



**Université Mohamed Khider de Biskra**  
**Faculté des Sciences et de la Technologie**  
**Département de Génie Mécanique**

# **MÉMOIRE DE MASTER**

**Domaine : Sciences et Techniques**  
**Filière : Génie Mécanique**  
**Spécialité : énergétique**

Réf:

---

Présenté et soutenu par :  
**Samia Bendida**

Le: mardi 29 septembre 2020

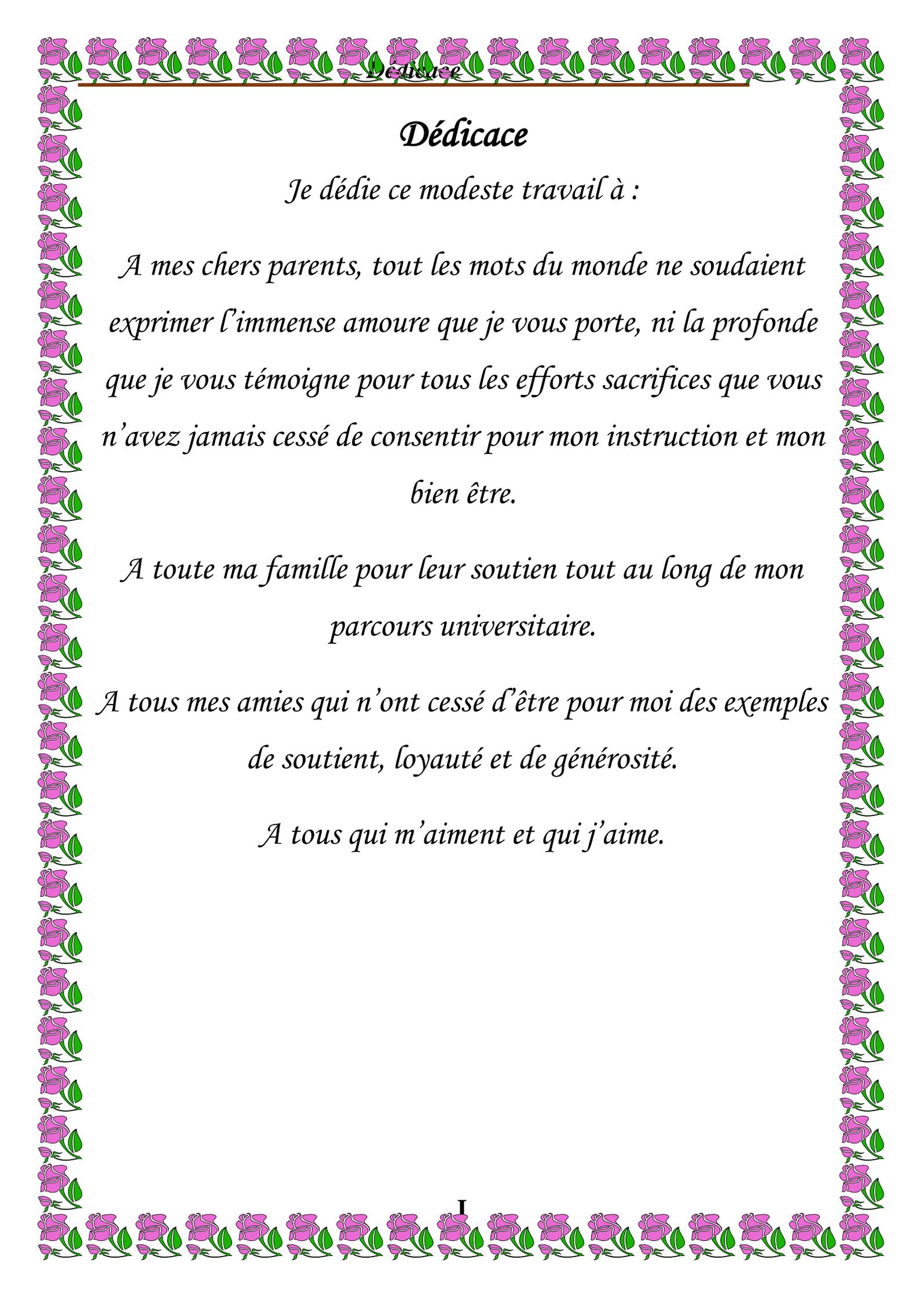
## **Simulation à grand échelle d'un super-statoréacteur(SCRAMJET)**

---

### **Jury:**

<b>M.</b>	<b>M. Nadire Amrane</b>	<b>Pr</b>	<b>Université de Biskra</b>	<b>Président</b>
<b>M.</b>	<b>Nacer Chouchane</b>	<b>MCA</b>	<b>Université de Biskra</b>	<b>Rapporteur</b>
<b>M.</b>	<b>Abdlhafid Moumi</b>	<b>Pr</b>	<b>Université de Biskra</b>	<b>Examineur</b>

Année universitaire : 2019 – 2020



## *Dédicace*

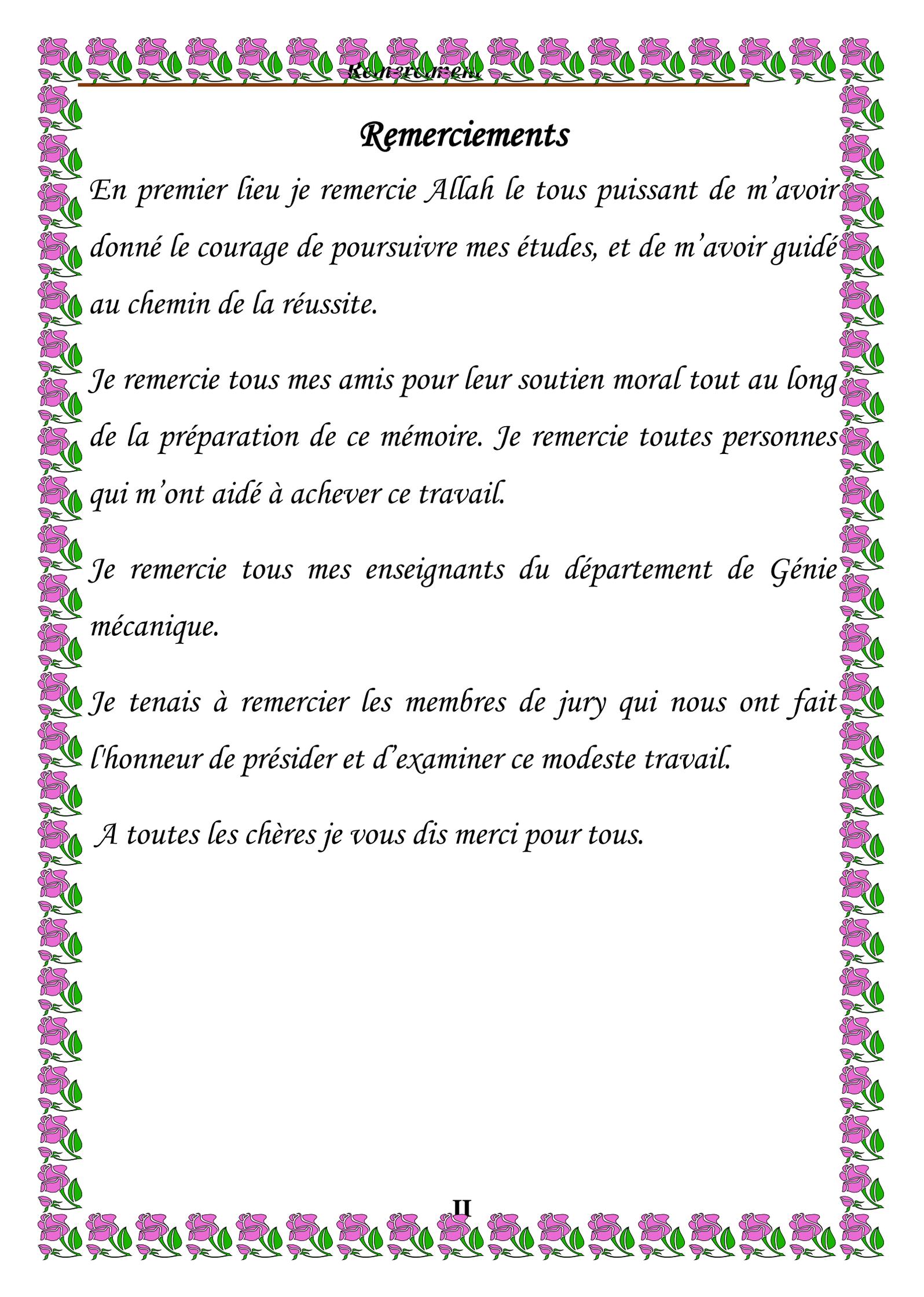
*Je dédie ce modeste travail à :*

*A mes chers parents, tout les mots du monde ne soudaient  
exprimer l'immense amour que je vous porte, ni la profonde  
que je vous témoigne pour tous les efforts sacrifices que vous  
n'avez jamais cessé de consentir pour mon instruction et mon  
bien être.*

*A toute ma famille pour leur soutien tout au long de mon  
parcours universitaire.*

*A tous mes amies qui n'ont cessé d'être pour moi des exemples  
de soutien, loyauté et de générosité.*

*A tous qui m'aiment et qui j'aime.*



## Remerciements

*En premier lieu je remercie Allah le tous puissant de m'avoir donné le courage de poursuivre mes études, et de m'avoir guidé au chemin de la réussite.*

*Je remercie tous mes amis pour leur soutien moral tout au long de la préparation de ce mémoire. Je remercie toutes personnes qui m'ont aidé à achever ce travail.*

*Je remercie tous mes enseignants du département de Génie mécanique.*

*Je tenais à remercier les membres de jury qui nous ont fait l'honneur de présider et d'examiner ce modeste travail.*

*A toutes les chères je vous dis merci pour tous.*

### Résumé

Les entrées supersoniques à compression externe ont été étudiées numériquement. Cette études ont conduit au choix d'une entrée d'air bidimensionnelle à compression supersonique externe. La simulation numérique du problème 2D a été réalisée à l'aide du programme ANSYS Fluent 16.0 qui se base sur la méthode des volumes fins.

Les résultats obtenus montrent que l'énergie cinétique se transforme en pression et élévation de température à l'entrée du diffuseur. A l'entrée de la chambre de combustion et sur toute la longueur de la partie d'écoulement il existe une pression maximale.

**Mot clé:** statoréacteur, super-statoréacteur, simulation numérique.

### ملخص

المحرك النفاث ذو الاحتراق الأسرع من الصوت أو الاحتراق الفائق السرعة أو المحرك النفاث الفرطي (محرك الاحتراق الأسرع من الصوت) هو أحد تطورات المحرك النفاث. في المحرك النفاث الفرطي ، يتباطأ الهواء بدرجة أقل ، مما يؤدي إلى ضياع أقل للطاقة وتكون سرعة طرد الغاز أعلى من سرعة المحرك النفاث .

الهدف من عملنا المنجز هو إجراء دراسة تحليلية للسلوك الحراري والديناميكي للمحرك النفاث الفرطي السرعة وعمل محاكاة عددية لنفس الدراسة في 2D باستخدام الكود ANSYS Fluent 16.0 .

وقد أظهرت النتائج المتحصل عليها أن الطاقة الحركية تتحول إلى ضغط وارتفاع درجة الحرارة عند مدخل الموزع. يوجد حد أقصى للضغط عند مدخل غرفة الاحتراق وعلى طول جزء التدفق بالكامل.

**الكلمات المفتاحية:** محرك النفاث الفرطي ، محاكاة رقمية , محرك نفاث

---

### Abstract

The supersonic combustion ramjet or superstato or even scramjet (supersonic combustion ramjet) is a development of the ramjet. In the super ramjet, the air is slowed down less, resulting in less energy loss and the gaz ejection speed is higher than that of a ramjet. The aim of our work is to make an analytical study of the thermal and dynamic behavior of a super ramjet and to make a numerical simulation for the same study in 2D using the code ANSYS Fluent 16.0. The results obtained show that kinetic energy transforms into pressure and temperature rise at the entrance to the diffuser. At the entrance to the combustion chamber and along the entire length of the flow part there is a maximum pressure.

**Keywords:** ramjet, scramjet, Numerical simulation.

## sommaire

<i>Dédicace</i> .....	i
<i>Remerciements</i> .....	ii
Résumé.....	iii
sommaire.....	iv
<i>Liste des figures</i> .....	v
<i>Listes des tableaux</i> .....	v
<i>Symboles et Abréviations</i> .....	vii
Introduction général.....	1
<b>I.1. Introduction</b> .....	2
<b>I.2. Définition</b> .....	2
<b>I.3. Différents types des moteurs thermiques à combustion interne</b> .....	2
<b>I.3.1. Les moteurs fournissant un couple sur un arbre</b> .....	2
<b>I.3.2. Les moteurs à réaction</b> .....	2
<b>I.4. Les moteurs à réaction</b> .....	3
<b>I.4.1. Historique</b> .....	3
<b>I.4.2. Différents types de moteur à réaction</b> .....	3
<b>I.4.2.1. Moteur fusée</b> .....	3
<b>I.4.2.2. Pulsoréacteur</b> .....	5
<b>I.4.2.3. Turboréacteur</b> .....	6
<b>I.4.2.4. Statoréacteur</b> .....	11
<b>I.5. Conclusion</b> .....	16
<b>II.2. Etude théorique et énergétique du statoréacteur</b> .....	17
<b>II.2.1. Etude du diffuseur</b> .....	18
<b>II.2.2. Chambre de combustion</b> .....	19
<b>II.2.3. Tuyère de détente</b> .....	20
<b>II.2.4. La poussée</b> .....	21
<b>II.2.4.a. La pousse spécifique</b> .....	21
<b>II.2.4.b. La poussé de propulsion</b> .....	21
<b>II.2.5. Consommation spécifique et consommation horaire</b> .....	22
<b>II.2.5.a. Consommation horaire</b> .....	22
<b>II.2.5.b. Consommation spécifique</b> .....	22
<b>II.2.6. Les puissances</b> .....	22
<b>II.2.6.a. Puissance calorifique</b> .....	22
<b>II.2.6.b. Puissance thermique théorique</b> .....	22
<b>II.2.7. Les rendements du statoréacteur</b> .....	22

## *Sommaire*

---

II.2.7. a. Rendement thermique .....	22
II.2.7.b. Rendement de propulsion.....	22
II.2.7.c. Rendement global.....	23
II.3. Etude du cycle réel d'un statoréacteur .....	23
II.3.1. Diffuseur .....	24
II.3.2. La chambre de combustion .....	25
II.3.3. La tuyère de détente .....	26
II.3.4. Calcul la poussé .....	27
II.3.4.a. La pousse spécifique .....	27
II.3.4.b. La poussé de propulsion .....	27
II.3.5. Puissance thermique réelle .....	27
II.3.6. Les rendements .....	27
II.3.6.a. Rendement thermique .....	27
II.3.6.b. Energie de propulsion.....	28
II.3.6.c. Rendement global.....	28
II.3.6.e. Rendement propulsion .....	28
III.1. Introduction .....	29
III.2. Introduction au CFD .....	29
III.3. Définition du CFD .....	29
III.4. Présentation du logiciel de simulation « ANSYS Fluent» .....	29
III.5. Menu principal du logiciel : .....	30
III.6. Les processus de la simulation.....	31
III.6.1. Création de la géométrie .....	31
III.6.2. Maillage .....	32
III.6.3. Nomination des arêtes .....	33
III.6.4. Configuration .....	34
III.6.5. Activer l'équation énergétique.....	35
III.6.6. Condition aux limites .....	36
III.7. Analyse et discussion des résultats .....	37
III.7.1. Une entrée de carburant .....	37
III.7.1.1. Température .....	37
III.7.1.2. La vitesse .....	37
III.7.1.3. La pression .....	38
III.7.1.4. Puissance.....	38
III.7.2. Double entrée de carburant .....	39
III.7.2.1. La température.....	39

## *Sommaire*

---

<b>III.7.2.2. La vitesse</b> .....	39
<b>III.7.2.3. La pression</b> .....	40
<b>III.7.2.4. Lapuissance</b> .....	40
<b>III.8. Conclusion</b> .....	40
<b>Conclusion générale</b> .....	42
<i>Les références bibliographiques</i> .....	43

### *Liste des figures*

**Figure I.1 :** Illustration de différent composant de moteur –fusée à ergols liquide.

**Figure I.2:** Illustration de différent composant de Moteur -fusée à ergols solides.

**Figure I.3 :** Schéma d'un pulsoréacteur.

**Figure I.4 :** Les différentes parties d'un turboréacteur Tirée de Girard, G. et al, (2016).

**Figure I.5 :** Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement.

**Figure I.6 :** Turboréacteur à compresseur centrifuge.

**Figure I.7:** Turboréacteur à compresseur axial.

**Figure I.8:** Turboréacteur simple flux mono-corps.

**Figure I.9:** Turboréacteur photo simple flux.

**Figure I.10:** Turboréacteur simple flux double corps.

**Figure I.11:** Modèle de statoréacteur.

**Figure I.12:**Schéma en coupe d'un statoréacteur illustrant son principe de fonctionnement.

**Figure I.13 :** Régime de fonctionnement de différents propulseurs : impulsion spécifique en fonction du régime de croisière.

**Figure I.14:** statoréacteur à carburant liquide LFRJ.

**Figure I.15:** statoréacteur à carburant solide SFRJ.

**Figure I.16:** statoréacteur à carburant gaz.

**Figure I.17:**Schéma d'un super statoréacteur.

**Figure I.18:** Zones de compression, de combustion et de détente dans le (b) statoréacteur (ram jet) et (c) super statoréacteur (scram jet).

## *Listes des figures*

---

**Figure II.1:** Cycle théorique du statoréacteur en diagramme T-S.

**Figure II.2:** Schéma d'un statoréacteur.

**Figure II.3:** Cycle réel du statoréacteur en diagramme T-S.

**Figure III.1:** La fenêtre principale du logiciel ANSYS Workbench.

**Figure III.2:** L'interface d'ANSYS Design Modeler et la géométrie.

**Figure III.3:** Spécification de la méthode de Maillage cas.

**Figure III.4:** Nomination des différentes parties.

**Figure III.5:** L'interface d'ANSYS Fluent.

**Figure III.6:** Activer l'équation énergétique.

**Figure III.7:** Choix les Condition aux limites.

**Figure III.8:** La variation de température dans super statoréacteur.

**Figure III.9:** La variation de vitesse dans le super statoréacteur.

**Figure III.10:** La variation de pression dans le super statoréacteur.

**Figure III.11:** La variation de puissance dans le super statoréacteur.

**Figure III.12:** Champ de température.

**Figure III.13:** Champ de vitesse.

**Figure III.14:** Champ de pression.

**Figure III.15:** Champ de puissance.

## *Listes des tableau*

---

### *Listes des tableaux*

**Tableau III.1** : Les étapes de modélisation et les sous-programmes qui en sont responsables.

## Nomenclature

---

### *Symboles et Abréviations*

$C_p$  : Chaleur spécifique à pression constante.

$\rho$  : Masse volumique ( $\text{kg}/\text{m}^3$ ).

$P$  : Pression(Pa).

$V$  : Vitesse (m/s).

