



Université Mohamed Khider de Biskra
Faculté des Sciences et de la Technologie
Département de Génie Mécanique

MÉMOIRE DE MASTER

Domaine : Sciences et Techniques

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Energétiques

Réf. :

Présenté et soutenu par :
Mr. Mohamed El Bachir HICHER

Le : Mardi 09 juillet 2019

Etude numérique d'un jet impactant sur une paroi plane

Jury :

Dr. Belhi GUERIRA	MCA	Université de Biskra	Président
Dr. Nourrdine BELGHAR	MCA	Université de Biskra	Rapporteur
Dr. Nacer CHOUCANE	MCA	Université de Biskra	Examineur

Année universitaire : 2018 - 2019



Dédicaces

Je dédie ce modeste travail

A mes chers parents

Pour Leurs amour, leurs bonté, leurs sacrifice,

Leurs encouragements perpétuels

A mes frères et mes soeurs

A toute ma famille

A mon encadreur Dr. BELGHAR Nourredine

A tous mes collègues surtout

ZINEB, SAMAH, OUSSAMA, LAHCEN

ISMAIL, SAMI et BILAL

A tous ceux qui ont sacrifié leur temps pour la science

et à tous ceux qui utilisent la science pour le bien

et la prospérité de l'humanité

Mohamed el bachir HICHER

Remerciement

Je remercie Dieu Allah le tout puissant de m'avoir donné courage et patience, qui m'a permis d'accomplir ce modeste travail.

Je tiens en premier à exprimer ma grande gratitude envers mon Encadreur Dr. Nourredine BELGHAR, qui m'a apporté son aide et ses conseils précieux et de m'avoir inspiré ce sujet et suivi de très près sans ménager son temps ni si efforts, qu'il trouve dans ce travail mon témoignage respectueux

Je remerce Dr. Abd El Hakim BAGAR pour avoir bien voulu accepter de présider le jury

Je remerce Dr. Nacer CHOUCANE pour avoir bien accepté d'examiner ce mémoire

Je tiens à exprimer mes sincères remerciements pour mes parents, ma famille et toute personne ayant participé de loin ou de près pour l'aboutissement de ce modeste travail.

Mohamed el bachir HICHER

Nomenclature.....	I
Liste des figures.....	II
Introduction général.....	1

Chapitre I : Synthèse Bibliographique

I.1. Introduction.....	2
I.2. les jets libre impactant.....	2
I.2.1. Les zones d'un jet libre.....	3
I.2.2. Description d'un jet tourbillonnaire.....	5
I.2.3. Le nombre de tourbillonnement (swirl).....	6
I.3. Structure du jet impactant une paroi plane.....	6
I.3.1. Région de jet libre.....	7
I.3.2. Région du jet de paroi.....	7
I.4. Types de jets impactants.....	8
I.4.1. Impacts de jets de cœur potentiel ou de jet transitionnel.....	8
I.4.2. Refroidissement par impact de jets.....	9
I.4.2.1. Application aux systèmes de refroidissement.....	11
I.4.2.2. Application pour refroidissement des aubes de turbine.....	11
I.4.2.3. Application pour refroidissement des composants électroniques.....	11
I.5. Quelques travaux de synthèse.....	12

Chapitre II : Modèles mathématiques

II.1 Introduction.....	15
II.2 Equations générales.....	15
II .2.1. Equation de continuité.....	15
II .2.2. Equation de quantité de mouvement.....	16
II.3 Modèles mathématiques.....	17
II.3.1 Hypothèses et équations de transferts.....	18

II.3.2 Conditions aux limites.....	19
II.3.3 Modélisation de la turbulence.....	20

Chapitre III : Etude numérique

III.1.Introduction.....	21
III.2 .Problématique.....	21
III.3. Les étapes du logiciel.....	22
III.3.1 Création du projet.....	22
III.3.2 Création de la géométrie.....	23
III.3.3Condition géométrique du problème en question.....	24
III .3.4 Création du maillage.....	25
III.3.5 Simulation sous Fluent.....	26
III.3.6 Conditions aux limites.....	26
III.4 Les étapes de lancement du calcul par fluent.....	27
III.4.1 Ouverture le maillage dans fluent.....	27
III.4.2 .Convergence Du Calcul.....	28

Chapitre IV :Résultats Et Discussion

IV.1 Introduction.....	30
IV.2 La convergencedes résultats.....	30
IV.2.1 Modèle k-ε (schème SIMPLE).....	30
IV.2.2Modèle k-ε (schème COUPLED).....	31
IV.3 Topologie du champ thermique.....	31
IV.4 Interprétation et discussion des résultats obtenus.....	34
IV.4.1 Contour vitesse.....	34
IV .4.2 contour de d'énergie cinétique turbulente.....	35
IV.4.3 Intensité de turbulence.....	36
IV.4.4 Les lignes de courant.....	37
IV.4.5. Nombre de Nusselt.....	38

Conclusion général.....	40
Référence bibliographique.....	41
Résumé.....	44

Nomenclature

Symbole	Définition	Unité
ν	Viscosité cinématique	$m^2.s^{-1}$
ρ	Masse volumique de l'air	$Kg.m^{-3}$
λ	Conductivité thermique de l'air	$W.m^{-1}.K^{-1}$
C_p	Chaleur massique	$J.Kg^{-1}.K^{-1}$
N_u	Nombre de Nusselt	-
S	Nombre de Swirl	-
ν_t	viscosité turbulente	$Kg.m^{-1}.s^{-1}$
δ_{ij}	Delta de Kronecker ou Tenseur identité	-
ε	Taux de dissipation de l'énergie cinétique	$m^2.s^{-2}$
k	l'énergie cinétique turbulente	$m^2.s^{-2}$
H	Hauteur d'impact	m
I	Intensité de turbulence	-
W	Vitesse tangentielle	$m.s^{-1}$
S_{ij}	Tenseur du taux de déformation	-
μ	Viscosité dynamique	$Kg.m^{-1}.s^{-1}$
D	Diamètre	m

Nomenclature

Symbole	Définition	Unité
d	Diamètre de la vanne support	m
U	Vitesse moyenne axiale	m. s^{-1}
\bar{U}_i	Composante de vitesse filtrée suivant la direction i	m. s^{-1}
\bar{U}_j	Composante de vitesse filtrée suivant la direction j	m. s^{-1}
Re	Nombre de Reynolds	–
C_μ	Constante empirique liée à la viscosité turbulente	–
Pr	Nombre de Prandtl	–
r	rayon	m
u_i	Fluctuation de vitesse suivant la direction i	m. s^{-1}
T	Température	K
Q	Flux thermique	W
T_p	Température de parois	k
h	Coefficient de transfert convectif local	w. m^{-2}
$T_{réf}$	une température de référence qui est fixé sur le jet	k
$\overline{u_i u_j}$	les tensions turbulentes	–

Liste des figures et Liste des tableaux

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1. Plan de symétrie d'un jet circulaire turbulent à $Re=10000$ DIMOTAKIS 1983.....	2
Figure I.2. Représentation schématique de la structure du jet libre. Nicolas Rivière.....	4
Figure I.3. Représentation du swirling- jet en coordonnées cylindriques.....	5
Figure I.4 Structure du jet impactant RADY 2004 C.....	7
Figure I.5. Différents jets impactant: a) impact du noyau potentiel b) impact du jet transitionnel.....	8
Figure I.6. Impact d'un jet, d'après.....	9
Figure I.7. Jet impactant unique, d'après.....	9
Figure I.8. Trois types d'orifices d'impact.....	10
Figure I.9. Refroidissement des parois de la chambre de combustion par jet impactant.....	10
Figure I.10. Refroidissement d'une aube de turbine par jets impactants, Thibault et al (2009)	11
Figure I.11. Refroidissement des composants électroniques arrangés dans un canal.....	12

Chapitre II

Figure (II -1) : Le domaine à traiter.....	17
---	----

Chapitre III

Figure III.1 . description de la géométrie d'un jet impactant.....	21
Figure. III.2. interface de la création d'un projet.....	22
Figure. III.3. sous- interface de la création d'un projet.....	23
Figure. III. 4. interface du logiciel Workbench.....	24
Figure .III.5 : Géométrie du Domain de calcul.....	24
Figure .III.6. interface de la création du maillage.....	25
Figure. III.7. Triangles + quadrilatères près des parois pour bien capter les couches limites ($y^+ < 1$).....	25
Figure.III.8. Interface da la simulation par fluent.....	27
Figure. III.9. L'interface du lancement du calcul.....	27
Figure. III.10. L'interface du lancement du calcul.....	28
Figure.III.11. Allure de l'évolution des résidus de calcul.....	29

Liste des figures et Liste des tableaux

Chapitre IV

Figure (IV.1) résidus à l'échelle de schème SIMPLE.....	30
Figure (IV.2) résidus à l'échelle de schème COUPLED.....	31
Figure (IV.3) jet impactant.....	31
Figure (IV.4) Distribution de Nusselt.....	33
Figure (IV.5) iso contours de la vitesse à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$	34
Figure (IV.6) iso contours de la vitesse à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$	34
Figure (IV.7) : contour de d'énergie cinétique turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$	35
Figure (IV.8) : contour de d'énergie cinétique turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$	35
Figure (IV.9) : Champs d'intensité turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$	36
Figure (IV.10) : Champs d'intensité turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$	36
Figure (IV.11) : Les lignes de courant à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$	37
Figure (IV.12) : Les lignes de courant à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$	37
Figure (IV.13) : nombre de Nusselt à $Re = 23000$ et $H/d = 3.75$	39
Figure (IV.14) : évolution du nombre de Nusselt pour $Re = 23000$ et $H/d = 7.5$	39

Liste des tableaux

Chapitre II

Tableau (II -1) : Géométrie du Domain de calcul.....	17
Tableau (II -2) : propriété du fluide	19
Tableau (II -3) : condition aux limites.....	19

Chapitre III

Tableau (III -1) : Géométrie du Domain de calcul.....	24
Tableau (III -2) : propriété du fluide	26
Tableau (III -3) : condition aux limites.....	26

Liste des figures et Liste des tableaux

Introduction
Générale

INTRODUCTION GENERALE

Introduction générale :

Le refroidissement par jets est une solution favorisée dans les applications industrielles lorsque l'on cherche à enlever, ou bien à apporter une quantité de chaleur intense sur des surfaces [1].

Parmi ces applications on cite le domaine de l'aéronautique par exemple, le refroidissement par jets est utilisé pour refroidir les aubes de turbines ou bien les chambres de combustion des moteurs de nouvelles générations.

Ce type d'applications a mis en évidence la nécessité de recherches complémentaires sur le comportement de jets et de leur interaction partagée.

Dans le domaine de l'électronique, l'augmentation perpétuelle de la puissance dissipée par les composants modernes, ainsi que le souci permanent de compacité ont conduit au besoin de trouver des solutions efficaces au problème de l'extraction de chaleur en milieu confiné.

Cette fonction est souvent assurée par des échangeurs compacts dont les parois sont refroidies par des jets impactant.

Ces exemples illustrent la grande variété d'applications et l'exposé qui sera présenté tentera de les illustrer. Dans le cadre de la recherche faite sur les jets. Enfin on étudiera un exemple de modélisation numérique réalisée à l'aide de logiciels pour résoudre ce type de problèmes.

Organisation du mémoire :

Le mémoire est constituée d'une introduction et de 4 chapitres et enfin une conclusion générale.

Le premier chapitre contient les résultats d'une recherche bibliographique très poussée sur le refroidissement par la technique du jet impactant.

Le deuxième chapitre présente la modélisation mathématique hydrodynamique et thermique des jets impactant une surface plane. On y trouve une présentation des équations.

Dans le troisième chapitre, on présente la formulation numérique choisie pour la simulation. A la fin du chapitre, on décrit brièvement le code commercial WORKBENCH utilisé dans les calculs.

Le quatrième chapitre présente les résultats d'une étude numérique de l'écoulement et du transfert de chaleur engendré par les jets impactant une surface plane. Finalement, le mémoire est clôturé par une conclusion générale

Chapitre I
Synthèse Bibliographique

CHAPITRE I.Synthèse Bibliographique

I.1. Introduction :

Après avoir donnée les différentes méthodes de refroidissement et leurs applications ,on s'intéresse plus particulièrement dans ce chapitre à la méthode des jets impactant. L'écoulement classique du jet libre est décrit avant d'aborder la structure du jet impactant. Quelques travaux récents sont abordés afin de mieux comprendre les différentes problématiques liées au jet impactant.

I.2. Les jets libres impactant :

Pour illustrer bien les structures propres d'un jet impactant, il convient d'abord de s'intéresser au cas du jet libre. La figure (1.1), célèbre le développement d'un jet libre circulaire d'après DIMOTAKIS en 1983 [02]. Le fluide coloré (en clair) est injecté dans une zone au repos. Tout d'abord, l'écoulement se décompose en deux régions : une couche cisailée, où l'écoulement est rotationnel, et une région irrotationnelle qui l'entoure. La couche de cisaillement est la région centrale soumise à des forts gradients de vitesse et caractérisée par son accroissement radial (largeur du jet).

Ce dernier est le résultat de deux phénomènes distincts : d'une part la diffusion visqueuse, et d'autre part un phénomène d'entraînement par des structures tourbillonnaires cohérentes. C'est-à-dire des tourbillons qui ont un temps de vie grand devant leur temps de retournement.

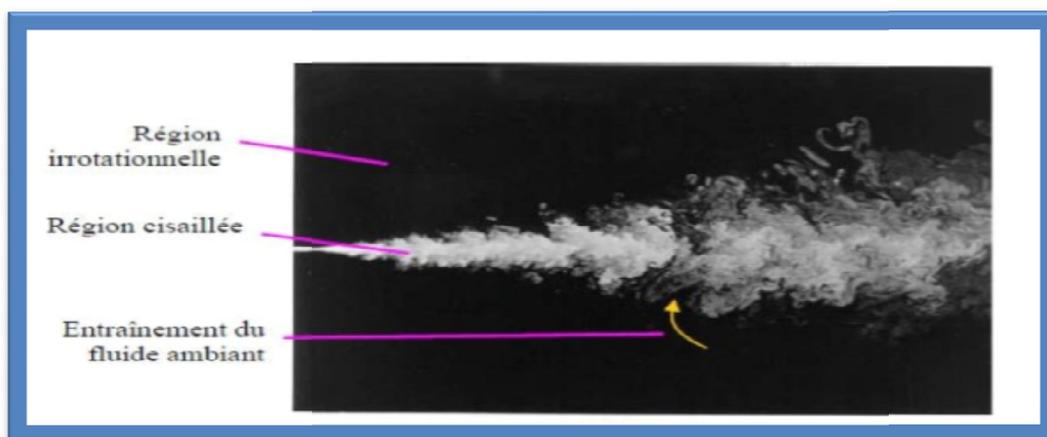


Figure (I.1). Plan de symétrie d'un jet circulaire turbulent à $Re=10000$ DIMOTAKIS 1983[2]

Les structures tourbillonnaires cohérentes présentées dans la région de la couche cisailée du jet, sont issues des instabilités de Kelvin-Helmoltz, dues à la différence de vitesse entre l'intérieur et l'extérieur du jet. Ces instabilités conduisent à l'ondulation puis à l'enroulement de l'interface, jusqu'à la formation de tourbillons pour engendrer une couche de mélange.

I.2.1. Les zones d'unjet libre :

Le jet libre fait partie de la classe des écoulements cisailés libres classiques au même titre que les sillages et les vagues. On parle de jet des lors qu'il y a injection d'un fluide via un orifice ou une buse. Le terme "libre" signifie que le jet se développe librement dans le milieu environnant sans être influence par la présence de parois à proximité. La turbulence de l'écoulement provient de celle injectée en amont du jet et est aussi générée par les gradients de vitesse. Dans ce rapport, seuls les jets subsoniques sont décrits mais les jets supersoniques (ou sous-d'étendus) existent et font également l'objet de nombreuses études [4].

Le jet libre subsonique peut se décomposer en trois régions distinctes, représentées en fig.(I.2) :

- ✓ une région inertielle, ou comme son nom l'indique, les forces d'inertie sont prépondérantes. Elle contient le cône potentiel. Le cône potentiel est un volume dans lequel le fluide n'est pas influencé par l'environnement extérieur. Ainsi dans cette zone, la vitesse, la température, la concentration sont constantes, égales aux variables d'éjection. Autour de ce cône potentiel se trouve une zone de mélange entre le fluide éjecté et le fluide environnant.
- ✓ Une région intermédiaire ou de transition, dans laquelle l'écoulement est contrôlé à la fois par les forces d'inertie et les forces gravitationnelles. Dans cette zone, on observe la décroissance de la vitesse axiale du jet ainsi que son expansion radiale.
- ✓ Une région dite pleinement développée où le jet devient auto similaire. Dans cette zone, il est possible de définir précisément certaines propriétés du jet telles que la décroissance de la vitesse axiale du jet, son taux d'expansion, le profil radial de vitesse axial. [4]
- ✓ Une zone de noyau ou cœur potentiel (qui est un cône potentiel pour les jets circulaires)
- ✓ Une zone de développement (zone de transition turbulente).
- ✓ Une zone d'écoulement établi (zone de turbulence développée).

