

文章编号:1000-8055(2011)06-1321-07

射流、旋流、出流共同作用下矩形通道 换热特性

张宗卫, 朱惠人, 赵 曙, 郭 涛

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在放大模型上详细研究了不同雷诺数和出流比下涡轮叶片内冷通道中冲击靶面、出流面和冲击侧面的换热特性. 采用热色液晶瞬态测量技术测量通道内部各个面的传热系数, 得到以下结论: 靶面直接受到射流的第一次冲击, 射流形成旋流对出流面进行第二次冲刷, 对冲击侧面进行第三次冲刷; 靶面受到冲击孔射流的直接冲击, 因此换热最强; 冲击侧面只受到旋流、横流影响, 因此换热最弱; 冲击和旋流是通道各个面换热强化的主要原因; 换热随雷诺数的增大而增强. 出流比对各个面的换热分布及大小也有一定影响.

关 键 词: 涡轮; 传热系数; 冲击冷却; 旋流; 液晶

中图分类号: V231

文献标志码: A

Heat transfer characteristics in an internal coolant passage with crossflow-induced swirl, impingement and film cooling holes

ZHANG Zong-wei, ZHU Hui-ren, ZHAO Shu, GUO Tao

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effects of Reynolds number and bleeding ratio on heat transfer of impingement target surface, bleeding-hole surface and impingement channel side surface were investigated in large-scaled test models for the cooling passages in gas turbine blade. A transient liquid crystal technique was used to measure the local heat transfer coefficients of inner surfaces of impingement channel. The results show that, on impingement channel inner surfaces, the main causation of high heat transfer coefficient is caused by the first, second and third impingement, respectively. The average heat transfer coefficient of impingement target surface is the highest on the same Reynolds number by the direct impingement. The average heat transfer coefficient of bleeding-hole surface is higher than channel side surface. The impingement and swirl play a primary role on the Nusselt number of the researched surfaces. The heat transfer was augmented distinctly with increase of Reynolds number. The bleeding ratio also affects the value and distributions of heat transfer coefficients of all inner surfaces.

Key words: turbine; heat transfer coefficient; impingement cooling; swirl; liquid crystal

收稿日期: 2010-05-29; 修订日期: 2010-10-28

基金项目: 国家重点基础研究发展计划(2007CB707701); 西北工业大学博士论文创新基金

作者简介: 张宗卫(1984-), 男, 山东济宁人, 博士生, 研究领域为航空发动机高温部件冷却.

E-mail: zongweizhang@gmail.com

在现代高性能航空发动机中,为了提高发动机的热效率,涡轮入口温度已经远高于叶片材料的熔点,因此必须采用有效的冷却措施对叶片进行冷却.在现有燃气轮机高温部件的冷却方式中,较为广泛的应用于涡轮叶片内部或外部强化换热的手段有:扰流肋、扰流柱、冲击冷却、内表面凹坑、促旋插片和气膜冷却等^[1-2].将上述强化换热手段中的两种或者多种组合在一起是否能够起到更强的换热作用是近年来的研究重点之一^[3-4].

从目前公开发表的文献来看,已研究的复合冷却组合方式包括:肋与出流孔组合冷却^[5-6]、带扰流柱和凹坑靶面上的冲击冷却^[7-8]、旋流与冲击的组合冷却^[9-10]、带有促旋带通道内的冲击冷却^[11-12]、以及射流与溢流复合冷却^[13]等.虽然前人对复合冷却已做了不少研究,但斜射流的研究相对较少,而有关射流、旋流、出流共同作用的流动和换热的研究则更少见,特别是矩形通道内斜射流冲击冷却换热规律的研究在公开发表的文献上很少看到.本文以涡轮叶片内部矩形受限冷气

通道为对象,综合考虑了射流、旋流、出流的复合作用,采用热色液晶瞬态测量技术详细研究了在不同雷诺数和出流比下通道冲击靶面、出流面、冲击侧面上的换热特性,获取叶片冷却设计工作中所关心的重要数据,为以后的相似冷却结构的设计工作提供参考.

1 实验装置及测试方法

1.1 实验装置

图1为实验系统示意图.压气机将空气压进储气罐,气物流过前稳定箱,经快速加热器后流进实验段通道,一部分由实验段出流孔流出,另一部分经后稳定箱流出.在实验段前后使用阀门和玻璃转子流量计来调节和测量实验段进出口气体流量.

