

People's Democratic Republic of Algeria
Ministry of Higher Education and Scientific Research
Mohamed Boudiaf University of M'sila
Faculty of Technology



الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
جامعة المسيلة
كلية التكنولوجيا

Département de Génie Mécanique

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE

En vue de l'obtention du diplôme de :

MASTER

En Génie Mécanique

Option : Energétique

Présenté par :

TALEB Raouia & HASNI Yousra

Thème

**Etude numérique de refroidissement des aubes de
turbine à gaz par impact de jets et par film de
refroidissement**

Devant le jury composé de :

NOM et Prénom	Grade	Qualité
IHADDEDENE .R	Professeur	Président
BERKACHE AMAR	MCA	Encadreur
HEBICHE .N	MCA	Examineur

Année Universitaire : 2022 / 2023

N° d'ordre : GM/...../2022

Remerciements

En premier lieu, nous remercions Dieu le tout puissant de nous avoir donné le privilège et la chance d'étudier et de suivre le chemin de la science et de la connaissance.

En second lieu, nos remerciements les plus sincères vont droit à nos parents qui n'ont pas cessé de nous encourager et de nous soutenir tout au long du long parcours que furent nos études.

Nous exprimons notre profonde gratitude à notre encadreur monsieur BERKACHE AMAR, pour avoir bien voulu nous encadrer et pour ses précieux conseils et orientations.

Dédicaces

Je dédie ce travail :

À mes chers parents

**Je ne trouverai jamais de mots pour vous exprimer mon
profond attachement et ma reconnaissance pour l'amour,
la tendresse et surtout pour votre présence
dans mes moments les plus difficiles.**

À mes chers frères et sœurs,

À tous mes enseignants,

À mes amis et collègues d'études,

À tous ceux qui me sont chers

ملخص

تتعرض ريش توجيه التوربينات الغازية لدرجات حرارة عالية جداً من مخرج غرفة الاحتراق. يمكن أن تصل درجات الحرارة هذه إلى 2000 كلفن ، أعلى بكثير من درجات الحرارة التي تسمح بها المادة التي صنعت منها هذه الشفرات. لذلك يصبح من الضروري حماية جدران هذه الشفرات عن طريق عمليات التبريد. إحدى عمليات التبريد هذه هي تبريد الغشاء ، والذي يتكون من تمرير الهواء البارد (900 كلفن) من الضاغط من خلال عدة ثقوب يتم تشكيلها على السطح العلوي للشفرة. الطريقة الثانية التي تُستخدم غالباً هي التأثير النفاث. تتكون هذه العملية من ضرب الجدار الداخلي للشفرة بنفثات من الهواء البارد من أجل تبريده. في هذه الرسالة تم استخدام دراسة عددية ثلاثية الأبعاد لاستخدام هاتين الطريقتين. تم استخدام كود كمبيوتر بطلاقة وتحليل توزيع درجة الحرارة والسرعة للتدفق المختلط لهواء التبريد والغازات الساخنة لتسليط الضوء على تأثير التبريد والمفاضلة بين التبريد الجيد واضطراب الغازات الساخنة بواسطة غازات التبريد.

الكلمات المفتاحية: تبريد الفيلم ، التوربينات الغازية ، الشفرة.

Résumé

Les aubes directrices des turbines à gaz sont exposées à des températures très élevées provenant de la sortie de la chambre de combustion. Ces températures peuvent atteindre 2000 K nettement supérieures aux températures autorisées par le matériau de fabrication de ces aubes. Il devient donc nécessaire de protéger les parois de ces aubes par des processus de refroidissement. L'un de ces procédés de refroidissement est le film de refroidissement qui consiste à faire passer de l'air froid (900 K) soutiré du compresseur à travers plusieurs orifices usinés sur l'extrados de l'aube. Un deuxième procédé aussi souvent utilisé est l'impact de jet. Ce procédé consiste à frapper la paroi intérieure de l'aube par des jets d'air froid afin de la refroidir. Dans cette thèse, une étude numérique tridimensionnelle 3D a été utilisée pour l'utilisation de ces deux méthodes. Le code de calcul Fluent a été utilisé et une analyse de la répartition de la température et de la vitesse du flux mélangé d'air de refroidissement et des gaz chauds pour mettre en évidence l'effet de refroidissement et le compromis qui existe entre le bon refroidissement et la perturbation des gaz chauds par les gaz de refroidissement.

Mots-clés : Refroidissement par film, turbine à gaz, aube.

Abstract

Gas turbine guide vanes are exposed to very high temperatures from the outlet of the combustor. These temperatures can reach 2000 K, well above the temperatures authorized by the material from which these blades are made. It therefore becomes necessary to protect the walls of these blades by cooling processes. One of these cooling processes is film cooling, which consists of passing cold air (900 K) drawn from the compressor through several holes machined on the upper surface of the blade. A second method that is also often used is jet impact. This process consists of hitting the inner wall of the blade with jets of cold air in order to cool it. In this thesis, a three-dimensional 3D numerical study was used for the use of these two methods. Fluent computer code was used and an analysis of the temperature and velocity distribution of the mixed flow of cooling air and hot gases to highlight the cooling effect and the trade-off between good cooling and the disturbance of the hot gases by the cooling gases.

Key words: Film cooling, gas turbine, blade.

TABLE DES MATIERES

CHAPITRE I

I.1	Développement historique de la turbine à gaz.....	1
I.2	Définition de la turbine à gaz	1
I.3	Composants d'une turbine à gaz.....	2
I.3.1	Compresseur.....	2
I.3.2	Chambre de combustion	2

I.3.3	Turbine	2
I.4	Principe de fonctionnement de la turbine à gaz.....	2
I.5	Classification de turbine à gaz.....	3
I.5.1	Mode de construction	4
I.5.2	Mode de travail.....	5
I.5.3	Mode de fonctionnement thermodynamique.....	5
I.6	Domaines d'application des turbines à gaz	6
I.6.1	Domaines fixes (utilisation industrielle).....	6
I.6.2	Domaines mobiles	6
I.7	Aube de turbine	7
I.7.1	Description	7
I.7.2	Les aubes du rotor	8
I.7.3	Aubes de stator	8
I.7.4	Choix du matériau pour réalisation d'aube.....	10
I.7.5	Forme de l'aube	10
I.8	Grille d'aubes	11

CHAPITRE II

II.1	Introduction	12
II.2	Phénomène de transfert de chaleur dans les turbines	12
II.3	Nécessité du refroidissement	14
II.4	Systèmes de refroidissement par air	15
II.5	Technique de refroidissement.....	17
II.5.1	Refroidissement par film	17
II.5.2	Refroidissement par impact de jets.....	18
II.5.3	Refroidissement par convection	19
II.5.4	Refroidissement par transpiration.....	19

CHAPITRE III

III.1	Introduction	20
III.2	Présentation de Gambit	20
III.2.1	Création des différents éléments de la géométrie.....	21
III.2.2	Maillage sous GAMBIT	21
III.2.3	Conditions aux limites.....	22
III.3	Géométrie de l'aube et domaine de calcul	24
III.3.1	Importation des coordonnées des points dans Gambit	24
III.3.2	Dessin de la géométrie d'une pale par gambit.....	25
III.3.3	Création des différents éléments de la géométrie.....	26
III.3.4	Maillage.....	29

III.3.5	Exportation du maillage de Gambit.....	30
III.4	Présentation de Fluent	31
III.4.1	Démarrage de FLUENT	32
III.4.2	Importation de la géométrie (*.msh)	32
III.4.3	Vérification du maillage importé.....	33
III.4.4	Lissage du maillage (Smooth and swap the grid).....	34
III.4.5	Choix du solveur	35
III.4.6	Affichage de la grille	35
III.4.7	Autorisation du transfert de chaleur	36
III.4.8	Choix du modèle de turbulence (dans le cas d'un écoulement turbulent).....	37
III.4.9	Définition des caractéristiques du fluide	37
III.4.10	Operating conditions	38
III.4.11	Conditions aux limites usuelles	38
III.4.12	Choix des schémas de contrôle de la solution	41
III.4.13	Initialiser les données	41
III.4.14	Choix des critères de convergence	41
III.4.15	Lancer les calculs en stationnaire	42
III.4.16	Sauvegarde de fichier *. Cas	43
III.4.17	Post-traitement de la solution	43

CHAPITRE IV

IV.1	Introduction	45
IV.2	Refroidissement par film de refroidissement.....	46
IV.2.1	Contour de la température statique en fonction de la longueur longitudinale de l'aube (X) 46	
IV.2.2	Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X).....	51
IV.2.3	Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X).....	55
IV.3	Refroidissement par impact de jets et Refroidissement par film de refroidissement	60
IV.4	Conclusion.....	60

LISTE DES FIGURES

Figure I.1:	Les éléments de la turbine à gaz.	2
Figure I.4:	Turbine a action et réaction.	5
Figure I.5:	Profil d'une aube de turbine à gaz.....	8
Figure I.6:	Aube de rotor.....	8

Figure I.7: Aubes de rotor et aubes de stator.....	9
Figure I. 8: La fixation d'aube sur le carter de stator.	9
Figure I.9: Développement de matériaux d'aube depuis 1940 à notre jour.	10
Figure I.10: Aube d'une turbine à gaz.....	11
Figure I.11: Différente types de grille d'aube	11
Figure II.1: Evolution de la température d'entrée turbine.	15
Figure II.2: Exemples de systèmes de refroidissement.	17
Figure II. 3: Principe du refroidissement par film.....	18
Figure II.4: Différents types de refroidissement d'une aube.....	18
Figure III.1: Vue globale de Gambit.....	20
Figure III.2: Création des différents éléments de la géométrie.....	21
Figure III.3: Maillage sous GAMBIT.....	22
Figure III.4: Conditions aux limites.....	23
Figure III.5: Menu création des éléments de la géométrie.....	24
Figure III.6: la figure 2D de profil NACA0012.....	25
Figure III.7: la figure 2D de profil NACA0012EXTRADOS.	25
Figure III.8: Création des points.	26
Figure III.9: Création des lignes de la géométrie.....	26
Figure III.10: Création des faces du domaine de calcul.....	27
Figure III.11: Géométrie de l'aube en 3D.....	27
Figure III.12: Disposition des orificesde refroidissement de profil NACA0012EXTRADOS.....	28
Figure III.13: Création des volumes.	28
Figure III.14: Maillage de volume.	29
Figure III.15: Conditions aux limites dans 3D.....	30
Figure III.16: Exportation du maillage.	30
Figure III.17: Choix du type des simulations.....	32
Figure III.18: Importation de la géométrie (fichier.msh).....	33
Figure III.19: Vérification du maillage importé.....	33
Figure III.20: Lissage du maillage.....	34
Figure III.21: Vérification des unités.....	34
Figure III.22: Choix du solveur.	35
Figure III.23: Affichage de la grille.....	36
Figure III.24: Equation de l'énergie.....	36

Figure III.25: Définir un écoulement laminaire.	37
Figure III.26: Définition des caractéristiques de fluide.	38
Figure III.27: Operating conditions.	38
Figure III.28: Conditions aux limites usuelles.	39
Figure III.29: Vitesse d'entrée.	40
Figure III.30: Choix de solution.	41
Figure III.31: Initialiser les données.	41
Figure III.32: critères de convergence Solve.	42
Figure III.33: Choix du nombre des itérations.	42
Figure III.34: Allures de l'évolution des résidus de calcul.	43
Figure III.35: Enregistrer le fichier en *Cas.	43
Figure IV.1: Stations de calcul.	46
Figure IV.2: Contour de la température statique pour le profil NACA0012.	46
Figure IV.3: Contour de la température statique pour le profil NACA0012.	47
Figure IV.4: Variation de la température en différentes station le long de la longueur longitudinale X (de X=0,1 à X=0,8) pour Y=0.2 et $\alpha=45^\circ$	48
Figure IV.5: Courbes de la distribution de la température statique sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=45^\circ$	49
Figure IV.6: Variation de la température en différentes station le long de la longueur longitudinale X (de X=0,1 à X=0,8) pour Y=0.2 et $\alpha=30^\circ$	50
Figure IV.7: Courbes de la distribution de la température statique sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=30^\circ$	51
Figure IV.8: Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=45^\circ$	52
Figure IV.9: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_x sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=45^\circ$	53
Figure IV.10: Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=30^\circ$	54
Figure IV.11: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_x sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=30^\circ$	55
Figure IV.12: Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=45^\circ$	56
Figure IV.13: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_y sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=45^\circ$	57

Figure IV.14: Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 30^\circ$	58
Figure IV.15: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_y sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 30^\circ$	59

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Pour améliorer les performances des turbines à gaz, il est nécessaire d'augmenter le taux de pression des gaz entrant dans la chambre de combustion. Lorsque la température de ces des gaz sortant de la chambre de combustion est très élevée, ils influent sur les aubes directrices de la turbine et peuvent même les fondre car la température de ces gaz est nettement supérieure à la température de fusion du matériau des aubes de turbine.

Un système de refroidissement doit être développé pour refroidir les aubes de turbine qui ne peuvent pas supporter ces pressions thermiques. De nombreuses méthodes ont été proposées pour refroidir les aubes des turbines à gaz. Parmi ces méthodes, on cite :le refroidissement par film et par impact de jets, qui sont des méthodes courantes de refroidissement par perforation pour faire passer l'air à grande vitesse le long la paroi de l'aube par ces orifices afin de former un film d'air qui s'aplatit sur la paroi et forme ainsi un film très fin d'air froid sortant du compresseur et isole ainsi la paroi de l'aube de la chaleur des gaz chauds qui émanent de la chambre de combustion afin d'assurer une longue durée de vie d ces aubes . Le refroidissement par impact de jet consiste à frapper la paroi intérieure de l'aune par de l'air froid qui sort du compresseur lui aussi. Ce système assure le refroidissement interne des aubes

Dans ce travail, les deux méthodes ont été utilisées par une étude de simulation numérique en 3 dimensions par l'utilisation du code de calcul Fluent

Nos résultats ont été focalisé sur le contour de la température le long de l'aube et les profils de température et des vitesses sur plusieurs stations le long de l'axe longitudinale de l'aube (X)

CHAPITRE I
GÉNÉRALITE
SUR LES
TURBINES

CHAPITRE I

I.1 Développement historique de la turbine à gaz

Parmi les procureurs de la turbine à gaz moderne, on doit mentionner les inventeurs des moteurs thermiques fonctionnant avec un gaz permanent (plus précisément avec l'air chaud), bien que ces moteurs aient été conçus d'après le principe des machines à vapeur à piston. Ces inventions ont, en effet permis de déterminer les différentes transformations qui doivent être subies par un gaz permanent servant de fluide moteur, transformations dont le cycle thermodynamique de la turbine à gaz. D'ailleurs certains cycles de cette machine portent encore à présent les noms de leurs inventeurs : cycle de Joule, cycle d'Ericsson.

1791 : Premier brevet de turbine à gaz de John Barber, Angleterre.

1900/1904 : Premiers essais avec la turbine à air chaud selon Stolze.

1905 : Conception de la turbine à explosion selon Holzwarth.

1906/1908 : Construction de la première turbine à explosion par BBC pour Holzwarth

1928 : BBC reprend la fabrication d'une turbine Holzwarth améliorée.

1933 : Mise en opération de la première turbine Holzwarth de BBC, alimentée en gaz de haut fourneau.

1934 : Développement de la chaudière Velox suralimentée. Environ 80 compresseurs/turbines à gaz furent installés

1937 : Mise en service du premier groupe compresseur/turbine à gaz "Houdry" auprès de Marcus Hook Refinery, PA, Etats-Unis d'Amérique. Puissance du groupe : 2000 KW.

1937:Commande portant sur le premier groupe de turbine à gaz à cycle simple : Mise en service de la première turbine à gaz de 4000 KW à la centrale de Neuchâtel.[1]

I.2 Définition de la turbine à gaz

Une turbine à gaz, appelée aussi turbine à combustion, est une machine tournante thermodynamique appartenant à la famille des moteurs à combustion interne dont le rôle est de produire de l'énergie mécanique (rotation d'un arbre) à partir de l'énergie contenue dans un hydrocarbure (fuel, gaz...).

Le turboréacteur est une turbine à gaz particulière qui utilise le principe de la réaction pour propulser certains types d'avions rapides.[2]

I.3 Composants d'une turbine à gaz

I.3.1 Compresseur

Il augmente la pression de l'air lorsqu'il entre dans la chambre de combustion du générateur de gaz. Remarque : l'air est comprimé afin d'optimiser le processus de combustion. En effet, l'énergie libérée est proportionnelle à la masse et, par conséquent, à la pression de l'air.[3]

I.3.2 Chambre de combustion

Elle fournit un espace pour la combustion et l'injection du combustible. L'air sortant du compresseur est mélangé au combustible dans la chambre de combustion. Le mélange de combustible est ensuite allumé et brûlé. Cela augmente l'énergie thermique afin d'élargir la quantité d'air et d'accélérer l'écoulement massique des gaz chauds dans la turbine.[4]

I.3.3 Turbine

Elle extrait l'énergie cinétique provenant des gaz en expansion et convertit l'énergie en puissance sur l'arbre afin d'entraîner le ou les compresseurs.[4]

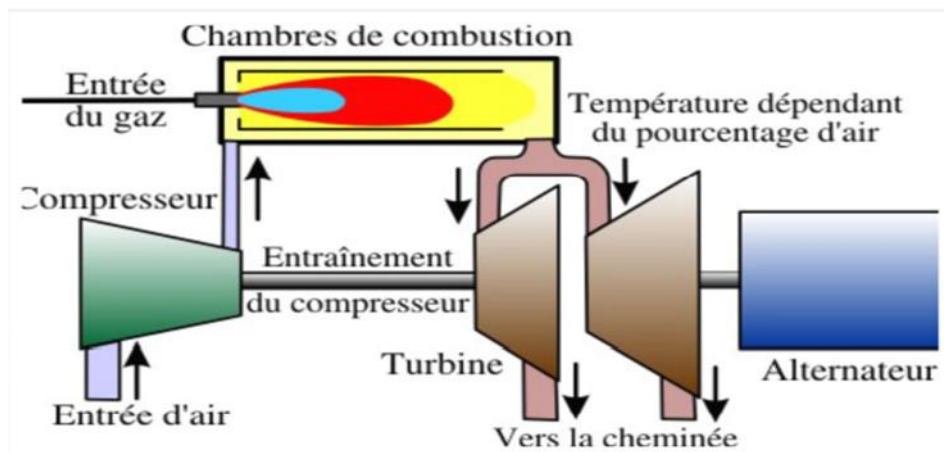


Figure I.1: Les éléments de la turbine à gaz.

I.4 Principe de fonctionnement de la turbine à gaz

Une turbine à gaz fonctionne de la façon suivante :

- Elle extrait de l'air du milieu environnant ;
- Elle le comprime à une pression plus élevée ;
- Elle augmente le niveau d'énergie de l'air comprimé en ajoutant et en brûlant le combustible dans une chambre de combustion ;

- Elle achemine de l'air à pression et à température élevées vers la section de la turbine, qui convertit l'énergie thermique en énergie mécanique pour faire tourner l'arbre ; ceci sert, d'un côté, à fournir l'énergie utile à la machine conduite, couplée avec la machine au moyen d'un accouplement et, de l'autre coté à fournir l'énergie nécessaire pour la compression de l'air, qui a lieu dans un compresseur relié directement à la section turbine ;
- Elle décharge à l'atmosphère les gaz à basse pression et température. [5]

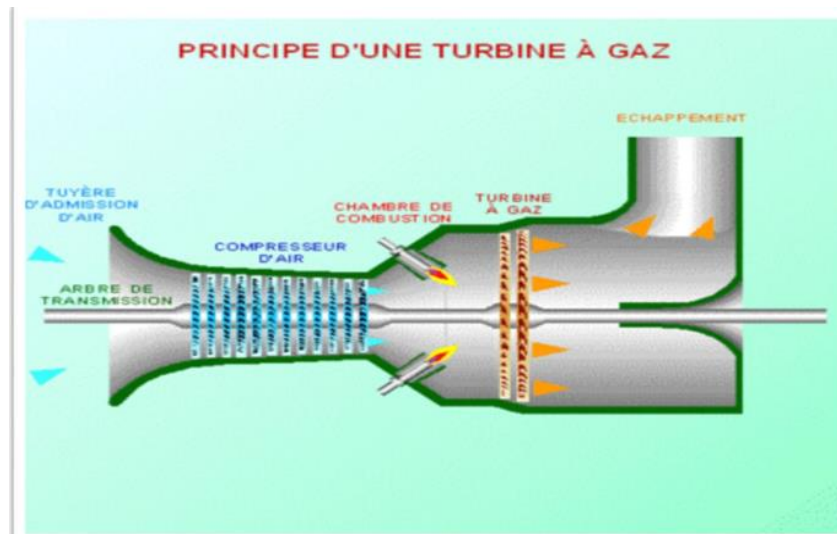
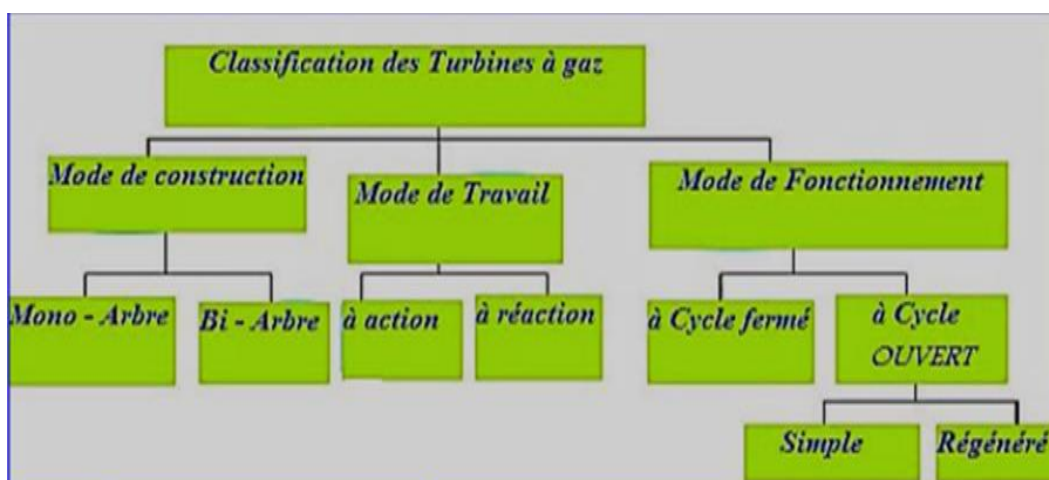


Figure I.2: Principe de fonctionnement d'une turbine à gaz.

I.5 Classification de turbine à gaz

Pour classer les turbines gaz on trouve trois modes de classification selon l'organigramme suivant :



I.5.1 Mode de construction

- Turbine mono-arbre : le compresseur et la section de la turbine sont montés sur un même arbre ce qui permet à l'ensemble de tourner à la même vitesse.
- Turbine bi-arbre: les deux sections de turbine ne sont pas reliées mécaniquement ce qui leur permettent de tourner à des vitesses différentes.

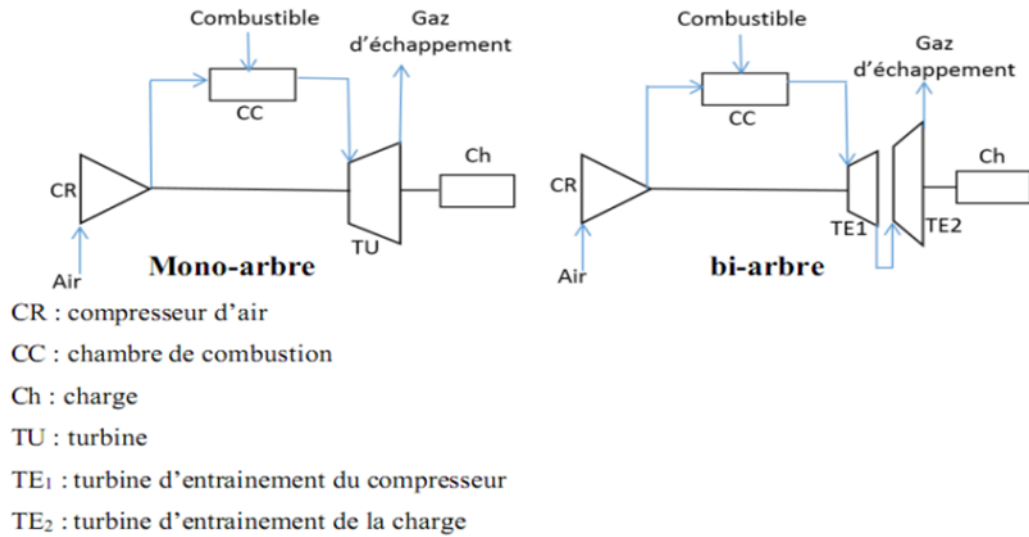


Figure I.3: Turbines à gaz à un arbre et à deux arbres.

I.5.2 Mode de travail

On distingue deux types de turbine :

- Turbine à action: dans laquelle la transformation thermodynamique (la détente) se fait uniquement dans les canaux fixes, les canaux mobiles jouent le rôle de transformer l'énergie cinétique acquise par la détente en travail mécanique communiqué au rotor
- Turbine à réaction : dans laquelle la détente se fait dans les canaux fixes et les canaux mobiles, le rotor se présente en générale sous la forme d'un tambour sur lequel sont fixées les aubes mobiles. Généralement, les derniers étages de la turbine multicellulaire à actions sont à réaction.

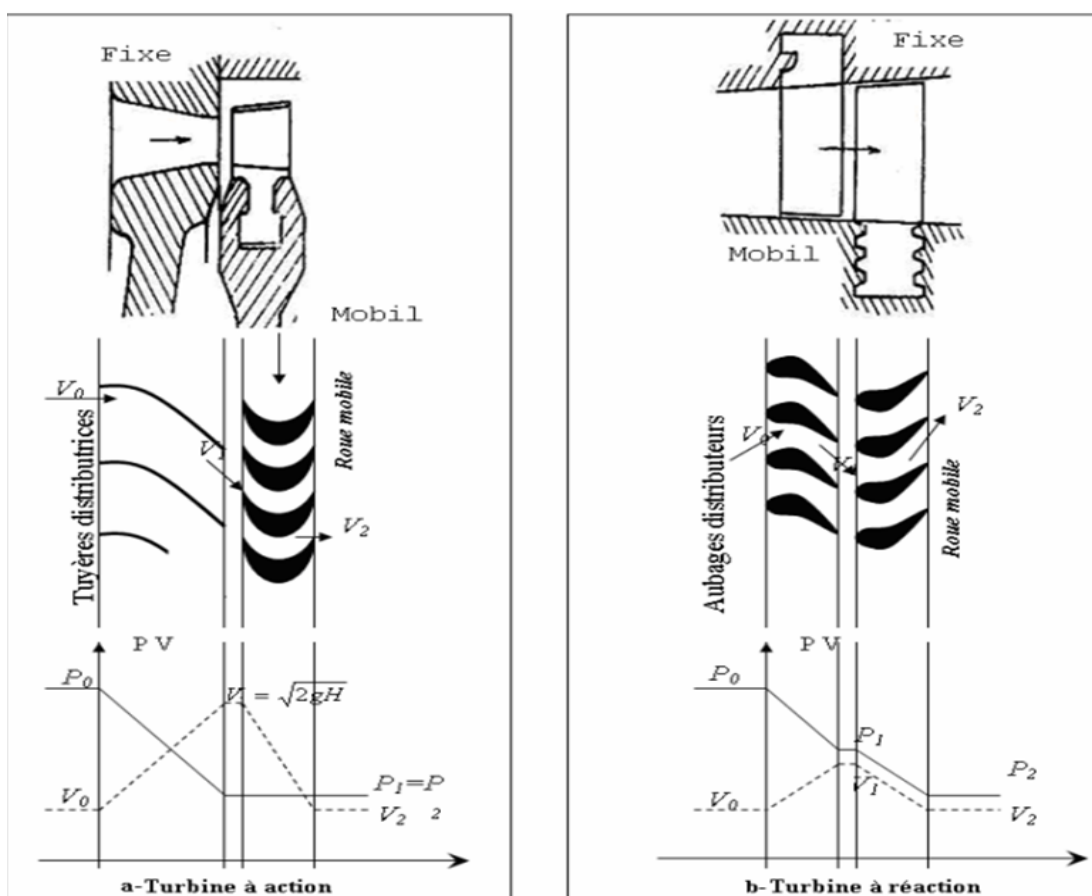


Figure I.2: Turbine à action et réaction.

