

Simulation numérique de la transition laminaire/turbulent de la couche limite autour d'une aube de turbine à gaz

A. Harizi^{1*}, E.A Mahfoudi² et A. Gahmousse³

¹ Département de Génie Mécanique, Faculté des Sciences et Technologie
Université Larbi Ben M'Hidi, Oum El Bouaghi, Algérie

² Département de Génie Mécanique, Université des Frères Mentouri
Route El Bey, Constantine, Algérie

³ Laboratoire d'Energétique et Turbomachines, Département de Génie Mécanique
Université Cheikh Larbi Tebessi, Tébessa, Algérie

(reçu le 15 Juillet 2012 – accepté le 26 Décembre 2012)

Résumé - La simulation numérique des écoulements à travers les aubes de turbines à gaz dépend essentiellement de la prédiction correcte de la transition laminaire/turbulent de la couche limite qui se développe autour de ces aubes. Particulièrement, le coefficient d'échange de chaleur est grandement influencé par cette transition qui conditionne d'une manière directe le niveau des échanges de chaleur dans les canaux des turbines à gaz. Dans la présente étude, on s'intéresse à la modélisation de la transition de la couche limite qui se développe autour de l'aube LS-89, testée expérimentalement au VKI, en utilisant un modèle de turbulence à quatre équations, basé sur des corrélations empiriques et développé par Menter (2004) et Langtry (2006). Deux variantes de corrélations sont intégrées au code Fluent par l'utilisation de fonctions définies par l'utilisateur (UDF). Les résultats numériques obtenus sont comparés et validés par des résultats expérimentaux obtenus par Arts et al. (1990) [1], d'où on constate une bonne concordance des résultats particulièrement pour la détection du point de transition.

Abstract – Numerical simulation of flow through the blades of gas turbines depends essentially on the correct prediction of the transition laminar/turbulent boundary layer that develops around the blades. Specifically, the heat transfer coefficient is greatly influenced by the transition which directly affects the level of heat exchange in gas turbines channels. In this study we are interested in modeling the transition of the boundary layer that develops around the LS-89 turbine blade, experimentally tested at the VKI. Using a four equations turbulence model based on empirical correlations and developed by Menter (2004) and Langtry (2006). Two variants of correlations are introduced in the Fluent code by using user-defined functions (UDFs) option. The numerical results are compared and validated with experimental ones obtained by Arts et al. (1990) [1], showing a good agreement especially for the detection of the transition point.

Mots clés: Simulation – Turbulence – Transition – Transfert de chaleur.

1. INTRODUCTION

La simulation numérique des écoulements influencés par le phénomène de transition laminaire/turbulent de la couche limite est d'une grande importance, particulièrement pour l'évaluation des niveaux des échanges de chaleur dans les aubes de turbines à gaz. En effet, la connaissance du point de transition exact permet d'envisager une meilleure

* atharizi@yahoo.fr

protection, par optimisation du procédé de refroidissement, des aubes de turbine soumises à des températures de plus en plus élevées.

La simulation numérique directe ‘DNS’ et celle des grandes échelles de turbulence ‘LES’ restent sans doute les meilleures méthodes pour la prédiction de la transition dans les couches limites, mais elles sont difficiles à mettre en œuvre et très coûteuses en temps et moyen de calcul.

Par ailleurs, les modèles de turbulence dits à haut nombre de Reynolds ‘HRN’ présentent de sérieuses difficultés dans la prédiction de la transition de la couche limite, ils ont tendance à surestimer le flux de chaleur dans la zone normalement laminaire. D’autre part, les modèles à bas nombre de Reynolds ‘LRN’, bien qu’ils permettent l’obtention de bons résultats, présentent une difficulté accrue pour la convergence des résultats et sont exigeants en matière de grilles de calculs.

Dans le présent travail, on a opté pour le modèle de turbulence SST transitionnel récemment développé par Menter (2004) [2] et modifié par Langtry (2006) [3] et dont les capacités à prédire correctement la transition des couches limites, pour une large classe d’écoulements, a été vérifiée par les auteurs.

