



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

Calcul RANS d'une tuyère subsonique et supersonique et ses performances

Etudié Par :

- Djabri Walid
- Messaoudi Mohamed

Devant le jury composé de :

Pr. Bouafia
Dr T.Nehari
Pr.Bounif

UAT.B.B (Ain Temouchent)	Président
UAT.B.B (Ain Temouchent)	Examineur
UAT.B.B (Ain Temouchent)	Encadrant

Promotion : 2020/2021

RESUME

Le but de notre étude est de développer la conception de profils de tuyères supersoniques et subsonique.

Pour réaliser cela au premier nous avons étudié l'écoulement par plusieurs méthodes.

La première méthode consiste de l'écoulement compressible et Dynamique des Gaz qui ce compose de L'écoulement à densité Variable qui est contrôlé par la variation de température, de l'utilisation de l'écoulement compressible et du nombre de Mach

La deuxième méthode consiste de l'écoulement compressible unidimensionnel (Cas d'un gaz parfait) , qui ce compose des équations NAVIER-STOKS

La troisième méthode de Reynolds qui ce consiste d'étudier le nombre de Reynolds et la décomposition de Reynolds (RANS)

Quatrième méthode, la méthode des volumes finis qui consiste de prendre en compte des limites comme un aspect très important lors de l'utilisation des techniques numériques dans le but d'obtenir de bons résultats.

Le programme ANSYS développés pour les quatre méthodes, l'application qui calcul par éléments finis (FEA) , l'utilisation de ce programme nous a permit d'étudier la géométrie (Design Modeler) pour bien comprendre l'aspect physique la définition de la zone à mailler avec l'utilisation des points caractéristique et appliqué le maillage avec les conditions limites et le solveur fluent

Enfin nos résultats sont validés et comparé aux méthodes utilisés aux par avant pour confirmé 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 first we have studied the flow by several methods.

The first method consists of the compressible and dynamic gas flow which consists of Variable density flow which is controlled by the variation of temperature, 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 of studying the Reynolds number and Reynolds decomposition (RANS)

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

The Ansys program developed for the four methods is the application which is calculated by finite elements (FEA), the use of this program allowed us to study the geometry (Design Modeler) to fully understand the physical aspect the definition of the zone to be meshed with the use of characteristic points and applied the mesh with the 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 التشكيلات الجانبية للفوهة الأسرع من الصوت ودون سرعة الصوت. لتحقيق ذلك في البداية قمنا بدراسة التدفق بعدة طرق.

تتكون الطريقة الأولى من تدفق الغاز القابل للانضغاط والديناميكي والذي يتكون من تدفق متغير الكثافة يتم التحكم فيه من خلال تغير درجة الحرارة واستخدام التدفق القابل للانضغاط ورقم الماك.

تتكون الطريقة الثانية من التدفق الانضغاطي أحادي البعد (حالة الغاز المثالي) ، والذي يتكون من معادلات NAVIER-STOKS

طريقة الثالثة لدراسة رقم وتحلل رينولدز

الطريقة الرابعة، طريقة الحجم المحدود والتي تتكون من مراعاة الحدود باعتبارها جانباً مهماً للغاية عند استخدام التقنيات العددية للحصول على نتائج جيدة.

برنامج ANSYS الذي تم تطويره للطرق الأربعة هو التطبيق الذي يتم حسابه بواسطة العناصر المحدودة ، وقد أتاح لنا استخدام هذا البرنامج دراسة الهندسة لفهم الجانب المادي تماماً وتعريف المنطقة المراد ربطها باستخدام النقاط المميزة

وتطبيق الشبكة مع شروط الحدود والحل بطلاقة

أخيراً ، يتم التحقق من صحة نتائجنا ومقارنتها بالطرق المستخدمة من قبل لتأكيد موثوقية المحاكاة لدينا..

Remerciements

La thèse est une période pleine de leçons, de découvertes, de doutes, d'espoirs, de difficultés et de rencontres. Tout cela constitue la richesse d'une thèse.

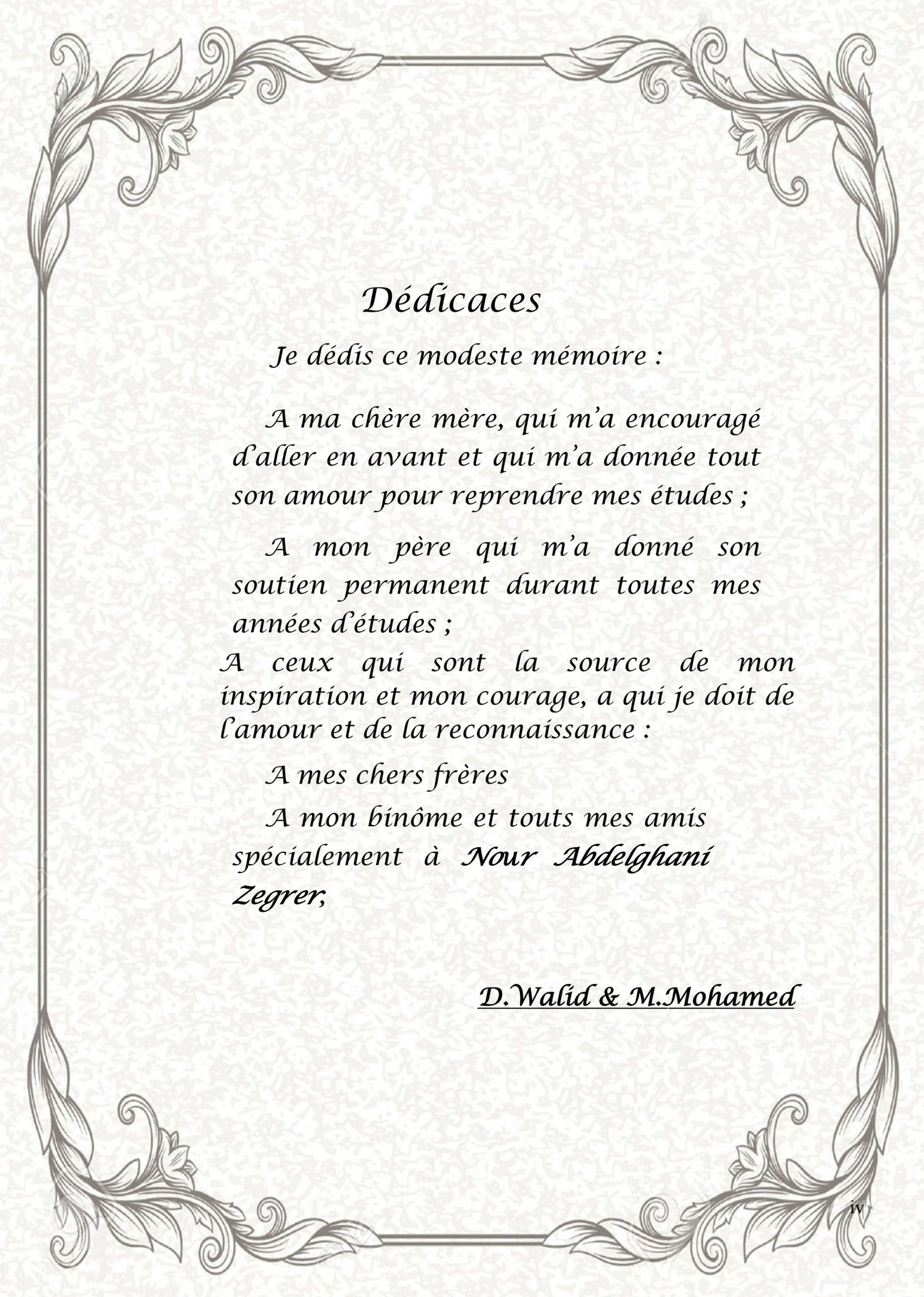
Je voudrais exprimer ma profonde reconnaissance et mes sincères remerciements toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à l'avancement de mes travaux de recherche.

Je remercie profondément mon Encadreur, Professeur BOUNIF, pour avoir accepté de diriger mes travaux et pour m'avoir guidé tout au long du mémoire pour ses conseils, ses critiques et son attitude exemplaire tout au long de la réalisation de ce travail de recherche, je remercie aussi tout le personnel du département du génie mécanique d'université BELHADJ BOUCHAIB Ain Témouchent..

Ensuite je souhaite remercier l'ensemble des membres du jury pour le temps et l'énergie qu'ils ont dédiés à la lecture et à la correction de mon manuscrit.

Finalement. Je tiens à remercier tous les membres de ma famille mes amis Spécialement l'enseignant Nour Abdelghani ZEGRER et l'ingénieur Abdelhadi MAGHARBI pour leur appui moral surtout ma mère. Mon père. Je leur serai reconnaissant toute ma vie.

D. Walid & M. Mohamed

A decorative border with intricate floral and scrollwork patterns, framing the central text.

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 *Nour Abdelghani*
*Zegrer,**

D. Walid & M. Mohamed

Sommaire

Résumé.....	i
Remerciement.....	iii
Dédicace	iv
Liste des figures.....	v
Nomenclature.....	vii
Introduction générale.....	viii
Chapitre 1 : Généralités d'une tuyère	
1 Introduction	1
2 Principe de fonctionnement.....	2
I. Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique.....	2
I.1. Ecoulement Subsonique.....	3
I.2. Ecoulement Sonique adapté	3
I.3. Ecoulement Supersonique adapté.....	3
I.4. Ecoulement Supersonique non adapté	3
II. Fonctionnement réel de la tuyère supersonique.....	3
II.1. Le régime d'adaptation.....	4
II.2. Le régime de sous-détente.....	4
III.3. Le régime de sur-détente	5
Sur-détente avec décollement naissant	6
Sur-détente avec décollement étendu.....	6
3. Historique	7
4. Type de tuyère.....	8
I. Tuyère à divergent extensible	8
II. Tuyère à écoulement externe/corps central	9
III Tuyère à double galbe	10
IV. Tuyère de Laval	10
V. Tuyère de Turboréacteur	11
V.1. Tuyère Propulsive	11
V.2. Entrée d'air	12
VI. Tuyère conique	12
5 Domaine d'application	13
6. Les souffleries	14
I. Principe de la soufflerie	14
II.. Les différents types de soufflerie	16
II.1 Les souffleries Supersonique	16
7. Etude thermodynamique	17
I. Diagramme T-S et schéma de la tuyère	18
Chapitre 2 : Ecoulement dans une tuyère	
1. Introduction	19
2. Grandeurs thermodynamique	21
3. Ecoulements compressibles et dynamique des gaz.....	22
I. Ecoulements à densité variable.....	22
II. Ecoulements compressibles.....	22

Sommaire

4. Définition de nombre de mach	23
5. Classification de l'écoulement	23
I. Transsonique	23
II. Supersonique	24
III. Hypersonique.....	24
6. Ecoulements compressible unidimensionnel (cas d'un gaz parfait).....	26
I. Définition des gaz parfait	26
II. Equations Générales	26
7. Les équations de NAVIER-STOKES	27
I. L'équation de continuité	28
II. Conservation de la quantité de mouvement	28
8. Le nombre de Reynolds	29
9. La décomposition de Reynolds (RANS)	30
10. Méthode des volumes finis	31
11. Conditions aux limites et initiales	31
I. Conditions initial	31
II. Condition aux limites	32
Chapitre 3 : Les Résultats	
1. Qu'est-ce qu'ANSYS Fluent ?	33
I. Présentation du logiciel ANSYS	33
II. La géométrie (Design Modeler)	33
III. Le maillage	34
IV. Conditions limites	35
V. Le solveur Fluent	35
2. Les Résultats	36
Conclusion générale.....	45
Références.....	46

Liste des figures

Chapitre 1 : Généralités d'une tuyère

Fig. I.1 : Schéma d'une tuyère.....	2
Fig. I.2 : Tuyère convergente divergente.....	2
Fig. I.3 : Schéma de la tuyère supersonique.....	2
Fig. I.4 - Organisation de l'écoulement à l'adaptation.....	4
Fig. I.5 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.....	5
Fig. I.6 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente.....	5
Fig. I.7 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite.....	6
Fig. I.8 : Tuyère en sur détente avec décollement étendu de la couche limite.....	7
Fig. I.9 : Test du déploiement de la partie extensible de la tuyère du moteur RL-10 B-2 propulsant le second étage du lanceur Delta IV.....	9
Fig. I.10 : Tuyère annulaire non tronquée testée sur un moteur à propergol solide (2004).....	9
Fig. I.11: Tuyère à double galbe.....	10
Fig. I.12 : moteur-fusée viking : au-dessus du divergent de la tuyère partie la plus volumineuse on distingue l'étranglement du col et le convergent qui se confond avec la chambre de combustion du moteur de forme cylindrique.....	11
Figure I.13: Tuyère conique.....	12
Fig. I. 14 : www.nriv.free.fr Aéronautique.....	13
Fig. I. 15 : www.savoirs.essonne	13
Fig I. 16 : www.lefigaro.fr	13
Fig. I.17 : Montage Expérimentale de la tuyère TIC.....	14
Figure I.18 : Maquette automobile dans une veine d'essai de soufflerie.....	15
Fig. I.19: Schéma d'une soufflerie supersonique à deux cols.....	16
Fig. I.20 Mach 2 de la soufflerie S5Ch du Centre Onera de Meudon.....	17
Fig. I.21 : La soufflerie supersonique de la soufflerie S8ch du Centre Onera de Meudon.....	17
Figure I.22 Schéma de la tuyère.....	18
Figure I.23 Diagramme T-S de la tuyère.....	18

Chapitre 2 : Ecoulement dans une tuyère

Fig. II.1 : l'avion-fusée volant en régime transsonique.....	24
Fig. II.2 : Ecoulement localement supersonique sur une aile d'avion.....	24
Fig. II.3 : Ecoulement supersonique dans une tuyère (Vulcain) avec $P_0 = 110\text{bar}$, $T_0=3646\text{K}$, $U_{\text{max}}=4392\text{m/s}$ et $\text{Mach max} = 4.76$	24
Fig. II.4 : Avion spatial hypersonique américain X-33.....	25
Figure II.5: La classification de l'écoulement à ciel ouvert selon le nombre de Reynolds.....	30
Fig. II.6: Evolution de la vitesse fluctuante en fonction du temps.....	30

Chapitre 3 : Les Résultats

Figure III.1 L'interface de Workbench.....	33
Figure III.2 La géométrie de la tuyère.....	34
Figure III.3 Le maillage de la tuyère.....	35
Figure III.4: Fluent calcul des résidus.....	36

Fig III.5 : Comparaison de champ de Mach NPR= 4.82.....	36
Fig III.6 : Distribution de pression sur la paroi.	37
Fig III.7 : Distrubition de pression à une distance de 4.7 cm de l'axe.....	37
Fig III.8 : Distrubition de pression à une distance de 4.32 cm de l'axe	38
Fig III.9 : Distrubition de pression à une distance de 2.54 cm de l'axe.....	38
Fig III.10 : Distrubition de pression à une distance de 1.27 cm de l'axe.....	39
Fig III.11 : Distrubition de pression sur l'axe	39
Figure III.12 : Les contours de pression statique.....	40
Figure III.13 : Plot d'une pression statique.....	40
Figure III.14 : Contours de pression dynamique.	41
Figure III.15 : Plot d'une pression dynamique	41
Figure III.16 : Contours de nombre de Mach.	42
Figure III.17 Plot de Nombre de Mach	42
Fig.III.18 Ecoulement sur une marche montante.....	43
Fig.III.19 : Phénomène RSS avec le modèle SST-RANS.....	43
Fig.III.20 : Méthode LES dans une tuyère galbée.....	44

Nomenclature

MW	Mégawatt
M	Nombre de mach
U	La vitesse d'écoulement
ρ	La masse volumique
L	Longueur de l'échancrure
μ	Coefficient de correction de débit
α	L'accélération
Re	Le nombre de Reynolds
T	La température
γ	Le rapport de chaleur spécifique
Cp	Chaleur spécifique à pression constante
P	La pression
g	La gravité
h	Enthalpie totale par unité de masse
∂	Dérivée partielle
∇p	Le gradient de la pression interne
E_i	Energie interne
S	Entropie
r	constante du gaz considéré

Abréviations

RSS: Restricted Shock Separation (décollement restraint)

TOC: Thrust Optimized Contour

NPR: Nozzle Pressure Ratio

Introduction générale

Dans le chapitre 1 nous avons étudié les généralités sur la tuyère. Une tuyère (tuyère propulsive dans le domaine de l'aéronautique) est un conduit de section droite variable placé à l'arrière d'un moteur produisant des gaz de combustion chauds qui permet de transformer l'énergie thermique de ceux-ci en énergie cinétique. Pour atteindre cet objectif et en fonction du contexte de mise en œuvre, une tuyère peut être convergente, divergente ou comporter une section convergente et une autre divergente. On trouve notamment des tuyères à l'arrière des moteurs à réaction équipant les avions et sur les moteurs-fusées propulsant les missiles, et les lanceurs.

Dans le chapitre 2 nous avons découvert que le passage de l'écoulement par ces différents régimes permet de diviser la tuyère en trois sections : le convergent où l'écoulement est subsonique, le col où l'écoulement atteint la vitesse du son et le divergent où l'écoulement atteint des vitesses supersoniques.

Cette division est appropriée car d'une part elle permet la détermination de la poussée totale développée et d'autre part parce que différentes méthodes d'analyse sont utilisées pour déterminer le champ d'écoulement dans chaque région.

Dans le chapitre 3 nous avons fait un aperçu sur ANSYS Fluent qu'on aura utilisé dans notre modélisation numérique. Il est décomposé en trois sous-logiciels : Design Modeler pour la schématisation de la géométrie, le deuxième est pour faire le maillage, et le troisième est le solveur Fluent qui fait la simulation.

Chapitre I

Généralité d'une tuyère

1. Introduction sur une tuyère.

Une tuyère (tuyère propulsive dans le domaine de l'aéronautique) est un conduit de section droite variable placé à l'arrière d'un moteur produisant des gaz de combustion chauds qui permet de transformer l'énergie thermique de ceux-ci en énergie cinétique. Pour atteindre cet objectif et en fonction du contexte de mise en œuvre, une tuyère peut être convergente, divergente ou comporter une section convergente et une autre divergente. On trouve notamment des tuyères à l'arrière des moteurs à réaction équipant les avions et sur les moteurs-fusées propulsant les missiles, et les lanceurs¹

La tuyère d'un propulseur à poudre joue un double rôle : par la section de son col conique, elle règle la combustion du bloc de poudre, et par la forme et les dimensions de son divergent, elle contribue à la création de la force propulsive due à la détente plus ou moins poussée des gaz. Un troisième rôle lui peut être dévolu : celui de participer au pilotage du lanceur.

La fonction de la tuyère est de convertir l'énergie thermique issue de la chambre de combustion en énergie cinétique. Elle convertit ainsi les gaz de faible vitesse, de pression et température élevée en gaz de vitesse très importante mais de basse pression et température.

