

文章编号:1000-8055(2012)08-1848-07

涡轮叶冠间隙流场 PIV 测量

喻 雷, 常海萍, 马虎跃

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了研究带有冷却气流的涡轮叶冠间隙流场流动特性,采用粒子图像测速仪(PIV)技术得到了叶冠间隙流场中各个典型截面的瞬时流场显示,并对叶冠间隙流场特性进行了研究.研究发现:由于叶冠腔内有两股叶尖冷却气流的注入,叶尖泄漏流流过叶冠间隙时会与两股冷却流相互掺混,从而使腔内气流的流动状态变得非常复杂,因此在叶冠突肩之后以及叶冠腔内流体汇合处会有大小方向各异的涡流产生.同时,两股冷却气流均对泄漏流有一定的阻挡作用,前孔冷却流的阻挡作用更为明显.随前孔与后孔出流比增加,前孔流及后孔流对泄露流的阻挡作用增强.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 叶冠; 间隙流动; 粒子图像测速仪(PIV)测量

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

PIV measurement of flow field for tip clearance flow in turbine shroud

YU Lei, CHANG Hai-ping, MA Hu-yue

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study flow characteristics of tip clearance flow in turbine shroud, a cooling experimental system was designed, and the instantaneous flow field of each typical section was received by particle image velocimetry (PIV). Then the flow field characteristics of tip clearance flow were studied. The result shows: two cooling flows of the turbine shroud cavity mixing with tip leakage flow makes the flow state in shroud cavity very complex. Therefore, vortex flows with different functions and sizes are generated at different positions in shroud cavity. Meanwhile, both the two cooling airflows have blocking effect on the leakage flow, and the effect from the former hole is more obvious.

Key words: aircraft engine; turbine blade; shroud; tip clearance flow;
PIV (particle image velocimetry) measurement

由于航空发动机涡轮叶尖间隙的存在,部分流体在叶片压力面和吸力面的压差作用下翻过叶尖间隙形成叶尖间隙流.叶尖间隙流动是一种非常复杂的三维黏性流动,其形成受到许多因素的影响^[1].为减少叶尖泄漏并减轻叶片振动,带冠技术是一项很好的措施,充分认识叶冠间隙流动的流场特征将有助于改善航空发动机的性能.

近几十年来,叶轮机械叶尖间隙流动机理一直是涡轮领域研究的焦点^[2].国内外学者对叶尖区域的流动与换热进行了大量的研究^[3-14],但专门针对叶冠间隙流动的研究并不多见,叶尖冷却流对泄漏流的影响也鲜见报道.粒子图像测速是一种瞬态、多点、无接触式的测速技术^[15],可提供丰富的流场空间结构以及流动特性图像.本文采

收稿日期:2011-09-20

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1848_024.html

作者简介:喻雷(1985—),男,湖南长沙人,博士生,主要从事航空发动机流动与冷却方面的研究.

用粒子图像测速仪 PIV (particle image velocimetry) 对带有冷却气流的涡轮叶片叶冠间隙流场特性进行研究, 研究结果对分析叶冠流动冷却特性有一定的指导意义。

1 实验装置

1.1 实验系统

实验系统主要由 3 部分组成 (如图 1), 即泄漏流与冷却气流气路系统、粒子发生系统和 PIV 测量系统。泄漏流与冷却气流系统由实验段、大压气机、稳压罐、泄漏流及冷却气流管路组成。实验时, 气流由大压气机 (流量为 $5 \text{ m}^3/\text{min}$) 流出后进入稳压罐, 而后气流分别由泄漏流管路和冷却气流管路流入实验段, 3 股流体流量可通过阀门进行调节然后用流量计测量。粒子发生系统由小压气机 (流量为 $0.5 \text{ m}^3/\text{min}$)、粒子发生器、加粉管路等组成。PIV 测量系统由数据采集系统、激光发生器、同步器及 CCD (charge coupled device) 相机组成。

