

PREDICTION NUMERIQUE DU REFROIDISSEMENT PAR FILM PRES DU BORD D'ATTAQUE D'UNE AUBE SYMETRIQUE: INFLUENCE DU TAUX D'INJECTION

Reçu le 03/06/2000 – Accepté le 27/10/2001

Résumé

Dans cet article, on présente une étude numérique du refroidissement par film du bord d'attaque d'une aube symétrique. Le domaine de calcul épouse parfaitement la forme du bord d'attaque et inclut l'intérieur des trous d'injection. Une méthode aux volumes finis combinée avec une technique multi-bloc est utilisée pour la résolution des équations de conservation des paramètres moyens de l'écoulement turbulent et incompressible. Cette étude focalise sur l'influence de la position du trou d'injection et du taux d'injection sur l'efficacité du refroidissement. Les phénomènes physiques tels que le décollement du jet, les deux vortex tournant en sens inverse l'un par rapport à l'autre et la zone de forte production de l'énergie turbulente sont tous capturés par la présente simulation numérique.

Mots clés: Equations de Navier-Stokes, Méthode des volumes finis, Maillage multi-zones, Refroidissement par film, Turbomachines, Bord d'attaque.

Abstract

Computations of film cooling are carried out on a leading edge of a symmetrical turbine blade. Using a multi-block technique and an arbitrary curvilinear, body-fitted grid, the computational domain includes the curved blade surface as well as the coolant regions. The computational method used is a three-dimensional finite volume method to solve the Reynolds Averaged Navier Stokes Equations. The effects of mass flow ratio and holes positions are investigated. The influence of the general features of film cooling such as Jet blow-off, high turbulence intensity in the shear layer, and double counter rotating vortices are captured by the present study.

Key words: Navier-Stokes Equations, Finite Volume Method, Multi-bloc Method, Film Cooling, Leading Edge.

**A. AZZI
M. ABIDAT**

Faculté de Mécanique
U.S.T.O. Mohammed Boudiaf
BP 1505 El M'Naouer
31000 Oran, Algérie

ملخص

يتم خلال هذه الدراسة محاكاة عددية لظاهرة التبريد الطبقي لرأس ريشة تربينة غازية. ويتميز هذا البحث باستعمال طريقة المجالات المتعددة أخذاً بعين الاعتبار التأثير المتبادل بين التيار الهوائي داخل و خارج ثقب التبريد. إذ أن مجال الحساب يحاكي بدقة الشكل النصف دائري لرأس الريشة و كذلك داخل ثقب التبريد. و قد استعملت طريقة الأحجام المنتهية لحل معادلات الحركة الاضطرابية لجريان الهواء و كذا معادلة الحرارة. و الغاية من هذه الدراسة هي تحديد تأثير موضع الثقب على نجاعة عملية التبريد و كذا تأثير نسبة الهواء المحقون. و قد تم ضبط معظم الظواهر الطبيعية المرافقة لعملية التبريد الطبقي كانفصال الهواء المحقون عن سطح الريشة، الإنتاج الكبير للحركة الاضطرابية بجوار مكان الحقن، و تكوين دوامتين تدوران باتجاهين متعاكسين.

الكلمات المفتاحية: معادلات Navier-Stokes، طريقة الأحجام المنتهية، المجالات المتعددة، التبريد الطبقي.

Parmi toutes les variantes des turbomachines, la turbine à gaz est le seul type qui nécessite une étude poussée de son comportement thermique. Deux aspects sont à souligner dans ce contexte: le premier est lié au caractère du taux de transfert de chaleur fortement non uniforme le long de la surface externe des aubes de la turbine à gaz. Cette complexité du phénomène thermique est liée à plusieurs paramètres thermodynamiques et géométriques de l'écoulement autour de l'aube, entre autre, la faible épaisseur de la couche limite près du bord d'attaque qui est directement responsable d'un haut niveau de transfert thermique dans cette zone. Le deuxième aspect est la nécessité continue d'augmenter la température maximale du cycle thermique de la turbine à gaz dans le but d'améliorer les performances et le rendement de la machine. Malheureusement, la durée de vie de celle-ci est directement liée à sa charge thermique. Ainsi, il devient indispensable d'adopter un procédé de refroidissement judicieusement étudié pour assurer une répartition de température la plus uniforme possible et d'un niveau acceptable. Ce refroidissement des surfaces, en contact des gaz chauds, va permettre d'augmenter la température maximale du cycle tout en gardant la température des surfaces métalliques dans des limites raisonnables et compatibles avec une durée de vie acceptable pour la machine. D'après l'étude présentée par Lakshminarayana [1], les progrès réalisés dans le domaine du refroidissement et la sélection des matériaux utilisés ont permis un gain considérable sur le niveau de la température du cycle des turbines à gaz (750K en l'espace d'une vingtaine d'années). Toujours d'après la même référence, dans le domaine de l'aviation, la température

de fonctionnement des turbines à gaz peut atteindre 1600K pour le coté civil et bien au-delà de cette limite pour le secteur militaire.

Le refroidissement par film est l'un des procédés les plus utilisés pour protéger les aubes des turbines à gaz contre les très hautes températures des gaz chauds venant de la chambre de combustion. Ce procédé de refroidissement consiste à soutirer un certain débit d'air froid juste après le compresseur de la machine et l'injecter dans l'espace inter aube à travers des trous judicieusement aménagés dans le corps de l'aube à refroidir. Le jet d'air froid entre en interaction directe avec l'écoulement principal des gaz chauds. Le but à réaliser est de former une fine couche d'air froid (film) entre la paroi solide à refroidir et les gaz à très haute température. Il est clair que l'interaction directe entre le jet et le fluide transversal est très compliquée, surtout que les deux fluides ont nécessairement des paramètres thermodynamiques différents. Les avantages apportés par un tel procédé ne peuvent être bénéfiques que par une optimisation du débit d'air utilisé pour le refroidissement. Il faut que ce débit soit minimal tout en gardant un bon niveau de refroidissement des aubes de la turbine à gaz. Il est à noter que le débit d'air soutiré pour le refroidissement représente une augmentation de consommation du combustible par la machine qu'il faut estimer et donc optimiser. En plus du souci économique, l'injection du fluide froid dans l'espace inter aubes, s'il n'est pas bien contrôlé, peut perturber dangereusement l'aérodynamique de la machine et détériorer ses performances. Le processus du refroidissement par film reste à ce jour un des sujets les plus complexes en turbomachines, où beaucoup de recherches sont en cours en vue de maîtriser les différents paramètres qui influent sur son efficacité.

La complexité du phénomène vient des aspects suivants:

- La température, la densité et la vitesse du fluide refroidissant sont différentes de celles de l'écoulement principal des gaz chauds.
- L'interaction des jets avec l'écoulement principal influe directement sur la distribution des propriétés turbulentes, en augmentant considérablement la production et la dissipation de l'énergie cinétique turbulente près du point d'injection.
- La configuration géométrique est assez complexe, incluant la forme de l'aube et la rugosité de la surface qui interviennent directement sur la distribution de la pression et la nature visqueuse de l'écoulement.
- Le nombre de rangées de trous utilisés, le diamètre des trous d'injection, l'espace entre les rangées ainsi que celui entre les trous, l'angle d'inclinaison des trous d'injection, leurs positions relatives (carré ou autre).
- Dans beaucoup de situations, le caractère non stationnaire de l'écoulement principal ainsi que l'effet des forces de Coriolis augmentent la complexité du processus étudié.
- L'injection du fluide refroidissant peut provoquer une transition prématurée de l'écoulement avec une relaminarisation sous certaines circonstances.

Comme il a été dit un peu plus haut, le bord d'attaque de l'aube est la zone la plus critique de celle-ci. En effet,

cette partie de l'aube où est localisée la ligne de stagnation est la plus exposée aux gaz chauds, et c'est effectivement là où l'injection du fluide refroidissant est habituellement pratiquée. L'écoulement des gaz, à proximité des trous d'injection, est très complexe en raison de la forte interaction entre le jet du fluide refroidissant et l'écoulement principal des gaz chauds. Le comportement d'un jet simple dans un écoulement transversal est caractérisé par une déviation du jet dans le sens de l'écoulement principal, donnant naissance à un écoulement de retour dans la région basse du jet. Ce qui se traduit par la formation de deux vortex tournant en sens inverse l'un par rapport à l'autre, et de ce fait le jet prend la forme très connue du rein. Un tel écoulement est tridimensionnel et la turbulence est fortement non isotropique. La situation est encore plus complexe lors de l'injection sous des angles composés. Cette dernière configuration géométrique est la plus fréquemment utilisée puisqu'il a été démontré qu'elle permet une meilleure couverture de la surface de l'aube à protéger [2]. Cependant, la situation devient plus complexe lorsque l'injection est pratiquée près du bord d'attaque de l'aube du fait que le jet froid sera dirigé pratiquement en sens contraire de l'écoulement des gaz chauds. Il a été aussi montré que l'écoulement à l'intérieur du trou d'injection est fortement perturbé par l'écoulement des gaz chauds [3], d'où la nécessité d'inclure l'intérieur des trous d'injection dans le domaine de calcul pour avoir une meilleure prédiction de l'écoulement, surtout lorsque le trou est situé près du bord d'attaque.

