

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université SAAD DAHLEB de Blida
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales



Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme de master

Thème :

**Etude et simulation d'un écoulement
supersonique dans une tuyère double
galbe à Haute Température**

Réalisé par

RABIA Yacine

HAFID Billel

Promoteur

M^r. KBAB Hakim

2019-2020

ملخص

يتضمن هذا العمل محاكاة تدفق عبر فوهة مزدوجة الانحناء باستخدام أداة تصميم **ANSYS** ، **18.2** وقد تمت هذه المحاكاة على أربع مراحل (إنشاء مسجلا حطسما، إنشاء شبكة مسجلا حطسما ، ليلحتلاا ريع بجمانرب **FLUENT**، و ضرع النتائج)، وهي دمتعتى لىء تحليل ل ماوعلا (مقر Mach ، الضغط الثابت والكثافة) في كلا نيتلاحلا (الغاز المثالي ودرجة الحرارة العالية).

Résumé

Le présent travail consiste a simuler un écoulement à travers une tuyère **DOUBLE GALBE**, à l'aide d'un un outil de conception assistée par ordinateur **ANSYS 18.2**. Cette simulation s'est déroulée en Quatre phases (Création de la géométrie surfacique, Maillage de la géométrie, Résolution Par **FLUENT** et la Visualisation des Résultats), elle est basée sur l'analyse paramétrique (Nombre de Mach, Pression Statique et Densité) dans les deux configurations (Gaz Parfait et Haute Température).

Summary

The present work consists in simulating a flow through a **DUAL BELL NOZZLE**, using an **ANSYS 18.2** computer-aided design tool. This simulation took place in Four phases (Creation of the surface geometry, Mesh of the geometry, Resolution By **FLUENT** and the Visualization of Results), it is based on the parametric analysis (Mach Number, Static Pressure and Density) in the two configurations (Perfect Gas and High Temperature).

Dédicaces

On dédie ce travail :

A nos chers parents, qui ont priés pour nous et nous ont soutenus avec leurs encouragements.

A nos adorables frères et sœurs qui croient pleinement en nous.

A nos grands parents.

A toute la famille.

A nos fideles Amis.

Remerciements

Premièrement et avant tout on remercie dieu de nous avoir donné la force, le courage et la santé pour réaliser ce projet. Touts nos remerciements à notre promoteur Dr KBAB Hakim qui a accepté de nous encadrer et qui a veillé à ce que notre travail soit au bon rendez-vous.

SOMMAIRE

	Pages
Introduction générale.....	1
Chapitre I : Recherche Bibliographique.....	3
Chapitre II : Généralité sur les Tuyères.....	13
II.1 Introduction.....	13
II.2 Définition d'une tuyère.....	13
II.3 Définition D'une tuyère supersonique.....	14
II.4 Rôle et utilisation de la tuyère.....	15
II.4.1 Moteur Fusée.....	15
II.4.2 Moteur Avions.....	15
II.4.3 Soufflerie.....	16
II.5 Types de tuyères.....	17
II.5.1 Tuyères conventionnelles.....	17
II.5.1.1 Tuyère Conique.....	17
II.5.1.2 Tuyère à contour profilé.....	18
II.5.1.3 Tuyère à noyau centrale.....	18
II.5.2 Tuyères innovantes.....	19
II.5.2.1 Tuyère à section variable.....	19
II.5.2.2 Tuyère à chevrons (tuyères en dents de scie).....	19

II.5.2.3	Tuyère Orientable.....	20
II.5.2.4	Tuyère orientable Déployable.....	20
II.5.2.5	Tuyère adaptée en altitude.....	21
II.5.2.6	Tuyère Aerospake.....	21
II.5.2.7	Tuyère Double galbe.....	22
II.5.2.8	Tuyère Détente déviation.....	22
II.5.2.9	Tuyère à duel mode (duel mode nozzle).....	23
II.5.2.9.a	Tuyère double col.....	23
II.5.2.9.b	tuyère a double détente (dual-expandernozzle)	23
II.5.2.10	Tuyère type bouchon.....	24
II.6	L'approche quasi monodimensionnelle.....	24
II.6.1	Relations de la dynamique des gaz.....	25
II.6.2	les relations de rapport de section.....	27
II.7	Les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère.....	28
II.7.1	Ecoulement subsonique.....	29
II.7.2	Ecoulement sonique adapté.....	29
II.7.3	Ecoulement sonique non adapté.....	30
II.7.4	Ecoulement supersonique adapté.....	30
II.7.5	Ecoulement supersonique non adapté.....	31
II.8	Les paramètres principaux de performance.....	31
II.8.1	La poussée.....	31

II.8.2	Coefficient de poussée.....	32
II.8.3	Coefficient de décharge.....	32
II.8.4	Le débit réel.....	32
II.8.5	Vitesse caractéristique.....	32
II.8.6	Vitesse effective.....	32
II.8.7	Impulsion spécifique.....	33
II.8.8	Impulsion totale.....	33
II.9	Relations thermodynamiques d'un écoulement à haute température.....	33
II.9.1	Polynôme d'interpolation de $C_p(T)$ et $\gamma(T)$	33
II.9.2	Calcul des rapports thermodynamiques.....	35
II.10	Conclusion.....	36
Chapitre III : Calculs numériques.....		37
III.1	Introduction	37
III.2	Les méthodes de discrétisation.....	38
III.2.1	Les méthodes d'approximation des équations.....	38
III.2.2	Les méthodes d'approximation des solutions.....	38
III.3	La méthode des différences finis.....	39
III.3.1	Formule différentielle pour la première et la deuxième Dérivée	39
III.4	La méthode des volumes finis	41

III.4.1	Conditions sur la sélection des volumes finis.....	41
III.4.2	Définition de la discrétisation en volumes finis.....	43
III.5	Le maillage.....	44
III.5.1	Notions de maillage.....	44
III.5.2	Classification des méthodes de maillage.....	45
III.6	Maillage structuré.....	46
III.6.1	Techniques de génération de maillage structuré.....	46
III.7	Maillage non structuré.....	48
III.7.1	Techniques de génération de maillage non structuré.....	48
III.8	Comparaison entre maillage structuré et non structuré	50
III.9	Maillage hybride.....	51
III.10	La simulation numérique.....	53
III.10.1	Introduction.....	53
III.10.2	Géométrie.....	54
III.10.3	Maillage.....	54
III.10.4	Conditions aux limites.....	55
III.10.4.1	Conditions d'entrée.....	55
III.10.4.2	Conditions de sortie.....	56
III.10.4.3	Condition de symétrie.....	56
III.10.4.4	Conditions aux parois solides.....	56
III.10.5	Résolution.....	57

III.11	Conclusion.....	57
	Chapitre IV : Résultats et discussions.....	58
IV.1	Présentation de La simulation numérique.....	58
IV.1.1	Modèle de calcul Ansys 18.2.....	58
IV.1.2	Phases de simulation.....	59
IV.1.2.1	Création de la géométrie.....	59
IV.1.2.2	Maillage de la géométrie.....	60
IV.1.2.3	Résolution par FLUENT.....	62
IV.1.2.4	Simulation de la tuyère double galbe a Haute Température	64
IV.1.2.5	Visualisation des paramètres.....	65
IV.2	Résultats et Discussions de La Simulation.....	66
IV.2.1	Premier Cas : Gaz Parfait.....	66
IV.2.1.1	Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère (GP)....	66
IV.2.1.2	Evolution de la pression statique dans la tuyère (GP)..	68
IV.2.1.3	Evolution de la Densité (GP).....	69
IV.2.2	Deuxième Cas : Haute Température.....	71
IV.2.2.1	Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère (HT)....	71
IV.2.2.2	Evolution de la pression statique dans la tuyère (HT)..	74
IV.2.2.3	Evolution de la Densité (HT).....	76
	Conclusion générale.....	79
	Référence Bibliographique.....	80

LISTE DES FIGURES

	Pages
Fig. II.1. Profils des Tuyères.....	13
Fig. II.2. Différents formes géométriques des tuyères	14
Fig. II.3. La tuyère De-L'aval.....	14
Fig. II.4. Tuyère du moteur Européen Vulcain2 d'Ariane5.....	15
Fig. II.5. Tuyère d'un avion de Combat Chengdu J-10.....	16
Fig. II.6. Tuyère Mach 2 de la soufflerie S5Ch du Centre Onera de Meudon.....	17
Fig. II.7. Tuyère conique.....	17
Fig. II.8. Tuyère a contour profilé.....	18
Fig. II.9. Tuyère à noyau centrale.....	18
Fig. II.10. Tuyère à section variable.....	19
Fig. II.11. Tuyère à chevrons.....	20
Fig. II.12. Tuyère orientable.....	20
Fig. II.13. Tuyère déployable.....	21
Fig. II.14. Tuyère Aerospahe.....	21
Fig. II.15. tuyère Double Galbe.....	22
Fig. II.16. Tuyère Détente déviation.....	23
Fig. II.17. La tuyère tuyère à double col.....	23
Fig. II.18. Tuyère a double détente.....	24
Fig. II.19. Type bouchon.....	24
Fig. II.20. La différence entre l'approche quasi et mono dimensionnel.....	25
Fig. II.21. Relation vitesse section.....	28
Fig. II.22. Canal convergent divergent.....	28
Fig. II.23. Régime subsonique.....	29
Fig. II.24. Ecoulement sonique adapté.....	30
Fig. II.25. Ecoulement sonique non adapté.....	30
Fig. II.26. Régime supersonique adapté	31
Fig. II.27. Régime supersonique non adapté.....	31

Fig. II.28. Variation de CP et γ avec la température.....	34
Fig. III.1. Maillage uniforme à une dimension suivant x.....	40
Fig. III.2. Maille centrée pour un maillage en volume finis structuré	42
Fig. III.3. Maille centrée pour un maillage en volume finis non structuré.....	42
Fig. III.4. Maille-sommet pour un maillage structuré en volume finis.....	42
Fig. III.5. Maille-sommet pour un maillage non structuré en volume finis.....	42
Fig. III.6. Volume de control hexagonal.....	43
Fig. III.7. Volume de control trapézoïdal.....	43
Fig. III.8. Illustration de la notion du maillage.....	45
Fig. III.9. Eléments de maillage.....	45
Fig. III.10. Maillage structuré et non structuré.....	46
Fig. III.11. Maillage structuré autour d'un profil.....	46
Fig. III.12. Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.....	47
Fig. III.13. Transfer du domaine physique au domaine de calcul.....	48
Fig. III.14 Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree).....	49
Fig. III.15. Étapes de Maillage par La triangulation de Delaunay en.....	49
Fig. III.16. 2D Progression et algorithme du maillage par la méthode frontale.....	50
Fig. III.17. Maillage non structuré hybride.....	51
Fig. III.18. Qualité de maillage basé sur un volume équilatéral.....	52
Fig. III.19. Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire.....	52
Fig. III.20. Changement brusque.....	53
Fig. III.21. Changement de taille optimal.....	53
Fig. III.22. Changement de taille.....	53
Fig. III.23. Résolution du maillage dans les régions à fort gradient.....	53
Fig. III.24. Exemple d'une géométrie 2D de la tuyère double galbe avec un..... convergent.....	54
Fig. III.25. Maillage structuré de la tuyère double galbe.....	55
Fig. III.26. Types des conditions aux limites utilisées dans les simulations..... .numériques.....	57
Fig. IV.1. Création du Profil avec Design Modeler.....	59
Fig. IV.2. Génération du corps surfacique Avec le Design Modeler.....	59
Fig. IV.3. Tuyère axisymétrique.....	60
Fig. IV.4. Création de surfaces (Bloques) sur MESHING en 2 dimensions.....	61
Fig. IV.5. Création de Sélection Nommés.....	61

Fig. IV.6. Maillage structuré sur MESHING raffiné au parois.....	62
Fig. IV.7. Maillage structuré quadrilatère sur MESHING.....	62
Fig. IV.8. Maillage structure quadrilatère sur FLUENT.....	63
Fig. IV.9. Condition aux limites sur fluent.....	63
Fig. IV.10. Le graphe des résiduelles de notre simulation.....	64
Fig. IV.11. Critère de convergence.....	64
Fig. IV.12. Coefficients du polynôme d'interpolation dans le Fluent.....	65
Fig. IV.13. La visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours).....	65
fig. IV.14. Représentation des conditions aux limites (Gaz Parfait).....	66
fig. IV.15. Evolution de la Courbe du Nombre de Mach dans la tuyère (GP).....	66
Fig. IV.16. Contour d' évolution du Nombre de Mach dans la tuyère (GP).....	67
fig. IV.17. Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère (GP).....	68
Fig. IV.18. Contour d' évolution de la Pression Statique dans la tuyère (GP).....	69
fig. IV.19. Evolution de la Courbe de La Densité dans la tuyère (GP).....	69
Fig. IV.20. Contour d' évolution de la Densité dans la tuyère (GP).....	70
Fig. IV.21. Représentation des conditions aux limites (Haute Température).....	71
fig. IV.22.a. T=1000K.....	71
fig. IV.22.b. T=2000K.....	71
fig. IV.22.a. T=3000K.....	72
fig. IV.22. Evolution des Courbes du Nombre de Mach dans la tuyère (HT).....	72
Fig. IV.23.a. T=1000K.....	73
Fig. IV.23.a. T=2000K.....	73
Fig. IV.23.a. T=3000K.....	73
Fig. IV.23. Contours d' évolution du Nombre de Mach dans la tuyère (HT).....	73
fig. IV.24.a. T=1000K.....	74
fig. IV.24.b. T=2000K.....	74
fig. IV.24.c. T=3000K.....	74
fig. IV.24. Evolution des Courbes de Pression Statique dans la tuyère (HT).....	74
fig. IV.25.a. T=1000K.....	75
fig. IV.25.b. T=2000K.....	75
fig. IV.25.c. T=3000K.....	76

Fig. IV.25. Contours d' évolution de La Pression Statique dans la tuyère (HT).....	76
fig. IV.26.a. T=1000K.....	76
fig. IV.26.b. T=2000K.....	76
fig. IV.26.c. T=3000K.....	77
fig. IV.26. Evolution des Courbes de Densité dans la tuyère (HT).....	77
fig. IV.27.a. T=1000K.....	78
fig. IV.27.b. T=2000K.....	78
fig. IV.27.c. T=3000K.....	78
Fig. IV.27. Contour d' évolution de La Densité dans la tuyère (HT).....	78

LISTE DES TABLEAUX

Tab. II.1. Coefficients des polynômes $C_p(T)$ et $\gamma(T)$	34
Tab. II.2. Les équations thermodynamiques d'un écoulement supersonique A haute température.....	36
Tab. III.1. Comparaison entre maillage structuré et non structuré.....	50
Tab. III.2. Qualité de maillage.....	52

NOMENCLATURES

Liste des symboles

- A : La section de la tuyère.
- A_e : Section de sortie.
- A^* : Section du canal ou le nombre de Mach égale a 1 (le col).
- a : Vitesse locale du son.
- a^* : Vitesse du son au col.
- a_i : Coefficients du polynôme d'interpolation de $C_p=f(T)$
- b_i : Coefficients du polynôme d'interpolation de $Y=f(T)$
- C_d : Coefficient de décharge.
- C_F : Coefficient de poussée.
- C_p : La chaleur spécifique à pression constante.
- C_v : La chaleur spécifique à volume constant.
- C^* : Vitesse caractéristique.
- F : La poussée.
- \vec{F} : Flux
- g : Accélération de la pesanteur.
- h : L'enthalpie.
- h_t : L'enthalpie totale.
- I_s : Impulsion spécifique.
- M : Nombre de mach.
- M_s : Nombre de mach supersonique.
- \dot{m} : Débit massique.
- $\dot{m}_{réel}$: Débit réel.
- P : La pression Statique.
- P_a : La pression avale.

Nomenclatures

P_{c1} : la pression aval pour un écoulement sonique adapté

P_{ac3} : la pression aval pour un écoulement supersonique adapté.

P_t : La pression totale.

p^* : Pression statique a la vitesse du son.

Q : La chaleur.

Q_V : Source volumique

r : Constant universel du gaz (pour l'air $r=287$ j/kg.k).

S : Air de section

T : La température Statique.

T_t : La température totale.

T^* : Température statique a la vitesse du son.

V_e : Vitesse d'éjection (Sortie tuyère).

V_{eff} : Vitesse effective des gaz.

γ : Le rapport des chaleurs spécifique.

ρ : Masse volumique.

ρ_0 : Masse volumique de référence.

ρ^* : Masse volumique a la vitesse du son.

U : Quantité scalaire par unité de volume.

Ω : volume de contrôle.

Indices :

c : Col.

t : total.

t : Temps.

W : paroi.

1 : Premier galbe.

2 : deuxième galbe.

Abréviation

Nomenclatures

ONERA : Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales.

CNRS : Centre National des Recherches Spatiales.

NPR : "Nozzle Pressure Ratio" ou taux de détente.

CFD : Computational Fluid Dynamics.

EDP : Équation aux dérivées partielles.

CAO : Conception assistée par ordinateur.

GP : Gaz parfait.

HT : Haute Température.

ED : Expansion-Deflexion

INTRODUCTION GENERALE

Les tuyères supersoniques jouent un rôle très important pour la conception des engins aérospatiaux. Ils interviennent dans beaucoup de structures telles que les missiles, les moteurs d'avions, et dans la fabrication des souffleries supersoniques pour la modélisation et la réalisation expérimentale des écoulements supersoniques réels. Les concepteurs aéronautiques ont débuté les applications en 1935. A cette époque, toutes les études étaient basées sur les expériences. Le développement par ordinateur n'avait pas encore commencé. Après quelques années, et en parallèle avec les développements expérimentaux et numériques, les concepteurs ont pensé à améliorer les performances des tuyères de propulsion. Ils ont remarqué que les tuyères coniques délivrent certes une poussée mais avec une perte considérable, vu l'inclinaison de la portion supersonique. Si l'inclinaison de la tuyère à la section de sortie est nulle, la poussée sera donc maximale. Ce problème sera réglé par la recherche d'une forme d'une tuyère donnant à la sortie un écoulement uniforme et parallèle. Afin de résoudre ce problème [28].

Les numériciens ont alors développé plusieurs méthodes pour l'obtention de différentes formes des tuyères parmi lesquelles nous citons une forme plus importante celle de la tuyère a Double Galbe.

Le concept des tuyères à double galbes est une nouvelle technologie dans le domaine de conception de tuyères supersoniques destinées à la propulsion spatiale, il est l'un des concepts les plus prometteurs pour les tuyères adaptables en altitude. En effet, l'écoulement dans ce type de tuyères a la faculté de s'auto-adapté pour deux régimes de fonctionnement (basse et haute altitude) sans activation mécanique [29].

Mais en réalité, lorsque la température génératrice T_0 de la chambre de combustion augmente, la chaleur spécifique C_p et le rapport γ ne restent plus constants et commencent à varier avec la température T_0 . Le gaz reste parfait, son équation d'état reste toujours valable, sauf qu'il est nommé en plus gaz calorifiquement imparfait [28]. le travail proposé dans cette étude consiste à simuler et Analyser l'écoulement dans une tuyère Double Galbe en bidimensionnel dans deux cas de figures. Le premier cas est la simulation et l'analyse avec un gaz Calorifiquement parfait (pas de changement de C_p avec la température), le deuxième cas est la simulation et l'analyse avec un gaz Calorifiquement Imparfait à haute température (le C_p et γ varient avec la température) et on finira par une comparaison de paramètres (Nombre de Mach, Pression Statique, Température, et Densité) des deux cas.

Pour bien mener notre étude nous avons divisé le mémoire en quatre chapitres dont Le premier chapitre est consacré à une recherche bibliographique avec un petit historique sur les tuyères de moteurs fusé. Par contre dans le deuxième chapitre on présente des généralités sur les tuyères, les différentes configurations de tuyères

conventionnelles, leurs problèmes et leur régime de fonctionnement les différents écoulements et les écoulements à haute température. Ensuite, un troisième chapitre est dédié aux calculs numériques, on décrit les méthodes de discrétisation numériques à savoir la méthode des différences finies qui est plus utilisée dans le domaine de la CFD, ainsi que les différents types de maillage et leurs méthodes de génération. On finira par une présentation de notre simulation numérique. Dans le quatrième chapitre qui représente le dernier chapitre, on présente tous les résultats obtenus par le Logiciel Ansys 18.2 avec l'interprétation des différents paramètres (Nombre de Mach, Pression Statique, Température, et Densité) et une comparaison pour les deux cas (Gaz Caloriquement Parfait, Gaz Caloriquement Imparfait à haute Température).

On finira par une conclusion générale qui prend en compte les objectifs du travail et les principaux résultats obtenus avec les perspectives envisagées pour la poursuite de cette étude.

Chapitre I: Recherche Bibliographique

La tuyère c'est une partie essentiel dans les moteurs à réaction les moteurs-fusées et les missiles car leur poussé dépend principalement de la vitesse des produits de combustions à travers la section de sortie de la tuyère qui le propulse. Durant leur passage à travers une tuyère De Laval, les gaz d'échappement sont accélérés de vitesses subsoniques à des vitesses Supersoniques. Lorsqu'un gaz circule à une vitesse subsonique dans un tuyau dont le diamètre se rétrécit, sa vitesse augmente. La vitesse du gaz ne peut toutefois pas dépasser celle du son (Mach 1). En effet en régime d'écoulement supersonique (vitesse supérieure à la vitesse du son) le comportement du gaz s'inverse : pour que sa vitesse augmente il faut que le diamètre du tuyau augmente.

Le passage de l'écoulement par ces différentes vitesses permet de visiter une tuyère convergente divergente en trois sections convergentes subsoniques où l'écoulement passe d'une vitesse presque nulle à celle du son qu'il atteint au col pour enfin se détendre au sein du divergent supersonique.

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

Le développement rapide de l'informatique depuis les années soixante a entraîné pour l'aérodynamique, une révolution dans les méthodes d'étude théorique. Cette révolution, a conduit à l'émergence d'une nouvelle discipline, l'aérodynamique numérique, qui joue un rôle de plus en plus important dans la conception et L'optimisation des tuyères de propulsion tout en tenant compte des calculs de dynamique des gaz ,le matériau utilisé, le mode de fabrication de la paroi les exigences de refroidissement les limites admissibles de dimensionnement etc.

Il en est plus de même depuis que des avions de transport supersoniques volent au-dessus de mach 2 pendant plusieurs heures, il apparait en effet clairement que la rentabilité de tels projets n'est assurée que si les performances optimales sont obtenues de tous les éléments du moteur. Dans un avion tel que le concorde par exemple, une diminution d'un pour cent de la Consommation spécifique entraine un gain direct de 5 à 6 passagers sur la traversée atlantique

Les tuyères sont des canaux d'injection ayant pour le rôle principale de transformé l'énergie de pression "l'enthalpie" en énergie cinétique.

Dans de tels projets le rôle assigné à la tuyère peut être défini par les conditions Suivantes :

1-Elle doit assurer le blocage de l'écoulement aux divers régimes du fonctionnement du moteur, avec ou sans postcombustion ; ceci implique une possibilité de la variation de la

surface du col en fonction de débit et des conditions de température et de pression des gaz à évacuer.

- 2- La tuyère doit aussi assurer la détente optimale des gaz de combustion, c'est -à-dire la poussée maximale au régime de croisière, ce problème n'est pas simple car la section de la sortie de la tuyère doit être raccordée au maître couple du moteur ou à la structure de l'avion par un carénage. Il est évident que la forme de ce carénage, et par conséquent les pressions qu'il subira en vol du fait de l'écoulement extérieure, dépend de la forme et de la dimension de la sortie de la tuyère.
- 3- Il ne servira à rien d'optimiser la tuyère au banc d'essai, si des dépressions importantes devaient se produire en vol sur le carénage de raccordement. Ainsi l'étude d'optimisation impose l'étude globale l'arrière corps
- 4- Il ne servira à rien d'optimiser la tuyère au banc d'essai, si des dépressions importantes devaient se produire en vol sur le carénage de raccordement. Ainsi l'étude d'optimisation impose l'étude globale l'arrière corps
- 5- Aux régimes de vol intermédiaires, il faut encore que la tuyère ne provoque pas de perte de poussée trop élevées du fait de son inadaptation. Dans ces régimes, ce sont les sur-détentes qui sont à craindre et à éviter. Leur analyse impose une étude approfondie des conditions de découlement d'un écoulement.

6- En dehors de flux principal du moteur, il existe en général un ou plusieurs flux secondaires provenant soit à l'air de refroidissement soit d'un piège de la couche limite de la prise d'air. Ce flux qui représente jusqu'à 5 ou 6 % du débit total doivent être éjectés soit dans les tuyères séparées soit dans la tuyère principale comme le cas du Concorde.

7- A l'atterrissage, la tuyère peut contribuer au freinage de l'avion en organisant un reversement de la poussée soit dans le circuit spécial de la sortie du moteur, ou bien par déviation du jet à la sortie de la tuyère principale.

Les tuyères supersoniques dont le but essentiel est d'assurer l'accélération des gaz de combustion à des vitesses supersoniques, interviennent dans beaucoup de structure telle que les moteurs fusées, les moteurs d'avion et dans la fabrication des souffleries supersonique pour une étude expérimentale des écoulements réels.

L'histoire de la fusée débuta des siècles bien plus tôt. En 1232 à la bataille de Kaifeng, les Chinois se servirent des "èches de feu volant" pour repousser les Mongols. Ces fusées, qui semaient la panique parmi les chevaux des adversaires, utilisaient la poudre noire inventée deux siècles avant notre ère. L'emploi de ces engins se limitait auparavant aux feux d'artifices, dès lors ils se répandirent en Europe essentiellement pour des usages militaires. Les avancées technologiques aidant, ces armes s'améliorèrent au fil des siècles.

Pour voir le jour d'un usage pacifiste des fusées et l'espoir de voyages interplanétaires, il fallut attendre la fin du XIXe siècle pour que Konstantin Tsiolkovski apporte la solution en imaginant le moteur-fusée, capable de créer sa propre force motrice aussi bien dans l'atmosphère que dans le vide spatial. En 1898, il recommande l'utilisation d'ergols liquides, l'hydrogène et l'oxygène, pour la propulsion des fusées. Cette combinaison est actuellement celle mise en œuvre pour le fonctionnement du moteur principal de la fusée Ariane 5. Les plans de fusées font apparaître non seulement les réservoirs d'oxygène et d'hydrogène

liquides, séparés par la tuyère, mais également des volets de pilotage dans le jet et une cabine symbolisée par la partie avant.

A partir de cette époque, une course à la conquête spatiale est engagée entre les différentes puissances mondiales, dont les motivations sont essentiellement stratégiques et économiques. En effet, l'utilisation des fusées est aujourd'hui principalement dédiée à la mise en orbite de satellites de communication.

Comme nous l'avons déjà mentionné précédemment, les tuyères propulsives ont été considérées à cause de leur simplicité comme un organe annexe. Son rôle consistait à assurer le bon fonctionnement du turbocompresseur à un régime donné. Par conséquent, la conception de tuyères convergentes-divergentes reçoit une attention particulière et fait l'objet d'intenses et nombreuses recherches.

Depuis plusieurs années, la résolution numérique ou analytique des problèmes aérodynamiques, tels que les écoulements des fluides dans les tuyères convergentes divergentes, est devenu possible grâce aux travaux réalisés par plusieurs chercheurs dans le domaine.

Après la seconde guerre mondiale, l'étude des tuyères est devenue un domaine d'actualité, de concurrence et de compétitivité entre les États-Unis, l'Union Européen, la Russie, le Japon et la Chine. Plusieurs agences de programmes (ESA, CNES, CNSA,...), d'organismes de recherches (NASA, ONERA, NASDA, DLR, LEA-Poitier,...) et industriels (Boeing, Rocketdyne, Pratt & Whitney, Snecma Moteurs, Volvo Aero, Astrium, Mitsubishi Heavy Industries,...) travaillent sur l'amélioration des performances des moteurs fusées et les tuyères propulsives.

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 PAPAMOSSCHOU et AL (2009) de l'université de Californie, Craig A.HUNTER (1998) (NASA LanglerResearch 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 CAWLES (1949)



L'Union Européenne



En Allemagne :

Avec les travaux de : GERALD HAGEMANN, RALF STARK, MANUEL FREY, MICHAEL TERHARDT, ANDREAS GROSS, C. WEILAND, NURNBERGER-GENIN, (Laboratoire DLR Lampoldshausen).



En Suède (Sweden) :

Avec les travaux de : JAN OSTLAND et AL (Volvo Aero Corporation).



Au Pays-Bas (Netherlands) :

Avec les travaux de : RICHARDS SCHWANE, YANG XIA, HENRY WONG et AL, (EADS/Space Transportation).



En Italie :

Avec les travaux de: MARCELLO ONOFRI, FRANCESCO NASUTI, EMANUELLE MARTILLI (Université de Rome : La sapienza).



En Espagne :

Avec les travaux de : JOSE A. MORINIGO (2004), JOSE J. SALVA



En France :

Avec les travaux de :

ONERA-Meuden : JEAN DELERY (Professeur émérite), JEANPIERREVEUILLOT, L. JACQUIN, SEBASTIEN DECK (2002), A BOURGOING (2002), PHILIPPE REIJASSE (2005), ARNAUD GALLI (2005), SEBASTIEN GIRARD (2009), PIERRE-ÉLIE WEISS (2010), BRUNO SAINTE-ROSE (2010), (Département DAFE et DAAP)

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, STEVE GIRARD (1999), ANH THI NGUYEN (2003), T.H.HIEU (2005), H. DENIAU, GUILLAUME LEHNASCH

(2005), AFAQUE SHAMS(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).

CORIA-Rouen : DANY VANDROMME (1983 Lille), YANN LEBRET (1993), GUY DOUAY (1994), ERHAN SOLAKOGLU (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), ARNAB CHAUDHURI (2009), A. CHINNAYYA, D.TAIEB (2010), D.NGOMO (2010), OUISSEM BEN NASR (2011), BENSAYAH KHALED, (LFMN- Laboratoire de mécanique des fluides numérique, laboratoire rattaché à l'UMR CNRS 6614 CORIA Rouen).

Dans une étude sur des tuyères de taille "classique" : PIERRE LAVAL [1] présente une méthode de résolution des équations d'Euler sous forme conservative d'un écoulement compressible dans une tuyère (2D et axisymétrique). La méthode proposée, de type prédicateur-correcteur explicite, utilise un terme de pseudo viscosité. Les résultats numériques sont obtenus pour une tuyère convergente-divergente ($45^\circ - 15^\circ$), étudiée expérimentalement par CUFFEL et ALL et une autre tuyère avec un angle du convergent égal à 20° en faisant varier le rapport des rayons de courbure et du col R_c/R_{th} de 0 à 0.8. Ce dernier cas a été étudié expérimentalement, en 1970, par SOLIGNAC à l'ONERA. La comparaison des résultats numériques et expérimentaux montrent une bonne cohérence.