$S$  : Surface (  $\text{m}^2$ ).

$M$  : Nombre de Mach.

$T$  : La température ( $^{\circ}\text{K}$ ).

$r$  : Constant gaz parfait ( $\text{J}/\text{mol}^{-1} \cdot ^{\circ}\text{K}$ ).

$W$  : Travail (J).

$Q$  : Chaleur ( $\text{J}/\text{Kg} \cdot ^{\circ}\text{K}$ ).

$\Delta H$  : Variation de l'Enthalpie ( $\text{J}/\text{Kg}$ ).

$\Delta E_C$  : Variation d'énergie cinétique.

$\Delta E_P$  : Variation d'énergie de pression.

$q_{ma}$  : Débit d'air ( $\text{Kg}/\text{s}$ ).

$q_{mc}$  : Débit de carburant ( $\text{Kg}/\text{s}$ ).

$m_i$  : Débit massique d'air intérieur (flux chaud) en ( $\text{kg}/\text{s}$ ).

$m_e$  : Débit massique d'air extérieur (flux froid) en ( $\text{kg}/\text{s}$ ).

$V_{si}$  : Vitesse d'éjection des gaz chaud (m/s).

$F$  : Poussée(N).

$F_{sp}$  : Poussée spécifique.

$C_H$  : La consommation horaire.

$C_{sp}$  : La consommation spécifique ( $\text{g}/\text{kwh}$ ).

$P_c$  : Puissance calorifique.

$P_{th}$  : Puissance thermique théorique.

$\eta_{th}$  : Rendement thermique.

$\eta_p$  : Rendement de propulsion.

$\eta_g$  : Rendement global.

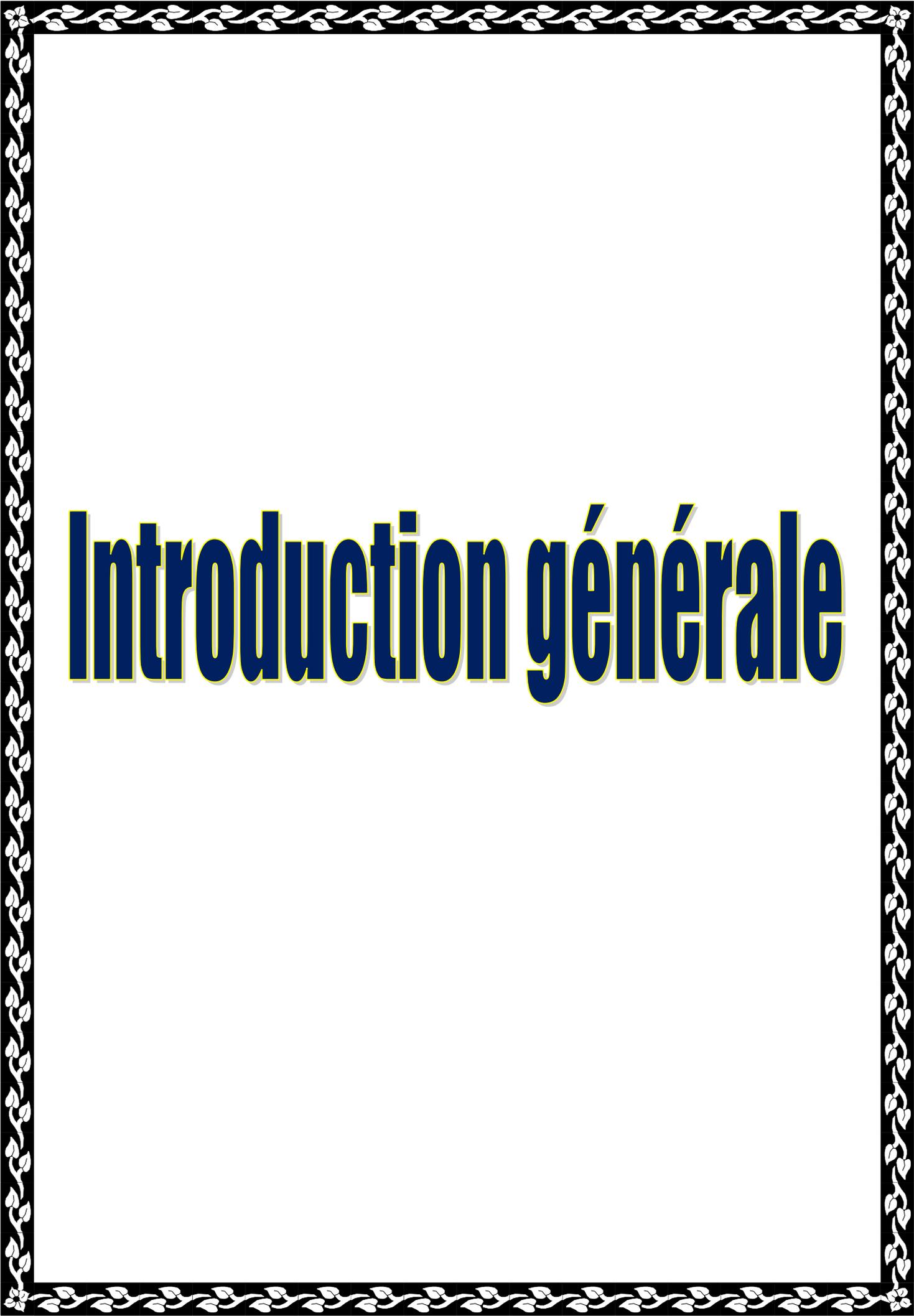
## *Nomenclature*

---

$\eta_{\text{dif}}$  : Rendement de diffuseur.

$\eta_{\text{ty}}$  : Rendement de tuyère.

$\beta_{\text{P}}$  : Energie de propulsion.



# Introduction générale

### **Introduction général**

Le statoréacteur est un système de propulsion par réaction des aéronefs, dont la poussée est produite par éjection de gaz issus de la combustion d'un carburant, généralement le kérosène cas des statoréacteurs à combustion subsonique (Ram jet), mais il est important d'envisager le cas de statoréacteur à combustion supersonique (Scram jet). Il n'est constitué que d'un tube et ne comporte aucune pièce mobile, d'où le terme « stato » pour statique. La seule motorisation permettant à ce jour de propulser une navette dans l'espace demeure le moteur fusé, capable de fonctionner sans atmosphère [1].

Le super statoréacteur ou statoréacteur à combustion supersonique est actuellement un moteur expérimental ; les rares vols hypersoniques réalisés n'ont duré que quelques secondes, durant lesquelles l'appareil a simplement maintenu sa vitesse. Il devrait néanmoins, dans un avenir relativement lointain, équiper des avions hypersoniques dont les missions restent encore à trouver, ou des missiles, pour des bombardements avec un court temps de réaction. Il pourrait également être utilisé comme second étage d'une fusée civile (par exemple pour un envoi de sonde spatiale, qui nécessite une forte vitesse), bien que la rapide raréfaction du dioxygène atmosphérique en altitude limite cet usage [2].

Notre travail consiste sur l'étude d'une Simulation à grande échelle d'un super statoréacteur (Scramjet) ayant comme objectifs l'analyse des différents paramètres du statoréacteur comme la pression et la température, la vitesse des différentes parties des statoréacteurs et de faire une simulation numérique sur super statoréacteur.

Notre travail est divisé en trois chapitres : on a débuté avec généralité sur les moteurs à réaction dans le premier chapitre où on traite aussi les éléments composants du super statoréacteur et son principe de fonctionnement. Dans le deuxième chapitre, l'étude analytique du comportement thermique et dynamique d'un super statoréacteur et application numérique pour calculer des différents paramètres. Le troisième chapitre est consacré pour l'étude numérique et simulation du comportement thermique et dynamique d'un super statoréacteur par le programme ANSYS Fluent (CFD) et discussion des résultats obtenus.

# Chapitre I

*Généralité sur les moteurs à réaction*

### **I.1. Introduction**

Un moteur à réaction est un moteur destiné à la propulsion d'un véhicule et reposant sur la projection d'un gaz à grande vitesse vers l'arrière c'est l'action. Une force de réaction, la poussée, se manifeste alors en sens inverse de l'éjection des gaz. Cette poussée est d'autant plus puissante que la vitesse et la masse des gaz éjectés sont plus grandes. Le principe de base a été formulé par Isaac Newton selon la loi de l'action et de la réaction.

« Toute action s'accompagne par une réaction égale en module et a pour direction le sens opposé de l'action » [3].

Dans ce chapitre, nous allons présenter des notions de base dans lequel s'inscrit ce mémoire .Nous allons commencer par quelques notions sur les moteurs ; passant par les définitions aux moteurs à réaction et citer les différents types de chaque type et leurs principes de fonctionnement.

### **I.2. Définition**

Le moteur est un organe qui transforme en travail mécanique une source d'énergie qui lui est fournie.

- Il est dit "moteur électrique" si la source d'énergie est l'électricité.
- Il est dit "moteur thermique" si la source d'énergie est donnée par un combustible.

Dans un moteur thermique si la combustion se fait à l'intérieur du moteur : on le dénomme alors moteur thermique à combustion interne. C'est le cas de tous les moteurs thermiques employés actuellement en automobile, dont le travail mécanique est obtenu par l'explosion plus détente des gaz portés à haute pression et haute température [4].

### **I.3. Différents types des moteurs thermiques à combustion interne**

Il existe deux grands types de moteurs à combustion interne :

#### **I.3.1. Les moteurs fournissant un couple sur un arbre**

- Moteurs thermiques à combustion interne à pistons alternatifs.
- Moteurs à allumage commandé (moteurs à essence), Moteurs Diesel.
- Moteurs thermiques à combustion interne à pistons rotatifs.
- Turbines à gaz.

#### **I.3.2. Les moteurs à réaction**

- Moteur-fusée.

- Pulsoréacteur.
- Turboréacteur.
- Statoréacteur [3].

## I.4. Les moteurs à réaction

### I.4.1. Historique

En 1908, l'ingénieur français René Lorin dépose un brevet dont l'intitulé précise qu'il s'applique « sur la propulsion d'un avion par la réaction des gaz d'échappement d'un moteur à explosion, prévoyant ainsi nettement la propulsion par la vitesse ». Il envisage aussi, durant la Grande Guerre, de fabriquer une bombe volante téléguidée capable de toucher Berlin. Cependant, ce prolifique inventeur meurt en 1933, sans avoir pu mettre en pratique ses expériences. Aucun avion de cette époque ne pouvait atteindre la vitesse nécessaire à la mise en route de son réacteur. En effet, l'avion doit voler à très grande vitesse pour auto-alimenter son réacteur. Un réacteur classique comprime l'air avant de le mélanger avec du carburant dans une chambre de combustion. Toutefois, pour mettre en pratique les thèses du Français, les ingénieurs mettent au point un nouveau moteur dit « statoréacteur », qui ne comprend aucune pièce mobile. Ce moteur doit être conçu de telle manière qu'à grande vitesse l'écoulement de l'air soit ralenti avant d'être comprimé et de se mélanger avec le carburant. En 1949, le français René Leduc met au point le *Leduc 010* qui est largué depuis un avion le 21 avril depuis Toulouse en utilisant la thermopropulsion mais les alliages de l'époque ne permettent pas de supporter les vitesses nécessaires au bon fonctionnement du statoréacteur [5].

### I.4.2. Différents types de moteur à réaction

#### I.4.2.1. Moteur fusée

Le moteur-fusée est un type de moteurs à réaction, c'est à dire un engin qui projette un fluide (gaz ou liquide) vers l'arrière, ce qui transmet par réaction une poussée au véhicule solidaire du moteur, de force égale et de direction opposée, vers l'avant. Ce type de moteur est particulièrement utilisée par les fusées, car il permet d'atteindre des vitesses très importantes [6].

#### A. Fonctionnement d'un moteur-fusée

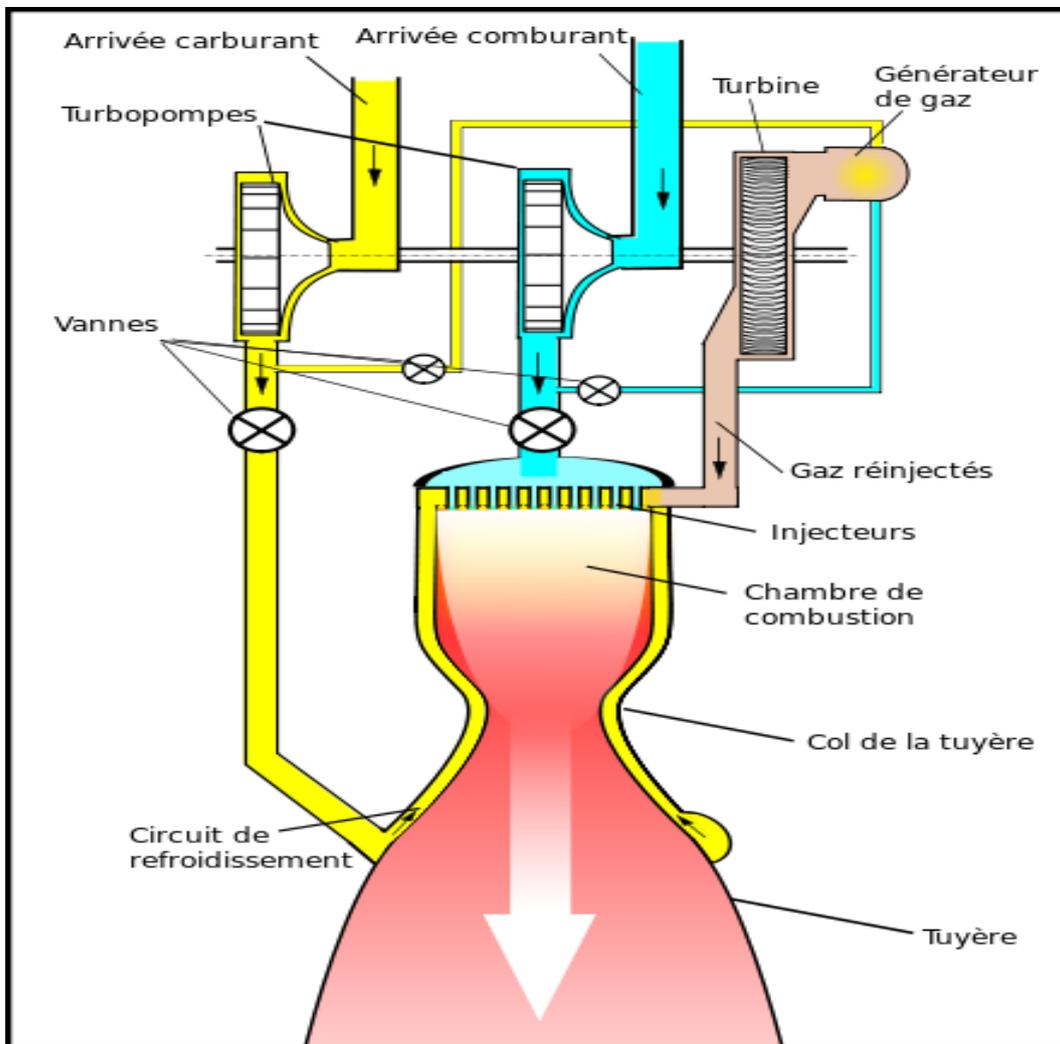
La fusée utilise la 3<sup>e</sup> loi de Newton, aussi appelée le principe des actions réciproques. Ce principe repose sur une égalité et une opposition entre l'action et la réaction, l'action est toujours égale à la réaction, c'est-à-dire que les actions des deux corps entre eux sont toujours égales et de directions contraires.

Dans le cas de la fusée, il y a une accélération et une éjection de la matière derrière elle à l'aide d'un ou plusieurs moteurs-fusées. La pression intérieure est supérieure (du côté opposé à l'orifice de sortie) à la pression ambiante donc le corps de la fusée se déplace dans le sens de la poussée la plus forte. Plus le débit de gaz et la vitesse d'éjection sont grands, plus la force propulsive (la poussée) est grande. Les moteurs fusés sont plus performants dans le vide. Plus la pression atmosphérique augmente, moins le moteur est performant [7].

**B. Les types de moteur-fusée**

Il existe 2 types de moteurs-fusées :

➤ **Les moteurs à ergols liquides :**



**Figure I.1 :** Illustration de différent composant de moteur –fusée à ergols liquide [8].

➤ **Les moteurs à ergols solides :**

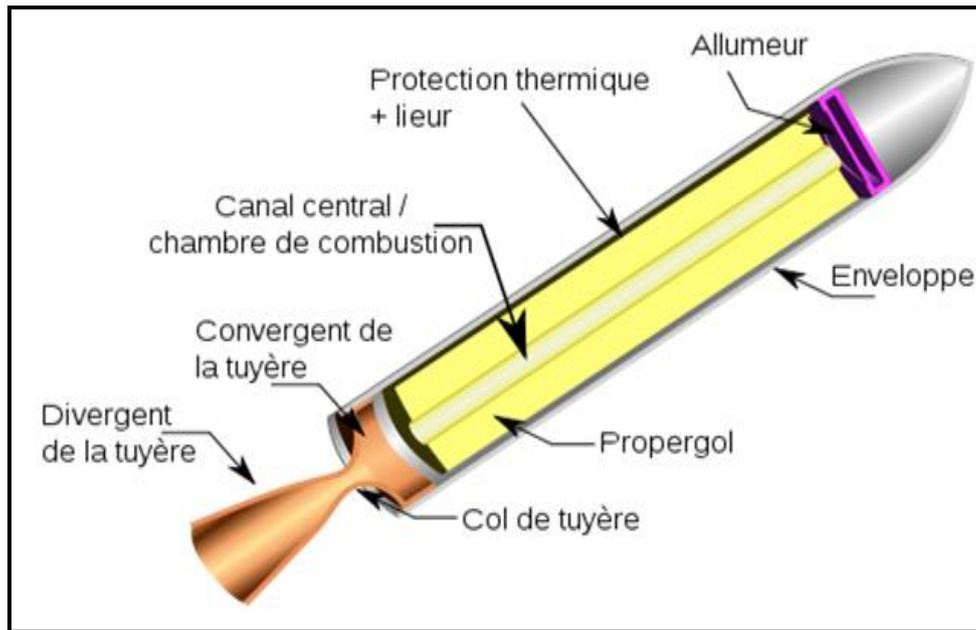


Figure I.2: Illustration de différents composants de Moteur -fusée à ergols solides [9].

I.4.2.2. Pulsoréacteur

Le pulsoréacteur se compose de :

- ❖ Diffuseur (D).
- ❖ Une grille de valves contenant des soupapes qui se ferment par la pression appliquée sur le ressort (1).
- ❖ Chambre de combustion (CC).
- ❖ Bougies d'allumage (2).
- ❖ Injecteurs de carburant (3).
- ❖ Une conduite d'échappement (4).

