

CMP 2018

5th International Colloquium.

Corrosion & Material's Protection

November 28- December 1, 2018 / Monastir, TUNISIA

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL STUDY APPLIED TO THE PROTECTION OF GAS TURBINES BLADES

Amar BERKACHE : Mechanical Engineering University Mohamed BOUDIAF Msila Algeria

Rabah DIZENE : Mechanical Engineering School, Usthb University Bab Ezzouar Algiers Algeria

Abstract

Numerical and experimental studies of the transverse flow/Row of Jets are performed. Comparisons between experimental and numerical calculations results are made and discussed for three turbulence models ($k-\epsilon$, SST and RSM). The reduced axial velocity is under predicted by the three models in comparison with experiment (PIV). Nevertheless, RSM and SST models are the best to reproduce the behavior of experimental results.

Introduction

Accurate prediction of turbine blade heat transfer, so crucial to the efficient design of blade cooling schemes, still remains important work in the turbo machinery area. This is due to a complex flow phenomenon which is encountered in turbine passage and to the interaction of the injection with the aerodynamic curved surface flow around the blades. The main cause for the lack of agreement with experimental data in such predictions is usually cited to be the turbulence modeling. A considerable effort has been devoted to understanding the coolant film behavior and its interaction with the mainstream flow. The film cooling performance is influenced by the wall curvature, three-dimensional. However, many studies on film cooling have been confined to simple geometries, for example, two-dimensional flat and curved plates in steady, incompressible flow.

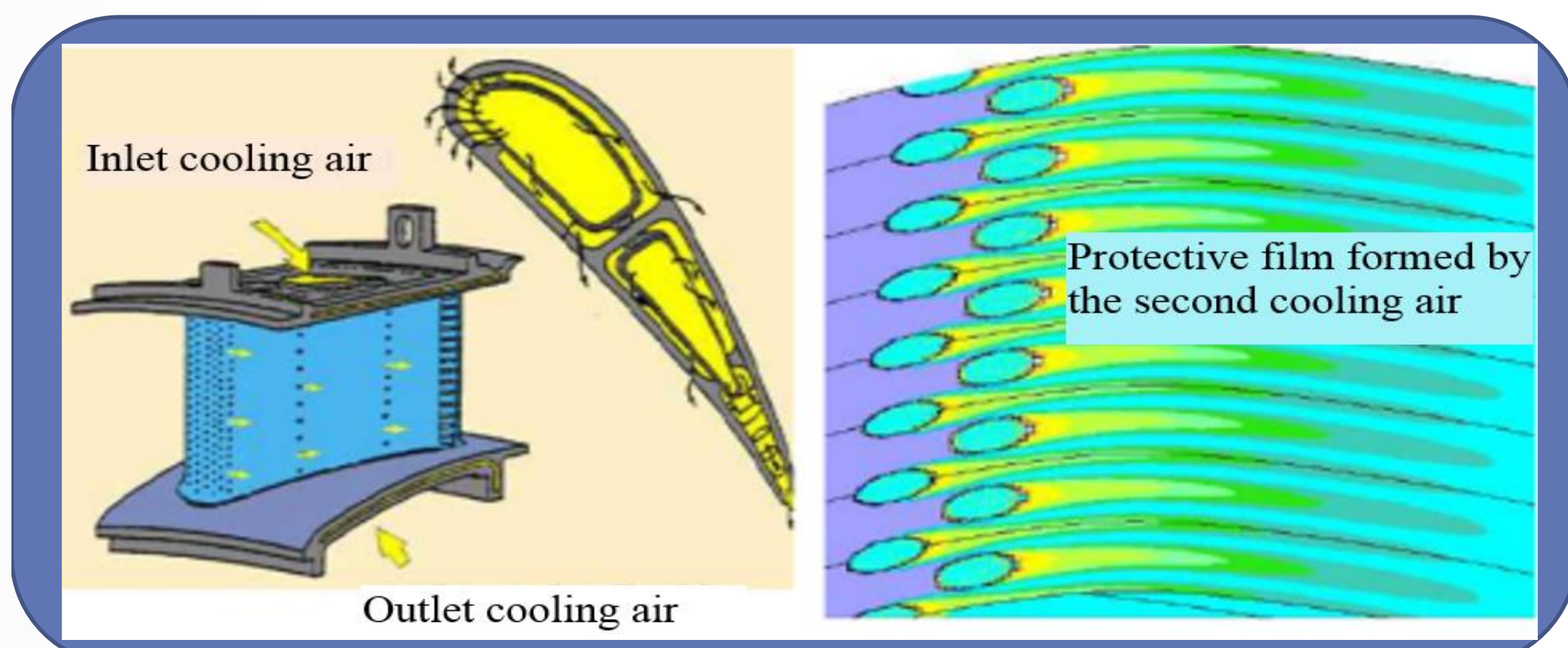


Figure 1. General View - Problem definition.