图2是实验段的示意图,冲击通道上方是一排共计8个入射角度为 45° 的冲击孔,孔径 d 为7 mm,气流经由这些孔后形成射流冲击,首先冲击

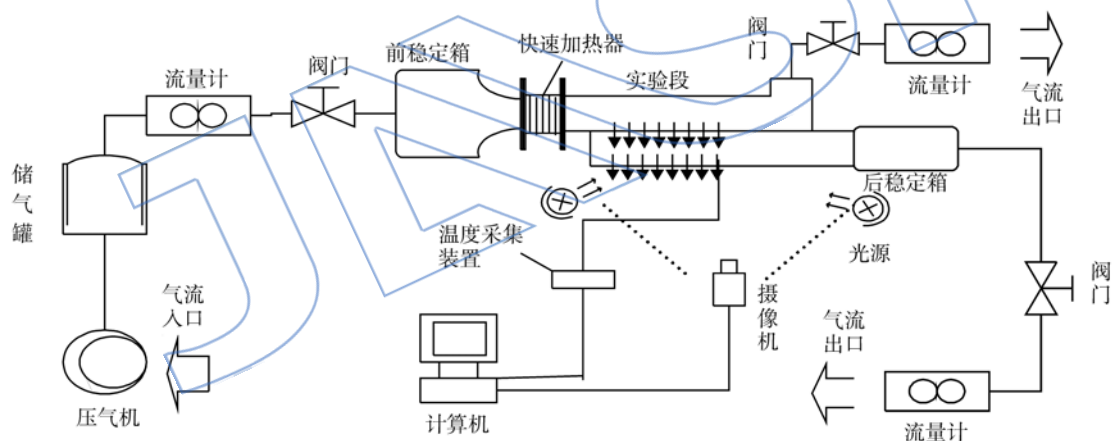


图1 实验系统示意图

Fig.1 Schematic of experimental facility

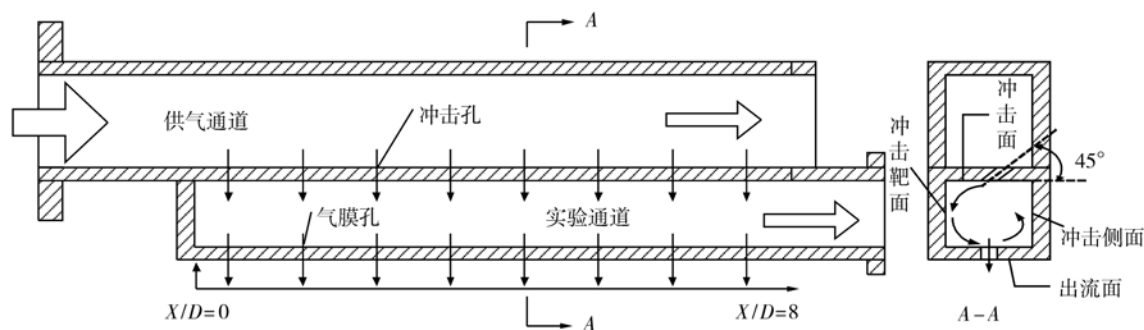


图2 实验段示意图

Fig.2 Schematic of experimental section

到冲击靶面,之后在冲击通道内形成旋流,与出流面、冲击侧面进行换热.冲击通道的高度 $D=10d$,相邻两个冲击孔间的距离为 $S=D$.冲击通道下方是8个孔径为7 mm的气膜孔.冲击后的气流可以全部由气膜孔流出,也可通过调节阀门让一部分气流从气膜孔流出,另一部分从冲击通道的一端流出.冲击通道全长为 $10D$,其中 $8D$ 为实验测量段.

实验段采用有机玻璃制成,具有很好的透光性,可以保证摄像机拍摄到清晰的液晶颜色变化过程,各测试面的厚度均为10 mm,一般测试时间在20~40 s之间,可以保证实验满足半无限大瞬态导热理论要求.

本文研究的复合冷却结构,主要应用在涡轮叶片前缘或侧壁.这种情况下,通道冲击面在叶片内部,热防护要求较低.同时,冲击面位于供气通道与实验通道中间,实验过程中很难拍摄到清晰的壁面液晶颜色变化.所以,本文只研究该通道冲击靶面、出流面以及冲击侧面的换热特性.

