

文章编号:1000-8055(2011)12-2710-06

小孔辅助结构影响气膜冷却效果的实验

刘晓红, 陶 智, 罗 翔

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 采用稳态液晶测温方法, 详细研究了具有辅助小孔的分叉孔和大小孔的冷却效率分布规律, 并与圆柱孔和扇形孔进行对比, 分析小孔辅助结构对气膜冷却效果的影响. 实验参数: 主流雷诺数为 2900, 吹风比为 0.3~3.0, 密度比为 1.06. 结果表明: 所有工况下, 小孔辅助结构均在一定程度上提高气膜冷却效果, 吹风比越大, 对气膜冷却效果的改善就越明显, 并且大小孔的冷却效率始终高于分叉孔. 扇形孔只在吹风比大于 1.0 时, 才起到改善气膜冷却效果的作用.

关 键 词: 气膜冷却; 冷却效率; 液晶; 辅助小孔; 吹风比

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experimental investigation on effect of small auxiliary holes on film cooling effectiveness

LIU Xiao-hong, TAO Zhi, LUO Xiang

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Experimental study was conducted to investigate the effect of small auxiliary holes on the film cooling performance. The steady-state thermochromic liquid crystal (TLC) method was used to obtain the adiabatic effectiveness distributions on the flat surface. Measurements of adiabatic effectiveness were presented for cylindrical hole, fan-shaped hole, furcated hole and parallel hole with main flow Reynolds number at 2900, blowing ratio ranging from 0.3 to 3.0 and density ratio at 1.06. Results show that the film coverage and adiabatic effectiveness downstream of furcated hole and parallel hole are evidently superior to those of cylindrical hole at blowing ratios range from 0.3 to 3.0. While fan-shaped hole increases the adiabatic effectiveness compared with cylindrical hole only in cases of blowing ratios greater than 1.0. A higher blowing ratio means more obvious improvement of the adiabatic effectiveness.

Key words: film cooling; adiabatic effectiveness; liquid crystal; small auxiliary hole; blowing ratio

在现代高性能航空发动机中, 为了提高发动机的效率, 涡轮前温度 T_3^* 已经远高于叶片材料允许的安全使用温度, 必须采用有效的冷却措施对叶片实施冷却. 气膜冷却是最行之有效的冷却

方式之一. 影响气膜冷却效果的因素有很多, 包括气膜孔的形状、排列方式、流动参数等^[1]. 其中孔形一直是研究者关心的重点^[2-4]. Ronald^[5]对前期的孔形气膜冷却的文献进行了总结, 证实改变气

收稿日期: 2011-01-11; 修订日期: 2011-03-04

作者简介: 刘晓红(1982—), 女, 黑龙江肇东人, 博士生, 主要研究方向为涡轮叶片外换热.

膜孔的几何形状^[6-7]或者在气膜孔出口布置扰流结构^[8-9]均可在一定程度上提高气膜冷却效果,但这些结构在提高气膜冷却效果的同时,还带来了不容忽视的流动阻力,而且部分异形孔机械加工难度大,可实现性差. Dhungel, Heidmann 等人在 2007 年提出一种分叉形气膜冷却结构,并对其进行了初步的研究^[10-11]. 研究证实辅助小孔射流使主气膜孔冷气射流在与主流掺混过程中形成的反向对旋涡对衰减、冷却效果明显提高. 本文在分叉孔的基础上提出一种新的气膜孔排列方式——大小孔,即在圆柱孔两侧分别设置一个平行的圆柱孔辅助射流,经数值模拟证实大小孔明显改善气膜冷却效果,同时进一步降低了机械加工的难度^[12]. 分叉孔和大小孔都是通过设置辅助小孔提高气膜冷却效果,将两者统称为小孔辅助结构. 本文采用稳态液晶测温方法,详细研究分叉孔和大小孔的冷却效率分布规律,并与圆柱孔和扇形孔进行对比,分析小孔辅助结构提高气膜冷却效果的机理.

1 实验装置

1.1 实验台介绍

实验在平板气膜冷却实验台上完成,实验台结构如图 1 所示. 实验台由实验段、供气系统、加热系统、测试系统组成. 实验台有两个气流入口——主流进口和射流进口,并与供气系统管路连接,为实验段提供不同性质的实验用气.

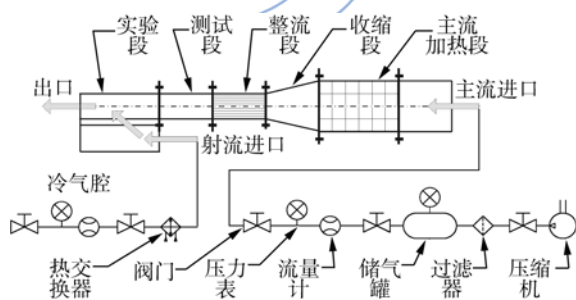


图 1 平板气膜冷却实验台的结构示意图

Fig. 1 Schematic figure of film cooling test facility

1.2 实验模型

实验模型采用有机玻璃制成,安装在实验段底部,表面开有 3 组气膜孔与冷气腔相连,冷气进入冷气腔后,从叶片表面的气膜孔射入主流,以实现叶片外表面的热防护. 实验件外表面喷涂低温宽幅液晶,实验段上方布置相机及相应的光照设备,实时拍摄平板表面的温度变化情况. 在实验

件外表面和冷气腔之间填充导热系数 $\lambda=0.012$ W/(m·K) 的阿斯本绝热材料,模拟平板表面的绝热壁面边界条件,实验件四周也采取绝热措施以减少热损失对实验结果的影响. 不同实验模型的基体结构是相同的,区别只在于气膜孔的形状不同,如图 2 所示,具体的几何参数见表 1.