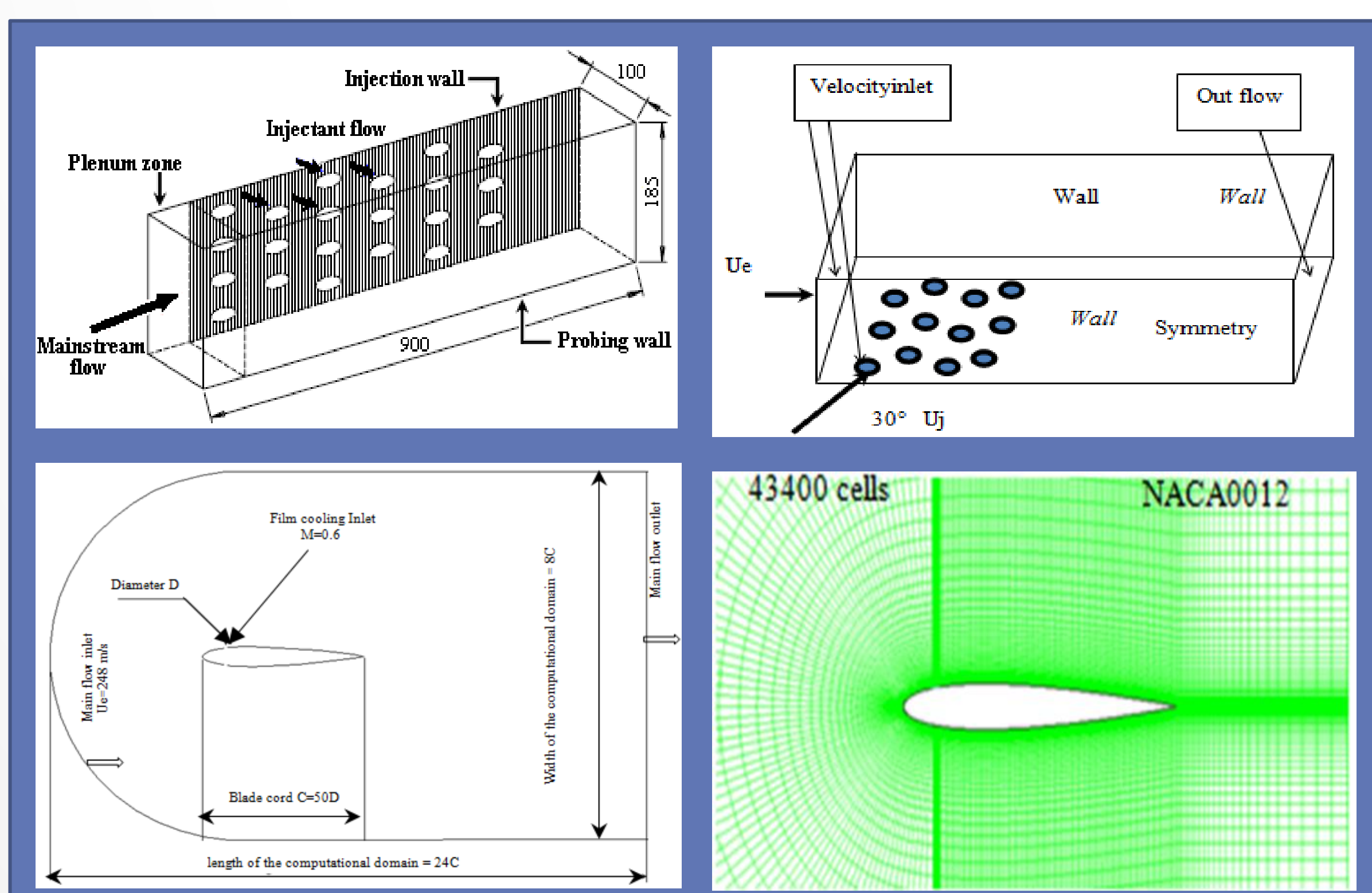


Figure 2. Experimental and numerical model details

Methodology

Numerical turbulent simulations and experimental measurements have been performed. This study focuses on the efficient computation of film-cooling flows. The main objective is to establish how reliably film cooling flows can be predicted, using commercial software. The experimental tests of a primary air flow crossed by a secondary flow on a flat wall with multiple holes were performed. The basic aim of these proposed geometries is to allow more uniform spreading of the jet along the surface resulting in uniform higher cooling. Two numerical calculations are conducted in this work: The first one is compared with the experiment measurements carried out on several staggered rows of jet-in-a-cross-flow problem and the second one is only numerical calculation. Simulation results are presented for both flat plate and cambered plate represented by three cambered NACA profiles.

Results and Discussion

Comparison between the experiment and the calculation results on flat plate

The axial U/U_e average reduced velocities profiles at the span wise symmetry plane ($Z/D = 0$) at different stream wise locations $x/D=2$, $x/D=8$, and $x/D = 30$ are presented in Fig 3 which shows that in the neighborhoods of the injection exit area, the external flow is disrupted clearly by the effect of the jet. The figure shows too a very marked differences between the results of both models compared with experience, just behind the jets and over the wall. The k -epsilon model seems to overestimate the wake regions jet flows than experience shows, compared with the RSM and the SST model.

Comparison between several NACA profiles. Effect of surface curvature.

