |
| Figure(III -3): Modèle maillé | 51 |
| Figure (III-4): Répartition de la température autour de la surface de la lame sans trous | 53 |
| Figure (III-5): Distribution de la pression du flux principal autour des 12 trous de la lame Inconel -718..... | 55 |
| Figure (III-6): Distribution de la vitesse du courant principal autour des 12 trous de la lame Inconel-718..... | 55 |
| Figure (III-7): Distribution de la température autour et à l'intérieur des 12 trous de la lame Inconel-718..... | 57 |
| Figure (III-8): Répartition de la température pour le matériau Inconel -718 avec 12 trous..... | 57 |
| Figure (III-9): Répartition de la température à la sortie du trou 1 pour une lame Inconel -718 à 12 trous..... | 58 |

Liste des tableaux

| | |
|---|----|
| Tableau (II-1) : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre | 27 |
| Tableau (II-2) : Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts..... | 29 |
| Tableau(II- 3) : Quelques propriétés mécaniques des fibres | 30 |
| Tableau(II-3): Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide. | 34 |
| TableauII-4 : Matrices et vecteurs caractéristiques pour certaines applications..... | 45 |
| Tableau III .1 les résultats des calculs théoriques | 48 |
| Tableau III .2 les coordonnées de la surface portante de l'aube d'une turbine à gaz..... | 49 |
| Tableau (III-3) : Détails des propriétés physiques du fluide utilisé dans l'analyse CFD | 52 |
| Tableau (III-4) : Variation de la température globale, de la température de la paroi, du flux thermique de la paroi, des variations de H.T.C et de Nusselt le long de la surface des trous pour INCONEL 718, à lame à 12 trous..... | 66 |
| Tableau (III-5) : Résultats de la simulation du matériau Inconel..... | 66 |

liste de Graphique

| | |
|---|----|
| Graphique(III- 1) : Variation de N.D.T autour de la S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel 718 | 62 |
| Graphique(III- 2) : Variation de H.T.C autour du S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel-718..... | 62 |
| Graphique (III-3) : Variation de W.H.F autour de la S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel 718 | 63 |
| Graphique (III-4): Facteur de friction théorique et analytique sur toute la longueur de la portée des trous..... | 63 |
| Graphique (III-5) : Distributions locales du nombre le long de la surface du trou 1 pour la lame Cr-St à 4, 8 et 12 trous..... | 63 |
| Graphique (III-6) : Répartition théorique et analytique de la pression sur toute la longueur des trous..... | 64 |
| Graphique (III-7) : Répartition théorique et analytique des vitesses le long de l'axe des y des trous à la longueur d'entrée hydrodynamique..... | 64 |
| Graphique (III-8) : Variation du Flux thermique maximal en fonction du Nombre de trous | 65 |
| Graphique (III-9) : Déplacement maximum en fonction du Nombre de trous..... | 65 |

Introduction générale

Introduction générale:

La turbine à haute pression, placée juste après la chambre de combustion, joue un rôle essentiel dans le fonctionnement des moteurs à gaz. Elle permet de récupérer l'énergie contenue dans les gaz chauds issus de la combustion, en la transformant en énergie mécanique utile. L'efficacité globale du moteur dépend en grande partie du rendement de cette turbine, et plus particulièrement du comportement de ses aubes.

Ces aubes sont soumises à des conditions extrêmement sévères. Comprendre les phénomènes de dégradation qui les affectent et anticiper leur durée de vie est devenu un enjeu crucial. Les aubes situées dans les zones les plus chaudes de la turbine doivent faire face à plusieurs contraintes majeures, notamment :

- des températures très élevées, parfois au-delà des limites de fusion des matériaux employés ;
- des variations thermiques rapides, en particulier lors des phases d'accélération ou de ralentissement ;
- des déformations provoquées par la force centrifuge (fluage) ;
- des phénomènes de corrosion à haute température ;
- des sollicitations mécaniques complexes dues à la géométrie des aubes ;
- des vibrations susceptibles d'entraîner une fatigue structurelle.

Face à ces contraintes, il est indispensable d'utiliser des matériaux capables de conserver leurs propriétés mécaniques et chimiques dans des environnements aussi extrêmes. Les superalliages à base de nickel, souvent monocristallins et enrichis en chrome et en aluminium, sont couramment choisis pour cette raison. La partie avant de l'aube, appelée bord d'attaque, est particulièrement exposée, ce qui en fait une zone critique où les dommages apparaissent fréquemment [01].

Ce travail s'articule autour de plusieurs axes visant à mieux comprendre le comportement des aubes de turbine dans leur environnement réel. Il comprend :

1. Une étude du fonctionnement général de la turbine à gaz, avec une présentation des principaux composants et de leur rôle.
2. Une analyse des matériaux composites utilisés pour la fabrication des aubes, avec une évaluation de leurs propriétés mécaniques et thermiques.
3. Une modélisation numérique basée sur la méthode des éléments finis pour simuler les effets des contraintes thermomécaniques.

4. Une proposition de solutions d'amélioration, qu'il s'agisse de nouveaux matériaux ou de modifications géométriques, afin d'optimiser la résistance à l'usure et prolonger la durée de vie des aubes.

L'objectif de cette recherche est de contribuer à l'amélioration des performances et de la fiabilité des turbines à gaz, que ce soit dans le domaine aéronautique ou dans la production d'énergie [02].

Le travail présenté dans ce mémoire est scindé en trois chapitres :

Chapitre 1 : Fonctionnement des turbines à gaz

Ce chapitre introduit les bases du cycle de la turbine à gaz, en décrivant les composants principaux (compresseur, chambre de combustion, turbine), ainsi que le rôle du stator et du rotor. Une attention particulière est portée sur les différents types d'aubes et leurs fonctions respectives.

Chapitre 2 : Propriétés et comportement des matériaux composites

On y examine les matériaux utilisés pour fabriquer les aubes, en mettant l'accent sur leurs caractéristiques mécaniques, leur anisotropie, et leur comportement face aux contraintes thermiques. Ce chapitre aborde également les procédés de fabrication et la modélisation macroscopique par éléments finis permettant d'évaluer la réponse des aubes en service.

Chapitre 3 : Simulation numérique et interprétation des résultats

Les résultats issus des simulations sont présentés et analysés dans ce dernier chapitre. Ils permettent de valider les modèles utilisés et de proposer des améliorations possibles en vue d'augmenter

Chapitre I :
Généralité sur turbine à gaz

I-1- Introduction

Les turbomachines sont des dispositifs complexes constitués d'une alternance d'aubages fixés sur des parties fixes (stator) et mobiles (rotor). Dans les systèmes thermiques, elles permettent de convertir la chaleur en énergie mécanique grâce à l'écoulement continu d'un fluide. Ce fluide transfère son énergie à travers les aubages en mouvement, assurant ainsi une transmission efficace vers l'arbre en rotation.

Ces machines sont aujourd'hui incontournables dans de nombreux domaines technologiques, notamment la production d'électricité, la propulsion de moyens de transport (comme les avions et les navires), ou encore dans les procédés industriels et chimiques avancés. Leur taille varie considérablement, allant de dispositifs miniatures à des structures imposantes de plusieurs mètres.

Leur conception exige une maîtrise pluridisciplinaire couvrant :

- l'aérodynamique et la mécanique des fluides,
- la thermique et les phénomènes de combustion,
- la dynamique vibratoire,
- la science des matériaux,
- les méthodes de fabrication,
- les techniques de mesure,
- l'acoustique,
- ainsi que les systèmes de réglage et de contrôle.[3]

I-2- Définition de la turbine à gaz :

Les turbines à gaz sont un des appareils dans le groupe des turbomachines définie par Râteau comme des appareils où un échange d'énergie se passe entre un rotor qui tourne autour d'un axe à une vitesse constante et un liquide courant sans arrêt. Une turbine à gaz, aussi appelée turbine à feu, est une machine qui tourne et chauffe faisant partie de la famille des moteurs qui brûlent intérieurement dont le tâche est de faire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie dans une substance organique (combustible, gaz...).

selon le type de fluide utilisé, que ce soit un liquide dynamique ou un gaz d'actionnement, on a soit une turbine hydraulique, une turbine à vapeur ou une turbine à gaz. Dans ce dernier cas, le plus courant type de ce fluide vient des gaz brûlants d'un combustible liquide ou léger.

selon le sorte du force fournie les turbines à gaz sont divisées en deux groupes d'un part l'énergie mécanique qui fais bouger un arbre et d'autre part l'énergie sous forme chaleur qui sort dans les gaz d'échappement.

Dans, les turbomoteurs donnant de l'énergie mécanique disponible sur un arbre et d'autre part, les turboréacteurs donnant de l'énergie cinétique qu'on peut utiliser pour avancer.

C'est dans le domaine des avions que la turbine à gaz a gagné sa place d'abord. Les turboréacteurs sont utilisés presque partout pour faire avancer les engins avec des ailes fixes : avions et missiles. Juste l'aviation normale (tourisme, affaire) emploie encore les moteurs à piston mais leur territoire est toujours rogné par la turbine à gaz. Pour les voilures qui tournent aussi, de manière semblable le turbomoteur équipé presque tous les types d'hélicoptères.

Parmi les emplois sans rapport avec l'avion, très nombreux, on peut noter :

- Les turboalternateurs, faits pour les centrales de pointe et les groupes de secours, profitent au mieux des qualités de la turbine à gaz qui sont la vitesse de démarrage, la simplicité d'installation, la bonne fiabilité ; Les machines dans les stations de pompage et recompressions des gazoducs et oléoducs ainsi que sur les plates-formes pétrolières en mer qui ont les mêmes avantages avec plus l'usage d'un carburant local bon marché.
- La traction sur terre, que ce soit par train avec les turbotrains ou pour un usage militaire avec les véhicules blindés, utilise aussi la grande force volumique de la turbine à gaz comparée à la celle des moteurs diesels.[4]

Les installations dites à énergie totale, où le turbomoteur peut donner en même temps trois formes d'énergie : électrique (avec alternateur), pneumatique (en prenant air du compresseur) et chaleur (avec un récupérateur de chaleur pour les gaz d'échappement). Le rendement global de ces installations est très valorisé et peut atteindre 50 à 60% ;

- Les groupes auxiliaires de force ou GAP sont une sorte de...
- Les machines qui conviennent bien à la turbine à gaz sont les groupes de climatisation d'air; on les utilise sur des avions ou sur des trains rapides, d'autres sortes sont employés pour buts militaires (créer de l'électricité)ou civils

L'ensemble de la turbine à gaz est constitué par trois composantes essentielles :

- Le compresseur à écoulement axial.
- La chambre de combustion.
- La Turbine.[5]

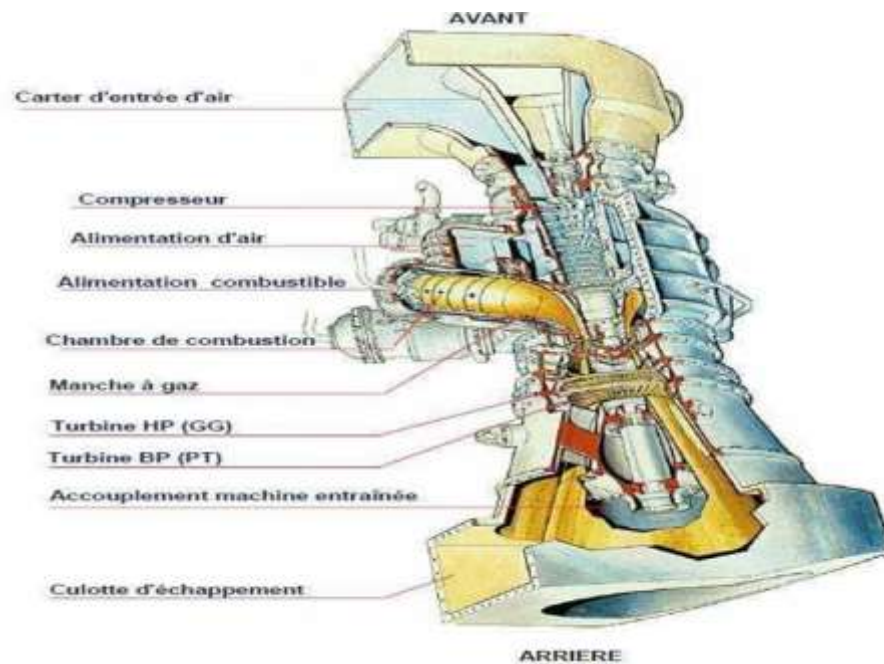


Figure I.1 : vue de la turbine a gaz

I-3- Présentation :

Les turbines à gaz sont faites dans une gamme très vaste de puissance de 25 kW à 250 MW. Les données ci-dessous touchent surtout les appareils de 1 à 40 mW qui sont plus utilisés en cogénération. Les combustibles employés pour les machines courantes au poste fixe sont, dans la plupart des cas, du gaz (naturel, GPL ou biologique) ou du fuel domestique. Les TAG peuvent aussi brûler du fuel lourd mais, bien qu'il s'agisse de matériel disponible sur le marché, il y a peu de références à son usage pour la petite cogénération.

celui-là doit passer par des entraînements très difficiles (enlever le sel et les petites choses solides, empêcher le vanadium, etc.). En plus, les fumées qui sortent doivent aussi être nettoyées pour suivre les règles du environnement. L'utilisation et l'entretien sont donc bien plus chers, la durée de vie plus courte.[6]

Le combustible a besoin d'être poussé dans les salles où ça brûle avec des pressions hautes (12 à 45 bar). C'est facile pour les huiles. Mais, le gaz de nature arrive par des réseaux,

soit le transport entre 40 et 75 bar, soit le plus souvent la distribution entre 4 et 16 bar. Quand la pression du réseau n'est pas assez houte il faut ajouter des supresseurs de gaz. Ces machines coûtent cher et utilisent beaucoup de force. Pour les petites installations ils baissent l'intérêt économique de la filière.

La combustion dans une TAG se fait avec beaucoup d'air (350 à 500%). Cela fait que pour un type précis, la force change beaucoup selon la température de l'entrée d'air et aussi selon l'altitude. Le compresseur, quand il a même vitesse, donne un débit massique plus grand; du coup, la force sera plus forte en été ce qui est un bon avantage pour l'emploi dans le génie climatique. Autre résultat est la baisse rapide du nombre d'oxydes d'azote à basses températures Rendement avec le poids.[7]

La puissance fourni par une TAG dépend des traits de l'air pris : température, humidité et pression. Elle changera donc avec la saison et l'altitude du endroit d'implantation.

De même, la puissance est liée aux pertes de charge en montée sur l'air qu'on respire (tube, filtre et muete) et en descende sur les gaz échappés (muet, groupe ou chaudière de récupération de chaleur).

Chaque cheminée perd de la chaleur, et donc un peu l'énergie du combustible. Même si le moteur est bien chaud, les gaz qui sortent sont très chauds aussi. Ce qui veut dire qu'on perd plus d'énergie par la cheminée qu'au niveau du moteur.[8]

très chauds (entre 450 et 550 °C) et servent, comme on l'apprend dans les différents schémas qui montrent tout ce paragraphe, à chauffer certaines substances de chaleur ou utiles pour produire de la vapeur

Les gaz d'échappement vont habituellement soit à une batterie, soit vers une chaudière. Un robinet de détournement, appelé aiguillage, permet d'envoyer tout ou une partie des gaz d'échappement tout droit dans l'air. Elle aide le lancement et pour fonctionner en dépannage, aussi que pendant les moments où toute la chaleur que l'on peut prendre des gaz d'échappement ne peut pas être mise à usage. Un soin spécial doit être géré à l'étanchéité de cette canne pour éviter une perte en continu d'air chaud dans l'atmosphère. [9]

Les fuites des TAG contiennent un peu de poussières et ont 15 à 17% d'oxygène. Ils peuvent servir dans l'industrie pour chauffer directement les séchoirs, mais surtout comme air aidant au feu dans des brûleurs spéciaux nommés de post-combustion qui vont bien avec des chauffages ou des machines à faire électricité . Ainsi on obtient des bonnes résultats au total.[10]

I-4- Principe de fonctionnement de la turbine à gaz:

Une turbine à gaz marche de cette façon

a.elle tire de l'air du milieu autour (aspiration) ;

- b. elle le serre à une pression plus haute par le compresseur (compression) ;
- c. elle monte le niveau d'énergie de l'air serré en ajoutant et en brûlant du combustible dans une chambre pour brûler (gaz chaud) ;[11]
- f. elle achemine elle achemine air à pression et température élevée vers section turbine, qui convertit l'énergie thermique en mécanique pour faire tourner l'arbre; cela aide d'un côté à donner l'énergie nécessaire pour compression du air. l'air, qui se passe dans un compresseur attaché directement à la partie turbine et de l'autre côté pour donner l'énergie nécessaire à la machini conduite jointe à la machine par un couplage tel que un alternateur ou un compresseur centrifuge
- g. elle décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température résultant de la transformation mentionnée ci-dessus (échappement)[12]

I-5- Classification des turbines à gaz :

D'après le mode de construction:

a. Turbine mono-arbre :

Le compresseur et les parties de la turbine de ces machines sont faits d'un seul rotor simple, où la turbine crée de l'énergie pour faire tourner le compresseur ainsi que l'énergie pour pousser la charge. Les turbines à un seul arbre sont bien qu'elles ont une charge constante. Les turbines à gaz avec un seul arbre servent bien pour pousser des machines qui marchent à vitesse fixe. Tel que des alternateurs. et pour cette raison sont utilisées dans le faire d'énergie électrique.[13]

CO : Compresseur axial.

CC : Chambre de combustion.

T : Turbine.

CH : Charge.

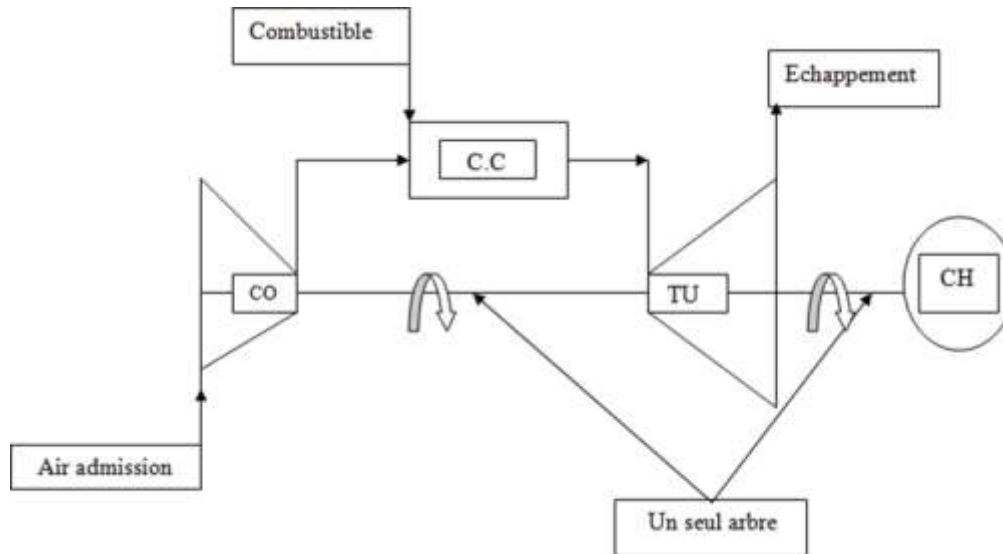


Figure I.2 : Schéma d'une turbine à gaz mono-arbre.

b. Turbine bi-arbre :

La machine à gaz a deux roues qui bougent seules. La roue HP faire tourner le compresseur axial et d'autres choses en plus, tandis que la roue BP au deuxième niveau aide à marche l'organe qui reçu (par exemple ; compresseurs).

