

## ***Résumé***

L'application de l'injection fluïdique 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'indénombrables 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 fluïdique 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. L'application va se faire sur deux types de tuyères (TIC et TOP) et 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 faite par d'autres auteurs et ceux expérimentaux dont nous disposons.

**Mots clés :** *écoulement supersonique, tuyère propulsive, vectorisation fluïdique 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 application will be done on two types type of nozzle (TIC and TOP) and The results of the performance of the vectorization (deviation angle, efficiency, lateral forces... etc.) obtained are illustrated and compared with the results of the studies that have been made by other authors and the experimental ones we have..

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

# **REMERCIEMENTS**

*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 **HAMITOUCHE TOUFIK** pour son soutien et son aide précieuse durant mon parcours.*

*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.*



## *Dédicace*

*Je remercie ceux qui m'ont dit « non »  
C'est grâce à eux que j'ai connu ma réussite  
Fouces MOULOUZI*





## TABLE DES MATIERES

Résumé	
Remerciement	
Dédicace	
Table des matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
Introduction générale.....	1-2
CHAPITRE I : Etat de l'Art .....	3-14
CHAPITRE II : Généralité sur les tuyères .....	15-51
Introduction .....	15
II.1 Définition de la tuyère .....	15
II.2 Rôles et utilisation de la tuyère .....	17
II.2.1 Moteurs fusés .....	17
II.2.2 Moteur avions .....	17
II.2.3 Souffleries .....	18
II.3 L'APPROCHE QUASI-MONODIMENSIONNELLE.....	19
II.3.1.Rappel sur la Dynamique des gaz .....	20
II.3.1.a. Le rapport de température .....	21
II.4.1.b. Le rapport de pression .....	21
II.4.1.c. Le rapport de masse volumique .....	21
II.3.2. Les relations de rapport de section .....	22
II.3.2.a. Vitesse du son .....	22
II.3.2.b. Relation vitesse section (relation d'Hugoniot) .....	22
II.3.2.c. Rapport de section .....	24
II.3.3. Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique .....	25
II.3.3.a. Ecoulement subsonique .....	25
II.3.3.b. Ecoulement sonique adapté .....	26

II.3.3.c. <i>Ecoulement sonique non adapté</i> .....	27
II.3.3.d. <i>Ecoulement supersonique adapté</i> .....	28
II.3.3.e. <i>Ecoulement supersonique non adapté</i> .....	28
II.3.4. <i>Fonctionnement réel de la tuyère supersonique</i> .....	28
II.3.4.a. <i>Le régime d'adaptation</i> .....	29
II.3.4.b. <i>Le régime de sous-détente</i> .....	29
II.3.4.c. <i>Le régime de sur-détente</i> .....	31
❖ <i>Sur-détente avec décollement naissant</i> .....	31
❖ <i>Sur-détente avec décollement étendu</i> .....	31
II.3.5. <i>Les paramètres de performance</i> .....	32
➤ <i>La poussée</i> .....	32
➤ <i>Coefficient de poussée</i> .....	33
➤ <i>Le débit</i> .....	33
➤ <i>Coefficient de débit</i> .....	33
➤ <i>Vitesse effective</i> .....	34
➤ <i>Impulsion spécifique</i> .....	34
➤ <i>Impulsion totale</i> .....	34
II.4 <i>Type de tuyères</i> .....	34
II.4.1 <i>Tuyère à compensation d'altitude</i> :.....	34
II.4.2 <i>Tuyère déployable ou à divergent extensible</i> .....	35
II.4.3 <i>Tuyère à anneau déclencheur</i> .....	35
II.4.4 <i>Tuyère à injection de flux secondaire</i> .....	37
II.4.5 <i>Tuyère double galbe</i> .....	38
II.4.6 <i>Tuyère à générateurs de Vortex</i> .....	39
II.4.7 <i>Tuyère à deux modes</i> .....	40
II.4.8 <i>Tuyère auto-adaptée</i> .....	41
II.4.9 <i>Tuyère auto-adaptée à écoulement externe</i> .....	43
II.5 <i>PROFIL OPTIMISE EN POUSSEE (TOC)</i> .....	46
II.6 <i>PROFIL PARABOLIQUE OPTIMISE EN POUSSEE (TOP)</i> .....	48
II.7 <i>Tuyere a PROFIL IDÉAL</i> .....	49
II.8 <i>Tuyere a PROFIL IDÉALTRONQUE(TIC)</i> .....	49
Conclusion .....	51

<b>CHAPITRE III : CFD.....</b>	<b>52-79</b>
<b>Introduction .....</b>	<b>52</b>
<b>III.1. le maillage.....</b>	<b>53</b>
<b>III.1.1 Notions de maillage.....</b>	<b>53</b>
<i>Nœuds et éléments .....</i>	<i>53</i>
<i>Types d'éléments .....</i>	<i>54</i>
<b>III.1.2 Classification des méthodes de maillage .....</b>	<b>54</b>
<i>Selon leurs propriétés .....</i>	<i>54</i>
<i>Selon la méthode utilisée pour les générer .....</i>	<i>54</i>
<b>III.2 Maillage structuré.....</b>	<b>55</b>
<b>III.2.1 Techniques de génération de maillage structuré.....</b>	<b>56</b>
<i>Méthode multi bloc .....</i>	<i>56</i>
<i>Méthode d'interpolation algébrique .....</i>	<i>57</i>
<b>III.3 Maillage non structuré.....</b>	<b>58</b>
<b>III.3.1 Techniques de génération de maillage non structuré.....</b>	<b>58</b>
<i>Méthode Delaunay .....</i>	<i>58</i>
<i>Méthode Avance de front .....</i>	<i>59</i>
<i>Méthodes d'Octree .....</i>	<i>60</i>
<b>III.4 Maillage hybride .....</b>	<b>61</b>
<b>III.5 Comparaison entre maillage structuré et non structuré .....</b>	<b>62</b>
<i>Qualité .....</i>	<i>63</i>
<i>Sur un volume équilatéral .....</i>	<i>63</i>
<i>calculé basé sur la déviation angulaire .....</i>	<i>64</i>
<i>Lissage .....</i>	<i>64</i>
<i>Résolution .....</i>	<i>65</i>
<b>III.6 La simulation numérique.....</b>	<b>65</b>
<b>III.7 Tuyère bidimensionnelle (2D) sans injection secondaire :.....</b>	<b>66</b>
<b>III.7.1 Géométrie.....</b>	<b>66</b>
<b>III.7.2 Maillage.....</b>	<b>67</b>
<b>III.7.3 Conditions aux limites.....</b>	<b>68</b>
<b>III.7.3.1 Conditions d'entrée.....</b>	<b>68</b>
<b>III.7.3.2 Conditions de sortie.....</b>	<b>69</b>
<b>III.7.3.3 Conditions aux parois solides.....</b>	<b>69</b>

<i>Écoulement non-visqueux</i> .....	69
<i>Écoulement visqueux</i> .....	69
<b>III.8.1 Approches de la turbulence</b> .....	<b>70</b>
<i>La méthode RANS</i> .....	70
<i>La simulation numérique directe</i> .....	71
<i>La simulation des grandes échelles</i> .....	71
<i>Couplage des approches RANS-LES : l'approche DES</i> .....	72
<b>III.9 Prise en compte de la turbulence</b> .....	<b>72</b>
Modèles de fermeture au premier ordre.....	73
Modèle algébrique (modèle à zéro équation).....	73
Modèle à une équation de transport.....	73
Modèles à deux équations de transport.....	74
Modèle à deux équations k- $\epsilon$ standard.....	74
Le modèle k- $\epsilon$ RNG.....	75
Le modèle k- $\epsilon$ Réalisable.....	75
Le modèle a deux équations k- $\omega$ .....	75
K- $\omega$ standard.....	76
K- $\omega$ SST (Shear Stress Model).....	76
Modèle de fermeture du second ordre.....	77
Reynolds stress modèle (RSM).....	77
<b>III.10 Conclusion sur le chapitre</b> .....	<b>78</b>
<b>CHAPITRE IV : résultats et interprétation</b> .....	<b>.80-107</b>
<b>IV.1 Application sur la tuyere TIC</b> .....	<b>80</b>
<b>IV.I.1 Résolution</b> .....	<b>80</b>
<b>IV.I.2 Présentation de notre méthode de simulation numérique</b> .....	<b>80</b>
<b>IV.I.3 Les phases à suivre sur l'ansys pour la simulation de la tuyère CD</b> ..	<b>81</b>
<i>Création de la géométrie</i> .....	<b>81</b>
<i>Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs)</i> .....	<b>82</b>
<i>Résolution par Fluent</i> .....	<b>83</b>
<b>IV.I Résultats sans injection</b> .....	<b>86</b>
<b>IV.1.1 Sensibilité au maillage</b> .....	<b>86</b>

<b>IV.I.2 Tuyère Conique TIC (2D) sans injection secondaire.....</b>	<b>87</b>
<i>Effets du taux de pressions NPR.....</i>	<i>87</i>
<b>IV.I.3 Tuyère TIC (2D) avec injection secondaire.....</b>	<b>91</b>
<b>IV.I.3.a Résultats Tuyère TIC conique avec injection.....</b>	<b>93</b>
<b>IV. 1.3.b comparaison des résultats pour la tuyère TIC.....</b>	<b>95</b>
<b>Conclusion.....</b>	<b>96</b>
<b>IV.II Tuyère à profil parabolique optimise en poussée TOP.....</b>	<b>96</b>
<b>IV.II.1 Résultats la tuyère TOP sans injection.....</b>	<b>97</b>
<i>Effets du taux de pressions NPR .....</i>	<i>97</i>
<i>IV.II.2 Résultats avec injection tuyère TOP.....</i>	<i>100</i>
<i>IV.III. Comparaison entre les deux tuyères TIC et TOP .....</i>	<i>105</i>
<b>Conclusion.....</b>	<b>107</b>
<b>Conclusion générale et perspectives.....</b>	<b>108</b>

# LISTE DES FIGURES

## **CHAPITRE I : ETAT DE L'ART .....3-14**

<b>Fig. I.1: Exemples d'avions utilisant TVC.....</b>	<b>3</b>
<b>Fig. I.2: Exemples des missiles utilisant TVC.....</b>	<b>4</b>
<b>Fig. I.3: Système de super-manœuvrabilité du MIG-29 OVT.....</b>	<b>4</b>
<b>Fig. I.4: Exemple de l'avion vectorisée F-16 HARV.....</b>	<b>5</b>
<b>Fig. I.6: La tuyère orientable PABBAN.....</b>	<b>6</b>
<b>Fig. I.7: Exemples de lanceurs spatiaux entraînés mécaniquement avec le système TVC.....</b>	<b>7</b>
<b>Fig. I.8: Méthode contrôle par choc SVC.....</b>	<b>8</b>
<b>Fig. I.9: Schéma présentant le principe de la vectorisation à contre-courant..</b>	<b>11</b>
<b>Fig. I.10: Méthode de déformation de ligne sonique au col.....</b>	<b>13</b>

## **CHAPITRE II : GENERALITES SUR LES TUYERES .....15-51**

<b>Fig. II.1: Profils des Tuyères.....</b>	<b>16</b>
<b>Fig. II.2 : Différents formes géométriques des tuyères [07].....</b>	<b>16</b>
<b>Fig. II.3 : Tuyère du moteur européen Vulcain 2 d'ARIANE 5.....</b>	<b>17</b>
<b>Fig. II.4 : Tuyère d'un avion de Combat.....</b>	<b>18</b>
<b>Fig. II.5 - La soufflerie supersonique S8ch du Centre Onera de Meudon [3].....</b>	<b>19</b>
<b>Fig. II.6 : La différence entre l'approche Monodimensionnel et l'approche Quasi-monodimensionnel.....</b>	<b>20</b>
<b>Fig. II.7 : Relations vitesse-section.....</b>	<b>23</b>
<b>Fig. II.8 : Canal convergent divergent.....</b>	<b>24</b>
<b>Fig. II.9 : Schéma de la tuyère supersonique.....</b>	<b>25</b>
<b>Fig. II.10 : Les régimes d'écoulement dans une tuyère supersonique. Evolution de la pression le long de la tuyère.....</b>	<b>26</b>
<b>Fig. II.11 : Régime de sur-détente en 1D.....</b>	<b>27</b>
<b>Fig. II.12 : Organisation de l'écoulement à l'adaptation.....</b>	<b>29</b>
<b>Fig. II.13 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.....</b>	<b>30</b>
<b>Fig. II.14 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente.....</b>	<b>30</b>
<b>Fig. II.15 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite.....</b>	<b>31</b>
<b>Fig. II.16 : Tuyère en sur-détente avec décollement étendu de la couche limite.....</b>	<b>32</b>

<b>Fig. II.17 : Tuyère deployable.....</b>	<b>35</b>
<b>Fig. II.18 : Tuyères à anneau déclencheur, a) fixe, b) éjectable, c) ablatif, [25].....</b>	<b>36</b>
<b>Fig.II.19 : Tuyère à injection de flux secondaire, a) Injection passive, b) Injection active..</b>	<b>38</b>
<b>Fig.II.20 : Tuyère à injection de flux secondaire près de la sortie, tuyère secondaire a) galbée, b) aerospike (Boccajet).....</b>	<b>38</b>
<b>Fig.II.21 : Tuyère double galbe.....</b>	<b>39</b>
<b>Fig.II.22 : Schématisation des structures tourbillonnaires sur une surface ondulée[99].....</b>	<b>39</b>
<b>Fig.II.23: Tuyère à générateurs de Vortex, a) Divergent à paroi ondulée, b) Divergent polygonal, [25].....</b>	<b>40</b>
<b>FigII.24 : Tuyère à deux modes, a) tuyère à deux cols, b) deux moteurs concentriques.....</b>	<b>41</b>
<b>Fig.II.25 : Divergent à surface variable, [105].....</b>	<b>42</b>
<b>Fig.II.26 : Tuyère munie d'un col à section variable, la figure gauche est tirée de [25]..</b>	<b>42</b>
<b>Fig.II.27 : Tuyère à expansion/déflexion.....</b>	<b>43</b>
<b>Fig.II.28 : Tuyère à corps central idéal profilé.....</b>	<b>44</b>
<b>Fig.II.29 : Tuyère à corps central tronqué.....</b>	<b>45</b>
<b>Fig.II.30 : Tuyère plane à corps central tronqué.....</b>	<b>46</b>
<b>Fig.II.31 : Définition d'un profil TOC.....</b>	<b>47</b>
<b>Fig.II.32 : Famille de profil TOC pour <math>25^\circ \leq \theta_N \leq 34^\circ</math> [23].....</b>	<b>47</b>
<b>Fig.II.33 : Lignes caractéristiques C+ et C- dans un profil de tuyère.....</b>	<b>48</b>
<b>Fig.II.34 : Abaque de 12 profils idéaux avec un calcul de couche limite [23].....</b>	<b>49</b>
<b>Fig.II.35 : Méthode d'Ahlberg et al. pour un profil TIC optimal [24].....</b>	<b>50</b>
<b>CHAPITRE III : CFD.....</b>	<b>52-79</b>
<b>Fig.III.1 : Illustration de la notion du maillage.....</b>	<b>54</b>
<b>Fig.III.2 : Eléments de maillage.....</b>	<b>54</b>
<b>Fig.III.3 : Maillage structuré et non structuré.....</b>	<b>55</b>
<b>Fig.III.4 : Maillage structuré autour d'un profil.....</b>	<b>56</b>
<b>Fig.III.5 : Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.....</b>	<b>57</b>
<b>Fig.III.6 : Transfert du domaine physique au domaine de calcul.....</b>	<b>58</b>
<b>Fig.III.7 : Etape de maillage par la triangulation de Delaunay en 2D.....</b>	<b>59</b>
<b>Fig.III.8 : Progression du maillage avec la méthode frontale.....</b>	<b>60</b>
<b>Fig.III.9 : Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree).....</b>	<b>61</b>
<b>Fig.III.10 : Maillage non structuré hybride.....</b>	<b>61</b>

<b>Fig.III.11 : Qualité de maillage basé sur un volume équilatéral.....</b>	<b>63</b>
<b>Fig.III.12 : Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire.....</b>	<b>64</b>
<b>Fig.III.13 : Changement brusque.....</b>	<b>65</b>
<b>Fig.III.14 : Changement de taille optimal.....</b>	<b>65</b>
<b>Fig.III.15 : Changement de taille.....</b>	<b>65</b>
<b>Fig.III.16 : Résolution du maillage dans les régions à fort gradient.....</b>	<b>65</b>
<b>Fig.III.17 : Non-axisymétrique tuyère convergent-divergent.....</b>	<b>66</b>
<b>Fig.III.18 : Schéma décrivant le détail géométrique de la tuyère de la NASA...67</b>	
<b>Fig.III.19 : Maillage structuré de la tuyère conique.....</b>	<b>67</b>
<b>Fig.III.20 : Comparaison des différentes approches pour la simulation numérique de la turbulence, [127].....</b>	<b>70</b>
<b>Fig.III.21 : Décomposition du spectre d'énergie de la solution associé à la simulation des grandes échelles, [129].....</b>	<b>72</b>

#### **CHAPITRE IV : Résultats et interprétations..... 80-107**

<b>Fig. IV.1 : Création de points de la tuyère CD-2D sous ICM-CFD.....</b>	<b>81</b>
<b>Fig.IV.2 : Tuyère TIC sous ICM-CFD.....</b>	<b>82</b>
<b>Fig. IV.3 : Création du bloc de la tuyère conique TIC sur ICM-CFD.....</b>	<b>82</b>
<b>Fig. IV.4: Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TIC en ICM-CFD...83</b>	
<b>Fig. IV.5 : Maillage structure quadrilatère de la tuyère TIC sur Fluent.....</b>	<b>84</b>
<b>Fig. IV.6 : Condition aux limites de la tuyère TIC sur fluent.....</b>	<b>84</b>
<b>Fig. IV.7 : Le graphe des résiduelles de notre simulation.....</b>	<b>85</b>
<b>Fig. IV.8 : Critère de convergence de la tuyère TIC.....</b>	<b>85</b>
<b>Fig. IV.9: Visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours) de la tuyère TIC.....</b>	<b>86</b>
<b>Fig. IV.10 : Répartition de la pression la tuyère pour un maillage type A et B et l'influence de model de turbulence à NPR=5.....</b>	<b>87</b>
<b>Fig.IV.11 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=5.....</b>	<b>88</b>
<b>Fig.IV.12 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=7.5.....</b>	<b>88</b>
<b>Fig.IV.13 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=10.....</b>	<b>88</b>
<b>Fig.IV.14 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=15.....</b>	<b>89</b>
<b>Fig.IV.15 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=20.....</b>	<b>89</b>
<b>Fig.IV.16 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=25.....</b>	<b>89</b>
<b>Fig.IV.17 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=27.....</b>	<b>90</b>



<b>Fig.IV.18 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=30.....</b>	<b>90</b>
<b>Fig.IV.19 : répartition de la pression sur le divergent TIC pour différents NPR...</b>	<b>91</b>
<b>Fig.IV.20: Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TIC avec injection en ICM-CFD.....</b>	<b>92</b>
<b>Fig.IV.21 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=5 et SPR=1.0.....</b>	<b>93</b>
<b>Fig.IV.22 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=7.5 et SPR=1.0....</b>	<b>93</b>
<b>Fig.IV.23 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=10 et SPR=1.0.....</b>	<b>93</b>
<b>Fig.IV.24 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=15 et SPR=1.0.....</b>	<b>94</b>
<b>Fig.IV.25 : répartition de la pression sur le divergent TIC pour différents NPR et SPR=1.....</b>	<b>94</b>
<b>Fig. IV.26. La variation de la pression pour les cas d'adaptation NPR=15 avec et sans injection tuyère TIC.....</b>	<b>96</b>
<b>Fig. IV. 27 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TOP avec injection en ICM-CFD..</b>	<b>97</b>
<b>Fig.IV.28 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=5.....</b>	<b>97</b>
<b>Fig.IV.29 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=7.5.....</b>	<b>98</b>
<b>Fig.IV.30 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=10.....</b>	<b>98</b>
<b>Fig.IV.31 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=15.....</b>	<b>98</b>
<b>Fig.IV.32 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=20.....</b>	<b>99</b>
<b>Fig.IV.33 : répartition de la pression sur le divergent TOP pour différents NPR...</b>	<b>99</b>
<b>Fig.IV.34 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=5 et SPR=1.0.....</b>	<b>100</b>
<b>Fig.IV.35 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=7.5 et SPR=1.0.....</b>	<b>100</b>
<b>Fig.IV.36 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=10 et SPR=1.0.....</b>	<b>101</b>
<b>Fig.IV.37 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=15 et SPR=1.0.....</b>	<b>102</b>
<b>Fig.IV.38 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=20 et SPR=1.0.....</b>	<b>102</b>
<b>Fig.IV.39 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=25 et SPR=1.0.....</b>	<b>102</b>
<b>Fig.IV.40 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=30 et SPR=1.0.....</b>	<b>103</b>
<b>Fig.IV.41 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=37.5 et SPR=1.0.....</b>	<b>103</b>
<b>Fig.IV.42: répartition de la pression sur le divergent TOP pour différents NPR et SPR=1.....</b>	<b>104</b>
<b>Fig.IV.43: Angles de vectorisation en fonction de la variation de NPR...</b>	<b>106</b>
<b>Fig.IV.44 : comparaison entre tuyère TIC et TOP pour le Régime d'adaptation NPR=15 et SPR=1.0 pour les cas avec injection secondaire.....</b>	<b>106</b>

# **LISTE DES TABLEAUX**

**CHAPITRE III : CFD.....52-79**

**Tab.III.1 : Comparaison entre maillage structuré et non structuré.....62**

**Tab. III.2 : Tab.III.2 : Qualité de maillage.....64**

**Tab.III.3: Avantages et inconvénients des différents modèles de turbulence.....78**

**CHAPITRE IV : résultats et interprétation..... 80-107**

**Tab IV.1 : tableau de comparaison des résultats de nos calculs aux résultats expérimentaux et ceux obtenus dans la réf (41) pour SPR=1.0 et différents NPR....95**

**Tab IV.2 : comparaison entre la tuyère conique TIC et la tuyère a profil parabolique TOP des résultats pour SPR=1 et différents NPR.....105**

# Nomenclature

## Symboles latins :

A	Section
b	Largeur de la fente d'injection
Cf.	Coefficient de frottement
F	Poussée
F <sub>x</sub>	Effort axial
F <sub>y</sub>	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 <sub>τ</sub>	Vitesse de frottement
U <sub>1</sub>	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 <sup>+</sup>	Ordonnée adimensionnelle
P <sub>3</sub>	Pression secondaire statique de la fente inférieure
P <sub>2</sub>	Pression secondaire statique de la fente supérieure
L <sub>1</sub>	longueur de collier d'aspiration
ΔP <sub>slot</sub>	Ecart moyen d'aspiration P <sub>amb</sub> - P <sub>slot</sub>
Q	Pression dynamique

## **Symboles grecs :**

$\alpha$	Angle entre la tangente locale de la surface et la direction de l'écoulement
$\beta$	Angle de choc
$\gamma$	Rapport des capacités caloriques
$\delta$	Angle de vectorisation ou de déviation ou épaisseur de la couche limite
$\Delta$	Distance du point d'arrêt relatif au choc détache
$\varepsilon$	Déviation de l'écoulement en aval du choc oblique
$\eta$	Efficacité de l'injection (°/%, degré de déviation par pourcent du débit du gaz injecté)
$\mu$	Viscosité dynamique ou angle de Mach
$\nu$	Viscosité cinématique ou angle de Prandtl-Mayer
$\rho$	Masse volumique
$\rho_1$	Densité de sortie de la tuyère primaire,
$\tau_w$	Frottement pariétal
$\psi$	Angle circonférentiel de la tuyère, angle de recollement
$\lambda$	suction parameter, paramètre d'aspiration $(P_3 - P_2)L / (\rho_1 U_1^2) * H$

## **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

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

### **Abréviations :**

<b>CD</b>	" Convergent Divergent "
<b>NPR</b>	" Nozzle Pressure Ratio" Rapport des pressions ou taux de détente $P_{io}/P_a$
<b>NPR<sub>d</sub></b>	" Design Nozzle Pressure Ratio" Taux de détente au régime d'adaptation
<b>SPR</b>	" Secondary Pressure Ratio" Rapport des pressions totales, $P_{jo}/P_{io}$
<b>SVC</b>	" Shock Vector Control" Vectorisation par choc
<b>TVC</b>	" Thrust Vector Control " Contrôle de vecteur poussée
<b>STOL</b>	" Short Take –Off And Landing "
<b>VTOL</b>	" Vertical Take-Off And Landing "
<b>MATV</b>	" Multi-Axis Thrust Vectoring "
<b>WALL INF</b>	« parois inférieure de la tuyère »
<b>WALL SUP</b>	« parois supérieure de la tuyère »

# INTRODUCTION

# INTRODUCTION GENERALE

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 ça 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 fluides (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 fluidique, et les deux méthodes de vectorisation de poussée qui sont : la vectorisation mécanique et la vectorisation fluidique ainsi que leurs avantages et inconvénients.

Le ***deuxième chapitre*** présente une synthèse des connaissances actuelles sur les Phénomènes physiques rencontrées 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*** Il s'ensuit la présentation d'une synthèse détaillée de la modélisation du phénomène d'injection dans le divergent ainsi que les modèles de turbulence qui ont une influence sur les résultats de calcul numérique, l'élaboration du maillage et les critères de convergence

Le ***quatrième chapitre*** représente tous les résultats numériques pour deux tuyère différentes, interprétations et comparaison des cas d'études par le logiciel de simulation FLUENT.

Ce mémoire se termine par une ***conclusion*** générale qui reprend aux objectifs du Travail et les principaux résultats obtenus. Des perspectives pour la poursuite de cette Étude ont été proposées.



# CHAPITRE I

ETAT DE L'ART

## I.1: Introduction

Ces dernières années, des progrès considérables ont été constatés dans le domaine de la propulsion en général et la propulsion aérospatiale aussi. 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 étonnants 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 .L'origine de ce concept remonte aux premiers débuts de l'aviation civile en 1903, cependant son évolution veillait de pair avec le développement prodigieux de l'industrie aéronautique et spatiale.



a) dirigeable avec des hélices en mouvement



b) Tiltrotor V-22 Osprey

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

Des concepts qui ont largement prouvés leur efficacité et qui sont à l'usage dans un grand nombre de cas de propulseurs aéronautiques et spatiaux. Dans le cas des turbopropulseurs, le turboréacteur ou encore les moteurs fusées incorporant une tuyère pour accélérer le fluide et délivrer la poussée. Dans ce cas, La tuyère étant un élément terminal du système est le candidat idéal pour l'implantation de ce dispositif du contrôle de la poussée.

Les missiles furent les premiers à utiliser la vectorisation de poussée pour augmenter leur manœuvrabilité. C'était le cas par exemples du missile V2 allemand (début des années 40), ou du missile sol-air S-300P (SA-10) ainsi que le missile balistique nucléaire UGM-27.



a) missile balistique nucléaire UGM-27



b) le V2 allemand

**Fig. I.2: Exemples des missiles utilisant TVC**

Dans le cas de l'aviation militaire ce concept a été utilisé par le Mirage III V (1960) de Dassault ou le fameux Hawker-Siddley Harrier et le MIG29 OVT. Ce dernier a été équipé par 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 sur les axes de la poussée (Figure I.2). La déviation de la poussée obtenue peut atteindre 90° dans toutes les directions.



a) Tuyère du MIG-29 OVT avec TVC



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

**Fig. I.3: Système de super-manœuvrabilité du MIG-29 OVT**

De 1991 à 1993 dans le cadre du projet **F18high angle of attack research vehicle** plusieurs essais (193 vols) «22 »ont été réalisés sur la vectorisation à la fois en tangage et en lacet a haute incidence. Durant ces essais, la manœuvrabilité en vol stabilisé est de  $70^\circ$  s avec un gain de  $150^\circ$  par rapport au système sans vectorisation, néanmoins ce concept a augmenté le poids de 15% du poids du moteur, sans compter les systèmes de sécurité ajoutés.

## I.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. Ces méthodes sont performantes mais onéreuses. Plusieurs inconvénients sont par ailleurs imputés à ce type de dispositifs. Une tuyère orientable par une méthode mécanique est en effet deux fois plus lourde qu'une tuyère à géométrie fixe. Les ailerons mobiles nécessitent des actionneurs mécaniques, dont les poids s'ajoutent à celui du moteur et augmentent la complexité de la tuyère et les coûts de son entretien.



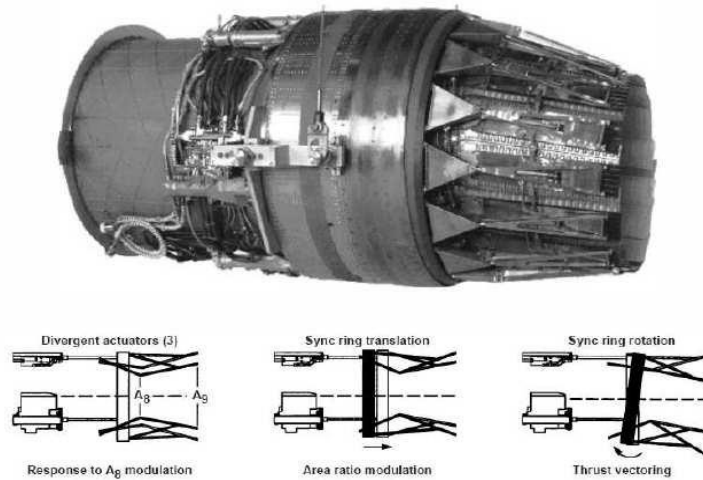
**Fig. I.4: Exemple de l'avion vectorisée F-16 HARV**

Le projet *F-16 Multi-Axis Thrust Vectoring (MATV)* a vectorisé l'écoulement à travers la tuyère à la fois en tangage et en lacet avec des angles de vectorisation dépassant les  $17^\circ$  et un taux de  $45^\circ/s$ .

Ses inconvénients résident dans l'augmentation du poids du moteur et dans les coûts de maintenance supplémentaires dus aux systèmes complexes utilisés par ces mécanismes.

Les russes ont également eu la maîtrise de la vectorisation mécanique avec notamment le Sukhoi *Su-30* à canards et tuyères orientables. Une déviation de  $15^\circ$  peut être obtenue en

tangage et en lacet. Le Sukhoi *Su-47* permet des déviations de la poussée de  $20^\circ$  à un taux de  $30^\circ$  par seconde.



**Fig. I.6: La tuyère orientable PABBAN**

Dans le cas d'un grand nombre de lanceurs tels que les lanceurs de la famille Ariane (Figure I.5.a), le lanceur JAXA H-IIB et dans le cas des moteurs principaux de la navette spatiale (SSMEs), 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 montées par exemple sur les lanceurs de la famille Soyuz 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 Soyouz TMA

**Fig. I.7: Exemples de lanceurs spatiaux entraînés mécaniquement avec le système TVC**

### I.3 Vectorisation fluide

Une alternative avantageuse aux systèmes de contrôle mécanique de la poussée réside 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.

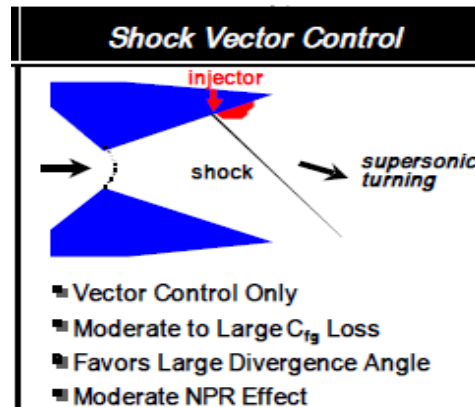


Fig. I.8: Méthode contrôle par choc SVC

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  $60^\circ$ . 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  $18^\circ$  a été obtenue

pour  $SPR=1.5$  (taux d'injection de 12 %) mais l'efficacité dans ce cas n'est que de  $1.5^\circ$  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 (à  $NPR = 4.6$  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  $7^\circ$ .
- 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  $8^\circ$ , mais à  $NPR = 2$  et  $SPR = 0.7$ , l'angle de vectorisation obtenu est de  $14^\circ$  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  $10^\circ$ .



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 étude 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.

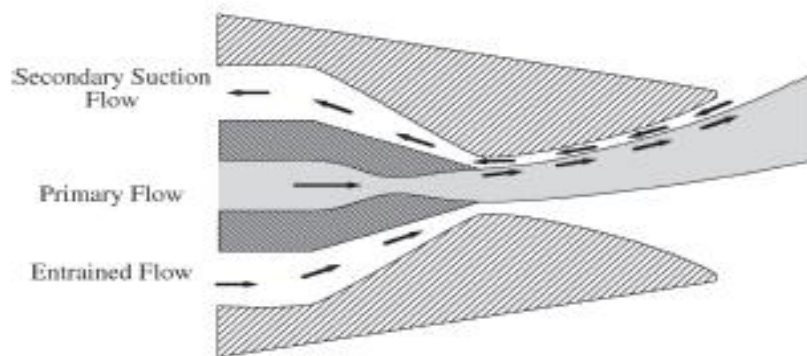
Dans le cadre du programme PERSEUS du CNES, VLADETA ZMIJANOVIC [41] a lui aussi, en 2013, accès son travail sur le côté théorique mais aussi expérimental. L'injection qui a été faite dans le divergent d'une tuyère axisymétrique a généré un écoulement complexe qui a induit à un décollement asymétrique 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  $x_j / L_n = 0,6$  est tout à fait limitée en raison de la réflexion de l'onde de choc, mais pour le cas  $x_j / L_n = 0,9$  on constate une meilleure performance sur la déviation de la l'axe de poussée.