La forme générale du contour d'une tuyère, voir figure (I -1 ; I-2) présente trois parties essentielles :²

Le convergent : la partie amont de la tuyère. Situé entre la chambre de combustion et le col, son rétrécissement contribue à l'accélération des gaz.

Le col : est la partie du canal d'écoulement des gaz qui a le plus petit diamètre et qui, par le choix de ses dimensions, fixe le point de fonctionnement du moteur.

Le divergent : il augmente la vitesse d'éjection des gaz au cours de leur détente et améliore, de ce fait, leur effet propulsif.

¹ Richard Nakka's Equation 12: Last updated April 14, 2015 [Back to Theory Index Page](#) [Back to Index Page](#)

² Robert Braeuning's Equation 1.22: Compiled, edited and written in part by Robert A. Braeuning, 1997, 2005, 2007, 2009, 2012.

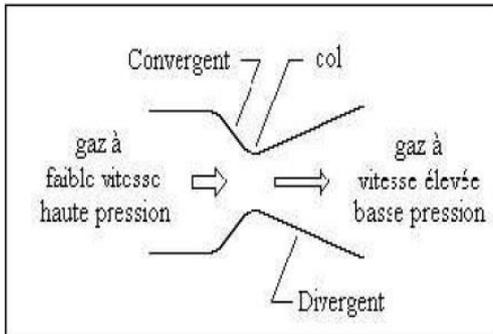


Fig. I.1. Schéma d'une tuyère.

Fig. I.2 : Tuyère convergente divergente³

2. Principe de Fonctionnement

I. Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique

L'approche monodimensionnelle des écoulements des gaz calorifiquement parfait et non-visqueux permet de décrire les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère supersonique. Considérons le système représenté par la figure I.3, constitué d'une tuyère Laval. La tuyère est en communication avec un réservoir contenant un gaz à une pression génératrice P_c supposée fixe. Le divergent débouche dans une enceinte quasi infinie dont la pression statique P_a est variable.

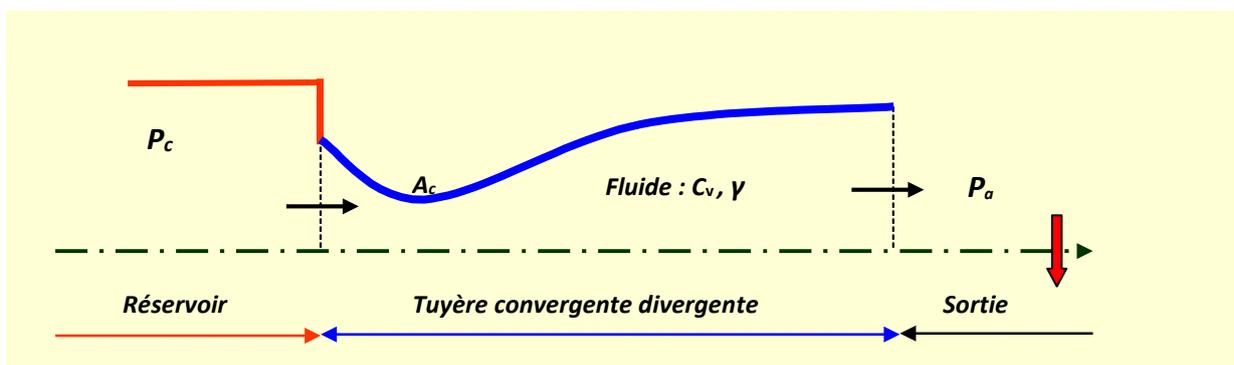


Fig. I.3 : Schéma de la tuyère supersonique.

Si la pression du milieu extérieur est égale à la pression de la chambre, le fluide est entièrement au repos. Si la pression du milieu ambiant P_a diminue progressivement au-dessous de la pression P_c supposée constante, un débit d'écoulement prend naissance et cinq régimes particuliers d'écoulements sont distingués.

³ <http://www.mittalblowers.com/air-venturi-vacume-nozzle.php>

I.1.Écoulement subsonique

Au début de l'écoulement *le débit augmente* avec la diminution de la pression ambiante. *L'écoulement est subsonique dans toute la tuyère* [figure 1.3, courbes (b) et (c)]. Dans le **convergent** la vitesse augmente et la pression diminue jusqu'à une *valeur minimale atteinte au col*. Dans le **divergent** la vitesse diminue et la pression augmente jusqu'à la pression du milieu extérieur. La pression est donc minimale dans la **section du col** où la vitesse passe par une valeur maximale.

I.2 Ecoulement sonique adapté

Si P_a continue à diminuer jusqu'à une valeur caractéristique notée P_{ac1} , *l'écoulement au col devient sonique et le débit atteint une valeur limite maximale*. L'écoulement est dit sonique adapté. Partout encore, sauf au col, l'écoulement est subsonique. Au col de la tuyère, la pression atteint la valeur critique P^* et la vitesse atteint la vitesse du son (*Le col est amorcé*).

I.3.Écoulement supersonique adapté

Si P_a continue à diminuer il arrive un moment où l'écoulement *est entièrement supersonique dans toute la tuyère. Le phénomène d'onde de choc disparaît* et il n'y a plus de recompression externe, alors *la tuyère est parfaitement adaptée*. L'évolution du gaz est Notons par P_{ac3} la pression ambiante pour laquelle ce phénomène se produit. P_{ac3} est appelé **pression d'adaptation**.

I.4. Ecoulement supersonique non adapté

Lorsque la pression P_a devient inférieure à P_{ac3} l'écoulement est dit *supersonique non adapté*. L'écoulement dans la tuyère de Laval ne subit aucune modification, l'adaptation entre la tuyère et la pression ambiante doit se faire à l'extérieure de la tuyère par l'intermédiaire d'une série *d'ondes de détente obliques*.

II. 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*. Dans *les écoulements réels*, la tuyère comporte une *couche limite qui est très sensible aux variations de pression*, ce qui rend les *phénomènes physiques dans la tuyère plus complexes*. Lorsque le col de la tuyère est sonique, 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 rencontrés :

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

II.1 Le régime d'adaptation

Dans le cas du régime adapté, *la détente du gaz est complètement accomplie dans la tuyère*. Le gaz se détend depuis la chambre jusqu'à la sortie de la tuyère. En sortant de la tuyère *aucune adaptation de pression n'est nécessaire* vue que la pression du milieu ambiant P_a est égale à la pression de sortie P_e . L'écoulement du gaz sort de la tuyère sous forme d'un *jet supersonique quasi-uniforme*. Une **frontière isobare** sépare le **jet supersonique** du **fluide ambiant**. En sortant de la tuyère, **la couche limite** du jet entre en contact avec le fluide ambiant et l'entraîne dans son **sillage**. Cette interaction forme une **couche de mélange** (figure I.4).

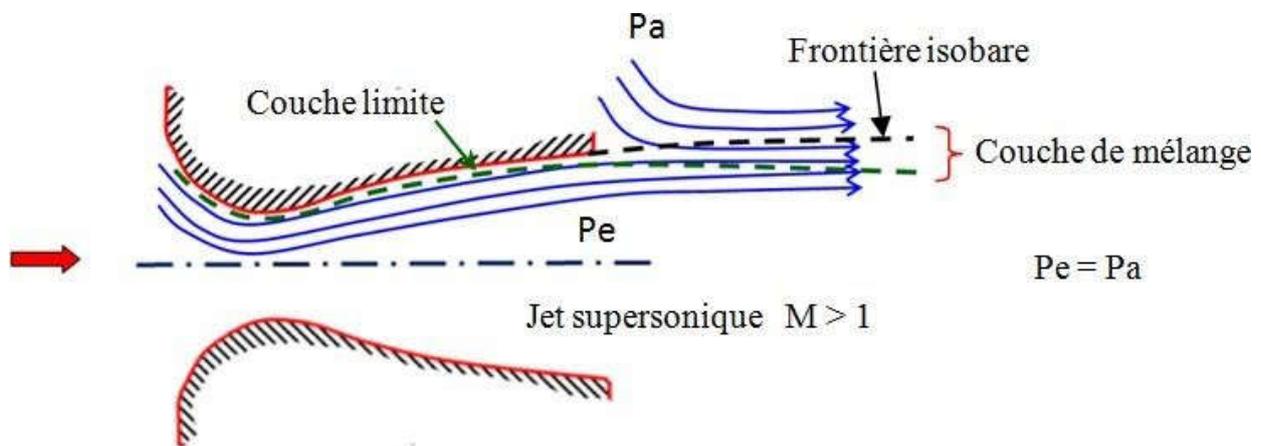


Fig. I.4 - Organisation de l'écoulement à l'adaptation.

II.2 Le régime de sous-détente

Ce régime supersonique hors adaptation est appelé *régime de sous-détente*. Il se concrétise lorsque la pression du milieu ambiant P_a est inférieure à la pression d'adaptation. *La détente est incomplète dans la tuyère*. En sortant de la tuyère, le gaz continue sa détente de la pression de sortie P_e à la pression inférieure ambiante P_a . La suite de la détente du gaz est réalisée à la sortie de la tuyère par un *faisceau d'ondes de détente*. Vu que la pression de sortie est supérieure à la pression ambiante, *un élargissement du jet supersonique* est observé à la sortie de la tuyère. **La frontière isobare** qui sépare le jet supersonique du fluide du milieu ambiant prend une forme divergente (figure I.5)

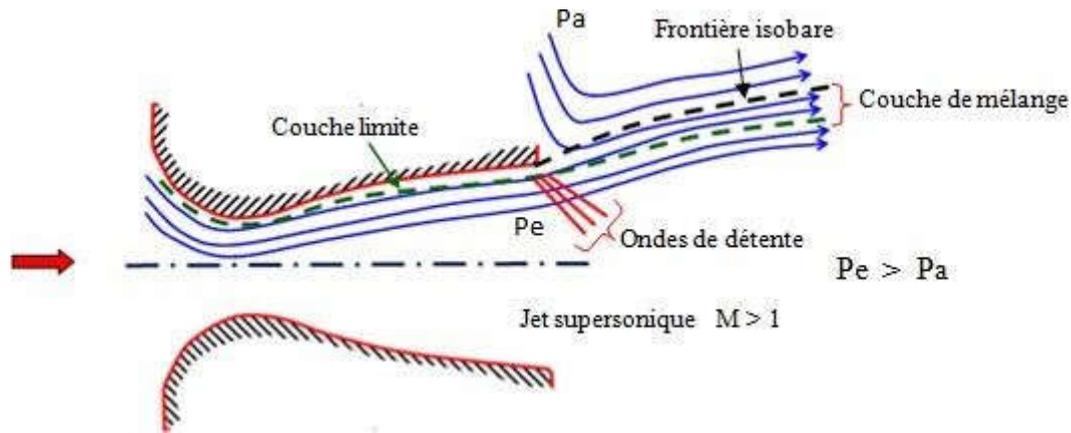


Fig. I.5 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.

à l'adaptation et en sous-détente. L'écoulement suit une *distribution de pression strictement décroissante* de la pression chambre jusqu'à la pression de sortie

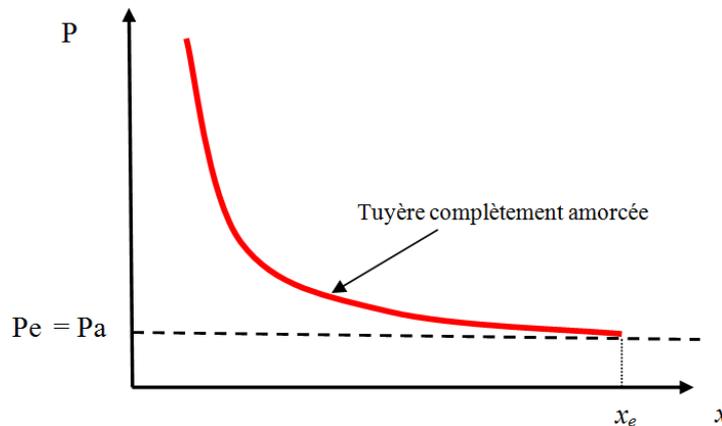


Fig. I.6 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente.

II.3. Le régime de sur-détente

Le deuxième régime supersonique hors adaptation est le régime désigné par *le régime de sur détente*. Ce régime se produit lorsque la pression du milieu ambiant P_a est supérieure à la pression d'adaptation de la tuyère. La détente des gaz dans la tuyère s'effectue jusqu'à une pression statique P_1 qui est inférieure à la pression ambiante P_a . La **couche limite** du jet dans cette situation subit *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, elle est presque égale à la pression ambiante. Suivant *l'intensité du choc*, deux cas sont rencontrés : le régime de sur-détente avec décollement naissant et le régime de sur-détente 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 appelé **origine de l'interaction** juste un peu en avant de la sortie de la tuyère. *La couche limite décolle de la tuyère à la lèvre* et un *choc oblique se forme à la sortie de la tuyère*. Dans ce régime il n'y a pas de point de décollement. Ce régime de sur-détente est qualifié de *sur-détente avec décollement naissant* (figure I.7).

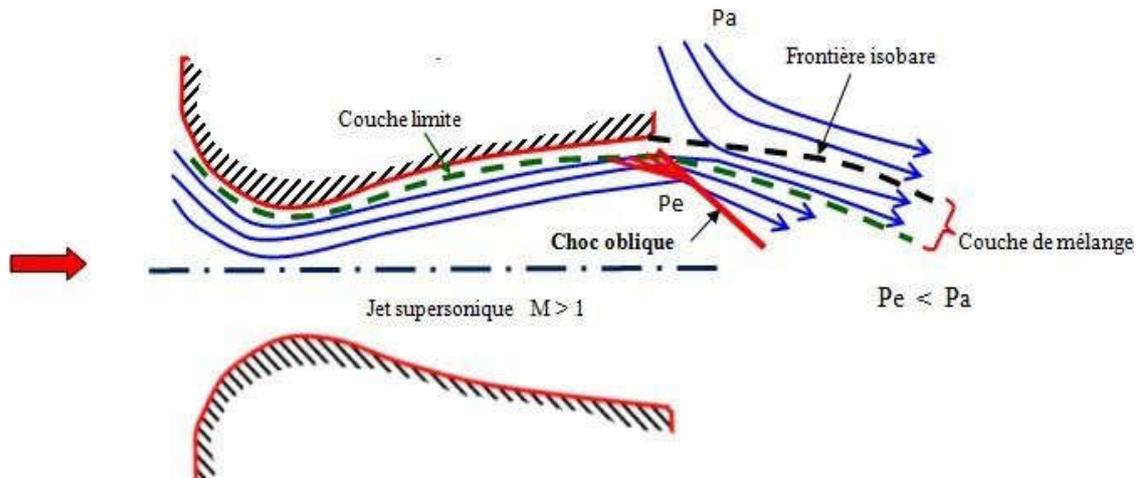


Fig. I.7 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite

➤ **Sur-détente avec décollement étendu**

La couche limite n'est pas en mesure de supporter n'importe qu'elle valeur de contre pression. Au-delà d'une certaine valeur critique, *la couche limite décolle à l'intérieur de la tuyère*. *Ce décollement entraîne une profonde modification de l'écoulement*, comme le montre le montage réalisé dans la figure (I.8).

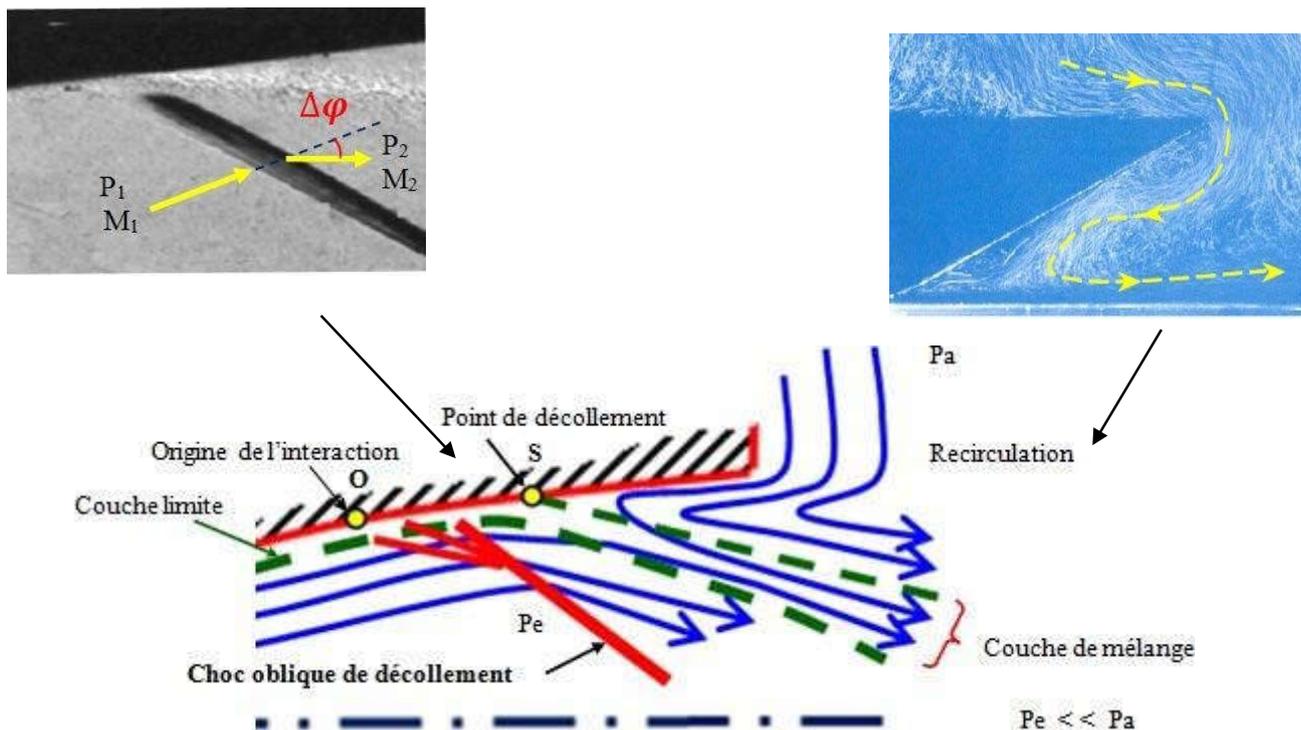


Fig. I.8 : Tuyère en sur détente avec décollement étendu de la couche limite

3. Historique

Gustaf de Laval construisit en 1887 une petite turbine à vapeur pour prouver que de tels appareils peuvent être fabriqués dans des dimensions réduites, et en 1890 il développe une tuyère permettant d'augmenter la vitesse de la vapeur entrant dans la turbine.⁴

Le premier turboréacteur est construit et présenté comme « turbopropulseur » par le roumain Henri Coanda au salon de l'aéronautique en 1910. Lors d'un essai au sol, son inventeur et pilote, surpris par sa puissance, coupe le moteur, mais l'inertie, bien plus importante que celle d'un moteur à hélice, fait que l'avion décolle quand même, puis, privé de propulsion, atterrit brutalement et brûle partiellement. Coanda revient à une motorisation à hélice mais poursuit ses études et son aventure sera à l'origine de la découverte de l'effet Coanda.