W. J. RAE a présenté un calcul numérique sur un écoulement à faible masse volumique dans une tuyère de type convergente-divergente, en prenant de compte les effets de viscosité. Il a résolu les équations dans des micro-tuyères (SLENDER-CHANNEL) avec des conditions de glissement à la paroi. Un schéma aux différences finies implicite de type CRANK-NICHOLSON est utilisé pour déterminer les profils de pression, de vitesse et d'enthalpie le long de la tuyère. Il a également étudié l'effet de la géométrie, du nombre de Reynolds et des conditions de température pariétale.

Dans une série d'articles [2-5], M. C. CLINE présente des études numériques d'un écoulement de fluide compressible dans des tuyères rectangulaires et axisymétriques. La méthode utilisée pour la progression dans le temps permet de contourner les difficultés rencontrées par les méthodes d'intégration numérique des systèmes hyperboliques et elliptiques qui sont dues à la mixité des domaines des vitesses subsonique et supersonique.

Dans [6], l'auteur a validé son travail sur des écoulements Eulériens bidimensionnels, isentropiques et rotationnels dans trois types de tuyère : la première a une forme conique de type convergent-divergent, la seconde est aussi de forme conique mais avec un convergent uniquement et la dernière de forme convergente-divergente présente un raccordement à l'entrée. La comparaison des résultats montre une bonne cohérence avec ceux obtenus expérimentalement par CUFFEL et ALL.

En 1958, RAO a développé une méthode de base pour la conception des tuyères supersoniques. Elle permet la conception de tuyères performantes dont le contour est déterminé grâce à des calculs variationnelles. Une autre approche directe pour la conception du contour de la tuyère a été proposée par GUDERLEY et HANTCH en 1955. Le problème de calcul de la section de sortie et du contour pouvant fournir une poussée optimale a été proposé en spécifiant uniquement la longueur et la pression ambiante. Un calcul variationnel permettant de résoudre le problème du champ d'écoulement à la sortie, nécessaire à atteindre. La dernière étape consiste à l'application de la méthode des caractéristiques, présentée dans différents ouvrages pour déterminer le contour supersonique de la tuyère [7], [8].

Afin d'atteindre un écoulement uniforme à la sortie par conséquent des poussées maximales, la majorité des travaux utilisent des tuyères convergentes-divergentes en forme de cloche dont la section divergente est simulée par un polynôme de second degré.

Cette simulation conduit à des tuyères dont les performances sont comparables à celles de RAO. Dans un premier temps, ils se sont intéressés aux calculs de l'écoulement transsonique se produisant au voisinage du col, celui-ci a été simulé grâce à plusieurs approches (Méthode de SAUER développée en 1942, Méthode de HALL développée en 1949 ou celle de KLEIGEL-LEVINE développée en 1969). Pour le calcul de l'écoulement supersonique se tenant au sein de la tuyère, ils utilisent la méthode des caractéristiques.

La méthode des caractéristiques est la plus ancienne technique utilisée pour résoudre les équations d'Euler dans la configuration d'un jet supersonique. On remarque tout particulièrement la thèse d'I.S. CHANG parue en 1945 et dédiée spécifiquement aux jets supersoniques sous-détendus.

Cette méthode profite du caractère hyperbolique des équations d'Euler dans un écoulement supersonique dans un cas stationnaire bidimensionnel. Elle est présentée et discutée dans de nombreux ouvrages [9], [10].

Dans le livre Compressible Fluid Dynamics de P.A. THOMPSON [9], cette méthode est appliquée à un jet sonique sous-détendu par un rapport de pression statique $NPR = 2$. Le résultat du calcul utilisant 8 lignes caractéristiques pour décrire l'expansion initiale et 5 lignes caractéristiques pour calculer le reste du champ. Un calcul identique est réalisé avec une routine écrite en FORTRAN 90 utilisant 20 lignes caractéristiques.

Le pôle de recherche « Aérodynamique des Tuyères et Arrière Corps –ATAC » (en France) – REIJASSE et AL. (2005) – et le groupement de recherche « Flow Separation Control Device– FSCD » (en Europe) – FREY et AL. (2005) – ont eu et continuent d'avoir un rôle de leader dans les activités de recherche pour les tuyères propulsives. En particulier, compte tenu de la difficulté des problématiques relatives au décollement de jet, le pôle ATAC a concentré ses activités dans ce domaine d'investigation, alors que le groupement FSCD s'est intéressé d'avantage aux concepts de tuyère innovants.

Une quantité considérable de travaux ont été réalisés depuis la deuxième moitié du vingtième siècle – SUMMERFIELD et AL. (1954), CHAPMAN et AL. (1958), ARENS & SPIEGLER (1963), HERBERT & HERD (1966), SCHMUCKER (1974) – afin de mieux comprendre l'influence des caractéristiques constitutives et opérationnelles des tuyères sur le décollement de jet. Des activités intenses se poursuivent en Europe (groupes de recherche FSCD et ATAC) et dans le reste du monde: des travaux de recherche sont en cours aux Etats-Unis, comme indiqué dans SHI (2005), PAPAMOSCHOU & Johnson (2006), SAMLLEY et AL. (2007) et RUF et AL. (2009), ainsi qu'au Japon – SATO (2005) et WATANABE (2004). De nombreuses études ont été menées en Russie –KUDRYAVTSEV (1975), BREZHNEV & CHERNOV (1981), Malik & TAGIROV(1988), DUMNOV et AL.(1995), IVANOV et AL.(2009) – et plusieurs travaux réalisés dans des centres de recherche chinois ont récemment été publiés – CHEN (1988), XIAO et AL. (2005), YANG et AL. (2007), XIAO et AL. (2009).

Néanmoins, ÖSTLUND (2002) a résumé de manière exhaustive les principaux types de décollement de jet qui peuvent se produire dans une tuyère propulsive. Il s'agit de deux configurations de l'écoulement, à savoir le décollement de jet libre (Free ShockSeparation FSS), et le décollement restreint (RestrictedShockSeparation- RSS).

Les scientifiques ne cessent de placer la barre haute dans leurs recherches d'où la Naissance des tuyères innovantes et cela dans le but d'améliorer le gain de performances par principe d'auto-adaptation.

Les tuyères déployables, pour lesquelles plusieurs études numériques existent en littérature. Récemment, SATO et AL. (2007) ont mené une campagne d'essais sur une maquette à échelle réduite, afin d'évaluer les charges latérales agissant sur la partie mobile lors du déploiement en vol. Ces charges représentent une contrainte majeure pour le dimensionnement mécanique du moteur (en particulier pour le système de déploiement et pour le divergent même). L'impossibilité de vérifier au sol le dimensionnement du moteur dans des conditions représentatives du vol reste un point bloquant pour l'utilisation de ce type de concept, sans compromettre la fiabilité du lanceur [11].

Les tuyères de type aérospike, qui ont fait l'objet de nombreuses études dans les années 1980 – 2000. L'exemple le plus connu est probablement le prototype NASA XRS-2200 testé à feu en Aout 2001 au NASA'sStennisSpace Center. Néanmoins, après la suppression du projet X-33, auquel ce moteur était destiné, les travaux ont été arrêtés [11].

Plusieurs variantes de ce type de concept ont été proposées en littérature: épine linéaire ou axisymétrique, tronquée avec et sans injection de gaz au culot, alimentée par une chambre de combustion unique ou multi chambre. Beaucoup d'études théoriques, numériques et expérimentales ont été menées afin d'évaluer la géométrie optimale de l'épine – DUNN & COATS (1999) – ainsi que pour évaluer les performances et les limites des différentes architectures possibles – HALLARD & MERIENNE (1998), CALABRO et AL. (2005),

Le BOZEC et AL. (1998), WISSE (2005), ONOFRI (2002). Par sa conception, ce type de tuyère permet de faire fonctionner le moteur avec un écoulement supersonique constamment attaché, car le jet se trouve constamment en équilibre de pression avec l'atmosphère (quel que soit l'altitude de vol). Néanmoins, lorsque la tuyère fonctionne à haute altitude, la pression statique du milieu environnant étant faible, ses performances propulsives diminuent fortement.

Il est aussi important de souligner que plusieurs difficultés doivent encore être résolues pour des applications en vol de cette technologie. D'une part, la maîtrise du réseau de chocs (et des chargements thermomécaniques associés) généré par l'interaction du jet propulsif avec l'atmosphère et la surface métallique de l'épave, dans toutes les conditions de fonctionnement du moteur et à toutes les altitudes de vol. D'autre part, le besoin de refroidir correctement l'épave, en particulier son extrémité, impose des contraintes de conception et de fabrication difficiles à respecter [11].

Tuyères de type expansion/déflexion: il s'agit de concepts qui ont pour but principal la réduction de l'encombrement global du moteur, en particulier en direction longitudinale. Plusieurs variantes de ce concept ont été proposées. La plus connue est celle où la chambre de combustion (et d'autres composants du moteur) se trouvent noyées au milieu de la tuyère Goetz et Al. (2005). Dans ce concept, les gaz de combustion atteignent la vitesse sonique en correspondance de la zone où leur direction d'écoulement subit une forte déviation, pour être dirigés dans la tuyère supersonique (à écoulement interne), sans générer d'ondes de choc. En effet, la focalisation d'une onde de compression sur la paroi métallique du col serait rédhibitoire pour la tenue thermomécanique de la structure. La définition du profil de la région sonique de la chambre de combustion, ainsi que son refroidissement, représentent les points les plus critiques pour la réalisation de ce concept. Néanmoins, un prototype a été réalisé en Russie (moteur RD-0126E) et des essais à feu ont été réalisés dans les années 1990, démontrant le bon fonctionnement de cet engin. Toutefois, ce type de tuyère est destiné à une utilisation principalement dans le vide, car elle n'apporte aucune amélioration par rapport à la problématique du décollement de jet [11].

Le concept d'une tuyère avec une inflexion de profil a été proposé en 1949 par Foster et Cowles [12], pour contourner la limitation du rapport de section de tuyères de moteurs principaux de lanceurs, qui ont à supporter une large gamme de pression ambiante

Les premières études, de faisabilité, de la tuyère double galbe à la fois expérimentale (e.g. Horn et Fisher [13]) et analytique (e.g. Hagemann et al. [14]) ont été réalisées dans les années 1990. Toutes les analyses de performance ont confirmé le gain potentiel de performance pour un lanceur de configuration parallèle (comme le lanceur Européen Ariane 5) présentant une tuyère double galbe sur le moteur principal. L'étage principal d'un tel lanceur fonctionne dans une large gamme d'altitude – du niveau de la mer à environ 150 km, pour le Vulcain 2, imposant des exigences étroites en matière du rapport de section pour assurer un écoulement attaché en tout temps.

La tuyère double galbe offre deux modes de fonctionnement, i.e. deux altitudes où les moteurs peuvent-être optimisés. Le petit rapport de section à l'extrémité du profil de base (Base Nozzle) offre un fonctionnement en toute sécurité à basse altitude et une poussée comparable à celle d'une tuyère galbée, optimisée, (TOC : Thrust-Optimized Contour) du même rapport de section. Après la transition vers le mode haute altitude, l'écoulement se recolle sur la paroi de l'extension, en utilisant l'ensemble du rapport de section pour générer une poussée supérieure à haute altitude. Le gain de performance obtenu à partir de ces études dépend fortement du moteur de référence choisi et les diverses hypothèses faites sur le comportement de l'écoulement dans la tuyère double galbe. Frey et Hagemann [15,16] ont prédit un gain en charge utile jusqu'à 72% si une tuyère double galbe a été utilisée sur le moteur FSS1 [16]. Immich et Caporicci [16,17] ont indiqué un gain en charge utile jusqu'à 33% ou 1400Kg dépendamment de l'utilisation de lanceur. Une augmentation de l'impulsion spécifique de 10s a été calculée par Miyazawa [18].

Cependant, le concept DBN a plusieurs inefficacités inhérentes qui réduisent ses performances de l'optimum théorique. Des pertes supplémentaires (de l'ordre de 3%) sont générées durant le fonctionnement en mode basse altitude en raison de la traînée d'aspiration due au non-attachement de l'écoulement sur l'extension de la tuyère et en mode haute altitude due à l'inflexion du profil de la tuyère (0,1 à 1,2 % par rapport à une tuyère optimisée) [14,16].

Différents types de conception de l'inflexion de la paroi et l'extension de la tuyère ont été examinés dans les études analytiques et expérimentales allemandes [15,19] avec une attention particulière à la dépendance du comportement de transition entre les deux modes de fonctionnement aux types d'extension de la tuyère. Plusieurs conclusions ont été tirées de ces études. Trois types d'extensions : extension à pression constante, à gradient de pression favorable et à gradient de pression adverse ont été testés. Un profil TIC (Truncated Ideal Contour : contour idéal tronqué) a été opté pour le premier galbe (Base Nozzle), et ainsi les trois configurations sont notées TICCP, TICNP et TICPP respectivement.

La configuration TICNP conduit à un décollement non contrôlé à l'intérieur de l'extension, comme on peut l'observer dans une tuyère conventionnelle de profil conique ou TOC [19]. Au contraire, les configurations TICCP et TICPP permettent une transition plus rapide entre les deux modes basse altitude et haute altitude [15]. Cependant, des expériences antérieures sur les tuyères conventionnelles comportant un gradient de pression adverse ont révélé des problèmes de charge latérale importante. Ainsi la configuration TICCP a été sectionnée en tant que le meilleur candidat pour les futures recherches.

Plusieurs campagnes de mesures expérimentales à gaz froid et à feu et plusieurs simulations numériques ont été réalisées pour étudier plus profondément la configuration TICCP durant ses deux modes de fonctionnement et la transition entre ces derniers [20]. L'effet de l'angle de divergence de l'extension, l'effet de la densité des gaz froids, l'effet de l'injection de gaz au niveau du point d'inflexion sur la transition ont été analysés.

Une forte hystérésis a été observée aux alentours du rapport de pression de transition (NPR_{tr}) avec une valeur plus élevée pour le démarrage. Cet effet d'hystérésis se trouve soutenir le concept TICCP car il empêche l'interaction entre les deux modes de fonctionnement [19]. La distribution de la pression pariétale expérimentale et issue d'un calcul CFD visqueux [6, 21] en mode haute altitude. En raison des effets de viscosité à l'intérieur de la couche limite, la tendance de la pression, a une pente négative et non une discontinuité comme le prévoit la théorie. Cet effet a été déjà prédit par Martelli et al. [21]. L'extension doit, alors, être divisée en deux parties : la région d'inflexion, où le gradient de pression est négative, et la partie résiduelle, où la pression pariétale est constante. Martelli et al relèvent une troisième région à gradient de pression négatif à l'extrémité de l'extension.

Martelli et al ont remarqué qu'avant la transition réelle où l'écoulement se recolle brusquement sur l'ensemble de l'extension, la pression pariétale chute dans la région d'inflexion, et le point de décollement se déplace en aval de l'inflexion. Cette évolution qui précède la transition réelle est nommée "sneak transition". En application réelle du moteur-fusée, la pression totale reste constante durant la montée. La variation de NPR est uniquement due à la variation de la pression ambiante par le changement d'altitude. Cette variation est très lente, de sorte que la sneak-transition sera un autre enjeu crucial pour la qualification du concept DBN. La sneak-transition peut être la source de charges latérales très élevées du même ordre de grandeur que celles rencontrées lors de la phase de démarrage.

Le programme "CNES PERSEUS " a testé une tuyère double galbe dans la soufflerie R2Ch de l'ONERA. Les distributions de la pression sur la paroi et la poussée pour les deux régimes d'écoulement ont été caractérisées dans la gamme du rapport de la pression de sortie (NPR) allant de 51 jusqu'à 597. Un retard de la transition du NPR entre les deux régimes d'écoulement a été observé au cours de l'évolution du NPR. La durée pour le changement entre les deux régimes d'écoulement est moins de 10ms. Un retard approximatif de 20% sur le NPR est appliqué directement à la poussée. La poussée totale de la tuyère double galbe devient plus élevée que la poussée de la tuyère ordinaire pour NPR>1500.

Chapitre II : Généralité sur les Tuyères

II.1. Introduction

Dans ce chapitre nous allons présenter d'une manière généralisée les différentes configurations conventionnelles et innovantes, leur problèmes et leur régime de fonctionnement les différents écoulements et les écoulements à haute température.

II.2. Définition d'une tuyère

Une tuyère est une conduite placée à l'arrière du moteur qui met en communication deux milieux à des pressions différentes, elle est considérée comme l'un des éléments les plus importants dans les turbomachines et les turboréacteurs, d'ailleurs 40% de la poussée totale de ces derniers est produite par les tuyères. Son rôle principal est la transformation de l'énergie thermique en énergie cinétique. Pour atteindre cet objectif, les tuyères peuvent être convergentes pour les taux de détente élevés (Figure II.2.a), sinon convergente-divergente (tuyère de Laval) (Figure II.1.b). Selon la géométrie on trouve les tuyères à géométrie plane (Figure II.2.a) ou axisymétrique (Figure II.2.b) [22].

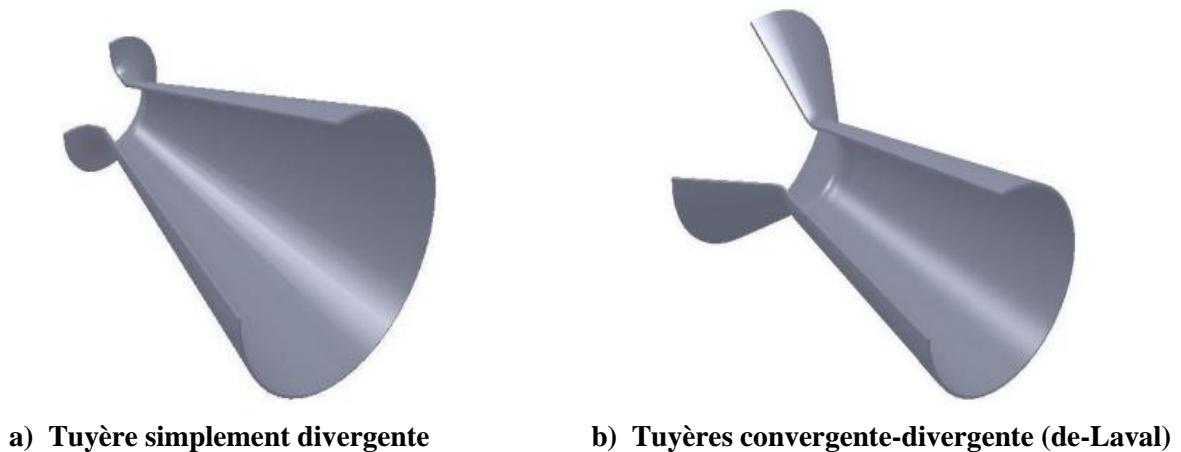
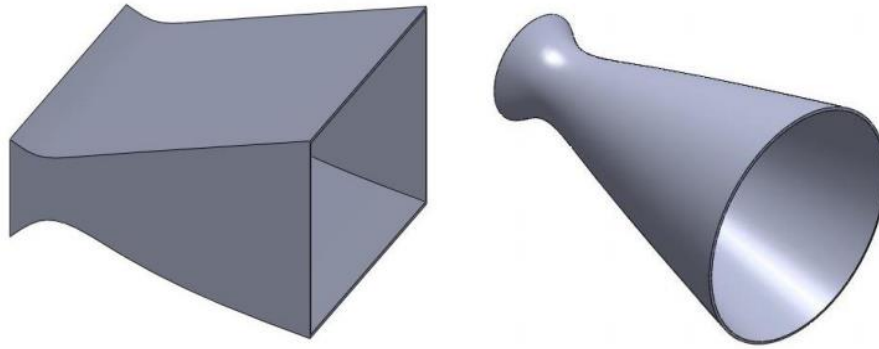


Fig. II.1. Profils des Tuyères



b) Tuyère Plane

b) Tuyère Axisymétrique

Fig. II.2. Différents formes géométriques des tuyères [22].

II.3. Définition D'une tuyère supersonique

Une tuyère Supersonique est une conduite de forme convergente-divergente qui a un profil spécifiquement étudié. Elle met en communication une chambre contenant un gaz comprimé avec un milieu extérieur d'évacuation. La chambre et le milieu extérieur sont à des pressions différentes pour permettre le mouvement du gaz, La tuyère supersonique a pour rôle d'accélérer les gaz d'une vitesse faible à l'entrée du divergent de la tuyère. la forme de la tuyère permet de détendre les gaz. L'opération de détente transforme l'énergie potentielle du gaz en en énergie cinétique. Tout le long de la tuyère, la vitesse du gaz augmente, Cependant que sa pression et sa température diminuent. La tuyère supersonique est appelée tuyère **De-Laval**, elle est représenté dans la figure ci-dessous (**Figure II.3**)[32],[33].

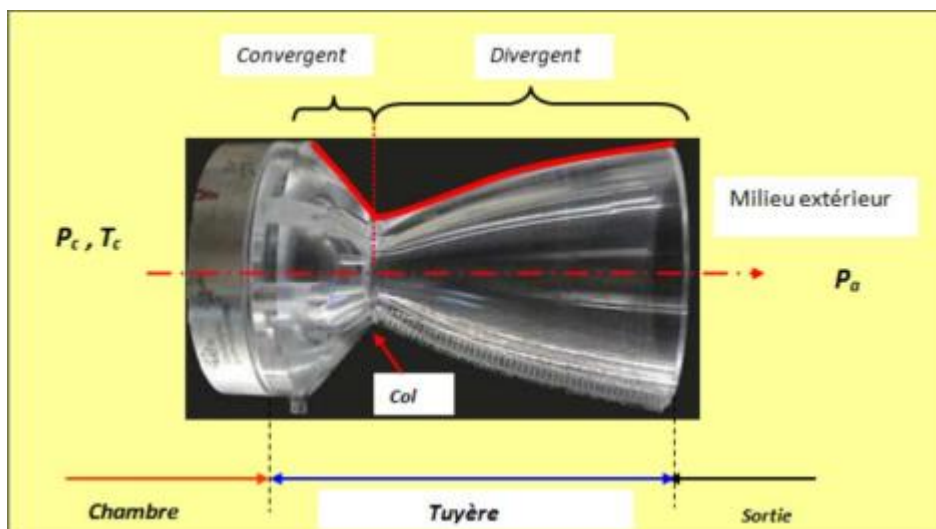


Fig. II.3. La tuyère De-L'aval [34].

II.4. Rôle et utilisation de la tuyère

L'intervention des tuyères supersonique apparait dans plusieurs domaines dans l'aéronautique et l'aérospatiale telles que les moteurs fusée et missile, moteurs avions et dans la fabrication des souffleries supersonique pour permettre de modéliser et réaliser des essais expérimentales des écoulements supersonique.

II.4.1. Moteur Fusée

Dans ce type de moteurs, la tuyère est considérée comme étant la partie essentielle, car elle permet d'accélérer les gaz à la sortie de la chambre de combustion jusqu'à une certaine vitesse dont le but d'obtenir une force de poussée comme une résultante de cette accélération. Notons ici que la structure d'un missile est constituée par la chambre de combustion et la tuyère et que cette dernière constitue environ 70% de la masse totale d'une chambre propulsive.



Fig. II.4. Tuyère du moteur Européen Vulcain2 d'Ariane5 [35].

II.4.2. Moteur Avions

L'avènement du vol supersonique dans ce siècle a réalisé un progrès majeur en aviation civile (concorde, Tupolev) et militaire (les avions de chasses), il n'a pas provoqué un changement d'attitude immédiat chez les constructeurs d'avions, car le souci primordial pour les premiers avions supersonique militaires c'est d'assurer de bonne conditions de vol subsonique ou transsonique de sorte que l'emploi d'un divergent était pratiquement proscrit pour éviter les régimes de sur détente à ces vitesses modérées.

Pour assurer la rentabilité de tels projets, il faut optimiser les performances de chaque élément du moteur, le rôle assigné à la tuyère est définie de la façon suivante :

- Assurer la détente optimale des gaz de combustion. C'est -à-dire, la poussée maximale du régime de la croisière. Ce problème est délicat, car la section de sortie doit être raccordée au maître couple du moteur; ou la structure de l'avion par carénage.
- La tuyère doit assurer le blocage de l'écoulement aux divers régimes de fonctionnement par la variation de la surface au col en fonction du débit et des conditions de températures et de pression des gaz à évacuer.
- Au régime du vol intermédiaire, la tuyère ne doit pas provoquer des pertes de poussée trop élevées du fait de son inadaptation.
- Elle doit contribuer au freinage de l'avion à la phase d'atterrissage et à l'atténuation de bruit [27].



Fig. II.5. Tuyère d'un avion de Combat Chengdu J-10 [36].

II.4.3. Soufflerie

Une soufflerie est une installation d'essais utilisée en aérodynamique pour étudier les effets d'un écoulement d'air sur un corps, elle permet de créer un courant d'air artificiel. Il existe plusieurs types de souffleries, mais d'une façon générale une soufflerie se compose de trois parties principales :

- Le convergent ou le collecteur
- La chambre d'expérience
- Le divergent ou le diffuseur : que l'air traverse à sa sortie de la chambre d'expérience, en direction du ventilateur qui l'aspire et le rejette ensuite à l'extérieur. Le diffuseur a la forme d'un tronc de cône dont la section va en augmentant, ainsi la vitesse du courant d'air se réduit progressivement jusqu'à la pale de ventilateur mû par un moteur électrique. Parmi les rôles d'une soufflerie, est de faire la simulation des écoulements réels mais sur des prototypes à échelles réduites. Pour arriver à ça, il faut modéliser l'écoulement à la sortie de la tuyère qui doit être uniforme et parallèle comme l'air libre de l'atmosphère [22].

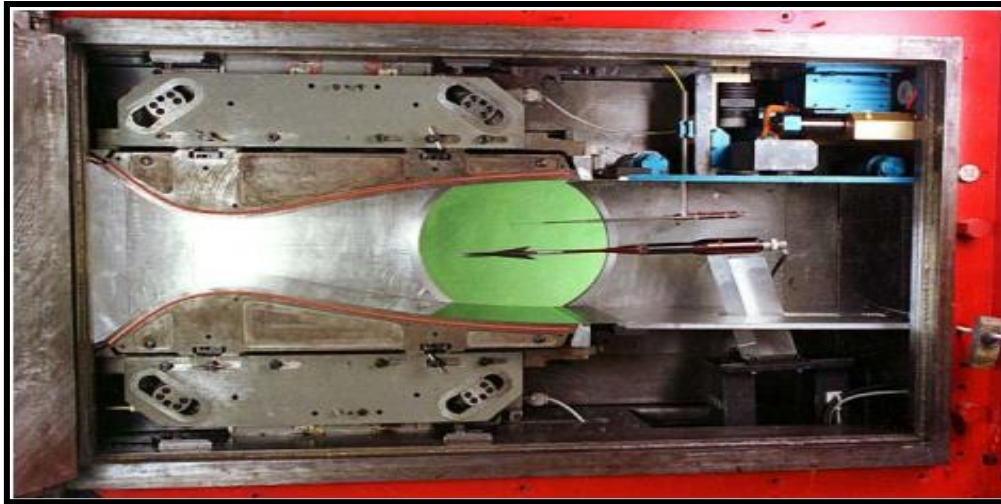


Fig. II.6. Tuyère Mach 2 de la soufflerie S5Ch du Centre Onera de Meudon [27].

II .5. Types de tuyères

II.5.1. Tuyères conventionnelles

II.5.1.1. Tuyère Conique

Historiquement la tuyère conique est le contour le plus usuel pour les moteurs fusés, puisqu'elle est simple et souvent facile à fabriquer. La vitesse de sortie d'une tuyère conique est essentiellement égale à la valeur correspondant à un rapport de détente unidimensionnel, avec l'exception que la direction de l'écoulement à la sortie n'est pas complètement axial, d'où une perte de 1 due à la divergence de l'écoulement.

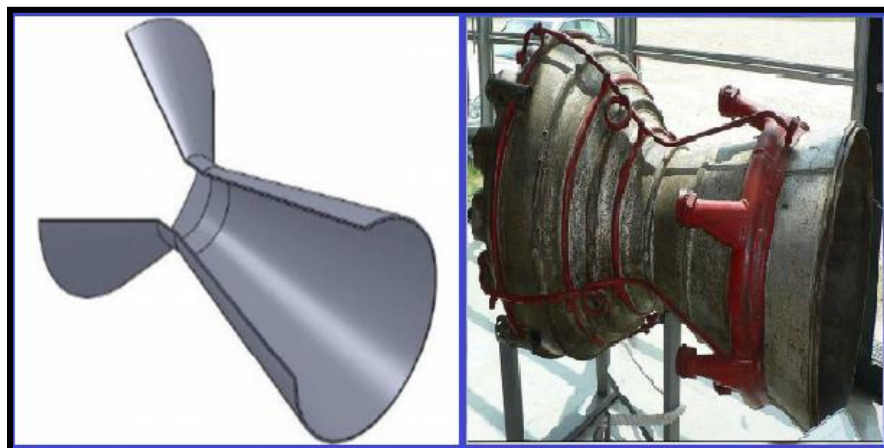


Fig. II.7. Tuyère conique [27].

Les tuyères coniques sont principalement utilisées pour les lanceurs à poudre avec un petit rapport de détente, ainsi que les petits lanceurs où des méthodes de fabrication simple sont préférées. Néanmoins, les tuyères coniques 15^0 sont souvent utilisées comme une référence dans la comparaison du point de vue longueurs et performances avec les autres types de tuyères [23].

II.5.1.2. Tuyère à contour profilé

Comme on l'avais vu les tuyeres coniques engendre une perte de poussée considérable a cause de la divergence de l'écoulement a la sortie, donc pour remedier a ça il faut tourner le contour du divergent vers l'interieur pour ramener l'écoulement a une direction axiale et aller avec la partie divergente près du col a des valeurs de divergence relativement importantes pour compenser la détente manquer en faisant incliner le profil vers l'interieur c'est justement le but de notre travail.

Dans ce contexte une approche direct pour la conception d'une tuyere supersonique a été proposé par Guderley et hentsh en 1955, le problème du calcul de la section de sortie et du contour pouvant fournir une poussé optimale a été posé en specifiant uniquement la longueur et la pression ambiante, un calcul variationnel permettant de résoudre le problème du champ d'écoulement à la sortie nécessaire pour l'atteindre. La dernière étape consiste en l'application de la méthode des caractéristiques pour développer le contour supersonique de la tuyere, le resultat de cette methode est une tuyere developpant une poussée optimale pour une valeur donnée de la section de sortie et de la longueur [27].

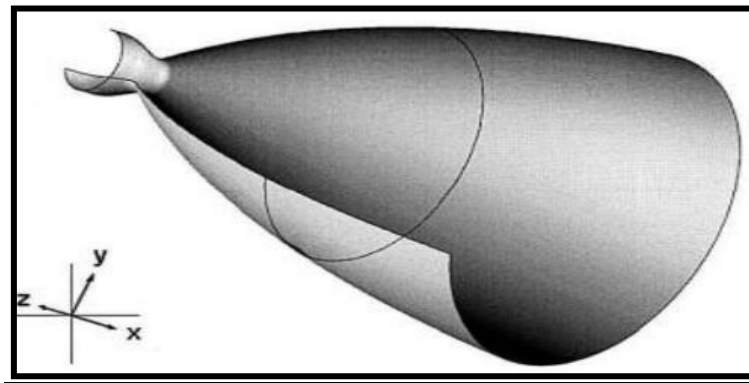


Fig. II.8. Tuyère a contour profilé [27].