Parmi les différents paramètres influençant directement l'efficacité du refroidissement par film, le taux d'injection du fluide refroidissant joue un rôle majeur. Il a été trouvé que l'efficacité du refroidissement augmente avec l'augmentation du taux d'injection jusqu'à une certaine limite au-delà de laquelle l'efficacité diminue. Ce phénomène, appelé "Blow-off", est expliqué par le fait qu'à faible taux d'injection, le jet est pratiquement plaqué contre la surface à protéger et remplit son rôle de façon optimale, alors qu'à forts taux d'injection, le jet pénètre profondément dans l'écoulement principal en se décollant de la surface. Cette dernière est ainsi directement exposée aux gaz chauds, d'où la détérioration de la protection de celle-ci.

Il est bon de noter que pratiquement jusqu'à nos jours, la prédiction numérique du phénomène du refroidissement par film en utilisant les méthodes statistiques du traitement de la turbulence n'a pas toujours donné de bons résultats, surtout pour des taux d'injection élevés. Cette étude s'inscrit donc dans les efforts développés pour la compréhension de ce phénomène. L'objectif est d'adapter un code de calcul déjà utilisé pour l'étude du refroidissement par film d'une plaque plane [4,5], au cas du bord d'attaque arrondi d'une aube symétrique.

La formulation mathématique d'un écoulement turbulent d'un fluide incompressible étant actuellement très documentée et ayant été largement développée dans des travaux antérieurs [4,5], seul un bref aperçu sera exposé dans cet article. L'écoulement moyen et le champ de la température sont déterminés à partir de la résolution des équations moyennes de Reynolds sous leur forme

tridimensionnelle, stationnaire et incompressible. Les contraintes turbulentes sont exprimées par l'approximation de Boussinesq, et la distribution de la viscosité turbulente μ_t est calculée par le modèle $k-\varepsilon$ et la loi de la paroi. L'emploi d'une méthode aux volumes finis permet l'utilisation d'un maillage arbitraire non orthogonal et multi-bloc où toutes les variables sont stockées au centre du volume de contrôle. Le domaine de calcul est divisé en trois blocs distincts (Fig.1), un bloc pour l'espace au-dessus de l'aube et deux blocs correspondant aux deux demi-trous d'injection appartenant au domaine de calcul.

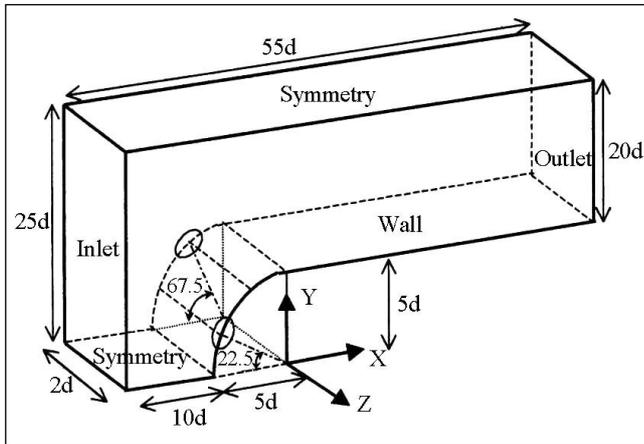


Figure 1: Géométrie et conditions aux limites.

MODELE D'AUBE UTILISE

Cette investigation a été inspirée de l'étude expérimentale et numérique réalisée par Salcudean *et al.* [6,7]. Néanmoins, le modèle géométrique utilisé dans cette étude présente deux différences majeures par rapport à celui utilisé par Salcudean *et al.* [8]. Les positions angulaires des deux rangées de trous d'injection ainsi que leurs inclinaisons latérales sont modifiées. Contrairement aux études citées plus haut, se limitant à seulement deux taux d'injection, la présente étude concerne une large fourchette allant de 0.25 à 1.5. L'aube étudiée présente un bord d'attaque semi-circulaire de diamètre 127 mm muni de quatre rangées de trous dont les positions angulaires sont 22.5° et 67.5° et disposées de façon symétrique, sans inclinaison latérale. Le diamètre des trous d'injection est de 12.7 mm, et leur espacement dans une même rangée est égal à $4d$. La symétrie de l'aube par rapport au plan XZ passant par la ligne de stagnation permet l'utilisation des conditions de symétrie sur ce plan. Des conditions de symétries sont aussi utilisées dans la direction latérale puisque les trous ne présentent pas d'inclinaison composée. Les dimensions du domaine de calcul sont clairement représentées sur la figure 1. La grille de calcul utilisée comporte $122 \times 40 \times 18$ nœuds pour l'espace au-dessus de l'aube et $9 \times 9 \times 37$ pour chaque trou d'injection. Ces trois grilles sont assemblées en une seule grande matrice comportant $133 \times 40 \times 18$ nœuds suivant les directions x , y et z respectivement. Pour assurer une bonne résolution de l'écoulement dans les zones à forts gradients, le maillage est raffiné près de la zone d'injection, de la ligne de

stagnation et de la paroi solide (Fig.2). Les conditions aux limites sont prises comme suit: à l'entrée du domaine de calcul, la vitesse est uniforme et vaut 10 m/s, le nombre de Reynolds, basé sur la vitesse de l'écoulement principal et le diamètre du trou d'injection, vaut 8466. L'énergie de turbulence et le taux de sa dissipation sont évalués suivant les formules suivantes:

$$k_{in} = 1.5(Tu.U_{in})^2 \quad (1)$$

$$\varepsilon_{in} = C_{\mu} \rho \frac{k_{in}^2}{\mu_t} \quad (2)$$

où Tu représente une intensité de turbulence de 5% tandis que la viscosité turbulente est prise égale à 20 fois la viscosité moléculaire. A l'entrée des tubes d'injection, une distribution de la vitesse suivant la loi de puissance proposée par Schlichting [9] a été imposée.

$$U_c(r) = 1.26 U_c \left(\frac{r}{d/2} \right)^{1/6} \quad (3)$$

où U_c est la vitesse débitante du fluide de refroidissement. Elle est calculée à partir du taux d'injection adopté comme suit:

$$M = \rho_c U_c / \rho_{in} U_{in} \quad (4)$$

En raison de la différence dans la disposition des deux rangées de trous par rapport à l'écoulement principal, une distribution différente du taux d'injection est adoptée pour chaque rangée de trous. Cette distribution est inspirée de l'étude expérimentale de Salcudean *et al.* [6].

$$M = 0.25 \quad m_1 = 0.2 \quad m_2 = 0.3 \quad (5)$$

$$M = 0.52 \quad m_1 = 0.3 \quad m_2 = 0.75 \quad (6)$$

$$M = 0.97 \quad m_1 = 0.86 \quad m_2 = 1.08 \quad (7)$$

$$M = 1.50 \quad m_1 = 1.40 \quad m_2 = 1.60 \quad (8)$$

L'intensité de la turbulence dans les trous d'injection est estimée à 3% et la longueur de l'échelle de turbulence est prise égale au diamètre du trou. Une condition d'adiabacité pour la température et la loi de paroi pour les vitesses et les grandeurs turbulentes ont été appliquées près de la paroi solide. La position du premier nœud près de la paroi pour chaque cas étudié a été vérifiée pour répondre aux exigences de l'application de ce type de conditions aux limites. Les conditions à gradient nul ont été appliquées pour toutes les variables à la sortie du domaine de calcul.

RESULTATS ET DISCUSSIONS

Dans un souci de clarté, les résultats présentés dans cette étude ont été focalisés sur la zone voisine des trous d'injection. La figure 3 représente un plan XY perpendiculaire à la ligne de stagnation et passant par le centre du trou d'injection de la première rangée ($\alpha = 22.5^\circ$) pour $M = 0.25$. La figure 3a représente le champ des vecteurs vitesses alors que la figure 3b montre les contours de pression (p/p_{ref}) qui a été adimensionnalisée en utilisant la pression au point de stagnation comme valeur de référence. Il en ressort que la région amont du trou d'injection est une zone de haute pression où le fluide

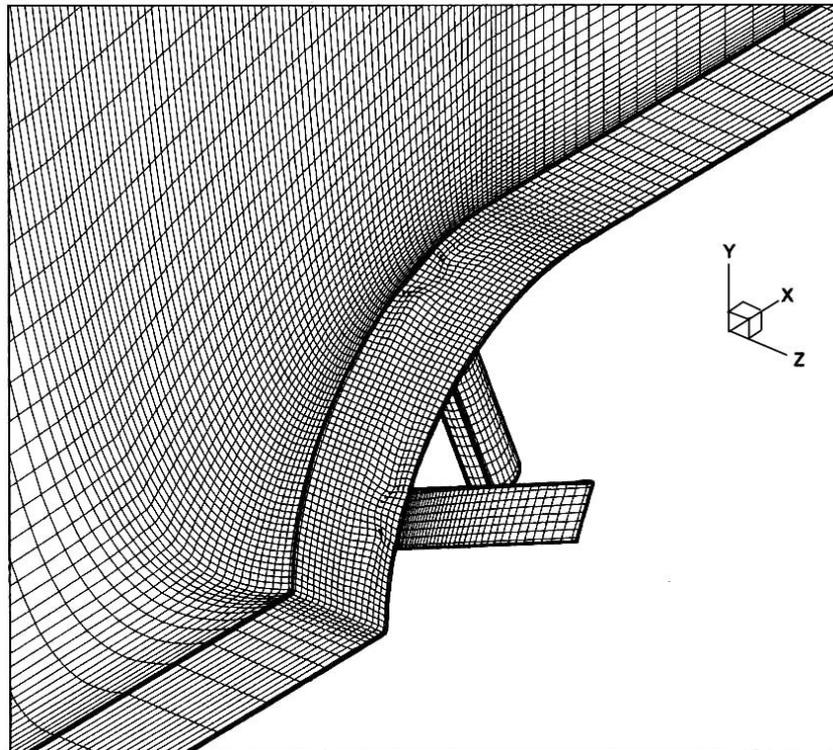


Figure 2: Grille de calcul utilisée.

