



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



UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA -1-

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES
DEPARTEMENT DE CONSTRUCTION

PROJET DE FIN D'ETUDES

POUR L'OBTENTION DU DIPLOME DE MASTER EN AERONAUTIQUE
SPECIALITE : PROPULSION AVION

0611016

EX2

THEME



SIMULATION DE LA VECTORISATION FLUIDIQUE
DE LA POUSSEE

➤ Présentée par : Mlle. IDOURAINE Mélissa Sarah

➤ Dirigé par : Mr. KBAB Hakim et HAMITOUCHE Toufik

Promotion: 2015 - 2016

Résumé :

L'application de l'injection fluide dans le divergent d'une tuyère supersonique pour dévier le vecteur poussée est une alternative attrayante aux systèmes classiques de vectorisation de la poussée, puisqu'elle peut se substituer aux dispositifs mécaniques complexes. Au cours de ces dernières années, cette nouvelle technologie de vectorisation a fait l'objet de nombreuses recherches expérimentales et numériques, et a trouvé d'innombrables applications dues à ses nombreux avantages. Un tel concept de vectorisation est actuellement en cours d'application sur de récents avions de combat équipés de tuyères planes. La vectorisation fluide peut trouver également son application dans les systèmes de contrôle d'altitude de satellites ; ce principe peut réduire le nombre de tuyères habituellement utilisées.

Le but de ce travail est d'étudier numériquement la vectorisation de la poussée par injection secondaire en utilisant le logiciel de simulation ANSYS-FLUENT, et aussi analyser les différents phénomènes mis en jeu. Les résultats des performances de la vectorisation (angle de déviation, efficacité, efforts latéraux...etc.) obtenus sont illustrés et comparés aux résultats des études qui ont été faites par la NASA (Administration Nationale de l'Espace et de l'Aéronautique) et par le département de génie mécanique de l'Université Des Frères Mentouri. Cette comparaison s'est montrée satisfaisante vu la concordance des résultats.

Mots clés : *écoulement supersonique, tuyère propulsive, vectorisation fluide de la poussée, contrôle par choc, injection secondaire, simulation numérique, décollement, CFD.*

Abstract:

Fluid-injection application in the divergent of a supersonic nozzle is an attractive way to produce vectored thrust since it can remove the need for complex mechanical devices. During recent years, this new vectoring technology was the subject of many experimental and numerical researches, and found the uncountable applications due to its many advantages. Such concept of thrust vectoring is currently applied for some recent jet-fighters with planar nozzles. However, fluidic thrust-vectoring may be interesting for satellite attitude control system; thrust-vectoring may reduce the number of nozzles usually used.

The purpose of this work is to numerically investigate the thrust vectoring by secondary injection using the ANSYS-FLUENT simulation software, and also analyze the different phenomena involved. The obtained vectorization -performances results (deviation angle, efficiency, lateral forces... etc.) are illustrated and compared to those of the studies that have been made by the National Aeronautics and Space Administration (NASA) and by the Mechanical Engineering Department of the University Of Brothers Mentouri . This comparison was satisfactory sight the concordance of the results.

Key words: *supersonic flow, propulsive nozzle, fluidic thrust vectoring, shock vector control, secondary injection, numerical simulation, flow separation, CFD.*

REMERCIEMENTS

Avant tout je tiens à remercier Dieu tout puissant de m'avoir donné cette foi et cette confiance en moi, ainsi que la volonté et le courage, pour atteindre cette étape importante de ma vie.

*Ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu voir le jour sans l'aide et mon encadreur **Monsieur KBAB HAKIM**, je le remercie pour la qualité de son encadrement exceptionnel, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant ma préparation de ce mémoire.*

*J'adresse également mes remerciements au doctorant **HAMITOUCHE TOUFIK** pour son soutien et son aide précieuse .*

Nos sincères remerciements vont aussi à monsieur le président et messieurs les membres du jury pour avoir expertisé notre travail et nous avoir honorés par leurs présences.

Je tiens aussi à témoigner ma sincère gratitude à tous ceux qui m'ont assistés de près ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Merci 

Dédicace

Je dédie ce modeste travail, aux êtres les plus chers, et à qui je dois reconnaissance et dévouement et en qui je ne cesserai de remercier:

À MA MAMAN

La prunelle de mes yeux, pour son soutien et son affection. Puisse DIEU, le Très Haut, t'accorder santé, bonheur et longue vie et faire en sorte que jamais je ne te déçoit.

Aucune dédicace ne saurait exprimer mon respect, mon amour éternel et ma considération pour tous les sacrifices que tu a consenti pour mon instruction et mon bien être.

Je te remercie pour tout le soutien et l'amour que tu me porte depuis mon enfance.

Sans toi je ne serai pas là où je suis maintenant

À MON ONCLE,

Pour ses encouragements et son soutien.

À TOUTE MA FAMILLE,

À MES CHERS AMIS,

Qui m'ont soutenu durant tout mon cursus universitaire en souvenir de nos éclats de rire et des bons moments. En souvenir de tout ce qu'on a vécu ensemble.

À tous ce que j'ai connu, et qui mon soutenu et qui me sont chers

IDOURAINÉ MELISSA SARAH

TABLE DES MATIERES

Résumé	
Remerciement	
Dédicace	
Table des matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
INTRODUCTION.....	1-2
CHAPITRE I : Recherche bibliographique	3- 15
CHAPITRE II : Généralité sur les tuyères	16
Introduction	16
II.1 Définition de la tuyère	16
II.2 Rôles et utilisation de la tuyère	17
<i>II.2.1 Moteurs fusés</i>	17
<i>II.2.2 Moteur avions</i>	18
<i>II.2.3 Souffleries</i>	19
II.3 Type de tuyères	19
<i>II.3.1. Tuyères conventionnelles</i>	19
➤ <i>Tuyères Coniques</i>	19
➤ <i>Tuyère à contour profilé</i>	20
➤ <i>Tuyère à noyau centrale</i>	21
<i>II.3.2. Tuyères innovantes</i>	21
➤ <i>Tuyère à section variable</i>	21
➤ <i>Tuyère à chevrons (tuyères en dents de scie)</i>	22
➤ <i>Tuyère orientable</i>	22
➤ <i>Tuyère à divergent déployable</i>	23

II.3.3. <i>Tuyères adapté en altitude</i>	23
➤ <i>Tuyère double-galbe</i>	23
➤ <i>Tuyères Auto Ajustable</i>	24
a). <i>Tuyère type bouchon (Plug nozzle)</i>	24
b). <i>Tuyère type détente déviation</i>	25
➤ <i>Tuyère à duel mode (duel mode nozzle)</i>	26
a). <i>Tuyère double col</i>	26
b). <i>Tuyère à double détente</i>	26
II.4. I'APPROCHE QUASI-MONODIMENSIONNELLE.....	27
II.4.1. <i>Rappel sur la Dynamique des gaz</i>	28
II.4.1.a. <i>Le rapport de température</i>	28
II.4.1.b. <i>Le rapport de pression</i>	28
II.4.1.c. <i>Le rapport de masse volumique</i>	29
II.4.2. <i>Les relations de rapport de section</i>	30
II.4.2.a. <i>Vitesse du son</i>	30
II.4.2.b. <i>Relation vitesse section (relation d'Hugoniot)</i>	31
II.4.2.c. <i>Rapport de section</i>	32
II.4.3. <i>Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique</i>	32
II.4.3.a. <i>Ecoulement subsonique</i>	33
II.4.3.b. <i>Ecoulement sonique adapté</i>	33
II.4.3.c. <i>Ecoulement sonique non adapté</i>	34
II.4.3.d. <i>Ecoulement supersonique adapté</i>	35
II.4.3.e. <i>Ecoulement supersonique non adapté</i>	36
II.4.4. <i>Fonctionnement réel de la tuyère supersonique</i>	36
II.4.4.a. <i>Le régime d'adaptation</i>	37
II.4.4.b. <i>Le régime de sous-détente</i>	37
II.4.4.c. <i>Le régime de sur-détente</i>	39
❖ <i>Sur-détente avec décollement naissant</i>	39
❖ <i>Sur-détente avec décollement étendu</i>	40
II.4.5. <i>Les paramètres principaux de performance</i>	41
➤ <i>La poussée</i>	41
➤ <i>Coefficient de poussée</i>	41
➤ <i>Le débit</i>	41

➤	<i>Coefficient de débit</i>	42
➤	<i>Vitesse effective</i>	42
➤	<i>Impulsion spécifique</i>	42
➤	<i>Impulsion totale</i>	42
II.5.	La conception des profils des tuyères supersonique	43
II.5.1.	<i>Les Tuyères Coniques</i>	43
II.5.2.	<i>Les Tuyères Optimisées</i>	44
II.5.2.a.	<i>Les tuyères à contour idéal tronqué TIC</i>	44
II.5.2.b.	<i>Les tuyères à contour idéal tronqué compressé CTIC</i>	44
II.5.2.c.	<i>Les tuyères à profil parabolique TOC</i>	45
	Conclusion	46
 CHAPITRE III : Vectorisation fluidique de poussée		47-74
	Introduction	47
III.1.	Le principe de la poussée vectorielle	47
III.2.	Vectorisation mécanique	48
III.3.	Vectorisation fluidique	48
III.4.	Les concepts de la vectorisation fluidique	49
III.4.1	<i>Le contrôle par choc (SVC ou Shock Vector Control)</i>	49
III.4.2	<i>Déformation de la ligne sonique (Throat Shifting Method)</i>	50
III.4.3	<i>Vectorisation à contre courant (Counterflow Method)</i>	51
III.5.	Type d'injection fluidique	51
III.6.	Les paramètres de vectorisation fluidique	52
III.6. 1	<i>Angle de vectorisation</i>	52
III.6. 2	<i>L'efficacité</i>	53
III.6. 3	<i>Facteur d'amplification</i>	53
III.6. 4	<i>La poussée</i>	53
III.6. 5	<i>Coefficient de poussée</i>	54
III.6. 6	<i>Rapport de détente</i>	54
III.6. 7	<i>Rapport des pressions totales</i>	55
III.7.	Modélisation de l'injection dans le divergent	55
III.7. 1	<i>Calcul de la hauteur de l'obstacle équivalent</i>	55
✓	<i>Calcul de F_{xI}</i>	57

✓ Calcul de F_{x2}	59
✓ Dérivée de la quantité de mouvement du jet injecté	59
✓ Calcul de C_{Pmax}	60
III.7.2 Position du décollement	61
III.7.3 Recollement derrière l'injecteur	62
III.8. Méthodes de calculs numériques	64
III.8.1 Les équations de la mécanique des fluides.....	64
➤ Equation de conservation de la masse.....	64
➤ Equation de conservation de quantité de mouvement.....	64
➤ Equation de conservation de l'énergie.....	64
➤ Energie totale.....	64
➤ Tenseur des contraintes.....	65
III.8.2 Equation du mouvement moyen.....	65
III.8.2.1 Nécessiter de moyenner	65
III.8.2.2 Les équations de Reynolds.....	66
➤ Moyennisation du système	66
• La moyenne de Reynolds	66
• La moyenne de Favre	67
III.8.3 Modèles de turbulence	69
III.8.3.1 Modèle de $k-\epsilon$	69
III.8.3.2 Modèle de $k-\omega$	72
III.8.3.3 Le Modèle à une équation de Spalart-Allmaras	73
III.8.3.4 Modèle de Baldwin-Lomax	73
Conclusion	74
CHAPITRE IV : Calculs numériques et résultats.....	75
Introduction.....	75
IV.1 Le maillage.....	75
IV.1.1 Notions de maillage.....	76
➤ Nœuds et éléments	76
➤ Types d'éléments	77
IV.1.2 Classification des méthodes de maillage	77

➤ <i>Selon leurs propriétés</i>	77
➤ <i>Selon la méthode utilisée pour les générer</i>	77
IV.2 Maillage structuré.....	78
IV.2.1 Techniques de génération de maillage structuré.....	79
➤ <i>Méthode multi bloc</i>	79
➤ <i>Méthode d'interpolation algébrique</i>	79
IV.3 Maillage non structuré.....	80
IV.3.1 Techniques de génération de maillage non structuré.....	81
➤ <i>Méthode Delaunay</i>	81
➤ <i>Méthode Avance de front</i>	82
➤ <i>Méthodes d'Octree</i>	82
IV.4 Maillage hybride	83
IV.5 Comparaison entre maillage structuré et non structuré	84
➤ <i>Qualité</i>	85
a) <i>Sur un volume équilatéral</i>	85
b) <i>calculé basé sur la déviation angulaire</i>	86
➤ <i>Lissage</i>	87
➤ <i>Résolution</i>	87
IV.6 La simulation numérique.....	88
IV.7 Tuyère bidimensionnelle (2D) sans injection secondaire :.....	88
IV.7.1 Géométrie.....	88
IV.7.2 Maillage.....	89
IV.7.3 Conditions aux limites.....	90
IV.7.3.1 Conditions d'entrée.....	90
IV.7.3.2 Conditions de sortie.....	91
IV.7.3.3 Conditions aux parois solides.....	91
➤ <i>Écoulement non-visqueux</i>	91
➤ <i>Écoulement visqueux</i>	91
IV.7.4 Résolution.....	91
IV.7.5 Présentation de notre méthode de simulation numérique.....	92
IV.8 Les phases à suivre sur l'ansys pour la simulation de la tuyère CD-2D..	93
➤ <i>Création de la géométrie</i>	93
➤ <i>Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs)</i>	94

➤ <i>Résolution par Fluent</i>	96
IV.9 Résultats sans injection	98
<i>IV.9.1 Sensibilité au maillage</i>	98
<i>IV.9.2 Influence des modèles de turbulence</i>	99
<i>IV.9.3 Validation des résultats</i>	100
<i>IV.9.4 Résultats et discussion</i>	100
➤ <i>Effets du taux de pressions NPR</i>	100
IV.10 Tuyère bidimensionnelle (2D) avec injection secondaire	105
❖ <i>Création de la géométrie</i>	105
❖ <i>Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs)</i>	106
IV.11 Résultats avec injection	107
<i>IV.11.1 Validation des Résultats</i>	107
<i>IV.11.2 Variation du rapport de pressions totales SPR</i>	109
<i>IV.11.3 Variation du rapport de détente NPR</i>	111
Conclusion	115
CONCLUSION GENERALE	116-117
Références	

LISTE DES FIGURES

CHAPITRE I : RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE	03-15
CHAPITRE II : GENERALITE SUR LES TUYERES.....	16-46
Fig. II .1: Profils des Tuyères.....	16
Fig. II .2: Différents formes géométriques des tuyères [22].....	17
Fig. II .3 : Tuyère du moteur Européen Vulcain2 d'Ariane5.....	17
Fig. II .4:Tuyère d'un avion de Combat.....	18
Fig. II .5 : La soufflerie supersonique S8ch du Centre Onera de Meudon [6].....	19
Fig. II.6 : Tuyère Conique.	20
Fig. II.7 : Tuyère à contour profilé.....	20
Fig. II.8 : Tuyère à noyau centrale.....	21
Fig. II.9 : Tuyère à section variable.	21
Fig. II.10 : Tuyère à chevrons.....	22
Fig. II.11 : Tuyère orientable.	22
Fig. II.12 : Tuyère déployable.	23
Fig. II.13 : Tuyère double galbe.	24
Fig. II.14 : Tuyère type bouchon.....	25
Fig. II.15 : Tuyère détente –déviation.....	25
Fig. II .16 : Tuyère double col.....	26
Fig. II .17 : Tuyère double détente.....	26
Fig. II.18 : La différence entre l'approche Monodimensionnel et l'approche Quasimonodimensionnel.....	27
Fig. II.19 : Relations vitesse-section.	31
Fig. II.20 : Canal convergent divergent.	32
Fig. II.21 : Schéma de la tuyère supersonique	33
Fig. II.22 : Les régimes d'écoulement dans une tuyère supersonique, évolution de la pression le long de la tuyère.....	34
Fig. II.23 : Régime de sur-détente en 1D.	35
Fig. II.24 : Organisation de l'écoulement à l'adaptation.	37

Fig. II.25 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.	38
Fig. II.26 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente.	38
Fig. II.27 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite.....	39
Fig. II.28 : Tuyère en sur-détente avec décollement étendu de la couche limite.....	40
Fig. II.29 : Tuyère conique.	44
Fig. II.30 : Profils des tuyères TIC et TOC.	45

CHAPITRE III : VECTORISATION FLUIDIQUE DE POUSSE.....47-74

Fig. III.1: Schéma de principe d'une poussée vectorielle sur un missile	47
Fig. III.2 : Principe contrôle par choc SVC.	50
Fig. III.3 : Principe de déformation de la ligne sonique au col	50
Fig. III.4 : Principe de vectorisation à contre courant.....	51
Fig. III.5 : Visualisation de trace de l'écoulement sur la paroi de la tuyère.	51
Fig. III.6 : Structure de l'écoulement avec injection par fente et trou circulaire	52
Fig. III.7 : Composantes de la poussée dans une tuyère à injection dans le divergent....	53
Fig. III.8 : Injection de fluide dans un écoulement plan supersonique, d'après Spaid [40].	55
Fig. III.9 : Schéma du modèle bidimensionnel simplifié.....	56
Fig. III.10 : Schéma d'intégration de la pression, cas bidimensionnel	57
Fig. III.11 : Méthode de recherche du point de séparation.	62
Fig. III.12 : Etat de l'écoulement en dessus et en aval de la marche équivalente.	63

CHAPITRE IV : Résultats et interprétations..... 75-115

Fig. IV.1 : Illustration de la notion du maillage.....	76
Fig. IV.2 :Eléments de maillage.....	77
Fig. IV.3: Maillage structuré et non structuré.....	78
Fig. IV.4: Maillage structuré autour d'un profil.....	78
Fig. IV .5 : Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.....	79
Fig. IV.6 : Transfert du domaine physique au domaine de calcul.....	80
Fig IV.7 : Etape de maillage par la triangulation de Delaunay en 2D.....	81
Fig IV.8 : Progression du maillage avec la méthode frontale.....	82
Fig IV.9 : Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree).....	83
Fig IV.10 : Maillage non structuré hybride.....	83

Fig IV.11 : Qualité de maillage basé sur un volume équilatéral.....	85
Fig IV.12 : Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire	86
Fig IV.13 : Changement brusque.....	87
Fig IV.14 : Changement de taille optimal.....	87
Fig IV. 15 :Changement de taille	87
Fig IV.16 : Résolution du maillage dans les régions à fort gradient.....	87
Fig IV.17 : Non-axisymétrie tuyère convergent-divergent.....	88
Fig IV.18 : Schéma décrivant le détail géométrique de la tuyère de la NASA.....	89
Fig. IV.19 : Maillage structuré de la tuyère conique.....	89
Fig. IV.20 : Création de points de la tuyère CD-2D sous ICM-CFD.....	93
Fig. IV.21 : Tuyère conique.....	94
Fig. IV. 22 : création de surface de la tuyère CD sur ICM-CFD en 2 dimensions.....	94
Fig. IV.23 : création du bloc de la tuyère conique sur ICM-CFD en 2 dimensions.....	95
Fig. IV.24 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère conique en ICM-CFD.....	95
Fig. IV.25 : Maillage structure quadrilatère de la tuyère conique sur fluent.....	96
Fig. IV.26 : Condition aux limites de la tuyère conique sur fluent.....	96
Fig. IV.27 : Le graphe des résiduelles de notre simulation	97
Fig. IV.28 : Critère de convergence de la tuyère conique.....	97
Fig. IV.29 : Visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours) de la tuyère conique.....	98
Fig IV.30 : Répartition de la pression le long de la tuyère pour différents maillages à NPR=4.6.....	99
Fig IV.31 : Comparaison entre l'expérience et nos modèle de turbulence pour NPR=3	99
Fig IV.32 : Distribution de la pression pariétale à différents NPR ; Comparaison entre les résultats de l'expérience de C. A. Hunter [4] et notre calcul numérique.....	100
Fig IV.33 : Strioscopie expérimentale de [4] et contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=1.8.....	101
Fig IV.34 : Strioscopie expérimentale de [4] et contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=3.....	102
Fig IV.35: Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=4.6.....	103
Fig IV.36 : Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=8.78.....	103
Fig IV.37: Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=12.....	104
Fig. IV.38 : Profil de la tuyère plane utilisée dans les calculs.....	105
Fig. IV.39 : Tuyère conique avec injection.....	106
Fig. IV. 40 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère avec injection en ICM-CFD.....	106

Fig. IV.42 : Distribution de la pression pariétale à NPR=4.6 et SPR=0.7 ; Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul numérique.....	108
Fig. IV.43:Distribution de la pression pariétale à NPR=4.6 et différent SPR ,Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul numérique.....	109
Fig. IV.44 : Nombres de Mach pour différents SPR à NPR=4.6.....	110
Fig. IV.45 : Angle de vectorisation en fonction du SPR à NPR=4.6.....	111
Fig. IV.46 : Distribution de la pression pariétale à SPR=0.7 et à NPR=7, Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul numérique.....	112
Fig. IV.47 : Distribution de la pression pariétale à SPR=0.7 et à différents NPR.....	113
Fig. IV.48 : Nombres de Mach pour différents NPR à SPR=0.7.....	113
Fig. IV.49 : Angle de vectorisation en fonction du BPR à SPR=0.7.....	114

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE III : VECTORISATION FLUIDIQUE DE POUSSE.....	47-74
Tab. III.1: Classification des avions vectorisés, P : pitch (tangage), Y : yaw (lacet), R : roll (roulis)	48
Tab. III.2 : Constantes du modèle K-ϵ	70
CHAPITRE IV : Calculs numériques et résultats.....	75-115
Tab IV.1 : Comparaison entre maillage structuré et non structuré	84
Tab IV.2 : Qualité de maillage	86
Tab IV.2 : récapitulatif de nos résultats et des résultats expérimentaux pour NPR = 4.6 et différents SPR	111
Tab IV.4 : récapitulatif de nos résultats et des résultats expérimentaux pour SPR = 0.7et différents NPR.	114

Nomenclature

Symboles latins :

A	Section
b	Largeur de la fente d'injection
Cf.	Coefficient de frottement
F	Poussée
F _x	Effort axial
F _y	Effort normal
H	Hauteur d'obstacle équivalent
K	Facteur d'amplification
L	Longueur
M	Nombre de Mach
m&	Débit masse
P _p	Pression totale et pression statique
Re	Nombre de Reynolds
T	Température
U _τ	Vitesse de frottement
U ₁	Vitesse de sortie de la tuyère primaire
u	Composante transversale de la vitesse
V	Vecteur vitesse
x	Abscisse
y	Ordonnée
v	Composante normale de la vitesse
y-	Ordonnée adimensionnelle
P ₃	Pression secondaire statique de la fente inférieure
P ₂	Pression secondaire statique de la fente supérieure
L ₁	longueur de collier d'aspiration
ΔP _{slot}	Ecart moyen d'aspiration P _{amb} - P _{slot}
Q	Pression dynamique

Symboles grecs :

α	Angle entre la tangente locale de la surface et la direction de l'écoulement
β	Angle de choc
γ	Rapport des capacités caloriques
δ	Angle de vectorisation ou de déviation ou épaisseur de la couche limite
Δ	Distance du point d'arrêt relatif au choc détaché
ε	Déviation de l'écoulement en aval du choc oblique
η	Efficacité de l'injection (°/%, degré de déviation par pourcent du débit du gaz injecté)
μ	Viscosité dynamique ou angle de Mach
ν	Viscosité cinématique ou angle de Prandtl-Mayer
ρ	Masse volumique
ρ_1	Densité de sortie de la tuyère primaire,
τ_w	Frottement pariétal
ψ	Angle circonférentiel de la tuyère, angle de recollement
λ	suction parameter, paramètre d'aspiration $(P_3 - P_2)L / (\rho_1 U_1^2) * 11$

Indices :

a	Conditions ambiantes
av	Conditions de l'écoulement en aval de l'injecteur
b	Bords de l'injection
c	Conditions critiques, col
d	Relatif aux efforts derrière l'injecteur
e	Condition de sortie de la tuyère
f	Frottement
i	Conditions d'écoulement primaire
j	Conditions d'injection
l	Longueur d'interaction
n	Normal
p	Plateau
r	Recollement

s	Séparation
t	Col de la tuyère ou indice de décollement libre dans la tuyère
w	Paroi
0	Conditions d'arrêt ou origine d'interaction

Abréviations :

CD	" Convergent Divergent "
NPR	" Nozzle Pressure Ratio" Rapport des pressions ou taux de détente P_{i0}/P_a
NPR_d	" Design Nozzle Pressure Ratio" Taux de détente au régime d'adaptation
SPR	" Secondary Pressure Ratio" Rapport des pressions totales, P_{j0}/P_{i0}
SVC	" Shock Vector Control" Vectorisation par choc
TVC	" Thrust Vector Control " Contrôle de vecteur poussée
STOL	" Short Take -Off And Landing "
VTOL	" Vertical Take-Off And Landing "
MATV	" Multi-Axis Thrust Vectoring "

INTRODUCTION

INTRODUCTION

L'un des principaux objectifs pour un concepteur d'avion de chasse est d'augmenter la furtivité, la manœuvrabilité et la capacité de survie de l'avion en question. La vectorisation fluïdique de poussée qui est devenu l'élément clé dans le domaine aéronautique intervient dans ce sens que sa soit pour un missile ou un véhicule spatial.

La possibilité de contrôler la vectorisation de la poussée par injection fluïdique dans une tuyère axisymétrique intéresse également les constructeurs de systèmes aérospatiaux. Les systèmes de propulsion et de contrôle d'attitude de satellites (tuyères axisymétriques fonctionnant par combustion d'hydrazine) sont des exemples où ce concept peut très bien trouver son application. L'orientation et la correction de la trajectoire d'un satellite repose sur le fonctionnement par intermittence de plusieurs tuyères montées sur le moteur. L'utilisation de la méthode d'orientation de la tuyère par injection dans le divergent peut réduire le nombre de tuyères utilisées et par conséquent un allégement du poids du satellite.

Il est évident que l'injection de gaz dans le divergent de la tuyère supersonique induit plusieurs phénomènes complexes, tels que le développement d'un décollement de la couche limite qui induit à une onde de choc dans le jet primaire en amont de la zone d'interaction des fluïdes (jet primaire-jet secondaire). Cette onde de choc provoque la déviation du jet principal, et par conséquent le vecteur poussée, par rapport à l'axe de la tuyère. Plusieurs paramètres interviennent dans la modélisation d'un tel phénomène : les nombres de Mach du jet primaire et du jet injecté, le rapport des pressions totales, le taux d'injection, l'épaisseur de la couche limite amont, la position de l'injecteur dans le divergent, la géométrie de la tuyère...etc.

La complexité des phénomènes mis en jeu, nécessite une connaissance approfondie des phénomènes physiques de la couche limite turbulente (le cas le plus fréquemment rencontré dans les tuyères supersoniques), du calcul de ses épaisseurs et des forces de frottement induites sur les parois. Une bonne maîtrise des phénomènes de décollement dans les tuyères supersoniques est également nécessaire. Les phénomènes de décollement ont fait l'objet de plusieurs études théoriques et expérimentales ayant conduit à l'élaboration de différents critères et corrélations.

Organisation du mémoire

L'étude de la problématique envisagée est réalisée en quatre chapitres et une conclusion générale.

Le *premier chapitre* est consacré à une étude bibliographique qui présente en détail les principaux travaux consacrés à la vectorisation fluïdique.

Le *deuxième chapitre* présente une synthèse des connaissances actuelles sur les phénomènes physiques rencontrés dans les tuyères supersoniques. Le fonctionnement théorique et réel avec les différents régimes d'écoulement sont discutés et les différents profils des tuyères conventionnelles sont exposés.

Le *troisième chapitre* décrit les deux méthodes de vectorisation de poussée qui sont : la vectorisation mécanique et la vectorisation fluïdique ainsi que leurs avantages et inconvénients . Il s'ensuit la présentation d'une synthèse détaillée de la modélisation du phénomène d'injection dans le divergent .

Le *quatrième chapitre* quant à lui , représente l'élaboration du maillage et les critères de convergence mais aussi tous les résultats , interprétations et comparaison des cas d'études par le logiciel de simulation FLUENT .

Ce mémoire se termine par une *conclusion* générale qui reprend les objectifs du présent travail et les principaux résultats obtenus. Des perspectives pour la poursuite de cette étude sont proposées.

CHAPITRE I

RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE

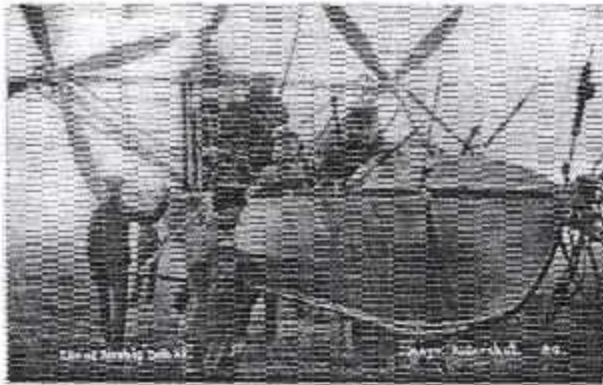
Au cours de ces dernières années, des progrès remarquables ont été observés dans le domaine de la propulsion en général et de la propulsion aérospatiale en particulier. Ces progrès sont associés aux efforts déployés pour rendre toujours plus précise l'analyse des phénomènes aérothermodynamiques dans le circuit moteur. Cela s'applique notamment à l'étude de l'écoulement dans les tuyères utilisées. En raison de leur simplicité, les tuyères des différents types de machines (moteur fusée, turboréacteur,...etc.) ont longtemps été considérées comme des organes annexes dont le rôle consistait essentiellement à accélérer le fluide à un régime donné.

L'un des phénomènes les plus spectaculaires dans ce domaine est la vectorisation de la poussée au moyen de dispositifs capables d'orienter le vecteur-poussée et de contrôler la déviation du jet sortant de la tuyère de l'engin.

Le contrôle de la poussée (TVC Thrust Vector Control) d'un véhicule spatial dans les couches peu denses de l'atmosphère où l'usage de la réponse aérodynamique du système pour le pilotage de l'engin s'avère inopérante, est une nécessité. Dans ces conditions plusieurs systèmes peuvent être envisagés pour le contrôle de la poussée. Les méthodes conventionnelles sont généralement basées sur l'utilisation d'actionneurs mécanique ou électromécanique pour l'orientation de la poussée. Les systèmes mécaniques utilisent, pour orienter la tuyère, des vérins hydrauliques, ou des volets rétractables dans le cas des avions de chasse ou le pivotement de la nacelle du moteur.

L'origine et le concept du contrôle de la poussée datent d'avant l'invention du premier vol motorisé en 1903. Cependant, depuis, son évolution va de pair avec le développement prodigieux de l'industrie aéronautique et spatiale.

Les premiers aéronefs à orientation de la poussée datent d'avant la première guerre mondiale. On peut citer notamment l'aéronef DELTA (1908) (Figure I.a) qui a été conçu avec un système propulsif comprenant des hélices orientables. Depuis, de nouveaux concepts de vectorisation de la poussée ont été introduits comme la modification de l'angle des pales des hélices propulsives, l'invention de l'hélicoptère et des concepts hybrides hélicoptère/avions à surfaces portantes et enfin les technologies du type Tiltrotor (Figure I.b).



a) dirigeable avec des hélices en mouvement



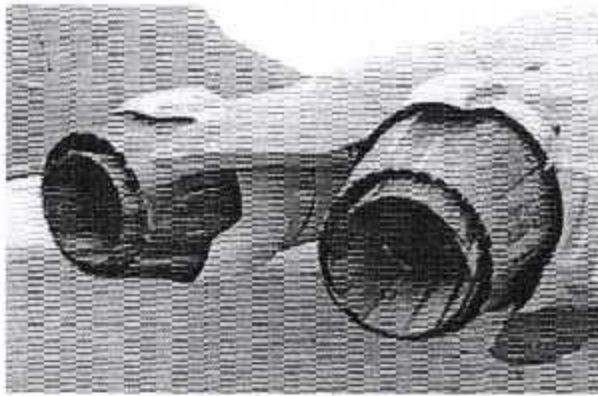
b) Tiltrotor V-22 Osprey

Fig. I.1: Exemples d'avions utilisant TVC

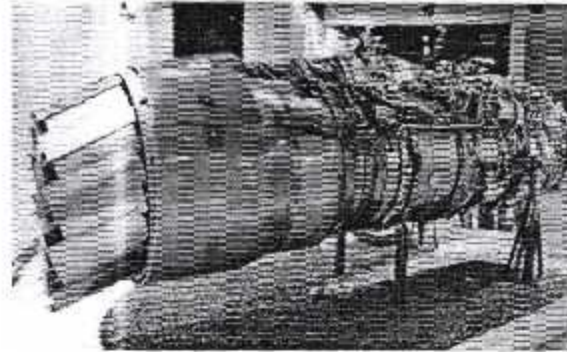
Ces concepts ont largement prouvé leur robustesse et efficacité et sont à l'usage dans un grand nombre de cas de systèmes aéronautiques et spatiales. Les systèmes propulsifs comme turbopropulseur, turboréacteur, ramjet et moteur fusée incorporent une tuyère pour accélérer le fluide et délivrer la poussée. La tuyère comme élément terminal du système est un candidat idéal pour l'implantation du dispositif du contrôle de la poussée. Les systèmes mécaniques de contrôle de la poussée comprenant des vérins hydrauliques sont utilisés dans le cas des avions militaire pour accroître leur manœuvrabilité, assurer le décollage et atterrissage courts (STOL) ou encore les décollages et les atterrissages verticaux (VTOL).

Les missiles furent les premiers à utiliser la vectorisation de poussée pour augmenter la manœuvrabilité. Les exemples les plus connus de missiles vectorisés sont : le V2 allemand (début des années 40), le missile sol-air S-300P (SA-10) et le missile balistique nucléaire UGM-27 Polaris.

On peut citer comme les premiers aéronefs intégrant la vectorisation de la poussée, l'avion Mirage III V (1960) de Dassault ou le fameux Hawker-Siddeley Harrier (mise en service en 1969) utilisant pour ce dernier le moteur **Rolls-Royce** Pegasus vectorisé en poussée et hautement manœuvrable capable de VTOL. Les avions de dernière génération comme le MIG29 OVT (les années 70), utilisant des moteurs avec une tuyère d'éjection faite de plusieurs segments (pétales) ou chaque segment est contrôlé séparément de manière à modifier la section de passage et aussi assurer un contrôle multiaxial de la poussée (Figure I.2). La déviation de la poussée obtenue peut atteindre 90° dans toutes les directions. La technologie TVC (contrôle de vecteur poussée) et les commandes électriques (Fly by Wire) semble être les aspects dominants des avions de dernières et de futures générations.



a) Tuyère du MIG-29 OVT avec TVC



b) Moteur du MIG -29 OVT 's RD-133

Fig. I.2: Système de super-manœuvrabilité du MIG-29 OVT

La phase 2 du projet F-18 High Angle of Attack Research Vehicle (*HARV*) consistait à des essais en vol de 1991 à 1994 (193 vols) sur la vectorisation à la fois en tangage et en lacet à haute incidence, Mason [22]. Trois volets dévient le jet propulsif à la sortie de chacune des deux tuyères. La manœuvrabilité a été maintenue en vol stabilisé jusqu'à des angles d'incidence de 70° (le maximum était alors de 55° sans système de vectorisation) et à fort taux de roulis jusqu'à des angles d'incidence de 65° (le maximum était alors de 35° sans système de vectorisation). Néanmoins le système de vectorisation a ajouté 1100 kg au poids total du moteur (8300 kg à vide) sans compter les systèmes de sécurité ajoutés.



Fig. I.3: Exemple de l'avion vectorisée F-18 HARV

Le projet de la NASA *F-16* Multi-Axis Thrust Vectoring (*MATV*) fini en 1994 a permis de vectoriser la tuyère General Electric *AVEN* à la fois en tangage et en lacet avec des angles de vectorisation dépassant les 17° et un taux de $45^\circ/s$.

Le NASA Dryden F-15 ACTIVE est un F-15 *Eagle* modifié prêté par l'US Air Force à la NASA pour effectuer des essais en vol de 1993 à 1999. Sa tuyère vectorisée Pratt & Whitney P/YBBN (Figure 1.4) permet des déviations de poussée de 20° en tangage et en lacet à des taux compris entre 60 et 120 °/s. L'angle δ_m est l'angle géométrique de la tuyère et δ_p est l'angle de vectorisation. L'efficacité de la vectorisation est le rapport δ_p/δ_m . Il est conclut que :

- l'efficacité de vectorisation dépend fortement du régime moteur et de l'angle géométrique
- les résultats de simulations numériques et des essais en soufflerie sont en accord mais ne corrélient pas correctement avec les données d'essais en vol.
- lors des essais en vol, l'angle de vectorisation est inférieur à l'angle géométrique contrairement aux essais en soufflerie.
- l'efficacité de vectorisation est proportionnelle à l'angle géométrique et inversement proportionnel au régime moteur.
- l'efficacité maximale asymptotique est inversement proportionnelle au régime moteur.

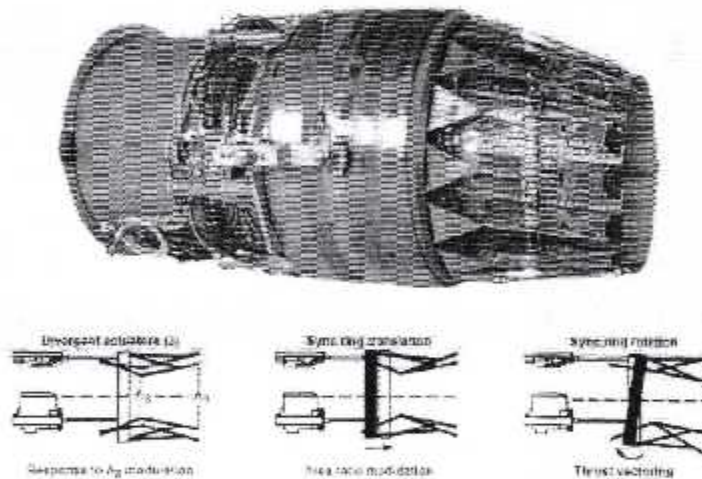
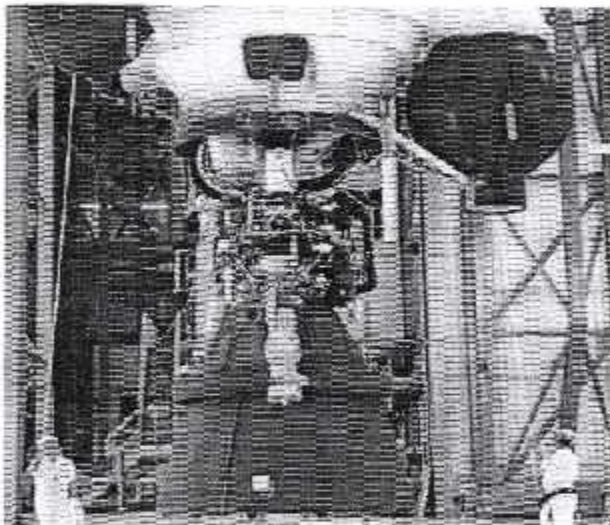


Fig. 1.4: La tuyère orientable PABBAN

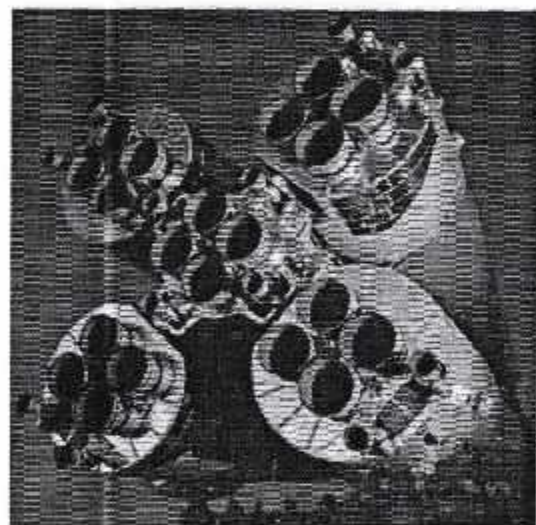
Les russes ont également la maîtrise de la vectorisation mécanique avec notamment le Sukhoi *Su-30* à canards et tuyères orientables. Une déviation de 15° peut être obtenue en tangage et en lacet. Le Sukhoi *Su-47* permet des déviations de la poussée de 20° à un taux de 30° par seconde.

Dans le cas d'un grand nombre de lanceurs tels les lanceurs de la famille Ariane (Figure 1.5.a), le lanceur JAXA H-IIB et dans le cas des moteurs principaux de la navette

spatiale (SSMEs), on utilise habituellement des vérins hydrauliques couplés à un système de balancier pour déplacer la tuyère et la chambre de combustion dans son ensemble. L'écoulement à l'intérieur de la tuyère demeure axisymétrique alors que l'on cherche à faire diverger l'axe de la tuyère par rapport à l'axe de la fusée pour modifier ou corriger ainsi sa trajectoire. Une variante de ce système de TVC est l'utilisation d'un ensemble de plus petites tuyères monté par exemple sur les lanceurs de la famille Soyonz TMA (Figure I.5.b) ou sur le module de descente martien NASA -MLS Curiosity. L'orientation d'une plus petite tuyère requiert moins de puissance et offre une réponse dynamique plus rapide. Pour améliorer le système de contrôle de la poussée et accroître la réponse dynamique, dans le cadre du projet du nouveau lanceur VEGA de l'ESA, les actionneurs électromécaniques remplacent sur les trois étages les vérins hydrauliques permettant ainsi un gain de poids et une meilleure réponse dynamique.



a) Moteur Ariane 5 Vulcane 2 monté sur le cardan de châssis de support et actionneurs hydrauliques



b) Tuyère TVC principal et auxiliaire du Soyonz TMA

Fig. I.5: Exemples de lanceurs spatiaux entraînés mécaniquement avec le système TVC

Une alternative intéressante aux systèmes de contrôle mécanique de la poussée se retrouve dans le contrôle fluide de l'écoulement à l'intérieur de la tuyère pouvant procurer une simplicité d'utilisation, un gain substantiel de poids et une meilleure réponse dynamique. L'étude de l'injection fluide pour dévier la poussée a été entreprise dans les années 90. Un tel système, l'objet de la présente étude, utilise le principe de la déviation du jet principal à l'aide de l'injection d'un fluide secondaire dans le divergent de la tuyère.