II.5.1.3. Tuyère à noyau centrale

Tuyère comportant un corps central qui obture plus ou moins l'orifice de la sortie en vue d'améliorer les performances en modifiant le débit et la forme du jet [27].



Fig. II.9. Tuyère à noyau centrale [27].

II.5.2. Tuyères innovantes

II.5.2.1. Tuyère à section variable

La sortie de la tuyère est à section variable et constituée d'une multitude de volets qui, en se rapprochant ou en s'écartant, modifient le diamètre de la tuyère afin qu'elle soit "adaptée".

Afin de se rapprocher le plus possible de la forme circulaire, les demi-volets sont réalisés par une multitude de petits volets, s'emboîtant les uns dans les autres. En général la commande de position est assurée par un anneau qui est tiré ou poussé (fermeture – ouverture) par des vérins répartis à la périphérie du canal de post-combustion. La pression et la vitesse du jet maintiennent plaqués les volets sur l'anneau de commande. Un ergot de position interdit aux volets de descendre lorsque le moteur est arrêté [27].



Fig. II.10. Tuyère à section variable [27].

II.5.2.2. Tuyère à chevrons (tuyères en dents de scie)

C'est une tuyère pour les turboréacteurs de type double flux d'air séparés, comportant :

- Une paroi interne à l'intérieur de laquelle circule un flux d'air primaire (FP) et qui comporte, à l'extrémité externe des chevrons.
- Une paroi externe entourant au moins partiellement la paroi interne et le long de laquelle s'écoule un flux d'air secondaire (FS), la paroi externe étant mobile le long de la paroi interne.

L'invention trouve des applications dans le domaine de l'aéronautique et, en particulier dans le domaine de la réduction des nuisances sonores extérieures produites par les turboréacteurs d'un avion notamment lors de la phase de décollage [27].



Fig. II.11. Tuyère à chevrons [27].

II.5.2.3. Tuyère Orientable

C'est une tuyère articulée autour d'un ou deux axes comportant une partie fixe d'une part et de l'autre une partie pivotante et des vérins de commande permettant de déplacer la partie pivotante avec déformation de la structure annulaire élastique ce qui permet d'orienter l'axe de poussé [27].

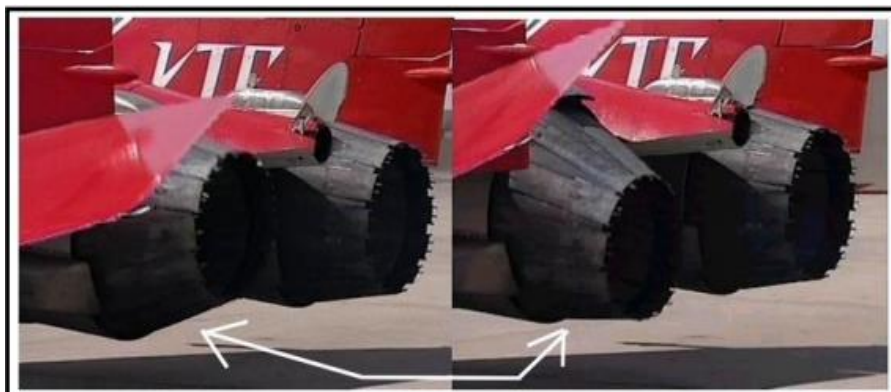


Fig. II.12. Tuyère orientable [27].

II.5.2.4. Tuyère orientable Déployable

Cette tuyère présente un axe longitudinal et comprend une première partie définissant un col de tuyère et un premier tronçon de divergent fixe, au moins un deuxième tronçon de divergent déployable de section supérieure à celle du premier tronçon et un mécanisme de déploiement du deuxième tronçon disposé à l'extérieur des premier et deuxième tronçons de divergent. Le déploiement de la partie déployable du divergent s'effectue de façon automatique à partir d'une commande électrique ou hydraulique, voire pneumatique [27].

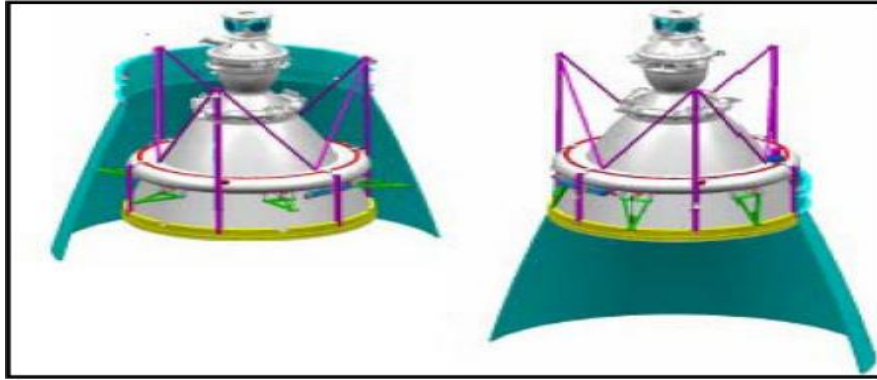


Fig. II.13. Tuyère déployable [27].

II.5.2.5. Tuyère adaptée en altitude

Des progrès plus significatifs dans les performances d'une tuyère peuvent être réalisés à travers l'adaptation de la pression de sortie tuyère à la pression ambiante pendant la montée du lanceur dans l'atmosphère. Ceci peut être réalisé avec la conception d'une tuyère qui offre une adaptation en altitude continue.

II.5.2.6. Tuyère Aerospake

C'est l'une des tuyères innovantes utilisées généralement pour les navettes spatiales, leurs avantages c'est qu'elles s'adaptent facilement aux basses et aux hautes altitudes. Les tuyères de type aérospike, ont fait l'objet de nombreuses études dans les années 1980 – 2000. L'exemple le plus connu est probablement le prototype NASA XRS-2200 testé à feu en Aout 2001 au NASA'sStennisSpace Center. Néanmoins, après la suppression du projet X-33, auquel ce moteur était destiné, les travaux ont été arrêtés [11].



Fig. II.14. Tuyère Aerospake [27].

II.5.2.7. Tuyère Double galbe

Le concept des tuyères à double galbes est une nouvelle technologie dans le domaine de conception de tuyères supersoniques destinées à la propulsion spatiale, il est l'un des concepts les plus prometteurs pour les tuyères adaptables en altitude. En effet, l'écoulement dans ce type de tuyères a la faculté de s'auto-adapté pour deux régimes de fonctionnement (basse et haute altitude) sans activation mécanique.

L'écoulement est forcé à décoller de façon stable et symétrique à l'inflexion, générant ainsi une poussée optimisée à basse altitude. Au cours du vol, lorsque la pression atmosphérique chute sous une certaine valeur, l'écoulement s'attache soudainement dans toute la tuyère, permettant ainsi une détente plus importante pour une poussée plus élevée.

Le principe est théoriquement assez simple, mais les efforts structuraux mis en jeu peuvent être importants [29].

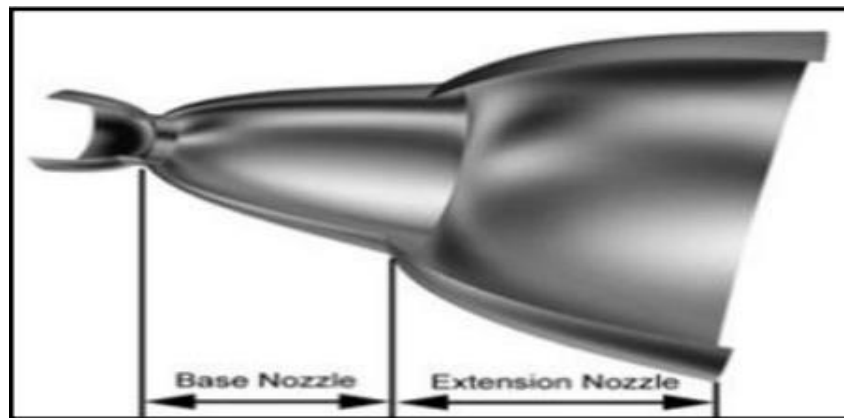


Fig. II.15. tuyère Double Galbe [27].

II.5.2.8. Tuyère Détente déviation

Dans ce type de tuyères une chambre de combustion compacte se positionne autour de la ligne centrale et présente un col annulaire au voisinage de cette dernière. Dans ce cas, les gaz se dirigent dans la direction de l'écoulement du bouchon central qui réalise une rotation de l'écoulement en expansion à une direction presque axiale. C'est pourquoi, on la qualifie de tuyère à détente-déviation «E.D».

Le concept de la tuyère «E.D» est aussi l'objet de nombreuses études analytiques et expérimentales. Les résultats de ces études ont confirmé que les capacités de compensation en altitude de la tuyère «E.D» sont pauvres à cause des pertes d'aspiration et la sur-détente.

Malgré la faible compensation en altitude, la tuyère «E.D» à un potentiel pour l'application aux étages supérieurs des moteurs fusées [24].

E.D : Expansion-deflexion.

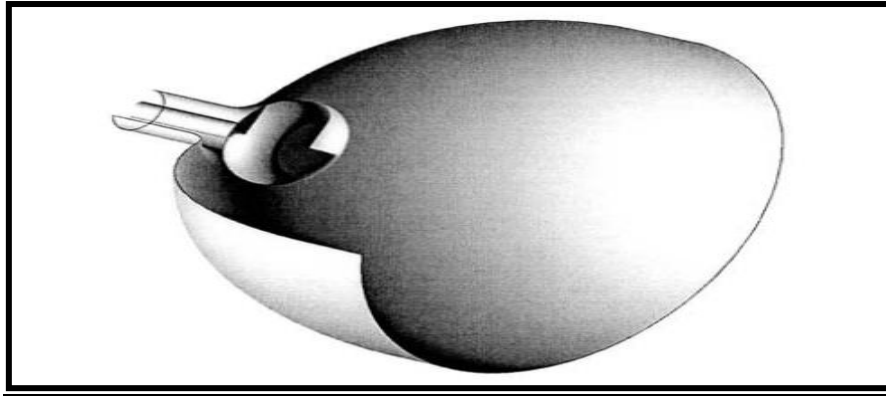


Fig. II.16. Tuyère Détente déviation [27].

II.5.2.9. Tuyère à duel mode (dual mode nozzle)

II.5.2.9.a. Tuyère double col

À basse altitude la chambre de poussée (chambre de combustion + tuyère) externe fonctionne avec la chambre de poussée interne en parallèle.

Dans ce mode d'opération, le moteur a un col large qui produit un rapport de détente modéré. À une certaine altitude la chambre de poussée externe s'éteint et le moteur continue à fonctionner seulement avec la chambre de poussée interne. Avec cette configuration, l'écoulement de la chambre interne se détend et s'attache d'une manière supersonique à la chambre externe en résultant un rapport de détente élevé pour le reste de la mission [24].

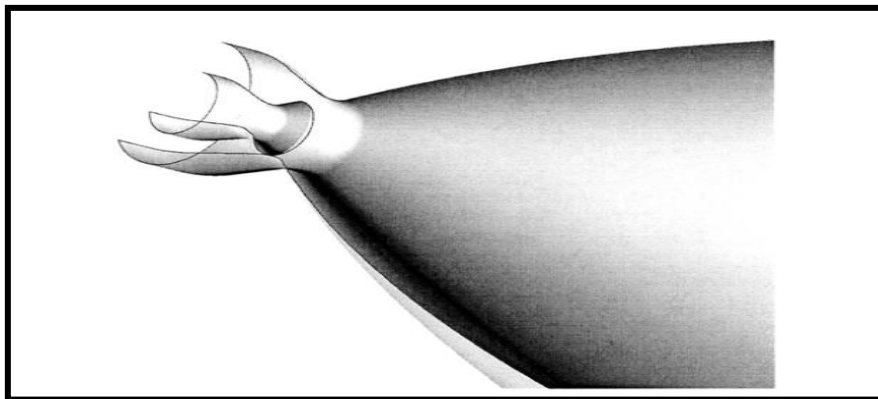


Fig. II.17. La tuyère tuyère à double col [27].

II.5.2.9.b. tuyère à double détente (dual-expander nozzle)

À basses altitudes les deux chambres de poussées fonctionnent en partageant la même section de sortie, ce qui donne un rapport de section correspondant à une détente modérée.

À un certain point de la mission, l'une des deux chambres s'éteint, permettant à l'autre chambre d'utiliser la totalité de la section de sortie et de créer un grand rapport de section (une grande détente) pour le reste de la mission. En principe, les deux modes d'opération sont comparables à ceux d'une tuyère à double col [27].

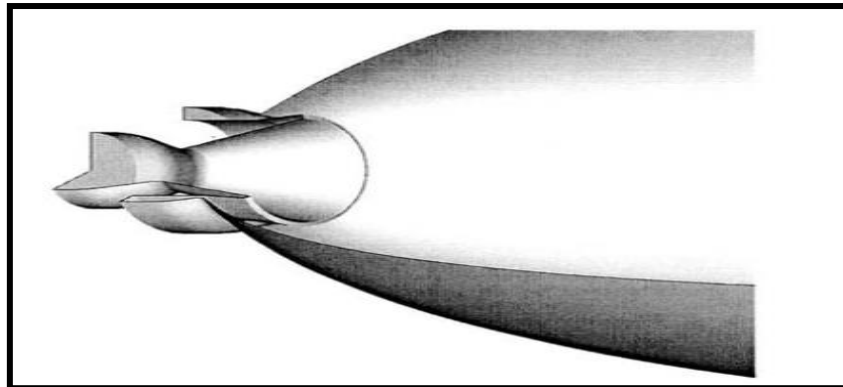


Fig. II.18. Tuyère a double détente [27].

II.5.2.10. Tuyère type bouchon

Le col de ce type de tuyères possède la forme d'un anneau localisé au diamètre extérieur. L'écoulement est contrôlé par des ondes de détente provoquées par la déviation du bouchon dont la surface constitue le principal paramètre qui l'influence. Les gaz d'échappement subissent une détente de la pression de la chambre de combustion jusqu'à la pression ambiante. La poussée de ce type de tuyères est identique à celle de la tuyère convergente-divergente [27].

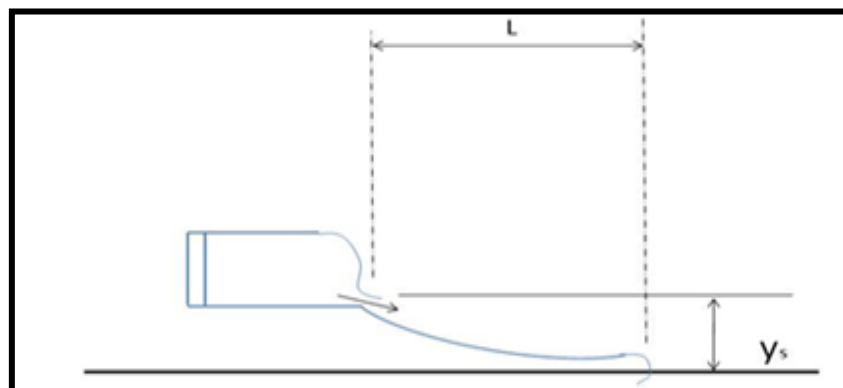


Fig. II.19. Type bouchon [27].

II.6. L'approche quasi monodimensionnelle

L'approche quasi-monodimensionnel est une approximation de l'écoulement dans une surface variable du tube de courant (figure II.20.a). En trois dimensions la solution exacte doit être trouvée avec des méthodes numériques comme : les différences finies, les volumes finis et la méthode des caractéristiques, toutefois, pour une large variété des problèmes d'ingénierie, comme l'étude de l'écoulement dans les souffleries ou les moteurs fusés, les résultats quasi-monodimensionnel sont fréquemment suffisant. L'approche quasi-monodimensionnel permet à la section du tube de courant de varier contrairement à

l'approche monodimensionnelle (figure II.20.b), en même temps, on continue de supposer que toutes les propriétés de l'écoulement sont uniformes à travers une section donnée, d'où ces propriétés sont fonction seulement de x et du temps « t » si l'écoulement est non permanent.

Chaque écoulement où $A=A(x)$, $P=P(x)$, $\rho=\rho(x)$ et $V=u=u(x)$ en plus d'être permanent (pas de variation par rapport au temps) est définie comme un écoulement quasi-monodimensionnel [27].

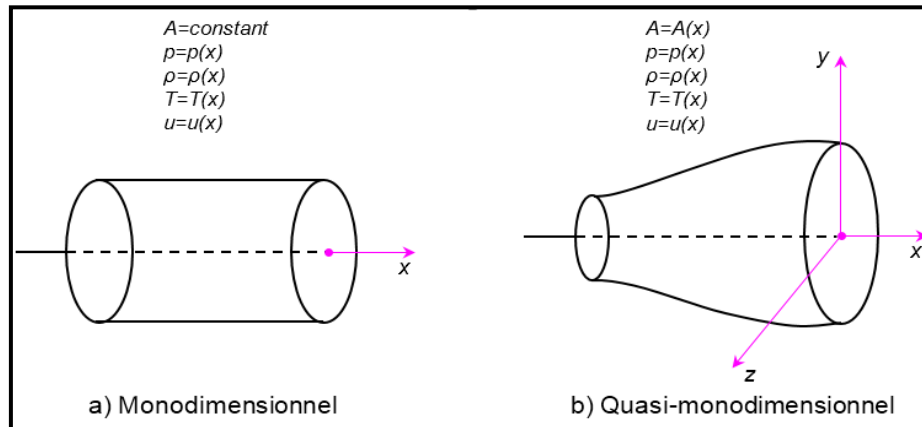


Fig. II.20. La différence entre l'approche quasi et mono dimensionnel [27].

Dans le cas de l'approche quasi-monodimensionnelle, les relations de la dynamique des gaz qui son développer dans ce chapitre permettent de calculer analytiquement les différents paramètres de l'écoulement dans n'importe quelle section du canal.

II.6.1. Relations de la dynamique des gaz

Les relations suivantes de la dynamique des gaz permettent de calculer analytiquement les différents paramètres de l'écoulement dans n'importe quelle section de la tuyère.

- **Température :**

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (\text{II.1})$$

Avec :

T_0 : Température Totale

T : Température statique

M : nombre de mach

$\gamma = \frac{c_p}{c_v}$ Constante des gaz parfait

C_p : Capacité calorifique a pression constante

C_v : Capacité calorifique a volume constant

- **pression :**

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.2})$$

Avec :

P_0 : Pression totale

P : pression statique

- masse volumique :

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.3})$$

Avec :

ρ_0 : Masse volumique de référence

ρ : Masse volumique

Notes :

- les grandeurs totales (ρ_0, P_0, T_0) représentent les paramètres de l'écoulement quand il est ramené à l'arrêt d'une manière isentropique.
- On note les paramètres à la vitesse du son par un Astérix $M^*=1$, $U^*=a^*$, $A_t=A^*$ et les relations ci-dessus deviennent alors:

-Le rapport de température :

$$\frac{T^*}{T_0} = \frac{2}{\gamma+1} \quad (\text{II.4})$$

Où :

T^* : La température statique à la vitesse du son

-Le rapport de pression :

$$\frac{P^*}{P_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II.5})$$

Où :

P^* : La pression statique à la vitesse du son

-Le rapport de masse volumique :

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.6})$$

Où :

ρ^* : La masse volumique à la vitesse du son

Pour les conditions standards où $\gamma=1.4$ on aura :

$$\frac{T^*}{T_0} = 0.833 \quad \frac{\rho^*}{\rho_0} = 0.634 \quad \frac{P^*}{P_0} = 0.528 \quad (\text{II.7})$$

II.6.2. les relations de rapport de section

-Vitesse du son :

Pour un écoulement non-visqueux et adiabatique, il n'y a pas de mécanisme de dissipation d'énergie comme : les frottements, la conduction thermique ou la diffusion, dans ce cas l'écoulement est considéré comme isentropique. D'où, n'importe quel changement dans la pression dp dans l'écoulement est accompagné par un changement isentropique de la densité $d\rho$ [26]. La relation (II.8) montre le rapport entre la pression et la densité pour un écoulement isentropique.

$$\frac{dP}{d\rho} = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s = a^2 \quad (\text{II.8})$$

Pour un gaz calorifiquement parfait :

$$H = C_p T \quad (\text{II.9})$$

$$a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.10})$$

Avec :

a : vitesse du son

r : Constante du gaz (pour l'air $r=287$ j/kg.k)

- Relation vitesse-section (relation d'hugoniot) :

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dU}{U} \quad (\text{II.11})$$

Cette équation nous montre des résultats très importants :

- Si $0 \leq M \leq 0.3$,ça correspond à un écoulement incompressible.
- Si $0.3 \leq M < 1$ (écoulement subsonique) : une augmentation de la vitesse ($dU > 0$) est associée à une diminution de la section ($dA < 0$) et vice-versa (voir fig II.21.a)
- Si $M > 1$ (écoulement supersonique): une augmentation de la vitesse s'accompagne d'une augmentation de section et vice-versa (fig II.21. b).

Si $M=1$ (écoulement sonique) : l'équation (I.7) donne $\frac{dA}{A} = 0$, qui mathématiquement correspond à la section minimale ou maximale. La section minimale est la seule qui a une signification physique.

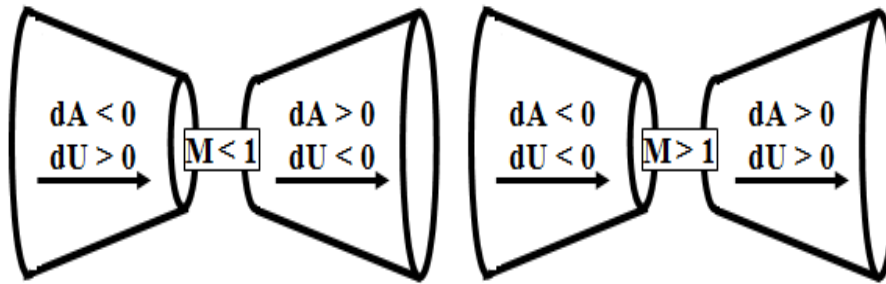


Fig. II.21. Relation vitesse section[27].

Les résultats ci-dessus montrent clairement que pour qu'un gaz se détend d'une manière isentropique à partir d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique, il doit s'écouler à travers un canal convergent-divergent comme le montre la figure (II.22). En outre, la section minimale qui sépare les sections convergentes et divergentes doit avoir un écoulement sonique, cette section est appelée col.

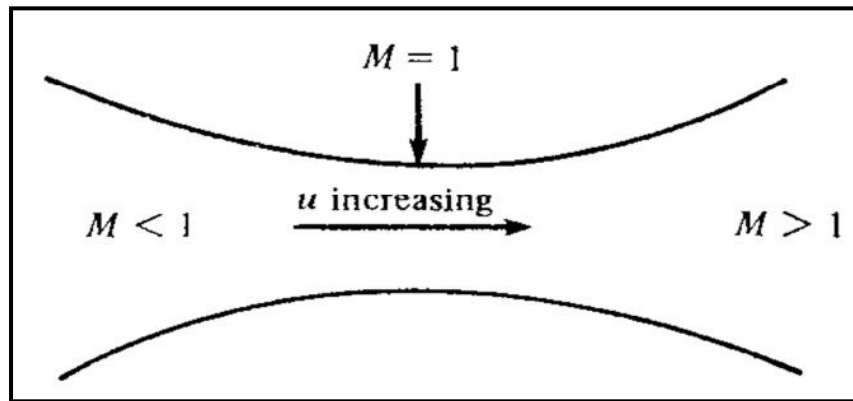


Fig. II.22. Canal convergent divergent [27].

-Rapport de section :

La relation (II.12) est appelée relation section-nombre de Mach, elle présente un résultat remarquable. En effet, elle montre que $M = f(A/A^*)$, c'est-à-dire que le nombre de Mach dans n'importe quelle position de la tuyère est fonction du rapport de la section locale sur celle du col.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.12})$$

Tel que :

A : Section du canal

A^* : Section du canal où $M=1$

II.7. Les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère

Considérons le système constitué d'une tuyère De-Laval. L'extrémité amont de la tuyère est en communication avec un réservoir contenant un gaz à une pression génératrice P_0 que nous

allons supposer fixe. Laval du divergent débouche dans une enceinte quasi infinie, dont on peut faire varier la pression statique P_a .

Si la pression aval est égale à la pression d'arrêt, le fluide est entièrement au repos. On diminue progressivement la pression P_a du réservoir aval au-dessous de la pression P_0 supposé constante, on distingue cinq régimes particuliers d'écoulement [27].

II.7.1. Ecoulement subsonique

Au début l'écoulement est subsonique dans toute la tuyère et ses caractéristiques sont les suivantes:

- 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 aval P_a . La pression est donc minimale dans la section au col ou et la vitesse passe par une valeur maximale. L'évolution du gaz est représentée par la courbe (A). Voir la figure (II.23)

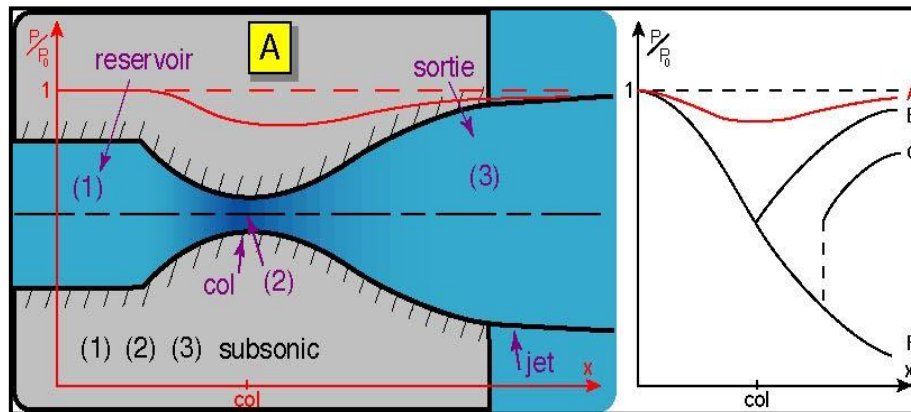


Fig. II.23. Régime subsonique[27].

II.7.2. Ecoulement sonique adapté

Si P_a continue à diminuer jusqu' il arrive un moment ou Le régime au col devient sonique. L'écoulement est dit sonique adapté.

Soit P_{c1} la pression aval pour laquelle ce phénomène se produit, Partout tout au long de la tuyère le régime reste subsonique, a l'exception au niveau du col ou la pression atteint sa valeur minimale par contre la vitesse prend sa maximale qui est celle du son dans ce domaine. La figure suivante montre clairement l'évolution de la pression tout le long de la tuyère dans le régime cité ci-dessus.

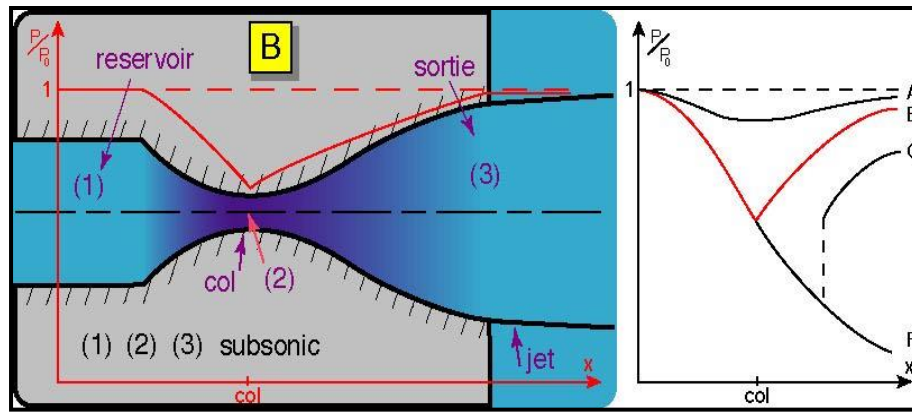


Fig. II.24. Ecoulement sonique adapté[27].

II.7.3. Ecoulement sonique non adapté

Si P_a diminue encore au-dessous de P_{c1} , le col reste toujours sonique et les conditions sont critiques au col. Dans la partie divergente, une onde de choc prend place, ou elle engendre une augmentation brusque de la pression et un changement de régime de la vitesse du supersonique au subsonique. L'écoulement est dit sonique non adapté. L'évolution du rapport de pression est représentée par la courbe (C) de figure suivante.

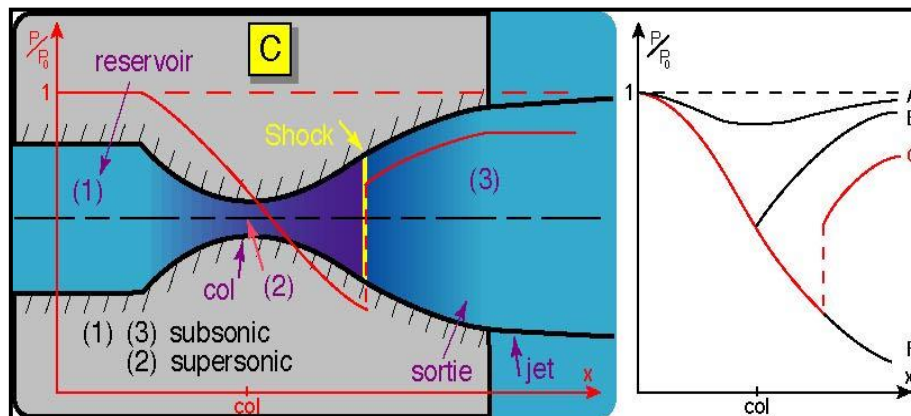


Fig. II.25. Ecoulement sonique non adapté [27].

II.7.4. Ecoulement 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 compression externe, alors la tuyère est parfaitement adaptée, l'évolution du rapport de pression est représentée par la courbe (F) de la figure suivante. Soit P_{ac3} la pression aval pour laquelle ce phénomène se produit.

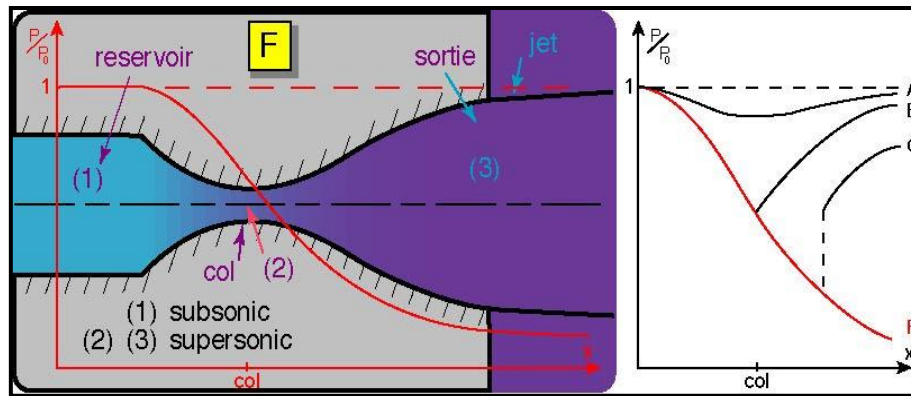


Fig. II.26. Régime supersonique adapté[27].