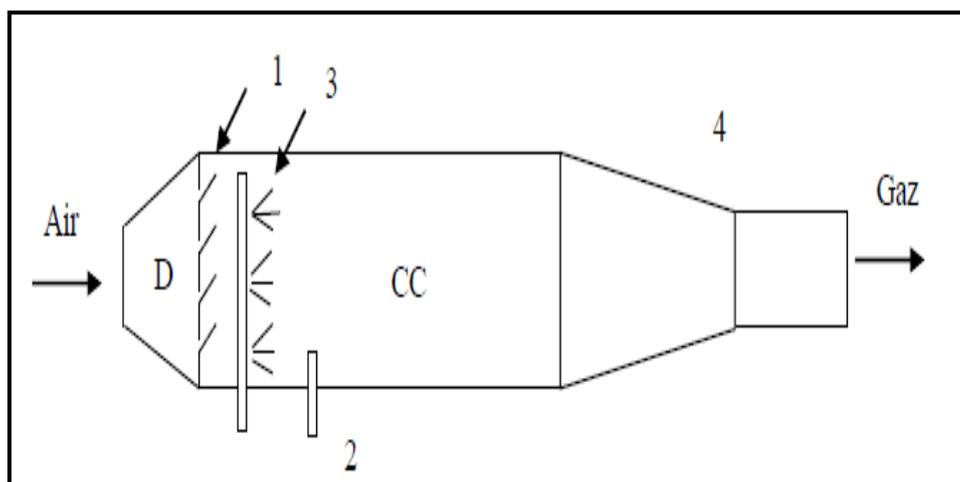


Figure I.3 : Schéma d'un pulsoréacteur [6].

**a). Fonctionnement d'un moteurpulsoréacteur**

- ❖ L'air provenant de l'atmosphère rentre dans le diffuseur du pulsoréacteur. Savitessediminueetsapressionstatiqueaugmente.
- ❖ A certain différence de pression appliqué sur la grille des soupapes, ces derniers s'ouvrent et permet à l'air d'entrer dans la chambre de combustion.
- ❖ Dans la chambre de combustion la bougie d'étincèle déclenche la combustion du mélange air carburant.
- ❖ Une fois que la combustion est déclenchée elle se fait à volume constant. Donc une augmentation rapide de pression ce qui oblige la valve de se fermer rapidement.
- ❖ Les gaz de combustion fortement chauffés sont ensuite étendus dans la tuyère d'échappement.
- ❖ En raison de l'injection des gaz à très grande vitesse une force de réaction est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.
- ❖ Comme le processus de combustion cause l'augmentation de pression, le moteur peut fonctionner même à des conditions statiques une fois qu'il est lancé.
- ❖ Les produits de combustion produisent une chute de pression en quittant la chambre. Les vannes s'ouvrent à nouveau et une nouvelle charge d'air pénètre la chambre de combustion.

**b). Avantages**

- ❖ le pulsoréacteur est le moteur le plus simple qui vient après le statoréacteur.
- ❖ son coût est bas.
- ❖ moins d'entretien.
- ❖ son poids est léger en comparaison avec le turboréacteur.
- ❖ Contrairement au statoréacteur, le pulsoréacteur développe une poussée au point fixe [4].

**I.4.2.3. Turboréacteur**

Le turboréacteur est un système de propulsion qui transforme le potentiel d'énergie chimique contenu dans un carburant, associé à un comburant qu'est l'air ambiant, en énergie cinétique permettant de générer une force de réaction en milieu élastique dans le sens opposé à l'éjection [10].

Un turboréacteur se compose d'un tube qui contient [11] :

- Un compresseur à plusieurs étages.
- Une chambre à combustion.
- Une turbine à gaz.
- Une tuyère de sortie.

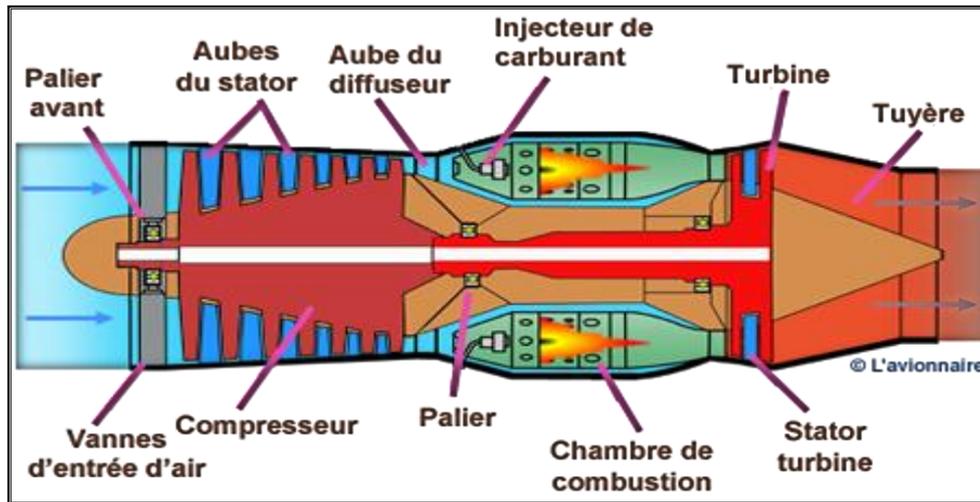


Figure I.4 : Les différentes parties d'un turboréacteur [11].

#### a). Fonctionnement d'un turboréacteur

Un turboréacteur fonctionne sur le principe d'action-réaction. La variation de la vitesse de l'air entre l'entrée et la sortie du réacteur crée une quantité de mouvement (poussée) vers l'arrière du moteur qui par réaction, d'où le terme de moteur à réaction engendre le déplacement du moteur, donc du véhicule sur lequel il est fixé vers l'avant.

Le principe de fonctionnement de ce type de moteur se résume par l'entrée d'air froid par l'avant et qui sera mis sous pression par le compresseur. Ensuite, l'air comprimé entre dans la chambre à combustion afin de se mélanger au carburant puis s'enflammer ce qui permet la production d'une très grande force de poussée causée par la dilatation de la chaleur et l'explosion du mélange. La turbine à gaz tourne par l'air explosé qui sort du moteur par la tuyère de sortie. Le mouvement est auto-entretenu tant qu'il y a injection de carburant. En simplifiant, l'énergie de pression engendrée au sein du réacteur sera transformée en énergie cinétique en sortie, ce qui engendrera un forte poussé [12].

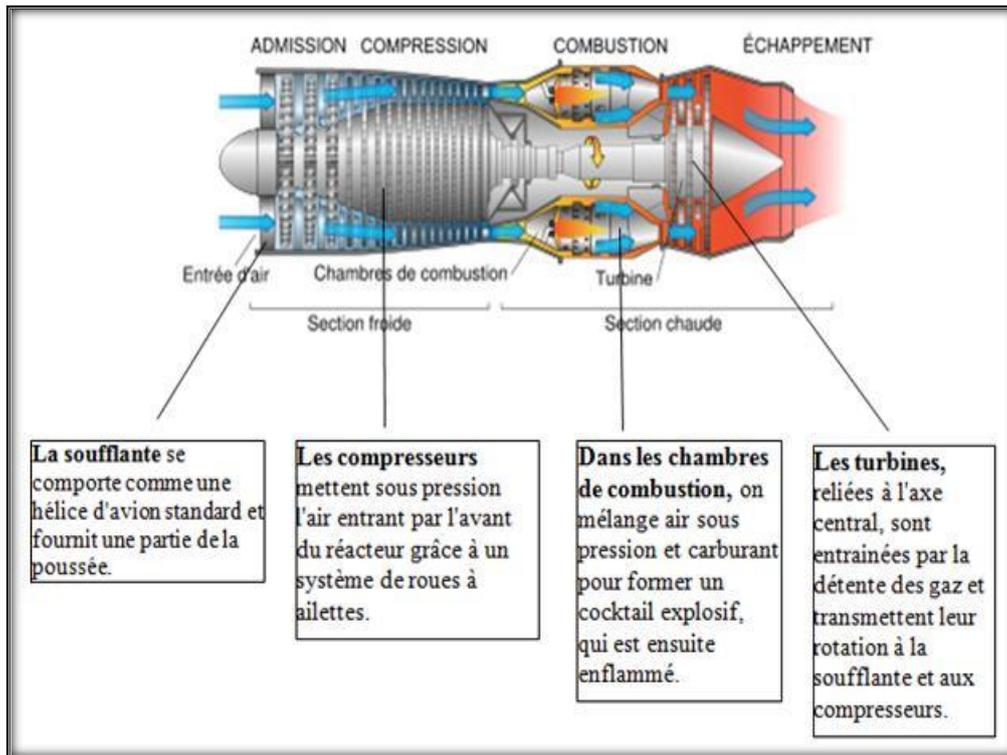


Figure I.5 : Schéma en coupe d'un turboréacteur illustrant son principe de fonctionnement [12].

b). Différents types de turboréacteurs

■ Turboréacteur à compresseur centrifuge :

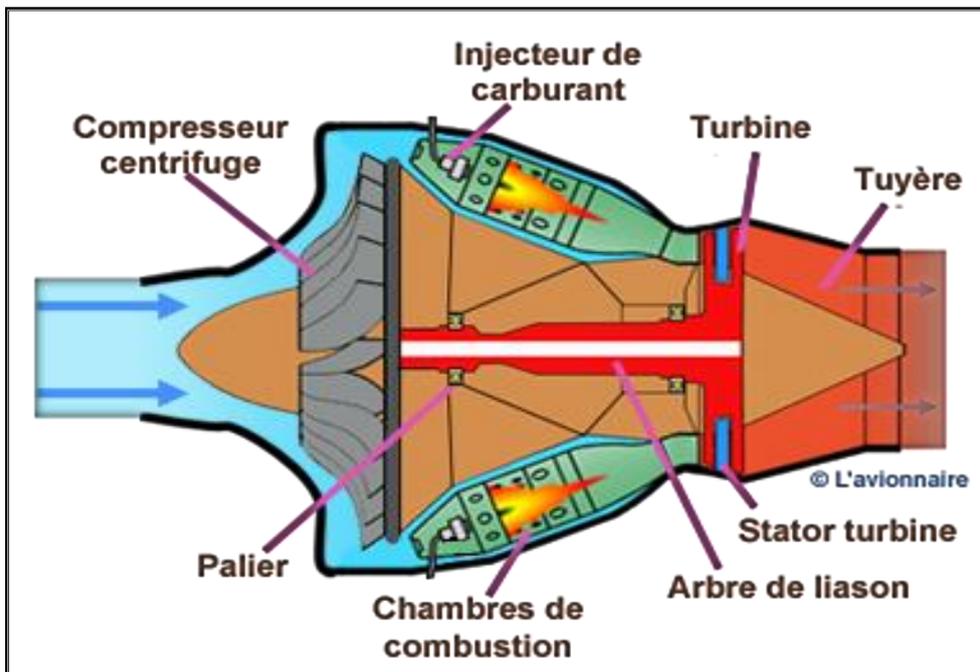


Figure I.6 : Turboréacteur à compresseur centrifuge [13].

■ Turboréacteur à compresseur axial :

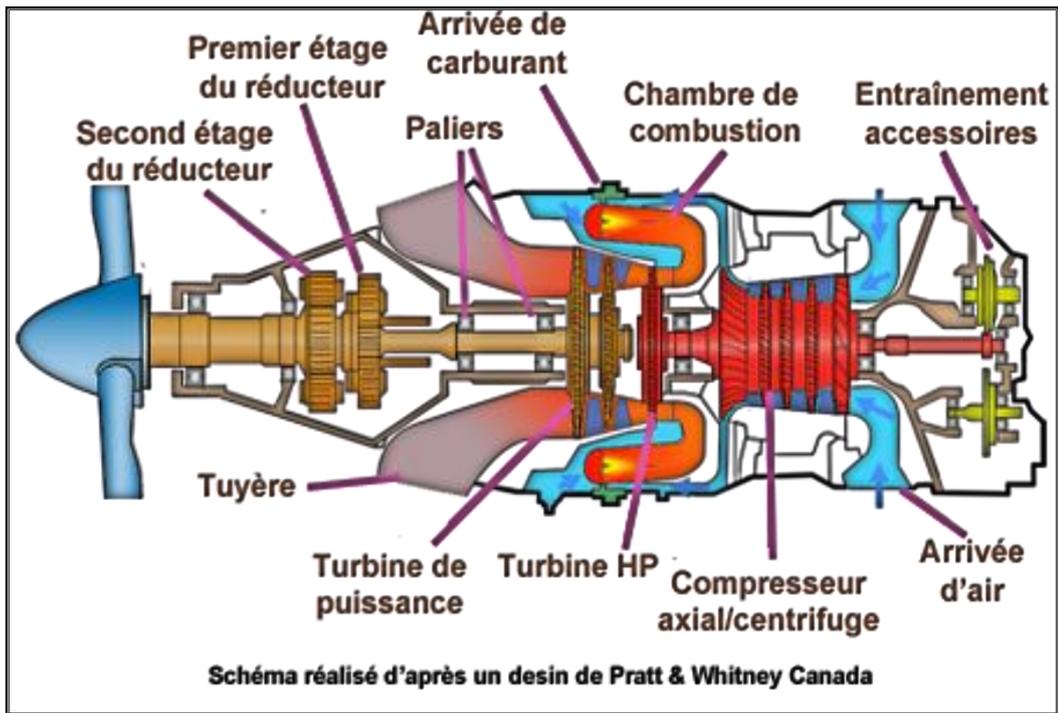


Figure I.7 : Turboréacteur à compresseur axial [12].

■ Turboréacteur simple flux mono-corps :

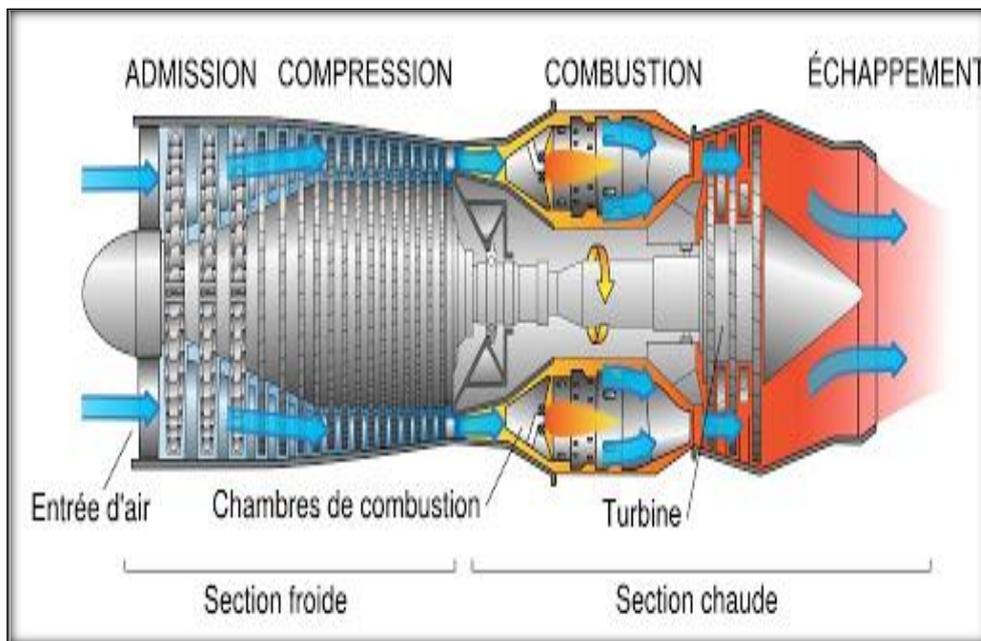


Figure I.8 : Turboréacteur simple flux mono-corps [13].

■ Turboréacteur Photo Simple Flux :

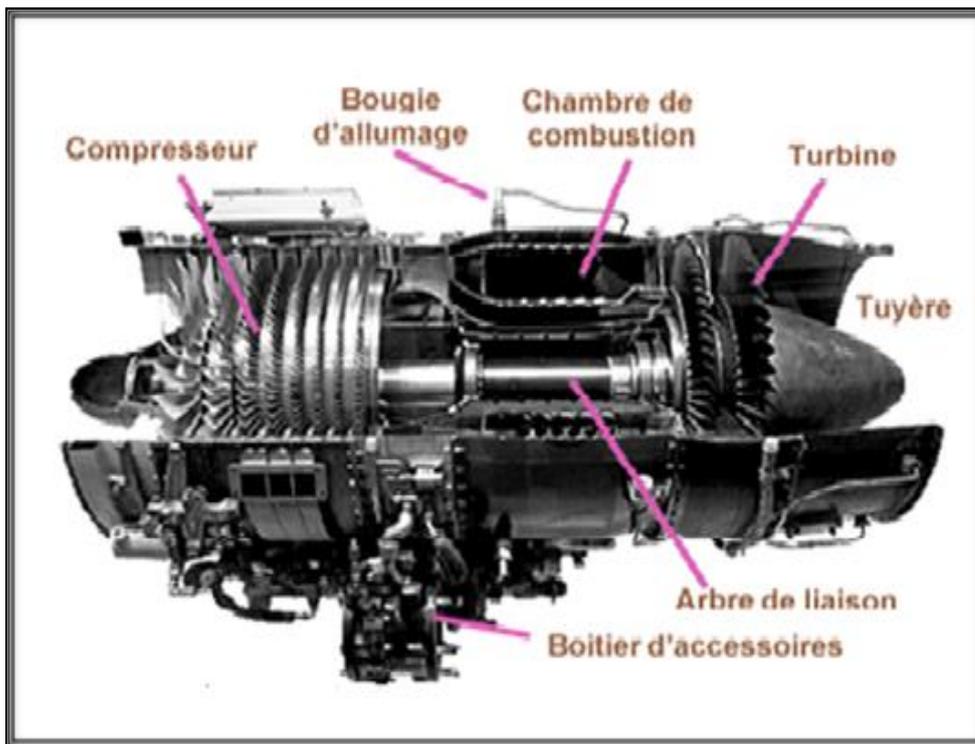


Figure I.9 : Turboréacteur photo simple flux [12].

■ Turboréacteur simple flux double-corps :

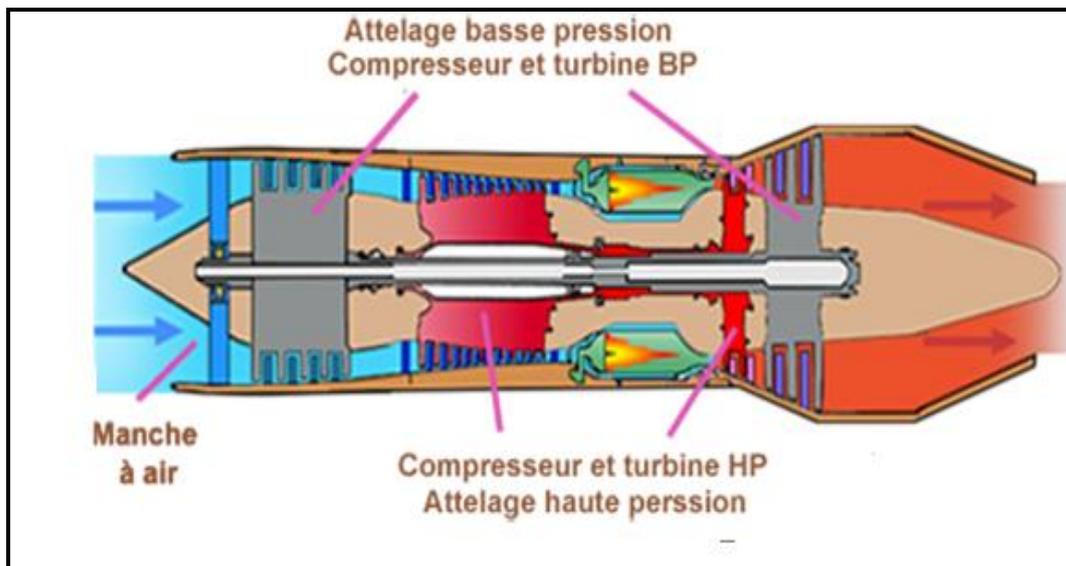


Figure I.10 : Turboréacteur simple flux double corps [12].

