

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République algérienne démocratique et populaire
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique
جامعة عين تموشنت بلحاج بوشعيب
Université -Ain-Temouchent Belhadj Bouchaib
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département génie mécanique



Projet de fin d'études
Pour l'obtention du diplôme de Master en :
Domaine : SCIENCES ET DE LA TECHNOLOGIE
Filière : GENIE MECANIQUE
Spécialité : ENERGETIQUE
Thème

**Calcul des performances d'un turboréacteur de propulsion
aéronautique.**

Présenté LE JUILLET 2021 Par :

- 1) Mr.: BEREHAIL ABDELALI
- 2) Mr.: MAMAR HOUSSEM EDDINE

Devant le jury composé de :

| | | |
|------------------------------|---------------------------|-----------|
| Dr : TAYEB NEHARI | UAT.B.B (Ain T'émouchent) | Président |
| Dr : BOUAFIA | UAT.B.B (Ain T'émouchent) | Examineur |
| Dr : ABDELHAMID BOUNIF M C A | UAT.B.B (Ain T'émouchent) | Encadrant |

Année universitaire 2020/2021

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Salutations remerciements

Je vous offre les plus beaux mots de remerciement et de reconnaissance du cœur du respect et de l'appréciation envers
vous.

Mon cher professeur. **BOUNIF ABDELHAMID**

Tout le respect envers vous, vous m'avez rendu gloire, à cause de vous, j'ai compris le sens de la vie, j'ai tiré de vous la science, la connaissance et les expériences pour se tenir dans ce monde comme un lion dans sa tanière; Cher généreux,

MR. TAYEB NEHARI et MD. BOUAFIA

Ne vous laissez pas bernier par les apparences et les croûtes, mais toujours à la recherche de substance, Une place dans cette vie, vous ne m'avez pas appris un personnage, mais vous m'avez tout appris, je ne serai pas vous, seulement un esclave et volontairement.

Ingénieurs spéciaux et pneus spéciaux de la Sonatrach National
Company **MAHDJOUR ARAIBI HAMID .BELAGOUN**
MILOUD.ABDELAKDIR BELHADJ, ABDELKRIM REFFAS

J'exprime mes plus sincères et affectueux remerciements à tous les membres de ma famille A vous toutes mes amis et camarades de promotion, je vous dis merci

Si je dis merci, merci, je ne vous guérirai pas.

Merci du fond du cœur pour votre don constant

Dédicace

*A mes chers parents, a ma mère malade, j'espère que dieu la guérira au plus vite, pour tous leurs sacrifices, leur amour, leur tendresse, leur soutien et leurs prières tout au long de mes études,
A mon cher frère, **MAHDJOUR ARAIBI HAMID** pour leurs encouragements permanents, et leur soutien moral.
A toute ma famille et ma deuxième mère **BELGHITRI SAMIA** pour leur soutien tout au long de mon parcours universitaire,
A mes chers frères **MAMAR HOUUSEM EDDINE** et **BENSAFI BOUDALI** et **BOUKRAA MOHAMED** et **BOUZOUINA HOUARI** et **GHORZI ABDELWAHEB** pour leur appui et leur encouragement,
Que ce travail soit l'accomplissement de vos vœux tant allégués, et le fruit de votre soutien infaillible,
Merci d'être toujours là pour moi.*

Je vous offre les plus beaux mots de remerciement et de reconnaissance du cœur du respect et de l'appréciation envers vous.

A tout mes amis de la section du master 2 de département Génie Mécanique.

ABDELALI

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

*Mes chers parents pour leurs immenses efforts et sacrifices fournis pour mon éducation, pour mon instruction et mon bien-être. J'espère avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi. Que dieu tout puissant vous garde et vous procure santé, bonheur et longue vie
inchallah*

A moi-même

A mon très cher frère Mohamed et ma sœur pour leur soutien et leur orientation accordée.

A tout mes amis de la section du master 2 de département Génie Mécanique.

HOUSSEM EDDINE

Résumé :

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction réalisé dans le milieu élastique qu'est l'air et qui fournit une poussée vers l'avant en réaction à l'éjection à grande vitesse d'une masse de gaz

Cette poussée est la conséquence : à la fois d'une différence de quantité de mouvement entre l'air admis et les gaz éjectés et d'une différence de pression entre la sortie de la tuyère et l'infini amont.

Cette poussée en réaction engendre le déplacement vers l'avant du moteur donc de l'aéronef.

Dans le présent travail nous avons abordé le calcul des performances d'un turboréacteur à simple flux et l'étude paramétrique de ces performances. Et fait l'étude un programme en ansys fluent appelé tuyère. Consacré à la présentation des résultats obtenus et leurs discussion des calcule la performance d'un turboréacteur et leur résultat finale, après avoir optimisé le maillage des tuyères étudiés, vérifier le critère de convergence,. Les résultats obtenus seront discutés en présentation les paramètres dynamique et les paramètres thermique.

Ce moteur est alimenté par une entrée d'air supersonique (forme d'entrée conique), favorisant des chocs obliques permettant ainsi d'obtenir de meilleurs rendements. Les résultats des calculs effectués dans ce travail sont raisonnables si on les compare avec les données du moteur étudié.

ABSTRACT:

A turbojet works on the action-reaction principle carried out in the elastic medium that is air and which provides forward thrust in reaction to the high-speed ejection of a mass of gas

This thrust is the consequence: both of a difference in momentum between the air admitted and the ejected gases and of a pressure difference between the outlet of the nozzle and the infinite upstream.

This thrust in reaction causes the engine to move forward, and therefore the aircraft.

In this work we have approached the calculation of the performance of a single-flow turbojet engine and the parametric study of these performances. And study a fluent ansys program called a nozzle. Dedicated to the presentation of the results obtained and their discussion of calculates the performance of a turbojet engine and their final result, after having optimized the mesh of the nozzles studied, checking the convergence criterion. The results obtained will be discussed in the presentation of dynamic parameters and thermal parameters.

This engine is powered by a supersonic air inlet (conical inlet shape), favoring oblique shocks thus allowing better efficiency to be obtained. The results of the calculations carried out in this work are reasonable if compared with the data of the engine studied.

المخلص:

يعمل المحرك التوربيني النفاث على مبدأ التفاعل الفعل الذي يتم تنفيذه في الوسط المرن وهو الهواء والذي يوفر قوة دفع للأمام كرد فعل على سرعة طرد كتلة من الغاز

هذا الدفع هو النتيجة: كلا الاختلاف في الزخم بين الهواء الداخل والغازات المقذوفة واختلاف الضغط بين مخرج الفوهة والمصدر اللانهائي

. هذا الدفع في رد الفعل يجعل المحرك يتحرك للأمام ، وبالتالي الطائرة

في هذا العمل ، اقتربنا من حساب أداء محرك توربيني أحادي التدفق والدراسة البارامترية لهذه العروض. وادرس برنامج بطلاقة يسمى فوهة. مخصص لعرض النتائج التي تم الحصول عليها ومناقشتها لحساب أداء محرك نفاث ونتائجها ansys النهائية ، بعد تحسين شبكة الفوهات المدروسة ، والتحقق من معيار التقارب. ستتم مناقشة النتائج التي تم الحصول عليها في عرض المعلومات الديناميكية والمعلومات الحرارية

يتم تشغيل هذا المحرك من خلال مدخل هواء أسرع من الصوت (شكل مدخل مخروطي) ، ويفضل الصدمات المائلة مما ..يسمح بالحصول على كفاءة أفضل. نتائج الحسابات المنفذة في هذا العمل معقولة إذا ما قورنت ببيانات المحرك المدروسة

TABLE DES MATIERES

Salutations remerciements

Dédicace

Dédicace

Résumé

TABLE DES MATIERES

Nomenclature

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction générale

CHAPITRE I : Recherche bibliographique :

| | |
|---|----|
| 1.1 INTRODUCTION : | 4 |
| 1.2 Définition : | 4 |
| 1.3 HISTORIQUE : | 5 |
| 1.4. Construction : | 8 |
| 1.5. Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique : | 9 |
| 1.5.1. L'action et la réaction : | 9 |
| 1.5.2. Principe de fonctionnement : | 9 |
| Le flux d'air primaire traverse un certain nombre de sections : | 10 |
| Le Fan ou soufflante : | 10 |
| Les étages du compresseur : | 10 |
| La chambre de combustion : | 10 |
| Les étages de la turbine : | 10 |
| La tuyère : | 10 |
| 1.5.3. Principe thermodynamique : | 11 |
| 1.6. Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant : | 12 |
| 1.6.1. Le diffuseur : | 12 |
| 1.6.2. La soufflante : | 13 |
| 1.6.3 Les compresseurs : | 14 |

| | |
|--|----|
| 1.6.4. Les injecteurs : | 18 |
| 1.6.5. Les chambres de combustion : | 19 |
| 1.6.6. La turbine : | 21 |
| 1.6.7. Le distributeur : | 24 |
| 1.6.8. Les paliers : | 24 |
| 1.6.9. Les circuits de refroidissement : | 26 |
| 1.7.10. Les boîtiers d'accessoires : | 26 |
| 1.6.11. Le système de régulation : | 27 |
| 1.6.12. Les tuyères : | 28 |
| 1.7. Avantages et inconvénients du turboréacteur : | 32 |
| 1.7.1. Avantages : | 32 |
| 1.7.2. Inconvénient : | 33 |
| 1.8. Les différents types de turboréacteur : | 33 |
| 1.8.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge : | 33 |
| 1.8.2. Turboréacteur à compresseur axial : | 34 |
| 1.9. Conclusion : | 38 |

Chapitre II :Approche analytique d'un turboréacteur

| | |
|---|----|
| 2.1. INTRODUCTION : | 40 |
| 2.2. Rappel thermodynamique : | 40 |
| 2.2.1. Le processus : | 40 |
| 2.2.2. L'entropie : | 40 |
| 2.2.3. L'enthalpie : | 40 |
| 2.2.4. Un fluide compressible : | 40 |
| 2.2.5. Un fluide incompressible : | 40 |
| 2.2.6. Une chaleur spécifique ou massique : | 40 |
| 2.2.7. Principe de conservation de la masse : | 40 |
| 2.2.8. Théorème d'Hugoniot : | 41 |
| 2.2.9. Rendements d'un Turboréacteur : | 42 |
| 2.2.10. Rendement thermique : | 42 |

| | |
|---|----|
| 2.2.11. Rendement propulsif : | 42 |
| 2.2.12. Rendement thermopropulsif (rendement global) : | 42 |
| 2.3. AÉRODYNAMIQUE : | 42 |
| Equation de conservation de masse : | 43 |
| Equation de quantité de mouvement (équation d'Euler) : | 43 |
| Equation de conservation d'énergie : | 43 |
| Le nombre de mach : | 43 |
| Loi des gaz parfait en cas isentropique : | 43 |
| Enthalpie : | 43 |
| Puissance compresseur : | 43 |
| Puissance turbine et tuyère : | 44 |
| Capacité calorifique moyenne : | 44 |
| Puissance jet : | 44 |
| Vitesse d'éjection : | 44 |
| Poussé spécifique : | 44 |
| Poussé : | 44 |
| T sorties de compresseur (T_2) : | 44 |
| Calcule T_3 température sortie de chambre de combustion : | 44 |
| Puissance thermique : | 45 |
| Débit carburant : | 45 |
| Consommation spécifique : | 45 |
| La force spécifique : | 45 |
| 2.4. L'effet d'altitude sur la température et la pression : | 46 |
| Les équations des éléments de turboréacteur : | 46 |
| 2.4.1. Prise d'air : | 47 |
| 2.5. La consommation spécifique : | 47 |
| 2.6. Ondes de choc : | 47 |
| 2.6.1. Ondes de choc oblique : | 51 |
| La pression statique : | 53 |

| | |
|--|----|
| La pression dynamique : | 54 |
| 2.7. Le pouvoir calorifique inférieur du combustible PCI : | 54 |
| 2.8. Calcul de débit de carburant en fonction de la richesse : | 55 |
| 2.8.1. L'équation fondamentale de la combustion : | 55 |
| 2.9. Conclusion : | 56 |

Chapitre III : Approche analytique d'un turboréacteur

| | |
|---|----|
| 3. Introduction : | 58 |
| 3.1. Définition de la tuyère: | 58 |
| 3.2. Simulation numérique d'un écoulement dans une tuyère conique : | 59 |
| 3.2.1. Théorème de la quantité de mouvement : | 59 |
| 3.2.2. Equation d'énergie : | 60 |
| 3.2.3. Influence d'une variation de la section : | 61 |
| 3.2.4. Conditions critiques : | 63 |
| 3.3. Le dimensionnement de la tuyère : | 67 |
| 3.4. Les résultats de calcul sont montrés dans les tableaux suivants : | 69 |
| 3.5. Choix de la méthode numérique : | 70 |
| 3.6. Méthode des volumes finis : | 70 |
| 3.7. Maillage : | 71 |
| 3.8. Modélisation du domaine physique : | 72 |
| 3.9. Présentation du préprocesseur workbench: | 72 |
| 3.10. Procédure de génération du fichier « .mesh » : | 72 |
| 3.11. La géométrie de la tuyère : | 73 |
| 3.11. Maillage de la géométrie. | 74 |
| 3.11.1 Génération du maillage : | 74 |
| 3.12. Simulation numérique du domaine physique étudié par Fluent : | 76 |
| 3.12.1. Présentation du logiciel Fluent : | 76 |
| 3.12.2. Traiter le fichier « .mesh » avec Fluent : | 77 |
| 3.12.3. Définition du domaine fluide étudié et les matériaux utilisés : | 77 |
| 3.12.4. Conditions opérationnelles et conditions aux limites : | 77 |

| | |
|--|----|
| Conditions aux limites : | 77 |
| 3.12.5. Initiation et convergence du calcul : | 79 |
| Chapitre IV : Résultats et interprétation | |
| 4.1. Introduction : | 82 |
| 4.2. Calcul thermodynamique de la performance d'un turboréacteur : | 82 |
| 4.2.1. L'effet de taux de compression : | 82 |
| 4.2.2. L'effet de la richesse : | 83 |
| 4.2.3. L'effet d'altitude : | 84 |
| 4.2.4. L'effet de nombre de Mach : | 85 |
| 4.2.4.1. Mach de vol subsonique (sans onde de choc) : | 85 |
| 4.2.4.2. Mach de vol supersonique (avec onde de choc) : | 86 |
| 4.2.4.3. Onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale : | 87 |
| 4.2.4.4. Deux Onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale : | 88 |
| 4.3. Convergence des résultats de simulation : | 90 |
| 4.4. Conditions aux limites: | 90 |
| 4.5. Résultats et exploitation : | 91 |
| 4.5.1. La pression : | 91 |
| 4.5.2. La température : | 92 |
| 4.5.3. Le nombre de mach : | 93 |
| 4.5.4. La densité : | 94 |
| Conclusion générale..... | 96 |
| Références bibliographiques | 97 |

Nomenclature

Symboles latins :

| Variable | Désignation | Unité |
|---------------------------------|---|-------------------|
| A : | la section | [m ²] |
| A* : | la section au col | [m ²] |
| a : | La vitesse de son | [m/s] |
| cp : | La chaleur spécifique de l'air à pression constante | [J/kg .K] |
| cp' : | La chaleur spécifique du gaz à pression constante | [J/kg .K] |
| \bar{c}_p : | La chaleur spécifique moyenne | [J/kg .K] |
| cs : | La consommation spécifique | [kg/h.N] |
| cv : | La chaleur spécifique à volume constant | [J/kg .k] |
| F : | La poussée | [N] |
| h : | L'enthalpie | [J] |
| hi : | L'enthalpie d'arrêt | [kj/kg] |
| M : | Le nombre de Mach | [-] |
| ṁ : | Débit massique d'écoulement | [kg/s] |
| Pcl : | pouvoir calorifique | [kJ/kg] |
| p : | La pression | [pas] |
| pi : | La pression d'arrêt | [pas] |
| pz : | La pression dans l'altitude z | [pas] |
| p* : | La pression au col | [pas] |
| qm : | Débit massique d'air | [kg/s] |
| qk : | Débit massique de carburant | [kg/s] |
| r : | constante du gaz considéré | [-] |
| s : | L'entropie | [J. kg-1 k -1] |
| T : | La température | [K] |
| Ti : | La température d'arrêt | [K] |

| | | | |
|------------|---|-------------------------------------|--------------------------|
| Q | : | chaleur | [W] |
| Z | : | altitude | [m] |
| Tz | : | La température dans l'altitude z | [K] |
| T* | : | La température au col | [K] |
| V | : | La vitesse | [m/s] |
| Wc | : | Puissance de compression | [W] |
| Wch | : | Puissance de chambre de compression | [W] |
| Wd | : | Puissance de détente | [W] |
| Wj | : | Puissance de jet | [W] |
| Ws | : | La poussée spécifique | [kgp/kg/s] ou [N/ kg.s] |

Symboles grecs :

| | | | |
|-----------------------------------|---|--|----------------------|
| ρ | : | La masse volumique | [kg/m ³] |
| γ | : | Rapport des chaleurs spécifiques | [-] |
| λ | : | Taux de dilution | [-] |
| η_c | : | Rendement de compression | [-] |
| η_t | : | Rendement de turbine | [-] |
| η_f | : | Rendement de fan | [-] |
| π_c | : | Taux de compression | [-] |
| π_d | : | Taux de détente | [-] |
| ΔT_{is} | : | Différence de température isentropique | [K] |
| ΔT_r | : | différence de température réelle | [K] |

Abréviations :

| | | |
|------------|---|------------------------------|
| APU | : | Auxiliary Power unit |
| AGB | : | Accessory Gear Box |
| CFD | : | Computational Fluid Dynamics |

Indices

| | |
|------------|--|
| 1, 2, 3, 4 | Positions du cycle présentées par les différents éléments de la turbine à gaz. |
| a | Air. |
| Adm | Admission. |
| Amb | Ambiant. |
| C | Compresseur. |
| CC. | Chambre de combustion |
| Comb | Combustion. |
| Echap | Echappement. |
| ISO | Conditions standards. |
| opt | Optimal. |
| Ref | Refoulement. |
| T | Turbine. |

Liste des figures

| N° de figure | Intitulé | page |
|---------------------|---|-------------|
| Figure I.1 | Le turboréacteur de Boeing 7T-VCT. | 04 |
| Figure I-2 | Turboréacteur de Rolls-Royce Trent 800. | 04 |
| Figure I.3 | Schéma représentant les phases du turboréacteur. | 05 |
| Figure I.4 | Le premier avion à réaction au deuxième Salon de l'aéronautique de 1910. | 05 |
| Figure I.5 | Le Heinkel He 178, premier aéronef conçu pour être propulsé par un turboréacteur . | 06 |
| Figure I-6 | Le jet propulsif de René Lorin. | 06 |
| Figure I-7 | Le 1 er turboréacteur de Franck Whittle. | 06 |
| Figure I.8 | Le De Havilland Comet, premier avion commercial à turboréacteurs, décolle en 1953. | 07 |
| Figure I.9 | Schéma simplifié des éléments de turboréacteur. | 08 |
| Figure I.10 | Schéma simplifié des organes d'un turboréacteur (simple flux sec). | 08 |
| Figure I-11 | Principe d'action et de réaction. | 09 |
| Figure I.12 | Aubes d'un turboréacteur (a) Aube de fan, (b) Aube-disque de compresseur, (c) Aube de turbine avec son circuit de refroidissement. | 11 |
| Figure I-13 | Diagramme PV de turboréacteur. | 11 |
| Figure I-14 | Diagramme TS de turboréacteur. | 12 |
| Figure I-15 | Coupe longitudinal d'un réacteur double flux double corps. | 12 |
| Figure I-16 | Exemple d'un turboréacteur et diffuseur. | 13 |
| Figure I-17 | Evolution de l'air dans l'entrée d'air. | 13 |
| Figure I-18 | La soufflante du GE90. | 14 |
| Figure I.19 | Le compresseur. | 14 |
| Figure I.20 | Une partie d'un compresseur axial. | 15 |
| Figure I.21 | Une partie d'un compresseur axial. | 15 |
| Figure I.22 | Compresseurs centrifuges. | 16 |
| Figure I.23 | Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif. | 16 |
| Figure I.24 | Evolution de l'air dans le compresseur. | 17 |
| Figure I.25 | Dessin réalisé d'après un dessin de turboréacteur Rolls-Royce. | 18 |

| | | |
|--------------------|--|-----------|
| Figure I.26 | Dessin réalisé les injecteurs de turboréacteur Rolls-Royce. | 18 |
| Figure I.27 | Coupe d'un foyer de chambre de combustion et vue d'un injecteur (à droite). | 19 |
| Figure I.28 | Dessin réalisé d'après un dessin frome de turboréacteur by Rolls-Royce. | 19 |
| Figure I-29 | Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion. | 20 |
| Figure I-30 | La photographie d'un tube à flammes de la chambre de combustion. | 21 |
| Figure I-31 | Evolution des gaz dans la chambre de combustion. | 21 |
| Figure I-32 | Triangle de vitesse de rotor et stator de la turbine. | 22 |
| Figure I-33 | Un étage d'une turbine axiale (la roue de la turbine).] | 23 |
| Figure I-34 | Evolution du gaz dans la turbine de turboréacteur. | 23 |
| Figure I-35 | Section dans Le distributeur. | 24 |
| Figure I-36 | Schéma simplifié d'emplacement des paliers. | 25 |
| Figure I-37 | Un boîtier d'accessoires. | 27 |
| Figure I-38 | Le système de régulation du turboréacteur GE 90. | 28 |
| Figure I-39 | La tuyère. | 28 |
| Figure I-40 | Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés. | 29 |
| Figure I-41 | Le canal de postcombustion du Snecma M88 équipant les avions Rafale. | 30 |
| Figure I-42 | Cas d'une tuyère convergente avec jet subsonique et supersonique. | 31 |
| Figure I-43 | Cas d'une tuyère convergente-divergente pour jet supersonique. | 31 |
| Figure I-44 | Exemple de tuyère de moteur militaire. | 32 |
| Figure I-45 | Définition des états du fluide dans une tuyère. | 32 |
| Figure I-46 | Exemple de turboréacteur à compresseur centrifuge. | 33 |
| Figure I-47 | Exemple de Turboréacteur simple flux mono-corps. | 34 |
| Figure I-48 | Exemple de Turboréacteur simple flux double-corps. | 34 |
| Figure I-49 | Exemple de Turboréacteur double flux mélangés. | 35 |
| Figure I-50 | Exemple de Turboréacteur à double flux (flux séparé). | 35 |
| Figure I-51 | Exemple de Turboréacteur avec postcombustion. | 36 |
| Figure I-52 | Exemple de Le turboréacteur M88. | 36 |

| | | |
|----------------------|--|-----------|
| Figure I-53 | Exemple de Turboréacteur double flux avec soufflante. | 37 |
| Figure I-54 | Exemple de Turboréacteur double flux avec grande soufflante. | 37 |
| Figure 0-1 | Schéma d'un turboréacteur. | 46 |
| Figure 0-1 | Ondes de choc autour d'un T-38 Talon en vol supersonique | 48 |
| Figure 0-3 | Diffuseur divergent pour une onde de choc droit. | 49 |
| Figure 0-4 | La géométrie du choc oblique . | 51 |
| Figure 0-5 | Diffuseur à cône centrale pour une onde de choc oblique. | 52 |
| Figure 0- 6 | Angle de choc (deg) en fonction d'angle déflexion (deg). | 52 |
| Figure 0-7 | Diffuseur à double cône pour double onde de choc oblique. | 54 |
| Figure III-1 | Schéma de la tuyère. | 58 |
| Figure III-2 | La tuyère de V-2. | 59 |
| Figure 0-3 | Tuyère de Laval. | 63 |
| Figure III-4 | Schéma de la turbine et la tuyère. | 67 |
| Figure III.5 | Décomposition d'un domaine physique en volumes finis bidimensionnels. | 71 |
| Figure III.6 | Interface de travail du préprocesseur workbench (ansys fluent). | 72 |
| Figure III.7 | Creation de la geometries de la tuyère sure workbench (ansys fluent). | 73 |
| Figure III-8 | La géométrie de la tuyère. | 73 |
| Figure III-9 | La géométrie de la tuyère avec la condition limite. | 74 |
| Figure III-10 | le maillage de la tuyère. | 75 |
| Figure III-11 | Le maillage final de la tuyère. | 75 |
| Figure III-12 | Les résultats de maillage de la tuyère. | 76 |
| Figure III.13 | Définition des conditions aux limites sur Fluent. (Pression entré). | 78 |
| Figure III.14 | Définition des conditions aux limites sur Fluent. (Température entré). | 78 |
| Figure III-15 | Organigramme représentatif de ce processus itératif. | 80 |
| Figure IV- 01 | consommation spécifique « Cs » en fonction de rapport de pression « π ». | 83 |
| Figure IV- 02 | Consommation spécifique « Cs » en fonction de la richesse « r ». | 83 |
| Figure IV- 03 | La force spécifique « fcs » en fonction de consommation spécifique «Cs ». | 84 |

| | | |
|----------------------|--|-----------|
| Figure IV -04 | Consommation spécifique « Cs » en fonction de altitude «z ». | 85 |
| Figure IV -05 | Consommation spécifique « Cs » en fonction de nombre de mach subsonique «M₀ ». | 86 |
| Figure IV- 06 | Consommation spécifique « Cs » en fonction de nombre de mach supersonique «M₀ ». | 88 |
| Figure IV- 07 | Les rapports des pressions statique du différent des ondes de choc en fonction de nombre de mach « M₀ ». | 89 |
| Figure IV-08 | Convergence des équations gouvernantes. | 90 |
| Figure IV -09 | Contour de la pression. | 91 |
| Figure IV -10 | La distribution de pression. | 91 |
| Figure IV -11 | Contour de la température | 92 |
| Figure IV -12 | La distribution de température | 92 |
| Figure IV -13 | Contour de nombre de Mach. | 93 |
| Figure IV -14 | Le nombre de mach en fonction de longueur de tuyère. | 93 |
| Figure IV -15 | Contour de la densité. | 94 |
| Figure IV-16 | La distribution de la densité. | 94 |

Liste des tableaux

| N° de Tableau | Intitulé | Page |
|-----------------|--|------|
| Tableau II- 1 | La température T3 variable pour différents richesse pour T2=500k. | 45 |
| Tableau II- 2 | La variation d'enthalpie de kérosène C ₁₀ H ₂₂ . | 54 |
| Tableau II -3 | Le débit de carburant en fonction de la richesse. | 56 |
| Tableau III- 01 | Le dimensionnement de la tuyère de 4.5 à 1 bar. | 69 |
| Tableau IV- 01 | Le résultat de variation de taux de compression. | 82 |
| Tableau IV- 02 | Le résultat de variation de la richesse . | 83 |
| Tableau IV- 03 | Résultat de variable de altitude z= 0 à 11 km. | 84 |
| Tableau IV- 04 | Résultat de variable d'altitude z plus de 11 km. | 85 |
| Tableau IV- 05 | Résultat de variation de nombre de mach. | 85 |
| Tableau IV- 06 | Mach supérieur de 1 (avec ondes de choc). | 86 |
| Tableau IV -07 | La suite de tableau Mach supérieur de 1 (avec ondes de choc). | 86 |
| Tableau IV- 08 | Onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale. | 87 |
| Tableau IV -09 | La suite de tableau onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale. | 87 |
| Tableau IV- 10 | 2 ondes de choc oblique 10°+ onde de choc normale. | 88 |
| Tableau IV -11 | La suite de tableau 2 onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale. | 88 |

Introduction générale :

De nos jours, deux éléments importants intéressent particulièrement les motoristes aéronautiques : chercher à améliorer les performances des turboréacteurs et réduire la consommation du carburant pour limiter au maximum les émissions de polluants. L'accroissement des performances d'un turboréacteur passe par l'augmentation du taux de compression et par l'augmentation de la température d'entrée de Turbine. Cela entraîne la hausse des températures des gaz en sortie de la chambre de combustion. Dans les moteurs aéronautiques

La qualité de presque tous les produits peut être définie en trois points : la performance, le prix et la durée de vie

La performance élevée est également un facteur important pour réduire les coûts d'exploitation en raison de la réduction de la consommation de carburant, comme aujourd'hui, dans une ère où l'écologie fait rage, le développement durable devient un enjeu capital. L'objectif est maintenant de réduire au maximum la consommation de carburant et donc les rejets de gaz polluants.

Toutes ces raisons ont poussé les ingénieurs et chercheurs dans ce domaine à concentrer toutes leurs recherches pour augmenter la performance de leurs produits à réduire la consommation de carburant.

La même chose, que nous aborderons dans ce projet, qui calcule les performances du turboréacteur et connaît les facteurs et les contrôles les plus importants pour améliorer ses performances.

Le choix et L'objectif des travaux présentés dans ce mémoire de ce projet c'est le calcul de la performance d'un turboréacteur simple corps-simple flux

A Notre étude représente dans son ensemble, une étude thermodynamique globale qui consiste à déterminer les différents paramètres de fonctionnement d'un turboréacteur simple corps simple flux, avec une détermination des performances de ce réacteur tel que : la poussée, la consommation du carburant.

La méthode de calcul utilisée est une méthode analytique directe basée sur des lois fondamentales, reliant les différentes caractéristiques des écoulements qui traversent ce moteur.

Pour réaliser cette étude, nous avons subdivisé notre travail en quatre chapitres qui sont :

1. Le premier chapitre donne des généralités sur les moteurs à réaction (turboréacteur), débutée par un historique sur l'évolution technique de ce type de moteur et une classification des différents types de turboréacteur avec leurs principes de fonctionnement de chaque composant, en suite les avantage et les inconvénients du turboréacteur ,le chapitre est terminé par un conclusion .

2. Dans le deuxième chapitre, approche analytique d'un turboréacteur on donne la formulation mathématique lié au turboréacteur à simple flux. A la section d'entrée de chaque élément du turboréacteur, tous les paramètres du fluide tel que la température, la pression, la masse volumique et le nombre de Mach statiques et dynamiques ont été calculés.
3. Dans Le troisième chapitre simulation d'un RANS d'une tuyère converge –diverge
Nous présentons la modélisation d'une tuyère. Deux parties seront détaillées :
 - La première étape consiste à présenter les phases de la construction du modèle géométrique du système et la génération du maillage nécessaire à la simulation Numérique.
 - Dans la deuxième, nous présenterons la méthode des volumes finis utilisée par le Logiciel Fluent afin de résoudre le système d'équations.
4. Dans le quatrième chapitre, Résultats et interprétation est consacré a la présentation des résultats obtenus et leurs discussion des calcule la performance d'un turboréacteur et leur résultat finale, après avoir optimisé le maillage des tuyères étudiés, vérifier le critère de convergence, et la validation de notre étude. Les résultats obtenus seront discutés en présentation les paramètres dynamique et les paramètres thermique.

CHAPITRE I : Recherche bibliographique

1.1 INTRODUCTION :

En effet, le mot "turboréacteur" (ou "turbo fan" pour les anglo-saxons) n'évoque pas forcément grand-chose au premier abord. Dans un premier temps il faut savoir que d'une manière vraiment simpliste, le turboréacteur peut être décrit tout simplement comme le "moteur" des gros avions tels que les avions issus des entreprises BOEING, AIRBUS, mais d'autres aussi. Il s'agit plus précisément d'un système de propulsion assez complexe permettant de créer une certaine poussée, de manière à faire avancer l'avion. Les turboréacteurs possèdent de nombreux systèmes compliqués, toutefois il est nécessaire d'en connaître quelques-uns, pour le moins indispensable, de manière à comprendre le fonctionnement de ces moteurs particuliers. En examinant le schéma suivant, on peut déjà déterminer quatre réactions, auxquelles on attribuera un système.



Figure I.1 : le turboréacteur de Boeing 7T-VCT

1.2 Définition :

Le turboréacteur est un système de propulsion essentiellement utilisé pour les avions. La poussée résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche à air) et la sortie (tuyère). Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine et sert à comprimer l'air à l'entrée d'un compresseur, celui-ci est relié à la turbine avec un arbre de transmission, l'air entre dans la réaction de la combustion comme comburant.

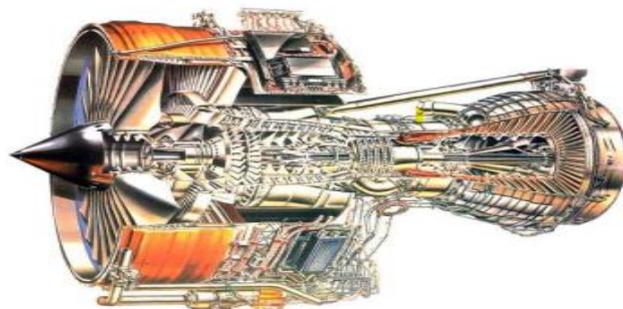


Figure I-2 : Turboréacteur de Rolls-Royce Trent 800[1].

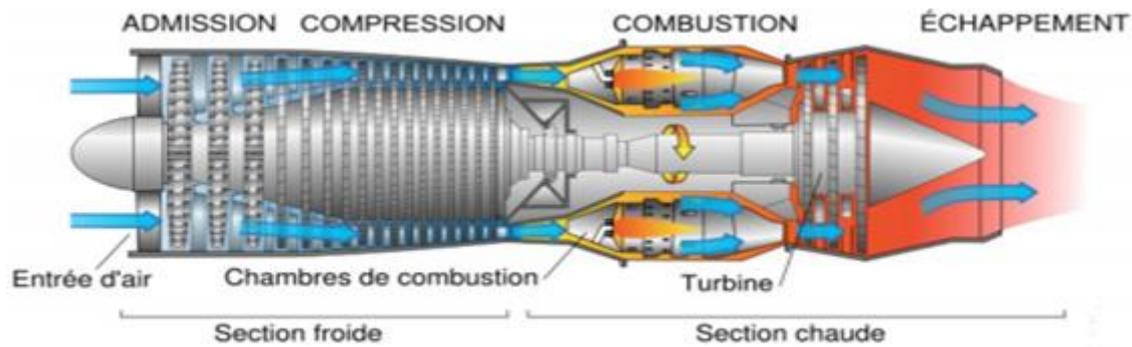


Figure I.3: schéma représentant les phases du turboréacteur [3]

1.3 HISTORIQUE :

1910 : Présentation du premier avions à « moteur sans hélice » au salon du Bourget par Henri Coanda.