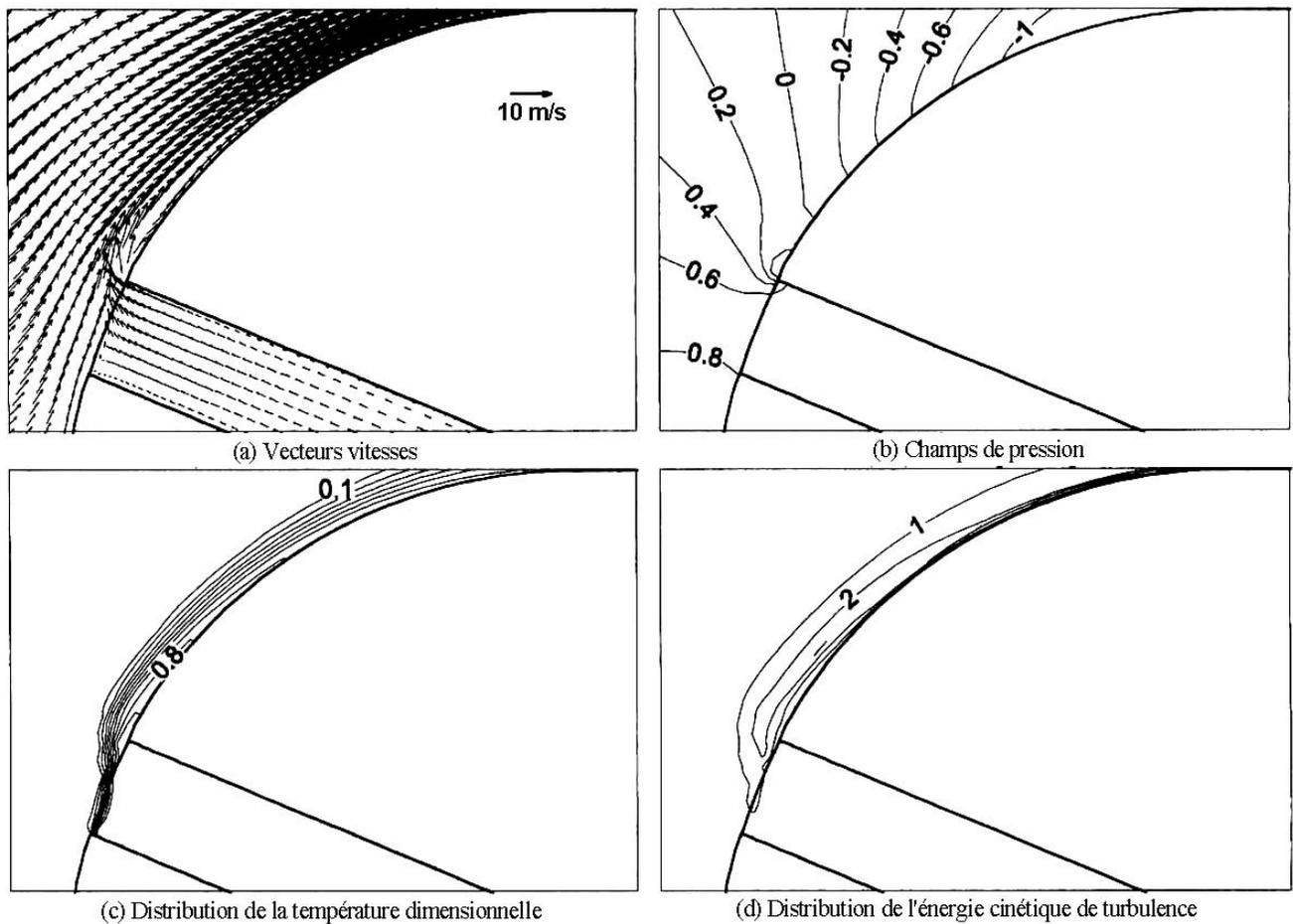


Figure 3: Plan de symétrie passant par le premier trou $\alpha = 22.5^\circ$, $m = 0.25$.

refroidissant n'arrive pas à percer l'écoulement principal. On voit bien sur la figure 3a que les vecteurs vitesse de l'écoulement principal sont parallèles au profil de l'aube sur plus de la moitié du trou. Ce comportement du jet est compatible avec les résultats de Salcudean [6,7] et motive donc le choix d'introduire l'intérieur du trou d'injection dans le domaine de calcul. La figure 3c représente les contours de la température adimensionnelle appelée *efficacité du refroidissement* $\eta = (T - T_c) / (T_\infty - T_c)$ où T_c est la température du fluide refroidissant et T_∞ la température des gaz chauds. Ici aussi, on remarque que la température de l'écoulement principal influe sur celle du fluide refroidissant à l'intérieur d'une petite zone du trou d'injection. La distribution de l'énergie cinétique turbulente ($100k/U_\infty^2$), représentée sur la figure 3d, montre que la zone de production de la turbulence se trouve après l'injection et près de la paroi solide.

La figure 4 représente des résultats analogues au plan XY passant par le centre du trou de la deuxième rangée située à $\alpha = 67.5^\circ$. Contrairement au premier, ce deuxième trou d'injection qui se trouve dans une zone de basse pression (Fig.4b), permet au jet de pénétrer profondément dans l'écoulement principal. Il se crée alors une zone de recirculation intense et de production de l'énergie turbulente. Les figures 5 à 10 représentent les mêmes plans pour les taux d'injections $M = 0.52$, $M = 0.97$ et $M = 1.5$ respectivement. De l'examen de ces figures, il ressort que la zone de recirculation qui se crée en aval du point d'injection augmente de taille avec l'amplitude du taux d'injection. Pour le même taux d'injection, cette zone est plus importante au voisinage du deuxième trou d'injection par rapport au premier. Ce comportement est directement lié au champ de pression régnant dans les deux zones. La haute pression au voisinage du bord d'attaque atténue le développement du jet dans cette zone. Pire encore, pour les faibles taux d'injection une partie de l'écoulement principal pénètre dans le trou d'injection, ce qui est traduit directement par les contours de la température. La différence de vitesse du jet par rapport à celle de l'écoulement principal contribue à une forte production de l'énergie turbulente dans cette zone de l'écoulement. Il est clair aussi, d'après les contours de la température adimensionnelle, que, pour les faibles taux d'injection, la protection de la surface de l'aube est la plus efficace, vue l'aplatissement de ces contours. Pour le même taux d'injection, les contours issus du premier trou sont plus aplatis que ceux issus du deuxième.

La figure 11 représente la distribution de l'efficacité de refroidissement sur la paroi de l'aube pour les taux d'injection $M = 0.25$, 0.52 , 0.97 et 1.5 respectivement. L'influence de la position angulaire des trous sur l'efficacité de refroidissement est clairement traduit par les contours de cette figure. L'adhésion du jet du premier trou sur la paroi est bien reflétée par les contours de la température d'où la bonne protection de la surface de l'aube. D'autre part, le décollement du jet du deuxième trou est caractérisé par une détérioration majeure de la protection de l'aube. Il découle aussi de ces figures que la

meilleure protection du bord d'attaque de l'aube est réalisée pour les taux d'injection $M = 0.25$ et $M = 0.52$, alors que pour les taux d'injection $M = 0.97$ et $M = 1.5$, la meilleure protection est réalisée loin le long de l'aube, à cause du débit du fluide refroidissant plus important.

La figure 12 représente les contours de la vitesse longitudinale et de la température adimensionnelle pour $M = 0.25$ sur des plans perpendiculaires à l'aube et situés au bord de fuite du deuxième trou d'injection et à la limite de la courbure du bord d'attaque de l'aube respectivement. La position du trou d'injection de la première rangée est repérée par une flèche de petite taille, alors que la flèche de grande taille représente la position de l'injection de la deuxième rangée.