Le moteur Coanda inspire d'abord le français Maxime Guillaume qui est le premier à déposer, le 3 mai 1921, un brevet d'invention⁵ concernant la « propulsion par réaction sur l'air », brevet qu'il obtient le 13 janvier 1922⁶. Néanmoins, il ne sera suivi d'aucune construction, car elle aurait nécessité d'importantes avancées techniques sur les compresseurs et les matériaux.

Dans les années 1930, de nouveaux turboréacteurs sont conçus, à peu près simultanément mais indépendamment, par Frank Whittle en Angleterre et par Hans von Ohain en Allemagne. Whittle, ingénieur aéronautique, s'engage dans la Royal Air Force en 1928 et effectue ses premiers vols en

⁴ George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets, Wiley-Interscience, 1992, 636 p. (ISBN 0-471-52938-9)

⁵ Brevet de Maxime Guillaume, numéro 534 801.

⁶ Brevet d'invention - Propulseur par réaction sur air » [archive], sur Office national de la propriété industrielle

tant que pilote en 1931. Âgé alors de 22 ans, il imagine pour la première fois un avion propulsé sans hélices et essaie sans succès d'obtenir un soutien financier de l'armée pour le développement de son idée⁷. Il persiste alors seul dans le développement de cette motorisation et imagine l'utilisation de deux turbines, l'une à l'entrée pour amener l'air vers la chambre de combustion et l'autre pour mélanger le carburant à l'air⁸.

Premier prototype du E28/39, connu sous le nom de « Pioneer ». En 1935, grâce à des dons privés, il construit le premier prototype de turboréacteur et le teste au banc d'essai en avril 1937. Le W.1, premier turboréacteur destiné à un petit avion expérimental, est livré le 7 juillet 1939 à la société Power Jets Ltd., avec laquelle Whittle est associé. En février 1940, la Gloster Aircraft Company est choisie pour développer un avion mû par le W.1. Le « Pioneer » effectue ainsi son premier vol le 15 mai 1941.

Von Ohain est doctorant en physique à l'Université de Göttingen en Allemagne. Constructeur d'avions, Ernst Heinkel fait appel à l'université pour développer un nouveau type de propulsion aéronautique. Répondant à l'appel, Von Ohain conçoit l'idée d'un moteur dont la combustion se fait selon un cycle continu et dépose en 1934 un brevet de moteur à propulsion similaire à celui de Whittle sur le dessin mais différent sur les éléments internes au moteur.

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

La tuyère acoustique est issue d'un programme de recherche initié en 2001 par Jean-Pierre Morckerken au Laboratoire d'acoustique musicale (LAM, unité mixte CNRS/ UNIVERSITÉ PIERRE ET MARIE CURIE), avec l'appui financier de l'Agence spatiale européenne (ESA). L'idée originale est de générer une onde acoustique en utilisant les profils de tuyères de propulseurs en régime subsonique⁹.

4. Type de Tuyère

I. Tuyère à Divergent Extensible

Les moteurs-fusées d'étage supérieur nécessitent des tuyères très longues car elles fonctionnent dans le vide. Pour limiter la masse structurelle qu'imposerait une tuyère très longue certains moteurs comme le RL-10 B-2 qui propulse le second étage du lanceur Delta IV, comportent un divergent extensible qui n'est complètement déployé que lorsque l'étage inférieur a été largué¹⁰.

⁷ 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

⁸ 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

⁹ La tuyère acoustique donne un nouveau souffle à la hi-fi [archive], 10 mai 2006, sur le site lesechos.fr

¹⁰ Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28



Fig. I.9 : Test du déploiement de la partie extensible de la tuyère du moteur RL-10 B-2 propulsant le second étage du lanceur Delta IV.

II. Tuyère à Ecoulement Externe/Corps Central (par ex aero spike)

Contrairement aux configurations précédemment présentées, ce type de tuyères

Possède un corps central dont la chambre de combustion est directement reliée à la station du col. Dans cette configuration le processus de détente des gaz est directement ou indirectement régulé par la pression ambiante¹¹. L'écoulement des gaz dans ce cas s'ajuste donc de lui-même pour être conforme aux conditions extérieures. Par contre dans la configuration

précédente les processus de détente des gaz sont principalement influencés par le contour de la paroi à la section divergente de la tuyère. Ces tuyères sont classées en deux catégories :

- Tuyère type bouchon (Plug Nozzle).
- Tuyère type détente-déviation (Expansion-Deflection Nozzle).



Fig. I.10 : Tuyère annulaire non tronquée testée sur un moteur à propergol solide (2004)

¹¹ G. V. R. Rao., "Recent development in Rockets Nozzle Configuration," ARS Journal, pp. 1488-1494, 1961. 12. J. Mattingly, H. von Ohain., « Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets »

III. Tuyère à Double Galbe

La tuyère à double galbe présente successivement deux profils différents en allant du col vers la sortie du divergent. La deuxième partie débute par un décrochement. Ce type de tuyère doit permet de s'adapter au changement de pression rencontré par un moteur fusée de premier étage entre le début et la fin de son fonctionnement. A basse altitude seule la partie haute de la tuyère est utilisée tandis que lorsque la pression extérieure est fortement réduite, l'ensemble du divergent contribue à canaliser le flux de gaz. Cette configuration permet une auto- adaptation de l'écoulement sans mécanisme mais il entraîne des charges latérales durant la transition entre les deux régimes d'écoulement.

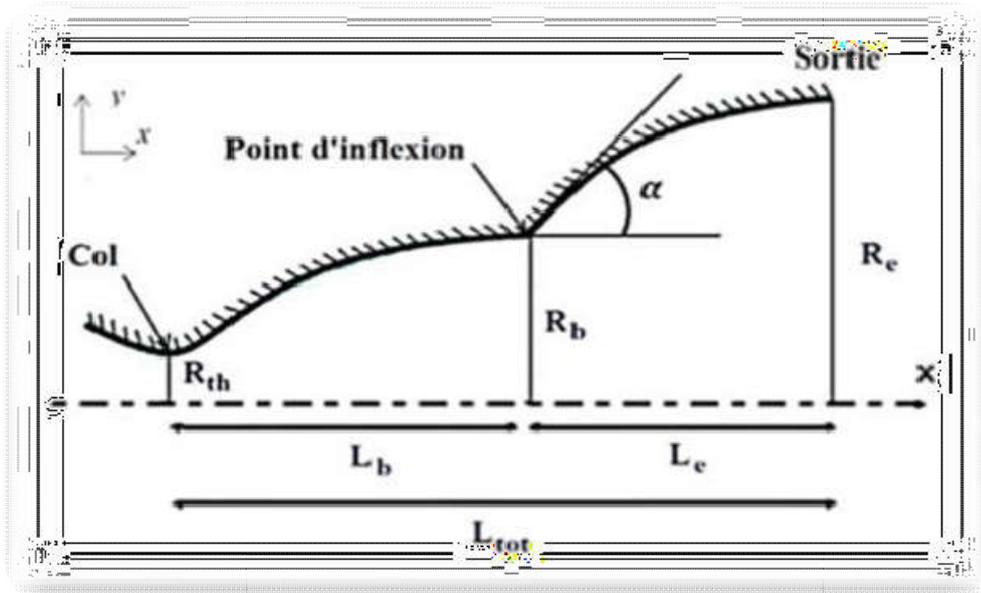


Fig. I.11: Tuyère à double galbe.

IV. La Tuyère de Laval

La tuyère de Laval est un tube en forme de sablier utilisé pour accélérer des gaz chauds et sous pression qui le traversent jusqu'à ce qu'ils atteignent une vitesse supersonique. La tuyère convertit de manière optimale la chaleur des gaz en énergie cinétique. Elle permet de produire de grandes quantités d'énergie à partir de gaz de combustion. Des tuyères de Laval sont utilisées dans les moteurs-fusées, les turbines à vapeur et les turbines à gaz. Dans le cas d'un moteur-fusée ce type de tuyère joue un rôle fondamental dans l'optimisation de la poussée en maximisant la vitesse d'éjection des gaz. La tuyère de Laval doit son nom à l'ingénieur suédois Gustaf de Laval qui en a découvert le principe en 1887 (Fig. I.12)¹²

¹² Stark, R., Génin, Ch., Wagner, B. and Koschel, W. "The Altitude Adaptive Dual Bell Nozzle," German aerospace Center (DLR), 74239, Lampoldshausen, Germany 2012



Fig. I.12: moteur-fusée viking : au-dessus du divergent de la tuyère partie la plus volumineuse on distingue l'étranglement du col et le convergent qui se confond avec la chambre de combustion du moteur de forme cylindrique

V. Tuyère de Turbo réacteur

Les tuyères des turbo réacteurs sont mises en œuvre dans des conditions différentes. On y trouve deux types de tuyère : la tuyère propulsive destinée à détendre les gaz de combustion et la tuyère canalisant l'entrée d'air qui peut être convergente ou divergente. Le moteur à réaction présente par ailleurs les caractéristiques suivantes qui influent sur la conception de ses tuyères:

- Plusieurs régimes-moteur avec ou sans postcombustion
- Taux de détente relativement faible
- Éjection de flux secondaires (flux froid)
- Pour les avions de combats furtifs nécessité de masquer la signature thermique
- Pour certains avions de combat déviation importante du jet propulsif (tuyère orientable, décollage vertical)
- Des vitesses d'entrée d'air très variables. Pour les avions volant à vitesse supersonique l'air doit être ralenti à vitesse subsonique avant de pénétrer dans la chambre de compression.

- V.1 Tuyère Propulsive

- Dans le cas général, la tuyère est simplement divergente.
- Si le turbo réacteur propulse un avion qui ne franchit pas la vitesse du son, le divergent est constitué par un cône qui fait saillie. Ce système est auto adaptatif.
- Si l'avion utilise une postcombustion, un col dont le diamètre est modifiable est utilisé pour régulariser le débit.

V.2 Entrée d'Air

Pour que le turboréacteur fonctionne correctement la vitesse du flux d'air à l'entrée du compresseur doit être égale à environ 600 km/h (Mach 0,5). Si l'avion vole en deçà de cette vitesse l'entrée d'air doit être une tuyère convergente, au-delà de cette vitesse l'entrée d'air doit être une tuyère divergente¹³.

- Pour obtenir une géométrie correspondant à ces différents besoins, des éléments mobiles sont utilisés : sections variables à rampe ou à corps central (souris) modifient le profil de l'entrée d'air.
- Lorsque l'avion circule à une vitesse supersonique, la géométrie de l'entrée d'air est adaptée de manière à être celle d'une tuyère de Laval. Le flux d'air entrant est d'abord ralenti dans une section convergente jusqu'à atteindre Mach 1 dans le col, puis le ralentissement se poursuit dans une section divergente jusqu'à ce que sa vitesse tombe à Mach 0,5.
- Lorsque l'avion est à l'arrêt l'augmentation du régime moteur entraîne un naturellement un décollement des filets d'air et donc une réduction de l'efficacité de la prise. Pour limiter ce phénomène des trappes s'ouvrent sur le côté de la tuyère en entrée pour faire pénétrer de l'air additionnel

VI. Tuyère conique :

Les tuyères coniques qui étaient très largement utilisées dans la conception des premiers moteurs fusés de par leur simplicité et leur facilité de construction sous forme d'un cône, voir figure (I.13). Généralement ces tuyères présentent des angles de divergence entre 15 et 30 degrés¹⁴.

Elles sont actuellement encore employées pour équiper les très petits moteurs qui délivrent de faibles poussées (servant, par exemple, au contrôle d'altitude des satellites) car cette configuration engendre une perte considérable de poussée causée principalement par la divergence de l'écoulement à la section de sortie, au lieu d'être axiale pour un maximum de poussée.

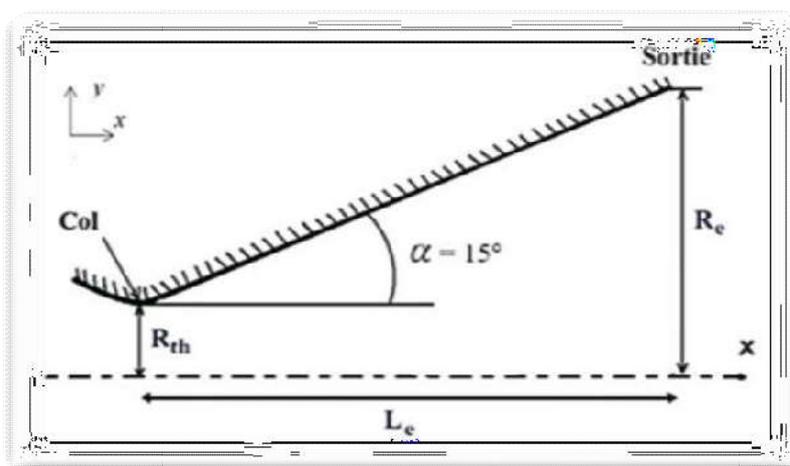


Figure I.13: Tuyère conique

¹³ PWR Nozzle Design, Encyclopedia Astronautica - RS-2200 Linear Aerospike Engine, CSULB CALVEIN Rocket News and Events.

¹⁴ Peterson C.R. and Hill. P.G « Mechanics and Thermodynamics of Propulsion », 2nd edition. Addition-Wesley Publishing Company Inc., New York, 1992.

5. Domaine d'Application

Les tuyères trouvent plusieurs types d'application : La tuyère du moteur à réaction d'un avion ou du moteur-fusée d'une fusée contribue à la force propulsive ou force de réaction par la détente de gaz chauds produits par la combustion d'ergols.

Dans le cas d'une turbine à gaz les gaz produits par la combustion permettent de mettre en mouvement l'arbre d'un alternateur qui fournit de l'électricité. L'énergie du fluide est transformée en énergie mécanique. Les aubes jouent le rôle de divergent. Le fluide peut être l'eau d'un barrage amené par une conduite sous pression élevée ou l'eau du circuit secondaire d'un réacteur nucléaire porté à température/pression très élevée.

Le principe de la tuyère est également utilisé sur les buses pièces centrales des injecteurs ou des pulvérisateurs¹⁵

- Les tuyères supersoniques sont rencontrées dans plusieurs domaines:

➤ Spatiale



Fig. I.14 : Tuyère d'une fusée¹⁶



Fig. I.15 : Tuyère d'une fusée¹⁷

➤ Aéronautique



Fig. I.16 : Avion de combat¹⁸

¹⁵ Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28 novembre 2007, p. 9

¹⁶ www.nriv.free.fr

¹⁷ www.savoirs.essonne

¹⁸ www.lefigaro.fr

- Les tuyères à échelle réduite
 - Les tuyères à petite échelle constituent un moyen économique et efficace pour la visualisation des phénomènes physiques rencontrés dans ce type d'écoulement et d'autre part permet au numéricien de consommer moins d'effort pour accomplir une prédiction numérique de tels écoulements

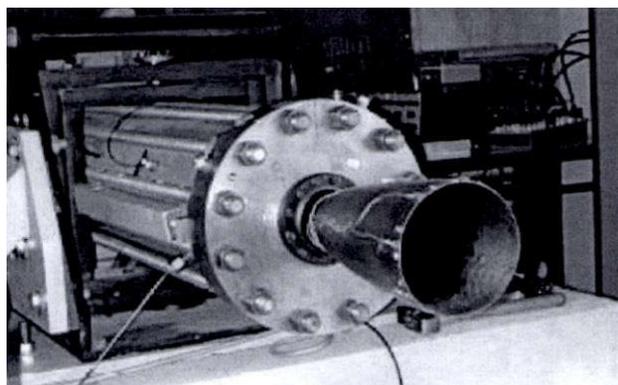


Fig. I.17 : Montage Expérimentale de la tuyère TIC.^{19 20}

Laboratoire d'Etude Aérodynamique de Poitiers

- Le domaine de navette de grandes vitesses devient un sujet primordial pour les pays qui veulent contrôler le monde détient la force de dissuasion, de maîtrise et de la technologie.
- Il est devenu le domaine de la concurrence entre les Etats puissants comme – Les Etats Unis, La Russie, L'union Européenne, Le Japon et La Chine
- En effet, il existe plusieurs organismes de recherches tels que, NASA, DLR, ONERA, LEA-Poitier, AGARD
- Et d'industriels comme, Boeing, EADS, Lockheed Martin, Snecma Moteurs, Volvo, Air Liquide, Dassault, Mitsubishi Heavy Industriesetc.

Travaillent sur le perfectionnement et l'amélioration des tuyères propulsives supersoniques, des moteurs fusés et des lanceurs spatiaux.

6. Les souffleries :

I. Principe de la soufflerie :

Une soufflerie est un dispositif expérimental utilisé pour prévoir le comportement et simuler les conditions rencontrées par un véhicule se déplaçant dans l'air en réalisant une simulation expérimentale sur une maquette, en général à échelle réduite. Un véhicule étudié dans une soufflerie est placé, immobile, dans un écoulement artificiel d'air ou de gaz.

La soufflerie réalise un changement de référentiel : le véhicule est fixe et l'air en mouvement.

C'est équivalent sauf lorsqu'il y a des frottements entre les pneus du véhicule et la surface du sol

¹⁹ A. Bourgoing, **Instationnarité et dissymétrie d'un écoulement supersonique décollé Dans une tuyère plane**. Thèse de Doctorat de l'Université de Paris VI, ONERA 2002,

²⁰ [Http: // fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée](http://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée)

(automobile, train, avion à l'atterrissage ou au décollage) : on parle alors de l'effet de sol

La photo ci-dessous montre une voiture subissant des essais en soufflerie. Dans la réalité, la voiture se déplace dans l'atmosphère au repos en roulant sur une route fixe. Ici, nous voyons bien les lignes de courant d'air se propager autour de la voiture. En essai, l'air s'écoule donc autour de la maquette immobile et la route est fixe. Encore une fois, l'inconvénient de l'immobilité de la voiture, c'est qu'il n'y a pas d'effet de sol, ce qui crée un problème pour la simulation de cet effet.

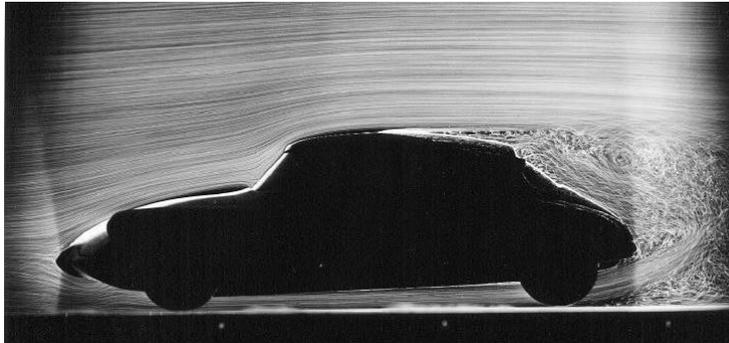


Figure I.18 : Maquette automobile dans une veine d'essai de soufflerie

Pour simuler les conditions de fonctionnement des systèmes aérodynamiques réels (Maquette d'avion, profil d'aile...), on utilise des souffleries. La figure (I.19) donne un exemple de soufflerie à deux cols. Ces installations comprennent un système d'alimentation et de mise en vitesse des gaz, une veine d'essai et un système d'évacuation des gaz ou une boucle de récupération permettant la recirculation des gaz.