I.5.3 Mode de fonctionnement thermodynamique

C'est pour ça il existe deux cycles thermodynamiques :

- Turbine à gaz à cycle fermé

Les gaz chauds provenant d'une chambre de combustion ou d'un réacteur peuvent être employés directement comme fluide de fonctionnement primaire c.-à-d. par l'extension dans une turbine à gaz, dans cette turbine le même fluide est repris après chaque cycle.

- Turbine à gaz à cycle ouvert

C'est une turbine dont l'aspiration et l'échappement dans l'atmosphère. Ce type de turbines qui est le plus répandu se divise en deux classes :

- ✓ Turbine à cycle simple : C'est une turbine utilisant un seul fluide pour la production d'énergie mécanique après la détente, les gaz sont perdus dans l'atmosphère à travers la cheminée
- ✓ Turbine à cycle régénéré : C'est une turbine dont le cycle thermodynamique fait intervenir plusieurs fluides dont le but est d'augmenter le rendement de l'installation.

I.6 Domaines d'application des turbines à gaz

De nos jours la turbine à gaz connaît une large utilisation et dans différents domaines et en particulier dans le domaine des hydrocarbures à cause de leur grande gamme de puissance et leurs propres avantages. Les domaines d'application des turbines à gaz se divisent en deux catégories :

I.6.1 Domaines fixes (utilisation industrielle)

- Entraînements des compresseurs.
- Entraînements des pompes.
- Entraînements des alternateurs.

I.6.2 Domaines mobiles

- Pour la traction automobile
- Pour la traction ferroviaire.
- Pour l'application marine.
- Pour l'aviation (turboréacteur et turbo hélice). [7]

I.7 Aube de turbine

I.7.1 Description

Dans les turbines à gaz la contrainte technologique majeure concerne la température maximale que peuvent supporter tant les éléments de la chambre de combustion que le premier étage de la turbine qui sont soumis au flux des gaz d'échappement. Les pièces les plus exposées sont en particulier les aubes du rotor turbine qui sont très difficiles à refroidir et particulièrement sensibles à l'abrasion, il importe donc d'utiliser un combustible très propre (absence de particules et de composants chimiques susceptibles de former des acides) et de limiter la température en fonction des caractéristiques mécaniques des aubages. Le problème d'autant plus difficile à résoudre que les formes des tuyères fixes et des aubes mobiles des turbines sont très complexes. La turbine à gaz comporte deux couronnes d'aubages ; l'une fixe, l'autre mobile et des capacités qui assurent l'alimentation en fluide ainsi que son échappement. Cet ensemble d'organes constitue un étage ou une cellule de turbomachine. La partie active de la turbine est constituée par la roue au rotor qui porte les aubages mobiles appelés encore aubes, pâles ou ailettes et tourne à vitesse angulaire que l'on supposera constante autour d'un axe. L'espace compris entre deux aubages mobiles constitue un canal mobile ou sous la réserve d'effets in stationnaires, l'écoulement est considéré comme permanent par rapport à un repère solide du rotor, les aubages mobiles ont une forme aérodynamique très complexe. La couronne d'aubages mobiles qui est portée par une roue animée d'un mouvement de rotation à vitesse angulaire constante opère un échange d'énergie mécanique entre le fluide et l'arbre, l'écoulement relatif à l'espace tournant y est globalement permanent : Les couronnes d'aubages qu'elles soient fixe ou mobiles sont fréquemment appelées grilles d'aubes, le rôle des aubes du rotor est de convertir de l'énergie cinétique des gaz chauds sortants de la chambre de combustion en une énergie mécanique. [8]

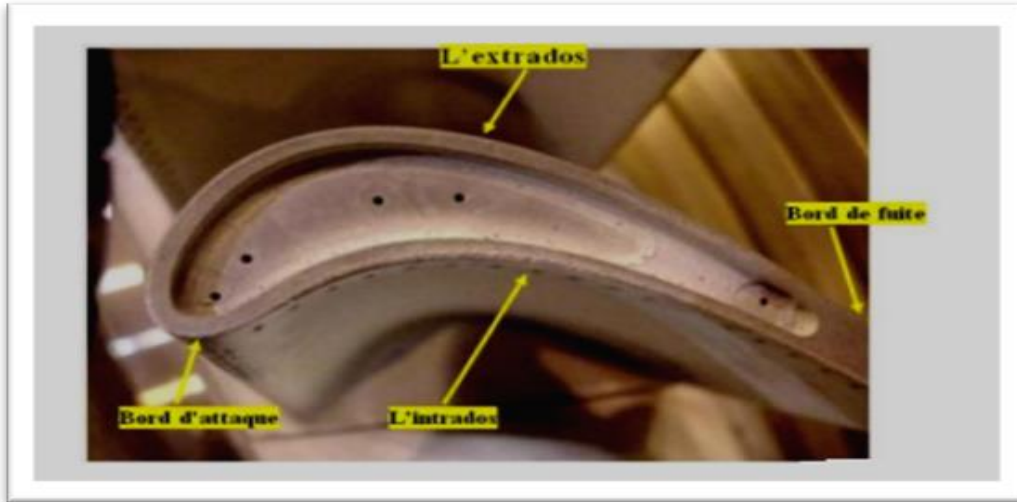


Figure I.3: Profil d'une aube de turbine à gaz.

I.7.2 Les aubes du rotor

Comme une aile, une aube est composée d'un bord d'attaque d'une âme et d'un bord de fuite, et son profil est optimisé pour respecter le domaine d'utilisation de l'étage du compresseur auquel elle appartient. [9]

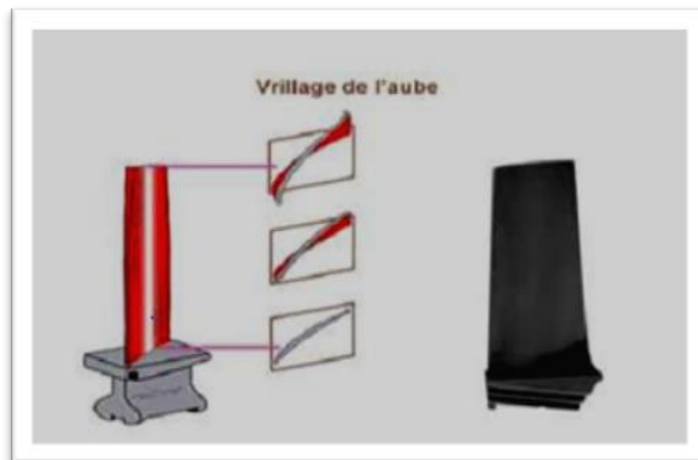


Figure I.4: Aube de rotor.

I.7.3 Aubes de stator

Comme les aubes du rotor, les aubes de stator ont une forme de profil d'aile. En outre, l'angle d'attaque des aubes de stator peuvent être fixes ou variables. Ces aubes à calage variable sont portées par le carter du stator et sont réglables en position autour de leurs axes pour optimiser l'écoulement des gaz. L'angle d'attaque des aubes est contrôlé en fonction des conditions de fonctionnement par un système d'asservissement qui commande

le déplacement d'une couronne rotative, extérieure au carter et reliée aux dites aubes par des biellettes respectives.

Le système d'asservissement peut être électrique, pneumatique ou hydraulique, il est commandé par l'unité de commande de carburant.

Ci-dessous en bleu les aubes du stator (redresseur) et en rouge les aubes du rotor

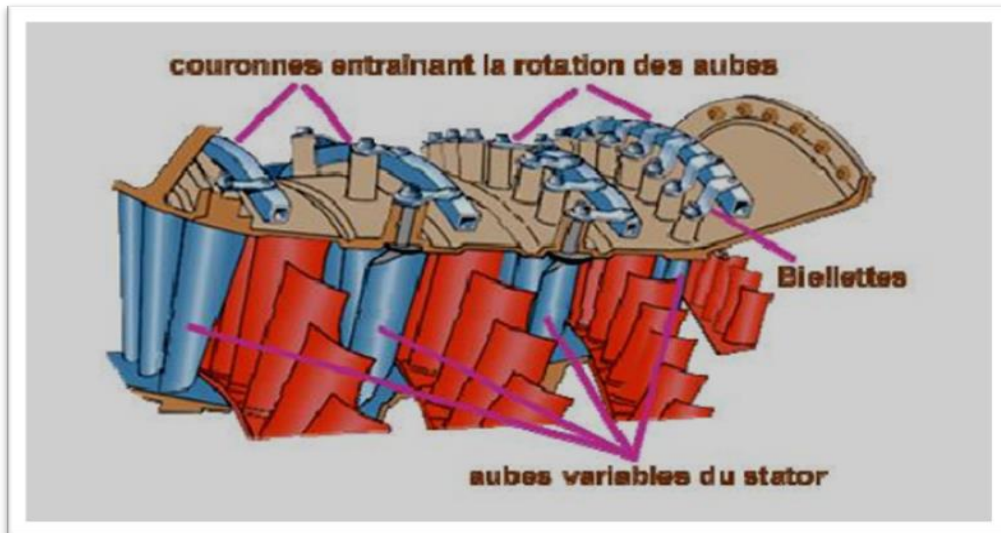


Figure I.5: Aubes de rotor et aubes de stator.

Les aubes de stator peuvent être fixées directement sur le carter du compresseur ou par un anneau de retenue qui est fixé sur le carter de stator. La plupart des aubes de stator sont fixées par groupes (5 à 6 aubes) avec un pied en queue d'aronde. Ci-dessous à gauche les aubes du redresseur (stator) sont fixées directement sur le carter de compresseur, à droite, les aubes sont fixées au carter par une bague de retenue.[9]

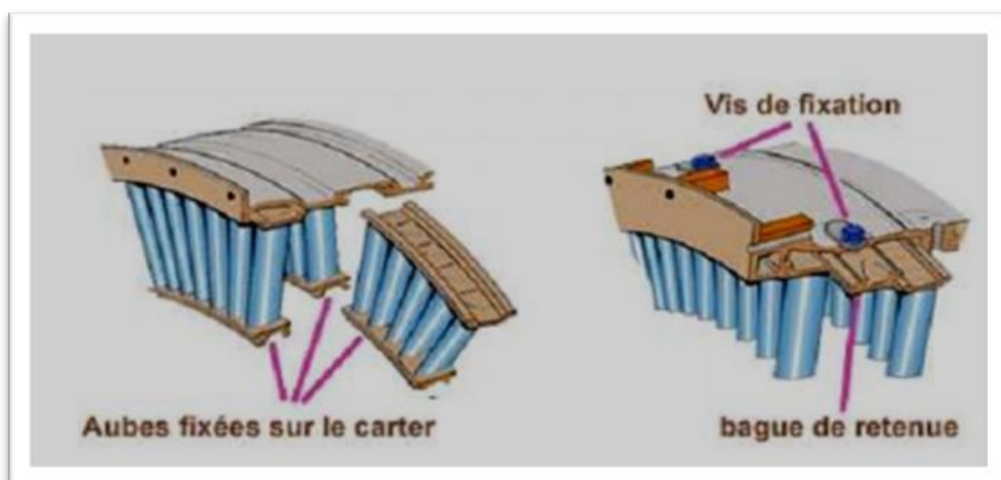


Figure I. 6: La fixation d'aube sur le carter de stator.

I.7.4 Choix du matériau pour réalisation d’aube

Bien qu’il ait connu depuis longtemps que l’augmentation de la température d’entrée de turbine dans les résultats de moteurs aéronautiques dans les moteurs plus efficaces, les limites de fusion des métaux ont certainement restreint ces températures. Par conséquent, différents matériaux et revêtements résistants à la température ont été considérés. Un certain nombre d’alliages de revêtement d’aubes de turbine sont présentés dans la figure suivante.[9]



Figure I.7: Développement de matériaux d’aube depuis 1940 à notre jour.

I.7.5 Forme de l’aube

L’aube a une forme aérodynamique très complexe, elle se compose d’une section de profil d’aile dans le sens de l’écoulement des gaz, d’un joint en forme de queue d’aronde (pied au sabot) reliant l’aube au disque de turbine et souvent d’une jambe (barrière thermique) entre l’aile et la queue d’aronde permettant à la queue de fonctionner à une plus basse température que la racine de l’aile. [8]



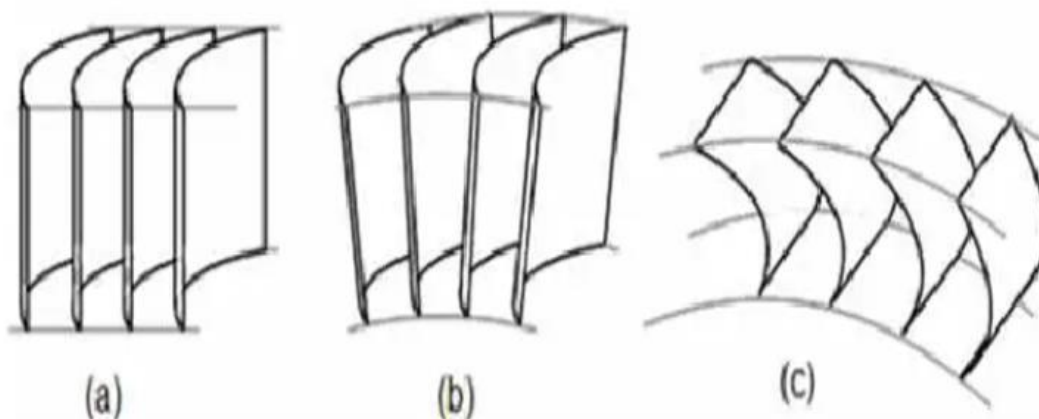
Figure I.8:Aube d'une turbine à gaz.

I.8 Grille d'aubes

On appelle une grille d'aube, un ensemble fixe ou mobile d'aubes (obstacles) placées les unes près des autres par un déplacement géométrique périodique, elle est utilisée pour guider l'écoulement du fluide et pour échanger l'effort mécanique avec lui

Les grilles d'aubes peuvent être

- Grille plane parallèle
- Grille plane radiale
- Grille cylindrique. [10]



a) Grille plane parallèle b) Grille cylindrique c) Grille plane radiale

Figure I.9:Différents types de grille d'aube

CHAPITRE II

REFROIDISSEMENT DES AUBES DES TURBINES À GAZ

CHAPITRE II

II.1 Introduction

Les turbines à gaz nécessitent une étude approfondie de leur comportement thermique car elles sont plus sensibles aux gaz chauds de la chambre de combustion. La chaleur transférée aux aubes augmente également de manière significative, ce qui conduit à leur défaillance ou peut être à leur destruction. Il est alors nécessaire de choisir un système de refroidissement avancé capable de le maintenir les pales en leur bon état. Il existe de nombreuses méthodes de refroidissement parmi lesquelles, le refroidissement par impact de jets et par film. Le premier cas consiste à créer un agencement spécial à l'intérieur des pales de manière à créer des jets internes et à refroidir l'intérieur de l'aube. Le deuxième cas (par film), consiste à former un film d'air sur la paroi de l'aube, cet air de refroidissement est prélevé directement à la sortie du compresseur et est injecté par des rangées de trous placés dans les zones critiques de l'aube à refroidir. Ainsi, l'air injecté forme une fine couche à la surface de l'aube, qui l'isole » des gaz chauds. Ce cas apparaît actuellement comme le meilleur système de refroidissement des turbines.

II.2 Phénomène de transfert de chaleur dans les turbines

L'échange de chaleur dans un étage de turbine est influencé par plusieurs paramètres ce qui nécessite la collecte d'informations détaillées sur le champ d'écoulement.

L'écoulement est caractérisé par des régions à gradients de pression variables causant d'importantes accélérations et décélérations, sous certaines conditions, des régions de séparation peuvent apparaître. Certaines turbines opèrent sous des conditions transsoniques où les interactions ondes de chocs- couches limites peuvent influencer considérablement le flux de chaleur.

D'autres parts, la masse des gaz venant de la chambre de combustion à grande vitesse tend à provoquer une transition rapide qui à son tour modifie considérablement les échanges de chaleur dans les deux zones laminaire et turbulente. Dans les conditions de fonctionnement réelles, le caractère 3D de l'écoulement engendre d'autres modifications au champ de températures et par conséquent au flux de chaleur. Le refroidissement des aubes quant à lui modifie complètement les mécanismes d'échanges de chaleur dans les étages de turbines. En résumé, il est possible d'isoler un certain nombre d'effets différents qui sont importants et à

prendre en considération lors de l'étude d'un problème thermique en turbomachines [11], à savoir :

- L'instationnarité due au caractère multi étage de la turbine
- Gradients de pression
- Cambrure
- Intensité de la turbulence
- Chocs- compressibilité
- Ecoulement secondaire et effets 3D. [10]

D'autre part, il est possible, du point de vue écoulement, de diviser le champ d'écoulement en plusieurs zones à savoir :

- Région d'arrêt (stagnation région)
 - Région laminaire
 - Région de transition
 - Région turbulente
 - Région de séparation et de ré-attachement
-
- Région de stagnation

La région de stagnation est une région très critique du point de vue transfert de chaleur, c'est la région où la couche limite commence à se développer et influence l'échange de chaleur sur l'aube. Le transfert de chaleur dans cette zone peut devenir très important, et elle est souvent la région où le flux de chaleur est maximal. Le transfert de la chaleur dans cette région dépend beaucoup de la turbulence d'entrée. Pratiquement un haut niveau de turbulence de l'écoulement libre (plus que 10%) peut augmenter le transfert de la chaleur dans la région de stagnation par 50% comparés au niveau de la partie laminaire. [10]

- Régions Laminaires

Le flux de la chaleur dans la couche limite laminaire est inférieur par rapport à celle turbulente. L'état le plus critique dans la partie laminaire de la couche limite est certainement quand elle devient turbulente. Dans la couche limite laminaire, il y a une relation directe entre le frottement et le profil de vitesse et le profil de la température et le transfert de la chaleur. Ça veut dire, que dans le cas laminaire simple. L'accouplement entre température et vitesse à travers une variation de la densité peut être négligé, le problème de la maîtrise du transfert de chaleur dépend essentiellement du phénomène de frottement. [10]

- Région transitionnelle

Quand on parle au sujet de la région transitionnelle pour le transfert de la chaleur dans l'aube de la turbine, on fait habituellement référence à la transition qui se produit sur l'extrados. Il y a bien sûr aussi une transition qui se produit sur l'intrados, mais elle a, habituellement, un effet moins dramatique sur le transfert de la chaleur, car l'accélération près du bord de fuite a tendance à cacher la transition sur le côté l'intrados.[10]

- Région turbulente

La région turbulente sur le côté de l'extrados n'est pas influencée habituellement beaucoup par l'écoulement libre. La courbure de l'aube peut être importante quelquefois, notamment pour les aubes avec courbure très concave, Cela mène à un transfert de la chaleur diminué. Par exemple, l'expérience montre que le transfert de la chaleur peut être réduit de 15% à 20% sur une surface concave comparée au même cas de la plaque plane. [10]

- Région séparée avec ré-attachement

Les régions séparées affectent le transfert de chaleur naturellement. La séparation considérable peut être réalisée par un gradient de pression adverse trop fort, qui se présente sous certaine condition. Elle se produit souvent près de la pointe sur le côté de l'intrados ou près du bord de fuite sur le côté de l'extrados. [10]

II.3 Nécessité du refroidissement

Il est connu que la puissance de la turbine dépend de la température des gaz à l'entrée de celles-ci. Ainsi pour augmenter la puissance, les lois thermodynamiques (théorème de Carnot) ont conduit à rechercher une température d'entrée turbine (TET) la plus élevée possible. [10]

Le niveau de température est cependant limité à durée de vie donnée, par la technologie disponible. Un volume important de travaux de recherche est donc à réaliser dans le but de repousser les barrières technologiques car les matériaux utilisés doivent supporter à la fois :

- Les températures élevées.
- Les contraintes (mécaniques thermique chimiques). [10]

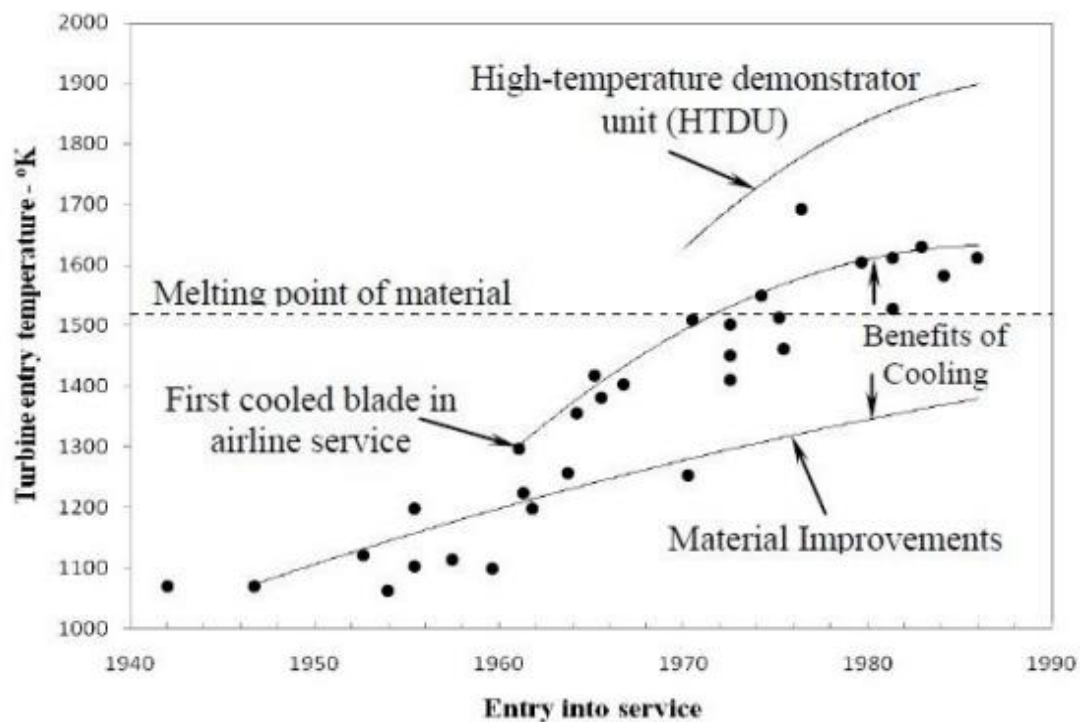


Figure II.1: Evolution de la température d'entrée turbine.

Les parties de turbine à gaz qui ont reçu un intérêt particulier par le refroidissement sont les aubes de turbines. Celles-ci peuvent être refroidies par différentes méthodes.

Chacune d'elles utilise un fluide de refroidissement qui passe à travers l'aube afin que celle-ci garde sa résistance.

L'efficacité des circuits de refroidissement doit être maximale car un prélèvement sur le cycle de l'air nécessaire au refroidissement, s'accompagne d'une perte de rendement global, c'est là encore un domaine de prédilection pour l'aérodynamique et ses méthodes de simulation numérique.

Les critères d'un bon refroidissement découlent des principes de transfert de chaleur dans une conduite fermée. Par conséquent pour obtenir un grand échange de chaleur dans de tels systèmes, il est nécessaire de satisfaire les deux exigences suivantes :

- Un écoulement du fluide de refroidissement bien étudié.
- Une grande surface d'échange. [10]

II.4 Systèmes de refroidissement par air

Les techniques de refroidissement par air ont évolué au cours de ces dernières décennies, mais le principe est resté inchangé : il s'agit d'utiliser l'air présent autour de la chambre, en l'injectant à l'intérieur.

La température de cet air de refroidissement est de l'ordre de 600 à 900 K suivant les moteurs et les régimes de fonctionnement. L'air injecté forme sur la paroi un film de protection aérodynamique qui isole la partie solide des gaz chauds. À l'origine, l'air de refroidissement était injecté par de simples fentes. Les évolutions technologiques ont consisté à rechercher des systèmes plus efficaces pour injecter cet air et maximiser les échanges entre l'air froid et la paroi. Différents systèmes de refroidissement ont été mis au point par les constructeurs. La (figure 1.2) représente les schémas de quelques-uns de ces systèmes. Le plus simple consiste à injecter l'air par une fente percée dans la paroi. Ce système est efficace en aval de la zone d'injection. La protection de la paroi est toutefois limitée, car le film de refroidissement ainsi créé se mélange très rapidement à l'écoulement principal. Le refroidissement par air injecté au travers d'une fente sera appelé par la suite refroidissement par film (figure 1.2a). Une autre version consiste à injecter l'air par une rangée de perforations plutôt que par une fente. Cette version du refroidissement par film est couramment utilisée pour refroidir les aubes de la turbine.

Le meilleur système de refroidissement est en réalité basé sur l'utilisation d'un matériau poreux qui laisse passer l'air frais partout où le refroidissement est nécessaire : c'est le refroidissement par transpiration (figure 1.2b). Malheureusement, ce système idéal est inutilisable en pratique dans les turbines à gaz aéronautiques pour des raisons économiques et technologiques : les matériaux poreux coûtent cher et leur résistance mécanique reste faible.

Le refroidissement par transpiration n'est donc pas utilisé mais son principe est à l'origine des systèmes de refroidissement par effusion discrète, c'est-à-dire en injectant de l'air par des petits orifices. C'est le principe de la multi-perforation (voir figure 1.2c) : la paroi est percée de perforations de petit diamètre (typiquement 0.5 mm), par lesquelles l'air est injecté. Les jets ainsi créés coté chambre de combustion coalescent et forment le film de protection à la paroi. La multi-perforation reprend le principe du refroidissement par transpiration à travers un poreux, puisqu'elle protège la zone dans laquelle elle est utilisée, et pas uniquement en aval, comme dans le cas du refroidissement par film. Ce système de refroidissement permet de combiner les effets de la convection coté contournement de la chambre de combustion (à l'extérieur), la convection interne à travers les perforations, et la formation d'un film de protection à la paroi coté chambre de combustion [12].

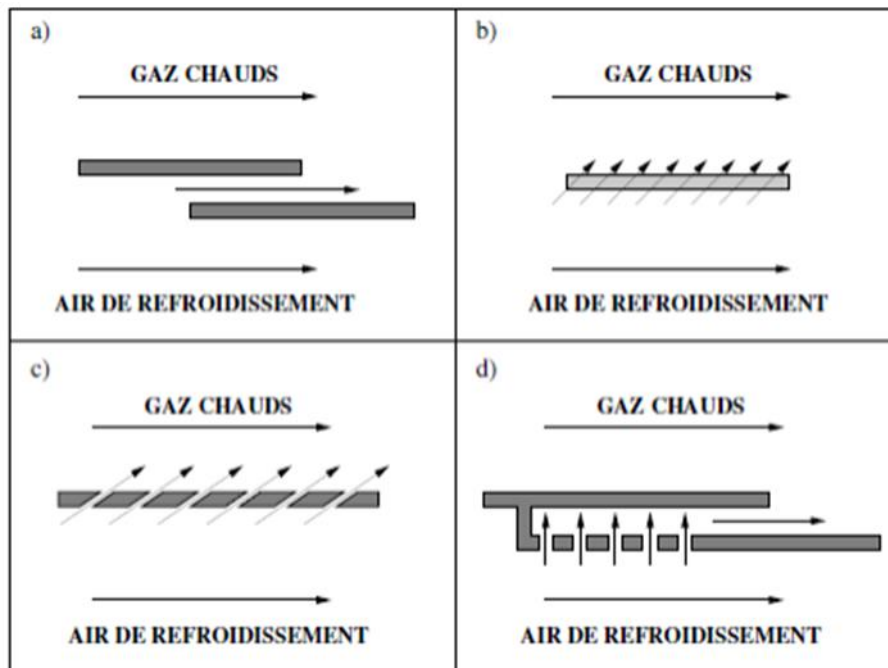


Figure II.2: Exemples de systèmes de refroidissement.

