

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieure et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique

Projet de Fin d'Étude en vue de l'obtention du Diplôme d'Ingénieur
d'État en Aéronautique
Option : Propulsion

Thème

SIMULATION NUMERIQUE DE QULQUES ECOULEMENTS COMPRESSIBLES INTERNES ET EXTERNES D'UN MOTEURS AERONAUTIQUE

Promoteur : Mr. Ali TAHI

Co-promoteur : Mr. AMTOUT

Président de jury : Mr. Saïd BERGUEL
TAIBI

Examineur 1 : Mr. Omar ABADA

Examineur 2 : Mr. Toufik ZEBICHE

Présenté par :

Mlle. Hafsa

Blida, 2008

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

????

?? ??? ?????? ??? ????? ?????? ????? ?????? ?????????? ?????????????? ?????? ?????
????????? ?????????????? ?????? ?????? ?????? ?????????? ?????? ?????? ?? ?????? ?????????? ?? ??????
????????? ?????? ?????????? ?????? ??? ?????? ?????????? ? ?? ?????????? ?????????? ?????????? ??????
????????? ?????? ?????? ? ?? ??? ?????????? ?????????? ??? ?????????? ?????????? ?????????? ??????????
?????????

RESUME

Des codes de calculs d'écoulement compressible sont présentés. Le premier concerne l'écoulements dans un canal avec saut de pression , le 2^{ème} concerne la tuyère divergente et enfin le 3^{ème} traite l'arrière corps, pour ce dernier, on a eu quelques difficultés de convergence, liées aux conditions aux limites.

ABSTRACT

Codes of calculations of compressible flow are presented. The first concerns the

flow in a channel with jump pressure, the 2nd concerns the divergent nozzle and finally the 3rd treats rear body, for the latter, there has been some convergence difficulties related to the boundary conditions.

REMERCIEMENTS

Je remercie Allah tout puissant de m'avoir donné la volonté, le courage et la confiance en moi même pour pouvoir continuer mes études et arriver à ce stade.

Mes sincères remerciements vont :

A mes parents pour leur soutien et encouragement, tout au long de ces dures années.

A M^r le promoteur ; le distingué M^r ALI TAHI pour ces conseils et ces directives.

Ainsi qu'au M^r le Co-promoteur ; Mr AMTOUT

Et à M^r BADREDDINE qui m'a proposé ce sujet.

Aux membres de post de graduation et la promotion 2008 notamment mes amies AIDA et NARIMANE.

A tous je vous dis : MERCI.

Merci pour votre précieuse contribution et aide.

Merci pour votre patience

Merci pour votre soutien

Merci pour votre dévouement.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail

*A ceux qui m'ont soutenu le moral durant toutes
les phases de ma vie, et qui m'ont appris toutes les*

bonne valeurs ;

Mes très chers parents

Mes très chères grandes mères

Que Dieu les gardes

A mes chères tantes et oncles

A mes chères cousines Kheira et Ahlam

A mes frères Mohamed, Mourad et Yacine

A toutes les familles Taibi, Ben Chidi et Mahdaoui

A tous mes Amis et mes collègues de la promotion propulsion 2008

A tous mes amis de Khazrouna, de l'Aéronautique et de TCT

Hafsa Taibi

SOMMAIRE

LA LISTE DES FIGURES

LA LISTE DES TABLEAUX

NOMENCLATURE

INTRODUCTION

CHAPITRE I: GENERALITES

I-1 Tuyères supersoniques.....	4
I-1-1 Domaines d'utilisation des tuyères.....	5
I-1-2 Les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère.....	5
I-1-3 Ecoulement avec décollement.....	8
I-1-4 Différents topologies de décollement.....	13
I-1-4-1 Décollement libre.....	13
I-1-4-2 Décollement restreint.....	13
I-1-4-3 Transition et "end effect".....	13
I-2 Les Arrière-corps.....	14
I-2-1 Les Arrière-corps propulsifs.....	15
I-2-1-1 Couche de mélange compressible et zone de confluence.....	19

CHAPITRE II : LE MODELE PHYSIQUE ET LE MODELE NUMERIQUE

II-1 Le modèle physique.....	22
II-1-1 Equations de transports.....	23
II-1-1-1 Principe de conservation de la masse	23
II-1-1-2 Principe de conservation de la quantité de mouvement.....	23
II-1-1-3 Conservation de l'énergie.....	24
II-1-2 Effets pratique de la turbulence.....	24
II-1-3 Les modèles de turbulence.....	25
II-2 Le modèle numérique.....	27
II-2-1 Modélisation mathématique du problème.....	27
II-2-2 Résolution numérique (méthode de volume finis).....	27
II-2-2-1 Principe de la méthode des volumes finis.....	28
II-2-2-2 Linéarisation: Implicite-explicite.....	32

CHAPITRE III : LES ETAPES DE LA SIMULATION

III-1 Représentation de la géométrie.....	34
III-2 Génération de maillage.....	36
III-3 Nécessité des modèles.....	38
III-4 Conditions aux frontières.....	39
III-5 Solveur.....	41
III-6 Interpretation des resultats.....	42

CHAPITRE IV: PRESENTATION ET DISCUSSION DES RESULTATS

IV-1 le 1 ^{er} Cas test –Canal supersonique.....	43
IV-2 le 2 ^{er} Cas test –La partie divergente de la tuyère	48
IV-3 le 3 ^{er} Cas test –L'arrière corps	66

CONCLUSION ET PERSPECTIVE

REFERENCES

ANNEXES

Liste Des Figures

<i>N^o de figure</i>	<i>Titre de figure</i>	<i>N^o de page</i>
<i>Figure I.1</i>	<i>Tuyère de la fusée</i>	4
<i>Figure I.2</i>	<i>Tuyère d'une fusée</i>	5
<i>Figure I.3.a</i>	<i>Jet adapté</i>	6
<i>Figure I.3.b</i>	<i>Jet sous détend</i>	6
<i>Figure I.3.c</i>	<i>Jet sur détendu sans décollement dans le divergent et avec réflexion régulière sur l'axe de choc de compression</i>	7
<i>Figure I.4</i>	<i>Régimes de fonctionnement d'une tuyère</i>	7
<i>Figure I.5</i>	<i>Conceptions du décollement</i>	8
<i>Figure I.6</i>	<i>Décollement effectif lors d'un amorçage rapide-tuyère Amann [2.]</i>	8
<i>Figure I.7</i>	<i>écoulement supersonique compressible en sortie de tuyère</i>	9
<i>Figure I.8</i>	<i>Interaction onde de choc –couche limite avec décollement</i>	9
<i>Figure I.9</i>	<i>Schéma de principe de décollement d'une couche</i>	10

	<i>limite supersonique</i>	
<i>Figure I.10</i>	<i>Représentation schématique de la réflexion régulière de Mach et du choc en chapeau</i>	11
<i>Figure I.11</i>	<i>Disque de Mach de moteur RS68 Boeing-Rochetdyne en essai</i>	12
<i>Figure I.12</i>	<i>Interférences de choc dans les écoulements à grand nombre de Mach</i>	12
<i>Figure I.12.a</i>	<i>Intersection de chocs régulière</i>	12
<i>Figure I.12.b</i>	<i>Intersection avec phénomène de Mach</i>	12
<i>Figure I.13</i>	<i>Représentation des écoulements à l'arrière corps d'un véhicule</i>	14
<i>Figure I.14</i>	<i>Forme générale de l'arrière-corps d'un avion de combat bi-tuyère [c5]</i>	15
<i>Figure I.15</i>	<i>Visualisation pariétale [c5]</i>	15
<i>Figure I.16</i>	<i>Veine de la soufflerie S3Ch avec maquette d'arrière-corps d'avion de combat et simulation du jet du réacteur</i>	16
<i>Figure I.17</i>	<i>Strioscopie expérimentale d'un écoulement d'arrière-corps CFM56 en régime subsonique. [13] [9]</i>	16
<i>Figure I.18</i>	<i>Visualisation strioscopique des jets [c5]</i>	17
<i>Figure I.19</i>	<i>Champs méridien. Ecoulement de révolution réel [c6]</i>	17
<i>Figure I.20</i>	<i>Arrière-corps de révolution sans jet à incidence nulle</i>	18
<i>Figure I.21</i>	<i>Champ méridien. Ecoulement de révolution idéal [c6]</i>	18
<i>Figure I.22</i>	<i>Arrière-corps de révolution avec jet à incidence nulle [c6]</i>	19
<i>Figure I.23</i>	<i>Schéma de l'écoulement dans et autour d'un arrière-corps</i>	20
<i>Figure I.24</i>	<i>Organisation de l'écoulement (calcul Navier-Stokes) [c7]</i>	21
<i>Figure II.1</i>	<i>Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal</i>	29
<i>Figure II.2</i>	<i>Organigramme de la méthode isolée de résolution</i>	31
<i>Figure II.3</i>	<i>Organigramme de la méthode couplée de résolution</i>	32

<i>Figure III.1</i>	<i>Présentation de la géométrie</i>	34
<i>Figure III.2</i>	<i>Interface graphique d'ICEM CFD</i>	36
<i>Figure III.3</i>	<i>-Maillage non structuré de la géométrie (3D) par ICEM CFD</i>	37
<i>Figure III.4</i>	<i>Maillage non structuré de la géométrie (2D) par ICEM CFD</i>	38
<i>Figure III.5</i>	<i>Présentation de types de conditions limites dans FLUENT</i>	40
<i>Figure III.6</i>	<i>Interface graphique de FLUENT</i>	42
<i>Figure IV-1</i>	<i>présentation de maillage de bump dans FLUENT</i>	43
<i>Figure IV-2</i>	<i>Résidus de cas test de fluent</i>	44
<i>Figure IV.3</i>	<i>Champ de pression statique de cas test de fluent</i>	45
<i>Figure IV-4</i>	<i>Champ de nombre de mach de cas test de fluent</i>	45
<i>Figure IV.5</i>	<i>Résidus de bump</i>	46
<i>Figure IV.6</i>	<i>Champ de pression statique de bump</i>	46
<i>Figure IV.7</i>	<i>Champ de nombre de mach de bump</i>	47
<i>Figure IV.8</i>	<i>Présentation de maillage de divergent dans FLUENT</i>	48
<i>Figure IV.9</i>	<i>Présentations de type de conditions limites dans FLUENT</i>	49
<i>Figure IV.10</i>	<i>Résidus de divergent-cas incompressible non visqueux</i>	50
<i>Figure IV.11</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas incompressible non visqueux</i>	50
<i>Figure IV.12</i>	<i>Résidus de divergent-cas incompressible visqueux</i>	51
<i>Figure IV.13</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas incompressible visqueux</i>	51
<i>Figure IV.14</i>	<i>Présentation de type des conditions aux limites dans FLUENT</i>	52
<i>Figure IV.15</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible non visqueux</i>	53
<i>Figure IV.16</i>	<i>Champ de pression statique –cas compressible non visqueux</i>	53
<i>Figure IV.17</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux</i>	54

<i>Figure IV.18</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible visqueux</i>	54
<i>Figure IV.19</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux</i>	55
<i>Figure IV.20</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux</i>	55
<i>Figure IV.21</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible non visqueux</i>	56
<i>Figure IV.22</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux</i>	56
<i>Figure IV.23</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux</i>	57
<i>Figure IV.24</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible visqueux</i>	57
<i>Figure IV.25</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux</i>	58
<i>Figure IV.26</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible non visqueux</i>	58
<i>Figure IV.27</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux</i>	59
<i>Figure IV.28</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux</i>	59
<i>Figure IV.29</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible visqueux</i>	60
<i>Figure IV.30</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux</i>	60
<i>Figure IV.31</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux</i>	61
<i>Figure IV.32</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible non visqueux</i>	61
<i>Figure IV.33</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux</i>	62
<i>Figure IV.34</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux</i>	62
<i>Figure IV.35</i>	<i>Résidus de divergent-cas compressible visqueux</i>	63
<i>Figure IV.36</i>	<i>Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux</i>	63
<i>Figure IV.37</i>	<i>Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux</i>	64
<i>Figure IV.38</i>	<i>Résidus de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	66
<i>Figure IV.39</i>	<i>Champ de pression statique de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	66
<i>Figure IV.40</i>	<i>Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	67
<i>Figure IV.41</i>	<i>Résidus de l'arrière corps –cas visqueux</i>	67
<i>Figure IV.42</i>	<i>Champ de pression statique de l'arrière corps –cas</i>	68

	<i>visqueux</i>	
<i>Figure IV.43</i>	<i>Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas visqueux</i>	68
<i>Figure IV.44</i>	<i>Résidus de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	69
<i>Figure IV.45</i>	<i>Champ de pression statique de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	69
<i>Figure IV.46</i>	<i>Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas non visqueux</i>	70
<i>Figure IV.47</i>	<i>Résidus de l'arrière corps –cas visqueux</i>	70
<i>Figure IV.48</i>	<i>Champ de pression statique de l'arrière corps –cas visqueux</i>	71
<i>Figure IV.49</i>	<i>Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas visqueux</i>	71

Liste des Tableaux

<i>N^o du tableau</i>	<i>Titre du tableau</i>	<i>N^o de page</i>
---------------------------------	-------------------------	------------------------------

<i>Tableau II .1</i>	<i>Les constantes du modèle $k-\epsilon$</i>	26
<i>Tableau III.1</i>	<i>Les dimensions de la géométrie</i>	35
<i>Tableau III.2</i>	<i>Caractéristiques du maillage utilisé</i>	38
<i>Tableau III.3</i>	<i>Les paramètres de calculs</i>	41
<i>Tableau IV.1</i>	<i>Les conditions aux limites du canal</i>	43
<i>Tableau IV.2</i>	<i>Les paramètres de calculs</i>	44
<i>Tableau IV.3</i>	<i>Caractéristiques du maillage utilisé</i>	48
<i>Tableau IV.4</i>	<i>Les paramètres de calculs</i>	49
<i>Tableau IV.5</i>	<i>Les paramètres de calculs</i>	52
<i>Tableau IV-6</i>	<i>Comparaison des résultats de cas compressible de la tuyère divergente</i>	65
<i>Tableaux IV-7</i>	<i>Comparaison des résultats de cas compressible de l'arrière corps</i>	72

M	Nombre de mach
Re	Nombre de Reynolds
Pr	Nombre de Prandtl laminaire
A	Section de la tuyère
μ_t	Viscosité turbulente [$kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}$]
K	Energie cinétique turbulente [$kg \cdot m^{-1} \cdot s^{-1}$]
ϵ	Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulent
δ	épaisseur de la couche limite
L	Echelle de longueur [m]
	Echelle de vitesse [$m \cdot s^{-1}$]
τ_{ij}	Tenseur de Reynolds
$\sigma_k, \sigma_\epsilon$	Les nombre de Prandtl relie la diffusivité de k et ϵ avec la viscosité turbulente μ_t
U	Vitesse d'écoulement.
u	Vitesse d'écoulement suivant l'axe X.
v	Vitesse d'écoulement suivant l'axe Y.
w	Vitesse d'écoulement suivant l'axe Z.
ρ	Masse volumique [$kg \cdot m^{-3}$]

	Coefficient de diffusion
Q (W)	Puissance thermique
λ	La conductivité thermique
f_i	La force de gravité
	Une des variables suivantes $\phi = 1, u, v, w, k, \varepsilon$ et T
	Terme source relatif à la variable
V	Volume d'intégration de la grandeur Φ
$\Delta\eta_j$	Surface d'intégration de la grandeur Φ
Δt	Intervalle de temps (time step) [sec]
	Forces de Pression : (forces de surface)

Indices

i, j, k et x, y, z	Indices suivants les axes X, Y, et Z
e, w, s, n, t, b	Est, Ouest, Sud, Nord, Top et Bottom respectivement pour un nœud de calcul
ip	Indice d'intégration par point (intégration point)

Introduction Général

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. Il existe trois types de simulation numérique en Mécanique des Fluides RANS (Reynolds Average Navier Stokes), DNS (Direct Numerical Simulation) et LES (Large Eddy Simulation).

Les systèmes propulsifs mettent en jeu des phénomènes physiques très complexes : interactions de chocs, jets supersoniques, décollements massifs, couches de mélange fortement compressibles, organisations tourbillonnaires complexes dans les cas tridimensionnels, instabilités à grande échelle...

En outre, la plupart de ces phénomènes se produisent dans des gaz de composition souvent mal connue, à très haute température, avec des mécanismes de transfert complexes.

Avec le vol aux vitesses supersoniques on a vite pris conscience de l'importance (du comportement des écoulements de jets) /du bon fonctionnement de la tuyère propulsive et des interactions entre jet et écoulement externe se produisant au niveau de l'arrière-corps.

L'objectif de l'étude d'un écoulement de type jet diffère suivant l'application industrielle attenante. On peut ainsi étudier et contrôler un jet pour améliorer le mélange en sortie d'un injecteur ou d'un brûleur (en combustion ou en aéronautique), mais aussi pour le faire battre, le diriger (lorsqu'il est question de transferts de chaleur importants, pour l'éloigner des zones critiques), diminuer l'émission d'oxydes d'azote ou bien encore

la pollution sonore.

Nous allons ici essentiellement porter notre intérêt sur l'étude (des écoulements jets)/ (du mélange d'un jet avec le fluide ambiant), ce qui constitue l'effet le plus souvent recherché, dans quelque contexte que ce soit.

En effet, l'amélioration du mélange permet de pallier de nombreux problèmes (émission de polluants, instabilités acoustiques, ...) tout en améliorant le rendement du brûleur.

La diversité des phénomènes rencontrés dans ces systèmes constitue un vaste champ d'étude dont on se propose d'appréhender quelques uns des aspects. Ce travail de thèse s'inscrit donc dans une préoccupation forte des concepteurs de lanceurs spatiaux et de moteurs d'avions souhaitant augmenter les performances des moteurs.

En ce qui concerne la présentation de notre travail, le chapitre I parle des généralités sur les tuyères et leurs différents régimes de fonctionnements, les ondes de chocs présentent dans le jet supersonique et les écoulements des arrières corps. et dans le Chapitre II, on a traité le côté physique et numérique où on a commencé de citer les équations modélisant les écoulements, les modèles de turbulence et le principe de la méthode de volumes finis qui est la base de notre solveur FLUENT. En suite le Chapitre III qui montre les étapes d'une simulation en général, en précisant notre problème (la géométrie-le maillage-le modèle utilisé-les conditions limites-le solveur).

Et finalement le Chapitre IV où on cite tout nos résultats avec interprétation de chacune.

Le but de ce travail est l'apprendre des outils CFD et de faire une simulation des écoulements compressibles visqueux et non visqueux avec présence des ondes de chocs.

CHAPITRE I

GENERALITES

I-1 Tuyères supersoniques

Une tuyère ou tuyère propulsive, dans le domaine de l'aéronautique, est un conduit (appelé aussi *divergent*) de section conique (fusées de feu d'artifice) ou oblongue (tuyères de missiles, et lanceurs), placé à la sortie d'un propulseur et qui sert à transformer en énergie cinétique l'énergie des gaz de combustion.

Elle contribue à la force propulsive ou force de réaction (générée par la détente des gaz chauds la température et la pression diminuant au bénéfice de la vitesse des gaz).

Dans les tuyères d'un propulseur à poudre (exp : fusées à poudre), la section du col régule la combustion du bloc de « carburant solide ». Le col de la tuyère doit être assez large pour que les gaz de combustion s'échappent en créant de la poussée mais suffisamment étroit pour que tout le matériau combustible (et explosif) ne se consume pas en une seule explosion.

Les gaz de combustion sont canalisés à leur sortie de la chambre de combustion dans le divergent de la tuyère.

Dans le cas des tuyères de fusées (figure I.1), fonctionnant à de très hautes températures, ce divergent doit être refroidi à cause de la chaleur dégagée par les gaz incandescents. On utilise à cet effet du gaz liquéfié véhiculé dans de minces canalisations. [c1]





Figure 1.1-Tuyère de la fusée V2.

I-1-1 Domaines d'utilisation des tuyères

Les tuyères sont généralement utilisées dans deux importants secteurs ; l'aéronautique et l'aérospatial, pour le premier cette utilisation s'est renforcée après le développement des moteurs à réactions et pour le deuxième on distingue deux types : les tuyères de grandes dimensions qui servent à propulser les fusées (figure I.2) et celles de petites dimensions qui permettent la correction de l'orbite ou pour contrôler leurs orientations dans l'espace cette utilisation ne se résume pas là ,mais elle s'élargit aussi dans le domaine militaire tels que les missiles. [1]



Figure I.2.Tuyères d'une fusée

I-1-2 Les différents régimes de fonctionnement d'une tuyère

Lorsque la tuyère est amorcée (état sonique au col), le régime d'écoulement ne dépend que du rapport entre la pression ambiante P_a (supposée variable) et la pression statique en sortie $P_{e,vac}$ (ou vac fait référence au vide) que celle-ci a dans le vide. Dans la pratique, on distingue trois différents régimes de fonctionnement d'une tuyère, dépendant des niveaux de pression régnant juste en sortie et dans le milieu ambiant (figure I.4) :

- Si $P_a/P_{e,vac} = 1$, (figure I.3.a) on parle de régime adapté.
- Si $P_a/P_{e,vac} < 1$, (figure 1.3.b) les gaz achèvent de se détendre dans le milieu ambiant. On parle de régime de sous-détente. Dans ce cas, un faisceau de détente apparaît à la lèvre de sortie de la tuyère.
- Si $P_a/P_{e,vac} > 1$, (figure I.3.c) les gaz sont recomprimés dans la tuyère ou à la sortie de celle-ci. On parle alors de régime de sur-détente. Une onde de choc (choc de recompression ou de décollement) se forme à la lèvre de la tuyère. La couche limite enregistre un gradient de pression adverse, s'épaissit, mais reste attachée à la paroi jusqu'à la lèvre de sortie de la tuyère. [9]

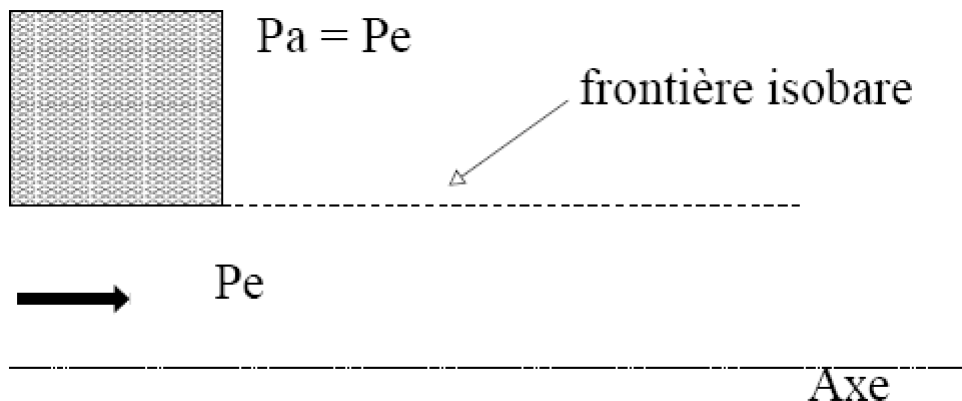


Figure I.3.a-Jet adapté

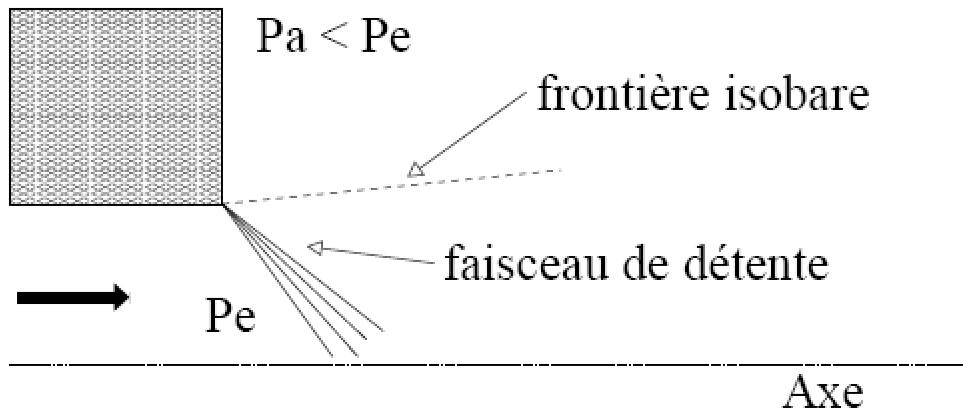


Figure I.3.b-Jet sousdetendu

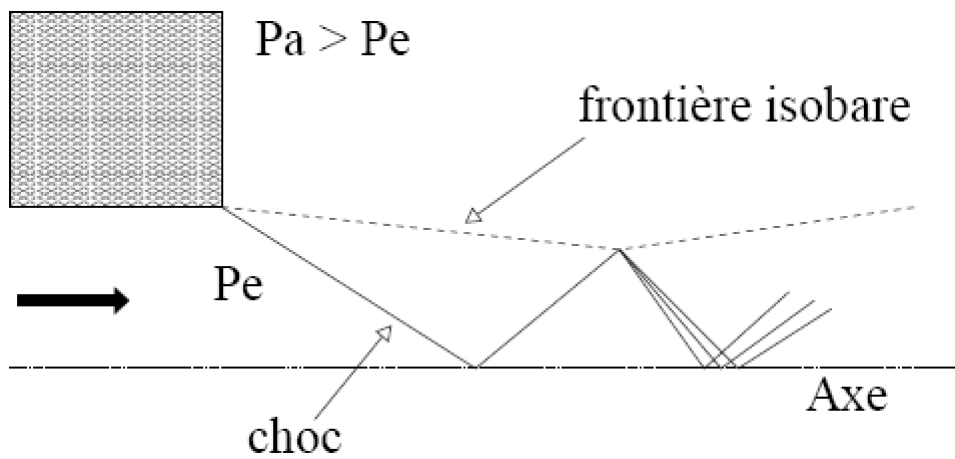


Figure 1.3.c-Jet surdetendu sans décollement dans le divergent et avec réflexion régulière sur l'axe de choc de compression [10]

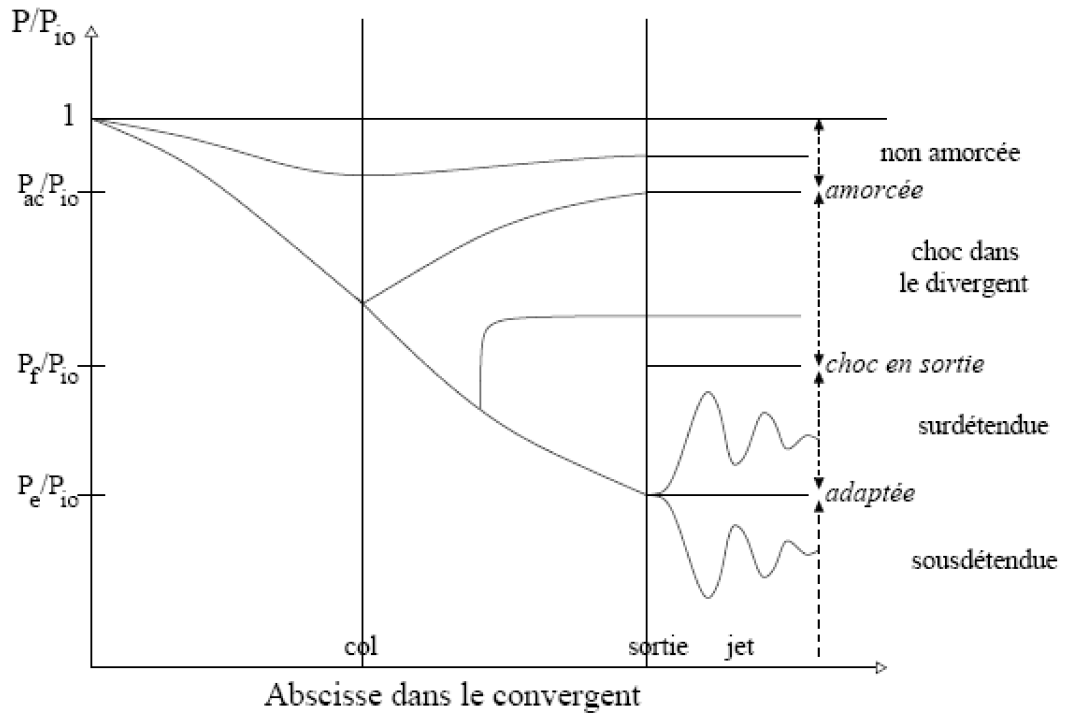
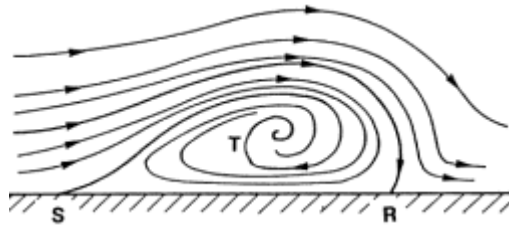
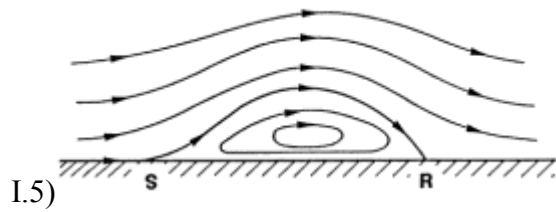