L'accélération des gaz à vitesse supersonique est réalisée à l'aide d'une tuyère convergente-divergente et la récupération d'une partie de l'énergie cédée au fluide est réalisée par un diffuseur.

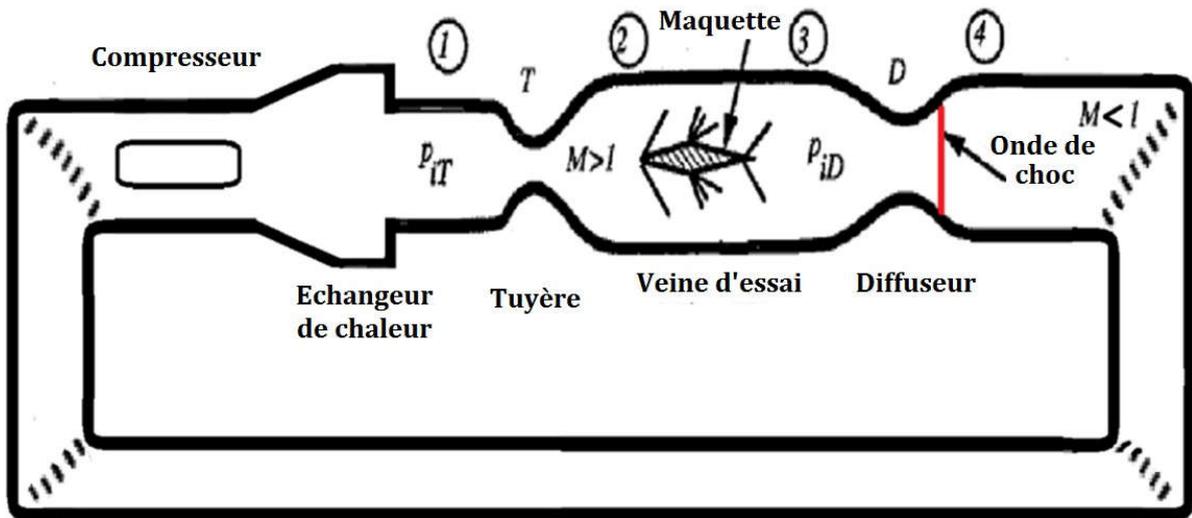


Fig. I.19: Schéma d'une soufflerie supersonique à deux cols²¹

De nos jours, il existe quelques centaines de souffleries dans le monde. Leur puissance varie de plusieurs dizaines de Watts à plus de 100 MW.

II. Les différents types de soufflerie :

Que se soit pour les automobiles, les avions ou les missiles, les souffleries sont très utilisées. Cependant, ces différentes études n'ont pas les mêmes besoins et exigences. C'est pourquoi il existe aujourd'hui différents types de souffleries qui ont des caractéristiques spécifiques, afin de répondre au mieux aux différents besoins. Il existe actuellement quatre types de souffleries dont la différence principale est le nombre de Mach (M), autrement dit la vitesse d'écoulement de l'air (rapport de la vitesse d'un mobile à celle du son dans un fluide). Dans notre mémoire on s'intéresse à la soufflerie supersonique :

II.1. Les souffleries supersoniques

Ces souffleries fonctionnent de Mach 1,6 à Mach 4. Leurs domaines de préférences sont les avions de transport (Concorde), les avions de combat et les missiles. Malgré tout, pour obtenir un flux supersonique, la forme de la veine doit être particulière. En effet, la tuyère doit être convergente-divergente, comme sur la photo suivante²².

²¹ Sébastien.Candel., Mécanique des fluides : Cours, "Editions Dunod, Paris, France.1995.

²² MeinhardSchobeiri, **Turbomachinery flow and dynamic performance**, Springer- Verlag Berlin Heidelberg2005.

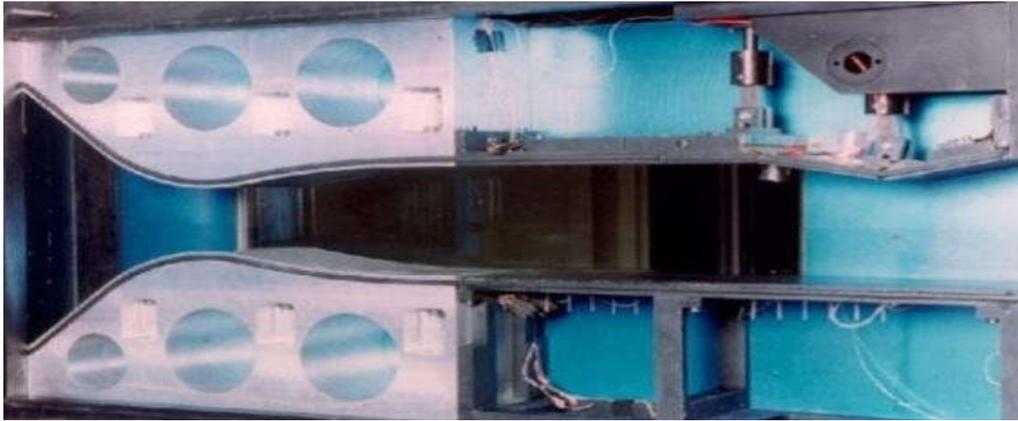


Fig. I.20 Mach 2 de la soufflerie S5Ch du Centre Onera de Meudon.

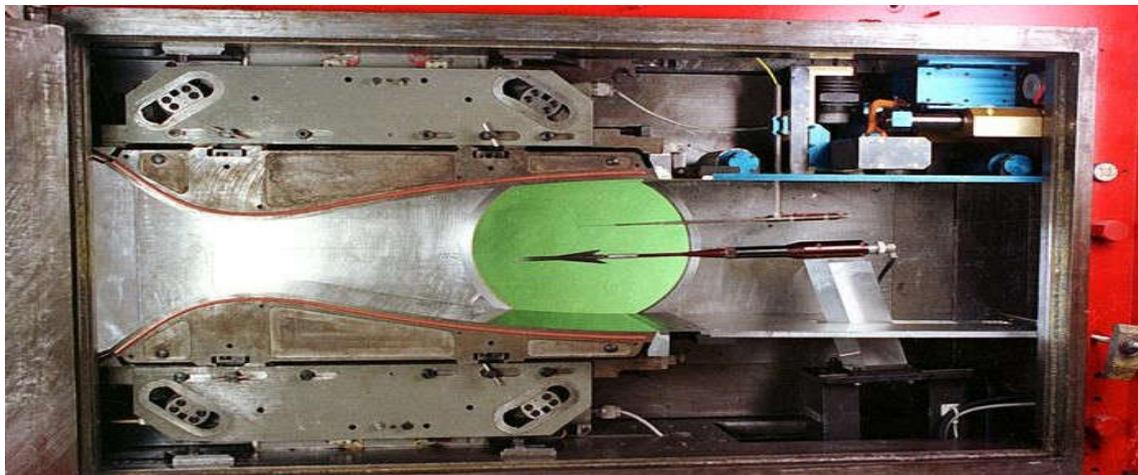


Fig. I.21 : La soufflerie supersonique de la soufflerie S8ch du Centre Onera de Meudon.

7. Etude thermodynamique :

La tuyère est une conduite convergente (convergente divergente) à paroi thermiquement isolée. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère dans un propulseur subit une détente adiabatique non réversible.

I. Diagramme T-S et schéma de la tuyère :

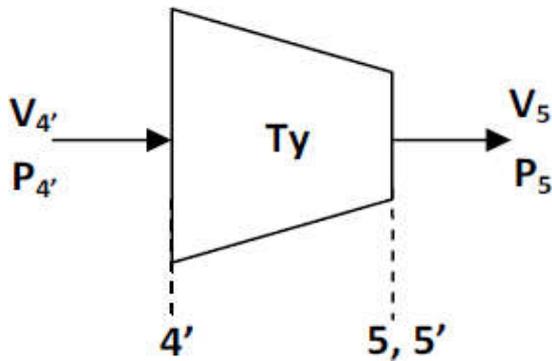


Figure I.22 Schéma de la tuyère

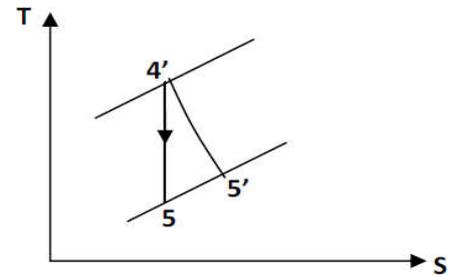


Figure I.23 Diagramme T-S de la tuyère

4'-5 : transformation isentropique (transformation idéale)

4'-5' : transformation polytropicque (transformation réelle)

Chapitre 2

Ecoulement dans une Tuyère

1. Introduction

Les écoulements compressibles à grande vitesse dans les tuyères supersoniques des moteurs fusées ont fait l'objet d'une quantité considérable d'études expérimentales et numériques depuis la deuxième moitié du vingtième siècle après la première application opérationnelle du fameux missile Allemand V2 en 1943 suite aux travaux de l'Allemand Werner Von Braun. Ces travaux de recherche se sont poursuivis et intensifiés jusqu'à aujourd'hui dans des laboratoires de recherche spécifiques dans différents pays tel que:



Au Etats-Unis

Avec les travaux de : Charles E. Tinney et al (2012) de l'université du Texas, Josef H. Ruf (2010) et Ten-See Wang (2009) (NASA Marshall Space Flight Center), Dimitri Papamoschou et al (2009) de l'université de Californie, Craig A. Hunter (1998) (NASA Langer Research Center) , Chen, C. L. et Chakravarthy (1994) (Rockwell International Science Center), Horn, M., Fisher, S. (1994), Nave L. H. et Coffey G. H. (1973) , Schmucker R. H. (1973), Roy A. Lawrence (1967) , Chapman et al (1958), Summerfield et al (1954) et Foster et Cawles¹



L'Union Européenne



En Allemagne

Gerald Hangman, Ralf Stark, Manuel Frey, Michael Terhardt, Andreas Gross, C. Wieland, Nurnberger-Genin. [Laboratoire DLR Lampoldshausen] ²

¹ Woutijn J. Baars and Charles E. Tinney and Joseph H. Ruf, Andrew M. Brown, and David M. McDaniels, **Wall Pressure Unsteadiness and Side Loads in Overexpanded Rocket Nozzles**, AIAA JOURNAL, Vol. 50, No. 1, January 2012

² Gerald Hagemann, Frey M, **Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration**. Shock Waves 17(6), 387–395, 2008.



En Suède (Sweden)

Avec les travaux de : Jan Ostland et al (Volvo Aero Corporation) ³.

Barbro Muhammad-Klingmann[Royal Institute in Stockholm]



Au Pays-bas (Netherlands)

Avec les travaux de : Richards Schwane, Yang Xia, Henry Wong et al, (EADS/Space Transportation) ⁴.



En Italie

Avec les travaux de : Marcello Onofri, Francesco Nasuti, Emanuelle Martilli (Université de Rome : La sapienza)[67 - 76].



En Espagne

CORIA - ROUEN

Avec les travaux de : José A. Morinigo (2004) , José J. Salva ⁵



En France

➤ **ONERA - Meudon: Jean Détery**(Professeur émérite), Jean-Pierre Veuillot, L. Jacquin,

Sébastien Deck (2002), A Bourgoing (2002), **Philippe Reijasse** (2005), Arnaud Galli

(2005), Sébastien Girard (2009), Pierre-Élie Weiss (2010), Bruno Sainte-Rose (2010),

³ Östlund J and Muhammad-Klingmann B , **Supersonic Flow Separation with application to Rocket Engine Nozzles** , Applied Mechanics Reviews, Vol 58, **2005**

⁴ Richard Schwane, and Xia, Y., **Time-Accurate CFD Predictions and Data Validation for Side Load Generation by Flow-Structure Coupling in Over-Expanded Rocket Nozzles**, Journal of Mathematical Modelling and Algorithms, Vol. 4, No. 1, pp. 53–65, **2005**.

⁵ J.A. Morinigo, J.J. Salvá, **Numerical study of the start-up process in an optimized rocket nozzle**, Aerospace Science and Technology 12, 485–489, **2008**.

(Département DAFE et DAAP)⁶.

➤ CNES-Evry, Université d'Evry, Université Paris VI, SNECMA-Veron, IUSTI-Marseille.

➤ Université Poitier : T. Alziary de Roquefort (Professeur émérite), Pierre Compte, J.P.

Bonnet, Stève Girard (1999), Anh Thi Nguyen (2003), T.H.Hieu (2005), H.DENIAU,

Guillaume Lehnasch (2005), AfaqueShams(2010), Vincent Jaunet (2010) (Institut

PPRIME, ENSMA, LEA Laboratoire d'Etudes Aérodynamiques, UMR CNRS/ENSMA

6609, 43 Route de l'Aérodrome, 86036 Poitiers Cedex, France)⁷,

CORIA – ROUEN :Dany Vandromme (1983 Lille), Yann Lebret (1993), Guy Douay (1994), ErhanSolakoglu (1994), **Abdellah Hadjadj** (1997), E. Lefrancois (1998), S. Carpentier (1998), E. Kessy (1998), Abderrahmane nebbache, Cyril Pilinski (2002), Anne Sophie Mouronval (2004), Samuel Dubos (2005), Yohann Perrot (2006), ArnabChaudhuri (2009), A. Chinnayya, David Taieb (2010), D. Ngomo (2010), Ouissem Ben Nasr (2012), Mahfoudi El Ahcen (2013) et Bensayahkhaled (2015)⁸.

[LMFN- Laboratoire de Mécanique des Fluides Numérique, rattaché à UMR CNRS 6614 CORIA - Rouen]

2. Grandeurs thermodynamique

Rapport des chaleurs spécifiques⁹

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad \text{et} \quad c_p - c_v = r \quad (II.1)$$

Energie interne :

⁶ J.A. Moríñigo, J.J. Salvá, **Numerical study of the start-up process in an optimized rocket nozzle**, Aerospace Science and Technology 12, 485–489, **2008**.

⁷ AfaqueShams, **Contribution a la simulation numérique des décollements d'écoulements turbulents induits par choc : application a l'écoulement sur-détendu de tuyère supersonique** Ph.DThesis, Université de Poitiers, **2010**.

⁸ Guillaume Lehnasch, **Contribution à l'étude numérique des jets supersoniques sousdétendus**, Thèse de doctorat université de Poitier, **2005**.

⁹ MF1.2 - Ecoulements compressibles, dynamique des gaz et ondes de choc INSA de Rouen - MECA3 - Année 2012-2013

$$E_i = E_i^0 + \int_{T_0}^T c_v dT \quad (II.2)$$

Enthalpie :

$$h = h^0 + \int_{T_0}^T c_p dT \quad (II.3)$$

Entropie :

$$S = S^0 + \int_{T_0}^T c_p \frac{dT}{T} - r \ln\left(\frac{p}{P_0}\right) \quad (II.4)$$

3. Ecoulements Compressibles et Dynamique des Gaz

I. Ecoulements à Densité Variable

La variation de densité du gaz est uniquement contrôlée par la variation de température. On a donc pour :

$$P = P_0 + \Delta P, \frac{\Delta P}{P_0} \ll 1 \quad (II.5)$$

La loi d'état donne

$$\rho = \rho_0 \frac{T_0}{T} (P \approx cte) \quad (II.6)$$

II. Ecoulements compressibles

Il y a un fort couplage entre la pression, la densité et le champ de vitesse.

La loi d'état reste

$$P = \rho r T \quad (II.7)$$

La distinction entre les deux régimes d'écoulement des gaz se fait par les phénomènes acoustiques.

Un déplacement dans un gaz génère une onde de pression qui va précéder celui-ci pour informer le milieu aux alentours. Ces ondes de pression sont des ondes acoustiques, du son.

Célérité du son

$$c = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s} = \sqrt{\gamma r T} \quad (II.8)$$

4. Définition de nombre de Mach¹⁰.

$$M = \frac{\text{vitesse de l'écoulement}}{\text{vitesse du son}} = \frac{u}{a} \quad (II.9)$$

$$M = \frac{u}{c} = \frac{\text{Energie cinétique}^{\frac{1}{2}}}{\text{Energie interne}} \quad (II.10)$$

Pour un gaz parfait :

- $M < 0,3 \Rightarrow$ écoulement incompressible (<10% erreur)
- $M > 0,3 \Rightarrow$ écoulement compressible

5. Classification de l'écoulement :

- écoulement transsonique : $0,8 < M < 1,2$
- écoulement subsonique : $M < 0,8$
- écoulement sonique : $M = 1$
- écoulement supersonique : $M > 1,2$
- écoulement hypersonique: $M > 5$

I. Transsonique: une situation rencontrée lorsque le nombre de Mach critique est dépassé, écoulement autour une aile d'avion passe du régime subsonique au régime transsonique lorsqu'apparaît une zone dans laquelle la vitesse égale à la (fig II.1) (fig II.2).

¹⁰ Adil Ridha (Université de Caen) Écoulement compressible 2008-2009



Fig. II.1 :l'avion-fusée volant en régime transsonique

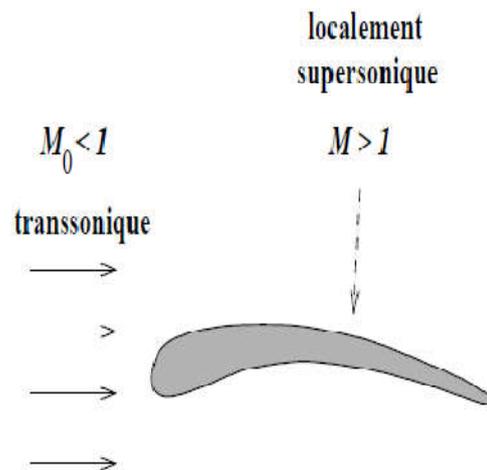


Fig. II.2 : Ecoulement localement supersonique sur une aile d'avion

II. Supersonique: Les écoulements supersoniques se rencontrent fréquemment dans de nombreux domaines d'applications (tuyères de moteur-fusée, missiles, avions de chasses et d'observations, prises d'air). Les phénomènes observés dans une Tuyère d'une soulerie supersonique constituée d'un convergent et d'un divergent séparés par un col sonique lorsque la soulerie est amorcée (Fig II.3).