II.5 Technique de refroidissement

II.5. 1 Refroidissement par film

Le refroidissement par film est probablement la méthode de refroidissement des aubes de turbines la plus rentable utilisée dans la technologie des turbines à gaz. Cette technique est apparue dans les années 60, elle consiste à émettre de l'air de refroidissement par des rangées de trous, ou des fentes, perpendiculaires au trajet des gaz de combustion pour qu'un film protecteur de fluide "froid" se développe entre les gaz chauds et la paroi à refroidir. Cette protection se dégrade progressivement, de l'émission jusqu'au bord de fuite. La création du film perturbe la couche limite, et la compréhension des phénomènes thermiques qui s'y produisent constitue un champ de recherches important. Il est cependant difficile de reproduire les phénomènes qui ont lieu dans une turbine, spécialement ceux dus à sa grande vitesse de rotation [13]. Notons que ce mode de refroidissement sera donc l'objet que nous y sommes particulièrement intéressés

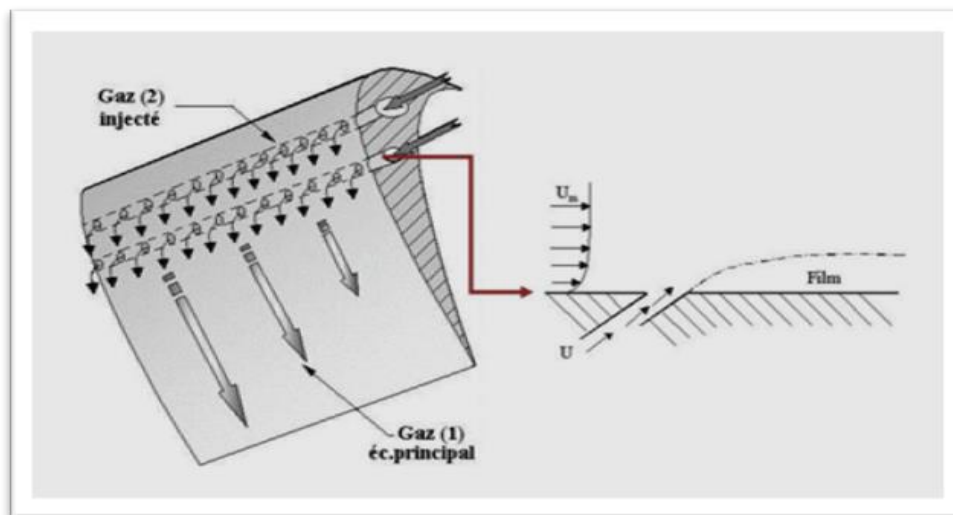


Figure II. 3: Principe du refroidissement par film.

II.5. 2 Refroidissement par impact de jets

Ce procédé est une amélioration du refroidissement par convection (figure II.4). Il est réalisé par un aménagement spécial à l'intérieur des aubes de telle manière à créer des jets internes permettant un refroidissement plus efficace que par convection. Cette technique est généralement utilisée dans la zone du bord d'attaque de l'aube, une région particulièrement vulnérable du fait qu'elle est exposée directement aux gaz à hautes températures. [13].

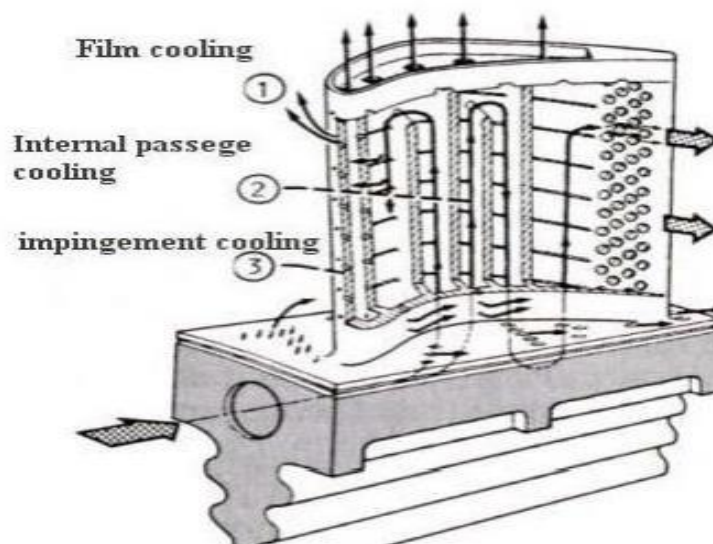


Figure II.4: Différents types de refroidissement d'une aube.

II.5. 3 Refroidissement par convection

C'est la plus simple technique à réaliser, et le premier procédé utilisé pour les premières générations des turbines à gaz. Le fluide refroidissant passe à plusieurs reprises à travers des conduites judicieusement aménagées dans le corps des aubes et du rotor. Il est ensuite éjecté par des trous positionnés sur les bords de fuites des aubes. Le refroidissement se fait alors par convection forcée [13].

II.5. 4 Refroidissement par transpiration

Pour ce fait, on utilise un matériau poreux permettant à l'air de refroidissement de s'infiltrer à travers les parois à refroidir. Ce procédé permet entre autres une distribution plus homogène du fluide refroidissant sur la surface que par le biais du refroidissement par film, d'où une meilleure efficacité de refroidissement. Néanmoins, à cause des difficultés de construction, ce procédé reste réservé à des applications très restreintes [14]

CHAPITRE III
SIMULATION
NUMÉRIQUE

CHAPITRE III

III.1 Introduction

L'utilisation de logiciels pour la résolution de problèmes physiques est de nos jours très fréquent. En effet, dans la plupart de ces problèmes, surtout la résolution de phénomènes (transfert de chaleur, rayonnement, changement de phase...) couplés à la mécanique des fluides n'est possible que sous certaines hypothèses simplificatrices qui ne permettent pas de faire une étude plus réelle des phénomènes physiques observés expérimentalement.[15]

III.2 Présentation de Gambit

GAMBIT est un logiciel de DAO (Dessin Assistée par Ordinateur) et de génération de maillage (Mailleur). Ce logiciel permet de réaliser des géométries en 2D et 3D et de construire le maillage. Gambit est largement répandus dans l'industrie (automobile aéronautique, spatiale...etc.) en raison de son interface graphique puissante, il permet aussi de réaliser tout type de géométries complexes (fixes ou mobile) associées a des maillages fixes ou adaptatifs. Il engendre des fichiers (*.msh) pour Fluent.[16]

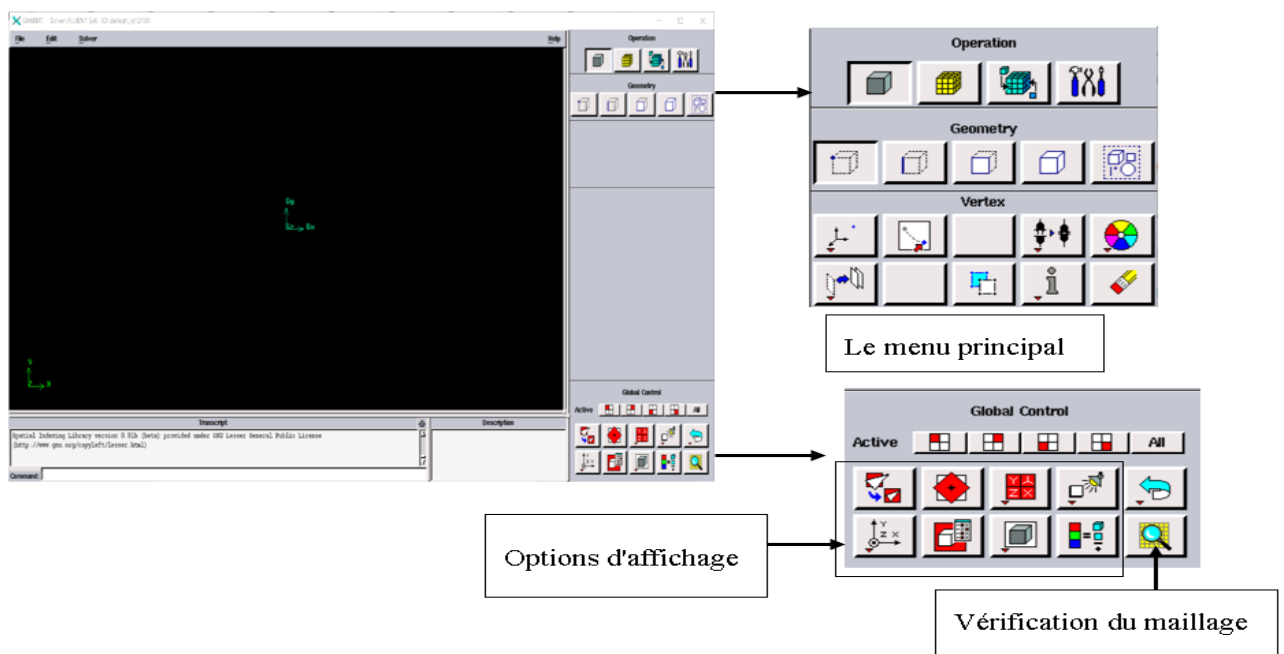


Figure III.1: Vue globale de Gambit.

III.2.1 Création des différents éléments de la géométrie

Pour la création de notre géométrie, on choisit l'opération géométrie, (voir figure III.2).

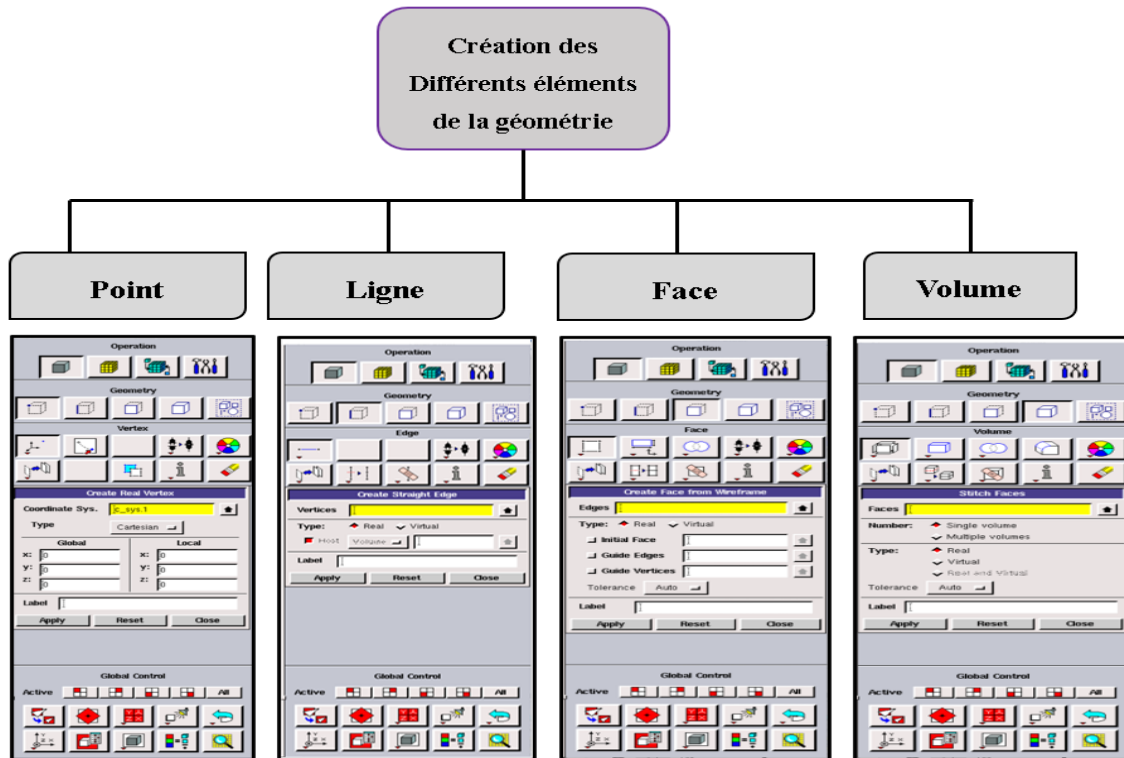


Figure III.2: Création des différents éléments de la géométrie.

III.2.2 Maillage sous GAMBIT

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculé. Un maillage de très bonne qualité est essentiel pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant et à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul. Pour mailler la géométrie, on procède par la sélection l'opération maillage, (voir figure III.3).[17]

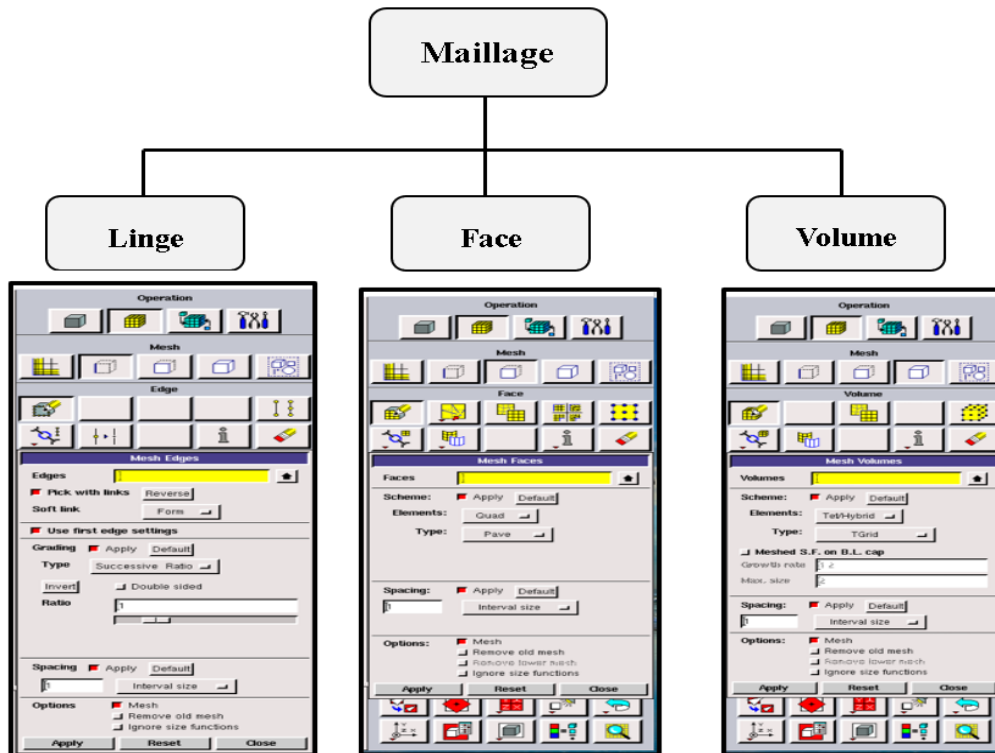


Figure III.3: Maillage sous GAMBIT.

III.2.3 Conditions aux limites

Ce menu permet de définir les conditions physiques aux limites du domaine, à savoir si les lignes (en 2D) ou les faces (en 3D) sont des entrées, des sorties de fluide, des surfaces libres, des axes de symétries, des murs... Ici on ne définit que la nature, les valeurs de ces conditions (vitesses, températures...) seront à définir sous Fluent. [18]

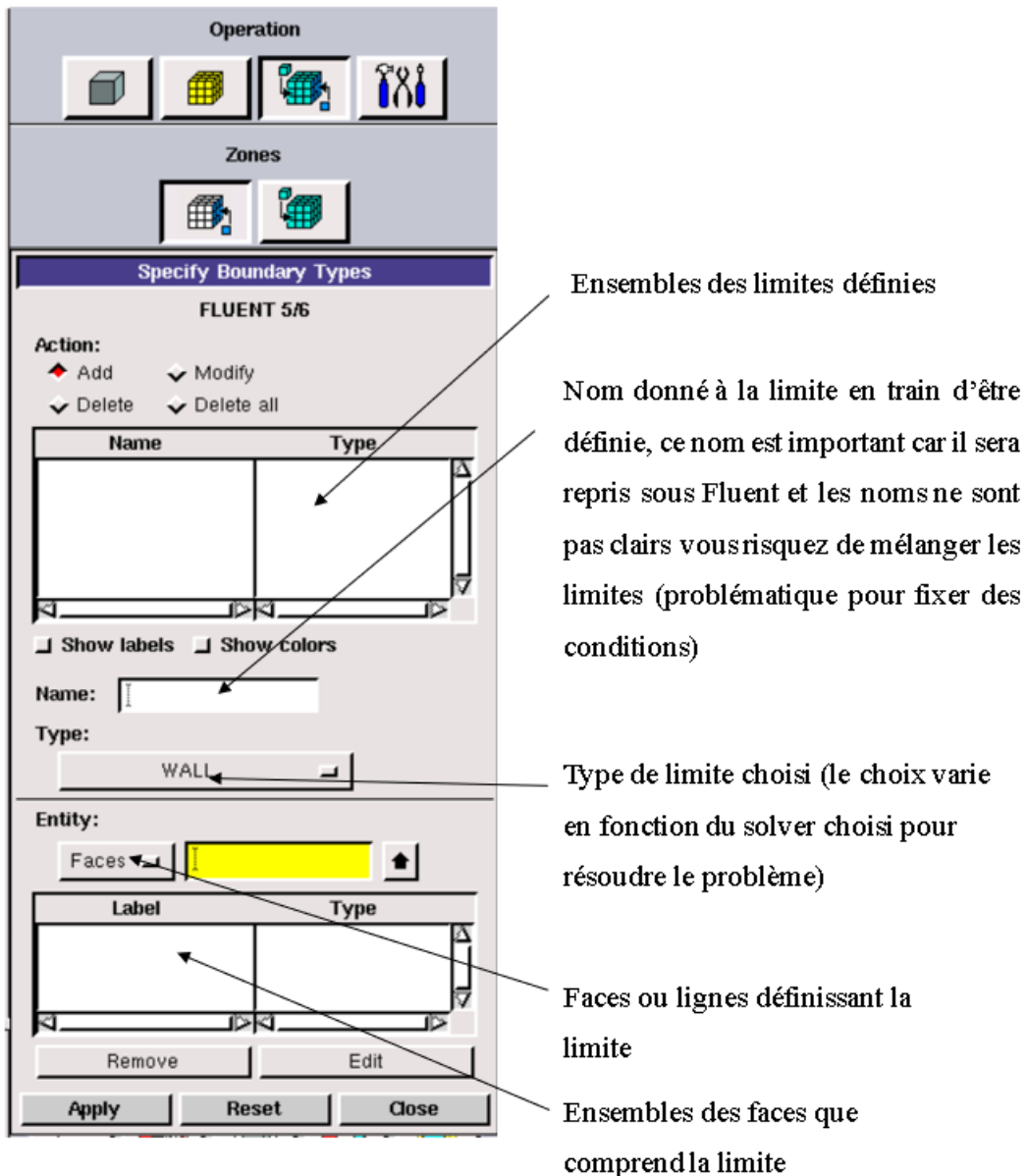


Figure III.4: Conditions aux limites.

Chaque face extérieure au domaine doit faire partie d'une limite pour que le maillage soit correct, sinon Gambit refusera de créer le point. msh utilisable par Fluent. L'icône bleu renvoie à un menu similaire à celui-ci, mais qui concerne le ou les fluides présents à l'intérieur du domaine. Si vous n'utilisez qu'un seul fluide, il n'est pas nécessaire de le définir (Fluent le reconnaît directement). En revanche, si vous avez deux fluides ou plus il est conseillé de les définir séparément. [18]

Les types de conditions aux limites usuels sont :

- Velocity inlet : utilisée pour les écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

- Pressure Inlet :utilisée pour les écoulements compressibles incompressibles.
- Mass Flow inlet : on impose un débit massique connu à l'entrée, il n'est pas nécessaire d'utiliser Mass flow inlet en écoulement incompressible.
- Pressure Outlet : Spécifie la pression statique de sortie. L'utilisation de Pressure Outlet sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition Pressure Outlet au lieu de Outflow a souvent comme conséquence une meilleure convergence.
- Outflow: l'Outflow est utilisée pour modéliser les sorties de fluide dont on ne connaît à priori les détails de la vitesse et de la pression à la sortie. Il n'est pas approprié pour les calculs suivants :
 - ✓ Si le problème possède une condition de pressure inlet
 - ✓ Si vous modélisez un écoulement compressible.
 - ✓ Si vous modélisez un écoulement instationnaire avec variation de la densité.
- Wall : est utilisé pour délimiter les régions solides des régions fluides. En général on utilise les propriétés d'une paroi lisse. Roughness Height =0 et Roughness Constant =0.5.[15]

III.3 Géométrie de l'aube et domaine de calcul

III.3.1 Importation des coordonnées des points dans Gambit

Le logiciel va nous apparaitre une courbe de profil NACA0012 de corde 1m et pour convertir la courbe en une esquisse que vous pouvez ensuite manipuler dans :

Gambit: File → Import ICEM Input →name NACA 0012.

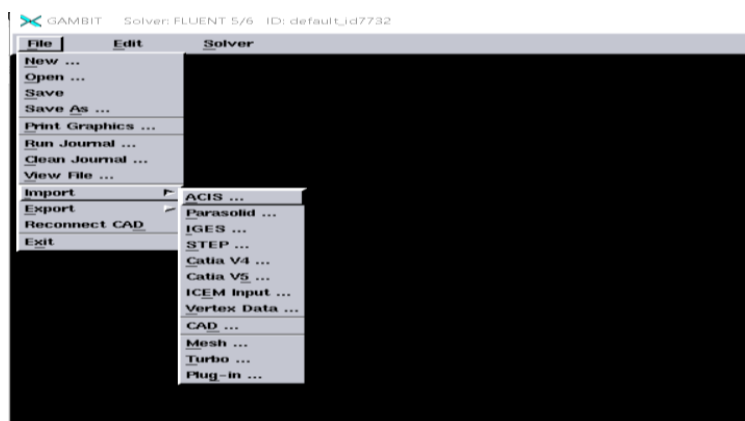


Figure III.5: Menu création des éléments de la géométrie.

III.3.2 Dessin de la géométrie d'une pale par gambit

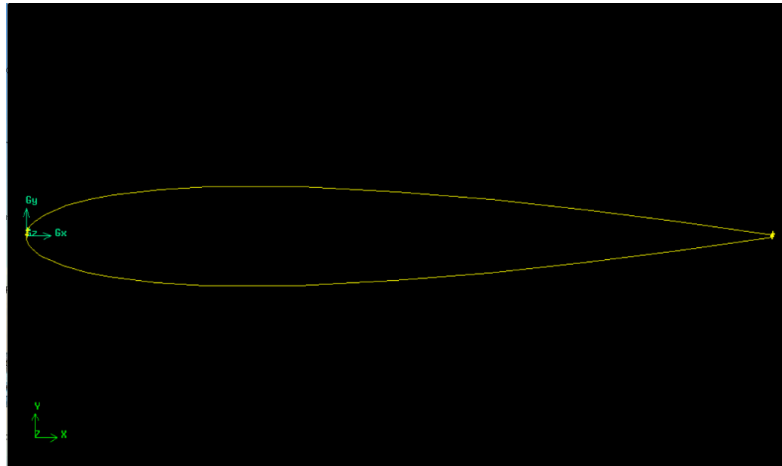


Figure III.6: la figure 2D de profil NACA0012.

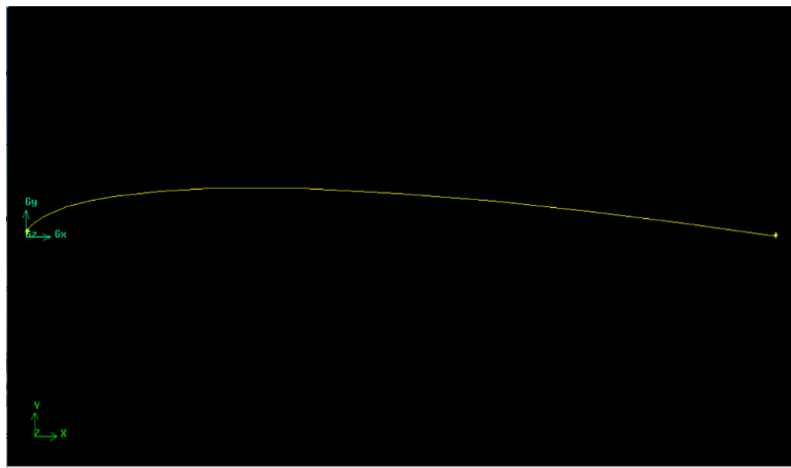


Figure III.7: la figure 2D de profil NACA0012EXTRADOS.

III.3.3 Création des différents éléments de la géométrie

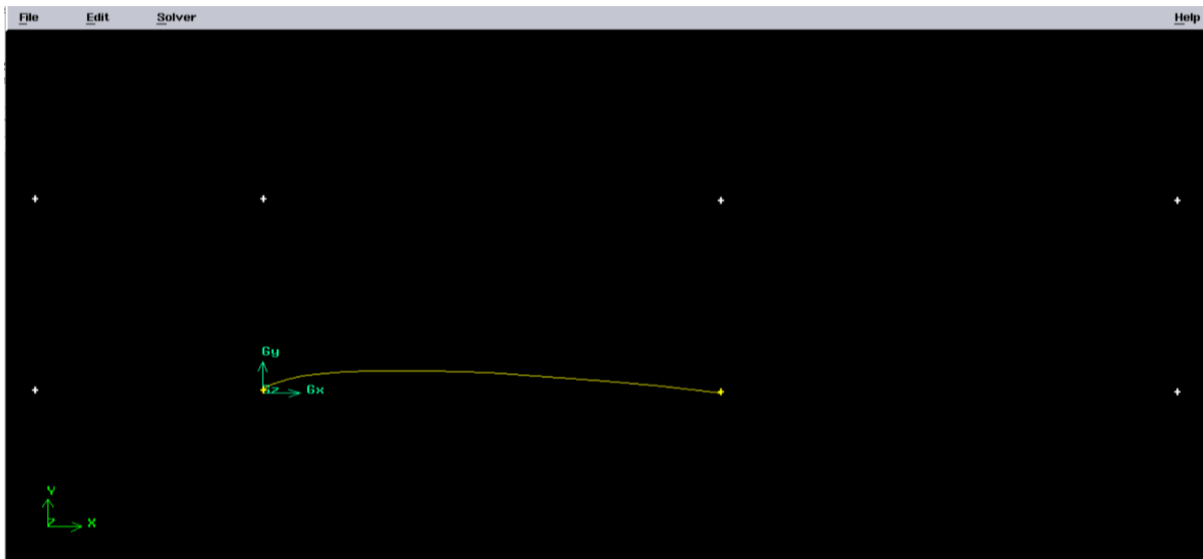


Figure III.8: Création des points.