Three NACA profiles are used to perform with the SST turbulence model the effect of surface curvature. The focus of this investigation is to investigate some cambered geometries on the behavior of film cooling and surface curvature effects in comparison with the symmetric profile, the NACA0012. Figure 4 shows the surface curvature effects on the mean axial velocity component in the stream wise center plane at axial positions of $x/D=2$, $x/D=6$ and $x/D = 20$ obtained by the SST model for NACA0012 profile. The profiles appear similar in their shape but significant differences appear because of the curvature effect. The NACA0012 and NACA6512 profiles present high over velocity upper the wall than the NACA8520.

Contours lines of velocity magnitude: numerical results

To visualize the laterally spreading (Z/D direction) behavior, Figure. 5 shows the reduced mean velocities of the three-dimensional calculation jets-cross flow interaction. Reduced velocity profiles are plotted at three stream wise positions $x/D = 12$ position and along the span wise plane Z/D .

Measurements by the PIV technic were not possible in the transverse planes because of the impossibility of moving and manipulating the camera, so only numerical results are presented and discussed for the three turbulence models.

Results are presented and discussed regarding to the constant velocity lines which provide information about the laterally spreading film. It is clear that the two models $k-\epsilon$ and SST are quite similar in their prediction of the shapes and velocity contours intensities.

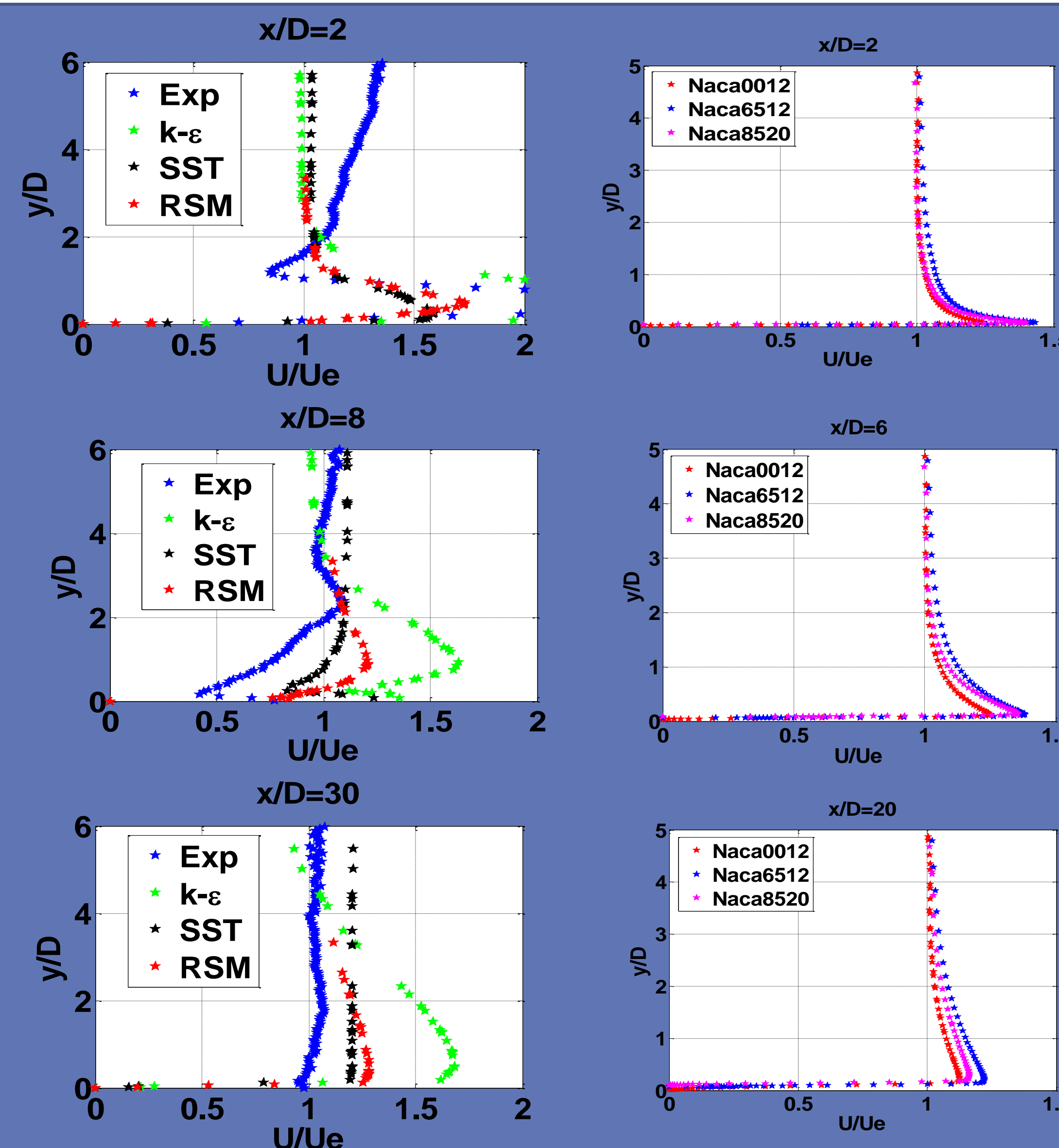


Figure 3. reduced average velocities (U/U_e) along the center plane $Z/D=0$.

