

旋转气冷涡轮三维流场的实验与数值研究

袁 锋, 竺晓程, 杜朝辉

(上海交通大学机械与动力工程学院, 上海市 徐汇区 200030)

Experimental Measurement and Numerical Simulation of Three-dimensional Flow Field in Rotating Film-cooled Turbine

YUAN Feng, ZHU Xiao-cheng, DU Zhao-hui

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiaotong University, Xuhui District, Shanghai 200030, China)

ABSTRACT: Numerical simulations of the three-dimensional flow field in the film-cooled turbine on the rotating and stationary conditions were carried out using $k-\varepsilon$ turbulence model, and predictions of the three-dimensional velocity were compared with the particle image velocimeter (PIV) experimental measurements. Computational results reveal the mixing flow field of the jet and the mainstream and the secondary flow near the blade surface in the wake region, and the simulations are in fairly good agreement with the experiments. Compared with the stationary condition, there are centrifugal force and Coriolis force existing in the flow field of the turbine on the rotating condition, and these forces make the three-dimensional flow field changed in the rotating turbine, especially for the radial velocity. The effect of rotation on the flow field of the pressure side is more apparent than that of the suction side in the film-cooled turbine from the computational and measured results. The increase of the blowing ratio makes the mixing region and the wake region downstream of the injection hole expanded.

KEY WORDS: rotating film-cooled turbine; rotating condition; stationary condition; three dimensional flow field; particle image velocimeter measurement; numerical simulation

摘要: 采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型对气冷涡轮在静止和旋转 2 种工况下三维流场进行数值计算, 并与 PIV 测量结果进行对比。计算得到射流和主流的掺混区域三维速度以及射流尾迹区二次流动, $k-\varepsilon$ 湍流模型的计算结果与实验基本吻合。与静止涡轮流场相比, 旋转状态下涡轮内部流场中存在的离心力、哥氏力的作用使射流与主流掺混流场三维速度发生改变, 其中径向速度的改变明显。计算和实验结果表明, 旋转对气冷涡轮叶片压力面侧流场的影响大于吸力面。同时, 吹风比增大射流与主流掺混流场区域以及射流尾迹区的范围扩大。

基金项目: 国家自然科学基金项目(50406017)。

Project Supported by National Natural Science Foundation of China (50406017).

关键词: 气膜冷却涡轮; 旋转状态; 静止状态; 三维流场; 激光粒子测速仪测量; 数值计算

0 引言

随着冷却技术的日益成熟, 目前用于航空发动机涡轮叶片冷却的基本冷却技术主要有气膜冷却、冲击冷却、肋壁强化换热、扰流柱强化换热等。对气膜冷却涡轮流场而言, 由于冷却气体的引入, 使得流场结构变得更加复杂^[1]。射流对主流及射流间的流动结构对涡轮气膜冷却效率、气动性能等影响较大, 了解射流与主流的掺混机理有助于在气膜冷却中抑制射流对主流的穿透, 减弱高温主流对叶片的直接冲刷, 提高冷却效率。

近年来, 国内外研究者对冷气掺混流场和绝热气膜冷却效率进行了大量的实验研究和数值计算。在实验方面, 热线风速仪、LDV、PIV等测速技术得到了广泛的应用^[2]。Shi^[3]采用直丝和单斜丝热线对平板上不同形状孔情况下射流与主流掺混的流场进行了实验研究。Thole^[4]、Ajersch^[5]等分别采用LDV技术对平板射流与主流掺混流场进行了实验测量, 研究不同冷却孔出口形状、吹风比对流场的影响。Polanka^[6]采用LDV对透平叶片前缘主流和射流掺混的复杂流场进行了实验研究。Jia^[7]采用数值模拟方法和LDV实验测试对平板狭缝射流与主流掺混流场进行研究, 在不同的喷射角度和吹风比情况下对LDV的实验结果与数值计算得到的流场和湍流雷诺应力进行了比较。Stefan^[8]采用非接触式PIV测速技术对平板射流与主流掺混流场进行实验研究, 得到三维流场结构, 研究不同的孔形状、射流角度和吹风比情况下流场结构的变化。徐红洲^[9]用X型双丝热线探头对平