Le but des roues qui ne sont pas liés est de permettre a chaque roue d'aller à vitesses différentes pour répondre aux besoins qui changent d'un organisme qui reçoit. [14]

CO : Compresseur axial.

CC : Chambre de combustion.

Thp : Turbine à haute pression.

Tbp : Turbin à basse pression.

N : Réducteur.

CH : Charge

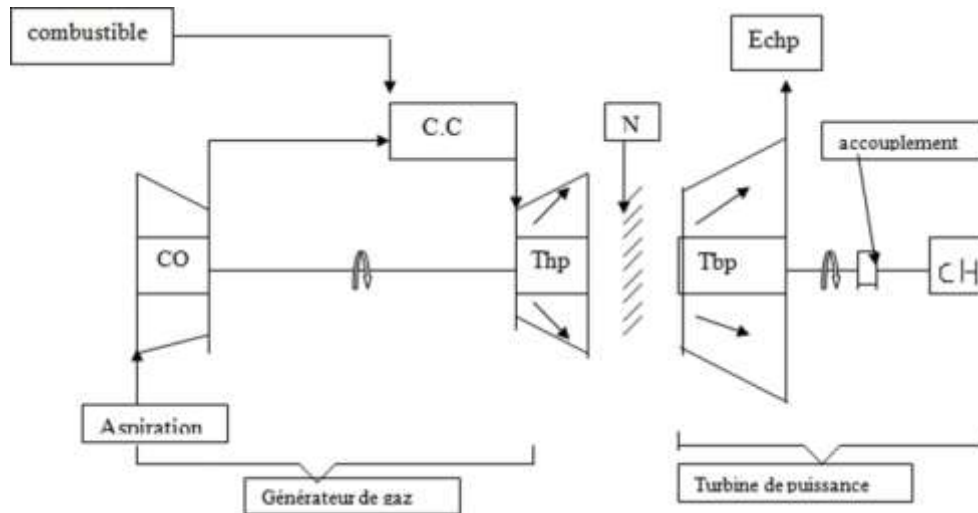


Figure I 3 : Schéma d'une turbine à gaz bi-arbre.

D'après le mode de travail:**a. Turbine à action :**

Le principe d'une turbine à action est que le changement des gaz se fait juste dans le guide (entre aubages fixés). Les pales mobiles ne font qu'une chose, c'est de changer l'énergie de mouvement gagnée par la baisse de pression (P_1 plus grande que P_2) en travail mécanique donné au rotor. Le chemin des gaz dans la roue se fait sans changer la pression calme (P_1 égale P_2).

b. Turbine à réaction :

Dans les turbines qui bougent, on sait que la chute de pression arrive dans les chemins fixes autant que dans ceux qui bougent, ce qui veut dire qu'un peu d'énergie chaude se transforme en énergie de mouvement et mécanique dans la roue. Le mouvement de gaz dans la turbine réseau fait avec changement de pression statique ($P_1 > P_2 > P_3$). [15]

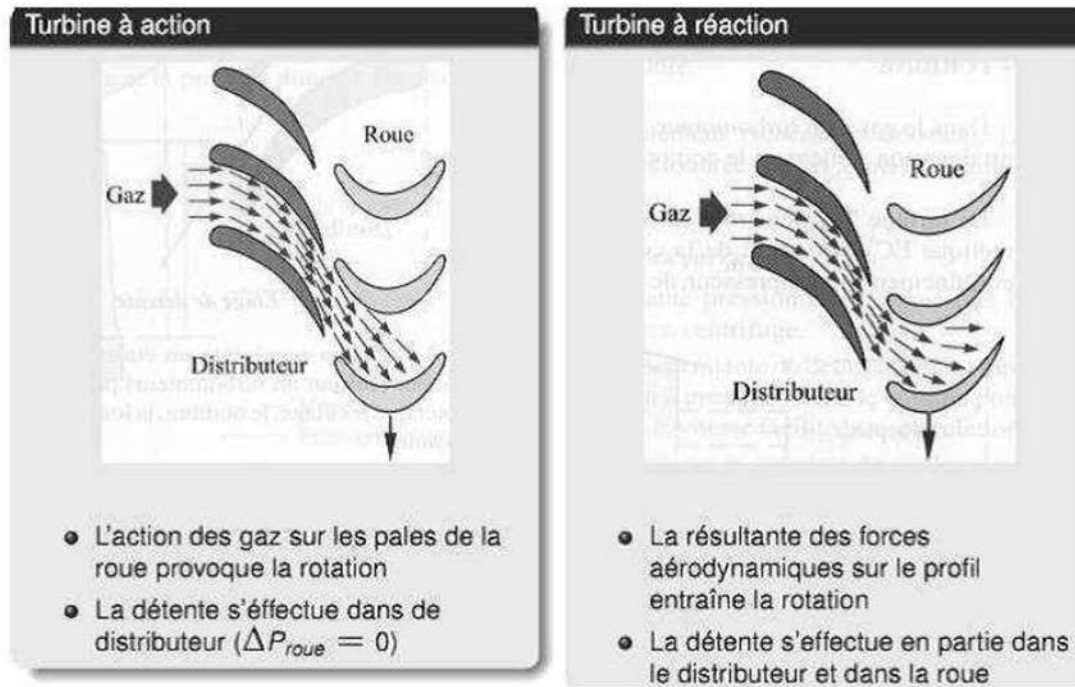


Figure I.4 : Schéma d'une turbine à action et à réaction.

D'après le mode de fonctionnement thermodynamique :

La machine à vent avec un cycle ouvert dont l'entrée et sortie d'air qui se font directement dans l'air, ces sortes de machines qui sont les plus communes se catégorisent en deux groupes : « Turbines à cycle simple et turbines à cycle avec récupération ou mélangées ».

a. Turbine simple :

C'est une machine utilisant qu'un seul fluide pour produire de l'énergie mécanique après détente les gaz ayant encore un potentiel énergétique sont perdus dans l'air par cheminée.[16]

b. Turbine à cycle avec régénération :

Les pertes de chaleur venues par les gaz qui sortent sont les plus hautes dans l'installation de machine à gaz. Pour ça, le rendement des systèmes de machine à gaz peut monter en menant les gaz échappés dans un échangeur thermique où ils chauffent l'air sortant du compresseur avant sa entrée vers les chambres pour brûler. On prend tout une part de chaleur simple de ces gaz qui était perdue dans l'atmosphère.[17]

I-6- Domaines d'application :

Les turbines à gaz ont une très grande utilité dans l'industrie, du fait qu'elles sont des appareils pour la production de l'énergie mécanique. Elles peuvent être utilisées pour l'entraînement des:

- **Appareils fixes :**

Ces appareils font l'objet d'un stage de formation. Ils sont destinés aux services industriels suivants :

- Transmission électrique, pour la production d'énergie électrique.
- Entraînement des compresseurs.
- Entraînement des pompes.
- Procédés industriels particuliers[18]

- **Appareils mobiles :**

Du point de vue historique, ces appareils ont été introduits en premier. Ils comprennent les domaines suivants:

- Chemins de fer.
- Propulsion maritime.
- Aviation.
- Traction routière.

Les emplois de turbines à gaz viennent directement de leurs points forts remarquables. Donc, la forte masse aide bien pour la poussée en avion, plus sur les hélicoptères. La poussée navale utilise aussi plus de turbines à gaz, particulièrement pour les bateaux rapides. Il y a des cas où on emploie pour le transport par train et des véhicules militaires comme tanks (XM-1 Abrams ou Leclerc)[19]

Par contre, la turbine à gaz ne va pas bien aux autos de route. En fait, les changements de poids et de vitesse sont trop gros et vites pour marcher avec un bon résultat. Aussi, le rendu n'atteint que difficilement 30% pour de petits moteurs qui peuvent peu.

L'autre grand domaine d'emploi des turbines à gaz est la production d'électricité. En fait, il s'agit d'applications à régime constant et à charge assez constante pour lesquelles le rendement de ces machines est le mieux. La force change de quelques centaines kW aux environ 300MW.[20]

Les machines les plus fortes sont souvent attachées à des turbines à vapeur dans des ensembles mélangés dont le résultat total va maintenant vers 60%.

Dans un cycle simple, le résultat est d'environ 30 à 35%. Pour les petites forces, le résultat est même sous 30% mais on utilise alors l'habileté des turbines à feu pour prendre de la chaleur dans des usages de cogénération (production en même temps d'électricité et de chaleur).[20]

Conclusion

En résumé, les turbines à gaz constituent une technologie clé dans de nombreux secteurs industriels, allant de la production d'énergie à l'aéronautique. À travers ce premier chapitre, nous avons exploré les principes fondamentaux qui régissent leur fonctionnement, ainsi que les différentes configurations qui existent en fonction des applications spécifiques.

Les turbines à gaz reposent sur le principe de conversion de l'énergie thermique produite par la combustion du carburant en énergie mécanique. Ce processus implique plusieurs étapes complexes, telles que la compression de l'air, la combustion et l'expansion des gaz chauds dans les turbines pour entraîner un générateur ou une hélice. Le rendement de ces machines est fortement influencé par la température des gaz d'échappement et l'efficacité des différentes étapes de compression et d'expansion.[21]

De plus, nous avons vu que les turbines à gaz se distinguent par leur grande souplesse et leur capacité à fonctionner avec divers types de combustibles, ce qui les rend particulièrement adaptées à des applications variées, allant de la production d'électricité à la propulsion d'avions. Toutefois, cette technologie présente également des défis, notamment en termes d'optimisation énergétique, de gestion des émissions polluantes et de fiabilité sur le long terme.

Enfin, il est important de souligner que la recherche continue dans ce domaine vise à améliorer les performances des turbines à gaz, en particulier à travers l'augmentation de la température de fonctionnement, la réduction des pertes énergétiques et la mise au point de solutions pour rendre ces systèmes plus écologiques.

Ainsi, ce premier chapitre a posé les bases nécessaires pour comprendre l'importance et les enjeux des turbines à gaz, et les chapitres suivants exploreront plus en détail les innovations récentes et les applications spécifiques de cette technologie.[22]

Chapitre II :
Matériaux Composites et
modélisation par éléments finis

II -1-Introduction

Il existe différentes familles de matériaux, notamment les métaux, les plastiques et les composites. Les matériaux composites ne sont pas une innovation récente ; ils sont utilisés par l'humanité depuis longtemps, comme en témoignent des exemples tels que le bois et le béton. La première section de ce chapitre présente les différents composants des matériaux composites. Dans la section suivante, nous aborderons les procédés de fabrication associés à ces matériaux et leurs caractéristiques structurelles. [1]

II-2-Définition

Il existe différentes familles de matériaux, notamment les métaux, les plastiques et les composites. Les matériaux composites ne sont pas une innovation récente ; ils sont utilisés par l'humanité depuis longtemps, comme en témoignent des exemples tels que le bois et le béton. La première section de ce chapitre présente les différents composants des matériaux composites. Dans la section suivante, nous aborderons les procédés de fabrication associés à ces matériaux et leurs caractéristiques structurelles [2] :

- ❖ Légèreté
- ❖ résistance mécanique et chimique
- ❖ maintenance réduite
- ❖ liberté de forme et une bonne isolation électrique

II-3- Constituants des matériaux composites

En général les constituants principaux d'un matériau composite sont :

- ❖ La matrice
- ❖ Le renfort.
- ❖ Les charges et les additifs.

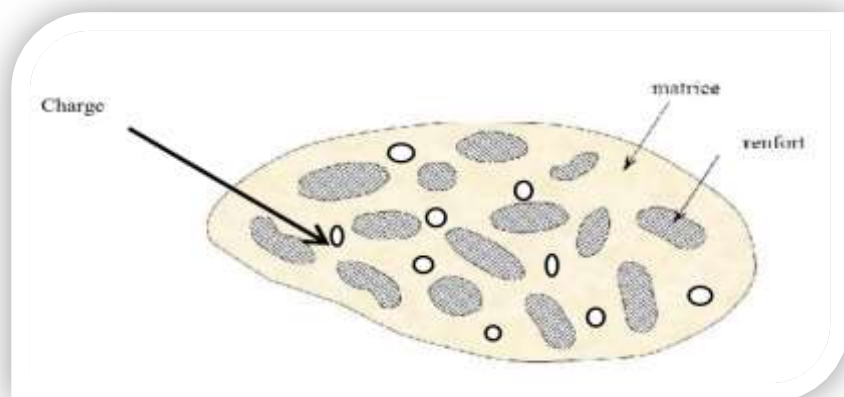


Figure :II -1 :Matériau composite. [1].

II-3-1-Le renfort :

Le composant clé du composite (en forme et taille) lui donne ses traits mécaniques, comme sa dureté sa résistance à casser et dureté. Les renforts peuvent venir de minéraux (tel le verre le bore ou céramique) ou d'organismes (tel le carbone ou aramide). Parmi ces matières les fibres en verre sont les plus souvent employées, tandis que les fibres de carbone sont préférées. [3]

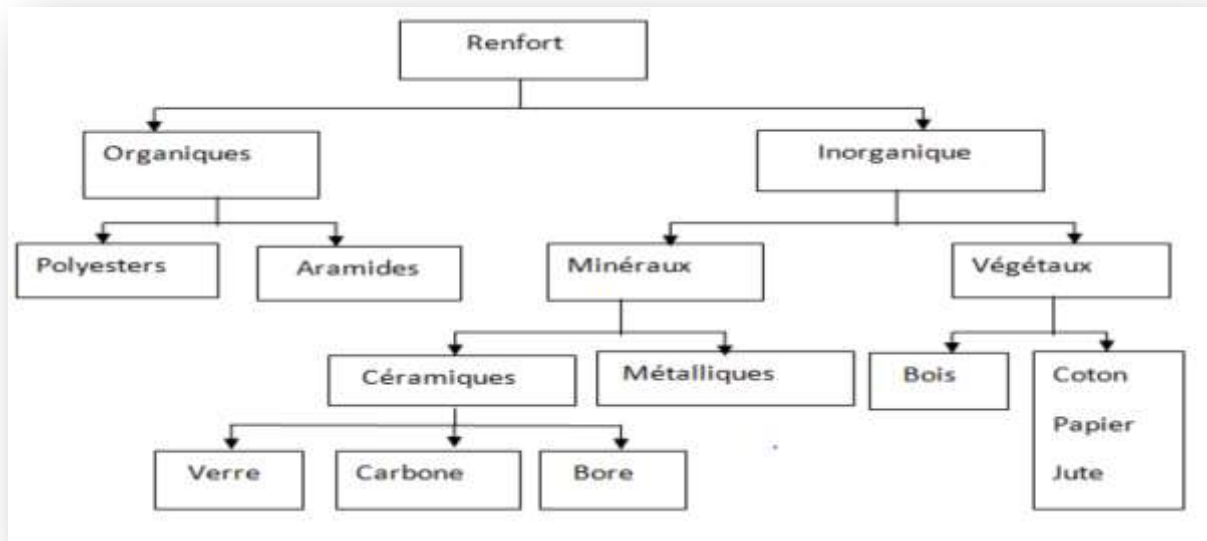


Figure :II-2 : Diverses formes et origines de renforts[3].

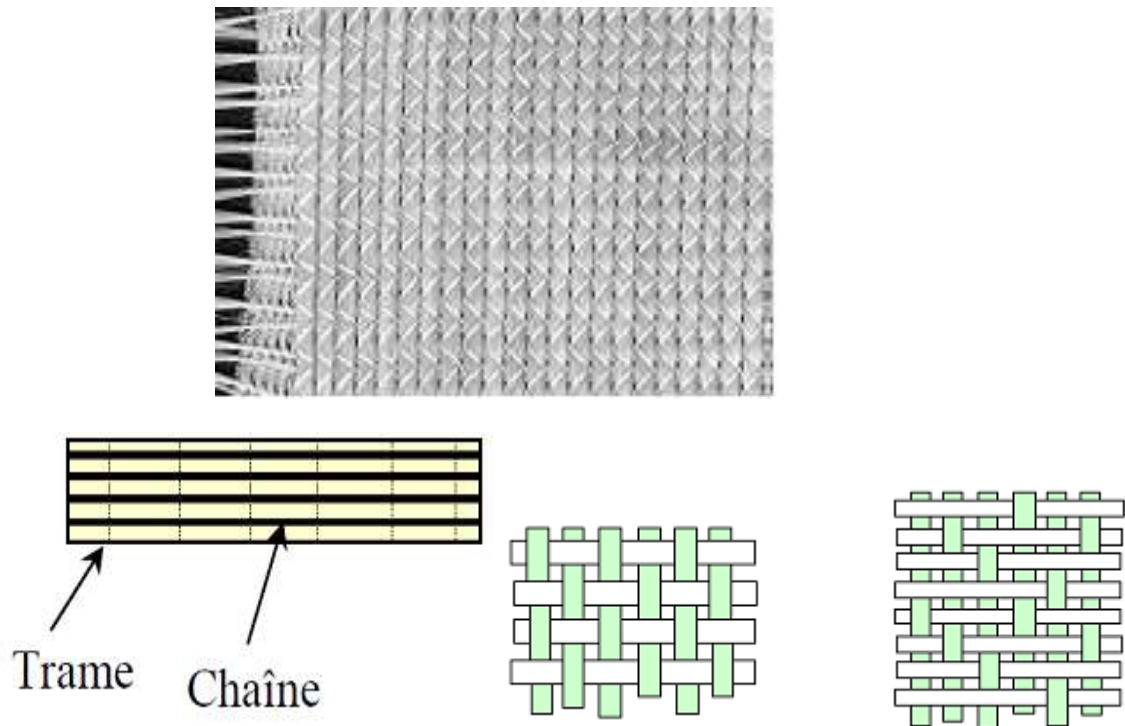
II-3-1-1-Architecture des renforts : [4].

Il existe différentes géométries et textures de renforts:

❖ Les unidirectionnels (UD) :

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

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



❖ **Toile ou taffetas** : Chaque fil de chaîne voit sous puis sur chaque fil de trame, réciproquement. Ce tissu a une bonne plage à plat et un peu dur mais n'en ai pas très facile à déformer pour travailler avec. Les nombreux passages les uns suivant autres créent un chevauchement important et réduisent les forces du matériau.

❖ **Serge** : Chaque fil de chaîne flotte au-dessus de pleins de fils de trame et que chaque fil de trame flotte au-dessus de quelques fils de chaîne. Armure plus souple que le raffatas ayant une bonne densité de fils. Ici un tissu croisé 2/2.