Le modèle SST-Transitionnel, appelé aussi modèle $\gamma - \overline{Re\theta}$ introduit deux nouvelles équations de transport, une pour l’intermittence γ dont le rôle est de contrôler le processus de transition et une deuxième équation pour le nombre de Reynolds basé sur l’épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite $\overline{Re\theta}$.

Ces deux équations seront couplées au modèle classique $\kappa - \omega$ SST de Menter, ainsi quatre équations de transport sont à résoudre pour ce modèle de turbulence.

Les simulations présentées dans ce papier sont conduites au moyen du code Fluent dont la dernière version permet l’utilisation du modèle $\gamma - \overline{Re\theta}$ dans sa version originale. Afin d’étudier l’effet des corrélations introduites dans le modèle, nous avons introduit deux nouvelles corrélations proposées par Malan *et al.* [3] et Sorensen [4], en exploitant la possibilité offerte par Fluent d’écrire et de compiler des fonctions définies par l’utilisateur ‘UDF’.

2. MODELISATION DE LA TURBULENCE

Le modèle de turbulence $\gamma - \overline{Re\theta}$ proposé par Menter *et al.* est basé sur deux équations de transport, une pour l’intermittence γ introduite pour contrôler le processus de transition, et une seconde équation pour le nombre de Reynolds de la transition basé sur l’épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite $\overline{Re\theta}_i$ [3]:

$$\frac{\partial(\rho \times \gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \times U_j \times \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \times \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

La production de l’intermittence est définie par:

$$P_\gamma = 2 F_{\text{length}} \times \rho \times S \times [\gamma \times F_{\text{onset}}]^{0.5} \times (1 - \gamma) \quad (2)$$

et le terme de destruction / re-laminarisation est donné par:

$$E_\gamma = 0.06 \times \rho \times \Omega \times \gamma \times F_{\text{turb}} \times (50\gamma - 1) \quad (3)$$

F_{Onset} est une fonction du nombre de Reynolds de la vorticité Re_v , du nombre de Reynolds critique de la transition Re_{θ_c} et du rapport de viscosité R_T :

$$F_{\text{OnsetI}} = \frac{Re_v}{2.193 \times Re_{\theta_c}}$$

$$F_{\text{OnsetII}} = \min \left[\max \left(F_{\text{OnsetI}}, F_{\text{OnsetI}}^4 \right), 2.0 \right]$$

$$R_T = \frac{\rho \times k}{\mu \times \omega}$$

$$F_{\text{OnsetIII}} = \max \left[1 - \left(\frac{R_T}{2.5} \right)^3, 0.0 \right]$$

$$F_{\text{Onset}} = \max \left(F_{\text{OnsetII}} - F_{\text{OnsetIII}}, 0.0 \right)$$

$$F_{\text{turb}} = e^{-\left(\frac{R_T}{4} \right)^4}$$

F_{length} est une corrélation empirique, qui contrôle la longueur de la zone de transition et Re_{θ_c} représente le nombre de Reynolds critique pour lequel l'intermittence commence à augmenter dans la couche limite. Ces deux paramètres sont fonction du nombre de Reynolds de la transition $\overline{Re_{\theta_t}}$. La condition au limite à la paroi pour γ est un flux nul, celle à l'entrée est $\gamma=1$.

L'équation de transport pour le nombre de Reynolds de la transition basé sur l'épaisseur de la quantité de mouvement de la couche limite est formulée comme suit:

$$\frac{\partial(\rho \times \overline{Re_{\theta_t}})}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \times U_j \times \overline{Re_{\theta_t}})}{\partial x_j} = P_{\theta_t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[2(\mu + \mu_t) \times \frac{\partial \overline{Re_{\theta_t}}}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

Le terme source dans cette équation est défini par:

$$P_{\theta_t} = 0.03 \times \frac{\rho}{t} \times \left(Re_{\theta_t} - \overline{Re_{\theta_t}} \right) \times (1 - F_{\theta_t}) \quad (5)$$

Tel que:

$$t = \frac{500 \times \mu}{\rho \times U^2}$$

La condition au limite à la paroi pour $\overline{Re_{\theta_t}}$ est un flux nul, celle à l'entrée doit être calculé à partir d'une corrélation empirique basée sur l'intensité de la turbulence à l'entrée, cette corrélation est définie et publiée par Menter *et al.* en fonction du paramètre Re_{θ_t} .