板上扇形孔射流下游流场进行了测量。陈浮^[10]利用气动探针测量和墨迹显示方法,对不同实验方案下,吸力面带气膜冷却的某型涡轮导向叶栅流场结构进行了实验研究。

在数值计算方面, Hoda等^[11-14]采用目前常用的几个湍流模型对冷却射流与主流的掺混流场和温度场进行数值模拟,并与实验结果进行比较以研究各个湍流模型的特点。Bohn^[15]采用数值模拟方法对前缘冷却的涡轮叶片流场和温度场进行计算,并将计算结果与实验结果进行了对比,研究射流与主流掺混对叶片壁面温度分布的影响。杨科^[16]、王松涛^[17]采用具有TVD性质的三阶精度Godunov格式对涡轮叶栅进行了冷气喷射数值模拟,研究冷气孔处于涡轮叶栅不同轴向位置和喷射角度下的流场结构。赵晓路^[18]在三维N-S程序的基础上,引入了一种简单的冷气射流计算模型,对一级高压涡轮含有冷气掺混的三维流场进行了数值模拟。

涡轮在旋转时,其内部流场结构和叶片的换热特性与状态的涡轮或平板是明显不同的。在旋转状态下,涡轮流场存在着离心力、哥氏力以及非等温场下的浮升力,在这些力的作用下,涡轮内部的流动和换热是相当复杂的。在旋转状态下研究气冷涡轮流场和叶片表面换热的难度远远高于静止状态的研究,目前国内外只有少量的实验研究是在涡轮旋转状态下完成的。本文采用CFD软件Numeca计算气冷涡轮在静止和旋转2种工况下的三维流场,同时将计算得到的三维速度与PIV实验测量结果进行对比,研究旋转工况下带冷却射流的涡轮内部流场三维速度的变化。

1 计算模型与实验测量方法

随着网格生成技术及计算方法的发展,已有越来越多的研究者通过求解三维N-S方程来研究气冷涡轮内部流场的特性。本文湍流模型选用 $k-\varepsilon$ 湍流模型。以守恒形式的有限体积法进行空间离散,采用中心差分格式,时间采用四阶显式Runge-Kutta求解方法。为了加速计算收敛,采用了多重网格和隐式残差平均化技术。

图1是涡轮叶片计算模型示意图,叶片压力面和吸力面各开了一排(3个)冷却孔,孔直径 $D=2\text{ mm}$,孔间距为孔径的3倍,冷气孔喷射角度与叶片表面垂直。在划分网格时,涡轮叶片第一层网格 y^+ 值在1左右,冷却孔及其周围网格采用局部加密处理,网