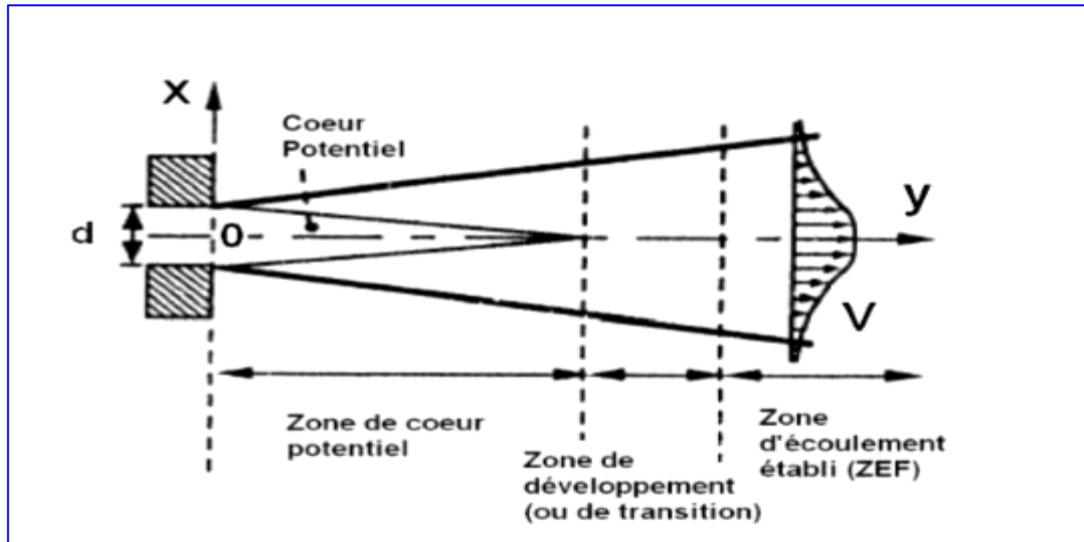


Figure. (I.2). Représentation schématique de la structure du jet libre. Nicolas Rivière [3]

Le système de coordonnées lié au jet est défini comme sur la figure (1.2) : L'origine O est fixée au centre de la sortie du jet. Les directions radiale et axiale sont notées respectivement x et y . Dans le plan (Oxy) , les composantes associées de la vitesse seront notées U et V . Dans le cœur potentiel d'un jet de direction principale y , la vitesse sur l'axe $V(y)$ reste constante et égale à la vitesse de sortie de jet $V(0)$, notée dans la suite plus simplement V_0 . Cette zone est limitée latéralement par la couche de mélange qui se développe à sa périphérie. Expérimentalement, la longueur du cône potentiel est définie comme la distance où la vitesse mesurée sur l'axe central, reste au moins égale à 95% ou à 99% de la vitesse en sortie de l'orifice V_0 . Comme la longueur du noyau potentiel dépend fortement des conditions initiales (profil initial de la vitesse, turbulence en entrée, type d'injection). Cette zone s'étend de 3 à 7d [3]. Dans la zone de développement, on observe la décroissance de la vitesse axiale et l'épaississement du jet. Les grandes tensions de cisaillement à la frontière du jet génèrent également de la turbulence, et permettent l'entraînement de fluide ambiant et donc le mélange. C'est dans cette zone que les tourbillons primaires de Kelvin-Helmholtz évoluent, et que la tridimensionnalisation de l'écoulement s'opère. Dans la zone d'écoulement établi (ZEF), le profil de vitesse est totalement développé et l'écoulement contient un spectre continu d'échelles tourbillonnaires. De grands tourbillons côtoient les petites structures, dont la plus petite dimension est donnée par l'échelle de Kolmogorov. [3]

I.2.2- Description d'un jet tourbillonnaire :

La description du jet tourbillonnaire (swirling-jet) est représentée dans la figure suivante selon [5] :

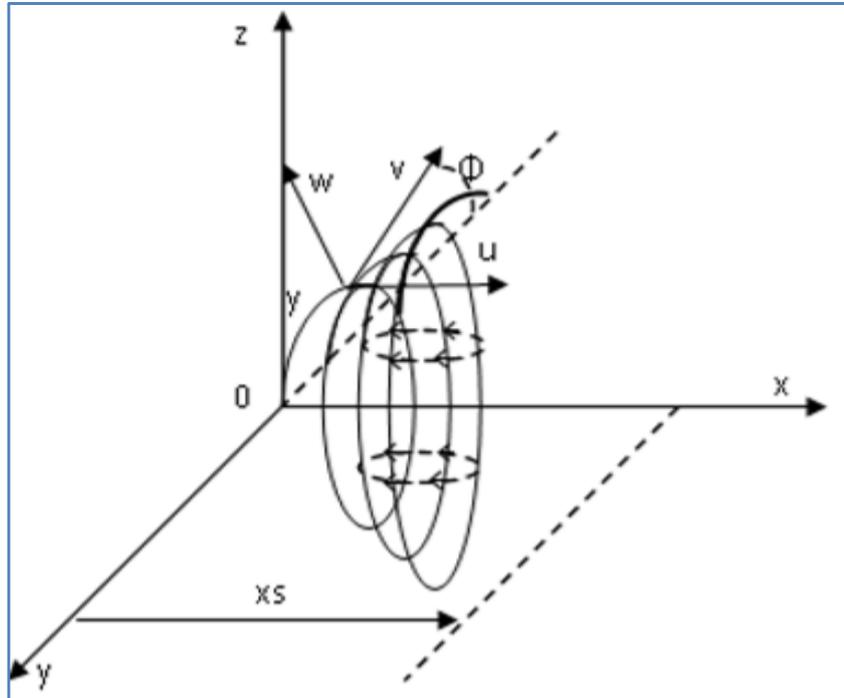


Figure (I. 3). Représentation du swirling- jet en coordonnées cylindriques

Soient les coordonnées cylindriques (x, r, Θ) :

X : coordonnée axiale

R : coordonnée radiale

Θ : Coordonnée tangentielle

Les composantes de vitesse sont :

U : composante de vitesse moyenne axiale

V : composante de vitesse moyenne radiale

W : composante de vitesse moyenne tangentielle

I.2.3-Le nombre de tourbillonnement (swirl) :

Le nombre de swirl S est un nombre sans dimension utilisé pour caractériser les écoulements tournants ou swirl .

Il est défini par le rapport entre le flux tangentiel sur le flux axial[5] :

$$S = \frac{G_{\theta}}{RG_x} = \frac{\int_{R_n}^{R_h} UWr^2 dr}{\int_{R_n}^{R_h} R_n U^2 r dr} \quad (I.1)$$

Où G_{θ} est le flux de quantité de mouvement tangentielle, G_x le flux de quantité de mouvement axiale, et R est un rayon caractéristique. R_n et R_h sont les rayons du support central et l'orifice d'entrée, respectivement. Il est important de noter ici que si les vitesses axiales et tangentielles sont supposés être uniforme et l'aube sont très minces, le nombre de turbulence peut être exprimée comme suit [5]:

$$S = 2/3 \left[\frac{1 - \left(\frac{R_h}{R_n}\right)^3}{1 - \left(\frac{R_h}{R_n}\right)^2} \right] \times \tan \alpha \quad (I.2)$$

Avec :

α : c'est l'angle d'inclinaison des ailettes formant le générateur de tourbillonnement

R_h : est le rayon de la vanne support du diffuseur

R_n : est le rayon de diffuseur

On notera que dans le cas d'un dispositif de tourbillonnement sans moyeu ($R_h = 0$), l'expression se réduit selon : Sato. H et al [8] à :

$$S = \frac{2}{3} \tan \alpha \quad (1.3)$$

I.3. Structure du jet impactant une paroi plane :

En général, le champ d'écoulement d'un jet impactant peut-être décomposer en différentes régions (Fig. 1.5). - une région de jet pseudo-libre (« free jet région »),

- une région d'impact ou de déflexion (appelée également région de stagnation ou « impingement région »),

- une région de jet radial parallèle au mur (jet de paroi ou « Wall-jet région »).

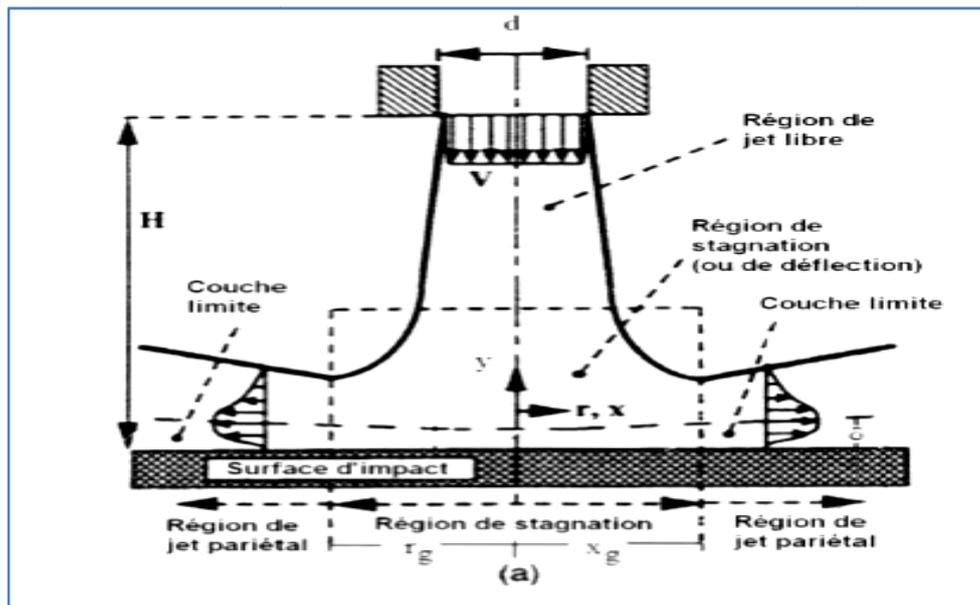


Figure (I.4) : Structure du jet impactant

Pour passer du jet libre au jet impactant, une surface rigide à l'encontre du jet.

Cela modifie complètement la topologie de l'écoulement. En général, il est possible de le décomposer en trois régions distinctes :

- une région de jet libre ou pseudo-libre
- une région d'impact
- une région de jet de paroi

I.3.1. Région de jet libre :

La région de jet libre correspond à la zone pour laquelle le jet ne voit pas la plaque. Celle-ci n'a donc aucune influence sur le jet et dans cette région, le jet se comporte comme un jet libre.

Elle possède la même structure de jet libre précédemment décrite. Lorsque la distance d'impact est très petite, comme cela

I.3.2. Région du jet de paroi :

Est caractérisée par un point de stagnation ainsi qu'une déflexion de l'écoulement axial du jet qui devient pariétal. A l'approche du point de stagnation, le jet ne possède plus les caractéristiques du jet libre. La vitesse sur l'axe du jet décroît jusqu'à devenir nulle à la paroi.

I.4. Types de jets impactant :

Effectués pour des jets de cœur potentiel ou de jet transitionnel, ce qui illustre le peu de données expérimentales disponibles dans le cas du jet développé.

I.4.1. Impacts de jets de cœur potentiel ou de jet transitionnel :

Les jets impactant peuvent être classés en trois types selon la distance d'impact h . On distingue l'impact de noyau potentiel pour ($h/d < 3$), l'impact du jet transitionnel et l'impact du jet développé. La plupart des travaux, et la totalité des études portant sur le mélange, sont

La figure suivante (Fig. 1.6) montre un schéma de jets dans les cas de l'impact dit, de cœur potentiel et de l'impact dit, de jet en transition.

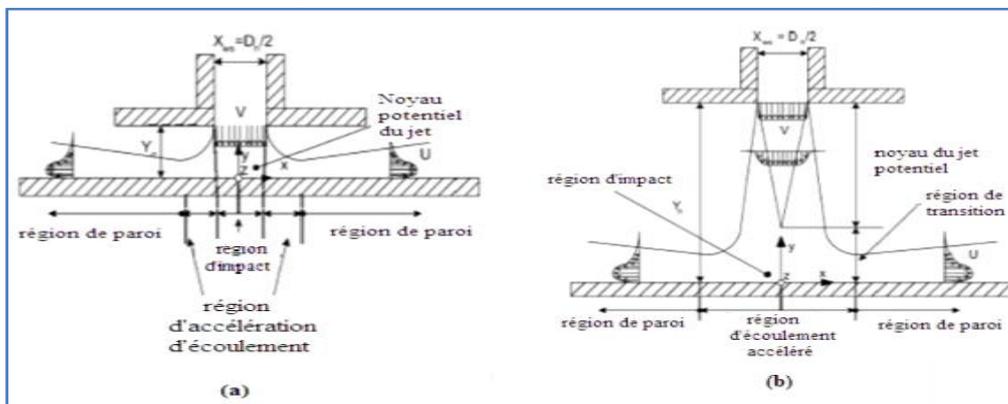


Figure (I.5) : Différents jets impactant :

a) Impact du noyau potentiel ; b) Impact du jet transitionnel

Ces types de jet sont notamment utilisés pour les échanges thermiques. En effet, la distance optimale pour refroidir une surface, se situe à l'endroit où l'intensité de la turbulence axiale atteint un maximum. Ce maximum est localisé pour h/d compris entre 6 et 8. Ceci explique que les jets impactant sont généralement étudiés pour des distances d'impact h inférieures à 10 diamètres. Malgré le nombre de travaux sur les jets impactant, il existe très peu d'études systématiques de quantification de la couche de mélange. [10]

I.4.2. Refroidissement par impact de jets

Dans le refroidissement par impact de jets, un ou plusieurs jets d'air à grande vitesse rencontrent la paroi à refroidir. Figure (1.6).

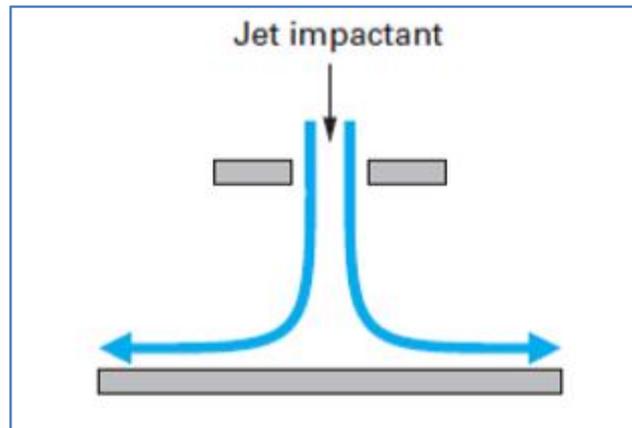


Figure (I.6) : Impact d'un jet, d'après [10]

Cette solution est sans aucun doute la plus efficace et permet d'atteindre localement les coefficients d'échange thermique les plus élevés. La réalisation est simple et demande seulement un plénum qui alimente une série de trous, dessinés et distribués de manière optimale, qui est séparé de la surface qui doit être refroidie par un espace.

L'échange thermique est particulièrement important au point d'impact (figure 1.8).

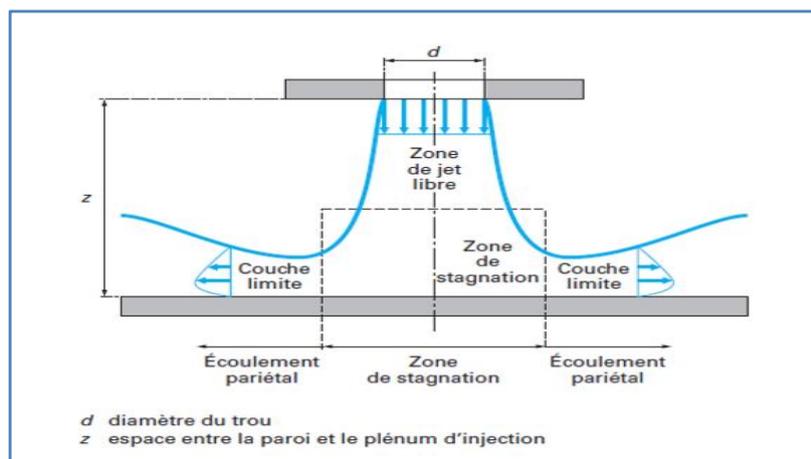


Figure (I.7) : Jet impactant unique, d'après [10]

L'impact concentré est plus spécifiquement utilisé pour refroidir une zone précise de l'aube : le plus souvent le bord d'attaque des aubes mobiles (partie soumise à un flux thermique important). Ce système génère cependant des pertes de charge importantes.

