

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

**UNIVERSITE DE SAAD DAHLAB BLIDA 1  
INSTITUT D'AERONEUTIQUE ET ETUDES SPATIALES  
DEPARTEMENT ETUDES SPATIALES**

**PROJET DE FIN D'ETUDE**

**PRESENTE POUR OBTENIR LE DIPLOME DE MASTER EN AERONEUTIQUE**

**SPECIALITE : PROPULSION SPATIALE**

**Thème :**

**Simulation de l'influence d'un jet à contre-courant sur le comportement  
d'un écoulement hypersonique réactif autour d'une géométrie de type  
sphère de Lobb.**

**Fait par :**

➤ TAIBI Mohamed Ayoub

**Dirigés par :**

➤ Dr. ALLOUCHE Rachid

➤ Dr. RENANE Rachid

Blida, Juillet 2021

## RESUME

Une des contraintes majeures intervenant dans la conception de la protection thermique d'engin spatial hypersonique est liée à l'échauffement de la paroi. Elle est dû principalement à la présence de chocs forts au sein de l'écoulement, à la dissipation visqueuse dans les couches limites et aux effets de thermochimie. L'importance de la différence de température entre la paroi et l'écoulement est source de flux de chaleur internes, transmis en partie à la paroi à travers la couche limite

Le jet contre-courant s'est avéré être une stratégie réalisable pour éloigner le choc et réduire le chauffage aérodynamique dans les véhicules hypersoniques. En vol réel, l'efficacité de réduction du flux de chaleur du jet contre-courant doit être améliorée au maximum pour réduire la taille du système d'alimentation en liquide de refroidissement, qui occupe un espace et un poids considérables. Pour cela, On considère l'étude sur la simulation d'un écoulement bidimensionnel et visqueux en déséquilibre chimique avec la prise en compte des modèles de turbulence en utilisant ANSYS Fluent 19.0.

On exécute dans un premier temps une simulation sur le corps émoussé de Lobb pour maîtriser le code de calcul et déterminer les différents paramètres à savoir le nombre de mach, le champ de pression et de température ainsi les fractions massiques des espèces.

La réduction du chauffage aérodynamique par application d'un jet contre-courant est étudiée dans la deuxième cas sphère de Lobb modélisé le nez d'une navette spatiale. Les résultats trouvés sont en accord avec la littérature scientifique et ils présentent une bonne concordance.

**Mots clés :** Jet Simple, Multi jet, Ecoulement hypersonique, Onde de choc, Dissociation, Equations d'Euler, Equations de Navier-Stokes, Turbulence.Schéma réactionnel

## ABSTRACT

One of the major constraints to conceive thermal protection of hypersonic space vehicles is the wall overheating. Sources of this overheating are mainly due to: the presence of strong shocks within the flow, viscous dissipation in the boundary layer and thermo-chemistry effects. The large temperature gap between the wall and the flow is source of internal heating flux which is partially transmitted across the boundary layer to the vehicle's walls.

Opposing jet has been proven as a feasible strategy to shock wave and heat reduction in hypersonic vehicles. In actual flight, the reduction heat flux of opposing jet should be maximally enhanced to reduce the size of the coolant supply system, which occupies considerable space and weight. For this, we consider the study on the simulation of a two-dimensional and viscous flow in chemical imbalance with the consideration of turbulence models using ANSYS Fluent 19.0.

We first run a simulation on the blunt body of Lobb to master the calculation code ANSYS 19.0 and determine the various parameters namely the number of Mach, the pressure and temperature field and the mass fractions of the species.

The reduction of aerodynamic heating by application of a counter-current jet is studied in the second case Lobb sphere modeled on the nose of a space shuttle. The results found are in agreement with the scientific literature and they present a good agreement.

**Keywords:** Single jet, Multi jet, Hypersonic flow, Shock wave, Dissociation, Euler equations, Navier-Stokes equations, Turbulence, reaction scheme



## *Remerciements :*

*Je tiens à remercier tout d'abord monsieur le chef du département Dr. RACHID RENANE et Dr. RACHID ALLOUCHE et aussi Mr. SEBAA LAZAB, pour leur patience, et surtout pour leur confiance, leurs remarques et leurs conseils, leur disponibilité et leur bienveillance. Qu'ils trouvent ici le témoignage de ma profonde gratitude. Je voudrais également remercier les membres du jury pour avoir accepté d'évaluer ce travail et pour toutes leurs remarques et critiques.*

*Je tiens aussi à remercier tous les profs qui ont contribué à ma formation durant toutes les années et pour leur soutien inestimable.*

*TAIBI Mohamed Ayoub*

*On vous dit : " Merci Beaucoup "*



# Dédicace

À la plus belle créature que Dieu a créée sur terre,  
À cette source de tendresse, de patience et de générosité,

À ma mère !

À mon père qui a toujours été à mes côtés  
À tous mes frères et sœurs,  
À mes amis (Farid Amarouche, Hichem Aizel, Bouchama Bouchra ,Zmit Oumaima)

À tous les étudiants de la promotion 2016/2021

Option : Propulsion spatiale

A tous ceux qui, par un mot, m'ont donné la force de continuer...

## TABLE DES MATIERES

|                                                                                         |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| RESUME.....                                                                             | I   |
| REMERCIEMENTS.....                                                                      | II  |
| DEDICACES.....                                                                          | III |
| TABLE DES MATIERES.....                                                                 | IV  |
| NOMENCLATURE.....                                                                       | V   |
| LISTES DES FIGURES ET TABLEAUX.....                                                     | VI  |
| INTRODUCTION.....                                                                       | 20  |
| <b>1 Les caractéristiques des écoulements hypersoniques et revue bibliographique</b>    |     |
| 1.1 Généralités.....                                                                    | 25  |
| 1.2 Rentré atmosphérique .....                                                          | 25  |
| 1.3 Caractérisation des écoulements .....                                               | 26  |
| 1.4 La dynamique des gaz à hautes températures en régime hypersonique continu.....      | 30  |
| 1.4.1 Approche historique .....                                                         | 30  |
| 1.4.2 Onde de choc droite (normale).....                                                | 30  |
| 1.4.3 Onde de choc détachée.....                                                        | 35  |
| 1.4.4 Onde de choc en écoulement hypersonique.....                                      | 37  |
| 1.5 Physique des gaz réel et phénomène physico-chimique dans la couche de choc.....     | 37  |
| 1.6 Le jet à contre-courant.....                                                        | 44  |
| 1.7 Stabilité des jets à contre-courant.....                                            | 55  |
| 1.8 Les concepts LPM et SPM.....                                                        | 55  |
| 1.9 Revue bibliographie.....                                                            | 58  |
| 1.10 Conclusion.....                                                                    | 64  |
| <b>2 Modèle Mathématique et physique d'un écoulement en déséquilibre thermochimique</b> |     |
| 2.1 Introduction.....                                                                   | 66  |
| 2.2 Hypothèse de départ.....                                                            | 66  |
| 2.3 Les équations de conservation .....                                                 | 66  |
| 2.4 Modèle de la cinétique chimique.....                                                | 71  |
| 2.5 Modélisation des modèles de turbulence.....                                         | 74  |
| 2.6 Classification des modèles de turbulence.....                                       | 78  |
| 2.7 Simulation numérique en Mécanique des Fluides.....                                  | 80  |

|          |                                                                                   |     |
|----------|-----------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 2.7.1    | Equations de Navier Stokes moyennées (Reynolds Average Navier Stokes : RANS)..... | 81  |
| 2.7.2    | Le modèle k-ε standard.....                                                       | 81  |
| 2.7.3    | Le modèle k-ε RNG .....                                                           | 82  |
| 2.7.4    | Le modèle k-ε réalisable.....                                                     | 84  |
| 2.7.5    | Traitement de la région proche de la paroi .....                                  | 86  |
| 2.7.6    | Le modèle k – ω.....                                                              | 87  |
| 2.7.7    | Simulation numérique directe (Direct Numerical Simulation : DNS).....             | 87  |
| 2.7.8    | Simulation de grandes échèles (Large Eddy Simulation: LES).....                   | 90  |
| 2.8      | Conclusion.....                                                                   | 91  |
| <b>3</b> | <b>Modélisation numérique</b>                                                     |     |
| 3.1      | Introduction.....                                                                 | 93  |
| 3.2      | Présentation du code de calcul Fluent.....                                        | 93  |
| 3.3      | Principales étapes de simulation sous Fluent.....                                 | 94  |
| 3.4      | Spécification du problème .....                                                   | 120 |
| 3.5      | Etude de sensibilité de maillage .....                                            | 126 |
| 3.6      | L'évolution des résidus pour le maillage initial.....                             | 127 |
| 3.7      | Application d'un jet à contre-courant .....                                       | 128 |
| 3.8      | Conclusion.....                                                                   | 135 |
| <b>4</b> | <b>Résultats et discussions</b>                                                   |     |
| 4.1      | Introduction .....                                                                | 151 |
|          | <b>Ecoulement Sans Jets réactifs</b>                                              |     |
| 4.1.1    | Ecoulement réactif en hors équilibre thermochimique....                           | 138 |
| 4.1.2    | Variation du nombre de Mach de l'écoulement .....                                 | 138 |
| 4.1.3    | Variation de la température de l'écoulement .....                                 | 139 |
| 4.1.4    | Influence le nombre de Mach.....                                                  | 140 |
| 4.1.5    | validation avec Tristan [5] .....                                                 | 142 |
| 4.1.6    | Evolution des fractions massiques des espèces.....                                | 144 |
|          | <b>Ecoulement avec un Jet à contre-courant</b>                                    |     |
| 4.2.1    | Influence de diamètre .....                                                       | 148 |

|        |                                                                       |     |
|--------|-----------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.2.2  | Choix du gaz de refroidissement.....                                  | 149 |
| 4.2.3  | Validation des résultats.....                                         | 151 |
| 4.2.4  | Jet simple.....                                                       | 153 |
| 4.2.5  | Détermination du débit optimum.....                                   | 156 |
| 4.2.6  | Configuration en multi jets.....                                      | 156 |
| 4.2.7  | Influence nombre de Mach.....                                         | 157 |
| 4.2.8  | Influence du schéma réactionne.....                                   | 184 |
| 4.2.9  | Influence de l'usage des multi jets.....                              | 195 |
| 4.2.10 | Effet du rapport de pression sur l'éloignement de l'onde de choc..... | 197 |
| 4.2.11 | Influence de l'altitude.....                                          | 199 |
| 4.2.12 | Influence du schéma réactionnel.....                                  | 200 |

### **Régime transitoire**

|       |                             |     |
|-------|-----------------------------|-----|
| 4.3.2 | Choix du pas de temps ..... | 201 |
| 4.3.2 | Animation .....             | 209 |
| 4.3.3 | Conclusion.....             | 210 |

### **PERSPECTIVE**

### **APPENDICE**

### **BIBLIOGRAPHIE**

## NOMENCLATURE

$a$  : Vitesse du son (m.s<sup>-1</sup>).

$[A_s]$  : Concentration molaire de l'espèce  $s$  (mol.m<sup>-3</sup>).

$C_p$  : Chaleur massique à pression constante (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_v$  : Chaleur massique à volume constant (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{ps}$  : Chaleur massique à pression constante de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{vs}$  : Chaleur massique à volume constant de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{ps}$  : Chaleur massique à pression constante de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{v,s(rot)}$  : Chaleur massique à volume constant de rotation de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{v,s(tr)}$  : Chaleur massique à volume constant de translation de  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$C_{v,s(v)}$  : Chaleur massique à volume constant de vibration de  $s$ . (J.kg<sup>-1</sup>.K<sup>-1</sup>).

$d$  : Diamètre d'une particule (m).

$Da$  : Nombre de Dàmkohler.

$D_s$  : Coefficient de diffusion de l'espèce  $s$ .

$e$  : Energie interne massique (J.kg<sup>-1</sup>).

$E$  : Energie totale massique (J.kg<sup>-1</sup>).

$e_{el,s}$  : Energie électronique massique de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>).

$e_{tr,s}$  : Energie de translation massique de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>).

$e_v$  : Energie de vibration (J.kg<sup>-1</sup>).

$e_{v,s}$  : Energie de vibration de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>).

$e_{v,s}$  : Energie de vibration à l'équilibre de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>).

$G_k$  : Génération de l'énergie cinétique turbulente.

$G_\omega$  : Génération de la dissipation effective.

$h$  : Constante de PLANCK,  $h = 6,6260688 \times 10^{-34}$  (J.s<sup>-1</sup>)

$h$  : Enthalpie massique (J.kg<sup>-1</sup>).

$h_{f,s}$  : Enthalpie de formation massique de l'espèce  $s$  (J.kg<sup>-1</sup>).

$H$  : Enthalpie massique totale (J.kg<sup>-1</sup>).

$I$  : Moment d'inertie de la particule.

$k$  : Energie cinétique turbulente (J.kg<sup>-1</sup>).

$k_B$  : Constante de BOLTZMANN, (J.K<sup>-1</sup>).

$k_{d,r}$  : Constante de vitesse directe de la réaction  $r$  ( $\text{m}^3.\text{mol}^{-1}.\text{s}^{-1}$ ).

$k_{eq,r}$  : Constante d'équilibre de la réaction  $r$ .

$k_{i,r}$  : Constante de vitesse inverse de la réaction  $r$ . ( $\text{m}^6.\text{mol}^{-2}.\text{s}^{-1}$ ).

$K_n$  : Nombre de Knudsen.

$l$  : Le libre parcours moyen (m).

$L_0$  : Longueur caractéristique de l'obstacle (m).

$m_s$  : Masse d'une particule (kg/particule).

$M$  : Nombre de Mach.

$M$  : Masse molaire du mélange ( $\text{kg}.\text{mol}^{-1}$ ).

$M_s$  : Masse molaire de l'espèce  $s$  ( $\text{kg}.\text{mol}^{-1}$ ).

$n_s$  : Nombre de moles de l'espèce  $s$ .

$N$  : Nombre de particules.

$N_A$  : Nombre d'AVOGADRO,  $N_A = 6.023 \times 10^{23}$  ( $\text{mol}^{-1}$ ).

$N_s$  : Densité numérique de l'espèce  $s$  ( $\text{m}^{-3}$ ).

$N_j$  : Nombre de particule à un niveau énergétique  $j$ .

$p$  : Pression du mélange ( $\text{N}.\text{m}^{-2}$ ).

$p_s$  : Pression du mélange ( $\text{N}.\text{m}^{-2}$ ).

$Q$  : Fonction de partition.

$Q_{rot,s}$  : Fonction de partition de rotation.

$Q_{tr,s}$  : Fonction de partition de translation.

$Q_{v,s}$  : Fonction de partition de vibration.

$R$  : Constante universelle des gaz parfaits ( $8.314 \text{ J}.\text{mol}^{-1}.\text{K}$ ).

$r$  : Constante du mélange gazeux ( $\text{J}.\text{kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$ ).

$Re$  : Nombre de Reynolds.

$r_s$  : Constante de l'espèce gazeuse  $s$  ( $\text{J}.\text{kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$ ).

$T$  : Température translationnelle (K).

$T_a$  : Température fictive 'moyenne' (K).

$T_{ch}$  : Température translationnelle de la molécule juste après le choc (K).

$T_{v,s}$  : Température de vibration de l'espèce  $s$  (K).

$T_{vs,ch}$  : Température vibrationnelle de la molécule juste après le choc (K).

$t$  : Temps (s).

$u$  : Composante de la vitesse d'écoulement suivant l'axe  $x$  (m.s-1).

$u_j$  : Vecteur de vitesse,  $j = 1, 2, 3$  (m.s-1)

$v$  : Composante de la vitesse d'écoulement suivant l'axe  $y$  (m.s-1).

$V$  : Volume (m<sup>3</sup>).

$x_j$  : Vecteur position  $j = 1, 2, 3$  (m).

$\alpha$  : Angle d'incidence.

$\gamma$  : Rapport des chaleurs spécifiques.

$\gamma_{s,r}$  : Efficacité de l'élément-tiers.

$\Gamma$  : Effet net des éléments-tiers.

$\Gamma_k$  : Diffusivité effective de l'énergie cinétique turbulente.

$\Gamma_\omega$  : Diffusivité effective de la dissipation spécifique.

$\delta$  : Distance de détachement de l'onde de choc normale (m).

$\delta_{i,j}$  : Symbole de Kronecker.

$\mu$  : Viscosité dynamique (kg.m-1.s-1).

$\mu_{s,s'}$  : Masse réduite de la molécule  $s$  et  $s'$  (kg.mol-1).

$\mu_t$  : Viscosité dynamique turbulente (kg.m-1.s-1).

$\xi_s$  : Fraction molaire de l'espèce  $s$ .

$\rho$  : Masse volumique du mélange (kg.m-3).

$\rho_s$  : Masse volumique de l'espèce  $s$  (kg.m-3).

$\sigma_v$  : Section efficace de collision (m<sup>2</sup>).

$\tau_{coll}$  : Temps caractéristique de collision (s).

### Les indices

(1) : Représente l'état du milieu avant le choc.

(2) : Représente l'état du milieu après le choc.

$d$  et  $i$  : Se rapportent à la dissociation (directe) et à la recombinaison (inverse).

$r$  : Numéro de la réaction.

$s$  : Espèce chimique.



## Les exposants

*(rot)* : Rotation.

*(tr)* : Translation.

*(v)* : Vibration.

## LISTE DES FIGURES

|                                                                                                                                                                                                                                                                         |    |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figure 1: Rentrée de la Capsule dans l'atmosphère de la terre [7, 27].                                                                                                                                                                                                  | 26 |
| Figure 2: Régimes rencontrés lors d'une phase de rentrée atmosphérique terrestre [5].                                                                                                                                                                                   | 27 |
| Figure 3: domaine de validité de l'équation de Navier Stokes et l'équation de Boltzmann                                                                                                                                                                                 | 29 |
| Figure 4: Illustration d'une onde de choc normale                                                                                                                                                                                                                       | 30 |
| Figure 5: évolution des rapports thermodynamiques à travers un choc normal.                                                                                                                                                                                             | 35 |
| Figure 6: Choc devant la navette spatiale lors de la rentrée atmosphérique                                                                                                                                                                                              | 36 |
| Figure 7: Visualisation de l'écoulement autour d'un corps émoussé.                                                                                                                                                                                                      | 36 |
| Figure 8: Effet du gaz réel sur la température derrière une onde de choc normale                                                                                                                                                                                        | 38 |
| Figure 9: Les différentes modes d'énergie: (a): énergie de translation, (b) énergie de rotation: (c) énergie de vibration, et (d) énergie électronique.                                                                                                                 | 39 |
| Figure 10: Schématisation des niveaux d'énergie sur les différents modes d'énergie d'une molécule                                                                                                                                                                       | 41 |
| Figure 11: Caractérisation thermochimique d'un écoulement d'air d'une sphère de 30.5cm de rayon                                                                                                                                                                         | 42 |
| Figure 12: Définition du jet à contre-courant [20]                                                                                                                                                                                                                      | 45 |
| Figure 13: Description schématique d'un jet turbulent [17]                                                                                                                                                                                                              | 47 |
| Figure 14: Description schématique de trois jets plans parallèles [17]                                                                                                                                                                                                  | 49 |
| Figure 15: Les deux types d'injection des fluides pour des écoulements issus de jets multiples                                                                                                                                                                          | 50 |
| Figure 16: Régimes de l'écoulement en fonction de la vitesse : cas d'un jet triple fente [17]                                                                                                                                                                           | 53 |
| Figure 17: Mode de pénétration courte : Caractéristiques du champ d'écoulement stable pour une configuration de buse centrale.                                                                                                                                          | 56 |
| Figure 18: Mode de pénétration longue : caractéristiques d'un champ d'écoulement instable pour une configuration de buse centrale.                                                                                                                                      | 57 |
| Figure 19: Effet du jet à contre-courant dans le contrôle des écoulements en condition supersonique                                                                                                                                                                     | 58 |
| Figure 20: le computational domain (one quarter of the flow) (a), the position of the planes on which the results are visualized (b) and a sketch of the location of the profiles presented (c). The eye indicates the view direction used to visualize the planes.[45] | 59 |
| Figure 21: Computed streamlines contours (k-w SST model)                                                                                                                                                                                                                | 61 |
| Figure 22: Lignes des contours de la production d'entropie locale calculées par les deux modèles de turbulence dans le cas du jet d'air fortement chauffé $T_j=500K$ . [44]                                                                                             | 63 |

|                                                                                                                                                                             |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 23:Évolution axiale de la vitesse moyenne sur l'axe et de l'intensité de fluctuation de vitesse longitudinale pour le cas du jet d'air isotherme ( $T_j=298K$ ).[44] | 63  |
| Figure 24:Protrusion arrangement in the research domain[46]                                                                                                                 | 64  |
| Figure 25:La distorsion (skewness)                                                                                                                                          | 97  |
| Figure 26:La Non-orthogonalité                                                                                                                                              | 97  |
| Figure 27:Le rapport d'aspect (aspect ratio)                                                                                                                                | 98  |
| Figure 28:Le lissage                                                                                                                                                        | 98  |
| Figure 29:Test de convergence en maillage                                                                                                                                   | 99  |
| Figure 30:algorithme du solveur pressure-based                                                                                                                              | 102 |
| Figure 31:density-based solveur                                                                                                                                             | 104 |
| Figure 32:Sphère de Lobb                                                                                                                                                    | 111 |
| Figure 33:Création de la géométrie                                                                                                                                          | 112 |
| Figure 34:Cotation                                                                                                                                                          | 112 |
| Figure 35:Maillage initial de la géométrie                                                                                                                                  | 113 |
| Figure 36:Qualité de maillage basée sur la qualité orthogonale                                                                                                              | 114 |
| Figure 37:spectre métrique d'inclinaison                                                                                                                                    | 114 |
| Figure 38:Repérage des conditions aux limites                                                                                                                               | 115 |
| Figure 39:choix du mode de calcul et le type de dimension                                                                                                                   | 116 |
| Figure 40 Le paramétrage du solveur                                                                                                                                         | 116 |
| Figure 41:étape de la configuration                                                                                                                                         | 116 |
| Figure 42:activation de l'énergie                                                                                                                                           | 117 |
| Figure 43:choix du modèle de turbulence                                                                                                                                     | 117 |
| Figure 44:Le model pour les réactions de transport                                                                                                                          | 118 |
| Figure 45:créer et modifier le matériau                                                                                                                                     | 119 |
| Figure 46:implémentation des espèces chimiques                                                                                                                              | 120 |
| Figure 47:implémentation du modèle de la cinétique chimique                                                                                                                 | 120 |
| Figure 48:condition d'entrée                                                                                                                                                | 122 |
| Figure 49:condition à la paroi                                                                                                                                              | 123 |
| Figure 50:condition thermique à la paroi                                                                                                                                    | 123 |
| Figure 51:la boîte de dialogue                                                                                                                                              | 124 |
| Figure 52:choix de l'algorithme de formulation                                                                                                                              | 124 |
| Figure 53:les limites de solution                                                                                                                                           | 125 |
| Figure 54: facteurs de sous-relaxation                                                                                                                                      | 125 |
| Figure 55:Initialisation de la solution                                                                                                                                     | 126 |
| Figure 56:Exécuter le calcul                                                                                                                                                | 127 |

|                                                                                                                            |     |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 57:l'évolution des résidus pour le maillage initial.....                                                            | 128 |
| Figure 58:adaptation du maillage .....                                                                                     | 128 |
| Figure 59:maillage adapté .....                                                                                            | 129 |
| Figure 60:jet simple maillage .....                                                                                        | 131 |
| Figure 61:maillage jet central et deux jets périphériques.....                                                             | 131 |
| Figure 62:maillage jet central et quatre jets périphériques .....                                                          | 132 |
| Figure 63:maillage jet central et six jets périphériques.....                                                              | 132 |
| Figure 64:maillage jet central et huit jet périphériques.....                                                              | 133 |
| Figure 65:La température le long de la ligne d'arrêt pour chaque maillage sur Tec plot.....                                | 138 |
| Figure 66:l'évolution de $y^+$ autour du corps selon le modèle $k - \omega$ sur Tec plot.....                              | 139 |
| Figure 67:Variation du nombre de mach à travers l'onde de choc .....                                                       | 140 |
| Figure 68:Variation de champ de température .....                                                                          | 141 |
| Figure 69: Influence nombre de mach sur la variation de la température.....                                                | 142 |
| Figure 70:variation du champ de température autour de la sphère pour différent nombre de mach .....                        | 142 |
| Figure 71:Variation de champ de pression à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermochimique ..... | 143 |
| Figure 72:Champ de pression le long de la plage de relaxation "Tristan [5]" .....                                          | 143 |
| Figure 73:Comparaison La variation de la température le long de la plage de relaxation avec Tristan[5].....                | 144 |
| Figure 74:Variation de champ de densité à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermochimique .....  | 144 |
| Figure 75:Variation de champ de vitesse à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermochimique .....  | 145 |
| Figure 76:Fraction massique de l'espèce $N_2$ .....                                                                        | 146 |
| Figure 77:Fraction massique de l'espèce $O_2$ .....                                                                        | 146 |
| Figure 78:Fraction massique de l'espèce $NO$ .....                                                                         | 147 |
| Figure 79:Fraction massique de l'espèce $O$ .....                                                                          | 147 |
| Figure 80:Fraction massique de l'espèce $N$ .....                                                                          | 148 |
| Figure 81:évolution des fractions massiques des espèces le long de l'axe de la sphère sur Tecplot .....                    | 148 |
| Figure 82:Evolution des résidus.....                                                                                       | 149 |
| Figure 83:Evolution des résidus.....                                                                                       | 149 |
| Figure 84:la variation du diamètre du jet sur le champ de température.....                                                 | 150 |
| Figure 85:Comparaison de contours de densité avec les données expérimentales[39].....                                      | 153 |

|                                                                                                                                                                                                                           |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 86:Pr= 0.075, Tj=300k.....                                                                                                                                                                                         | 155 |
| Figure 87:Pr= 0.1, Tj=300k.....                                                                                                                                                                                           | 156 |
| Figure 88: (A) comparaison différentes température de jet). ( B) comparaison fraction molaire avec différentes température de jet .(C) comparaison les lignes de courants avec différente Pr .....                        | 157 |
| Figure 89:Stream-lines comparison with different jet total PR. (b) Temperature contour comparison with different jet temperature. (c) Fuel gas mole fraction contour comparison with different jet temperatures [43]..... | 158 |
| Figure 90:Comparaison[A] pression de paroi avec [B]bianxian Shen[43] .....                                                                                                                                                | 158 |
| Figure 91: contour de température pour Mach =6, sans réaction.....                                                                                                                                                        | 162 |
| Figure 92:Contour de pression pour Mach=6 , sans réaction.....                                                                                                                                                            | 163 |
| Figure 93:Contour de densité pour Mach=6, sans réaction.....                                                                                                                                                              | 164 |
| Figure 94:Contour de vitesse pour Mach=6, sans réaction .....                                                                                                                                                             | 165 |
| Figure 95:Contour de Mach pour M=6 , sans réaction .....                                                                                                                                                                  | 166 |
| Figure 96:Contour de Mach pour M=6 , sans réaction .....                                                                                                                                                                  | 167 |
| Figure 97:Les données utilisées dans la simulation .....                                                                                                                                                                  | 169 |
| Figure 98:Contour de densité pour Mach=9.15, sans réaction.....                                                                                                                                                           | 170 |
| Figure 99:contours de densité pour M=9.15, sans réaction .....                                                                                                                                                            | 171 |
| Figure 100:contours de vitesse pour M=9.15, sans réaction .....                                                                                                                                                           | 172 |
| Figure 101:contours de Mach pour M=9.15, sans réaction.....                                                                                                                                                               | 173 |
| Figure 102:contours de Mach pour M=9.15, sans réaction.....                                                                                                                                                               | 174 |
| Figure 103:contours de Températures pour M=15.6, sans réaction.....                                                                                                                                                       | 176 |
| Figure 104:contours de Pressions pour M=15.6, sans réaction.....                                                                                                                                                          | 177 |
| Figure 105:contours de Densités pour M=15.6, sans réaction .....                                                                                                                                                          | 178 |
| Figure 106:contours de Densités pour M=15.6, sans réaction .....                                                                                                                                                          | 178 |
| Figure 107:contours de vitesses pour Mach= 15.6, sans réaction.....                                                                                                                                                       | 179 |
| Figure 108:contour de nombre de mach pour mach = 15.6, sans réaction.....                                                                                                                                                 | 180 |
| Figure 109:contours de mach pour M=15.6, sans réaction .....                                                                                                                                                              | 181 |
| Figure 110:contours de Températures pour M=19.9, sans réaction.....                                                                                                                                                       | 183 |
| Figure 111:contours de pressions pour M=19.9, sans réaction .....                                                                                                                                                         | 184 |
| Figure 112:contours de densités pour M=19.9, sans réaction .....                                                                                                                                                          | 185 |
| Figure 113:contours de vitesses pour M=19.9, sans réaction .....                                                                                                                                                          | 186 |
| Figure 114:contours de mach pour M=19.9, sans réaction .....                                                                                                                                                              | 187 |
| Figure 115:contours de Mach pour M=19.9, sans réaction.....                                                                                                                                                               | 188 |
| Figure 116:Contour de température pour Mach=9.15 ,5 réaction.....                                                                                                                                                         | 191 |
| Figure 117:Contour de température pour mach égale 9.15, 17 réaction .....                                                                                                                                                 | 192 |

|                                                                                               |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 118:contours de températures pour M=15.6, 5 réaction .....                             | 194 |
| Figure 119:contours de températures pour M=15.6, 17 réaction .....                            | 195 |
| Figure 120 :contours de températures pour M=19.9, 5 réaction .....                            | 197 |
| Figure 121:: contours de températures pour M=19.9, 17 réaction .....                          | 198 |
| Figure 122: variation de Pr en fonction de Température de paroi Tw pour Mach= 6 .....         | 199 |
| Figure 123:variation de Pr en fonction de Température de paroi Tw pour Mach= 9.15 .....       | 200 |
| Figure 124:variation de Pr en fonction de Température de paroi Tw pour Mach= 15.6 .....       | 200 |
| Figure 125:variation de Pr en fonction de Température de paroi Tw pour Mach= 19.9 .....       | 201 |
| Figure 126:Variation de Pr en terme de débit massique $\dot{m}$ .....                         | 201 |
| Figure 127:lignes de courant pour Pr = 0.1et Pr = 0.075 .....                                 | 202 |
| Figure 128:Vecteurs vitesse et lignes de courant pour Pr = 0.1 et Pr = 0.075 á Tj = 300K..... | 202 |
| Figure 129:variation de coefficient de pression pour chaque nombre de Mach .....              | 203 |
| Figure 130:influence d'altitude sur la Température après l'onde de choc .....                 | 204 |
| Figure 131:Variation de Mach en régime transitoire .....                                      | 212 |

## LISTE DES TABLEAUX

|                                                                                                                     |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tableau 1:Ordre de nombre de collisions nécessaires pour l'équilibre des degrés de libertés et la dissociation..... | 42  |
| Tableau 2:Etat de l'art sur le jet à contre-courant [19] .....                                                      | 46  |
| Tableau 3:Réactions de dissociation (r =1 à 15) et d'échange (r = 16 à 17). .....                                   | 74  |
| Tableau 4:Catégorie de modélisation turbulente.....                                                                 | 80  |
| Tableau 5:Valeurs des constantes du modèle k-ε standard. ....                                                       | 83  |
| Tableau 6:Valeurs des constantes du modèle k-ε standard. ....                                                       | 85  |
| Tableau 7:conditions aux limites.....                                                                               | 121 |
| Tableau 8:Données géométrique du jet central et des deux jets symétriques .....                                     | 129 |
| Tableau 9:Données géométrique du jet central et des quatre jets symétrique .....                                    | 130 |
| Tableau 10:Données géométrique du jet central et des six jets symétriques .....                                     | 130 |
| Tableau 11:Données géométrique du jet central et des huit jets symétriques.....                                     | 130 |
| Tableau 12:Spécification des conditions aux limite.....                                                             | 134 |
| Tableau 13:Paramétrage du solveur .....                                                                             | 135 |
| Tableau 14:Repérage des conditions aux limites .....                                                                | 149 |
| Tableau 15:Repérage des conditions de Hayashi [39] .....                                                            | 152 |
| Tableau 16:Repérage des conditions aux limites .....                                                                | 154 |
| Tableau 17:Détermination du Débit pour Mach 6 .....                                                                 | 160 |
| Tableau 18:Température adjacente à la paroi (K) pour Mach 6 .....                                                   | 160 |
| Tableau 19:Les données utilisées dans la simulation.....                                                            | 161 |
| Tableau 20:Température adjacente à la paroi (K ) Pour Mach=9.15 .....                                               | 168 |
| Tableau 21:Les données utilisées dans la simulation.....                                                            | 168 |
| Tableau 22:Température adjacente à la paroi (K ) pour Mach 15.6 .....                                               | 175 |
| Tableau 23:Les données utilisées dans la simulation.....                                                            | 175 |
| Tableau 24:variation de Température adjacente à la paroi (K ).....                                                  | 182 |
| Tableau 25:Les données utilisées dans la simulation.....                                                            | 182 |
| Tableau 26:Influence schéma réactionnel pour mach 6 .....                                                           | 189 |
| Tableau 27:Variation de Température adjacente à la paroi (K ) pour chaque réaction.....                             | 189 |
| Tableau 28:Influence schéma réactionnel pour mach 9.15 .....                                                        | 190 |
| Tableau 29:Variation de Température adjacente à la paroi (K ) pour chaque réaction.....                             | 190 |
| Tableau 30:Influence schéma réactionnel pour mach 15.6 .....                                                        | 193 |
| Tableau 31 :Variation de Température adjacente à la paroi (K ) pour chaque réaction .....                           | 193 |
| Tableau 32:Influence schéma réactionnel pour mach 19.9 .....                                                        | 196 |



|                                                                                           |     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Tableau 33: Variation de Température adjacente à la paroi (K ) pour chaque réaction ..... | 196 |
| Tableau 34:Répérage des conditions aux limites .....                                      | 206 |
| Tableau 35:Paramétrage du solveur .....                                                   | 207 |
| Tableau 36:: Modèle de Park 17 réaction.....                                              | 217 |
| Tableau 37:Coefficients des constantes d'équilibre.....                                   | 217 |
| Tableau 38:Masses molaires, enthalpies de formation et températures .....                 | 218 |
| Tableau 39:Les coefficients des polynômes de Cp .....                                     | 218 |
| Tableau 40:Efficacité de l'élément tiers.....                                             | 219 |
| Tableau 41:Les paramètres de Lennard- Jones .....                                         | 219 |

# **INTRODUCTION**

### Introduction :

Lorsqu'un véhicule spatial rentre dans les couches supérieures de l'atmosphère, sa vitesse est encore très importante (vitesses hypersoniques), Se traduit par deux problèmes majeurs qui doivent être pris en compte lors de la phase de conception : la trainée aérodynamique et le chauffage Aérodynamique. La nature contradictoire de ces questions appelle des approches non conventionnelles pour réduire à la fois la trainée et le chauffage. En ce qui concerne le flux de chaleur, les corps émoussés sont préférés.

La définition d'un véhicule de rentrée atmosphérique nécessite la connaissance de particularités de la rentrée atmosphérique soit, par exemple :

- La présence d'une onde de choc fort
- . - Les effets de gaz réel liés aux hautes températures.

En effet, l'effet de l'onde de choc normal devient très considérable sur la composition chimique du fluide, tel que le déclenchement du processus de dissociation des molécules, la formation de nouvelles espèces, l'ionisation des particules à cause des grandes températures qui règnent à l'aval de l'onde de choc. Particulièrement, dans la couche de choc ou la zone entre le choc et la surface du corps qui est le siège des transferts énergétiques importants et notamment un transfert d'énergie cinétique en énergie thermique favorisant de nombreux phénomènes physico-chimiques complexes, La température locale peut atteindre plusieurs dizaines de milliers de degrés, cette augmentation se manifeste, tout d'abord, sous forme d'une augmentation de l'énergie de l'agitation thermique de la translation et de la rotation des molécules, ensuite une évolution vers l'état d'équilibre s'effectuera grâce aux collisions entre particules. Une zone de relaxation vers l'équilibre final apparaîtra donc en aval du choc intense, dans laquelle une partie de l'énergie de translation et de rotation est cédée aux modes internes ou absorbée par des réactions chimiques qui vont modifier la composition chimique du mélange gazeux.

L'emploi de nouvelle technologie l'injection d'un jet à contre-courant simple ou multiple à travers une buse située sur la surface avant du corps émoussé, est fortement envisageable. Celle-ci, représente une méthode de contrôle des écoulements hypersonique qui a pour but un meilleur contrôle de la distance d'espacement entre le véhicule et l'onde de choc permettant une meilleure absorption de la chaleur, en outre, un éloignement du choc permettant un gain considérable en terme de température.

Nombreuses études expérimentale et numérique abordent l'injection d'un jet contre-courant en phase de rentrée atmosphérique. Le champ d'écoulement autour du corps émoussé est varié de

telle sorte que le flux de chaleur et de la pression rencontrée à la surface émoussée est réduit d'où le bénéfice de cette technique qui reste à ce jour un réel défi pour les chercheurs.

La thématique du jet turbulent qu'il soit simple ou multiple a reçu un intérêt particulier de la part de la communauté scientifique compte tenu du nombre important d'études expérimentales et numériques qui lui sont associées. Dans cette mémoire on étudiera l'interaction d'un jet contre-courant avec un plasma d'air réactif à l'amont du nez d'un véhicule spatial s'apprêtant à faire sa rentrée dans l'atmosphère terrestre et ce afin de réduire les effets nocifs de l'échauffement aérodynamique sur ce dernier.

Cependant, la description précise des propriétés d'un plasma d'air réactif est complexe du fait du nombre d'espèces chimiques à considérer pour lesquelles les constantes de vitesse des réactions élémentaires sont souvent mal connues. La description de la réactivité de l'écoulement et sa prise en compte dans les codes de dynamique des fluides est également une tâche ardue qui constitue le cœur de ce travail de cette mémoire.

Malgré les efforts consentis fournis auparavant dans ce domaine, cette problématique reste toujours un sujet d'actualité ouvert toute innovation.

Ce travail de mémoire s'articule de la manière suivante :

Dans le premier chapitre on abordera sommairement les caractéristiques des écoulements hypersoniques lors de rentrée atmosphérique en plus d'établir la relation de saut : Relation de Rankine-huguenot permettant de relier les différents paramètres amont aval de l'onde de choc droite. On abordera notamment les notions des divers processus physico-chimiques intervenant lors de la rentrée atmosphérique ainsi que le concept du jet inverse procédant à l'éloignement de l'onde de choc et réduire le chauffage aérodynamique, et enfin l'étude bibliographique en explicitant tous les travaux réalisés dans le contexte des écoulements en déséquilibre thermo-chimique dans la couche de choc ainsi que les études menées sur les jets à contre-courant

Dans un second chapitre on établira une mise en équation et une modélisation mathématique et physique du problème étudié, notamment, les équations de la mécanique statistique de Boltzmann ainsi que les modèles de la cinétique chimique.

On a proposé dans le troisième chapitre d'étudier un écoulement hypersonique bidimensionnel visqueux en déséquilibre chimique autour des corps émoussés avec une application d'un jet contre-courant au niveau du nez de ces corps pour éloigner le choc et réduire le chauffage aérodynamique. En particulier, ce chapitre porte sur la faisabilité d'utilisation d'un code de calcul numérique de la dynamique des fluides pour simuler un tel écoulement autour d'un corps émoussé

Le dernier chapitre est consacré à la présentation des résultats des différentes études envisagées et enfin, une conclusion générale sera tiré

**Chapitre 1 :**

**Les caractéristiques des écoulements  
hypersoniques et revue bibliographie**

## 2.1 Généralités :

Ce chapitre introduit le contexte général de ce travail de thèse. L'accent est mis sur les principales caractéristiques des écoulements hypersoniques lors de la rentrée atmosphérique des engins, La problématique liée à l'échauffement aérodynamique ainsi que le concept du jet à contre-courant simple et multiple.

### 2.1.1 Rentrée atmosphérique :

Quand un vaisseau spatial veut retourner vers la Terre, il doit premièrement perdre de la vitesse qui passe d'environ 8000m/s à environ 100m/s, cela en exploitant le frottement sur les couches de l'atmosphère pour ralentir et diminuer assez sa vitesse pour atterrir en douceur. La formation d'onde de choc qui est le résultat d'un contact violent entre la navette avec les hautes couches de l'atmosphère transforme une partie de l'énergie cinétique du véhicule en énergie thermique libérée dans le gaz (Figure 1 et Figure 2). La température est alors de l'ordre de 10000 K dans la couche de gaz environnant le véhicule. La dissipation d'une telle quantité d'énergie provoque un changement brutal des conditions de pression et de température et engendre alors une réactivité complexe dans le gaz conduisant à la dissociation et à l'ionisation des molécules présentes dans l'atmosphère. Dans le cadre de l'atmosphère terrestre, le plasma formé est le siège d'une chimie mettant en jeu un grand nombre d'espèces atomiques, moléculaires, radicalaires et ionisées ( $N_2$ ,  $O_2$ ,  $NO$ ,  $N$ ,  $O$ ,  $N_2^+$ ,  $O_2^+$  ...) à l'état électronique fondamental ou dans une multitude d'états excités [3]. La présence de ce plasma hautement énergétique autour du véhicule spatial provoque un échauffement très important de la paroi du véhicule, ce flux de chaleur étant typiquement de plusieurs centaines de  $kW/m^2$  †.



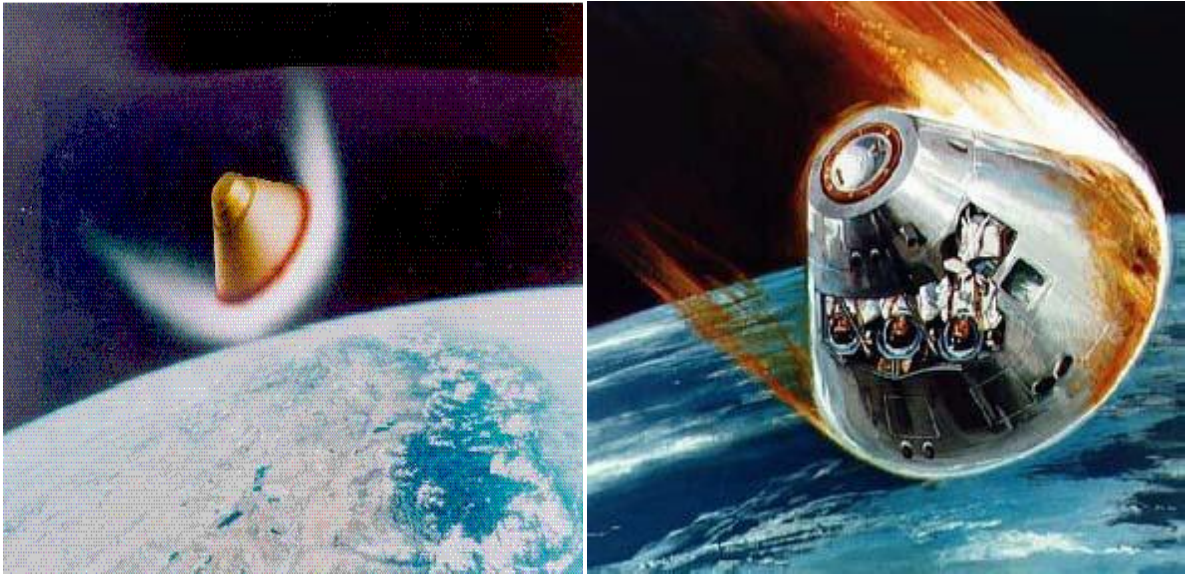


Figure 1: Rentrée de la Capsule dans l'atmosphère de la terre [7, 27].

## **2.2. Caractérisation des écoulements :**

Pour mieux comprendre les phénomènes qui sont associés à la rentrée atmosphérique, la connaissance des notions suivantes est indispensable :

- Le régime de vitesse.
- Le comportement dynamique
- Le régime d'écoulement

Au cours d'une phase de rentrée, un véhicule rencontre différents écoulements entre autre : différents régimes de vitesse, le régime d'écoulement et de comportement dynamique.

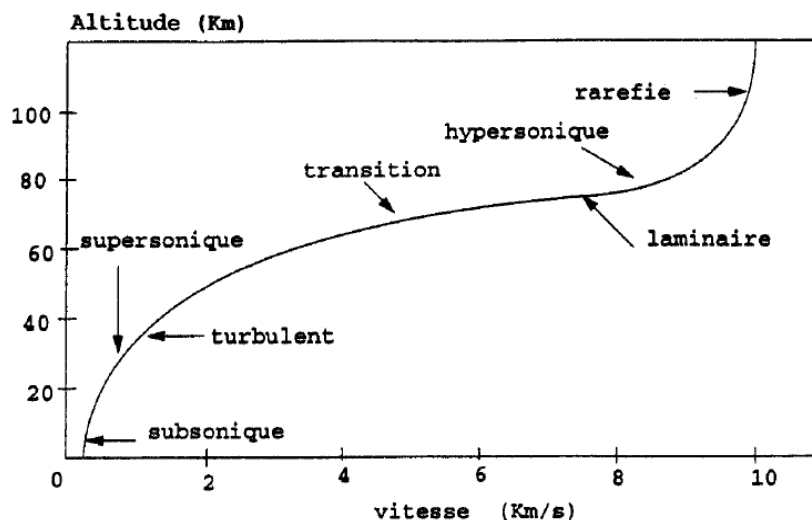


Figure 2: Régimes rencontrés lors d'une phase de rentrée atmosphérique terrestre [5]

### 2.2.1 Le régime de vitesse :

#### **Le nombre de Mach :**

Nombre adimensionnelle désignant le rapport de la vitesse d'écoulement d'un fluide à la vitesse locale du son :

$$M = \frac{U_0}{C_0} \quad (2.1)$$

Le nombre de Mach est le rapport de l'énergie cinétique d'une particule à son énergie interne [5]

Le vol peut être grossièrement classé en quatre catégories :

- Pour  $M < 0.8$  : régime subsonique ou le fluide serait faiblement compressible
- Pour  $0.8 < M < 1.2$  : régime transsonique caractérisé par une zone de transition qui présente à la fois l'écoulement supersonique et subsonique
- Pour  $1.2 < M < 5$  : régime supersonique régi par l'apparition d'onde de choc a travers lesquels les propriétés de l'écoulement subissent des variations brusque sur une distance de l'ordre du libre parcours moyen

- Pour  $M \gg 5$  régime hypersonique : apparition des phénomènes physico-chimiques, relaxation vibrationnelle, dissociation moléculaire, ionisation, rayonnement...etc., qui modifient l'écoulement de façon sensible.

### 2.2.2 Le comportement dynamique

#### **Le nombre de Reynolds :**

Représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces visqueuses :

$$Re_L = \frac{(\rho U_0 L)}{\mu} \quad (2.2)$$

Où :

$\rho$ : est la masse volumique du fluide

$\mu$  : la viscosité dynamique

L : la longueur caractéristique de l'obstacle.

Le nombre de Reynolds permet de déterminer le régime d'écoulement et les équations à utiliser. On distingue trois régimes de comportement dynamique des particules :

- Le régime laminaire,  $Re < 10^5$ , En régime laminaire, les lignes de courant restent parallèles, et les « filets fluides » glissent progressivement les uns sur les autres sans se croiser.
- Le régime transitoire, qui marque le début de turbulence.
- Le régime turbulent, à des nombres de Reynolds plus grands, pour lesquels apparaissent des phénomènes à caractère non linéaire, non périodique et irrégulier dans l'espace et le temps. La turbulence favorise les transferts de chaleur, de masse et de quantité de mouvement [6].

### 2.2.3 Les régimes d'écoulement

#### **Le nombre de Knudsen :**

Nombre adimensionnel, utilisé dans divers domaines de la chimie et physique, défini comme le rapport entre le libre parcours moyen moléculaire  $\lambda$  et une longueur caractéristique (L) :

$$K_n = \frac{\lambda}{L_0} \quad (2.3)$$

Le nombre de Knuden peut être utilisé pour déterminer la raréfaction d'un écoulement et le domaine de validité des différentes équations va dépendre de la valeur de ce nombre :

- $Kn < 0.01$  : Régime continu régi par les équations de Navier Stokes basés sur l'hypothèse de la continuité du milieu pour des altitudes inférieure a 80 km . Donc, on admet que le volume que nous désignerons « particule fluide », est assez grand pour contenir un très grand nombre de molécules et assez petit pour définir une valeur « locale » et un élément de volume infinitésimal permettant de justifier le calcul différentiel et intégral [7].
- $0.01 < Kn < 0.1$  : Écoulement glissant : L'écoulement est généralement décrit par les équations NS mais requiert en plus des conditions de glissement aux parois. Pour une altitude comprise entre 80 km et 100 km.
- $Kn \gg 1$  : Écoulement moléculaire libre : passage à une approche microscopique Ce type d'écoulement est généralement rencontre en très hautes altitudes, supérieures a 100 km, ou la pression atmosphérique est faible [9].il s'agit du domaine d'utilisation général des méthodes de simulation directe de monte Carlo représentant une solution approchée de l'équation de Boltzmann.

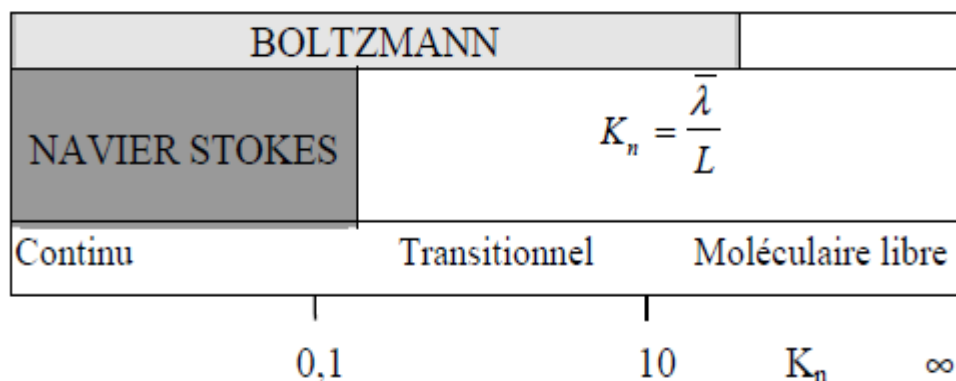


Figure 3: domaine de validité de l'équation de Navier stockes et l'équation de Boltzmann

### 2.2.4 La dynamique des gaz à hautes températures en régime hypersonique continu

Lorsqu'on place un obstacle fixe dans un écoulement de gaz en régime supersonique, l'arrêt non isentropique du fluide se caractérise par l'apparition d'une onde de choc.

#### 2.2.4.1-Approche historique :

La modélisation mathématique du phénomène des ondes de choc s'amorce en 1808 quand Siméon Denis Poisson trouve une solution discontinue aux équations aux dérivés partielles correspondantes à la conservation de la masse et de la quantité de mouvement.

En 1876, Ernest Mach a établi le rapport entre la vitesse du mobile et la célérité du son comme étant le paramètre principal des ondes de choc, ce qui donnera le nombre de Mach.

A la fin du XIXème siècle, Rankine et Huguenot établissent chacun les équations de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie pour donner les équations de l'onde de choc droite.

#### 2.2.4.2-onde de choc droite (normale) :

Une onde de choc droite, est une surface de discontinuité plane non isentropique, perpendiculaire à l'écoulement où le vecteur vitesse de l'écoulement est normal au front du choc. Le processus de transition d'un côté à un autre du choc, lié à très forts gradients de vitesse, de température et de pression, conduisant à un état hors équilibre. [10]

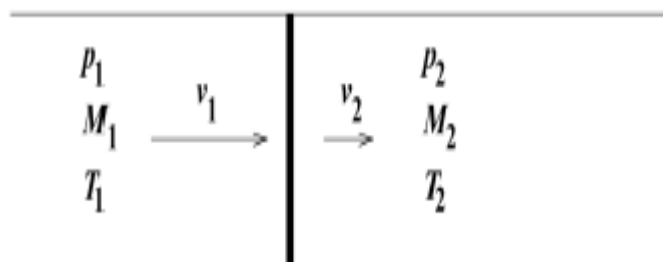


Figure 4: Illustration d'une onde de choc normale

Dans un système de coordonnées lié au choc, on écrit les différentes équations de conservation, permettant de relier l'état (1) à l'état (2) [1]:

- L'équation de Conservation de la masse s'écrit comme suit :

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 \quad (2.4)$$

- La Conservation de la quantité de mouvement, Pour une section constante ( $A_1=A_2$ ) s'obtient :

$$mV_1 - mV_2 = P_1 A_1 - P_2 A_2 \quad (2.5)$$

Pour un débit et une section constante (2.5) devient :

$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2 \quad (2.6)$$

- En l'absence de travail et d'apport de chaleur, la Conservation de l'énergie est donnée par :

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (2.7)$$

- Equation d'état : (plusieurs formes possibles) :

$$\rho = \rho(s, p) \quad (2.8)$$

Ce système d'équation permet, par la connaissance des états amont, de calculer les paramètres aval de l'onde de choc à travers les relation de Rankine-Huguenot communément appelée les relations de sauts.

#### 2.2.4.2.2 Relation de Rankine-Hugoniot :

On sait que, dans ce cas, l'équation d'état du gaz s'écrit très simplement, par exemple sous la forme:

$$P = \rho r T \quad (2.9)$$

Les équations de bilan se simplifient alors pour obtenir :

- Bilan de masse :

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2 \quad (2.10)$$

- Bilan de quantité de mouvement :

$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2 \quad (2.11)$$

- Bilan d'énergie :

$$C_p T_1 + \frac{V_1^2}{2} = C_p T_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (2.12)$$

- Equation d'état :

$$P = \rho r T \quad (2.13)$$

On va maintenant chercher à faire apparaître les nombres de Mach amont et aval pour obtenir des rapports simples. On a ainsi pour l'équation d'énergie :

$$C_p T_1 + \frac{V_1^2}{2} = C_p T_2 + \frac{V_2^2}{2} = C_p T_1 \left( 1 + \frac{V_1^2}{2 C_p T_1} \right) = C_p T_1 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 \right) \quad (2.14)$$

Puisque  $C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1}$  et  $C_p T_1 = \frac{\gamma r T_1}{\gamma - 1}$ . L'équation de bilan d'énergie se ramène ainsi à :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2} \quad (2.15)$$

L'équation de bilan de quantité de mouvement peut maintenant être transformée en utilisant :

$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2 = P_1 \left( 1 + \frac{\rho_1 V_1^2}{P_1} \right) = P_1 (1 + \gamma M_1^2) \quad (2.16)$$

En utilisant  $C_p = \frac{\gamma P}{\rho}$ . On obtient la relation suivante :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{(1 + \gamma) M_1^2}{(1 + \gamma) M_2^2} \quad (2.17)$$

Utilisant l'équation d'état des gaz parfaits, on peut en déduire immédiatement l'évolution du rapport  $\rho_2/\rho_1$ , comme suit :

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{P_2}{P_1} \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{-1} \quad (2.18)$$

Il reste maintenant à relier les nombres de Mach amont et aval. Pour ce faire, on utilise le bilan de masse :

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{M_1 C_1}{M_2 C_2} = \frac{M_1}{M_2} \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (2.19)$$



En utilisant (2-13) et (2-14) et en remplaçant les rapports obtenus précédemment par leurs Expressions, on obtient :

$$\frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} = \frac{M_1}{M_2} \left( \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.20)$$

La résolution de cette équation du second degré de l'inconnue  $M_2^2$  donne, en écartant la solution triviale  $M_2^2 = M_1^2$  l'expression de  $M_2^2$

$$\frac{M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} = \frac{M_1}{M_2} \left( \frac{2 + (\gamma - 1) M_1^2}{2 \gamma M_2^2 + 1 - \gamma} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.21)$$

En remplaçant cette expression dans les expressions précédentes. Elles ne deviennent fonctions que du nombre de Mach amont, on obtient alors :

$$\frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} M_1^2 - \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} \right) \left( \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} + \frac{2}{(\gamma + 1) M_1^2} \right) \quad (2.22)$$

De la même façon, on trouve :

$$\frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} M_1^2 - \frac{(\gamma - 1)}{(\gamma + 1)} \right) \quad (2.23)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{P_2}{P_1} \left( \frac{T_1}{T_2} \right) = \left( \frac{(\gamma + 1) M_1^2}{2 + (\gamma - 1) M_1^2} \right) \quad (2.24)$$

$$\frac{V_2}{V_1} = \left( \frac{2 + (\gamma - 1) M_1^2}{(\gamma + 1) M_1^2} \right) \quad (2.25)$$

De l'équation (2.23) , on fait sortir la valeur de  $M_1$  :

$$M_1^2 = \left( \frac{P_2(\gamma + 1) - (\gamma - 1)P_1}{2\gamma P_1} \right) \quad (2.26)$$

En remplaçant  $M_1$  par sa valeur dans l'équation ( 2.24 ) , on obtient :

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left( \frac{\frac{P_2}{P_1}(\gamma + 1) - (\gamma - 1)}{(\gamma + 1) - (\gamma - 1)\frac{P_2}{P_1}} \right) \quad (2.27)$$

En inversant cette relation, on obtient l'équation de Rankine-Huguenot :

$$\frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{\frac{(\gamma+1) \rho_2}{(\gamma-1) \rho_1} - 1}{\frac{(\gamma+1) \rho_2}{(\gamma-1) \rho_1}} \right) \quad (2.28)$$

Cette relation permet de relier l'état thermodynamique en amont de l'onde de choc,  $(p_1, \rho_1)$ , à l'état en aval,  $(p_2, \rho_2)$ .

La dernière relation que nous utiliserons est celle donnant la variation d'entropie à travers l'onde de choc. Pour ce faire, on écrit :

$$\Delta S = C_p \ln \left( \frac{T_2}{T_1} \right) - r \ln \left( \frac{P_2}{P_1} \right) \quad (2.29)$$

Pour satisfaire le second principe de la thermodynamique le nombre de mach amont doit être supérieur à l'unité, car si  $M_1 > 1$ ,  $\Delta s > 0$ . Les deux sont en accord avec le deuxième principe de la thermodynamique. Par contre dans cas inverse est impossible, où  $M_1 < 1$ ,  $\Delta s < 0$  ce qui serait en contradiction avec le deuxième principe de la thermodynamique.

#### Remarque conclusif :

- Dans les ondes de choc les températures totales (de stagnation) restent les mêmes  $T_{01}=T_{02}$ , à l'encontre des pressions et les densités totales qui diminuent avec le même ratio, c.-à-d. l'écoulement à travers le choc est adiabatique mais non-isentropique. Ce qui est illustrée dans la figure (2.7) Réalisé à l'aide du logiciel OriginPro.

Ainsi les principes fondamentaux gouvernant les écoulements aux ondes de choc peuvent être récapitulés comme suit :

1. L'écoulement en amont est supersonique, et celui en aval est subsonique.
2. Pour les gaz parfaits (aussi que pour les fluides réels), seulement les ondes de compression peuvent exister.
3. l'entropie augmente à travers le choc.

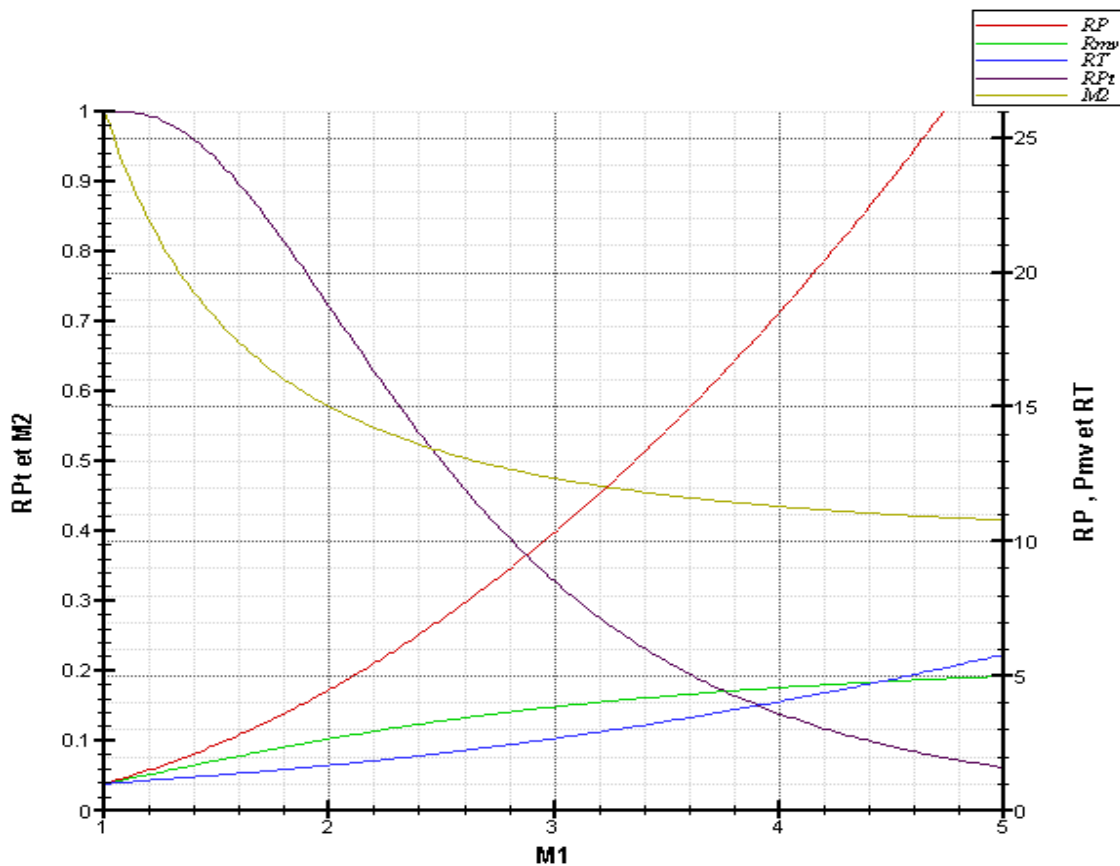


Figure 5: évolution des rapports thermodynamiques à travers un choc normal

### 2.2.4.3 Onde de choc détachée :

Lorsqu'un corps de rentrée de forme émoussée (sonde, navette, capsule...) pénètre à grande vitesse dans une atmosphère planétaire, un choc fort et détaché se forme en amont du corps (figure 8), tandis qu'il est attaché dans le cas d'un corps tranchant [11]

Dans le cas d'un véhicule au nez tranchant le risque d'endommagement de l'appareil est inéluctable à cause des hautes températures qui règnent juste derrière les ondes de choc normales. Ce qui conduit à élire une forme plus appropriée pour les véhicules hypersoniques, en outre, une forme émoussée amenant au détachement de l'onde de choc normale et à son éloignement à travers une zone comprise entre l'aval du choc et la paroi du corps appelée « couche de choc ».

Pour un gaz réel, les processus thermochimiques qui règnent dans la couche de choc, vont tendre le milieu vers un état d'équilibre thermodynamique [12]. La distance de détachement  $\delta$  de l'onde de choc du nez d'un corps émoussé, de rayon  $R$ , dépend principalement de la masse volumique du fluide et le rayon de nez du corps. Elle est calculée par la relation approximée suivante [13] :

$$\delta = R \frac{\rho_2}{\rho_1} \quad (2.30)$$

Où :

$\rho_1$  et  $\rho_2$  sont, respectivement, la masse volumique du fluide en amont du choc et juste derrière le choc.

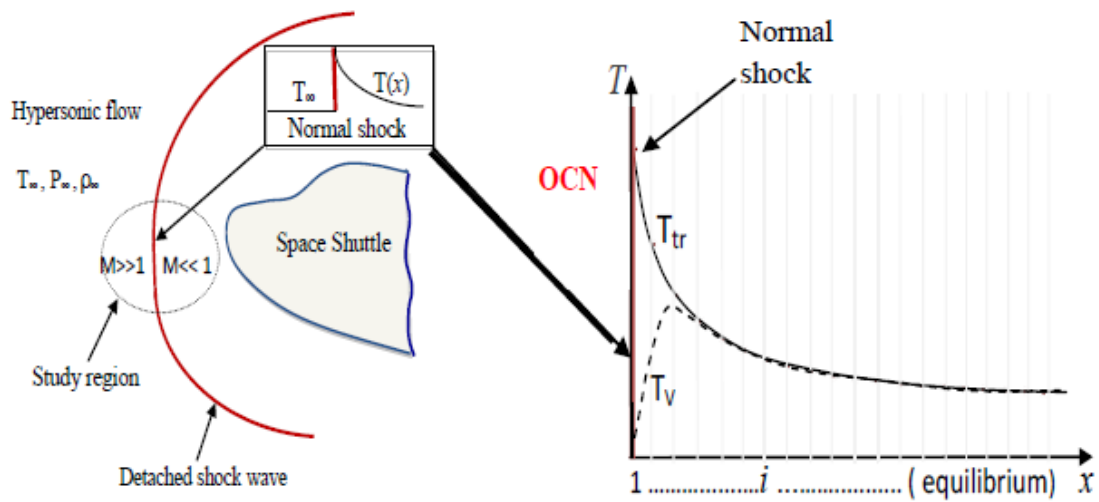


Figure 6: Choc devant la navette spatiale lors de la rentrée atmosphérique

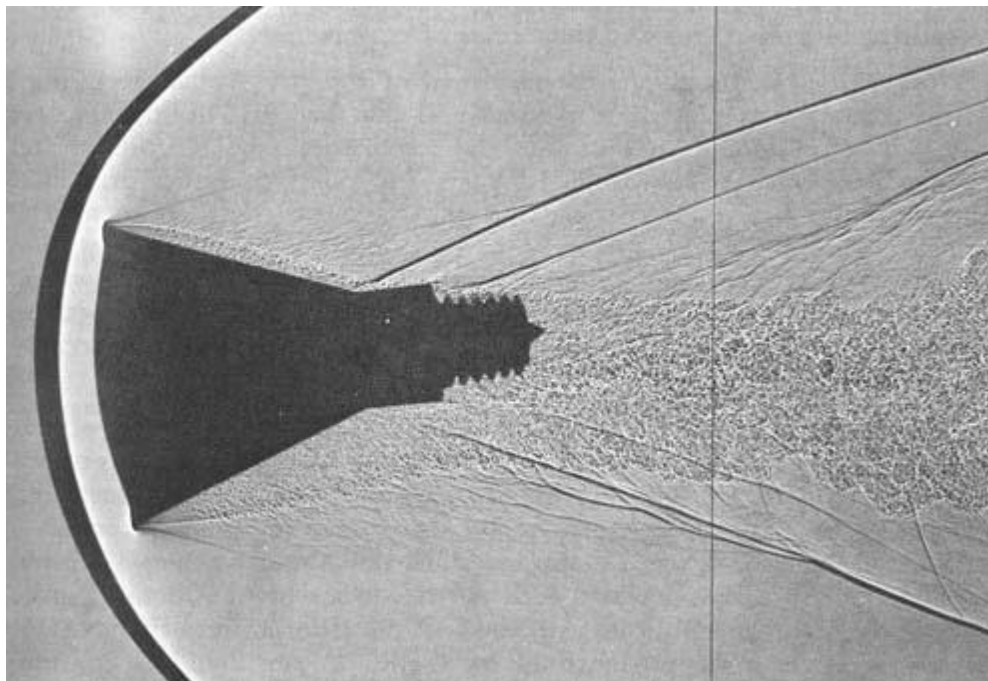


Figure 7: Visualisation de l'écoulement autour d'un corps émoussé

**2.2.4.4 Onde de choc en écoulement hypersonique :**

Les relations de Rankine-huguenot exprimant la relation entre l'état amont et aval a la traversée de l'onde de choc établis précédemment restent bien sur valides dans un premier temps dans le cas hypersonique.

En faisant tendre le nombre de mach  $M_1$  vers l'infini, on aboutit a un système encore plus simple (mais dont la validité est limitée à une assez faible plage de nombre de Mach) :

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{2\gamma(\gamma-1)}{(\gamma+1)} M_1^2 \sin^2 \beta \quad (2.31)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma}{(\gamma+1)} M_1^2 \sin^2 \beta \quad (2.32)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \quad (2.33)$$

Où  $\beta$  représente l'angle d'onde de choc

Du à l'excitation progressive des niveaux internes des molécules, ce, les considérations précédentes, en outre, la chaleur spécifique qu'on considérait comme constante, ne sont plus valables. L'équation d'état devient en fait une fonction non linéaire de la température, qui ne serait plus possible de résoudre analytiquement les équations de Rankine-Huguenot.

La situation est d'autant plus complexe que l'enthalpie du fluide dépend également de sa composition chimique, qui elle-même est fonction du degré de déséquilibre au sein de l'écoulement, degré qui varie en fonction de la position par rapport au choc.

**2-2-4-5 Physique des gaz réel et phénomène physico-chimique dans la couche de choc :****2.2.4.5.1 physique des gaz réel :**

Les conséquences de hauts niveaux de température sont multiples, on peut relever en particulier :

1- l'excitation des degrés de liberté internes des particules entraîne une modification des propriétés thermodynamique de l'air, de ce fait l'énergie interne ou l'enthalpie ne sont plus simplement proportionnelle à la température et l'air ne peut plus être assimilé a un gaz idéal et nécessitent la prise en compte les différents modes de stockage d'énergie d'une molécule (translation, rotation, excitation électronique et vibration),

2- L'apparition de réactions chimiques entre les différents composants de l'air (dissociation et ionisation). Le retour à l'état d'équilibre (thermodynamique ou chimique) s'effectue par l'intermédiaire des collisions entre particules. On peut d'ores et déjà souligner que l'écoulement peut être localement en déséquilibre chimique et thermodynamique. En effet, compte tenu des vitesses et des températures mises en jeu, l'ajustement vers l'état d'équilibre des propriétés thermodynamiques ou de la composition chimique, peut demander un temps similaire au temps de déplacement du fluide dans une zone donnée de l'écoulement. D'autre part, pour des nombres de Mach hypersoniques, la couche de choc (zone comprise entre l'onde de choc et la paroi de l'appareil) est mince, l'onde de choc est collée à la paroi. [14]

A la traversée du choc. Une part importante de l'énergie cinétique est convertie en énergie interne. Ainsi, la température du gaz augmente brutalement derrière le choc et peut atteindre plusieurs dizaines de milliers de degrés. Ceci conduit à l'apparition de ce qui est couramment appelé les effets hauts- températures ou effets de gaz réel. Effectivement, l'augmentation de température conduit à une augmentation de l'agitation moléculaire, donnant naissance à différents phénomènes physico- chimiques, liés aux différents degrés de liberté des molécules. C'est à travers ces phénomènes qualifiés d'endothermiques (qui absorbe la chaleur) que les températures sont très inférieures à celles calculées en cas d'un gaz parfait. A titre d'exemple, pour un mobile entrant dans l'atmosphère à une vitesse de 4 Km/s, l'air est porté à une température de 5000 K environ [15], alors que, sans effet de gaz réel cette température est de 8000 K

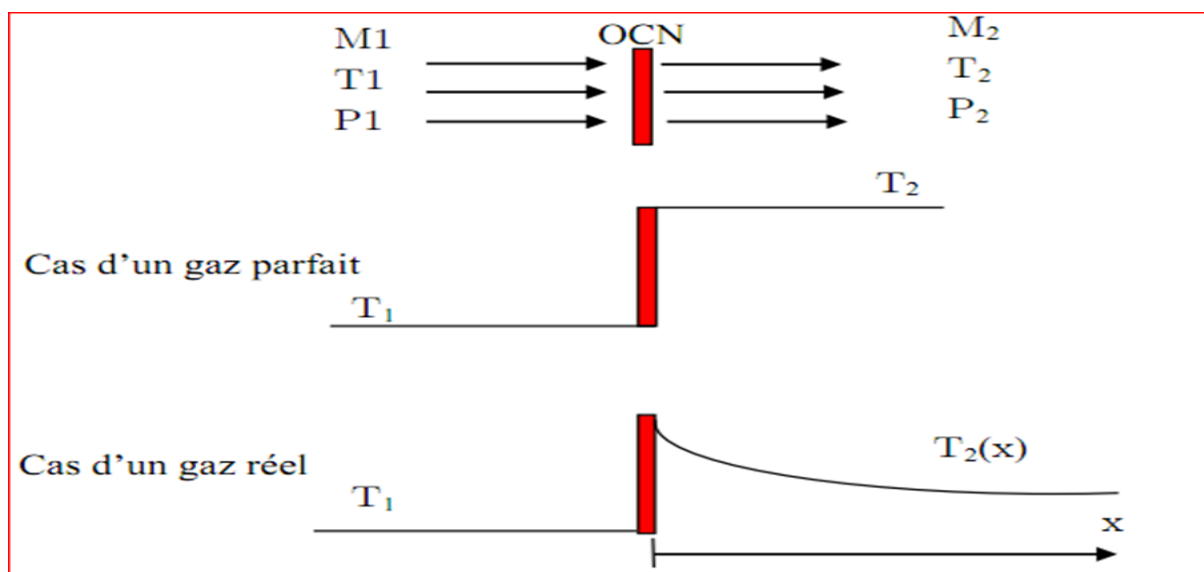


Figure 8: Effet du gaz réel sur la température derrière une onde de choc normale

L'énergie propre d'une particule peut être décomposée en quatre types d'énergie indépendants :

- \_ L'énergie de translation liée au mouvement de la particule,
- \_ L'énergie rotationnelle associée au mouvement de rotation de la molécule autour d'un axe passant par son centre d'inertie,
- \_ L'énergie vibrationnelle associée au mouvement des atomes autour de leur position d'équilibre sans mouvement d'ensemble,
- \_ L'énergie électronique qui correspond à la déformation du nuage électronique.

En mécanique quantique, on établit l'existence de niveaux d'énergie quantifiés.

Chaque molécule peut donc prendre un nombre  $\Delta n_i$  de niveaux d'énergie  $\Delta E_i$  pour chaque type d'énergie considéré. Les différences entre deux niveaux d'énergie  $\Delta n_{iv}$  ne sont pas du même ordre de grandeur selon les types d'énergie :

$$\Delta n_{iv}(\text{Erot}) \ll \Delta n_{iv}(\text{Evib}) \ll \Delta n_{iv}(\text{Eelec})$$

Pour l'énergie rotationnelle et translationnelle, les différences entre les niveaux d'énergie sont assez faibles, on peut les considérer comme continues.

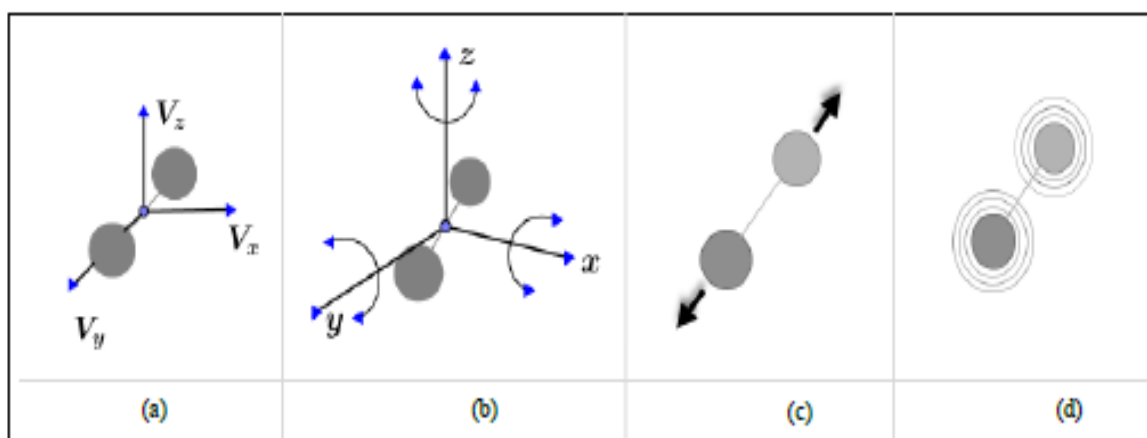


Figure 2.1 : Les différents modes d'énergie : (a) : énergie de translation, (b) : énergie de rotation, (c) : énergie de vibration, et (d) : énergie électronique.

Figure 9: Les différentes modes d'énergie: (a) : énergie de translation, (b) : énergie de rotation, (c) : énergie de vibration, et (d) : énergie électronique.

Les atomes, produits de la dissociation des molécules, possèdent quant à eux deux degrés de liberté : translation et excitation électronique.

---

La translation fait intervenir en effet trois paramètres ; la rotation peut s'effectuer suivant deux axes perpendiculaires entre eux et perpendiculaires à la ligne qui joint les atomes, ce qui représente 2 degrés de liberté ; enfin la vibration met en jeu de l'énergie cinétique et de l'énergie potentielle, correspondant chacune à un degré de liberté. [4]

La quantité d'énergie qui peut être transmise est alors quantifiée. L'excitation vibrationnelle de la molécule correspond à l'augmentation de son énergie de vibration suite aux collisions. Pour être excitée vibrationnellement Une molécule doit subir un certain nombre (généralement quelques centaines) de collisions. Néanmoins, ce nombre varie suivant l'espèce chimique considérée ainsi que de la quantité de l'énergie Cinétique mise en jeu lors des collisions, et donc de la température du milieu.

En considérant l'air, l'excitation vibrationnelle devient importante pour des températures supérieures à 800 K. Le phénomène de dissociation des molécules est fonction de la température : plus la température augmente, plus le nombre et l'intensité de collision augmente amenant à la dissociation des molécules en atomes.

Prenant pour exemple la molécule de dioxygène qui nécessite environs 200 000 pour que la molécule se dissocie. Ce qui signifie qu'à une pression de 1 atmosphère, la dissociation du dioxygène débute autour de 2000 K et elle sera totalement dissociée pour une température de 4000 K. Cette dernière marque le début de la dissociation du diazote, qui ne sera totalement atteinte que pour une température de 9000 K.

Au-delà du seuil de l'ordre de 9000 K, l'énergie collisionnelle est suffisante pour marquer le début du phénomène d'ionisation qui signifie l'arrachement d'un électron du cortège électronique. Et on se retrouve en présence d'un mélange gazeux contenant et des ions et des électrons libres en outre un plasma se forme qui sera le siège d'une chimie mettant en évidence un grand nombre d'espèces. Le problème de l'ionisation est bien connu des rentrées de types capsule ou navette, notamment avec le problème du « black-out ».



