

内冷通道横流对气膜冷却效率的影响

张靖周^{1,2} 周君辉¹ 刘春丽¹

(1. 南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室, 南京, 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京, 100191)

摘要:在吹风比(Br)为 0.5~2.0、横流比(Cr)为 0~3.0 范围内,采用数值模拟方法研究了内部冷却通道横流对单排圆柱形气膜孔气膜冷却特性的影响。相比于基准的无横流进气方式,横流进气诱导冷却气流在气膜孔内形成旋流流动,使得气膜射流与主流的相互作用更为复杂。横流比的影响在不同的吹风比下有较大差异:在较小的吹风比下,横流比小于 1.0 的气膜绝热冷却效率略高于无横向进气的基准情形,而横流比大于 2.0 的气膜绝热冷却效率相对基准情形有一定幅度的下降;在较高的吹风比下,横流进气带来气膜绝热冷却效率的增强,横流比为 2.0 的气膜绝热冷却效率相对较高。在大横流比下,随着吹风比的增加,气膜在展向的覆盖范围明显扩大。

关键词:气膜冷却;气膜绝热冷却效率;内冷通道横流;圆柱形气膜冷却孔

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)04-0509-08

Effect of Internal Crossflow in Coolant Channel on Adiabatic Film Cooling Effectiveness

Zhang Jingzhou^{1,2}, Zhou Junhui¹, Liu Chunli¹

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing, 100191, China)

Abstract: The effect of internal crossflow in cooling channel on film cooling performance over a flat plate with a row of cylindrical film cooling holes is numerically investigated over a wide range of blowing ratios from 0.5 to 2.0 and crossflow ratios from 0 to 3.0. The results show that the internal coolant flow leads to a changed film cooling performance. By comparison to the baseline stagnant plenum coolant supply or no-crossflow case, the internal crossflow coolant supply induces swirling flow inside film hole, making the interaction between coolant jet and primary flow more complicated. At lower blowing ratio, the laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness for the internal crossflow coolant supply is increased a little compared with the plenum coolant supply case when the crossflow ratio is less than 1.0, and the situation is reverse when the crossflow ratio is greater than 2.0. At higher blowing ratio, the internal crossflow coolant supply is benefit to improving film cooling effectiveness, especially when the crossflow ratio equals to 2.0. Under higher crossflow ratio, the lateral spreading of the film coolant increases obviously with increasing of blowing ratio.

Key words: film cooling; film adiabatic cooling effectiveness; internal coolant crossflow; cylindrical film cooling hole

基金项目:国家自然科学基金(51276090)资助项目;江苏省普通高校研究生科研创新基金(CXLX13_166)资助项目。

收稿日期:2014-06-18;**修订日期:**2014-07-16

作者简介:张靖周,男,1964年生,教授,博士生导师;主要从事强化传热、红外辐射特征抑制和排气系统气动研究。

通信作者:张靖周, E-mail: zhangjz@nuaa.edu.cn.

气膜冷却是通过孔/缝引入一股较冷的二次流体对喷吹口下游表面进行热防护的有效措施,在现代燃气涡轮发动机的热端部件的强化冷却中被广泛采用。由于气膜出流喷吹进入主流后,与主流之间发生卷吸和掺混,因此主流和气膜出流之间的相干性异常复杂,影响气膜冷却效果的因素众多,包括:流动参数,如吹风比、动量比、来流雷诺数等;气膜孔结构参数,如气膜出流角度、气膜孔布置方式、气膜孔形状等;壁面结构参数,如壁面曲率、壁面粗糙度等。这些因素往往错综交织,因此长期以来针对气膜冷却的流动换热特性和气膜冷却优化一直是国内外研究人员关注的内容^[1-10]。

涡轮叶片普遍采用由内部冷却、外部冷却构成的叶片冷却方案。对于涡轮叶片弦中区的气膜孔而言,冷却气流沿叶片表面弦向流出,而冷却气流的进气往往伴随有内部弯折通道的径向流动,即气膜孔进气方向和出流方向是正交的,此时气膜孔的横向进气对于气膜射流的流动和冷却效率具有重要的影响。针对内冷通道横流对气膜流动和冷却特性的影响,国内外研究人员已开展了一系列的研究, Hay 等^[11]以及 Girtsch 等^[12]分别研究了内冷通道横流对离散圆柱形气膜孔和形状气膜孔流量系数的影响; Girtsch 等^[13]以及白江涛等^[14]分别通

