



REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA  
RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITÉ BELHADJ BOUCHAIB

AIN TEMOUCHENT



---

Faculté des Sciences et de la Technologie

Département de Génie Mécanique

## Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme de Master en génie  
mécanique

Option : énergétique (académique)

# Thème

---

RANS En Jet Masse Volumique Variable dans une tuyère

---

Etudié Par :

☒ Benhadda Alaa Eddine

☒ Benayad Hichem

**Devant le jury composé de :**

Professeur Bouafia

Professeur Tayab nehari

Professeur A.Bounif

UAT.B.B (Ain Temouchent)

UAT.B.B (Ain Temouchent )

UAT.B.B (Ain Temouchent )

examinatrice

Président

Encadrant

# Promotion : 2022/2023

---

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ  
الْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي  
بَدَأَ خَلْقَ الْإِنسَانِ  
مِنْ طِينٍ مِمَّا يَخْتَارُ  
ثُمَّ عَلَّمَهُ الْقُرْآنَ  
وَجَعَلَ مِنْهُ أَتَقْوَى  
وَجَعَلَ مِنْهُ أَتَقْوَى  
وَجَعَلَ مِنْهُ أَتَقْوَى

## Dédicaces

Je dédis ce modeste mémoire :

A ma chère mère, qui m'a encouragé d'aller en avant et  
qui m'a donnée tout son amour pour reprendre mes  
études ;

A mon père qui m'a donné son soutien permanent  
durant toutes mes années d'études ;

A ceux qui sont la source de mon inspiration et mon  
courage, a qui je doit de l'amour et de la reconnaissance  
:A mes chers frères

A mon binôme et tous mes amis spécialement à Habib  
Si Ali .

## **Remerciements**

**La période de la thèse est empreinte de nombreuses leçons, découvertes, doutes, espoirs, difficultés et rencontres. Tout cela contribue à la valeur d'une thèse.**

**Je souhaite exprimer ma gratitude sincère et profonde envers toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'avancement de mes travaux de recherche.**

**Je suis extrêmement reconnaissant envers mon Encadreur, le Professeur A. BOUNIF, d'avoir accepté de superviser mes travaux et de m'avoir guidé tout au long de la rédaction de ce mémoire. Je le remercie pour ses conseils, ses critiques constructives et son attitude exemplaire. J'adresse également mes remerciements à l'ensemble du personnel du département de génie mécanique de l'Université BELHADJ BOUCHAIB Ain Témouchent.**

**Ensuite, je tiens à exprimer ma gratitude envers tous les membres du jury pour le temps et l'énergie qu'ils ont consacrés à la lecture et à la correction de mon manuscrit.**

**Enfin, je tiens à remercier chaleureusement tous les membres de ma famille, mes amis, en particulier l'enseignante "Farida Bouafia" et "Tayab Nehari", ainsi que mes parents. Leur soutien restera à jamais gravé dans ma mémoire et je leur serai reconnaissant toute ma vie.**

## Résumé

Notre étude vise à améliorer la conception des profils de tuyères à la fois supersoniques et subsoniques. Pour atteindre cet objectif, nous avons utilisé plusieurs méthodes pour étudier l'écoulement.

La première méthode consiste à analyser l'écoulement compressible et dynamique des gaz, qui prend en compte l'écoulement à densité variable contrôlé par les variations de température, l'utilisation de l'écoulement compressible et le nombre de Mach.

La deuxième méthode repose sur l'analyse de l'écoulement compressible unidimensionnel (cas d'un gaz parfait) à l'aide des équations de Navier-Stokes.

La troisième méthode, basée sur le nombre de Reynolds et la décomposition de Reynolds (RANS), permet d'étudier l'écoulement turbulent.

La quatrième méthode, la méthode des volumes finis, prend en compte les limites comme un élément crucial lors de l'utilisation de techniques numériques afin d'obtenir des résultats précis.

Nous avons développé un programme ANSYS pour ces quatre méthodes. L'application utilise la méthode des éléments finis (FEA) et nous permet d'étudier la géométrie (Design Modeler) afin de comprendre au mieux les aspects physiques et de définir la zone à mailler en utilisant des points caractéristiques. Nous appliquons ensuite le maillage avec les conditions limites et utilisons le solveur Fluent.

Enfin, nous avons validé nos résultats en les comparant aux méthodes précédemment utilisées afin de confirmer la fiabilité de notre simulation.

**Abstract :**

The aim of our study is to develop the design of supersonic and subsonic nozzle profiles.

To achieve this at the first we studied the flow by several methods.

The first method consists of compressible flow and gas dynamiques which consists of variable density flow which is controlled by température variation, the use of compressible flow and the Mach number

The second method consists of the one-dimensional compressible flow (case of an ideal gas), which consists of the NAVIER-STOKS equations

The third Reynolds method is to study the Reynolds number and the Reynolds decomposition (RANS)

Fourth method, the finite volume method which consists of taking into account limitations as a very important aspect when using numerical techniques in order to obtain good results.

The ANSYS program developed for the four methods, the application that finite element calculation (FEA), the use of this program allowed us to study the geometry (Design Modeler) to understand the physical aspect the definition of the area to be meshed with the use of characteristic points and applied the mesh with boundary conditions and the fluent solver

Finally, our results are validated and compared to the methods used before to confirm the reliability of our simulation.

## ملخص :

الهدف من دراستنا هو تطوير تصميم ملامح فوهة أسرع من الصوت ودون سرعة الصوت. لتحقيق ذلك في البداية درسنا التدفق بعدة طرق.

تتكون الطريقة الأولى من التدفق القابل للانضغاط وديناميكيات الغاز التي تتكون من تدفق متغير الكثافة يتم التحكم فيه عن طريق تغيير درجة الحرارة واستخدام التدفق القابل للانضغاط وعدد ماخ

تتكون الطريقة الثانية من التدفق القابل للانضغاط أحادي البعد (حالة الغاز المثالي) ، والذي يتكون من

### معادلات NAVIER-STOKS

طريقة رينولدز الثالثة هي دراسة رقم رينولدز وتحلل رينولدز (RANS)

الطريقة الرابعة ، طريقة الحجم المحدود والتي تتكون من مراعاة القيود كجانب مهم للغاية عند استخدام التقنيات العددية من أجل الحصول على نتائج جيدة.

تم تطوير برنامج ANSYS للطرق الأربع ، تطبيق حساب العناصر المحدودة (FEA) ، سمح لنا استخدام هذا البرنامج بدراسة الهندسة (Design Modeler) لفهم الجانب المادي تعريف المنطقة المراد تشابكها مع استخدام النقاط المميزة وتطبيق الشبكة مع شروط الحدود والحل بطلاقة

أخيرا ، يتم التحقق من صحة نتائجنا ومقارنتها بالطرق المستخدمة من قبل لتأكيد موثوقية المحاكاة الخاصة بنا.

# Sommaire

Dédicaces

Remerciements

Résumé

introduction generale

Chapitre 01 : generalité sur le Tuyère..... **Error! Bookmark not defined.**

1- Introduction.....2

2- Historique :..... 3

3- Definition et principes :..... 4

4- Fonctionnement théorique d'une tuyère supersonique :..... 5

4.1- La Tuyère supersonique :.....6

4.2- la Tuyère supersonique de longueur minimale :..... 7

5- Types du Tuyères :..... 8

5.1-Tuyères conventionnelles.....8

5.1.1-Tuyères Coniques :..... 8

5.1.2- Tuyère à contour profile :..... 8

5.1.3- tuyère à noyau central :..... 9

5.2-Tuyères innovantes..... 9

5.2.1-Tuyère à section variable.....9

5.2.2-Tuyère à chevrons..... 10

5.2.3-Tuyère orientable..... 11

5.2.4-Tuyère à divergent deployable..... 12

5.2.5-Tuyère double-galb..... 12

6- Les souffleries :.....13

6.1-definition de la soufflerie :..... 13

6.2-Types de soufflerie :..... 14

6.3-Soufflerie supersonique :..... 14

7- Application :..... 15

chapitre 02 : Ecoulement dans une Tuyère

1- Introduction :.....	17
2- Équations fondamentales des fluides compressibles instantanées :.....	17
Équation de conservation de la masse :.....	17
Équation de conservation de quantité de mouvement :.....	17
Équation de conservation de l'énergie :.....	17
3- Équations de RANS (Navier-Stokes moyennées) :.....	18
4- Grandeurs thermodynamique:.....	21
5- Fonctionnement réel de la tuyère supersonique :.....	21
Le régime d'adaptation :.....	22
Le régime de sous-détente :.....	22
Le régime de sur-détente :.....	23
Sur-détente avec décollement naissant:.....	23
Sur-détente avec décollement étendu.....	24
6- L écoulements Compressibles :.....	24
7- Ecoulement monodimensionnel:.....	25
8- Les Equations Fondamentales du fluids :.....	26
9- la dynamique des gaz.....	26
10- Conclusion :.....	28

chapitre 03 :résultats

.....  
.....30

1-comparaison entre 3 differentes pression

densite

pression dynamique

nombre de mach

pression statique

temperature statique

temperature totale

2- Une tuyère convergente-divergente

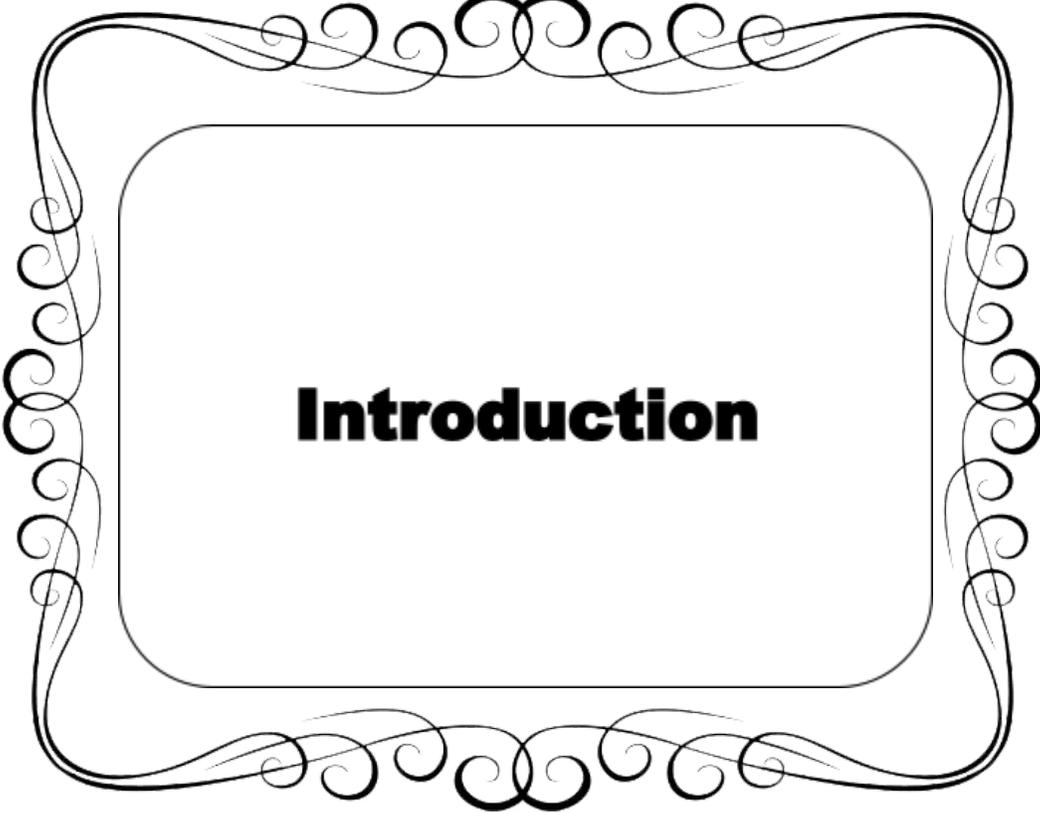
Conclusion Générale..... 46



## Listes des figures

Figure	Titre	Page
01	représente une Tuyère supersonique (Tuyère de laval)	4
02	Conduit convergent-divergent	5
03	types de Tuyère	6
04	Longueur minimale de la Tuyère supersonique	7
05	Tuyère conique	8
06	Tuyère à contour profile	9
07	tuyère à noyau central	9
08	Tuyère à section variable	10
09	Tuyère à chevrons	11
10	Tuyère orientable	11
11	Tuyère à divergent deployable	12
12	Tuyère double-galb	12
13	Maquette automobile dans une veine d'essai de soufflerie	13
14	Schéma d'une soufflerie supersonique à deux cols	14
15	La soufflerie supersonique de la soufflerie S8ch du Centre Onera de Meudon	15
16	Organisation de l'écoulement à l'adaptation.	22
17	rganisation de l'écoulement en régime de sous-détente	22
18	Profil de pression pariétale le long de la tuyère	23
19	Tuyère en sur-détente avec décollementnaissant de la couche limite	23
20	Tuyère en sur-détente avec décollement étendu de la couche limite	24
21	comparaison du density (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	30
22	comparaison du Pression dynamique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	31
23	comparaison du nombre du much (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	32
24	comparaison du pression statique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	33
25	comparaison du Température statique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	34
26	comparaison du Température totale (TIC5 , TIC 15,TIC 30)	34
27	contours de densité	35
28	contours de nombre du much	36
29	Contours de pression dynamique	36
30	contours de pression statique	37
31	contours de température statique	38
32	Contours de température totale	38
33	contours de densité	38

34	graphe de contours du température	39
35	contours de pression	40
36	graphe du contours de pression	40
37	contour du dynamique de pression	41
38	graphe du contours de dynamique de pression	41
39	contours du statique pression	42
40	graphe de contours du statique pression	42
41	contours du statique température	43
20	graphe du statique température	43



**Introduction**

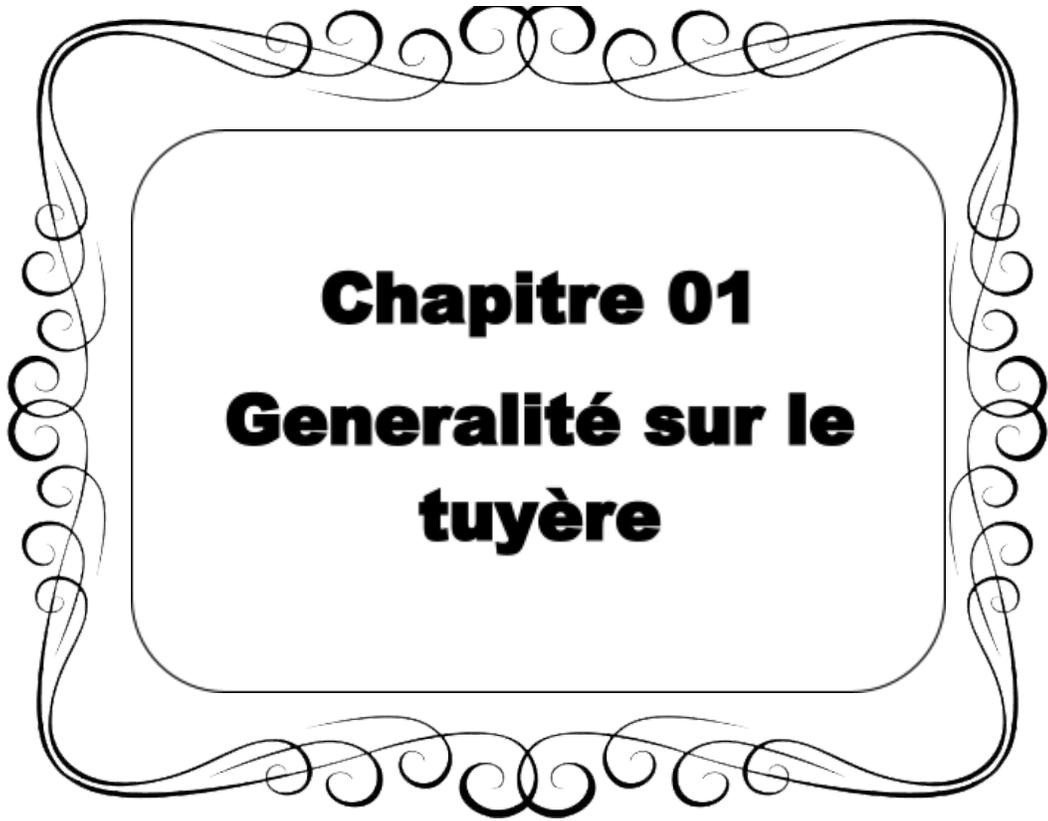
## **Introduction generale :**

Le chapitre 1 porte sur les concepts généraux liés aux tuyères. Une tuyère, également appelée tuyère propulsive dans le domaine de l'aéronautique, est un passage dont la section transversale varie, situé à l'arrière d'un moteur. Elle permet de convertir l'énergie thermique des gaz de combustion chauds en énergie cinétique. Selon le contexte d'utilisation, une tuyère peut être convergente, divergente ou avoir une section convergente suivie d'une section divergente. Les tuyères se trouvent notamment à l'arrière des moteurs à réaction des avions, ainsi que sur les moteurs-fusées des missiles et des lanceurs spatiaux.

Au chapitre 2, nous avons appris que le flux à travers ces différents régimes permet de diviser la tuyère en trois sections : le convergent, où le flux est subsonique, le col, où le flux atteint la vitesse du son, et le divergent, où le flux atteint des vitesses supersoniques.

La division est justifiée car elle permet de déterminer à la fois la poussée totale développée et de mettre en œuvre différentes méthodes d'analyse pour évaluer le champ d'écoulement dans chaque région.

Dans le troisième chapitre, nous avons présenté une vue d'ensemble d'ANSYS Fluent, un logiciel que nous avons utilisé dans notre modélisation numérique. Ce logiciel est composé de trois modules distincts : Design Modeler, qui permet de créer la représentation géométrique, le deuxième module dédié au maillage, et enfin le solveur Fluent, utilisé pour effectuer les simulations.



**Chapitre 01**  
**Generalité sur le**  
**tuyère**

## 1- Introduction

les tuyères propulsives jouent un rôle essentiel dans le domaine de l'aéronautique en fournissant la poussée nécessaire pour propulser les véhicules spatiaux. Leur conception, leur optimisation et leur utilisation efficaces sont cruciales pour garantir des performances de propulsion optimales et pour réaliser des missions spatiales réussies.

Les tuyères sont des conduites à section variable situées à l'arrière d'un moteur, où des gaz de combustion chauds sont produits, permettant ainsi de convertir l'énergie thermique en énergie cinétique. Le fonctionnement de la tuyère repose sur les caractéristiques des gaz lorsqu'ils circulent à des vitesses subsoniques et supersoniques. Lorsqu'un gaz se déplace à une vitesse subsonique à travers un tuyau dont le diamètre se rétrécit, sa vitesse augmente. Au fil des années, grâce aux travaux de plusieurs chercheurs dans le domaine, la résolution numérique, analytique et expérimentale des problèmes aérodynamiques, notamment les écoulements de fluides dans les tuyères convergentes-divergentes, est devenue possible.

Après la deuxième Guerre mondiale, l'étude des tuyères est devenue un domaine d'intérêt majeur, caractérisé par la compétition et la rivalité entre plusieurs pays tels que les États-Unis, l'Union européenne, la Russie, le Japon et la Chine. De nombreuses agences spatiales (ESA, CNES, CNSA), organismes de recherche (NASA, ONERA, NASDA, DLR, LEA-Poitiers) et industriels (Boeing, Rocketdyne, Pratt & Whitney, Snecma Moteurs, Volvo Aero, Astrium, Mitsubishi Heavy Industries) travaillent activement sur l'amélioration des performances des moteurs-fusées et des tuyères propulsives. L'objectif commun est d'atteindre des avancées technologiques permettant d'optimiser la propulsion des véhicules spatiaux et d'accroître leur efficacité. Cette compétition stimule l'innovation et favorise le développement de nouvelles technologies dans le domaine des tuyères propulsives.

## 2- Historique :

En 1887, Gustaf de Laval réalisa la construction d'une turbine à vapeur de petite taille dans le but de démontrer la possibilité de fabriquer de tels appareils avec des dimensions réduites. En 1890, il poursuivit ses travaux en développant une tuyère spécifique qui permettait d'augmenter la vitesse de la vapeur lors de son entrée dans la turbine [1].