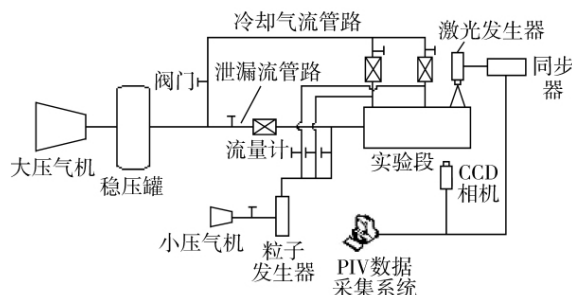


图 1 实验系统图

Fig. 1 Schematic of test system

1.2 实验段

实验段示意图如图 2 所示, 实验段主要由金属壳体、盖板及石英玻璃窗口等组成。金属壳体的

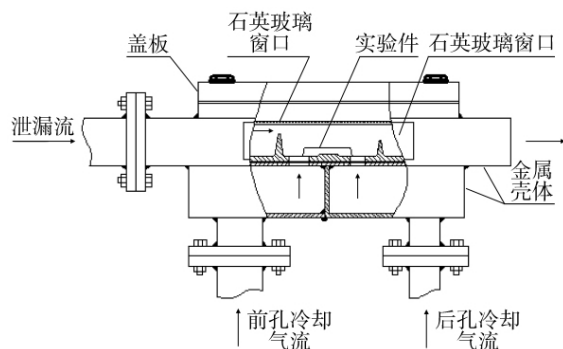


图 2 实验段

Fig. 2 Schematic of test section

上方和前方都开有玻璃窗口, 以便于 PIV 测量流场时激光的照射以及 CCD 相机的拍摄。实验件用螺钉固定在泄漏流与冷却流之间的壳体上, 图 3 和图 4 是实验件的模型图和示意图。

图 3(a) 所示为一种典型的带冷却气流的涡轮叶片叶冠。由于叶冠的曲率不大并且具有周期性, 把叶冠实验模型简化为周期平板型, 取一个周期进行研究 (如图 3(b))。叶冠真实结构较小, 不利于 PIV 相机的拍摄, 所以设计实验件时在原始尺寸的基础上扩大 5 倍进行研究。

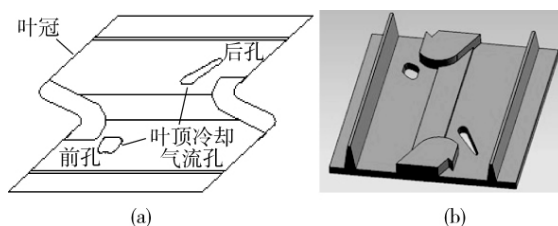


图 3 实验模型

Fig. 3 Experimental model

图 4 即为本次实验的叶冠实验件, 泄漏流及冷却流方向如图所示。顺着泄漏流流动方向, 依次把两股冷却流定义为前孔冷却流和后孔冷却流。叶冠压力面 (即泄漏流来流方向) 有较高突肩而吸力面突肩较低, 两突肩中形成叶冠腔。叶冠腔内前孔与后孔的位置如图所示, 突台为叶冠装配所用。

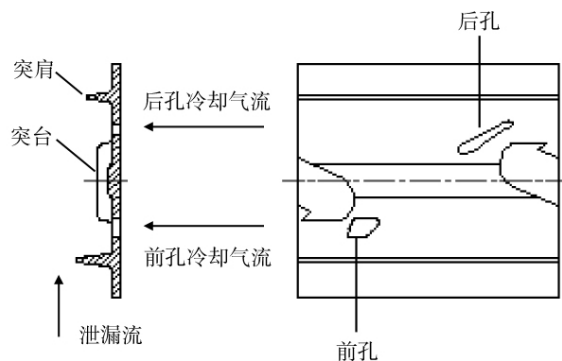


图 4 实验件

Fig. 4 Experiment package

表 1 列出了实验模型的几何尺寸。

表 1 模型几何结构 (单位: mm)

Table 1 Geometrical dimension of experimental model (unit: mm)