过试验和数值研究分析了内冷通道横流对气膜冷却效率和换热特性的影响; Kissel^[15]以及李春林等^[16]针对带肋的交叉通道进行了研究; Peng 和 Jiang^[17]以及 Fawcett^[18]等研究了内冷通道横流对离散圆柱形气膜孔和形状气膜孔冷却效率的影响。相对于气膜孔形状的研究,针对内冷通道横流对气膜流动和冷却特性影响的研究还非常缺乏,尤其是横流比在不同气膜射流吹风比下的影响机制目前尚缺乏清晰的认识。

本文主要通过数值模拟的方法,研究在几种典型的气膜射流吹风比下,横向进气横流比对于气膜出流流动特征和气膜绝热冷却效率的影响。

1 计算模型

本文的计算模型如图 1 所示,坐标定义为:坐标原点设定在气膜孔出口中心, x 方向为主流流向, y 方向为横流流向,气膜出流法线方向为 z 方向。主流通道长 865 mm,宽 150 mm,高 50 mm,次流通道长 1 065 mm,宽 80 mm,高 80 mm,单排气膜孔数为 5 个,等间距排布,气膜孔直径为 10 mm,气膜出流倾角为 30° ,气膜孔长径比为 3。为了分析横流进气的影响,选择无横向进气的空腔直接进气作为对比基准模型。

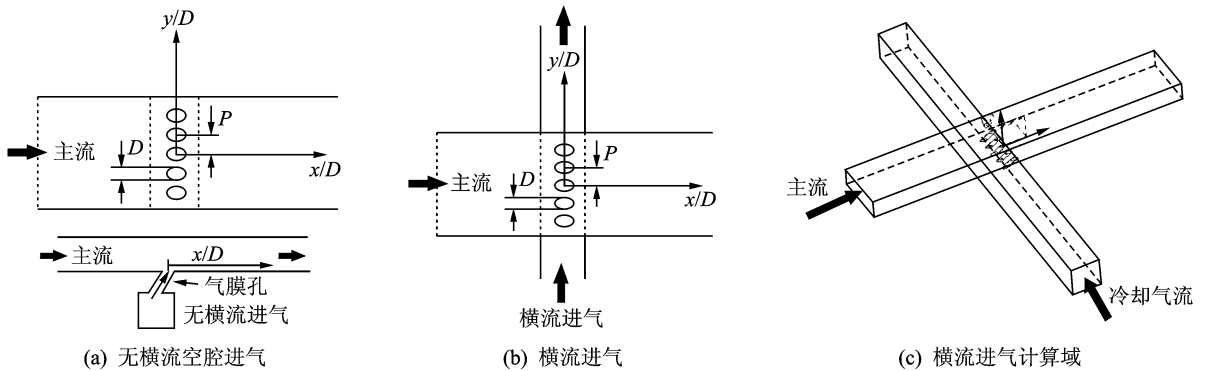


图 1 计算模型

Fig. 1 Computational models

以气膜孔孔径为特征尺寸,主流通道进气的入口雷诺数 $Re_{D,h}$ 取为 5 000,温度取 600 K;根据吹风比对气膜孔内流量进行调节,吹风比范围为 0.5~2.0;根据横流比和气膜孔内的流量调节次流进出口的流量,横流比范围为 0~3.0,温度为 300 K。

吹风比定义为

$$Br = \frac{\rho_f v_f}{\rho_\infty v_\infty} \quad (1)$$

式中: ρ 为密度; v 为流速;下标 f 表示气膜射流; ∞

表示主流。

横流比定义为

$$Cr = \frac{\rho_c v_c}{\rho_f v_f} \quad (2)$$

式中:下标 c 表示横流。

气膜绝热冷却效率定义为

$$\eta_{ad} = \frac{T_\infty - T_{aw}}{T_\infty - T_c} \quad (3)$$

式中: T 为温度;下标 aw 表征绝热壁面。

2 计算方法

本文采用 Fluent 分离隐式求解器进行稳态求解,在湍流模型选取上借鉴前期研究和相关研究文献,选用 Realizable $k-\epsilon$ 双方程湍流模型加非平衡壁面函数。该湍流模型已为众多研究者成功应用于气膜冷却和射流冲击冷却的流动传热分析^[19-20]。对流项的离散格式均为二阶迎风格式;压力-速度耦合采用 Simple 算法;解收敛的标准是各项残差精度均小于 10^{-6} 、残差曲线趋于平缓且被冷却壁面的平均温度变化不大。