En 1910, le célèbre ingénieur roumain Henri Coanda présente au salon de l'aéronautique le premier turboréacteur, qu'il désigne alors comme un "turbopropulseur". Lors d'un essai au sol, Coanda, qui est à la fois l'inventeur et le pilote, est surpris par la puissance de son moteur. Il décide alors de couper le moteur, mais en raison de l'inertie bien plus importante que celle d'un moteur à hélice, l'avion décolle tout de même. Cependant, étant privé de propulsion, l'avion atterrit brutalement et subit des dommages partiels à la suite d'un incendie. Après cet incident, Coanda revient à une motorisation à hélice pour ses projets ultérieurs. Néanmoins, il continue ses études et cette aventure sera à l'origine de sa découverte de l'effet Coanda, qui aura un impact significatif sur la conception des aéronefs et des moteurs à réaction.

Le moteur Coanda trouve ses origines dans les travaux du français Maxime Guillaume, qui dépose le 3 mai 1921 un brevet d'invention portant sur la "propulsion par réaction sur l'air". Ce brevet lui est accordé le 13 janvier 1925 [2]. Cependant, aucune réalisation concrète ne suivra, car cela aurait exigé des avancées techniques majeures dans les domaines des compresseurs et des matériaux.

Dans les années 1930, deux ingénieurs aéronautiques, Frank Whittle en Angleterre et Hans vonOhain en Allemagne, ont indépendamment conçu de nouveaux turboréacteurs. Frank Whittle, après s'être engagé dans la Royal Air Force en 1928 et avoir effectué ses premiers vols en tant que pilote en 1931, a eu l'idée novatrice d'un avion propulsé sans hélices à l'âge de 22 ans [3]. Malheureusement, ses tentatives pour obtenir un soutien financier de l'armée afin de développer son concept ont été infructueuses. Malgré cela, il a persévéré et a continué seul le développement de ce type de propulsion, en imaginant l'utilisation de deux turbines : une pour l'admission de l'air vers la chambre de combustion et une autre pour mélanger le carburant à l'air. Pendant ce temps, Hans vonOhain en Allemagne travaillait également sur un concept similaire de turboréacteur [4].

Le premier prototype du E28/39, également connu sous le nom de "Pioneer", fut développé grâce à des fonds privés. En 1935, Sir Frank Whittle construisit ce premier prototype de turboréacteur et le soumit à des tests sur banc d'essai en avril 1937. Le W.1, premier turboréacteur conçu pour un petit avion expérimental, fut livré à la société Power Jets Ltd.,

## Generalité sur le Tuyère

---

dont Whittle était associé, le 7 juillet 1939. En février 1940, la Gloster Aircraft Company fut choisie pour développer un avion propulsé par le W.1. Le "Pioneer" effectua ainsi son premier vol le 15 mai 1941.

Von Ohain, doctorant en physique à l'Université de Göttingen en Allemagne, collabora avec Ernst Heinkel, un constructeur d'avions, pour développer un nouveau type de propulsion aéronautique. En réponse à cet appel, Von Ohain conceptualisa l'idée d'un moteur à combustion continue et déposa un brevet en 1934 pour un moteur à propulsion similaire à celui conçu par Whittle en termes de conception générale, mais avec des différences au niveau des éléments internes du moteur. En 1939, Von Ohain réussit à faire voler le premier turboréacteur sur un avion Heinkel He 178, qui devint ainsi le premier aéronef spécifiquement conçu pour être propulsé par ce type de moteur.

La tuyère acoustique est le fruit d'un programme de recherche lancé en 2001 par Jean-Pierre Morkerken au Laboratoire d'acoustique musicale (LAM), une unité mixte du CNRS et de l'Université Pierre et Marie Curie. Ce projet a bénéficié du soutien financier de l'Agence spatiale européenne (ESA). L'idée fondamentale était de tirer parti des profils de tuyères de propulseurs utilisés en régime subsonique pour générer une onde acoustique [5].

### 3- Définition et principes :

La tuyère est un conduit de forme convergente-divergente spécialement conçu. Elle relie une chambre contenant un gaz comprimé à un milieu extérieur d'évacuation. La chambre et le milieu extérieur sont à des pressions différentes, permettant ainsi le déplacement du gaz. La tuyère supersonique a pour fonction d'accélérer les gaz depuis une vitesse initialement basse à l'entrée du convergent, jusqu'à une vitesse sonique au col, puis à une vitesse supersonique à la sortie du divergent de la tuyère. La forme de la tuyère permet de détendre les gaz, convertissant ainsi l'énergie potentielle du gaz en énergie cinétique. Tout le long de la tuyère, la vitesse du gaz augmente, cependant que sa pression et sa température diminuent [6]. La figure suivante représente une Tuyère supersonique qui s'appelle la Tuyère de Laval :

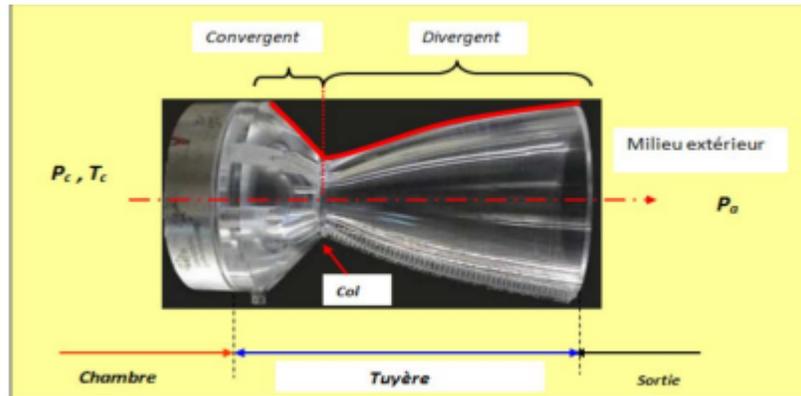


Figure 01: représente une Tuyère supersonique (Tuyère de laval) [7]

La tuyère présente une forme générale constituée de trois sections principales.

- Le convergent : La section initiale de la tuyère, située entre la chambre de combustion et le col, est responsable de l'accélération des gaz. Son profil rétréci favorise cette accélération.
- Le col : est La partie du canal d'écoulement des gaz ayant le diamètre le plus petit est appelée col. Il est déterminé par les dimensions choisies, définit le point de fonctionnement du moteur.
- Le divergent : La tuyère augmente la vitesse d'éjection des gaz lors de leur détente, ce qui améliore considérablement leur efficacité propulsive.

#### 4- Fonctionnement théorique d'une tuyère supersonique :

Dans le domaine aérospace, on trouve différents types de tuyères propulsives qui se distinguent par leur configuration et leurs performances.

Traditionnellement, la Tuyère supersonique est divisée en deux parties. La partie supersonique est indépendante des conditions en amont de la ligne sonique. Nous pouvons étudier la partie subsonique indépendamment. Ce dernier est utilisé pour donner un flux sonore à la gorge. Nous concevons un type de Tuyère donnant un flux parallèle et uniforme à la section de sortie. Il est nommé par la Tuyère de longueur minimale avec expansion centrée, ce qui donne la longueur minimale par rapport aux autres types existants [8].

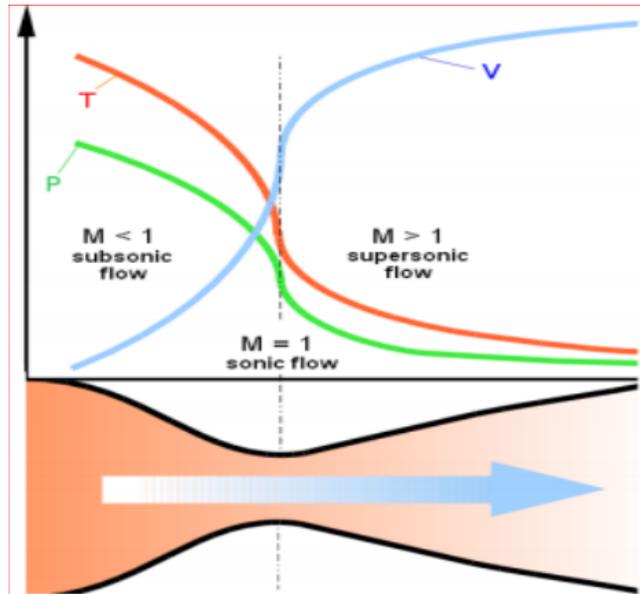


Figure 02 : Conduit convergent-divergent

#### 4.1- La Tuyère supersonique :

Les Tuyères supersoniques sont utilisées dans une variété d'applications d'ingénierie pour étendre un flux aux conditions supersoniques souhaitées. Les Tuyères supersoniques peuvent être divisées en deux types différents: les Tuyères à expansion progressive et les Tuyères de longueur minimale comme représente les figure suivante. Les Tuyères à expansion graduelle sont généralement utilisées dans les applications où le maintien d'un débit de haute qualité aux conditions de sortie souhaitées est important (par exemple, les souffleries supersoniques). Pour d'autres types d'applications (p. ex., les tuyères de fusée), les pénalités de poids et de longueur importantes associées aux tuyères à expansion graduelle les rendent irréalistes; Par conséquent, les Tuyères de longueur minimale, qui utilisent un coin vif pour fournir l'expansion initiale, sont couramment utilisées.

Pour les Tuyères à expansion progressive et de longueur minimale, le flux peut être divisé en régions simples et non simples. Une région non simple est caractérisée par des réflexions et des intersections d'ondes de Mach. Afin de répondre à l'exigence de conditions uniformes à la sortie de la Tuyère, il est souhaitable de minimiser autant que possible la région non simple. Cela peut être réalisé en concevant la surface de la Tuyère de telle sorte que les ondes de Mach (par exemple, les caractéristiques) ne soient pas produites ou réfléchies pendant que l'écoulement est redressé. La méthode des caractéristiques est donc appliquée pour permettre la conception d'une Tuyère supersonique qui répond à ces exigences. Dans le

Generalité sur le Tuyère

présent travail, la conception de la Tuyère à expansion graduelle et de la Tuyère de longueur minimale est démontrée [9].

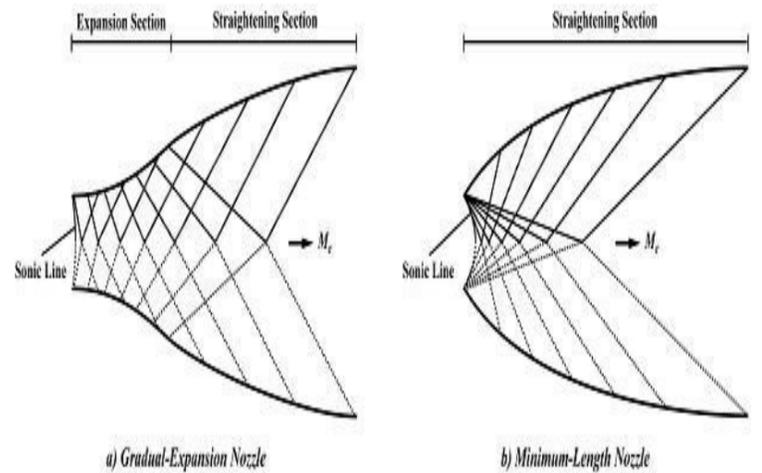


Figure 03: types de Tuyère

4.2- la Tuyère supersonique de longueur minimale :

In order to expand an internal steady flow through a duct from subsonic to supersonic speed the duct has to be convergent - divergent in shape. If the nozzle contour is not proper, shock waves may occur inside the duct. The method of characteristics provides a technique for properly designing the contour of a supersonic nozzle for shock free, isentropic flow, taking into account the multidimensional flow inside the duct .

Les Tuyères de fusée sont courtes afin de minimiser le poids. En outre, dans les cas où des expansions rapides sont souhaitables, telles que l'écoulement hors équilibre dans les lasers dynamiques à gaz modernes, la longueur de la Tuyère est aussi courte que possible. Dans de telles tuyères de longueur minimale, la section de dilatation est réduite à un point et l'expansion a lieu par une onde de Prandtl-Meyer centrée émanant d'une gorge à angle vif avec un angle  $\theta_{Wmax}$  , MLas esquissé à la figure 4 La longueur de la Tuyère supersonique, notée L, est la valeur minimale compatible avec un écoulement isentropique sans choc. Si le contour est plus court que L, des chocs se développeront à l'intérieur de la Tuyère .

Un élément fluide se déplaçant le long d'un flux est constamment accéléré en passant à travers ces multiples ondes réfléchies. Pour la Tuyère de longueur minimale, le contour d'expansion est un angle vif au point a. Il n'y a pas de réflexions multiples et un élément fluide ne rencontre que deux systèmes d'ondes : les ondes de droite émanant du point a et

**Generalité sur le Tuyère**

les ondes de gauche émanant du point d. Soit  $\nu_{Mbe}$  la fonction de Prandtl-Meyer associée au nombre de Mach de sortie de conception Par conséquent, le long de la caractéristique C+ « cb »,  $\nu = \nu_M = \nu_c = \nu_b$  . Considérons maintenant la caractéristique C- à travers les points a et c.

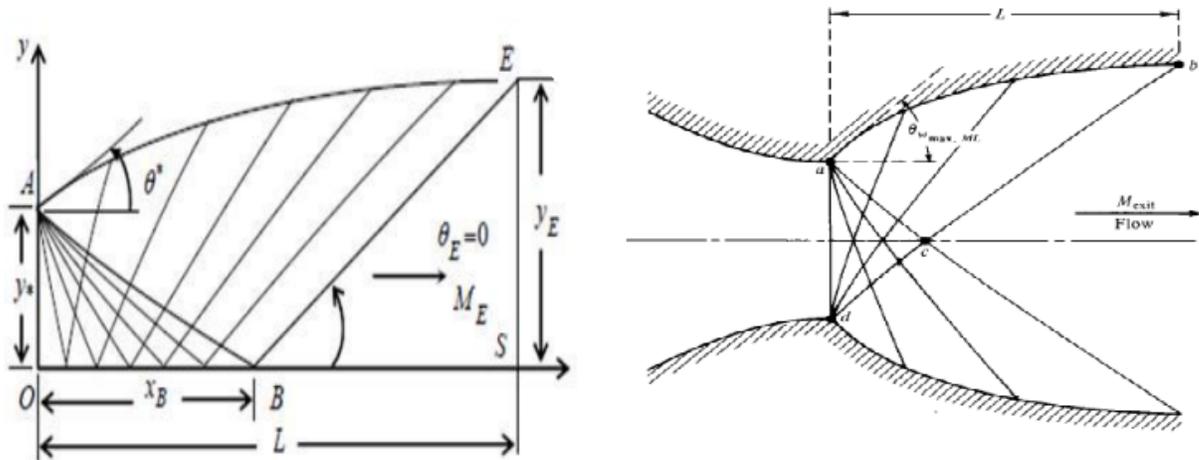


Figure 04 : Longueur minimale de la Tuyère supersonique

**5- Types du Tuyères :**

**5.1-Tuyères conventionnelles**

Les tuyères conventionnelles sont basées sur des concepts établis et largement utilisés dans l'industrie de l'aéronautique et de l'astronautique. Elles sont généralement conçues selon des formes géométriques bien connues, telles que les tuyères convergentes-divergentes. Les principes de base de fonctionnement des tuyères conventionnelles sont bien compris et maîtrisés.

**5.1.1-Tuyères Coniques :**

Les tuyères à profil conique sont souvent utilisées en raison de leur conception et de la réalisation simple de leur divergent. La vitesse de sortie de ce type de tuyère est généralement proche de celle attendue pour un rapport de détente unidimensionnel, à l'exception de la direction de l'écoulement à la sortie qui n'est pas totalement axiale. Cela entraîne une perte de performances en raison de la divergence de l'écoulement. L'angle de divergence typique se situe entre 15 et 25 degrés [10]. Les tuyères à profil conique sont couramment utilisées dans les missiles et les propulseurs à poudre. Un exemple célèbre de tuyère conique est celle utilisée sur la fusée historique allemande V-2.



Figure 05 :Tuyère conique

**5.1.2- Tuyère à contour profile :**

Comme nous l'avons mentionné précédemment, les tuyères coniques présentent une perte de poussée significative en raison de la divergence de l'écoulement à la sortie. Afin de remédier à ce problème, il est nécessaire de courber le contour du divergent vers l'intérieur pour ramener l'écoulement dans une direction axiale et d'ajuster la partie divergente près du col avec des valeurs de divergence relativement importantes. Cela permet de compenser la détente manquante en inclinant le profil vers l'intérieur, ce qui constitue précisément l'objectif de cette conception.

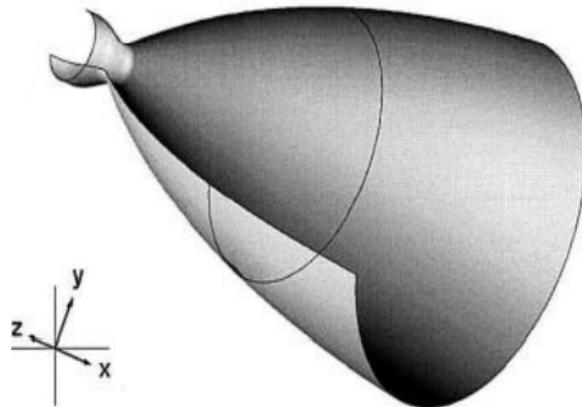


Figure 06 : Tuyère à contour profile

**5.1.3- tuyère à noyau central :**

La tuyère est constituée d'un corps central qui ajuste l'ouverture de la sortie pour améliorer les performances en modifiant le débit et la configuration du jet.



Figure 07 : tuyère à noyau central

## 5.2-Tuyères innovantes

Les tuyères innovantes représentent des approches nouvelles et novatrices dans la conception des systèmes de propulsion. Elles peuvent inclure de nouvelles formes géométriques, des matériaux avancés, des techniques de refroidissement améliorées, etc. L'objectif des tuyères innovantes est d'optimiser les performances de propulsion, d'accroître l'efficacité et de répondre à des exigences spécifiques.

### 5.2.1-Tuyère à section variable

La principale raison d'utiliser une tuyère à section variable est d'optimiser les performances en fonction des différentes phases de fonctionnement d'un système. Par exemple, dans le domaine de la propulsion aéronautique, une tuyère à section variable peut être utilisée pour maximiser l'efficacité à différentes altitudes et vitesses de vol.

Lorsque la tuyère est ajustée pour avoir une section plus étroite, le flux de gaz est accéléré, ce qui permet d'atteindre de hautes vitesses d'éjection. En revanche, lorsque la tuyère est ajustée pour avoir une section plus large, le flux de gaz est moins accéléré, mais cela permet d'obtenir une poussée plus élevée à basse vitesse.

En résumé, une tuyère à section variable est un type de tuyère qui permet de modifier la section transversale de l'orifice de sortie en fonction des besoins. Elle offre une flexibilité accrue pour optimiser les performances dans différentes conditions de fonctionnement.



Figure 08 : Tuyère à section variable

### 5.2.2-Tuyère à chevrons

une tuyère à chevrons est une tuyère spécialement conçue avec des chevrons ou des ondulations sur les parois internes de la sortie. Elle vise à améliorer les performances en réduisant le bruit, en favorisant une meilleure combustion et en augmentant l'efficacité globale du système.

L'une des principales applications des tuyères à chevrons se trouve dans le domaine de la propulsion aéronautique, en particulier dans les moteurs à réaction. Les chevrons permettent de réduire les nuisances sonores, telles que le bruit de jet, en perturbant les écoulements d'air et en réduisant la formation de tourbillons turbulents. Cela se traduit par une réduction du bruit perçu par les personnes au sol lors des phases de décollage et d'atterrissage.

En plus de réduire le bruit, les tuyères à chevrons peuvent également améliorer l'efficacité de combustion. Les chevrons favorisent une meilleure interaction entre le carburant et l'air, ce qui conduit à une combustion plus complète et à une meilleure performance du moteur. Cela peut se traduire par une augmentation de la poussée et une réduction de la consommation de carburant.