格总数约80万。冷却孔局部网格如图2所示。

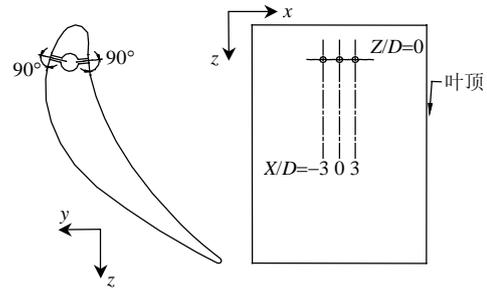


图1 涡轮叶片模型

Fig. 1 Turbine blade model

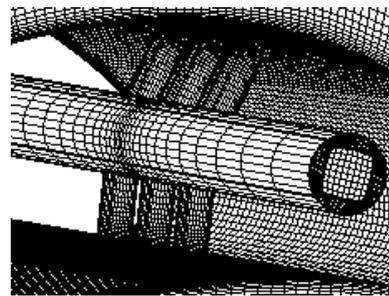


图2 冷却孔局部网格示意图

Fig. 2 Local grid of cooling holes

在涡轮旋转和静止2种工况下分别进行实验和计算研究,计算边界条件设置为:进口给定流量,静温;出口给定静压,固体壁面给定无滑移条件。叶片内部小孔的进口给定流量,静温。壁面为绝热壁面条件。在计算和实验中,涡轮入口和射流气体的温度均为290 K,涡轮入口主流的平均速度7 m/s,涡轮旋转时的转速为 $300\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$ 。为了更好的研究冷气射流对涡轮内部流场结构的影响,计算和实验中取吹风比 $M=1.5$ 和2。吹风比 M 定义为

$$M = \frac{\overline{\rho_j} \overline{v_j}}{(\overline{\rho_0} \overline{v_0})} \quad (1)$$

式中: $\overline{\rho_j}$ 、 $\overline{\rho_0}$ 分别为冷却射流和涡轮入口主流的平均密度; $\overline{v_j}$ 、 $\overline{v_0}$ 分别为冷却射流和涡轮入口主流的平均速度。

气冷涡轮静止和旋转工况下的流场测量采用PIV测速技术(particle image velocimeter, PIV),实验测量装置如图3所示,实验工况与数值计算的工况相同。取叶片中间孔的圆心为坐标零点(图1),沿叶片径向取3个测量面($X/D=-3, 0, 3$),测量面垂直 x 轴。另外,分别沿叶片压力面和吸力面上孔下游取5个测量面($L/D=0, 1, 3, 5, 8$),测量面与轴向方向(z 轴)垂直,如图4所示。图中 L 为沿叶片弧线方向测量面距离孔中心的距离; S 为测量面上任意点沿 y 轴方向距离叶片表面的距离。

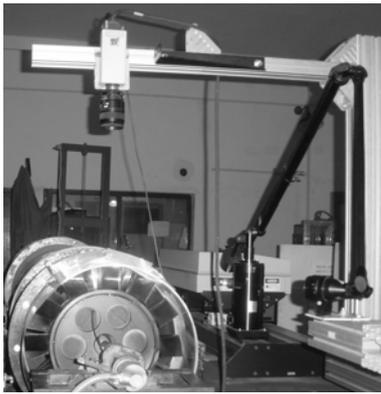


图3 PIV实验装置

Fig. 3 PIV system for flow field measurement

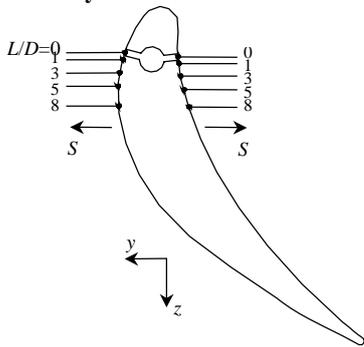


图4 实验测量点位置

Fig. 4 Measurement positions in turbine

2 结果与分析

2.1 X-Y面不同位置点平均速度

图5和图6给出了涡轮静止和旋转2种工况下, 压力面和吸力面上沿孔中心($X/D=0$)下游不同位置($L/D=1、3、8$)的三维平均速度分布, 同时, 将数值计算结果与实验结果进行了对比。由三维速度的大小分布可以看出在叶片压力面和吸力面侧不同位置三维流场的变化情况。图中 V_j 为孔射流平均速度; $V_x、V_y、V_z$ 为涡轮内流场沿坐标轴 $X、Y$ 和 Z 方向的平均速度。