Cette représentation est valable aussi pour les figures 13, 14 et 15 qui représentent les mêmes contours pour les taux d'injections $M = 0.52$, $M = 0.97$ et $M = 1.5$ respectivement.

L'examen des contours de la vitesse longitudinale montre bien une accélération de l'écoulement juste après le point d'injection du deuxième trou, l'influence de l'injection du premier trou restant sensible au niveau du premier plan pour tous les taux d'injection alors qu'elle ne l'est au deuxième plan que pour les taux d'injection $M = 0.97$ et $M = 1.5$. Un fort gradient de vitesse existe au niveau du jet du deuxième trou, et l'écoulement de retour est clairement représenté par des contours de valeur négatives aux figures 14 et 15, correspondant aux taux d'injection les plus élevés. Les contours de températures prennent la forme de plusieurs cercles concentriques. Ils sont plus près de la paroi pour le premier plan et un peu plus éloignés au deuxième, conséquence logique du phénomène "blow-off" cité plus haut. La forme caractéristique du rein est bien reflétée par les contours de la température des taux d'injection les plus élevés. Elles traduisent le mouvement qui se forme le long du jet des deux vortex, tournant en sens inverse l'un par rapport à l'autre.

Les performances du refroidissement par film sont quantifiées par le calcul de la valeur moyenne latérale de l'efficacité de refroidissement définie comme suit:

$$\bar{\eta} = \frac{1}{L} \int_L \eta dy \quad (9)$$

La distribution longitudinale de l'efficacité moyenne latérale de l'efficacité de refroidissement est représentée sur la figure 16. Il découle de cette figure que la deuxième rangée de trous améliore le refroidissement global de l'aube. En effet, le deuxième jet contribue à maintenir la transition dans la couche limite tout en maintenant un bon refroidissement dans la direction de l'écoulement principal. Il apparaît aussi que les deux faibles taux d'injection ($M=0.25$ et $M=0.52$) protègent mieux la surface de l'aube dans la région du bord d'attaque entre les deux trous d'injection. L'injection à $M=0.52$ est aussi la meilleure, juste après le deuxième trou, alors que loin de la zone de l'injection, les forts taux d'injection l'emportent en raison du fort débit du fluide refroidissant utilisé. Il découle de cette figure que la meilleure protection du bord d'attaque de l'aube est obtenue pour le taux d'injection optimal $M=0.52$.

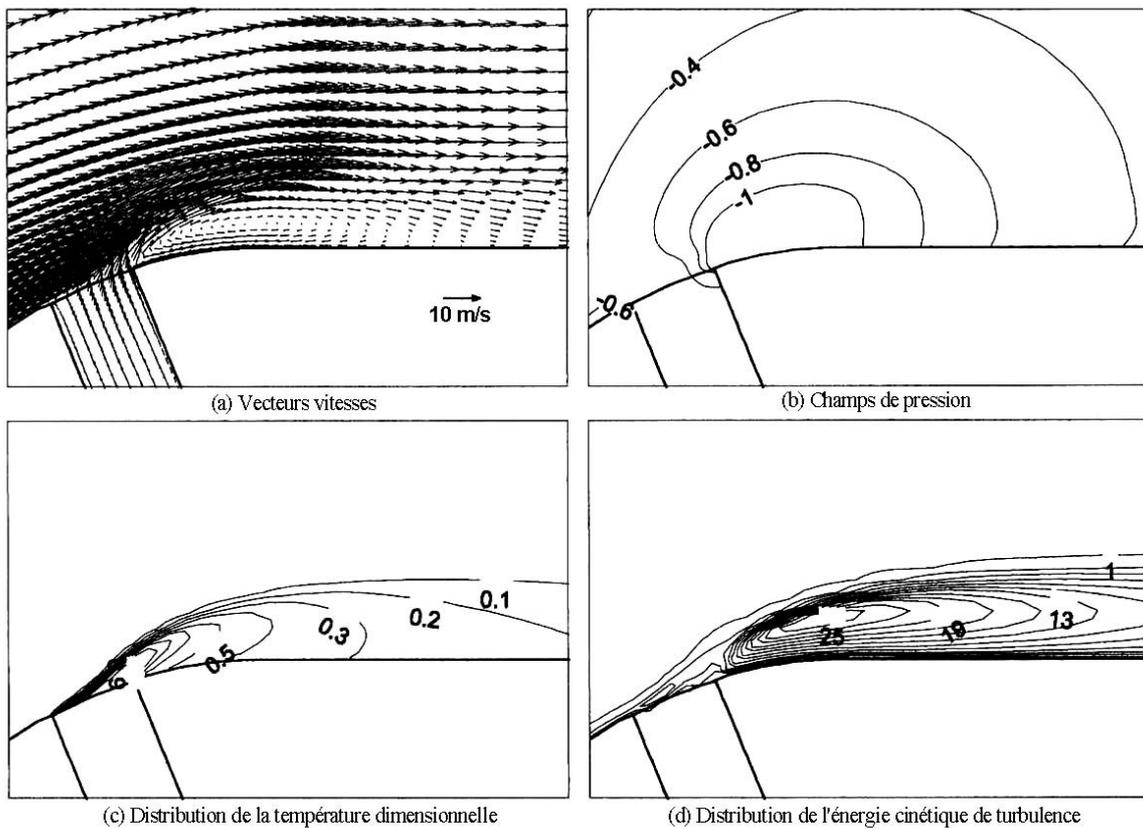


Figure 4: Plan de symétrie passant par le deuxième trou $\alpha = 67.5^\circ$, $m = 0.25$.

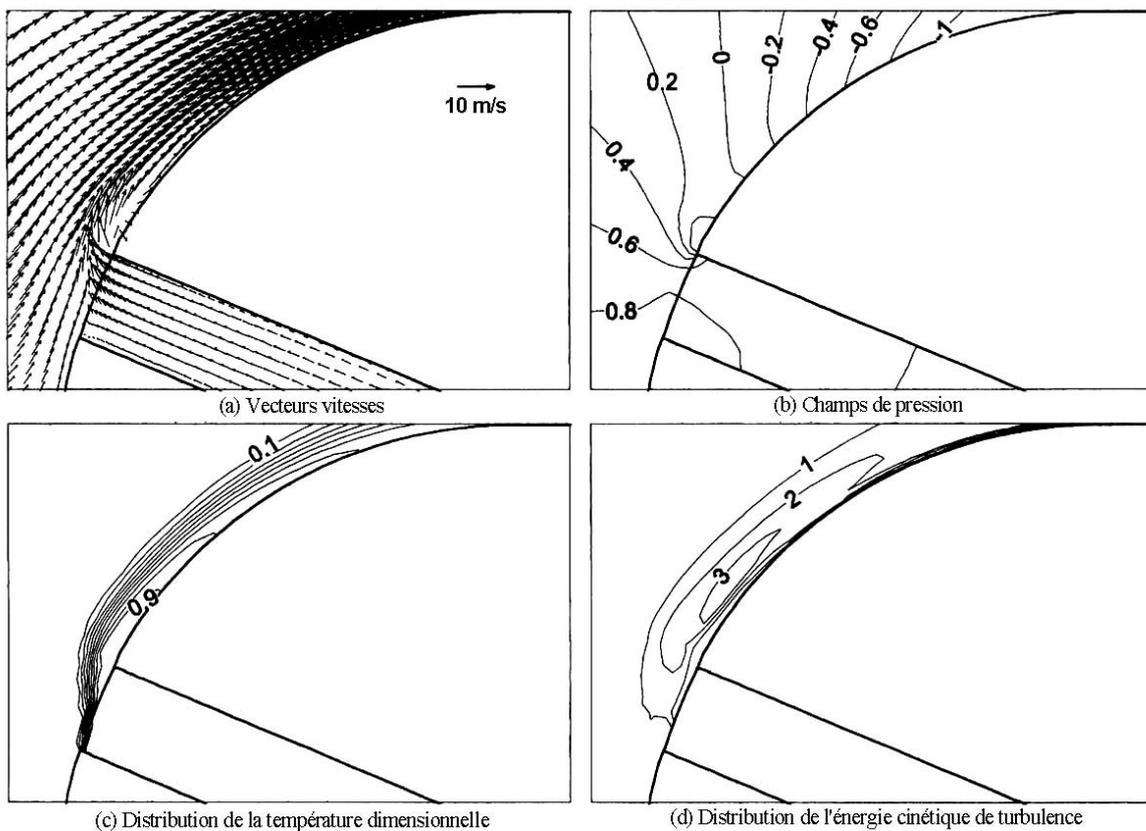


Figure 5: Plan de symétrie passant par le premier trou $\alpha = 22.5^\circ$, $m = 0.52$.

