旋转状态下叶片前缘复合换热实验

谷振鹏 邓宏武 陶 智 朱剑琴

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 通过液晶示温瞬态实验方法,对旋转状态下涡轮叶片前缘带气膜出流的冲击冷却结构的换热特性进行了研究,获得了哥氏力、离心力对复合换热效果的影响. 实验参数:射流进口雷诺数 $Re=4\,000$,旋转数 $Ro=0\sim0.139$. 实验结果表明:随着旋转数的升高,实验模型的整体换热效果逐渐减弱,在旋转数为 0.139 时,与静止状态相比冲击面平均努塞尔数 Nu 下降了 33%,压力面和吸力面分别下降了 20.5% 和 7.5%;哥氏力的作用加速了射流的扩散,是造成旋转换热减弱的主要原因;哥氏力和离心力的共同影响使得吸力面的换热好于压力面;气膜孔的存在改变了流动结构,极大的增强了孔周边区域的换热效果.

关 键 词: 冲击; 气膜; 换热; 瞬态实验

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)11-1404-06

Experiments of combined heat transfer in leading of blades at rotating state

Gu Zhenpeng Deng Hongwu Tao Zhi Zhu Jianqin

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Transient experiment was performed to study the heat transfer characteristic of impingement cooling with outflow film in the leading of turbine blades at rotating state. And, the effect of Coriolis forces and centrifugal forces on combined heat transfer effectiveness was discussed. The Reynolds number based on the inlet velocity of the impinging jet and hole diameter is 4 000. The Rotation number is from 0 to 0.139. Experiments' results show that the heat transfer effectiveness decreases with the Rotation number increasing. The average Nusselt number on the impingement face decreases 33%, and the average Nusselt number on the pressure face and the suction face decreases 20.5% and 7.5%, respectively. The effect of Coriolis forces enhance the spreading rate of the jet flow, which is mostly factor that result in heat transfer characteristic down. The effect of Coriolis forces together with centrifugal forces arouses the difference of heat transfer on pressure face and suction face at rotating state, and the average Nusselt number on the suction surface was larger than that on the pressure surface. The presence of the film holes changes the flow structure and gathers head the heat transfer effectiveness of films' border area.

Key words: impinging; film; heat transfer; transient experiment

现代航空发动机的性能随着涡轮前温度的逐渐升高而不断提高,提高涡轮前温度就必须对高压涡轮叶片进行有效冷却. 为了达到更好的冷却效果,目前涡轮叶片多采用内外结合的冷却结构,在叶片内部设计有冲击冷却、扰流柱排和加肋 U 型通道等冷却结构;而在叶片的外部通常采用气膜冷却和发散冷却等. 在叶片前缘由于驻点的存在,外部换热异常强烈,因此在前缘腔内采用了冲击冷却加气膜出流的复合冷却结构. 对于这种复合冷却结构研究较早的是美国 GM 公司,他们申

收稿日期: 2010-07-06; **网络出版时间**: 2011-11-23 15:06; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20111123.1506.006
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20111123.1506.006.html
作者简介: 谷振鹏(1985 -),男,河北冀州人,硕士生,0123abcd88@sina.com.

请了大量专利[1-4]. 英国罗罗公司也对这种复合结构做了研究,并申请了专利[5]. 文献[6-7]通过实验的方法研究了雷诺数、冲击距和有无气膜孔时对冲击冷却换热的影响. 文献[8-9]实验研究了冲击靶面的粗糙度对冲击气膜复合冷却换热的影响. 文献[10]应用萘升华技术进行了传热传质类比实验,研究了旋转状态下冲击气膜复合冷却结构冲击靶面的换热情况. 国内也有很多学者对复合冷却结构进行了研究. 文献[11]实验研究了旋转叶片前缘带气膜出流的冲击冷却特性. 文献[12-13]应用数值模拟的方法研究了不同的冲击孔与气膜孔组合形式以及进气方式对换热效果的影响.