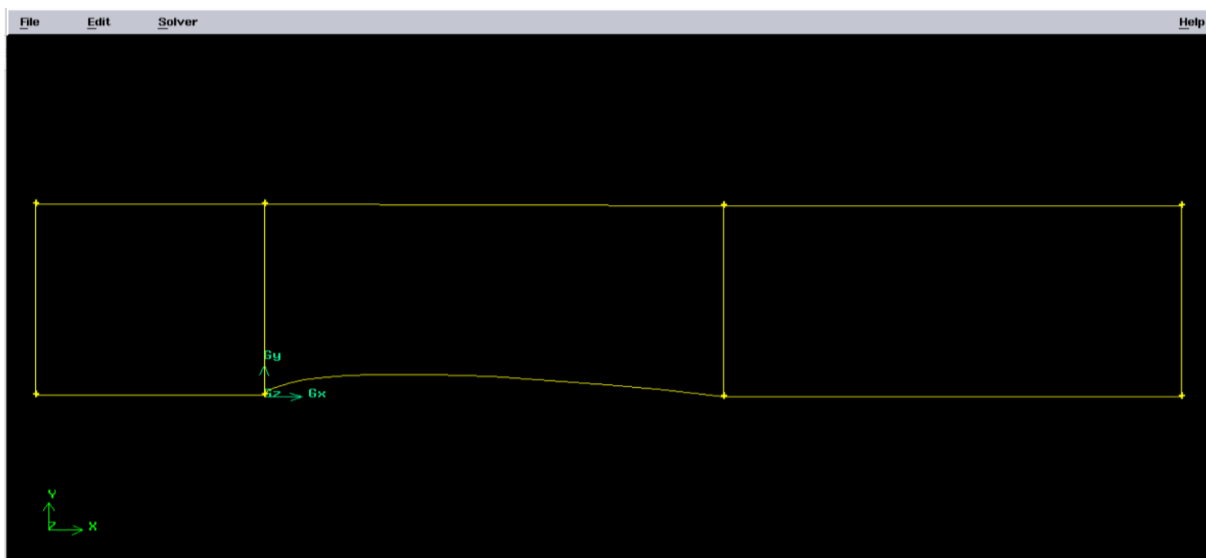


Figure III.9: Création des lignes de la géométrie.

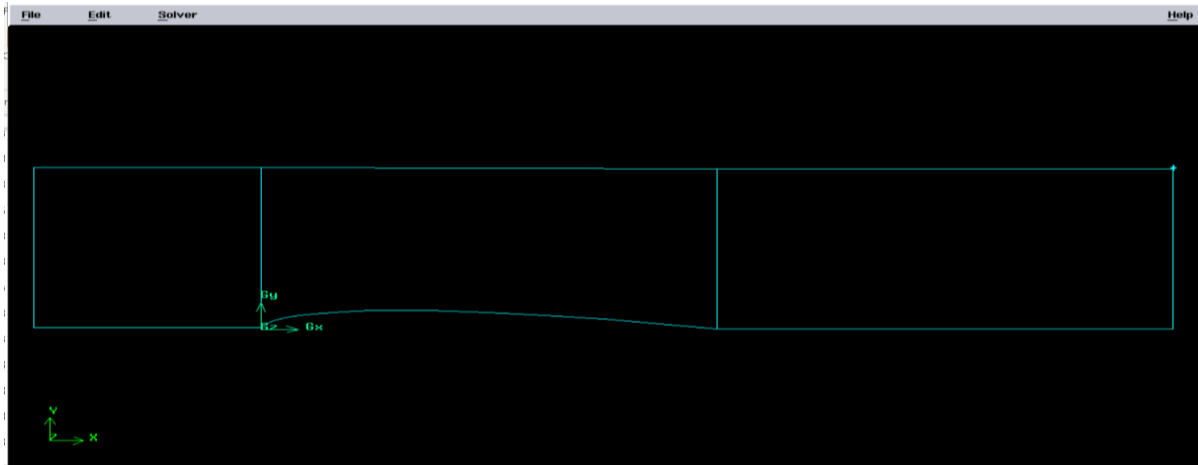


Figure III.10: Création des faces du domaine de calcul.

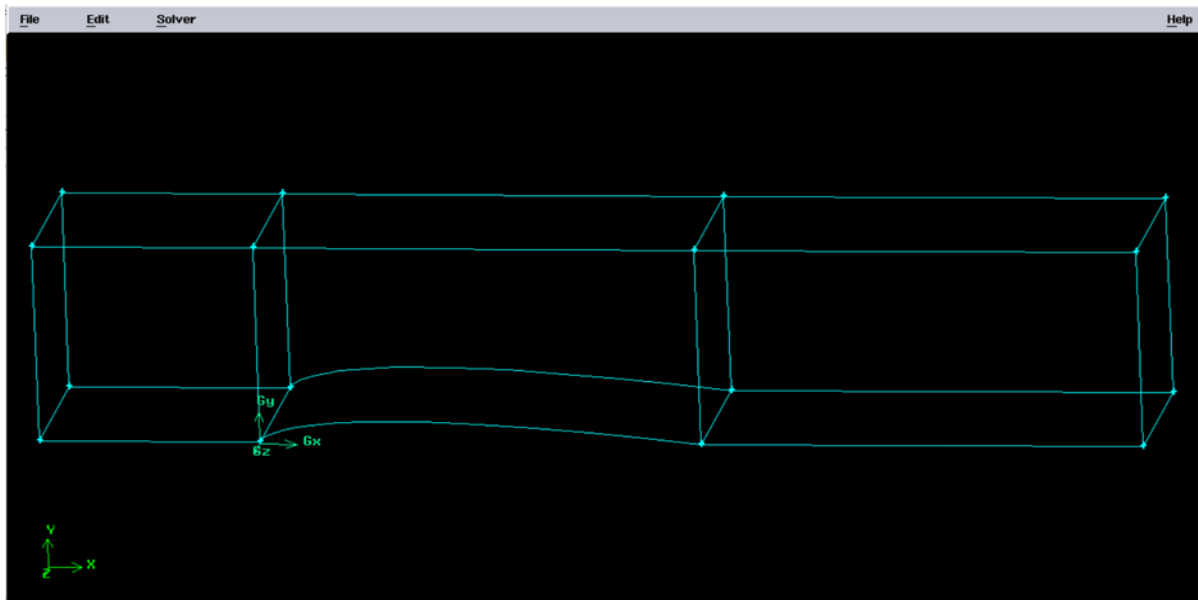


Figure III.11: Géométrie de l'aube en 3D.

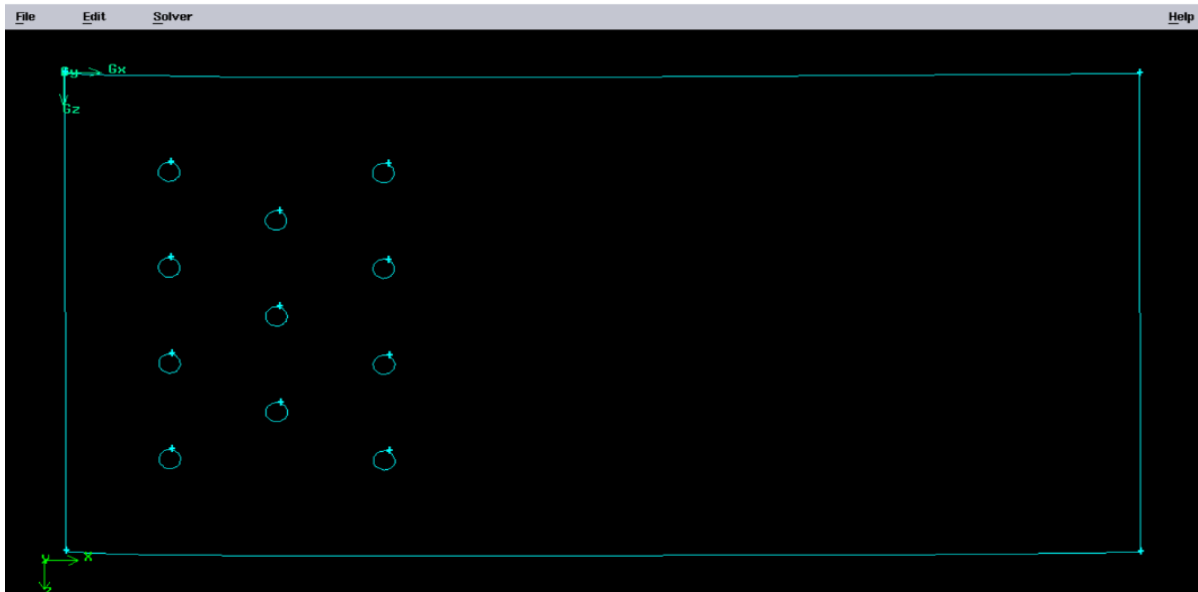


Figure III.12: Disposition des orifices de refroidissement de profil NACA0012EXTRADOS.

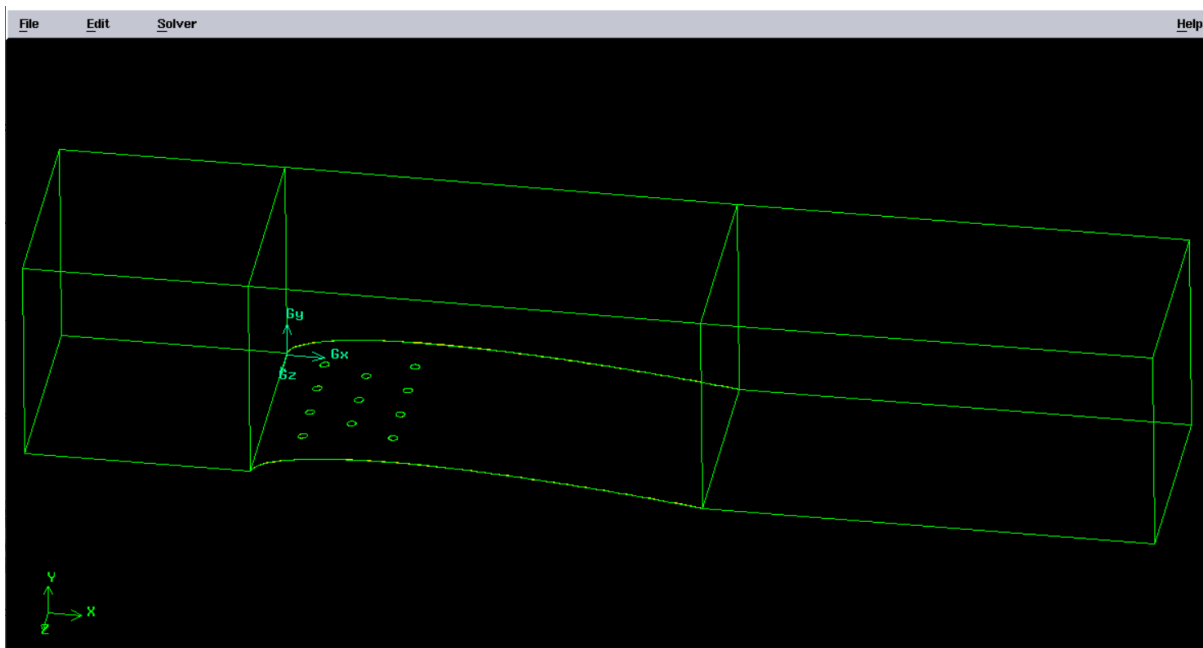


Figure III.13: Création des volumes.

III.3.4 Maillage

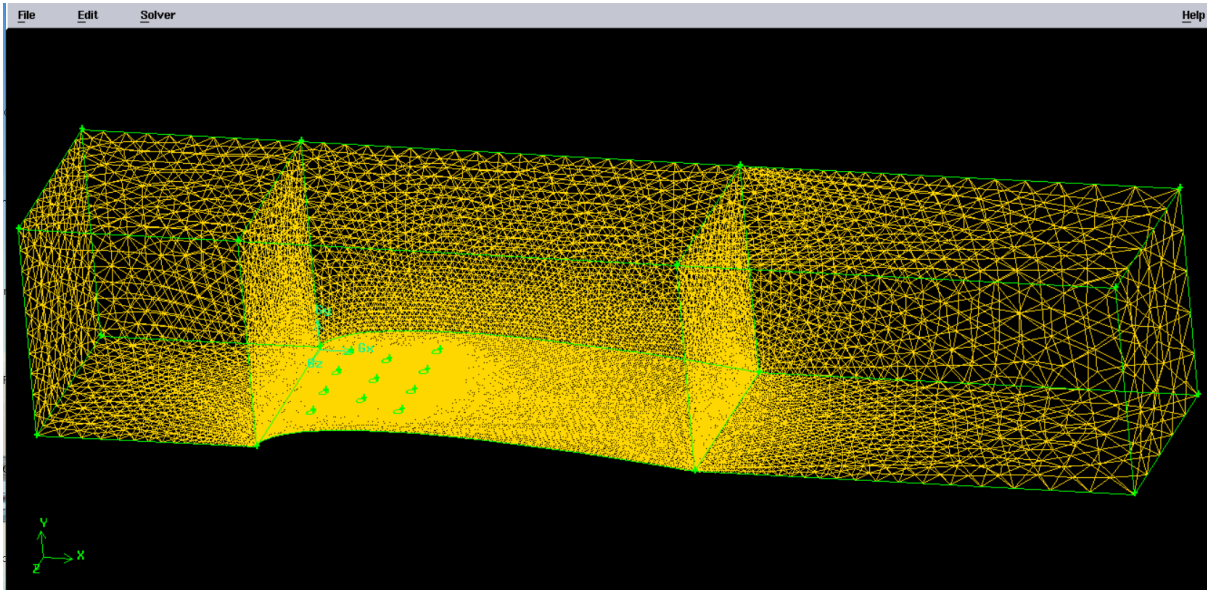
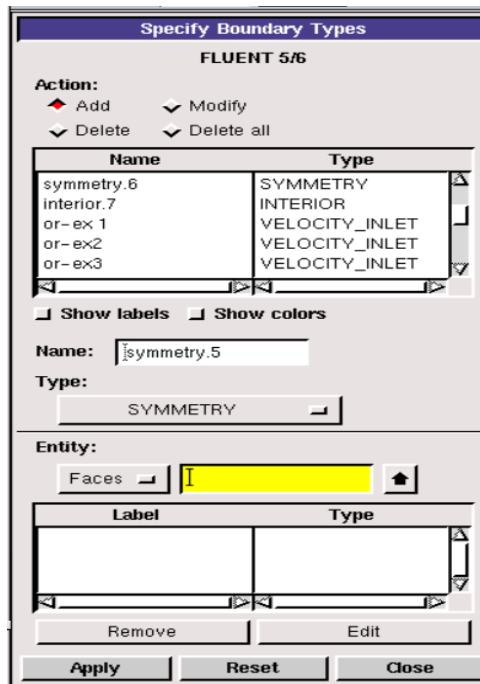
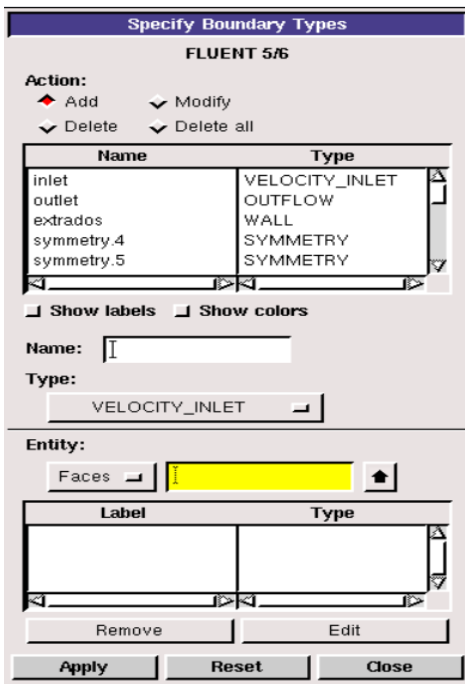


Figure III.14: Maillage de volume.

III.3.1 Conditions aux limites



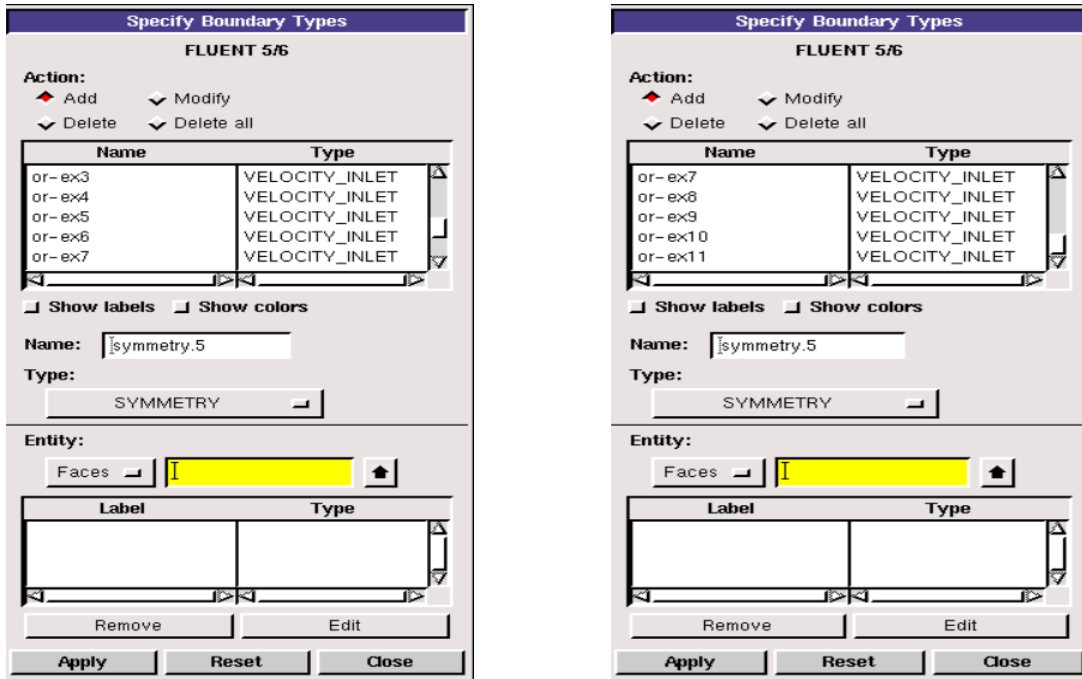


Figure III.15: Conditions aux limites dans 3D.

III.3.5 Exportation du maillage de Gambit

Une fois que la géométrie a été créée, que les conditions aux limites ont été définies, il faut exporter le maillage, en point.msh (mesh = maillage en anglais) pour que Fluent soit capable de le lire et de l'utiliser.

File → Export → Mesh

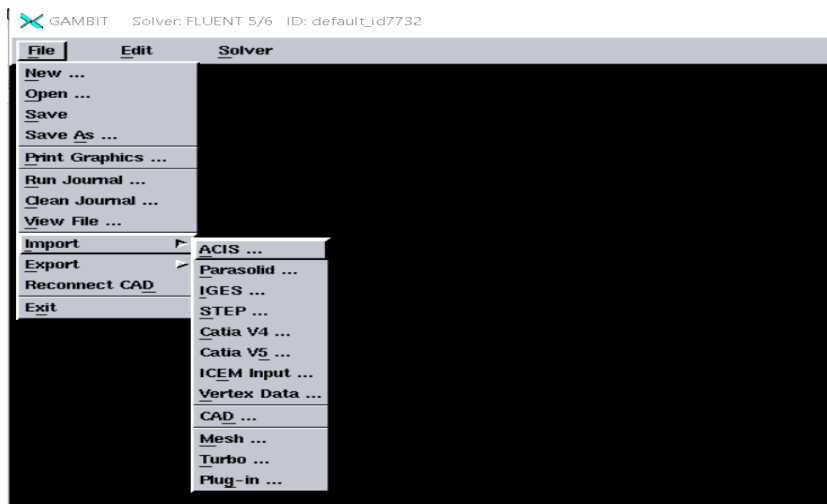


Figure III.16: Exportation du maillage.

III.4 Présentation de Fluent

FLUENT est un logiciel informatique de la mécanique du fluide dynamique (CFD) pour simuler les problèmes d'écoulement de fluide et du transfert de chaleur dans des géométries complexes. Il présente une grande flexibilité des résultats et une adaptation avec n'importe quel type de maillage. Il emploie la méthode du volume fini pour résoudre les équations régissant un écoulement de fluide. Il fournit les possibilités d'étudier différents types d'écoulements physiques suivants : [19]

- Écoulement dans des géométries 2D ou 3D en utilisant des maillages adaptatifs non structurés
- Analyse stationnaire ou in stationnaire
- Écoulement incompressible ou compressible
- Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent
- Écoulement Newtonien ou non-Newtonien
- Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée ...etc.
- Principales étapes de simulation sous FLUENT :

Les étapes de génération de maillage (FLUENT):

1. Importation de la géométrie (*.msh).
2. Vérification du maillage importé.
3. Lissage du maillage (Smooth and swap the grid).
4. Vérification de l'échelle.
5. Choix du solveur.
6. Affichage de la grille.
7. Autorisation du transfert de chaleur.
8. Choix du modèle de turbulence (dans le cas d'un écoulement turbulent).
9. Définition des caractéristiques du fluide.
10. Operating conditions.
11. Conditions aux limites usuelles : Velocity inlet, pressure inlets, Mass flow inlets, pressure outlet, outflow, Wall ...
12. Choix des critères de convergence.
13. Initialisation des calculs.
14. Sauvegarde du fichier *.cas.
15. Lancement de la simulation.

16. Post-traitement de la solution.

L'ensemble géométrie et génération de maillage se fait à l'aide du logiciel Gambit qui constitue un préprocesseur livré avec Fluent. [19]

III.4.1 Démarrage de FLUENT

Avant d'afficher l'interface graphique de FLUENT, un choix du type de simulation doit être fait, quatre types s'imposent : 2D, 2DD (2D en double précision), 3D, 3DD (3D en double précision).

Choisir le type 3ddp en simulation complète (full simulation)



Figure III.17: Choix du type des simulations.

III.4.2 Importation de la géométrie (*.msh)

Pour commencer la simulation il faut importer le fichier (*.msh) généré sous GAMBIT.

File → Read → Case

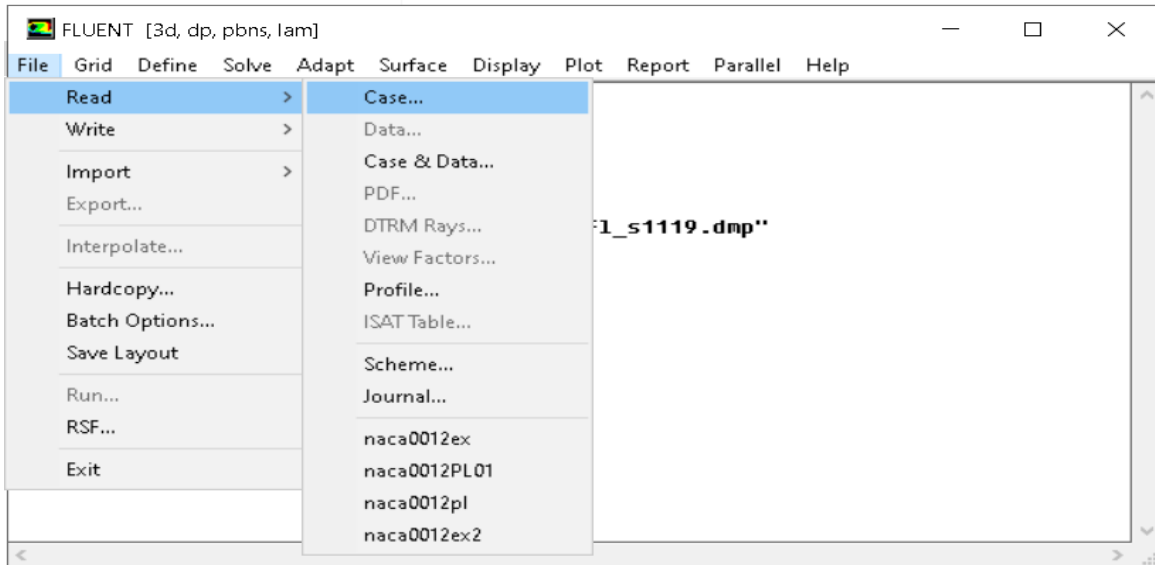


Figure III.18: Importation de la géométrie (fichier.msh).

III.4.3 Vérification du maillage importé

Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

Grid → Check

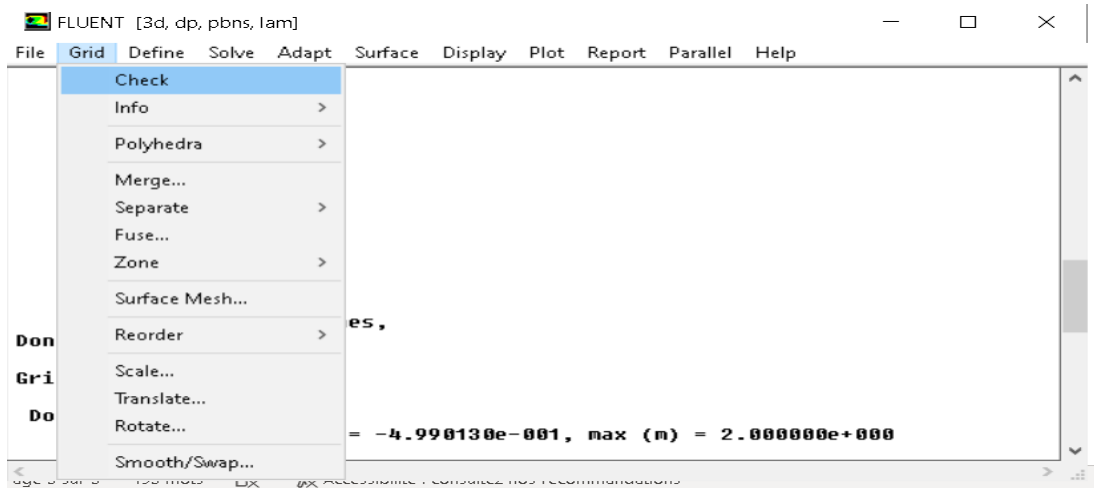


Figure III.19: Vérification du maillage importé.

III.4.4 Lissage du maillage (Smooth and swap the grid)

Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le bouton Smooth puis sur le bouton Swap. Répétez jusqu'à ce que FLUENT n'affiche que zéro

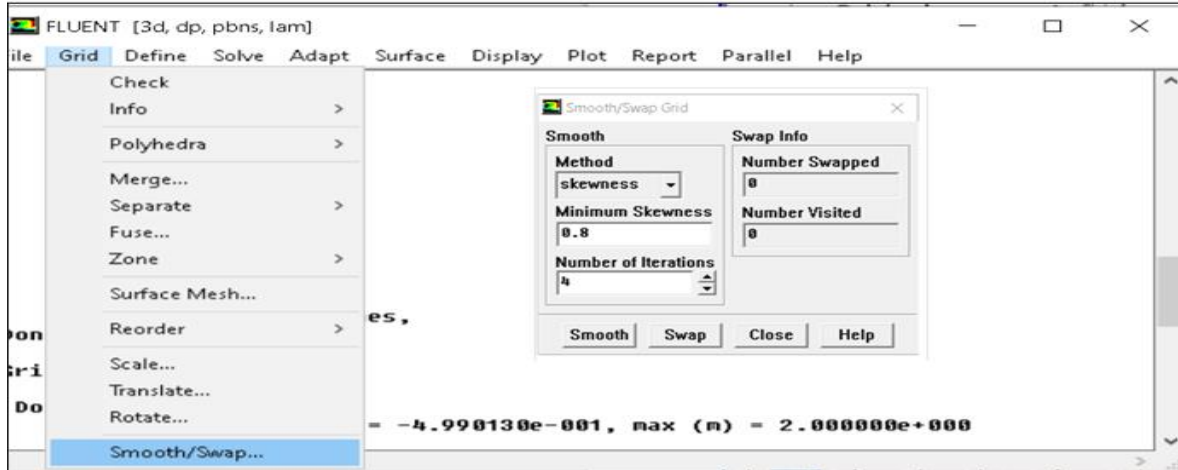


Figure III.20: Lissage du maillage.