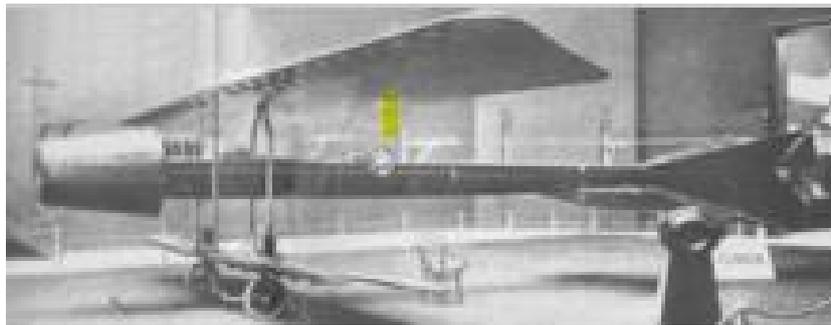


Figure I.4 : Le premier avion à réaction au deuxième Salon de l'aéronautique de 1910. [2]

3 mai 1921 : Maxime Guillaume est le premier à déposer un brevet d'invention concernant la « propulsion par réaction sur l'air », brevet qu'il obtient le 13 janvier 1992.

Néanmoins il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité des avancées techniques importantes sur les compresseurs et les matériaux.

1928 : Whittle, ingénieur aéronautique, s'engage dans la Royal Air Force.

Dans les années 1930 : Les premiers turboréacteurs sont conçus indépendamment, par Frank Whittle en Angleterre et par Hans Von Ohain en Allemagne.

1931 : Whittle effectue ses premiers vols en tant que pilote.

Agé alors de 22 ans, il imagine pour la première fois un avion propulsé sans hélice et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air.



Figure I.5 : Le Heinkel He 178, premier aéronef conçu pour être propulsé par un turboréacteur [2]

1934 : Von Ohain conçoit l'idée d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu et dépose un brevet de moteur à propulsion similaire à celui de Whittle sur le dessin mais différent sur les éléments internes au moteur.

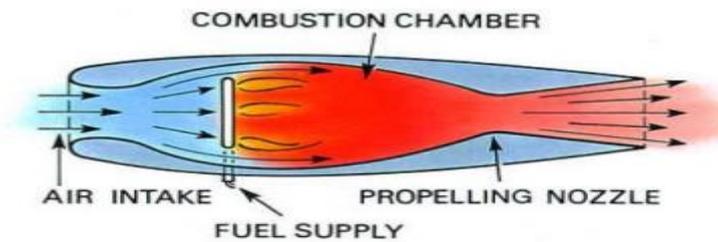


Figure I-6: le jet propulsif de René Lorin [1]

1935 : Grâce à des dons privés, Whittle construit le premier prototype de turboréacteur.

Avril 1937 : Whittle teste son premier prototype de turboréacteur au banc d'essai.

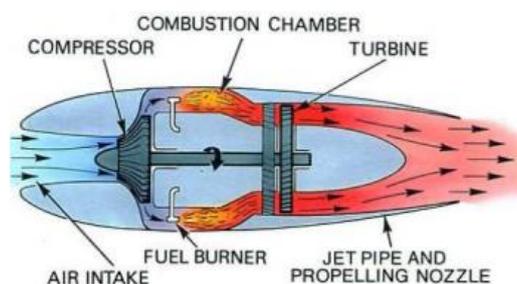


Figure I-7 : Le 1 er turboréacteur de Franck Whittle [1]

7 juillet 1939 : Livraison à la société « Power Jets Ltd » (avec laquelle Whittle est associé) du premier turboréacteur destiné à un petit avion expérimental.

1939 : Von Ohain fait voler le premier turboréacteur sur un Heinkel He 178 premier aéronef conçu pour être propulsé par ce type de moteurs.

Février 1940 : la Gloster Aircraft Company est choisie pour développer un avion, le « Pioneer ».

1940 : Anselm Franz développe un turboréacteur fondé sur le principe des compresseurs axiaux, dont la section frontale est beaucoup plus restreinte et le rendement meilleur, le « Junkers Jumo 004 ».

15 mai 1941 : Le Pioneer effectue son premier vol.

1944 : Le Junkers Jumo 004 devient non seulement le premier turboréacteur moderne mais également le premier produit en série.

1949 : D'un point de vue civil, le De Havilland Comet est le premier avion commercial propulsé par des turboréacteurs. Il est resté célèbre pour une série d'accidents en plein vol qui a mis en évidence le phénomène de fatigue des structures dans l'aéronautique.

1949 : Pratt & Whitney développe le premier réacteur double corps qui amènera au développement du J57 militaire utilisé sur les Boeing B-52 et KC-135, ainsi que les Douglas Skywarrior.

1953 : General Electric développe le J79, dont le compresseur comporte 17 étages, 6 des stators étant à incidence variable. Ce dernier sera produit en 16 500 exemplaires.[2]



Figure I.8 : Le De Havilland Comet, premier avion commercial à turboréacteurs, décolle en 1953 [2]

1.4. Construction :

La construction du turboréacteur est montrée sur la figure suivante :

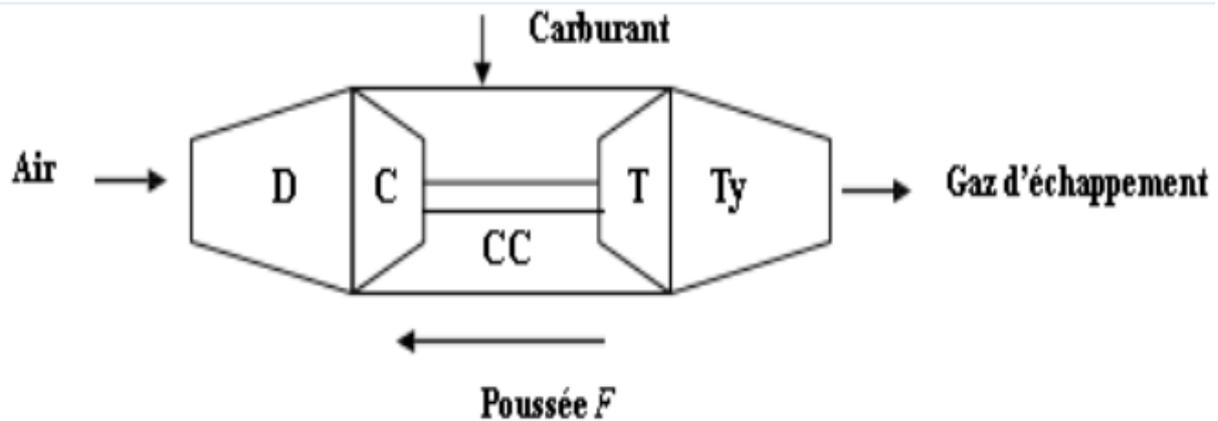


Figure I.9 : schéma simplifié des éléments de turboréacteur

Le turboréacteur se compose de :

- Diffuseur (D).
- Compresseur rotatif (C).
- Chambre de combustion (CC)
- Turbine (T).
- Tuyère d'échappement (Ty).

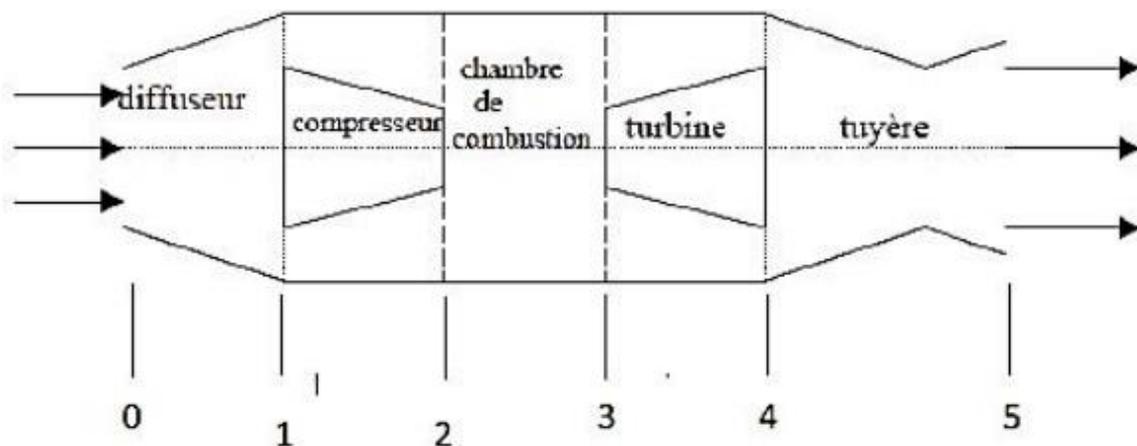


Figure I.10: schéma simplifié des organes d'un turboréacteur (simple flux sec) [4]

Les principaux organes d'un turboréacteur sont les suivants :

- L'entrée d'air : 0→1
- La compresseur basse et haute pression : 1→2
- La chambre de combustion : 2→3
- La turbine base et haute pression : 3→4
- La tuyère : 4→5

1.5. Principe général de fonctionnement et cycle thermodynamique :

1.5.1. L'action et la réaction :

Le principe de propulsion des avions réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Isaac Newton en 1687 (l'action et la réaction). Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle. La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle (schéma de gauche). Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon (schéma de droite), les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon vers l'avant (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante). [5]

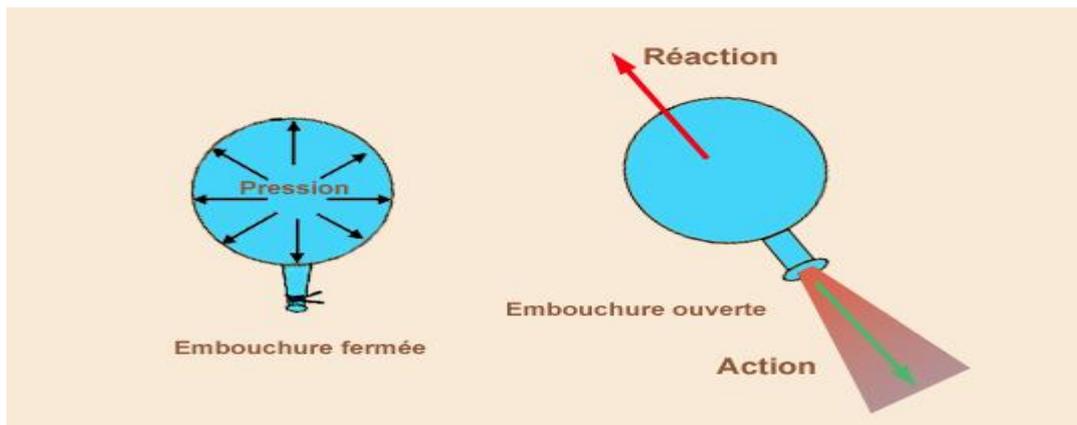


Figure I-11 : Principe d'action et de réaction [5]

1.5.2. Principe de fonctionnement :

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turboréacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes,

À savoir : Compression - Combustion - Détente.

Une masse d'air entre dans le réacteur à une vitesse V_1 et en sortant à une vitesse V_2 telle que $V_2 \gg V_1$ produit une force de réaction utilisée comme force de poussée propulsive.

L'admission de l'air se fait à travers la buse d'entrée. Aspirée par le fan et comprimée via un compresseur axial ou centrifuge. L'air se réchauffe sous l'effet de la compression et entre dans la chambre de combustion où il est mélangé avec le carburant pulvérisé qui s'enflamme spontanément sous l'effet de l'air chaud.

Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'APU (auxiliaire power unit) ou par un groupe pneumatique au sol met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier de transmission ou AGB accessoire gear box (en anglais) injecte du carburant (kérosène).

Ce mélange air comprimé/carburant est enflammé dans cette ou ces chambres par une bougie ou plusieurs bougies (allumeurs), ce qui permet de dilater fortement les gaz. Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur, etc.) ; ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente afin de les accélérer en sortie. Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti. [5]

1.5.2.1. Remarque :

Le flux d'air primaire traverse un certain nombre de sections :

- **Le Fan ou soufflante** : Il s'agit du premier étage de compression chargé de 17 accélérations de l'air admis à l'entrée du réacteur. Il se compose d'une roue à aubes longues, fines et présentant un certain vrillage. La vitesse tangentielle à l'extrémité des aubes peut atteindre 460 m/s. La température à cet étage est faible ($T < 100^\circ \text{C}$).
- **Les étages du compresseur** : composés de deux rotors tournant indépendamment. La compresseur basse pression puis la compresseur haute pression augmentent progressivement la pression du flux d'air. Les aubes sont courtes et vrillées. La vitesse tangentielle en vol de l'extrémité de celles-ci est de l'ordre de 500 m/s. La température en fonctionnement varie entre 100 et 300°C pour la compresseur basse pression et entre 300 et 800°C pour la compresseur haute pression.
- **La chambre de combustion** : qui augmente brusquement la pression et la température de l'air. L'énergie apportée au flux d'air provient de la combustion du kérosène.
- **Les étages de la turbine** : La turbine haute pression puis la turbine basse pression récupèrent une partie de l'énergie fournie lors de la détente de l'air pour entraîner les compresseurs en rotation. Pour cela, la turbine et le compresseur haute pression sont liés au même arbre. Il en va de même pour la turbine et le compresseur basse pression. Les aubes de ces étages sont larges, droites et épaisses. Elles sont couvertes d'un revêtement en céramique et refroidies dans la masse par une circulation continue de fluide pour résister aux hautes températures présentes à ces étages (parfois supérieures à 1000°C).
- **La tuyère** : convertit une partie de l'énergie thermique acquise par les gaz dans la chambre de combustion en énergie cinétique. Grâce à sa section conique convergente, elle accélère le flux gazeux tout en abaissant sa température et sa pression. Cette accélération génère une importante différence de vitesse des gaz entre l'entrée (le fan) et la sortie (la tuyère) du turboréacteur. L'effort de poussée ainsi créé permet, par réaction, de propulser l'avion (fig.12). [6]



Figure I.12 : Aubes d'un turboréacteur (a) Aube de fan, (b) Aube-disque de compresseur, (c) Aube de turbine avec son circuit de refroidissement. [6]

1.5.3. Principe thermodynamique :

Le cycle Thermodynamique du Turboréacteur comprend quatre stades où l'air subit des modifications physiques ou chimiques :

- 1- L'admission ;
- 2- La compression ;
- 3- La combustion ;
- 4- La détente.

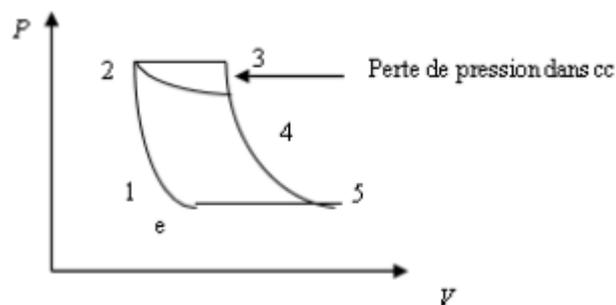


Figure I-13 : diagramme PV de turboréacteur.

On distingue de T_e à T_1 : la compression dynamique au niveau du diffuseur.

T_1 à T_2 : la compression mécanique au niveau du compresseur.

T_2 à T_3 : la combustion (l'apport calorifique) au niveau de la chambre de combustion.

T_3 à T_4 : la détente dans la turbine actionnant le compresseur.

T_4 à T_5 : la détente dans la tuyère propulsive.

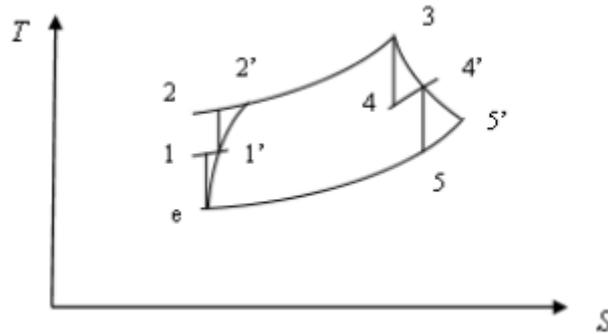


Figure I-14:diagramme TS de turboréacteur.

1.6. Composants principaux d'un turboréacteur et fonctionnement de chaque composant :

La conception d'un turboréacteur est fortement complexe à travers plusieurs étapes qui se terminent par l'assemblage de différents éléments dont on distingue essentiellement :

Le diffuseur ; la soufflante (Fan) ; les compresseurs ; la chambre de combustion ; les turbines ; la tuyère d'éjection ; les paliers et les enceintes ; les boîtiers d'accessoires ; le système de régulation.

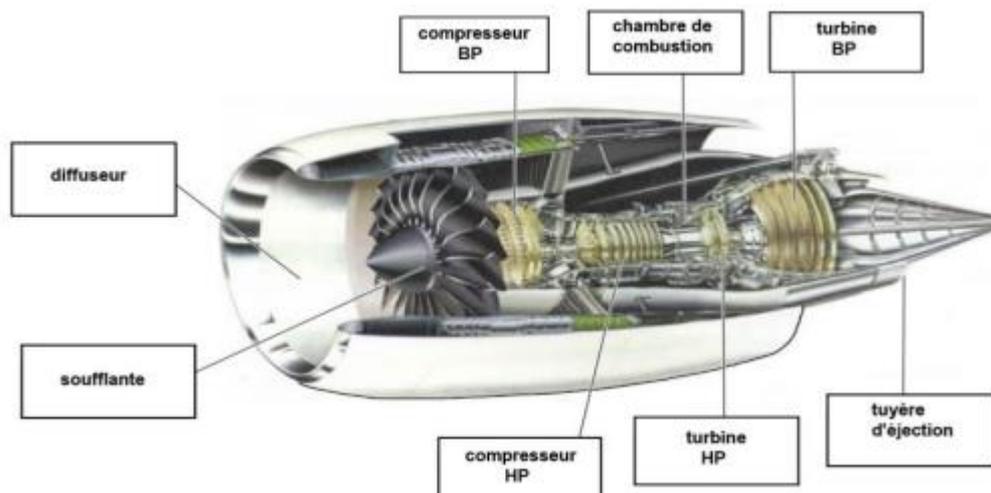


Figure I-15 : Coupe longitudinale d'un réacteur double flux double corps [7]

1.6.1. Le diffuseur :

Appelé également L'entrée d'air est un conduit destiné à capter l'air et à 'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Elle transforme l'énergie cinétique de l'air capté en énergie potentielle, par ralentissement de l'écoulement. Lorsque l'avion avance, l'air pénètre par ce conduit en fournissant l'air requis au compresseur. Sa conception doit en outre être parfaite au niveau aérodynamique pour ne pas affecter les performances de l'avion c'est à dire éviter le phénomène de trainée. De diriger l'air uniformément dans le compresseur, en évitant au maximum les turbulences. [8]

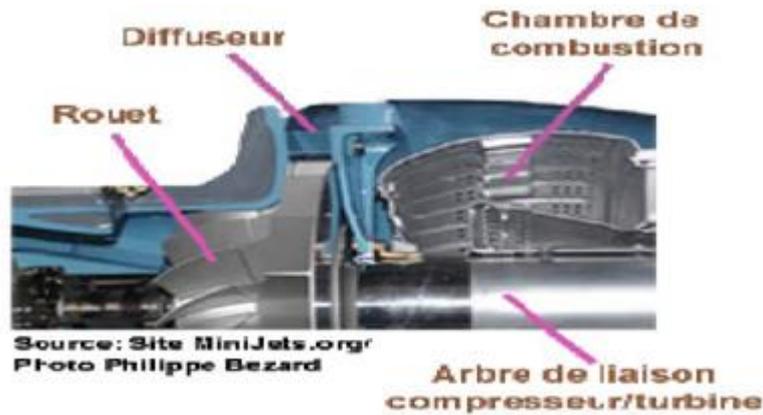


Figure I-16: Exemple d'un turboréacteur et diffuseur [10]

1.6.1.1. Etude thermodynamique :

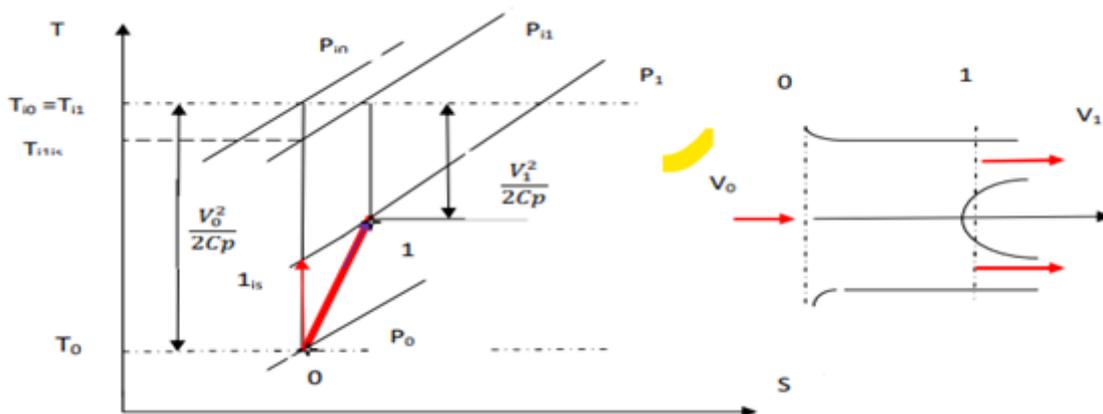


Figure I-17: évolution de l'air dans l'entrée d'air [8]

1.6.2. La soufflante :

Dans la plupart des turboréacteurs, une soufflante est toujours placée avant le compresseur. Elle est constituée de plusieurs pales de grandes dimensions dont l'incidence varie le long de pale. Dans un turboréacteur à double flux, la soufflante permet d'accélérer l'air admis par le diffuseur qui se divise après en deux parties : un flux secondaire (flux froid), et un flux primaire (flux chaud). Le flux secondaire représente la plus grande partie qui passe par le redresseur secondaire, et permet à l'éjection de créer 75% jusqu'à 80% de la poussée totale, tandis que le flux primaire passe par le redresseur primaire, ce qui augmente légèrement sa pression avant d'être comprimé à nouveau en passant par les deux compresseurs (BP et HP). Pour le cas d'un turboréacteur mono flux, la totalité d'air aspiré par la soufflante suivra le même chemin que celle du flux primaire pour un turboréacteur double flux (voir le principe de fonctionnement). Une soufflante peut être considérée comme un étage de compression dont le rapport de pression est faible par rapport aux compresseurs [9]



Figure I-18 : La soufflante du GE90 [7]

1.6.3 Les compresseurs :

Le rôle du compresseur est d'aspirer et de comprimer l'air pour l'amener à des, pression, température et vitesse optimales à l'entrée de la chambre de combustion.

Il existe deux sortes principales de compresseurs :

- les compresseurs axiaux
- les compresseurs centrifuges.

Il y a également un autre type mixte : le compresseur « axial-centrifuge ».



Figure I.19 : le compresseur. [11]

1.6.3.1. Les compresseurs axiaux :

Un compresseur axial résulte d'un empilage d'« étages » composés chacun d'un « aubage mobile » et d'un « aubage fixe ». Considérons d'abord un tel étage de compresseur. L'aubage mobile (ou roue) est constitué d'un disque circulaire sur lequel sont fixées des «aubes » qui ressemblent à des petites ailes (ailettes), Il tourne devant l'aubage fixe, circulaire, (ou grille

fixe) qui est également constitué d'aubes, fixes celles-ci. La compression de l'air s'y passe en 2 phases ;

- Premièrement, l'aubage mobile, procure une accélération aux particules d'air, en les déviant par rapport à l'axe du moteur ;
- Deuxièmement, l'aubage fixe qui le suit, ralentit ces particules et transforme une partie de leur vitesse en pression. Cet aubage s'appelle aussi «redresseur» car il ramène l'écoulement de l'air, accéléré par l'aubage mobile, dans l'axe du moteur. Sur le plan aérodynamique, les performances d'un étage de compresseur sont caractérisées par 3 grandeurs : son débit d'air (Q), son taux de compression ou rapport de pression (P/P) et son rendement (η), la commande étant assurée par la vitesse de rotation. En fait les instruments de mesures du moteur suivent plutôt le régime de rotation (N en tr/mm) ; mais ce qui compte sur le plan aérodynamique ce sont les vitesses mécaniques ($U = N \cdot \text{Rayon} / 120\pi$, en m/s) et surtout les vitesses d'écoulement devant et dans les aubages. On notera que la vitesse des particules d'air relative à l'aubage mobile et la vitesse mécanique se combinent en chaque point de cet aubage mobile pour donner la vitesse absolue (ou réelle). Cela se fait en additionnant les vectrices vitesses correspondantes. [12]

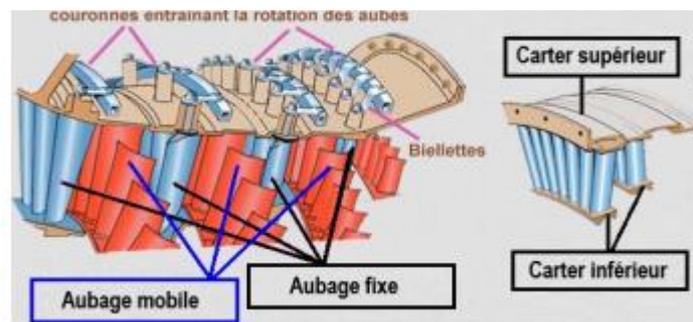


Figure I.20 : Une partie d'un compresseur axial. [7]

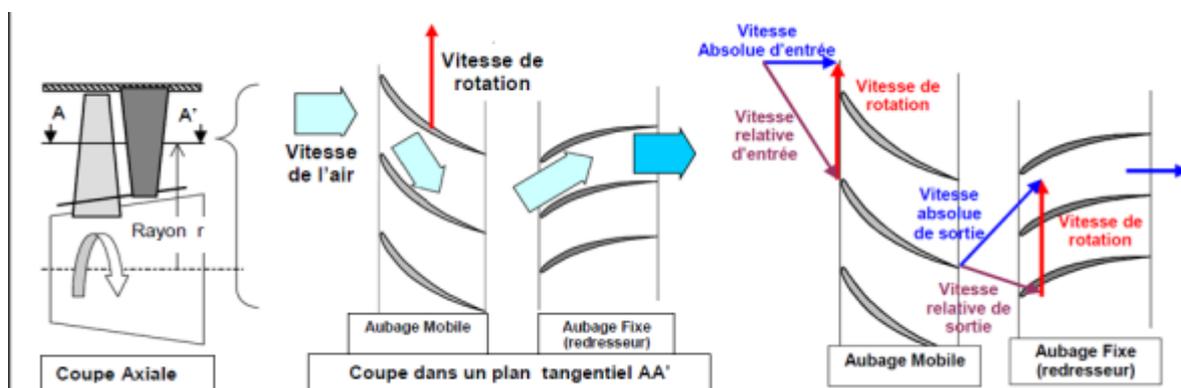


Figure I.21 : Une partie d'un compresseur axial. [7]

1.6.3.2. Les compresseurs centrifuges :

Un compresseur centrifuge est constitué d'un « rouet » à palettes radiales et de deux diffuseurs : un radial et l'autre axial (voir la figure ci-dessous). Dans un compresseur centrifuge, le rouet aspire l'air axialement et le refoule radialement après l'avoir accéléré et comprimé, grâce à l'effet de la force centrifuge. Cet air est ensuite redressé en passant par le diffuseur radial puis le diffuseur axial, ce qui transforme une partie de sa vitesse en pression. Un collecteur récupère finalement cet air comprimé pour l'amener dans l'axe de la chambre de combustion. Un tel compresseur présente l'avantage de fournir un taux de compression en 1 étage, supérieur à celui d'un compresseur axial en 5 étages. En contrepartie, son encombrement radial est important et conduit à des maîtres couples rédhitoires en matière de poussée. En revanche, le compresseur centrifuge est souvent utilisé dans les moteurs des hélicoptères dont le but est beaucoup moins de pousser que de faire tourner leurs pales. [12]



Figure I.22 : compresseurs centrifuges. [12]

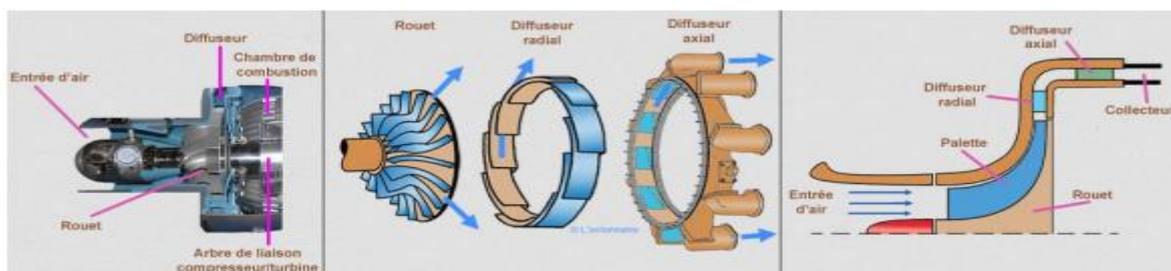


Figure I.23: Compresseur centrifuge avec un schéma descriptif. [7]

1.6.3.3. Etude thermodynamique :

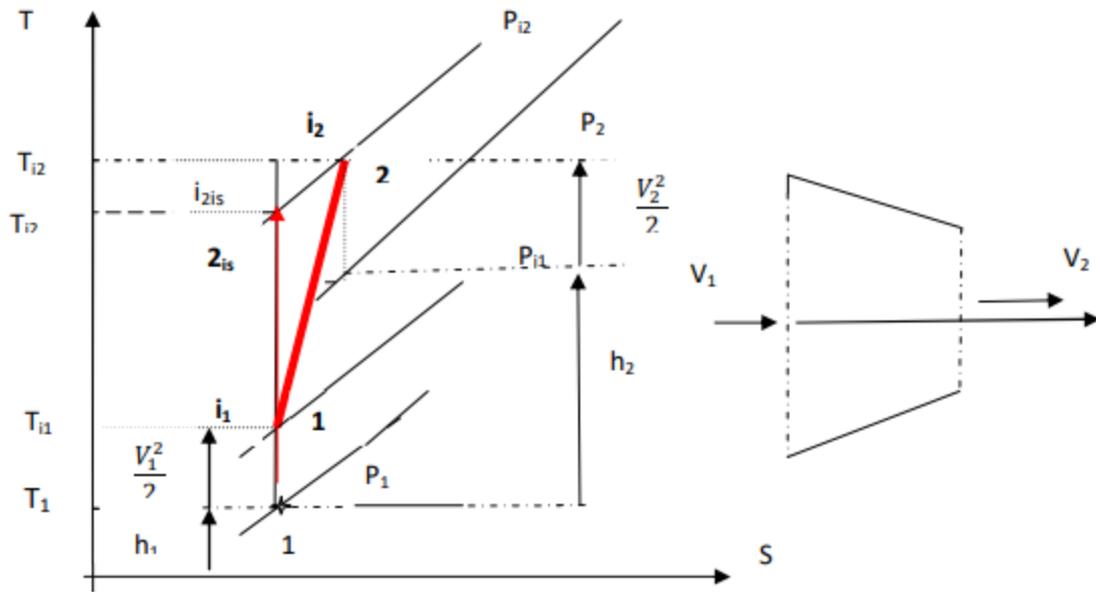


Figure I.24: évolution de l'air dans le compresseur. [8]

1 → 2_{is} : Compression mécanique théoriquement isentropique (adiabatique et réversible)

1 → 2 : Compression réelle.

1.6.3.4. Les aubes du rotor :

Les aubes du rotor sont de section aérodynamique et comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient. Les aubes sont généralement conçues pour donner un gradient de pression sur leur longueur afin de garantir que le flux d'air conserve une vitesse axiale raisonnablement uniforme. La pression plus élevée en bout d'aube compense l'action centrifuge du rotor sur le flux d'air. Pour obtenir ces conditions, il est nécessaire de vriller l'aube de la racine à la pointe pour donner l'angle d'incidence correct à chaque point. Le flux d'air qui circule dans un compresseur crée deux couches limites d'air lent à stagnant sur les parois intérieures et extérieures. Afin de compenser l'air lent dans la couche limite, une augmentation localisée de la cambrure de l'aube a été introduite à la fois au niveau du bout et de la racine de l'aube.

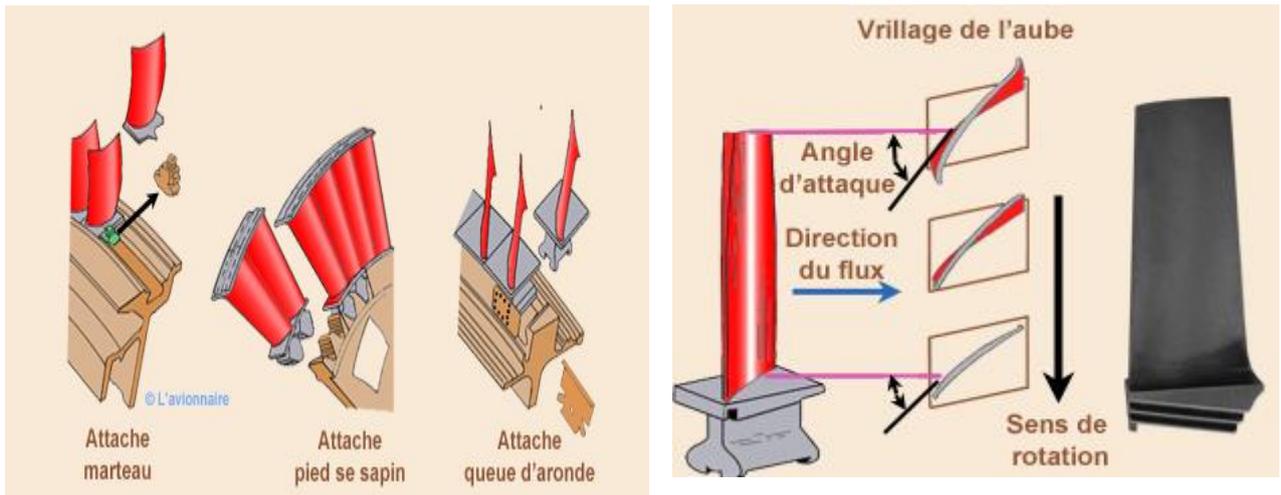


Figure I.25: dessin réalisé d’après un dessin de turboréacteur Rolls-Royce [13]

1.6.4. Les injecteurs :

Les injecteurs sont conçus pour fournir un débit de carburant suffisamment pulvérisé pour obtenir un mélange optimal avec l’air. Un injecteur est composé de nombreux éléments pour l’arrivée de l’air et du carburant. Une partie de l’air sert à maintenir la flamme à une distance raisonnable de l’injecteur, une autre partie passe par des vrilles afin de créer un tourbillon pour optimiser le mélange air/carburant et le reste de l’air passe par des trous pour homogénéiser le mélange air/carburant à l’entrée du foyer et créer une recirculation des gaz brûlés et une stabilisation de la flamme.

