

叶尖及尾缘出流条件下内部冷却通道换热实验

梁卫颖, 朱惠人, 张 丽, 许都纯

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 为掌握某型高压涡轮叶片叶尖及尾缘出流流量分配比例对内部冷却通道换热特性的影响, 利用瞬态液晶测量技术研究不同进口雷诺数、4 种出流流量分配比例下局部换热分布规律及平均换热变化趋势。实验结果表明: 相同出流流量分配比例、不同进口雷诺数下局部换热分布规律相似, 出流流量分配比例对局部换热分布规律有决定性影响, 主要体现在第 2 及第 3 通道, 叶尖出流孔 1 出流会削弱这两个通道的局部及平均换热; 叶尖出流孔 2 和尾缘间出流流量分配比例变化对第 1、第 2 通道的局部及平均换热影响不大, 影响主要在第 3 通道, 提高尾缘出流流量分配比例会显著增强第 3 通道局部及平均换热。

关 键 词: 航空发动机; 换热; 瞬态液晶; 出流流量分配比例; 涡轮叶片

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of heat transfer in internal cooling channel with tip and trailing edge outflows

LIANG Wei-ying, ZHU Hui-ren, ZHANG Li, XU Du-chun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Detailed local heat transfer distribution and average heat transfer trend at different inlet Reynold numbers with four discharge ratios were acquired by utilizing transient liquid crystal measurement. The purpose of this experimental study is to understand the effect on the heat transfer characteristic of a high pressure turbine blade internal cooling channel with different tip and trailing edge discharge ratios. The results show that: local heat transfer distributions are similar under different inlet Reynold numbers and the same discharge ratio; the discharge ratio has critical impact on local heat transfer distribution, especially in the second and third channels, where local and average heat transfer of these two channels have been weakened by outflow of the first tip hole. Different discharge ratios between the second tip holes and trailing edge have no obvious impact on local and average heat transfer of the first and second channels, but have critical impact on the third channel, while local and average heat transfer of this channel will be enhanced tremendously when the discharge ratio of trailing edge is raised.

Key words: aero-engine; heat transfer; transient liquid crystal; discharge ratio; turbine blade

现代航空发动机高压涡轮叶片内部冷却结构为多腔带肋回转通道, 且外部有出流, 如气膜孔出

流、叶片顶部除尘孔出流及尾缘冷却出流。国外以 Han 等^[1-2]为代表的研究人员早期对矩形带肋直

收稿日期: 2013-08-20

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2013CB035702)

作者简介: 梁卫颖(1980—), 男, 广东广州人, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件冷却技术研究。

通道分别就肋角度、肋高、肋间距、肋的分布形式、通道横截面的宽高比等几何参数及进口雷诺数对矩形带肋直通道的流动与换热的影响进行了系统深入的研究,揭示了肋化直通道的一般换热机理.随后实验研究的通道结构逐渐贴近真实叶片局部区域对应的内部冷却通道结构,如对叶片中弦区采用横截面为矩形的U型肋化通道,且考虑有气膜或侧壁出流^[3-7]进行研究,而对前缘或尾缘区域,则采用三角形或梯形截面通道研究^[8].近年来,已有国外研究人员用有机玻璃加工的真实叶片内部冷却通道进行流场显示及换热特性研究^[9].在国内,一些研究人员^[10-13]就肋角度、肋高、肋的分布形式及有无气膜出流等情况,针对叶片中弦区U型变截面回转通道,通过实验及数值模拟进行了系统深入的研究,揭示了该型回转通道流动及换热的机理.裘云、李广超、郭涛等^[14-17]对单排气膜孔出流的带肋直通道的流动及换热特性进行了实验和数值研究,揭示了肋的扰流及气膜出流共同作用下肋化通道的换热机理.郭涛等^[17]则在此基础上利用瞬态液晶测量技术研究了双排气膜孔出流条件下的带肋直通道的换热特性.