Figure 09 : Tuyère à chevrons

### 5.2.3-Tuyère orientable

une tuyère orientable est un dispositif qui permet de contrôler la direction et la poussée en ajustant l'orientation de la tuyère d'éjection des gaz. Elle joue un rôle crucial dans la manœuvrabilité, le contrôle et la stabilité des avions, des missiles et des véhicules spatiaux.

Ces Tuyère sont utilisées dans le cas des avions de chasse ou des missiles, les tuyères orientables sont essentielles pour permettre des manœuvres acrobatiques, des changements rapides de direction et une agilité élevée en vol. Elles sont également utilisées dans les lanceurs spatiaux pour ajuster la trajectoire et effectuer des manœuvres orbitales.

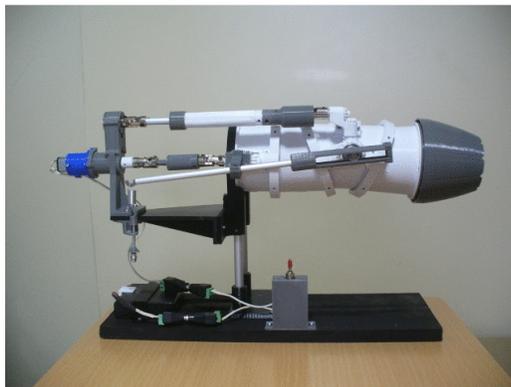


Figure 10: Tuyère orientable

### 5.2.4-Tuyère à divergent déployable

une tuyère à divergent déployable est une tuyère qui peut être ajustée pour modifier la configuration de son divergent pendant le fonctionnement. Elle permet d'optimiser les performances de propulsion à différentes altitudes et vitesses de vol en adaptant la pression et la vitesse du jet de gaz éjecté. Cela offre une plus grande efficacité et une meilleure adaptabilité aux conditions de fonctionnement variables.

Lorsque la tuyère à divergent déployable est en position repliée, la sortie est rétrécie, ce qui accélère le jet de gaz et augmente la vitesse d'éjection. Cela est particulièrement bénéfique lorsqu'un moteur fonctionne à basse altitude où une vitesse d'éjection élevée est nécessaire pour compenser la résistance de l'atmosphère.

Mais quand vous êtes en position déployée, la sortie s'élargit, permettant une meilleure expansion des gaz éjectés. Cela est avantageux à haute altitude où la pression atmosphérique est plus faible, ce qui permet d'obtenir une meilleure efficacité de propulsion.

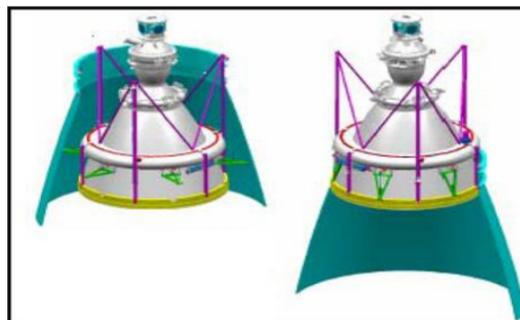


Figure 11: Tuyère à divergent déployable

### 5.2.5-Tuyère double-galbe

une tuyère double-galbe est une tuyère qui présente deux courbures successives dans sa configuration pour optimiser l'expansion des gaz éjectés et améliorer l'efficacité de propulsion. Elle permet une meilleure adaptation aux conditions de fonctionnement spécifiques et est couramment utilisée dans les systèmes de propulsion aérospatiale.

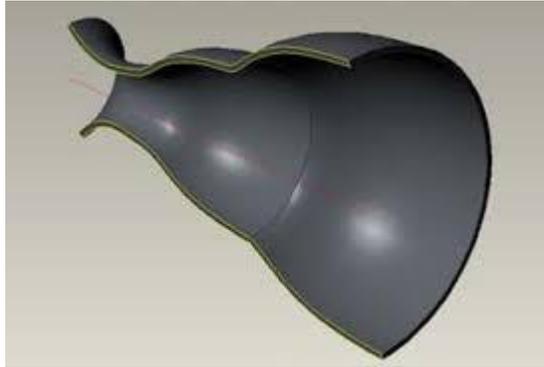


Figure 12: Tuyère double-galb

## 6- Les souffleries :

### 6.1-definition de la soufflerie :

Une soufflerie est un dispositif expérimental qui permet de prédire le comportement et de simuler les conditions rencontrées par un véhicule lorsqu'il se déplace dans l'air. Elle réalise une simulation expérimentale sur une maquette, généralement à une échelle réduite. Le véhicule étudié est placé dans la soufflerie, immobile, où il est soumis à un flux artificiel d'air ou de gaz.

La soufflerie opère une transition de référentiel : le véhicule demeure immobile tandis que l'air se déplace.

Cela reste similaire, sauf lorsque des frottements se produisent entre les pneus du véhicule et la surface du sol (comme une voiture, un train ou un avion lors de l'atterrissage ou du décollage) : dans ce cas, on parle de l'effet de sol.

La photo illustrée ci-dessous présente une voiture soumise à des tests en soufflerie. En réalité, lorsque la voiture se déplace dans l'atmosphère, elle roule sur une route immobile. Sur cette image, nous pouvons clairement observer les lignes de flux d'air se propageant autour de la voiture. Lors des essais, l'air s'écoule donc autour du modèle statique tandis que la route demeure fixe. Une fois de plus, l'inconvénient majeur de l'immobilité de la voiture est l'absence d'effet de sol, ce qui pose un problème lors de la simulation de cet effet.



Figure 13 :Maquette automobile dans une veine d’essai de soufflerie

Afin de reproduire les conditions de fonctionnement des systèmes aérodynamiques réels tels que les maquettes d'avion et les profils d'aile, on utilise des souffleries. L'exemple donné dans la figure (13) représente une soufflerie à deux cols. Ces installations sont composées d'un système qui alimente les gaz et les fait accélérer, d'une section d'essai et d'un système qui évacue les gaz ou qui permet la récupération et la recirculation des gaz.

L'accélération des gaz à une vitesse supersonique est effectuée en utilisant une tuyère qui se rétrécit puis s'élargit, tandis que la récupération d'une partie de l'énergie transférée au fluide est réalisée grâce à un dispositif appelé diffuseur.

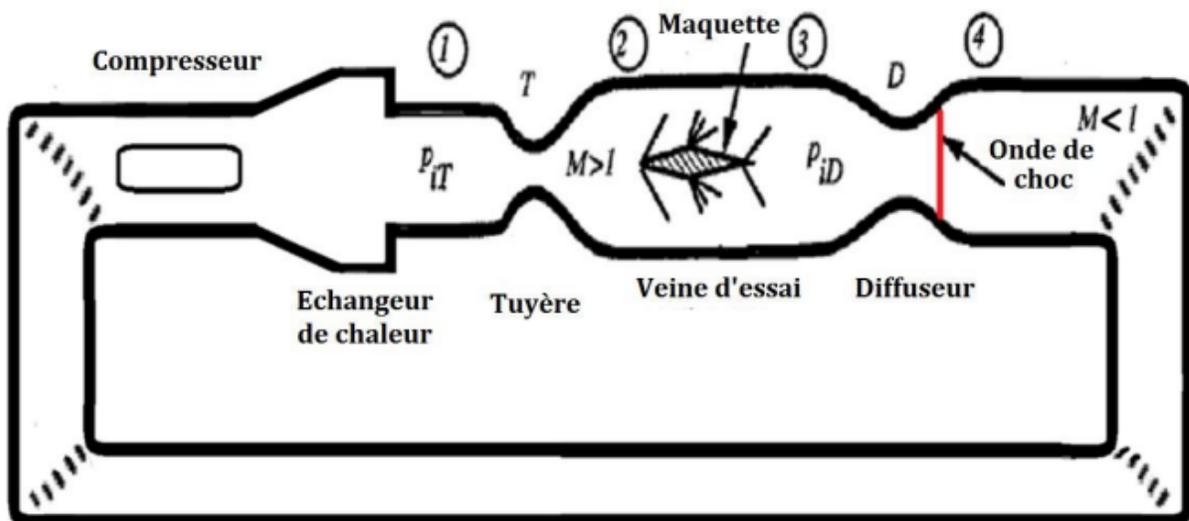


Figure 14 : Schéma d’une soufflerie supersonique à deux cols [11]

Generalité sur le Tuyère

---

**6.2-Types de soufflerie :**

Les souffleries jouent un rôle crucial dans les domaines des automobiles, des avions et des missiles. Toutefois, chaque domaine a des besoins et des exigences spécifiques en matière d'études. C'est pourquoi il existe aujourd'hui différents types de souffleries, chacune ayant des caractéristiques particulières pour répondre au mieux à ces différents besoins. Parmi ces types, nous nous intéressons spécifiquement à la soufflerie supersonique, qui se distingue des autres par son nombre de Mach ( $M$ ), c'est-à-dire la vitesse à laquelle l'air s'écoule (exprimée en rapport avec la vitesse du son dans un fluide).

**6.3-Soufflerie supersonique :**

En raison des caractéristiques particulières des flux d'air, la construction d'une soufflerie supersonique nécessite la mise en place successive d'un convergent, qui accélère le flux d'air initialement subsonique jusqu'à atteindre Mach 1 au niveau du col, suivi d'un divergent (appelé tuyère) à l'intérieur duquel la vitesse du flux d'air devenu supersonique continue d'augmenter. Ce dispositif convergent-divergent a été conçu en 1890 par l'ingénieur suédois Carl Gustav de Laval. C'est ensuite l'ingénieur suisse Jacob Ackeret qui a construit la première soufflerie supersonique en 1935, en se basant sur ce concept. L'écoulement supersonique a longtemps été entouré de mystère et on a longtemps pensé que la vitesse du son ne pouvait pas être atteinte, d'où l'expression "mur du son" qui est restée dans les esprits. Cela est dû à l'augmentation soudaine de la traînée qui s'oppose à la progression près de Mach 1. Par conséquent, l'augmentation de la puissance propulsive des avions, compensée par l'augmentation simultanée de la traînée, laissait supposer que cette barrière était insurmontable.

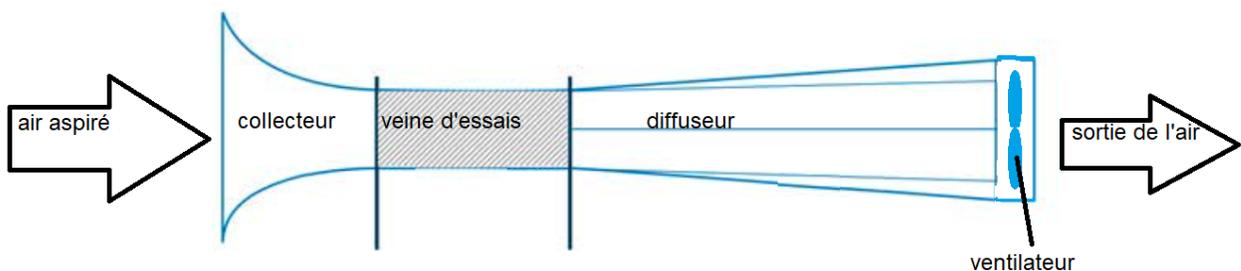


Figure 15: La soufflerie supersonique de la soufflerie S8ch du Centre Onera de Meudon.

**7- Application :**

Les tuyères sont utilisées dans divers domaines. Par exemple, dans le cas des avions à réaction et des fusées à moteur-fusée, la tuyère joue un rôle essentiel dans la génération de

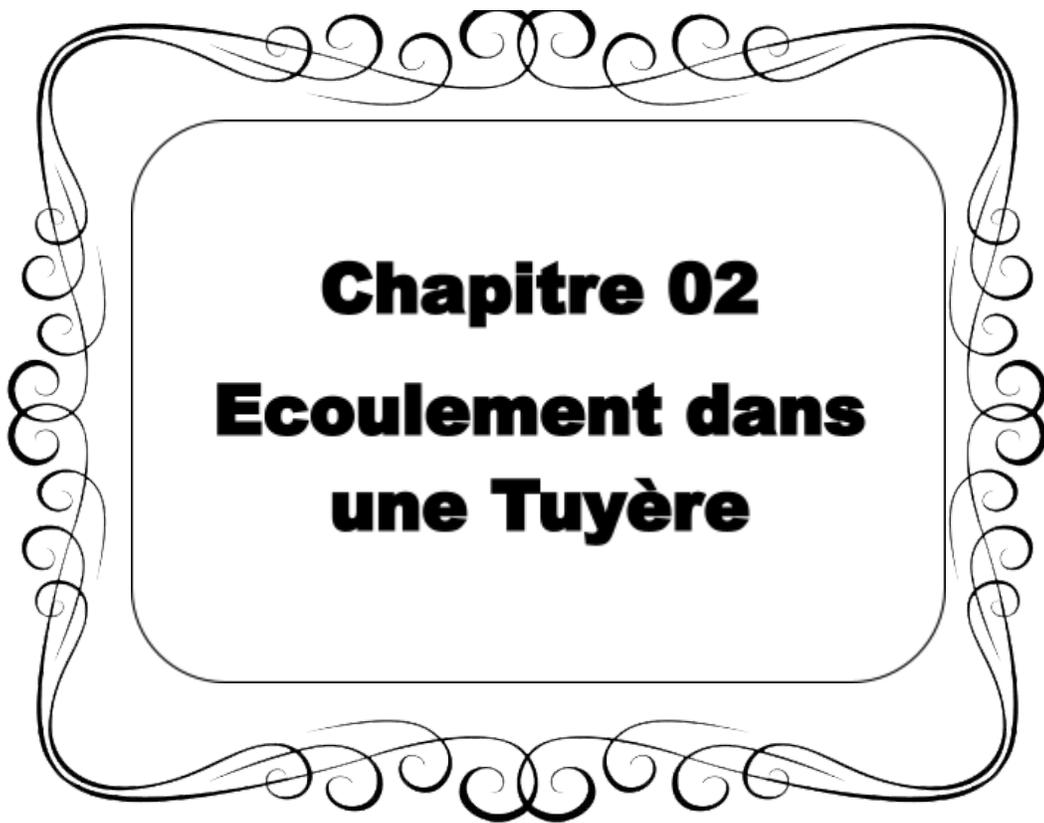
**Generalité sur le Tuyère**

---

la poussée en permettant l'expansion des gaz chauds résultant de la combustion des carburants.

Dans le cas d'une turbine à gaz, les gaz produits par la combustion sont utilisés pour mettre en rotation l'arbre d'un alternateur, générant ainsi de l'électricité. La transformation de l'énergie du fluide se fait en énergie mécanique grâce aux aubes qui jouent le rôle de divergent. Le fluide peut être soit l'eau provenant d'un barrage acheminée par une conduite à haute pression, soit l'eau provenant du circuit secondaire d'un réacteur nucléaire, portée à une température et une pression extrêmement élevées.

Les buses centrales des injecteurs ou des pulvérisateurs utilisent également le principe de la tuyère [12].

A decorative frame with a central text box. The frame consists of a series of overlapping, stylized scrollwork or floral patterns that form a rectangular border. Inside this border is a smaller, rounded rectangular box containing the chapter title.

**Chapitre 02**  
**Ecoulement dans**  
**une Tuyère**

**Écoulement dans une Tuyère**

---

**1- Introduction :**

L'écoulement dans une tuyère est un aspect essentiel à étudier pour de nombreuses applications, notamment les moteurs à réaction, les propulseurs et les systèmes de propulsion. La tuyère joue un rôle crucial dans la conversion de l'énergie thermique en énergie cinétique pour générer de la poussée. Comprendre les caractéristiques de l'écoulement et son comportement à travers la tuyère est donc d'une importance capitale pour améliorer l'efficacité et les performances globales du système.

**2- Équations fondamentales des fluides compressibles instantanées :**

Les lois de conservation suivantes expriment les équations fondamentales pour décrire l'écoulement d'un fluide compressible, visqueux et considéré comme parfait.

**Équation de conservation de la masse :**

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0$$

- Dans cette formulation, la masse volumique du fluide est représentée par  $\rho$  et la composante  $j$  du vecteur vitesse est représentée par  $u_j$ .

**Équation de conservation de quantité de mouvement :**

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}(-P\delta_{ij} + \tau_{ij})$$

Dans cette formulation, "P" représente la pression statique, " $\delta_{ij}$ " est le tenseur de Kronecker et " $\tau_{ij}$ " est le tenseur des contraintes visqueuses.

**Équation de conservation de l'énergie :**

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_j}[u_j(\rho E + P)] = -\frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i \tau_{ij})$$

Dans cette formulation, "qj" représente le flux de chaleur dans la direction "j", tandis que "E" représente l'énergie totalee par unité de masse, qui peut être exprimée par la relation suivante :

$$E = e + \frac{1}{2}u_k u_k$$

Il est également nécessaire d'inclure l'équation d'état des gaz parfaits :

Écoulement dans une Tuyère

$$P = \rho r T \quad , \quad C_p - C_v = r, \quad \gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

La constante  $\gamma$  désigne la valeur spécifique du gaz parfait.  $C_p$  et  $C_v$  représentent respectivement les capacités thermiques spécifiques à pression constante et à volume constant.

Dans le cas d'un fluide supposé newtonien, la structure du tenseur des contraintes visqueuses est la suivante :

$$\tau_{ij} = \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right)$$

L'expression du flux de chaleur par unité de surface, noté  $q_j$ , en fonction de la température, peut être formulée de la manière suivante :

$$q_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j}$$

La conductivité thermique, notée  $k$ , est définie en fonction de la viscosité dynamique à l'aide du nombre de Prandtl,  $Pr$ :

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k}$$

En supposant que le fluide est calorifiquement parfait (l'énergie interne  $e=c_v T$  et l'enthalpie  $h=c_p T$ ), le flux de la chaleur peut s'écrire :

$$q_j = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} = -\frac{\mu}{Pr} \frac{\partial h}{\partial x_j}$$

En ce qui concerne la viscosité dynamique, elle est calculée pour la plage de température étudiée en utilisant la loi de Sutherland, qui est employée par FLUENT.

Voici la formule correspondante :

$$\mu = \mu_0 \sqrt{\frac{T}{T_0} \left( \frac{1+T/T_0}{1+S/T} \right)}$$

Où  $\mu_0 = 1.78938 \cdot 10^{-5} \text{ kg.m}^{-1}.\text{s}^{-1}$  est la viscosité du fluide à la température de référence  $T_0 = 288 \text{ K}$  et  $S$  est une constante fixée pour l'air à  $110 \text{ K}$ .

**3- Équations de RANS (Navier-Stokes moyennées) :**

On peut exprimer la quantité instantanée  $\phi$  de l'écoulement en deux parties distinctes selon la décomposition de Reynolds : une partie moyenne  $\phi^-$  et une partie fluctuante  $\phi'$

$$\phi = \phi^- + \phi' \quad \text{où} \quad \phi^- = \lim_{\Delta T \rightarrow 0} \left( \frac{1}{\Delta T} \right) \int_{t_0}^{t_0 + \Delta T} \phi(t) dt$$

**Ecoulement dans une Tuyère**

Les équations de RANS peuvent inclure des termes supplémentaires tels que les tenseurs des contraintes de Reynolds. Pour les écoulements compressibles, ces équations moyennées sont simplifiées en utilisant la formule de Favre.

La méthode de Favre consiste à décomposer la quantité instantanée, par exemple la composante de ( la vitesse  $u_i$ , partie moyenne pondérée par la masse  $\tilde{u}_i$ , une partie fluctuante  $u_i''$ )

$$\tilde{u}_i = \frac{\overline{\rho u_i}}{\rho^-} = \frac{1}{\rho^-} \lim_{T \rightarrow -} \frac{1}{T} \int_t^{t+T} \rho(x, \tau) u_i(x, \tau) d\tau$$

La Formule suivant présente la dérivation des équations moyennées de Favre (également connues sous le nom d'équations de Navier-Stokes moyennées de Favre) ainsi que leurs discrétisations basées sur la méthode des volumes finis, qui sont utilisées dans le code FLUENT. La formule de Favre permet d'éliminer les fluctuations de densité, ce qui en fait une simplification mathématique. Les grandeur du fluide sont exprimées en utilisant la moyenne de Favre de la manière suivante :

$$\{u_i = \tilde{u}_i + u_i'' \quad \rho = \rho^- + \rho' \quad p = p^- + p' \quad e = e^- + e' \quad h = \tilde{h} + h''$$

En substituant les valeurs précédentes dans les équations de Navier-Stokes, nous parvenons aux expressions suivantes :

l'équation de continuité :

$$\frac{\partial \rho^-}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho^- \tilde{u}_j) = 0$$

l'équation de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho^- \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho^- \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = - \frac{\partial p^-}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu^- \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left( - \overline{\rho^- u_i'' u_j''} \right)$$

le terme  $-\overline{\rho^- u_i'' u_j''}$  présente les contraintes de Reynolds (flux turbulents de la quantité de mouvement). Pour achever la fermeture du système d'équations ce terme doit être modélisé.