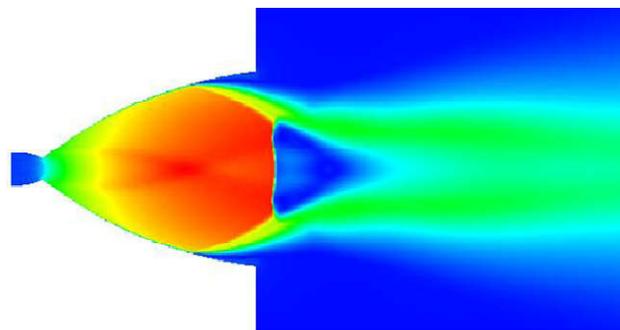


Fig. II.3 : Ecoulement supersonique dans une tuyère (Vulcain) avec $P_0 = 110\text{bar}$, $T_0 = 3646\text{K}$, $U_{\text{max}} = 4392\text{m/s}$ et $\text{Mach max} = 4.76$

III. Hypersonique: ces interactions ont lieu, par exemple, dans le cas de la rentrée atmosphérique, ces êtes sont sensibles à des vitesses supérieures à 5 km/s et un nombre de Mach supérieur à 7, alors ils peuvent déjà être pour plus faible vitesses dans le cas d'un écoulement a travers une tuyère, ou le fluide en amont est hautement comprime et chauffé avant la détente. Les mécanismes de ces écoulements sont très courts. Ainsi, pour un

véhiculée longueur $L = 1\text{m}$ se déplaçant à 10 km/s , est $t = 0,0001\text{s}$. en raison de l'état de l'adhérence à la paroi, la présence du véhicule est accompagné d'une décélération brutale du fluide au voisinage de celui-ci. Cela implique la transformation de l'énergie cinétique, très haute en amont du corps en énergie thermique au voisinage de celle-ci, conduisant à l'apparition de niveaux d'énergie considérables. Par exemple, la conservation de l'en totale

Pour une navette en mouvementa 6 km/s dans une atmosphère d'air a 200 K se traduit par :

$$C_P T_S = C_P T_\infty + \frac{u_\infty^2}{2} \quad (\text{II.11})$$

Ou T_s est la température au niveau du nez de la navette. Dans ces conditions, nous obtenons avec $C_\infty = \sqrt{\gamma r T_\infty}$ un $M_\infty=22$ et une température $T_s = 19000\text{K}$, un problème de ux de chaleur à la paroi, qui est la plus grande difficulté technologique de ces vols hypersoniques. Il est donc essentiel d'obtenir une prédiction précise des températures atteintes dans des conditions réelles de vol, en tenant compte des modèles physiques appropriées. Etant donné que ces températures sont supérieures aux températures de dissociation des molécules de l'oxygène et d'azote (3000K à 6000 K pour l'oxygène et l'azote respectivement) qui sont les principaux constituant de l'air (Fig II.4).



Fig. II.4 : Avion spatial hypersonique américain X-33

6. Écoulements compressible unidimensionnel :(Cas d'un gaz parfait).

I. Définition des Gaz Parfait

Le modèle de gaz parfait s'applique aux gaz raréfiés où la distance entre les molécules est très grande. Dans ce gaz les molécules se déplacent indépendamment les unes des autres. Les forces d'attraction à l'intérieur du système sont négligeables. Le résultat est que l'énergie interne d'un gaz parfait est due seulement à l'énergie cinétique des molécules. La contribution provenant de l'énergie potentielle est négligeable. Cependant, dans la réalité, les molécules interagissent entre elles et cette interaction devient importante quand les molécules sont proches les unes des autres. Le modèle de gaz parfait ne peut pas expliquer complètement le comportement de tous les gaz, indépendamment de son état thermodynamique¹¹.

II. Equations Générales.

Nous particularisons maintenant les résultats obtenus ci-dessus pour le cas d'un gaz parfait, caractérisé par les relations¹²:

$$p = \rho r T \quad (II.12)$$

$$h = c_p T \quad (II.13)$$

Rapport des températures

$$\frac{T_i}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (II.14)$$

Rapport des pressions

$$\frac{p_i}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (II.15)$$

Rapport des densités

$$\frac{\rho_i}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{1/(\gamma-1)} \quad (II.16)$$

¹¹ PHY2001 Thermodynamique des systèmes terrestres AUT 2014

¹² Etude et analyse des écoulements compressibles dominique Thévenin October 18, 2004

On obtient alors aisément l'expression d' A/A_* en égalant les deux expressions obtenues pour le débit, qui est conservé :

$$\frac{A}{A_*} = \sum (M)$$

$$\frac{A}{A_*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}} \quad (II.17)$$

7. Les équations de NAVIER-STOKS

Les équations de Navier-Stokes sont des équations aux dérivées partielles non linéaires qui sont censées décrire le mouvement des fluides « newtoniens » (liquide et gaz visqueux ordinaires) dans l'approximation des milieux continus. La résolution de ces équations modélisant un fluide comme un milieu continu à une seule phase incompressible, si elle est possible, est ardue. La cohérence mathématique de ces équations non linéaires n'est pas démontrée. Mais elles permettent souvent par une résolution approchée de proposer une modélisation¹³.

¹³ leparisien.fr

I. L'équation de continuité

Exprime la conservation de la masse liquide et de l'énergie d'une section à l'autre. Leur équation s'écrit sous la forme:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{U}) = 0 \tag{II. 18}$$

Pour un fluide permanent et compressible l'équation devient: $\text{div} \vec{U} = 0$

II. Conservation de la quantité de mouvement

Comme l'écoulement est un phénomène physique. La masse d'eau est conservée le long de l'écoulement. Il peut se que la quantité de l'eau suivi la deuxième loi de Newton.

$$\sum F = m \alpha \tag{II. 19}$$

Après l'évaluation de l'équation, on obtient le système suivant:

$$\begin{aligned} \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) &= \rho g_x - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) &= \rho g_y - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) &= \rho g_z - \frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned}$$

Navier-Stockes (1820-1845) écrivait le système pour un fluide visqueux sous forme:

$$\begin{cases} \Delta U = 0 \\ \rho \left[\frac{\partial U}{\partial t} + (\vec{U} \nabla) \vec{U} \right] = \mu \Delta \vec{U} - \nabla p + \rho g \end{cases} \tag{II. 20}$$

Avec:

ρ : La masse volumique du fluide

$\frac{\partial U}{\partial t}$: Le changement de la vitesse dans le temps

$(\vec{U} \nabla) \vec{U}$: La vitesse et la direction de déplacement du fluide

$\mu \Delta \vec{U}$: La viscosité du fluide

∇p : Le gradient de la pression interne

ρg : La force de volume

8. Le nombre de Reynolds

Autour d'un obstacle, il y a une compétition entre le caractère diffusif de la quantité de mouvement par la viscosité et le transport convectif de la quantité de mouvement. Reynolds définissait un nombre Re qui est le quotient entre la force d'inertie et la force de viscosité.

$$Re = \frac{\text{La force d'inertie}}{\text{La force de viscosité}} \quad (II.21)$$

A partir de l'équation (II.20) de Navier-Stokes et après des simplifications on aura :

$$Re = \frac{(\overline{U\nabla})\vec{U}}{\mu\nabla^2\vec{U}} \quad (II.22)$$

Après l'évaluation de l'équation (II.22) le nombre de Reynolds soit:

$$Re = \frac{\rho U l}{\mu} \quad (II.23)$$

Avec:

ρ : La masse volumique du liquide.

U : La vitesse moyenne de l'écoulement.

l : La distance caractéristique de l'écoulement.

μ : La viscosité dynamique du liquide.

Le nombre de Reynolds est un nombre adimensionnel, permettre de classifier l'écoulement:

- $Re < 2\,000$: Ecoulement laminaire: Les filets d'eau sont parallèle. Ils glissent entreeux.
- $2\,000 < Re < 4\,000$: Ecoulement transitoire: La commence de la perturbation.
- $4\,000 < Re$: Ecoulement turbulent: Les particules du fluide se mélangent. Il y a échange d'énergie entre elles.

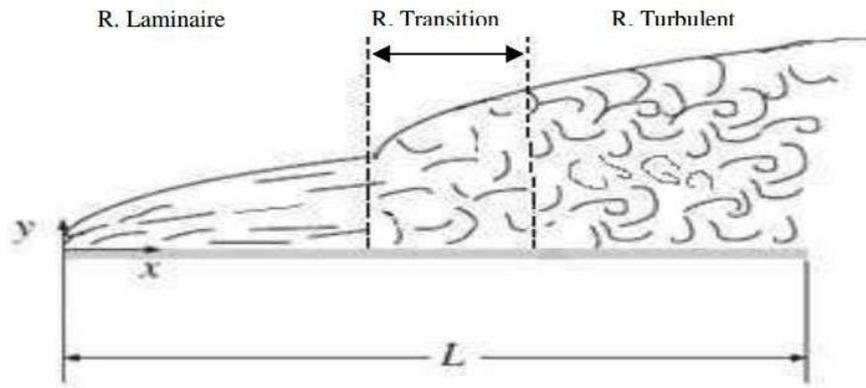


Figure II.5: La classification de l'écoulement à ciel ouvert selon le nombre de Reynolds.

9. La décomposition de Reynolds (RANS)

Les écoulements turbulents sont généralement modélés par RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). Une autre alternative consiste en s'appuyant sur le caractère fluctuant dû à l'agitation turbulente, à utiliser des moyennes. Une des approches les plus répandues consiste aussi à aborder le problème sous un angle statistique. Les moyennes d'ensemble de vitesse, de pression, de température, dont la distribution caractérise l'écoulement turbulent sont définies comme les variables principales de l'écoulement qu'on cherche à qualifier par rapport à ces moyennes. Ceci conduit à une décomposition du mouvement (dite de Reynolds) en champs moyen et fluctuant, ce dernier mesurant l'écart instantané et local entre chaque grandeur réelle et sa moyenne¹⁴.

$$U = U' + \bar{U} \quad (II.24)$$

$$P = P' + \bar{P} \quad (II.25)$$

Avec :

\bar{U} : La vitesse moyenne

U' : La vitesse fluctuante

\bar{P} : La pression moyenne

P' : La pression fluctuante

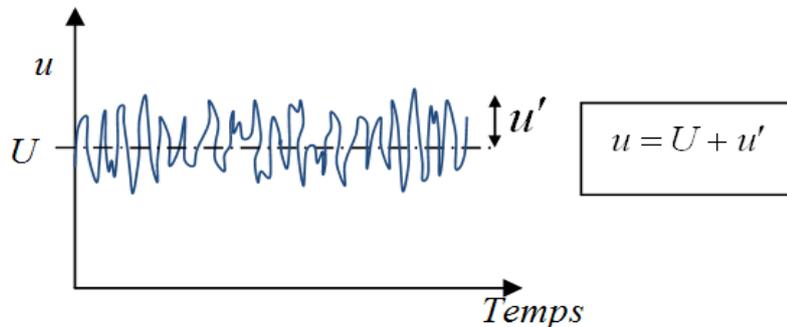


Fig. II.6: Evolution de la vitesse fluctuante en fonction du temps¹⁵.

¹⁴ BOUDIAF H., 27/04/2009, Contribution à l'écoulement turbulent homogène et isotrope dans les canaux à surface libre, Mémoire de Magister, Université de BATNA, page 18-21

¹⁵ Finot.com

Considérant un écoulement isotherme, visqueux, et turbulent pour un fluide incompressible, le système d'équations est ramené aux équations de Navier Stokes, aux contraintes de Reynolds moyennées, mieux connues sous le nom de Reynolds Averaged Navier-Stokes équations (RANS) Où l'on considère des vitesses et une pression, moyennes et fluctuantes, associées à l'agitation turbulente. Les conditions d'équilibre tiennent compte à la fois des forces de volume, de la force nette de la pression et des contraintes causées par la viscosité du fluide et la turbulence de l'écoulement. Ainsi formulées, les équations de Navier- Stokes (RANS) n'ont pas de solution directe en ce que des termes, les contraintes de Reynolds, associés à l'action turbulente apparaissent directement dans les équations¹⁶.

10. Méthode des volumes finis

Elle a attiré une large attention de la communauté des numériciens et a obtenu une série de succès incontestables dans la simulation numérique des problèmes hydrauliques bidimensionnels à la surface libre.

Les méthodes de type volume fini sont basées sur la forme intégrale des équations conservatives, combinent la simplicité des méthodes différences finies avec la flexibilité géométrique des méthodes éléments finis.

La méthode des volumes finis peut être considérée comme une méthode différences finies appliqué à la forme différentielle conservative des lois de conservation exprimées dans des géométries irrégulières. Ainsi cette méthode peut être appliquée en utilisant un maillage non structuré comme la méthode des éléments finis. Mais généralement la méthode volumes finis a besoin de moins d'effort informatique que la méthode des éléments finis¹⁷.

11. Conditions aux limites et initiales

I. Conditions initial

Les conditions initiales représentent l'état du modèle à l'instant $t=0$ où commence le calcul. Il s'agit d'un paramètre important dans toute modélisation. En effet, les résultats désirés sont étroitement liés aux conditions imposées au début de calcul. L'aspect de ces

¹⁶ **DIAF A.**, 2012, Contribution A L'étude Des Ecoulements De Surface Par Méthodes Numériques, Mémoire de Magister, Université de Tlemcen, page 24

¹⁷ **GHOSTINE R.**, 2009, Contribution à la résolution numérique des équations de Barré de Saint Venant bidimensionnelles par une méthode de type éléments finis discontinus: Application à la simulation des écoulements au sein des carrefours dans la ville, France, Thèse de Doctorat, Université de Strasbourg

conditions varie selon la méthode de calcul choisi¹⁸.

Au démarrage de la simulation, il faut préciser le modèle numérique pour la représentation de l'état de l'écoulement. Il faut donner des valeurs initiales de la vitesse de l'eau et de l'air ainsi pour la fraction volumique et la pression.

II. Condition aux limites

La prise en compte des limites est un aspect très important lors de l'utilisation des techniques numériques dans le but d'obtenir de bons résultats. Les équations hyperboliques sont particulièrement très sensibles, car chaque erreur qui s'introduit au niveau des frontières se propage à travers la grille de calcul, ce qui mène dans la plupart des cas à de fortes instabilités. (IKNI1 et al, 2008)

Les conditions introduites:

Pressure inlet: C'est la pression d'entrée du fluide, au début du canal.

Velocity inlet: C'est la vitesse initiale des fluides, au début du canal, peut présenter sous forme de débit et de la section mouillée.

Pressure outlet: C'est la pression au niveau des sorties.

Type wall: ou bien la rugosité de la paroi qui représente l'effet de paroi sur l'écoulement. Elle est introduite sous forme de hauteur

¹⁸ BELLAHCEN S., 2016, Etude numérique et expérimentale du champ de vitesse en canaux composés, STRASBOURG, Thèse de Doctorat, Université de STRASBOURG, page 82

Chapitre III

Les Résultats

1. Qu'est-ce qu'ANSYS Fluent ?

I. Présentation du logiciel ANSYS

ANSYS est le premier éditeur mondial dans le domaine du calcul par éléments finis (FEA). Les solutions logicielles proposées permettent de résoudre les problèmes de validation produits de manière efficace et d'optimiser le processus de conception. L'interface Workbench est la plateforme qui encapsule les différentes applications de simulation: Mechanical, Fluent, ACP (Composite), DesignXplorer (Optimisation), SpaceClaim (Modélisation), etc. Cette plateforme s'appuie sur une vue schématique du projet de simulation pour permettre à l'utilisateur de facilement organiser et lier ses différents calculs. (Catalogue de formation ANSYS)

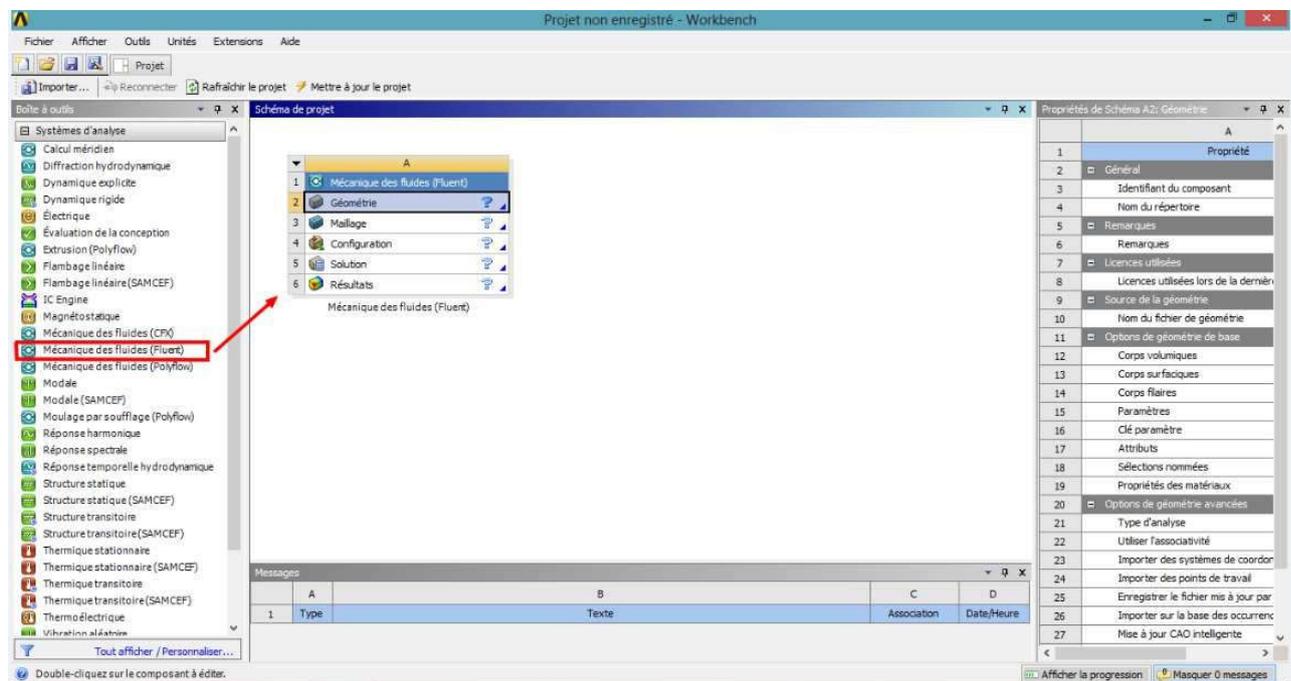


Figure III.1 L'interface de Workbench

II. La géométrie (Design Modeler)

La géométrie comprend les positions physiques de points caractéristiques définissent la zone que l'on a à mailler: coordonnées spatiales des quatre sommets d'un carré; du point de départ et du point d'arrivée d'une ligne; du centre et de l'ouverture angulaire d'un arc de cercle. Il faut pouvoir représenter la zone à étudier par un ensemble de figures géométriques simples raccordées les unes aux autres. (Anonyme)