在国内,针对整个叶片内部冷却通道结合叶尖及尾缘出流情况下进行通道全表面换热测量的实验研究,在公开发表的文献当中还不多见.本文以某型高压涡轮叶片内部冷却通道为研究对象,前缘及尾缘区域采用梯形横截面通道,中弦区为矩形横截面通道,叶片底部有多股进气气流.利用瞬态液晶测量技术重点研究叶尖及尾缘间的出流流量分配比例(简称出流比)对通道换热特性的影响.其结果对叶片内部冷却通道的优化设计有重要参考价值.

1 实验装置与测量方法

1.1 实验装置

1.1.1 实验系统

如图1所示,压缩空气经浮子流量计1和2进入加热器进行加热,在气流温度尚未达到实验要求前,由实验控制盒控制电磁阀1关闭,电磁阀2打开,对气流进行旁通,这时指示灯亮.当旁通出口气流温度达到实验要求时,通过实验控制盒按钮切换,电磁阀2关闭,电磁阀1打开,这时指示灯熄灭,温度较高的气流经电磁阀1进入测试段,并通过实验件顶部和尾缘出流位置出流,且在相应出流位置处有浮子流量计、压力表,分别测量出流流量及出口压力.通过出口处的压力及流量调节该出口的输出比达到工况要求.在实验过程中,测量面瞬态液晶呈现出颜色变化过程,由摄像机全程记录下来.气流沿回转通道流程的温度变化由分布于通道内的14个热电偶进行实时测量并通过温度采集模块连接到计算机,记录下温度数据.实验中采用的流量计测量精度为2.5级.

1.1.2 实验模型及工况

图2所示为某型高压涡轮叶片内部冷却通道结构,从左到右有2个隔墙把S型通道分成3个通道,从左到右依次为通道1、通道2、通道3,其中通道1和通道3为梯形横截面通道,通道2为矩形横截面通道;通道底部有3处气流进口,从左到右依次为进口1、进口2、进口3;共有3处出流位置,叶尖2处,一处位于通道1顶部靠近第1个隔墙,另一处位于通道3顶部靠近第2个隔墙;第3处出流位置为尾缘通道右侧壁上的出流孔排,

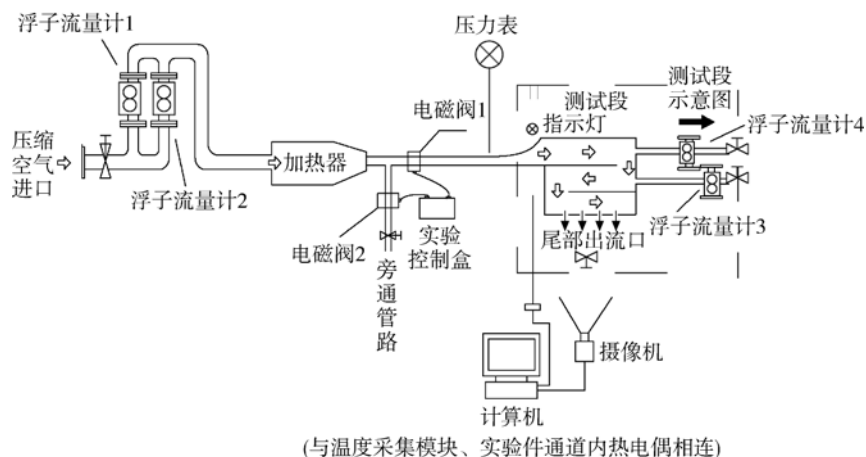


图1 实验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental system

共有19个大小一致的出流孔,在吸力面和压力面上,分布有叉排45°扰流肋,且肋横截面为矩形,如图3所示.整个实验件由有机玻璃制造.

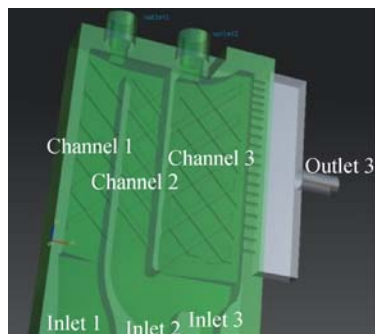


图2 内部冷却通道

Fig. 2 Internal cooling channel

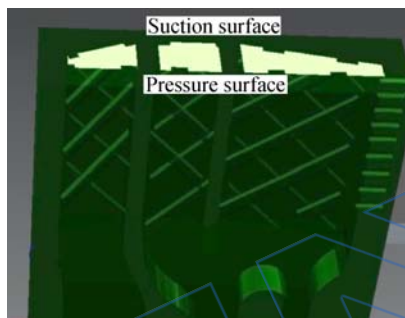


图3 通道横截面

Fig. 3 Cross section of channel

实验工况如表1所示.表中出流比指的是各出流位置流量与进口总流量之比.