Ce type de refroidissement est également utilisé dans les turbomachines pour le refroidissement des aubes de turbine fixes ou mobiles, les chambres de combustion et les anneaux de turbine. L'air de refroidissement s'écoulant au travers des orifices d'impact vient frapper la paroi à refroidir. Il existe trois types d'orifices d'émission différents qui permettent d'injecter de l'air en direction de la paroi à refroidir : la fente, la buse et les orifices circulaires (Figure 1.9)

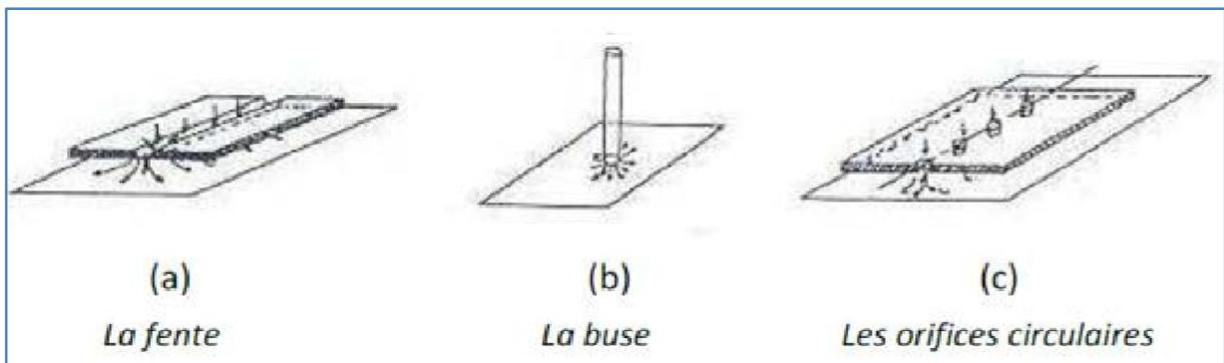


Figure (I.8) : Trois types d'orifices d'impact, [10]

I.4.2.1. Application aux systèmes de refroidissement

Une méthode couramment utilisée dans les systèmes de refroidissement des chambres de combustion des turboréacteurs par jets impactant, figure (I.8).

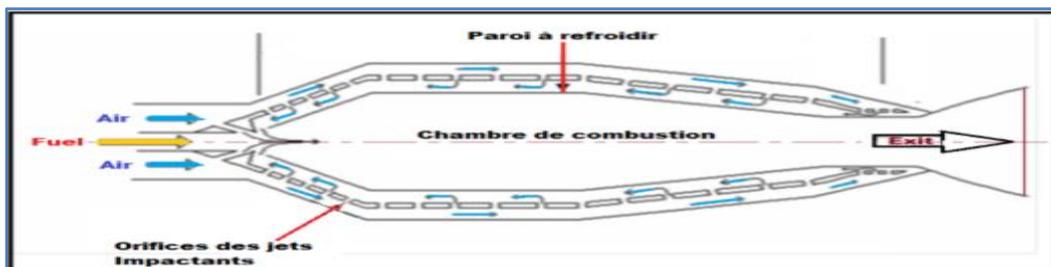


Figure (I.9) : Refroidissement des parois de la chambre de combustion par jet impactant

I.4.2.2. Application pour refroidissement des aubes de turbine : [11]

Cette dernière méthode constitue le sujet d'étude de ce rapport. Elle consiste à prélever de l'air frais du plénum et à l'injecter via des buses ou des fentes sur la paroi interne de l'aube (Fig. 1.8). Elle permet un refroidissement localisé de l'aube. Cette technique est très utilisée sur le bord d'attaque de l'aube, lieu où les contraintes thermiques sont maximales

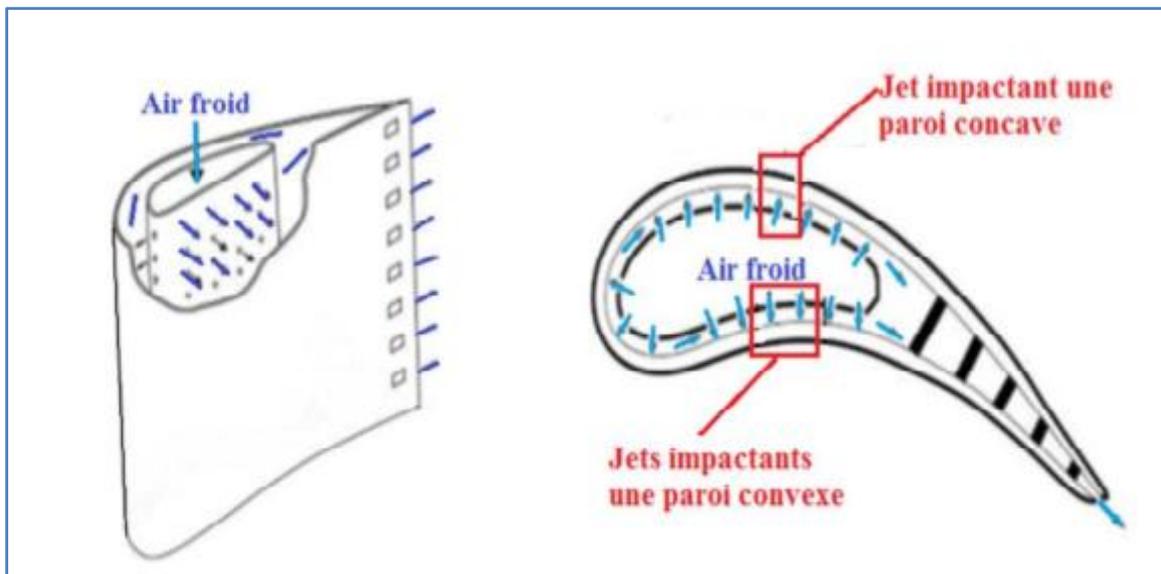


Figure (I .10) : Refroidissement d'une aube de turbine par jets impactants,

Thibault et al (2009)

I.4.2.3. Application pour refroidissement des composants électroniques :

Pour le domaine de l'électronique, des composants électroniques et des puces sont arrangés dans un canal pour le contrôle thermique. Dans le but d'assurer une meilleure longévité et une meilleure fiabilité des composants. Pour dissiper la puissance thermique imposée, les composants sont montés sur la partie élaboratrice, figure (1,9). Cette technique présente l'avantage de réduire la résistance thermique entre le composant et le fluide de refroidissement.

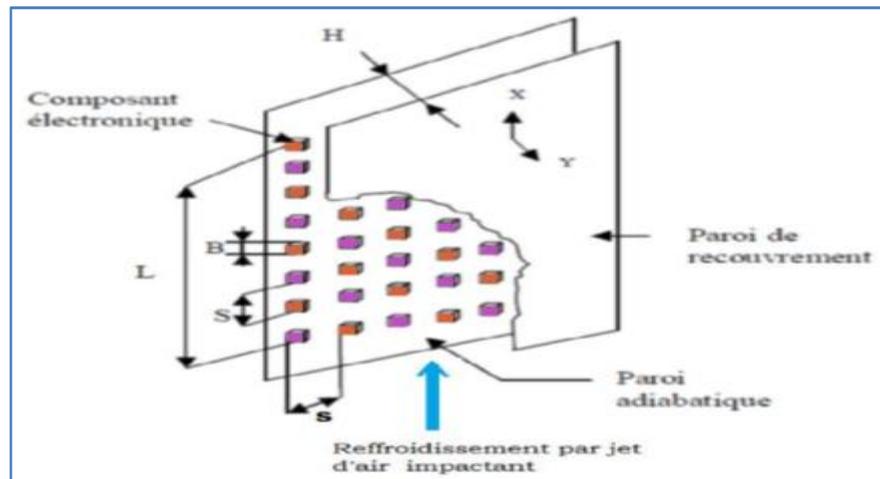


Figure (I.11) : Refroidissement des composants électroniques arrangés dans un canal

I.5. Quelques travaux de synthèse :

DERDOURI AMINA. (2014) [12]

A étudié numériquement par l'utilisation d'un code de calcul en Fortran, d'un jet turbulent axisymétrique et stationnaire, impactant perpendiculairement une plaque plane circulaire avec un transfert de chaleur. Cette configuration permet le refroidissement ou le chauffage localement et d'une manière efficace d'une zone bien déterminée d'une surface. Les effets de la turbulence ont été pris en compte en employant le modèle k- ϵ standard. L'évolution des comportements dynamique et thermique a été mise en évidence à travers les champs de vitesse moyenne, de l'énergie cinétique turbulente, de la pression et de la température. Les effets du nombre de Reynolds et de la distance buse-paroi d'impact sur l'écoulement ont été explorés.

TEJ et al. (2010) [13]

Une étude de simulation numérique du d'échange local de chaleur d'un fluide diphasique en écoulement lors du refroidissement d'un piston par un jet d'huile. Le piston soumis à un flux variable et une valeur initiale de température de 1050°C est refroidi par un jet d'huile de température 90°C. Ils ont conclu que les résultats obtenus décrivent la variation de la température à la paroi tout en exposant que le jet d'huile a bien complété son rôle de refroidissement.

NASSEM UDDIN et al. (2013) [14]

Ont fait une simulation numérique d'un jet froid impactant orthogonalement sur une plaque plane chauffée. La simulation est faite avec le code FASTEST et le modèle LES. Ils ont utilisé deux nombres de Reynolds $Re = 23000$ et $Re = 13000$ avec une distance $H=2D$. L'objectif de cette étude est de mieux comprendre les caractéristiques de l'écoulement comme le comportement thermique. Ils ont trouvés que l'accélération de l'écoulement dans la région de développement de la couche limite est liée au deuxième pic.

ROUX S. et al 2009[15] :

Une étude expérimentale sur la dynamique d'un jet rond turbulent impactant une paroi plane a été menée pour un nombre de Reynolds de 28000 et une distance d'impact de 5 fois les diamètres.

Le jet est excité par un haut-parleur sur une gamme de nombre de Strouhal allant de 0 à 1.5, permettant ainsi de modifier la structure dynamique du jet. Diverses analyses (POD, moyenne de phase...) ont été appliquées afin d'observer l'influence du forçage acoustique sur les structures cohérentes de l'écoulement.

ZERROUT A. 2005[16] :

L'étude entamée par l'auteur concerne la prévision numérique de deux jets turbulents avec tourbillonnement dans une chambre de combustion. La modélisation est basée sur la méthode numérique des volumes-finis /différences-finis de Patankar. Le modèle mathématique utilisé est le modèle de turbulence à deux équations de transports (K- ϵ). La séquence itérative adopte l'algorithme SIMPLE pour la résolution du système d'équations couplées. Le calcul est fait à l'aide d'un code numérique adapté à la présente d'une configuration. Les résultats numériques sont comparés à des résultats expérimentaux disponibles dans la littérature [6]. Les performances du modèle (K- ϵ) sont examinées par rapport à un autre travail numérique dans lequel le modèle employé est celui des tensions de Reynolds. Ceci nécessite un nombre important d'équations supplémentaires pour le calcul des tensions de Reynolds. Les résultats numériques ont montré que le modèle à deux équations de transport (K- ϵ) donne un accord raisonnable sur le plan qualitatif.

MATAOUL. A.er al (2007)[17]:

Ont fait une simulation numérique d'un jet rond impactant dans une cavité cylindrique pour un nombre de Reynolds variant de 20000 et 100000 avec un transfert de chaleur. La simulation a été effectuée par le modèle de turbulence k-epsilon qui est résolu numériquement par la méthode des volumes finis. Les résultats obtenus montrent que pour le même nombre de Reynolds, il existe un transfert thermique important dans la surface frontale et que le nombre de Nusselt sur la paroi frontale présente deux pics le premier au point d'arrêt et le suivant à la sortie de jet pariétal.

ANWARALLAH et al (2012)[18]:

Ont fait une étude expérimentale d'un jet d'air impactant circulaire sur des composantes électroniques fixés sur une surface plate chauffée par une résistance. Pour étudier les caractéristiques de transfert de chaleur, ils ont mesuré la température de la surface d'impact et la distribution de flux de chaleur en utilisant un nombre de Reynolds variant de 6000 jusqu'à 23000 et une distance H/D ayant une valeur entre 2 et 10. Ils ont conclu que, pour différents nombres de Reynolds, la température de surface peut être significativement diminuée tout en réduisant le diamètre de jet. Ils sont arrivés à trouver une corrélation liant le nombre de Nusselt avec le nombre de Reynolds, le nombre de Prandtl et la distance H/D sur le point de stagnation dont la formule est : $Nu_{Cor} = 0.8(Re_d)^{0.5}(Pr)^{0.36}(H/d)^{-0.06}$.

DAIRAY et al (2011)[19] :

On fait une étude par simulation numérique d'un jet axisymétrique confiné impactant sur une paroi plane par le code « Incompact3d ». L'objectif est de traiter les conditions de sortie. Ce travail présente trois cas ; le premier un écoulement bidimensionnel stationnaire avec un faible nombre de Reynolds $Re=50$, le deuxième un écoulement bidimensionnel stationnaire avec un nombre de Reynolds $Re=5300$ et le dernier un écoulement tridimensionnel stationnaire avec un nombre de Reynolds $Re=50$. Ils ont remarqué dans le premier cas, que le choix de la condition de sortie n'influe pas sur la dynamique de l'écoulement. Le deuxième cas est qu'après une augmentation de nombre de Reynolds les auteurs ont souligné une difficulté de mise en œuvre d'une condition de sortie qui n'influe pas sur la dynamique globale de l'écoulement. Le troisième cas ils ont réalisé la première simulation pour raison de faire une simulation en cas turbulent.

Chapitre II

Modélisation mathématiques

II.1.Introduction

Dans les écoulements causés par les jets impactant (laminaire, swirl...etc) ou le comportement du fluide est complètement décrit par le champ d'écoulement (composantes de la vitesse), le champ thermique, la distribution de pression et les propriétés locales du fluide. Ces variables sont gouvernées par les lois fondamentales de conservation de la masse, de quantité de mouvement et d'énergie. La solution de cet ensemble des équations gouvernantes dépend des valeurs de plusieurs groupes adimensionnels. Parmi ces groupes nous distinguons les nombres : Swirl, Reynolds, Nusselt et d'autres nombres sans dimensions représentés par plusieurs propriétés physiques dépendantes de la température. L'importance mutuelle des valeurs des nombres adimensionnels dépend des conditions thermiques et des facteurs géométriques. L'objectif de ce chapitre consiste en premier lieu à donner les équations modélisantes le cas traité dans ce mémoire puis à présenter la méthode numérique utilisée pour résoudre ces équations.

II .2Equations générales

La formulation mathématique des phénomènes du refroidissement par un jet impactant, pour un problème donné bidimensionnel ou tridimensionnel, transitoire ou permanent, repose sur les équations liant les différents paramètres à savoir : la vitesse, la pression et la température. Ces équations sont obtenues comme cas particuliers à partir des équations générales suivantes :

II .2.1. Equation de continuité

C'est l'équation qui exprime la loi de conservation de la masse pour un volume de contrôle matériel. Elle s'exprime mathématiquement sous la forme suivante :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \cdot V) = 0 \quad (\text{II.1})$$

Où ρ est la masse volumique et V est le vecteur vitesse.

II .2.2. Equation de quantité de mouvement

Le principe de conservation de la quantité de mouvement permet d'établir les relations entre les caractéristiques du fluide lors de son mouvement et les causes qui le produisent. Il indique que le taux de variation de quantité de mouvement contenu dans le volume de contrôle est égal à la somme de toutes les forces extérieures qui lui sont appliquées. Il s'écrit sous la forme suivante :

$$\frac{D(\rho \cdot V)}{Dt} = \rho F - grad(p) + \mu \Delta V + \frac{1}{3} \mu grad(div(V)) = 0 \tag{II. 2}$$

Où F est une force par unité de volume et μ est la viscosité dynamique.

II .2.3. Equation de conservation d'énergie

L'équation de conservation d'énergie est obtenue à partir du premier principe de la thermodynamique. Ce principe met en relation les différentes formes d'énergie, soit :

$$\frac{D(\rho c_p T)}{Dt} = \Delta(KT) + q + \beta T \frac{Dp}{DT} + \mu \phi = 0 \tag{II. 3}$$

Avec :

$\frac{D(\rho c_p T)}{Dt}$: La variation totale d'énergie (par accumulation et convection).

$\Delta(KT)$: La variation d'énergie par conduction.

q : Puissance volumique dissipée.

$\beta T \frac{Dp}{DT}$: La variation d'énergie due à la compressibilité.

$\mu \phi$: La dissipation irréversible due au frottement visqueux.

Les coefficients c_p , K , β sont respectivement, la capacité calorifique, la conductivité thermique et le coefficient de dilatation isobare du fluide.