进口当量直径	前后孔当量直径	叶尖间距	前突肩高度	后突肩高度
54	17.5	10	22.5	16.5

表 2 为测试状态下的流动参数,其中泄漏流雷诺数定义为 $Re = \rho_m u_m d / \mu$,前孔出流比定义为 $M_f = \rho_f u_f / \rho_m u_m$,后孔主流比定义为 $M_r = \rho_r u_r / \rho_m u_m$, ρ_m 为泄漏流空气密度, u_m 为泄漏流流速, d 为泄漏流通道当量直径, μ 为空气的动力黏度。 ρ_f 为前孔气流密度, u_f 为前孔流流速。 ρ_r 为后孔气流密度, u_r 为后孔流流速。实验中泄漏流与前后孔流均为常温气流,温度为 296 K,泄漏流雷诺数为 8 000,质量流量为 0.014 4 kg/s,前孔流量为 0.003 3~0.013 kg/s,后孔流量为 0.002~0.006 6 kg/s。

表 2 测试状态
Table 2 Test condition

泄漏流雷诺数	前孔出流比	后孔出流比	进出口压比
Re	M_f	M_r	p_{in} / p_{out}
8 000	5~20	3~10	1.05

2 实验结果分析

本次实验的拍摄位置如图 5 所示,拍摄截面 a_1, b_1, c_1 位于同一平面 P_1 ;拍摄截面 a_2, b_2 位于同一平面 P_2 ;拍摄截面 a_3, b_3, c_3 位于同一平面 P_3 。实验结果分析给出了叶冠间隙流场中各个典型截面的实验拍摄结果,分析泄漏流在叶冠间隙内的流动状态以及两股冷却流对泄漏的阻挡作用。

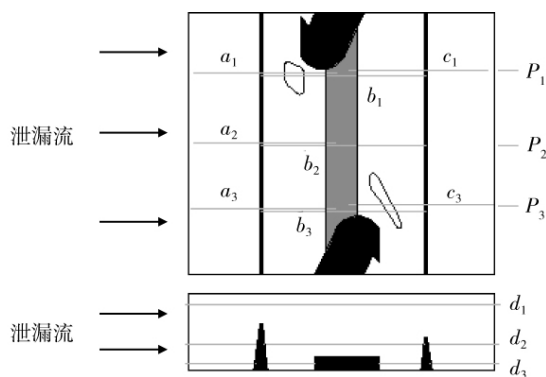


图 5 实验拍摄位置

Fig. 5 Experimental shooting position

图 6 所示为 a_1 截面实验拍摄结果, a_1 截面所拍摄的区域是 P_1 平面前半部分。在此区域,泄漏流在前突肩处突缩加速跨越前突肩,却受到前孔流阻挡,而前孔流带动周围流体在撞击盖板后向四周扩散,其中向上游扩散的流体在突肩上方与迎面而来的泄漏流相互碰撞掺混。图 6(a)~图 6(c)为前孔出流比不同时, a_1 截面的流场分布。可