表1 不同进口雷诺数下的出流比

Table 1 Discharge ratio with different inlet Reynold numbers

Re	出流位置		
	出口 1/%	出口 2/%	出口 3/%
15 000	27	35	38
	0	35	65
	0	0	100
	0	100	0
	27	35	38
20 000	0	35	65
	0	0	100
	0	100	0
	27	35	38
	0	35	65

1.2 测量方法及误差

本实验为瞬态实验.有机玻璃实验件壁面厚度在实验时段内满足一维半无限大导热条件^[18].由热电偶测得的气流温度、已知的实验件初始温度和热物性参数、通过液晶显色测得的壁面温度及液晶显色的响应时间,就可获取内部冷却通道全表面传热系数 h 的分布.液晶显色过程由松下310万像素电荷耦合元件(CCD)摄像机记录.用努塞尔数表征内部冷却通道换热特性,其定义如下:

$$Nu = \frac{hd}{\lambda_{\text{air}}} \quad (1)$$

$$d = \frac{4(S_{\text{inlet}_1} + S_{\text{inlet}_2} + S_{\text{inlet}_3})}{l_{\text{inlet}_1} + l_{\text{inlet}_2} + l_{\text{inlet}_3}} \quad (2)$$

其中 d 为通道进口平均水力直径; λ_{air} 为空气导热系数; S_{inlet_1} , S_{inlet_2} , S_{inlet_3} 分别为通道进口1、进口2、进口3的面积; l_{inlet_1} , l_{inlet_2} , l_{inlet_3} 分别为3个进口的湿周长.据此计算通道平均水力直径为20 mm.

根据文献[19],本实验热电偶测量误差小于0.2℃,时间误差为0.2 s,表面传热系数 h 的不确定度小于7.3%.

2 实验结果与分析

2.1 进口雷诺数对内部冷却通道换热影响

2.1.1 进口雷诺数对内部冷却通道局部换热影响

图4、图5是出流位置1(叶尖出流孔1),出

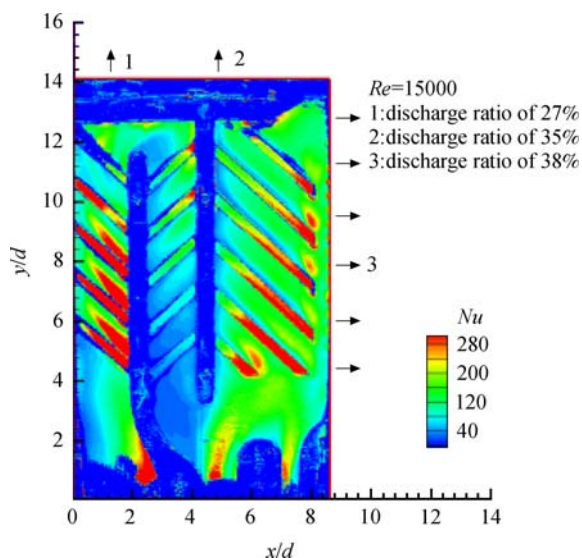


图4 $Re=15000$,出流比为27%,35%,38%时局部换热分布

Fig. 4 Local heat transfer distribution with $Re=15000$ and discharge ratio of 27%, 35%, 38%

流位置2(叶尖出流孔2),出流位置3(尾缘出流孔排3)的出流比分别为27%,35%,38%时,进口雷诺数为15000和20000时通道带肋壁面局部换热分布.图中纵坐标 y/d 及横坐标 x/d 均表示无量纲尺度;箭头表示出流方向.