Dans le but de comprendre les différents phénomènes d'interaction et de décollement des ondes de choc ainsi que le phénomène de vectorisation fluidique, 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 utilisés pour vectoriser 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.9: 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 faits dans des conditions statiques avec un  $NPR$  variant de 3.5 à 10 et des pressions secondaires d'aspiration  $\Delta p_{slot} = 0.5 - 0.78 \text{ psi}$  et 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. L'angle de vectorisation et le coefficient de poussée sont respectivement donnés par  $12^\circ$  et  $0.945$  avec un débit secondaire inférieur à  $1\%$  du débit de poids primaire. Pour un NPR de 5, un angle de vectorisation de  $15^\circ$  et un coefficient de poussée de  $0.92$  ont été obtenus.

L'augmentation de la pression d'éjection, la hauteur de la fente et la longueur du col entraîne 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 certaines conditions mais améliore aussi l'efficacité de la poussée.

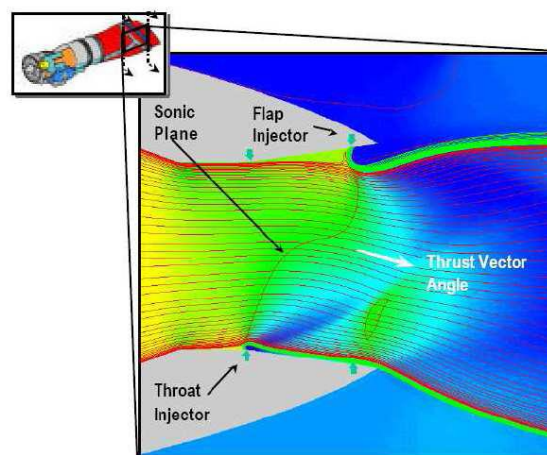
Une étude numérique a été menée par HUNTER et DEER (1999) [14]. L'objectif principal de cette étude est de comprendre la physique des couches de cisaillement à contre-courant et faire les premières simulations CFD de la vectorisation à contre-courant avec un calcul bidimensionnel 2D, en utilisant le 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  $\lambda$  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'Orléan par MANGIN (2006). Les tests sur l'injecteur supersonique incliné à  $60^\circ$  vers l'amont ont fourni des angles de vectorisation importants et des efficacités inédites. L'angle de vectorisation maximal est de  $31.2^\circ$  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 est supérieure à  $2^\circ$  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.10: 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  $15^\circ$  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 adapte ( $NPR=3.0$ ), 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  $24,1^\circ$ . 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 combustion 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.

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

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

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, du mode de fabrication de la paroi, des exigences de refroidissement, des limites admissibles de dimensionnement, etc.

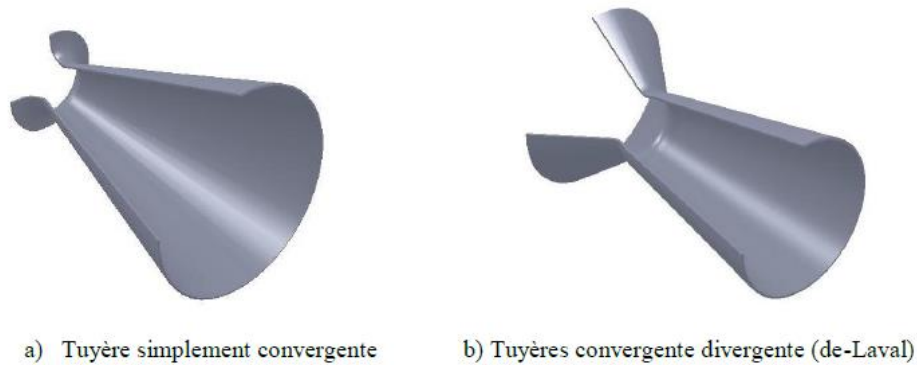
Les tuyères sont des canaux d'injection ayant pour rôle principale de transformer l'énergie de pression "*enthalpie*" en énergie cinétique. Les profils de ces tuyères sont tels qu'ils se confondent avec une ligne de courant, leur déterminations se fait généralement par la méthode de caractéristique.

En Général, une tuyère est composée de trois zones : le convergent, la zone du col et le divergent encore appelé jupe de tuyère, éventuellement équipé de volets, dits volets de tuyère. Du fait des températures élevées (environ 3500°C) et de l'obligation de conserver une section constante, le col de la tuyère est réalisé en matériau réfractaire (graphite, tungstène, etc.). Pour les divergents, on trouve des fabrications métalliques où on utilise des matériaux résistants à la température ; l'oxydation et aux hautes contraintes.

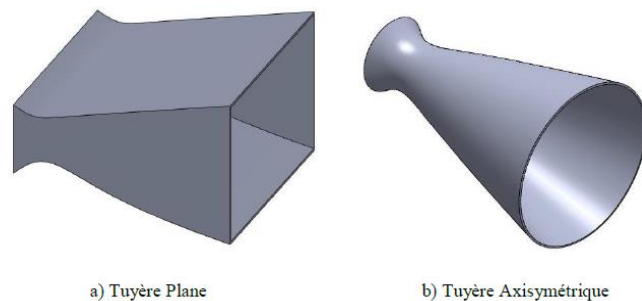
### **II.1 Définition de la tuyère :**

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 convergentes (Figure II.1.a) pour les taux de détente élevés, sinon seront convergentes divergentes (Figure II.1.b), et ce 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].**

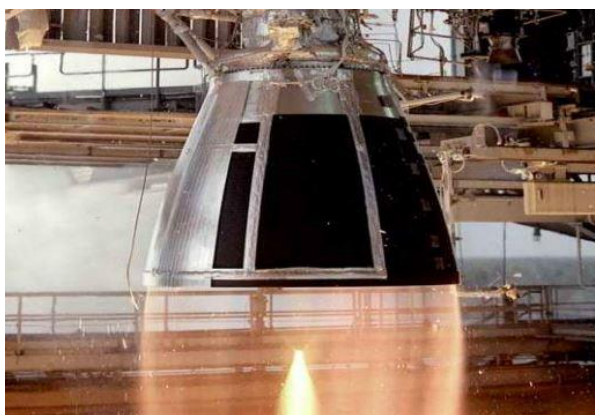
### II.2 Rôle et utilisation de la tuyère :

Les tuyères supersoniques interviennent dans beaucoup de structures aéronautiques et aérospatiales telles que les moteurs fusée et missile, moteurs avions et dans la fabrication des souffleries supersoniques pour la modélisation et la réalisation expérimentale des écoulements supersoniques.



### II.2.1 Moteur Fusée :

Dans les moteurs fusés, 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 est d'obtenir une force de poussée comme une résultante de cette accélération. Notons ici que la structure d'un missile est constituée de la chambre de combustion et de la tuyère. 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 était 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 défini de la façon suivante :

- La tuyère 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.

- Elle 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 :**

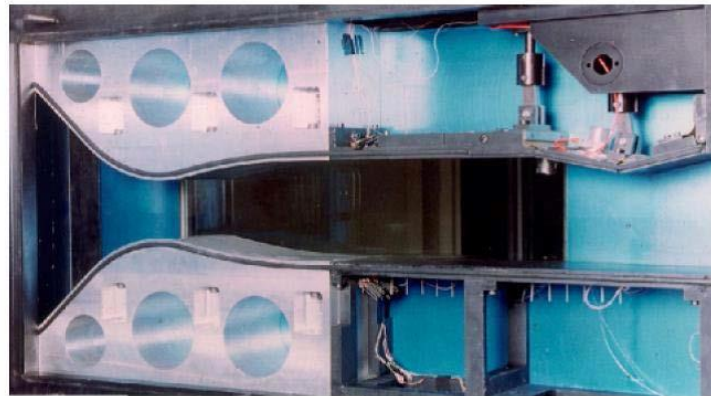
Une soufflerie (en anglais Wind Tunnel) est une installation d'essais utilisée en aérodynamique pour étudier les effets d'un écoulement d'air sur un corps, généralement un modèle de dimension réduite par rapport au réel. On peut effectuer dans une soufflerie des mesures d'efforts et des visualisations d'écoulement le plus souvent impossibles à faire dans les conditions réelles de déplacement.

Il existe plusieurs types de souffleries, mais d'une façon générale une soufflerie est composée de trois parties principales :

- ❖ Le collecteur ou le convergent.
- ❖ La chambre d'expérience.
- ❖ Le diffuseur ou divergent.

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 a la forme d'un tronc de cône dont la section va en augmentant, ainsi la vitesse du courant d'air se réduit progressivement jusqu'à la pale de ventilateur muni par un moteur électrique.

Faire la simulation des écoulements réels sur des prototypes à échelles réduites fait partie des principaux rôles d'une soufflerie. 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].

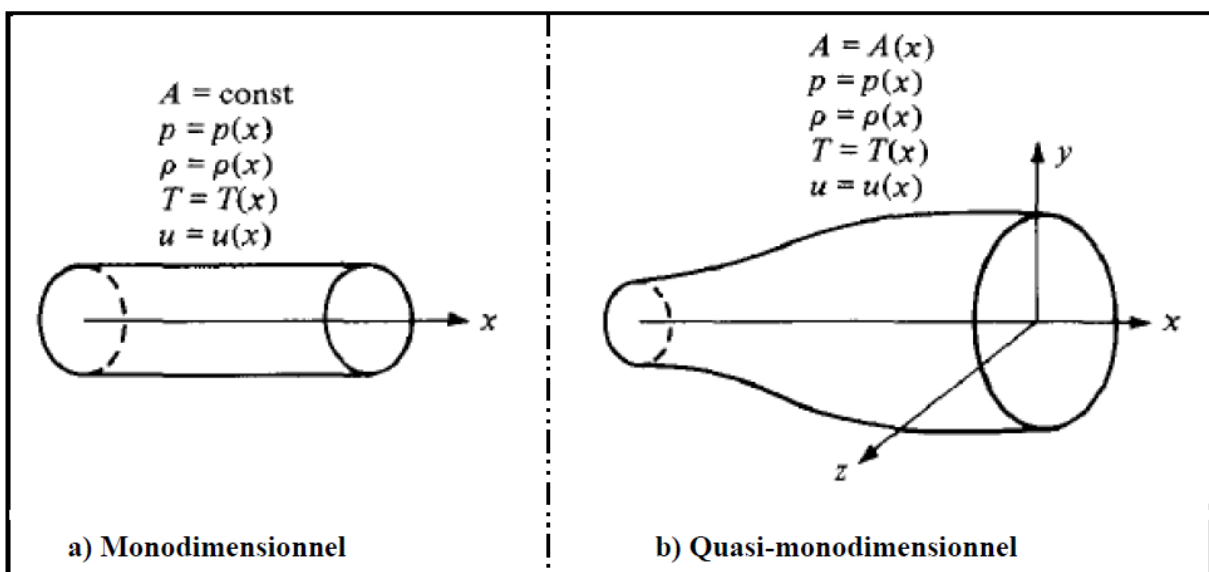


**Fig. II.5 - La soufflerie supersonique S8ch du Centre Onera de Meudon [3].**

### **II.3 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 suffisants. 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.6 : La différence entre l'approche Monodimensionnel et l'approche Quasi-monodimensionnel.**

### II.3.1 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.3.1.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.3.1.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.3.1.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 :**

$\rho_0$ : Masse volumique de référence

$\rho$  : Masse volumique

**Note :**

- les grandeurs totales ( $\rho_0, P_0, T_0$ ) 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  $M^*=1, U^*=a^*, At=A^*$  et les relations ci-dessus deviennent alors:

**II.3.2 Les relations de rapport de section :**

*II.3.2.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

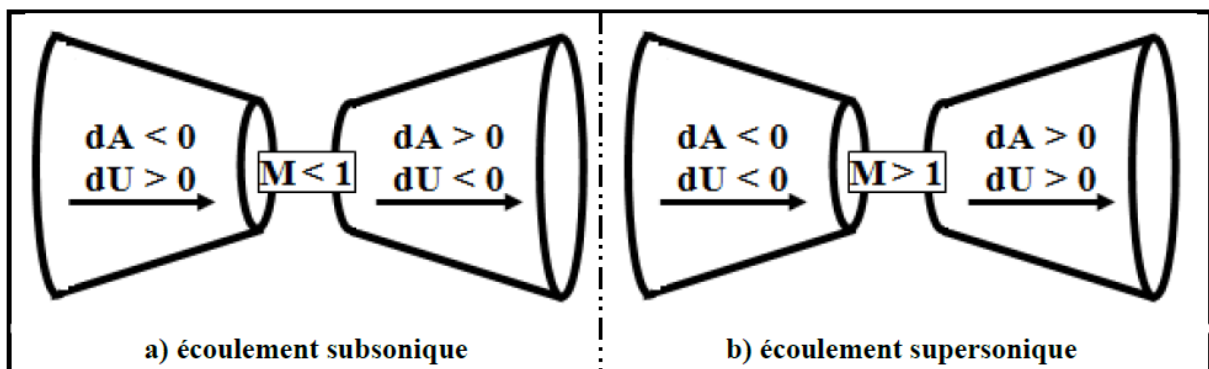
$r$  : Constante du gaz (pour l'air  $r=287$  j/kg.k)

*II.3.2.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  $0 \leq M \leq 3$  , 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.7 : Relations vitesse-section.**

Les résultats ci-dessus montrent clairement que pour qu'un gaz se détende 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.

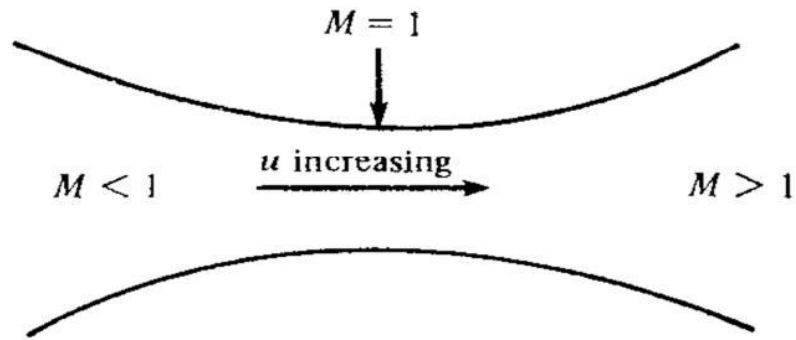


Fig. II.8 : Canal convergent divergent.

**II.3.2.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.3.3 Fonctionnement théorique de la tuyère supersonique :

L'approche *monodimensionnelle* des écoulements des gaz *caloriquement 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*

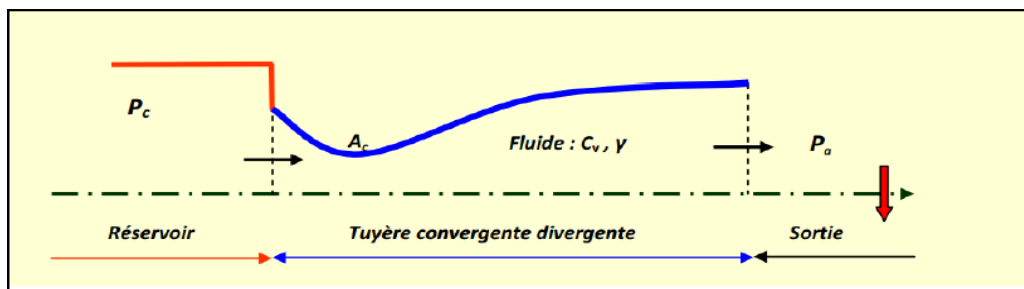


Fig. II.9 : Schéma de la tuyère supersonique.

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.3.3.a. Écoulement subsonique :

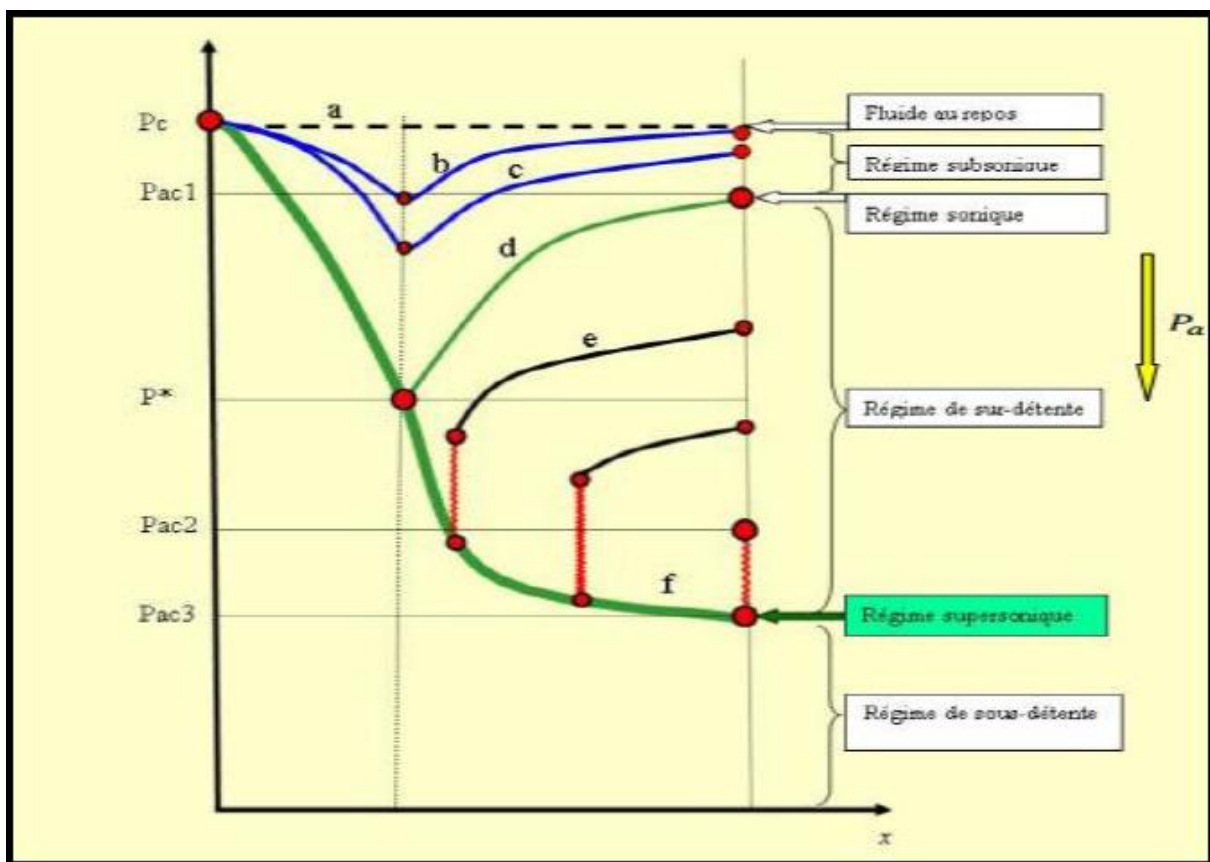
Au début de l'écoulement le débit augmente avec la diminution de la pression ambiante. L'écoulement est subsonique dans toute la tuyère [Fig. II.22, courbes (b) et (c)]. Dans le convergent la vitesse augmente et la pression diminue jusqu'à une valeur minimale atteinte au col. Dans le divergent la vitesse 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.3.3.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.



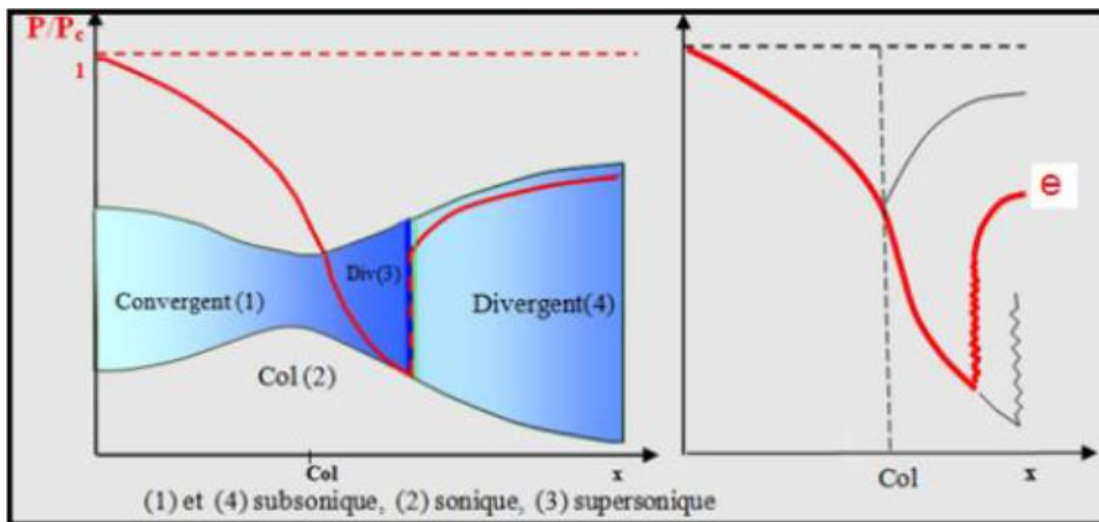
**Fig. II.10 : Les régimes d'écoulement dans une tuyère supersonique.**

**Evolution de la pression le long de la tuyère.**

**II.3.3.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 nouvelle compression 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.11 : 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'extérieure du divergent par l'intermédiaire d'ondes de choc obliques.

**II.3.3.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 nouvelle compression 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 appelée *pression d'adaptation*.

**II.3.3.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  $P_{ac3}/P_c$ , 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.3.4. 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.3.4.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 vue que la pression du milieu ambiant  $P_a$  est *égale* à la pression de sortie  $P_e$ . L'écoulement du gaz sort de la tuyère sous forme d'un jet supersonique quasi-uniforme. Une frontière isobare sépare le jet supersonique du fluide ambiant. En sortant de la tuyère, la couche limite du jet entre en contact avec le fluide ambiant et l'entraîne dans son sillage. Cette interaction forme une couche de mélange (Figure .II.24).

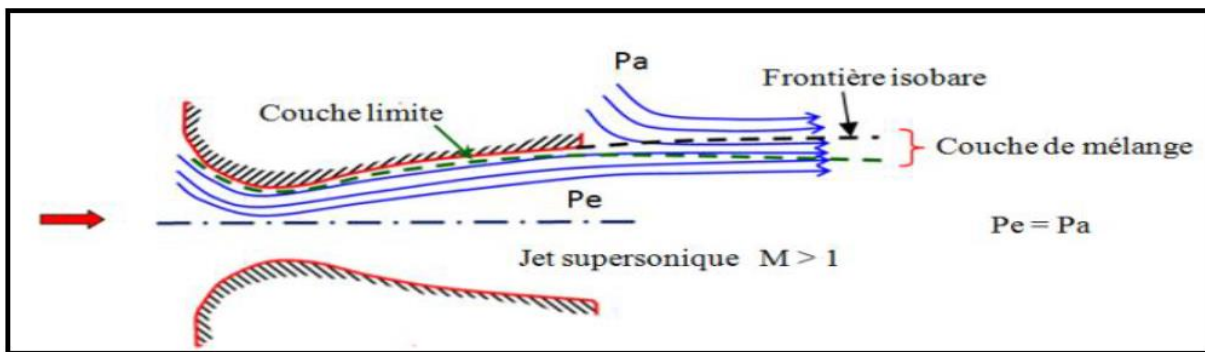


Fig. II.12 : Organisation de l'écoulement à l'adaptation.

#### II.3.4.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).

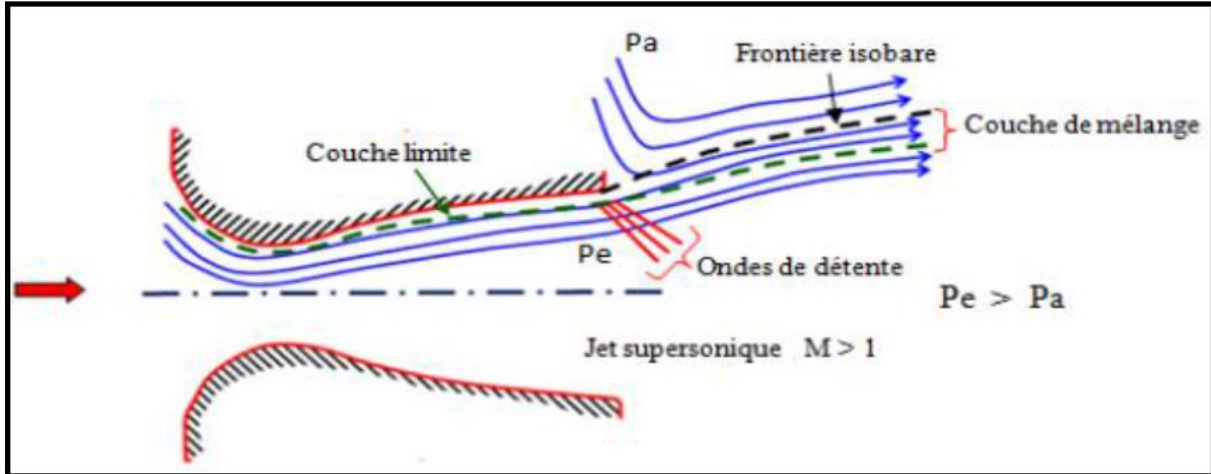


Fig. II.13 : Organisation de l'écoulement en régime de sous-détente.

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.

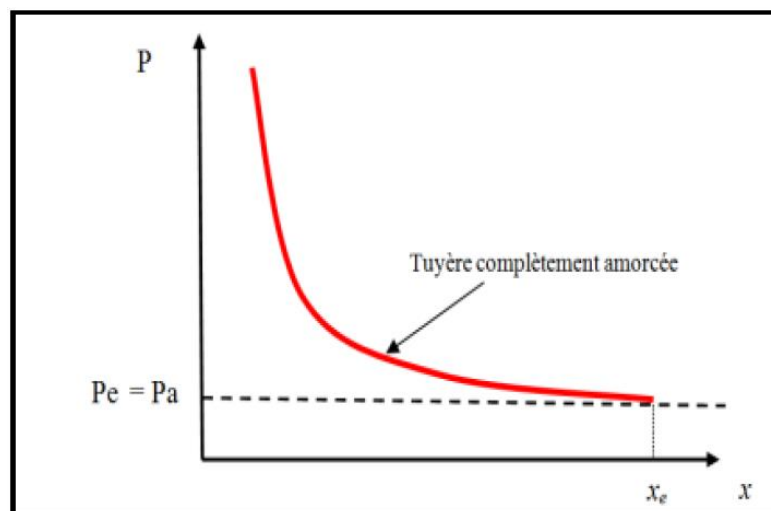


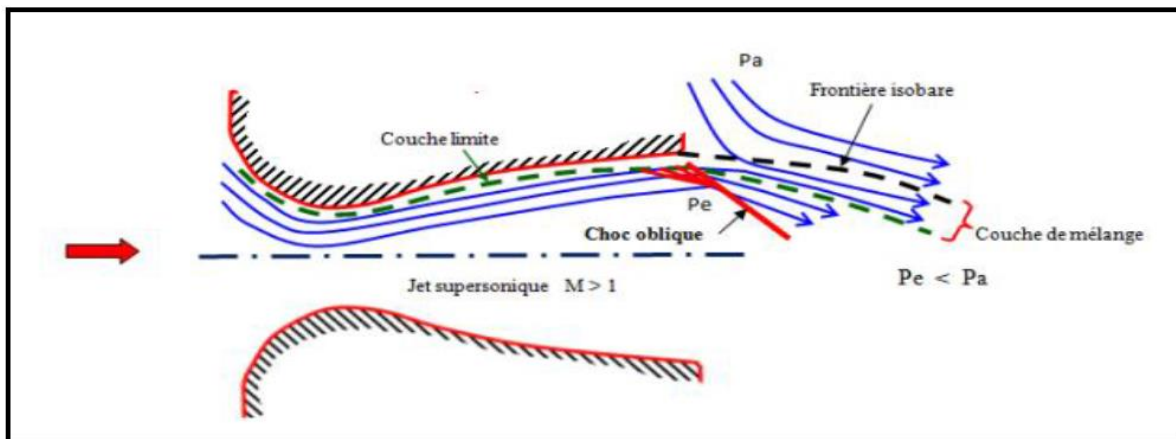
Fig. II.14 : Profil de pression pariétale le long de la tuyère à l'adaptation et en sous-détente

**II.3.4.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).



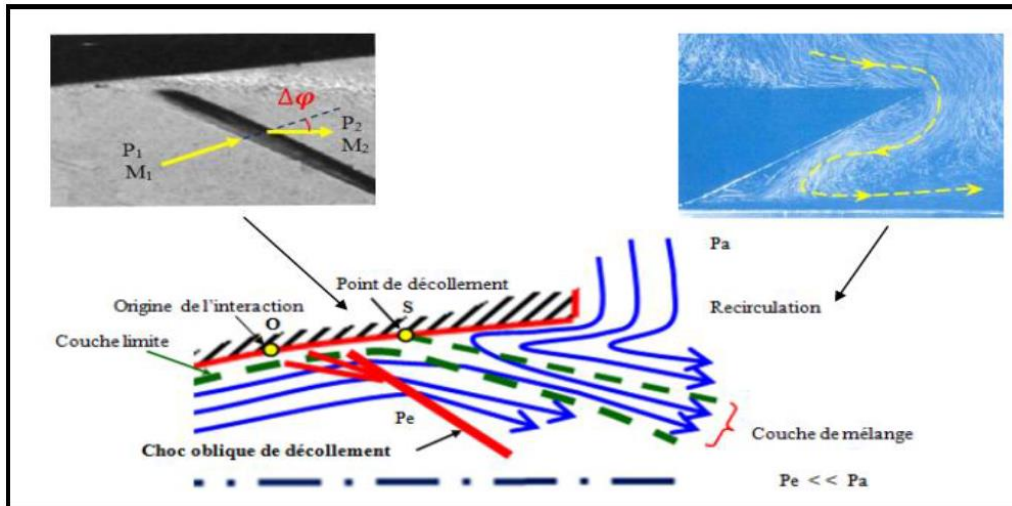
**Fig. II.15 : Tuyère en sur-détente avec décollement naissant de la couche limite.**

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

La couche limite n'est pas en mesure de supporter n'importe quelle valeur de contre pression. Au-delà d'une certaine valeur critique, la couche limite *décolle*  $\rightarrow$  *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.16 : 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 de décollement). Cette rapide contre pression provoque la formation d'un choc oblique à travers duquel l'*écoulement* est *ralenti* et *dévié* d'un angle  $\Delta$  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  $P_c/P_a$ .

### II.3.5. 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  $P_i$  donnée :

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

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

$\gamma$  : 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 :

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

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

➤ **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 :

$$I_{totale} = \int_0^t F dt$$

## II.4 Types de tuyères

### II.4.1 Tuyère à compensation d'altitude :

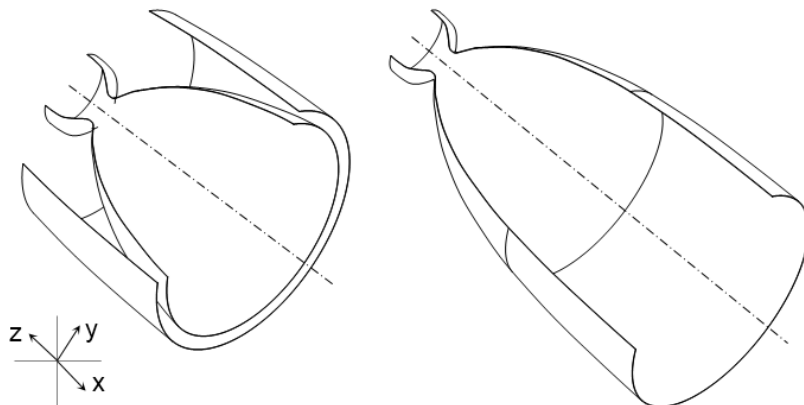
#### *a-Tuyère à rugosité interne contrôlée*

Ce concept, [76], qui prévoit la présence de secteurs angulaires à rugosité accrue sur la surface interne de la tuyère, a pour but de limiter les charges latérales induites par la dissymétrie éventuelle de la ligne de décollement, sans toutefois limiter ou prévenir le décollement même. Notons qu'il n'existe aucun document en littérature témoignant de

l'efficacité d'un tel dispositif. De plus, le fonctionnement en régime permanent avec une ligne de séparation bien établie à l'intérieur de la tuyère aurait des conséquences rédhibitoires sur la tenue thermomécanique de la structure.