1.2 测试技术及误差

实验采用热色液晶瞬态测量技术测量矩形通道全表面传热系数.热色液晶瞬态测量技术在国内外已发展得较为成熟,并有广泛的应用,文献[14]对其原理和方法都做了详细的介绍,这里不再赘述.

根据文献[15],传热系数的不确定度由下式确定:

$$\frac{P_h}{h} = \Phi_h \left(\frac{P_t}{t_g - t_0} \right) \quad (1)$$

式中 P_h 和 P_t 分别是传热系数和温度测量的绝对误差,本实验 P_t 为 0.2°C ; Φ_h 与气流和壁面的过余温比有关.本研究采用 R35C1W 型热色液晶,故壁温 t_w 即液晶显色范围为 $35\sim 36^\circ\text{C}$,气流温度 t_g 在实验中为 $45\sim 60^\circ\text{C}$,气流和实验件的初始温度 t_0 为 $20\sim 25^\circ\text{C}$.利用文献[15]的提供方法计算,本实验的传热系数测量最大不确定度为6.9%.

2 实验结果及分析

本文研究中一些主要参数定义如下:

出流比 B_r

$$B_r = \frac{\dot{m}_t}{\dot{m}}, \quad \dot{m} = \dot{m}_t + \dot{m}_s \quad (2)$$

式中 $\dot{m}$ 为进入冲击通道的气体总的流量, $\dot{m}_t$ 为从气膜孔流出的气体的流量, $\dot{m}_s$ 为从冲击通道侧

端流出的气体的流量.

雷诺数 Re

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} \quad (3)$$

式中 V 为8个冲击孔内的平均流速, d 为冲击孔直径, ρ 为空气密度, μ 为空气的动力黏度.

局部努塞尔数 Nu 定义为

$$Nu = \frac{h d}{\lambda} \quad (4)$$

式中 λ 为空气的导热系数, h 为局部传热系数.

本文研究工况雷诺数为10000,20000,30000和40000,出流比为0,0.55,0.70,0.85和1.00.出流比 $B_r=0$ 时,出流面为一平板,冲击后的气流全部从冲击通道的一端流出.出流比 $B_r=1.00$ 时,冲击通道的两端封闭,射流冲击后气流全部由气膜孔流出.文中图2给出了实验测量区域.

2.1 冲击靶面的换热特性

图3是不同雷诺数及出流比下冲击靶面的努塞尔数分布云图.从云图上可以看出,每个冲击孔的射流基本上是独立的影响一个区域(冲击驻点左右半个孔间距的区域),换热规律周期分布; $B_r=0$ 即无气膜出流时,冲击靶面换热最强;比较图3中(b)和(d)可以发现,相同出流比下雷诺数 $Re=40000$ 换热强于 $Re=20000$;比较图中(a)和(b)可以发现,出流比 B_r 为1.00和0.85时,实验壁面换热分布规律相同,换热强度相差不大.这是因为倾斜射流诱导产生旋流、横流,冲击靶面换热

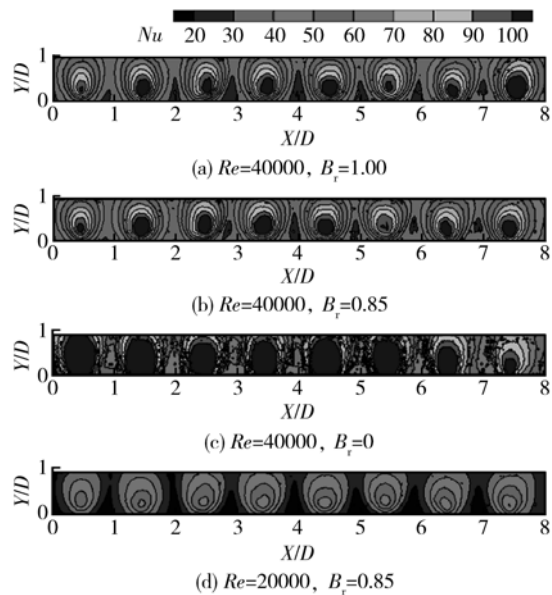


图3 冲击靶面努塞尔数分布云图

Fig. 3 Impingement target surface Nusselt number distribution

受到射流冲击、旋流、横流的影响. 当无出流时, 梯形通道内形成了很强的旋流和横流流动. 旋流对壁面有冲击作用, 横流强化了壁面和气流的对流换热. 在大出流比情况下(如 0.55~1.00), 旋流、横流作用减弱, 射流冲击是影响壁面换热的主要因素, 出流比变化对壁面换热影响不大.