选用理想气体,气体的热容、导热系数和粘性系数采用经验公式处理^[5]。

计算域的边界条件设置:主流和二次流进口为流量入口;出口为质量出口。然后通过吹风比获得气膜孔内的流量。二次流进口的流量通过横流比来确定。主流通道在展向两侧取为周期性边界条件。通道壁面绝热,采用无滑移速度条件。

经网格无关性证明后,本文最终采用的网格划分方法为:计算域整体共有网格约 90 万个;模型整体采用结构性网格。在近壁处,第一层网格到壁面的距离取 0.1 mm。

针对图 1(b)的计算模型,按照文献[15]的试验参数(表 1)进行了算例验证,图 2 为圆形气膜孔中心线上的气膜绝热冷却效率计算结果与文献[15]的实验数据的对比。可以看出,计算结果与实验数据的吻合度较好且沿流向的趋势一致,从而可说明本文计算模型的合理性。

表 1 数值验证的计算参数

Tab. 1 Computational parameters

主流雷诺数	主流温度/K	次流雷诺数	次流温度/K	吹风比
$Re_{D,h}$	K	$Re_{D,c}$	K	
5 730	321.15	31500	311.15	0.42

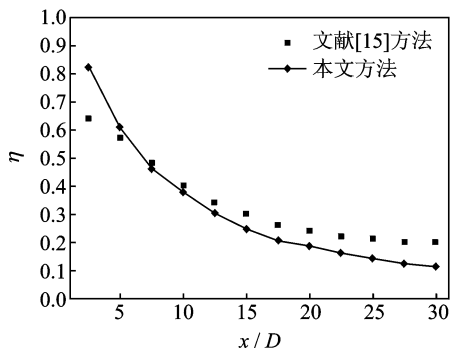


图 2 计算模型的验证

Fig. 2 Numerical validation of computational model

3 结果与分析

3.1 横向进气下气膜射流的流动特征

图 3 为主流雷诺数 $Re_{D,h} = 5\ 000$ 、吹风比为 1.0 时,无横向进气和有横向进气($Cr = 2.0$)时气膜孔内流场特征的变化。在没有横流存在的情况下,气膜孔内气流平直,没有涡旋的出现,使得气流从气膜孔流出后自身不带有任何涡,只在与主流相互作用时形成一对对称的卵形涡。有横流时,进入气膜孔内的冷却气流,由于初始横流流动的作用,在气膜孔内形成旋流流动,图 4 为气膜孔内沿轴向 3 个横截面上的速度矢量图,图中, a 和 b 点分别表征气膜孔前缘和尾缘母线与横截面的交点, c 点表征相对横流流动方向的气膜孔后侧母线与横截面的交点, d 点则表征相对横流流动方向的气膜孔前侧母线与横截面的交点。可以清晰地看出气流在气膜孔内的流动特征,在临近气膜孔进口的横截面,旋流的中心处于 bd 扇区,而在临近气膜孔出口的横截面,旋流的中心则移动至 bc 扇区。

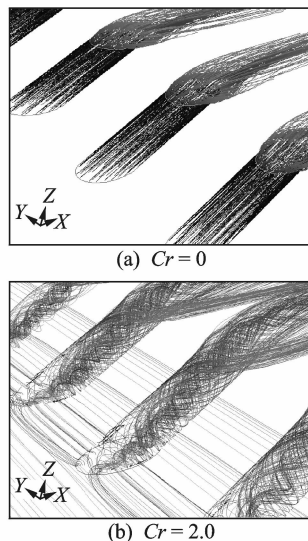


图 3 气膜孔处的流场特征($Br = 1.0$)

Fig. 3 Flow features in vicinity of film hole

在横向进气下,气膜孔内的气流呈现明显的旋涡流,使得气流从气膜孔流出后与主流的相互作用更为复杂。图 5 为无横向进气和有横向进气时气膜孔出口下游 $x/D = 1$ 和 $x/D = 5$ 截面上的流场特征,无横向进气时,卵形涡对呈对称状,但在有横向进气时,卵形涡对呈现明显的扭曲变形,并且向气膜孔出口 $+y$ 一侧挤压,形成了不对称的涡对。随着横流比的增加,二次流流速增加,使气膜孔入口处气流涡旋更加强烈,导致气膜孔内涡旋更明显,气膜孔出口气流的偏折和卵形涡对的扭曲变形效果更加明显。