#### II.4.2 *Tuyère déployable ou à divergent extensible*

Elle s'appelle, aussi, tuyère à deux positions, (Two-position nozzle), Figure 1.26. Plusieurs études numériques existent en littérature sur ce type de tuyères. Récemment, Sato et al. [77], ont mené une campagne d'essais sur une maquette à échelle réduite, afin d'évaluer les charges latérales agissant sur la partie mobile lors du déploiement en vol. Ces charges représentent une contrainte majeure pour le dimensionnement mécanique du moteur (en particulier pour le système de déploiement et pour le divergent même), [78]. L'impossibilité de vérifier au sol le dimensionnement du moteur dans des conditions représentatives du vol reste un point bloquant pour l'utilisation de ce type de concept, sans compromettre la fiabilité du lanceur.



**Fig. 11.17 : Tuyère déployable.**

#### II.4.3 *Tuyère à anneau déclencheur*

Dans ce type de tuyères, on peut classer deux sous-catégories selon le mode de fonctionnement de l'anneau déclencheur. Ainsi, on trouve :

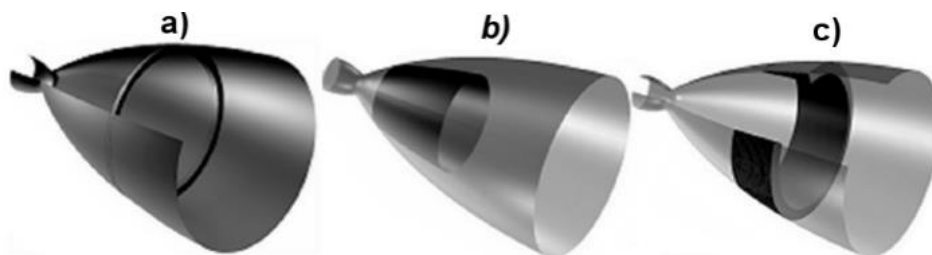
##### **a-Tuyère à anneau déclencheur fixe**

Pour pouvoir contrôler le décollement de couche limite, on fixe un déclencheur sur la paroi intérieure du divergent, ce qui permet de perturber la couche limite et la faire décoller d'une manière symétrique dans les conditions de sur-détente, Figure 1.27a. À très haute altitude (pression ambiante très faible), l'écoulement se recolle derrière le déclencheur et la poussée se trouve supérieure en utilisant l'ensemble du rapport de section. La transition entre les deux modes (basse altitude, haute altitude) dépend de plusieurs paramètres, notamment la taille de déclencheur [79]. Cette tuyère a à peu près les mêmes performances que le concept

double galbe [25]. Néanmoins, des problèmes liés à la résistance à la haute température, la fixation précise du déclencheur et l'incertitude de la transition entre les deux modes de fonctionnement semblent affecter ses performances et l'intérêt du concept a diminué depuis les années 70, [79, 80].

### **b-Tuyère à anneau déclencheur temporaire**

Ce concept se dote de déclencheur (insert) temporaire pour contrôler le décollement en mode basse altitude. Ce déclencheur est supprimé en mode de fonctionnement à vide. Ce déclencheur peut être soit éjectable, [81], ou ablatif, [82], Figure 1.27b et 1.27c respectivement. Le déclencheur peut être une tuyère secondaire totale ou un insert partiel fixé à l'intérieur sur la paroi de la tuyère. Ce type de déclencheurs entraîne une légère perte de performances en mode basse altitude comparativement à une tuyère galbée de même rapport de sections [82-84]. Des essais à chaud de la tuyère à déclencheur éjectable, [83], ont démontré la faisabilité de ce concept. Toutefois, il convient de souligner que ce concept est fortement dépendant d'un mécanisme fiable qui fournit un détachement brusque et symétrique de l'insert. Une éjection non symétrique entraînerait la génération de charges latérales. En outre, le risque de collision en aval de la paroi de tuyère se pose, puisque les inserts peuvent également éprouver un mouvement transversal vers la paroi. Ces limitations des inserts éjectables ont fait penser à l'utilisation des inserts ablatifs (i.e. en combustible solide consommable), [79, 82, 85]. Au cours de l'ascension du lanceur, la taille de l'insert se réduit en continu jusqu'à sa consommation complète, ce qui aboutit à une tuyère galbée pour de meilleures performances en fonctionnement haute altitude. Cependant, les principales incertitudes de ce concept sont le taux de consommation et la stabilité de l'insert. En outre, une consommation homogène, symétrique et bien définie en temps doit être garantie, en dépit d'éventuelles fluctuations locales de pression et de température près de parois de la tuyère. Avec le niveau de la technologie actuelle, cet objectif est très incertain.



**Fig. 1I.18 : Tuyères à anneau déclencheur, a) fixe, b) éjectable, c) ablatif, [25].**

#### II.4.4 *Tuyère à injection de flux secondaire*

##### **a-Tuyère à injection secondaire passive**

Ce concept repose sur la possibilité de contrôler la position du décollement de jet par injection secondaire d'un jet fluide, Figure 1.28a, prélevé directement de l'atmosphère externe et introduit à l'intérieur de la tuyère par des fentes réalisées directement sur la paroi métallique d'où l'appellation "Vented Nozzle", [25]. Ces fentes se ferment en mode haute altitude, ce qui permet, à priori, de faire fonctionner la tuyère en régime adapté à différentes altitudes de vol, permettant ainsi d'améliorer les performances globales du moteur. Parsley et Van Stelle, [86], ont effectué des tests à chaud dans le but de caractériser les performances de ce concept. Les résultats des essais ont montré que cette tuyère fonctionne similairement à une tuyère à profil TIC à basse altitude. Cependant, aucune étude du comportement d'écoulement pendant la transition entre les deux modes n'a été effectuée. En 2007, Semenov et al. [87] réalisent une campagne de mesures expérimentales. Ces expériences montrent que le gain en termes de performances reste limité (de l'ordre de 1 à 3 %). De plus, l'existence de charges latérales, en mode basse altitude, et une fuite importante de gaz chauds vers l'extérieur, en mode haute altitude, constituent des limitations rédhibitoires pour l'application de ce concept sur un lanceur.

##### **b-Tuyère à injection secondaire active**

Un gaz à pression définie est injecté dans l'écoulement principal de la tuyère, normal ou suivant un angle, à partir de la paroi. L'écoulement sur-détendu peut être, ainsi, forcé à se séparer au niveau d'un emplacement désiré, Figure 1.28b. Une expérience menée par [88], sur ce concept, montre qu'une grande quantité de gaz est requise pour induire une séparation significative de l'écoulement. En outre, aucune augmentation du rendement net n'est réalisée lorsque l'on considère le débit de masse supplémentaire.

Une autre alternative de ce concept a été proposée par [89], Figure 1.29a. L'idée principale de ce dispositif est de réduire le niveau de pression externe au niveau de la section de sortie de la tuyère. Cela implique qu'une tuyère secondaire soit positionnée près de la sortie du divergent principal. Ce dispositif est probablement le plus prometteur, bien que la définition proposée dans [89] (tuyère secondaire galbée) n'ait pas démontré une réelle efficacité : le moteur Vulcain 1 intègre en effet une des variantes proposées par l'auteur, mais sa sensibilité au décollement de jet n'est pas différente de celle des autres moteurs de même classe. Récemment, Boccaletto, [90], propose d'installer une tuyère à corps centrale tronqué (aerospike) à l'extrémité de la tuyère principale, Figure 1.29b, et il nomme le profil résultant

BOCCAJET. La campagne de mesures expérimentales à gaz froid et les simulations numériques ont montré une potentielle amélioration de performances, néanmoins aucun résultat en fonctionnement à feu n'ait discuté.

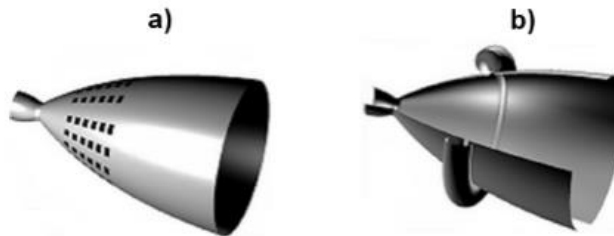


Fig.II.19 : Tuyère à injection de flux secondaire, a) Injection passive, b) Injection active, [25].

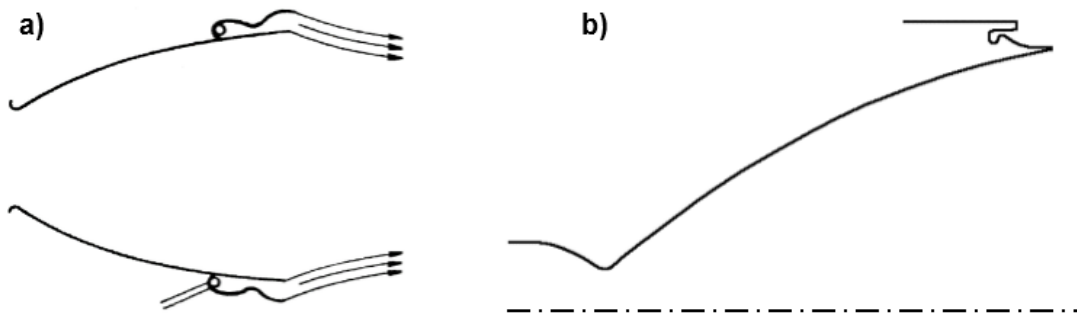
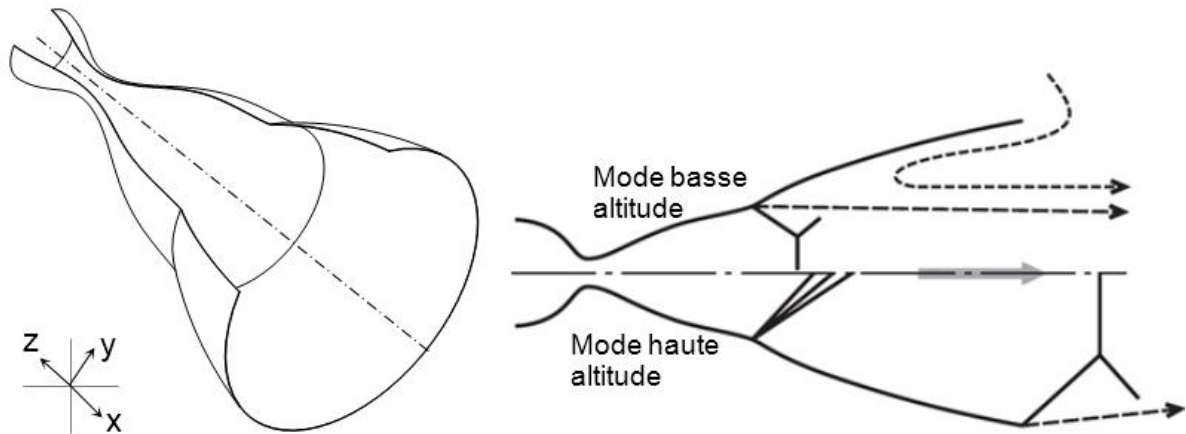


Fig.II.20 : Tuyère à injection de flux secondaire près de la sortie, tuyère secondaire a) galbée, b) aerospike (Boccajet).

#### II.4.5 Tuyère double galbe

Plusieurs études théoriques et numériques existent sur ce type de tuyère; Horn & Fisher [3], Miyazawa et al. [9], Nasuti et al. [91], Miyazawa & Otsu [92]. Plusieurs campagnes d'essais ont été menées à échelle réduite, à la fois en gaz froid; Génin & Stark [11, 19, 20], Östlund & Bigert [93], Verma et al. [14], Niu et al. [94], Tomita et al. [95], Reijasse et al. [16] et en conditions représentatives du fonctionnement des moteurs fusées; Hagemann et al. [10], Hasegawa et al. [96]. Le concept repose sur la possibilité de faire fonctionner la tuyère à deux régimes différents. À basse altitude, seul le premier galbe fonctionne en conditions de “full flowing”, le deuxième étant complètement décollé. À plus haute altitude, la tuyère entière fonctionne en conditions de “full flowing”, Figure 1.30. Au moment de la transition entre les deux régimes de fonctionnement, de fortes charges latérales peuvent être générées, comme indiqué dans Alziary de Roquefort et al. [97].

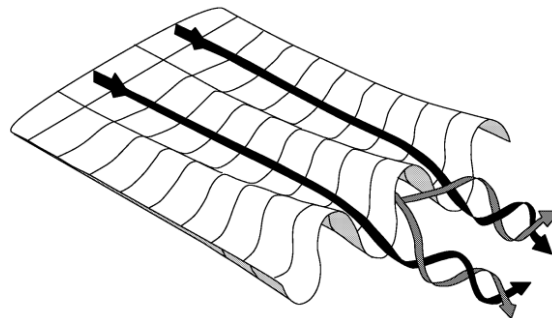


**Fig.II.21 : Tuyère double galbe.**

Dans le but de réduire les charges latérales, deux concepts non-axisymétriques sont proposés.

***a-Divergent à paroi ondulée***

L'idée de base de ce concept, [98], est d'augmenter la résistance au décollement en générant de tourbillons à l'aide d'un contour ondulé à la sortie de la tuyère, Figure 1.32a. Le contour ondulé permet, à priori, de freiner le mouvement latéral de la ligne de décollement par (i) l'augmentation de la traînée dans la région critique, (ii) l'induction de vortex longitudinaux qui fixent la structure de l'écoulement circonférentiel, Figure 1.31.

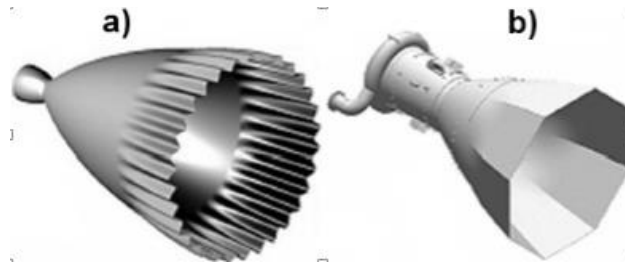


**Fig.II.22 : Schématisation des structures tourbillonnaires sur une surface ondulée, [99].**

Des essais à gaz froid sur des modèles sous-échelle, [99], ont montré que le contour ondulé permet de réduire de manière significative, et dans certains cas d'éliminer totalement, le décollement induit par le choc dans l'écoulement sur-détendu. Toutefois, en raison de la grande contrainte pariétale sur la surface ondulée et une augmentation des pertes de sur-détente, le contrôle de décollement est réalisé au prix de pertes de performances significatives, allant de 3,6%–6,4% par rapport au cas totalement décollé. En outre, la complexité de la conception et de la fabrication augmente de manière significative lors du passage d'une géométrie de révolution à une géométrie tridimensionnelle.

***a-Divergent polygonal***

L'idée principale est de contrôler le décollement de jet par l'introduction d'arrêtes le long du divergent, tout en obtenant une transition progressive, du col vers la sortie, d'une section circulaire vers une section polygonale de la tuyère, [100]. Des activités expérimentales ont été menées sur ce type de concept dans le cadre du groupe de travail FSCD - Östlund J. & Bigert M. [93]. Néanmoins, les résultats obtenus n'ont pas été jugés convaincants.



**Fig.II.23: Tuyère à générateurs de Vortex, a) Divergent à paroi ondulée, b) Divergent polygonal, [25].**

**II.4.7 Tuyère à deux modes**

***a-Tuyère à deux cols***

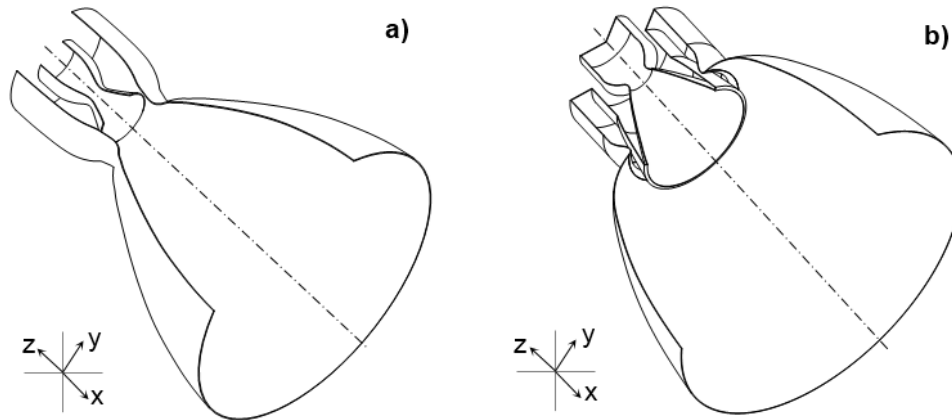
Ce concept prévoit deux chambres de combustion complètement concentrique, Figure 1.33a. A basse altitude les deux chambres fonctionnent en parallèle à un rapport de détente modéré. En mode haute altitude, seule la chambre interne reste en fonctionnement. L'écoulement se recolle sur la paroi externe en résultant un rapport détente plus élevé que le premier mode, ainsi un gain de performance en mode haute altitude. Des essais à feu, [101], ont montré la présence de décollement en mode basse altitude à rapport de pression tuyère extérieure / tuyère intérieure élevé. Ce décollement résulte de fortes charges thermiques sur la tuyère intérieure. En outre, la discontinuité de profil en mode haute altitude induit des pertes de performances de l'ordre de 0.8-4% en fonction du rapport de sections du col extérieur / col intérieur [5].

***b-Doubles moteurs concentriques***

Ce concept, [102], prévoit deux moteurs concentriques, le plus petit étant inclus à l'intérieur du plus grand, Figure 1.33b. Contrairement au type précédent, la chambre intérieure n'est pas complètement placée dans la chambre extérieure, ainsi cette dernière est de forme annulaire à paroi intérieure indépendante. En principe, les deux modes de fonctionnement sont comparables à ceux d'une tuyère à deux cols, [5]. Des simulations numériques, [103,104], ont montré la présence des ondes de compression proche la lèvres de



sortie de la tuyère intérieure, en mode basse altitude, ce qui cause l'inhomogénéité de l'écoulement dans la zone de mélange commune entre la tuyère intérieure et extérieure. Ces ondes de compression se réfléchissent vers l'amant dans le champ de l'écoulement après l'interaction avec la paroi extérieure.



**FigII.24 : Tuyère à deux modes, a) tuyère à deux cols, b) deux moteurs concentriques.**

Durant le mode haute altitude, des ondes de détente sont remarquées à la sortie de la tuyère extérieure lorsque le rapport de section augmente soudainement et l'écoulement est dirigé vers l'axe de symétrie. Proche de l'axe, un choc se produit ainsi la pression statique augmente significativement dans la région centrale de jet. Cette augmentation de pression induit des zones de recirculation subsonique et supersonique dans la tuyère intérieure. D'après [5], les pertes dues à l'inhomogénéité et le choc de compression restent comparable à celles dans les tuyères galbées (conventionnelle). Notons qu'aucune mesure expérimentale, à gaz froid ou à feu, n'est menu jusqu'à ce jour sur ce type de tuyère.

#### **II.4.8 Tuyère auto-adaptée**

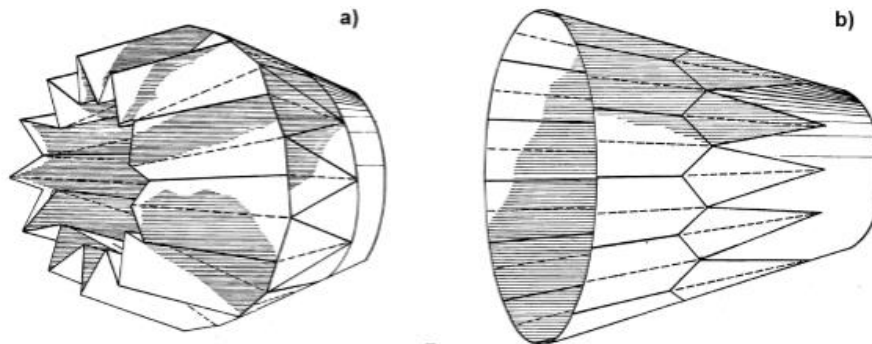
Cette catégorie de tuyères sera classée selon la typologie opérationnelle, i.e. la détente est réalisée par un écoulement interne ou externe.

##### ***a-Tuyère auto-adaptée à écoulement interne***

##### **-Divergent à surface variable**

Il s'agit d'un concept, [105], qui prévoit de varier le rapport de section de la tuyère en déployant sa surface, préalablement repliée, Figure 1.34. Cela permettrait d'adapter la pression de sortie de la tuyère à toutes les altitudes de vol. Bien que du point de vue théorique cette solution soit la plus appropriée pour éliminer le problème du décollement de jet et pour maximiser les performances de la tuyère, sa faisabilité reste complètement à démontrer. Néanmoins, des solutions technologiques similaires (tuyères à pétales superposés) ont été utilisées sur des missiles balistiques et sur certaines tuyères d'avion militaire. Cette

technologie permet des taux de variation du rapport de section plutôt modestes et ne peut pas être facilement intégrée à des tuyères nécessitant un refroidissement actif de la paroi métallique.

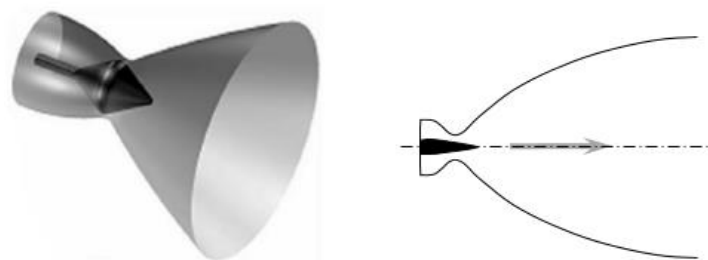


**Fig.II.25 : Divergent à surface variable, [105].**

– **Col à surface variable**

Ce concept, Figure 1.35, utilise une tuyère galbée classique avec une section de sortie fixe et d'un pointeau mécanique dans la chambre de combustion et la région de col pour faire varier la surface de ce dernier, par conséquent, le rapport de sections. La section de col, de forme annulaire entre le pointeau et la paroi extérieure, est variée en déplaçant axialement le pointeau.

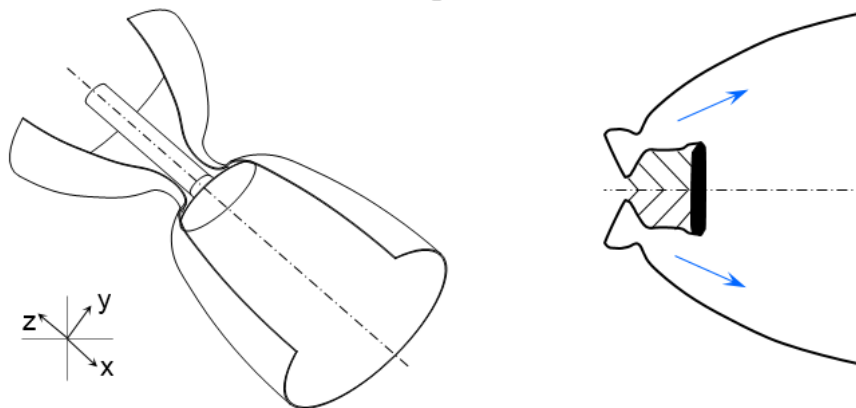
Le concept de pointeau a été utilisé dans les moteurs à propergol solide comme un moyen de fournir une poussée variable. En principe, il permet une variation continue de la section de col et, par conséquent, des rapports de sections optimums tout au long de la mission. Cependant, il nécessite un dispositif d'actionnement et un système de commande perfectionné. Le concept soulève des questions du poids de moteur, de la complexité de la conception, le refroidissement du pointeau et la paroi de col, et de fiabilité. Les pertes de performances de ce type de tuyère sont dans la gamme de 1 à 2,5% par rapport à une tuyère galbée pour le même rapport de sections, [106]. Ces pertes de performances varient en fonction de la position du pointeau.



**Fig.II.26 : Tuyère munie d'un col à section variable, la figure gauche est tirée de [25].**

**b-Tuyère à expansion/déflexion**

Il s'agit de concepts, Figure 1.36, qui ont pour but principal la réduction de l'encombrement global du moteur, en particulier en direction longitudinale. Plusieurs variantes de ce concept ont été proposées. La plus connue est celle où la chambre de combustion (et d'autres composants du moteur) se trouvent noyés au milieu de la tuyère, [107]. Dans ce concept, les gaz de combustion atteignent la vitesse sonique en correspondance de la zone où leur direction d'écoulement subit une forte déviation, pour être dirigés dans la tuyère supersonique, sans générer d'ondes de choc. En effet, la focalisation d'une onde de compression sur la paroi métallique du col serait rédhibitoire pour la tenue thermomécanique de la structure.



**Fig.II.27 : Tuyère à expansion/déflexion.**

La définition du profil de la région sonique de la chambre de combustion, ainsi que son refroidissement, représentent les points les plus critiques pour la réalisation de ce concept. Néanmoins, un prototype a été réalisé en Russie (moteur RD-0126E) et des essais à feu ont été réalisés dans les années 1990, démontrant le bon fonctionnement de cet engin, [47]. Toutefois, ce type de tuyère est destiné à une utilisation principalement dans le vide, car elle n'apporte aucune amélioration par rapport à la problématique du décollement de jet.

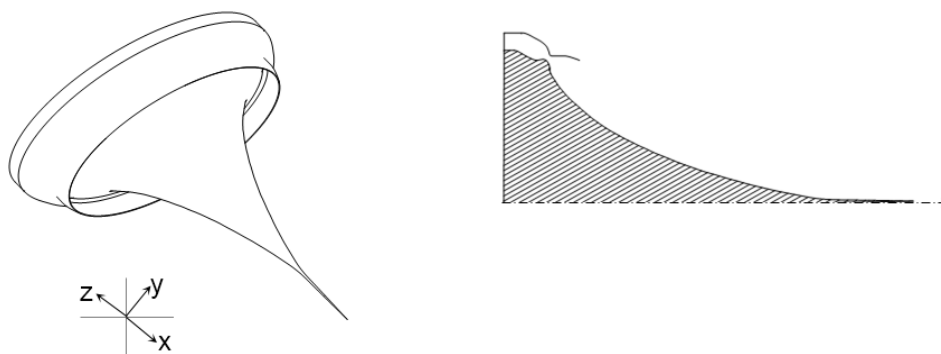
**II.4.9 Tuyère auto-adaptée à écoulement externe**

L'auto-adaptation résulte dans le fait que la frontière externe du jet s'ajuste en fonction de la pression extérieure  $p_a$ . Le bénéfice des tuyères à corps central (Plug Nozzle) par rapport aux tuyères classiques apparaît lors des régimes de sur-détente du fait de l'adaptation de la frontière externe où le jet est canalisé à travers une section efficace  $A_{eff}$  variable selon la pression extérieure. Une tuyère à corps central fonctionne donc avec un rapport de section efficace  $A_{eff}/A_c$  qui s'adapte en fonction de l'altitude. Il en résulte une détente autocontrôlée des gaz propulsifs, expliquant le fait qu'il n'y a pas de décollement de jet sur l'épave.

Plusieurs variantes de ce type de concept ont été proposées en littérature: épine linéaire ou axisymétrique, idéale ou tronquée avec et sans injection de gaz au culot, alimentée par une chambre de combustion unique ou multi chambre (chambres modulaires). Beaucoup d'études théoriques, numériques et expérimentales ont été menées afin d'évaluer la géométrie optimale de l'épine – Dunn & Coats [108] – ainsi que pour évaluer les performances et les limites des différentes architectures possibles – Calabro et al. [109], Le Bozec et al. [110], Wisse [111, 112], Onofri [113]. Nous nous limitons par la suite à la présentation globale de quelques variantes. Le lecteur intéressé par ce type de tuyère peut se référer aux références ci-dessus et à la référence [5].

– **Tuyère à corps central idéal**

Ce concept prévoit un corps central idéal axisymétrique (full length plug nozzle) de profil conique ou galbée, Figure 1.37. Le calcul de profil se base sur la méthode de Rao [37], ou pour tenir en compte les effets de la cinématique et de la couche limite sur la méthode TDK (Two-Dimensional Kinetics), [108]. D'un point de vue semblable à une tuyère idéale à écoulement interne, le profil d'une épine idéale est très long et donc beaucoup très lourd par rapport à une tuyère idéale conventionnelle. Ce type de tuyère permet d'avoir de meilleures performances en mode basse altitude et les mêmes performances en mode haute altitude qu'une tuyère conventionnelle pour le même rapport de section, [5]. Néanmoins, son poids et sa longueur ne permet pas de l'intégrer facilement sur un lanceur. En outre, il demande un système de refroidissement de haute technologie surtout au bout de l'épine.

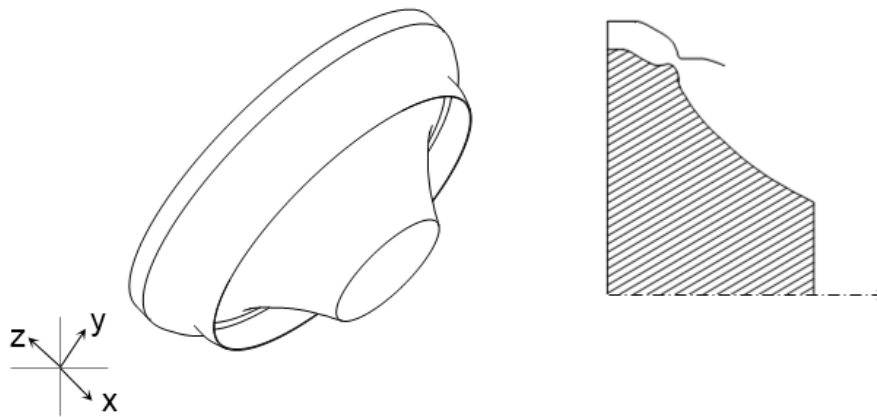


**Fig.II.28 : Tuyère à corps central idéal profilé.**

– **Tuyère à corps central tronqué**

Ce concept est avantageux par rapport le précédent, vu sa masse et sa longueur, considérée, modérée. En effet, il résulte un comportement du défient du champ de l'écoulement. En mode basse altitude, la région de culot génère un sillage ouvert à une pression très proche de la pression atmosphérique. En mode haute altitude (pour le rapport de

pression de la conception) le sillage du culot se ferme et sa longueur est indépendante de la pression atmosphérique. La transition entre les deux modes génère une poussée négative due au fait qu'au moment de la fermeture du sillage, la pression au culot est légèrement inférieure à la pression atmosphérique. Cette perte de poussée dépend fortement du pourcentage de la troncature. À basse altitude, cette tuyère donne quasiment les mêmes performances que celle à corps central idéal. Néanmoins, à haute altitude, elle se caractérise par des pertes de performances dues à la traînée du culot, [5].



**Fig.II.29 : Tuyère à corps central tronqué.**

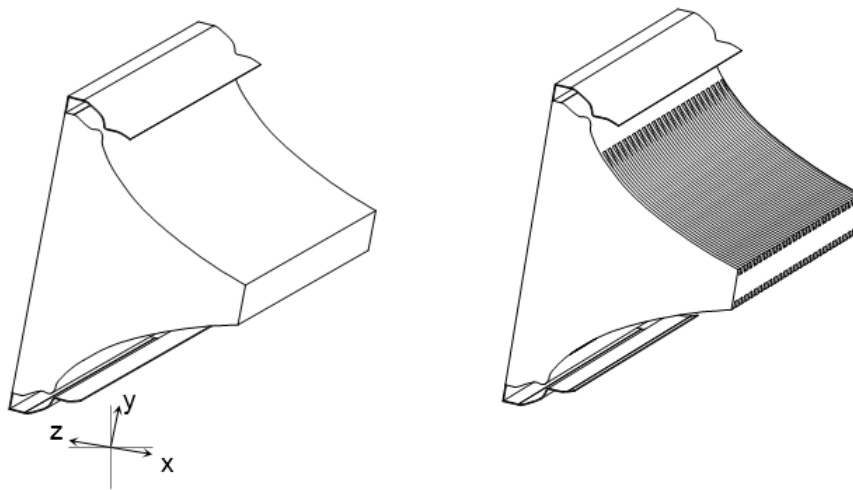
– **Tuyère plane à corps central tronqué**

Les tuyères planes à corps central tronqué (Linear Aerospike Nozzle), qui ont fait l'objet de nombreuses études dans les années 1980–2000. L'exemple le plus connu est probablement le prototype NASA XRS-2200, Figure 1.39, testé à feu en Aout 2001 au NASA's Stennis Space Center. Néanmoins, après la suppression du projet X-33, auquel ce moteur était destiné, les travaux ont été arrêtés.

Par sa conception, ce type de tuyère permet de faire fonctionner le moteur avec un écoulement supersonique constamment attaché, car le jet se trouve constamment en équilibre de pression avec l'atmosphère (quel que soit l'altitude de vol).

Néanmoins, lorsque la tuyère fonctionne à haute altitude, la pression statique du milieu environnant étant faible, ses performances propulsives diminuent fortement. Il est aussi important de souligner que plusieurs difficultés doivent encore être résolues pour des applications en vol de cette technologie. D'une part, la maîtrise du réseau de chocs (et des chargements thermomécaniques associés) généré par l'interaction du jet propulsif avec l'atmosphère et la surface métallique de l'épave, dans toutes les conditions de fonctionnement du moteur et à toutes les altitudes de vol. D'autre part, le besoin de refroidir correctement

l'épave, en particulier son extrémité, impose des contraintes de conception et de fabrication difficiles à respecter.