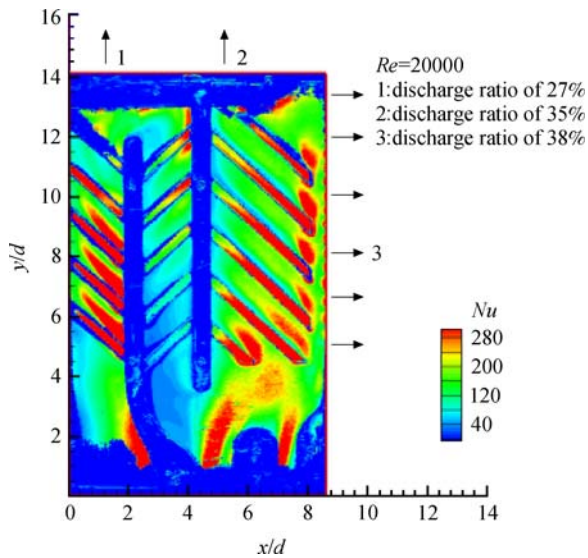


图5 $Re=20000$,出流比为27%,35%,38%时局部换热分布

Fig. 5 Local heat transfer distribution with $Re=20000$ and discharge ratio of 27%, 35%, 38%

从上述局部换热分布对比来看,在相同出流比下,随着进口雷诺数提高,局部换热分布规律并未发生根本改变,而是相似,但进口雷诺数较高时,局部换热较强.

2.1.2 进口雷诺数对压力面平均换热影响

设计4种不同的出流比方案:方案1中叶尖出流孔1、叶尖出流孔2、尾缘出流孔排3的出流比分别为27%,35%,38%;方案2中叶尖出流孔1、叶尖出流孔2、尾缘出流孔排3的出流比分别为0%,100%,0%;方案3中叶尖出流孔1、叶尖出流孔2、尾缘出流孔排3的出流比分别为0%,35%,65%;方案4中叶尖出流孔1、叶尖出流孔2、尾缘出流孔排3的出流比分别为0%,0%,100%.

从图6可以看出,在出流比不变条件下,随着进口雷诺数增大,压力面平均换热增强. $Nu_{avg-total}$ 为内部冷却通道整体平均的努塞尔数.

2.2 出流比对内部冷却通道换热影响

2.2.1 出流比对内部冷却通道局部换热影响

图5、图7~图9是选取进口雷诺数 $Re=$

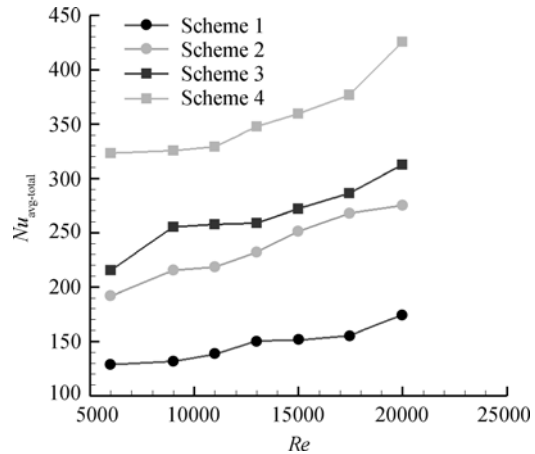


图6 压力面平均换热随进口雷诺数变化

Fig. 6 Average heat transfer of pressure surface varying with inlet Reynolds number

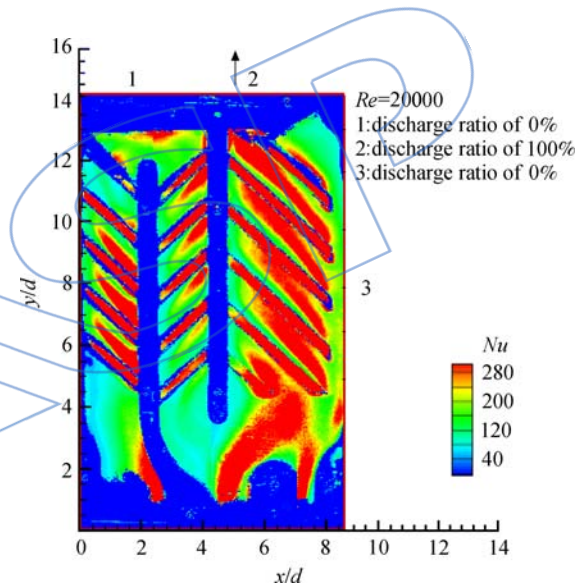


图7 $Re=20000$,出流比为0%,100%,0%时局部换热分布

Fig. 7 Local heat transfer distribution with $Re=20000$ and discharge ratio of 0%, 100%, 0%