目前研究冲击气膜复合冷却结构的大部分文献都只是停留在静止实验和数值模拟的阶段,而对于涡轮工作叶片来说,其工作在旋转非惯性系下,由于旋转产生的离心力、哥氏力、浮升力这些附加力的存在,使得旋转状态下的流动换热过程变得十分复杂,而深入研究旋转状态下的流动换热特性对涡轮叶片的冷却设计来说是必不可少的,也引起了国内外广大学者的兴趣,成为了近些年来的研究热点. 因此,本文通过实验的方法研究了在旋转状态下,涡轮叶片前缘冲击气膜复合结构的换热特性.

1　实验台及实验模型

1.1　实 验 台

本实验是在北京航空航天大学航空发动机气动热力重点实验室旋转换热实验台上进行的. 如图 1 所示,实验模型放置在测试段处. 冲击射流为稳压后的压缩空气,其流量用转子流量计测量,并由进气口进入实验台. 旋转部件的用电由直流稳压电源提供,经供电滑环引入. 所测得的温度信号和视频信号经信号滑环引出,并传送到计算机中进行处理. 用皮带将旋转轴和一台电机连接起来传输旋转所需动力.

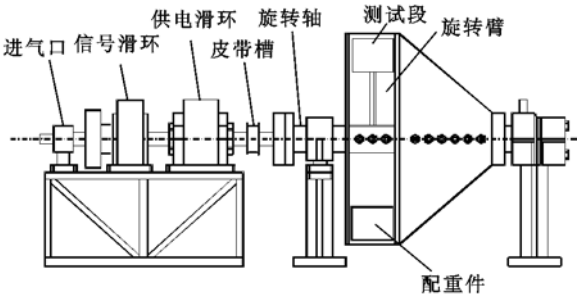


图 1　旋转换热实验台

1.2　实验模型

图 2 为实验所用模型简图. 模型共有一个冲击孔和 6 个气膜孔,冲击孔直径 D 与气膜孔直径 d 的比值为 $D/d=3.3$,冲击距 $H/D=2$,冲击腔的宽度 $W/D=4$,上下两排气膜孔的间距为 $6.6d$. 带气膜孔的冲击靶的材料为有机玻璃,由 3 个面组成,在旋转的状态下分别称为冲击面、压力面和吸力面. 每个面上两气膜孔的孔心连线为该面的中线. 冲击孔的中轴线与旋转轴平行.

实验工况参数:雷诺数 $Re=4\,000$,旋转数 Ro 分别为 0,0.035,0.069,0.104 和 0.139.

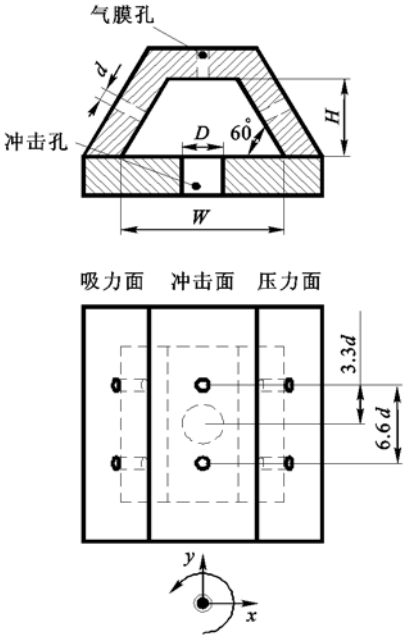


图 2　实验模型简图

2　实验方法及数据处理

在本文中,采用了瞬态实验方法. 即初始状态下,冲击靶内外温度均匀一致,且与射流温度相同,当射流温度瞬间提升,使得冲击靶表面发生对流换热,冲击靶表面温度升高并向内部导热. 这个过程可用式(1)表示:

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial \tau}=a\frac{\partial^2 T(x,\tau)}{\partial \cdot x^2}\quad a=\frac{\lambda}{\rho\cdot c}\quad x\geqslant 0\quad \tau\geqslant 0\\
&\lambda\frac{\partial T(x,\tau)}{\partial \cdot x}=h[T_{\mathrm{w}}(\tau)-T_{\mathrm{c}}(\tau)]\quad x=0\\
&T(x,\tau=0)=T_0\\
&T(x,\tau)=T_0\quad x\to\infty
\end{aligned}\right\}\tag{1}$$

式中,ρ,c,λ 分别为冲击靶材料的密度、比热容以及导热系数;T_0 是初始时的热平衡温度;T_{w} 是实验件壁面温度;T_{c} 是射流阶跃后的温度. 上述方程组的解可用式(2)表示:

$$T_w(\tau) = T_0 + (T_c - T_0)[1 - \exp(\beta^2\tau)\cdot\mathrm{erfc}(\beta\tau)] \quad (2)$$

其中 $$\beta = \frac{h}{\sqrt{\rho c\lambda}}$$

但在实际的实验中,很难做到温度的阶跃,通常气流的温度是逐步上升的,可以认为是一个多段阶跃的变化过程,因此上述方程组的解可用式(3)表示:

$$T_w(\tau) = T_0 + \sum_{i=1}^{n}(T_{ci} - T_{ci-1})\cdot \left[1 - \exp(\beta^2(\tau - \tau_i))\mathrm{erfc}\left(\beta\sqrt{\tau - \tau_i}\right)\right] \quad (3)$$

实验中,将热色液晶喷涂在冲击靶的内表面,用与实验台同步旋转的 CCD 相机记录液晶的颜色变化过程,通过液晶的颜色与其温度的对应关系,可以得到各个时刻的冲击靶表面温度分布. 同时用热电偶记录下射流温度的变化. 最后代入到上述公式中,即可求出壁面全场的换热系数 h 和努赛尔数 Nu 的分布.

3 实验结果及分析

3.1 冲击面换热特性

图 3 给出了在不同旋转数下冲击面全场的 Nu 数分布云图. 图中的两个圆孔为气膜孔,两气膜孔之间的高换热区即为冲击滞止区. 从云图中可以直观的看出,滞止区的形状随着旋转数的升高发生了变化,由静止时的圆形逐渐变为椭圆形;滞止区的换热则随着旋转数的升高不断减弱,在旋转数为 0.139 时滞止区几乎消失. 这主要是受哥氏力作用的影响. 由于冲击射流方向与旋转轴平行,在旋转状态下射流在到达冲击靶前不直接受哥氏力 F_c 作用,但到达靶面后在向四周的扩散中受到哥氏力作用,其示意图如图 4 所示.