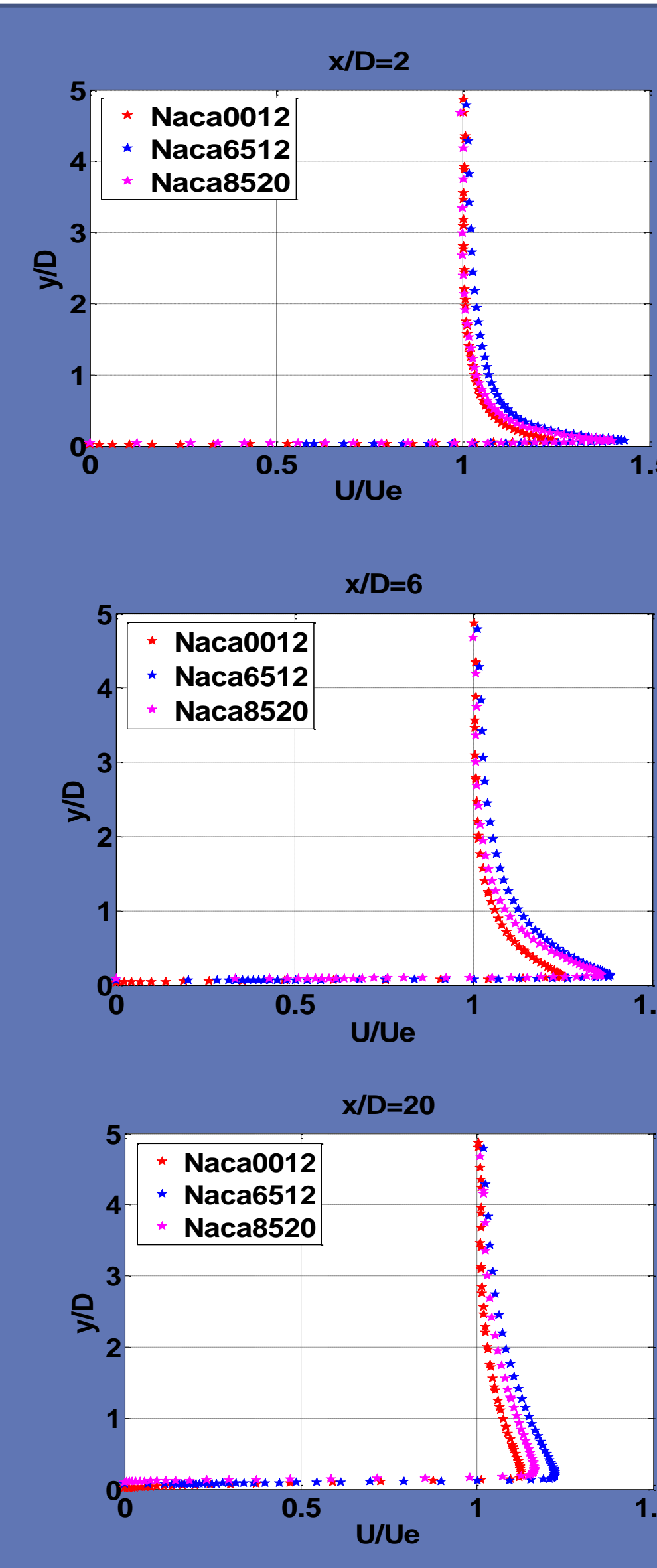


Figure 4. axial mean velocities profiles in $x-y$ plane with SST model for NACA0012; NACA6512 and NACA8520.