Des études expérimentales sur les procédés de vectorisation ont été principalement menées aux Etats Unis (NASA) et en France (ONERA). On présentera dans ce qui suit les principaux résultats de ces études en mettant l'accent sur les points forts de ces travaux. Le Centre de Recherche de Langley de la NASA a étudié plusieurs concepts de tuyères fluidiques que ce soit en termes de type de vectorisation : déformation de la ligne sonique au col, control par choc SVC, vectorisation à contre courant. Le principe commun aux trois concepts est la création d'un gradient de pression adverse par une injection secondaire dans l'écoulement principal.

La première méthode citée est le contrôle par choc SVC (shock vector control). Cette méthode est l'interaction de l'écoulement primaire d'une tuyère supersonique avec l'obstacle formé par le jet secondaire injecté dans le divergent qui donne lieu à un choc détaché. Ce choc interagit avec la couche limite du flux primaire qui conduit au décollement, ce qui donne naissance à un choc détaché se développant devant le décollement.

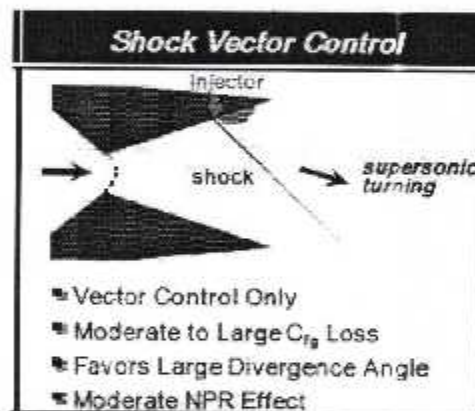


Fig. I.6: Méthode contrôle par choc SVC

Plusieurs travaux ont été menés à ce sujet citons par exemple les travaux de ABEYOUNIS et AL [2] (1997) qui portent sur l'injection par fente et trous alignés dans le divergent d'une tuyère sur détendue, les principales conclusions de ces travaux sont :

- La position de l'injecteur a une grande influence sur l'angle de la déviation, la position optimale s'obtient en réalisant l'injection au niveau de la zone du décollement libre de la tuyère sans injection.
- L'angle de vectorisation augmente avec le rapport des pressions totales SPR jusqu'à une valeur maximale pour décroître ensuite à cause de l'impact du choc sur la paroi opposée à l'injecteur.

- L'angle de vectorisation décroît avec le taux de détente. L'efficacité maximale de 4.4 degré de déviation par pourcent de débit injecté est obtenue pour un faible taux de détente ($NPR=3,0$) [06].

En 1997, WING et GIULIANO [43] ont mené une étude expérimentale sur l'injection secondaire dans une tuyère axisymétrique par une fente annulaire de 60° . Cette étude, réalisée au centre Langley de la NASA, a montré qu'une tuyère axisymétrique peut être vectorisée dans les mêmes proportions qu'une tuyère plane. Différentes configurations d'injection ont été testées telles que le type d'injecteur (Aft-slot ou Forward-slot) et le nombre de fentes (injection simple ou injection multiple). Une vectorisation maximale de 18° a été obtenue pour $SPR=1.5$ (taux d'injection de 12 %) mais l'efficacité dans ce cas n'est que de 1.5° de déviation par pourcent du débit injecté.

Outre, le phénomène d'injection par une fente l'injection par un orifice circulaire d'un écoulement transversal en régime supersonique a fait l'objet de nombreuses études.

MASUYA et AL [23], en 1977, ont réalisé des essais expérimentaux d'une injection de 2.4% par un trou circulaire de 4 mm de diamètre dans une tuyère axisymétrique, mais ces études se sont focalisées principalement sur la structure de l'écoulement et la distribution de la pression interne au niveau de l'injecteur.

Une étude expérimentale et numérique dans une tuyère convergente-divergente plane CD-2D a été menée par WAITHE et AL [42] en 2003. Ces travaux ont mis en évidence les effets du nombre d'injection sur la vectorisation de la poussée (un ou deux injecteurs). L'efficacité de l'injection dans le divergent dépend du débit du gaz injecté, si l'on réduit la quantité du fluide secondaire prélevée du fluide primaire pour maximiser la poussée du moteur, la vectorisation peut alors être réduite au minimum et les avantages de cette vectorisation peuvent être négligeables comparés à la vectorisation mécanique.

Cette étude expérimentale et numérique a montré l'effet de la double injection et l'effet du taux d'injection

- Effet de la double injection :
 - Pour un injecteur (\dot{a} $NPR = 4.6$ et $SPR = 0.7$) : les résultats obtenus montrent une forte influence de la pression ambiante qui règne en aval de l'injecteur l'angle de vectorisation obtenu est de 7° .

- Pour deux injecteurs : les résultats obtenus montrent que les efforts latéraux augmentent en raison de la présence de deux zones de séparation en aval de chaque fente d'injection ; à $NPR = 4.6$ et $SPR = 0.7$ l'angle de vectorisation obtenu est de 8° , mais à $NPR = 2$ et $SPR = 0.7$, l'angle de vectorisation obtenu est de 14° et ceux à cause de la présence d'une zone de décollement libre en aval de l'injecteur.

➤ Effet du taux d'injection :

Pour des taux d'injection de 0, 2, 4 et 6 % ($SPR=0, 0.4, 0.7$ et 1.0 respectivement) à $NPR=4.6$, on observe un allongement de la zone de décollement amont et une augmentation de la surpression qui y règne. La déviation maximale est obtenue à $SPR=1.0$ (taux d'injection de 6%) et $NPR=4.6$ est de 10° .

Des études plus récentes ont été faites sur la vectorisation par choc, l'une d'entre elles, menée par NABEGH MAAROUF [27] (2008). Durant cette étude, un modèle analytique d'injection secondaire dans une tuyère convergente divergente bidimensionnelle et axisymétrique a été développé en vue d'optimiser la déviation de l'axe de poussée. Une étude par simulation a aussi été menée dans le but d'analyser et valider les résultats du modèle. Dans cette thèse deux principes d'injection ont été abordés : l'injection par orifice circulaire et l'injection par fente annulaire. En premier lieu, un modèle bidimensionnel inspiré des travaux de Spaid [40] et de Mangin [21] traite le problème d'une tuyère plane. En second, le problème d'injection dans une tuyère axisymétrique est abordé par un modèle 3D.

Dans le cadre du programme PERSEUS du CNES, VLADETA ZMIJANOVIC [41] a lui aussi, en 2013, accès son travail sur le coté théorique mais aussi expérimental. L'injection qui a été faite dans le divergent d'une tuyère axisymétrique a généré un écoulement complexe qui a induit à un décollement asymétrique due à un gradient de pression adverse, mais aussi à des interactions et réflexions de choc diverses et des zones de vortex gouvernant le mélange des flux en aval. L'analyse intégrant les trois approches analytique, numérique et expérimentale conduites au laboratoire ICARE du CNRS à Orléans étaient nécessaire pour aborder la problématique de la vectorisation fluidique de la poussée par contrôle de choc.

Une autre approche a été entreprise pour voir l'effet de cette méthode pour le contrôle des ondes de choc par XIN. H, HEUE DONG KIM et RUOYU DENG [44] (2014). Ils ont établi un modèle analytique pour étudier la hauteur de pénétration et de répartition de la pression pour l'injecteur. Un logiciel CFD leurs a permis, ensuite, de simuler et analyser le

champ d'écoulement pour un modèle 3D, mais aussi l'étude des différents facteurs tels que la position d'injection, le rapport de pression et la variation du taux de NPR et SPR. La distribution globale de la pression montre d'assez bon résultats comparé aux résultats expérimentaux. Les résultats obtenus pour la force de vectorisation pour $x_j / L = 0,6$ est tout à fait limitée en raison de la réflexion de l'onde de choc, mais pour le cas $x_j / L = 0,9$ montre une meilleure performance en vigueur.

Dans le but de comprendre les différents phénomènes d'interaction et de décollement des ondes de choc ainsi que le phénomène de vectorisation fluïdique, une étude numérique a été menée par GOUIDMI HAMZA [12] (2015). L'objectif était de simuler numériquement un écoulement supersonique d'un fluide compressible en régime stationnaire dans une tuyère sur-détendu conique convergente-divergente non-axisymétrique et ceci avec un calcul bidimensionnel (2D) et un calcul tridimensionnel (3D).

Plusieurs principes peuvent être utilisé pour vectorisé une tuyère supersonique par injection fluïdique, notons par exemple : le contrôle par couche de mélange à contre courant, qui utilise une aspiration secondaire par une source d'aspiration. Le vide crée un écoulement renversé tout le long de la tuyère vers l'amont et donc une couche de mélange à contre-courant à la lèvre de la tuyère.

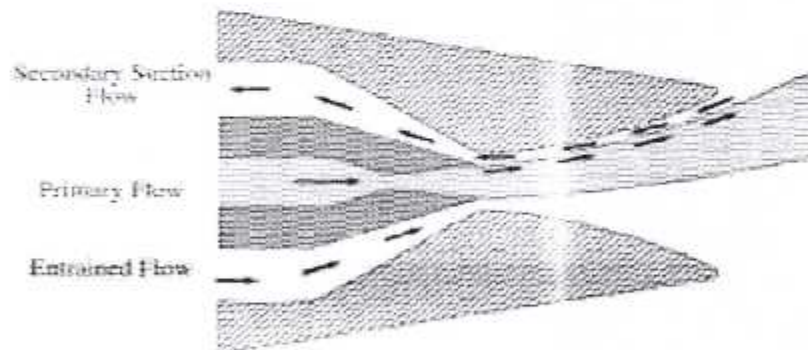


Fig. I.7: Schéma présentant le principe de la vectorisation à contre courant

Cette méthode a fait l'objet de nombreuses études, la première a été menée par STYKOWSKI et KROTHAPALI au début des années 1990 [30]. Les expériences menées à un nombre de Mach de deux ($M=2$) ont révélé que l'angle du vecteur de poussée du jet peut

varier en continu jusqu'au-moins 16 degrés par application d'un courant à contre-courant à l'une des couches de cisaillement du jet primaire.

FLAMM [08] (1998) a mis au point une expérience basée sur un modèle à contre-courant qui a été testé sur un système de propulsion double flux. Ce concept a montré de nombreux avantages en plus d'une réduction du poids, nous obtenons aussi une réduction du bruit et ce grâce à l'introduction d'un courant d'air à contre courant. Les tests ont été fait dans des conditions statiques avec un NPR variant de 3.5 à 10 et des pressions secondaires d'aspiration $\Delta p_{slot} = 0.5 - 0.78 \text{ psi}$. La condition de conception de la tuyère primaire est $NPR_d=7.82$.

L'inconvénient potentiel de la méthode de contre-courant est la fixation du jet primaire au collet d'aspiration qui peut se produire à certaines conditions et à différentes configurations géométriques. Certes le problème n'est pas facilement contrôlable, mais la méthode présente d'énormes promesses si l'attachement du jet peut être complètement évité grâce à la conception d'une buse appropriée. Par exemple les résultats obtenus pour un $NPR = 8$ sont : un angle de vectorisation 12° et un coefficient de poussée de 0.945 avec un débit secondaire inférieur à 1% du débit de poids primaire. Un angle de vectorisation maximum de 15° a été obtenu à $NPR = 5$ et à un coefficient de poussée de 0.92.

L'augmentation de la pression d'éjection, la hauteur de la fente et la longueur du col entraine un plus grand angle de poussée . Cependant l'augmentation de la pression d'éjection et la longueur du col ont également augmenté le risque de fixation du jet. La diminution de la hauteur de la fente peut causer un attachement du jet à certaine conditions mais améliore aussi l'efficacité de la poussée.

Une étude numérique a été menée par HUNTER et DEER (1999) [14]. L'objectif principal de cette étude est de comprendre la physique des couches de cisaillement à contre courant et faire les premières simulations CFD de la vectorisation à contre courant avec un calcul bidimensionnel 2D, en utilisant le logiciel PAB3D. La condition de conception de la tuyère primaire est $NPR_d=7.82$. La simulation a été faite pour un $NPR = 8$ et des pressions de fente allant de 1 à 6 psi sous une température ambiante. Un paramètre d'aspiration λ a été défini :

$$\lambda = \frac{(P_3 - P_2)L}{(\rho_1 U_1^2)H}$$

Cette variable d'entrée indépendante est utilisée pour tracer des données expérimentales et numériques. L'évaluation a révélé peu de différences entre l'expérience et la simulation. La simulation a indiqué que l'attachement du jet est survenu à $\lambda > 0.4$ tandis que la fixation du jet expérimental a eu lieu à $\lambda > 0.22$ pour la même configuration. Ceci indique la difficulté de contrôle du jet, par contre il y'a eu une excellente corrélation entre l'expérience et le calcul numérique du point de vue de l'angle de vectorisation à $\lambda = 0.22$. Les simulations 2D qui ne comprennent pas les effets visqueux sur les parois latérales qui sont présents dans l'expérience ont prédit une efficacité de la poussée avec un taux élevé de 0.5% - 0.7% par rapport aux données expérimentales. La simulation a révélé aussi qu'en plus de la poussée produite, une couche de cisaillement à contre courant a été développée au niveau de la zone d'aspiration, ce qui prouve que la vectorisation à contre courant ne dépend pas des flux primaire et secondaire mais du contrôle de la séparation asymétrique qui est modifié par l'aspiration appliquée.

Des études plus récentes ont été menées à l'université d'Orléans par MANGIN (2006). Les tests sur l'injecteur supersonique incliné à 60° vers l'amont ont fourni des angles de vectorisation importants et des efficacités inédites. L'angle de vectorisation maximal est de 31.2° avec un $NPR = 2$ [20].

Outre la méthode citée, il existe d'autres concepts pour dévier le vecteur-poussée. L'injection au col ou la déformation de la ligne sonique, développée par MILLER et AL [25] (1999), consiste à obtenir une déviation du vecteur-poussée en modifiant la forme de la ligne sonique au col de la tuyère. Cette modification est obtenue par deux injections simultanées : près du col sur une paroi et dans le divergent de la paroi opposée dans une zone proche de la section de sortie. Toutefois, l'injection au col géométrique induit une modification du col aérodynamique et donc une influence sur le débit et les performances du moteur. Avec les méthodes de vectorisation au col, les rapports de la poussée sont généralement plus élevés. Bien que cette technologie s'améliore actuellement, les angles de vecteur-poussée rapportés jusqu'ici seraient généralement insuffisants. Le coefficient de poussée est dans la gamme de 0.94 à 0.98 et les efficacités de la poussée sont supérieures à 2° de déviation par pourcent du jet injecté. La pression augmente en amont de l'injecteur situé le plus en aval d'où une déviation de l'écoulement principal vers la paroi de l'injecteur amont. De meilleurs coefficients de poussée que pour l'injection dans le divergent sont obtenus (+5%) car l'écoulement n'est pas ralenti de manière irréversible par un choc.

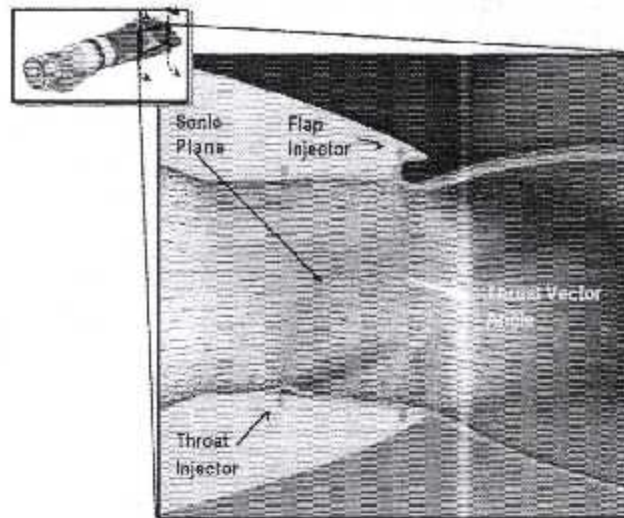


Fig. I.8: Méthode de déformation de ligne sonique au col

L'avantage de cette méthode par rapport à la méthode de contrôle de choc réside dans une moindre perte de poussée conduisant à une vectorisation très efficace pour de faibles rapports de pression de la tuyère (NPR). En revanche, pour les rapports de pression élevés, cette méthode s'avère moins efficace en terme d'angle de vectorisation et peut conduire à des situations d'écoulements instables dans le divergent. Cette méthode est suggérée venant en complément de la méthode de contrôle du choc pour une vectorisation multiaxiale (l'axe de lacet par la méthode de la ligne sonique et l'axe de tangage par la méthode de SVC). Le concept alliant le contrôle par choc et la déformation de la ligne sonique a été utilisé pour la première fois avec le programme MATV dans les années 90. Dix sept configurations ont été testées avec des variables géométriques comprenant trois systèmes d'injection avec quatre lieux d'injections par régime et quatre plates-formes arrière. La buse a été testé avec des conditions statiques dans une gamme de NPR allant de 3 jusqu'à 10 et des taux d'injections fluidiques jusqu'à 10% du débit primaire [19].

Afin de rendre la méthode de déformation de la ligne sonique plus efficace une cavité en aval du col a été ajoutée. Cette étude expérimentale et numérique a été réalisée par FLAMM et AL en 2005 [09]. L'injection au niveau du premier col permet de pousser l'écoulement primaire vers la paroi opposée et la dépression en aval de l'injection qui règne dans la cavité attire le jet principal vers la paroi de l'injection en sortie de tuyère (au niveau du second col). Des efficacités inédites ont été obtenus expérimentalement jusqu'à 6,1 % pour NPR=4 avec un taux d'injection de 1%. L'angle maximal de 15° est obtenu à 8 % d'injection.

L'étude expérimentale et numérique menée, en 2006, par MANGIN [20] a démontré une limitation de la vectorisation due à l'impact du choc de décollement sur la paroi opposée par une injection dans le divergent. L'idée de conception d'une tuyère dissymétrique dont la paroi courte évite l'impact du choc de décollement en cas de forts taux d'injection est assez utile pour étudier la déformation de la ligne sonique. En régime adapté ($NPR=3.0$), l'angle de vectorisation augmente linéairement avec le taux d'injection avec toutefois une légère concavité au-delà du taux d'injection de 5%. En effet, l'efficacité est maximale au taux d'injection de 5% ou elle vaut 2.8 °%. En régime sous-détendu ($NPR=4.0$), l'efficacité suit la même tendance qu'à $NPR=3$ mais en étant inférieure en moyenne de 0.8 °%. En régime sur-détendu ($NPR=2.0$), l'efficacité est supérieure à celle obtenue par les autres taux de détente et décroît avec le taux d'injection de 3.4 °% (à 2.5 %) à 2.6 °% (à 10 %). Pour un taux d'injection maximal (10 %), l'angle de vectorisation obtenu est de 24,1°. C'est la valeur maximale obtenue dans ces expériences .

CHAPITRE II

GÉNÉRALITÉ SUR LES TUYÈRES

Introduction:

La poussée d'un moteur 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.

L'optimisation du choix d'une tuyère de propulsion doit tenir compte en plus des calculs de dynamique des gaz qui nous intéressent tels que le matériau utilisé, le mode de fabrication de la paroi, les exigences de refroidissement et les limites admissibles de dimensionnement etc.

II.1. Définition de la tuyère :

Une tuyère est un organe mécanique passif qui met en communication deux réservoirs à des pressions différentes, elle constitue 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.

Selon le taux de détente, les tuyères seront soit simplement convergente (Figure II.1.a) pour les taux de détente élevés, sinon seront convergente divergente (Figure II.1.b), selon la géométrie on trouve les tuyères à géométrie plane (Figure II.2.a) ou axisymétrique (Figure II.2.b).

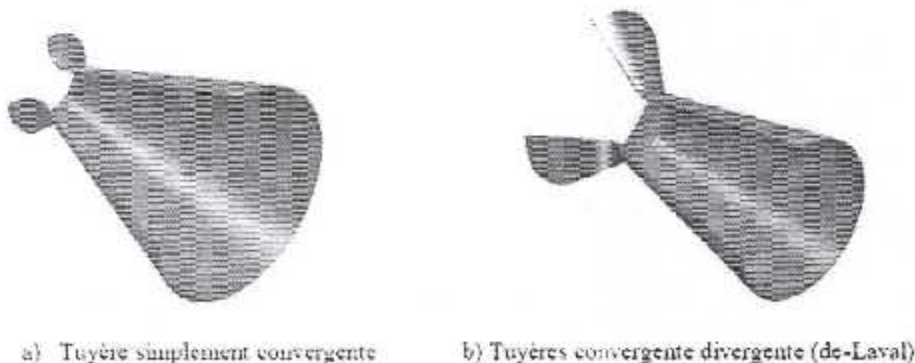


Fig. II.1: Profils des Tuyères

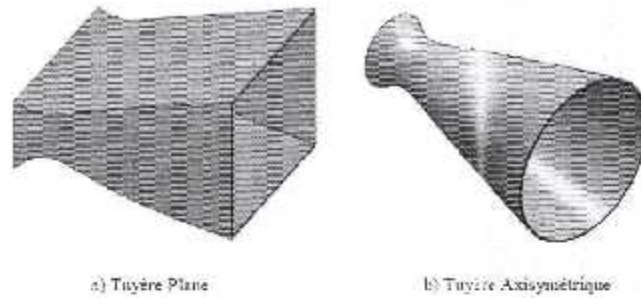


Fig. II.2 : Différents formes géométriques des tuyères [07].

II.2. Rôle et utilisation de la tuyère:

Les tuyères supersonique interviennent dans beaucoup de structures l'aéronautique et l'aérospatiale telles que les moteurs fusée et missile, moteurs avions et dans la fabrication des souffleries supersonique pour la modélisation et la réalisation expérimentale des écoulements supersonique .

II.2.1. Moteur Fusée:

Dans les moteurs fusées, l'organe tuyère constitue 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.

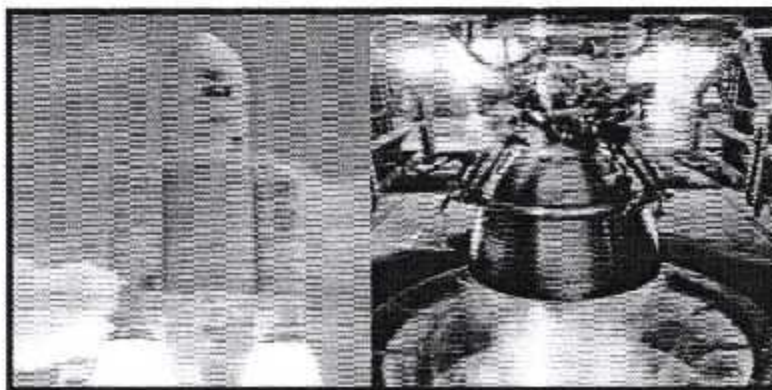


Fig. II.3 : Tuyère du moteur européen Vulcain 2 d'ARIANE 5

II.2.2. Moteur Avions :

Le progrès majeur qui a été réalisé en aviation au cours de ce siècle, sans doute est l'avènement du vol supersonique, qui à ses début n'a d'ailleurs pas provoqué un changement d'attitude immédiat chez les constructeurs, 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. La rentabilité de tels projets n'est assurée que si les performances optimales sont obtenues de tous les éléments du moteur, dans tels projets le rôle assigné à la tuyère est définie de la façon suivante :

- Doit 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.

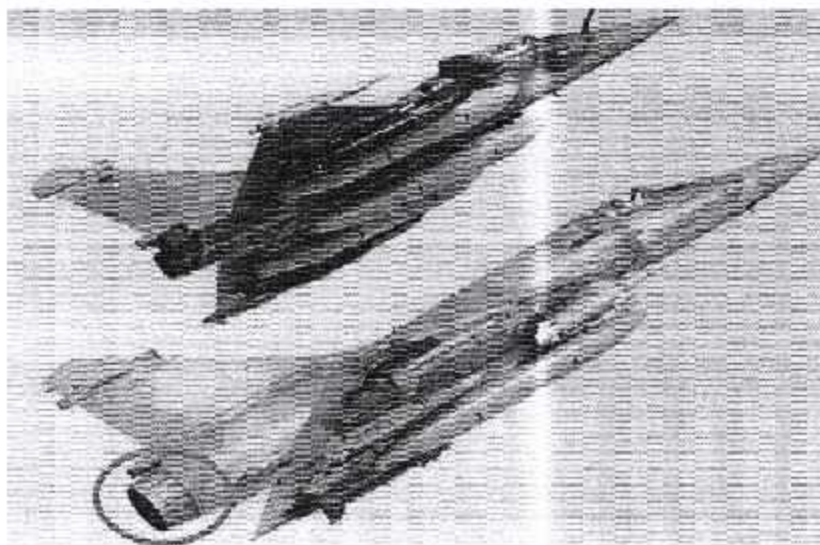


Fig. II.4: Tuyère d'un avion de Combat

II.2.3. Soufflerie:

Une soufflerie 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 collecteur ou le convergent
- ❖ La chambre d'expérience
- ❖ Le diffuseur ou divergent : que l'air traverse à sa sortie de la chambre d'expérience, en direction de ventilateur qui l'aspire et le rejette ensuite à l'extérieur. Le diffuseur à 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 mûni par un moteur électrique.

Parmi les rôles d'une soufflerie, est de faire la simulation des écoulements réels mais sur des prototypes à échelles réduit. 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 [40].

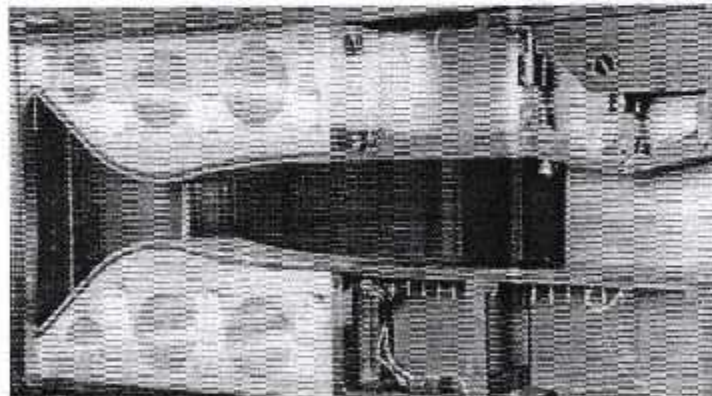


Fig. II.5 - La soufflerie supersonique S8ch du Centre Onera de Meudon [3] .

II.3. Types de tuyères

II.3.1. Tuyères conventionnelles

➤ Tuyères Coniques :

Les tuyères à profils coniques sont utilisées particulièrement en raison de la simplicité de la conception et de la réalisation de leur divergent. La vitesse de sortie de ce type de tuyère

est essentiellement égale à la valeur correspondante à un rapport de détente unidimensionnel, à l'exception de la direction de l'écoulement à la sortie qui n'est pas complètement axial, d'où une perte de performance due à la divergence de l'écoulement. L'angle de divergence se situe entre 15 et 25 degrés. Ce type de profil simple équipe principalement les missiles et les propulseurs à poudre. Un exemple de tuyère conique est la tuyère de la fusée historique allemande V-2 .

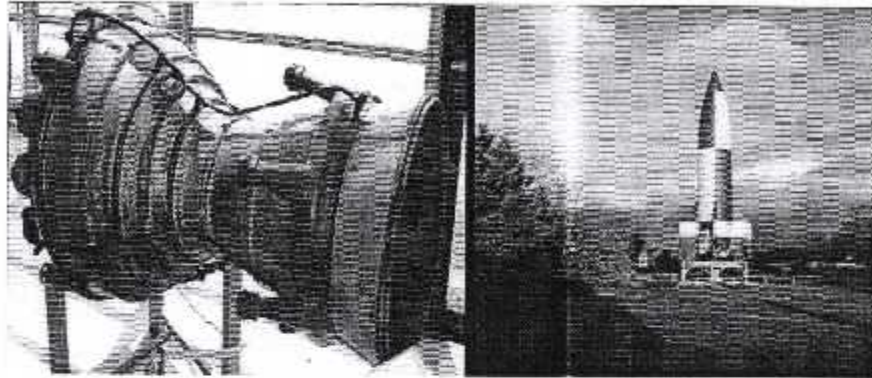


Fig. II.6 : Tuyère Conique.

➤ **Tuyère à contour profilé :**

Comme on vient de le voir, les tuyères coniques engendrent une perte de poussée considérable à cause de la divergence de l'écoulement à la sortie, donc pour remédier à ce problème ; il faut tourner le contour du divergent vers l'intérieur pour ramener l'écoulement à une direction axiale et aller avec la partie divergente près du col à des valeurs de divergence relativement importantes pour compenser la détente manquée en faisant incliner le profil vers l'intérieur c'est justement le but de cette conception.

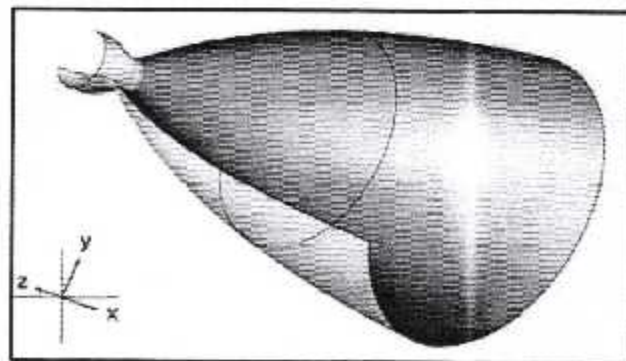


Fig. II.7 : Tuyère à contour profilé.

➤ 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.

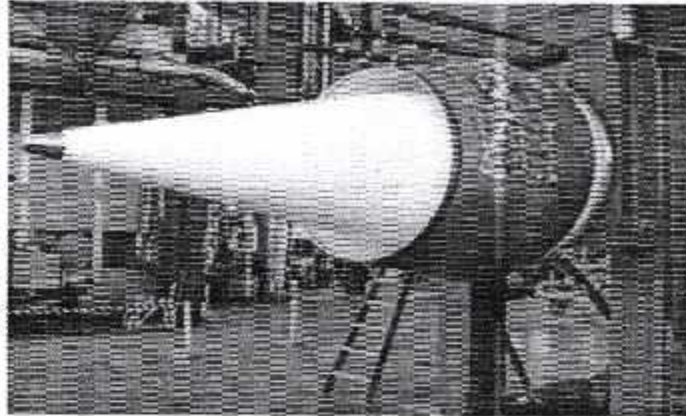


Fig. II.8 : Tuyère à noyau centrale.

II.3.2. Tuyères innovantes :

➤ 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.



Fig. II.9: Tuyère à section variable.

➤ **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 aéronef notamment lors de la phase de décollage .

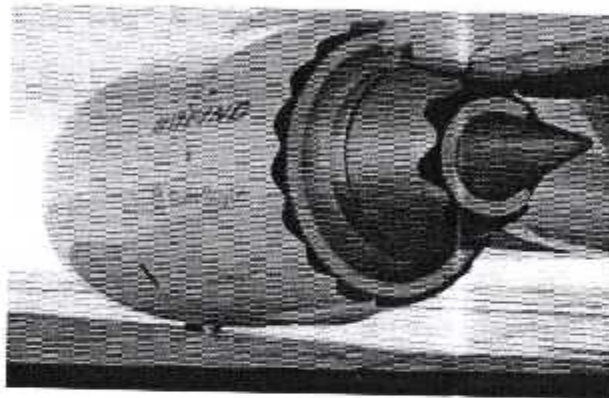


Fig. II.10: Tuyère à chevrons

➤ **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.

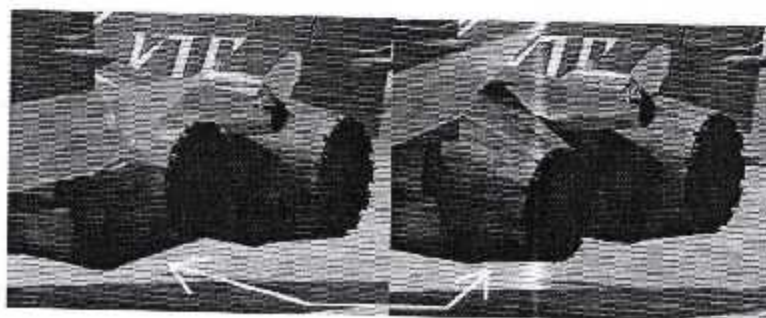


Fig. II.11 : Tuyère orientable.

➤ **Tuyère à divergent 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, voir pneumatique.

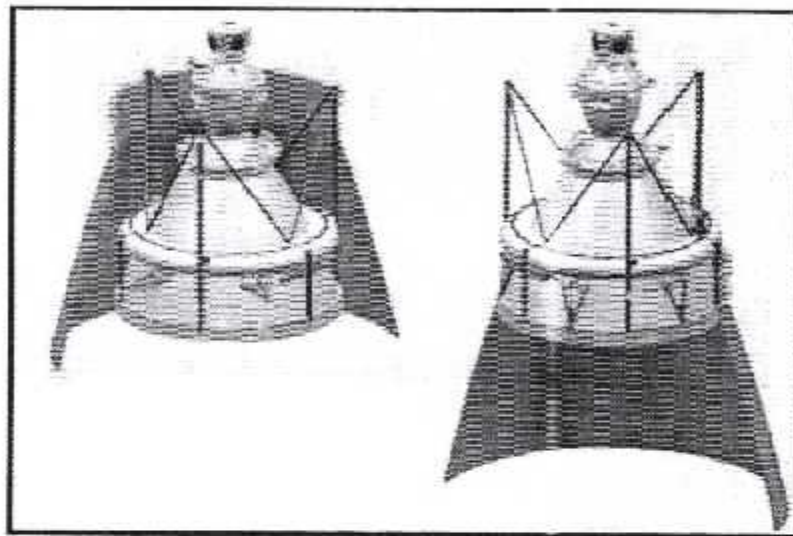


Fig. II.12 : Tuyère déployable.

II.3.3. 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.

➤ **Tuyère double-galbe :**

Le principal objectif d'une tuyère double-galbe est le gain de performances par principe d'auto-adaptation en fonction de l'altitude. En effet, ce système a pour avantage d'avoir une auto adaptation de l'écoulement pour deux régimes de fonctionnement (à basse et à haute

altitude) sans activation mécanique. Le principe est théoriquement assez simple mais les efforts structurels mis en jeu peuvent être importants. Il en découle une étude approfondie de ce concept afin de garantir un fonctionnement optimal de ce système.

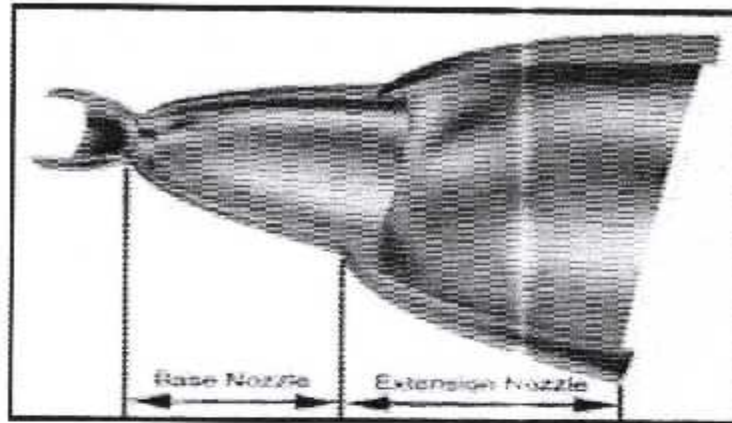


Fig. II.13: Tuyère double galbe.

➤ **Tuyères Auto Ajustable :**

Contrairement aux configurations présentées auparavant ou le processus de détente des gaz sont influencé par la forme du canal divergent, le processus de détente pour ce type de tuyères est directement ou indirectement régulé par la pression ambiante. L'écoulement de gaz dans ce cas s'ajuste lui-même pour être conforme à conditions extérieures.

Ces tuyères sont classées en deux catégories :

a) **Tuyère type bouchon (Plug Nozzle) :**

Pour ce type de tuyère, le col de ce type de tuyères possède la forme d'un anneau localisé au diamètre extérieur comme le montre la figure (II.14). 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 P_t jusqu'à la pression ambiante P_a . La poussée de ce type de tuyères est identique à celle de la tuyère convergente-divergente [13] .

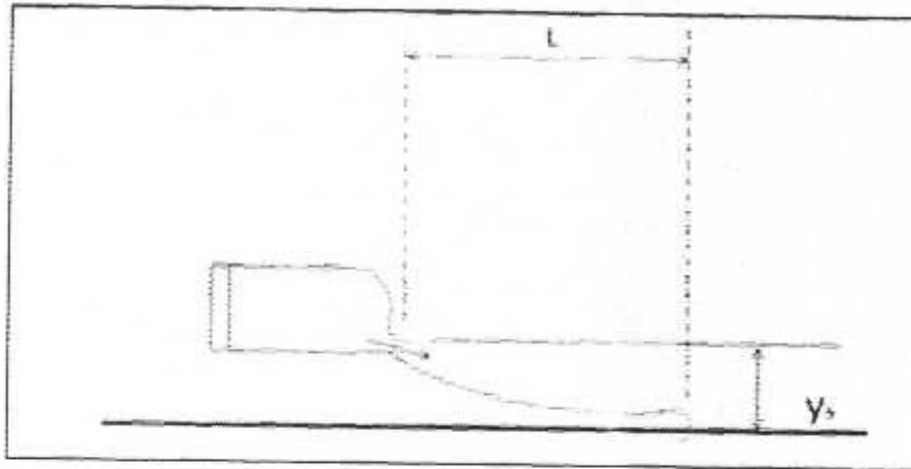


Fig. II.14: Tuyère Type Bouchon

b) Tuyère Type Détente - Déviation :

Ce type de tuyères est caractérisé par leurs chambres de combustion compacte et présente un col annulaire au voisinage de la ligne centrale. Dans ce cas, les gaz se dirigent dans la direction de l'épaulement du bouchon central qui réalise une rotation de l'écoulement en expansion à une direction presque axiale, c'est pour ça qu'elle est qualifiée de la tuyère à détente-déviation. Cette conception permet l'obtention de très bonnes performances même pour les conditions aux dessous de celles pour lesquelles elle a été initialement conçue.

Les travaux expérimentaux sur de telles tuyères [13] ont montré qu'une utilisation d'angles de déviation d'une valeur aussi importante que 40° n'entraîne que des pertes minimales de poussées (une perte de 1% a été enregistrée pour un angle de 30°).

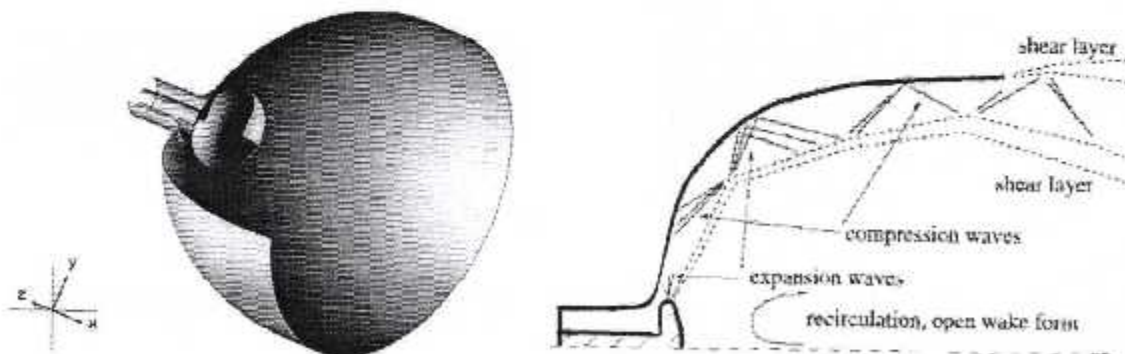


Fig. II.15: Tuyère Type Détente - Déviation

➤ **Tuyère à duel mode (duel mode nozzle) :**

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].

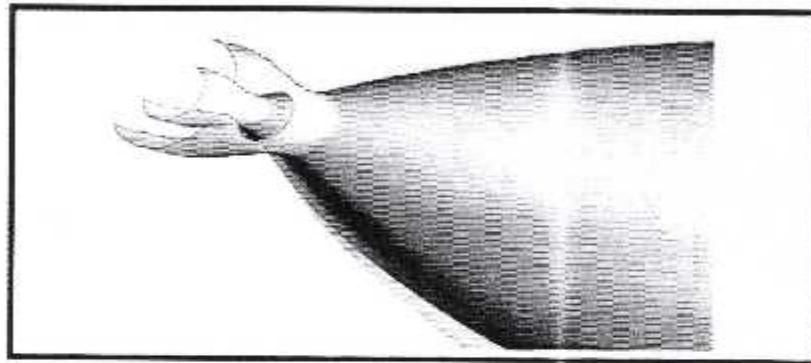


Fig II.16 : Tuyère double col.

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 [10].

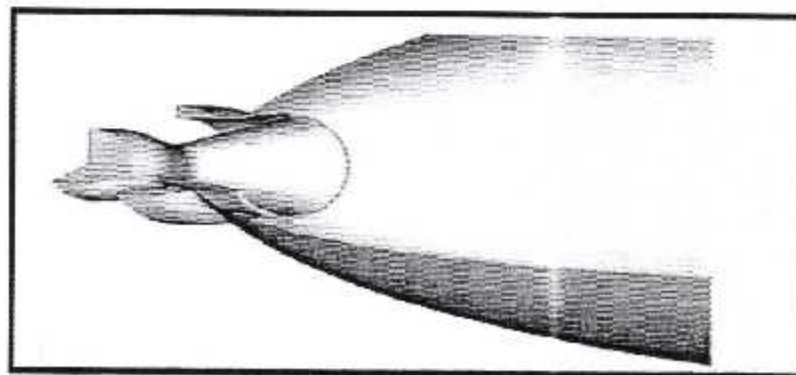


Fig II.17 : Tuyère double détente.