❖ **Satin** : Chaque fil de chaîne flotte sur un nombre $(n-1)$ de fils de trame et vice versa. Ce tissu a des côtés différents. Ils sont assez souples et donc bons pour faire des formes compliquées. Ce genre d'étoffes a une masse spécifique relativement élevée.

a) Fibre de verre : C'est le principal atout du mélange qui est souvent utilisé. Il provient du sable (dioxyde de silicium) et d'autres substances (oxyde d'aluminium, carbonate de magnésium, oxyde borique). Il existe trois types de fibres [4] :

- ❖ **E** : Convient aux tâches mixtes et générales lourdes;
- ❖ **R** : Convient aux tâches mixtes et générales lourdes;

❖D : Pour réaliser des graphiques imprimés (propriétés diélectriques). Les propriétés physiques des filaments de verre présentées dans le tableau sont résumées dans le tableau (II-1).

Tableau (II-1) : Caractéristiques mécaniques des fibres de verre[4]

| Caractéristiques | Type E | Type D | Type C | Type R | Type S |
|-------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Contrainte à la rupture (Mpa) | 3500 | 2450 | 2800 | 4650 | 4650 |
| Module d'Young (Gpa) | 73,5 | 52,5 | 70 | 86,5 | 86,5 |
| Allongement à la rupture (%) | 4,5 | 4,5 | 4 | 5,3 | 5,3 |

✱Fabrication des fibres de verre :

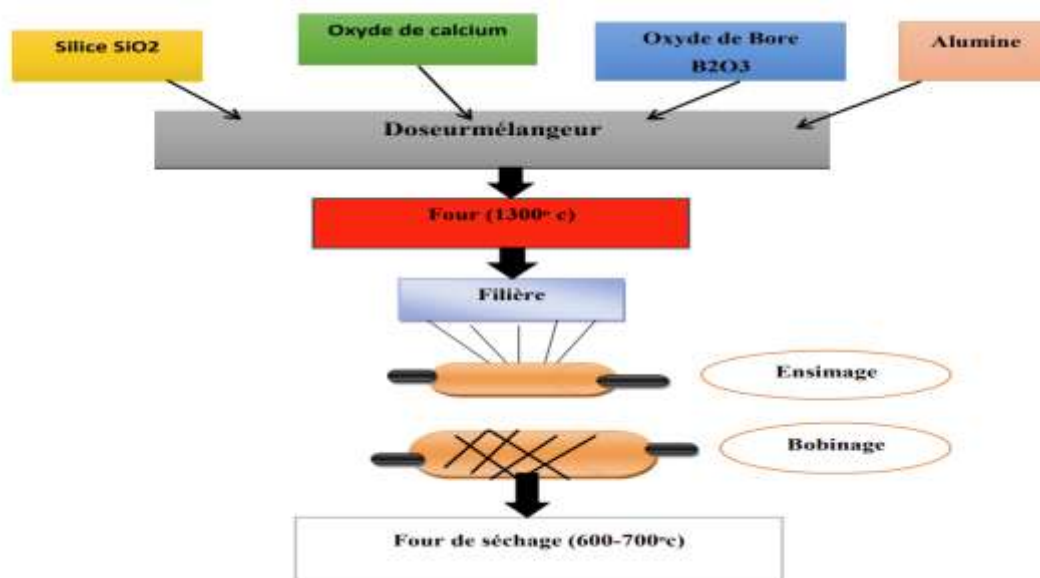


Figure (II-3) : Procédé d'étirage des fibres de verre [1]

✓Fibre de carbone:

C'est la corde la plus usée dans les travaux hautes performances. Elle est composée de fils de PAN brûlés. D'après la température de brûlure les fils peuvent être divisés en deux sortes: Fibres à forte force (HR) : bonnes pour brûlures entières 1000 et 1500 °C; Fils à haut mode (HM):températures de feu entre 1800 et 2000°C.

II-3-1-2-Fabrication des fibres de carbone :

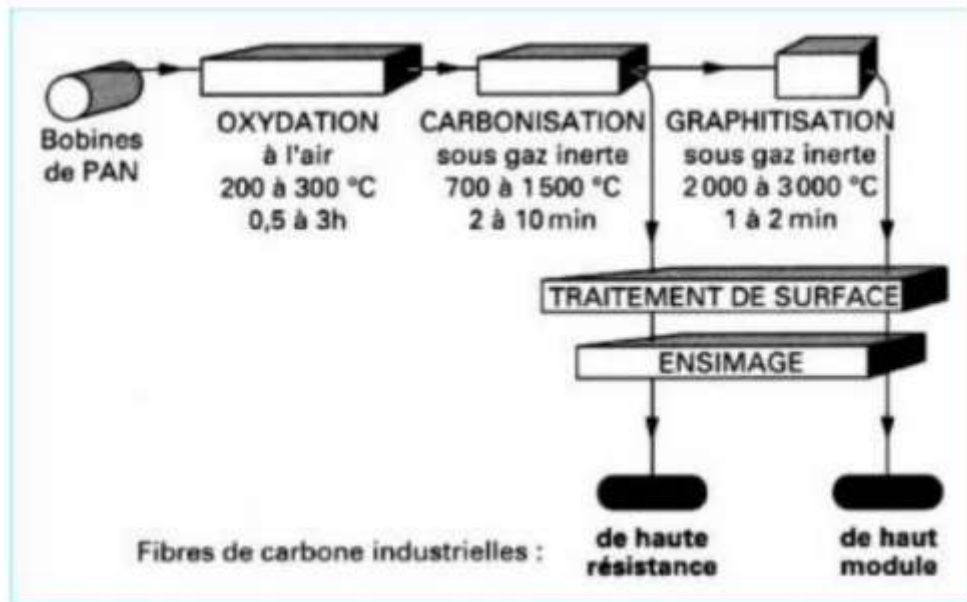


Figure (II -3): Principe du procédé de fabrication des fibres de carbone .

Fibre de bore: Ce sont des fibres de haut module et qui ne réagissent pas avec l'oxygène à hautes températures. Elles sont faites par dépôt en phase gaz sur un fond en tungstène..

Fibre de silicium (ou de quartz): Ces fibres sont faites comme du verre, en fondant, et elles servent surtout pour leur bonne résistance chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

Fibres de polyéthylène de haut module: Ces fibres sont faites comme du verre, en fondant, et elles servent surtout pour leur bonne résistance chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée.

Caractéristiques moyennes des fibres et renforts:

Tableau (II-2) : Les caractéristiques moyennes des fibres et renforts.

| Renforts | Diamètre du filament (μm) | Masse volumique ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$) | Module d'élasticité longitudinal (Mpa) | Module de cisaillement (Mpa) | Coefficient de Poisson | Contrainte de rupture (traction) MPa | Allongement à rupture % | Coefficient de dilatation thermique $^{\circ}\text{C}^{-1}$ |
|--------------------|--|---|--|------------------------------|------------------------|--------------------------------------|-------------------------|---|
| | d | ? | E | G | ? | s_r | A | a |
| Verre E | 16 | 2 600 | 74 000 | 30 000 | 0,25 | 2 500 | 3,5 | $0,5 \cdot 10^{-3}$ |
| Verre R | 10 | 2 500 | 86 000 | | 0,2 | 3 200 | 4 | $0,3 \cdot 10^{-3}$ |
| Carbone HM | 6,5 | 1 800 | 390 000 | 20 000 | 0,35 | 2 500 | 0,6 | $0,08 \cdot 10^{-3}$ |
| Carbone HR | 7 | 1 750 | 230 000 | 50 000 | 0,3 | 3 200 | 1,3 | $0,02 \cdot 10^{-3}$ |
| Kevlar 49 | 12 | 1 450 | 130 000 | 12 000 | 0,4 | 2 900 | 2,3 | $-0,2 \cdot 10^{-3}$ |
| Bore | 100 | 2 600 | 400 000 | | | 3 400 | 0,8 | $0,4 \cdot 10^{-3}$ |
| Silicate d'alumine | 10 | 2 600 | 200 000 | | | 3 000 | 1,5 | |
| Polyéthylène | | 960 | 100 000 | | | 3 000 | | |



b) Fibre de carbone : C'est la fibre la plus utilisée dans les emplois à haute performance. Elle est obtenue à partir du PAN (PolyAcryloNitrile) ou d'un brai.

c) Fibre d'aramide:

Souvent appelée KEVLAR, la fibre d'aramide provient d'une chimie de polyamides aromatiques. On peut trouver deux sortes de fibres d'aramides ayant différentes duretés ;



❖ Les fibres à bas module : Les fibres à bas module : utilisées pour les câbles et les gilets à l'épreuve des chocs. Les fibres à haut module : utilisées dans le renforcement pour les systèmes à hautes performances.

d) Fibre de bore: une fibre dure et imperméable au changement à hautes températures; elle provient du dépôt de vapeur sur un support en tungstène[2].

e) Fibres de silicium:

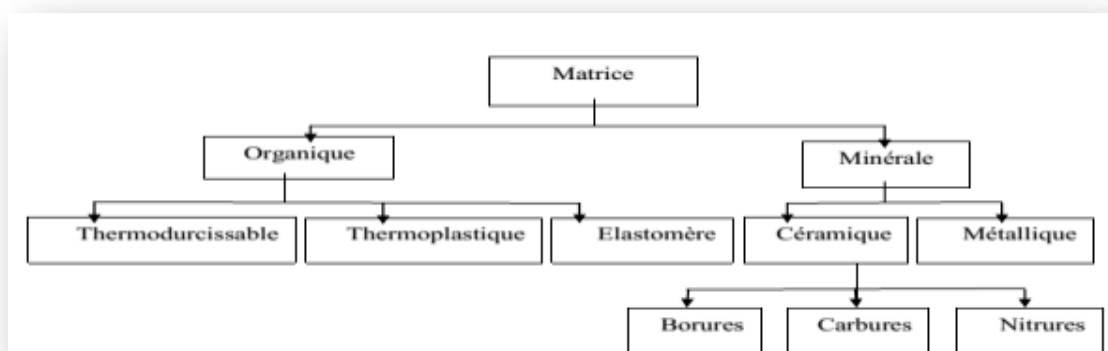
Elles sont faites comme le verre, par fusion, et sont surtout employées pour leur grande résistance chimique et thermique dans les tuyères pour moteur de fusée [2].

Tableau(II- 3) : Quelque propriété mécanique des fibres [1].

| Fibre | Densité | Diamètre du filament (mm) | Charge de rupture en traction (Mpa) | Charge de rupture en compression (Mpa) | Allongement à la rupture (en %) | Module d'élasticité (Mpa) |
|---------------------|---------|---------------------------|-------------------------------------|--|---------------------------------|---------------------------|
| Verre E | 2.25 | 3-30 | 3400 | 1200 | 4.8 | 73000 |
| Verre R | 2.48 | 3-30 | 4400 | 1300 | 5.4 | 86000 |
| Aramide bas module | 1.45 | 12 | 3100 | 500 | 2 | 70000 |
| Aramide haut module | 1.45 | 12 | 3100 | 500 | 1 | 130000 |
| Carbone haut module | 1.8 | 8 | 2800 | 1800 | 0.5 | 200000 |
| Bore | 2.63 | 100-200 | 3500 | 3500 | 0.8 | 400000 |

II-3-2 La matrice :

La matrice est la pièce qui relie et tient les fibres. Elle met bien les forces (résistance à la pression ou à plier) et garantit la sauvegarde chimique des fibres. Le classement des modèles de matrices que l'on trouvera souvent est montrée sur la image (II-4).

**Figure (II-4) :** Différentes familles de matrice.

Les résines les plus utilisées dans des matière mélangées sont les résines qui durcissent avec la chaleur et les résines qui deviennent molles avec chaleur

a) Résines thermodurcissables: Les résines thermodurcissables ont des forces physiques fortes (chaud ou changement chimique). Ces résines sont donc spéciales pour ne pouvoir être façonnées qu'une seule fois. Les plus grandes résines thermodurcissables employées dans faire

des matériaux composites sont par ordre décroissant en poids : les résines polyesters insaturées, les résines de condensation, les résines époxydes.

a) Les résines époxydes [5]

Les résines époxydes sont parmi les résines les plus utilisées après les résines de polyester qui sont insaturées. Pourtant elles comptent seulement pour 5% du marché global en raison de leur que prix élevé qui tourne autour cinq fois plus comparé à celui des résines en polyester [1].

Du fait de leurs bonnes caractéristiques mécaniques, les résines époxydes, souvent employées sans charges, forment les matrices des matériaux composites de haute qualité (structures d'avions, espace, missiles etc).

Les traits mécaniques courants des résines époxydes ressemblent à ceci :

Masse par volume: 1000 à 1500 kilogrammes sur un mètre cubique.
Force en traction: 3 to 5 Gigapascals Force au point de cassure en tirant 60 à 80 MPa Force au point de crack en pliant 100 à 150 MPa Étendue à la rupture 2 à 5% Résistance à cisailier 30 à 50 MPa

-Température de fléchissement sous charge 290 °C.

b) Résines thermoplastiques

Ces sont des polymères qui peuvent être souples par chaud ou durs par froid dans une plage de températures bien précise du matériel vu. Les résines chaudes avec leurs propriété de moult au chaud, se façonnent facilement selon plasticité. [1]

c) Résines thermostables Ce sont des matériaux qui ont des formes différentes et qui gardent bien leurs forces même sous de forte pressions et des chaleurs extrêmes (>200°C) mis en place sans arrêt. Cette qualité est vérifiée en regardant la température qu'une colle peut endurer durant 2000 heures sans perdre la moitié de ses forces mécaniques.. [1]

II-3-3- Les charges et les additifs [2] :

II-3-3-1-les charges:[1]

❖Charges renforçantes

L'intérêt des formes n'est pas d'augmenter les propriétés mécaniques mais plutôt pour les caractéristiques thermiques et électriques. Ces types de charges non renforçantes peuvent être gérés selon leur dimension, et classés en :

■ Petites charges

■ Grandes charges Les charges qui n'ajoutent pas de force servent soit à réduire le prix des résines tout en gardant leurs performances, soit à améliorer certaines qualités des résines. Parmi ces groupes il y a:

* Charges peu chères.

* Charges qui résistent au feu.

❖Charges non renforçantes :

Chaque type de charges possède ses propres propriétés spécifiques. Ces différents types de charges sont conçus pour répondre à unes besoins variées dans divers applications. Quelques peuvent conduire l'électricité tandis que autres aident à réduire l'accumulation statique. Elles viennent généralement en formes d'un cordon, d'un câble, ou une simple barre, fait à partir de matériaux conducteur ou antistatique comme le plastique, la fibre, le métal. Le design est fait pour être facile à utiliser et sûr. Les chargeurs conductibles et antistatiques ont leurs propres qualités spéciales. Chaque chargeur a un rôle unique dans les projets de charge conductrice ou antistatique. Quelques peuvent conduire l'électricité, tandis que d'autres servent à diminuer l'accumulation statique. Ils viennent généralement sous formes d'un cordon, un câble ou une simple barre, faite à partir du matériel conducteur ou antistatique tel que le plastique, la fibre et métal. Le concept est rendu simple à utiliser et sûr.

II-3-3-2-Les additifs :

Les subtractions sont en peu de nombre(quelques% ou moins)et font comme: [1] Lubrifiants et agents de mouillage, Pigments et couleurs, Agents contre le retrait. Les agents anti-ultraviolets

II-4- Mise en œuvre et architecture des matériaux composites :

II-4-1- Moulage au contact

❖ Principe

Une façon à la main pour faire des pièces avec les résines qui deviennent dures grâce au chaud à température de pièce et sans pousser. Les soutiens sont mis sur le moule et mouillés de résine liquide, vite et aidé. Après que la résine durcit, la pièce est prise du moule et coupée

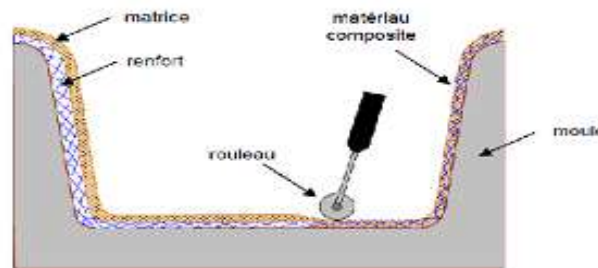


Figure (II-5): Principe du moulage au contact[1]

II-4-2- Moulage par projection simultanée :

❖ Principe [4]

La fection avec la main ou un robot de morceaux de résine qui durcissent à une chaleur normale sans toucher fort. Ces matières brutes sont utilisées par un genre d'instrument nommé machine de jet avec : un outil pour tailler ou pousser le renfort (fibre), deux pistolets qui envoient aussi de la résine de cette forme automatiquement au même moment

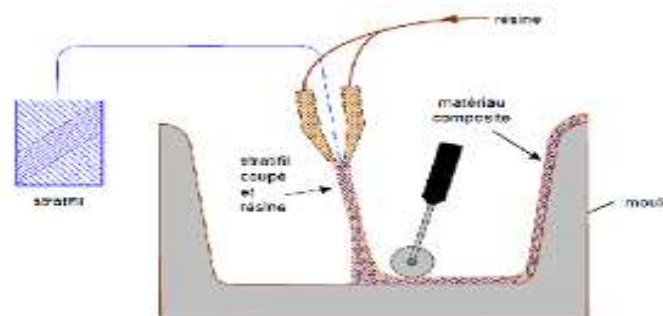


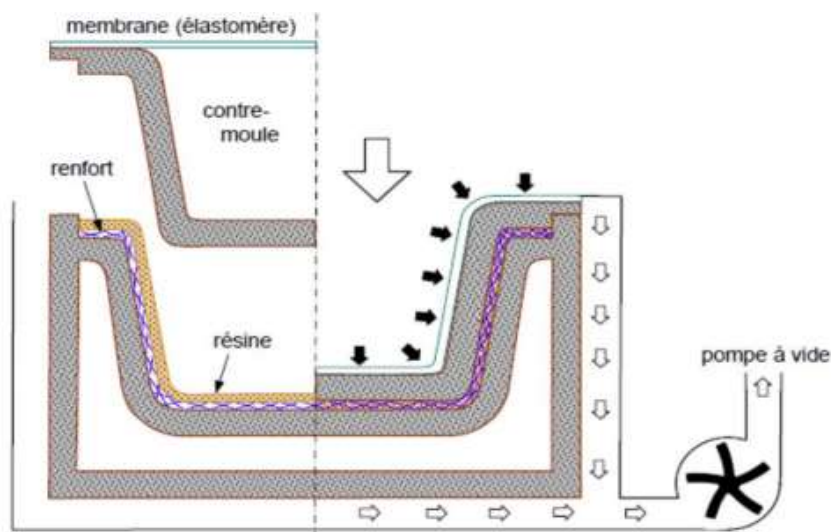
Figure (II-6): Principe du moulage par projection simultanée [1].