Figure I.4-Régimes de fonctionnement d'une tuyère [10]

I-1-3 Ecoulement avec décollement (figure



Écoulement bidimensionnel

Écoulement tridimensionnel

Figure I.5- Conceptions du décollement [c2]

- Si la pression aval continue à augmenter et dépasse un certain seuil 1 ($P_a/P_{e,vac} \gg 1$, régime de forte sur détente), il arrive un moment où la couche limite ne peut plus contrer le gradient de pression adverse devenu trop important et décolle (figure I.6 et I.7 et I.8). Soulignons, à ce niveau, que la prédiction de ce seuil de pression est un enjeu important pour les motoristes puisque ceux-ci souhaitent souvent éviter ou maîtriser le décollement (figure I.9). [9]

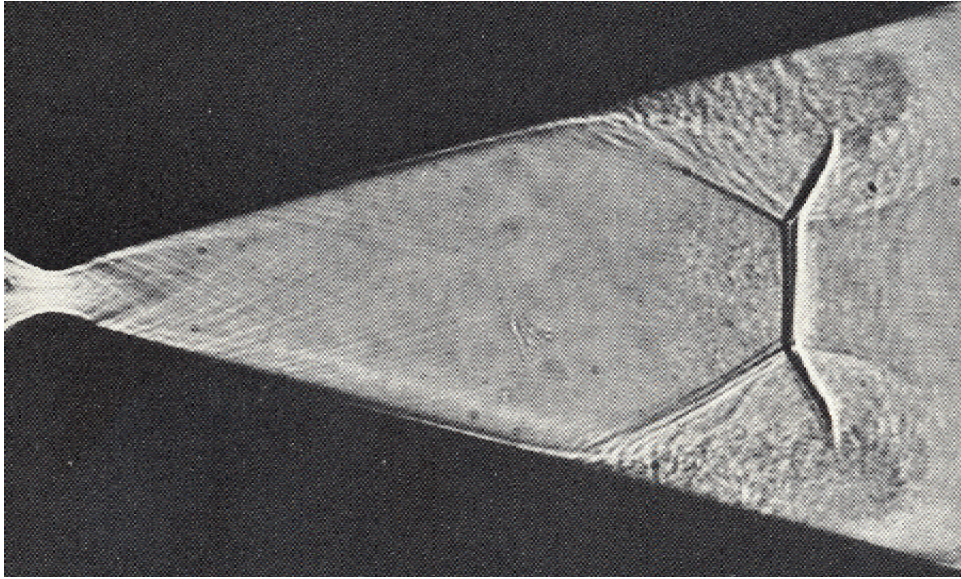
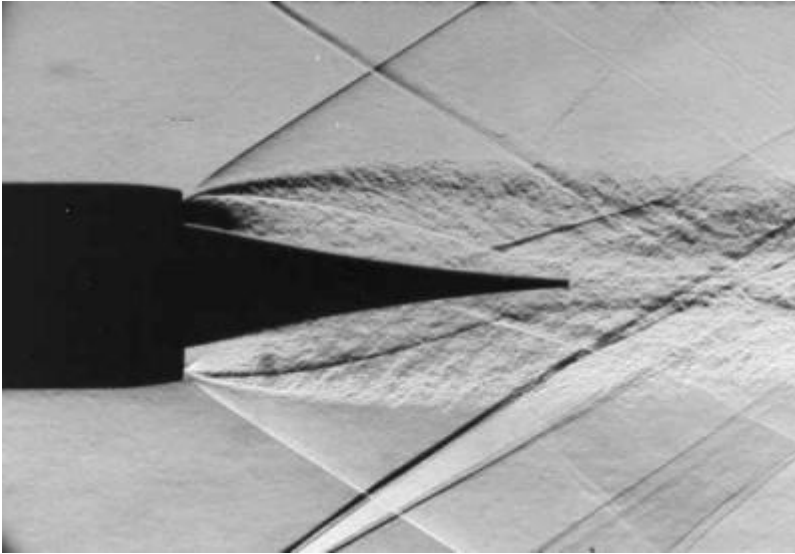


Figure I.6 – Décollement effectif lors d'un amorçage rapide - tuyère Amann [12]. [9]



copyright © ONERA 1996-2006 - Tous droits réservés

Figure I.7- Écoulement supersonique compressible en sortie de tuyère [c3]

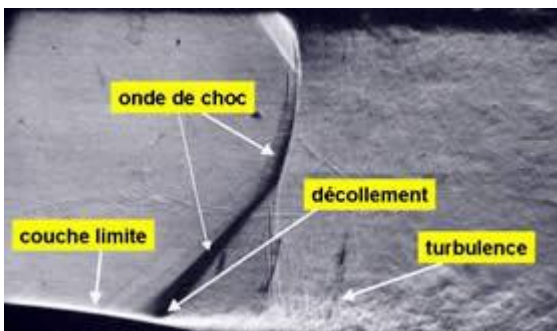


Figure I.8 -Interaction onde de choc - couche limite avec décollement [c3]

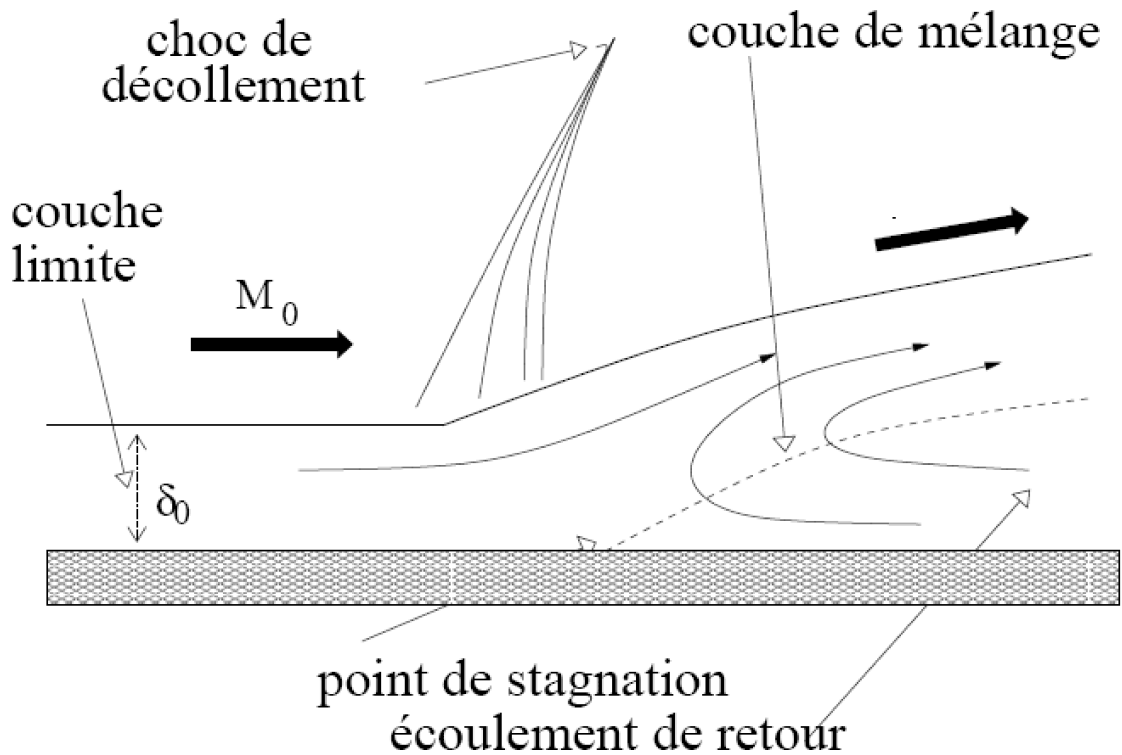


Figure I.9-Schéma de principe de décollement d'une couche limite supersonique [10]

- Différentes structures de choc (réflexion régulière, réflexion de Mach et choc en chapeau) peuvent être observées dans le jet .

Lorsque l'évolution du profil de la tuyère est douce (cas des tuyères de moteurs fusée de type TIC), le choc de décollement se réfléchit sur l'axe de symétrie. Deux types de réflexion peuvent alors se produire :

- l'une dite "**régulière**" (figure I.10.a) et (figure I.12.a) ou le choc incident I se réfléchit directement sur l'axe de symétrie en un choc oblique réfléchi IR;
- l'autre dite "**singulière**" ou "**de Mach**" (figure I.10.b) et (figure I.12.b) ou le choc incident I se réfléchit en formant un choc normal à l'axe appelé disque de Mach (figure I.11). Du point triple TP, où se rencontrent le choc incident, le choc réfléchi et le disque

de Mach, émane une ligne de glissement SL. Cette discontinuité isobare sépare la poche subsonique en aval du choc fort de la région supersonique en aval du choc réfléchi IR. Lorsque l'évolution du profil de la tuyère est fortement optimisée en poussée (TOC et TOP), il se forme un choc interne de focalisation (IS). Ce choc est dû au changement de courbure de la paroi au niveau du col. L'interférence de ce choc interne avec le choc de décollement (I) peut conduire à une structure de choc complexe dite **"en chapeau"** (figure 1.10.c). Cette structure serait le résultat de l'interférence entre le choc de décollement et la réflexion de Mach inverse du choc interne sur l'axe de symétrie. On pourra noter que l'obtention de l'une ou l'autre de ces réflexions dépend fortement du rapport de pression et du contour de la tuyère. D'autre part, le phénomène de transition entre ces réflexions peut faire intervenir un effet d'hystérésis. [9]

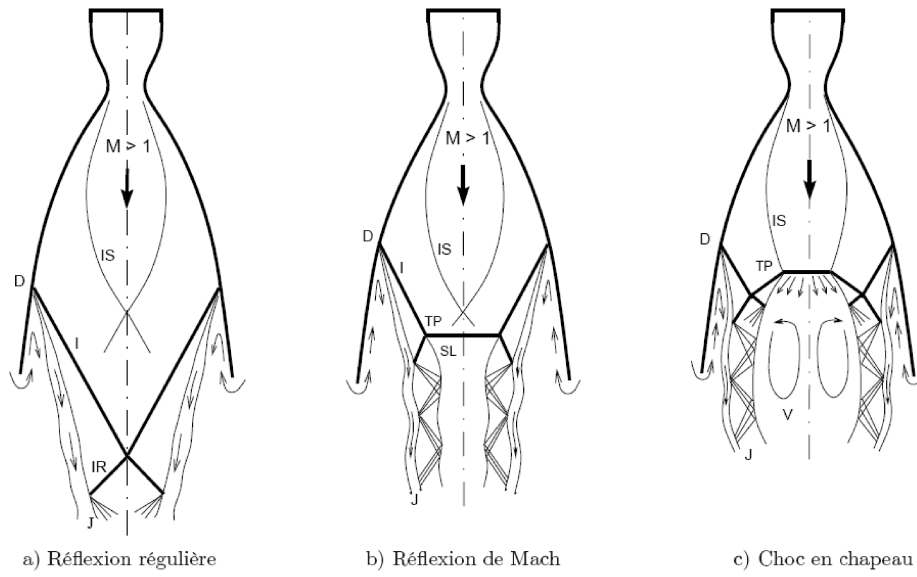


Figure I.10– Représentation schématique de la réflexion régulière, de la réflexion de Mach et du choc en chapeau [9]

I : choc incident, IS : choc de focalisation, IR : choc réfléchi,
 J : jet, SL : ligne de glissement,

TP point triple, D : point de décollement, V : tourbillon

(en haut) : Moteur Vulcain au banc d'essai

(en bas) : Photos Snecma

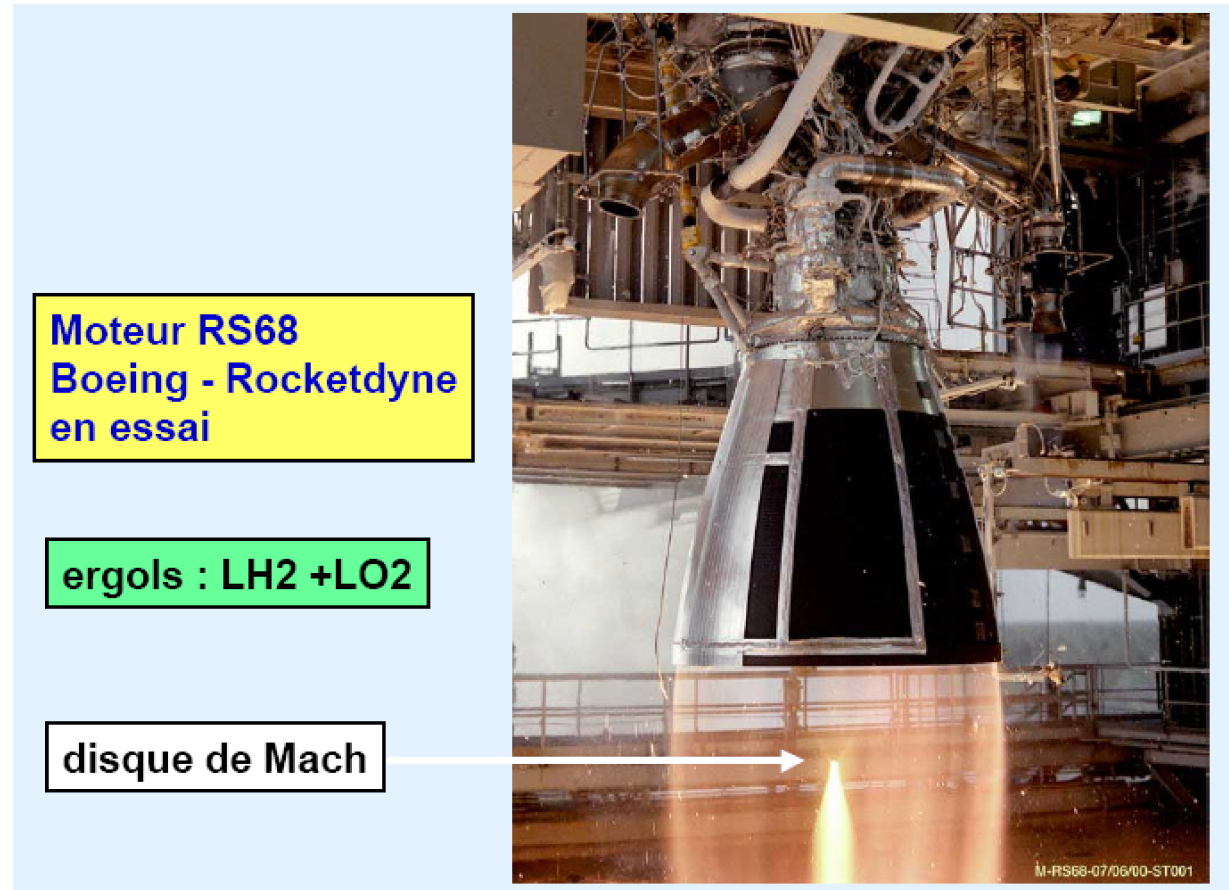


Figure I.11- Disque de mach de moteur RS68 Boeing-Rochetdyne en essai [11]

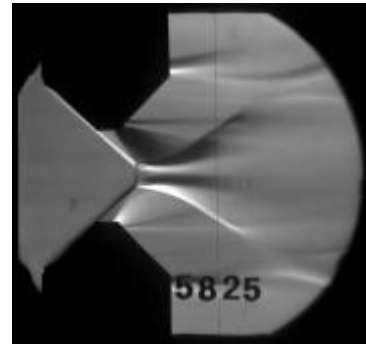
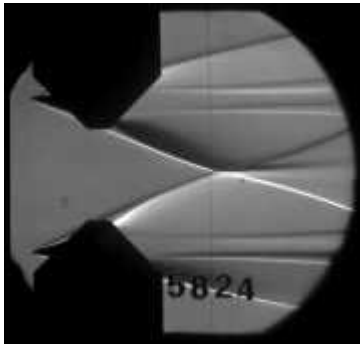


Figure 1.12.a Intersection de chocs régulière. Figure 1.12.b Intersection avec phénomène

de Mach.

Figure 1.12 Interférences de choc dans les écoulements à grand nombre de Mach

[c4]

I-1-4 Différents topologies de décollement [9]

Le plus souvent, le décollement rencontré est libre (i.e. le jet décolle de la tuyère avant sa lèvre de sortie et s'en éjecte librement). Cependant, pour certains types de tuyères, un second type de décollement, appelé "décollement restreint", peut être rencontré. Ce dernier se caractérise par un rapide recollement de la couche limite décollée.

I-1-4-1 Décollement libre

Dans le cas d'un décollement libre (en anglais "Free Shock Separation" : FSS), L'écoulement sur-détendu dans la tuyère décolle complètement pour un certain rapport de pression P_a/P_w , ou P_w dénote la pression pariétale. Un écoulement de retour en aval du point de décollement se forme : une partie du fluide ambiant est "aspirée" jusqu'au point de décollement, avant d'être réorientée avec le jet principal de la tuyère.

I-1-4-2 Décollement restreint

Dans les années 70, un second type de configuration de décollement fut observé par Nave et Coffey durant des tests sur des maquettes du moteur J-2S alimentées en gaz froids. L'existence de ce nouveau type de décollement, dit "restreint" (en anglais "Restricted Shock Separation" : RSS) du fait de la faible étendue de la zone de recirculation, fut confirmée en 1994 par les simulations numériques de Chen et al. Par la suite, il fut rencontré sur d'autres maquettes à échelle réduite mais aussi sur des moteurs réels, bien qu'à l'origine les scientifiques pensaient que cette configuration n'avait lieu que pour des maquettes à échelle réduite fonctionnant en gaz froids. En fait, cette configuration est principalement influencée par le profil de la tuyère et non par la taille de celle-ci.

I-1-4-3 Transition et "end effet"

Durant l'amorçage des moteurs présentant initialement un décollement libre, la transition entre décollement libre et décollement restreint se produit à un rapport de pression P_t/P_a bien défini.

Le décollement restreint, comme nous venons de le voir, se caractérise par une zone de recirculation fermée, où les pressions sont inférieures à la pression ambiante. La transition FSS \rightarrow RSS s'accompagne, par conséquent, d'un déplacement aval soudain du point de décollement. Lorsque la pression génératrice augmente davantage, la bulle de recirculation se déplace vers l'aval et le point de recollement atteint finalement la sortie de la tuyère. La zone de recirculation s'ouvre alors au fluide ambiant. Ceci s'accompagne d'une augmentation de la pression dans la zone de retour, derrière le choc de décollement, et le point de décollement est repoussé vers l'amont. Ainsi, la zone de recirculation peut se refermer, d'où une nouvelle chute de pression et un mouvement aval du point de décollement. Un mouvement cyclique, connecté à l'ouverture et à la fermeture de la zone de recirculation, est alors observé. Cette transition RSS \rightarrow FSS est connue dans la littérature sous le nom de "end effect".

Les mêmes phénomènes peuvent être observés durant la phase d'extinction du moteur. Toutefois, si la transition FSS \rightarrow RSS "end effect" a lieu, dans ce cas, au même rapport de pression génératrice que lors de l'amorçage, celle correspondant à la transition RSS \rightarrow FSS (FSS \rightarrow RSS à l'amorçage) diffère. Ceci témoigne d'un effet d'hystérésis. Frey et Hagemann ont proposé une explication pour le décollement restreint à partir d'observations expérimentales et de simulations numériques. Selon leurs résultats, la

structure de choc en chapeau serait un des éléments clés de la transition FSS \leftrightarrow RSS. Ils concluent que cette transition ne peut se produire que dans les tuyères présentant un choc interne.

Les auteurs ont aussi montré que la présence de l'une ou l'autre des configurations est étroitement liée à la compétition des moments issus des zones triangulaires issues du point triple et bornées par les chocs et couches de mélange supersonique.

I-2 Les Arrière-corps

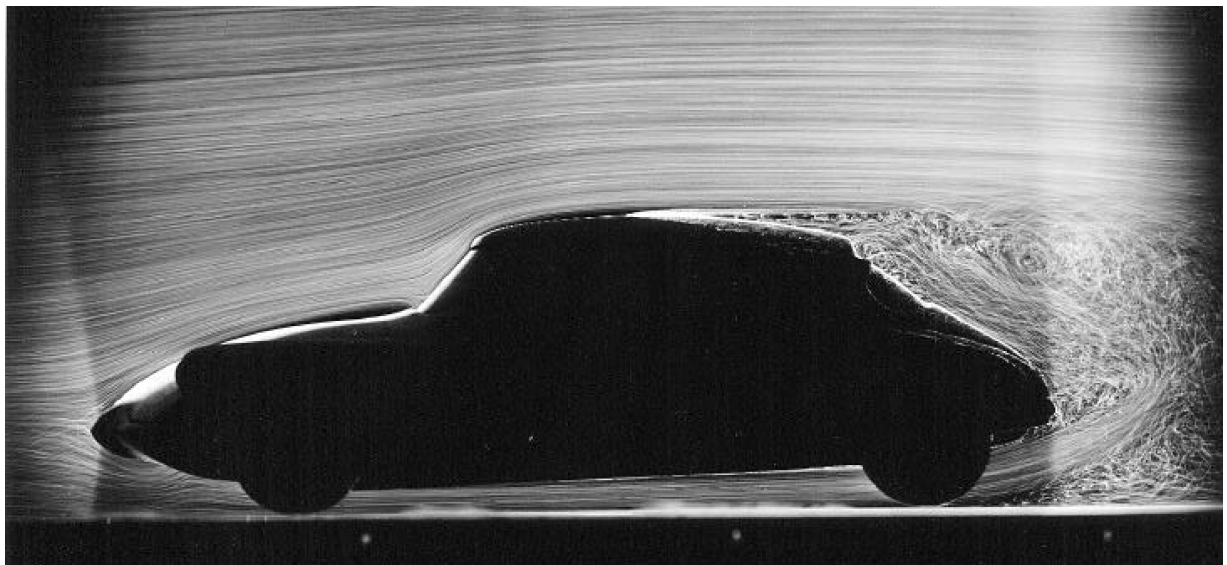


Figure I.13- Représentation des écoulements à l'arrière-corps d'un véhicule [11]

I-2-1 Les Arrière-corps propulsifs

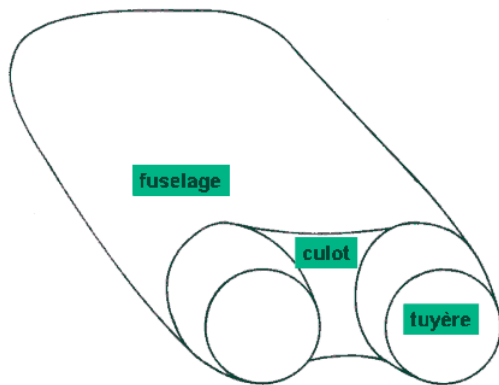
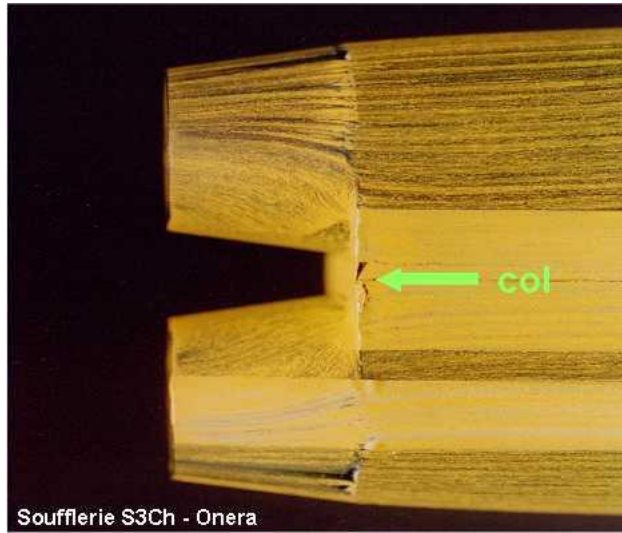


Figure I.14-Forme générale de l'arrière-corps d'un avion de combat bi-tuyères [c5]



Soufflerie S3Ch - Onera

Figure I.15-Visualisation pariétale [c5]

Soufflerie transsonique

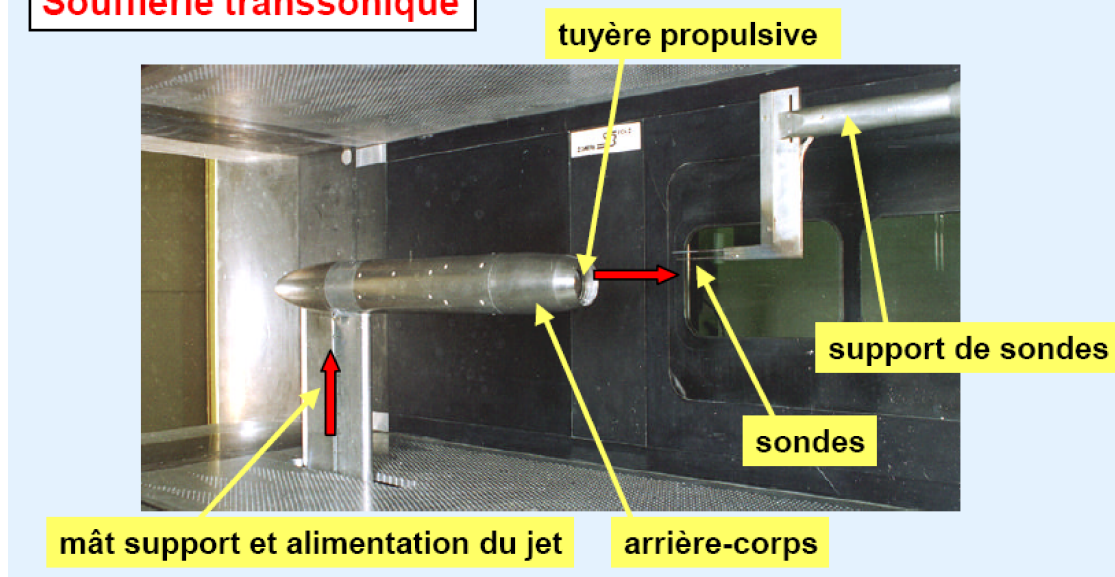


Figure I.16-Veine de la soufflerie S3Ch avec maquette d'arrière-corps d'avion de combat et simulation du jet du réacteur [11]

Parmi les difficultés qui sont encore faiblement appréhendées aujourd'hui dans l'aérodynamique des avions, les écoulements d'arrière-corps présentent de très nombreuses particularités.