Ci-dessous dessin d’un injecteur aérodynamique.



Figure I.26: dessin réalisé les injecteurs de turboréacteur Rolls-Royce [13]

1.6.5. Les chambres de combustion :

La chambre de combustion est destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur HP afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène de l'air avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure) en l'occurrence. Elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible.

La chambre de combustion située entre le compresseur BP et la turbine HP est constituée d'un tube à flamme ou foyer (généralement) en forme de tore. Celui-ci est enfermé dans un carter, également de forme torique. [13]

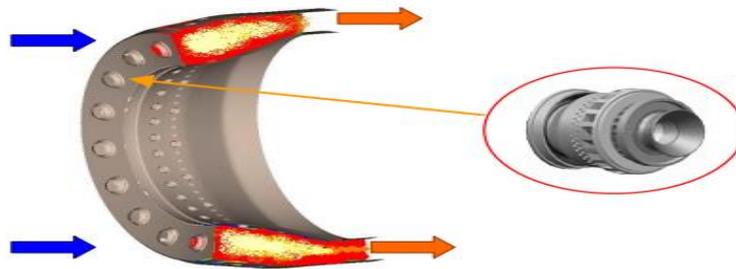


Figure I.27: Coupe d'un foyer de chambre de combustion et vue d'un injecteur (à droite) [12]

1.6.5.1. Principe de fonctionnement de chambre de combustion :

Il est bien évident que le principe de fonctionnement varie d'un constructeur à un autre et même d'un réacteur à un autre chez le même constructeur. Mais le principe général de fonctionnement reste relativement identique.

L'air qui pénètre dans la chambre de combustion se répartit en plusieurs circuits. Une partie rentre directement dans le tube à flammes et dans l'injecteur pour contribuer à la combustion. Une autre partie contourne le tube à flammes et sert à la fois pour refroidir les parois et pour diluer et mélanger l'écoulement de l'air dans le foyer.

À la mise en rotation du réacteur (Principe d'une turbine à gaz) le mélange de l'air provenant du compresseur et du carburant injecté par la pompe est enflammé par une bougie (allumeur). Après avoir atteint son régime d'autonomie l'allumage de la bougie est coupé et la flamme s'auto-entretient. [13]

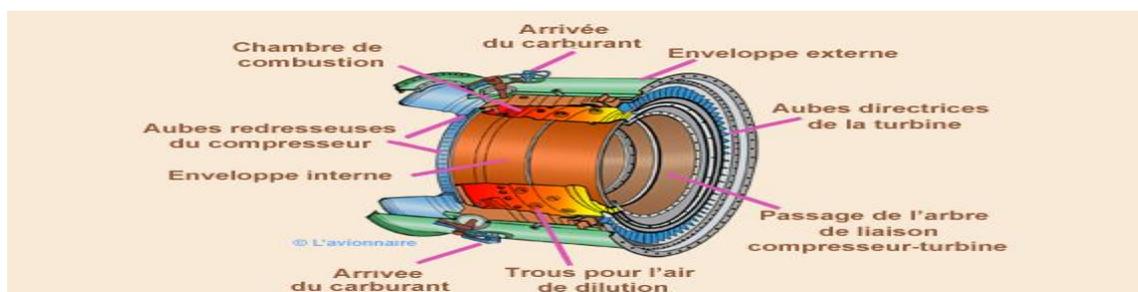


Figure I.28 : dessin réalisé d'après un dessin frome de turboréacteur by Rolls-Royce [13]

On peut considérer qu'une chambre de combustion peut être partagée en trois zones : une zone primaire, une zone secondaire et une zone de dilution.

La température varie aux alentours de **2000 °C** dans la zone du primaire pour diminuer aux environs de **1200 °C** à la sortie de la chambre.

Ces températures élevées nécessitent un refroidissement des parois de la chambre (voir ci-dessus Principe de refroidissement). Celui-ci est obtenu par de l'air sortant du compresseur à environ **500 °C**.

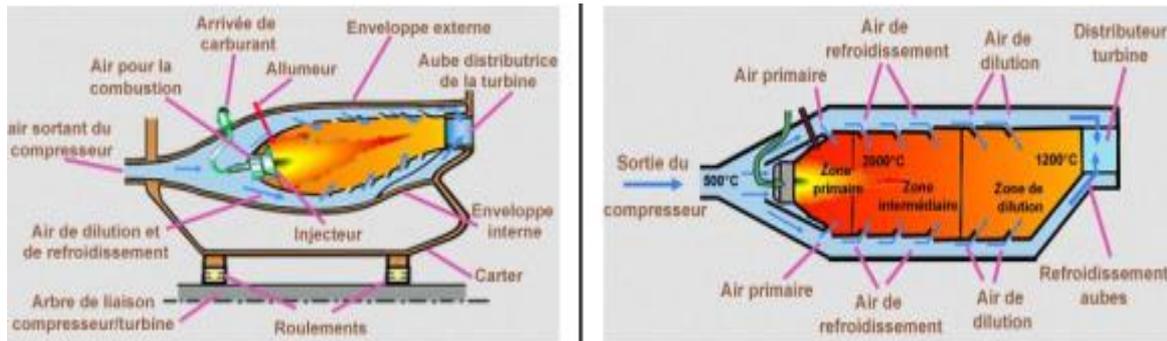


Figure I-29: Circuits d'air et zones thermiques dans la chambre de combustion [13]

Environ 20 % du débit massique d'air est aspiré par la section d'entrée. Immédiatement en aval de la section d'entrée se trouvent des aubes de tourbillonnement et une torche perforée, par laquelle l'air passe dans la zone de combustion primaire. L'air tourbillonnant induit un flux en amont du centre du tube de flamme et favorise la recirculation souhaitée. L'air non capté par la section d'entrée s'écoule dans l'espace annulaire entre le tube de flamme et la gaine d'air. À travers la paroi du corps du tube de flamme, à côté de la zone de combustion, se trouvent un nombre choisi de trous secondaires par lesquels 20 % supplémentaires du flux d'air principal passe dans la zone primaire. L'air provenant des ailettes de tourbillonnement et celui provenant des trous d'air secondaires interagissent et créent une zone de recirculation à faible vitesse. Cela prend la forme d'un tourbillon toroïdal, similaire à un anneau de fumée, qui a pour effet de stabiliser et d'ancrer la flamme (dessin ci-dessous). Les gaz de recirculation accélèrent la combustion des gouttelettes de combustible fraîchement injectées en les amenant rapidement à la température d'allumage. [13]



Figure I-30: la photographie d'un tube à flammes de la chambre de combustion [13]

1.7.5.2. Etude thermodynamique :

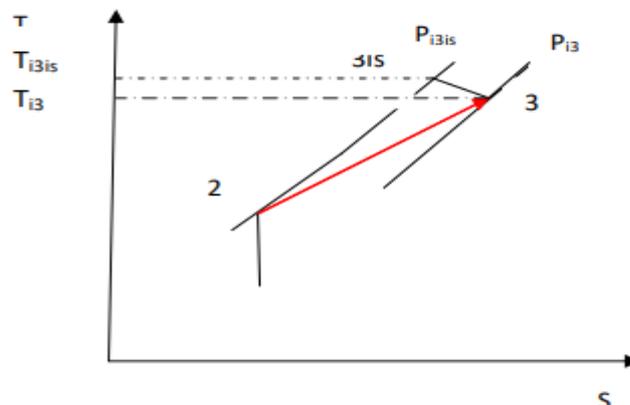


Figure I-31 : évolution des gaz dans la chambre de combustion [8]

1.6.6. La turbine :

Sur un turboréacteur la turbine récupère une partie de l'énergie issue de la combustion des gaz pour le fonctionnement de la soufflante, du compresseur et des accessoires. Sur un turbopropulseur la turbine récupère la quasi-totalité de l'énergie issue de la combustion des gaz pour entraîner l'arbre de transmission de l'hélice, le compresseur et les accessoires. Comme pour les compresseurs il existe deux sortes de turbines :

- les turbines **centripètes** très peu utilisées et uniquement pour les réacteurs de faibles puissances ;
- les turbines **axiales**, solution utilisée sur la majorité des turboréacteurs et turbopropulseurs.

Rappelons que sur un turboréacteur double flux la turbine **HP** (haute pression) entraîne le compresseur **HP** et la turbine **BP** (basse pression) entraîne le compresseur **BP** et la soufflante **FAN**. [13]

1.6.6.1. Principe de fonctionnement :

Sortant de la chambre de combustion les gaz vont se détendre dans le distributeur (stator). Celui-ci va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement le rotor ayant aussi des profils déviateurs tourne.

La vitesse V^1 à la sortie de la chambre de combustion est déviée et accélérée dans les aubes du distributeur (stator) pour devenir à la sortie V^2 .

À l'entrée du rotor la **vitesse absolue d'entrée V^2** peut être décomposée en **V^3 vitesse relative d'entrée** et **u vitesse de rotation**.

À la sortie du rotor la **vitesse absolue de sortie V^5** peut aussi se décomposer en **V^4 vitesse relative de sortie** et **u vitesse de rotation**.

Il y a accélération de la vitesse dans le distributeur (aubage fixe) et ralentissement dans le rotor (aubage mobile).

Une partie de l'énergie cinétique est donc transformée en énergie mécanique pour faire tourner le rotor. [13]

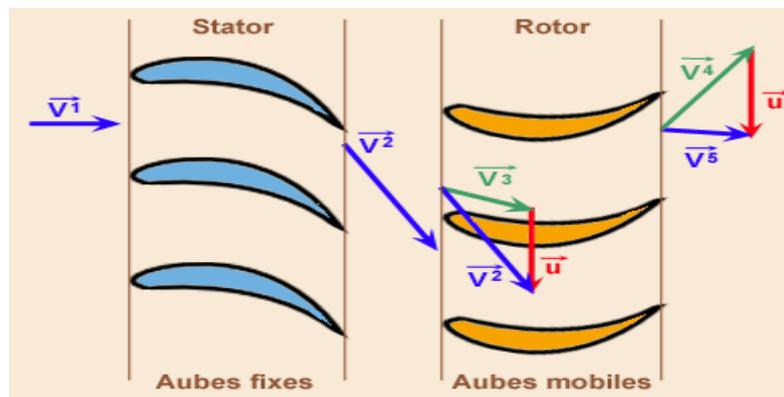


Figure I-32: triangle de vitesse de rotor et stator de la turbine [13]

1.6.6.2. Composition :

Les composants de base de la turbine sont :

- les aubes directrices de la tuyère ;
- les disques de la turbine ;
- et les aubes de la turbine.

L'ensemble rotatif est porté par des roulements montés dans le carter de la turbine et l'arbre de la turbine peut être commun à l'arbre du compresseur ou relié à celui-ci par un accouplement à alignement automatique.

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe distributeur ou stator, suivi d'un aubage mobile ou rotor.

La turbine utilise une partie de l'énergie issue de la combustion pour le faire tourner la soufflante, le compresseur et les accessoires.

On trouvera deux sortes de turbines :

- Les turbines centrifètes peu utilisées et seulement sur les réacteurs de faibles puissances.
- Les turbines axiales.

1.6.6.3. Les turbines axiales :

Une turbine axiale peut comporter un ou plusieurs étages selon les besoins en énergie, un étage est constitué d'un aubage fixe (distributeur ou stator) suivi d'un aubage mobile (roue mobile ou rotor). Sortant de la chambre de combustion les gaz de fin de combustion vont se détendre dans le distributeur, ce qui va accélérer l'écoulement en le déviant. Sous l'effet de cet écoulement la roue mobile tourne comme le montre la figure ci-contre.

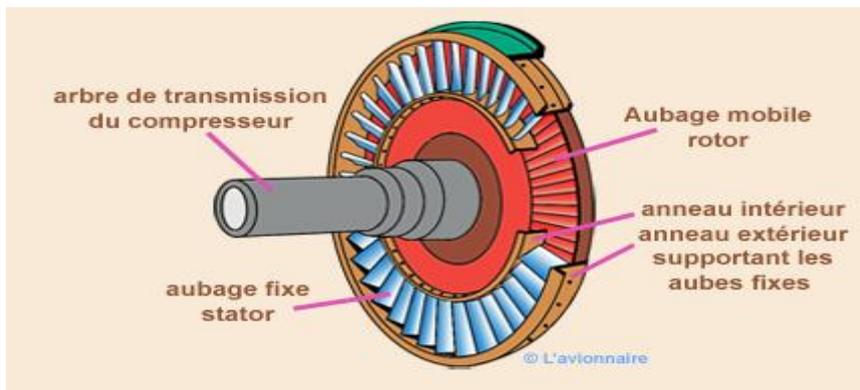


Figure I-33: Un étage d'une turbine axiale (la roue de la turbine) [13]

1.6.6.4. Etude thermodynamique :

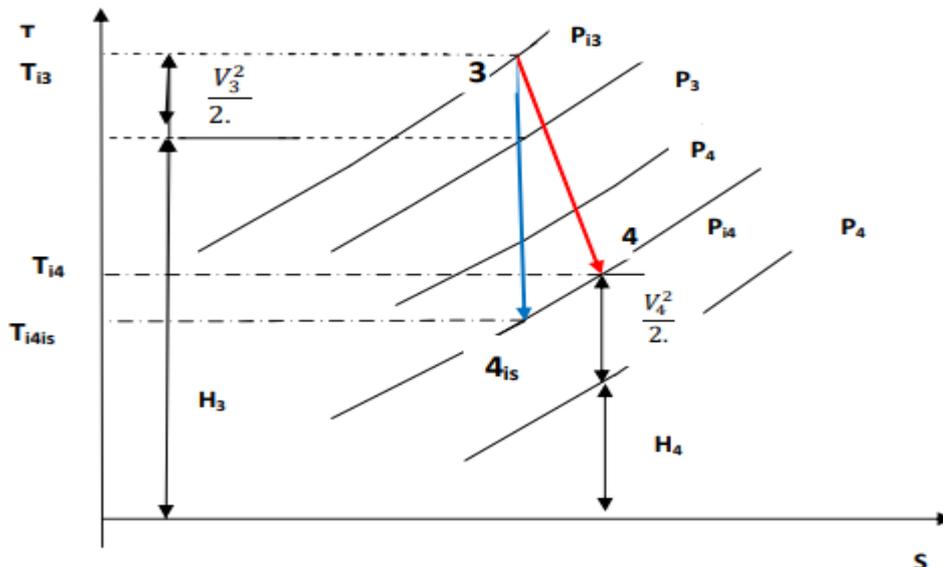


Figure I-34: évolution du gaz dans la turbine de turboréacteur [08]

3 → 4_{is} : Détente isentropique (adiabatique et réversible).

3 → 4 : Détente réelle.

1.6.7. Le distributeur :

Le distributeur est constitué d'un ensemble des aubes directrices maintenues par un anneau intérieur et un anneau extérieur. Son rôle est de diriger l'écoulement des gaz sortant de la chambre de combustion sur les aubes de rotor de la turbine. Pour les turbines à plusieurs étages, chaque distributeur est intercalé entre les rotors de la turbine pour redresser les filets d'air. Ces aubes directrices étant exposées aux gaz chauds de combustion, ce qui nécessite un refroidissement pour atténuer les contraintes thermiques qui peuvent endommager l'aube. L'aube directrice est pourvue d'une cloison interne qui épouse sa forme. Des trous répartis sur cette cloison vont permettre à l'air de refroidir la paroi interne de l'aube. Après avoir refroidi les surfaces internes, l'air s'échappe par des trous sur le bord d'attaque afin de le refroidir. Une rangée de trous disposée de chaque côté du bord d'attaque permet de refroidir l'intrados et l'extrados par recouvrement de film. Une autre rangée de trous disposée sur le bord de fuite en assurant le refroidissement par convection [7].

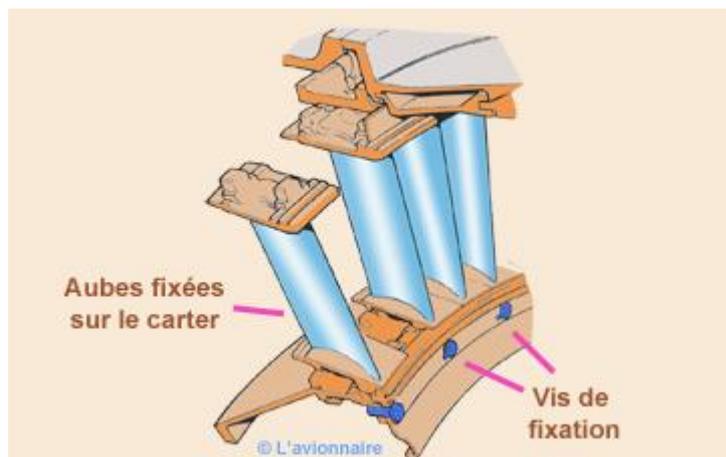


Figure I-35: section dans Le distributeur [13]

1.6.8. Les paliers :

Les arbres qui relient compresseur et turbine doivent pouvoir tourner à très grandes vitesses. Leur tenue mécanique est fondamentale.

Même à grandes vitesses, ils doivent pouvoir rester rigoureusement rectilignes, parfaitement dans l'axe moteur. Ils doivent pouvoir supporter des efforts de plusieurs tonnes ainsi qu'un minimum de balourds accidentels.

Des « paliers », constitués de roulements à billes ou à rouleaux, soutiennent ces arbres en s'appuyant sur les structures fixes du turboréacteur. Selon le nombre de corps : simple corps, double-corps ou triple-corps, ils sont respectivement au nombre de 3, 4 (ou 5) et 8(ou 9). Dans le cas des moteurs à corps multiples, il y a plusieurs paliers inter-arbres.

Pour éviter le déplacement vers l'avant ou vers l'arrière des ensembles mobiles, le palier amont est un palier de butée, monté sur roulement à billes. En fait, le déplacement longitudinal des arbres, et donc celui des corps, est contrôlé dans des « enceintes » pressurisées. Celles-ci contiennent des pistons, solidaires des arbres, sur lesquels s'exercent des efforts de pression appropriés et variables selon les cas de vol.

Afin de contribuer au bon rendement du moteur et donc à sa moindre consommation de carburant, les paliers et roulements doivent produire un minimum de pertes par frottement. Ils sont lubrifiés par de l'huile, voire par du kérosène. Cette huile doit être refroidie par le carburant et renouvelée pour compenser les fuites. Sur un turboréacteur de la classe de poussée de 10 000 da N, la consommation d'huile est de l'ordre de 0,2 à 0,3 litres pour 1 000 km. Chaque moteur est ainsi équipé d'un système de lubrification entraîné par la même prise de mouvement que la pompe à carburant. La solution consistant à utiliser des roulements non lubrifiés est encore au stade de la recherche.

On notera que, sur les moteurs de combat qui sont soumis à de fortes accélérations dans différentes directions (« facteurs de charges ») et à des vols sur le dos, la lubrification est une opération plus délicate que sur les autres types de moteurs.

Un paramètre caractéristique des roulements et des arbres est le « $N \cdot D_m$ », (Régime de rotation (en tr/mn) multiplié par un diamètre moyen du roulement ou de l'arbre (en mm)). Ce paramètre peut atteindre des valeurs de 3 millions sur les moteurs en service.

Sur les moteurs civils et tout particulièrement sur les turboréacteurs double-flux à grand rapport de dilution, l'ingestion accidentelle de corps étrangers, celle d'une oie (par exemple), peut avoir des conséquences graves pour le moteur. En effet, cette ingestion peut occasionner des pertes d'aubes de soufflante et entraîner un balourd de l'ensemble mobile trop important pour pouvoir être supporté par les structures fixes. Sur certains moteurs modernes, le déclenchement d'un système de « découpler » permet alors de désolidariser le palier amont du reste de la structure. L'ensemble mobile sujet au balourd peut alors orbiter sur un axe qui lui-même tournera autour de l'axe moteur. Cet ensemble sera finalement freiné par frottement sur le carter de soufflante, évitant ainsi tout risque d'éclatement du moteur. [12]

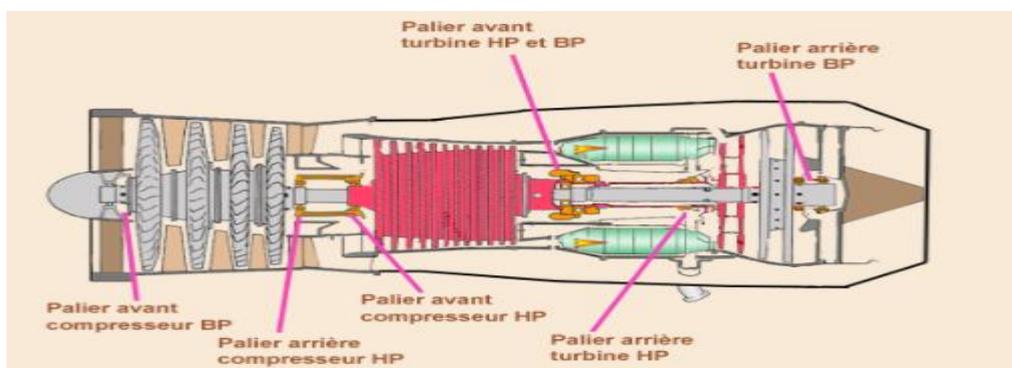


Figure I-36: schéma simplifié d'emplacement des paliers [13]

1.6.9. Les circuits de refroidissement :

L'amélioration des performances et des rendements des turboréacteurs passe par l'augmentation de la température des gaz dans la chambre de combustion. Il est donc nécessaire de refroidir les pièces sollicitées thermiquement, telles que:

- la ou les chambres de combustion
- les aubes des distributeurs turbines haute et basse pression
- les ailettes des turbines haute et basse pression
- la pressurisation des paliers des compresseurs et des turbines
- les accessoires - les carénages et les bras radiaux.
- etc...

Chaque type de turboréacteur est différent mais le principe général pour le refroidissement reste le même sur le dessin ci-dessous:

- l'air provenant du compresseur BP sert à refroidir les cavités du moteur et à refroidir et pressuriser les paliers.
- l'air provenant du cinquième étage du compresseur HP sert à refroidir une autre partie du moteur. - l'air sortant du compresseur HP va refroidir les distributeurs hauts et basse pression ainsi que les ailettes des turbines haute et basse pression. [14]

1.7.10. Les boîtiers d'accessoires :

Un boîtier d'accessoires ou AGB accessoire gearbox (en anglais) comprend généralement un ou plusieurs trains d'engrenages qui sont entraînés en rotation par un prélèvement mécanique au moyen d'un renvoi d'angle sur l'arbre du compresseur et sur lesquels viennent se coupler les différents accessoires tels que:

- les générateurs électriques.
- les pompes mécaniques pour l'hydraulique.
- les pompes de carburante haute pression.
- les pompes pour lubrification. [14]

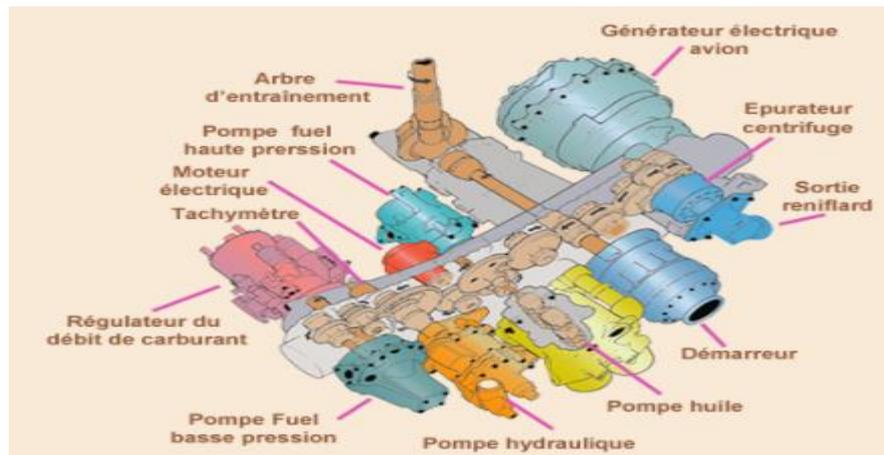


Figure I-37 : Un boîtier d'accessoires [14]

1.6.11. Le système de régulation :

C'est le système qui permet d'obtenir la poussée demandée sans toutefois franchir les limites de la sécurité : ce système gère bien évidemment l'arrivée du combustible, mais aussi les systèmes à géométrie variable de la machine (section de tuyère, calages variables des aubes fixes du compresseur et de la turbine, ...). Il est composé d'un ensemble d'équipements liés par des lois de fonctionnement qui résultent soit des lois de l'hydraulique et de la mécanique lorsque cette régulation est hydromécanique, soit des lois implantées dans un calculateur lorsque la régulation est numérique (les valeurs des débits, des températures, des pressions, ...). Cet ensemble d'équipements est géré par un ordinateur programmé, fixé sur le carter du turboréacteur. La régulation a pour but d'éviter en priorité :

- les survitesses des arbres transmission ;
- les surchauffes au niveau des turbines et de la chambre de combustion ;
- les baisses imprévues de poussée ;
- les zones de fonctionnement dangereuses ou aléatoires ;
- les extinctions du turboréacteur, ...

Pour vérifier l'action des consignes, le système de régulation utilise une instrumentation répartie sur l'ensemble du turboréacteur : elle peut être doublée lorsque la sécurité de vol ou la sûreté du turboréacteur est en jeu. Avec la régulation de type numérique, le turboréacteur peut désormais dialoguer avec les calculateurs de l'aéronef et donc parfaitement assurer la

symbiose entre le système propulsif et le système aéronef. Cette symbiose peut aller jusqu'à l'intégration au système de commande de vol (cas des tuyères vectorielles) [7]

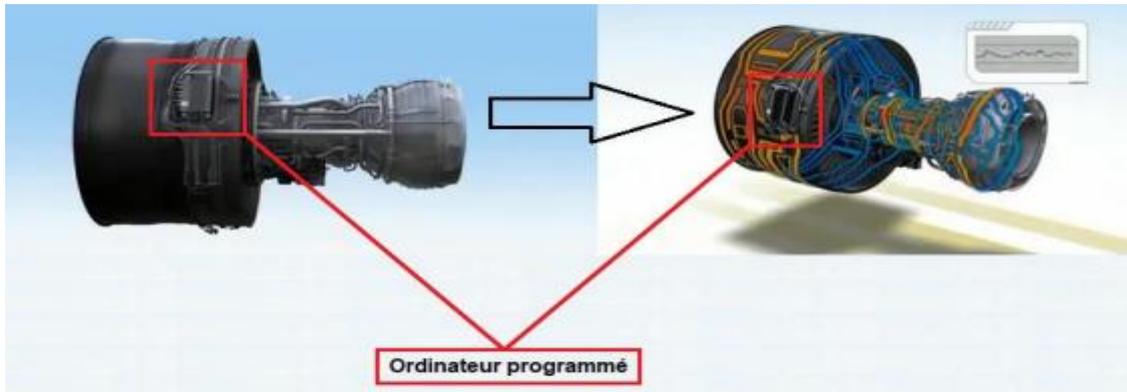


Figure I-38 : Le système de régulation du turboréacteur GE 90 [7]

1.6.12. Les tuyères :

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. La conception du système d'échappement exerce donc une influence considérable sur les performances du moteur. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente.

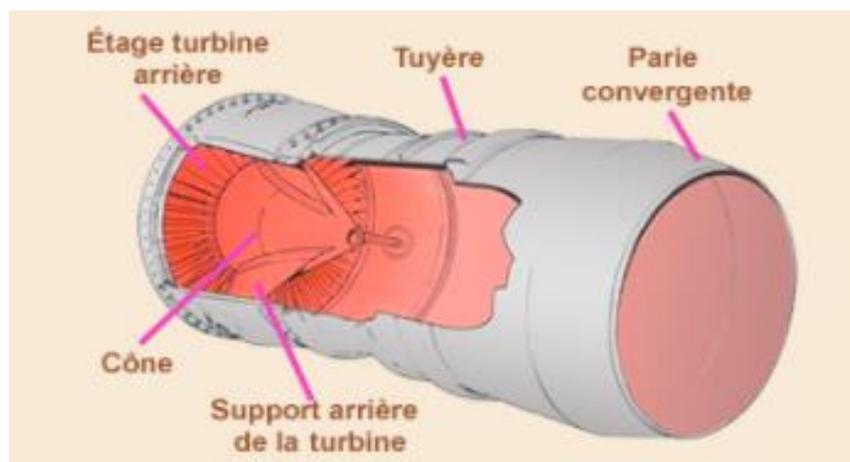


Figure I-39 : la tuyère [13]

1.6.12.1. Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés :

Le système d'échappement doit être capable de résister aux températures élevées des gaz et est donc fabriqué en nickel ou en titane. Il est également nécessaire d'empêcher tout transfert de chaleur à la structure de l'avion qui l'entoure. Pour ce faire, on fait passer de l'air de ventilation autour du tuyau d'éjection.

Les flux air secondaire **air froid** et air primaire **air chaud** se retrouvent dans la tuyère de manière à assurer un mélange complet des deux flux.

Sur certains réacteurs à double flux, pour favoriser ce mélange **air froid / air chaud**, un mélangeur **mixer** est rajouté au début de la tuyère, ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale.

Ce mélangeur **mixer** peut être également placé en fin tuyère, comme sur le MD 83 photo ci-dessous.

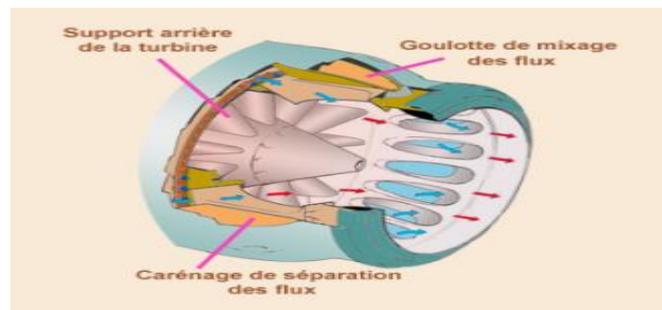


Figure I-40 : Tuyère pour turboréacteur à double flux mélangés [13]

1.6.12.2. Tuyère avec post- combustion :

Pour les turbomachines pourvues de réchauffe (postcombustion), la tuyère doit être de section variable afin d'obtenir un gain de poussée aux régimes plein gaz sec et plein gaz avec réchauffe.

La section de sortie du flux primaire et celle du flux total varient en fonction de l'ouverture plus ou moins grande de volets primaires et secondaires. Cette variation de l'ouverture est obtenue à l'aide de vérins.

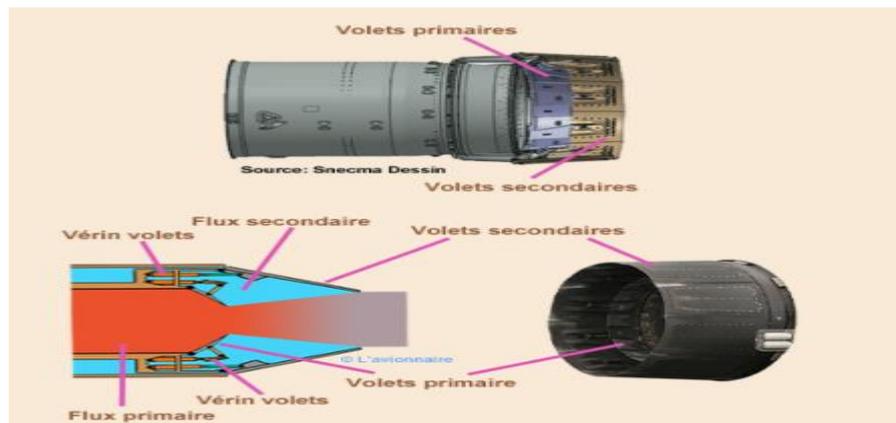


Figure I-41 : le canal de postcombustion du Snecma M88 équipant les avions Rafale. [13]

1.6.12.3. La détente dans la tuyère puis l'éjection :

Dans le cas le plus simple (turboréacteur simple-flux subsonique), la tuyère ressemble à un gros tuyau qui accélère l'air en sortie de turbine et l'amène à la vitesse d'éjection optimale. La section d'éjection est calculée à cet effet et est fixée une fois pour toutes.

Si ce moteur possède une réchauffe, la tuyère est à section variable pour s'adapter à diverses conditions de fonctionnement. C'est le cas du fonctionnement à « sec » (sans PC) et du fonctionnement avec PC. La variation de section se fait en général en fermant plus ou moins partiellement une série de volets montés à la périphérie de la tuyère.

Dans un turboréacteur double-flux séparés, chaque flux dispos de sa tuyère, toujours à section fixe. On notera qu'une tuyère peut être orientable pour dévier le jet afin d'obtenir une plus grande maniabilité, dans le cas des avions de combat.

Lorsque les pressions et les températures en sortie du dernier étage de turbine sont telles que le jet est subsonique (cas des moteurs civils double-flux et cas des moteurs militaires ou de transport supersonique à régime réduit), nous avons indiqué qu'une tuyère simplement convergente permet d'accélérer l'écoulement avant de l'éjecter. A l'éjection, la pression statique dans l'écoulement est égale à la pression ambiante [12].