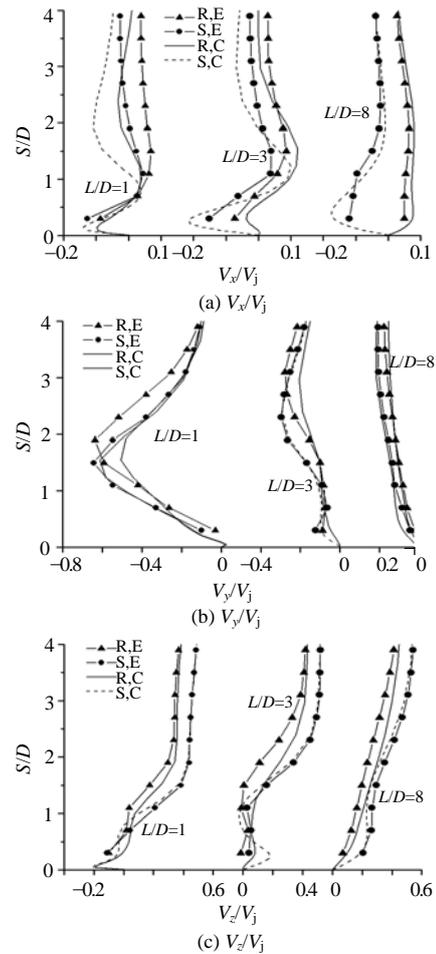
图5(a)给出了叶片压力面侧沿孔中心($X/D=0$)下游不同位置 V_x/V_j 的分布。在孔下游1倍孔径处($L/D=1$), 从计算和实验结果可以看到, 由于射流尾迹的影响, 在靠近叶片表面处产生二次流, 速度为负值。在 $L/D=3$ 处, 旋转状态下涡轮的二次流减弱, 而静止状态时的二次流速度仍较大, 该处的计算结果与实验基本吻合。在 $L/D=8$ 处, 实验测得该处旋转状态下涡轮射流尾迹的影响逐渐消失, 表明射流与主流逐渐掺混。与静止状态时的 V_x 速度比较, 旋转使径向速度值减小, 在 $L/D=8$ 处的变化最大。另外, 涡轮在静止状态下射流尾迹区的二次流区域也较旋转状态时更广, 流动速度也较大。

由于吹风比较大($M=2$), 且孔射流角度为 90° , 射流更多的进入主流区, 使得掺混区域沿 y 方向的分速度(V_y/V_j)明显增大, 如图5(b)中 $L/D=1$ 和 $L/D=3$ 位置。计算与实验结果也反映了射流与主流掺混区的位置, 在 $L/D=1$ 处, 掺混区中心位置距离叶片表面 $1.5D$, 而在 $L/D=3$ 处则上升到 $2.5D$ 左右。随着孔下游距离的增大($L/D=8$), 射流与主流逐渐掺混, y 方向的分速度减小。比较静止与旋转工况的计算和实验结果, 旋转使得 V_y 值较静止状态时有所减小。

图5(c)中, $L/D=1$ 处于射流的尾迹区域, 该处 V_z 值的计算结果表明, 在近叶片表面区域有回流产生, 回流在 $L/D=3$ 处基本消失。比较涡轮静止与旋转工况的计算和实验结果发现, 旋转使 V_z 值减小。

图6给出了涡轮静止与旋转2种工况下, 吸力面侧沿孔中心($X/D=0$)下游不同位置($L/D=1、3、8$)的三维平均速度分布。

在图6(a)的 $L/D=1$ 处, 由于靠近吸力面前缘, 叶



R—旋转状态; S—静止状态; E—实验; C—计算

图5 压力面测量点三维速度($M=2, X/D=0$)
Fig.5 Three dimensional velocities nondimensionalized by V_j at $X/D=0$ on pressure side

片表面曲率较大,射流更容易进入主流区,同时由于射流尾迹的影响,在近壁面处产生二次流,速度 V_x 在叶片表面附近区域变化明显。随着下游距离 L 的增大,尾迹的影响逐渐减弱,叶片表面附近的 V_x 值有所减小。比较涡轮静止与旋转工况的实验数据发现,在靠近叶片表面 $2D$ 范围内,旋转使得 V_x 有所减小,在远离叶片表面($S/D > 2$),速度 V_x 则变化不大。