#### I.4.2.4. Statoréacteur

La propulsion par statoréacteur a été inventée par le français René Lorin en 1907 et décrite pour la première fois dans la revue l'aérophile dans un article intitulé « Propulseur par réaction directe » [14].

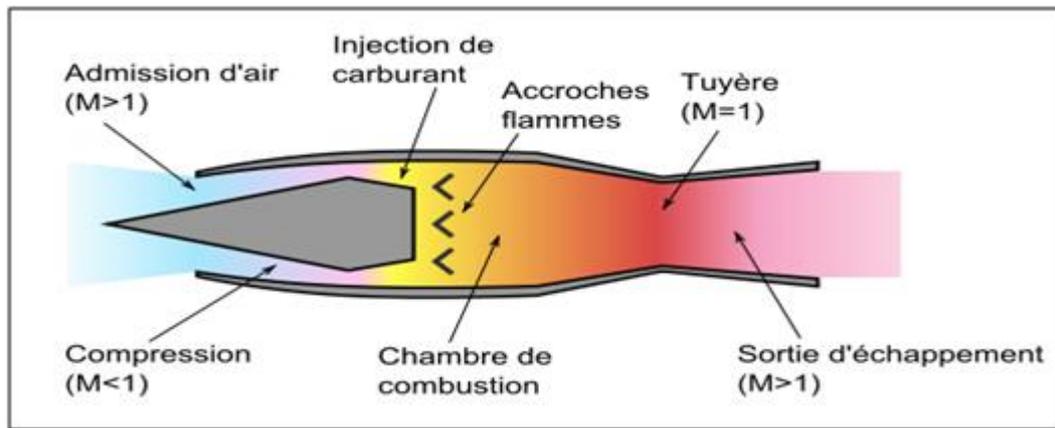
Les statoréacteurs sont des moteurs à réaction qui utilisent la vitesse élevée pour convertir la pression dynamique en une grande pression statique. Du même coup, il n'est plus nécessaire d'avoir une turbine, ce qui rend donc ce type de motorisation très simple, sans pièces mobiles [15].



**Figure I.11** :Modèle de statoréacteur [15].

##### a. Fonctionnement d'un statoréacteur

Statoréacteurs sont constitués d'une entrée-diffuseur, une chambre de combustion et une tuyère d'échappement. Le processus de compression est effectué par l'orifice d'entrée-diffuseur, suivie de la chambre de combustion. Enfin, dans la tuyère d'échappement, l'énergie potentielle des gaz chauds et comprimés se transforme en énergie cinétique pour fournir la poussée nécessaire pour le moteur (Figure I.11). Une entrée d'air supersonique est souvent considérée l'un des éléments les plus importants dans le moteur aérobic. Le processus de compression combiné a lieu par l'intermédiaire de plusieurs ondes de choc générées par les surfaces de compression et le capot, et plus tard par les surfaces internes de compression de la lèvre de capot vers la partie intérieure de la face du moteur. L'entrée supersonique est nécessaire pour fournir la bonne quantité et l'uniformité de l'air vers le moteur sur une plus large gamme de conditions de vol que l'entrée subsonique [16].



**Figure I.12:** Schéma en coupe d'un statoréacteur illustrant son principe de fonctionnement [16].

Le combustible est injecté en entrée de la chambre de combustion, où il se mélange à l'air et brûle. La combustion a lieu en régime subsonique (statoréacteur) ou supersonique (super statoréacteur) et génère des gaz chauds qui traversent une tuyère qui en accélère l'écoulement en les détendant. L'effet propulsif est créé par la différence entre les quantités de mouvement sortante et entrant.

Le statoréacteur à combustion subsonique permet d'atteindre des vitesses de vol de l'ordre de Mach 5 à 6. Lorsque la vitesse de vol s'approche de Mach 6, les pertes de pression d'arrêt qui se produisent lors du ralentissement de l'écoulement à des vitesses subsoniques dans la prise d'air deviennent si fortes que la traînée s'exerçant sur le véhicule ne peut pas être compensée par le moteur. Par conséquent, au-delà de Mach 6 il est nécessaire, afin de remédier à ce problème et pouvoir continuer à profiter des avantages de cette technologie, de se limiter à ralentir l'air entrant jusqu'à une vitesse proche de Mach 2 tout en la maintenant supersonique. La combustion a alors lieu en condition supersonique et on parle de statoréacteur à combustion supersonique (ou super statoréacteur, en anglais Scramjet, c'est-à-dire supersonique combustion Ram jet) [17].

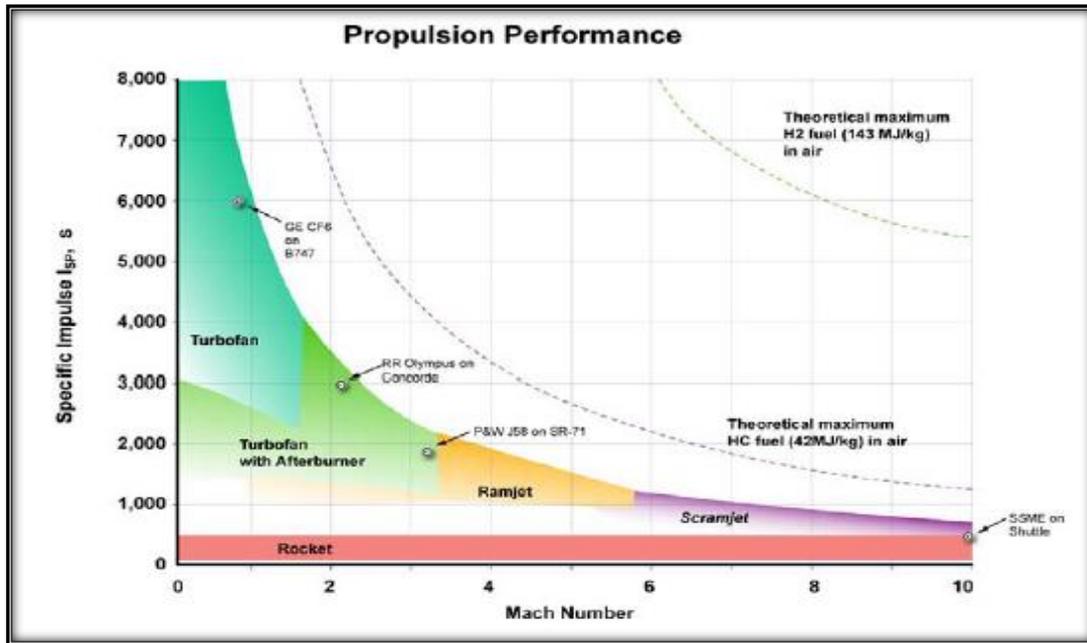


Figure I.13 : Régime de fonctionnement de différents propulseurs : impulsion spécifique en fonction du régime de croisière [18].

**B. Différentes types de statoréacteurs**

Différentes types de statoréacteurs peuvent être distingués en fonction du carburant utilisé :

- Le carburant peut injecter sous forme liquide :

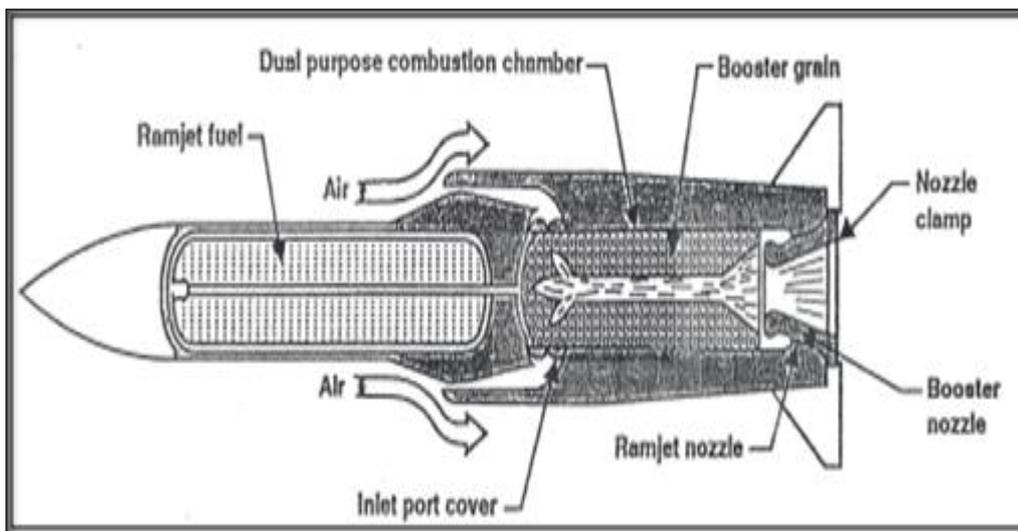


Figure I.14 : statoréacteur à carburant liquide LFRJ [19].

- le carburant peut injecter sous forme solide :

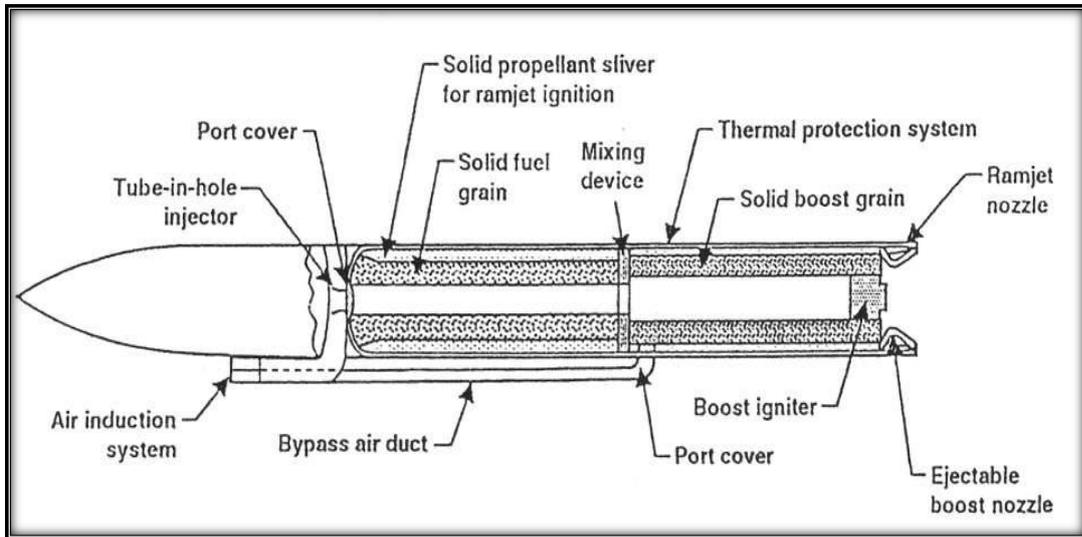


Figure I.15 : statoréacteur à carburant solide SFRJ [19].

- Le carburant peut injecter sous forme gaz :

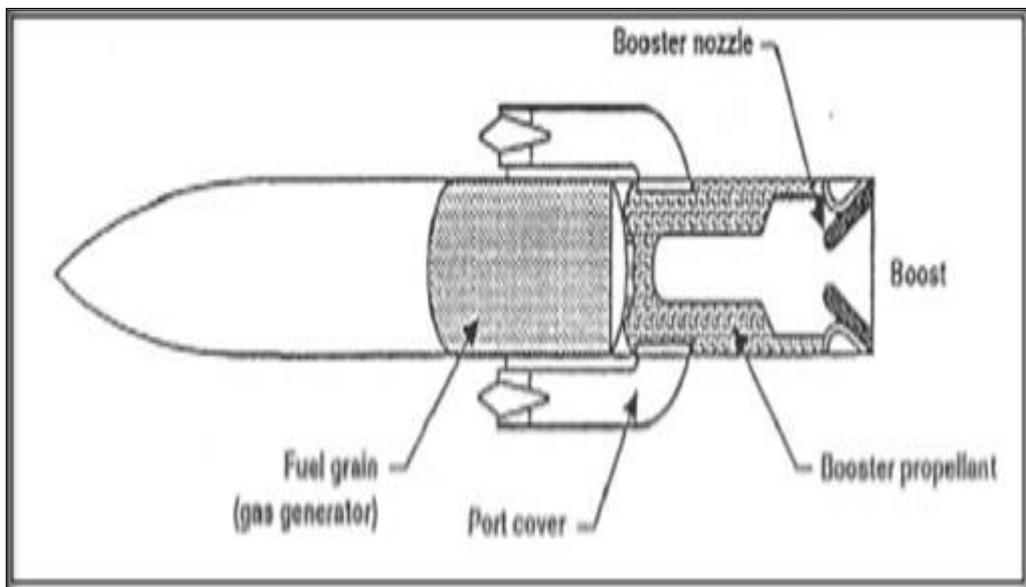


Figure I.16 : statoréacteur à carburant gaz [19].

- Super statoréacteur :

Le statoréacteur à combustion supersonique ou super statoréacteur ou encore scramjet (supersonic combustion ram jet) est un développement du statoréacteur.

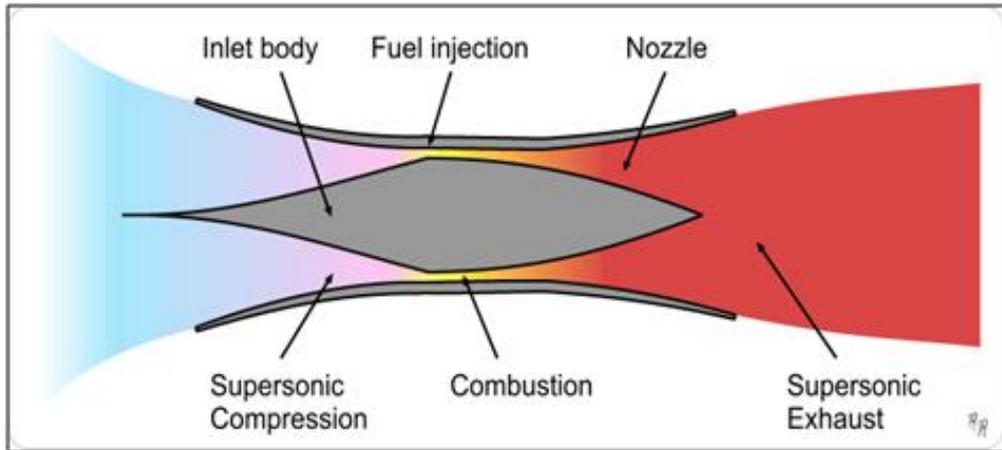
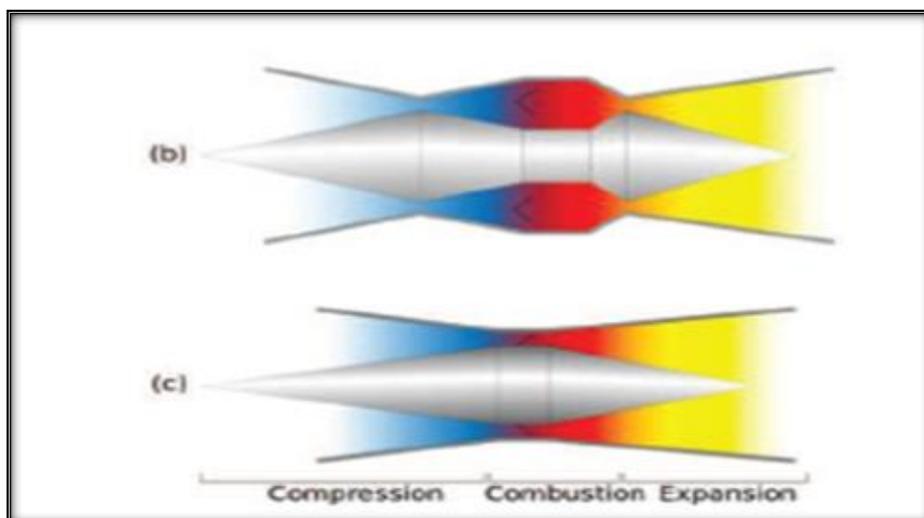


Figure I.17:Schéma d'un super statoréacteur [20].

• **Fonctionnement :**

Le statoréacteur classique (à combustion subsonique) est limité en vitesse par l'efficacité de son divergent d'entrée. Celui-ci doit ramener la vitesse de l'air aux environs de mach 0,5 pour pouvoir obtenir une combustion stable et efficace. Dans le super statoréacteur, la différence (et aussi la difficulté) est que la combustion, à l'intérieur du moteur, s'effectue à des vitesses supersoniques (de l'ordre de mach 2 pour l'avion expérimental sans pilote américain X-43A). Cela limite le ralentissement nécessaire de l'air extérieur et permet donc théoriquement d'atteindre des vitesses supérieures. Théoriquement, car il faut que cette combustion génère suffisamment de poussée pour maintenir de telles vitesses. La principale difficulté de la conception d'un tel moteur réside dans la maîtrise de la combustion du carburant à des vitesses supersoniques. Se rajoute à cela la difficulté de mise au point de matériaux capables de résister à la chaleur et aux contraintes mécaniques générées. Enfin, un tel moteur n'est adapté qu'aux vitesses hypersoniques (entre mach 5 et mach 15 environ) et ne saurait fonctionner en deçà de ces vitesses. Il doit donc être associé à d'autres types de moteurs pour pouvoir atteindre ces vitesses [21].



**Figure I.18:** Zones de compression, de combustion et de détente dans le (b) statoréacteur (ram jet) et (c) super statoréacteur ( Scram jet) [21].

### c). Avantages et inconvénients d'un statoréacteur

#### o Avantages

- ✓ le statoréacteur est très simple et ne comporte pas des parties mobiles (turbine, compresseur), donc absence de système de lubrification.
- ✓ pas de limite de température imposée par les ailettes de la turbine.
- ✓ la consommation spécifique du carburant est meilleure que les centrales à turbine à gaz à grande vitesse.
- ✓ la consommation spécifique du carburant est meilleure que les centrales à turbine à gaz à grande vitesse.
- ✓ rendement thermopropulsif est le plus élevé de toutes les machines de propulsion aériennes.

#### o Inconvénients

- ✓ puisque la poussée développée au point fixe est nulle, il n'est pas possible de démarrer le statoréacteur sans dispositif de lancement externe (turboréacteur, fusée).
- ✓ en raison de la vitesse élevée de l'air, la chambre de combustion nécessite un stabilisateur de flamme.
- ✓ il est très difficile de concevoir un diffuseur qui donne une bonne récupération de pression sur un large intervalle de vitesse.
- ✓ Une faible efficacité thermique [6].

## I.5. Conclusion

Le statoréacteur à combustion supersonique (Scramjet) est un moteur aérodynamique pour la propulsion supersonique.