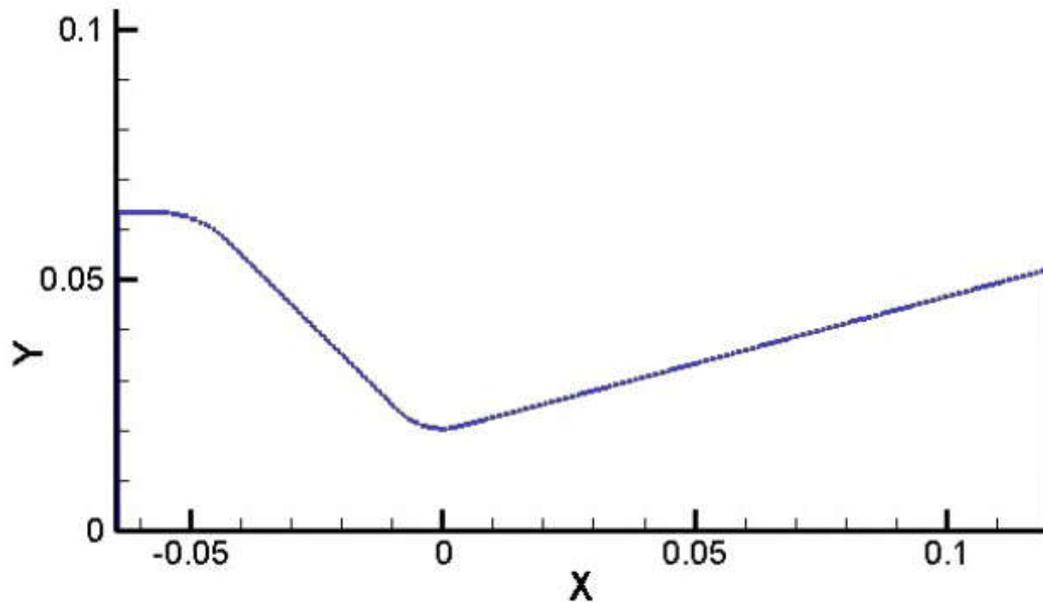


Figure III.2 La géométrie de la tuyère

III. Le maillage

Pour des maillages structurés, on peut faire la liaison entre la géométrie et le maillage, Aussi, avant de réaliser le maillage, il faut spécifier par écrit d'une part la géométrie adoptée pour définir la zone à mailler, d'autre part les numéros des mailles correspondant aux points caractéristiques de la géométrie. Un nœud pourra alors être repéré par ces coordonnées physiques x et y ou indices I et J . (**Anonyme**)

Le maillage subdivise le domaine physique en petites cellules qui est en relation entre eux. Chaque cellule est défini par un nœud qui stocke les paramètres des inconnues en fonction des conditions aux limites

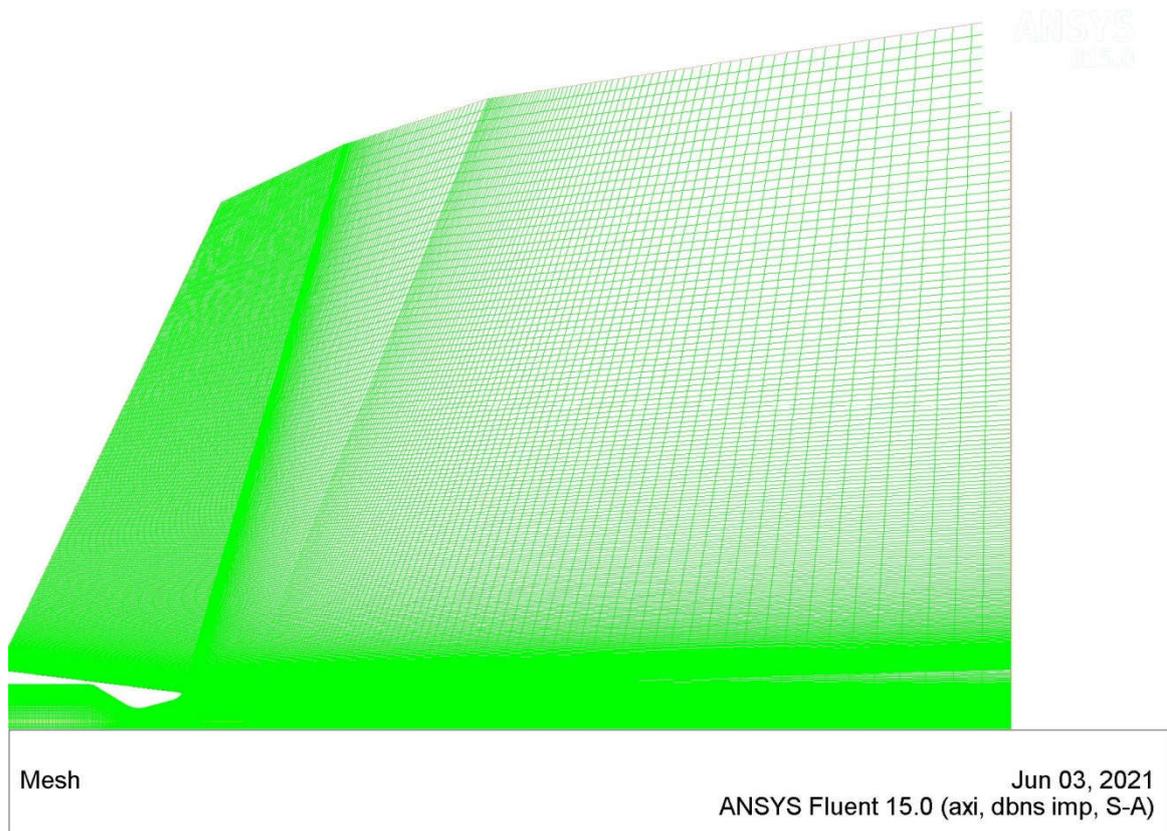


Figure III.3 Le maillage de la tuyère

IV. Conditions limites

L'utilisateur doit être définir les limites de la géométrie. Inlet est l'entrée du fluide, Outlet est la sortie, ainsi en définissant, les parois de l'objet.

V. Le solveur Fluent

ANSYS Fluent utilise la méthode des volumes finis pour la discrétisation de la géométrie en petit volumes élémentaires (quadrilatère, triangulaire, ou les deux). L'ensemble d'équation de Navier Stokes se transforme en systèmes algébrique que le code de calcul applique pour chacune cellule. Cette étape est importante pour faire la simulation.

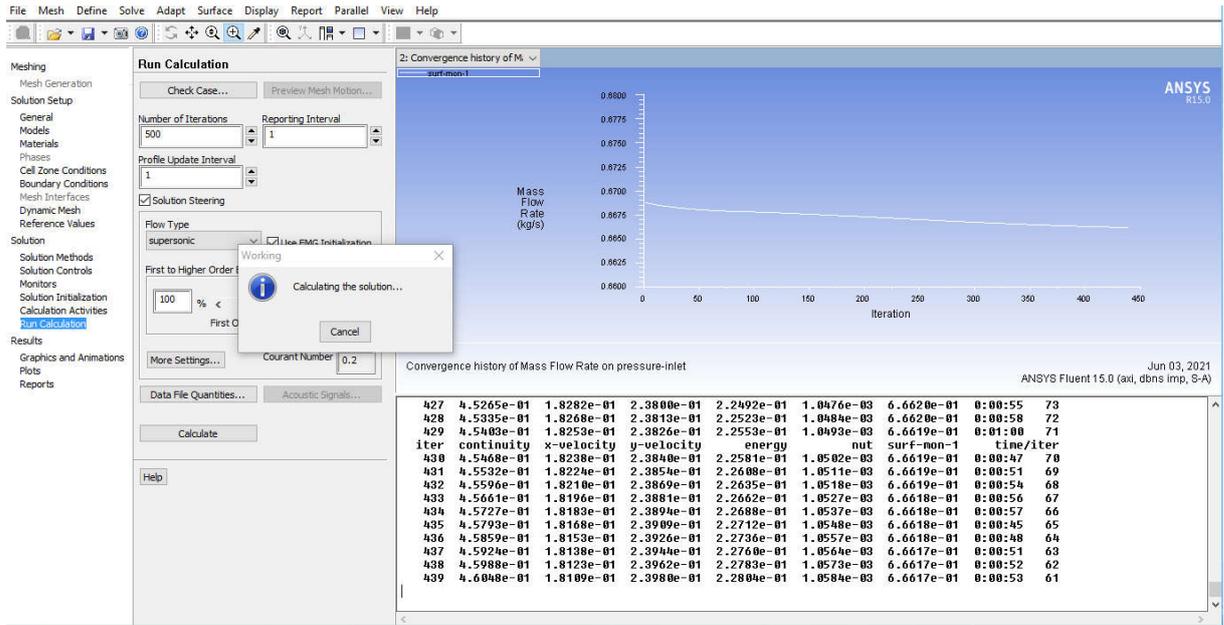


Figure III.4: Fluent calcul des résidus

Fluent cherche les résidus du calcul correspond au l'instabilité de l'addition des cellules pour juger la convergence des calculs. Une fois le résultat est diverge la simulation s'arrêt.