从图6(b)的3个不同位置的 V_y 可以看出射流和主流掺混位置的变化过程。射流一开始进入主流区域($L/D=1$ 和 $L/D=3$),又逐渐被主流压回叶片壁面附近流动($L/D=8$)。 $k-\epsilon$ 模型计算得到了与实验基本一致的结果。在 $L/D=1$ 位置,旋转使 V_y 略有变化。在 $L/D=3$ 和 $L/D=8$ 处,静止和旋转状态下涡轮的 V_y 基本一致。

对于轴向速度 V_z ,和压力面类似,由于 $L/D=1$ 位置处于射流的尾迹区域,在近叶片表面区域有回流产生,速度为负值,如图6(c)所示。在 $L/D=8$ 处,回流逐渐消失。从计算和实验结果看出,涡轮在旋

转状态时 V_z 值较静止状态下略小。

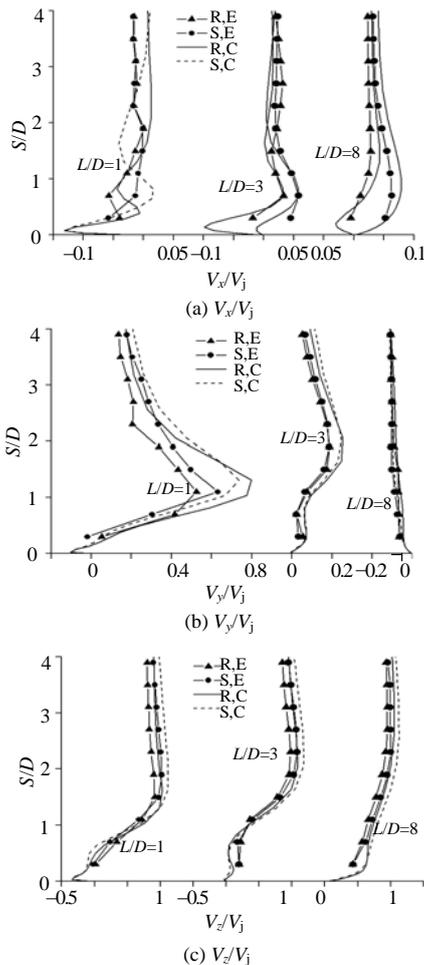
2.2 Y-Z面不同叶高位置速度矢量

图7和图8给出了涡轮叶片吸力面和压力面侧Y-Z面上不同叶高位置($X/D=0, 1.5$)的速度矢量图,同时比较了静止($0\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$)和旋转($300\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$)工况以及不同吹风比($M=1.5, 2$)情况下流场的变化。在 $X/D=0$ 处,可以明显看到射流与主流的掺混情况。

比较图7(a)和图7(b),旋转使得吸力面侧孔射流速度略有减小,与主流的掺混区域范围也较静止工况下小。旋转状态下涡轮内部流场中存在离心力、哥氏力的作用。离心力方向是和旋转轴(z 轴)相垂直的远离轴心的径向方向。哥氏力方向是角速度矢量方向和速度矢量方向叉乘方向的相反方向,在流速一定的情况下,随着转速 n 的增大,哥氏力作用就越强。由于在叶片内部冷却气流进气的径向速度(x 方向)会产生 $-y$ 方向的哥氏力,这个方向的哥氏力把流体推向压力面,导致压力面孔射流出口流量略有增加而吸力面孔射流流量相应减少。

$X/D=1.5$ 处于2孔中间区域,涡轮在静止状态时,该处Y-Z面流场速度矢量方向受射流影响较小,如图7(d)所示。当涡轮转速为 $300\text{ r}\cdot\text{min}^{-1}$ 时,旋转产生的离心力和哥氏力作用使射流产生径向方向的速度分量, $X/D=1.5$ 处的速度也发生了变化,但变化不太明显,如图7(e)所示,孔下游附近局部区域的流场与图7(d)相比略有不同。