II-4-3- Moulage sous vide:**❖ Principe[4]**

Le moule vide marche avec le moule et un autre moule dur, un peu mou ou souple selon comment on le met en place. Un objet , un vêtement ou une forme qu'on avait avant sont placés dans le moule, la résine mélangée est versée sur l'objet, on utilise la force mise sur le moule quand il est vide pour partager la résine et remplir un objet. La résine peut aussi être prise par l'effet d'aspiration qui suit au vide:

Tableau(II-3): Les avantages et les inconvénients du moulage sous vide.

| Avantages | Limites |
|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> - Deux faces lisses éventuellement gel-coatés. - Qualité constante - Bonne cadence de production - Nécessite peu de surface - Investissement très modéré (moule, pompes à vide) - Bonnes conditions de travail et d'hygiène. | <ul style="list-style-type: none"> - Possibilité de forme plus réduite qu'au contact - Mise au point parfois difficile. |

**Figure (II-7):** Principe de moulage par infusion[1].**II-4-4-Avantages et inconvénients:****❖ Avantages :**

-Le taux de soutien qui peut aller à 65%. Bon compactement des matériaux. Bonne pénétration.

❖ **Inconvénients :**

-Problème pour utiliser et gérer les réglages. Matériel qui ne peut pas être réutilisé.

II-4-5-Moulage par projection de résine :

❖ **Principe :**

Le moulage par injection de résine RTM (Résine Transfert Molding). Une nappe de fibre (tissus, mats) est déposée dans un moule fermé étanche et la résine est injectée à basse.

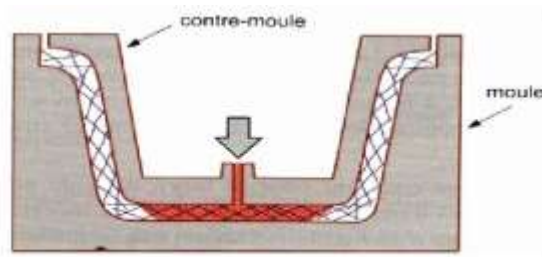


Figure (II-8) : Principe de moulage par injection de résine[1].

II-4-6- Moulage par centrifugation:

❖ **Principe :** [4]

Procédé de moulage limité aux enveloppes cylindriques. Le renfort (fibres longues coupées) et la résine sont déposés dans un moule cylindrique chauffé tournant à grande vitesse.

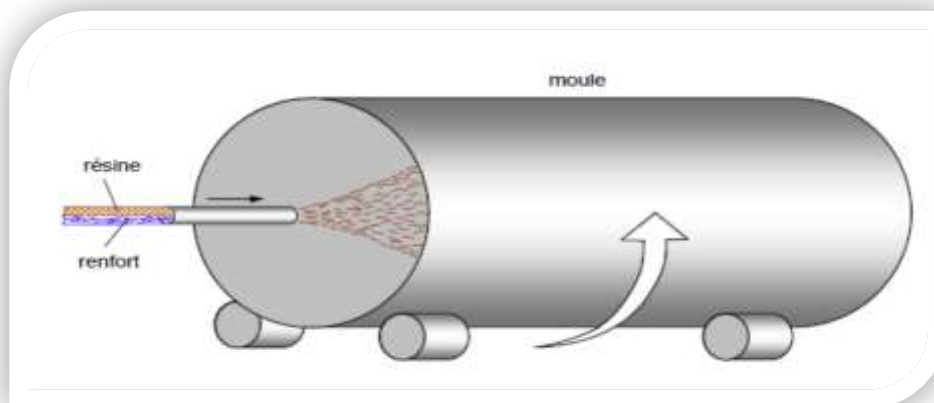


Figure (II-9): Principe de moulage par centrifugation.

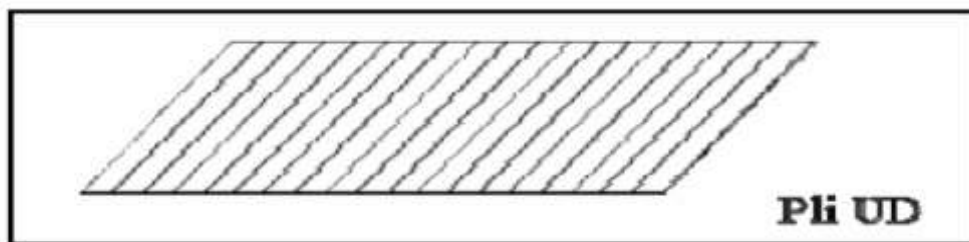
II-5--Structure des matériaux composites :

Les formes des matières composées peuvent être divisées en trois genres:

- ❖ Les couches simples.
- ❖ Les superposées.
- ❖ Les sandwichs.

II-5-1- Les monocouches:

Les monocouches sont les éléments de base des structures composites. Des fibres unidirectionnelles placées dans le plan médian sont emprisonnées dans une matrice polymère. Ils sont caractérisés par le type de renfort utilisé : des fibres longues (unidirectionnelles ou non), courtes, sous forme de tissus, de ruban [6]



Figure(II-10): Composite monocouche. [6]

II-5-2- Les Stratifiés :

On appelle stratifié un matériau fait d'un groupe régulier de couches d'orientation et d'épaisseur définies, faites de différents matériaux (figure I-12). Une couche d'un stratifié est souvent nommée strate. Le genre de stratifié est dit en général par son ordre d'entassement; info qui offre simplement l'orientation des plusieurs couches d'un stratifié. Le bien que montrent les composites stratifiés est de laisser faire des matériaux avec propriétés mécaniques dirigées de manière meilleure pour mieux répondre aux tensions d'une structure. [7]

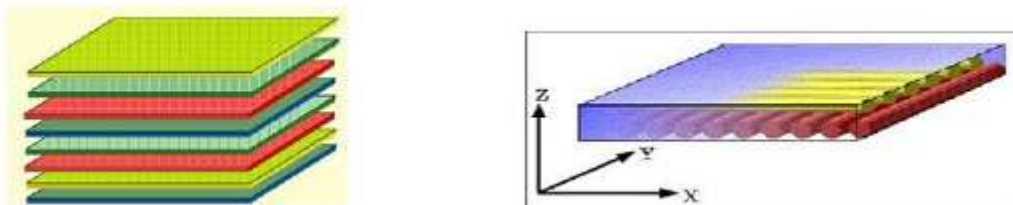


Figure (II-11):Plaque stratifiée.

II-5-3- Sandwichs:

Les formes mélangées subissant des pressions de type flexion ou torsion sont souvent faites avec des matériaux sandwichs. Une forme en sandwich est faite avec une âme et deux couches sur les côtés faites de matériaux mélangés. L'union est faite en collant avec une résine qui va bien avec les matériaux présents. Les âmes les plus appliquées sont de style nid d'abeilles, âme ondulée ou mousse. Les couches sont habituellement fabriquées avec des couches superposées. Une âme nid d'abeilles est montrée sur la figure 4

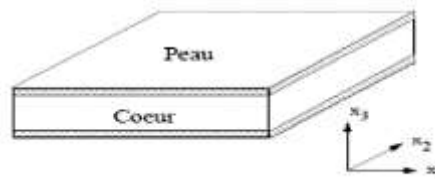


Figure (II-12): Composite sandwich.

II-6-Les domaines d'utilisation :

Les matériaux composites de nos jours prennent une place importante dans différents domaines. Électricité et électronique Bâtiment et travaux publics. Transports routiers, ferroviaires maritimes aériens et spatiaux (notamment militaire Santé instrumentation médicale [9].

II-7-La loi de mélange pour les composites stratifié

Les changements de forme des matières simples et égales peuvent être montrés assez facilement avec les modules d'élasticité et les pressions de changements de forme, qui sont le bases des matières brutes. Dans le cas des composites, chaque pièce joue un rôle différent et c'est l'union de ces qualités qui donne au matériau final ses traits uniques. Bien que ces traits finaux soient à cause d'échanges compliqués entre le renfort et la matrice, il est possible de donner une estimation simple en utilisant Loi des Mélanges sur les composites stratifiés :

Avec :

$$p_c = \rho_c * v_c = \rho_f * v_f + \rho_m * v_m \quad \text{Où} \quad v_f + v_m = 1 \quad \dots\dots\dots (II-1)$$

Avec :

v_f = fraction volumique de fibres

v_m =fraction volumique de matrice

ρ_f = masse volumique de la fibre

ρ_m =masse volumique de la matrice

Il est question de valeurs théoriques, en vrai la présence de vides rend que $F_v + M_m \leq 1$. Par exemple, le module d'élasticité en traction peut être estimé en s'appuyant sur les modules respectivement de la fibre et de la matrice. Cette équation peut être représentée par un système de ressorts liés en parallèle.

$$E_{c,t} = E_{f,t} * V_f + E_{m,t} * V_m \dots \dots \dots (I-2)$$

Avec :

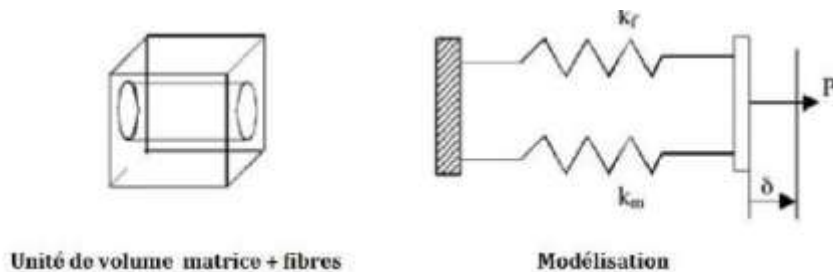
$E_{c,t}$ = module d'élasticité en traction estimé du composite

$E_{f,t}$ = module d'élasticité en traction estimé du composite

$E_{m,t}$ =module d'élasticité en traction de la matrice

v_f = fraction volumique de fibres

v_m = fraction volumique de matrice



Figure(II-12): Modélisation par un système de ressorts des propriétés en traction d'un composite stratifié.

Dans le cas du module d'élasticité en flexion, le modèle correspond à une association en série des ressorts (**Figure 13**).

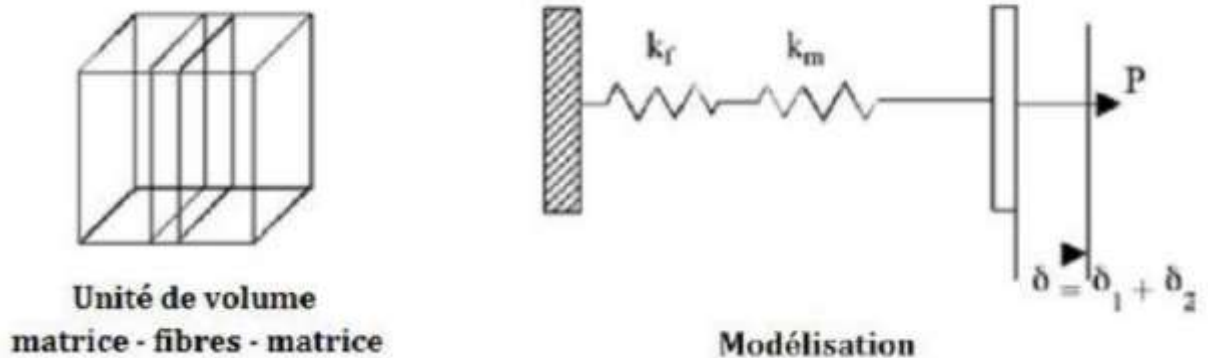
L'équation correspondante serait alors (II-3)

$$E_{c,f} = \frac{E_{f,f} * E_{m,f}}{a E_{f,f} * V_m + E_{m,f} * V_f} \dots \dots \dots (II-3)$$

Avec :

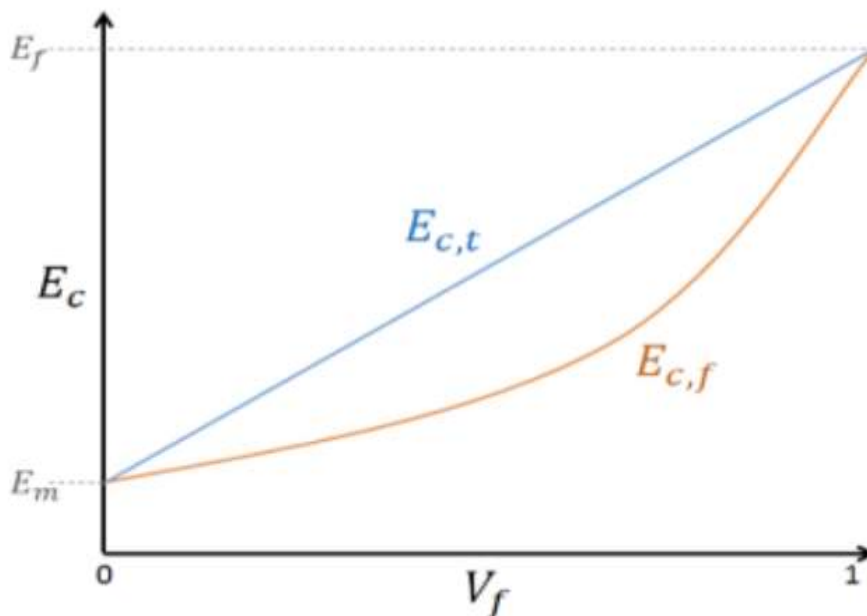
✓ $E_{c,f}$ = module d'élasticité en traction estimé du composite

- ✓ $E_{f,f}$ = module d'élasticité en flexion de la fibre
- ✓ $E_{m,f}$ = module d'élasticité en flexion de la matrice
- ✓ V_f = fraction volumique de fibres
- ✓ V_m = fraction volumique de matrice



Figure(II-13): Modélisation par un système de ressorts des propriétés en flexion d'un composite stratifié

Ces deux équations aident à trouver les limites haute ($E_{c,t}$) et basse ($E_{c,f}$) pour l'élasticité d'un matériau fait de plusieurs éléments, représentées par une ligne droite et une forme courbe. Mais le vrai niveau d'élasticité est alors entre ces deux formes..



Figure(II-14): Modélisation des bornes d'après la Loi des Mélanges.

II-8-Method delement finie

II-8-1-Introduction :

Des soucis, qui il y a peu ont semblé impossibles à gérer avec les façons simples d'analyser, sont maintenant facilement corrigés par les méthodes numériques, avec le plus employé étant la Méthode des Eléments Finis ou 'MEF'. Par conséquent, le mal à faire des calculs n'est plus un sujet scientifique; surtout depuis l'arrivée du ordinateur qui a poussé les sciences de l'ingénieur vers un point jamais vu avant.

II-8-2-Idee de base de la Méthode des Eléments Finis:

On apprend comme un ingénieur débutant à calculer les surfaces et les volumes des corps de forme quelconque en les décomposant en un groupe de formes élémentaires connues pour ensuite l'appliquer au calcul des moments d'inertie ou des centres de gravité. Cette manière de penser a mené à la Méthode des Eléments Finis (MEF), ou analyse par élément finis (AEF), qui se base sur l'idée de créer un objet compliqué avec des blocs simples, donc diviser l'objet compliqué en quelques petites pièces faciles à manipuler.

On peut voir cette même idée simple dans la vie tous les jours que dans technology et pour tous les soucis que les ingénieurs ont..

Exemples :

Lego (jeux d'efants entre blocs) Bâtiments L'approche du tour et de sa surface d'un cercle en est un simpele

II-8-3-Domains d'application de la MEF :

Les principaux domaines d'utilisation de la méthode des éléments finis (MEF) sont au nombre de trois: Problèmes d'équilibre et statique: dans lesquels le comportement du système ne change pas avec le temps, Problèmes de mouvement et de stabilité (valeurs propres): ce sont une ajout aux problèmes d'équilibre pour qui des valeurs spéciaux ou importants de certains chiffres sont trouvés, Les problèmes de propagation: ils touchent les soucis où ces choses dont le comportement change avec le temps.

II-9-Problèmes de conditions aux limites :

II-9-1- Equations gouvernantes

Les différents problèmes d'ingénieurs présentent tous une écriture en équations différentielles, dont la solution dépend des conditions aux limites (problème à valeur initiale), qui pour un ingénieur de génie civil, sont spécifiques aux appuis d'une structure quelconque. Ces équations peuvent prendre plusieurs formes : * le plus simple est peut être celui de la barre tendue d'un système à treillis figure :

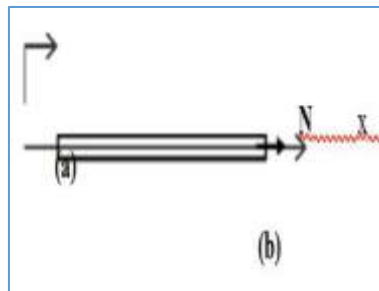


Figure (II.15): barre tendue

$$AE \frac{du}{dx} = N$$

$$dx$$

$$d(A.E.\frac{du}{dx})=0 \quad a \leq x \leq b$$

$$\frac{dx}{dx}$$

$$u(a) = u(b) = 0$$

Les équations différentielles sont très souvent reconnues, comme étant de type d'équations de Poisson ou d'équations de Laplace à une ou deux dimensions. Un autre exemple est celui de l'équation de mouvement harmonique simple .

$$d^2 U = -\omega^2 \cdot u \quad a \leq x \leq b$$

$$dx^2 \quad (II.2)$$

$$u(a) = a$$

$$u(b) = B$$

Le mot unidimensionnel se rapporte au domaine qui est donné par un segment $a \leq x \leq b$. Le mot "second ordre" vient de l'équation (1.2) dans laquelle l'ordre plus haut de la dérivée est 2 (second ordre). Le terme linéaire vient du fait que le degré de centre chaque partie faisant en jeu la variable u est égal à 1. Bien que la MÉTHODE des éléments finis ait de très nombreuses applications, le sujet de notre cours portera dans la plupart des cas sur des problèmes de valeur initiale linéaires du 2eme et 4eme ordre, qui sont clés en génie civil pour le calcul des structures.

Un exemple de problème avec valeurs initiales de 4e ordre est celui de la flexion d'une poutre, imageII .3.

$$d_2 (d^2u) = Fx \quad 0 \leq x \leq 1$$

EI

$$dx^2(dx^2)$$

$$u(0) = du(0) = 0$$

$$dx \quad (II.3)$$

$$u(l)=du(l)=0$$

dx

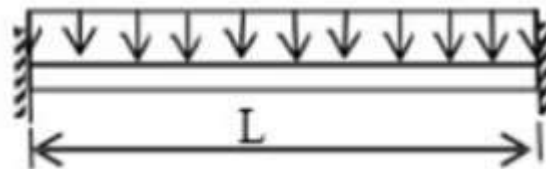


Figure (II-16):Portre encastree aux extremités

❖ Concepts de base, procédures de laMEF:

A- Concepts

C'est une sensation que le corps a eut quand il a montré aux ingénieurs les idées du MEF pour la première fois. Pour un ingénieur spécialisé dans les bâtiments, le souci d'une trame comme dans la figure 5 (a) sera un groupe de bâtons dont il rassemble les traits spécifiques en suivant les règles d'équilibre pour finalement régler le système d'équations pour tout le système.