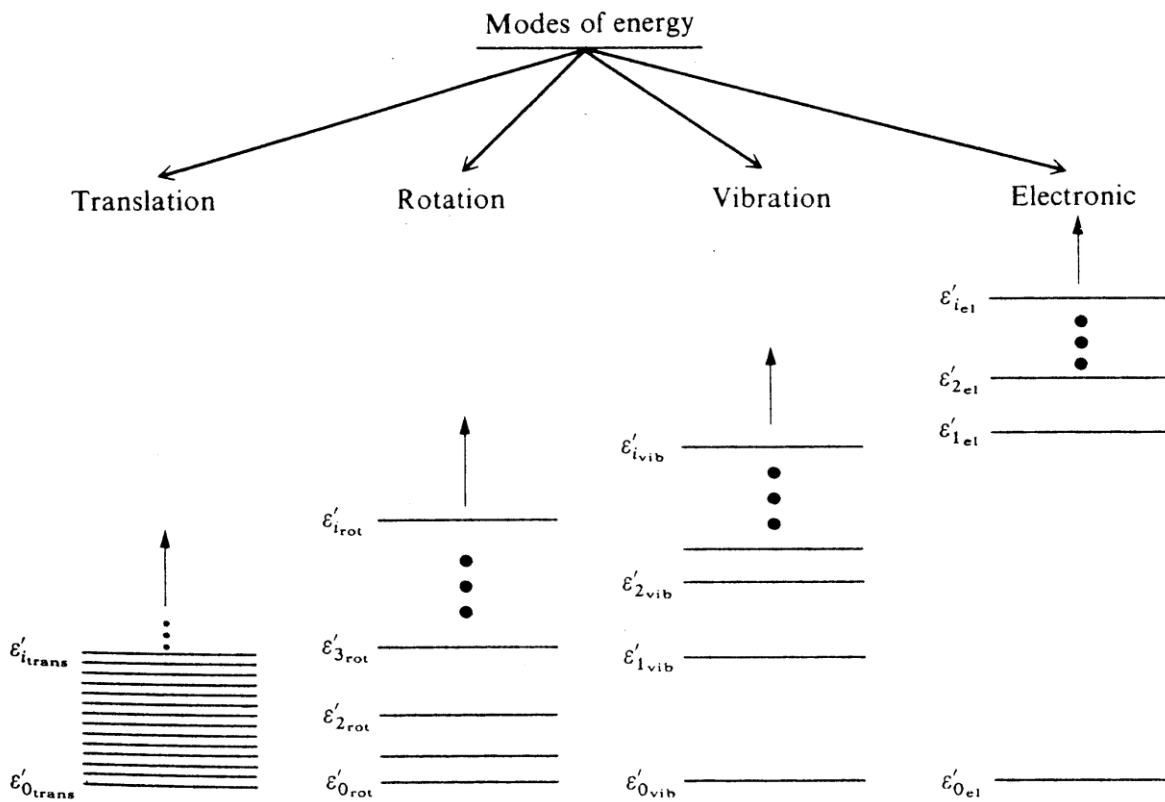


Figure 10: Schématisation des niveaux d'énergie sur les différents modes d'énergie d'une molécule

D'une manière analogue, les divers processus de vibration et d'ionisation peuvent être exprimés en fonction du régime de vitesse et de l'altitude, comme montré sur la Figure 13

-la zone I de la figure démontre que dans le cas d'une entrée atmosphérique d'un corps sphérique l'excitation vibrationnelle des molécules devient importante pour des vitesses de l'ordre de 2km/s , et ce d'autant plus que la pression est faible (s'éloigne de l'équilibre).

- le début de la dissociation des molécules de dioxygène et de diazote est marqué pour des vitesses comprises entre 3km/s et 7.5km/s (zone II et III).

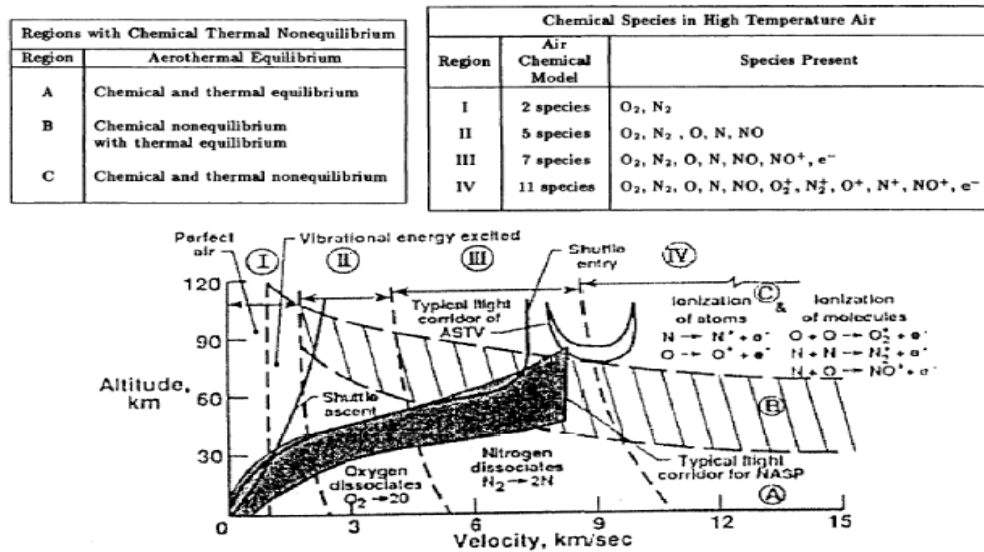


Figure 11:Caractérisation thermochimique d'un écoulement d'air d'une sphère de 30.5cm de rayon

En amont du choc l'écoulement est en équilibre, c'est-à-dire que la répartition de l'énergie d'une particule sur ses différents modes d'énergie est déterminée par les conditions de pression et de température, ou d'un couple de variables d'état comme :

A chaque mode d'énergie correspond un temps caractéristique, il dépend du nombre de collision nécessaire pour atteindre l'équilibre. Alors qu'il faudrait quelques collisions pour atteindre l'équilibre translationnel, et une dizaine de collisions pour l'équilibre rotationnel, l'équilibre vibrationnel ne serait atteint qu'à environs 20000 collisions. Ce qui signifie que le temps de relaxations du mode vibratoire sera clairement supérieur que le temps caractéristique des autres modes.

Tableau 1:Ordre de nombre de collisions nécessaires pour l'équilibre des degrés de libertés et la dissociation

| Phénomène    | Nombre de collisions |
|--------------|----------------------|
| Translation  | $\theta(10)$         |
| Rotation     | $\theta(10)$         |
| Vibration    | $\theta(10^4)$       |
| Dissociation | $> \theta(10^4)$     |

On note par  $\tau_{vib}$  le temps de relaxations du mode vibrationnel et par  $\tau_{ec}$  temps nécessaire pour une particule de l'écoulement de se déplace dans la couche de choc, on analysant ces temps caractéristique, on distingue trois conditions d'écoulement :

1-  $\tau_{\text{vib}} \gg \tau_{\text{ec}}$  : l'écoulement est figé vibrationnellement. L'état thermodynamique n'évolue plus après la traverse de l'onde de choc .

2-  $\tau_{\text{vib}} \ll \tau_{\text{ec}}$  : équilibre vibrationnelle et équilibre thermique locale. : le système est décrit par une seule température.

3-  $\tau_{\text{vib}} = \tau_{\text{ec}}$  : déséquilibre vibrationnelle et thermique la température de vibration de chaque molécule vibrante peut être différente de la température de translation-rotation du mélange.

Lorsque le phénomène de vibration n'est pas à l'équilibre, nous nous trouvons alors en présence de régime de déséquilibre thermochimique qui se manifeste également par des réactions chimiques existant au sein de l'écoulement. Ces réactions chimiques peuvent se produire au cours d'une collision moléculaire mettant en jeu des niveaux d'énergie suffisants.

si les niveaux d'excitation vibrationnelle sont suffisamment élevés la dissociation peut être atteinte.

On notant  $\tau_{\text{ch}}$  le temps caractéristique des réactions chimique il est possible de distinguer trois conditions :

1-  $\tau_{\text{ch}} \gg \tau_{\text{ec}}$  : écoulement chimiquement figé a la traversée de l'onde de choc due a la très faible épaisseur de l'onde qui représente quelques libre parcours moyen ou les variations des caractéristiques de l'écoulement sont très rapide , de ce fait, les réactions chimique n'ont pas eu le temps d'avoir lieu a l'intérieur de l'écoulement. En considérant le gaz comme milieu continu, on peut assimiler dans ce cas, que la composition du gaz juste en aval du choc reste la même que celle juste en amont du choc .

2-  $\tau_{\text{ch}} \ll \tau_{\text{ec}}$  : un retour rapide a l'état d'équilibre..En d'autre termes, la composition locale du gaz ne dépend donc que des conditions locales de pression et de température ou tout autre couple d'état et l'équilibre chimique est atteint.

3-  $\tau_{\text{ch}} = \tau_{\text{ec}}$  : l'écoulement subit un déséquilibre chimique. La composition chimique du Mélange gazeux évolue suivant les conditions de l'écoulement. Le retour a l'état d'équilibre nécessité plus de temps ou d'espace.

La Figure (13) présenté ci-dessus explicite clairement ces phénomènes. Ainsi, dans le cas de la rentrée atmosphérique d'un corps sphérique ont conclu les informations suivantes :

-pour une vitesse de 7500 m/s et une altitude comprise entre 120 et 90 km, la couche de choc est d'abord en état de déséquilibre thermochimique (zone C).

-à fur et à mesure que l'objet décélère à environs une vitesse de 6000m/s et perd de l'altitude jusqu'à environs 60 km), l'équilibre thermique s'installe (zone B).

- Enfin, au-dessous de 60 km et 6000 m/s l'équilibre chimique apparaît.

### **2.2.4.6 Le jet à contre-courant :**

#### 2.2.4.6.1 Mise en contexte :

Un jet peut être défini comme le résultat de l'injection d'un fluide à travers une surface (l'orifice) dans un milieu fluide d'extension infinie (le milieu). Les particules du fluide peuvent être de natures différentes de celles du milieu [16].

Les jets sont un exemple de configuration utilisée couramment, et parmi ce type d'écoulement on y trouve plusieurs catégories :

- le jet libre
- le jet coaxial
- le jet transverse
- le jet à contre-courant.

Le jet à contre-courant par exemple est un cas intéressant, puisque le fluide sortant de la buse du jet décélère subitement en raison d'un autre écoulement qui s'y oppose, ce dernier pouvant être un courant dominant ou bien un autre jet. La *Figure 14* illustre l'interaction entre un écoulement dominant de vitesse  $U_1$  et un jet de vitesse  $U_0$ . Le jet décélère jusqu'à une distance  $x_p$  avant d'être entraîné par l'écoulement dominant. Dans des conditions particulières, cette configuration est hautement instable en raison d'un fort gradient de vitesse au niveau de la couche de mélange qui favorise une instabilité et éventuellement déclenche la turbulence.

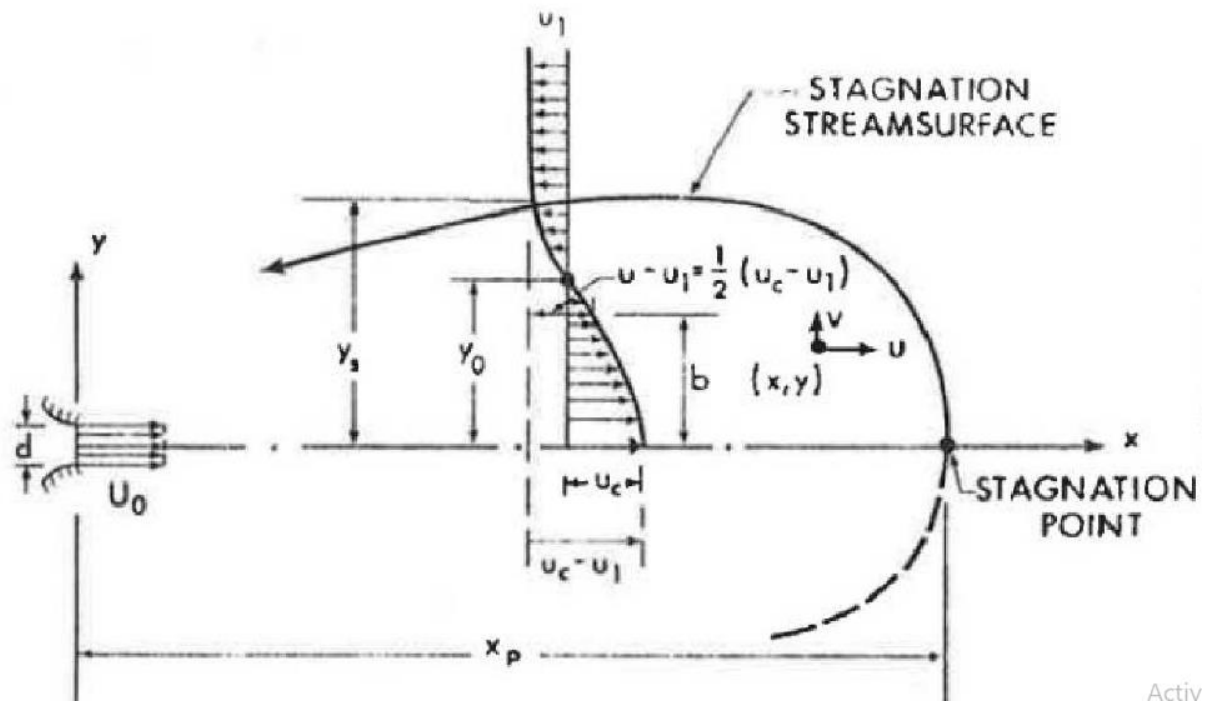


Figure 12; Définition du jet a contre-courant [20]

2.2.4.6.2 Etat de l'art :

Tableau 2:Etat de l'art sur le jet à contre-courant [19]

| Chercheurs                      | Liquide/Gaz | Type de mesure | $d_{jet}$ (mm) | $L$ (mm)         | $H$ (mm) | $d_{jet}/D_H$  | $U$ (m/s)  | $K$         | $\alpha$     | $Re_{jet}$            | $Re$                    | $u'/U$ % |
|---------------------------------|-------------|----------------|----------------|------------------|----------|----------------|------------|-------------|--------------|-----------------------|-------------------------|----------|
| Arendt <i>et al.</i> (1956)     | Gaz         | Tube pitot     | 4.6            | 914              | 914      | 0,005          | 4.5 - 13.7 | 2.39        | 10.7-27.2    | ND                    | $2.6 - 7.9 \times 10^5$ | ND       |
| Rajaratnam et Beltaos (1973)    | Gaz         | Tube pitot     | 5.1            | 609              | 609      | 0,008          | 7.8-21.5   | 2.6         | 10.7 et 27.2 | $2.5-6.9 \times 10^3$ | $2.9 - 8 \times 10^4$   | ND       |
| Morgan <i>et al.</i> (1976)     | Eau         | Rotamètre      | 0.4 - 7        | Ø32, 63, 83, 152 |          | 0.012 à 0.120  | 20         | 2.5         | 3 - 160      | $3 \times 10^3$       | $10^4$                  | ND       |
| König et Fiedler (1991)         | Gaz         | Imagerie       | 25             | ND               | ND       | ND             | ND         | 2.7         | 1 - 8        | $0.5-2 \times 10^4$   | ND                      | ND       |
| Bernero et Fiedler (1998)       | Eau         | PIV            | 2, 5, 10       | 300              | 300      | 0.006 - 0.03   | ND         |             | 1.3 - 20     | ND                    | ND                      | 1,6      |
| Lam et Chan (1995)              | Eau         | PIV            | 10             | 300              | 450      | 0.027          | 0,05       | 2.6-2.9     | 2.5 - 18     | $0.1-10^4$            | $2 \times 10^4$         | ND       |
| Yoda et Fiedler (1996)          | Eau         | LIF            | 5 et 10        | 300              | 300      | 0.016 et 0.03  | 0,13       | 2.8         | 1.3 - 10     | $2.0-7.8 \times 10^3$ | $4.6 \times 10^6$       | 4        |
| Bernero (2001)                  | Eau         | LDA, LIF, PIV  | 2,5,10         | 300              | 300      | 0.006 - 0.03   | 0,13       | 2.5-2.7     | 1 - 30       | ND                    | $4.6 \times 10^6$       | ND       |
| Saghravani et Ramamurthy (2010) | Eau         | LDA            | 1.59 - 12.7    | 305              | 305      | 0.005 - 0.04   | ND         | 2.62 à 2.92 | 3 - 52       | ND                    | ND                      | ND       |
| Amamou <i>et al.</i> (2015)     | Numérique   | ND             | D              | 40D              | 30D      | 0.029          | $U_0$      | 2.4-2.7     | 3.1 - 15     | ND                    | ND                      | 4        |
| Robert et Monkewitz (2013)      | Gaz         | PIV            | 0.8            | 77.5             | 77.5     | Non applicable | $10^{-3}$  | 0.29        | 9 - 25       | 1 - 10                | $10^2$                  | ND       |

2.2.4.6.3 Définition :

Comme son nom l'indique un jet à contre-courant, est un jet de vitesse  $U_{jet}$  soumis à un écoulement ou à un autre jet de direction opposée de vitesse  $U$ . Le jet décélère graduellement, puisqu'il perd sa quantité de mouvement et à un point défini comme le point de stagnation, appelé  $x_p$ , sa vitesse longitudinale deviendra nulle.

Ensuite, Le fluide du jet remonte en direction de l'écoulement opposé et gagnera une quantité de mouvement de signe opposé par rapport à son état initial. Le jet à contre-courant est considéré comme une configuration hautement instable, car au niveau de la couche de mélange, à une distance  $y_0$  de l'axe du jet *Figure 14*, il y a un très fort gradient de vitesse. C'est à ce niveau que se développent des instabilités qui éventuellement mènent à des lâchés tourbillonnaires, voire de la turbulence.

L'instabilité provoquée par l'injection des particules du jet conduit à la production de tourbillons pseudo-aléatoires le long de l'axe du jet. Celles-ci provoquent une diffusion des constituantes du jet dans le milieu ambiant et un transfert de quantité de mouvement et de chaleur vers le milieu. Le jet est ainsi caractérisé par une distribution non-uniforme de vitesse, et le cas échéant, de température et de concentration d'espèces [16].

#### 2.2.4.6.4 Les Jets Simples :

Par définition, un jet simple est un écoulement généré par une différence de pression de part et d'autre d'un orifice qui lui assure une vitesse d'éjection. Le développement d'un jet turbulent permet de distinguer trois zones distinctes comme le montre la *Figure 15* [17]

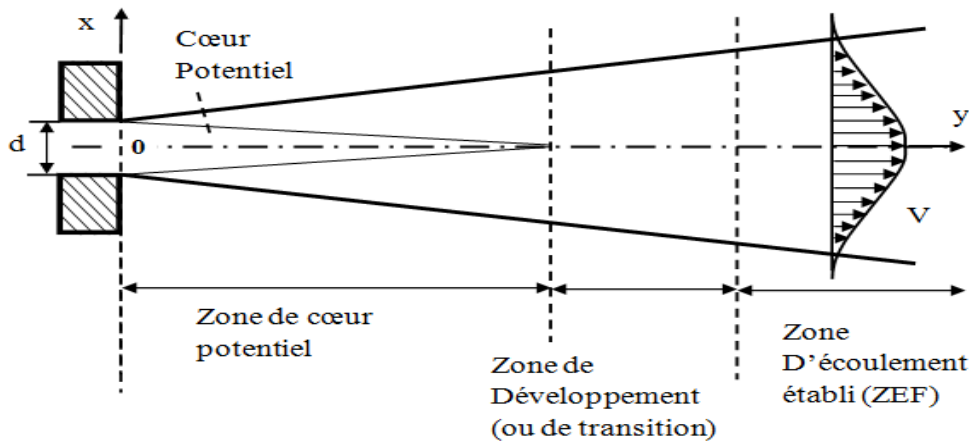


Figure 13:Description schématique d'un jet turbulent [17]

- **La première Zone est appelé la zone potentielle ou couche de mélange et est divisée en deux région. :**

a) -une première région représentée par un cône potentiel où l'écoulement possède les mêmes conditions que l'écoulement à la sortie de la buse. L'écoulement sera rotationnel et peut être dérivé d'un potentiel, d'où son appellation. Cette région connaît une vitesse axiale moyenne du fluide est égale à 0.99 la vitesse de sortie de la buse. La longueur du cône est définie comme la distance pour laquelle la vitesse reste au moins égale à 95% ou à 99% de la vitesse en sortie de la buse. Elle dépend fortement des conditions de sortie de la buse (profil de vitesse, turbulence, type d'injection).

b) -une deuxième région annulaire entourant le cône et caractérisée par de forte contrainte de cisaillement

- **La seconde Zone de transition :**

Le début de cette zone est marqué par la fin du cône et s'étale sur une longueur égale à environ  $8D$ ., elle est caractérisée par la décroissance de la vitesse axiale et l'épaississement du jet.

Cette zone se caractérise par : une décroissance de la vitesse axiale, un épaississement du jet et une couche de mélange occupant tous le jet radialement

Cependant, la turbulence n'est pas encore pleinement développée. Les grandes tensions de cisaillement à la frontière du jet génèrent de la turbulence et permettent l'entraînement du fluide ambiant et donc le mélange.

- **Une troisième zone : Zone de turbulence pleinement développée :**

Dans cette zone la turbulence est pleinement développée et le profil de vitesse est totalement développé.

#### **2.2.4.6.4 Les jets multiple :**

La compréhension et la maîtrise des jets multiples passe obligatoirement par une bonne connaissance du comportement et des caractéristiques des jets simples.

Une configuration a jet multiple est adoptée dans certains dispositifs nécessitant des débits importants ou il serait plus avantageux d'amener le fluide par plusieurs injecteurs plutôt que par un seul injecteur de taille importante. Cependant, ce type de configuration de jets s'avère plus au moins assez complexe.

Ce type jet est fréquemment rencontré dans différentes applications technologiques dont la performance peut être améliorée par une meilleure compréhension du mécanisme de l'interaction des jets multiples. Ils sont utilisés notamment dans les secteurs industriels tels que le séchage, le refroidissement, la propulsion, les chaudières, et dans les systèmes d'injection de carburant.

Dans le cas d'écoulements des jets multiples, la structure des jets est semblable pour tous les paramètres fondamentaux et les configurations. L'écoulement est décrit à travers trois zones indépendantes. Ces trois zones de l'écoulement observables pour : [17]



- **La « zone de convergence »** où les jets ne sont pas encore en contact. Le fluide environnant est entraîné par ces jets ce qui crée une zone de faible pression et donc attire les jets l'un vers l'autre. Cette zone se termine quand les différents jets entrent en contact.

- **La deuxième zone appelée « zone de fusion »**

Est le siège du mélange des jets entre eux. Dans cette zone fortement intermittente, les profils des différentes quantités, initialement séparés, fusionnent jusqu'à ce que la valeur maximale du profil soit située le long de l'axe principal. Les profils peuvent alors admettre plusieurs maxima et minima. [17]

- **Enfin dans la dernière zone nommée « zone de combinaison »**,

Le profil s'uniformise doucement pour ressembler à un profil de type jet simple. Les caractéristiques de l'écoulement seront alors celles d'un jet simple telles qu'elles ont été décrites à la section précédente. [17]

Ces trois zones observables pour tous les jets multiples vont être plus ou moins modifiées selon les configurations des buses d'injection.

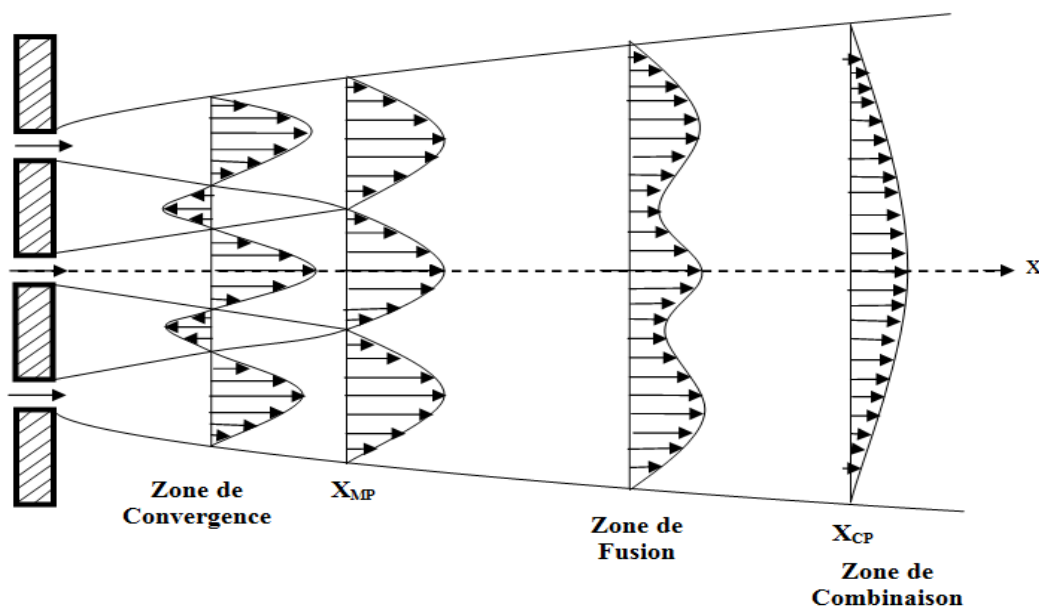


Figure 14: Description schématique de trois jets plans parallèles [17]

### 2.2.4.6.5 Paramètres globaux concernant les jets multiples :

#### 1-Les conditions initiales de l'écoulement :

Dans un jet multiple, les conditions initiales d'injection du jet sont des points important à définir lors de la conception du dispositif expérimental. La Figure 17 ci-dessous montre les différences engendrées par les deux manières possibles d'injecter les fluides.

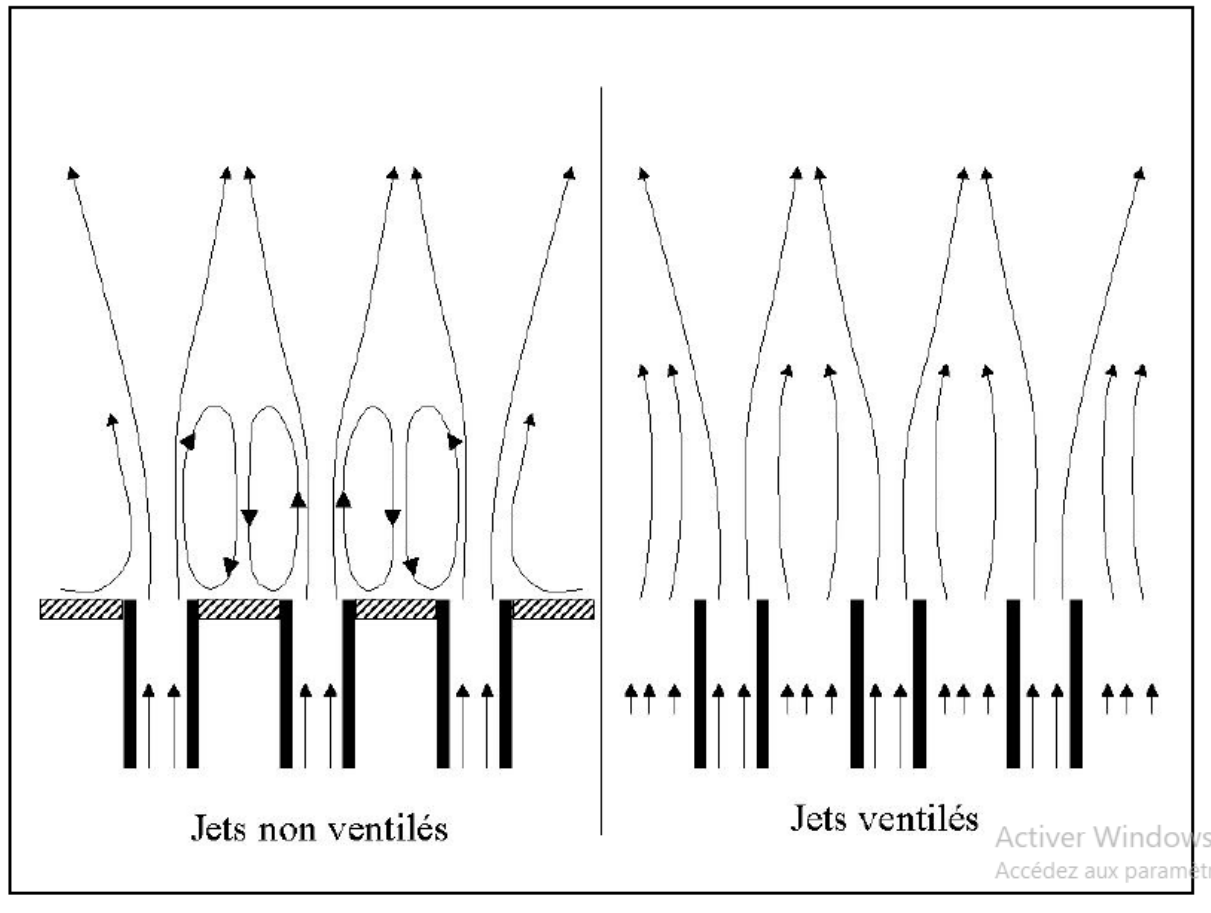


Figure 15: Les deux types d'injection des fluides pour des écoulements issus de jets multiples

Les deux types d'écoulements possibles se caractérisent par :

- Jets ventilés : L'espace entre les jets est occupé par du fluide qui va être entraîné par les jets pour se mélanger par la suite.

- Jets non ventilés : Dans ce cas, l'espace entre les jets est bouché et l'entraînement axial est nul. L'entraînement ne peut alors avoir lieu que radialement c'est à dire depuis les jets voisins ou pour les jets extérieurs depuis le fluide environnant. On verra alors apparaître entre les jets des zones de recirculation composées de deux tourbillons contrarotatifs et situées dans des régions de faibles pressions (Murai et al. ).

La présence des zones de recirculation dans le cas des jets ventilés va engendrer une diminution de la longueur des zones de convergence et de fusion comme l'ont montré Lin et Sheu .

De plus dans la région initiale, l'expansion des jets et la décroissance des vitesses seront plus rapides dans le cas non ventilé mais restent linéaires pour les deux cas. Ces décroissances plus rapides sont dues aux cisaillements plus importants engendrés par la présence des zones de recirculation. Dans la dernière zone, la différence entre les deux configurations est faible et les taux de croissance du jet et de décroissance des vitesses sont proches de ceux obtenus pour un jet simple

- La géométrie des injecteurs

La géométrie des injecteurs va jouer un rôle non négligeable dans le développement des jets multiples. En effet l'utilisation de jets issus de fentes est assez fréquente dans les études sur les jets multiples en laboratoire car ils permettent d'étudier l'écoulement dans le seul plan XZ des injecteurs. Les distributions de vitesses dans les plans parallèles à YZ sont considérées comme constantes (sur une distance suffisante) pour ne pas contribuer au développement des jets dans le plan XZ. L'utilisation de jets plans non ventilés va entraîner l'apparition de zones de recirculation que l'on n'observe pas avec des jets ronds puisque dans ce dernier cas, les gradients de vitesses dans les plans parallèles au plan YZ deviennent importants et la plus grande partie de l'air entraîné par les jets provient de l'espace proche entourant les jets.

Une autre différence majeure induite par le changement de géométrie des injecteurs va concerner les distributions axiales de vitesse et de concentration. En effet, si dans le cas du jet rond la décroissance la vitesse est fonction de  $Z/d_0$ , dans le cas de jets fentes cette décroissance suivra dans un premier temps une loi caractéristique de sa géométrie avant de décroître comme un jet rond unique dans le champ lointain (Grandmaison et Zettler ).

#### Le nombre d'injecteurs et leurs dispositions

Le dernier paramètre global à définir avant la conception est le nombre de jets ainsi que leurs dispositions dans l'espace. Pani et Dash ont montré dans le cas de jets issus de fentes que le taux de décroissance de la vitesse moyenne le long du jet central diminue lorsque l'on augmente le nombre de jets. Néanmoins, la diminution de ce taux devient rapidement faible et les différences deviennent négligeables pour un nombre de jets supérieur à sept. Dans le même article, ils déduisent à partir de la théorie développée par Reichardt, une équation permettant de prédire la décroissance axiale des vitesses ainsi que leurs profils radiaux. Cependant cette analyse reste limitée aux cas où tous les jets ont les mêmes dimensions et des vitesses d'éjections identiques et

ne reste applicable que dans la zone lointaine de l'écoulement car elle ne tient pas compte, de la zone de convergence et des éventuelles recirculations.

## 2. Paramètres géométriques et dynamiques des jets multiples :

Les caractéristiques de l'écoulement des jets multiples sont affectées par les paramètres suivants [18] :

- **Ecartement des jets:** L'écartement entre les jets définit la distance à laquelle les jets vont interférer.
- **Vitesse des jets:** l'écoulement se trouve modifié suivant les variations de la vitesse du jet . Cette vitesse peut-être répartie comme suit :
  - ✚ Une vitesse du jet central bien plus importante que celle des jets latéraux on se retrouve alors en présence d'un jet centrale Les jets latéraux dans ce cas-là sont alors attirés vers le jet central et entraînés dans la zone de recirculation de ce dernier . On remarque une fusion rapide des jets latéraux avec le jet central avec une vitesse maximale qui reste toujours située le long de l'axe central.
  - ✚ Une vitesse du jet central du même ordre de grandeur que celles des jets latéraux. Le jet central n'est plus distingué dans l'écoulement, ce qui implique que la dernière fusion ne concerne que les deux jets latéraux. Avec l'augmentation de la vitesse des jets latéraux, la composition des zones de recirculation devient de plus en plus difficile à définir et le jet central est de plus en plus rapidement dévié vers les jets latéraux. [17]
  - ✚ Régime instable : dans ce cas-là, la vitesse des jets latéraux devient très supérieure à celle du jet central, l'écoulement devient fortement symétrique et demeure instable car le jet central n'est attiré que par un seul jet latéral et la fusion des trois jets est plus lente que dans les cas précédents.

**Nb :**

En régime de transition entre ce cas et le cas précédent, le jet central est attiré successivement par les un des jets latéraux, ce qui engendre une configuration très bruyante.

En conclusion, pour une même vitesse du jet central :

-l'augmentation de la vitesse des jets latéraux retardera la fusion des jets, diminuera la vitesse au centre et augmentera celles sur les côtés.

-l'augmentation des vitesses des jets latéraux ne change pas fondamentalement la distribution puisque le maximum reste toujours situé dans la zone correspondant à la couche de mélange issue du jet central.

- **Inclinaison des jets :** Pour un même écartement et des vitesses données, le Comportement des jets peut être modifié par leurs inclinaison jets sont situées le long des jets. [17]

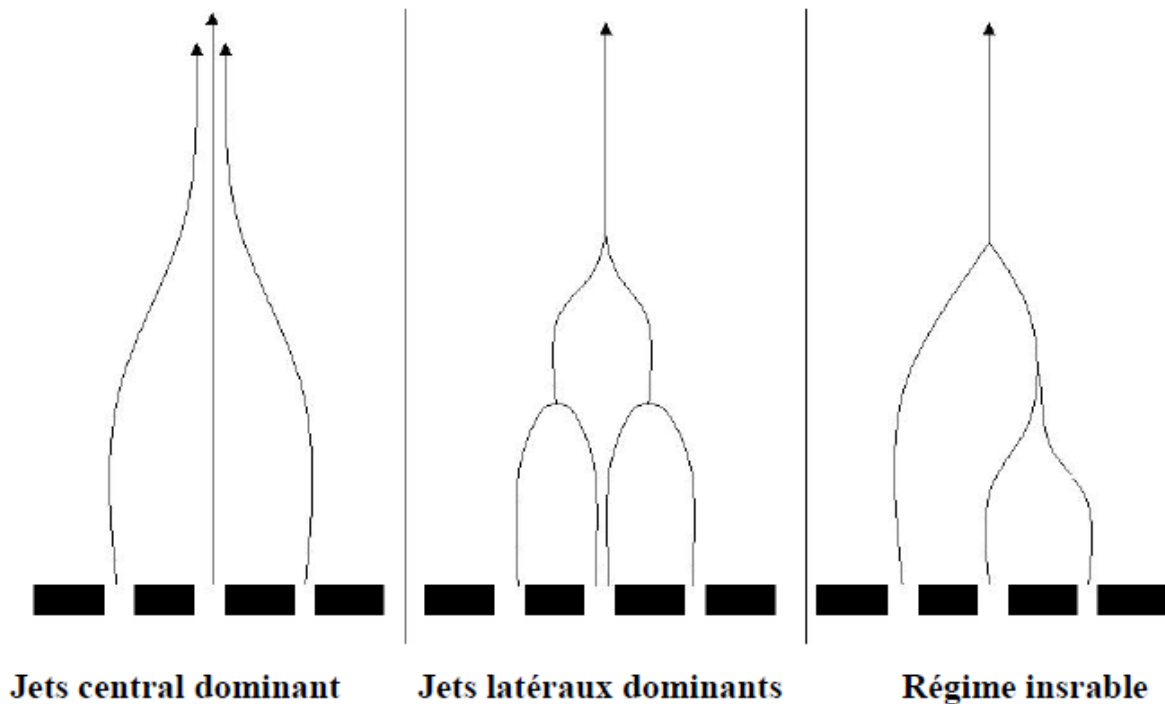


Figure 16: Régimes de l'écoulement en fonction de la vitesse : cas d'un jet triple fente [17]

#### 2.2.4.6.6 Régime linéaire :

L'une des premières observations importantes à remarquer sur les jets à contre-courant est la linéarité de la longueur des jets en fonction des ratios de vitesses. C'est ce que des premiers chercheurs comme Arendt et al. (1956) [19] (2018 ricardot) ont révélé en étudiant cette configuration dans une soufflerie à l'aide de tubes de Pitot. Les résultats qu'ils ont obtenus ont permis d'établir la relation linéaire suivante :

$$\frac{x_p}{d_{jet}} = 2.7 \sqrt{\frac{\pi}{4}} \frac{U_{jet}}{U} \quad (2.34)$$

Où  $x_p/d_{jet}$  représente la longueur de pénétration des jets sur le diamètre interne de la buse générant le jet, et  $U_{jet}/U$  appelé  $\alpha$ , représente le ratio de vitesse. . Plus tard, Rajaratnam et Beltaos (1973)

[20] et des auteurs comme Sui et Ivanov (1959) [21] ont aussi investigué les jets à contre-courant et ont obtenu des résultats similaires par rapport à Arendt et al. (1956). Ils ont obtenu l'équation linéaire suivante :

$$\frac{xp}{d_{jet}} = K \frac{U_{jet}}{U} = K\alpha \quad (2.35)$$

avec K une constante qui vaut 2.6. L'équation (2.34) sera très utilisée plus tard dans d'autres travaux sur les jets à contre-courant, puisqu'elle permet de faire des comparaisons directes avec la littérature.

#### **2.2.4.6.7 Régime non-linéaire**

En règle générale, la littérature est en accord avec la relation linéaire mentionnée ci haut, mais peu de chercheurs mentionnent pour quelle plage de paramètres cette relation est respectée. Saghravani et Ramamurthy (2010) [22] ont suggéré que la linéarité s'arrête quand un ratio de vitesse critique,  $\alpha_c$ , est atteint, défini par la relation suivante :

$$\alpha_c = 20 \ln \left( \frac{D_h}{14.14 D_{jet}} \right) \quad (2.36)$$

D'autre part, Morgan et al. (1976) suggèrent d'utiliser le ratio du flux de la quantité de mouvement du jet par rapport à celle de l'écoulement à contre-courant pour expliquer la non-linéarité, défini par :

$$z = \left( \frac{U_{jet} \cdot D_{jet}}{U \cdot D_h} \right)^2 > 1 \quad \text{ou} \quad z^{\frac{1}{2}} = \frac{U_{jet} \cdot D_{jet}}{U \cdot D_h} > 1 \quad (2.37)$$

Ils observent que lorsque ce ratio est grand, la longueur adimensionnelle des jets peut être modélisée à l'aide de l'équation suivante :

$$\frac{xp}{d_{jet}} = 1.8 z^{\frac{1}{6}} = 1.8 \left( \frac{U_{jet} \cdot D_{jet}}{U \cdot D_h} \right)^{\frac{1}{6}} \quad (2.38)$$

De plus, la zone de transition entre le comportement linéaire à non-linéaire possède une forte courbure et les auteurs recommandent d'être prudent avec les relations suggérées, ces zones de transition étant définies dans l'intervalle :

$$0.5 < \frac{U_{jet} \cdot D_{jet}}{U \cdot D_h} < 1.5 \quad \text{ou} \quad 0.25 < z < 2..5 \quad (2.39)$$

La relation (2.38) fut davantage approfondie plus tard par Sivapragasam et al. (2014) [23] à l'aide de méthodes numériques (modèle RANS). Les auteurs ont réfuté cette relation et avance qu'il existe une limite asymptotique lorsque  $z^{1/2} > 10^2$ , au-delà de laquelle le jet cesse d'évoluer plus comme un jet libre.

#### **2.2.4.6.8 Stabilité des jets à contre-courant**

La stabilité des jets à contre-courant et donc la transition vers la turbulence est un aspect très important car il influence grandement la nature du mélange entre les deux écoulements.

König et Fiedler (1991) ont étudié la transition des jets à contre-courant et ont trouvé un seuil de transition pour un ratio :

$$\alpha_{(instable)} = \frac{U_{jet}}{U} \approx 1.4 \quad (2.40)$$

#### **2.2.4.6.9 Les concepts LPM et SPM**

Des études antérieures [24], [25] sur des jets à contre-courant (supersoniques) sortant d'une buse centrale située sur le nez d'un corps émoussé dans un écoulement libre supersonique, indiquent deux modes d'interaction des jets :

- le mode de courte pénétration (SPM)
- le mode de long pénétration LPM.

##### **1- Le mode courte pénétration SPM :**

Le mode de pénétration courte " SPM " est observé pour des jets fonctionnant avec des rapports de pression importants soit un débits massiques importants provoquant la diminution de la distance choc-détachement.

##### **2- Le mode longue pénétration :**

Le jet LPM est un jet de champ d'écoulement instable caractérisé par le panache de jet à motif en losange familier qui pénètre dans le choc, et qui provoque l'incrément de la distance choc-détachement. La capacité du LPM à disperser et à affaiblir le choc détaché a été confirmée expérimentalement [26] ainsi que [27]

La transition de LPM à SPM se produit dans un débit massique compris entre 0,0145 kg / s et 0,113 kg / s. [28]

Notons,  $P_j$  la pression du jet et  $P_{amb}$  la pression du milieu ambiant,  $S_i$ , le rapport de la pression du jet à la pression ambiante est supérieure à l'unité, le jet est caractérisé comme par un jet sous-expansé, tandis qu'il est dit fortement sous-expansé si le rapport est très supérieure à 1 Venkatachari et al<sup>2-4</sup> décrivent les différences entre LPM et SPM et la transition de LPM à SPM comme suit:

« ... Le déplacement du choc [en LPM] est nettement plus élevé que celui trouvé dans un champ d'écoulement stable... [SPM et sans jet]. Dans ce scénario [LPM], le flux de jet est incapable de rester contenu dans la couche de choc. Au lieu de cela, il commence à interagir fortement avec le choc de la paroi résultant en une grande distance de coupure de choc, créant un écoulement instable avec un très choc dispersé. Au fur et à mesure que le débit du jet augmente, pour des raisons encore mal comprises, la distance de coupure recommence à diminuer et le débit revient finalement à une condition [SPM] plus stable, où le champ de flux la structure est caractérisée par un choc terminal à réaction ... » [29]

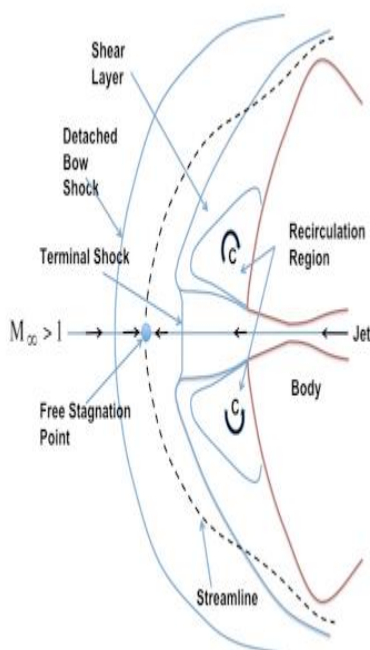


Figure 17: Mode de pénétration courte : Caractéristiques du champ d'écoulement stable pour une configuration de buse centrale



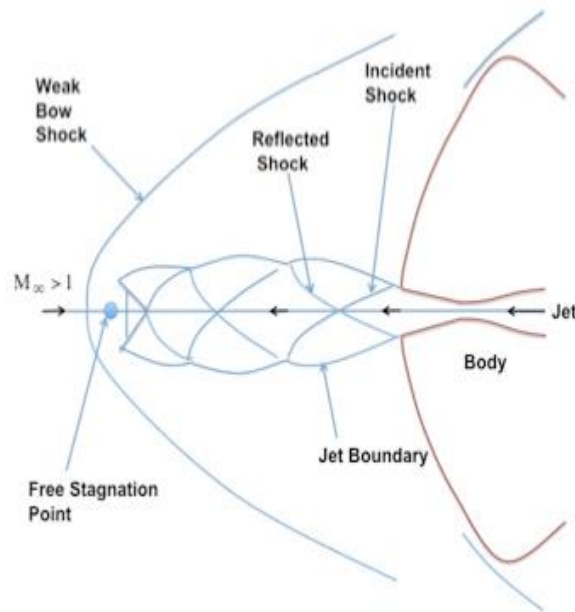


Figure 18: Mode de pénétration longue : caractéristiques d'un champ d'écoulement instable pour une configuration de buse centrale

#### 2.2.4.6.10 Application dans le contrôle des écoulements :

Les jets à contre-courant sont utilisés comme système de contrôle d'écoulement en régime supersonique et hypersonique. Ils provoquent un décollement vers l'amont de l'onde de choc ce qui réduit les pertes de traînée, comme illustré par l'expérience de la figure 1.3 (Daso et al., 2009).

Les chercheurs constatent que cette technologie permet d'économiser du carburant et d'augmenter les performances. Suite à ces constats, des recommandations ont été suggérées pour installer un système de jets à contre-courant sur les navettes, afin de réduire les contraintes thermiques lors de leur entrée dans l'atmosphère.

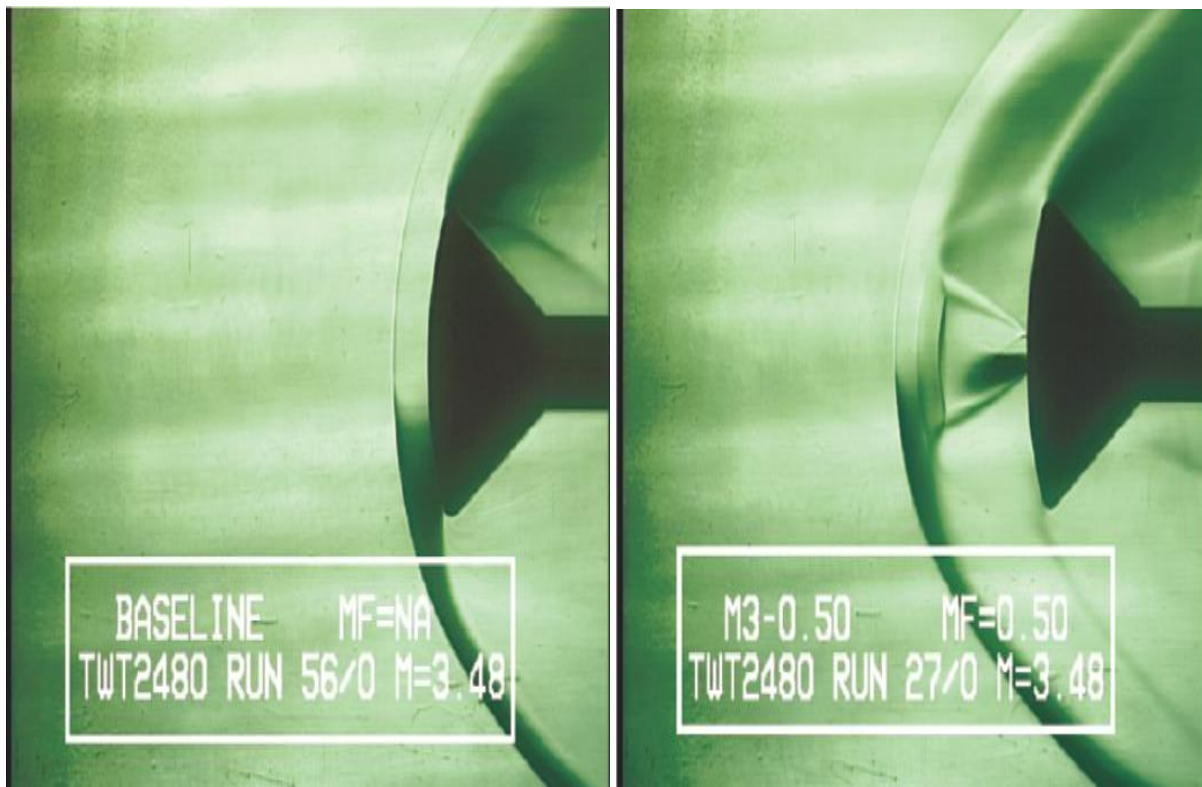


Figure 19: Effet du jet à contre-courant dans le contrôle des écoulements en condition supersonique

### Revue bibliographique :

Les écoulements de jets ont été intensivement étudiés depuis plusieurs décennies. Les sections suivantes sont dédiées à la présentation des principaux travaux de recherche réalisés dans ce domaine. [17 ]

**Aldabbagh et Sezai (2002)** ont étudié numériquement les caractéristiques de l'écoulement et du transfert de chaleur des jets carrés multiples laminaires. Les résultats ont montré que la structure de l'écoulement des jets multiples carrés impactant une plaque chauffée est fortement affectée par la distance entre le jet et la plaque. D'autre part, l'amplitude du nombre maximal local de Nusselt au point de stagnation n'est pas affectée par l'espacement jet-jet. De plus, pour de très faibles distances jet-plaque, aucun écoulement de la fontaine ne peut se former au point de collision, où les jets sont simplement déviés dans la direction transversale. Pour des distances entre la buse et la plaque relativement basses, le jet mural remplit tout l'espace entre les plaques où aucun mouvement de vortex ne se forme autour des jets.

**Thielen et al. (2005)** ont réalisé des simulations numériques de l'écoulement et du transfert de chaleur des jets multiples impactant une surface plane chauffée en utilisant une nouvelle fermeture de second ordre de la turbulence combinée avec un modèle de mélange elliptique un champs de vitesse moyenne et des tensions de Reynolds en très bon accord avec les mesures PIV. L'exploration de plusieurs fermetures plus simples pour le champ thermique passif, menées en parallèle, a confirmé que le principal prérequis pour la prédiction précise du champ de température et du transfert de chaleur est de calculer avec précision les champs de vitesse et des tensions de Reynolds. Si cela est réalisé, le modèle anisotrope classique peut suffire même dans les écoulements complexes. Cela est démontré dans des jets multiples impactant où une telle combinaison de modèles fournissait la distribution du nombre de Nusselt sur la plaque solide en accord avec les expériences. L'extension du concept de mélange elliptique au traitement complet du deuxième ordre du flux thermique et sa troncature à un modèle algébrique quasi linéaire a été également brièvement abordée.

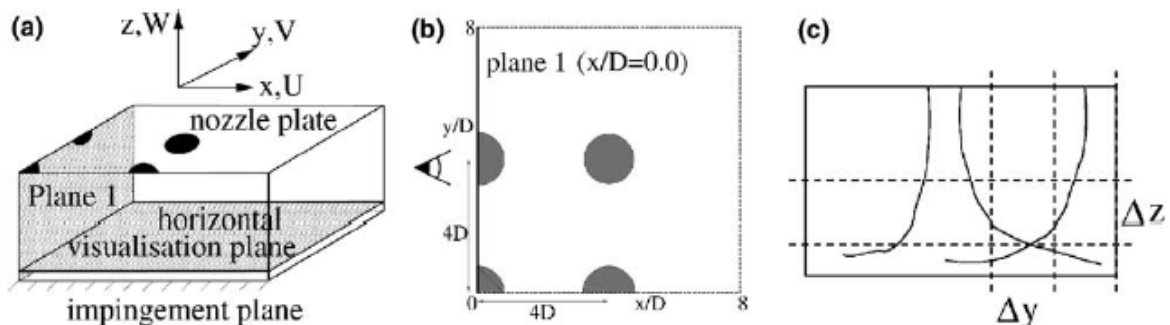


Figure 20: the computational domain (one quarter of the flow) (a), the position of the planes on which the results are visualized (b) and a sketch of the location of the profiles presented (c). The eye indicates the view direction used to visualize the planes.[11]

**Sautet et al. (2006)** ont effectué une étude expérimentale des caractéristiques de la combustion et des structures de la flamme sur une version simplifiée d'un brûleur à jets séparés comprenant un jet de gaz naturel central entouré de deux jets d'oxygène pur. Les effets des vitesses de sortie des jets, des diamètres des jets et de l'espacement entre les jets sur les caractéristiques de la flamme ont été examinés. Les résultats ont permis de quantifier l'augmentation de la vitesse du jet central et l'espacement entre les jets afin de réduire sensiblement les émissions des NOx. La structure de la flamme dépend fortement de l'espacement entre les jets et les vitesses de sortie du jet. Le front de flamme se propage sensiblement avec l'espacement entre les jets; cependant, l'effet des vitesses de sortie du jet est plus faible, surtout si l'espacement entre les jets est élevé.

**Xiao et al. (2011)** ont simulé l'hydrodynamique d'un jet simple et de quatre jets en tandem dans un flux transversal. Il a été démontré que la pénétration du jet simple est légèrement plus profonde que le premier jet dans un groupe de jet au même  $R$ , bien que la différence diminue avec la diminution de  $R$ . Il est également constaté que la manière dont la vitesse se décompose le long de l'axe du jet est semblable à la fois pour un jet simple et le premier jet dans un groupe, et la vitesse de décroissance augmente avec la diminution de  $R$ . Les jets en aval d'un groupe se comportent différemment en raison de l'effet de couverture du premier jet dans le groupe. Paron visqueux à effet de blocage de la paroi. Ce modèle fournit les rapports au premier jet, les jets en aval pénètrent plus profondément dans le flux transversal et la vitesse diminue plus lentement. La zone de circulation entre les deux jets en amont à l'avant est plus forte que celle formée entre les jets en aval. L'énergie cinétique turbulente présente un double pic distinct à travers les sections transversales proches de chaque buse, avec des valeurs faibles dans le noyau du jet et des valeurs élevées dans les couches de cisaillement. Le double pic disparaît progressivement, car les couches de cisaillement du jet se fondent plus loin de la buse, où l'énergie cinétique turbulente prend des pics sur l'axe central du jet.

**Cao et al. (2012)** ont simulé les écoulements de jets triples parallèles dans le but d'étudier les fluctuations de température causées par les mélanges. Le champ d'écoulement observé dans la simulation a montré que de nombreux tourbillons sont étroitement liés avec le phénomène de fluctuation de la température. À partir des résultats calculés, il a été montré que les amplitudes de la fluctuation de température sont différentes dans le champ d'écoulement, tandis que la fréquence de fluctuation de température reste constante. Avec l'augmentation du nombre de Reynolds, le mélange des flux chaud et froid est retardé et la région de mélange convectif est agrandie. Le phénomène de mélange dans l'écoulement de deux jets et de trois jets a été étudié numériquement par Durve et al. (2012). Les résultats prédits par le modèle de tensions de Reynolds s'accordent parfaitement avec les données expérimentales de la littérature en termes de vitesse axiale et tension de Reynolds. Une corrélation exprimant les régions de mélange critiques tels que le point de fusion et le point de combinassions en fonction de l'espacement des jets et les conditions de sortie du jet. Une comparaison entre les configurations à jet simple, à deux jets et à trois jets a été réalisée pour évaluer l'effet de la présence du deuxième et du troisième jet sur le phénomène de mélange et les fluctuations turbulentes.

**Xu et al. (2012)** ont effectué une étude numérique sur une rangée de jets impactant bidimensionnels à pulsations. Sous de grandes différences de température entre les écoulements des jets et la paroi d'impact, les propriétés thermo physiques peuvent changer de manière significative

dans le domaine d'écoulement. Les résultats numériques ont indiqué une augmentation d'une pulsation intermittente sur une large gamme de conditions. L'écoulement oscillatoire modifie périodiquement les structures de l'écoulement par rapport aux jets permanents, ce qui peut éliminer la formation d'un point de stagnation statique et augmenter le nombre local de Nusselt le long de la paroi d'impact entre les jets adjacents. L'examen du champ de vitesse montre que le taux de transfert de chaleur instantané sur la surface impactée dépend fortement du développement de la couche limite hydrodynamique et thermique avec le temps.

**Nouali et Mataoui (2014)** ont étudié l'écoulement turbulent et non-isotherme de trois jets parallèles non ventilés. Ils ont développé des corrélations qui révèlent plusieurs résultats intéressants en fonction de la diffusion de l'impulsion et du transfert de chaleur.

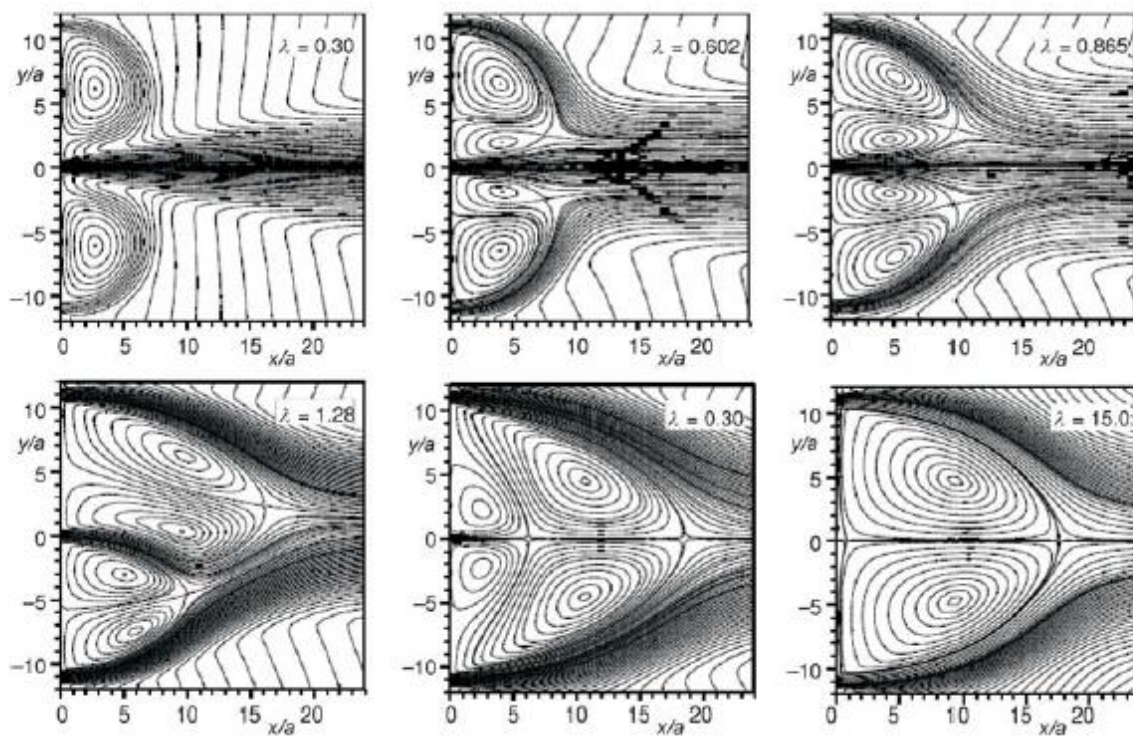


Figure 21: Computed streamlines contours (*k-w SST model*)[46]

**Rafferty et Kaminski (2014)** ont réalisé des simulations laminaires bidimensionnelles de deux jets parallèles débouchant dans un espace semi-confiné. Des nombres de Reynolds critiques ont été notés lorsque l'écoulement passe d'un écoulement symétrique en régime permanent à la formation de recirculations secondaires en aval et, finalement, à un écoulement transitoire. Pour mieux comprendre les caractéristiques de l'écoulement, les simulations ont été effectuées pour un espacement fixe entre les jets et des dimensions variables des entrées des jets. Il a été constaté que

l'utilisation d'un nombre de Reynolds basé sur l'impulsion plutôt que sur la méthode d'écoulement volumétrique standard permettait une meilleure prédiction des recirculations secondaires en aval. Cependant, lorsque l'on compare des simulations avec la même configuration géométrique, mais avec deux profils de vitesse d'entrée différents, le nombre de Reynolds basé sur le débit est plus consistant que le nombre de Reynolds basé sur l'impulsion. Un nombre de Reynolds modifié est proposé et testé sur quatre espacements de jet afin de déterminer la robustesse de la nouvelle non dimensionnalisation. De plus, une nouvelle méthode de quantification et de visualisation du mélange a été utilisée pour maximiser le mélange sous différents espacements de jet. Il a été constaté que la majorité du mélange se produisait dans l'espace entre les deux jets. L'emplacement des jets le long des parois de l'espace confiné a donné un mélange plus efficace significative du transfert de chaleur

**Caliskan et al. (2014)** ont étudié expérimentalement et numériquement l'effet de la géométrie du jet sur les caractéristiques d'écoulement et de transfert de chaleur pour des rangées de jets elliptiques et rectangulaires. Des mesures détaillées de transfert de chaleur sur une surface lisse frappée par d'un ensemble de jets elliptiques et rectangulaires ont été obtenues en utilisant une caméra thermique infrarouge. Les mesures de vitesse ont été effectuées en utilisant un système d'anémométrie Laser- Doppler. Les résultats ont montré que les nombres de Nusselt pour les jets elliptiques dans les régions d'impact étaient plus grands que pour un jet circulaire. Les auteurs ont développé des corrélations pour les nombres moyens de Nusselt pour les géométries de jets elliptiques et rectangulaires.

**Gazzah et Belmabrouk, (2014)** ont étudié numériquement l'effet d'un écoulement courant et de la température d'entrée du jet sur la production de l'entropie locale dans des jets turbulents ronds chauffés. Ce travail montre que le co-courant dirigé avec un angle positif provoque une diminution rapide de la vitesse axiale moyenne, une amélioration du mélange, une réduction de la détente radiale du jet et une augmentation de l'entraînement de l'air. D'autre part, les lignes de contours de la production entropie sont très denses avec des valeurs élevées près de la sortie de la buse. Ceci indique que la dissipation visqueuse est importante près de la sortie du jet et devient négligeable plus loin. En plus, la détente du jet pour des angles de déviation positifs améliore le taux de transfert thermique et augmente l'irréversibilité du jet.



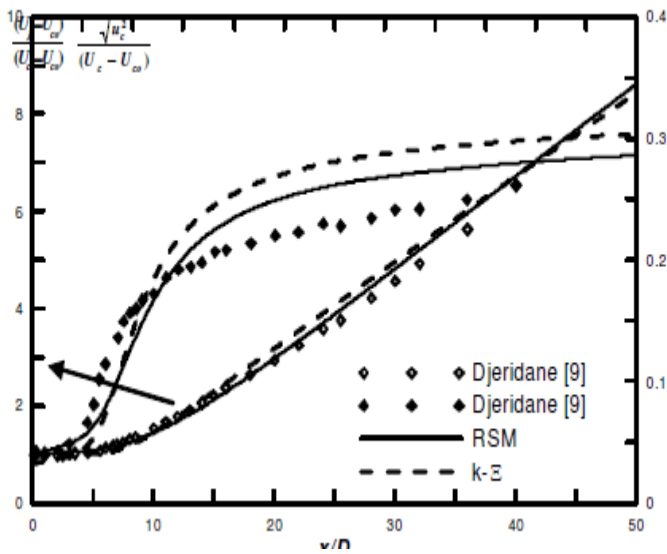


Figure 23: Évolution axiale de la vitesse moyenne sur l'axe et de l'intensité de fluctuation de vitesse longitudinale pour le cas du jet d'air isotherme ( $T_j=298K$ ). [44]

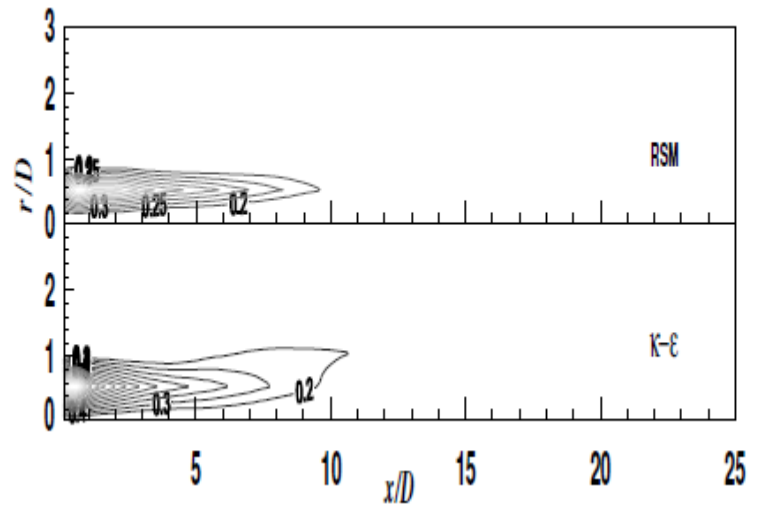


Figure 22: Lignes des contours de la production d'entropie locale calculées par les deux modèles de turbulence dans le cas du jet d'air fortement chauffé  $T_j=500K$ . [44]

**Nada et al. (2016)** ont étudié numériquement le champ d'écoulement et les caractéristiques de mélange des jets radiaux de liquide de refroidissement injectés radialement à partir de plusieurs rangées de buses du distributeur central dans un flux transversal chauffé et non réactif dans une chambre cylindrique. Les résultats ont montré que le diamètre de la buse, le diamètre du distributeur et le rapport de mélange par jet affectent la profondeur de pénétration et la qualité du mélange comparés au nombre de buses par rangée et au nombre de rangées de buses. La qualité du mélange intégral le long de la section transversale de la chambre augmente avec l'augmentation du rapport de mélange, du diamètre des buses, du nombre de buses par rangée et du nombre de rangées de buses. Des corrélations sans dimension pour prédire la profondeur de pénétration et la qualité du mélange en termes de paramètres de contrôle ont été développées..

**Khelil et al. (2016)** ont examiné numériquement les interactions entre plusieurs jets tourbillonnaires montés dans des positions déséquilibrées à l'aide de différents modèles de turbulence RANS. Ils ont trouvé que pour la plupart des configurations analysées, les résultats obtenus en utilisant le modèle RSM convenaient mieux avec les données expérimentales comparés aux autres modèles. Les interactions entre les jets tourbillonnaires influencent la température dans la zone de mélange et favorisent la propagation radiale du jet résultant. De plus, le changement de position entre les jets central et périphérique affecte grandement la qualité de l'homogénéisation thermique.

**Gharraei et al. (2016)** ont étudié numériquement l'écoulement d'un fluide laminaire non-newtonien et les caractéristiques de transfert de chaleur de plusieurs jets carrés incidents. Les résultats ont montré que pour un nombre de Reynolds donné et un coefficient de cohérence donné, l'augmentation de l'indice de loi de puissance conduit à une vitesse d'impact plus élevée et à un nombre de Nusselt sur la paroi plus élevé. Pour un plus grand espacement jet-plaque, les tourbillons d'entraînement périphériques sont créés autour du corps de jet et en diminuant l'espacement, ces vortex disparaissent. Il est également montré que la diminution de l'espacement jet plaque augmente le nombre de Nusselt de la paroi.

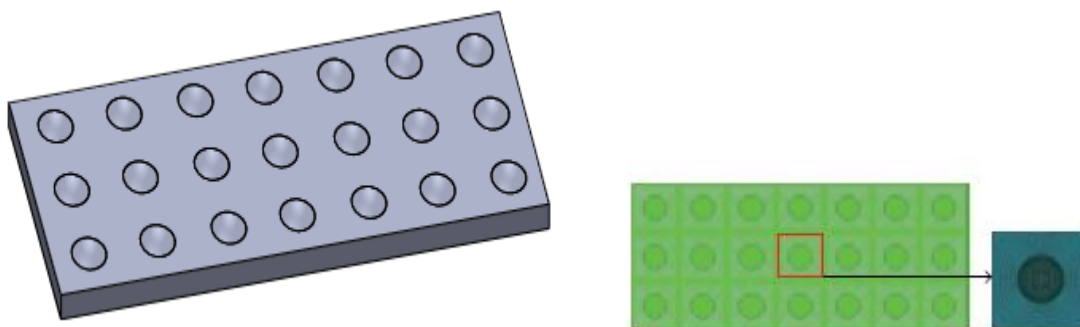


Figure 24: Protrusion arrangement in the research domain[45]

**Rao et al. (2016)** ont comparé expérimentalement et numériquement des jets libres provenant de différentes buses supersoniques pour améliorer le mélange. En plus d'une buse conique de Mach 1.80 comme référence, trois buses complexes à savoir une buse biseautée, une buse à six chevrons et une buse ESTS à six lobes ont été utilisées. Ils ont constaté que la buse lobée ESTS présente la plus forte amélioration du mélange (430%) suivie du chevron (222%) et de la buse biseautée avec un débit modéré (138%). Elle produit également des vortex généralisés comparés aux tourbillons de la buse à chevrons.

**Kok et al. (2017)** ont effectué des analyses expérimentales et numériques pour étudier le comportement de mélange de fluides chauds et froids pour un jet coaxial. Plusieurs cas d'essai ont été considérés pour étudier la qualité du mélange et la fréquence des fluctuations de température. Les résultats ont montré qu'il existe un bon accord entre les études expérimentales et numériques en ce qui concerne les analyses spectrales. La fréquence dominante de fluctuation de température a été trouvée égale à 5 Hz, ce qui est compatible avec la littérature. L'efficacité du mélange thermique augmente avec l'augmentation de la différence de température entre le jet chaud et le jet froid. De plus, les performances de mélange thermique s'améliorent avec l'amélioration du débit de jet chaud



dans la première moitié du canal et le meilleur mélange a été observé à un rapport de débit du jet chaud au débit du jet froid égal à 2 le long de la seconde moitié du canal.

**Conclusion :**

Ce chapitre a été consacré à l'étude des différents paramètres régissant la rentrée atmosphérique, en donnant, un aperçu général sur les différents nombres adimensionnels ainsi que l'explication des divers phénomènes physico-chimique apparaissant dans la couche de choc ainsi que la présentation des principaux travaux de recherche réalisés dans ce domaine. [17 ]

La modélisation mathématique et physique des phénomènes de déséquilibre Thermo-chimique, ainsi que l'explicitation des différentes équations gouvernant la thématique est présentée dans le chapitre suivant.

**Chapitre 2**

**Modèle Mathématique et physique d'un  
écoulement en déséquilibre  
thermochimique**

**Introduction :**

Le but de ce chapitre est d'établir un système d'équation qui permettra de préciser quantitativement l'influence des effets de non-équilibre : relaxation de vibration et de cinétique chimique sur les paramètres macroscopique d'un écoulement d'air hypersonique

**Hypothèse de départ**

Dans cette étude l'écoulement en hors-équilibre thermodynamique est considéré comme suit :

- Un milieu continu (régime collisionnel)
- Les effets de diffusion, rayonnement, conduction et d'ionisation sont négligés
- Les états de vibration des molécules sont décrits par le modèle d'oscillateur harmonique
- Les équations régissant l'écoulement visqueux compressible hors d'équilibre thermo-chimique sont écrites dans un repère lié à l'onde de choc, ce qui rend donc les équations stationnaires
- L'onde de choc est suffisamment détachée pour contenir une plage de relaxation.

**Les équations de conservation :****2-2-1 Conservation des espèces chimique :**

L'équation de conservation de la masse pour les espèces dans le mélange est régies par :

$$\underbrace{\frac{\partial \rho_\alpha}{\partial t}}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x} (\rho_\alpha u - (-q_{\alpha x}^D))}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y} (\rho_\alpha v - (-q_{\alpha y}^D))}_3 = \underbrace{\dot{w}_\alpha}_4 \quad (3.1)$$

Dans cette équation, le premier terme représente le taux de variation de la masse de l'espèce  $\alpha$  par unité de volume dans une cellule centrée au point  $(x, y)$ . le second terme englobe :  $\rho_\alpha u$  qui représente la composante-x du flux de masse de convection des espèces  $\alpha$  a travers les parois cellulaires et  $q_{\alpha x}^D$  qui représente la composante-x du flux de diffusion des espèces  $\alpha$  a travers parois cellulaires.

Le troisième terme a la même signification que le terme (2) mais dans le sens  $-y$  et le dernier terme représente le taux de production en masse des espèces  $\alpha$  du a des réactions chimiques.

$\sum_{\alpha=1}^{N_s} \dot{w}_\alpha$  qui est clairement égale à zéro, puisque la masse est conservées dans les réactions chimiques.

### 2.2.2 L'équation de continuité globale

En additionnant les équations de conservation de masse des espèces individuelles NB dans l'équation de continuité globale, l'équation de conservation de masse totale pour le mélange dans son ensemble s'écrit comme suit :

$$\underbrace{\frac{\partial \rho}{\partial t}}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\rho u)}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y}(\rho v)}_3 = 0 \quad (3.2)$$

Où : le terme (1) est le taux de changement de masse du mélange par unité de volume dans une cellule centre a(x, y) et les termes (2) et (3) sont les composants du flux de masse.

### 2.2.3 Conservation de la quantité de mouvement

Pour le mélange, l'équation de conservation de la quantité de mouvement, s'écrit comme suit :

$$\underbrace{\frac{\partial \rho u}{\partial t}}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\rho u^2 + p - \tau_{xx})}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y}(\rho uv - \tau_{xy})}_3 = 0 \quad (3.3)$$

$$\underbrace{\frac{\partial \rho v}{\partial t}}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\rho uv - \tau_{xy})}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y}(\rho v^2 + p - \tau_{yy})}_3 = 0 \quad (3.4)$$

Dans l'équation (3.3) ainsi que dans l'équation (3.4)

- Le terme (1) : représente le taux de variation de la composante x de quantité de mouvement par unité de volume dans une cellule centre au point (x, y).
- Le terme (2) :
  - $\rho u^2$  est la composante x de flux de quantité de mouvement convecté à travers les parois cellulaires.
  - p sont les forces de pression agissant sur les parois des cellules dans la direction x.
  - $\tau_{xx}$  les contraintes visqueux agissant sur les parois cellulaires dans la direction x.
- Le terme (3) a la même signification que le terme (2) mais dans la direction y.

### 2.2.4 Conservation de l'énergie vibrationnelle :

L'équation de la conservation de l'énergie vibrationnelle est donnée par :

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho_m e_m^{\text{vib}})}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\rho_m e_m^{\text{vib}} u - q_{m,x}^{\text{vib}})}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y}(\rho_m e_m^{\text{vib}} v - q_{m,y}^{\text{vib}})}_3 = \underbrace{\Omega_m}_4 \quad (3.5)$$

Dans l'équation ci-dessus :

- Le terme (1) représente le taux de changement de l'énergie vibratoire de la molécule  $m$  par unité de volume dans une cellule centrée sur  $(x, y)$ .
- le terme (2) englobe :
  - la composante du flux d'énergie vibratoire convectée à travers les parois cellulaires :  $\rho_m e_m^{\text{vib}} u$ .
  - $q_{m,x}^{\text{vib}}$  Consiste en deux parties : la première est la conduction de l'énergie vibratoire à travers les parois des cellules dans la direction  $x$  et la deuxième partie est la diffusion de l'énergie vibratoire à travers les parois cellulaires dans la direction  $y$ .
- Le terme (3) a le même signifiant comme terme (2) mais dans la direction  $x$ .
- Le terme (4) représente le terme source provenant de divers processus d'échange d'énergie et est exprimé comme :

$$\Omega_m = \Omega_{VD} + \Omega_{VT} + \Omega_{VV} \quad (3.6)$$

Où

$\Omega_{VD}$  Représente l'énergie vibratoire perdue ou acquise lors de la dissociation ou de la production moléculaire dans la cellule.

$\Omega_{VT}$  est l'échange d'énergie entre les modes vibrationnel et translationnel dus aux collisions à l'intérieur de la cellule,

$\Omega_{VV}$  est l'échange d'énergie entre les modes vibrationnels de la molécule  $m$  avec différentes molécules.

Il faut noter que l'équation de la conservation de l'énergie vibrationnelle ne concerne que les molécules.

### 2.2.5 Conservation de l'énergie totale

L'équation de la conservation de l'énergie totale est donnée par la formule suivante :

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho E)}{\partial t}}_1 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x}(\rho E + p)u - (u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + qt_x)}_2 + \underbrace{\frac{\partial}{\partial y}((\rho E + p)v - (u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + q_y t))}_3 = 0 \quad (3.7)$$

Où :

- le terme (1) est le taux de variation de l'énergie totale par unité de volume dans une cellule centrée a (x, y).
- Dans le terme (2) :
  - $(\rho E + p)u$  représente la composante du flux d'enthalpie totale convecée à travers les parois cellulaires.
  - $(u\tau_{xx} + v\tau_{xy})$  est le travail effectuée par les forces de cisaillement.
  - $qt_x$ , consiste en deux parties : la première est la conduction de l'énergie thermique à travers les parois des cellules due aux gradients de température dans la direction x et la deuxième partie est la diffusion de l'enthalpie à travers les parois cellulaires due aux gradients de concentration dans la direction x.
- Le terme (3) a la même signification que le terme (2) mais dans la direction y.