C'est l'un des moteurs les plus simples des moteurs à réaction. Il ne contient effectivement aucune partie mobile, d'où le préfixe *stato*. Ce moteur se révèle être très bien adapté pour la réalisation de missions aussi bien civiles (lanceurs récupérables, véhicules supersoniques) que militaires (missiles).

Dans le premier chapitre notre étude est consacrée sur les différents types des statoréacteurs et leurs principes de fonctionnement.

# Chapitre II

*Etude analytique du comportement  
thermique et dynamique d'un super  
statoréacteur*

## II.1. Introduction

Ce chapitre traite l'aspect thermodynamique et énergétique en deux cas théorique et réel des trois stations des statoréacteurs.

## II.2. Etude théorique et énergétique du statoréacteur

### ○ Les hypothèses de calcul :

- Transformations adiabatiques réversibles.
- L'air est comme un gaz parfait  $\Delta H = C_p \cdot \Delta T$ .
- Pas d'échange de travail avec l'extérieur.
- Conservation de la masse  $V_1 \cdot S_1 = \rho \cdot V_2 \cdot S_2$  donc  $V_1 = V_2$ .
- $C_p$  constant dans tout l'écoulement.
- $V_1$  et  $V_2 \ll V_3 \Rightarrow V_1$  et  $V_2$  sont négligeables.
- Concéderons l'écoulement parfait, négligeons les frottements.
- Les pertes de charge est nulle.
- L'écoulement est super sonique  $M = 7$

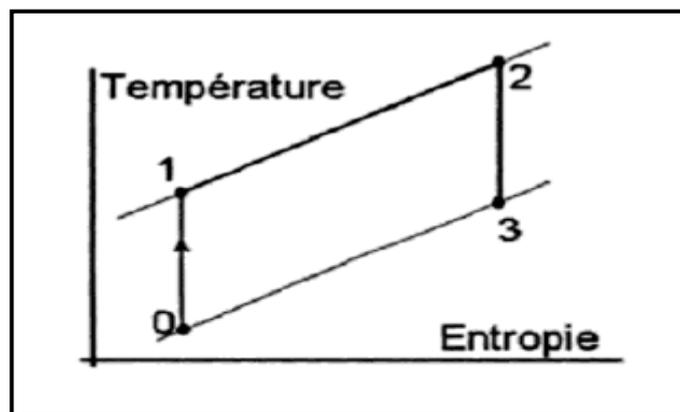


Figure II.1 : cycle théorique du statoréacteur en diagramme T-S.

Le statoréacteur est constitué d'un diffuseur (0-1), d'une chambre de combustion (1-2) qui apporte une quantité de chaleur  $Q_c$ , d'une tuyère (2-3).

$0 \rightarrow 1$  : La vitesse en entrée d'air doit être réduite de manière isentropique tout en gardant une pression dite « bélier » et une température élevée.

1 → 2 : Le processus de combustion intervient (de manière isobare) avant que l'énergie produite ne soit convertie en énergie cinétique.

2 → 3 : Dans la tuyère de sortie afin de produire la poussée nécessaire à la propulsion de l'engin.

○ **Les hypothèses de calcul :**

- Les conditions atmosphérique sont :  $T_0 = 300k$  et  $P_0 = 101325 Pa$
- Pouvoir calorifique 45000 KJ/Kg.
- Débit d'air entrant est 13Kg/s.
- Débit de carburant 1 Kg/s.
- $T_2 = 4044k$
- $r = 288J/kg.K$
- $\gamma = 1.4$

**II.2.1. Etude du diffuseur**

Le diffuseur dont le rôle est de transformer l'énergie cinétique de l'air, qui pénètre dans le réacteur, en énergie de pression. Elle permet de capter le débit d'air nécessaire au moteur, à le ralentir suffisamment.

L'équation de l'énergie dans le diffuseur s'écrit :

$$W_{0 \rightarrow 1} + Q_{0 \rightarrow 1} = \dot{m}_{\text{air}} (\Delta H_{0 \rightarrow 1} + \Delta E_{C_{0 \rightarrow 1}} + \Delta E_{P_{0 \rightarrow 1}}) \quad (\text{II.1})$$

$\Delta E_{P_{0 \rightarrow 1}} = 0$  : Pas de variation de hauteur.

$Q_{0 \rightarrow 1} = 0$  : Pas d'échange de chaleur.

$W_{0 \rightarrow 1} = 0$  : Pas de travail.

$\dot{m}_{\text{air}}$  : Débit d'air [kg/s].

$$C_p (T_1 - T_0) = \frac{1}{2} (V_1^2 - V_0^2) \quad (\text{II.2})$$

En posant :  $e = \frac{T_1}{T_0}$

$$V_0^2 = 2C_p T_0 (e - 1) \quad (\text{II.3})$$

**A.N**

$$M = \frac{V_0}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0}} \Rightarrow V_0 = M \cdot \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_0} \quad (\text{II.4})$$

$$V_0 = 7 \cdot \sqrt{1.4 \cdot 288 \cdot 300} = 2434.55 \text{ m/s} (\text{II.5})$$

L'équation de conservation d'énergie dans le diffuseur nous donne :

$$\Delta E_{c_0 \rightarrow 1} = \Delta H_{0 \rightarrow 1} = 0 (\text{II.6})$$

$$\frac{1}{2} (V_1^2 - V_0^2) + C_p (T_1 - T_0) = 0 \Rightarrow T_1 = \frac{V_0^2}{2C_p} + T_0 (\text{II.7})$$

$$T_1 = \frac{2434.55^2}{2 \times 1008} + 300 = 3239 \text{ K} (\text{II.8})$$

### II.2.2. Chambre de combustion

D'une chambre de combustion ou l'énergie enthalpique du carburant est transformée en énergie thermique et en pression.

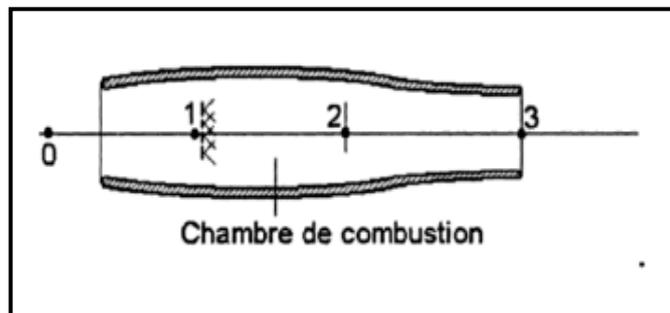


Figure II.2 : Schéma d'un statoréacteur[22].

La chambre de combustion 1-2, apporte de l'énergie grâce à l'apport de chaleur de la combustion.

Son principal intérêt est donc d'augmenter la température d'arrêt par rapport à celle de l'air entrant, en diminuant le moins possible la pression d'arrêt.

L'équation d'énergie dans la chambre de combustion s'écrit :

$$Q_{2 \rightarrow 1} + W_{2 \rightarrow 1} = q_{\text{ma}} (H_2 - H_1 + \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2) + \Delta E_{1 \rightarrow 2p}) \quad (\text{II.9})$$

$\Delta E_{p1 \rightarrow 2} = 0$  : Pas de variation de hauteur.

$W_{1 \rightarrow 2} = 0$  : Pas de travail.

$V_2^2 = V_1^2 = 0$  : La même section.

$$Q_{1 \rightarrow 2} = q_{ma}(H_2 - H_1) = C_{p_{moy}} \cdot q_{ma} \cdot (T_2 + T_1) = q_{mc} \cdot P_{ci} \quad (II.10)$$

$q_{mc}$  : Débit du combustible [kg/s].

$q_{ma}$  : Débit d'air [kg/s].

$P_{ci}$  : Pouvoir calorifique inférieur du combustible.

**A.N**

$$Q_{1 \rightarrow 2} = q_{mc} \cdot P_{ci} = 1 \times 45000 = 45000 \text{ kJ/s} (II.11)$$

### II.2.3. Tuyère de détente

Qui transformer l'énergie de pression et l'énergie thermique (enthalpique) des gaz en énergie cinétique.

L'application de l'équation de l'énergie dans la tuyère de détente nous donne :

$$\Delta E_{C_2 \rightarrow 3} = -\Delta H_{2 \rightarrow 3} = -C_p \cdot T_2 \cdot \left( \frac{T_3}{T_2} - 1 \right) (II.12)$$

$$\frac{P_1}{P_0} = \frac{P_2}{P_3} \Rightarrow \frac{T_1}{T_0} = \frac{T_2}{T_3} = e. \text{ Si on pose } \frac{T_2}{T_0} = \emptyset \text{ on obtient :}$$

$$\frac{V_3^2 + V_2^2}{2} = C_p \cdot T_2 \left( 1 - \frac{1}{e} \right) = C_p \cdot \emptyset \cdot T_0 \left( 1 - \frac{1}{e} \right) \quad (II.13)$$

$$V_3 = \sqrt{2 C_p \cdot \emptyset \cdot T_0 (1 - 1/e)} \quad (II.14)$$

**A.N**

$$\frac{P_1}{P_0} = \frac{P_2}{P_3} \Rightarrow \frac{T_1}{T_0} = \frac{T_2}{T_3} \Rightarrow T_3 = \frac{T_2 \cdot T_0}{T_1} (II.15)$$

$$T_3 = \frac{4044 \times 300}{3239} = 374 \text{ k} (II.16)$$

L'application de l'équation d'énergie dans la tuyère nous donne :

$$V_3 = \sqrt{2 \cdot C_p (T_2 - T_3)} = \sqrt{2 \times 1008 \times (4044 - 374)} = 2720.05 \text{ m/s} (II.17)$$

## **II.2.4. La poussée**

La poussée du statoréacteur est la même que celle du turboréacteur :

$$F = m_i \cdot V_0 - m_e \cdot V_{si} + (P_2 - P_1) \cdot S \text{ (II.18)}$$

**Avec :**

$m_i$  : Débit massique d'air intérieur (flux chaud) en kg/s.

$m_e$  : Débit massique d'air extérieur (flux froid) en kg/s.

$V_{si}$  : vitesse d'éjection des gaz chaud (m/s).

$V_0$  : vitesse d'entrée d'air dans le réacteur (m/s).

$P_2$  et  $P_1$  : Pression à l'entrée de la sortie en (bar).

$S$  : surface de sortie de tuyère en ( $m^2$ ).

- La poussée est nulle pour le nombre de Mach de zéro du décollage.
- La poussée est maximum pour nombre de Mach très supérieurs à 1.

**A.N**

$$F = q_{ma} (V_3 - V_0) = 13 \times (2720.05 - 2434.55) = 3711.5 \text{ N (II.18)}$$

### **II.2.4.a. La pousse spécifique**

$$F_{sp} = \frac{F}{(q_{ma} - q_{mc})} \text{ (II.19)}$$

**A.N**

$$F_{sp} = \frac{3711.5}{(13-1)} = 309.29 \text{ N/Kg. s (II.20)}$$

### **II.2.4.b. La poussé de propulsion**

$$P_p = F \cdot V_0 \text{ (II.21)}$$

**A.N**

$$P_p = 309.29 \times 2434.55 = 752981.96 \text{ N. m/s (II.22)}$$

## II.2.5. Consommation spécifique et consommation horaire

### II.2.5.a. Consommation horaire

La consommation horaire donne par la relation suivante :

$$C_H = 3600 \times q_{mf} \text{ (II.23)}$$

### II.2.5.b. Consommation spécifique

La consommation spécifique est le rapport entre la consommation horaire et la poussé de la statoréacteur.

$$C_{sp} = \frac{C_H}{F} \text{ (II.24)}$$

## II.2.6. Les puissances

### II.2.6.a. Puissance calorifique

$$P_c = q_{mf} \times P_{ci} \text{ (II.25)}$$

### II.2.6.b. Puissance thermique théorique

$$P_{th} = P_c - q_{ma} \times C_p (T_3 - T_0) \text{ (II.26)}$$

## II.2.7. Les rendements du statoréacteur

### II.2.7. a. Rendement thermique

Le rendement thermique du statoréacteur représente le rapport entre la puissance de cinétique et la puissance globale du carburant.

$$\eta_{th} = \frac{q_{ma} \cdot (V_3^2 - V_0^2)}{2 \cdot q_{mc} \cdot P_{ci}} \text{ (II.28)}$$

A.N

$$\eta_{th} = \frac{13 \times (2720.05^2 - 2434.55^2)}{2 \times 1 \times 45000 \times 10^3} = 0.21 \text{ (II.29)}$$

### II.2.7.b. Rendement de propulsion

Le rendement de propulsion du statoréacteur représente le rapport entre la puissance de propulsion et la puissance cinétique.

$$\eta_P = \frac{q_{ma} \cdot V_0 \cdot (V_3 - V_0)}{q_{ma} \cdot (V_3^2 - V_0^2) / 2} = \frac{2 \cdot V_0 \cdot (V_3 - V_0)}{(V_3 - V_0) \cdot (V_3 + V_0)} \quad (\text{II.30})$$

$$\eta_P = \frac{2}{\frac{V_3}{V_0} + 1} \quad (\text{II.31})$$

A.N

$$\eta_P = \frac{2}{\frac{2720.05}{2414.55} + 1} = 0.94 \quad (\text{II.32})$$

### II.2.7.c. Rendement global

Le rendement global est produit des deux rendements thermique et propulsion  $\eta_g = \eta_{th} \cdot \eta_p$ .

Avec les simplifications, s'écrivent :

$$\eta_g = \frac{q_{ma} \cdot V_0 (V_3 - V_0)}{q_{mc} \cdot P_{ci}} \quad (\text{II.33})$$

A.N

$$\eta_g = \frac{13 \times 2434.55 (2720.05 - 2434.55)}{1 \times 45000 \times 10^3} = 0.20 \quad (\text{II.34})$$

### II.3. Etude du cycle réel d'un statoréacteur

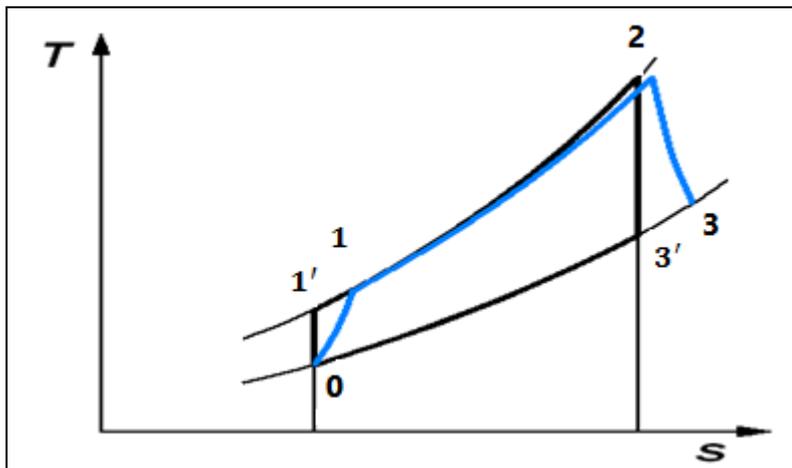


Figure II.3 : cycle réel du statoréacteur en diagramme T-S.

0 → 1 : Compression irréversible (non isentropique).

0 → 1' : Transformation isentropique.

2 → 3 : Détente irréversible (non isentropique).

**Les hypothèses de calcul :**

- Les conditions atmosphériques :  $T_0 = 300 \text{ K}$ ,  $P_0 = 101325 \text{ Pa}$
- Pouvoir calorifique 45000 KJ/Kg.
- Débit d'air entrant est 13Kg/s.
- Débit de carburant 1 Kg/s.
- $r = 288 \text{ J/kg.K}$
- $\gamma = 1.4$
- Rapport de pression est 11.
- $\eta_{dif} = \eta_{ty} = 0.95$

### II.3.1. Diffuseur

L'équation d'énergie entre les points 0 et 1, nous donne :  $C_p \cdot (T_1 - T_0) = \frac{1}{2} V_0^2$

Si on tient compte du rendement isentropique du diffuseur :

$$\eta_d = \frac{T_1 - T_0}{T_{1'} - T_0} \quad (\text{II.35})$$

Cette équation devient :

$$C_p \cdot \left( \frac{T_{1'} - T_0}{\eta_d} \right) = \frac{1}{2} V_0^2 \quad (\text{II.36})$$

On pose :  $e = \frac{T_{1'}}{T_0}$

$$\Delta = \frac{T_{1'}}{T_0} = \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.37})$$

$$\frac{T_{1'} - T_0}{T_0} = \eta_d \cdot \frac{T_{1'} - T_0}{T_0} \quad (\text{II.38})$$

$$\Delta = \eta_d (e - 1) + 1 \quad (\text{II.39})$$

$$V_0 = \sqrt{2 \cdot C_p \cdot T_0 (e - 1)} \quad (\text{II.40})$$

**A.N**

- Calcul la vitesse de vol :

$$V_0 = \sqrt{2 \cdot C_p \cdot T_0 (e - 1)} \quad (\text{II.41})$$

Avec

$$e = \frac{T_1}{T_2} = \frac{610}{300} = 2.03 \quad (\text{II.42})$$

Donc

$$V_0 = \sqrt{2 \times 1008 \times 300 \times (2.03 - 1)} = 789.26 \text{ m/s} \quad (\text{II.43})$$

- Transformation isentropique 0 → 1 :

Durant le processus 0-1, qui est adiabatique, réversible, gaz parfait. On peut appliquer les lois de Laplace pour la transformation :

$$\frac{T_{1'}}{T_0} = \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (\text{II.44})$$

Donc

$$T_{1'} = T_0 \cdot \left(\frac{P_1}{P_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 300 \cdot 11^{\frac{0.4}{1.4}} = 595 \text{ k} \quad (\text{II.45})$$

$$\eta_{\text{diff}} = \frac{T_1 - T_0}{T_{1'} - T_0} \Rightarrow T_1 = \frac{T_{1'} - T_0}{\eta_{\text{diff}}} + T_0 = \frac{595.19 - 300}{0.95} + 300 = 610 \text{ k} \quad (\text{II.46})$$

$$\frac{P_1}{P_0} = 11 \Rightarrow P_1 = P_0 \cdot 11 = 1114575 \text{ Pa} \quad (\text{II.47})$$

### **II.3.2. La chambre de combustion**

- Transformation 1' → 2

$$C_p = \frac{\gamma \cdot r}{\gamma - 1} = 1008 \text{ j/kg} \cdot \text{k} \quad (\text{II.4})$$

$$Q_{12} = m_c \cdot P_{ci} = m_a \cdot C_p \cdot (T_2 - T_1) \Rightarrow T_2 = \frac{m_c \cdot P_{ci}}{m_a \cdot C_p} + T_1 \text{ (II.48)}$$

$$Q_{12} = m_c \cdot P_{ci} = 1 \times 45000 = 45000 \text{ kJ/s (II.49)}$$

$$T_2 = 610 + \frac{1 \times 45000 \times 10^3}{13 \times 1008} = 4044 \text{ K (II.50)}$$

$$\frac{P_1}{P_0} = \frac{P_2}{P_3} \Rightarrow \frac{T_1'}{T_0} = \frac{T_2}{T_3'} \Rightarrow T_3' = \frac{T_0 \cdot T_2}{T_1'} = \frac{300 \times 4044}{595.19} = 2038 \text{ k (II.51)}$$

$$\eta_{ty} = \frac{T_2 - T_3}{T_2 - T_3'} \Rightarrow T_3 = T_2 - \eta_{ty} \cdot (T_2 - T_3') \text{ (II.52)}$$

$$T_3 = 4044 - 0.95 \times (4044 - 2038) = 2138 \text{ k (II.53)}$$

$T_2$  et  $T_3$  : températures d'entrée et de sortie de la chambre de combustion.