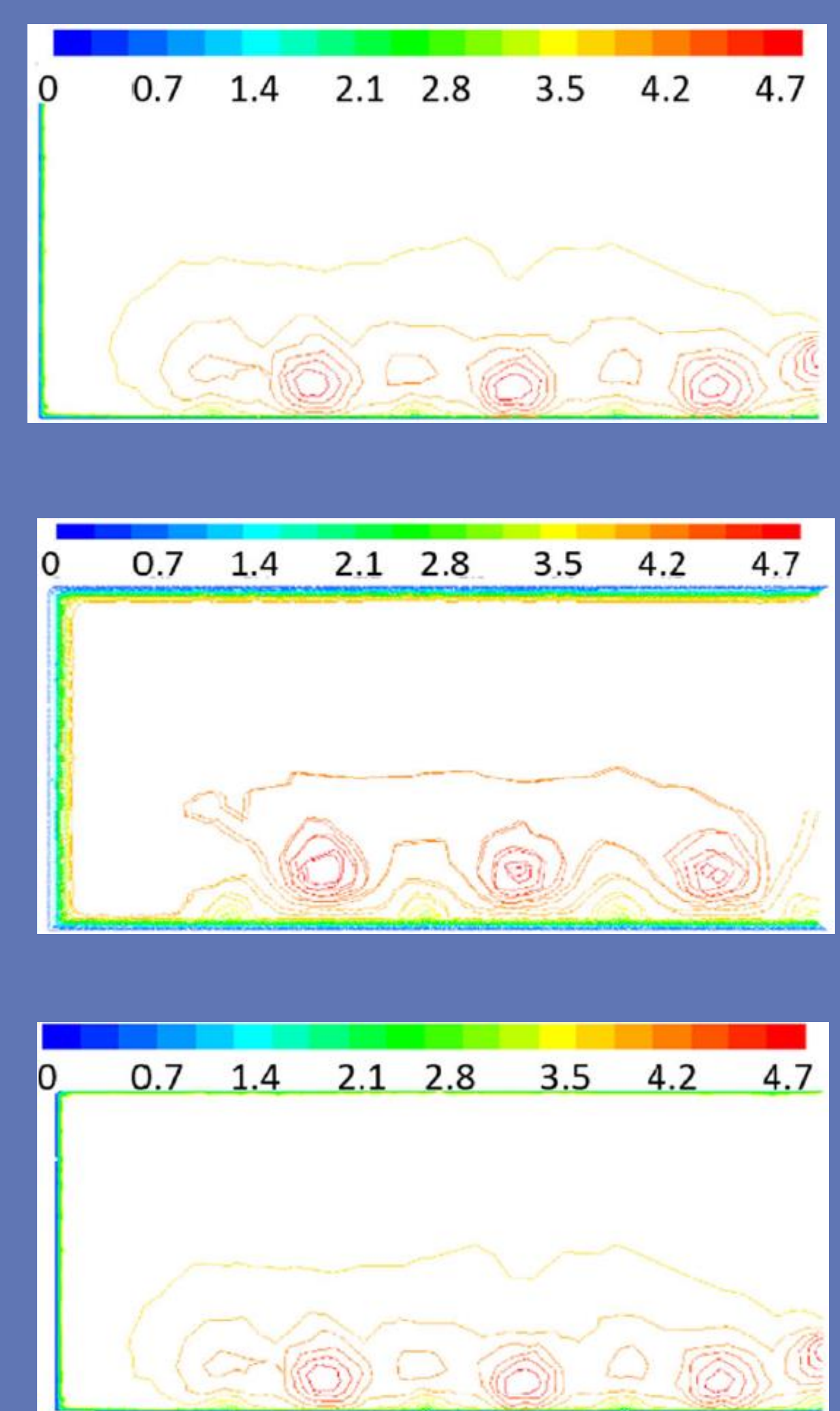


Figure 5. Contours of velocities magnitude for $k-\epsilon$, SST and RSM models in $X/D = 12$

Acknowledgements

I want to express my thanks to Mrs. Eva Dornac and Mr. Gildas Lalzel of ISAE-ENSMA School, University of Poitiers in France, for their acceptance to provide me all possibilities in the P' institute for the use of equipment and experimental techniques to perform my experiments.

References

- Andreopoulos J, Rodi W (1984) Experimental investigation of jets in a cross-flow. J Fluid Mech 138:93–127J
- Fric TF, Roshko A (1989) Structure of Vorticity in the near field of the transverse jet. Tenth symposium on turbulent shear flows. Oxford University, Oxford
- Yuen CHN, Martinez-Botas RF (2003) Film cooling characteristics of a single round hole at various stream wise angles in a cross flow. Part I effectiveness. Int J Heat Mass Transf 46:221–235
- Yao Y, Zhang J, Yang Y (2013) Numerical study on film cooling mechanism and characteristics of cylindrical holes with branched jet injections. Propulsion and Power Research 2(1):30–37

CMP 2018

5th International Colloquium.

Corrosion & Material's Protection

November 28- December 1, 2018 / Monastir, TUNISIA

Abstract

Numerical and experimental studies of the transverse flow/Row of Jets are performed. Comparisons between experimental and numerical calculations results are made and discussed for three turbulence models (k-ε, SST and RSM). The reduced axial velocity is under predicted by the three models in comparison with experiment (PIV). Nevertheless, RSM and SST models are the best to reproduce the behavior of experimental results.

Introduction

La prévision précise du transfert de chaleur des aubes de turbine, essentielle pour la conception efficace des systèmes de refroidissement des aubes, reste un travail important dans le domaine des turbomachines. Ceci est dû à un phénomène d'écoulement complexe qui se produit dans le passage de la turbine et à l'interaction de l'injection avec l'écoulement de surface incurvé aérodynamique autour des aubes. La principale cause de l'absence d'accord avec les données expérimentales dans de telles prévisions est généralement citée comme étant la modélisation de la turbulence. Un effort considérable a été consacré à la compréhension du comportement du film de liquide de refroidissement et de son interaction avec le flux principal. la performance de refroidissement du film est influencée par la courbure de la paroi, en trois dimensions. Cependant, de nombreuses études sur le refroidissement du film se sont limitées à des géométries simples, par exemple les plaques bidimensionnelles plates et incurvées en écoulement constant et incompressible.