Les équations propres aux écoulements hypersonique peuvent être écrites sous une forme appropriée à la formulation numérique, comme suit :

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(F_{inv} - F_{vis}) + \frac{\partial}{\partial y}(G_{inv} - G_{vis}) = S \quad (3.8)$$

- U est le vecteur des quantités conservées.
- $F_{inv}, G_{inv}$  sont les flux invisibles
- $F_{vis}, G_{vis}$  sont les flux visqueux des quantités conservées dans les directions x et y, respectivement.
- S est le vecteur des termes sources issus de processus physicochimiques.

$$U = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_{N_s-1} \\ \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho_1 e_1^{(vib)} \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_m e_m^{(vib)} \\ \rho E \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} \dot{W}_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \dot{W}_{N_s-1} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \Omega_1^{(vib)} \\ \cdot \\ \cdot \\ \Omega_m^{(vib)} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$F_{inv} = \begin{bmatrix} \rho_1 u_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_{N_s-1} u \\ \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho v u \\ \rho_1 e_1^{(vib)} \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_m e_m^{(vib)} u \\ (\rho E + p) u \end{bmatrix} \quad G_{inv} = \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_{N_s-1} v \\ \rho v \\ \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ \rho_1 e_1^{(vib)} v \\ \cdot \\ \cdot \\ \rho_m e_m^{(vib)} v \\ (\rho E + p) v \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$F_{vis} = \begin{bmatrix} -q_{1x}^D \\ \cdot \\ \cdot \\ -q_{(N_s-1)x}^D \\ 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ -q_{1x}^{(vib)} \\ \cdot \\ \cdot \\ -q_{mx}^{(vib)} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + q_{tx} \end{bmatrix} \quad G_{vis} = \begin{bmatrix} -q_{1y}^D \\ \cdot \\ \cdot \\ -q_{(N_s-1)y}^D \\ 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ -q_{1y}^{(vib)} \\ \cdot \\ \cdot \\ -q_{my}^{(vib)} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + q_{ty} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Les contraintes visqueuses pour un fluide Newtoniens sont données par les formules suivantes :

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3} \mu \left( 2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \quad (3.12)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2}{3} \mu \left( 2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} \right) \quad (3.13)$$

$$\tau_{xy} = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right) \quad (3.14)$$

### Modèle de la cinétique chimique :

Les études modernes sur les propriétés des gaz traversés par une onde de choc intense tiennent compte de l'effet important que jouent, dans l'évaluation de l'énergie interne, la dissociation (s'il s'agit d'un gaz poly atomique) et l'ionisation. L'énergie délivrée au passage du front est en effet assez grande pour exciter ces degrés de liberté « lointains », de ce fait, une onde de choc de 7 000 m/s traversant l'air ambiant laisse l'oxygène entièrement dissocié, l'azote à moitié dissocié, et une proportion d'électrons voisine de 0,1 %.

En considérant, l'atmosphère terrestre un mélange binaire de 21% de O<sub>2</sub> et 79% de N<sub>2</sub> (en volume) et en négligeant l'argon (environ 1%) et toutes les traces des autres constituants.

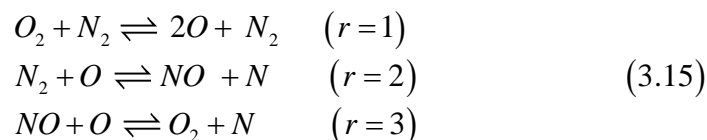
Derrière l'onde de choc normale, ces espèces se dissocient et s'ionisent en formant de nouvelles espèces, ainsi l'air se présente comme un mélange gazeux réactif formé des espèces suivante : N<sub>2</sub> , O<sub>2</sub> , NO, N , O ,des espèces ionisées : NO<sup>+</sup> , O<sup>+</sup> , N<sup>+</sup> , O<sup>-</sup> et des électrons libres.

Il est nécessaire d'adopter un modèle cinétique pour décrire le milieu réactif et d'étudier les vitesses des réactions et les taux de production des espèces pour déterminer les paramètres thermodynamiques et chimiques du mélange réactif.

On présente ci-dessus trois schémas réactionnels de complexité croissante :[4]

#### 1- Modèle a trois réaction :

En première approximation on utilise le modèle d'air approché a 3 réactions et 5 composant appelé communément modèle de Zeldovitch.



#### 2- Modèle a six réaction :

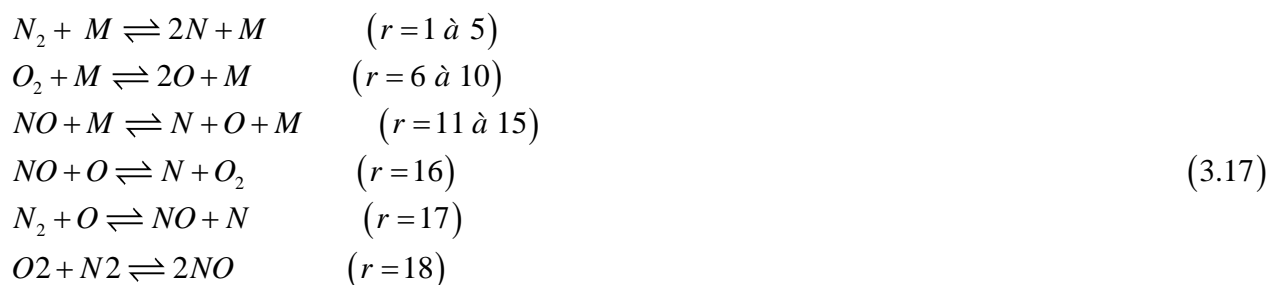
On peut compléter le mécanisme en introduisant trois types supplémentaire de collisions réactives entre O<sub>2</sub> et respectivement N, NO et N<sub>2</sub>. On a ainsi :





### 3-Modèle a 18 réactions :

La dissociation des molécules est envisagée par les collisions avec tous les constituant du mélange ont adjoints a ces 15 réactions les réactions d'échange. la réaction 18 n'est pas considéré par tous les auteurs sauf par Marie-Claude



Avec  $M = O_2, N_2, NO, N, O$

Dans ce présent travail, on considère que les espèces réagissent entre elles suivant un modèle cinétique à 5 et 17 réactions développé par ZELDOVICH présenté dans le *tableau (3)* :

Tableau 3: Réactions de dissociation ( $r = 1$  à  $15$ ) et d'échange ( $r = 16$  à  $17$ ).

| N° de la réaction | Réaction                                  | Energie mise en jeu (ev) |
|-------------------|-------------------------------------------|--------------------------|
| $r = 1$           | $O_2 + O_2 \rightleftharpoons 2O + O_2$   | 5.12                     |
| $r = 2$           | $O_2 + N_2 \rightleftharpoons 2O + N_2$   | 5.12                     |
| $r = 3$           | $O_2 + NO \rightleftharpoons 2O + NO$     | 5.12                     |
| $r = 4$           | $O_2 + O \rightleftharpoons 2O + O$       | 5.12                     |
| $r = 5$           | $O_2 + N \rightleftharpoons 2O + N$       | 5.12                     |
| $r = 6$           | $N_2 + O_2 \rightleftharpoons 2N + O_2$   | 9.76                     |
| $r = 7$           | $N_2 + N_2 \rightleftharpoons 2N + N_2$   | 9.76                     |
| $r = 8$           | $N_2 + NO \rightleftharpoons 2N + NO$     | 9.76                     |
| $r = 9$           | $N_2 + O \rightleftharpoons 2N + O$       | 9.76                     |
| $r = 10$          | $N_2 + N \rightleftharpoons 2N + N$       | 9.76                     |
| $r = 11$          | $NO + O_2 \rightleftharpoons N + O + O_2$ | 6.49                     |
| $r = 12$          | $NO + N_2 \rightleftharpoons N + O + N_2$ | 6.49                     |
| $r = 13$          | $NO + NO \rightleftharpoons N + O + NO$   | 6.49                     |
| $r = 14$          | $NO + O \rightleftharpoons N + O + O$     | 6.49                     |
| $r = 15$          | $NO + N \rightleftharpoons N + O + N$     | 6.49                     |
| $r = 16$          | $N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$       | 3.27                     |
| $r = 17$          | $NO + O \rightleftharpoons O_2 + N$       | 1.37                     |

En considérant un catalyseur M dont le rôle est simplement de permettre la réaction de dissociation ou de recombinaison, les 15 premières réactions élémentaires de dissociation peuvent être écrites sous une forme plus compacte, comme suit :

On distingue deux types de réactions dans le modèle :

- Réactions de dissociation : Ce sont les réactions  $r = 1$  à  $15$ , la dissociation des molécules derrière le choc se traduit ainsi par la diminution de la température. La prépondérance de l'azote moléculaire dans le mélange augmente la zone de déséquilibre du fait que la molécule de l'azote qui a une température caractéristique de dissociation importante, se dissocie difficilement. [2]

- Réactions d'échange : Sont les réactions  $r = 16$  et  $r = 17$  (parfois appelées «réactions de shuffle») Les réactions d'échange sont les deux réactions les plus importantes pour la formation d'oxyde nitrique, dans l'air.

**Les constantes de vitesse :****La constante de vitesse directe :**

Afin de pouvoir évaluer les expressions précédentes, il faut expliciter les expressions des constantes de vitesse des réactions, la constante de vitesse directe est donnée par la loi d'ARRHENIUS

$$K(f, r) = C(f, r)T(f, r)e^{\frac{E_{f,r}}{kT_{f,r}}} \quad (3.18)$$

Où  $E_{f,r}$  est l'énergie d'activation et  $C_{f,r}$  est une constante. Ces paramètres sont trouvés à partir de données expérimentales **Appendice A**

**La constante de vitesse inverse :**

Sous les hypothèses habituelles, les constantes de vitesse de réaction inverse sont données par :

$$K(b, r) = \frac{(K(f, r)T(b, r))}{(K(eq, r)T(b, r))} \quad (3.19)$$

La constante d'équilibre est déterminée par les fonctions de partition des espèces [2] dont les constantes sont données par les tables thermodynamiques. Cependant PARK a employé la forme suivante :

$$k_{eq} = \exp(C_{0,r} + C_{1,r}z + C_{2,r}z^2 + C_{3,r}z^3 + C_{4,r}z^4) \quad (3.20)$$

Avec :

$$z = \frac{10^4}{T} \quad (3.21)$$

Les coefficients  $C_{0,r}, \dots, C_{4,r}$  sont données en **Appendice A**

**Modélisation de la turbulence :**

La turbulence est un phénomène fréquemment rencontré dans les écoulements de fluide comme l'air. Par exemple, lorsqu'un corps aérodynamique se déplace suffisamment vite dans l'air, il génère de la turbulence dans les couches limites près des parois ainsi que dans son sillage. L'atmosphère terrestre est également un écoulement turbulent. Le développement de la puissance des calculateurs ces trente dernières années a conduit les industriels à s'intéresser de plus en plus à la simulation numérique des écoulements turbulents qui reste bien moins onéreuse qu'une approche expérimentale.

Une des problématiques de la turbulence réside dans le coût prohibitif de la simulation numérique. En effet l'équation de Navier-Stokes doit être capable de reproduire tout type d'écoulement quel que soit le nombre de Reynolds. On pourrait donc pour ainsi dire tout calculer et tout prévoir. Cependant, pour que ce calcul soit fidèle à la réalité, le schéma numérique devra résoudre toutes les échelles, jusqu'au plus petites échelles présentes dans un écoulement turbulent à grand nombre de Reynolds sont appelées échelles de Kolmogorov ou échelles dissipatives

En plus de l'approche DNS Il existe trois autres types de simulation numérique en Mécanique des Fluides : RANS (Reynolds Average Navier Stokes), DNS (Direct Numerical Simulation) et LES (Large Eddy Simulation)

### **Équations de base pour les écoulements turbulents :**

On pourrait dire que la turbulence est un mode naturel d'écoulement d'un fluide visqueux, où des mécanismes internes d'échanges d'énergie assurent la création et le maintien de toute une hiérarchie de mouvements chaotiques, répartis continûment sur une large gamme d'échelles macroscopiques [22].

### **Propriétés des écoulements turbulent**

- **Phénomènes instationnaire et non-linéaires :**

Les équations de Navier-Stokes, qui décrivent les écoulements de fluide, contiennent des termes non-linaire. Cette non-linéarité a un rôle primordial dans le développement de la turbulence qui se caractérise par des variations spatiales et temporelles tres irrégulières. Ce caractère fortement non-linéaire est associé à la coexistence dans l'écoulements de mouvements a des échelles très différentes. L'énergie de l'écoulement transite entre ces différentes échelles. Ce transfert d'énergie s'effectue en moyenne et dans le cas des écoulements tridimensionnels, depuis les grandes structures cohérentes jusqu'aux plus petites. La taille des grandes structures est limitée par la géométrie de l'écoulement.

Leur énergie provient de l'écoulements moyen. La taille des plus petites structures est liée aux effets dissipatifs (échelle de Kolmogorov).

- **Phénomènes dissipatifs :** c'est la viscosité du fluide qui est à l'origine de la dissipation de l'énergie cinétique produite aux grandes échelles. La transformation de l'énergie cinétique

en énergie interne (élévation de température) s'effectue au niveau des échelles dissipatives plus petites.

- **Phénomènes tridimensionnels et rotationnels** : même lorsque l'écoulement moyen est bidimensionnel, les fluctuations induites par la turbulence sont nécessairement tridimensionnel et le champ de vitesse est rotationnel.
- **Phénomènes diffusifs** : les écoulements turbulents ont la propriété de favoriser le mélange par diffusion de quantité de mouvement, de chaleur et de masse.
- **Phénomènes imprédictibles** : Bien que les équations de Navier-Stokes soient déterministes, il est impossible de prédire le comportement d'une solution à long terme. Ceci demanderait une précision infinie sur les conditions initiales.

### Décomposition de Reynolds :

Un des piliers de la modélisation en turbulence est l'approche par moyennage en temps des équations de Navier-Stokes de manière à trouver une solution pour l'écoulement moyen.

$$f(x_i, t) = \overline{f(x_i, t)} + f'(x_i, t) \quad (3.22)$$

La quantité  $f$  peut représenter une composante de la vitesse, la pression ou la température de l'écoulement. En introduisant la décomposition de Reynolds, les nouvelles équations obtenues sont dites équations moyennées. Dans la littérature anglo-saxonne, il est utilisé l'acronyme RANS. Elle a le mérite d'être à la base de nombreux modèles de turbulence qui, couplés à des observations expérimentales, donnent de bonnes estimations d'écoulements moyen

### **Les axiomes de Reynolds :**

$$f = \overline{f} + f' \quad (3.23)$$

$$g = \overline{g} + g' \quad (3.24)$$

$\overline{g}$  : partie moyenne

$g'$  : partie fluctuante

$f$  : partie moyenne

$f'$  : Partie fluctuante

On en déduit aisément :

$$\overline{f + g} = \bar{f} + \bar{g} \quad (3.25)$$

$$\overline{a \cdot f} = a \cdot \bar{f} \quad (3.26)$$

$$\frac{\partial \bar{f}}{\partial x} = \frac{d}{dx} \bar{f} \quad (3.27)$$

$$\partial f \partial x = \partial \partial x f \quad (3.28)$$

$$\overline{f \cdot g} = \bar{f} \cdot \bar{g} \quad (3.29)$$

Dans les équations sont apparues de nouvelles variables issues de la non-linéarité des équations de Navier-Stokes. Ces variables sont les contraintes de Reynolds  $u_i u_j$  appelées aussi corrélations doubles de vitesse fluctuante. La fermeture des équations précédentes nécessite de calculer ou modéliser ces contraintes.

### Le problème de la fermeture :

Comme on vient de le voir, la décomposition de Reynolds a permis d'écrire un certain nombre d'équations pour les inconnues du problème. Cependant, on introduit à chaque étape des inconnues supplémentaires. Il s'agit alors de fermer le problème en introduisant des modèles pour les inconnues supplémentaires. La différence entre les équations de Navier-Stokes et celles de Reynolds est en fait essentielle, parce que les contraintes  $-u_i u_j$  sont des inconnues supplémentaires et que l'on ne dispose à priori que du même nombre d'équations. Dans un problème laminaire, on a 4 fonctions inconnues :  $U_1, U_2, U_3, P$  et quatre équations : L'équation de continuité et les trois équations de Navier-Stokes. Pour un problème turbulent, on dispose du même nombre d'équations, les équations de Reynolds remplaçant celles de Navier-Stokes, mais en plus des fonctions inconnues de l'écoulement moyen  $U_1, U_2, U_3$  et  $P$ , on a les 6 fonctions inconnues du tenseur de Reynolds  $-u_i u_j$ . Donc dans le cas général, on a 10 fonctions inconnues, mais seulement 4 équations. On dit que le système n'est pas fermé.

Pour pouvoir résoudre ce système, il faut trouver des équations supplémentaires en nombre suffisant, c'est le problème dit de la fermeture du système.

Pour cela, beaucoup de chercheurs se sont investis dans le domaine et plusieurs contributions de modèles de résolution ont été proposées. Parmi ces modèles on peut citer les quatre modèles les

plus utilisés qui sont le modèle k-ε standard, RNG k-ε, k-ε réalisable et le modèle aux tensions de Reynolds appelé aussi modèle (RSM).

### Concept de Bousines de la turbulence :

Bousines (1877) a proposé une représentation mathématique des contraintes de Reynolds ( $-\overline{\rho u_i u_j}$ ). Les contraintes turbulentes sont supposées proportionnelles aux gradients des vitesses moyennes de l'écoulement [88], soit en incompressible :

$$\left(\overline{\rho u_i u_j}\right) = \mu_t \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_i} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} k \quad (3.30)$$

$\mu_t$  : est la viscosité turbulente

$\delta_{ij}$  : est le delta de Kronecker défini par :

$$\left. \begin{array}{l} \delta_{ij} = 0 \quad \text{Pour } i = j \\ \delta_{ij} = 1 \quad \text{Pour } i \neq j \end{array} \right\}$$

$k$  : étant l'énergie cinétique égale à :

$$k = \frac{1}{2} (U_i)^2 = \frac{1}{2} (\overline{U}^2 + \overline{V}^2 + \overline{W}^2) \quad (3.31)$$

### Classification des modèles de turbulence :

Un modèle de la turbulence est une représentation mathématique de la corrélation ( $-\overline{\rho u_i u_j}$ ) responsable du transport turbulent dans l'écoulement. Généralement, des expressions algébriques ou bien des équations différentielles sont utilisées pour fermer le système des équations de Navier-Stokes et constituent le modèle mathématique de la turbulence.

Le modèle mathématique doit avoir les caractéristiques suivantes :

- \* Basé sur des concepts de base (eg : concept de Boussinesq).
- \* Représentant le phénomène de la turbulence.
- \* Mathématiquement simple.
- \* Numériquement stable.
- \* Domaine d'application vaste.

Pour représenter le transport de la turbulence, plusieurs modèles utilisant différentes équations pour les paramètres caractérisant l'écoulement turbulent ont été proposés. Les équations proposées contiennent des termes qui représentent :

- Le transport convectif de la turbulence par l'écoulement moyen à l'échelle de la micro turbulence ;
- Le transport diffusif par l'écoulement de fluctuations turbulentes à l'échelle de la micro turbulence.

L'utilisation des équations exactes de transport de la turbulence pour les différents paramètres de l'écoulement assure que tous les phénomènes associés à la turbulence sont représentés dans les équations du modèle. Donc plus de réalisme peut être assuré avec ces équations mais à l'encontre d'une complexité mathématique augmentée.

On distingue deux grandes catégories de modélisation :

- ✚ Modèle du premier ordre (modèles à viscosité turbulente) basé sur l'hypothèse de Boussinesq qui consiste à modéliser directement les tensions de Reynolds à l'aide de la viscosité turbulente. Relativement facile à utiliser mais la qualité de modélisation influence directement sur la qualité de l'écoulement moyen
- ✚ Modèle du second ordre : Les tensions de Reynolds sont calculées directement, la modélisation se porte alors sur des moments d'ordre supérieur. La mise en œuvre est plus délicate mais les résultats sont de meilleures qualités.

*Tableau 4: Catégorie de modélisation turbulente*

|                                                                                                            |                                                                                             |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>Modèle sans équations de transport</p> <p>Equations de Reynolds +</p> <p>hypothèses semi-empiriques</p> | <p>Champs moyens cas simples</p> <p>Vitesse, pression,</p> <p>Caractéristiques globales</p> |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------|



|                                                                                                                           |                                                                                                                                                                                                           |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>Modèle 1er ordre avec équation de transport</p> <p>Equations de Reynolds +<br/>1 ou 2 équations de transport</p>       | <p>Champs moyens cas plus complexes<br/>+grandeurs turbulentes<br/>Caractéristiques<br/>Vitesse, pression,<br/>Caractéristiques globales<br/>Énergie cinétique turbulente,<br/>Dissipation turbulente</p> |
| <p>Modèle 2eme ordre Equations de Reynolds +<br/>Équations tension de Reynolds +<br/>Modèles de fermetures 2ème ordre</p> | <p>Champs moyens+<br/>Champs fluctuants moyennés<br/>(Moments)</p>                                                                                                                                        |

### Simulation numérique en Mécanique des Fluides :

Le besoin de recourir aux simulations numériques en Mécanique des Fluides est aujourd'hui omniprésent dans de multiples domaines d'application (automobile, aéronautique et thermique par exemple) et ce pour plusieurs raisons. Tout d'abord, les simulations numériques permettent de comprendre les phénomènes impliqués dans un écoulement : l'accès à certaines informations est rendu possible, l'écoulement peut être calculé et donc visualisé en 3D. De plus, les simulations numériques permettent de tester l'influence de plusieurs paramètres sans avoir à reconstruire tout un banc expérimental. On conçoit évidemment qu'il est plus aisé, par exemple, de modifier un maillage de turbine à gaz plutôt que de faire construire de nouvelles pièces. Les simulations numériques peuvent également permettre d'observer les comportements d'un écoulement dans une géométrie à plus grande échelle sans pour autant nécessiter la construction de pilotes encombrants. Le code de calcul Fluent propose plusieurs modèles de turbulence Il est bien évident que la qualité des résultats de simulation d'écoulement turbulent est très liée au modèle utilisé. Le choix du modèle sera subordonné au type d'information que l'on veut obtenir à partir de la simulation.

### 4.3.1 Equations de Navier Stokes moyennées (Reynolds Average Navier Stokes : RANS)

Les simulations RANS [33] résolvent les équations de Navier-Stokes moyennées. En d'autres termes, la turbulence est ici entièrement modélisée. De ce fait, les résultats obtenus ne sont pas toujours représentatifs de la réalité, surtout si les configurations simulées sont complexes (en situation réactive notamment). Toutefois ce type de simulation permet d'obtenir un bon ordre de grandeur de l'écoulement moyen aussi bien en termes de vitesse que de température ou de pression. C'est pour cela que beaucoup de codes industriels actuellement sur le marché, sont basés sur ce principe. Le coût de calcul (en temps CPU) est en effet relativement faible, ce qui permet de simuler des configurations très complexes sur des maillages raffinés. C'est la simulation utilisée dans cette étude.

#### Le modèle k-ε standard :

Le modèle k-ε standard proposé par Launder et Spalding [32] est le plus simple des modèles complets dits à deux équations. Ce modèle suppose que le régime de turbulence est pleinement établi dans tout le domaine et que les effets de la viscosité moléculaire sont négligeables par rapport à ceux de la viscosité turbulente (loin des parois). Il est basé sur l'hypothèse de Boussinesq. C'est un modèle semi-empirique. Deux équations de transport sont utilisées : une pour l'énergie cinétique de turbulence k obtenue à partir d'une équation exacte et l'autre pour le taux de dissipation de l'énergie cinétique ε obtenue par résonance physique. Les termes des contraintes de Reynolds sont :

$$-\overline{\rho u_i u_j} = \mu_t \left( \frac{\partial U_i}{\partial X_j} + \frac{\partial U_j}{\partial X_i} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} k \quad (3.32)$$

La viscosité turbulente est donnée par :

$$\mu_t = \rho C_\mu k^2 \varepsilon$$

L'énergie cinétique turbulente est définie par :

$$k = \frac{1}{2} U_i U_i \quad (3.33)$$

Le taux de dissipation ε de l'énergie cinétique k est donné par :

$$\varepsilon = \nu \frac{\partial^2 \overline{U_i U_i}}{\partial X_i \partial X_i} \quad (3.34)$$

Equation de transport de l'énergie cinétique k:

$$\frac{\partial}{\partial X_i} (\rho \cdot k \cdot \overline{U_i}) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial X_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (3.35)$$

Equation de transport du taux de dissipation de l'énergie cinétique  $\varepsilon$  :

$$\frac{\partial}{\partial X_i} (\rho \cdot \varepsilon \cdot \overline{U_i}) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial X_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k) - 2C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.36)$$

Le terme de production  $G_k$  est donnée par :

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial U_j}{\partial X_i} \quad (3.37)$$

$C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}$  : Constantes

$\sigma_k, \sigma_\varepsilon$  Le nombre de Prandtl turbulent pour  $k$  et  $\varepsilon$

### Les constantes du modèle :

Les résultats de calcul dépendent fortement de la valeur des constantes empiriques, cela constitue une faiblesse de ce modèle, bien que les auteurs admettent le plus souvent les mêmes valeurs, Les valeurs utilisées par défaut dans le code Fluent sont :

Tableau 5: Valeurs des constantes du modèle  $k$ - $\varepsilon$  standard.

| $C_{1\varepsilon}$ | $C_{2\varepsilon}$ | $\sigma_k$ | $\sigma_\varepsilon$ | $C_\mu$ |
|--------------------|--------------------|------------|----------------------|---------|
| 1.44               | 1.92               | 1          | 1.3                  | 0.09    |

### Le modèle $k$ - $\varepsilon$ RNG :

Basée sur une technique mathématique appelée Renormalisation (d'où l'acronyme RNG : Renormalisation Group) [34], cette variante se caractérise en pratique, dans l'équation en , par un coefficient  $C_{2\varepsilon}$  variable. Ceci permet d'amortir la turbulence dans les régions à fort taux de déformation (turbulence surévaluée par le modèle standard).

La différence principale entre la version standard et RNG  $k$ - $\varepsilon$  est dans l'équation du taux de la dissipation turbulente d'énergie. Dans les écoulements à taux de contraintes élevés, le modèle RNG prévoit une faible viscosité turbulente (taux de dissipation  $\varepsilon$  élevé et une production de turbulence  $k$  faible) par rapport au modèle standard. Bien que le modèle RNG  $k$ - $\varepsilon$  à été découvert pour faire mieux que le modèle standard pour les écoulements avec une grande courbure des lignes de courant, il n'est pas encore autant validé intensivement par les chercheurs que le modèle  $k$ - $\varepsilon$ .

**Equations de transport :**

Le modèle est basé sur des équations de transport de forme similaire que le modèle standard :

$$\frac{\partial}{\partial X_i} (\rho \cdot k \cdot \overline{U}_i) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left( \alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial X_j} \right) + G_k - \rho \varepsilon \quad (3.38)$$

$$\frac{\partial}{\partial X_i} (\rho \cdot \varepsilon \cdot \overline{U}_i) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left( \alpha_E \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial X_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k) - R_E - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (3.39)$$

$\alpha_k$  : nombre de Prandtl inverse effectif pour  $k$

$\alpha_\varepsilon$  : nombre de Prandtl inverse effectif pour  $\varepsilon$

Modélisation de la viscosité effective :

$$d \left( \frac{\rho^2 k}{\sqrt{\varepsilon \mu}} \right) = 1.72 \frac{\hat{v}}{\sqrt{v^3 - 1 + C_v}} d\hat{v} \quad (3.40)$$

Où :

$$\hat{v} = \frac{\mu_{eff}}{\mu} \quad (3.41)$$

$$C_v = 100 \quad (3.42)$$

Dans le cas d'un grand nombre de Reynolds :

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (3.43)$$

$C_\mu = 0,085$ , dans le modèle RNG

La modification de RNG pour le tourbillonnement :

$$\mu_t = \mu_{t0} f \left( \alpha_s, \Omega, \frac{k}{\varepsilon} \right) \quad (3.44)$$

$\mu_{t0}$  : La valeur de la viscosité turbulente calculée sans tourbillonnement

$\Omega$  : Nombre caractéristique de tourbillonnement

$\alpha_s$  : Constante de tourbillonnement, par défaut égale à 0.07

Calcul du nombre de Prandtl effectif inverse :

$\alpha_{k,\varepsilon}$  : Sont calculés a partir de la formule suivante :

$$\left| \frac{\alpha - 1.3929}{\alpha_0 - 1.3929} \right|^{0.6321} \left| \frac{\alpha + 2.3929}{\alpha_0 + 2.3929} \right|^{0.3679} = \frac{\mu_{mol}}{\mu_{eff}} \quad (3.45)$$

Où :

$\alpha_0=1$ . Dans le cas d'un Reynolds très élevé  $\frac{\mu_{mol}}{\mu_{eff}} \ll 1$ , et  $\alpha_k=\alpha_\varepsilon=1,393$

Calcul du terme  $R_\varepsilon$  dans l'équation de  $\varepsilon$  :

La différence importante entre le RNG et le modèle standard se trouve dans le terme additionnel à l'équation de  $\varepsilon$  donné par :

$$R_\varepsilon = \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0) \varepsilon^2}{k(1 + \beta \eta^3)} \tag{3.46}$$

Où :

$$\eta = S \frac{k}{\varepsilon}$$

$$\eta_0 = 4,38$$

$$\beta = 0,012$$

En utilisant l'équation (3.27), l'équation (3.22) de  $\varepsilon$  devient :

$$\frac{\partial}{\partial X_i} (\rho \cdot \varepsilon \cdot \overline{U_i}) = \frac{\partial}{\partial X_j} \left( \alpha_E \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial X_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k) - R_E - C^*_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \tag{3.47}$$

Ou  $C^*_{2\varepsilon}$  est donnée par :

$$C^*_{2\varepsilon} = C_{2\varepsilon} + R_\varepsilon \tag{3.48}$$

Les constantes du modèle :

Tableau 6: Valeurs des constantes du modèle k-ε RNG.

| $C_\mu$ | $C_{1\varepsilon}$ | $C_{2\varepsilon}$ | $\zeta\varepsilon$ | $\eta_0$ | $\beta$ |
|---------|--------------------|--------------------|--------------------|----------|---------|
| 0.085   | 1.42               | 1.68               | 0.7179             | 4.38     | 0.015   |

**Le modèle k-ε réalisable [33] :**

Le dernier modèle de la famille k-ε diffère du modèle standard principalement par deux choses importantes :

- Une nouvelle formulation pour la viscosité turbulente,
- Une nouvelle équation pour le taux de dissipation.

Le terme "Realizable" ou réalisable signifie que le modèle satisfait certaines contraintes mathématiques sur les contraintes de Reynolds et logique avec la physique des écoulements turbulents. Ainsi, ce modèle prédit avec plus de précision le taux de propagation des jets. Il procure

aussi des performances supérieures dans les écoulements impliquant la rotation, les couches limites sous de forts gradients de pression adverses, la séparation et les recirculations.

Equation de transport :

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \cdot k \cdot \overline{U}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (3.49)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \cdot \varepsilon \cdot \overline{U}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} \quad (3.50)$$

Où :

$$C_1 = \max \left[ 0.43 \frac{\eta}{\eta + 5} \right] \quad (3.51)$$

$$\eta = S \frac{k}{\varepsilon} \quad (3.52)$$

Modélisation de la viscosité turbulente:

La viscosité turbulente est donnée par :

$$\mu_t = \frac{\rho C_\mu k^2}{\varepsilon} \quad (3.53)$$

Le terme de  $C_\mu$  est donné par :

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{k U^*}{\varepsilon}} \quad (3.54)$$

Où :

$$U^* = \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \Omega_{ij} \widehat{\Omega}_{ij}} \quad (3.55)$$

Et

$$\widehat{\Omega}_{ij} = \Omega_{ij} - 2 \varepsilon_{ij} \omega_{ij} \quad (3.56)$$

$$\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \varepsilon_{ij} \omega_{ij} \quad (3.57)$$

Où  $\Omega_{ij}$  est le tenseur de rotation obtenu à partir de la vitesse angulaire  $\omega$ .

Les constantes  $A_0$  et  $A_s$  sont données par :

$$A0 = 4.04$$

$$As = 6 \cos \phi$$

Où :

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6W}) \quad (3.58)$$

$$W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\bar{s}} \quad (3.59)$$

$$\hat{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}} \quad (3.60)$$

$$S = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (3.61)$$

Les constantes du modèle :

Tableau 7 : Valeurs des constantes du modèle k-ε RNG

| $C_2$ | $\sigma_k$ | $\sigma_\varepsilon$ |
|-------|------------|----------------------|
| 1.9   | 1          | 1.2                  |

### Modélisation de la production de turbulence dans les modèles k-ε :

Le terme  $Gk$  représente la production de l'énergie cinétique turbulente. Il est identique pour les modèles (**k-ε**) standard, RNG et le modèle réalisable. De l'équation exacte pour le transport de  $k$ , ce terme peut être défini comme :

$$G_k = -\rho \overline{u_i u_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (3.63)$$

Pour évaluer  $Gk$  d'une manière logique avec l'hypothèse de Boussinesq, on écrira :

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (3.64)$$

Où  $S$  est le module du tenseur moyen du taux de contrainte, défini comme :

$$S = \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (3.65)$$

**Traitement de la région proche de la paroi :**

Nous allons ici établir simplement la forme du profil de vitesse et de température dans un écoulement turbulent.

Au niveau des parois, les effets visqueux ne peuvent plus être négligés et la modélisation basée sur un nombre de Reynolds turbulent n'est plus valable. Pour pallier à cette difficulté, on utilise des « lois de paroi » (Standard Wall Functions), qui sont des modèles d'intégration connectant les conditions à la paroi et près de la paroi. Ces lois sont fondées sur l'approche proposée par Launder et Spalding [35].

Nous n'intéressons pas ici au détail de la couche limite, mais à l'effet global de la présence d'une paroi sur l'écoulement.

La modélisation de l'écoulement en proche paroi s'appuie sur celle des écoulements turbulents pariétaux cisailés simples.

Afin d'exprimer les différentes lois de répartition de la vitesse dans les différentes zones, on définit les paramètres adimensionnels suivants

$$Y^+ = \frac{\rho y u_\tau}{\mu} \quad (3.66)$$

$$U^+ = \frac{\bar{u}}{u_\tau} \quad (3.67)$$

Avec :

$$u_\tau = \left(\frac{\tau_{wall}}{\rho}\right)^{1/2} \quad (3.68)$$

Où  $\tau_w$  est la tension de cisaillement à la paroi.

Une analyse temporelle multi-échelle permet de décomposer en trois couches distinctes la couche limite turbulente proche d'une paroi lisse :

- Une première couche où la viscosité du fluide domine la viscosité turbulente et est appelée sous-couche visqueuse. Dans cette zone le profil de vitesse est linéaire et s'écrit :

$$U^+ = Y^+ \quad (3.69)$$

La sous couche visqueuse s'étendant jusqu'à une épaisseur de  $y^+ = 5$ .

- Une couche intermédiaire où la viscosité du fluide et la viscosité turbulente sont équivalentes, appelée zone tampon.



- Une couche externe où la viscosité turbulente est prépondérante et où le profil de vitesse est logarithmique et :

$$U^+ = \frac{1}{k} \ln(EY^+) \quad (3.70)$$

Cette couche externe est supposée commencer pour  $30 < y^+ < 300$ . Dans le code Fluent, elle est utilisée ce profil est modélisé par des lois semblables à celles que nous avons détaillées précédemment. Elles s'écrivent:

$$u^* = y^* \quad \text{Pour } y^* < 11.225$$

$$u^* = \frac{1}{k} \ln(EY^*) \quad \text{Pour } y^* > 11.225$$

Les expressions de  $y^*$  et  $u^*$  sont :

$$Y^+ = \frac{y_p C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} \rho}{\mu} \quad (3.71)$$

$$u^* = \frac{\overline{U_p} C_\mu^{1/4} k_p^{1/2} \rho}{\tau_p} \quad (3.72)$$

$K$  : constante de Von Karman (=0,4187).

$E$  : constante empirique définissant la rugosité de paroi qui est égale à 9,793 pour une paroi lisse

$U_p$  : la vitesse moyenne du fluide au point P, situé à la distance  $y_p$  par rapport aux parois.

$k_p$  : énergie cinétique turbulente au point P.

$\tau_p$  : contrainte de cisaillement à la paroi  $\tau = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)$

$\mu$  : viscosité dynamique du fluide

L'énergie cinétique turbulente est calculée dans tout le domaine. La condition à la paroi imposée pour  $k$  est alors :  $\partial k / \partial y = 0$ . Le calcul de  $k$  et  $\varepsilon$  dans une cellule fluide adjacente à la paroi est effectuée avec l'hypothèse d'équilibre local entre les taux de production et de dissipation de l'énergie cinétique turbulente. Ainsi l'équation de transport de  $\varepsilon$  n'est pas résolue dans cette cellule,  $\varepsilon_p$  est calculé comme suit :

$$\varepsilon_p = \frac{C_\mu^{3/4} k_p^{3/2}}{k y_p} \quad (3.73)$$

**Le Modèle k –  $\omega$  :**

Le modèle standard k– $\omega$  dans le Fluent est le modèle propose par Wilcox (Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., Canada, California, 1998).

Celui-ci introduit des modifications pour tenir compte des effets de faible nombre de Reynolds, la compressibilité, la propagation et le cisaillement de l'écoulement. Le modèle de Wilcox prévoit le cisaillement des écoulements libres axisymétriques, des sillages lointains, les couches de mélange, en écoulement plan, les jets ronds et plans, et les écoulements pariétaux. Une autre variante du modèle standard k –  $\omega$  est le modèle appelé les k –  $\omega$  – SST ce dernier est également disponible dans FLUENT.

Le modèle standard k– $\omega$  est un modèle empirique base sur les équations du transport pour l'énergie cinétique turbulente (k), et le taux spécifique de dissipation ( $\omega$ ), qui est définie par le rapport :

$$\omega = \frac{k}{\varepsilon}$$

Ce modèle a pour avantage d'être assez simple et de prendre en compte l'histoire de la turbulence. Mais le choix de l'échelle de longueur est empirique et l'extension au cas tridimensionnel est difficile.

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (3.73)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left( \Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega \quad (3.74)$$

Dans ces équations :

- $G_k$  représente la production de l'énergie cinétique de turbulence due aux gradients moyens de vitesse,
- $G_\omega$  représente la production de  $\omega$ ,
- $\Gamma_k$  et  $\Gamma_\omega$  la diffusivité effective de k et  $\omega$  respectivement,
- $Y_k$  et  $Y_\omega$  la dissipation de k et  $\omega$  due à la turbulence.
- $S_k$  et  $S_\omega$  les termes sources correspondants.

**Les constantes du modèle :** La diffusivité effective pour le modèle  $k-\omega$  est donné par :

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad \Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (3.75)$$

La viscosité turbulente est déduite à partir de la relation suivante :

$$\mu_t = a^* \frac{\rho k}{\omega} \quad (3.76)$$

Le coefficient corrige  $a^*$  la viscosité turbulente pour les faibles nombres de Reynolds est déterminé par :

$$a^* = a_\infty^* \left( \frac{a_0^* + \frac{Re_t}{Re_k}}{1 + \frac{Re_t}{Re_k}} \right) \quad (3.77)$$

$$\text{Où } Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega} \text{ avec } Re_k = 6a_0^* = \beta_i / 3 \text{ et } \beta_i = 0.072$$

Remarque : Pour les grands nombres de Reynolds pour ce modèle on a :

$$a^* = a_\infty^* = 1$$

### Modèle K – $\omega$ SST

Le modèle  $k-\omega$  SST ( Shear Stress Transport ) se base sur le modèle  $k-\omega$ . Il combine le modèle Wilcox  $k-\omega$  original qui est efficace près des parois et le modèle  $k-\varepsilon$  standard à l'écart des paroi en utilisant une fonction de mélange (blending function). La formulation de viscosité turbulente est modifiée pour tenir compte des effets de transport de la contrainte de cisaillement turbulente principale. [42]

Il limite également la viscosité turbulente. Les options de transition et de cisaillement sont empruntées du modèle  $k-\omega$ .

Ce modèle offre des avantages similaires au standard  $k-\omega$ . Le modèle SST représente le transport de la contrainte de cisaillement turbulent et donne des prédictions très précises de l'apparition et de la quantité de séparation d'écoulement sous des gradients de pression négatifs. La SST est recommandée pour des simulations de couche limite de haute précision.

La dépendance vis-à-vis de la distance entre les parois rend cette méthode moins adaptée aux écoulements de cisaillement libres par rapport à la norme  $k-w$ . Il nécessite une résolution de maille près du mur.

**Simulation numérique directe (Direct Numerical Simulation : DNS) [36]**

Les simulations DNS se situent complètement à l'opposé des simulations RANS. Ici, les équations de Navier-Stokes sont entièrement résolues : la turbulence est calculée et non plus modélisée. Ces simulations sont donc des plus précises mais ont un coût de calcul beaucoup trop élevé pour qu'il soit envisageable (du moins à ce jour) de simuler une configuration industrielle en DNS. En effet, le nombre de points nécessaire pour réaliser une DNS est directement lié au nombre de Reynolds de

L'écoulement ( $N \cong Re^{9/4}$ , si la distance entre deux points voisins du maillage est de l'ordre de l'échelle de Kolmogorov). Dans notre cas, le nombre de Reynolds est aux alentours de 16000 et 3 milliards de points seraient alors nécessaires... Les simulations de type DNS sont donc limitées à des calculs "académiques" de type boîte cubique de petit côté, ou bien à des écoulements à faible nombre de Reynolds. Les résultats obtenus avec ce genre de simulations sont par ailleurs très utiles pour créer des modèles qui seront ensuite utilisés en LES ou en RANS.

**Simulation de grandes échelles (Large Eddy Simulation : LES) [105]**

Les simulations LES résolvent les équations de Navier-Stokes filtrées spatialement : seules les petites structures sont modélisées alors que toutes les autres sont calculées. En pratique, le filtrage spatial est imposé par le maillage : seules les structures plus grosses que le maillage seront résolues. Par ailleurs, des modèles, dits modèles de sous-maille, sont introduits pour simuler la turbulence des petites échelles. Avec ce genre de simulation, il est possible d'obtenir des grandeurs moyennes mais également des grandeurs fluctuantes, ce qui fait l'intérêt de la LES en comparaison aux simulations RANS. Les coûts de calcul, certes plus importants que pour des simulations RANS, restent raisonnables et autorisent la simulation de géométries complexes sur des maillages raffinés.

**Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons présenté les équations gouvernant les différents processus physico-chimique pris en compte durant cette étude, ainsi que les équations de conservation modélisant l'écoulement. On dispose ainsi d'un outil théorique qui nous permet de décrire l'évolution des différentes grandeurs de l'écoulement réactif en déséquilibre thermo-chimique derrière une onde de choc. Dans le chapitre suivant on propose une étude numérique d'un écoulement hypersonique bidimensionnel visqueux en déséquilibre chimique autour des corps émoussés avec une application d'un jet contre-courant au niveau du nez de ces corps pour éloigner le choc et réduire le chauffage aérodynamique.

# **Chapitre 3**

## **Modélisation numérique**

**Introduction :**

Pour traiter un problème de mécanique des fluides ce qui est d'autant vrai pour d'autres branches de la physique, la résolution peut être établie soit par une approche :

- analytique : le grand avantage de cette approche est qu'elle permet d'avoir des solutions exactes. Cependant, elle est limitée pour des cas très simples en formulant un certain nombre d'hypothèses.
- expérimentale : c'est sûrement l'approche qui représente le mieux la réalité. En contrepartie, elle est souvent difficile à mettre en œuvre et nécessite un certain temps pour résoudre tous les problèmes qu'on peut rencontrer. Sans oublier qu'elle peut devenir très vite très coûteuse
- numérique : elle permet de faire moins d'hypothèses qu'une approche analytique et permet de traiter des problèmes relativement complexes. De plus, elle peut être moins coûteuse qu'une approche expérimentale. Par contre, elle est limitée par l'ordre des méthodes numériques utilisées, la précision du modèle et les moyens de calcul mis en œuvre.

La modélisation numérique est la transcription du phénomène physique en langage informatique, les efforts et les progrès réalisés dans les méthodes numériques et plus particulièrement en CFD montrent tout l'intérêt qu'on lui porte. Par contre les deux approches expérimentale et numérique sont souvent associées et complémentaires : avant toute réalisation expérimentale, une étude CFD préalable est souvent réalisée pour mieux cerner et jauger le problème. Puis, l'expérimentation vient en phase finale confirmer ces résultats.

La simulation se présente presque toujours sous forme d'un programme ou d'outils informatiques. Ces derniers sont couramment appelés des environnements de simulation

**3.1 Présentation du code de calcul Fluent :**

ANSYS FLUENT est un code de calcul commercial de CFD « Computational Fluid Dynamics » offrant une capacité de modélisation complète d'un large éventail de problèmes de mécanique des fluides qu'ils soient compressibles, incompressibles, laminaires ou turbulents. Il permet des analyses à l'état d'équilibre ou en régime transitoire. FLUENT inclut un grand nombre de modèles permettant la résolution de problèmes de phénomènes de transport et de transferts de chaleurs. FLUENT peut aussi modéliser les réactions chimiques à travers des géométries complexes. Les modèles de turbulence inclus dans FLUENT sont précis et robustes et font partie des éléments essentiels de la gamme des modèles offerts par le logiciel d'autant plus que ceux-ci prennent en compte d'autres phénomènes physiques tels que la flottabilité et la compressibilité.

### 3.1.1 Principales étapes de simulation sous Fluent :

#### 3.1.1.1 Préparation de la géométrie et maillage :

##### - Création de la géométrie :

Toute simulation CFD commence par la réalisation de la géométrie en 2D ou 3D, soit avec un logiciel intégré au code de calcul CFD soit à l'aide d'un logiciel de CAO. Dans le deuxième cas, la géométrie doit être exportée en un format lisible par le logiciel de maillage. Les formats STEP10 ou IGES 11 sont les plus couramment utilisés.

##### - Génération du Maillage

Le maillage est une discrétisation de l'espace à étudier. Il est constitué d'un ensemble de mailles (ou cellules) dans lesquelles les équations du problème seront résolues. La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu son influence sur la solution calculée. Un maillage de très bonne qualité est essentiel pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant. La qualité du maillage a un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

Une bonne qualité de maillage repose sur la minimisation des éléments présentant des « distorsions » (skewness en anglais), et sur une bonne « résolution » dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc, . . .). Un bon maillage doit également être suffisamment « lisse ».

##### - Composants du maillage

Le domaine de calcul est défini par un maillage qui représente le fluide et les faces solides qui interviennent.

- “Cell” : volume de contrôle divisant la géométrie ;
- “Face” : frontière d'une “cell”, où sont définies les conditions aux limites ;
- “Edge” : frontière d'une “face” ;
- “Node” : point de maillage ;
- “Zone” : groupe de “nodes”, “faces” et/ou “cells”.

### Technique générales de génération du maillage [69]

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

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne **Qualité** des éléments
- Assurer une bonne **Résolution** dans les régions à fort gradient
- Assurer un bon **Lissage** dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier
- Minimiser le nombre **Total** des éléments (temps de calcul raisonnable)

On peut se souvenir de ces règles en utilisant la formulation mnémotechnique **QRLT**

### Génération du maillage

Dans une analyse CFD, La génération du maillage est une phase très importante vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.

Lors de la génération du maillage le suivis des caractéristiques suivantes est primordial :

- Le choix d'un domaine de calcul assez large et ce afin éviter que les conditions aux limites influent sur le résultat.
- Réaliser un maillage suffisamment fin au voisinage de la partie exposée à de fort gradient de pression, température....
- Réaliser un maillage plus grossier loin de la partie, ou l'écoulement ne varie pas ou peu, afin d'économiser du temps de calcul
- S'assurer que la transition se fassent de maniéré progressive entre les zones raffinées et non raffinées pour éviter les problèmes d'erreur numériques lors de la résolution
- Une bonne résolution au niveau de la couche limite
- Et enfin, un nombre pas trop important de mailles pour ne pas alourdir les temps de calcul



### Importance de la qualité d'un maillage

L'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant est intimement lié à la qualité de maillage généré. Une bonne qualité de maillage repose sur Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc ...etc.) Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

#### Les différents critères de qualité :

##### La distorsion (skewness) :

Mesure la distance entre l'intersection de la ligne reliant deux centres de cellules avec leur face commune et le centre de cette face . Cette valeur doit être inférieure à 20.

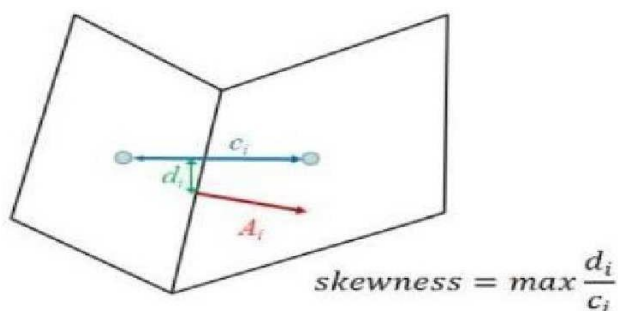


Figure 25: La distorsion (skewness)

##### La Non-orthogonalité :

Mesure l'angle entre la ligne reliant deux centres de cellules et la normale de leur face commune. C'est un paramètre très important on peut définir trois plages de ses valeurs :

- N-O < 70 : valeurs sure
- 70 < N-O < 90 : requière un traitement spécial
- N-O > 90 : mauvais maillage et ne peut pas être utilisé pour la simulation.

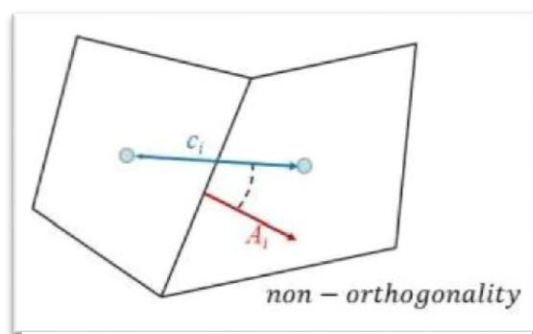


Figure 26: La Non-orthogonalité

### Le rapport d'aspect (aspect ratio) :

Le rapport d'aspect est l'allongement d'un élément c.à.d. le rapport entre la plus grande et la plus petite de ses dimensions. Un rapport de 1 est idéal. Il s'applique aux éléments triangulaires, tétraédriques, quadrilatéraux et hexaédriques

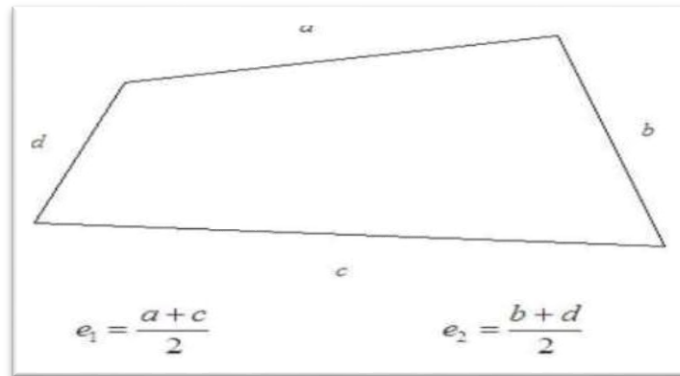


Figure 27: Le rapport d'aspect (aspect ratio)

### Le lissage :

Le changement dans la taille des éléments de maillage d'une zone maillée à un autre doit être graduel, la variation de la taille des éléments de deux zones adjacentes ne doit pas dépasser 20% (ce qui équivaut à un facteur de croissance de 1.2)

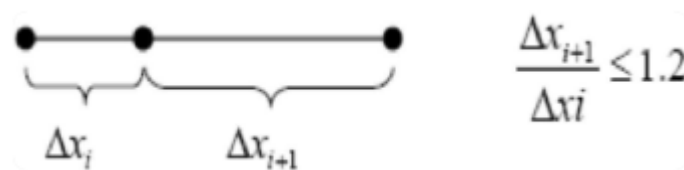


Figure 28: Le lissage

### Convergence en maillage

Dans une modélisation CFD, la solution doit être indépendante de la densité du maillage pour être sûr du réalisme de la solution que donne le solveur après convergence. De manière systématique, pour tout calcul par CFD on se doit de réaliser et de présenter un test de convergence en maillage, en reportant l'évolution d'une grandeur, tant qu'à faire que l'on souhaite mesurer par la simulation en cours.

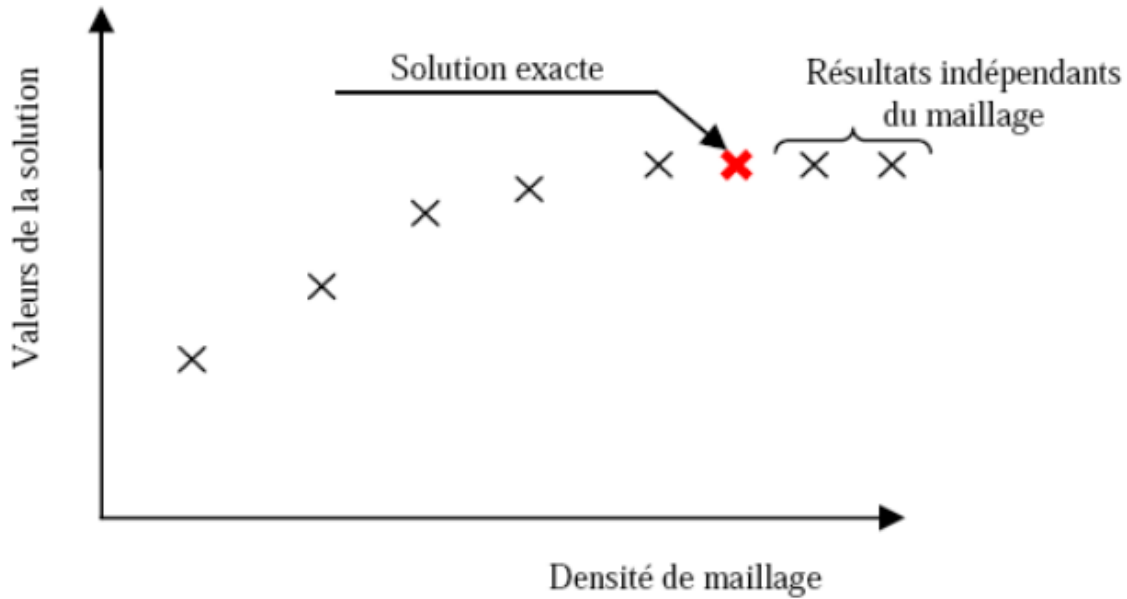


Figure 29: Test de convergence en maillage

### Mise en donnée et simulation [37]

Cette section explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation numérique. Selon le codes (Ansys-Fluent), les principales étapes d'une simulation sont décrites en détails ci-après :

1. Le paramétrage du solveur et choix de l'algorithme.
2. La modélisation de la turbulence .
3. Le choix du schéma de discrétisation spatiale
4. Sélectionnez le mode d'évaluation des dérivés en choisissant une méthode de gradient
5. Définissez les facteurs de sous-relaxation
6. Apportez les modifications supplémentaires aux paramètres de résolution
7. Activez les analyses de solution appropriées
8. Initialisez la solution
9. Commencez le calculer
10. Vérifiez la convergence et la stabilité

**Paramétrage du solveur et choix de l'algorithme :**

Selon le problème, on peut être amené à considérer :

- Le solveur pressure-based ou densité-based
- La dimension du problème, 2D, 3D, ou axisymétrique
- Le caractère stationnaire ou instationnaire
- Le caractère incompressible ou compressible de l'écoulement

ANSYS FLUENT offre deux méthodes de résolution de problèmes : le solveur « pressure-based » et le solveur « density-based »

Initialement, l'approche « pressure-based » a été développée pour les fluides incompressibles à faible vitesse tandis que l'approche « density-based » est orientée davantage vers les fluides compressibles à haute vitesse. Le logiciel permet tout de même l'utilisation de l'une ou l'autre des méthodes pour un grand nombre de type et de vitesse de fluide. Dans les deux cas, le champ de vitesse est obtenu à partir des équations de mouvement. Dans l'approche « density-based », l'équation de continuité est utilisée pour obtenir le champ de densité tandis que le champ de pression est déterminé à partir de l'équation d'état. D'autre part, dans l'approche « pressure-based », le champ de pression est extrait en résolvant une équation de correction de la pression qui est obtenu par la manipulation des équations de continuité et de quantité de mouvement. Quel que soit le choix de la méthode, ANSYS FLUENT va résoudre les équations qui gouvernent la conservation de la masse et de la quantité de mouvement, et au besoin de l'énergie, ainsi que d'autres scalaires tels que la turbulence et les espèces chimiques.

**Le solveur « pressure-based »** utilise un algorithme qui appartient à une classe générale de méthodes appelée la méthode de projection. Dans cette méthode de projection, la contrainte sur la conservation de la masse (continuité) du champ de vitesse est obtenue en résolvant une équation pour la pression, celle-ci est dérivée des équations de continuité et de quantité de mouvement de sorte que le champ de vitesse, corrigé par la pression, satisfasse à la continuité. Les équations sont couplées entre elles et non-linéaires donc le processus de calcul de la solution utilise un système d'itération dans lequel les équations sont résolues jusqu'à ce que la solution converge. Il existe deux

algorithmes de solveur « pressure-based » dans ANSYS FLUENT : un algorithme dit « segregated » et un autre dit « coupled »

**Algorithme « segregated »** L'algorithme implémenté résout les équations qui gouvernent de façon séquentielle. Les équations qui gouvernent étant non-linéaires et couplées, la boucle de solution doit être effectuée de façon itérative afin d'obtenir une solution de convergence numérique. Cet algorithme découple ou sépare chaque équation (u, v, w, p, T, k, E, etc.) des autres équations et les résout de façon individuelle. L'algorithme dit « segregated » est économique au niveau de l'utilisation de la mémoire puisque les équations discrétisées ne sont stockées en mémoire qu'une à la fois. En revanche, la convergence est plus lente à cause de la résolution d'équations découplées.

**Algorithme « coupled »** Contrairement à l'algorithme « segregated » décrit précédemment, l'algorithme « coupled » résout un système couplé d'équations comprenant les équations de quantité de mouvement et de l'équation de continuité basée sur la pression. Les étapes 2 et 3 présentes dans l'algorithme « segregated » sont remplacées par une unique étape. Dans laquelle le système d'équations couplées est résolu. Les équations restantes sont résolues de façon découplées comme dans l'algorithme « segregated » ce qui permet d'améliorer de manière significative le taux de convergence de la solution. En contre-partie, le besoin en mémoire informatique est multiplié par 1.5 car le système d'équations entier doit être stocké pour converger vers la solution.

## Solveur "pressure-based"

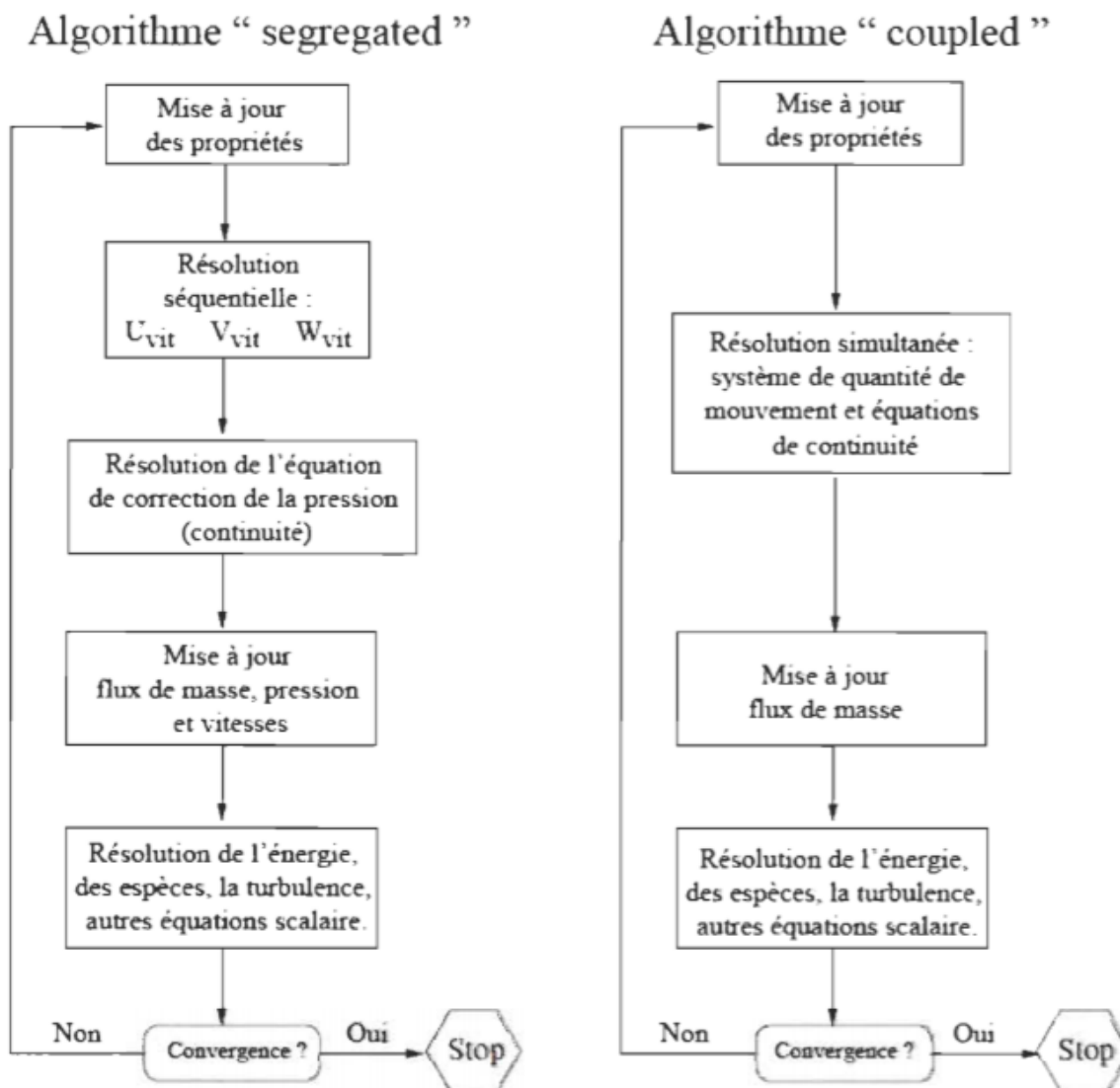


Figure 30: algorithme du solveur pressure-based

**Solveur « density-based »** Le solveur « density-based » résout les équations qui gouvernent la continuité, la quantité de mouvement, l'énergie ainsi que le transport des différentes espèces de façon simultanée (ou couplée). Les équations qui gouvernent les autres scalaires sont résolues par la suite de manière séquentielle, c'est à dire distinctes les unes des autres. Ces équations étant non-linéaires et couplées, plusieurs itérations de la boucle de solution doivent être effectuées avant qu'une solution convergée soit obtenue. Avec ce solveur « density-based », deux méthodes sont disponibles pour résoudre le système d'équations couplées: la formulation couplée explicite et la formulation couplée implicite. Les équations discrètes et non-linéaires qui gouvernent sont linéarisées afin d'obtenir un système d'équations pour les variables dépendantes dans chacune des cellules de calcul. Le système linéaire obtenu est alors résolu pour créer une mise à jour de la

solution du champ de fluide. La manière dont les équations qui gouvernent sont linéarisées peut prendre une forme « implicite » ou « explicite » à l'égard de la variable dépendante (ou d'un ensemble de variables) d'intérêt.

- **Méthode implicite** : pour une variable donnée, la valeur inconnue dans chaque cellule est calculée en utilisant une relation incluant à la fois les valeurs existantes et inconnues des cellules voisines. Par conséquent, chaque inconnue apparaît dans plus d'une équation dans le système, et ces équations doivent être résolues simultanément afin de donner les quantités inconnues.

- **Méthode explicite** : pour une variable donnée, la valeur inconnue dans chaque cellule est calculée en utilisant une relation incluant uniquement les valeurs existantes. Par conséquent, chaque inconnue apparaît uniquement dans une seule équation du système et les équations pour la valeur inconnue de chaque cellule peuvent être résolues une à la fois afin de donner les quantités inconnues.

Dans la méthode de résolution « density-based », FLUENT offre le choix d'utiliser une linéarisation implicite ou explicite des équations. Ce choix s'applique uniquement à l'ensemble couplé des équations qui gouvernent. Les équations de transport pour les scalaires supplémentaires sont résolues distinctement de l'ensemble couplé (comme la turbulence, rayonnement, etc.) et sont linéarisées puis résolues de manière implicite. Dans le cas où c'est la méthode implicite du solveur « density-based » qui est choisi, chaque équation de l'ensemble couplé d'équations qui gouvernent est linéarisé implicitement tout en respectant toutes les variables dépendantes de l'ensemble. Il en résulte alors un système d'équations linéaires de  $N$  équations pour chaque cellule dans le domaine, où  $N$  est le nombre d'équations couplées dans l'ensemble. Comme il y a  $N$  équations par cellule, ce système est parfois appelé un système d'équations en « bloc ». En ce qui concerne le choix du solveur « density-based » explicite, chaque équation de l'ensemble couplé d'équations qui gouvernent est linéarisé explicitement. Tout comme dans l'option implicite, il en résulte un système de  $N$  équations pour chaque cellule dans le domaine et toutes les variables dépendantes dans l'ensemble seront mises à jour une à la fois. En résumé, une approche couplée implicite résout toutes les variables ( $p$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $w$ ,  $T$ ) de toutes les cellules en même temps, alors qu'une approche explicite résout toutes les variables ( $p$ ,  $u$ ,  $v$ ,  $w$ ,  $T$ ) une cellule à la fois.

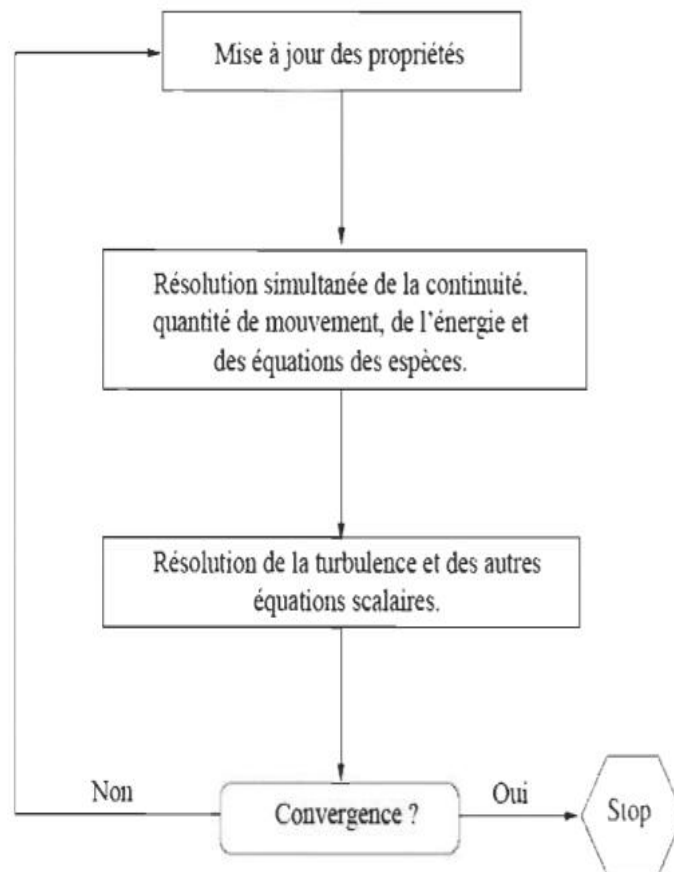


Figure 31: density-based solveur

### Choix du modèle

L'un des intérêts de ce logiciel de simulation généraliste, 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,  $k - \omega$ ,  $k - \varepsilon$ , SA, 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.



### Choix du schéma de discrétisation spatiale

La discrétisation des équations différentielles consiste à les transformer en un ensemble d'équations algébriques en utilisant des approximations de dérivées.

Fluent propose de nombreux schémas d'interpolation pour la discrétisation spatiale à savoir :

- Schéma Upwind du 1er ordre « First-Order Upwind »
- Schéma Upwind du 2ème ordre « Second-Order Upwind »
- Schéma à loi de puissance « Power Law »
- Schéma QUICK « Quadratique Upwind Interpolation for Convective Kinetics »
- Schéma «Bounded Central Differencing »
- Schéma MUSCL « Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws»

### Choix de La méthode du Gradient

Les gradients des variables sont nécessaires pour évaluer les flux diffusifs, les dérivées de vitesse et pour des schémas de discrétisation d'ordre élevé. Les gradients des variables sur les faces des mailles sont calculés en utilisant une série de Taylor multidimensionnelle. Les gradients sont calculés dans ANSYS Fluent selon les méthodes suivantes :

- Green-Gauss cell-Based
- Green-Gauss Node-Based
- Least-Squares cell-Based

### Choix de la précision des schémas utilisés

Lorsque l'écoulement est aligné sur le maillage, la discrétisation de first-order upwind peut être acceptable. Lorsque le flux n'est pas aligné avec le maillage (c'est-à-dire lorsqu'il traverse les lignes du maillage de manière oblique), la discrétisation first-order convective augmente toutefois l'erreur de discrétisation numérique (diffusion numérique). Pour les maillages triangulaires et tétraédriques, le flux n'étant jamais aligné avec le maillage, vous obtiendrez généralement des résultats plus précis en utilisant la discrétisation du second ordre. Pour les maillages quad / hex, nous obtiendrons également de meilleurs résultats en utilisant la discrétisation de second ordre, en particulier pour les écoulements complexes.

---

En résumé, alors que la discrétisation du premier ordre produit généralement une meilleure convergence que le schéma du second ordre, elle donne généralement des résultats moins précis, en particulier sur les maillages tri / tet.

Dans la plupart des cas, nous pourrions utiliser le schéma de second ordre à partir du début du calcul. Toutefois, dans certains cas, nous devrions peut-être commencer par le schéma de premier ordre, puis basculer vers le schéma de second ordre après quelques itérations. Par exemple, si nous exécutons un calcul de flux avec un nombre de Mach élevé avec une solution initiale très différente de la solution finale attendue (comme dans notre cas), nous devrions généralement effectuer quelques itérations avec le schéma de premier ordre, puis activer le schéma de seconde ordre. et poursuivre le calcul jusqu'à la convergence. Une initialisation multigrille complète est également disponible pour certains cas de flux, ce qui nous permet de poursuivre avec le schéma de second ordre à partir du début.

Si nous rencontrons des difficultés de convergence avec le schéma de second ordre, nous devrions plutôt essayer le schéma de premier ordre.

Les schémas de discrétisation MUSCL de troisième ordre et MUSCL peuvent offrir une meilleure précision que le schéma de second ordre pour les écoulements rotatifs ou tourbillonnants. Le schéma QUICK est applicable aux maillages quadrilatéraux ou hexaédriques, tandis que le schéma MUSCL est utilisé sur tous les types de maillages. En général, cependant, le schéma de second ordre est suffisant et le schéma QUICK n'apportera pas d'amélioration significative de la précision

### Choix du Type de flux convectifs

Il existe trois types de flux convectifs lors de l'utilisation du solveur basé sur la densité :

- Séparation par différence de flux de Roe (Roe-FDS) : Roe-FDS divise les flux en un manoir cohérent avec leurs valeurs propres correspondantes. C'est la valeur par défaut et elle est recommandée dans la plupart des cas
- Méthode de division en amont Advection (AUSM) : L'AUSM fournit une résolution exacte des discontinuités de contact et de choc et est moins susceptible aux phénomènes de carboncle.
- Séparation par différence de flux de Roe à faible diffusion (Roe-FDS à faible diffusion) : Le Roe-FDS à faible diffusion est utilisé lorsque le modèle visqueux LES est activé. Il réduit la dissipation dans les calculs de LES et n'est utilisé que pour les écoulements subsoniques.

### Facteurs de sous-relaxation

Lors de la résolution itérative des équations algébriques, il est souvent utile d'accélérer (sur-relaxation) ou ralentir (sous-relaxation) les variations de la variable d'une itération à l'autre. La sous-relaxation est régulièrement utilisée dans les problèmes non linéaires pour éviter que la solution ne diverge. Elle consiste à diminuer la rapidité des changements d'une variable d'une itération à l'autre, par l'introduction d'un coefficient de sous relaxation  $\alpha\phi$  compris entre 0 et 1. Plus ce coefficient est faible et plus la sous-relaxation est forte. Sinon, on tend vers l'instabilité du processus de convergence [71].

Dans le solveur basé sur la densité, l'usage des facteurs de sous-relaxation est demandé pour les équations résolues de manière séquentielles.

Pour la plupart des écoulements, les facteurs de sous-relaxation par défaut ne nécessitent généralement pas de modification. Si un comportement instable ou divergent est observé, cependant, nous devons réduire les facteurs de sous-relaxation pour la pression, la quantité de mouvement, l'énergie cinétique turbulent et le taux de dissipation d'énergie à environ 0,2, 0,5, 0,5 et 0,5 [72].

### Initialisation de la solution

Avant de commencer une simulation CFD, nous devons fournir à ANSYS FLUENT une première estimation du champ de solution. Dans de nombreux cas, nous devons veiller à fournir une solution initiale permettant d'atteindre la solution finale souhaitée.

Pour notre calcul on a fixé un champ de vitesse égal à la vitesse d'entrée dans tout le domaine comme point de départ des itérations

### Pilotage de la solution

La convergence vers une solution en régime permanent est réalisée en deux étapes :

- Les paramètres utilisés dans ces étapes sont déterminés et définis en fonction des entrées de l'utilisateur pour le type de flux pouvant mieux caractériser le domaine de la solution.
- Les types de flux disponibles pour la sélection sont classés en fonction de la compressibilité du flux ainsi que du nombre de Mach dominant dans le domaine de la solution.

Le pilotage de la solution effectue généralement une initialisation multi grille complète (FMG) suivie de deux étapes itératives.

### Utilisation de l'initialisation du multigrid complet (FMG)

Pour des problèmes d'écoulement complexes, tels est le cas pour les écoulements hypersoniques, la convergence des flux peut être accélérée si une meilleure solution initiale est utilisée au début du calcul. L'initialisation Full Multigrid (initialisation FMG) peut fournir cette solution initiale et approximative à un coût minimal par rapport à la charge de calcul globale.[72]

Immédiatement avant le début de l'itération, le pilotage de la solution effectuera une initialisation multi grille complète pour obtenir la meilleure solution de démarrage initiale.

- Étape 1 :

L'étape 1 a pour objectif de faire évoluer la solution de la phase initiale difficile vers la convergence en garantissant une stabilité maximale. Au cours de cette étape, la solution passe progressivement de la précision du premier ordre à la précision maximale [38]

- Étape 2 :

À ce stade, la solution est poussée fortement vers la convergence par des ajustements réguliers de la valeur de la LFC afin d'assurer une convergence rapide et d'éviter toute divergence éventuelle. À l'étape 2, l'historique résiduel est surveillé et analysé à intervalles réguliers pour déterminer si une augmentation ou une diminution de la valeur de CFL est nécessaire pour obtenir une convergence rapide ou pour empêcher une divergence [38]

NB :

- La théorie de la stabilité linéaire montre que la formulation implicite basée sur la densité est inconditionnellement stable. Cependant, comme pour la formulation explicite, les non-linéarités dans les équations gouvernantes limiteront souvent la stabilité. La CFL par défaut pour la formulation implicite basée sur la densité est 5,0
- La CFL par défaut pour la formulation explicite basée sur la densité est 1.0, mais peut-être augmenter pour certains problèmes 2D à une valeur inférieure à 2,0. Si la solution est divergente, c'est-à-dire si les résidus augmentent très rapidement et que votre problème est correctement configuré et initialisé, c'est généralement un bon signe que le nombre de Courant doit être abaissé.

### Convergence

Ce critère est une condition spécifique pour les résidus qui définissent la convergence d'une solution itérative. La convergence a été jugée sur la base de trois critères. Tout d'abord, les résidus d'équations normalisées pour les équations de la quantité de mouvement, de la continuité, de la turbulence et de la fraction volumique ont été surveillés et devraient baisser de manière souhaitable en dessous de  $10^{-6}$ . Cependant, ce critère seul ne suffit pas pour juger de la validité de la solution. Dans certains cas, le critère résiduel peut ne jamais être rempli même si la solution est valide et pour d'autres, la solution peut être incorrecte même si les résidus sont faibles. On essaie d'avoir une bonne convergence tout au long de la simulation et donc les critères sont rendus stricts afin d'obtenir un résultat précis. Le suivi de la convergence se fait avec les résidus. Le tracé des résidus montre quand ceux-ci atteignent le seuil de tolérance. Les résidus de l'énergie doivent atteindre  $10^{-6}$  et des espèces  $10^{-5}$  afin d'obtenir la conservation.

**Stabilité :**

Des instabilités numériques peuvent apparaître avec un problème mal posé, un maillage de mauvaise qualité et/ou des paramètres de solveur inappropriés et présentés comme des résidus en augmentation (divergents) ou « bloqués ». Les résidus divergents impliquent un déséquilibre croissant dans les équations de conservation.

Les principales solutions pour remédier à ces problèmes sont [38] :

- Vérifier que le problème est bien posé.
- Calculer une solution initiale en utilisant un schéma de discrétisation de premier ordre.
- Diminuer les facteurs de sous-relaxation.
- Remailler ou raffiner les cellules de la géométrie.

**3.3 Spécification du problème**

De nombreuses techniques, telles qu'une cavité orientée vers l'avant, des aéro-pointes rétractables et des jets opposés, ont été proposées pour améliorer le champ d'écoulement en amont du nez du véhicule. Ces différentes stratégies présentent des caractéristiques variables dans un champ d'écoulement hypersonique.

Théoriquement parlant, le jet opposé est un moyen accessible pour réaliser la fonction de réduction du flux thermique en amont des véhicules hypersoniques. Le jet à partir d'un point de stagnation peut repousser l'ondes de choc loin, formant ainsi une région de recirculation de chaque côté. La force de traînée diminue considérablement lorsque les ondes de choc se séparent de la paroi du nez et le chauffage aérodynamique important est isolés par le courant de recirculation. Par conséquent, le jet opposé présente une caractéristique significative pour la réduction de la traînée et du flux thermique

L'objet de ce présent travail est de simuler la phase de rentrée atmosphérique et d'adopter la technique du jet opposée comme procédure assurant la réduction du flux thermique à la paroi jusqu'à un seuil supporté par la paroi que nous spécifions valable dans une marge variant de 1000K jusqu'à 1300K et ce au moindre cout, entre autre, il faudra déterminer le débit optimum du gaz réactif injecté qui assure à la fois la protection de l'engin et la minimisation du poids à embarquer. Cette étude sera répartie en phase :

Tous d'abord on procède à la simulation numérique de la partie amont du véhicule incluant la réactivité du plasma dans la couche de choc suivant un modèle de la cinétique chimique de Zeldovich, on spécifiera les caractéristique de la couche de choc ainsi que la répartition du flux de

chaleur le long de la paroi .Ensuite , et sur le même corps de rentrer on utilisera un jet simple de gaz réactif qu'on injecte sous différente pression, on spécifiera la répartition du flux de chaleur le long de la paroi dans ce cas-là .Enfin, on tente de répartir le débit utilisé pour un seul jet principal de façon uniforme en plusieurs configuration : un jet central et deux jets latéraux , un jet central et quatre jet latéraux ,un jet central et six jets latéraux et un jet central et huit jets latéraux.