为了更好地了解通道换热机理, 作者使用 Fluent 对实验工况进行数值模拟. 图 4 是数值计算得到的 $Re=40000$, $B_r=0.85$ 时矩形通道内流线图. 从图中可以看出, 气流沿流动方向旋转前进, 印证了旋流以及横流的存在. 图 5 是图 4 中截面 A, B 上速度矢量图. 从图上可以看出, 射流冲击靶面后, 形成旋流, 对出流面形成二次冲刷. 之后, 出流面上气流一部分经出流孔流出, 另一部分对冲击侧面进行三次冲刷, 图上 1, 2, 3 区分别对应旋流的三次冲刷作用.

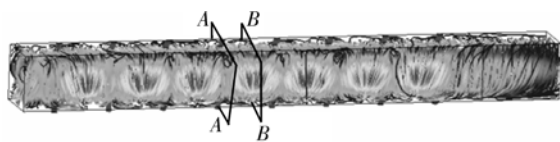


图 4 通道流线图

Fig. 4 Streamline distributions

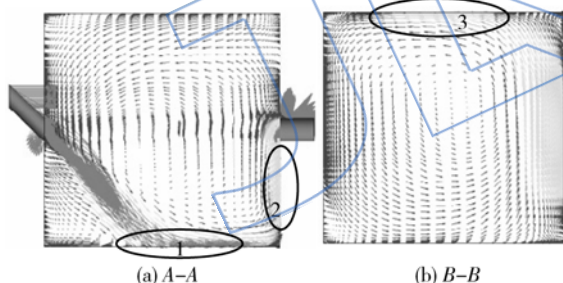


图 5 通道截面速度矢量图

Fig. 5 Local velocity vector distributions

图 6、图 7 分别是冲击靶面平均努塞尔数 Nu_{av} 随雷诺数和出流比变化曲线图. 从图中可看出, 无出流时, 冲击靶面换热最强; 随雷诺数的增大, 平均努塞尔数增大; 在大出流比情况下, 随着出流比的改变, 平均努塞尔数变化很小, 都在 10% 以内. 这是因为在无出流时, 斜射流在通道内形成很强的旋流, 旋流对无出流时的通道各个内表面有冲刷作用, 强化了冲击靶面的换热. 在大出流比情况下, 通道内大部分气流通过出流面气膜孔的溢流作用流出通道, 剩余气流对冲击靶面冲刷作用有限, 这时斜射流的第一次冲击是影响冲

击靶面换热的主要因素, 所以在相同雷诺数下, 随着出流比的改变平均努塞尔数变化不大.

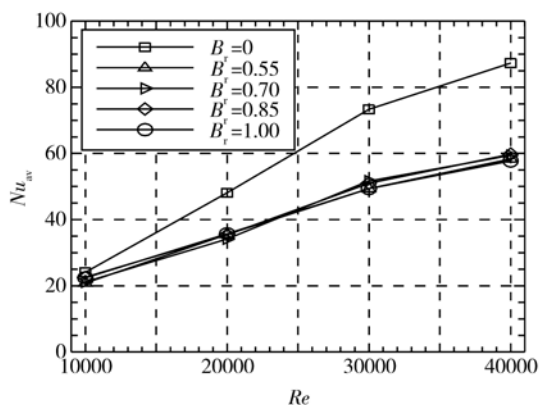


图 6 冲击靶面平均努塞尔数随雷诺数的变化

Fig. 6 Impingement target surface average Nusselt number varying with Reynolds number

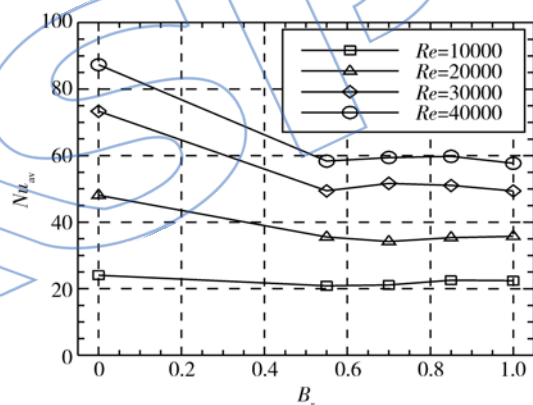


图 7 冲击靶面平均努塞尔数随出流比的变化

Fig. 7 Impingement target surface average Nusselt number varying with bleeding ratio