比较不同吹风比($M=1.5, 2$)对Y-Z面流场的影



R—旋转状态; S—静止状态; E—实验; C—计算

图6 吸力面测量点三维速度($M=2, X/D=0$)

Fig. 6 Three dimensional velocities nondimensionalized by V_j at $X/D=0$ on suction side

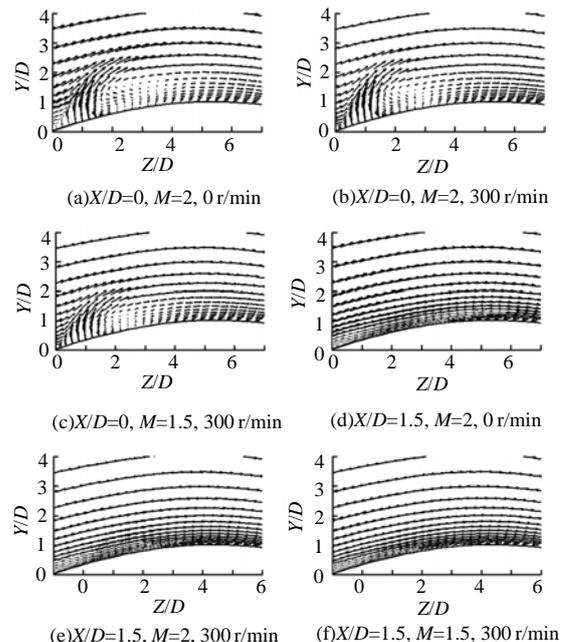


图7 吸力面Y-Z平面速度矢量

Fig. 7 Velocity vector in Y-Z plane on suction side

响,如图7(b)和图7(c)所示,吹风比越大,射流与主流掺混区域的范围越大,射流更多的进入主流区(图7(b))。从图中还可以看出,射流下游附近存在明显的尾迹区域,吹风比较大时($M=2$),尾迹区域的范围也较大,孔下游3倍孔径范围内受到射流尾迹的影响比较明显。比较图7(e)和图7(f),在 $X/D=1.5$ 处,射流影响的范围和强度也随着吹风比的减小而减弱。

图8是叶片压力面不同叶高位置($X/D=0$ 、1.5) $Y-Z$ 面上的速度矢量图。如上述对吸力面的分析,旋转状态下涡轮内部流场中存在的离心力、哥氏力的作用对压力面侧流场的影响则比较明显,如图8(a)和图8(b)、图8(d)和图8(e)所示。