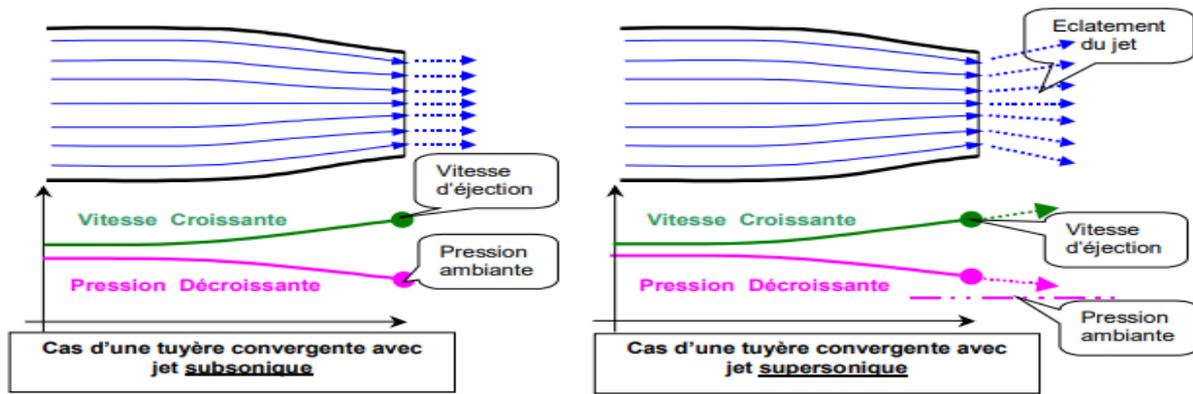


Figure I-42 : Cas d'une tuyère convergente avec jet subsonique et supersonique. [12]

Si l'écoulement est supersonique, la pression statique en sortie peut-être supérieure à la pression ambiante. Le jet qui doit continuer à se détendre pour arriver à l'équilibre des pressions, va « éclater » et va conduire à des pertes de poussée notables : voir 2ème figure ci dessus. L'utilisation d'une tuyère « convergente-divergente » permet alors de détendre complètement les gaz avant leur éjection et d'obtenir le maximum de poussée : voir figure de gauche ci-dessous. En contre-partie, l'écoulement passe par une vitesse sonique au niveau du col de la tuyère, ce qui conduit à limiter le débit qui la traverse, quelque soit la pression amont. Ce débit ne peut augmenter que si l'on augmente la température de l'écoulement (cas de la réchauffe, par exemple). [12]

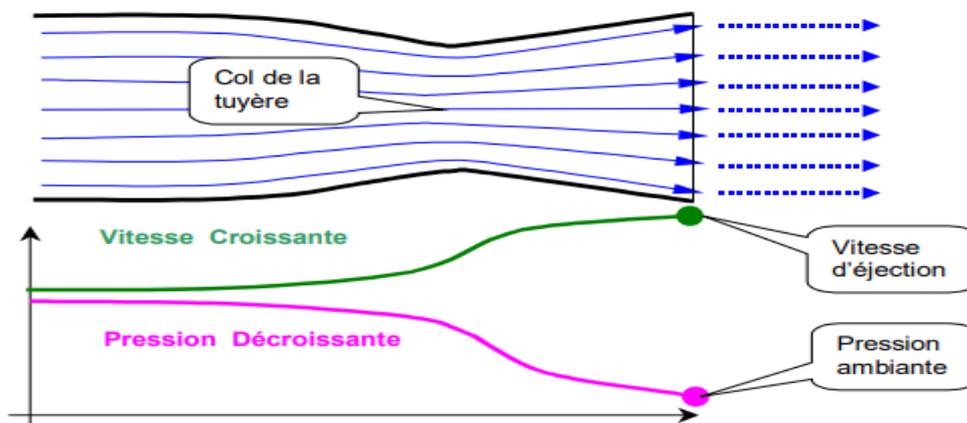


Figure I-43 : Cas d'une tuyère convergente-divergente pour jet supersonique. [12]

Les tuyères des moteurs subsoniques qui ont des sections d'éjection fixes sont en général de conception simple. Le plus souvent elles font partie de la nacelle.

Les tuyères des moteurs supersoniques, souvent à section variable, sont beaucoup plus complexes. Une des difficultés réside dans le fait de pouvoir faire varier les sections. L'image ci-dessous, en donne un exemple. La variation de section de sortie du flux primaire et de celle du flux total est obtenue par l'ouverture plus ou moins grande de « volets » primaires et secondaires dont les axes de rotation sont fixés à la périphérie des tuyères. Cette ouverture est obtenue par l'action de « vérins ». [12]

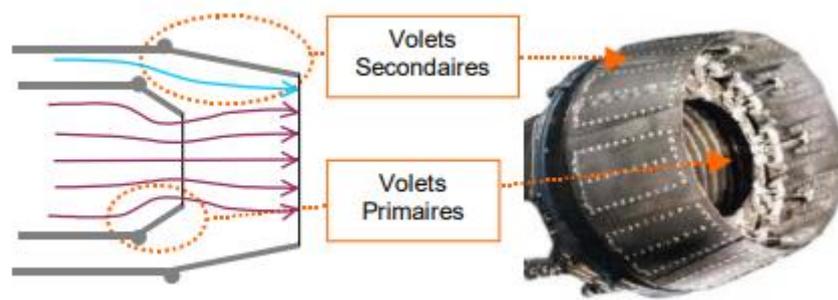


Figure I-44 : Exemple de tuyère de moteur militaire. [12]

1.6.12.4. Etude thermodynamique :

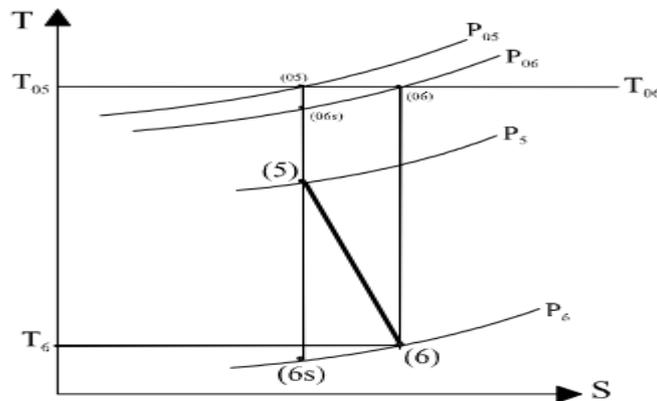


Figure I-45 : Définition des états du fluide dans une tuyère. [8]

1.7. Avantages et inconvénients du turboréacteur :

1.7.1. Avantages :

- Simple construction.
- Usure faible.
- Maintenance à cout bas.
- Un bon fonctionnement car la poussée produite est continue.
- La vitesse de vole n'est pas limitée et peut avoir des valeurs très élevée en comparant avec les propulseurs à hélice.
- Des combustibles à faible pouvoir calorifique peuvent être utilisé (kérosène, paraffine ...). Cela réduit le cout du combustible.
- La possibilité d'augmente la poussée par la présence de la poste combustion.
- Puisque le turboréacteur comprend un compresseur, il peut être exploité dans les conditions statiques. [15]

1.7.2. Inconvénient :

- La poussée de décollage est faible.
- Consommation élevée du carburant.
- Utilisation des matériaux coûteux.
- L'économie de carburant à faible vitesse de fonctionnement est extrêmement pauvre.
- Diminution brusque de vitesse est difficile. [15]

1.8. Les différents types de turboréacteur :

1.8.1. Turboréacteur à compresseur centrifuge :

Un compresseur centrifuge est lié mécaniquement par un arbre à une turbine. Celle-ci peut être centrifète ou axiale à un ou plusieurs étages. Le compresseur centrifuge offre l'avantage d'être simple à fabriquer.

Sa faible longueur malgré un fort diamètre en fait un moteur compact idéal pour les hélicoptères.

Ci-dessous un turboréacteur à compresseur centrifuge comportant plusieurs chambres de combustion et une turbine axiale à deux étages. [16]

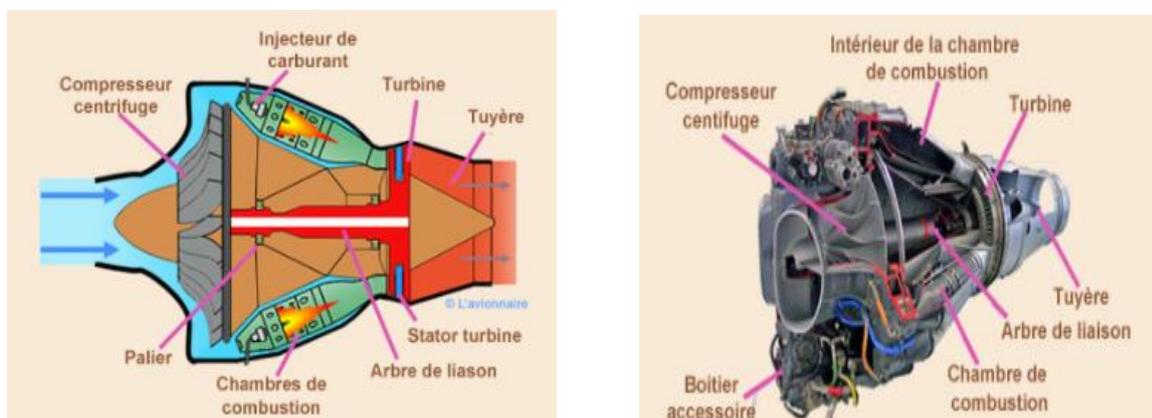


Figure I-46 : Exemple de turboréacteur à compresseur centrifuge. [16]

1.8.2. Turboréacteur à compresseur axial :

1.8.2.1. Turboréacteur simple flux mono-corps :

C'est le cas le plus simple. Un compresseur à plusieurs étages est lié mécaniquement par un arbre à une turbine à un ou plusieurs étages. L'ensemble tourne à la même vitesse. Ce type de turboréacteur peut être conçu soit avec plusieurs chambres de combustion, soit avec une seule chambre annulaire. [16]

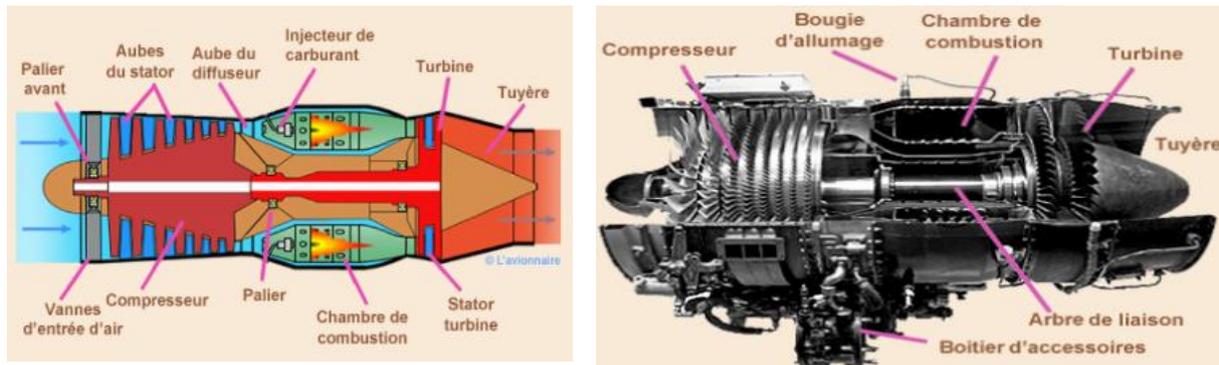


Figure I-47 : Exemple de Turboréacteur simple flux mono-corps. [16]

1.8.2.2. Turboréacteur simple flux double-corps :

Pour augmenter la puissance certains réacteurs ont un second compresseur relié à une seconde turbine.

L'ensemble compresseur et turbine (en rouge ci-dessous) constitue l'attelage N2.

L'ensemble compresseur et turbine (en gris ci-dessous) constitue l'attelage N1.

Les deux attelages sont liés par des arbres d'entraînement différents et ont des vitesses de rotation différentes.

À noter que l'arbre de l'attelage N1 passe à l'intérieur de l'arbre de l'attelage N2. [16]

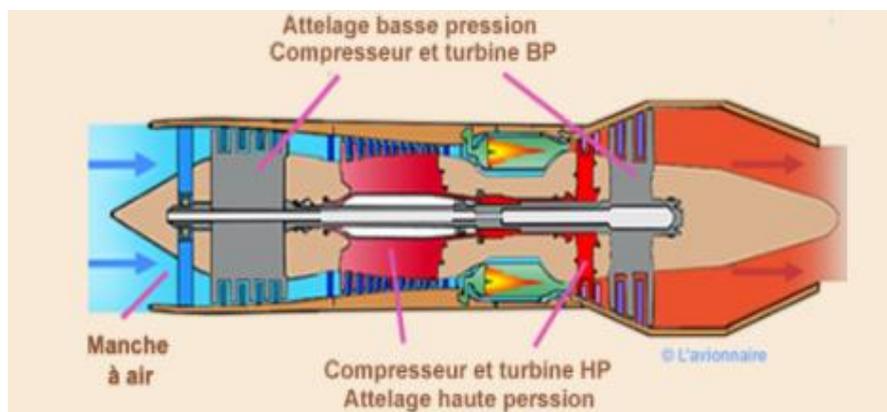


Figure I-48 : Exemple de Turboréacteur simple flux double-corps. [16]

1.8.2.3. Turboréacteur double flux mélangés :

Sur ce type de turboréacteur on prélève une partie de l'énergie pour faire tourner une turbine supplémentaire à un ou plusieurs étages qui entraînera une compresseur basse pression. Ce dernier créera une poussée additionnelle en accélérant un flux secondaire.

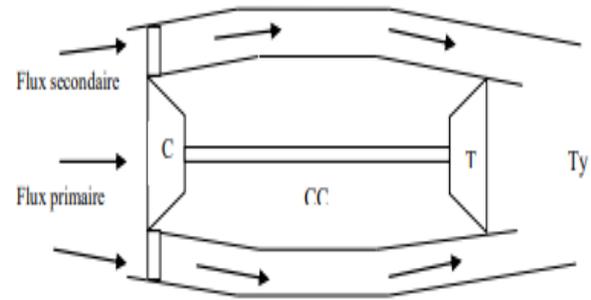
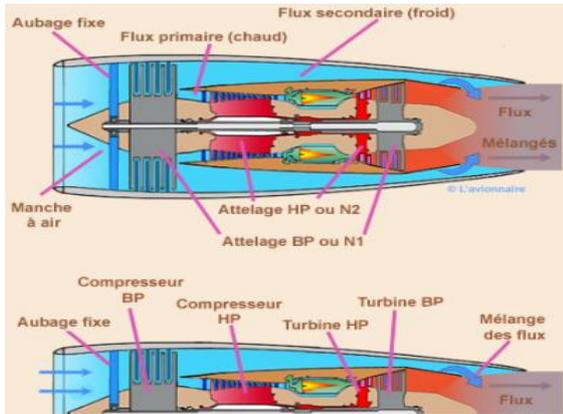


Figure I-49 : Exemple de Turboréacteur double flux mélangés. [16]

Deux flux séparés vont alors traverser le turboréacteur.

Le flux primaire ou flux chaud traverse tout le réacteur en passant par le compresseur basse pression, par la compresseur haute pression, les chambres de combustion et les turbines haute pression et basse pression.

Le flux secondaire ou flux froid (en bleu) contourne toute la partie chaude du réacteur. Les deux flux se rejoignent et se mélangent dans la tuyère avant d'être éjectés.

Sur certains réacteurs pour favoriser le mélange air secondaire (froid)/air primaire (air chaud), un mélangeur (mixer) est rajouté au début de la tuyère, ce qui produira une dilatation et une accélération du flux secondaire afin d'optimiser la poussée totale. [16]

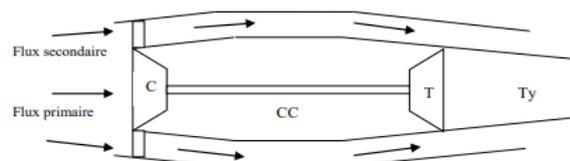
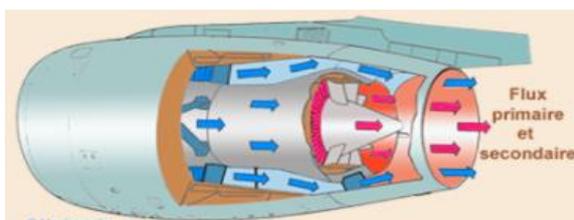


Figure I-50 : Exemple de Turboréacteur à double flux (flux séparé). [16]

1.8.2.4. Turboréacteur avec postcombustion :

Après la combustion normale du carburant qui a lieu dans la chambre de combustion, la postcombustion appelée également réchauffe se fait dans un canal prolongeant la tuyère. Du carburant (Kérosène) injecté en fines gouttes se vaporise et se mélange dans l'écoulement à forte vitesse qui sort de la tuyère du turboréacteur, et qui contient encore environ un tiers de l'oxygène de l'air initial. Les flammes créées se stabilisent un peu plus loin dans une ou plusieurs gouttières toriques appelées "accroche-flammes" qui maintiennent des noyaux de recirculation des gaz dans leur sillage. On obtient ainsi un regain de poussée dû à cette nouvelle combustion. [16]

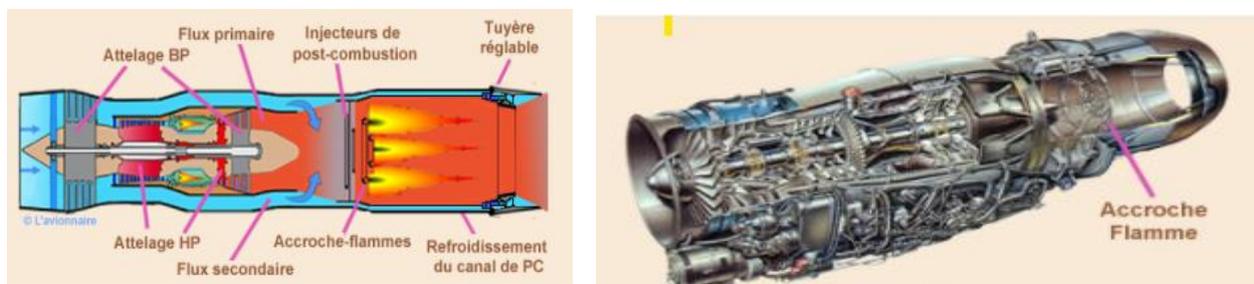


Figure I-51 : Exemple de Turboréacteur avec postcombustion. [16]

La postcombustion peut aussi bien équiper les turboréacteurs simple flux que double flux. Elle n'est utilisée actuellement que par des avions militaires supersoniques et principalement par des avions de combat rapides. Seuls deux avions civils l'avaient utilisée, le Concorde franco-anglais et le Tupolev Tu-144 russe.



Figure I-52 : Exemple de Le turboréacteur M88. [16]

1.8.2.5. Turboréacteur double flux avec soufflante :

Sur ce type de turboréacteur une soufflante (ou fan en anglais) d'un diamètre bien supérieur au compresseur BP est rajoutée à l'avant de celui-ci. Ce qui permet d'obtenir du flux secondaire un maximum de poussée. Cette soufflante est entraînée par le même arbre que le compresseur BP.

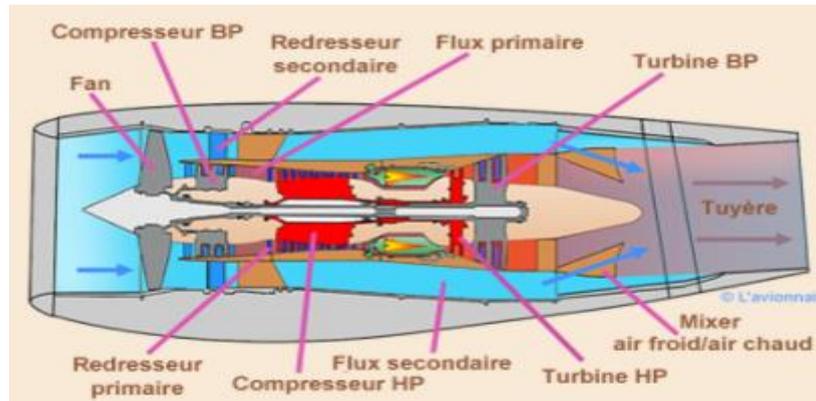


Figure I-53 : Exemple de Turboréacteur double flux avec soufflante. [16]

1.8.2.6. Turboréacteur double flux avec grande soufflante :

La soufflante qui reçoit la totalité de l'air est de grandes dimensions. La majeure partie de cet air va constituer le flux secondaire, l'autre partie va constituer le flux primaire. Le flux secondaire est éjecté par une tuyère secondaire, le flux primaire par une tuyère primaire.

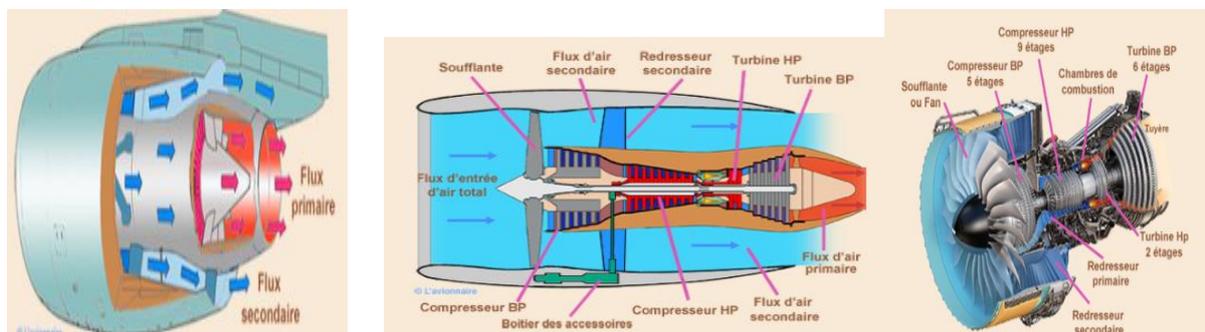


Figure I-54 : Exemple de Turboréacteur double flux avec grande soufflante. [16]

1.9. Conclusion :

Dans ce chapitre on a parlé sur turboréacteurs et les compresseurs ensuite principe fonctionnement générale et sur les type de ces derniers.

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction réalisé dans le milieu élastique qu'est l'air et qui fournit une poussée vers l'avant en réaction à l'éjection à grande vitesse d'une masse de gaz

Cette poussée est la conséquence : à la fois d'une différence de quantité de mouvement entre l'air admis et les gaz éjectés et d'une différence de pression entre la sortie de la tuyère et l'infini amont.

Cette poussée en réaction engendre le déplacement vers l'avant du moteur donc de l'aéronef.

Chapitre II : Approche analytique d'un turboréacteur

2.1. INTRODUCTION :

Dans ce chapitre on va simuler le comportement d'un turboréacteur pour trouver la meilleure performance, pour faire cela il faut d'abord savoir les principes de base de la science d'aérodynamique et les équations qui décrivent le comportement de chaque composant de turboréacteur.

2.2. Rappel thermodynamique : [24]

Il est intéressant de rappeler quelques notions et principes de thermodynamique qui ont un rapport direct avec notre étude.

A cet égard, il s'agit de préciser que :

Un processus réversible est un processus dont la direction peut être inversée à n'importe quel stade, grâce à une modification infinitésimale des conditions externes.

2.2.1. Le processus est dit irréversible lorsqu'au cours d'une transformation, les conditions d'équilibres mécanique et thermique ne sont pas réalisées.

Un système est dit ouvert lorsqu'il y a échange de matière et d'énergie.

Une transformation est dite adiabatique lorsqu'il n'existe pas d'échange de chaleur avec le milieu extérieur.

2.2.2. L'entropie : est une grandeur thermodynamique qui permet d'évaluer la dégradation de l'énergie et caractérise son degré de désordre.

2.2.3. L'enthalpie : est une grandeur thermodynamique égale à la somme de l'énergie interne et du produit de la pression par le volume qui sert à calculer l'énergie échangée lors d'un changement d'état ou d'une réaction chimique

2.2.4. Un fluide compressible : est l'aptitude d'un corps, à diminuer de volume sous l'effet d'une augmentation de pression.

2.2.5. Un fluide incompressible : est un fluide, qui ne peut pas être comprimé.

2.2.6. Une chaleur spécifique ou massique : est une quantité de chaleur nécessaire pour élever de 1°C la température de l'unité de masse du corps. L'unité légale est donc le joule par kilogramme kelvin ($J \cdot kg^{-1} \cdot ^\circ K^{-1}$)

Nous considérons que les chaleurs spécifiques sont variables au niveau de chaque section. La chaleur spécifique de l'air en ($J/kg^\circ K$)

2.2.7. Principe de conservation de la masse :

Le principe de conservation de la masse est un principe physique, qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent. Il se traduit par l'équation de continuité.

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dS + \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dV = 0$$

D'après le théorème de Gauss, nous pouvons transformer une intégrale surfacique en une intégrale volumique :

$$\iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot dS = \iiint_V \frac{\partial \rho}{\partial t} \cdot dV$$

Il s'en suit que :

$$\iiint_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot \vec{V}) \right] \cdot dV = 0$$

Mais le volume V est arbitraire, et par conséquent, l'intégrand doit être nul. [24]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot V) = 0$$

2.2.8. Théorème d'Hugoniot :

L'équation de conservation de débit de masse montre que le débit d'entrée est égal au débit de sortie, sans perte de masse.

A partir de cette équation, le théorème d'Hugoniot établit une relation entre la différentielle de la vitesse de l'écoulement et la différentielle de l'aire de section droite :

$$\frac{ds}{s} = (M^2 - 1) \cdot \frac{dV}{V}$$

En fonction du nombre de Mach, trois régimes sont définis :

M>1: Régime supersonique.

M=1: Régime sonique. :

M< : Régime subsonique.

Dans une zone subsonique, M<1 la vitesse et l'aire de la section droite varient en sens inverse.

$$M^2 - 1 < 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = - \frac{dV}{V}$$

Dans une zone supersonique, M>1 la vitesse et l'air de la section droite varient dans le même sens :

$$M^2 - 1 > 0 \Rightarrow \frac{dS}{S} = \frac{dV}{V}$$

La vitesse ne peut être égale à la célérité du son qu'en section du tube de courant minimale.

$$M = 1 \Rightarrow \frac{ds}{s} = 0$$

2.2.9. Rendements d'un Turboréacteur :

On peut généralement définir le rendement d'un dispositif propulsif comme le rapport entre ce qu'on gagne et ce qu'on dépense. Dans la mécanique de propulsion on définit plusieurs types de rendements. Dans ce paragraphe on va présenter les expressions des rendements applicables au turboréacteur et au statoréacteur [24].

Dans les expressions des différents rendements nous négligeons le terme de poussée due à la différence de pression. Autrement dit : la tuyère d'éjection est adaptée.

2.2.10. Rendement thermique :

Il est défini comme le taux de l'énergie cinétique fournie au turboréacteur (puissance cinétique ou propulsive) rapporté au taux de l'énergie consommée par la combustion (puissance thermique dépensée).

$$\eta_{th} = \frac{P_{pr}}{P_{th}} = \frac{D_a[(1+f)V_e^2 - V_a^2]}{2D_f.PCI}$$

V_e : la vitesse d'éjection des gaz ; V_a : la vitesse de l'avion.

PCI : pouvoir calorifique inférieur du combustible (pour le Kérosène (PCI+46.10³kJ/kg).

$$\eta_{th} = \frac{(1+f)V_e^2 - V_a^2}{2f.PCI}$$

2.2.11. Rendement propulsif :

Il est défini comme le taux de l'énergie convertie en énergie propulsive (puissance utile) rapporté au taux de l'énergie cinétique fournie au turboréacteur (puissance propulsive).

$$\eta_p = \frac{P_u}{P_{pr}} = \frac{2F.V_a}{D_a[(1+f)V_e^2 - V_a^2]}$$

F est la poussée

2.2.12. Rendement thermopropulsif (rendement global) :

Il est défini comme la puissance utile rapportée à la puissance thermique dépensée.

$$\eta_{thp} = \eta_g = \eta_{th} \cdot \eta_p = \frac{P_u}{P_{th}} = \frac{F.V_a}{D_f.PCI}$$

2.3. AÉRODYNAMIQUE :

Branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. Ces

effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach :

- L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0.2 environ (250 km/h), et se placer dans cette classe d'écoulements permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude des ces écoulements.
- L'aérodynamique compressible quant à elle se subdivise en aérodynamique subsonique à Mach compris entre 0.2 (250 km/h) et le Mach critique (environ 1200 km/h), transsonique, supersonique de Mach 1 à 5 et hypersonique au-delà de Mach 5. [19]

Comme notre cas c'est le turboréacteur.

On suppose que le fluide est parfait et l'écoulement est unidimensionnel, stationnaire et isentropique :

Equation de conservation de masse :

$$\rho AV = \text{constante}$$

Equation de quantité de mouvement (équation d'Euler) :

$$dp + \rho V dV = 0$$

Equation de conservation d'énergie :

$$h + \frac{V^2}{2} = \text{constante}$$

Le nombre de mach :

$$M = \frac{V}{a}$$

Loi des gaz parfait :

$$PV = nRT$$

Loi des gaz parfait en cas isentropique :

$$PV^\gamma = \text{cte}$$

Enthalpie :

$$H = C_p T$$

De ces lois, on peut déduire les relations du turboréacteur suivantes

Puissance compresseur :

$$W_c = Q_m C_p T_1 \left(\pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \times 1/\eta_c \quad (1)$$

Puissance turbine et tuyère :

$$W_D = Q_m C_p^* T_3 \left(1 - \frac{1}{\pi^{\frac{\gamma'}{\gamma'}}}\right) \times \frac{1}{\eta_T} \quad (2)$$

Capacité calorifique moyenne :

$$C_p^* = \frac{Q_{ma} \cdot C_p + Q_{mc} \cdot C_p'}{Q_{ma} + Q_{mc}} \quad (3)$$

Puissance jet :

$$W_j = W_D - W_C \quad (4)$$

Vitesse d'éjection :

$$V_5 = \sqrt{\frac{2 W_j}{Q_m} + V_0^2} \quad (5)$$

Poussé spécifique :

$$W_S = V_5 - V_0 \quad (6)$$

Poussé :

$$F_{(\text{newton})} = Q_m \times W_S \quad F_{(\text{kgp})} = (Q_m \times W_S) / 9.81 \quad (7)$$

T sorties de compresseur (T₂) :

$$T_2 = T_1 + W_C / (Q_m C_p) \quad (8)$$

Calcule T₃ température sortie de chambre de combustion :

T₃ a dépend de la richesse et T sortie de compresseur (T₂)

Dans ce cas on a le kérosène est Ce tableau nous donne la relation entre la richesse et T₃ si T₂= 500k

Si T_2 différent de 500 K En utilisant ce loi et les mêmes tableaux

$$H_b = \sum_i n_e [Q_i + \int_0^{T_b} c_{pi} dT] \quad (9)$$

$$h1 = \frac{12.6 + 21.395\varphi}{1 + 0.0681\varphi}$$

| φ | T_b °K |
|-----------|----------|
| 0,5 | 1 660 |
| 0,7 | 2 012 |
| 1 | 2 346 |
| 1,1 | 2 360 |
| 1,5 | 2 088 |
| 2 | 1 724 |
| 3 | 1 130 |

Tableau II- 1 : la température T3 variable pour différents richesse pour T2=500k

Puissance thermique :

$$W_{CH} = Q_m C_p^* (T_3 - T_2) \quad (10)$$

Débit carburant :

$$Q\dot{m}_c = \dot{m} a \times r \times F^* \quad (11)$$

Consommation spécifique :

$$C_s = \frac{3600 Q_{mc}}{F(\text{kgp})} \quad (12)$$

La force spécifique :

$$F_{cs} = \frac{F(\text{kgp})}{Q_{ma}} \quad (13)$$

2.4. L'effet d'altitude sur la température et la pression :

La pression p_0 et la température T_0 changent avec l'altitude Z selon les équations suivantes :

- Pour $0 < Z < 11$ Km :

$$T_z = 288 - 6.5 \times Z \quad (14)$$

$$p_z = 101325 \times \left(1 - \frac{6.5 \times Z}{288}\right)^{5.255} \quad (15)$$

- Pour $11 < Z < 30$ Km :

$$T_z = 216.5 \text{ K} \quad (16)$$

$$p_z = 101325 \times 0.226173 \times e^{\frac{11-Z}{6.333}} \quad (17)$$

Les équations des éléments de turboréacteur :

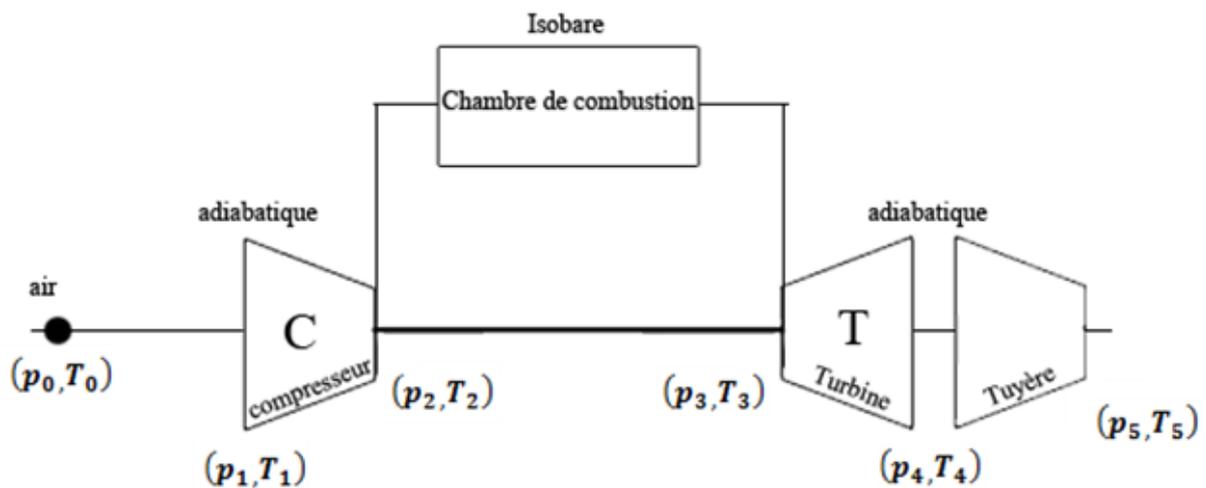


Figure 0-1: schéma d'un turboréacteur.

2.4.1. Prise d'air :

L'écoulement est isentropique et la température et la pression sont en fonction de nombre de Mach :

$$T_1 = T_z \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M^2 \right) \quad (18)$$

$$p_1 = p_z \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (19)$$

Le débit d'air change avec l'altitude selon l'équation suivante :

$$q_m = q_{m0} \times \frac{p_1}{p_0} \times \frac{T_0}{T_1} \quad (20)$$

Avec :

q_{m0} : Le débit d'air au sol.

T_0 : La température au sol.

p_0 : La pression au sol.

2.5. La consommation spécifique :

La consommation spécifique de carburant est la masse de carburant nécessaire pour fournir une puissance ou une poussée dans un temps donné [26].

L'efficacité du turboréacteur est déterminée par la consommation spécifique : plus elle est petite, plus le turboréacteur est économique et efficace.

Dans cette partie nous allons étudier l'effet de l'altitude, du nombre de mach et du taux de compression sur la consommation spécifique.