### II.3.3. La tuyère de détente

L'équation d'énergie dans la tuyère nous donne :

$$\frac{1}{2} \cdot V_3^2 = C_p (T_2 - T_3) \text{ (II.54)}$$

Rendement isentropique de la tuyère est :

$$\eta_{ty} = \frac{T_2 - T_3'}{T_2 - T_3} \text{ (II.55)}$$

On a :

$$\frac{P_1}{P_0} = \frac{P_2}{P_3} \Rightarrow \frac{T_1'}{T_0} = \frac{T_2}{T_3'} = \Delta \text{ (II.56)}$$

Par définition:

$$\tau = \frac{T_2}{T_0} \Rightarrow T_2 = T_0 \cdot \tau \text{ (II.57)}$$

$$\frac{1}{2} V_3^2 = \eta_{ty} \cdot C_p (T_2 - T_3') = \eta_{ty} \cdot C_p \cdot T_2 \left(1 - \frac{T_3'}{T_2}\right) \text{ (II.58)}$$

$$\frac{1}{2} V_3^2 = \eta_{ty} \cdot C_p \cdot T_2 \left(1 - \frac{1}{\Delta}\right) \text{ (II.59)}$$

$\Delta = \eta_d \cdot (e - 1) + 1$  On remplace cette expression dans l'équation (II.59), nous obtenons :

$$\frac{1}{2} V_3^2 = \eta_{ty} \cdot C_p \cdot T_0 \cdot \tau \cdot \left[ \frac{\eta_d (e - 1) - 1 + 1}{\eta_d (e - 1) + 1} \right] \text{ (II.60)}$$

$$V_3^2 = 2\eta_{ty} \cdot \eta_d \frac{C_p \cdot T_0 (e-1) \cdot \tau}{1 + \eta_d (e-1)} \quad (\text{II.61})$$

**A.N**

Transformation 2 → 3, 3'

- La vitesse de sortie de la tuyère :

On applique à la tuyère le premier principe pour un système ouvert en régime Permanent .Car on néglige toutes les vitesses sauf celle en sortie de la tuyère. Donc on a:

$$V_3 = \sqrt{2 \cdot C_p (T_2 - T_3)} \quad (\text{II.62})$$

$$V_3 = \sqrt{2 * 1008(4044 - 2138)} = 1960.22 \text{ m/s} \quad (\text{II.63})$$

### II.3.4. Calcul la poussé

$$F = q_{ma} (V_3 - V_0) = 13 \times (1960.22 - 789.26) = 197892.24 \text{ N} \quad (\text{II.64})$$

#### II.3.4.a. La pousse spécifique

$$F_{sp} = \frac{F}{(q_{ma} - q_{mc})} = \frac{197892.24}{(13-1)} = 16491.02 \text{ N/Kg} \cdot \text{s} \quad (\text{II.65})$$

#### II.3.4.b. La poussé de propulsion

$$P_p = F \cdot V_0 \quad (\text{II.66})$$

**A.N**

$$P_p = 197892.24 \times 789.26 = 156188429.3 \text{ N} \cdot \text{m/s} \quad (\text{II.67})$$

### II.3.5. Puissance thermique réelle

$$P_{th} = \frac{1}{2} \cdot q_{ma} (V_3^2 - V_0^2) + \frac{1}{2} \cdot q_{mc} \cdot V_3^2 \quad (\text{II.68})$$

**A.N**

$$P_{th} = \frac{1}{2} \times 13(1960.22^2 - 789.26^2) + \frac{1}{2} \times 1 \times 1960.22^2 = 22848183.38 \text{ w} \quad (\text{II.69})$$

### II.3.6. Les rendements

#### II.3.6.a. Rendement thermique

Dans la chambre de combustion, la chaleur fournie par la combustion est :

$$Q_{1 \rightarrow 2} = C_p(T_2 - T_1) = C_p \cdot T_0(\tau - e) \quad (\text{II.70})$$

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}V_3^2 - \frac{1}{2}V_0^2}{Q_{1 \rightarrow 2}} \quad (\text{II.71})$$

$$\eta_{th} = \frac{\eta_{ty} \cdot \eta_d \frac{(e-1)\tau}{1+d_d(e-1)} - (e-1)}{(\tau - e)} \quad (\text{II.72})$$

**A.N**

$$\eta_{th} = \frac{\frac{1}{2}V_3^2 - \frac{1}{2}V_0^2}{Q_{1 \rightarrow 2}} = \frac{\frac{1}{2} \times 1960.22^2 - \frac{1}{2} \times 789.26^2}{45000000} = 0.03 \quad (\text{II.73})$$

### II.3.6.b. Energie de propulsion

$$\beta_p = 2 \cdot C_p \cdot T_0(e - 1) \left[ \sqrt{\frac{\eta_d \cdot \eta_{ty} \cdot \tau}{1 + \eta_d(e-1)}} - 1 \right] \quad (\text{II.74})$$

### II.3.6.c. Rendement global

Le rendement global est le rapport entre l'énergie de propulsion et la chaleur fournie par le combustible.

$$\eta_g = \frac{\beta_p}{Q_{1 \rightarrow 2}} = \frac{2(e-1)}{\tau - e} \cdot \left[ \sqrt{\frac{\eta_d \cdot \eta_{ty} \cdot \tau}{1 + \eta_d(e-1)}} \right] \quad (\text{II.75})$$

**A.N**

$$\eta_g = \frac{2(2.03-1)}{13.48-2.03} \times \sqrt{\frac{0.95 \times 0.95 \times 13.48}{1+0.95 \times (2.03-1)}} = 0.44 \quad (\text{II.76})$$

### II.3.6.e. Rendement propulsion

Le rendement propulsion est le rapport entre le rendement global et le rendement thermique.

$$\eta_p = \frac{\eta_g}{\eta_{th}} \quad (\text{II.77})$$

**A.N**

$$\eta_p = \frac{0.44}{0.03} = 14.66 \quad (\text{II.78})$$

# Chapitre III

*Simulation du comportement thermique  
et dynamique du super-statoréacteur*

### III.1. Introduction

Ce chapitre est consacré pour l'étude numérique et l'interprétation et discussion des résultats.

Dans ce chapitre, les entrées supersoniques à compression externe ont été étudiées numériquement. Les études ont conduit au choix d'une entrée d'air bidimensionnelle à compression supersonique externe. Toutes les simulations numériques ont été effectuées avec le code de calcul FLUENT. Les équations de continuité, de Navier-stockes et d'énergie sont utilisées pour modéliser le problème physique. La discrétisation des équations du modèle mathématique est assurée par la méthode des volumes finis.

### III.2. Introduction au CFD

L'analyse des phénomènes complexes tels que le transfert de chaleur, les écoulements d'eau et d'air nécessitent une bonne compréhension du système analytique des mécaniques des fluides, et les champs d'application de ces systèmes, voire les différentes étapes de traitement du code CFD afin d'obtenir les résultats qui expliquent notre phénomène en question. Le choix du logiciel de simulation dépend de nos données d'entrée (inputs) et de la nature de notre expérience et les conditions dans lesquelles elle est inscrite [23].

### III.3. Définition du CFD

La dynamique des fluides computationnelle ou CFD (Computational Fluid Dynamics) est l'analyse des systèmes d'écoulement des fluides, le transfert de la chaleur et tous les phénomènes associés tels que les réactions chimiques en utilisant la simulation par ordinateur. La technique est très puissante et couvre un large champ d'applications industrielles et non industrielles tels que : l'aérodynamique, hydrodynamique, centrale électrique, turbomachines, de l'ingénierie de processus chimique, génie maritime, génie de l'environnement, de la métrologie, de l'ingénierie biomédicale, l'hydrologie et l'océanographie voire l'environnement externe et interne des bâtiments [24].

### III.4. Présentation du logiciel de simulation « ANSYS Fluent »

ANSYS FLUENT est un logiciel de simulation CFD qui permet de modéliser l'écoulement du fluide, le transfert de chaleur, et les réactions chimiques dans des géométries complexes. Ce programme est écrit dans le langage C de programmation et permet d'utiliser pleinement la flexibilité et la puissance offerte par cette langue. ANSYS FLUENT utilise une architecture client / serveur, ce qui lui permet d'exécuter des processus simultanés distinctes sur plusieurs postes de travail client et serveurs de calcul puissants. Cette architecture est essentielle pour une exécution efficace, un contrôle interactif, et une flexibilité totale entre les différents types de machines ou de systèmes d'exploitation [25].

### III.5. Menu principal du logiciel :

L'interface graphique de Workbench ANSYS est montrée sur la (Figure III.1). Dans cette étude, nous utilisons mécanique des fluides (fluents) qui se trouve en la barre d'outils.

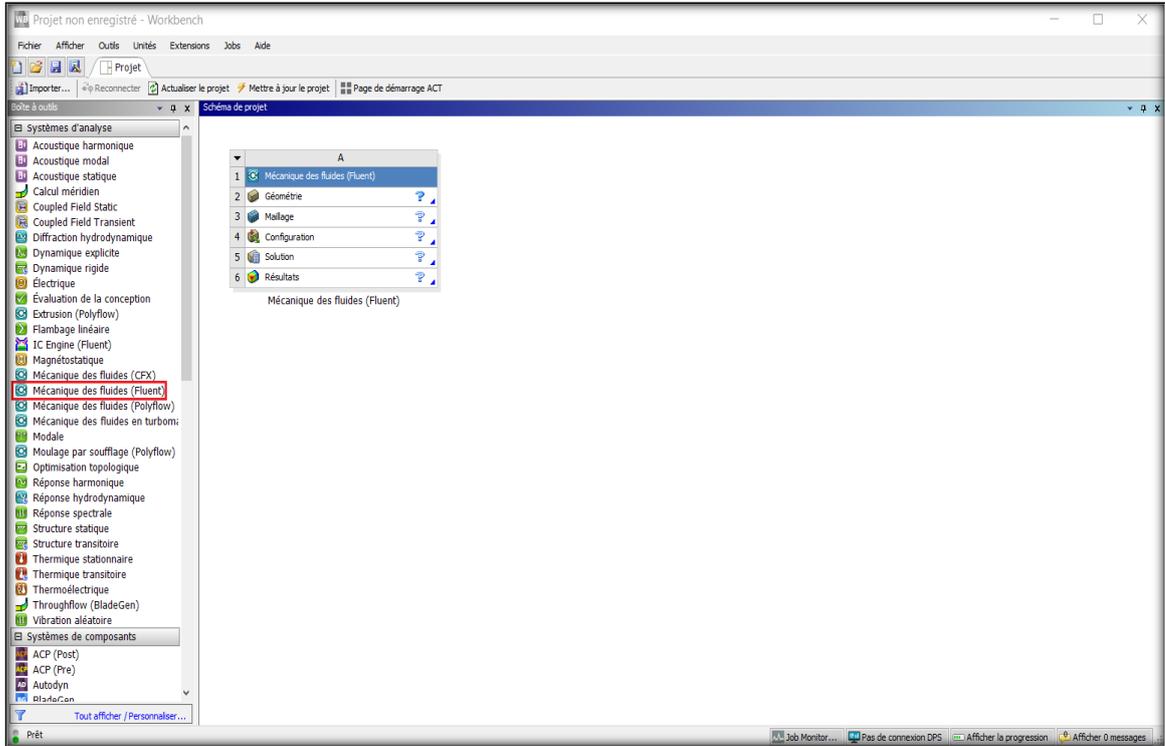


Figure III.1: La fenêtre principale du logiciel ANSYS Workbench.

➤ **Les différentes étapes :**

- **Géométrie** : Utilisé pour importer ou de créer ou de modifier ou de mettre à jour un modèle qui peut être utilisé pour l'analyse.
- **Maillage** : Cette cellule est liée à la définition de la géométrie, systèmes de coordonnées et réseau de communication dans le module de simulation mécanique.
- **Configuration** : Permet de définir les charges et conditions aux limites et une autre configuration pour l'analyse.
- **Solution** : La solution cellulaire permet d'accéder aux données.
- **Résultats** : Cette cellule combine les résultats de l'analyse.

 <b>Géométrie</b>	<i>Création de la géométrie</i>	<i>ANSYS Design Modeler</i>
--	---------------------------------	-----------------------------

 Maillage	<i>Maillage</i>	<i>ANSYS Meshing</i>
 Configuration	<i>Mise en données et simulation</i>	<i>ANSYS fluent</i>
 Solution	<i>Résultats CFD</i>	
 Résultats	<i>Post-processus</i>	<i>CFD-Post</i>

**Tableau III.1 :** Les étapes de Modélisation et les sous-programmes qui en sont responsables.

### III.6. Les processus de la simulation

#### III.6.1. Création de la géométrie

Pour créer une géométrie avec ANSYS Workbench double clique sur géométrie pour ouvrir le module de création géométrique « Design Modeler ». Il faut préciser que l'on va travailler en 2D ou 3D.

La géométrie étudiée est composée respectivement de :

1. Le diffuseur

Diamètre :  $d_1 = 55 \text{ cm}$  ,  $d_2 = 45 \text{ cm}$  et  $L = 50 \text{ cm}$

2. La chambre de combustion

$L = 120 \text{ cm}$ .

3. La tuyère

Diamètre :  $d_1 = 45 \text{ cm}$  ,  $d_2 = 55 \text{ cm}$  et  $L = 50 \text{ cm}$

▪ **Hypothèses simplificatrices**

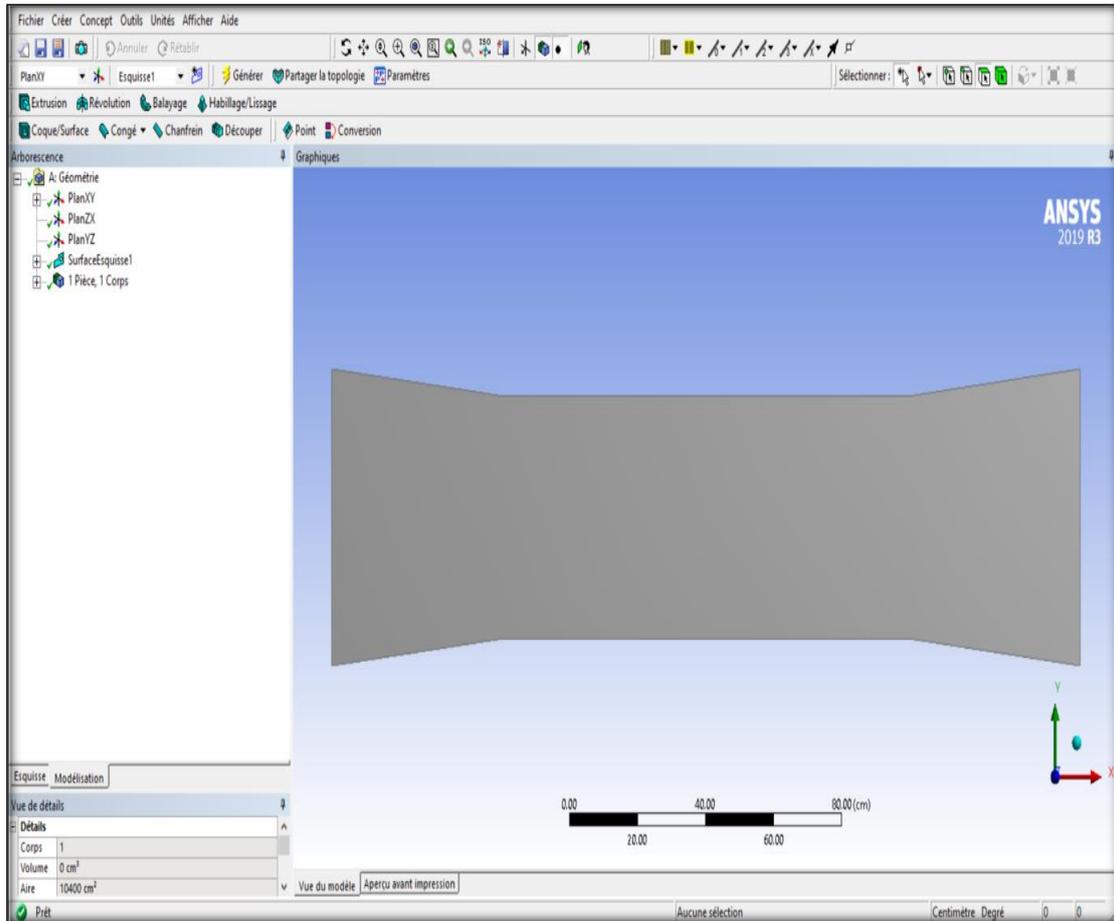
- L'écoulement d'air se fait sans transfert de la chaleur.
- Il est supposé bidimensionnel.
- Fluide Newtonien.
- L'écoulement est compressible et en régime instationnaire.
- La dissipation visqueuse et les forces de gravité sont négligeables.

▪ **Les conditions aux limites du problème sont :**

- Les conditions atmosphériques sont :  $T_0 = 300 \text{ K}$  et  $P_0 = 101325 \text{ Pa}$
- Pouvoir calorifique  $45000 \text{ KJ/Kg}$ .