20000时,4种不同出流比的局部换热分布进行对比.其中图5是叶尖出流孔1有出流且比例达到27%,而其余则为叶尖出流孔1没有出流,即比例为0%.叶尖出流孔1有出流与无出流时相比,第2、第3通道局部换热分布差别十分显著,特别是第2通道换热很弱.另外受该处出流影响,第1处弯道的换热较其余情况有所减弱,尽管弯道使气流加速,加上离心力作用,会对弯道顶端部位产生冲击强化换热作用,但是此处出流减小了进入弯道的气流流量及动量,所以有出流时弯道对局部换热的增强作用不如无出流时另外3种情况显著,同时气流在第1个隔墙靠近第2通道入口处

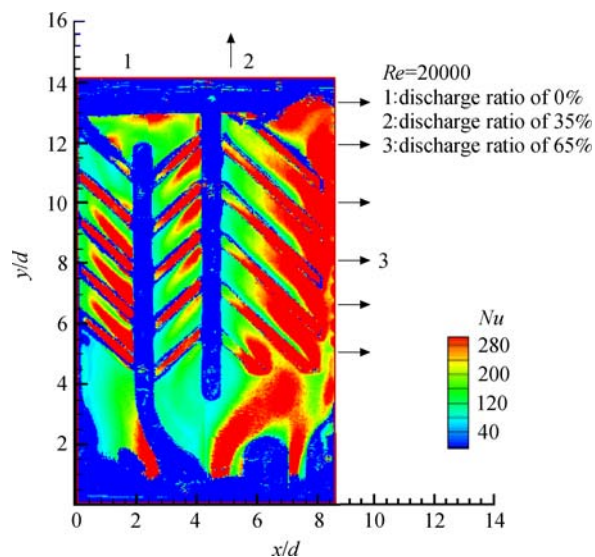


图8 $Re=20000$, 出流比为 0%, 35%, 65% 时局部换热分布

Fig. 8 Local heat transfer distribution with $Re=20000$ and discharge ratio of 0%, 35%, 65%

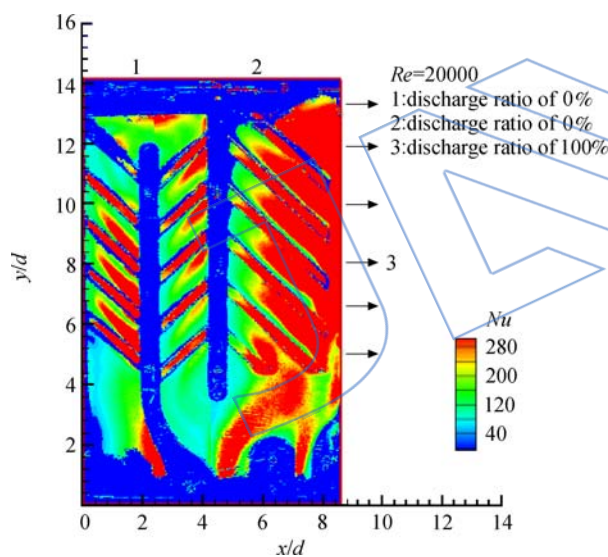


图9 $Re=20000$, 出流比为 0%, 0%, 100% 时局部换热分布

Fig. 9 Local heat transfer distribution with $Re=20000$ and discharge ratio of 0%, 0%, 100%

有明显分离,也造成该处局部换热较弱.第3通道由于受到前面叶尖出流孔1出流影响,换热也较弱.而第2处弯道底部有2股进气气流,进入这个区域的气流流量及动量较大,所以在第2个隔墙处不易发生分离,增强该区域局部换热.图7~图9均为叶尖出流孔1无出流,而气流在叶尖出流孔2和尾缘出流孔排3之间进行不同出流比情况下的局部换热分布.从图7~图9可以看出,尾

缘出流比从0%到65%再到100%,随着尾缘出流比的提高,第1、第2通道局部换热分布规律没有明显改变,而第3通道高换热区区域不断扩大,这是尾缘孔排出流及肋的强化换热综合作用的结果.