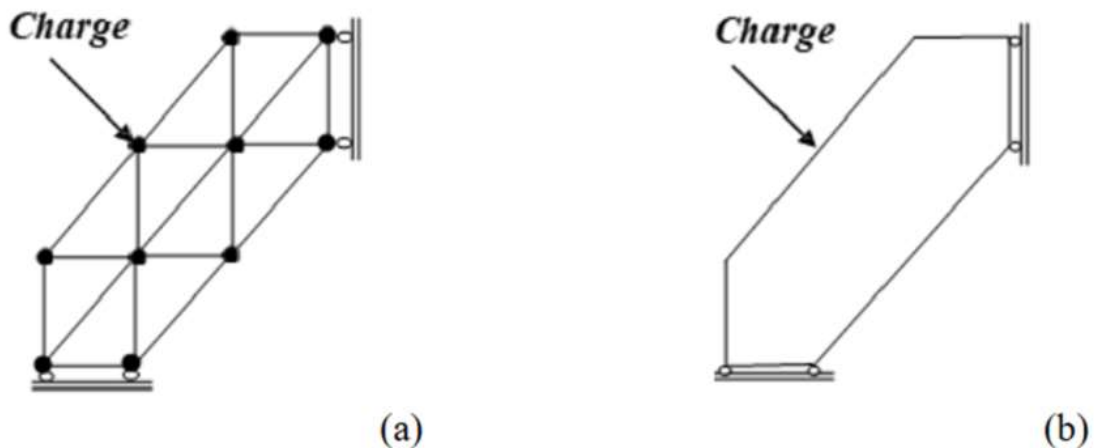
Ce processus marche bien avec un certains nombre de points pour joindre; mais qu'est-ce cependant d'une grande structure comme la plaque montrée dans image 5(b) qui a un peu trop de ces points pour joindre?

Le problème aurait été plus dur sans le sentiment de Hrenikoff (Tableau 2) qui a dit de séparer la forme attachée en des morceaux avec des éléments de forme (bâtons ou poutres) liés à un petit groupe de points d'union (image II.4).

⇒ Concept 1

Les problèmes d'ingénieurs sont le plus souvent exprimé sen terme:

- d'équations gouvernantes (différentielles essentiellement)
- des conditions aux limites



FigureII-17: Exempoie (a) d'un treillis et (b) d'une plaque de forme

Exemple : Barre en traction (**figure II .5**)

$$\underline{A} \cdot E \frac{du}{dx} = N = Cst \quad a/x/b \quad (\text{II.6})$$

$$\mathbf{u(a) = u(b) = 0}$$

plus généralement:



FigureII-18:Barre Tendue

$L(u) + f = 0$ eqt .diff (II.7)

$B(u) + g = 0$ Condition aux $\left\{ \begin{array}{l} \text{Problèmes d'Elasticité} \\ \text{problèmes d'Elasticité} \\ \text{Chaleur Ecoulement hydraulique} \\ \text{Etc} \end{array} \right.$

L et B sont des opérateurs : $d^2()/dx^2; [d^2()/dx^2 + d^2()/dy^2] ; d/dx$

\Rightarrow **Concept 2**

On connaît toutes les équations mais on ne peut pas résoudre manuellement.

$L(u) + f = 0$ Eqt .Diff algébriques)

$B(u) + f = 0$ Condition aux limites



MEF (Système d'équations

$K.U = F$ (II.8)

(Approximation domaine compliquee----)

k-Matrice de rigidite du système

U-Vecteur de déplacement

F-Vecteur force

\Rightarrow **Concept 3**

(II.9)

Propriété

Comportement

Sollicitation

La nature des différents paramètres pour certaines applications est décrite dans le tableau 3.

TableauII-4 : Matrices et vecteurs caractéristiques pour certaines applications

| | Propriété de $\underline{\mathbf{K}}$ | Comportement $\underline{\mathbf{U}}$ | Sollicitation $\underline{\mathbf{F}}$ |
|----------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|--|
| Elasticité | Rigidité | Déplacement | Force |
| Transfert de chaleur | Conductivité thermique | Température | Source de chaleur |
| Fluide | Viscosité | Vitesse | Force interne |

⇒ **Concept 4**

C'est dur d'avoir un système d'équations pour tout le champ.

- Découper le champ en petits morceaux clairs.
- Choisir un paramètre du terrain (déplacement, chaleur, vitesses) qui révèle les degrés de liberté (d.d.l.s.) par une estimation polynomiale sur chaque partie.
- Les parties proches ont les mêmes degrés de liberté aux endroits où elles touchent (sommets). Un exemple de plaque est montré dans la **figure II.9**

⇒ **Concept 5**

Obtenir les équations algébriques pour chaque élément (Facile !)

Mettre tous les éléments ensemble (processus d'assemblage de tous les éléments,

$$\Sigma k^e \cdot U^e = \Sigma F^e \quad \underline{\mathbf{k}} \cdot \underline{\mathbf{U}} = \underline{\mathbf{F}} \quad (\text{II.9})$$

Concept 6

Résoudre le system d'équations pour obtenir les variables inconnues (déplacements) aux **nœuds**.

$$\underline{\mathbf{K}} \cdot \underline{\mathbf{U}} = \underline{\mathbf{F}} \quad \text{Résolution} \quad \underline{\mathbf{U}} = \underline{\mathbf{K}}^{-1} \cdot \underline{\mathbf{F}} \quad (\text{II.10})$$

II- 9-2-Procédures :

Diviser le cadre en quelques morceaux (faisant des parties avec des points).

- Dire ce que font les choses matérielles dans chaque partie (champs de déplacement choix d'une sorte d'estimation).
- Joindre les éléments aux points pour créer un groupe d'équations qui est proche pour tout le cadre.
- Trouver le system d'équations qui a les inconnues aux points (en génie civil les inconnues sont souvent des déplacements).

Calculer les quantités voulues (en génie civil il s'agit de contraintes et des déformations) pour quelques éléments choisis.

Exemples :

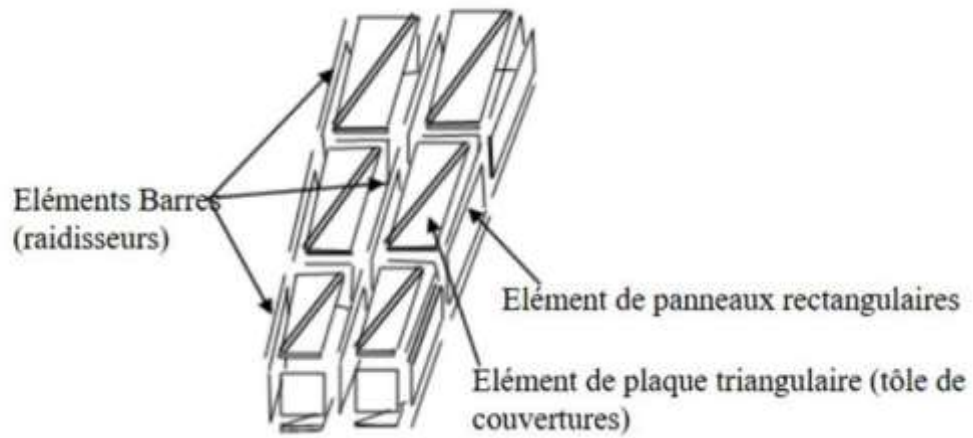


Figure II.19 : Décomposition de la structure d'une aile d'avion (premier exemple de discrétisation par Éléments finis de la publication (3))

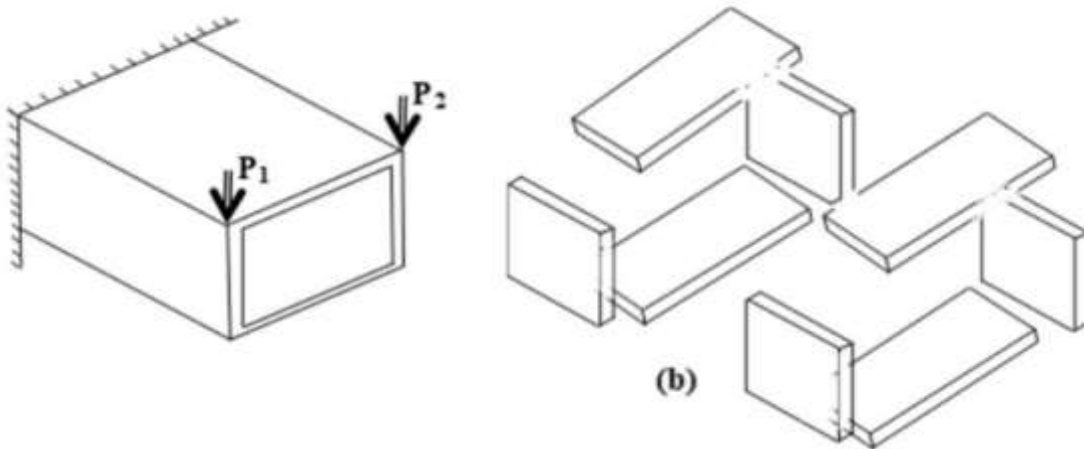


Figure II.20: Poutre à caisson (a) structure originale (b) Modèle éléments finis

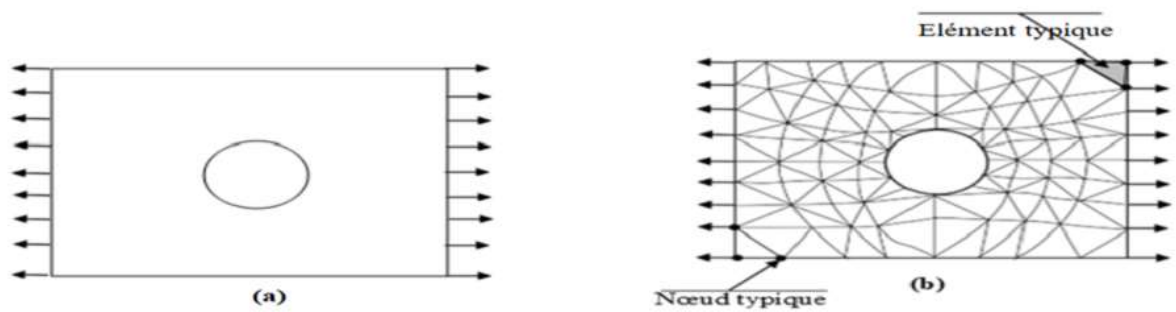


Figure I1.21 Plaque rectangulaire avec ouverture (a) Model de base (b) Discrétisation par EF de tailles différentes

II- 9-3–Support informatique et logiciels incorporant la MEF:

❖ Exemples de logiciels

La chance d'une utilisation assez large de la MEF, l'a aidé à devenir un très bon outil et polyvalent pour régler pleins de problèmes. Par conséquent, beaucoup de logiciels pour le travail ont été faits pour être utiles à résoudre beaucoup de soucis d'ingénieurs et liés au génie civil en particulier. Nous voyons ici quelques programmes qui peuvent servir sur ordinateurs personnels: LE LOGICIEL SANP, LETAPS, ROBOT A gagné de l'attention dans les bureaux d'études de génie civil pour son analyse statique ou dynamique, sa capacité linéaire ou non linéaire, et son évaluation des effets de température sur différents sols et structures. ANSYS sert pour analyser des problèmes comme la plasticité, mécanique des ruptures, hautes températures retrait coques systèmes tubulaires. ABAQUS a été utilisé pour examiner des situations non linéaires et dynamiques.

PAFEC - Sert à étudier les bâtiments avec différents types de caractéristiques. Etudie des contraintes, des mouvements, de la stabilité et fréquences fatigue optimisation et transfert chaleur.

NAG bibliothèque : Ensemble de petits programmes pour Eléments Finis en Fortran qui peut être réunis et appelés par programme principal pour faire problème précis. (Bon pour apprendre de mise en œuvre du MEF),

-MATLAB (Emploi pour tous les soucis d'ingénieurs, a gagné une popularité parmi les ingénieurs de mecha, électro et d'électro) -MATHEMATICA (Groupe de programmes et sous-programmes pour l'analyse de matrice des structures et par MEF)

On notera enfin que pour une utilisation judicieuse et économique des matériaux dans un processus de création et de calcul, on est amené plus souvent à employer des caractéristiques non linéaires (c'est-à-dire des équations non linéaires). Cela demande à des utilisateurs une certaine expérience qui trouvent dans la plupart ces outils la chance d'étudier les contraintes non linéaires pour les problèmes de grande déformation , plasticité retrait et stabilité.

❖Support informatique de mise en œuvre de la MEF :

Pour l'étude par la MEF, la mémoire, le disque d'espace, la vitesse du processeur et la qualité des images sont très importants.

On peut quand même dire qu'une analyse de forme élément finis exige plus de force matériel que des softwares.

La Méthode des Eléments Finis (MEF) dans les paquets du logiciel Multiphysic repose sur trois phases:

Faire le modèle en éléments finis, avec charges et limites pour les conditions aux bords (prétraitement).

Assembler et regarder le groupe d'équations (résolution). Choisir et montrer les résultats (post-traitement).

II- 9-4-Avantages de la MEF:

La MEF étant différente, elle a des biens qu'aux autres façons numériques :

Elle peut se mettre pour n'importe quel souci dit de champs, analyse des pressions, transfert chaud, etc. Elle ne met pas de règle géométriques; le corps ou l'endroit à créer peut avoir forme qu'on veut. Elle ne met aucun frein sur les conditions au bord et le genre de charge. Elle ne pose aucune limitation sur les qualités du matériel. Ces qualités ne sont pas donc réduites à une égalité dans toutes les directions, et peuvent être différentes d'un morceau à un autre, Les pièces qui ont des actions différentes (modèles du calcul) peuvent être mises ensemble (par exemple : voile et portique dans une forme en 3D), donc un seul type de petite partie peut avoir des barres, des poutres, des plaques, et plus. La forme créée par les petits morceaux montre ce qui est possible pour la vraie forme ou le zone à étudier. L'erreur est facilement corrigée en agrandissant le grillage par plus de morceaux.

II-10-Conclusion :

En somme, l'étude des matériaux composites associée à la modélisation par éléments finis ouvre la voie à une compréhension plus fine et plus précise du comportement de ces matériaux innovants. Grâce à la puissance des outils numériques, il devient possible d'anticiper les performances, d'optimiser les structures et de repousser les limites du design conventionnel. Ce chapitre n'a pas seulement permis de poser les bases théoriques, mais a également mis en lumière les enjeux pratiques et les perspectives d'avenir dans ce domaine en constante évolution. En explorant cette synergie entre matériau et méthode, on mesure à quel point la simulation numérique s'impose aujourd'hui comme un pilier fondamental dans le développement de l'ingénierie moderne.

Chapitre III:
ANALYSE ET SIMULATION

III -1- Introduction :

Le refroidissement des aubes de turbines à gaz représente un défi essentiel en ingénierie, en raison des températures extrêmes auxquelles ces composants sont exposés. Pour y faire face, diverses solutions ont été développées. L'une des approches consiste à intégrer des orifices radiaux dans les aubes, permettant à un flux d'air à grande vitesse de circuler le long de leur surface. Ce flux favorise l'évacuation de la chaleur par convection forcée, contribuant ainsi à maintenir les aubes à une température sécuritaire. Par ailleurs, il a été démontré que l'utilisation combinée de plusieurs techniques de refroidissement sur une même aube offre de meilleures performances thermiques.

III-2- Déclaration du problème[25]:

Avec l'évolution rapide des systèmes énergétiques, les turbines à gaz se sont imposées comme des solutions clés pour la génération d'électricité et la propulsion. Leur performance repose en grande partie sur la capacité à fonctionner à des températures très élevées, ce qui permet d'améliorer le rendement thermodynamique et la puissance produite. Toutefois, cette exigence thermique accentue la sollicitation des composants internes, en particulier les aubes de turbine, exposées à des flux de chaleur intenses.

Face aux limites des matériaux métalliques actuels, qui ne peuvent pas résister seuls à de telles températures, il devient indispensable de recourir à des systèmes de refroidissement sophistiqués. Ces dispositifs permettent de maîtriser la température des aubes et d'éviter leur détérioration prématurée.

L'amélioration de ces systèmes de refroidissement passe par une compréhension fine des échanges thermiques internes, notamment au sein des circuits de refroidissement intégrés aux aubes. Pour cela, des recherches approfondies sont nécessaires afin de caractériser les écoulements d'air et optimiser le transfert de chaleur. Parmi les approches adoptées, l'utilisation de nervures ou de turbulisateur dans les canaux internes a montré une efficacité notable.

Il est également important de souligner que le comportement thermique diffère entre les aubes fixes et les pales mobiles, notamment en raison de l'effet de la rotation sur l'écoulement du

fluide de refroidissement. Ainsi, toute stratégie de conception doit prendre en compte ces effets dynamiques pour garantir un refroidissement optimal et durable.

III -3-Méthodologie :

III -3 -1 -Calculs Théoriques :

L'analyse théorique a été structurée en deux volets distincts : d'une part, l'évaluation du transfert thermique, et d'autre part, l'étude hydrodynamique de l'écoulement. Plusieurs grandeurs physiques ont été déterminées à l'aide de relations corrélées issues de la littérature scientifique.

$$\begin{aligned}
 & \text{Re} = \rho V D / \mu, \text{Nu} = 3.66, \text{Nu} = h D / k \\
 & V(r) = V_{\max} [1 - (r/R)^2], V_{\max} = 2 V_{\text{moy}}, \Delta P = f(L/D) \rho V_{\text{moy}}^2 / 2, f = 64 / \text{Re} \\
 & P(z) = P_1 - (\Delta P / L) z, C_f = 4 / f \\
 & \text{Le} = 0.06 D \text{Re}
 \end{aligned}$$

Les paramètres sont le nombre de Reynold, le nombre de Nusselt, le coefficient de transfert de chaleur, le profil de pression, le profil de vitesse, le facteur de friction de la peau, la longueur d'entrée hydrodynamique. Tous les paramètres ont été estimés dans les trous de refroidissement.