- Débit d'air entrant est 13Kg/s.
- Débit de carburant 1 Kg/s.
- $T_2 = 4044k$  .
- $r = 288J/kg.K$  .
- $V_0 = 1738.96 m/s$

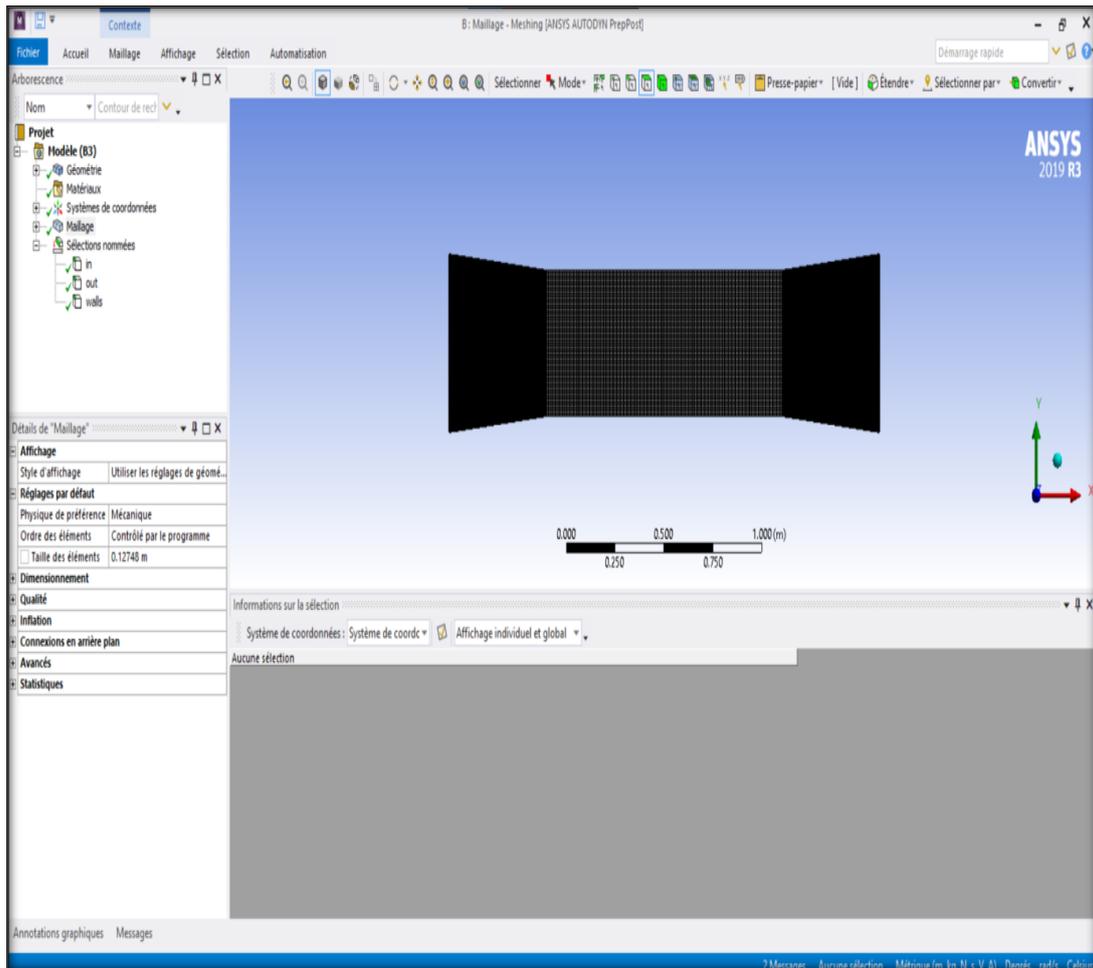
Le domaine d'étude est présenté dans la figure ci-dessous.



**Figure III.2 :** L'interface d'ANSYS Design Modeler et la géométrie.

### III.6.2. Maillage

Le maillage sous Workbench a été réalisé avec double cliqué sur maillage dans le bois Workbench une fois. « Meshing » est lancé, on va spécifier la méthode de maillage.



**Figure III.3 :** Spécification de la méthode de Maillage cas.

Comme l'étape précédente est validée, cela ouvre directement le logiciel de maillage.

### III.6.3. Nomination des arêtes

L'étape suivante consiste à nommer les différentes parties de la géométrie afin de :

- Définir les conditions aux limites les problèmes (entrées, sorties ..... etc.).
- Définir les conditions sur le maillage au niveau des différentes sélections.

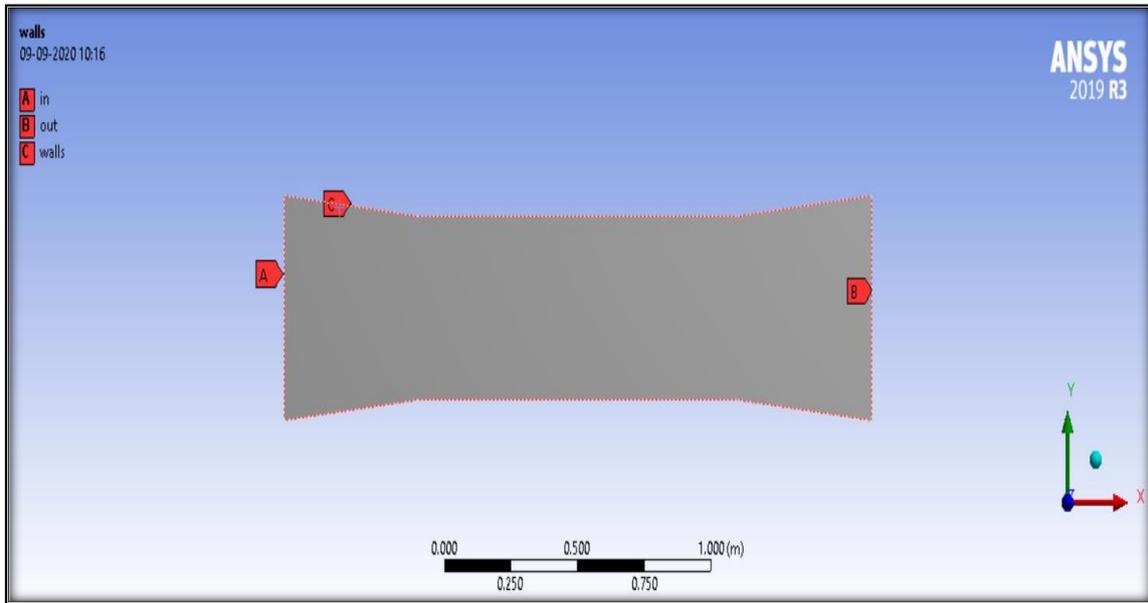


Figure III.4 : Nomination des différentes parties.

### III.6.4. Configuration

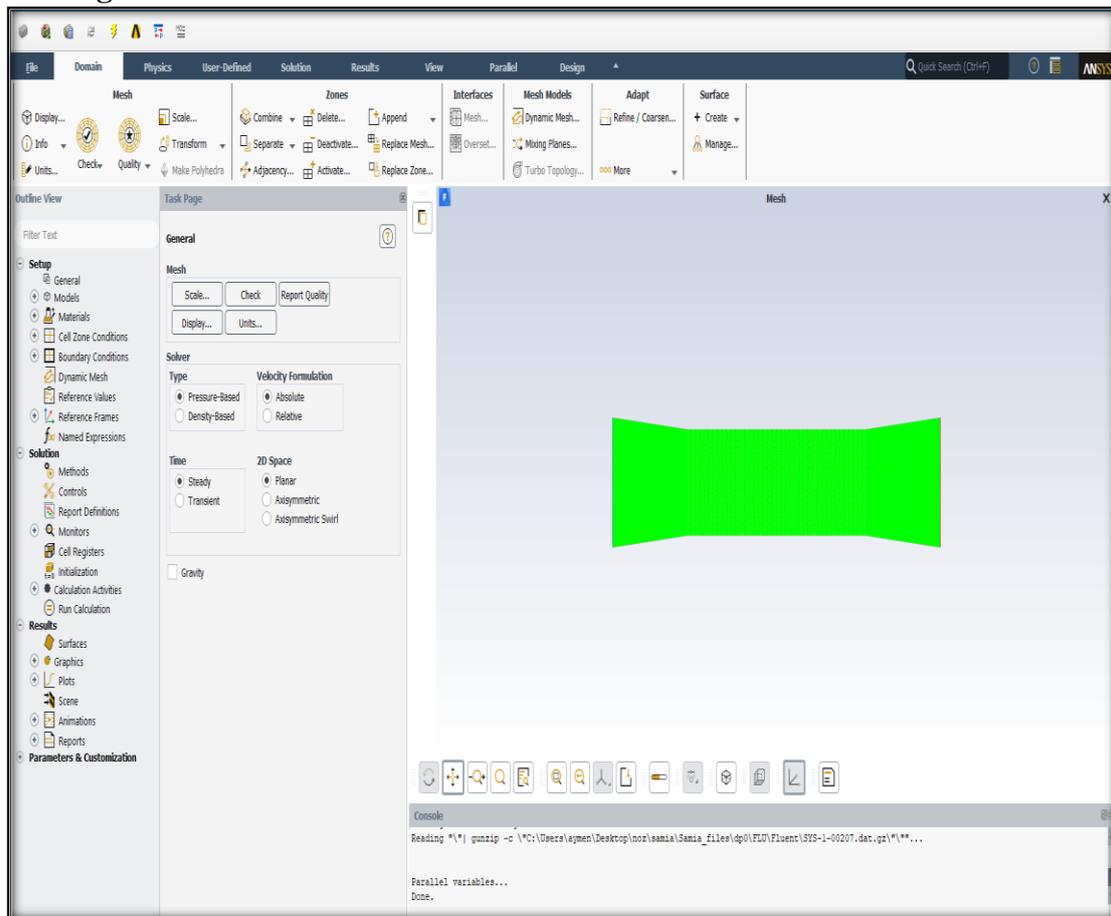


Figure III.5: L'interface d'ANSYS Fluent.

### III.6.5. Activer l'équation énergétique

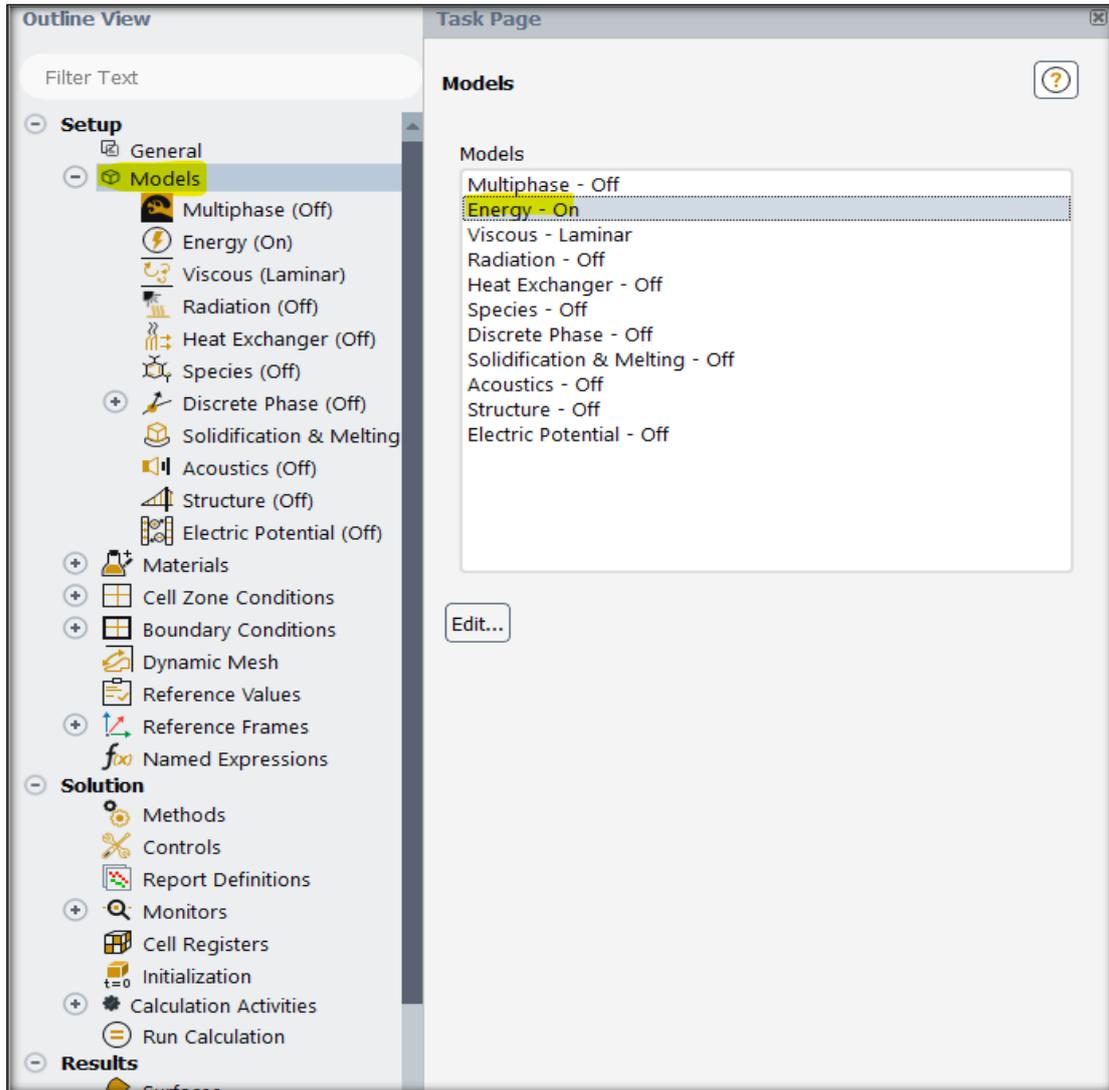


Figure III.6: Activer l'équation énergétique.

III.6.6. Condition aux limites

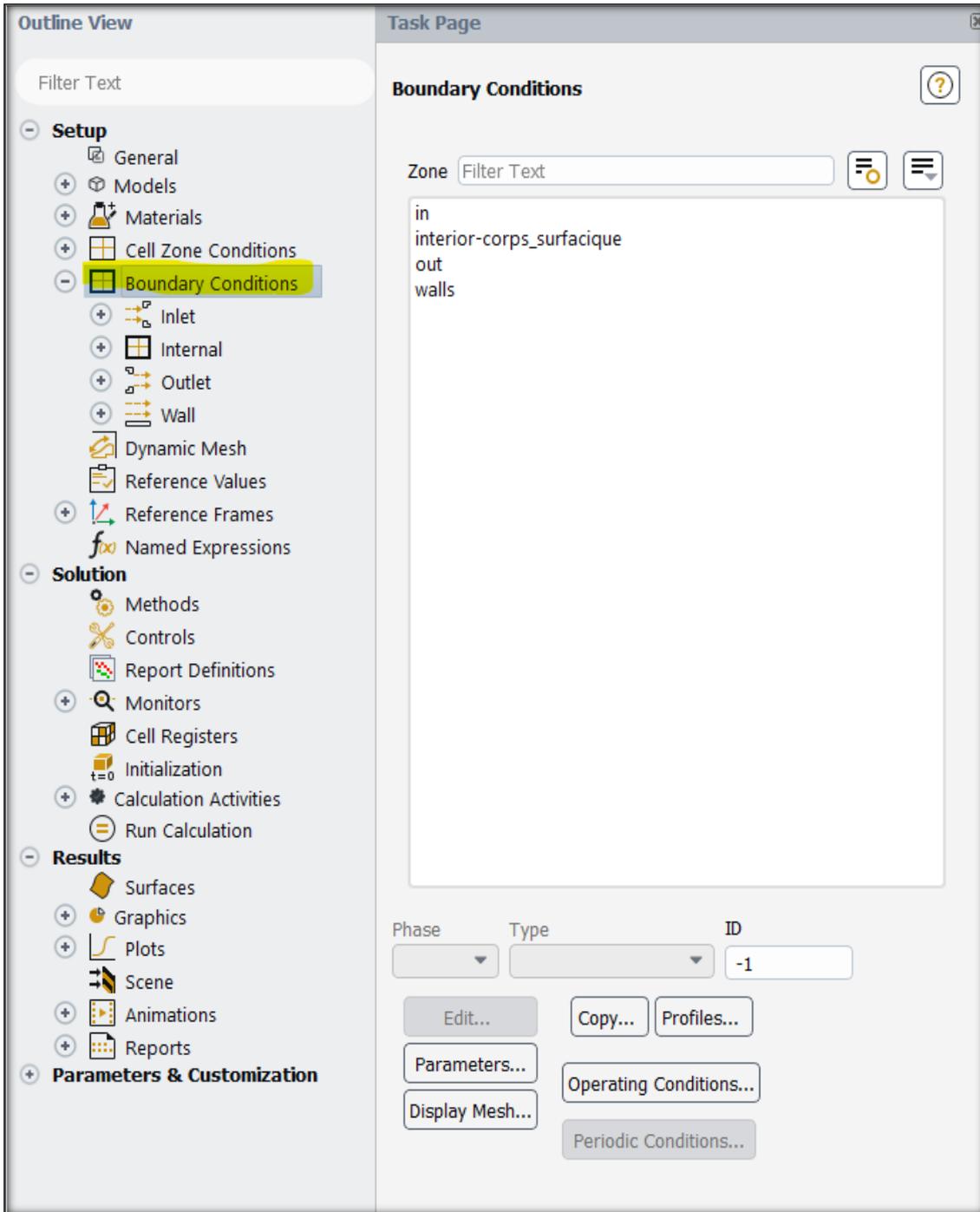


Figure III.7 : Choix les Condition aux limites.

### III.7. Analyse et discussion des résultats

Grâce à la simulation numérique par le logiciel nous avons les résultats obtenus suivants :

#### III.7.1. Une entrée de carburant

##### III.7.1.1. Température

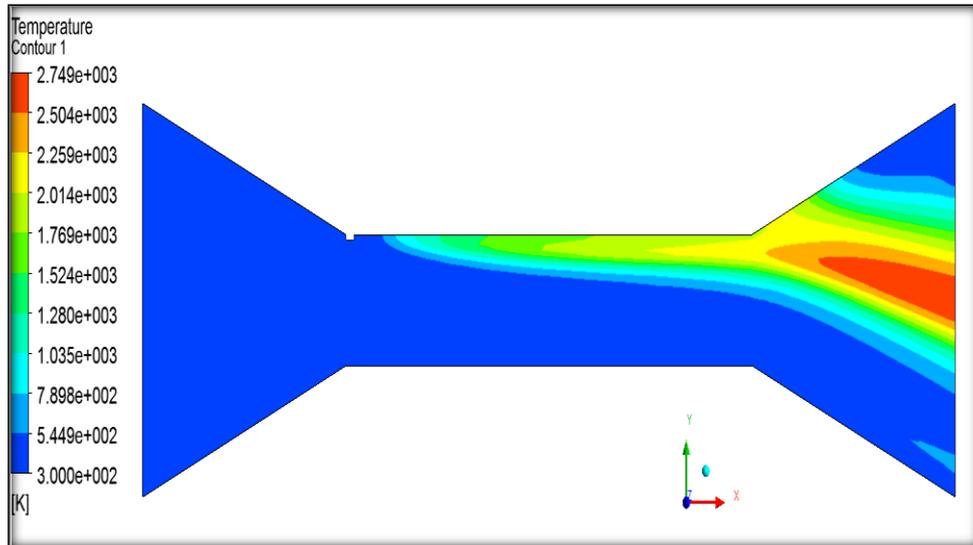


Figure III.8 : la variation de température dans super statoréacteur.

La figure (Figure III.8) montre l'évolution de la température en fonction de l'abscisse x et y dans le super statoréacteur.

On remarque que la température prend des faibles valeurs à l'entrée du diffuseur, puis elle augmente dans la chambre de combustion.

On a constaté que la température a une valeur maximale dans la tuyère.

##### III.7.1.2. La vitesse

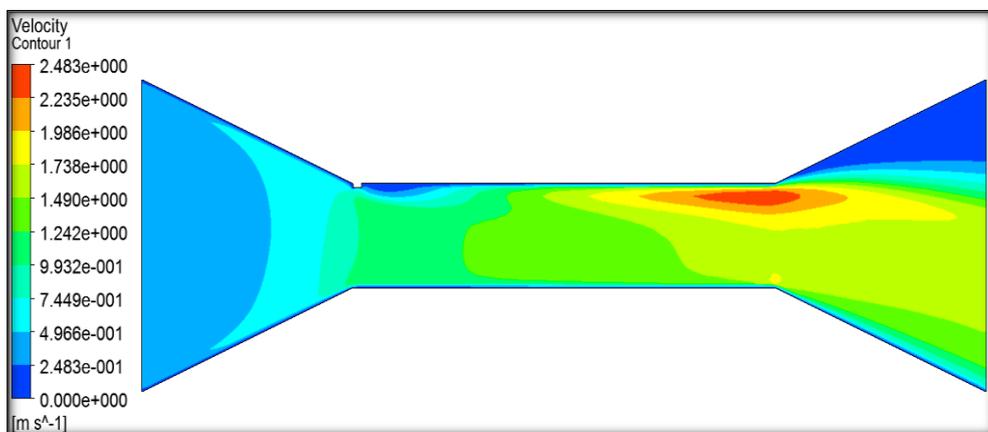


Figure III.9 : la variation de vitesse dans le super statoréacteur.