2.6. Ondes de choc :

Une onde de choc est un type d'onde, mécanique ou d'une autre nature, associé à l'idée d'une transition brutale. Elle peut prendre la forme d'une vague de haute pression, et elle est alors souvent créée par une explosion ou un choc de forte intensité. [20]

La transition d'écoulement subsonique à l'écoulement supersonique (le corps dépasse la vitesse de son) produit une onde de choc.

Selon l'usage courant, un choc est une transition brutale, non progressive, sans intermédiaire. On peut définir cette idée d'une façon mathématique, formellement rigoureuse, avec la notion de continuité. Par définition, on peut toujours trouver entre deux points d'un espace continu des points intermédiaires. Pour le mathématicien, un choc sera donc une transition discontinue [20].

Une onde de choc est une région extrêmement mince, typiquement de l'ordre de 10^{-5} cm, À travers lequel les propriétés d'écoulement peuvent changer radicalement : [14]

- Diminution de nombre de mach
- Augmentation de pression statique
- Augmentation de température statique
- Diminution de vitesse d'écoulement
- L'augmentation de pression totale
- La température totale reste constante.

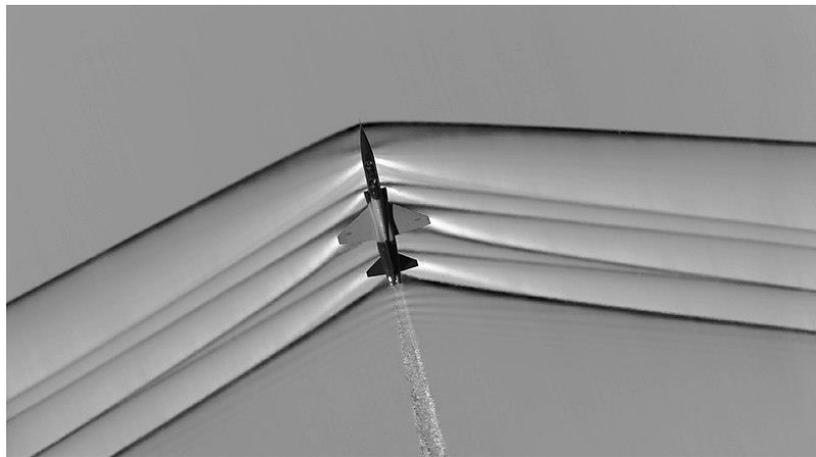


Figure 0-2: Ondes de choc autour d'un T-38 Talon en vol supersonique [14].

Une onde de choc correspond à une zone d'écoulement de très faible épaisseur, inférieure à 1 mm, qui fait la transition entre l'amont où la vitesse est supersonique et l'aval où elle est subsonique. Dans le même espace, la pression est en très forte augmentation. Ainsi, les particules du fluide lors de leur traversée de l'onde de choc subissent une décélération extrêmement forte qui peut atteindre 10^9 à 10^{10} m/s², soit environ un milliard de g. C'est cet impact violent, produisant un véritable choc sur les particules, qui est à l'origine du nom donné à cette zone de transition.

Il existe des ondes de choc droites (ou planes) et des ondes de choc obliques.

Les hypothèses principales utilisées sont :

- ✓ Pas de forces de frottement
- ✓ Toutes les lignes de courant sont parallèles entre elles et perpendiculaires à la surface du choc
- ✓ Il n'y a pas de réaction chimique ni d'apport de chaleur extérieur, et le fluide reste en équilibre thermodynamique.

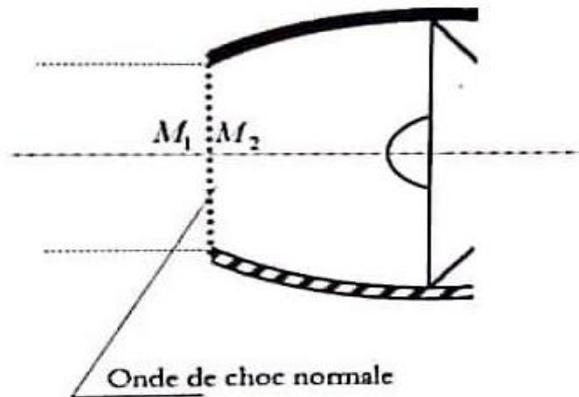


Figure 0-3 : Diffuseur divergent pour une onde de choc droit

Les équations de bilan à travers un choc :

Bilan de masse :

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 \quad (21)$$

Bilan de quantité de mouvement :

$$p_1 + \rho_1 V_1^2 = p_2 + \rho_2 V_2^2 \quad (22)$$

Bilan d'énergie :

$$c_p T_1 + \frac{V_1^2}{2} = c_p T_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (23)$$

Equation d'état :

$$p = \rho r T \quad (24)$$

On écrit l'équation de l'énergie et l'équation de quantité de mouvement en fonction de nombre de Mach, pour l'équation de l'énergie :

$$c_p T_1 + \frac{V_1^2}{2} = c_p T_1 \left(1 + \frac{V_1^2}{2c_p T_1} \right) = c_p T_1 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right)$$

Puisque $a_1^2 = \gamma r T$ et $c_p = (\gamma r)/(\gamma - 1)$ l'équation (27) se ramène à :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + ((\gamma - 1)/2)M_1^2}{1 + ((\gamma - 1)/2)M_2^2} \quad (25)$$

Pour l'équation de quantité de mouvement :

$$p_1 + \rho_1 V_1^2 = p_1 \left(1 + \frac{\rho_1 V_1^2}{p_1} \right) = p_1 (1 + \gamma M_1^2)$$

Utilisant $a_1^2 = \gamma p / \rho$ on trouve :

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (26)$$

Maintenant on cherche à relier les nombre de Mach M_1 et M_2 :

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{M_1 a_1}{M_2 a_2} \quad (27)$$

Pour $\rho = p/(rT)$ et $a = (\gamma r T)^{1/2}$ on trouve :

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{1/2} \quad (28)$$

Utilisant les équations (29) et (30) :

$$\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + ((\gamma - 1)/2)M_1^2}{1 + ((\gamma - 1)/2)M_2^2} \right)^{1/2} \quad (29)$$

La solution de cette équation de second degré est :

$$M_2^2 = \frac{2 + (\gamma - 1)M_1^2}{2\gamma M_1^2 + 1 - \gamma} \quad (30)$$

Le rapport de pression statique :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \quad (31)$$

Le rapport de pression dynamique :

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \frac{P_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (32)$$

L'augmentation de rapport de pression statique due à l'onde de choc a des effets négatifs sur le compresseur, car elle contrecarre son travail. Ce rapport peut également détruire le compresseur si elle dépasse sa limite.

Par conséquent, un diffuseur a été inventé pour diffuser l'onde de choc directe et la transformer en une onde de choc oblique pour réduire la pression statique.

2.6.1. Ondes de choc oblique :

Un choc oblique est créé lorsqu'un écoulement supersonique est défléchi (par un obstacle). Un écoulement supersonique de vitesse U_1 est défléchi par une rampe d'angle α . Un choc oblique d'angle θ apparaît pour permettre à l'écoulement d'avoir une vitesse U_2 parallèle à la rampe. [25]

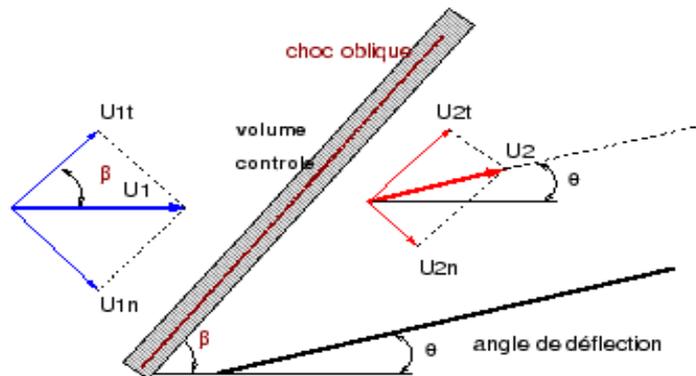


Figure 0-4 : La géométrie du choc oblique [25]

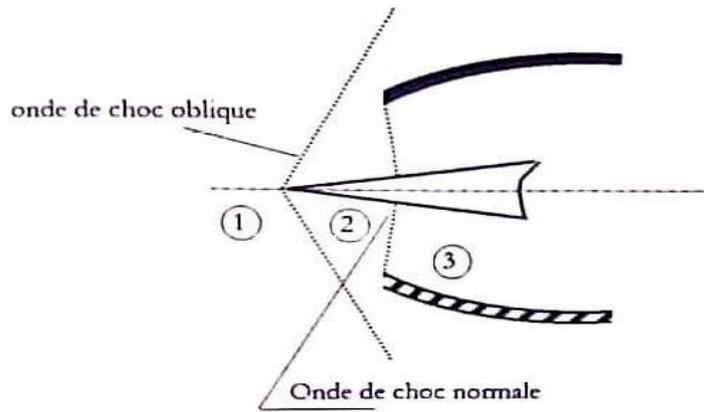


Figure 0-5 : diffuseur à cône centrale pour une onde de choc oblique

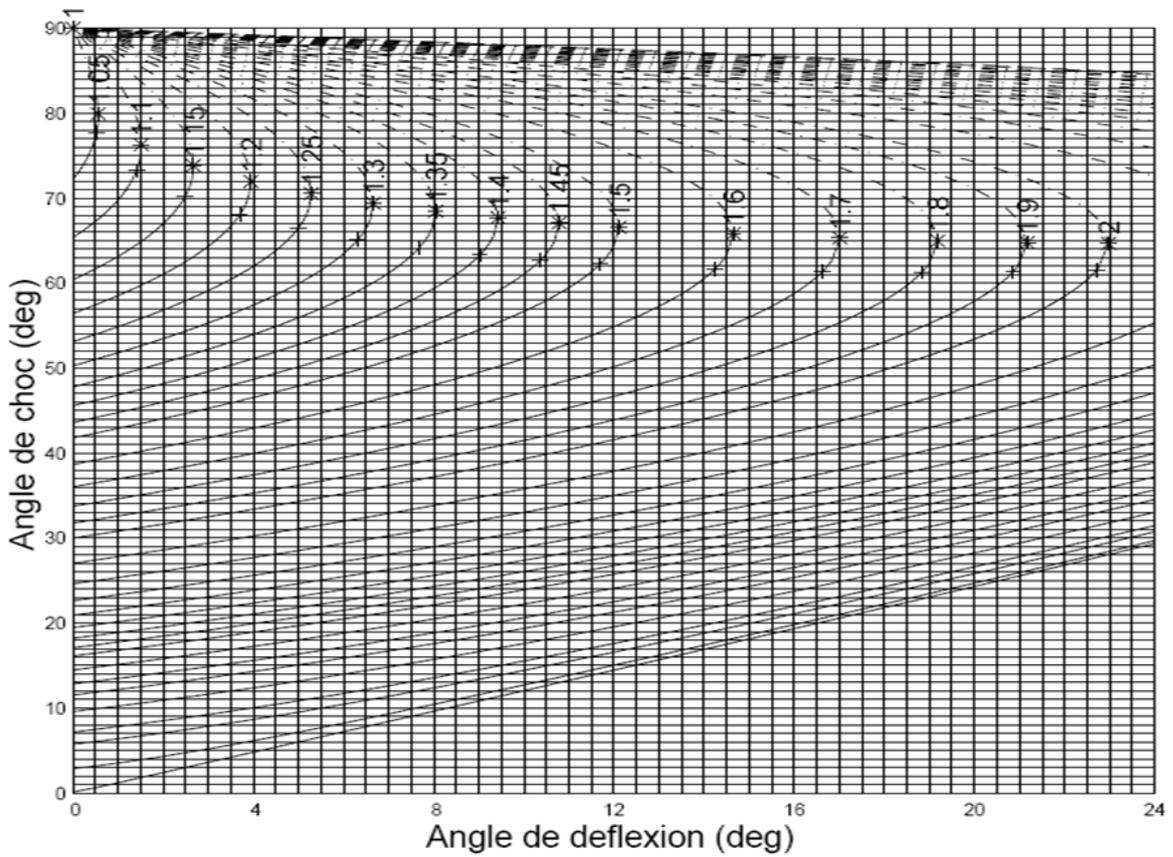


Figure 0- 6: angle de choc (deg) en fonction d'angle déflexion (deg)

Mach1 tangentielle :

$$M_{1n} = M_1 \sin (\theta) \tag{33}$$

Mach 2 tangentielle :

$$M_{2n} = \frac{M_1 n^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_1 n^2 - 1} \quad (34)$$

Mach 2

$$M_2^2 \sin^2(\epsilon - \epsilon') = \frac{M_1^2 \sin^2(\epsilon) + 2/(\gamma-1)}{\frac{2\gamma M_1 \sin^2(\epsilon)}{\gamma-1} - 1}$$

Le rapport de pression statique :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{1 + \gamma M_1 n^2}{1 + \gamma M_2 n^2} \quad (35)$$

Le rapport de pression dynamique :

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \frac{P_2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2 n^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1 n^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (36)$$

- Diminution de nombre de mach moins que l'onde de choc normale
- Augmentation de pression statique moins que l'onde de choc normale
- Augmentation de température statique moins que l'onde de choc normale
- Diminution de vitesse d'écoulement moins que l'onde de choc normale
- L'augmentation de pression totale moins que l'onde de choc normale
- La température totale reste constante moins que l'onde de choc normale

Tous les changements obtenus par l'onde de choc oblique sont inférieurs aux changements obtenus par l'onde de choc normale, nous aurons donc un meilleur performance

La pression statique : dans un fluide en mouvement, est la pression que mesure un capteur qui se déplace à la même vitesse que le fluide. Il s'agit de la pression thermodynamique, c.-à-d. la mesure du déplacement purement aléatoire des molécules du fluide. C'est de cette pression statique que découle les propriétés de densité du fluide pour une température donnée

La pression dynamique : est en fait l'énergie cinétique de l'air circulant dans le ventilateur. Elle s'exerce sur des parois obstruant l'écoulement du ventilateur. Cette pression dynamique est donc directement dépendante de la vitesse de l'air

Il est également possible d'ajouter plusieurs ondes de choc obliques jusqu'à ce que le Mach devienne inférieur à 1

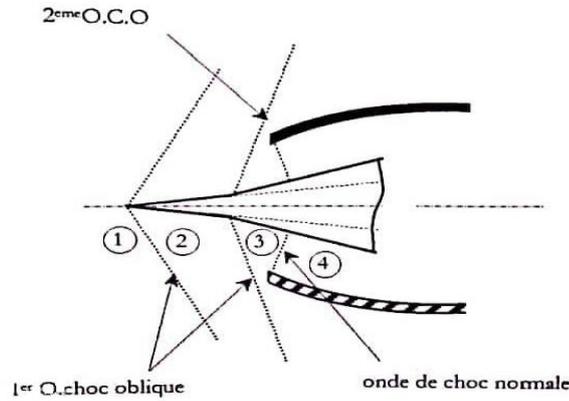


Figure 0-7 : diffuseur à double cône pour double onde de choc oblique

2.7. Le pouvoir calorifique inférieur du combustible PCI :

Les pouvoirs calorifiques inférieurs d'un combustible est la chaleur libéré quand on brule 1 kg de carburant, l'eau contenue dans les produits de combustion se présente sous forme gazeuse.

En peut calculer le PCI par la formule:

$$\Delta_r H = \sum \Delta H^o(\text{produits}) - \sum \Delta H^o_f(\text{réactifs})$$

$$PCI \equiv \frac{|\Delta_r H| \times 1000}{Mc}$$

Tableau des chaleurs de formation:

| Nom | critique | état | $\Delta H^o_f(\text{kJ mol}^{-1})$ |
|----------|----------------|---------|------------------------------------|
| Kérosène | $C_{10}H_{22}$ | Liquide | -250 |

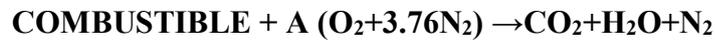
Tableau II-2 : la variation d'enthalpie de kérosène $C_{10}H_{22}$

2.8. Calcul de débit de carburant en fonction de la richesse :

$$Q\dot{m}_C = \dot{m}_a \times r \times F^*$$

2.8.1. L'équation fondamentale de la combustion :

S'écrit comme suite:



L'équation de la combustion du kérosène s'écrit comme suit:



On a :

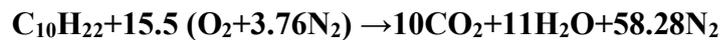
$$\triangleright m=10$$

$$\triangleright n=22$$

$$\text{Calculer (a) : } A = n + m/4$$

$$A = 15.5$$

Donc L'équation de la combustion du kérosène s'écrit comme suit :



Pour la richesse $r=0.5$

L'équation fondamentale de la combustion dans le cas de richesse s'écrit comme suite



$$A^* = A/r \geq 15.5/0.5$$

$$A^* = 31$$

Après calcul A^* :

Donc L'équation de la combustion du kérosène s'écrit comme suite :



$$F^* = MC/MA (\text{N}_2 + \text{O}_2)$$

$$F^* = 0.0333$$

$$\text{Donc : } Q\dot{m}_C = \dot{m}_a \times r \times F^*$$

On a :

- $\dot{m}_a = 65 \text{ kg/sec}$
- $r = 0.5$
- $F^* = 0.0333 \text{ kgp}$

Donc : $Q\dot{m}_c = 1.08 \text{ kg/s}$

| La richesse r | $Q\dot{m}_c$ (kg/s) |
|---------------|---------------------|
| 0.5 | 1,083875 |
| 0.7 | 2,124395 |
| 1 | 4,3355 |
| 1.1 | 5,245955 |
| 1.5 | 9,754875 |
| 2 | 17,342 |

Tableau II - 3: le débit de carburant en fonction de la richesse

2.9. Conclusion :

Les équations qui décrivent le comportement de chaque composant de turboréacteur va simuler le comportement d'un turboréacteur pour trouvé la meilleure performance.

Chapitre III : Approche analytique d'un turboréacteur

3. Introduction :

Durant la détente des gaz dans la turbine, l'énergie contenue dans les gaz est extraite et convertie en énergie mécanique sur l'arbre. La quantité d'énergie reçue par la turbine est seulement celle requise pour entraîner le compresseur et les accessoires. Dans les moteurs utilisés en propulsion par réaction, une grande proportion de l'énergie des gaz est encore disponible pour la convertir de force de poussée. Le rôle de la tuyère est de convertir l'énergie potentielle des gaz en énergie cinétique, pour générer la force de poussée, ceci est accompli par la forme géométrique de la tuyère ayant une section variable.

Dans ce chapitre, nous présentons la modélisation d'une tuyère. Deux parties seront détaillées :

- La première étape consiste à présenter les phases de la construction du modèle géométrique du système et la génération du maillage nécessaire à la simulation numérique.
- Dans la deuxième, nous présenterons la méthode des volumes finis utilisée par le logiciel Fluent afin de résoudre le système d'équations.

3.1. Définition de la tuyère:

Le rôle de la tuyère est d'évacuer les gaz chauds sous pression sortant des turbines en leur communiquant le maximum de vitesse et obtenir le maximum de poussée. La conception du système d'échappement exerce donc une influence considérable sur les performances du moteur. Elle est en général de section convergente puis divergente ou simplement convergente. [13]

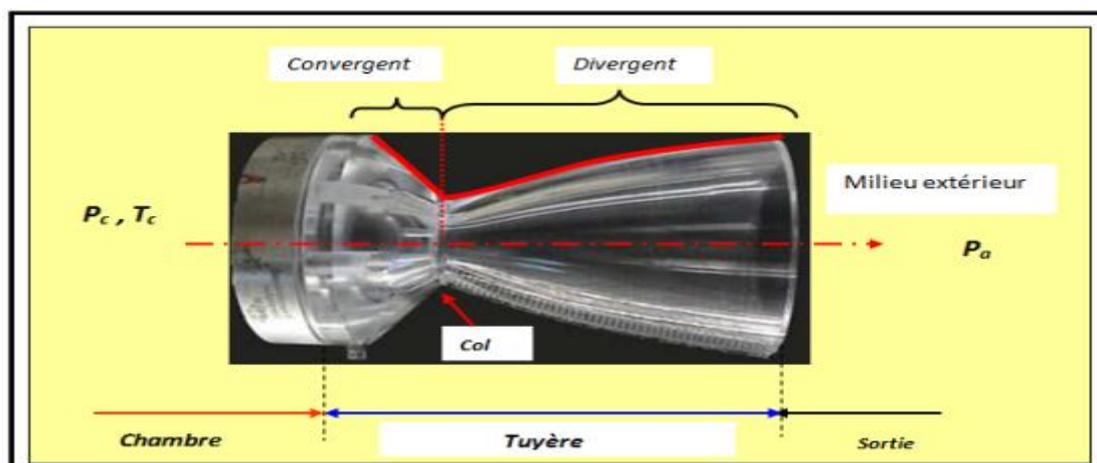


Figure III-1: schéma de la tuyère [18]

3.2. Simulation numérique d'un écoulement dans une tuyère conique :

Les tuyères à profils coniques sont utilisées particulièrement en raison de la simplicité de la conception et de la réalisation de leur divergent. L'angle de divergence se situe entre 15 et 25 degrés. Ce type de profil simple équipe principalement les missiles et les propulseurs à poudre. Un exemple de tuyère conique est la tuyère de la fusée historique allemande V-2 [14]



Figure III-2: La tuyère de V-2. [14]

3.2.1. Théorème de la quantité de mouvement :

Le théorème de la quantité de mouvement est un principe de mécanique qui permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide, celles de ses mouvements et les causes qui les produisent.

Il se traduit par les équations des quantités de mouvement ou par l'équation fondamentale de la dynamique.

La quantité de mouvement de la masse traversant la surface du volume de contrôle est :

$$I = \iint_S \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{V} \cdot dS$$

La variation de la quantité de mouvement locale est :

$$I_t = \iiint_{CV} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dV$$

Finalement on aboutit à :

$$\iint \rho \cdot (\vec{V} \cdot \vec{n}) \cdot \vec{V} \cdot ds + \iiint_{CV} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dV = \Sigma \vec{F}_{ext}$$

Puisque le régime est permanent :

$$\iiint_{CV} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \vec{V}) \cdot dV = 0$$

Donc :

$$\Sigma \vec{F}_{ext} = \vec{F} - \iint_{se} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{ss} P \cdot \vec{n} \cdot ds - \iint_{sc+sn} P \cdot \vec{n} \cdot ds$$

La surface de la caréné étant cylindrique donc les forces appliquées dessus s'équilibrent. Soit :

$$\iint_{sc+sn} P \cdot \vec{n} \cdot ds = \vec{0}$$

Alors :

$$P_1 \cdot A_1 - F - P_2 \cdot A_2 = \dot{m}_2 \cdot V_2 - \dot{m}_1 \cdot V_1$$

Avec **P1** et **P2** les pressions exercées respectivement sur **A1** et **A2**.

3.2.2. Equation d'énergie :

Le principe de conservation de l'énergie représente le premier principe de la thermodynamique. Il permet de faire le bilan des différentes formes d'énergie mises en jeu lors d'une transformation donnée, sans pour autant indiquer le sens de déroulement de cette transformation.

Ce premier principe considère toutes les transformations comme également possibles, sans tenir compte du caractère d'irréversibilité d'une opération.

La variation d'énergie entre l'entrée et la sortie d'un système ouvert représente le travail reçu la quantité de chaleur échangée. Cette variation d'énergie est égale à la variation d'énergie interne, cinétique et potentielle.

$$W + Q = \Delta U + \Delta E_c + \Delta E_p$$

DU: Représente la variation d'énergie interne ;

DEc: Représente la variation d'énergie cinétique ;

DEp: Représente la variation d'énergie cinétique ;

Alors l'équation d'énergie sera :

$$dw + dq = (U_s - U_e)dm + \frac{1}{2}(V_s^2 - V_e^2)dm + g(Z_s - Z_e)dm$$

Pour une transformation adiabatique, le travail de pression sur les surfaces Ss et Se :

$$dw = dm(P_e \cdot V_e - P_s V_s) = dm \left[\frac{P_e - P_s}{\rho_e - \rho_s} \right]$$

Avec V : volume spécifique

D'où :

$$\left[\frac{P_e}{\rho_e} + \frac{1}{2} \cdot V_e^2 + g \cdot Z_e + U_e \right] \cdot dm = \left[\frac{P_s}{\rho_s} + \frac{1}{2} \cdot V_s^2 + g \cdot Z_s + U_s \right] \cdot dm$$

On définit enthalpie :

$$h = U + \frac{P}{\rho}$$

D'où :

$$h + \frac{1}{2} \cdot V^2 + g \cdot Z = h_t = C^{ste}$$

Pour un turboréacteur, le terme $g \cdot Z$ est négligeable.

$$h_t = h + \frac{1}{2} V^2$$

Donc :

Pour un gaz parfait :

$$h = C_p \cdot T$$

CP: Chaleur spécifique à pression constante.

Donc : (Température totale).

$$C_p \cdot T + \frac{1}{2} V^2 = h_t = C_p \cdot T_t$$

$$T_t = T \cdot \left(1 + \frac{1}{2 \cdot C_p \cdot T} \cdot V^2\right)$$

D'après l'équation (I.7), on aura pour le volume de contrôle précédent :

$$C_p \cdot T_{te} = C_p \cdot T_{ts} \Rightarrow T_{te} = T_{ts}$$

(e : section d'entrée, s: section de sortie)

3.2.3. Influence d'une variation de la section :

Pour étudier l'effet d'un changement de section, nous reprenons les équations de conservation de masse et de quantité de mouvement écrites sous forme différentielle :

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dA}{A} + \frac{dV}{V} = 0$$

$$\frac{dp}{\rho} + V dV = 0$$

Puisque l'écoulement est isentropique :

$$\frac{dp}{\rho} = \frac{dp}{\rho} \frac{d\rho}{\rho} = \left(\frac{dp}{\rho}\right)_s \frac{d\rho}{\rho}$$

On sait que la célérité sonore locale est définie par :

$$a^2 = \left(\frac{dp}{\rho} \right)_s$$

On peut donc écrire :

$$\frac{dp}{\rho} = a^2 \frac{d\rho}{\rho}$$

Introduisant cette relation dans l'équation de quantité de mouvement :

$$a^2 \frac{d\rho}{\rho} = V^2 \frac{dV}{V}$$

Ou encore :

$$\frac{d\rho}{\rho} = -M^2 \frac{dV}{V}$$

Substituant cette relation dans l'équation de conservation de masse, on obtient une relation entre la vitesse et la section :

$$(1 - M^2) \frac{dV}{V} + \frac{dA}{A} = 0$$

Cette relation fondamentale est appelée équation d'Hugonot. Elle relie les variations de section et de vitesse à la valeur du nombre de Mach. On peut alors distinguer les cas suivants :

- Pour $M < 1$, une diminution de la section produit une augmentation de la vitesse.
- Pour $M > 1$, une diminution de la section conduit au contraire à une diminution de la vitesse.

On peut écrire l'équation de quantité de mouvement sous la forme :

$$\frac{dp}{\rho} + \frac{\rho V^2}{\rho} \frac{dV}{V} = 0$$

Injectant cette équation dans l'équation d'Hugonot, on trouve :

$$(M^2 - 1) \frac{dp}{\rho} + \frac{\rho V^2}{\rho} \frac{dA}{A} = 0$$

On voit ainsi que pour un écoulement supersonique, une diminution de la section s'accompagne d'une diminution de la vitesse, mais d'une augmentation de la pression.

3.2.4. Conditions critiques :

Lorsque l'écoulement devient sonique, on dit que le fluide atteint les conditions critiques. (V, P, T) Considérant la relation d'Hugoniot, on voit que le fluide ne peut atteindre les conditions critiques qu'au niveau d'un col du système unidimensionnel ($M=1$ implique $dA=0$).

Le passage par les conditions critiques est très bien illustré par l'exemple classique de la tuyère de Laval (Fig.). dans cette configuration, l'écoulement, initialement subsonique, est accéléré dans un convergent, atteint les conditions critiques au niveau du col, passe alors en régime supersonique, et continue d'être accéléré par la suite dans un divergent. [20]

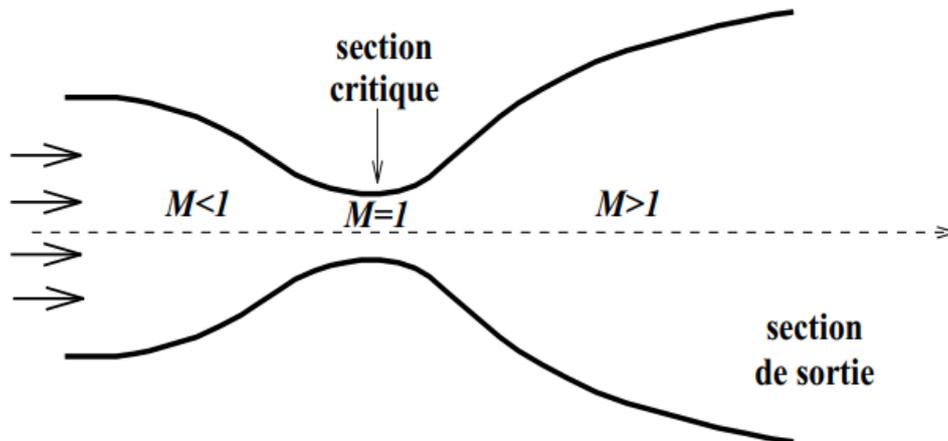


Figure 0-3: Tuyère de Laval [20].

Dans le cas d'un gaz parfait :

$$p = \rho r T \quad (1)$$

$$h = c_p T \quad (2)$$

L'entropie s'écrit :

$$s = c_v \ln \left(\frac{p}{\rho^\gamma} \right) \quad (3)$$

$$p = \rho^\gamma \exp \left(\frac{s}{c_v} \right) \quad (4)$$

L'évolution isentropique et donc simplement caractérisée par les relations :

$$\frac{p}{\rho^\gamma} = \text{constante} \quad (5)$$

$$\frac{p}{T^{\gamma/(\gamma-1)}} = \text{constante} \quad (6)$$

La célérité sonore dans ces conditions soit :

$$a^2 = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s = \gamma \rho^{\gamma-1} \exp\left(\frac{s}{c_v}\right) \quad (7)$$

Donc :

$$a^2 = \frac{\gamma p}{\rho} = \gamma r T \quad (8)$$

On peut exprimer les variables de l'écoulement (température T , pression p , densité ρ) en fonction de nombre de Mach local M et les conditions d'arrêt (fluide ramené au repos) isentropique (enthalpie h_i , température T_i , pression p_i , densité ρ_i).

A partir d'équation de conservation d'énergie :

$$h_i = h + \frac{V^2}{2} \quad (9)$$

Cette relation peut s'écrire :

$$c_p T_i = c_p T + \frac{V^2}{2} \quad (10)$$

$$\frac{T_i}{T} = 1 + \frac{V^2}{2c_p T} \quad (11)$$

On utilise la relation $c_p = \gamma r / (\gamma - 1)$ on trouve :

$$\frac{V^2}{2c_p T} = \frac{V^2}{2 \frac{\gamma r}{\gamma - 1} T} = \frac{\gamma - 1}{2} \frac{V^2}{a^2} = \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (12)$$

Donc :

$$\frac{T_i}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (13)$$

Utilisant les relations (5) et (6) on obtient :

$$\frac{p_i}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (14)$$

$$\frac{\rho_i}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (15)$$

Maintenant on cherche l'expression qui relie entre la section locale et la section critique A_* , commençant par l'équation de débit massique :

$$\dot{m} = \rho A V \quad (16)$$

Sachant que $\rho = p / (rT)$ et $V = Ma = M(\gamma r T)^{1/2}$:

$$\dot{m} = \frac{p}{rT} A M (\gamma r T)^{1/2} = A M p \left(\frac{\gamma}{rT} \right)^{1/2} \quad (17)$$

$$\dot{m} = AM p_i \left(\frac{p}{p_i} \right) \left(\frac{\gamma}{r T_i} \right)^{1/2} \left(\frac{T_i}{T} \right)^{1/2} \quad (18)$$

Injectant les équations (13) et (14) :

$$\dot{m} = AM p_i \left(\frac{\gamma}{r T_i} \right)^{1/2} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (19)$$

Au col de la tuyère le débit s'exprime :

$$\dot{m}_* = A_* p_i \left(\frac{\gamma}{r T_i} \right)^{1/2} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{-(\gamma+1)/2(\gamma-1)} \quad (20)$$

Egalant les deux expressions (19) et (20), on obtient :

$$\frac{A}{A_*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (21)$$

Pour un gaz parfait les valeurs critiques (T_* , p_* , ρ_*) s'exprime :

$$T_* = \frac{2}{\gamma + 1} T_i \quad (22)$$

$$p_* = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} p_i \quad (23)$$

$$\rho_* = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{1/(\gamma-1)} \rho_i \quad (24)$$

3.3. Le dimensionnement de la tuyère :

Afin de concevoir et modéliser la tuyère, il faut d'abord calculer :

- Les conditions à l'entrée (p_4, T_4) et la sortie (p_5, T_5) de tuyère :

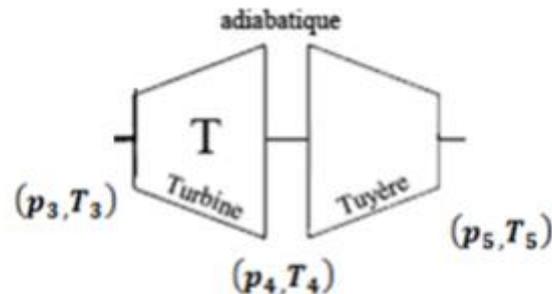


Figure III-4: schéma de la turbine et la tuyère. [14]

Pour calculer p_4 il faut calculer le taux de détente de la turbine, Sachant que :

$$W_t = W_c$$

Remplaçant π_d par π_t on obtient :

$$\pi_t = \left(\frac{1}{1 - \left(\frac{W_c}{(q_m + q_k) c_p T_3 \eta_t} \right)} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

Sachant que $\pi_t = p_3 / p_4$ on calcul p_4 par :

$$p_4 = p_3 \times \pi_t$$

Les températures T_4 et T_5 sont calculées par les relations isentropiques suivantes:

$$\frac{p_4}{p_3} = \left(\frac{T_4}{T_3} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

$$\frac{p_5}{p_4} = \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

- Les conditions critiques (T^* , p^* , ρ^*) :

Utilisant les équations suivantes :

$$T_* = \frac{2}{\gamma + 1} T_4$$

$$p_* = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} p_4$$

$$\rho_* = \frac{p_*}{r \times T_*}$$

- La section au col A^* :

Considérant le débit de mélange est constant à travers la tuyère et $M=1$:

$$\dot{m}^* = qk + qm$$

De l'équation (16) :

$$A_* = \frac{\dot{m}^*}{a_* \times \rho_*}$$

- Pour les autres sections on utilise l'équation (21) de ce chapitre sachant que :

$$M = \sqrt{\left(\left(\frac{p_i}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \times \frac{2}{\gamma-1}}$$

On calcul les rayons par :

$$r = \sqrt{\frac{A}{\pi}}$$

Le dimensionnement est réalisé par les données suivantes :

Conditions d'entrée : $P_4 = 4.6\text{bar}$, $T_4 = 1192\text{k}$.