**Fig.II.30 : Tuyère plane à corps central tronqué.**

### II.5 PROFIL OPTIMISE EN POUSSEE (TOC)

Guderley K.G. et al. [26] ont formulé un modèle mathématique pour déterminer la surface de sortie et la forme du profil qui produit la poussée optimale, pour des valeurs données de la longueur et de la pression ambiante. Cependant, cette approche n'a pas été largement suivie jusqu'à ce qu'une solution simplifiée soit présentée par Rao G.V.R [27]. Depuis, ce profil est souvent désigné par le profil de Rao.

En Russie, Shmyglevsky Yu. D. [28-33] a formulé indépendamment la même méthode. L'idée de base du profil de Rao-Shmyglevsky [27-32] est le profil optimisé (TOC: Thrust-Optimized Contour) comme illustré sur la figure 1.8.

Tout d'abord un écoulement dans la zone d'expansion est généré, en utilisant la méthode des caractéristiques MOC pour une variété de  $\theta_N$  (pente dans la région de col) et de  $R_{td}$  (rayon de courbure au col).

Pour des paramètres donnés de conception (nombre de Mach à la sortie et rapport de section  $\epsilon$  ou la longueur de la tuyère et le rapport de section  $\epsilon$ ).

Les points P et N peuvent être obtenus en satisfaisant simultanément les deux conditions suivantes, à savoir :

- Débit massique à travers PE égal au débit massique à travers NP ;
- Une poussée maximale.

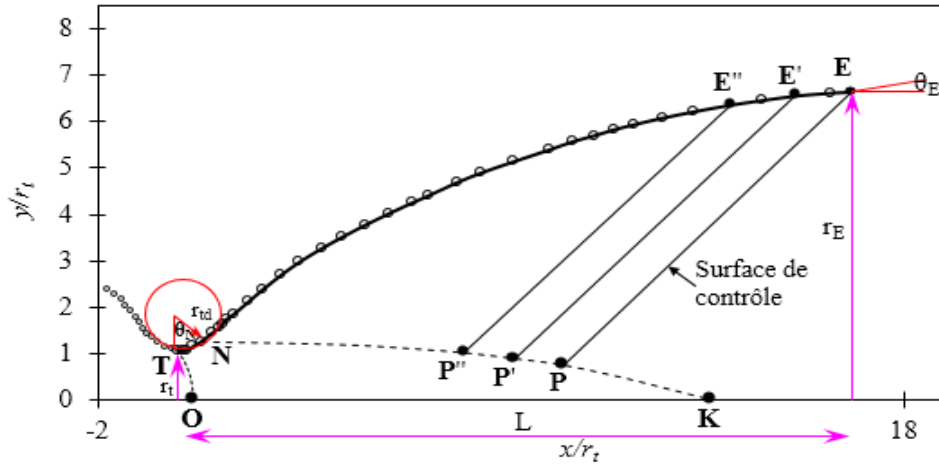


Fig.II.31 : Définition d'un profil TOC.

En utilisant le calcul des variations, ces conditions sont formulées comme des relations spécifiques qui doivent être remplies le long de PE et NP [27].

La longueur d'un profil TOC est en général comprise entre 75% et 85% de la longueur du profil conique. L'indice 80% est ajouté à sa notation (TOC80%).

Tel qu'évoqué plus haut, le profil TOC dépend de la pente  $\theta_N$ . La figure 1.9 illustre une famille de profils TOC pour  $\theta_N$  compris entre  $25^\circ \leq \theta_N \leq 34^\circ$  [23]. Dans les applications réelles,  $\theta_N$  est compris entre  $25^\circ$  et  $28^\circ$  [33].

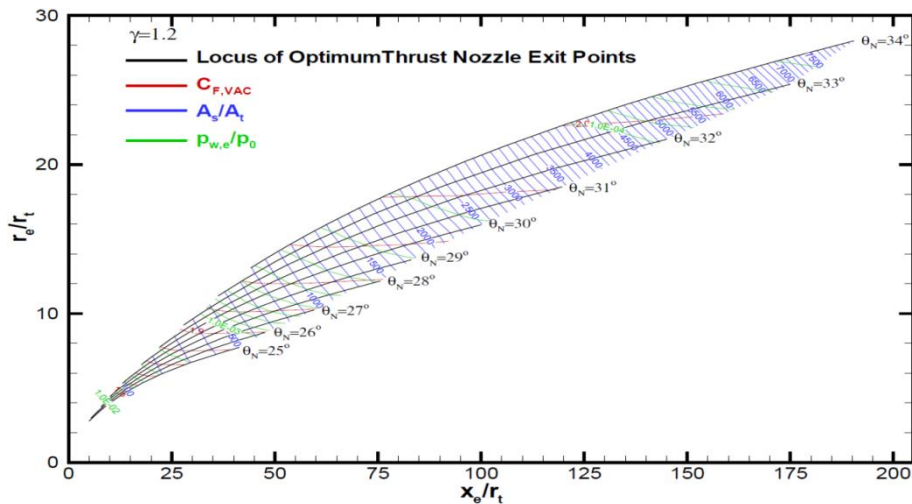


Fig.II.32 : Famille de profil TOC pour  $25^\circ \leq \theta_N \leq 34^\circ$  [23].

**II.6.PROFIL PARABOLIQUE OPTIMISE EN POUSSEE (TOP)**

Les calculs qui conduisent à un profil TOC sont assez compliqués et le contour résultant ne peut être décrit que par une liste de coordonnées. Rao G.V.R [33] a montré que le profil TOC peut être approché par une parabole, sans perte significative de performances.

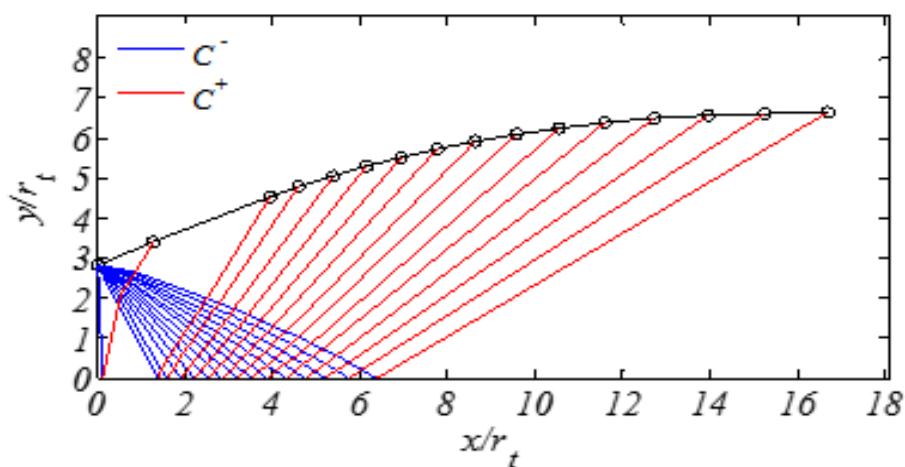
Ce profil est souvent noté : profil parabolique optimisé (TOP : Thrust Optimized Parabolic). Avec une telle parabole, le profil est entièrement défini à l'aide des cinq variables indépendantes, à savoir:  $R_{td}$ ,  $\theta_N$ ,  $L$ ,  $Y_s$  et  $\theta_s$  comme illustré sur la figure 1.8.

La différence majeure entre les champs d'écoulement dans des tuyères à profil TOC et à profil TOP tient compte du fait que le profil TOP présente une discontinuité au point N où l'arc de cercle évolue à l'aide d'une courbe parabolique.

Cette discontinuité de courbure génère des ondes de compression qui se coalescent en un choc interne en amont de la dernière ligne caractéristique négative  $C^-$ , figure 1.10.

Dans une tuyère à profil TOC, le choc est formé en aval de la dernière ligne caractéristique négative  $C^-$ , comme illustrée avec les contours de Mach à la figure 1.2. Par conséquent, la pression pariétale est influencée par le choc interne dans le cas, du profil TOP et par une pression légèrement plus élevée à la sortie dans le cas du profil TOC. Cette propriété particulière du profil TOP s'avère très utile, pour les tuyères qui fonctionnent à basses altitudes pour retarder l'apparition du décollement de la couche limite.

Pour cette raison, les tuyères du Vulcain et de la SSME (Space Shuttle Main Engine, respectivement utilisé sur le lanceur européen Ariane-5 et la navette spatiale américaine [35]) sont conçues avec des profils TOP.



**Fig.II.33 : Lignes caractéristiques  $C^+$  et  $C^-$  dans un profil de tuyère.**



Notons que la conception du profil initial de la SSME était un TOC et le changement vers le profil TOP a permis une augmentation de pression de 24% à la sortie de la tuyère avec une perte de 0.1% seulement du rendement par rapport à la tuyère TOC.

### II.7.tuyere a profil ideal

Un profil idéal est celui qui produit un écoulement isentropique (sans chocs internes) et un champ de vitesses uniformes à la sortie de la tuyère, figure1.3. Un tel profil peut être conçu en utilisant la méthode des caractéristiques. La procédure détaillée est présentée par Shapiro A.H. [16], Zurcow M. J. & Hoffman J. D [19] et Anderson J.D. [22].

Après la zone d'expansion TN, le contour NE permet à l'écoulement d'avoir une direction axiale à la sortie de la tuyère. Une fois, la ligne caractéristique NK est calculée avec la condition que la ligne KE est une caractéristique uniforme de sortie. Il est possible d'utiliser la méthode des caractéristiques (M.O.C) pour construire le champ des caractéristiques entre N et E. La figure1.6 représente douze (12) profils idéaux avec les iso-coefficients de poussée à haute altitude, les iso-rapports de sections et les iso-coefficients de pression pariétale [23].

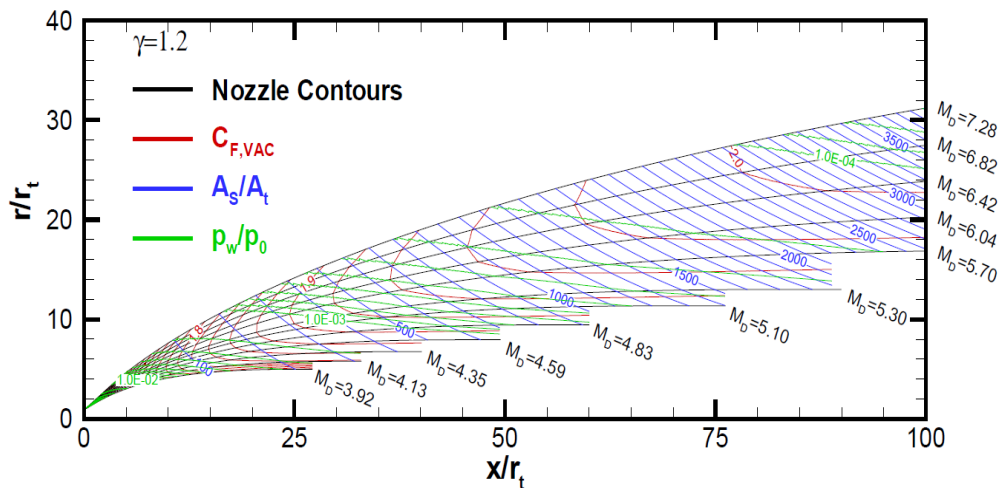


Fig.II.34 : Abaque de 12 profils idéaux avec un calcul de couche limite [23].

### II.8.PROFIL IDÉAL TRONQUE(TIC)

Une tuyère très longue est nécessaire pour produire un écoulement 1D. Néanmoins, cette dernière n'est pas adaptée pour les applications aérospatiales où des limitations strictes du poids et des structures sont imposées afin d'augmenter la charge utile. En réalité, la

dernière partie en aval d'une tuyère idéale ne représente qu'un très faible pourcentage de la poussée totale et sa contribution peut être négligée.

Par conséquent, en tronquant cette tuyère on facilite son utilisation sur les moteurs-fusées, sans perte significative en performances due à la non-uniformité de l'écoulement en sortie.

Un tel profil est appelé : profil idéal tronqué (TIC: Truncated Ideal Contour). La troncature peut être assez loin en amont de la sortie. Tant que la zone d'expansion n'est pas tronquée, le champ d'écoulement aura une partie centrale où le profil de vitesse de sortie est axial et uniforme. Il ne sera divergent que dans la région proche de la paroi, figure 1.7.

Les contours de Mach dans une tuyère TIC (Truncated Ideal Contour) sont représentés sur la figure 1.2b. Ce type de profils trouve des applications sur des tuyères réelles comme : la LR-115, Viking, et la RD-0120 utilisées respectivement sur les lanceurs américains Saturne C-1, Européen Ariane-4 et Russe Energia [15].

Ahlberg J.H. et al. [24] ont développé une méthode graphique pour sélectionner les profils optimaux d'une famille de profils TIC. Avec cette méthode sur le même abaque, ils ont associé un ensemble de profils idéaux aux iso-coefficients de poussée, aux iso-rapports de sections, au diamètre et à la longueur, voir figures 1.6 et figure 1.7. La forme du profil est calculée en utilisant la méthode des caractéristiques MOC.

A noter que cette méthode prend en compte : le calcul du coefficient de poussée et toutes les pertes, en utilisant un code T.D.K (Two - Dimensional Kinetics nozzle performance code) proposé par Frey H.M. et Nickerson G. R. [25].

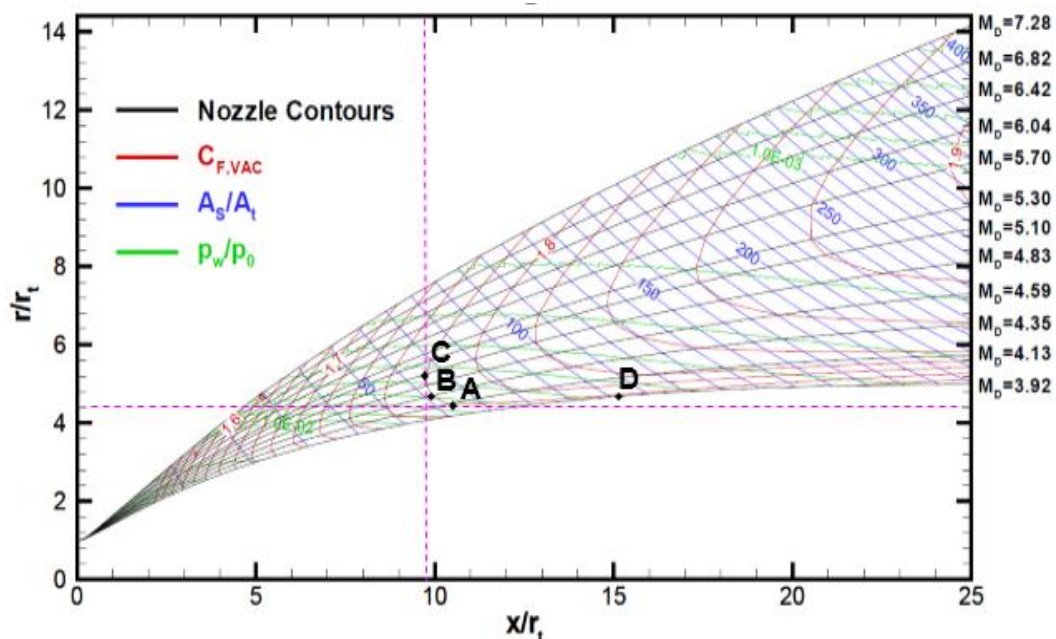


Fig.II.35 : Méthode d'Ahlberg et al. pour un profil TIC optimal[24].

### **Conclusion :**

Dans ce chapitre on a exposé les différents types de tuyères en partant des tuyères conventionnelles jusqu'aux tuyères auto-adaptables. Ensuite on a exposé la théorie quasi-monodimensionnelle qui est très utile pour les écoulements deux dimension où les résultats donnés par cette théorie sont fréquemment suffisants pour une large variété des problèmes d'ingénierie.

À la fin, nous avons exposé quelques méthodes de conception des profils tuyères, qui permettent une bonne optimisation des performances des tuyères.

# CHAPITRE III

CFD

## Introduction :

La CFD est devenue 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 dérivés partielles (EDP) non linéaires 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. La CFD est utilisée dans de nombreux domaines, tels que l'industrie automobile et aéronautique (qui remplace les tests de soufflerie à un certain niveau), même l'ingénierie biomédicale utilise la CFD pour simuler la circulation sanguine ainsi que le système respiratoire, elle est très attractive pour l'industrie actuelle du fait que ce genre de simulation est moins coûteux qu'un test physique réalisé en laboratoire (soufflerie par exemple). Néanmoins, pour les problèmes physiques complexes, la CFD reste limitée.

Les simulations numériques de la dynamique des fluides (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. L'essor des simulations numériques renforce donc la nécessité de l'étude mathématique (analyse) de ces équations et de leur résolution numérique.

Les écoulements internes ont pour caractère particulier l'absence de conditions aux limites à l'infini, ce qui n'est pas le cas des écoulements externes. L'influence des parois se manifeste donc dans toutes les directions, sauf éventuellement aux sections d'entrée et de sortie du fluide. On trouve ces types d'écoulement particulièrement dans les systèmes de propulsion des avions et de fusées.

La détermination et l'identification des caractéristiques des écoulements internes dans les tuyères supersonique constituent un cas d'étude 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.

L'expérience alimente la simulation. Inversement, l'exploration des nombreuses solutions rendue possible par la simulation, permet d'observer ou de prévoir des comportements inattendus, donc fait progresser la connaissance.

Les écoulements de fluides, que ce soit des écoulements internes ou écoulements externes, en régime laminaire ou turbulent sont décrits par le système d'équations aux dérivées partielles (E.D.P). Ainsi, tous les phénomènes physiques sont régis par ce système formé d'équations : de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie qu'il convient de résoudre pour connaître les caractéristiques du champ thermique et du champ d'écoulement.

### **III.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.

#### **III.1.1 Notions de maillage :**

- **Nœuds et éléments :**

La modélisation numérique repose sur la reformulation des équations de conservation sur des volumes  $\Omega$  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].

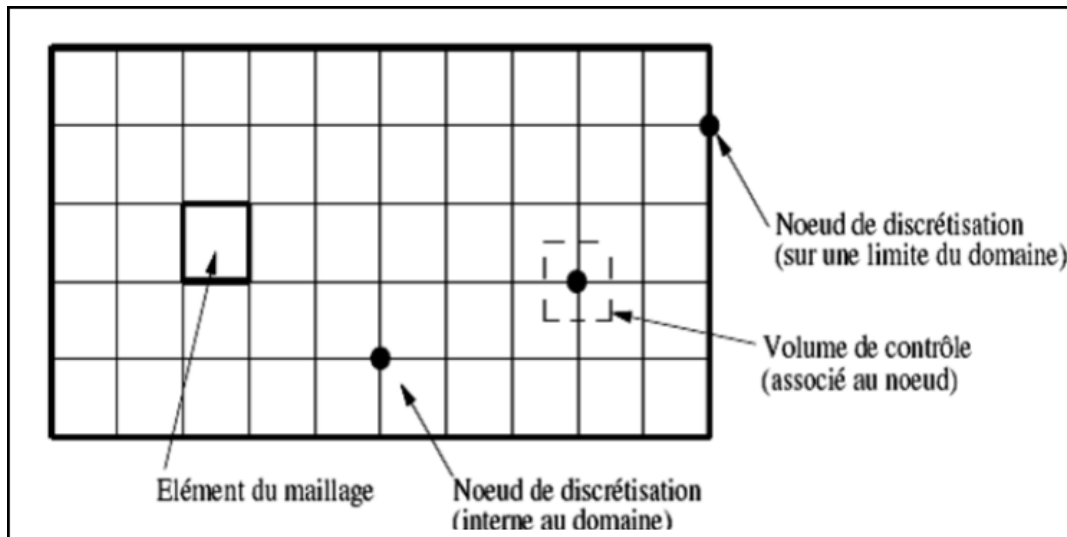


Fig.III.1 : Illustration de la notion du maillage.

• **Types d'éléments :**

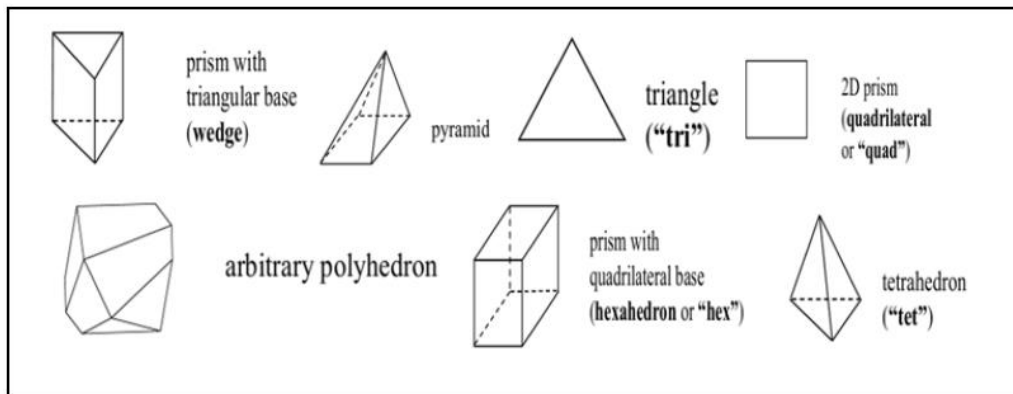


Fig.III.2 : Éléments de maillage.

**III.1.2 Classification des méthodes de maillage :**

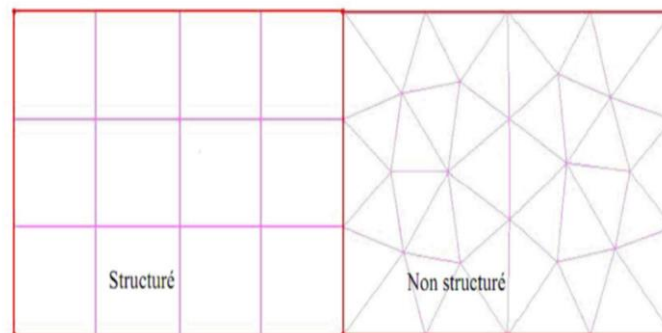
Les maillages sont classifiés selon leurs caractéristiques ou selon la méthode utilisée pour les générer. Dans ce qui suit, on ne présente que les grandes lignes de cette classification :

- **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].



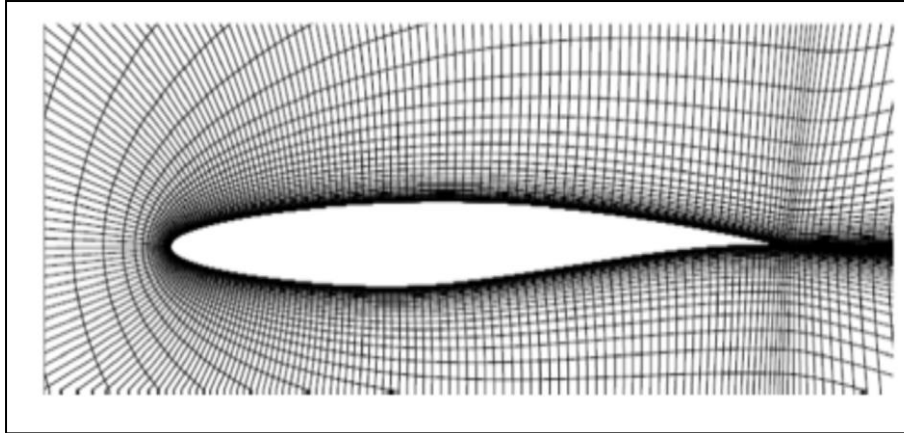
**Fig.III.3 : Maillage structuré et non structuré.**

### III.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.



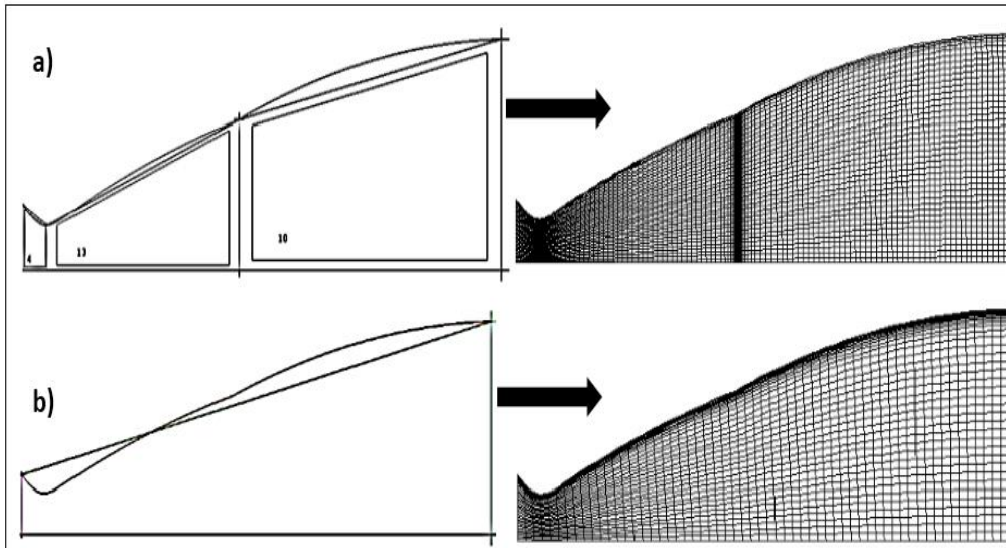
**Fig.III.4 : Maillage structuré autour d'un profil**

### III.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 hexaèdres 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, ce dernier possède des avantages incontestables, en particulier pour les écoulements visqueux. Pour résoudre le flux dans la couche limite, il est relativement facile de générer un maillage quadrangles avec des éléments allongés dans la direction parallèle à la paroi. Il est également facile de placer les bords perpendiculaires à la paroi. Ceci permet de minimiser l'erreur lors de l'évaluation du gradient de vitesse proche de la paroi. Enfin, une fois le bloc a été créé, il devient relativement facile de changer la densité du maillage en distribuant les points de grille en fonction des besoins du solveur.



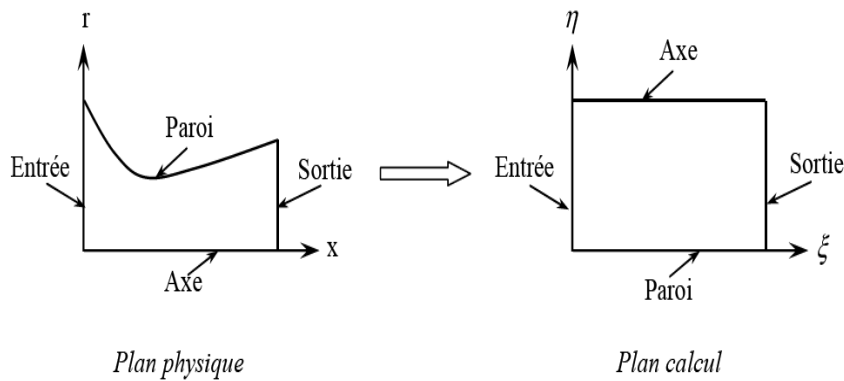
**Fig.III.5 : Maillage structuré dans une tuyère double galbe, a) multi-blocs, b) monobloc.**

➤ **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, etc.). 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 se 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.III.6 : Transfert du domaine physique au domaine de calcul.**

### III.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, différentes techniques peuvent être utilisées pour générer ces types de mailles.

#### III.3.1 Techniques de génération de maillage non structuré :

Les techniques les plus couramment utilisées sont :

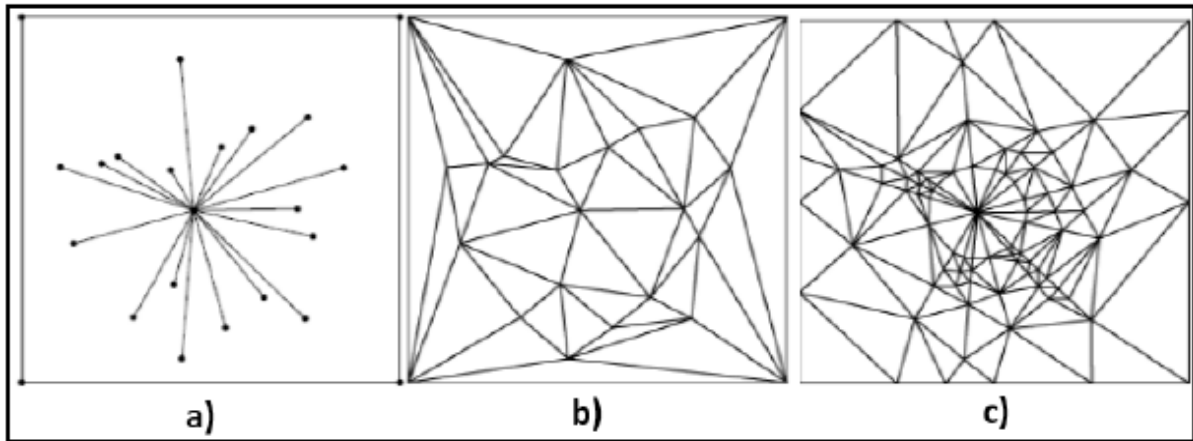
- Delaunay ;
- Avance de front ;
- Les méthodes d'Octree.

Elles sont brièvement résumées ci-dessous afin de donner une idée des différents défis du 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

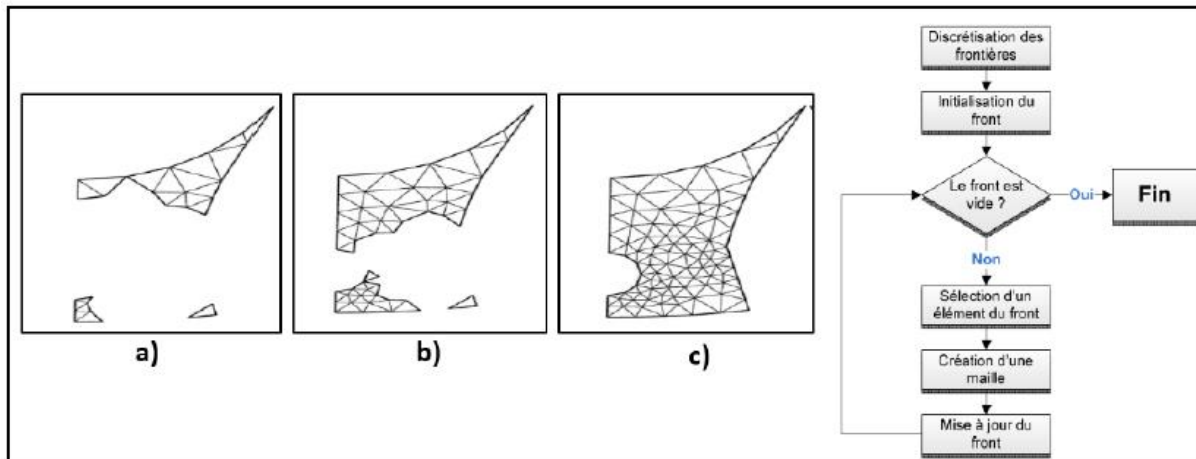
qui peut toujours être obtenu. Toutefois, c'est difficile de préserver la définition des limites correctes, et cette méthode ne résout pas le problème de façon à générer le nuage initial de points à partir lequel le maillage est construit. La figure ci-dessous montre les étapes de maillage par la méthode de Delaunay.



**Fig.III.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 III.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.

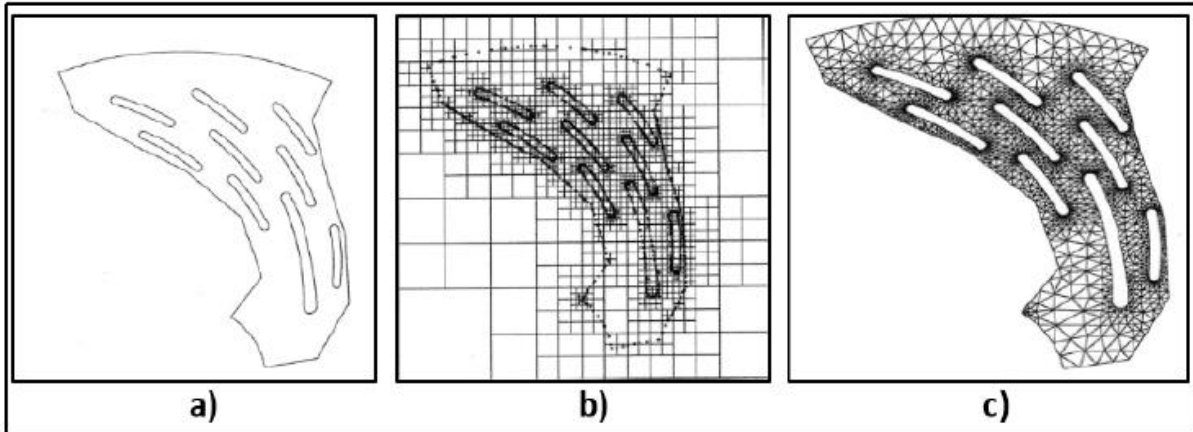


**Fig.III.8 : Progression du maillage avec la méthode frontale.**

➤ **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 III.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 génération peut facilement être automatisée 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 peuvent 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.