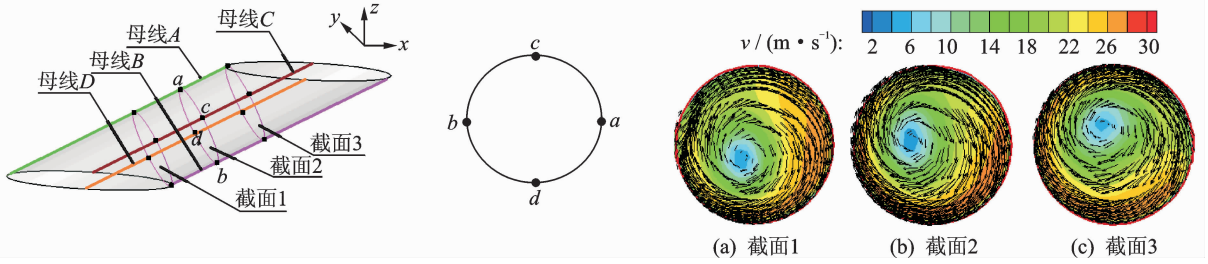
图4 气膜孔内横截面上的速度矢量图($Br=1.0, Cr=2.0$)

Fig. 4 Velocity vectors at cross-sectional plane inside film hole

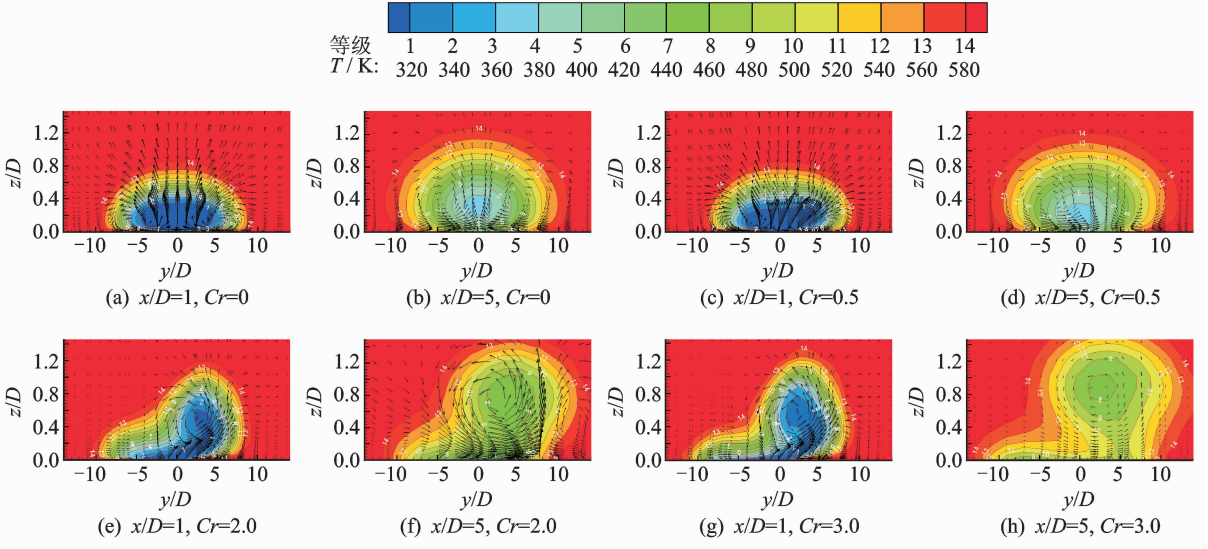
图5 与主流垂直截面处的流场($Br=1.0$)

Fig. 5 Flow fields at sectional plane vertical to mainstream

3.2 横流比对气膜绝热冷却效率的影响

图6为主流雷诺数保持5 000不变,吹风比为0.5时,不同横流比下气膜绝热冷却效率的分布,图7为吹风比为1.5时,不同横流比下气膜绝热冷却效率的分布。由于横向进气诱导的气膜孔内的旋流影响,气膜射流与主流之间呈现非常复杂的相互作用,横流比对于气膜绝热冷却效率的影响与气膜射流的吹风比密切相关。

对于单排离散圆柱形气膜孔,在无横向进气的情形下,在小吹风比下的气膜射流向主流的穿透率相对较小,因此具有相对较高的气膜冷却效率,此时横向进气在横流比 $Cr=0.5, 1.0$ 和 2.0 时对气膜冷却效率的影响并不明显,但在横流比 $Cr=3.0$ 时,气膜射流在气膜孔出口下游的覆盖区域显著偏转且气膜绝热冷却效率有较为明显的降低。这是由于小吹风比下气膜射流的出流动量低,带旋的射流更容易与主流形成强烈的掺混,从而降低了气膜沿流向贴壁流动的能力。