2.2 出流面的换热特性

图 8 是不同雷诺数及出流比下出流面努塞尔数分布云图. 可以看出, 换热规律周期分布, 每个周期内的下半部是换热增强区域. 在一个周期里, 中间部分壁面换热增强面积最大, 两边壁面换热增强面积递减. 这是因为斜射流冲击冲击靶面后扩散开形成壁射流对出流面下部进行二次冲刷, 在中间位置强度最大. 出流孔附近是高换热区, 这是因为出流孔的抽吸作用使得气流在出流孔附近有冲向壁面的冲击作用, 换热增强; 比较图 8(b) 和(d)可以发现, 相同出流比下雷诺数 $Re=40000$ 时换热强于 $Re=20000$ 时; 比较图 8(a)~(c) 的下部换热增强区域, 可以发现随着出流比的增大,

该区域面积逐渐减少,换热减弱,这是因为出流孔的抽吸作用不断增强,使得旋流气流减少,削弱了旋流对下部壁面的冲刷作用。

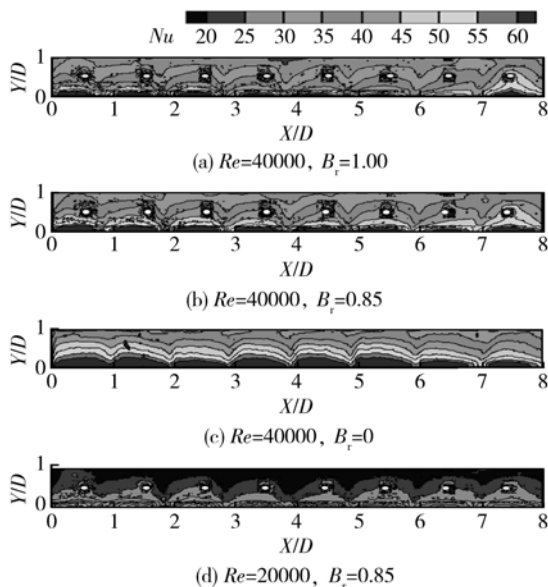


图 8 出流面努塞尔数分布云图
Fig. 8 Bleeding-hole surface Nusselt number distribution

图 9、图 10 分别是出流面的平均努塞尔数随雷诺数和出流比变化的曲线图。从图中可以看出,出流面换热随雷诺数增大而增大,随出流比变化不明显。出流面主要受出流、旋流作用。一方面出流使二次冲刷出流面的气流减少,削弱了旋流的作用,在大出流比时,出流面下半部高换热区换热减弱;另一方面其抽吸作用强化了出流孔附近的换热,所以在两者复合作用下,出流面平均传热系数随出流比变化不大。

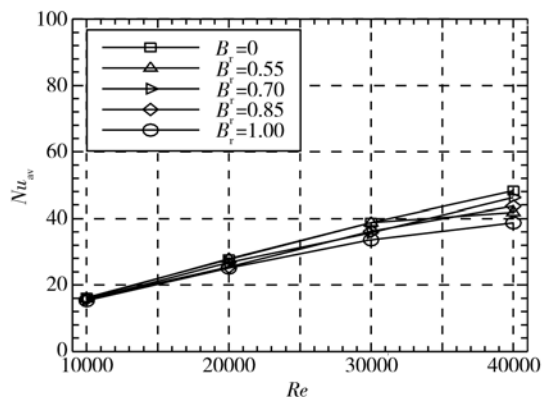


图 9 出流面平均努塞尔数随雷诺数的变化
Fig. 9 Bleeding-hole surface average Nusselt number varying with Reynolds number

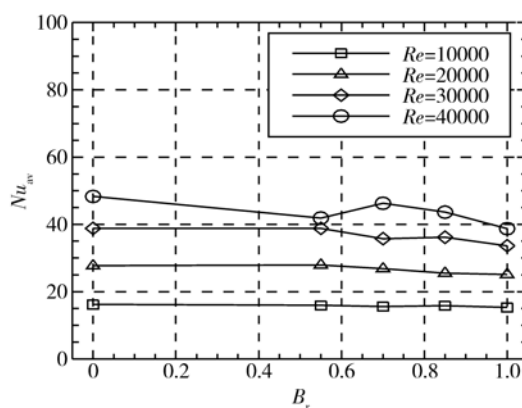


图 10 出流面平均努塞尔数随出流比的变化
Fig. 10 Bleeding-hole surface average Nusselt number varying with bleeding ratio