Le modèle de turbulence ainsi défini doit être couplé au modèle $\kappa - \omega$ SST de Menter *et al.*, nous aurons ainsi au final, quatre équations de transport à résoudre. La fermeture du modèle nécessite la définition de trois corrélations respectivement pour Re_{θ_t} , F_{length} et Re_{θ_c} tel que:

$$\begin{aligned}
 Re_{\theta t} &= f(Tu, \dots) \\
 F_{length} &= f(\overline{Re_{\theta t}}) \\
 Re_{\theta c} &= f(\overline{Re_{\theta t}})
 \end{aligned}
 \tag{6}$$

Bien que la corrélation pour $Re_{\theta t}$ a été publiée par Menter *et al.*, les deux autres demeurent propriétés des auteurs et ne sont donc pas dévoilées. C'est pourquoi on a essayé dans ce papier de tester d'autres corrélations, proposées dans la littérature, pour les deux paramètres cités précédemment, ceci est rendu possible par le biais des fonctions définis par l'utilisateur (UDF) et compilées dans Fluent.

2.1 Corrélation de Malan *et al.*

Elle est définie par les deux relations suivantes [4]:

$$Re_{\theta c} = \min(0.615 \times \overline{Re_{\theta t}} + 61.5, \overline{Re_{\theta t}}) \tag{7}$$

$$F_{length} = \min(\exp(7.168 - 0.01173 \times \overline{Re_{\theta t}}) + 0.5, 300) \tag{8}$$

Malan *et al.* ont testé ces deux corrélations pour une variété d'écoulement internes et externes.

2.2 Corrélation de Sorensen

Il s'agit d'une formulation plus complexe basée également sur le paramètre $\overline{Re_{\theta t}}$, elle est définie par les relations suivantes [5]:

$$Re_{\theta c} = \beta \times \left(\frac{\overline{Re_{\theta t}} + 12000}{25} \right) + (1 - \beta) \times \left(\frac{7 \overline{Re_{\theta t}} + 100}{10} \right) \tag{9}$$

$$\text{Avec, } \beta = \tanh \times \left[\left(\frac{\overline{Re_{\theta t}} - 100}{400} \right)^4 \right]$$

$$F_{length} = \min \times \left(120 \times \exp \left(- \left(\frac{\overline{Re_{\theta t}}}{120} \right)^{1.2} \right) + 0.1, 30 \right) \tag{10}$$

Sorensen a appliqué cette corrélation à des configurations d'écoulement 3D externes et il a obtenu de bons résultats en comparaison avec des cas de simulations d'un régime totalement turbulent.

On remarque bien, pour les deux corrélations proposées par Malan et Sorensen, que les deux paramètres F_{length} et $Re_{\theta c}$ sont fonction de $\overline{Re_{\theta t}}$, tel que suggéré initialement par Menter.

3. CAS TEST

La configuration étudiée dans ce travail est l'aube VKI-LS89. Le choix de cette dernière est motivé essentiellement par la disponibilité des résultats expérimentaux obtenus au VKI par Arts *et al.* [1]. Elle représente un cas test de choix et a fait l'objet de plusieurs essais de validations des résultats de simulation à travers de nombreux laboratoires de recherche.

Quatre cas test sont considérés dans le présent travail, deux cas test pour le champ de pression correspondants à deux régimes d'écoulements, subsonique ($M_{iS,2} = 0.875$) et transsonique ($M_{iS,2} = 1.02$). Pour le flux de chaleur pariétal, les cas test correspondent à un régime d'écoulement transsonique ($M_{iS,2} = 1.06$) avec deux valeurs de l'intensité de turbulence de l'écoulement libre à l'entrée (1 % et 6 %) et un nombre de Reynolds à la sortie de l'ordre 2×10^6 .

Afin de faciliter les calculs, le domaine de calcul construit est composé d'une seule aube et on impose des conditions aux limites de type périodique. Le maillage ainsi généré est une grille instructurée composée de mailles quadrilatérales autour de l'aube (couche limite) et quadri-triangulaires dans le reste du domaine de calcul. La taille totale de la grille de calcul est 72449 nœuds avec 50 mailles placées dans la couche limite avec un facteur de progression de 1.12.