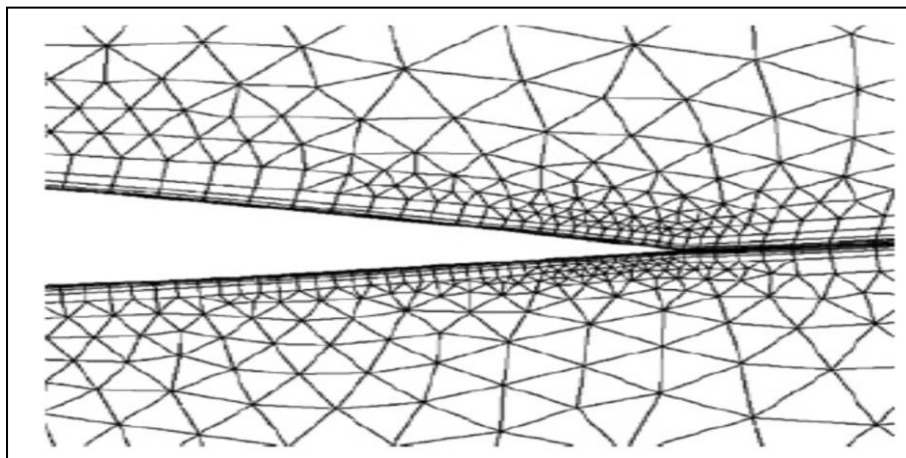
**Fig.III.9 : Progression du maillage sur une grille (méthode d'Octree) .**

### III.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.III.10 : Maillage non structuré hybride.**

### III.5 Comparaison entre le maillage structuré et le maillage non structuré :

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

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

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

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

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

On utilise la formulation mnémotechnique « 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...)

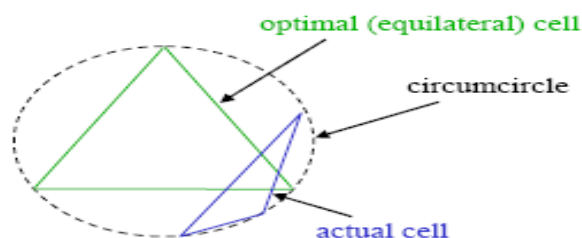
Enfin la qualité de maillage a un sérieux impacte sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

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.III.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) calcule basé sur la déviation angulaire :

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

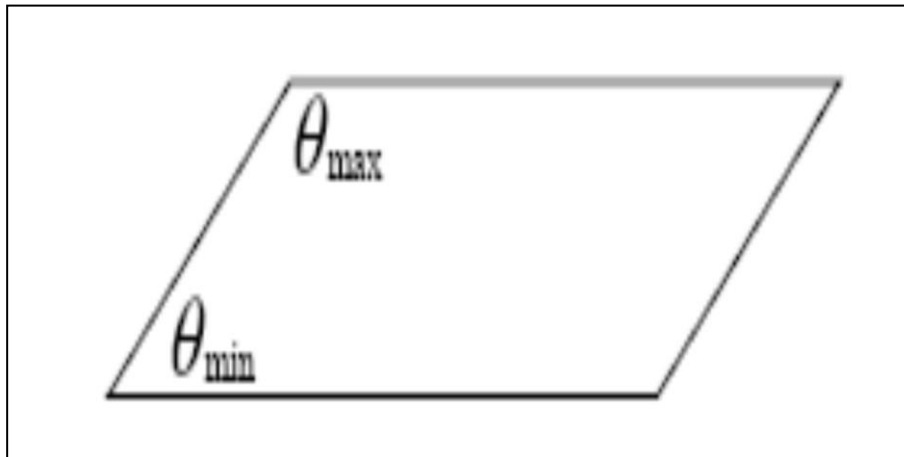


Fig.III.12 : Qualité de maillage basé sur la déviation angulaire.

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].

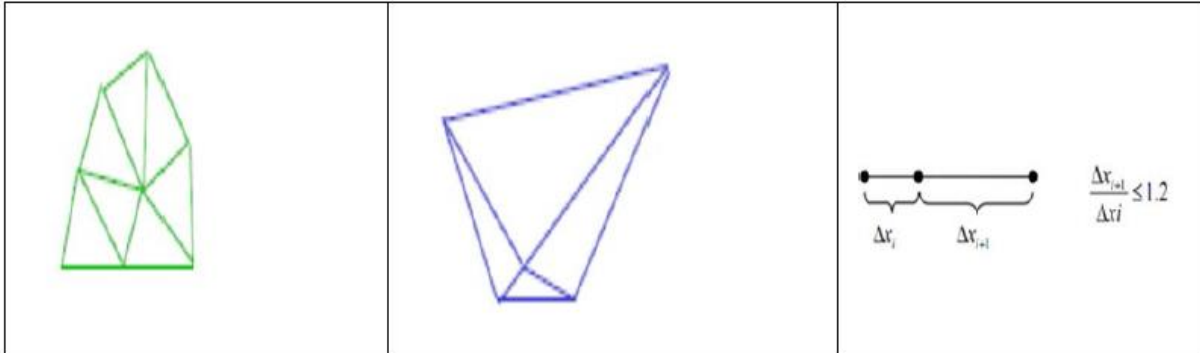
$F_d$	0 - 0.25	0.25 - 0.5	0.50 - 0.80	0.80 - 0.95	0.95 - 0.99	0.99 - 1.00
qualité	excellent	Bonne	acceptable	pauvre	Très pauvre	mauvais

Tab.III.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% .



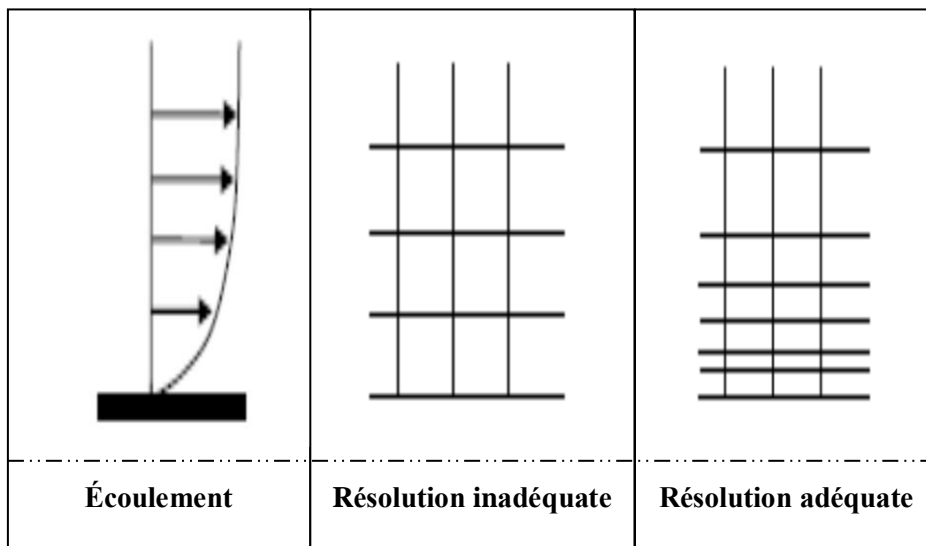
**Fig.III.13 : Changement brusque.**

**Fig.III.14 : Changement de taille optimal.**

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

**III.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

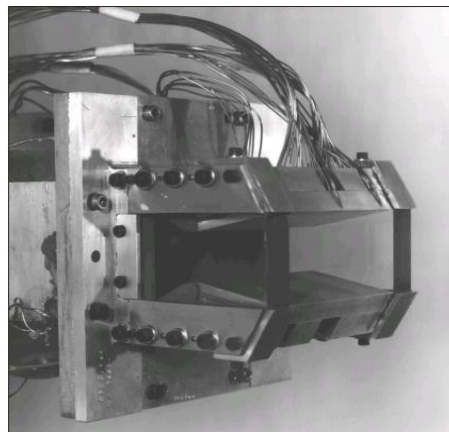
défi majeur, en particulier pour la simulation des écoulements turbulents, car il peut être très difficile et coûteux en temps de générer un maillage qui produira des résultats précis. La modélisation et la simulation interviennent pour :

- 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.

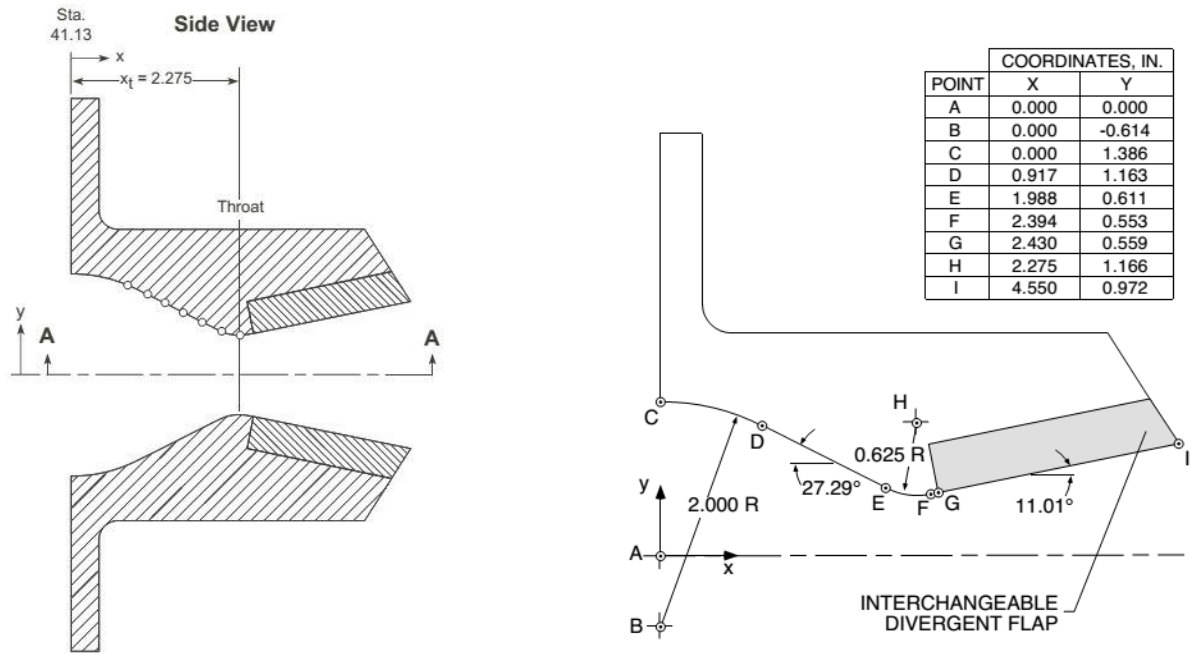
### III.7 Tuyère bidimensionnelle (2D) sans injection secondaire :

#### III.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  $11.01^\circ$ . La longueur de la partie divergente  $L$  est égale à 0.0577 m.



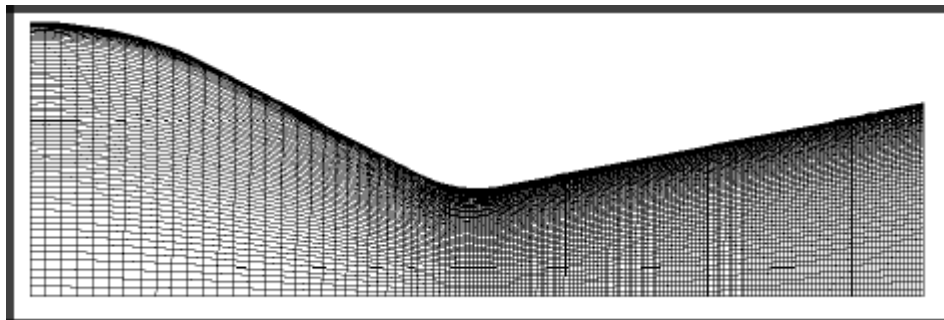
**Fig.III.17 : Non-axisymétrique tuyère convergent-divergent**



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

### III.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.III.19 : Maillage structuré de la tuyère conique.**

### III.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.

#### III.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,

**III.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.

**III.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.

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

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.

**III.8 Prise en compte de la turbulence :**

Le phénomène de turbulence a été analysé dès 1883 par Reynolds, [124], à partir des observations réalisées à l'aide d'un procédé, devenu de nos jours très classique, de visualisation par filets colorés de l'écoulement dans des conduites rectilignes de section circulaire. L'expérience a été répétée depuis et elle montre que suffisamment loin de l'entrée de la conduite et à faible nombre de Reynolds, les lignes de courant sont parfaitement parallèles à l'axe de la conduite. Dans ce cas, l'écoulement est stationnaire et il est dit laminaire. À plus grand nombre de Reynolds, des instabilités apparaissent sous forme d'ondes, l'écoulement devient alors instationnaire tout en restant parfaitement organisé. À de très grand

nombre de Reynolds, l'écoulement devient complètement irrégulier, il est dit turbulent. La turbulence n'est donc pas une propriété du fluide, mais un régime d'écoulement.

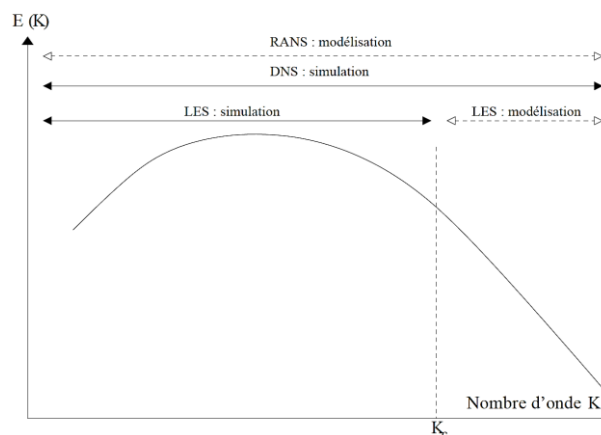
En 1937, Taylor et Von-Karman, [125], proposent la définition suivante : La turbulence est un mouvement irrégulier qui, en général, fait son apparition dans des fluides, liquides ou gazeux, quand ils s'écoulent sur une surface solide ou même quand des courants adjacents du même fluide s'écoulent l'un sur l'autre.

Selon Hinze, [126], un écoulement turbulent est un écoulement irrégulier où la vitesse, la pression, la température, etc ... varient de façon aléatoire dans le temps. Pour caractériser un tel écoulement, Le nombre de Reynolds est défini pour un tube cylindrique  $D$  et de vitesse  $U$  par :

$$Re = \frac{\rho U D}{\mu} \quad (3.24)$$

### III.8.1 Approches de la turbulence

Trois approches sont principalement utilisées actuellement pour décrire les Écoulements turbulents. Leurs atouts et leurs défauts respectifs, loin de les dresser en simples concurrentes, elles sont destinées plutôt à des tâches spécifiques, voire complémentaires. La Figure 3.1 montre une comparaison entre ces approches.



**Fig.III.20 : Comparaison des différentes approches pour la simulation numérique de la turbulence, [127].**

### La méthode RANS

Pionnière historiquement, la méthode RANS (Reynolds Average Navier-Stokes équations) permet de décrire les grandeurs moyennes de l'écoulement, mais requiert une

modélisation de toutes les échelles turbulentes. Dans ce cadre, une large gamme de modèles, simples où beaucoup plus sophistiqués, a été développée et permet de traiter, avec certaines lacunes toutefois, la plupart des problèmes industriels complexes.

### **La simulation numérique directe**

A l'inverse, la simulation numérique directe (DNS : direct numerical simulation) se propose, en résolvant les équations de conservation instantanées (3.1) à (3.3), de calculer toutes les échelles turbulentes présentes, sans modélisation d'aucune sorte. Ceci impose ainsi des contraintes sévères tant sur le domaine d'intégration et sa discrétisation, que sur le solveur numérique utilisé. Cette méthode s'avère extrêmement coûteuse en temps de calcul.

Le maillage en premier lieu, doit en effet répondre à deux exigences opposées en matière d'échelles. Se composer d'abord de cellules suffisamment petites (de l'ordre de longueur de Kolmogorov) pour décrire les phénomènes turbulents associés aux plus grandes fréquences, [125].

Être de taille suffisante, pour contenir les plus grandes structures du spectre. Le coût de calcul lié au nombre  $N$  de nœuds utilisés augmente donc ici dramatiquement avec l'étendue du spectre turbulent et par conséquent avec le nombre de Reynolds  $Re$  de l'écoulement. Dans une boîte cubique par exemple, la dépendance de  $N$  est proportionnelle à  $Re^{9/4}$ , [128].

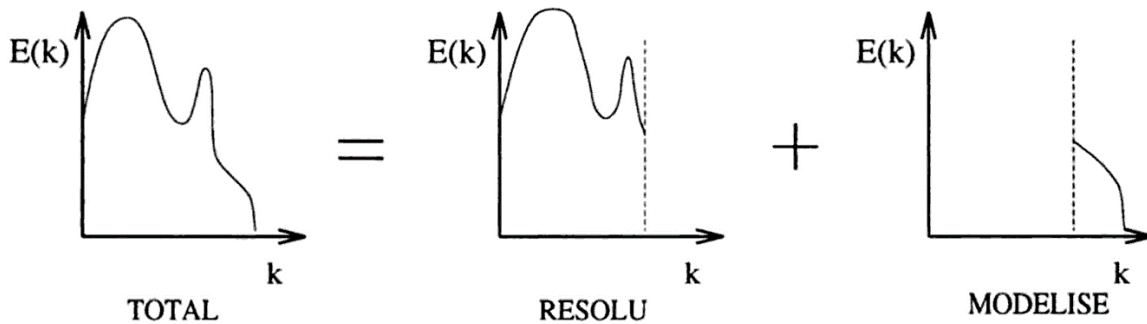
Cet aspect se trouve en second lieu aggravé par la nécessité d'employer des schémas numériques d'ordres élevés, suffisamment précis pour ne pas dégrader la qualité des résultats par diffusion numérique. Par conséquent, compte tenu des moyens de calcul actuels, cette approche se voit encore limitée à des domaines de taille réduite et des faibles nombres de Reynolds. Elle se révèle néanmoins, très précieuse pour des cas académiques, notamment pour étudier des phénomènes fondamentaux et évoluer le comportement de grandeur très difficilement accessible par la mesure. Elle joue donc un rôle de plus en plus important dans le calibrage de modèles.

### **La simulation des grandes échelles**

Développer plus récemment, la simulation des grandes échelles, ou LES (Large Eddy Simulation) offre un compromis entre les deux approches précédentes. En effet, elle simule exactement les plus grandes structures de l'écoulement et modélise celle de nombre d'ondes inférieur à un nombre d'ondes de coupure caractéristique  $Kc$ , classiquement situé dans la zone inertielle, Figure 3.2. Elle permet d'offrir une véritable approche instationnaire, mais pour un



coût très largement supérieur à celui de la RANS. Elle exige, en effet, un traitement tridimensionnel et des schémas d'ordre élevés. De plus, quoique les grandes structures soient ici résolues de manières déterministes, elle requiert aussi des hypothèses pour la modélisation des petites échelles par l'intermédiaire d'un modèle de sous maille.



**Fig.III.21 : Décomposition du spectre d'énergie de la solution associé à la simulation des grandes échelles, [129].**

### Couplage des approches RANS-LES : l'approche DES

L'approche DES (Detached Eddy Simulation) est basée sur une formulation modifiée du modèle de Spalart-Allmaras. Cette approche peut être considérée comme une solution alternative aux deux approches RANS-LES, dans la modélisation des écoulements turbulents à grands nombres de Reynolds, [130]. Elle est souhaitée pour les applications aérodynamiques incluant des ondes de choc et des décollements, éventuellement libres. L'approche RANS reste par conséquent, la plus souhaitable qualitativement, au moins la plus indiquée, en termes de temps de calcul, pour analyser les caractéristiques principales de ces écoulements.

### III.9 Les modèles de turbulence

On distingue, généralement, deux grandes classes de modèles :

- Les modèles du premier ordre ;
- Les modèles du second ordre ou RSM.

Le modèle de turbulence universel n'existe pas à l'heure actuelle, de nombreux modèles ont été proposés et un problème du choix se pose. Les méthodes de fermeture opèrent sur les équations statistiques aux divers moments de fluctuations de vitesses. Ainsi, nous distinguons divers types de modèles.

### Modèles de fermeture au premier ordre

En moyenne, les approches au premier ordre se fondent sur l'introduction d'une loi constitutive linéaire reliant les contraintes turbulentes aux grandeurs physiques moyennes, afin d'estimer les corrélations doubles des fluctuations de vitesse apparaissant dans les équations de Navier-Stokes. La relation linéaire proposée par Boussinesq, [134], par analogie avec la loi de Newton pour les contraintes d'agitation moléculaire, est donnée par :

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} = \mu_t \left( \frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{U}_j}{\partial x_i} \right) \quad (0.1)$$

Il existe plusieurs sous-catégories de modèles de fermeture au premier ordre en fonction du nombre des équations de transport résolues pour calculer le coefficient de viscosité turbulente.

#### Modèle algébrique (modèle à zéro équation)

Les modèles à zéro équation sont les modèles dont les corrélations de turbulence sont reliées aux quantités du champ moyen d'écoulement par des relations algébriques. Les hypothèses sous-jacentes dans les modèles à zéro équation sont :

- Le taux de production locale de la turbulence et le taux de dissipation de la turbulence sont approximativement égaux. Ils n'incluent pas la convection de la turbulence.
- Évidemment ceci est en contradiction avec la physique de la plupart des champs d'écoulement. Néanmoins, ces modèles sont mathématiquement simples et leur intégration dans les codes de calculs peut être accomplie avec une certaine facilité, [117].

#### Modèle à une équation de transport

Contrairement aux modèles à zéro équation qui utilisent des relations algébriques pour la viscosité turbulente, les modèles à une équation utilisent une équation différentielle partielle pour l'échelle de vitesse alors que l'échelle de longueur est spécifiée algébriquement. L'échelle de vitesse est typiquement écrite en termes de l'énergie cinétique turbulente :

$$k = \frac{1}{2} (\overline{u^2} + \overline{v^2} + \overline{w^2}) \quad (0.2)$$

La viscosité turbulente est représentée dans le modèle original de Prandtl par l'équation suivante, où "l" est l'échelle de longueur de turbulence :

$$\mu_t = \rho l k^{1/2} \quad (0.3)$$

Le modèle de fermeture à une équation le plus utilisé est le modèle de Spalart-Allmaras, il est composé d'une unique équation de transport portant sur la viscosité turbulente. Cette équation a été construite, de façon empirique par P.R. Spalart et S.R. Allmaras en 1992, [135]. C'est un modèle robuste dont la convergence vers l'état stationnaire est rapide et qui ne demande qu'un degré de raffinement de maillage près des parois. Enfin, l'imposition des conditions aux limites ne pose pas de difficulté particulière.

### Modèles à deux équations de transport

Les modèles de fermeture à deux équations de transport conduisent à la simulation de deux variables physiques "turbulentes" complémentaires permettant ainsi une évaluation de deux échelles caractéristiques de la turbulence à modéliser. D'une manière générale, la première variable turbulente considérée est l'énergie cinétique turbulente  $k$ . Cela se justifie par le fait qu'une contraction de l'équation de transport des contraintes turbulentes conduit à une équation de transport pour  $k$ . Concernant la seconde variable turbulente, le choix de la pseudo-dissipation conduit aux modèles  $k-\varepsilon$  alors que le choix de l'échelle caractéristique de fréquences (temporelles) conduit aux modèles  $k-\omega$ . D'autres approches sont rapportées dans la littérature, notamment les modèles  $k-\omega_2$ ,  $k-l$  où " $l$ " est l'échelle de longueur de la turbulence à modéliser, [127].

### Modèle à deux équations $k-\varepsilon$ standard

Il est possible de développer des équations de transport similaire pour toutes les autres quantités turbulentes, en utilisant le taux de dissipation  $\varepsilon$  et la viscosité  $\nu$ , [136]. L'équation exacte de  $\varepsilon$  contient plusieurs inconnus et termes non-mesurables. Le modèle  $k-\varepsilon$  standard se forme par deux équations ; une pour  $k$  et une autre pour  $\varepsilon$ .

On utilise  $k$  et  $\varepsilon$  pour définir l'échelle de vitesse et l'échelle de la longueur " $l$ ", ainsi on écrit :

$$u = k^{1/2} \quad \text{et} \quad l = \frac{k^{3/2}}{\varepsilon} \quad (0.4)$$

La viscosité turbulente est définie par :

$$\mu_t = C_\mu u l = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (0.5)$$

Où :

$C_\mu$  : Constante sans dimension.

Le modèle standard utilise les équations de transport suivantes [136] :

### Le modèle k-ε RNG

Le modèle k-ε RNG dérive à partir des équations de Navier-Stokes instantanées en utilisant la technique mathématique appelée RNG (ReNormalisation Groupe), [137]. La dérivée analytique donne un modèle avec des constantes différentes de celle de k-ε standard et des termes additionnels et des fonctions dans les équations de transport k et ε.

Les constantes deviennent :

$$C_{\mu}=0.084, \quad \sigma_k=0.72, \quad \sigma_{\varepsilon}=0.72, \quad C1\varepsilon=1.42, \quad C2\varepsilon=1.68.$$

L'exactitude du modèle RNG est supérieure que le modèle k-ε standard, spécialement pour les écoulements tourbillonnants et dans le cas d'un écoulement à bas Reynolds, [137].

### Le modèle k-ε Réalisable

Il a été développé récemment. Il diffère du modèle standard par une nouvelle définition de la viscosité turbulente et une nouvelle équation de transport pour le taux de dissipation d'énergie. Il donne donc plus au moins la même exactitude que le modèle RNG et, probablement, plus dans le cas de des écoulements décollés. D'un autre côté, il génère une viscosité turbulente non physique dans les situations où le domaine de calcul contient deux zones, une à écoulement tournant et une autre à écoulement stationnaire, [136].

### Le modèle à deux équations k-ω

Ce modèle à deux équations inclue une équation pour l'énergie cinétique turbulente k, comme développée précédemment et une seconde équation pour le taux de dissipation spécifique (ou la fréquence turbulente) ω, [138]. Le concept du paramètre ω est introduit par Kolmogorov, sous l'appellation de la "dissipation par unité d'énergie cinétique turbulente", [133].

La combinaison de ces processus physiques donne :

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = -\beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \sigma \mu_t \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (0.6)$$

Où :

β et σ : Sont des coefficients à déterminer ;

ω : la dissipation par unité d'énergie cinétique turbulente.

### K- $\omega$ standard

Le modèle k- $\omega$  standard est un modèle empirique basé sur les équations de transport pour l'énergie cinétique turbulente k et le taux de dissipation spécifique  $\omega$ , qui sont obtenus à partir des équations de transport suivantes :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k U_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (0.7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega U_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (0.8)$$

Où :

G<sub>k</sub>: La génération de l'énergie cinétique turbulente due aux gradients de vitesse moyenne ;

G<sub>ω</sub>: La génération de  $\omega$  ;

$\Gamma_k$  et  $\Gamma_\omega$  : La diffusivité effective de k et  $\omega$  respectivement ;

Y<sub>k</sub> et Y<sub>ω</sub> : La dissipation de k et  $\omega$  dû à la turbulence ;

S<sub>k</sub> et S<sub>ω</sub> : Termes de source.

Pour un écoulement avec couche limite, le modèle k- $\omega$  est préférable au modèle k- $\epsilon$  pour son traitement de la région visqueuse proche de la paroi et aussi pour sa prise en compte des effets de gradient de pression adverse, [139].

### K- $\omega$ SST (Shear Stress Model)

Le modèle k- $\omega$  de Menter, [140-141], consiste en une combinaison du modèle k- $\omega$  de Wilcox, [138], et k- $\epsilon$  de Launder-Sharma, [142] en utilisant une fonction d'ajustage (F1) dans l'équation  $\omega$ . Cette fonction contribue à privilégier le modèle de Wilcox, étant donné sa robustesse dans la région interne des couches limites, dans les zones des écoulements soumis à de fort gradient de pression adverse et dans les zones de décollement. D'autre part, la fonction de Menter permet de basculer progressivement vers le modèle k- $\epsilon$  de manière à profiter de sa supériorité dans la zone de sillage, [131].

L'appellation SST vient de la définition de la viscosité turbulente modifiée pour prendre en compte le transport des contraintes de cisaillement turbulentes principales.

Le modèle résultant est donné par :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}K) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_j K) = P_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (0.9)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho}\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{\rho}U_j\omega) = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \bar{\rho}\omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1-F_1) \frac{\bar{\rho}\overline{\sigma_{\omega 2}}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (0.10)$$

Avec la production de la turbulence est donnée par :

$$P_k = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (0.11)$$

Et

$$\tau_{ij} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (0.12)$$

La viscosité turbulente est définie par :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (0.13)$$

### Modèle de fermeture du second ordre

La modélisation au second ordre consiste à introduire de nouvelles équations relatives aux six composantes du tenseur des contraintes turbulentes, dans un premier temps, ces équations sont décrites. Il apparait que ces nouvelles équations constituent encore un système ouvert et que des hypothèses de modélisations supplémentaires sont nécessaires.

### Reynolds stress modèle (RSM)

Les modèles RSM, ou de tensions de Reynolds, permettent de calculer les contraintes de Reynolds grâce à de nouvelles équations de transport. Celles-ci découlent de la combinaison entre d'une part, les équations de quantité de mouvement instantanées et d'autre part, les équations moyennées multipliées par et :

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{u'_i u'_j}) + \frac{\partial}{\partial x_k}(\rho u_k \overline{u'_i u'_j}) = & - \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \rho \overline{u'_i u'_j u'_k} + p' \overline{(\delta_{kj} u'_i + \delta_{ik} u'_j)} \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \mu \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{u'_i u'_j}) \right] - \rho \left( \overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right) + p' \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right) \\ & - 2\mu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k} + S \end{aligned} \quad (0.14)$$

Modèles	Avantages	Inconvénients
<b>Spalart Almaras</b>	Économique (1 équation) bon pour les écoulements moyennement complexe.	N'est pas largement tester
<b>STD k-ε</b>	Robuste, économique et relativement précis.	Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression rotation et swirl).
<b>RNG k-ε</b>	Bon pour les écoulements moyennement complexes (impact et jet, séparation des écoulements).	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
<b>Realisable k-ε</b>	Offre le même avantage que le RNG recommander pour les écoulements dans les turbomachines.	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
<b>SST et standard k-ω</b>	Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le réalisable k-ε.	Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (pas de loi aux murs).
<b>Reynolds stress model (RSM)</b>	Le modèle le plus complet physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenus en compte).	Requiert plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvement et turbulence sont étroitement liées.

**Tab.III.3: Avantages et inconvénients des différents modèles de turbulence.**

### III.10 Conclusion sur le chapitre

Différentes stratégies pour la modélisation des écoulements à grand nombre de Reynolds ont été présentées dans ce chapitre. Différents modèles de turbulence sont présentés, en partant du plus simple comme le modèle à zéro équation, jusqu'aux plus complexes comme des modèles du second ordre (RSM). Suivant la complexité de l'écoulement, le choix du modèle de turbulence est, toujours, un point délicat lors de l'emploi des codes CFD. Néanmoins, les modèles RANS classiques, comme k-ε, k-ω et k-ω SST sont amplement utilisés et apportent des résultats satisfaisants, en pratique, pour les écoulements internes. Trois critères influencent de manière importante le choix d'un modèle de turbulence : la nature physique du problème, la qualité des résultats attendus et la puissance de calcul. D'autre part, nous avons discuté les caractéristiques de maillage qui ont une incidence directe sur la précision et la convergence de la solution. Le maillage doit être lisse, avec une densité variant progressivement, être raisonnablement aligné sur les caractéristiques de l'écoulement, et les éléments déformés doivent être évités autant que possible. Dans le cas des écoulements

turbulents, des besoins particuliers de modèles de turbulence doivent, également, être respectés, notamment le  $y^+$ . Enfin, un maillage qui remplit tous ces critères doit être produit dans un temps raisonnable, avec une intervention limitée de l'utilisateur.



# CHAPITRE IV

## RÉSULTATS ET INTERPRÉTATION

### Chapitre IV :

Dans ce chapitre la méthode de la vectorisation fluide va être appliquée sur deux types de tuyères de géométries différentes ; en l'occurrence une tuyère TIC (truncated ideal contour) et une tuyère TOP (Thrust Optimized Parabolic). Les résultats obtenus avec et sans injection seront ensuite comparés entre eux et à ceux trouvés dans la littérature spécialisée.