2.3 冲击侧面的换热特性

图 11 是不同雷诺数及出流比下冲击侧面努塞尔数分布云图。壁面下部换热较强,这是旋流对壁面的三次冲刷造成的;与图 3 相比较,每个周期的高换热区域位置略微后偏。当出流比 $B_r=0$ 时,位移最大,大约为 $0.5D$ 。这是因为旋流随横流沿流向推进,导致壁面上旋流的三次冲刷位置后移,图 4、图 5 速度矢量图可以印证这点。比较图 11 (b)和(d)可以发现,相同出流比下雷诺数 $Re=40000$ 时壁面换热强于雷诺数 $Re=20000$ 时。

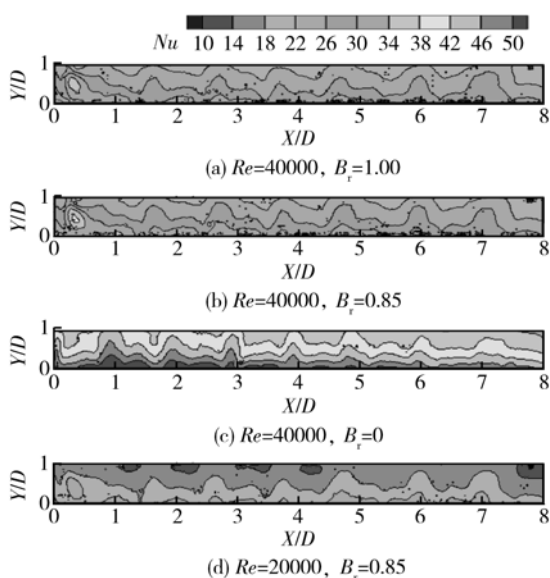


图 11 冲击侧面努塞尔数分布云图
Fig. 11 Impingement channel side surface Nusselt number distribution

图 12、图 13 分别是冲击侧面的平均努塞尔数随雷诺数和出流比变化的曲线图。从图中可以

看出,换热随雷诺数增大而增大,随出流比增大而略有减小. 冲击侧面主要受旋流、横流作用. 出流减少气流第三次冲刷的强度,削弱了旋流和横流的作用,所以冲击侧面换热随出流比的增大而减小.

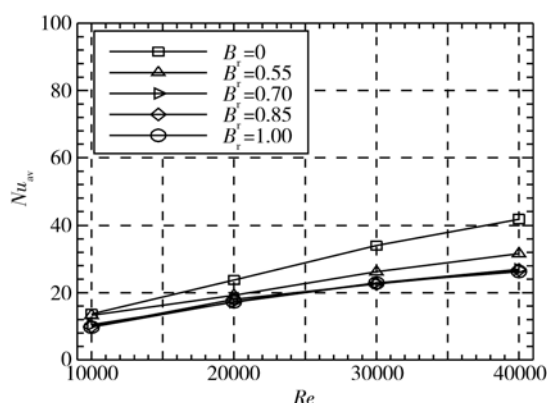


图 12 冲击侧面平均努塞尔数随雷诺数的变化
Fig. 12 Impingement channel side surface average Nusselt number varying with Reynolds number

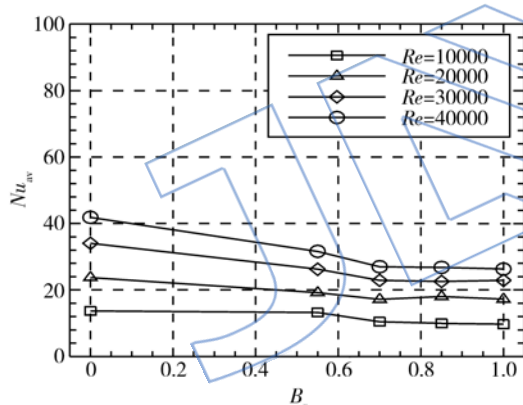


图 13 冲击侧面平均努塞尔数随出流比的变化
Fig. 13 Impingement channel side surface average Nusselt number varying with bleeding ratio

比较图 6、图 9、图 12, 可以发现在相同的雷诺数和出流比下, 冲击靶面的换热最强, 冲击侧面的换热最弱. 这主要是因为旋流依次对靶面、出流面、冲击侧面进行三次冲刷, 三次冲刷作用逐渐变弱.