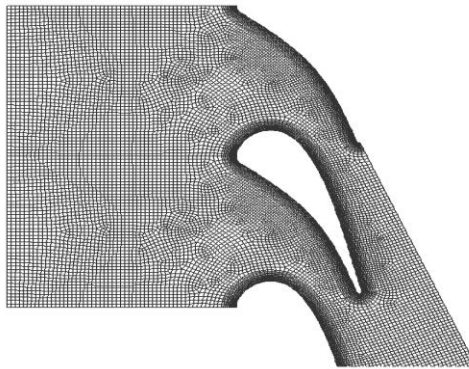


Fig. 1: Maillage utilisé

Pour pouvoir capturer correctement la transition laminaire/turbulent qui s'opère dans la couche limite, particulièrement sur l'extrados de l'aube, le maillage utilisé doit avoir un y^+ de l'ordre de 1, pour des valeurs de y^+ plus importantes, la transition avance vers le bord d'attaque. La figure suivante présente l'évolution de y^+ autour de l'aube.

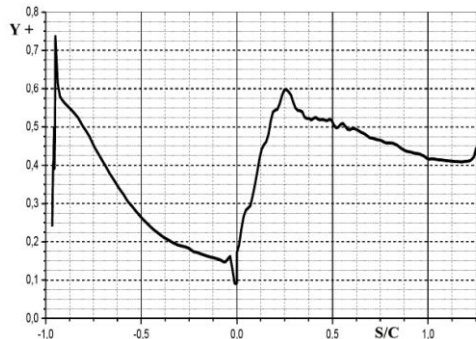


Fig. 2: Evolution de y^+ autour de l'aube, cas $M_{iS,2} = 1.02$

4. RESULTATS ET INTERPRETATIONS

4.1 Pression pariétale

Il s'agit d'étudier la capacité du modèle de turbulence utilisé à reproduire l'évolution de la pression pariétale sur l'extrados et l'intrados de l'aube, et ce pour les deux cas de test choisis, correspondant à deux régimes d'écoulement, le premier subsonique ($M_{iS,2} = 0.875$) et le deuxième transsonique ($M_{iS,2} = 1.02$).

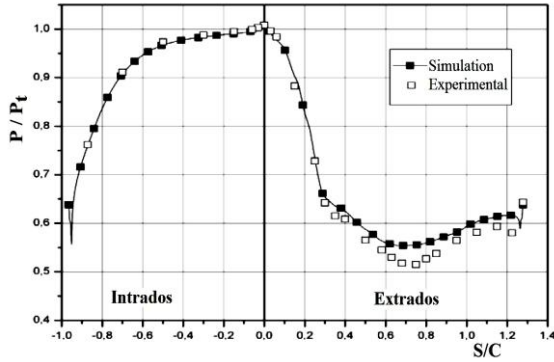


Fig. 3: Evolution de la pression pariétale, cas $M_{iS,2} = 0.875$

Sur la figure 3, on présente l'évolution de la pression statique pariétale autour de l'aube en fonction de la coordonnée réduite S/C . On peut observer une bonne concordance des résultats numériques avec ceux expérimentaux, particulièrement sur l'intrados où on constate que la pression continue à diminuer depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite sans variation brusque.

Par contre sur l'extrados, on remarque un léger écart dans les résultats et ce sur un petit plateau ($S/C = 0.5$ à 0.95), dans cette région la simulation numérique sous-estime la pression pariétale.