Suite aux résultats obtenues on établira une étude comparative entre l'usage d'un jets simple multiple et on tentera de spécifier quelle serait la meilleure configuration possible à adopter qui représente un meilleur compromis entre le débit utilisé et la protection de la paroi.

### Création de la géométrie sous ANSYS Design Modeler

Le corps arrondi choisi pour la simulation est la sphère de « Lobb » les calculs sont effectués pour les conditions correspondant à la portée balistique suivant l'expérience de Lobb effectuée au Naval Ordnance Laboratoire, en tirant des sphères d'un demi-pouce de diamètre, leurs ombre a permis de tracer la forme du choc se produisant à l'amont de la sphère et de calculer la distance d'espacement entre le choc et la parois. [74]

-Le rayon de la sphère est de  $R = 6.35\text{mm}$

-La longueur du cylindre est  $L = 1.3\text{m}$ .

-La pression et température amont valent respectivement  $664\text{Pa}$  et  $293\text{K}$

-Le nombre de mach étant de  $15.35$ .

-La température moyenne de la paroi est de  $1000\text{K}$ .

-La paroi est supposée non-catalytique.

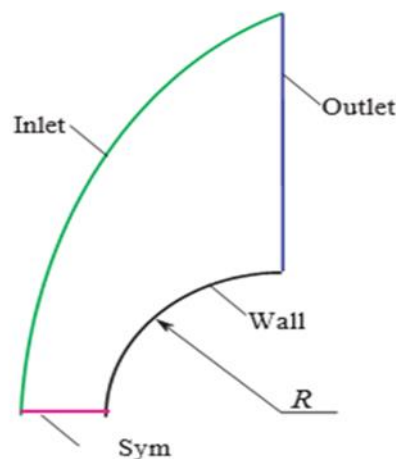


Figure 32: Sphère de Lobb

Le modèle géométrique, réalisé à l'aide de « Design Modeler », est illustré dans la Figure (4.9). Lors de la réalisation de conception la géométrie, un plan de symétrie par rapport à l'axe (xy) a été créé, ce qui réduit par la suite le nombre de mailles du domaine de calcul (L'écoulement sera étudié dans la demi-moitié).

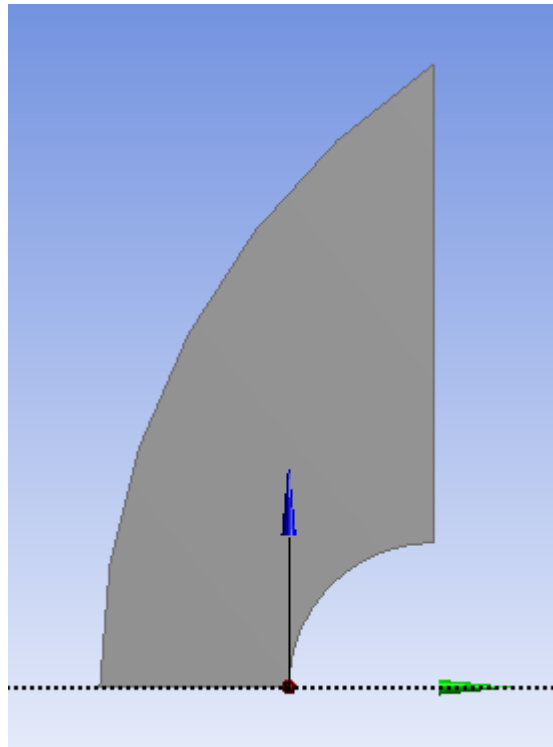


Figure 33:Création de la géométrie

| Cotes: 3                     |         |
|------------------------------|---------|
| <input type="checkbox"/> H9  | 8 mm    |
| <input type="checkbox"/> R6  | 6.35 mm |
| <input type="checkbox"/> V10 | 20 mm   |

Figure 34:Cotation

### Construction du maillage sous ANSYS Meshing :

Un maillage structuré, à base d'éléments quadrilatère, a été utilisé lors des différentes simulations numériques effectuées dans ce travail. Comme montré sur la figure suivante ;



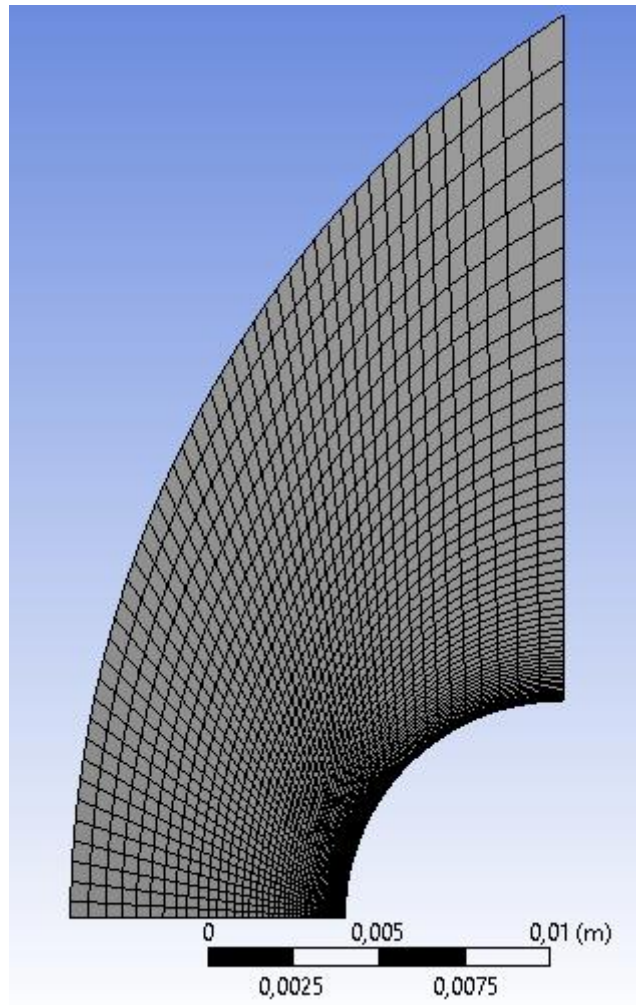


Figure 35:Maillage initial de la géométrie

**Qualité de maillage :** La qualité de maillage joue un rôle très important dans la précision et la stabilité des calculs numériques. ANSYS Fluent propose plusieurs critères pour vérifier la qualité du maillage généré. Un des critères est la qualité orthogonale.

#### A. Qualité orthogonalité [37]

Dans le cas de ce travail, et comme illustre *la figure 31*, la qualité orthogonale a un minimum de 0,56. La valeur maximale est égale à 1 avec une moyenne de 0,78, ce qui est montre une excellente qualité du maillage.

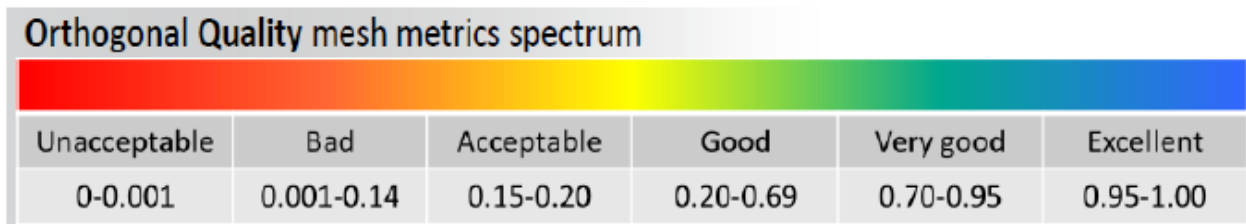
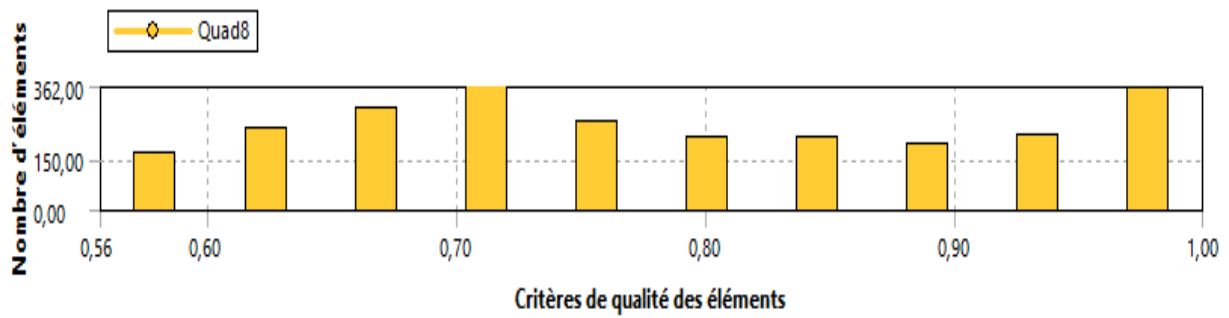


Figure 36: Qualité de maillage basée sur la qualité orthogonale

**B. Inclinaison « Skewness » :**

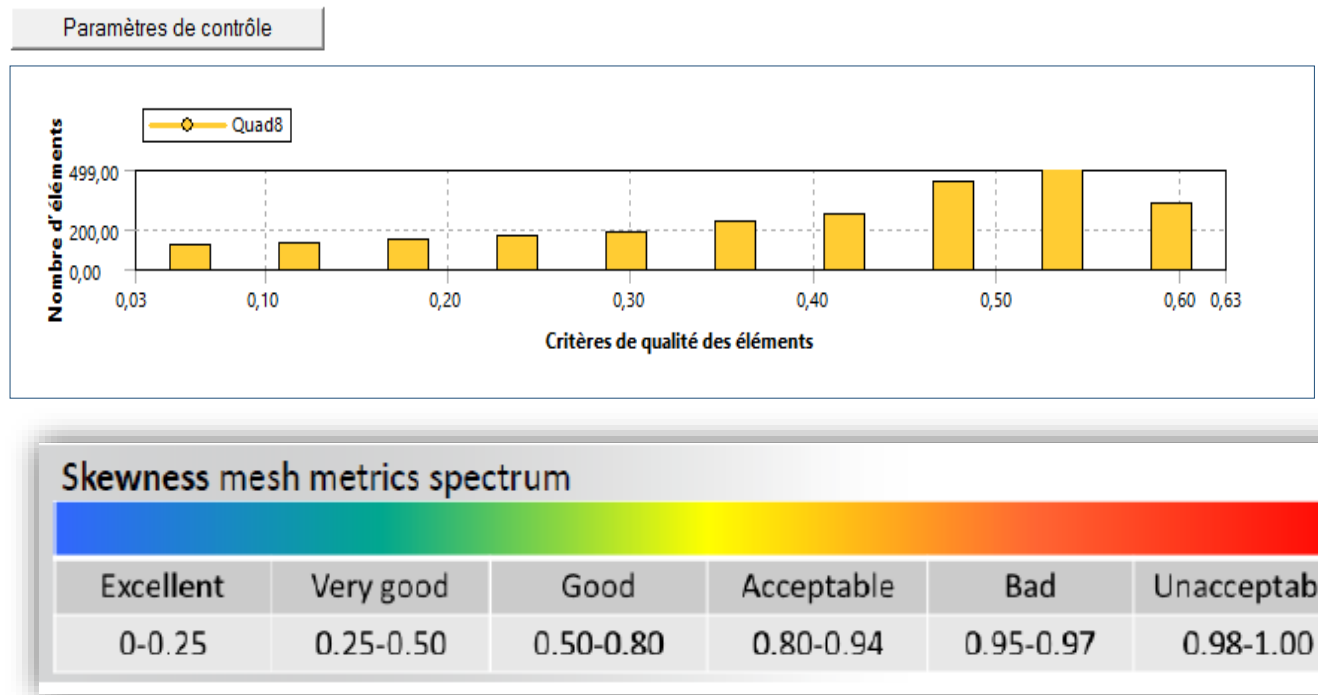


Figure 37: spectre métrique d'inclinaison

**Repérage des conditions aux limites :**

La dernière étape du préprocesseur consiste à identifier et à nommer les différentes parties de la géométrie.

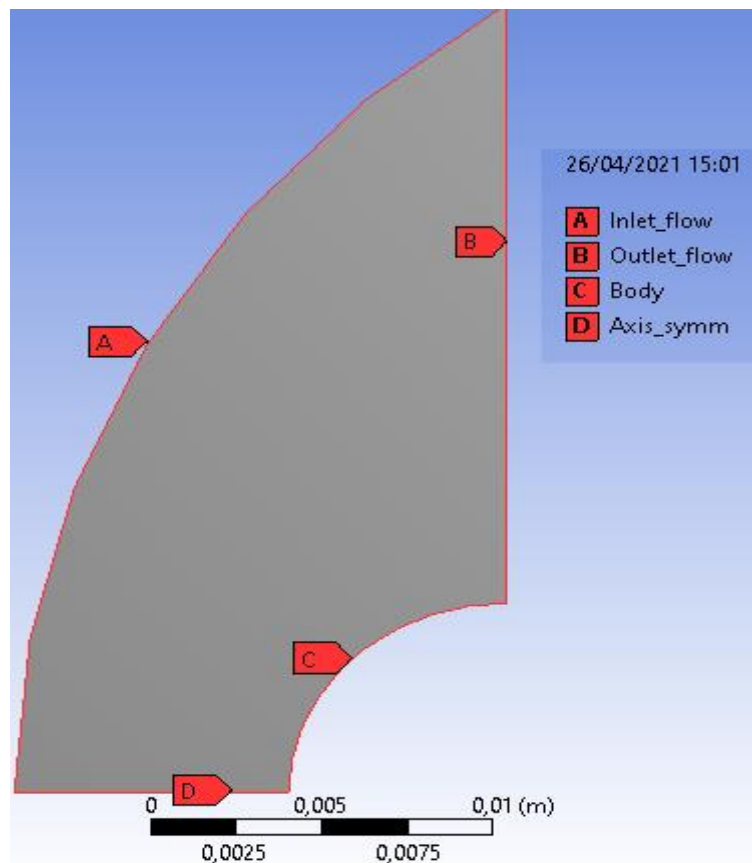


Figure 38: Repérage des conditions aux limites

**Configuration :**

Le logiciel « Fluent » offre deux options de calcul L'option « Simple précision ou double précision » double précision ou simple précision. Dans le mode « double précision », les nombres à virgule flottante sont représentés en utilisant 64 bits, alors que le mode « simple précision » utilise une représentation à 32 bits. L'inconvénient de cette précision est que le premier mode de calcul nécessite beaucoup de mémoire dynamique.

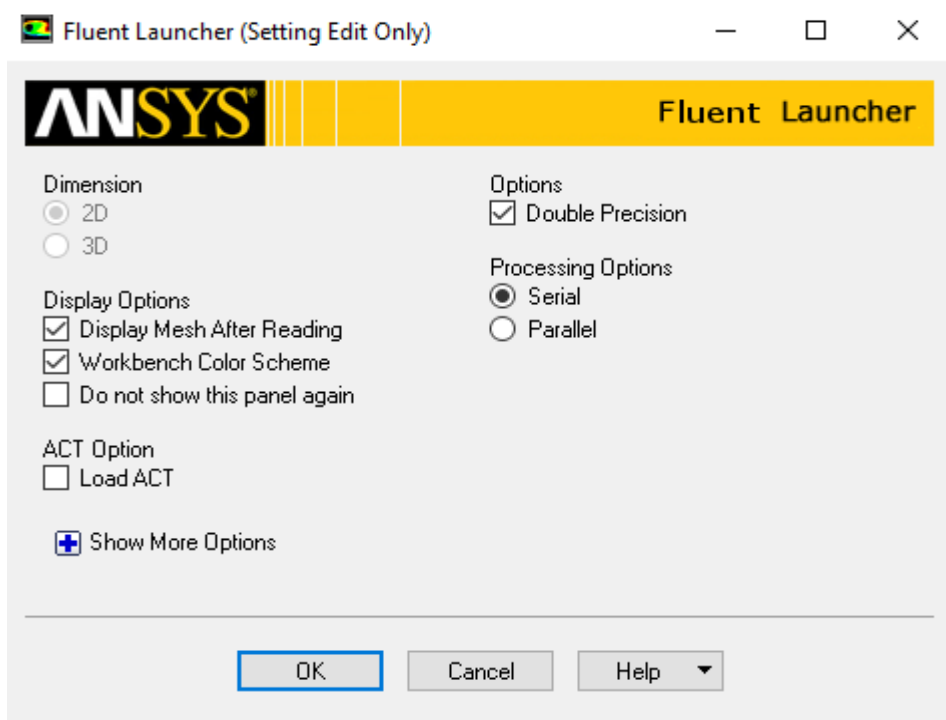


Figure 39: choix du mode de calcul et le type de dimension

Cette boîte de dialogue nous permet de décrire la physique de notre problème et de contrôler notre simulation.

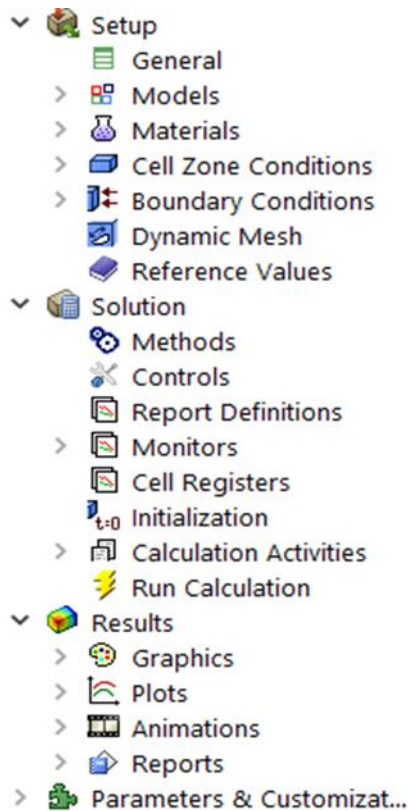


Figure 41: étape de la configuration

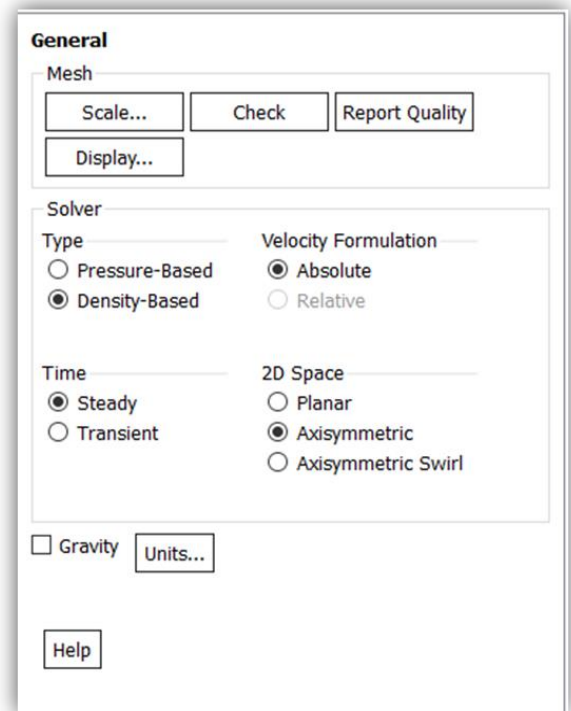


Figure 40 Le paramétrage du solveur

**Spécification du modèle :**

Pour centrer notre problème on doit bien spécifier le modèle mathématique utilisée pour la résolution .

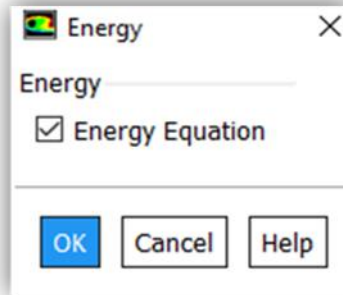
**Activation de l'équation d'énergie :**

Figure 42:activation de l'énergie

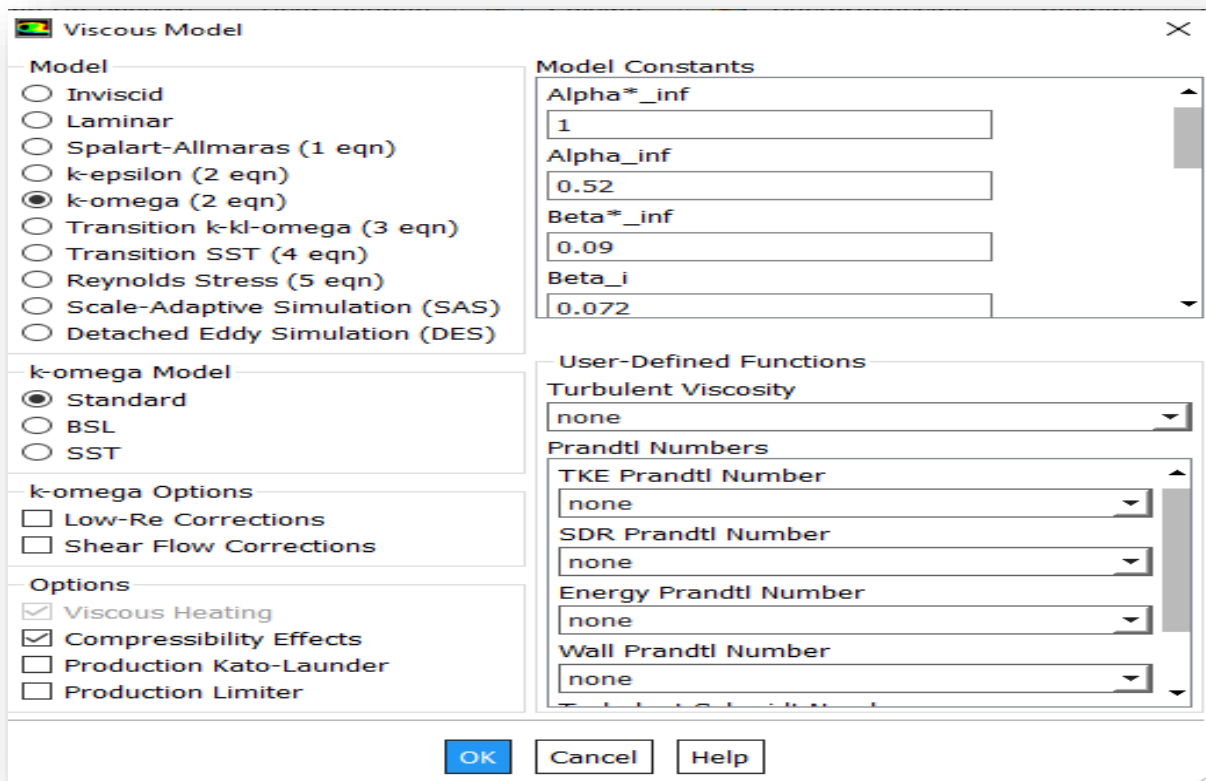
**Choix du model de turbulence :**

Figure 43:choix du modèle de turbulence

### Construction d'un Modèle pour les réactions et le transport

La configuration du problème pour le transport des espèces et les réactions volumétriques commence dans la boîte de dialogue suivante :

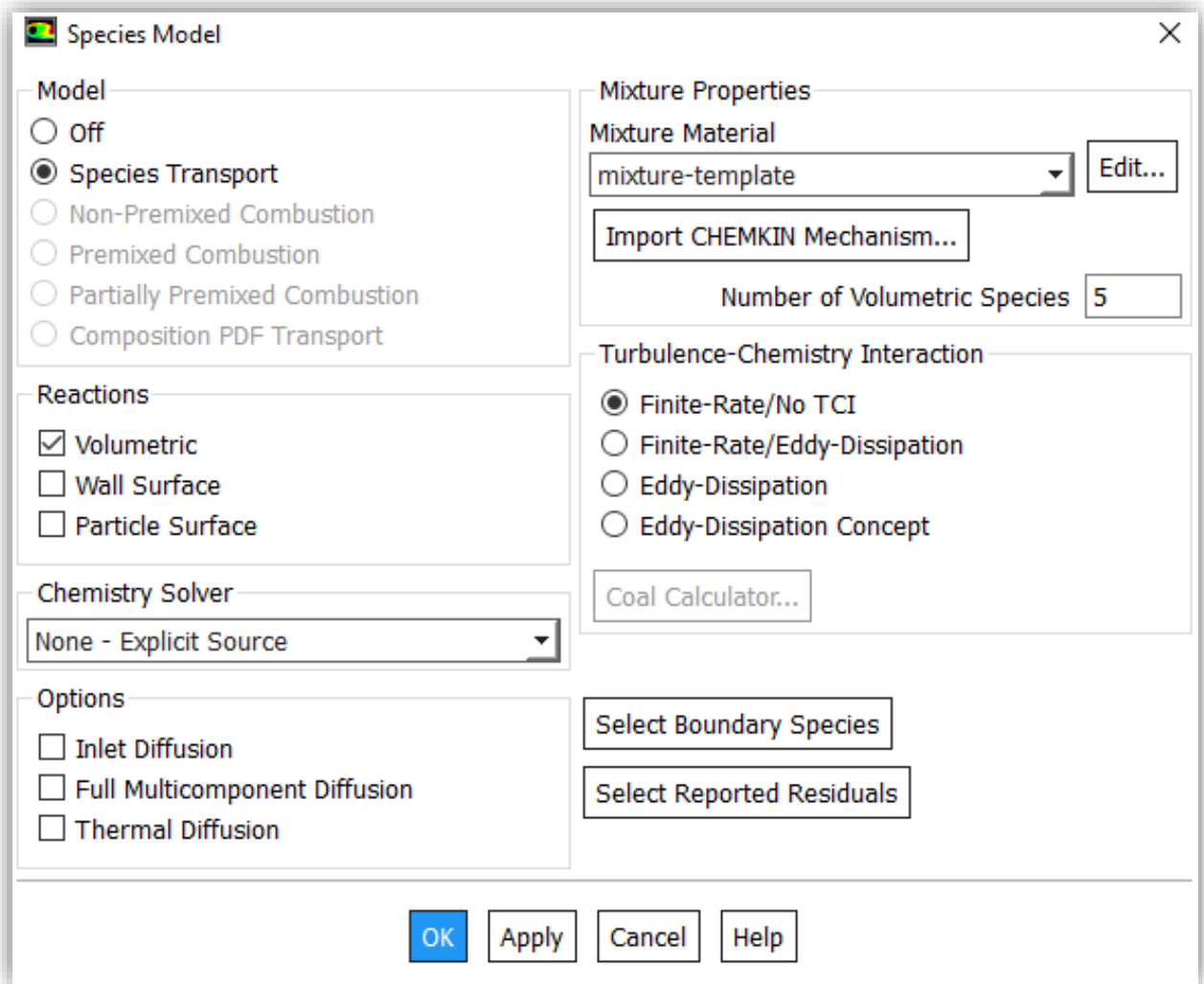


Figure 44: Le modèle pour les réactions de transport

Dans la liste déroulante matériel, sous fluide, nous choisissons l'air que nous souhaitons utiliser pour notre problème. L'air est considéré comme un gaz réel et la chaleur spécifique est une fonction de température

Choisissons **Mixture** puis on clique sur **Edit**

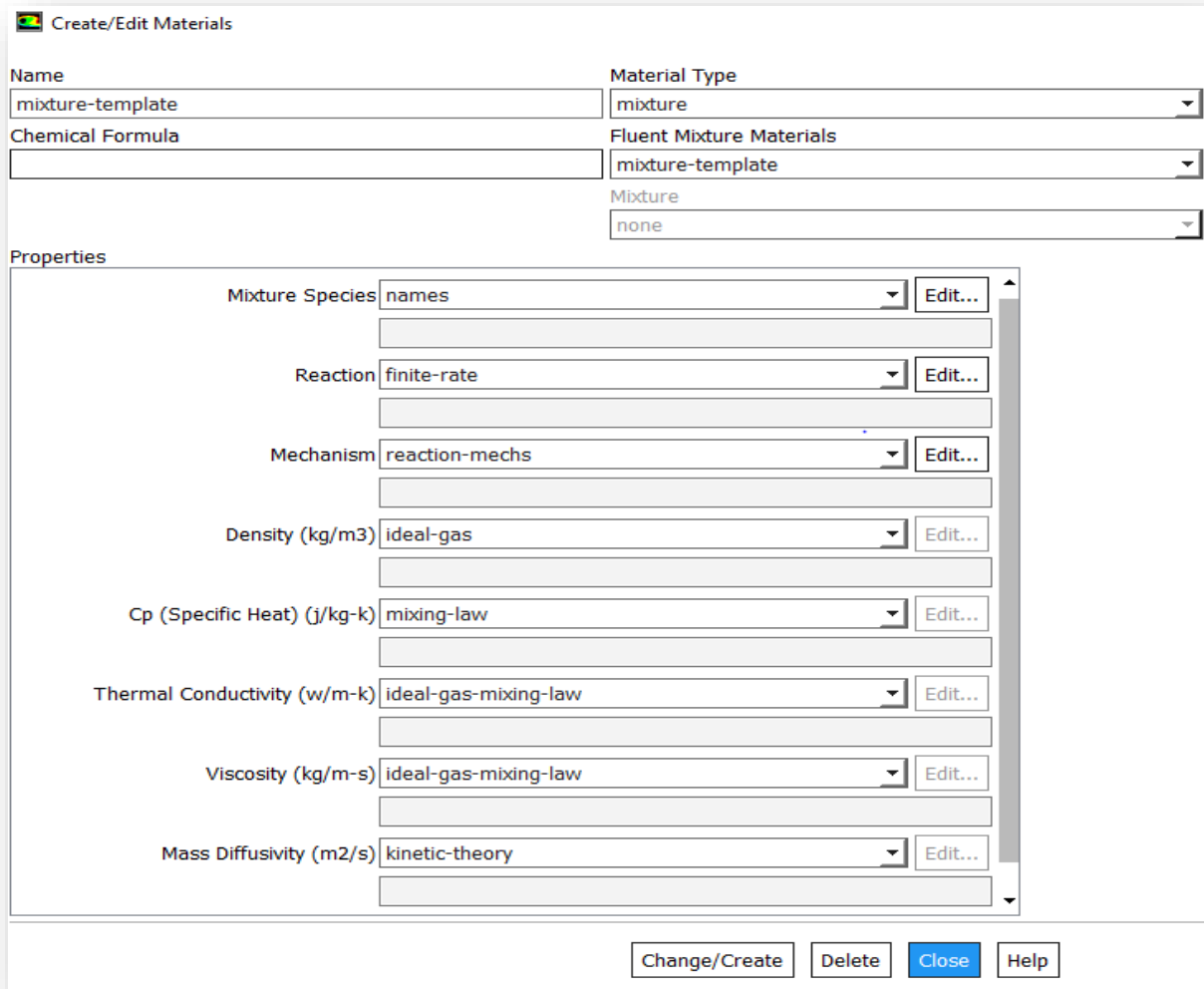


Figure 45: créer et modifier le matériau

Selon les hypothèses imposées, l'air est considéré comme un mélange réactif, Fluent offre la possibilité de spécifier les différentes espèces du mélange, depuis sa base de données, on a créé un mélange réactif des espèces (O<sub>2</sub>, N, NO, O, N<sub>2</sub>) :

- **Sous Material** » » » **Mixture** » » » **Fluid**, » » » **Sous Fluid Mixture** → on sélection tous les espèces que l'on va utiliser dans notre modèle

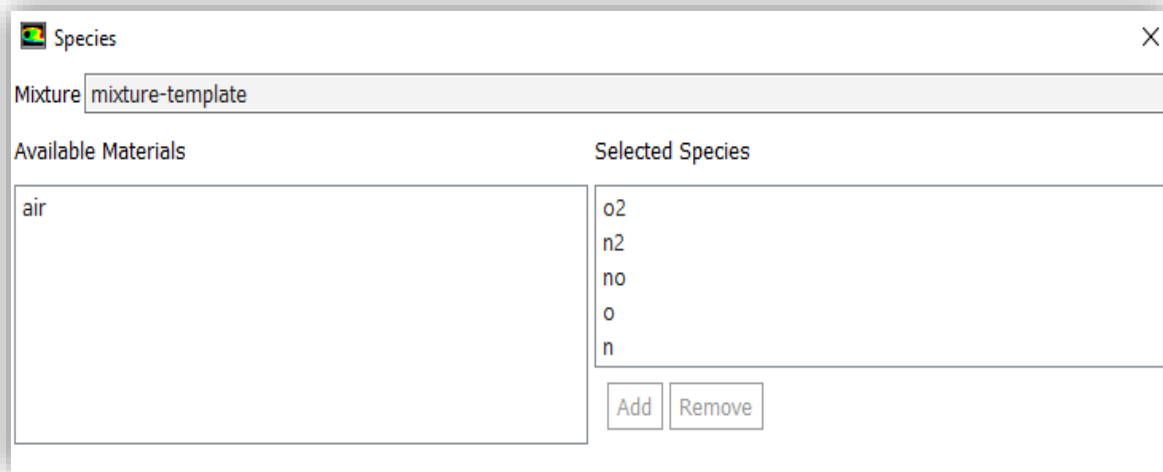


Figure 46: implémentation des espèces chimiques

Après cela nous pouvons définir les réactions de notre modèle de la cinétique chimique, on clique sur **Edit** à droite de **Réactions**, pour notre cas le modèle utilisé est un modèle de Zeldovich de 5 / 17 réactions selon **Appendice B**.

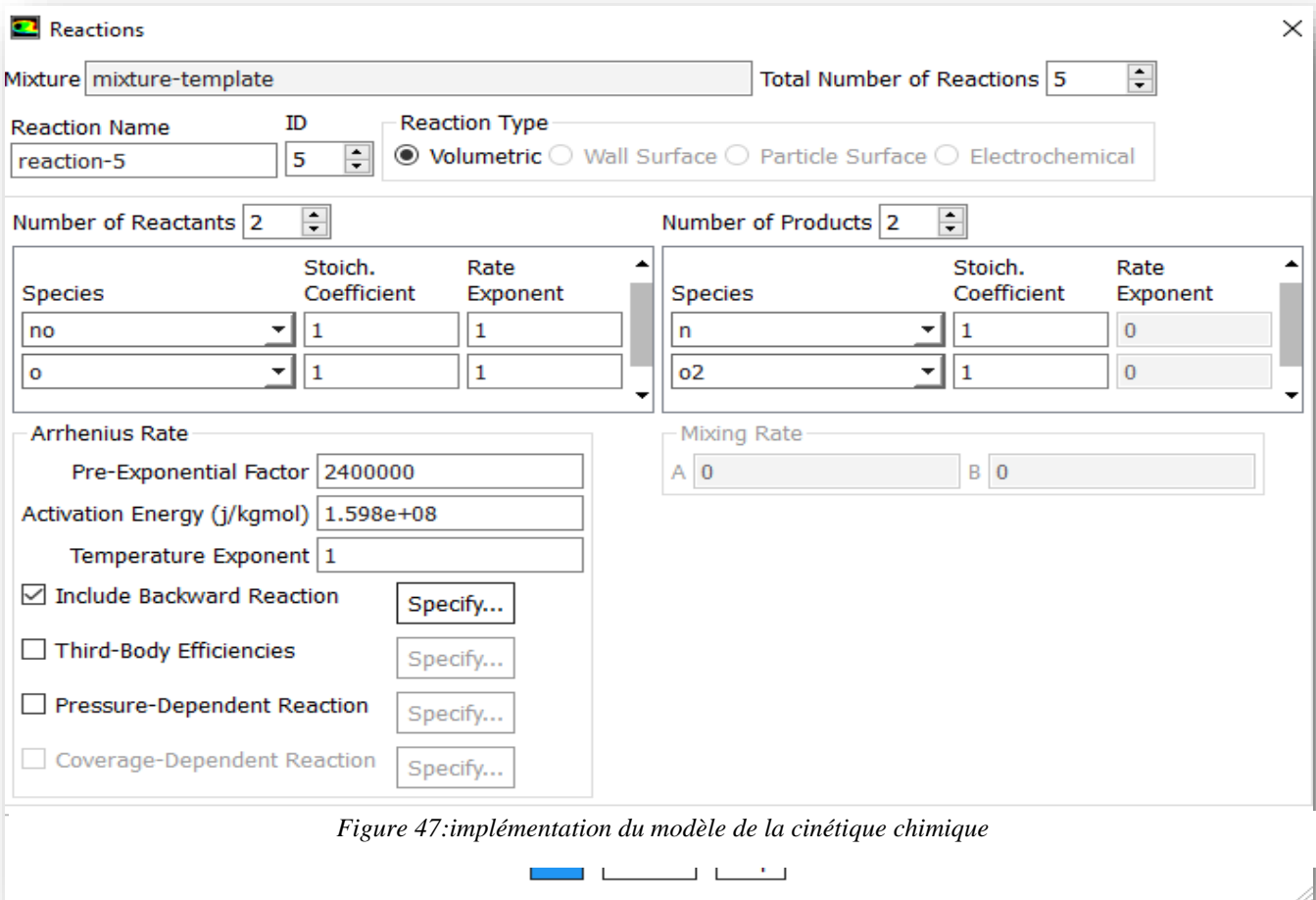


Figure 47: implémentation du modèle de la cinétique chimique



### Conditions de fonctionnement

Fluent effectue tous ses calculs avec une pression appelé gauge pressure et ce afin d'éviter les erreurs d'ordre numérique lors du calculs. la relation liant la pression absolue à la gauge pressure est la suivante :

$$P_{abs} = P_{Op} + P_{Gauge} \quad (4.1)$$

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme operating pressure. Ensuite, il faut choisir les conditions aux limites :

### Spécifications des conditions aux limites

Tableau 7: conditions aux limites

|                      |                    |                                                                                                                                                                                                                                           |
|----------------------|--------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Inlet - flow</b>  | Pressure far field | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Pression statique : 664 Pa</li> <li>- Nombre de mach : 15.35</li> <li>- Température : 293 K</li> <li>- Fraction massique O<sub>2</sub> et N<sub>2</sub> respectivement 0.233 et 0.767</li> </ul> |
| <b>body</b>          | Wall               | <ul style="list-style-type: none"> <li>- No slip</li> <li>- Température 1000 K</li> </ul>                                                                                                                                                 |
| <b>Axis symmetry</b> | Axis               | Aucun                                                                                                                                                                                                                                     |
| <b>Outlet - flow</b> | Pressure outlet    | Aucun                                                                                                                                                                                                                                     |

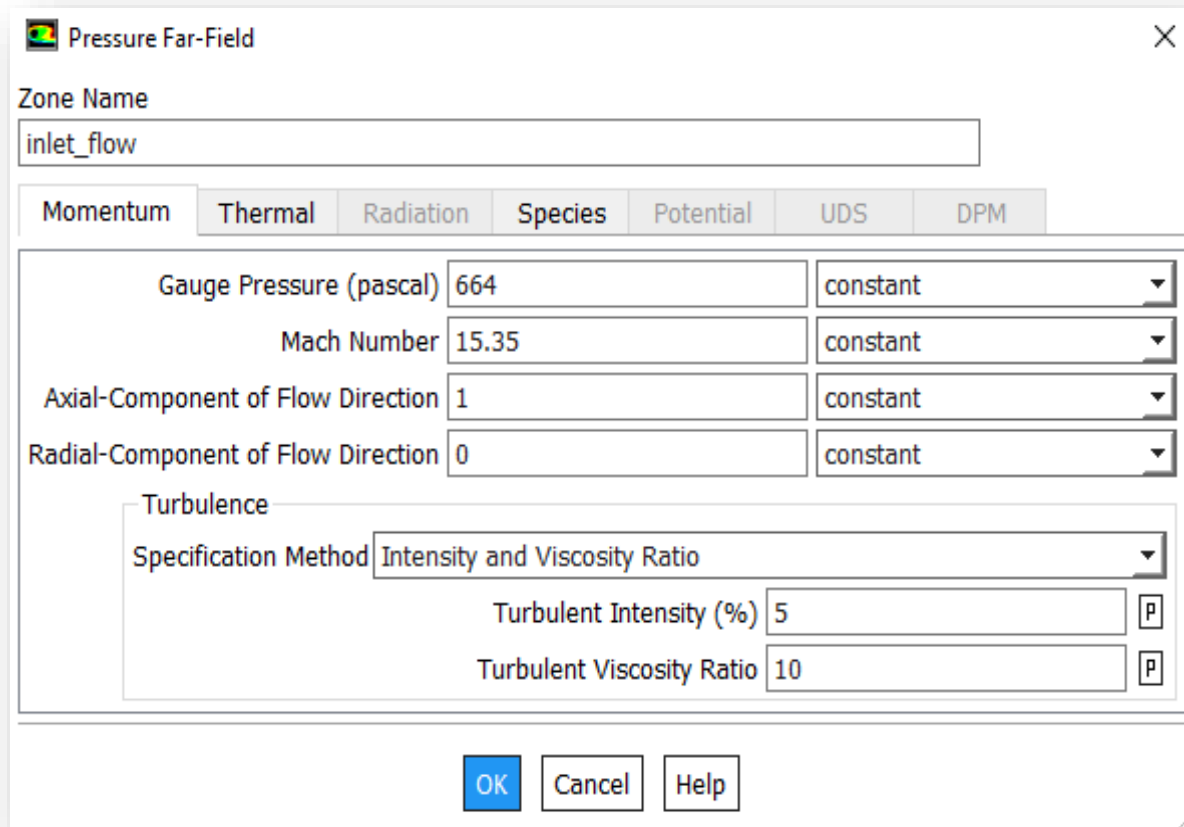


Figure 48: condition d'entrée

Les limites des parois peuvent être fixes ou mobiles. La condition de limite stationary wall spécifie une paroi fixe, alors que la condition de limite Moving wall peut être utilisée pour spécifier la vitesse de translation ou de rotation du mur, donc on choisit stationary wall sous Wall motion car notre paroi est fixe.

Pour un écoulement visqueux et la condition de cisaillement, dans la zone shear condition L'option no slip (non glissement) est appliquée par défaut aux parois, Une température fixe est imposée à la paroi comme condition thermique .

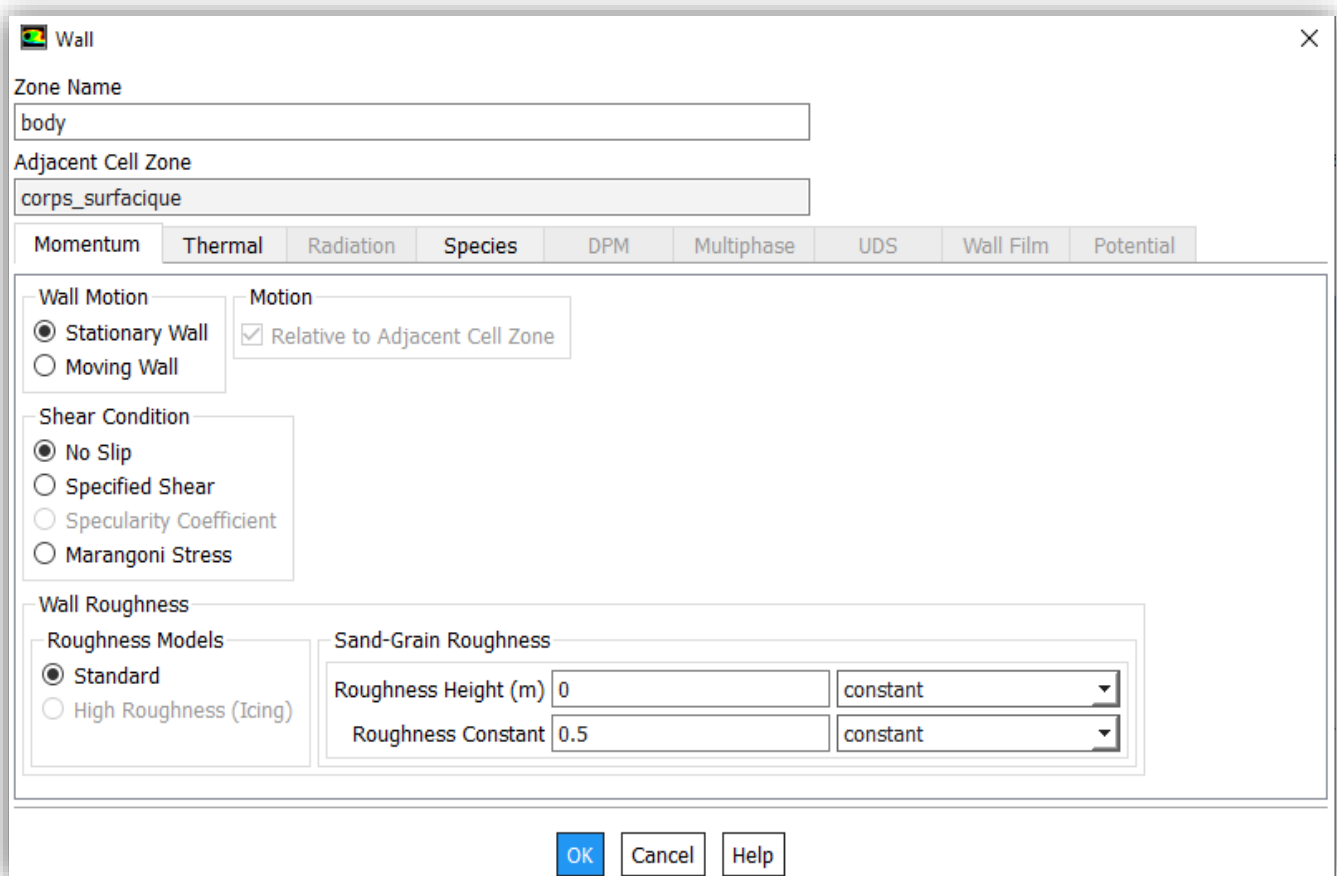


Figure 49:condition à la paroi

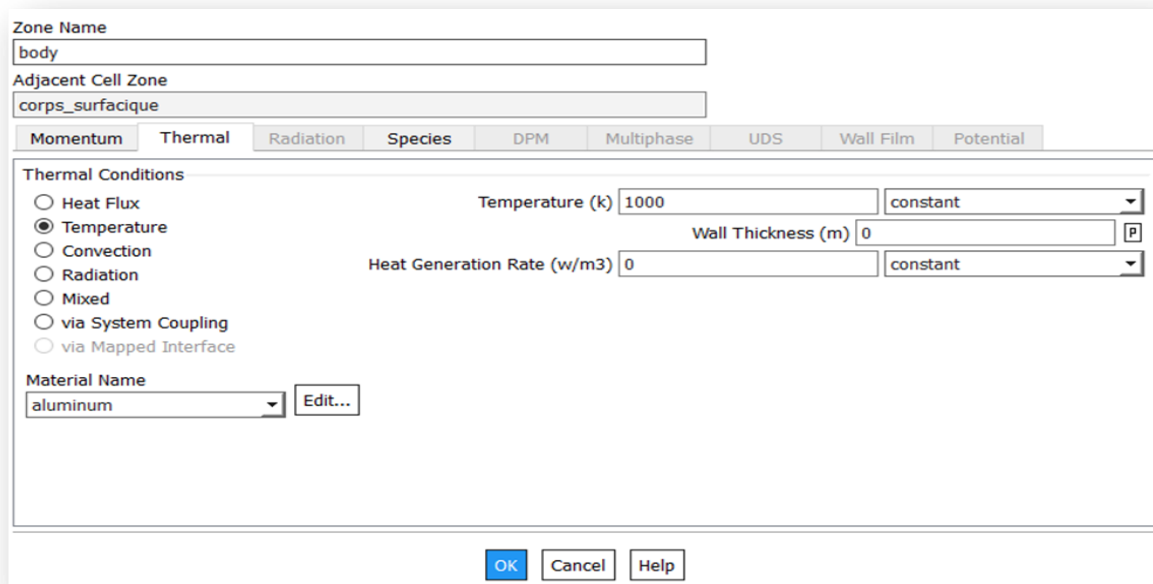


Figure 50:condition thermique à la paroi

## 4-3-6 Solution :

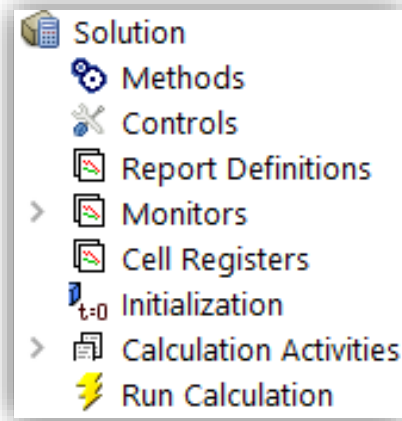


Figure 51: la boîte de dialogue

## ➤ Méthodes :

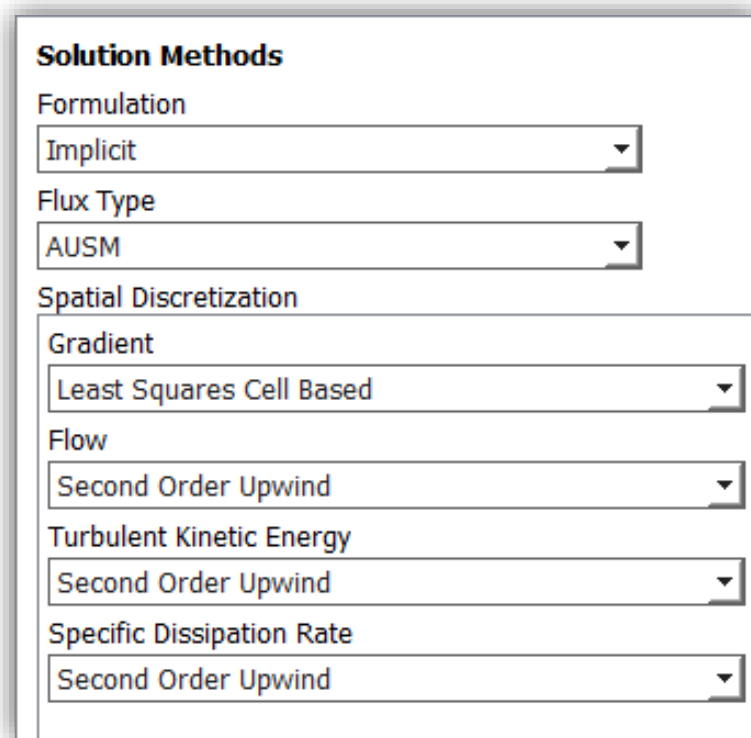
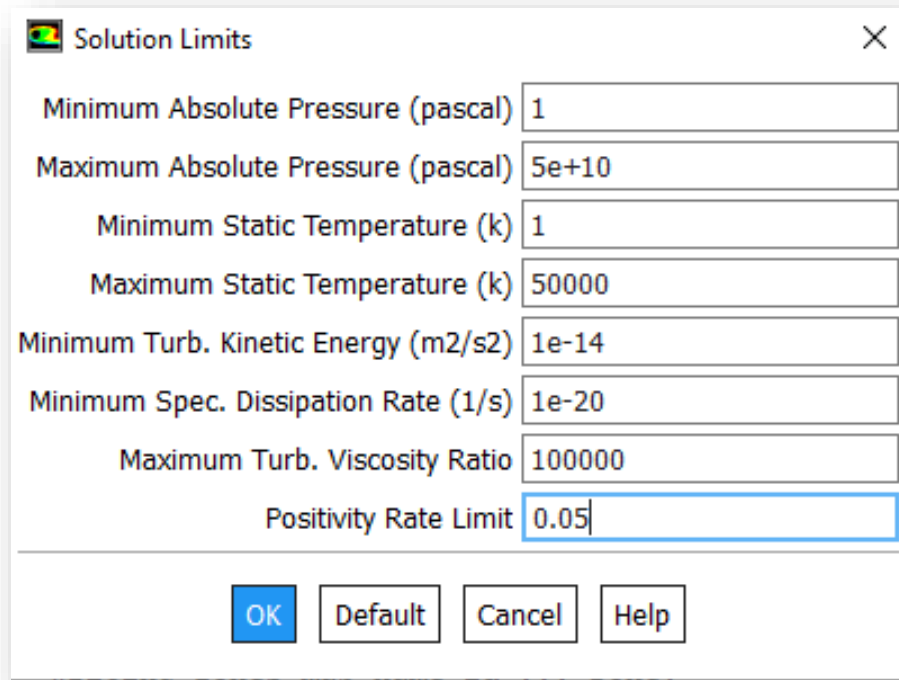


Figure 52: choix de l'algorithme de formulation

**Control de la solution**

Pour un écoulement à grande vitesse, si notre solution diverge en particulier pour l'équation d'énergie, abaisser cette limite à 0,05 ou 0,02 peut aider à surmonter la divergence. Par conséquent, dans le champ Positivity Rate on change la valeur de 0.2 à 0.05.



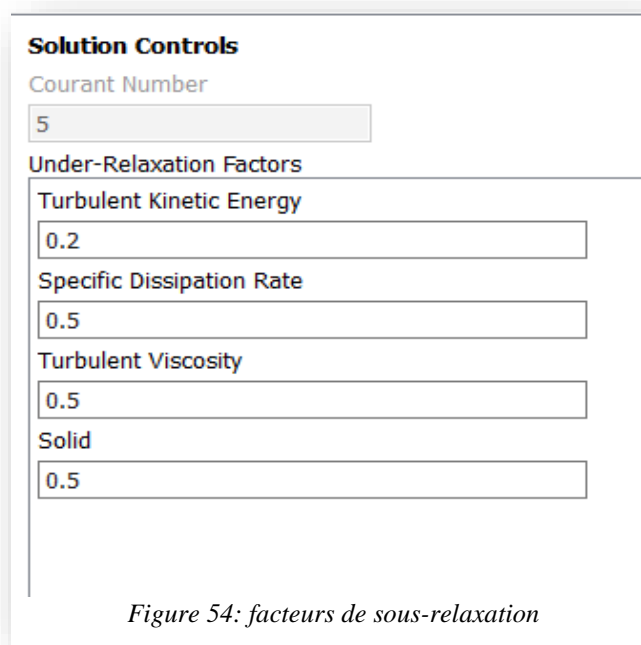
|                                      |        |
|--------------------------------------|--------|
| Minimum Absolute Pressure (pascal)   | 1      |
| Maximum Absolute Pressure (pascal)   | 5e+10  |
| Minimum Static Temperature (k)       | 1      |
| Maximum Static Temperature (k)       | 50000  |
| Minimum Turb. Kinetic Energy (m2/s2) | 1e-14  |
| Minimum Spec. Dissipation Rate (1/s) | 1e-20  |
| Maximum Turb. Viscosity Ratio        | 100000 |
| Positivity Rate Limit                | 0.05   |

OK Default Cancel Help

Figure 53: les limites de solution

### Facteurs de sous-relaxation

Pour la plupart des écoulements, les facteurs de sous-relaxation par défaut ne nécessitent généralement pas de modification. Si un comportement instable ou divergent est observé, cependant, nous devons réduire les facteurs de sous-relaxation pour la pression, la quantité de mouvement, l'énergie cinétique turbulent et le taux de dissipation d'énergie à environ 0,2, 0,5, 0,5 et 0,5

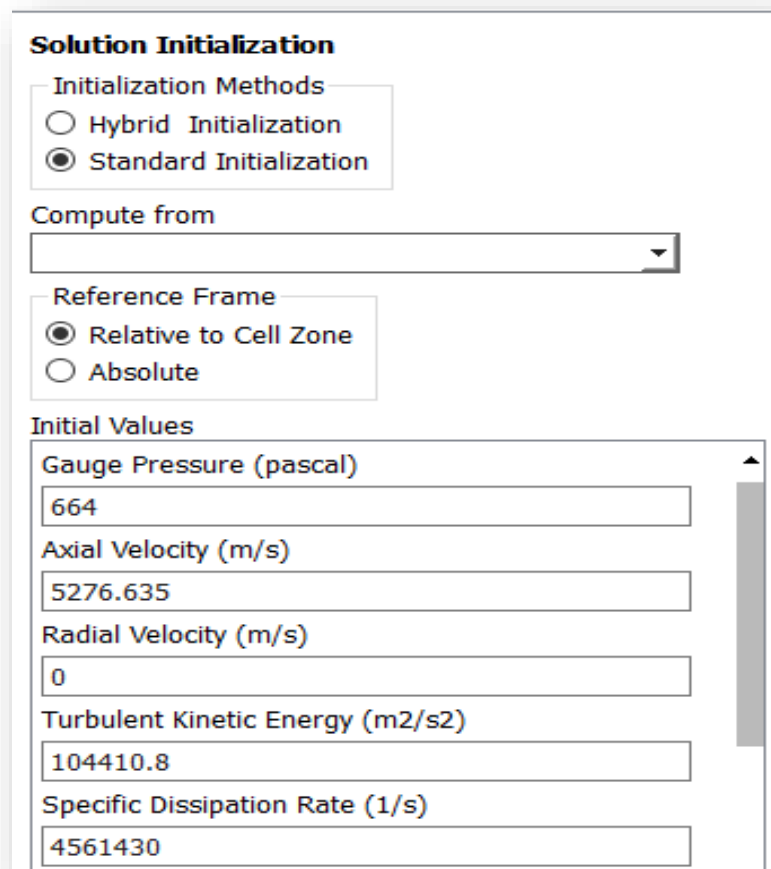


|                                 |
|---------------------------------|
| <b>Solution Controls</b>        |
| Courant Number                  |
| 5                               |
| <b>Under-Relaxation Factors</b> |
| Turbulent Kinetic Energy        |
| 0.2                             |
| Specific Dissipation Rate       |
| 0.5                             |
| Turbulent Viscosity             |
| 0.5                             |
| Solid                           |
| 0.5                             |

Figure 54: facteurs de sous-relaxation

### Initialisation de la solution

Avant d'exécuter notre simulation, on doit initialiser la simulation. Dans l'initialisation standard, toutes les cellules ont la même valeur à l'initial. L'initialisation hybride fait une estimation initiale non uniforme, ce qui est parfois utile, en particulier pour l'initialisation hybride à géométrie complexe entraîne parfois une convergence en moins d'itérations.



**Solution Initialization**

Initialization Methods

Hybrid Initialization

Standard Initialization

Compute from

Reference Frame

Relative to Cell Zone

Absolute

Initial Values

|                                                            |          |
|------------------------------------------------------------|----------|
| Gauge Pressure (pascal)                                    | 664      |
| Axial Velocity (m/s)                                       | 5276.635 |
| Radial Velocity (m/s)                                      | 0        |
| Turbulent Kinetic Energy (m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ) | 104410.8 |
| Specific Dissipation Rate (1/s)                            | 4561430  |

Figure 55: Initialisation de la solution

**Exécuter le calcul en régime permanent :**

Check Case... Update Dynamic Mesh...

Number of Iterations: 1000 Reporting Interval: 1

Profile Update Interval: 3

Solution Steering

Flow Type: hypersonic  Use FMG Initialization

First to Higher Order Blending: 50% (First Order to Second Order)

More Settings... Courant Number: 0.5

Data File Quantities... Acoustic Signals...

Calculate

*Figure 56: Exécuter le calcul***3.4 Etude de sensibilité de maillage :**

Le maillage du domaine d'étude doit être le résultat d'une fonction optimisée tenant en compte deux paramètres : la qualité des résultats et les coûts de simulation.

Le choix de la finesse du maillage est une question essentielle dans les simulations numériques : plus le maillage est fin, moins il contribue aux écarts entre simulation et réalité, mais plus le coût du calcul augmente. Pour effectuer un choix pertinent, il est important de comprendre comment les écarts diminuent lorsque la finesse du maillage augmente.

Un maillage de qualité est primordial pour obtenir une bonne convergence du calcul numérique et de bons résultats lors de la simulation. Pour être valide, notre résultat ne doit présenter que de très faible variation en affinant le maillage.

Nous avons donc effectué des tests successifs avec un maillage de plus en plus raffiné, afin de voir si des différences se font sentir sur les résultats que nous obtenons.

## L'évolution des résidus pour le maillage initial :

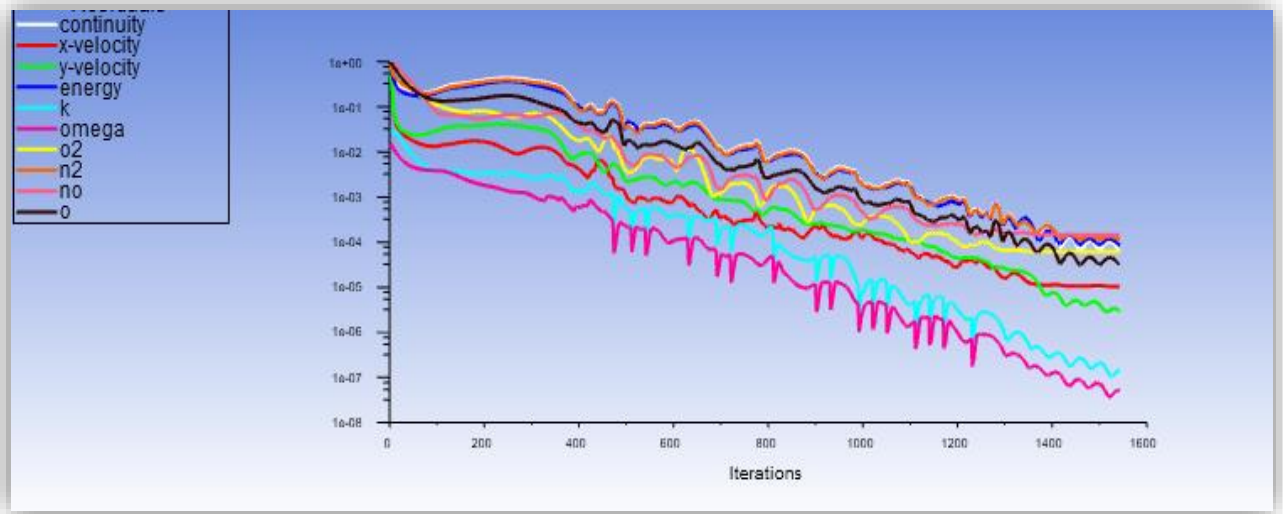


Figure 57: l'évolution des résidus pour le maillage initial

Le raffinement consiste à créer un maillage initial sans prise en compte de l'épaisseur de la couche limite et de l'adapter selon le gradient. Autrement dit, on adapte le maillage jusqu'à ce que le programme affiche le message '0 cells marked for raffinement' qui signifie que le maillage est optimal.

Les résultats obtenus sont donnés dans le tableau suivant :

Figure 58: adaptation du maillage

| Maillage            | Initial  | Adapté 1 | Adapté 2 | Adapté 3 | Adapté 4 | Adapté 5 |
|---------------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|
| Nombre de nœud      | 2601     | 3344     | 6654     | 1451     | 27453    | 102456   |
| Nombre de maille    | 2500     | 3130     | 6277     | 13723    | 25837    | 100254   |
| Température max (K) | 8734.723 | 9137.935 | 9606.703 | 9928.692 | 10055.91 | 10087.4  |

Finalement, nous pouvons constater qu'à partir du « maillage adapté 4 » le maillage n'a pas d'influence sur les résultats obtenus.

On peut donc valider notre modèle de ce point de vue et on considère que le maillage « adapté 4 » est le maillage optimum où le résultat de la température est stable.



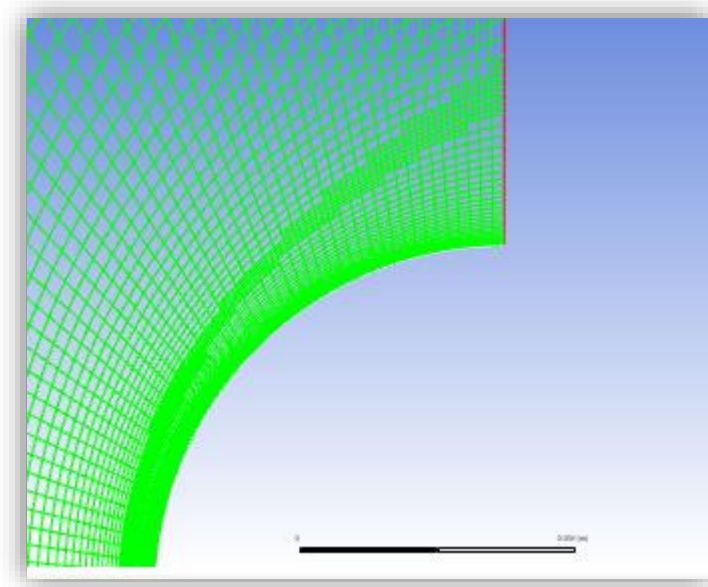


Figure 59:maillage adapté

### 3.5 Application d'un jet à contre-courant :

#### Construction de la Géométrie :

La géométrie étant la même, on lui ajoute un jet simple ou multiple suivant les configurations suivantes :

1- Le jet simple : un orifice placé au centre de la géométrie, dont on change diamètres de 1mm, 2mm, 3mm ,4mm et ce afin d'étudier l'influence du diamètre du jet sur l'éloignement du choc.

2- Le jet multiple :

a. Jet central et deux jets périphériques :

Tableau 8:Données géométrique du jet central et des deux jets symétriques

|                           |          |
|---------------------------|----------|
| Diamètre du jet central   | 0.5(mm)  |
| Diamètre du jet latéral   | 0.25(mm) |
| Ecartement entre les jets | 0.4(mm)  |

## b. Jet central et quatre jets périphériques :

Tableau 9:Données géométrique du jet central et des quatre jets symétrique

|                                                          |          |
|----------------------------------------------------------|----------|
| Diamètre du jet central                                  | 0.5(mm)  |
| Diamètre des jet latéraux                                | 0.25(mm) |
| Ecartement entre le jet central et le jet latéral voisin | 0.4(mm)  |
| Ecartement entre les deux jets latéraux                  | 0.5(mm)  |

## c. Jet central et six jets périphériques :

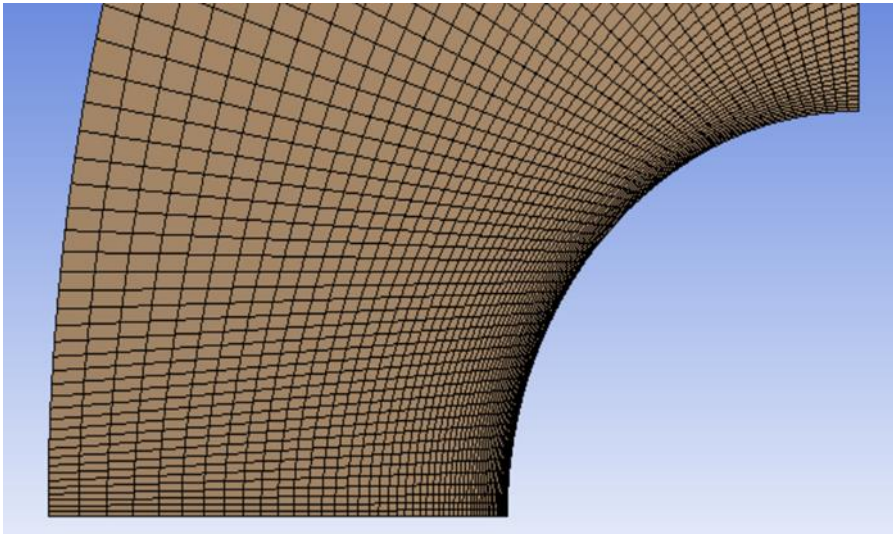
Tableau 10:Données géométrique du jet central et des six jets symétriques

|                                                          |         |
|----------------------------------------------------------|---------|
| Diamètre du jet central                                  | 0.5 mm  |
| Diamètre des jets latéraux                               | 0.25 mm |
| Ecartement entre le jet central et le jet latéral voisin | 0.35 mm |
| Ecartement entre le premier et le second jets latéral    | 0.4 mm  |
| Ecartement entre le second et le dernier jet             | 1mm     |

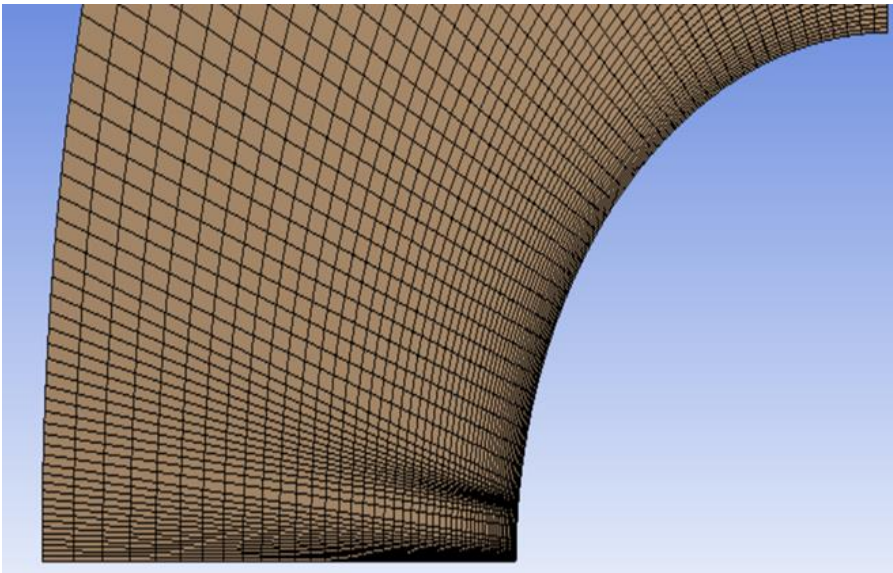
## d. Jet central et huit jet périphériques :

Tableau 11:Données géométrique du jet central et des huit jets symétriques

|                                                          |         |
|----------------------------------------------------------|---------|
| Diamètre du jet central                                  | 0.5 mm  |
| Diamètre des jets latéraux                               | 0.25 mm |
| Ecartement entre le jet central et le jet latéral voisin | 0.35 mm |
| Ecartement entre le premier et le second jets latéral    | 0.4mm   |
| Ecartement entre le second et le troisième jet           | 1mm     |
| Ecartement entre le troisième et le dernier jet          | 1mm     |

**Construction du maillage sous ansys-fluent :**

*Figure 60: jet simple maillage*



*Figure 61: maillage jet central et deux jets périphériques*

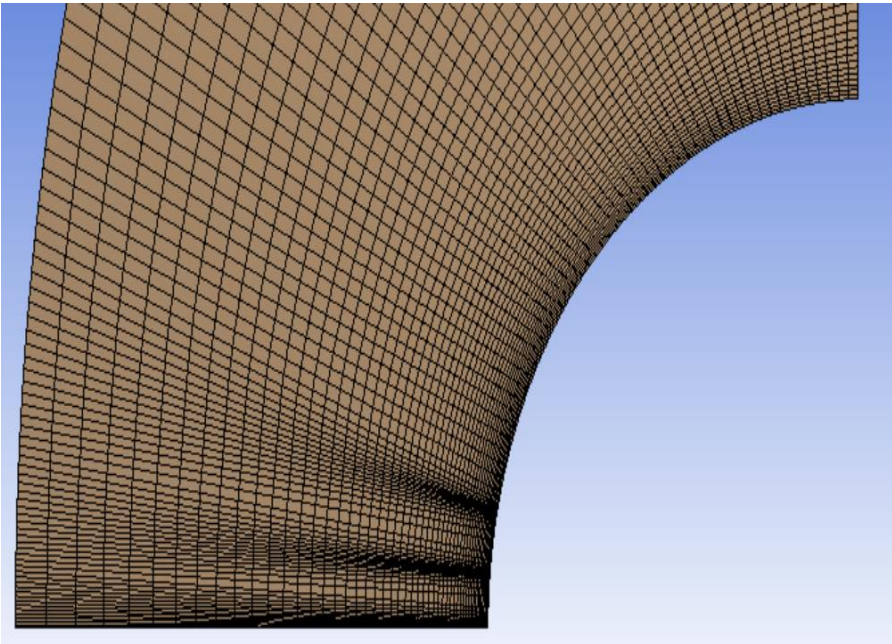


Figure 62: maillage jet central et quatre jets périphériques

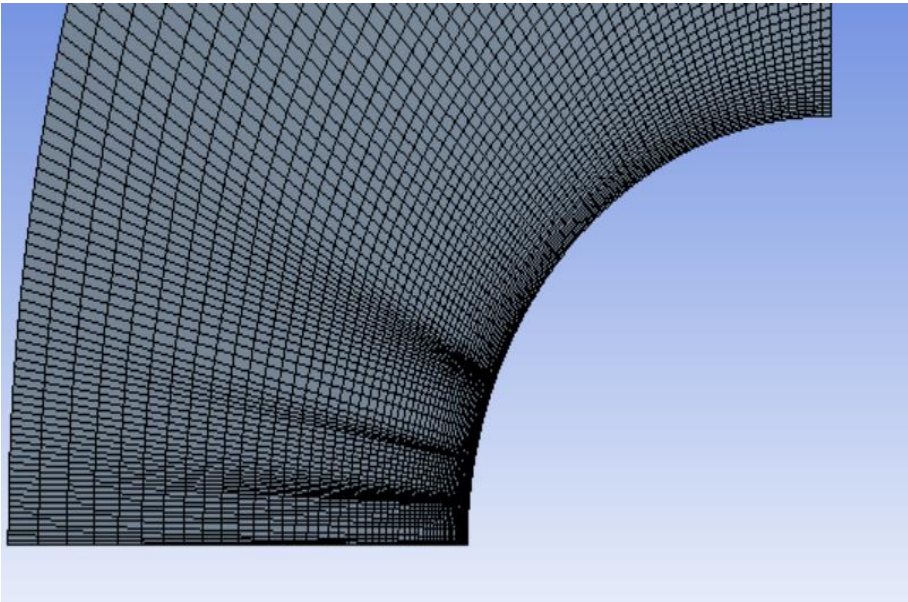


Figure 63: maillage jet central et six jets périphériques



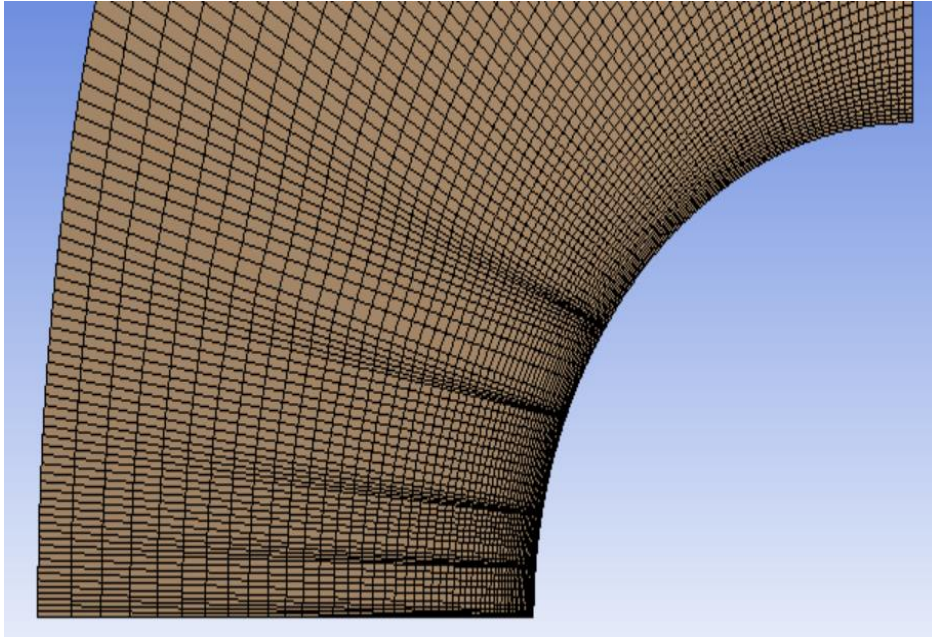


Figure 64: maillage jet central et huit jet périphériques

### Définitions des conditions aux limites :

Les conditions aux limites ont été définies suivant [38] ou on a considéré une altitude de vol de vol de 25 Km, à Mach égale à 6.

A cette altitude les conditions la pression et température de l'écoulement infini amont valent respectivement 4.02 MPA et 1812 K.

Suite à la connaissance de ces paramètres il nous est aisé à présent de déterminer la pression totale du jet, par l'intermédiaire du rapport de pression « Pr », qui relie la pression totale de l'écoulement libre à celle du jet par la relation suivante :

$$\text{Pr} = \frac{P_{0j}}{P_{0\infty}} \quad (4.2)$$

La pression statique du jet est ensuite calculé par la loi d'écoulement isentropique suivante :

$$\frac{P_{0j}}{P_j} = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (4.3)$$

Le champ d'écoulement est classé en trois conditions :

- Stable : La condition stable représente le cas où le rapport des pressions totale est relativement élevé et aucune oscillation de l'onde de choc détachée et l'oscillation de l'onde de choc de recompressions est observée.

- Instable : La condition dans laquelle le rapport de pression total est relativement faible et l'oscillation de l'onde de choc détachée est observée.
- Transition : condition entre la condition instables et stables.

Dans le cadre de ce travail, l'étude du jet à contre-courant s'effectue dans la condition stable

Tableau 12:Spécification des conditions aux limite

| Limites                      | Type               | Conditions                                                                                                                                                                                      |
|------------------------------|--------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Axis                         | Axis               | Aucune                                                                                                                                                                                          |
| Inlet                        | PRESSURE_FAR_FIELD | Momentum : $P_s = 2549\text{Pa}$ , $M = 6$ ,<br>Thermal : $T=221\text{K}$<br>Species : Air                                                                                                      |
| Jet central et jets latéraux | PRESSURE_INLET     | $M = 1$<br>$P_r = \underline{0.075}, \underline{0.1}, \underline{0.2}$ ,<br>Fraction molaire du gaz combustible :<br>$\text{CO}_2=0.2571$<br>$\text{H}_2\text{O}=0.4287$<br>$\text{N}_2=0.3142$ |
| Body                         | WALL               | $T=295$<br>Condition de non-glissement                                                                                                                                                          |
| Outlet                       | PRESSURE_OUTLET    | Aucune                                                                                                                                                                                          |

### Paramétrage du Solveur

Similairement à l'étude précédente qui a été faite sur la configuration ne comportant pas de jet, les paramètres du solveur choisis pour lancer ces simulations sont identique à l'exception du modèle de turbulence choisis qui est modifier :  $K\omega - sst$

Tableau 13: Paramétrage du solveur

|                                                      |                                                                                                                    |
|------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Choix du solveur</b>                              | Density based,steady,2D,Axisymmetric                                                                               |
| <b>Equation d'énergie</b>                            | On                                                                                                                 |
| <b>Modèle de turbulence</b>                          | Kw-sst                                                                                                             |
| <b>Choix d'algorithme</b>                            | Implicite                                                                                                          |
| <b>Choix du Type de flux convectifs</b>              | AUSM                                                                                                               |
| <b>Le choix du schéma de discrétisation spatiale</b> | second-order upwind                                                                                                |
| <b>Méthode du gradient</b>                           | Green-Gauss Cell Based                                                                                             |
| <b>La précision des schémas utilisées</b>            | second-order upwind                                                                                                |
| <b>Le schéma d interpolation de densité</b>          | second-order upwind                                                                                                |
| <b>Control de solution</b>                           | Maximum static temperature : 50000K<br>Positivity Rate limit : 0.05 Under-<br>Relaxation Factors : 0.2 0.5 0.5 0.5 |
| <b>Analyses de solution</b>                          | Residuals : $10^{-4}$                                                                                              |
| <b>Initialization de solution</b>                    | standard initialization                                                                                            |
| <b>Lancement de calcul</b>                           | Number of iterations :30000<br>Profile Update Interval :20<br>Solution Steering: hypersonic flow type              |

**Conclusion :**

L'objet principal dans ce chapitre était de réaliser une simulation d'un écoulement hypersonique en déséquilibre chimique sous l'environnement ANSYS, Dans un premier temps, nous avons présentés le logiciel de simulation utilisé (la suite des logiciel ANSYS), la géométrie étudiée, le maillage ainsi les modèles de turbulence utilisés, en spécifiant les principales étapes suivies sous le code de calcul Fluent. Dans le chapitre suivant, nous allons présenter les dernières étapes de notre processus CFD, c'est-il dire l'étude de la sensibilité au maillage et aux modèles de turbulence ainsi que les divers résultats obtenus lors de la simulation de l'écoulement autour de la sphère de Lobb avec différentes configurations, en les validant par comparaison avec la littérature scientifique.