III.4.1 Vérification de l'échelle

Pour vérifier les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.

Grid → Scale

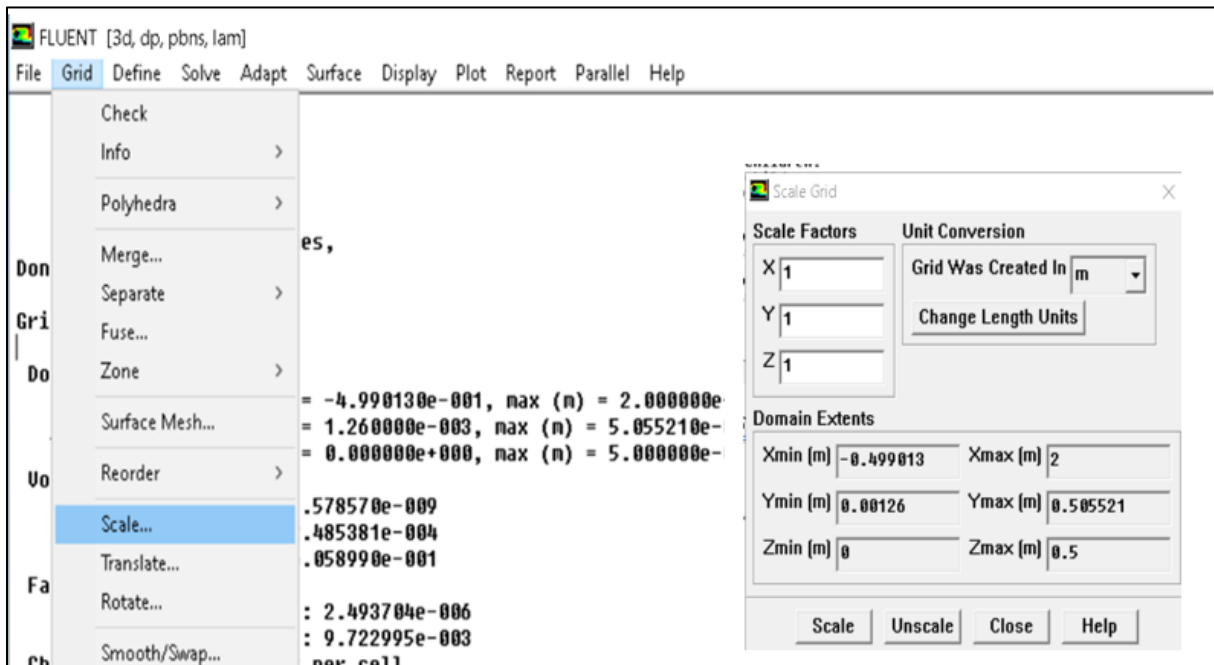


Figure III.21: Vérification des unités.

III.4.5 Choix du solveur

Define → Models → Solver

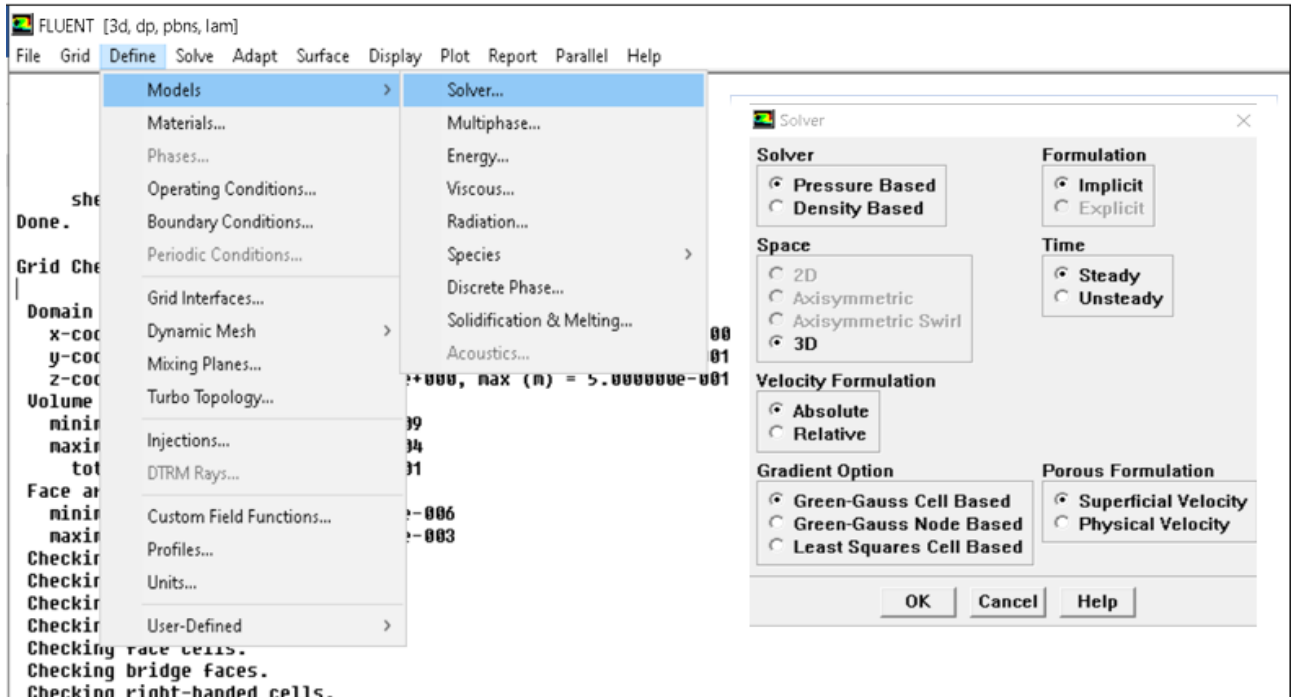


Figure III.22: Choix du solveur.

III.4.6 Affichage de la grille

Pour afficher le maillage et il est très judicieux de vérifier les conditions aux limites définies aux préalables dans Gambit.

Display → Grid

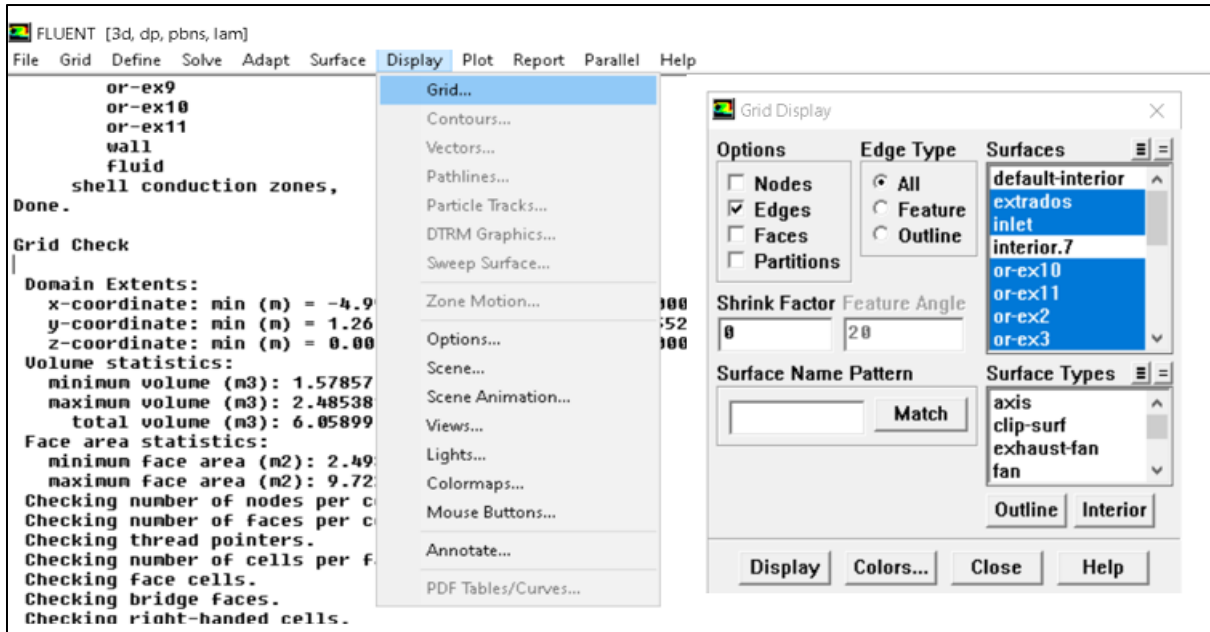


Figure III.23: Affichage de la grille.

III.4.7 Autorisation du transfert de chaleur

Cette fenêtre permet d'autoriser les transferts de chaleur pour trouver les distributions de température en découplant l'équation d'énergie de celle de continuité.

Define → Models → Energy

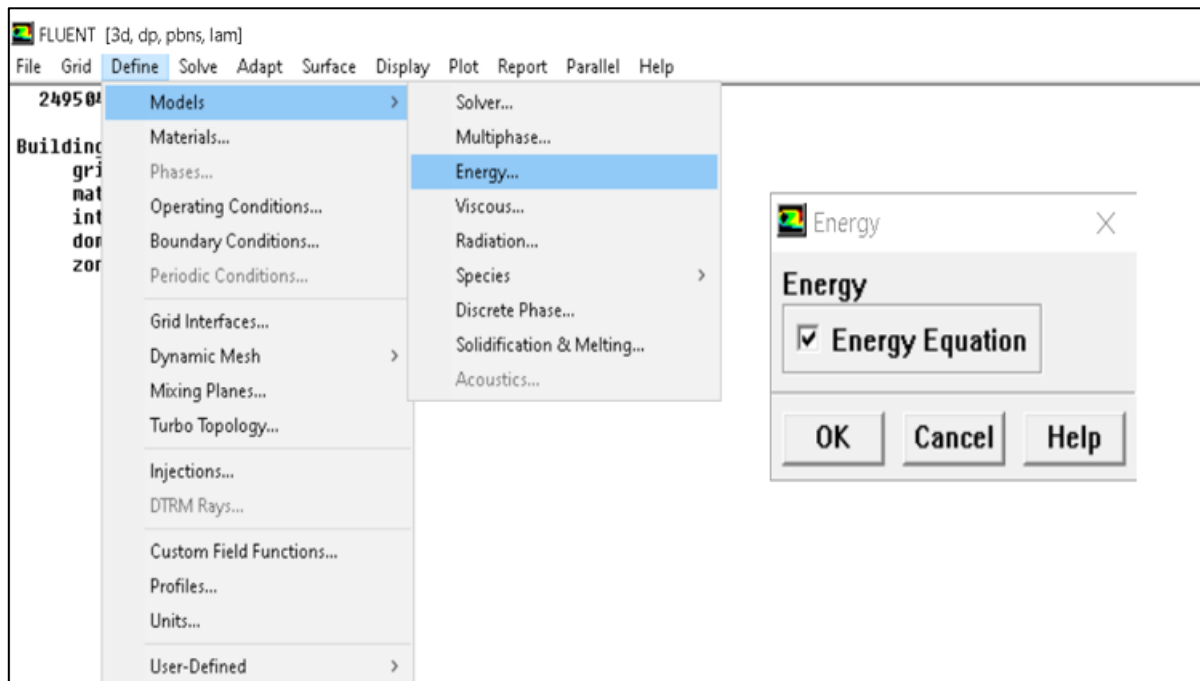


Figure III.24: Equation de l'énergie.

III.4.8 Choix du modèle de turbulence (dans le cas d'un écoulement turbulent)

Fluent propose différentes modélisations de l'écoulement turbulent. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents ... etc.

Define → Models → Viscous → K-epsilon (2 eqn)

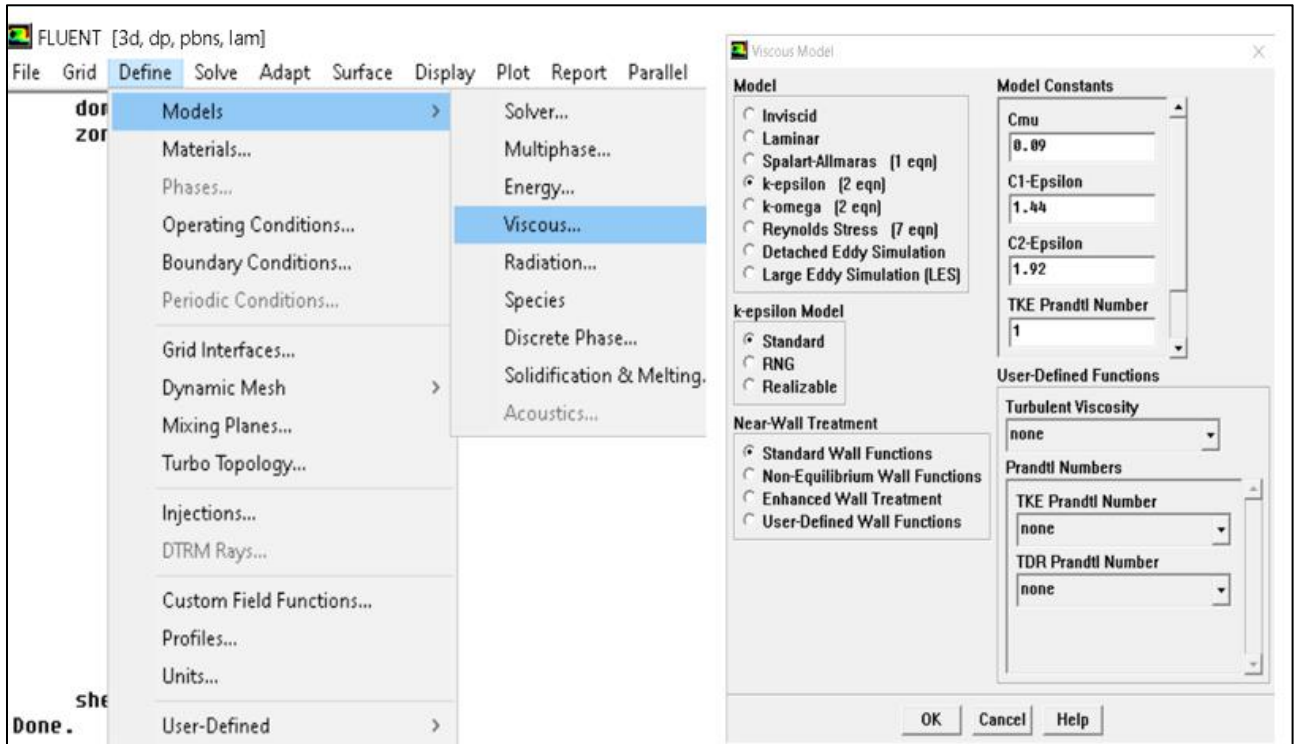


Figure III.25: Définir un écoulement laminaire.

III.4.9 Définition des caractéristiques du fluide

Les caractéristiques du fluide sont chargées à partir de la bibliothèque de données de Fluent.

Define → Materials

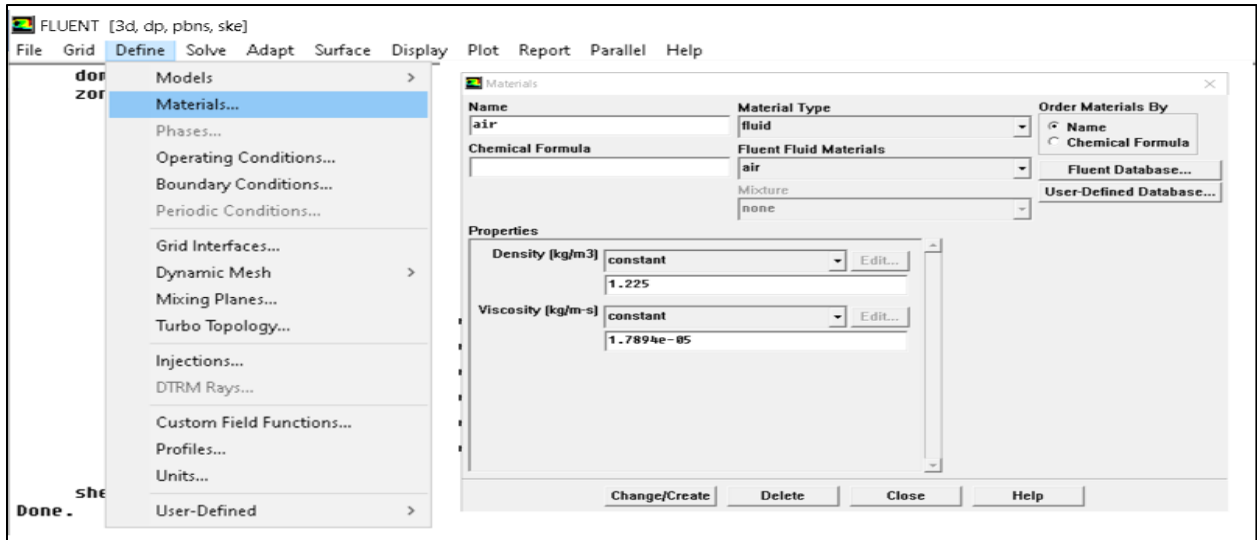


Figure III.26: Définition des caractéristiques de fluide.

III.4.10 Operating conditions

Avant de choisir les conditions aux limites, il faut choisir d'abord la valeur de la pression de référence « operating conditions ».

Define → Operating conditions

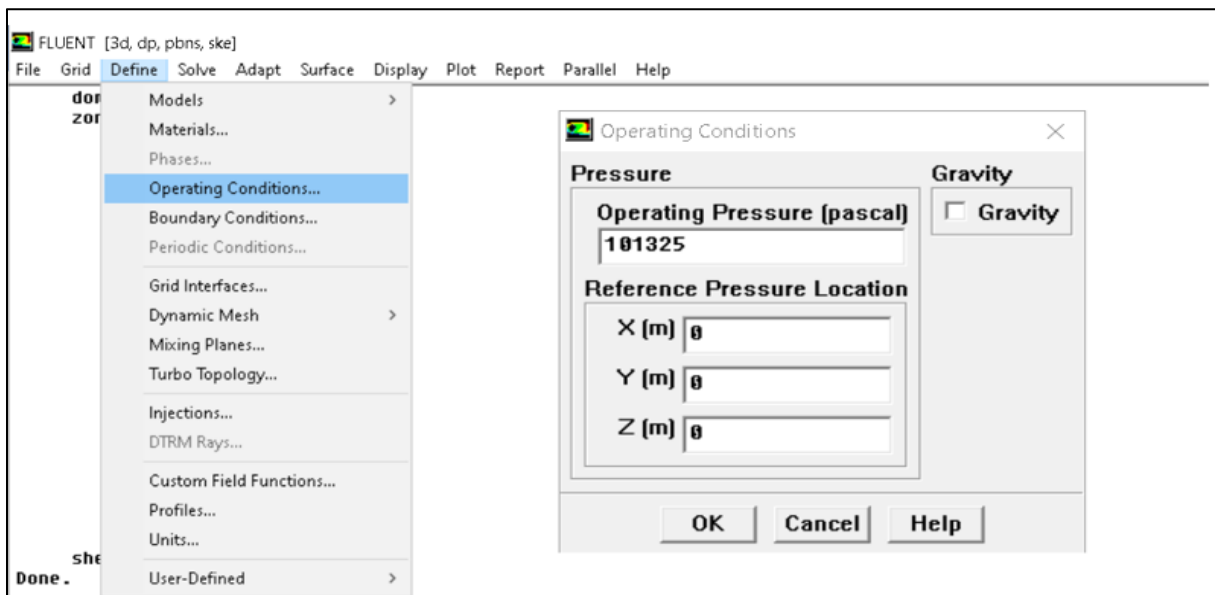


Figure III.27: Operating conditions.

III.4.11 Conditions aux limites usuelles

Define → Bondary conditions

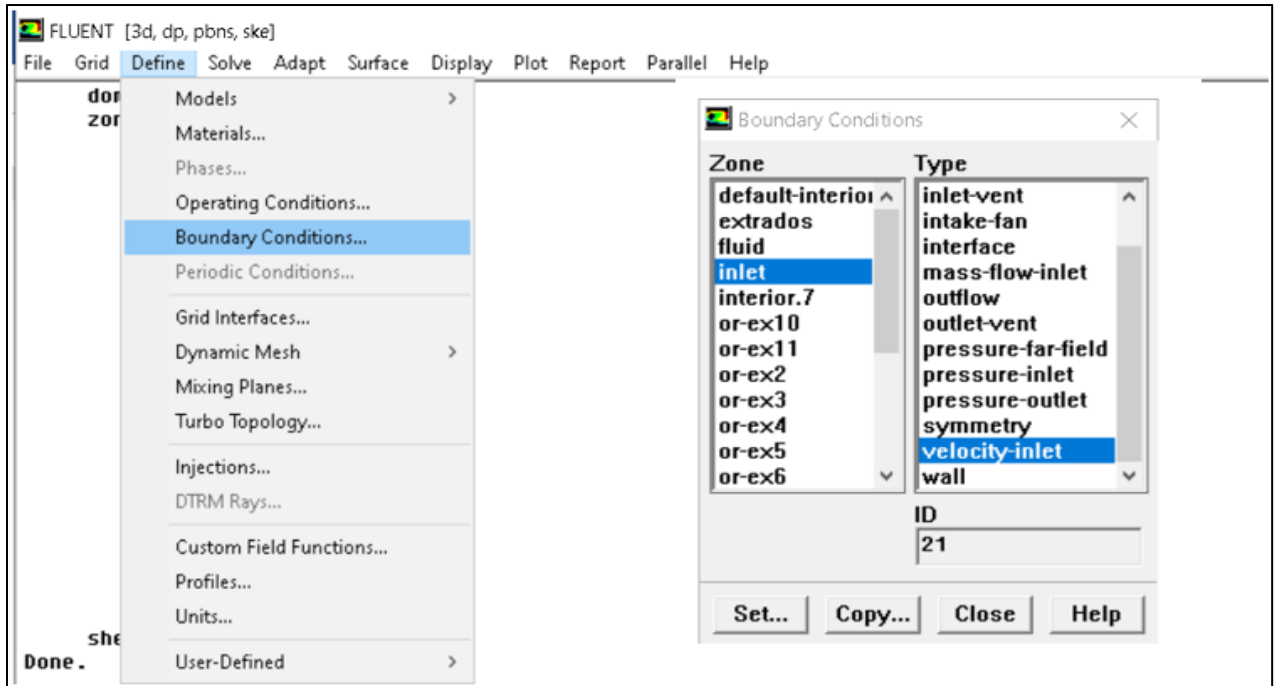
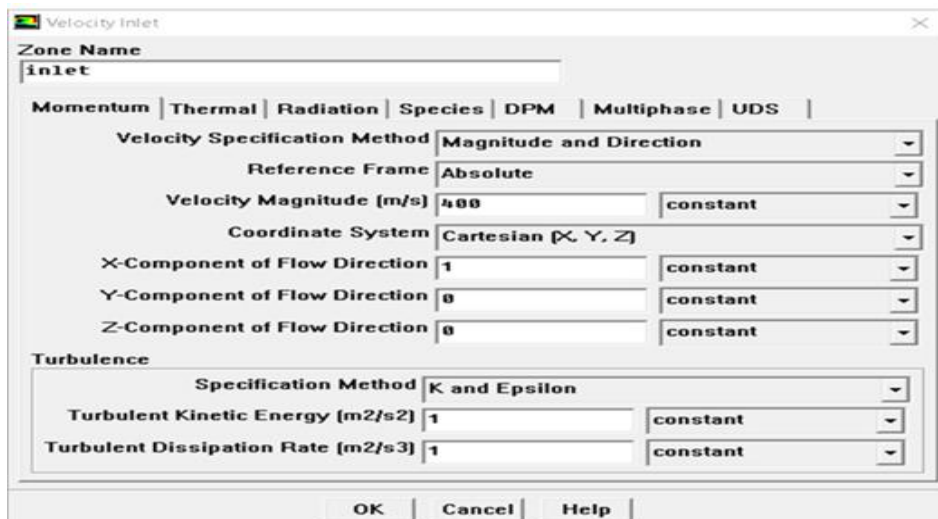


Figure III.28: Conditions aux limites usuelles.

Velocity inlet :

Utilisée pour les écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.



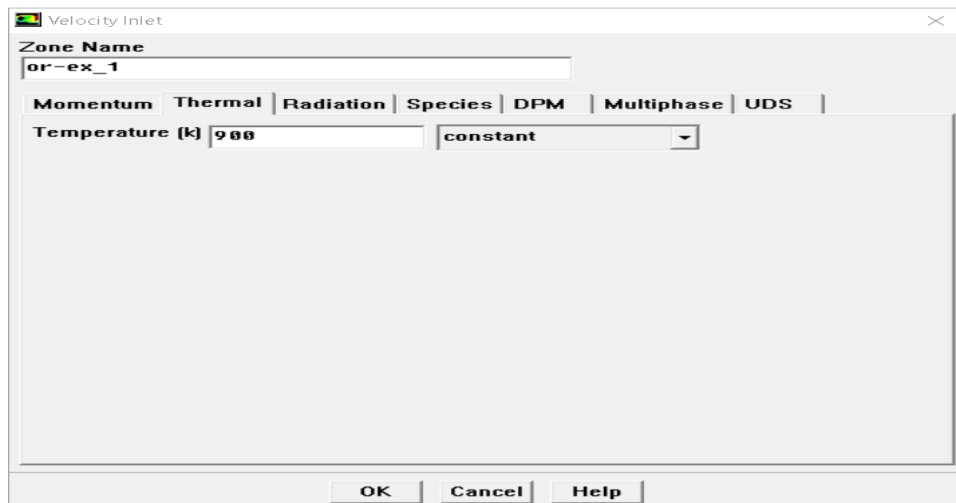
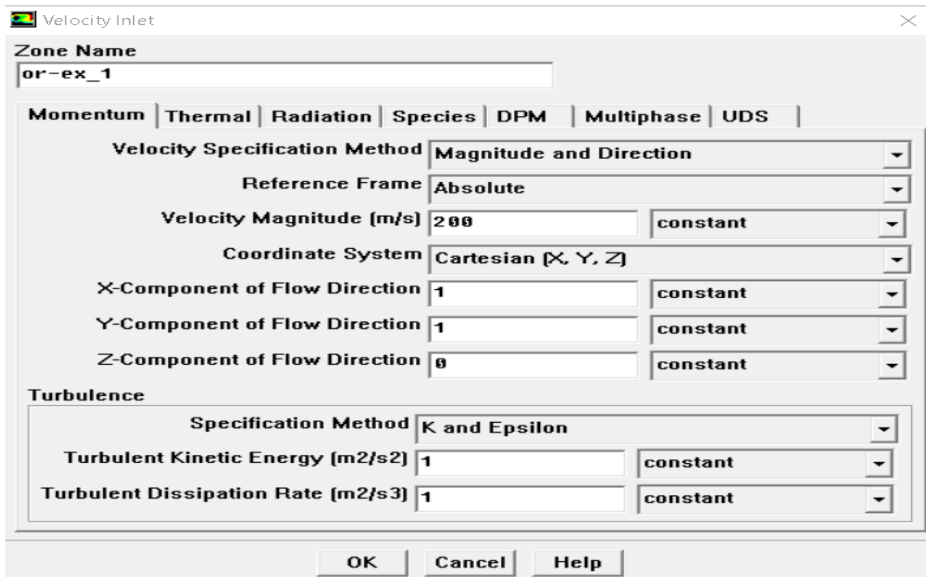
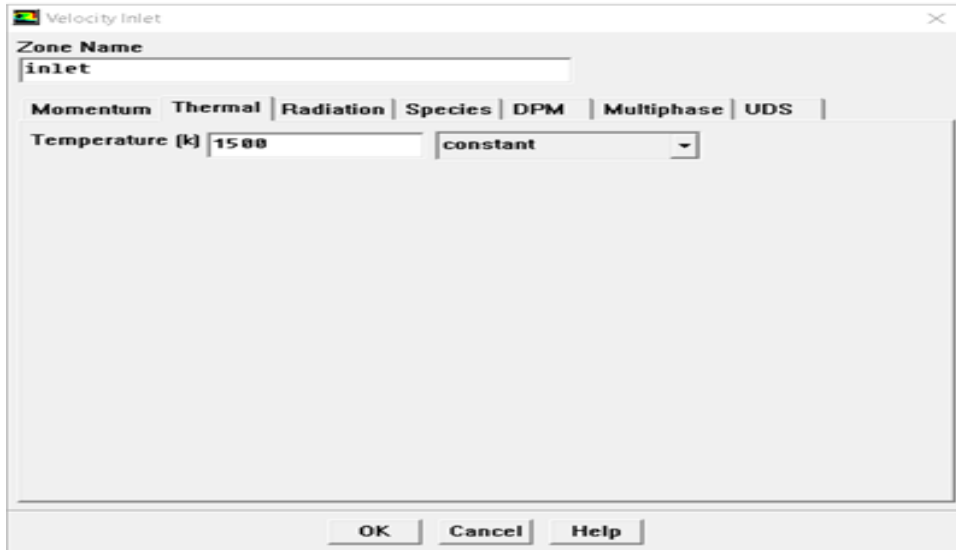


Figure III.29: Vitesse d'entrée.