以看出:随着前孔出流比增大,前孔流与泄漏流掺混越剧烈且前突肩上方的泄漏涡向上游移动。由此可见随前孔出流比增加,前孔流对泄漏流的阻挡作用增强。

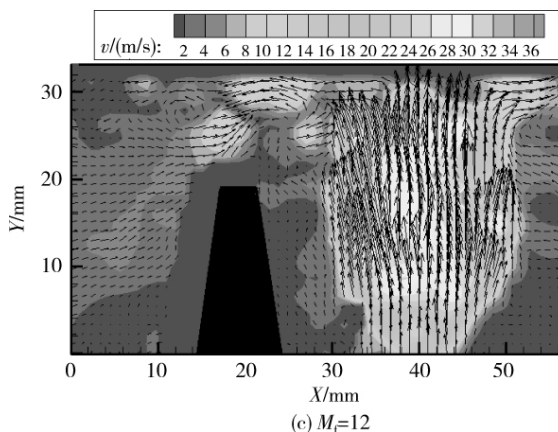
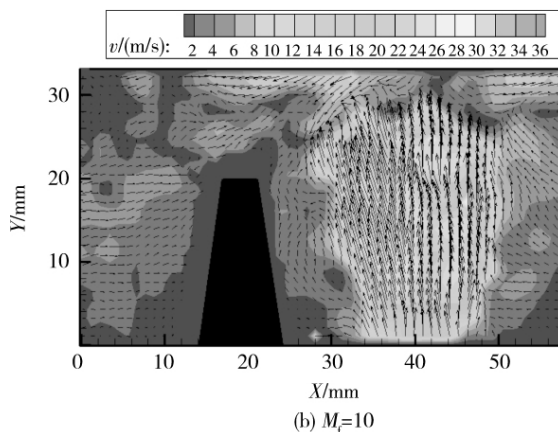
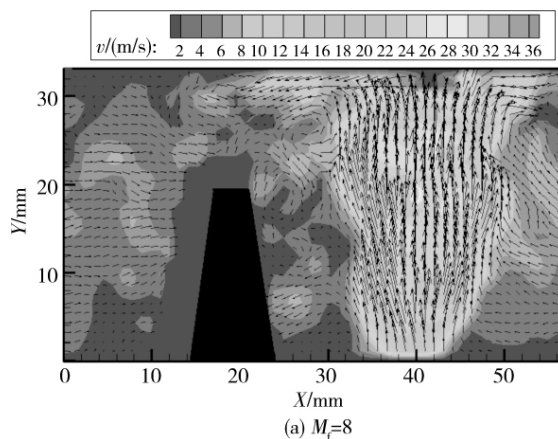


图 6 a_1 截面实验拍摄结果

Fig. 6 Test results of a_1 section

图 7 为 P_1 平面叶冠两突肩内(叶冠腔)的流动情况。前孔流在前突肩附近对泄漏流的阻挡作用相当明显,泄漏流向下游流动几乎被隔断了。

图 8 为 P_2 平面前半部分(a_2 截面)实验结果。从图中可以看出,由于 P_2 平面不过前孔,所

以与图 6 相比, 泄漏流能顺利跨越前突肩并在突肩后加速. 同样, 由于前突肩的存在, 流体在突肩前后会产生旋涡.

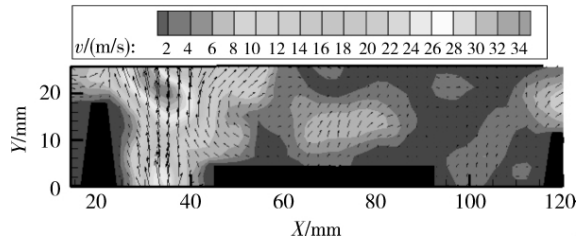


图 7 b_1 截面实验拍摄结果

Fig. 7 Test results of b_1 section

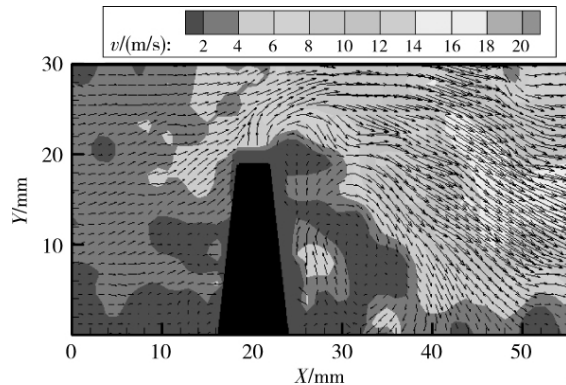


图 8 a_2 截面实验拍摄结果

Fig. 8 Test results of a_2 section

从图 9 可以总体了解 P_2 平面叶冠两突肩之间(叶冠腔)的流动情况. 由于没有前孔的阻挡, 泄漏流流过前突肩并在叶冠腔内重新贴附在叶冠表面, 而后再加速跨过后突肩流出叶冠腔.