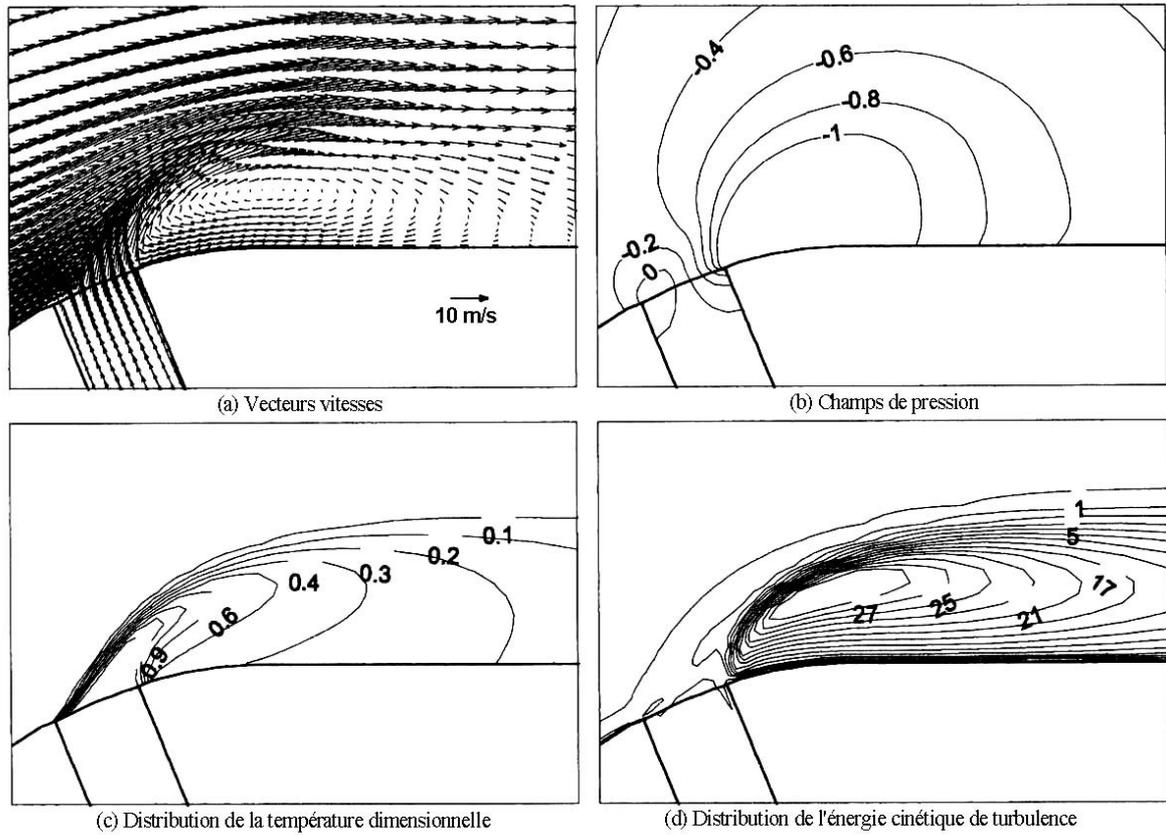


Figure 6: Plan de symétrie passant par le deuxième trou $\alpha = 67.5^\circ$, $m = 0.52$.

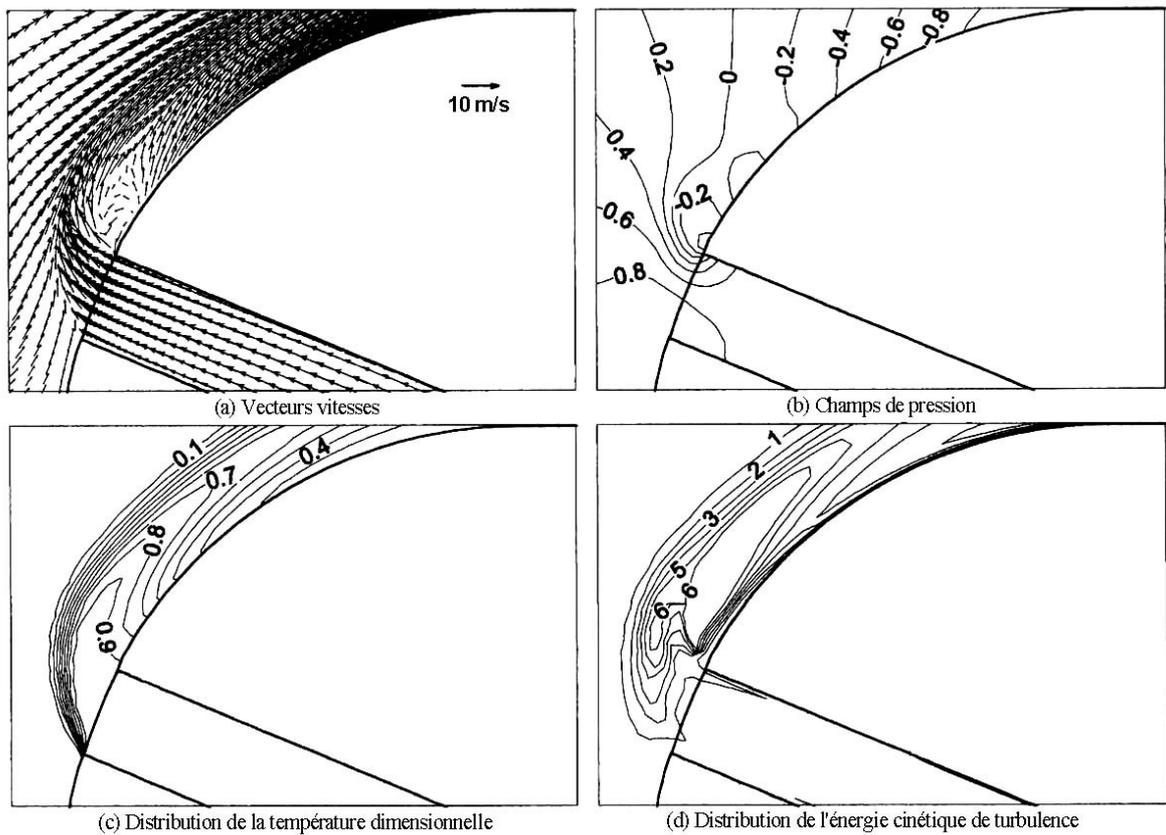


Figure 7: Plan de symétrie passant par le premier trou $\alpha = 22.5^\circ$, $m = 0.97$.

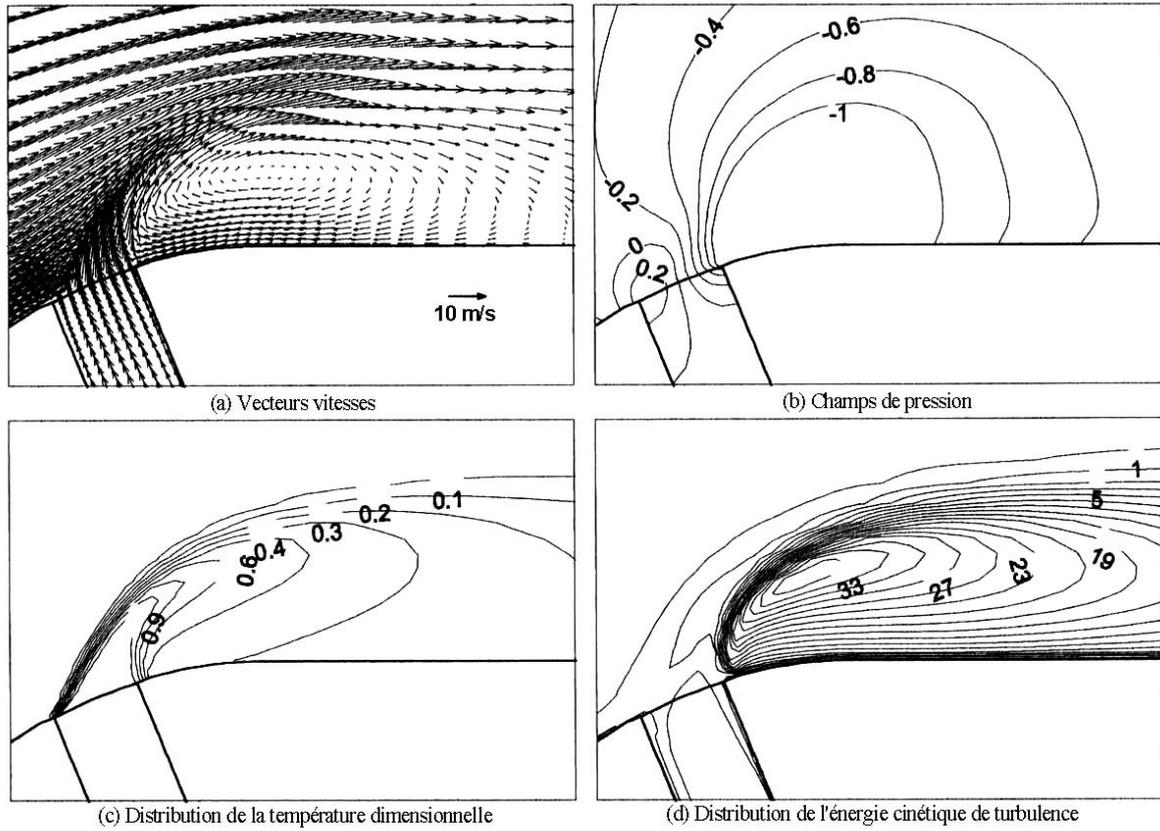


Figure 8: Plan de symétrie passant par le deuxième trou $\alpha = 67.5^\circ$, $m = 0.97$.