2. Les résultats :

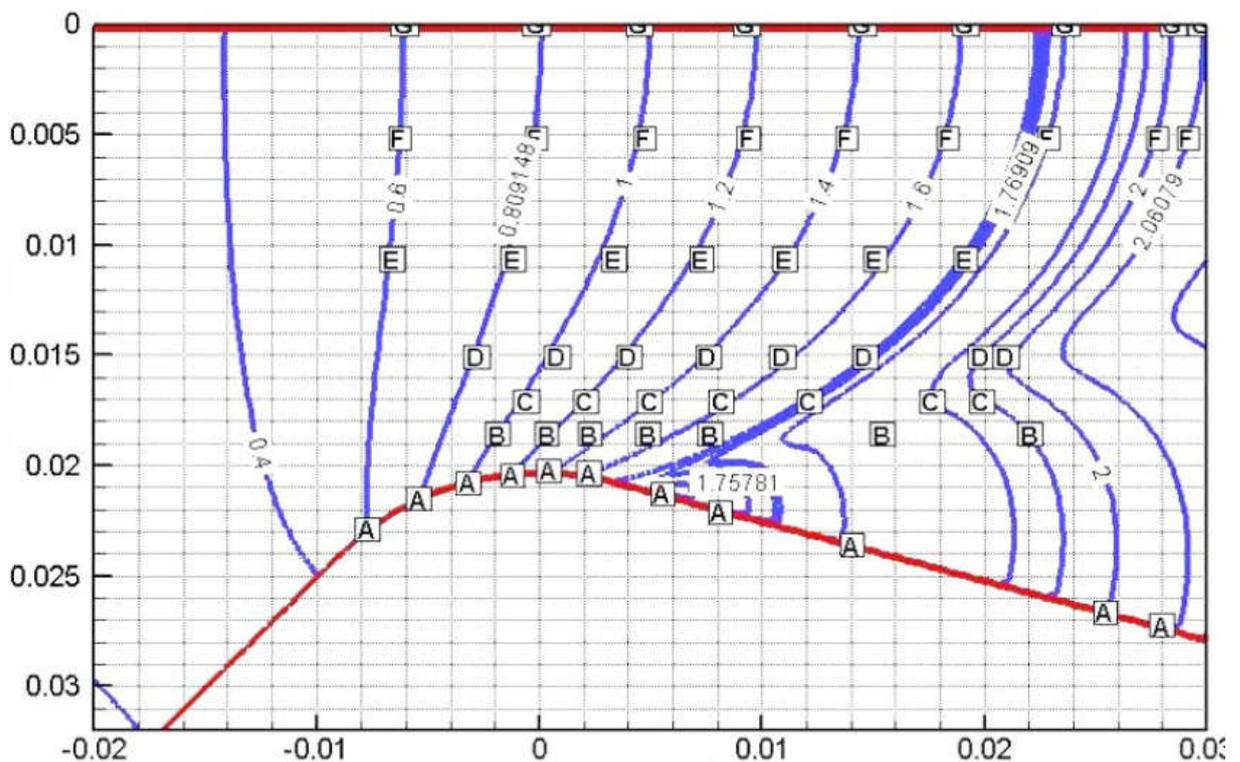


Fig III.5 : Comparaison de champ de Mach NPR= 4.82

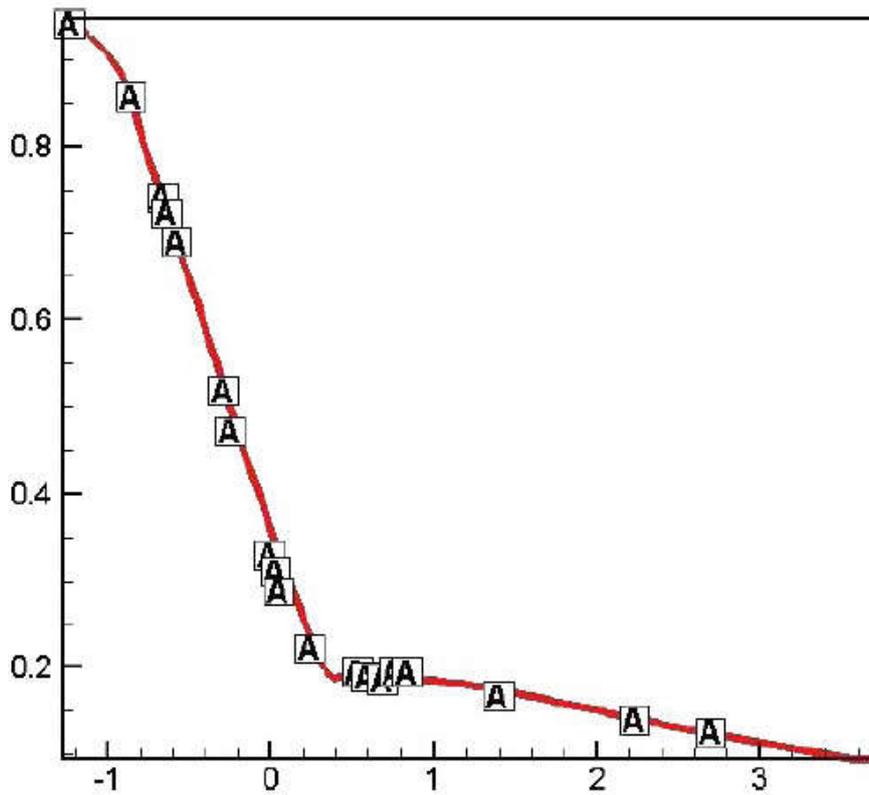


Fig III.6 : Distribution de pression sur la paroi

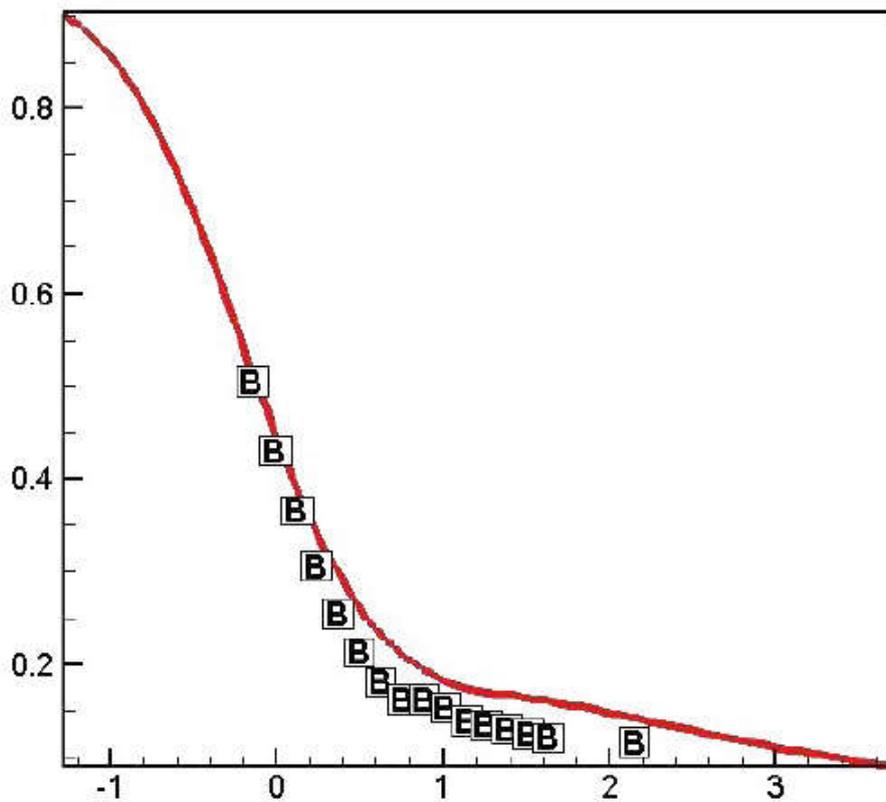


Fig III.7 : Distrubition de pression à une distance de 4.7 cm de l'axe

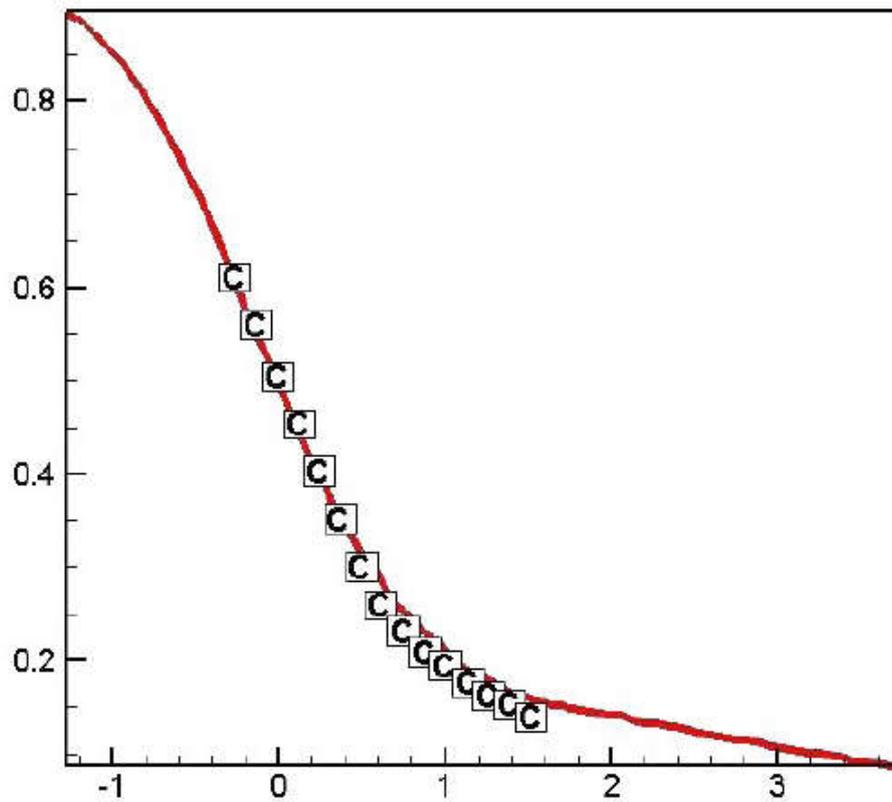


Fig III.8 : Distrubition de pression à une distance de 4.32 cm de l'axe

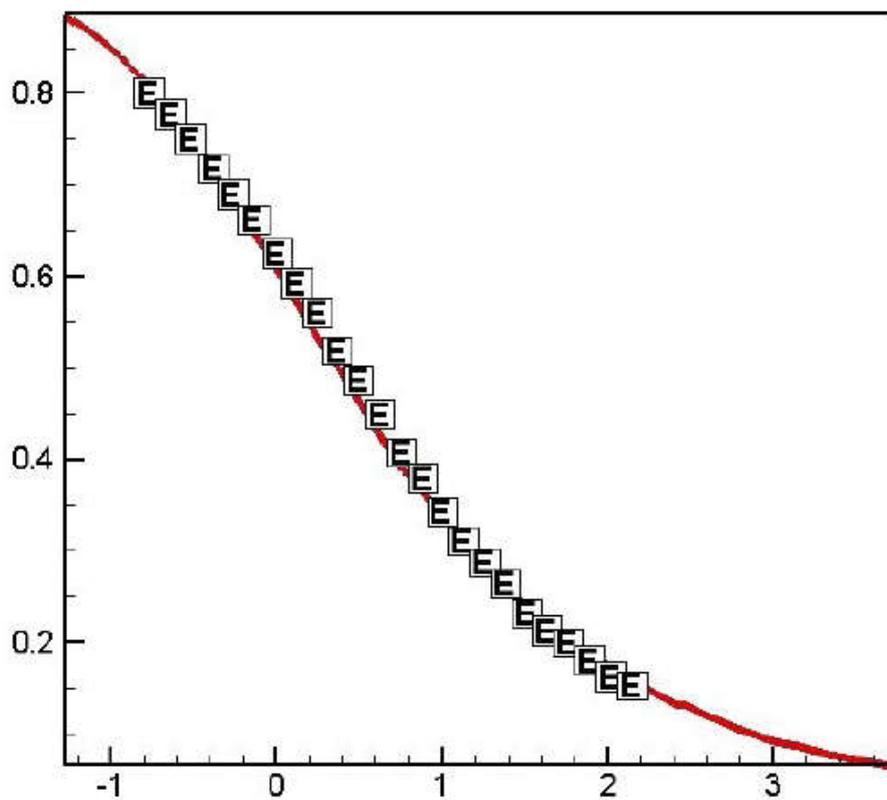


Fig III.9 : Distrubition de pression à une distance de 2.54 cm de l'axe

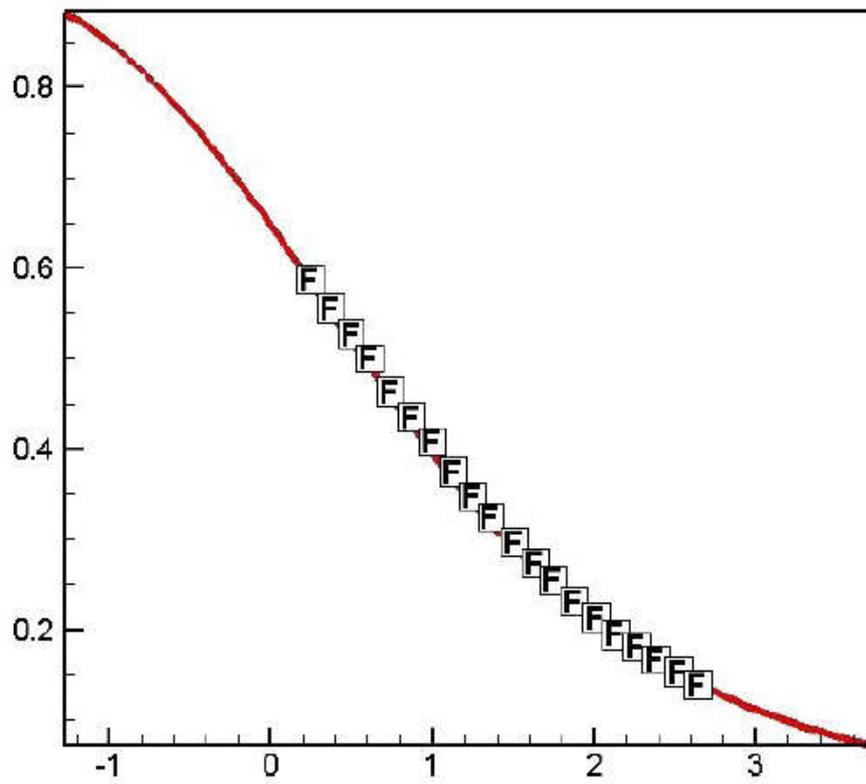


Fig III.10 : Distrubition de pression à une distance de 1.27 cm de l'axe

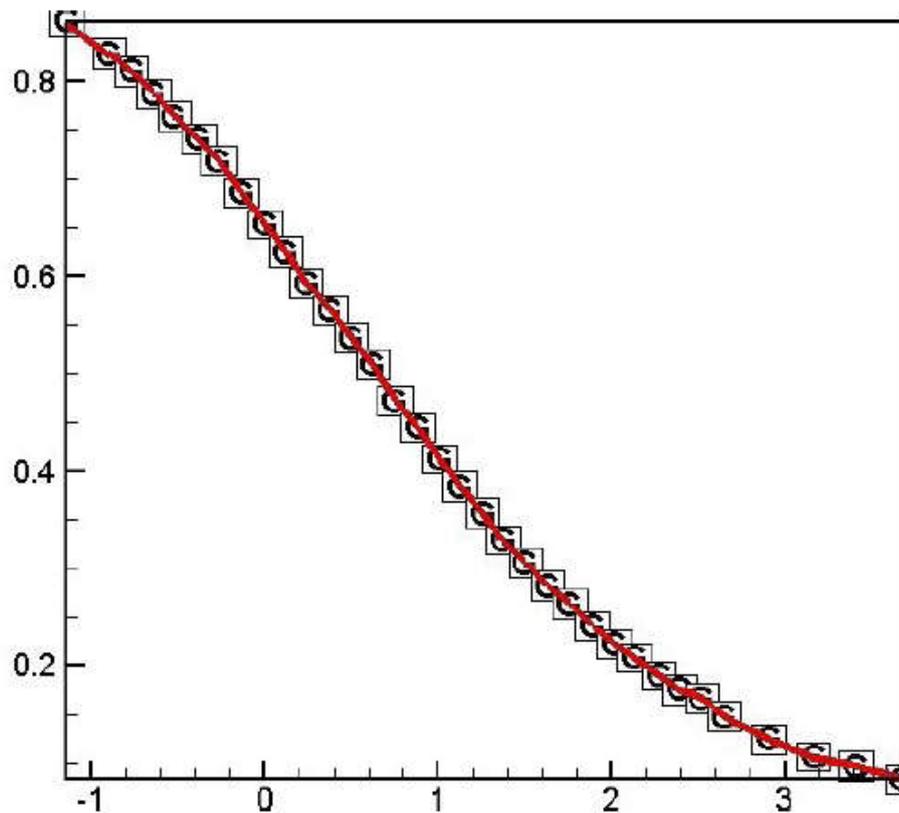


Fig III.11 : Distrubition de pression sur l'axe

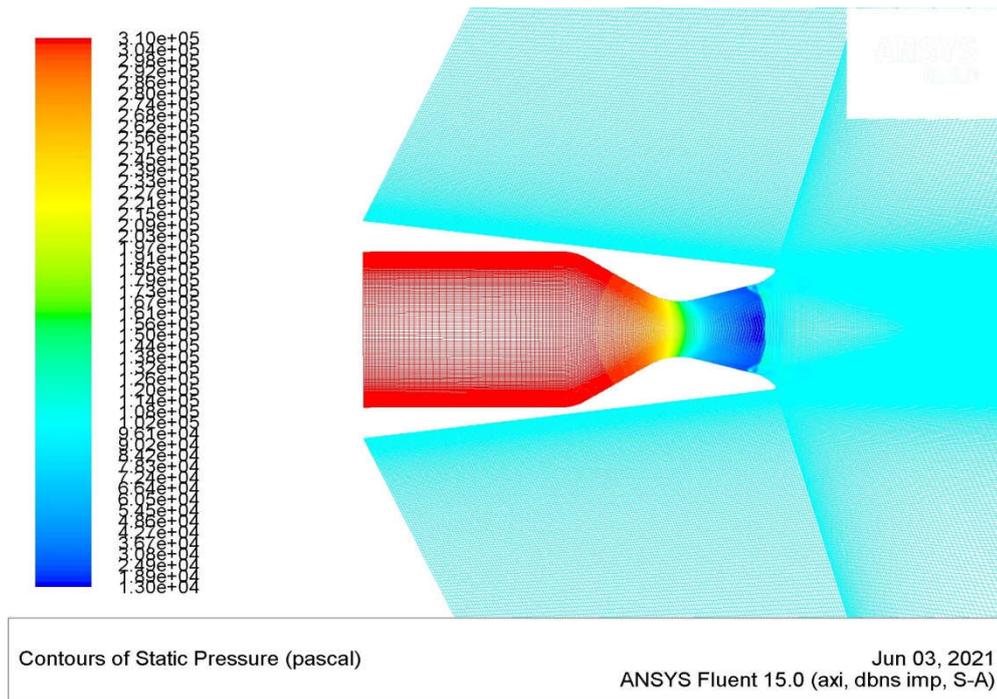


Figure III.12 : Les contours de pression statique

Le contour de la pression statique montre une réduction de la pression statique dans toute la tuyère. A l'entrée, la pression statique est de 3.10×10^5 Pa. A col, il est réduit à 2.03×10^5 Pa. Cette valeur se réduit à nouveau à une valeur de 1.30×10^4 Pa et reste constante jusqu'à la section de sortie.

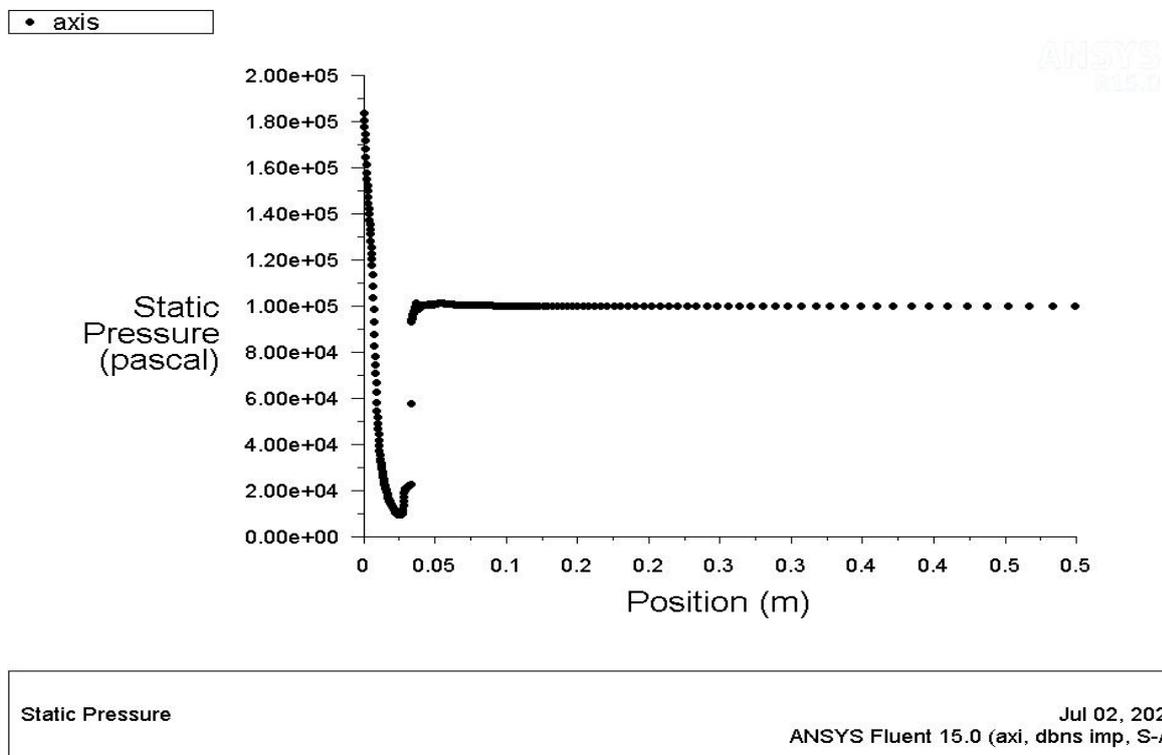


Figure III.13 : Plot d'une pression statique

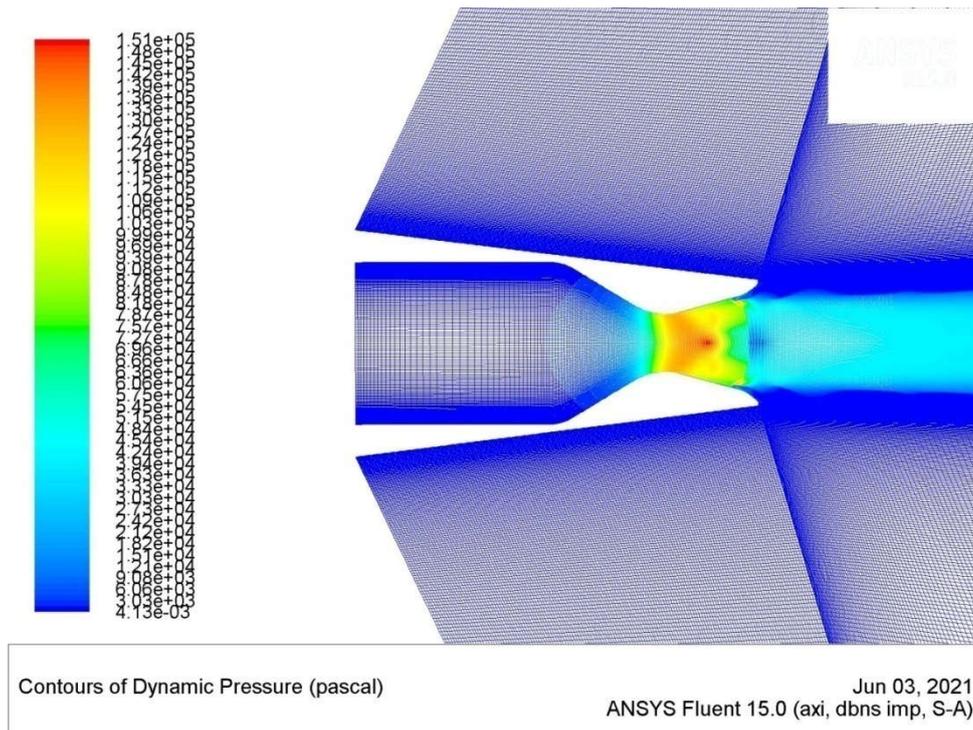


Figure III.14 : Contours de pression dynamique

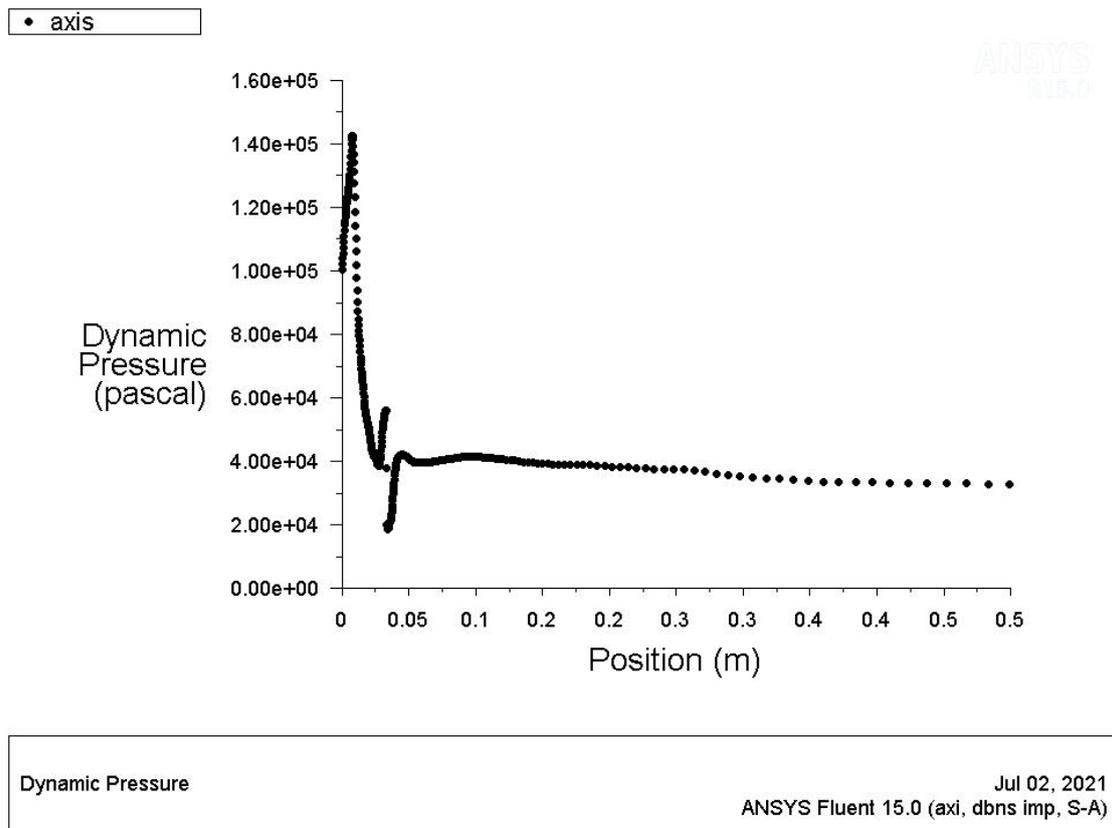


Figure III.15 : Plot d'une pression dynamique

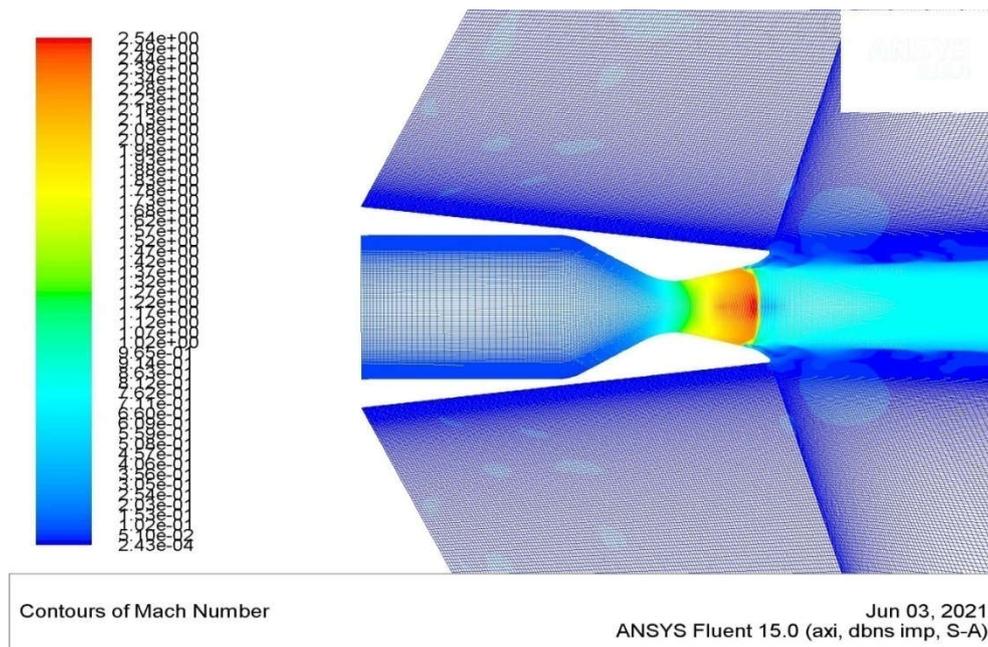


Figure III.16 : Contours de nombre de Mach

La figure III.9 montre le contour de Mach, D'après la figure, il est évident qu'un choc est observé au niveau de col. On observe également que l'augmentation de la vitesse de l'entrée à la sortie en continu et dont la valeur du nombre de Mach est à l'entrée $2.43e-04$ Mach à col est de $1.00e+00$ Mach et à la sortie on trouve la valeur de $8.27e+02$ Mach