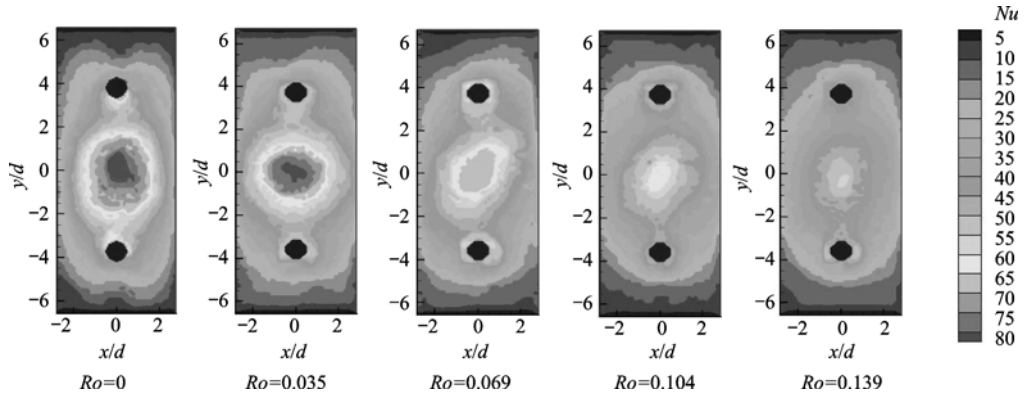


图 3 不同旋转数下冲击面换热云图

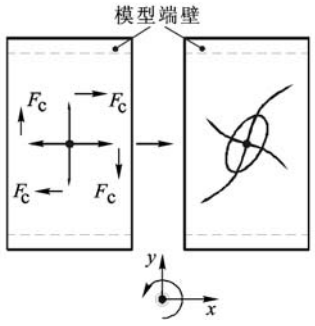


图 4 冲击面哥氏力作用示意图

哥氏力的作用使向四周扩散的气流有顺时针流动的趋势,形成二次流动. 二次流加强了射流与周围气体的掺混,减小了射流到达靶面的动量,使得靶面的边界层加厚,降低了换热效果.

且哥氏力的作用随旋转数的升高而增强,在较高旋转数下两气膜孔间的高换热区已不再明显. 同时,由于实验模型上下端壁的存在限制了二次流. 沿 x 轴方向流动的气体由于受模型上下端壁的影响,其向上和向下的流动趋势受到抑制,沿 y 轴方向流动的气体向左和向右的流动趋势不受上下端壁的影响,因此射流更多的流向左下方和右上方,即椭圆形滞止区的长轴方向.

图 5 给出了不同旋转数下,沿 $x/d = 0$ 上 Nu 数的分布情况. 可以看出在同一旋转数下,曲线的最大峰值出现在冲击滞止区内,这是因为在冲击滞止点附近,射流速度最大,湍流度最强,冲击靶面边界层最薄,换热效果最好. 其次是在两个气膜孔的边缘处也是换热较好的区域,这是由于气膜孔的抽吸作用破坏了边界层,同时增加了孔边缘处流体的流动速度,加强了换热. 在曲线的两端由于模型的端壁效应,Nu 数值急剧下降. 对比图中的几条曲线,可以看出随旋转数的增加滞止区处的峰值下降非常明显,与静止状态相比,在最大旋转数时峰值降低了 33%. 图 6 是冲击面全场平均 Nu 数分布. 可以看出冲击面平均 Nu 数值随旋转数的升高逐渐下降,在最大旋转数时平均值也下降了 33%.