$\frac{D(\rho \cdot V)}{Dt}$: La variation de la masse volumique, qui est estimée par l'hypothèse de Boussinesq.

II.3 Modèles mathématiques :

Puisque la buse est rectangulaire, et perpendiculaire à la surface d'impact, le jet sera parfaitement bidimensionnel et symétrique. Comme approche du domaine de configuration non confinée nous choisissons un domaine assez large par rapport à la demi-largeur de la buse et à la distance buse-paroi d'impact. Le domaine à traiter est représenté dans la figure (II -1)

La géométrie du domaine de calcul est caractérisée par la demi-largeur de la buse D , la distance buse-paroi d'impact H , ainsi que les dimensions qui correspondent à la largeur total r , et à la hauteur totale $(9.1*D)$, ce qui définit une section de calcul rectangulaire notée $(r (9.1*D))$

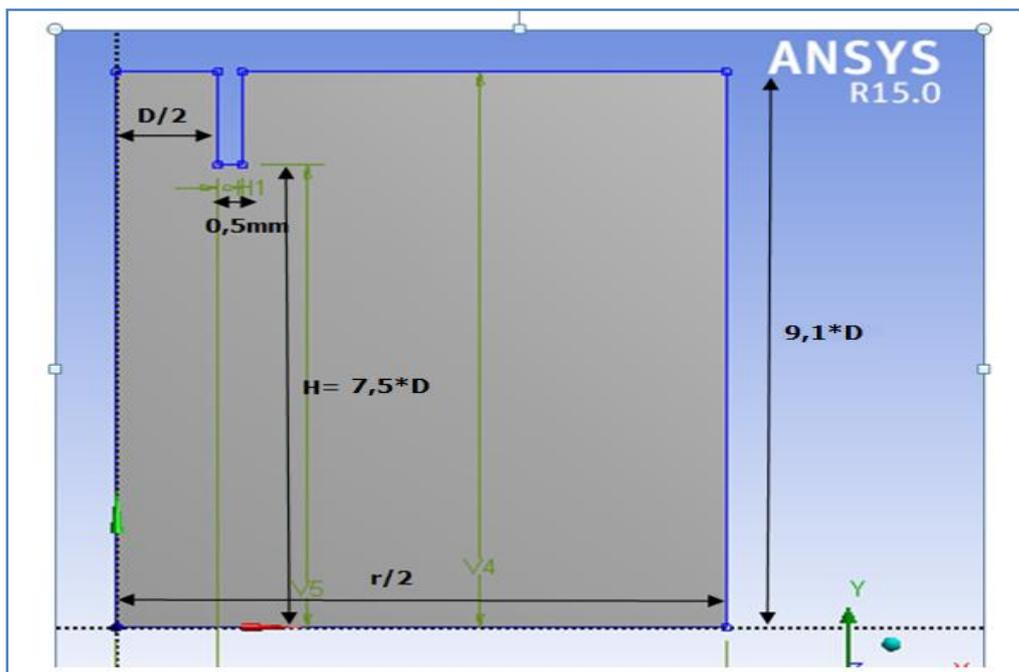


Figure (II -1) : Le domaine à traiter

D	Diamètre	2.08	mm
H	Hauteur	7,5*D	mm
r/2	Rayon /2	10*D	mm

Tableau(II -1): Géométrie du Domain de calcul

II.3.1 Hypothèses et équations de transferts :

Les hypothèses suivantes sont admises pour notre système d'équations:

- 1- Le jet est considéré dans les deux cas: stationnaire et non stationnaire.
- 2- Jet symétrique.
- 3- L'axe de la buse est parallèle à la direction de la force gravitationnelle, et le jet de direction vers le bas
- 4- Fluide Newtonien, viscosité indépendante du taux de déformation du fluide. En fait dans le présent travail, il est supposé que $\mu = \text{cte}$.
- 5- Le fluide est non visqueux puisque notre fluide est un gaz.
- 6- Le rayonnement est négligé. Compte tenu de toutes ces hypothèses, nous avons les équations suivantes :

- Continuité :

$$\left[\frac{\partial(\rho)}{\partial t} + \left(\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} \right) \right] = 0 \quad (\text{II.4})$$

-Quantité de mouvement :

Suivant x :

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (\text{II.5})$$

Suivant y :

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] - \rho g \quad (\text{II.6})$$

-Transfert d'énergie :

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(K \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) \right] \quad (\text{II.7})$$

$\frac{D}{Dt} = \frac{\partial}{\partial t} + \vec{v} \cdot \vec{\nabla}$ Désigne le dérivé particulaire par rapport au temps $\vec{\nabla}$ le vecteur gradient.

II.3.2 Conditions aux limites :

Poser de bonnes conditions aux limites est primordial tant pour la convergence numérique que pour obtenir une solution ayant un sens physique. Les détails des conditions sur toutes les parties du domaine frontières sont comme suit :

- ✓ le fluide est l'air :

Fluid	ρ [kg/m ³]	μ [kg/m s]
Air	1.225	1.7894 E-05

Tableau (II -2) : propriété du fluide

- ✓ les vitesses, les températures d'entrée ainsi le flux de chaleur da la paroi impactant sont :

Température	T[k]	296.15
Reynolds	Re	23000
Quantitéde chaleur	q [W/m ²]	650

Tableau (II -3) : condition aux limites

- ✓ Entrée de la buse AB :

C'est la demi-section intérieure de la buse, est l'entrée de l'air du jet. Nous supposons qu'à cet endroit l'écoulement est laminaire :

$$u = 197.66 \text{ m/s} \quad (\text{II.8})$$

II.3.3 Modélisation de la turbulence :

Le modèle k-ε à deux équations basées sur le concept de viscosité turbulente de Prandlt Kolmogorov est utilisé. Les tensions de Reynolds et les corrélations de vitesse - température sont reliées au champ moyen par la relation de Boussinesq :

$$\left\{ \begin{array}{l} \overline{u_j u_j} = \frac{2}{3} k \delta_{ij} - \nu_t (U_{i,j} + U_{j,i}) \\ \nu_t = C_\mu \frac{k^{3/2}}{\epsilon} \end{array} \right. \quad \text{et} \quad \overline{u_j \theta} = \Gamma_t \frac{\partial T}{\partial x_j} \quad (\text{II. 9})$$

$$\text{et} \quad \Gamma_t = \frac{\nu_t}{Pr_t} \quad (\text{II. 10})$$

L'énergie cinétique de la turbulence k et son taux de dissipation ε sont donnés par :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_j k_{,j} = \nu_t (U_{i,j} + U_{j,i}) U_{i,j} + \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) k_{,j} \right]_{,j} - \varepsilon \\ U_j \varepsilon_{,j} = C_{\varepsilon 1} \nu_t \frac{\varepsilon}{k} (U_{i,j} + U_{j,i}) U_{i,j} - C_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + \left[\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \varepsilon_{,j} \right]_{,j} \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} \text{(II. 11)} \\ \text{(II. 12)} \end{array}$$

Les constantes empiriques les plus couramment utilisées sont celles de Jones et lauder, tel que [19] :

$$C_{\varepsilon 1} = 1.5 \quad , \quad C_{\varepsilon 2} = 1.82 \quad , \quad C_{\mu} = 0.09 \quad , \quad \sigma_2 = 1.0 \quad , \quad \Sigma \varepsilon = 1.21$$

Chapitre III
Etude numérique

III.1 Introduction :

Le calcul numérique a été réalisé avec le code commercial « *WorkbenchFluent* », qui utilise la méthode des volumes finis. Le maillage doit respecter certaines exigences pour tenir compte de transfert thermique, la modélisation doit passer par un choix judicieux des différents paramètres du code de calcul.

- ✓ Créer le projet sous *Workbench*,
- ✓ Dessiner la géométrie sous *Design Modeler*,
- ✓ Mailler avec le *Mesh*,
- ✓ Exploiter le maillage avec *Fluent*.

III.2 Problématique :

Le travail présenté dans cette étude constitue une étude numérique d'un système de jets impactant, une paroi plane. L'orifice du jet de diamètre d'orifice D , distant de $H=2D$. Il impacte perpendiculairement une plaque plane.

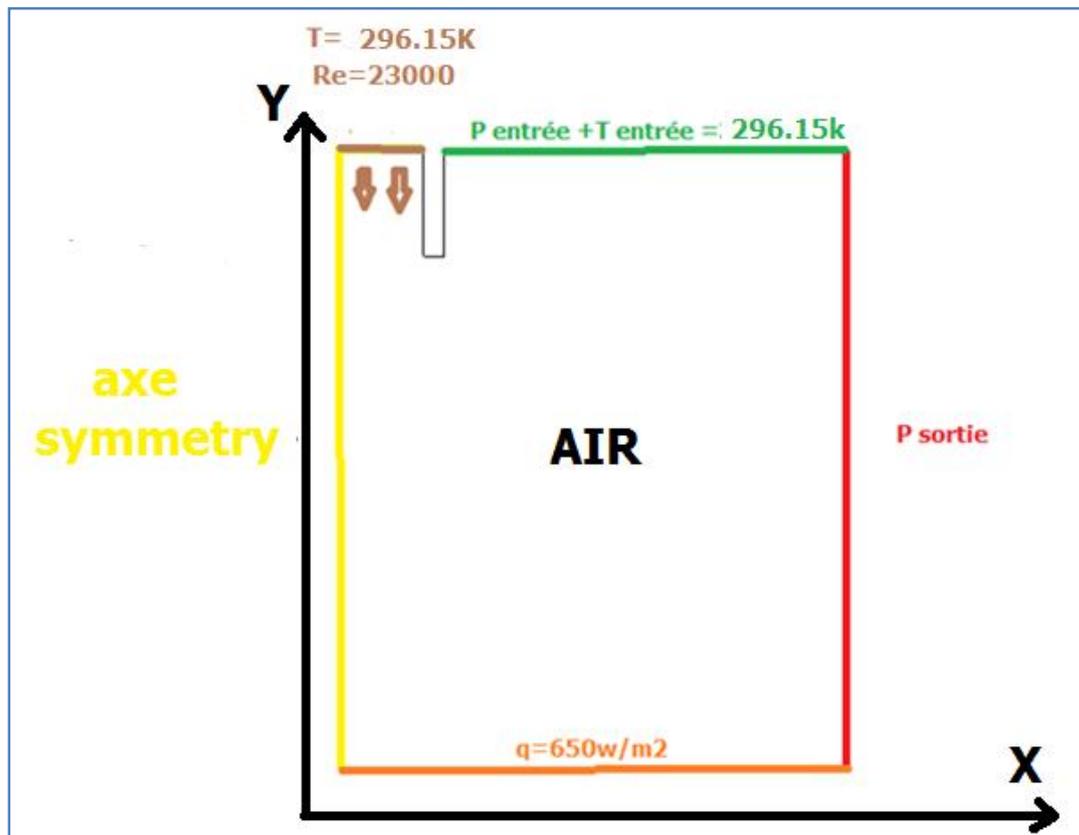
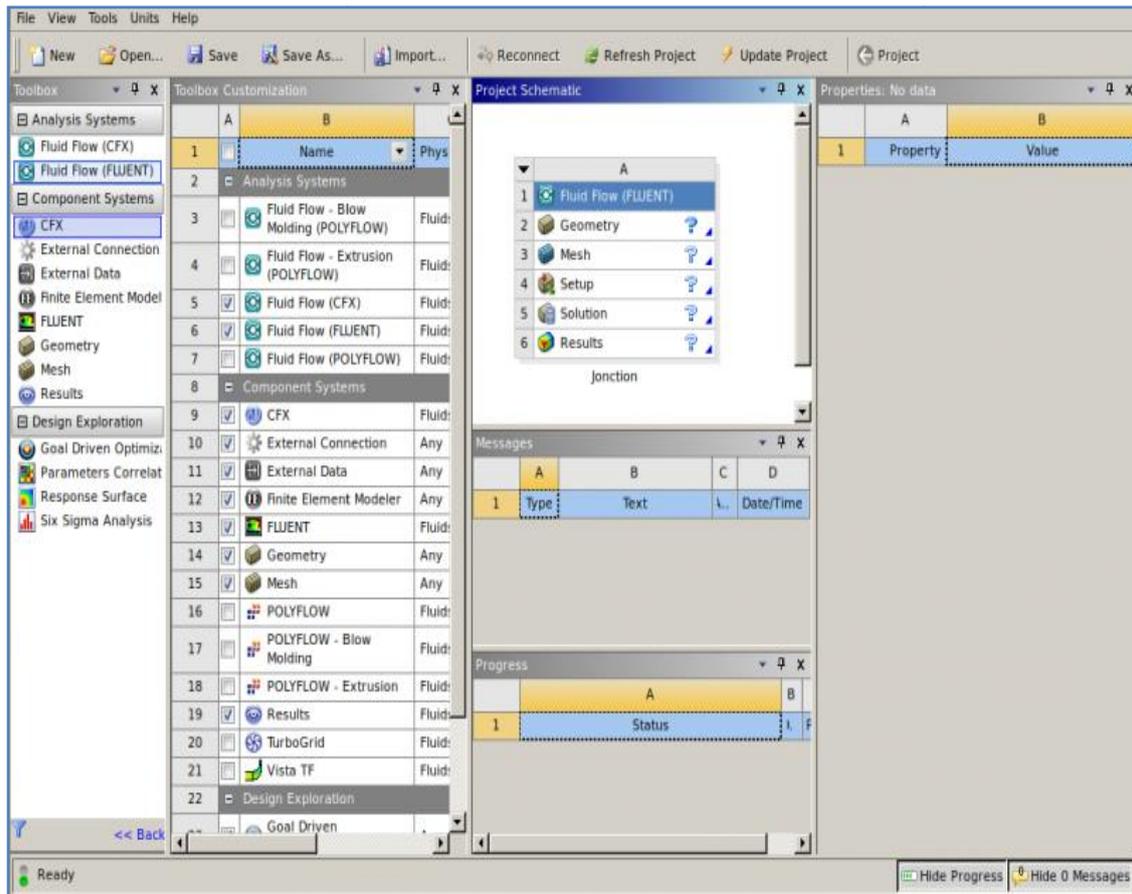


Figure (III.1) : description de la géométrie d'un jet impactant

III. 3 Les étapes du logiciel :

III.3.1 Création du projet :

Pour cela commencer par démarrer *Workbench*. Un nouveau projet s'ouvre automatiquement. Choisissez dans la *Toolbox* => *Analysis System* => *Fluid Flow (Fluent)* (en haut à gauche), cliquez-glissez jusque dans l'espace de travail.



Figure(III.2) :interface de la création d'un projet

Nous allons lui préciser le type de géométrie que l'on veut créer. Cliquez sur *Geometry* dans la boîte que vous venez de créer. La colonne de droite se remplit. Dans *Advanced geometryfunction* => *Analysis Type* choisir 2D. Si vous sautez cette étape et que vous n'utilisez pas la troisième dimension dans votre dessin, *Workbench* passera de lui-même en mode 2D.

Properties of Schematic A2: Geometry		
	A	B
1	Property	Value
2	General	
3	Component ID	Geom...
4	Directory Name	FFF
5	Geometry Source	
6	Geometry File Name	
7	Basic Geometry Options	
8	Solid Bodies	<input checked="" type="checkbox"/>
9	Surface Bodies	<input checked="" type="checkbox"/>
10	Line Bodies	<input type="checkbox"/>
11	Parameters	<input checked="" type="checkbox"/>
12	Parameter Key	DS
13	Attributes	<input type="checkbox"/>
14	Named Selections	<input type="checkbox"/>
15	Material Properties	<input type="checkbox"/>
16	Advanced Geometry Options	
17	Analysis Type	3D
18	Use Associativity	<input checked="" type="checkbox"/>
19	Import Coordinate Systems	<input type="checkbox"/>
20	Import Work Points	<input type="checkbox"/>
21	Reader Mode Saves Updated File	<input type="checkbox"/>
22	Import Using Instances	<input checked="" type="checkbox"/>
23	Smart CAD Update	<input type="checkbox"/>
24	Enclosure and Symmetry Processing	<input checked="" type="checkbox"/>
25	Mixed Import Resolution	None

Figure (III.3) :sous- interface de la création d'un projet

Avant de dessiner la géométrie, nous allons enregistrer le projet : *Files* => *Save As*, vous l'appellez comme vous voulez

Maintenant, nous allons lancer *Design Modeler*, le logiciel permettant de tracer la géométrie. Pour cela, double cliquez sur *Geometry*, dans la boîte associée au projet.

Nous pouvons passer à l'étape suivante, le tracé de la géométrie.

III.3.2 Création de la géométrie :

Tout d'abord, le logiciel vous demande de choisir l'unité caractéristique du système, dans cas il s'agit du centimètre.