# **Chapitre 4**

## **Résultats et discussions**

**Introduction :**

Ce chapitre est réservé à la présentation des différents résultats caractérisant un écoulement hypersonique autour d'un corps émoussé en hors équilibre thermochimique, pour chaque configuration, une comparaison avec des données expérimentales ou d'autres numériques est effectué.

|                                   |                                                                                                                                   |
|-----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <i>Inlet (pressure far field)</i> | $P_s = 664 \text{ Pa}$<br>$M = 15.35$<br>$T_s = 293 \text{ K}$<br>Fraction massique : 23.3% O <sub>2</sub> , 76.7% N <sub>2</sub> |
| <i>Outlet (pressure outlet)</i>   | Aucun                                                                                                                             |
| <i>Axis(axis)</i>                 | Aucun                                                                                                                             |
| <i>Wall(wall)</i>                 | - No slip<br>- Température 1000 K                                                                                                 |

**4.1 Ecoulement Sans Jets réactifs :**

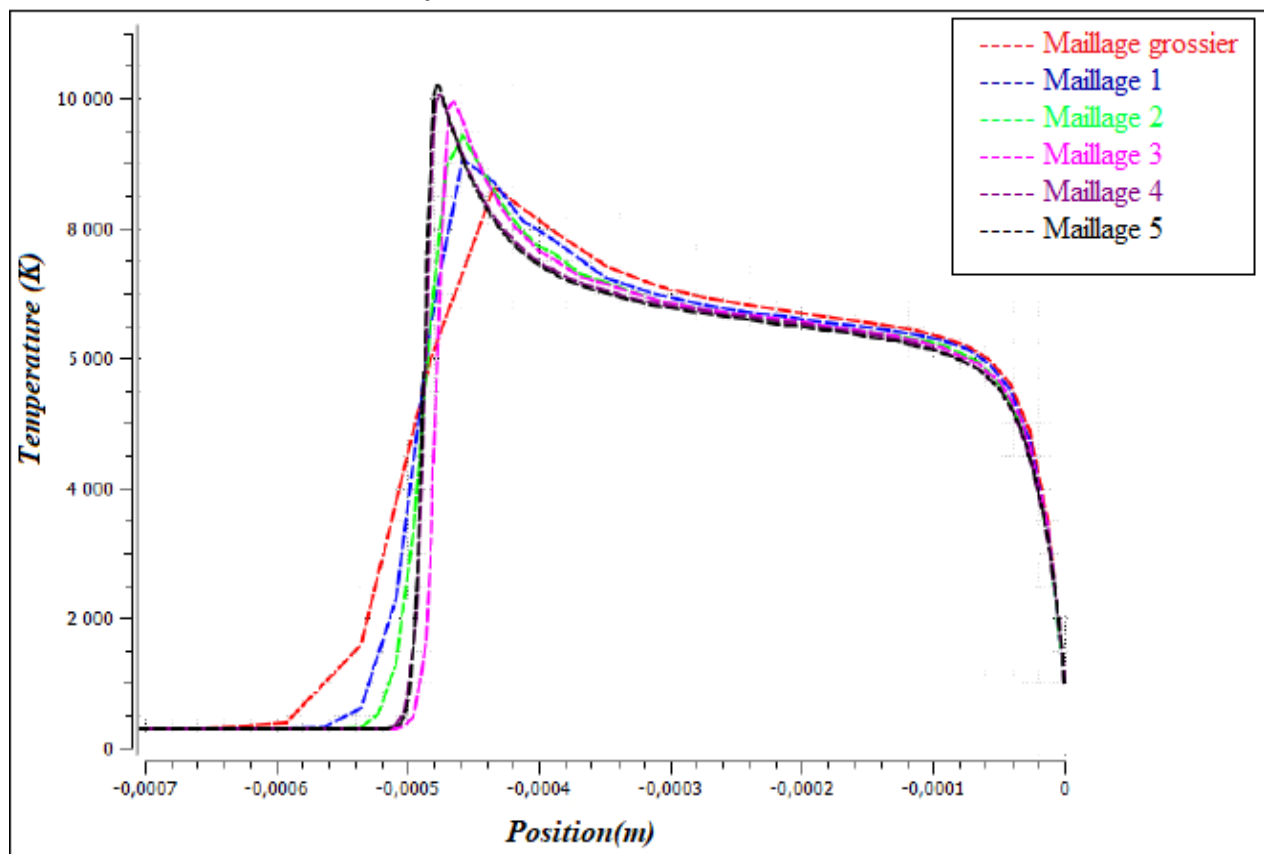


Figure 65: La température le long de la ligne d'arrêt pour chaque maillage sur Tec plot

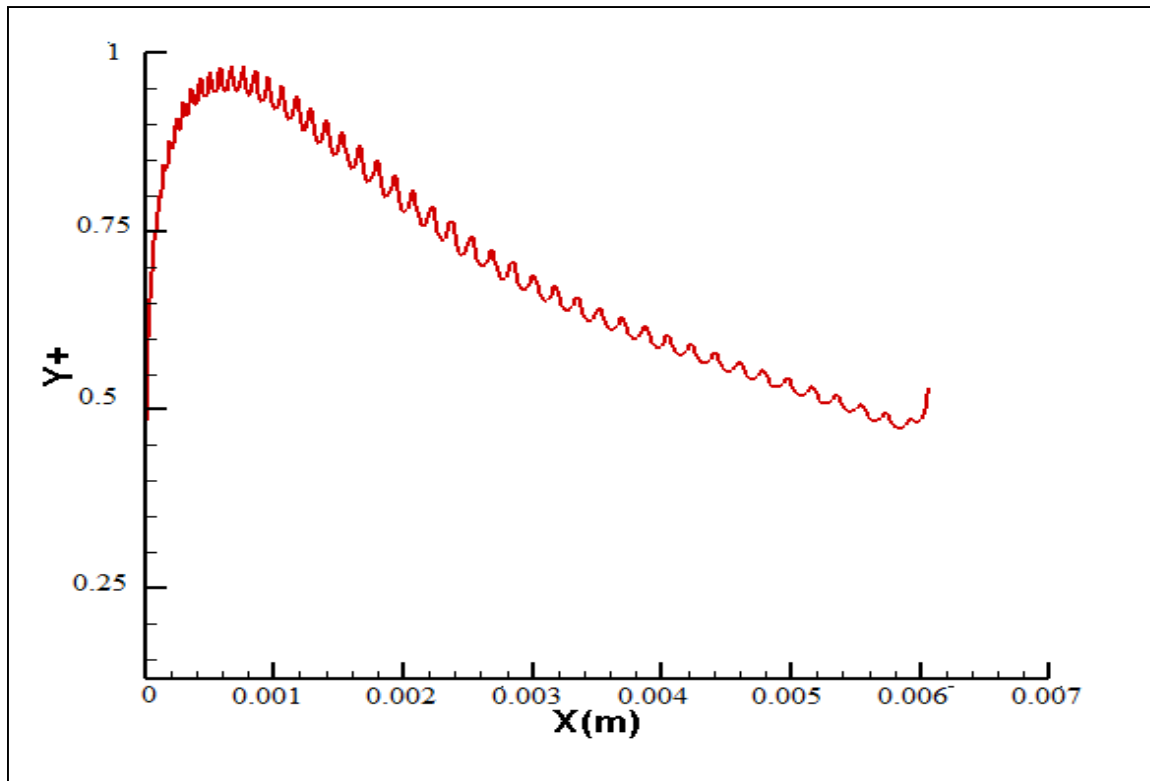


Figure 66: l'évolution de  $y^+$  autour du corps selon le modèle  $k - \omega$  sur Tec plot

#### 4.1.1 Écoulement réactif en hors équilibre thermochimique :

Dans la partie précédente, les simulations réalisées avec un écoulement non réactif Sans la considération de l'énergie vibrationnelle, le choc est plus épais, et sa distance à la paroi est plus grande. Cet écart est expliqué par le fait que l'énergie de translation des molécules est plus grande, car non distribuée dans le mode vibrationnel. De ce fait, lors de la simulation de ce même cas avec un écoulement réactif, on s'attend à un rapprochement du choc à la paroi.

La simulation réactive prend alors cinq espèces chimiques différentes. Suivant un modèle de Zeldovich de 5 et de 17 réactions.

#### 4.1.2 Variation du nombre de Mach de l'écoulement :

La figure 62 représente les lignes iso-Mach montre une chute de la valeur du nombre de Mach juste après l'onde de choc, cette diminution est plus marquée autour de l'axe de symétrie dans la partie avant de la sphère où l'onde de choc peut être assimilée à une onde de choc normale. Puis l'onde de choc est oblique dans les autres parties autour de la sphère, le nombre de Mach aval a également diminué mais il n'est pas nécessairement inférieur à l'unité. Au voisinage des parois du corps le nombre de mach étant nul due à l'effet d'adhérence a la paroi ; il s'agit d'un fluide visqueux.

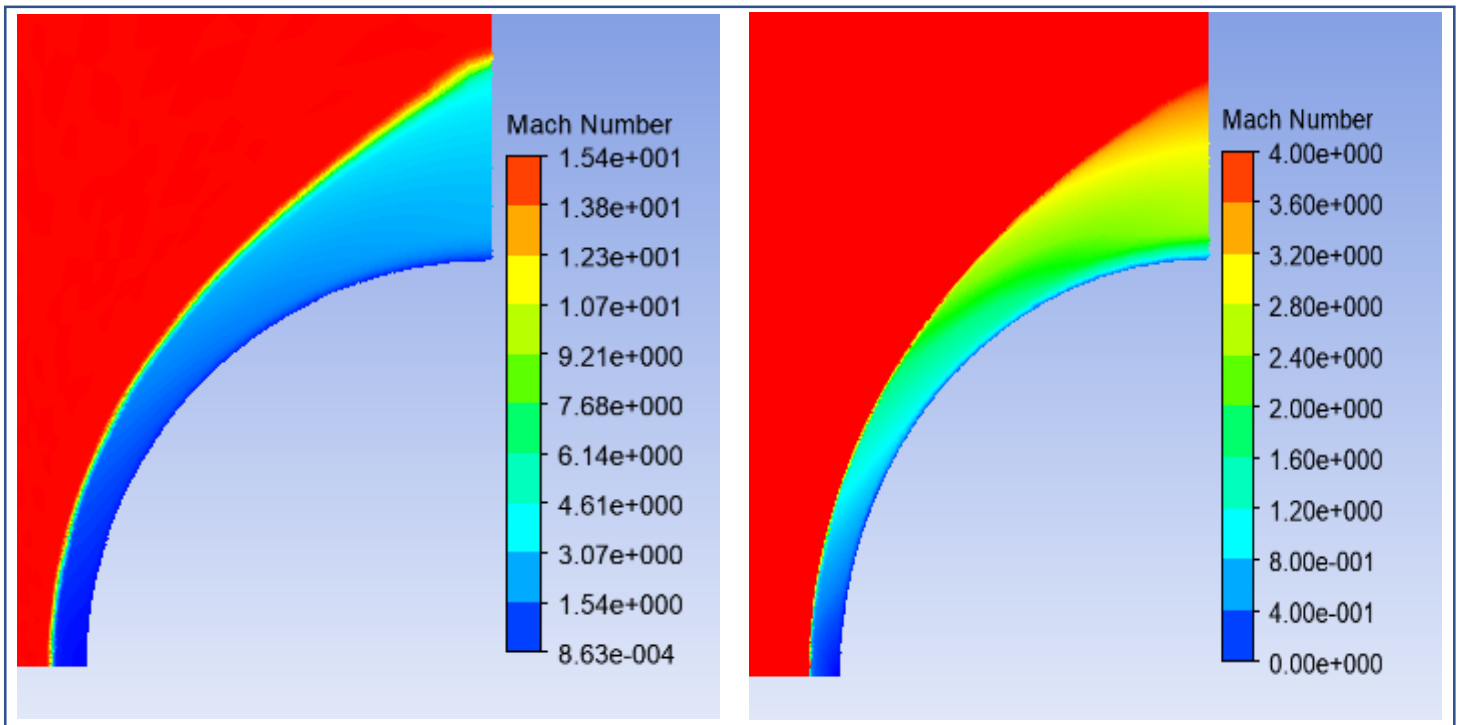


Figure 67: Variation du nombre de mach à travers l'onde de choc

#### 4.1.3 Variation de la température de l'écoulement après le choc :

La figure 63 montre une augmentation de la température à travers l'onde de choc. Elle est maximale juste derrière l'onde de choc, après elle diminue jusqu'à la paroi et cela est due à l'apparition des phénomènes physico-chimiques (vibrations des molécules, les réactions de dissociation) qui sont des phénomènes endothermiques qui absorbent la chaleur. On constate aussi que les valeurs maximales de température sont aux alentours de 10100K juste après l'onde de choc puis elle diminue jusqu'à atteindre la température d'équilibre environ (6000K).

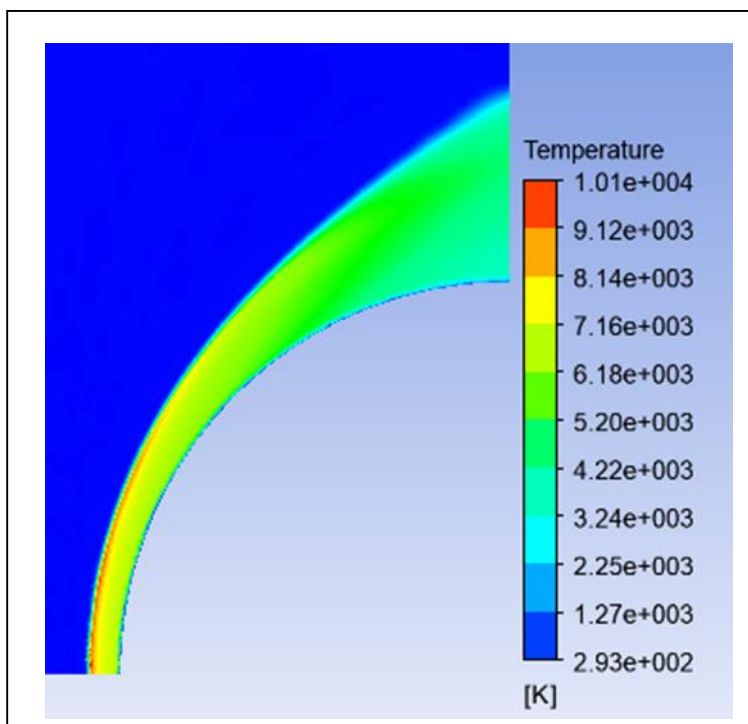
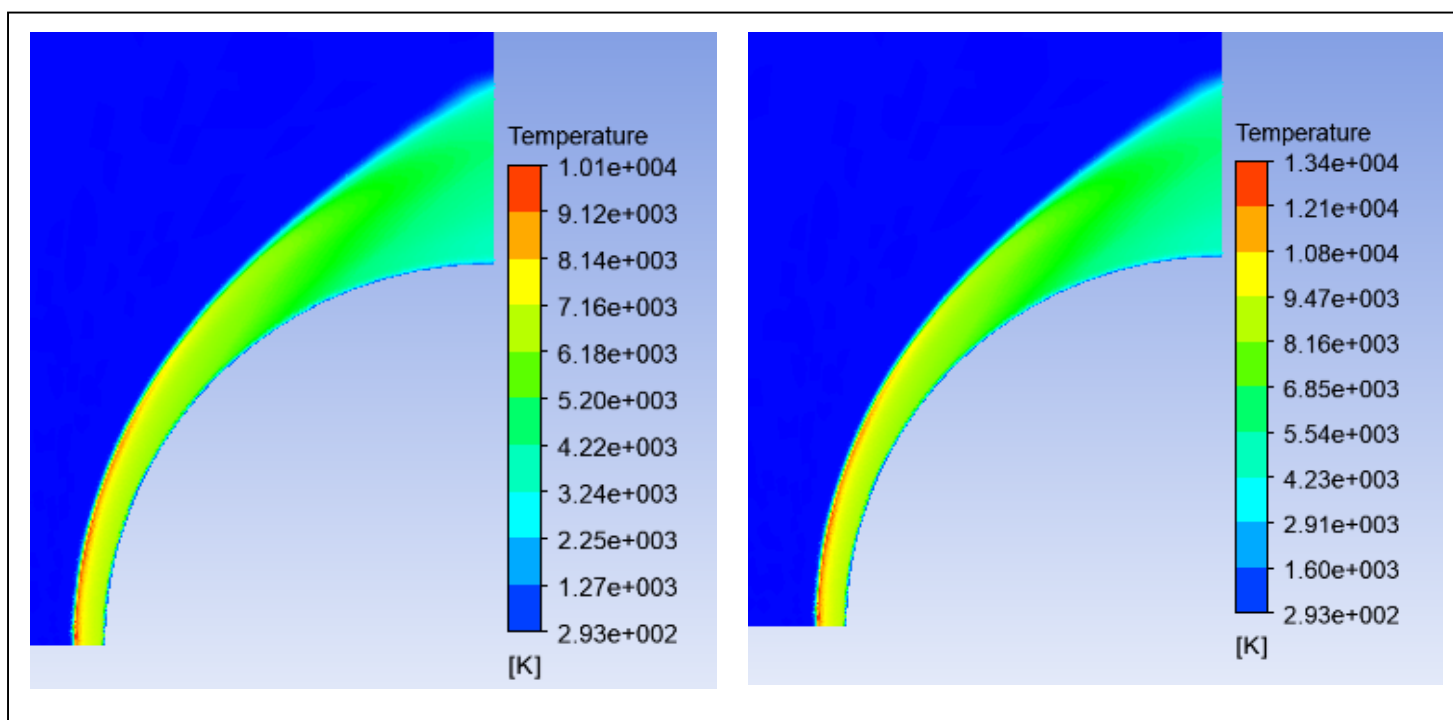


Figure 68: Variation de champ de température

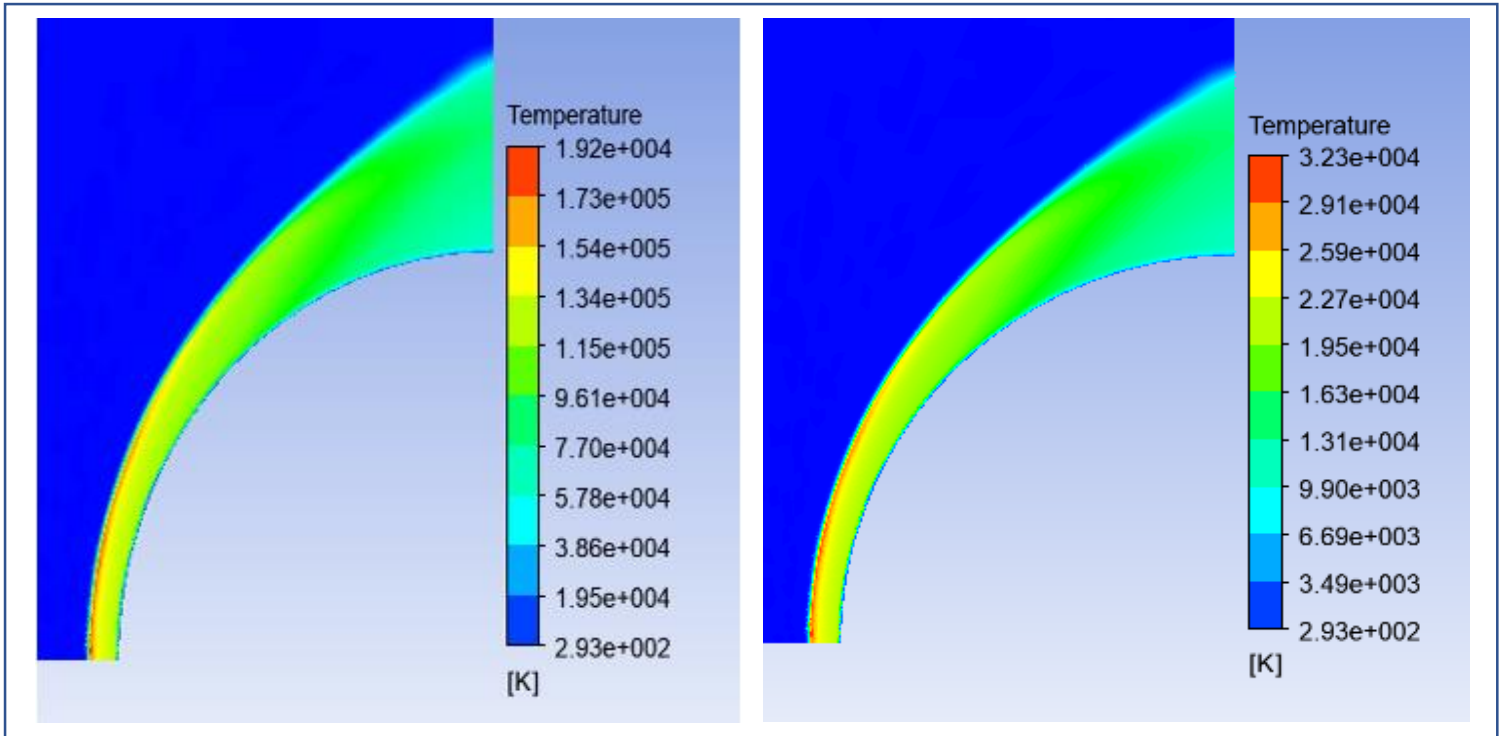
**4.1.4 Influence de la variation du nombre de mach sur la variation de la température :**

On constate que l’augmentation du nombre mach amont induit une augmentation considérable de la température dans la zone de relaxation ce qui s’explique par la grande dissipation de l’énergie cinétique de l’écoulement amont en énergie calorifique thermique La distance entre le choc et la paroi est plus faible lorsque l’écoulement est considéré comme réactif. De plus le nombre de mach augmente plus la zone de relaxation se rétrécie



$M= 15.35$

$M=19$



$M=25$

$M=35$

Figure 69: Influence nombre de mach sur la variation de la température

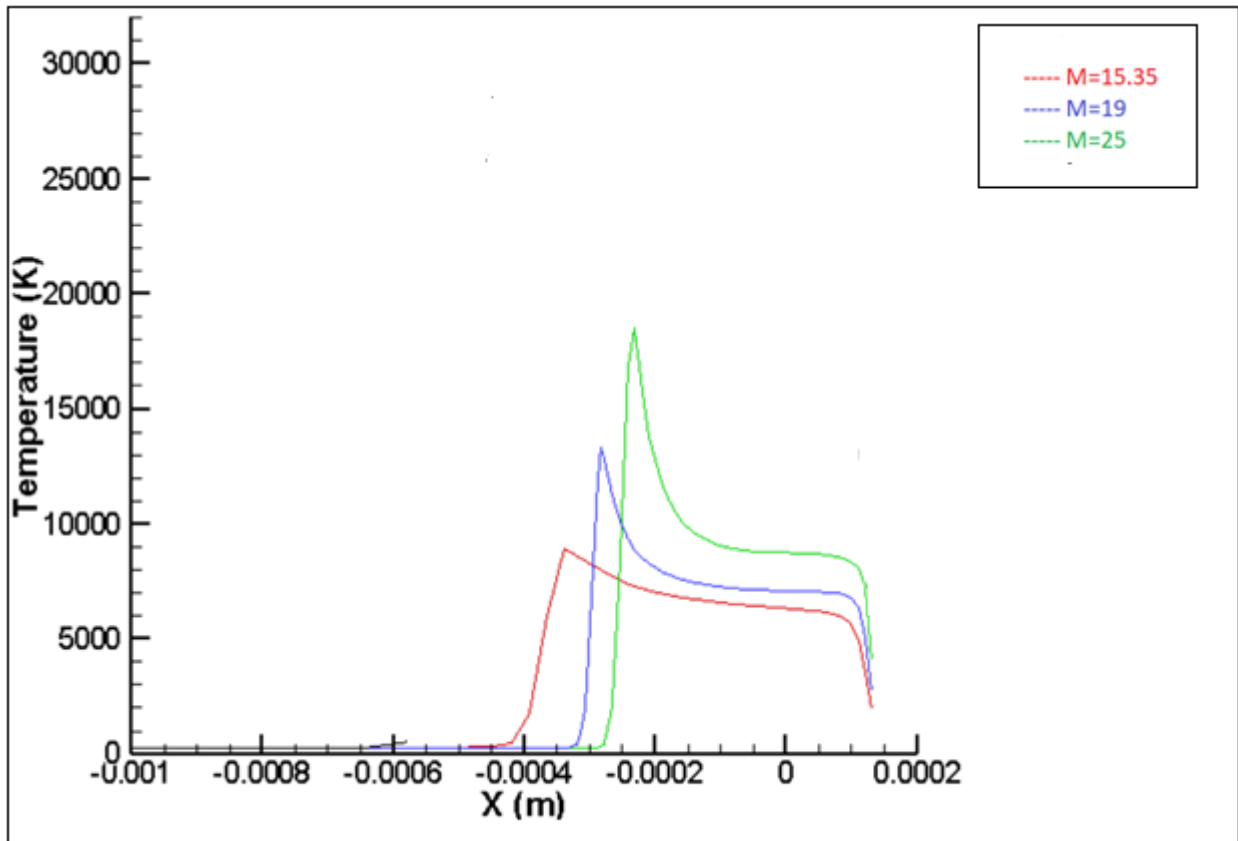


Figure 70: variation du champ de température autour de la sphère pour différent nombre de mach

#### 4.1.5 Validation des résultats avec Tristan [5] :

Quant au champ de pression, on constate que la pression atteint de grande valeur, plus de 21000 Pa dans la zone de relaxation, ce qui s'explique par freinage aérodynamique de l'écoulement engendré par le choc et par les phénomènes physico-chimiques. Les résultats sont comparés avec ceux de **Tristan**[5] et ils présentent une bonne concordance.

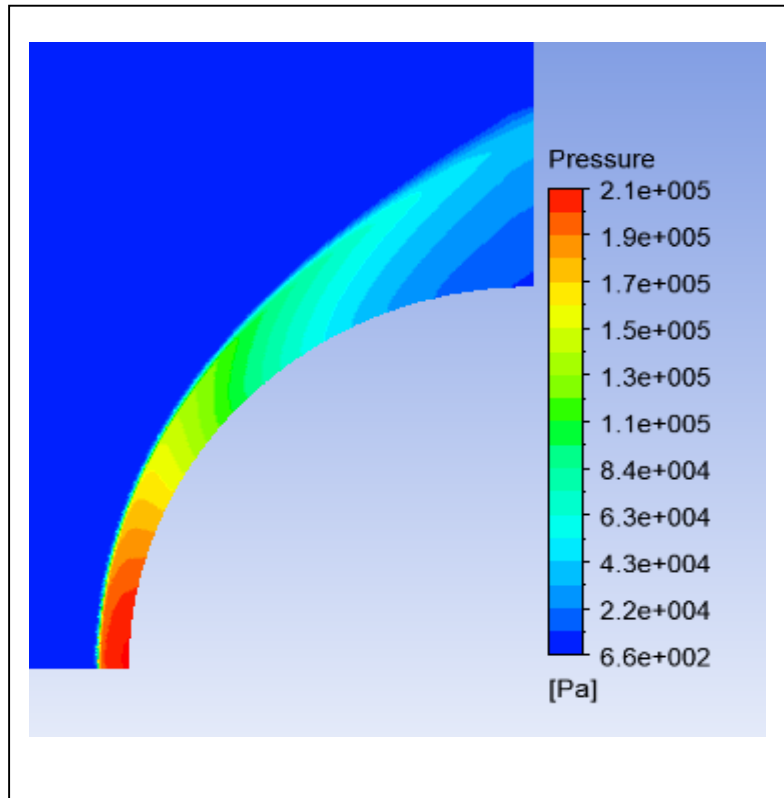


Figure 71: Variation de champ de pression à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermo-chimique

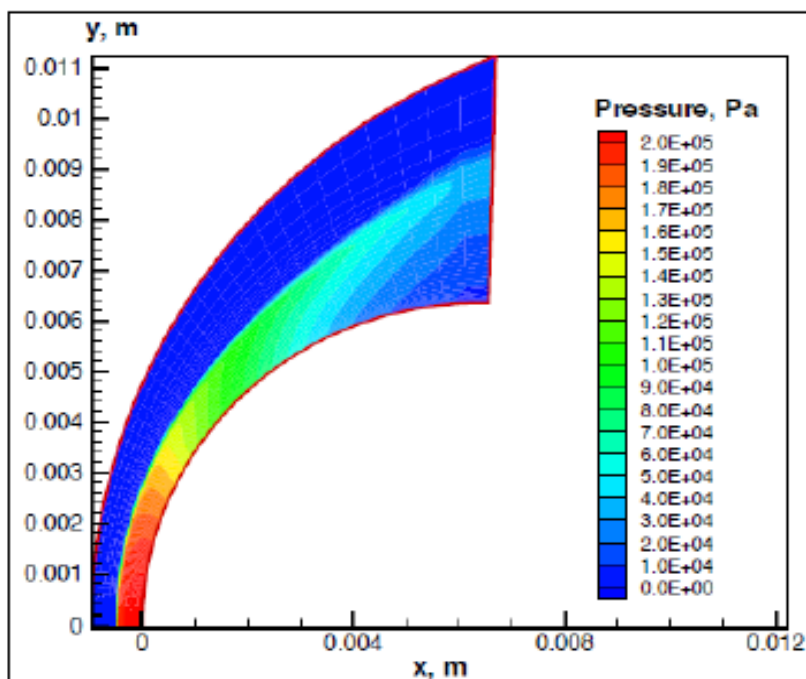


Figure 72: Champ de pression le long de la plage de relaxation "Tristan [5]".

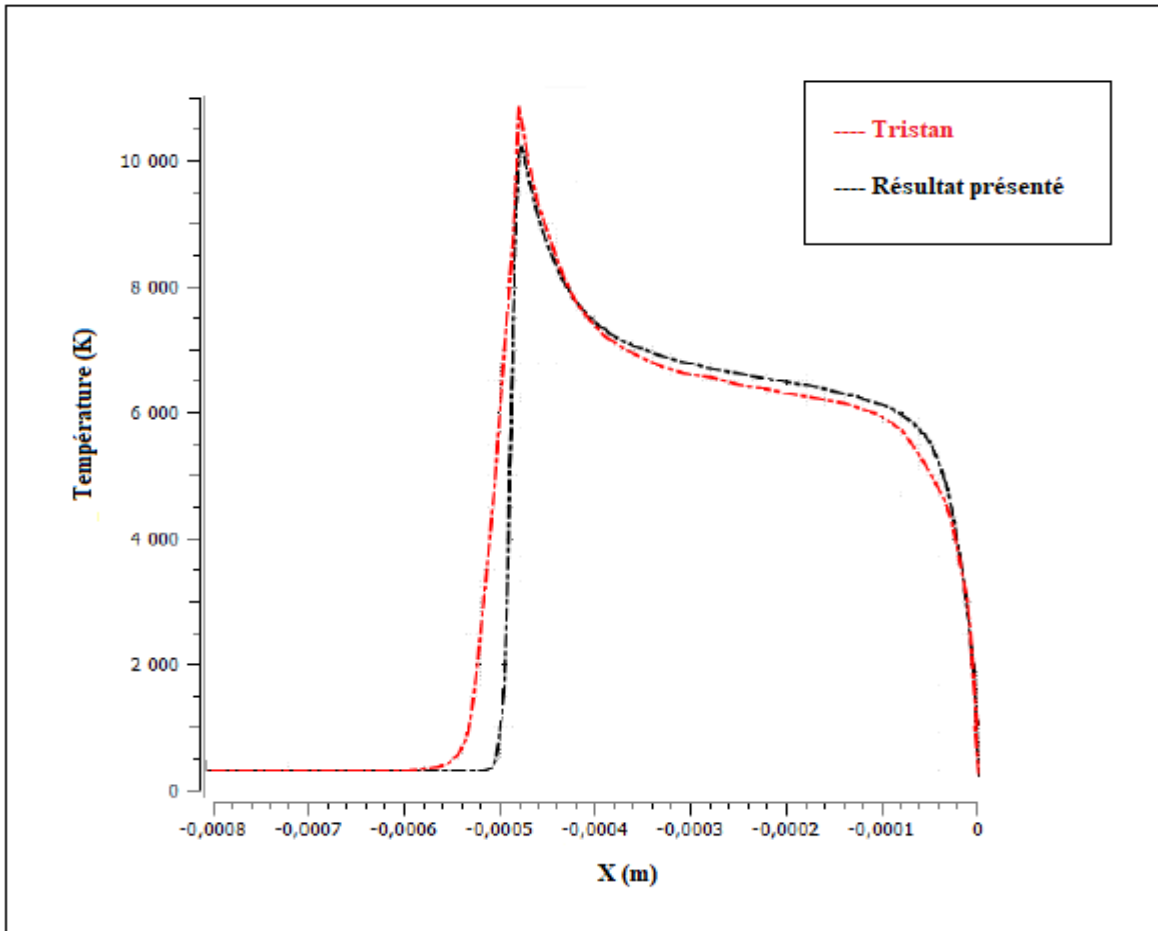


Figure 73: Comparaison La variation de la température le long de la plage de relaxation avec Tristan[5]

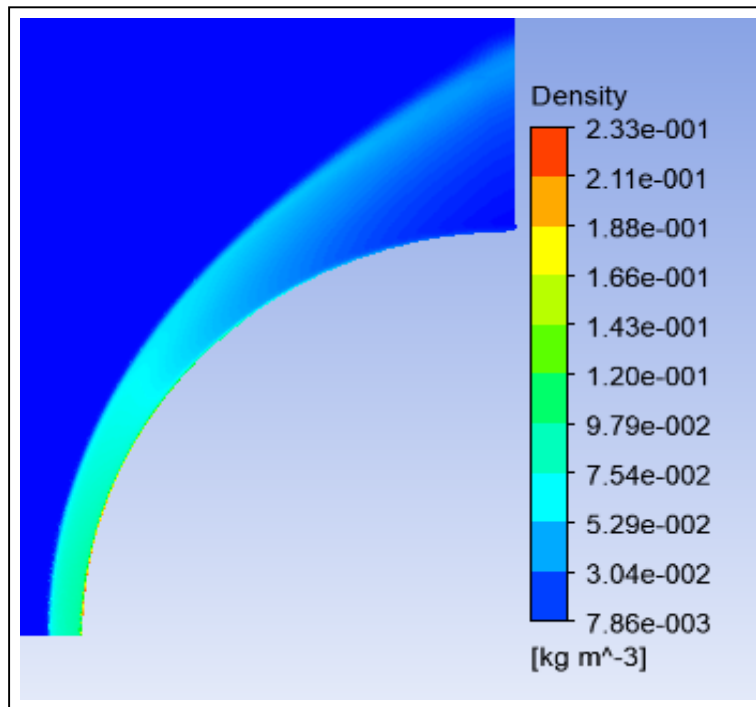


Figure 74: Variation de champ de densité à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermochimique



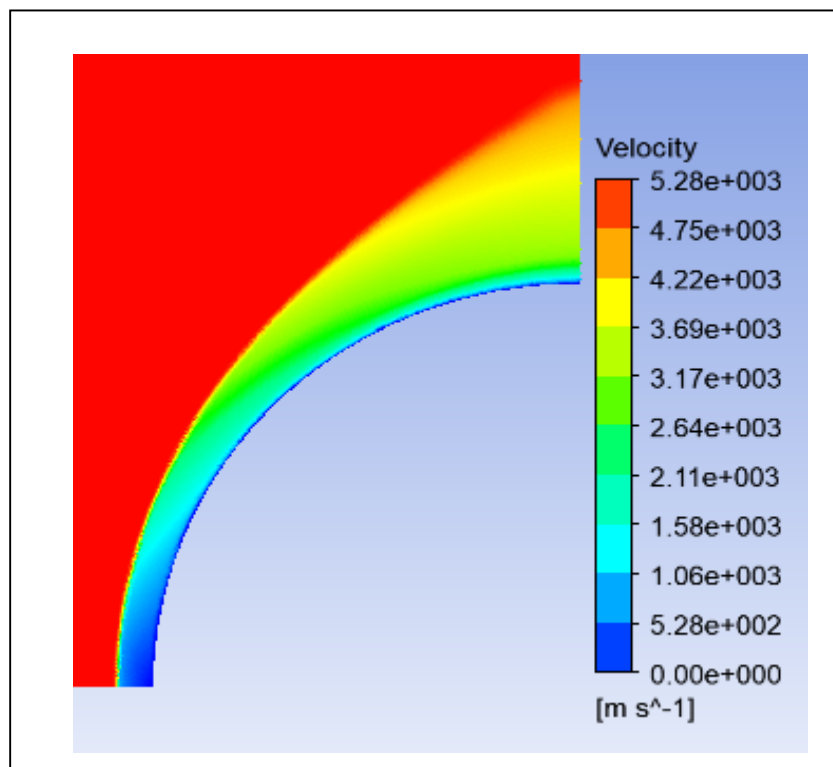


Figure 75: Variation de champ de vitesse à travers l'onde de choc dans l'écoulement en hors équilibre thermochimique

#### 4.1.6 Evolution des fractions massiques des espèces :

Les figures suivantes montrent l'évolution des fractions massiques des espèces le long de la plage de relaxation suivant le modèle de la cinétique chimique de Zeldovitch. On remarque en premier lieu la diminution des fractions massiques de l'oxygène  $O_2$  et de l'azote  $N_2$  suite à leurs dissociations provoquant ainsi une augmentation rapide des autres espèces chimiques notamment l'oxygène et l'azote monoatomique. On constate que les deux atomes  $O$  et  $N$  se forment. D'après l'allure de ces courbes et d'un point de vue mathématique, on peut voir clairement que les taux de formation de  $O$  et  $N$  sont presque égaux aux taux de disparition de  $O_2$  et  $N_2$  respectivement mais opposés en signes. Concernant la molécule de  $NO$ , elle commence à se former juste après le choc avec un taux presque égal à celui de la formation de l'atome  $N$ , puis elle commence à se dissocier au fur et à mesure qu'on s'éloigne de l'onde de choc.,

Lorsque l'équilibre thermique est atteint, la production des espèces se stabilise et atteint des valeurs presque constantes.

Pour s'assurer des résultats obtenus, on a comparé les fractions massiques avec le résultat obtenu par Tristan [5], on constate que les fractions massiques présentent une bonne similitude avec le résultat de la référence

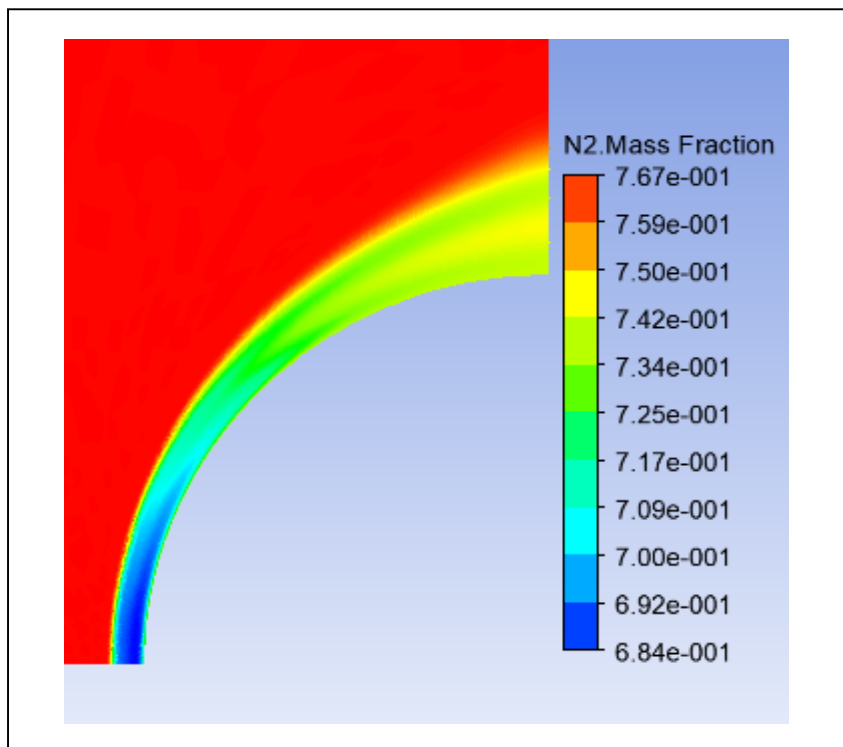


Figure 76: Fraction massique de l'espèce N2

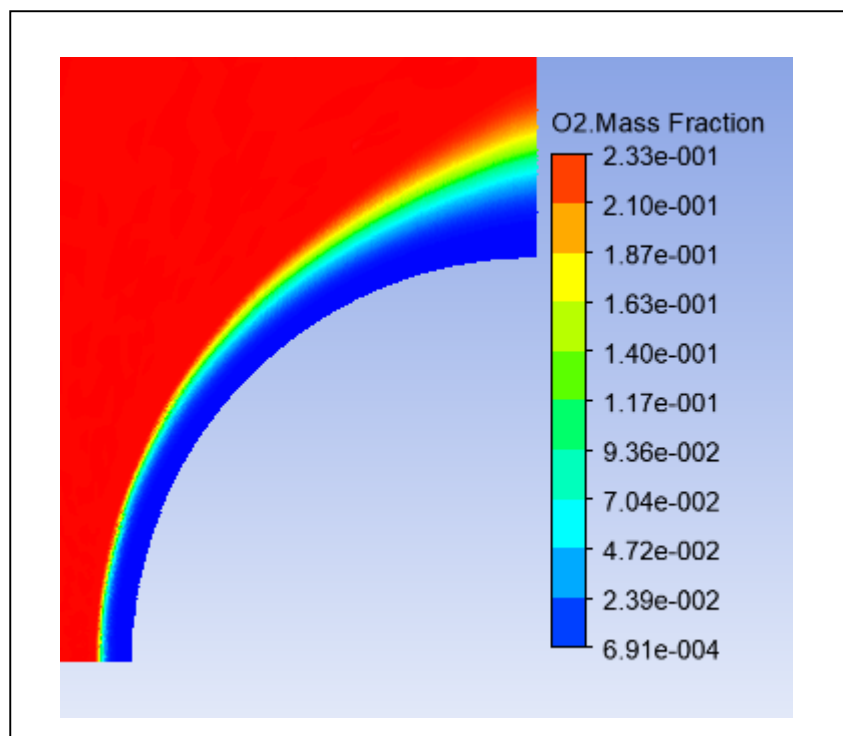


Figure 77: Fraction massique de l'espèce O2

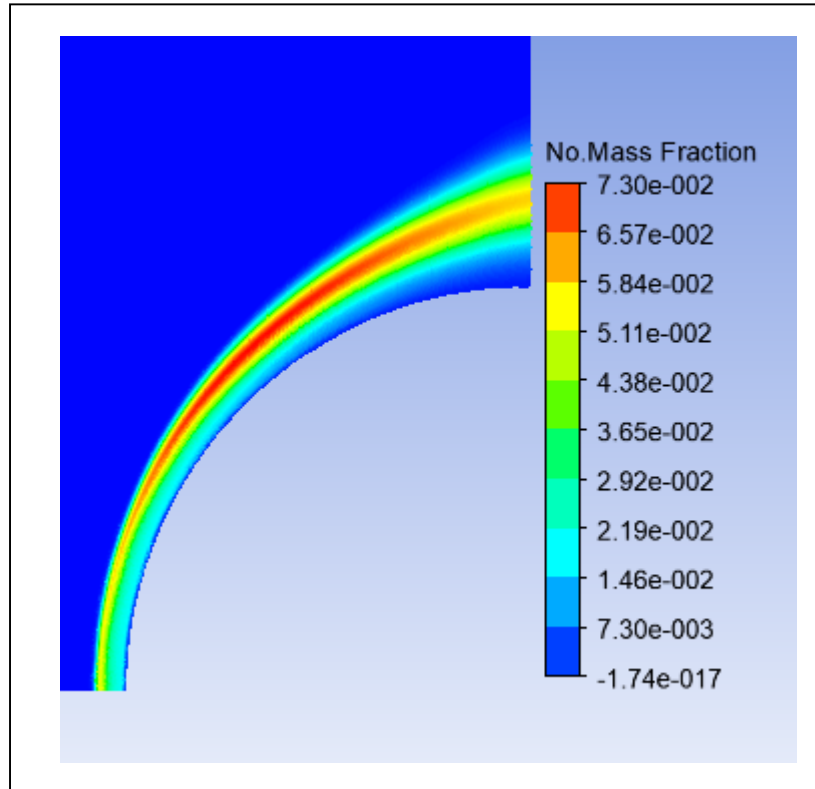


Figure 78: Fraction massique de l'espèce NO

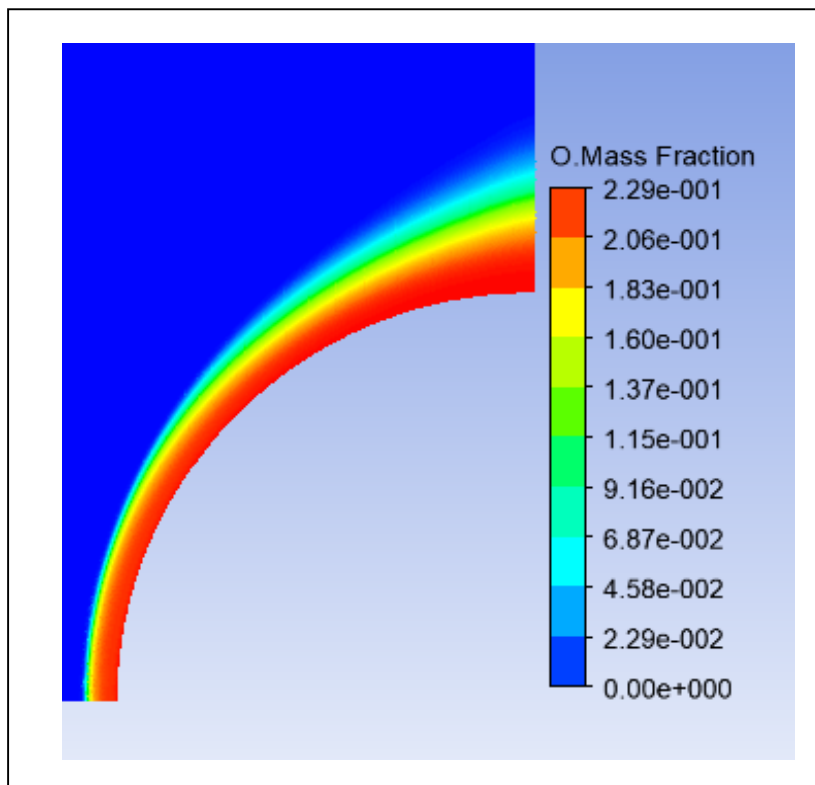


Figure 79: Fraction massique de l'espèce O

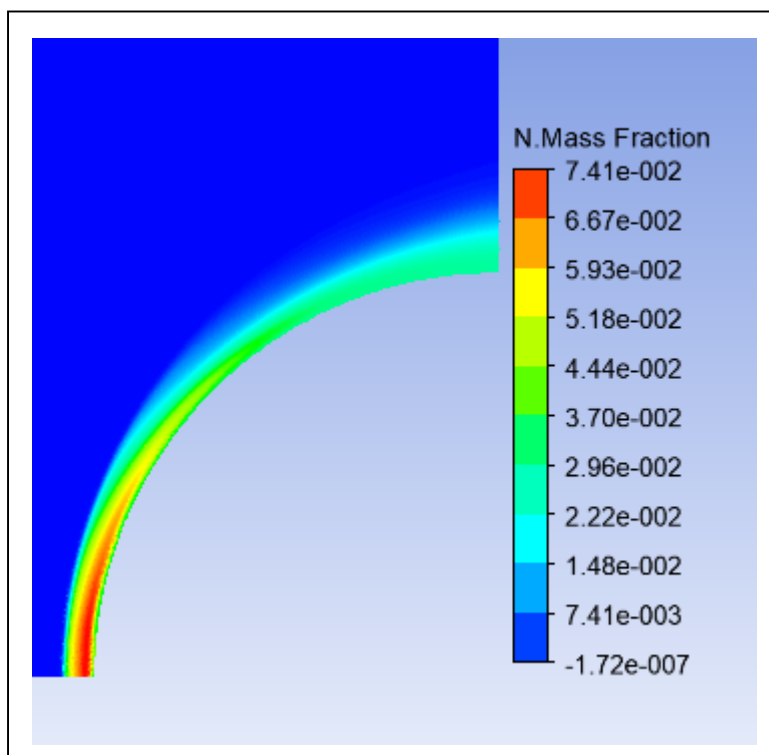


Figure 80: Fraction massique de l'espèce N

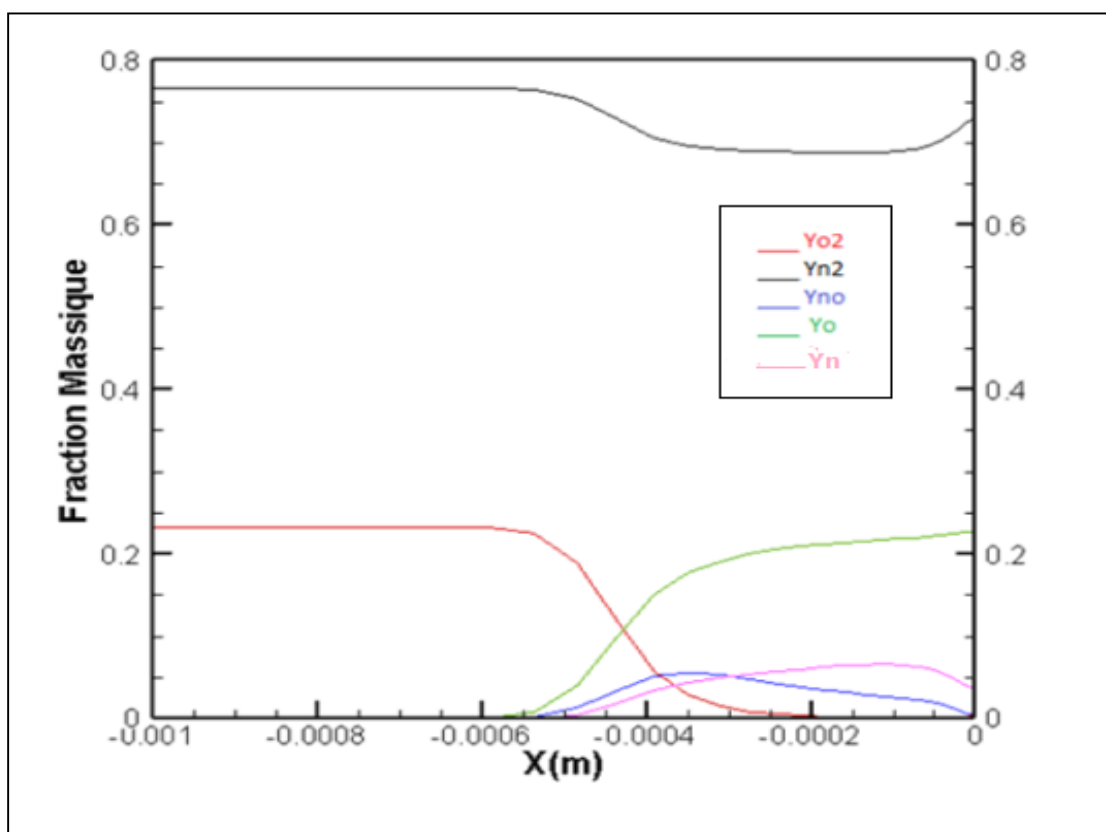


Figure 81: évolution des fractions massiques des espèces le long de l'axe de la sphère sur Tecplet

4.2 Ecoulement avec un Jet à contre-courant :

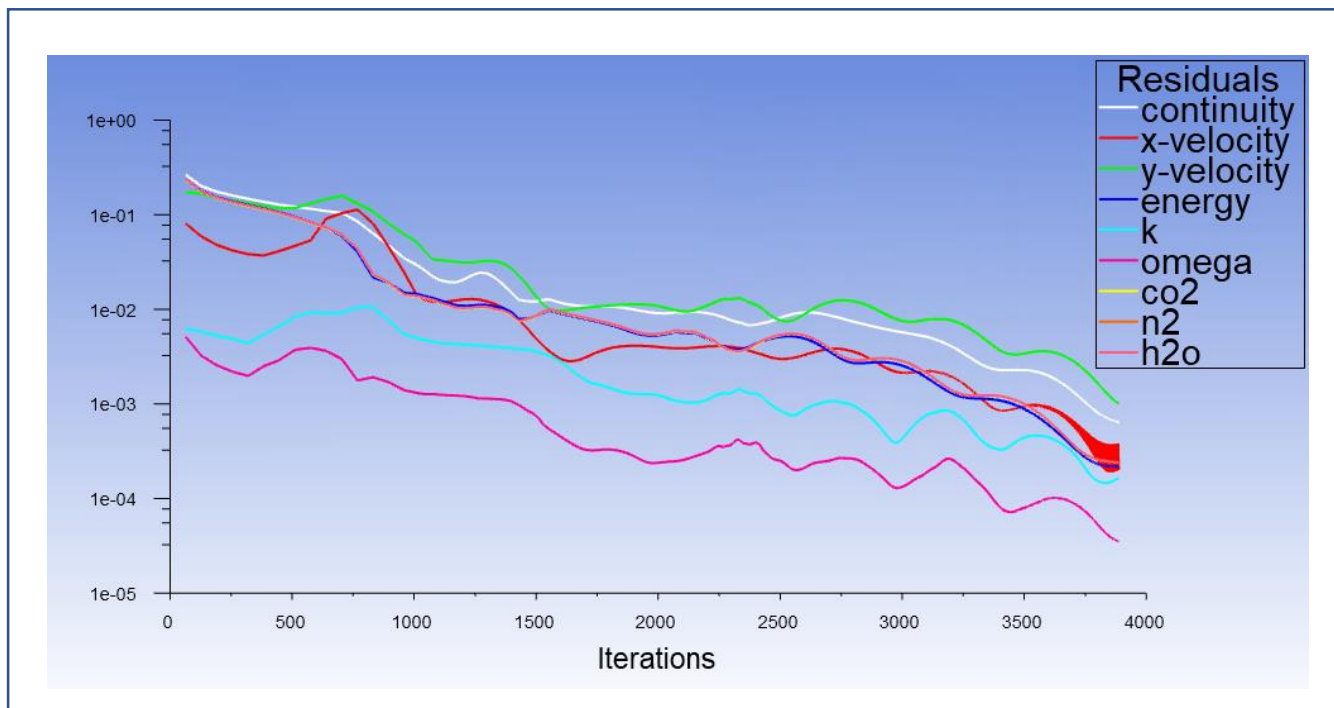


Figure 82: Evolution des résidus

Tableau 14: Repérage des conditions aux limites

|                            |                                                                                                                                                 |
|----------------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Inlet (pressure far field) | $P_s = 2549 \text{ Pa}$<br>$M = 6$<br>$T_s = 221 \text{ K}$<br>Fraction massique : 23.3% O <sub>2</sub> , 76.7% N <sub>2</sub>                  |
| Jet (Pressure inlet)       | $Pr = 0.1, T_{jet} = 300$<br>Diamètre : 1mm, 2mm, 3 mm, 4mm<br>Fraction molaire : CO <sub>2</sub> : 0.2571<br>$N_2 : 0.3142$<br>$H_2O : 0.4287$ |
| Outlet (pressure outlet)   | Aucun                                                                                                                                           |
| Axis(axis)                 | Aucun                                                                                                                                           |
| Wall(wall)                 | Température imposé à la paroi ; $T_w = 293$                                                                                                     |

4.2.1 Influence de la variation du diamètre du jet sur le champ de température :

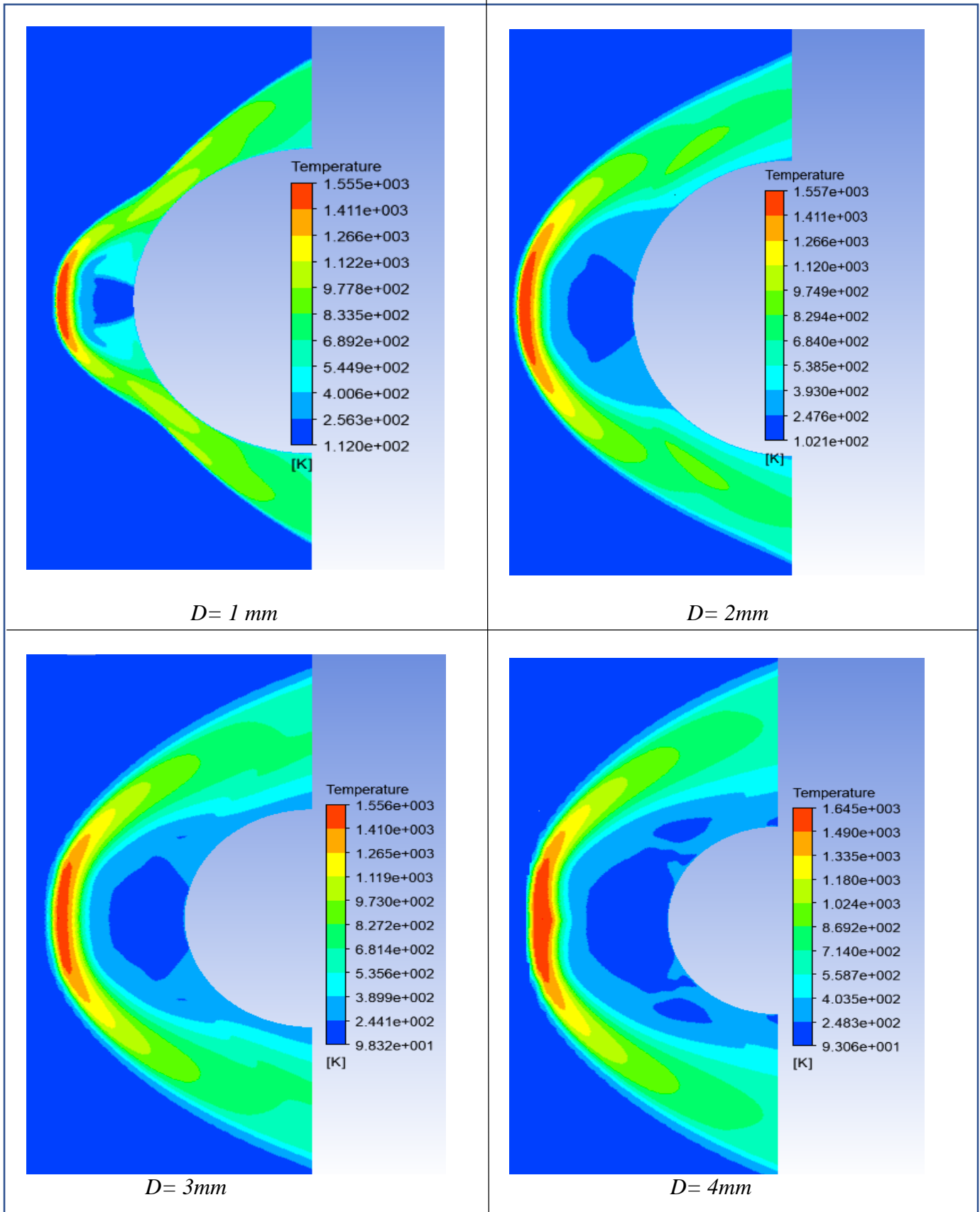


Figure 84: la variation du diamètre du jet sur le champ de température

#### 4.2.2 Choix du gaz de refroidissement :

Les fluides frigorigènes adoptés dans cette étude sont : l'azote (N<sub>2</sub>), le dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>) et la vapeur d'eau, ces agents de refroidissement sont couramment utilisés en raison de leurs caractéristiques intéressantes qui permettent le transfert thermique de grandes quantités de chaleur en un temps très court.

Propriété de l'azote :

- Conductivité thermique : 24 mW/(m.K)
- Chaleur spécifique à pression constante : 29 J/(mole.K)
- Chaleur spécifique à volume constante: 20 J/(mole.K)
- Viscosité : 0,0001657 Poise

Propriété du CO<sub>2</sub> :

- Chaleur spécifique à pression constante : 0.037 kJ/(mole.K)
- Chaleur spécifique à volume constant: 0.028 kJ/(mole.K)
- Conductivité thermique: 14.65 mW/(m.K)
- Viscosité (1.013 bar et 0 °C) : 0.0001372 Poise

Avantages des agents de refroidissement rapide :

- Le CO<sub>2</sub> et le N<sub>2</sub> sont aussi disponibles dans l'environnement, il est compatible avec tous les matériaux, car il est non-corrosif, ce réfrigérant peut atteindre -54 °C en température, il n'est ni inflammable, ni toxique et non-explosif ;
- Le N<sub>2</sub> et le CO<sub>2</sub> sont des produits naturels dont l'utilisation n'a aucun impact sur l'environnement. Le caractère inerte des deux différents gaz écarte tout risque d'incendie ou d'explosion.

### 4.2.3 Ecoulement avec un jet libre à contre-courant :

#### Validation des résultats :

Pour s'assurer de la validité des résultats numériques dans le sens ou une erreur d'utilisation du code de calcul est toujours possible, la confrontation des résultats obtenus par le code de calcul et les résultats expérimentaux semble très importante.

Nos résultats présentent une bonne concordance avec les données expérimentales de **Hayashi [39]** obtenu pour un nombre de Mach égale à 3.98, pression totale de 1.37 MPa et une température de 397K. les contours de densité sont obtenus pour un rapport de pression variant de 0.4 jusqu'à 0.8

Tableau 15:Repérage des conditions de Hayashi [39]

|                       |                                                                                                       |
|-----------------------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| L'écoulement libre    | Gas : Air<br>Nombre de mach :3.98<br>Pression totale : 1.37 MPa<br>Température : 397K                 |
| Le jet contre-courant | Gas : Air<br>Nombre de mach : 1<br>Rapport de pressions totale PR : 0.4-0.6-0.8<br>Température : 200K |
| La parois             | Température de paroi : 295K                                                                           |



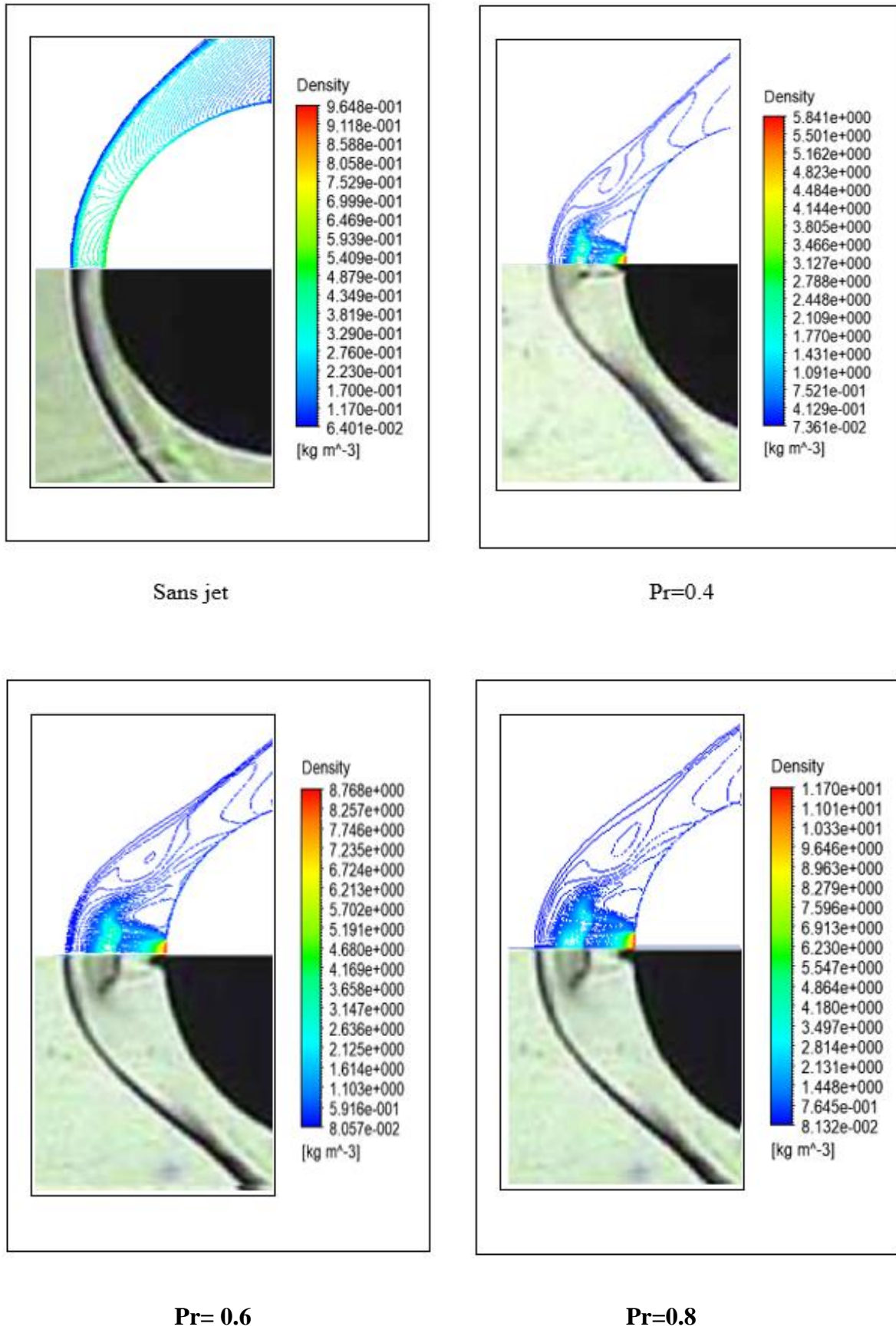


Figure 85: Comparaison de contours de densité avec les données expérimentales[39]

## 4.2.4 Quelques exemples (jet simple) :

Tableau 16: Repérage des conditions aux limites

|                                   |                                                                                                                                                                                            |
|-----------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <i>Inlet (pressure far field)</i> | $P_s = 2549 \text{ Pa}$<br>$M = 6$<br>$T_s = 221 \text{ K}$<br><i>Fraction massique : 23.3% O<sub>2</sub> , 76.7% N<sub>2</sub></i>                                                        |
| <i>Jet (Pressure inlet)</i>       | $Pr = 0.1 \text{ et } 0.075, T_{jet} = 300 \text{ K}$<br><i>Diamètre : 1mm</i><br>$Z = 25 \text{ km}$<br><i>Fraction molaire :</i><br>$CO_2 : 0.2571$<br>$N_2 : 0.3142$<br>$H_2O : 0.4287$ |
| <i>Outlet (pressure outlet)</i>   | <i>Aucun</i>                                                                                                                                                                               |
| <i>Axis(axis)</i>                 | <i>Aucun</i>                                                                                                                                                                               |
| <i>Wall(wall)</i>                 | <i>Température imposé à la paroi ; <math>T_w = 293</math></i>                                                                                                                              |

Pr= 0.075 :

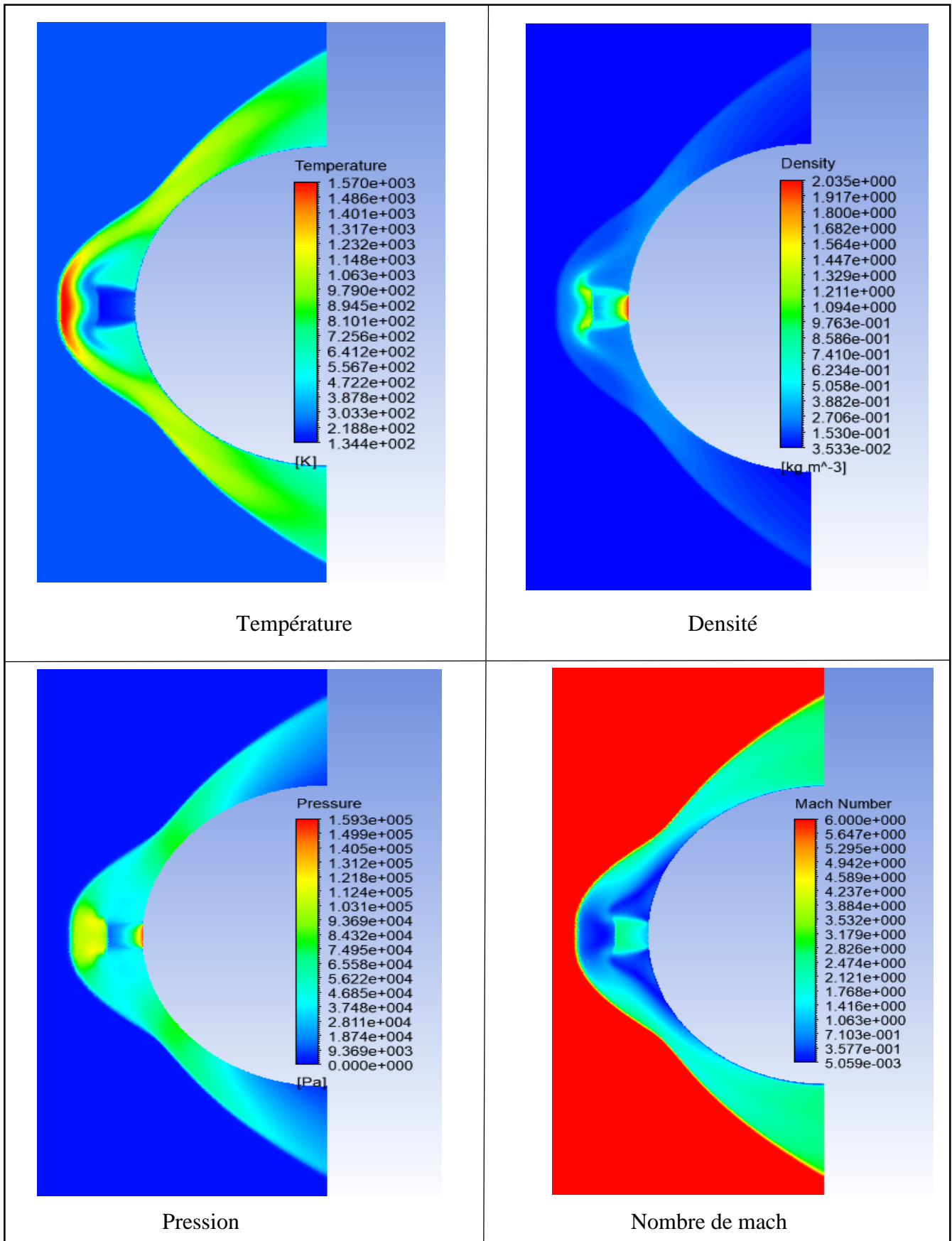


Figure 86: Pr= 0.075, Tj=300k

Pr=0.1 :

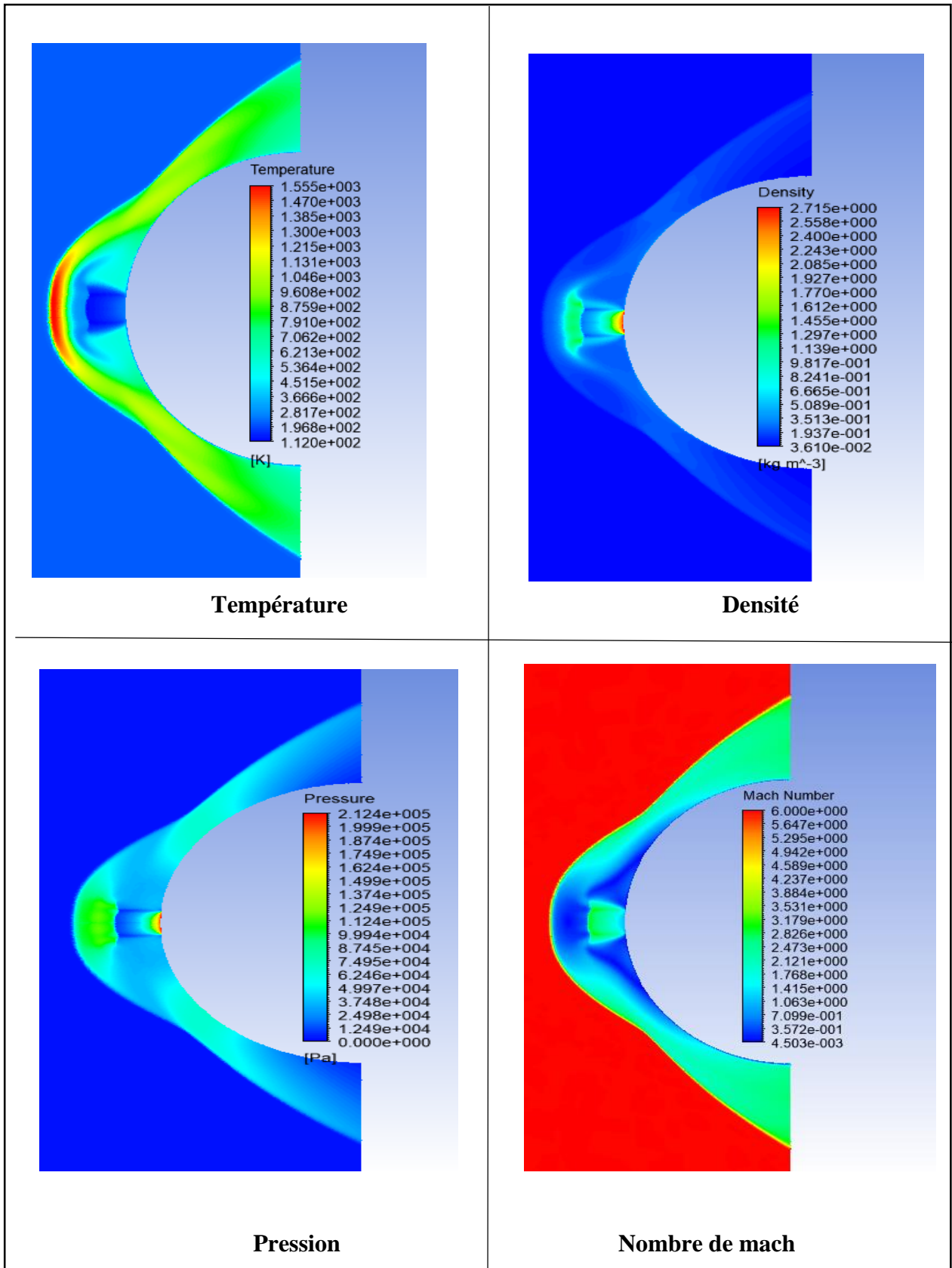


Figure 87: Pr= 0.1, Tj=300k

Validation des résultats pour jet simple :

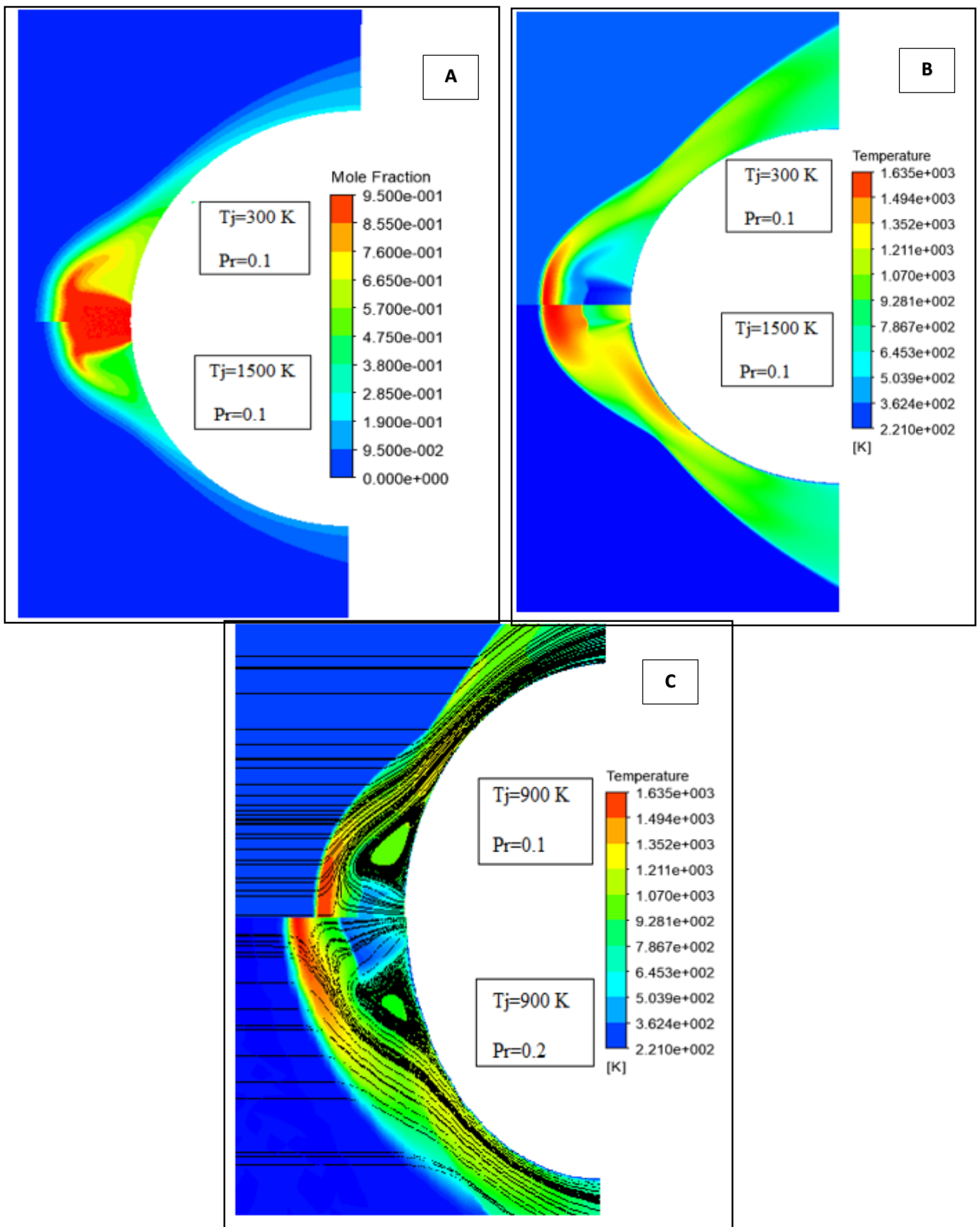


Figure 88: (A) comparaison différentes température de jet). ( B) comparaison fraction molaire avec différentes température de jet .(C) comparaison les lignes de courants avec différente Pr



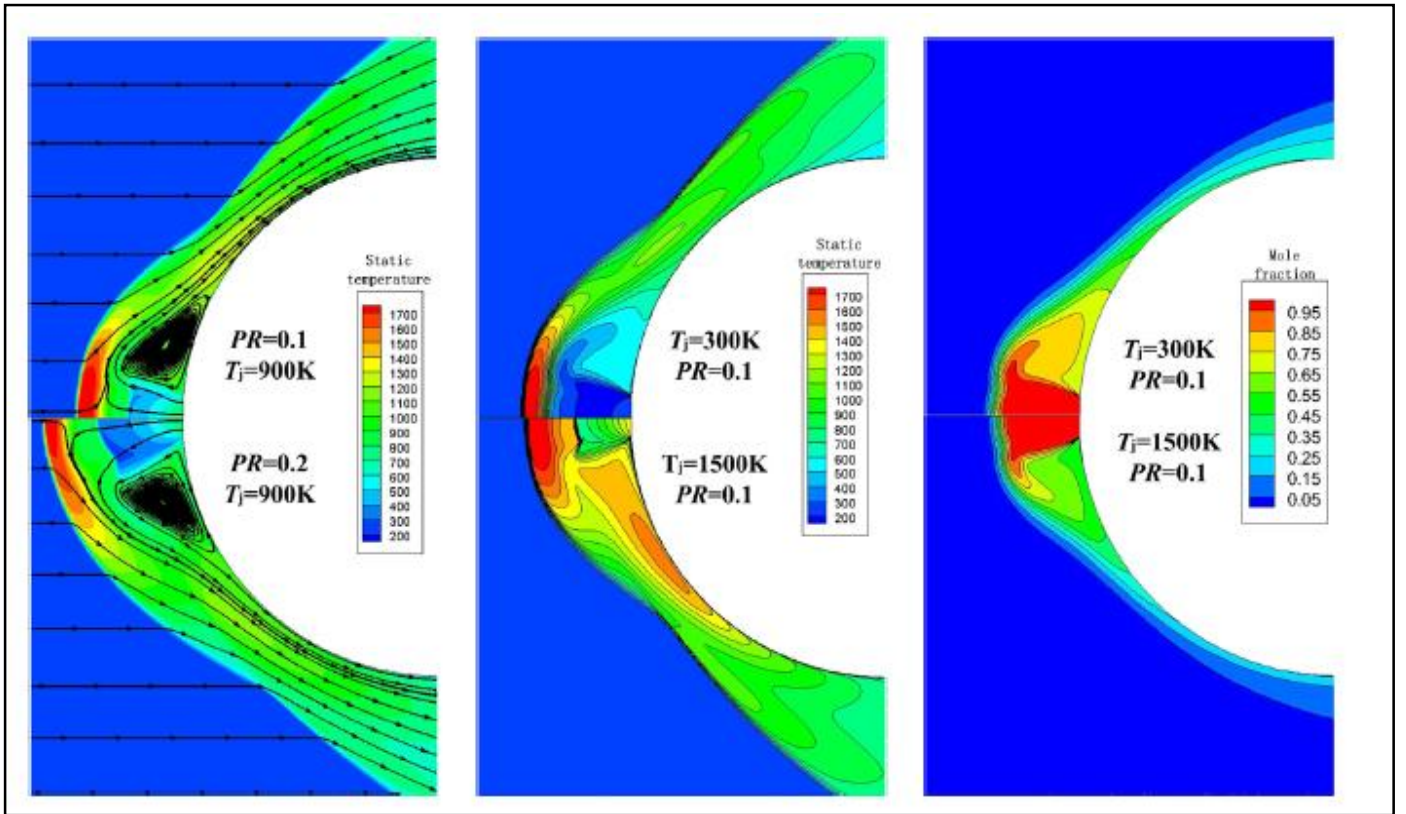


Figure 89: Stream-lines comparison with different jet total PR. (b) Temperature contour comparison with different jet temperature. (c) Fuel gas mole fraction contour comparison with different jet temperatures [43]

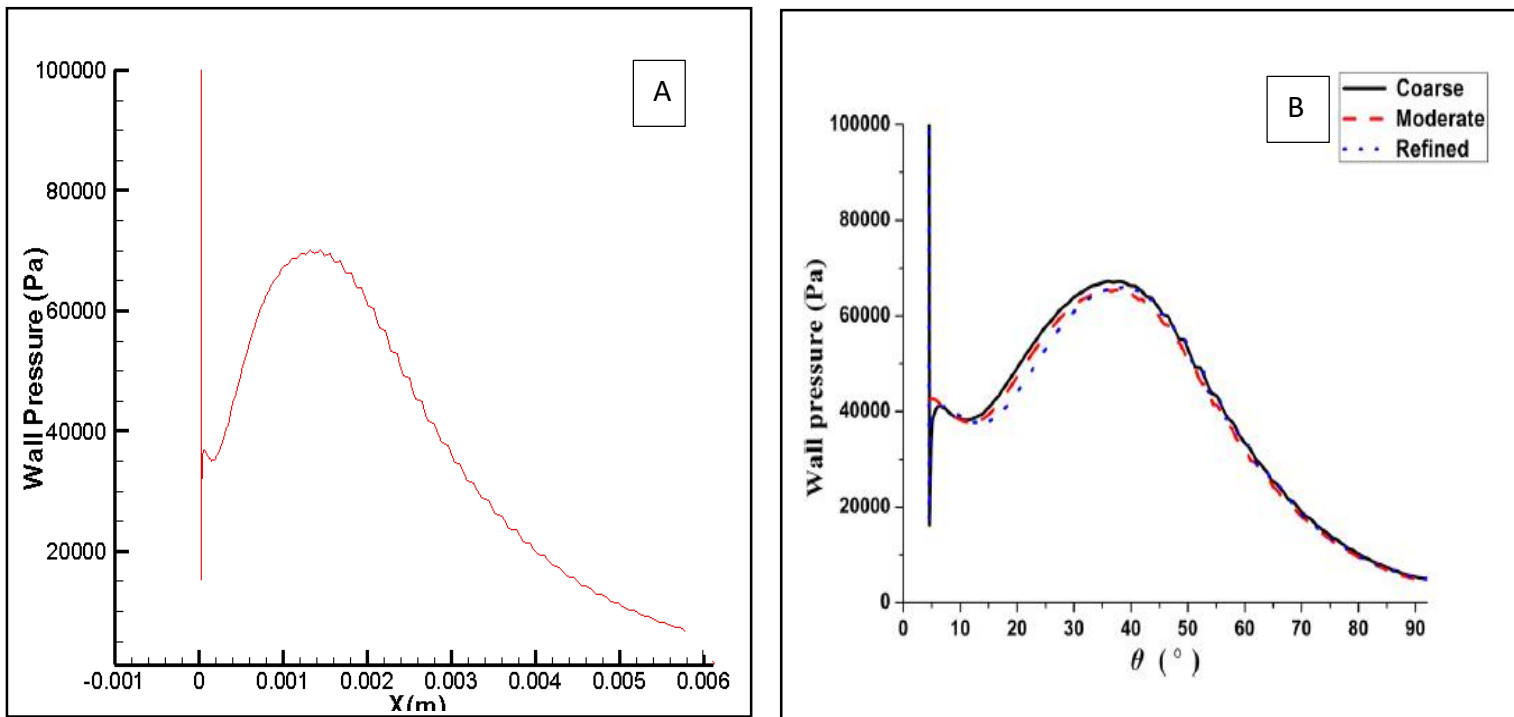


Figure 90: Comparaison[A] pression de paroi avec [B]bianxian Shen[43]

**Variation Fraction molaire :**

La figure 85 (A); illustre des comparaisons des distributions de fraction molaire du gaz combustible avec la température du jet de 300 et 1500 K. La fraction molaire du gaz combustible est plus faible dans la région de recirculation et la région de rattachement lorsque la température du jet est de 1500 K en comparaison avec celle de 300 K. A notre connaissance, la capacité de diffusivité du gaz combustible augmente avec la température. Ainsi, le gaz opposé pénètre plus facilement à travers l'onde de choc. L'intensité du mélange se renforce à mesure que la capacité de diffusion du gaz combustible augmente. Cependant, l'intensité de mélange améliorée est négative pour la réduction du flux de chaleur.