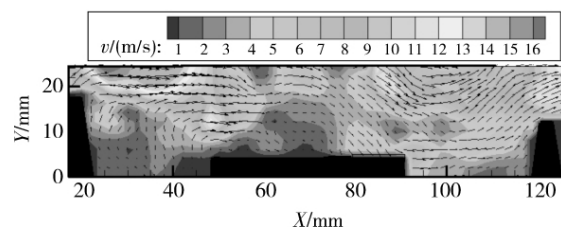


图 9 b_2 截面实验拍摄结果

Fig. 9 Test results of b_2 section

图 10 为 a_3 截面(P_3 平面前半部分)实验拍摄结果. 虽然 P_3 平面过后孔, 但后孔流在后突肩前才流入叶冠腔, 所以在 P_3 平面前半部分泄漏流受后孔流影响较小. 由图 10 与图 6 比较可知, 泄漏流能以较大速度流过前突肩, 在突肩后形成涡流并重新贴附到叶冠表面.

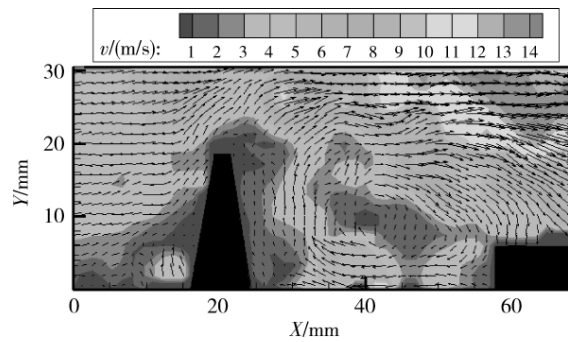


图 10 a_3 截面实验拍摄结果

Fig. 10 Test results of a_3 section

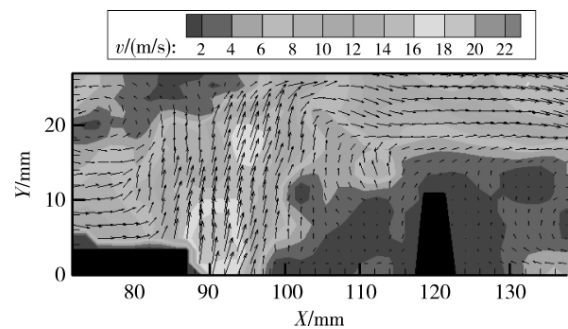


图 11 c_3 截面实验拍摄结果

Fig. 11 Test results of c_3 section

P_3 平面后半部分(c_3 截面)实验拍摄结果如图 11 所示. 从图中可以清楚看出后孔流以较大速度流出后孔, 后孔流在泄漏流作用下向下游偏转. 而紧贴叶冠壁面流动的泄漏流在遇到后孔流后受到后孔流阻挡向回流形成涡流. 后孔流与泄漏流相互作用后加速跨过后突肩, 同样后突肩后也有涡流产生.

图 12 为 P_3 平面叶冠两突肩之间(叶冠腔)的流动情况. 从图中可以很好地了解叶冠腔内过后孔的截面流动情况. 将图 12 与图 9 对比可以更好地看出后孔流对泄漏流的阻挡作用. 另外从图 12(a)~图 12(c)可以看出: 后孔出流增加对泄露流的阻挡作用有所增强, 但不如前孔流作用显著.

如图 5 所示, d_1 平面与叶冠前后两突肩平行且位于突肩之上. 由于 d_1 平面在突肩与盖板之间的叶尖间隙内, 所以在 d_1 平面拍摄能得到主流跨越突肩的状态. 图 13 为 d_1 平面拍摄结果, 从图中可知泄漏流翻越前突肩后加速, 遇到前孔流后泄漏流绕过前孔流分向两旁流动. 其中向后孔一侧流动的流体在与上游顺利翻越前突肩的泄漏流汇合后, 又在后孔前被后孔流阻挡再次偏转. 而后, 泄漏流及前后孔流在叶冠腔内掺混后加速翻越后

突肩而流出实验段.