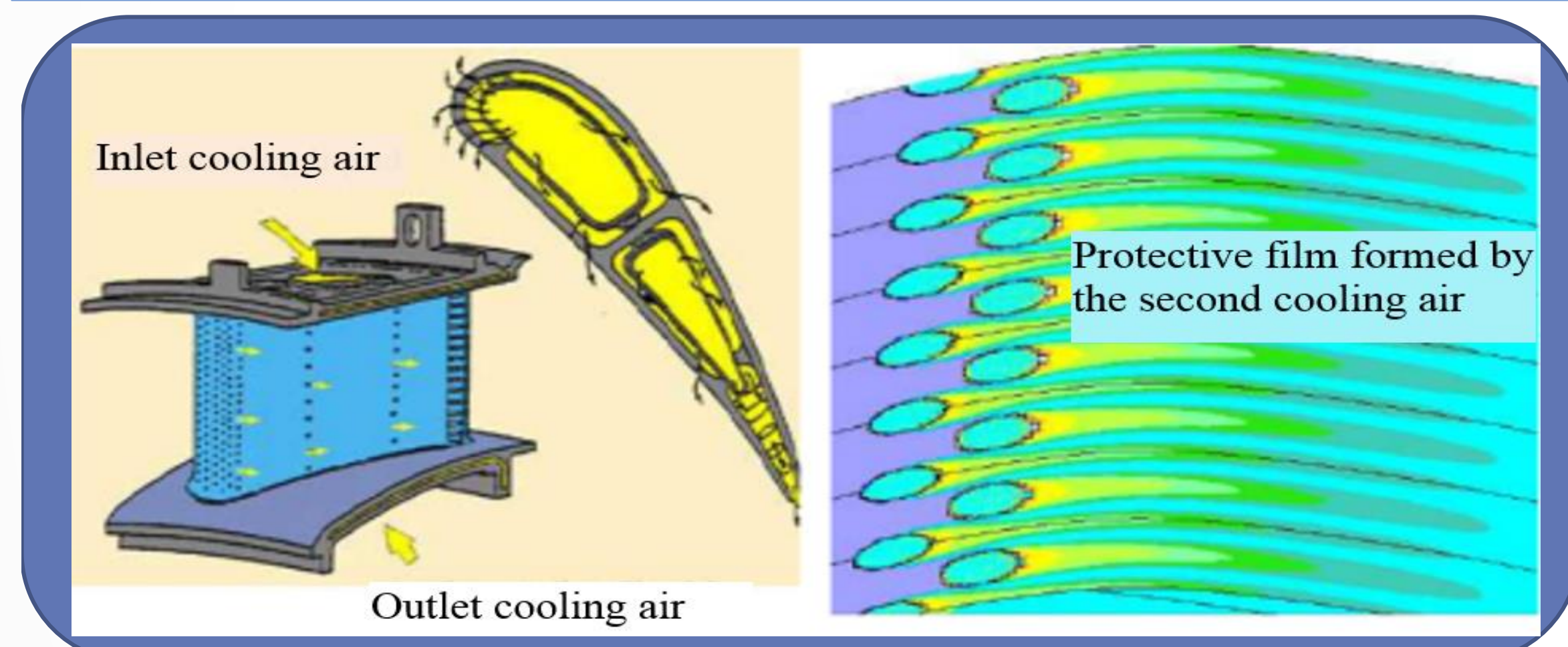


Figure 1. General View - Problem definition.