**Variation de Température de Jet :**

En outre, la température du fluide autour du corps augmente avec l'augmentation de la température du jet comme montrer sur la figure 85(B). Comme un résultat, le gradient de température près de parois augmente, ce qui est un facteur négatif qui influence sur le flux thermique de la paroi.

**Effet du rapport de pression sur la réduction du chauffage aérodynamique :**

Les valeurs sont représentées sur la figure 85(C) La température du jet et le Pr, influencent considérablement sur le flux de chaleur de paroi.

La figure 85(C) illustre que la réduction du chauffage aérodynamique peut être renforcée en améliorant la Pr.

#### 4.2.5 Détermination du débit optimum :

Après avoir étudié l'interaction d'un jet simple libre pour différents rapports de pression, nous tentons de varier le rapport de pression, entre-autre le débit, d'une manière décroissante par une méthode de sélection itérative jusqu'à atteindre une température maximale au niveau de la paroi d'environ 1350K. J'ai obtenu les résultats suivants :

#### Pour un nombre de Mach égale à 6 :

Tableau 17: Détermination du Débit pour Mach 6

| Rapport de pression | Equivalence en débit par unité de temps (kg/s) | Température adjacente à la paroi (K) |
|---------------------|------------------------------------------------|--------------------------------------|
| Pr=0.1              | $1.42 \times 10^{-3}$                          | 1083                                 |
| Pr=0.075            | $1.065523 \times 10^{-3}$                      | 1146                                 |
| Pr=0.06             | $8.52418 \times 10^{-4}$                       | 1209                                 |
| Pr=0.05             | $7.10349 \times 10^{-4}$                       | 1272                                 |
| Pr=0.04             | $5.682788571 \times 10^{-4}$                   | 1300                                 |
| Pr=0.035            | $4.97244 \times 10^{-4}$                       | 1335                                 |

D'après les valeurs tabulées, il nous est aisé de déterminer le débit massique qui seraient approuvable et qui suffirait pour qu'un jet unique assure la protection de la paroi. Ce débit correspond à un rapport de pression de 0.035 et est égale à  $4.97244 \times 10^{-4}$  kg/s .

#### 4.2.6 Configuration en multi jets :

Les jets multiples interviennent dans une large variété de dispositifs industriels, on propose pour cette étude quatre configurations distinctes de jets-multiple passant d'un seul jet simple central dépensant toute la quantité du gaz réactif à un système de plusieurs orifices dépensant cette même quantité de gaz, nous obtenons les résultats suivants :

Tableau 18: Température adjacente à la paroi (K) pour Mach 6

| <b>PR=0.035 équivaut à un débit massique de <math>4.97244 \times 10^{-4}</math> (kg/s)</b> |                                             |
|--------------------------------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------|
| <b>Configuration</b>                                                                       | <b>Température adjacente à la paroi (K)</b> |
| Jet simple                                                                                 | 1335                                        |
| Jet central et deux jets périphériques                                                     | 1250.31                                     |
| Jet central et quatre jets périphériques                                                   | 1199.2                                      |



|                                        |         |
|----------------------------------------|---------|
| Jet central et six jets périphériques  | 1154.8  |
| Jet central et huit jets périphériques | 1069.76 |

Nous remarquons un modeste gain en termes de température pour le même débit dépenser, ceci dit nous expectant que ce gain augmente avec l'augmentation du nombre de mach amont.

**4.2.7 Détermination du coefficient d'échange par convection (Ch) : [41]**

L'équation suivante pour le flux thermique à haute vitesse, préalablement notée dans l'équation suivantes :

$$St_{high\ speed} = \frac{q_w}{(\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^3)} = \frac{2A}{\sqrt{r_{nose} \cdot \rho_\infty}} \tag{5.1}$$

Avec :

$$A_{sutton-graves} = 1.75 \times 10^{-4} \sqrt{\frac{Kg}{m}} \tag{5.2}$$

Donc :

$$Ch = \rho_\infty v_\infty Cp St \tag{5.3}$$

Tableau 19: Les données utilisées dans la simulation

|                                                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
|---------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p><i>Les données utilisées<br/>Dans la simulation suivants</i></p> | <ul style="list-style-type: none"> <li>-Altitude :25 Km</li> <li>-Pression :2549 Pa</li> <li>-Température :221 K</li> <li>-Mach=6</li> <li>-Fraction massique(inlet) : 23.3% O2, 76.7% N2</li> <li>-<math>\dot{m} = 0.000497</math> Kg/s, Pr= 0.035, Tjet=300 K</li> <li>-Fraction molaire (Jet) :             <ul style="list-style-type: none"> <li>CO<sub>2</sub>: 0.2571</li> <li>N<sub>2</sub>: 0.3142</li> <li>H<sub>2</sub>O: 0.4287</li> </ul> </li> <li>- St=0.10</li> <li>- Ch=370.25w/m<sup>2</sup></li> <li>-Sans réaction</li> </ul> |
|---------------------------------------------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|

**5.2.8 Variation de la température :**

La figures 82 représentent les contours de température, ces résultat sont obtenus pour le débit optimum que nous avons déterminer correspondant à Pr=0.035 .

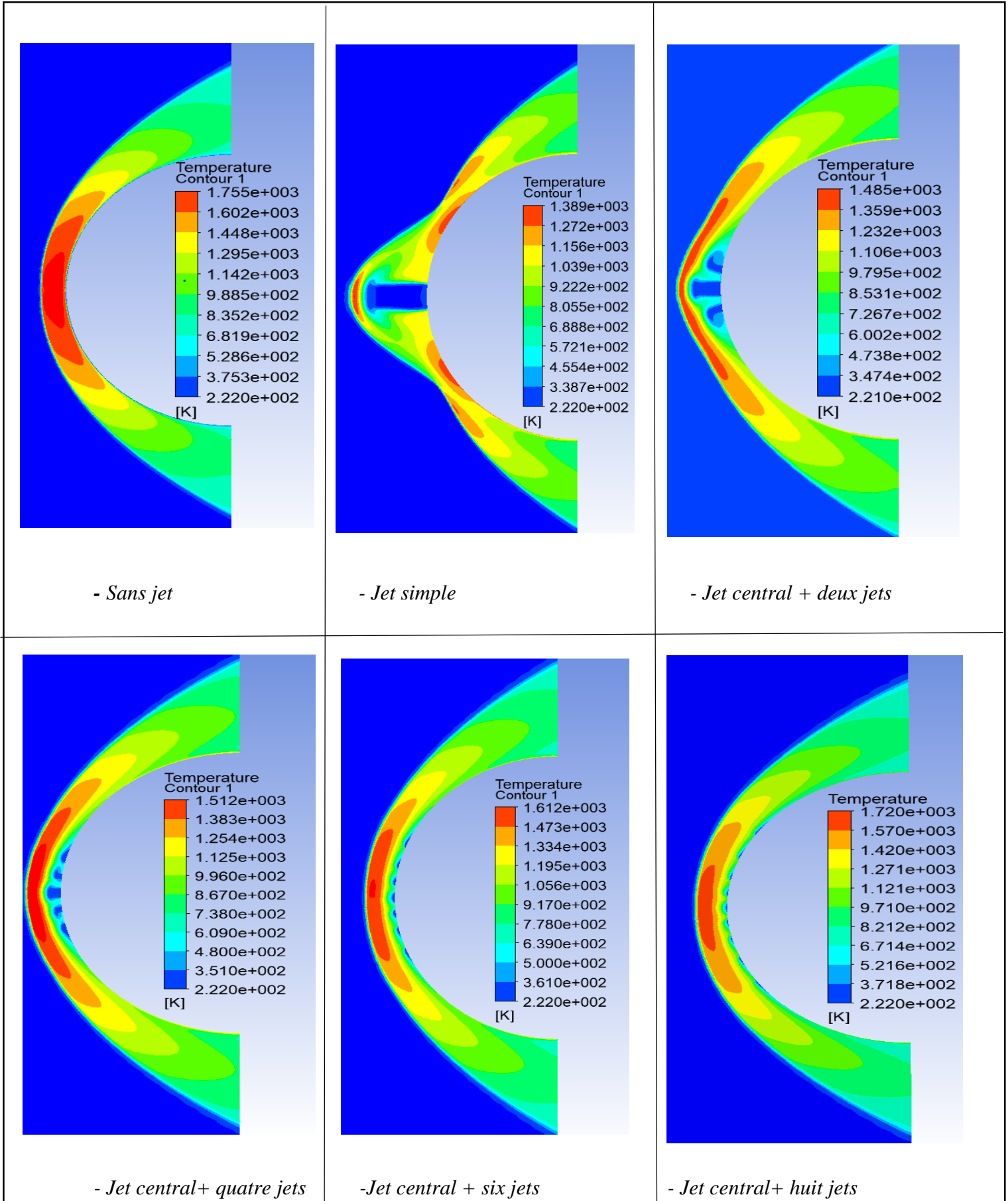


Figure 91: contour de température pour Mach =6, sans réaction

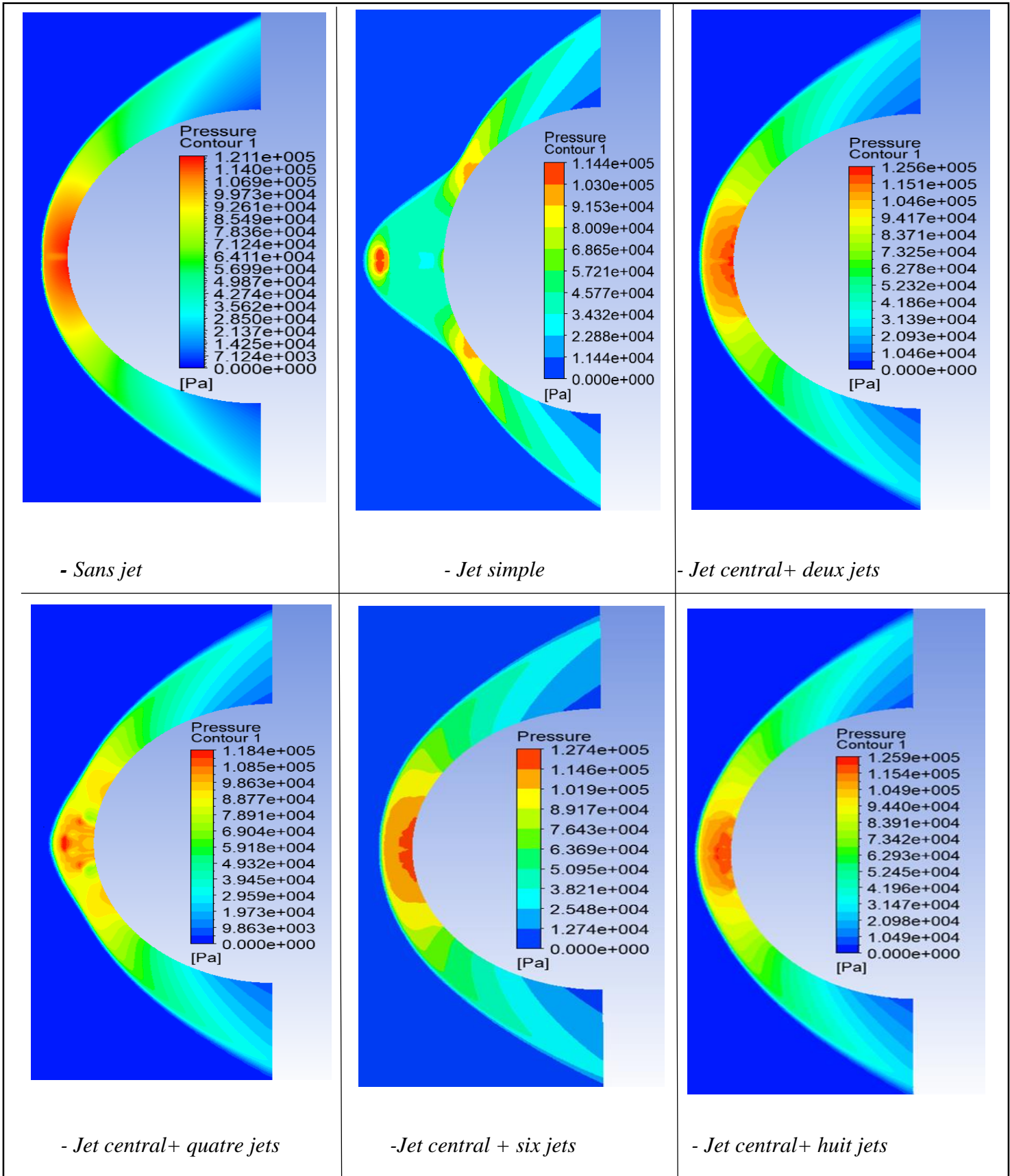


Figure 92: Contour de pression pour Mach=6, sans réaction

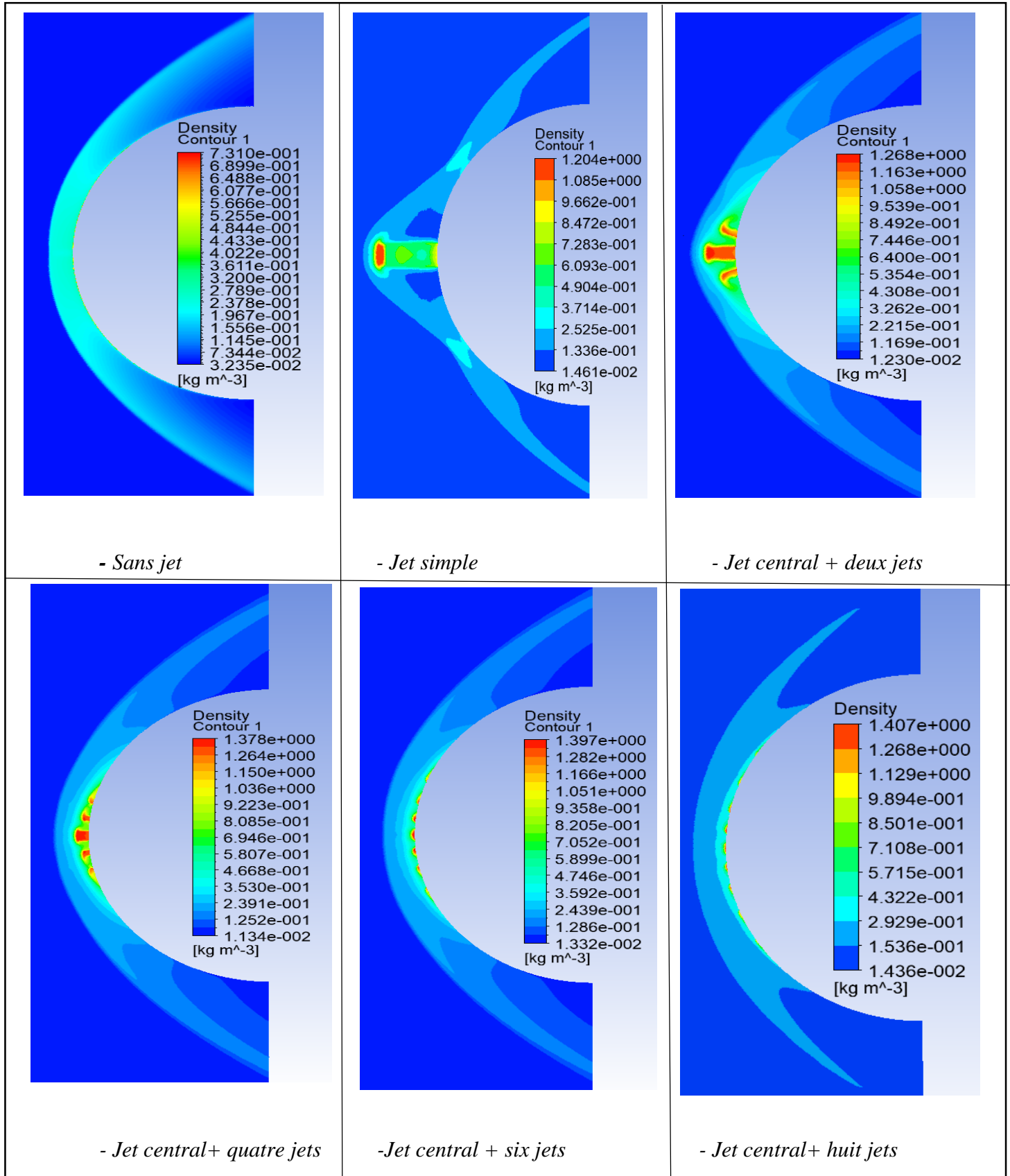


Figure 93: Contour de densité pour Mach=6, sans réaction

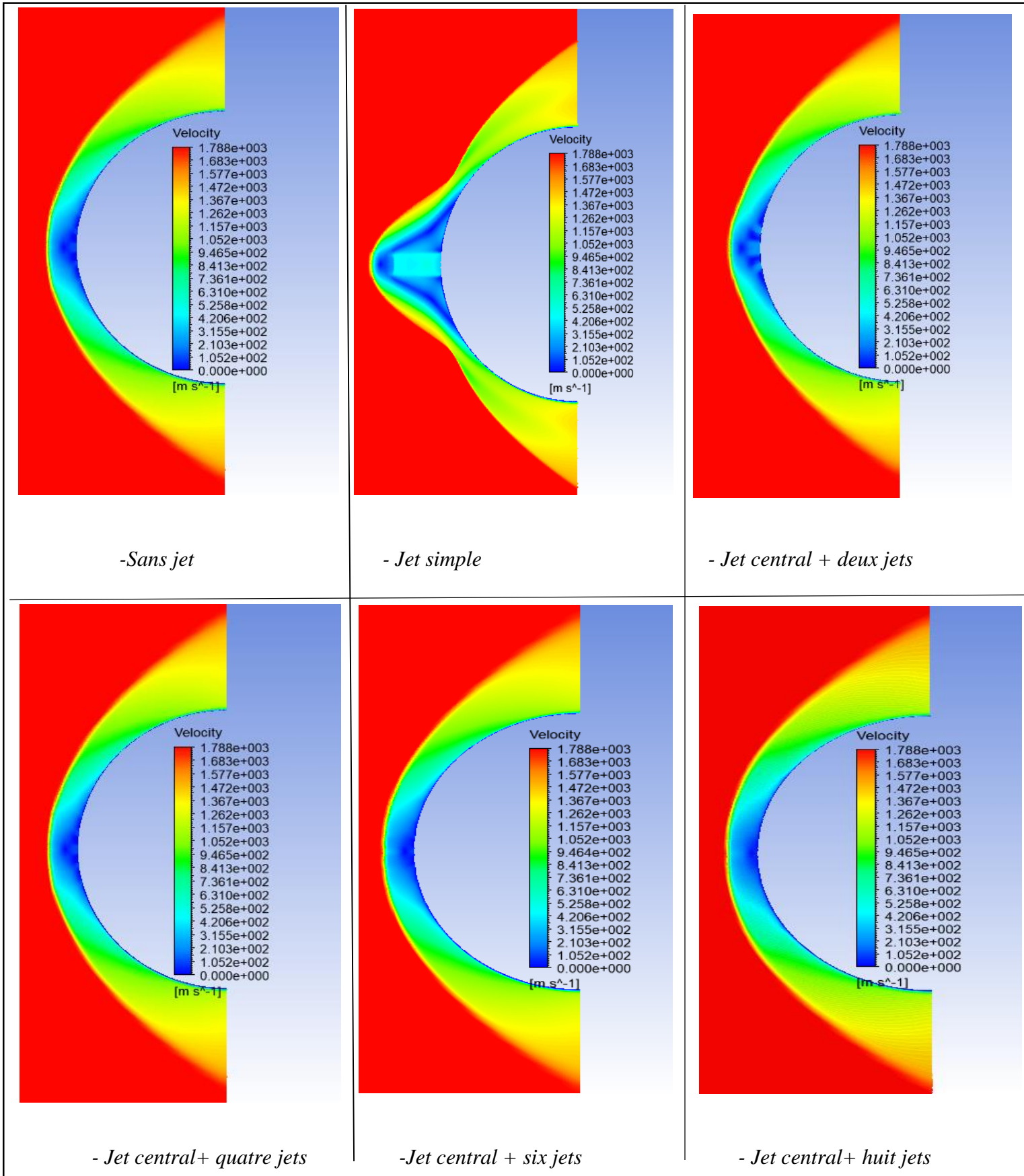


Figure 94: Contour de vitesse pour Mach=6, sans réaction



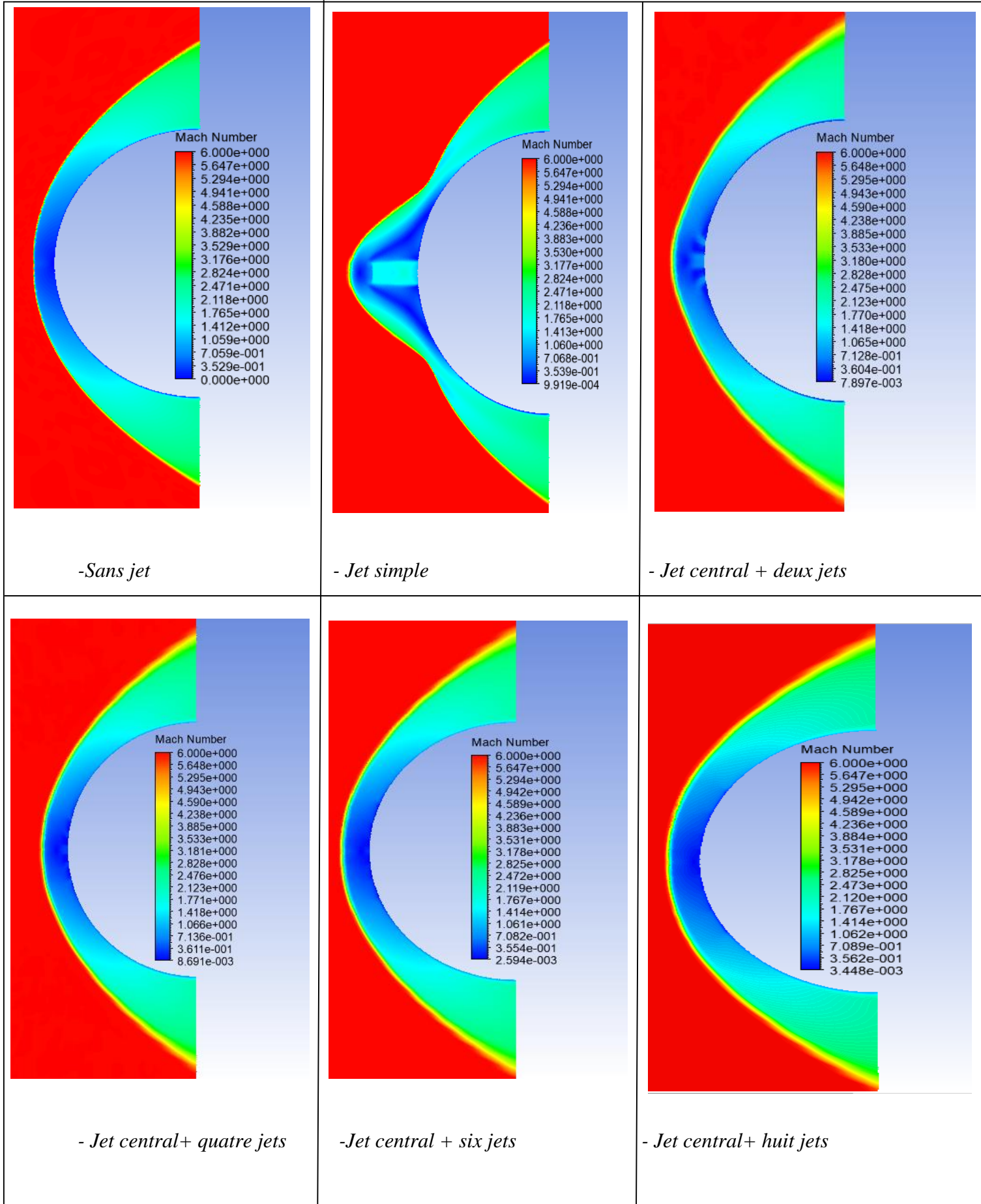
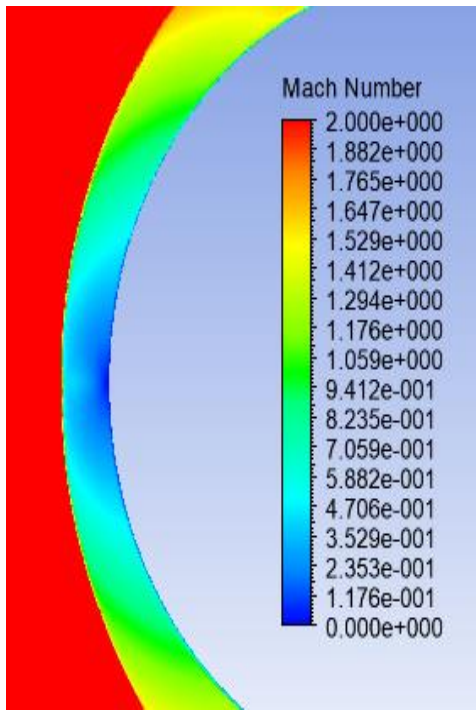
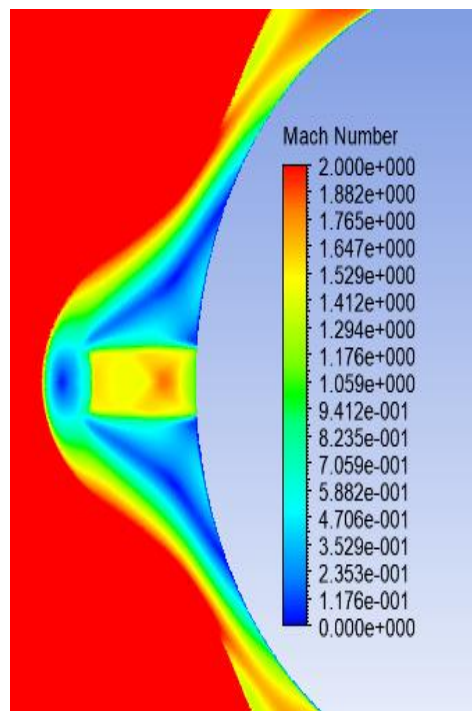


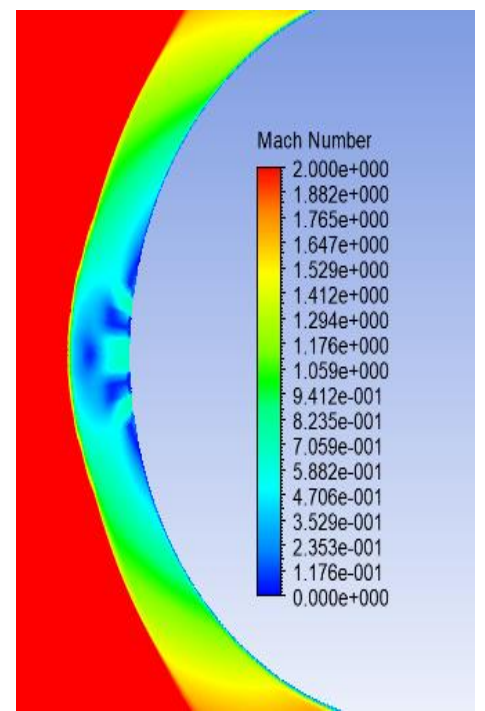
Figure 95: Contour de Mach pour  $M=6$ , sans réaction



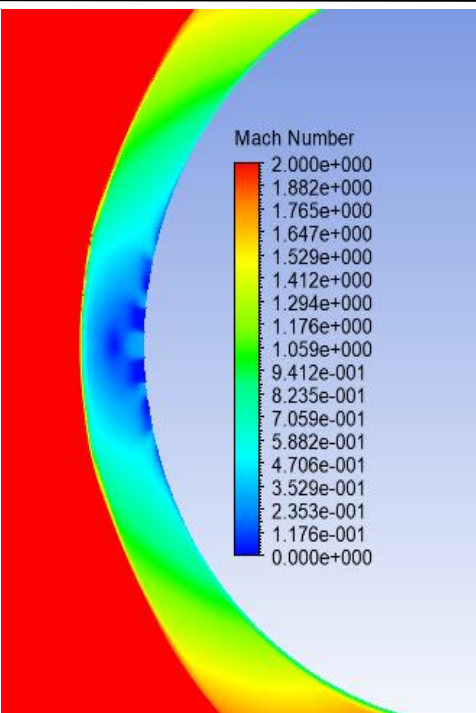
- Sans jet



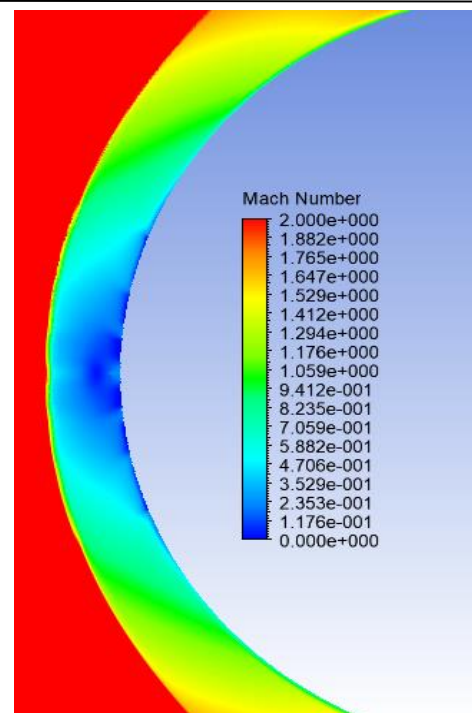
- Jet simple



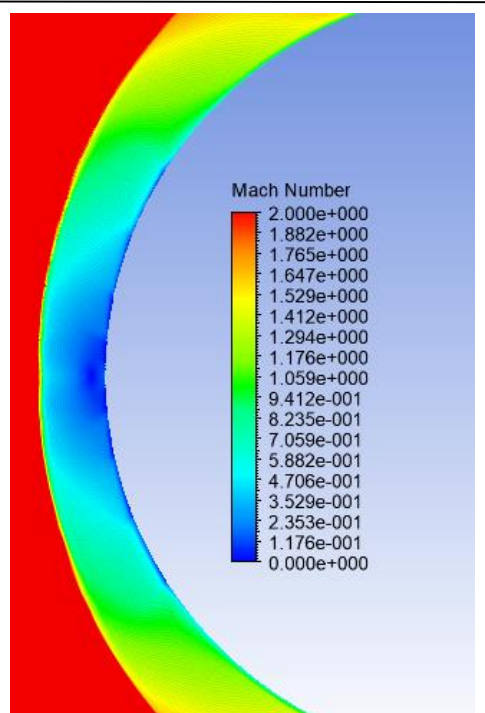
- Jet central + deux jets



- Jet central + quatre jets



- Jet central + six jets



- Jet central + huit jets

Figure 96: Contour de Mach pour  $M=6$ , sans réaction





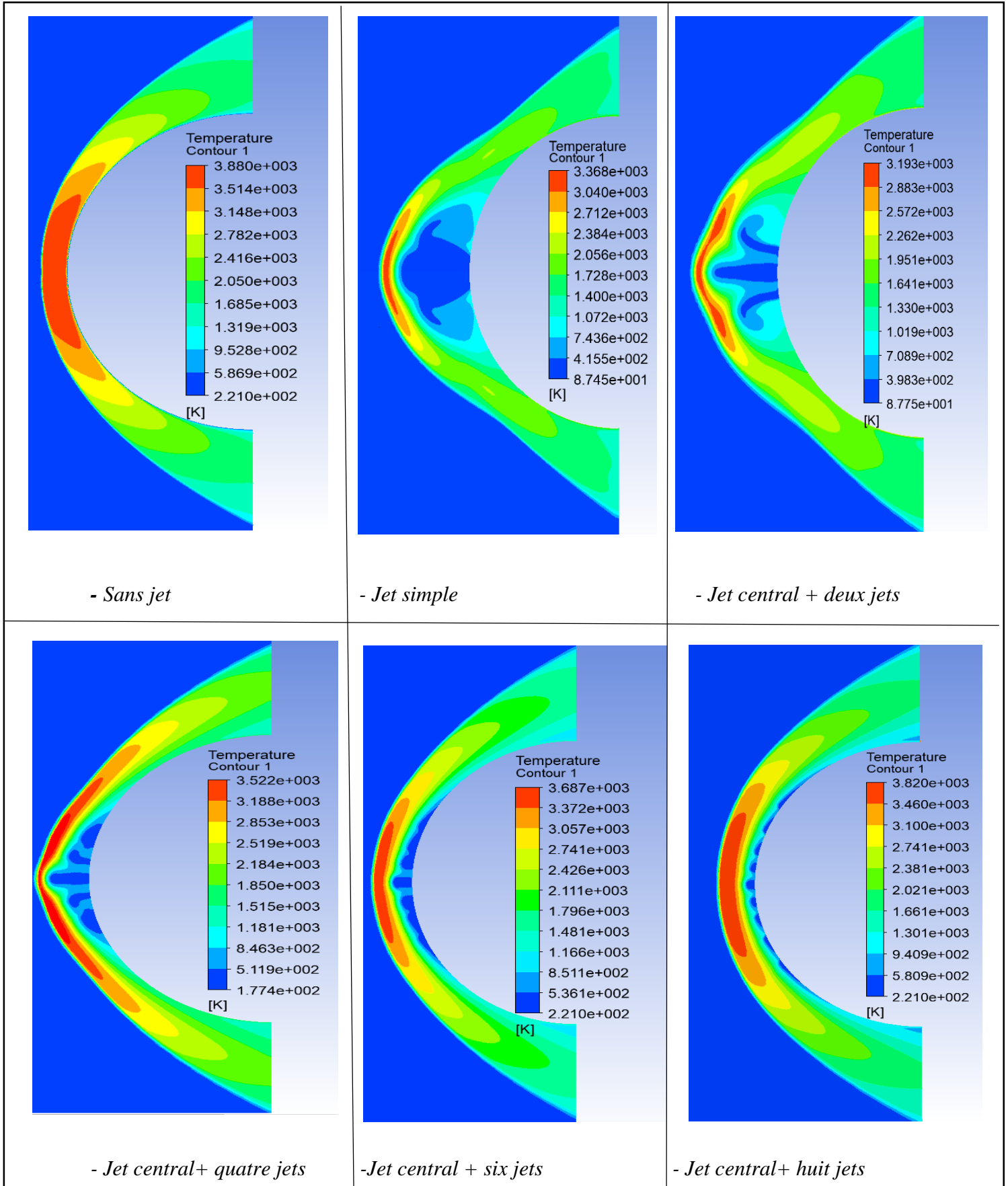


Figure 97: Les données utilisées dans la simulation

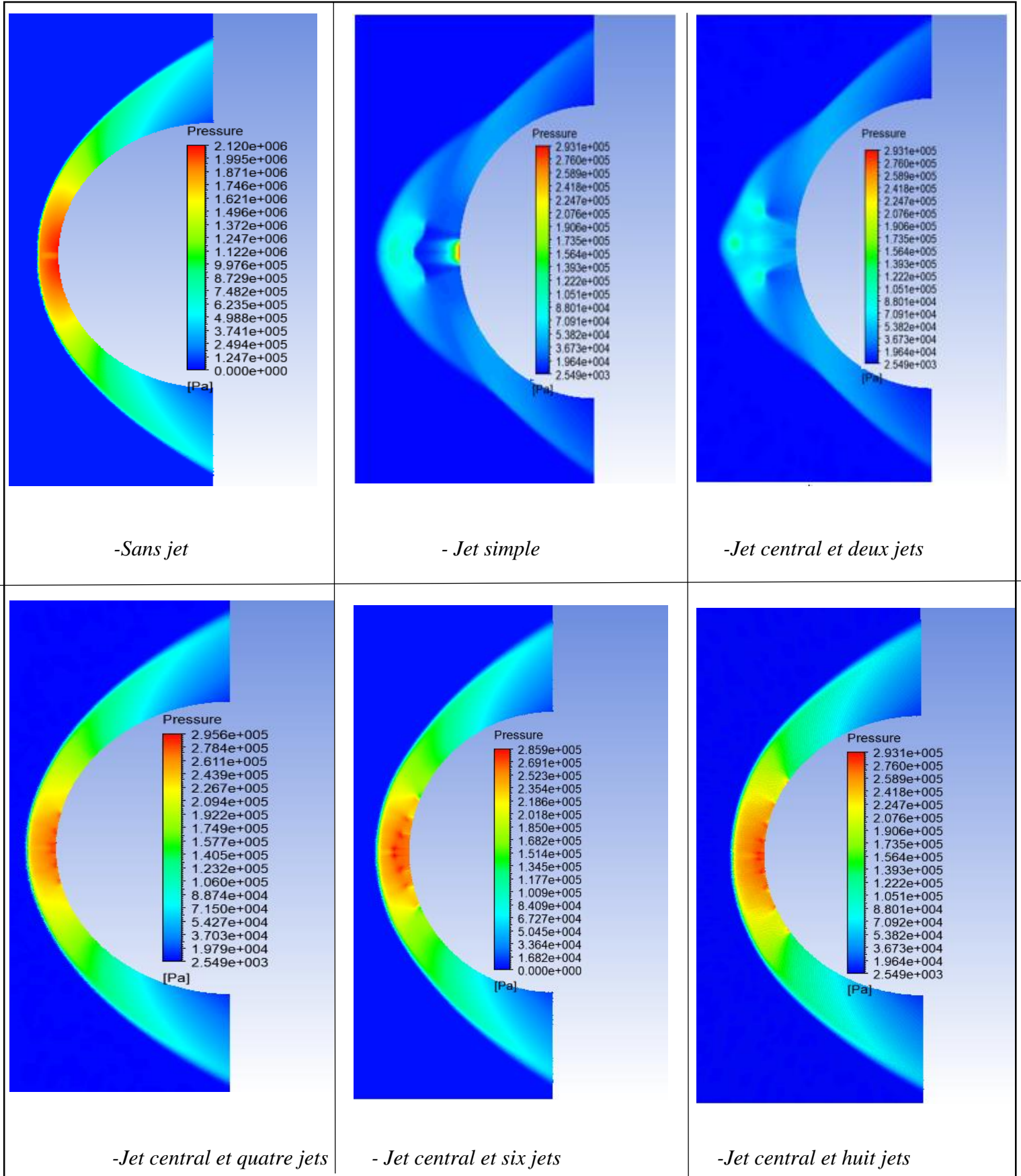


Figure 98: Contour de densité pour Mach=9.15, sans réaction

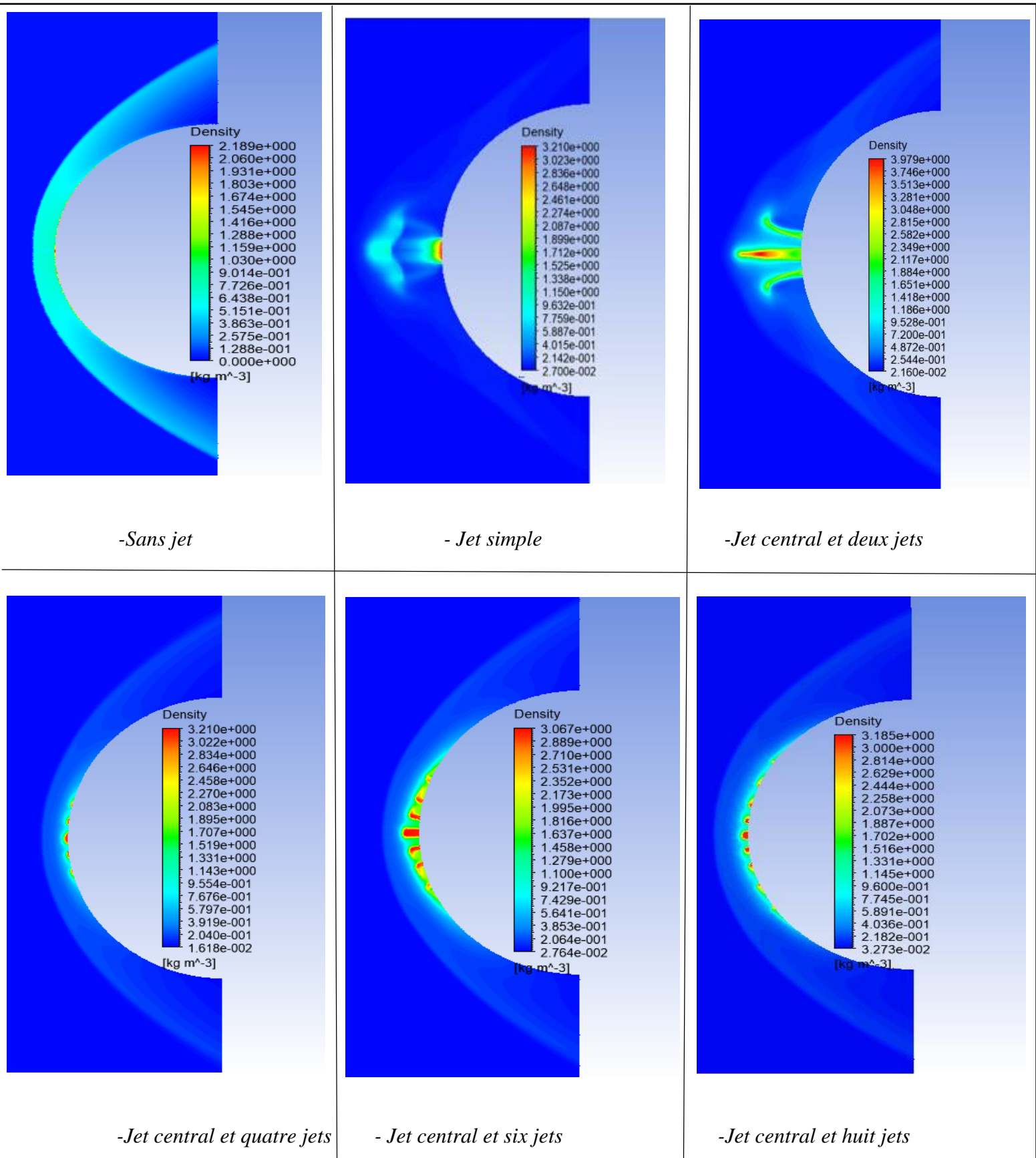


Figure 99: contours de densité pour  $M=9.15$ , sans réaction



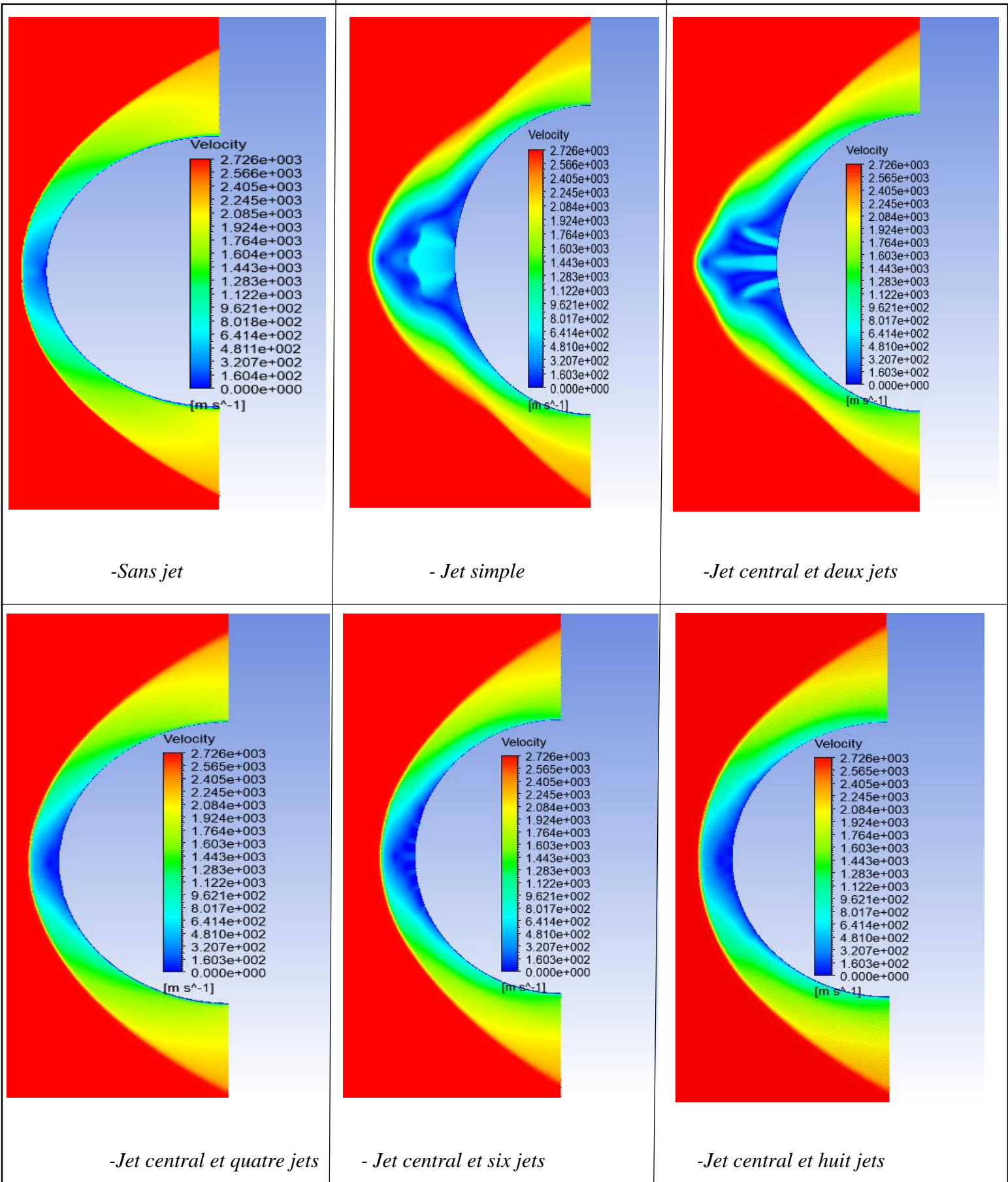


Figure 100: contours de vitesse pour  $M=9.15$ , sans réaction

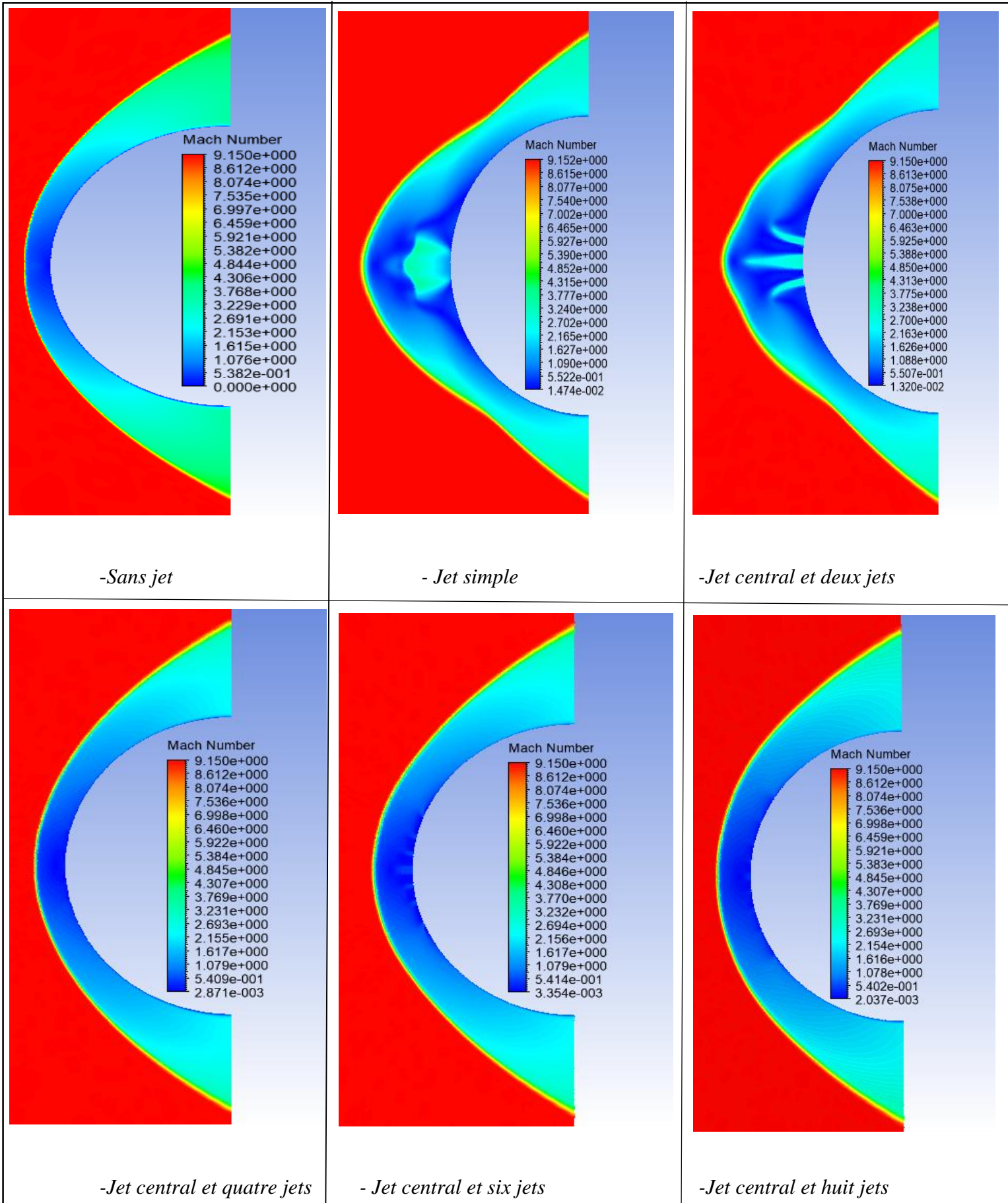
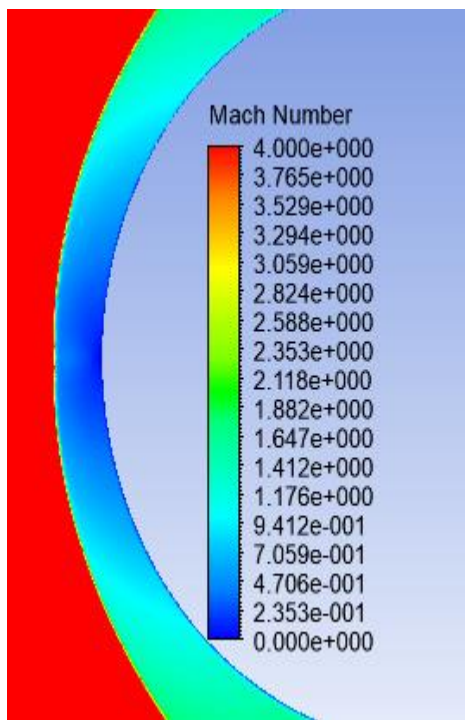
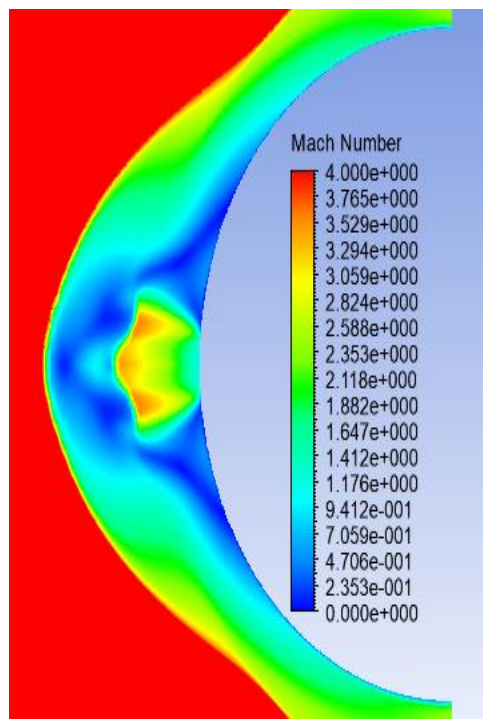


Figure 101:contours de Mach pour  $M=9.15$ , sans réaction

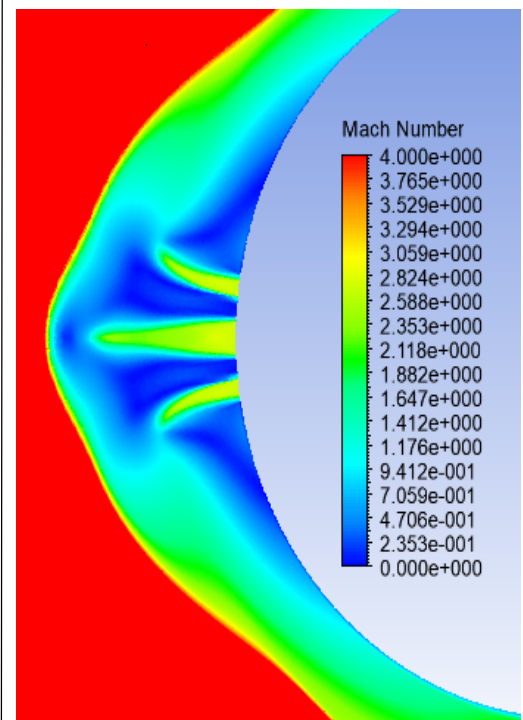




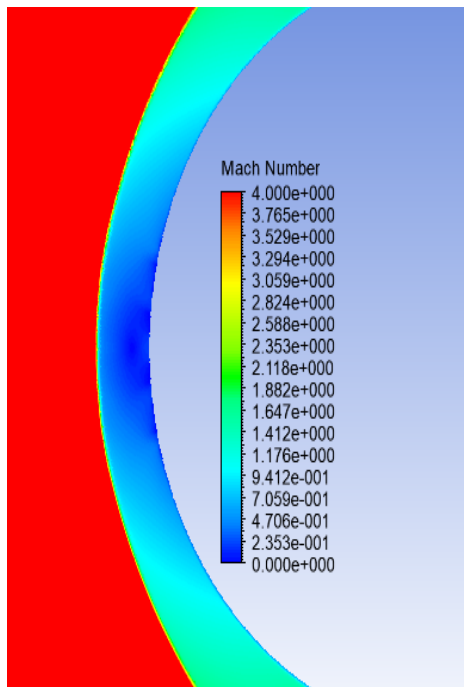
-Sans jet



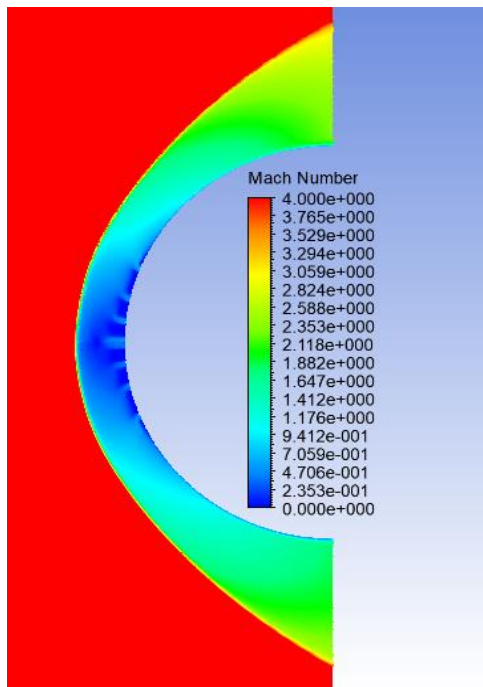
- Jet simple



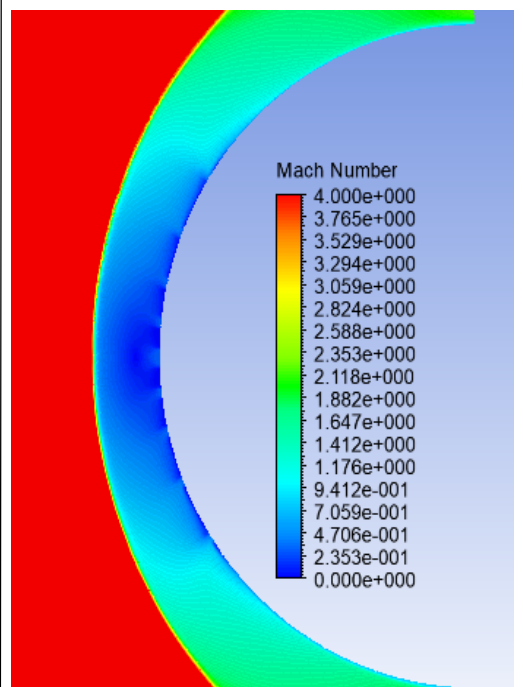
-Jet central et deux jets



-Jet central et quatre jets



- Jet central et six jets



-Jet central et huit jets

Figure 102:contours de Mach pour  $M=9.15$ , sans réaction

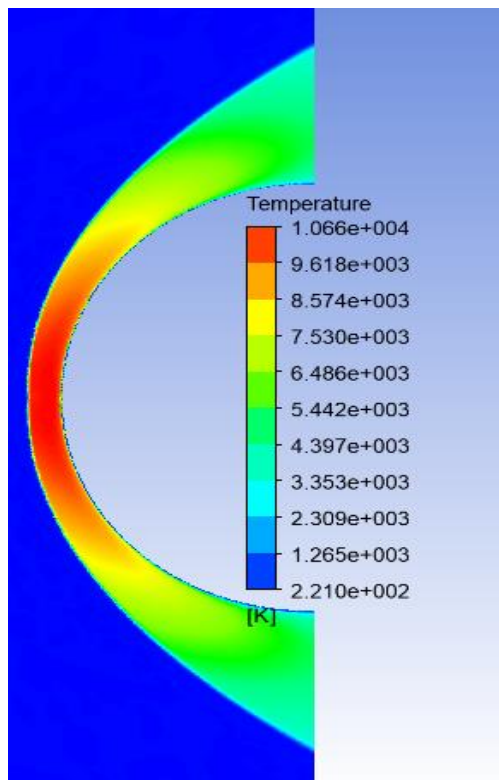
Pour un nombre de Mach 15.6 :

Tableau 22:Température adjacente à la paroi (K ) pour Mach 15.6

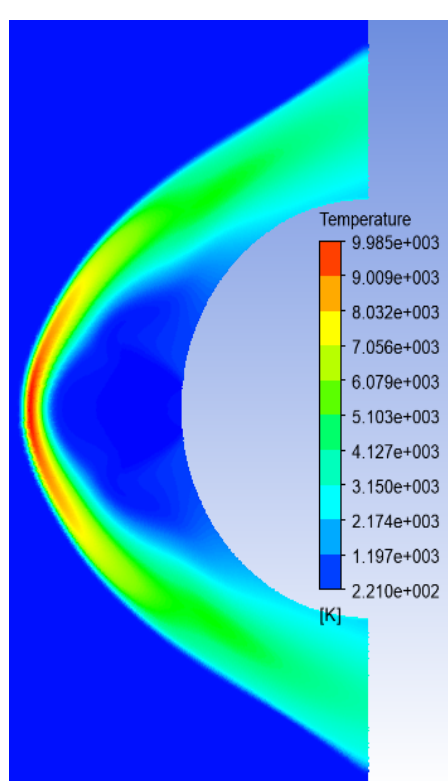
| Configuration                            | Température adjacente à la paroi (K ) |            |            |           |
|------------------------------------------|---------------------------------------|------------|------------|-----------|
|                                          | Pr=0.5                                | Pr=0.9     | Pr=1.2     | Pr=1.4    |
| $\dot{m}(kg/s)$                          | 0.0072622                             | 0.01307196 | 0.01742928 | 0.0203342 |
| Jet simple                               | 5616.325                              | 4964.68    | 4295.329   | 3718.087  |
| Jet central et deux jets périphériques   | 4140.118                              | 3747.98    | 3306.824   | 2942.696  |
| Jet central et quatre jets périphériques | 3820.221                              | 3350.576   | 2822.226   | 2386.127  |
| Jet central et six jets périphériques    | 3531.406                              | 2994.71    | 2390.927   | 1892.567  |
| Jet central et huit jets périphériques   | 2766.63                               | 2282.227   | 1737.267   | 1287.453  |

Tableau 23:Les données utilisées dans la simulation

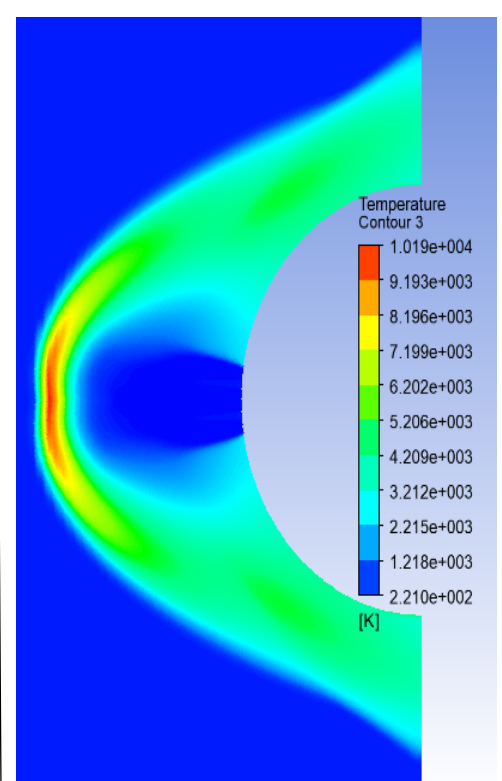
|                                                              |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   |
|--------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p>Les données utilisées<br/>Dans la simulation suivants</p> | <p>-Altitude :60.45 Km<br/>           -Mach=15.6<br/>           -Fraction massique(inlet) : 23.3% O2 , 76.7% N2<br/> <math>\dot{m} = 0.0203342</math>, Pr=1.4, <math>T_{jet}=300</math><br/>           -Fraction molaire (Jet):<br/>               CO<sub>2</sub>: 0.2571<br/>               N<sub>2</sub>: 0.3142<br/>               H<sub>2</sub>O: 0.4287<br/>           -Nombre de Stanton : 0.27<br/>           -Ch=354.72 w/m<sup>2</sup><br/>           -Sans réaction</p> |
|--------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|