III.4.12 Choix des schémas de contrôle de la solution

Solve → controls → solution

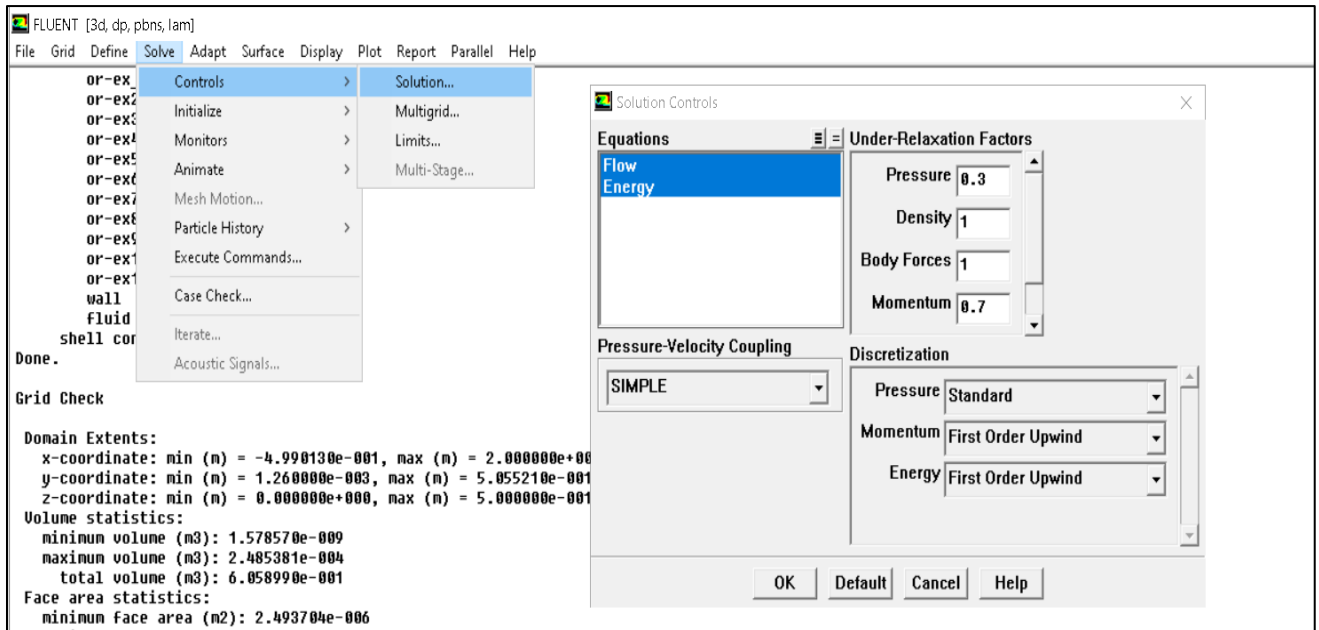


Figure III.30: Choix de solution.

III.4.13 Initialiser les données

Cette fonction permet d'initialiser le calcul.

Solve → Initialize → Initialize

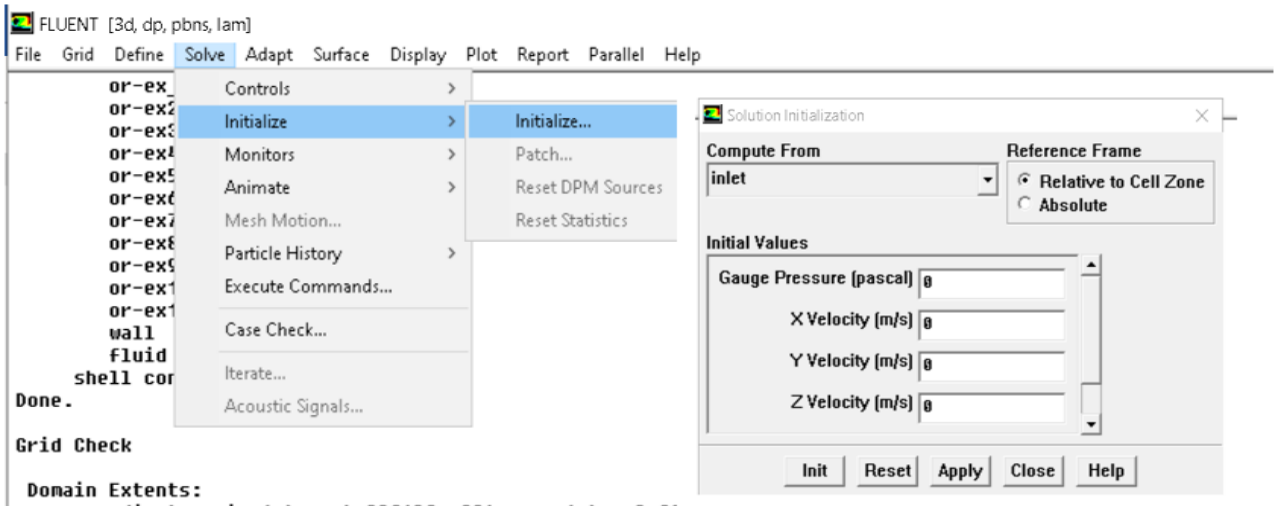


Figure III.31: Initialiser les données.

III.4.14 Choix des critères de convergence

Il s'agit ici de choisir les conditions qui doivent être vérifiées pour que les calculs de la simulation s'arrêtent.

Solve → Monitors → Residual

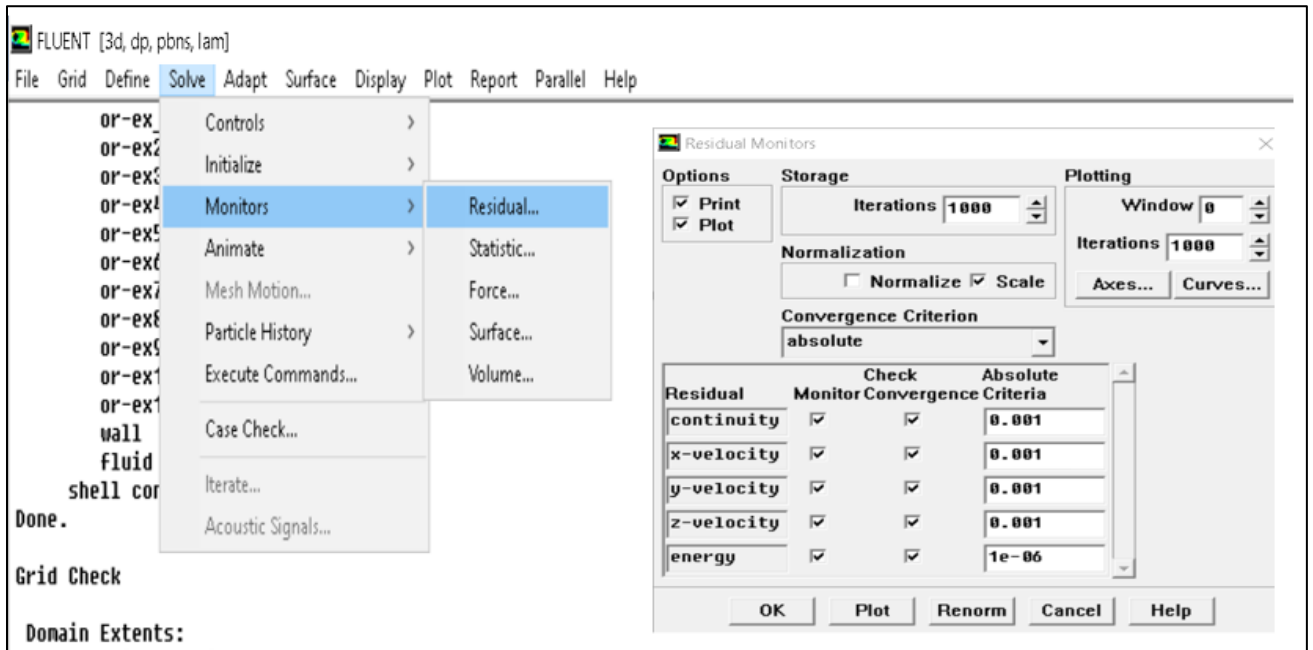


Figure III.32: critères de convergence Solve.

III.4.15 Lancer les calculs en stationnaire

Pour commencer les calculs il faut d'abord choisir le nombre des itérations.

Solve → Iterate

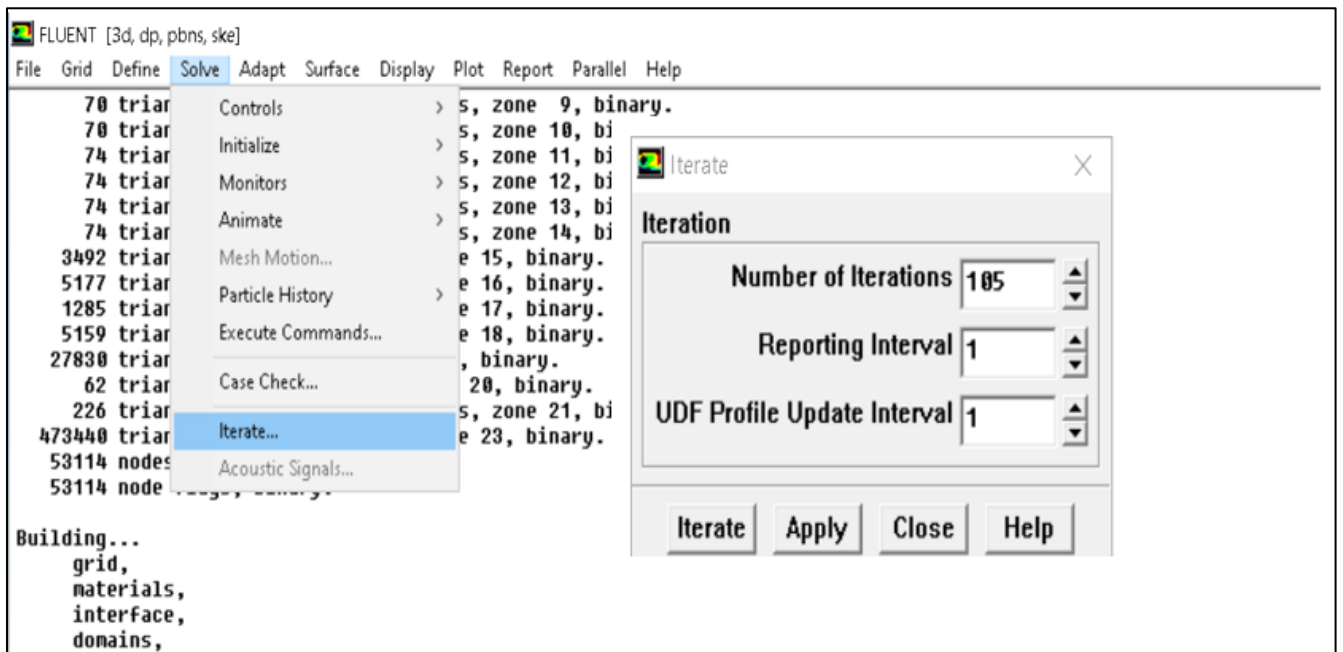
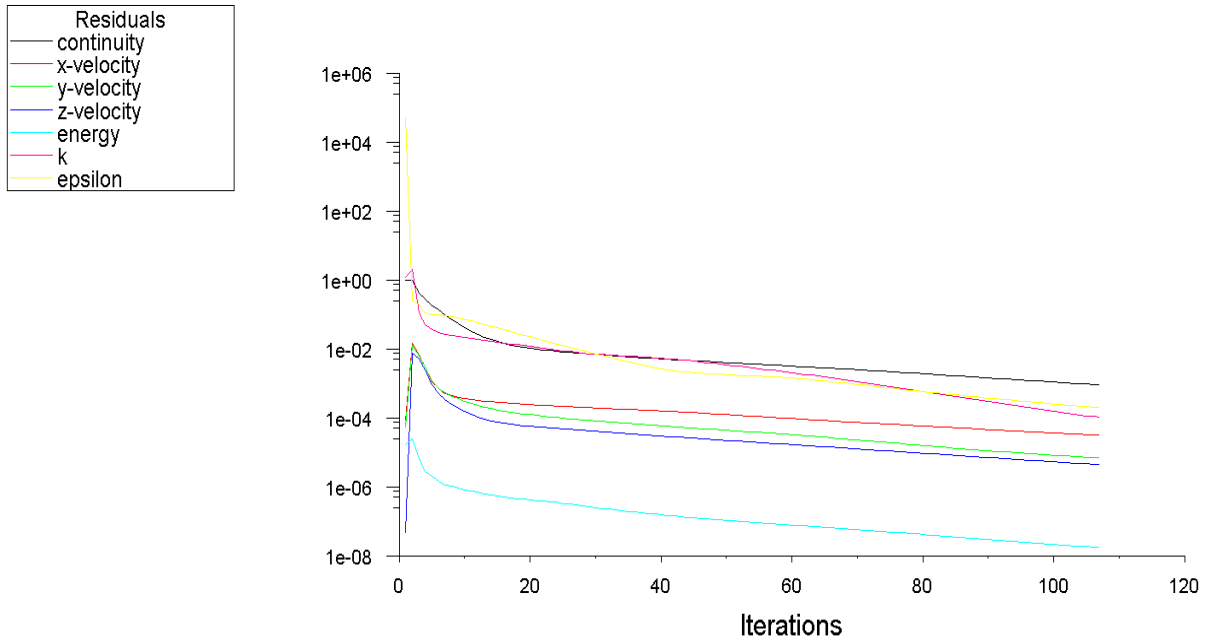


Figure III.33: Choix du nombre des itérations.



Scaled Residuals

May 17, 2023
FLUENT 6.3 (3d, dp, pbns, ske)

Figure III.34: Allures de l'évolution des résidus de calcul.

III.4.16 Sauvegarde de fichier *. Cas

File → Write → Case & Data

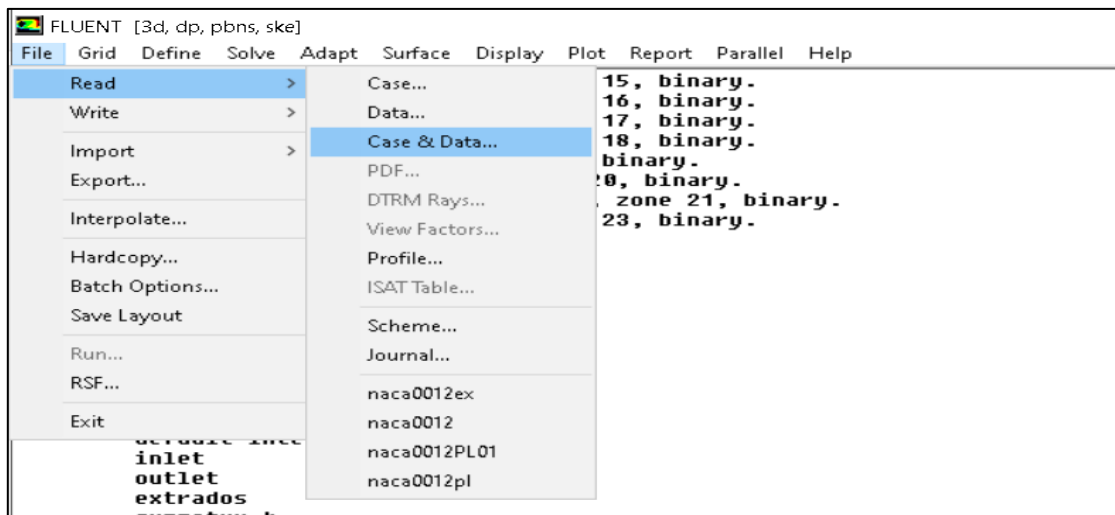


Figure III.35: Enregistrer le fichier en *.Cas.

III.4.17 Post-traitement de la solution

On peut visualiser les différents paramètres de calculs sous plusieurs formes. Les principales sont par contours simples ou pleins, par vecteurs vitesses et par trajectoires des particules.

- Par contours :

Display —→Contours

Puis choisir le paramètre à visualiser dans la liste disponible de la colonne Contours Of, et les domaines à visualiser dans la colonne Surfaces.

Par exemple, le contour des pressions totales avec contours pleins (option Filled)

- Par vecteurs :

Display —→Velocity Vectors.

Puis choisir, de même que précédemment, le paramètre avec lequel les vecteurs vitesses seront coloriés et les domaines à visualiser dans la colonne Surfaces.

Souvent, le nombre de cellules étant élevé, on ne peut visualiser qu'un nombre limité de vecteurs pour ne pas surcharger l'affichage, c'est à dire, afficher 1 vecteur sur 20, ceci avec l'option Skip. On peut aussi augmenter l'échelle (la taille) des vecteurs avec l'option Scale.

- Par trajectoires des particules :

Display —→Path Lines

Puis choisir la surface à partir de laquelle on veut observer la trajectoire dans la colonne Release From Surfaces. On peut ici aussi utiliser Skip. Les options Step Size et Steps permettent de donner la longueur de la trajectoire des particules.

Plot —→XY Plot

Cette fenêtre permet d'afficher différentes courbe (pression, vitesse...) en parcourant le profilé suivant X ou Y croissants. On met X à 1 et Y et Z à 0 si on veut se baser sur la valeur en x sur l'abscisse.

On affiche la grille en cliquant sur Axes en cochant les cases Major Rules et Minor Rules pour X et Y dans la rubrique Axis [19].

CHAPITRE IV

RESULTATS

ET

DISCUSSIONS

CHAPITRE IV

IV.1 Introduction

Le but de notre travail est de mener une étude numérique pour le refroidissement des aubes de turbine à gaz par refroidissement par film cooling et par impact de jet. Notre aube qui est en forme NACA 0012 perforée de 11 trous disposés en quinconce. De l'air froid (900 K) soutiré du compresseur sort de ces trous inclinés de 30° et de 45° forme une couche fine qui constitue le film de refroidissement. Ce dernier se plaque sur la surface de l'aube à protéger et forme ce qu'on appelle le film de refroidissement (Film cooling en Anglais). Les trous de refroidissement ont un diamètre de 10 mm et sont percés chaque 100 mm le long de l'axe X de l'aube de 0.01 mètre et la distance entre ces trous est de 0.1 mètre. L'avantage du film de refroidissement est de former une couche qui évite les gaz chauds de frapper directement la surface des aubes directrices de la turbine à gaz ce qui évitera à ces aubes de fondre par la très haute température des gaz chauds (environ 2000K), mais malheureusement l'air froid qui sort des orifices perturbe le bon écoulement des gaz chauds, ce qui crée un compromis entre le refroidissement et le bon écoulement de l'air chaud.

Dans ce chapitre, nous présentons les résultats obtenus à partir d'une simulation numérique dans un plan tridimensionnel du processus de refroidissement d'une aube de turbine à gaz au moyen d'un film de refroidissement. Nous montrons le comportement de l'écoulement principal sur l'aube perforée. Les paramètres les plus importants de cette étude sont vitesse d'écoulement et la répartition de la température pour un angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 30^\circ$ et $\alpha = 45^\circ$.

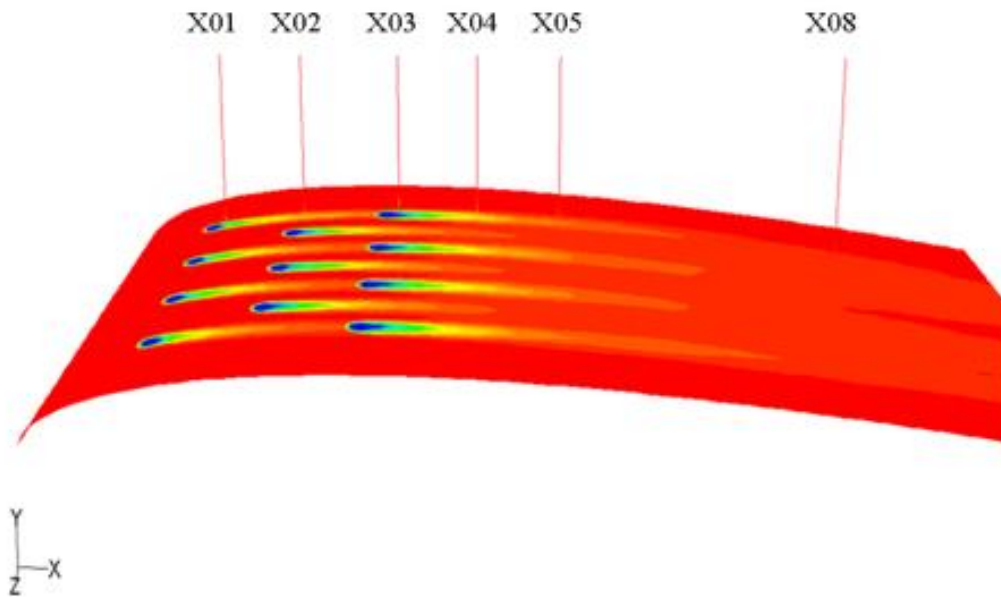


Figure IV.1: Stations de calcul.

IV.2 Refroidissement par film de refroidissement

IV.2.1 Contour de la température statique en fonction de la longueur longitudinale de l'aube (X)

IV.2.1.1 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 45^\circ$.

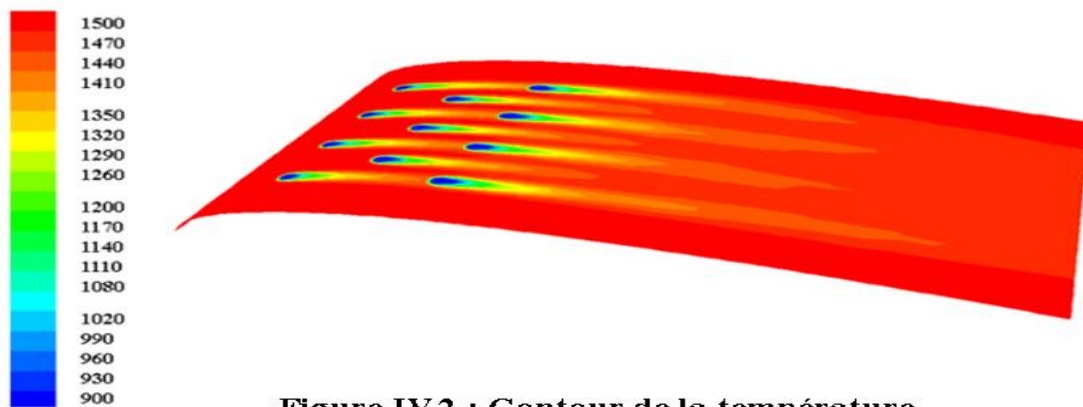


Figure IV.2 : Contour de la température

Figure IV.2: Contour de la température statique pour le profil NACA0012.

La figure (IV.2) représente la répartition de la température statique sur l'extrados de l'aube perforées de 11 orifices en quinconce. On remarque une répartition progressive de la température le long de la paroi de l'aube. La température la plus basse a été obtenue au centre

des orifices, cela est dû à la température de l'air de refroidissement qui sort des trous qui est inférieure à celle du flux principal des gaz chauds qui sortent de la chambre de combustion, de sorte que l'air peut absorber la chaleur du flux principal, et à partir de celui-ci ces trous forment un film de refroidissement sur l'extrados de l'aube.

C'est l'un des moyens les plus efficaces pour refroidir les aubes de turbine, car il consiste à émettre de l'air froid par des ouvertures inclinées au trajet des gaz chauds. Le refroidissement du film stimule l'interaction directe entre l'air froid et les gaz chauds, produisant ainsi une température plus basse. Ce processus est à ce jour l'un des problèmes les plus complexes des machines à turbine, c'est pourquoi les chercheurs s'intéressent de plus en plus à la compréhension et à l'amélioration de ce processus.

IV.2.1.2 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 30^\circ$.

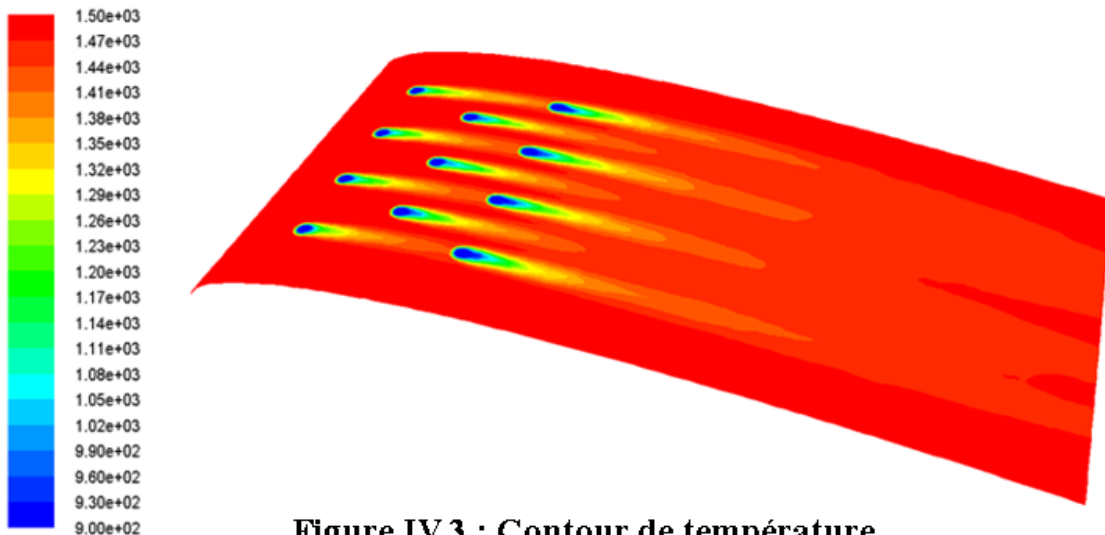


Figure IV.3 : Contour de température

Figure IV.3: Contour de la température statique pour le profil NACA0012.

La figure (IV.3) représente la répartition de la température statique sur l'extrados de l'aube perforées de 11 orifices sen quinconce d'inclinaison à un angle de 30. On remarque une répartition progressive de la température le long de la paroi de l'aube.

IV.2.1. 1 Variation de la température statique en fonction de la longueur longitudinale de l'aube (X)

IV.1.2.1.1.1. Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 45^\circ$.