当吹风比较大时,横向进气对于气膜绝热冷却

效率的影响得到了充分体现。由于具有较大吹风比的气膜射流向主流的穿透率高,且自身具有的出流动量较大,因此,在横流进气方式下,带旋的射流与主流之间所形成的掺混增强有助于抑制气膜射流的穿透并在气膜孔出口下游形成更宽的展向覆盖,在横流比 $Cr=2.0$ 时气膜冷却效率可以得到十分显著的改善。但是在横流比 $Cr=3.0$ 时,气膜孔出口处旋流更加强烈,气膜射流沿横向的偏移更为明显,在偏离气膜孔中心线的一侧抬离壁面,使得在离开气膜孔出口一定流向距离后,主流更容易从偏离气膜孔中心线相对一侧向气膜射流的下方侵入,导致气膜绝热冷却效率大幅降低。

图8为主流雷诺数5 000时,沿流向的气膜平均绝热冷却效率在不同吹风比和横流比下的变化规律。在吹风比 $Br=0.5$ 时,横流比 $Cr=0.5$ 和 1.0 的气膜冷却效率略高于无横向进气的基准情形,当横流比 Cr 大于 2.0 后气膜绝热冷却效率相对基准情形有一定幅度的下降;在吹风比 $Br=1.0$ 时,横流比 $Cr=0.5$ 和 1.0 的气膜绝热冷却效率也

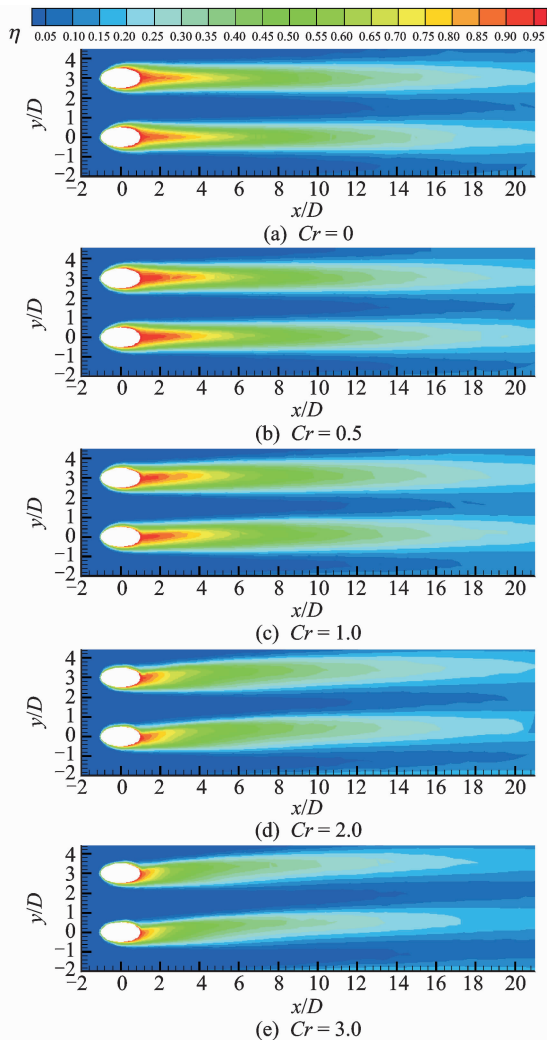


图 6 气膜绝热冷却效率分布 ($Br=0.5$)