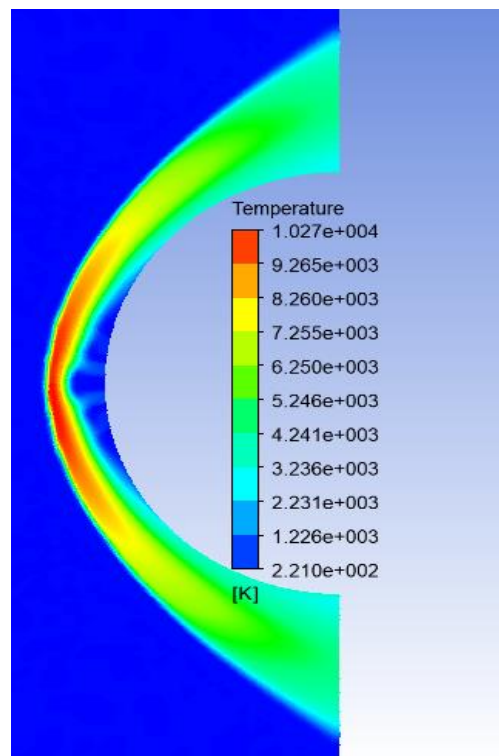
- Sans jet



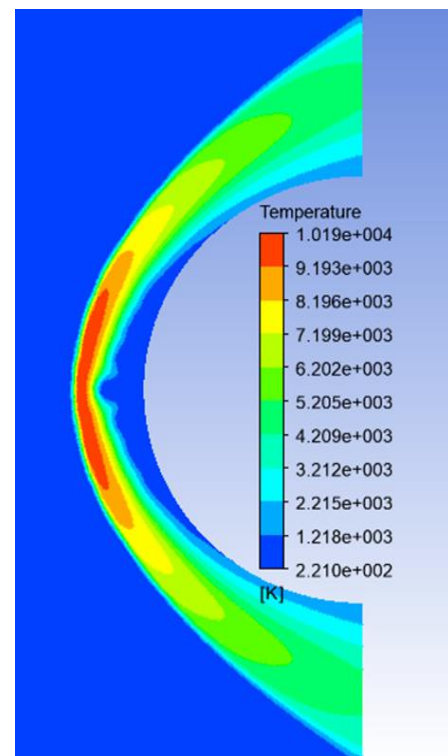
- Jet simple



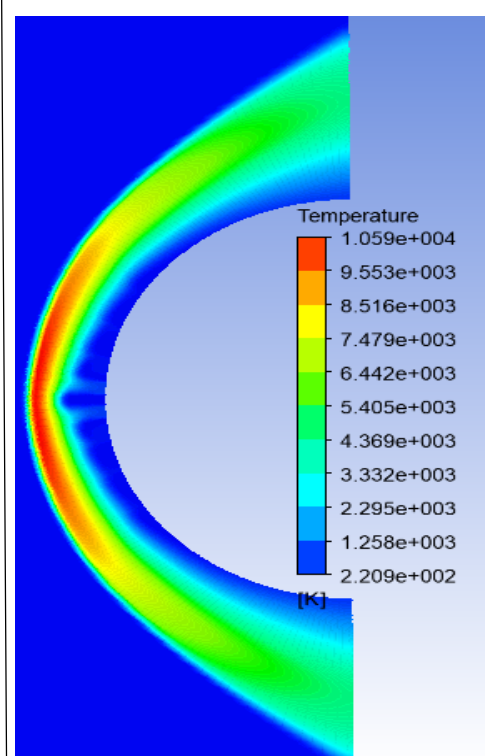
- Jet central + deux jets



- Jet central + quatre jets



- Jet central + six jets



- Jet central + huit jets

Figure 103: contours de Températures pour  $M=15.6$ , sans réaction



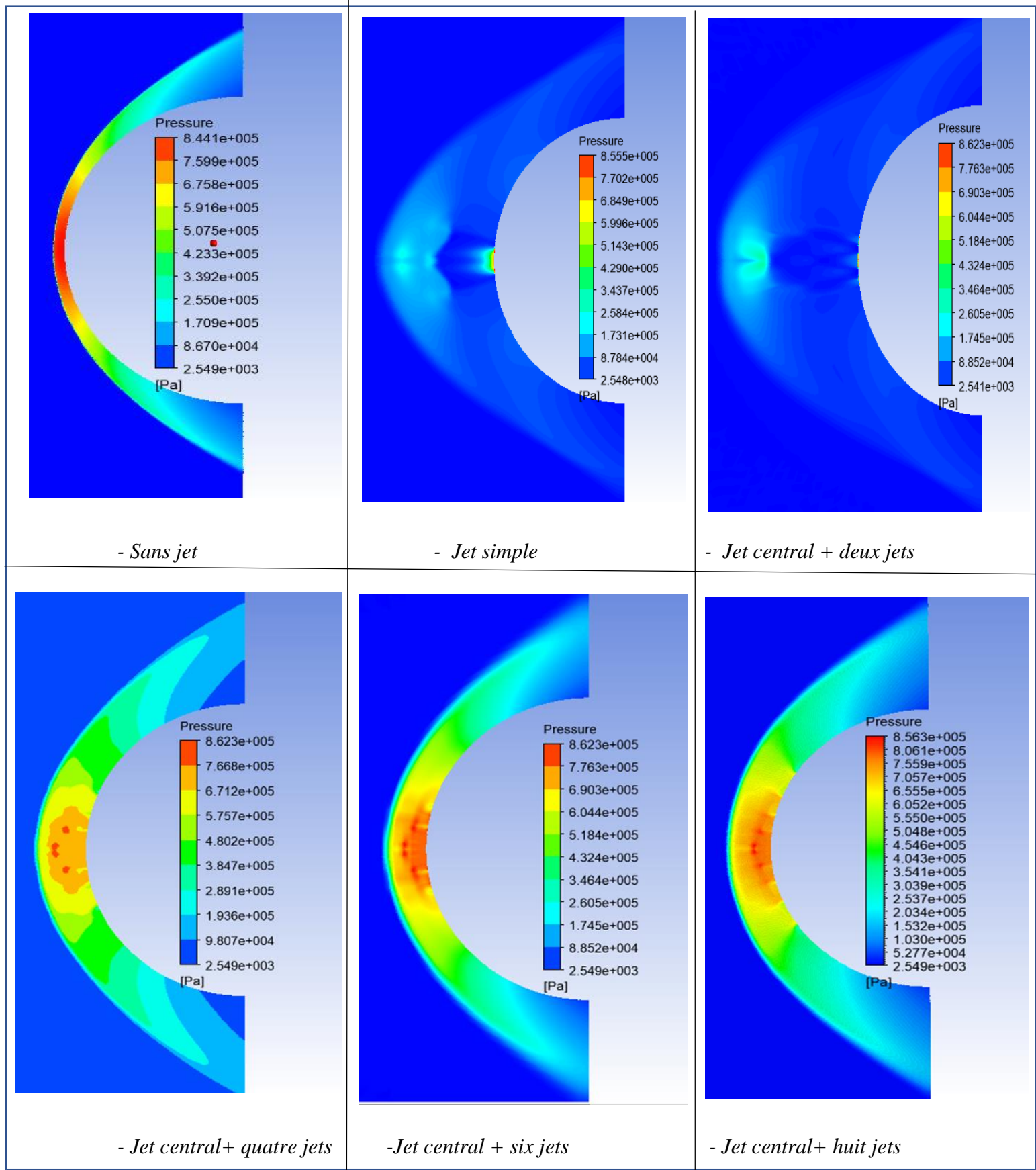


Figure 104: contours de Pressions pour  $M=15.6$ , sans réaction

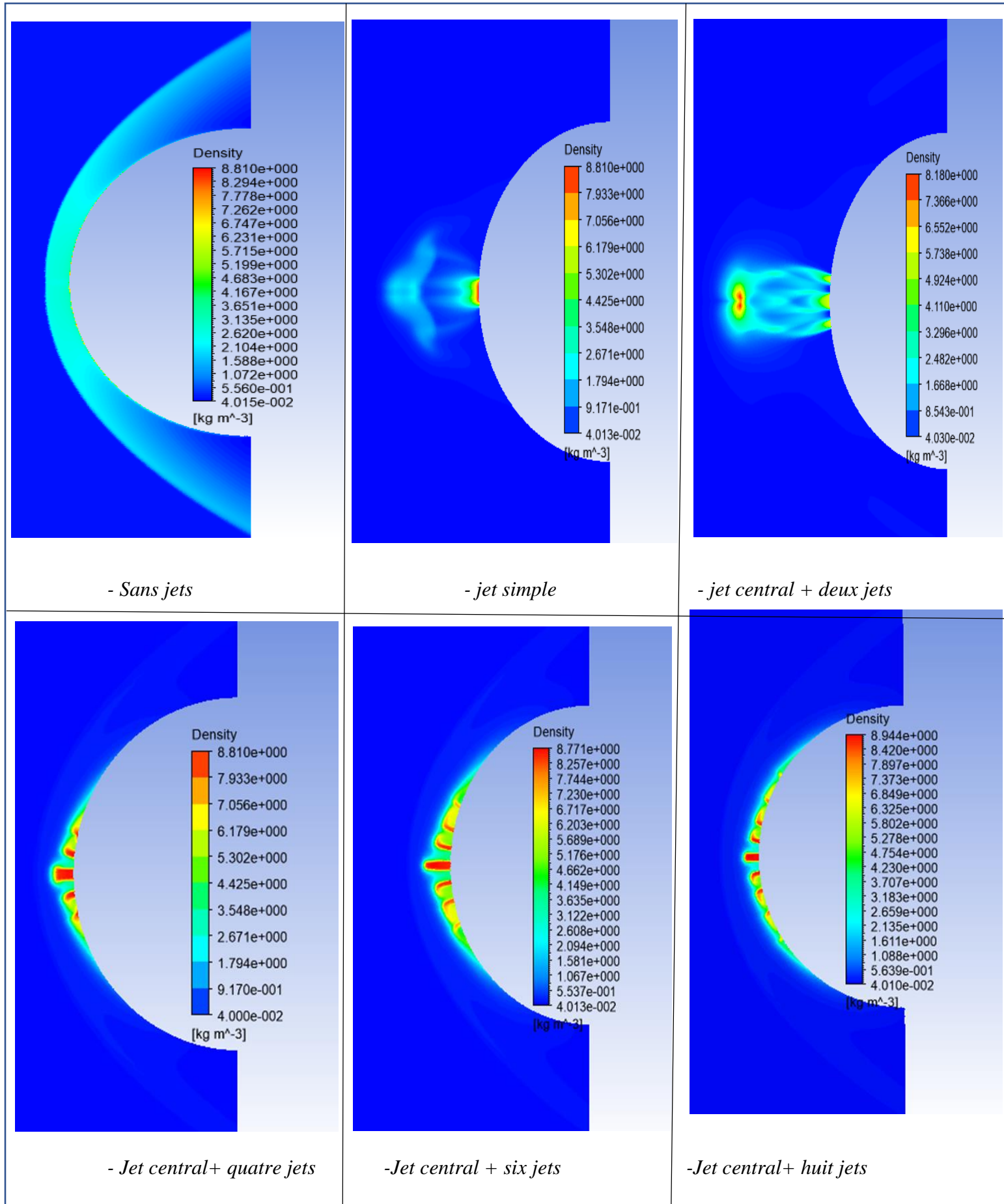


Figure 106:contours de Densités pour  $M=15.6$ , sans réaction

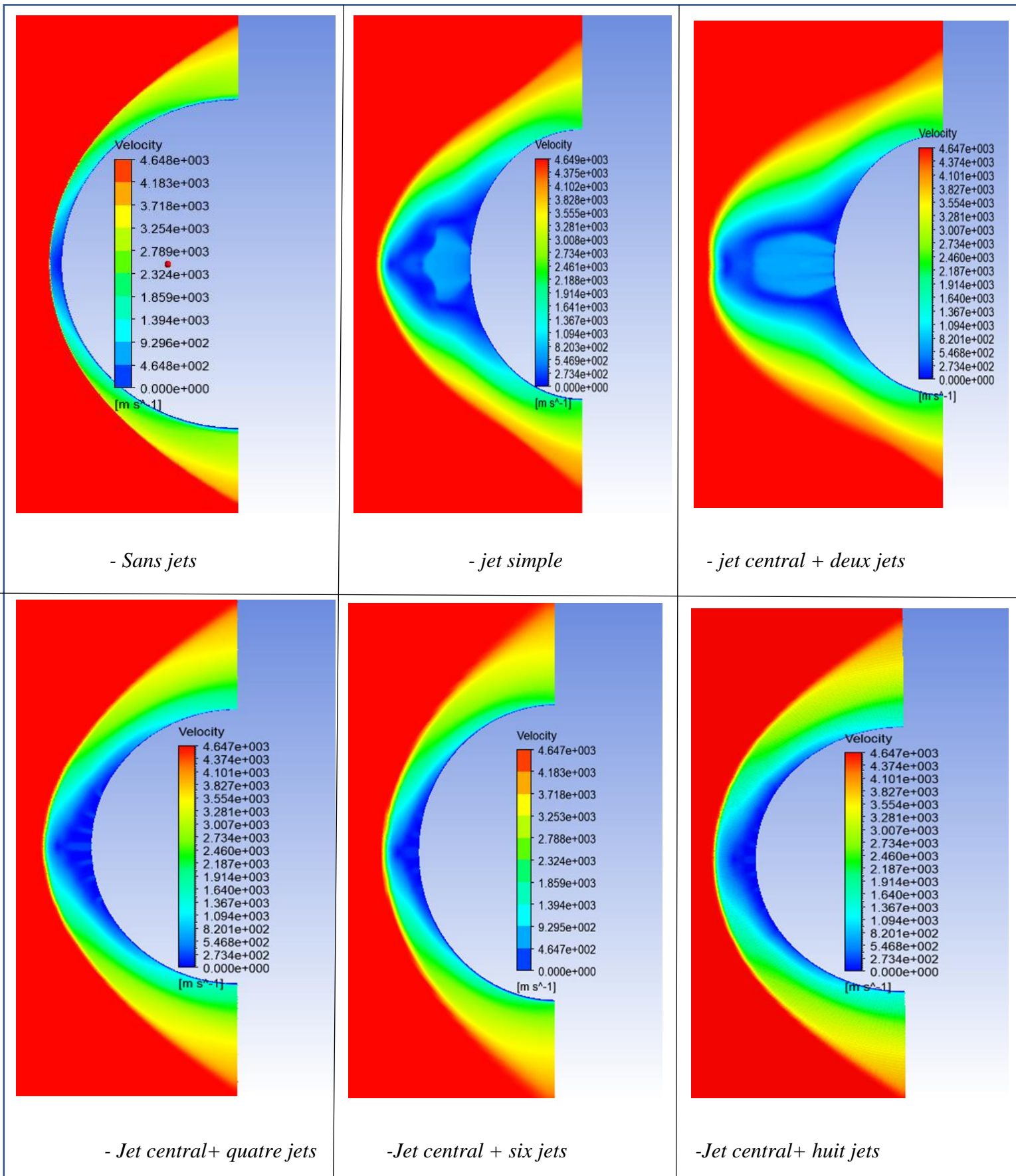


Figure 107:contours de vitesses pour Mach= 15.6, sans réaction



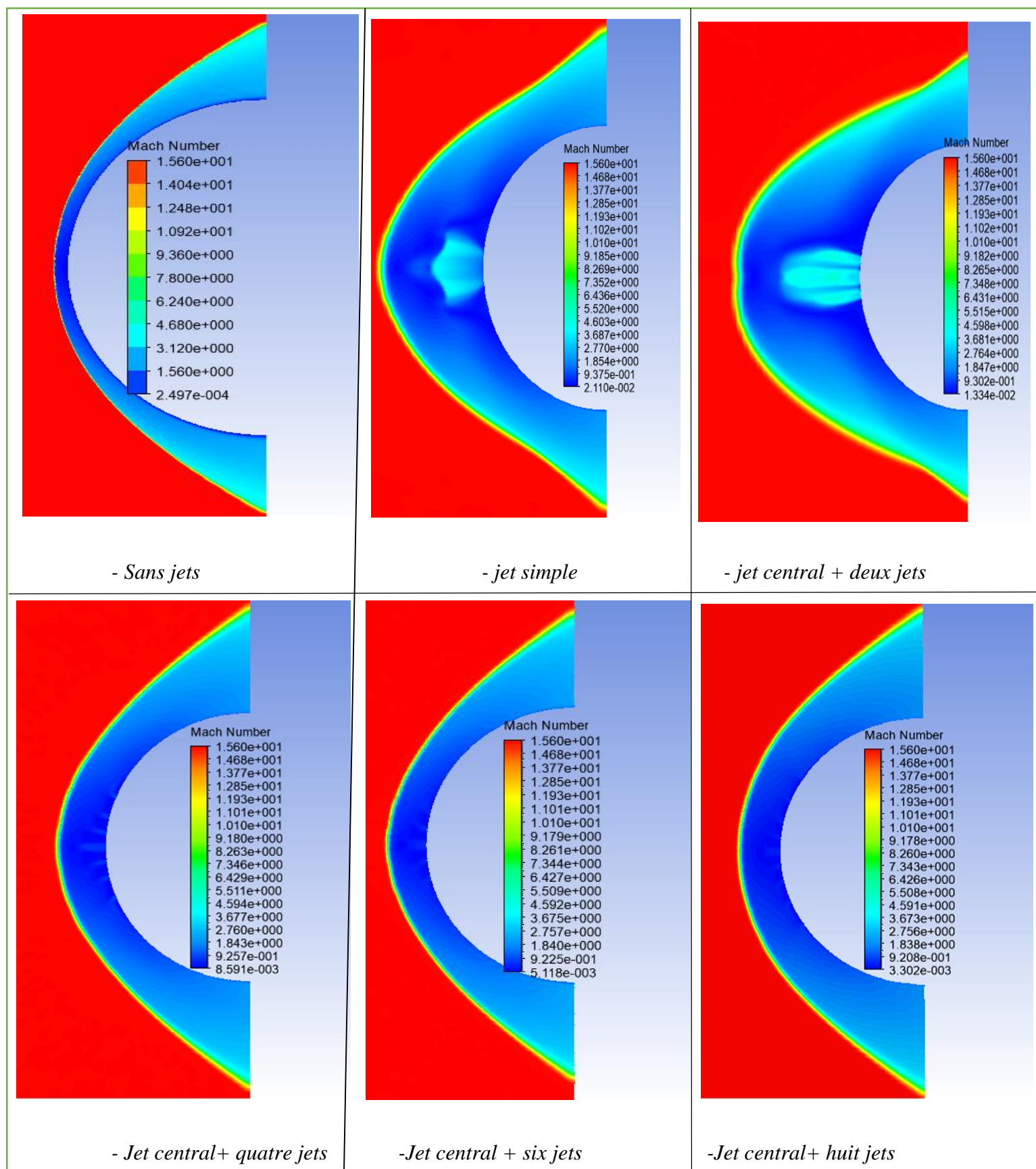


Figure 108: contour de nombre de mach pour mach = 15.6, sans réaction

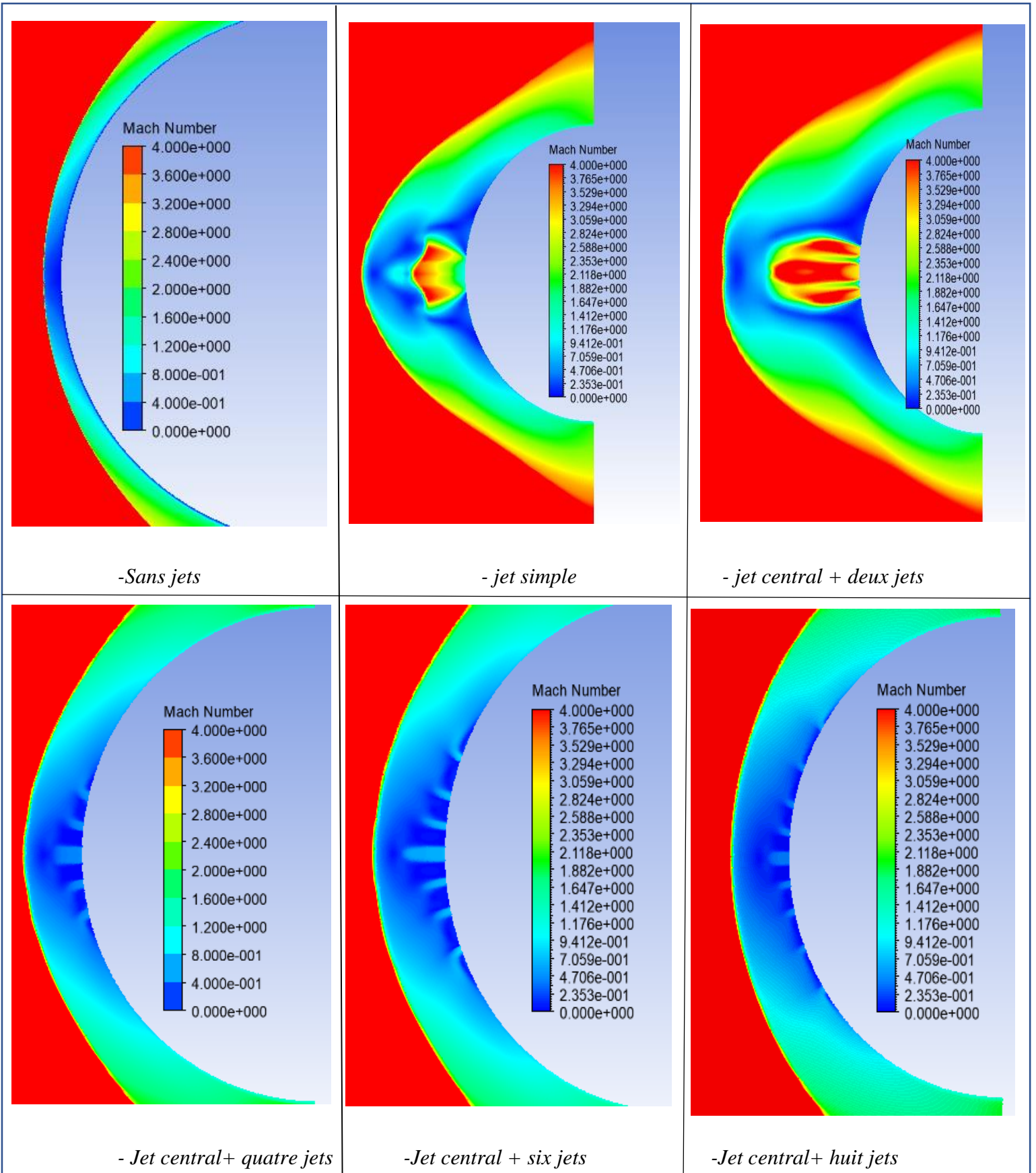


Figure 109:contours de mach pour  $M=15.6$ , sans réaction

Pour un nombre de Mach 19.9 :

Tableau 24:variation de Température adjacente à la paroi (K )

| Configuration                            | Température adjacente à la paroi (K ) |          |
|------------------------------------------|---------------------------------------|----------|
|                                          | Pr= 2                                 | Pr= 3    |
| $\dot{m}$ (kg/s)                         | 0.029488                              | 0.043576 |
| Jet simple                               | 4275.907                              | 3556.622 |
| Jet central et deux jets périphériques   | 3454.5                                | 2863.52  |
| Jet central et quatre jets périphériques | 2802.65                               | 2251.314 |
| Jet central et six jets périphériques    | 2292.5                                | 1628.42  |
| Jet central et huit jets périphériques   | 1746.62                               | 1052.738 |

Tableau 25:Les données utilisées dans la simulation

|                                                                     |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
|---------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <p><i>Les données utilisées<br/>Dans la simulation suivants</i></p> | <p>-Altitude :67.81 Km<br/>           -Mach=19.9<br/>           -Fraction massique(inlet) : 23.3% O2 , 76.7% N2<br/> <math>\dot{m}</math>= 0.043576kg/s, Pr=3, Tjet=300K<br/>           -Fraction molaire (Jet):<br/>                                     CO<sub>2</sub> : 0.2571<br/>                                     N<sub>2</sub> : 0.3142<br/>                                     H<sub>2</sub>O : 0.4287<br/>           -Nombre de Stanton : 0.398<br/>           -Ch=294.12w/m<sup>2</sup><br/>           -Sans réaction</p> |
|---------------------------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|



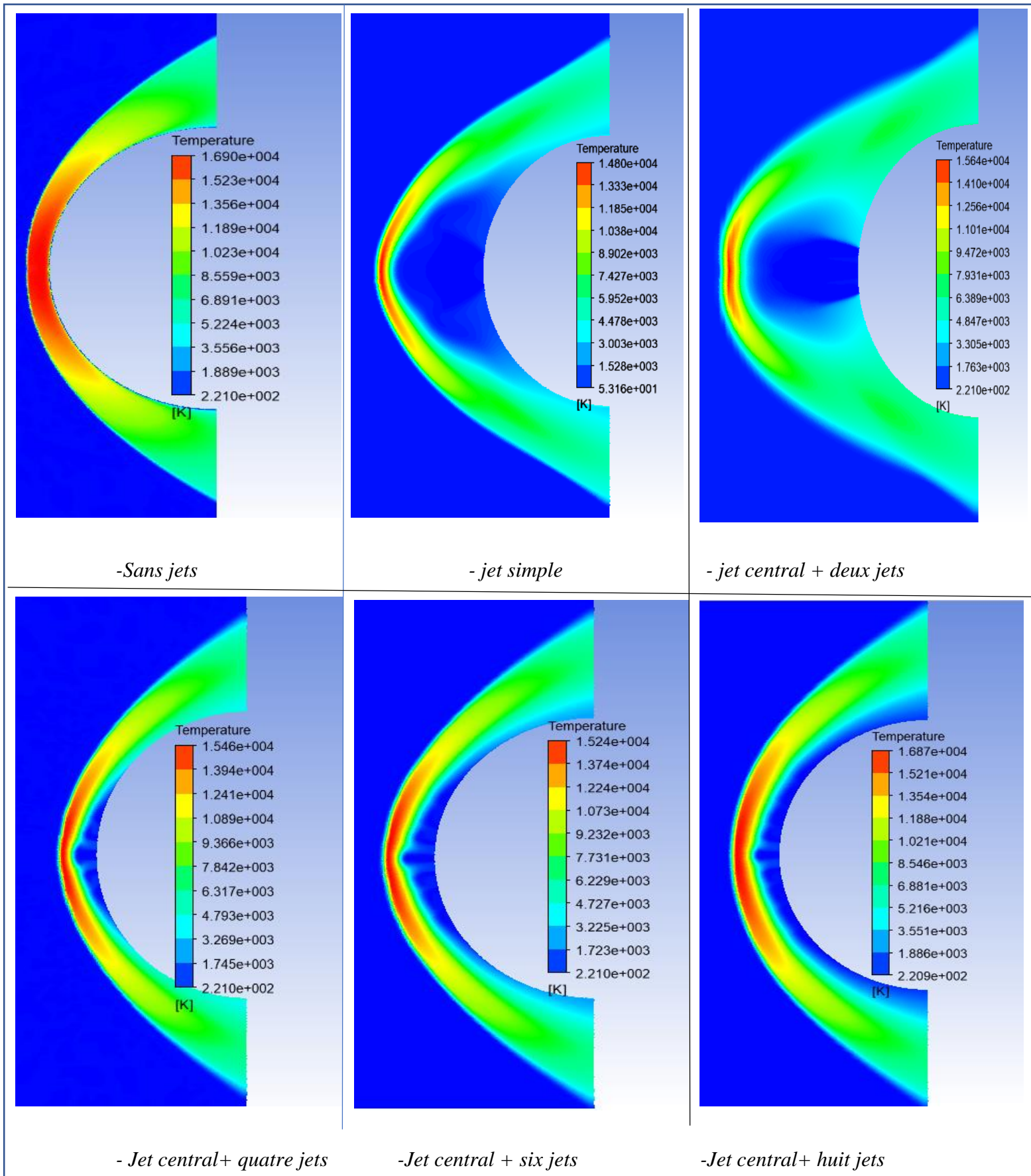


Figure 110:contours de Températures pour  $M=19.9$ , sans réaction

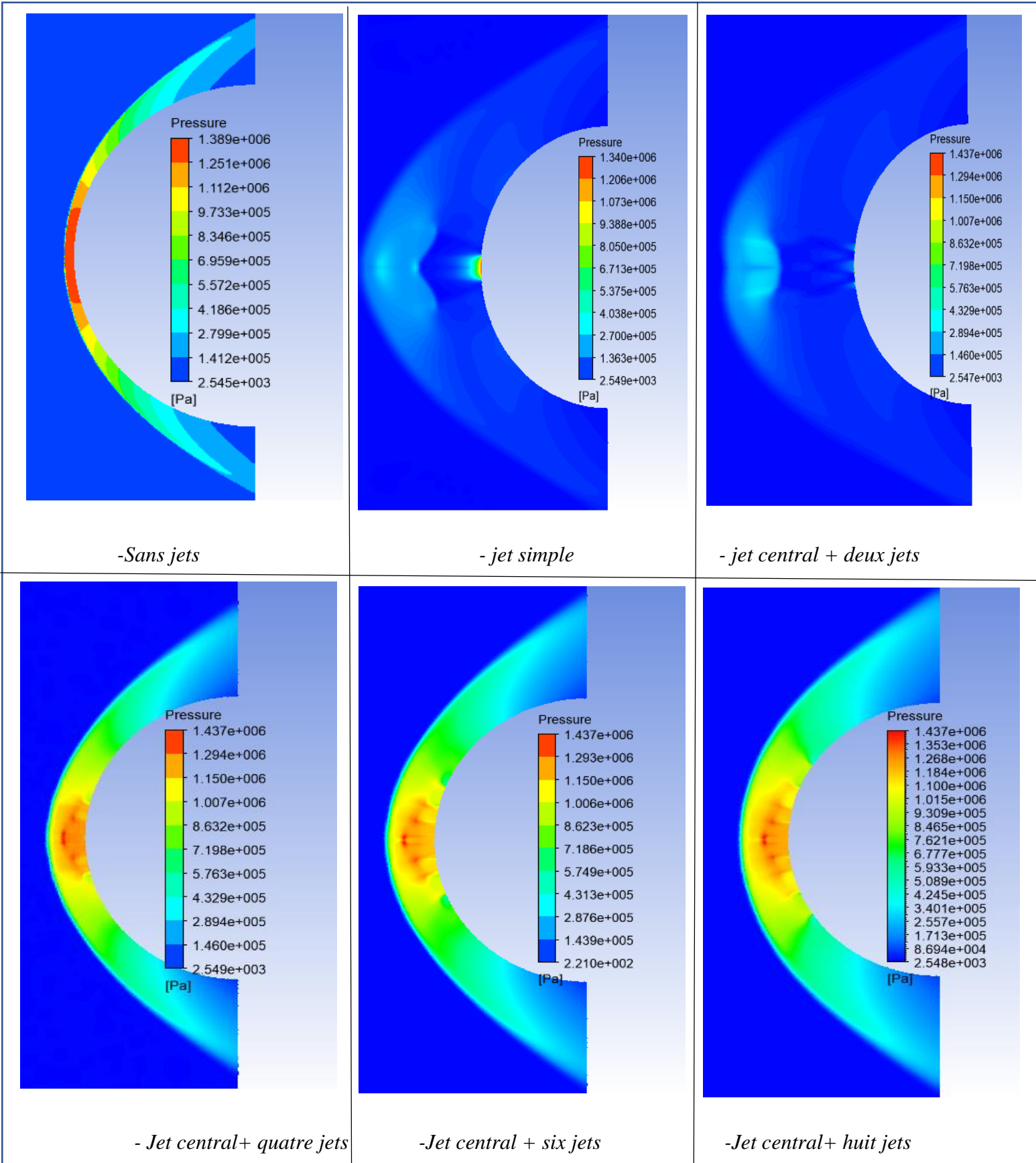


Figure 111:contours de pressions pour  $M=19.9$ , sans réaction



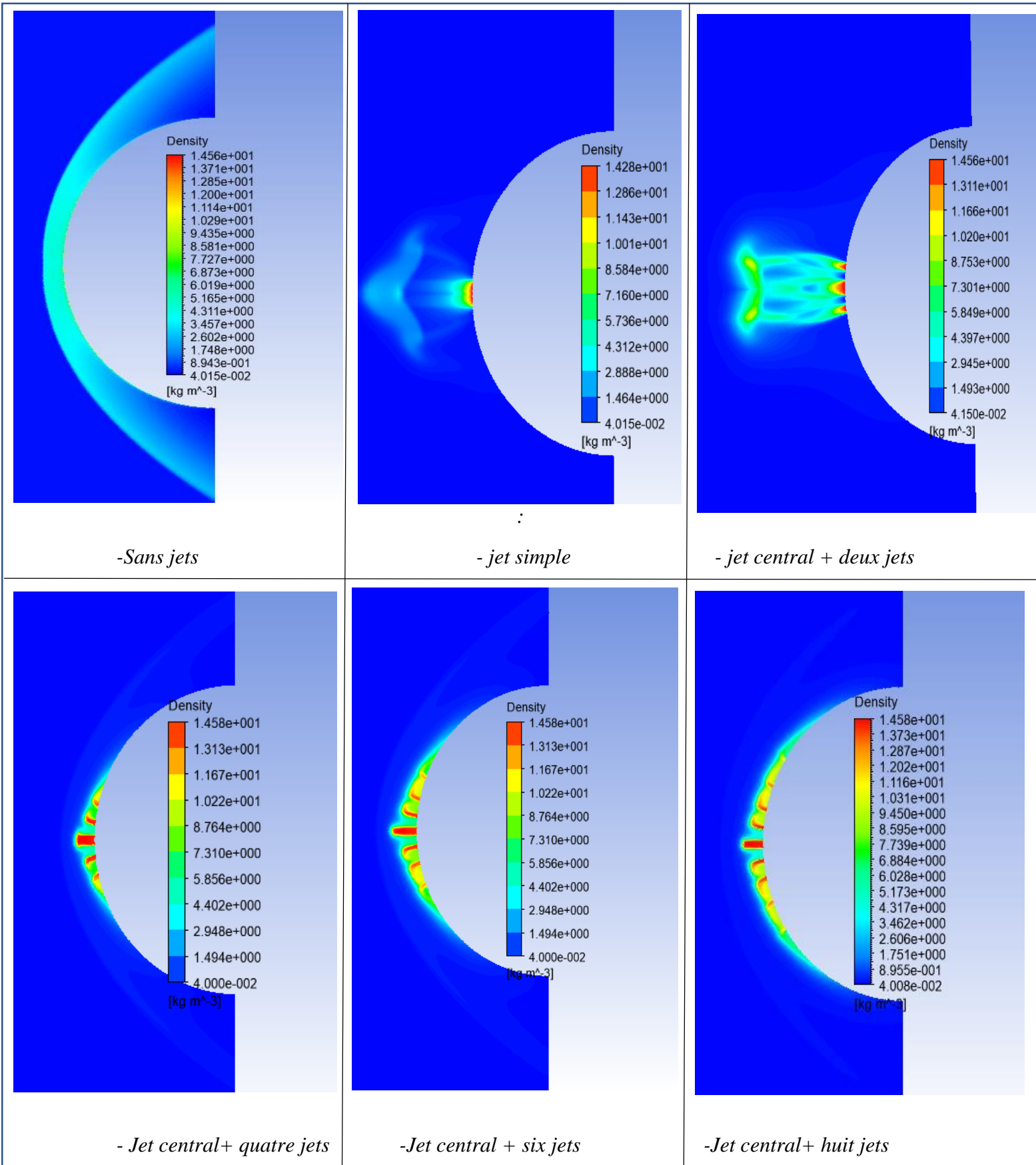


Figure 112: contours de densités pour  $M=19.9$ , sans réaction

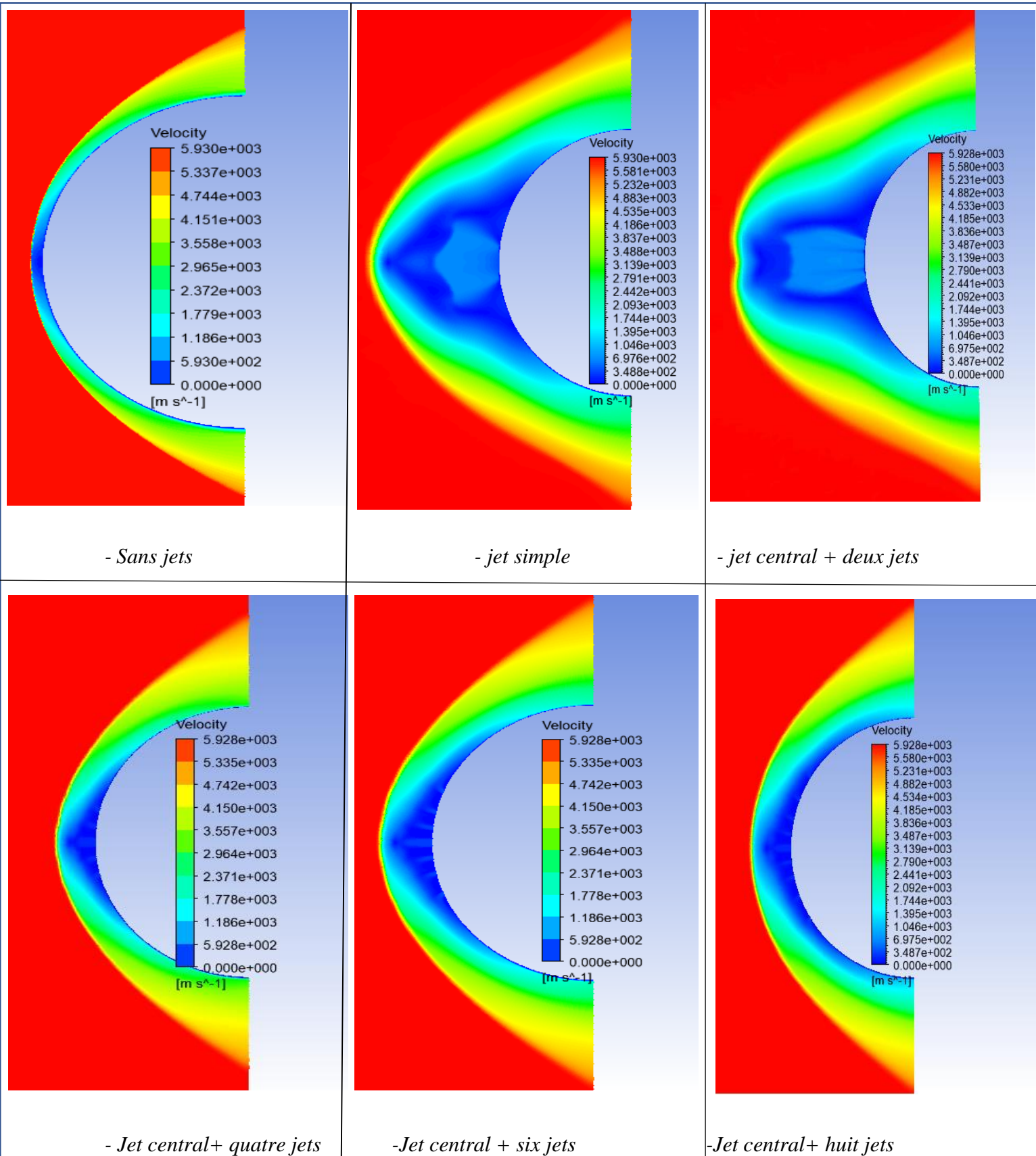


Figure 113:contours de vitesses pour  $M=19.9$ , sans réaction

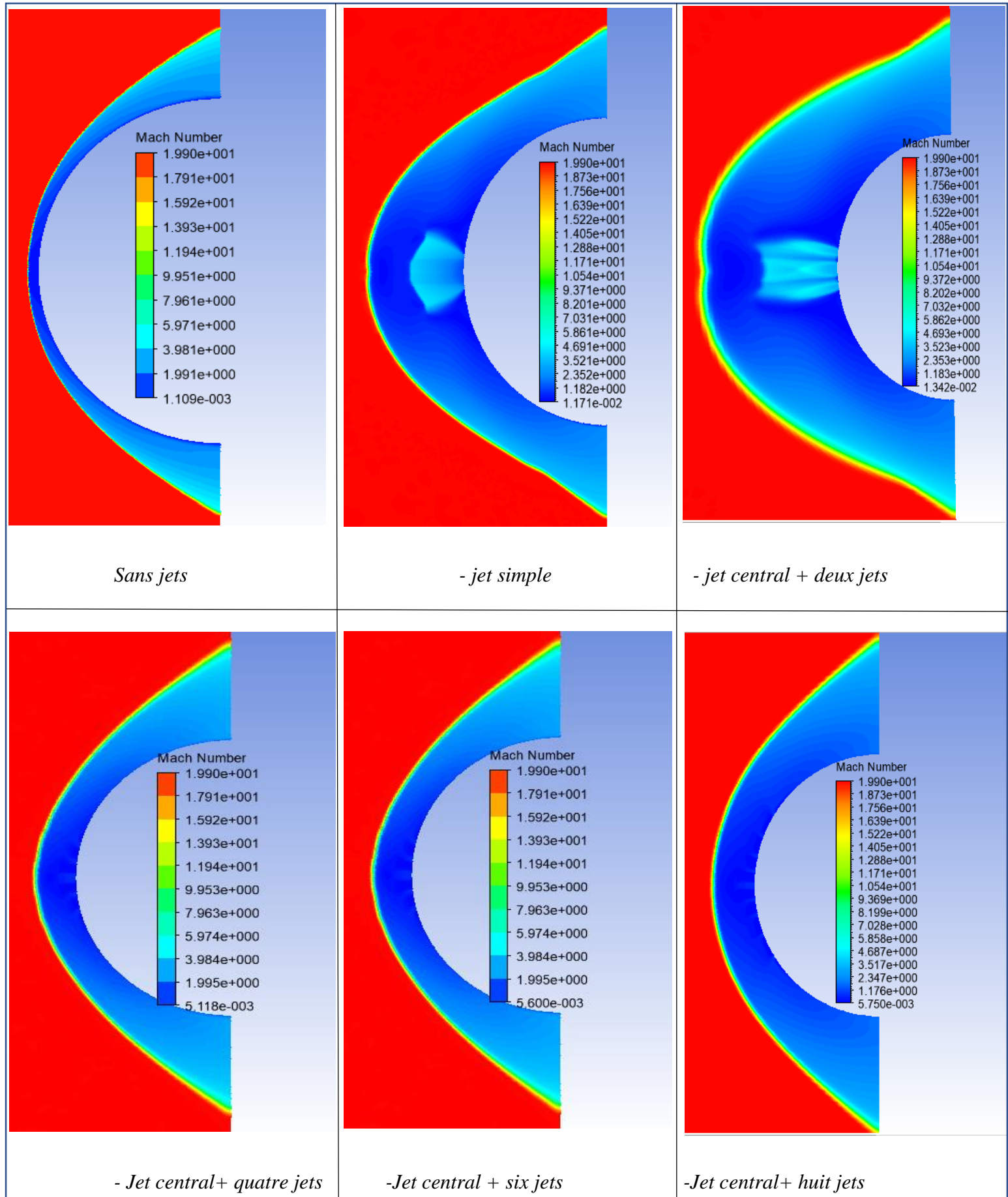


Figure 114:contours de mach pour  $M=19.9$ , sans réaction



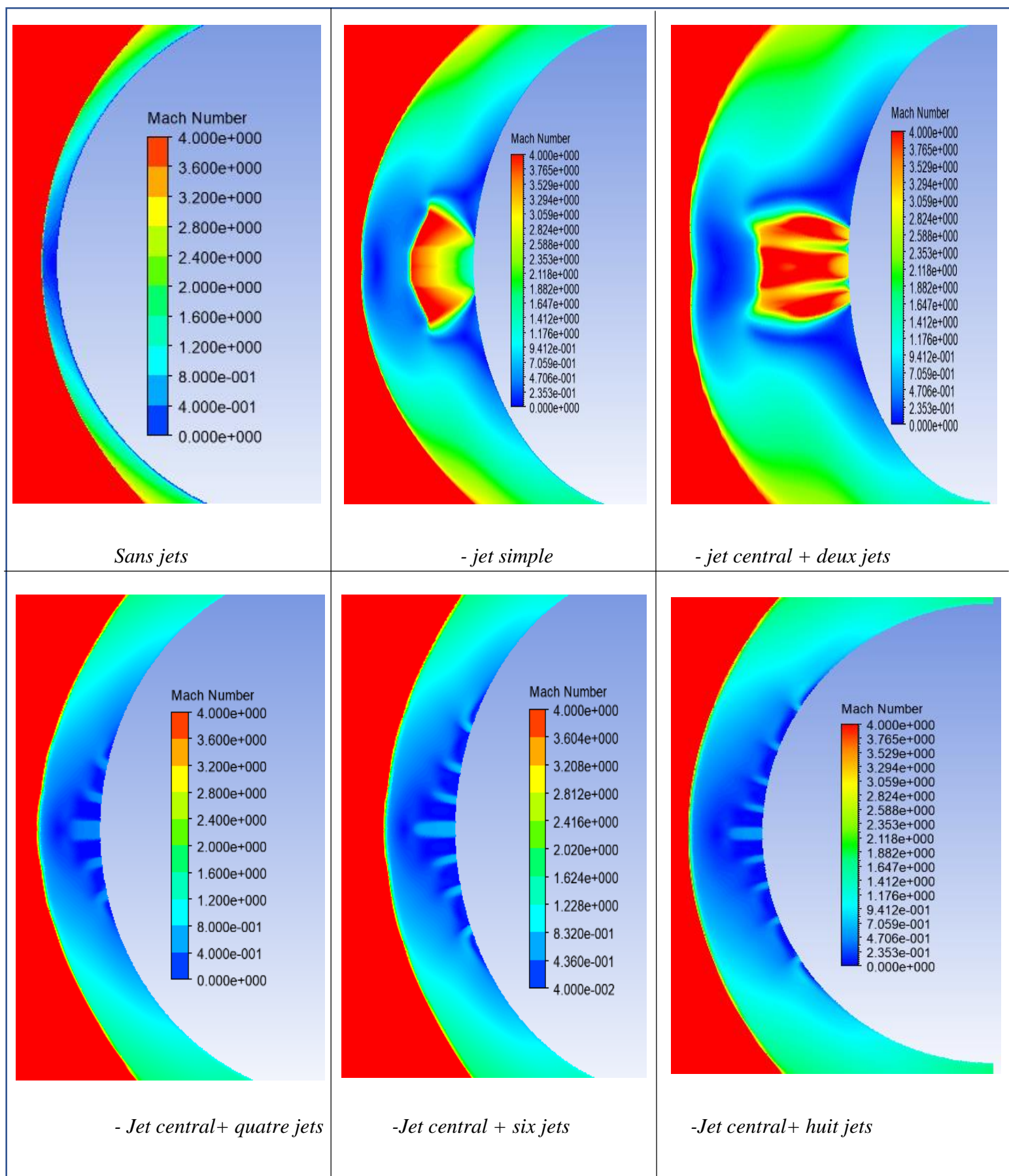


Figure 115:contours de Mach pour  $M=19.9$ , sans réaction

## 4.2.9 Influence du schéma réactionnel :

Pour mach égale 6 et Pr=0.035 :

Tableau 26: Influence schéma réactionnel pour mach 6

| <u>Schéma réactionnel</u>                  | <u>Température maximale dans la zone de relaxation (K)</u> |
|--------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| Sans prise en compte du schéma réactionnel | 1775                                                       |
| Schéma de Zeldovich à 5 réactions          | 1772                                                       |
| Schéma de Zeldovich à 17 réactions         | 1760                                                       |

Tableau 27: Variation de Température adjacente à la paroi (K) pour chaque réaction

| Configuration                            | Température adjacente à la paroi (K) |                                    |
|------------------------------------------|--------------------------------------|------------------------------------|
|                                          | Schéma de Zeldovich à 5 réactions    | Schéma de Zeldovich à 17 réactions |
| Sans jet                                 | 1772                                 | 1760                               |
| jet simple                               | 1315                                 | 1317                               |
| Jet central et deux jets périphériques   | 1210                                 | 1203                               |
| Jet central et quatre jets périphériques | 1191                                 | 1160                               |
| Jet central et six jets périphériques    | 1140                                 | 1132                               |
| Jet central et huit jets périphériques   | 1048                                 | 1045.8                             |

Pour mach égale 9.15 et Pr=0.35:

Tableau 28: Influence schéma réactionnel pour mach 9.15

| <u>Schéma réactionnel</u>                  | <u>Température maximale dans la zone de relaxation (K)</u> |
|--------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| Sans prise en compte du schéma réactionnel | 3880                                                       |
| Schéma de Zeldovich à 5 réactions          | 3628                                                       |
| Schéma de Zeldovich à 17 réactions         | 3305                                                       |

Tableau 29: Variation de Température adjacente à la paroi (K) pour chaque réaction

| <b>Configuration</b>                     | <b>Température adjacente l à la paroi (K )</b> |                                           |
|------------------------------------------|------------------------------------------------|-------------------------------------------|
|                                          | <b>Schéma de Zeldovich à 5 réactions</b>       | <b>Schéma de Zeldovich à 17 réactions</b> |
| Sans jet                                 | 3628                                           | 3305                                      |
| jet simple                               | 1858.375                                       | 1688.875                                  |
| Jet central et deux jets périphériques   | 1777.8                                         | 1622.55                                   |
| Jet central et quatre jets périphériques | 1532.5                                         | 1352.67                                   |
| Jet central et six jets périphériques    | 1388.76                                        | 1229.25                                   |
| Jet central et huit jets périphériques   | 1203.179                                       | 1027.939                                  |

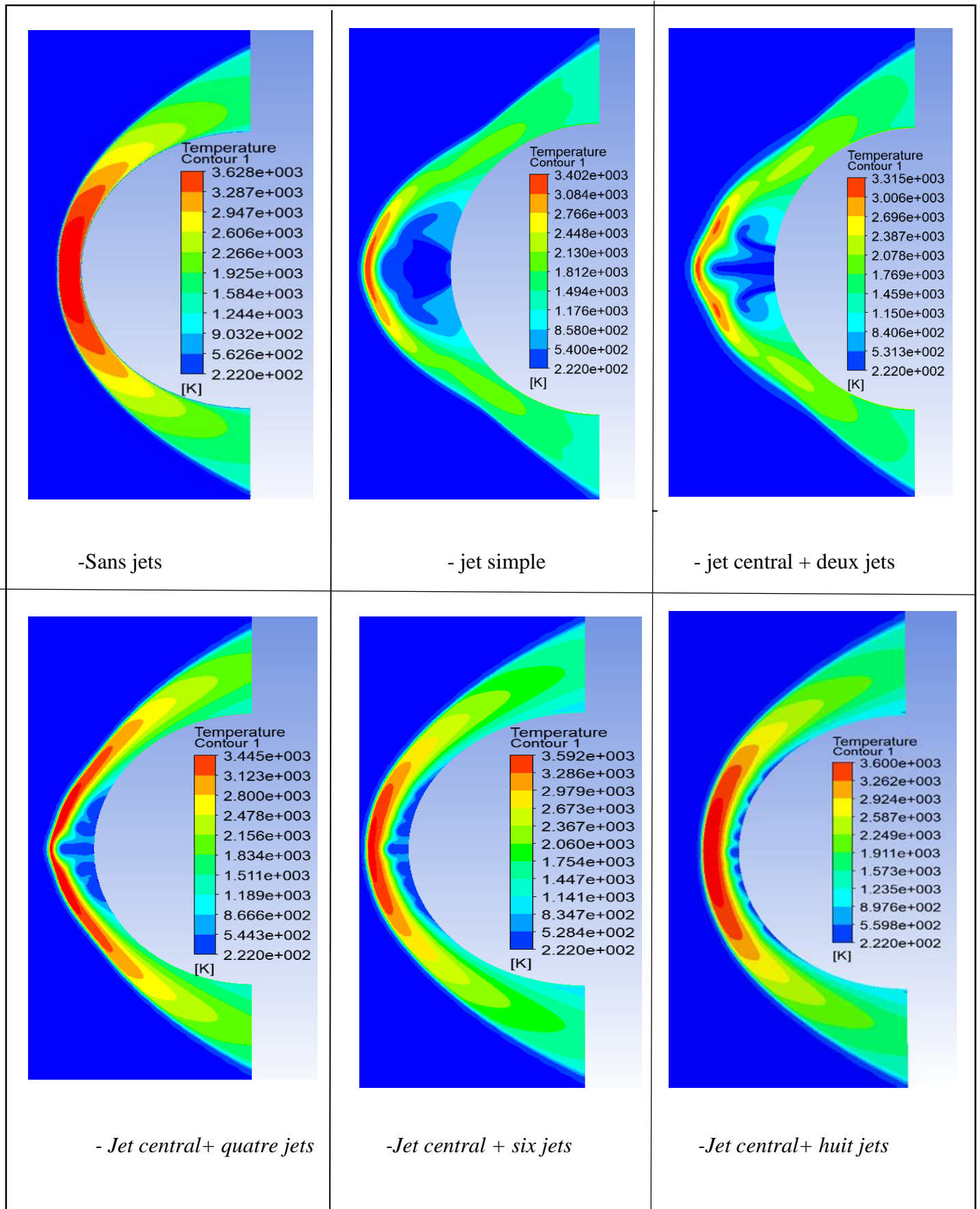


Figure 116: Contour de température pour Mach=9.15 ,5 réaction

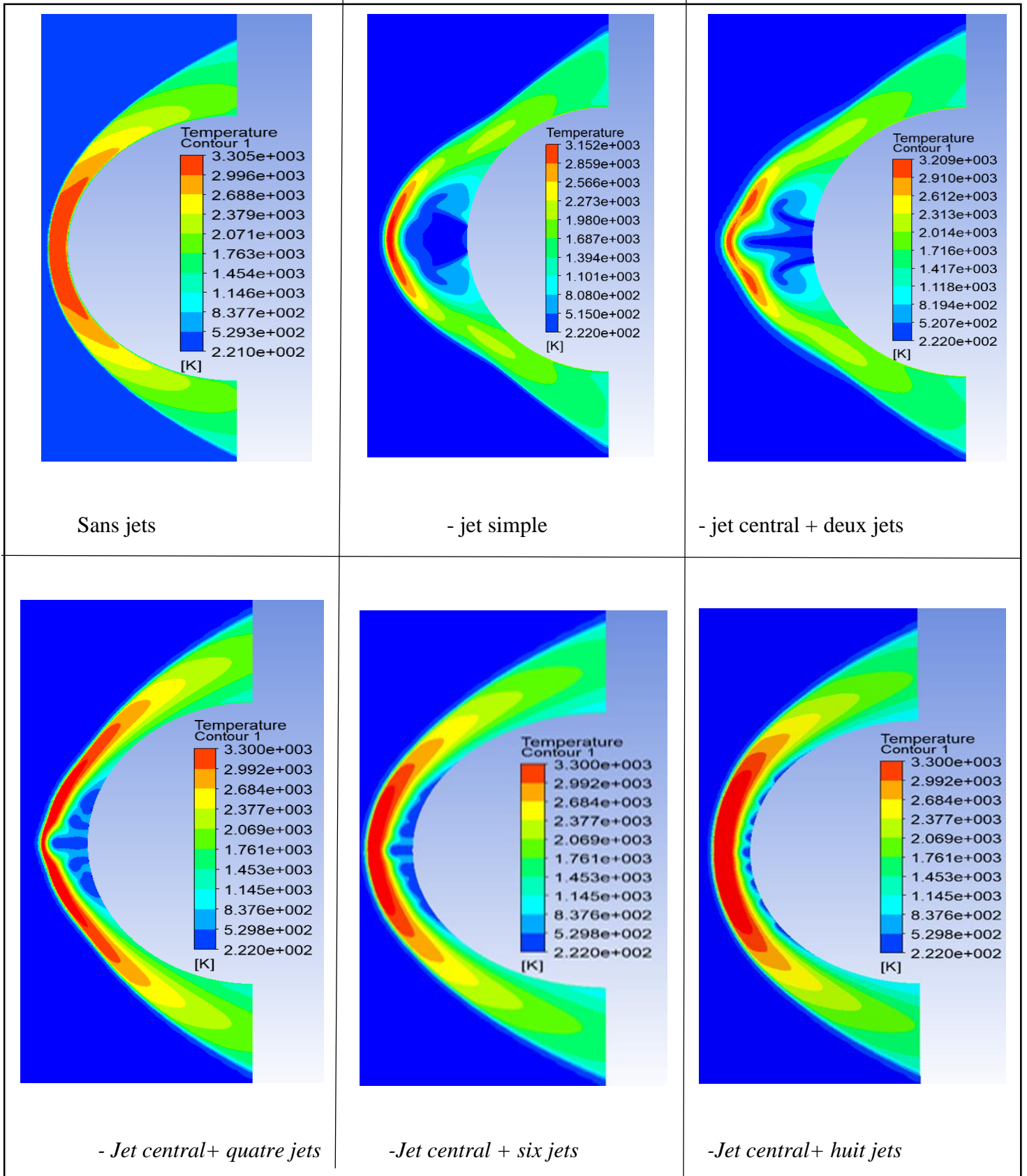


Figure 117:Contour de température pour mach égale 9.15, 17 réaction



Pour mach égale 15.6 et Pr= 1.4 :

Tableau 30: Influence schéma réactionnel pour mach 15.6

| <u>Schéma réactionnel</u>                  | <u>Température maximale dans la zone de relaxation (K)</u> |
|--------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| Sans prise en compte du schéma réactionnel | 10620                                                      |
| Schéma de Zeldovich à 5 réactions          | 6535                                                       |
| Schéma de Zeldovich à 17 réactions         | 5487                                                       |

Tableau 31 : Variation de Température adjacente à la paroi (K) pour chaque réaction

| <u>Configuration</u>                     | <u>Température adjacente à la paroi (K)</u> |                                           |
|------------------------------------------|---------------------------------------------|-------------------------------------------|
|                                          | <u>Schéma de Zeldovich à 5 réactions</u>    | <u>Schéma de Zeldovich à 17 réactions</u> |
| <u>Sans jet</u>                          | 4641                                        | 4434.2                                    |
| jet simple                               | 3687.14                                     | 3645.152                                  |
| Jet central et deux jets périphériques   | 2912.784                                    | 2884.521                                  |
| Jet central et quatre jets périphériques | 2302.54                                     | 2278.741                                  |
| Jet central et six jets périphériques    | 1855.4                                      | 1799.6                                    |
| Jet central et huit jets périphériques   | 1245.1                                      | 1207.78                                   |

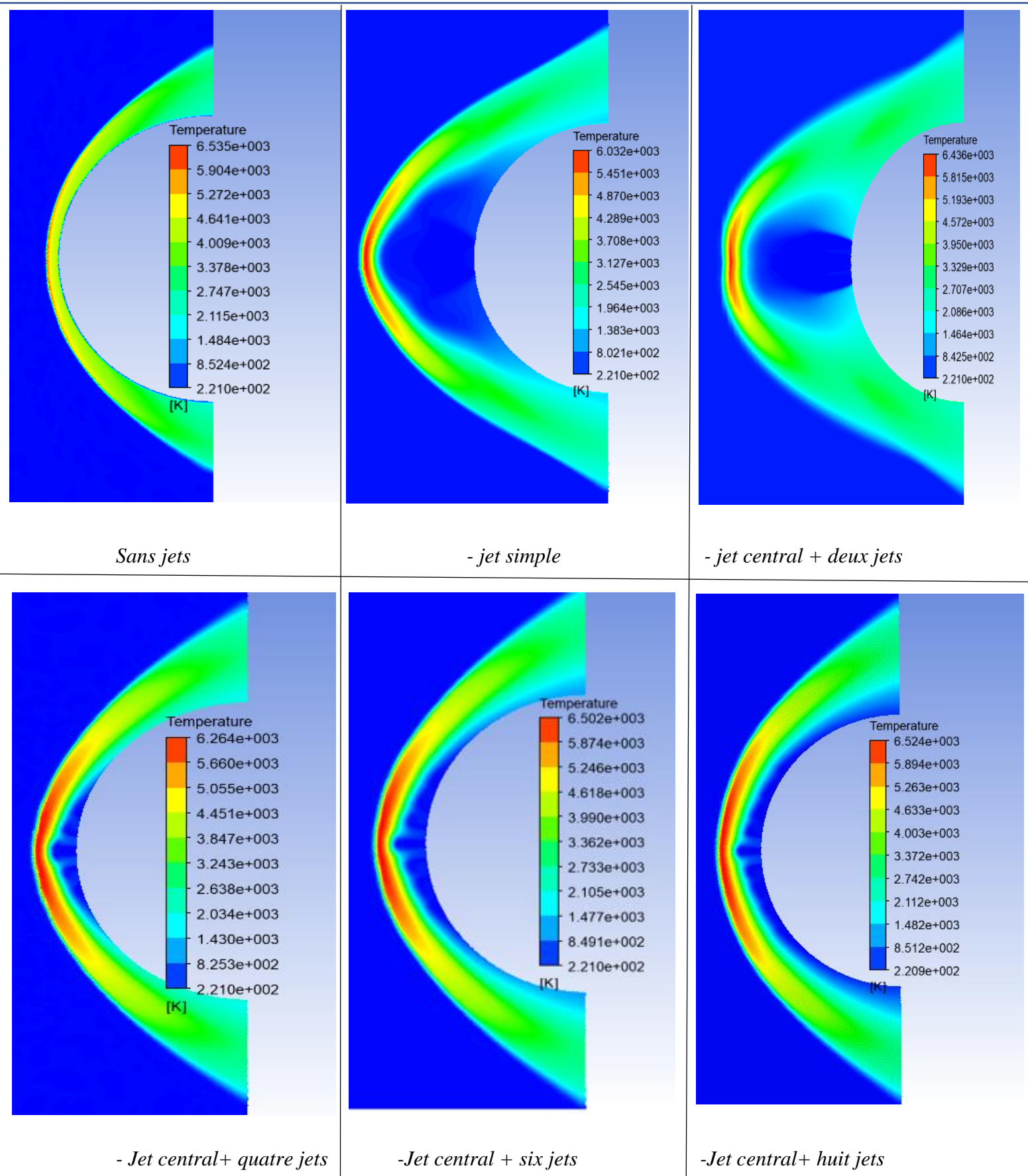


Figure 118:contours de températures pour  $M=15.6$ , 5 réaction

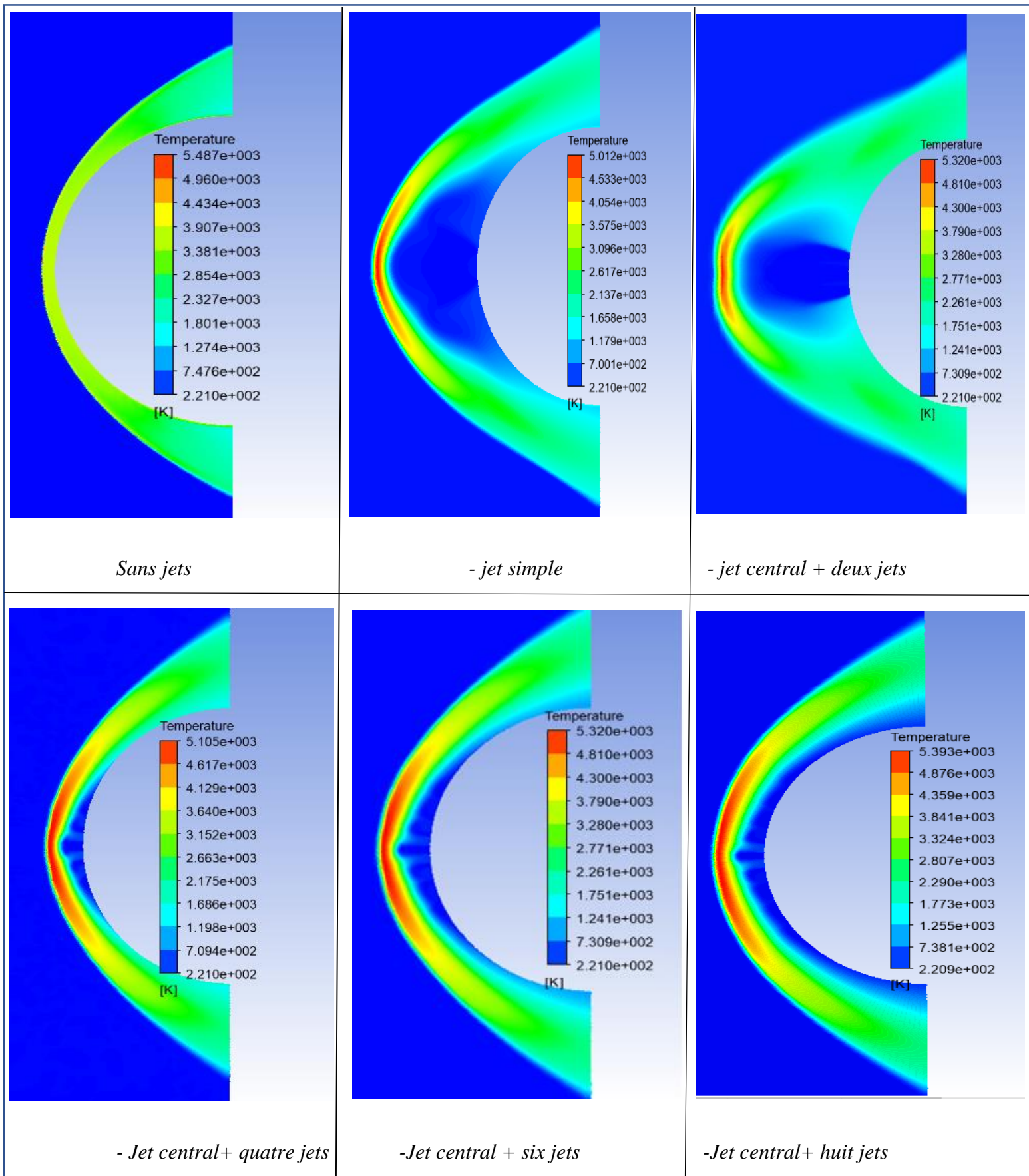


Figure 119:contours de températures pour  $M=15.6$ , 17 réaction

**Pour mach égale 19.9 et Pr= 3 :**

Tableau 32: Influence schéma réactionnel pour mach 19.9

| <b><u>Schéma réactionnel</u></b>           | <b><u>Température maximale dans la zone de relaxation (K)</u></b> |
|--------------------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Sans prise en compte du schéma réactionnel | 16920                                                             |
| Schéma de Zeldovich à 5 réactions          | 12500                                                             |
| Schéma de Zeldovich à 17 réactions         | 11350                                                             |

Tableau 33: Variation de Température adjacente à la paroi (K) pour chaque réaction

| <b>Configuration</b>                     | <b>Température adjacente à la paroi (K)</b> |                                           |
|------------------------------------------|---------------------------------------------|-------------------------------------------|
|                                          | <b>Schéma de Zeldovich à 5 réactions</b>    | <b>Schéma de Zeldovich à 17 réactions</b> |
| Sans jet                                 | 8500                                        | 7350                                      |
| jet simple                               | 3502.65                                     | 3462.45                                   |
| Jet central et deux jets périphériques   | 2705.12                                     | 2649.44                                   |
| Jet central et quatre jets périphériques | 2116.3                                      | 2086.84                                   |
| Jet central et six jets périphériques    | 1589.42                                     | 1546.32                                   |
| Jet central et huit jets périphériques   | 999.729                                     | 949.562                                   |

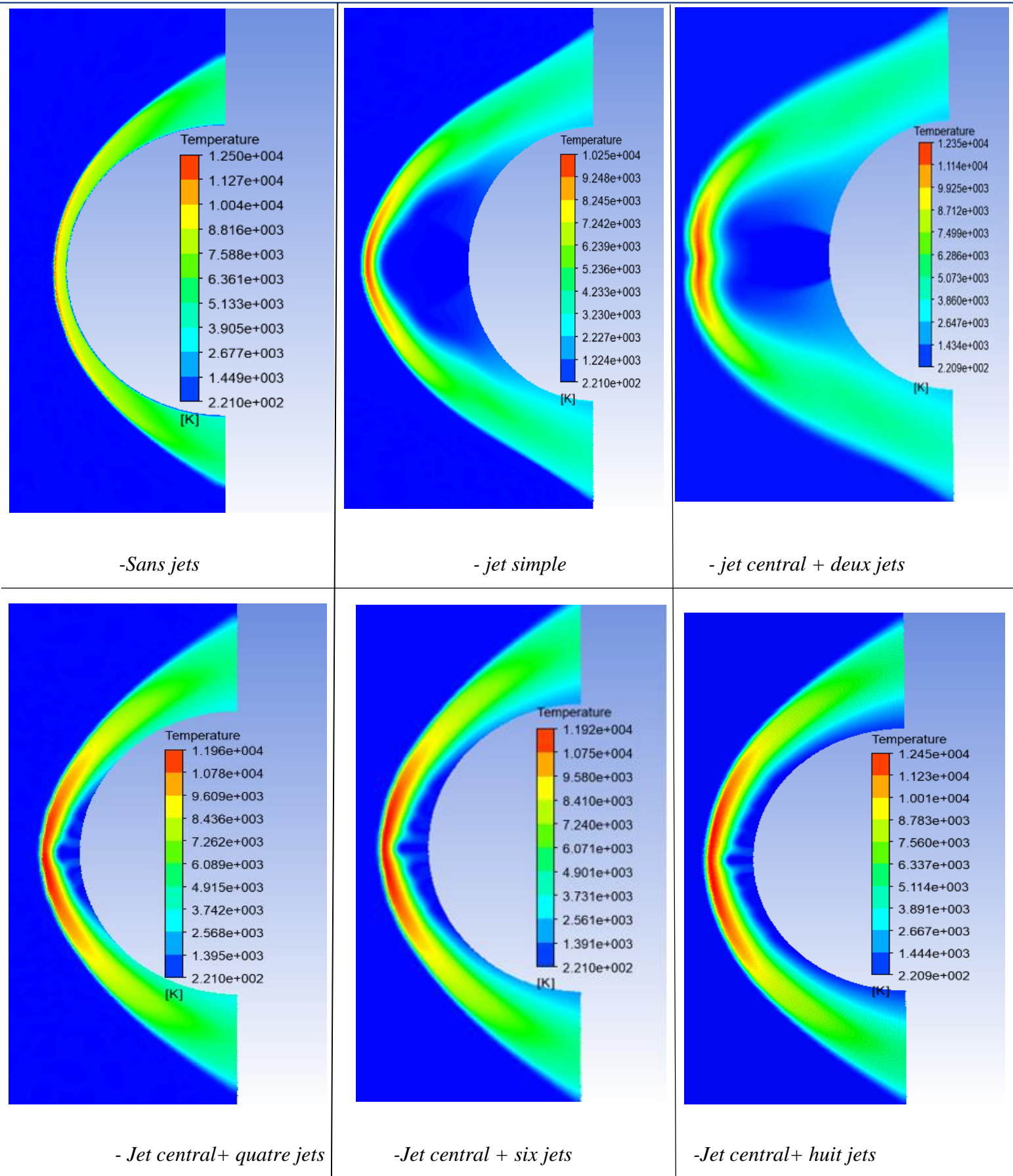


Figure 120 :contours de températures pour  $M=19.9$ , 5 réaction



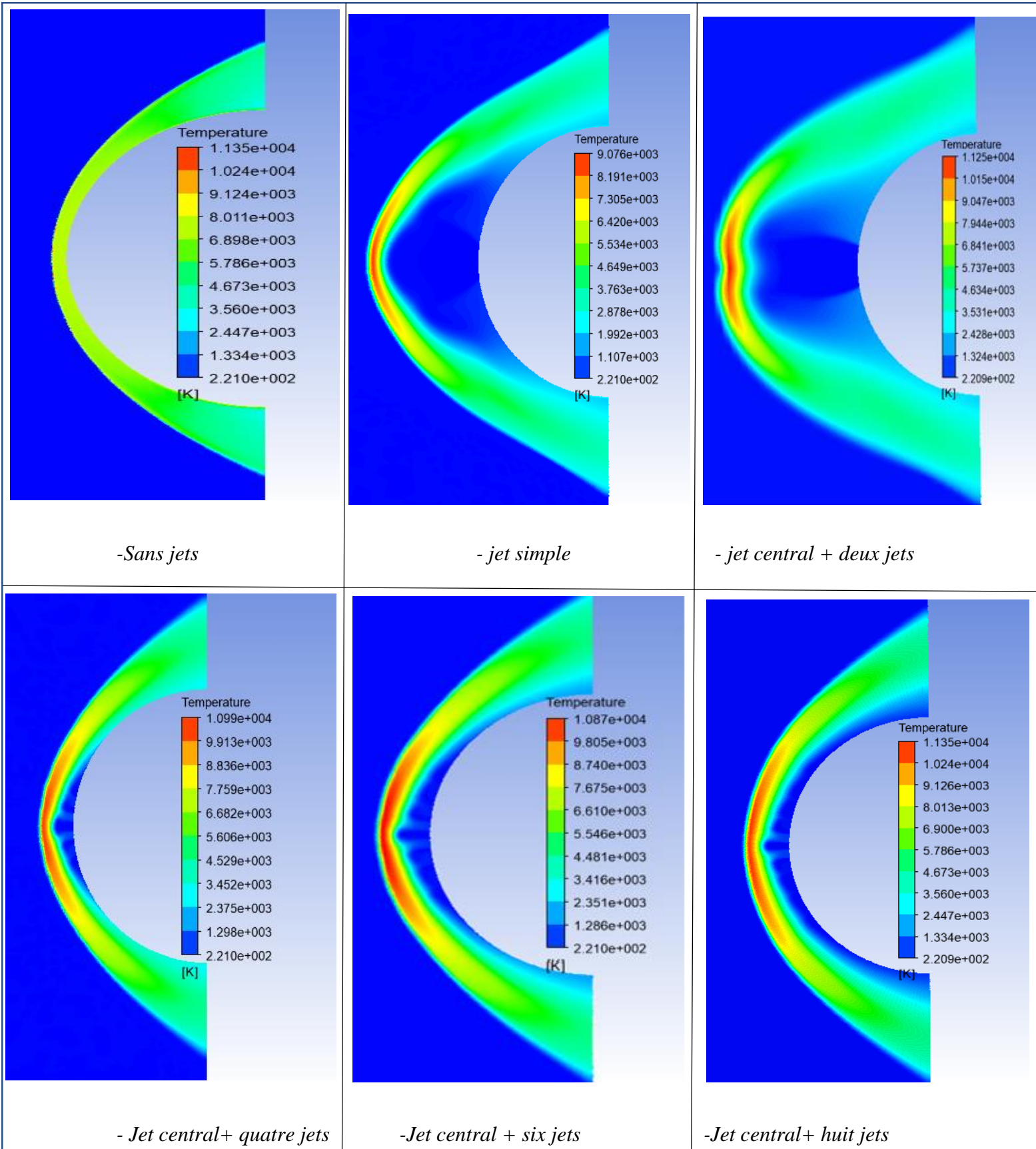


Figure 121:: contours de températures pour  $M=19.9$ , 17 réaction

#### 4.2.10 Influence de l'usage des multi jets :

Comparativement au jet simple, les jets multiples présentent de meilleure performance en matière de réduction du flux de chaleur transféré à la paroi et ce pour un même débit, on est arrivé à démontrer qu'un gain considérable en termes de température peut être obtenu en amenant le jet de gaz par plusieurs petits injecteurs plutôt que par un seul injecteur de taille importante. L'interaction entre les jets induit une redistribution de la température dans la zone de mélange procédant à la fois à l'éloignement du choc et la réduction de la chaleur. La multiplication du nombre de jets est d'autant plus importante aux grands mach ou on a constaté que le jet unique montre une insuffisance à assurer la protection thermique de la paroi.