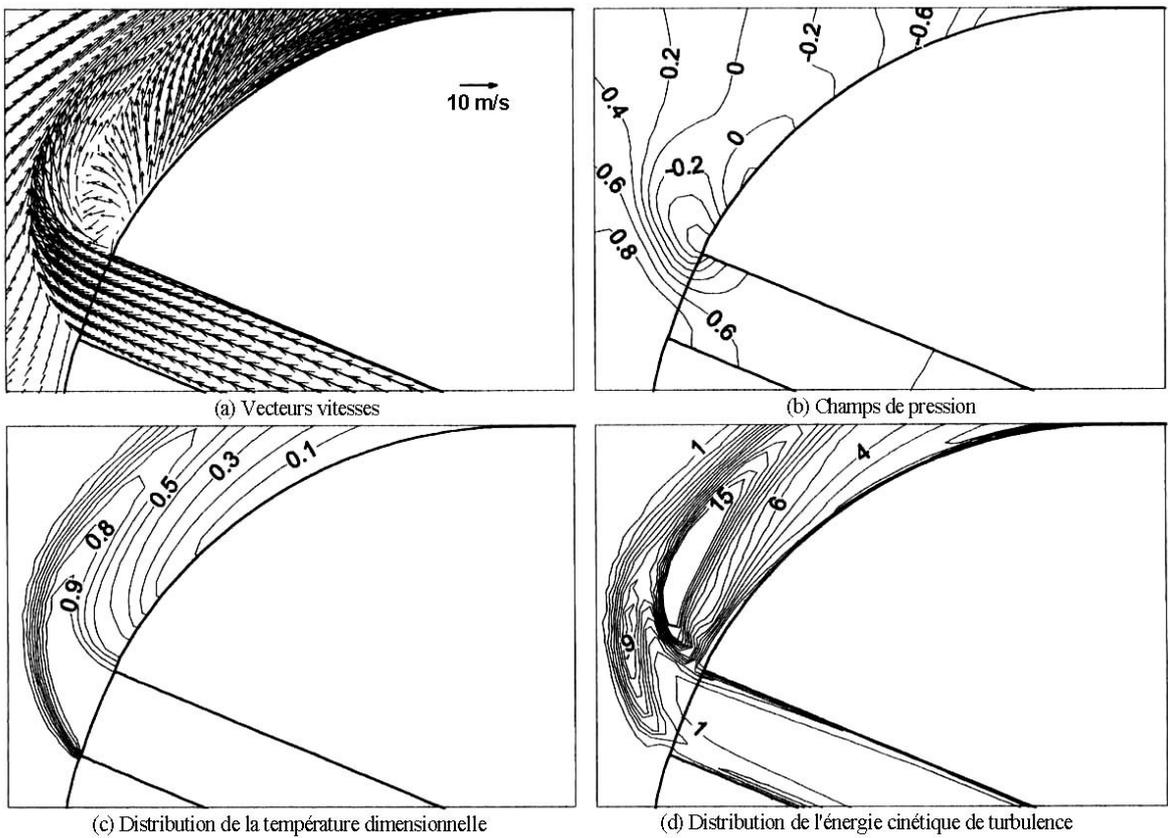


Figure 9: Plan de symétrie passant par le premier trou $\alpha = 22.5^\circ$, $m = 1.5$.

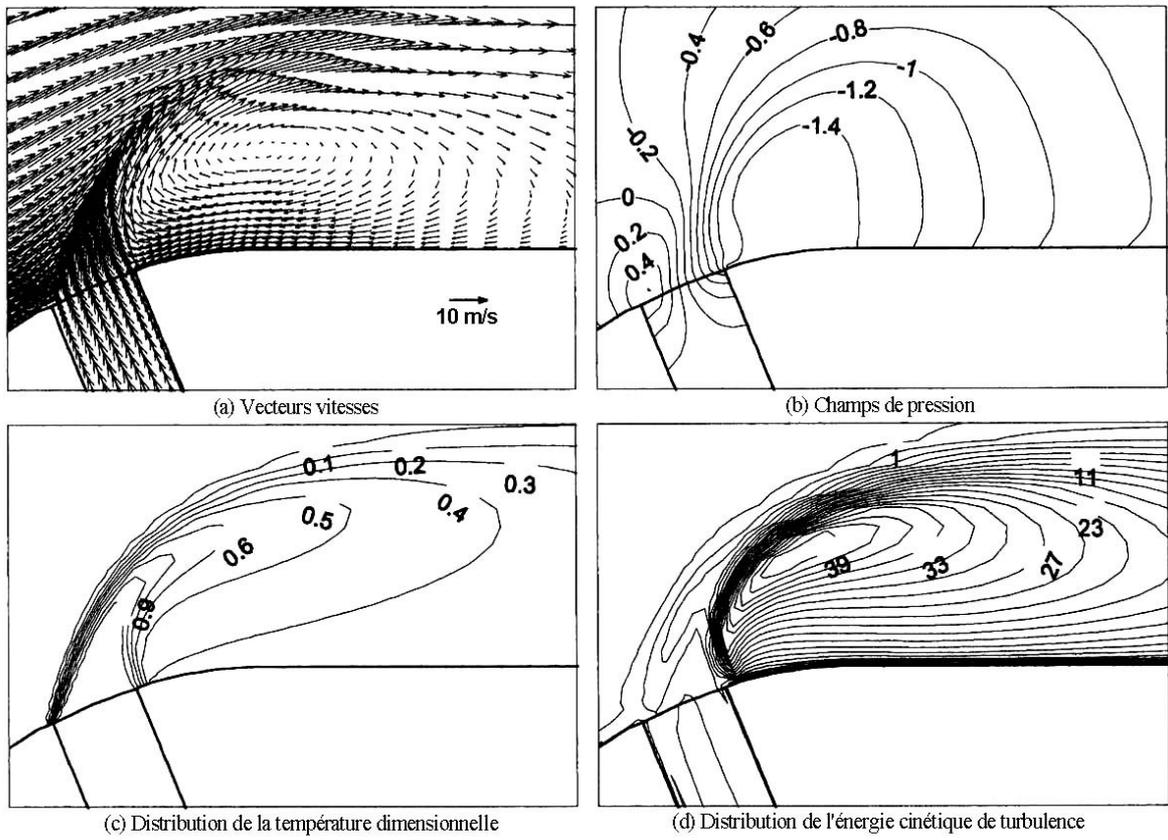


Figure 10: Plan de symétrie passant par le deuxième trou $\alpha = 67.5^\circ$, $m = 1.5$.

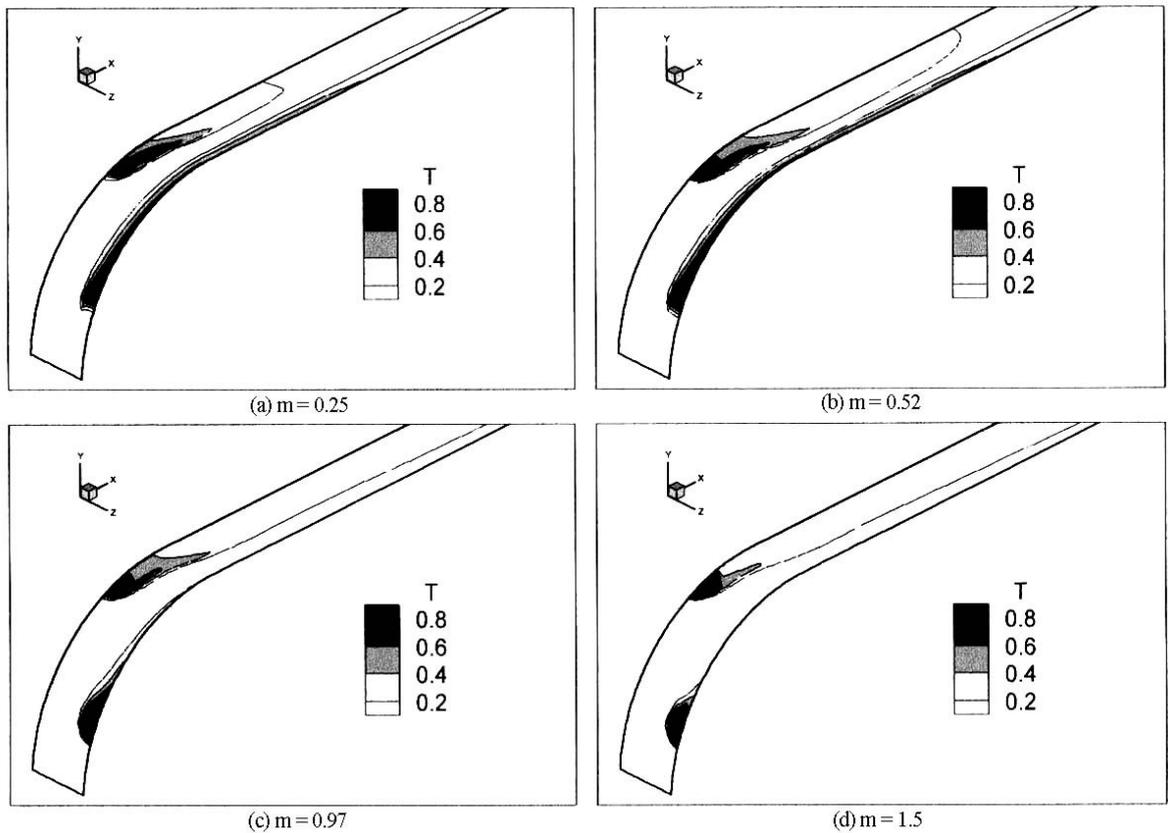


Figure 11: Distribution de l'efficacité de refroidissement sur la surface de l'aube.