D'après figure ci-dessus, la vitesse prend des valeurs faibles à l'entrée du diffuseur, puis elle augmente significativement dans la chambre de combustion jusqu'à atteindre une valeur maximale à la sortie, ensuite diminue le long la tuyère.

### III.7.1.3. La pression

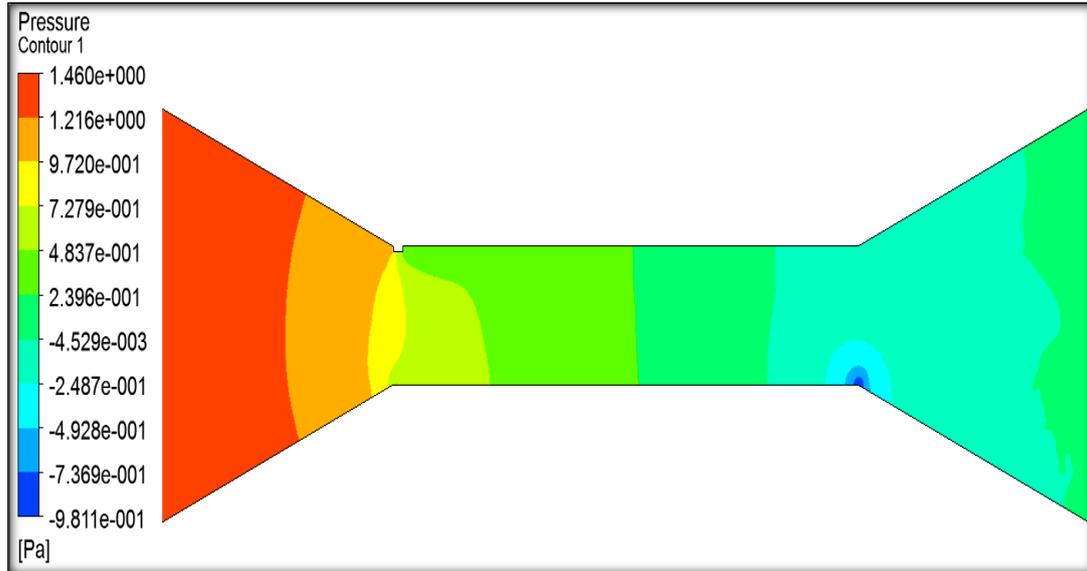
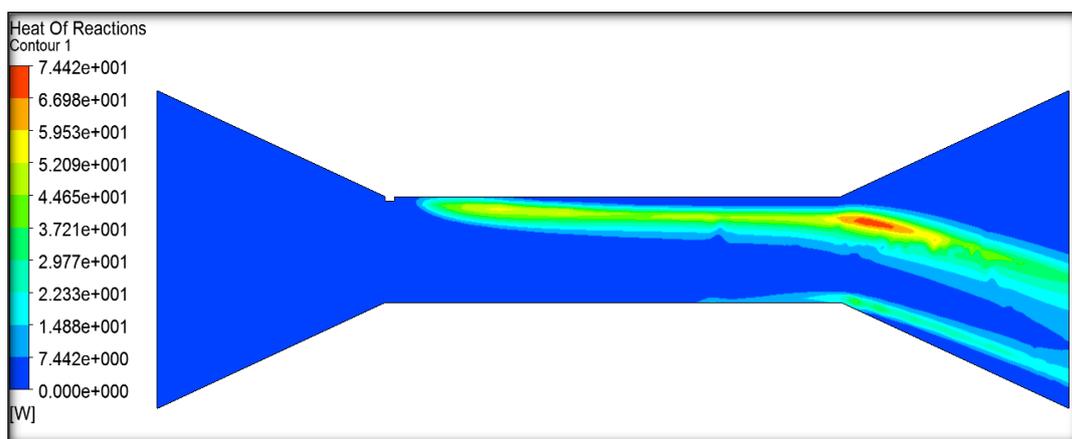


Figure III.10: la variation de pression dans le super statoréacteur.

On remarque que la pression prend des fortes valeurs à l'entrée du diffuseur, puis elle diminue dans la chambre de combustion. On a constaté que la pression augmente à la sortie du tuyère.

### III.7.1.4. Puissance



Figure

III.11: la variation de puissance dans le super statoréacteur.

D'après cette figure, On remarque que la puissance prend des faibles valeurs à l'entrée du diffuseur, puis elle augmente dans la chambre de combustion.

On a constaté que la puissance a une valeur maximale dans la tuyère.

### III.7.2. Double entrée de carburant

#### III.7.2.1. La température

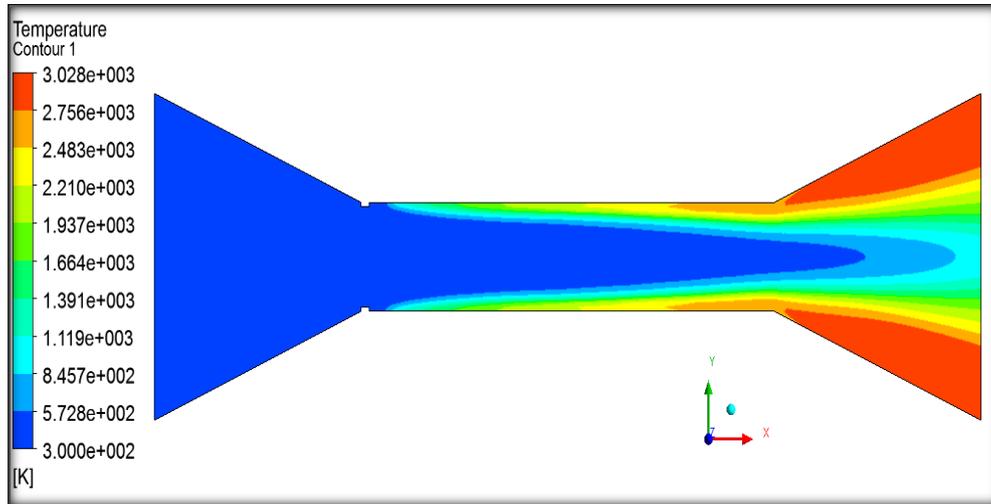


Figure III.12 : champ de température.

D'après la figure, la température est égale la condition imposé dans le diffuseur qui est égale à 300K et elle reste constant jusqu'à la sortie, puis elle augmente progressivement au niveau de la chambre de combustion jusqu'à la sortie de la tuyère.

#### III.7.2.2. La vitesse

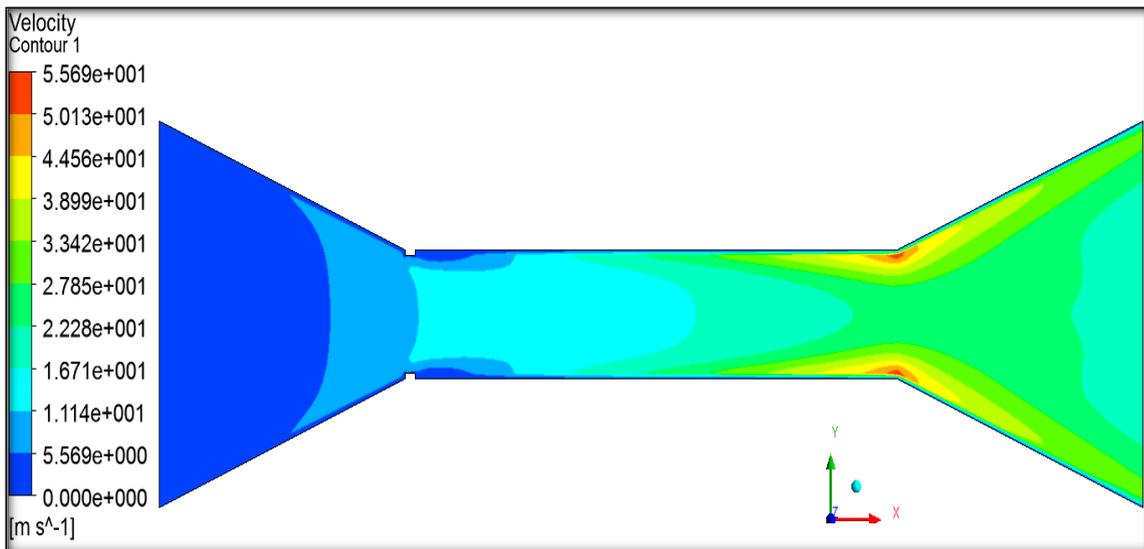


Figure III.13 : champ de vitesse.

La figure nous laisse voir la variation de la vitesse le long de super statoréacteur, la figure plus précisément démontre que la vitesse est faible à l'entrée du diffuseur. On remarque au niveau de la chambre de combustion une augmentation progressivement jusqu'à la tuyère et diminuer presque à la sortie.

### III.7.2.3. La pression

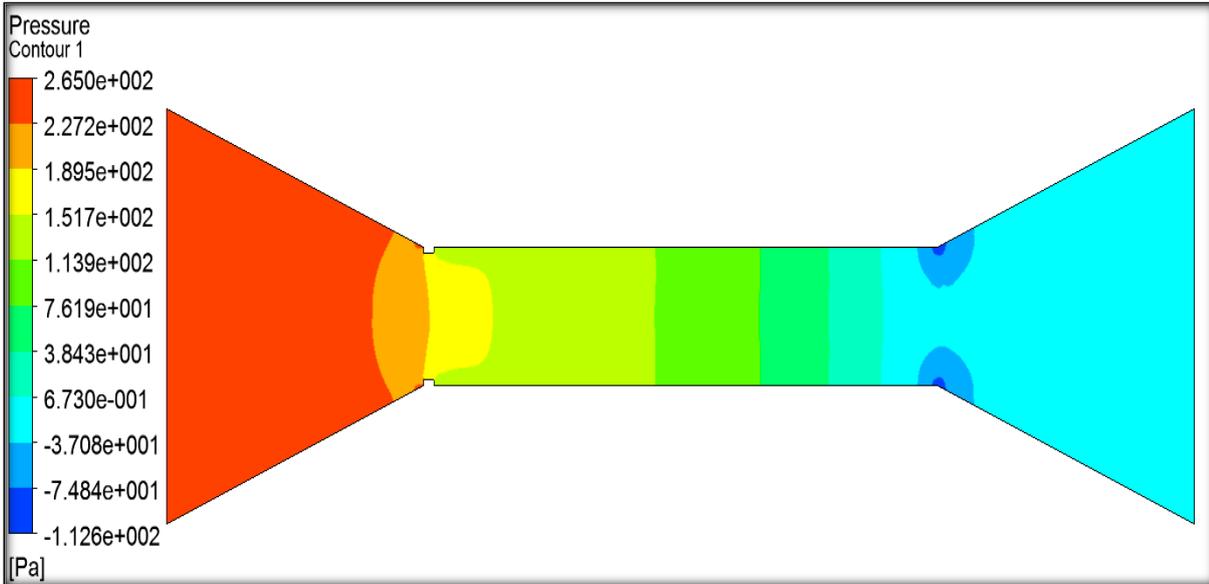


Figure III.14 : champ de vitesse.

D'après cette figure, on remarque la pression reste constant dans le premier partie du super statoréacteur, puis elle diminue progressivement dans la chambre de combustion. la pression reste constant dans la tuyère pour la deuxième fois.

### III.7.2.4. La puissance

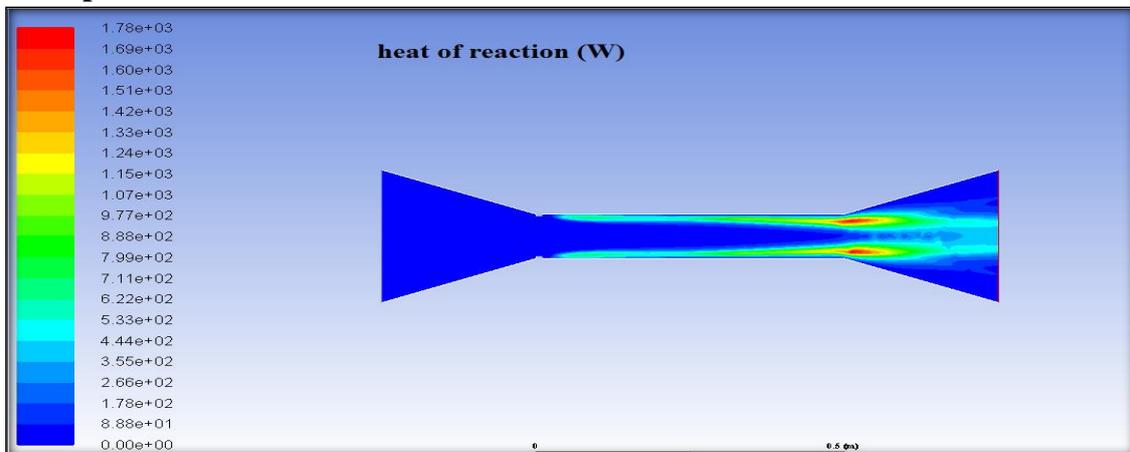


Figure III.15 : champ de puissance.

On remarque la puissance reste constant dans le diffuseur puis elle augmente dans la chambre de combustion jusqu'à l'entrée de la tuyère. la puissance diminue à la sortie de tuyère.

## III.8. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons étudié, par simulation numérique, deux types de prises d'air bidimensionnelles à compression supersonique externe. Les calculs présentés sont réalisés avec un maillage 2D.

Les résultats obtenus montrent que l'énergie cinétique se transforme en pression et élévation de température à l'entrée du diffuseur. A l'entrée de la chambre de combustion et sur toute la longueur de la partie d'écoulement il existe une pression maximale.



# Conclusion générale

## **Conclusion générale**

Dans le cadre de notre travail, nous avons réalisé une simulation numérique à grand échelle d'un super statoréacteur. Pour aboutir cela, on a suivi les étapes suivantes :

Généralité sur les moteurs à réaction qui nous permet cerner le sujet étudié de tout coté, comme le fonctionnement et les différents types du statoréacteur.

Les différentes démarches théoriques permettant de calculer ses paramètres (vitesse, température, pression).

Une modélisation du problème en 2D a été menée en utilisant le code ANSYS FLUENT, qui se base sur la méthode des volumes finis.

Grâce à ce travail, nous avons obtenu deux résultats d'étude analytique dans le deuxième chapitre et l'autre de la simulation numérique dans le dernier chapitre. Ces résultats sont différent en raison de:

- On néglige les vitesses dans l'entrée de la chambre de combustion et de la tuyère dans le second chapitre.
- Les résultats de simulation numérique sont plus précis.

### *Les références bibliographiques*

- [1] **LAGGOUN.C**, Etude numérique d'un mélange supersonique, mémoire de master, Université Hadj Lakhdar de Batna. (04/ 07/2012).
- [2] <https://fr.wikipedia.org/wiki/Superstatoréacteur#Fonctionnement>, consulter le 10/9/2020.
- [3] **BOURAI. D, MEKHLOUFI.A**, Etude comparative d'un turbopropulseur et d'un turbo réacteur, mémoire de master, Université Abderrahmane Mira de Béjaïa. (2012).
- [4] **LALOUANI .T**, Calcul diagnostique et contrôle des moteurs à combustion interne, mémoire de master, Université 8 Mai 45 de Guelma. (2015).
- [5] **TALIMI.J-P**, le X-43 atteint Mach 10, Centre *des* Études, chronique aérospatial. 16 novembre (2004).
- [6] **BELAZIZIA.A**, Introduction à la mécanique de propulsion, Université Kasdi Merbah Ouargla. (2015).
- [7] **ADNANIA et AOUDJANE. K**, Dimensionnement et réalisation d'une fusée, mémoire de master, université Abderrahmane Mira Bejaïa. (2019).
- [8] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée\\_à\\_ergols\\_liquides](https://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée_à_ergols_liquides), consulter le 5/01/2020.
- [9] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion\\_à\\_propergol\\_solide](https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_à_propergol_solide), consulter le 5/01/2020.
- [10] **HELIS. M-E**, Etude thermodynamique d'un turbo réacteur à simple flux, Université Mohamed Khider de Biskra. (mercredi 10 juillet 2019).
- [11] **ZAAG.M**, Identification des paramètres du moteur de l'avion cessna citation x pour la phase de croisière a partir des tests en vol et a base des réseaux de neurones, université de Québec. (Le 17 Mars 2017).
- [12] **SALHI.K**, modélisation des écoulements turbulents dans les milieux poreux. Application dans les turbo réacteurs, mémoire de master, université larbi ben M'hidid'Oum bouaghi. (2018).
- [13] <https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.ph>, le 9/03/2020.

## *Reference bibliographies*

---

- [14] **BAKRETI.K** et **GUETARNI.H**, analyse des performances énergétiques d'un turboréacteur double-flux double-corps, mémoire de master, université Abdel Hamid Ben Badis de Mostaganem. (2019).
- [15] **ROUX .A**, Simulation aux Grandes Echelles d'un statoréacteur, thèse de doctorat, université de Toulouse. (Le 2 Juillet 2009).
- [16] **RANCOURT.D**, analyse structurelle et validation expérimentale d'un rim-rotor rotary ramjetengine, Mémoire de maîtrise, université de Sherbrooke. (2012).
- [17] **KADJOUDJ.R** et **KADJA.M**, étude de deux types d'entrée d'air supersoniques à compression externe des statoréacteurs, université des Frères Mentouri de Constantine. (2016).
- [18] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur\\_à\\_réaction#/media/Fichier:Specific-impulse-kk-20090105-fr.png](https://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur_à_réaction#/media/Fichier:Specific-impulse-kk-20090105-fr.png).(10/9/2020).
- [19] **NEVZAT SARIŞIN.M**, designe of a connected pipe test facility for ramjet applications, mémoire de master, Middle East technical university.
- [20] **HUILIER.D**, Aérodynamique et propulsion, Licence LPAI. (2007-2008).
- [21] **ABBEDOU.B**, contributions à l'étude numérique et expérimentale d'une chambre de combustion d'un turbo jet GT100, mémoire de master, université de Saad Dahleb Blida. (2016).
- [22] **ARQUES.P**, Théorie générale des machines, livre sur Google, 25rue Gi nous, 75015 Paris(France).(22/5/2020).
- [23] **BEN AMEUR, O. K. B**, étude de l'impact de rafraichissement des fontaines d'eau dans les maisons a patio cas des zones sahariennes, Doctoral dissertation, Université Mohamed Khider-Biskra). (2016).
- [24] **VERSTEEG.H** et **WEERATUNGE.M**, An introduction to computational fluid dynamics : the finite volume method. Pearson éducation. (2007).
- [25] <https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent>, consulter le 08/09/2020.