Pour créer une géométrie, il faut :

- ✓ Commencer par la tracer grossièrement (juste les formes),
- ✓ Préciser les côtes,
- ✓ Transformer le dessin en *edge* (bord de la géométrie pour le maillage),
- ✓ Préciser les zones et leur nature (fluide ou solide).

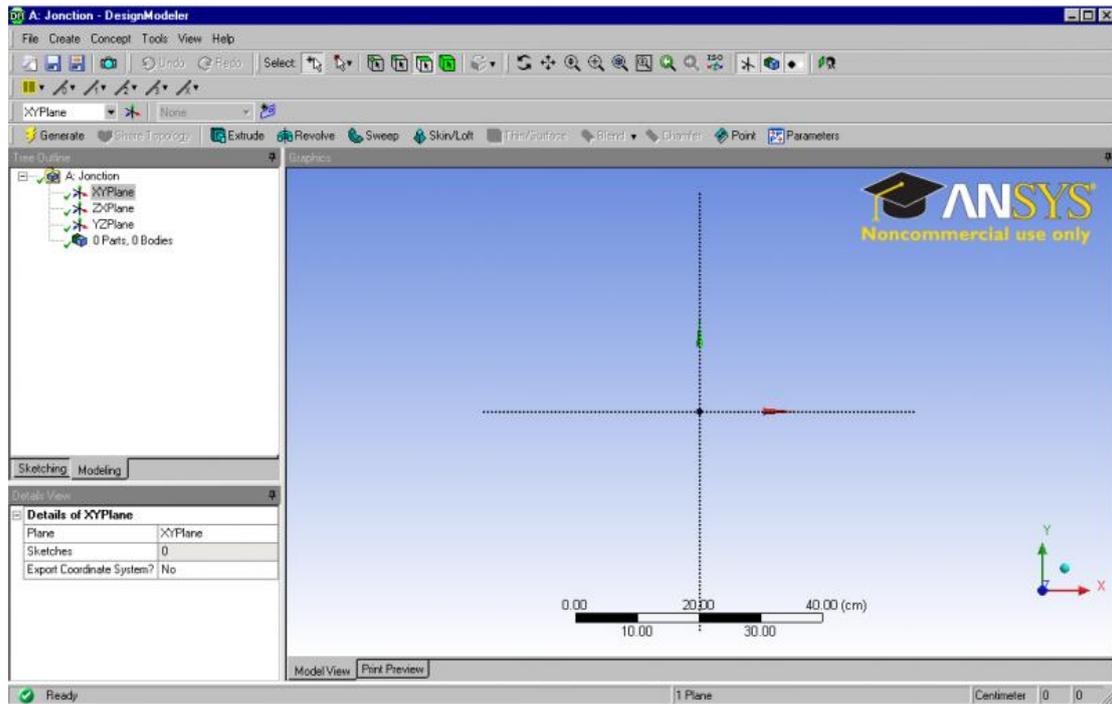


Figure (III.4) ; interface du logiciel Workbench

III.3.3 Condition géométrique du problème en question :

D	Diamètre	2.08	mm
H	Hauteur	$7,5 * D$	mm
r/2	Rayon /2	$10 * D$	mm

Tableau(III -1): Géométrie du Domain de calcul

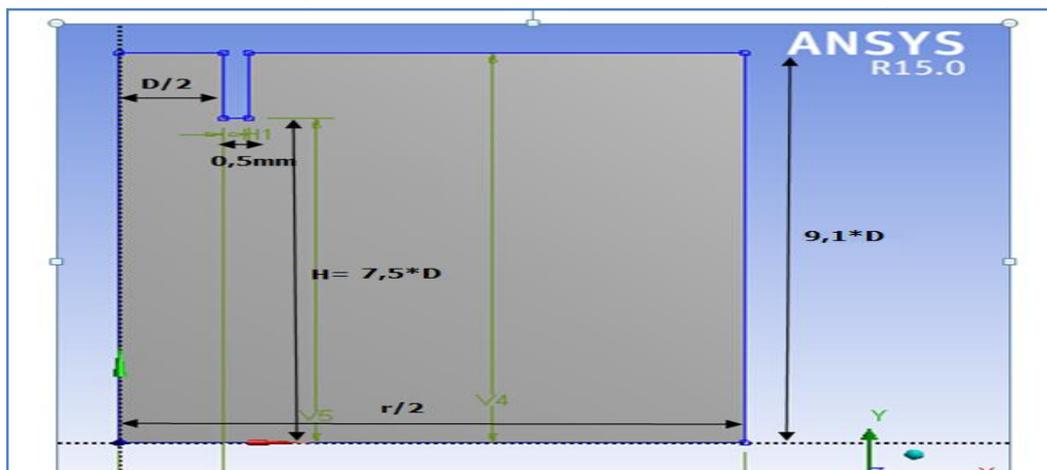


Figure (III.5) :Géométrie du Domain de calcul

III .3.4 Création du maillage :

Nous allons créer le maillage, pour cela, lancez *Mesher* en double cliquant sur *Maillage* dans la boîte *Workbench*. Une fois lancé, la première chose qu'il vous demande est la méthode de maillage. Ici, vu que nous allons donner nous-même des spécifications, la méthode *Automatique* ira très bien.

Nous allons apprendre à mailler les couches limites, les sillages et les swirls.

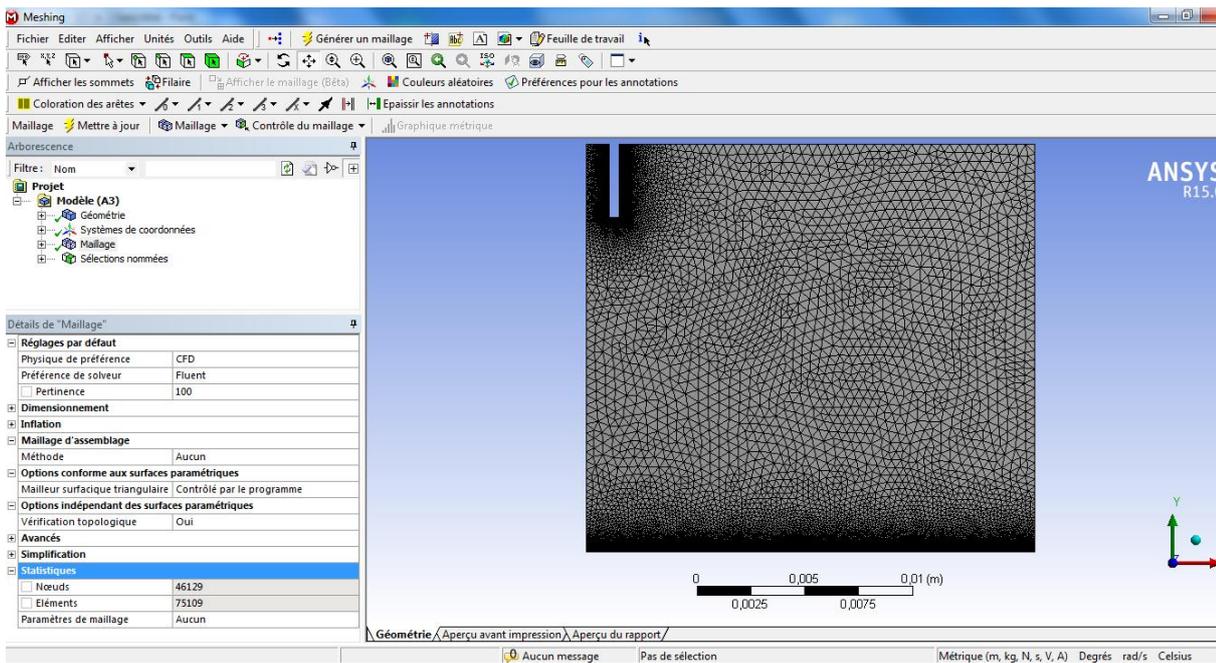


Figure (III.6) : interface de la création du maillage

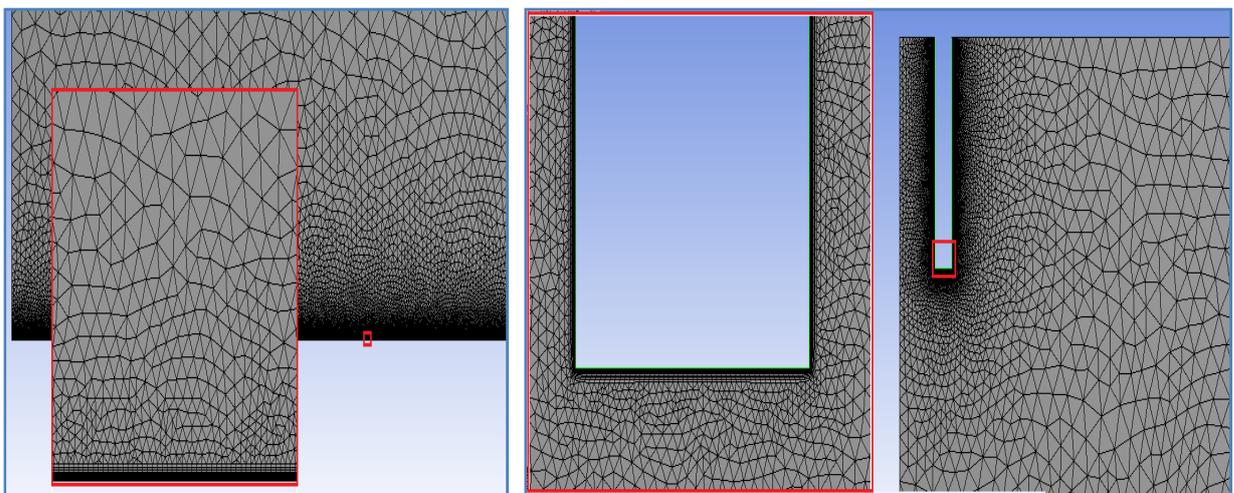


Figure (III.7)Triangles + quadrilatères près des parois pour bien capter les couches limites ($y^+ < 1$)

III.3.5 Simulation sous Workbench :

Ici, nous n'allons pas vous apprendre à utiliser *Fluent*, mais juste à raffiner le maillage. Le problème de cette méthode est qu'il faut avoir fait converger la simulation avant de raffiner le maillage.

Lors de l'importation, *Fluent* peut afficher un message d'erreur, ignorez-le. Si vous rencontrez des problèmes, fermez *Fluent*, réinitialisez le calcul sous *Workbench* et relancez.

Si vous allez dans la *Boundary conditions*, vous verrez que *Fluent* a nommé les parties internes de la structure. Nous ne les utiliserons pas.

III.3.6 Conditions aux limites :

Nous avons fixé les conditions suivantes :

- ✓ Modèle de turbulence : K-epsilon (sans le reconfigurer),
- ✓ Activer l'équation de l'énergie,
- ✓ Le fluide est l'air :

Fluid	ρ [kg/m ³]	μ [kg/m s]
Air	1.225	1.7894 E-05

Tableau (III -2) : propriété du fluide

- ✓ les vitesses, les températures d'entrée ainsi que le flux de chaleur de la paroi impactante sont :

Température	T[k]	296.15
Reynolds	Re	23000
Quantité de chaleur	q [W/m ²]	650

Tableau (III -3) : condition aux limites

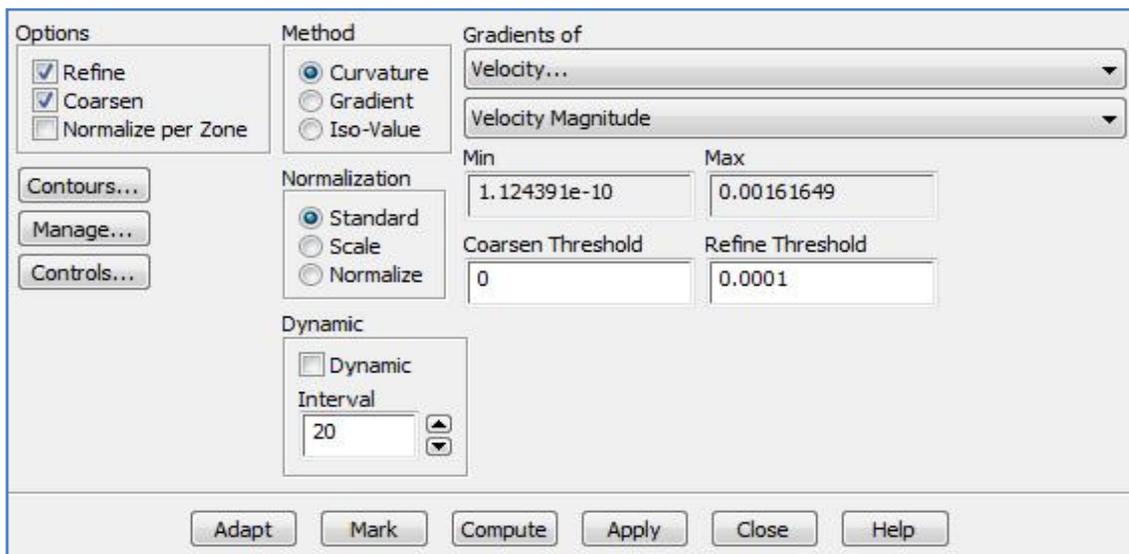


Figure (III.8) : Interface de la simulation par fluent

III.4 Les étapes de lancement du calcul par fluent :

III.4.1 Ouverture le maillage dans fluent :

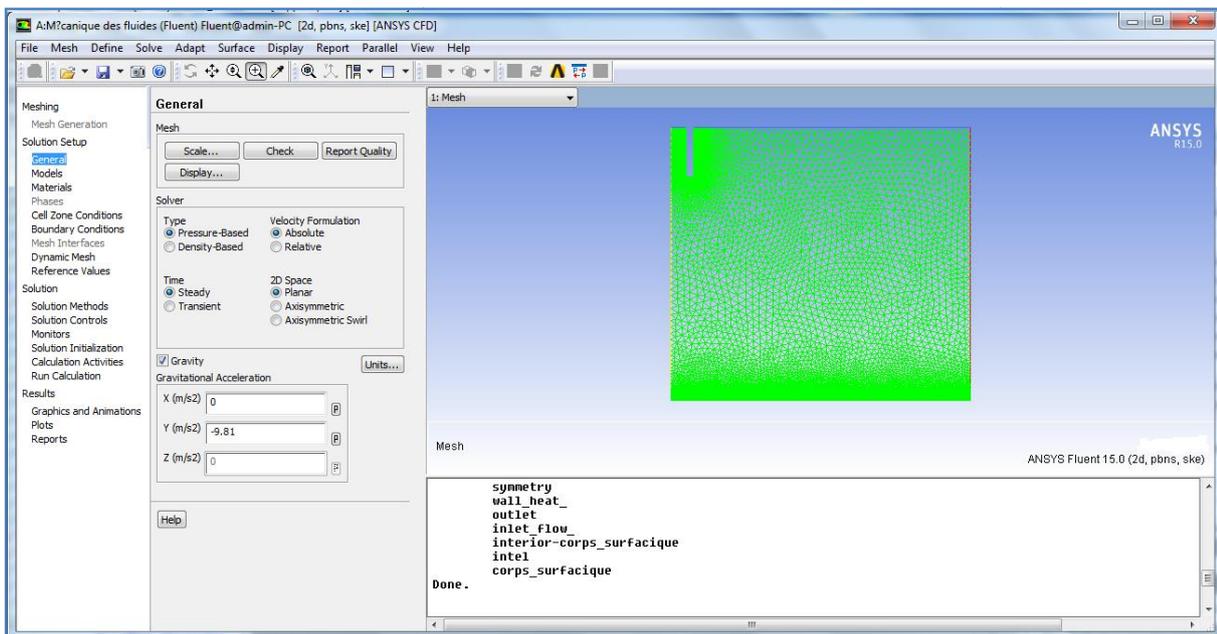


Figure (III.9) L'interface du lancement du calcul

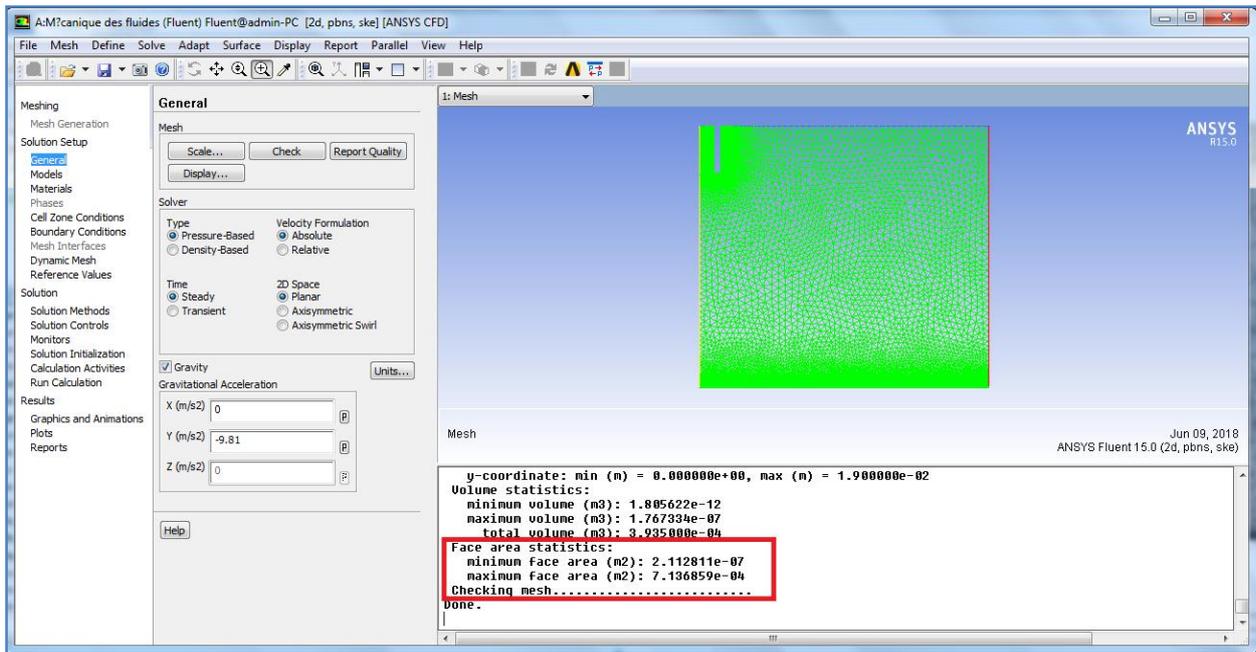


Figure (III.10) L'interface du lancement du calcul

III .4.2 Convergence Du Calcul :

Lancez votre simulation. Une fois qu'elle a convergé, allez dans *adapt => gradient*. L'idée est de raffiner là où les gradients sont les plus importants. Pour cela, *Fluent* va subdiviser les cellules ayant un gradient plus important que ce que vous lui spécifiez.