Cependant l'optimisation des paramètres tels que la géométrie du diffuseur, l'inclinaison de la vitesse initiale considéré comme perpendiculaire dans ce cas d'étude, l'espacement entre jets, le nombre de jets diffusés, l'inclinaison des jets latéraux par rapport à l'axe central du jet résultant, le débit relatif entre jets périphériques et jet central, influencent l'écoulement résultant tant du point de vue dynamique que thermique

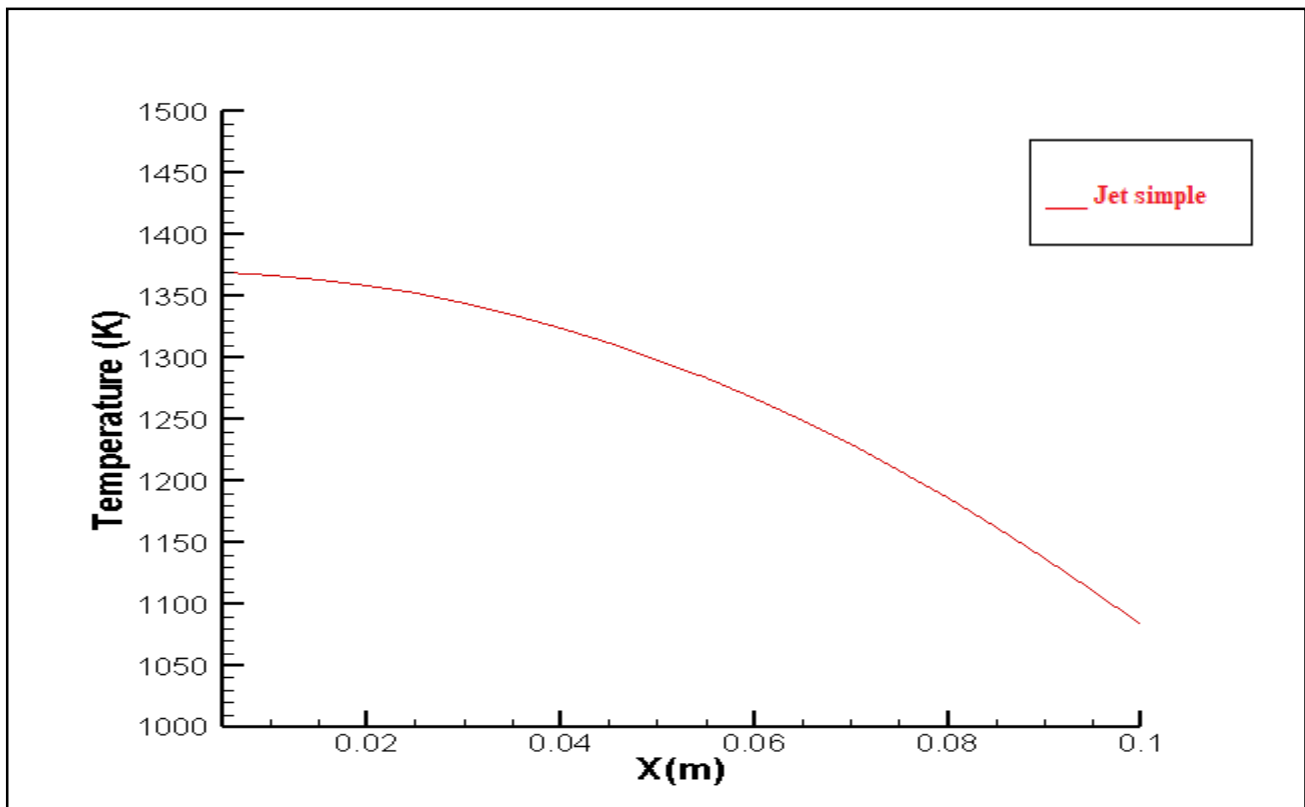


Figure 122: variation de  $Pr$  en fonction de Température de paroi  $T_w$  pour  $Mach=6$

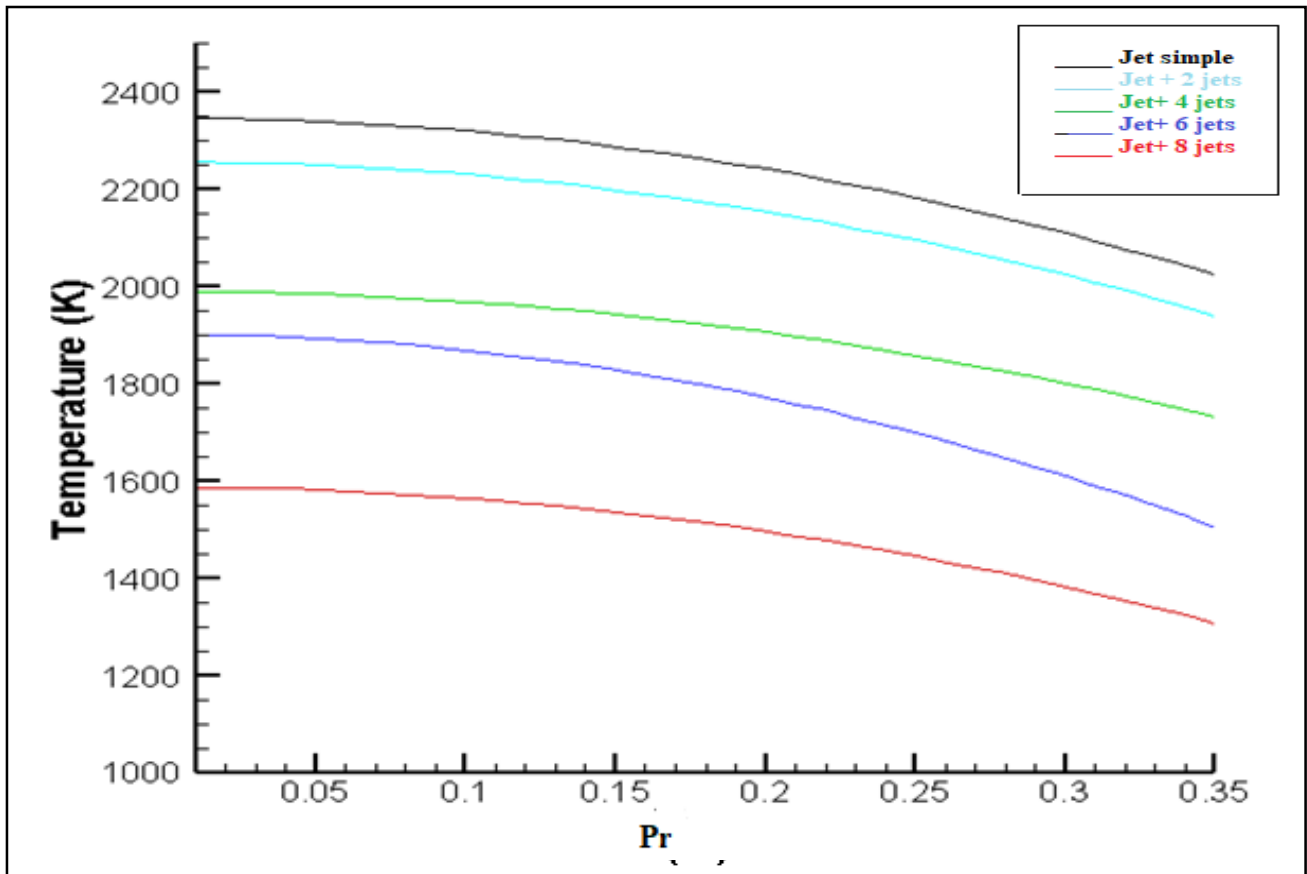


Figure 123: variation de Pr en fonction de Température de paroi  $T_w$  pour Mach= 9.15

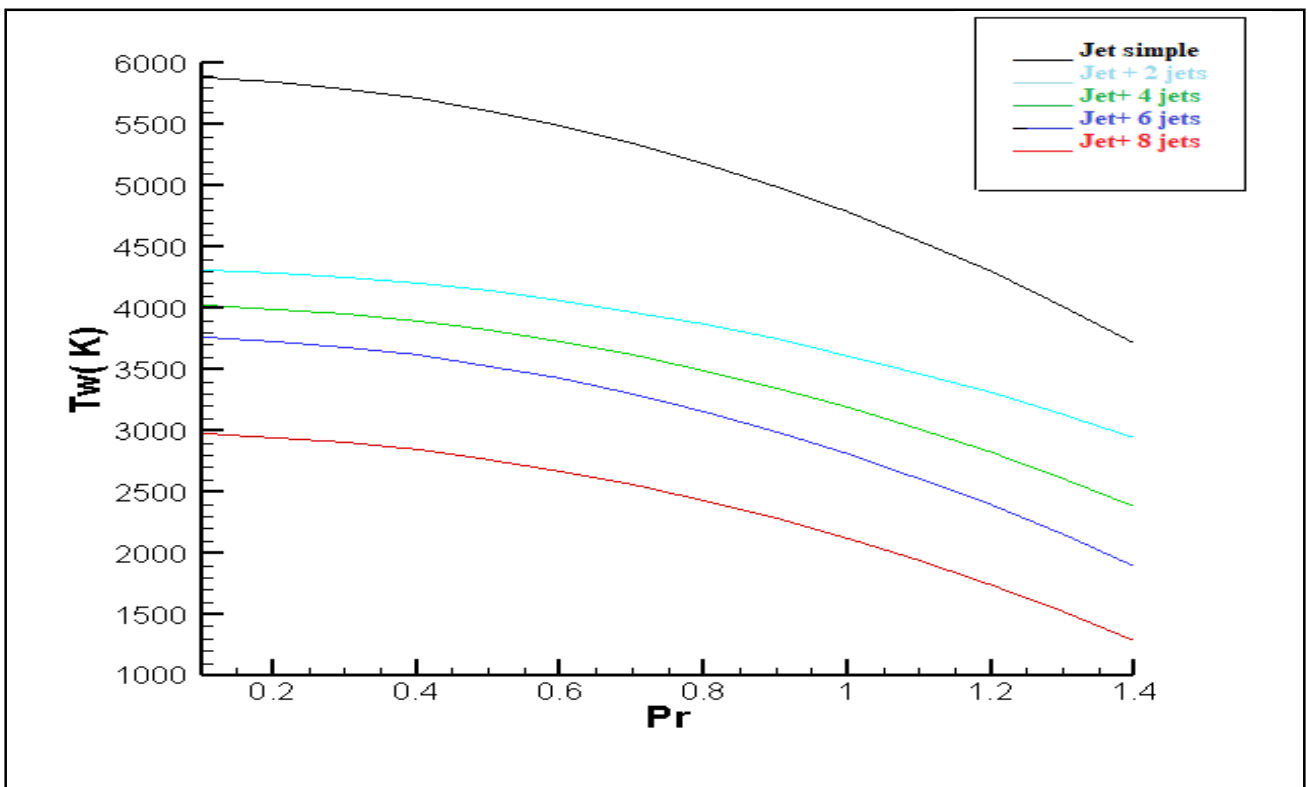


Figure 124: variation de Pr en fonction de Température de paroi  $T_w$  pour Mach= 15.6



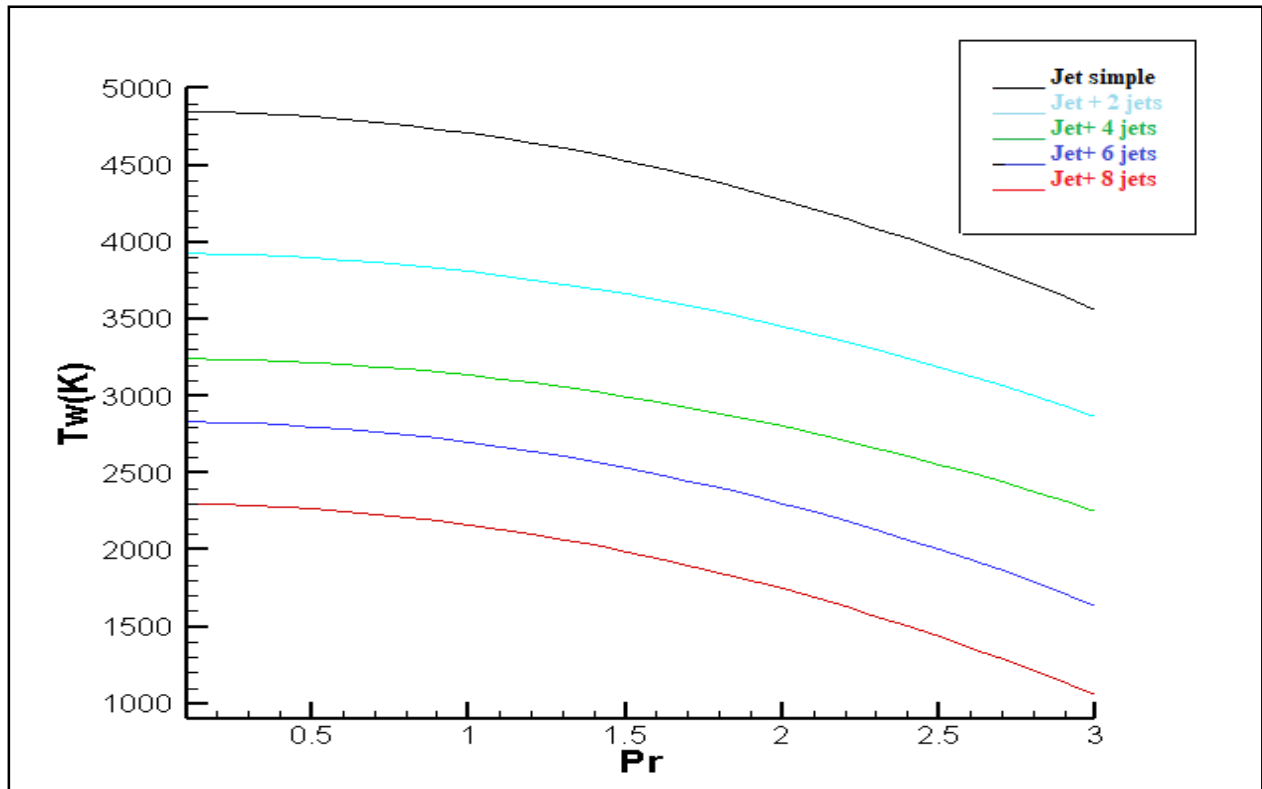


Figure 125: variation de Pr en fonction de Température de paroi Tw pour Mach= 19.9

**4.2.11 Effet du rapport de pression sur l'éloignement de l'onde de choc :**

L'usage du jet à contre-courant a pour but la réduction du flux thermique transférer à la paroi. Avec l'augmentation du PR, le débit massique du jet augmente généralement et son intensité est plus renforcé et par conséquent, sa capacité de pénétration est améliorée, ce qui conduit à un meilleur éloignement de l'onde de choc et un abaissement de la température encore plus important :

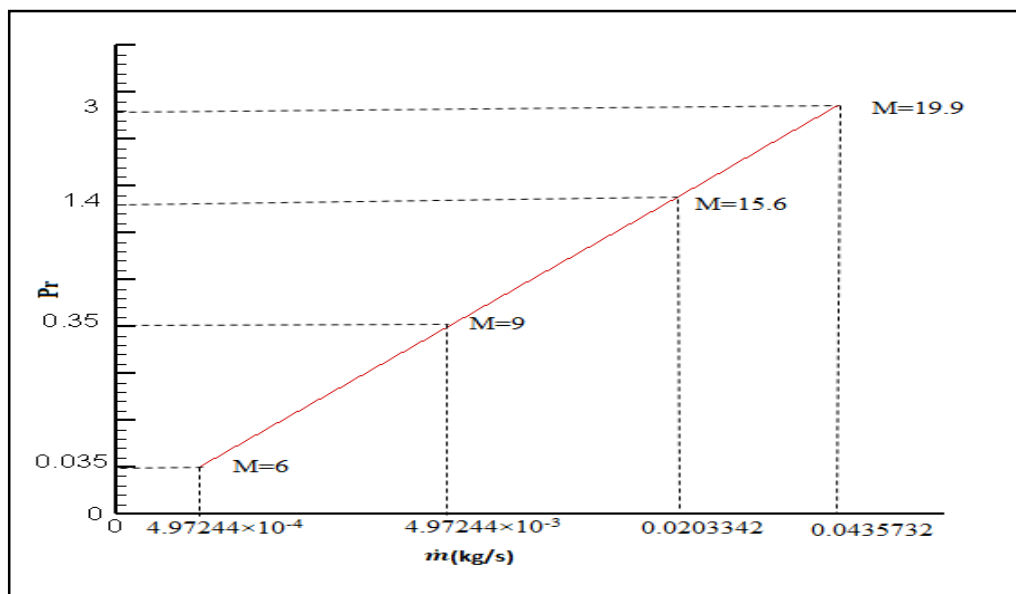


Figure 126: Variation de Pr en terme de débit massique  $\dot{m}$

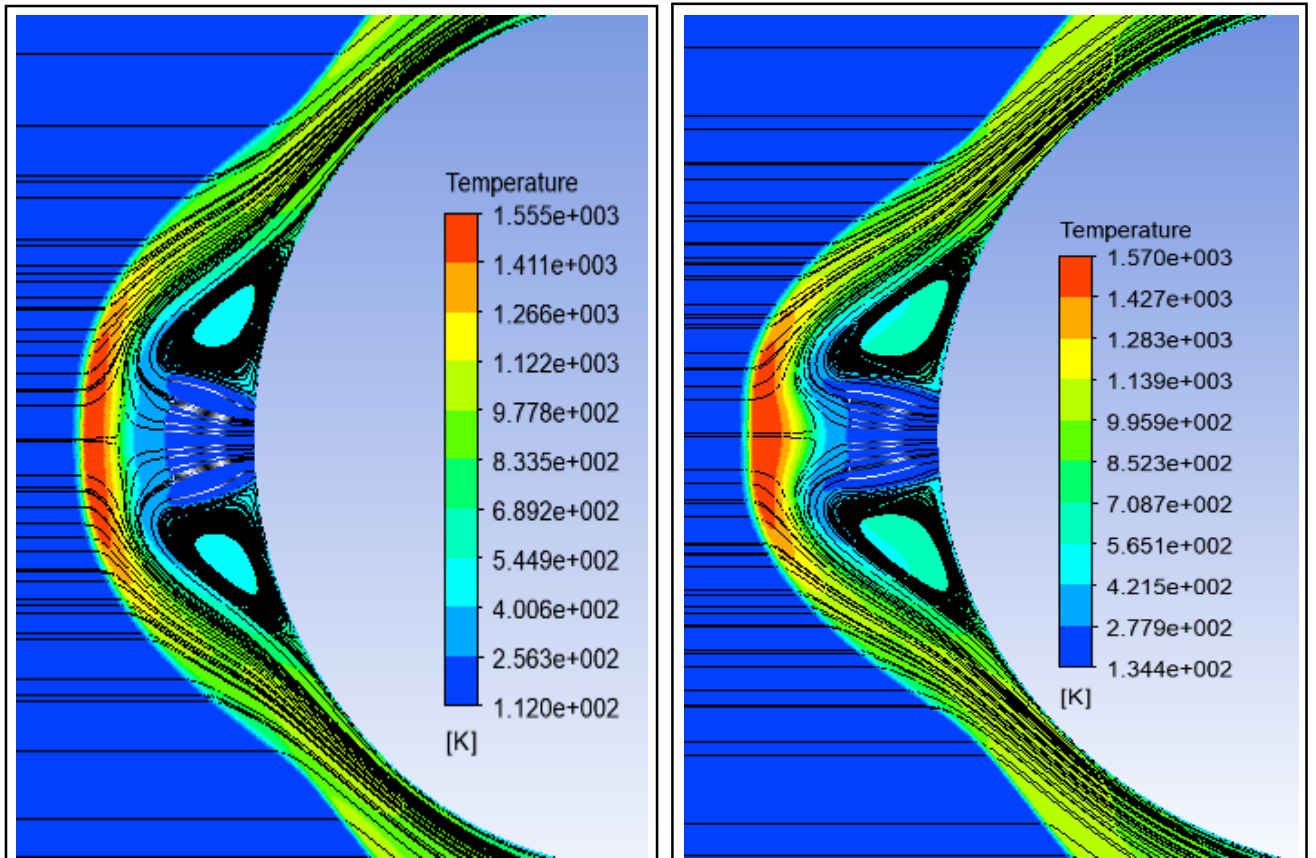


Figure 127: lignes de courant pour  $Pr = 0.1$  et  $Pr = 0.075$

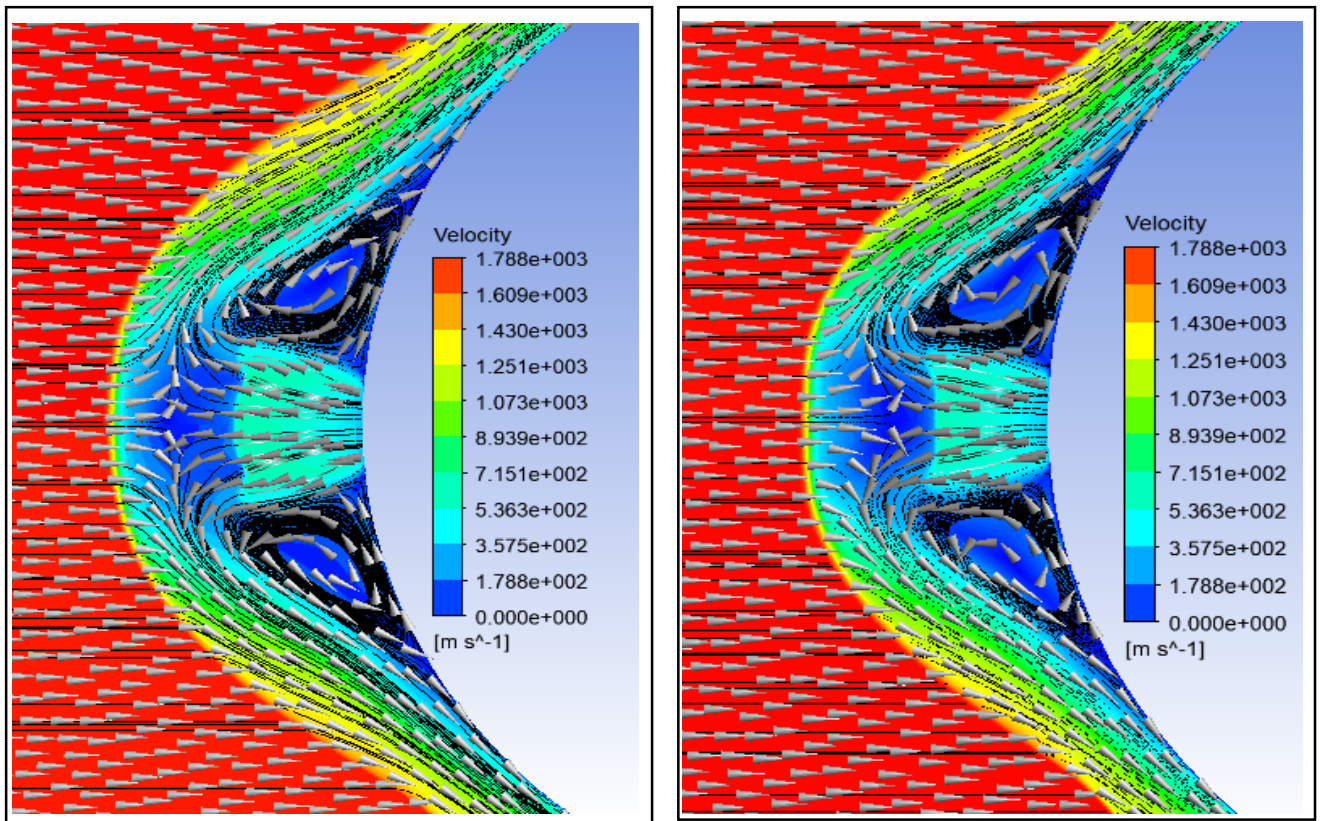


Figure 128: Vecteurs vitesse et lignes de courant pour  $Pr = 0.1$  et  $Pr = 0.075$  à  $T_j = 300\text{K}$

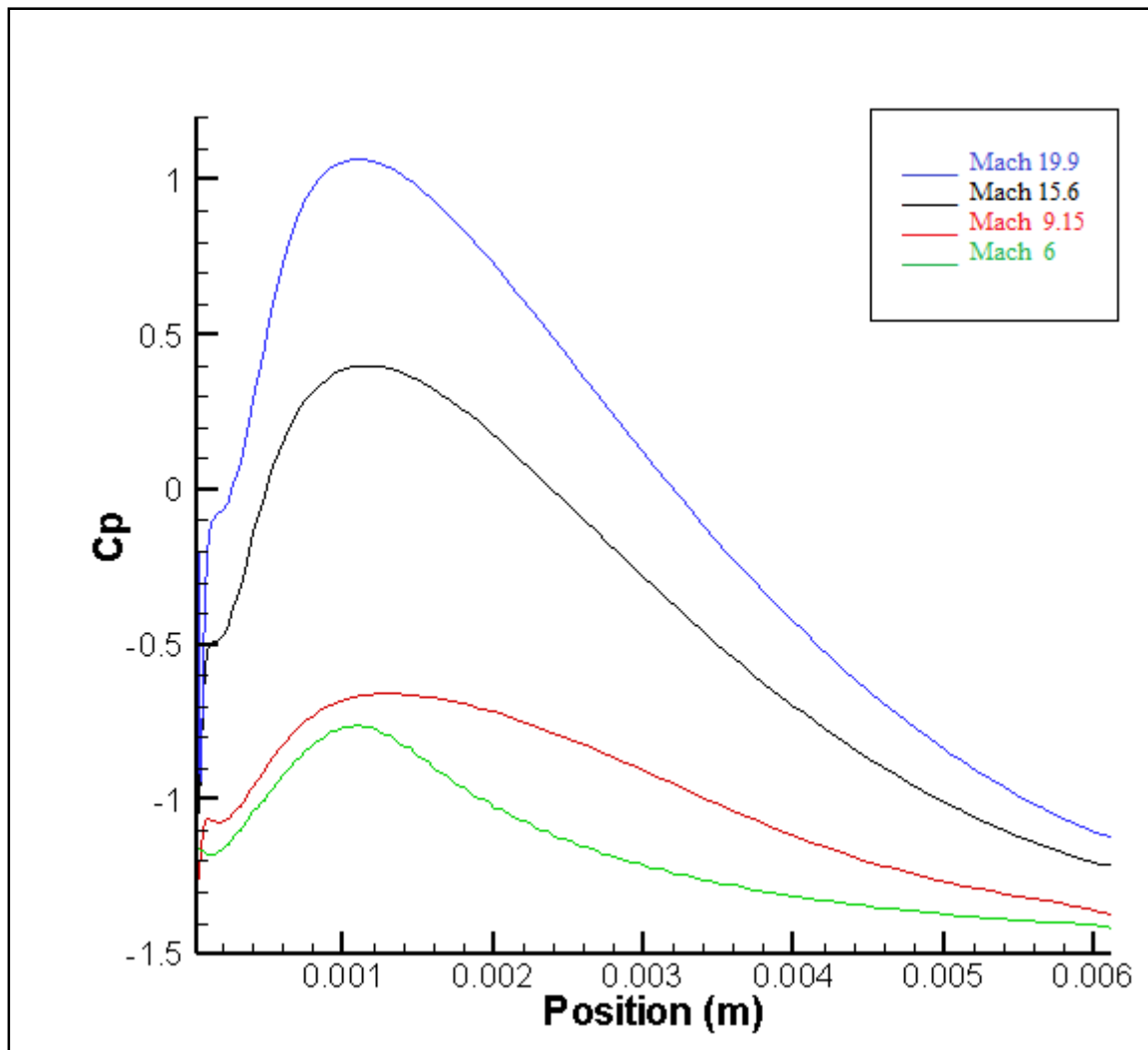


Figure 129: variation de coefficient de pression pour chaque nombre de Mach

#### 4.2.12 Influence de l'altitude :

On constate que l'augmentation de l'altitude induit une augmentation considérable de la température dans la zone de relaxation ce qui s'explique par la grande dissipation de l'énergie cinétique de l'écoulement amont en énergie calorifique thermique. De plus le nombre de mach augmente plus la zone de relaxation se rétrécies.

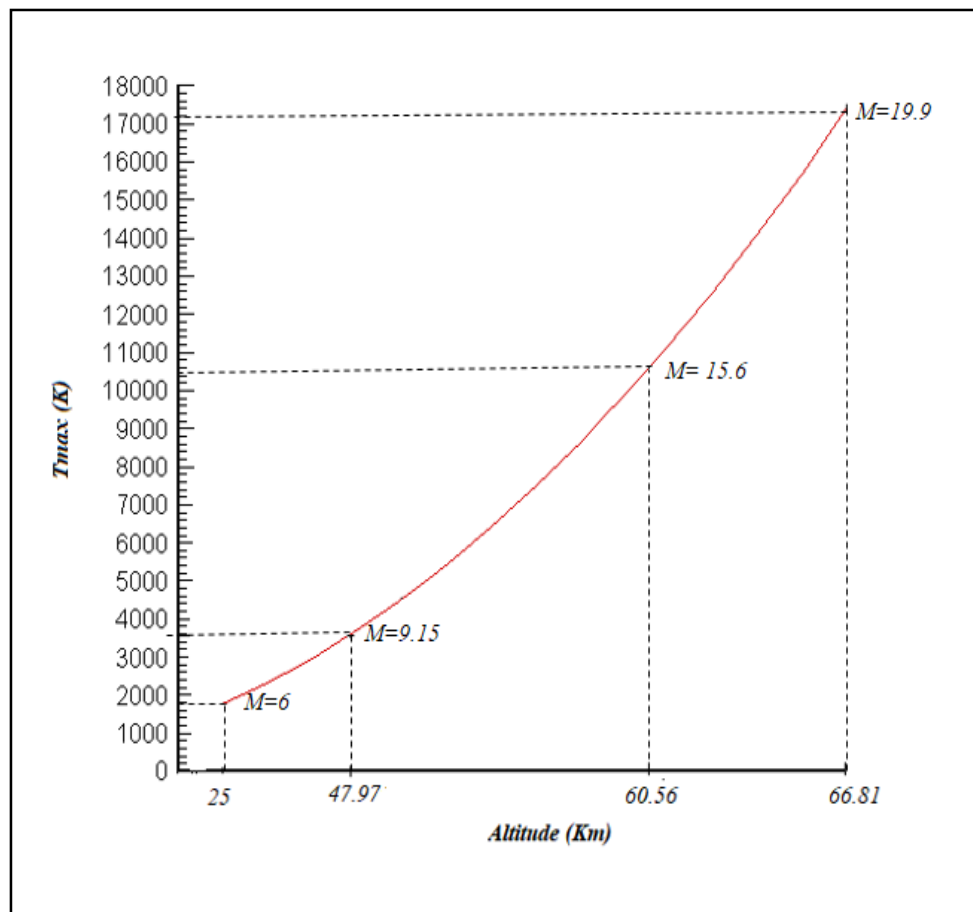


Figure 130: influence d'altitude sur la Température après l'onde de choc

#### 4.2.13 Influence du schéma réactionnel : .

A un nombre de mach égale à 6 la température juste après le choc vaut 1710 K , dans ce cas-là le schéma réactionnel de Zeldovich à 5 ou 17 réactions n'as pas d'influence sur les résultats trouvé sans la prise en compte des réactions chimique car la température caractéristique de vibration de O2 qui est de l'ordre de 2000K et N2 environs 4000K n'est pas encore atteinte et les processus physico-chimique n'ont pas encore commencé .

Lorsque le nombre de mach est égale 9.15 l'influence du schéma réactionnel commence à se faire sentir, la température à l'aval du choc est de l'ordre de 3880 K, la molécule d'oxygène se trouve totalement dissocié à cette température tandis que la dissociation de l'azote ne commence qu'à partir de 4000K, néanmoins on constate un gain minime en terme de température suite à la dissociation endothermique de O<sub>2</sub> .

A des mach plus élevé 15,6 et 19.9 le schéma réactionnel de 5 ou 17 réaction influe fortement sur la température régnant dans la couche de choc, du fait des températures très élevés enregistré à l'aval du choc toutes les espèces composant l'air se trouve complètement dissocié, de ce fait, ces phénomènes endothermiques sont accentués et on enregistre un gain très important en terme de température.

### 4.3 Régime transitoire :

#### 4.3.1 Choix du pas de temps :

##### 1. Nombre de courant :

Le nombre de Courant est un nombre adimensionnel nommé d'après le mathématicien Richard Courant . Le nombre de Courant peut être utilisé dans des simulations de dynamique des fluides computationnelle (CFD) pour évaluer les exigences de pas de temps d'une simulation transitoire pour une taille de maille et une vitesse d'écoulement données et est lié à la condition de stabilité Courant-Friedrichs-Lewy ( CFL ) des schémas numériques, La formule du nombre de Courant est définie comme[40] :

$$C = \frac{U\Delta t}{\Delta x}$$

Où :

$U$  : Indique la vitesse d'écoulement.

$\Delta t$  : Est un pas de temps représentatif de la simulation.

$\Delta x$  : La taille caractéristique de la maille.

Le nombre de Courant joue un rôle important lors de l'exécution d'une simulation CFD transitoire, où nous nous intéressons aux variations du champ d'écoulement dans le temps ainsi que dans l'espace. Le temps physique est discrétisé à l'aide d'un pas de temps et le choix du pas de temps a deux implications principales : l'une est liée à la stabilité du schéma de discrétisation en temps ; l'autre est liée à la signification physique du pas de temps.

##### 2. La condition CFL :

La condition est exprimée en termes de nombre Courant comme :

$$C = \frac{U\Delta t}{\Delta x} \leq C_{max}$$

Où  $C_{max}$  varie selon le type de schéma d'intégration temporelle :

- **La formulation explicite** : La CFL par défaut pour la basée sur la densité est de 1,0, mais vous pourrez peut-être l'augmenter pour certains problèmes 2D. Vous ne devez généralement pas utiliser une valeur supérieure à 2.0.

Afin de faire converger les schémas explicites, la taille du pas de temps doit être soigneusement sélectionnée, sinon la simulation pourrait conduire à des résultats non physiques ou diverger complètement.

- **La formulation implicite** : La théorie de la stabilité linéaire montre que la formulation implicite basée sur la densité est **inconditionnellement stable**. La CFL par défaut pour la formulation implicite basée sur la densité est de 5,0. Il est souvent possible d'augmenter la CFL à 10, 20, 100, voire plus, selon la complexité de votre problème

Tableau 34: Répérage des conditions aux limites

|                                   |                                                                                                                                                                                |
|-----------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <i>Inlet (pressure far field)</i> | <i>Ps= 2549 Pa<br/>M=6<br/>Ts=221 K<br/>Fraction massique : 23.3% O2 , 76.7% N2</i>                                                                                            |
| <i>Jet (Pressure inlet)</i>       | <i>Pr= 0.1 et 0.075, Tjet=300 K<br/>Diamètre : 1mm<br/>Z = 25 km<br/>Fraction molaire :<br/>CO<sub>2</sub> : 0.2571<br/>N<sub>2</sub> : 0.3142<br/>H<sub>2</sub>O : 0.4287</i> |
| <i>Outlet (pressure outlet)</i>   | <i>Aucun</i>                                                                                                                                                                   |
| <i>Axis(axis)</i>                 | <i>Aucun</i>                                                                                                                                                                   |
| <i>Wall(wall)</i>                 | <i>Température imposé à la paroi ; Tw=293</i>                                                                                                                                  |

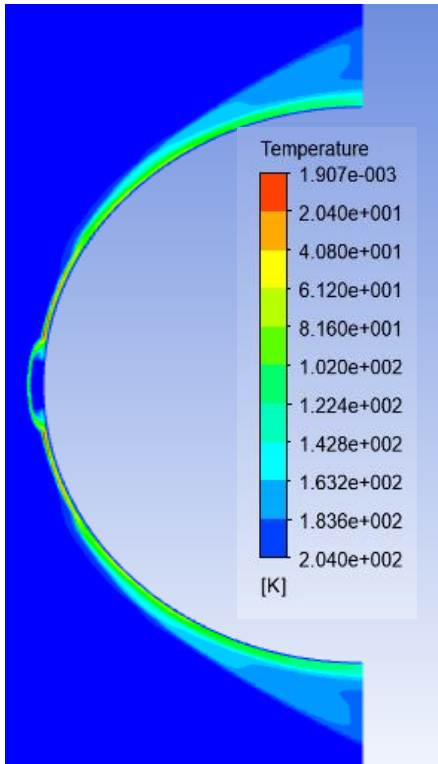
Tableau 35: Paramétrage du solveur

|                                                      |                                                                                                                                                                                          |
|------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Choix du solveur</b>                              | Density based,transient,2D,Axisymmetric                                                                                                                                                  |
| <b>Equation d'énergie</b>                            | On                                                                                                                                                                                       |
| <b>Modèle de turbulence</b>                          | Kw-sst                                                                                                                                                                                   |
| <b>Choix d'algorithme</b>                            | Implicite                                                                                                                                                                                |
| <b>Choix du Type de flux convectifs</b>              | AUSM                                                                                                                                                                                     |
| <b>Le choix du schéma de discrétisation spatiale</b> | second-order upwind                                                                                                                                                                      |
| <b>Méthode du gradient</b>                           | Green-Gauss Cell Based                                                                                                                                                                   |
| <b>La précision des schémas utilisées</b>            | second-order upwind                                                                                                                                                                      |
| <b>Le schéma d interpolation de densité</b>          | second-order upwind                                                                                                                                                                      |
| <b>Control de solution</b>                           | Maximum static temperature : 50000K<br>Positivity Rate limit : 0.05 Under-<br>Relaxation Factors : 0.2 0.5- 0.5- 0.5<br>Courant number (CFL): 5                                          |
| <b>Initialization de solution</b>                    | standard initialization                                                                                                                                                                  |
| <b>Lancement de calcul</b>                           | Time step method: Fixed<br>Time step size: $10^{-5}$ s<br>Number of time step: 20<br>Max iterations/ Time step<br>Profile Update Interval :20<br>Solution Steering: hypersonic flow type |

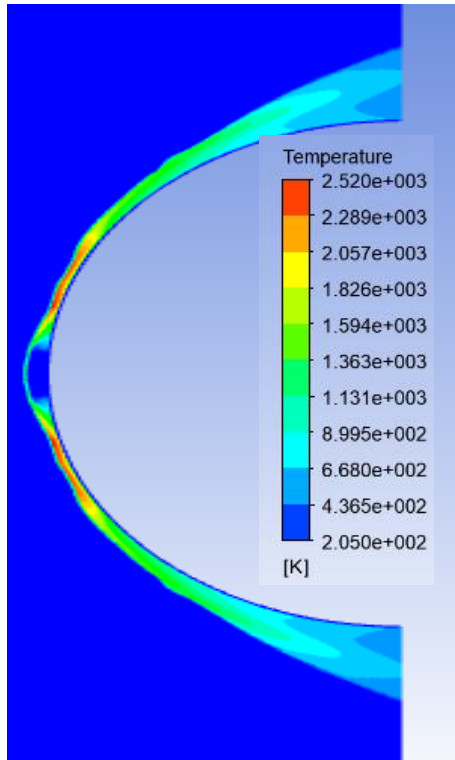
**Variation de Température en régime transitoire :**



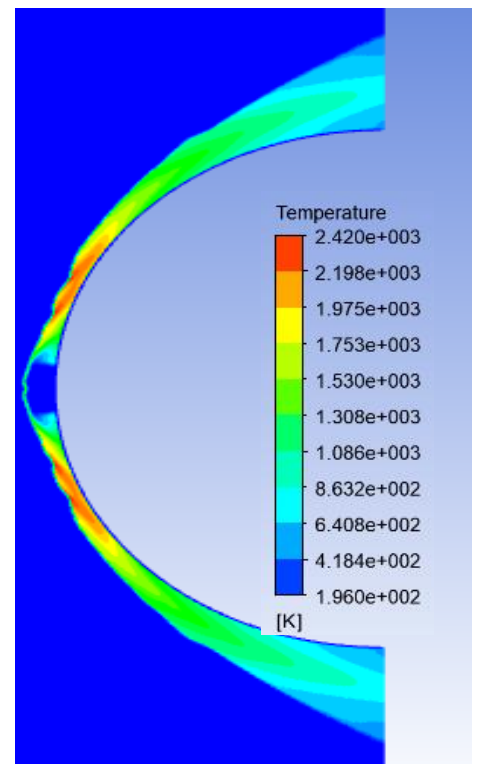
$t=t_0$



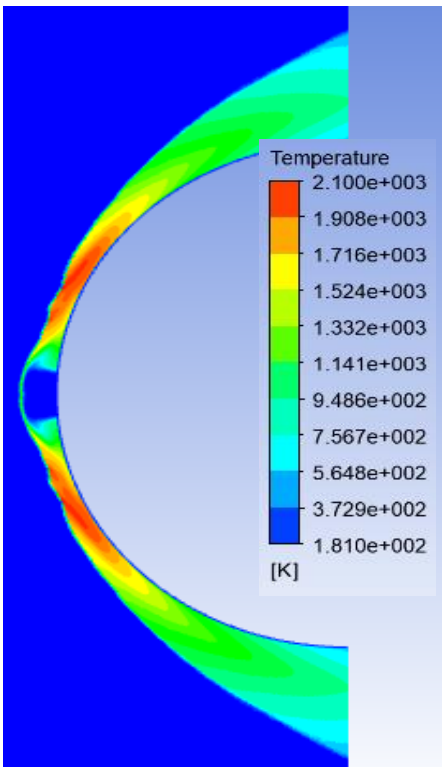
$t=t_0+0.00005$



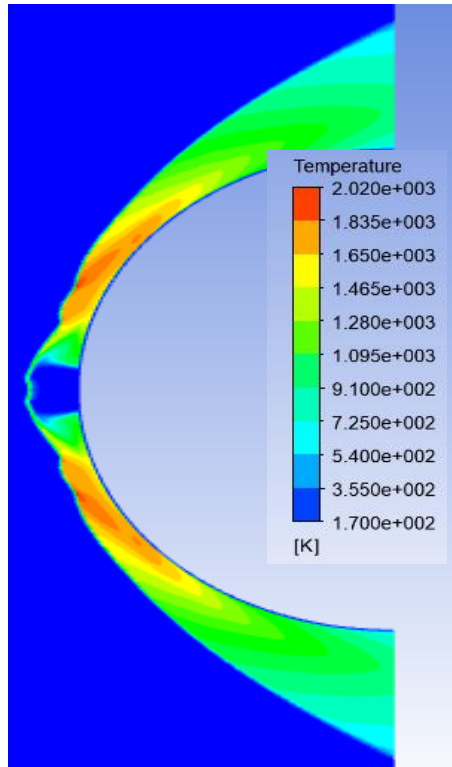
$t=t_0+0.00011$



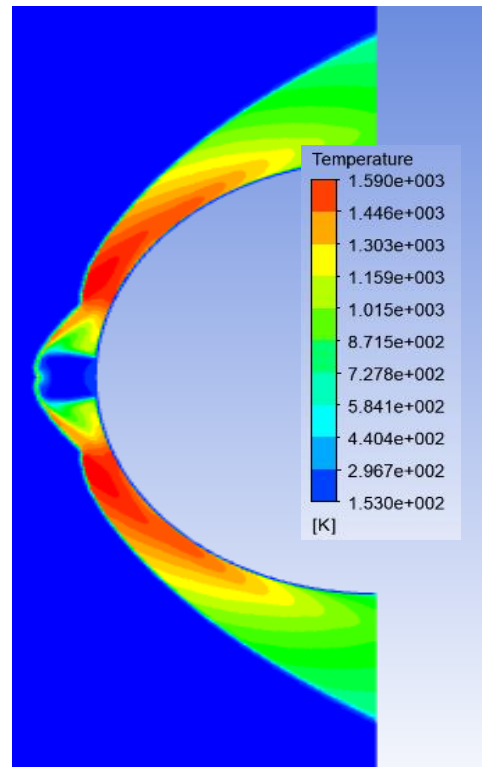
$t=t_0+0.00017$



$t=t_0+0.00023$

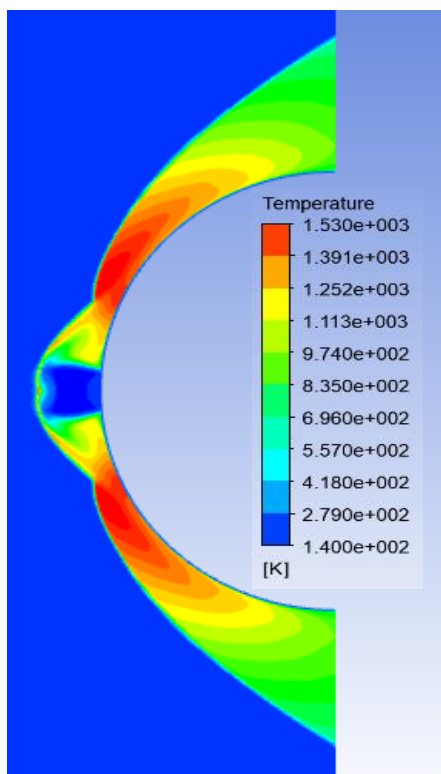


$t=t_0+0.00029$

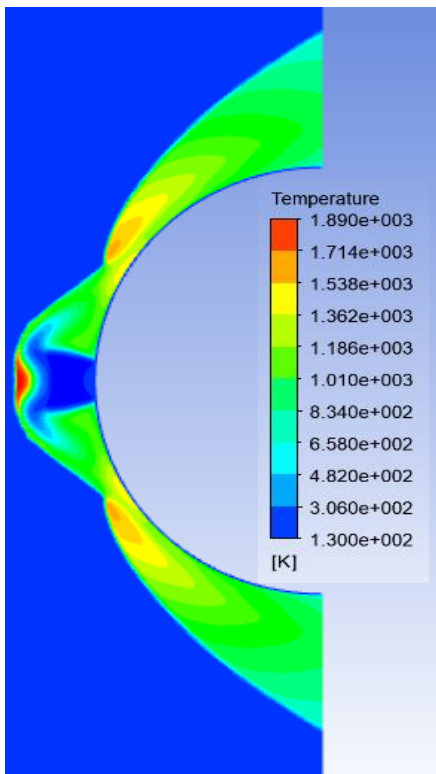




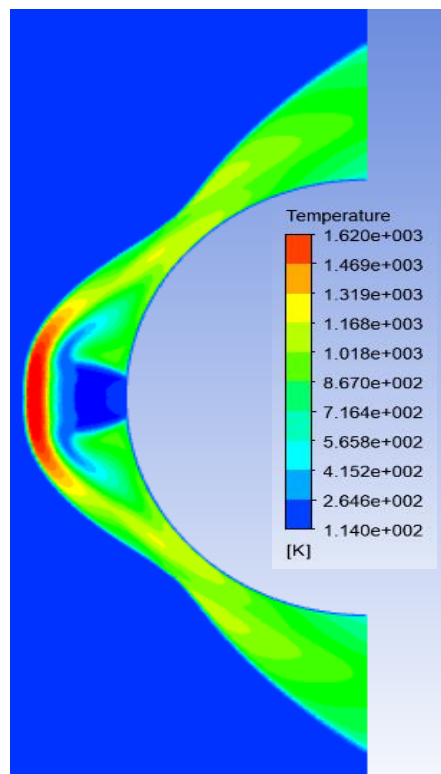
$t=t_0+0.00035$



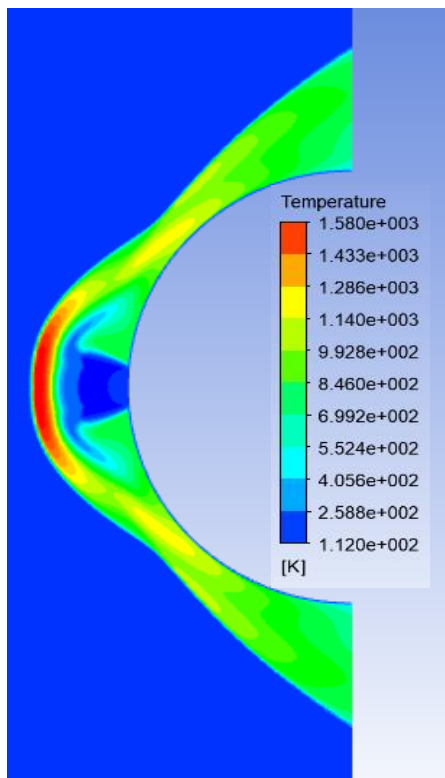
$t=t_0+0.00041$



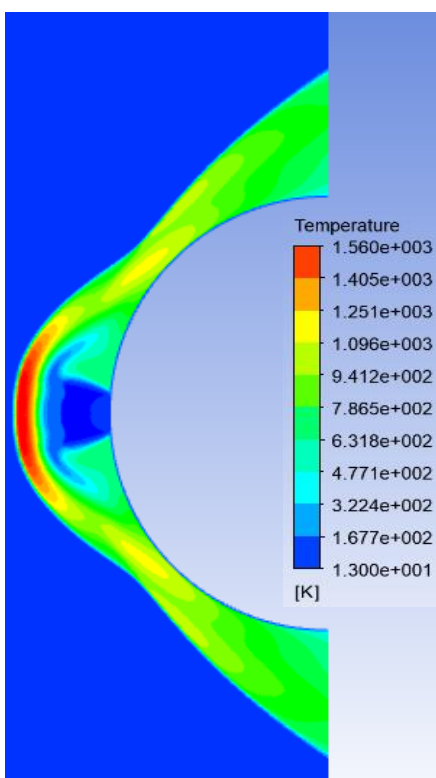
$t=t_0+0.00047$



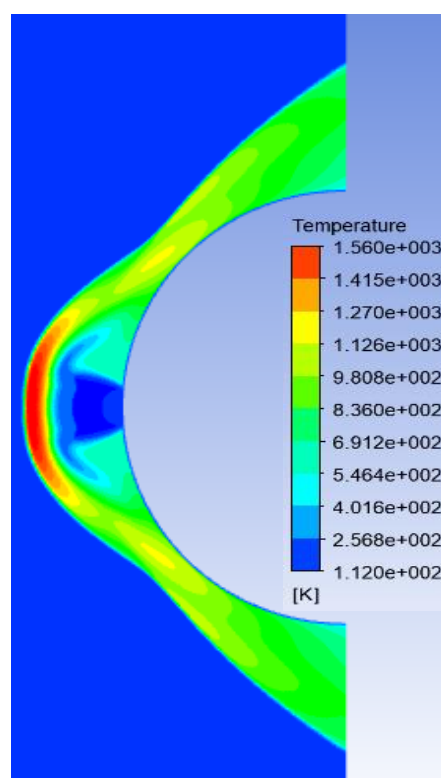
$t=t_0+0.00053$



$t=t_0+0.0006$



$t=t_0+0.00066$



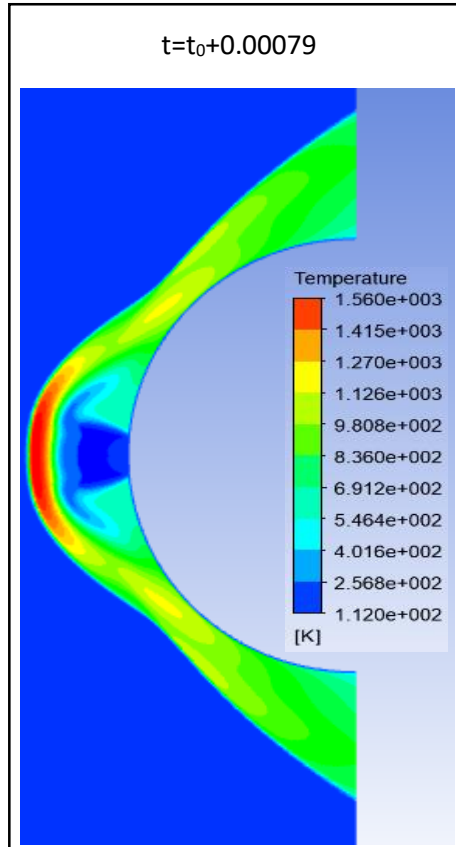
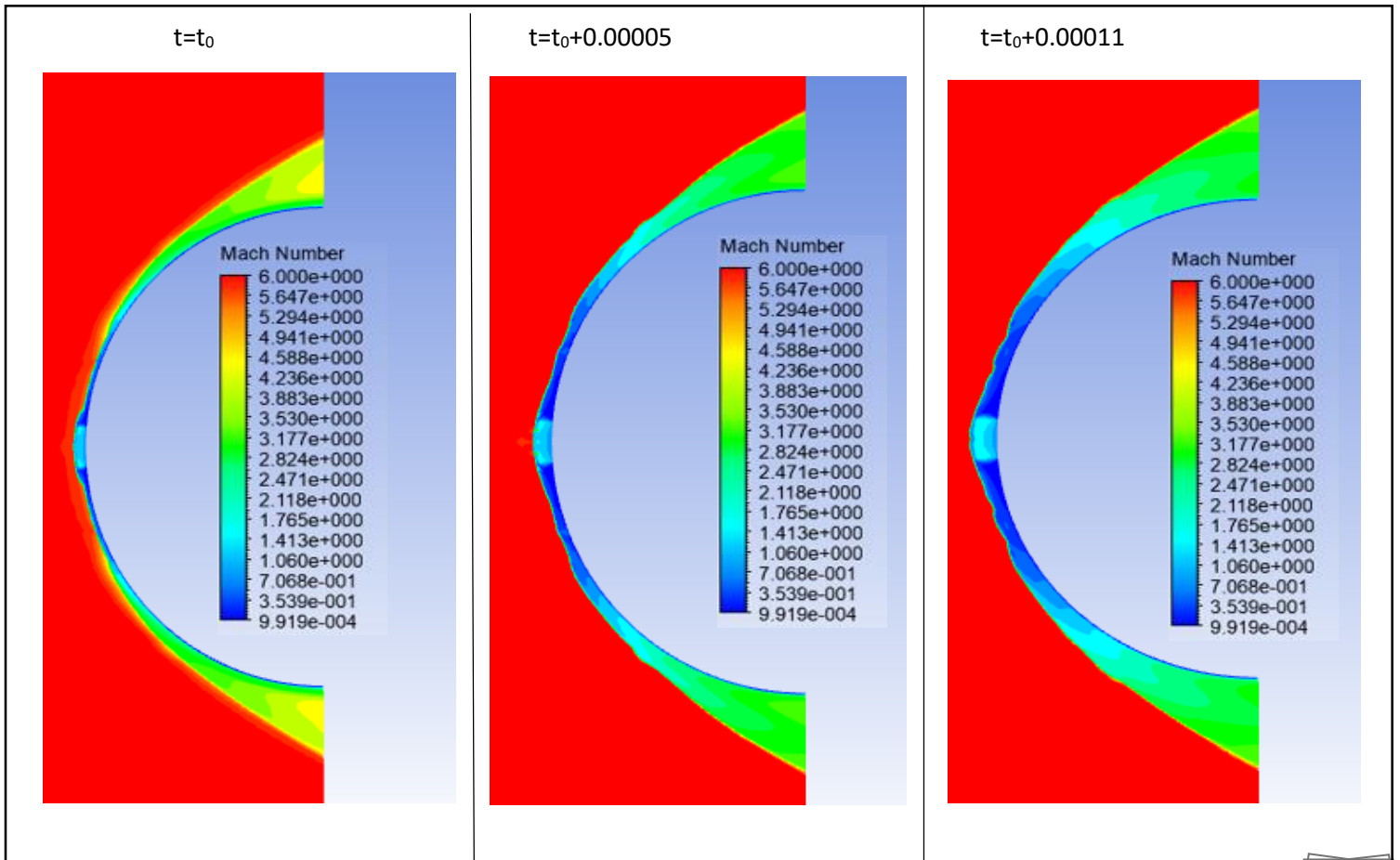
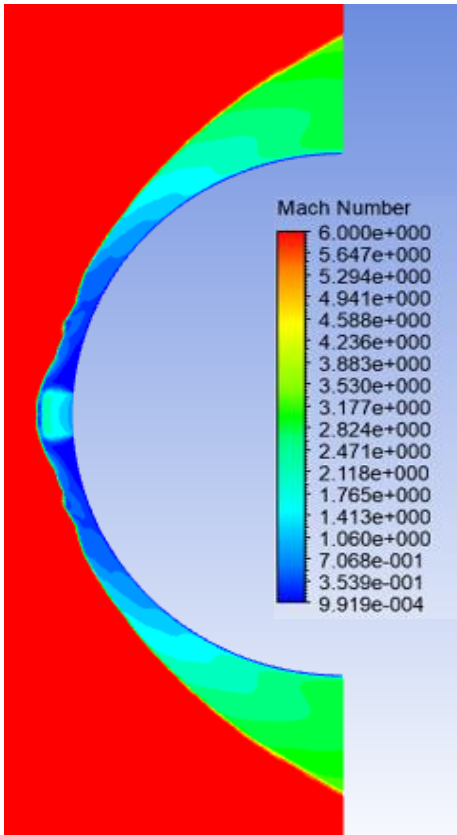


Figure121 : Variation de Température en régime transitoire

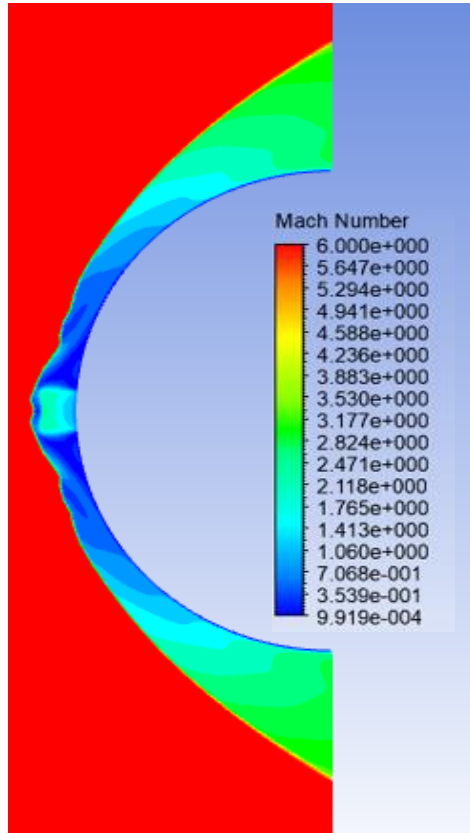
Variation de Mach en régime transitoire :



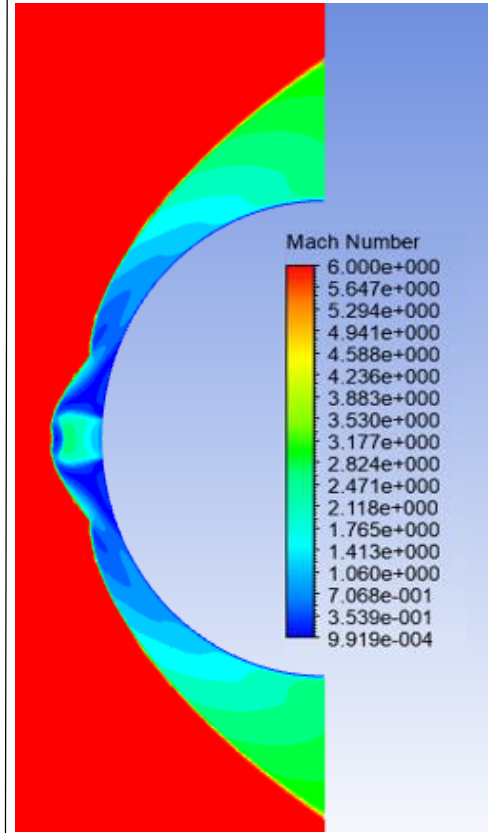
$t=t_0+0.00017$



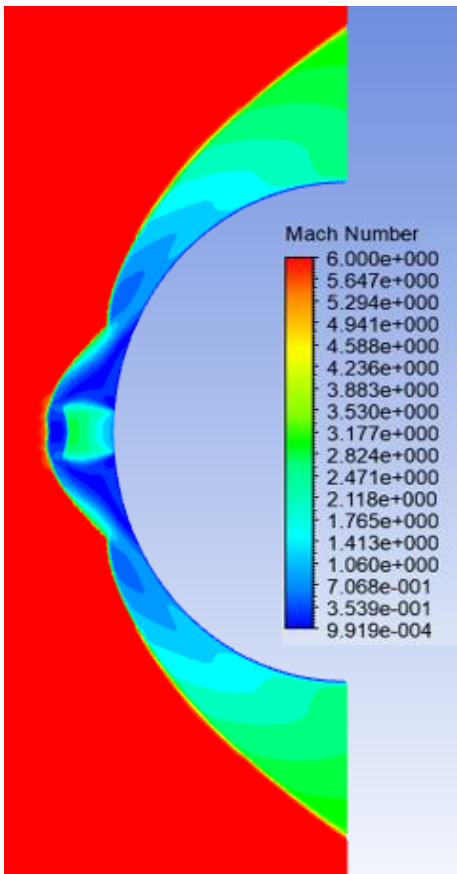
$t=t_0+0.00023$



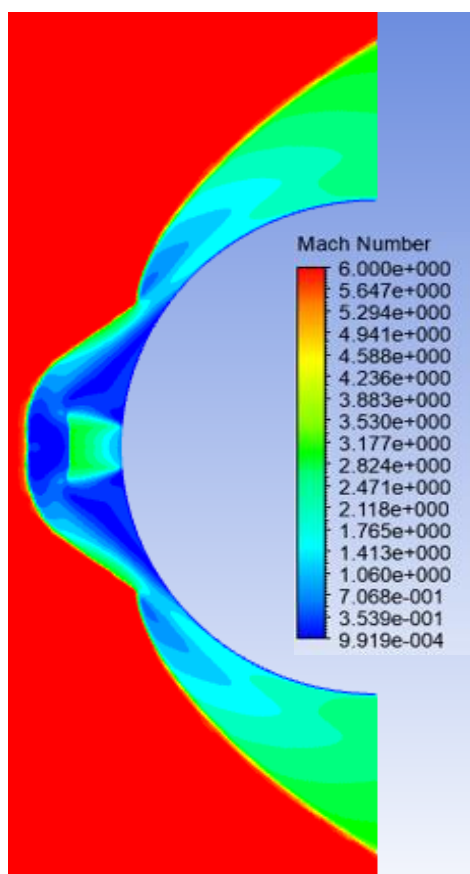
$t=t_0+0.00029$



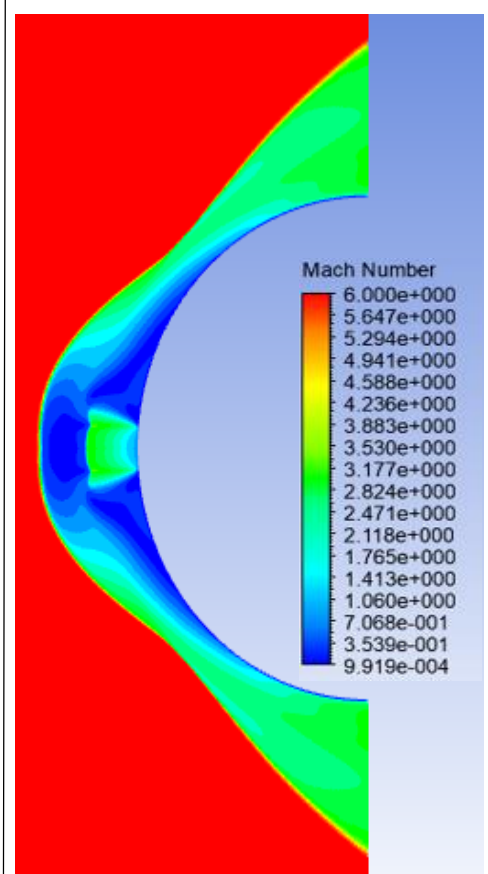
$t=t_0+0.00035$



$t=t_0+0.00041$



$t=t_0+0.00047$



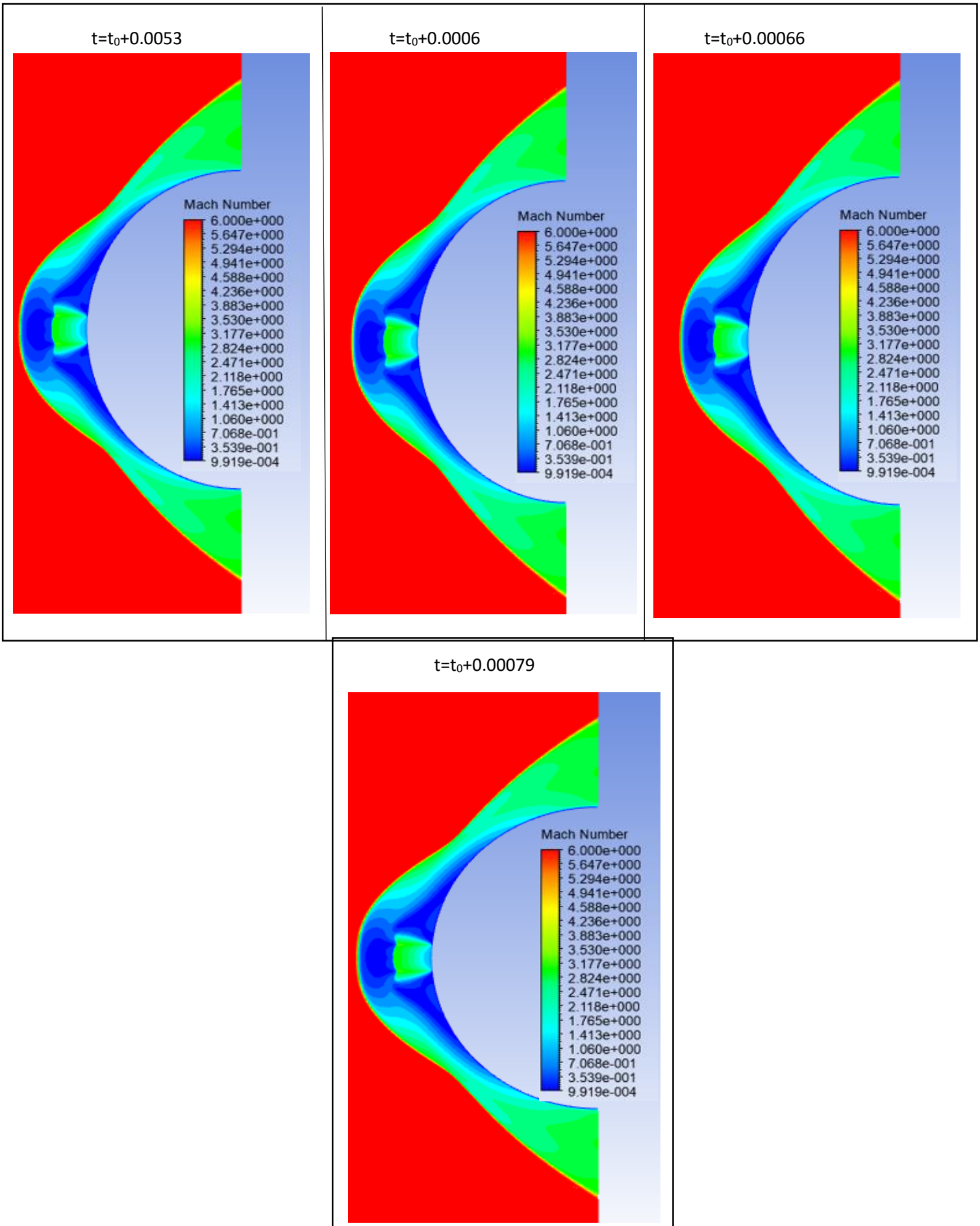


Figure 131: Variation de Mach en régime transitoire

**Animation (régime transitoire) :**

- Cliquez sur [Vidéo](#) avec **Ctrl+Clic**

**Sur ma chaine YouTube :**

<https://www.youtube.com/watch?v=IrzfmIaOAzc>

**Conclusion :**

Les travaux effectués dans cette étude concernent l'influence d'un jet à contre-courant sur le comportement d'un écoulement hypersonique rencontré pendant la phase de rentrée atmosphérique des engins spatiaux d'un corps arrondi. ce type d'écoulements est gouverné par des equations de Navier-Stokes axisymetrique stationnaire couplees avec les equations de conservation des especes et l'utilisation du model de turbulence  $k-\omega$  standard. L'air est ainsi assimilé à un gaz composé de cinq espèces ( $O_2, N_2, NO, O, N$ ) réagissant entre elles suivant le modèle de Zeldovich à 17 réactions élémentaires en éventuel déséquilibre chimique. Les phénomènes d'ionisation et de radiation sont exclus et il est admis que l'équilibre thermique est réalisé. Ces hypothèses permettent de prendre en considération la plupart des phénomènes intervenant lors de la rentrée atmosphérique, pour des altitudes comprises entre 80 et 40 km environ.

On exécute dans un premier temps une simulation sans jet sur le corps émoussé de Lobb pour valider nos résultats initiaux déterminer les différents paramètres à savoir le nombre de Mach, le champ de pression et de température ainsi les fractions massiques des espèces. Cette contribution est réalisée à l'aide de logiciel ANSYS 19.0 où on a concentré sur le comportement de l'écoulement réactif et les phénomènes physico-chimiques,

Dans la deuxième partie, nous avons étudié l'effet du jet contre-courant dans la condition de température de paroi est fixe avec modèle de turbulence  $k-\omega$  SST, Après avoir étudié l'interaction d'un jet simple libre pour différent rapport de pression, nous tachons de varier le rapport de pression, entre-autre le débit, d'une manière décroissante par une méthode de sélection itérative jusqu'à atteindre une température maximale au niveau de la paroi en déterminant le coefficient d'échange par convection (Ch) pour la condition de paroi .

On a proposé ensuite plusieurs configurations distinctes de jets-multiple dépensant toute la quantité du gaz réactif à un système de plusieurs orifices dépensant cette même quantité de gaz avec jet simple et étudié l'influence d'altitude donc influence tous les paramètres thermodynamiques avec les conditions expérimentales de la rentrée de la navette spatiale (VOL- STS-2.) [47] afin d'expectant que le gain augmente avec l'augmentation du nombre de mach amont en terme de température, et d'après les valeurs obtenus, jet simple assure la protection de la paroi pour nombre de mach faible,

L'influence du schéma réactionnel se fait sentir à des mach élevés et est moins présente pour des mach relativement faibles ceci s'explique par la température caractéristique de vibration des molécules constituant l'air qui lorsqu'elle est atteinte ces derniers commencent à se dissocier provoquant ainsi des effets endothermiques absorbant une quantité de chaleur de l'écoulement.

Dans un tiers, On a étudié le régime transitoire, et le paramètre important CFL pour déterminer le choix du pas de temps.

En revanche, Les perspectives d'amélioration de la méthode présentée dans cette mémoire afin de mieux simuler les phénomènes rencontrés lors d'une rentrée atmosphérique concernent les deux parties de l'étude : modélisation et aspects numériques.

✓ Du point de vue modélisation :

- Le domaine de validité de la méthode pourrait être étendu en prenant en compte dans un premier temps les effets de déséquilibre thermique puis ceux de l'ionisation. Cette extension doit s'accompagner d'une remise en cause des hypothèses de diffusion. De plus, la prise en compte de différentes températures complique quelque peu le calcul des taux de production chimique : une température moyenne doit ainsi être introduite pour la détermination des vitesses de réaction. Enfin, en ce qui concerne l'ionisation, une hypothèse raisonnable consiste à assimiler l'air à un mélange de sept espèces ( $N_2$ ,  $O_2$ ,  $N$ ,  $O$ ,  $NO$ ,  $NO^+$ ,  $e^-$ ) ; le respect de la neutralité électrique permet ainsi de pas avoir à résoudre d'équation supplémentaire pour les électrons.

- L'étude de l'interaction entre le fluide et la structure, la description des mouvements des structures en contact le fluide lui-même en mouvement et plus précisément à la détermination de la façon dont le fluide modifie le comportement des structures

✓ Quant à l'aspect numérique :

- Reprendre cette étude avec le code open source

- Reprendre cette étude avec différents schémas réactionnels



---

**APPENDICE A**  
**LES COEFFICIENTS DES CONSTANTES DE VITESSE**  
**DIRECTES ET LES CONSTANTES D'ÉQUILIBRE**

- **Les constantes de vitesse directes :**

Les vitesses des réactions chimiques directes et inverse  $k_d$  et  $k_i$  en ( $cm^3 \cdot mol^{-1} \cdot s^{-1}$ ) et ( $cm^6 \cdot mol^{-2} \cdot s^{-1}$ ) respectivement. Elles sont déterminées par :

$$k_{d,r} = C_r \cdot T^{n_r} \cdot \exp\left(-\frac{\theta_{d,r}}{T}\right)$$

$$k_{i,r} = \frac{k_{d,r}}{k_{eq,r}}$$

$\theta_{d,r}$ : est la température caractéristique de dissociation pour la réaction  $r$ .

$k_{eq,r}$ : est la constante d'équilibre pour la réaction  $r$ .

**A.1. Modèle de Park 1990 :**



Tableau 36:: Modèle de Park 17 réaction

| Réactions | $C_r$                 | $n_r$ | $\theta_{d,r}$ |
|-----------|-----------------------|-------|----------------|
| $r = 1$   | $9.68 \times 10^{22}$ | -2.0  | 59750          |
| $r = 2$   | $9.68 \times 10^{22}$ | -2.0  | 59750          |
| $r = 3$   | $9.68 \times 10^{22}$ | -2.0  | 59750          |
| $r = 4$   | $2.90 \times 10^{23}$ | -2.0  | 59750          |
| $r = 5$   | $2.90 \times 10^{23}$ | -2.0  | 59750          |
| $r = 6$   | $3.70 \times 10^{21}$ | -1.6  | 113200         |
| $r = 7$   | $3.70 \times 10^{21}$ | -1.6  | 113200         |
| $r = 8$   | $4.98 \times 10^{22}$ | -1.6  | 113200         |
| $r = 9$   | $4.98 \times 10^{22}$ | -1.6  | 113200         |
| $r = 10$  | $1.60 \times 10^{22}$ | -1.6  | 113200         |
| $r = 11$  | $7.95 \times 10^{23}$ | -2.0  | 75510          |
| $r = 12$  | $7.95 \times 10^{23}$ | -2.0  | 75510          |
| $r = 13$  | $7.95 \times 10^{23}$ | -2.0  | 75510          |
| $r = 14$  | $7.95 \times 10^{23}$ | -2.0  | 75510          |
| $r = 15$  | $7.95 \times 10^{23}$ | -2.0  | 75510          |
| $r = 16$  | $6.44 \times 10^{17}$ | -1.0  | 38370          |
| $r = 17$  | $8.37 \times 10^{12}$ | 0.0   | 19450          |

## A.2. Les constantes d'équilibre :

Les constantes d'équilibre sont données par le modèle de PARK sous la forme suivante :

$$keq,r = \exp(C_{0,r} + C_{1,r} \cdot Z + C_{2,r} \cdot Z^2 + C_{3,r} \cdot Z^3 + C_{4,r} \cdot Z^4)$$

Avec :  $Z = 10000/T$

Le tableau suivant donne les coefficients  $C_{0,r}$  à  $C_{4,r}$  pour chaque réaction  $r$ .

Tableau 37: Coefficients des constantes d'équilibre.

| Réactions     | $C_{0,r}$ | $C_{1,r}$ | $C_{2,r}$ | $C_{3,r}$ | $C_{4,r}$ |
|---------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| $r = 1$ à 5   | 1.335     | -4.127    | -0.616    | 0.093     | -0.005    |
| $r = 6$ à 10  | 3.898     | -12.611   | 0.683     | -0.118    | 0.006     |
| $r = 11$ à 15 | 1.549     | -7.784    | 0.228     | -0.043    | 0.002     |
| $r = 16$      | 2.349     | -4.828    | 0.455     | -0.075    | 0.004     |
| $r = 17$      | 0.215     | -3.658    | 0.843     | -0.136    | 0.007     |

## APPENDICE B

### LES CONSTANTES ET PROPRIETES THERMODYNAMIQUES

#### B.1. Constantes de l'air

On trouve dans le tableau ci-dessous, les masses molaires, les valeurs des enthalpies de formation massique ainsi que des températures caractéristiques de vibration des espèces moléculaires.

*Tableau 38: Masses molaires, enthalpies de formation et températures*

| Espèces | $M_s$ (Kg)          | $h_s^0$ (J · Kg <sup>-1</sup> ) | $\theta_{v,s}$ (K) |
|---------|---------------------|---------------------------------|--------------------|
| $N_2$   | $28 \times 10^{-3}$ | 0.0                             | 3392               |
| $O_2$   | $32 \times 10^{-3}$ | 0.0                             | 2240               |
| $NO$    | $30 \times 10^{-3}$ | $2.996123 \times 10^6$          | 2688               |
| $O$     | $16 \times 10^{-3}$ | $1.543119 \times 10^7$          | –                  |
| $N$     | $14 \times 10^{-3}$ | $3.362161 \times 10^7$          | –                  |

#### B.2. Les coefficients des polynômes de $p C$

Les expressions des polynômes pour le calcul de la chaleur spécifique à pression constante de l'espèce, sont données sous la forme polynomiale suivante :

$$C_p = \begin{cases} A_1 + A_2 \cdot T + A_3 \cdot T^2 + A_4 \cdot T^3 + A_5 \cdot T^4 & 300 \leq T \leq 1000 \\ B_1 + B_2 \cdot T + B_3 \cdot T^2 + B_4 \cdot T^3 + B_5 \cdot T^4 & 1000 \leq T \leq 5000 \end{cases}$$

Ces constantes sont issues de la référence (ANSYS Help)

*Tableau 39: Les coefficients des polynômes de  $C_p$*

|       | $A_1$      | $A_2$       | $A_3$                       | $A_4$                        | $A_5$                        |
|-------|------------|-------------|-----------------------------|------------------------------|------------------------------|
| $O_2$ | 834.826477 | 0.292958    | $-1.495637 \times 10^{-04}$ | $3.413885 \times 10^{-07}$   | $-2.2783584 \times 10^{-10}$ |
| $N_2$ | 979.0429   | 0.41796389  | $-1.176279 \times 10^{-03}$ | $1.674394 \times 10^{-06}$   | $-7.256297 \times 10^{-10}$  |
| $NO$  | 935.6001   | 0.347209    | $-9.15153 \times 10^{-04}$  | $1.44579 \times 10^{-06}$    | $-6.778306 \times 10^{-10}$  |
| $O$   | 1531.1577  | -0.85129899 | $1.2581 \times 10^{-04}$    | $-8.329426 \times 10^{-07}$  | $2.021861 \times 10^{-10}$   |
| $N$   | 1485.8164  | -0.01294    | $3.2176118 \times 10^{-05}$ | $-3.3523769 \times 10^{-08}$ | $1.246498 \times 10^{-11}$   |

|                | B <sub>1</sub> | B <sub>2</sub> | B <sub>3</sub>               | B <sub>4</sub>              | B <sub>5</sub>              |
|----------------|----------------|----------------|------------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| O <sub>2</sub> | 960.7523       | 0.15941        | -3.270885×10 <sup>-05</sup>  | 4.6127648×10 <sup>-09</sup> | -2.952832×10 <sup>-13</sup> |
| N <sub>2</sub> | 868.6229       | 0.4416295      | -1.6872×10 <sup>-04</sup>    | 2.9967875×10 <sup>-08</sup> | -2.004385×10 <sup>-12</sup> |
| NO             | 899.2721       | 0.3516634      | -1.3898×10 <sup>-04</sup>    | 2.540701×10 <sup>-08</sup>  | -1.738845×10 <sup>-12</sup> |
| O              | 1321.02087     | -0.0143171     | -1.6124203×10 <sup>-06</sup> | 2.3650335×10 <sup>-09</sup> | -2.269926×10 <sup>-13</sup> |
| N              | 1454.4726      | 0.0632861      | -4.4314045×10 <sup>-05</sup> | 1.115756×10 <sup>-08</sup>  | -6.090213×10 <sup>-13</sup> |

### B.3. Efficacité de l'élément-tiers :

Tableau 40: Efficacité de l'élément tiers

| M              | Dissociation de O <sub>2</sub> | Dissociation de N <sub>2</sub> | Dissociation de NO |
|----------------|--------------------------------|--------------------------------|--------------------|
| O <sub>2</sub> | 0.2                            | 0.233                          | 0.05               |
| N <sub>2</sub> | 0.2                            | 0.233                          | 0.05               |
| NO             | 0.2                            | 0.233                          | 1                  |
| O              | 1                              | 1                              | 1                  |
| N              | 1                              | 1                              | 1                  |

### B.4. Les paramètres de Lennard-Jones :

Tableau 41: Les paramètres de Lennard- Jones

|                | $\sigma \left[ \overset{\circ}{\text{A}} \right]$ | $\varepsilon / k_B \left[ \overset{\circ}{\text{K}} \right]$ |
|----------------|---------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------|
| O <sub>2</sub> | 3.467                                             | 106.7                                                        |
| N <sub>2</sub> | 3.798                                             | 71.4                                                         |
| NO             | 3.492                                             | 116.7                                                        |
| O              | 3.050                                             | 106.7                                                        |
| N              | 3.298                                             | 71.4                                                         |

## **Bibliographie :**

- [1] Dyson, Pr Je, et Al. "Prise en compte du rayonnement dans les écoulements hyperenthalpiques."
- [2] Koffi-kpante, KossI. Etude des phénomènes de déséquilibre thermo-chimique dans la couche de choc radiative de l'atmosphère simulée de Titan. Diss. Aix-Marseille 1, 1996.
- [3] Corpening, griffin, and j. o. h. n. anderson, JR. "Numerical solutions to three- dimensional shock wave/vortex interaction at hypersonic speeds." 27th Aerospace Sciences Meeting. 1989.
- [4] Abgrall, Remi, et Al. Hypersonic flows for reentry problems. Diss. INRIA, 1992.
- [5] Soubrie, tristan. Prise en compte de l'ionisation et du rayonnement dans la modélisation des écoulements de rentrée terrestre et martienne. Diss. Toulouse, ENSAE, 2006.
- [6] Hirschel, Ernst Heinrich. "Basics of aerothermodynamics." (2005).
- [7] Sini, Jean-François. Mécanique des fluides: Travaux dirigés & travaux en autonomie. Ecole centrale de Nantes, 2008..
- [8] Lamet, Jean-michel. Transferts radiatifs dans les écoulements hypersoniques de rentrée atmosphérique terrestre. Diss. Châtenay-Malabry, Ecole centrale de Paris, 2009.
- [9] Becerra-celis, Giuliana. Proposition de stratégies de commande pour la culture de microalgue dans un photobioréacteur continu. Diss. Ecole Centrale Paris, 2009.
- [10] Ouziaux, Roger, Jean Perrier. Mécanique des fluides appliquée. No. BOOK. Dunod, 1967.
- [11] Thielen, Luuk, et Al. "Predictions of flow and heat transfer in multiple-impinging jets with an Elliptic-Blending second-moment closure." CHT-04-Advances in Computational Heat Transfer III. Proceedings of the Third International Symposium. Begel House Inc., 2004.
- [12] Burden, R. L, J. D. Faires, and A.M Burden. "Numerical analysis: Cengage Learning." Brooks/Cole (2010).
- [13] Anderson Jr, John D. "Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics . Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics." (2006)
- [14] Boulahia, Allaoua, Mohammed Afrid, and Malki Belkhiri. "Simulation de la couche limite hypersonique autour d'un corps émoussé du type sphère-cylindre." Synthèse: Revue des Sciences et de la Technologie 21 (2010): 103-123.
- [15] Allouche, Rachid. "Simulation numérique des effets de la radiation sur les paramètres thermo-chimiques derrière une onde de choc." (2014).
- [16] Gomez, Luis Fernando. Modélisations des effets de surface sur les jets horizontaux subsoniques d'hydrogène et de méthane. Diss. Université du Québec à Trois-Rivières, 2010.

- [17] Mustapha, Boussoufi. Simulation Numérique des Jets Multiples. Diss. Université Mohamed Boudiaf des Sciences et de la Technologie-Mohamed Boudiaf d'Oran.(2017-2018)
- [18] Salentey, Luc. Etude expérimentale du comportement de brûleurs à jets séparés: application à la combustion gaz naturel-oxygène pur. Diss. Rouen, 2002.
- [19] Arendt, J., H. A. Babcock, and J. C. Schuster. "Penetration of a jet into counterflow." *J. Hydr. Div* 82 (1956): 1038-8.
- [20] Beltaos, S., and N. Rajaratnam. "Circular turbulent jet in an opposing infinite stream." (1973).
- [21] Sui, K. N. et Ivanov, Y. V. "The investigation of the development of a circular Jet in the initial region of an opposing jet of large dimensions."(1959).
- [22] Saghravani, S. F., and A. S. Ramamurthy. "Penetration length of confined counter flowing jets." *Journal of Hydraulic Engineering* 136.3 (2010): 179-182.
- [23] Morgan, William D., Brian J. Brinkworth, and Gordon V. Evans. "Upstream penetration of an enclosed counterflowing jet." *Industrial & Engineering Chemistry Fundamentals* 15.2 (1976): 125-127..
- [24] Finley, P. J. "The flow of a jet from a body opposing a supersonic free stream." *Journal of Fluid Mechanics* 26.2 (1966): 337-368.
- [25] Adams, R. "The effects of retrorockets on the aerodynamic characteristics of conical aeroshell planetary entry vehicles." 8th Aerospace Sciences Meeting. 1970.
- [26] Daso, Endwell O., et Al. "Dynamics of shock dispersion and interactions in supersonic freestreams with counterflowing jets." *AIAA journal* 47.6 (2009): 1313-1326..
- [27] Venkatachari, Balaji Shankar, et Al. "Numerical investigation of the interaction of counterflowing jets and supersonic capsule flows." 42nd AIAA Thermophysics Conference. 2011.
- [28] Abdolahi Poor, Soheila, Abbas Mardani, and Seyed Arash Seyed Shamstaleghani. "Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow." *Aerospace Knowledge and Technology Journal* 5.1 (2016): 55-65.
- [29] Venkatachari, Balaji shankar, et Al. "Long penetration mode counterflowing jets for supersonic slender configurations—A numerical study." 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2013.
- [30] Park, Chul. "The limits of two-temperature kinetic model in air." 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2010.
- [31] Treanor, Charles E., and Paul V. Marrone. "Effect of dissociation on the rate of vibrational relaxation." *The Physics of Fluids* 5.9 (1962): 1022-1026.
- [32] Launder, Brian Edward, and Dudley Brian Spalding. "Lectures in mathematical models of turbulence." (1972).

- [33] Shih, Tsan-hsing, et Al. "A new  $k-\epsilon$  eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows." *Computers & fluids* 24.3 (1995): 227-238.
- [34] Choudhury, D. Introduction to the renormalization group method and turbulence modeling. Fluent incorporated, 1973..
- [35] Launder, Brian Edward, AND DUDLEY BRIAN SPALDING. "The numerical computation of turbulent flows." *Numerical prediction of flow, heat transfer, turbulence and combustion*. Pergamon, 1983. 96-116. [36] Orsag S. A. Analytical theories of turbulence. *Journal of fluid mechanics* 1970, 41, 363-386.
- [37] GHENDOUR, Nabil, et al. "Simulation numérique d'un écoulement hypersonique autour d'un corps émoussé de type nez de navette spatiale." (2015).
- [38] ANSYS 13.0 Tutorial, "Customer Training Material".: ANSYS Inc, 12/2010.
- [39] Hayashi, Kentaro, Shigeru Aso, and Yasuhiro Tani. "Experimental study on thermal protection system by opposing jet in supersonic flow." *Journal of Spacecraft and Rockets* 43.1 (2006): 233-235.
- [40] Courant, Richard, Kurt friedrichs, and Hans lewy. "On the partial difference equations of mathematical physics." *IBM journal of Research and Development* 11.2 (1967): 215-234.1967, translation from a paper originally appeared in *Mathematische Annalen* 100 32{74, 1928.
- [41] Alber, Irwin E. "Estimating the Orbiter reentry trajectory and the associated peak heating rates." *Aerospace Engineering on the Back of an Envelope*. Springer, Berlin, Heidelberg, 2012. 221-276..
- [42] MENTER, FLORIANR. "Zonal two equation kw turbulence models for aerodynamic flows." 23rd fluid dynamics, plasmadynamics, and lasers conference. 1993.
- [43] Shen, Binxian, Weiqiang liu, and Liang yin. "Drag and heat reduction efficiency research on opposing jet in supersonic flows." *Aerospace Science and Technology* 77 (2018): 696-703.
- [44] Gazzah, Mohamed Hichem, Lotfi brahim, and Hafedh Belmabrouk. "Evaluation des Modèles de Turbulence dans un Jet Turbulent Débouchant dans un Co-courant d'Air: Concept de Génération d'Entropie." *International Journal of Science, Engineering and Technology* 3.2 (2015): 84-88.
- [45] Gharraei, R., A. Vejdani, and S. Baheri. "Numerical investigation on the fluid flow and heat transfer of non-Newtonian multiple impinging jets." *International Journal of Thermal Sciences* 104 (2016): 257-265.

[46] Nouali, Nassira, and Amina Mataoui. "Analysis of steady turbulent triple jet flow with temperature difference." *Nuclear Engineering and Design* 280 (2014): 8-20.

[47] Arnal D. « Laminar-Turbulent transition problems in supersonic and Hypersonic flows», AGARD Rep. 761, 1988