– D'une part, l'écoulement en sortie de moteurs est encore très mal caractérisé, en raison de

la complexité des phénomènes physiques qui interviennent au sein du réacteur (compression, combustion, détente). Les jets de propulseur sont donc dominés par la turbulence (grand nombre de Reynolds), la thermique (gaz de combustion), la rotation (sortie de turbomachines). [9]



Figure I.17 – Strioscopie expérimentale d'un écoulement d'arrière-corps CFM 56 en régime subsonique. [13] [9]

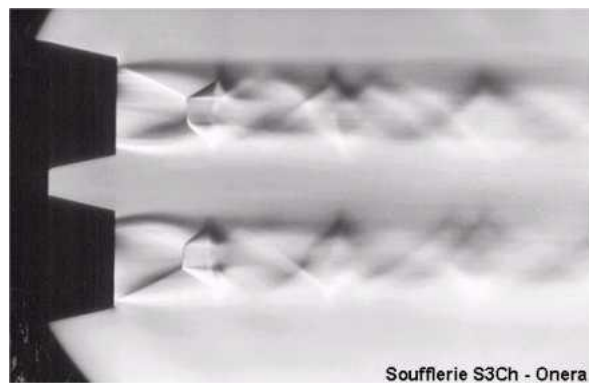


Figure I.18-Visualisation strioscopique des jets [c5]

– En second lieu, l'aérodynamique du jet moteur est compliquée par l'état du milieu

ambient

(aérodynamique de l'avion, mélange pour les moteurs a double flux) – (figure I.17 et figure I.18)

– Une considération supplémentaire peut provenir des systèmes multi propulseurs pour lesquels les interactions entre jets quasi parallèles peuvent être très importantes (cas des avions du type Rafale par exemple).

– Au-delà de la modélisation fine du mélange turbulent, les préoccupations portent sur les

Performances globales du propulseur (qualité du jet final, pertes dues à la géométrie des tuyères, rendement, poussée etc.). [9]

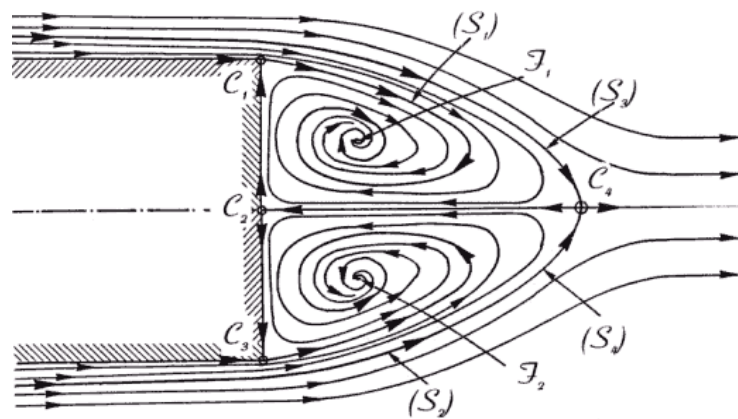
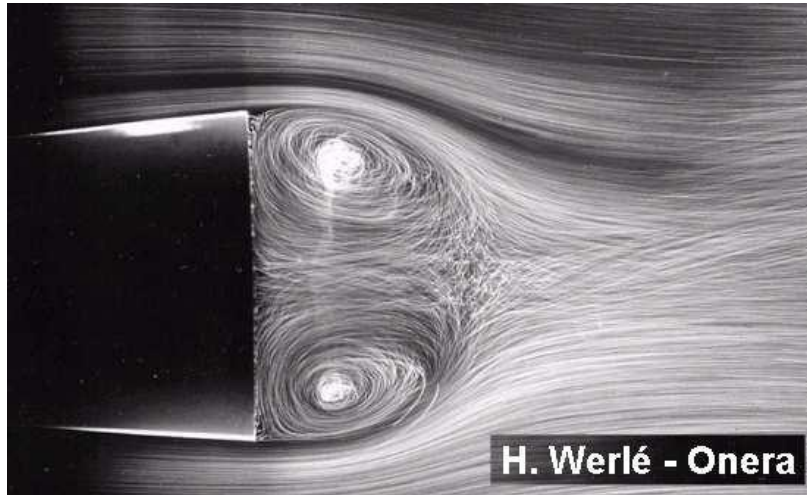


Figure I.19 -Champ méridien. Écoulement de révolution réel [c6]



document © ONERA

Figure I.20 -Arrière-corps de révolution sans jet à incidence nulle [c6]

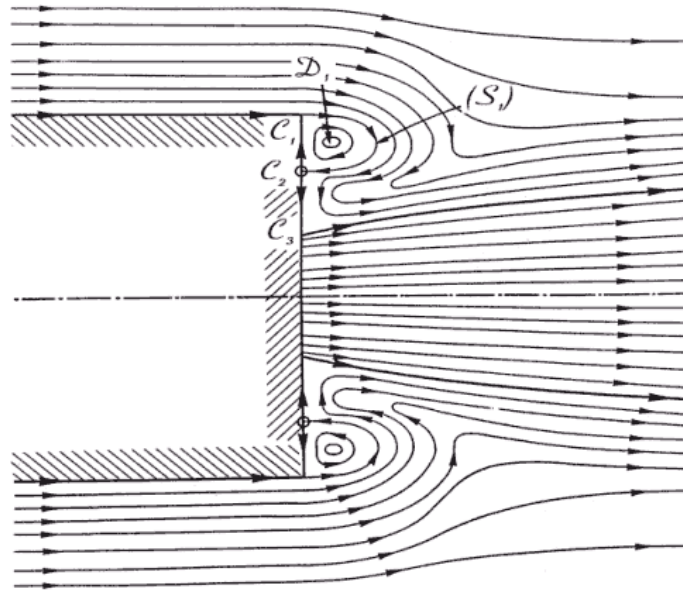
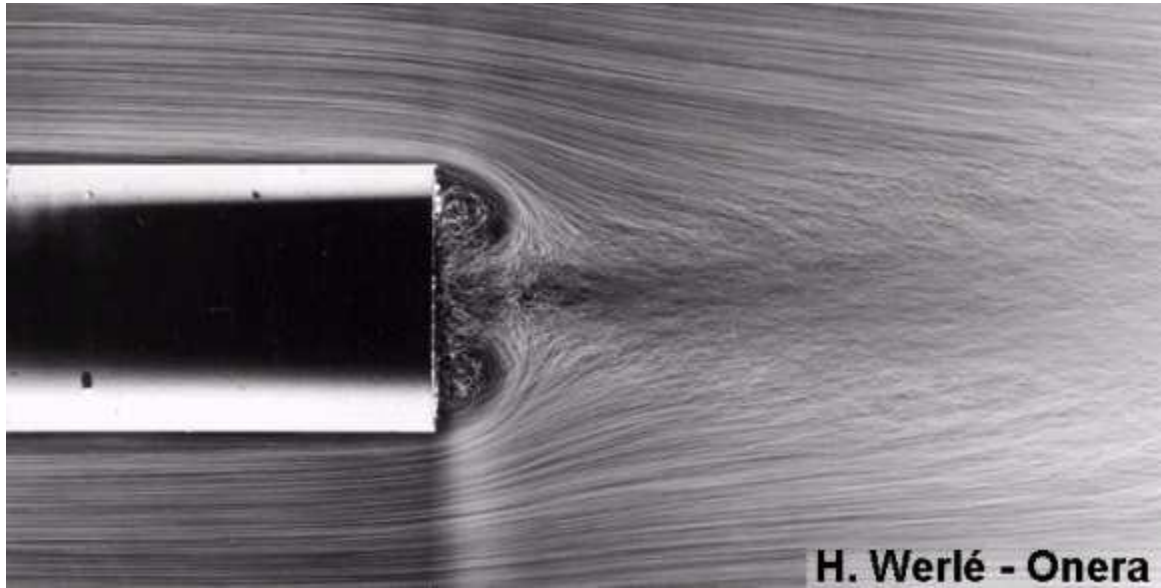


Figure I.21 -Champ méridien. Écoulement de révolution idéal [c6]



document © ONERA

Figure I.22 -Arrière-corps de révolution avec jet à incidence nulle [c6]

I-2-1-1 Couche de mélange compressible et zone de confluence [9]

La couche cisailée décollée est un des ingrédients fondamentaux qui constituent la structure des écoulements d'arrière-corps. Dans le cadre des configurations avec tuyère, elle se forme à partir du décollement de la couche limite initiale (sur le retreint ou à l'arête d'un culot) et recolle en aval (figure I.23). Dans le cas du décollement en sortie de tuyère, par exemple, la couche cisailée présente des caractéristiques proches de celles d'une couche de mélange libre. Cette dernière a suscité de nombreuses études expérimentales et numériques et continue d'être un sujet important d'investigation et de recherche.

La couche de mélange est dominée par des structures tourbillonnaires de grande échelle (fortement compressibles) et une zone de confluence, où ont généralement lieu de fortes interactions onde de choc/couche de mélange.

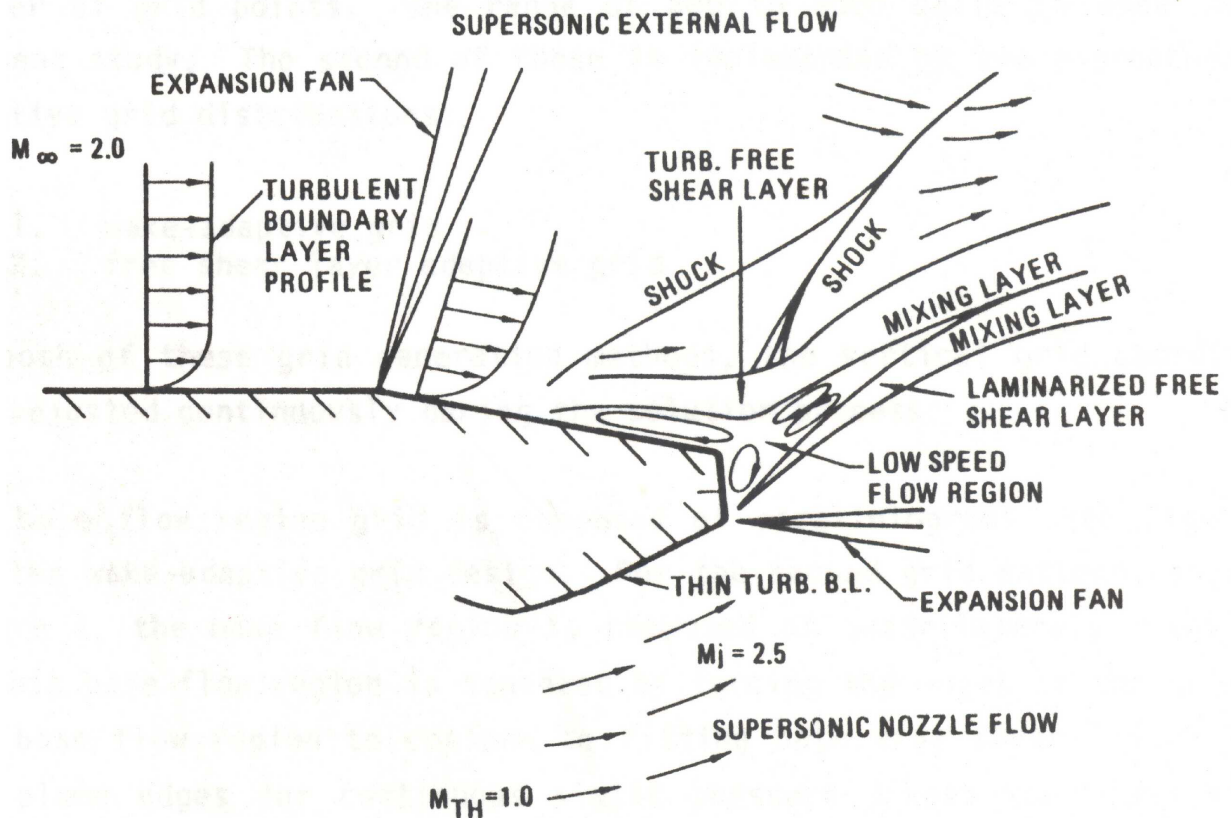


Figure. I.23 – Schéma de l'écoulement dans et autour d'un arrière-corps

A partir du schéma I.23, il est possible de distinguer les principaux phénomènes physiques rencontrés dans ce type d'écoulement :

- D'une part, la couche limite, développée sur le retrait, subit une forte détente avant de se séparer de l'arrière-corps sous l'effet du gradient de pression adverse. Dans la zone du culot, la couche limite décollée forme un obstacle à l'écoulement extérieur qui se voit comprimer par une onde de choc oblique (choc de décollement).

– En aval du décollement, il se forme une poche de recirculation ou s'établissent des reflux en direction du retreint et du culot avec une composante longitudinale de la vitesse négative.

Cette région est délimitée par des frontières isobares le long desquelles se développent des zones de mélanges avec l'écoulement supersonique adjacent.

– Les deux écoulements supersoniques décollés prennent contact l'un avec l'autre dans la zone de confluence. La déviation qui s'en accompagne forme une recompression qui naît sous la forme d'une onde de choc. Cette dernière rencontre le choc de décollement pour former le choc en λ visible sur le schéma.

Les problèmes rencontrés, aussi bien dans les tuyères supersoniques que dans les arrière-corps, sont encore loin d'être maîtrisés, tant sur le plan de la compréhension physique, que sur celui de la prédiction quantitative.

Les études sur la modélisation de la turbulence en aérodynamique interne ou externe sont donc absolument nécessaires pour la prédétermination et l'optimisation des systèmes propulsifs.

Les simulations numériques sont d'une grande utilité dans ce domaine grâce, d'une part, aux progrès réalisés en matière de modélisation des phénomènes complexes et, d'autre part, aux développements de codes de calcul de plus en plus fiables, utilisant des ressources informatiques de plus en plus importantes.

Sur le plan du transfert technologique, il existe aujourd'hui de très fortes motivations de la part des industriels pour introduire systématiquement le calcul numérique dans les chaînes de conception, via des collaborations entre les laboratoires de recherche et l'industrie. Ces collaborations s'inscrivent dans le cadre des efforts entrepris pour le développement de nouvelles méthodes de calcul pour une meilleure maîtrise des systèmes énergétiques (amélioration du rendement et atténuation de la nocivité).

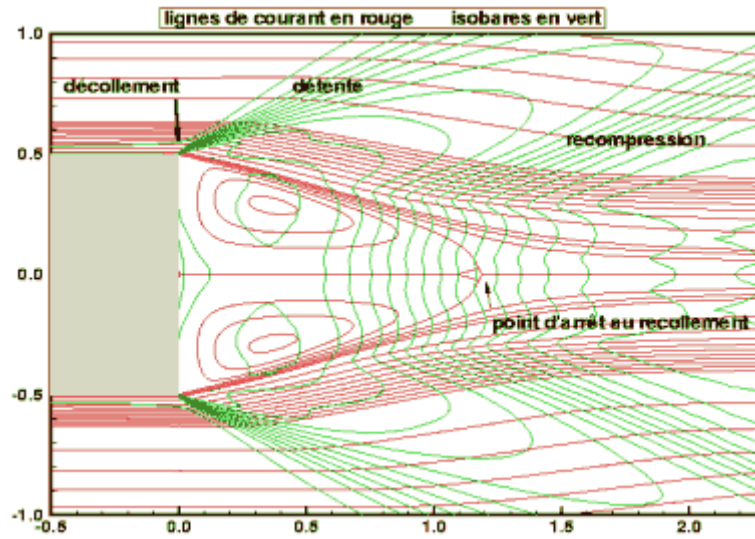


Figure I.24 -Organisation de l'écoulement (calcul Navier-Stokes) [c7]

CHAPITRE II

LE MODELE PHYSIQUE ET LE MODELE NUMERIQUE

II-1 Le modèle physique [1]

Introduction

Au 17^{ème} siècle « Newton » applique les lois fondamentales de la dynamique sur les particules des fluides. Il établit ainsi la loi qui concerne le frottement dans un liquide en mouvement et propose la notion de viscosité dans le liquide. Cette théorie a été développée par Euler en 1775 en appliquant les lois de mouvement et il a obtenu les équations différentielles qui portent son nom, et qui régissent la dynamique des fluides, ceci n'est valable que dans le cas où les particules des fluides ne subissent aucune contrainte. Le frottement moléculaire étant négligeable ce qui définit la notion du fluide parfait. Obtient les équations de conservations d'énergie. Malgré que l'application des ces

équations Ensuite, à partir de l'intégration des équations d'Euler (Bernoulli), on est vaste mais reste toujours son utilisation confiné au fluide parfait. Navier en 1827 et Stocks en 1845 ont généralisé les équations de mouvement en incluant les forces de frottement. (Application de ces équations générale reste néanmoins limitée au fluide Newtonien). Elles sont complexes et n'admettent que quelques solutions pour des cas particuliers. En 1883 Reynolds a montré qu'il existe en réalité deux types d'écoulement : laminaire et turbulent, il a montré aussi la dépendance des écoulements en générale sur un nombre nommé après lui, qui définit le rapport des forces d'inertie sur les forces de viscosité.

Au faibles nombre de Reynolds, l'écoulement est laminaire tandis qu'à des nombres de Reynolds élevés, devient turbulent. Cependant, la plupart si non la totalité des écoulements dans les applications pratiques sont turbulents.

Il faut noter que jusqu'à nos jours les équations de mouvement restent inchangeable sauf que leurs solution repose sur le coté numérique grâce au développement rapide des moyens informatiques tel que la techniques de CFD (computational fluid dynamics). Néanmoins les études expérimentales gardent leurs importances car elles restent indispensables pour la validation des nouvelles théories.

II-1-1 Equations de transports

Donc trois principes généraux apparaissent, tirés de la mécanique et de la physique, qui conduisent à écrire ces équations :

II-1-1-1 Principe de conservation de la masse : [1]

Il se traduit par l'équation de continuité, sous sa forme générale :

(II-1)

Dans le cas d'un fluide permanent (stationnaire), et incompressible, où la

masse volumique est invariable, l'équation de continuité se réduit à :

(II-2)

II-1-1-2 Principe de conservation de la quantité de mouvement :

Ce principe se traduit par les équations de Navier-Stokes, qui ont été établies en 1822 par ces derniers.

Les équations de Navier Stokes sont des équations aux dérivées partielles non linéaires qui décrivent le mouvement des fluides. Elles gouvernent par exemple les courants atmosphériques ou océaniques, l'écoulement de l'eau dans un tuyau , et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides. La paternité de ces équations est partagée par Claude Navier (1785-1836) et George Stokes (1819-1903).

Les équations de Navier-Stokes sont très complexes, des solutions analytiques ne peuvent être obtenues que par certaines configurations simples. On peut dire que si on sait les intégrer, on pourrait résoudre analytiquement les problèmes d'hydrodynamique.

La conservation de la quantité de mouvement ρU_i (équation de Navier-Stokes) qui peut être formulée comme suit :

(II.3)

Les trois termes à droite de l'équation. (II2), représentent les composantes x_i de toutes les

forces dues à la pression P , du tenseur des contraintes visqueuses τ_{ij} , et de la force de gravité f_i . Pour un fluide Newtonien, le tenseur des contraintes visqueuses est donné par :

[1]

(II.4)

$$\mu_b = 2/3\mu, \quad \delta_{ij} \text{ symbole de } Kronecker.$$

(II.5)

II-1-1-3 Conservation de l'énergie [1]

Quand notre élément de fluide reçoit de la chaleur et du travail, celle-ci s'exprime par l'accroissement de l'énergie interne et de l'énergie cinétique soit:

(II.6)

: L'énergie interne par unité de masse (J/kg).

: Puissance calorifique reçue par le domaine (D) par rayonnement et par conduction.

: Energie cinétique.

: Mouvement d'agitation moléculaire.

II-1-2 Effets pratique de la turbulence :

Elles à des effets qui, selon les applications peuvent se révéler soient favorables, soit défavorables :

- La turbulence réduit les inhomogénéités cinématiques, thermiques, massiques au sein de l'écoulement, tout en augmentant les transferts pariétaux.
- La turbulence augmente la traînée de frottement visqueux, mais peut diminuer sensiblement la traînée de forme, en retardant d'éventuel décollement.

Dans notre cas étudié, on prend en compte les équations fondamentales de la mécanique des fluides visqueux et incompressibles.

II-1-3 Les modèles de turbulence

Les écoulements turbulents sont caractérisés par les champs de fluctuation de vitesse. Ces fluctuation peuvent être de petite échelle et de haute fréquence, elles sont d'un point de vue informatique trop chères pour être simuler directement dans des calculs pratiques. [6]

L'une des difficultés majeures de la résolution des équations de Navier-Stokes reste l'emploi d'un schéma de turbulence indispensable pour la simulation de l'écoulement turbulent [1]

Par définition, un modèle de turbulence est un système additionnel d'équations algébriques ou aux dérivées partielles, régissant le mouvement moyen permettant le calcul des paramètres liés à la turbulence, ou une façon de progresser vers un schéma consistant à déduire des valeurs (par exemple la viscosité turbulente) d'une ou plusieurs fonctions transportables telles que :

- Les contraintes de turbulence.
- L'énergie cinétique de turbulence k .

- Le taux de dissipation de l'énergie cinétique ε .

FLUENT fournit les choix suivant des modèles de turbulence :

Modèle à zéro équation

Modèle à une équation

Modèle à deux équations

- Modèles K&
 - ~ Modèle K& standard
 - ~ Modèle K& renormalisation – group (RNG)
 - ~ Modèle K& réalisable

- Modèles K&
 - Modèle K& standard

- ~ Modèle K& shear-stress transport (SST)

Model Reynolds stress (RSM)

Model Large Eddy simulation (LES).

- **Modèle (k,ε)**

Le modèle (k,ε) s'avère actuellement l'un des plus répandus dans les applications pratiques à l'usage de l'ingénieur. Il conduit à des résultats qui sans être toujours quantitativement corrects restent le plus souvent qualitativement représentatifs.

Ce modèle est basé sur les deux équations de conservation de l'énergie cinétique turbulente k et du taux de dissipation de l'énergie cinétique ε.

(II.7)

et

(II.8)

Ces équations contiennent cinq constantes ajustables C_{\square} , σ_{\square} , σ_{\square} , $C_{1\square}$ et $C_{\square\square}$. Les constantes utilisées dans ce modèle ont obtenu à partir des données expérimentales d'une variété de configurations d'écoulements

Tableau II .1- Les constantes du modèle k, ε [1]

C_{\square}	σ_{\square}	σ_{\square}	$C_{1\square}$	$C_{\square\square}$
0.09	1.00	1.30	1.44	1.92

II-2 Le modèle numérique

II-2-1 Modélisation mathématique du problème [1]

Le logiciel FLUENT propose un nombre assez important d'options qui déterminent la

forme des équations de Navier-Stokes et des équations de transport des scalaires supplémentaires. L'utilisateur a le choix entre un écoulement tridimensionnel ou bidimensionnel, monophasique ou multiphasique (homogène ou non), turbulent ou laminaire, permanent ou non permanent, incompressible ou compressible, avec ou sans transfert de chaleur, Pour les écoulements turbulents, FLUENT permet d'utiliser les deux catégories classiques les modèles reposant sur le concept de la viscosité turbulente et les modèles de fermeture du second ordre. Néanmoins, concernant les modèles dépendant de la viscosité turbulente, le logiciel ne propose pas le modèle de la longueur de mélange mais mentionne des autres modèles à une équation ou à deux équations ou à cinq équations. Ainsi, l'utilisateur peut employer :

- Soit le modèle spalart-allamaras(1 eqs)
- soit le modèle $k\varepsilon$ (2 eqs)
- soit le modèle $K-\omega$ (2 eqs)
- soit le modèle Reynolds Stress (5 eqs)

FLUENT basé sur la technique des volumes finis, qui consiste à discrétiser le volume étudié sous la forme de petits blocs (volumes) .

Alors la méthode numérique employée est basée sur un schéma de type volume finis permettant la résolution des équations de Navier-Stokes stationnaires et compressibles ou l'écoulement est bidimensionnel (axisymétrique), avec le modèle de turbulence $k-\varepsilon$.

II-2-2 Résolution numérique (méthode de volume finis) [1]

Les équations moyennes de transport sont très complexe et ne peuvent pas être résolues analytiquement ; cependant il existe des méthodes numériques permettant la résolution de ces équation avec une précision considérable telle que la méthode des éléments finis, la méthode de différences finies et la méthode des volumes finis; cette dernière est la plus utiliser actuellement dans les code de calculs commerciales. la méthode des volumes finis a été introduite dans le domaine du calcul numérique des écoulements par McDonald (1971), Mac-Cormack et Pully (1972), pour la résolution des écoulements bidimensionnels, et par Rizzi et Inouye (1973) pour la résolution des écoulements tridimensionnels.

L'avantage de la résolution par la méthode des volumes finis réside dans la simplicité de

la discrétisation du domaine d'écoulement.

II-2-2-1 Principe de la méthode des volumes finis

Le domaine de calcul est divisé en une série de sous domaines appelés volumes de contrôle. Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P , (*figure II.1*). Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N , S , W , E , T et B (se rapportant aux directions *North*, *South*, *West*, *East*, *Top* et *Bottom* respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale

La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogradski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface. Le but de cette méthode est de convertir l'équation différentielle générale en un système d'équations algébriques en mettant en relation les valeurs de la variable considérée aux points nodaux adjacents d'un volume de contrôle typique. Cela est obtenu par l'intégration de l'équation différentielle gouvernante dans ce volume de contrôle avec l'approximation des différents termes (convection, diffusion et source) [4].

Figure II.1.-Volume de contrôle dans un maillage tri dimensionnel non orthogonal.

L'équation stationnaire de transport d'une variable ϕ par convection - diffusion dans un système de coordonnées cartésiennes, s'écrit sous la forme générale suivante :

(II.9)

U_i est la composante de la vitesse suivant la direction x_i .

ρ la masse volumique.

D le coefficient de diffusion.

ϕ une des variables suivantes $\phi = u, v, w, k, \varepsilon$ et T .

S_ϕ le terme source relatif à la variable ϕ .

L'équation (II.9) s'écrit encore sous la forme suivante :

(II.10)

et en intégrant sur un volume de contrôle (théorème de la divergence)

(II.11)

Où n est le vecteur unitaire perpendiculaire à la surface d'intégration. L'équation précédente s'écrit sous la forme :

(II.12)

Où f représente la face d'intégration. [1]

Pour Fluent La méthode de résolution s'appuie sur l'algorithme SIMPLE (Semi Implicit Method for Pressure Linked Equations) ou sur une de ses variantes (SIMPLER, SIMPLEC, SIMPLEX, PISO). Les équations de conservation de la matière et de la quantité de mouvement sont résolues de façon itérative. L'algorithme démarre de valeurs supposées des vitesses et de la pression, puis les utilise dans les équations de conservation de la quantité de mouvement pour arriver à une nouvelle estimation des vitesses. Mais les vitesses calculées ne vérifient pas forcément l'équation de conservation de la matière. L'erreur obtenue permet de réévaluer les valeurs de la pression, avant de démarrer une nouvelle itération.

Une autre approche est le solveur couplé. Dans ce cas, les équations qui permettent d'estimer les vitesses et la pression sont résolues simultanément. Cette méthode évite de devoir sous-relaxer les équations aussi fortement que dans le cas des méthodes non couplées, car les vitesses satisfont automatiquement l'équation de conservation de la matière. Cet algorithme présente une très grande stabilité et permet de converger en un nombre d'itérations limité. Il est par contre légèrement plus coûteux en termes d'utilisation de mémoire. [2]

Alors les deux méthodes numériques de résolution (isolée et couplée) utilisent une technique semblable de discrétisation (volume finis), mais l'approche utilisée pour linéariser et résoudre les équations est différente. [3]

► La méthode isolée de résolution : [3]

Les équations discrètes sont résolues séquentiellement (c à d, isolé les unes des autres). Puisque les équations de conservation sont non linéaires (et couplé), plusieurs itérations de la boucle de solution doivent être exécutées avant qu'une solution convergée soit obtenue.