II.4. L'APPROCHE QUASI-MONODIMENSIONNELLE :

L'approche quasi monodimensionnelle est une approximation de l'écoulement dans une surface variable du tube de courant (Fig. II.16.b). 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 dans les moteurs fusés, les résultats quasi-monodimensionnel sont fréquemment suffisant. L'approche quasi-monodimensionnelle permet à la section du tube de courant de varier contrairement à l'approche monodimensionnelle (Fig. II.16.a), 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 en 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.

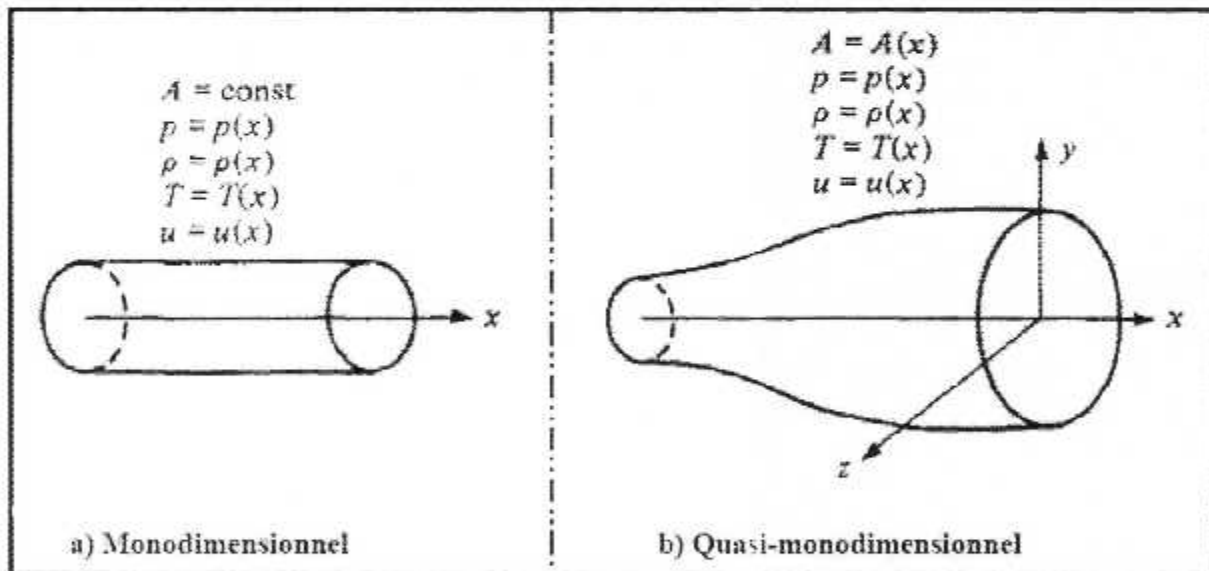


Fig. II.18 : La différence entre l'approche Monodimensionnel et l'approche Quasi-monodimensionnel.

II.4.1. Rappel sur la Dynamique des gaz :

Pour calculer analytiquement les différents paramètres de l'écoulement dans n'importe quelle section du canal on fait appel aux relations de la dynamique des gaz avec l'approche quasi-monodimensionnelle.

II.4.1.a. Le rapport de température :

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

Avec :

T_0 : Température d'arrêt

T : Température statique

M : nombre de mach

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$$

C_p : Capacité calorifique à pression constante

C_v : Capacité calorifique à volume constant

II.4.1.b. Le rapport de pression :

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

Avec :

P_0 : Pression totale

P : pression statique

II.4.1.c. Le rapport de masse volumique :

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

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 :**

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

Où :

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

❖ Le rapport de masse volumique :

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

Où :

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

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

$$\frac{T^*}{T_0} = 0.833, \quad \frac{\rho^*}{\rho_0} = 0.634, \quad \frac{P^*}{P_0} = 0.528$$

II.4.2. Les relations de rapport de section :

II.4.2.a. 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 $d\rho$ [16]. La relation (II.7) montre le rapport entre la pression et la densité pour un écoulement isentropique.

$$\frac{dP}{d\rho} = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s = a^2 \quad (\text{II.7})$$

Pour un gaz calorifiquement parfait :

$$H = C_p T \quad (\text{II.8})$$

$$a = \sqrt{\gamma r T} \quad (\text{II.9})$$

Avec :

a : vitesse du son

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

II.4.2.b. Relation vitesse section (relation d'Hugoniot) :

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{dU}{U} \quad \text{(II.10)}$$

Cette équation nous montre des résultats très importants :

- Si $0 \leq M \leq 1$, ça correspond à un écoulement incompressible.
- Si $0.3 \leq M \leq 1$ (écoulement subsonique) : une augmentation de la vitesse ($dU > 0$) est associée à une diminution de la section ($dA < 0$) et vice-versa (voir figure II.19.a)
- Si (écoulement supersonique) : une augmentation de la vitesse s'accompagne d'une augmentation de section et vice-versa (figure II.19. b).
- Si $M=1$ (écoulement sonique) : l'équation (II.10) 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.

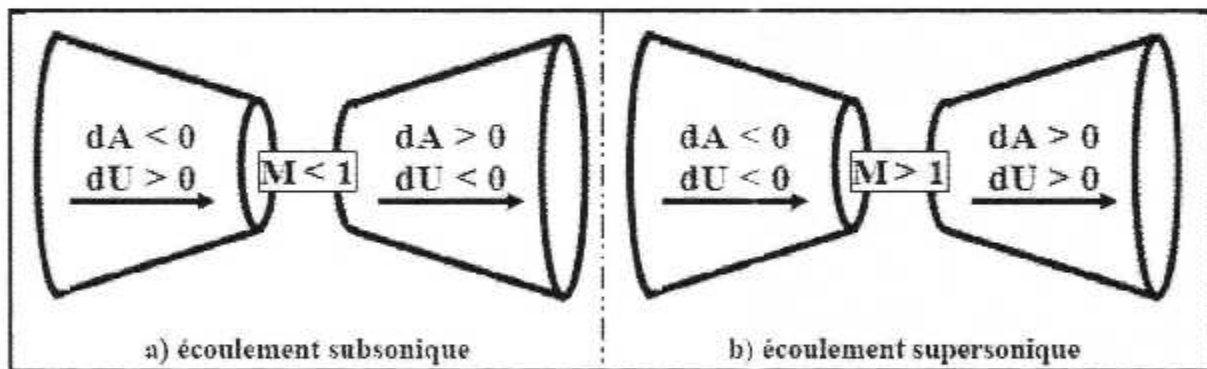


Fig. II.19 : Relations vitesse-section.

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.20). En outre, la section minimale qui sépare les sections convergentes et divergentes doit avoir un écoulement sonique, cette section est appelée col.

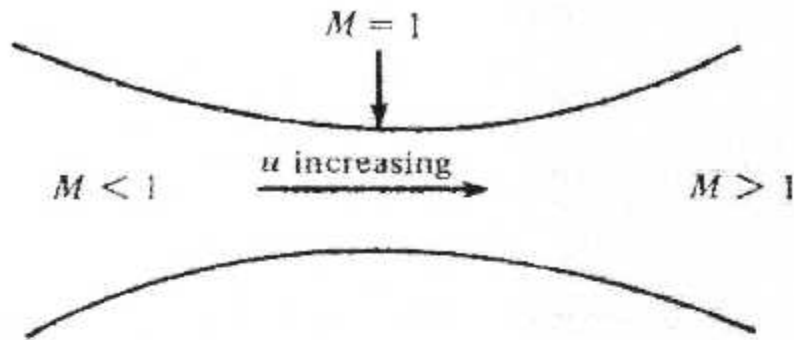


Fig. II.20 : Canal convergent divergent.

II.4.2.c. Rapport de section :

La relation (II.8) 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 en fonction du rapport de la section locale sur celle du col.

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (\text{II.11})$$

Tel que :

A : Section du canal

A^* : Section du canal où $M=1$

II.4.3. Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique :

L'approche *monodimensionnelle* des écoulements des gaz *calorifiquement parfait* et *non-visqueux* permet de décrire *les différents régimes* de fonctionnement d'une tuyère supersonique. Considérons le système représenté par la figure II.21, constitué d'une tuyère De-Laval. La tuyère est en communication avec un réservoir contenant un gaz à une pression génératrice P_c *supposée fixe*. Le divergent débouche dans une enceinte quasi infinie dont la pression statique P_a est *variable*

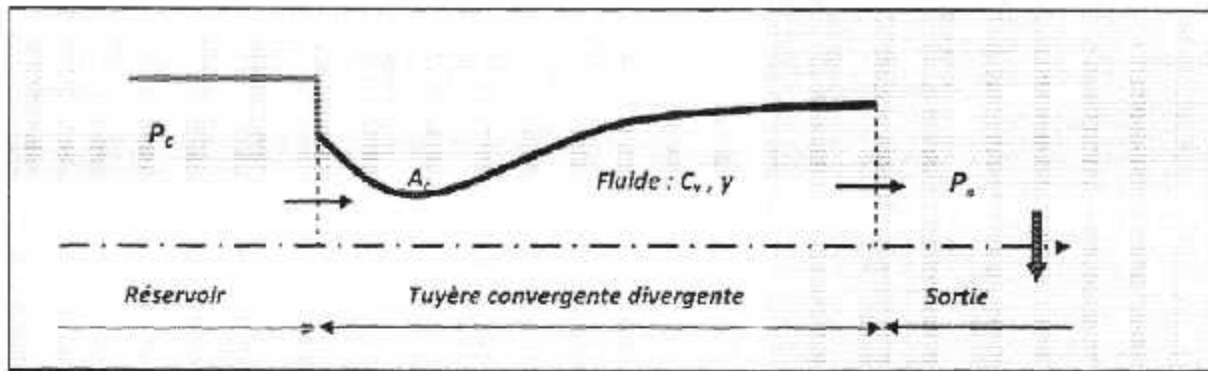


Fig. II.21 : Schéma de la tuyère supersonique.

Si la pression du milieu extérieur est égale à la pression de la chambre, le fluide est entièrement au repos (Fig. II.22, *courbe (a)*). Si la pression du milieu ambiant P_a diminue progressivement au-dessous de la pression P_c supposée constante, un débit d'écoulement prend naissance et cinq régimes particuliers d'écoulements sont distingués [38], [15], [34].

II.4.3.a. Ecoulement subsonique :

Au début de l'écoulement le débit augmente avec la diminution de la pression ambiante. L'écoulement est subsonique dans toute la tuyère [Fig. II.22, courbes (b) et (c)]. Dans le convergent la vitesse augmente et la pression diminue jusqu'à une valeur minimale atteinte au col. Dans le divergent la vitesse diminue et la pression augmente jusqu'à la pression du milieu extérieur. La pression est donc minimale dans la section du col où la vitesse passe par une valeur maximale.

II.4.3.b. Ecoulement sonique adapté :

Si P_a continue à diminuer jusqu'à une valeur caractéristique notée P_{ac1} , l'écoulement au col devient sonique et le débit atteint une valeur limite maximale [Fig. II.22, courbe (d)]. L'écoulement est dit sonique adapté. Partout encore, sauf au col, l'écoulement est subsonique. Au col de la tuyère, la pression atteint la valeur critique P^* et la vitesse atteint la vitesse du son. Le col est amorcé.

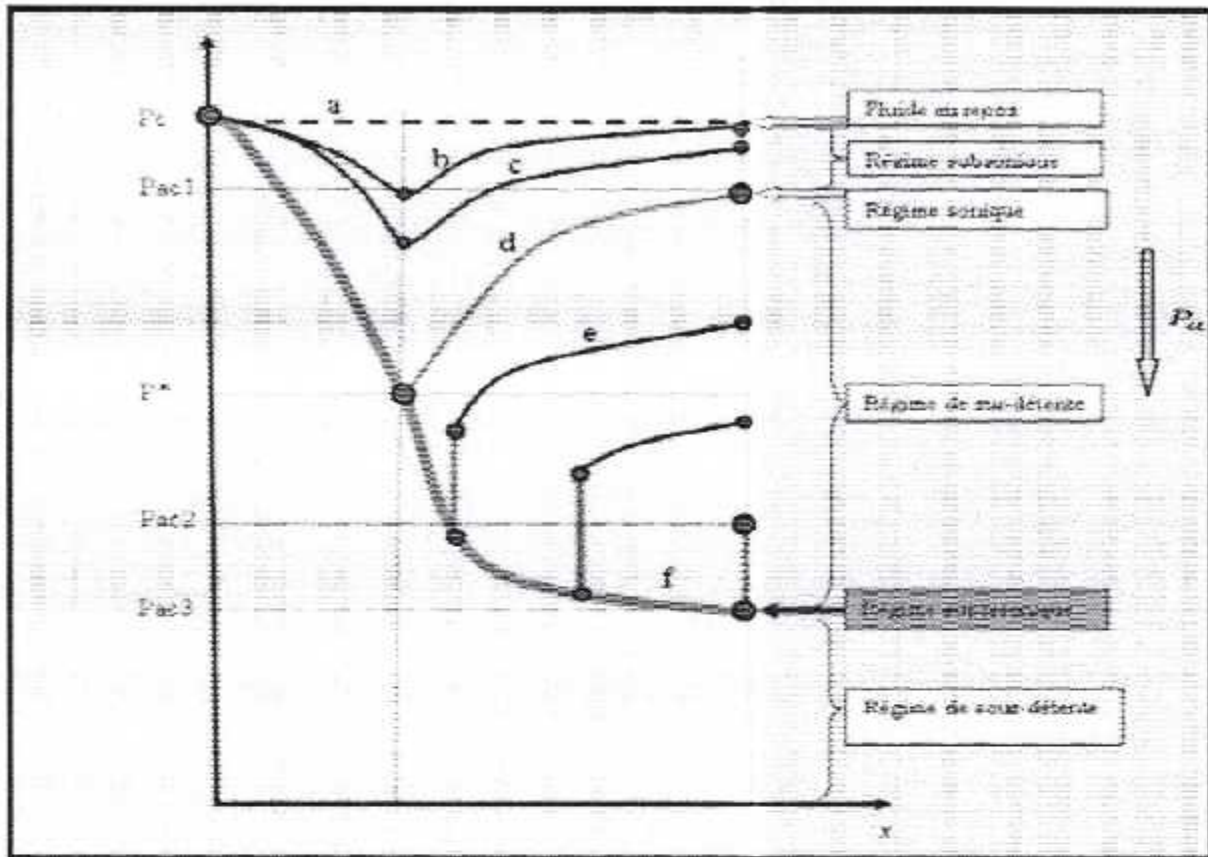


Fig. II.22 : Les régimes d'écoulement dans une tuyère supersonique.
Evolution de la pression le long de la tuyère.

II.4.3.c. Ecoulement sonique non adapté :

Si P_a diminue au-dessous de P_{ac1} , le col reste toujours sonique. Dans le divergent apparaît un phénomène irréversible appelé onde de choc, l'écoulement est dit sonique non adapté ou régime de sur-détente. L'évolution de l'écoulement du gaz est représentée par la courbe (e) de la figure II.22.

Dans le convergent l'écoulement ne subit aucune modification mais dans le divergent une onde de choc stationnaire et normale à l'axe de la tuyère divise l'écoulement en deux parties (Fig. II.23). Dans la première partie du divergent l'écoulement est supersonique, la vitesse continue à augmenter et la pression diminue. A travers l'onde de choc, la pression augmente brusquement, et la vitesse diminue brusquement. L'onde de choc se place de telle façon à ce que la recompression qui s'effectue ramène la pression de la sortie à la pression

ambiante P_a . Dans la deuxième partie du divergent (après l'onde de choc) la pression remonte et la vitesse diminue progressivement, l'écoulement est à nouveau subsonique.

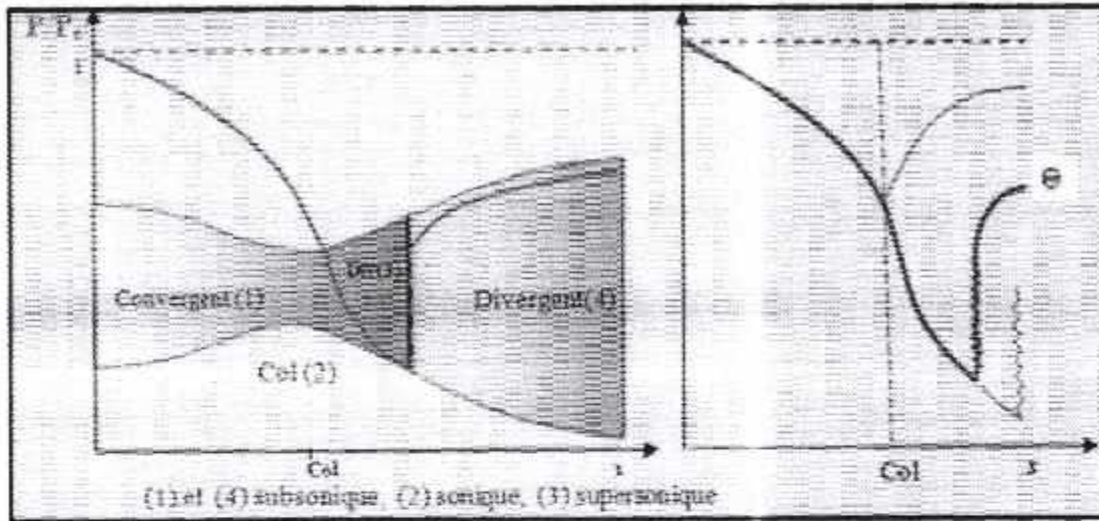


Fig. II.23 : Régime de sur-détente en 1D.

L'onde de choc se déplace vers la sortie lorsque P_a diminue. Soit P_{ac2} la pression ambiante pour laquelle l'onde de choc se place à la sortie de la tuyère.

En diminuant encore la pression P_a au-dessous de P_{ac2} , l'écoulement dans le divergent est entièrement supersonique, la diminution de P_a ne modifie plus l'écoulement à l'intérieur de la tuyère. L'adaptation de la pression entre celle de sortie de la tuyère et la pression du milieu ambiant doit se faire à l'extérieur du divergent par l'intermédiaire d'ondes de choc obliques.

II.4.3.d. Ecoulement supersonique adapté :

Si P_a continue à diminuer il arrive un moment où l'écoulement sera entièrement supersonique dans toute la tuyère. Le phénomène d'onde de choc disparaît et il n'y est plus de recompression externe, alors la tuyère est parfaitement adaptée. L'évolution du gaz est représentée par la courbe (f) de la figure II.22. Notons par P_{ac3} la pression ambiante pour laquelle ce phénomène se produit. P_{ac3} est appelé *pression d'adaptation*.

II.4.3.e. Ecoulement supersonique non adapté :

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

Remarques et résultats :

- ✓ L'approche monodimensionnelle des écoulements des gaz calorifiquement parfait et non-visqueux permet de décrire les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère supersonique.
- ✓ Une tuyère supersonique ne fonctionne donc correctement que pour la seule valeur du rapport de pression P_{ac1}/P_c , où P_{ac3} est appelée *pression d'adaptation*.
- ✓ La limitation de l'intervalle de chaque régime d'écoulement nécessite la détermination des valeurs caractéristiques de la pression du milieu ambiant pour une pression chambre P_c fixe. Ces valeurs sont P_{ac1} , P_{ac2} , P_{ac3} .
- ✓ L'approche monodimensionnelle permet l'étude de l'effet de variation de section, de l'onde de choc normale, des ondes de choc obliques et des ondes de détentes.
- ✓ L'approche monodimensionnelle permet d'obtenir une première estimation des paramètres de fonctionnement des tuyères supersoniques.

II.4.4. Fonctionnement réel de la tuyère supersonique :

L'approche monodimensionnelle des écoulements des gaz calorifiquement parfait et non visqueux suppose l'absence totale des effets visqueux. Dans les écoulements réels, la tuyère comporte une couche limite qui est très sensible aux variations de pression, ce qui rend les phénomènes physiques dans la tuyère plus complexes. Lorsque le col de la tuyère est sonique, l'écoulement dans la tuyère dépend uniquement de la pression à la sortie de la tuyère

notée P_e et de la pression du milieu ambiant P_a . En fonction de la *différence* entre *ces deux pressions*, *trois cas* sont rencontrés :

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

II.4.4.a. Le régime d'adaptation :

Dans le cas du régime adapté, la détente du gaz est complètement accomplie dans la tuyère. Le gaz se détend depuis la chambre jusqu'à la sortie de la tuyère. En sortant de la tuyère aucune adaptation de pression n'est nécessaire vu que la pression du milieu ambiant P_a est *égale* à la pression de sortie P_e . L'écoulement du gaz sort de la tuyère sous forme d'un jet supersonique quasi-uniforme. Une frontière isobare sépare le jet supersonique du fluide ambiant. En sortant de la tuyère, la couche limite du jet entre en contact avec le fluide ambiant et l'entraîne dans son sillage. Cette interaction forme une couche de mélange (Figure II.24).

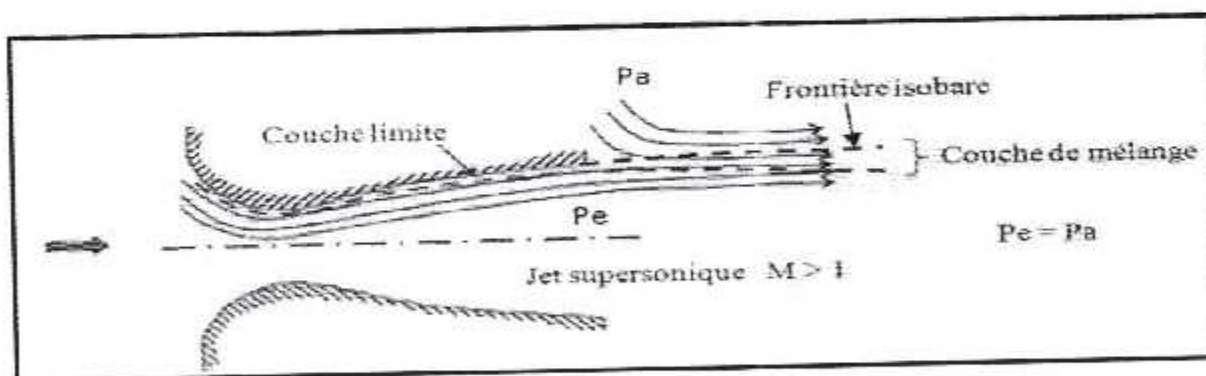


Fig. II.24 : Organisation de l'écoulement à l'adaptation.

II.4.4.b. Le régime de sous-détente :

Ce régime supersonique hors adaptation est appelé régime de sous-détente. Il se concrétise lorsque la pression du milieu ambiant P_a est *inférieure* à la *pression d'adaptation*. La *détente* est *incomplète* dans la tuyère. En sortant de la tuyère, le gaz continue sa détente de

la pression de sortie P_e à la pression *inférieure* ambiante P_a . La suite de la détente du gaz est réalisée à la sortie de la tuyère par un faisceau d'ondes de détente. Vu que la pression de sortie est supérieure à la pression ambiante, un élargissement du jet supersonique est observé à la sortie de la tuyère. La frontière isobare qui sépare le jet supersonique du fluide du milieu ambiant prend une forme divergente (Figure. II.25).

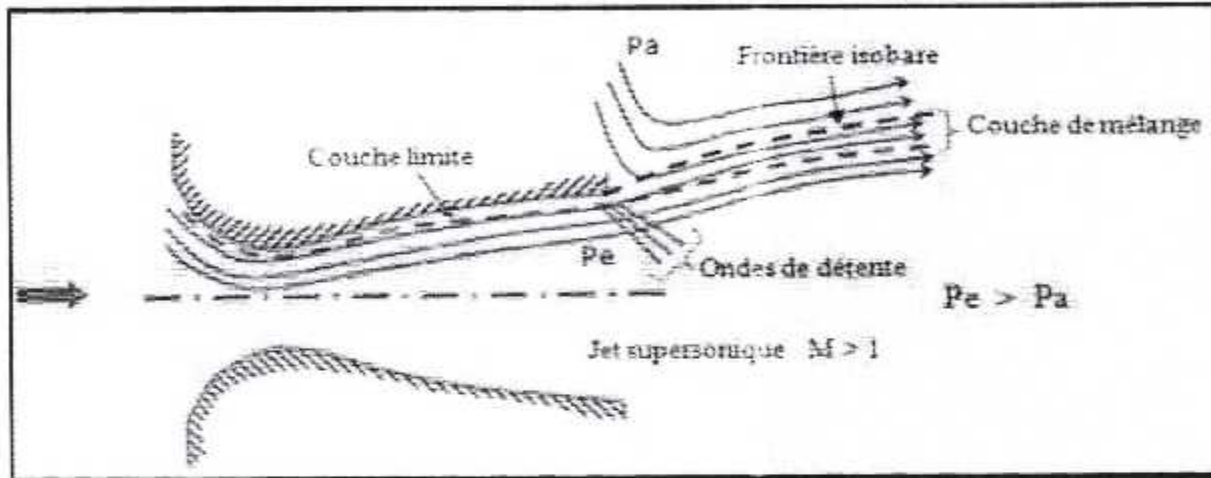


Fig. II.25 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.

La figure II.26 représente le profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente. L'écoulement suit une distribution de pression strictement décroissante depuis la pression chambre jusqu'à la pression de sortie.

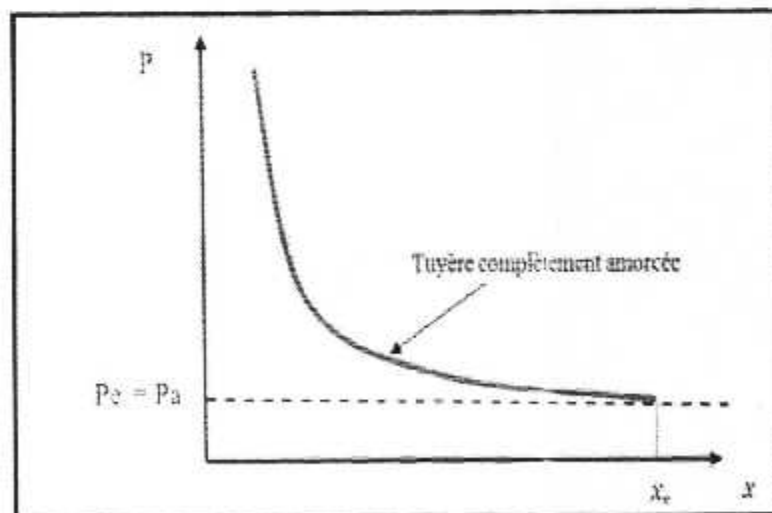


Fig. II.26 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente

II.4.4.c. Le régime de sur-détente :

Le deuxième régime supersonique hors adaptation est le régime désigné par le régime de sur détente. Ce régime se produit lorsque la pression du milieu ambiant P_a est *supérieure* à la *pression d'adaptation* de la tuyère. La détente des gaz dans la tuyère s'effectue jusqu'à une pression statique P_1 qui est *inférieure* à la pression ambiante P_a . La couche limite du jet dans cette situation subit une contre-pression et un choc d'intensité P_2/P_1 se forme dans l'écoulement. La pression P_2 est la pression après le choc, elle est presque égale à la pression ambiante. Suivant l'intensité du choc, *deux cas* sont rencontrés : le régime de sur-détente avec *décollement naissant* et le régime de sur-détente avec *décollement étendu*.

❖ **Sur-détente avec décollement naissant :**

Pour des gradients de pression adverse modérés, la couche limite subsonique détecte ou ressent la contre pression en un *point O* appelé *origine de l'interaction* juste un peu en avant de la sortie de la tuyère. La couche limite *décolle* de la tuyère *à la lèvre* et un choc oblique se forme à la sortie de la tuyère. Dans ce régime il *n'y a pas de point de décollement*. Ce régime de sur-détente est qualifié de sur-détente avec décollement naissant (Figure.II.27).

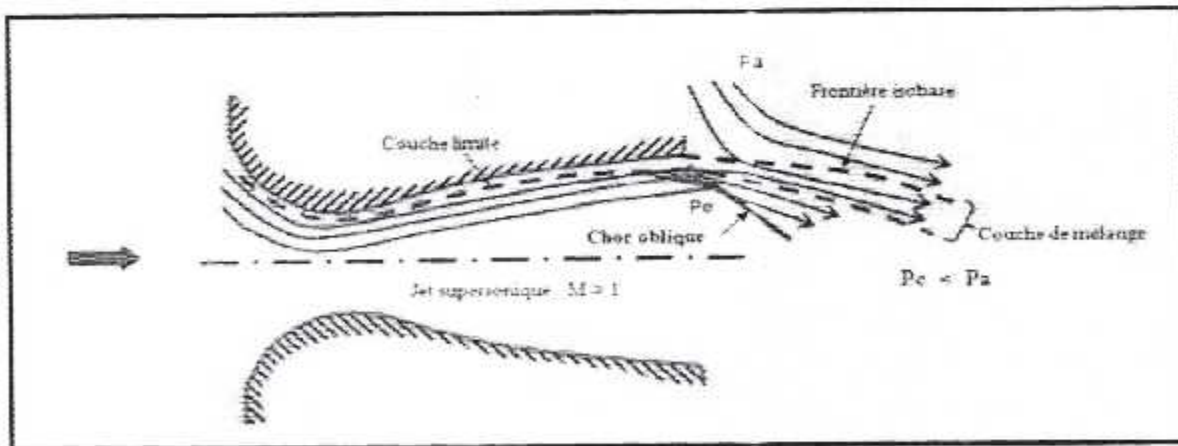


Fig. II.27 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite.

❖ **Sur-détente avec décollement étendu :**

La couche limite n'est pas en mesure de supporter n'importe qu'elle valeur de contre pression. Au-delà d'une certaine valeur critique, la couche limite *décolle* → *l'intérieur* de la tuyère. Ce décollement entraîne une profonde modification de l'écoulement, comme le montre le montage réalisé dans la figure (II.28), [36], [17].

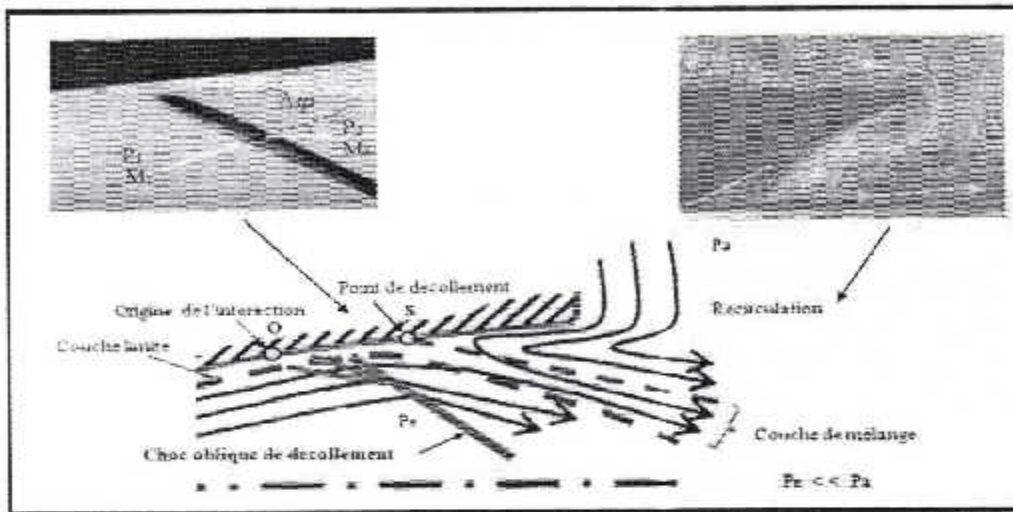


Fig. II.28 : Tuyère en sur-détente avec décollement étendu de la couche limite.

Le décollement ainsi créé va se produire dans un *point S* situé à *l'intérieur* de la tuyère. Au niveau de ce point de décollement, il se produit une *compression rapide* de l'écoulement interne de la tuyère *depuis* la pression P_1 (pression non perturbée immédiatement avant le décollement) jusqu'à la pression P_2 (pression en aval du point décollement). Cette rapide contre pression provoque la formation d'un choc oblique à travers duquel l'*écoulement* est *ralenti* et *dévié* d'un angle Δ et son nombre de Mach passe de M_1 à M_2 . De S part une couche de mélange, zone visqueuse assurant une transition continue des propriétés de l'écoulement décollé entre le jet à grande vitesse situé près de l'axe de symétrie et la région proche de la paroi, où le fluide est presque stagnant. Le fluide du milieu externe est aspiré à l'intérieur de la tuyère sous l'effet d'entraînement puis évacué dans la couche de mélange.

Ce régime est *très dangereux* pour la tuyère. La topologie de l'écoulement dans ce régime est fortement influencée par le profil de la tuyère ainsi que le rapport de pression P_0/P_a .

II.4.5 Les paramètres de performances :

➤ **La poussée :**

La poussée délivrée par une tuyère est en fonction non seulement de la vitesse d'éjection des gaz de combustion, mais aussi de la différence entre la pression de sortie et ambiante. En théorie monodimensionnelle d'un écoulement permanent non visqueux, la poussée s'écrit ;

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (\text{II.12})$$

F : La poussée(N)

A_e : Section de sortie tuyère

\dot{m} : Débit massique(kg/s)

➤ **Coefficient de poussée :**

Le coefficient de poussée est un rapport sans dimension, définie comme le rapport de la poussée F au produit de la pression totale dans la chambre par l'air de la section au col :

$$C_F = \frac{F}{P_0 A^*} \quad (\text{II.13})$$

C'est un coefficient caractéristique de la détente des gaz dans la section divergente de la tuyère.

➤ **Le débit :**

Pour des conditions soniques au col de section A_c le débit \dot{m} est bloqué à sa valeur maximale pour une valeur de P_t donnée :

$$\dot{m} = \frac{P_t A_c \delta(\gamma)}{\sqrt{C_p T_t}} \quad (\text{II.14})$$

$$\delta(\gamma) = \frac{\gamma}{\sqrt{\gamma-1}} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1-\gamma}{2(\gamma-1)}} \quad (\text{II.15})$$

γ : Rapport des chaleurs spécifiques à pression et à volume constant

C_p : Capacité calorifique à pression constante

➤ **Coefficient de débit :**

Du fait que l'écoulement réel ne respecte pas parfaitement l'hypothèse de tranche plane, et qu'il ne se comporte pas comme un gaz non visqueux et calorifiquement parfait, le débit réel \bar{m} est alors corrigé avec un coefficient C_D approchant l'unité :

$$C_D = \frac{\text{debit actuel reel}}{\text{debit actuel isentropique}} \quad (\text{II.16})$$

$$\bar{m} = C_D \dot{m} \quad (\text{II.17})$$

➤ **Vitesse effective :**

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

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

Avec :

F : La poussée

➤ **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

➤ **Impulsion totale :**

L'impulsion totale, notée comme l'intégral de la poussée durant la totalité du temps de fonctionnement :

$$I_{totale} = \int_0^t F dt \quad (II.20)$$

II.5. La conception des profils des tuyères supersoniques :

Après la seconde guerre mondiale, la demande continue pour augmenter les performances des moteurs fusées, d'abord pour les applications stratégiques (fusée balistique intercontinentale) puis dans le cadre de la conquête spatiale (course à la Lune, satellisation) a conduit à définir des tuyères à plus grand rapport de sections pour des moteurs fonctionnant à très hautes altitudes.

Pour des tuyères à grand rapport de sections, le concept de divergent conique devient vite irréalisable et au égard sa longueur et son diamètre de sortie. Si des tuyères à divergent quasi-conique continuent d'être utilisées pour des moteurs à ergols solides fonctionnant généralement aux basses altitudes, la plupart des tuyères qui équipent les moteurs fusés à liquides ont des profils optimisés calculés par la méthode des caractéristiques. Aujourd'hui, il existe deux grandes familles de tuyères à Profil optimisé [31] :

- ✓ Les tuyères idéales tronquées
- ✓ Les tuyères paraboliques

Les principes de conception de ces profils sont succinctement décrits ci-après.

II.5.1. Tuyère conique :

Supposant un écoulement conique à la sortie, le rendement géométrique devient :

$$\eta_{geo} = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (II.21)$$

Où

α : Demi-angle du cône (figure II.29)

La longueur de la tuyère conique peut être exprimé par :

$$L_{\alpha, cone} = \frac{r_t(\sqrt{\epsilon}-1) + r_{td}(\sec(\alpha)-1)}{\tan \alpha} \quad (II.22)$$

Avec :

$$\sec(\alpha) = \frac{1}{\cos \alpha}$$

r_c : Rayon du col

r_{td} : Rayon de courbure du col

ε : Rapport de détente

Typiquement le demi-angle du cône α se situe entre $[12^0 - 18^0]$. Usuellement on prend 15^0 pour limiter les pertes engendrées par une grande divergence.

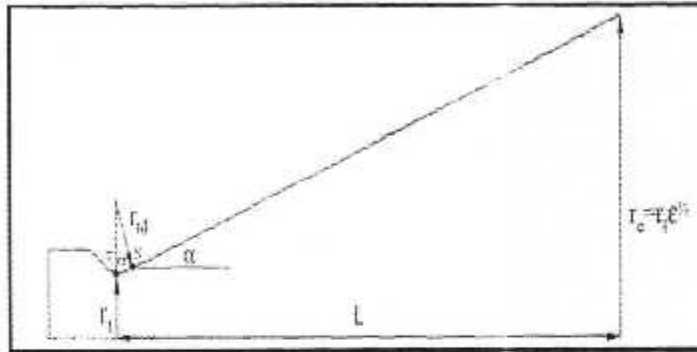


Fig. II.29 : Tuyère conique.

II.5.2. Les tuyères optimisées :

II.5.2.a. Les tuyères à contour idéal tronqué TIC :

Le profil d'une tuyère à contour idéal tronqué est obtenu à partir de celui d'une tuyère idéale de référence qui a été calculé pour engendrer dans le plan de sortie un écoulement parallèle à l'axe. Pour des raisons d'optimisation, le divergent de la tuyère est tronqué dans la dernière partie au prix de perte de poussée relativement limitée. Ce type de tuyères est désigné alors de tuyères idéales tronquées ou tuyères TIC (Truncated Ideal Contoured nozzle). Les tuyères idéales tronquées équipent certains moteurs de lanceurs comme le moteur européen Viking du lanceur Ariane 4, le moteur japonais LE-7 du lanceur H-2 et le moteur russe RD-120 du lanceur Zenith.

II.5.2.b. Les tuyères à contour idéal tronqué compressé CTIC :

En 1966 Gorgish [45], propose une méthode de conception de tuyère extrêmement petite. La base de la méthode est de comprimer linéairement une tuyère TIC. Il suggère qu'en comprimant un contour idéal tronqué, on peut avoir de meilleures performances que les tuyères TOC (voir le prochain titre) pour la même enveloppe.

Une tuyère CTIC est obtenue en comprimant linéairement une tuyère TIC dans la direction axiale, pour obtenir la longueur de la tuyère désirée. Cette procédure ramène la tuyère à une détente initiale plus rapide suivie par un retour d'écoulement plus sévère en comparant avec la tuyère TIC. Toutefois Hoffman [18], trouve que la tuyère TOC est supérieure à la tuyère CTIC. Néanmoins, pour certaines conceptions la différence en performances est petite, il indique alors que la tuyère optimale CTIC est certainement une bonne tuyère.

II.5.2.c. Les tuyères à profil parabolique TOC :

Une méthode permettant d'optimiser la performance d'une tuyère pour une longueur donnée est proposée par Rao [32]. Ce type de tuyère est dite tuyère TOC de l'acronyme de la dénomination anglaise Thrust-Optimized Contour nozzle. La longueur typique d'une tuyère Rao est de 75% à 85 % de la longueur d'une tuyère conique de 15 degrés ayant le même rapport de section. Rao a aussi montré que le profil de la tuyère obtenu par cette méthode pouvait être approché par une parabole, sans perte significative de performance [33]. Ce type de profil est utilisé pour les tuyères des moteurs fusées modernes tels que le moteur Vulcain d'Ariane 5 ou le moteur SSME de la navette spatiale américaine.

La figure II.30 présente les profils de deux tuyères TIC et TOC du laboratoire LEA de Poitiers en France [45],[11]. Les deux tuyères ont le même rapport de section S_{sortie}/S_{col} et ont les mêmes performances pour un écoulement parfait. Mais, la tuyère TOC est plus optimisée que la tuyère TIC. Donc une longueur plus faible, ce qui implique un poids plus faible. Ce gain d'optimisation est pénalisé par un écoulement réel plus perturbé dans la tuyère TOC que la tuyère TIC.

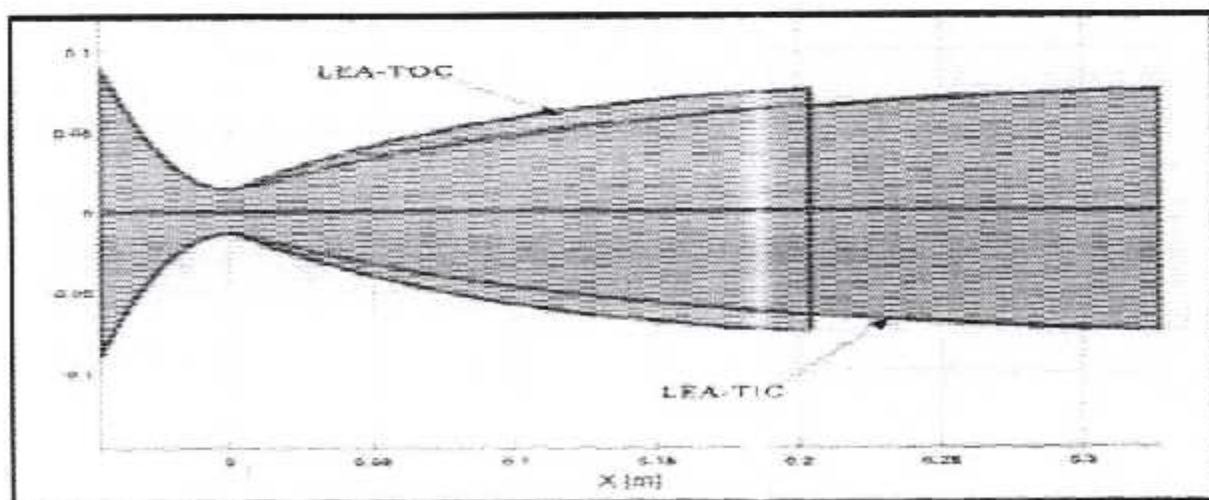


Fig. II.30 : Profils des tuyères TIC et TOC

Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons exposé les différents types de tuyères en partant des tuyères conventionnelles jusqu'aux tuyères auto-adaptables.