Tableau III .1 les résultats des calculs théoriques

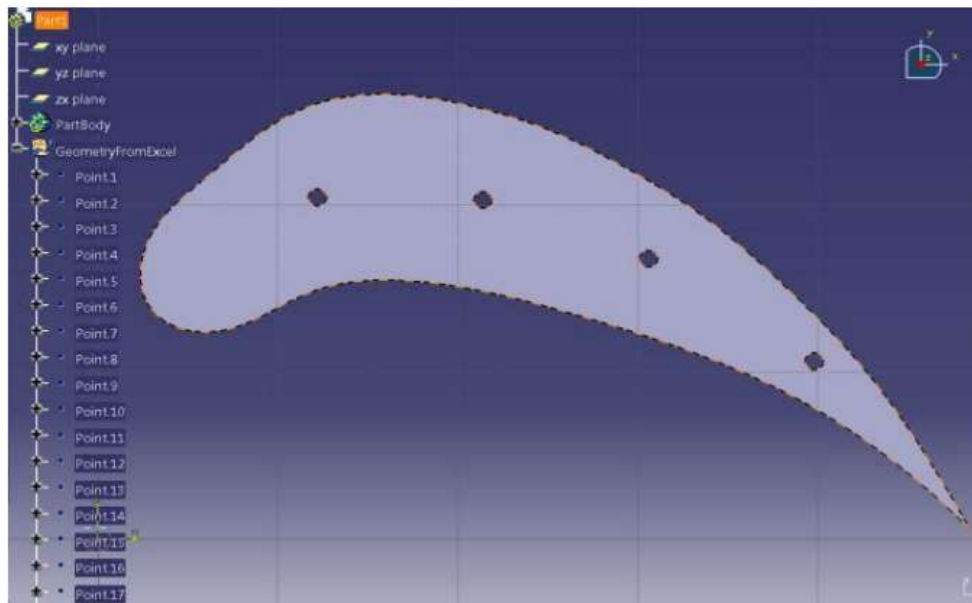
| Résultats pour le transfert de chaleur | Re | Nu | H.T.C (W/K.m²) |
|--|-------------|------------------------|----------------|
| | 621 | 3.66 | 168.543 |
| résultat hydrodynamique pour le profil de vitesse | V max (m/s) | V(r) | |
| | 60 | V(r)=60*(1-(r/0.005)²) | |
| résultats hydrodynamiques pour le profil de pression statique | P1 (Pa) | P2 (Pa) | ΔP (Pa) |
| | 3337 | 0 | 3337 |
| résultats hydrodynamiques pour le facteur de friction de la peau et la longueur d'entrée | Cf | Le(m) | |
| | 0.0257 | 0.03726 | |

III -3-2 -Création du modèle CAO :

Des modèles de lame (4 modèles sans trous et nombre de trous variable 4,8,12 trous) ont été créés à l'aide du logiciel CATIA v5. La figure 3 montre le modèle de lame à 4 trous créé dans CATIA en utilisant les coordonnées du voile, comme indiqué dans la figure 2

Tableau III .2 les coordonnées de la surface portante de l'aube d'une turbine à gaz

| X | Y | Z |
|-------|---------|---|
| 48.5 | 0.5 | 0 |
| 45 | 3.95 | 0 |
| 38.2 | 8.77 | 0 |
| 26 | 13.6 | 0 |
| 21.1 | 14.9 | 0 |
| 16.18 | 15.5 | 0 |
| 11.2 | 14.5 | 0 |
| 6.18 | 12.4 | 0 |
| 3.2 | 13.5 | 0 |
| 2.6 | 17.3 | 0 |
| 5.85 | 21.5 | 0 |
| 10 | 25 | 0 |
| 14.8 | 26.6 | 0 |
| 22.9 | 25.3 | 0 |
| 24.5 | 24.7223 | 0 |
| 28 | 23 | 0 |
| 33.4 | 19.5 | 0 |
| 38 | 15.3 | 0 |
| 42 | 10.9 | 0 |
| 45.4 | 6 | 0 |
| 48.5 | 0.5 | 0 |



Figure(III -1): Créer un modèle de lame avec quatre trous

III -3 -3 Modélisation de la géométrie

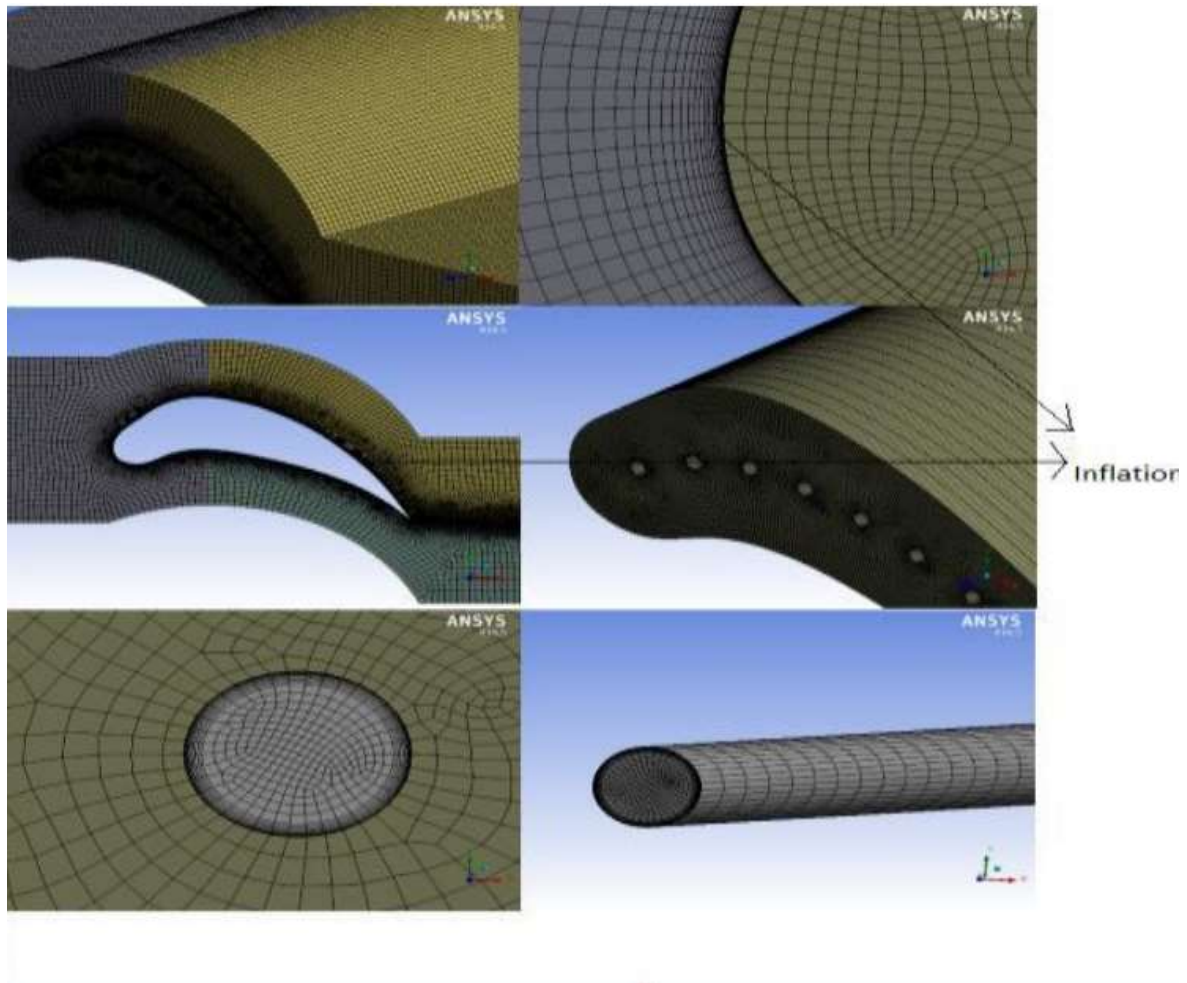
La phase suivante consiste à effectuer le prétraitement nécessaire à l'analyse CFD à l'aide du logiciel Ansys Workbench version 14.5. Ce processus débute par la création du modèle géométrique, élaboré en tenant compte des exigences spécifiques de la simulation en dynamique des fluides. La figure 4 illustre cette étape.



Figure (III-2): Modèle géométrique avec murs de délimitation

III -3 -4- Maillage de la géométrie

Le maillage représente la discretisation du domaine selon le modèle des éléments finis. Les étapes du processus de maillage, comme illustré dans la figure 3-7, sont les suivantes : sélectionnez "Maillage", puis "Contrôle de maillage" et enfin "Méthode". Dans la boîte de dialogue qui apparaît, choisissez l'ensemble de la géométrie et définissez la méthode de maillage comme "Méthode de balayage".



Figure(III -3): Modèle maillé

III -3 -5- Configuration du solveur CFD :

L'étape suivante du travail consiste à paramétrer le solveur CFD afin de lancer la simulation de l'écoulement autour des aubes de turbine. Pour cela, le logiciel ANSYS Fluent, version 14.5, a été utilisé en tant qu'outil de calcul principal.

Tableau (III-3) : Détails des propriétés physiques du fluide utilisé dans l'analyse CFD

| Matériaux | air chaud | air froid | Chromium steel | Super alloy Inconel 718 | N155 |
|-------------------------------|------------------------|--------------------------|----------------|-------------------------|------|
| Densité (Kg/m ³) | 0.615 | Incompressible ideal gas | 7750 | 8190 | 8249 |
| chaleur spécifique (J/KgK) | 1047 | 1164 | 435 | 586 | 435 |
| conductivité thermique (W/mK) | 0.04605 | 0.074025 | 24 | 25 | 20 |
| Viscosité Kg/m S | 2.971*10 ⁻⁵ | 4.5505*10 ⁻⁵ | - | - | - |

III-4– Résultat et Discussion :

Dans la figure 6, on remarque que la température est uniformément répartie autour et à l'intérieur d'une pale dépourvue de trous, lorsque l'air chaud s'écoule en entrée. Ce phénomène s'explique par les hypothèses simplificatrices utilisées dans l'analyse, notamment le régime stationnaire et la modélisation de l'air comme un gaz idéal incompressible. En conséquence, aucun échange thermique significatif n'a lieu entre le fluide et la surface de la pale, ce qui implique l'absence de transfert thermique.

Le transfert de chaleur dépend directement d'un gradient de température : s'il n'y a pas de variation thermique, aucun échange ne peut se produire. Ce gradient provient du champ de température, lequel est obtenu par la résolution de l'équation d'énergie. Cette équation intègre plusieurs phénomènes : la conduction thermique dans le fluide, les éventuelles sources de chaleur, ainsi que les effets de convection, liés à l'écoulement du fluide. Par conséquent, disposer du champ de vitesse, issu des équations de conservation de la masse et de la quantité de mouvement, est une condition préalable à toute évaluation thermique précise.

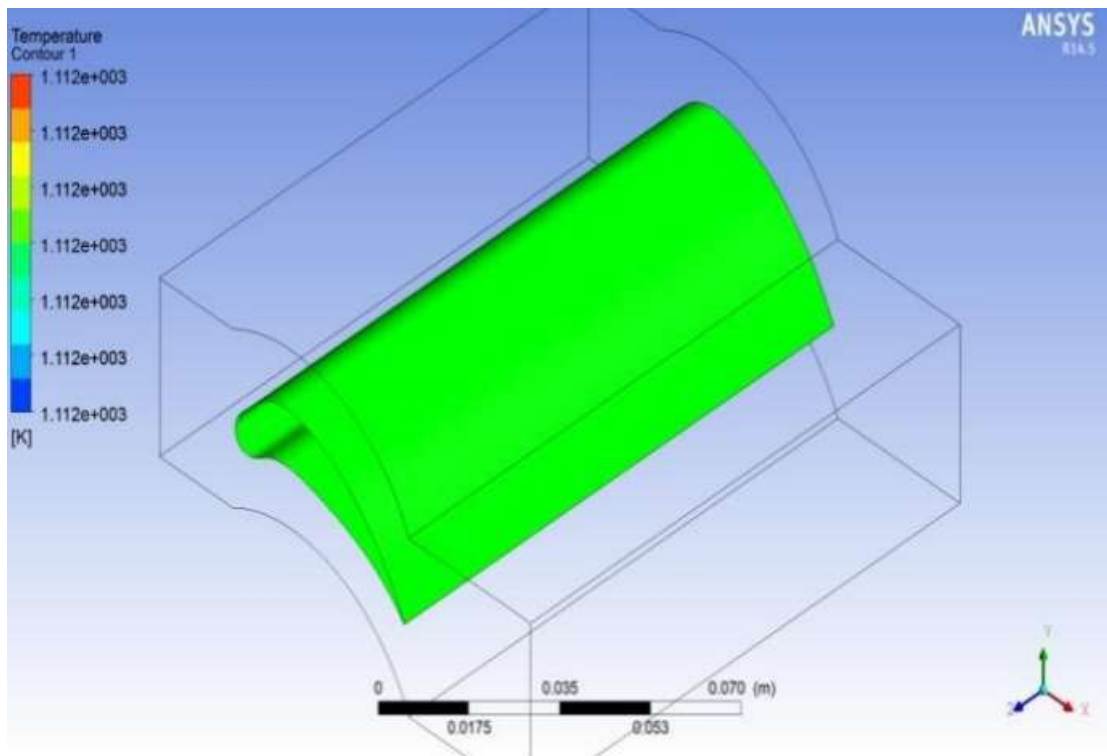


Figure (III–4): Répartition de la température autour de la surface de la lame sans trous

Principaux résultats :

L'étude révèle une relation claire entre le nombre de trous de refroidissement et les caractéristiques de l'écoulement autour d'une aube en Inconel-718 :

1. Effets principaux :

- Avec l'augmentation des trous :
 - Pression statique maximale ↗ (hausse significative)
 - Vitesse maximale ↘ (diminution progressive)

2. Explication physique :

Ce comportement s'explique par :

- Augmentation locale de la densité de l'air (refroidissement)
- Réduction de la vitesse d'écoulement
- Application du principe de Bernoulli

3. Zones clés de l'aube :

- Bord d'attaque :
 - Ralentissement marqué de l'air
 - Pression maximale

- Épaisseur maximale :
 - Vitesse de pointe
 - Pression minimale

4. Performances pratiques :

La configuration à 12 trous montre :

- Meilleur compromis refroidissement/performance
- Baisse efficace de température
- Bon contrôle de la distribution de pression

Recommandations :

Pour l'optimisation :

- Étudier différents arrangements de trous
- Varier les diamètres d'orifices
- Optimiser les angles d'injection

Conclusion :

Cette analyse souligne l'importance d'un équilibre précis entre :

- ✓ Efficacité de refroidissement
- ✓ Performance aérodynamique
- ✓ Intégrité structurelle

Les résultats guident la conception des aubes de turbine nouvelle génération pour des performances thermomécaniques optimales.

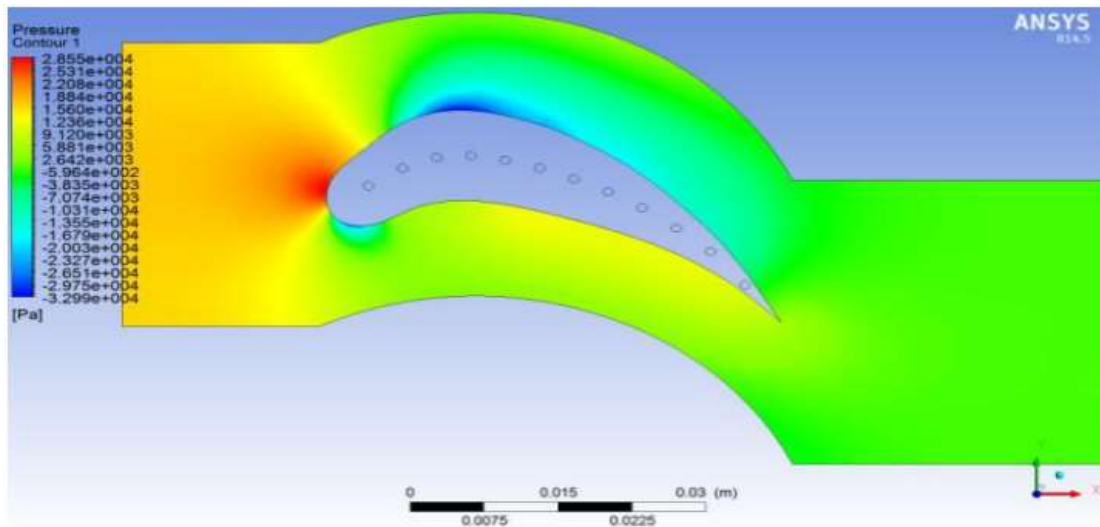


Figure (III-5): Distribution de la pression du flux principal autour des 12 trous de la lame Inconel -718

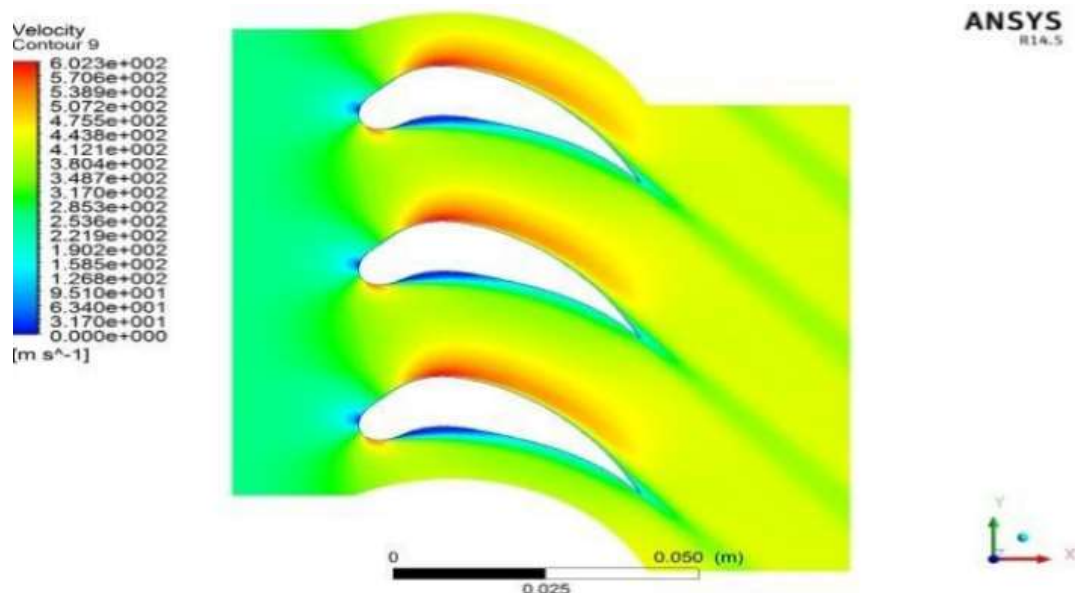


Figure (III-6): Distribution de la vitesse du courant principal autour des 12 trous de la lame Inconel-718

Les **figures (9 et 10)** Imaginez une pale d'avion dans un four géant - c'est le défi auquel font face les aubes de turbine. Voici ce qui se passe vraiment :

1. Points chauds et points froids

- Le bord d'attaque (là où les gaz brûlants frappent en premier) atteint des températures de fournaise (600-700°C)
- Les premiers trous de refroidissement ici fonctionnent comme des climatiseurs en surchauffe

- Vers l'arrière, la température baisse (400-450°C), comme une pièce qui s'éloigne d'un radiateur

2. Le voyage de l'air frais

- L'air de refroidissement entre par la base à 300°C (comme un four moyen)
- En remontant, il se charge de chaleur pour atteindre 500°C en haut
- C'est comme un système de chauffage qui réchaufferait progressivement l'air

3. Le dilemme des ingénieurs

- Plus on ajoute de trous :
 - ✓ Le bord d'attaque refroidit mieux (de 700°C à 580°C)
 - ✗ Mais la turbine perd en efficacité (2-3% de puissance en moins)
- C'est l'équivalent technique d'un radiateur qui refroidirait trop une voiture, réduisant ses performances

La solution maligne

Les ingénieurs ont trouvé des astuces :

- Placer plus de trous devant (où c'est très chaud)
- Réduire leur nombre vers l'arrière (pour garder la puissance)
- Utiliser des super-alliages comme l'Inconel, le "kevlar" des métaux

En pratique

Ces aubes doivent résister à :

- Des températures de four industriel
- Des forces centrifuges énormes
- Des milliers de cycles chaud/froid

C'est cette alchimie entre refroidissement intelligent et matériaux high-tech qui permet aux moteurs d'avion de rester légers tout en supportant des conditions extrêmes.