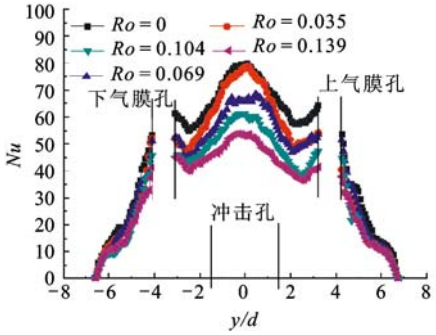


图 5　沿 $x/d=0$ 上的 Nu 数分布图

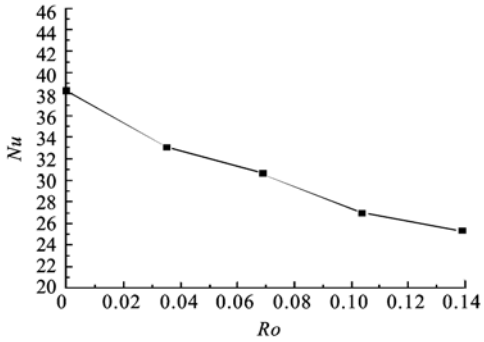
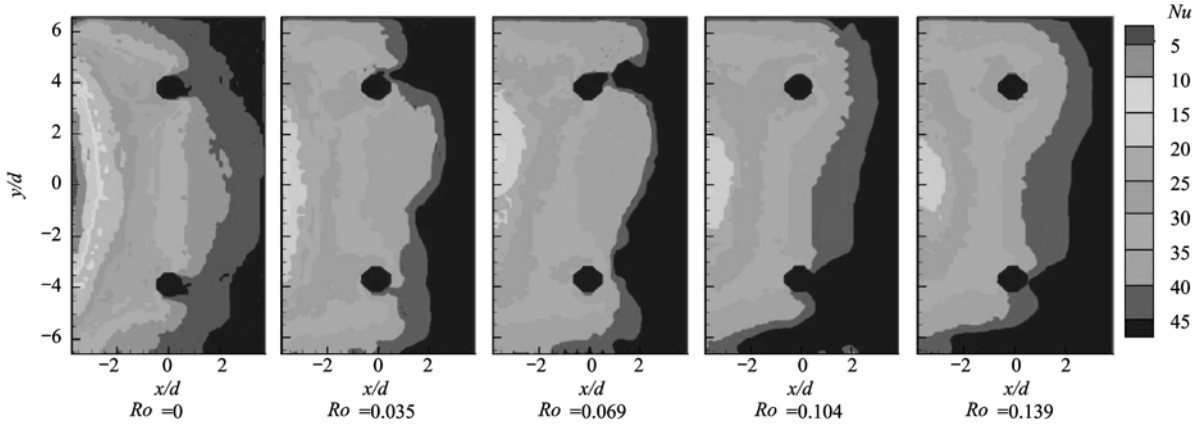


图 6　冲击面平均 Nu 数分布图

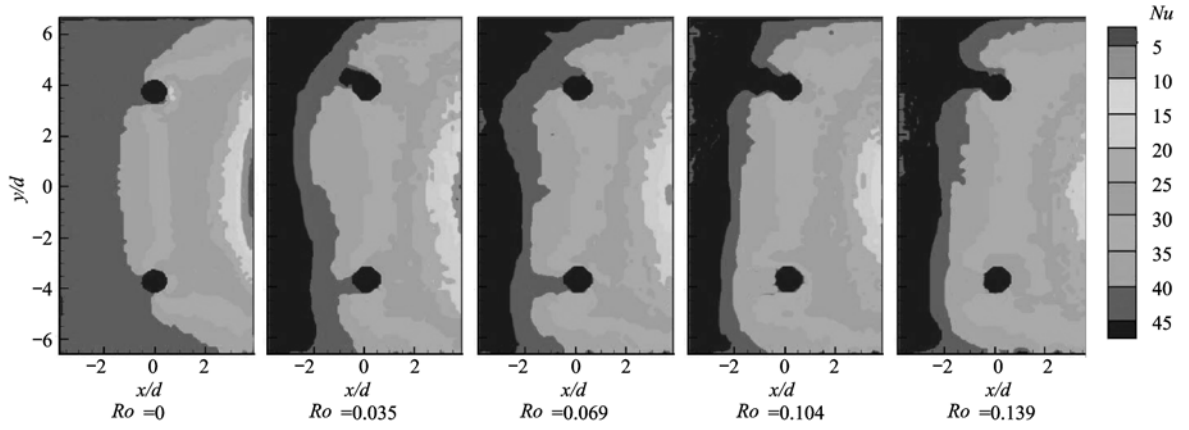
3.2　压力面和吸力面换热特性

图 7 给出了压力面和吸力面在不同旋转数下全场 Nu 数分布云图. 图中的两个孔为气膜孔. 高换热区分别出现在压力面的左端和吸力面的右端,而在压力面的右端和吸力面的左端则换热非常微弱,这是模型的几何结构造成的. 压力面的左端和吸力面的右端与冲击面相连,是射流在向周围扩散过程中最先到达的位置,因此换热最好;而射流在向下游流动的过程中动量不断减小,换热不断减弱,同时由于端壁效应,只有少量流体能够到达压力面的右端和吸力面的左端,因此换热非常微弱.