Tout d'abord, choisissez la grandeur à laquelle vous vous intéressez (la vitesse et les paramètres de la turbulence). Appuyer sur *Compute*, *Fluent* vous affiche alors les valeurs extrêmes du gradient. Dans *RefineThershold*, vous précisez la valeur au-delà de laquelle une cellule sera subdivisée. Dans *CoarsenThershold*, vous précisez la valeur en deçà de laquelle des cellules seront fusionnées.

Appuyez ensuite sur *Mark* pour savoir combien de cellules sont concernées. Puis *Adapt* pour faire évoluer le maillage.

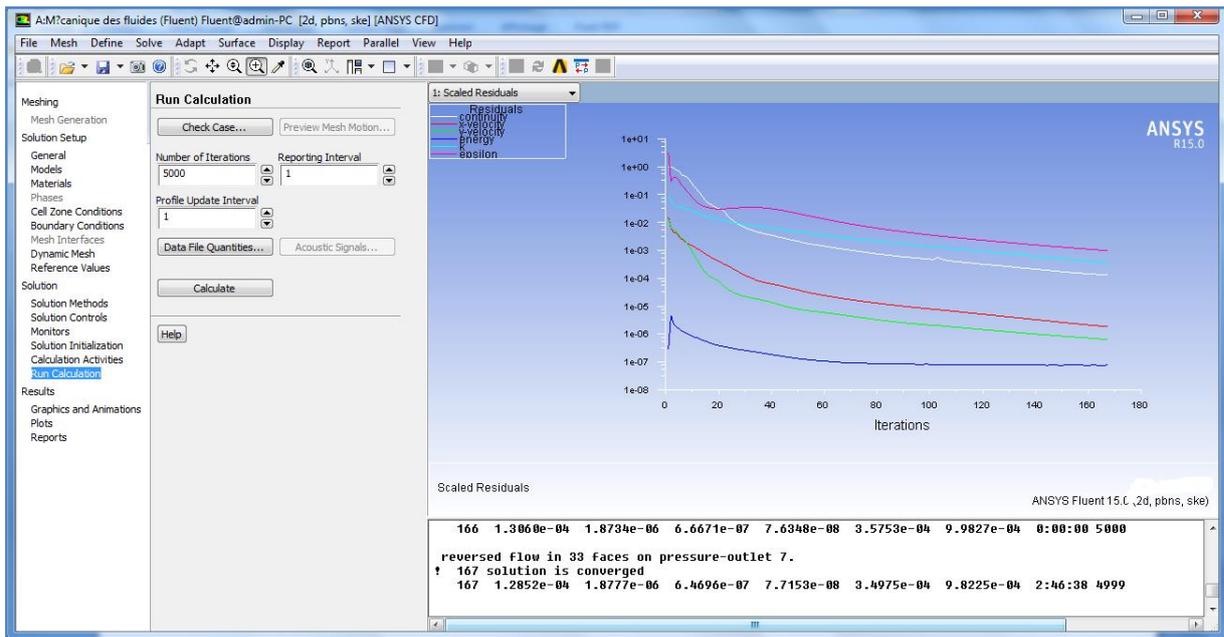


Figure (III.11) Allure de l'évolution des résidus de calcul

Chapitre IV

Résultats et discussion

IV.1 Introduction :

Ce chapitre traite les résultats obtenus avec le modèle de turbulence k-ε standard. Elle met en évidence les effets du nombre de Reynolds (23000) et le rapport géométrique H/d= (3.75,7.5) sur les comportements dynamique et thermique caractérisant un jet isotherme turbulent impactant la plaque plane. H désigne la distance séparant la buse de la plaque et d le diamètre de la buse. Lors de générations des maillages, les principales contraintes, outre la minimisation du nombre de mailles, sont le raffinement des zones d'intérêt. Il est en effet nécessaire de raffiner la zone de jet où la turbulence amont est transportée depuis la buse et où la couche de cisaillement se forme. Le raffinement de la paroi où se produit l'impact et le développement du jet plaque est également essentiel pour résoudre la couche limite et capture les échelles représentatives de l'écoulement pariétal qui sont très petites par rapport à l'écoulement externe.

IV.2 La convergence des résultats :

IV.2.1 Modèle k-ε (schème SIMPLE) :

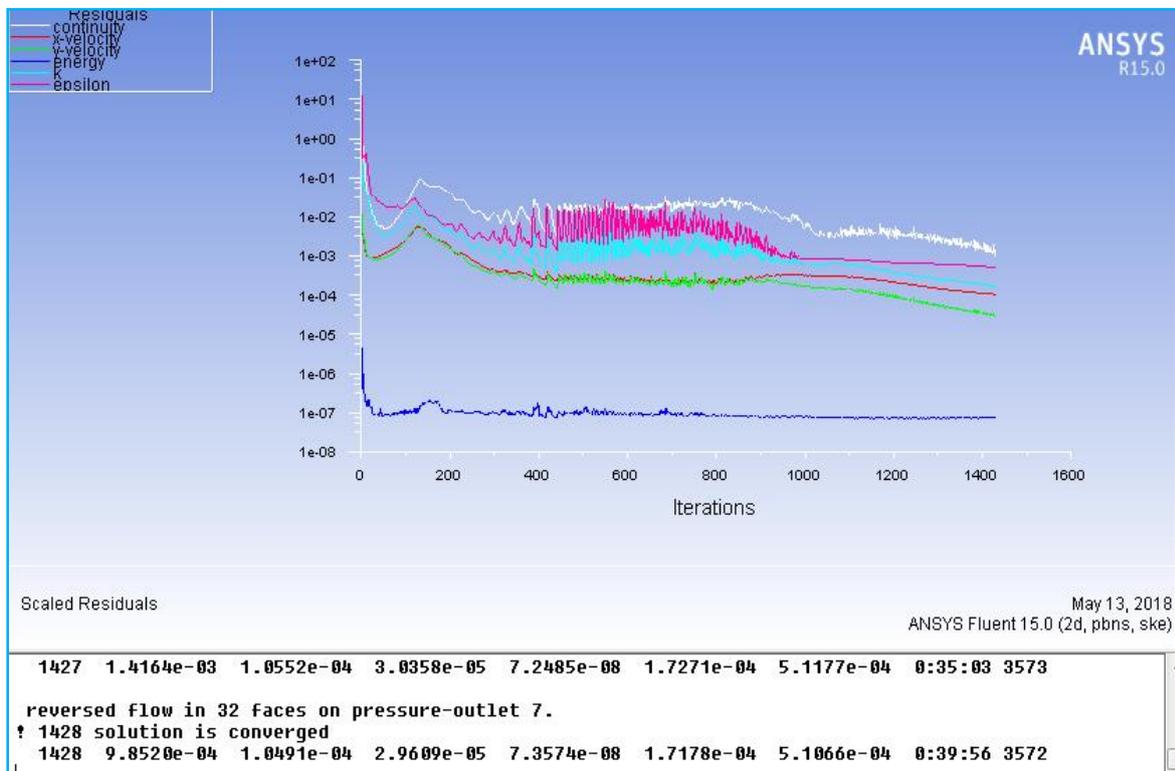


Figure (IV.1)résidus à l'échelle de schème SIMPLE

IV.2.2 Modèle k-ε (schème COUPLED):

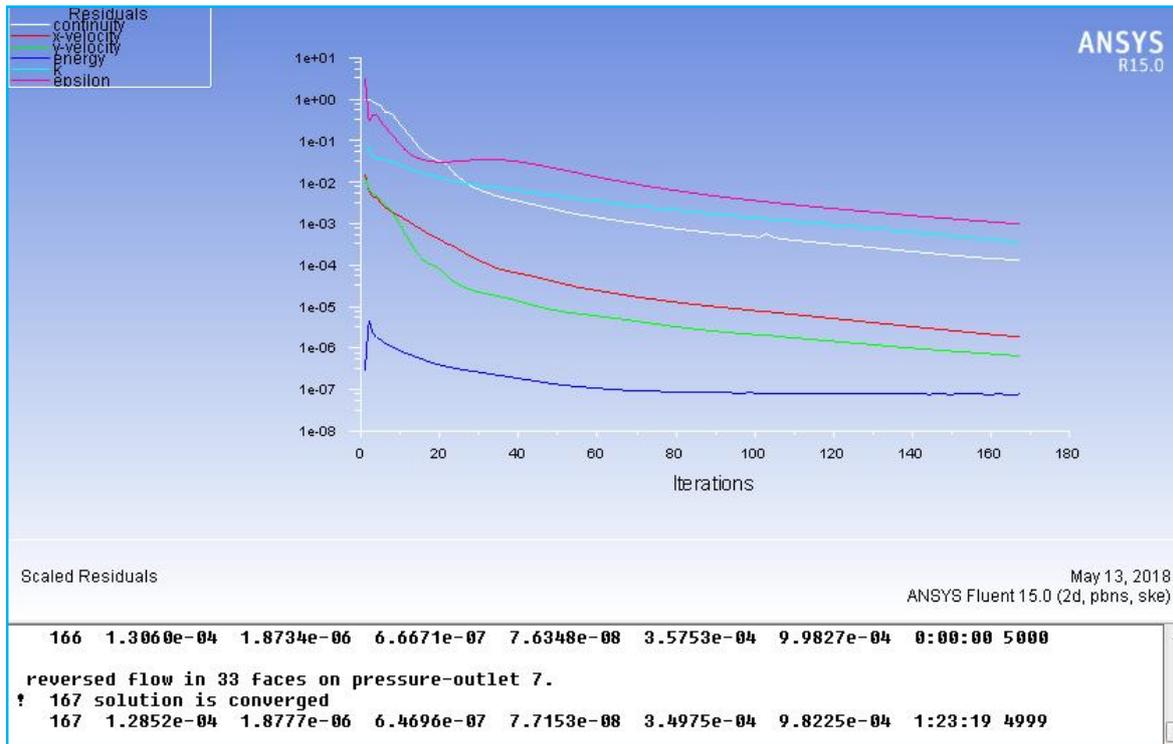
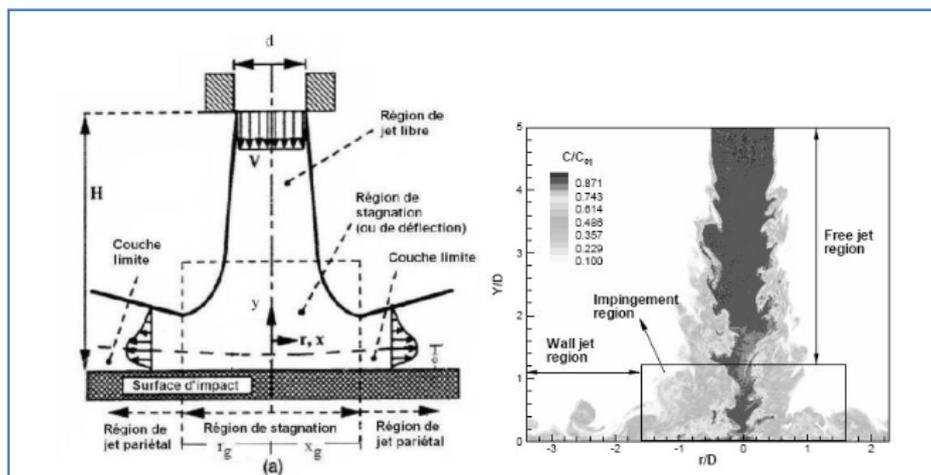


Figure (IV.2) résidus à l'échelle de schème COUPLED

IV.3 Topologie du champ thermique :



Figure(IV.3)jet impactant

L'écoulement peut être divisé en quatre zones:

- Zone (1) : zone du noyau, caractérisée par une vitesse axiale constante, bien que le fluide à la frontière du jet commence à se mélanger le fluide environnement.
- Zone (2): où la vitesse est développée, le profil de vitesse suivant r s'aplatit et la vitesse centrale axiale décroît.
- Zone stagnante (3) : où le fluide est réfléchi par la surface d'impact. Le mouvement passe de la direction axiale à la direction radiale, très près de la paroi, nous trouvons la couche limite dynamique et la couche limite thermique.
- Zone d'écoulement pariétal (4) : où la vitesse radiale diminue et l'épaisseur de la couche limite augmente. L'écoulement est dominé par les effets pariétaux et les forces visqueuses.

Un point important à éclaircir est la distribution du nombre de Nusselt (noté Nu) sur la plaque. Le nombre de Nusselt adimensionnel qui permet de quantifier les transferts thermiques entre un fluide et une paroi. Il représente le rapport des échanges convectifs sur les échanges conductifs et est défini comme suit:

$$Nu = \frac{hD}{\lambda} \text{(IV.1)}$$

Avec h le coefficient d'échange thermique convectif, D une grandeur caractéristique et λ conductivité thermique du fluide.

On impose un flux thermique à la paroi avec $q = 650 \text{ W/m}^2$. On quantifie les échanges thermiques avec le nombre de Nusselt qui représente le rapport des échanges convectifs au sein du fluide:

$$Q = h(T_p - T_{réf}) \text{(IV.2)}$$

h le coefficient d'échange de chaleur, T_p : température à la paroi et $T_{réf}$ est une température de référence qui est fixé sur le jet.

$$Nu = \frac{hD}{\lambda} = \frac{QD}{(T_p - T_{réf})} \text{(IV.3)}$$

Après avoir discrétisé le domaine et testé plusieurs cas pour s'assurer que l'écoulement ne dépend plus du maillage adapté. Nous avons finalement opté pour un maillage, voir figure (IV.2) qui représentent la distribution du nombre de Nusselt le long de la paroi plane à partir de l'axe.