#### IV.I Application sur la tuyère TIC :

##### IV.I.1 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.I.2 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. Le modèle de calcul ANSYS15.0 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 15.0 est aussi 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 15.0 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.I.3 Les phases à suivre sur ICEM-CFD pour la simulation de la tuyère TIC:

##### ❖ 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 Geometry → formatted point data (voir figure IV.1).

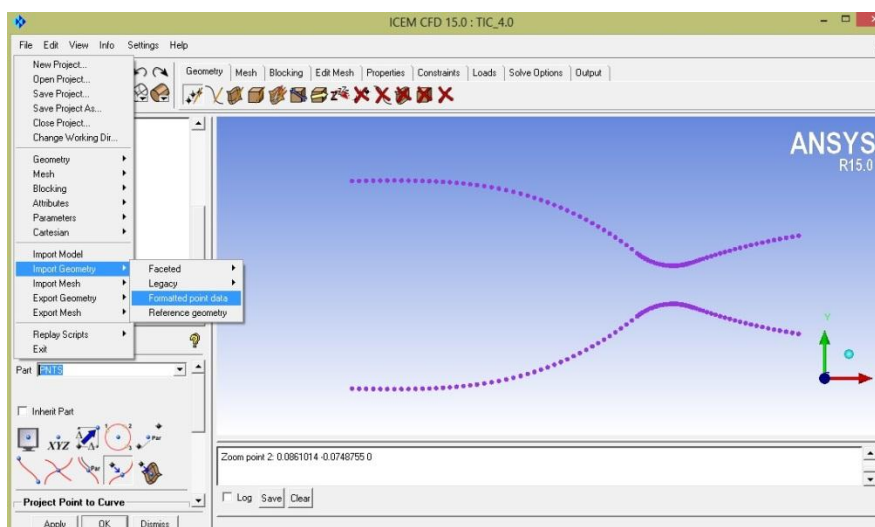
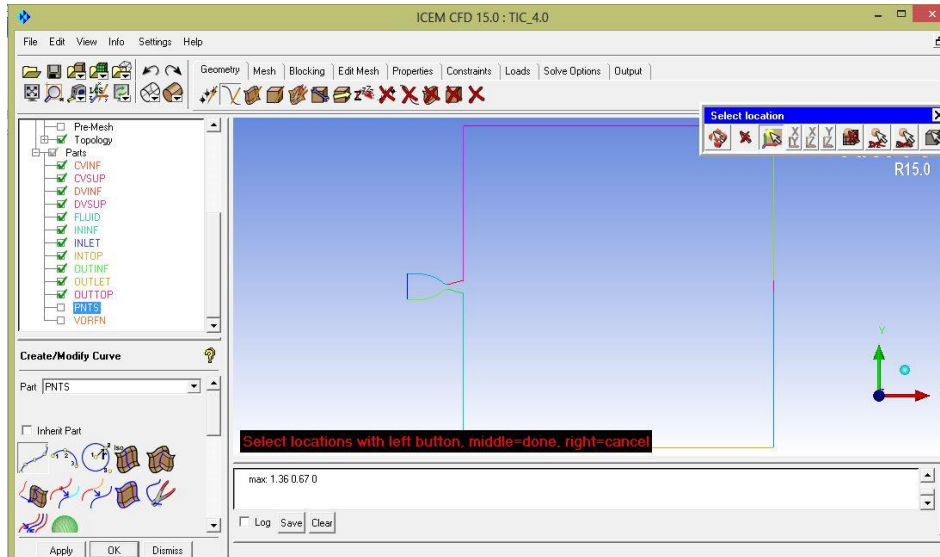


Fig. IV.1 : Création de points de la tuyère CD-2D sous ICM-CFD

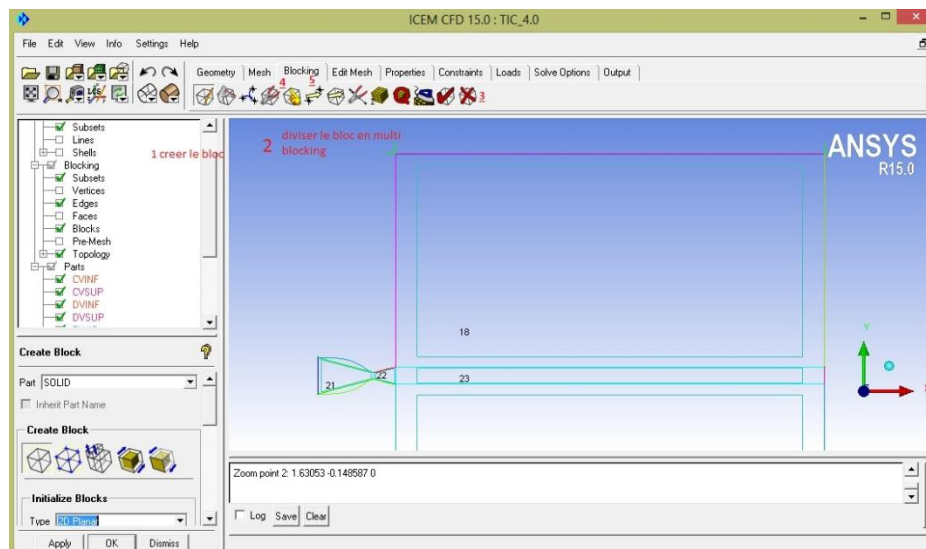
Ensuite on crée notre géométrie par des droites à l'aide des points insérés par la fonction Create modify/curve au niveau du divergent et par des cercles au niveau du convergent et ceci par la fonction Create cercle (voir figure IV.2).



**Fig.IV.2 : Tuyère TIC sous ICM-CFD.**

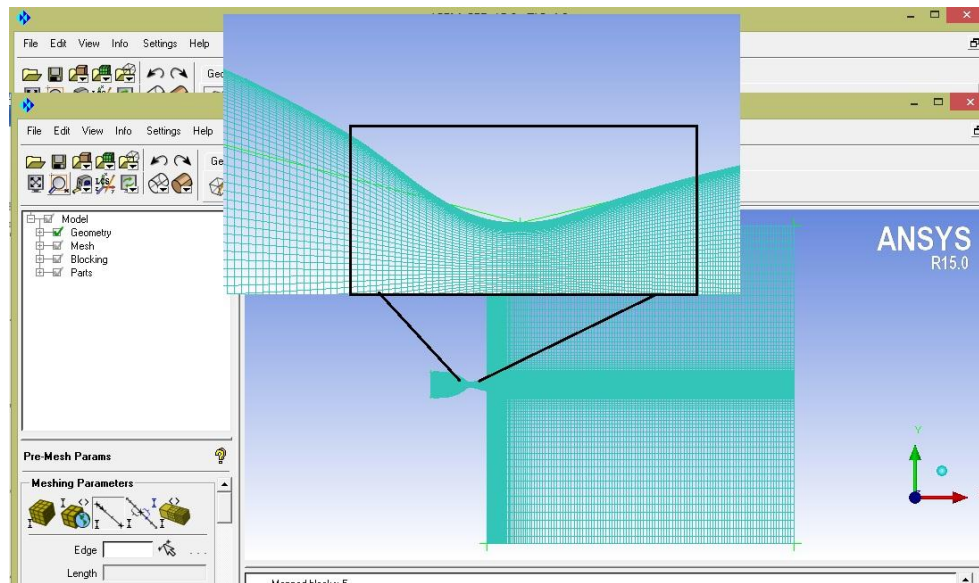
### ❖ Maillage de la géométrie (Maillage structuré multi-blocs) :

Ensuite on crée des multi-blocs à l'aide de la fonction (blocking) ensuite on divise notre unique bloc en multi blocking à l'aide de la fonction (split block) avec la suppression des blocs supérieurs à notre géométrie avec la fonction (delete block), après on vas associer chaque bloc a notre tuyère avec le bouton (associate) , pour associer chaque coin du bloc a l'emplacement exacte de la tuyère avec le (move vertex) (voir figure IV.3).



**Fig. IV.3 : Création du bloc de la tuyère conique TIC sur ICM-CFD.**

Le maillage utilisé est un maillage multi-blocs composé d'environ 48740 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.4).

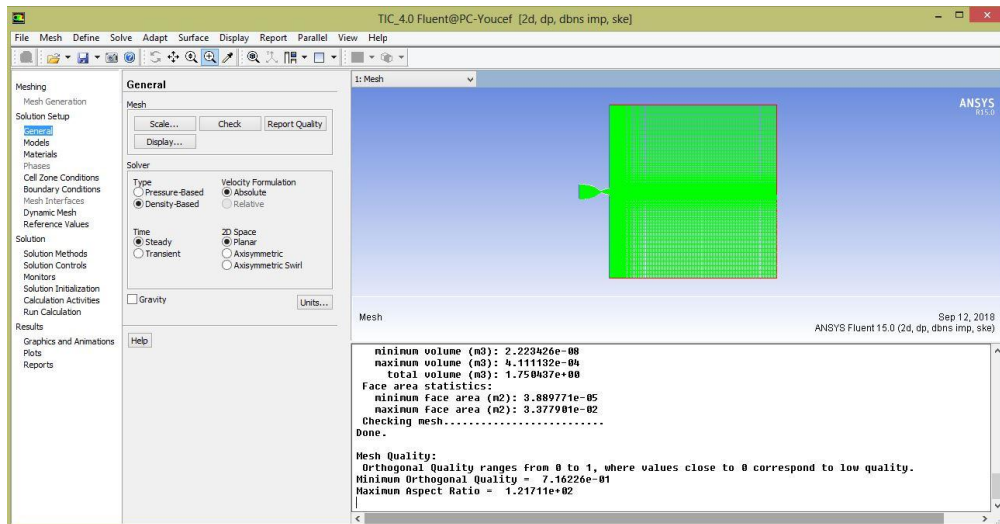


**Fig. IV.4: Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TIC en ICM-CFD.**

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".

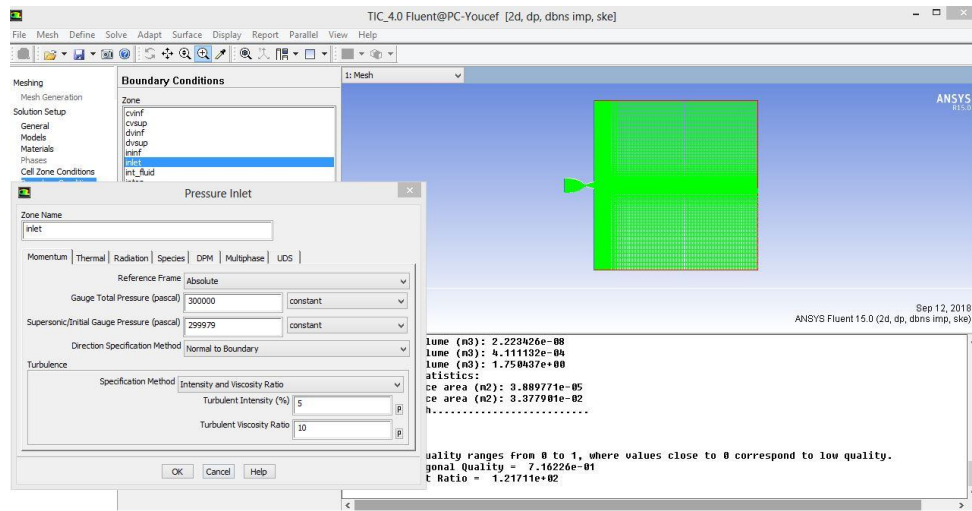
### ❖ **Résolution par Fluent :**

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.5).



**Fig. IV.5 : Maillage structure quadrilatère de la tuyère TIC sur Fluent.**

Après avoir vérifié la qualité de notre maillage, choisis le modèle de calcul et le type de matériaux utiliser ; Il est temps de faire les conditions au limite à l'aide de la fonction Boundry Conditions (voir figure IV.6).



**Fig. IV.6 : Condition aux limites de la tuyère TIC 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.7).



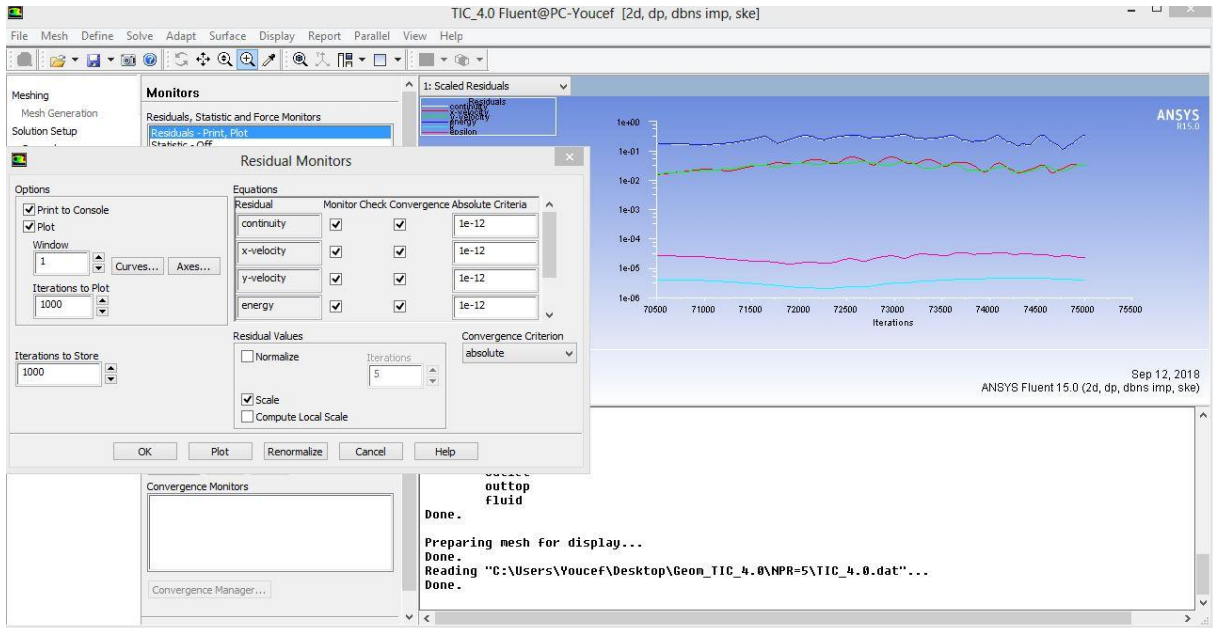


Fig. IV.7 : Le graphe des résiduelles de notre simulation.

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.8).

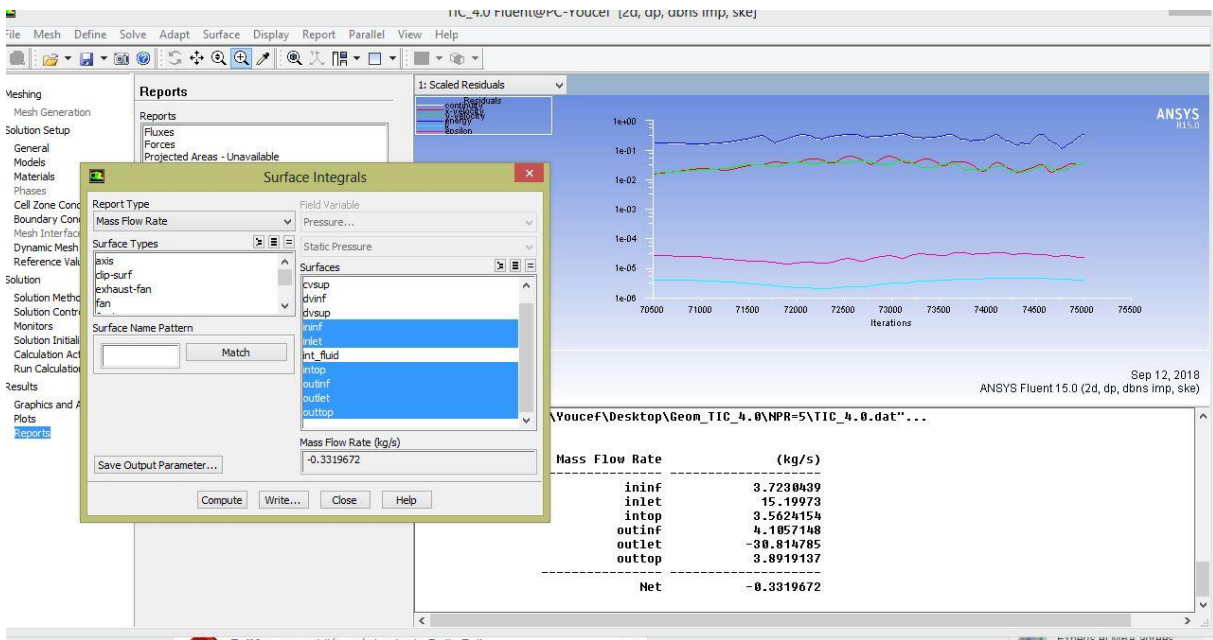
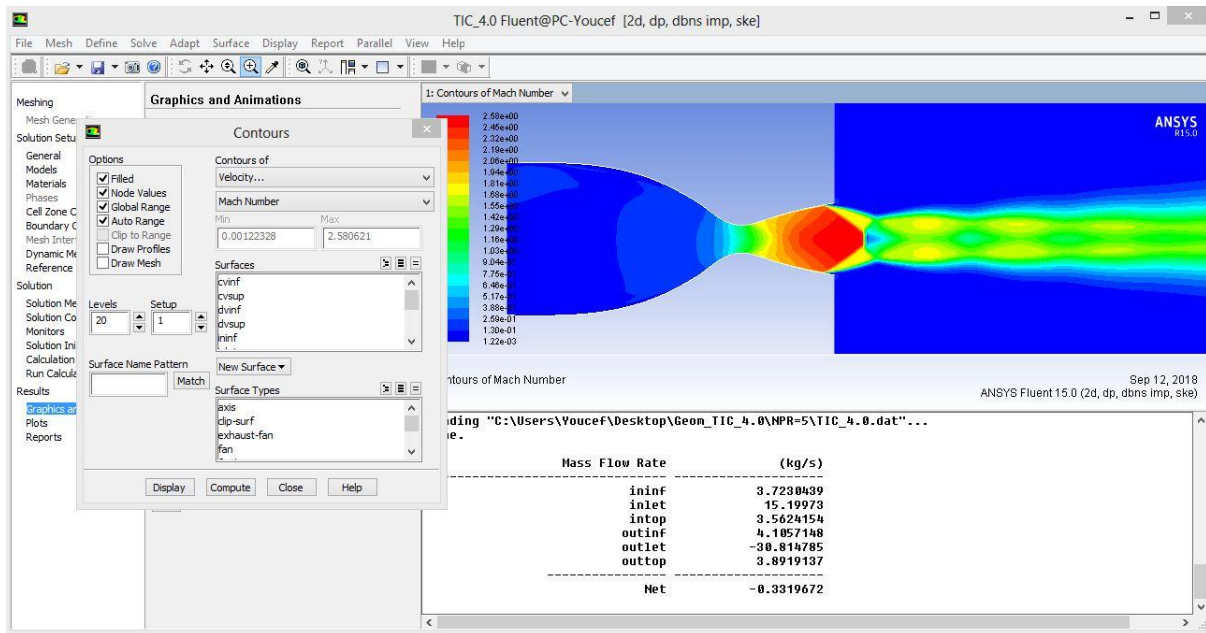


Fig. IV.8 : Critère de convergence de la tuyère TIC.

Enfin après que nos résultats sont convergés, 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.9).



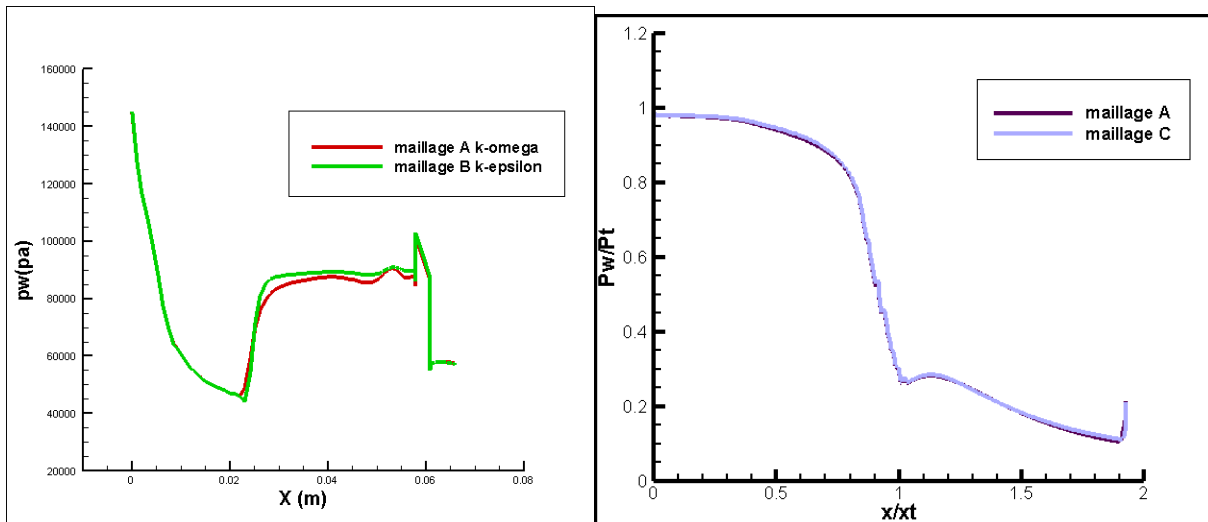
**Fig. IV.9: Visualisation des variables de l'écoulement sous forme d'un champ (contours) de la tuyère TIC.**

## IV.I Résultats sans injection

### IV.1.1 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 48740 cellules et le **maillage B** composé de 44750 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=7.5 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.





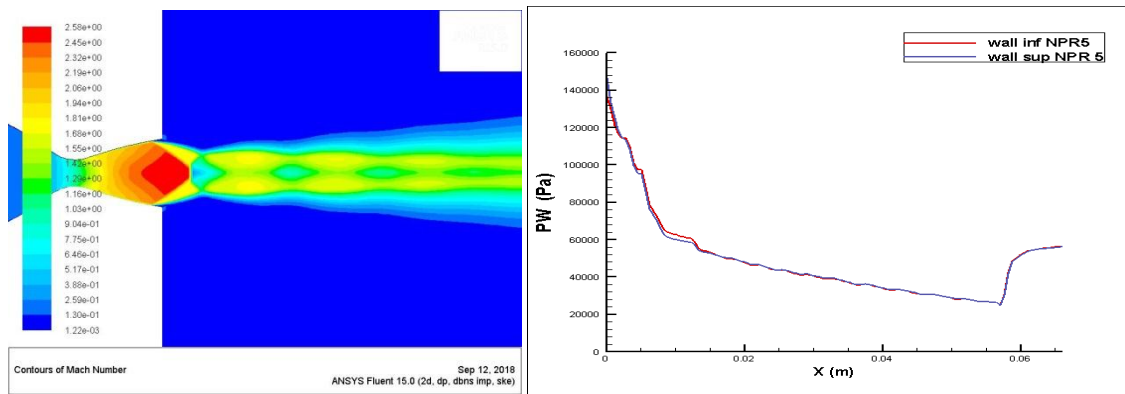
**Fig. IV.10 : Répartition de la pression la tuyère pour un maillage type A et B et l'influence de model de turbulence à NPR=5**

#### **IV.I.2 Tuyère Conique TIC (2D) sans injection secondaire :**

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.

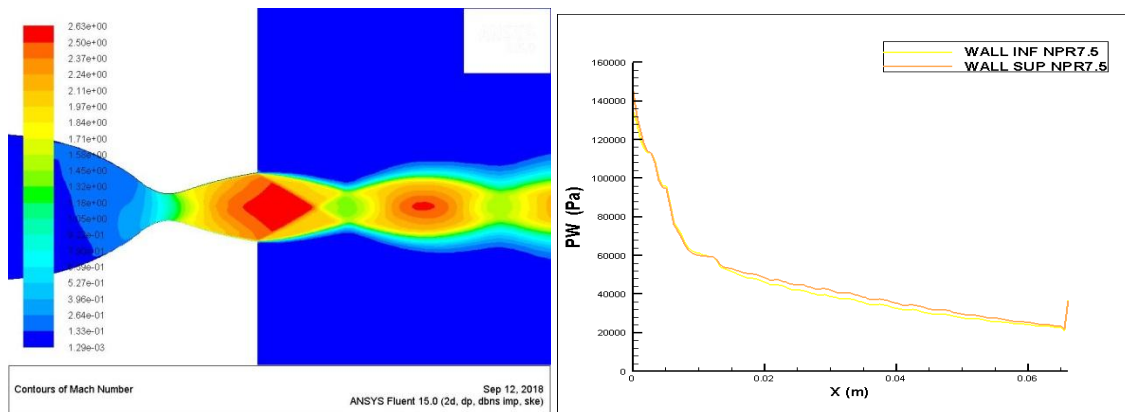
##### **➤ Effets du taux de pressions NPR :**

Les Figures ci-dessous représentent les contours des iso-Mach ainsi que la répartition de la pression le long des parois de la tuyère TIC, en fonction du rapport des pressions NPR, variant de 5 à 30



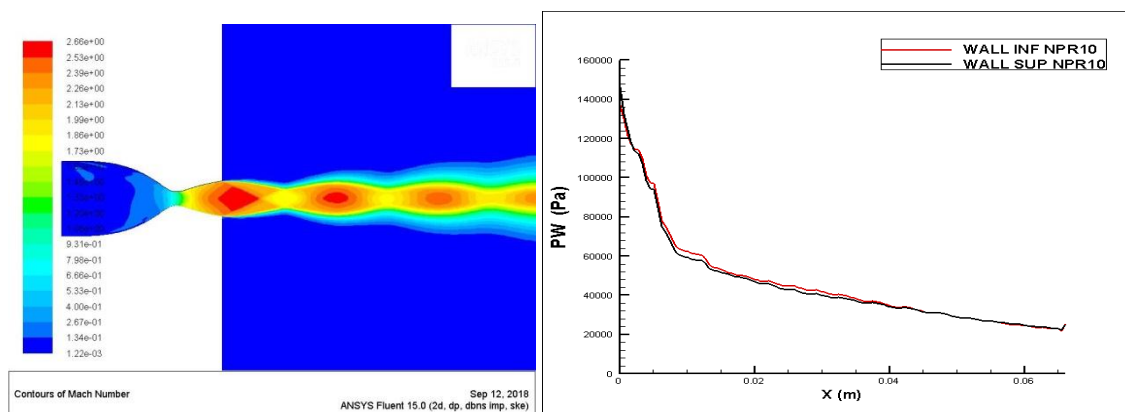
**Fig.IV.11 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=5**

Un décollement la couche limite a une position  $x/x_t = 0.57$  Une surpression apparaît alors en aval du point de l'impact. Cela peut notablement affecter l'efficacité de la vectorisation.



**Fig.IV.12 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=7.5**

On remarque que le choc est aux portes de la tuyère. Avec un nombre de mach égale à 2.63



**Fig.IV.13 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=10**

Le choc se déplace en aval pour un NPR=10 le nombre de mach a la sorte de la tuyère est de 2.66

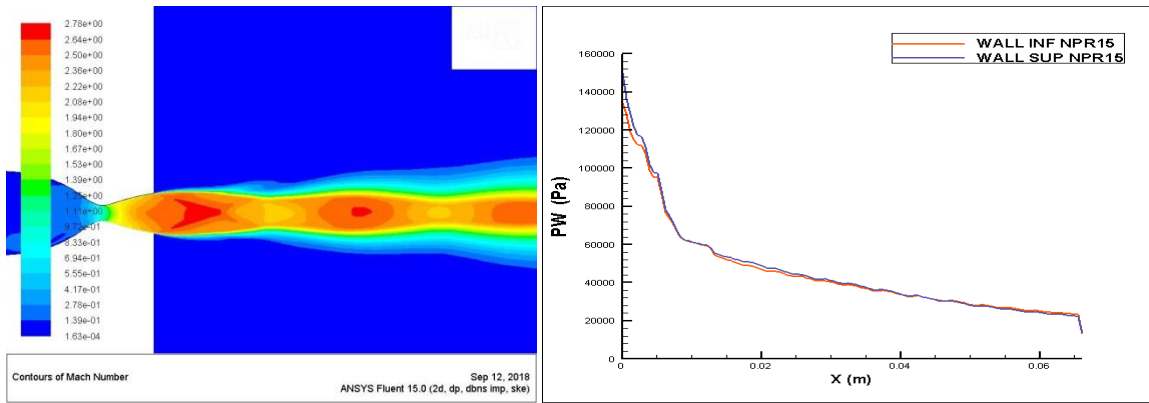


Fig.IV.14 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=15

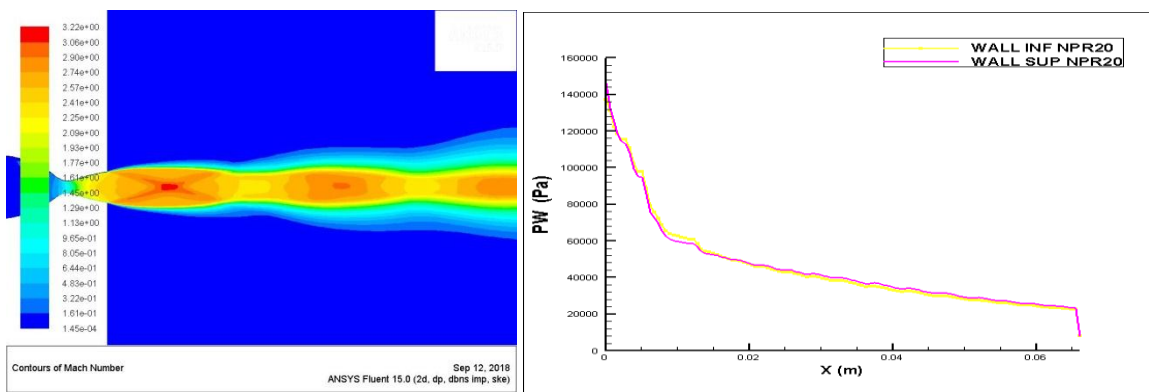


Fig.IV.15 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=20

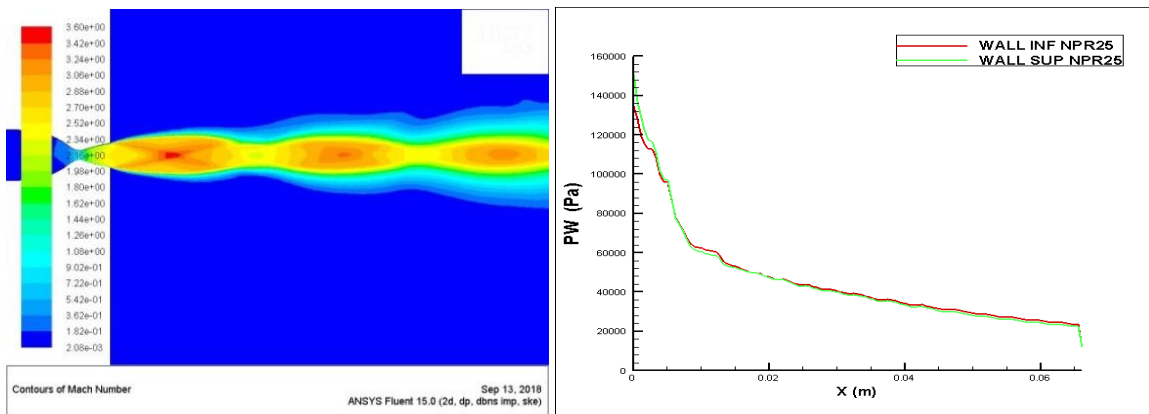
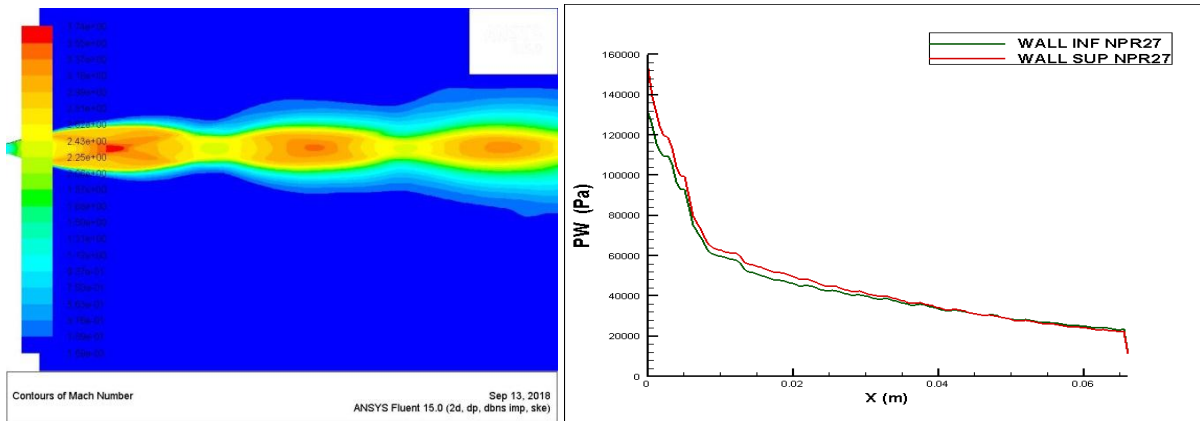
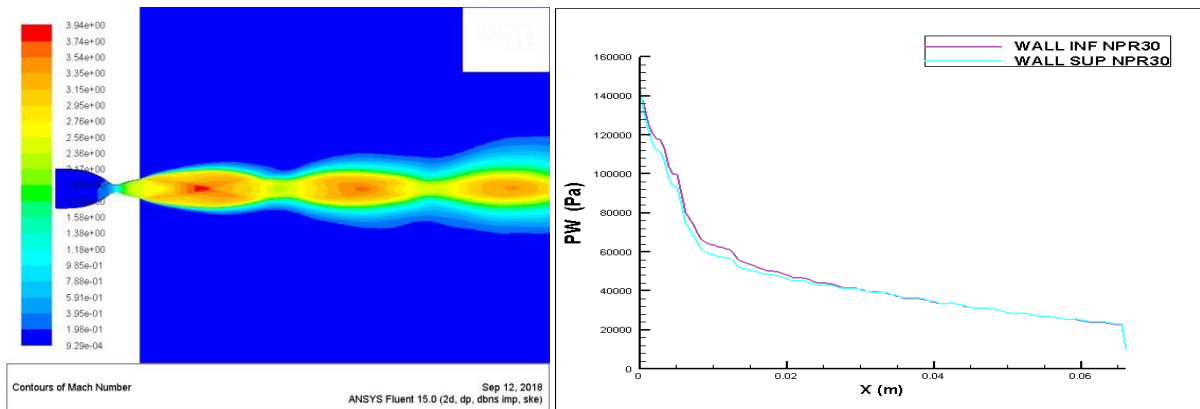


Fig.IV.16 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=25

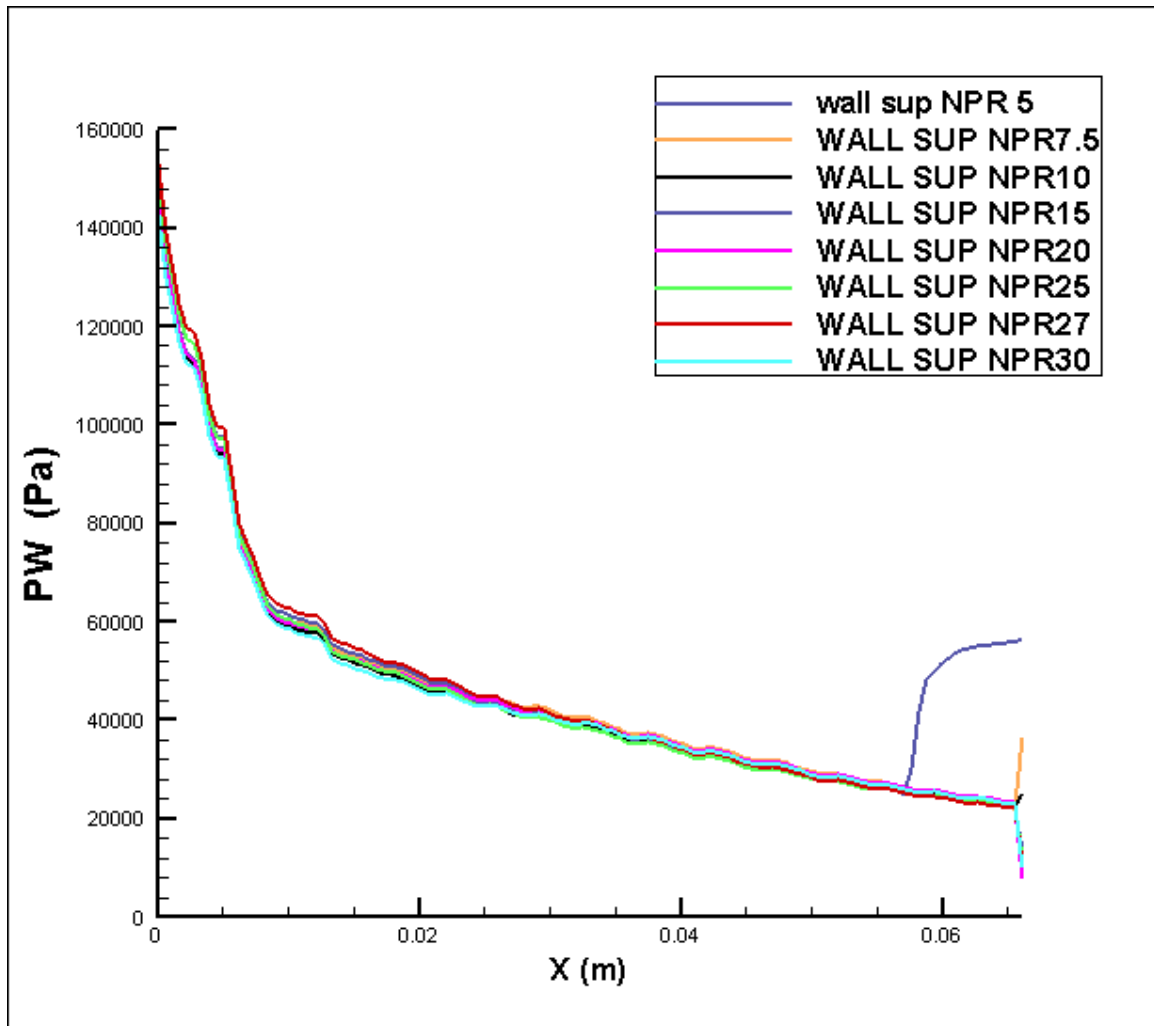


**Fig.IV.17 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=27**



**Fig.IV.18 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=30**

Pour des nombres de NPR variant entre 15 et 30. 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 par le caractère de la tuyère conique droite.