Par la suite nous avons exposé la théorie quasi monodimensionnelle qui est très utile pour les écoulement deux dimension où les résultats donnés par cette théorie sont fréquemment suffisants pour une large variétés des problèmes d'ingénierie ,comme l'étude de l'écoulement dans une soufflerie ou les moteurs fusée.

A la fin, nous avons exposé quelques méthodes de conception des profils tuyères, qui permettent de mieux optimisé les performances des tuyères.

CHAPITRE III

VECTORISATION FLUIDIQUE DE
POUSSEE

Introduction :

Une étude de modélisation du phénomène d'injection secondaire dans une tuyère supersonique est présentée dans ce chapitre. Ce modèle est inspiré d'études et approches physiques qui ont déjà abordé un tel phénomène. Son principe est basé sur l'utilisation de la théorie illustrée par Spaïd [40]. Cette théorie, issue de l'étude d'une injection dans un écoulement plan et uniforme, est basée sur le calcul de la hauteur effective de l'obstacle équivalent au jet injecté. Cette hauteur est le principal paramètre à retenir dans cette théorie. Ce chapitre est consacré aussi à la présentation des modèles physiques et mathématique de la mécanique des fluides à travers un rappel des équations de Navier-Stokes compressibles instantanées puis moyennées avec les modèles de turbulence .

III.1. Le principe de la poussée vectorielle :

Le principe de la poussée vectorielle est d'orienter le flux à la sortie du réacteur en utilisant une tuyère orientable. Les premières tuyères ne pouvaient être pivotées que verticalement, agissant sur le tangage de l'avion uniquement. L'arrivée d'une seconde génération de tuyères orientables horizontalement a permis d'agir également sur le Lacet. Une autre évolution sur les biréacteurs est la possibilité de mouvoir deux tuyères de manière asynchrone, c'est-à-dire indépendamment l'une de l'autre. Ceci permet le contrôle du roulis et améliore encore la manœuvrabilité et les trajectoires de l'avion.

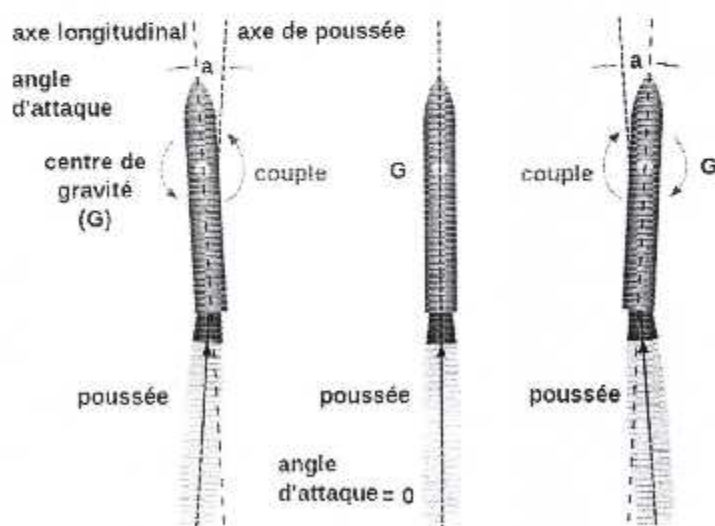


Fig. III.1: Schéma de principe d'une poussée vectorielle sur un missile

III.2. Vectorisation mécanique :

La méthode classique pour dévier le jet est la méthode "mécanique", basée sur des ailerons et des pièces mobiles installés au niveau du divergent de la tuyère. Bien que cette méthode soit performante n'est en moins elle présente *plusieurs inconvénients* qui sont :

- Le poids, en effet un tel dispositif est lourd et encombrant Une tuyère orientable par une méthode mécanique est deux fois plus lourde qu'une tuyère à géométrie fixe. Les ailerons mobiles nécessitent des actionneurs , dont les poids s'ajoutent à celui du moteur.
- Dispositif onéreux et coûteux à entretenir .
- Temps de réponse assez long par rapport à la vectorisation fluide .

De nombreux programmes américains lancés dans les années 90 ont porté sur la vectorisation mécanique de tuyères d'avion de combat. Un classement de ces projets est fourni dans le tableau ci-dessous [27] .

Type	Nombre de moteurs	Système de vectorisation	Axes de contrôle
X - 31 A	1	externe	PY
YF - 22	2	interne	P
F/ A - 18H ARV	2	externe	PYR
F - 16M ATV	1	interne	PY
F - 15S/ MI D	2	interne	P
F - 15 ACTIVE	2	interne	PYR

Tab. III.1: Classification des avions vectorisés, P : pitch (tangage), Y : yaw (lacet), R : roll (roulis)

III.3. Vectorisation fluide :

Cette méthode consiste à faire dévier le jet par l'application d'une injection fluide directement dans l'élément qui réalise la poussée (les tuyères en général) afin d'obtenir une déviation de sa quantité de mouvement . Une aspiration du gaz dans le divergent peut aussi jouer le même rôle de déviation de la poussée. L'injection du gaz, comme l'aspiration,

permettent de modifier la répartition de la pression sur les parois de la tuyère et d'en modifier le bilan des efforts.

Les avantages de cette méthode sont :

- construction simple .
- Il ne fait intervenir aucune pièce mécanique mobile autre que des soupapes de commande du fluide injecté. Dans ce cas, on élimine tous les problèmes liés aux ailerons mobiles .
- moins chère et facile à intégrer.
- une capacité de réponse rapide ainsi qu'une meilleure furtivité .

Cependant, la vectorisation fluidique présente quelques inconvénients :

- L'installation délicate des fentes d'injection surtout dans les tuyères axisymétriques.
- Le débit du gaz injecté, en général soutiré de l'écoulement primaire, réduit la poussée maximale du moteur au moment de la vectorisation. Si la qualité d'air secondaire tirée de l'alimentation en air primaire est réduite au minimum pour maximiser la poussée du moteur , on perd les avantages de la vectorisation .
- La méthode de vectorisation par choc pénalise le coefficient de poussée via les pertes de pressions totales à travers le système de chocs obliques provoqué par l'injection.

III.4. Les concepts de la vectorisation fluidique :

Plusieurs principes peuvent être utilisés pour vectorisé une tuyère supersonique par injection fluidique , on cite :

III.4.1 Le contrôle par choc (SVC ou Shock Vector Control) :

La vectorisation fluidique avec choc nécessite une force d'injection asymétrique d'un courant d'air secondaire dans la section divergente de la tuyère . Le principe consiste à créer une obstruction dans le divergent de la tuyère par une injection de gaz. La déviation du vecteur poussée est alors produite par la déviation de l'écoulement à la traversée de l'onde de choc oblique induite par l'obstruction et par la surpression générée par le décollement de la couche limite au voisinage de l'injection . Elle présente un risque de perte d'efficacité de

déviations en cas d'impact de l'onde de choc sur la paroi opposée et des pertes de poussée non négligeables en raison du prélèvement moteur et des pertes à la traversée de l'onde de choc.

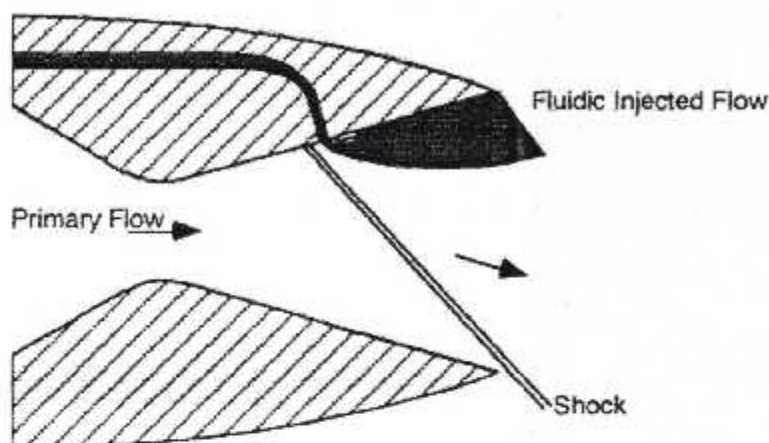


Fig. III.2: Principe contrôle par choc SVC

III.4.2 Déformation de la ligne sonique (Throat Shifting Method):

Le principe consiste à obtenir la déviation du vecteur poussée en modifiant la forme de la ligne sonique au col de la tuyère. Cette modification est obtenue par deux injections simultanées : au col sur une paroi et dans le divergent de la paroi opposée dans une zone proche de la section du col. Cette solution présente l'avantage d'éviter la formation d'une onde de choc induisant des pertes de poussée. Toutefois, l'injection au col géométrique induit une modification du col aérodynamique et a donc une influence sur le débit et les performances du moteur.

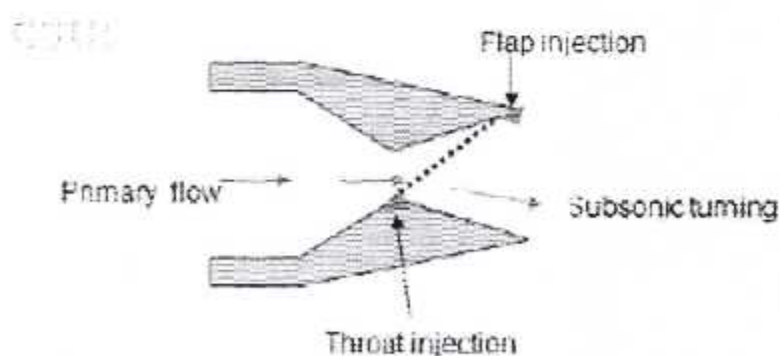


Fig. III.3 : Principe de déformation de la ligne sonique au col

III.4.3 Vectorisation à contre courant (Counterflow Method):

L'hypothèse du procédé à contre-courant est qu'il utilise une aspiration secondaire par une source d'aspiration. Le vide crée un écoulement renversé tout le long de la tuyère vers l'amont et donc une couche de mélange à contre-courant à la lèvre de la tuyère. Cette couche de mélange entraîne de l'air environnant dans le jet primaire. La présence d'un carénage extérieur associé à cet entrainement diminue la pression près du carénage (effet Coanda) et attire donc le jet vers ce dernier . Une aspiration dissymétrique permet de vectorisé le jet. Si l'entrainement est suffisamment important, la pression continue à diminuer jusqu'à l'attachement du jet sur la surface.

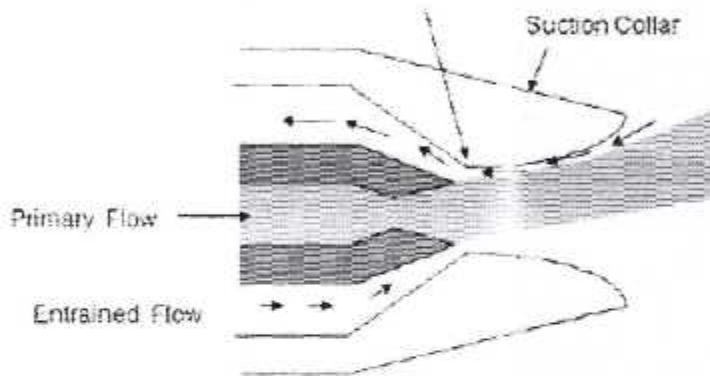


Fig. III.4 : Principe de vectorisation à contre courant

III.5. Type d'injection fluïdique :

Il existe deux types d'injection pour faire dévier le jet qui sont :

- *Injection par une fente annulaire*
- *Injection par un orifice circulaire*

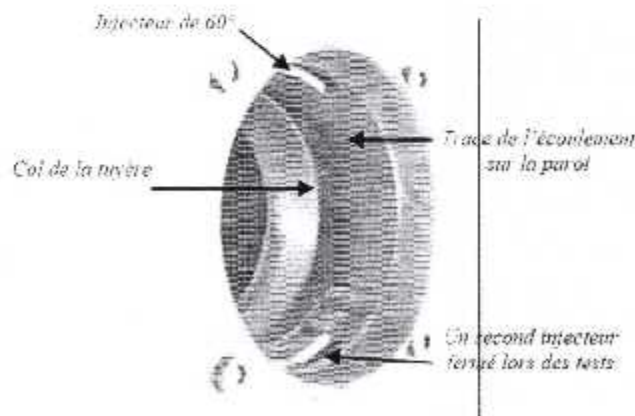


Fig. III.5 : Visualisation de trace de l'écoulement sur la paroi de la tuyère

Une structure de choc en lambda peut être observée dans les deux cas d'injection. Mais dans le second cas, le champ proche de l'injecteur est caractérisée par un choc détaché plus fort, un pic de pression est détecté en aval de la pression plateau de la zone décollée amont. En outre, cette zone de décollement est moins longue que dans le cas de la fente et le disque de Mach issu du jet secondaire est plus dévié en aval. Un choc secondaire dit choc de ré-compression se forme sous le jet par l'accélération du fluide extérieur après contournement du jet [27], [37] .

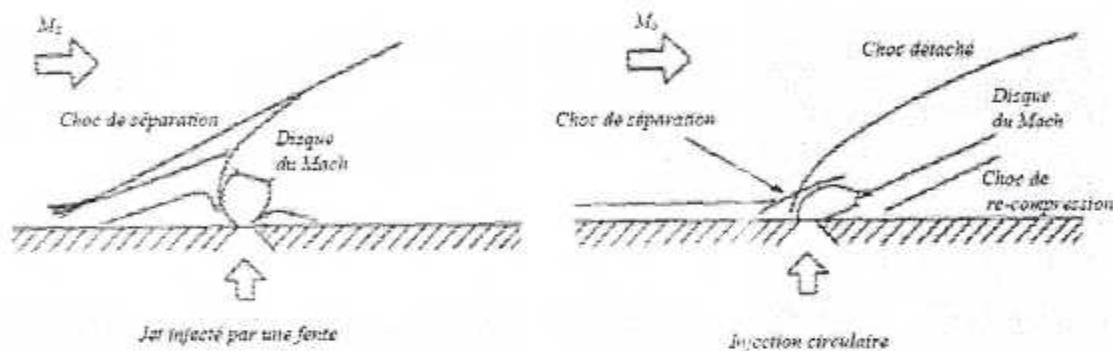


Fig. III.6 : Structure de l'écoulement avec injection par fente et trou circulaire

III.6. Les paramètres de vectorisation fluide :

III.6.1 Angle de vectorisation :

La vectorisation est caractérisée par l'angle de déviation entre l'axe longitudinal de la tuyère et le vecteur poussée, (Figure III.7) :

$$\delta = \arctan \frac{F_y}{F_x} \quad (III.1)$$

Où : F_x et F_y sont respectivement les efforts axial et normal (l'axe normal dans le cas 3D est l'axe y qui passe par la génératrice au milieu de l'injecteur où l'effort normal est la somme de toutes les sources des efforts projetés sur cette axe). La résultante des forces est donnée par la relation suivante :

$$F = \sqrt{F_y^2 + F_x^2}$$

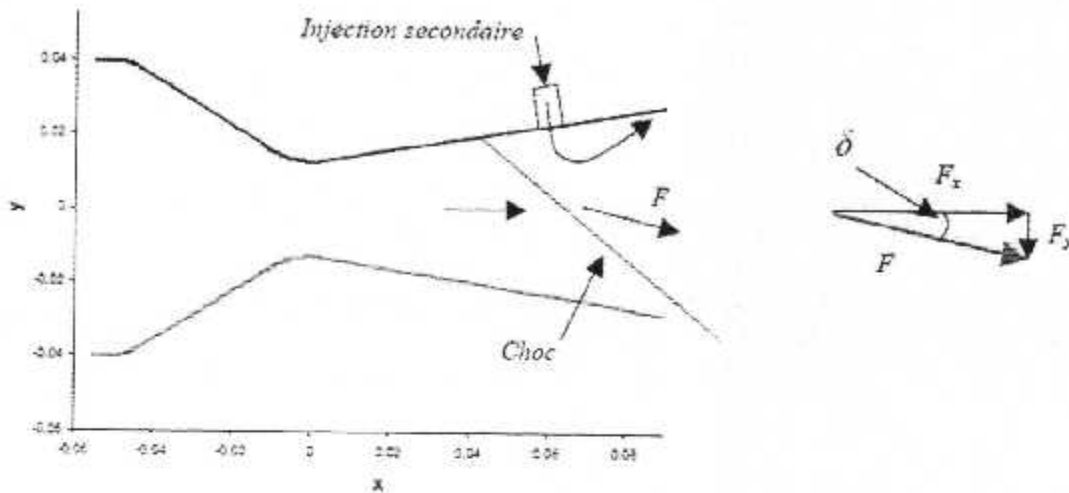


Fig. III.7 : Composantes de la poussée dans une tuyère à injection dans le divergent

III.6. 2 L'efficacité :

L'efficacité de la vectorisation est définie par le rapport entre l'angle de déviation et le taux d'injection (rapport du débit massique injecté ou secondaire m_j au débit massique primaire m_i) :

$$\eta = \frac{\delta}{100 \cdot \frac{m_j}{m_i}} \quad (\text{III.2})$$

III.6. 3 Facteur d'amplification :

Le facteur d'amplification permet de comparer les différents efforts mis en jeu : l'effort normal de pression et la poussée de l'injecteur :

$$K = \frac{F_y}{F_{xj}^0} \quad (\text{III.3})$$

Où : la composante normale de la poussée du jet secondaire dans le vide. Le facteur d'amplification est typiquement supérieur à 2, ce qui signifie que l'effort dû à la surpression de la zone décollée amont est supérieur à la poussée de l'injecteur.

III.6. 4 La poussée :

La poussée idéale d'une tuyère est celle obtenue lorsque l'écoulement se détend jusqu'à la pression ambiante P_a . Après une détente isentropique, sa vitesse vaut :

$$V_i = \left[\frac{2\gamma r T_{i0}}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{i0}} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right) \right]^{1/2}$$

La poussée est donc donnée par l'équation :

$$F_{idéal} = m_i V_i = m_i \left[\frac{2\gamma r T_{i0}}{\gamma - 1} \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{i0}} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right) \right]^{1/2} \quad (III.4)$$

III.6. 5 Coefficient de poussée :

On définit encore le coefficient de poussée de deux manières différentes. La première est le rapport entre le module de la poussée résultante et la poussée idéale du jet primaire. Ce rapport est donné par la relation suivante :

$$C_f = \frac{\sqrt{F_x^2 + F_y^2}}{F_{idéal}} \quad (III.5)$$

La seconde est le rapport entre le module de la poussée résultante et la somme des poussées idéales du jet primaire et du jet secondaire.

$$C_{fg} = \frac{\sqrt{F_x^2 + F_y^2}}{F_{idéal}^i + F_{idéal}^j} \quad (III.6)$$

Il est évident que ce coefficient est inférieur à l'unité mais également au premier coefficient du fait de l'ajout de la poussée idéale issue de l'injecteur.

III.6. 6 Rapport de détente :

Le rapport de détente de la tuyère est défini par le rapport entre la pression génératrice de la tuyère et la pression ambiante :

$$NPR = \frac{P_{i0}}{P_a} \quad (III.7)$$

III.6. 7 Rapport des pressions totales :

On définit encore le rapport des pressions totales par la forme suivante :

$$SPR = \frac{P_{j0}}{P_{i0}} \quad (III.8)$$

III.7. Modélisation de l'injection dans le divergent :

Ce modèle est inspiré d'études et approches physiques qui ont déjà abordé un tel phénomène. Son principe est basé sur l'utilisation de la théorie illustrée par Spaid [40]. Cette théorie, issue de l'étude d'une injection dans un écoulement plan et uniforme, est basée sur le calcul de la hauteur effective de l'obstacle équivalent au jet injecté. Cette hauteur est le principal paramètre à retenir dans cette théorie. Différents critères et corrélations sont utilisés afin de modéliser la séparation de la couche limite et de calculer les efforts latéraux.

III.7. 1 Calcul de la hauteur de l'obstacle équivalent :

Pour évaluer la hauteur du jet transversal injecté dans le jet primaire supersonique, on suppose que ce phénomène d'injection bidimensionnelle est similaire à un écoulement supersonique face à une marche d'une hauteur h , Spaid et al [40]. Avec cette hypothèse de départ, un modèle analytique du champ de l'écoulement est construit dans le but de calculer la hauteur efficace de cette marche qui peut alors être employée comme paramètre principal de l'écoulement (Figure III.8) . Toutes les études relatives aux écoulements supersoniques avec une couche limite turbulente au-dessus d'une marche indiquent que la distance entre le point de décollement en amont de la marche est proportionnelle à la hauteur de cet obstacle si celle-ci est plus grande que l'épaisseur de la couche limite.

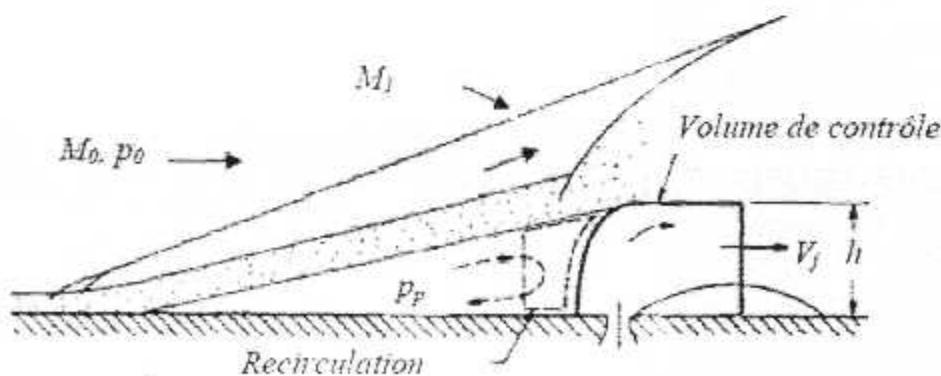


Fig. III.8: Injection de fluide dans un écoulement plan supersonique, d'après Spaid [40]

Dans cette théorie, l'analyse repose sur des hypothèses qui correspondent au cas d'un écoulement uniforme. D'autres hypothèses seront rajoutées par la suite pour adapter le modèle au cas des écoulements dans une tuyère supersonique.

On utilise d'abord les hypothèses suivantes :

1. On suppose que le jet sonique soit injecté dans l'écoulement plan uniforme. Il n'y a aucun mélange entre les écoulements secondaire et primaire.
2. L'interface entre les deux écoulements est supposée circulaire (un quart de cercle de rayon h , qui n'est autre que la hauteur de l'obstacle équivalent).
3. La force de pression sur l'interface peut être calculée par la méthode de Newton modifiée.
4. Le gaz injecté se détend d'une façon isentropique et le jet se dirige parallèlement à la paroi.
5. Les efforts visqueux sont négligés en amont et en aval de la fente.
6. L'indice θ dans la théorie de Spaid définit les paramètres de l'écoulement libre avant le choc ou l'écoulement à l'infini. Dans les tuyères, on suppose que l'indice θ est confondu avec le point de séparation s .

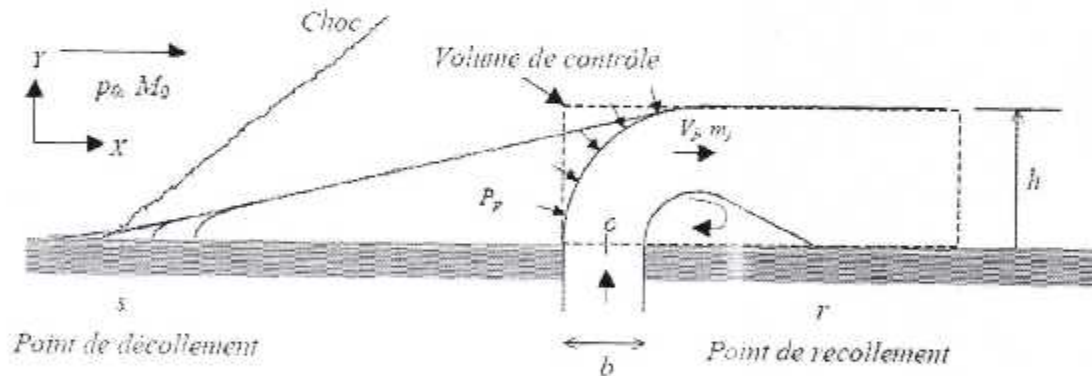


Fig. III.9: Schéma du modèle bidimensionnel simplifié

Le point d'origine o est au centre de la fente sur la paroi. L'axe des x se dirige vers l'aval de la fente, parallèlement à la paroi, et l'axe des y est normal à la paroi. Un bilan de forces dans la direction de x a été rétabli pour un volume de contrôle délimité par l'interface entre les deux écoulements. Ce bilan implique que la traînée de pression du quart de cercle soit égale à la dérivée de quantité de mouvement du fluide qui traverse le volume de contrôle. D'où le bilan de forces donné par l'équation suivante sur x :

$$\sum F_x = \frac{d}{dt} \int \rho \cdot v \cdot dy \quad (III.9)$$

Cette égalité va fournir par conséquent la hauteur de pénétration h . Il faut noter, qu'en raison de l'existence d'une région de décollement en amont de la fente, il y a une forte interaction de la viscosité, ce qui cause des difficultés pour calculer la composante sur x de la force. La méthode de Newton peut alors être utilisée pour avoir la contribution de la pression dans cette zone.

La somme des forces dans l'équation (III.9) peut être calculée en décomposant les forces appliquées sur le volume de contrôle en deux composantes :

$$\sum F_x = F_{x1} + F_{x2} \quad (III.10)$$

F_{x1} est la force appliquée sur l'interface du volume de contrôle.

F_{x2} est la force appliquée sur la face arrière du volume de contrôle.

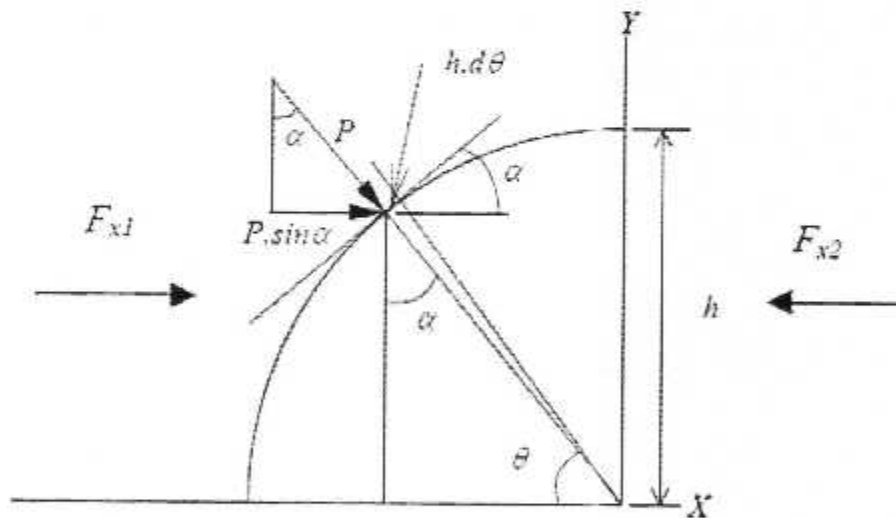


Fig. III.10 Schéma d'intégration de la pression, cas bidimensionnel

✓ *Calcul de F_{x1} :*

Si on note α l'angle entre la tangente locale au cercle et la direction x (direction de l'écoulement primaire), α varie entre 0 et $\pi/2$, Fig. . F_{x1} est donné par l'équation suivante :

$$F_{x1} = \int dF_{x1} = \int P \sin\alpha \cdot dA \quad (\text{III.11})$$

Où : P est la pression locale appliquée sur une aire da du volume de contrôle et calculée par le coefficient de pression qui est donné par la relation suivante :

$$C_p = \frac{P - p_0}{q_0} \Rightarrow P = p_0 + C_p q_0 \quad (\text{III.12})$$

Où q_0 est la pression dynamique de l'écoulement primaire ;

$$q_0 = \frac{\gamma_0 P_0 M_0^2}{2} \quad (\text{III.13})$$

D'autre part, on a le coefficient de pression :

$$C_p = 2 \sin^2 \alpha \quad (\text{III.14})$$

La valeur maximale du coefficient de pression s'écrit :

$$C_{pmax} = 2 \sin^2 \alpha_{max} \quad (\text{III.15})$$

En divisant les relations III.14 et III.15

$$\frac{C_p}{C_{pmax}} = \frac{\sin^2 \alpha}{\sin^2 \alpha_{max}} \quad (\text{III.16})$$

Avec $\alpha_{max} = \pi / 2$, on aura la forme suivante (appelée la méthode de Newton modifiée) :

$$C_p = C_{pmax} \sin^2 \alpha \quad (\text{III.17})$$

On remplace les équations III.17 et III.12 dans l'équation III.11 :

$$F_{x1} = \int (P_0 \sin\alpha + q_0 C_{pmax} \sin^3 \alpha) dA \quad (\text{III.18})$$

L'élément de surface s'écrit (Figure. III.9) :

$$dA = h \cdot d\theta \quad \text{et} \quad \sin\alpha = \cos\theta \quad (\text{III.19})$$

D'où :

$$F_{x1} = \int_0^{\pi/2} (P_0 \cos\theta + q_0 C_{pmax} \cos^3\theta) h. 1. d\theta \quad (III.20)$$

L'intégration de cette dernière équation par rapport à θ entre 0 et $\pi/2$ permet d'obtenir l'expression de la première composante de la force :

$$F_{x1} = \left(P_0 + \frac{2}{3} q_0 C_{pmax} \right) h \quad (III.21)$$

✓ *Calcul de F_{x2} :*

Afin de mieux adapter le modèle au cas d'une tuyère supersonique, on suppose que la pression qui domine la zone ait l'arrière du volume de contrôle p_{av} suit le régime du fonctionnement de la tuyère. Cette pression est alors égale à la pression ambiante dans le cas d'un régime de sur-détente. Par contre, dans le cas d'un régime de tuyère adaptée ou sous détendue, on suppose que l'écoulement recolle à la paroi et suit l'évolution de la pression d'une tuyère normale sans injection. D'où la force suivante derrière le volume de contrôle :

$$F_{x2} = P. A = -p_{av} = -p_{av} h. 1 \quad (III.22)$$

La force de trainée de l'équation (III.10) devient :

$$\sum F_x = (P_0 - P_{av} + \frac{2}{3} q_0 C_{pmax}) h \quad (III.23)$$

✓ *Dérivée de la quantité de mouvement du jet injecté :*

Le jet secondaire étant injecté perpendiculairement à l'écoulement, sa quantité de mouvement, après déviation, dans le sens de l'écoulement étudié, est celle obtenue après sa détente :

$$\frac{d}{dt} \int \rho. v. dy = \dot{m}_j v_j \quad (III.24)$$

Où \dot{m}_j désigne le débit du gaz injecté, v_j sa vitesse après détente.

La détente isentropique monodimensionnelle conduit à la relation suivante pour la vitesse V_j :

$$V_t = \left[\frac{2\gamma R T_{i0}}{\gamma-1} \left(1 - \left(\frac{P_a}{P_{i0}} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right) \right]^{1/2} \quad (III.25)$$

On a encore:

$$m_j = m_c = \rho_c v_c A_c = \rho_c v_c C_d b.1 \quad (III.26)$$

Où : $\rho_c v_c A_c$ sont les paramètres critiques au col de l'injecteur ;

b : la largeur de fente ;

C_d : le coefficient de décharge (coefficient de débit).

Les propriétés critiques du gaz :

$$\frac{T_c}{T_{0j}} = \frac{2}{\gamma_j + 1} \quad \frac{P_c}{P_{0j}} = \left(\frac{2}{\gamma_j + 1}\right)^{\gamma_j / \gamma_j - 1} \quad \frac{\rho_c}{\rho_{0j}} = \left(\frac{2}{\gamma_j + 1}\right)^{1/\gamma_j - 1}$$

On en déduit la quantité de mouvement du jet injecté :

$$m_j v_j = C_d b 2 \gamma_j P_{0j} \left(\frac{2}{\gamma_j + 1}\right)^{\frac{1}{\gamma_j - 1}} \left[\frac{1}{\gamma_j + 1} \frac{1}{\gamma_j - 1} \left(1 - \left(\frac{P_j}{P_{0j}}\right)^{\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1}}\right) \right]^{1/2} \quad (III.27)$$

En remplaçant les équations III.27 et III.23 dans III.9 , on obtient :

$$h = \frac{2 C_d b P_{0j} \gamma_j}{\rho_0 - P_{av} - \frac{1}{3} P_c \gamma_0 M_0^2 C_{Pmax}} \left(\frac{2}{\gamma_j + 1}\right)^{\frac{1}{\gamma_j - 1}} \left[\frac{1}{\gamma_j^2 - 1} \left(1 - \left(\frac{P_j}{P_{0j}}\right)^{\frac{\gamma_j}{\gamma_j - 1}}\right) \right]^{1/2} \quad (III.28)$$

Cette dernière équation fournit une évaluation de la hauteur de la marche équivalente qui dépend des paramètres principaux du phénomène et prend en compte l'effet de détente dans la tuyère car la pression amont est bien distincte de la pression avale, ce qui est différent du cas plan.

✓ *Calcul de C_{Pmax} :*

Pour calculer C_{Pmax} , on commence par une équation très simple qui définit le coefficient de pression maximum :

$$C_{Pmax} = \frac{P_{01} - p_0}{\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2} \quad (III.29)$$

Où P_{01} est la pression totale derrière un choc normal produit dans l'écoulement principal est $\frac{1}{2} \rho_0 v_0^2 = \frac{\gamma}{2} P_0 M_0^2$. Pour développer cette équation, on part de la théorie du choc normal, le rapport des pressions avant et après le choc est donne par la relation :

$$\frac{P_{01}}{P_0} = \left[\frac{(\gamma+1)^2 M_0^2}{4\gamma M_0^2 - 2(\gamma-1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{1-\gamma+2\gamma M_0^2}{\gamma+1} \right] \quad (\text{III.30})$$

On en déduit l'équation suivante du coefficient de pression maximum :

$$C_{Pmax} = \frac{2}{\gamma M_0^2} \left\{ \left[\frac{(\gamma+1)^2 M_0^2}{4\gamma M_0^2 - 2(\gamma-1)} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{1-\gamma+2\gamma M_0^2}{\gamma+1} \right] - 1 \right\} \quad (\text{III.31})$$

III.7. 2 Position du décollement :

La présence de l'injection secondaire par une fente sur la paroi de la tuyère provoque un choc oblique et par conséquent un décollement de la couche limite. La méthode de recherche du point de séparation diffère selon que la tuyère est sur-détendue ou sous détendue. Plusieurs paramètres seront pris en compte pour trouver l'abscisse du point de décollement : la hauteur efficace h de l'obstacle trouvée dans le paragraphe précédent, le critère de décollement (qui définit dans notre cas la montée de pression à travers le choc oblique) et les relations des chocs obliques. On part de l'hypothèse que la ligne du jet primaire en aval du choc est tangente au cercle de rayon h établi par le jet injecté (Figure. III.11). Cette ligne est caractérisée par l'angle ε , assimilé à l'angle de déviation derrière une onde de choc oblique sur la paroi de la tuyère. Les équations classiques des chocs obliques sont utilisées pour calculer respectivement l'angle de déviation de l'écoulement et l'angle du choc de décollement.

$$\frac{P_p}{P_{s(x)}} = \frac{2\gamma M_{s(x)}^2 \sin^2 \beta - (\gamma-1)}{\gamma+1} \quad (\text{III.32})$$

$$\tan \varepsilon = \frac{M_{s(x)}^2 \sin 2\beta - 2 \cot \beta}{2 + M_{s(x)}^2 (\gamma + \cos 2\beta)} \quad (\text{III.33})$$

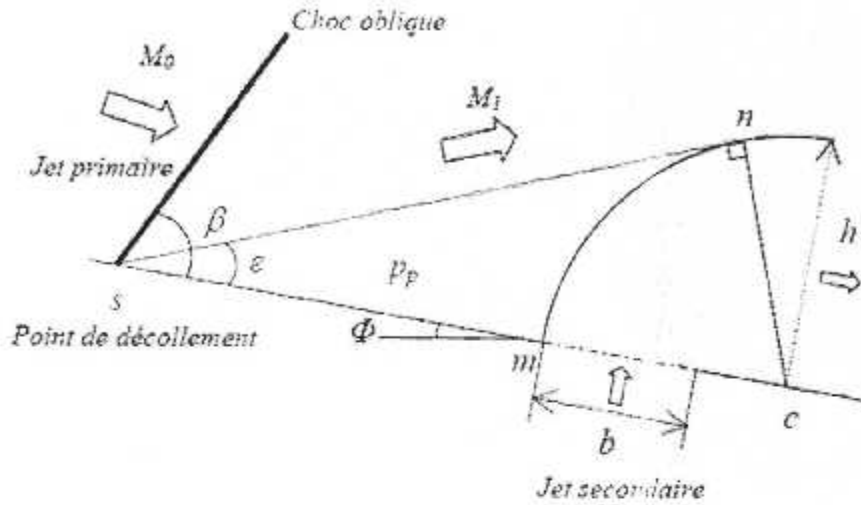


Fig. III.11 Méthode de recherche du point de séparation

L'abscisse du point de séparation s est obtenue par calcul itératif en partant du point m (abscisse du début de l'injecteur).

III.7.3 Recollement derrière l'injecteur :

En l'absence de contre pression à l'arrière de la tuyère, le jet secondaire a tendance à recoller à la paroi. L'écoulement extérieur subit alors une série de détentes sur l'obstacle créé par le jet injecté. Le recollement du jet est caractérisé par l'angle ψ_r avec lequel la ligne du jet impacte la paroi. Pour connaître l'état de l'écoulement en aval de l'obstacle, il convient de noter les éléments suivants :

- Tout d'abord, l'écoulement passe de l'état (1) à l'état (2) après une série de détentes en modifiant sa trajectoire d'un angle $\nu = \varepsilon$ (Figure. III.12). L'écoulement sur l'obstacle est donc supposé parallèle à la paroi de la tuyère. On utilise la relation de Prandtl-Mayer pour déterminer par une méthode inverse le nombre de Mach M_2 de l'écoulement au dessus de la marche :

$$\nu = \varepsilon = -\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} (M_2^2 - 1)} + \tan^{-1} \sqrt{M_2^2 - 1} \quad (\text{III.34})$$

III.8. Méthodes de calculs numériques :

III.8.1 Les équations de la mécanique des fluides :

➤ *Equation de conservation de la masse :*

$$\frac{d\rho}{dt} + \frac{d}{dx_j} (\rho u_j) = 0 \quad (\text{III.37})$$

Où ρ est la masse volumique du fluide et u_j la composante j du vecteur vitesse.

➤ *Equation de conservation de quantité de mouvement :*

$$\frac{d}{dt} (\rho u_i) + \frac{d}{dx_j} (\rho u_i u_j) = \frac{d}{dx_j} (-p \delta_{ij} + \tau_{ij}) \quad (\text{III.38})$$

Où p est la pression statique, δ_{ij} le tenseur de Kronecker et τ_{ij} le tenseur des contraintes visqueuses.

➤ *Equation de conservation de l'énergie :*

$$\frac{d}{dt} (\rho E_t) + \frac{d}{dx_j} (u_j (\rho E_t + p)) = \frac{dq_j}{dx_j} + \frac{d}{dx_j} (u_i \tau_{ij}) \quad (\text{III.39})$$

Où q_j est le flux de chaleur dans la direction j .

➤ *Energie totale:*

E_t est l'énergie totale par unité de masse, qui s'exprime par la relation suivante, à partir de l'énergie interne et de l'énergie cinétique :

$$E_t = e + \frac{1}{2} u_k u_k \quad (\text{III.40})$$

Il faut ajouter aussi l'équation d'état du gaz parfait :

$$P = \rho r T \quad (\text{III.41})$$

r étant la constante du gaz parfait.

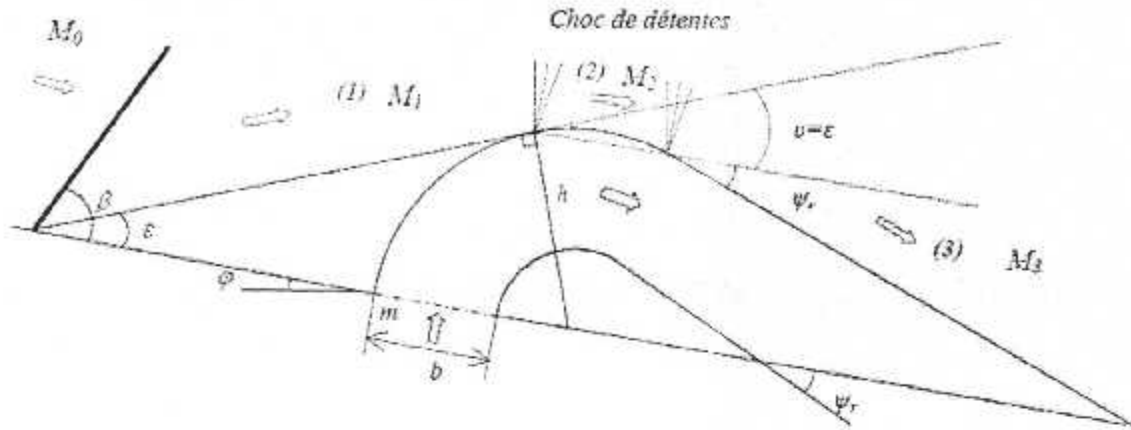


Fig. III.12 Etat de l'écoulement en dessus et en aval de la marche équivalente

- L'écoulement passe ensuite à l'état (3) après une autre série de détente et une deuxième modification de sa trajectoire caractérisée par l'angle ψ_r . Deux paramètres principaux sont à déterminer dans ce cas :

► L'angle de recollement ψ_r (Figure. III.12). Cet angle est évalué par un critère de recollement supersonique, développé par l'ONERA, en fonction du nombre de Mach M_1 de l'écoulement décollé. Ce critère est donné par la relation suivant :

$$\psi_r = 32.6 - \frac{29.2}{M_1} \quad (\text{III.35})$$

Par exemple, dans les expériences de la NASA, M_1 vaut au plus 1.5 dans le cas bidimensionnel et donc ψ_r est inférieur à 15° . Il atteint 2.5 dans le cas axisymétrique, ce qui conduit à un angle ψ_r de 20° .