Conditions de sortie : $P_5 = 1\text{bar}$, $T_5 = 255\text{k}$

3.4. Les résultats de calcul sont montrés dans les tableaux suivants :

| Débit | Ti | Pi | P (bar) | Pi/P | mach M | Section(m2) | rayon r |
|-------|------|-----|---------|------------|------------|-------------|------------|
| 65 | 1192 | 4,6 | 4,5 | 1,02222222 | 0,17756359 | 0,40087277 | 0,35730447 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 4,4 | 1,04545455 | 0,25292648 | 0,28690632 | 0,30227709 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 4,3 | 1,06976744 | 0,31205308 | 0,2371769 | 0,27483458 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 4,2 | 1,0952381 | 0,36303822 | 0,2080255 | 0,25739106 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 4,1 | 1,12195122 | 0,40900701 | 0,18850267 | 0,24501571 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 4 | 1,15 | 0,45156142 | 0,17439438 | 0,23566844 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,9 | 1,17948718 | 0,49165579 | 0,16369003 | 0,22832122 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,8 | 1,21052632 | 0,52991616 | 0,15529423 | 0,22238876 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,7 | 1,24324324 | 0,56678259 | 0,14855361 | 0,21750878 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,6 | 1,27777778 | 0,60258122 | 0,14305191 | 0,21344305 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,5 | 1,31428571 | 0,63756451 | 0,13851037 | 0,21002758 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,4 | 1,35294118 | 0,67193523 | 0,13473502 | 0,20714546 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,3 | 1,39393939 | 0,70586175 | 0,13158676 | 0,20471104 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,2 | 1,4375 | 0,73948814 | 0,12896353 | 0,20266028 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3,1 | 1,48387097 | 0,7729412 | 0,12678913 | 0,20094453 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 3 | 1,53333333 | 0,80633564 | 0,12500602 | 0,19952652 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,9 | 1,5862069 | 0,83977785 | 0,12357053 | 0,1983776 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,8 | 1,64285714 | 0,87336903 | 0,12244962 | 0,1974758 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,7 | 1,7037037 | 0,90720764 | 0,1216186 | 0,19680457 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,6 | 1,76923077 | 0,9413917 | 0,12105962 | 0,19635177 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,5 | 1,84 | 0,97602073 | 0,12076059 | 0,19610912 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,4 | 1,91666667 | 1,01119785 | 0,12071449 | 0,19607169 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,3 | 2 | 1,04703174 | 0,12091898 | 0,19623768 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,2 | 2,09090909 | 1,08363897 | 0,1213762 | 0,19660834 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2,1 | 2,19047619 | 1,12114643 | 0,12209287 | 0,19718793 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 2 | 2,3 | 1,15969435 | 0,12308058 | 0,19798393 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,9 | 2,42105263 | 1,19943982 | 0,12435629 | 0,19900732 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,8 | 2,55555556 | 1,24056117 | 0,12594322 | 0,20027308 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,7 | 2,70588235 | 1,28326359 | 0,12787209 | 0,20180088 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,6 | 2,875 | 1,32778621 | 0,13018283 | 0,20361606 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,5 | 3,06666667 | 1,37441161 | 0,13292715 | 0,20575103 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,4 | 3,28571429 | 1,42347845 | 0,13617207 | 0,20824721 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,3 | 3,53846154 | 1,47539882 | 0,14000514 | 0,21115782 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,2 | 3,83333333 | 1,53068269 | 0,14454202 | 0,21455184 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1,1 | 4,18181818 | 1,58997305 | 0,14993814 | 0,21852002 |
| 65 | 1192 | 4,6 | 1 | 4,6 | 1,65409814 | 0,15640676 | 0,22318394 |

Tableau III- 1:le dimensionnement de la tuyère de 4.5 à 1 bar.

3.5. Choix de la méthode numérique :

Depuis plusieurs années, les scientifiques se penchent sur la résolution des problèmes de plus en plus complexes, pour lesquels des solutions analytiques ne peuvent être trouvées. Ces types de problèmes sont généralement modélisés par des équations aux dérivées partielles non-linéaires. Pour obtenir une solution numérique à ces problèmes étudiés, on doit transformer les équations différentielles du modèle mathématique en systèmes d'équations algébriques linéaires par une méthode de discrétisation avant de résoudre ce système par des méthodes directes ou par itérations. Parmi les méthodes de discrétisation les plus fréquemment utilisées dans les problèmes d'écoulements et de transfert de chaleur, on peut citer les méthodes des différences finies, d'éléments finis et des volumes finis. Pour notre présente étude, nous avons choisi la méthode des volumes finis pour sa simplicité et applicabilité à toutes les géométries (y compris les géométries complexes). Elle est aussi avantageuse, puisque:

- Elle garantit la conservation de masse et de quantité de mouvement dans tout le domaine d'Elle facilite la linéarisation des termes de sources d'énergie (s'ils ne le sont pas),
- Elle permet un traitement plus facile des milieux hétérogènes.

Le principe de la méthode des volumes finis consiste à intégrer les équations de transport sur un ensemble discret de volume finis jointifs appelés volumes de contrôle, couvrant le domaine physique. Le résultat de la discrétisation en un point est une équation algébrique liant la valeur d'une variable aux valeurs des variables des points voisins.

- calcul.

3.6. Méthode des volumes finis :

La méthode des volumes finis utilise des approximations d'intégrales. Toutefois, elle consiste à discrétiser le domaine de l'écoulement en une multitude de volumes de contrôle (hexaèdres, tétraèdres, prismes ...) qu'on appelle aussi cellules ou mailles. Ensuite, cette méthode permet d'effectuer des bilans de masse, de quantité de mouvement et d'énergie sur tous les volumes ainsi que dans tout le domaine de calcul. Son avantage est qu'elle est conservative:

Tout ce qui sort d'un volume de contrôle entre dans le volume voisin [22]. Les expressions des termes de source volumique et de diffusion varient en fonction des types d'équations résolues, le terme de gradient de pression est inclus dans le terme source.

Il existe deux procédés de stockage des variables en utilisant la méthode des volumes finis. Dans le premier, les variables scalaires telle que la pression, la température, etc.... sont calculées aux centre des cellules du maillage. En revanche, les variables vectorielles (composantes de la vitesse...) sont calculées sur les faces des volumes de contrôle. Ce procédé de stockage est appelé "maillage décalé". Dans le second procédé, toutes les variables sont stockées au centre des cellules. Ce procédé est appelé "col localisé". C'est le procédé utilisé par Fluent.

La méthode des volumes finis, applicable à toutes les géométries (simples ou complexes), facilite la linéarisation des termes dans les équations de conservation. Pour cela, il faut suivre des étapes primordiales pour la détermination du champ des variables dépendantes, à savoir :

- Définition du domaine d'étude et maillage des volumes correspondants,
- Intégration des équations de conservation sur chaque volume de contrôle,
- Discrétisation des différents termes de l'équation de transport,
- Affectation des conditions aux limites,
- Linéarisation des équations discrétisées,
- Résolution du système final par l'une des méthodes de résolution itérative, semi itérative ou directe.
- Présentation du champ approché de dans les points discrets du domaine étudié.

3.7. Maillage :

Chaque point du domaine physique stockant une grandeur scalaire ou vectorielle vérifie les équations différentielles du modèle mathématique, gouvernant notre phénomène physique. Pour projeter ces équations sur Ce domaine, on subdivise ce dernier en un certain nombre de volumes finis, localisés à l'aide d'indices i, j et k et en chaque milieu de chaque volume, on considère les points P , appelés centres des volumes de contrôle. E, W, N, S, F et B sont les centres des volumes de contrôle adjacents, situés respectivement à l'Est, à l'Ouest, au Nord, au Sud, en avant et en arrière du centre P . Les faces d'un volume de contrôle typique sont localisées aux points e, w, n, s, f et b . Chaque volume de contrôle a une dimension $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$. Au centre de chaque volume de contrôle (**Figure. III.5**) sont stockées les variables scalaires (P, K et ϵ) par contre pour les quantités vectorielles (les vitesses U, V et W), elles sont localisées sur les faces du volume de contrôle. [23]

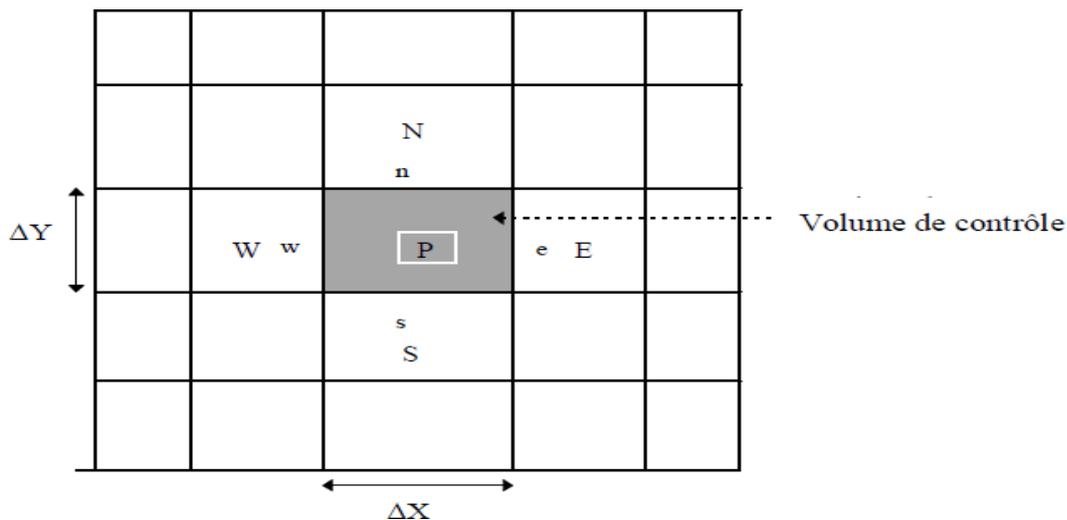


Figure III.5. Decomposition d'un domaine physique en volumes finis bidimensionnels. [23]

3.8. Modélisation du domaine physique :

Avant de réaliser les simulations numériques, nous créons le modèle géométrique à l'aide du logiciel ansys fluent. Nous avons choisi une modélisation en 2D dans le but d'étudier l'écoulement de la pression et température et la vitesse.

3.9. Présentation du préprocesseur workbench:

Workbench permet à l'utilisateur de réaliser ou d'importer une géométrie, de générer des maillages plus ou moins complexes selon la géométrie adoptée. Le préprocesseur permet aussi de définir les conditions aux limites appropriées aux frontières du domaine de calcul.

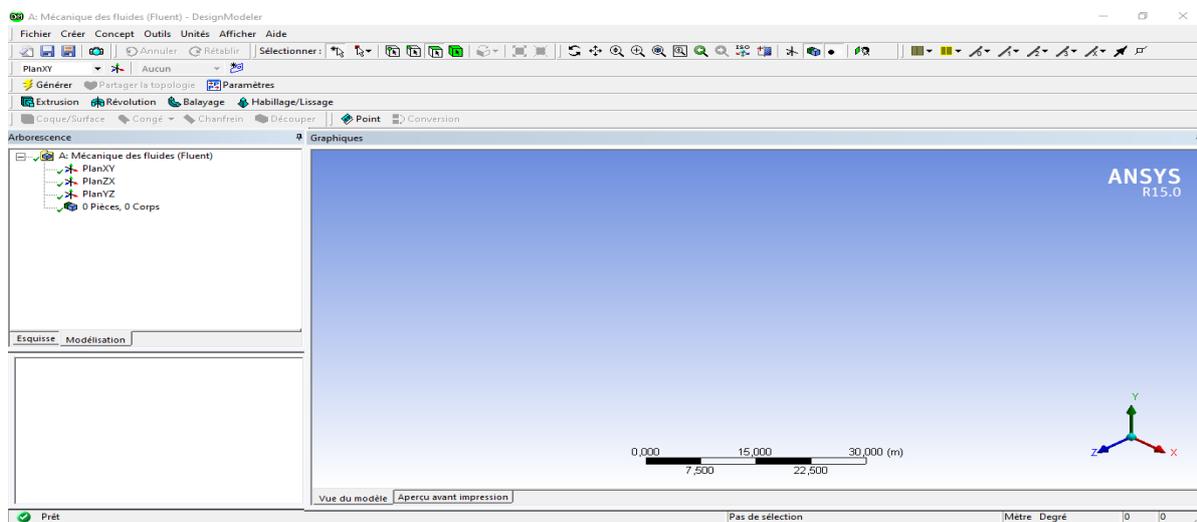


Figure III.6: Interface de travail du préprocesseur workbench (ansys fluent)

3.10. Procédure de génération du fichier « .mesh » :

Le travail avec Gambit consiste en des étapes successive:

- Le choix du solveur et l'affectation des valeurs par défaut.
- Création de la géométrie ou l'importation du fichier de la géométrie

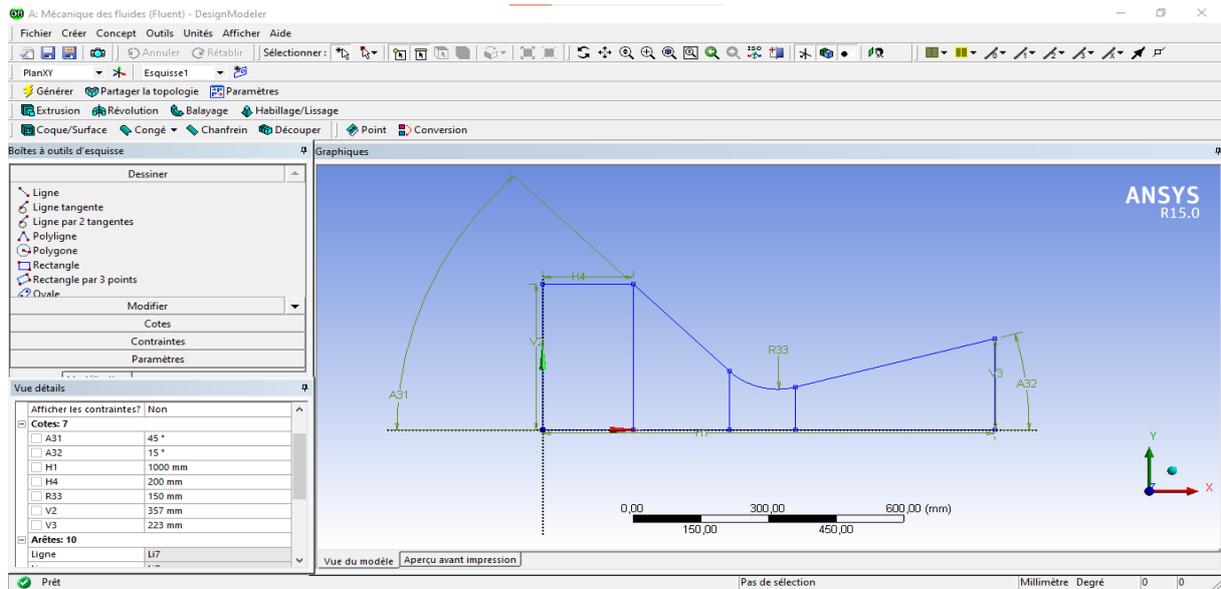


Figure III.7: creation de la géométrie de la tuyère sur workbench (ansys fluent)

3.11. La géométrie de la tuyère :

Les configurations géométriques traitées et analysées dans cette recherche sont présentées ci-dessous :

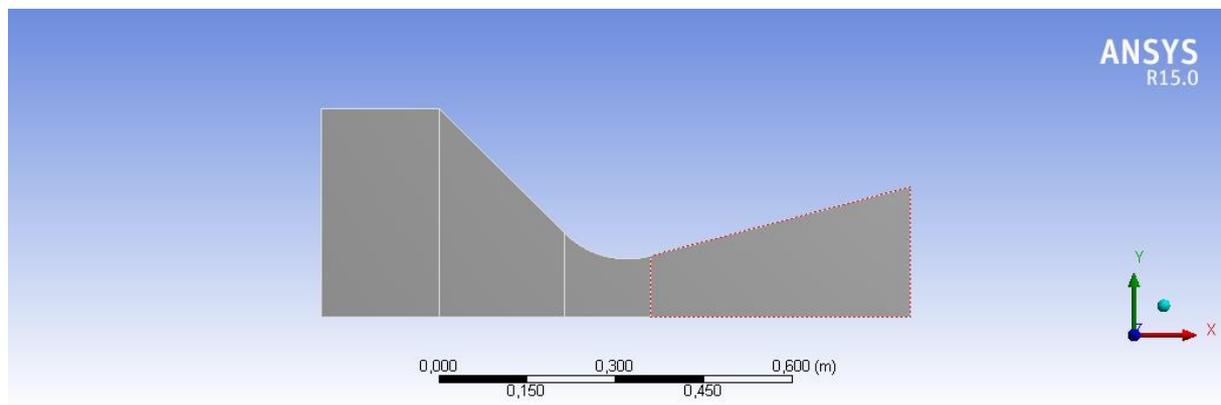


Figure III-8: La géométrie de la tuyère.

La tuyère utilisée dans cette simulation est conique, qui a un demi angle de convergence et de divergence de 45° et 15° , respectivement (figure 9).

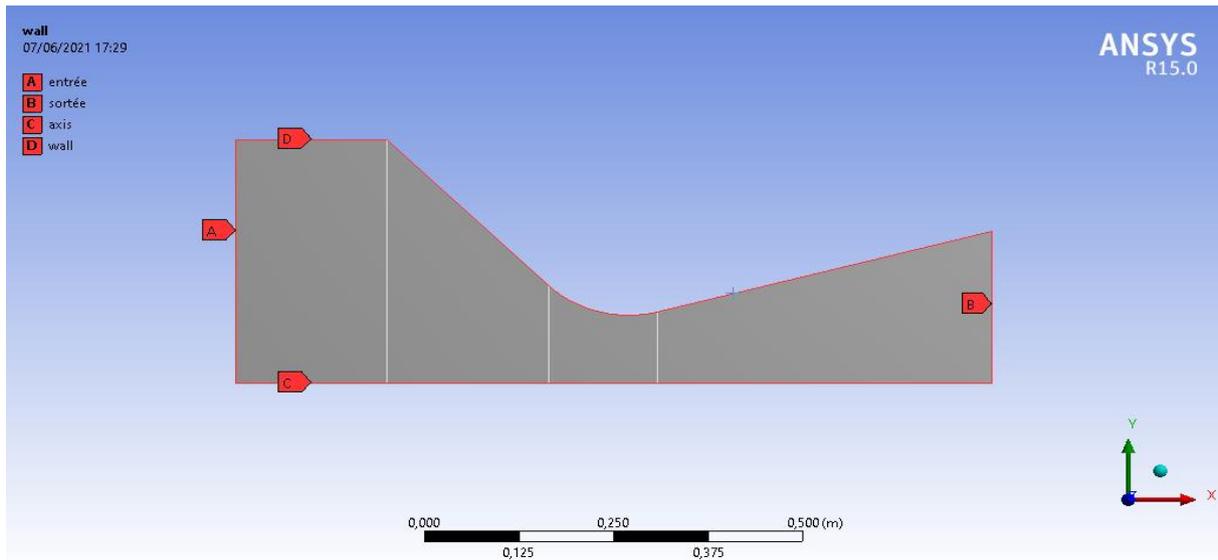


Figure III-9: La géométrie de la tuyère avec la condition limite

3.11. Maillage de la géométrie.

Le choix du maillage est une étape cruciale de la simulation numérique. Il est donc important de bien choisir un maillage s'adaptant au mieux aux problèmes considérés.

GAMBIT peut utiliser différents types de maillages, à savoir : des maillages structurés, non structurés et hybrides (combinaison géométrique d'éléments de différentes natures). Un maillage structuré est généralement composé de cellules quadrilatérales en deux dimensions (2D ou maillage surfacique) et hexaédriques en trois dimensions (3D ou maillage volumique), tandis qu'un maillage non-structuré peut être composé de mailles quadrilatérales et triangulaires en 2D (**Figure III.10**) et hexaédriques ou tétraédriques en 3D.

3.11.1 Génération du maillage :

3.11.1.1. Définition du maillage :

Un maillage c'est une modélisation géométrique d'un domaine par des éléments proportionnés fins et bien définis. L'objet d'un maillage est de procéder à une simplification d'un système par un modèle représentant ce système et, éventuellement, son environnement (le milieu), dans l'optique de simulations de calculs ou de représentations graphiques.

Les configurations maillage traitées et analysées dans cette recherche sont présentées ci-dessous :

La figure suivante représente un maillage d'une tuyère :

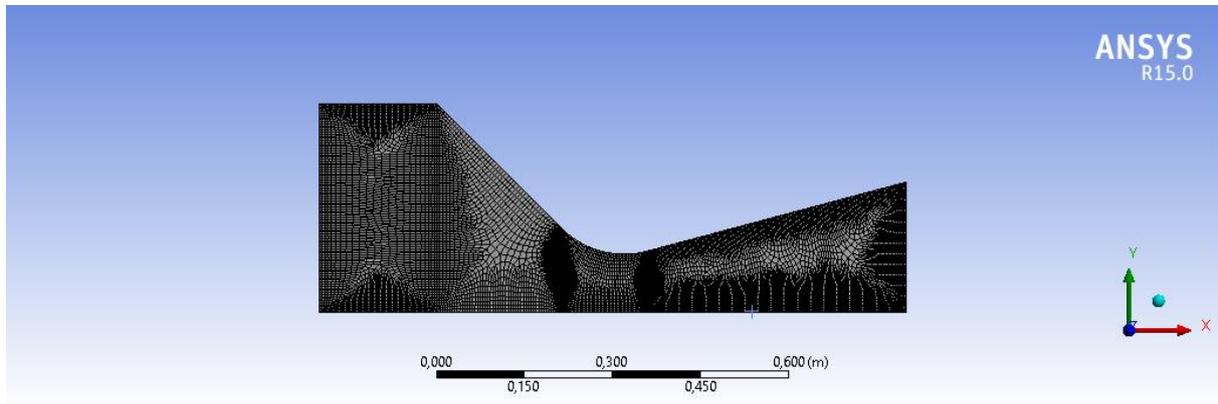


Figure III-10: le maillage de la tuyère.

- Vérification du maillage
- Spécification de la nature des zones et la nature des limites.

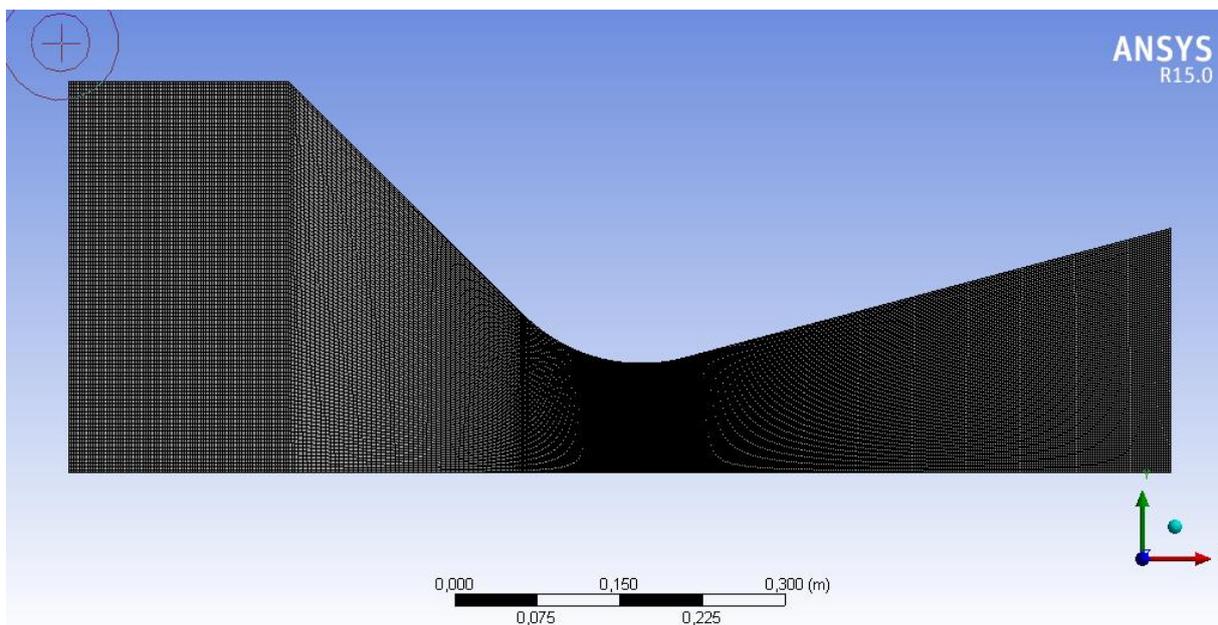


Figure III-11: le maillage final de la tuyère.

- Génération du fichier « .mesh ».

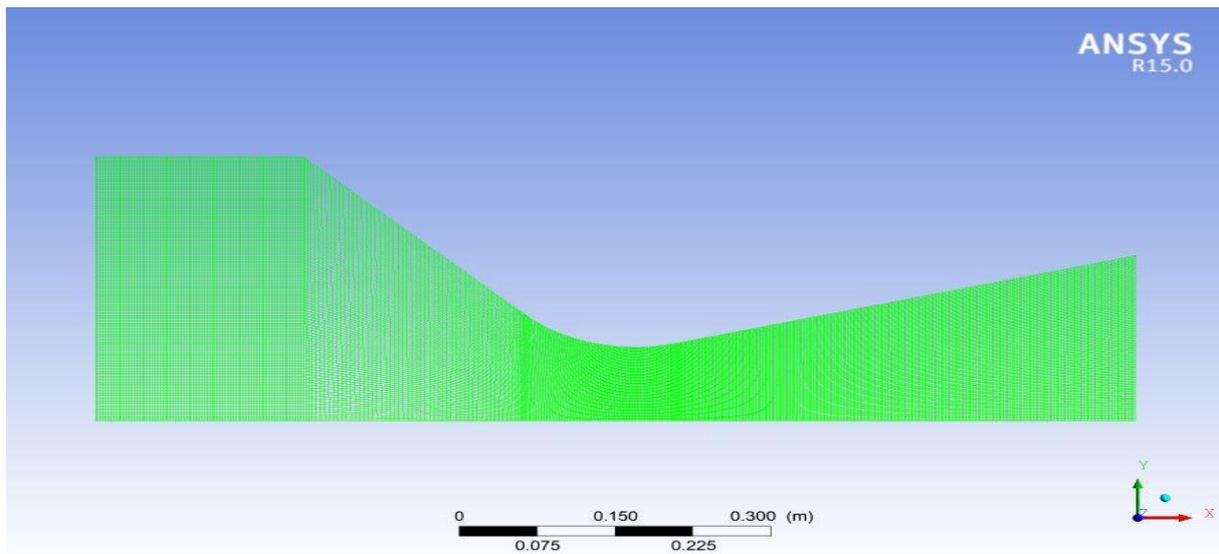


Figure III-12: les résultats de maillage de la tuyère.

3.12. Simulation numérique du domaine physique étudié par Fluent :

3.12.1. Présentation du logiciel Fluent :

Le calcul numérique a été effectué à l'aide du code de calcul "Fluent" 15.0. Le logiciel Fluent est un code CFD (Computational Fluid Dynamics) [21] qui permet la prédiction des écoulements fluides par résolution des équations de bilan en se basant sur la méthode des volumes finis. Fluent permet de simuler tous les écoulements fluides, incompressibles ou compressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes tels que les écoulements multiphasiques, la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques...

L'analyse d'un phénomène physique avec Fluent consiste en des étapes successives :

- Importer le fichier « .mesh ».
- Vérifier le maillage
- Spécifier l'échelle de la géométrie.
- Indiquer le modèle physique correspondant.
- Définir les propriétés thermo-physiques des matériaux.
- Spécifier les conditions opérationnelles.
- Spécifier les conditions aux limites.
- Donner une solution initiale.
- Indiquer les paramètres du solveur.
- Indiquer les critères de convergence

- Lancer le calcul
- Vérifier les critères de convergence.
- Visualiser les résultats
- Analyser les résultats.

3.12.2. Traiter le fichier « .mesh » avec Fluent :

Comme il est décrit auparavant, nous avons exécuté les 14 étapes précédentes pour faire la simulation de la tuyère.

3.12.3. Définition du domaine fluide étudié et les matériaux utilisés :

Dans le module "Define" de Fluent, on peut choisir le type du fluide (gaz ou liquide), les conditions d'opération (effet de la gravité et de la pression), les conditions aux limites...

Les matériaux et le fluide utilisés pour notre étude sont choisis à partir de la banque de données dans Fluent.

- Le fluide dans le domaine est l'**air**, nous avons précisé sa masse volumique et sa viscosité cinématique suivant les conditions expérimentales à une température de 325K.
- Le matériau utilisé pour la plaque, est l'aluminium solide, ce matériau existe déjà dans la base de données de Fluent. Si nous utilisons un autre matériau qui n'existe plus dans la base de données

3.12.4. Conditions opérationnelles et conditions aux limites :

Conditions aux limites :

On définit les conditions physiques aux limites du domaine, à savoir si les lignes sont des entrées ou des sorties du fluide, des surfaces libres ou des Wall (murs) etc....

Les valeurs de ces conditions (pressions, températures) seront à définir sur Fluent.

Dans notre cas on définit les conditions aux limites suivantes :

- Inlet condition pour l'entrée ($P_4=4.6$ bar et $T_4=1192$ k)
- Outlet condition pour la sortie ($P_5=1$ bar et $T_5=300$ k)
- Wall ou paroi pour les autres frontières

On définit à l'entrée de la tuyère une pression initiale (pressure inlet), l'air sort du sortie de la tuyère avec une pression (pressure-outlet) ; les parois sont déclarés comme des murailles (Wall), avec à une température de entrée 1192K, et la sortie à une température de 300K.

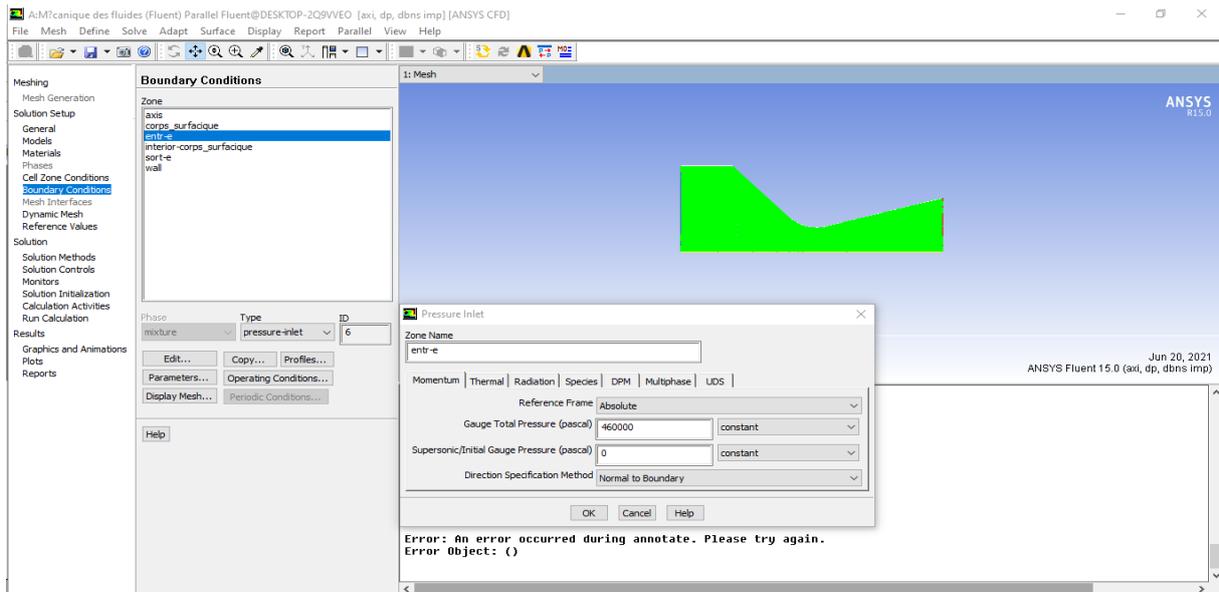


Figure III.13 : Définition des conditions aux limites sur Fluent.

(Pression entré)

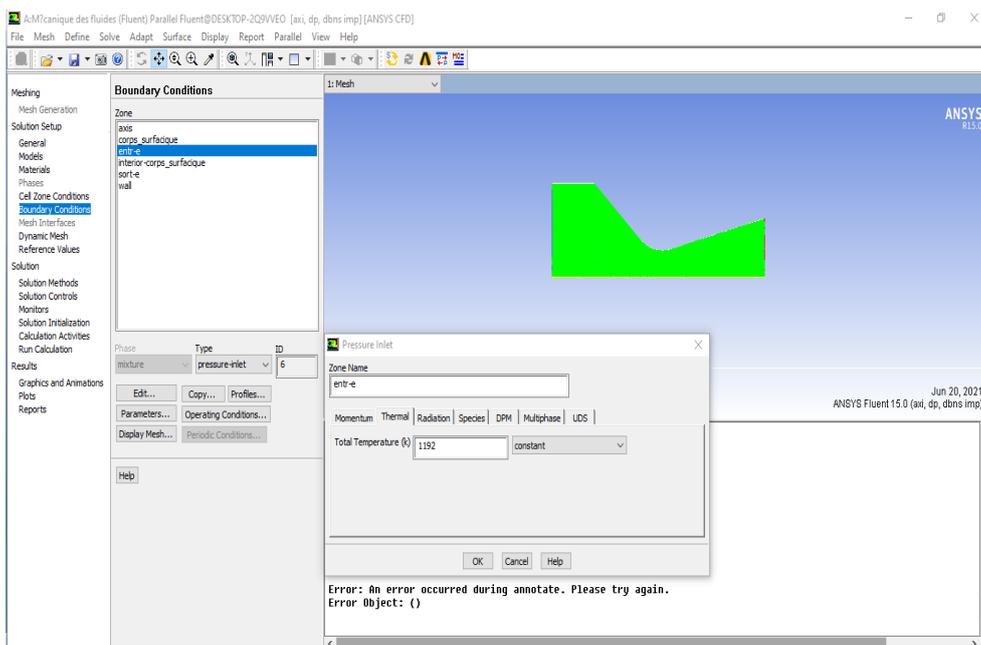


Figure III.14 : Définition des conditions aux limites sur Fluent.