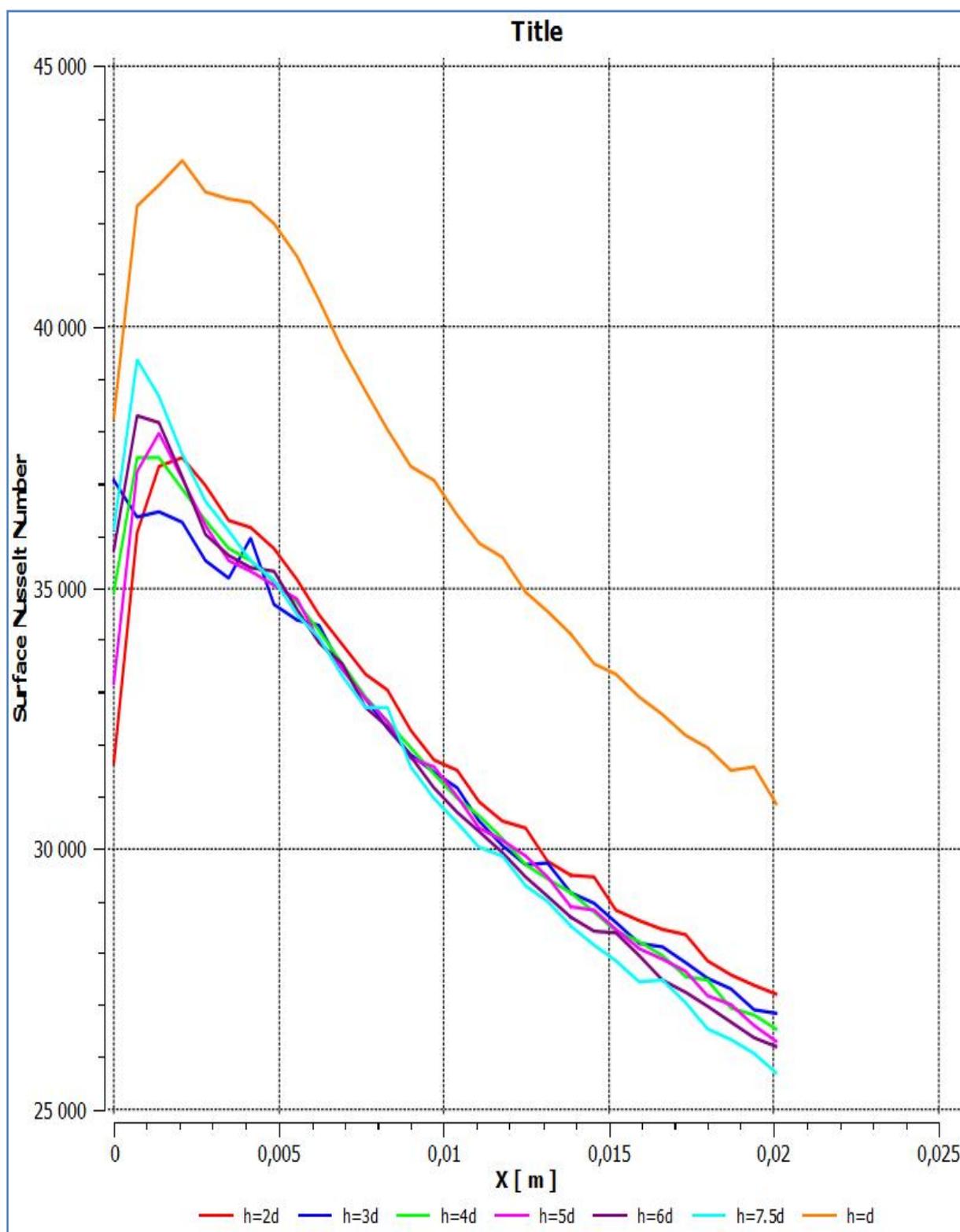


Figure (IV.4) :Distribution de Nusselt

IV.4 Interprétation et discussion des résultats obtenus:

IV.4.1 Contour vitesse :

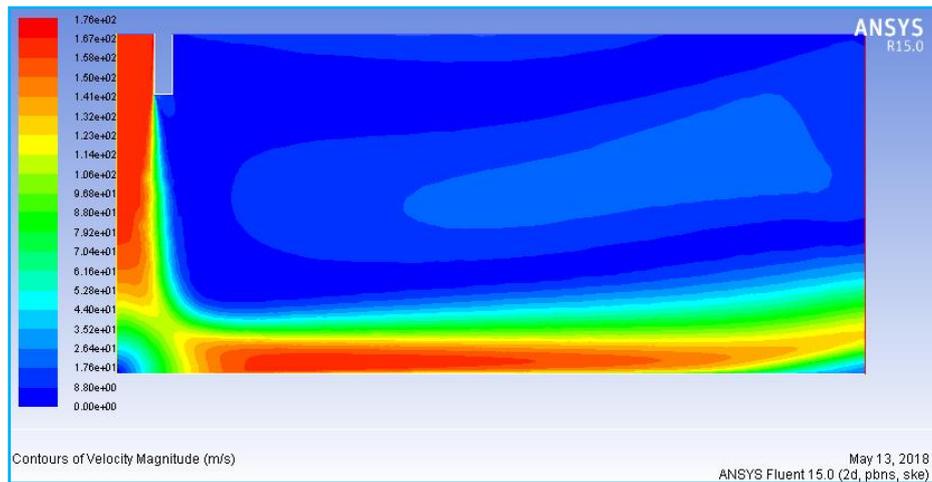


Figure (IV.5) iso contours de la vitesse à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$

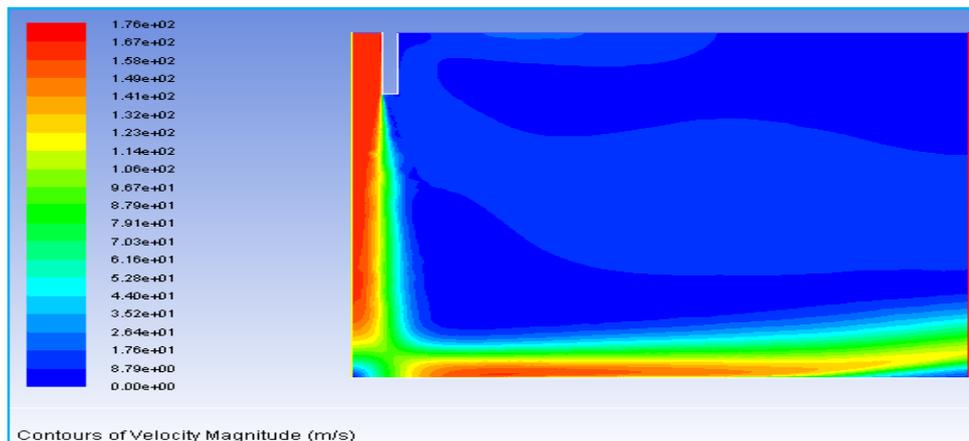


Figure (IV.6) iso contours de la vitesse à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$

L'analyse de la figure (VI.5) et la figure (VI.6) qui nous présente les contours de la vitesse le long de l'axe, c.à.d à partir de la buse jusqu'à la plaque, à un rapport $H/d = (3.75, 7.5)$ et aux nombres de Reynolds $Re = (23000)$. Il est bien clair, le jet débute avec une vitesse maximale et se termine nul au point de stagnation. La figure (IV.5) du champ de vitesse montre nettement la perturbation causée dans la zone d'impact et le désordre difficile à expliquer son manifestement.

VI .4.2 contour ded'nergie cinétique turbulente :

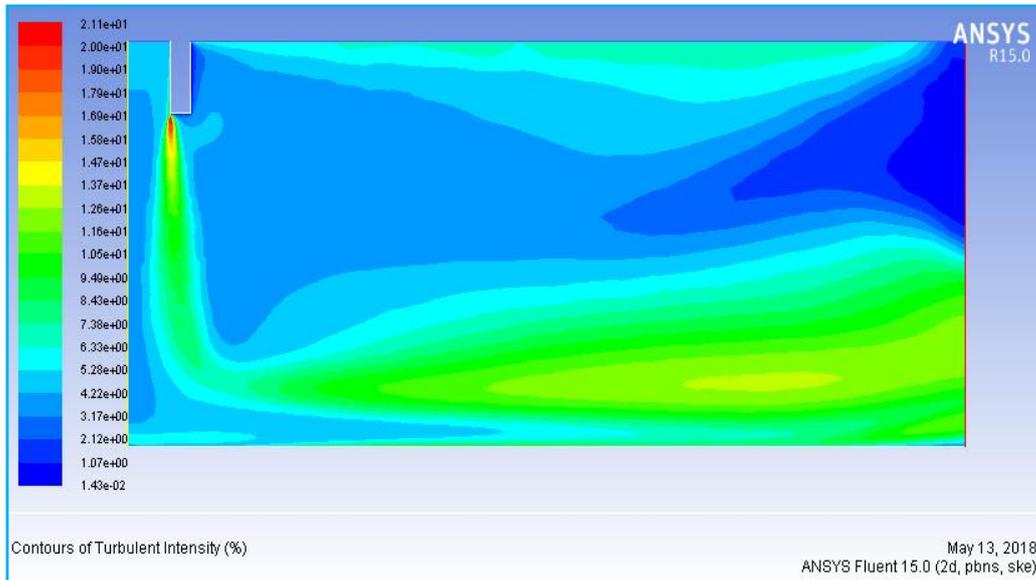


Figure (IV.7) :contour ded'nergie cinétique turbulente à Re = 23000 pour H/d = 3.75

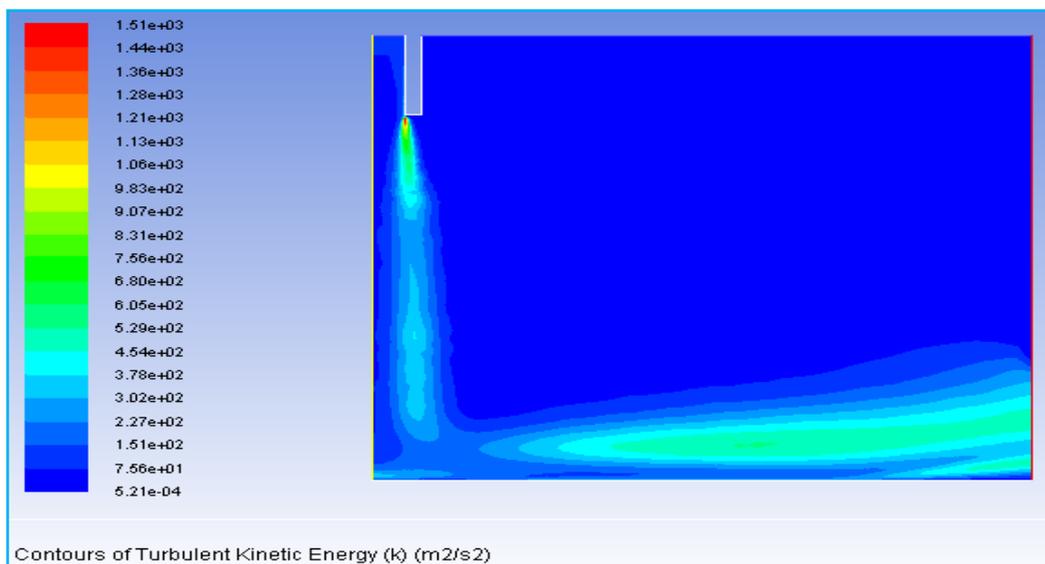


Figure (IV.8) :contour ded'nergie cinétique turbulente à Re = 23000 pour H/d =7.5

IV.4.3 Intensité de turbulence:

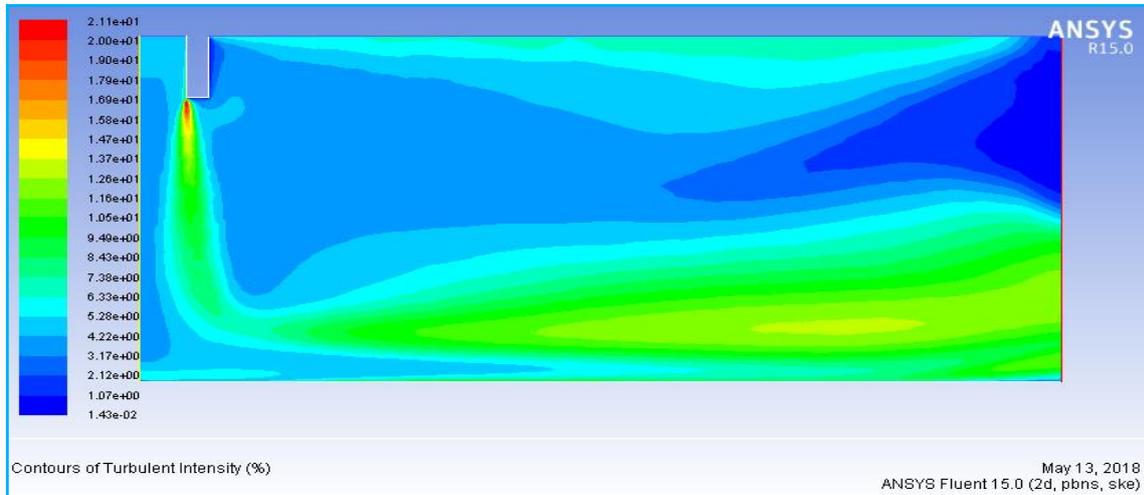


Figure (IV.9) : Champs d'intensité turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$

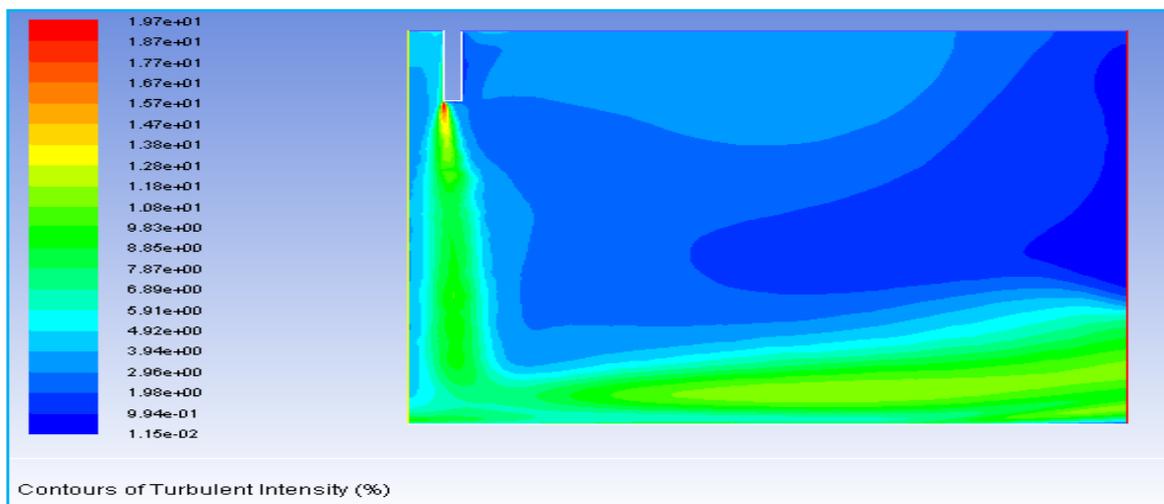


Figure (IV.10) : Champs d'intensité turbulente à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$

Dans les figures(IV.9) et (IV.10) pour le rapport d'aspect géométrique $H/d = (3.75, 7.5)$ on représente les iso contours de l'énergie cinétique turbulente k . On voit que l'énergie cinétique turbulente k est maximale dans la zone (2) de fort cisaillement à la périphérie du jet, là où le gradient de vitesse est très important. Nous rappelons que le taux de production de l'énergie cinétique turbulente k dans le modèle $k-\epsilon$ est proportionnel à une viscosité turbulente et au carré du gradient de vitesse. L'augmentation du nombre de Reynolds a pour effet

d'accroître la vitesse du jet et donc du cisaillement et du taux de production de l'énergie cinétique turbulente k à la périphérie du jet.

Les profils du jet pour le rapport d'aspect $h/d = 3.75$ et $Re = 23000$ présentent aussi qu'à l'impact du jet provoque de forte intensité de turbulence ceci se remarque clairement par le pic important enregistré au point de stagnation qui illustre un taux important de turbulence k dans la direction des x , surtout dans la zone (4) du jet pariétal par l'effet de viscosité dynamique et le fort cisaillement causé dans cette zone. Le rapprochement de la buse à la plaque à un rapport $H/d=3.75$, provoque une intensité de turbulence k le plus important. L'énergie maximale est localisée dans les couches de cisaillement du jet libre et dans le jet rampant le long de la paroi rigide après déflexion.