► Le nombre de mach M_3 . Il peut être estimé en utilisant la relation de Prandtl-Mayer en fonction de ψ_r :

$$\nu = \psi_r = -\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} (M_2^2 - 1)} + \tan^{-1} \sqrt{M_3^2 - 1} \quad (\text{III.36})$$

➤ *Tenseur des contraintes :*

Pour un fluide supposé newtonien, le tenseur des contraintes visqueuses prend la forme suivante :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{du_i}{dx_j} + \frac{du_j}{dx_i} \right) + \lambda \delta_{ij} \left(\frac{du_i}{dx_j} \right) \quad (\text{III.42})$$

Le flux de chaleur q_j en fonction de la température s'écrit :

$$q_j = -k \frac{dT}{dx_j} \quad (\text{III.43})$$

k est la conductivité thermique qui s'exprime en fonction de la viscosité dynamique par le nombre de Prandtl Pr :

$$Pr = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k} \quad (\text{III.44})$$

C_p et C_v représentent respectivement les chaleurs spécifiques à pression et à volume constants. En supposant que le fluide est calorifiquement parfait (l'énergie interne $e = C_v T$ et l'enthalpie $h = C_p T$), le flux de chaleur peut s'écrire :

$$q_j = -k \frac{dT}{dx_j} = -\frac{\mu}{Pr} \frac{dh}{dx_j} \quad (\text{III.45})$$

III.8.2 Equation du mouvement moyen:

III.8.2.1 Nécessiter de moyenner :

Le caractère turbulent de l'écoulement est représenté par le comportement fluctuant et désordonné des grandeurs caractéristiques de l'écoulement. Ces fluctuations apparaissent lorsque le nombre de Reynolds de l'écoulement est grand. Les échelles de temps et d'espace de tels écoulements sont petites, et la résolution directe à partir des équations de Navier stokes est difficile compte tenu de l'importance des maillages à mettre en œuvre.

Si les équations de Navier-Stokes décrivent toujours le mouvement du fluide, leur résolution directe nécessite un temps de calcul et une place mémoire importantes. Par exemple, dans le cas d'un écoulement confiné en conduite et un nombre de Reynolds de 10^4 ,

le nombre de points nécessaire est de 10^9 . Il devient nécessaire de limiter le nombre d'informations à traiter, par exemple en ne calculant que le champ moyen. Les variables d'état sont alors considérées comme des fonctions aléatoires du temps et de l'espace, et décomposées en une partie moyenne calculée et une partie fluctuante modélisée. Cette approche est appelée décomposition de Reynolds.

En reportant cette décomposition dans les équations de bilan précédentes, on obtient les équations représentatives du comportement d'un fluide en écoulement turbulent. La non-linéarité des équations de Navier-Stokes entraîne alors l'apparition de nouveaux termes, appelés corrélations, qu'il faut modéliser [39].

III.8.2.2 Les équations de Reynolds:

Nous allons voir maintenant de quelle manière est pris en compte le principe de moyenne précédemment décrit, dans les équations de Navier-Stokes. Nous expliquons succinctement comment nous obtenons les nouvelles équations à partir des équations instantanées, ce qui mettra en évidence le problème de la fermeture.

➤ Moyennisation du système :

Le but est de trouver une forme du système moyen le plus proche possible de la forme originale des équations. Pour trouver les équations de Navier-Stokes moyennées, nous utiliserons les moyennes de Reynolds et de Favre.

- La moyenne de Reynolds :

Si f est une fonction quelconque, nous noterons \bar{f} la moyenne statistique (ou de Reynolds) de f . Par exemple, pour la masse volumique et le vecteur vitesse, nous noterons $\bar{\rho}$ et \bar{u} respectivement les moyennes de Reynolds de ρ et u . La partie fluctuante de ces variables sera notée $\hat{\rho}$ et \hat{u} . Ainsi, il vient :

$$\rho = \bar{\rho} + \hat{\rho} \quad \text{ou} \quad \bar{\hat{\rho}} = 0 \quad (\text{III.46})$$

$$u = \bar{u} + \hat{u} \quad \text{ou} \quad \bar{\hat{u}} = 0 \quad (\text{III.47})$$

Avec :

ρ : Masse volumique

u : Composante vitesse

En n'utilisant que la moyenne de Reynolds, certains termes deviennent trop difficiles à utiliser dans le cas compressible. En effet, la même composition appliquée au produit ρu donne :

$$\rho u = \bar{\rho} \bar{u} + \bar{\rho} \tilde{u} + \tilde{\rho} \bar{u} + \tilde{\rho} \tilde{u} \quad (\text{III.48})$$

Et donc :

$$\overline{\rho u} = \bar{\rho} \bar{u} + \overline{\tilde{\rho} \tilde{u}} \quad (\text{III.49})$$

En appliquant la moyenne de Reynolds à l'équation de conservation de la masse, il vient :

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{u}) + \nabla \cdot (\overline{\tilde{\rho} \tilde{u}}) = 0 \quad (\text{III.50})$$

Cette procédure introduit dans l'équation de continuité un nouveau terme à modéliser $\overline{\tilde{\rho} \tilde{u}}$. La fermeture du plus simple système d'équations moyennes est donc conditionnée au moins par la connaissance de cette corrélation. C'est pour éviter cette difficulté qu'il faut utiliser la moyenne de Favre pour la modélisation mathématique des écoulements compressibles turbulents [39].

- **La moyenne de Favre :**

Si X est une quantité, nous noterons \bar{X} la moyenne de Favre de X et $\tilde{X} = X - \bar{X}$ les fluctuations de X pour la moyenne de Favre. De plus, \tilde{X} s'obtient à partir de la moyenne de Reynolds :

$$\tilde{X} = \frac{\overline{\rho X}}{\bar{\rho}} \quad (\text{III.51})$$

L'opérateur de Favre est linéaire:

$$\overline{f \tilde{g}} = \bar{f} \tilde{g}, \overline{f \tilde{g}} = \tilde{f} \bar{g} = \tilde{f} \tilde{g} \quad (\text{III.52})$$

Toutefois, il ne commute pas avec la dérivation.

Dans la suite, nous utiliserons la moyenne de Reynolds pour la densité ρ et le champ de pression p , et la moyenne de Favre pour les autres variables [39]. Finalement les équations du mouvement moyen sont :

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} + \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\rho} \bar{U}_j = 0 \quad (\text{III.53})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \bar{U}_j + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{U}_i \bar{U}_j + \bar{\rho} \overline{u''_i u''_j} + \bar{P} \delta_{ij}) = \frac{\partial}{\partial x_j} \bar{\sigma}_{ij} \quad (\text{III.54})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \bar{\rho} \bar{E}_t + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\bar{U}_j (\bar{\rho} \bar{E}_t + \bar{P}) + \bar{\rho} \overline{u''_j h''} + \frac{1}{2} \bar{\rho} \overline{u''_i u''_k} \bar{U}_k + \frac{1}{2} \bar{\rho} \overline{u''_j u''_k u''_k} \right] = \bar{\sigma}_{ij} \bar{U}_i - \bar{q}_j \quad (\text{III.55})$$

On voit clairement que la moyenne de Favre permet de cacher (occulter) les corrélations en faisant intervenir les fluctuations de masse volumique. Cette particularité permet d'ailleurs au formalisme de Favre de garder la forme conservatives des équations instantanées. La définition de l'énergie totale étant au passage modifiée selon :

$$\bar{E}_t = \bar{e} + \frac{1}{2} \bar{U}_k \bar{U}_k + \frac{1}{2} \overline{u''_k u''_k} \quad (\text{III.56})$$

Où :

E : Énergie totale

Où par définition $K = \frac{1}{2} \overline{u''_k u''_k}$ représente l'énergie cinétique de turbulence par unité de masse. Nous avons du même coup pour l'équation d'état la formulation moyennée suivante :

$$\bar{P} = \bar{\rho} \bar{T} = \bar{\rho} (\gamma - 1) \bar{e} \quad (\text{III.57})$$

À ce stade, même en négligeant la corrélation d'ordre trois $\overline{u''_j u''_k u''_k}$ dans l'équation d'énergie, des hypothèses restent nécessaire afin de modéliser les corrélations $-\bar{\rho} \overline{u''_k u''_k}$ et $-\bar{\rho} \overline{u''_j h''}$ qui sont apparues dans l'équation de la quantité de mouvement et de l'énergie respectivement. Les premières constituent les contraintes de Reynolds (flux turbulent de la quantité de mouvement) et les secondes étant assimilées à des flux turbulent de chaleur [46].

III.8. 3 Modèles de turbulence :

Plusieurs modèles de turbulence sont disponibles ,du modèle à zéro équation (algébrique) au modèle à deux équations de transport. Le modèle à zéro équation utilise des relations algébriques pour relier les fluctuations de l'écoulement aux grandeurs moyennes des variables en utilisant des constantes expérimentales. Les modèles à une et à deux équations utilisent des équations aux dérivées partielles pour atteindre le même but. L'écoulement au voisinage des parois est composé de trois couches : une sous-couche visqueuse où l'effet de la viscosité est plus grand que l'effet de la turbulence, une couche tampon où les effets visqueux et turbulent sont du même ordre et une couche inertielle (turbulente). L'épaisseur des deux premières couches et les profils de vitesse au voisinage de la paroi sont des paramètres importants pour les modèles de turbulence. On utilise souvent une distance y^+ et une vitesse U^+ adimensionnées pour définir les couches au voisinage de la paroi :

$$y^+ = \frac{\rho y U_\tau}{\mu} \quad (III.58)$$

$$U^+ = \frac{U}{U_\tau} \quad (III.59)$$

Où U_τ est la vitesse de frottement $U_\tau = \left(\frac{\tau_w}{\rho}\right)^{0.5}$

III.8. 3.1 Modèle de k-ε:

Le modèle de k - ϵ est un modèle à deux équations de transport pour évaluer la viscosité tourbillonnaire. L'équation exacte de ϵ , toutefois, contient plusieurs inconnus et terme non mesurable. Le modèle k - ϵ standard à deux modèles d'équation :

- Un pour k
- Un pour ϵ .

On utilise k et ϵ pour définir l'échelle de vitesse et l'échelle de la longueur l

$$v = k^{1/2}, l = \frac{k^{3/2}}{\epsilon} \quad (III.60)$$

La viscosité turbulente est définie comme suite :

$$\mu_t = C_{\mu} \rho v l = \rho C_{\mu} \frac{k^2}{\epsilon} \quad (\text{III.61})$$

Où :

C_{μ} : Constante sans dimension

Le modèle standard utilise les équations de transport suivantes : Pour l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \text{div}(\rho k U) = \text{div} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_k} \text{grad} k \right] + 2\mu_t \cdot E_{ij} \cdot E_{ij} - \rho \epsilon \quad (\text{III.62})$$

(I) (II) (III) (IV) (V)

Pour la dissipation de l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \text{div}(\rho \epsilon U) = \text{div} \left[\frac{\mu_t}{\sigma_{\epsilon}} \text{grad} \epsilon \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} 2\mu E_{ij} \cdot E_{ij} - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \quad (\text{III.63})$$

(I) (II) (III) (IV) (V)

Avec :

(I) : le taux de changement de k ou ϵ

(II) : transport de k ou ϵ par convection

(III) : transport de k ou ϵ par diffusion

(IV) : le taux de production de k ou ϵ

(V) : le taux de destruction de k ou ϵ

Sachant que :

E_{ij} : Taux de déformation moyen

K : énergie cinétique turbulente

ϵ : Dissipation de l'énergie cinétique turbulente

Les équations contiennent Cinq constantes ajustable : $C_{\mu}, \sigma_k, \sigma_{\epsilon}, C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}$

Le modèle k- ϵ emploi des constantes à un grand intervalle d'écoulements tourbillonnaires :

C_{μ}	σ_k	σ_{ϵ}	$C_{\epsilon 1}$	$C_{\epsilon 2}$
0.09	1	1.3	1.44	1.92

Tab III.2 : Constantes du modèle K- ϵ .

Avec :

$\sigma_k, \sigma_\epsilon$: nombres de Prandtl qui relie la diffusivité de k et ϵ à la viscosité turbulente μ_t

La production et la destruction de l'énergie cinétique turbulente sont souvent étroitement liés le taux de dissipation ϵ est grand où la production de k est grande.

Le modèle d'équation pour ϵ suppose que les termes de production et de destruction sont proportionnels aux termes de production et de destruction de l'équation k . Le choix de chaque forme assure que l'augmentation rapide de ϵ si k augmente rapidement et qu'il diminue suffisamment rapidement pour éviter les valeurs négatives de l'énergie cinétique turbulente (non physique) si k diminue [30].

Les effets visqueux sont plus importants que les effets turbulents au voisinage de la paroi. Une loi de paroi (wall fonction) est par conséquent appliquée dans cette région et le modèle de turbulence résout le champ dans le reste du domaine de l'écoulement. Dans la loi de paroi, l'échelle de la vitesse est prise comme $q = k^{0.5}$ et l'échelle de la longueur est

modélisée par $l = \frac{k^{\frac{3}{2}} C_\mu^{\frac{3}{4}}}{\epsilon}$. k et ϵ sont reliés par des expressions semi-empiriques à la vitesse de frottement U_τ :

$$k = \frac{U_\tau^2}{\sqrt{C_\mu}} \quad (\text{III.64})$$

$$\epsilon = \frac{k^{\frac{3}{2}} C_\mu^{\frac{3}{4}}}{ky} \quad (\text{III.65})$$

La viscosité turbulente est exprimée par $\nu_t = \frac{C_\mu k^2}{\epsilon}$

Dans l'approche standard de la loi de paroi, le profil de la vitesse est estimé depuis la paroi jusqu'à la première maille par les relations suivantes:

$$U^+ = y^+ \quad \text{pour} \quad y^+ < 11.5$$

$$U^+ = \frac{1}{k} \ln(Ey^+) \quad \text{pour} \quad y^+ > 11.5$$

Où : les constantes κ , E sont déterminées expérimentalement, et valent : 0.4 et 9.0 respectivement. Le concept de loi de paroi est valable dans le cas ou la valeur de la distance au centre de la première cellule voisine à la paroi est telle que $y^+ > 30$.

III.8. 3.2 Modèle de k - ω :

Le modèle de k - ω est un modèle à deux équations de transport. Les équations à résoudre sont : l'équation de l'énergie cinétique turbulente k et le taux de dissipation spécifique ω . La viscosité turbulente est exprimée par $\nu_t = C_\mu \frac{k}{\omega}$ et les équations de transport sont illustrées par les équations suivantes :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho}k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}u_j k) = \bar{\rho}P - \bar{\rho}\omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{\sigma} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (\text{III.66})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho}\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho}u_j \omega) = C_{\omega 1} \frac{\bar{\rho}P\omega}{k} - C_{\omega 2} \bar{\rho}\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\bar{\mu} + \frac{\bar{\mu}_t}{\sigma_s} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (\text{III.67})$$

avec les constantes :

$$C_\mu = 0.09 \quad , \quad C_{\omega 1} = 0.555 \\ C_{\omega 1} = 0.833 \quad , \quad P_{rk} = 2.0 \quad \text{et} \quad P_{r\omega} = 2.0$$

Les conditions de k et ω sur la paroi sont :

$$K = 0 \quad \text{pour} \quad y = 0 \\ \omega = 7.2 \frac{\nu}{y^2} \quad \text{pour} \quad y = y_i$$

Où : y_l est la distance normale, depuis la paroi jusqu'au centre de la première maille. Pour avoir des solutions précises, le centre de la première maille doit être positionné plus près de la paroi. Ce modèle exige donc un maillage très fin au voisinage des surfaces solides. Une distance adimensionnée proche de l'unité $y^+ = 1$ est généralement préconisée.

III.8. 3.3 Le Modèle à une équation de Spalart-Allmaras :

Le modèle de Spalart-Allmaras est un modèle à une équation. Il résout en général une équation de transport liée à la viscosité turbulente . Cette dernière est donnée pour ce modèle par l'équation :

$$\mu_t = \rho \mu f_{v1} \quad (\text{III.68})$$

Le modèle de Spalart-Allmaras exige comme le modèle $k-\omega$ un maillage raffiné sur la paroi, avec une valeur de $y^+ \approx 1$.

III.8. 3.4 Modèle de Baldwin-Lomax :

Ce modèle est un modèle algébrique (ou modèle à zéro équation de turbulence). Il utilise des relations algébriques pour lier la vitesse et la longueur caractéristique aux grandeurs moyennes de l'écoulement. La prévision de la turbulence et des discontinuités sur les parois est donc difficile dans ce modèle. Le modèle de Baldwin-Lomax utilise différentes expressions de la viscosité turbulente relatives aux régions interne et externe de la couche limite.

$$\bar{\mu}_t = \begin{cases} (\bar{\mu}_t)_{in} & \text{pour } (y \leq y_c) \\ (\bar{\mu}_t)_{out} & \text{pour } (y \geq y_c) \end{cases}$$

Où : y est la distance normale de la paroi et y_c est le point où les valeurs de la viscosité des couches interne et externe sont égales. La viscosité turbulente dans la couche interne est obtenue par l'équation :

$$(\bar{\mu}_t)_{in} = \bar{\rho} l^2 \omega \quad (\text{III.69})$$

La viscosité turbulente dans la couche externe est estimée par l'équation :

$$(\bar{\mu}_t)_{out} = \bar{\rho} K F_w F_k(y) \quad (\text{III.70})$$

Où les expressions , $F_w F_k(y)$ sont estimées par les fonctions :

$$F_w = \min \left(\frac{y_{max} q_{max}}{\kappa}, \frac{c_\omega y_{max} U_{dif}^2}{q_{max}} \right) \quad (\text{III.71})$$

$$F_k(y) = \frac{1}{\left[1 + 5.5 \left(\frac{C_k y}{y_{max}}\right)^6\right]} \quad (III.72)$$

La quantité U_{dif} est la différence entre la vitesse maximale et la vitesse minimale dans le profil:

$$U_{dif} = \sqrt{(u^2 + v^2 + w^2)_{max} - (u^2 + v^2 + w^2)_{min}} \quad (III.73)$$

Avec les constantes :

$$C_k = 0.3$$

$$C_\omega = 0.1$$

$$K = 0.0269$$

Conclusion :

La problématique de l'injection secondaire dans le divergent d'une tuyère supersonique peut être reliée au phénomène fondamental de l'interaction d'un écoulement supersonique avec un jet sonore transversal à travers une fente ou un orifice circulaire. Du point de vue aérodynamique, le développement du jet injecté dans l'écoulement supersonique principal agit comme un obstacle, autour duquel se forme un choc détaché. L'apparition de cet obstacle et du choc associé induit un gradient de pression adverse dans la couche limite en aval de l'injection. L'augmentation de celui-ci à l'épaississement de la couche limite et éventuellement à la séparation de l'écoulement principal de la plaque plane, générant ainsi un éventail d'ondes qui se focalisent en un choc fort pouvant interagir éventuellement plus loin en aval avec le choc détaché.

CHAPITRE IV

RÉSULTATS ET INTERPRÉTATION

Introduction :

Les simulations numériques de la dynamique des fluides couramment connues la CFD (Computational Fluid Dynamics) sont devenues un outil privilégié d'investigation dans les sciences et les technologies. 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.

La détermination et l'identification des caractéristiques des écoulements internes dans les tuyères supersoniques constituent un cas d'études très intéressant vue la complexité de modéliser l'écoulement interne qui passe du régime subsonique au régime supersonique, d'où les 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.

Ce chapitre est consacré essentiellement à l'exploitation des résultats des modèles et des simulations numériques. Ces résultats seront confrontés aux résultats expérimentaux existants dans la littérature. Les performances de chaque configuration seront ensuite analysées.

IV.1 Le maillage :

La génération du maillage est la partie majeure dans la création d'une simulation CFD. C'est la première étape nécessaire, puisque la simulation numérique ne peut être lancée sans avoir un maillage approprié.

Le principe de base est de modéliser un problème physique par un système d'équations, puis de le résoudre dans le domaine du calcul représentant une géométrie particulière [35].

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 premier choix est entre le maillage structuré et non structuré en se basant sur les propriétés du solveur et le niveau de complexité de la géométrie.
- Le deuxième 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.

IV.1.1 Notions de maillage :

- **Nœuds et éléments:**

La modélisation numérique repose 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. Ceux-ci peuvent être aussi bien placés aux sommets des éléments qu'en leur centre ou encore sur les faces, selon la méthode de discrétisation utilisée. Les éléments et les nœuds associés composent le maillage. La figure (IV. 1) illustre la notion de maillage [35].

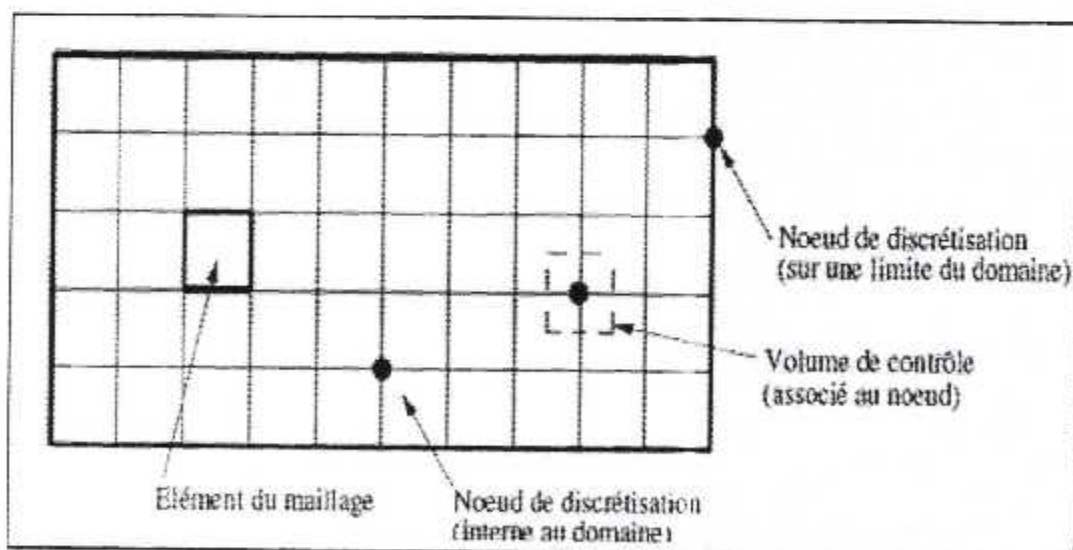


Fig IV. 1 : Illustration de la notion du maillage.

• Types d'éléments :

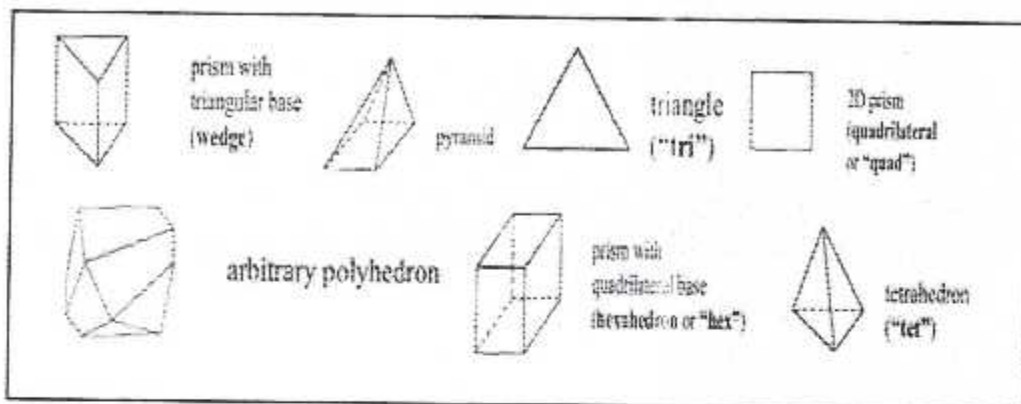


Fig IV.2 : Eléments de maillage.

IV.1.2 Classification des méthodes de maillage:

Les maillages sont classifiés selon leurs caractéristiques ou selon la méthode utilisée pour les générer. Dans ce qui suit, on ne présente que les grandes lignes de cette classification :

✦ **Les maillages sont caractérisés selon leurs propriétés :**

- ✓ Régulier structuré ;
- ✓ Curviligne adapté ;
- ✓ Non structuré ;
- ✓ Hybrides ;
- ✓ Selon leur forme géométrique.

✦ **Selon la méthode utilisée pour les générer :**

- ✓ Interpolation transfinie ou technique algébrique ;
- ✓ Equation différentielle ou transformation conforme ;
- ✓ Triangulation de Delaunay ;
- ✓ Avance de front ;
- ✓ Décomposition par blocs ;
- ✓ Décomposition hiérarchique.

Le type de classement fréquemment 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 [26].

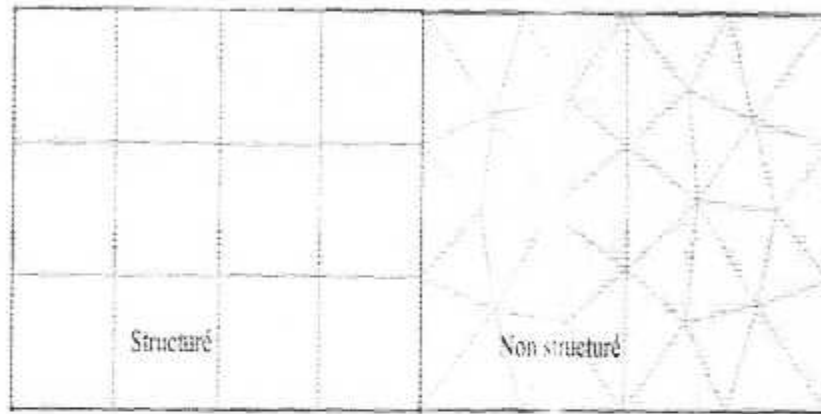


Fig IV.3: Maillage structuré et non structuré.

IV.2 Maillage structuré :

Le maillage structuré peut être considéré comme le plus naturel pour les problèmes d'écoulement. Comme l'écoulement est généralement aligné avec le corps solide, on peut imaginer les lignes du maillage suivant le même sens que les lignes de courant.

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.

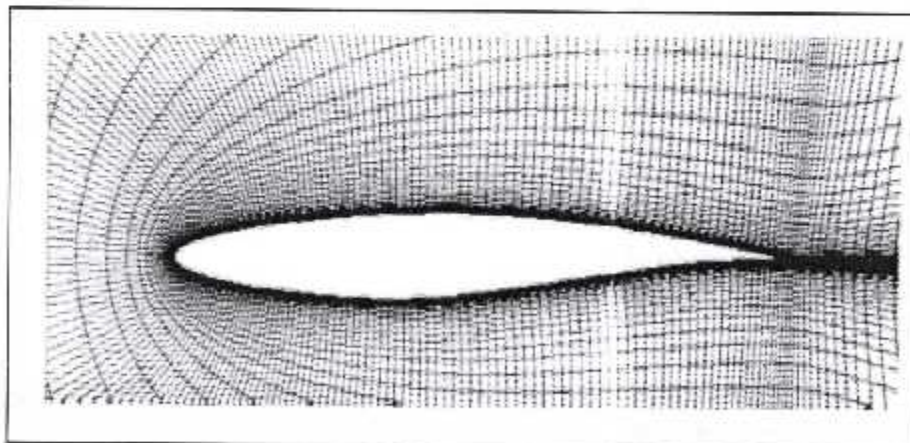


Fig IV.4 : Maillage structuré autour d'un profil.

IV.2.1 Techniques de génération de maillage structuré :

➤ **Méthode multi bloc :**

Les maillages multi-bloc structurés sont générés par la décomposition du domaine manuellement en blocs avec des formes simples, puis chaque bloc 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 IV.5 montre une vue en 2D d'un maillage multi-bloc structuré hexaédres dans une tuyère double galbe. Le système de blocs à gauche et le maillage à droite.

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 crée, il devient relativement facile de changer la densité du maillage en distribuant les points de grille en fonction des besoins du solveur.

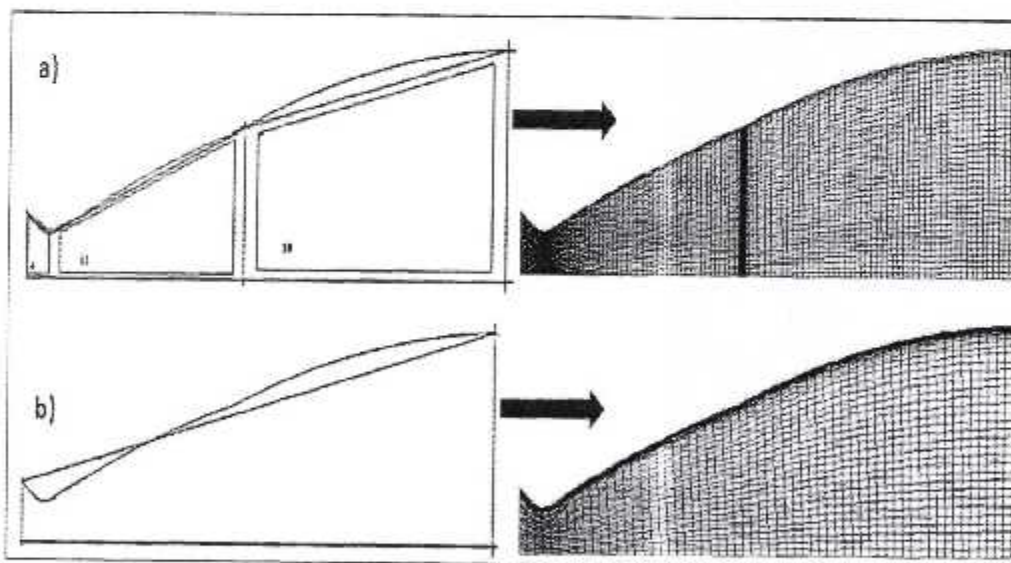


Fig IV.5 : Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.

➤ **Méthode d'interpolation algébrique :**

Un moyen simple et néanmoins efficace pour générer un maillage structuré, consiste à utiliser une séquence de transformations pour réduire les domaines de géométries arbitraires à

des formes simples (par exemple triangle, quadrangle, hexaèdre...). 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 arbitrairement. En revanche, il s'avère souvent intéressant et parfois plus efficace de contraindre la discrétisation des frontières dans l'espace physique. Le contrôle de la distribution des points du maillage dans l'espace ce fait avec des paramètres permettant le contrôle de la densité des points du maillage résultant du domaine physique.

La définition de la fonction de transfert est l'étape clé de la méthode. La fonction contient des coefficients qui permettent de trouver certaines valeurs spécifiques des coordonnées cartésiennes sur la frontière [29]. La détermination de la fonction devient de plus en plus difficile dans les géométries complexes.

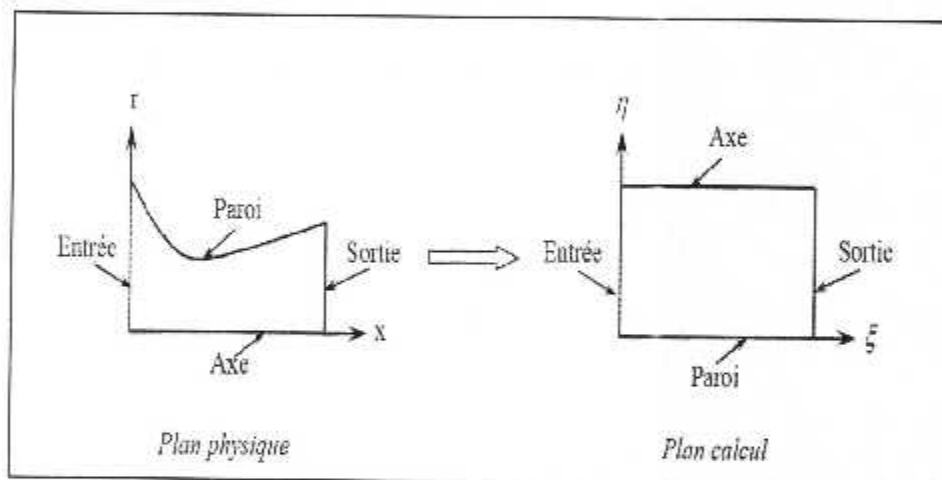


Fig IV.6: Transfert du domaine physique au domaine de calcul.

IV.3 Maillage non structuré :

Les maillages triangulaires sont les types les plus communs de maillage non-structuré. Les mailles de forme triangulaires peuvent être connectées par de nombreuses manières, il est facile de remplir n'importe quel domaine de forme arbitraire. Parce que la connectivité est si flexible, des différentes techniques peuvent être utilisées pour générer ces types de mailles.

IV.3.1 Techniques de génération de maillage non structuré :

Les techniques les plus couramment utilisées sont :

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

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

➤ **Méthode Delaunay :**

Etant donné un nuage de points, les méthodes Delaunay sont utilisées pour connecter les points de telle sorte que chaque point est entouré par une région qui est plus proche de ce point que de tout autre. Faces ou des arêtes d'un élément sont construites à la frontière entre les régions non chevauchées autour de chaque point. Les principaux avantages de la méthode de Delaunay se présentent dans son efficacité est le fait qu'un maillage valide qui peut toujours être obtenu. Toutefois, c'est 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 lequel le maillage est construit. La figure ci-dessous montre les étapes de maillage par la méthode de Delaunay.

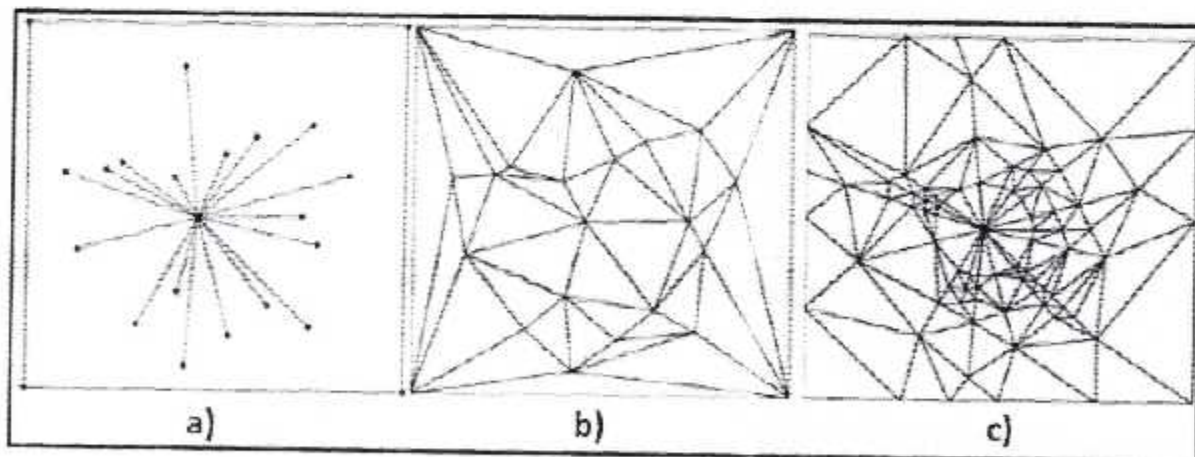


Fig IV.7 : Etape de maillage par triangulation de Delaunay en 2D.

IV.3.1 Techniques de génération de maillage non structuré :

Les techniques les plus couramment utilisées sont :

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

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

➤ **Méthode Delaunay :**

Etant donné 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. Faces ou des arêtes d'un élément sont construites à la frontière entre les régions non chevauchées autour de chaque point. Les principaux avantages de la méthode de Delaunay se présentent dans son efficacité est le fait qu'un maillage valide qui peut toujours être obtenu. Toutefois, c'est 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 lequel le maillage est construit. La figure ci-dessous montre les étapes de maillage par la méthode de Delaunay.

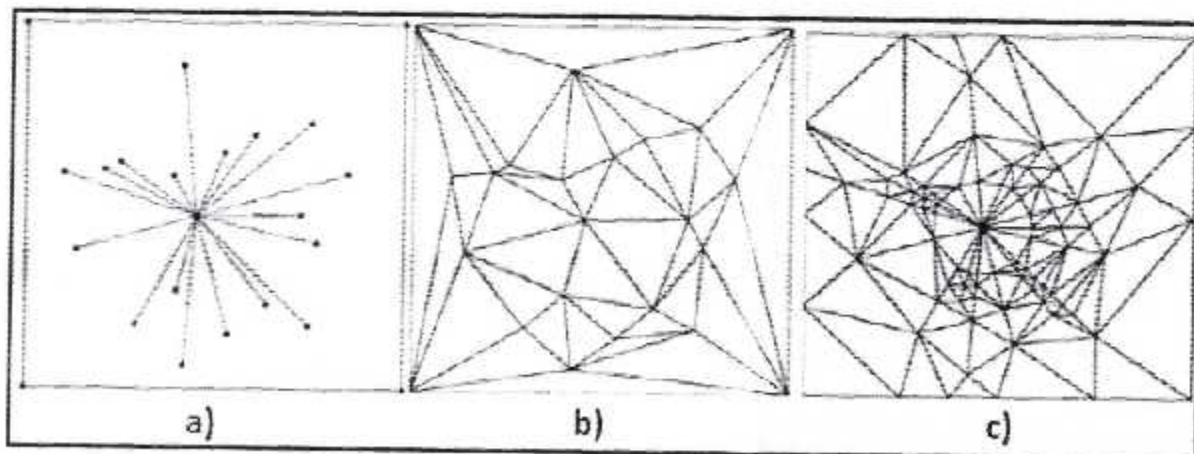


Fig IV.7 : Etape de maillage par triangulation de Delaunay en 2D.

➤ **Méthode Avance de front :**

Le maillage par la méthode (avance de front) commence par une triangulation initiale sur la surface limite et ensuite des tétraèdres sont construits sur les faces exposées, (figure IV.8). 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. Un des inconvénients de cette méthode est qu'il est difficile de définir la taille de l'élément et l'étirement dans le module de génération. Un grand avantage par rapport aux deux autres méthodes est que la définition des limites et la qualité sont facilement conservées.

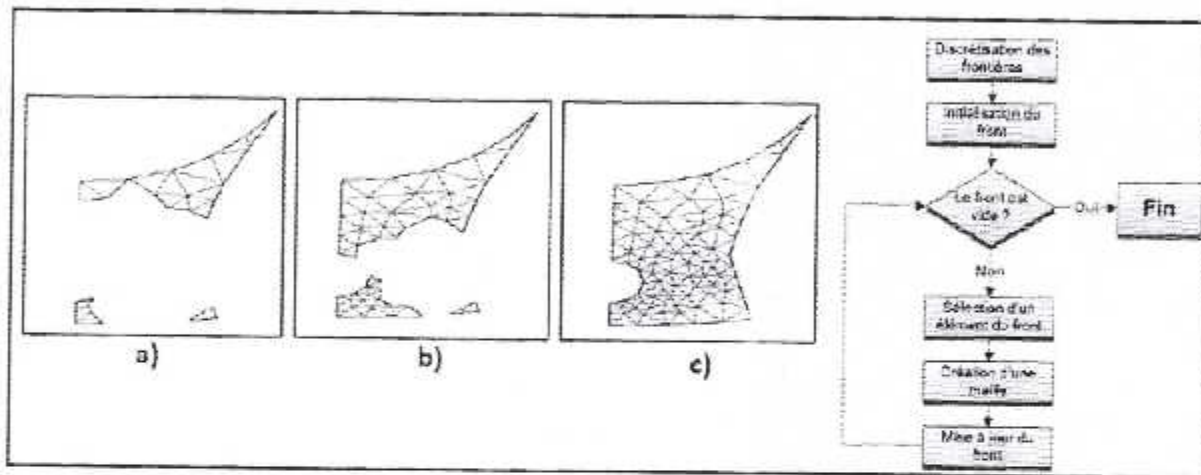


Fig IV.8: Progression du maillage avec la méthode frontale.

➤ **Méthode d'Octree :**

Les méthodes d'Octree débutent par la formation d'un premier quadri-angles immense qui englobe l'ensemble du domaine, puis en divisant récursivement l'hexaèdre jusqu'à ce que la taille de subdivisés octants sont égal à celles demandées par l'utilisateur, (figure IV.9). Le principal avantage de cette méthode est qu'elle est plus rapide que les deux autres approches et plus facile à réaliser. Cependant, il tend à produire des mailles de mauvaise qualité aux frontières, où un maillage de bonne qualité est le plus important. Il peut également produire des maillages isotropes.

L'avantage majeur de maillages non structurés est que leur générations peut facilement être automatisé avec une intervention limitée de l'utilisateur. Un des problèmes avec les méthodes décrites ci-dessous, c'est qu'elles ne sont pas toute capables de générer des maillages anisotropes, et gravement nuire à l'efficacité d'un maillage pour les simulations des écoulements visqueux. Cela réduit également l'efficacité du maillage pour la simulation CFD.

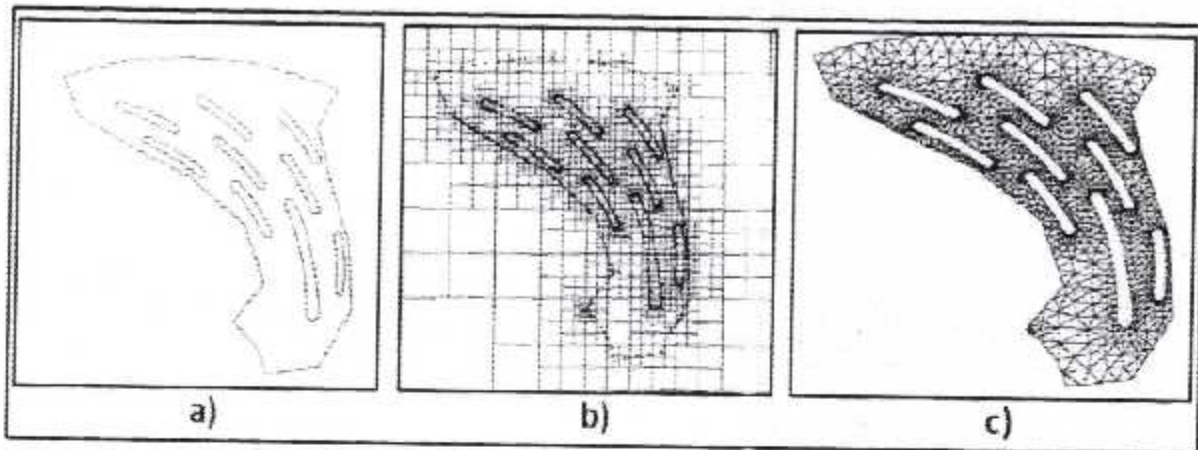


Fig IV.9 : Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree).