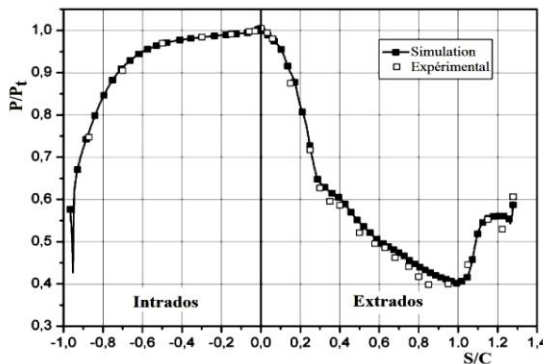


Fig. 4: Evolution de la pression pariétale, cas $M_{iS,2} = 1.02$

Pour le cas à nombre de Mach élevé ($M_{iS,2} = 1.02$) (Fig. 4), l'écoulement sur l'extrados est accéléré jusqu'à l'abscisse $S/C \approx 0.95$, ce qui se traduit par une chute de la pression pariétale, puis on observe l'apparition d'un choc qui provoque une décélération de l'écoulement qui se traduit par une augmentation de la pression. D'autre part, la

pression sur l'intrados diminue progressivement depuis le bord d'attaque jusqu'au voisinage du bord de fuite.

La position du choc est parfaitement capturée par le modèle et coïncide avec celle expérimentale ($S/C \approx 1.05$) tel qu'illustré sur la figure suivante, où l'on présente les lignes iso-Mach obtenues par la présente simulation et la photographie de l'écoulement obtenue par Arts *et al.* [1], expérimentalement. (Fig. 5).

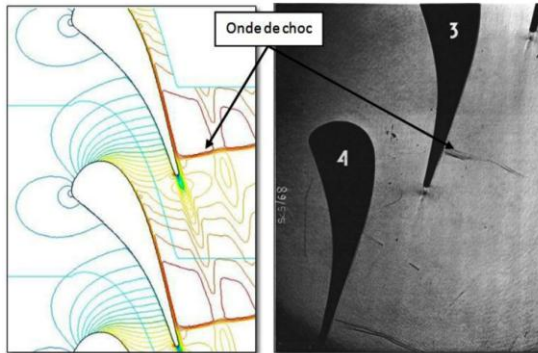


Fig. 5: Lignes iso-Mach, cas $M_{iS,2} = 1.02$

4.2 Champ thermique

La figure suivante illustre l'évolution du coefficient d'échange thermique obtenu par le modèle original de Menter *et al.*, [2]. On remarque que pour les deux cas, le modèle prédit correctement le point de transition sur l'extrados ($S/C \approx 0.6$) avec une bonne concordance des résultats dans la région laminaire.

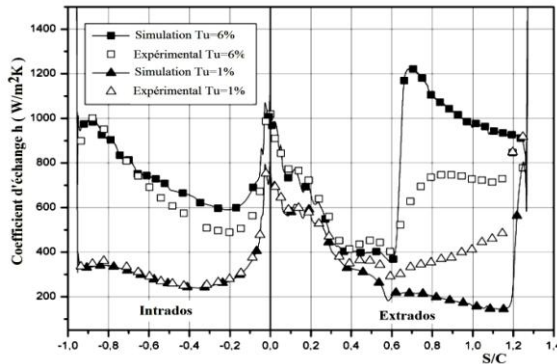


Fig. 6: Coefficient d'échange de chaleur, $M_{iS,2} = 1.06$

Dans le cas à forte intensité de turbulence ($Tu = 6\%$), et à cause de la forte accélération sur l'extrados, un choc apparaît, suivi d'une décélération qui provoque une transition de la couche limite laminaire. Ce phénomène n'est pas observé pour le cas à faible intensité de turbulence ($Tu = 1\%$), où la couche limite traverse la zone de décélération et se maintient dans son état laminaire.

Pour le cas à faible intensité de turbulence, on constate que sur l'intrados, le modèle reproduit fidèlement l'évolution du coefficient d'échange de chaleur. Par contre, pour le cas à forte intensité de turbulence, on constate sur l'intrados, un écart sensible par rapport aux résultats expérimentaux et ce sur une bonne partie de l'intrados, en se rapprochant du bord de fuite, les résultats sont en bonne concordance.

Cet écart peut être expliqué par la valeur élevée du rapport de viscosité qu'on est obligé de spécifier à l'entrée pour prendre en compte la diminution de l'intensité de la turbulence depuis l'entrée. En effet, une valeur trop élevée du rapport de viscosité donnerait un coefficient de frottement qui s'éloigne sensiblement de sa valeur laminaire.

La figure 7 confirme bien ce raisonnement. On peut constater effectivement des valeurs trop importantes pour le rapport de viscosité dans le cas à forte intensité de turbulence.