Chaque itération comprend les étapes illustrées dans l'organigramme (figure II.17) présenté ci-dessous:

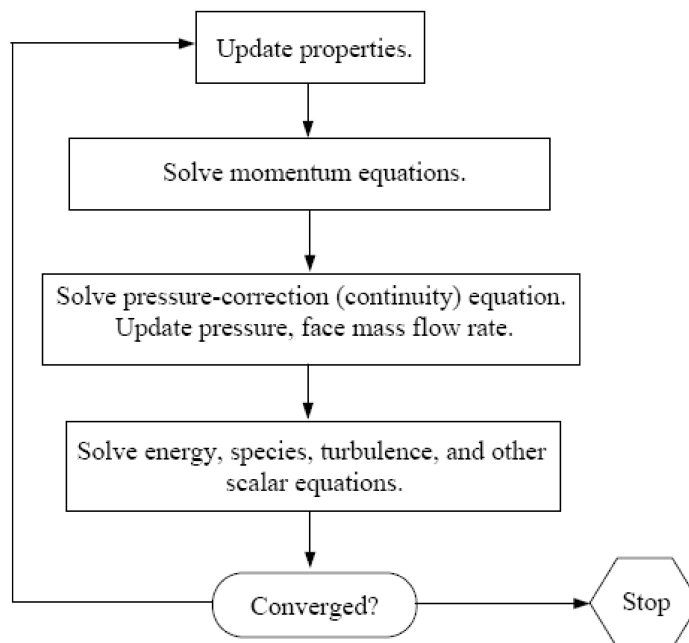


Figure II.2- Organigramme de la méthode isolée de résolution

► La méthode couplée de résolution : [3]

En utilisant cette approche les équations de conservation, de continuité, de quantité de mouvement, d'énergie sont résolus simultanément (c à d, couplé ensemble). Puisque les équations de conservation sont non linéaire (et couplé), plusieurs itérations de la boucle de solution doivent être exécutées avant qu'une solution convergée soit obtenue.

Chaque itération comprend les étapes illustrées dans l'organigramme (figure II.3) et décrites ci-dessous:

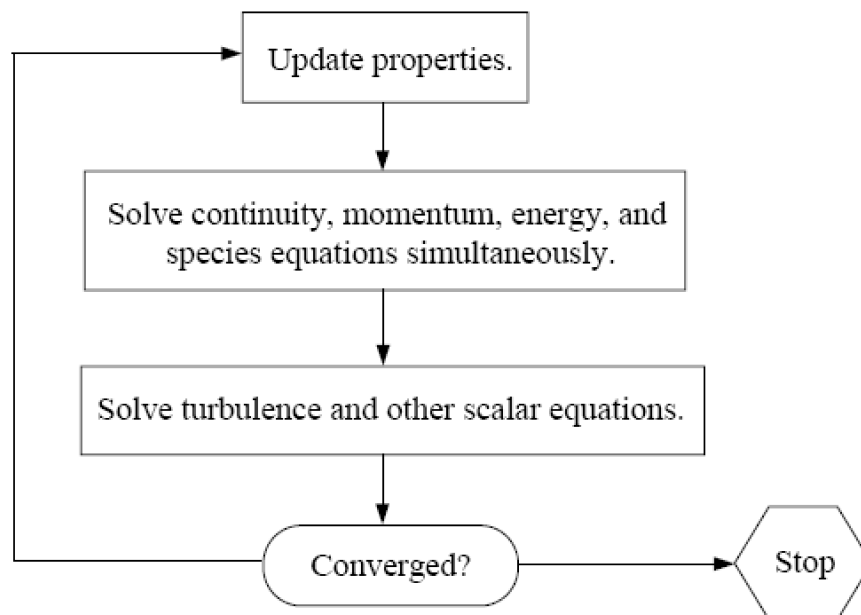


Figure II.3-Organigramme de la méthode couplée de résolution

II-2-2-2 Linéarisation: Implicite-explicite [3]

Dans la méthode isolée et couplée de résolution la discrétisation non linéaire des équations de conservation est linéarisé pour produire un système d'équations pour les variables dépendantes en chaque élément du domaine. Le système linéaire résultant est alors résolu. La façon dont les équations de conservation sont linéarisées peut prendre une forme « implicite » ou « explicite ».

« implicite » ou « explicite » veut dire :

► **Implicite** : Pour une variable donnée, la valeur inconnue en chaque élément est calculée en utilisant une relation qui inclut les valeurs existantes et inconnues des éléments voisins. Par conséquent, chaque variable inconnue spécifique à un élément apparaît dans plus d'une équation dans le système, et ces équations doivent être résolues simultanément pour donner les quantités inconnues.

► **Explicite** : Pour une variable donnée, la valeur inconnue en chaque élément est calculée en utilisant une relation qui inclut seulement des valeurs existantes. Par conséquent, chaque variable inconnue spécifique à un élément apparaît seulement dans

une équation dans le système et les équations pour la valeur inconnue en chaque élément peuvent être résolues une à la fois pour donner les quantités inconnues.

Dans la méthode couplée de résolution il est possible d'employer une implicite ou explicite linéarisation des équations de conservation. [3]

CHAPITRE III

LES ETAPES DE LA

SIMULATION

Introduction

Dans ce chapitre, on va présenter les étapes d'une simulation d'une façon générale, en précisant notre cas étudié (l'arrière corps).

Tout d'abord, nous sommes obliges de définir des frontières du système sur les quelles nous fixons des conditions limites, en suite, nous discrétisant notre domaines en établissant un maillage plus ou moins fin et à la fin, on lance le calcul.

III-1 Représentation de la géométrie

La première tâche est de borner le domaine de la simulation. Lorsque le système est fermé, cela ne pose pas de problème. Sur les systèmes ouverts, cela peut être plus difficile (dispersion d'un gaz dans l'atmosphère par exemple). Il faut s'assurer soit que l'on est capable d'imposer correctement les conditions de frontière aux bornes du système, soit que les frontières sont suffisamment éloignées pour que le système soit peu sensible aux conditions imposées. Plusieurs essais sont parfois nécessaires. Si les outils numériques permettent aujourd'hui de prendre en compte toute la complexité géométrique du système, il faut enlever les détails mineurs pour éviter la complexité et la grosseur des maillages dans l'étape suivante [2]

La figure ci-dessus présente l'arrière corps construit par ICEM CFD.

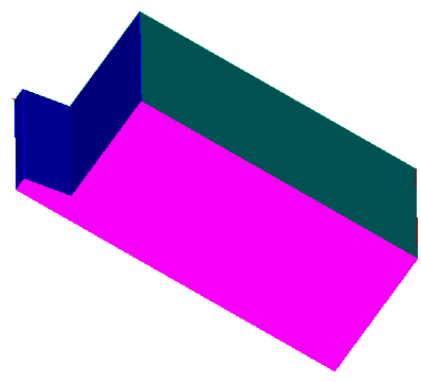
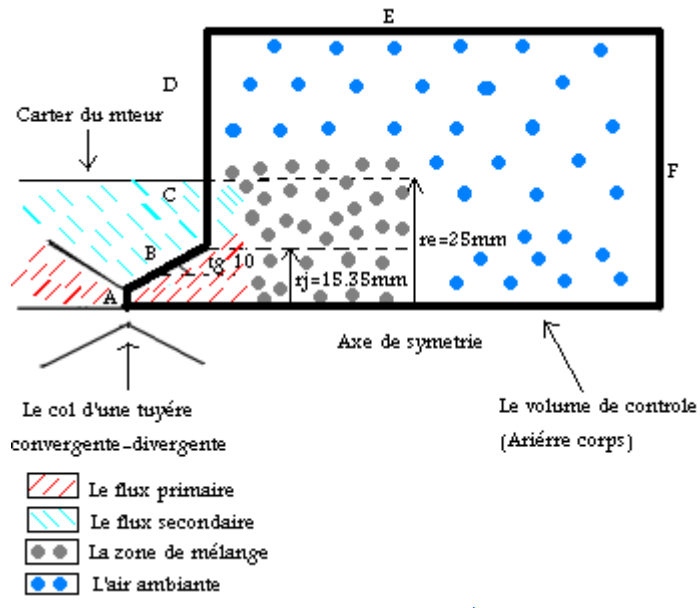


Figure III.1-Présentation de la géométrie

Tableau III.1-Les dimensions de la géométrie

Les arrêts de la géométrie	Nature de l'arrêt	Nomination des arrêtes dans ICEM-CFD	Dimensions (mm)
A	Le Col	C2 inlet col	9.49734202

			73
B	Une Paroi solide	Wall	16.8079273
C	Le Culot		9.65
D	L'extrémi té verticale		75
E	L'extrémi té horizontal e		216.807927 3
F	La Sortie		100

N.B :-Les dimensions de l'extrémité verticale et l'horizontale et la sortie sont des choix

-Les autres dimensions sont déterminées par Mr DELERY [14]

- Le culot et l'extrémité verticale sont assimilés comme une seule frontière (C2 inlet)

- **Ansys ICEM CFD :**

Lien puissant entre la CAO et l'analyse numérique, Ansys ICEM CFD offre des interfaces CAO, des outils géométriques, un générateur de maillages et des outils de post-traitement et d'optimisation. Destiné à la mécanique des fluides ou au calcul de structures, ce logiciel permet de créer des maillages hexaédriques (structurés ou non-structurés), tétraédriques, hybrides (combinaison de tous types de cellules), des maillages cartésiens, et de spécifier des conditions aux limites.

Ansys ICEM CFD offre des interfaces directes CAO (notamment Catia, Cadds5, ICEM surf, Pro/ E, Ideas, SolidWorks, Solid Edge...) permettant un transfert de la géométrie de l'un à l'autre des systèmes CAO.

Elle comprend plus de 100 interfaces exportation du maillage vers les principaux codes CFD et FEA (Ansys, Abaqus, Fluent, Star-CD, CFX, Flotran...) ou d'autres codes CAE (codes d'électromagnétisme...), ainsi que des formats de sorties standard dont CGNS.

[5]

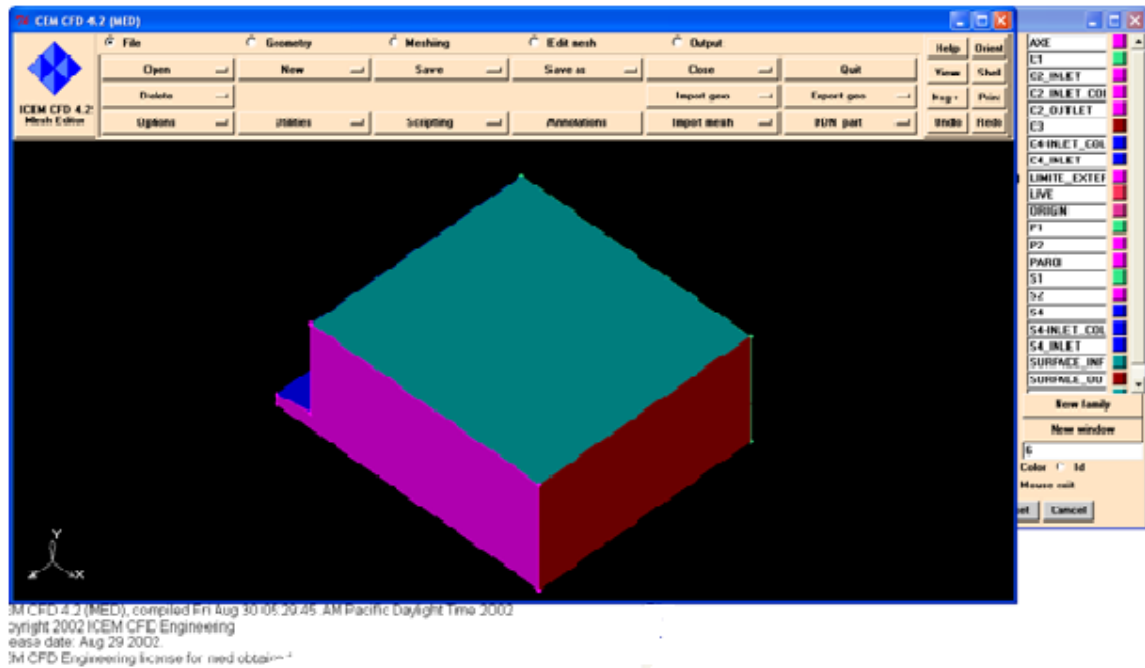


Figure III.2-Interface graphique de ICEM CFD

III-2 Génération de maillage

L'étape de la génération du maillage est une étape clef pour s'assurer de la validité des simulations. C'est l'étape de découpage du volume étudié en petits volumes élémentaires. Le maillage en général n'est pas régulier : les éléments du maillage doivent être plus petits (maillage fin) dans les zones où les gradients (de vitesse, de température ou de concentration) vont être les plus importants. Si ces zones ne peuvent pas être

prédites, il convient de faire quelques essais itératifs avec ajustement du maillage. Dans le cas d'une étude des frottements ou du transfert thermique en paroi, il faut résoudre les équations dans la couche limite près de la paroi ; en général, les codes de calculs proposent des moyens spécifiques pour mailler cette zone. Une étude de sensibilité au maillage doit toujours être faite. Cela consiste à faire des simulations avec un maillage différent (par exemple 30 % de plus) : si les résultats de la simulation dépendent du maillage, il convient de resserrer celui-ci jusqu'à obtenir une indépendance entre maillage et solution. Si le maillage n'est pas assez dense, certains phénomènes locaux ne seront pas capturés (recirculations, décrochage de l'écoulement, points chauds, etc.).[2]

Le maillage a été généré de manière automatique par ICEM CFD, le maillage utilisé dans ce projet est un maillage interne tétraédrique non structuré.

La figure III.3 présente le maillage de toute la géométrie en 3D mais on s'intéresse à l'étude du maillage en 2D de la face droite (S2) pour faciliter la tâche des calculs et pour plus de précision, on a fait un raffinement du maillage de cette face (figure IV.4).

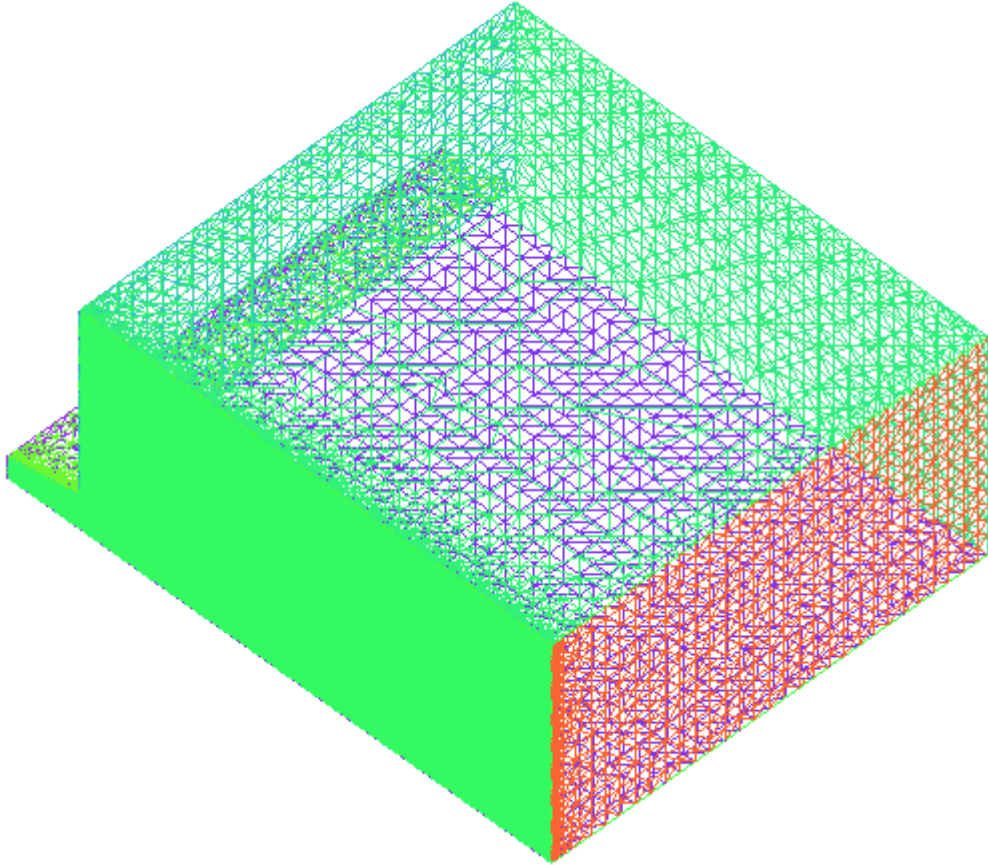


Figure III.3-Maillage non structuré de la géométrie (3D) par ICEM CFD

Tableaux III.2- Caractéristiques du maillage utilisé

Elément types	Total éléments	Total nodes	Le nombre d'éléments pour
----------------------	-----------------------	--------------------	----------------------------------

				la surface droite S2
NODE	12	1035497	183611	61 117
BAR_2	1144			
TETRA_4	962113			
TRI_3	72228			

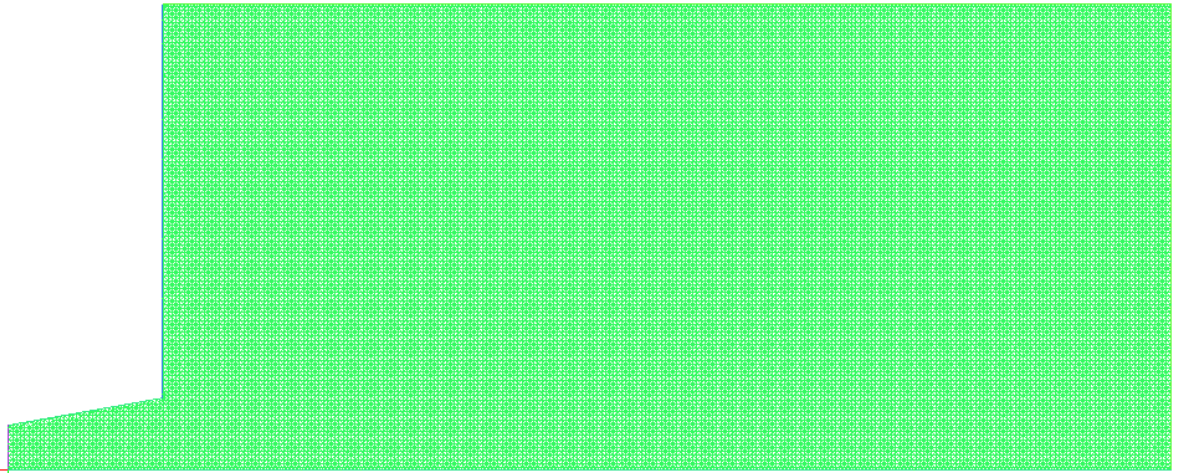


Figure III.4-Maillage fin non structuré de la géométrie (2D) par ICEM CFD

III-3 Nécessité des modèles :

Il est rare que les simulations concernent l'écoulement laminaire d'un fluide newtonien, seul cas qui ne nécessite pas l'utilisation de modèles physiques en supplément des équations de physique fondamentales. Dans tous les autres cas, il faudra faire appel à un ou plusieurs modèles pour représenter la turbulence, le caractère non newtonien du fluide, la coexistence de plusieurs phases et les interactions entre elles, les réactions chimiques, la porosité du milieu, etc. Il faut donc avoir une bonne connaissance de la physique et de la chimie de l'opération pour faire le bon choix. [2]

Dans notre cas on a utilisé : Le modèle K- ξ tel que l'écoulement est compressible ; stationnaire, axisymétrique ou l'air est assimilé comme un gaz parfait.

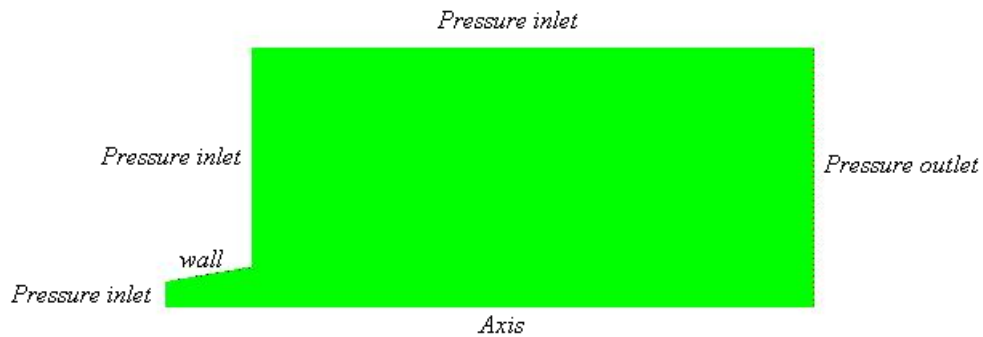
La méthode de la résolution numérique est volume finis couplée-schéma implicite.

III-4 Conditions aux frontières :

Au niveau des frontières du domaine simulé, certaines variables doivent être fixées. Par exemple s'il y a une entrée de fluide, on fixera sur le plan d'entrée le profil des vitesses, le niveau de turbulence, éventuellement la concentration en espèces et la température. Sur le plan de sortie, on pourra se contenter de fixer la valeur de la pression. Au niveau des parois, on spécifie les conditions de glissement ou d'adhérence du fluide et, éventuellement, la température de paroi ou le flux de chaleur.

La plupart des codes de calcul proposent également deux types de conditions de frontière particulières : le plan de symétrie et le plan de conditions cycliques. Le premier permet de réduire la taille du système simulé s'il existe un plan de symétrie dans la géométrie, mais il existe un risque qui est de ne pas mettre en évidence l'existence de phénomènes insatationnaires. Le second permet, par exemple, de ne modéliser qu'une aube dans une grille ou dans une machine tournante ou de définir un domaine qui comporte une entrée et une sortie, et d'imposer que les conditions de frontière sur l'entrée soient systématiquement égales aux conditions calculées sur le plan de sortie. [2]

Alors dans ce cas (l'arrière corps), on a prend un plan de symétrie pour réduire la taille du système simulée et on a fixé sur les frontières de la géométrie les conditions suivantes :



Grid	Nov 17, 2008 FLUENT 6.3 (axi, dbns imp, ske)
------	---

Figure III.5-Présentation de type des conditions aux limites-maillage dans FLUENT

Les conditions aux limites : [14]

Au niveau du col (inlet_col)

$M=1$

$P_t=297200$ Pa

$T_t=288$ K

A l'extérieur :

$M=1.914$

$P_t=99500 \text{ Pa}$

$T_t=288 \text{ K}$

Tableaux III.3-Les paramètres de calculs

<i>Model</i>	<i>settings</i>
Solver	Density based
Domain-space	Axisymmetric
Velocity formulation	Absolute
Formulation	Implicit
Domain-time	Steady

III-5 Solveur:

Le solveur est le domaine du numéricien. C'est la partie du code de calcul consacrée à la résolution proprement dite du système d'équations discrétisées couplées aux modèles choisis. Plus le solveur est puissant, moins l'utilisateur a besoin d'intervenir. Mais il est encore souvent utile d'agir sur le solveur manuellement pour modifier le facteur de sous relaxation ou le pas de temps afin d'assurer la convergence de la simulation. Cette

convergence est censée mener l'utilisateur vers la solution physique (accord avec les résultats expérimentaux).

Le suivi de la convergence est assuré par le calcul des résidus (une mesure, souvent normalisée, des erreurs locales). Lorsque les résidus passent au-dessous du seuil choisi, il convient de vérifier, à partir des résultats proposés, que les bilans globaux sont corrects (matière, enthalpie...). Si les résidus n'arrivent pas à diminuer suffisamment, il faut revenir aux étapes précédentes (choix des modèles, conditions de frontière, maillage). Si tout semble correct, il faut reprendre le problème en le simplifiant. Il faut également envisager que l'écoulement puisse être insatationnaires alors que l'on cherche à atteindre une solution stationnaire. [2]

- **FLUENT** :

Fluent dispose d'une large palette de solutions de CFD. Fluent est un solveur par volumes finis non structuré ; logiciel de CFD généraliste pour la simulation de tous les écoulements fluides, compressibles ou incompressibles, impliquant des phénomènes physiques complexes tels que la turbulence, le transfert thermique, les réactions chimiques, les écoulements multiphasiques... et ce sur les géométries complexes industrielles. Ce produit inclut également un véritable environnement CAO et un meilleur paramétrique de dernière génération, permettant de mettre en place rapidement les modèles numériques ou de s'intégrer aux outils de conception déjà existants (Catia, I-deas, Pro/E...). [5]

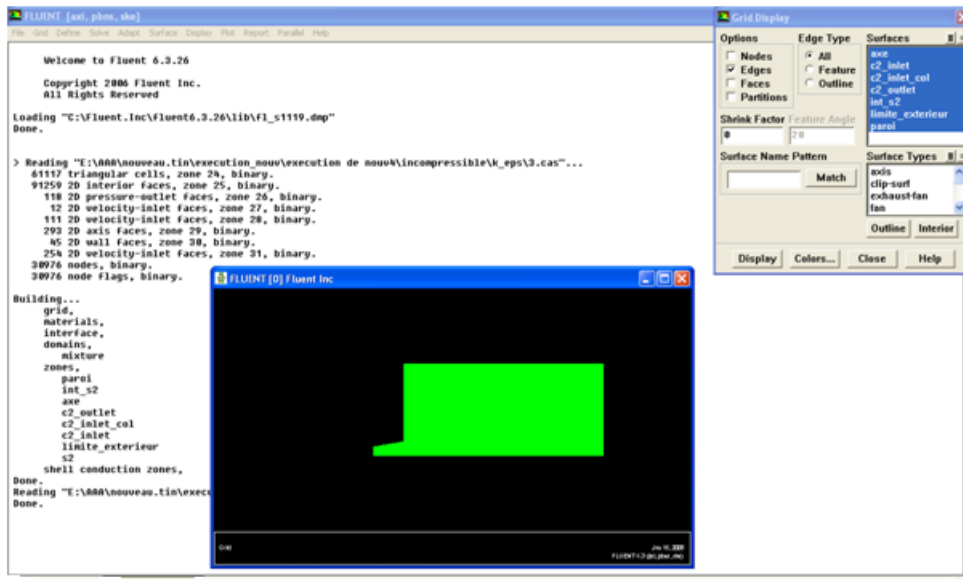


Figure III.6-Interface graphique de FLUENT

III-6 Interprétation des résultats :

Le point le plus important est de vérifier l'exactitude des résultats obtenus, et ça ce qu'on va traiter dans le chapitre suivant.

CHAPITRE IV

PRESENTATION ET DISCUSSION DES RESULTATS

Dans ce chapitre, on va représenter 3 cas test ; le 1^{er} est un canal supersonique (Bump) et le 2^{ème} c'est la partie divergente de tuyère et on termine par l'arrière corps qui est déjà présenté dans le chapitre précédent.

IV-1 Le 1^{er} cas test-Le canal supersonique (Bump) :

Ce cas test représente un canal avec un saut de pression (Bump). Voici le maillage du canal dans FLUENT avec présentation des conditions aux limites :

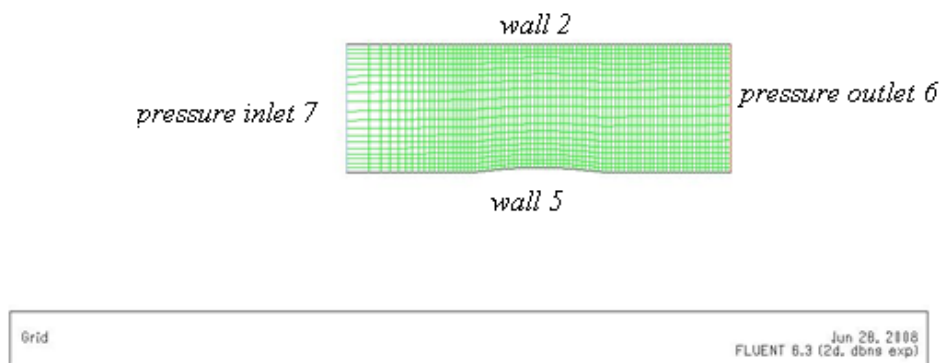


Figure IV.1 –Présentation du maillage de bump dans FLUENT

Les tableaux ci-dessous représentent les conditions imposées aux frontières du canal et les paramètres de calculs de ce cas test.