IV.4.4 Les lignes de courant :

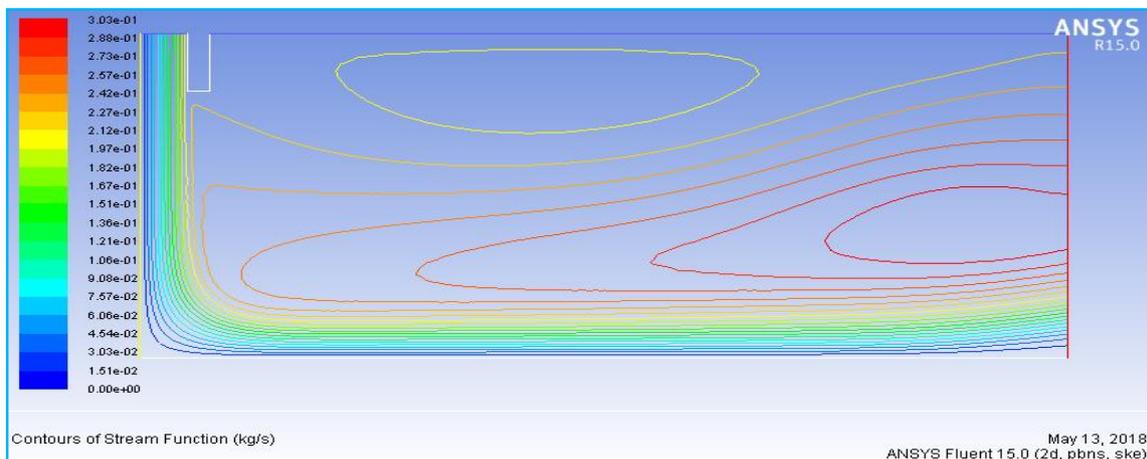


Figure (IV.11) :Les lignes de courant à $Re = 23000$ pour $H/d = 3.75$

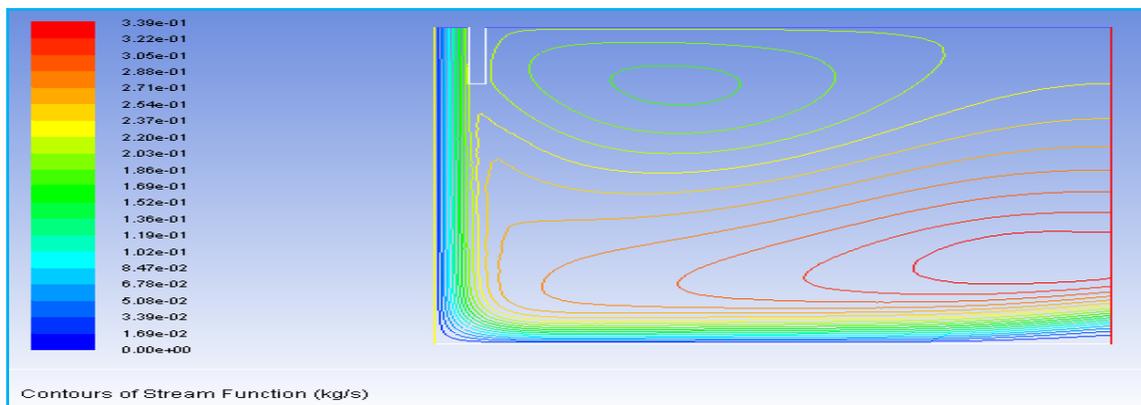


Figure (IV.12) :Les lignes de courant à $Re = 23000$ pour $H/d = 7.5$

On signale aussi qu'aux figures(IV.11) et (IV.12) qui agrémentent ce qu'on a avancé permet de décrire le mouvement par des lignes de courant dans le domaine de calcul. Il clairement est démontré qu'au point de contact le changement de direction des lignes de courant selon la direction x . En aval du point de contact selon x , on mentionne que les lignes de courant s'éloignent un peu de la paroi et ceci est dû probablement à une flottabilité des particules qui ont ramassé une certaine énergie thermique. Ou probablement aussi, une couche limite épaisse se développe. Cette figure met en évidence la présence de structures tourbillonnaires de forme annulaire. Elles sont produites par une dépression causée à la périphérie du jet, livrant naissance à une zone de recirculation, ensuite convectées, étirées et déformées radialement pour finalement se dissiper.

IV.4.5. Nombre de Nusselt:

Ce nombre nous raconte sur l'échange thermique entre la paroi et le fluide. La variation de ce nombre en fonction de la longueur de la plaque selon x est donnée par les figures (IV.13,14). Au point de stagnation, le fluide ramasse le maximum de chaleur dû à sa forte pression et aux contraintes de frottement en cette région.

Et par la suite, le fluide perd son intensité de frottement avec la paroi, ce qui diminue le paramètre de contrôle d'échange thermique Nusselt. Il est clair que le nombre de Reynolds $Re = 23000$ et le rapport $H/d = 7.5$ sensiblement le meilleur pour l'échange de chaleur. Par conséquent, le refroidissement est meilleur. Seulement ; reste aussi à mentionner quel type de produit est à refroidir pour affirmer cette remarque.

Il est très important de dire que le maximum de nombre de Nusselt n'est pas au point d'impact, mais juste après à $x = 0.001$. L'effet de changement de direction provoque une bousculade élevée, donc un grand échange se produit.

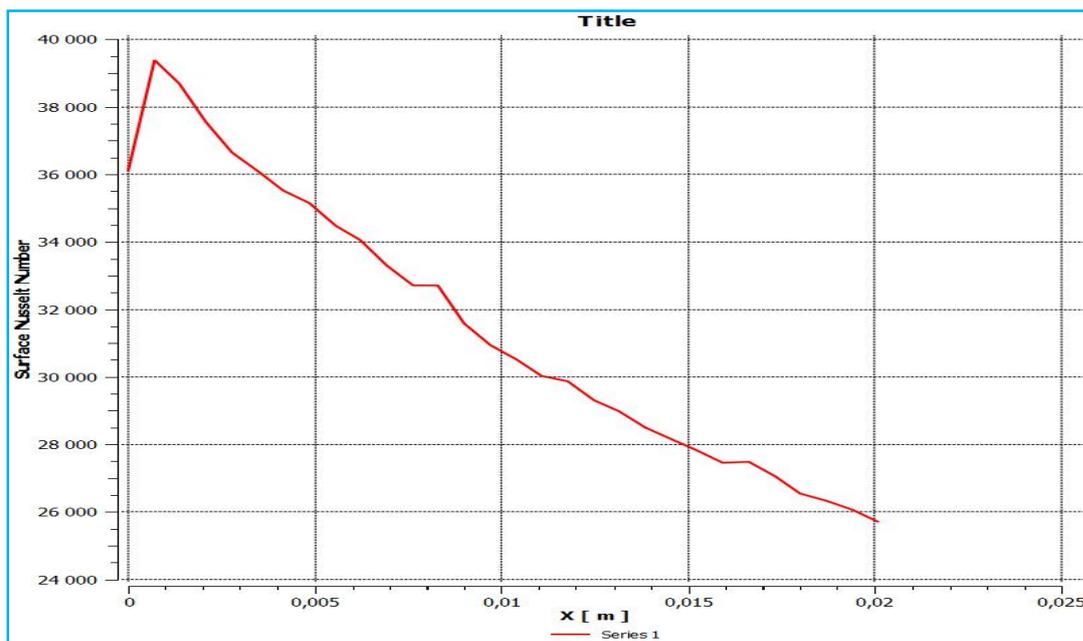


Figure (IV.13) évolution du nombre de Nusselt pour $Re = 23000$ et $H/d = 3.75$

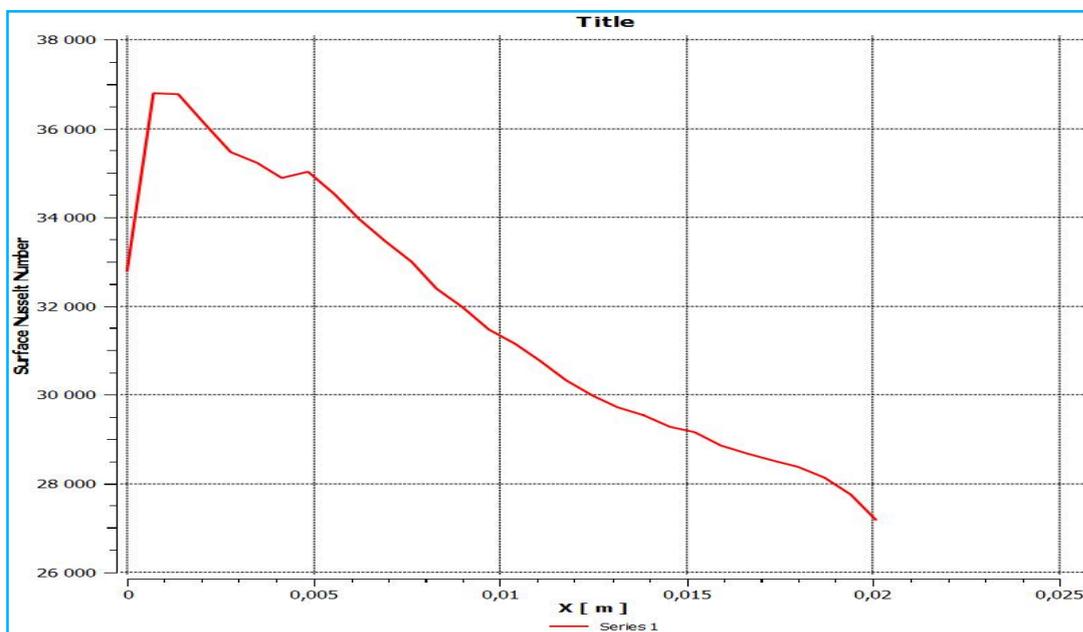


Figure (IV.14) évolution du nombre de Nusselt pour $Re = 23000$ et $H/d = 7.5$

Conclusion
Générale

Conclusion

Dans ce mémoire nous avons simulé l'écoulement d'un jet impactant perpendiculairement une paroi plane par l'utilisation du logiciel de simulation numérique Workbench ANSYS. Les résultats que nous avons obtenus sont en bon accord à ceux des références [21, 22].

Les résultats de notre étude montrent clairement l'écoulement peut être divisé en trois zones, la zone de jet libre, la zone d'impact et la zone du jet pariétal.

La simulation a été faite en introduisant le modèle de turbulence k et epsilon standard.

Nous avons ensuite essayé de voir les effets de du rapport H/D pour un nombre Reynolds sur le comportement dynamique et thermique de l'écoulement.

Références bibliographique

Références bibliographiques

- [01] Le Refroidissement par Jets Fluides: Bilan des Recherches et Applications Récentes , Rev. Energ. Ren. : Journées de Thermique (2001) 193-200, P. Marty Equipe LEGI-GRETh, CEA-Grenoble, 17 Av. des Martyrs, 38054 Grenoble cedex 9, France
- [02] Dimotakis P.E, Brown G.L., “The mixing at high Reynolds number”, J. Fluid Mech. 76: 535-560. (1976).
- [03] Rivière Nicolas, “Etude expérimentale d’une injection turbulente: application au jet impactant une surface libre”, Thèse de Docteur, Ecole Doctorale des Sciences Physiques et de l’Ingénieur, Université de Bordeaux I, 2 avril 2008.
- [04] GICQUEL, Laurent. "SIMULATION NUMERIQUE DES GRANDES ECHELLES DE JETS IMPACTANTS."
- [05] Y. BOUHAMIDI, A. KHELIL, S. NECHAD, L. LOUKARFI, A. BENNIA “Etude numérique de l’influence de la géométrie sur l’écoulement des jets tourbillonnaires”, Laboratoire de Contrôles, Essais, Mesures et Simulations Mécaniques, Université de chlef, chlef, Algérie ,15 Mai.2015
- [06] HADEF, Redjem, and Djemoui LALMI. "Prédiction d’un écoulement turbulent tourbillonnaire." (2012).
- [07] Huang, Ying, et al. "Large-eddy simulation of combustion dynamics of lean-premixed swirl-stabilized combustor." *Journal of Propulsion and Power* 19.5 (2003): 782-794.
- [08] Sato H.; Mori M., Nakamura T., “Development of a dry ultra-low NOx double swirler staged gas turbine combustor”, Energy Technology Research Institute, Tokyo Gas Co, Ltd TOKYO, JAPAN, Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol.120, 1998
- [09] Rady M., Arquis E., “Heat transfer enhancement of multiple impinging slat jets with symmetric exhaust ports and confinement surface protrusion”, Applied Thermal Engineering, 26, 1310-1319, 2005
- [10] ZERROUT, Amar. *Etude Expérimentale et Numérique d’un Système de Jets Tourbillonnaires Multiples Impactant*. Diss. 2016..

Références bibliographique

- [11] Daniel Thibault. Etude du refroidissement par impact de jets à travers une paroi mince et avec un écoulement cisailant amont: application aux aubes de turbines. Sciences de l'ingénieur [physics]. ISAE-ENSMA Ecole Nationale Supérieure de Mécanique et d'Aérotechnique - Poitiers, 2009. Français.
- [12] Derdouri, Amina. "étude par la programmation d'un jet rond turbulent impactant une plaque plane circulaire."
- [13] Tej, A., et al. "Simulation numérique du refroidissement d'un piston par un jet d'huile."
- [14] Uddin, Naseem, Sven Olaf Neumann, and Bernhard Weigand. "LES simulations of an impinging jet: On the origin of the second peak in the Nusselt number distribution." *International Journal of Heat and Mass Transfer* 57.1 (2013): 356-368.
- [15] Roux, S., L. E. Brizzi, and Eva Dorignac. "Dynamique d'un jet rond impactant une paroi contrainte par un forçage acoustique." *19ème Congrès Français de Mécanique*. 2009.
- [16] ZERROUT, A. "PREVISION NUMERIQUE DE JETS TURBULENTS TOURBILLONNANTS CONFINES AVEC LE MODELE (K-ε)." *Sciences & Technologie B* 23 (2005): 82-88.
- [17] Kadem, N., et al. "Numerical simulation of heat transfer in an axisymmetric turbulent jet impinging on a flat plate." *Adv. Model. Optim* 9 (2007): 207-217.
- [18] Anwarullah, M., V. Vasudeva Rao, and K. V. Sharma. "Effect of nozzle spacing on heat transfer and fluid flow characteristics of an impinging circular jet in cooling of electronic components." *Int. J. of Thermal & Environmental Engineering* 4.1 (2012): 7-12.
- [19] DAIRAY, Thibault, et al. "Simulations numériques directes d'un jet impactant." *20ème Congrès Français de Mécanique, 28 août/2 sept. 2011-25044 Besançon, France (FR)* (2011).
- [20] F. ZidouniKendil''Simulation numérique du transfert thermique d'un jet rond impactant une cavité cylindrique''Centre de Recherche Nucléaire de Birine, COMENA, B.P. 180, Ain Ouassara, Djelfa, Algérie, Laboratoire de Mécanique des Fluides, Faculté de Physique,Oujda (2007) 259 – 264

Références bibliographique

- [21] ONERA, "Comparaison calculs/expériences sur le refroidissement par impact de jets subsoniques", Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales www.onera.fr, mars 2006.
- [22] A.ALIUALI¹, K.TALBI², M.KADJA³ "EVOLUTION D'UN JET PLAN LAMINAIRE, NON CONFINE, IMPACTANT UNE SURFACE PLANE CHAUFFEE.", Laboratory of Applied Energetic and Pollution, Mechanical Engineering Department University Frères Mentouri Constantine 1, October 30-31, 2016, Constantine, Algeria

Résumé

Le travail entrepris dans ce mémoire, est une étude numérique par le logiciel de simulation numérique, Workbench ANSYS, d'un jet stationnaire, impactant perpendiculairement une paroi plane avec transfert de chaleur. Cette géométrie permet le refroidissement de manière efficace d'une zone bien déterminée de la surface plane. Les équations régissant le phénomène en question est résolu en utilisant le logiciel Workbench ANSYS .en employant le modèle de la turbulence k-ε standard. L'évolution des comportements dynamique et thermique a été mise en évidence à travers les résultats des champs de vitesse, de l'énergie cinétique turbulente, et de la température à travers le nombre de Nusselt. Les effets de la distance jet-paroi d'impact sur l'écoulement à un nombre de Reynolds ont été exposés.

Les mots clés : champs de vitesse, de l'énergie cinétique turbulente, d'un jet stationnaire, impactant

Abstract

The work undertaken in this study is a numerical study by simulation software, Workbench ANSYS. A stationary jet , impacting perpendicularly a flat wall with heat transfer. This geometry allows the effective cooling of a well-defined area of the flat surface. The equations governing the phenomenon in question are solved using the software Workbench ANSYS. Using the standard k-ε turbulence model . The evolution of dynamic and thermal behaviors has been demonstrated through the results of velocity fields, turbulent kinetic energy, and temperature through the Nusselt number. The effects of jet-wall impact distance on Reynolds number flow have been exposed.

Key Words : velocity fields, turbulent kinetic energy, stationary jet, impactant

ملخص

العمل الذي تم إنجازه في هذه المذكرة هي دراسة عددية بواسطة برنامج محاكاة Workbench ANSYS الثابتة ، التي تؤثر بشكل عمودي على جدار مسطح مع نقل الحرارة. تسمح هذه التركيبة الهندسية بالتبريد الفعال لمنطقة محددة بشكل جيد لسطح المستوي. يتم حل المعادلات التي تحكم الظاهرة الفيزيائية المعنية باستخدام برنامج Workbench ANSYS وذلك باستخدام نموذج الاضطراب القياسي k-ε. لقد تم إثبات تطور السلوكيات الديناميكية والحرارية من خلال نتائج مجالات السرعة والطاقة الحركية المضطربة ودرجة الحرارة من خلال رقم نسلت Nusselt . بعد النفث عن الجدار يؤثر علة التدفق في عدد رينولدز مطبق

الكلمات المفتاحية : مجالات السرعة , الطاقة الحركية المضطربة , جدار مسطح مع نقل الحرارة