2.2.2 出流比对内冷却通道展向平均换热影响

图10是进口雷诺数 $Re=20000$ 时,4种不同出流比下通道展向平均换热曲线.纵坐标 $Nu_{avg-span}$ 表示内部冷却通道展向平均努塞尔数,横坐标 l/d 表示以通道进口为起点的无量纲距离.0~11.5是第1通道所处横坐标范围,而其中0~5则属于第1通道的光滑段,没有布置扰流肋;第2通道所处横坐标范围为14~22.5;第3通道则从26~34;第1、第2两个弯道所处横坐标范围分别是11.5~14以及22.5~26.

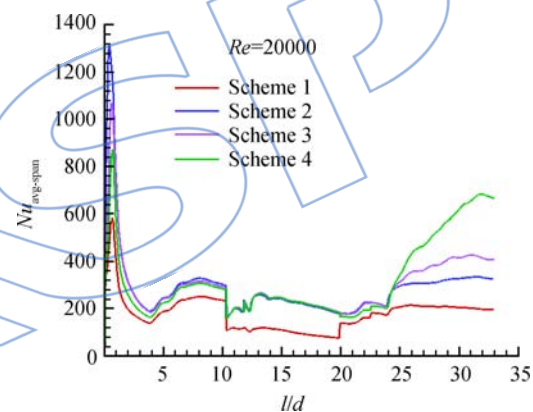


图10 沿通道展向平均换热分布

Fig. 10 Spanwise average heat transfer distribution along channel

由上述曲线可以看出,当叶尖出流孔1有出流,如出流比为27%时,与另外3种叶尖出流孔1无出流情形相比,通道展向平均换热整体较低,这种差别在第2、第3通道及第1处弯道十分明显,而第2处弯道由于底部有2股进气气流补充,所以差别没有第1处弯道明显.

另外3种出流比,叶尖出流孔1均无出流,即0%,气流仅在叶尖出流孔2及尾缘出流孔排3之间出流,且有不同分配比例.可以看出,这两处出流位置出流比的变化导致第1通道进口段及第3通道展向平均换热差别十分显著.如第1通道进口段 $l/d=1.5$ 处,同样受进口效应影响,当出流比为0%,100%,0%时,展向平均换热最强;而在第3通道,当出流比为0%,0%,100%时,展向平均换热最强.

2.2.3 出流比对内部冷却通道及压力面平均换热影响

1) 出流比对通道平均换热影响

图 11 是进口雷诺数 $Re=20000$ 时,4 种出流比方案下,第 1,2,3 通道平均换热曲线.纵坐标 $Nu_{avg-each}$ 表示各通道平均努塞尔数,横坐标的 1,2,3,4 分别对应 4 种不同的出流比方案.叶尖出流孔 1 有出流时,与叶尖出流孔 1 无出流的其他 3 种情况相比,各通道平均换热均最低,而第 2 通道平均换热又比第 1 和第 3 通道要低得多,可见叶尖出流孔 1 出流对第 2 通道平均换热影响最大.在叶尖出流孔 1 无出流,且尾缘出流比逐渐提高,从 0%到 65%再到 100%,第 1、第 2 通道平均换热有略微下降趋势,但变化不大,相对变化量在 5%左右;而第 3 通道平均换热则显著提升.可见,在叶尖出流孔 1 无出流时,增大尾缘出流比对第 1、第 2 通道平均换热影响不大,而对第 3 通道有显著影响.