**Fig.IV.19 : répartition de la pression sur le divergent TIC pour différents NPR**

En effet, pour un taux de pressions allant de 5 et inférieur à 15, la pression ambiante 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  $NPR=15$ , où l'écoulement devient adapté ( $Pe=Pa$ ). Au-dessus de cette valeur, le régime d'écoulement est sous-détendu, et la pression de sortie est supérieure à celle de l'ambiance.

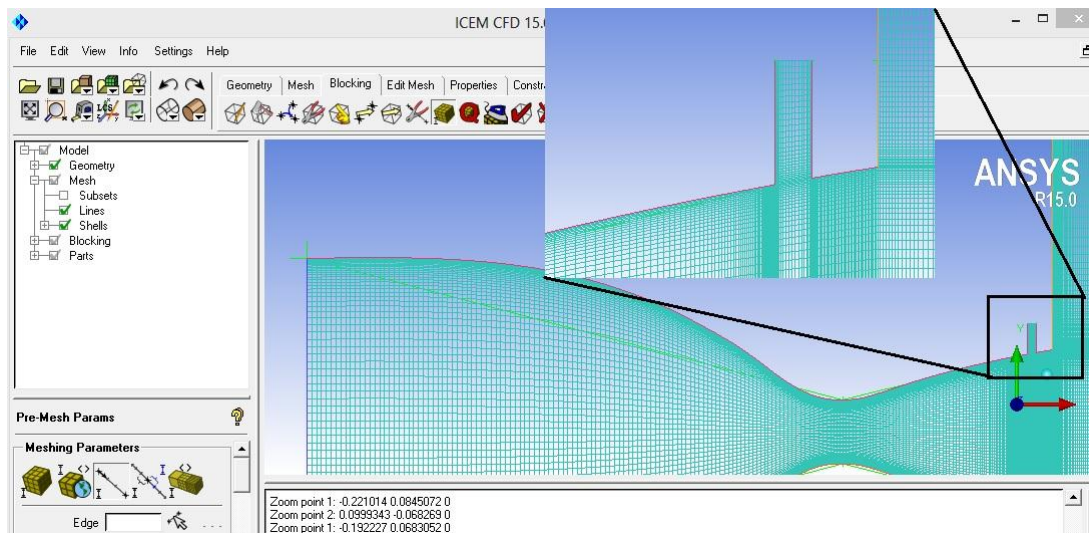
La répartition de la pression sur les parois supérieures et inférieures de la tuyère TIC est presque identique

### **IV.I.3 Tuyère TIC (2D) avec injection secondaire :**

Les avantages attendus de la méthode de vectorisation fluïdique (gain de masse) robuste/simplicité, réponse dynamique rapide) en font un candidat idéal pour les petits

lanceurs expérimentaux tel par exemple celui envisagé dans le cadre du programme PERSEUS du CNES.

La tuyère simulée est une tuyère convergente divergente 2D avec un rapport de section de 2.43, un nombre de Mach en sortie de 3.5. La longueur de la partie divergente est  $L=0.086m$ . L'injection aura lieu à  $X_j/L_n=0.882$  c'est à dire à  $x=0.077$  avec une largeur de 2.9mm. Les calculs numériques sont réalisés pour un écoulement turbulent et stationnaire. Les entrées de la tuyère et de la chambre d'injection sont fixées à une pression ambiante de 3bar et d'une température de  $300\text{ k}^\circ$  pour l'entrée injection et  $243\text{ k}^\circ$  pour l'entrée de la tuyère ils sont aussi à des conditions d'entrée subsoniques avec un nombre de Mach  $M=0.1$  tandis que les conditions de sorties externes des zones sont variées de 0.6bar a 0.08bar avec une température de  $300\text{ k}^\circ$ .



**Fig.IV.20: Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TIC 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 mais avec une introduction des conditions d'entrée subsoniques avec un nombre de Mach  $M=0.1$  pour l'entrée injection.

IV.I.3.a Résultats Tuyère TIC conique avec injection.

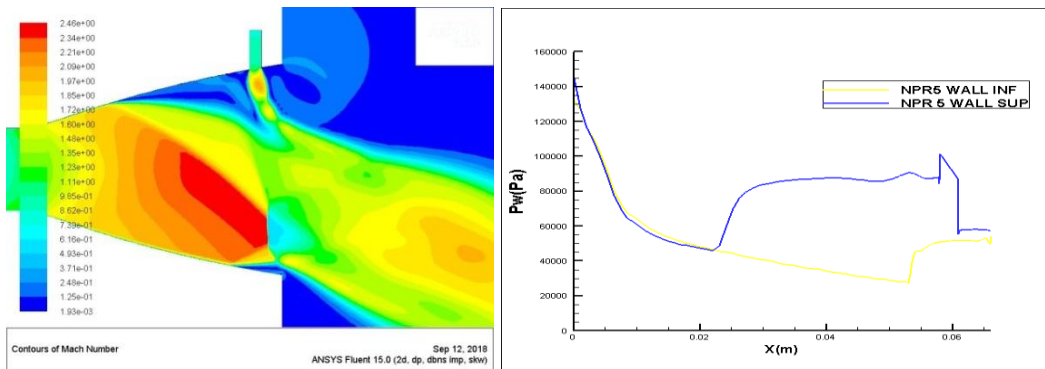


Fig.IV.21 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=5 et SPR=1.0

Le choc de décollement provoqué par l'injection latérale peut, dans certains cas, impacter la paroi opposée. Sa réflexion peut faire décoller à son tour la couche limite. Une surpression apparaît alors en aval du point de l'impact. Cela peut notablement affecter l'efficacité de la vectorisation..

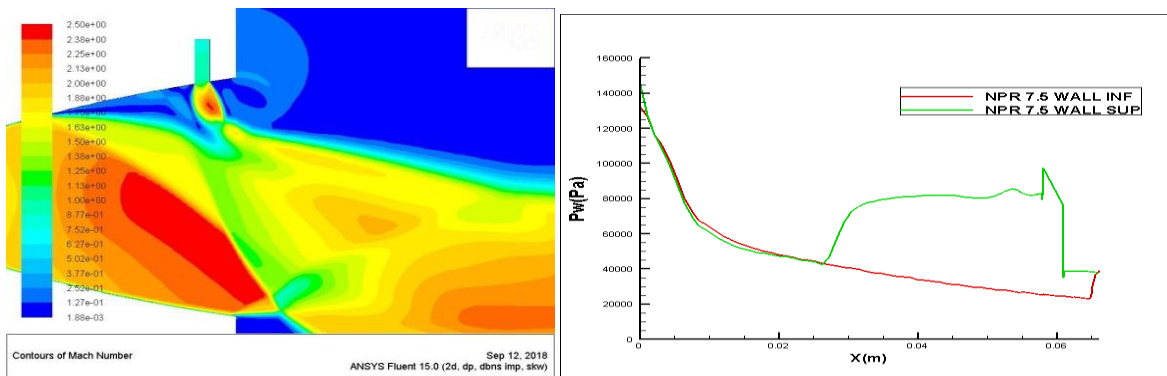


Fig.IV.22 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=7.5 et SPR=1.0

On remarque la présence d'un choc oblique en amont de la fente d'injection sur la paroi haute. Un autre choc sur la paroi opposée proche de la lèvre de la tuyère est dû au phénomène de décollement provoqué par la sur-détente, et situé à  $x/x_t = 0.27$  (la position du décollement correspond à un frottement pariétal nul  $\tau_w = 0$ ).

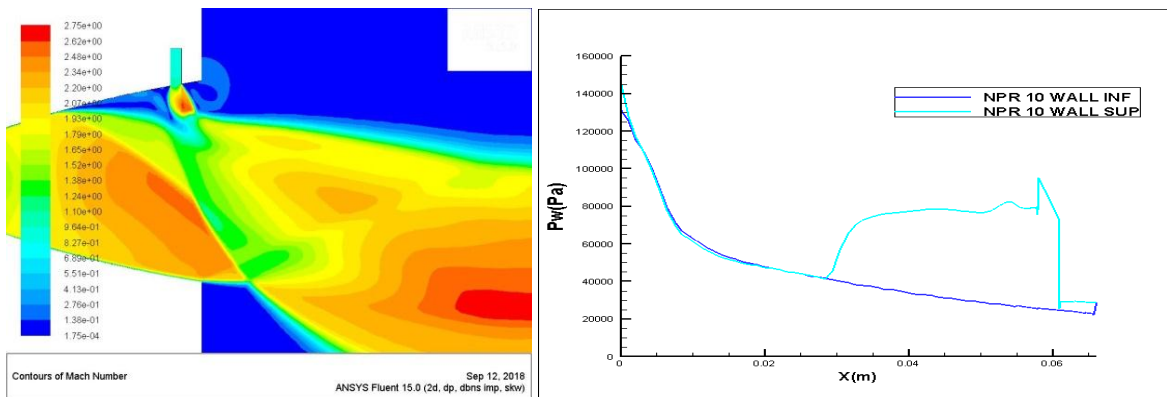
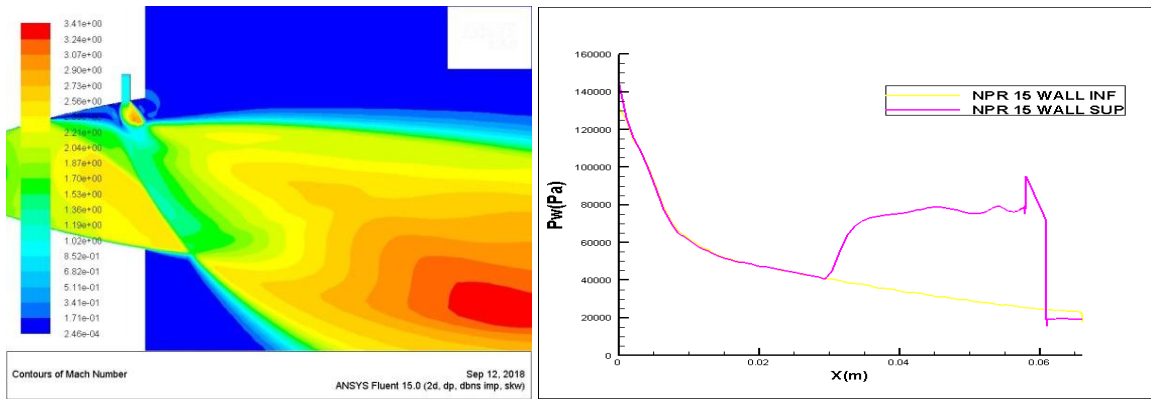
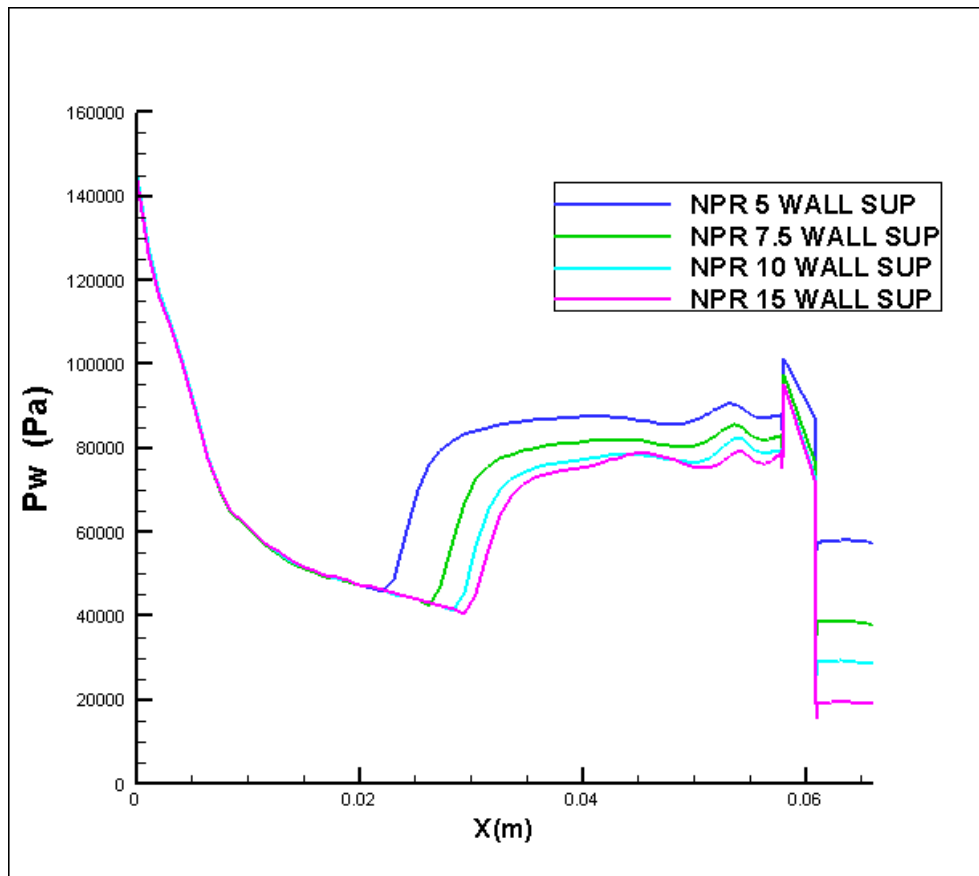


Fig.IV.23 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=10 et SPR=1.0



**Fig.IV.24 : iso-Mach et répartition de la pression TIC NPR=15 et SPR=1.0**

On observe une nette déviation de l'écoulement dans la direction du jet injecté.



**Fig.IV.25 : répartition de la pression sur le divergent TIC pour différents NPR et SPR=1**



**IV.1.3.b comparaison des résultats avec et sans injection pour la tuyère TIC :**

On remarque un recollement du jet de plus en plus accentué à la paroi quand on augmente NPR. L'amorçage de l'injecteur est mis en évidence par la position de la ligne sonique de plus en plus proche du col de l'injecteur pour les grands nombres de NPR

		Nos résultats	Vladeta résultats	Résultat [41] expérimental
NPR = 5	$x/x_t$	3.61	3.59	3.55
	Angle de vectorisation $\delta$	-0.7°	-0.61°	-0.6°
NPR = 7.5	$x/x_t$	3.21	3.2	3.1
	Angle de vectorisation $\delta$	-0.4°	-0.47°	-0.55°
NPR = 10	$x/x_t$	2.99	2.9	3
	Angle de vectorisation $\delta$	6°	5.68°	5.6°
NPR = 15	$x/x_t$	2.89	2.88	2.8
	Angle de vectorisation $\delta$	8.1°	8.08°	8.45°
NPR = 20	$x/x_t$		2.76	2.7
	Angle de vectorisation $\delta$		7.57°	7.4°

**Tab IV.1 : tableau de comparaison des résultats de nos calculs aux résultats expérimentaux et ceux obtenus dans la réf (41) pour SPR=1.0 et différents NPR.**

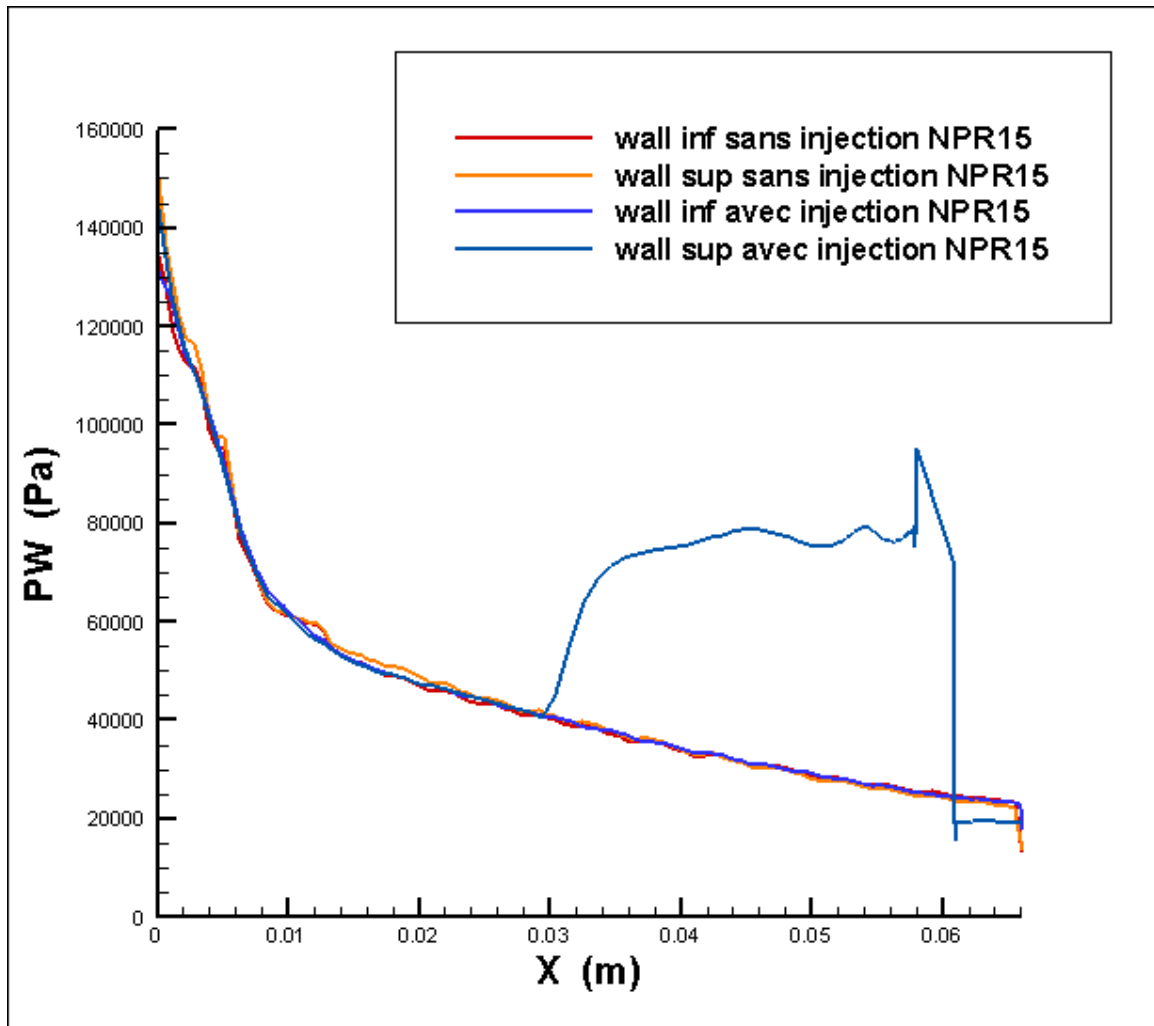


Fig. IV.26. La variation de la pression pour les cas d'adaptation NPR=15 avec et sans injection tuyère TIC.

### Conclusion :

La déviation de la poussée dépend donc du taux de détente (NPR) mais elle dépend aussi du rapport des pressions totales (SPR). La sensibilité de la déviation est faible aux grands nombres de NPR (porche de l'adaptation ou en régime de sous-détente) mais elle devient importante dans le régime de sur-détente en raison de l'augmentation des forces dissymétriques en aval de l'injecteur.

### IV.II Tuyère à profil parabolique optimise en poussée TOP :

Une méthode permettant d'optimiser la performance d'une tuyère pour une longueur donnée est proposée par Rao [6]. Ce type de tuyère est dit tuyère TOP de l'acronyme de la dénomination anglaise (Thrust-Optimized Parabolic nozzle). 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.

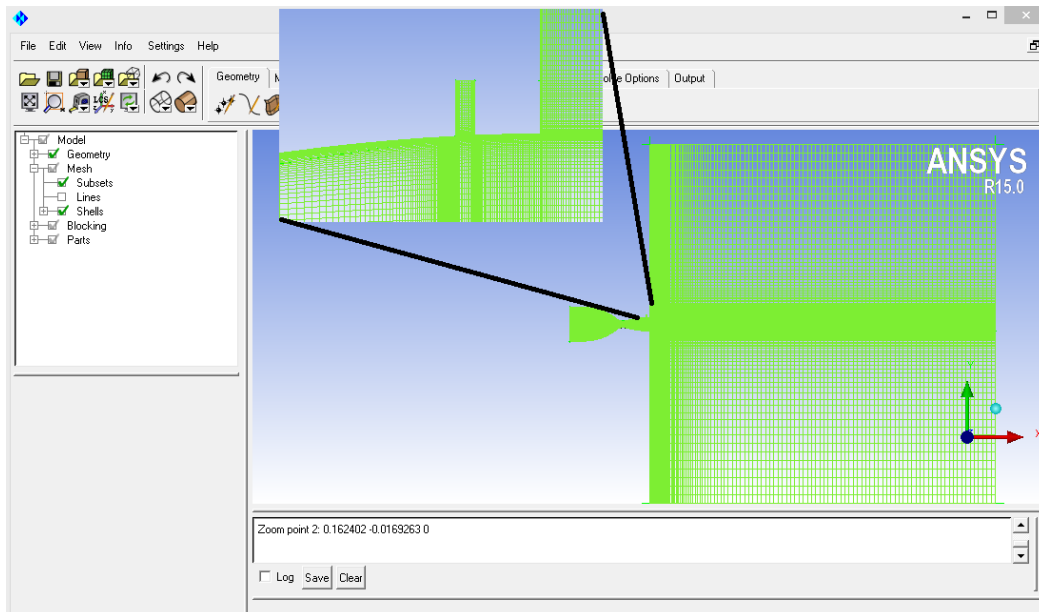


Fig. IV. 27 : Maillage structuré quadrilatère de la tuyère TOP avec injection en ICM-CFD.

#### IV.II.1 Résultats de la tuyère TOP sans injection.

➤ *Effets du taux de pressions NPR :*

Pour ce qui est de l'étape de résolution, on reprend exactement les mêmes étapes que pour la tuyère sans injection mais avec une introduction des conditions aux limites pour l'entrée injection.

Les Figures ci-dessous représentent les contours des iso-Mach ainsi que la répartition de la pression le long des parois de la tuyère TOP, en fonction du rapport des pressions NPR, variant de 5 à 20

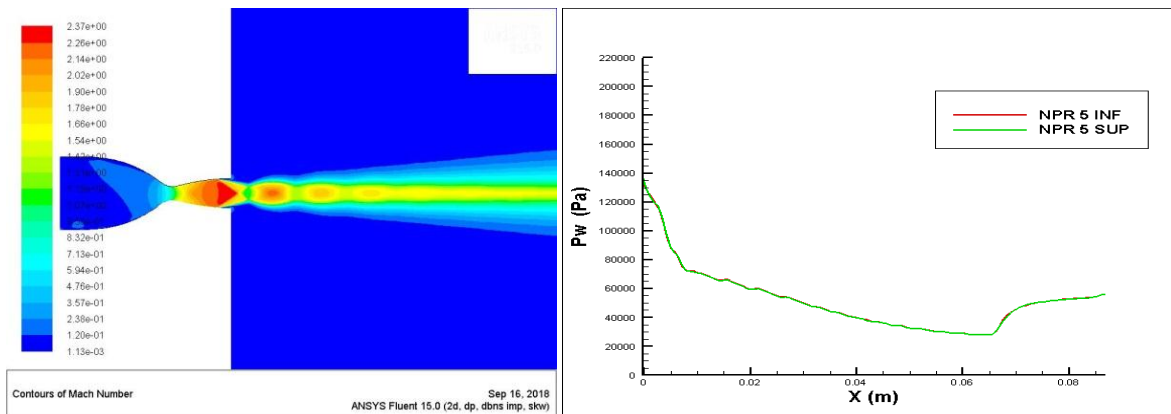
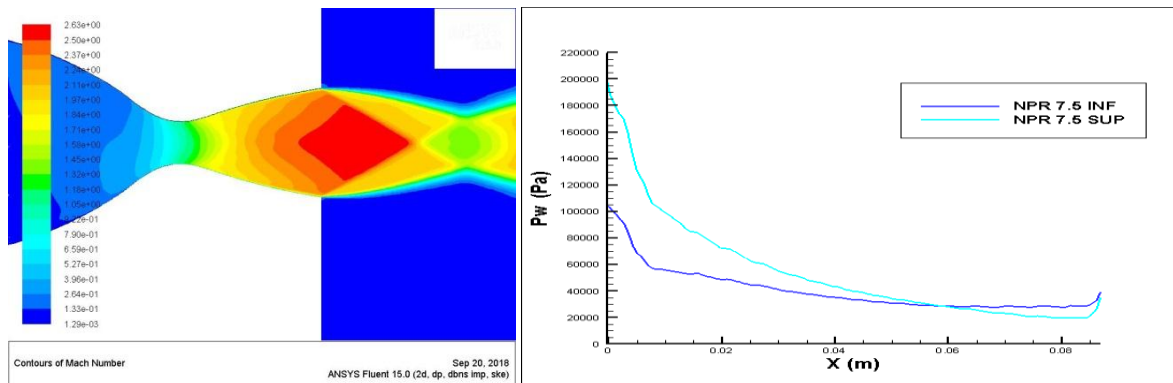


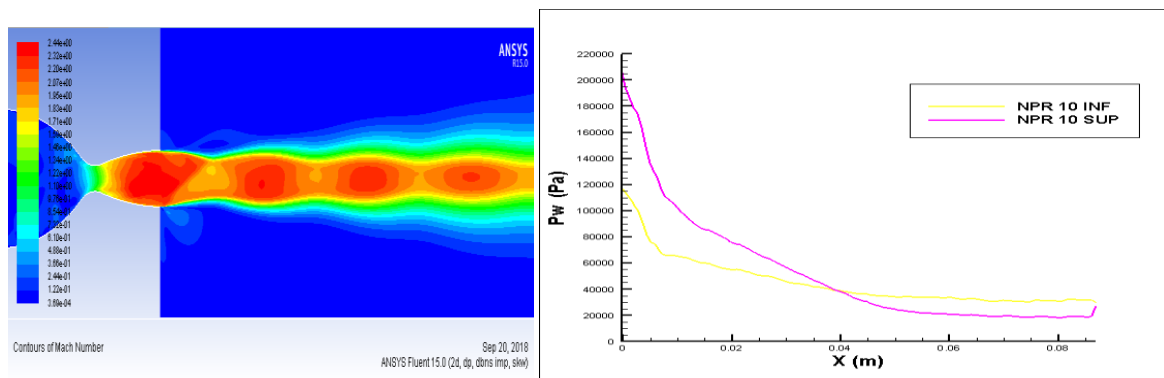
Fig.IV.28 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=5

Un décollement de la couche limite a une position  $x/x_t = 0.75$  Une surpression apparaît alors en aval du point de l'impact. Cela peut notablement affecter l'efficacité de la vectorisation.



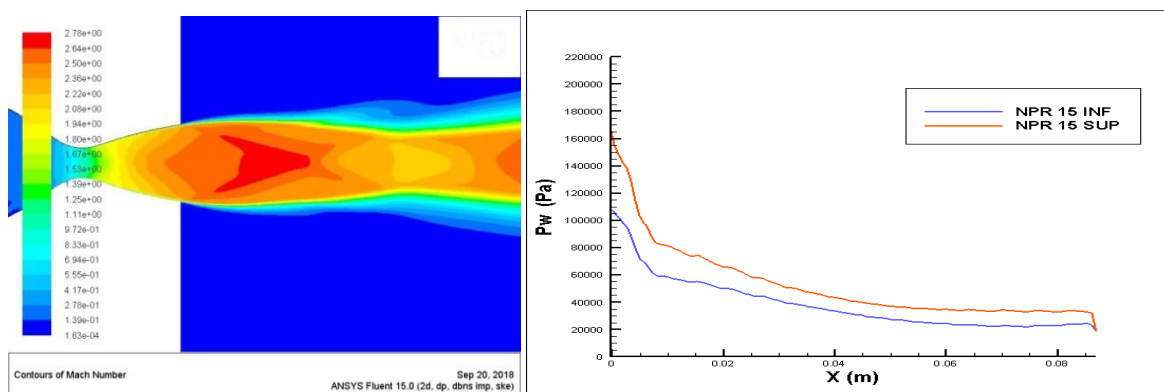
**Fig.IV.29 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=7.5**

On remarque que le choc est aux portes de la tuyère. Avec un nombre de mach égale a 2.63

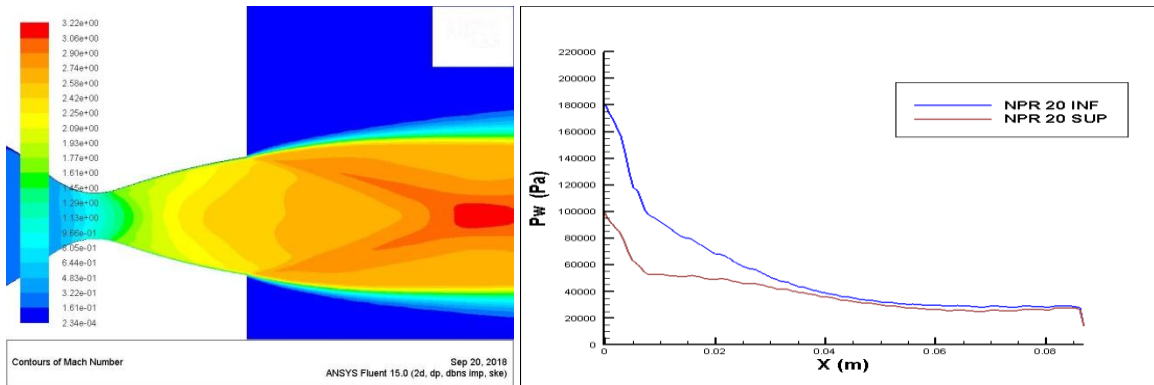


**Fig.IV.30 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=10**

Le choc induit à la séparation a commencé à affecter de manière significative l'écoulement de la buse.