Tableau IV.1-Les conditions aux limites du canal

l'entrée	À la sortie
Pt=463000 Pa	Ps=101000 Pa
Ps=10100 Pa	Tt=463 K

Tt=463 K

Tableau IV.2-Les paramètres de calculs

<i>Model</i>	<i>settings</i>
solver	Density based
Domain-space	2D
Velocity formulation	Absolute
Formulation	Explicit
Domain-time	Steady

- **1^{er} essai-Cas non visqueux**

N.B : Nous avons bien déterminé les conditions aux limites et les hypothèses du calcul de ce cas dans l'annexe 1

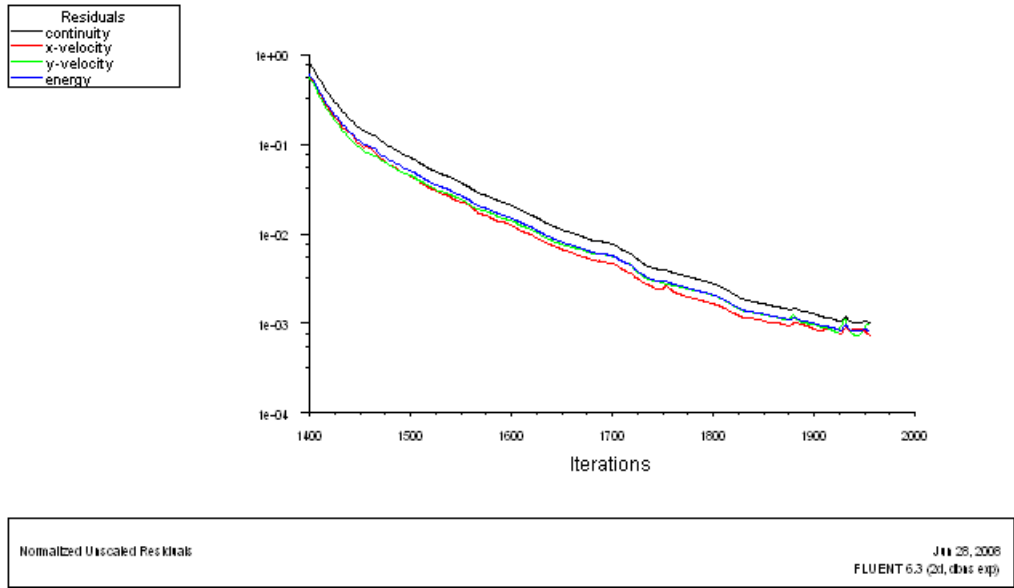


Figure IV.2-Résidus du 1^{er} essai

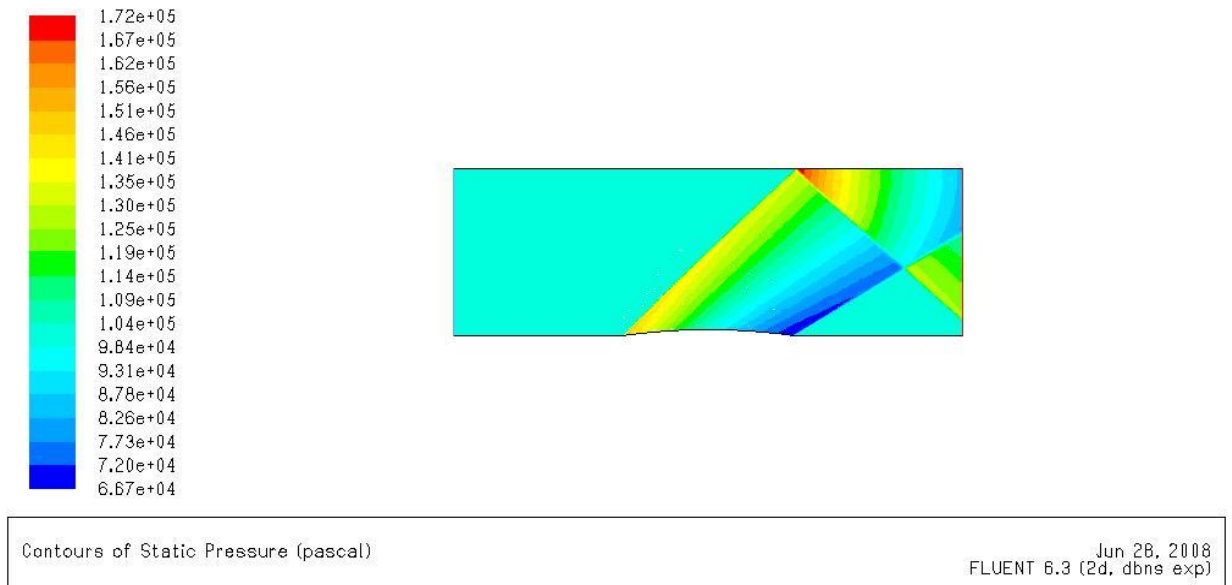


Figure IV.3-Champ de pression statique du 1^{er} essai

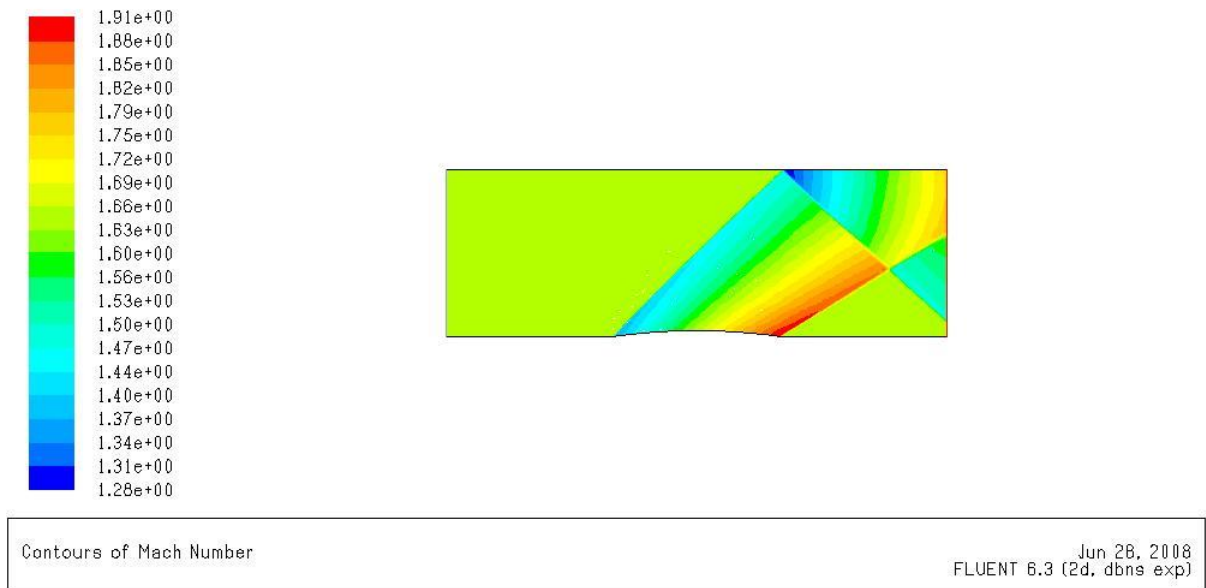
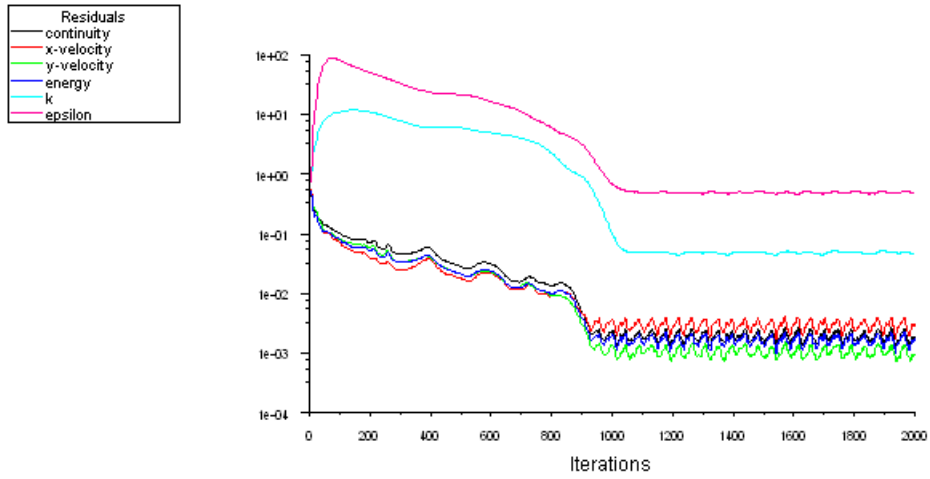


Figure IV.4-Champ de nombre de mach du 1^{er} essai

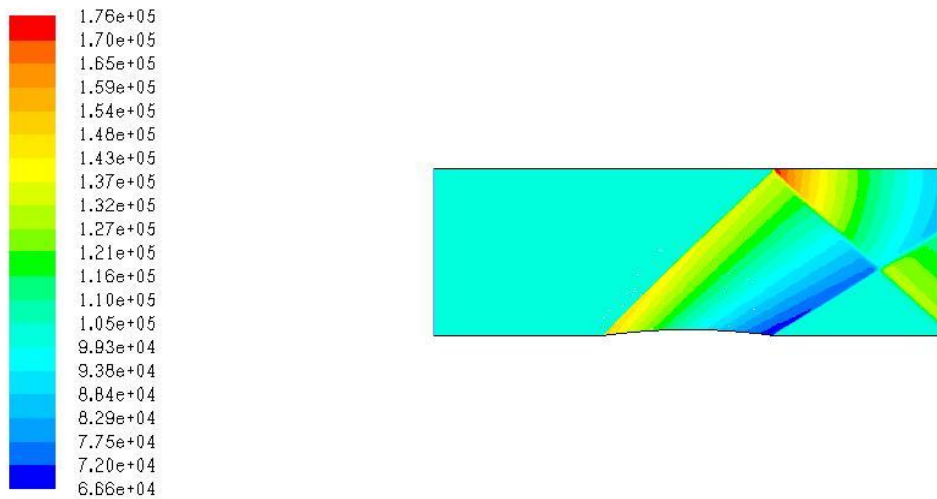
- **2^{ème} essai-Cas visqueux**

Le modèle de turbulence utilisée est $K-\xi$ avec conservation des mêmes conditions du cas précédent (voir annexe 2)



Normalized Unscaled Residuals Jun 28, 2008
FLUENT 6.3 (2d, dbns exp, ske)

Figure IV.5-Résidus du 2^{ème} essai



Contours of Static Pressure (pascal) Jun 28, 2008
FLUENT 6.3 (2d, dbns exp, ske)

Figure IV.6 - Champ de pression statique du 2^{ème} essai

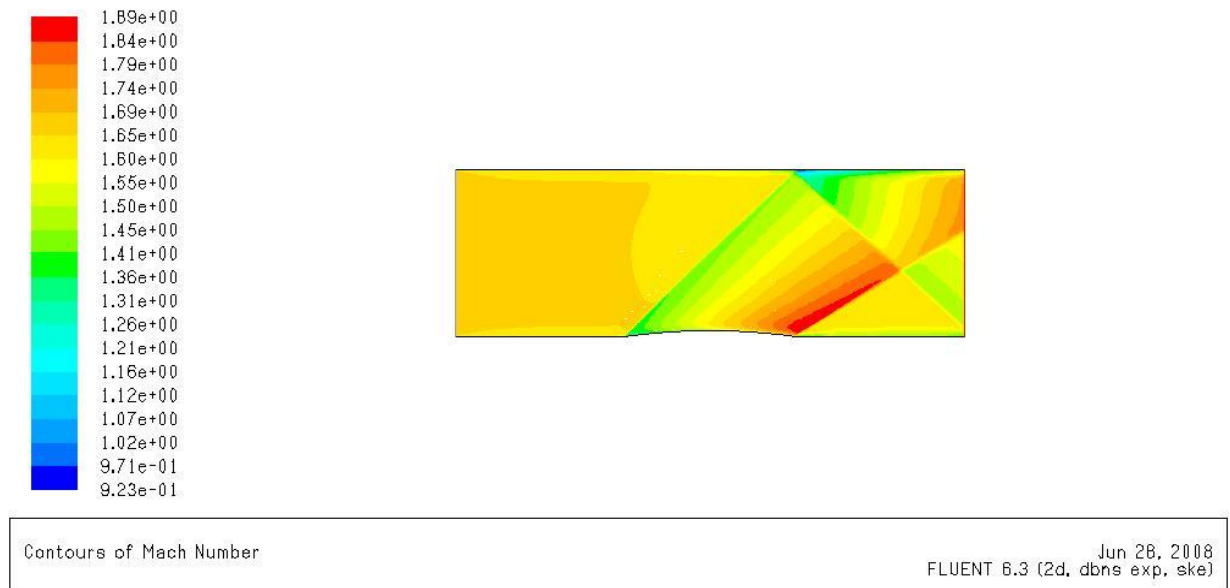


Figure IV.7-Champ de nombre de mach du 2^{ème} essai

Discussion

Dans ce 1^{er} cas qui est le canal supersonique avec saut de pression (BUMP), on a présenté le champ de pression statique et le nombre de mach (fig IV.3 et fig IV.4) sachant que la solution est convergée à 3 ordres de grandeurs (10^{-3}) montrer dans la figure IV-2.

D'après la figure IV.3, on remarque un saut de pression au niveau de la partie creuse, qui indique l'existence d'une onde de choc de compression, puis il y'a une chute brutale de la pression statique ce qu'explique l'apparition d'une onde de choc de prandtl-meyer.

Dans le cas visqueux la solution est stagné (figIV-5) et le champs de pression statique (figIV.6) ne se diffère pas par rapport a celui de cas non visqueux sauf que le nombre de mach dans le cas visqueux atteint $M=1,89$ (figIV-7) par contre dans le cas non visqueux il atteint $M=1,91$.

IV-2 Le 2^{ème} cas test –La partie divergente de la tuyère:

Ce cas test représente la partie divergente d'une tuyère, et on a dessiné et maillé cette géométrie dans ICEM-CFD et voici les caractéristiques de son maillage dans le tableau ci dessous :

Tableau IV.3- Caractéristiques du maillage utilisé

Elément types		Total éléments	Total nodes
BAR_2	344	10560	5281
TRI_3	10216		

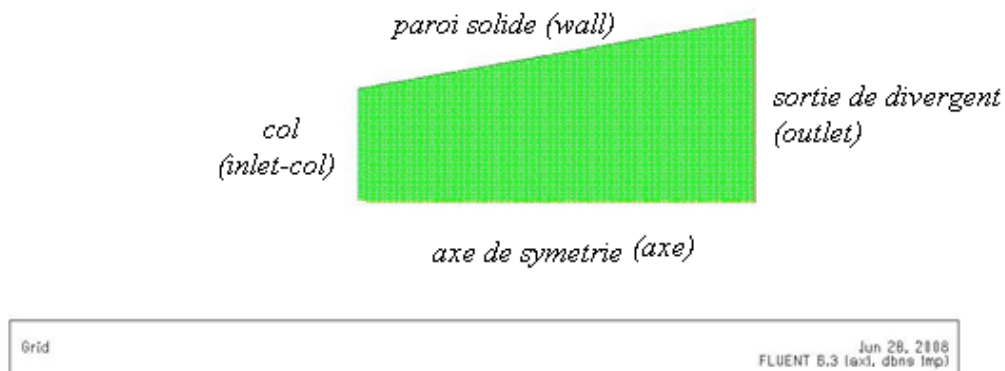


Figure IV.8- Présentation de géométrie et leur maillage dans FLUENT

Les conditions aux limites au niveau du col (inlet_col) sont :

$$M=1$$

$$P_t=297200 \text{ Pa}$$

$T_t=288\text{ K}$

Cas incompressible

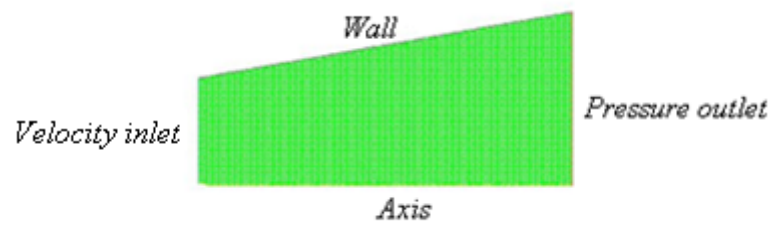
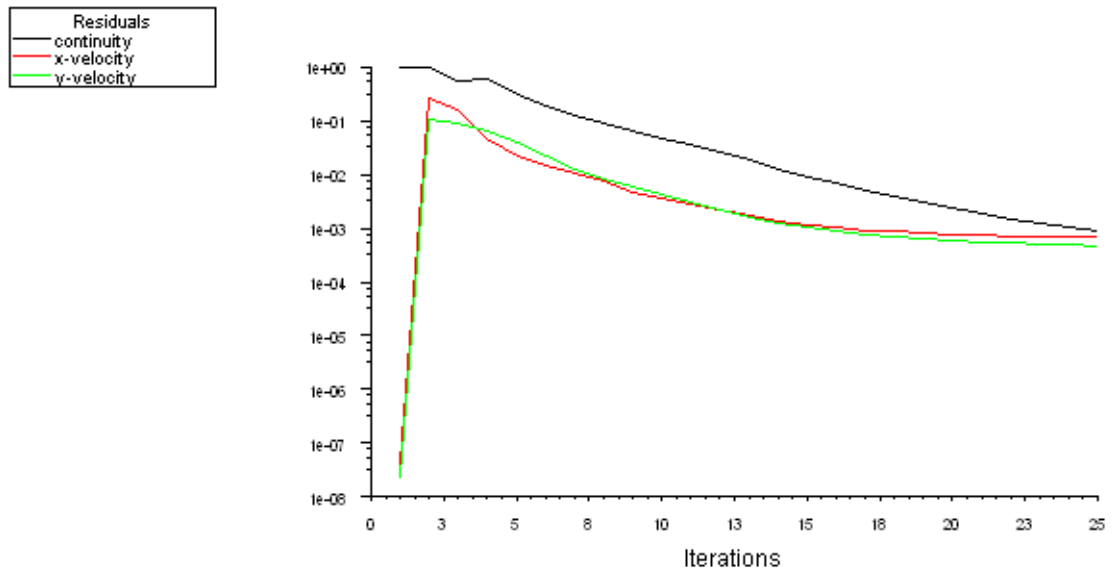


Figure IV.9-Présentation de type des conditions aux limites dans FLUENT

Tableau IV.4-Les paramètres de calculs

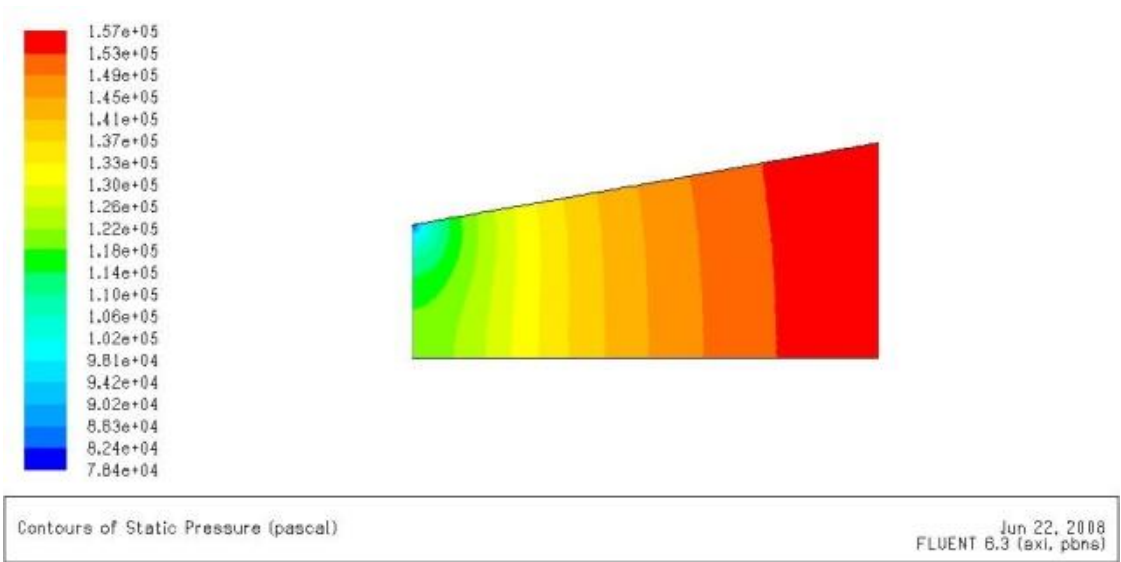
<i>Model</i>	<i>settings</i>
solver	Pressure based
Domain-space	Axisymmetric
Velocity formulation	Absolute
Formulation	Implicit
Domain-time	Steady

- **Non visqueux** (Voir annexe 3)



Scaled Residuals Jul 29, 2008
FLUENT 6.3 (axi, pbn)

Figure IV.10-Résidus de divergent-cas incompressible non visqueux



Contours of Static Pressure (pascal) Jun 22, 2008
FLUENT 6.3 (axi, pbn)

Figure IV.11-Champ de pression statique de divergent-cas incompressible non visqueux

- **visqueux (Annexe4)**

Le schéma de turbulence utilisé est $k-\xi$

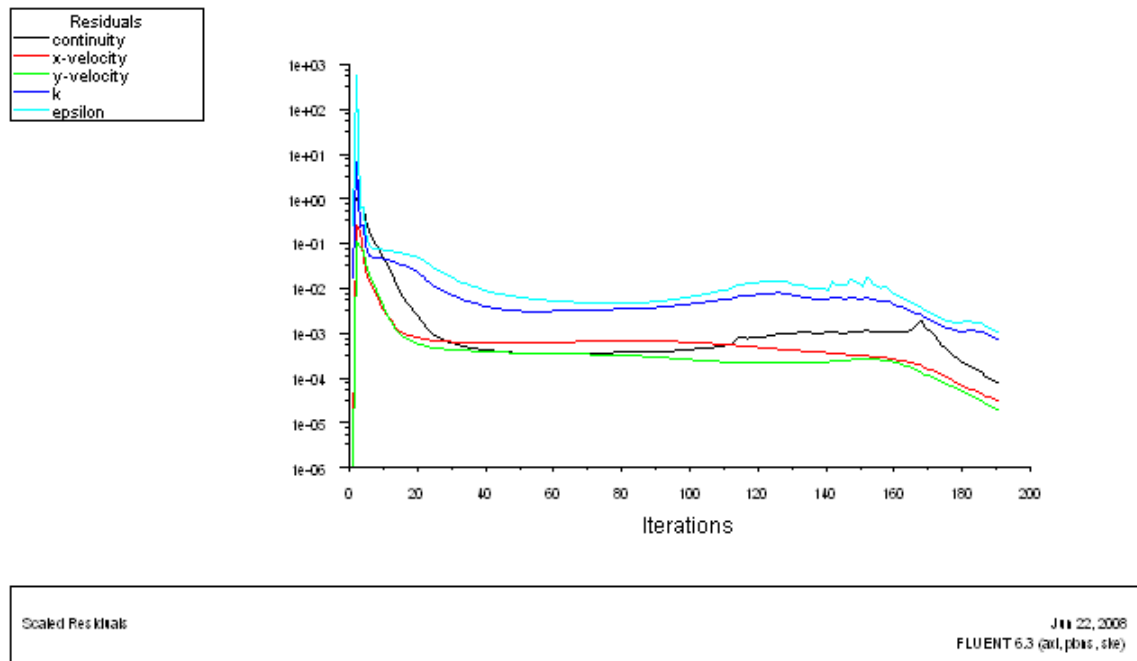


Figure IV.12- Résidus de divergent-cas incompressible visqueux

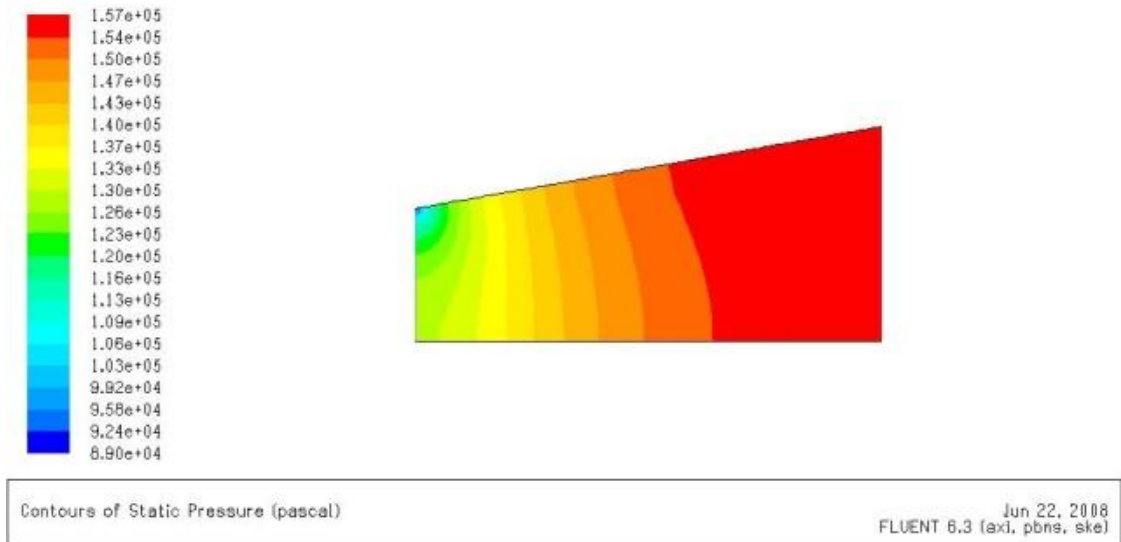


Figure IV.13- Champ de pression statique de divergent-cas incompressible visqueux

Cas compressible

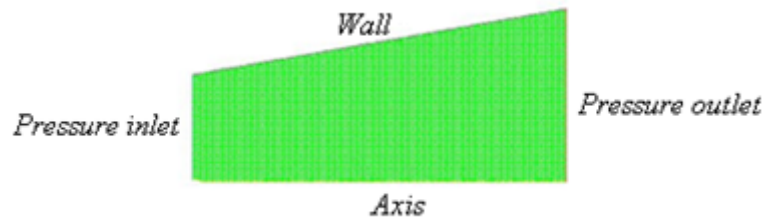


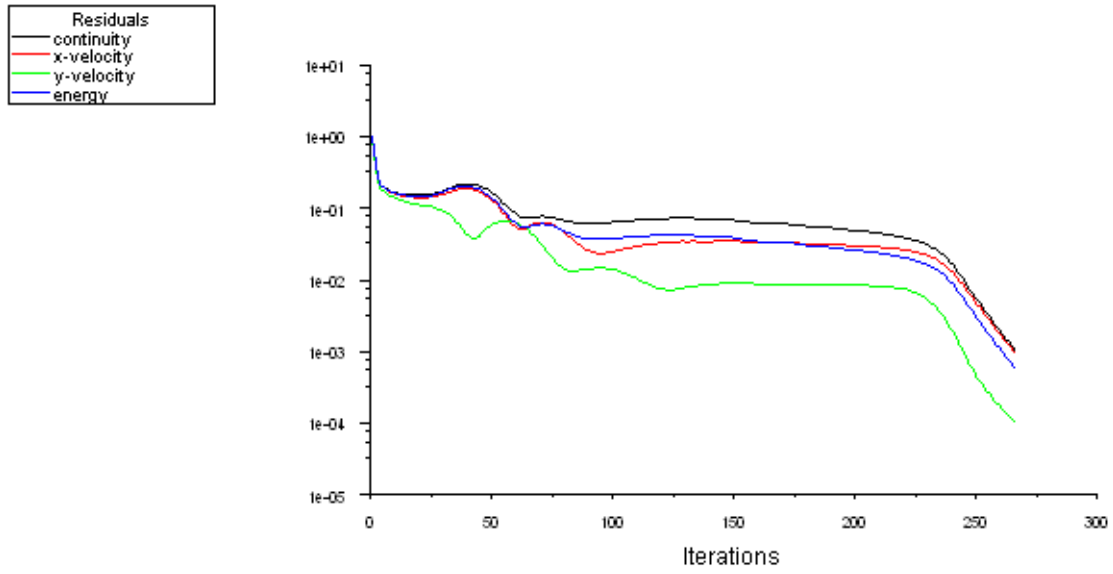
Figure III.14-Présentation de type des conditions aux limites dans FLUENT