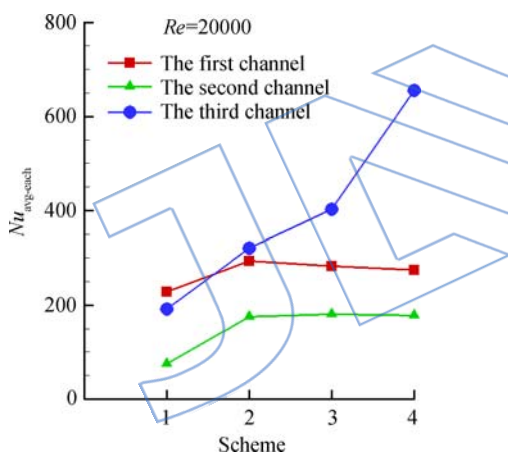


图 11 出流比对各通道平均换热影响

Fig. 11 Effect of discharge ratio on average heat transfer in each channel

2) 出流比对压力面平均换热影响

图 12 是进口雷诺数 $Re=20000$ 时,4 种不同出流比下,压力面平均换热曲线.横坐标上对应点表示各种出流比方案.

图 12 中 1 点对应的是叶尖出流孔 1 有出流情况,比例为 27%,叶尖出流孔 2 及尾缘出流孔排 3 的出流比分别为 35%,38%,该出流比下,压力面平均换热最弱.另外 2,3,4 点对应叶尖出流孔 1 均无出流,且尾缘出流比逐渐增大,从 0%到 65%直到 100%,压力面平均换热呈上升趋势.可见,叶尖出流孔 1 出流有削弱压力面平均换热趋势,而增大尾

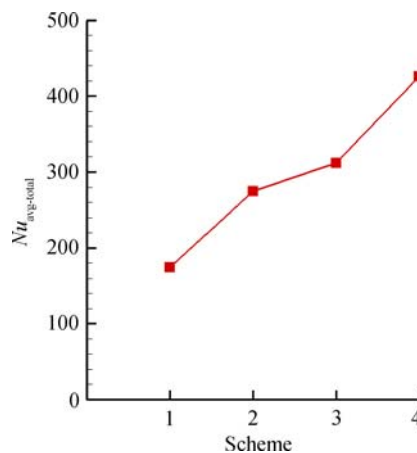


图 12 出流比对压力面平均换热影响
($Re=20000$)

Fig. 12 Effect of discharge ratio on average heat transfer of pressure surface
($Re=20000$)

缘出流比有增强压力面平均换热趋势.

3 结论

在叶尖及尾缘出流情况下,本文通过对某型高压涡轮叶片内部冷却通道换热实验研究,获得了局部换热及平均换热实验结果,通过对实验结果分析,得到以下结论:

1) 保持出流比不变,改变进口雷诺数对通道局部换热分布规律不产生根本性影响,只影响换热强弱,但局部换热分布规律相似;提高进口雷诺数,通道局部换热及压力面平均换热均增强.

2) 叶尖出流孔 1 有无出流,对第 2、第 3 通道及第 1 处弯道局部换热分布有显著影响,有出流时,会明显减弱第 2 通道局部换热;尾缘出流比变化主要对第 3 通道局部换热分布产生显著影响,随着出流比提高,第 3 通道大部分区域局部换热增强.

3) 叶尖出流孔 1 有出流导致通道展向平均换热整体较低,特别是第 2 通道;当叶尖出流孔 1 无出流时,叶尖出流孔 2 及尾缘之间出流比改变仅显著影响第 1 通道进口段及第 3 通道展向平均换热.

4) 叶尖出流孔 1 有出流时,各通道及压力面平均换热均较低;叶尖出流孔 1 无出流时,提高尾缘出流比,对第 1、第 2 通道平均换热影响不大,而第 3 通道及压力面平均换热则明显增强.