Fig. 6 Adiabatic film cooling effectiveness distribution under $Br=0.5$

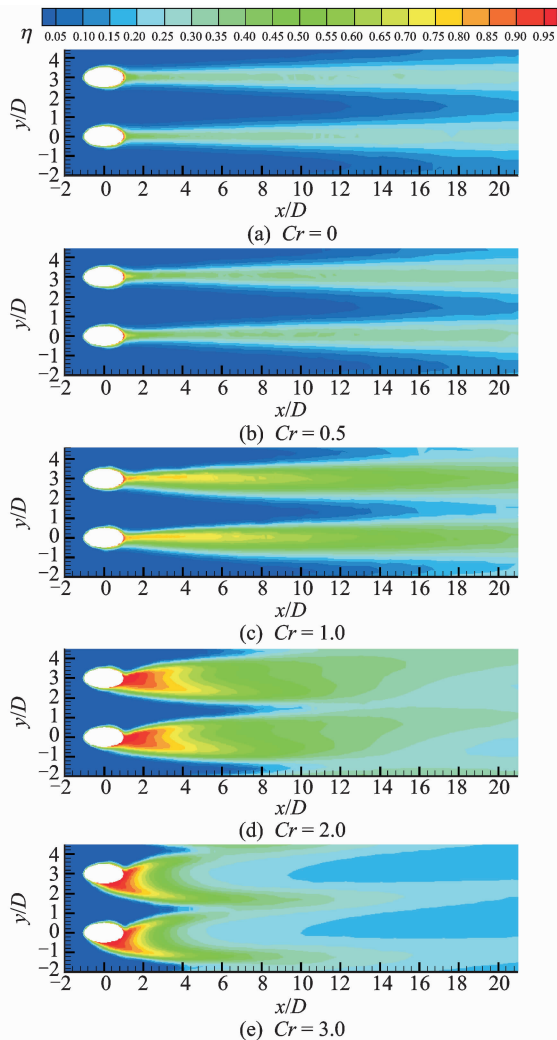
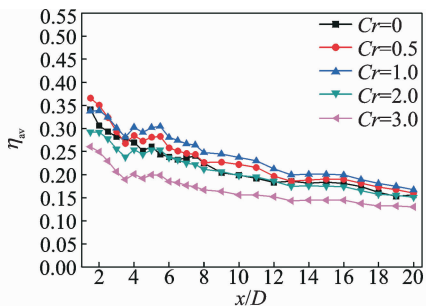
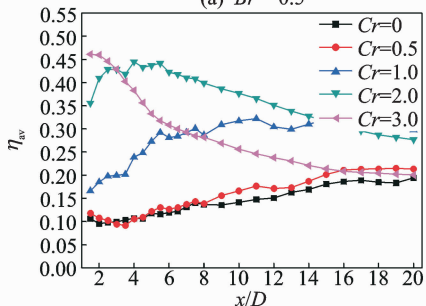


图 7 气膜绝热冷却效率分布 ($Br=1.5$)

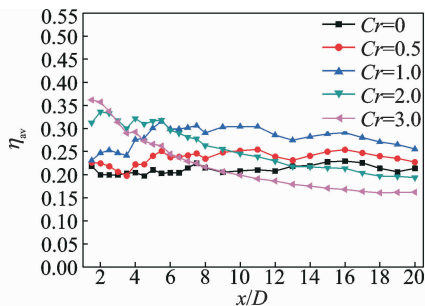
Fig. 7 Adiabatic film cooling effectiveness distribution under $Br=1.5$



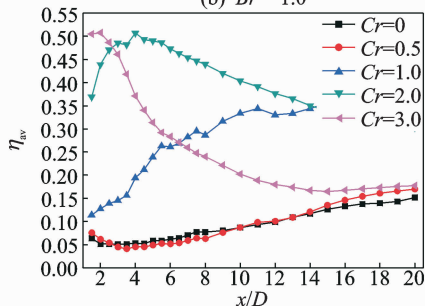
(a) $Br=0.5$



(c) $Br=1.5$



(b) $Br=1.0$



(d) $Br=2.0$

图 8 沿流向的气膜平均绝热冷却分布

Fig. 8 Laterally-averaged adiabatic film cooling effectiveness distribution along streamwise direction

相对较高,此时在紧邻气膜孔下游的区域(x/D 约为6)内,横向进气均带来气膜冷却效率的增强;在吹风比 $Br=1.5$ 和 2.0 时,横流比 $Cr=2.0$ 的气膜绝热冷却效率相对较高,在气膜孔下游的较大区域(x/D 约为14)内,横向进气均带来气膜绝热冷却效率的增强,而且增加幅度十分显著。

图9为气膜孔下游 $x/D=2$ 处被冷却壁面展向的气膜绝热冷却效率分布。吹风比为 0.5 时,横向进气对气膜绝热冷却效率的影响比较小,尤其是横流比为 0.5 和 1.0 时,基本没影响,横流比大于 2.0 后,气膜绝热冷却效率的不对称性有一定的体现,且靠近 $+y$ 方向气膜绝热冷却效率较大,随着横流比的增加,气膜绝热冷却效率减小;当吹风比较大时,横向进气明显提高了壁面的气膜绝热冷却效率,并且在横流比为 2.0 时的气膜绝热冷却效率最高。同时,在横流比为 3.0 时,气膜绝热冷却效率在展向呈现“M”型的分布(针对单个气膜孔),并且明显地偏向了一 y 方向,扩大了气膜的展向覆盖范围。