Les modèles de turbulence intégrés dans le code FLUENT se basent sur le principe de la viscosité turbulente de Boussinesq, où l'hypothèse est faite que la contrainte de Reynolds est une fonction linéaire des taux de deformation:

$$-\overline{\rho^- u_i'' u_j''} = \mu_t \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho^- k \delta_{ij}$$

**Écoulement dans une Tuyère**

$\mu_t$  est la viscosité turbulente ,  $k$  est l'énergie turbulente :

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_k u_k}$$

Les équations de FANS (Favre-averaged Navier-Stokes equations) moyennées sont obtenues en substituant l'équation 2.15 dans l'équation 2.14.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu^- + \mu_t) \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x} (-\rho \bar{k})$$

l'équation d'énergie :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{h}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_j \bar{h}) = \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \tau_{ij}^- \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \overline{\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( k \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) - \frac{\partial}{\partial x_j} \rho \bar{u}_j \bar{h}''$$

De nouveaux termes font leur apparition. Le premier d'entre eux est l'enthalpie fluctuante, qui peut être exprimée de la manière suivante :

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \rho \bar{u}_j \bar{h}'' = \Gamma_t \frac{\partial \bar{h}''}{\partial x_j} = C_p \Gamma_t \frac{\partial T}{\partial x} = C_p \frac{\mu_t}{Pr_t} \frac{\partial T}{\partial x_j}$$

la diffusivité turbulente :  $\Gamma_t = \frac{\mu_t}{Pr_t}$ ,

avec  $Pr_t=0.9$

Le taux de dissipation de l'énergie turbulente,  $\varepsilon$ , qui varie en fonction du modèle de turbulence choisi, est le deuxième terme. On peut obtenir ce taux de dissipation en résolvant l'équation pour  $\varepsilon$ . Dans le cas du modèle k- $\varepsilon$ , ce terme est défini de la manière suivante :

$$\overline{\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} = \rho \bar{\varepsilon}$$

$$\overline{\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}} = \mu_t \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right)$$

La formule de l'équation d'état moyennée

$$p = \rho \bar{r} T$$

Écoulement dans une Tuyère

---

**4- Grandeurs thermodynamique:**

Rapport des chaleurs spécifiques [13]:  $\gamma = c_P / c_V$  et  $c_P - c_V = r$

Energie interne:

$$E_i = E_i^0 + \int_{T_0}^T c_V dT$$

Enthalpie :

$$h = h^0 + \int_{T_0}^T c_P dT$$

Entropie :

$$S = S^0 + \int_{T_0}^T c_P \frac{dT}{T} - r \ln\left(\frac{p}{P_0}\right)$$

**5- Fonctionnement réel de la tuyère supersonique :**

L'approche monodimensionnelle des écoulements des gaz calorifiquement parfait et non visqueux suppose l'absence totale des effets visqueux. Cependant, dans les écoulements réels, la tuyère présente une couche limite qui est très sensible aux variations de pression, rendant ainsi les phénomènes physiques dans la tuyère plus complexes. Lorsque le col de la tuyère atteint la vitesse du son, le comportement de l'écoulement dans la tuyère dépend uniquement de la pression à la sortie de la tuyère, notée  $P_e$ , et de la pression du milieu ambiant,  $P_a$ . En fonction de la différence entre ces deux pressions, trois cas sont observés :

- Si  $P_e = P_a$ , la tuyère est dite adaptée.
- Si  $P_e > P_a$ , la tuyère est dite sous-détendue.

**Ecoulement dans une Tuyère**

- Si  $P_e < P_{ar}$  la tuyère est dite sur-détendue

**Le régime d'adaptation :**

Dans le cas du régime établi, la détente du gaz s'effectue entièrement dans la tuyère. Le gaz se détend de la chambre d'admission jusqu'à la sortie de la tuyère. À la sortie de la tuyère, aucune adaptation de pression n'est nécessaire car la pression du milieu ambiant ( $P_a$ ) est égale à la pression de sortie ( $P_e$ ). L'écoulement du gaz se forme en un jet supersonique quasi-uniforme. Une frontière isobare sépare le jet supersonique du fluide ambiant. Lorsqu'il sort de la tuyère, la couche limite du jet entre en contact avec le fluide ambiant et l'entraîne dans son sillage. Cette interaction engendre la formation d'une couche de mélange.

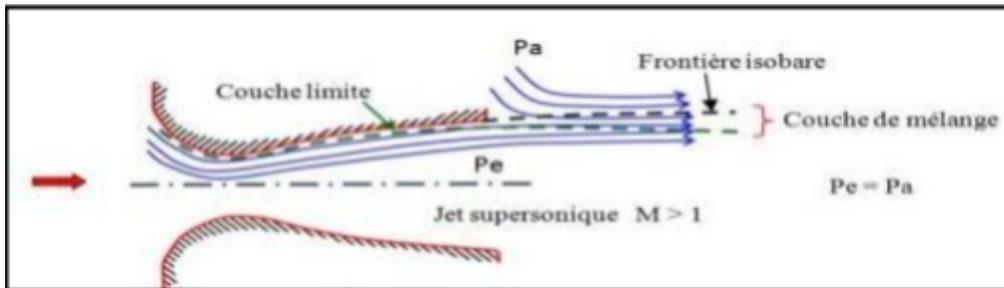


Figure 16: Organisation de l'écoulement à l'adaptation.

**Le régime de sous-détente :**

Ce phénomène de détente supersonique incomplète, lorsque la pression ambiante  $P_a$  est inférieure à la pression d'adaptation, est connu sous le nom de régime de sous-détente. Dans ce cas, la détente dans la tuyère n'est pas complètement réalisée. Après avoir quitté la tuyère, le gaz continue de se détendre de la pression de sortie  $P_e$  à la pression ambiante plus basse  $P_a$ . Cette détente supplémentaire du gaz se produit à la sortie de la tuyère sous la forme d'un faisceau d'ondes de détente. Étant donné que la pression de sortie est supérieure à la pression ambiante, on observe une expansion du jet supersonique à la sortie de la tuyère. La frontière isobare qui sépare le jet supersonique du fluide ambiant prend une forme divergente.

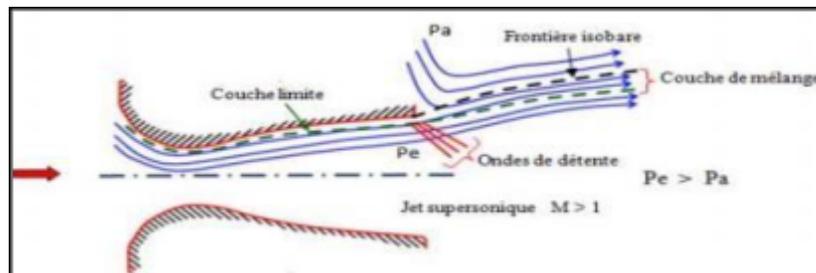


Figure 17: Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.

**Ecoulement dans une Tuyère**

Le graphique 14 illustre l'évolution du profil de pression le long de la paroi de la tuyère en conditions d'adaptation et de sous-détente. On observe que la distribution de pression présente une décroissance constante depuis la pression de la chambre jusqu'à la pression de sortie.

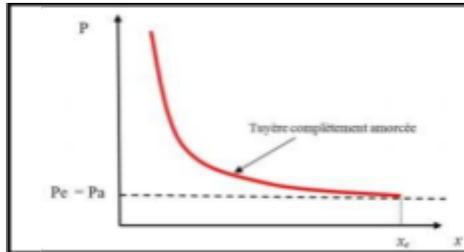


Figure 18: Profil de pression pariétale le long de la tuyère

**Le régime de sur-détente :**

Le deuxième régime supersonique hors adaptation est connu sous le nom de régime de surdétente. Ce régime se produit lorsque la pression de l'environnement ambiant ( $P_a$ ) est supérieure à la pression d'adaptation de la tuyère. Lors de la détente des gaz dans la tuyère, la pression statique ( $P_1$ ) diminue et devient inférieure à la pression ambiante ( $P_a$ ). Dans cette situation, la couche limite du jet est soumise à une contre-pression et un choc d'intensité ( $P_2/P_1$ ) se forme dans l'écoulement. La pression ( $P_2$ ) est la pression après le choc et elle est presque égale à la pression ambiante. Selon l'intensité du choc, deux cas peuvent se présenter : le régime de surdétente avec décollement naissant et le régime de surdétente avec décollement étendu.

**Sur-détente avec décollement naissant:**

Pour des gradients de pression adverse modérés, la couche limite subsonique détecte ou ressent la contre pression en un point O, connu sous le nom d'origine de l'interaction, juste légèrement en amont de la sortie de la tuyère. À la lèvre de la tuyère, la couche limite se détache et un choc oblique se forme à la sortie de la tuyère. Dans ce régime, il n'y a pas de point de décollement complet. Ce phénomène de sur-détente est qualifié de sur-détente avec décollement naissant.

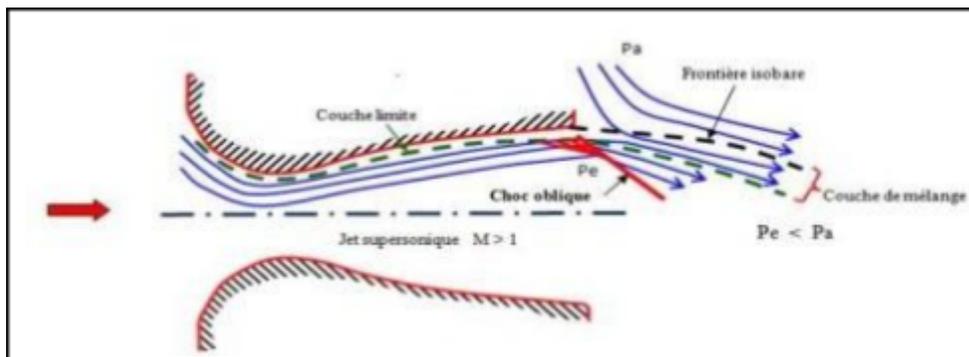


Figure 19: Tuyère en sur-détente avec

**Écoulement dans une Tuyère**

décollement naissant de la couche limite.

**Sur-détente avec décollement étendu :**

La couche limite présente une limite de tolérance vis-à-vis de la contre-pression. Lorsque cette contre-pression atteint une valeur critique, la couche limite se détache à l'intérieur de la tuyère. Ce détachement provoque des modifications significatives de l'écoulement, comme illustré dans le schéma présenté dans la figure 16.

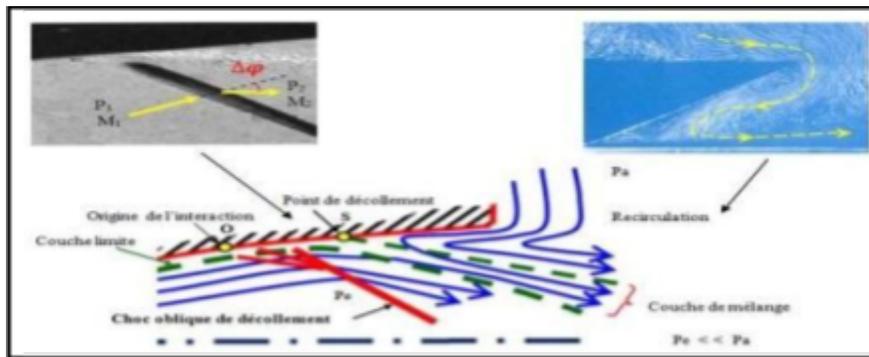


Figure 20: Tuyère en sur-détente avec décollement étendu de la couche limite.

Le décollement se produit à un point S à l'intérieur de la tuyère, créant ainsi une compression rapide de l'écoulement interne, passant de la pression  $P_1$  (pression non perturbée avant le décollement) à la pression  $P_2$  (pression en aval du point de décollement). Cette compression brusque engendre la formation d'un choc oblique à travers lequel l'écoulement est ralenti et dévié d'un angle  $\Delta\phi$ , tandis que son nombre de Mach passe de  $M_1$  à  $M_2$ . À partir du point S, une couche de mélange se forme, qui est une zone visqueuse assurant une transition progressive des propriétés de l'écoulement décollé entre le jet à grande vitesse près de l'axe de symétrie et la région proche de la paroi, où le fluide est pratiquement stagnant. Le fluide de l'environnement extérieur est aspiré à l'intérieur de la tuyère par entraînement et est ensuite évacué dans la couche de mélange.

Ce régime présente un danger considérable pour la tuyère, car la topologie de l'écoulement est grandement influencée à la fois par le profil de la tuyère et par le rapport de pression  $P_c/P_a$  [14].

**Ecoulement dans une Tuyère**

---

**6- L écoulements Compressibles :**

Si l'on se réfère à des critères physiques, il est possible de distinguer entre les écoulements compressibles et les écoulements incompressibles.

1-Écoulement incompressible :  $M < 0.3$  Dans tous les écoulements, on observe des fluctuations de densité et de pression qui peuvent être considérées comme insignifiantes. Le noyau de gaz est compressible, cependant, la densité peut être considérée comme constante.

2-Ecoulement compressible : Le nombre  $M$  atteint un point où sa valeur dépasse 0.3 dans l'écoulement.

Les écoulements compressibles peuvent être classés de différentes manières, l'une d'entre elles étant basée sur le nombre de Mach  $M$ . Une classification courante consiste à diviser les écoulements de la manière suivante :

- A. Écoulement subsonique : est situé dans la gamme  $M < 0.8$ .
- B. Écoulement Transsonique : est situé dans la gamme  $0.8 < M < 1.2$ .
- C. Écoulement supersonique : Le nombre de mach est repose dans la gamme  $1.2 < M < 3$ .
- D. Écoulement Hypersonique :  $M > 5$

**7- Ecoulement monodimensionnel:**

La résolution du dilemme de l'écoulement dans les tuyères supersoniques implique de résoudre les équations qui préservent la masse, la quantité de mouvement et l'énergie. Il est important de noter que ces équations sont des équations différentielles partielles dont la solution n'est pas connue à l'avance. Par conséquent, le calcul est effectué en se basant sur les hypothèses suivantes:

-Ecoulement adiabatique : On suppose qu'il n'y a pas d'échange de chaleur avec le milieu extérieur.

-Ecoulement de fluide parfait : On suppose que les effets de la viscosité sont négligeables. Il en résulte qu'il n'y a pas de dissipation d'énergie mécanique sous forme de chaleur qui est un processus irréversible (selon le second principe de la thermodynamique). Ainsi, l'écoulement peut être considéré comme réversible.

-Ecoulement sans combustion : Il est supposé qu'il n'y a aucune réaction chimique se produisant dans le fluide.

-L'absence de forces de volume : On suppose que les forces de volume et notamment la gravité sont négligeables.

**Ecoulement dans une Tuyère**

---

-Ecoulement monodimensionnel: On suppose que le vecteur de vitesse ne possède qu'une seule composante non nulle.

Dans les tuyères, les écoulements qu'on va traiter sont adiabatiques réversibles ( l'écoulements isentropiques). Ces écoulement ont un rôle essentiel dans de nombreux domaines d'application technologique.

**8- Les Equations Fondamentales du fluides :**

Les équations fondamentales du mouvement d'un fluide sont essentiellement les équations de conservations qui découlent les lois fondamentales de la dynamique. Dans la réalité, on ajoute à ces équations de conservation, l'équation d'état du gaz considéré [15].

-L'équation de continuité :

La conservation de la masse doit être exprimée à travers l'équation de continuité. Dans le cas d'un mouvement conservatif et permanent, cette équation peut être formulée comme suit :

$$\text{div}(\rho V) = 0$$

-L'équation de la quantité de mouvement :

Cette équation représente un principe fondamental de la mécanique newtonienne qui se manifeste sous la forme de l'équation de conservation de la quantité de mouvement. Lorsqu'elle est appliquée à un fluide parfait en écoulement stationnaire et en négligeant les forces de volume, cette équation peut être formulée comme suit :

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

-L'équation de l'énergie :

Pour un gaz parfait en écoulement permanent isentropique, sans travail des forces extérieures (le travail des forces internes est nul) et en négligeant l'énergie potentielle, l'équation d'énergie peut être exprimée comme suit :

$$h + \frac{V^2}{2} = Cste \qquad h = C_p T$$

-Equation d'état :

Pour un gaz parfait ,L'équation d'état est donnée par [16]:

$$P = \rho r T$$

l'air r=287,1029 J/(Kg. K)

### 9- la dynamique des gaz

La dynamique des gaz est une branche de la mécanique des fluides qui traite des écoulements compressibles. Contrairement à la mécanique des fluides classique, qui ignore les variations de densité du fluide car elles n'affectent pas la solution globale, les écoulements étudiés en dynamique des gaz conservent les effets de compressibilité dans les équations de Navier-Stokes lorsque le nombre de Mach dépasse 0,3. Cela signifie que la densité n'est plus considérée comme constante, ce qui rend la résolution analytique de ces équations difficile. Afin de les résoudre, différentes simplifications sont appliquées, même si elles introduisent quelques erreurs acceptables. Parmi ces hypothèses simplificatrices, on retrouve l'utilisation de modèles de gaz parfaits, d'écoulements unidimensionnels et d'écoulements isentropiques.

La dynamique des gaz utilise des relations expérimentales pour simplifier certains calculs complexes.

Un écoulement isentropique se caractérise par une entropie constante. En thermodynamique, un processus isentropique correspond à une évolution adiabatique et réversible simultanée. Le terme adiabatique suppose qu'il n'y a aucun échange de chaleur avec le volume de contrôle considéré dans le système, tandis que la réversibilité suppose l'absence d'effets dissipatifs, ce qui signifie qu'il n'y a pas de frottement à la paroi. Cependant, la mécanique des fluides stipule que le frottement (ou non-glissement) doit exister à la paroi. Par conséquent, l'utilisation d'équations isentropiques introduit une certaine erreur, mais elle reste acceptable dans un contexte d'ingénierie, car c'est ainsi que la dynamique des gaz fonctionne. Ces équations isentropiques sont dérivées des équations de conservation de la quantité de mouvement, de l'énergie et des gaz parfaits. Les équations isentropiques présentées ici sont dérivées des équations de conservation. Il convient de noter que le rapport des chaleurs spécifiques " $\gamma$ " varie en fonction de la température. Cependant, selon les besoins de précision du calcul, cette variation peut parfois être considérée comme négligeable dans certaines plages de températures.

**Ecoulement dans une Tuyère**

---

**10- Conclusion :**

La tuyère est un élément essentiel dans de nombreux systèmes de propulsion. Que ce soit dans les moteurs à réaction des avions, les moteurs de fusées ou les propulseurs de missiles, la tuyère joue un rôle crucial dans la conversion de l'énergie en poussée.