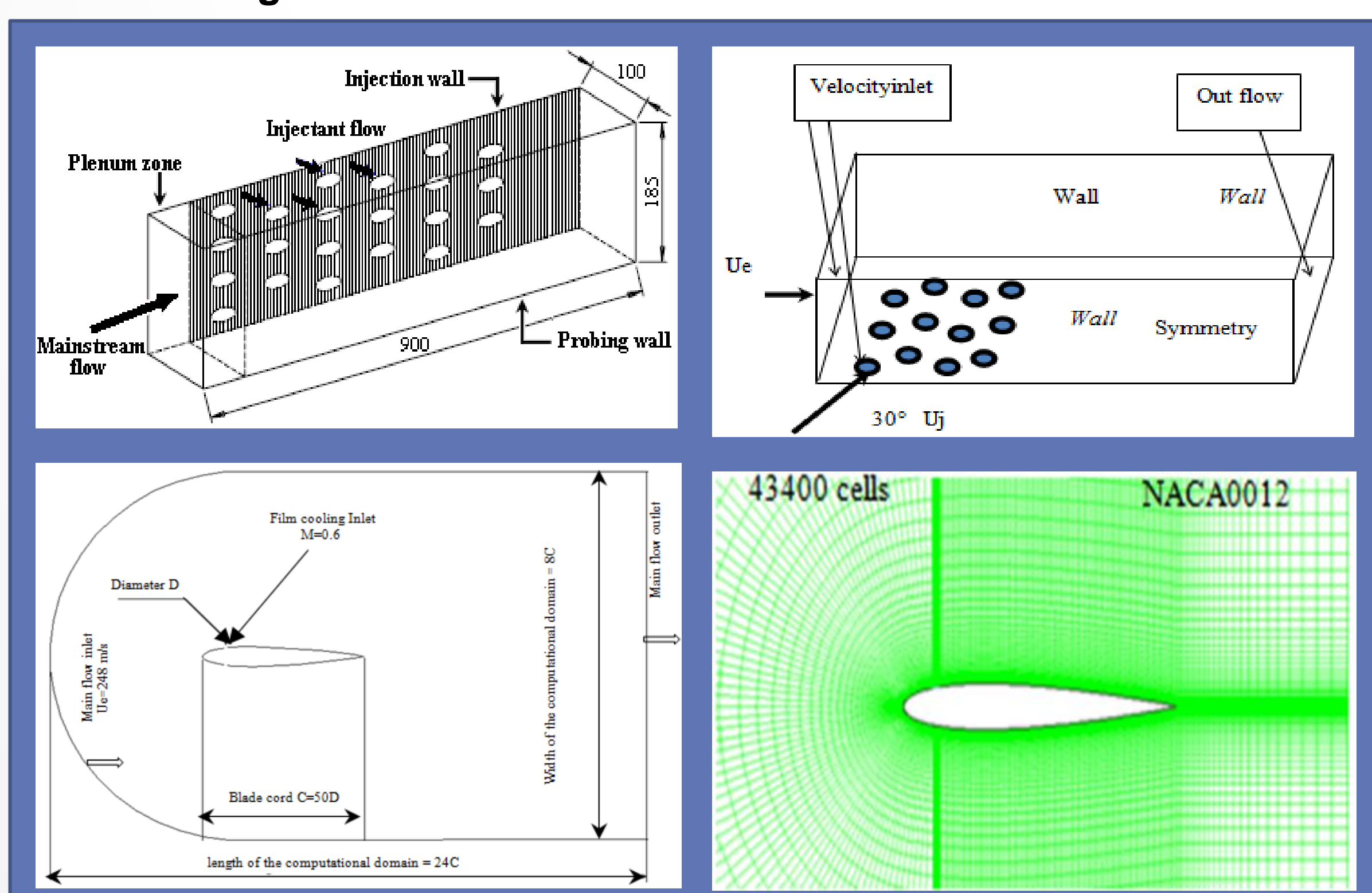


Figure 2. Experimental and numerical model details

Methodology

Des simulations numériques turbulentes et des mesures expérimentales ont été effectuées. Cette étude porte sur le calcul efficace des flux de refroidissement du film. L'objectif principal est d'établir avec quel logiciel fiable les flux de refroidissement du film peuvent être prédits de manière fiable. Les tests expérimentaux d'un flux d'air primaire traversé par un flux secondaire sur une paroi plane à trous multiples ont été réalisés. L'objectif fondamental de ces géométries proposées est de permettre un étalement plus uniforme du jet le long de la surface, ce qui permet d'obtenir un refroidissement plus uniforme. Deux calculs numériques sont effectués dans ce travail: le premier est comparé aux mesures expérimentales effectuées sur plusieurs rangées décalées du problème de jet en écoulement croisé et le second n'est qu'un calcul numérique. Les résultats de la simulation sont présentés pour les plaques plates et cambrées représentées par trois profils NACA cambrés

Results and Discussion

Comparaison entre l'expérience et les résultats de calcul sur plaque plate

Les profils de vitesse réduite axiale U/U_e moyens dans le plan de symétrie en direction de la portée ($Z/D = 0$) à différents emplacements en direction du flux $x/D = 2$, $x/D = 8$ et $x/D = 30$ sont présentés à la figure 3. ce qui montre qu'au voisinage de la zone de sortie d'injection, le flux externe est clairement perturbé par l'effet du jet. La figure montre également des différences très marquées entre les résultats des deux modèles par rapport à l'expérience, juste derrière les jets et au-dessus du mur. Le modèle k-epsilon semble surestimer les débits de jet dans les régions de sillage par rapport à l'expérience, comparé au modèle RSM et SST.

Comparaison entre plusieurs profils NACA. Effet de la courbure de surface.

Trois profils NACA sont utilisés pour appliquer avec le modèle de turbulence SST l'effet de courbure de surface. L'objectif de cette enquête est d'étudier certaines géométries cambrées sur le comportement des effets de refroidissement et de courbure de surface du film par rapport au profil symétrique, le NACA0012. La figure 4 montre les effets de courbure de surface sur la composante de vitesse axiale moyenne dans le plan médian du cours d'eau aux positions axiales $x/D = 2$, $x/D = 6$ et $x/D = 20$ obtenues par le modèle SST pour le profil NACA0012. Les profils semblent similaires dans leur forme mais des différences significatives apparaissent à cause de l'effet de courbure. Les profils NACA0012 et NACA6512 présentent une vitesse supérieure à la vitesse supérieure au mur par rapport au NACA8520.

Lignes de contour de la magnitude de la vitesse: résultats numériques

Pour visualiser le comportement se propageant latéralement (direction Z/D), Figure. 5 montre les vitesses moyennes réduites de l'interaction jets-flux de calcul tridimensionnel. Les profils de vitesse réduits sont tracés en trois positions de flux $x/D = 12$ et le long du plan de portée Z/D .

Les mesures par la technique PIV n'étant pas possibles dans les plans transversaux en raison de l'impossibilité de déplacer et de manipuler la caméra, seuls les résultats numériques sont présentés et discutés pour les trois modèles de turbulence.

Les résultats sont présentés et discutés en ce qui concerne les lignes de vitesse constante qui fournissent des informations sur le film à étalement latéral. Il est clair que les deux modèles k-ε et SST sont assez similaires dans leur prédiction des formes et des intensités de contours de vitesse.