图10为横流比一定、吹风比不同时,气膜孔下游 $x/D=2$ 处沿展向的气膜绝热冷却效率分布。对于基准情形,随着吹风比增加,气膜绝热冷却效率降低,且绝热冷却分布是对称的;在较小的横流比 $Cr=1.0$ 时,横向进气对气膜绝热冷却效率在展向的对称性影响非常微弱,气膜绝热冷却效率随吹风比的变化趋势与基准情形基本相同,但气膜绝

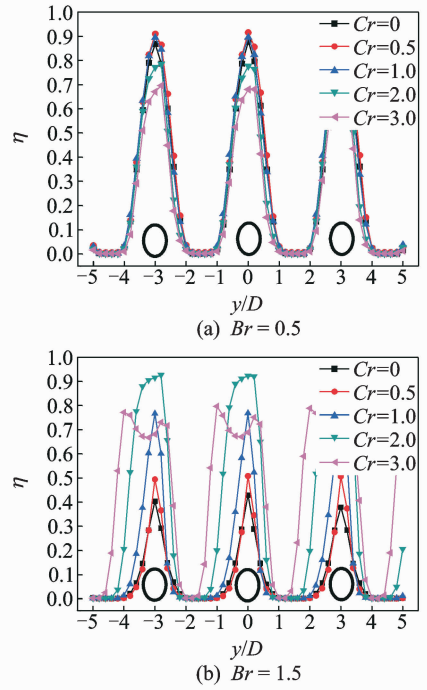


图9 横流比对气膜绝热冷却分布的影响($x/D=2$)
Fig.9 Effect of crossflow ratio on local adiabatic film cooling effectiveness distribution at $x/D=2$

热冷却效率随吹风比增大而降低的幅度明显小于基准情形;在较大的横流比 $Cr=3.0$ 时,随着吹风比的增加,展向的气膜覆盖范围越大,气膜绝热冷却效果增强。

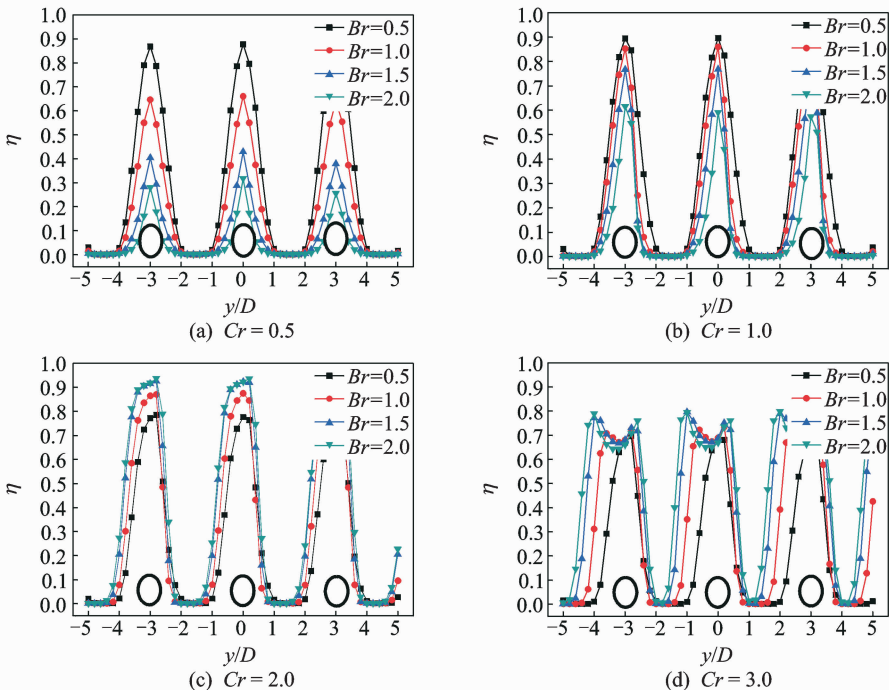


图10 吹风比对气膜绝热冷却分布的影响($x/D=2$)

Fig.10 Effect of blowing ratio on local adiabatic film cooling effectiveness distribution at $x/D=2$

4 结 论

(1) 在横向进气下,进入气膜孔内的冷却气流在气膜孔内形成旋流流动,在较高的横流比下,气膜孔内的气流呈现明显的旋涡流,使得气流从气膜孔流出后与主流的相互作用更为复杂。