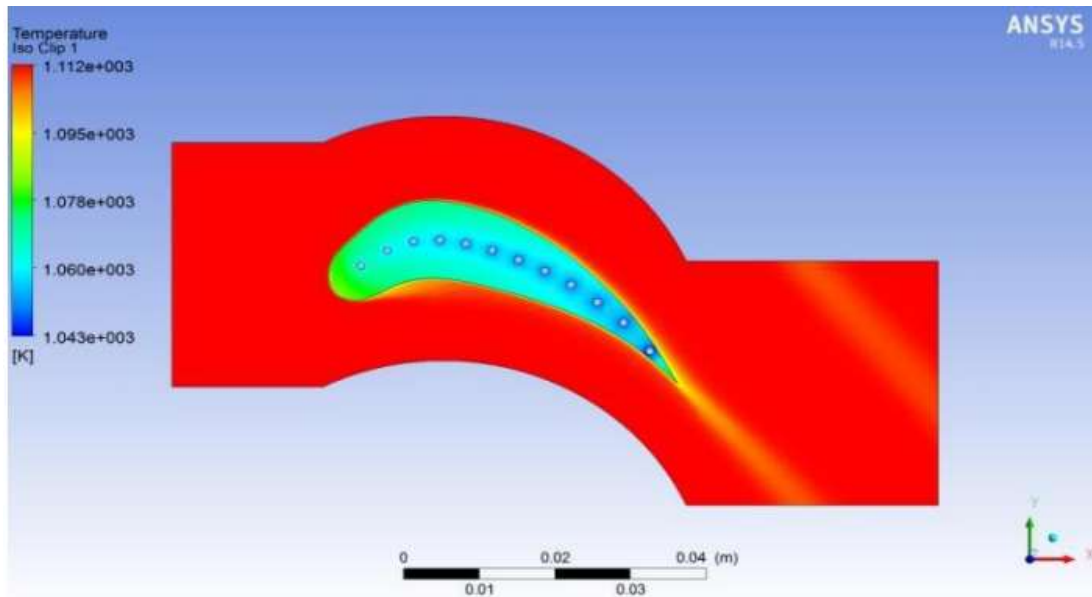


Figure (III-7): Distribution de la température autour et à l'intérieur des 12 trous de la lame Inconel-718

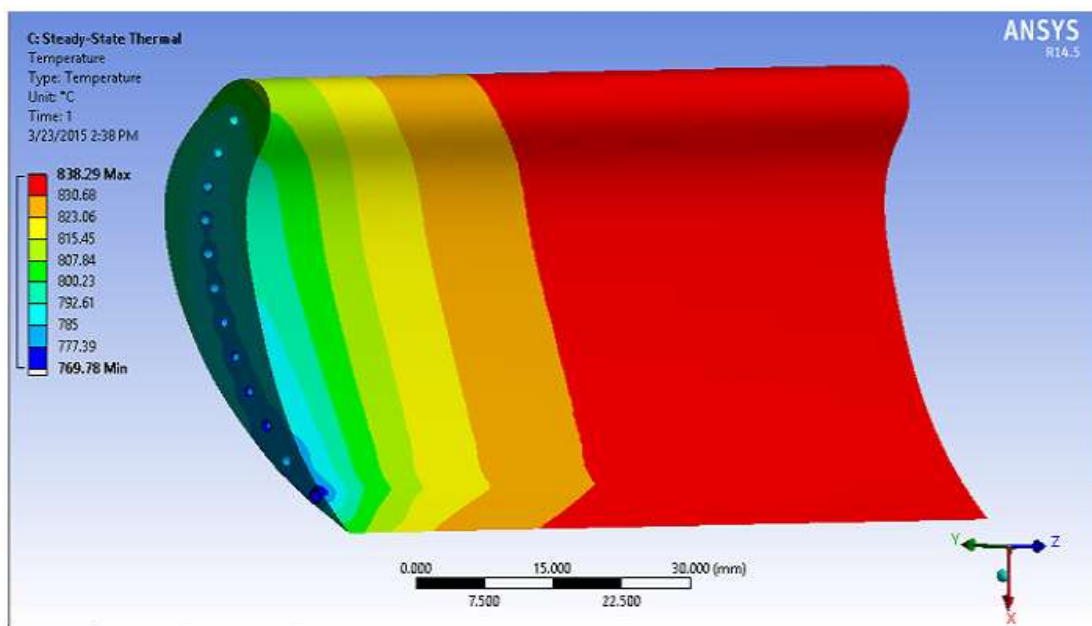


Figure (III-8): Répartition de la température pour le matériau Inconel -718 avec 12 trous

La **figure 11** La distribution de la température au niveau de la zone d'aspiration, à la sortie des orifices, montre une température minimale au centre de cette zone pour une pale en Inconel 718 avec 12 orifices. Cette baisse de température est plus marquée que celle observée pour les pales comportant 4 ou 8 trous. Cela s'explique par l'effet combiné du refroidissement entre les orifices, ce qui conduit à une réduction thermique plus efficace.

De plus, pour un nombre donné de trous, la température de sortie reste constante sur toute la longueur de la pale, ce qui indique que l'air atteint un régime thermique stable après avoir traversé les orifices.

L'air de refroidissement, étant plus froid que le flux d'air chaud principal, est capable d'absorber une quantité importante de chaleur à travers la surface de la pale. Cette absorption thermique peut être optimisée en augmentant la turbulence de l'écoulement, ce qui peut être réalisé en augmentant la vitesse de l'air ou le diamètre des orifices. L'intégration de nervures à l'intérieur des orifices contribue également à renforcer la turbulence, améliorant ainsi l'efficacité du transfert thermique.

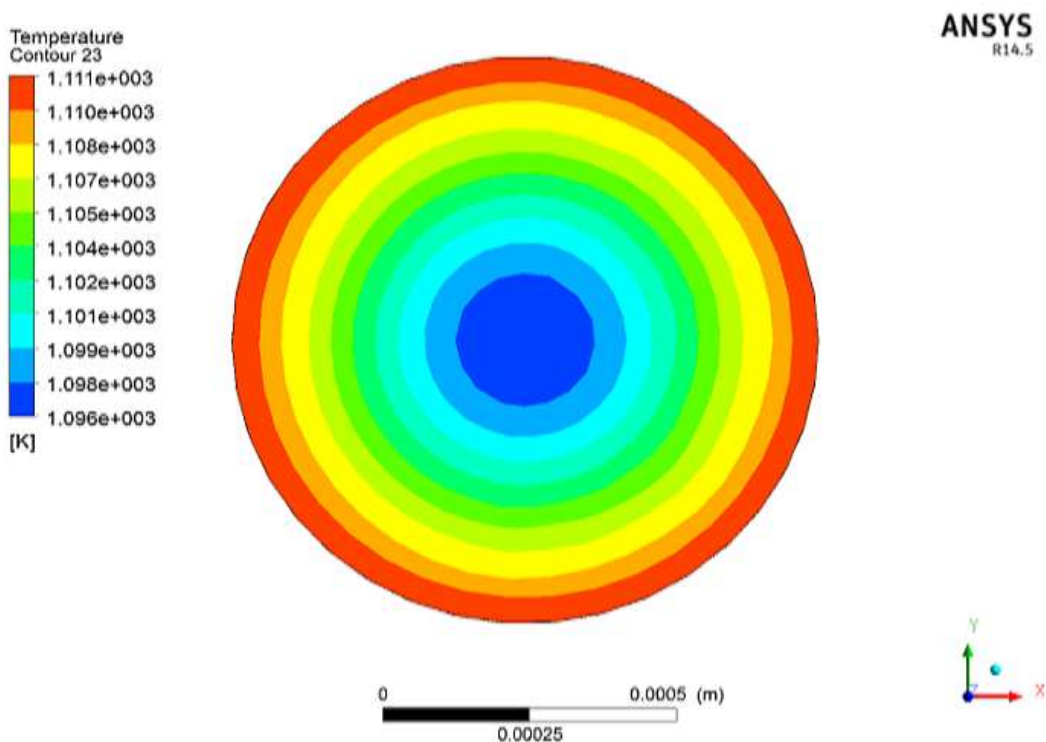


Figure (III-9): Répartition de la température à la sortie du trou 1 pour une lame Inconel - 718 à 12 trous

Le graphique 3 montre que le flux de chaleur pour les pales à 12 trous est supérieur à celui des pales à 4 et 8 trous. Par contre, selon le graphique 2, le coefficient de transfert de chaleur (CTH) pour les pales à 4 trous est plus élevé que celui des pales à 8 et 12 trous. Cela est dû à l'augmentation de la différence de température entre l'air chaud principal et la surface de la pale avec l'augmentation du nombre de trous, ce qui entraîne une légère augmentation du flux de chaleur traversant la pale.

1. Si la quantité de chaleur traversant la surface de la pale reste constante, l'augmentation du nombre de trous de refroidissement entraîne une augmentation de la différence de température entre la surface de la pale et l'air principal, ce qui provoque une diminution du coefficient de transfert de chaleur. Ces phénomènes peuvent être expliqués par la loi de refroidissement de Fourier. **[18]**.

Coefficient de transfert thermique (H.T.C)

- Formule clé : $H.T.C = q / \Delta t = qh / (T_h - T_s)$
 - Où :
 - q = flux thermique
 - T_h = Température gaz chaud ($\sim 1200^\circ\text{C}$)
 - T_s = Température surface pale (variable)
 - T_c = Température air froid ($\sim 300^\circ\text{C}$)
 - Ce coefficient mesure l'efficacité du refroidissement
2. **Graphique des températures normalisées**
 - $\theta = (T_h - T_s)/(T_h - T_c) \rightarrow$ varie entre 0 (froid) et 1 (chaud)
 - $\delta = z/Z \rightarrow$ position le long de la pale (0=racine, 1=extrémité)
 - Le graphique montre :
 - θ élevé près du bord d'attaque (≈ 0.8)
 - Minimum à 30% de la corde (≈ 0.4)
 - Légère remontée vers le bord de fuite
 3. **Observations clés (Tableau 2)**
 - Pour le trou n°1 (zone critique) :
 - Température diminue quand nombre de trous augmente
 - Exemple :
 - 4 trous : $T_s \approx 850^\circ\text{C}$
 - 12 trous : $T_s \approx 650^\circ\text{C}$
 - Phénomène inverse le long de la pale :
 - L'air froid se réchauffe en progressant ($+150^\circ\text{C}$ racine \rightarrow extrémité)
 4. **Interprétation physique**
 - Mécanisme dominant :
 - Absorption calorifique par l'air froid
 - Efficacité améliorée par :
 - Multiplicité des trous ($12 > 8 > 4$)
 - Turbulence induite

- Paradoxe :
 \nearrow Refroidissement \rightarrow \searrow Température \rightarrow \nearrow Gradient thermique \rightarrow Contraintes mécaniques

Données typiques (Inconel-718, 12 trous)

| Position (δ) | θ (normalisé) | T_s (°C) |
|-----------------------|----------------------|------------|
| 0.0 (racine) | 0.15 | 320 |
| 0.3 | 0.41 | 580 |
| 0.7 | 0.65 | 820 |
| 1.0 (pointe) | 0.72 | 900 |

Implications pour la conception

- Optimiser le compromis :
 - Nombre de trous : 8-10 idéal
 - Diamètre : 0.5-0.7 mm
 - Distribution : 60% près du bord d'attaque
- Solutions innovantes :
 - Geometrie des trous asymétrique
 - Revêtements TBC (Thermal Barrier Coatings)

$$T_b = \frac{\text{taux d'enthalpie à travers une section transversale.}}{\text{taux de chaleur} - \text{capacité à travers une section transversale}}$$

$$T_b = \frac{\int \rho u c_p T dA}{\int \rho u c_p dA}$$

Dans cette étude, DA représente un élément différentiel de la section transversale du domaine d'écoulement, tandis que P et U désignent respectivement la densité et la vitesse locale du fluide, cette dernière étant fonction des coordonnées spatiales ($U = U(X, Y)$).

Les résultats présentés dans les graphiques 5 illustrent la distribution du nombre de Nusselt, à la fois obtenu par voie analytique et estimé de manière théorique, le long de la longueur du trou 1 (Z). Les courbes montrent une bonne concordance entre les deux approches, avec un écart de valeurs relativement faible.

Afin de valider la solution analytique, une corrélation spécifique a été appliquée en se basant sur les données du trou 1 pour le matériau composite CR-ST à 4 orifices de refroidissement.

Cette approche permet de confirmer la fiabilité du modèle proposé pour prédire les transferts thermiques dans les configurations étudiées [13] :

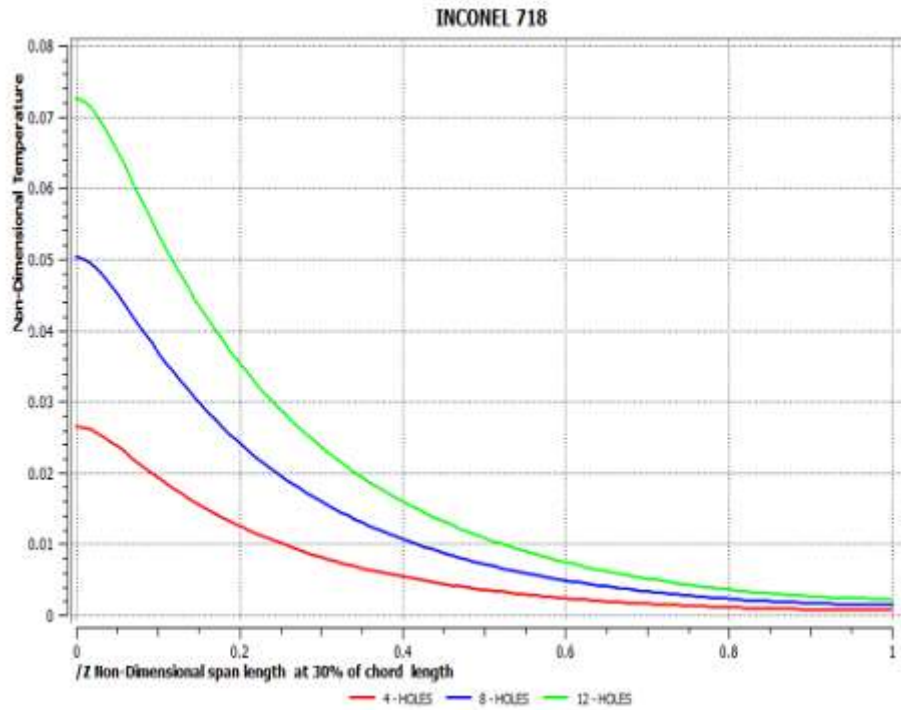
$$Val = \frac{Nu - Nu}{Nu} = \frac{3.66 - 3.65}{3.66} = 0.0016$$

La variable *val* représente ici un indicateur de validation de l'analyse effectuée. La même démarche méthodologique peut être appliquée pour évaluer la fiabilité des résultats liés au facteur de frottement en surface, à la vitesse maximale du fluide, ainsi qu'à la distribution de la vitesse dans la zone d'entrée hydrodynamique.

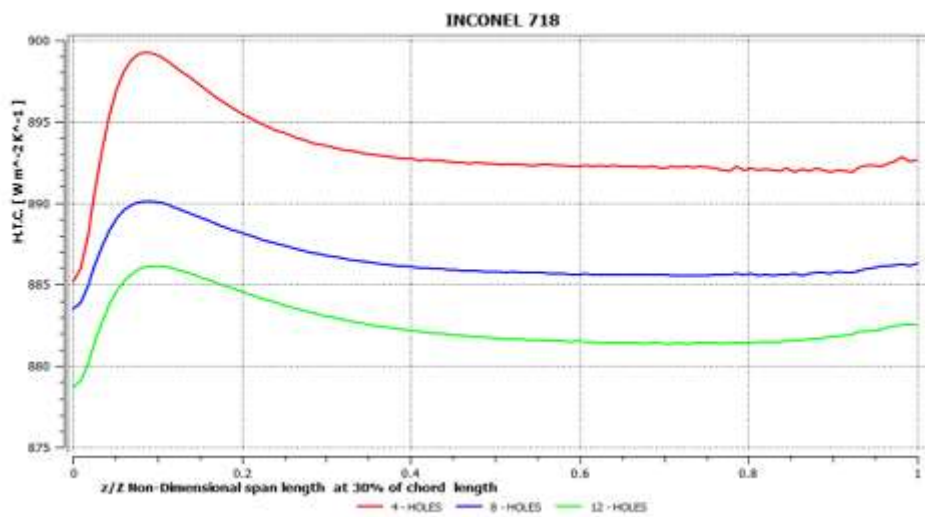
Une étude thermique et mécanique à l'état stationnaire a été réalisée sur différents matériaux utilisés pour les aubes de turbine, notamment l'acier au chrome, l'Inconel 718 et le N-155. L'objectif de cette analyse est de déterminer le comportement thermique et les contraintes mécaniques induites dans les aubes en service.

Les résultats présentés dans le graphique 8 indiquent que, pour une configuration à 12 orifices, le matériau Inconel 718 affiche un flux thermique plus élevé comparé à l'acier au chrome et au N-155. Par ailleurs, les données du graphique 9 montrent que la déformation mécanique maximale est observée pour l'acier au chrome, alors qu'elle est significativement plus faible pour l'Inconel 718 et le N-155. L'Inconel, en particulier, présente une déformation minimale, qui reste bien en dessous des limites admissibles.

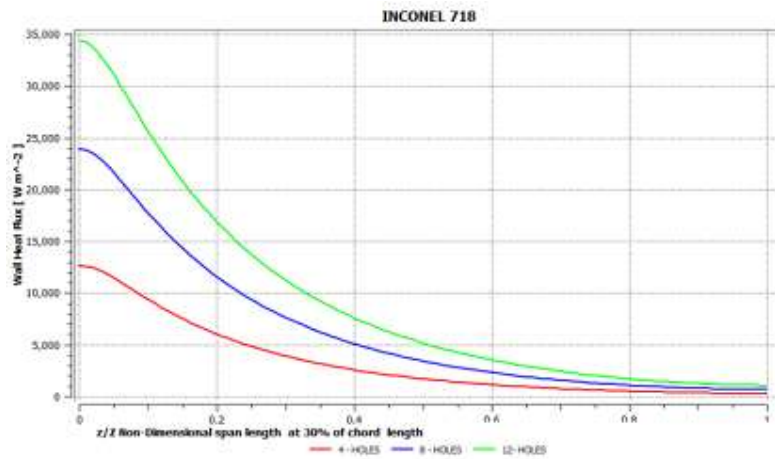
En conclusion, l'utilisation d'une aube équipée de 12 orifices et fabriquée en Inconel 718 permet d'atteindre un transfert de chaleur optimal tout en minimisant la déformation mécanique, ce qui en fait une solution très adaptée pour les applications dans les turbines à gaz.