II.7.5. 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, la variation entre la tuyère et la pression aval doit se faire à l'extérieur de la tuyère, par l'intermédiaire d'une série d'ondes de détente obliques. Voir (figure II.27).

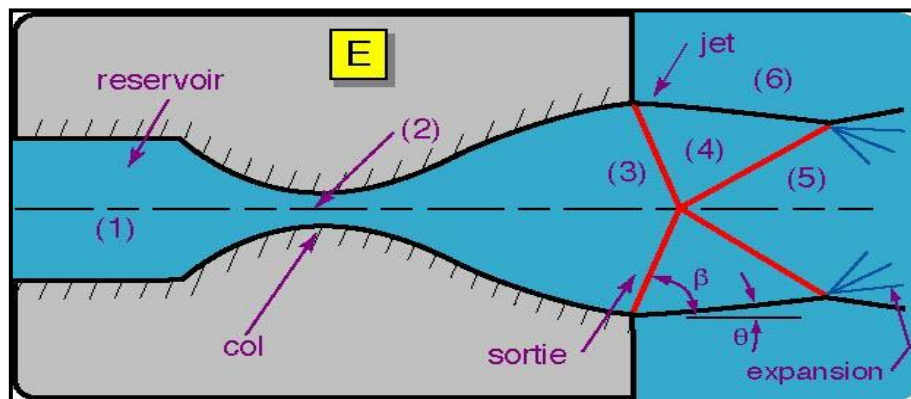


Fig. II.27. Régime supersonique non adapté[27].

II.8. Les paramètres principaux de performance

II.8.1. La poussée

La poussée délivrée par une tuyère est fonction non seulement de la vitesse d'éjection des gaz de combustion mais aussi de la différence entre les pressions de sortie et ambiante.

En théorie monodimensionnelle d'un écoulement permanent non visqueux, la poussée s'écrit :

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (II.13)$$

Avec :

- F : La poussée(N)
- V_e et A_e : Vitesse et Section de sortie tuyère (m)
- \dot{m} : Débit massique (kg/s)

II.8.2. Coefficient de poussée

Le coefficient de poussée est un paramètre sans dimension défini comme le rapport de la poussée F au produit de la pression dans la chambre de combustion ou pression totale P_t par l'aire de la section au col A^* :

$$C_F = \frac{F}{P_t A^*} \quad (\text{II.14})$$

C'est un coefficient caractéristique de la détente des gaz dans la section divergente de la tuyère. Il peut être considéré comme particulièrement caractéristique de la performance du contour de la section divergente supersonique.

II.8.3. Coefficient de décharge

A cause principalement des effets de frottement, les performances réelles d'une tuyère sont généralement légèrement différentes de celles déterminées sur la base de l'hypothèse d'un écoulement isentropique. Le coefficient de décharge noté C_d est défini comme étant le rapport du débit actuel réel à celui déterminé à partir des relations isentropiques :

$$C_d = \frac{\text{Débit actuel réel}}{\text{Débit isentropique}} \quad (\text{II.15})$$

II.8.4. Le débit réel

Le débit réel \dot{m}_{rel} est alors corrigé avec ce coefficient C_d approchant l'unité selon la relation:

$$\dot{m}_{rel} = C_d \cdot \dot{m} \quad (\text{II.16})$$

II.8.5. Vitesse caractéristique

C'est un paramètre qui n'est fonction que de la nature du mélange et de la température de combustion :

$$C^* = \frac{P_t A^*}{\dot{m}} \quad (\text{II.17})$$

Où \dot{m} : Débit masse(kg/s)

II.8.6. Vitesse effective

La vitesse effective notée V_{eff} est la vitesse de sortie de la tuyère adaptée. Elle est définie par le rapport de la poussée au débit massique :

$$V_{eff} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (\text{II.18})$$

Avec : F : La poussée(N)

C'est un paramètre qui tient compte de la correction atmosphérique.

II.8.7. Impulsion spécifique

L'impulsion spécifique, notée I_s est définie comme le rapport de la poussée au produit du débit massique par l'accélération de la pesanteur :

$$I_s = \frac{F}{\dot{m}g} \quad (\text{II.19})$$

Avec : g : La gravité(m.s^{-2})

C'est un paramètre généralement utilisé pour les performances des propergols utilisés pour la propulsion.

II.8.8. Impulsion totale

L'impulsion totale, notée I , est définie comme l'intégrale de la poussée durant la totalité du temps de fonctionnement :

$$I = \int_0^t F \cdot dt \quad (\text{II.20})$$

II.9. Relations thermodynamiques d'un écoulement à haute température

II.9.1. Polynôme d'interpolation de $C_p(T)$ et $\gamma(T)$

l'écoulement d'un gaz parfait, considère que ce dernier est calorifiquement parfait, c'est à dire que les chaleurs spécifiques C_p et C_v sont constantes et donc ne dépendent pas de la température quelque soit sa valeur, ce qui n'est pas le cas réellement lorsque la température croît. Ceci est justifiable vu les variations importantes de ses propriétés avec la température surtout au-delà de 1000°K , domaine d'utilisation des tuyères supersoniques. Le gaz parfait dans ce cas est nommé en plus gaz calorifiquement imparfait ou gaz à haute température et thermiquement parfait [28].

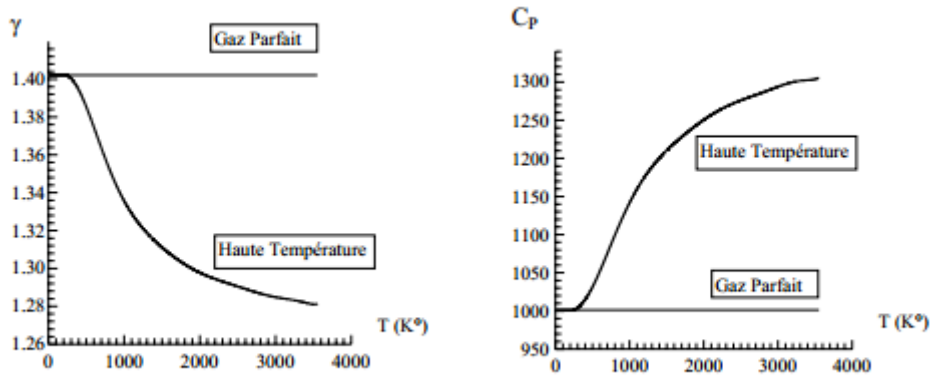


Fig. II.28. Variation de Cp et γ avec la température [28].

Afin de trouver une forme analytique pour les fonctions $C_p(T)$ et $\gamma(T)$, nous avons des interpolations polynomiales aux valeurs de la table. Notre choix est orienté sur des interpolations sous forme d'un polynôme de 9ème degré pour la fonction $C_p(T)$ et d'un polynôme de 10ème degré pour la fonction $\gamma(T)$. La raison de ce choix est de minimiser les opérations mathématiques de calcul [30],[28].

$$C_p(T) = a_1 + T(a_2 + T(a_3 + T(a_4 + T(a_5 + T(a_6 + T(a_7 + T(a_8 + T(a_9 + T(a_{10})))))))))) \quad (II.21)$$

$$\gamma(T) = b_1 + T(b_2 + T(b_3 + T(b_4 + T(b_5 + T(b_6 + T(b_7 + T(b_8 + T(b_9 + T(b_{10} + T(b_{11})))))))))) \quad (II.22)$$

Les coefficients a_1, \dots, a_{10} et b_1, \dots, b_{11} sont données par le tableau 1.1 suivant :

Tab. II.1. Coefficients des polynômes $C_p(T)$ et $\gamma(T)$ [30].

i	a_i	b_i
1	1001.1058	1.4030049
2	0.040661289	$-4.8380251 \cdot 10^{-5}$
3	-0.00063376997	$5.7713164 \cdot 10^{-7}$
4	$2.7474759 \cdot 10^{-6}$	$-2.4333247 \cdot 10^{-9}$
5	$-4.0338459 \cdot 10^{-9}$	$4.1173757 \cdot 10^{-12}$
6	$3.0697736 \cdot 10^{-12}$	$-3.8217601 \cdot 10^{-15}$
7	$-1.3509355 \cdot 10^{-15}$	$2.1579012 \cdot 10^{-18}$
8	$3.472262 \cdot 10^{-19}$	$-7.6237753 \cdot 10^{-22}$
9	$-4.8467531 \cdot 10^{-23}$	$1.6491564 \cdot 10^{-25}$
10	$2.8411878 \cdot 10^{-27}$	$-1.999789 \cdot 10^{-29}$
11	/	$1.0420059 \cdot 10^{-33}$

Un petit problème se pose durant l'interpolation par les formules (II.21) et (II.22). Après une présentation graphique des polynômes $C_p(T)$ et $\gamma(T)$ et une comparaison avec les valeurs données par la table, on remarque une variation ondulée à basse température jusqu'à environ 240 °K. Au lieu d'avoir une fonction constante à cette portion, une correction est faite pour rapprocher les valeurs des fonctions à la table. Alors si $T = \bar{T} = 240^\circ\text{K}$, les relations (II.21) et (II.22) donnent les valeurs suivantes :

$$\bar{C}_p = C_p(\bar{T}) = 1001.15868 \text{ J}/(\text{Kg} \text{ } ^\circ\text{K}) \quad (\text{II.23})$$

$$\bar{\gamma} = \gamma(\bar{T}) = 1.40199 \quad (\text{II.24})$$

.Si $T \leq \bar{T}$, on prend : (II.25)

$$\begin{cases} C_p(T) = \bar{C}_p \\ \gamma(T) = \bar{\gamma} \end{cases}$$

.Si $T \geq \bar{T}$, on prend : nous Utilisons les équations (II.21) et (II.22)

II.9.2. Calcul des rapports thermodynamiques

Nous procédons maintenant à la détermination des rapports thermodynamiques pour un gaz Calorifiquement imparfait à une section quelconque du divergent de la tuyère correspondant à un nombre de Mach supersonique M_s . Ces rapports sont mentionnés dans le tableau. II.2.

La détermination des rapports des masses volumiques, des sections et de la fonction de Prandtl Meyer pour un gaz calorifiquement imparfait donné respectivement dans le tableau II.2, demande des intégrations numériques. Ces fonctions sont données par les relations suivantes [28], [30], [31].

$$\frac{\rho}{\rho_0} = e^{-\int_T^{T_0} F_\rho(T) dT} \quad \text{avec} \quad F_\rho(T) = \frac{C_p(T)}{a^2(T)} \quad (\text{II.26})$$

$$\frac{A}{A_0} = e^{\int_T^{T_0} F_A(T) dT} \quad \text{avec} \quad F_A(T) = \frac{C_p(T)}{a^2(T) - 2H(T)} \quad (\text{II.27})$$

$$V = \int_T^{T_0} F_v(T) dT \quad \text{avec} \quad F_v(T) dT = \frac{C_p(T)}{2H(T)} \sqrt{\frac{2H(T)}{a^2(T)} - 1} \quad (\text{II.28})$$

**Tab. II.2. Les équations thermodynamiques d'un écoulement supersonique
A haute température [28].**

Rapport	GAZ CALORIFIQUEMENT PARFAIT ($\gamma = 1.402$)	GAZ CALORIFIQUEMENT IMPARFAIT ($\gamma = \text{variable}$)
Température	$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$	Résolution de l'équation/ T $M^2(T)a^2 - 2H(T) = 0$
Masse volumique	$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$	$e^{\int_{T_0}^T \left\{ \frac{C_p(T)}{\gamma(T)rT} \right\} dT}$
Pression $\frac{P_0}{P}$	$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$	$\frac{\rho}{\rho_0} \cdot \frac{T}{T_0}$
Section $\frac{A}{A_0}$	$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}$	$e^{\int_{T_0}^T \left\{ \frac{C_p(T)}{\gamma(T)rT - 2H(T)} \right\} dT}$
Debit $\frac{\dot{m}}{A_0 \rho_0 a_0}$	$\left[\frac{\gamma + 1}{2} \right]^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$	$\frac{\rho}{\rho_0} \frac{a}{a_0} M \frac{A}{A_0}$
Vitesse du son $\frac{a}{a_0}$	$\sqrt{\frac{T}{T_0}}$	$\sqrt{\frac{\gamma(T)}{\gamma(T_0)} \cdot \frac{T}{T_0}}$
Enthalpie $H(T)$	$C_p(T - T_0)$	$\int_{T_0}^T C_p(T) dT$
Fonction de Prandtl Meyer	$\sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \arctg \sqrt{\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} (M^2 - 1)} * \arctg \sqrt{M^2 - 1}$	$\int_{T_0}^T \left\{ \frac{C_p(T) \sqrt{M^2 - 1}}{2H(T)} \right\} dT$
Nombre de Mach M	$M : \text{Variable principale}$	$M(T) = \frac{\sqrt{2H(T)}}{a(T)}$
Vitesse $\frac{V}{a_0}$	$M \sqrt{\frac{T}{T_0}}$	$M \sqrt{\frac{\gamma(T)}{\gamma(T_0)} \cdot \frac{T}{T_0}}$

II.10. Conclusion

Avant d'entamer notre calcul numérique avec la simulation de notre tuyère, il est nécessaire d'avoir des connaissances et des généralités sur les différents types de tuyères pour permettre de bien comprendre et analyser les écoulements à l'intérieur de la tuyère.

Chapitre III : Calculs Numériques

III.1. Introduction

Les simulations numériques de la dynamique des fluides plus souvent désignée par le terme anglais CFD (computational fluid Dynamics) est un terme générique qui désigne toutes les approches informatiques permettant de modéliser le comportement d'un fluide (liquide ou gaz) suivant un contexte défini par l'opérateur. La CFD est devenue un outil indispensable dans les sciences et la recherche scientifique et industrielles. Elles ont pour but de reproduire par le calcul le comportement d'un système décrit par un modèle très souvent constitué d'équations aux dérivées partielles. Ces équations correspondent à la traduction mathématique de lois scientifiques. La simulation numérique renforce donc l'étude mathématique (analyse) de ces équations et de leur résolution numérique.

Contrairement aux écoulements externes, les écoulements internes ont pour particularité l'absence de conditions aux limites à l'infini, on en conclue que l'influence des parois se manifeste dans toutes les directions, sauf éventuellement aux sections d'entrée et de sortie du fluide. Ces types d'écoulement sont particulièrement présents dans les systèmes de propulsion des avions et des fusées.

En prenant en compte la complexité de la modélisation de l'écoulement interne qui passe du régime subsonique au régime supersonique, l'étude et l'identification des caractéristiques des écoulements internes dans les tuyères supersoniques constituent un cas d'étude très probant, ce passage du subsonique au supersonique génère des effets de compressibilité non négligeables. La diversité des géométries possibles entraîne évidemment une grande variété dans la structure des écoulements (choc, décollement de couche limites, zones de recirculation). Ces phénomènes sévères rendent difficiles les simulations numériques.

La simulation est le moyen le plus efficace pour faire avancer la connaissance car il nous permet d'explorer des solutions inconnues et d'en observer plusieurs aspects, ce qui est bien souvent difficile ou impossible à travers l'expérience pratique.

Les écoulements de fluides, qu'ils soient internes ou externes, en régime laminaire ou turbulent sont décrits par le système d'équations aux dérivées partielles (E.D.P), qui est à la base de tout phénomène physique modélisé mathématiquement en équations de : de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie qu'il convient de résoudre pour connaître les caractéristiques du champ thermique et du champ d'écoulement.

La phase de discrétisation est une étape de l'approche numérique qui s'accorde avec le choix de la méthode de discrétisation pour le modèle mathématique sélectionné, et se divise en deux étapes :

- Discrétisation des équations
- Discrétisation de l'espace (maillage)

Le maillage ou discrétisation de l'espace consiste à remplacer l'espace continu par un nombre fini de points où les valeurs numériques des variables sont déterminées. Les équations seront discrétisées une fois le maillage défini, ce qui permet de transformer les équations de forme différentielles ou intégrales en équations algébriques discrètes, comportant les valeurs des inconnus qui sont reliées à chaque point du maillage.

Le maillage ou discrétisation de l'espace consiste à remplacer l'espace continu par un nombre fini de points où les valeurs numériques des variables sont déterminées. Les équations seront discrétisées une fois le maillage défini, ce qui permet de transformer les équations de forme différentielles ou intégrales en équations algébriques discrètes, comportant les valeurs des inconnus qui sont reliées à chaque point du maillage.

Pour exécuter un schéma numérique il faut suivre les étapes suivantes :

1. Le choix de la méthode de discrétisation des équations.
2. L'analyse de l'algorithme numérique sélectionné, cette étape concerne l'analyse des qualités du schéma en termes de stabilité et de convergence.
3. Choix de la méthode de résolution pour les systèmes d'équations différentielles ordinaires dans le temps, pour le système algébrique, le traitement itératif et éventuellement les non linéarités.

III.2. Les méthodes de discrétisation

Il existe deux grandes familles de méthode de discrétisation :

III.2.1. Les méthodes d'approximation des équations

- Méthode des différences finies
- Méthode des volumes finis

Selon ces méthodes, on cherche une solution exacte des équations approchées

III.2.2. Les méthodes d'approximation des solutions

- Méthode spectrale
- Méthode des éléments finis

Lors de l'exécution de ces méthodes, on cherche une solution approchée à partir des équations exactes.

Ces méthodes étant les plus utilisées pour les problèmes d'écoulements nous allons nous concentrer sur les deux méthodes. la plus traditionnelle et la plus ancienne est celle des différences finies, qui malgré le fait qu'elle ne s'applique en pratique qu'au maillage structuré, reste une référence pour toutes les études de discrétisation numérique.

De nos jours en CFD la méthode des volumes finis est la plus appliquée, elle discrétise directement la forme intégrale des équations de conservations. Sa généralité et sa simplicité et

la facilité avec laquelle elle peut s'appliquer aux maillages structurés et non structurés en font son succès.

Bien comprendre et assimiler cette méthode aide énormément dans le suivi des développements récents derrière les outils CFD ainsi que dans l'interprétation des résultats obtenus par l'application des codes commerciaux sur des problèmes pratiques (ex : fluent).

III.3. La méthode des différences finies

Particulièrement simple à appliquer sur le maillage uniforme et basée sur les propriétés du développement de TAYLOR, la méthode des différences finies a été appliquée pour la première fois par LEONARD EULER (1707-1783) [36], elle correspond à une estimation des dérivées par le rapport de deux différentielles en s'accordant avec la définition théorique de la dérivée. Pour une fonction $u(x)$, la dérivée au point x est définie par :

$$U_x = \frac{\partial U}{\partial x} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{U(x+\Delta x) - U(x)}{\Delta x} \quad \text{(III.1)}$$

Le nom de cette méthode est simplement tiré du fait que si l'on retire la limite à l'équation (III.1), on finit par obtenir la « différence finie ». Si Δx est petit mais fini, l'expression de la droite est une approximation de la valeur exacte de U_x , l'approximation va être améliorée par la réduction de Δx .

Mais pour n'importe quelle valeur définie de Δx , une erreur est introduite (erreur de troncature) qui tend vers zéro quand $\Delta x \rightarrow 0$.

La puissance de Δx avec laquelle l'erreur tend vers zéro est appelée (l'ordre d'exactitude de l'approximation différentielle) qui peut être obtenue par le développement en série de Taylor de $[U(x + \Delta x)]$ au voisinage de x . Actuellement, le concept général d'approximation en différence finie est basé sur les propriétés du développement en série de Taylor.

Développant $U(x + \Delta x)$ au voisinage de x :

$$U(x + \Delta x) = U(x) + \Delta x U_x(x) + \frac{\Delta x^2}{2} U_{xx}(x) + \frac{\Delta x^3}{6} U_{xxx}(x) + \dots \quad \text{(III.2)}$$

Développant $U(x - \Delta x)$ au voisinage de x :

$$U(x - \Delta x) = U(x) - \Delta x U_x(x) + \frac{\Delta x^2}{2} U_{xx}(x) - \frac{\Delta x^3}{6} U_{xxx}(x) + \dots \quad \text{(III.3)}$$

III.3.1. Formule différentielle pour la première et la deuxième dérivative

En appliquant la définition générale, on considère une dimension dans l'espace, suivant l'axe x où la discrétisation spatiale a été faite pour remplacer l'espace continu par un nombre discret de points $x_i, i=1, \dots, N$.

U_i Représente la valeur de la fonction $U(x)$ aux points $x_i, U_i = U(x_i)$ et on considère que l'espace entre deux points constant est égal à Δx (fig (III.1))

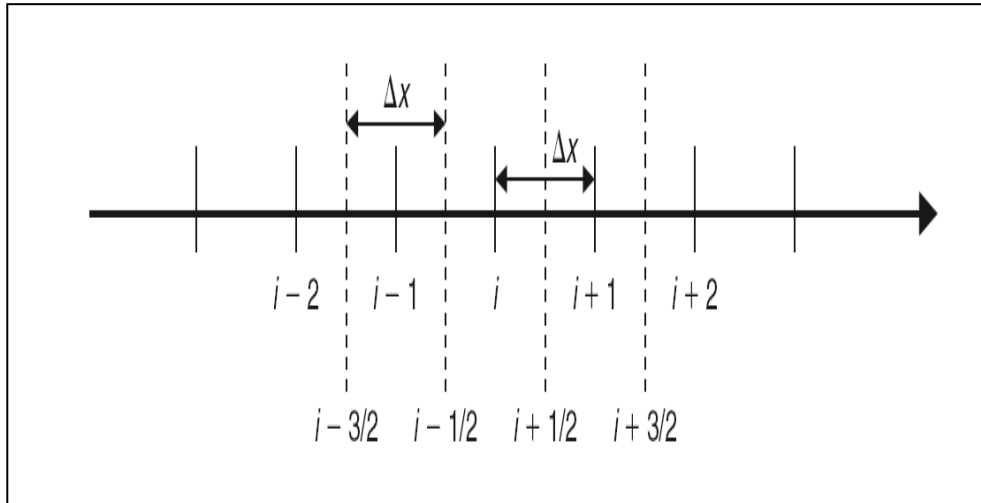


Fig. III.1. Maillage uniforme à une dimension suivant x .

• **La formule différentielle pour la première dérivative**

A partir de l'équation (III.2) on obtient:

➤ **Différentielle directe première**

$$\frac{U(x+\Delta x)-U(x)}{\Delta x} = U_x(x) + \frac{\Delta x}{2} U_{xx}(x) \quad \text{(III.4)}$$

$$\frac{U(x+\Delta x)-U(x)}{\Delta x} \approx U_x(x) + \mathbf{O}(\Delta x) \quad \text{(III.5)}$$

Erreur de troncation

On indique par U_i la valeur de la fonction $U(x)$ au point x_i :

$$(U_x)_i = \left(\frac{\partial U}{\partial x}\right)_i = \frac{U_{i+1}-U_i}{\Delta x} - \frac{\Delta x}{2} (U_{xx})_i - \frac{\Delta x^2}{6} (U_{xxx})_i + \dots \approx \frac{U_{i+1}-U_i}{\Delta x} + \mathbf{o}(\Delta x) \quad \text{(III.6)}$$

Etant donné que cette formule comporte le point $(i+1)$ à la droite du point (i) , elle est appelée **différentielle directe première** (first order forward difference).

A partir de l'équation (III.3) on a :

➤ **Différence inverse première**

$$(U_x)_i \approx \frac{U_i-U_{i-1}}{\Delta x} + \mathbf{o}(\Delta x) \quad \text{(III.7)}$$

Si on fait la soustraction de (III.2 – III.3) on obtient un schéma de différence centrale première:

$$(\mathbf{U}_x)_i = \frac{U_{i+1}-U_{i-1}}{2\Delta x} - \frac{\Delta x^2}{6} (\mathbf{U}_{xxx})_i + \dots \approx \frac{U_{i+1}-U_{i-1}}{2\Delta x} + o(\Delta x^2) \quad (\text{III.8})$$

Cette formule qui comporte le point de droite et de gauche à « i » est appelé **différentielle centrale première**.

Il est clair que la différentielle centrale est souvent la meilleure approximation, par rapport à la différentielle directe et inverse qui est reflétée par son deuxième ordre d'exactitude.

- **La formule différentielle pour la deuxième dérivée**

L'approximation en différence finie d'un ordre de dérivative élevé peut être obtenue par la répétition de la première application de premier ordre. Par exemple l'approximation de deuxième ordre pour la deuxième dérivative peut être obtenue par :

$$(\mathbf{U}_{xx})_i \equiv \left(\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} \right)_i = \frac{U_{i+1}-2U_i+U_{i-1}}{\Delta x^2} + o(\Delta x^2) \quad (\text{III.9})$$

III.4. La méthode des volumes finis

La relation directe avec les propriétés physiques de l'écoulement est l'avantage principal de la méthode des volumes finis, ses bases sont liées à la discrétisation direct de la forme intégrale de la loi de conservation. Ceci distingue d'une manière significative les volumes finis des différences finies, puisque cette dernière discrétise la forme différentielle des lois de conservation.

La forme intégrale des équations de conservation est l'expression la plus générale, comme elle n'exige pas que le flux soit continu (cette propriété n'est pas satisfaite le long des ondes de choc ou le long des surfaces libres). C'est pourquoi on peut dire que la méthode des volumes finis est plus proche du domaine physique du système d'écoulement.

C'est la méthode utilisée dans les principaux codes commerciaux existants : PHONICS, FLUENT, FLOW 3D, STAR –CD.

III.4.1. Conditions sur la sélection des volumes finis

N'importe quel type de maillage, structuré ou non structuré, peut être traité par la méthode des volumes finis vu sa généralité, un degré de liberté apparait sur la manière de relier les volumes de contrôle aux points du maillage.

Ce qui crée une influence sur la position des points sur lesquels les valeurs de la fonction seront déterminées.

- **Approche maille centrée**

Considérons les figures (III.2) et (III.3), on peut définir, pour le même maillage une approche de **maille centrée** où les inconnues sont au centre des mailles et les lignes du maillage définissent les volumes finis et les surfaces.

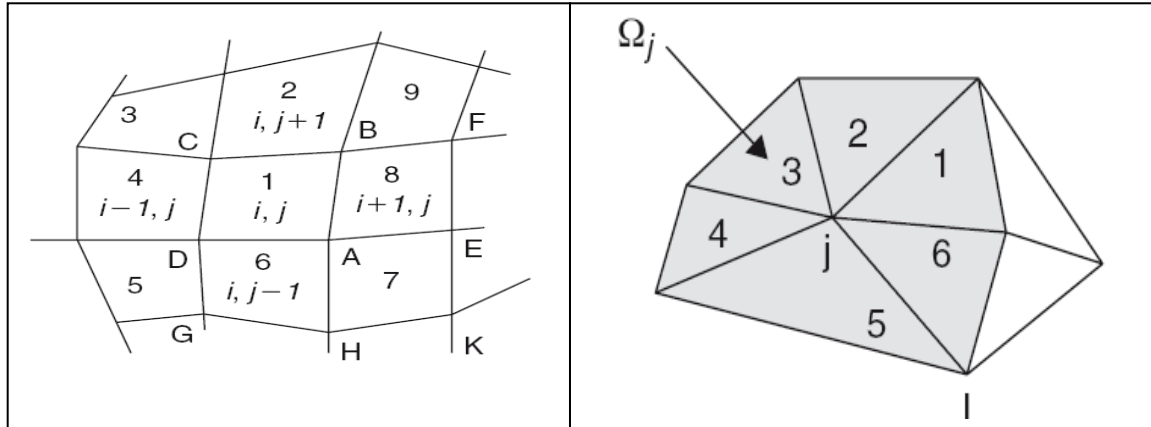


Fig. III.2. Maille centrée pour un maillage en volumes finis structurés.

Fig. III.3. Maille centrée pour un maillage En volume finis non structuré.

Le plus évident à faire pour les volumes de contrôle est de les mettre en coïncidence avec les mailles du maillage, comme le montre la figure (III.2) les variables sont associées à la maille, ainsi les variables du flux sont les valeurs moyennes à travers la maille et peuvent être considérées comme représentatives d'un ensemble de points dans la maille.

- **Approche maille-sommet**

Pour cette approche les inconnus sont définis aux coins du maillage. Les variables sont attachées aux sommets des mailles comme le montre les figures (III.4) et (III.5).

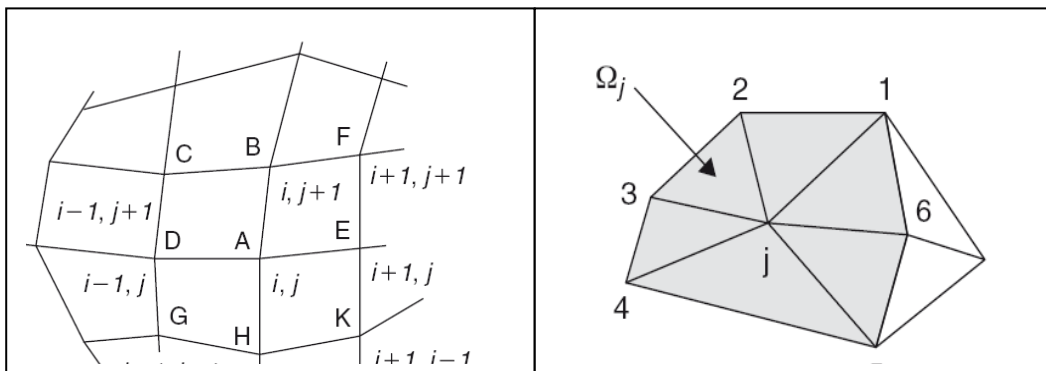


Fig. III.4. Maille-sommet pour un maillage Structuré en volume finis

Fig. III.5. Maille-sommet pour un maillage non structuré en volumes finis.

Pour la définition du volume de contrôle, en se référant à la figure (III.4), un choix s'impose, il s'agit de considérer les quatre mailles qui ont le point de maillage (i,j) en commun comme volume de contrôle GHKEFBCDG, associé au point (i,j).

Toutefois comme le montre la figure (III.6) de Mc Donald(1971) pour un volume de contrôle hexagonal ainsi que la figure (III.7) de Danton (1975) pour un volume de contrôle trapézoïdal [36], plusieurs alternatives sont envisageables.

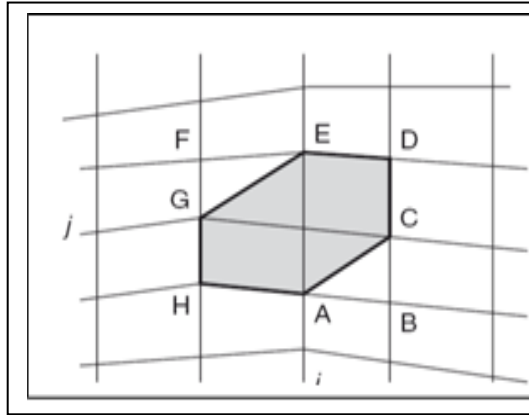


Fig. III.6. Volume de control hexagonal.