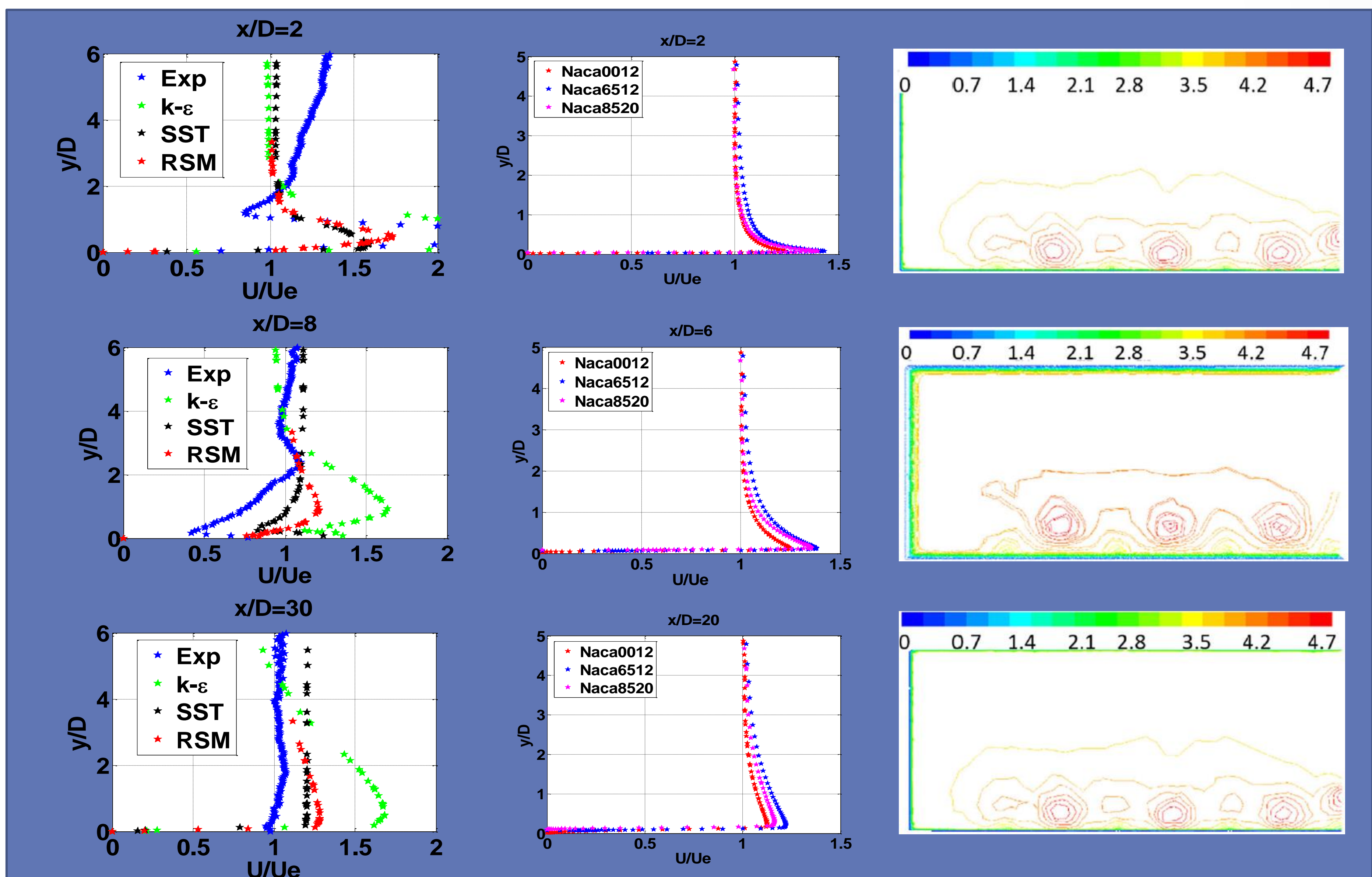


Figure 3. reduced average velocities (U/U_e) along the center plane $Z/D=0$.

Figure 4. axial mean velocities profiles in $x-y$ plane with SST model for NACA0012; NACA6512 and NACA8520.

Figure 5. Contours of velocities magnitude for k-ε, SST and RSM models in $X/D = 12$

Acknowledgements

I want to express my thanks to Mrs. Eva Dornac and Mr. Gildas Lalizel of ISAE-ENSMA School, University of Poitiers in France, for their acceptance to provide me all possibilities in the P' institute for the use of equipment and experimental techniques to perform my experiments.

References

- Andreopoulos J, Rodi W (1984) Experimental investigation of jets in a cross-flow. J Fluid Mech 138:93–127J
- Fric TF, Roshko A (1989) Structure of Vorticity in the near field of the transverse jet. Tenth symposium on turbulent shear flows. Oxford University, Oxford
- Yuen CHN, Martinez-Botas RF (2003) Film cooling characteristics of a single round hole at various stream wise angles in a cross flow. Part I effectiveness. Int J Heat Mass Transf 46:221–235
- Yao Y, Zhang J, Yang Y (2013) Numerical study on film cooling mechanism and characteristics of cylindrical holes with branched jet injections. Propulsion and Power Research 2(1):30–37