从图 7 中还可以看出在旋转的状态下,压力面呈现出上半区($y/d>0$)换热好于下半区($y/d<0$),而吸力面则呈现出下半区的换热好于上半区. 这主要是由于射流在向四周扩散时分布不均造成的,如图 8 所示. 由于射流受哥氏力作用和模型几何结构的限制,大部分气体沿椭圆形长轴方向流动,而椭圆形的长轴指向的正是压力面的上半区和吸力面的下半区,因此造成了压、吸力面上下半区换热的分布不均. 当射流到达压、吸力面时同样受到哥氏力的作用. 但由于此时的射流速度大大降低,并且压、吸力面与旋转轴成 30°角,即射流速度在垂直于旋转轴方向的分量非常小,因此哥氏力的作用并不明显.



a　压力面换热云图



b　吸力面换热云图

图 7　不同旋转数下压力面和吸力面换热云图

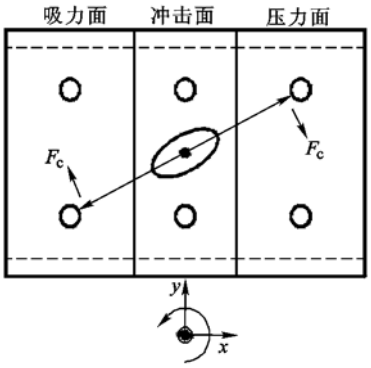
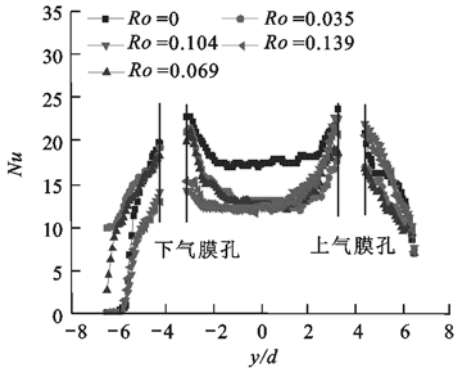


图8 射流沿靶面流动示意图

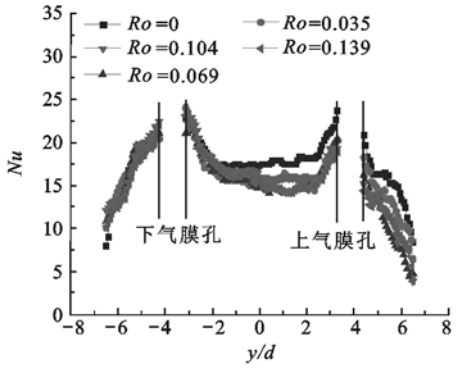
图9给出了在不同旋转数下压力面和吸力面分别沿 $x/d=0$ 上的 Nu 数分布图. 在同一旋转数下曲线的峰值出现在两个气膜孔的边缘处,可以看出在冲击冷却的影响较小的区域,气膜出流对换热的作用更加突出. 气膜孔的存在极大的带动了孔周边区域的流体流动,改变了流动结构,对改善压、吸力面的整体换热起到重要作用. 对比几条曲线可以看出在旋转的状态下,上下气膜孔周边的换热出现了差异,压力面上气膜孔周边的换热好于下气膜孔,而吸力面则是下气膜孔周边的换热好于上气膜孔. 这是由于压、吸力面上下半区换热的分布不均造成的.

从图10中可以得到压、吸力面的平均换热都是随旋转数的增加而降低的,这是因为哥氏力的作用降低了射流到达冲击面的动量,使得射流到达压、吸力面的动量也相继减小,因此换热减弱. 但压、吸力面换热减弱的程度并不相同,在最大旋转数下,压力面平均 Nu 数降低了20.5%,而吸力面只降低了7.5%. 这应该是由哥氏力和离心力共同作用的结果. 在旋转的状态下,离心力的泵效应使流体有偏离旋转轴方向运动的趋势,即有沿 y 轴正向流动的趋势,这一趋势使更多的流体由各面的上气膜孔出流,加强了模型上半区的换热;而前面已经阐述了哥氏力的作用加强了压力面上半区的换热和吸力面下半区的换热. 因此,离心力和哥氏力的共同影响使得吸力面的换热趋向均匀,却加剧了压力面换热的不均匀,因此射流在吸力面起到更好的换热效果,这就导致了吸力面整体的换热好于压力面. 而随旋转数的升高,离心力的作用更强,使得压、吸力面换热的差别更大.