参考文献:

- [1] Han J C. Turbine blade cooling studies at Texas A&M University:1980-2004[J]. Journal of Thermophysics and

- Heat Transfer, 2006, 20(2): 161-187.
- [2] Han J C, Chen H C. Turbine blade internal cooling passages with rib turbulators[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 226-248.
- [3] Chanteloup D, Bölcs A. Experimental investigation of heat transfer in two-pass coolant passages with ribs and film cooling hole ejection[R]. Montreal, Canada; ASME 2002 International Design Engineering Technical Conference and Computers and Information in Engineering Conference, 2002.
- [4] Chanteloup D, Bölcs A. Flow characteristics in 2-leg internal coolant passages of gas turbine airfoils with film cooling hole ejection[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 499-507.
- [5] Chanteloup D, Juaneda Y, Bölcs A. Combined 3D flow and heat transfer measurements in a 2-pass internal coolant passage of gas turbine airfoils[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(4): 710-718.
- [6] Chanteloup D, Bölcs A. Flow effects on the bend region heat transfer distribution of 2-pass internal coolant passages of gas turbine airfoils; influence of film cooling extraction[R]. ASME Paper GT2003-38702, 2003.
- [7] Schüler M, Zehnder F, Weigand B, et al. The effect of side wall mass extraction on pressure loss and heat transfer of a ribbed rectangular two-pass internal cooling channel[R]. ASME Paper GT2009-59481, 2009.
- [8] Domaschke N, Von Wolfersdorf J, Semmler K. Heat transfer and pressure drop measurements in a rib roughened leading edge cooling channel[R]. ASME Paper GT2009-59399, 2009.
- [9] Eifel M, Caspary V, Honen H, et al. Experimental and numerical analysis of gas turbine blades with different internal cooling geometries[R]. ASME Paper GT2009-59474, 2009.
- [10] 张广礼, 丁水汀, 陶智, 等. 气膜出流条件下回转通道换热特性实验研究[J]. 推进技术, 2004, 25(1): 32-35.
ZHANG Guangli, DING Shuiting, TAO Zhi, et al. An experimental study of heat transfer characteristics in a turn-over channel with ribs and film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 32-35. (in Chinese)
- [11] 刘湘云, 丁水汀, 陶智, 等. 不同肋间距变截面回转通道内的流阻和换热特性[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 640-644.
LIU Xiangyun, DING Shuiting, TAO Zhi, et al. Characteristic of flow resistance and heat transfer in a turnover variable cross-section channel with different rib pitches[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 640-644. (in Chinese)
- [12] 魏喆, 邓宏武, 陶智, 等. 带交叉肋变截面回转通道内换热的实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 645-649.
WEI Zhe, DENG Hongwu, TAO Zhi, et al. Experimental investigation of heat transfer in turn-over variable cross-section channels with interleaving ribs[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(5): 645-649. (in Chinese)
- [13] 戚磊, 丁水汀, 徐国强, 等. 带肋变截面回转通道内换热特性的实验研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 629-633.
QI Lei, DING Shuiting, XU Guoqiang, et al. An experimental study of flow performance in a 180° turn-over channel with ribs[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 629-633. (in Chinese)
- [14] 裴云, 朱惠人, 许都纯, 等. 出流孔对内流通道壁面换热影响的实验[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 477-479.
QIU Yun, ZHU Huiren, XU Duchun, et al. Effect of suction hole on heat transfer characteristic of internal passage[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6): 477-479. (in Chinese)
- [15] 裴云, 朱惠人, 许都纯, 等. 带肋壁与出流孔内流通道的流阻特性[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 341-343.
QIU Yun, ZHU Huiren, XU Duchun, et al. Pressure loss of the internal passage with rib turbulators and suction holes[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 341-343. (in Chinese)
- [16] 李广超, 朱惠人, 郭涛. 带肋和气膜孔内冷通道换热机理研究[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(4): 505-509.
LI Guangchao, ZHU Huiren, GUO Tao. Heat transfer in rectangular channel with rib turbulators and film-cooling holes considered[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(4): 505-509. (in Chinese)
- [17] 郭涛, 朱惠人, 李广超, 等. 肋角度和出流孔位置对流动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 537-541.
GUO Tao, ZHU Huiren, LI Guangchao. Effect of rib turbulator orientation and bleed hole location on flow character[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 537-541. (in Chinese)
- [18] 杨世铭. 传热学[M]. 2版. 北京: 高等教育出版社, 1987.
- [19] Yan Y Y, Owen J M. Uncertainties in transient heat transfer measurements with liquid crystal[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2002, 23(1): 29-35.