Tableau IV.5-Les paramètres de calculs

<i>Model</i>	<i>settings</i>
Solver	Density based
Domain-space	Axisymmetric
Velocity formulation	Absolute

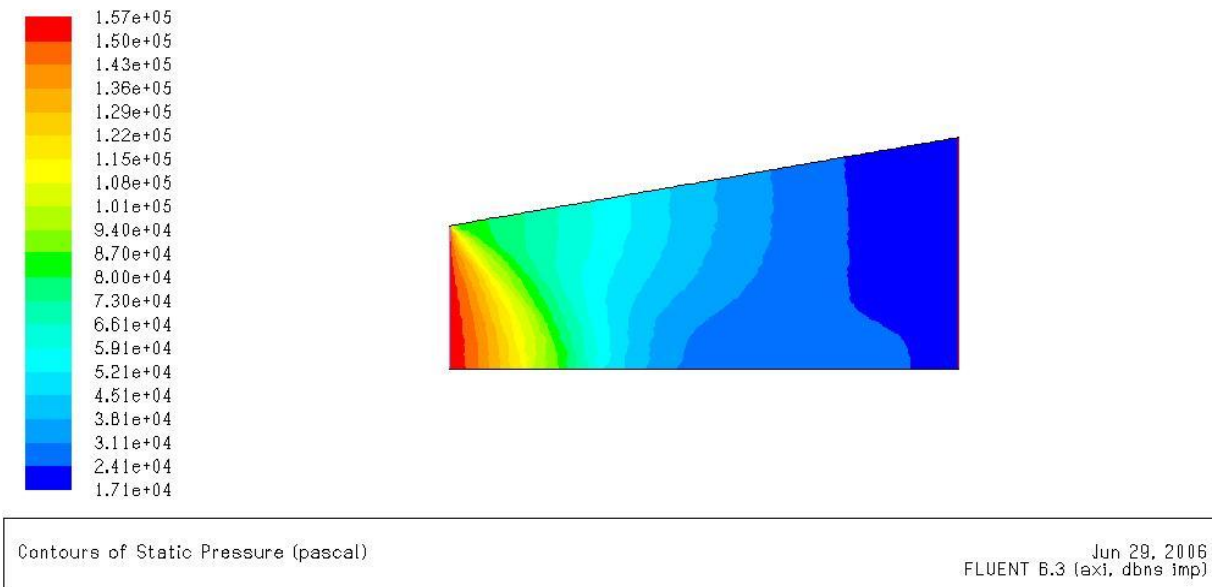
Formulation	Implicit
Domain-time	Steady

- Cas de 1^{er} ordre
- **non visqueux** (annexe 5)



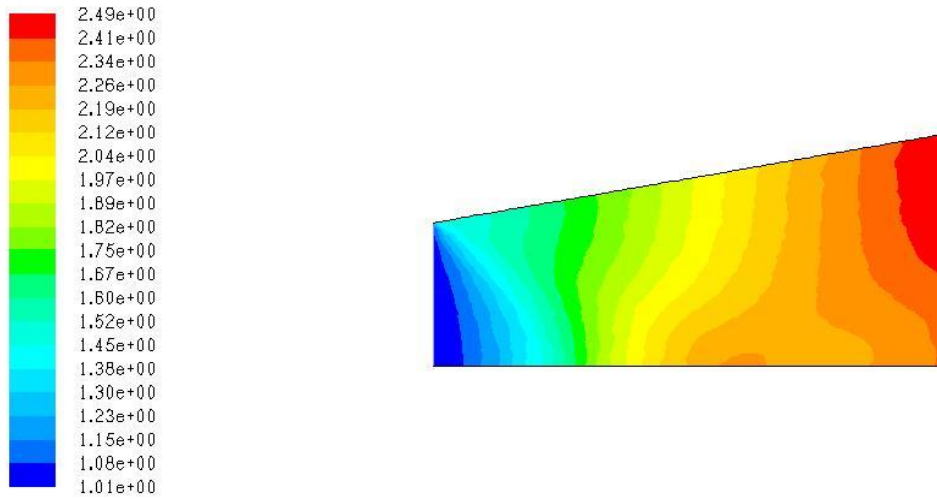
Scaled Residuals Jun 29, 2006
FLUENT 6.3 (axi, dbns imp)

Figure IV.15- Résidus de divergent-cas compressible non visqueux



Contours of Static Pressure (pascal) Jun 29, 2006
FLUENT 6.3 (axi, dbns imp)

Figure IV.16- Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux



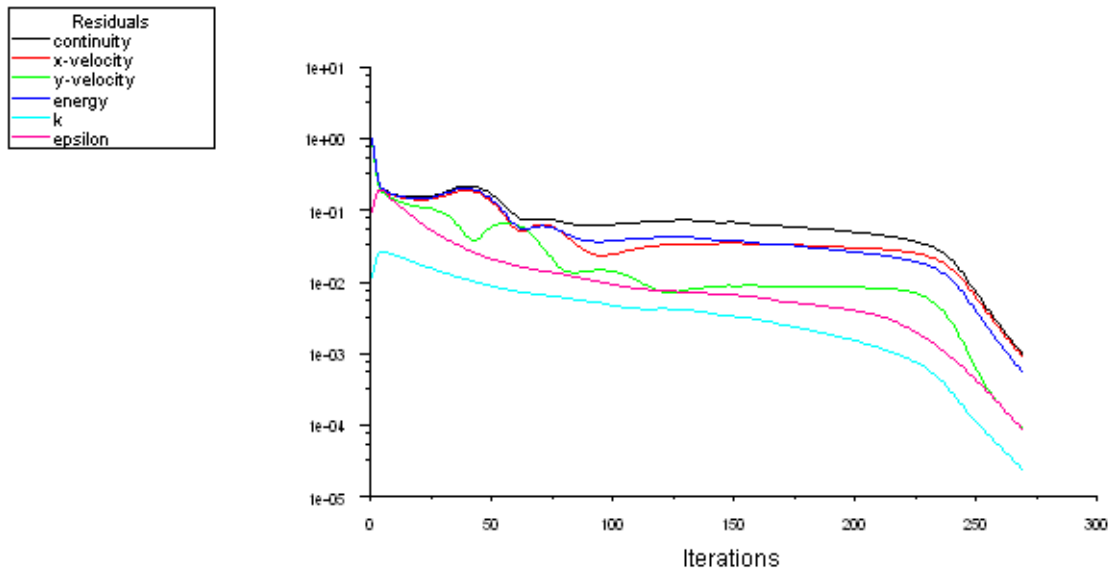
Contours of Mach Number

Jun 29, 2006
FLUENT 6.3 (axi, dbns imp)

Figure IV.17- Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux

- **visqueux** (annexe 6)

Le schéma de turbulence utilisé est $k-\xi$



Scaled Residuals Jun 29, 2006
FLUENT 6.3 (axi, dbns, imp, ske)

Figure IV.18- Résidus de divergent-cas compressible visqueux

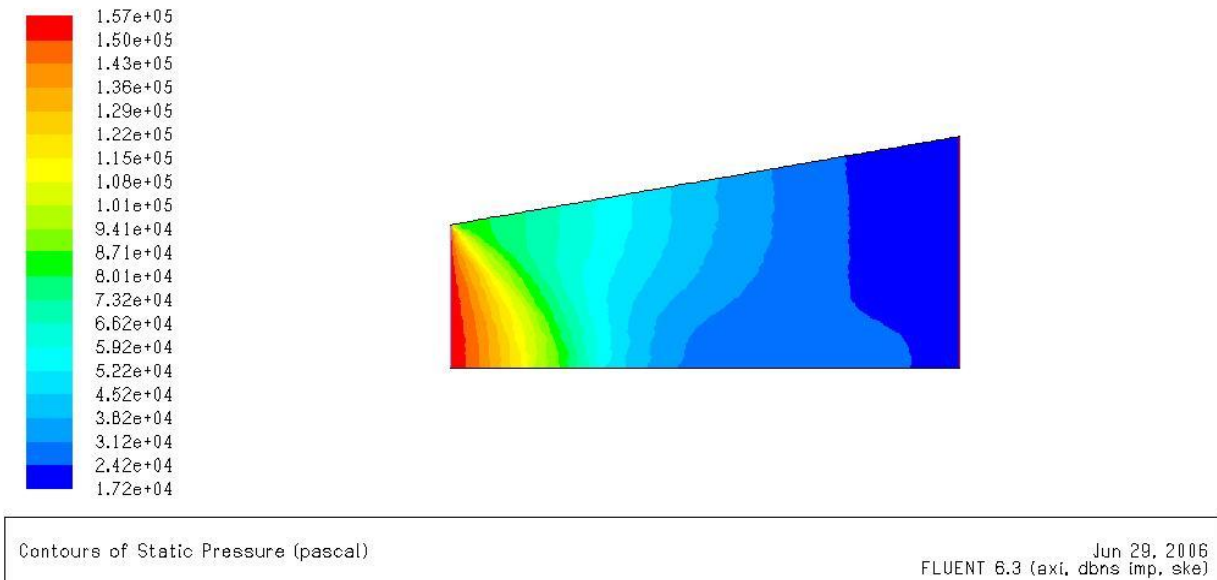
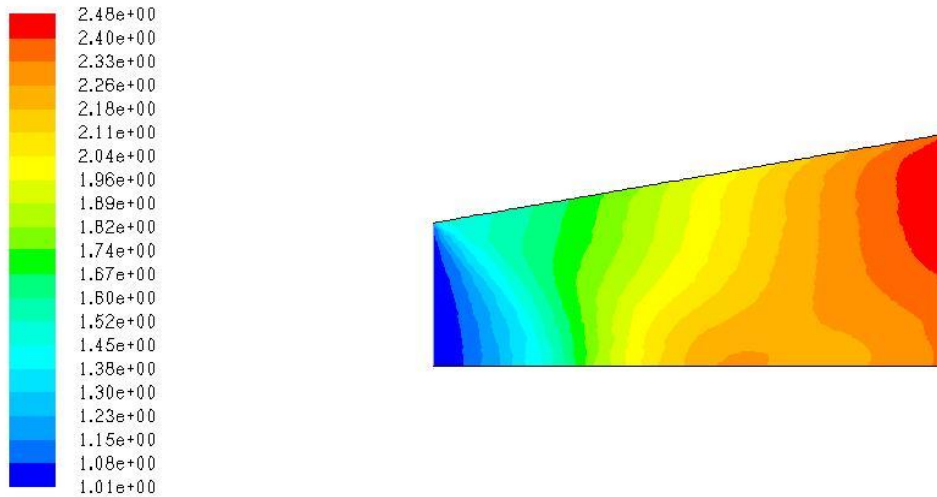


Figure IV.19- Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux



Contours of Mach Number

Jun 29, 2006
FLUENT 6.3 (axi, dbns imp, ske)

Figure IV.20- Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux

- cas de 2^{ème} ordre
- **Non visqueux** (annexe 7)

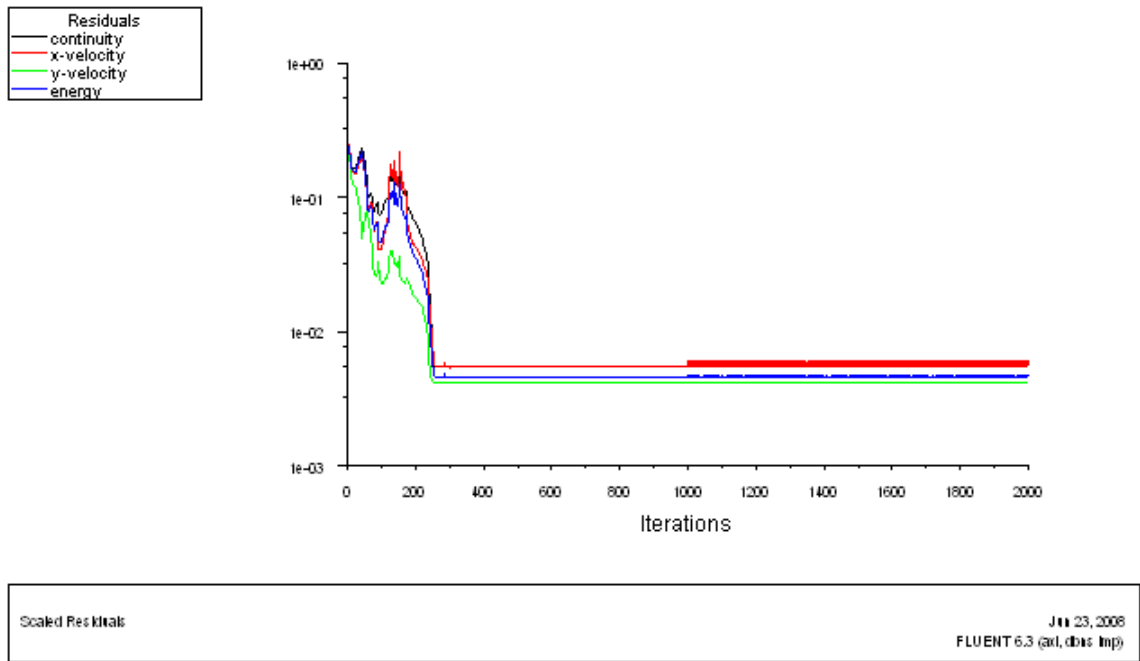


Figure IV.21- Résidus de divergent-cas compressible non visqueux

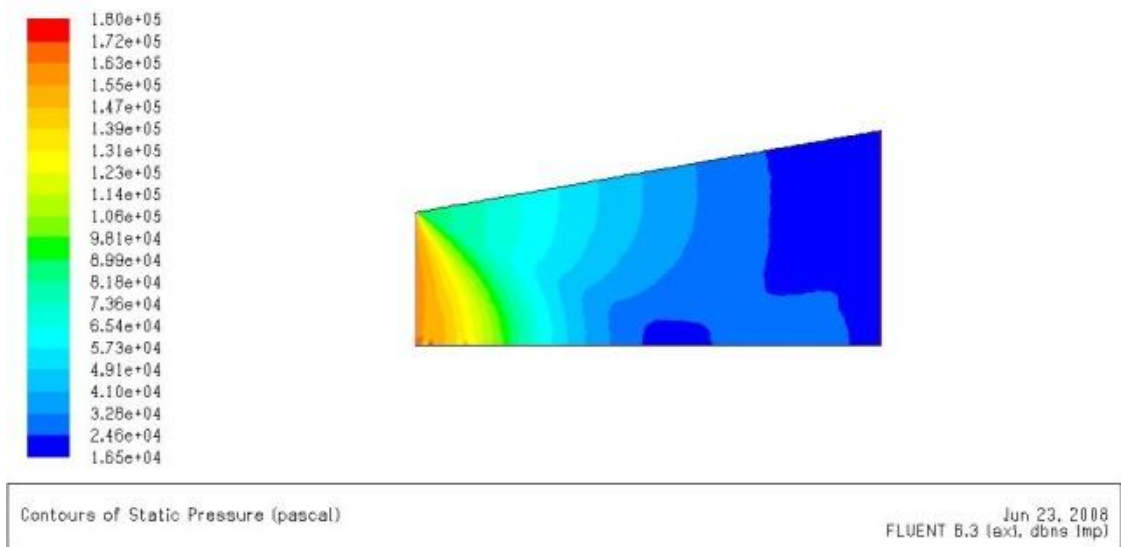


Figure IV.22- Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux

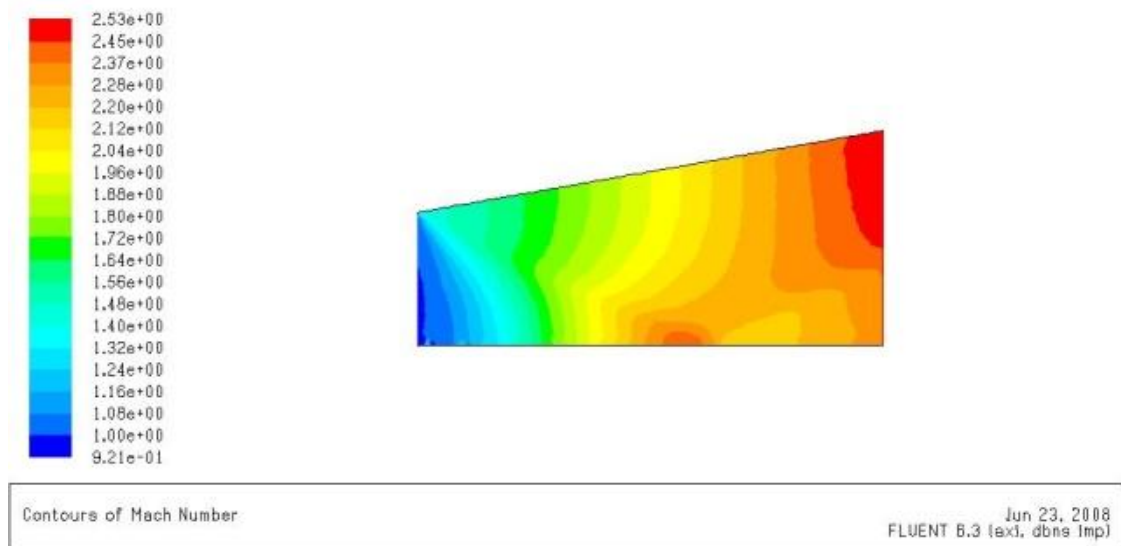


Figure IV.23- Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux

- **Visqueux** (annexe 8)

Le schéma de turbulence utilisé est $k-\xi$

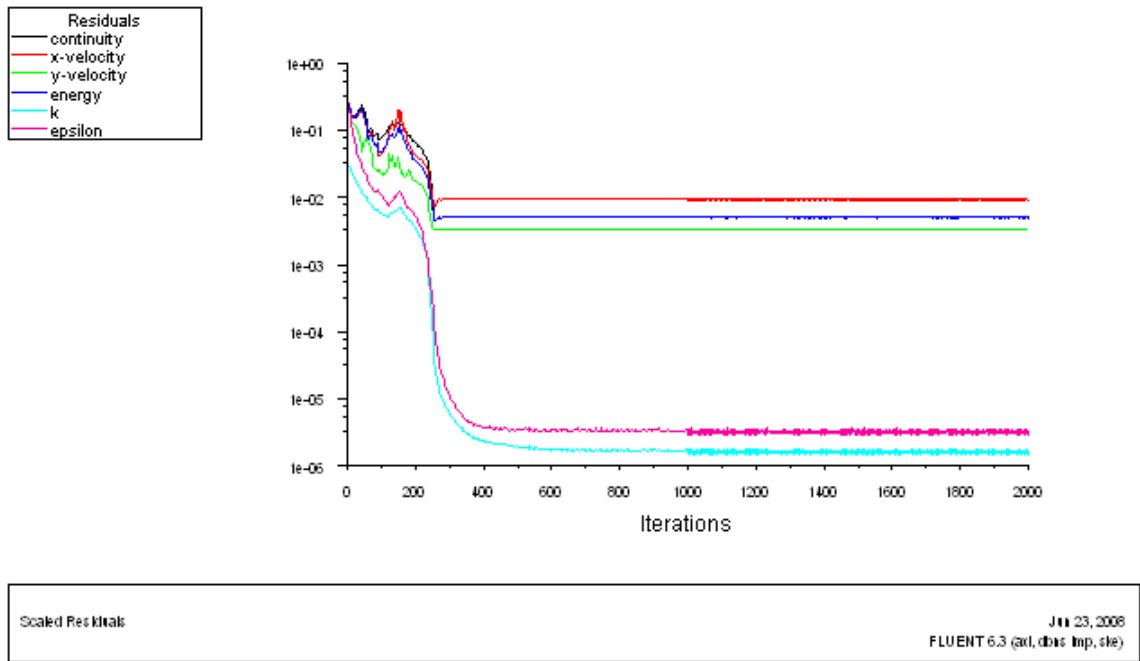


Figure IV.24- Résidus de divergent-cas compressible visqueux

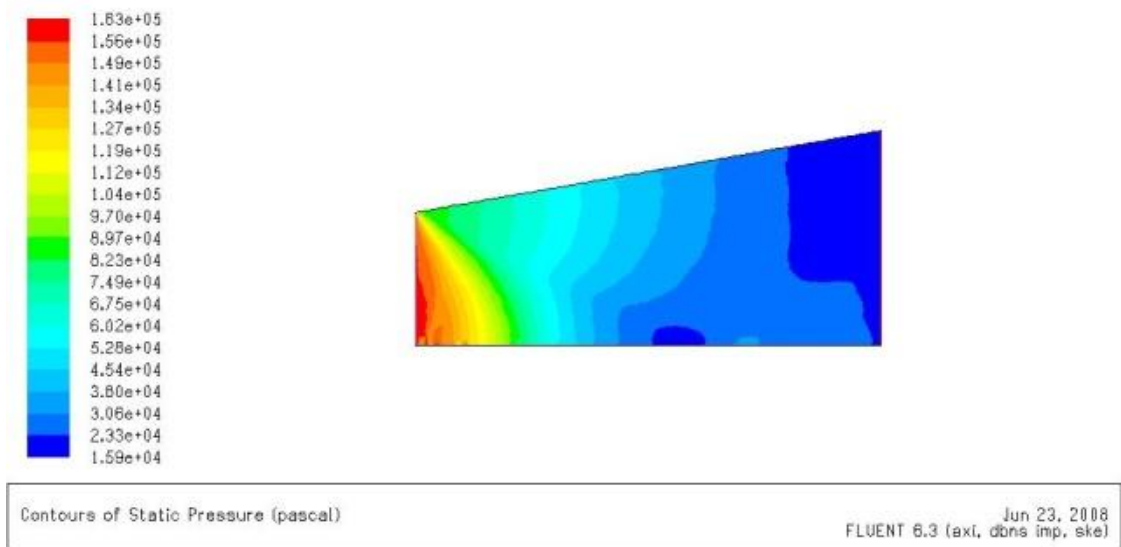


Figure IV.25- Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux

- Cas de 1 er ordre +courant number =1.2

- **Non visqueux** (annexe 9)

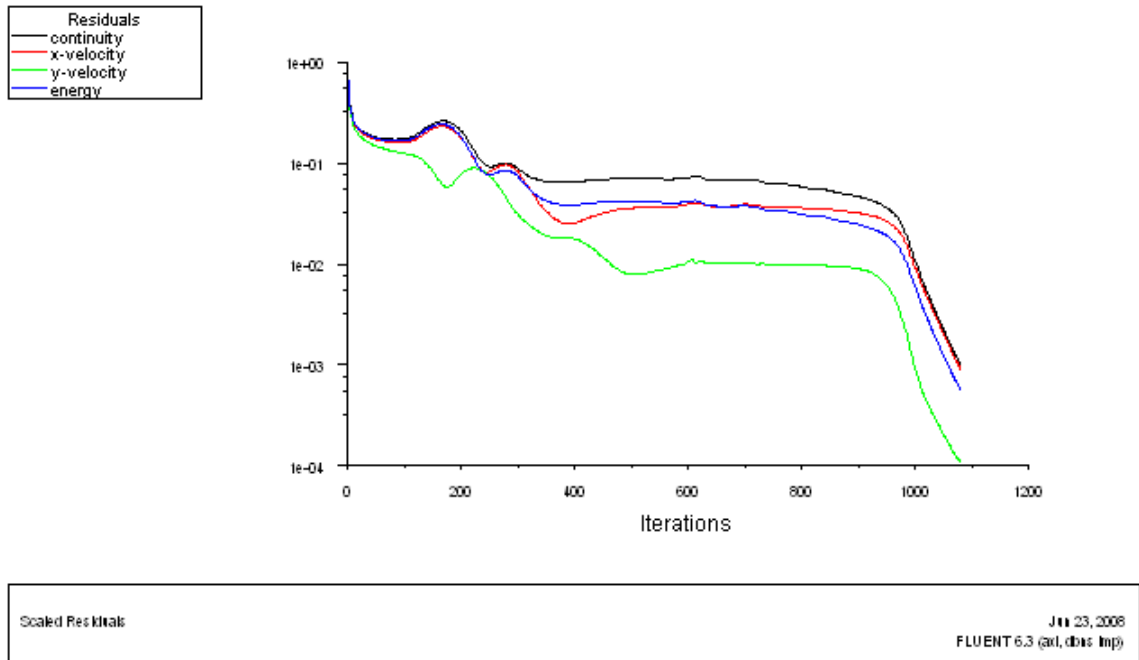


Figure IV.26- Résidus de divergent-cas compressible non visqueux

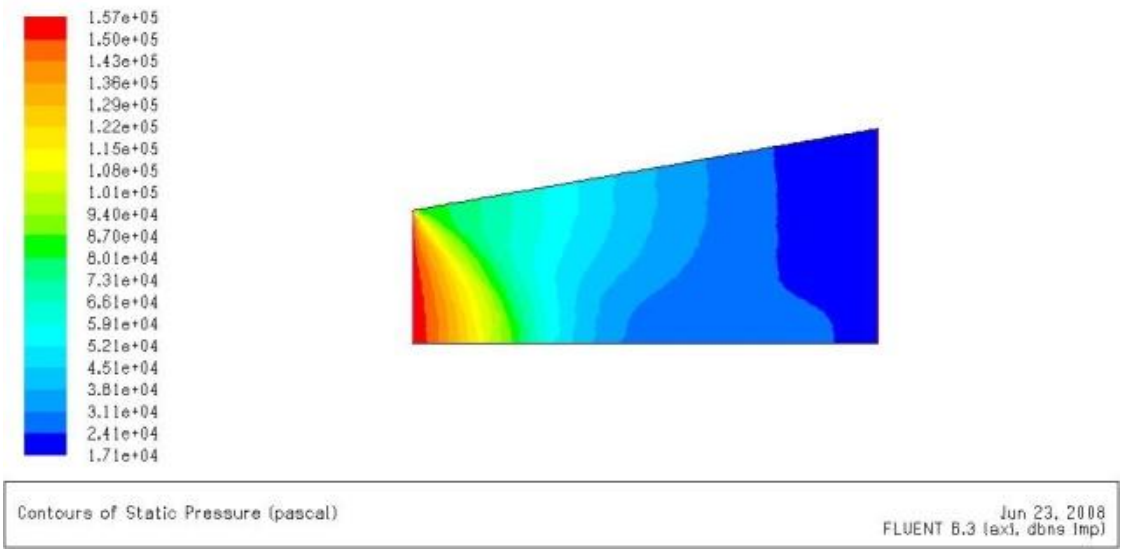


Figure IV.27- Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux

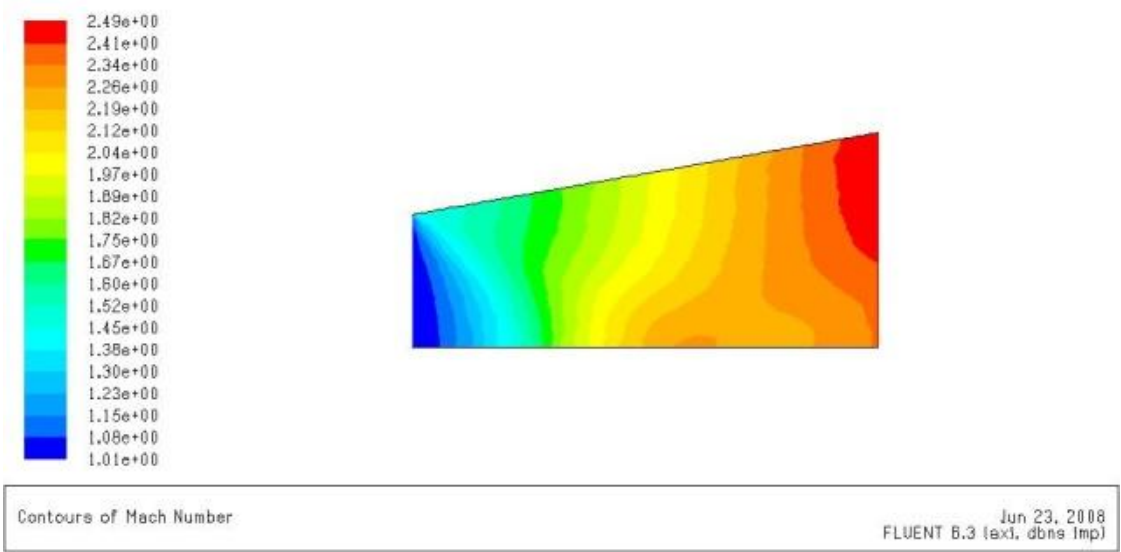


Figure IV.28- Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux

- **Visqueux** (annexe 10)