将图10与图6对比可以看出,在静止时冲击面的平均 Nu 数是压、吸力面平均 Nu 数的2.8倍. 这说明了射流对靶面垂直冲击这一换热形式是更高效的,但同时也是受旋转的影响最大的. 在最大旋转数下,冲击面的平均换热降低了33%,而压力面和吸力面则分别降低了20.5%和7.5%.



a 压力面



b 吸力面

图9 压力面和吸力面沿 $x/d=0$ 上的 Nu 数分布图

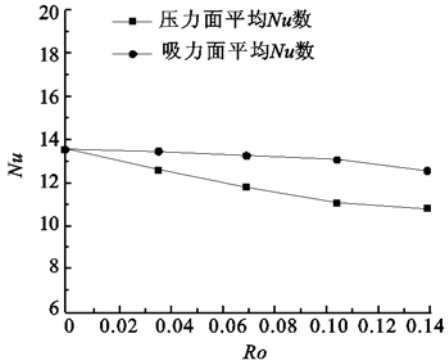


图10 压力面和吸力面平均 Nu 数分布图

综上所述,在涡轮叶片前缘复合换热结构中冲击冷却起主导作用,气膜出流则改变了流动结构,有效地带动了气膜孔周边局部区域的换热,加强了整体的换热效果,尤其在压、吸力面气膜出流的作用更加突出. 在旋转的状态下,哥氏力是影响换热效果的主要因素,哥氏力的作用造成了整体换热的下降和局部换热不均. 而哥氏力与离心力的共同作用,使压力面和吸力面的换热出现了差异. 由于实验中流体温差不大,因此忽略了浮升力的作用,而在高旋转数和大温差的条件下浮升力的作用是不容忽视的,这将在后续的研究中进行探讨.

4　结　论

本文通过液晶示温瞬态实验方法研究了在旋转状态下,涡轮叶片前缘的换热特性. 得出以下主要结论:①在冲击气膜复合换热结构中,冲击换热起主导作用,气膜孔的存在改变了流动结构,增强了换热效果. ②旋转对复合换热效果有很大影响,随着旋转数的升高,实验模型的整体换热呈下降的趋势. ③哥氏力的作用加强了射流与周围气体的掺混,减弱了冲击滞止区的换热,同时改变了流动结构,造成了压力面和吸力面上下半区的换热不均. ④哥氏力和离心力的共同作用,使得吸力面的平均换热好于压力面.

参考文献(References)

[1] General Motors Corporation. Laminated porous metal: USA, US3584972 [P]. 1971-06-15

[2] General Motors Corporation. Turbine blade: USA, US3619082 [P]. 1971-11-09

[3] General Motors Corporation. Cooled airfoil: USA, US3732031 [P]. 1973-05-08

[4] General Motors Corporation. Turbine cooling: USA, US3963368 [P]. 1976-06-15

[5] Rolls-Royce Limited. Cooling of aerofoil shaped blades: USA, US3620643 [P]. 1971-11-16

[6] Bunker R S, Metzger D E. Local heat transfer in internally cooled turbine airfoil leading edge regions: part Ⅰ-impingement cooling without film coolant extraction [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 451 – 458

[7] Bunker R S, Metzger D E. Local heat transfer in internally cooled turbine airfoil leading edge regions: part Ⅱ-impingement cooling with film coolant extraction [J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112: 459 – 466