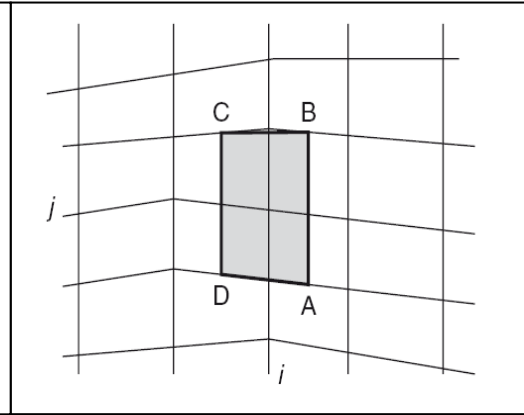


Fig. III.7. Volume de control trapézoïdal.

III.4.2. Définition de la discrétisation en volumes finis

La loi de conservation sous la forme intégrale :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega} \vec{F} d\vec{s} = \int_{\Omega} Q_V d\Omega \quad (III.12)$$

Avec :

Ω : Volume considéré

Q_V : Source volumique

\vec{F} : Flux

U : Variable conservative (quantité scalaire par unité de volume)

L'équation (III.12) est appliquée sur chaque volume de contrôle Ω_j associé au point j . L'équation sous la forme intégrale d'inconnu U_j attaché au point de maillage j pour le sommet ou au centre de la maille s'écrit sous la forme suivante :

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega_j} U d\Omega + \oint_{\partial\Omega_j} \vec{F} d\vec{s} = \int_{\Omega_j} Q_V d\Omega \quad (III.13)$$

L'équation (III.13) est remplacée par sa forme discrète, où l'intégral volumique est exprimée comme valeur moyenne à travers la maille et l'intégral surfacique est remplacé par la somme à travers toutes les faces limites du volume de contrôle Ω_j :

$$\frac{\partial}{\partial t} (U_j \Omega_j) + \sum_{\text{faces}} \vec{F} \Delta \vec{s} = Q_{Vj} \Omega_j \quad (III.14)$$

On se référant à la figure(III.2) et à la maille (i,j) on doit identifier U_j par $U_{(i,j)}$ avec la surface A,B,C,D et les termes de flux sont sommés à travers les faces AB,BC,CD,DA.

Dans la figure(III.3) la sommation des flux s'étend à travers les six faces 12,23,34,45, 56 et 61. Ceci est la formulation générale de la méthode des volumes finis, et l'utilisateur doit définir pour le volume sélectionné Ω_j , comment estimer le volume, les surfaces du volume de contrôle et le flux dans les faces.

La méthode des volumes finis se distingue de la méthode des différences et éléments finis par quelques fonctions comme :

- Les coordonnées du point qui est la position précise de la variable U_j à l'intérieur du volume de contrôle Ω_j , n'apparaît pas explicitement par conséquent, U_j n'est pas nécessairement attaché à un point fixe à l'intérieur du volume de contrôle et peut être considéré comme une valeur moyenne de la variable d'écoulement « U » à travers le volume de contrôle.
- Les coordonnées du maillage apparaissent seulement dans la détermination des volumes des mailles et les surfaces des côtés. Si on considère le volume de contrôle ABCD autour du point 1 (voir figure III.2) on aura seulement besoin des coordonnées A, B, C, D
- En absence des termes de sources, la formulation en volumes finis montre que la variation de la valeur moyenne « U » à travers l'intervalle de temps Δt est égale à la somme des flux échangés entre les deux mailles adjacentes.

Pour un écoulement permanent, la solution numérique est obtenue comme résultat de la différence de tous les flux entrant et quittant le volume de contrôle.

$$\sum_{\text{faces}}(\vec{F}\Delta\vec{S}) = 0 \quad \text{III.15}$$

III.5. Le maillage

Dans la création d'une simulation CFD la génération du maillage est la partie essentielle, vu que la simulation numérique ne peut commencer sans avoir un maillage adéquat.

Il s'agit de modéliser un problème physique à travers un système d'équations, puis de le résoudre dans le domaine du calcul représentant une géométrie particulière.

Des méthodes ont été développées dans le but d'aider les utilisateurs de l'outil numérique à générer des maillages avec la meilleure manière possible. Le choix du type de maillage est souvent un problème.

Le deuxième choix est de sélectionner dans l'une ou l'autre possibilité le type de l'élément, une fois le maillage généré, le solveur (ex : fluent) va évaluer les surfaces et les volumes en se basant sur les coordonnées des points de maillage et la forme des éléments.

- On commence par le choix de maillage (structural et non structural) en se basant sur les propriétés du solveur et le niveau de complexité de la géométrie.
- Le second choix est de sélectionner dans l'un ou l'autre choix le type de l'élément. Une fois le maillage est généré le solveur (ex : fluent) va évaluer les surfaces et les volumes en se basant sur les coordonnées des points de maillage et la forme des éléments.

III.5.1. Notions de maillage

- **Nœuds et éléments**

La modélisation numérique se base sur la reformulation des équations de conservation sur des volumes Ω élémentaires ou discrets, appelés éléments ou mailles. Associés à ces éléments, nous retrouvons les nœuds de discrétisation, c'est-à-dire les points de résolution des équations discrètes, qui selon la méthode de discrétisation employée peuvent aussi bien être replacés aux sommets des éléments qu'en leur centre ou encore sur les faces. Les

éléments et les nœuds associés composent le maillage. La figure (III.8) illustre la notion de maillage.

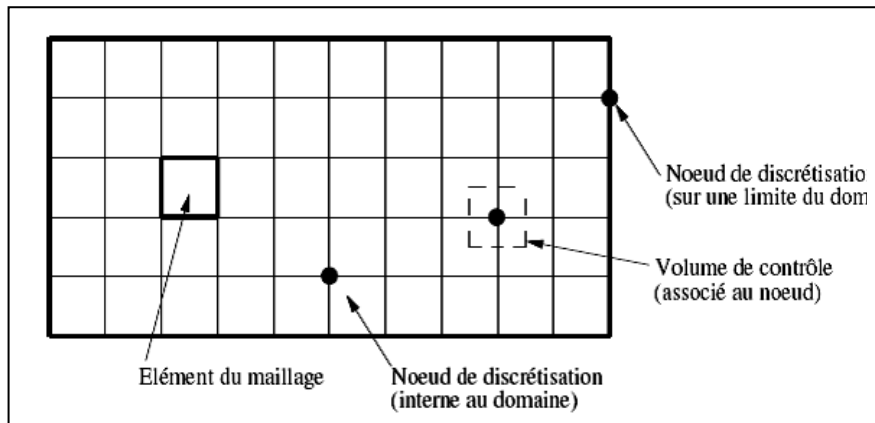


Fig. III.8. Illustration de la notion du maillage.

• Types d'éléments

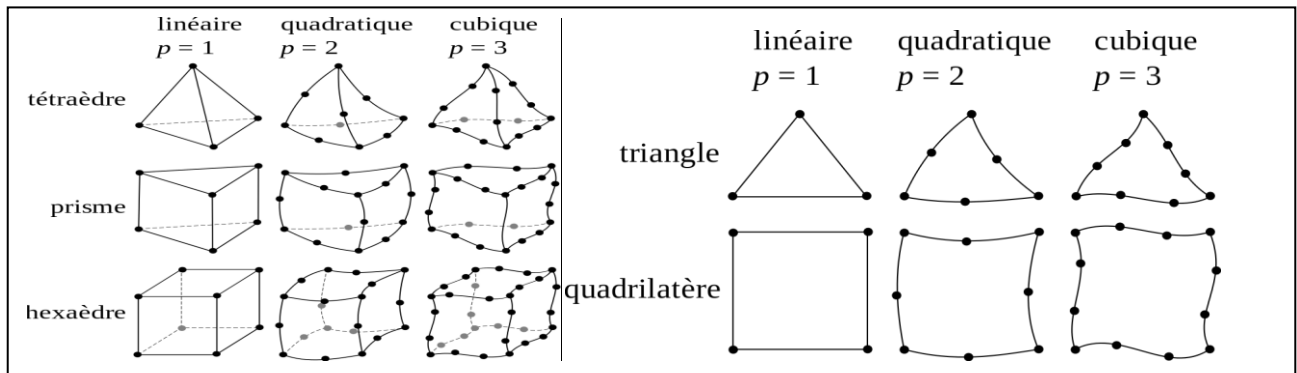


Fig. III.9. Éléments de maillage

III.5.2. Classification des méthodes de maillage

La classification de maillage est base sur leurs caractéristiques ou selon la méthode utilisée pour les générer. Parmi les grandes lignes de cette classification on distingue :

- **Les maillages sont caractérisés selon leurs propriétés**
 - Régulier structuré ;
 - Hybrides ;
 - Selon leur forme géométrique (ex :o,c,i...).
 - Curviligne adapté ;
 - Non structuré ;
- **Selon la méthode utilisée pour les générer**
 - Interpolation transfinie ou technique algébrique ;
 - Equation différentielle ou transformation conforme ;
 - Décomposition par blocs ;
 - Décomposition hiérarchique.
 - Triangulation de Delaunay ;
 - Avance de front ;

Généralement le type de classement utilisé est basé sur la propriété structurée ou non structurée des maillages qui se rapportent à la nature de la connectivité entre les éléments.

Dans un maillage structuré, chaque nœud est entouré exactement du même nombre de nœuds. Une différence entre les maillages structurés et les maillages non structurés réside dans la présence de lignes (surfaces) ou des directions clairement identifiables à l'intérieur du maillage [36].

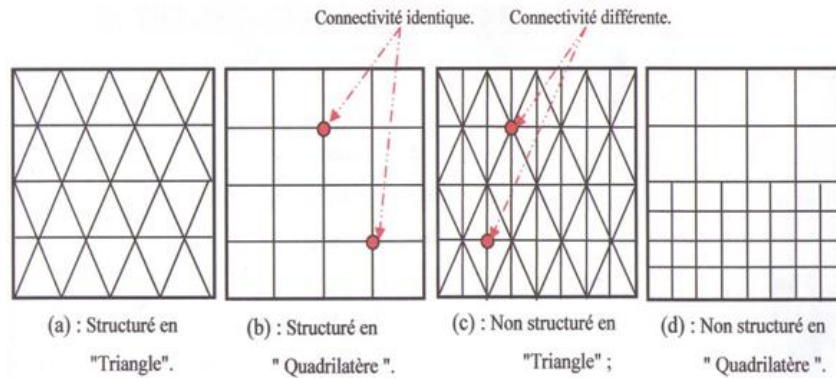


Fig. III.10. Maillage structuré et non structuré.

III.6. Maillage structuré

Ce maillage peut être considéré comme le plus habituel pour les problèmes d'écoulement. On peut imaginer les lignes du maillage suivant le même sens que les lignes de courant, vu que l'écoulement est généralement aligné avec le corps solide.

Le domaine comporte des cellules quadrilatères en 2D ou hexaèdres (en 3D) et les nœuds sont identifiés par une paire en 2D (ou triplé en 3D) de nombre qui en dénote la position dans la grille.

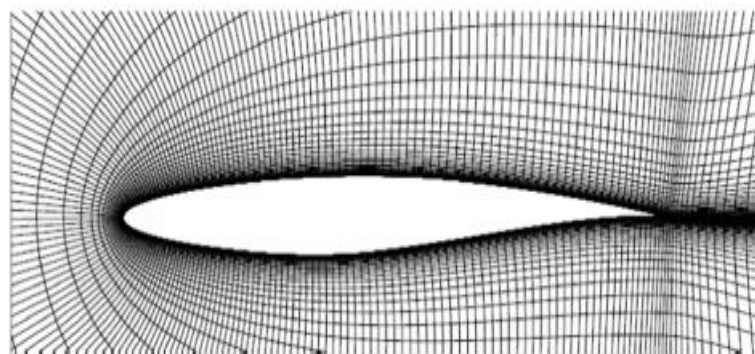


Fig. III.11. Maillage structuré autour d'un profil.

III.6.1. Techniques de génération de maillage structuré

- Méthode multi bloc

Les maillages multi-bloc structurés sont générés par la décomposition du domaine manuellement en plusieurs blocs avec des formes simples, par la suite chaque bloc généré est maillé d'une manière structurée.

L'utilisateur peut définir le nombre de nœuds et la distribution le long de chaque bord des blocs. La Figure(III.12) montre une vue en 2D d'un maillage multi-bloc structuré hexaèdres dans une tuyère double galbe. Le système de blocs à gauche et le maillage à droite.

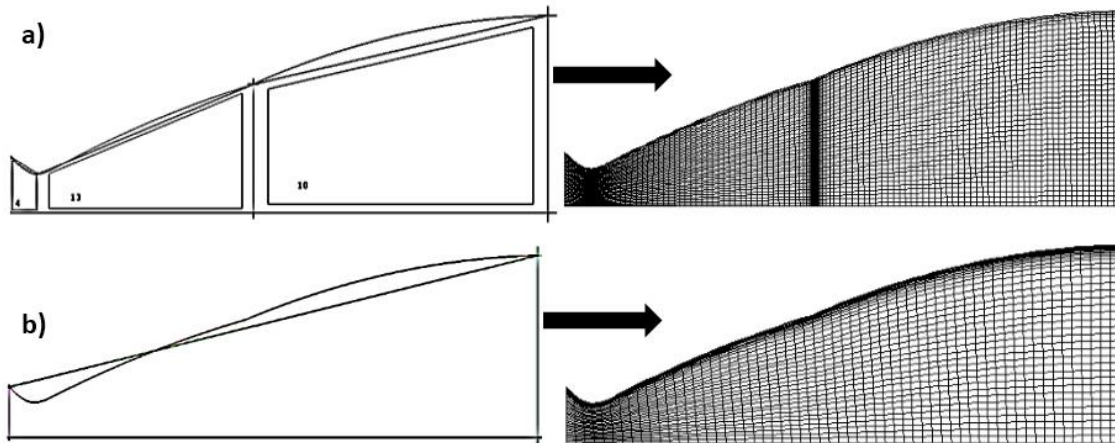


Fig. III.12. Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.

Malgré les difficultés rencontrées pour générer le maillage structuré, il a beaucoup d'avantages incontestables, en particulier pour les écoulements visqueux. Pour résoudre le flux dans la couche limite, il est relativement facile de générer un maillage quadri-angles avec des éléments allongés dans la direction parallèle à la paroi. Il est également facile de placer les bords perpendiculaires à la paroi. Ceci permet de minimiser l'erreur lors de l'évaluation du gradient de vitesse proche de la paroi. Enfin, une fois le bloc a été créé, il devient relativement facile de changer la densité du maillage en distribuant les points de grille en fonction des besoins du solveur, (Fig (III.12.a))

- **Méthode d'interpolation algébrique**

Afin de générer un maillage structuré, on utilise une séquence de transformations pour réduire les domaines de géométries arbitraires à des formes simples (par exemple triangle, quadrangle, hexaèdre...) ce qui représente un moyen simple et efficace. Après avoir défini un maillage structuré dans l'espace logique, la fonction de transfert est utilisée pour créer un maillage respectant les frontières du domaine.

Les fonctions de transfert et la distribution des points du maillage dans l'espace logique peuvent être choisies aléatoirement. Par contre, discrétiser les frontières dans l'espace physique se révèle souvent intéressant et plus efficace. Le contrôle de la distribution des points du maillage dans l'espace se fait avec des paramètres permettant le contrôle de la densité des points du maillage résultant du domaine physique.

L'étape primordiale de la méthode est la définition de la fonction de transfert. La fonction permet à travers des coefficients de trouver certaines valeurs spécifiques des coordonnées cartésiennes sur la frontière. Dans les géométries complexes, la détermination de la fonction de transfert se révèle laborieux

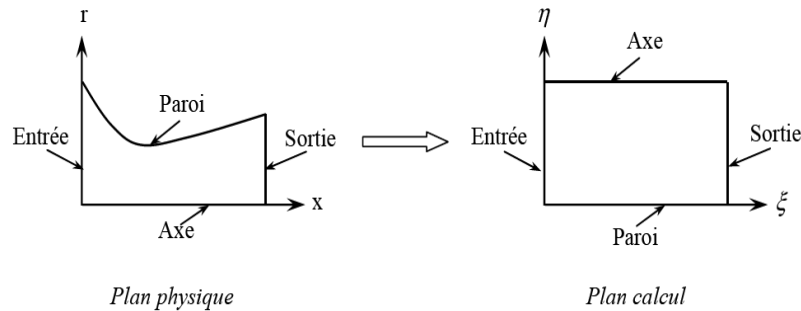


Fig. III.13. Transfer du domaine physique au domaine de calcul.

III.7. Maillage non structuré

Les maillages non structurés les plus utilisés sont les maillages triangulaires, car il existe plusieurs manières de relier les mailles de cette forme, il est aussi facile de remplir aléatoirement n'importe quel domaine, ceci est notamment possible grâce à la flexibilité de la connectivité, enfin plusieurs méthodes sont possibles afin de générer ces maillages.

III.7.1. Techniques de génération de maillage non structuré

Les techniques les plus couramment utilisées sont :

- Les méthodes d'Octree.
- Delaunay ;
- Avance de front ;

Elles sont brièvement résumées ci-dessous afin de donner une idée des différents défis de maillage triangulaire.

- **Méthode d'Octree**

La méthode d'Octree commence par la formation d'un premier quadri-angles immense qui englobe l'ensemble du domaine, on enchaîne en divisant récursivement l'hexaèdre jusqu'à ce que la taille des subdivisés octants soient égales à celles requises par l'utilisateur, Figure III.18. La facilité de réalisation ainsi que la vitesse d'exécution de cette méthode représente ses principaux avantages par rapport aux deux autres, même si des mailles de mauvaise qualité sont produites aux frontières, où il est fortement recommandé d'avoir un maillage de bonne qualité. Il peut également produire des maillages isotropes.

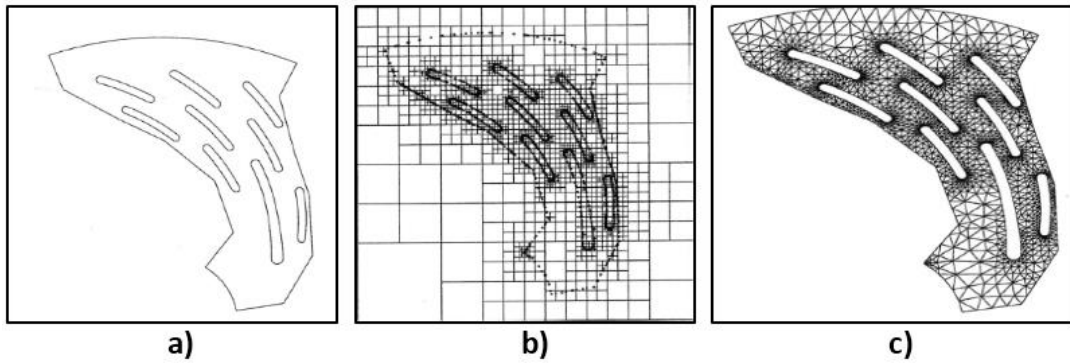


Fig. III.14. Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree).

L'avantage majeur des maillages non structurés est que leur génération peut aisément être automatisée sans que l'utilisateur n'ait excessivement à intervenir. Un des désavantages présents avec ces méthodes est qu'elles ne sont pas toutes capables de générer des maillages anisotropes, et ceux qui ne peuvent atteindre un degré limité d'anisotropie. L'absence d'anisotropie peut amoindrir fortement l'efficacité d'un maillage pour les simulations des écoulements visqueux. Cela réduit également l'efficacité du maillage pour la simulation CFD.

- **Méthode Delaunay**

Après avoir considéré un nuage de points, les méthodes Delaunay sont utilisées pour communiquer les points de telle sorte que chaque point est entouré par une région qui est plus proche de ce point que de tout autre. Des arêtes ou faces d'un élément sont construites à la limite entre les régions non chevauchées autour de chaque point. Cette méthode a pour principaux avantages son efficacité ainsi que la possibilité de toujours obtenir des maillages valides. Cependant il reste difficile de préserver la définition des limites correctes, et cette méthode ne résout pas le problème de façon à générer le nuage initial de points à partir duquel le maillage est construit. La Figure (III.15) montre les étapes de maillage effectuée par cette méthode.

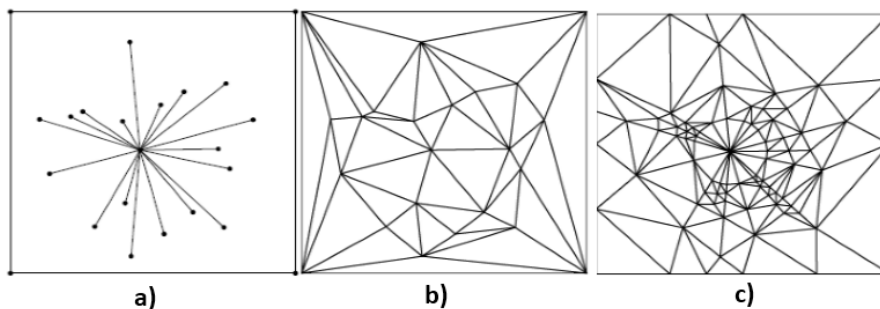


Fig. III.15. Étapes de Maillage par La triangulation de Delaunay en 2D.

- **Méthode Avance de front**

Le maillage par cette méthode débute par une triangulation initiale sur la surface limite et ensuite des tétraèdres sont construits sur les faces exposées, (Fig(III.16)). Comme chaque couche d'éléments est générée, un nouveau "front" sur les faces triangulaires est créé, sur

lequel la couche suivante des éléments est construite. Il reste difficile de définir la taille de l'élément et l'étirement dans le module de génération, cependant un avantage indéniable par rapport aux deux autres méthodes est que la définition des limites et la qualité sont facilement conservées.

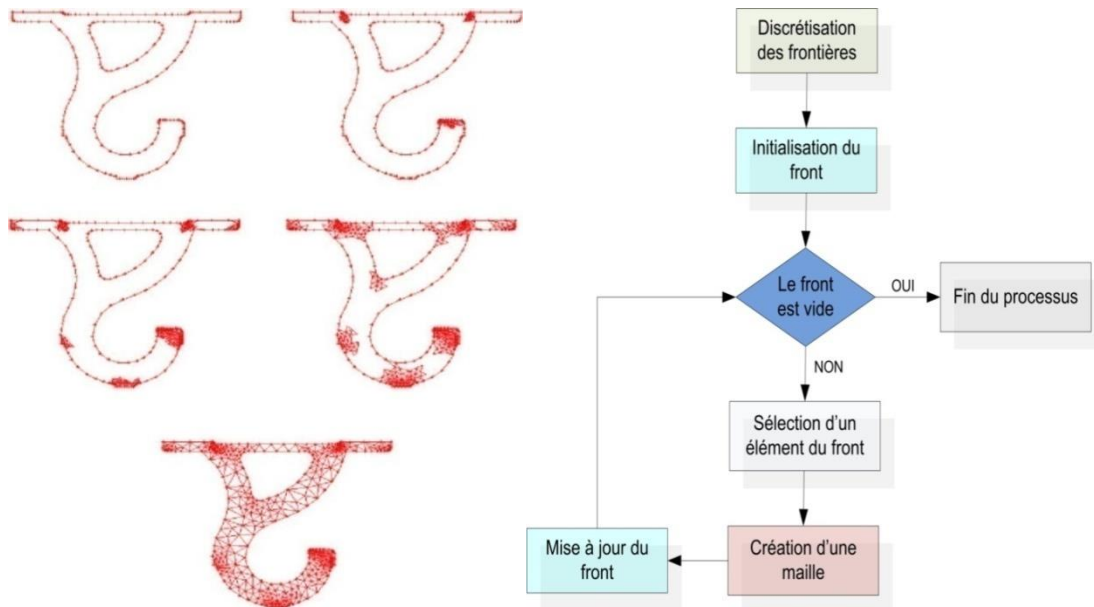


Fig. III.16. Progression et algorithme du maillage par la méthode frontale.

III.8. Comparaison entre maillage structuré et non structuré

Tab. III.1. Comparaison entre maillage structuré et non structuré.

	Maillage structuré	Maillage non structuré
Avantage	<p>plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi blocs</p> <p>Economique en nombre d'éléments. présente un nombre inférieur de mailles par rapport à un maillage non structuré équivalent.</p> <p>Réduit les risques d'erreurs numériques, car l'écoulement est aligné avec le maillage.</p>	<p>Création de maillages triangulaires ou tétraédriques dans des géométries quelconques et complexes.</p> <p>Economie de points par rapport aux maillages structurés notamment dans les zones de raffinement.</p> <p>Possibilités d'associer différentes topologie d'éléments.</p>
Inconvénient	<p>Difficile à générer dans les géométries complexes</p> <p>Difficile d'obtenir une qualité de maillage pour les géométries complexe.</p>	<p>Difficultés pour contrôler la densité des points dans une zone précise.</p> <p>Engendre des erreurs numériques, qui peuvent être très importantes si l'on compare avec le maillage structuré.</p>

III.9. Maillage hybride

Comme son nom indique c'est un maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaire ou quadrilatère en 2D, tétraédriques, prismatique ou pyramidaux en 3D.

Parmi ses avantages on peut citer :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

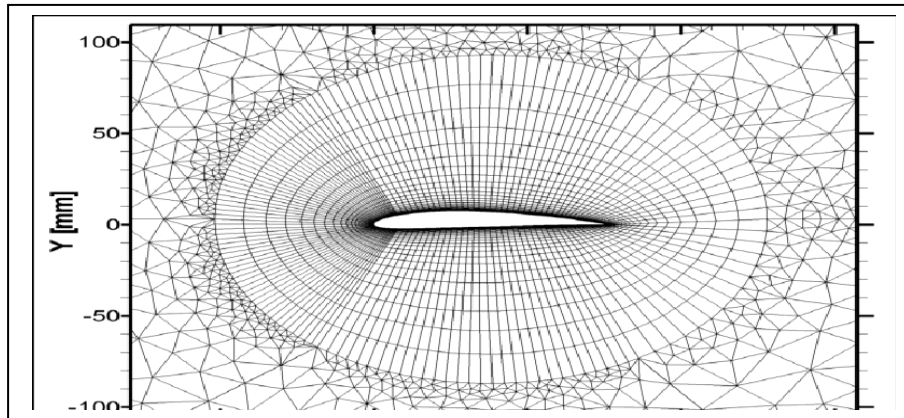


Fig. III.17. Maillage hybridée structure non structuré

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant, il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne **Q**ualité des éléments ;
- Assurer une bonne **R**ésolution dans les régions à fort gradient ;
- Assurer un bon **L**issage dans les zones de transition, entre les parties à maillage grossier ;
- Minimiser le nombre **T**otal des éléments (temps de calcul raisonnable).

On utilise la formulation mnémotechnique « QRLT ».

□ **Qualité :**

Afin d'obtenir un résultat de calcul précis, robuste et signifiant, la génération d'une excellente qualité de maillage est primordiale, cela se fait à travers les étapes suivantes :

- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couche limite, ondes de choc...);
- Minimisation des éléments présentant des distorsions (skewness en anglais) ;

Au final la qualité de maillage a un sérieux impacte sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

Les facteurs pour l'estimation de la qualité du maillage sont :

- Distorsion (skewness) : une bonne qualité de maillage est synonyme d'absence de grande distorsion d'élément (bon skewness)

Le facteur de distorsion est basé sur deux méthodes :

a) **Sur un volume équilatéral**

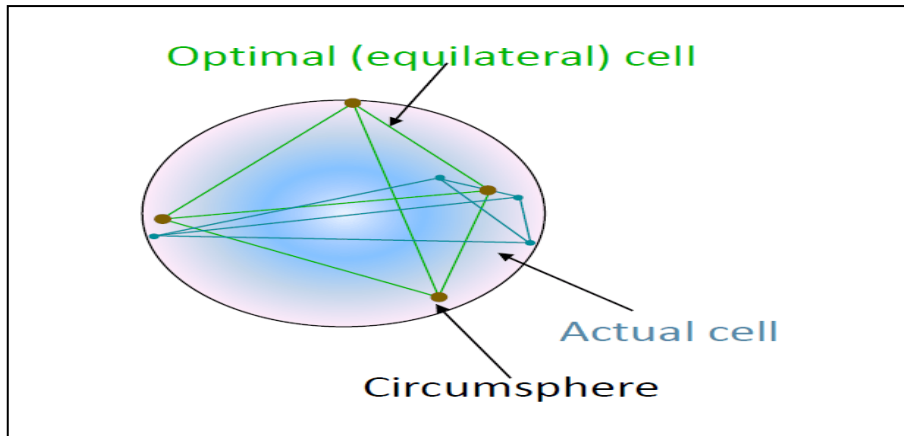


Fig. III.18. Qualité de maillage basé sur un volume équilatéral.

$$F_d = \frac{\text{taille}_{\text{element optimale}} - \text{taille}_{\text{element generé}}}{\text{taille}_{\text{element optimale}}}$$

Applicable seulement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques.

b) calcule basé sur la déviation angulaire

$$F_d = \max \left| \frac{\theta_{\max} - 90}{90}, \frac{90 - \theta_{\min}}{90} \right|$$

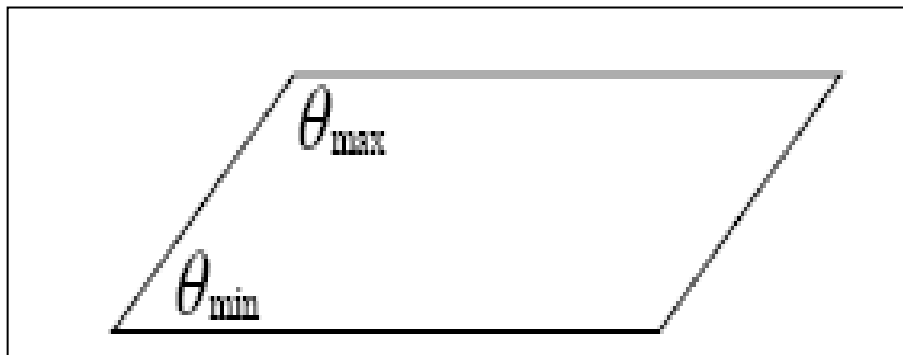


Fig. III.19. Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire.

Applicable pour tout type d'élément. Le tableau suivant illustre la variation de la qualité du maillage en fonction de la valeur du coefficient de distorsion F_d , [37].

Tab. III.2. Qualité de maillage.

F_d	0-0.25	0.25-0.5	0.50-0.80	0.80-0.95	0.95-0.99	0.99-1.00
qualité	Excellent	Bonne	acceptable	pauvre	Très pauvre	mauvais

- ✓ La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage volumique doit être inférieure à 0.90.
- ✓ La valeur maximale du skewness toléré pour un maillage surfacique structuré ou non, hexaédrique ou tétraédrique doit être inférieure à 0.75.

□Lissage (smoothness)

Le changement dans la taille des éléments de maillage d'une zone à une autre doit être graduel, la variation de la taille des éléments de deux zones adjacentes ne doit pas dépasser 20 % (fig (III.22))[36].