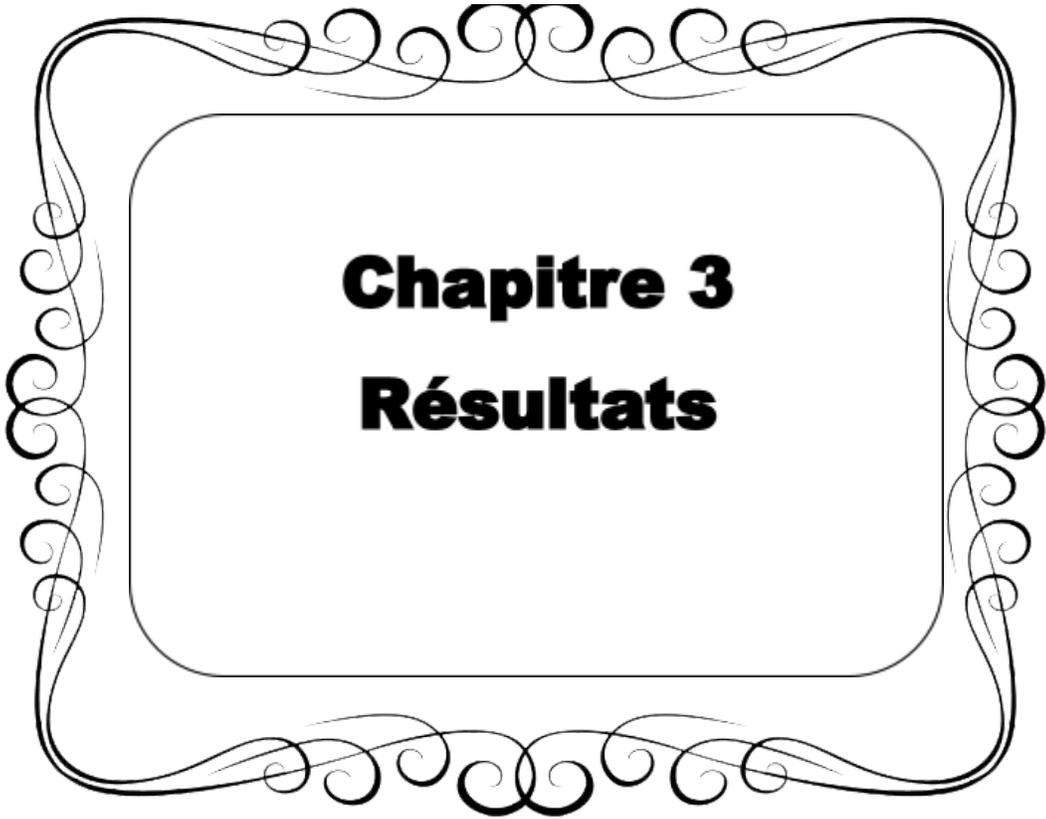
En général, une tuyère est conçue pour accélérer le flux d'un gaz en expansion, tel que les gaz d'échappement d'un moteur, en le faisant passer à travers une section conique ou divergente. Cette expansion du flux de gaz augmente la vitesse et diminue la pression, conformément au principe de conservation de l'énergie.

La forme de la tuyère est soigneusement étudiée pour maximiser l'efficacité de la propulsion. Les tuyères peuvent être de différents types, tels que les tuyères convergentes, divergentes ou convergentes-divergentes, en fonction des besoins spécifiques du système de propulsion.

Dans les moteurs à réaction, par exemple, la tuyère convergente-divergente permet d'optimiser la performance à différentes vitesses. À basse vitesse, la tuyère est partiellement fermée, ce qui augmente la vitesse des gaz d'échappement. À haute vitesse, la tuyère s'ouvre complètement, permettant une expansion maximale des gaz d'échappement et une plus grande poussée.

L'efficacité d'une tuyère dépend de plusieurs facteurs, tels que la pression du gaz à l'entrée, la température, la géométrie de la tuyère et les propriétés du gaz en expansion. Une conception optimale de la tuyère peut améliorer l'efficacité de la propulsion, ce qui se traduit par une meilleure performance du système.

En conclusion, la tuyère est un élément fondamental dans les systèmes de propulsion, permettant de convertir l'énergie en poussée. Sa conception et sa forme sont optimisées pour maximiser l'efficacité de la propulsion. Que ce soit dans l'aviation, l'aérospatiale ou d'autres domaines, la tuyère joue un rôle crucial dans le développement de technologies de pointe et de systèmes de propulsion avancés.

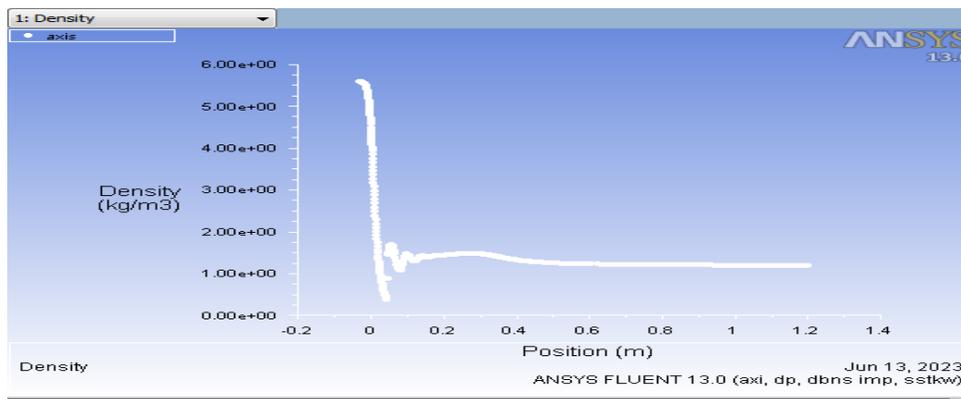
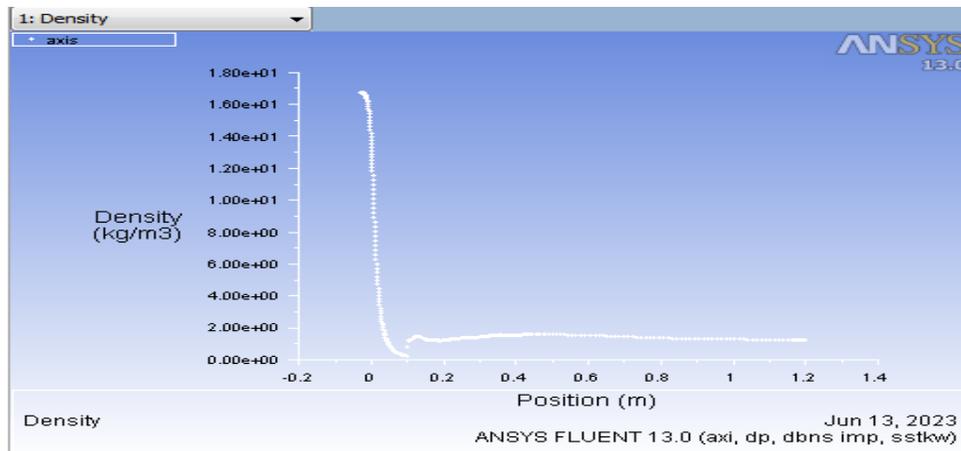


**Chapitre 3**  
**Résultats**

## comparaison entre 3 differentes pression :

### Densite :

Quand on parle de densité sur le TIC5, de début on remarque que la densité de 10 kg/m<sup>3</sup> diminue à presque 0 à la position de 0.1 m après se stabilise à 2 kg/m<sup>3</sup> jusqu'à la position de 1.2 m. Et sur le TIC15 bar. Au début on a perçu la densité de 5.8 kg/m<sup>3</sup> diminue à 0.2 kg/m<sup>3</sup> dans une très courte position de 0.05 m après une augmentation au point de 1.5 kg/m<sup>3</sup> et se stabilise jusqu'à 1.2 m. Et dans TIC30 au début la densité va diminuer de 36 kg/m<sup>3</sup> à 0 dans une position de 0.2 m, jusqu'à la position de 1.2 elle s'immobilise à 2.5 kg/m<sup>3</sup>.



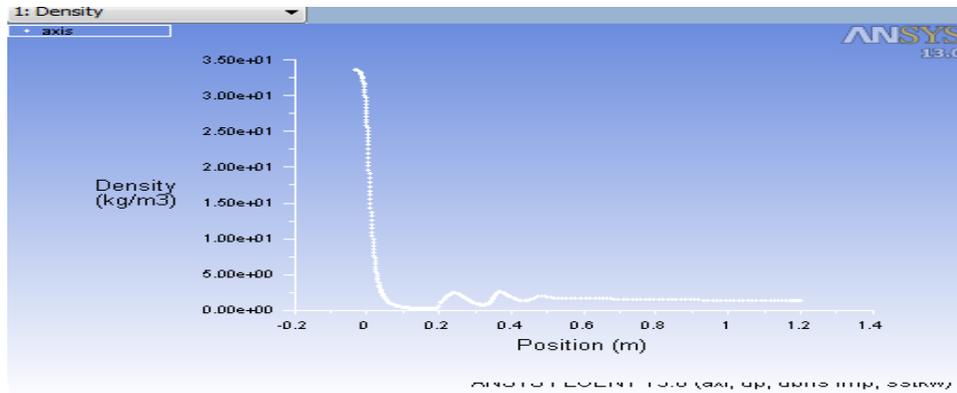
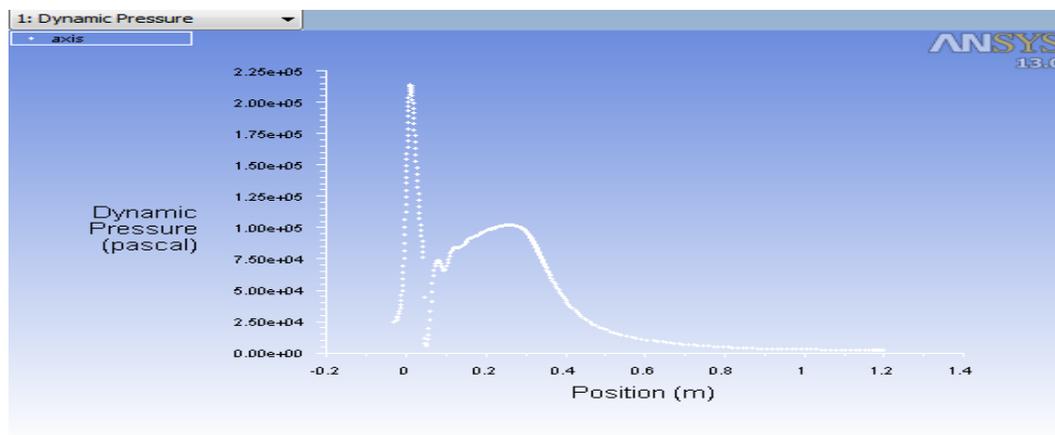
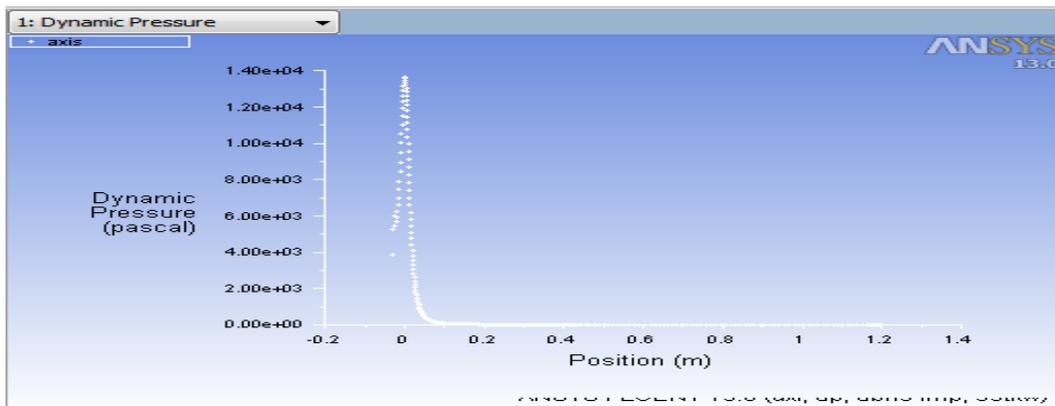


Figure 21 :comparison du density (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

**Pression dynamique :**

Tic15: la pression dynamique augment de 5000 pa a 14000 pa apres fait une chute avec quelques oscillations et se diminue jusqu'à neant

TIC30: augmentation de la pression dynamique au 2000000 pa en suite une chute de pression dynamique au precque 25000 pa



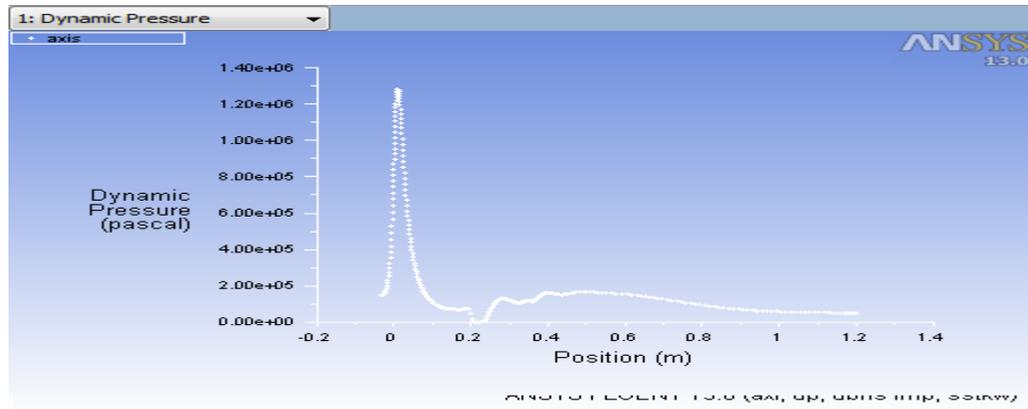


Figure 22 :comparison du Pression dynamique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

**nombre de mach :**

TIC5 le nombre de mach dans distance de 0 à 0.2 m il augmente a 6 apres il se stabilise entre 1 et 0.8

TIC15 une augmentation on point maximal 3 apres diminuant avec quelques oscillations et stabilise au 0.9

TIC30 une augmentation sur la position de 0 à 0.2 au nombre de mach de 5 apres diminuant jusqu'au néant apres une oscillations entre 1 et 2

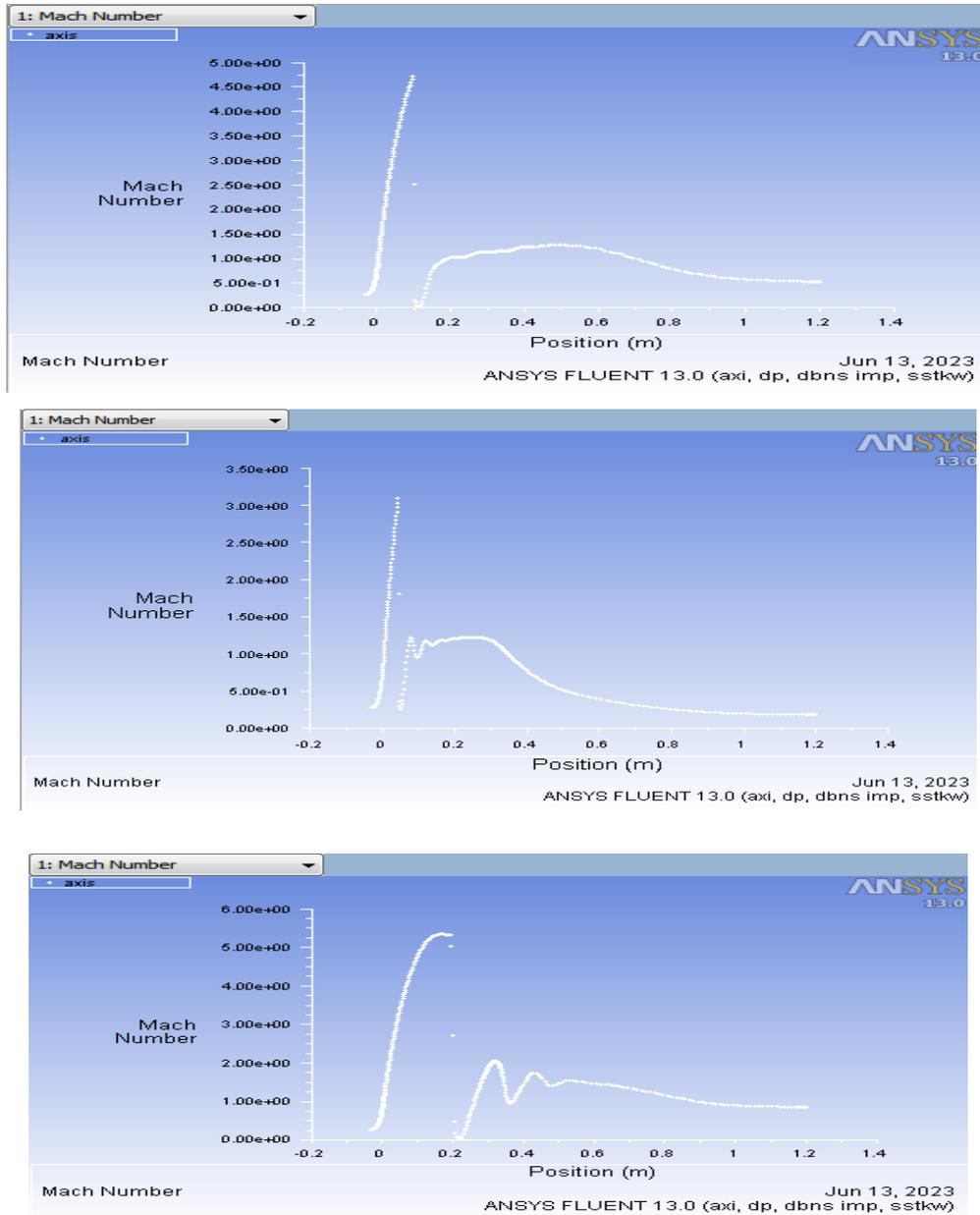


Figure 23 :comparison du nombre du much (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

### Pression statique :

TIC5 au debut on a la pression statique a 30 bar se diminue jusqu'a 0 apres elle se stabilise a 2 bar au 1.2 m de position

TIC15 la pression statique est a 5 bar , elle se reduire a 0 pascal ensuite on remarque des fluctuation entre 1 et 1.6 bar et enfin elle s'immobilise a 1 bar jusqu'a 1.2

TIC30 dans la courbe la pression se debut a 30 bar pa et diminue jusqu'a 0 pa ensuite provoque une variation(oscillation) entre 0 et 2 bar apres se stabilise apres 0.6 m

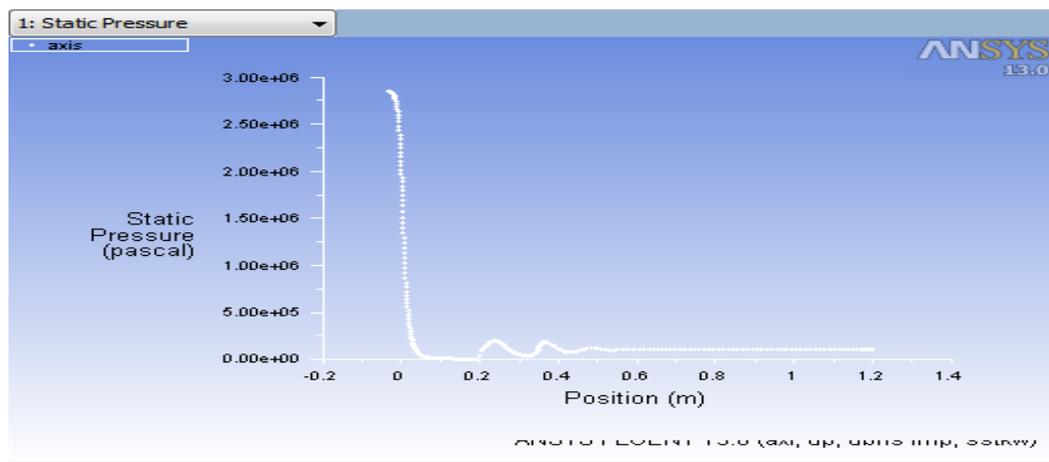
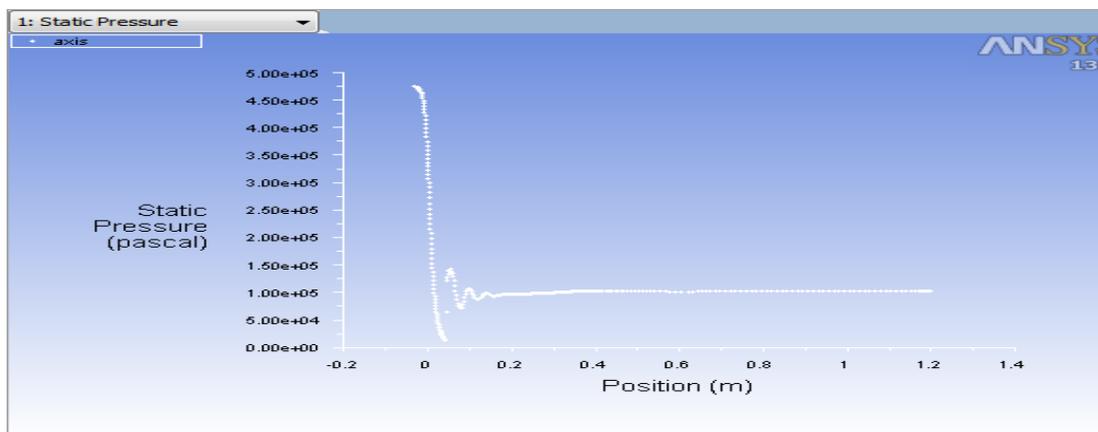
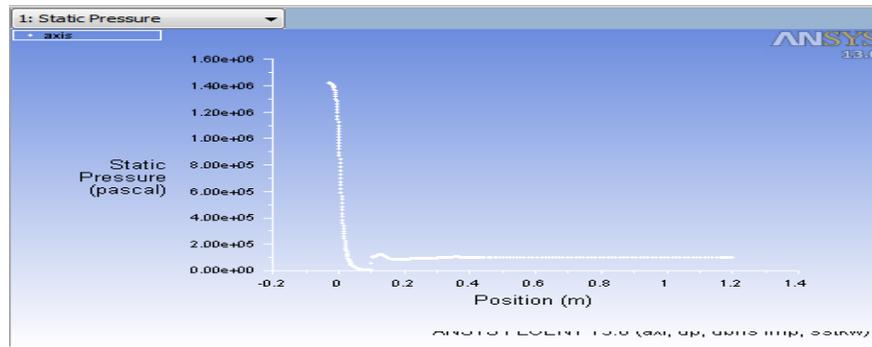