(Température entré)

3.12.5. Initiation et convergence du calcul :

Avant de commencer les simulations numériques avec le logiciel Fluent, il faut fournir une solution initiale à partir de laquelle le logiciel commence le calcul. Le choix adéquat des conditions initiales permet d'atteindre une solution stable et une convergence accélérée. L'initialisation du calcul peut être effectuée à partir de l'entrée, de la sortie ou à partir du domaine en entier. Dans notre cas, nous avons choisi d'initialiser le calcul par une pression entré (**4.6 bar**), la température entré (**1192 k**) et température a la sortie (**300 k**)

La resolution des equations se fait au sein de chaque volume de contrôle selon l'algorithme suivant :

- Résolution de l'équation de conservation de la quantité de mouvement,
- Résolution de l'équation de conservation de la matière,
- Résolution des équations auxiliaires,
- Actualisation des propriétés physique du fluide
- Vérification de la convergence,

L'organigramme représentatif de ce processus itératif, dans notre cas d'étude, est illustré

La résolution se fait pour toutes les cellules en même temps. Un solveur d'équation linéaire implicite en un point (Gauss-Seidel) est utilisé. La mise en place du modèle nécessite une série de simulations préliminaires. Nous présenterons dans cette partie les schémas de discrétisations utilisés, la convergence obtenue et le type de maillage choisi.

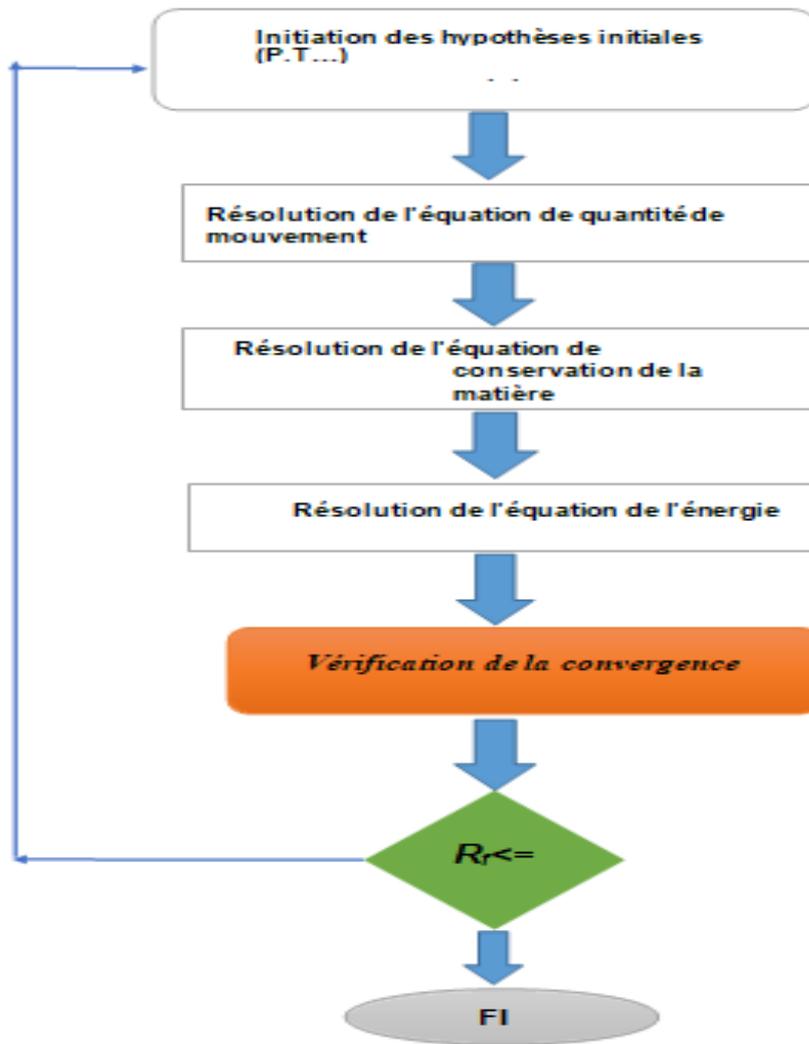


Figure III-15 : Organigramme représentatif de ce processus itératif

3.13. Conclusion :

Dans ce chapitre on a présenté les différentes étapes qu'il faut suivre pour la simulation numérique du phénomène étudié, en précisant la :

La structure du maillage adéquat.

Les conditions aux limites.

Le domaine de fluide utilisé.

La méthode numérique de résolution.

Le critère de convergence des résultats.

Chapitre IV : Résultats et interprétation

4.1. Introduction :

Dans ce chapitre est consacré a la présentation des résultats obtenus et leurs discussion des calcule la performance d'un turboréacteur et leur résultat finale, après avoir optimisé le maillage des tuyères étudiés, vérifier le critère de convergence, et la validation de notre étude. Les résultats obtenus seront discutés en présentation les paramètres dynamique et les paramètres thermique.

4.2. Calcul thermodynamique de la performance d'un turboréacteur :

Nous étudions ci-dessous la turbine à gaz avec des caractéristiques suivant :

- Température de l'air ambiant : $T_0 = 15 \text{ °c} = 288.15 \text{ K}$
- Pression de l'air ambiant $P_0 = 1.013 \text{ Bar} = 101.325 \text{ Pa}$
- Le nombre de mach M_0
- Débit massique de l'air $\dot{m}_a \text{ (air)} = 234000 \text{ kg/h} = 65 \text{ kg/s}$
- Taux de compression π_c varié de 5 jusqu'à 20
- Rendement isentropique du compresseur $\eta_c = 0.8$
- Rendement isentropique de la turbine $\eta_T = 0.8$
- Rendement de la chambre de combustion $\eta_{th} = 0.98$
- La capacité thermique de l'air $C_{p_a} \text{ (air)} = 1004.5 \text{ j/kg.k}$
- La capacité thermique de kérosène $C_{p_k} \text{ (C}_{10}\text{H}_{22}) = 1148 \text{ j/kg.k}$
- La capacité thermique de mélange $C_{p^*} = 1006,85 \text{ j/kg.k}$
- Le pouvoir calorifique du combustible $P_c = 44,10^6 \text{ j/kg}$
- γ de l'air $\gamma = 1.4$
- γ de gaz kérosène $\gamma = 1.33$

4.2.1. L'effet de taux de compression : Nous avons calculé la consommation après avoir fixé le nombre de mach ($M_0=0$) et l'altitude à ($z=0 \text{ km}$) et la richesse à ($r=0.5$) nous avons fait varier le taux de compression de (**5 à 20**):

| π | T2 | T3 | WC | WD | WJ | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|-------|----------|----------|------------|------------|------------|----------|----------|----------|------------|--------|--------|---------|
| 5 | 498,4345 | 1659,7 | 13730002,4 | 28609041,6 | 14879039,2 | 676,6214 | 676,6214 | 4483,220 | 81237777,9 | 1,0838 | 0,8703 | 68,9726 |
| 8 | 580,4231 | 1663,8 | 19083246,9 | 35111456,5 | 16028209,6 | 702,2646 | 702,2646 | 4653,129 | 75788979,3 | 1,0838 | 0,8385 | 71,5866 |
| 12 | 660,5611 | 1684,6 | 24315657,4 | 40589404,3 | 16273746,9 | 707,6232 | 707,6232 | 4688,635 | 71637915,2 | 1,0838 | 0,8322 | 72,1328 |
| 16 | 723,3209 | 1701,57 | 28413401,4 | 44311275,8 | 15897874,3 | 699,4035 | 699,4035 | 4634,172 | 68434632,8 | 1,0838 | 0,8419 | 71,2949 |
| 18 | 750,5420 | 1709,1 | 30190734,9 | 45802711,3 | 15611976,5 | 693,0862 | 693,0862 | 4592,314 | 67057117,5 | 1,0838 | 0,8496 | 70,6509 |
| 20 | 775,6806 | 1716,138 | 31832096,4 | 47123045,4 | 15290949 | 685,9232 | 685,9232 | 4544,853 | 65790868 | 1,0838 | 0,8585 | 69,9208 |

Tableau IV- 01 : le résultat de variation de taux de compression

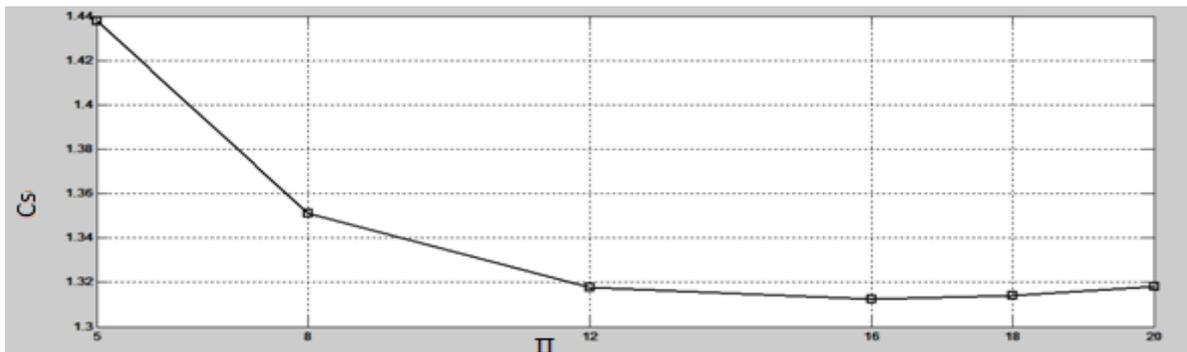


Figure IV- 01: consommation spécifique « Cs » en fonction de rapport de pression « π »

Nous pouvons voir clairement que la consommation diminue avec l'augmentation de taux de compression.

4.2.2. L'effet de la richesse :

Dans ce calcul Nous avons fixé le nombre de mach ($M_0=0$) et l'altitude à ($z=0$ km) et le taux de compression ($\pi=5$) nous avons fait varier la richesse :

| LA RICHESE r | T2 | T3 | WC | WD | WJ | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|--------------|-------------|---------|------------|------------|------------|----------|----------|-----------|------------|--------|---------|---------|
| 0,5 | 498,4345253 | 1659,7 | 13730002,4 | 28609042 | 14879039,6 | 676,6214 | 676,6214 | 4483,2207 | 75999582,2 | 1,0838 | 0,8703 | 68,9726 |
| 0,7 | 498,4345253 | 2011,68 | 13730002,4 | 34751643,4 | 21021641,1 | 804,2510 | 804,2510 | 5328,8804 | 99250294,1 | 2,1243 | 1,4351 | 81,9827 |
| 1 | 498,4345253 | 2345,68 | 13730002,4 | 40699429 | 26969426,6 | 910,9492 | 910,9492 | 6035,8512 | 121688666 | 4,3355 | 2,5858 | 92,8592 |
| 1,1 | 498,4345253 | 2359,68 | 13730002,4 | 41012778,2 | 27282775,9 | 916,2259 | 916,2259 | 6070,8142 | 122821869 | 5,2459 | 3,1108 | 93,3971 |
| 1,5 | 498,4345253 | 2087,68 | 13730002,4 | 36571492,6 | 22841490,2 | 838,3406 | 838,3406 | 5554,7547 | 105700175 | 9,7548 | 6,3220 | 85,4577 |
| 2 | 498,4345253 | 1723,68 | 13730002,4 | 30534295,3 | 16804293 | 719,0654 | 719,0654 | 4764,4501 | 82406285 | 17,342 | 13,1035 | 73,2992 |

Tableau IV- 02: le résultat de variation de la richesse

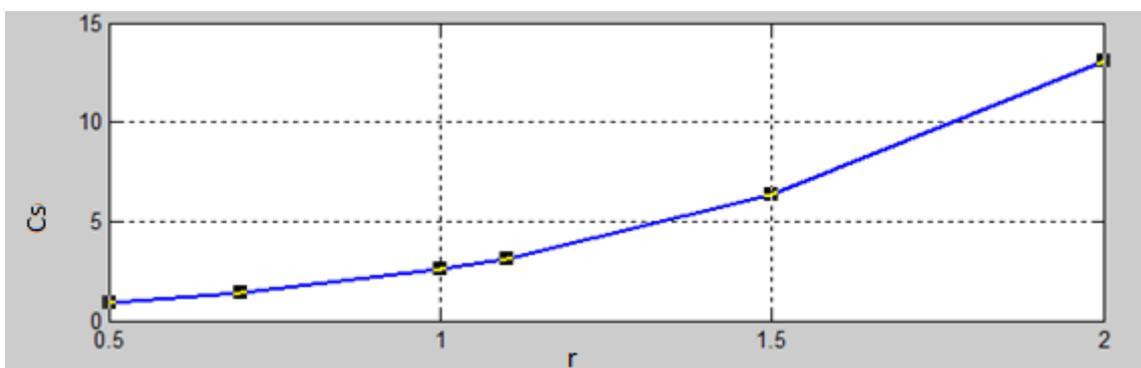


Figure IV- 02: consommation spécifique « Cs » en fonction de la richesse « r »

Nous pouvons voir clairement que La consommation spécifique augmente avec l'augmentation de la richesse

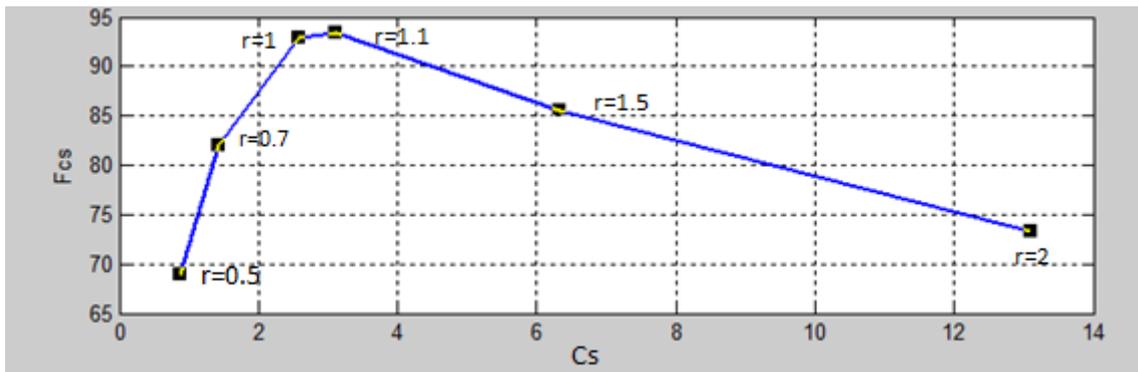


Figure IV- 03: la force spécifique « Fcs » en fonction de consommation spécifique «Cs »

Le graphe montre que la force spécifique augmente jusqu'à $r=1.1$ puis elle commence à diminuer.

4.2.3. L'effet d'altitude :

A l'altitude : de 0 à 11 km et plus 11 km :

Pour étudier l'effet de l'altitude nous avons fixé le taux de compression ($\pi=5$), le nombre de mach ($M_0=0.8$) et la richesse ($r=0.5$) et nous avons varié l'altitude ($z=0\text{km}$ a 11km et $z=11\text{ km}$ a 24km), le résultat est montré dans les graphes ci-dessous :

| Pz | p1 | T2 | T3 | Z | Tz | T1 | Qm | WC | WD | WJ | Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|-------|--------|-----|--------|----|-----|-----|-------|----------|----------|----------|------|-----|-----|-----|---------|------------|--------|--------|---------|
| 79498 | 143094 | 563 | 1672 | 2 | 275 | 325 | 81,31 | 19459583 | 36041033 | 16581450 | 361 | 289 | 701 | 411 | 3413 | 90753749 | 1,3559 | 1,4299 | 41,9812 |
| 54025 | 97243 | 523 | 1664,4 | 5 | 255 | 302 | 59,47 | 13224351 | 26242264 | 13017913 | 348 | 278 | 717 | 439 | 2662 | 68319354 | 0,9917 | 1,3409 | 44,7682 |
| 35606 | 64089 | 483 | 1656,4 | 8 | 236 | 279 | 42,43 | 8715622 | 18634242 | 9918620 | 334 | 267 | 734 | 466 | 2017 | 50112441,1 | 0,7076 | 1,2626 | 47,5423 |
| 30748 | 55346 | 470 | 1653,9 | 9 | 229 | 271 | 37,68 | 7526618 | 16522912 | 8996293 | 330 | 264 | 739 | 475 | 1826 | 44912230 | 0,6284 | 1,2383 | 48,4750 |
| 26442 | 47594 | 456 | 1651,2 | 10 | 223 | 263 | 33,35 | 6472504 | 14599141 | 8126636 | 325 | 260 | 745 | 484 | 1647 | 40104594 | 0,5561 | 1,2151 | 49,4018 |
| 22637 | 40747 | 443 | 1648,6 | 11 | 216 | 256 | 29,41 | 5541248 | 12853611 | 7312362 | 320 | 256 | 750 | 493 | 1480 | 35682665 | 0,4904 | 1,1926 | 50,3340 |

Tableau IV- 03 : résultat de variable de altitude $z= 0$ à 11 km

| Pz | p1 | T2 | T3 | Z | Tz | T1 | Qm | WC | WD | WJ | Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|-------|-------|-----|------|----|-----|-----|-------|---------|----------|---------|--------|--------|-----|-----|---------|----------|--------|--------|--------|
| 22916 | 41249 | 443 | 1648 | 11 | 216 | 256 | 29,77 | 5596493 | 13012489 | 7415996 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 1500 | 36137190 | 0,4964 | 1,1911 | 50,395 |
| 14290 | 25722 | 443 | 1648 | 14 | 216 | 256 | 18,56 | 3489911 | 8114446 | 4624534 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 935 | 22534756 | 0,3096 | 1,1911 | 50,395 |
| 10430 | 18775 | 443 | 1648 | 16 | 216 | 256 | 13,55 | 2547300 | 5922765 | 3375465 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 682 | 16448205 | 0,2259 | 1,1911 | 50,39 |
| 7613 | 13704 | 443 | 1648 | 18 | 216 | 256 | 9,89 | 1859284 | 4323049 | 2463765 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 498 | 12005608 | 0,1649 | 1,1911 | 50,39 |
| 5557 | 10002 | 443 | 1648 | 20 | 216 | 256 | 7,22 | 1357098 | 3155410 | 1798311 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 363 | 8762940 | 0,1203 | 1,1911 | 50,39 |
| 2960 | 5329 | 443 | 1648 | 24 | 216 | 256 | 3,84 | 723007 | 1681075 | 958067 | 320,77 | 256,61 | 750 | 494 | 193 | 4668540 | 0,0641 | 1,1911 | 50,39 |

Tableau IV- 04 : résultat de variable d'altitude z plus de 11 km

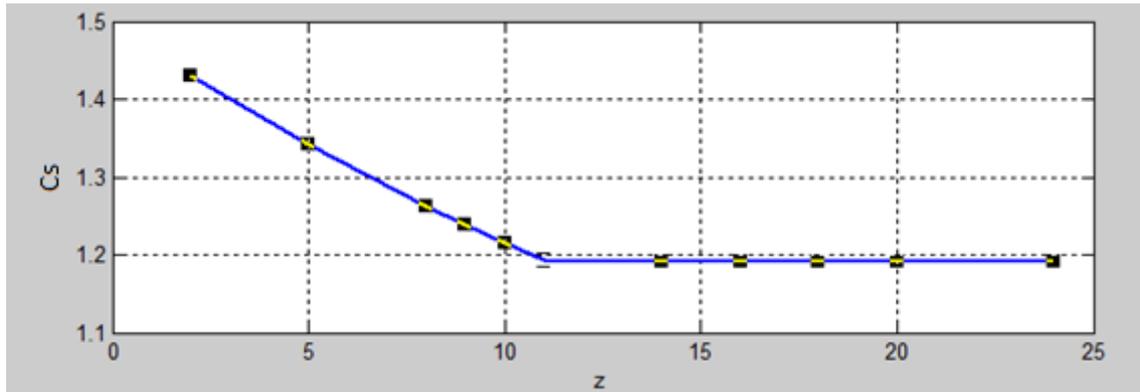


Figure IV -04: consommation spécifique « Cs » en fonction de altitude « z »

La figure montre que la consommation spécifique diminue proportionnellement avec l'accroissement de l'altitude puis elle devient constante pour une altitude de 11 à 24 km où la température est constante.

4.2.4. L'effet de nombre de Mach :

4.2.4.1. Mach de vol subsonique (sans onde de choc) :

Dans ce calcul nous avons fixé l'altitude ($z=11\text{km}$), le taux de compression ($\pi=5$) et la richesse ($r=0.5$) et nous avons fait varier le nombre de mach de ($M_0=0.2$ à 1), nous avons obtenu le graphe ci-dessous :

Le tableau suivant c'est une variation de Mach inférieur 1 (sans ondes de choc) :

| Pz | p1 | M0 | T2 | T3 | Tz | T1 | Qm | WC | WD | WJ | Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|-------|-------|-----|-----|------|-----|-----|----|---------|----------|---------|--------|-----|--------|-----|---------|----------|--------|--------|-------|
| 22916 | 23846 | 0,2 | 378 | 1635 | 216 | 218 | 20 | 3235386 | 8729152 | 5493765 | 296,62 | 59 | 741,17 | 681 | 1399 | 25473806 | 0,3356 | 0,8639 | 69,50 |
| 22916 | 26798 | 0,4 | 391 | 1638 | 216 | 226 | 21 | 3635788 | 9502672 | 5866884 | 301,60 | 120 | 742,18 | 621 | 1386 | 27461182 | 0,3648 | 0,947 | 63,35 |
| 22916 | 32283 | 0,6 | 413 | 1642 | 216 | 238 | 24 | 4379961 | 10882893 | 6502931 | 309,73 | 185 | 744,93 | 559 | 1424 | 30936766 | 0,4167 | 1,053 | 56,99 |
| 22916 | 41249 | 0,8 | 443 | 1648 | 216 | 256 | 29 | 5596493 | 13012489 | 7415996 | 320,77 | 256 | 750,99 | 494 | 1500 | 36137190 | 0,4964 | 1,191 | 50,39 |
| 22916 | 47488 | 0,9 | 461 | 1652 | 216 | 266 | 32 | 6442956 | 14421503 | 7978546 | 327,29 | 294 | 755,91 | 461 | 1548 | 39479286 | 0,5490 | 1,276 | 47,02 |
| 22916 | 55228 | 1 | 481 | 1596 | 216 | 278 | 36 | 7493049 | 15520050 | 8027001 | 334,43 | 334 | 741,33 | 406 | 1521 | 41158727 | 0,6115 | 1,447 | 41,47 |

Tableau IV- 05 : résultat de variation de nombre de mach

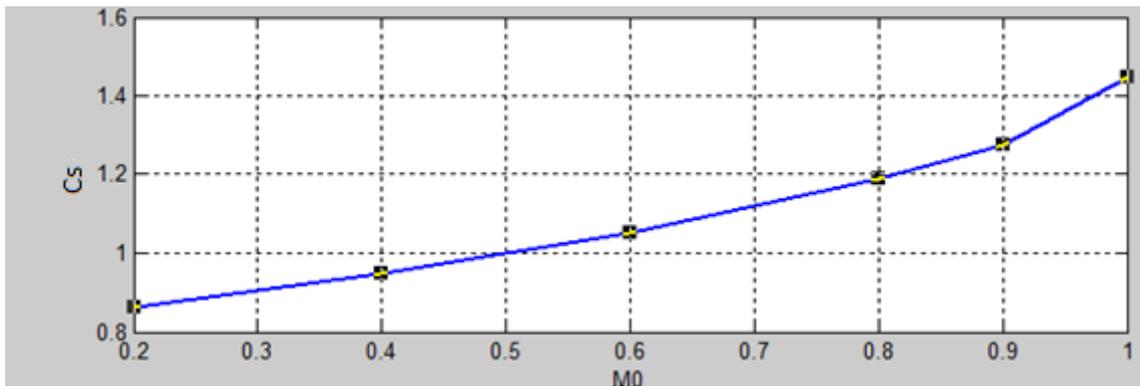


Figure IV -05: consommation spécifique « Cs » en fonction de nombre de mach subsonique «M₀ »

Nous pouvons voir clairement que La consommation spécifique augmente avec l'augmentation de mach de vol

4.2.4.2. Mach de vol supersonique (avec onde de choc) :

Dans ce calcul nous avons fixé l'altitude (z=11km), le taux de compression (π=5) et la richesse (r=0.5) et nous avons fait varier le nombre de mach de (M₀=1.2 à 2.2), nous avons obtenu le graphe ci-dessous :

| Pz | p1' | p1 | p1'/p1 dyn | M0 | M2 | p1'/p1 stat | T2 | T3 | Tz | T1 | Qm | WC | WD |
|-------|--------|--------|------------|-----|------|-------------|-----|------|-----|-----|--------|----------|------------|
| 22916 | 76002 | 76553 | 0,99 | 1,2 | 0,84 | 1,5 | 528 | 1665 | 216 | 305 | 45,97 | 10311476 | 20301489 |
| 22916 | 104123 | 108665 | 0,95 | 1,4 | 0,73 | 2,12 | 584 | 1676 | 216 | 337 | 56,98 | 14126845 | 25332535,4 |
| 22916 | 140117 | 156521 | 0,89 | 1,6 | 0,66 | 2,82 | 648 | 1689 | 216 | 374 | 69,09 | 19010302 | 30949797 |
| 22916 | 184569 | 227106 | 0,81 | 1,8 | 0,61 | 3,6 | 721 | 1704 | 216 | 416 | 81,83 | 25041173 | 36971095 |
| 22916 | 237962 | 330090 | 0,72 | 2 | 0,57 | 4,5 | 802 | 1720 | 216 | 463 | 94,81 | 32285255 | 43245087 |
| 22916 | 300627 | 478630 | 0,62 | 2,2 | 0,54 | 5,48 | 892 | 1738 | 216 | 515 | 107,71 | 40787280 | 49644063 |

Tableau IV- 06 : Mach supérieur de 1 (avec ondes de choc)

| WJ | Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|----------|------|------|------|-----|---------|----------|------|------|-------|
| 9990012 | 350 | 420 | 781 | 361 | 1693,87 | 52628259 | 0,76 | 1,62 | 36,84 |
| 11205690 | 368 | 515 | 811 | 296 | 1720,71 | 62678982 | 0,95 | 1,98 | 30,19 |
| 11939494 | 388 | 620 | 855 | 234 | 1649,11 | 72420487 | 1,15 | 2,51 | 23,86 |
| 11929921 | 409 | 736 | 913 | 176 | 1473,93 | 80972494 | 1,36 | 3,33 | 18,01 |
| 10959831 | 431 | 863 | 988 | 124 | 1206,59 | 87603963 | 1,58 | 4,71 | 12,72 |
| 8856783 | 455 | 1001 | 1080 | 78 | 867,17 | 91723630 | 1,79 | 7,45 | 8,05 |

Tableau IV -07 : la suite de tableau Mach supérieur de 1 (avec ondes de choc)

4.2.4.3. Onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale :

Dans ce calcul nous avons fixé l'altitude ($z=11\text{km}$), le taux de compression ($\pi=5$) et la richesse ($r=0.5$) et nous avons fait varier le nombre de mach de ($M_0=1.2$ à 2.2), nous avons obtenu le graphe ci-dessous :

| p1'' | p1 | p1''/p1 dyn | M0 | M2 | p1''/p1 stat | T2 | T3 | Tz | T1 | Qm | WC | WD | WJ |
|--------|--------|----------------|-----|------|-----------------|-----|------|-----|-----|-----|----------|----------|----------|
| 76002 | 76553 | 0,99 | 1,2 | 0,84 | 1,51 | 528 | 1665 | 216 | 305 | 45 | 10311476 | 20301489 | 9990012 |
| 104123 | 108665 | 0,95 | 1,4 | 0,73 | 2,12 | 584 | 1676 | 216 | 337 | 56 | 14126845 | 25332535 | 11205690 |
| 152733 | 156521 | 0,97 | 1,6 | 0,66 | 2,7 | 648 | 1689 | 216 | 374 | 75 | 20721909 | 33735387 | 13013478 |
| 211594 | 227106 | 0,93 | 1,8 | 0,61 | 3,35 | 721 | 1704 | 216 | 416 | 93 | 28707839 | 42384606 | 13676767 |
| 282953 | 330090 | 0,85 | 2 | 0,57 | 3,92 | 802 | 1720 | 216 | 463 | 112 | 38389403 | 51422000 | 13032597 |
| 381181 | 478630 | 0,79 | 2,2 | 0,54 | 4,52 | 892 | 1738 | 216 | 515 | 136 | 51716271 | 62944067 | 11227795 |

Tableau IV- 08 : onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale

| Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|------|------|------|-----|---------|-----------|-------|------|-----|
| 350 | 420 | 781 | 361 | 1693 | 52628260 | 0,766 | 1,62 | 36 |
| 368 | 515 | 811 | 296 | 1720 | 62678983 | 0,950 | 1,98 | 30 |
| 388 | 620 | 855 | 234 | 1797 | 78937130 | 1,255 | 2,51 | 23 |
| 409 | 736 | 913 | 176 | 1689 | 92828933 | 1,564 | 3,33 | 18 |
| 431 | 863 | 988 | 124 | 1434 | 104169448 | 1,879 | 4,71 | 12 |
| 455 | 1001 | 1080 | 78 | 1099 | 116292816 | 2,277 | 7,45 | 8 |

Tableau IV -09 : la suite de tableau onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale

4.2.4.4. Deux Onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale :

Dans ce calcul nous avons fixé l'altitude ($z=11\text{km}$), le taux de compression ($\pi=5$) et la richesse ($r=0.5$) et nous avons fait varier le nombre de mach de ($M_0=1.2$ à 2.2), nous avons obtenu le graphe ci-dessous :

| $p1'''$ | $p1$ | $p1'''/p1$ dyn | $M0$ | $M2$ | $p1'''/p1$ stat | T2 | T3 | Tz | T1 | Qm | WC | WD | WJ |
|---------|--------|-------------------|------|------|--------------------|-----|------|-----|-----|-----|----------|----------|----------|
| 76002 | 76553 | 0,99 | 1,2 | 0,84 | 1,51 | 528 | 1665 | 216 | 305 | 45 | 10311476 | 20301489 | 9990012 |
| 104123 | 108665 | 0,95 | 1,4 | 0,73 | 2,12 | 584 | 1676 | 216 | 337 | 56 | 14126845 | 25332535 | 11205690 |
| 152749 | 156521 | 0,97 | 1,6 | 0,66 | 2,7 | 648 | 1689 | 216 | 374 | 75 | 20724033 | 33739842 | 13015809 |
| 211606 | 227106 | 0,93 | 1,8 | 0,61 | 3,35 | 721 | 1704 | 216 | 416 | 93 | 28709380 | 42386880 | 13677500 |
| 316161 | 330090 | 0,95 | 2 | 0,57 | 3,85 | 802 | 1720 | 216 | 463 | 125 | 42894739 | 57456158 | 14561419 |
| 439287 | 478630 | 0,91 | 2,2 | 0,54 | 4,2 | 892 | 1738 | 216 | 515 | 157 | 59599690 | 72541508 | 12941818 |

Tableau IV- 10 : 2 onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale

| Vson | V0 | V5 | Ws | F (kgp) | Wch | qk | Cs | Fcs |
|------|------|------|-----|---------|-----------|-------|------|-----|
| 350 | 420 | 781 | 361 | 1693 | 52628259 | 0,766 | 1,62 | 36 |
| 368 | 515 | 811 | 296 | 1720 | 62678982 | 0,950 | 1,98 | 30 |
| 388 | 620 | 855 | 234 | 1797 | 78949010 | 1,256 | 2,51 | 23 |
| 409 | 736 | 913 | 176 | 1689 | 92833913 | 1,564 | 3,33 | 18 |
| 431 | 863 | 988 | 124 | 1603 | 116392115 | 2,100 | 4,71 | 12 |
| 455 | 1001 | 1080 | 78 | 1267 | 134029530 | 2,624 | 7,45 | 8 |

Tableau IV -11 : la suite de tableau 2 onde de choc oblique 10°+ onde de choc normale

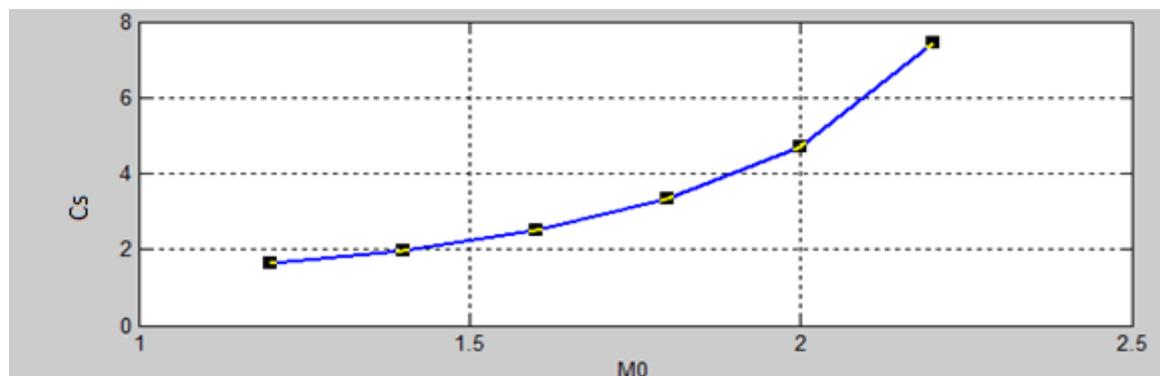


Figure IV- 06: consommation spécifique « Cs » en fonction de nombre de mach supersonique «M0 »

La même chose pour un Mach de vol supersonique La consommation spécifique augmente avec l'augmentation de mach de vol.

Donc Le même graphe représente la consommation spécifique « C_s » en fonction de nombre de mach supersonique pour :

- L'onde de choc droit.
- L'onde de choc oblique plus onde de choc droit.
- Deux ondes de choc oblique plus onde de choc droit.