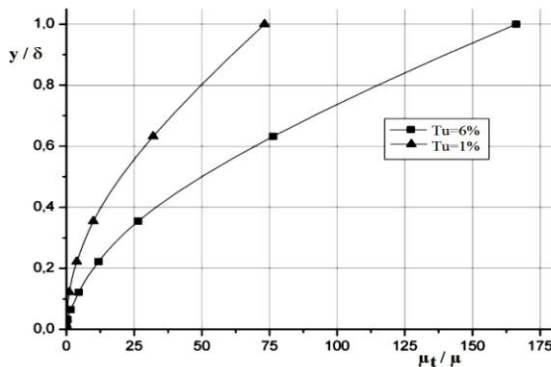


Fig. 7: Evolution du rapport de viscosité dans la couche limite

D'autre part, on constate pour le cas $Tu = 6\%$, que dans la région turbulente, les résultats de la simulation s'écartent sensiblement des résultats expérimentaux. A ce niveau de l'étude, on peut penser à l'effet que peut avoir le nombre de Mach sur la transition et sur l'évolution du transfert de chaleur dans la zone turbulente et qui n'est, malheureusement pas, pris en compte dans la version originale du modèle SST transitionnel de Menter.

Certains auteurs ont proposé d'introduire le nombre de Mach local dans la corrélation du nombre de Reynolds de la transition basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite et ce de la manière suivante:

$$Re_{\theta t} = f(Tu) \times g(M)$$

Cette proposition peut s'avérer intéressante particulièrement pour les écoulements à Mach important (régime supersonique, par exemple).

Sur la figure 8, nous présentons une comparaison des résultats, pour le coefficient du transfert de chaleur, obtenus par les trois corrélations. Nous constatons que sur l'intrados de l'aube, les deux nouvelles corrélations testées donnent à peu près les mêmes résultats que celle originale proposée par Menter.

Les résultats numériques restent sensiblement surestimés par rapport aux résultats expérimentaux pour la même raison développée plus haut. En revanche, sur la branche extrados, on remarque que les trois corrélations prédissent différemment le flux de

chaleur pariétal. Ainsi, dans la zone laminaire (jusqu'à $S/C \approx 0.4$), les résultats sont presque identiques et sont en bonne concordance avec les résultats expérimentaux.

Puis, on remarque sur un petit plateau ($S/C \approx 0.4$ à 0.6), que la corrélation originale de Menter prédit mieux le coefficient d'échange convectif par rapport aux deux autres qui donnent des valeurs plus faibles pour le coefficient 'h'. Il y a lieu aussi de noter que dans les trois cas, le point de transition est parfaitement capturé et coïncide avec celui donné expérimentalement.

Dans la zone totalement turbulente, les valeurs du coefficient 'h' les plus proches de celles expérimentales sont obtenues par la corrélation de Malan, qui constitue donc une amélioration sensible des résultats dans cette zone.

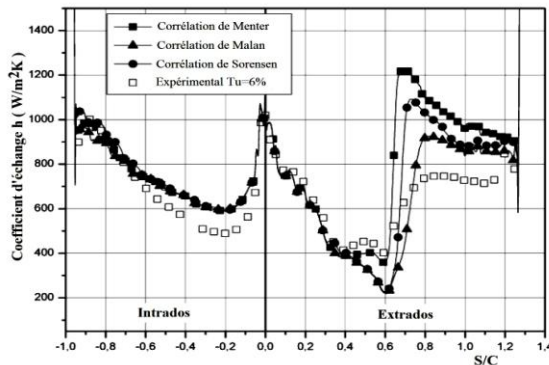


Fig. 8: Comparaison des résultats pour les différentes corrélations, cas $Tu = 6\%$

5. CONCLUSION

La présente étude nous a permis, à travers une simulation numérique, de comprendre un aspect important des écoulements dans les canaux de turbine à gaz. Ce type d'écoulement est le plus souvent caractérisé par une transition des couches limites laminares vers un état turbulent, cette transition joue un rôle majeur sur l'intensification des échanges de chaleur qui peuvent atteindre dans ces zones des valeurs préjudiciables pour le bon fonctionnement et la durée de vie des aubes des turbines à gaz.