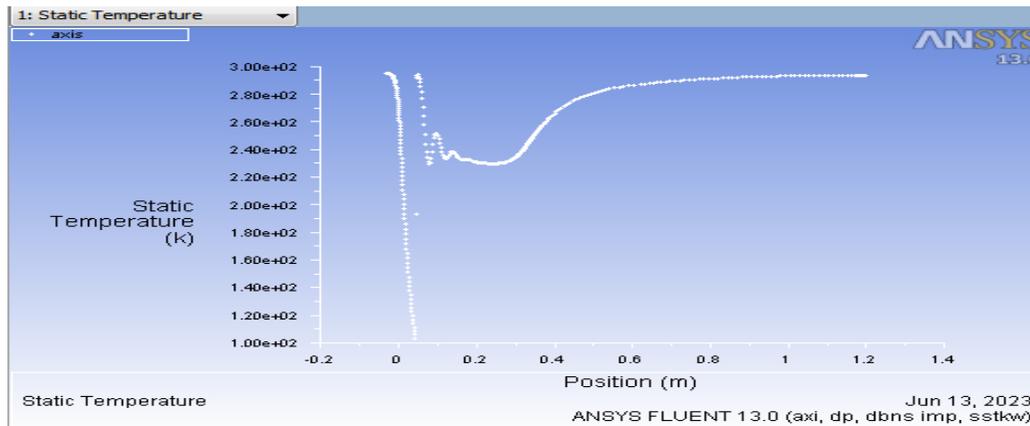
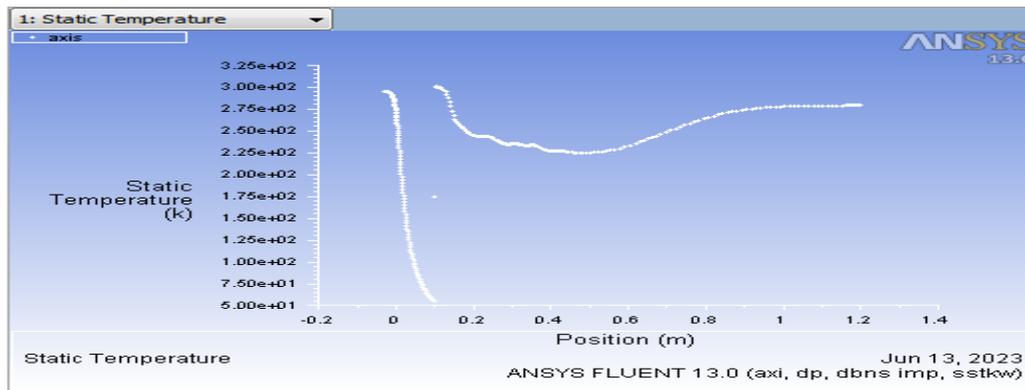
Figure 24 :comparision du pression statique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

**Température statique :**

Dans la courbe TIC5. La température est a 300 k dans la position 0 m puis elle diminue jusqu'a 100 k apres elle atteint subitement descendre a 250 k entre 0.2 et 0.6 m ensuite elle augmente jusqu'a la température de 275k

TIC15 on remarque que la température statique commence a 300k avec une oscillation entre 250 et 240 k apre stabilisé a 280 k

TIC30 la température statique est a 300 apres elle descend jusqu'a 60k apres elle reprend sa valeur initial 300 k en suite une oscillation entre 0.2 et 1 m.



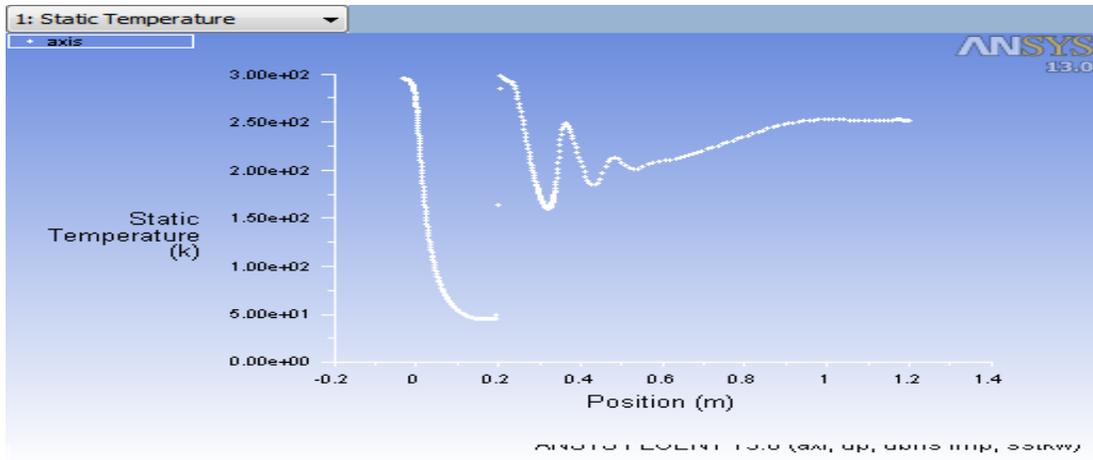
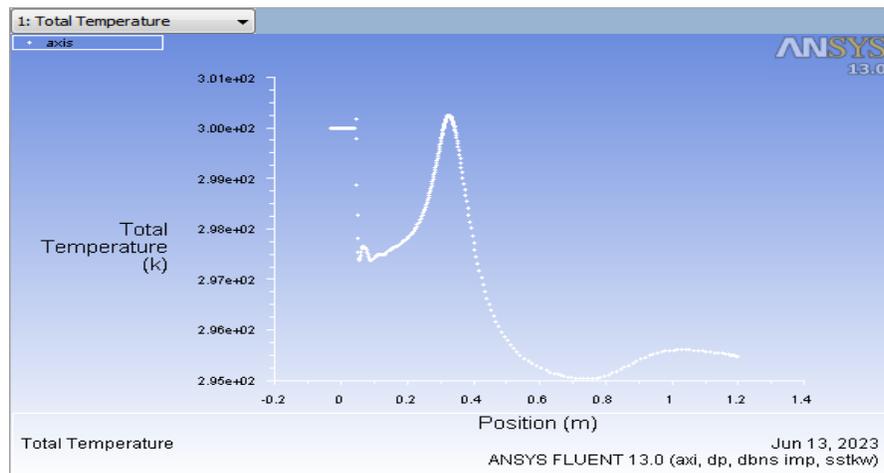
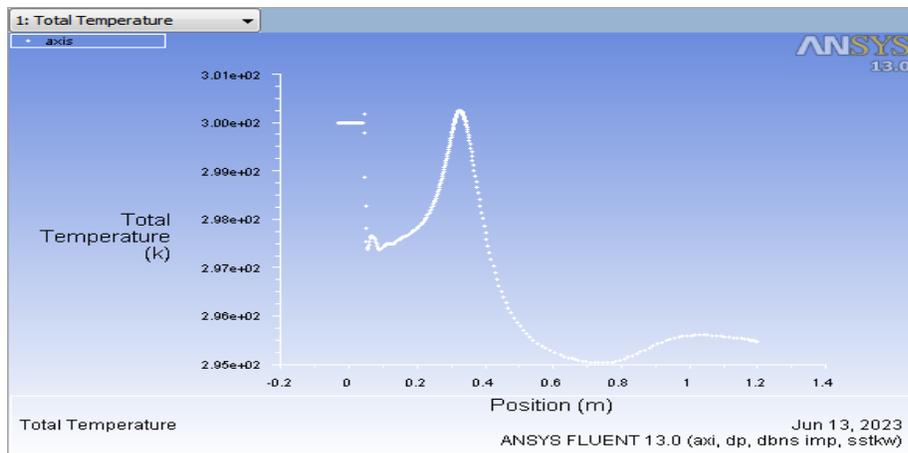


Figure 25 :comparison du Température statique (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

Température totalee :

La variation de la température totalee est minime



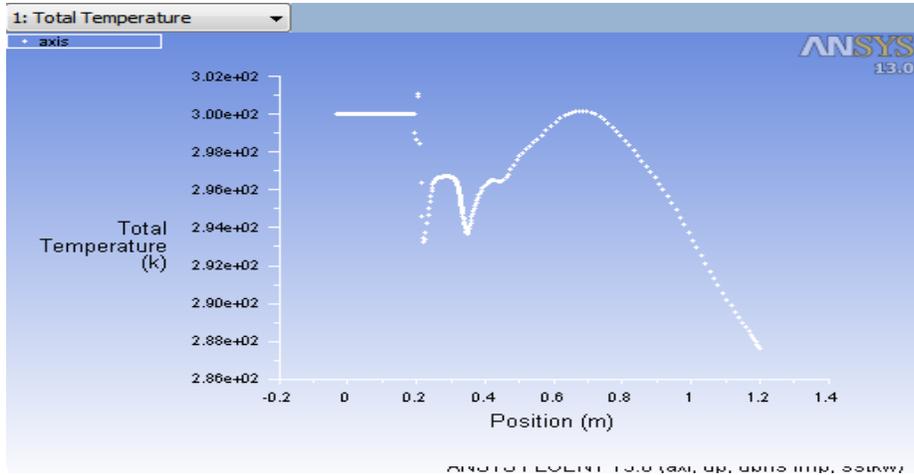


Figure 26 :comparison du Température totale (TIC5 , TIC 15,TIC 30)