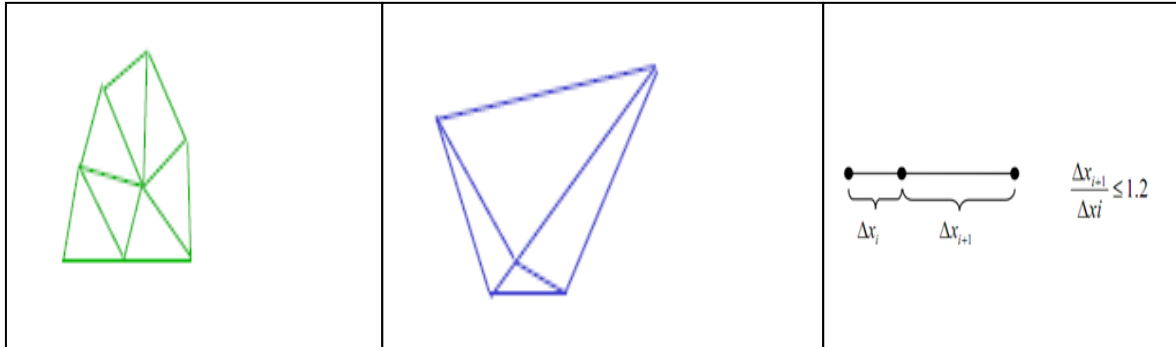


Fig. III.20. Changement Brusque.

Fig. III.21. Changement de taille Optimal.

Fig. III.22. Changement de taille.

□Résolution

La notion de résolution concerne plus particulièrement les zones qui présentent un fort gradient, ainsi une bonne résolution permet de mieux décrire les phénomènes physiques qui existent dans ces zones telles que les ondes de choc, ou les phénomènes liés à la couche limite [37].

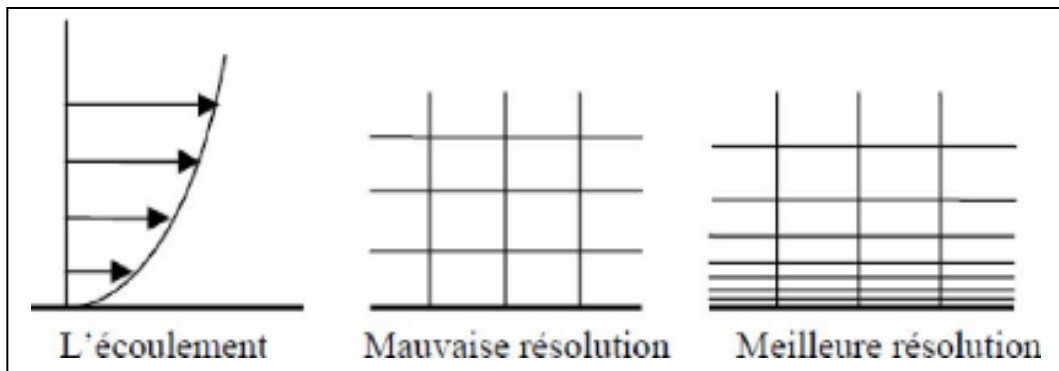


Fig. III.23. Résolution du maillage dans les régions à fort gradient.

III.10. La simulation numérique

III.10.1. Introduction

La simulation numérique de la dynamique des fluides représente de nos jours un outil majeur dans le développement en tant qu'outil d'analyse en recherche et en industrie. Cependant, la génération de maillage reste difficile, plus particulièrement pour la simulation d'écoulements turbulents, puisqu'il peut être très difficile et long de générer un maillage qui produira des résultats précis. La modélisation et la simulation interviennent pour :

- L'étude du comportement du système par rapport à son environnement extérieur (consommation énergétique/cout...);
- La prédiction du comportement d'un système pour des situations nouvelles ou extrêmes;
- La compréhension de la structure et des interactions à l'intérieur d'un système (déterminer le rendement, la performance...);
- La conception de nouveaux dispositifs/ composants, étude de système avant la création de prototype et mise en œuvre de nouveaux procédés (stratégies et algorithmes de contrôle);
- L'optimisation des solutions lors de la conception.

III.10.2. Géométrie

Le profil de la tuyère est donné sous forme d'une liste de coordonnées, plus de points de maillage sont nécessaires pour bien résoudre les détails géométriques d'une configuration, ce qui conduit à de plus longs délais d'exécution. Le temps d'exécution et le type de résultats exigés impactent directement sur le niveau de précision auquel la géométrie est modélisée.

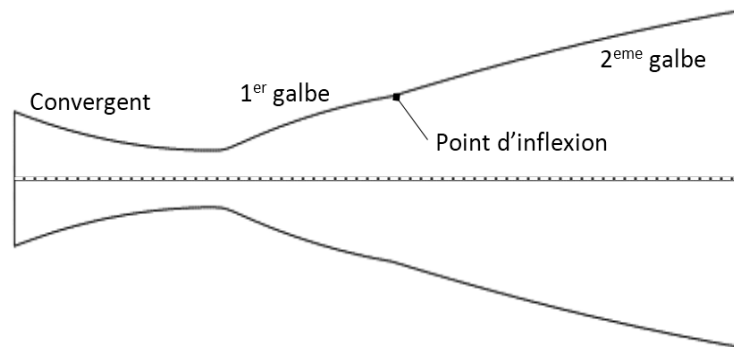


Fig. III.24. Exemple d'une géométrie 2D de la tuyère double galbe avec un convergent.

III.10.3. Maillage

La précision des résultats et la réussite des calculs dépendent essentiellement de la génération du maillage. Il dépend énormément des calculs et du problème à résoudre. Il sert à la représentation discrète de variables continues. Toutefois, un bon maillage est un compromis entre la précision recherchée et le temps de calcul.

Dans cette partie, nous avons pour objectif de créer un maillage qui, sous la base de nos connaissances en mécanique des fluides et en méthodes numériques, serait approprié à des calculs à grand nombre de Mach, e.g. raffiner le maillage dans les zones où nous nous attendons à de forts gradients.

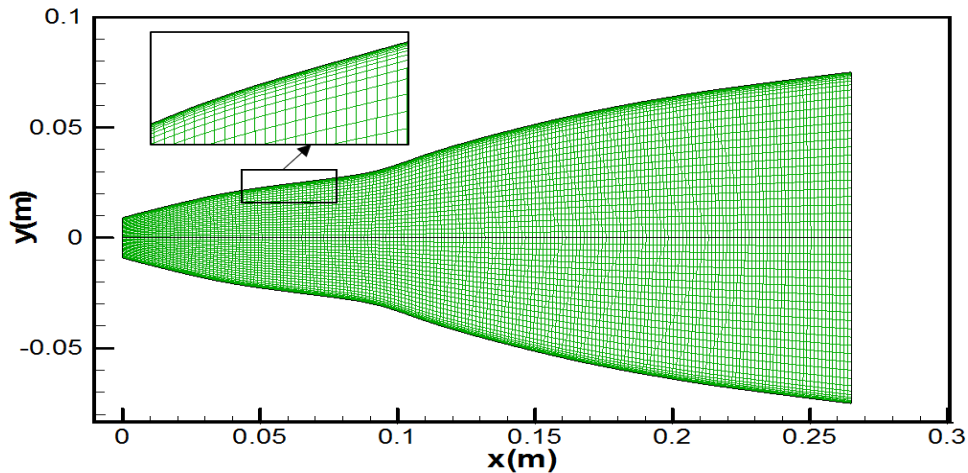


Fig. III.25. Maillage structuré de la tuyère double galbe.

III.10.4. Conditions aux limites

Les propriétés du fluide et de l'écoulement doivent être spécifiées à toutes les limites du volume de contrôle, ce sont en fait des interfaces entre les régions dans lesquelles l'écoulement sera simulé et les régions en dehors du domaine de calcul. Il suffit parfois de spécifier le type de paroi employée tel que la paroi adiabatique ou la paroi de non glissement ...etc si cela ne suffit pas, des informations complémentaires sont exigées, e.g la température de la paroi.

Écoulements étudiés s'effectuent dans des domaines confinés limités par la paroi de la tuyère. Alors pour chaque cas d'écoulement, il est nécessaire de préciser quatre types de conditions aux limites à savoir :

- d'écoulement à l'entrée du domaine.
- Conditions d'écoulement à la sortie du domaine.
- Conditions de symétrie.
- Conditions aux parois solides.

Le nombre de conditions à l'entrée ou à la sortie dépend de la nature locale d'écoulement, i.e. supersonique ou subsonique.

III.10.4.1. Conditions d'entrée

Si l'écoulement à l'entrée est subsonique, trois conditions sont à imposer :

- Pression totale ou de stagnation ; P_0 .
- Température totale ou de stagnation ; T_0 .
- Vitesse transversale nulle ; $u_2 = 0$.

Pour un écoulement supersonique à l'entrée, le nombre de Mach doit être spécifié et par conséquent, quatre conditions sont nécessaires :

- Pression totale ; P_0 .
- Température totale ; T_0 .
- Vitesse transversale nulle ; $u_2 = 0$.
- Vitesse axiale u_1 correspondante au nombre de Mach spécifié.

La pression totale P_0 n'est pas une variable indépendante. Cependant, la valeur P_0 désirée est assurée par l'imposition de la pression statique P_s correspondante. Ainsi, la pression statique sera imposée de manière non linéaire. Elle est alors actualisée tout le long de calcul de façon à garantir la valeur de la pression totale désirée,

La pression totale P_0 n'est pas une variable indépendante. Cependant, la valeur P_0 désirée est assurée par l'imposition de la pression statique P_s correspondante. Ainsi, la pression statique sera imposée de manière non linéaire. Elle est alors actualisée tout le long de calcul de façon à garantir la valeur de la pression totale souhaitée,

III.10.4.2. Conditions de sortie

La plus part du temps, une seule condition à la sortie est imposée pour les écoulements internes. Cette condition correspond à la pression statique à la sortie.

III.10.4.3. Condition de symétrie

Les écoulements étudiés sont des écoulements bidimensionnels à symétrie plane. Donc seule la moitié du domaine fluide est alors considérée et la condition de symétrie est assurée en imposant une vitesse (donc la quantité de mouvement) transversale nulle le long du plan de symétrie.

III.10.4.4. Conditions aux parois solides

Les conditions aux parois solides sont différentes selon que l'écoulement est visqueux ou non.

- **Écoulement non-visqueux**

Dans un écoulement non visqueux, les particules fluides doivent glisser au contact d'une paroi solide. Grâce à la condition d'imperméabilité de la paroi qui se traduit par une vitesse normale du fluide nulle le long de cette paroi, la condition de glissement est assurée.

- **Écoulement visqueux**

Si l'écoulement est visqueux, au contact d'une paroi solide, la viscosité impose que les particules fluides restent attachées à cette paroi. La vitesse du fluide est alors nulle sur la paroi, [49]

$$u = 0 \text{ et } v = 0$$

En ce qui concerne la condition d'une paroi adiabatique, nous imposons dans les deux cas d'écoulements, l'une des deux possibilités suivantes:

- Soit en imposant une répartition uniforme de la température, égale à la température de l'entourage (système extérieur), sur la paroi d'où, une paroi isotherme.
- Soit en isolant la paroi de l'extérieur en considérant que le flux de chaleur normale à la paroi soit nul. La paroi est alors dite adiabatique.

La Figure (III.26) montre les types de conditions aux limites.

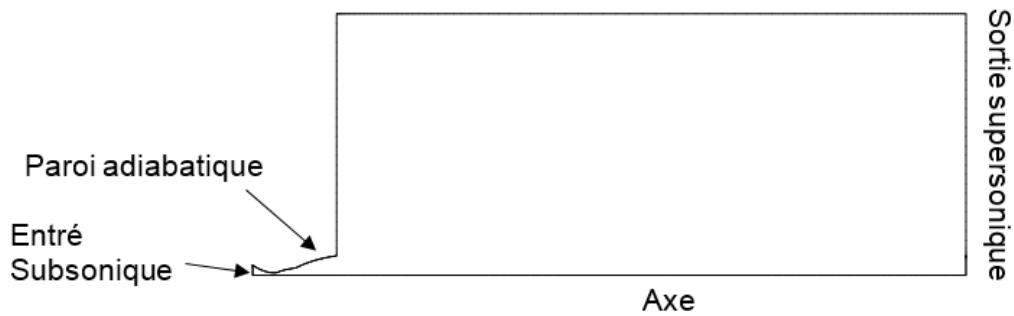


Fig. III.26. Types des conditions aux limites utilisées dans les simulations numériques.

III.10.5. Résolution

L'étape de la résolution est effectuée avec le solveur Fluent car en simulation des écoulements internes il fournit en général de bons résultats. La disponibilité d'un nombre conséquent de modèles pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, $k-\varepsilon$, $k-\omega$, S-A, Reynolds Stress...), combustion (pré-mélangé et non pré-mélangé), transport de particules, écoulements en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage, entre autres représente un avantage certain de ce logiciel de simulation. Afin d'améliorer la convergence les schémas spatiaux et temporels peuvent être modifiés. Les équations gouvernantes utilisées dans Fluent sont formulées en utilisant l'approche de volume fini. Enfin le fait qu'il soit parallélisé permet de tirer parti des systèmes multiprocesseurs aussi bien au sein d'une seule machine qu'en réseau.

Les possibilités de visualisation sont nombreuses :

- Tracer les valeurs du coefficient de frottement pariétal afin de détecter un possible décollement ;
- Visualiser des lignes de courant ou d'autres paramètres de l'écoulement et de la turbulence ;
- tracer les contours de différentes variables qui décrivent l'écoulement : pression, vitesse, variables turbulentes.

III.11. Conclusion

Dans ce chapitre on a présenté les techniques de génération de maillage et les méthodes de discrétisation, on a parlé aussi sur certain nombre de caractéristiques de maillage qui ont une influence sur la précision et la convergence de la solution. Le maillage doit être lisse, avec une densité variant progressivement, être correctement aligné sur les caractéristiques de l'écoulement, et des éléments déformés doivent être évités autant que possible. Pour les simulations numériques de l'écoulement supersonique, les besoins particuliers des conditions aux limites doivent également être respectés. Pour éliminer les instabilités numériques la densité du maillage doit être variée et continue graduellement. De même, les éléments ne doivent pas être gravement déformés, sinon l'évaluation des fonctions de forme et de gradients de ces éléments peut être moins précise.

Chapitre IV : Résultats et discussions

IV.1. Présentation de La simulation numérique

Dans le but de comprendre les différents phénomènes physiques intervenants dans les écoulements des fluides, la CFD s'impose en tant qu'outil de plus en plus indispensable. Ces écoulements sont régis par des équations de conservation. Elles forment un système d'équations de conservation différentielles aux dérivés partielles (EDP) non linéaire qu'on se doit de résoudre.

Il reste cependant difficile de résoudre les problèmes rencontrés dans le domaine de l'ingénierie. Néanmoins une approximation de la solution de ces systèmes à l'aide des méthodes numériques en utilisant les moyens informatiques peut être obtenue.

IV.1.1. Modèle de calcul Ansys 18.2

ANSYS 18.2 est un outil de conception assistée par ordinateur (*CAO*) qui permet la conception et la génération des géométries en 3D/2D et applique des simulations. Il permet de construire des surfaces et des volumes à partir d'une série de points définissant la géométrie de base. Une fois la géométrie construite, elle peut être exportée en différents formats vers le générateur de maillage et les solveurs pour faire les analyses ou les simulations.

ANSYS 18.2 est un logiciel de génie mécanique qui collabore à de nombreux différents types de logiciels utilisés dans différents domaines comme : Vibrations, mécanique des fluides, aérodynamique, transfert de chaleur et dynamiques. Pour notre étude, trois systèmes de composants **d'ANSYS 18.2** sont utilisés pour effectuer le calcul aérothermique ; DESIGN MODELER, MESHING et un système d'analyse FLUENT.

FLUENT est un solveur qui utilise un maillage non structuré 2D ou 3D (avec la méthode de volume fini). Ces maillages sont : soit des maillages triangulaires (tétraédriques en 3D), soit des maillages structurés interprétés en format non structuré comme des rectangles (hexaèdres), pour une simulation de tous les écoulements compressibles ou incompressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques, les écoulements multiphasiques... sur les géométries industrielles.

L'analyse en 2D ou 3D montre la capacité de FLUENT à simuler les caractéristiques de l'écoulement autour des tuyères supersonique. Ce problème est résolu en utilisant les équations d'Euler.

IV.1.2. Phases de simulation

IV.1.2.1. Création de la géométrie

La création de la géométrie se fait en insérant les coordonnées du profil de la tuyère dans le Design Modeler, ces Coordonnés ont été divisé par 04 segments (Courbes, Up, Down,Left,Right), pour créer le corp surfacique de la tuyère(en commençant par le Col). (Fig. IV.1).

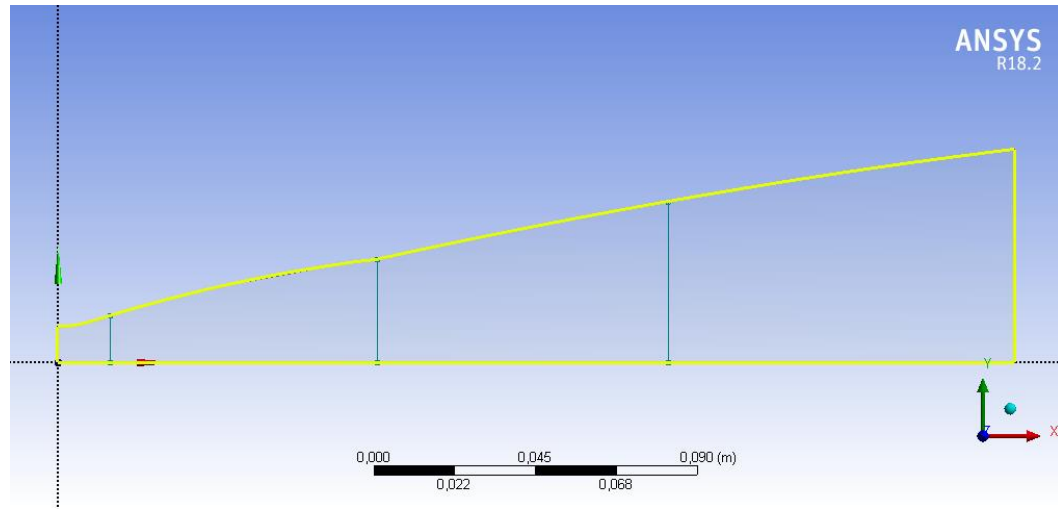


Fig. IV.1. Création du Profil avec Design Modeler

Après avoir Créé le profil de la tuyère on génère le corps surfacique avec le design Modeler (Fig. IV.2.).

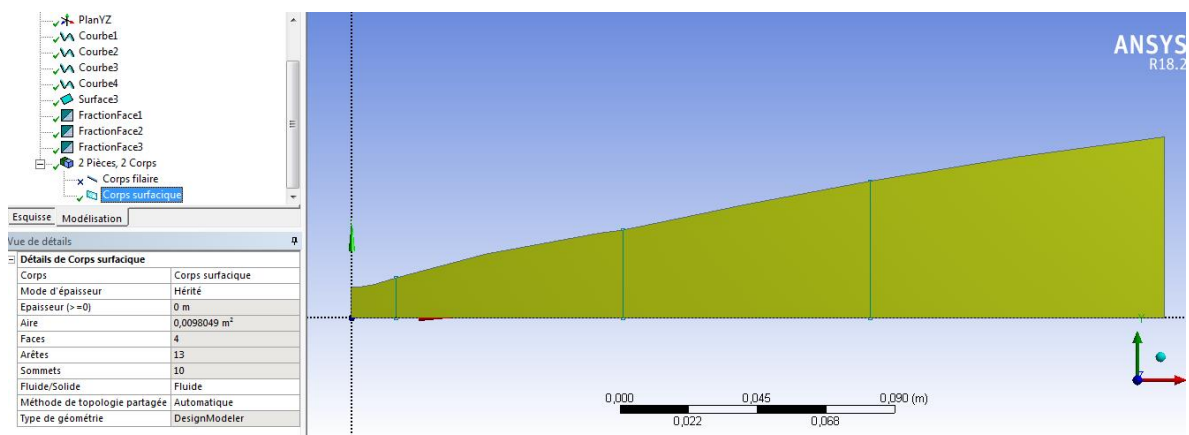


Fig. IV.2. Génération du corps surfacique Avec le Design Modeler.

La simulation est effectuée sur une tuyère deux dimensions axisymétriques, alors dans le but de minimiser le nombre de mailles, on se contente de faire la simulation sur une partie de la tuyère. Il en résulte une minimisation des erreurs machines et du temps de calcul. La figure (Fig. IV.3) montre la géométrie à simuler :

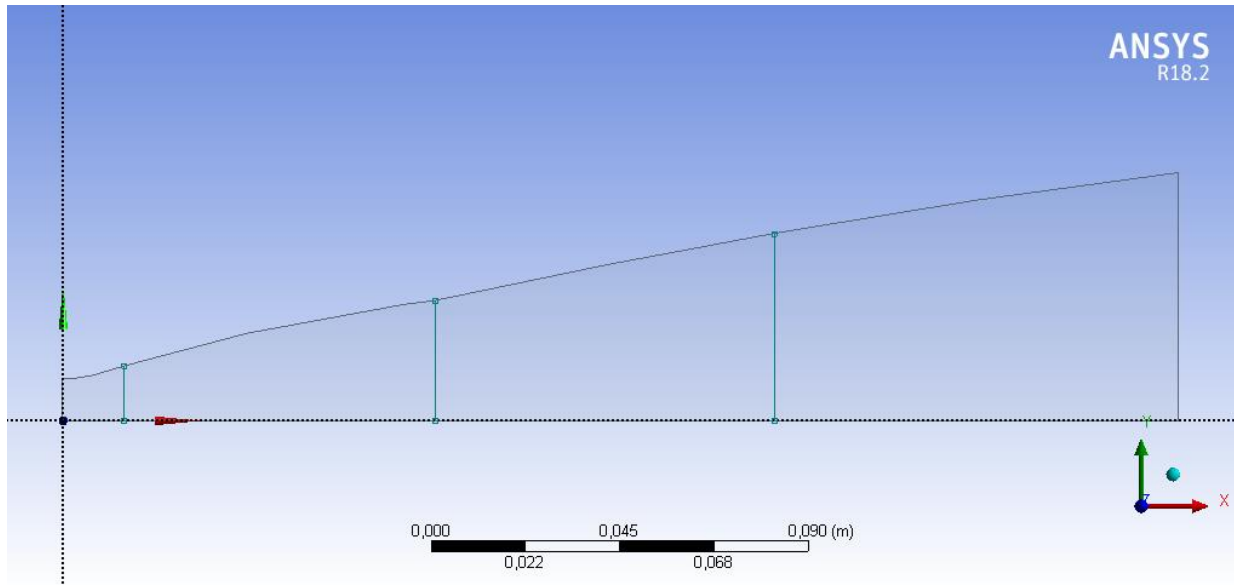


Fig. IV.3. Tuyère axisymétrique.

IV.1.2.2. Maillage de la géométrie

Pour les types de maillage, MESHING offre des formes de cellules quadrilatérales ou Triangulaires ou les deux à la fois pour des géométries en deux dimensions et des cellules tétraédriques, hexaédriques, pyramidales et parallélépipédiques pour des géométries en 3D.

L'exactitude de la solution est directement liée à la qualité du maillage qui ne doit pas comporter de distorsions (skewness) très importantes, le nombre de mailles doit aussi être minimisé et ce dans le but de minimiser les erreurs machines.

Le maillage structuré rectangulaire (2D) et quadrilatère (3D) est le meilleur maillage pour de multiples raisons ; d'abord les mailles générées ne comportent pas de distorsions importantes et aussi le nombre d'éléments est inférieur par rapport aux autres types de maillage.

Pour que MESHING puisse mailler Notre géométrie nous avons divisé notre tuyère en 4 surfaces (Multi bloque), pour procéder a un maillage de faces (**Fig. IV.4**).

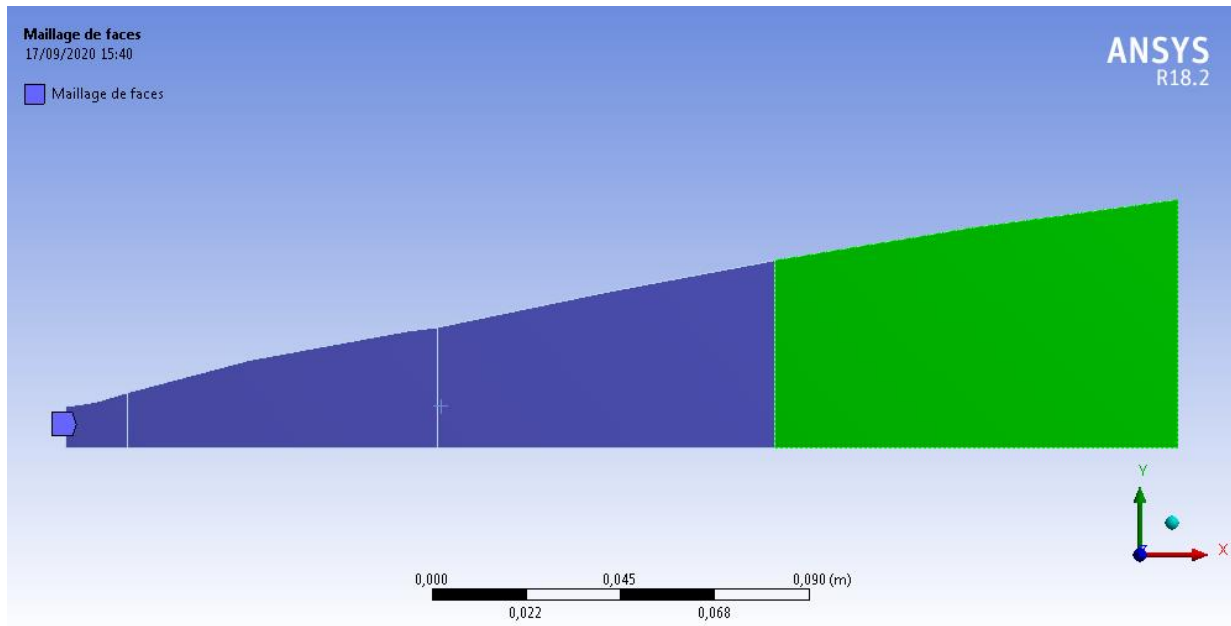


Fig. IV.4. Création de surfaces (Blocs) sur MESHING en 2 dimensions.

Ensuite on doit Nommer la sélection des Arêtes (Boundaries), Inlet,Outlet, Axis and Wall (**Fig. IV.5**).

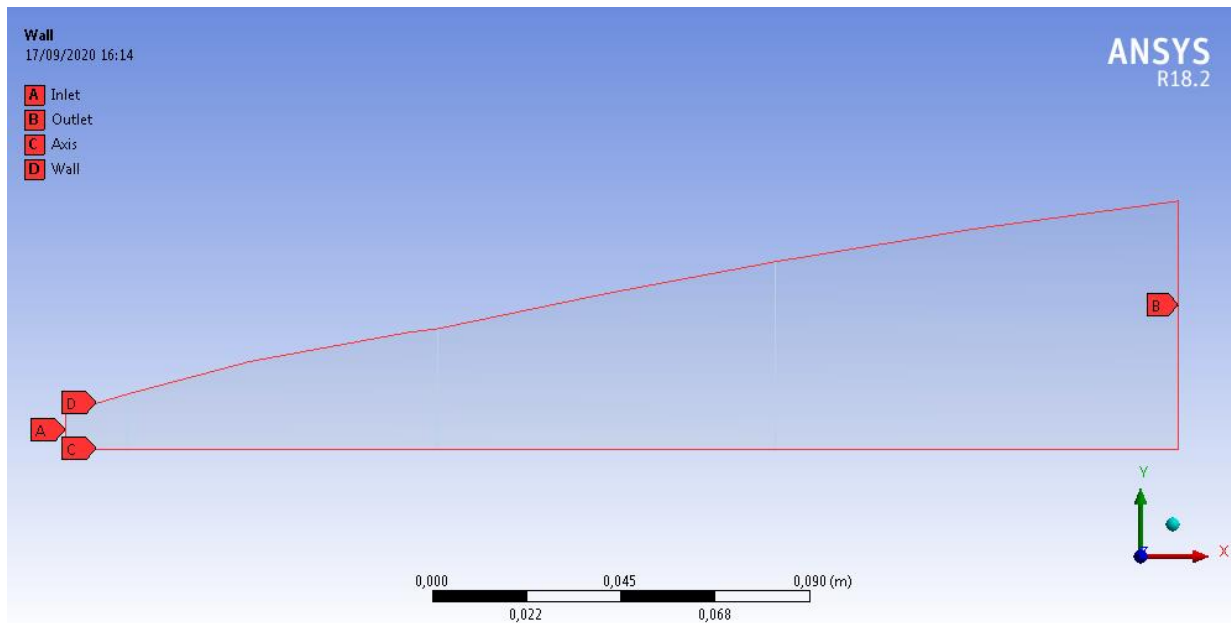


Fig. IV.5. Création de Sélection Nommés.

On procède à la génération du maillage étape par étape en choisissant le nombre de divisions sur les Cinq arêtes verticales, ensuite le nombre de division sur les arêtes horizontales (axis), le nombre de division sur la paroi (Wall), on fait un raffinement au niveau du col et la paroi, et on finira par le maillage de faces (4 faces) avec 613899 Nœuds (**Fig. IV.6**)

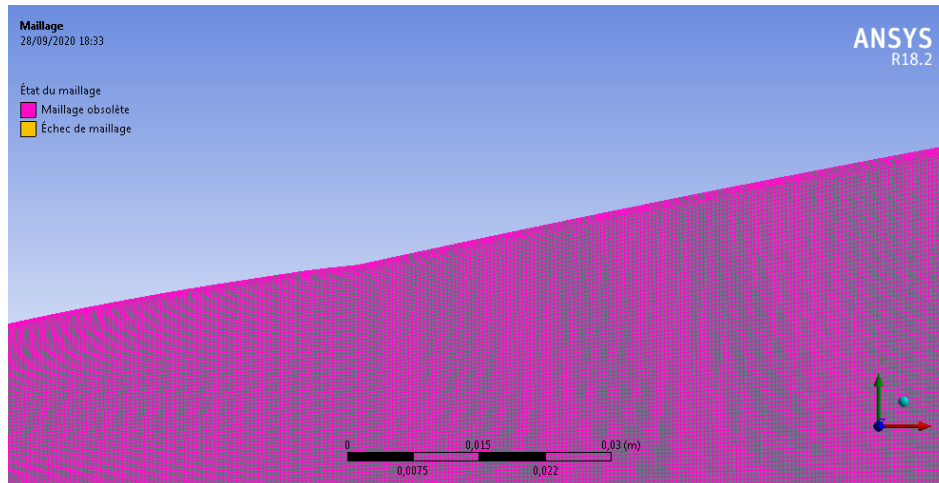


Fig. IV.6. Maillage structuré sur MESHING raffiné au paroi

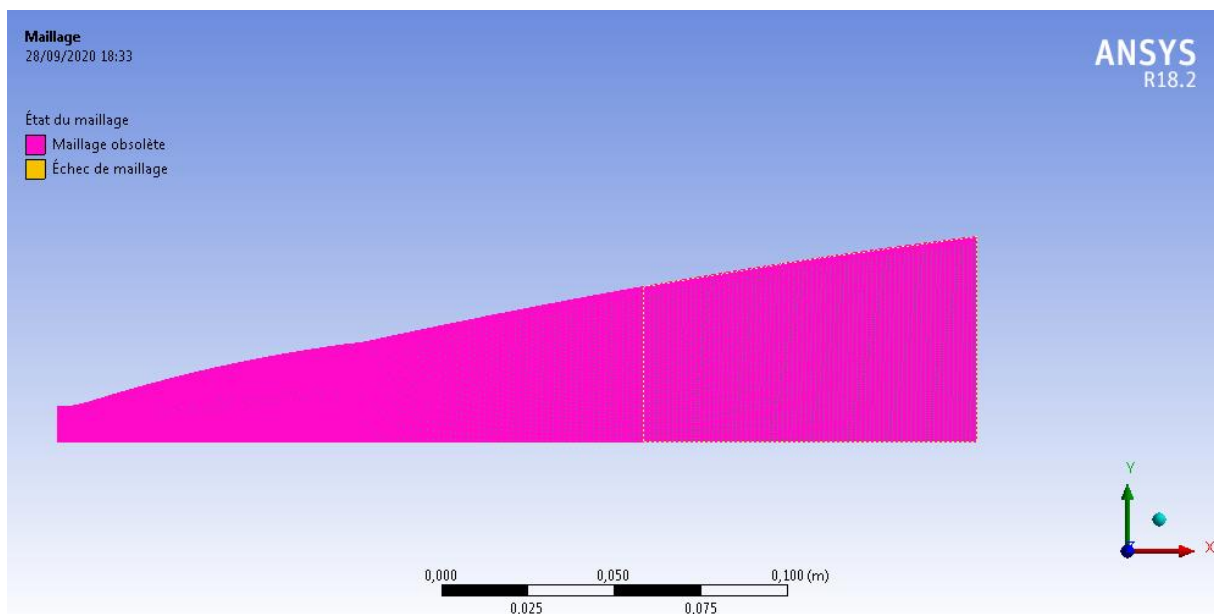


Fig. IV.7. Maillage structuré quadrilatère sur MESHING.