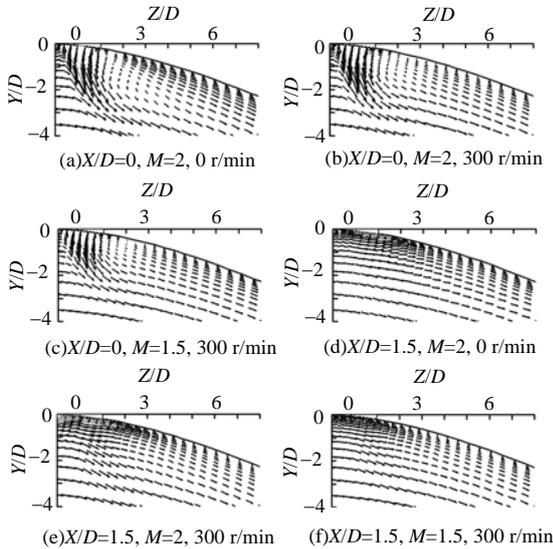


图8 压力面 $Y-Z$ 平面速度矢量

Fig. 8 Velocity vector in $Y-Z$ plane on pressure side

当涡轮旋转时,在叶片内部的射流空气腔中,旋转产生的哥氏力把射流流体推向压力面,导致压力面孔射流出口流量较静止状态时略有增加,与静止状态的涡轮相比,射流对主流的影响区域增大,如图8(a)和图8(b)所示。在 $X/D=1.5$ 处,旋转对流场的影响比较明显(图8(d)和图8(e))。在 $0 < Z/D < 3$ 和 $-4 < Y/D < -1$ 区域,可明显看到射流对主流的影响,该区域流体在 $-y$ 方向的速度分量明显增大,旋转使得射流更多的进入主流区而不是贴附壁面流动。这一点与Dring^[19]和Takeishi^[20]的实验结果一致,他们对旋转状态下叶片表面的温度和绝热冷却效率分析得出,旋转使得压力面的气膜冷却效率明显降低,这是因为冷却射流在旋转状态下更多的进入主流而不是贴附在叶片表面流动。

在压力面侧,不同吹风比($M=1.5$ 、2)对 $Y-Z$ 面流

场的影响见图8(b)和图8(c)。与吸力面侧类似,吹风比减小($M=1.5$)使得射流对主流的穿透区域明显减小(图8(c))。同样,在压力面射流下游附近产生明显的尾迹区,尾迹区域的范围随着吹风比的减小而减小。

综合以上对压力面和吸力面侧三维速度变化的分析发现,与静止涡轮相比,在旋转工况下,压力面侧三维速度的变化明显大于吸力面。本文同时对网格数为80万和120万2种情况下进行计算,压力面和吸力面侧计算的三维速度值最大相差不超过5%,验证了网格无关性。

3 结论

本文采用实验测量和数值计算相结合的方法来研究涡轮在静止与旋转工况2种工况下主流和射流掺混流场。结果表明:

(1) 采用PIV测量涡轮静止与旋转工况下的流场,得到了射流与主流掺混区流场的三维速度及其随下游距离的变化情况。

(2) 由于冷气射流的影响,在冷却孔下游靠近叶片壁面处产生二次流动。数值计算结果得到了射流和主流的掺混区域以及近壁面区域的射流尾迹区二次流动,计算与实验结果基本吻合。

(3) 旋转状态下,涡轮内部流场中存在离心力、哥氏力的作用及其相互作用,这些作用力对叶片压力面和吸力面侧流场的影响并不一样。旋转对叶片压力面侧流场的影响明显大于吸力面,其中径向速度的改变尤其明显。吹风比增大,射流更多的进入主流区域,射流下游尾迹区域范围也相应扩大。

参考文献

- [1] Fric T F, Roshko A. Vortical structures in the wake of a transverse jet[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 279(1): 1-47.
- [2] 罗坤,陈松,蔡丹云,等.气固两相圆柱绕流近场特性的实验研究[J]. *中国电机工程学报*, 2006, 26(24): 116-120.
Luo Kun, Chen Song, Cai Danyun, et al. Experimental study of flow characteristics in the near field of gas-solid two-phase circular cylinder wakes[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2006, 26(24): 116-120(in Chinese).
- [3] Shi Honghui, Kenji K, Motoyuki I. Hot wire measurement of turbulent boundary layer on a film cooling plate with diffusion holes[J]. *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*, 2001, 13(2): 15-23.
- [4] Thole K, Gritsch M, Schulz A, et al. Flowfield measurements for film-cooling holes with expanded exits[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(2): 327-335.
- [5] Ajersch P, Zhou J M, Ketler S, et al. Multiple jets in a crossflow: detailed measurements and numerical simulations[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1997, 119(2): 331-342.