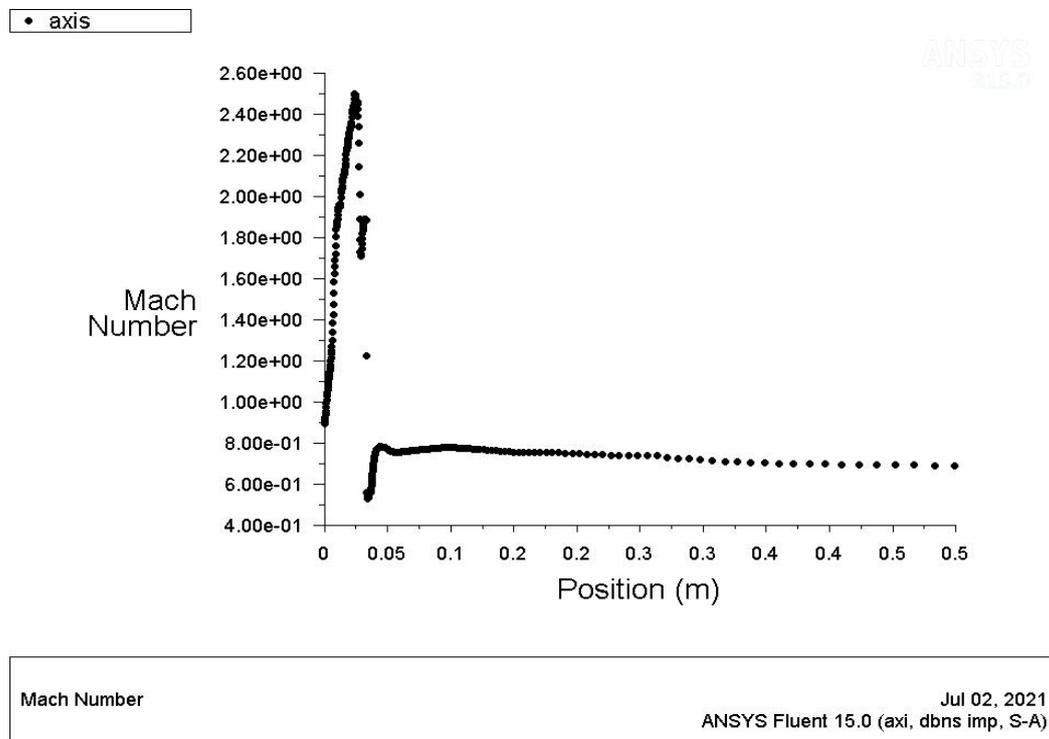


Figure III.17 Plot de Nombre de Mach

Le plot de position du nombre de Mach montre également une augmentation continue de la

vitesse de la section d'entrée jusqu'à ce qu'il atteigne son apogée à $2.5e+00$ mais la position du choc se trouve sur le plot de Mach comme sur la figure III.10. On observe que le choc se produit à 0.025 m de l'entrée. On constate ainsi que le choc s'est déplacé d'environ 0,025 m jusqu'à ce qu'il soit constant à $8.00e-01$

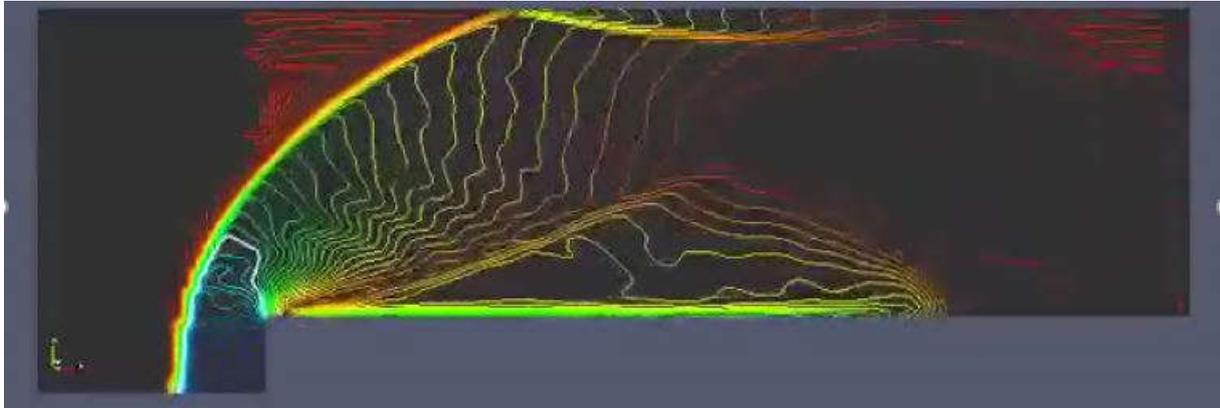


Fig.III.18 Ecoulement sur une marche montante.

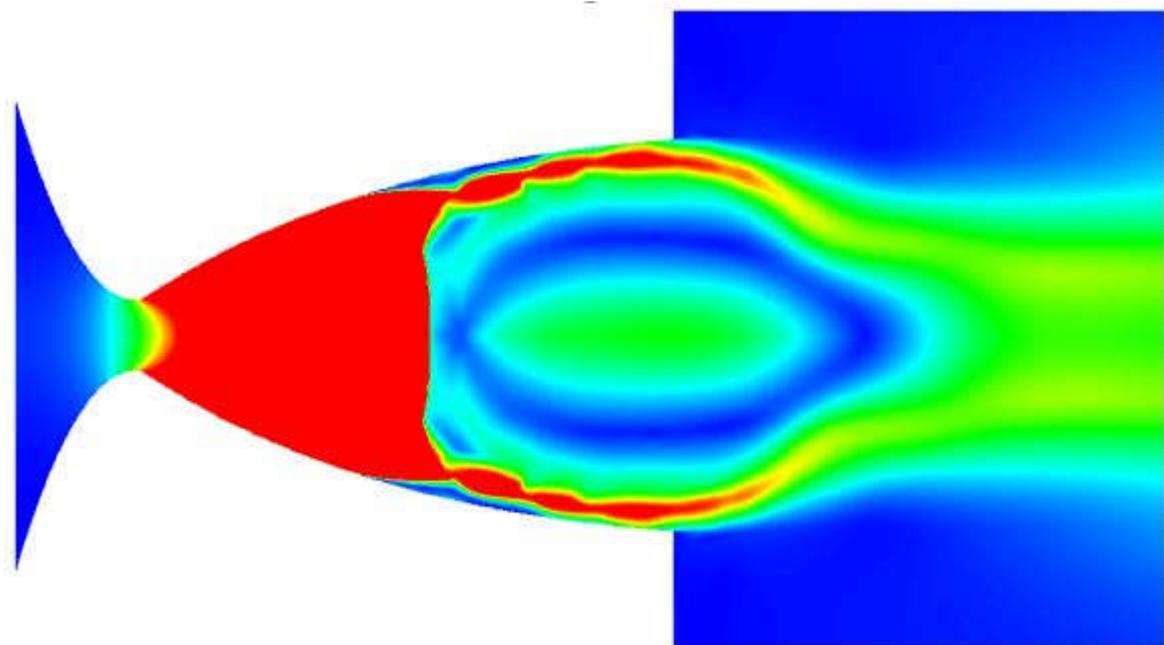


Fig.III.19 : Phénomène RSS avec le modèle SST-RANS

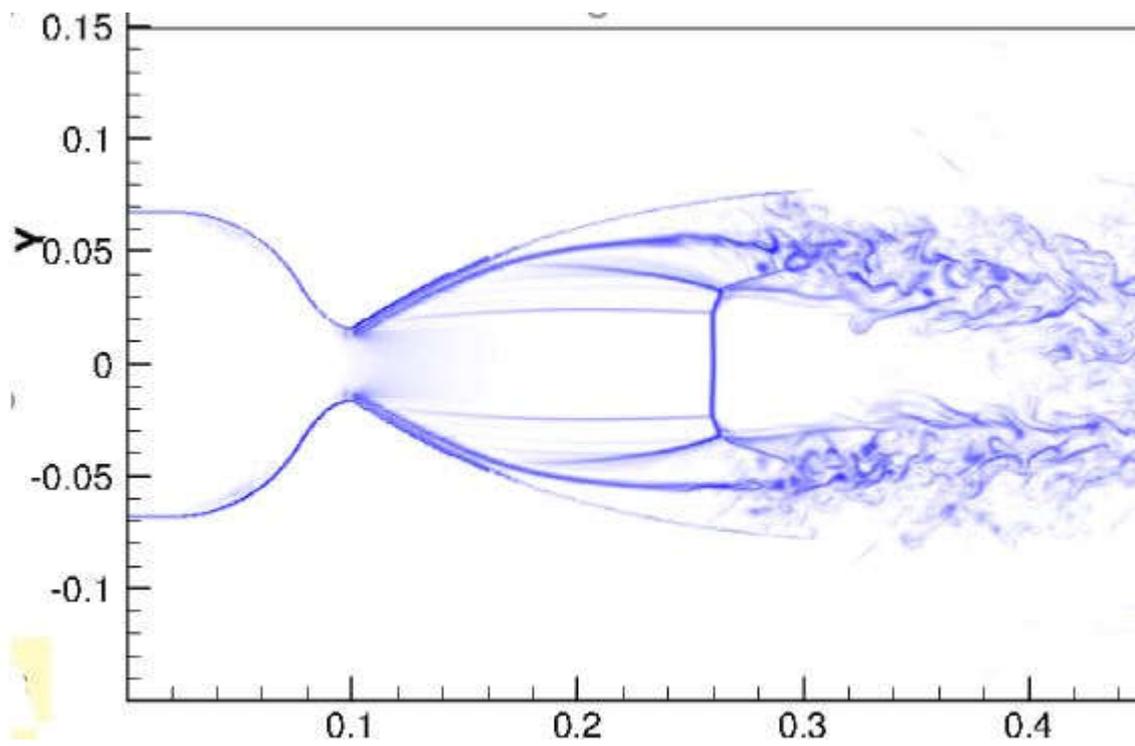


Fig.III.20 : Méthode LES dans une tuyère galbée

Conclusion générale

L'étude actuelle montre que les problèmes posés par la définition et la caractérisation d'une tuyère de propulseur aérothermiques peuvent pour la plupart être résolus par le calcul souvent même avec précision.

L'étude s'est intéressée à la conception des contours de profils de tuyères supersoniques convergente –divergente. Mais aussi à la description du comportement de l'écoulement fluide dans la partie divergente dite supersonique.

Dans le premier temps l'étude s'est intéressée aux calculs de l'écoulement transsonique. Celui-ci a été simulé grâce à l'approche de Sauer, qui résout l'équation des petites perturbations en termes de composantes de la vitesse. Sachant que ces approches ont fait l'objet dans le contexte d'une autre étude où on a comparé entre trois méthodes.

Pour la conception de profils de tuyères, on s'est basé sur deux approches :

- La première méthode consiste à imposer un nombre de mach, une pression à la section de sortie ou une poussée et on trace le profil et de l'écoulement compressible et dynamique des gaz qui se compose de L'écoulement à densité Variable qui est contrôlé par la variation de température, de l'utilisation de l'écoulement compressible
- La deuxième méthode consiste à l'étude de l'écoulement compressible unidimensionnel (Cas d'un gaz parfait).
 - La troisième méthode approche de Reynolds qui se consiste à d'étudier le nombre de Reynolds et la décomposition de Reynolds (RANS)
 - La quatrième méthode consiste a imposé le profil du contour de la tuyère qui est simulé avec un polynôme de deuxième degré dont les constantes sont calculées aux conditions aux limites imposées au col et à la sortie.

Un maillage adapté a été fait pour chaque méthode et l'application est faite sur différents types de tuyères.

La prise en compte des conditions aux limites est un aspect très important lors de l'utilisation des techniques numériques dans le but d'obtenir de bons résultats. Les équations hyperboliques sont particulièrement très sensibles, car chaque erreur qui s'introduit au niveau des frontières se propage à travers la grille de calcul, ce qui mène dans la plupart des cas à de fortes instabilités Le programme ANSYS développés pour les quatre méthodes, l'application qui calcul par éléments finis (FEA) , l'utilisation de ce programme nous a permis d'étudier la géométrie (Design Modeler) pour bien comprendre l'aspect physique la définition de la zone à mailler avec l'utilisation des points caractéristique et appliqué le maillage avec les conditions limites et le solveur fluent

Références

Chapitre 1

- [1] Richard Nakka's Equation 12: Last updated April 14, 2015 Back to Theory Index Page Back to Index Page
- [2] Robert Braeuning's Equation 1.22: Compiled, edited and written in part by Robert A. Braeunig, 1997, 2005, 2007, 2009, 2012.
- [3] <http://www.mittalblowers.com/air-venturi-vaccume-nozzle.php>
- [4] (en) George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets, Wiley-Interscience, 1992, 636 p. (ISBN 0-471-52938-9)
- [5] Brevet de Maxime Guillaume, numéro 534 801.
- [6] « Brevet d'invention - Propulseur par réaction sur air » [archive], sur Office national de la propriété industrielle
- [7] 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
- [8] a, b, c et d (en) Mary Bellis, « Jet Engines - Hans von Ohain and Sir Frank Whittle – The History of the Jet Engine » [archive], sur About.com (consulté le 16 août 2009), p. 1
- [9] La tuyère acoustique donne un nouveau souffle à la hi-fi [archive], 10 mai 2006, sur le site lesechos.fr
- [10] Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28 novembre 2007, p. 61-66
- [11] G. V. R. Rao., “Recent development in Rockets Nozzle Configuration,” ARS Journal, pp. 1488-1494, 1961. 12. J. Mattingly, H. von Ohain. « Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets »
- [12] Stark, R., Génin, Ch., Wagner, B. and Koschel, W. “The Altitude Adaptive Dual Bell Nozzle,” German aerospace Center (DLR), 74239, Lampoldshausen, Germany 2012. 13PWR Nozzle Design, Encyclopedia Astronautica - RS-2200 Linear Aerospike Engine , CSULB CALVEIN Rocket News and Events .
- [14] Peterson C.R. and Hill. P.G « Mechanics and Thermodynamics of Propulsion », 2nd edition. Addison-Wesley Publishing Company Inc., New York, 1992.
- [15] Philippe Reijasse (ONERA), « Aérodynamique des tuyères supersoniques » [archive], 28 novembre 2007, p. 9
- [16] www.nriv.free.fr
- [17] www.savoirs.essonne
- [18] www.lefigaro.fr
- [19] A. Bourgoing, **Instationnarité et dissymétrie d'un écoulement supersonique décollé dans une tuyère plane**. Thèse de Doctorat de l'Université de Paris VI, ONERA 2002
- [20] [Http: // fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée](http://fr.wikipedia.org/wiki/Moteur-fusée).
- [21]. Sébastin.Candel., Mécanique des fluides : Cours, “Editions Dunod, Paris , France.1995.
- [22] Meinhard Schobeiri, **Turbomachinery flow and dynamic performance**, Springer- Verlag Berlin Heidelberg 2005.

Références

Chapitre 2

- [1] Woutijn J. Baars and Charles E. Tinney and Joseph H. Ruf, Andrew M. Brown, and David M. McDaniels, **Wall Pressure Unsteadiness and Side Loads in Overexpanded Rocket Nozzles**, AIAA JOURNAL, Vol. 50, No. 1, January 2012
- [2] Gerald Hagemann, Frey M, **Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration**. Shock Waves 17(6), 387–395, 2008.
- [3] Östlund J and Muhammad-Klingmann B , **Supersonic Flow Separation with application to Rocket Engine Nozzles** , Applied Mechanics Reviews, Vol 58, 2005
- [4] Richard Schwane, and Xia, Y., **Time-Accurate CFD Predictions and Data Validation for Side Load Generation by Flow-Structure Coupling in Over-Expanded Rocket Nozzles**, Journal of Mathematical Modelling and Algorithms, Vol. 4, No. 1, pp. 53–65, 2005.
- [5] J.A. Moríñigo, J.J. Salvá, **Numerical study of the start-up process in an optimized rocket nozzle**, Aerospace Science and Technology 12, 485–489, 2008.
- [6] J.A. Moríñigo, J.J. Salvá, **Numerical study of the start-up process in an optimized rocket nozzle**, Aerospace Science and Technology 12, 485–489, 2008.
- [7] Afaque Shams, **Contribution a la simulation numérique des décollements d'écoulements turbulents induits par choc : application a l'écoulement sur-détendu de tuyère supersonique** Ph.D Thesis, Université de Poitiers, 2010.
- [8] Guillaume Lehnasch, **Contribution à l'étude numérique des jets supersoniques sous-détendus**, Thèse de doctorat université de Poitier, 2005
- [9] MF1.2 - Ecoulements compressibles, dynamique des gaz et ondes de choc INSA de Rouen - MECA3 - Année 2012-2013
- [10] Adil Ridha (Université de Caen) _Ecoulement compressible 2008-2009
- [11] PHY2001 Thermodynamique des systèmes terrestres AUT 2014
- [12] Etude et analyse des écoulements compressibles dominique Thévenin October 18 ,2004
- [13] leparisien.fr
- [14] **BOUDIAF H.**, 27/04/2009, Contribution à l'écoulement turbulent homogène et isotrope dans les canaux à surface libre, Mémoire de Magister, Université de BATNA, page 18-21
- [15] Finot.com
- [16] **DIAF A.**, 2012, Contribution A L'étude Des Ecoulements De Surface Par Méthodes Numériques, Mémoire de Magister, Université de Tlemcen, page 24
- [17] **GHOSTINE R.**, 2009, Contribution à la résolution numérique des équations de Barré de Saint Venant bidimensionnelles par une méthode de type éléments finis discontinus: Application à la simulation des écoulements au sein des carrefours dans la ville, France, Thèse de Doctorat, Université de Strasbourg
- [18] **BELLAHCEN S.**, 2016, Etude numérique et expérimentale du champ de vitesse en canaux composés, STRASBOURG, Thèse de Doctorat, Université de STRASBOURG, page 82