Lorsque le maillage est Généré, on ferme le MESHING et on ouvre le fluent, le maillage généré se chargera automatiquement sur le fluent (Enregistré dans le projet initial de la tuyère).

IV.1.2.3. Résolution par FLUENT

L'étape de la résolution est effectuée avec le solveur Fluent. Ce dernier fournit, en générale, de bons résultats en simulation des écoulements internes .on ouvre notre maillage à l'aide de la fonction Read MESH (**Fig. IV.8**).

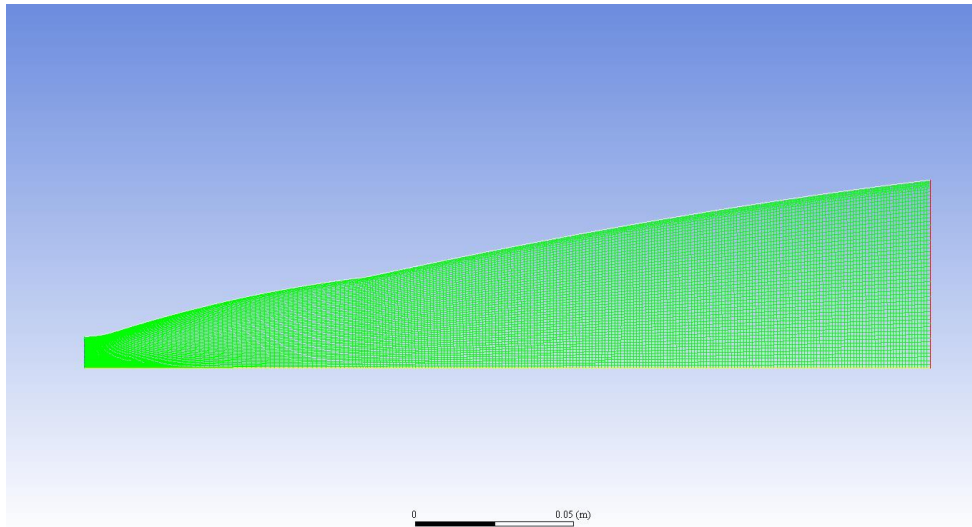


Fig. IV.8. Maillage structure quadrilatère sur FLUENT.

Après avoir vérifié la qualité de notre maillage et choisir notre modèle de calcul et le type de matériaux utilisé on fait entrer les conditions au limites à l'aide de la fonction Boundry Conditions (**Fig. IV.9**).

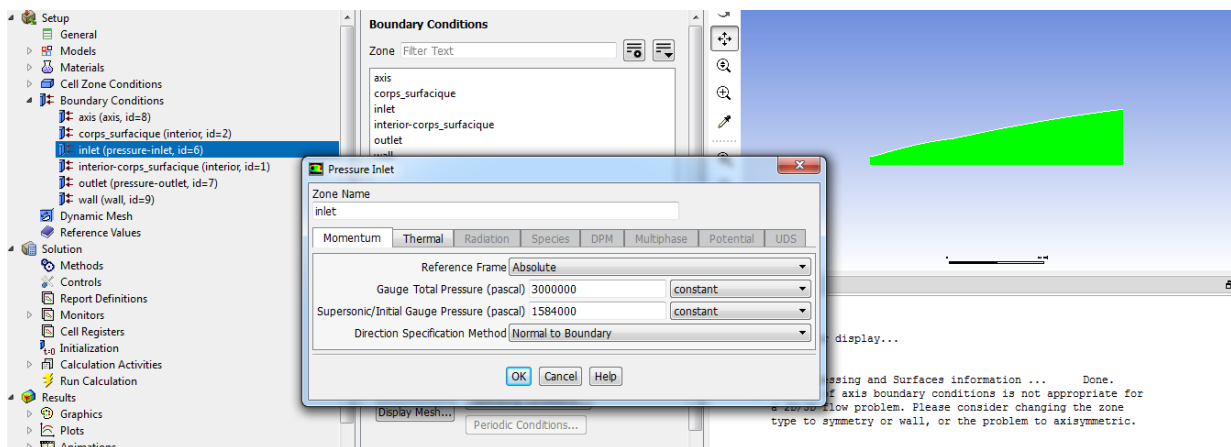


Fig. IV.9. Condition aux limites sur fluent.

Ensuite après avoir choisis la méthode de calcul et le nombre d'itération on lance le calcul à l'aide de la fonction Run Calculation (**Fig. IV.10**).

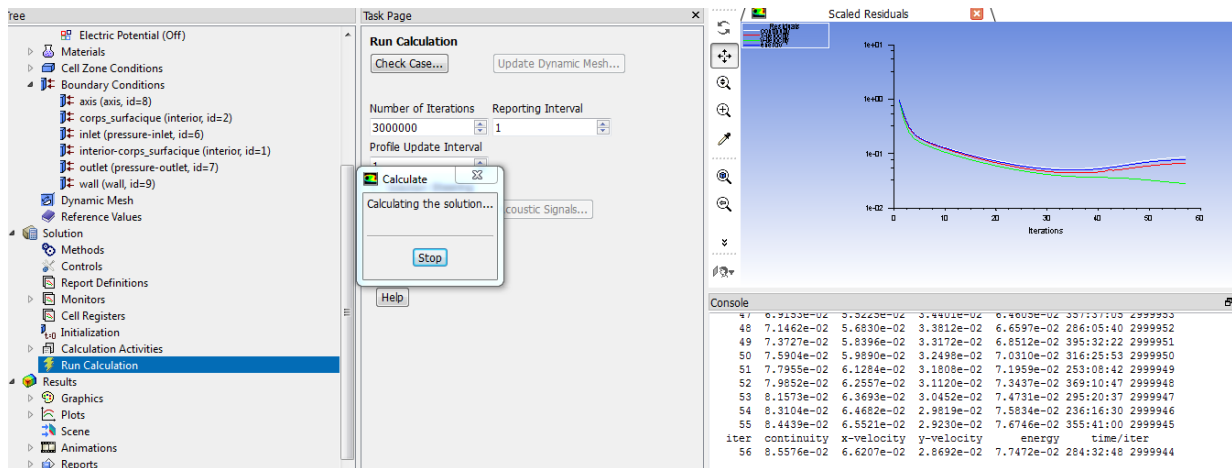


Fig. IV.10. Le graphe des résiduelles de notre simulation.

A partir des graphes des résiduelles on peut dire que les calculs convergent, puisque la figure(III.35) montre que les résiduelles diminuent d'une manière continue. Pour être certain de la convergence, on fait la différence du flux entrant et sortant. (Fig. IV.11).

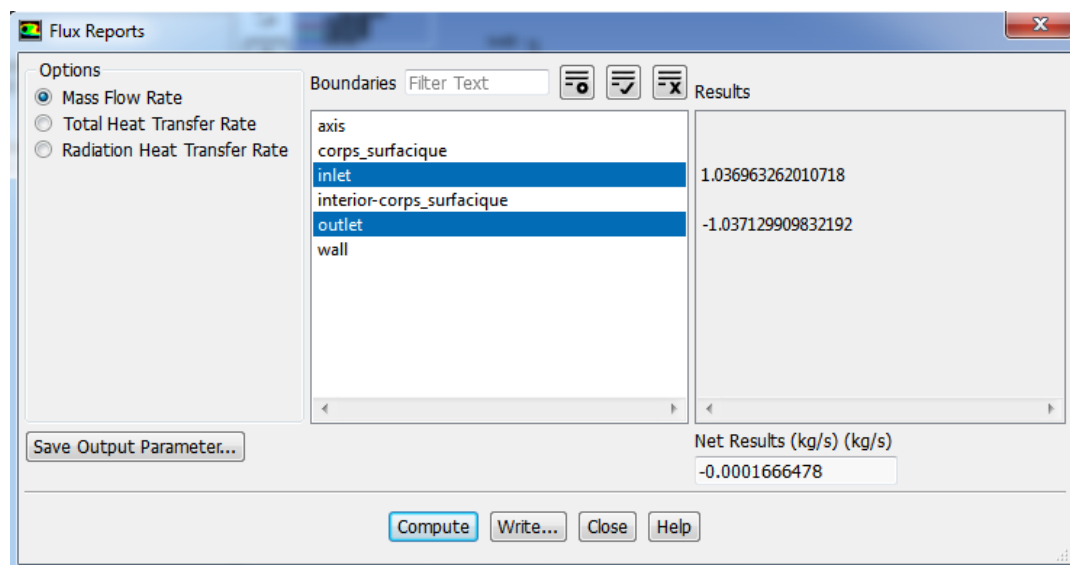


Fig. IV.11. Critère de convergence.

IV.1.2.4. Simulation de la tuyère double galbe a Haute Température

Dans cette partie nous avons suivis les même étapes de la partie précédente, seulement nous avons pris en considération le changement de C_p en fonction de la température et cela en faisant introduire les coefficients du polynôme d'interpolation de l'équation (II.21).

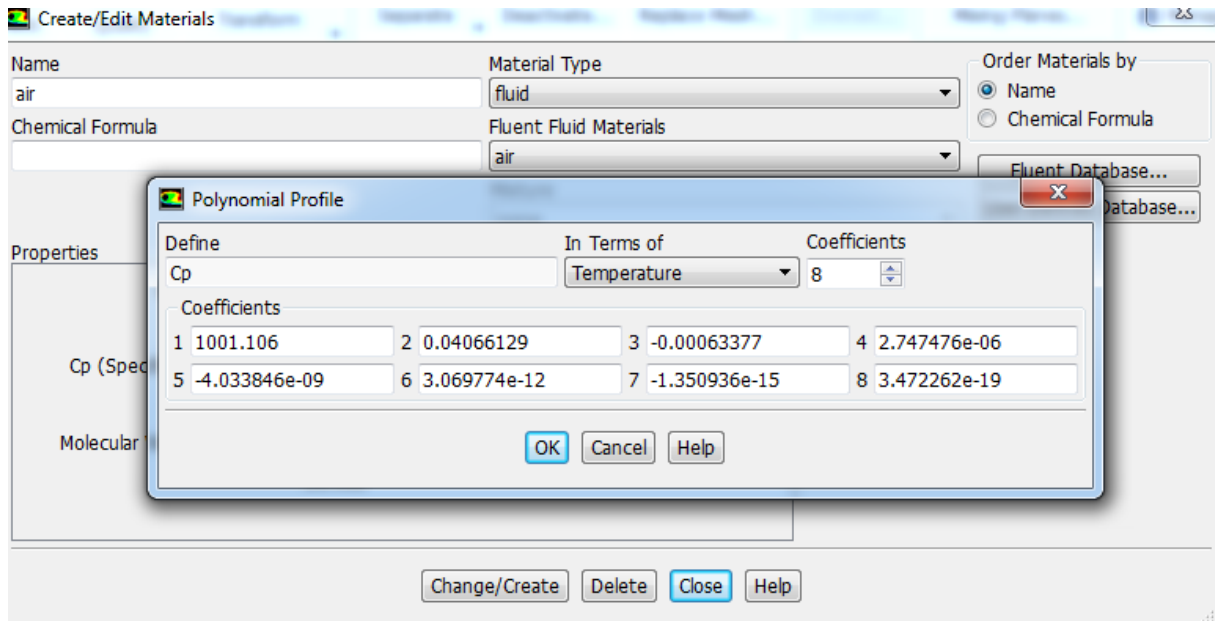


Fig. IV.12. Coefficients du polynôme d'interpolation dans le Fluent

IV.1.2.5. Visualisation des paramètres

Enfin après avoir la convergence on procède à la visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours) à l'aide de la fonction Graphics and Animations ou sous forme de graph à l'aide de la fonction Plots (**Fig. IV.13**).

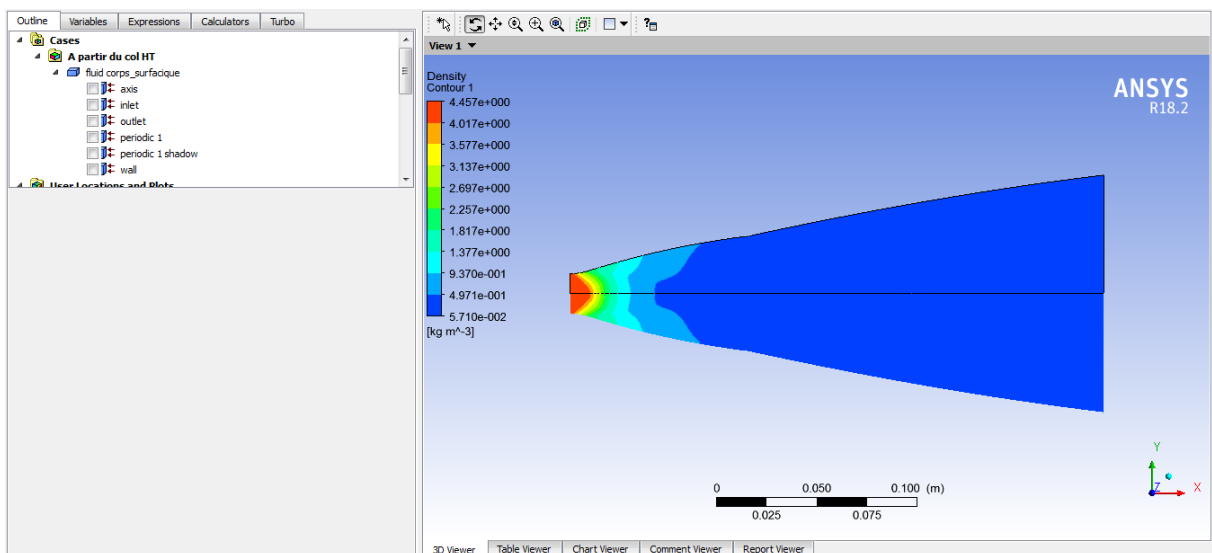


Fig. IV.13. La visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours)

IV.2. Résultats et Discussions de La Simulation

IV.2.1. Premier Cas : Gaz Parfait

Condition aux limites: les conditions aux limites utilisées dans le Premier cas sont représenté dans le tableau suivant:

Modèle	2D, axisymétrique, permanent
Solveur	Couplé, implicite
Fluide	Air, loi des gaz parfaits
Conditions aux limites à l'entrée	Pression d'entrée $\begin{cases} P_0 = 3000000 \text{ Pa} \\ P_S = 1584000 \text{ Pa} \\ T_T = 330 \text{ K} \end{cases}$
Conditions aux limites à la sortie	Pression de sortie $\begin{cases} P_S = 3890 \text{ Pa} \\ T_T = 330 \text{ K} \end{cases}$
Parois	Wall (paroi adiabatique)

fig. IV.14. Représentation des conditions aux limites (Gaz Parfait)

IV.2.1.1. Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère (GP)

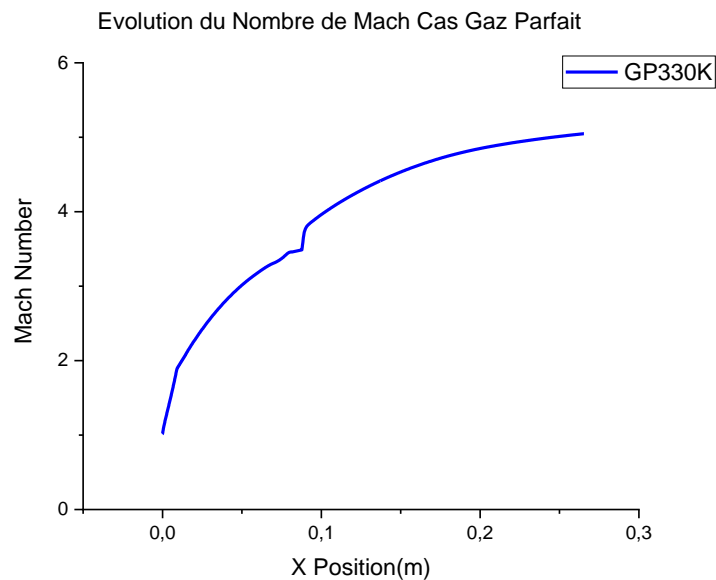


fig. IV.15. Evolution de la Courbe du Nombre de Mach dans la tuyère (GP)

La courbe ci-dessus représente l'évolution du Nombre de Mach (cas gaz parfait) sur la paroi de la tuyère. on remarque que le nombre de Mach augmente rapidement dans la zone d'expansion initiale, puis lentement dans la partie divergente du premier Galbe, ensuite au niveau du point de jonction on voit une augmentation brusque du Nombre de Mach qui prend deux valeurs (de $M=3.5$ à $M=4$) dû à l'onde de détente centrée en ce point et dans le reste de la tuyère l'augmentation est moins rapide, jusqu'à atteindre le Nombre de Mach à la sortie égal à 5.5.

Dans cette partie de la tuyère (deuxième galbe), la courbe a tendance à se redresser horizontalement pour rester constante ce qui coïncide avec les résultats obtenus par la méthode des caractéristique[29], la différence réside au niveau du point de jonction où la détente est plus accentuée.

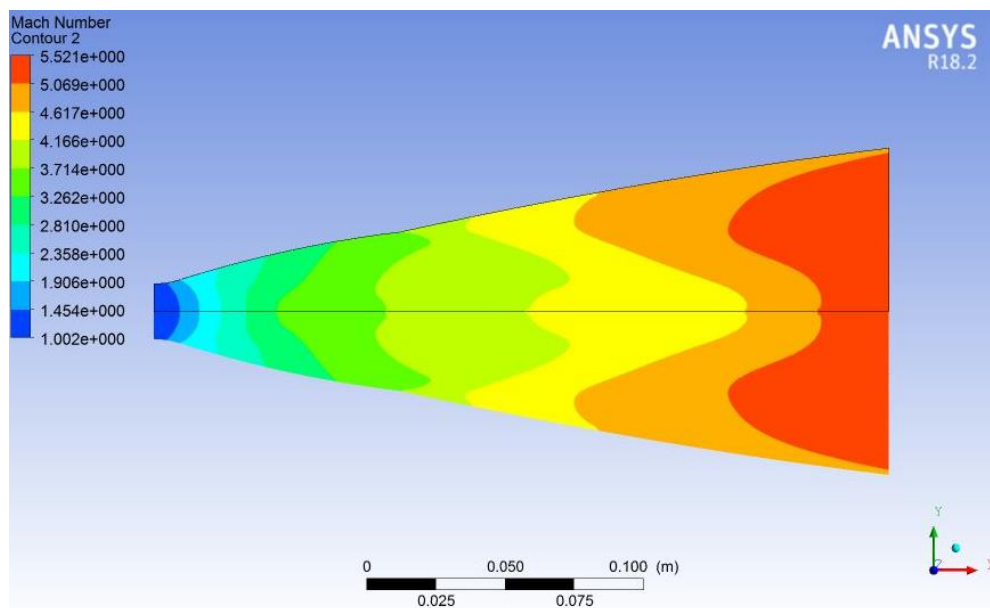


Fig. IV.16. Contour d' évolution du Nombre de Mach dans la tuyère (GP)

La figure ci-dessous représente l'évolution du contour du Nombre de Mach dans notre tuyère depuis l'entrée jusqu'à la sortie. Le Contour du Nombre de Mach évolue d'une manière Croissante depuis le col (la zone bleu Ou $M=1$) jusqu'à la sortie de la tuyère (zone rouge) ou le nombre de Mach atteint 5.5, et cela sans perte de vitesse sur la paroi vu qu'on a traité le cas d'un écoulement Non Visqueux.

IV.2.1.2. Evolution de la pression statique dans la tuyère (GP)

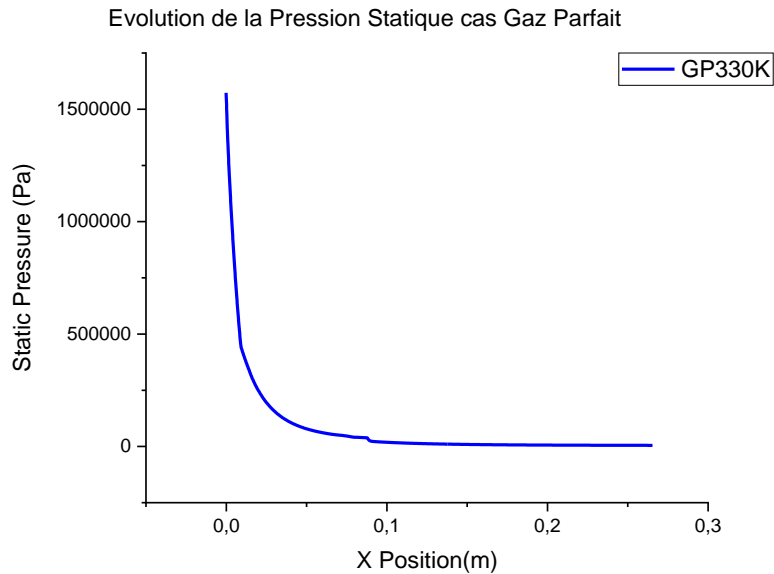


fig. IV.17. Evolution de la Courbe de Pression Statique dans la tuyère (GP)

La courbe ci-dessus représente l'évolution de la pression statique (cas gaz parfait) sur la parois de la tuyère. la Pression Statique diminue rapidement au niveau du col et dans la zone d'expansion initiale puis lentement dans la partie divergente du premier galbe, ensuite au niveau du point de jonction on voit une légère chute de pression en ce point qui prend deux valeurs dû à l'onde de détente centrée en ce point et dans le reste de la tuyère, elle diminue lentement jusqu'à atteindre la pression de sortie imposée dans le calcul 3890 (Pa).

Dans cette partie de la tuyère (2ème galbe), la courbe de la pression Statique a tendance a se redresser horizontalement ce qui est le cas des tuyère Double Galbe. On voit bien que l'évolution la Pression Statique est l'inverse du Nombre de Mach, lorsque la pression diminue le Nombre de Mach augmente.

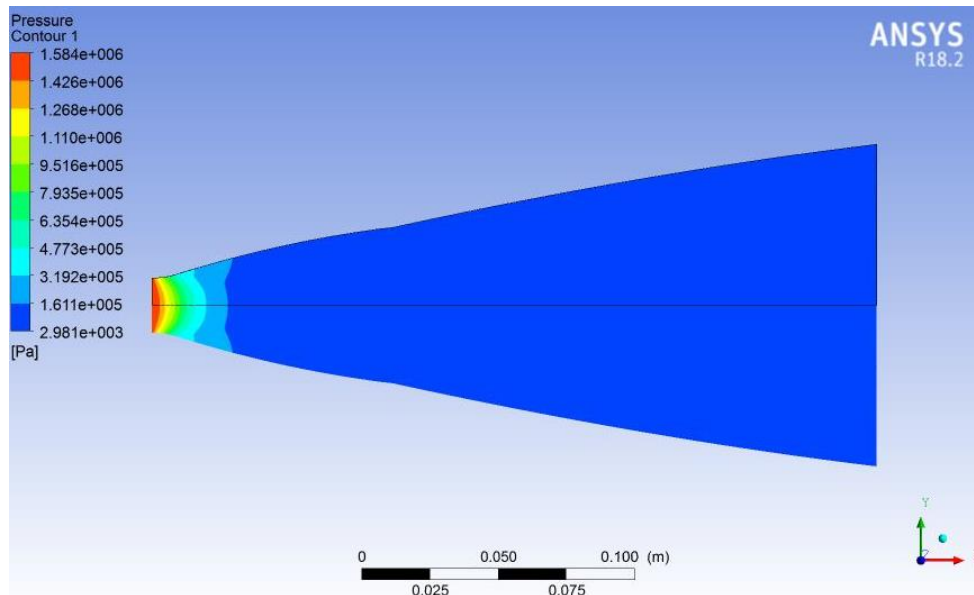


Fig. IV.18. Contour d' évolution de la Pression Statique dans la tuyère (GP)

la figure ci-dessous représente le Contour de l'évolution de la Pression Statique sur la parois de Notre tuyère depuis l'entrée jusqu'à la sortie. Le Contour de la Pression Statique évolue d'une manière décroissante depuis le col (la zone en rouge) jusqu'à la sortie de la tuyère (zone bleu).

IV.2.1.3. Evolution de la Densité (GP)

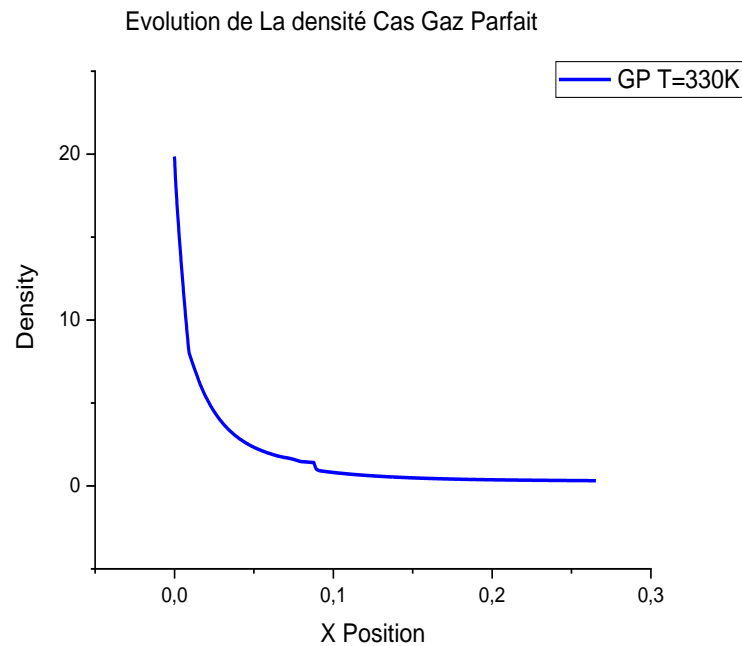


fig. IV.19. Evolution de la Courbe de La Densité dans la tuyère (GP)

La courbe ci dessus représente l'évolution de la Densité (cas gaz parfait) sur la parois de la tuyère. l'évolution de cette courbe est similaire a celle de la Pression Statique.

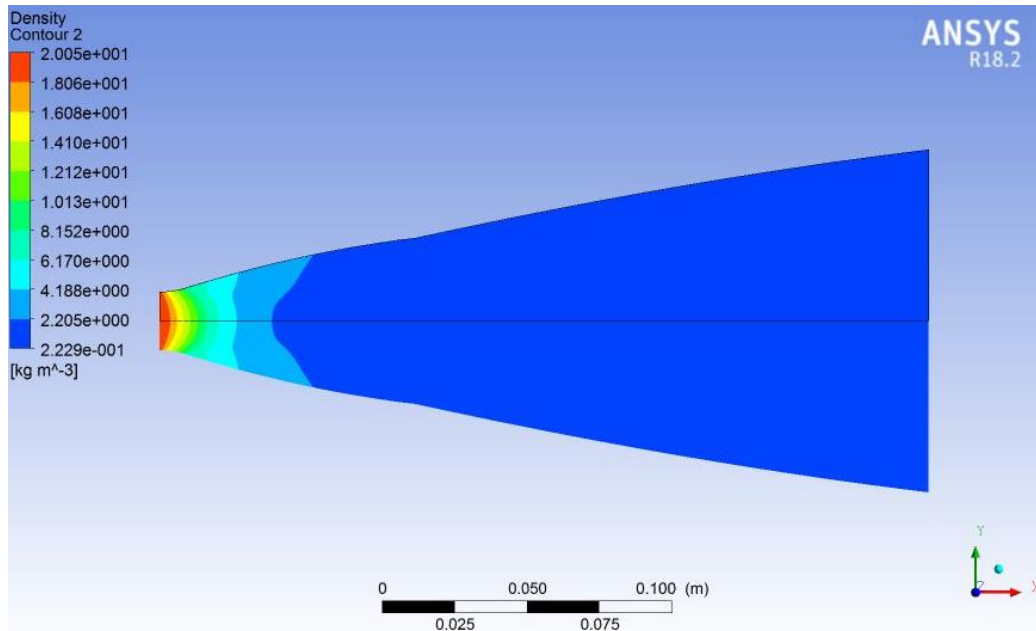


Fig. IV.20. Contour d'évolution de la Densité dans la tuyère (GP)

La figure ci-dessous représente le Contour de l'évolution de la Densité à travers notre tuyère depuis l'entrée jusqu'à la sortie. Le Contour de la Densité évolue d'une manière décroissante depuis le col (la zone en rouge) jusqu'à la sortie de la tuyère (zone bleu). On sait que La densité est maximale au niveau de la chambre de combustion, donc plus on s'éloigne de la chambre plus elle diminue, dans le cas de la tuyère l'évolution de la densité est la même que celle de la pression vu que la pression dépend de la densité.