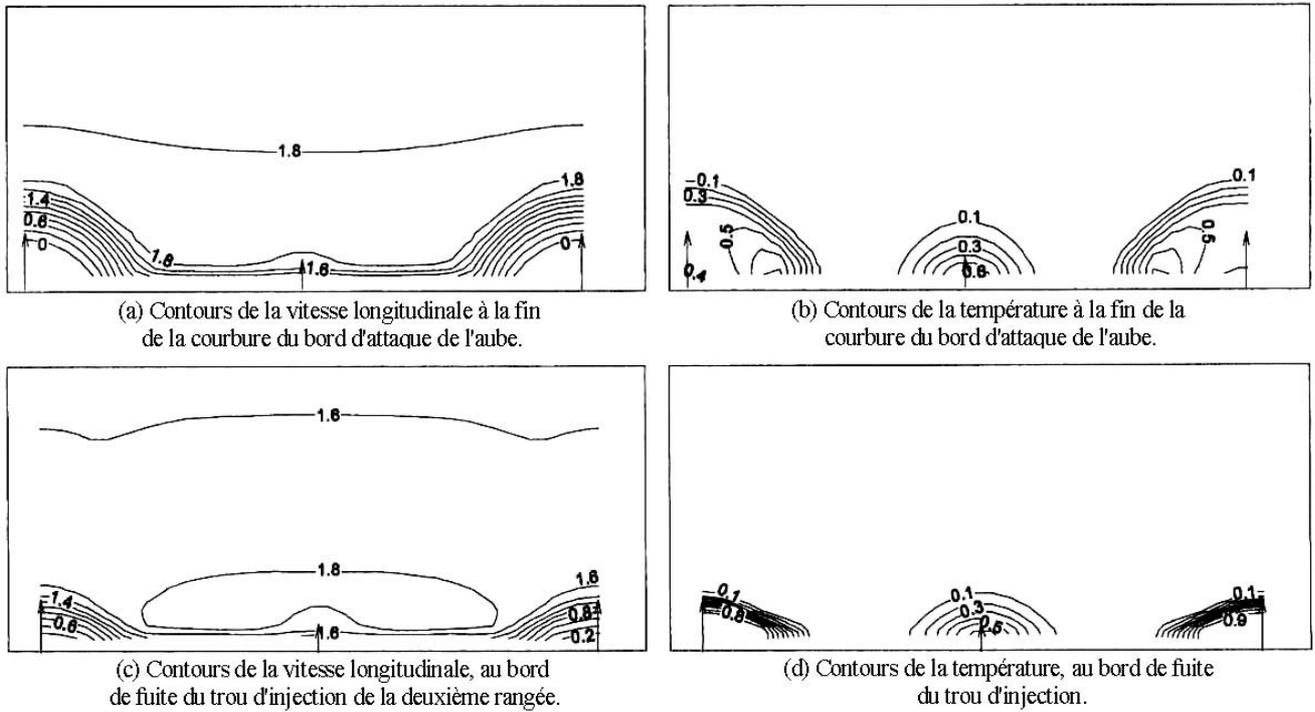


Figure 12: Distribution de la vitesse et de la température sur des plans perpendiculaires à la surface de l'aube, $m = 0.25$.

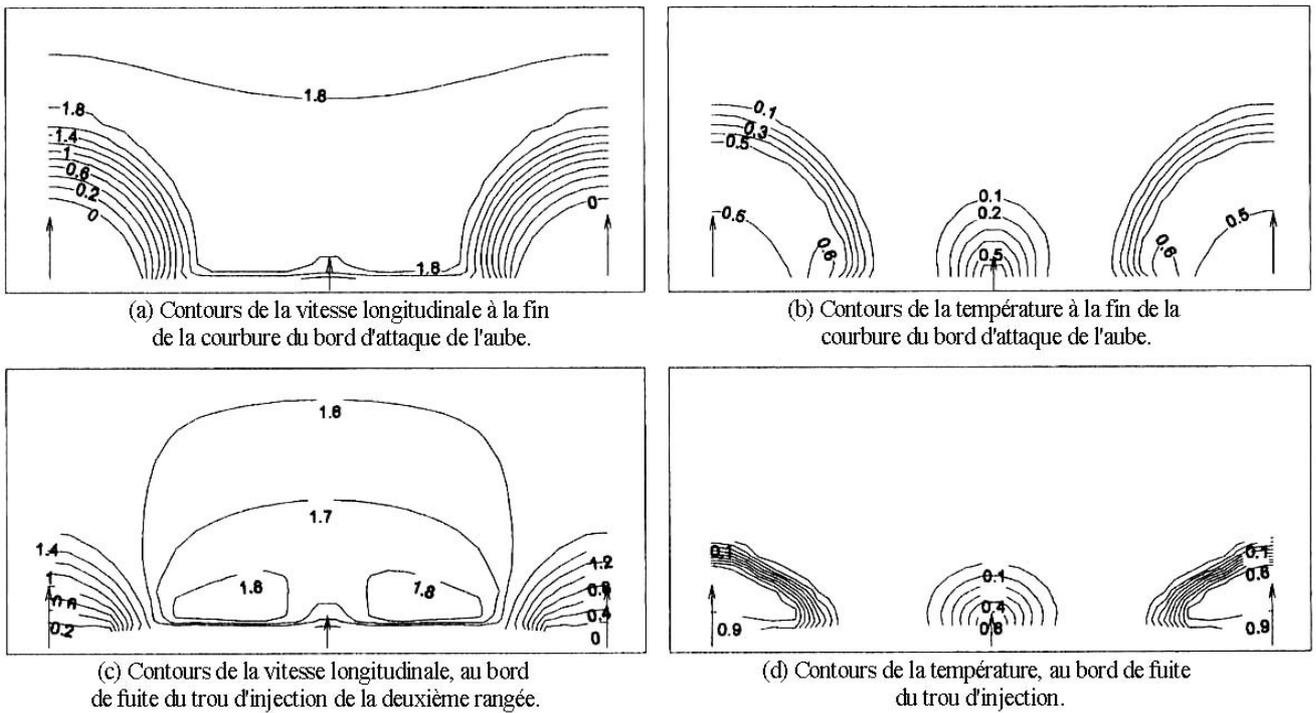


Figure 13: Distribution de la vitesse et de la température sur des plans perpendiculaires à la surface de l'aube, $m = 0.52$.