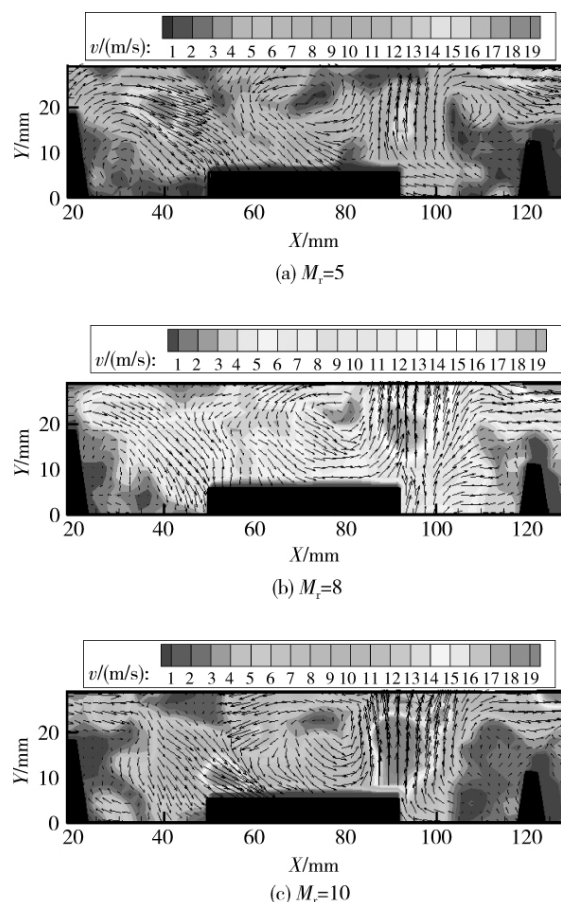


图 12 b_3 截面实验拍摄结果
Fig. 12 Test results of b_3 section

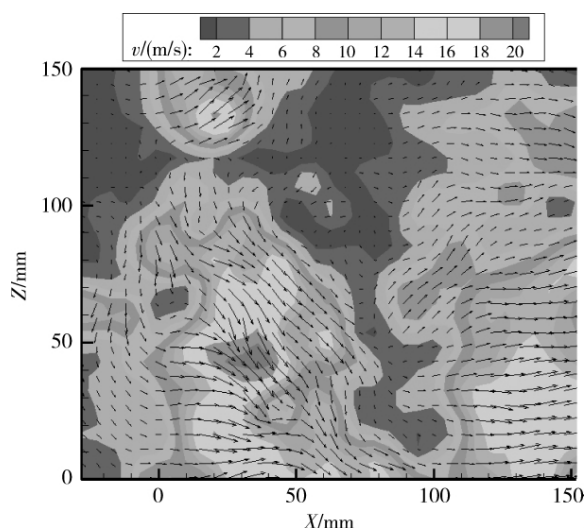


图 13 d_1 平面实验拍摄结果
Fig. 13 Test results of d_1 plane

图 13 中还可看出:在模型两突肩之间存在一条与突肩平行的低速带. 图 14 为数值计算的压力云图,说明从叶顶气流孔流出的前孔冷却气流与

后孔冷却气流使得叶冠腔内压力升高,从而阻碍了泄漏流的流动.