[8] Taslim M E, Pan Y. An experimental study of impingement on roughened airfoil leading edge walls with film holes[J]. ASME Journal, 2001, 123: 767 – 773

[9] Taslim M E, Bakhtari K, Liu H. Experimental and numerical investigations of impingement on a rib-roughened leading edge wall [J]. ASME Journal, 2003, 125: 682 – 691

[10] Hong S K, Lee D H, Cho H H. Effect of jet direction on heat/mass transfer of rotating impingement jet [J]. Applied Thermal Engineering, 2009, 29(14 – 15): 2914 – 2920

[11] 吴宏,陶智,徐国强. 带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究[J]. 航空动力学报,2000,15(4):375 – 380
Wu Hong, Tao Zhi, Xu Guoqiang. Experiments of impinging cooling in leading edges of rotating blades with outflow film [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 375 – 380 (in Chinese)

[12] 王开,徐国强,孙纪宁,等. 冲击与气膜的组合形式对冷却效果的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(7):751 – 754
Wang Kai, Xu Guoqiang, Sun Jining, et al. Effect of combined impingement cooling and film cooling onhybrid cooling effectiveness [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7): 751 – 754(in Chinese)

[13] 王开,徐国强,陶智,等. 进气方式对冲击与气膜组合冷却效果的影响[J]. 工程热物理学报,2008,29(7):1185 – 1188
Wang Kai, Xu Guoqiang, Tao Zhi, et al. Effect of plenum feed configurations on the cooling effectiveness in the hybrid cooling configuration [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(7): 1185 – 1188(in Chinese)

(编　辑:张　嵘)

(上接第 1403 页)

[8] 丁聪,修春娣,韦志棉,等. LDPC 码在 COFDM 无人机数据链中的性能仿真[J]. 微计算机信息,2010,26(2):128 – 130
Ding Cong, Xiu Chundi, Wei Zhimian, et al. Performance of LDPC code for COFDM-based UAV data link [J]. Microcomputer Information, 2010, 26(2): 128 – 130(in Chinese)

[9] Futaki Hisashi, Ohtsuki Tomoaki. Performace of low-density parity-check (LDPC) coded OFDM systems [C]//IEEE International Conference on Communications. [S. l.]: IEEE, 2002, 3: 1696 – 1700

[10] Kami Yoshiki, Han Calvin, Miyanaga Yoshikazu. LDPC codes performance based on OFDM wireless communication system [C]//Proceedings of IEEE Intelligent Signal Processing and Communication Systems. [S. l.]: IEEE, 2005: 313 – 316

[11] Lin Shu, Daniel J, Costello Jr. Error control coding: fundamentals and applications [M]. 2nd ed. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 2004

[12] Gallager R G. Low density parity check codes [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1962, 8(1): 21 – 28

[13] 包建荣,詹亚锋,陆建华. 高效联合 LDPC 编码递归 MSK 调制[J]. 清华大学学报:自然科学版,2010,50(1):104 – 107
Bao Jianrong, Zhan Yafeng, Lu Jianhua. High efficiently joint LDPC coded recursive MSK modulation [J]. Journal of Tsinghua University: Sci & Tech, 2010, 50(1): 104 – 107(in Chinese)

[14] John G Proakis. Digital communications [M]. 5th ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009

[15] Andrea Goldsmith. Wireless communications [M]. Beijing: Post and Telecom Press, 2007: 172 – 175

[16] Hu Xiaoyu, Eleftheriou Evangelos, Arnold D Michael. Progressive edge-growth Tanner graphs [C]//IEEE Global Telecommunications Conference. San Antonio, TX: IEEE, 2001, 2: 995 – 1001

[17] Kao Chihan, Kragh Frank, Robertson Clark. Performanceanalysis of a JTIDS/Link-16-type waveform transmitted over Nakagami fading channels with pulsed-noise interference [C]//IEEE Military Communications Conference, San Diego, CA: IEEE, 2008: 1 – 6

(编　辑:娄　嘉)