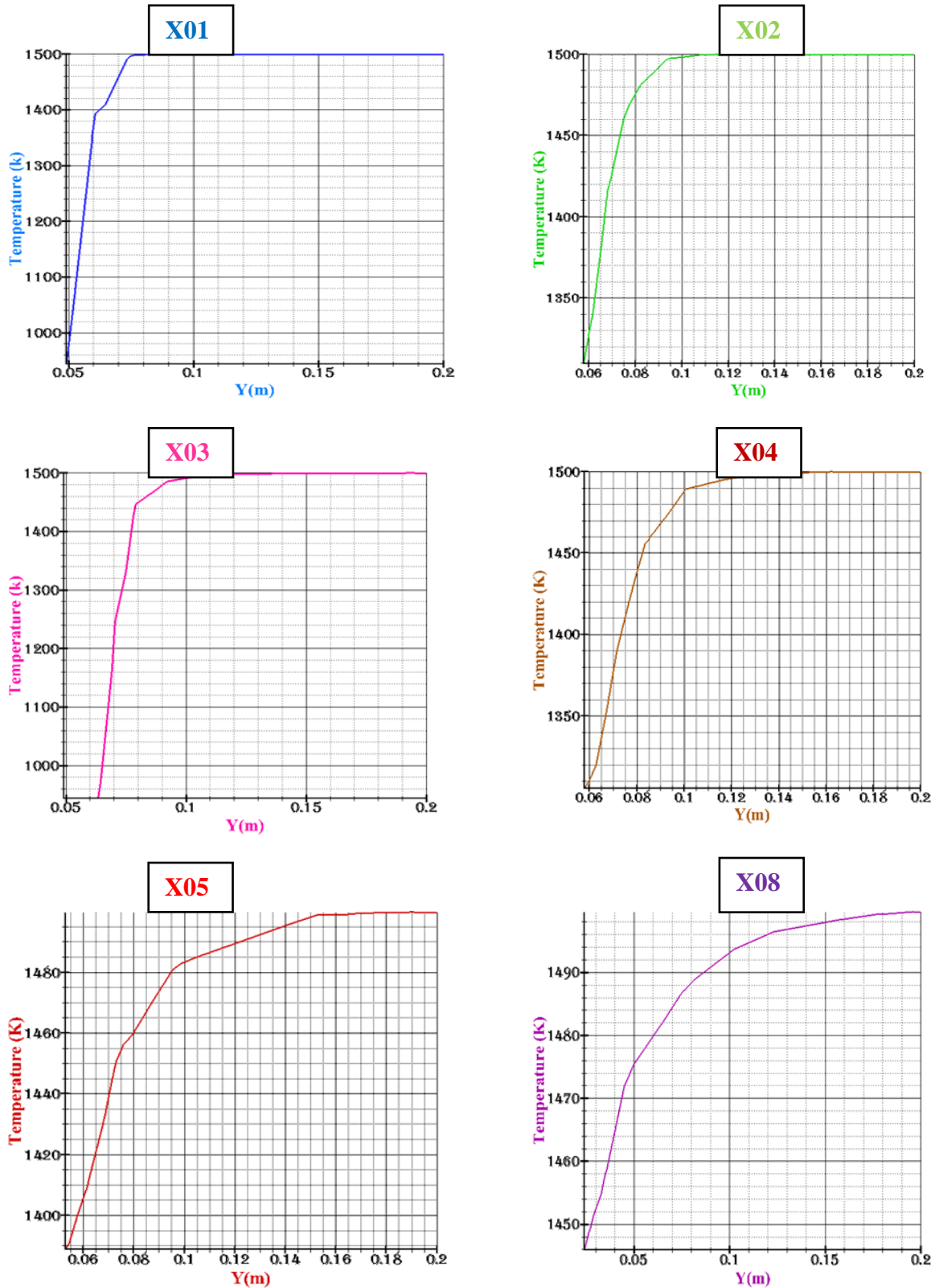


Figure IV.4: Variation de la température en différentes station le long de la longueur longitudinale X (de X=0,1 à X=0,8) pour Y=0.2 et $\alpha= 45^\circ$.

Nous avons procédé à une discussion des résultats numériques que nous avons obtenus, comme le montre la figure (IV.04). Ces résultats montrent l'effet de l'espacement transversal

suivant Y sur la distribution de la température, nous remarquons donc une augmentation de la température chaque fois qu'on s'éloigne de la surface de l'aube et que cette température reprend la valeur des gaz chauds (1500 K). Tandis que lorsqu'on s'approche des orifices de refroidissement, la température diminue progressivement ce qui signifie le bon refroidissement de l'aube par la formation du film de refroidissement sur la paroi de l'aube. L'aube est isolée des gaz chauds provenant de la chambre de combustion, préservant ainsi la durée de vie des aubes de turbine.

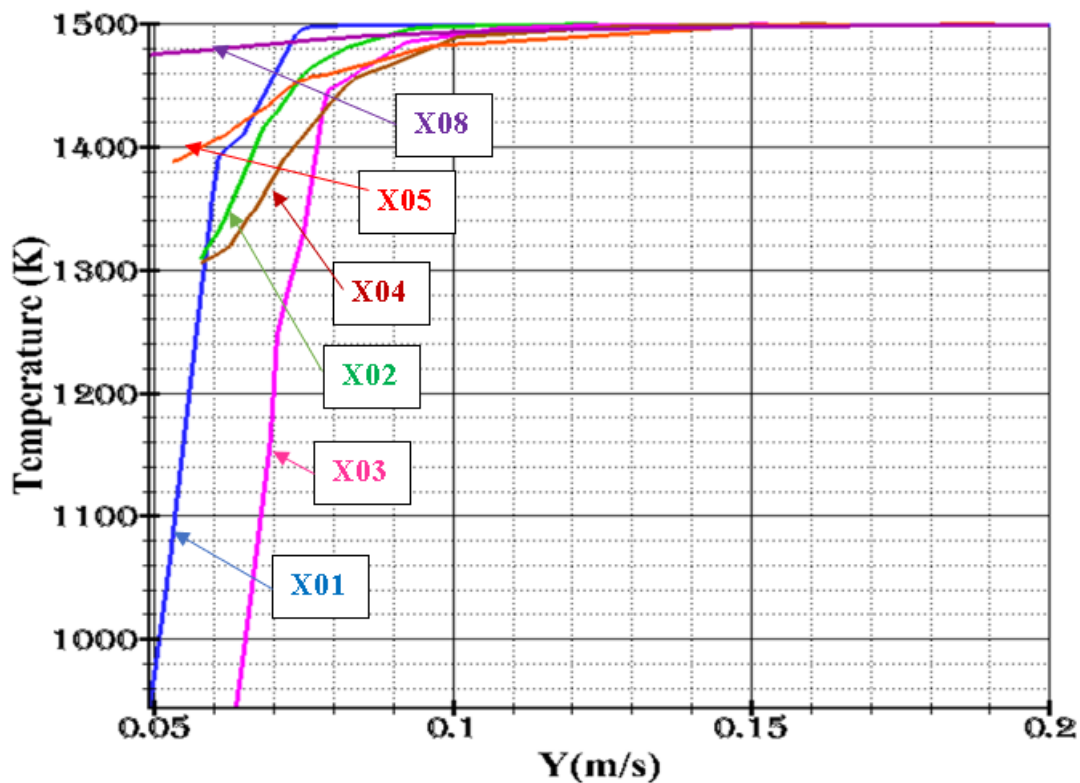


Figure IV.5: Courbes de la distribution de la température statique sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha= 45^\circ$.

La figure (IV.5) représente les courbes de répartition statique de la température sur la surface l'extrados de l'aube plusieurs stations. Ces résultats montrent l'effet de l'espacement sur la répartition de la température. On note une amélioration de la répartition de la température le long de la paroi et une diminution au centre des orifices d'injection, car l'air de refroidissement est moins chaud que le flux principal.

IV.2.1.2.1.2 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha= 30^\circ$.

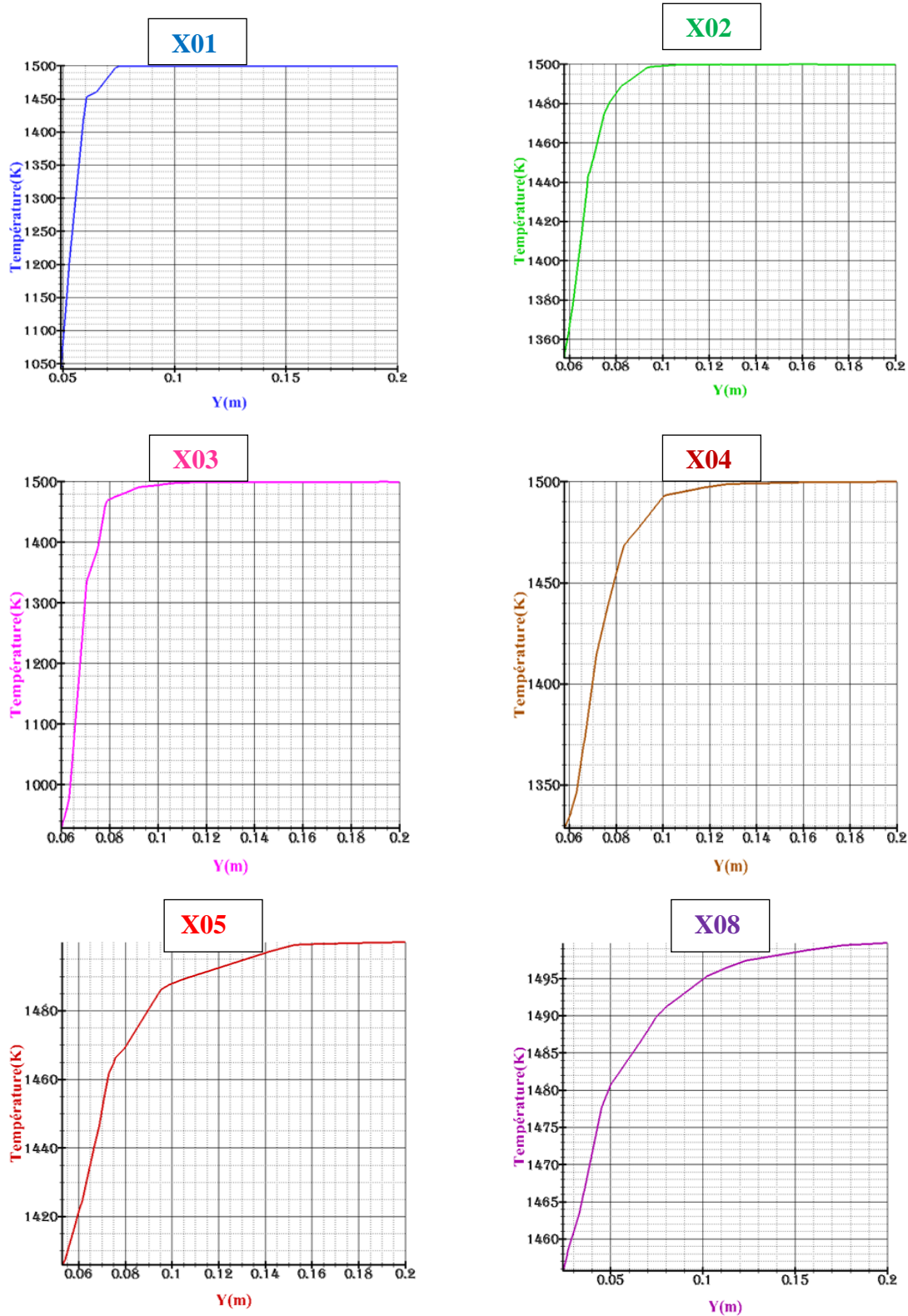


Figure IV.6: Variation de la température en différentes station le long de la longueur longitudinale X (de X=0,1 à X=0,8) pour Y=0.2 et $\alpha=30^\circ$.

La figure (IV.6) représente les courbes de la distribution statique de la température sur la paroi extrados le long de la longueur longitudinale d'un angle inclinée à $\alpha=30^\circ$ à

différentes station ($x=0.1$, $x=0.8$) amélioration de la répartition statique de température due à l'effet de la distance $y=0.2$ ou la température apparaît basse au milieu des événements de refroidissement, pour former un film calorifuge au niveau de ces événements.

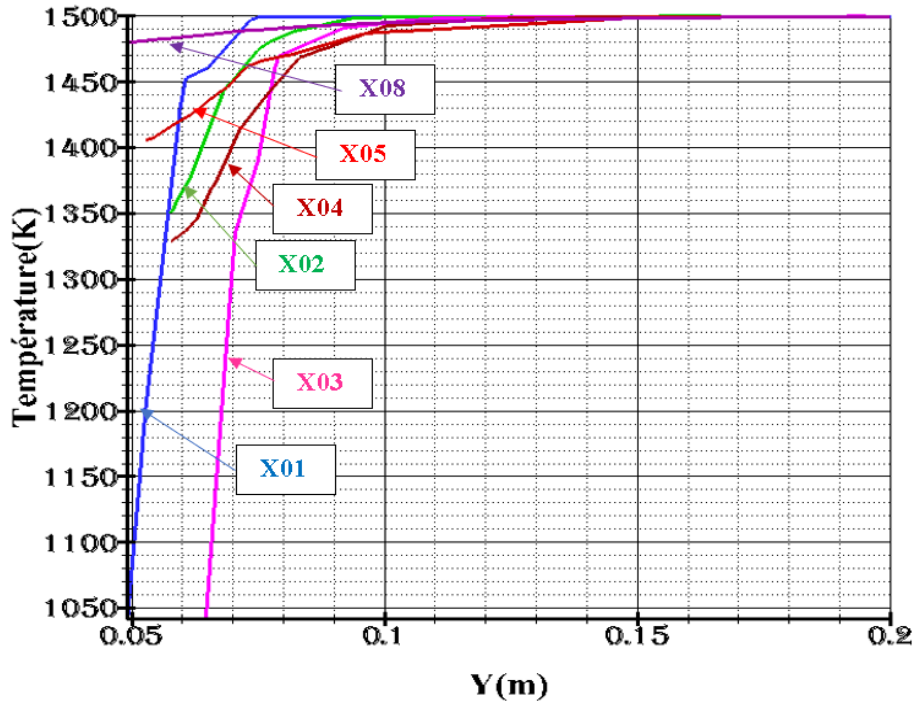


Figure IV.7: Courbes de la distribution de la température statique sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=30^\circ$.

La figure (IV.7) met en évidence les courbes de distribution de température constante sur la paroi de l'extrados de la pale inclinée pour un angle d'inclinaison des orifices $\alpha=30^\circ$. Ces résultats montrent l'effet de l'espacement Y le long de la paroi suivant X sur la distribution de température en différentes stations, la meilleure distribution de chaleur a été obtenue près de la surface à protéger, car il apparaît une diminution de la température près des trous de refroidissement.

IV.2.2 Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X)

IV.2.2.1 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha=45^\circ$.

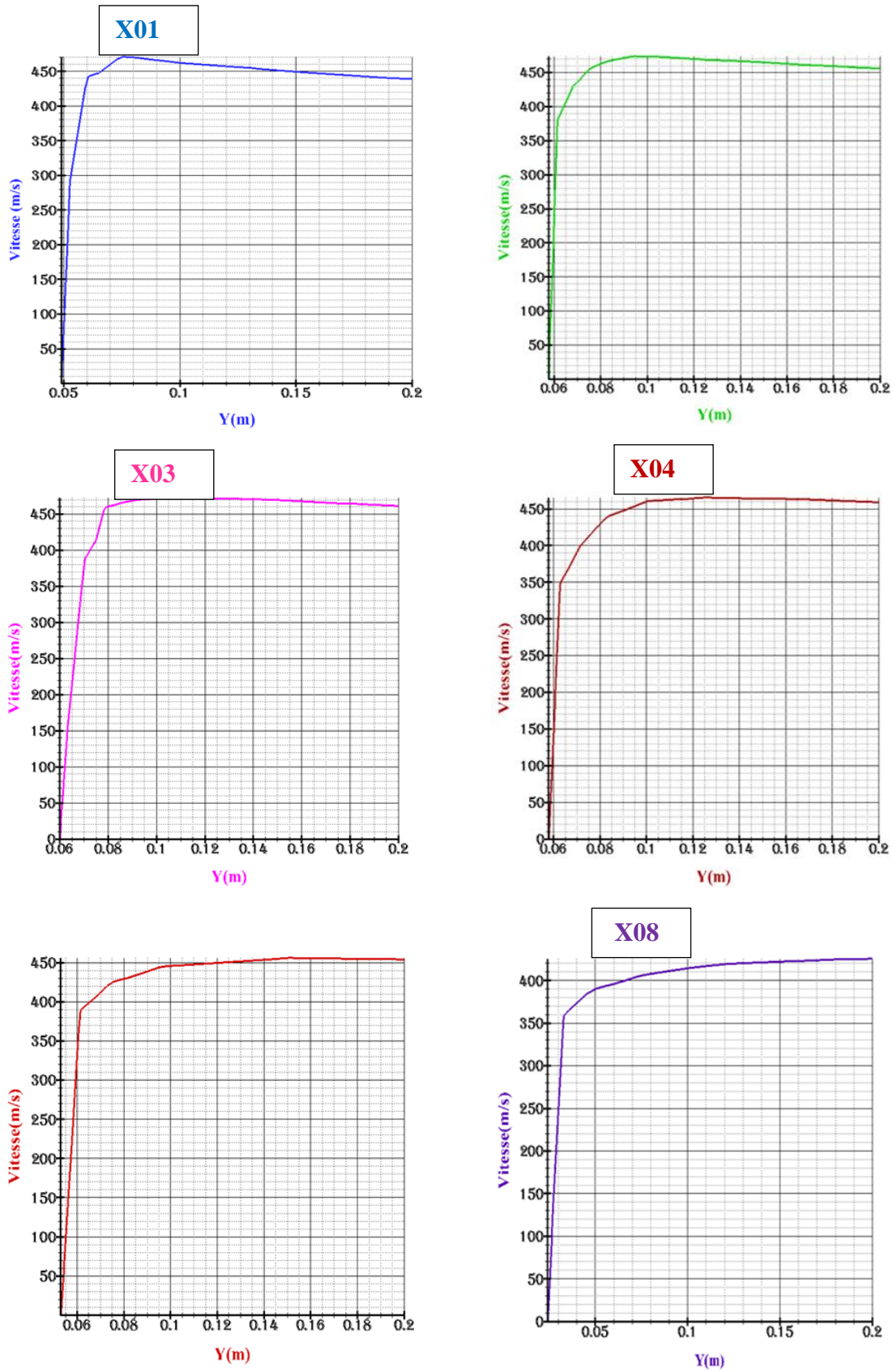


Figure IV.8: Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 45^\circ$.

La figure (IV.8) Nous représente les résultats numériques des vitesses suivant X elles nous indiquent le comportement de l'interaction du flux d'air de refroidissement sur la paroi de l'aube de la turbine à gaz. On remarque une nette augmentation de la vitesse à proximité de l'orifice d'injection, l'écoulement sortant des orifices perturbe l'écoulement principal du fait de l'impact du jet en aval de l'orifice puis l'écoulement commence à revenir à son état normal dû au mélange du jet avec le courant principal des gaz chauds sortant de la chambre de combustion.

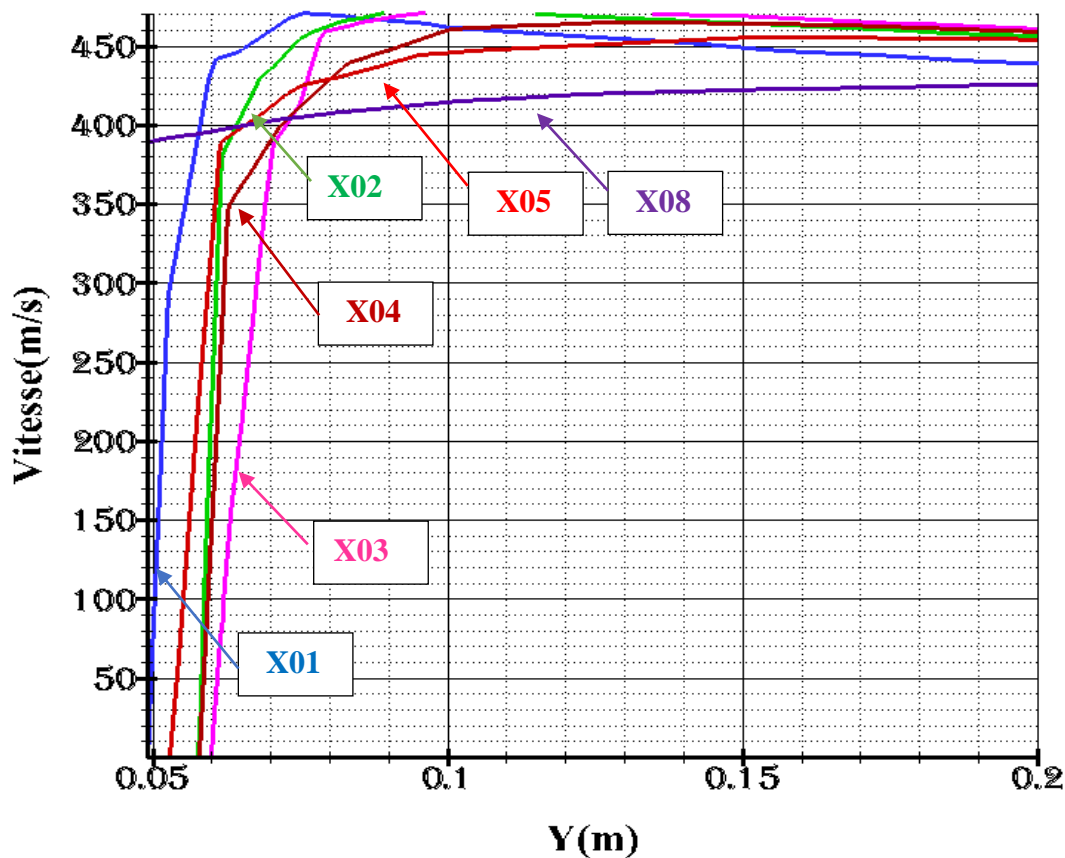


Figure IV.9: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_x sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 45^\circ$.

La figure (IV.9) représente des courbes des vitesses suivant Y mettant en évidence la distribution de vitesse transversale du flux d'air de refroidissement sur la paroi de la paroi de l'extrados de l'aube, on signale une nette augmentation près des ouvertures, puis le flux commence à revenir à son état normal, avec une augmentation de la distance des ouvertures.

IV.2.2.2 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 30^\circ$.

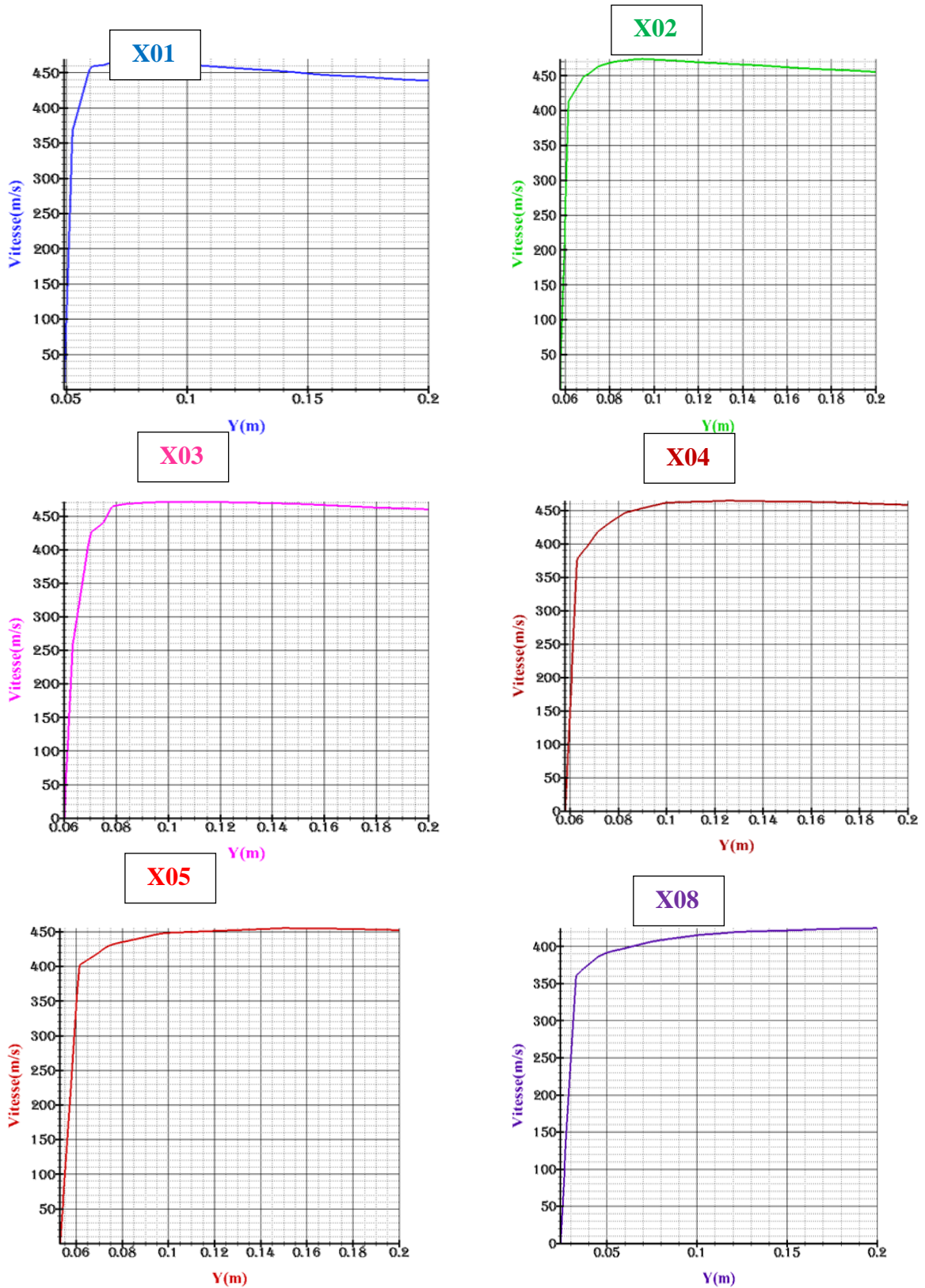


Figure IV.10: Variation de la vitesse transversale V_x en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha=30^\circ$.

La figure (IV.10) représente les courbes de variation de vitesse transversale V_x le long de la paroi de l'aube avec les orifices inclinés à un angle de $\alpha=30^\circ$, ou les résultats

montrent l'évolution des vitesses à différentes stations, et cela est dû à l'effet de la distance (x) entre les trous d'air de refroidissement avec la sortie du flux principale.