3 结 论

本文采用热色液晶瞬态测量技术对复合冷却通道内表面换热进行了系统的实验研究, 得到以下结论:

1) 复合冷却通道不同壁面换热强化的机理不同. 冲击靶面主要受射流冲击作用, 出流面受出流、旋流作用, 冲击侧面受旋流、横流作用.

2) 各种出流比下, 表面的平均努塞尔数都是随着 Re 的增大而递增, 冲击靶面的增加速度更快. 无出流时, 通道换热效果最好.

3) 相同出流比和雷诺数下, 冲击靶面传热系数最大, 出流面次之, 冲击侧面传热系数最小. 大出流比时 (0.55~1.00), 出流比的改变对冲击靶面、出流面影响很小, 冲击侧面换热随着出流比的增大略有减小.

参考文献:

- [1] Han J C. Turbine blade cooling studies at Texas AM University, 1980-2004[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006, 20(2): 161-187.
- [2] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [3] Schiele R, Wittig S. Gas turbine heat transfer: past and future challenges [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(4): 583-589.
- [4] Bunker R S. Gas turbine heat transfer: 10 remaining hot gas path challenges[R]. ASME GT2006-90002, 2006.
- [5] Ekkad S V, Huang Y, Han J C. Detailed heat transfer distributions in two-pass square channels with rib turbulators and bleed holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1998, 41(23): 3781-3791.
- [6] 张宗卫, 朱惠人, 杜小琴, 等. 带 60°肋和出流孔的矩形通道端壁换热特性研究[J]. 西安交通大学学报, 2010, 44(5): 116-119.
ZHANG Zongwei, ZHU Hui ren, DU Xiaoqin, et al. Investigations of endwall heat transfer in the rectangular passage with 60-degree ribs and suction holes[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2010, 44(5): 116-119. (in Chinese)
- [7] 徐国强, 李莉, 丁水汀, 等. 带射流孔板矩形扰流柱通道内的壁面换热[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 14-17.
XU Guoqiang, LI Li, DING Shuiting, et al. Heat transfer in rectangular pin-finned channel with perforated plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(1): 14-17. (in Chinese)
- [8] 毛军逵, 缪国君, 刘震雄. 受限空间内斜向冲击凹柱面流场结构试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 11-17.
MAO Junkui, MIU Guojun, LIU Zhenxiong. Experimental study of the flow structures of the concave surface with inclined impingement in limited space[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 11-17. (in Chinese)
- [9] Glezer B, Moon H K, O'Connell T. Novel technique for the internal blade cooling[R]. ASME GT1996-181, 1996.
- [10] 刘海涌, 孔满昭, 刘松龄, 等. 射流布局结构对短通道出流孔流场影响的实验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 653-657.

- LIU Haiyong, KONG Manzhao, LIU Songling, et al. Effect of jet arrangement on the flow characteristics of the outlet hole in short confined channel[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(4): 653-657. (in Chinese)
- [11] Zhang Y M, Azad G M, Han J C, et al. Turbulent heat transfer enhancement and surface heating effect in square channels with wavy, and twisted tape inserts with interrupted ribs[J]. *Journal of Enhanced Heat Transfer*, 2000, 7(1): 35-49.
- [12] Mazumder A K, Saha S K. Enhancement of thermohydraulic performance of turbulent flow in rectangular and square ribbed ducts with twisted-tape inserts[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2008, 130(8): 81702-81710.
- [13] 杨通海, 朱惠人, 张丽, 等. 窄通道内冲击冷却局部换热特性的瞬态液晶测量[J]. *航空学报*, 2009, 30(11): 2031-2036.
- YANG Tonghai, ZHU Hui ren, ZHANG Li, et al. Local heat transfer measurements in a narrow impingement channel by using transient liquid crystal technique[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(11): 2031-2036. (in Chinese)
- [14] 苏福斌, 朱惠人, 郭涛, 等. 内冷通道带肋和出流孔壁面的换热研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(7): 1500-1506.
- SU Fubin, ZHU Hui ren, GUO Tao, et al. Heat transfer enhancement within an internal passage by combinations of ribs and suction holes[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(7): 1500-1506. (in Chinese)
- [15] Yan 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.