Remarque :

L'absorption de l'onde de choc par un cône centrale pas de lien avec la consommation spécifique, mais il a des effets sur le rapport de pression statique et dynamique et le nombre de Mach et la force de poussé.

L'objectif principal de la création d'une onde de choc oblique est de réduire le rapport de pression statique et le nombre de Mach d'augmenter le rapport pression de pression dynamique.

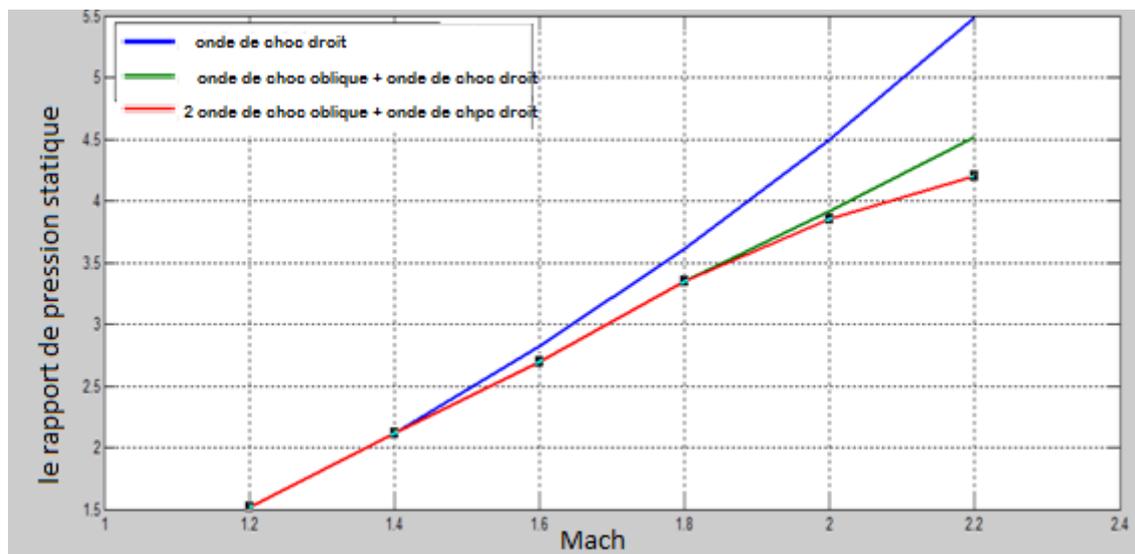


Figure IV- 07: les rapports des pressions statique du différent des ondes de choc en fonction de nombre de mach « M_0 »

Les rapports des pressions statique est à diminuer Chaque fois que nous ajoutons une onde de choc oblique.

4.3. Convergence des résultats de simulation :

Pour avoir des résultats numériques valables (proches des valeurs exactes) ; il faut que notre méthode numérique satisfasse le critère de convergence. Fluent propose un calcul itératif pour vérifier la convergence des équations gouvernantes (de continuité, de quantité de mouvement, et de l'énergie) la Figure IV. 08: présente la fenêtre d'itérations de Fluent.

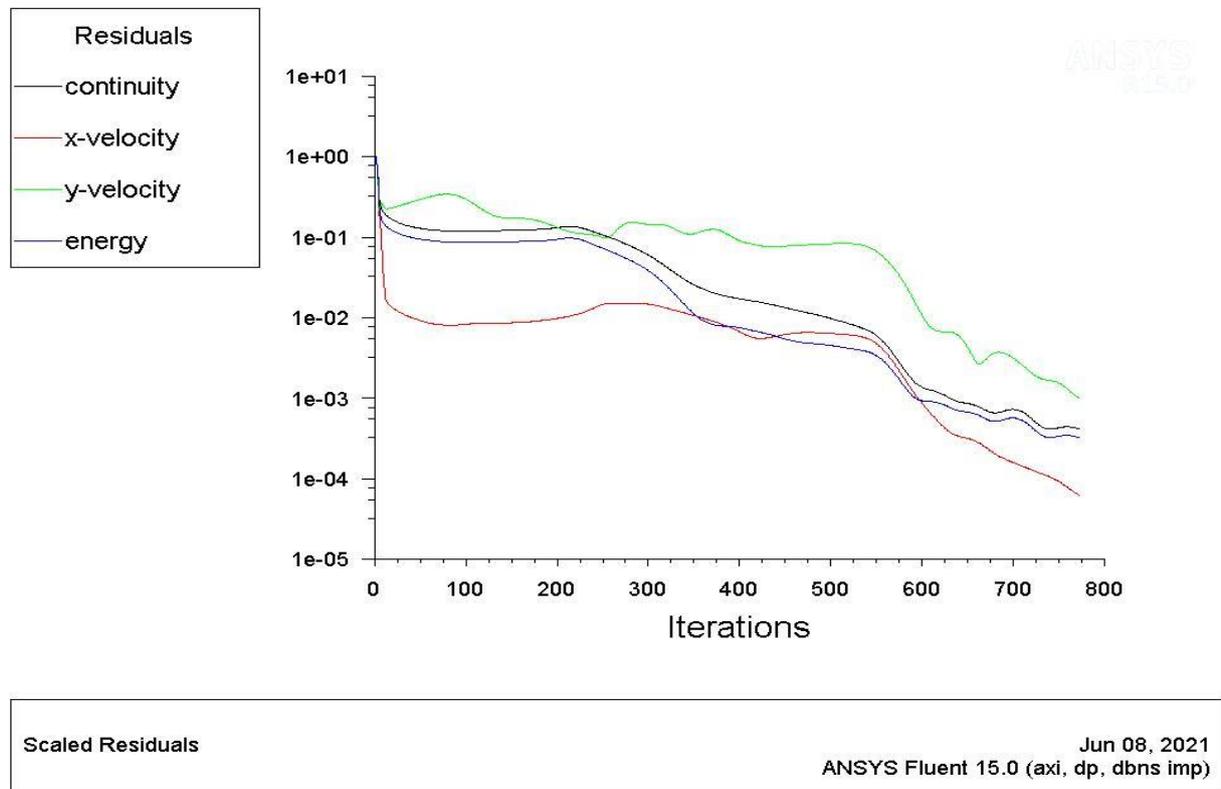


Figure IV-08: Convergence des équations gouvernantes

Il est bien remarquable que les équations gouvernantes tendent vers le zéro, et plus le nombre d'itérations augmente, plus les équations se convergent ; donc le critère de convergence est bien vérifié.

4.4. Conditions aux limites:

On définit les conditions physiques aux limites du domaine, à savoir si les lignes sont des entrées ou des sorties du fluide, des surfaces libres ou des Wall (murs) etc.... .

Les valeurs de ces conditions (pressions, températures) seront à définir sur Fluent.

Dans notre cas on définit les conditions aux limites suivantes :

- Inlet condition pour l'entrée ($P_4=4.6$ bar et $T_4=1192$ k)
- Outlet condition pour la sortie ($P_5=1$ bar et $T_5=300$ k)
- Wall ou paroi pour les autres frontières

L'air entre à une pression $P_4 = 4.6 \text{ bar}$ et une température $T_4 = 1192 \text{ K}$ et sorte à une pression $P_5 = 1 \text{ bar}$ et une température $T_5 = 300 \text{ K}$. Dans les conditions de simulation l'air peut être assimilé à un gaz parfait avec $\gamma = 1.4$.

4.5. Résultats et exploitation :

4.5.1. La pression :

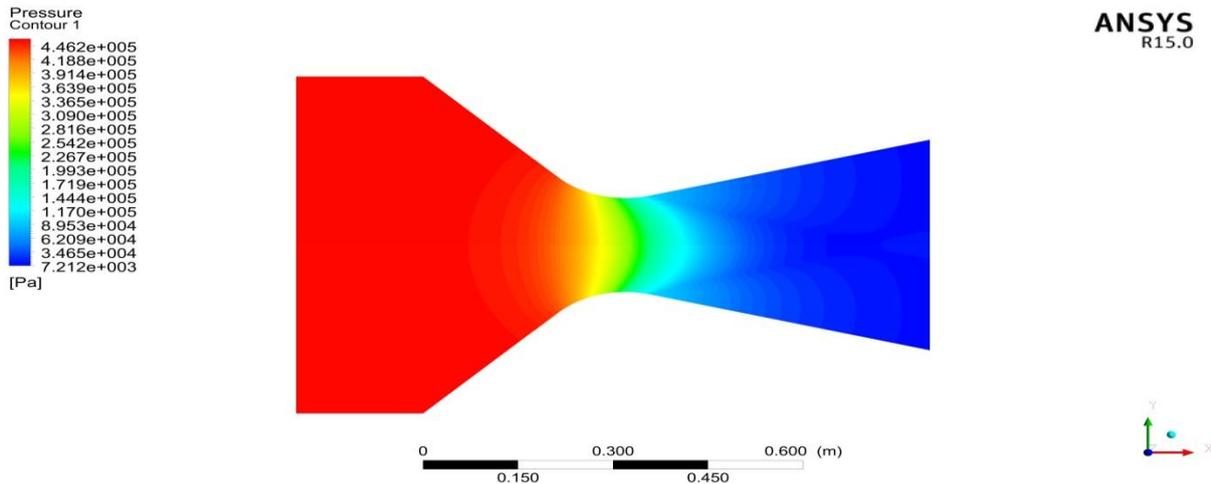


Figure IV -09: contour de la pression.

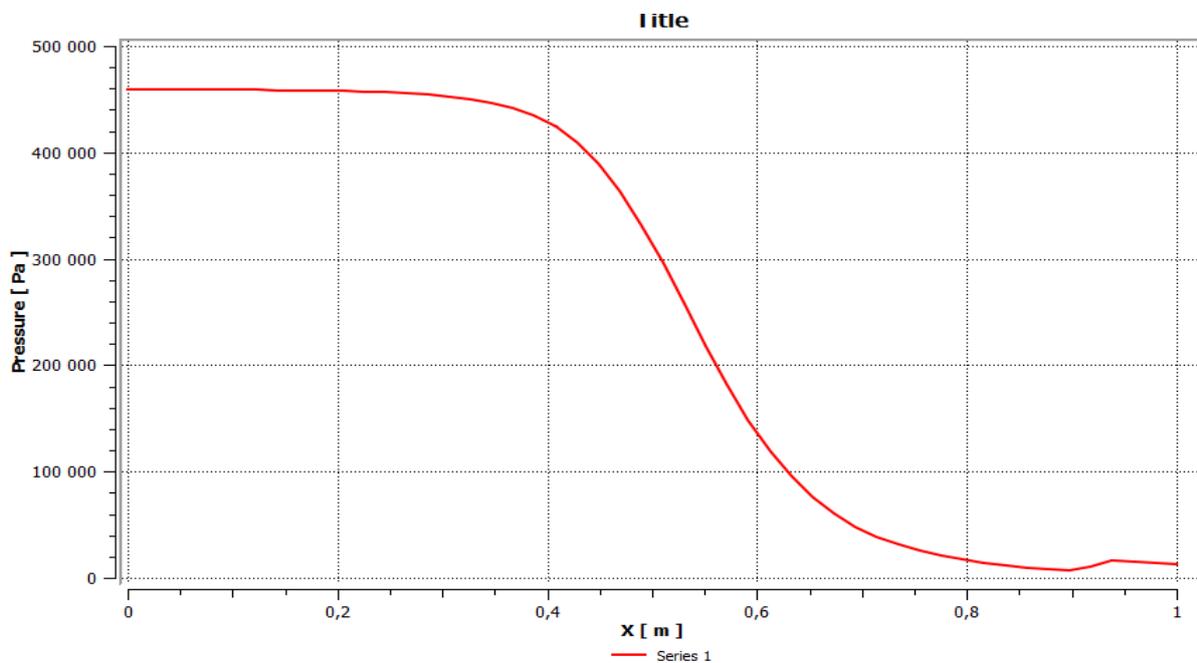


Figure IV -10: la distribution de pression.

Les figures 09 et 10 montrent la chute de la pression statique. Les gaz se détendent de la pression 4.6 bar à la pression 0.2 bar à la sortie de la tuyère.

4.5.2. La température :

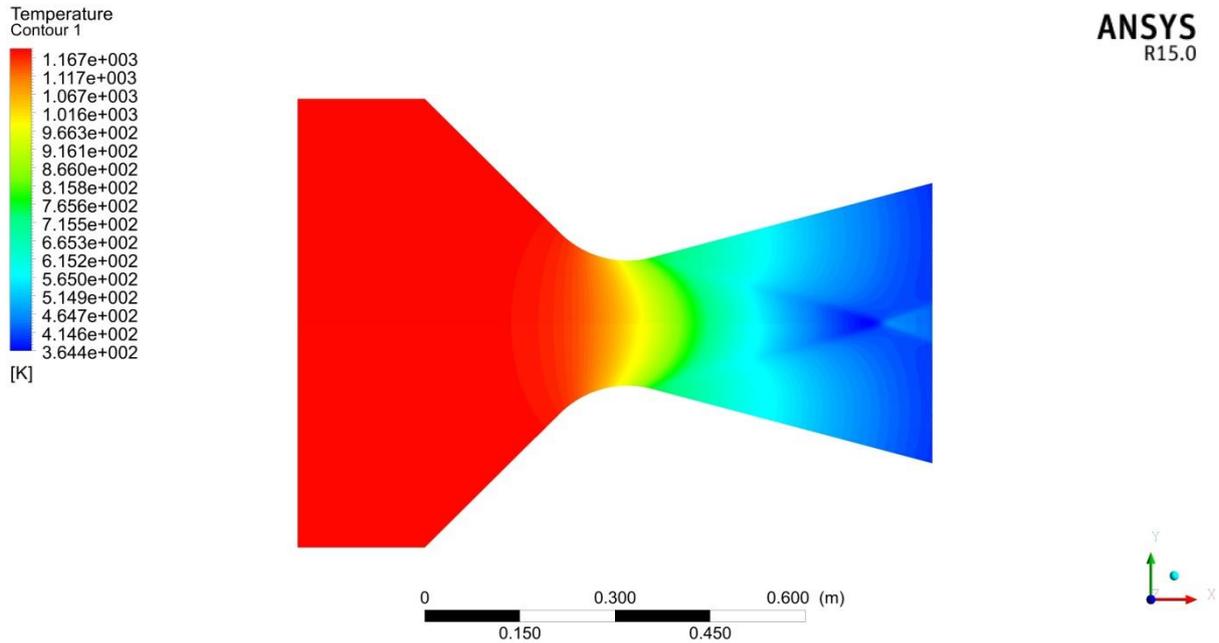


Figure IV -11: contour de la température

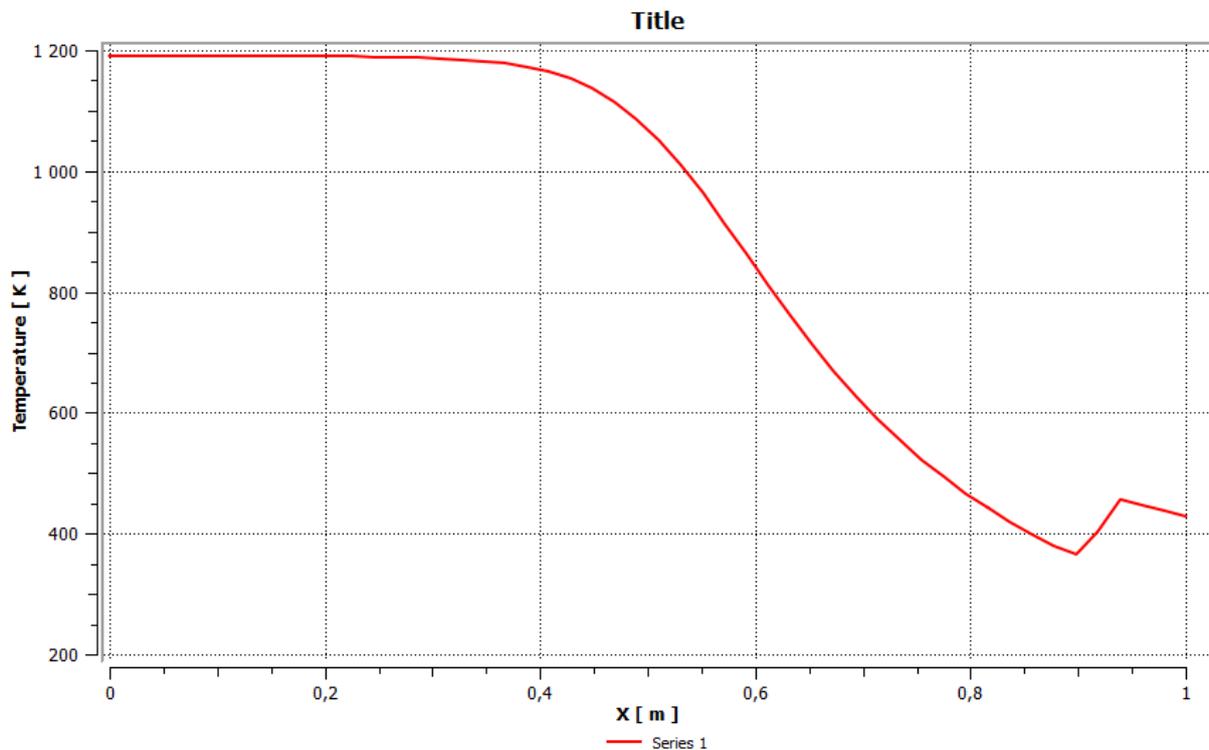


Figure IV -12: la distribution de température

Les figures 11 et 12 montrent la chute de la température à travers la tuyère. A l'entrée de tuyère la température était 1192 K, puis elle a commencé à diminuer jusqu'à 320 K à la sortie de tuyère.

4.5.3. Le nombre de mach :

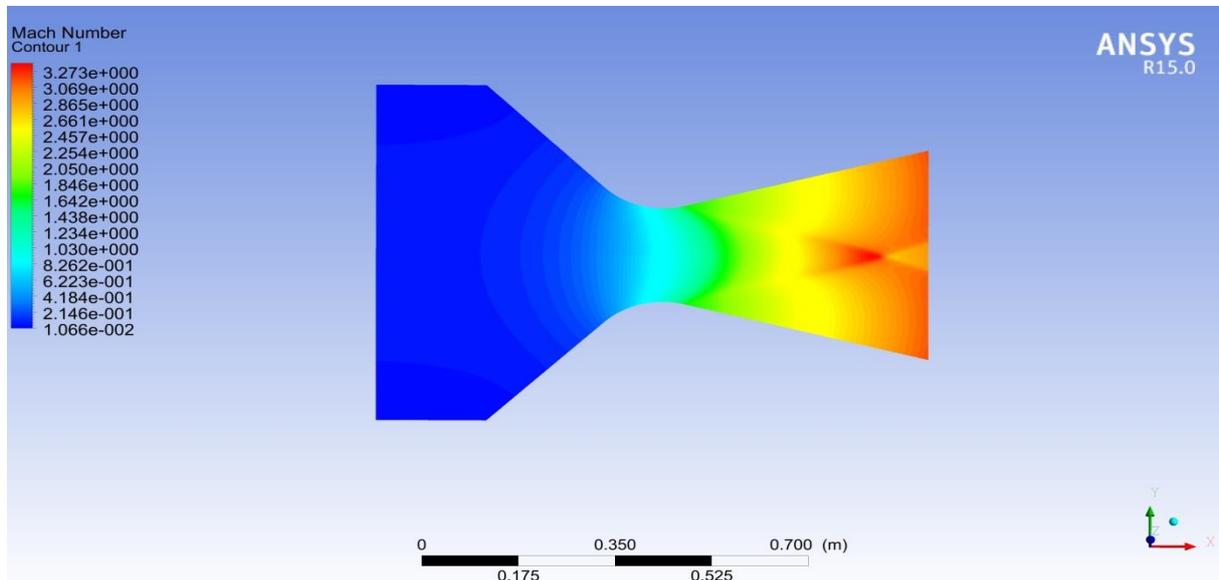


Figure IV -13: contour de nombre de Mach.

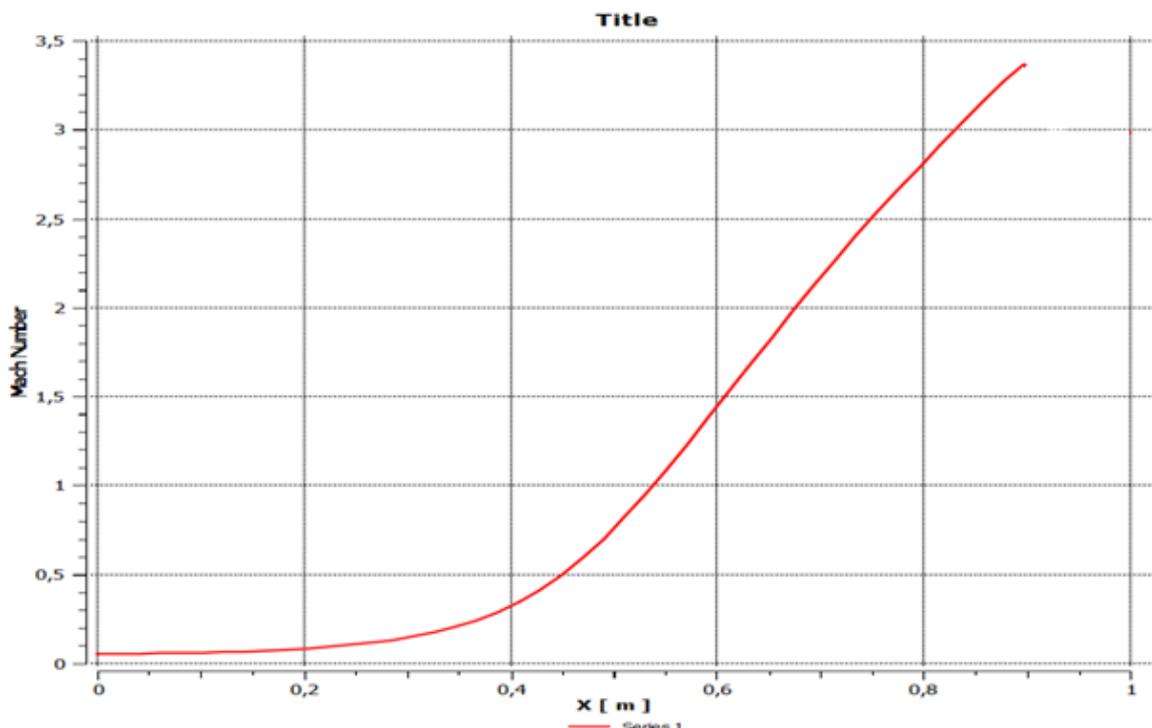


Figure IV -14: le nombre de mach en fonction de longueur de tuyère.

Les figures 13 et 14 montrent la distribution du nombre de Mach dans la tuyère. Dans le convergent l'écoulement est subsonique ($Mach < 1$). L'écoulement dans le col ($x=0$) est transsonique ($0.09 < Mach < 0.3$). Dans le divergent l'écoulement devient supersonique et atteint une valeur maximal égale à 3.38 à la sortie de la tuyère.

4.5.4. La densité :

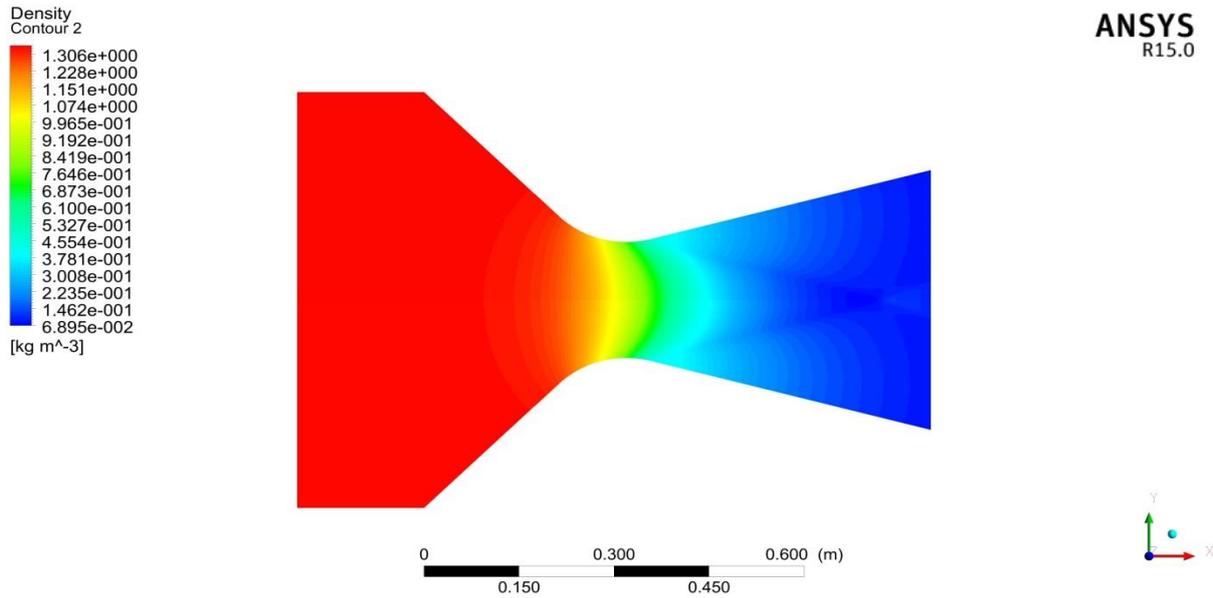


Figure IV -15: contour de la densité.

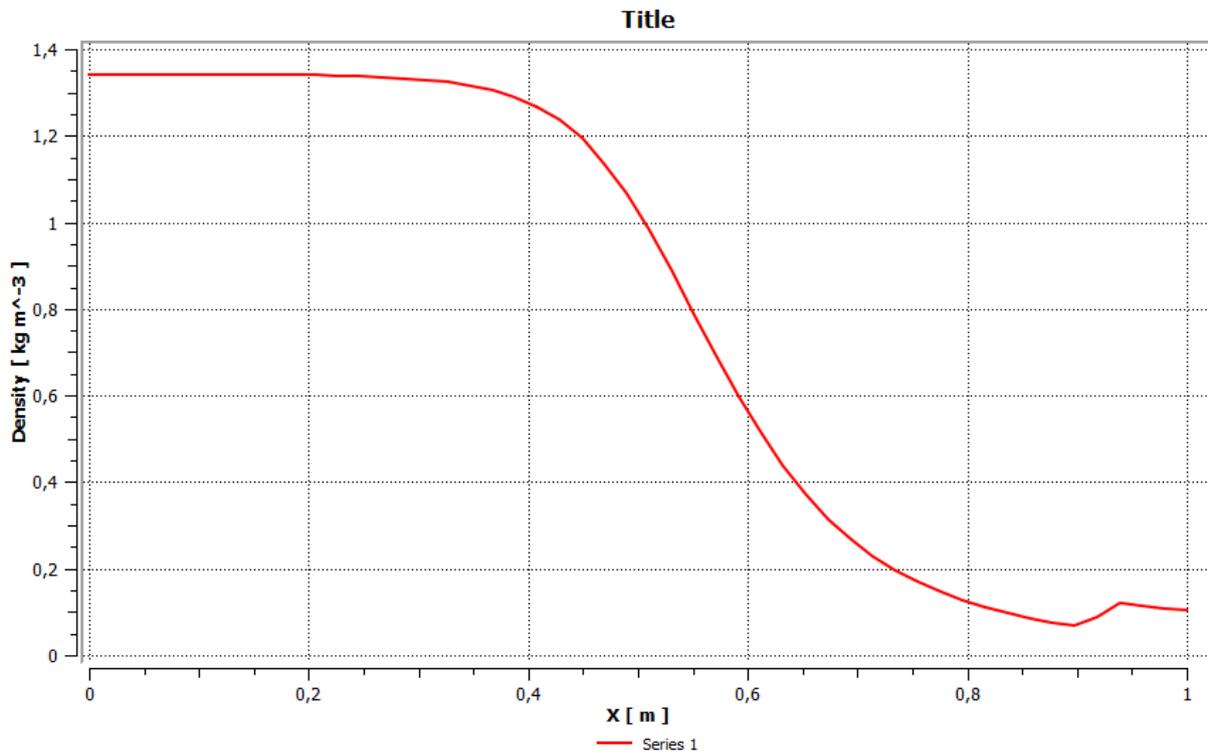


Figure IV -16:la distribution de la densité.

Les figures 15 et 16 montrent la chute de la densité à travers la tuyère. A l'entrée de tuyère la densité était 1.34, puis elle a commencé à diminuer jusqu'à 0.5 à la sortie de tuyère.

4.6. Conclusion :

- Nous concluons à partir des résultats précédents que le turboréacteur fonctionne avec moins de consommation de carburant :
 - Avec un taux de compression élevé.
 - avec moins de richesse
 - Lorsque le vol s'effectue à altitude égale 11 km
 - Avec un nombre de mach inférieur de 1, presque égale 0.9 de Mach

Chaque fois que nous ajoutons une onde de choc oblique on remarque de diminution de rapport de pression statique et d'augmentation du rapport de pression dynamique, et ça c'est mieux pour éviter l'endommagement de compresseur axial d'un turboréacteur.

- Pour qu'une tuyère convergente divergente transforme l'énergie thermique produite par la chambre de combustion à une énergie cinétique (la poussé), le gaz qui la traverse subit une grande opération de détente et une chute de température, sa vitesse augmente et elle devient supersonique.

Conclusion générale

L'intérêt de cette étude est l'implémentation du calcul des performances d'un turboréacteur de propulsion aéronautique.

Au premier on a abordé l'état de la recherche actuelle sur les généralités sur les turboréacteurs ensuite les principes de fonctionnement généraux.

Avec une introduction générale la turbo-propulsion suivie d'une approche à l'importance des tuyères dans le domaine aéronautique et leurs applications.

Et aborde les équations fondamentales de la thermodynamique appliquées aux fluides compressibles, et les bases nécessaires à la dynamique de gaz.

L'objectif essentiel de cette contribution et de son implémentation en simulation numérique, est d'atteindre les meilleures performances du turboréacteur.

Pour identifier les meilleures performances, on a varié les facteurs suivants :

- Le taux de compression
- La richesse et le type de carburant
- L'altitude
- Mach de vol
- Avec la prise en charge des effets afférents aux ondes de choc (droites et obliques) et leurs influences sur les caractéristiques du turboréacteur.
- Le troisième chapitre est dédié aux calculs avec l'approche RANS de la tuyère pour après son dimensionnement, avec une simulation par logiciel Ansys fluent.
- Nous concluons à partir des résultats obtenus que le fonctionnement optimal du turboréacteur soit obtenu avec:
 - un taux de compression élevé.
 - des mélanges pauvres (avec des richesses faibles)
 - des altitudes proches de 11 km
 - un nombre de mach inférieur de 1, presque égal à 0.9
 - une adjonction d'un cône de choc oblique.

Références bibliographiques

- [1] ROLLS ROYCE. 'The jet engine, the fifth edition', reprinted 1996 with revisions.
- [2] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Turbor%C3%A9acteur#Historique>
- [3] http://www4.ac-nancy-metz.fr/ciras/cahierdubia/GTR/groupe_turbo_reacteur
- [4] cour moteur d'avion (turboréacteur) saim Rachid de université A.Belkaid –Tlemcen faculté technologie 2 éme année master 2 énergétique
- [5] LES TURBOMACHINES, Principe général de fonctionnement. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorprincipe.php>. Consulté le 16/04/2019.
- [6]. MARION CUNY, «contribution à la caractérisation locale des couples de matériaux mis en jeu lors du contact rotor/stator dans une turbomachine» l'université de Lorraine le 9 mars 2012.
- [7] mémoire master ANALYSE DES PERFORMANCES ENERGETIQUES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE-FLUX DOUBLE-CORPS par Karim BAKRETI et Hamza Bendehiba GUETARNI 06/ 07 / 2019
- [8] Cours de thermopropulsion II (HENNI MANSOUR Z) Chapitre V: Les organes du turboréacteur et leur fonction
- [9] Pawarej CHOMDEJ ; A. CARRERE. Elaboration d'un modèle thermodynamique
- [10] Manuel d'exploitation de turbine à gaz type (Taurus 60) par « solar turbine » (sonatrach SP3 lotaya W. Biskra)
- [11]. <http://erobin.e-monsite.com/pages/le-compresseur.html>
- [12] Jean-Claude Thevenin. Le Turboréacteur, Moteur des Avions à réaction
- [13]] LES TURBOMACHINES, ÉLÉMENTS COMPOSANT UNE TURBINE A GAZ. Sur <https://www.lavionnaire.fr/motorelements.php>. Consulté le 15/03/2019
- [14] mémoire SIMULATION D'UN TURBOREACTEUR DE PROPULSION AERIENNE . DERKAOUI Chayma 2017/2018
- [15] Belazizia Abdennacer. Introduction à la mécanique de propulsion. Université kasdi merbah Ouargla 2015. P 28
- [16] cour les différent type de turboréacteur sur site [Les différents turboréacteurs \(lavionnaire.fr\)](http://www.lavionnaire.fr)
- [17] <http://rafalefan.e-monsite.com/pages/dossier-rafale-avionique/m-88.html>

[18] THÈSE DOCTORAT EN SCIENCES PAR Mahfoudi El-Ahcene CONTRIBUTION A L'ETUDE DES PROFILS DE TUYERES EN ECOULEMENTS SUPERSONIQUES VISQUEUX PAR LA METHODE DES VOLUMES FINIS Soutenu le 06 / 03 / 2014

[19] AÉRODYNAMIQUE MÉCANIQUE DU VOL PERFORMANCES AVION Cours théoriques BIA Edition 2013 – 2014 André PARIS - FI – FE

[20] document monsieur bounif Abdelhamid cour dynamique de gaz master 1

[21] FLUENT 6.3 user's guide, september 2006

[22] Computational fluid dynamics : abdulnassir Sayma (*livre*) ISBN 978-87-7681-430-04 Ventus Publishing Aps

[23] Etude Thermo-énergétique d'un Ecoulement Convectif Forcé à l'intérieur des Microcanaux par abdelkadir belhadj université tlemcen 2013/2014

[24] Etude thermodynamique d'un turboréacteur à simple flux HELIS Mohamed Elamine Le : mercredi 10 juillet 2019

[25] https://perso.univ-lyon1.fr/marc.buffat/COURS/AERO_HTML/node51.html

[26] Consommation spécifique de carburant. Wikipedia, l'encyclopédie libre. [En ligne] [Citation : 11 05 2018.] https://fr.wikipedia.org/wiki/Consommation_spécifique_de_carburant