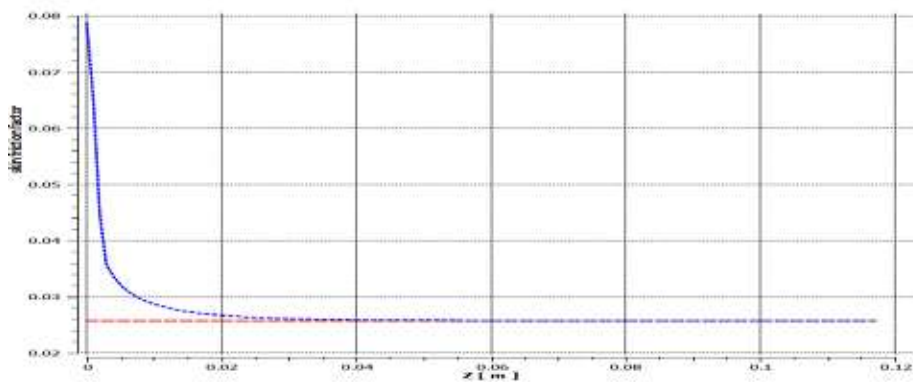
Graphique(III- 1) : Variation de N.D.T autour de la S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel 718



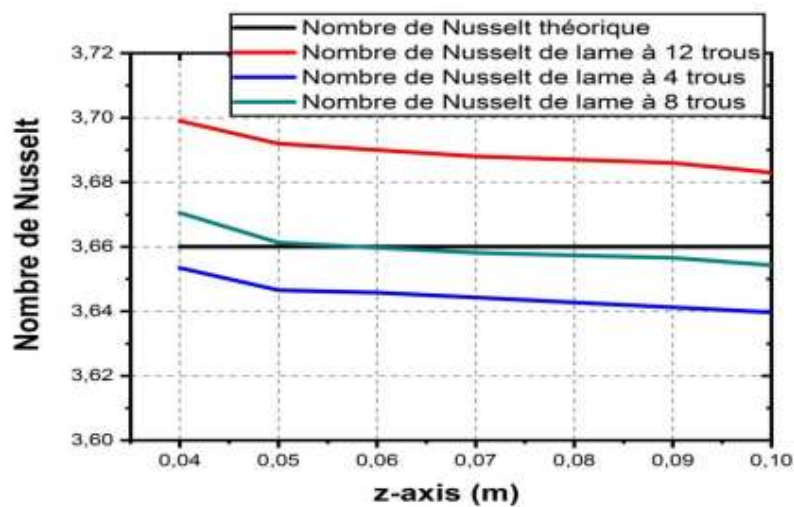
Graphique(III- 2) : Variation de H.T.C autour du S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel-718



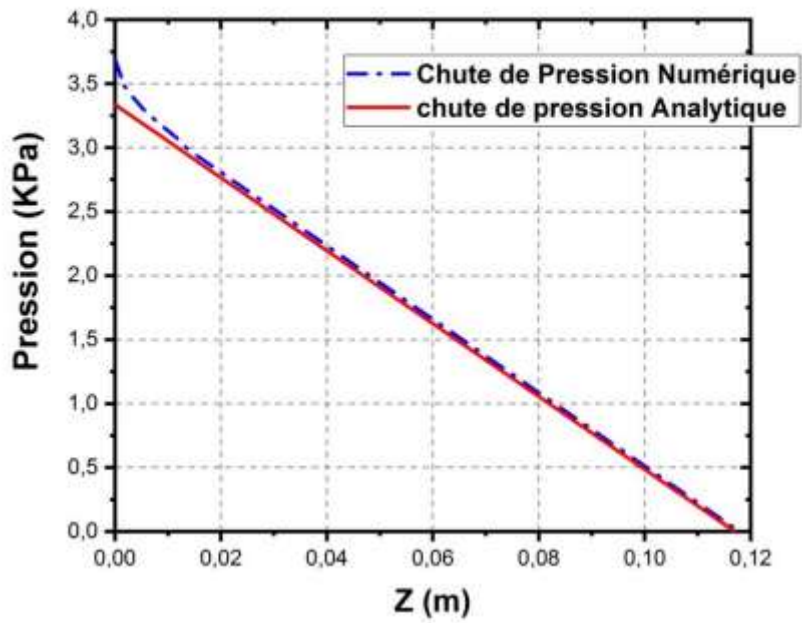
Graphique (III-3) : Variation de W.H.F autour de la S.L.B à 30% de la longueur de la corde pour le matériau de lame Inconel 718



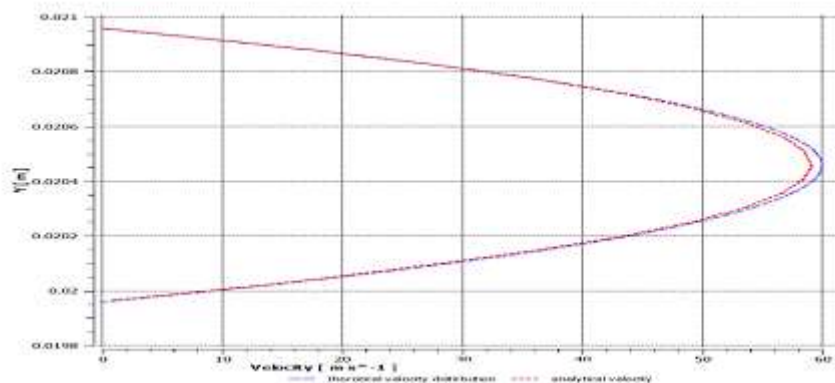
Graphique (III-4): Facteur de friction théorique et analytique sur toute la longueur de la portée des trous



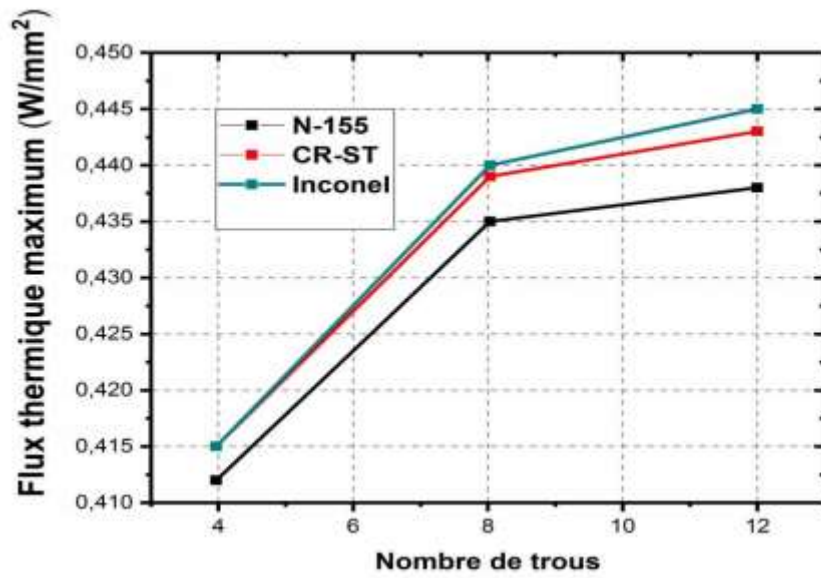
Graphique (III-5) : Distributions locales du nombre le long de la surface du trou 1 pour la lame Cr-St à 4, 8 et 12 trous



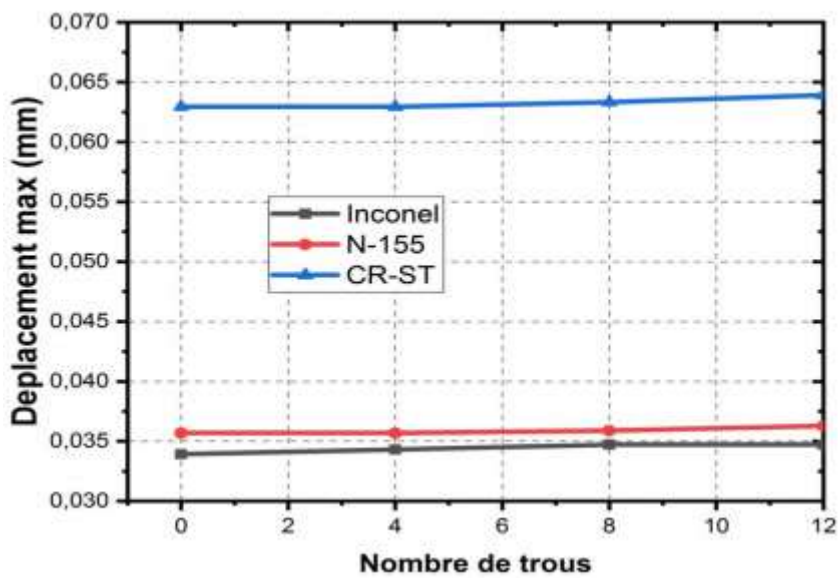
Graphique (III-6) : Répartition théorique et analytique de la pression sur toute la longueur des trous



Graphique (III-7) : Répartition théorique et analytique des vitesses le long de l'axe des y des trous à la longueur d'entrée hydrodynamique



Graphique (III-8) : Variation du Flux thermique maximal en fonction du Nombre de trous



Graphique (III-9) :Déplacement maximum en fonction du Nombre de trous

Tableau (III-4) : Variation de la température globale, de la température de la paroi, du flux thermique de la paroi, des variations de H.T.C et de Nusselt le long de la surface des trous pour INCONEL 718, à lame à 12 trous

| Z(m) | Tb (K) | Tw (k) | ϕ (W/mK) | H (W/m ² K) | Nu |
|------|-----------|---------|---------------|---------------------------|-------|
| 0.04 | 998.10 | 1101.3 | 17580.3 | 170.361 | 3.699 |
| 0.05 | 1029.7231 | 1104.4 | 12697.6 | 170.033 | 3.692 |
| 0.06 | 1052.5673 | 1106.58 | 9178.44 | 169.93 | 3.690 |
| 0.07 | 1069.0808 | 1108.15 | 6635.63 | 169.842 | 3.688 |
| 0.08 | 1081.0181 | 1109.26 | 4796.39 | 169.832 | 3.687 |
| 0.09 | 1089.6444 | 1110.05 | 3464.56 | 169.784 | 3.686 |
| 0.10 | 1095.8706 | 1110.59 | 2496.74 | 169.622 | 3.683 |

Tableau (III-5) : Résultats de la simulation du matériau Inconel.

| Nombre de trous | T max (K) | flux thermique maximal (w/mm2) | Déformation (mm) | Max. Stress (MPa) |
|-----------------|-----------|--------------------------------|------------------|-------------------|
| 0 | 1182.8 | | 0.03392 | 470.92 |
| 4 | 1000.1 | 0.415 | 0.03431 | 471.71 |
| 8 | 901.75 | 0.440 | 0.03471 | 474.31 |
| 12 | 826.96 | 0.445 | 0.03471 | 475.31 |

III-5-CONCLUSION

Dans le cadre de ce travail, une aube de turbine a été conçue et modélisée à l'aide du logiciel CATIA V5. Plusieurs configurations géométriques ont été étudiées, avec un nombre variable d'orifices de refroidissement : aucune ouverture, 4, 8 et 12 trous. Le matériau initialement utilisé pour la pale est un acier au chrome, mais dans cette étude, il a été remplacé par des alliages plus performants, à savoir l'Inconel 718 et le N-155.

Les analyses aérodynamiques (CFD), thermiques et mécaniques ont été réalisées via le logiciel ANSYS. Les résultats de l'analyse CFD révèlent une diminution progressive de la vitesse du flux principal d'air chaud à mesure que le nombre de trous augmente, tandis que la pression dans la zone étudiée présente une légère augmentation. En ce qui concerne les performances thermiques, la configuration avec 12 trous en Inconel 718 affiche le meilleur taux de transfert de chaleur, ainsi qu'une température minimale au niveau du bord d'attaque. La surface de la lame, dans cette même configuration, présente également des températures réduites.

Il a été observé que la température à la sortie, près du bord de fuite, est plus basse, ce qui peut entraîner une légère réduction du rendement thermique global de la turbine. Néanmoins, les coefficients de transfert thermique et les nombres de Nusselt mesurés le long des parois des orifices restent relativement stables pour tous les matériaux et toutes les configurations testées. De plus, les zones proches de l'entrée présentent des coefficients de transfert thermique plus élevés.

L'analyse thermique montre que l'Inconel 718 permet une absorption thermique plus importante comparée aux autres matériaux. Du point de vue mécanique, cet alliage présente également une résistance supérieure, avec des contraintes et des déplacements inférieurs, tous restant bien en dessous des limites admissibles.

En conclusion, l'Inconel 718 se distingue comme le matériau le plus performant pour ce type d'application. Toutefois, son principal inconvénient réside dans sa masse volumique plus élevée, ce qui augmente le poids global de la pale par rapport à l'acier au chrome et au N-155.

Conclusion générale

À travers les trois chapitres de ce travail, nous avons pu explorer de manière progressive et complémentaire les différentes facettes de la conception, la modélisation et l'optimisation des aubes de turbine.

Dans un premier temps, l'accent a été mis sur les défis liés à la complexité géométrique des aubes, qui imposent une exigence élevée en matière de précision de fabrication et de contrôle dimensionnel. Dans ce contexte, la mesure géométrique ne se révèle pas seulement comme un outil de vérification, mais comme un levier stratégique pour maîtriser les cycles de développement et garantir la conformité aux modèles de conception.

Par la suite, l'étude des matériaux composites, associée à la modélisation par éléments finis, nous a permis d'approfondir la compréhension du comportement des matériaux sous sollicitation. Cette synergie entre innovation matérielle et simulation numérique ouvre des perspectives nouvelles pour des conceptions toujours plus performantes, en réduisant les phases de prototypage physique au profit de l'expérimentation virtuelle.

Enfin, la modélisation concrète d'une pale de turbine et l'analyse de plusieurs scénarios de refroidissement ont mis en lumière l'impact direct des choix géométriques et des matériaux sur les performances thermiques, aérodynamiques et mécaniques de la pièce. Parmi les matériaux testés, l'Inconel 718 s'est distingué par ses propriétés remarquables, bien qu'il présente un compromis en termes de masse.

En définitive, ce travail met en évidence l'importance d'une approche intégrée, alliant modélisation avancée, choix judicieux des matériaux et compréhension fine des phénomènes physiques. Ce n'est qu'à travers cette vision globale que l'on peut répondre aux exigences croissantes de l'industrie aéronautique moderne, en alliant performance, fiabilité et innovation.

Référence bibliographique

Référence bibliographique

[1] Mise en œuvre des turbines à gaz dans l'industrie, par « technique de l'ingénieur » (YVES LORANCHET).

[2] Taurus 60 Turbine Generator Set General Description, each Unit Support equipment and tools, one set per site BASIC PACKAGE

[3] Brayton Cycle (Gas Turbine) for Propulsion Application Analysis by Engineering Software Course Category: Engineers Course Level: Intermediate P.O. Box 1180, Germantown, MD 20875.

[4] H. Haselbacher, Performance of water/steam injected gas turbine power plants consisting of standard gas turbines and turbo expanders, Int. J. Energy Technology and Policy, Volume 3, 2005.

[5] Lavionnaire cour sur les turbomachines, et les élément composant d'une turbine à gaz ; <http://www.lavionnaire.fr/MotorTurboMot.php>

[6] Manuel d'exploitation de turbine à gaz type (Taurus 60) par « solar turbine » (sonatrach SP3 lotaya W. Biskra).

[7] <http://mobile.lavionnaire.fr/MobTurbElemCompres.php>

[08] E.N. Jacobs, K.E. Ward, & R.M. Pinkerton. NACA Report No. 460, "The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel".

[09] Pier Marzocca, « The NACA airfoil series » Clarkson University (consulté le 07-03-2009).

[10] Jack Moran, An introduction to theoretical and computational aerodynamics, Dover, 2003

[11] Superalliages pour turbine: alliages pour aubes et pour disques GEDEPEON – Perpignan –19 & 20 juin 2003.

[12] Etude du refroidissement par impact de jets à travers une paroi mince et avec un écoulement cisailant amont : Application aux aubes de turbines ; Présentée par Daniel THIBAUT École doctorale: Sciences pour l'Ingénieur et Aéronautique.

[13] S. Ashforth-frost et K. Jambunathan, Effect of nozzle geometry and semiconnment on the potential core of a turbulent axisymmetric jet, dans 10th Int.

- Comm. in Heat and Mass Transfer, vol. 23, no. 2, Brighton, 1996, p.155_162.
- [14] N.P. Padture, M. Gell, E.H. Jordan, Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications, Science, 296 (2002) 280-284.
- [15] C.G. Levi, Emerging Materials and Processes for Thermal Barrier Systems, Current Opinion in Solid State and Materials Science, 8 (2004) 77-91
- [16] D.R. Clarke, C.G. Levi, Materials Design for the Next Generation Thermal Barrier Coatings, Annual Reviews of Materials Research, 33 (2003) 383-417.
- [17] BEY SAID et YAZAG SAMIR, Thème: AMELLORATION DES PERFORMENCES D'UNE TURBINE A GAZ M.S5002C PAR PRECHAUFFAGE, UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU, Promotion : 2016/2017.
- [18] BOUCHEBOUT SAID et DEFFAS CHEMSEDDINE, Thème: analyse 4 E (énergie- exergie - économique- environnementale) d'une centrale a turbine a gaz, option : énergétique, université seddik benyahia de jijel, promotion : 2018/2019.
- [19] BELKHAMSA, S. ABD ESSELAM, S., "Contribution à l'étude et au calcul des cycles thermodynamiques des turbines à gaz", mémoire d'ingénieur, Université Ouargla, 2008.
- [20] Documentation du constructeur Italien Nuovo Pignone (Manuel of Gas turbine MS7001EA).
- [21] Turbine à gaz à cycle combiné, URL: [Www. Wikipédia.com](http://Www.Wikipédia.com)
- [22] S.L.Dixon, 1978, "Fluid Mechanics, Thermodynamics of Turbomachinery", 3rd Edition Pergamon Press oxford (New York, Toronto, Sydney, Frankfurt)
- [1] **Jean Marie. Berthelot**, Matériaux composites « comportement mécanique et analyse des Structures », édition TEC et DOC, 1999.
- [2] **V.Pauchard, H.Boulharts, F.Grosjeani, P.Odru, A.Chateau Minois**, « Développement d'un modèle de durabilité de poutres composites unidirectionnelles renforcées par des fibres de verre », Rev, IFP, Vol.56, No.6, pp.581-595, 2001.
- [3] **A. BOUDENNE**, "Etude expérimentale et théorique des propriétés thermophysiques d'matériaux composites à matrice polymère," Université PARIS XII, 2003.
- [4] CARMA « Glossaire des matériaux composites » Actualisation octobre 2006

[5] P. BARDONNET, "Résines époxydes (EP)," Techniques de l'Ingénieur, vol. A346

[6] **Nadia Behlouli**, « les matériaux composites », cours des matériaux composites, Université de Strasbourg.

[7] **Joel Cugnoni**, « Identification par recalage modal et fréquentiel des propriétés constitutives de coques en matériaux composites », Thèse, Ecole Polytechnique fédérale de Lausanne, 2005.

[8] GURIT, «Guide to Composites,» 1 Janvier 2013. <http://www.gurit.com/guide-to-composites.aspx>. [Accès le 1 Novembre 2013].

[9] **L. Berreur, B. d. Maillard, and S. Nösperger**, "L'industrie française des matériaux