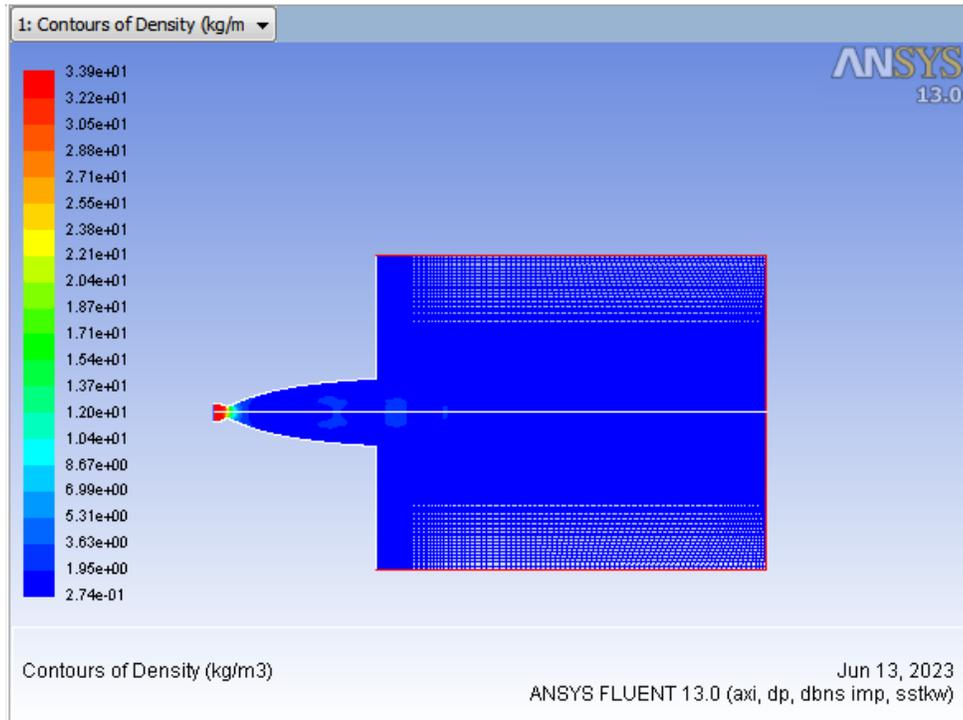


Figure 27 : contours de densité

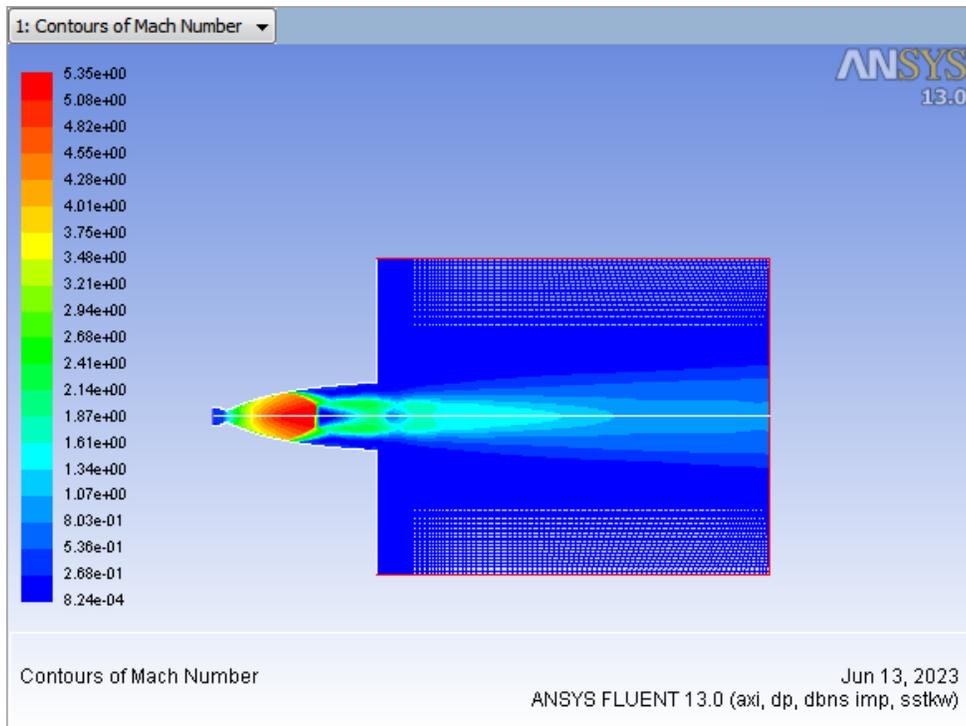


Figure 28 : contours de nombre du much

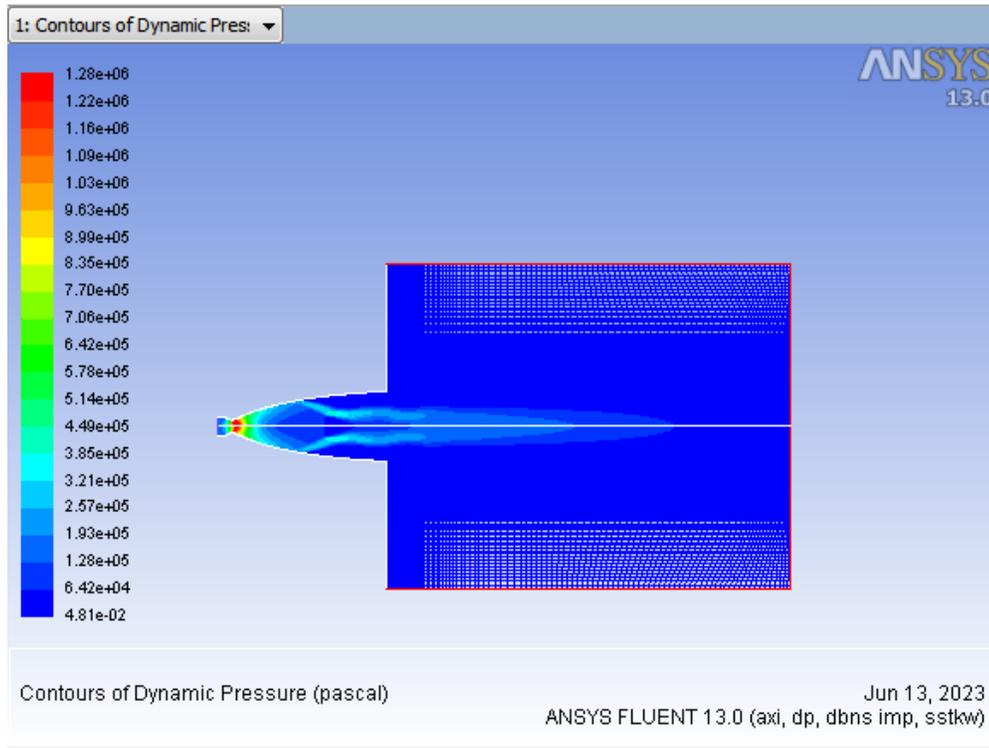


Figure 29 :Contours de pression dynamique

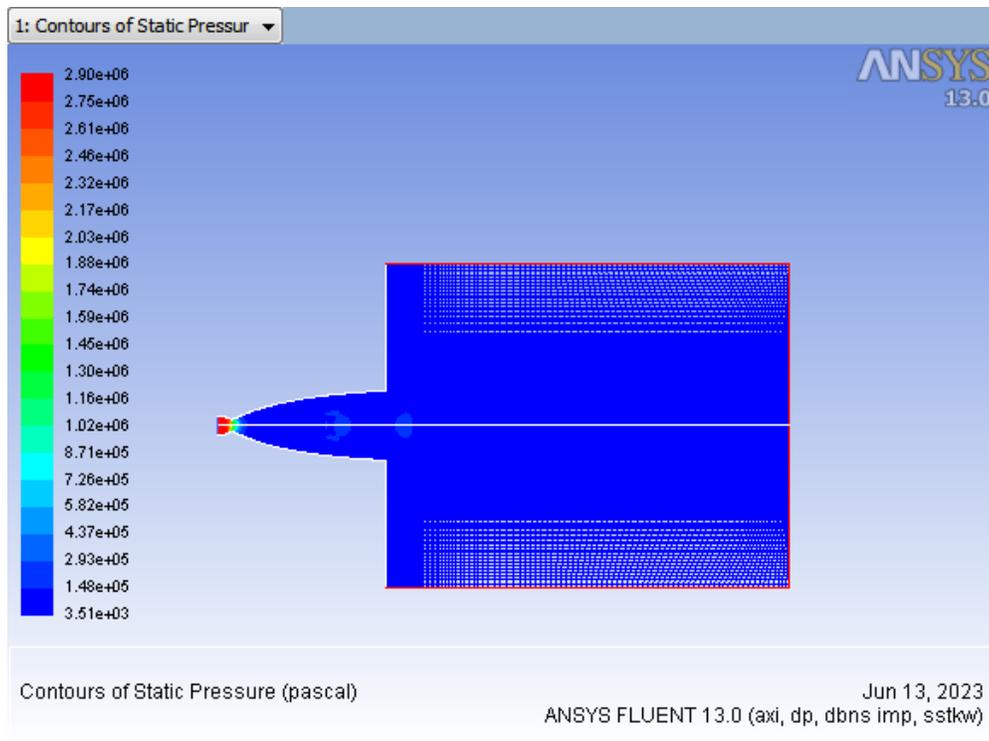


Figure 30: contours de pression statique

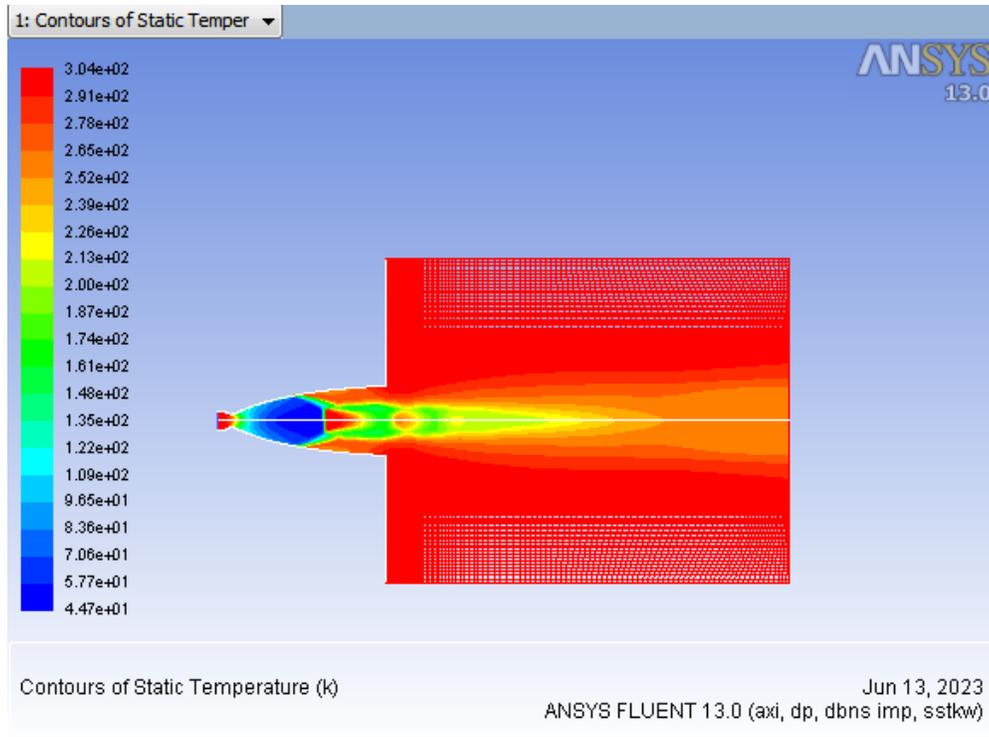


Figure 31: contours de température statique

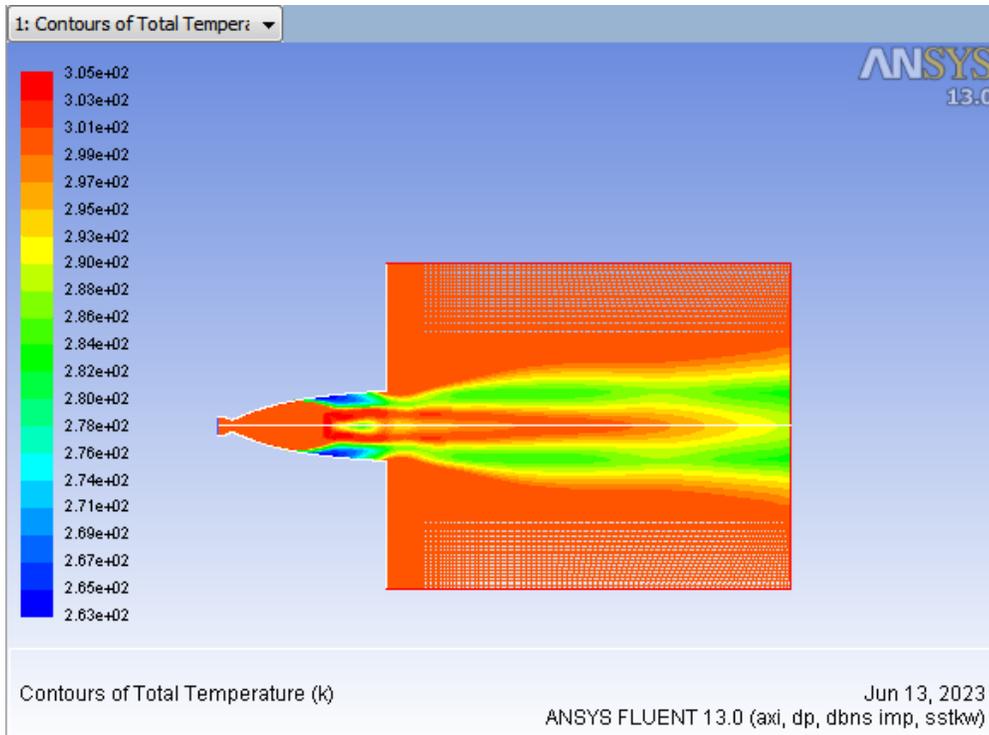


Figure 32:Contours de température totale

# Une tuyère convergente-divergente

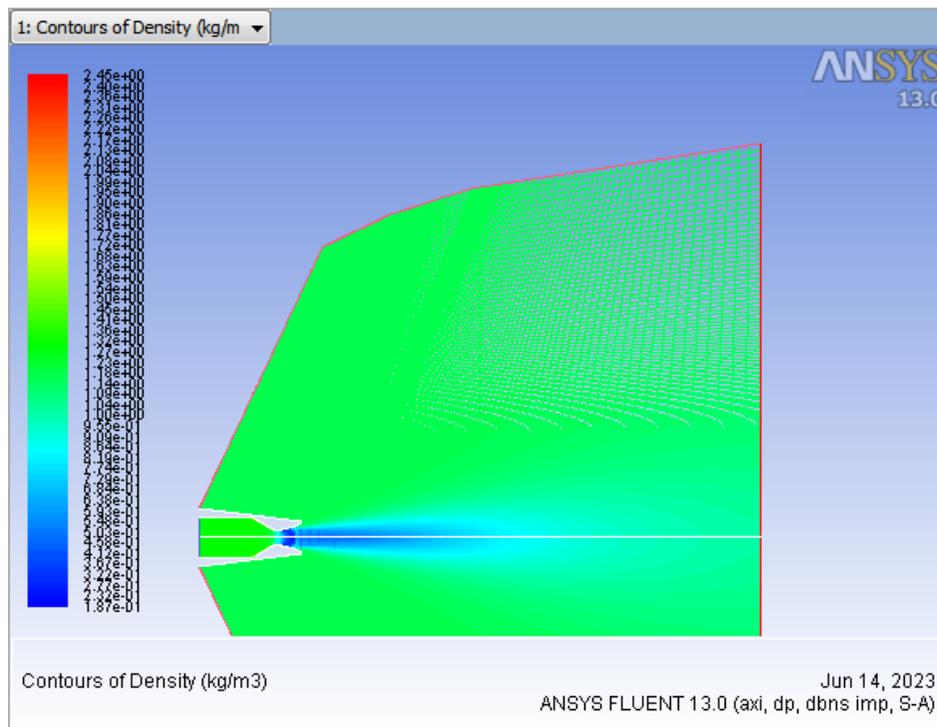


Figure 33: contours de densité

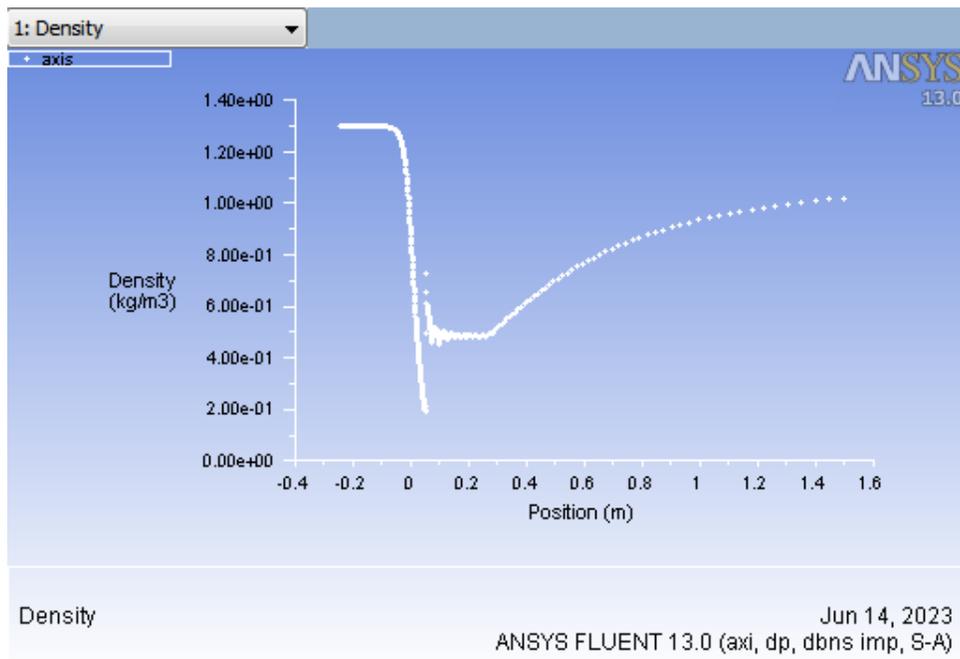
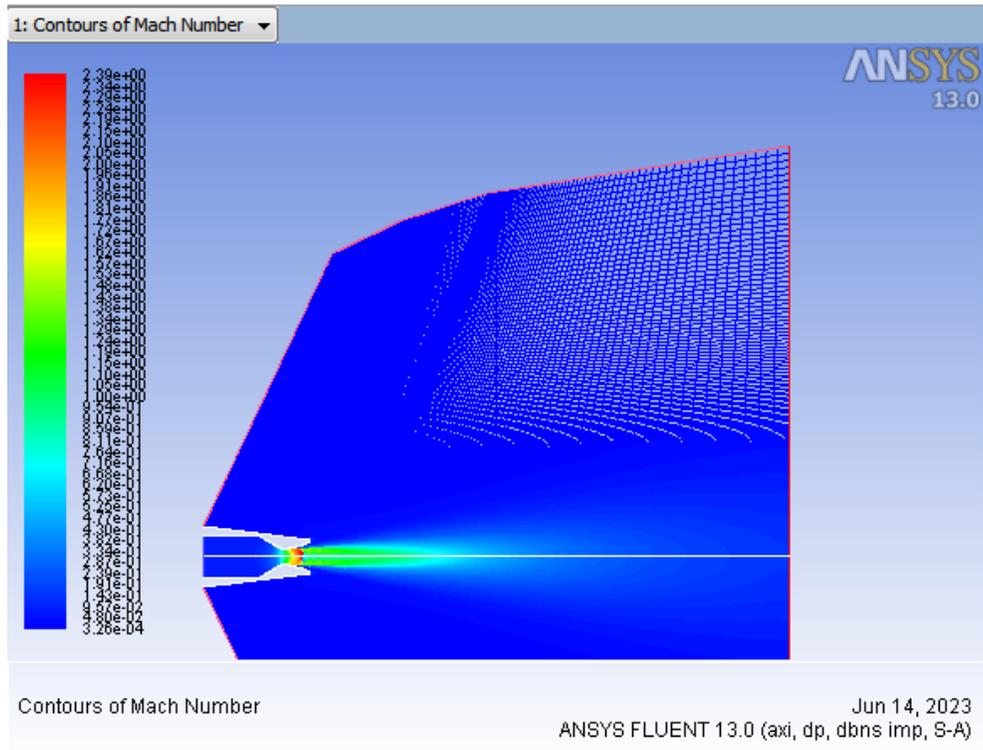
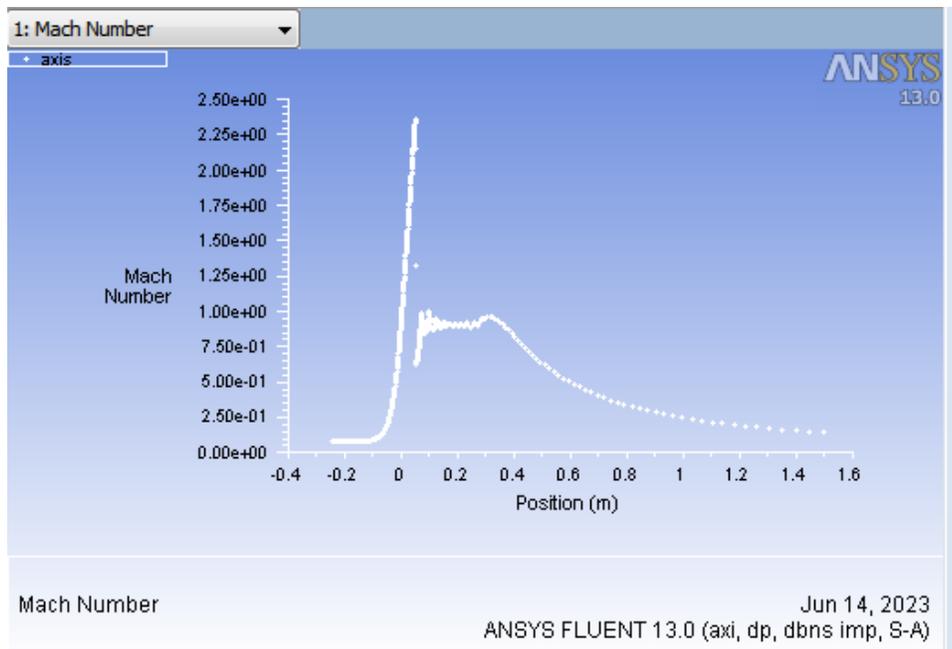


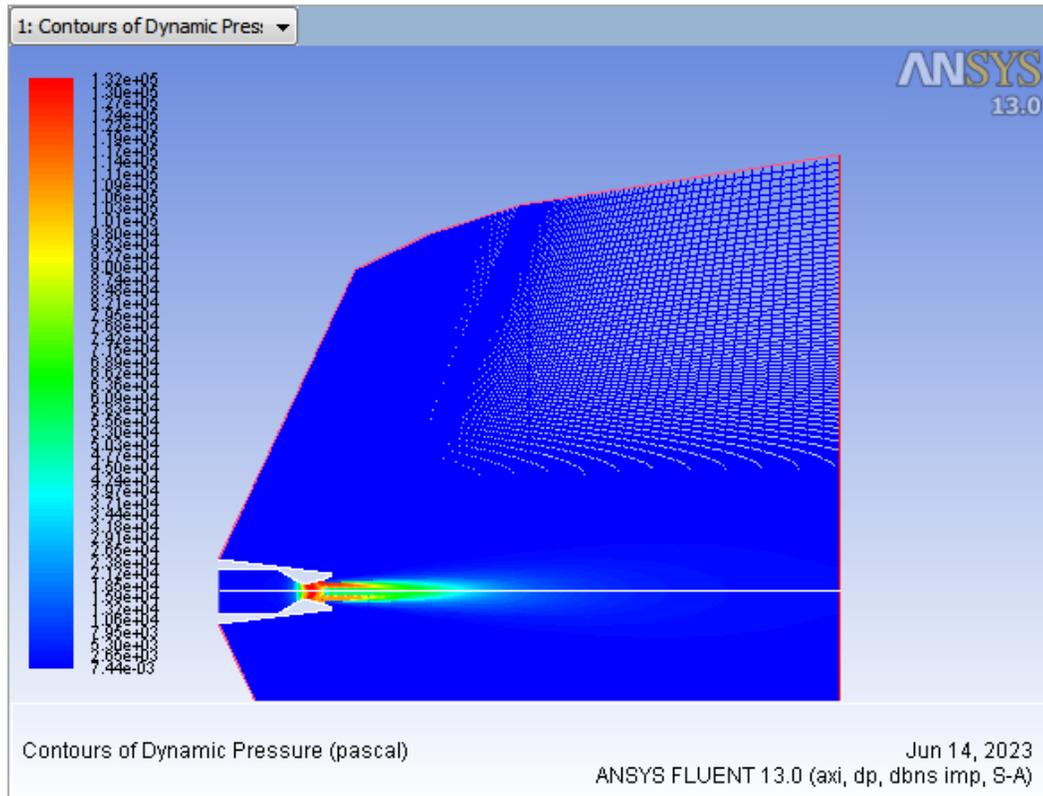
Figure 34 :graphe de contours du température



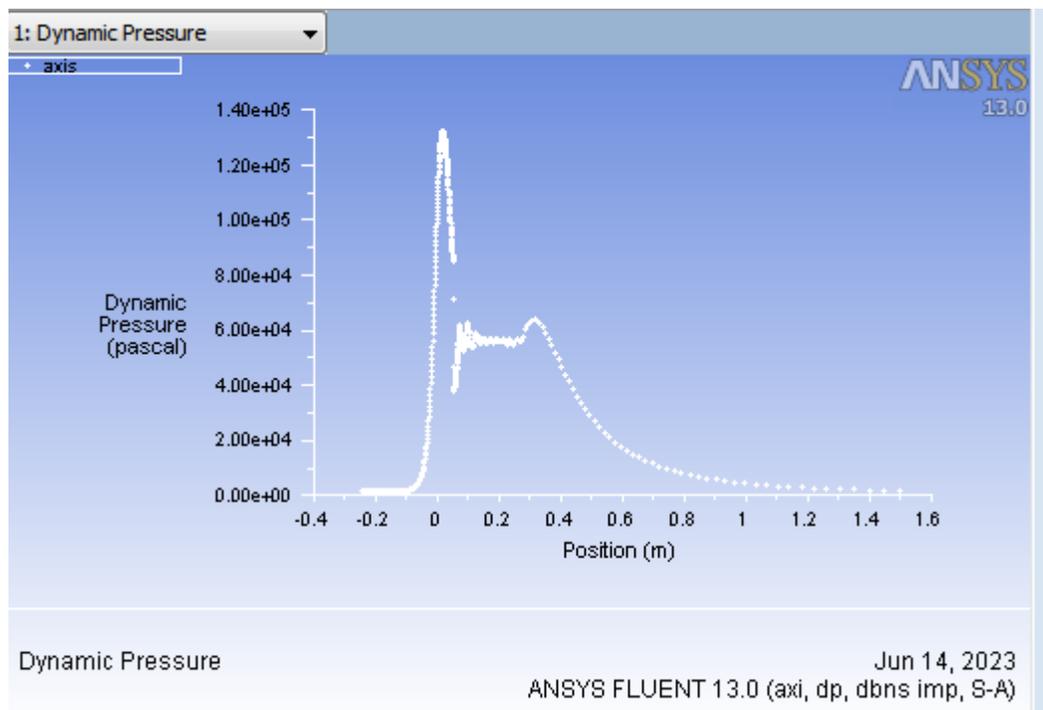
**Figure 35 :contours de pression**



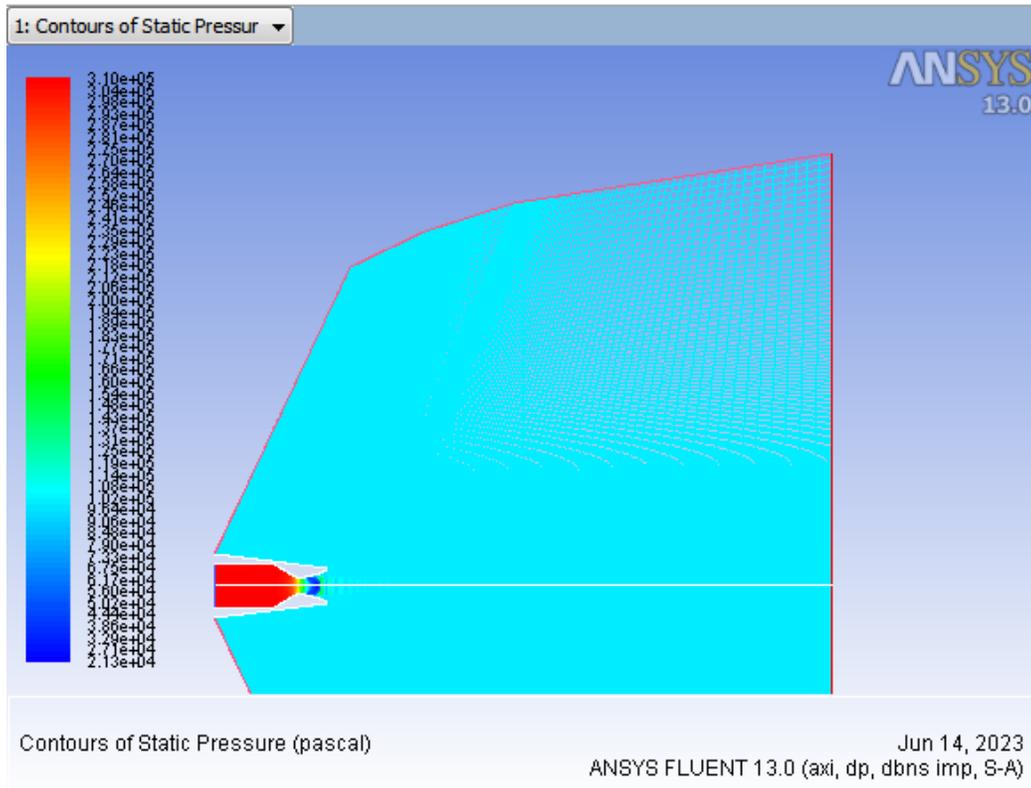
**Figure 36 : graphe du contours de pression**