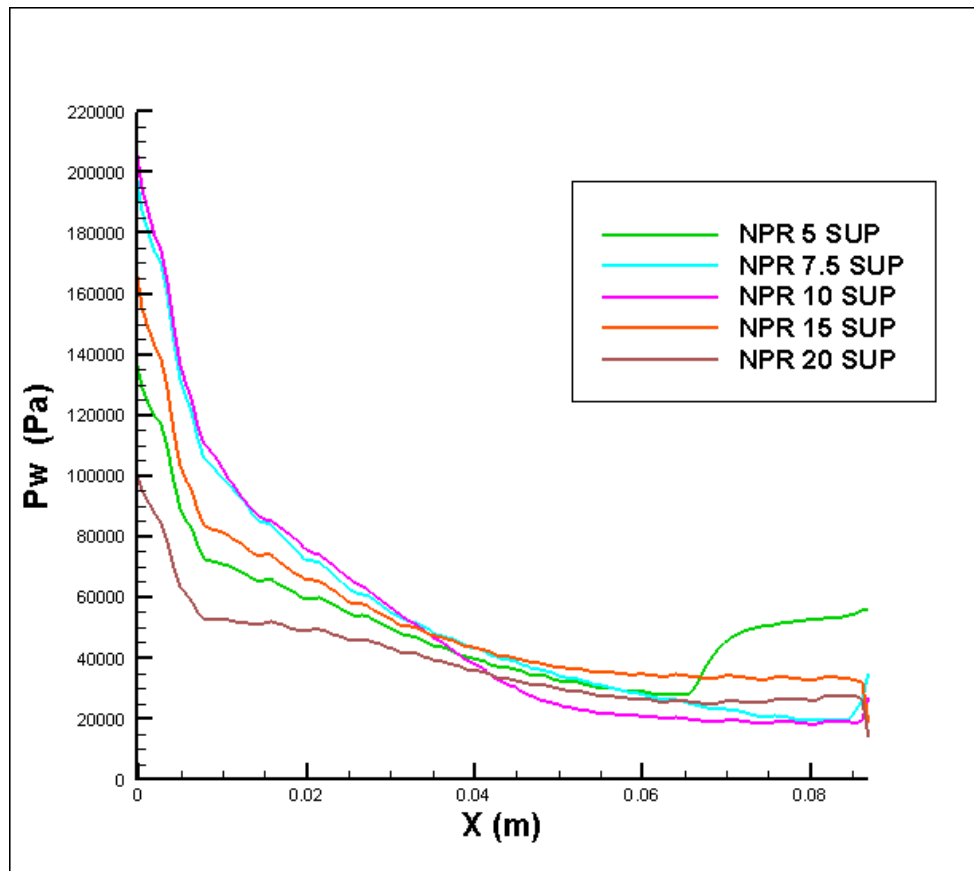


**Fig.IV.31 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=15**



**Fig.IV.32 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=20**

Pour des nombres de NPR supérieur à 15. 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 par le caractère de la tuyère conique droite.

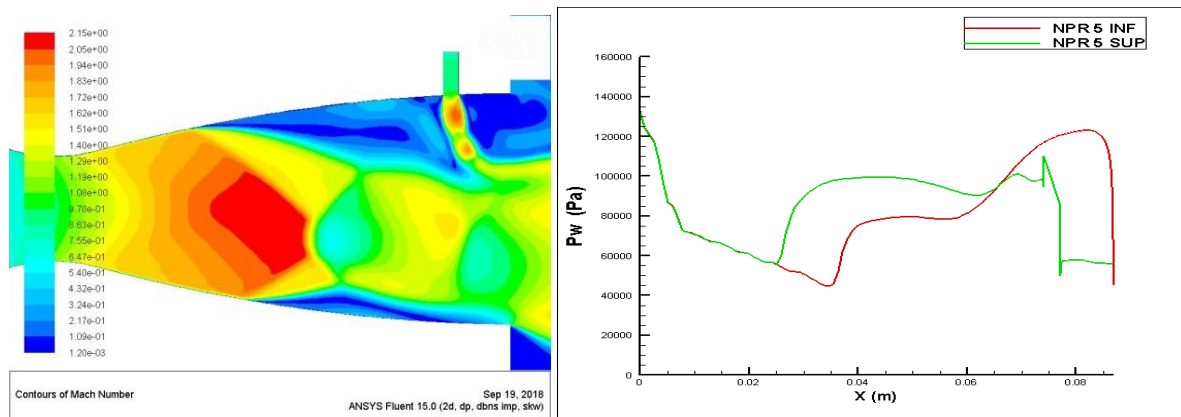


**Fig.IV.33 : répartition de la pression sur le divergent TOP pour différents NPR**

En effet, pour un taux de pressions allant de 5 et inférieur à 15, la pression ambiante 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=15, où l'écoulement devient adapté ( $Pe=Pa$ ). Au-dessus de cette valeur, le régime d'écoulement est sous-détendu, et la pression de sortie est supérieure à celle de l'ambiance.

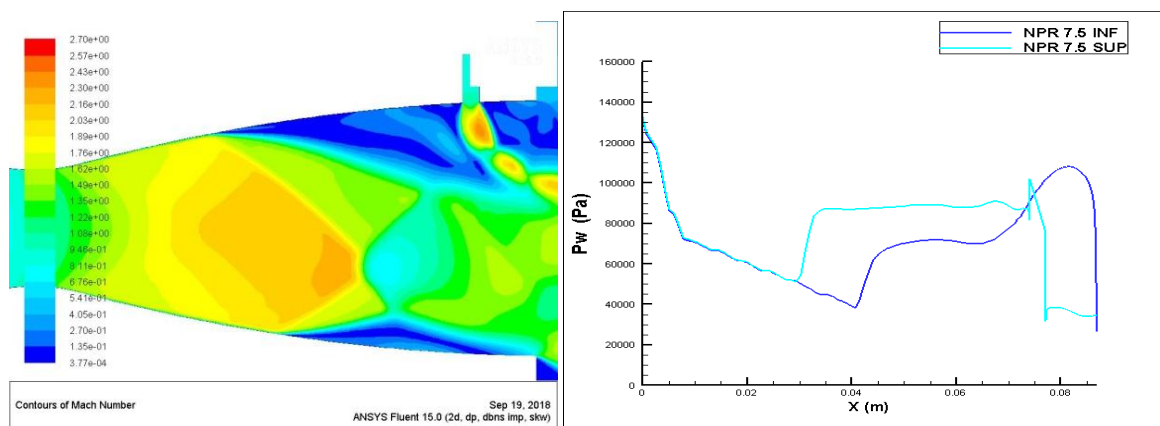
La répartition de la pression sur les parois supérieures et inférieures de la tuyère TIC est presque identique

#### IV.II.2 Résultats avec injection tuyère TOP:

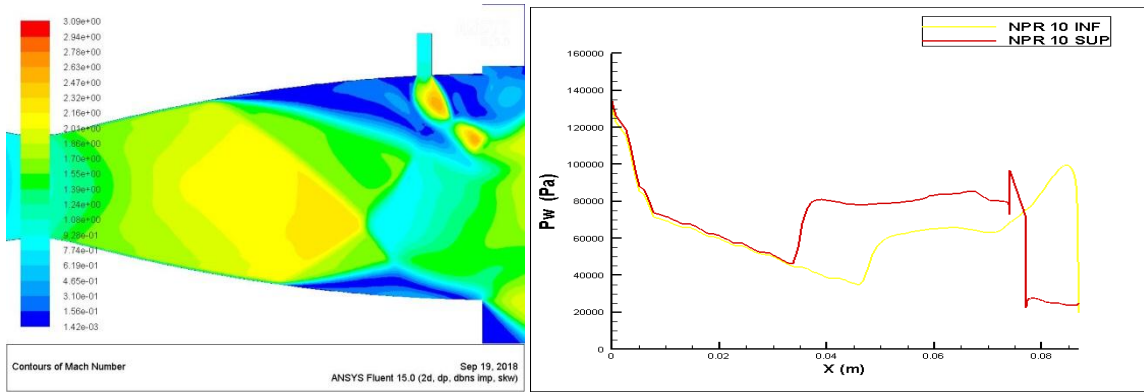


**Fig.IV.34 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=5 et SPR=1.0**

Le choc de décollement provoqué par l'injection (la hauteur du jet injecté comme obstacle fluide) latérale peut, dans certains cas, impacter la paroi opposée. Sa réflexion peut faire décoller à son tour la couche limite, une surpression apparaît alors en aval du point de l'impact. Cela peut notablement affecter l'efficacité de la vectorisation



**Fig.IV.35 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=7.5 et SPR=1.0**



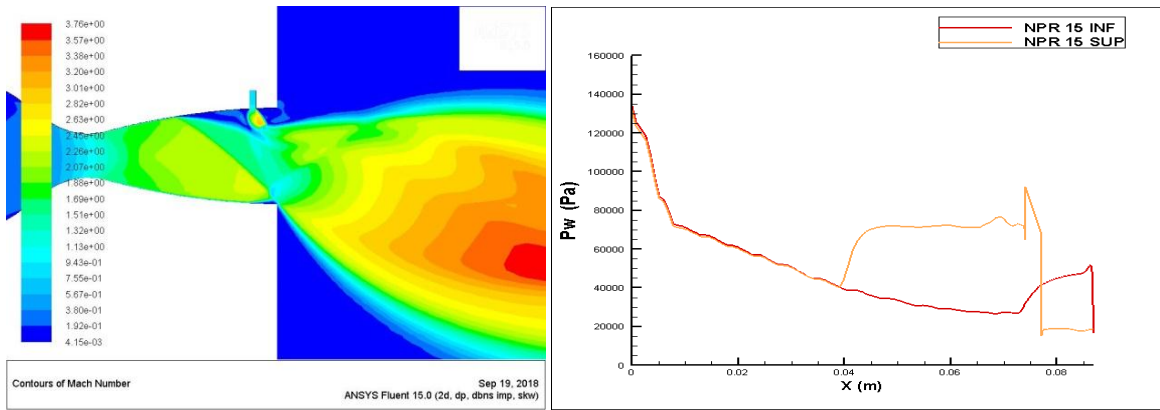
**Fig.IV.36 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=10 et SPR=1.0**

On remarque la présence de plusieurs ondes de choc dans le divergent, ces chocs sont représentés de la façon suivante :

1. Un premier choc interne au voisinage du col.
2. Un deuxième choc oblique, dit choc de décollement, peut être remarqué sur la paroi haute. Ce choc est provoqué par la présence de l'obstacle fluide formé par l'injection. Il fait dévier le jet primaire vers le côté opposé à l'injection en créant une zone de forte surpression devant l'orifice d'injection.
3. Un troisième choc du type "choc détaché" se situe juste en amont du jet injecté.
4. Le quatrième choc, sur la paroi opposée à l'injecteur, est un choc de décollement dû à l'effet de la sur-détente dans la tuyère. On voit nettement que le choc de sur-détente sur la paroi opposée croise le choc détaché dû à l'injection pour former un « disque » de Mach situé près de la sortie de la tuyère.

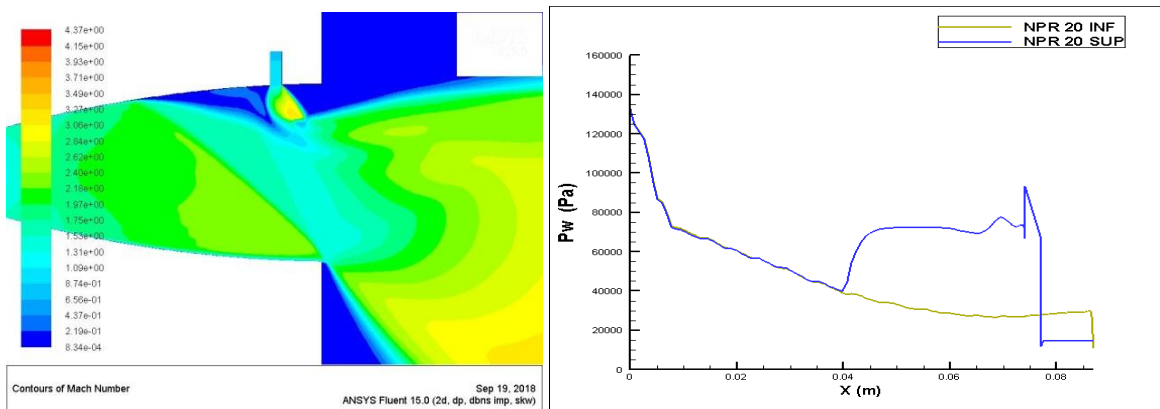
En effet, pour un taux de pressions allant de 5 et inférieur à 15. Le choc de décollement provoqué par l'injection latérale peut, dans certains cas, impacter la paroi opposée. Sa réflexion peut faire décoller à son tour la couche limite.

Une surpression apparaît alors en aval du point de l'impact. Cela peut notablement affecter l'efficacité de la vectorisation.

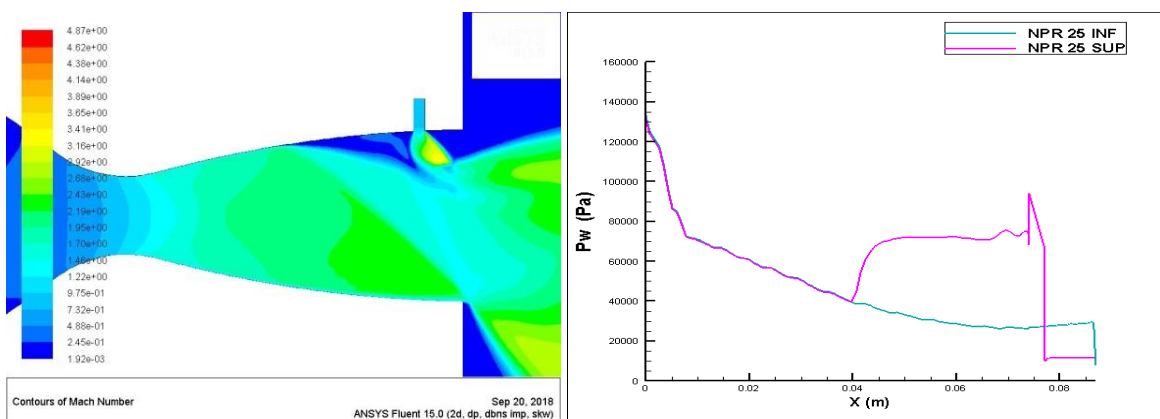


**Fig.IV.37 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=15 et SPR=1.0**

On remarque la présence d'une poche de surpression en amont de l'injecteur. Le fluide est caractérisé par une recirculation en aval de la séparation de la couche limite. La circulation du fluide dans cette zone s'inverse à nouveau et un autre tourbillon de fluide se manifeste en amont de l'orifice de l'injecteur.

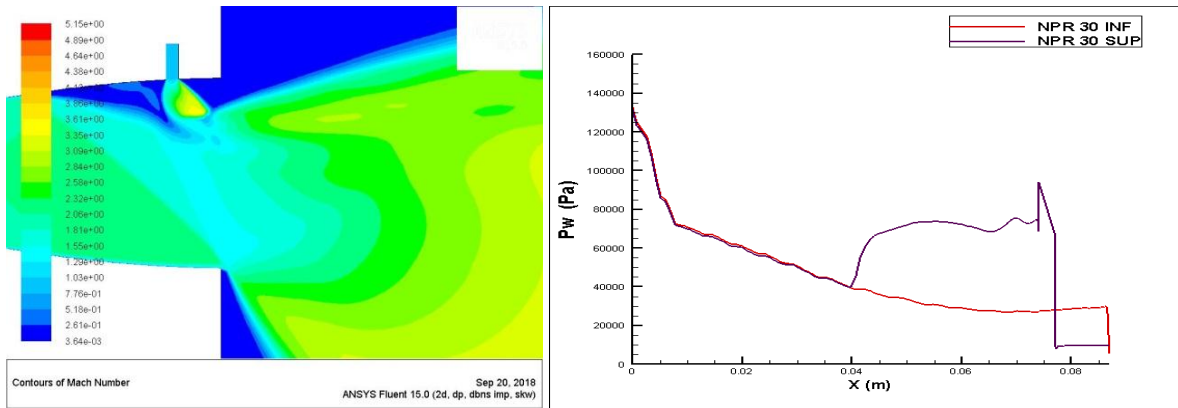


**Fig.IV.38 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=20 et SPR=1.0**

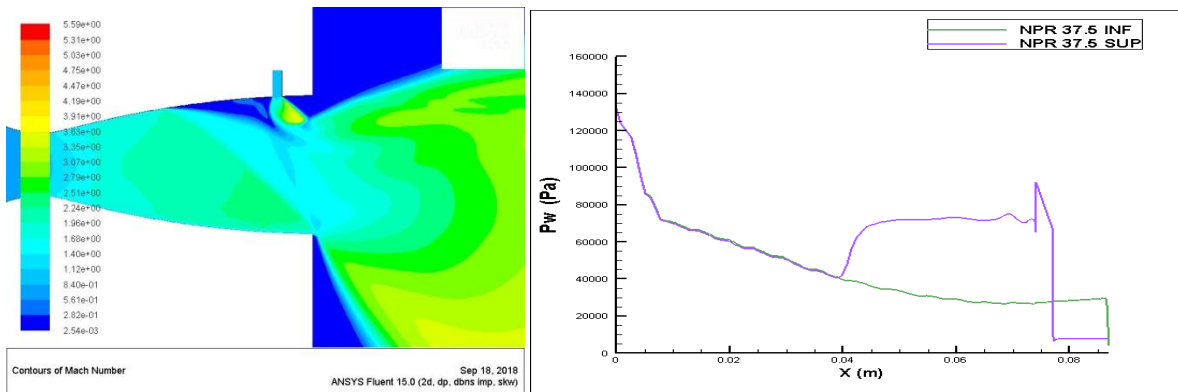


**Fig.IV.39 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=25 et SPR=1.0**



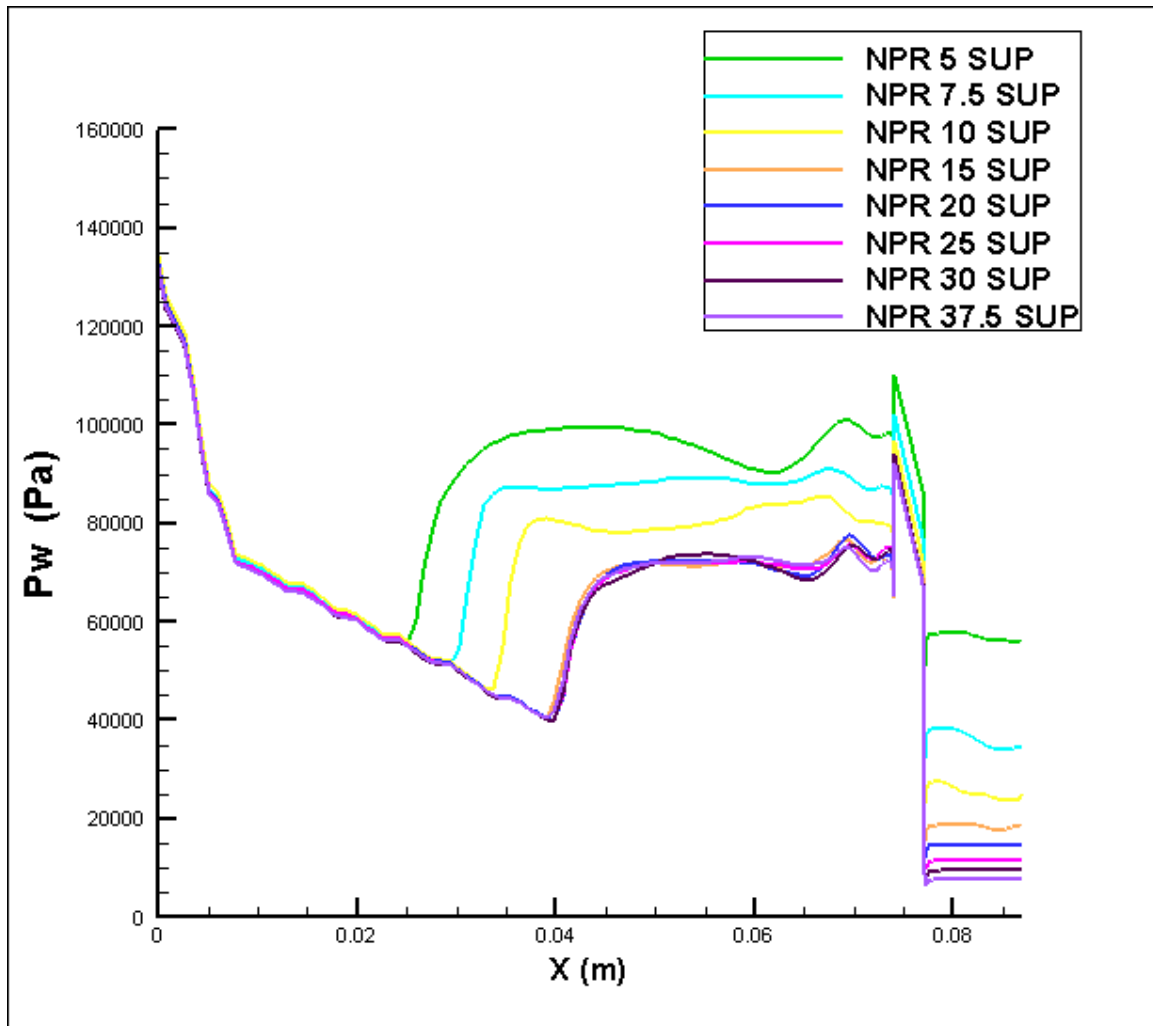


**Fig.IV.40 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=30 et SPR=1.0**



**Fig.IV.41 : iso-Mach et répartition de la pression TOP NPR=37.5 et SPR=1.0**

La sensibilité de la déviation est faible aux grands nombres de NPR (porche de l'adaptation ou en régime de sous-détente) mais elle devient importante dans le régime de sur-détente en raison de l'augmentation des forces dissymétriques en aval de l'injecteur.



**Fig.IV.42: répartition de la pression sur le divergent TOP pour différents NPR et SPR=1**

On remarque un recollement du jet de plus en plus accentué à la paroi quand on augmente NPR. L'amorçage de l'injecteur est mis en évidence par la position de la ligne sonique de plus en plus proche du col de l'injecteur pour les grands nombres de NPR

La déviation de la poussée dépend donc du taux de détente (NPR) mais elle dépend aussi du rapport des pressions totales (SPR). La sensibilité de la déviation est faible aux grands nombres de NPR (porche de l'adaptation ou en régime de sous-détente) mais elle devient importante dans le régime de sur-détente en raison de l'augmentation des forces dissymétriques en aval de l'injecteur.

**IV.III. Comparaison entre les deux tuyères TIC et TOP :**

		<b>TIC</b>	<b>TOP</b>
<b>NPR = 5</b>	$x/x_t$	<b>3.61</b>	<b>3.34</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>-0.7°</b>	<b>-0.81°</b>
<b>NPR = 7.5</b>	$x/x_t$	<b>3.21</b>	<b>2.89</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>-0.47°</b>	<b>-0.6°</b>
<b>NPR = 10</b>	$x/x_t$	<b>2.99</b>	<b>2.34</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>5.68°</b>	<b>4.42°</b>
<b>NPR = 15</b>	$x/x_t$	<b>2.89</b>	<b>2.2</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>8.45°</b>	<b>11.08°</b>
<b>NPR = 20</b>	$x/x_t$	<b>2.76</b>	<b>2.17</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>7.4°</b>	<b>9.57°</b>
<b>NPR = 25</b>	$x/x_t$	<b>2.74</b>	<b>2.16</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>7°</b>	<b>9.56°</b>
<b>NPR = 30</b>	$x/x_t$	<b>2.74</b>	<b>2.16</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>6.9°</b>	<b>9.56°</b>
<b>NPR = 37.5</b>	$x/x_t$	<b>2.74</b>	<b>2.16</b>
	Angle de vectorisation $\delta$	<b>6.78°</b>	<b>9.56°</b>

**Tab IV.2 : comparaison entre la tuyère conique TIC et la tuyère a profil parabolique TOP des résultats pour SPR=1 et différents NPR.**

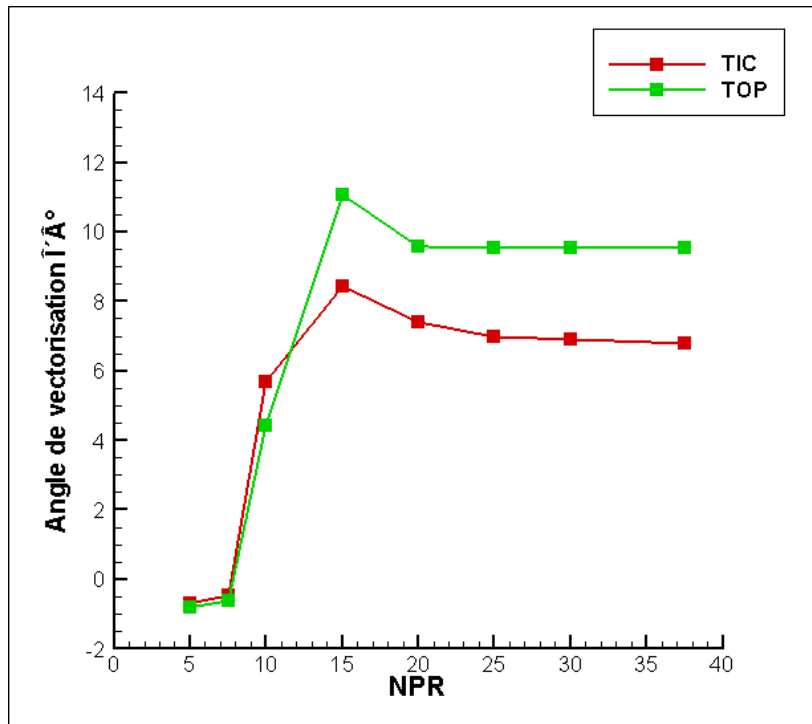


Fig.IV.43: Angles de vectorisation en fonction de la variation de NPR

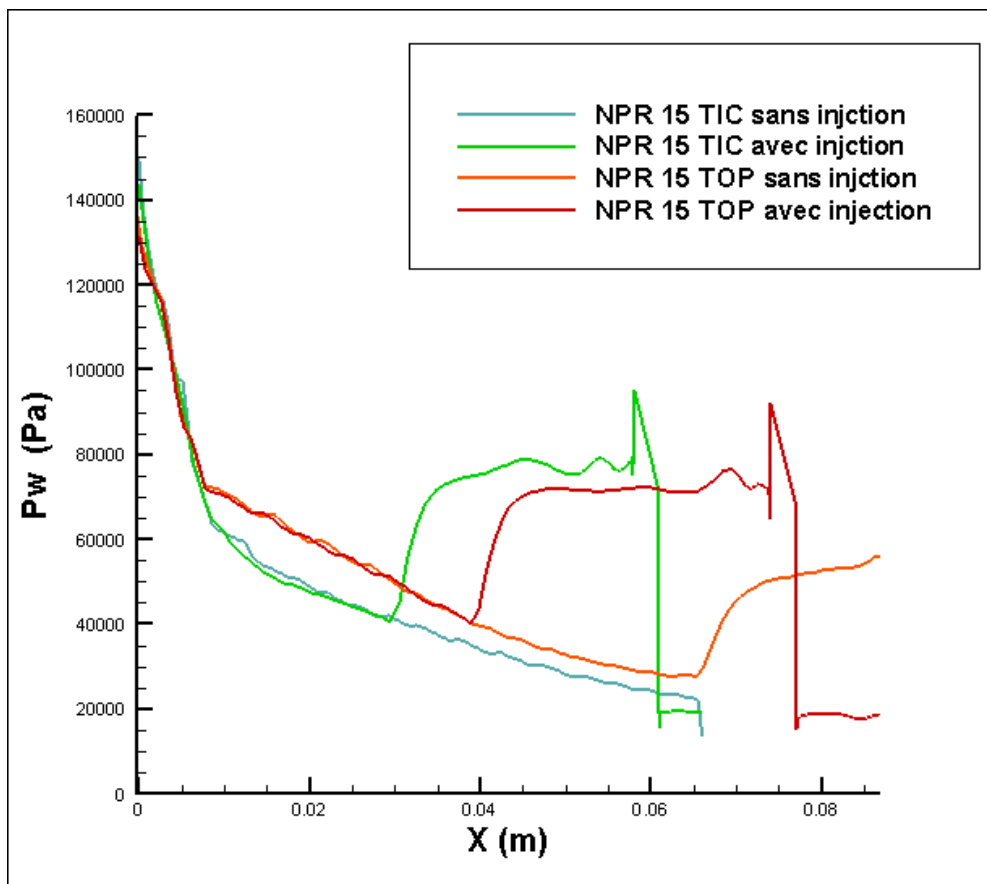


Fig.IV.44 : comparaison entre tuyère TIC et TOP pour le Régime d'adaptation NPR=15 et SPR=1.0 pour les cas avec injection secondaire.

### **Conclusion :**

L'effet de taux de détente de la tuyère a également été étudié pour deux type de tuyères idéal tronque TIC et a profil parabolique optimisé en poussée TOP ce dernier est caractérisé par un important choc interne qui explique sa différence avec les tuyères idéales sans choc interne, le profil TOP a permis une augmentation de pression de 24% à la sortie de la par rapport à la tuyère TIC

Cette propriété particulière du profil TOP s'avère très utile, pour les tuyères qui fonctionnent à basses altitudes pour retarder l'apparition du décollement de la couche limite.

CONCLUSION  
GENERALE ET  
PERSPECTIVES

# CONCLUSION GENERALE

Le but principal de ce travail est de faire une analyse numérique de la vectorisation fluïdique par injection secondaire dans les divergents de différents types de tuyères (TIC et TOP), 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 à 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 sur une tuyère TIC un taux de d'injection constant d'ordre de 1.0 et un taux de détente variant entre 5 et 15. Les résultats prouve qu'en augmentant le NPR l'angle de vectorisation augmente le maximum atteint est de  $8.1^\circ$ . Par conséquent l'efficacité de l'injection augmente aussi.

- Le deuxième cas a été effectué sur une tuyère TOP avec un taux d'injection constant d'ordre de 1.0 et un taux de détente variant entre 5 et 37.5. Les résultats prouvent que la sensibilité de la déviation est faible aux grands taux de détente ( $NPR < 15$ ), mais elle devient importante dans le régime de sur-détente en raison de l'augmentation des forces dissymétriques en aval de l'injecteur. L'angle de vectorisation atteint son maximum de  $10.8^\circ$  au régime d'adaptation  $NPR=15$ .

Les résultats de la modélisation de l'injection secondaire dans le divergent ont été confrontés aux résultats de la simulation numérique et aux résultats expérimentaux menée dans le cadre du programme PERSEUS de CNES. Le modèle a montré son aptitude comme moyen simple et rapide d'optimisation et d'évaluation. Par ailleurs, ces résultats mettent clairement en évidence que 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. L'analyse des résultats montre que pour certaine configuration optimale, des angles de déviation pertinente de  $5$  à  $9^\circ$  peuvent être obtenus pour un taux d'injection de 8%. Les paramètres tels que le profil de la tuyère principale, les conditions d'injection des flux secondaire et principal ont une influence prépondérante sur le potentiel de vectorisation du concept.

### **Recommandations pour d'éventuels travaux futurs :**

#### **PERSPECTIVES :**

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

- 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.
- Des tests expérimentaux pour valider d'une manière décisive l'approche numérique pour la tuyère TOP.
- Etude de l'influence de la position et de la profondeur de l'injecteur doit être envisagée aussi.



## References:

- [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. L.** , “*Experimental Study of a Dual-Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept.*” 41<sup>st</sup> 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 Dahlabe, 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 I*", 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.



**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET  
POPULAIRE  
MINISTRE 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**

# **THEME**

**SIMULATION DE LA VECTORISATION FLUIDIQUE  
DE LA POUSSEE DANS LES TUYERES 'TIC ET TOP'**

➤ **Présenté par : Mr. MOULOUDJ Youcef**

➤ **Dirigé par : Mr. KBAB Hakim et HAMITUCHE Toufik**

Promotion: 2017 - 2018