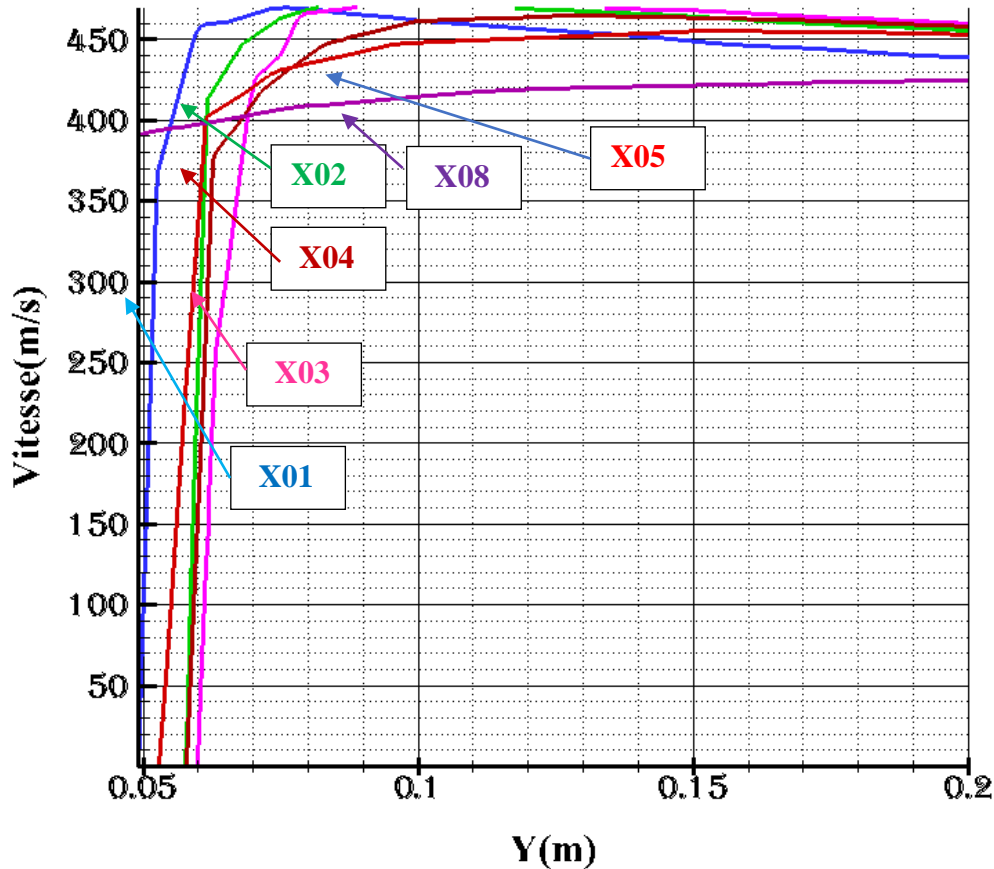


Figure IV.11: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_x sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 30^\circ$.

La figure (IV.11) représente la répartition de la vitesse transversale V_x sur la paroi de l'extrados de l'aube, où il apparaît quasiment la même répartition aux différentes stations, où la vitesse du flux d'air de refroidissement augmente sensiblement à proximité des ouvertures, puis le flux commence à devenir normal avec l'augmentation de la dimension (x).

IV.2.3 Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X)

IV.2.3.1 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 45^\circ$.

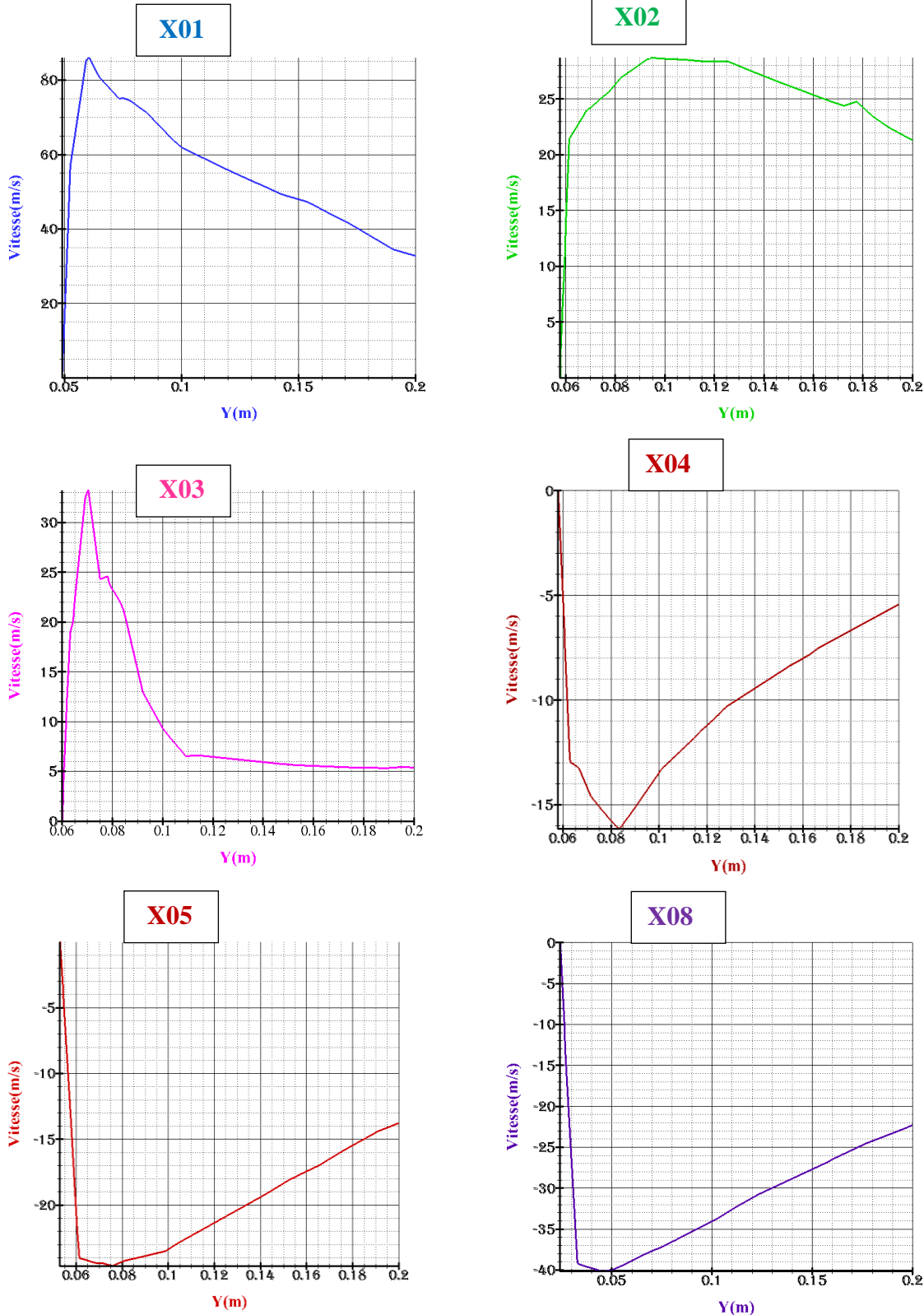


Figure IV.12: Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 45^\circ$.

La figure (IV.12) représente les courbes de la variation de vitesse transversale V_y sur la longueur longitudinale de l'aube (x) avec d'inclinaison des orifices de 45° en différentes stations. Les caractéristiques de la vitesse semblent turbulentes en X_1, X_2 et X_3 car elles apparaissent croissantes puis progressivement décroissantes, alors que dans les stations X_4, X_5 et X_8 on remarque des résultats opposés pour les premières stations de la vitesse du flux d'air.

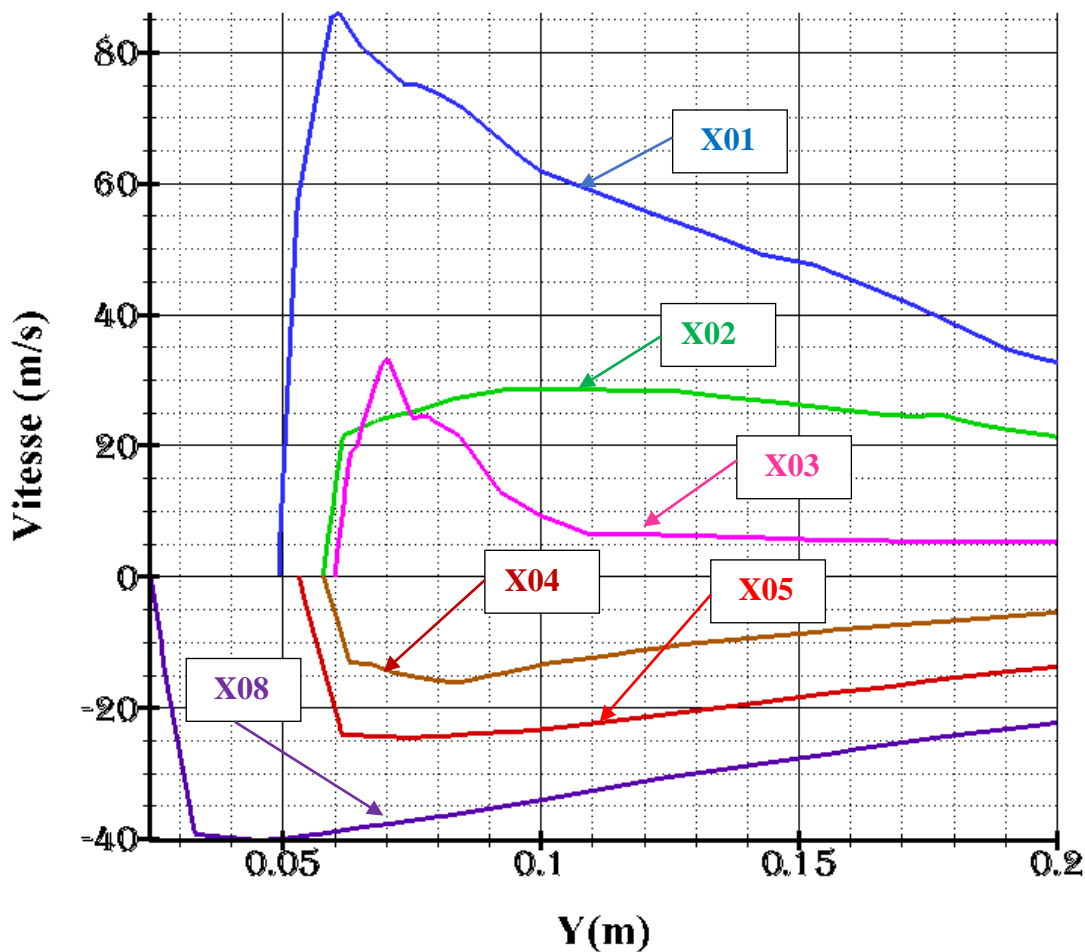


Figure IV.13: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_y sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 45^\circ$.

La figure (IV.13) représente les résultats de la variation de la vitesse de l'écoulement d'air de refroidissement transversal V_y le long de l'aube (x) à différentes stations, telle qu'elle apparaît sur les courbes X_1, X_2, X_3 croissante puis décroissante progressivement contrairement à X_4, X_5, X_8 .

IV.2.3.2 Angle d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 30^\circ$.

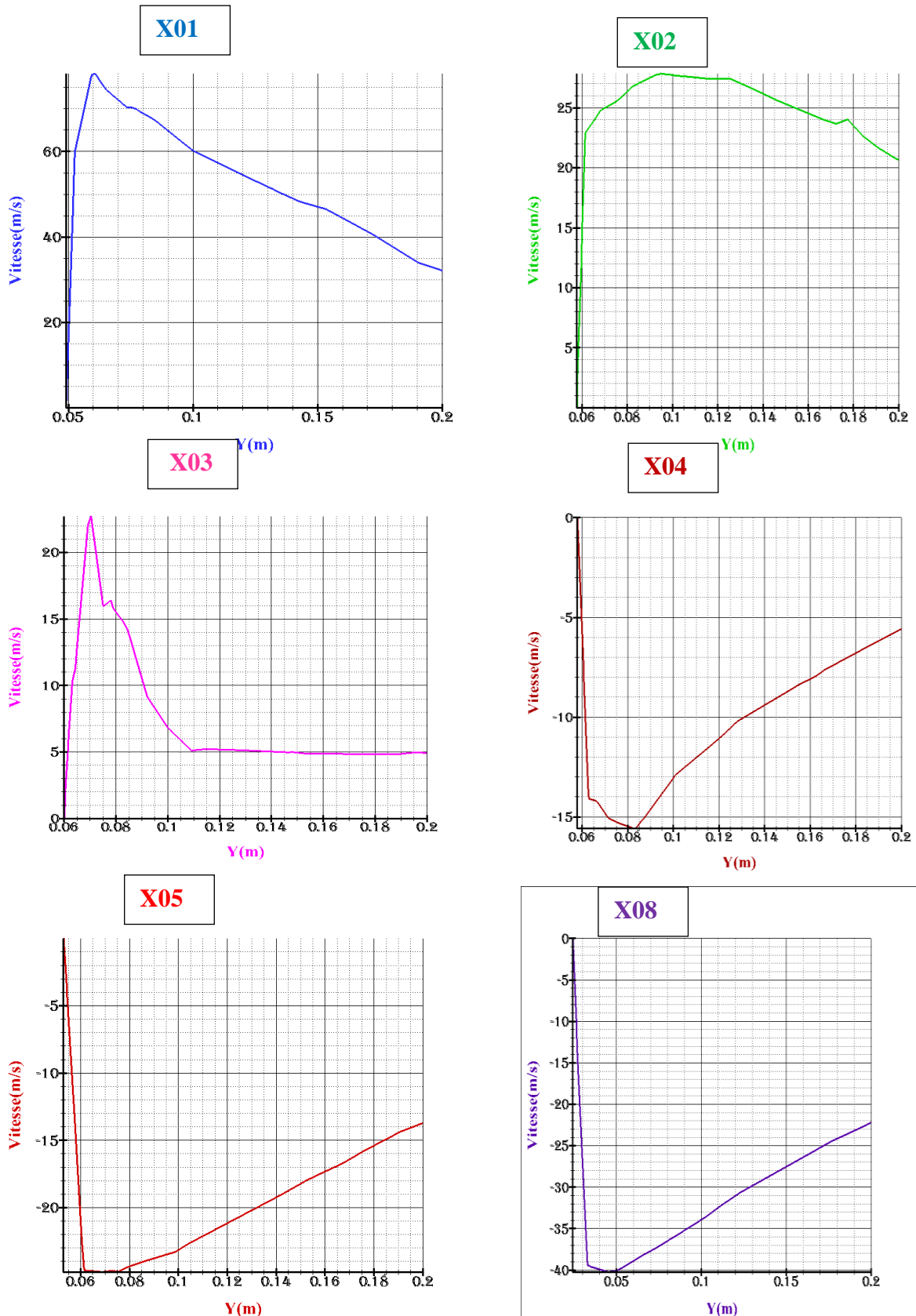


Figure IV.14: Variation de la vitesse transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha = 30^\circ$.

La figure (IV.14) présente des courbes mettant en évidence la variation de la vitesse transversale V_y du flux d'air de refroidissement le long de la longueur longitudinale d'une aube perforée par des orifices inclinés d'un angle de 30° . Les résultats montrent les profils de vitesse turbulentes en X_1 , X_2 et X_3 augmentant progressivement. Tandis qu'au stations X_4 , X_5 et X_8 on constate des résultats opposés aux résultats obtenus dans les stations précédentes.

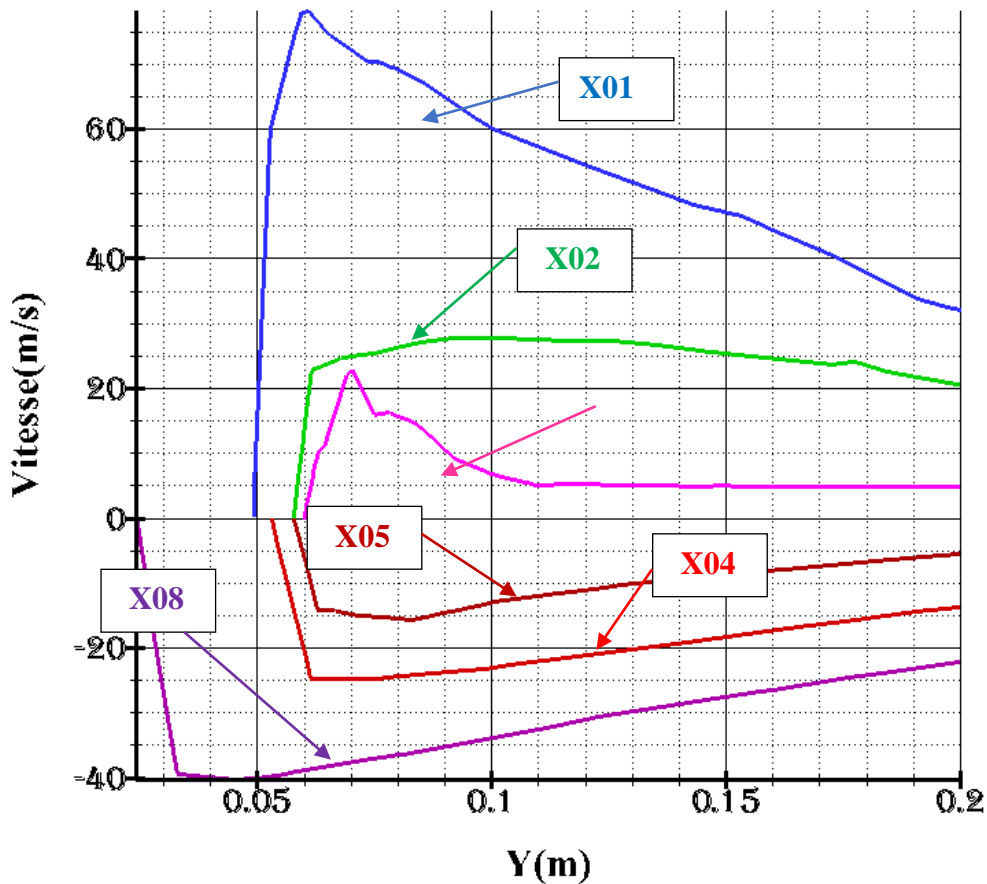


Figure IV.15: Courbes de la distribution de la vitesse transversale V_y sur la paroi de l'extrados le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour $\alpha= 30^\circ$.

La figure (IV.15) représente des courbes montrant une variation de la vitesse du flux d'air de refroidissement transversal V_y le long de la surface supérieure de l'aube (x) dans 6 stations différentes. On remarque que les vitesses varient d'une manière croissante puis décroissante progressivement dans les stations X_1, X_2, X_3 tandis que dans X_4, X_5, X_8 , les variations des vitesses varient s'une manière opposé aux premières stations.

IV.3 Refroidissement par impact de jets et Refroidissement par film de refroidissement

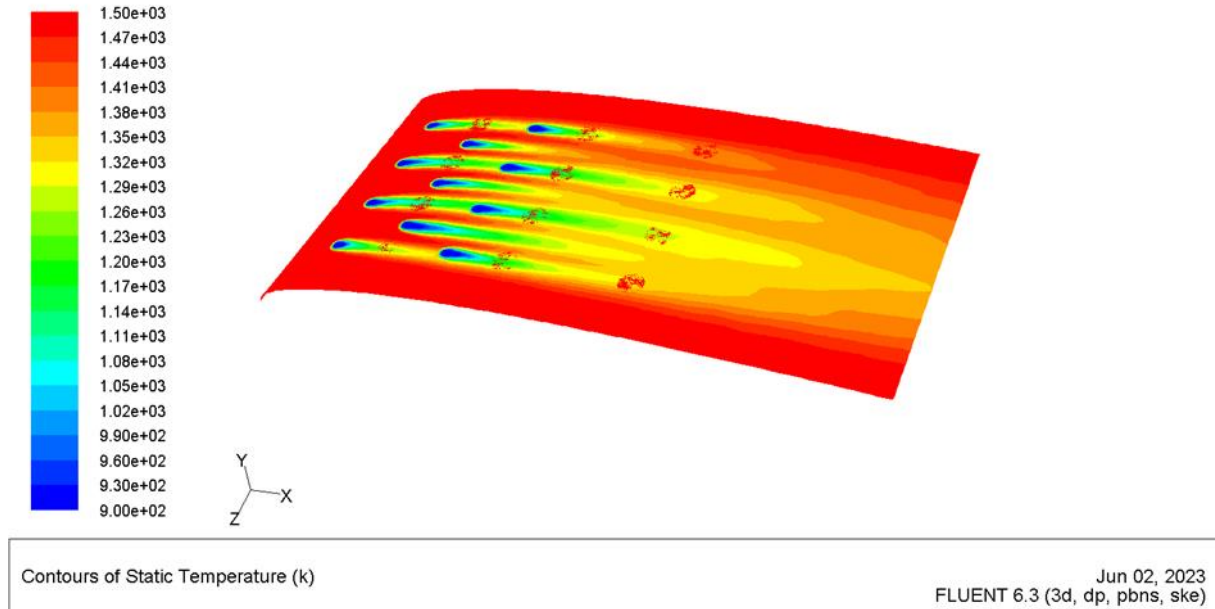


Figure IV. 16: Contour de la température statique pour le profil NACA0012.

La figure IV. 16 montre la répartition statique de la température sur une aube de turbine à gaz qui a été refroidie simultanément par deux technologies différentes, le refroidissement par film sur l'extrados de l'aube travers 4 rangées de trous en quinconce inclinés d'un angle $\alpha=45^\circ$ et le refroidissement par impact de jets à travers 12 trous verticaux parallèles à l'axe Y. Les trous d'injection pour le refroidissement par impact ont un diamètre égal à 0.04 m et la distance entre ces trous est de 0.1 m. Ces trous sont alimentés en air frais soutiré du compresseur et qui sert à refroidir l'intérieur de l'aube. La figure montre une bonne répartition de refroidissement le long de la paroi de l'aube, où les températures les plus basses ont été enregistrées aux endroits où se forment les jets, et cela du fait de la facilité de pénétration de l'air de refroidissement.

IV.4 Conclusion

Les résultats de cette étude représentés par des courbes de variation de la température statique et de la variation de la vitesse longitudinale V_x et transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour 2 angles d'inclinaison des orifices de

refroidissement $\alpha = 30^\circ$ et $\alpha = 45^\circ$. Aux stations suivantes ($X_1 = 0.1$, $X_2 = 0.2$, $X_3 = 0.3$, $X_4 = 0.4$, $X_5 = 0.5$, $X_8 = 0.8$). En étudiant ces résultats et en les comparant, on note :

On voit que l'étalement du film de refroidissement sur la longueur de l'aube donne un meilleur résultat pour l'angle d'inclinaison des trous de 45° que pour l'angle de 30° . Alors que, lors du refroidissement des trous, il donne un meilleur résultat à l'angle d'inclinaison des trous de 30° par rapport à l'angle de 45° . En ce qui concerne la variation de la vitesse transversale V_x , il n'y avait aucune différence lors du changement de l'angle d'inclinaison des trous. Quant à la variation de la vitesse transversale V_y elle est meilleure pour l'angle d'inclinaison de 30° .

Conclusion générale

CONCLUSION GÉNÉRALE

Cette étude est une étude tridimensionnelle 3D dans le plan XYZ. Nous avons étudié la variation de la température statique et la variation de la vitesse longitudinale V_x et transversale V_y en fonction de Y le long de la longueur longitudinale de l'aube (X) pour des angles d'inclinaison des orifices de refroidissement $\alpha = 30^\circ$ et $\alpha = 45^\circ$. L'outil de simulation utilisé est le code de calcul Fluent pour comprendre et analyser les différents phénomènes étudiés. La géométrie du domaine de calcul ainsi que son maillage ont été faits par Gambit. Les calculs et les résultats ont été obtenus par le code de calcul Fluent. Les résultats trouvés montrent le contour de la température statique le long de l'axe longitudinal (X) ainsi que les variations des vitesses longitudinales V_x et transversale V_y pour 2 angles d'inclinaison des orifices de refroidissement égal à 30° et 45° . Les résultats trouvés montrent que la meilleure formation du film de refroidissement est obtenue pour l'angle d'inclinaison des orifices égal à 45° .

En ce qui concerne la variation des caractéristiques de vitesse transversale V_y aux différentes stations, le flux d'air de refroidissement apparaît mieux pour l'angle de 30° .

Au cours de cette étude, nous avons acquis une compréhension du phénomène de l'aspect thermique de refroidissement par film de refroidissement et par impact de jets. Comme nous avons eu l'occasion d'acquérir quelques bases de l'étude des écoulements et de transfert de chaleurs par la simulation numérique

REFERENCES

REFERENCES

- [1] D. Ben seddik, M. Hasen, B. Bmail « Etude de turbine à gaz MS5002b » mémoire master, Université Ouargla, 2013.
- [2] TAMIMOUNT AMINE, Thème : Effet de la variation des paramètres économiques sur la rentabilité des turbines à gaz et des cycles combinés, Spécialité : Conversion d'énergie, Master en génie mécanique, UNIVERSITE M'HAMED BOUGARA DE BOUMERDES, Promotion : 2016/2017.
- [3] Pierre Gosselin ,1999 “prédiction du transfert thermique pariétal pour la chambre de combustion d'une turbine à gaz”. Thèse pour l'obtention du grade de philosophie docteur (Ph. D)
- [4] M. Simon Mendiez le 26 Novembre 2007 “Simulation numérique et modélisation de l'écoulement autour des parois multi-perforées” Thèse doctorat d'université Montpellier II
- [5] BENDJEDIDI, S., "Pompe centrifuge", Rapport de stage, Université de Batna, 2012.
- [6] Mémoire d'ingénieur d'État recherche d'un compromis conceptuel entre les critères de puissance et de rendement dans les cycles combinés présenté par : Mahdi rachidien 2009 Ecole Nationale Polytechnique.
- [7] BEN AMOR, Y. REZIG, T., "Calcul énergétique d'une turbine à gaz à cycle Combiné", mémoire d'ingénieur (Université Mohamed Khider – Biskra, 2010)
- [8] fatigue des ailettes de la turbine à gaz (fluage à haute température de l'inconel 738) (Souleymane jaffer. 2015-2016). Mémoire de fin d'étude master, université de Msila.
- [9] Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites, (kola eftikhar, 14/ 09/ 2015), mémoire de fin d'étude master, université de Batna.
- [10] NESRAOUI ILIAS, ANALYSE ET SIMULATION DEREFOIDISSEMENT DES AUBES D'UNE TURBINE A GAZ,Mémoire de fin d'étudesmaster 2,UNIVERSITÉ KASDI MERBAH OUARGLA.Mécanique des chantiers pétroliers,23 / 05 / 2016, page 14.
- [11] J. Larsson, Numerical simulation of turbulent flows for turbine blade heattransfer applications. PhD Thesis; Chalmers University of technologySweden1998.
- [12] M. Simon Mendez le 26 Novembre 2007 “Simulation numérique et modélisation l'écoulement autour des parois multi-perforées” Thèse doctorat d'université Montpellier II
- [13] AZZI ABBES, Investigation numérique appliqué aux aubes des turbines à gaz, thèse de doctorat d'état, faculté de génie mécanique, département de génie maritime, USTOMB, Algérie.

REFERENCES

- [14] BERNARD GUSTAPHSON, (2001) Experimental Studies of Effusion Cooling, thesis for degree of doctora of philosophy: Department of Thermos and Fluid Dynamics, CHALMERS UNIVERSITY OF TECHNOLOGY, Goteborg, Sweden 2001.
- [15] FERHATI Mohammed El Amin, DEGHEFEL Bilal, Modélisation numérique 3D de l'écoulement autour d'un rotor d'une éolienne à axe vertical type Darrieus, MEMOIRE DE FIN D'ETUDE Master, Mohamed Boudiaf University of M'sila Faculty of Technology.
- [16] ABDERRAHIM Asma, Etude numérique de la convection forcée turbulente dans un capteur solaire a air double passe, MEMOIRE DE FIN D'ETUDE Master en physique, UNIVERSITE ABOU BEKR BELKAID, TLEMCEN FACULTE DES SCIENCES, DEPARTEMENT DE PHYSIQUE ,02/07/2012, page 23.
- [17] NAIDJA Meriem, MODELISATION NUMERIQUE 3D DE L'ECOULEMENT AUTOUR D'UN ROTOR D'UNE EOLIENNE A AXE HORIZONTAL, MEMOIRE DE FIN D'ETUDE MASTER, Mohamed Boudiaf University of M'sila, Faculty of Technology
- [18] Mme BAKHTI Fatima Zohra, MODULE : Exploitation des logiciels de simulation, Niveau : S3 Master Energétique, Université de M'sila.
- [19] Mme BAKHTI Fatima Zohra, MODULE : CFD et logiciels, Niveau : S3 Master Energétique, Université de M'sila.