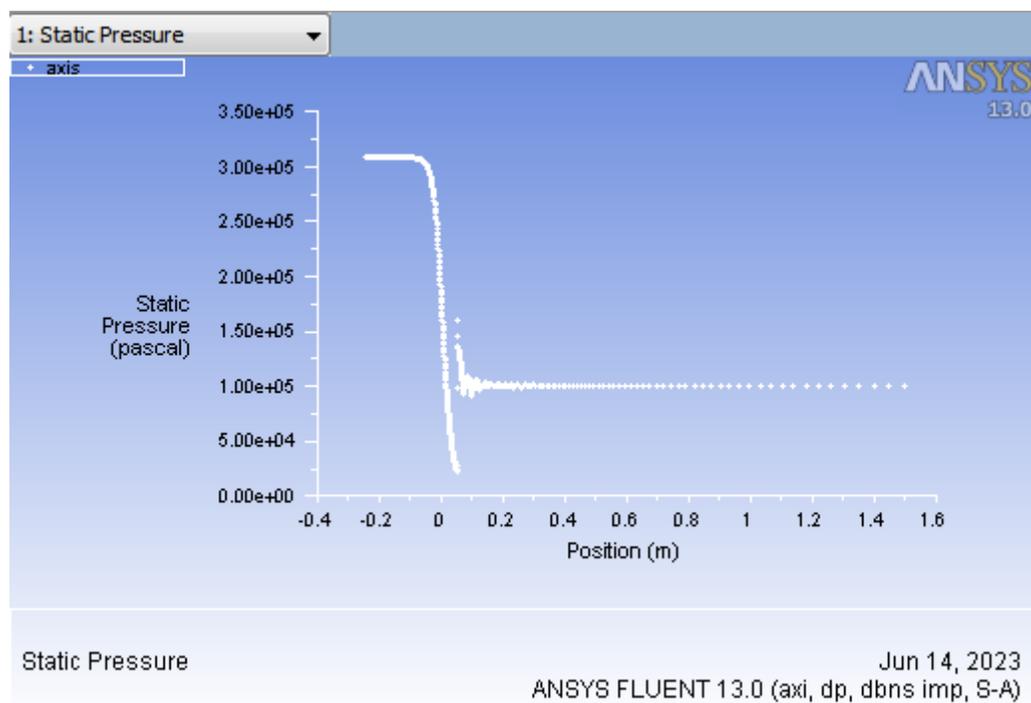
**Figure 37 :contour du dynamique de pression**



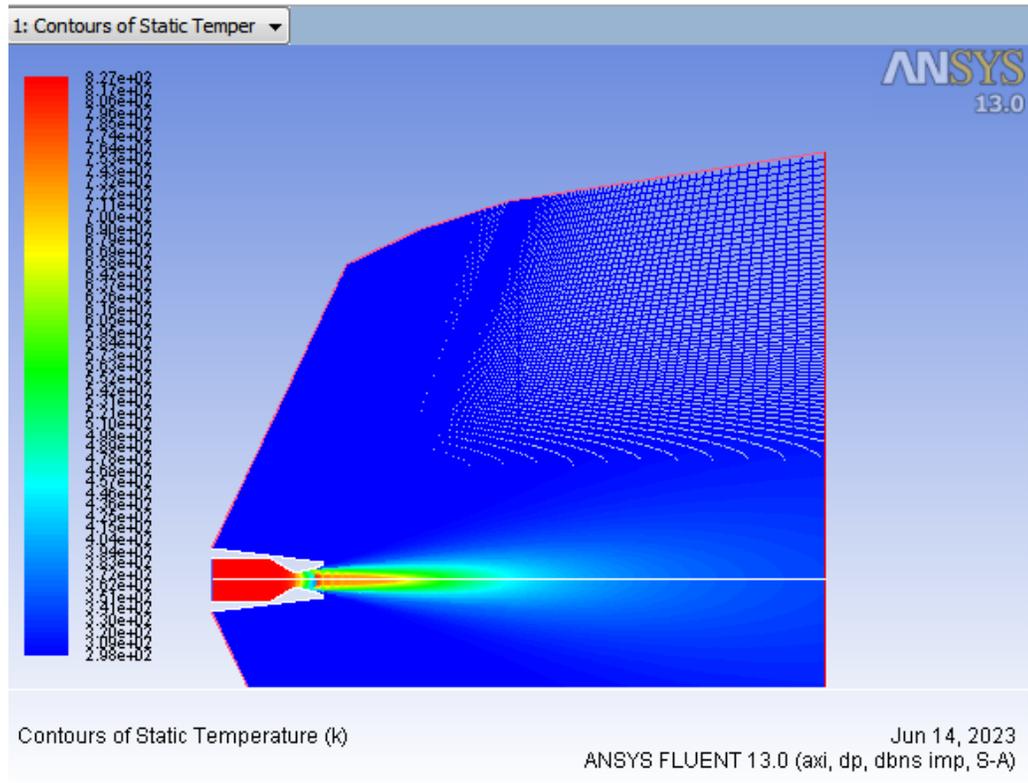
**Figure 38 : graphe du contours de dynamique de pression**



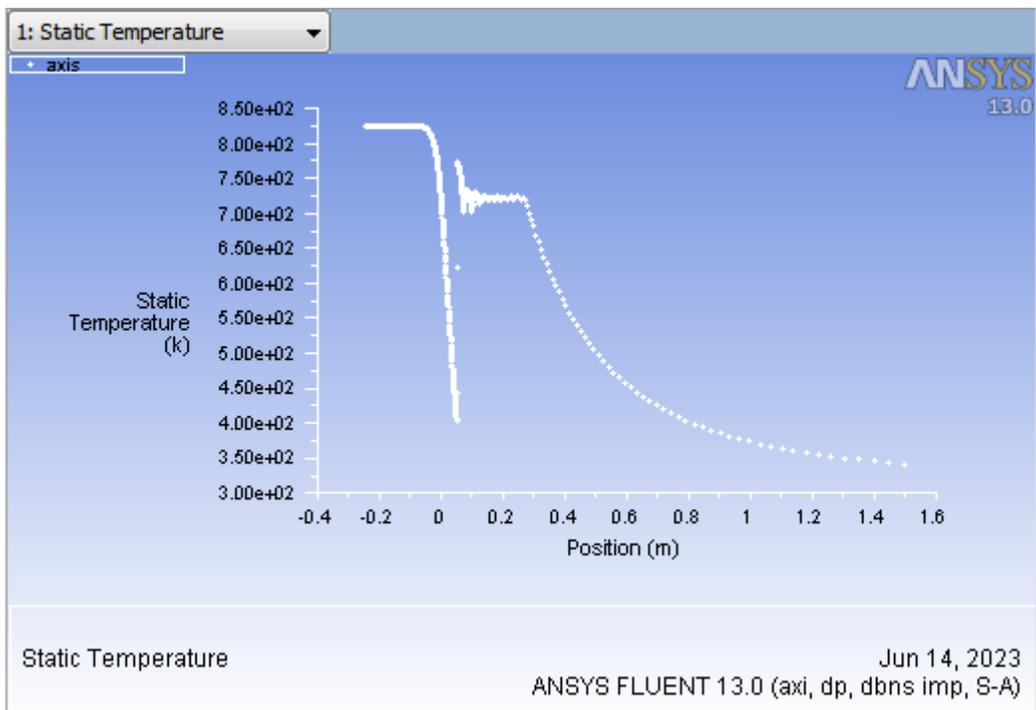
**Figure 39 : contours du statique pression**



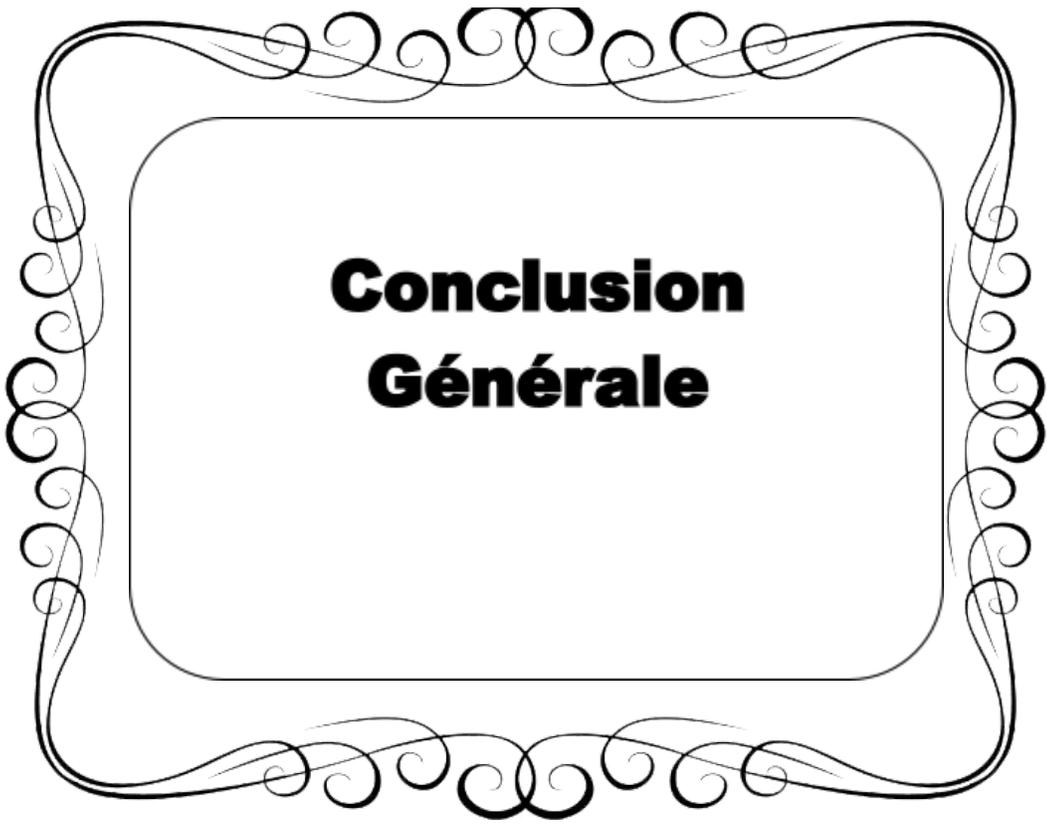
**Figure 40 : graphe de contours du statique pression**



**Figure 41 : contours du statique température**



**Figure 42 : graphe du statique température**



**Conclusion  
Générale**



### Conclusion Générale

La présente étude démontre que la plupart des problèmes liés à la définition et à la caractérisation d'une tuyère de propulseur aérothermique peuvent être résolus efficacement grâce au calcul, offrant même souvent une précision satisfaisante.

L'objectif de cette étude était de se pencher sur la conception des profils de tuyères supersoniques convergentes-divergentes, ainsi que sur la caractérisation de l'écoulement fluide dans la section divergente, également appelée zone supersonique.

Dans un premier temps, l'étude s'est focalisée sur les calculs de l'écoulement transsonique. Pour cela, nous avons utilisé l'approche de Sauer, qui permet de résoudre l'équation des petites perturbations en termes de composantes de la vitesse. Il convient de noter que ces approches ont été discutées dans le cadre d'une autre étude, où trois méthodes différentes ont été comparées.

Pour la conception des profils de tuyères, deux approches ont été utilisées comme base :

- La première méthode implique de fixer un nombre de Mach, une pression à la section de sortie ou une poussée, puis de tracer le profil de l'écoulement compressible et dynamique des gaz. Cela inclut la prise en compte de l'écoulement à densité variable, qui est influencé par la variation de température, et l'utilisation de l'écoulement compressible.
- Une autre approche consiste à examiner l'écoulement unidimensionnel compressible (dans le cas d'un gaz parfait).
- La troisième méthode, connue sous le nom de méthode de Reynolds, consiste à étudier le nombre de Reynolds et à appliquer la méthode de décomposition de Reynolds (RANS).
- La quatrième méthode implique la spécification du profil du contour de la tuyère, qui est approximé par un polynôme de degré deux. Les constantes de ce polynôme sont calculées en fonction des conditions aux limites imposées à l'entrée et à la sortie de la tuyère.

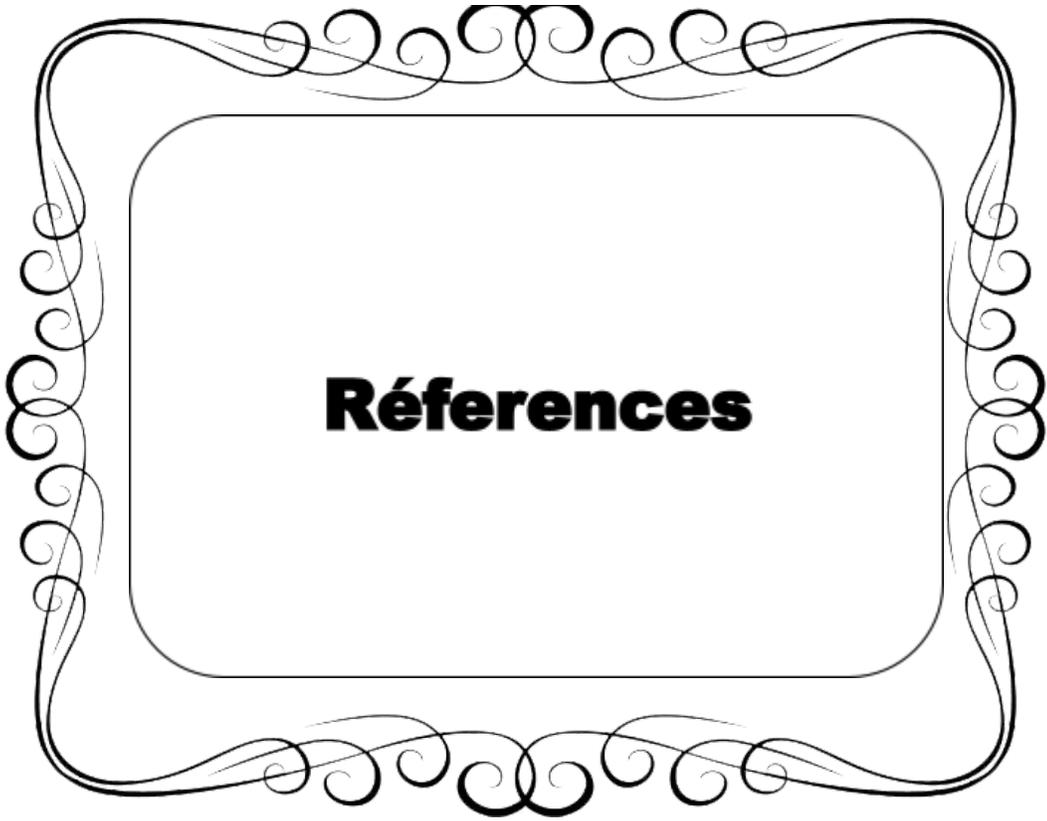
Un maillage spécifique a été créé pour chaque méthode, et cette approche a été appliquée à différentes configurations de tuyères.

Il est crucial de prendre en compte les conditions aux limites lors de l'utilisation de techniques numériques afin d'obtenir des résultats précis. Les équations hyperboliques sont particulièrement sensibles, car toute erreur introduite aux frontières se propage à travers la grille de calcul, entraînant souvent de fortes instabilités. Dans le cadre de cette étude, le

## Conclusion

---

logiciel ANSYS a été utilisé, offrant quatre méthodes différentes, notamment le calcul par éléments finis (FEA). Grâce à ce programme, nous avons pu étudier la géométrie de manière approfondie en utilisant Design Modeler, ce qui nous a permis de mieux comprendre l'aspect physique et de définir la zone à mailler en utilisant des points caractéristiques. Ensuite, nous avons appliqué le maillage en tenant compte des conditions aux limites et utilisé le solveur Fluent pour résoudre les équations et obtenir les résultats souhaités.



### Bibliography

- [1] George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets, Wiley-Interscience, 1992, 636 p.
- [2] Brevet d'invention - Propulseur par réaction sur air » [archive], sur Office national de la propriété industrielle.
- [3] a, b et c (en) Kendall F. Haven (2006), 100 greatest science inventions of all time, How was the jet engine invented?, p. 225-226..
- [4] a, b, c et d (en) Mary Bellis, « Jet Engines - Hans von Ohain and Sir Frank Whittle – TheHistory of the Jet Engine » [archive], sur About.com (consulté le 16 août 2009), p. 1.
- [5] Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28.
- [6] "Yohann Perrot, "étude, mise au point et validation de modèles de turbulence compressible", Thèse de doctorat, INSA de Rouen 2006".
- [7] Chouicha Rachid, Développement de la méthode des caractéristiques pour la conception des tuyères double Mémoire de Master, Institut d'aéronautique et des études spatiales, université SAAD DAHLEB de Blida.2015..
- [8] Y.D. Dwivedi, B. Parvathavadhani. , Nirmith Kumar Mishra. "Design of Supersonic Wind Tunnel using method of characteristics".International Journal of Advanced Transport Phenomena. Vol. 01, No. 01, December 2011. pp 14-23..
- [9] Peter Moore. "Design of a Supersonic Wind Tunnel". 28 October 2009.
- [10] Peterson C.R. and Hill. P.G « Mechanics and Thermodynamiques of Propulsion », 2nd edition..
- [11] "Sébastien.Candel., Mécanique des fluides : Cours,"Editions Dunod, Paris , France.1995."
- [12] Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28 novembre 2007, p. 9.
- [13] "Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28".
- [14] "REIJASSE, P., "Aérodynamique des tuyères propulsives en sur-détente : décollement libre et charges latérales en régime stabilisé", Thèse de doctorat en mécanique des fluide de l'université Paris, 6 septembre 2005."

## Références

---

- [15] "MALINA F. J., "Characteristics of the rocket motor based on the theory of perfect gases," J. Franklin Inst., Vol. 230, PP. 433-450, 1940".
- [16] "ANDERSON. Jr, JOHN. D,"Modern Compressible Flow with Historical Perspective", McGraw-Hill Book Company, New York, 1982."
- [17] Yohann Perrot, "étude, mise au point et validation de modèles de turbulence compressible", Thèse de doctorat, INSA de Rouen 2006.
- [18] Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28.
- [19] Énergie-masse équivalence : Les RNAS en jet à masse volumique variable ont l'intention de transformer une fraction de la masse en énergie utilisable pour produire une force de propulsion, conformément à la célèbre équation d'Einstein,  $E=mc^2$ . Cette équatio.
- [20] Albert Einstein, "On the Electrodynamics of Moving Bodies", Annalen der Physik, 1905..
- [21] Richard C. Tolman, "Relativity, Thermodynamics, and Cosmology", Oxford University Press, 1934..
- [22] "James F. Woodward, "Making Starships and Stargates: The Science of Interstellar Transport and Absurdly Benign Wormholes", Springer, 2012."