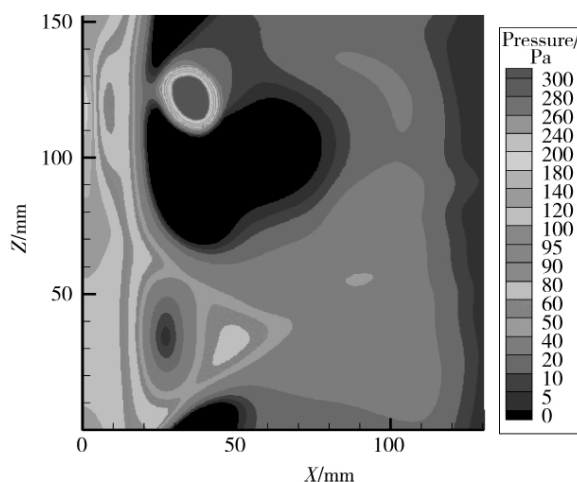


图 14 d_1 平面压力云图
Fig. 14 Pressure contour of d_1 plane

由图 5 可知, d_2 平面与叶冠前后两突肩平行但横切过突肩. 由于 d_2 平面横切过突肩,所以在 d_2 平面拍摄能得到叶冠腔中部的流体流动状态. 图 15 为 d_2 平面拍摄结果,从图可看出前后孔流对泄漏流的阻挡作用在叶冠腔中部还有体现. 并且从图中可知,突肩后泄漏流与前后孔流交汇的地方有横向的涡产生,而在前面对 P_1, P_2, P_3 平面分析时可以看到突肩后会产生纵向涡流,这两种涡的方向垂直,由此可见叶冠腔内流动状态相当复杂.

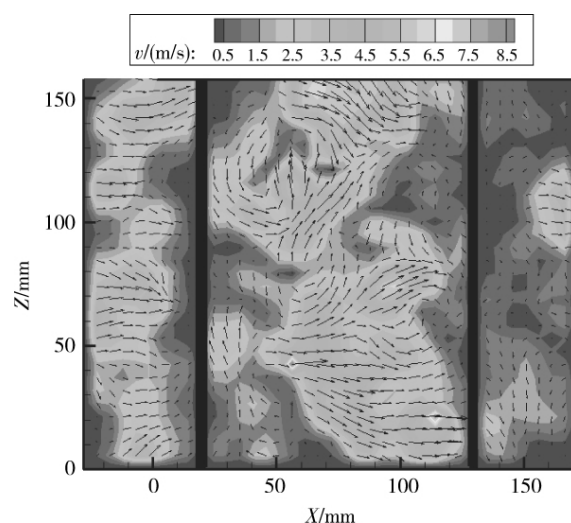


图 15 d_2 平面实验拍摄结果
Fig. 15 Test results of d_2 plane

d_3 平面位于叶冠腔底部,所以 d_3 平面拍摄结果能反映叶冠腔底部的流体流动状态. 从图 16

前后孔附近的流体流动方向来看, 流体在叶冠腔底部也是受到前后孔流阻挡而偏转流动. 并且从图中还可以看到前突肩和后突肩后都有回流产生, 这正是突肩后涡流造成的.

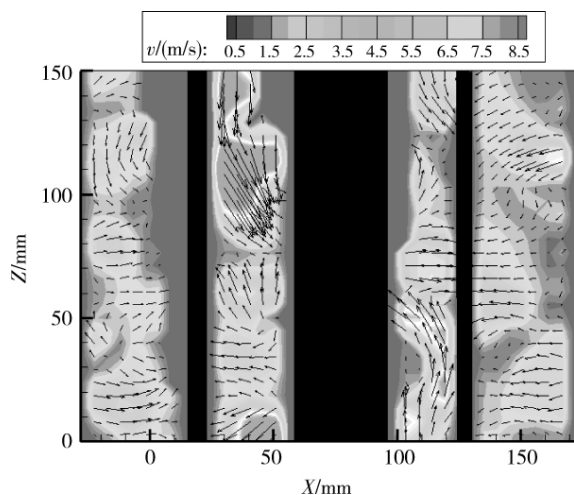


图 16 d_3 平面实验拍摄结果

Fig. 16 Test results of d_3 plane

由实验结果分析可知: P_1 平面垂直于叶冠前后突肩且过前孔, 在此平面由于有前孔流注入, 泄漏流会在前突肩附近受到前孔流阻挡而偏向. P_2 平面同样与叶冠前后突肩垂直, 但 P_2 平面既不过前孔也不过后孔, 所以其实验拍摄结果能反映泄漏流在没有受到前后孔流阻挡下的流动状况. P_3 平面的特点是过后孔, 后孔流会在 P_3 平面后半部分流入从而影响叶冠腔内流体流动.

3 结 论

本次实验首先对转子叶片叶冠进行了模型简化, 然后对叶冠实验模型流场进行了 PIV 测量. 实验得到了几个重要截面的流体速度矢量图, 有助于对叶冠间隙流动特性进行更深入地了解.