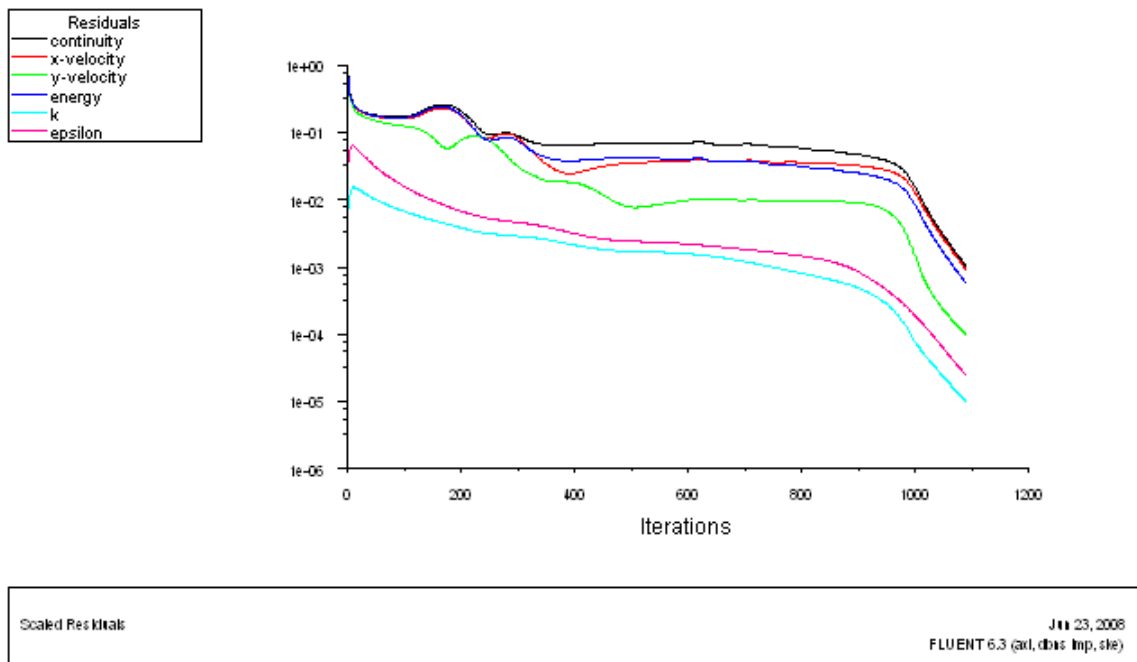


Figure IV.29- Résidus de divergent-cas compressible visqueux

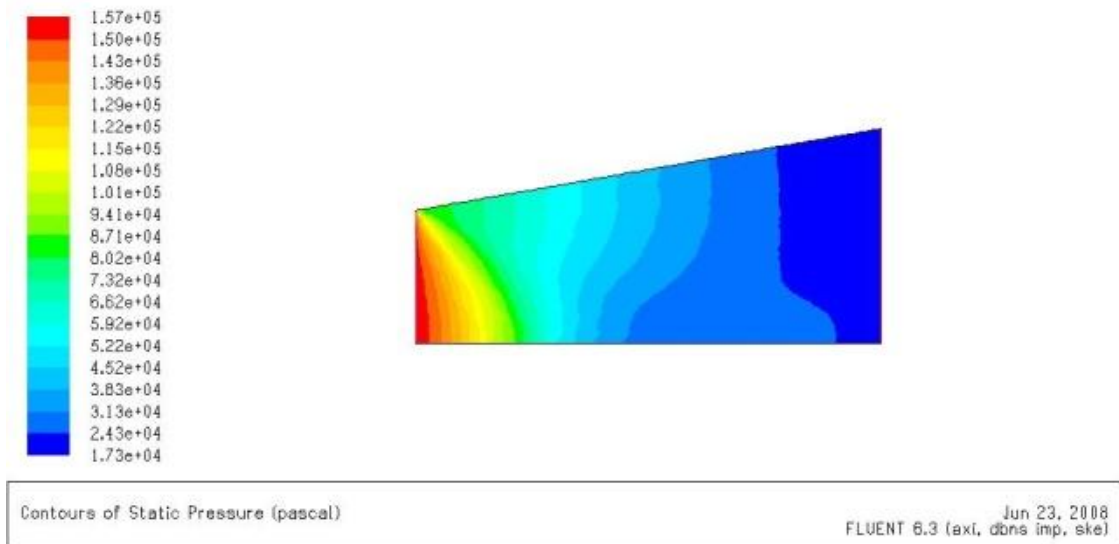


Figure IV.30- Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux

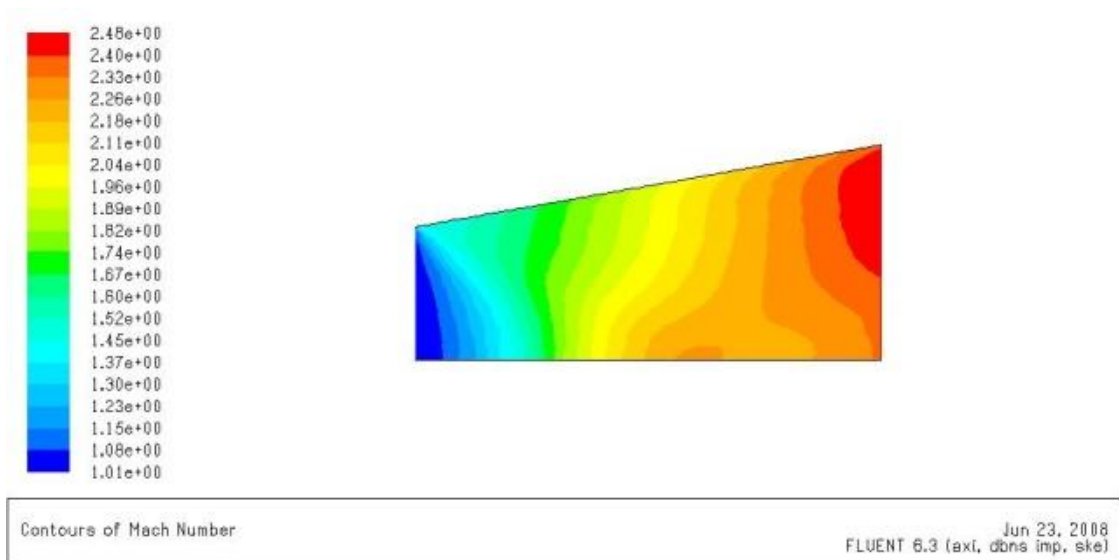


Figure IV.31- Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux

- Cas de 2^{ème} ordre +courant number=1.2
- **Non visqueux** (annexe 11)

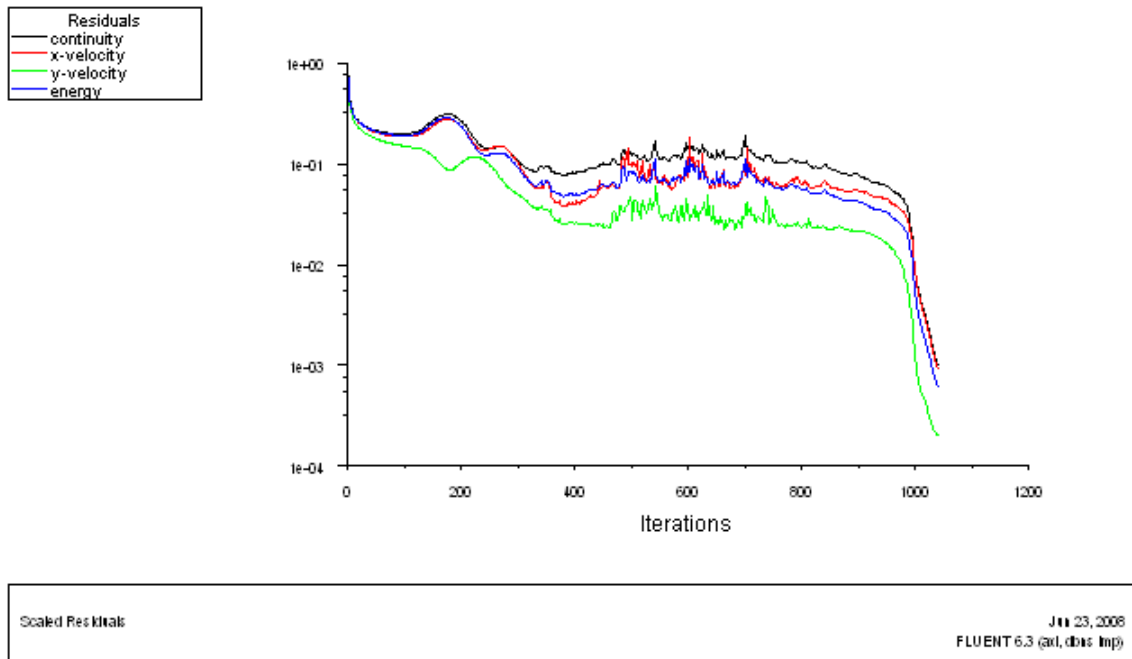


Figure IV.32- Résidus de divergent-cas compressible non visqueux

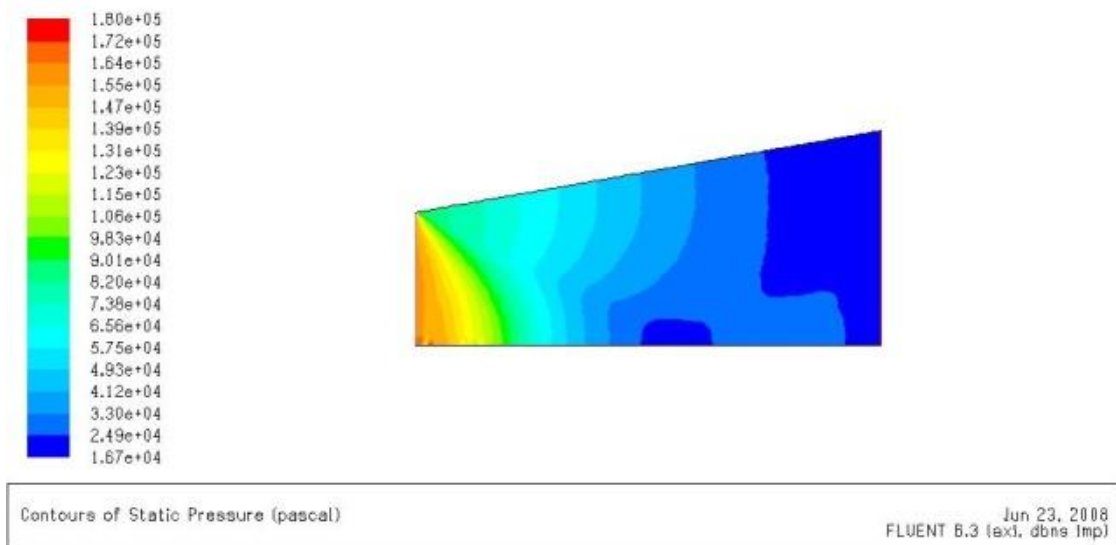


Figure IV .33- Champ de pression statique de divergent-cas compressible non visqueux

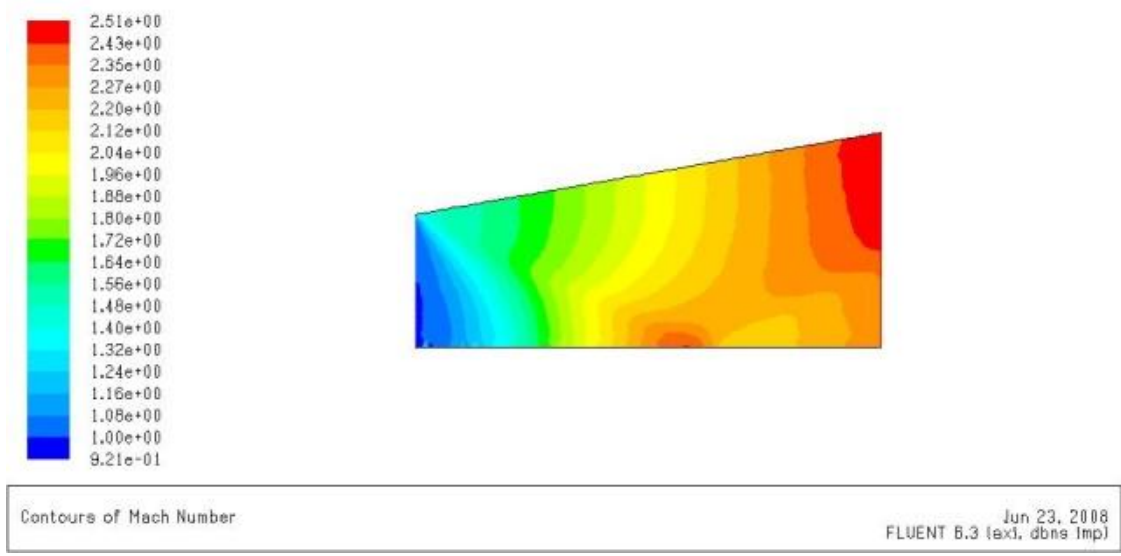


Figure IV.34- Champ de nombre de mach –cas compressible non visqueux

- **Visqueux** (annexe 12)

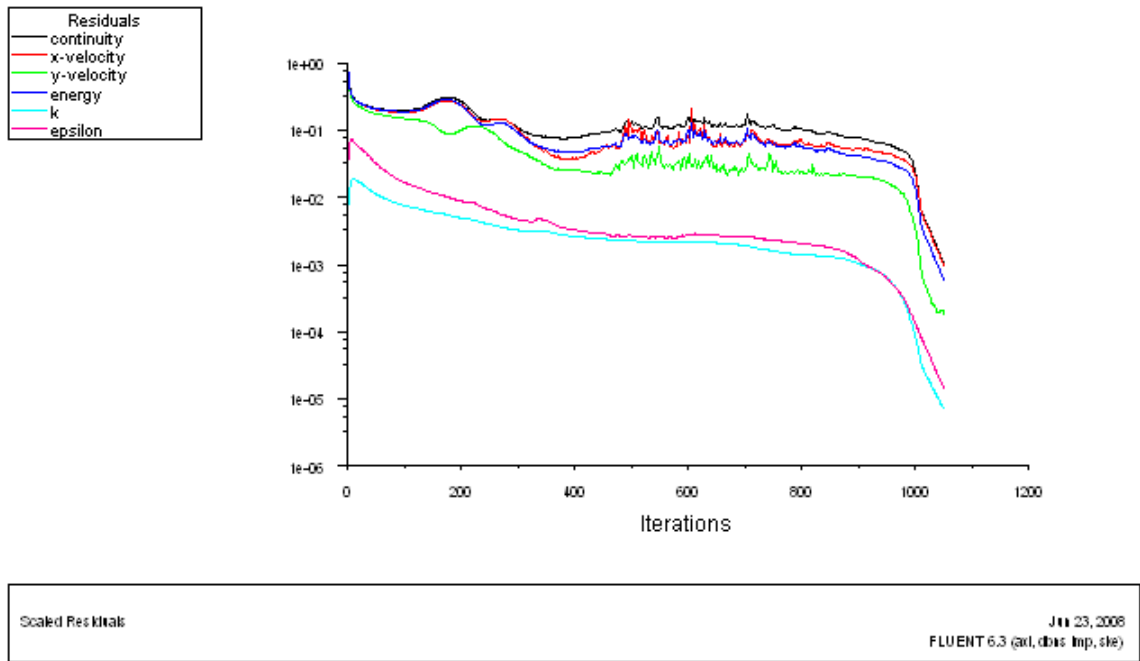


Figure IV.35- Résidus de divergent-cas compressible visqueux

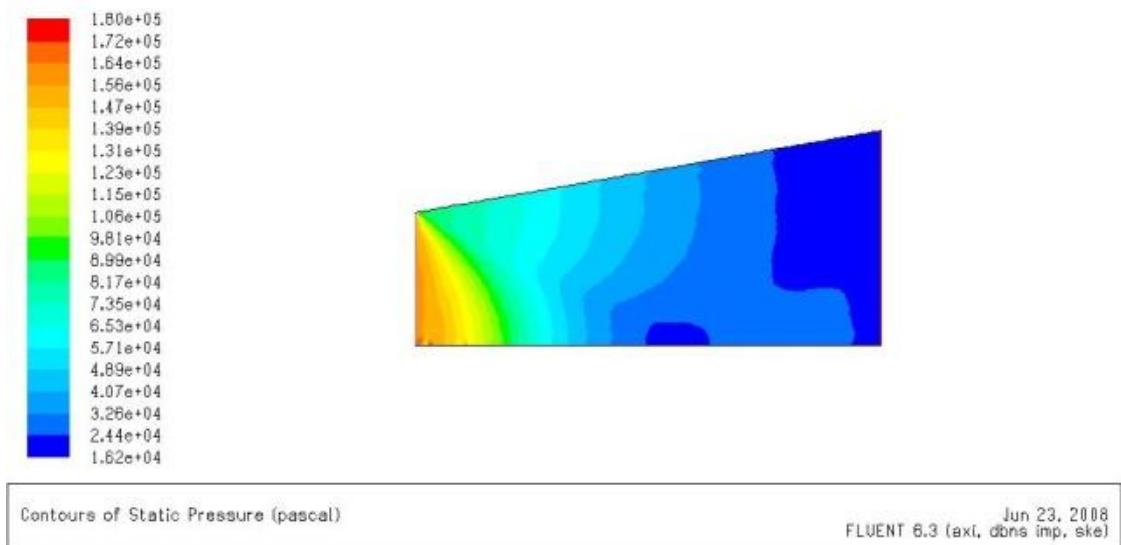


Figure IV.36- Champ de pression statique de divergent-cas compressible visqueux

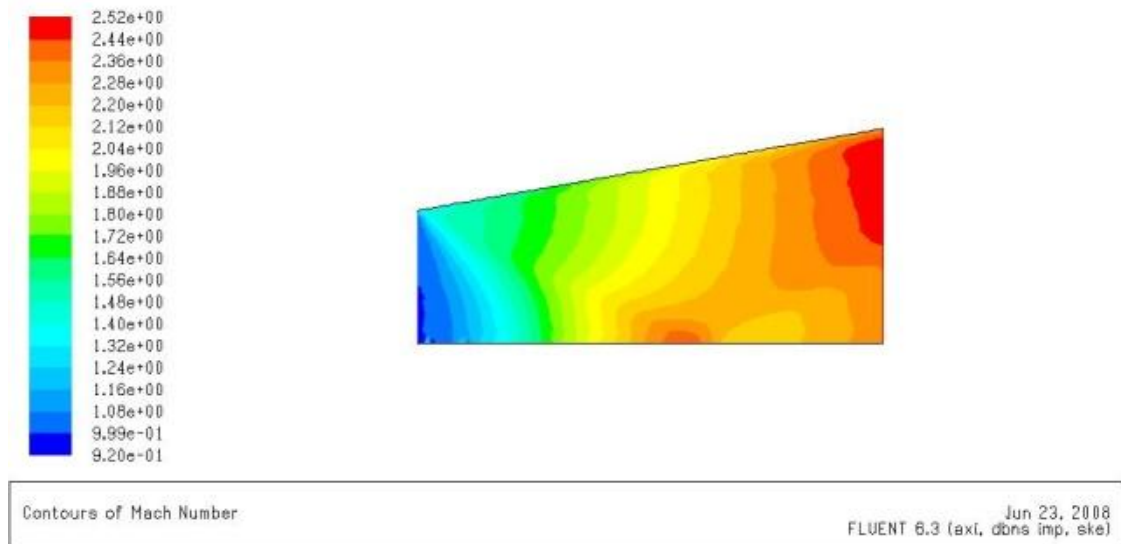


Figure IV.37-Champ de nombre de mach –cas compressible visqueux

Discussion

Dans ce 2^{ème} cas test; qui est la partie divergente d'une tuyère amorcée supersonique, on a traité d'abord le cas incompressible ou' on a utilisé les conditions limites de type velocity inlet à l'entrée et pressure outlet à la sortie, c'est le seul cas qui nous donne une bonne convergence des solutions comme montrent les figures IV-10 et IV-12 ou' les solutions sont convergées à 25 itérations jusqu'au 3 ordres de grandeurs dans le cas non visqueux ,et à 190 itérations jusqu'au 4 ordres de grandeurs pour le k- ξ dans le cas visqueux.

Le but de ce cas incompressible est de vérifier la validité de maillage utilisé, donc on peut affirmer que notre maillage est bon pour lancer les calculs dans le cas compressible. Comme l'indique le tableau suivant : Les conditions limites utilisée dans ce cas (compressible) sont de type pressure inlet à l'entrée ($P_t=297200$ Pa , $P_s=157005,3473$ Pa et $T_t=288$ K) et pressure outlet à la sortie ($P_s=0$ Pa et $T_t=288$ K)

Tableau IV.6-Comparaison des résultats de cas compressible de la tuyère divergente

	Cas du 1 ^{er} ordre	Cas du 2 ^{ème} ordre	Cas du 1 ^{er} ordre+courant number=1.2	Cas du 2 ^{ème} ordre +courant number =1.2
Cas non visqueux	-la solution est convergée à 270 itérations (fig IV.13) -la pression statique diminue le long de divergent (fig IV.14) -le nombre de mach augmente le long du divergent (figIV.15)	-la solution est stagné (fig IV.19) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.12) -le nombre de mach augmente le long de divergent (figIV.21)	-la solution est convergée à 1100iter (fig IV.24) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.25) -le nombre de mach augmente le long du divergent (figIV.26)	-la solution est convergée à 1100 itérations (fig IV.30) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.31) -le nombre de mach augmente le long de divergent (figIV.32)
Cas visqueux	-la solution est convergée à 270iter (fig IV.16) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.17) -le nombre de mach augmente le long de divergent (figIV.18)	-la solution est stagnée (fig IV.22) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.23)	-la solution est convergée à 1100iter (fig IV.27) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.28) -le nombre de mach augmente le long de divergent (figIV.29)	-la solution est convergée à 1100iter (fig IV.33) -la pression statique diminue le long du divergent (fig IV.34) -le nombre de mach augmente le long de divergent (figIV.35)

D'après les résultats mentionnés dans ce tableau, on remarque d'abord que la solution converge rapidement dans le 1^{er} ordre qu'au 2^{ème} ordre car le schéma du 1^{er} ordre est plus facile que celui du 2^{ème} ordre .concernant le nombre de mach, les résultats sont très bons on ce référant au livre de Mr DELERY de l'aérodynamique interne tuyère et arrière corps qui présente le nombre de mach a la sortie de divergent environ $M=2,49$.

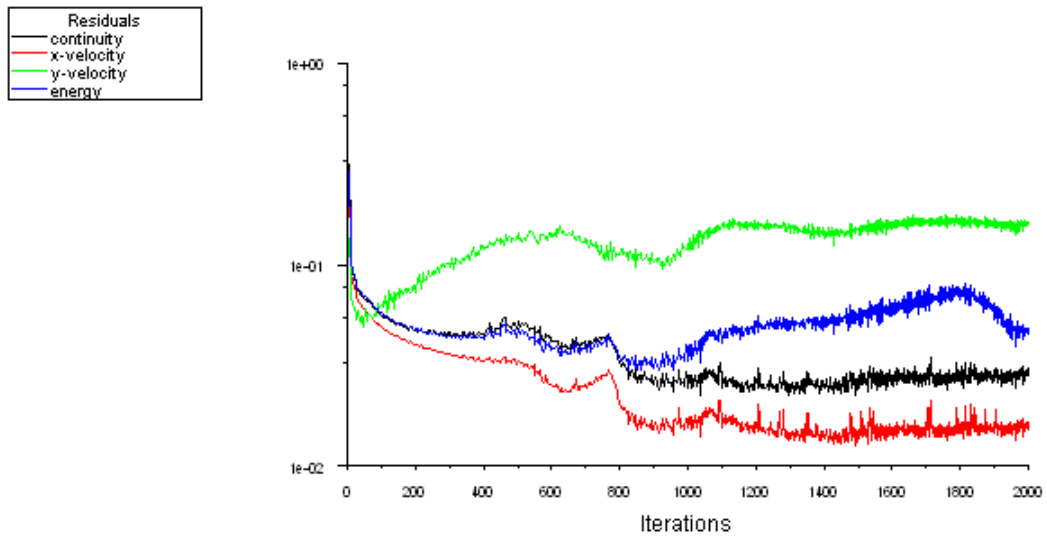
Et d'après nos résultats on est dans les normes.