- [6] Polanka M D, Michael C J, David G B. Three component velocity field measurements in the stagnation region of a film cooled turbine vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 445-452.
- [7] Jia Rongguang, Sunden B, Miron P, et al. A numerical and experimental investigation of the slot film-cooling jet with various angles[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(3): 635-645.
- [8] Stefan B, Martin G R, Reza S A. Modeling of film cooling-part I: experimental study of flow structure[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(1): 141-149.
- [9] 徐红洲, 王尚锦, 刘松龄, 等. 气膜冷却流场的实验研究和数值模拟的分析[J]. *推进技术*, 1998, 19(2): 47-53.
Xu Hongzhou, Wang Shangjin, Liu Songling, et al. Experimental study and analysis of numerical computation in the flow field of film cooling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(2): 47-53(in Chinese).
- [10] 陈浮, 宋彦萍, 王仲奇. 吸力面上气膜冷却对涡轮叶栅流场影响的实验研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(2): 161-165.
Chen Fu, Song Yanping, Wang Zhongqi. Experimental study on film cooling on a suction surface of a plane turbine cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1999, 14(2): 161-165(in Chinese).
- [11] Hoda A, Acharya S. Predictions of a film coolant jet in crossflow with different turbulence models[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(3): 558-569.
- [12] 李国能, 周昊, 杨华, 等. 横流中湍流射流的数值模拟[J]. *中国电机工程学报*, 2007, 27(2): 87-91.
Li Guoneng, Zhou Hao, Yang Hua, et al. Numerical study of turbulent jet in cross-flow[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2007, 27(2): 87-91(in Chinese).
- [13] 郭婷婷, 李少华, 徐忠. 横流紊动射流流场结构的数值分析[J]. *中国电机工程学报*, 2003, 23(7): 191-195.
Guo Tingting, Li Shaohua, Xuzhong. A numerical simulation of three-dimensional turbulent jets in crossflow[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2003, 23(7): 191-195(in Chinese).
- [14] 丁树业, 李伟力, 靳慧勇, 等. 发电机内部冷却气流状态对定子温度场的影响[J]. *中国电机工程学报*, 2006, 26(3): 131-135.
Ding Shuye, Li Weili, Jin Huiyong, et al. Cooling air state inside generator effect on stator temperature fields[J]. *Proceedings of the CSEE*, 2006, 26(3): 131-135(in Chinese).
- [15] Bohn D E, Kusterer K A. Aerothermal investigations of mixing flow phenomena in case of radially inclined ejection holes at the leading edge[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2000, 122(2): 334-339.
- [16] 杨科, 王松涛, 王仲奇, 等. 平面叶栅中冷气射流三维分离的数值模拟[J]. *推进技术*, 2003, 24(1): 43-46.
Yang Ke, Wang Songtao, Wang Zhongqi, et al. Numerical simulation on three-dimensional separation of cooling jet in cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2003, 24(1): 43-46(in Chinese).
- [17] 王松涛, 冯国泰, 王仲奇. 叶栅内冷气射流场结构的数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(3): 274-277.
Wang Songtao, Feng Guotai, Wang Zhongqi. Numerical simulation of coolant jet structure in turbine cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2000, 15(3): 274-277(in Chinese).
- [18] 赵晓路, 李维, 罗建桥. 冷气掺混对高压涡轮流场结构影响的数值分析[J]. *工程热物理学报*, 2002, 23(5): 557-560.
Zhao Xiaolu, Li Wei, Luo Jianqiao. Numerical analysis of high pressure turbine flow field considering the effect of cooling air mixing[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2002, 23(5): 557-560(in Chinese).
- [19] Dring R P, Blair M F, Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102(1): 81-87.
- [20] Takeishi K, Aoki S, Sato T, et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(4): 828-834.

收稿日期: 2007-07-25。

作者简介:

袁 锋(1978—), 男, 博士研究生, 主要从事涡轮机械流场与传热的实验与数值研究, yuanfeng@sjtu.edu.cn;

竺晓程(1975—), 男, 副教授, 主要从事叶轮机械内部流场的实验与数值研究, zhxc@sjtu.edu.cn;

杜朝辉(1964—), 男, 教授, 主要从事风力机流场的实验与数值研究, zhdu@sjtu.edu.cn。

(编辑 王庆霞)