IV.4 Maillage hybride :

Maillage généré par un mélange d'élément de différents types, triangulaire ou quadrilatère en 2D, tétraédriques, prismatique ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

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

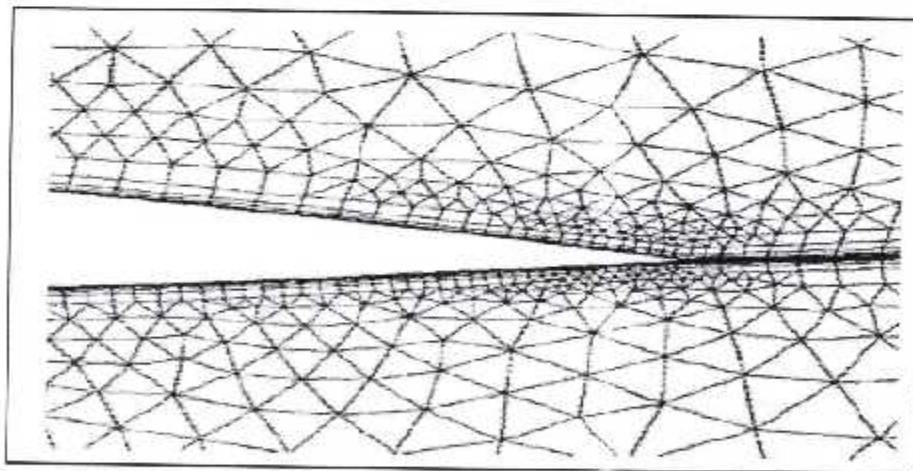


Fig IV.10 : Maillage non structuré hybride.

IV.5 Comparaison entre le maillage structuré et le maillage non structuré :

	Maillage structuré	Maillage non structuré
Avantage	<ul style="list-style-type: none"> • Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi blocs • Economique en nombre d'éléments. présente un nombre inférieur de mailles par rapport à un maillage non structuré équivalent. • Réduit les risques d'erreurs numériques, car l'écoulement est aligné avec le maillage. 	<ul style="list-style-type: none"> • Peut-être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments. • Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tetra) sont très automatisés. • Contrairement aux maillages structurés, il n'y a aucune restriction sur la topologie du domaine.
Inconvénient	<ul style="list-style-type: none"> • Difficile à générer dans les géométries complexes • Difficile d'obtenir une qualité de maillage pour les géométries complexe. 	<ul style="list-style-type: none"> • Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré. • Engendre des erreurs numériques, (fausse diffusion) qui peuvent être très importantes si l'on compare avec le maillage structuré.

Tab IV.1 : Comparaison entre maillage structuré et 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 Qualité des éléments ;
- ✦ Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient ;

- ✚ Assurer un bon Lissage dans les zones de transition, entre les parties à maillage grossier et à maillage fin ;
- ✚ Minimiser le nombre Total des éléments (temps de calcul raisonnable).

On utilise la formulation mémotechnique « QRLT ».

□ Qualité :

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

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

Enfin la qualité de maillage à un sérieux impacte sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

Il existe des facteurs pour l'estimation de la qualité du maillage :

- ✚ 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 :

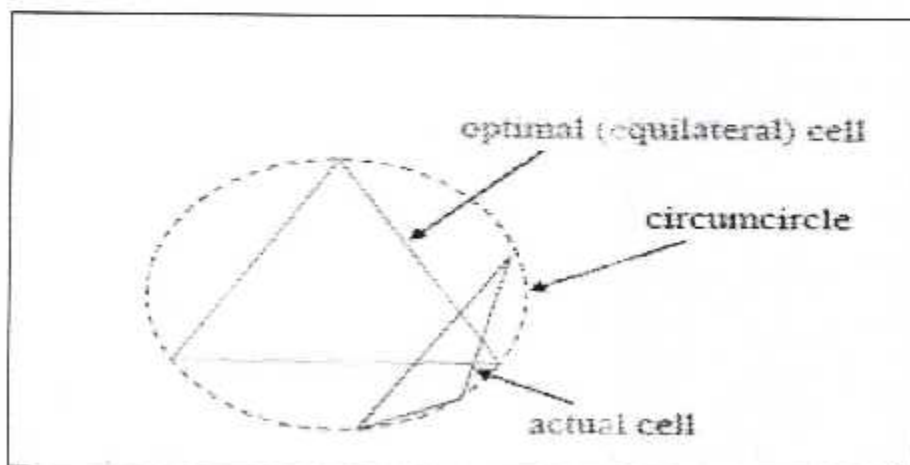


Fig IV.11 : Qualité de maillage basé sur un volume équilatéral.

$$F_d = \frac{\text{taille}_{\text{élément optimale}} - \text{taille}_{\text{élément généré}}}{\text{taille}_{\text{élément optimale}}}$$

Applicable seulement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques.

b) calculé basé sur la déviation angulaire :

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

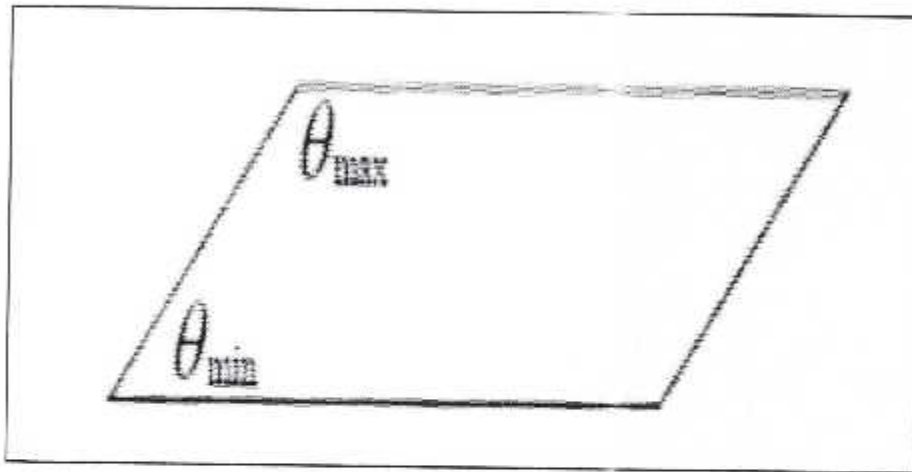


Fig IV.12 : Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire.

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 , [1].

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

Tab IV.2 : Qualité de maillage.

- ✓ 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% (figure IV. 15) [26].

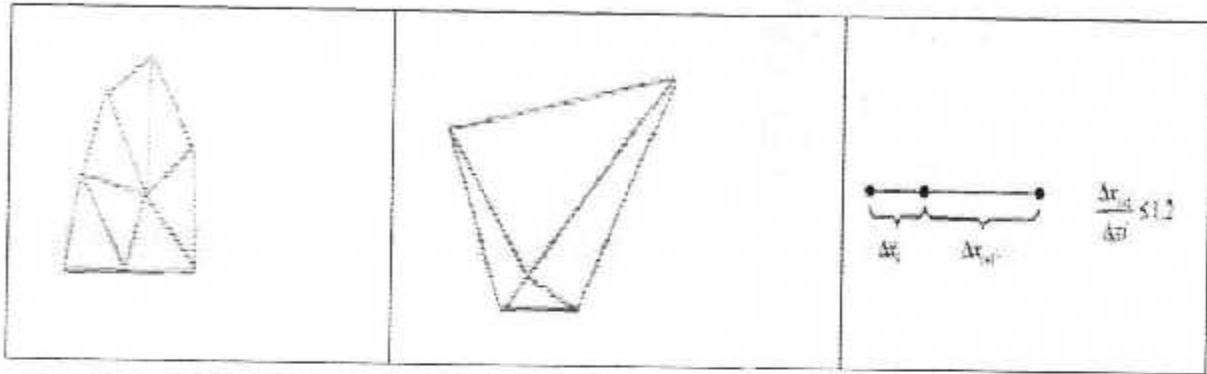


Fig IV.13 : Changement brusque.

Fig IV.14 : Changement de taille optimal.

Fig IV.15 : 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 [1].

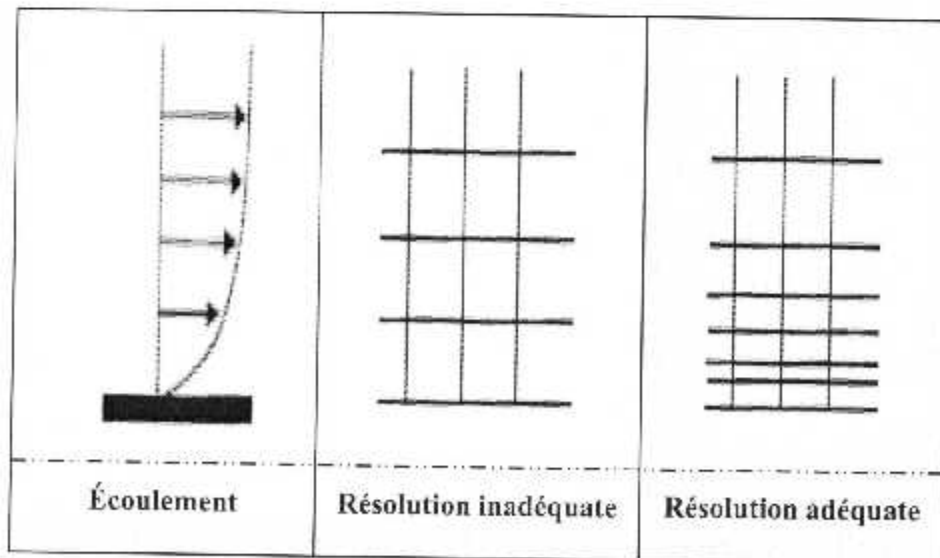


Fig IV.16 : Résolution du maillage dans les régions à fort gradient.

IV.6 La simulation numérique :

La simulation numérique de la dynamique des fluides est utilisée de plus en plus comme outil d'analyse en recherche et en industrie. Cependant, la génération de maillage demeure un défi majeur, en particulier pour la simulation des écoulements turbulents, car il peut être très difficile et coûteux en temps de générer un maillage qui produira des résultats précis. La modélisation et la simulation interviennent pour :

- La compréhension de la structure et des interactions à l'intérieur d'un système (détermine le rendement, la performance ...).
- L'étude du comportement du système par rapport à son environnement extérieur (consommation énergétique / coût ...).
- La prédiction du comportement d'un système pour des situations nouvelles ou extrêmes.
- 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 .

IV.7 Tuyère bidimensionnelle (2D) sans injection secondaire :

IV.7.1 Géométrie:

Dans ce qui suit, on se base sur l'étude expérimentale et numérique de C. A. Hunter [4] menée sur une tuyère convergente-divergente plane CD-2D. En effet, la tuyère simulée en 2D est une tuyère convergente-divergente avec un rapport de section de 1.8 et un demi-angle de divergence de 11.01° . La longueur de la partie divergente L est égale à 0.0577 m.

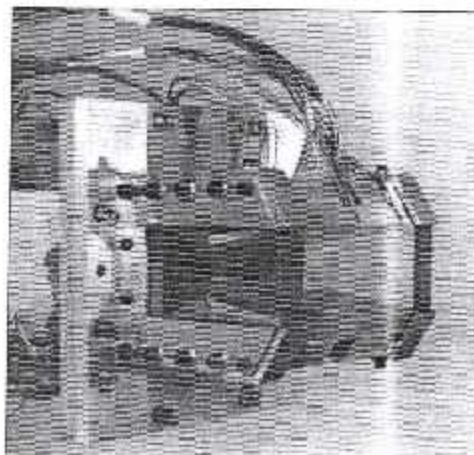


Fig IV.17 : Non-axisymétrique tuyère convergent-divergent

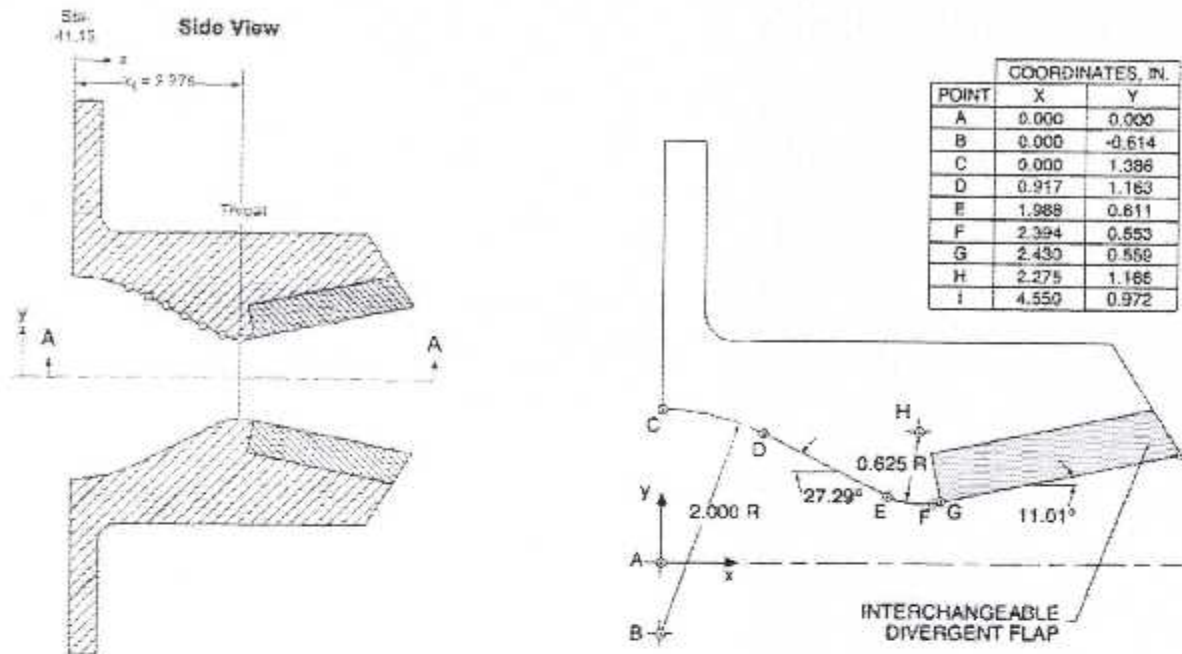


Fig IV.18 : Schéma décrivant le détail géométrique de la tuyère de la NASA

IV.7.2 Maillage :

La génération du maillage est primordiale quant à la réussite des calculs et à la précision des résultats. Il diffère fortement selon le problème et les calculs que nous allons vouloir effectuer. 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.

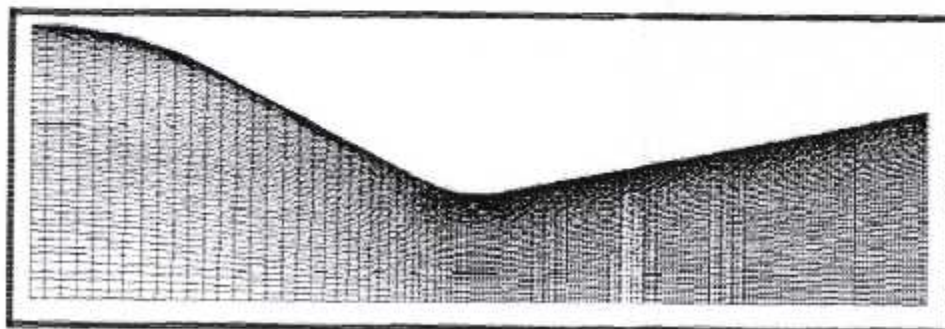


Fig. IV.19 : Maillage structuré de la tuyère conique.

IV.7.3 Conditions aux limites :

À toutes les frontières du volume de contrôle qui sont des interfaces entre les régions dans lesquelles l'écoulement sera simulé et les régions en dehors du domaine de calcul, les propriétés du fluide et de l'écoulement doivent être spécifiées. Souvent, simplement la spécification du type de la paroi, e.g. paroi adiabatique, paroi de non glissement ... etc., est suffisante, et dans d'autre cas, des informations complémentaires sont exigées, e.g. la température de la paroi.

Les écoulements étudiés dans ce travail s'effectuent dans des domaines confinés limités par la paroi de la tuyère. Nous avons, donc, à préciser pour chaque cas d'écoulement, quatre types de conditions aux limites à savoir :

- Conditions d'écoulement à l'entrée du domaine.
- Conditions d'écoulement à la sortie du domaine.
- 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.

IV.7.3.1 .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,

IV.7.3.2 Conditions de sortie :

En général, une seule condition à la sortie est imposée pour les écoulements internes. Cette condition correspond à la pression statique à la sortie.

IV.7.3.3 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. Cette condition de glissement est assurée grâce à la condition d'imperméabilité de la paroi qui se traduit par une vitesse normale du fluide nulle le long de cette paroi.

❖ 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.

$$\mathbf{u} = \mathbf{0} \quad \text{ou} \quad U = 0$$

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.

IV.7.4 Résolution :

L'étape de la résolution est effectuée avec le solveur Fluent. Ce dernier fournit, en générale, de bons résultats en simulation des écoulements internes. L'un des intérêts de ce logiciel de simulation, est qu'il dispose d'un nombre relativement important de modèles, pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, $k-\epsilon$, $k-\omega$, 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. Les schémas numériques temporels et spatiaux peuvent être modifiés pour améliorer la convergence. Fluent est parallélisé et il permet de tirer parti des systèmes multiprocesseurs aussi bien au sein d'une seule machine qu'en réseau. Les équations gouvernantes utilisées dans ce logiciel sont formulées en utilisant l'approche de volume fini.

Les possibilités de visualisation sont nombreuses, on peut par exemple tracer les valeurs du coefficient de frottement pariétal afin de détecter un éventuel décollement, visualiser des lignes de courant ou d'autres paramètres de l'écoulement et de la turbulence. Il est également possible de tracer les contours de différentes variables qui décrivent l'écoulement : pression, vitesse, variables turbulentes.

IV.7.5 Présentation de notre méthode de simulation numérique:

La CFD est devenu indispensable pour comprendre les différents phénomènes physiques intervenants dans les écoulements de fluides. Ces écoulements sont régis par des équations de conservation. Elles forment un système d'équations de conservation différentielles aux dérivées partielles (EDP) non linéaire qu'on doit résoudre. Cela est difficile à résoudre pour la majorité des problèmes rencontrés dans le domaine de l'ingénierie. Cependant il est possible d'obtenir une approximation de la solution de ces systèmes à l'aide des méthodes numériques en utilisant les moyens informatiques. Modèle de calcul ANSYS 14.5 est un outil de conception assistée par ordinateur (CAO) qui permet la conception et la génération des géométries en 3D/2D et appliquer 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 14.5 est un logiciel de génie mécanique qui collabore avec différents types de logiciels utilisés dans différents domaines comme : Vibrations, mécanique des fluides, aérodynamique, transfert de

chaleur...etc. Pour notre étude, deux systèmes de composants d'ANSYS 14.5 sont utilisés pour effectuer le calcul aérothermique ; GEOMETRY, ICEM CFD 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.8 Les phases à suivre sur Ansys pour la simulation de la tuyère CD-2D:

❖ Création de la géométrie :

On procède à la création de la géométrie en insérant les coordonnées du profil de la tuyère dans l'interface de l'ICM-CFD à l'aide de la commande create point →geometry ou Import Gcometry→formatted point data (voir figure IV.20).

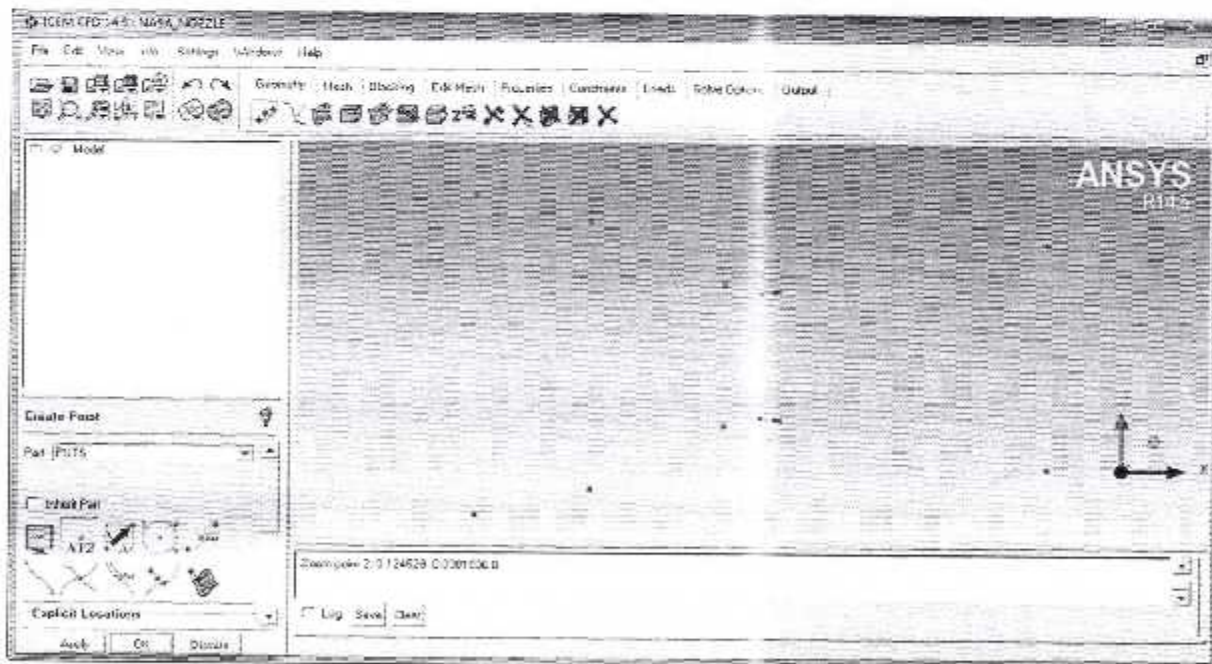


Fig. IV.20 : Création de points de la tuyère CD-2D sous ICEM-CFD

Ensuite on crée notre géométrie par des droites à l'aide des points insérés par la fonction Create modify/curve au niveau du divergent et par des cercles au niveau du convergent et ceci par la fonction Create cercle (voir figure IV.21).

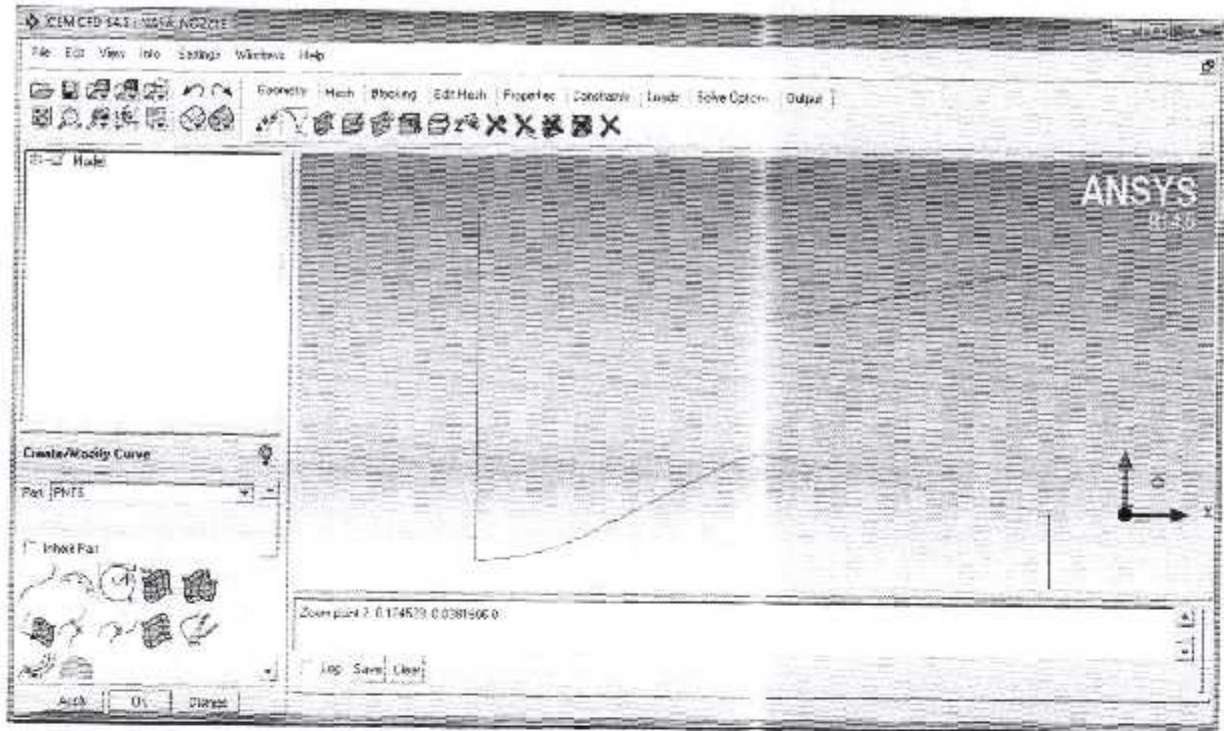


Fig. IV.21 : Tuyère conique.

❖ **Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs) :**

Pour que le mailleur ICM-CFD puisse mailler notre géométrie, on doit créer une surface à l'aide de la fonction Create/Modify surface (voir figure IV.22).

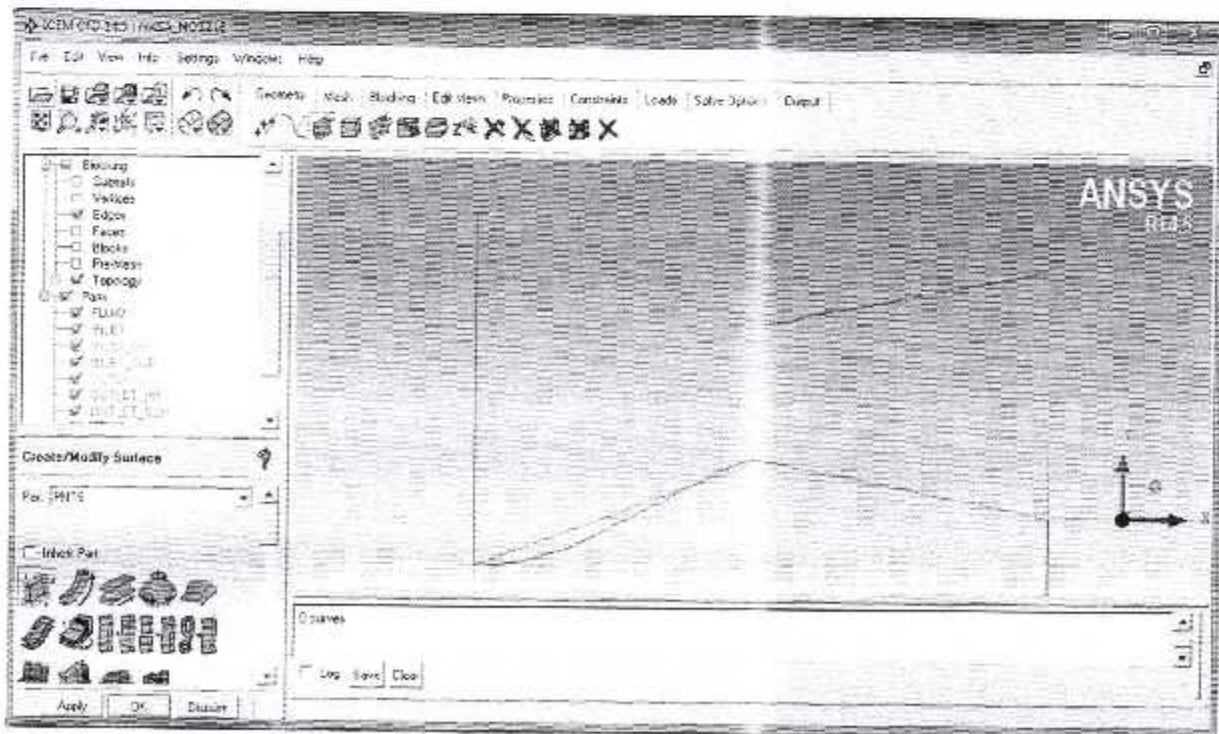


Fig. IV. 22 : Création de surface de la tuyère CD sur ICM-CFD en 2 dimensions.

Ensuite on créer quatre blocs à l'aide de la fonction create block (voir figure IV.23).

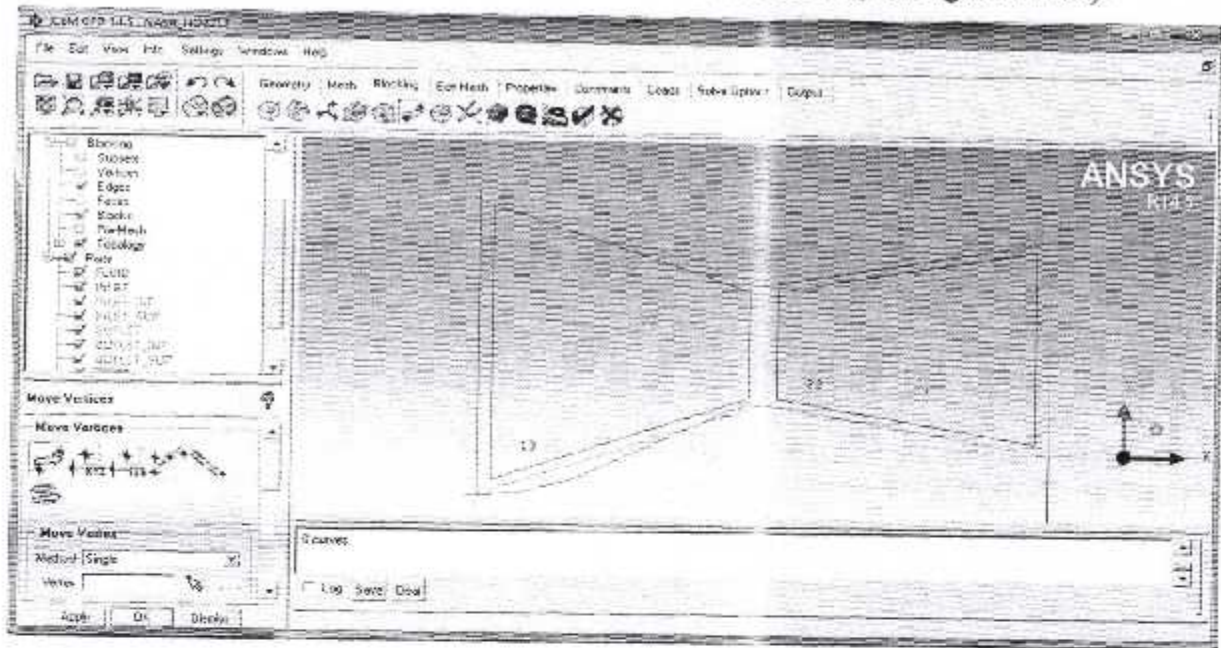


Fig. IV.23 : Création du bloc de la tuyère conique sur ICM-CFD en 2 dimensions.

Le maillage utilisé est un maillage multi-blocs composé d'environ 182440 cellules. Il est de type structuré à base de quadrilatères avec un raffinement au niveau des zones de fort gradient. Ce type de maillage permet en général d'obtenir une bonne résolution numérique. Il permet en outre un raffinement homogène au voisinage des parois afin de résoudre la sous-couche laminaire de la couche limite turbulente. On obtient le maillage de la surface à l'aide de la fonction Pre-Mesh Params (voir figure IV.24).

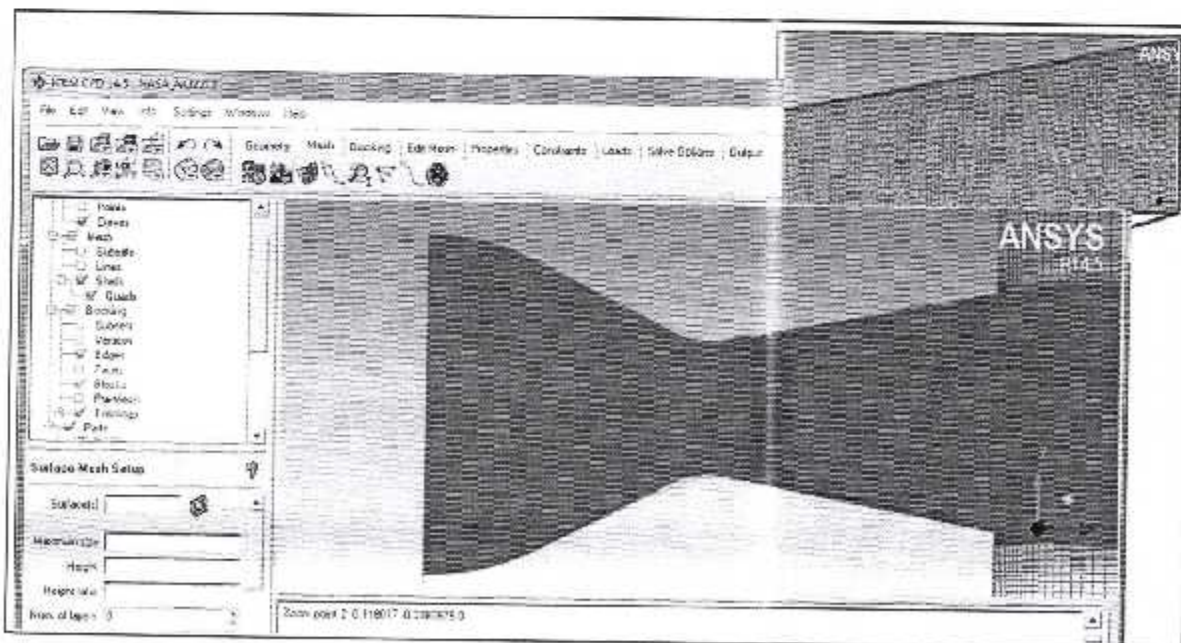


Fig. IV.24 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère conique en ICM-CFD.

Lorsque le maillage est terminé, il ne reste qu'à exporter ce maillage sous un format lisible par le solveur, Fluent en l'occurrence. Ceci se fait par la commande File/Export/Mesh qui permet d'écrire un fichier de maillage avec l'extension ".msh".

❖ **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 exécute notre maillage à l'aide de la fonction Read mesh (voir figure IV.25).

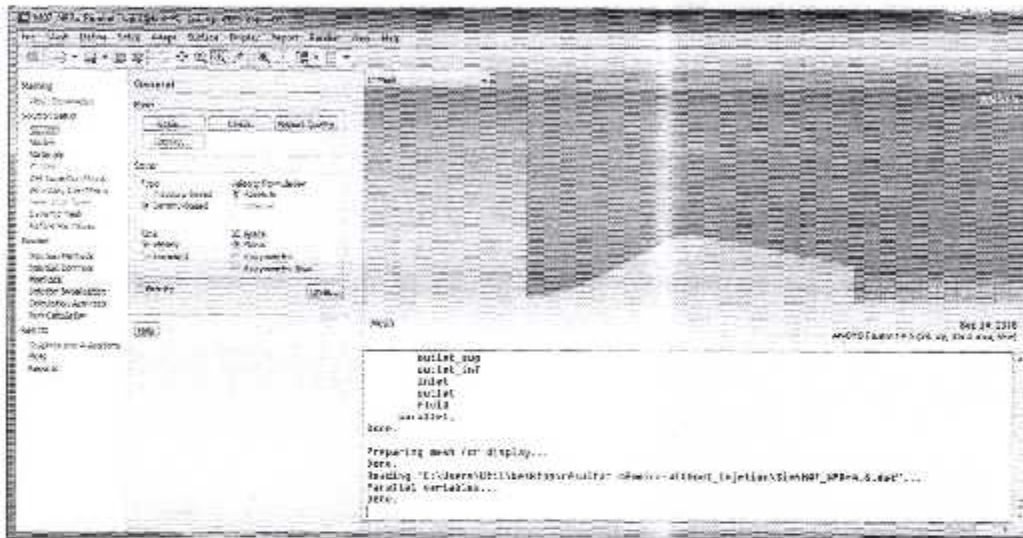


Fig. IV.25 : Maillage structure quadrilatère de la tuyère conique sur Fluent.

Après avoir vérifié la qualité de notre maillage, choisis le modèle de calcul et le type de matériaux utiliser ; vient l'étape d'entrer des conditions au limite à l'aide de la fonction Boundry Conditions (voir figure IV.26).

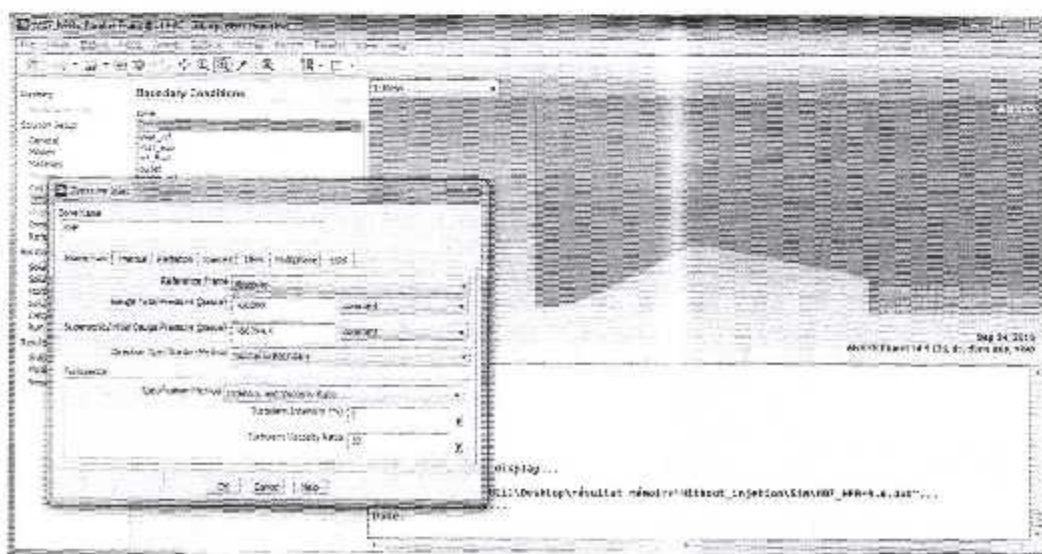


Fig. IV.26 : Condition aux limites de la tuyère conique sur fluent.

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 (voir figure IV. 27).

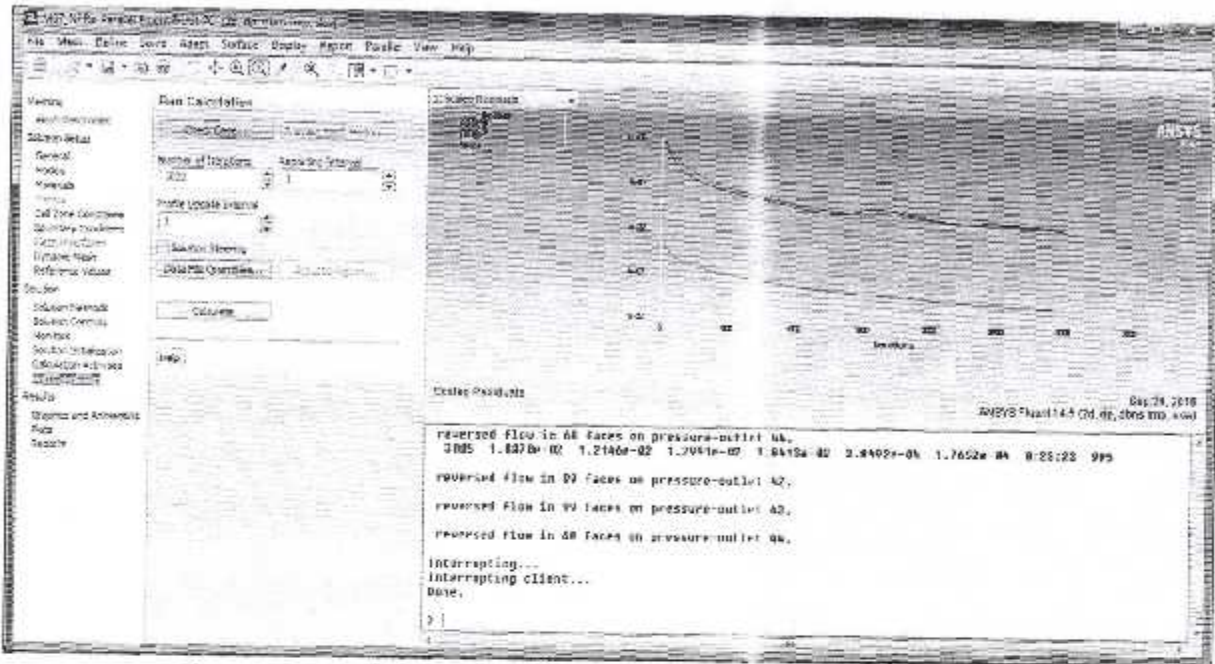


Fig. IV.27 : Le graphe des résiduelles de notre simulation.

A partir des graphes des résiduelles on peut dire que les calculs convergent, puisque la figure IV.27 montre que les résiduelles diminuent d'une manière continue. Pour être sûr de la convergence, on fait la différence du flux entrant et sortant (voir figure IV.28).