A travers cette étude, nous avons réussi à tester le modèle turbulence SST transitionnel développé par Menter pour la prédiction du phénomène de transition des couches limites laminares vers leurs états turbulents. Les résultats obtenus sont en bonne concordance avec ceux expérimentaux, particulièrement dans la zone laminaire avec une très bonne prédiction du point de transition.

Dans la zone totalement turbulente, les résultats numériques obtenus sont plus élevés par rapport à ceux expérimentaux en particulier pour le cas à valeur élevée de l'intensité de turbulence de l'écoulement en amont. Pour ce même cas, nous avons pu mettre en évidence l'effet joué par un rapport de viscosité trop élevé sur le coefficient d'échange de chaleur. En effet, sur une bonne partie de l'intrados, le modèle prédit des valeurs pour le coefficient 'h' qui s'écartent sensiblement du niveau laminaire.

Menter *et al.* suggèrent de limiter, dans la mesure du possible, la valeur du rapport de viscosité à 10. Malheureusement, dans la plupart des cas, on est très vite amené à dépasser cette valeur pour prendre en considération la diminution rapide de l'intensité de turbulence de l'écoulement libre depuis l'entrée.

Une amélioration possible des résultats numériques, dans la zone turbulente, peut être obtenue en apportant une modification dans la corrélation définissant le nombre de Reynolds de la transition $Re_{\theta t}$ pour prendre en compte un éventuel effet du nombre de Mach local de l'écoulement. Cette manière de faire constituera un complément plus qu'intéressant pour l'étude actuelle.

La comparaison des résultats, obtenus par l'introduction d'autres corrélations, s'est avérée intéressante, puisqu'on a pu obtenir des résultats relativement plus raisonnables dans la zone turbulente par rapport à ceux obtenus avec la version originale.

REFERENCES

- [1] T. Arts, M. Lambert de Rouvroit and A.W. Rutherford, '*Aero-Thermal Investigation of a Highly Loaded Transonic Linear Turbine Guide Vane Cascade: A Test Case for Inviscid and Viscous Flow Computations*', VKI technical notes 174, 1990
- [2] F.R. Menter, R.B. Langtry, S.R. Likki, Y.B. Suzen, P.G. Huang and S. Volker, '*A Correlation-Based Transition Model using Local Variables, Part I- Model Formulation*', ASME-GT2004-53452, ASME Turbo Expo 2004, Vienna, Austria.
- [3] R.B. Langtry, '*A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Codes*', PhD Thesis, University of Stuttgart, 2006.
- [4] P. Malan, K. Suluksna and E. Juntasaro, '*Calibrating the $\gamma - \overline{Re_{\theta}}$ Transitional Model for Commercial CFD*', 47th AIAA, Aerospace Sciences Meeting, pp. 1 – 14, 2009.
- [5] N.N. Sorensen, '*CFD Modeling of Laminar-Turbulent Transition for Airofoils and Rotors using the $\gamma - \overline{Re_{\theta}}$ Model*', Wind Energy, Vol. 12, N°8, pp. 715 – 733, 2009.
- [6] F.R. Menter, R.B. Langtry, S.R. Likki, Y.B. Suzen, P.G. Huang and S. Volker, '*A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables: Part II- Test Cases and Industrial Applications*', Journal of Turbomachinery, Vol. 128, N°3, pp. 423 - 434, 2004.
- [7] X.D. Zhang and Z.H. Gao, '*Numerical Discussions on Complete Empirical Correlation in Langtry's Transition Model*', Applied Mathematics and Mechanics, Vol. 31, N°5, pp. 575 – 584, 2010.
- [8] P.W. Giel, G.J. Van Fossen, R.J. Boyle, D.R. Thurman and K.C. Civinskas, '*Blade Heat Transfer Measurements and Predictions in a Transonic Turbine Cascade*', NASA TM-1999-209296, pp. 1 – 15, 1999.
- [9] P.W. Giel PW and R.G. Boyle, '*Prediction of Relaminarization Effects on Turbine Blade Heat Transfer*', NASA TM-2001-210978, pp. 1 – 17, 2001.