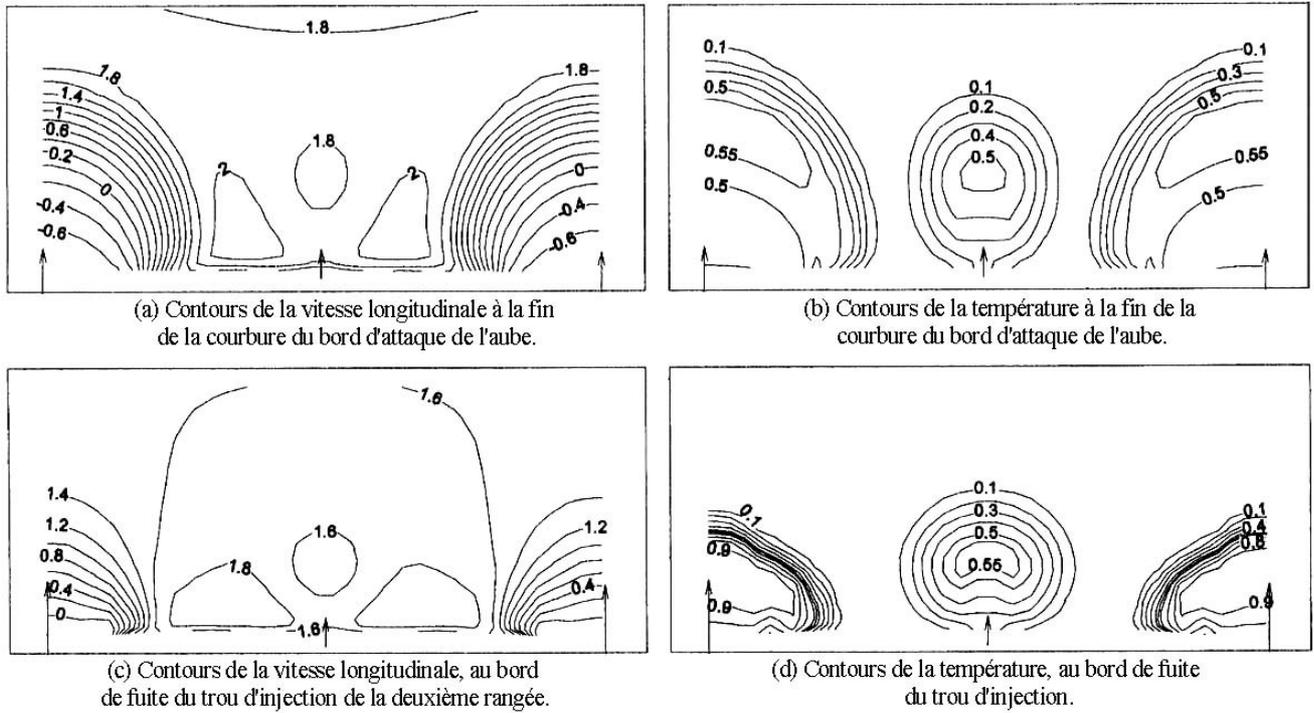


Figure 14: Distribution de la vitesse et de la température sur des plans perpendiculaires à la surface de l'aube, $m = 0.97$.

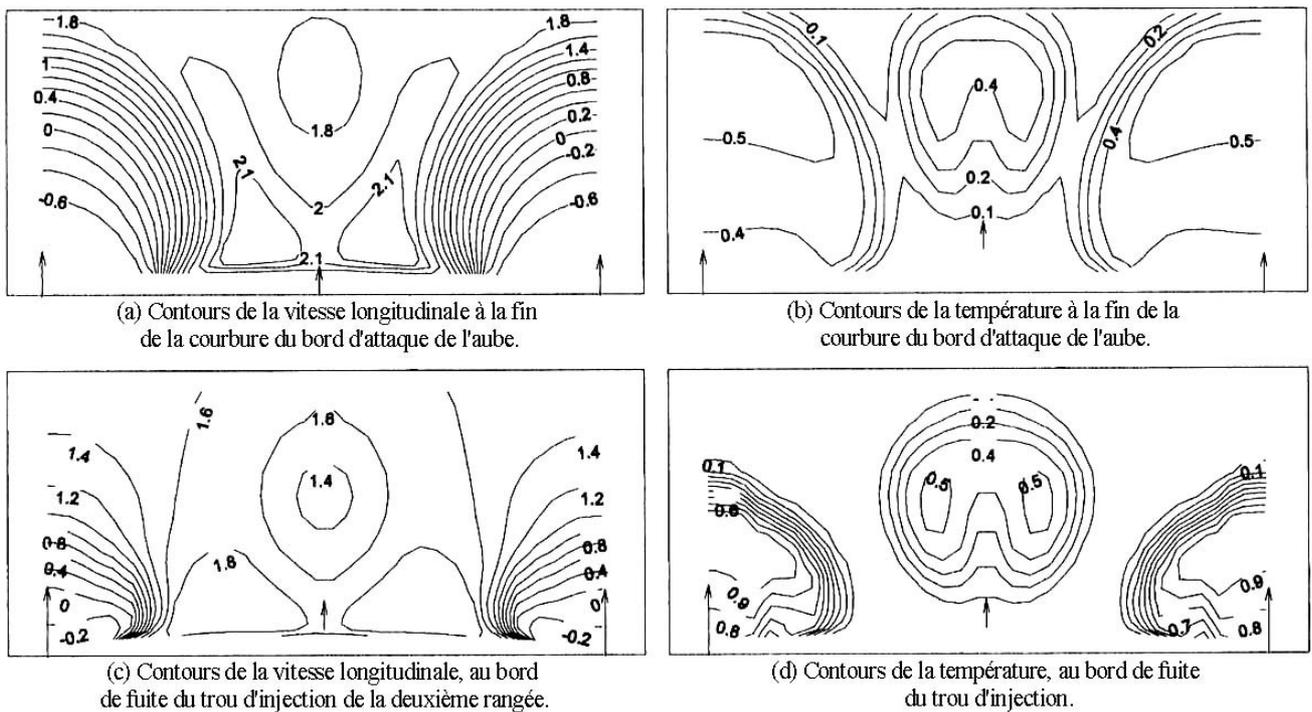


Figure 15: Distribution de la vitesse et de la température sur des plans perpendiculaires à la surface de l'aube, $m = 1.50$.

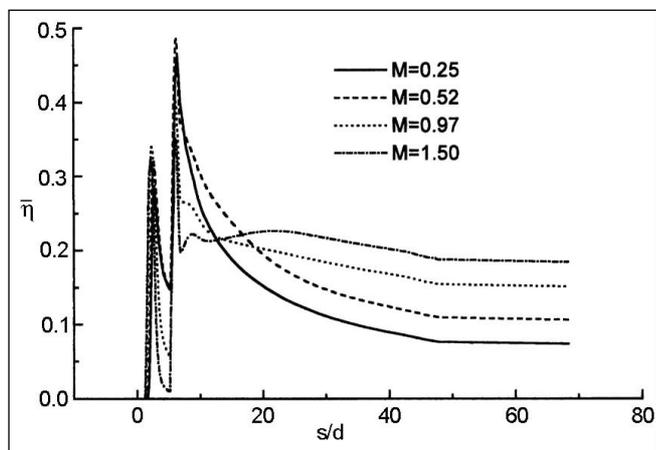


Figure 16: Distribution de l'efficacité latérale moyenne pour différents taux d'injection.

CONCLUSION

Une méthode numérique aux volumes finis utilisant une technique multi-bloc a été utilisée pour prédire le refroidissement par film du bord d'attaque d'une aube symétrique. La position respective des deux rangées de trous d'injection influe considérablement sur l'écoulement et le transfert de chaleur au voisinage de celles-ci. En particulier, le champ de pression influe fortement sur la distribution de l'écoulement dans la zone de l'injection d'où la nécessité d'inclure le trou d'injection dans le domaine de calcul. En effet, l'adoption d'une distribution uniforme du champ de pression ou de vitesse à l'entrée de l'injection fausserait sûrement les résultats de la prédiction. Un fort taux d'injection n'améliore pas la protection du bord d'attaque de l'aube; au contraire, le dépassement de la valeur optimale $M=0.52$ détériore la protection en raison de la forte pénétration du jet dans l'écoulement principal. Il est à noter que la position des trous d'injection contribue à

perturber la structure de l'écoulement principal suivant qu'elle est pratiquée dans une zone de haute ou de basse pression. Une étude aérodynamique s'impose pour estimer la perturbation introduite par l'adoption de ce procédé de refroidissement.

REFERENCES

- [1]- Lakshminarayana B., "Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery", John Wiley & Sons, Inc. NY, (1996).
- [2]- Ligrani P.M., Wigle J.M., Ciriello S. and Jackson S.M., "Film-cooling holes with compound angle orientations: Part1- Results downstream of two staggered rows of holes with 3d spanwise spacing", *Journal of heat transfer*, Vol. 116, (1994), pp.341-352.
- [3]- Andreopoulos J., "Measurements in a jet-pipe flow issuing perpendicularly into a cross stream", *Journal of fluids engineering*, Vol. 104, Dec. (1982), pp.493-499.
- [4]- Azzi A., Theodoridis G., Abidat M. and Jubran A., "Numerical Investigation of the Film Cooling Characteristics Using a Multi-Block Technique", Conférence Internationale sur les Mathématiques Appliquées et les Sciences de l'Ingénieur, CIMASI'98, Casablanca, 27-28 & 29 Octobre 1998.
- [5]- Azzi A., Theodoridis G., Abidat M., and Jubran A., "Numerical Investigation of the Film Cooling From Holes With Compound Angle Orientations", *Les annales Maghrébines de l'Ingénieur*, Vol. 12, N° Hors Série, Nov. (1998), tome II, ISSN-0330-8243.
- [6]- Salcudean M., Gartshore L., Zhang K. and McLean I., "An Experimental Study of Film Cooling Effectiveness Near the Leading Edge of a Turbine Blade", *Transaction of the ASME*, Vol. 116, January (1994), pp.71-79.
- [7]- Salcudean M., Gartshore L., Zhang K. and Barnea Y., "Leading Edge Film Cooling of a Turbine Blade Model Through Single and Double Row Injection: Effects of Coolant Density", 94-GT-2
- [8]- He P., Salcudean M. and Gartshore L., "Computations of Film Cooling For the Leading Edge Region of a Turbine Blade Model", 95-GT-20.
- [9]- Schlichting H., "Boundary-Layer Theory", McGraw. Hill Engineering Book Company. □