(2) 在吹风比 $Br=0.5$ 时,横流比 $Cr=1.0$ 的气膜绝热冷却效率略高于无横向进气的基准情形,当横流比 Cr 大于 2.0 后气膜绝热冷却效率相对基准情形有一定幅度的下降;在较高的吹风比下,横向进气带来气膜绝热冷却效率的增强,横流比 $Cr=2.0$ 的气膜绝热冷却效率相对较高。

(3) 横流比较小时,气膜绝热冷却效率变化规律与常规进气方式时相同,随着吹风比的增加而减小;在大横流比下,随着吹风比增加,气膜在展向的覆盖范围明显扩大,对于单个气膜孔,气膜绝热冷却效率在展向呈现“M”型分布。

参考文献:

[1] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1978, 100: 476-481.

[2] Berhe M K, Patankar S V. Curvature effects on discrete-hole film cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 781-791.

[3] Nasir S, Ekkad S V, Acharya S. Effect of compound angle injection on flat surface film cooling with large streamwise injection angle[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 25: 23-29.

[4] Bunker R. A review of shaped hole turbine film cooling technology[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 441-453.

[5] 徐磊, 常海萍, 毛军逵. 涡轮叶片内冲击-气膜出流局部换热特性数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(2): 148-152.

Xu Lei, Chang Haiping, Mao Junkui. Local heat transfer characteristics in impingement-film cooling style about inner side of gas turbine blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2006, 38(2): 148-152.

[6] Yao Yu, Zhang Jingzhou. Investigation on film cooling characteristics from a row of converging slot holes on flat plate[J]. Science China Technology Science, 2011, 54: 1793-1800.

[7] Yang Chengfeng, Zhang Jingzhou. Experimental investigation on film cooling characteristics from a row

of holes with ridge-shaped tabs[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 37: 113-120.

- [8] 谢婕, 张靖周. 带偏转角气膜出流发散壁冷却特性的数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(2): 157-161.
- Xie Jie, Zhang Jingzhou. Numerical simulation on cooling characteristics of effusion wall with deflection film outflow[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(2): 157-161.
- [9] Yao Yu, Zhang Jingzhou, Tan Xiaoming. Numerical study on film cooling from converging slot-hole on a gas turbine blade suction side[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2014, 52: 61-72.
- [10] Yang Zhimin, Zhang Jingzhou. Experimental study on adiabatic film cooling effectiveness in front zone of effusion cooling configuration[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 31(3): 338-344.
- [11] Hay N, Lampard D, Benmansour S. Effect of cross-flows on the discharge coefficient of film cooling holes[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1983, 105: 243-248.
- [12] Gritsch M, Saumweber C, Schulz A, et al. Effect of internal coolant crossflow orientation on the discharge coefficient of shaped film cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 122: 146-152.
- [13] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 547-554.
- [14] 白江涛, 朱惠人, 刘存良. 内通道交错横流对气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(8): 1353-1358.
- Bai Jiangtao, Zhu Hui ren, Liu Cunliang. Numerical study of the effect of internal coolant crossflow on film cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1353-1358.
- [15] Kissel H P, Weigand B, Von Wolfersdorf J, et al. An experimental and numerical investigation of the effect of cooling channel crossflow on film cooling performance [R]. ASME Paper GT2007-27102, 2007.
- [16] 李春林, 朱惠人, 杜小琴, 等. 横流通道中肋角度对外表面气膜冷却影响研究[J]. 机械科学与技术, 2010, 29(1): 59-62.
- Li Chunlin, Zhu Hui ren, Du Xiaoqin, et al. Influ-

ence of the angle of ribs on film cooling characteristics of the outer surface with crossflow [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2010, 29(1): 59-62.

- [17] Peng W, Jiang P X. Experimental and numerical study of film cooling with internal coolant cross-flow effects [J]. *Experimental Heat Transfer*, 2012, 25: 282-300.
- [18] Fawcett R J, Wheeler A P S, He L, et al. Experimental investigation into the impact of crossflow on

the coherent unsteadiness within film cooling flows [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2013, 40: 32-42.

- [19] Harrison K, Bogard D. Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance [R]. *ASME Paper GT2008-50366*, 2008.
- [20] Silieti M, Kassab A J, Divo E. Film cooling effectiveness: comparison of adiabatic and conjugate heat transfer CFD models [J]. *International Journal of Thermal Science*, 2009, 48: 2237-2248.