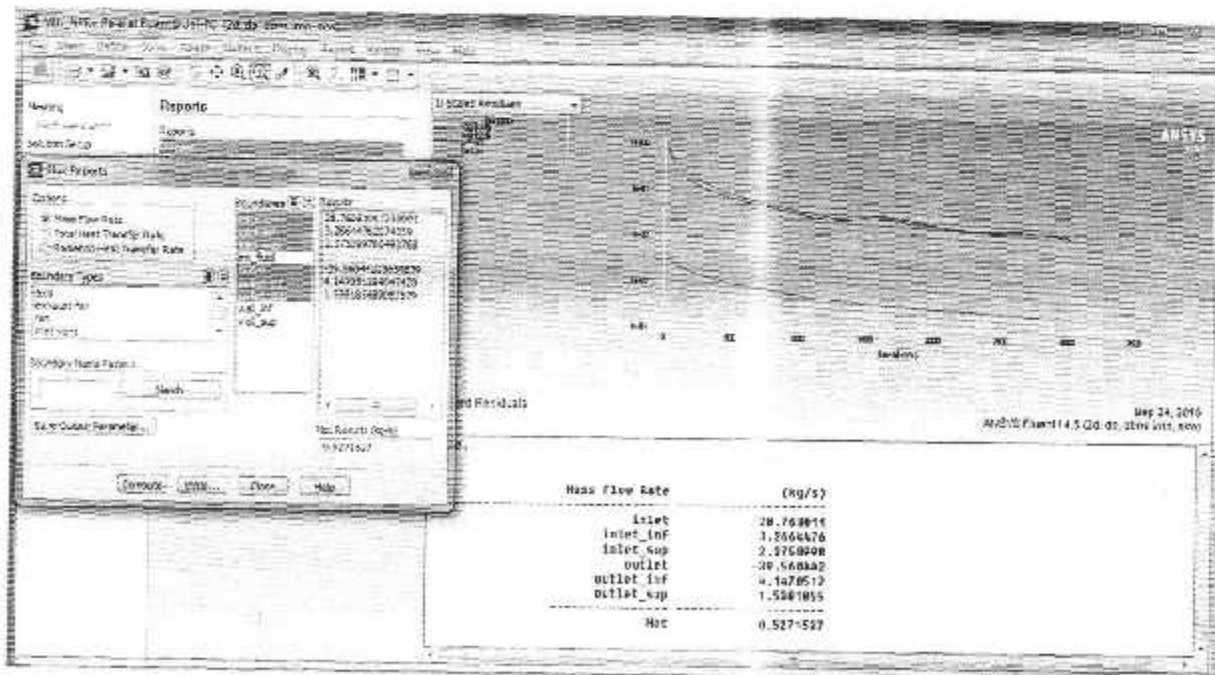


Fig. IV.28 : Critère de convergence de la tuyère conique.

Enfin après que nos résultats est convergé , 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 (voir figure IV.29).

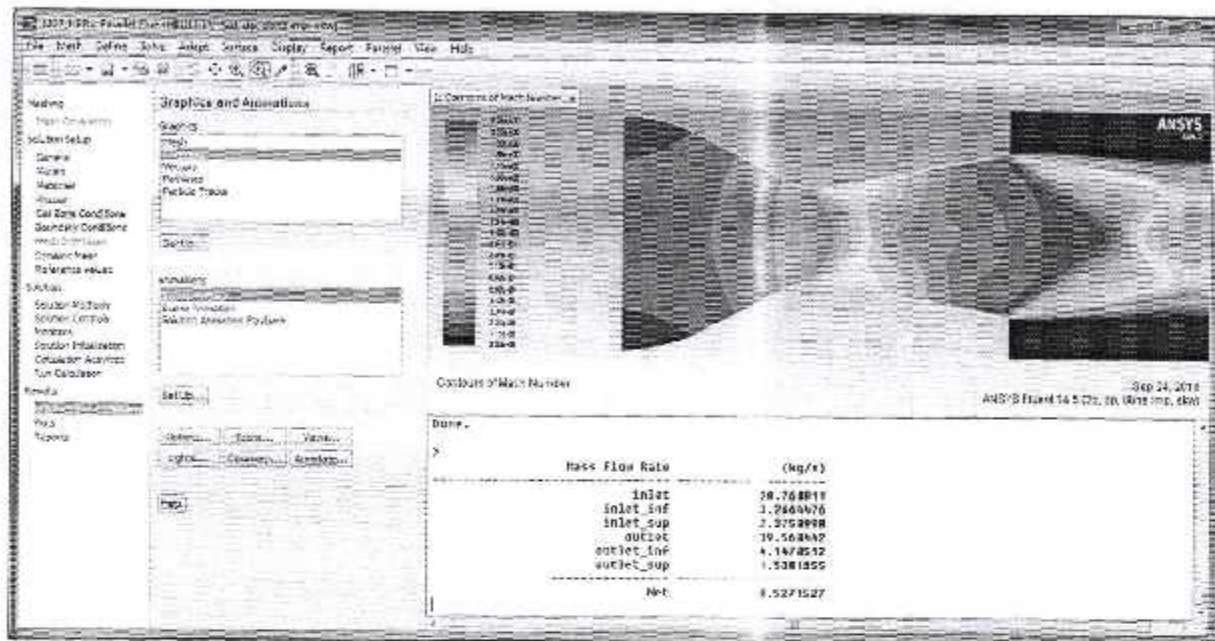


Fig. IV.29: Visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours) de la tuyère conique.

IV.9 Résultats sans injection :

IV.9.1 Sensibilité au maillage :

Afin d'étudier la sensibilité des solutions, deux maillages structurés avec différentes densités de mailles ont été testés : le **maillage A** composé de 182440 cellules et le **maillage B** composé de 141600 cellules. Le nombre de maille n'ayant pas vraiment affecté la solution, nous avons créé un autre maillage : **maillage C** ayant le même nombre de cellule que le **maillage A** mais raffiné au niveau des parois. La Figure IV.30 présente la répartition des pressions le long de la paroi supérieure de la tuyère. Les calculs numériques sont réalisés à NPR=4.6 et avec $k-\omega$ comme modèle de turbulence. Vu le temps de convergence qu'a pris le maillage C, nous avons opté pour le maillage A. Notre choix est un compromis entre un maillage qui se rapproche de la solution réelle et le temps de calcul.

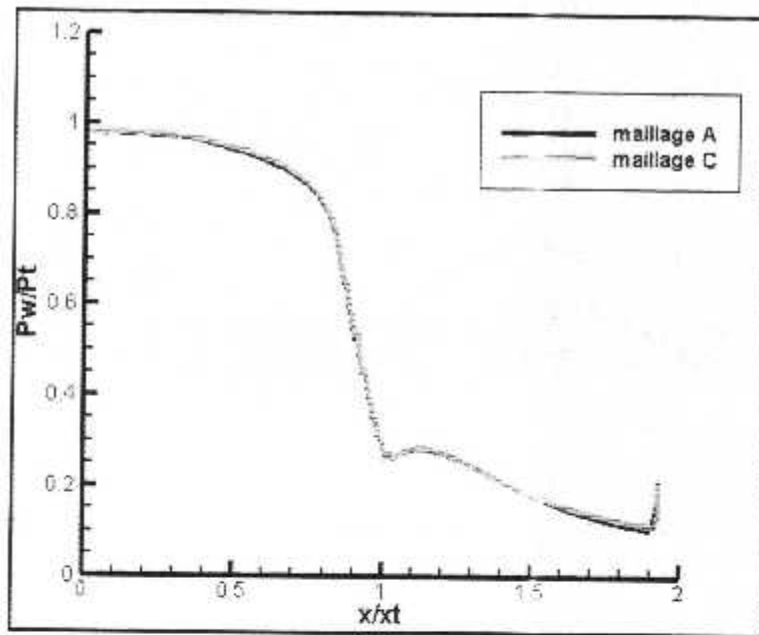


Fig IV.30 : Répartition de la pression le long de la tuyère pour différents maillages à NPR=4.6

IV.9.2 Influence des modèles de turbulence :

Dans les calculs numériques, le modèle de turbulence affecte notablement les résultats. Deux modèles ont été testés à savoir : le modèle à deux équations $k-\epsilon$ et le modèle $k-\omega$. La Figure IV.31 montre l'influence des modèles de turbulence sur la répartition de la pression pariétale pour NPR=3. Le modèle choisi ($k-\omega$) reproduit convenablement la zone de décollement par rapport à l'expérience. Il sera donc utilisé dans la suite de nos calculs 2D.

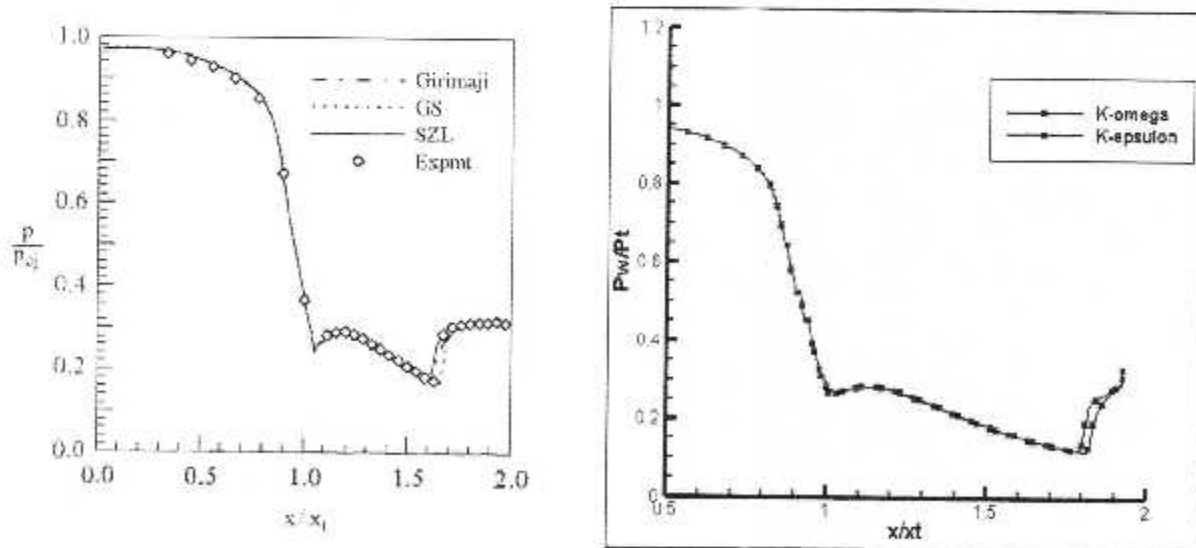


Fig IV.31 Comparaison entre l'expérience et nos modèle de turbulence pour NPR=3

IV.9.3 Validation des résultats :

La figure ci-dessous représente Distribution de la pression pariétale à différents NPR. On remarque que lorsque on augmente le taux de détente NPR, le point de décollement et la position du choc droit se déplacent vers l'aval de la tuyère. On peut dire également que nos résultats sont en bon accord avec les résultats expérimentaux de Hunter [4].

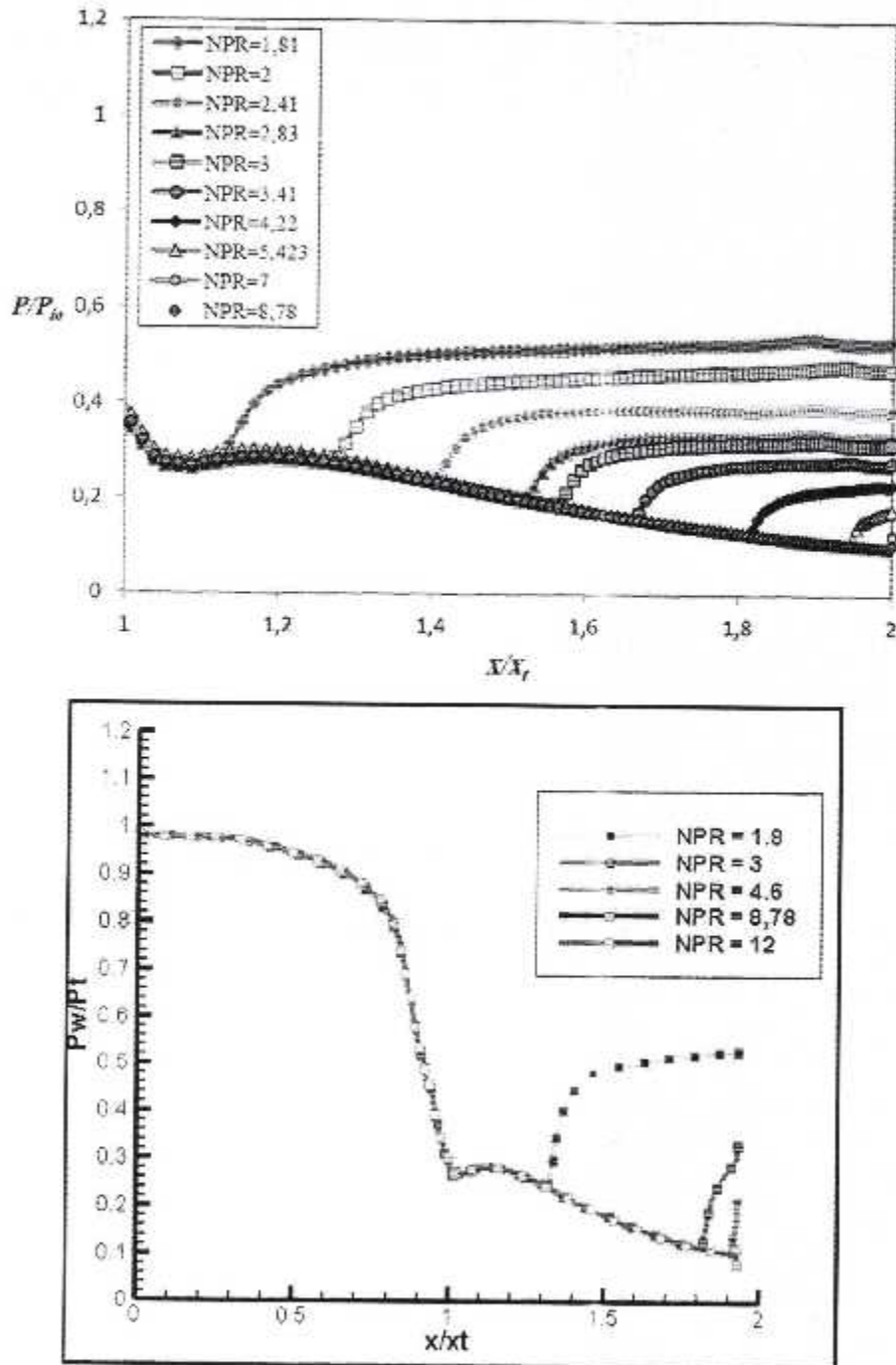


Fig IV.32 Distribution de la pression pariétale à différents NPR ; Comparaison entre les résultats de l'expérience de C. A. Hunter [4] et notre calcul numérique.

IV.9.4 Résultats et discussion :

➤ *Effets du taux de pressions NPR :*

Les Figures ci dessous représentent les contours des iso-Mach, en fonction du rapport des pressions NPR, variant de 1.8 à 12 .

• NPR = 1.8

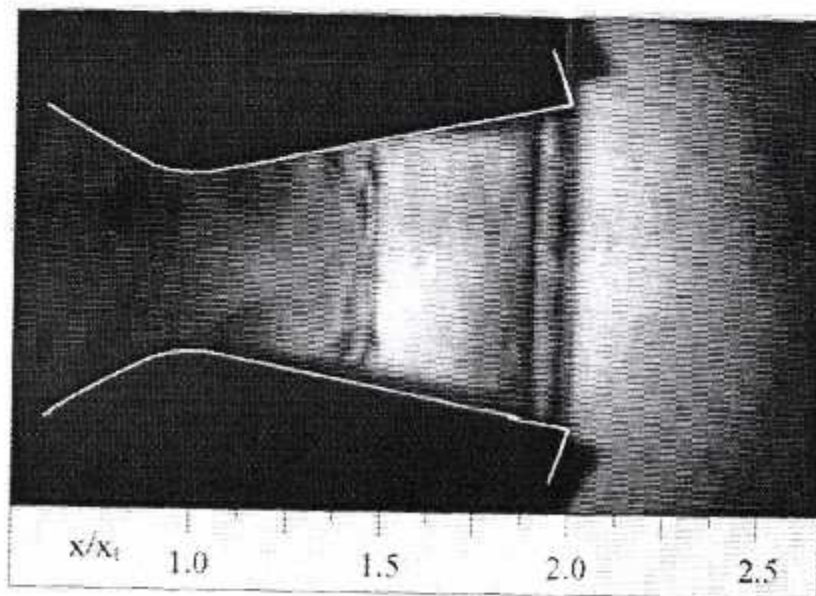
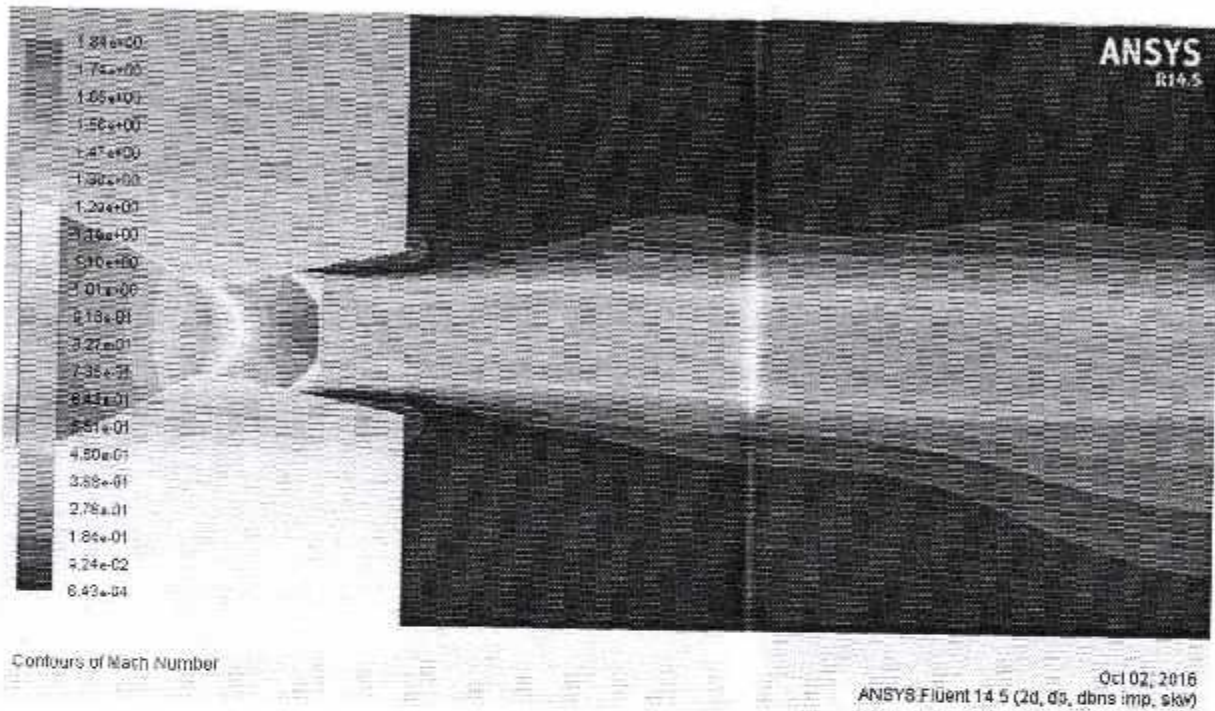


Fig IV.33 : Strioscopie expérimentale de [4] et contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=1.8

On remarque que le nombre de mach était d'environ 1,5 à l'expérimental et est de 1.84 pour nos résultat . Le choc induit à la séparation a commencé à affecter de manière significative l'écoulement de la buse.

- NPR = 3

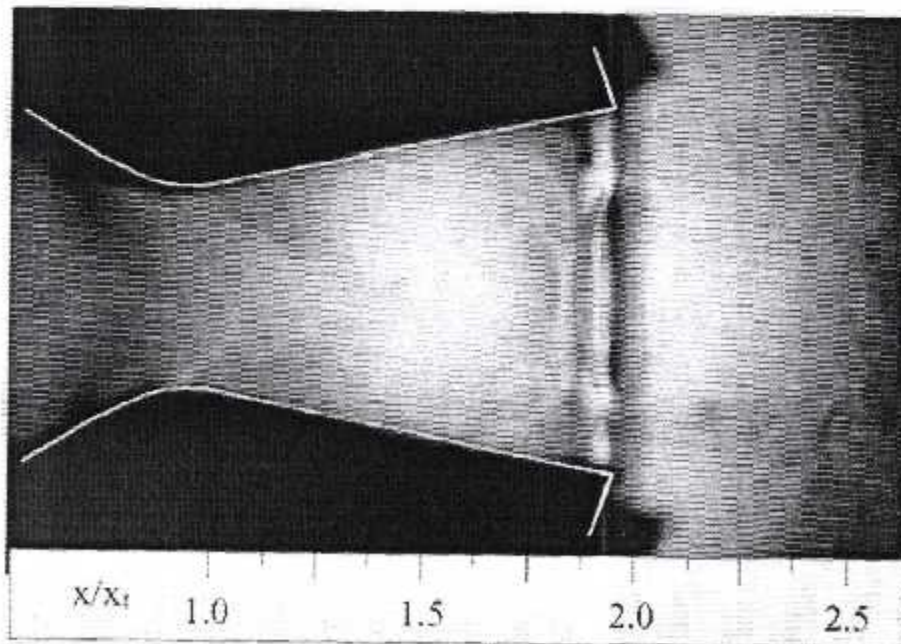
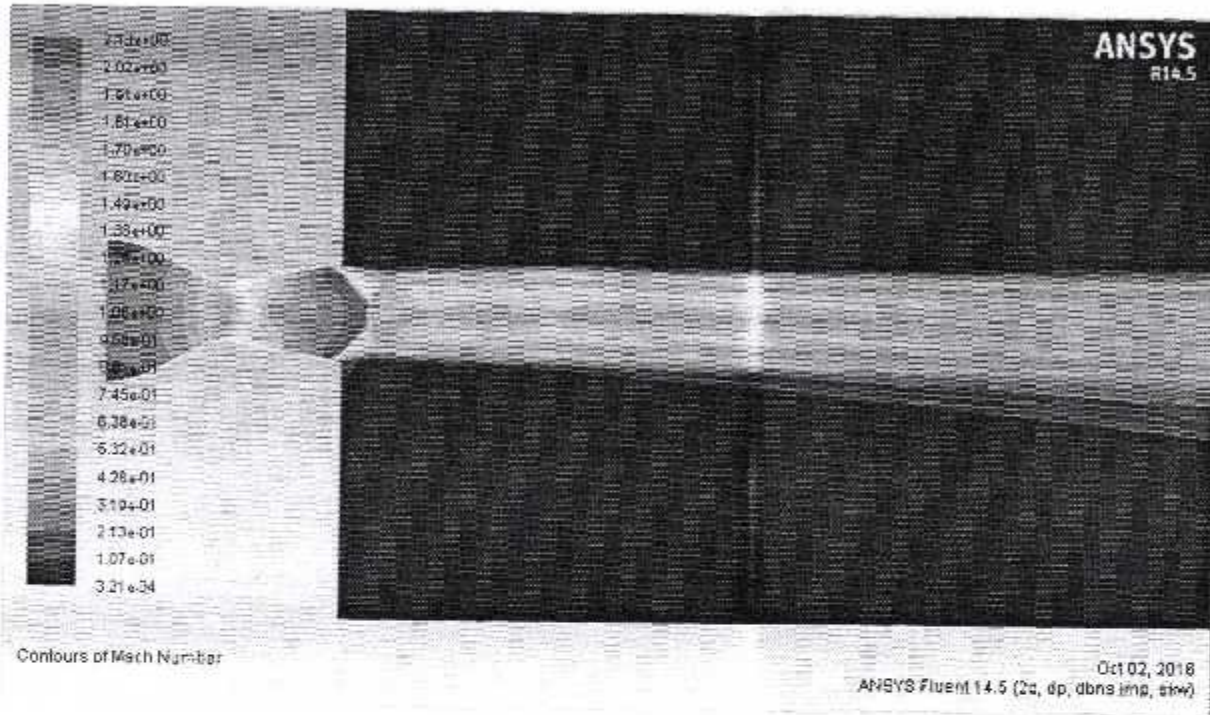


Fig IV.34 : Strioscopie expérimentale de [4] et contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=3

On remarque que le choc est aux portes de la tuyère pour la striescopie expérimentale tans dit que pour nos résultat le choc se déplace en aval . La comparaison de nos résultats aux résultats de NASA prouve qu'il ya un léger décalage .

- NPR = 4.6

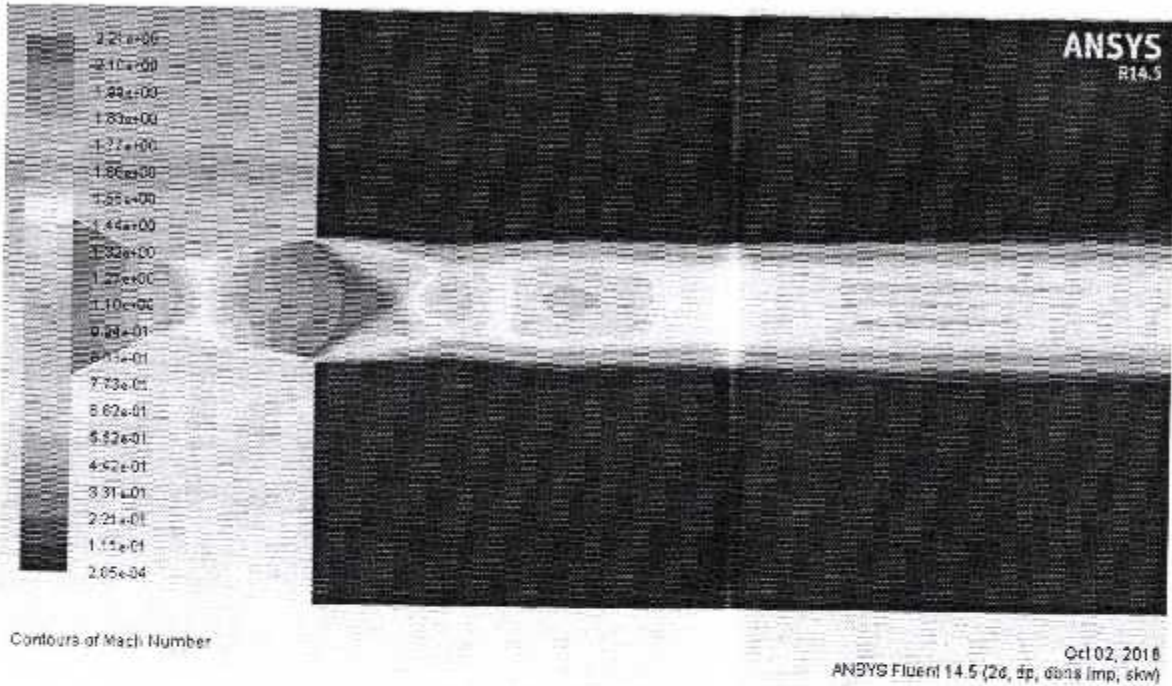


Fig IV.35: Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=4.6

- NPR = 8.78

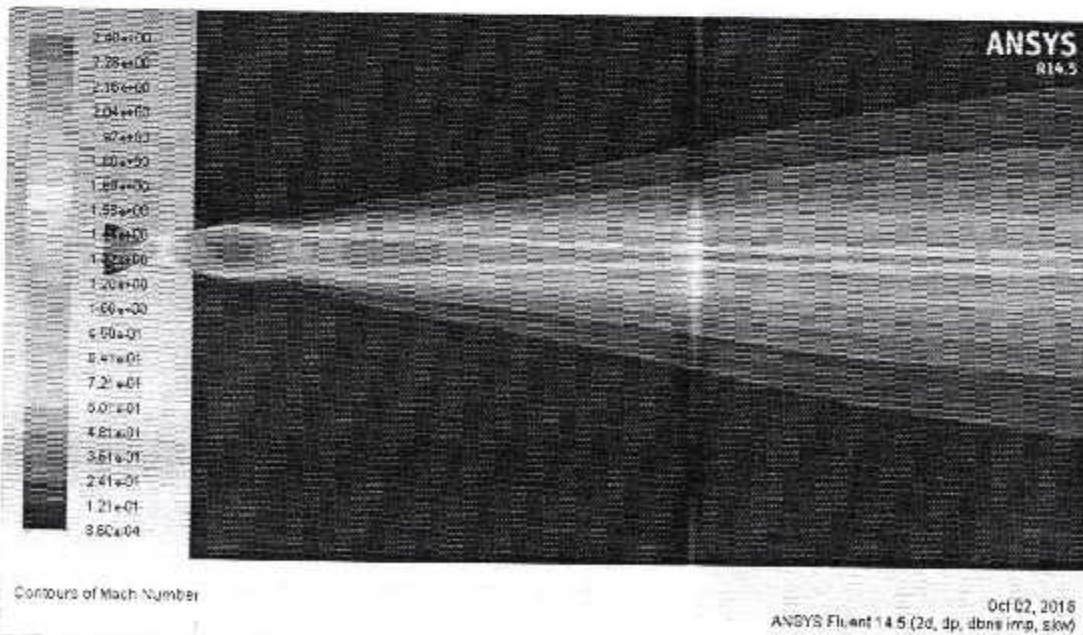


Fig IV.36 : Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=8.78

pour des nombres de NPR variant entre 1.8 et 4.6. On constate qu'en augmentant le taux de pressions NPR, la position prédite du disque de Mach se déplace selon l'axe de symétrie de la tuyère. Le décollement obtenu pour chaque rapport de pression variant dans la plage précédente, est un décollement libre. Cette remarque est traduite par des pressions plateaux, qui restent constantes jusqu'à la sortie de la tuyère, c'est-à-dire pas de points de recollement, donc le décollement restreint n'apparaît pas. Cette constatation est expliquée le caractère de la tuyère conique droite.

En effet, pour un taux de pressions allant de 1.6 et inférieur à 8.78, la pression ambiante (c.-à-d. $P_a=100000$ Pa) est supérieure à la pression de sortie de la tuyère, dans ce cas, l'écoulement est sur-détendu avec décollement jusqu'à la valeur de NPR=8.78, où l'écoulement devient adapté ($P_e=P_a$). Au-dessus de cette valeur, le régime d'écoulement est sous-détendu, et la pression de sortie est supérieure à celle de l'ambiance.

- NPR = 12

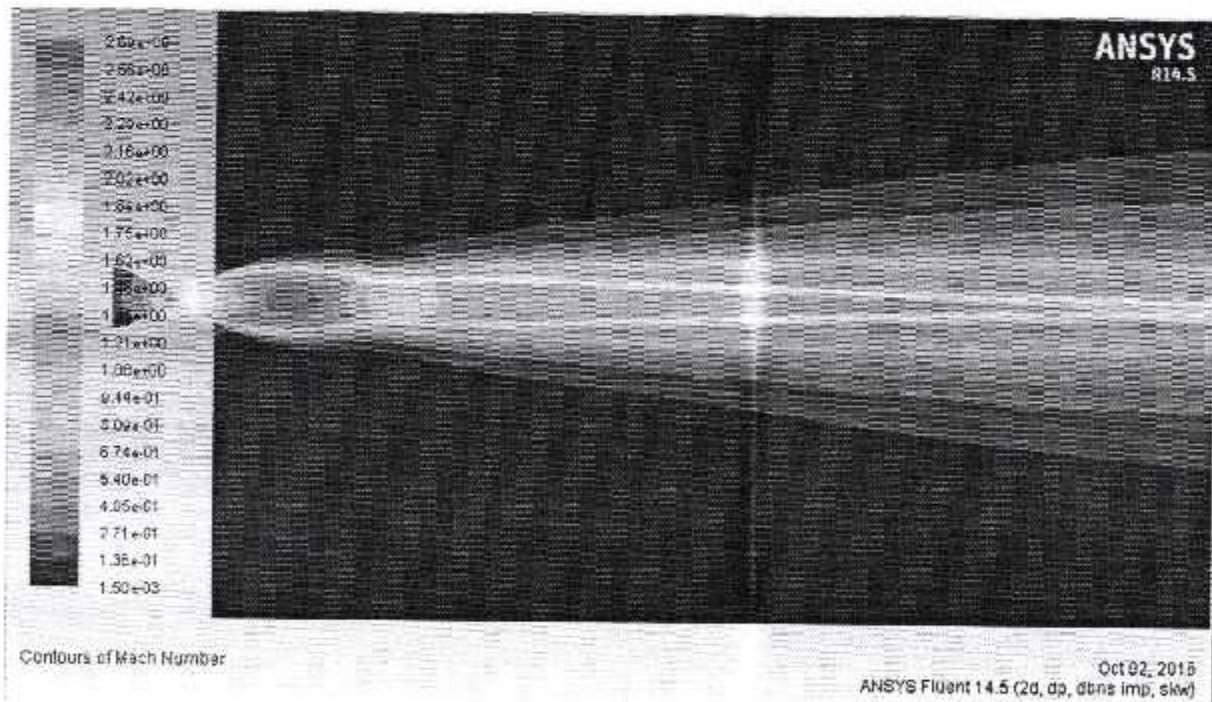


Fig IV.37: Contour d'évolution du nombre de mach de nos calculs à NPR=12

IV.10 Tuyère bidimensionnelle (2D) avec injection secondaire :

L'étude a été menée sur un cas-test de la NASA. La tuyère simulée est une tuyère convergente divergente 2D avec un rapport de section de 1.8, un nombre de Mach en sortie de 2.13 et un demi-angle de divergence de 11.01° . La longueur de la partie divergente est $L=0.0577\text{ m}$. L'injection a lieu à une distance de 0.04 m du col et la largeur de la fente d'injection b est de 0.002 m . Les calculs numériques sont réalisés pour un écoulement turbulent et stationnaire. Les entrées de la tuyère et de la chambre d'injection sont à des conditions d'entrée subsoniques avec un nombre de Mach $M=0.1$ tandis que les conditions de sorties externes des zones sont fixées à une pression ambiante de 1 bar et une température de 300 K . La Figure IV. 38 présente le profil de la tuyère utilisée dans les calculs 2D.

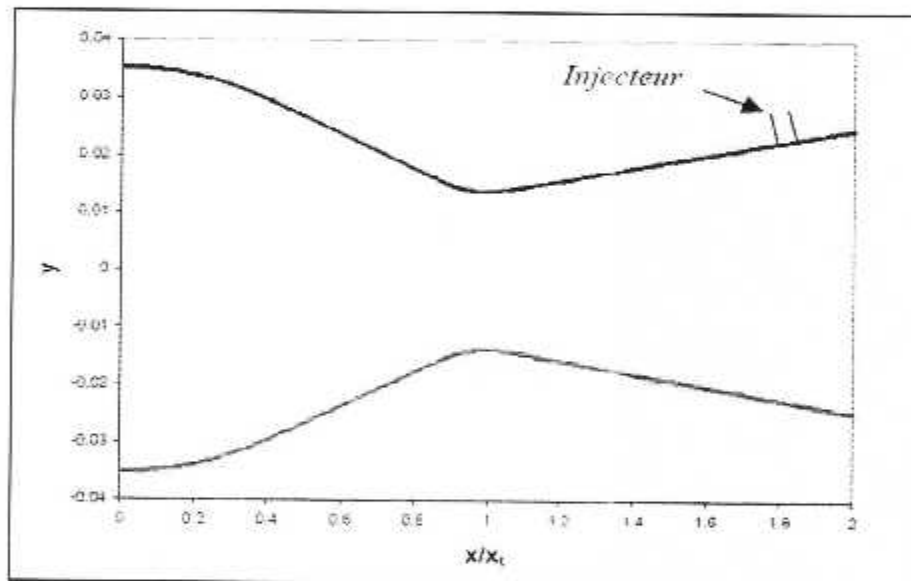


Fig. IV.38: Profil de la tuyère plane utilisée dans les calculs.

❖ Création de la géométrie :

On procède à la création de notre géométrie en suivant les mêmes étapes cités dans le titre précédent (sans injection) La figure IV.39 présente notre nouvelle géométrie (tuyère plane avec injection).

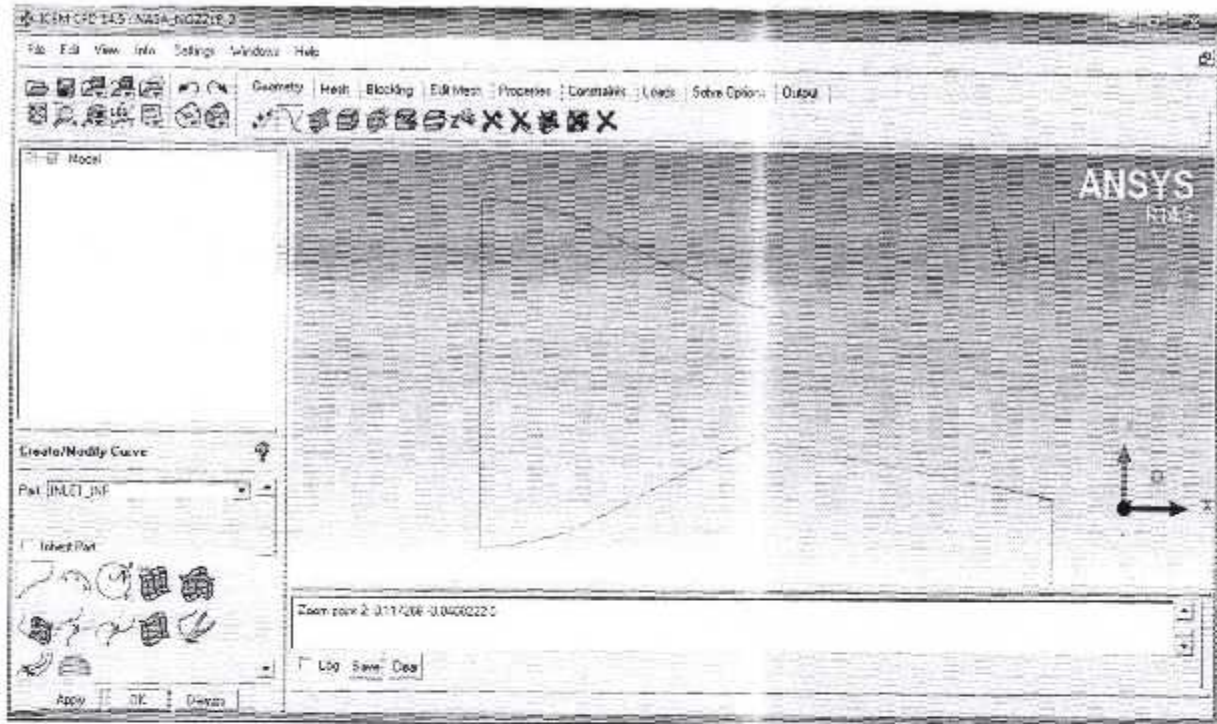


Fig. IV.39 : Tuyère conique avec injection.

❖ **Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs) :**

On procède à la génération du maillage par étape comme cité auparavant, ce qui veut dire : choisir le nombre de mailles sur chaque face avec un raffinement au niveau des zones de fort gradient (au niveau de l'injecteur et à la paroi). Le domaine de calcul comporte 227330 cellules. On obtient le maillage de la surface illustré par la figure IV.40 .

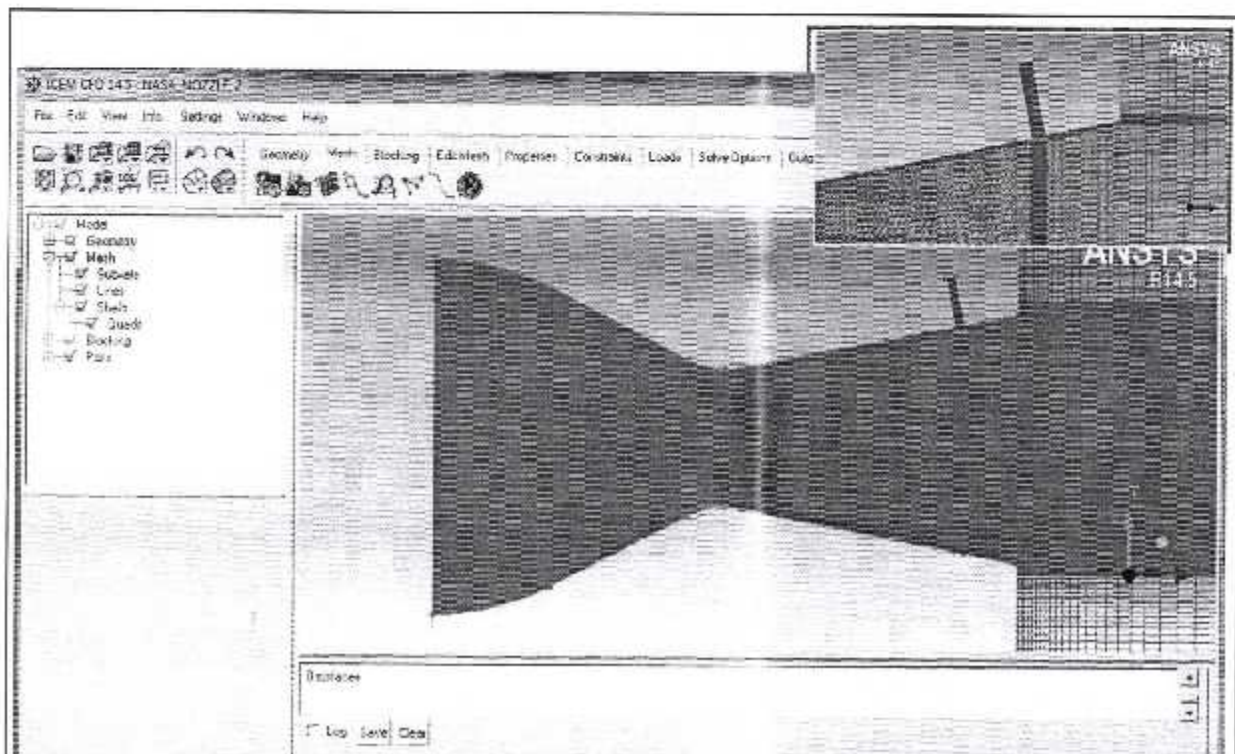


Fig. IV. 40 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère avec injection en ICM-CFD.

Pour ce qui est de l'étape de résolution, on reprend exactement les mêmes étapes que pour la tuyère sans injection.