通过本次实验, 得到以下结论:

1) 叶冠腔内存在一个低速带, 这是因为前孔冷却气流与后孔冷却气流的注入使得叶冠腔内压力升高, 从而阻碍了泄漏流的流动.

2) 前孔冷却流与后孔冷却流对间隙泄漏流均会有一定的阻挡作用. 前孔冷却流的阻挡作用更为明显.

3) 随前孔与后孔出流比增加, 前孔流及后孔流对泄露流的阻挡作用增强.

参考文献:

[1] 毛佳妮, 曹紫胤. 抑制叶顶间隙泄漏的叶轮机叶片流

场模拟[J]. 热能动力工程, 2009, 24(2): 154-157.

MAO Jiani, CAO Ziyin. Flow field simulation of turbomachine blades with their tip clearance leakage being suppressed[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(2): 154-157. (in Chinese)

[2] 杨策, 马朝臣, 王延生, 等. 透平机械叶尖间隙流场研究的进展[J]. 力学进展, 2001, 31(1): 70-83.

YANG Ce, MA Chaochen, WANG Yansheng, et al. A review of studies on turbomachinery tip gap leakage flow[J]. Advances in Mechanics, 2001, 31(1): 70-83. (in Chinese)

[3] 漆文凯, 陈伟. 某型航空发动机高压涡轮叶尖间隙数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(1): 63-67.

QI Wenkai, CHEN Wei. Tip clearance numerical analysis of an aero-engine HPT[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(1): 63-67. (in Chinese)

[4] Wallis A M, Denton J D, Demargne A A J. The control of shroud leakage flows to reduce aerodynamic losses in a low aspect ratio shrouded axial flow turbine[R]. ASME Paper 2000-GT-475, 2000.

[5] Rosic B, Denton J D, Pullan G. The importance of shroud leakage modeling in multistage turbine flow calculation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(4): 699-707.

[6] Thompson D W, King I, Rabe D C. Experimental investigation of stepped tip gap effects on the performance of a transonic axial-flow compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 477-486.

[7] Goto A. Three-dimensional flow and mixing in an axial flow compressor with different rotor tip clearance[R]. ASME Paper 1991-GT-89, 1991.

[8] Mathioudakis K, Doukelis A, Papailiou K. The effect of tip clearance gap size and end wall rotation on the performance of a high-speed annular compressor cascade[R]. ASME Paper 1998-GT-38, 1998.

[9] Bonhomme C C, Gerolymos G A. Analysis of tip effects in a high subsonic annular compressor cascade[R]. ASME Paper 1998-GT-195, 1998.

[10] 李伟, 乔渭阳, 许开富, 等. 雷诺数对涡轮叶尖流场影响的数值研究[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 388-393.

LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation for effects of Reynolds numbers on tip leakage flows in turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 388-393. (in Chinese)

[11] 邵锦文, 张振家, 袁宁, 等. 航空发动机涡轮叶尖间隙损失的统计设计[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 122-124.

SHAO Jinwen, ZHANG Zhenjia, YUAN Ning, et al. Statistical design for turbine blades tip clearance loss analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 122-124. (in Chinese)

[12] 潘炳华, 王治国, 杨军. 高压涡轮转子叶片端面的流动与换热特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(2): 30-33.

PAN Binghua, WANG Zhiguo, YANG Jun. Studies of flow

- and heat transfer characteristic on the HPT blade tip[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(2): 30-33. (in Chinese)
- [13] 李伟, 乔渭阳, 许开富. 涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1260-1264.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1260-1264. (in Chinese)
- [14] 牛冬生, 陈伟, 漆文凯. 涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(4): 31-34.
NIU Dongsheng, CHEN Wei, QI Wenkai. Calculation program for turbine tip clearance and result analysis[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(4): 31-34. (in Chinese)
- [15] 李军. PIV 技术在涡轮静叶测量中的应用[J]. 激光与红外, 2008, 38(2): 105-108.
LI Jun. Application of PIV measurement technology on turbomachinery[J]. Laser & Infrared, 2008, 38(2): 105-108.