IV.2.2. Deuxième Cas : Haute Température

Condition aux limites: les conditions aux limites utilisées dans le Premier cas sont représenté dans le tableau suivant:

Modèle	2D, axisymétrique, permanent
Solveur	Couplé, implicite
Fluide	Air, loi des gaz parfaits
Conditions aux limites à l'entrée	Pression d'entrée
	$P_0 = 5200000 \text{ Pa}$
	$P_s = 1584000 \text{ Pa}$
	$T_T = 1000 : 2000 : 3000 \text{ K}$
Conditions aux limites à la sortie	Pression de sortie
	$P_s = 6464 \text{ Pa}$
	$T_T = 1000 : 2000 : 3000 \text{ K}$
Parois	Wall (paroi adiabatique)

Fig. IV.21.Représentation des conditions aux limites (Haute Température)

IV.2.2.1. Evolution du Nombre de Mach dans la tuyère (HT)

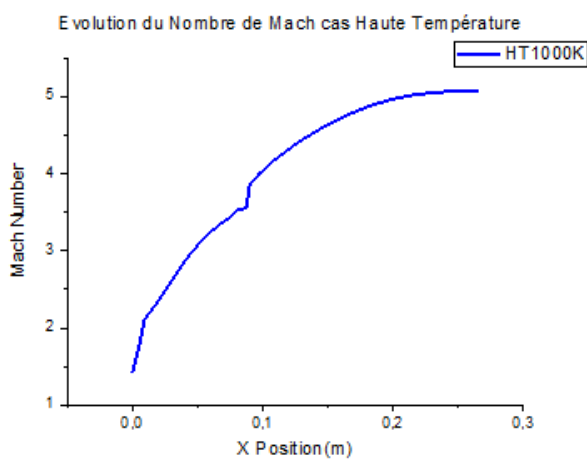


fig. IV.22.a. T=1000K

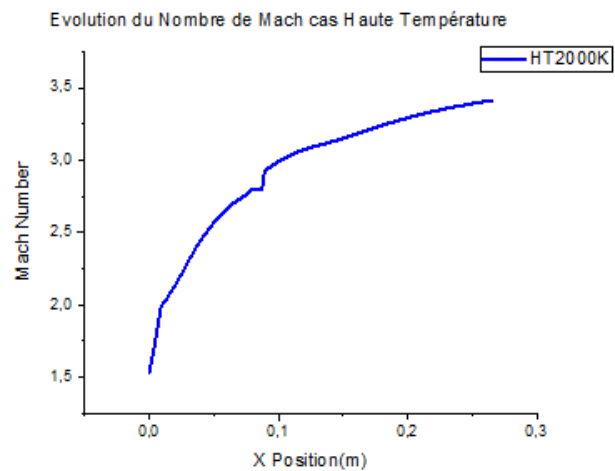


fig. IV.22.b. T=2000K

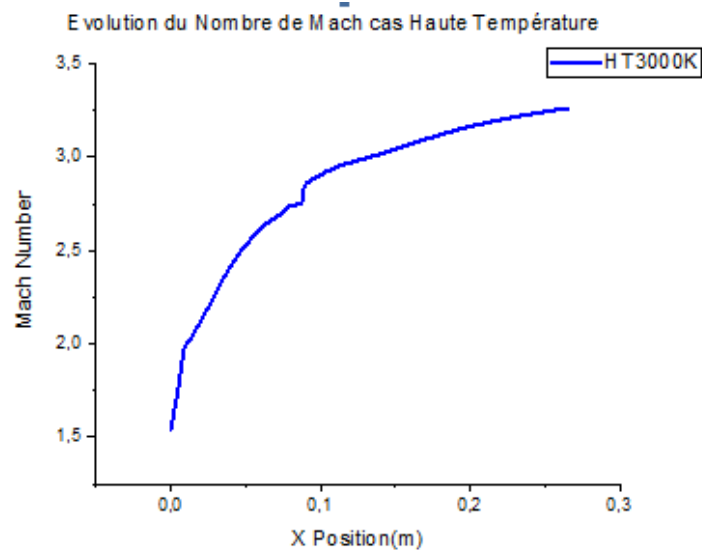


Fig. IV.22.c. T=3000K

On remarque que les courbes du Nombre de Mach évoluent de la même manière à T=1000K, T=2000K et T= 3000K, augmentation rapide dans la zone d'expansion initiale, augmentation brusque au niveau du point de jonction qui prend deux valeurs dû à l'onde de détente centrée et une augmentation lente qui a tendance à se stabiliser dans une certaine valeur dans le deuxième galbe.

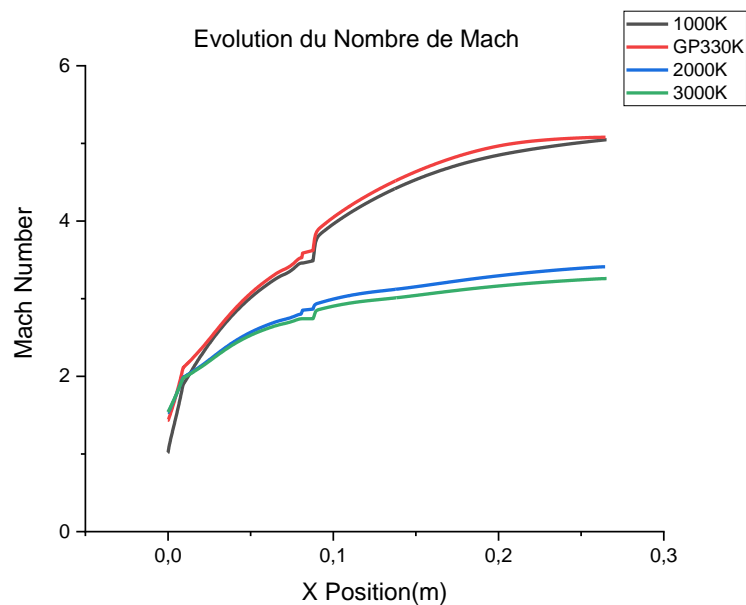


fig. IV.22. Evolution des Courbes du Nombre de Mach dans la tuyère (HT)

La figure ci-dessus représente l'évolution du Nombre de Mach à Haute température des différents cas (T=1000K:T=2000K:T=3000K et le cas GP330K), Pour le Cas ou

$T=1000\text{K}$ on a $M=5$ a la sortie de la tuyère, pour le Cas ou $T=3000\text{K}$ on a $M=3$ a la sortie de la tuyère,

Donc ce que on peut dire par ce graph c'est que plus on augmente la Température a l'entrée de la tuyère plus le Nombre de Mach diminue a la sortie de la tuyère. A partir de $T=3000\text{K}$ nous avons remarqué une superposition des courbes, c'est pour cela qu'on s'est arrêté a cette température.

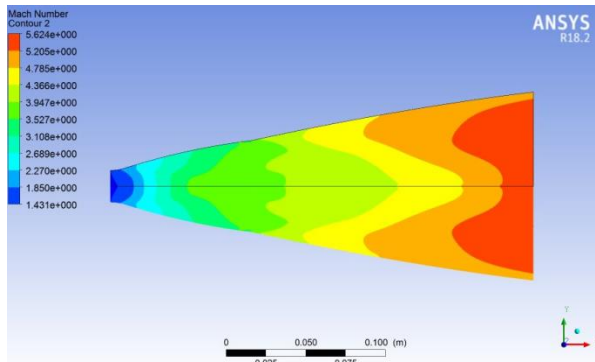


Fig. IV.23.a. $T=1000\text{K}$

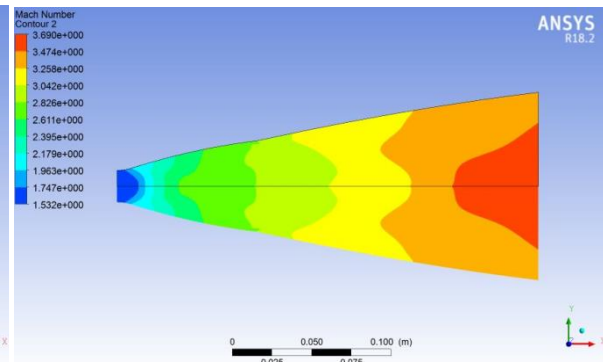


Fig. IV.23.b. $T=2000\text{K}$

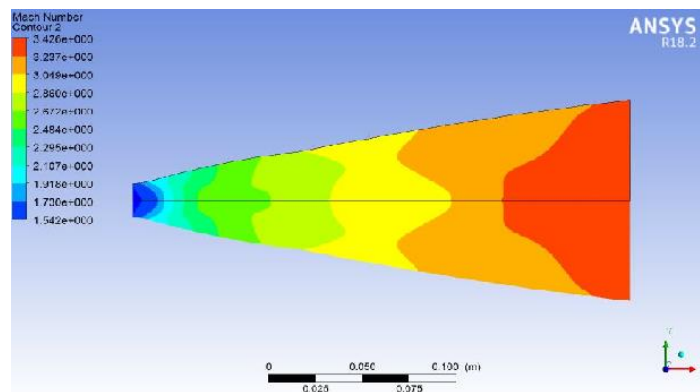


Fig. IV.23.c. $T=3000\text{K}$

Fig. IV.23. Contours d'évolution du Nombre de Mach dans la tuyère (HT)

les figures ci-dessus représentent les contours d'évolution du Nombre de Mach sur la parois de la tuyère à $T=1000\text{K}$: $T=2000\text{K}$: $T=3000\text{K}$. L'évolution de ces contours est similaire a celui du cas parfait (évolution croissante).

IV.2.2.2. Evolution de la pression statique dans la tuyère (HT)

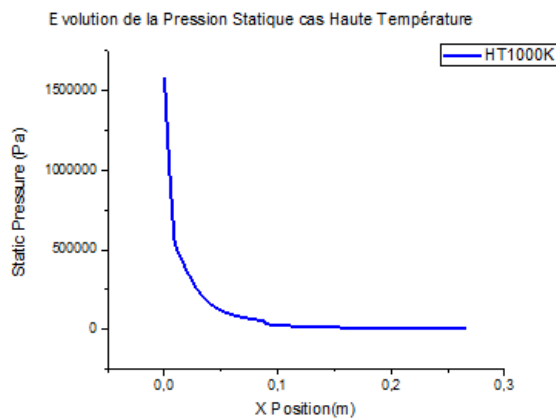


fig. IV.24.a.

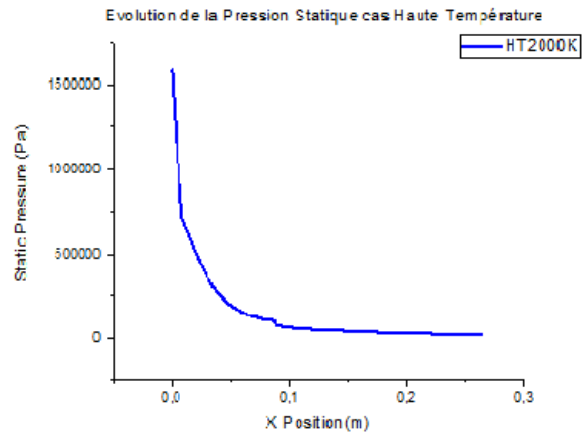


fig. IV.24.b.

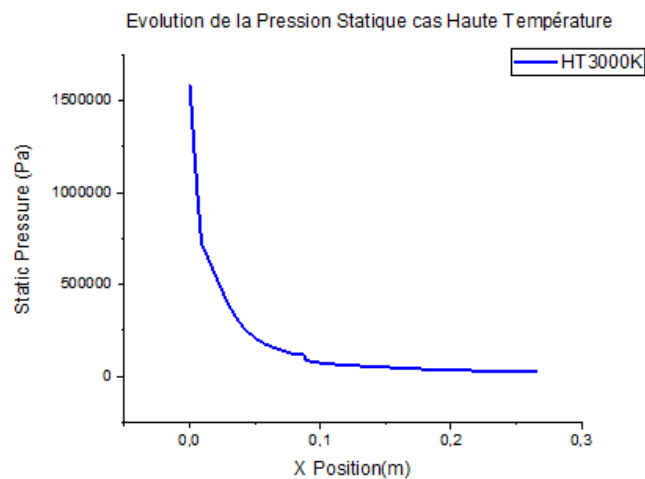


fig. IV.24.c.

On remarque que les courbes de la Pression Statique évoluent de la même manière à $T=1000K$, $T=2000K$ et $T=3000K$, diminution rapide dans la zone d'expansion initiale, diminution brusque au niveau du point de jonction qui prend deux valeurs dû à l'onde de détente centrée et une lente diminution qui a tendance à se stabiliser à une certaine valeur imposée dans le calcul à la sortie de la tuyère (cas des tuyères double galbe).

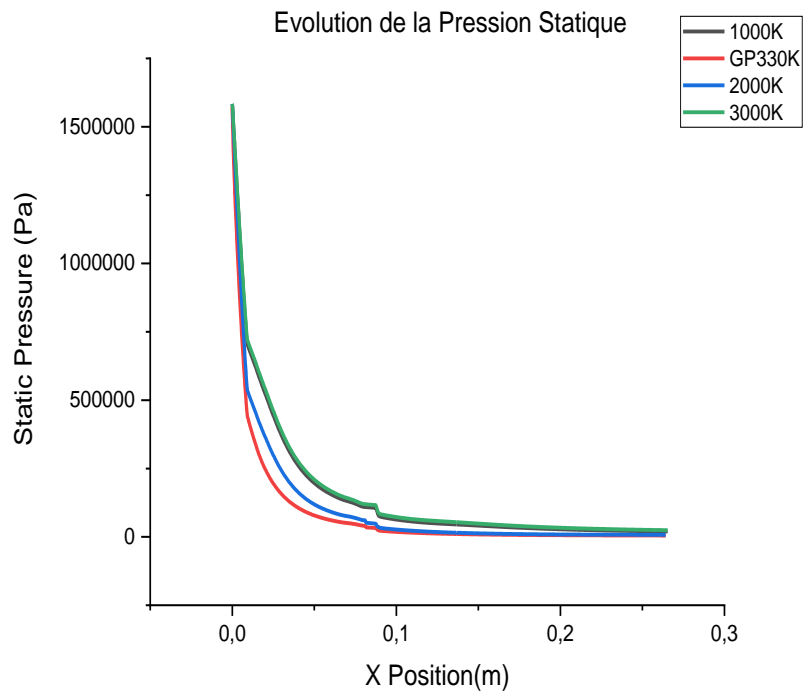


fig. IV.24. Evolution des Courbes de Pression Statique dans la tuyère (HT)

La figure ci-dessus représente l'évolution de la Pression Statique à Haute température des différents cas ($T=1000K$: $T=2000K$: $T=3000K$ et le cas GP330K), ce que l'on peut dire par ce graph c'est que lorsque l'on augmente la Température à l'entrée de la tuyère, la pression de sortie augmente et lorsque l'on diminue la température à l'entrée, la pression de sortie diminue. A partir de $T=3000K$ nous avons remarqué une superposition des courbes c'est pour cela qu'on s'est arrêté à cette température.

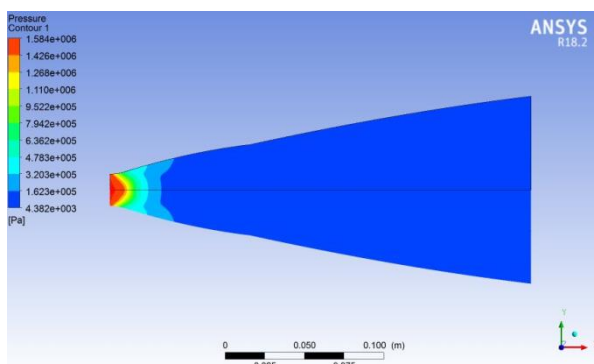


Fig. IV.25.a.

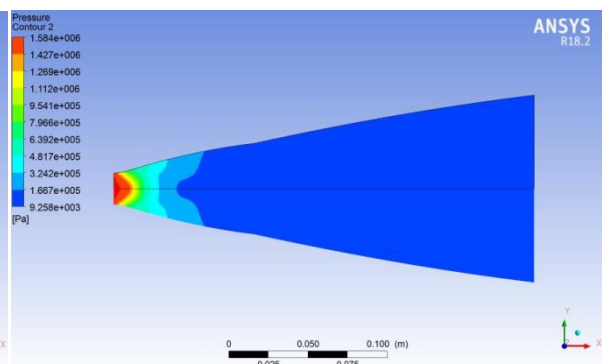


Fig. IV.25.b.

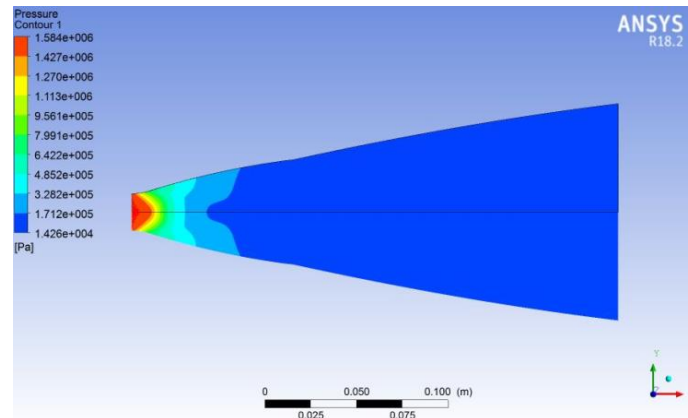


Fig. IV.25.c.

Fig. IV.25. Contour d' évolution de La Pression Statique dans la tuyère (HT)

les figures ci-dessus représentent les contours d'évolution de la Pression Statique sur la parois de la tuyère à $T=1000K$: $T=2000K$: $T=3000K$.

L'évolution de ces contours est similaire à celui du cas Gaz Parfait (évolution décroissante).

IV.2.2.3. Evolution de la Densité (HT)

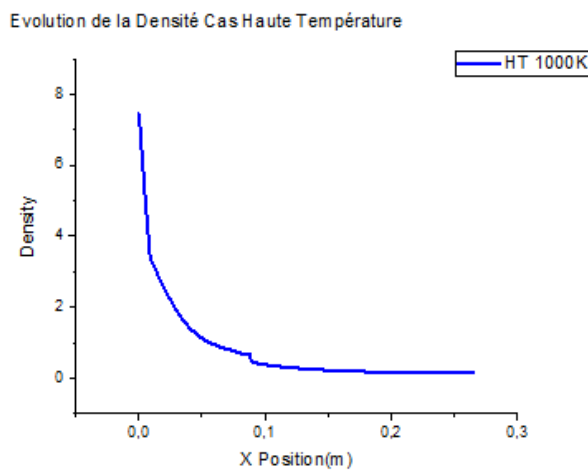


fig. IV.26.a.

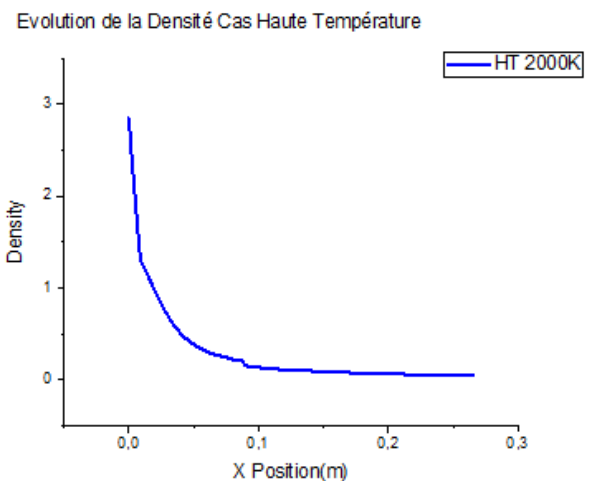


fig. IV.26.b.

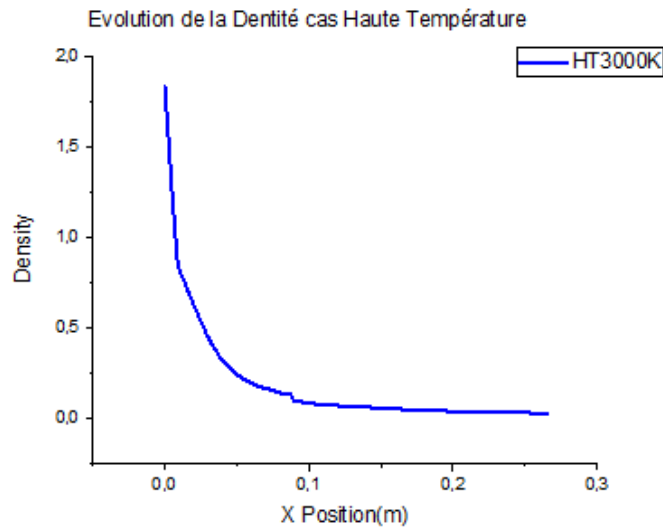


fig. IV.26.c.

On remarque que les courbes de la Densité évoluent de la même manière à $T=1000K$, $T=2000K$ et $T=3000K$, diminution rapide dans la zone d'expansion initiale, diminution brusque au niveau du point de jonction qui prend deux valeurs dû à l'onde de détente centrée et une lente diminution qui a tendance à se stabiliser à une certaine valeur (cas des tuyères Double Galbe).

ss

fig. IV.26. Evolution des Courbes de Densité dans la tuyère (HT)

La figure ci-dessus représente l'évolution de la Densité à Haute Température des différentes cas ($T=1000K$: $T=2000K$: $T=3000K$ et le cas GP330K),

ce que on peut dire par ce graph c'est que lorsque on augmente la Température à l'entrée de la tuyère, la Densité à la sortie augmente et lorsque on diminue la température à l'entrée, la Densité à la sortie diminue. A partir de $T=3000K$ nous avons remarqué une superposition des courbes c'est pour cela qu'on s'est arrêté à cette température. Vu que l'évolution des courbes de la Densité dépend toujours des pressions donc on a la même évolution de la pression.

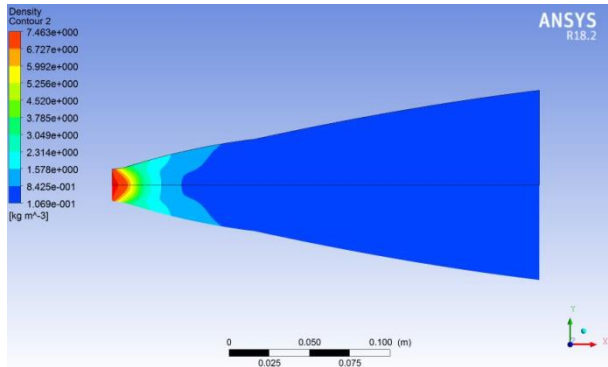


Fig. IV.27.a.

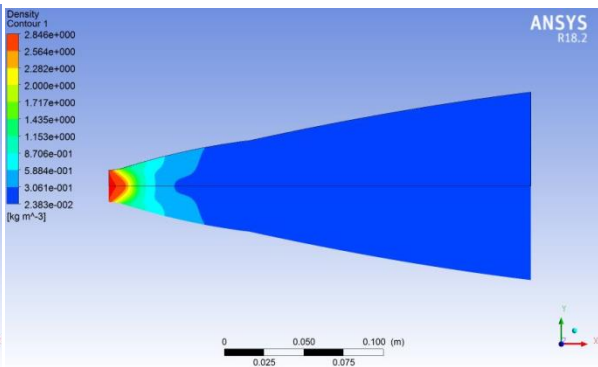


Fig. IV.27.b.

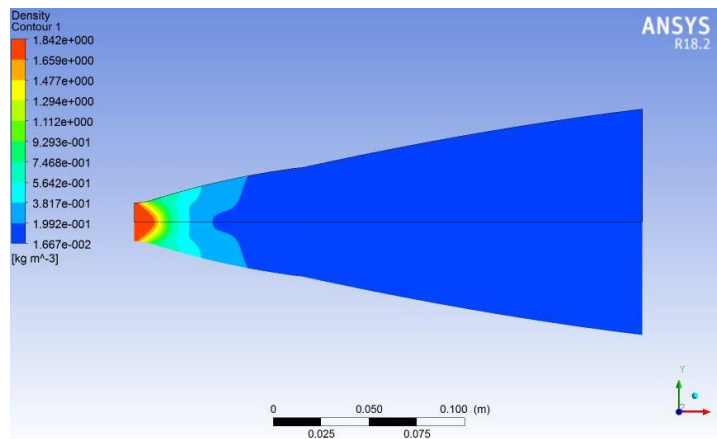


Fig. IV.27.c.

Fig. IV.27. Contours d'évolution de La Densité dans la tuyère (HT)

les figures ci-dessus représentent les contours d'évolution de la Densité sur la parois de la tuyère à $T=1000K$: $T=2000K$: $T=3000K$.

L'évolution de ces contours est similaire à celui du cas Gaz Parfait (évolution décroissante).

Conclusion générale

Le travail présenté dans ce mémoire est une Etude Numérique (CFD) d'un écoulement dans une tuyère Double Galbe à Haute Température, vu que ce type des tuyères est jusqu'à présent en phase d'étude, on a voulu voir le comportement des paramètres (Nombre de Mach, Pression et Densité) d'écoulement dans cette tuyère à Haute Température.

Il s'agit d'une simulation numérique avec le logiciel de conception assisté par ordinateur Ansys 18.2, qui s'est déroulé en Quatre Phases dont : la création de la géométrie surfacique, le maillage de la géométrie, la résolution par Fluent et la visualisation. Les résultats obtenus ont été comparé à ceux obtenus pour un gaz parfait.

Pour le cas d'un gaz parfait, les résultats obtenus sont représentés en termes de courbes représentant les distributions de la pression et du Nombre de Mach le long des parois de la tuyère double galbe étudiée ainsi que la densité des gaz. Ils montrent une détente des gaz de combustion se faisant normalement pour tous les cas. Celle-ci se réalise d'une manière rapide le long de l'arc de circulaire aval du col jusqu'au point d'attache (zone d'expansion). Au-delà de ce dernier, elle continue d'une manière progressive jusqu'à la sortie du premier galbe. Au point de jonction ce forme une onde de Prandtl-Meyer qui ramène le deuxième galbe à une pression d'adaptation tous le long de ce galbe. Ceci est en fait une caractéristique intrinsèque des tuyères profilées principalement dû à l'angle d'attache important choisi afin d'imposer que cette détente se fasse presque entièrement le long de l'arc circulaire aval du col, la partie restante ne servant essentiellement qu'à redresser l'écoulement afin de rendre axial et obtenir ainsi une valeur maximale pour la poussée.

Pour le cas de Hautes Températures, on a simulé l'écoulement pour trois températures différentes (1000k, 2000k et 3000k). Il a été constaté que les allures des courbes n'ont pas changé et que la logique des écoulements dans ce type de tuyère a été respectée. Néanmoins, on a remarqué, qu'en augmentant la température le nombre de mach diminue mais au-delà de 3000k, la différence devient négligeable et les courbes se superposent, Donc pour $T < 1000k$ on peut considérer l'écoulement comme Gaz parfait.

PERSPECTIVES :

Comme perspectives, nous proposons d'étendre cette étude à:

- Comparer les résultats de simulation aux résultats numérique en développant un programme fortran;
- Des tests expérimentaux pour valider d'une manière décisive une telle approche;
- Dans le domaine de l'aérothermique, il serait intéressant de développer des modèles qui prennent en compte les aspects thermiques en plus de la turbulence ;
- L'étude des charges latérales exercées sur la tuyère particulièrement au point d'inflexion est nécessaire.

Références bibliographiques

- [1] **PIERRE LAVAL**, “*Time dependent calculation method for transonic nozzle flows*”, Lecture Notes in Physics, Flow field calculations, Session IV, pp. 187 -192, 1971
- [2] **M. C. CLINE**, “*Computation of steady nozzle flow by a time dependent method*”, AIAA Journal, Vol. 12, No. 4, pp. 419-429, 1974.
- [3] **M. C. CLINE**, “*Computation of two-dimensional viscous nozzle flow*”, AIAA Journal, Vol. 14, No. 3, pp. 295-296, 1976.
- [4] **M. C. CLINE, RICHARD G. WILMOTHF**, “*Computation of High Reynolds Number Internal/External Flows*”, AIAA Journal, Vol. 21, No.2, pp. 172-173, 1982.
- [5] **M. C. CLINE**. VNAP2, “*A computer program for computation of two-dimensional, time-dependent compressible turbulent flow*”, Rapport LOS ALAMOS National Laboratory, 1981
- [6] **MARTELLI, et AL**, “*Numerical parametric analysis of dual-bell nozzle flows,*” AIAA Journal, Vol. 45, No. 3, pp. 640-650, 2007
- [7] **RAO, G.V.R.**, “*Exhaust nozzle contour for optimum thrust*”, J pro Propulsion, Vol.28, No 6, June 1958
- [8] **RAO, G.V.R.**, “*Approximation of optimum thrust nozzle contours*”, ARS Journal J30 (6), Page 561, June 1960.
- [9] **A.SHAPIRO**, “*The dynamics and thermodynamics of compressible fluid flow*”, New York: Ronald Press, 1953.
- [10] **P.THOMPSON**, “*Compressible Fluid Dynamics*”, MCGRAW-HILL, 1972.
- [11] **L.BOCCALETTO**, “*Maitrise du décollement de tuyère,Analyse du comportement d'une tuyère de type TOC et définition d'un nouveau concept: le BOCCAJET* ”,thèse de doctorat a Aix-Marseille Université, 2011.
- [22] **K.EI-KACHBOUR et B KOUDRI**, “*Simulation numérique sur les tuyères supersoniques tronquée*”,2009.
- [23] **J.OSTLUND** “*Flow processes in rocket nozzles with focus on flow separation and said load*”, technical report royal institute of technology, Stockholm,Sweden,2002.

[24] **M.HABIBALLAH** "*LIQUIDE rocket trust Chambers*", office national d'étude et le recherche aérospatiales, Chatillon, France, 2004.

[25] **T.HAMITOUCHE** et **O.DJEBBAR**, "*Développement d'une méthode de conception de profils de tuyère double galbe(Dual bell-nozzles)*", thèse de Master a l'université Saad dahleb de Blida 2014.

[26] **J.ANDERSON** "*Modern compressible Flow*", Professor of aerospace engineering, second edition, université de Maryland, college Park, 1990.

[27] **CHOUICHA Rachid**, "*Développement de la méthode des caractéristiques pour la conception des tuyères double galbe(méthode inverse)*", thèse de Master a l'université Saad dahleb de Blida 2015.

[28] **ABADA Omar**, "*conception des tuyeres supersoniques a haute temperature *type detente centree *par la methode des caracteristiques*", thèse de Magister a l'université Saad dahleb de Blida 2006.

[29] **T. Hamitouche , M. Sellam , H. Kbab and S. Bergheul** , "*Design and Wall Fluid Parameters Evaluation of the Dual-Bell Nozzle*", International Research Publication House, 2019.

[30] **Zebbiche T, Youbi Z.E**, "*Supersonic Flow parameters at High Temperature. Application for Air in Nozzle*", German Aerospace Congress, DGLR – 0256, (2005).

[31] **Zebbiche T, Youbi Z.E**, "*Supersonic Two dimentionnal Plug Nozzle Conception. Application for Air*", AIAA – 0592, (2006).

[32] **Jean Détery**, "*Traité d'aérodynamique compressible, Volume 2, écoulements monodimensionnels stationnaires et surfaces de discontinuité*", Lavoisier 2008.

[33] **Andre Lallemand**, "*Ecoulement monodimensionnel des fluides Compressibles, Techniques de l'ingénieur Génie énergétique*" – B 8 165.

[34] **Yohann Perrot**, "*étude, mise au point et validation de modèles de turbulence compressible*", Thèse de doctorat, INSA de Rouen 2006.

[35] http://www.capcomespace.net/dossiers/espace_europeen/ariane/ariane5/moteur_vulcain2.htm

[36] <http://psk.blog.24heures.ch/tag/super+dragon+v%C3%A9loce>