IV.11 Résultats avec injection :

IV.11.1 Validation des Résultats :

La simulation est réalisée pour le cas $NPR=4.6$ et $SPR=0.7$ avec un modèle de turbulence $k-\omega$. Nos calculs numériques sont comparés avec les travaux expérimentaux de Waithe et al. [42]. La Figure IV. 41.a représente la strioscopie expérimentale comparée avec celle acquise numériquement présentée sous forme de contours de pression. On remarque la présence d'un choc oblique en amont de la fente d'injection sur la paroi supérieure. Un autre choc sur la paroi inférieure proche de la lèvre de la tuyère est dû au phénomène de décollement provoqué par la sur-détente. Une autre comparaison de l'évolution de la pression pariétale entre l'expérience de Waithe et al. [42] et notre simulation numérique, pour le régime de sur-détente, à $NPR=4.6$ et $SPR=0.7$ est présentée sur la Figure IV. 41.b. On constate l'emplacement du choc est identifié à $x/x_t=1.55$ et $x/x_t=1.543$, pour les calculs numérique et expérimental respectivement. Globalement, on peut dire que les résultats expérimentaux et numériques sont similaires.

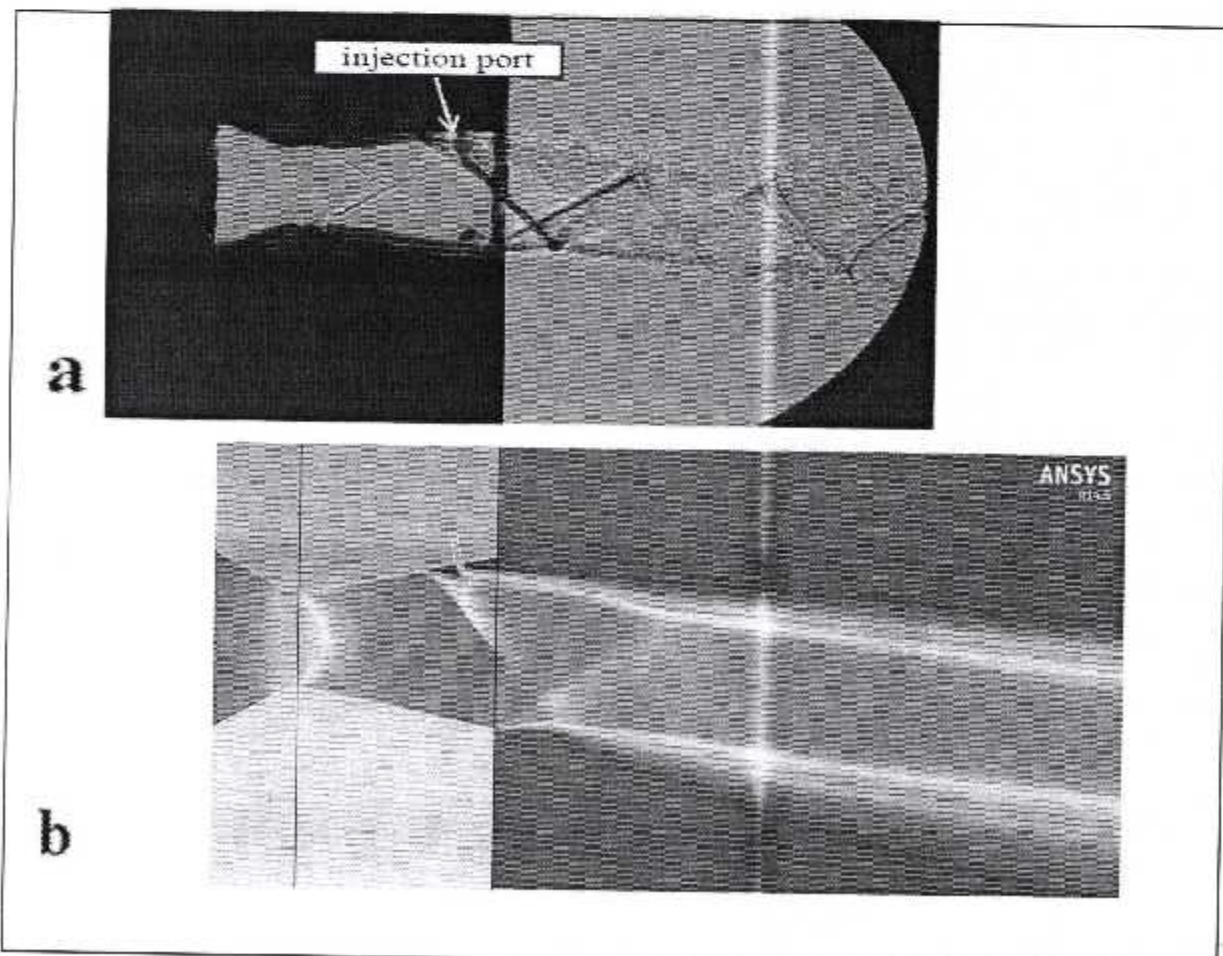


Fig. IV. 41: Comparaison entre: (a) l'expérience de la NASA de Waithe et Al. [42]; (b) notre calcul numérique représenté par les champs de pression, à NPR=4.6 et SPR=0.7

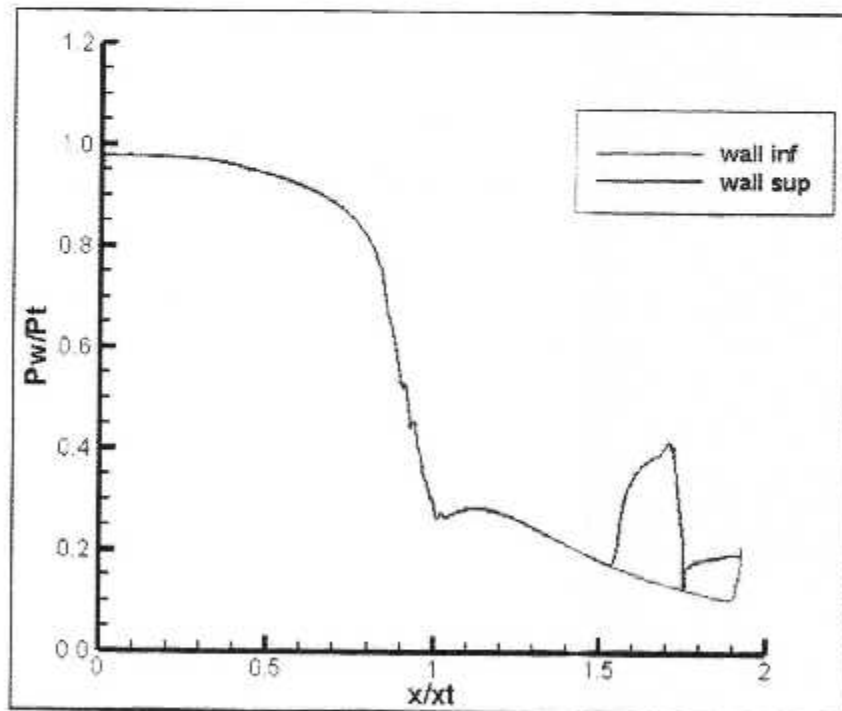
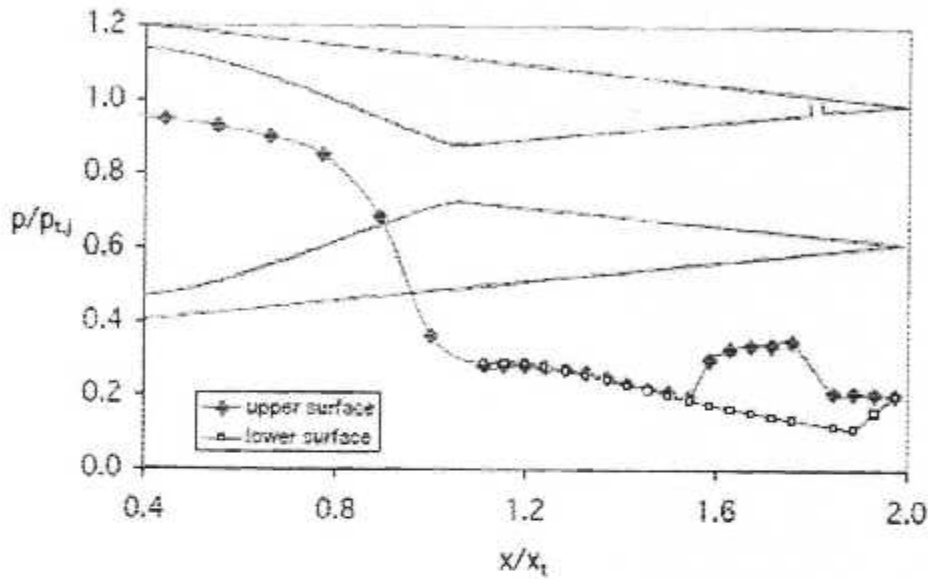
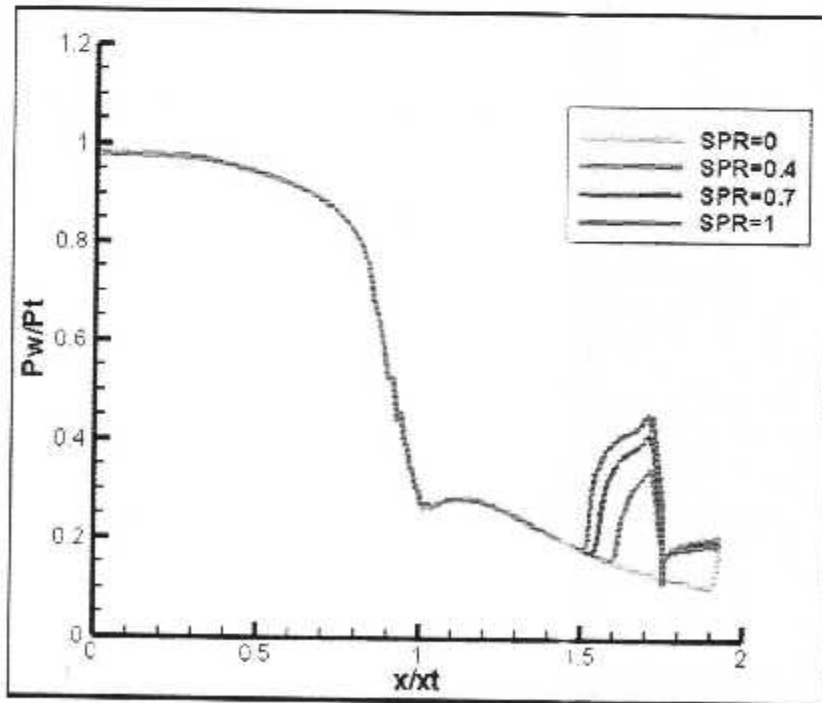
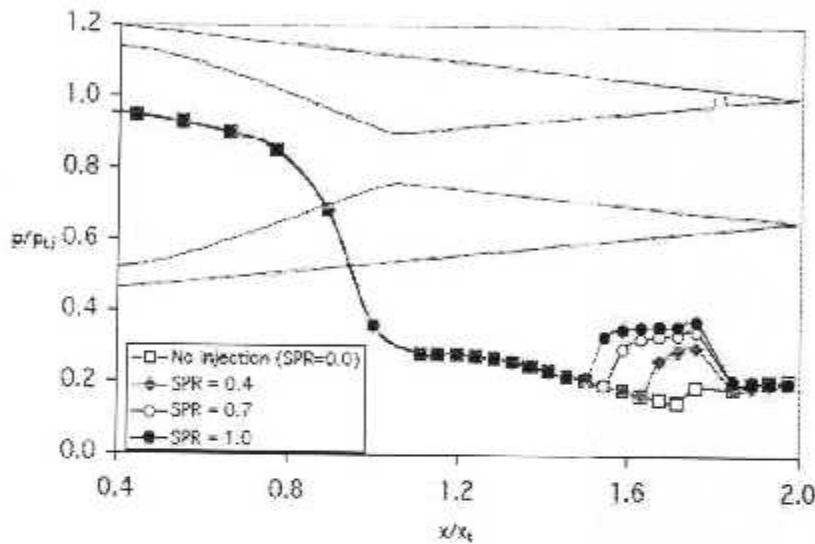


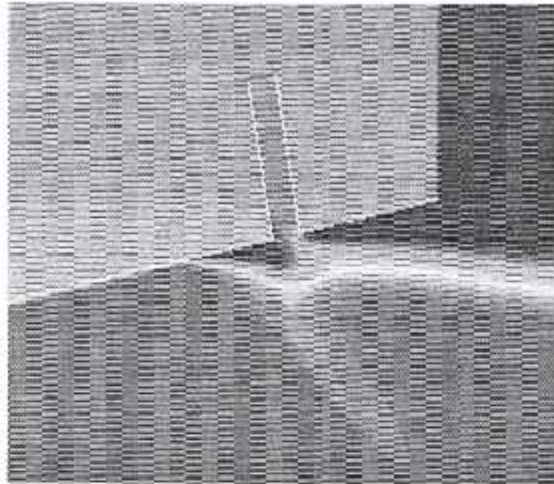
Fig. IV. 42: Distribution de la pression pariétale à NPR=4.6 et SPR=0.7 ; Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul numérique.

IV.11.2 Variation du rapport de pressions totales SPR :

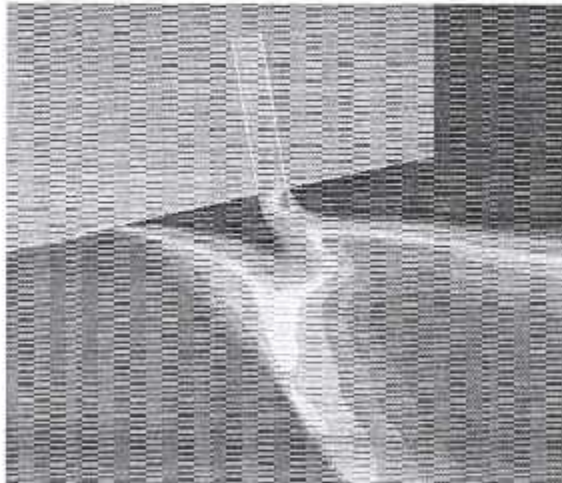
La Fig. IV. 43 montre la pression pariétale pour des taux d'injection de 0, 2, 4 et 6 % ($SPR=0, 0.4, 0.7$ et 1.0 respectivement) à $NPR=4.6$. Le régime de sur-détente ne permet pas au jet injecté dans les quatre configurations de recoller à la paroi. On observe un allongement de la zone de décollement amont et une augmentation de la surpression qui y règne mais aussi le déplacement du choc plus en amont en augmentant le SPR. On remarque à partir de la courbe de la pression dans le cas de sans injection un décollement libre de la couche limite situé à proximité de la fente d'injection.



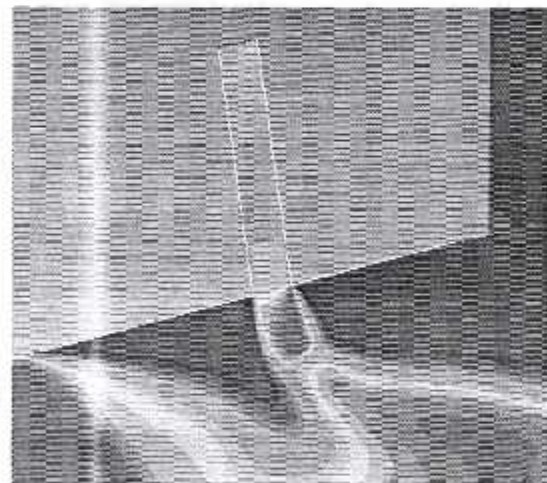
**Fig. IV. 43: Distribution de la pression pariétale à NPR=4.6 et différent SPR
, Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul
numérique**



1) SPR = 0.4



SPR = 0.7



3) SPR = 1

Fig. IV. 44: Nombres de Mach pour différents SPR à NPR=4.6

La Figure IV. 44 montre que le régime d'écoulement à l'entrée de l'injecteur du fluide injecté dans le divergent de la tuyère est sonique ($M=1$) pour un $SPR=1$. Cette valeur permet de dire que cette entrée est assimilée à un col sonique d'une tuyère.

La Figure IV.45 nous donne les valeurs de la déviation en fonction de SPR . Une augmentation de l'angle de vectorisation se voit clairement avec l'augmentation de SPR . La vectorisation est maximale à $SPR=1.0$, elle est de 10.7°

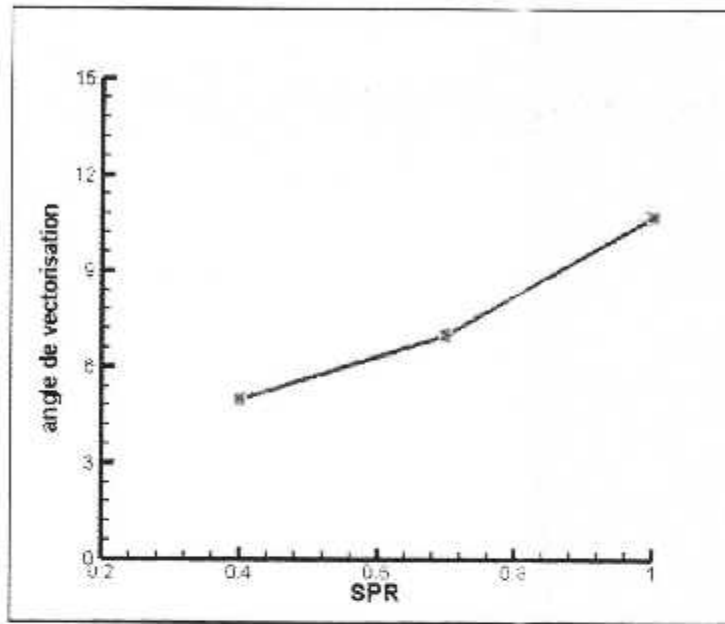


Fig. IV. 45: Angle de vectorisation en fonction du SPR à $NPR=4.6$

		Nos résultats	Résultat [42]	Erreurs
SPR = 0.4	X/X_t	1.6	1.63	0.018%
	Angle de vectorisation δ	5°	4.5°	0.11%
SPR = 0.7	X/X_t	1.57	1.55	0.012%
	Angle de vectorisation δ	6.5°	7°	0.071%
SPR = 1	X/X_t	1.5	1.56	0.038%
	Angle de vectorisation δ	10.7°	9.4°	0.013%

Tab IV.3 : récapitulatif de nos résultats et des résultats expérimentaux pour $NPR=4.6$ et différents SPR .

Nous remarquons que l'erreur est $< 0.5 \%$ ce qui prouve que nos résultats sont assez satisfaisants du moment qu'on est entrain de comparer des résultats numériques à des résultats expérimentaux.

IV.11.3 Variation du rapport de détente NPR :

La Figure IV. 46 représente l'évolution des pressions pariétales en fonction du rapport de détente à NPR=7 à SPR=0.7. Les pressions statiques prédites le long de la paroi supérieure et inférieure ont bien corrélée avec les données expérimentales. La pression prédit le long de la surfaces de busc supérieure et inférieure a bien corrélée avec données expérimentales mais avec quelques exceptions notables. Le choc est prédit à $x / x_t = 1,57$ sur la face supérieure par rapport à une position de choc de $x / x_t = 1,59$ dans les données expérimentales . Ce léger décalage est dû à la différence de procédé suivie pour avoir ces résultats .

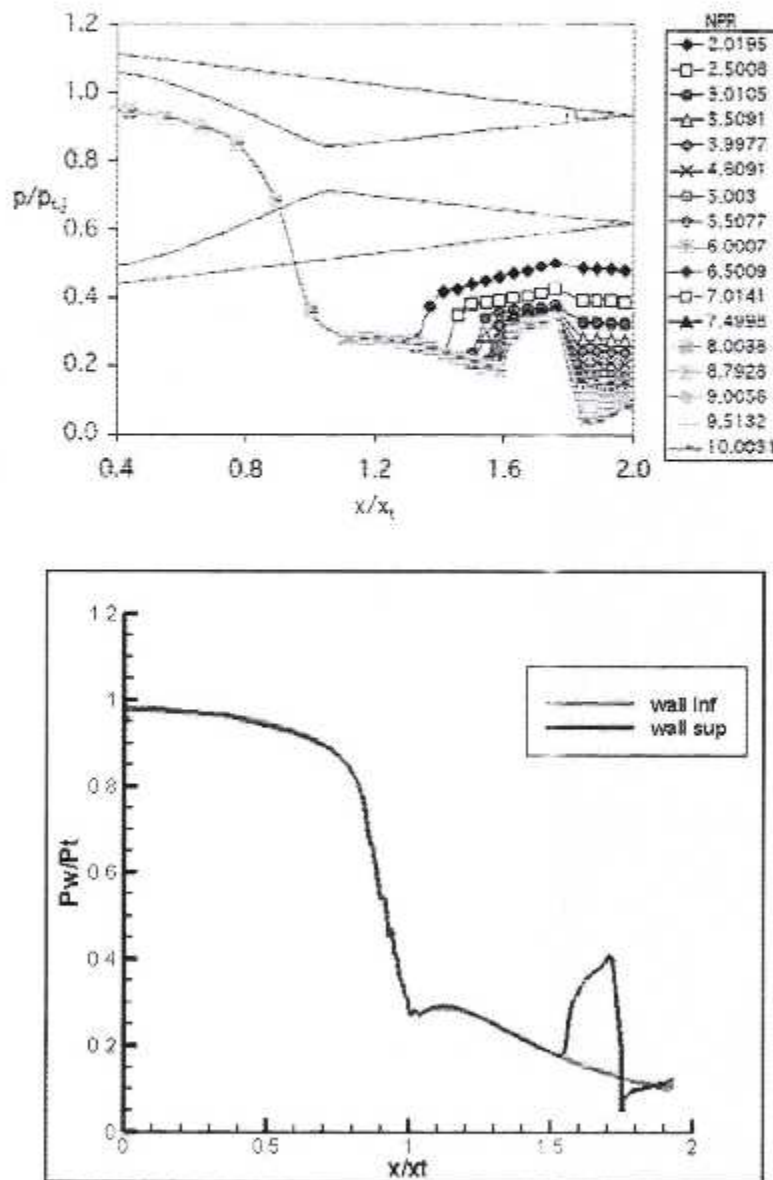
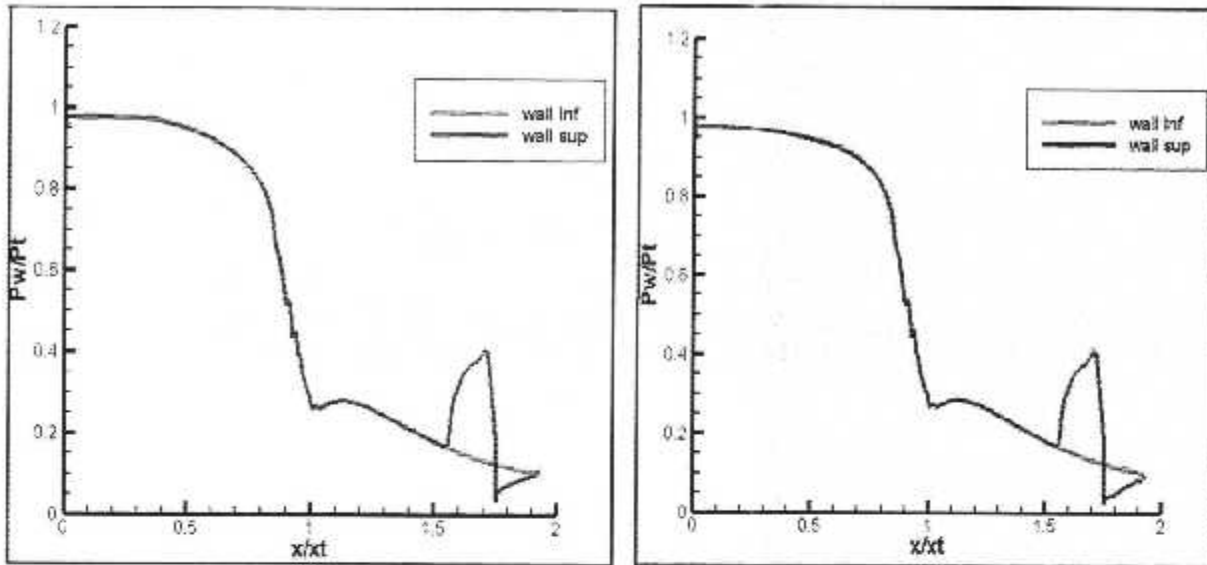


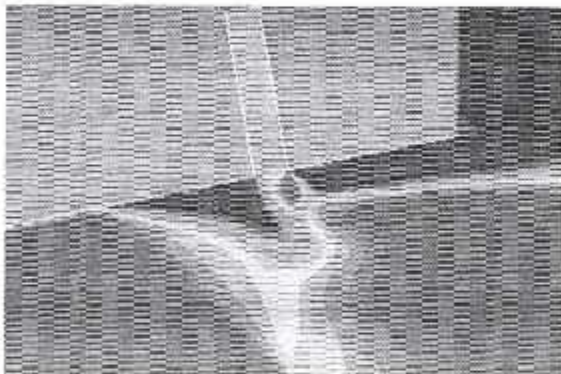
Fig. IV.46 : Distribution de la pression pariétale à SPR=0.7 et à NPR=7, Comparaison entre les résultats de l'expérience de Waithe et Al [42] et notre calcul numérique.



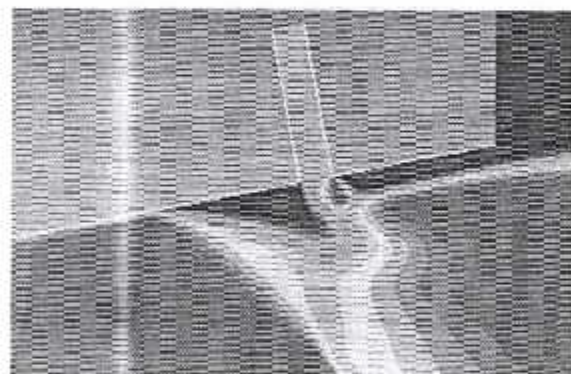
a) NPR = 8.78 (régime adapté)

b) NPR = 10 (régime de sous détente)

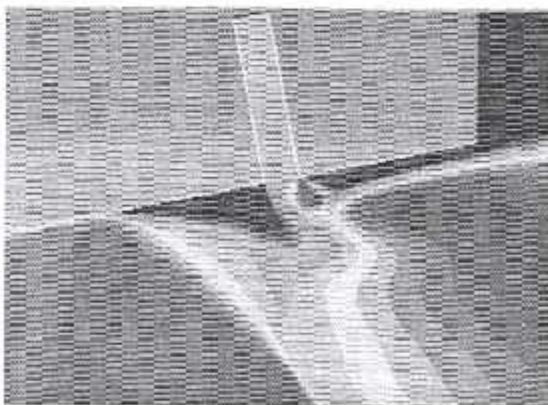
Fig. IV.47 : Distribution de la pression pariétale à SPR=0.7 et à différents NPR.



1) NPR = 7



2) NPR = 8.78



3) NPR = 10



Fig. IV.48 : Nombres de Mach pour différents NPR à SPR=0.7

On remarque un recollement du jet de plus en plus accentué à la paroi quand on augmente le *NPR*. Lorsque le taux de détente augmente le jet principal pousse le jet secondaire vers le haut, ceci conduit à diminuer sa hauteur *h*. En sens contraire, lorsque le *NPR* est faible, le jet secondaire pénètre plus profondément le milieu du jet principal est conduit à une hauteur *h* plus importante.

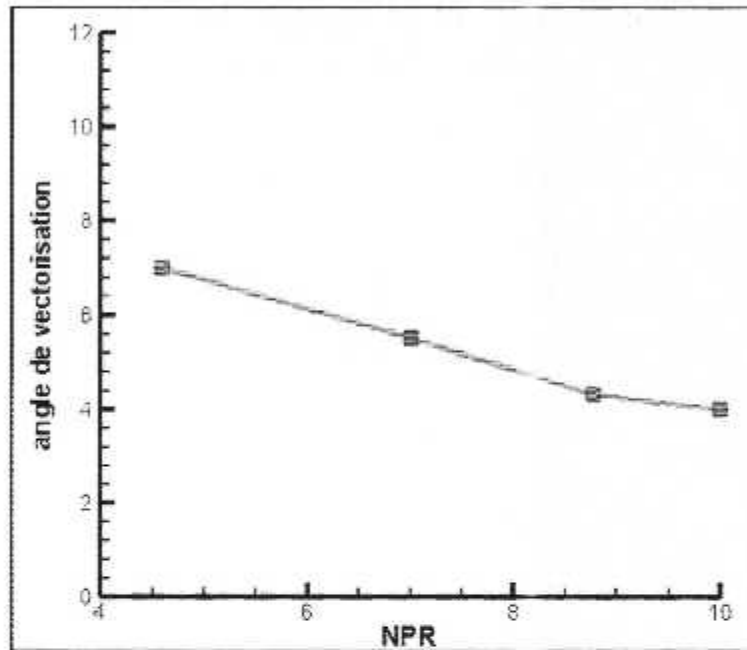


Fig. IV. 49: Angle de vectorisation en fonction du BPR à SPR=0.7.

La valeur maximale de déviation du jet principal est enregistrée à NPR=4.6, ce qui correspond à une nette déviation de l'écoulement dans la direction du jet injecté. Lorsque le taux de détente NPR diminue, l'angle de déviation augmente progressivement.

		Nos résultats	Résultat [42]	Erreurs
NPR =4.6	x/x_t	1.5	1.56	0.038%
	Angle de vectorisation δ	10.7°	9.4°	0.013%
NPR = 7	x/x_t	1.57	1.59	0.0125%
	Angle de vectorisation δ	5°	4.6°	0.086%
NPR = 8.78	x/x_t	1.57	1.6	0.01875%
	Angle de vectorisation δ	4.2°	4°	0.05%
NPR = 10	x/x_t	1.57	1.61	0.025%
	Angle de vectorisation δ	4°	3.8°	0.052%

Tab IV.4 : récapitulatif de nos résultats et des résultats expérimentaux pour $SPR=0.7$ et différents NPR.

Nous remarquons que l'erreur est $< 0.5 \%$ ce qui prouve que nos résultats sont assez satisfaisants du moment qu'on est entrain de comparer des résultats numériques à des résultats expérimentaux :

Conclusion :

Les résultats de la modélisation de l'injection secondaire dans le divergent ont été confrontés aux résultats expérimentaux de la NASA.

L'efficacité de l'injection secondaire a bien été mise en évidence . Les résultats prouvent que les angles de vectorisation obtenu sont assez proche de ceux obtenu avec la méthode classique (mécanique) .

Les régimes de sur-détente à des rapports de pressions totales assez grands sont ceux pour lesquels l'efficacité de la vectorisation est la plus importante. Pour un régime de sur-détente caractérisé par $NPR=4.6$ et $SPR=0.7$, nous avons obtenus une efficacité 2.1% .

**CONCLUSION
GENERALE ET
PERSPECTIVES**

CONCLUSION GENERALE

Le but principal de ce travail est de faire une analyse numérique de la vectorisation fluide par injection secondaire dans le divergent d'une tuyère conique, en vue d'orienter le vecteur poussée des moteurs fusées et avions de chasse. Ce principe consiste à modifier le champ de pression dans le divergent de manière à produire des efforts latéraux dissymétriques affectant la déviation générale de la poussée.

Les simulations numériques, présentées dans cette thèse, ont été réalisées avec le code commercial Ansys-Fluent basé sur la résolution des équations de Navier-Stokes d'un écoulement compressible turbulent et visqueux, en utilisant le modèle $k-\omega$ comme modèle de turbulence.

Les interactions d'ondes de chocs dans une tuyère bidimensionnelle ont été traitées en deux étapes : La première étape est faite par un calcul basé sur la variation des taux de détente pour un cas sans injection secondaire. La deuxième étape est réalisée pour la présence d'une seule injection localisée à une distance constante par rapport au col dans la partie du divergent. L'effet du flux injecté sur l'écoulement principal a été étudié dans deux cas, à savoir :

- Un taux d'injection constant ($SPR = C^{te}$) et un taux de détente (NPR) variable.
- Un taux de détente fixe ($NPR = C^{te}$) et plusieurs taux d'injection (SPR variable).

Les résultats obtenus dans le cas des interactions dans la tuyère considéré sont les suivants:

- **Pour le cas sans injection secondaire** : le phénomène de décollement libre en fonction des taux de détente NPR a été bien observé. Les régimes de sur-détente et de sous-détente ainsi que les phénomènes d'interactions d'ondes de chocs sont bien observés en fonction des NPR.

➤ Pour le cas avec injection secondaire :

- Le premier cas a été effectué à un taux de détente constant d'ordre de 4.6 et un taux d'injection variant entre 0.4 et 1.0. Les résultats prouvent qu'en augmentant le SPR l'angle de vectorisation augmente le maximum atteint est de 10.7° . Par conséquent l'efficacité de l'injection augmente aussi.
- Le deuxième cas a été effectué à un taux d'injection constant d'ordre de 0.7 et un taux de détente variant entre 4.6 et 10. L'effet de l'injection secondaire est bien marqué sur la déviation du jet principal provoquant des ondes de chocs. L'étude montre qu'en augmentant le NPR l'angle de vectorisation diminue.

Les résultats obtenus sont comparés aux études expérimentales et numériques qui ont été faites par la NASA (National Aeronautics and Space Administration) et par le département de génie mécanique de l'Université Des Frères Mentouri. Cette comparaison s'est montrée satisfaisante vu la concordance des résultats.

Recommandations pour d'éventuels travaux futurs :

Concernant l'approche numérique, l'utilisation des modèles de turbulence LES devrait être envisagée pour réaliser une analyse plus fine des instabilités tout en incorporant un mécanisme réactionnel pour des simulations de cas opérationnels réels. En termes de paramètres de vectorisation par choc (SITVC), le contrôle par activation partielle ou totale des injecteurs opposés dans le cas d'une injection «multiport».

L'aspect instationnaire doit être également approfondi. En effet, le temps de réponse du système pourrait être un paramètre déterminant dans le choix de ce concept.

L'aspect commande et pilotage devrait être un autre chapitre important à la suite de ces travaux.

Références :

- [1] **A.BAKKER**, "*Applied computational fluid dynamics*", tutorial fluent, 2002.
- [2] **ABEYOUNIS W. K. and BENNETT B. D.**, "*Static internal performance of an over expanded, fixed-geometry, non axisymmetric nozzle with fluidic pitch-thrust-vectoring capability*". TP-3645, NASA, 1997 .
- [3] **A. BOURGOING** , "*Instationnarité et dissymétrie d'un écoulement supersonique décollé dans une tuyère plane* ". Thèse de Doctorat de l'Université de Paris VI, ONERA 2002.
- [4] **C. A. HUNTER**, "*Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows*", 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit July 13-15, / Cleveland, OH, 1998.
- [5] **C.HIRSCH** , "*Numerical computational of internal and external flows*", second edition, volume I, Burlington, USA, 2007.
- [6] **DEERE K. A., BERRIER B. L. and FLAMM J. D.**, "*Computational study of fluidic thrust vectoring using separation control in a nozzle*". 21st Applied Aerodynamics Conference, June 2003, Orlando, Florida.
- [7] **EL-KACHBOUR .K et KOUDRI-B.**, "*Simulation Numérique sur les tuyères supersoniques tronquées* " 2009.
- [8] **FLAMM J. D.**, "*Experimental Study of a Nozzle Using Fluidic Counterflow for Thrust Vectoring*". Technical report: NASA-AIAA 98-3255, 1998.
- [9] **FLAMM J. D., DEERE K. A., BERRIER B. L., JOHANSON S. K. and MASON M. I.** , "*Experimental Study of a Dual-Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept.*" 41st Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2005 Arizona.
- [10] **G.HAGEMANN**, "*Advanced rocket nozzles*", journal of propulsion and power, DLR, German aerospace research center, Germany, 2004.

- [11] **GIRARD, S., DENIAU, H., NGUYEN, A. T., Alziary de Roquefort, T.**, "*Etude de l'écoulement dans une tuyère propulsive à contour parabolique en régime sur détendu*". Note LEA, 2000.
- [12] **GOUIDMI HAMZA**, "*Étude De L'interaction Choc/Choc Des Écoulements Dans Une Tuyère*". thèse de doctorat en Génie Mécanique Spécialité : Énergétique 2015.
- [13] **H.P.G, PETERSON C.R.**, "*Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*". Addition Wesley Publishing Company Inc.PP.180, 1965.
- [14] **HUNTER, C. A. and DEERE, K. A.**, "*Computational Investigation of Fluidic Counterflow Thrust Vectoring*". AIAA 99-2669, June 1999.
- [15] **INGEL RYHMING**, "*Dynamiques des Fluides*", Presses Polytechniques Romandes 1985.
- [16] **J.ANDERSON**, "*Modern compressible flow*", professor of aerospace engineering, second edition, Université de Maryland, college park, 1990.
- [17] **JEAN DELERY**, "*Aérodynamique interne, tuyères et arrières corps*", Département Aérothermodynamique, E.N.S.A.E, 1989.
- [18] **J.HOFFMAN**, "Design of compressed truncated perfect nozzles", journal AIAA-85-1172, 1985.
- [19] **KAREN A. DEERE**, "SUMMARY OF FLUIDIC THRUST VECTORING" RESEARCH CONDUCTED AT NASA LANGLEY RESEARCH CENTER AIAA-2003-3800, 2003.
- [20] **MANGIN B.**, "*Vectorisation fluidique de la poussée d'une tuyère plane supersonique*". Mémoire de thèse, 2006, Université d'Orléans.
- [21] **MANGIN B, CHPOUN A. and JACQUIN L.**, "*Experimental and numerical study of the fluidic thrust vectoring of a two-dimensional supersonic nozzle*". 25th Applied Aerodynamics Conference, 3-6 June 2006, San Francisco, California.

- [22] **MASON M. S. and CROWTHER W. J.**, "*Fluidic thrust vectoring of low observable aircraft*". CEAS Aerospace Aerodynamic Research Conference, June 2002, Cambridge, UK .
- [23] **MASUYA G, CHINZEI N. and ISHII S.**, "*Secondary gas injection into a supersonic conical nozzle*". AIAA Journal, Vol. 15, March 1977.
- [24] **M.HABIBALLAH** "Liquide rocket trust Chambers", office national d'étude et de la recherche aérospatiales, Chatillon, France, 2004.
- [25] **MILLER D. N , YAGLE P. J. and HAMASTRA J. W.**, "*Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles*". 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Conference. Jan. 1999. Reno.
- [26] **N.BEKA**, "Cours CFD", Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales, Université Saad Dahlab, Blida -1- , 2012
- [27] **NABEGH MAAROUF**, "*Modélisation des phénomènes dissymétrique dans le divergent des tuyères supersoniques propulsives application à la vectorisation de la poussée*". thèse de doctorat à L'UNIVERSITE D'EVRY-VAL D'ESSONNE 2008 .
- [28] **NGUYEN, A. T., GIRARD, S., ALZIARY DE ROQUEFORT, T.**, "*Etude de l'écoulement dans une tuyère à contour parabolique en régime surdétendu*". Rapport LEA sous commande ONERA N°6983/DA/CDES, juillet 2001.
- [29] **P.FREY**, "*Simulation numérique en géométrie complexes*", thèse doctorat à l'université de Paris VI, 2005.
- [30] **PJ. STRYKOWSKI and A. KROTHAPALLI**, "An Experimental Investigation of Active Control of Thrust Vectoring Nozzle Flow Fields". *University of Minnesota, Minneapolis* 1990.
- [31] **P.REIJASSE**, "*Aérodynamique des tuyères propulsives*", thèse de doctorat à l'université Paris VI, 2005.

- [32] **RAO, G. V. R.**, "*Exhaust nozzle contour for optimum thrust*". Jet Propulsion, Vol. 28, No. 6, June 1958.
- [33] **RAO, G.V.R.**, "*Approximation of optimum thrust nozzle contours*". ARS Journal J30 (6),Page 561, June 1960 .
- [34] **R. COMOLET**, "*Mécanique expérimentale des fluides, Tome 1*", Masson, 1990.
- [35] **R.CHRISTOPHE** "*Une méthode de raccordement de maillage non conforme pour la résolution des équations de Navier-Stokes*", thèse doctorat à l'université de Bordeaux I, 2006.
- [36] **REIJASSE, P.**, "*Aérodynamique des tuyères propulsives en sur-détente : décollement libre et charges latérales en régime stabilisé*", PhD Thèse, Université de Paris VI, 2005.
- [37] **SANTIAGO J. G. and DUTTON J. C.** "*Velocity measurements of a jet injected into a supersonic crossflows.*" J. of Propulsion and Power Vol. 13, No. 2, March-April 1997
- [38] **S. CANDEL**, "*Mécanique des Fluides* ", Dunod 1995.
- [39] **S.GALERA** ,"*Modélisation thermique de la turbulence de proche paroi en régime hypersonique*", thèse de doctorat à l'université de Montpellier II, 2011.
- [40] **SPAID F. W. and ZUKOSKI E. E.** "*A study of the interaction of gaseous jets from transverse slots with supersonic external flows*". AIAA journal, Vol. 6, 1968.
- [41] **VLADETA ZMIJANOVIC**, "*vectorisation fluidique de la poussée d'une tuyère axisymétrique supersonique par injection secondaire*" . thèse de doctorat à l'institut de combustion aérothermique réactivité et environnement CNRS Orléans 2013 .
- [42] **WAITHE K. A. and DEERE K. A.**, "*Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring*". 21 st Applied Aerodynamics Conference, June 2003, Orlando, Florida.

- [43] **WING D. J. and GIULIANO V. J.**, "*Fluidic thrust vectoring of an axisymmetric exhaust nozzle at static Conditions*". Technical Report: NASA-97-ASME-djw, 1997.
- [44] **XIN. H, HEUE DONG KIM et RUOYU DENG** , "*Numerical simulation of fluidic thrust vectoring in an axisymmetric supersonic nozzle*". Journal of Mechanical Science and Technology 28 (12) (2014) 4979~4987.
- [45] **Y.GORGISH** "*Investigation of short supersonic nozzles* ", 1966.
- [46] **Y PERROT** "*Etude, mise au point et validation des modèles de turbulence compressible*" , thèse de doctorat à l'université de Rouen, 2006.