IV -3 Le 3^{ème} cas test :

Dans ce dernier cas test, on représente l'exemple de l'arrière corps de la tuyère convergente divergente qui était déjà présenté et expliqué dans le chapitre III (Leur géométrie, maillage, conditions aux limites, types de conditions aux limites et les paramètres de calculs utilisés)

- Cas de 1^{er} ordre

- **Non visqueux** (annexe 13)



Normalized Scaled Residuals

Jun 25, 2008
FLUENT 6.3 (axi, dbns Imp)

Figure IV.38-Résidus de l'arrière corps –cas non visqueux

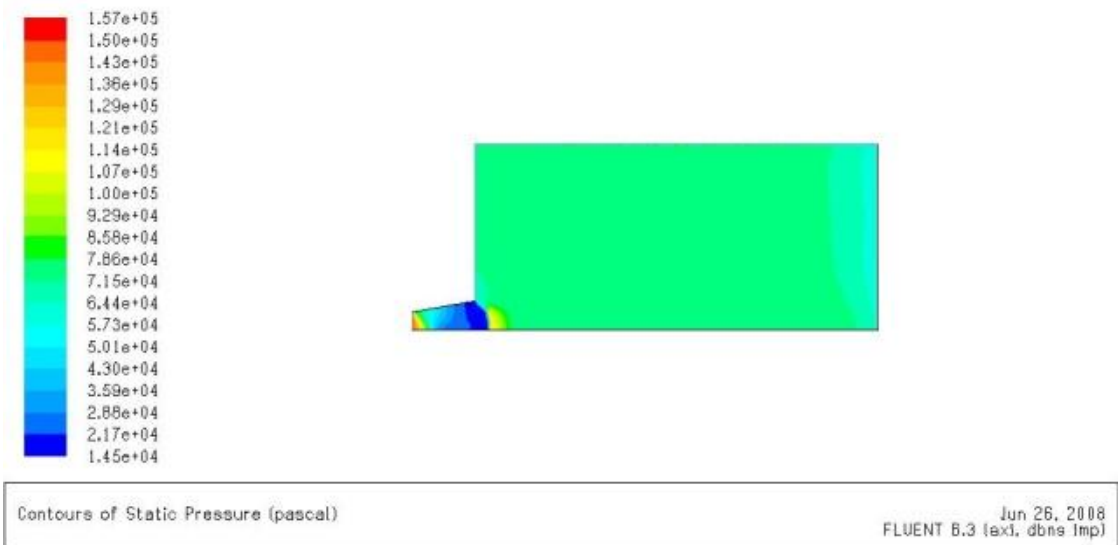


Figure IV.39-Champ de pression statique de l'arrière corps –cas non visqueux

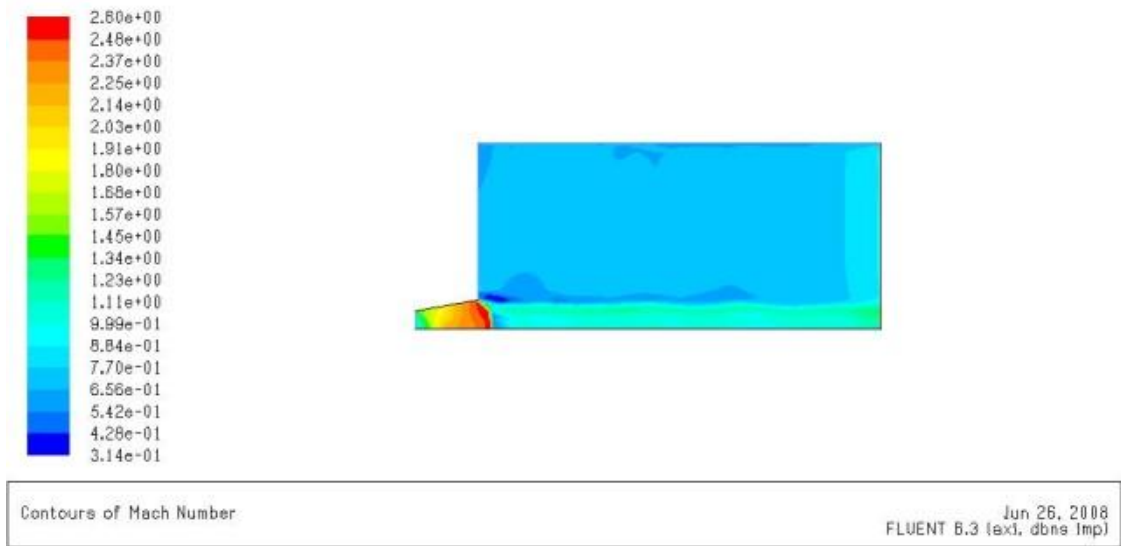
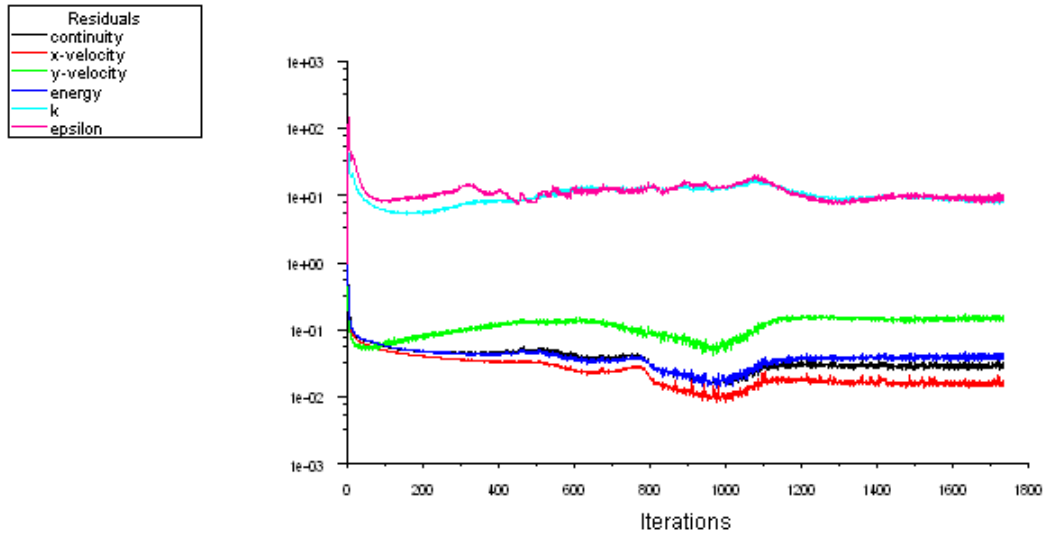


Figure IV.40-Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas non visqueux

- **Visqueux** (annexe 15)



Normalized Scaled Residuals Jun 25, 2008
FLUENT 6.3 (axi, dbns imp, ske)

Figure IV.41- Résidus de l'arrière corps –cas visqueux

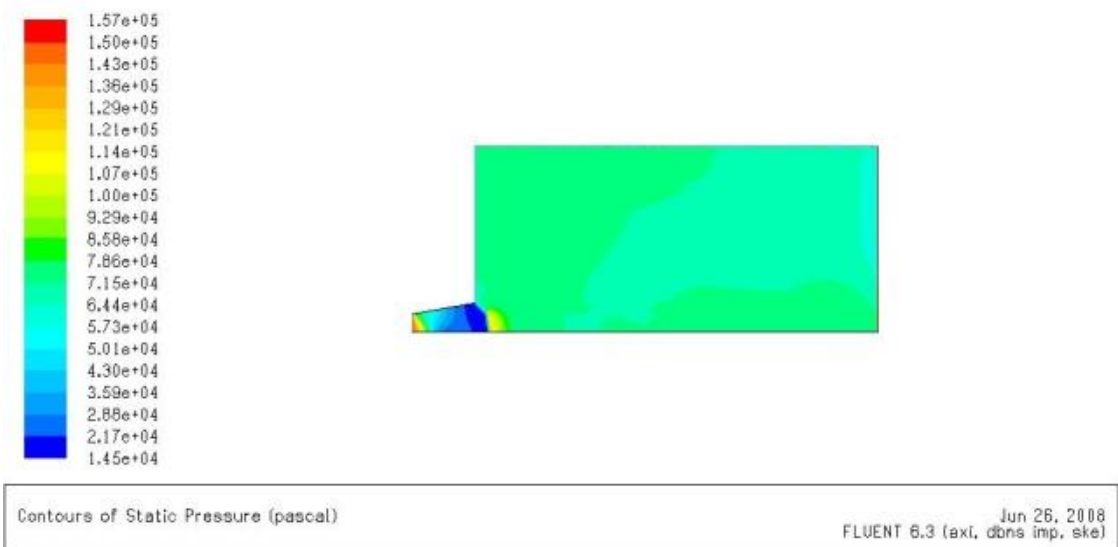


Figure IV.42- Champ de pression statique de l'arrière corps –cas visqueux

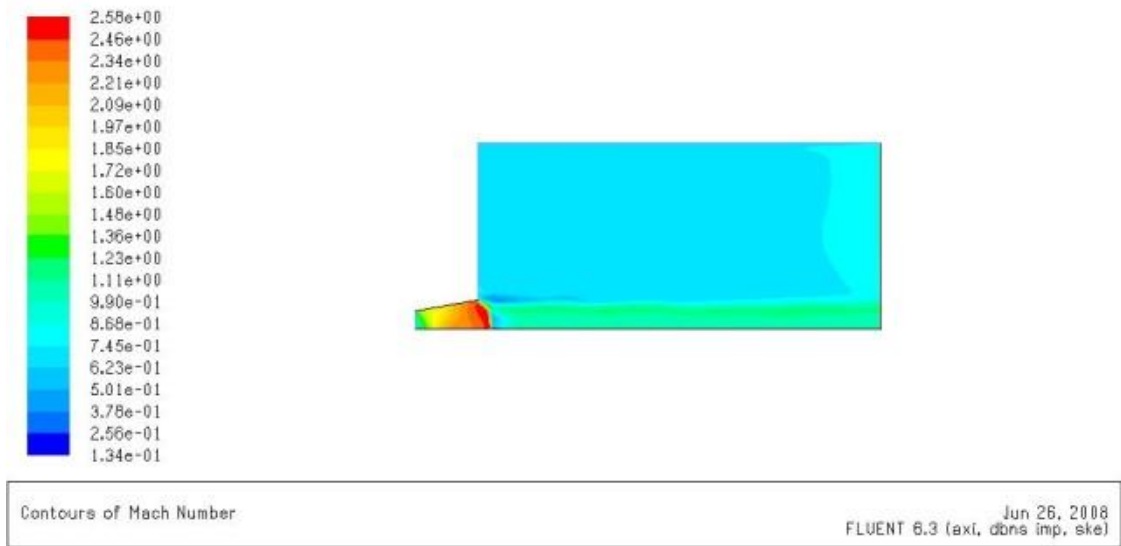


Figure IV.43- Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas visqueux

- Cas de 2^{ème} ordre
- **Non visqueux** (annexe 14)

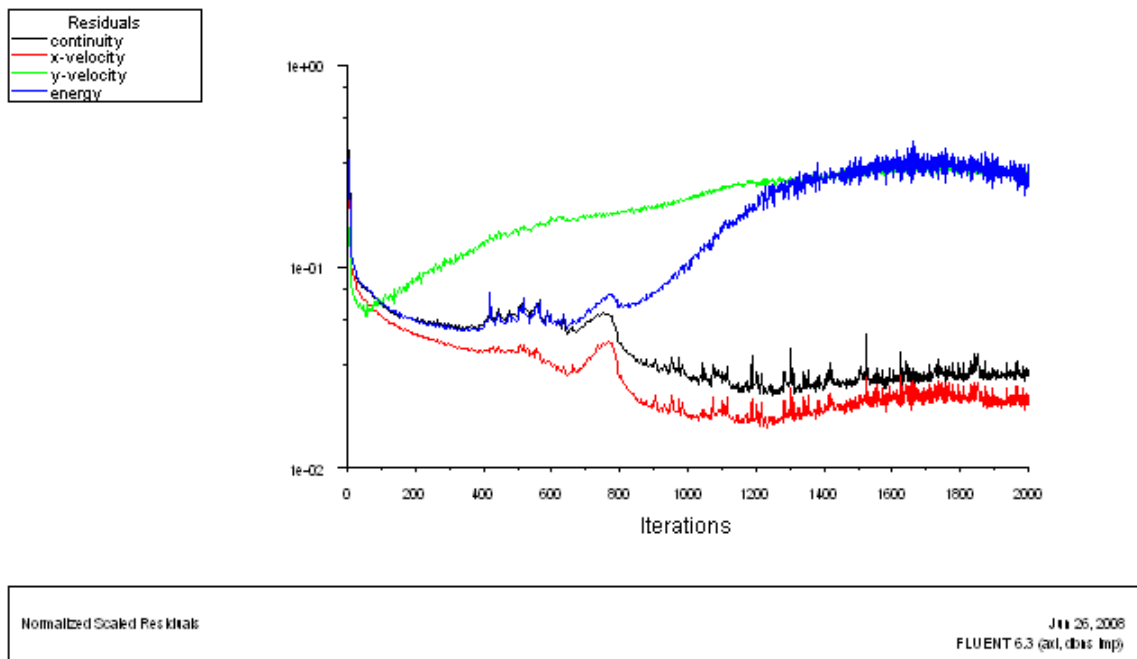


Figure IV.44- Résidus de l'arrière corps –cas non visqueux

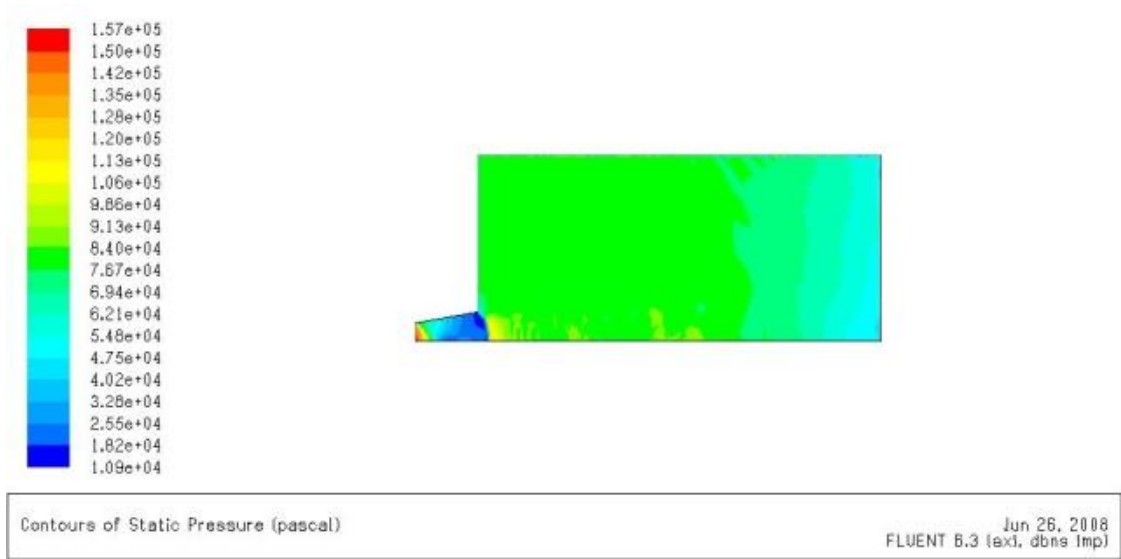


Figure IV.45- Champ de pression statique de l'arrière corps –cas non visqueux

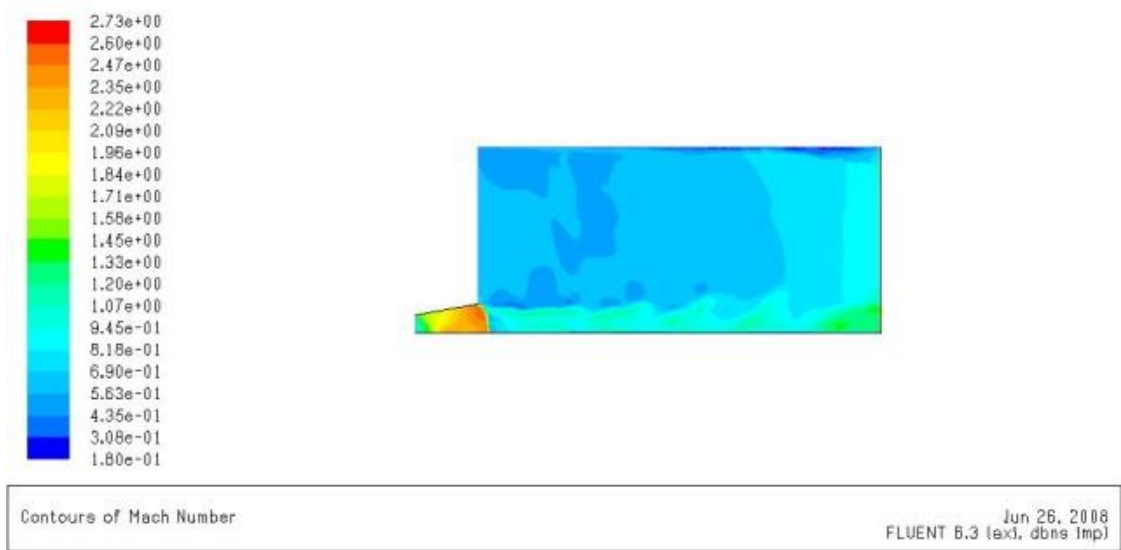


Figure IV.46- Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas non visqueux

- **Visqueux** (annexe 16)

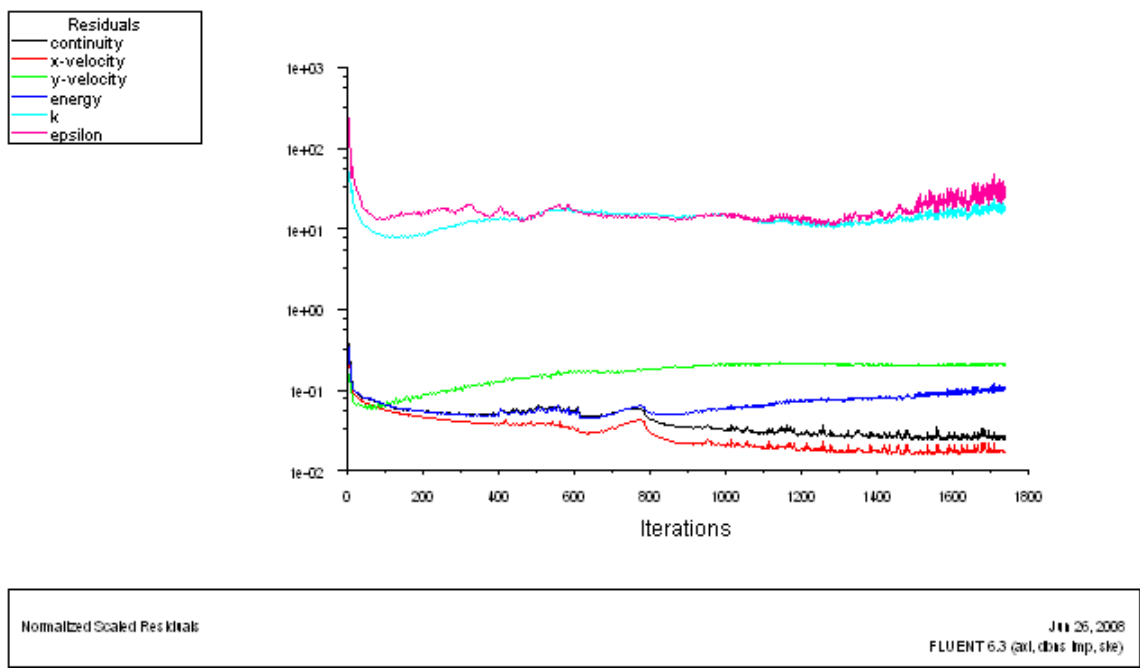


Figure IV.47- Résidus de l'arrière corps –cas visqueux

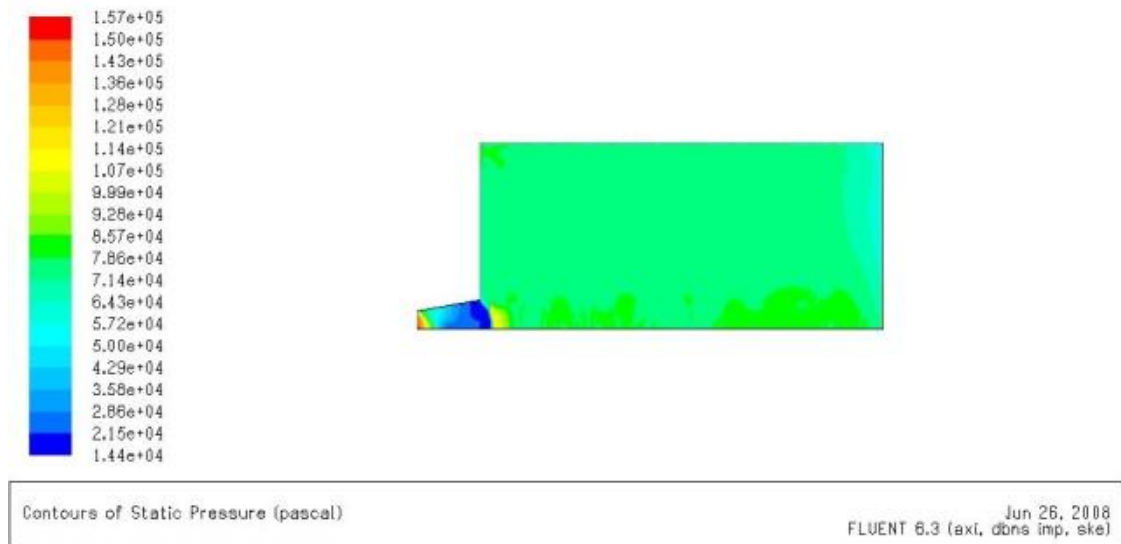


Figure IV.48- Champ de pression statique de l'arrière corps –cas visqueux

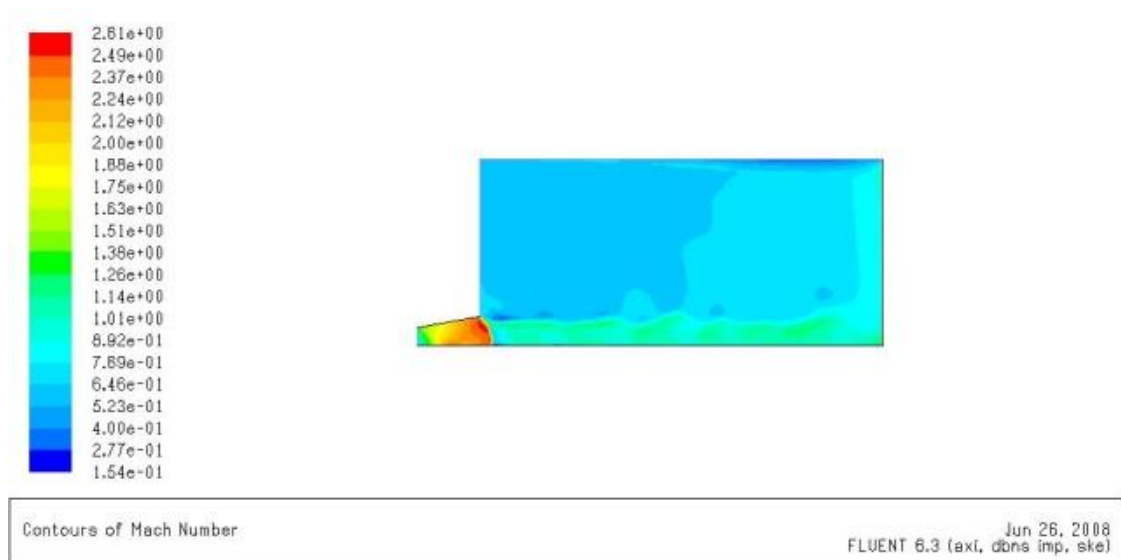


Figure IV.49- Champ de nombre de mach de l'arrière corps –cas visqueux

Discussion

Pour le 3^{ème} cas test ; qui est l'arrière corps et qui présente la partie la plus délicate dans notre étude, on a trouvé des difficultés pour le choix des conditions limites pour atteindre la convergence des résultats à cause ; d'une part pour le choix du cas compressible (car les résultats incompressible convergent rapidement) et d' autre part pour le bon choix des dimensions extérieurs (car l'éloignement de la sortie du volume de

contrôle par rapport à la sortie du divergent aurai peut être mal choisit) .

La convergence a été atteinte seulement dans le cas où on a pris (courant number=1.2) tel que les résultats sont présentés dans le tableau suivant :

Tableaux IV.7- Comparaison des résultats de cas compressible de l'arrière corps

	Cas du 1 ^{er} ordre+courant number=1.2	Cas du 2 ^{ème} ordre +courant number =1.2
Cas non visqueux	-la solution est bien stagnée (figIV. 38) -la pression diminue le long du divergent et juste à la sortie la pression augmente brusquement ce qui montre l'existence d'une onde de choc de compression à la sortie de tuyère puis la pression détente dans l'extérieur (figIV.39)	-la solution est moins stagnée (figIV.44) par rapport à celle de cas du 1 ^{er} ordre -la pression diminue le long du divergent et juste à la sortie la pression augmente brusquement ce qui montre l'existence d'une onde de choc de compression à la sortie de tuyère puis la pression détente dans l'extérieur fig(IV.45)
Cas visqueux	-la solution est bien stagnée (figIV-41) -la pression diminue le long du divergent et juste à la sortie la pression augmente brusquement ce qui montre l'existence d'une onde de choc de compression à la sortie de tuyère puis la pression détente dans l'extérieur (fig42)	-la solution est bien stagnée (figIV-47) -la pression diminue le long du divergent et juste à la sortie la pression augmente brusquement ce qui montre l'existence d'une onde de choc de compression à la sortie de tuyère puis la pression détente dans l'extérieur fig(IV-48)

Comme la pression se détend dans l'extérieur ça signifie que le jet est sous détendu.

Conclusion Et Perspective

Dans ce travail nous avons utilisé les codes commerciaux de simulation numérique ICEM CFD et FLUENT, le premier pour générer les maillages non structurés et le 2^{ème} pour trouver la résolution des équations de l'écoulement.

Trois cas ont été traités.

1- Canal supersonique avec saut de pression.

2- Tuyère divergente.

3- Arrière corps.

Quelques difficultés de convergence ont été rencontrées dans le 3^{ème} cas ; qui sont dues aux conditions aux limites. Nous suggérons que pour résoudre ce problème, un ensemble de conditions aux limites doit être testé et l'utilisation d'un autre code tel que CFX.

Grâce à cette étude, on a pu connaître les différentes étapes d'une simulation CFD.

Elle nous a aussi permis une assez bonne familiarisation avec les logiciels utilisés (ICEM-CFD et FLUENT), ainsi qu'une connaissance plus approfondie des problèmes d'écoulement compressibles internes et externes, ce qui est un plus dans notre formation en aéronautique.

Il y a fort à parier que cet outil fera de plus en plus souvent partie de la panoplie des outils offerts aux ingénieurs et conduira à une meilleure optimisation des technologies ainsi qu'à leur développement plus rapide.

Pour conclure, espérons que ce projet sera bénéfique et utile pour les futurs ingénieurs, et leur donner la volonté de bien vouloir s'investir sans aucune crainte dans cette voie de simulation en utilisant les codes de calculs commerciaux.

REFERENCES

- [1] Thèse de la 2^{ème} région militaire-école supérieure de l'aie pour l'obtention du diplôme Ingénieur pilote (PFE 2006) « **Etude d'un écoulement dans une tuyère convergente-divergente** » présenté par :Tabat Khaled et Bouberhane Med
- [2] Thèse de IAB pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique-propulsion (PFE 2007) : « **Simulation numérique de l'écoulement dans une grille d'aubes** » présenté par : Cheriet Belkhir et Salhi Merouane
- [3] Thèse de IAB pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique-propulsion (PFE 2007) : «**Simulation numérique de l'écoulement subsonique autour des configurations DLR-F4, DLR-F6** par BOUKERT BILLEL, NADRI ADEL.
- [4] Documentation Ansys
- [5] Cad.magazine - N° 104 - février 2003
- [6] A.BONNET, J.LUNNEAU : théories de la mécanique des fluides ; Cépadués édition techniques d'ingénieur (génie énergétique).Edition 10-1998
- [7] D.Cauvin : Aérodynamique Mécanique du vol Institut aéronautique JEAN MERMOZ
- [9] Thèse de doctorat de L'Institut National des Sciences Appliquées de Rouen (Soutenue le 19 décembre 2006) : « Etude, mise au point et validation de modèles du

turbulence compressible. » Présenté par
Yohann Perrot

[10] Thèse de doctorat de l'INSA de Rouen (Soutenue le 12 décembre 2002) : « **Etude numérique de décollement en tuyères supersoniques** » présenté par Cyril Pilinski

[11] MOYENS D'ESSAI ET SOUFFLERIES AÉRODYNAMIQUES
Jean Détery- Directeur de Recherche à l'Onera

[12] H.O. Amann. Experimental study of the starting process in a reflection nozzle. Phys. Fluids Supplement, 12 :150–153, 1967.

[13] D. Papamoschou. Noise suppression in moderate-speed multistream jets. AIAA Paper 2002-2557, 2002.

[14] Aérodynamique interne –tuyères et arrières corps –DELERY

Cites Internet et Pages web :

[C1] <http://www.techno-science.net/?onglet=glossaire&definition=7845>

[C2] <http://www.onera.fr/Décollement 3D - Définitions.mht>

[C3] <http://www.onera.fr/Techniques optiques pour les écoulements compressibles - Onera.mht>

[C4] <http://www.onera.fr/Interférences de choc dans les écoulements à grand nombre de Mach - ONERA-DAFE.mht>

[C5] <http://www.onera.fr/Décollement 3D - Arrière-corps d'avion de combat bi-tuyères.mht>

[C 6]
<http://www.onera.fr/conferences/decollement3d/30-decollementecoulementbidimensionnel.html>

[C7] <http://www.onera.fr/ Aérodynamique fondamentale et expérimentale/ Modélisation des écoulements de culot et d'arrière-corps>