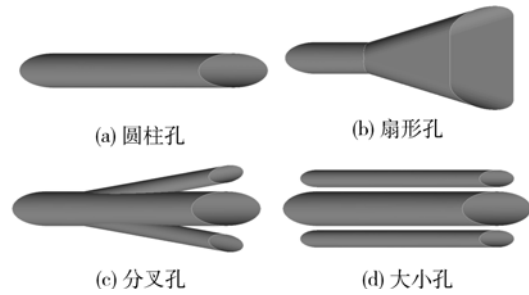


图 2 气膜孔几何模型

Fig. 2 Geometry of film cooling hole

表 1 气膜孔的几何参数

Table 1 Geometrical parameters of film cooling hole

	圆柱孔	扇形孔	分叉孔	大小孔
气膜孔直径 d/mm	4	4	4	4
流向倾角 $\alpha/(\text{^\circ})$	45	45	45	45
展向间距 P/d	4	4	4	4
小孔直径 d_2/d			0.5	0.5
主辅孔展向间距 P_2/d			1.25	1.25
展向/扩展角 $\beta/(\text{^\circ})$		15	15	

1.3 实验参数

定义主流雷诺数 $Re_d = \rho_g u_g d / \mu$, 吹风比 $M = \rho_c u_c / \rho_g u_g$, 密度比 $D_r = \rho_c / \rho_g$. 其中 d 为气膜孔直径, ρ_c , u_c , ρ_g , u_g 分别为射流和主流的密度和速度. 实验工况见表 2, 实验中主流和射流均采用空气, 密度比是由于主流和射流的温度不同产生的.

表 2 实验工况

Table 2 Experimental conditions

流动参数	数值
主流雷诺数 Re_d	2900
主流速度 $u_g/(\text{m/s})$	13.88
主流温度 T_g/K	323
射流温度 T_c/K	303
吹风比 M	0.3~3.0
密度比 D_r	1.06

1.4 评价参数

定义绝热温比, 亦称“冷却效率”

$$\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c) \quad (1)$$

$$\Delta\eta = \sqrt{\left[\frac{T_{aw} - T_c}{(T_g - T_c)^2}\right]^2 \cdot \Delta T_g^2 + \left[\frac{1}{T_g - T_c}\right]^2 \cdot \Delta T_{aw}^2 + \left[\frac{T_g - T_{aw}}{(T_g - T_c)^2}\right]^2 \cdot \Delta T_c^2} \quad (2)$$

计算冷却效率的平均实验误差为 4.52%。

实验中主流和射流的流量和压力分别采用玻璃转子流量计和压力传感器测量得到, 并通过数据采集系统实时采集。实验前采用主流加热的方法对喷涂在实验件表面的液晶进行标定, 得到温度 T 与色度(hue)的关系曲线, 如图 3 所示。

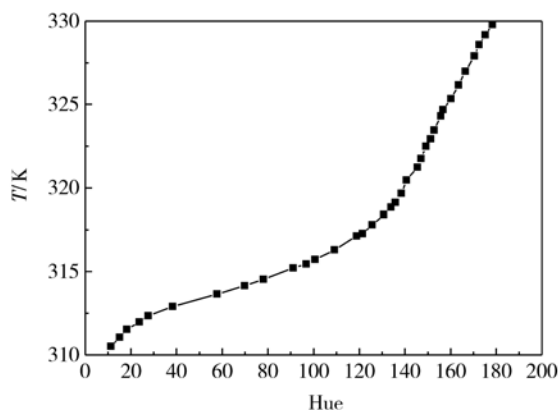


图3 液晶标定曲线
Fig. 3 Calibration curve of thermochromic liquid crystal

2 实验结果

2.1 气膜覆盖面积

下面对比不同形状气膜孔下游冷却效率 $\eta \geq 0.2$ 的气膜覆盖面积, 如图 4 所示。为了便于直观地对比气膜覆盖面积的不同, 图中所有冷却效率云图的标度均为 0.2~0.8。 $M=0.5 \sim 2.0$ 时, 吹风比增加, 圆柱孔的气膜覆盖面积先增大再减小, $M=0.7$ 的气膜覆盖面积最大, $M=2.0$ 的气膜覆盖面积几乎为 0; 扇形孔的气膜覆盖面积单调增加, $M=2.0$ 时实现了全气膜覆盖, 并且气膜孔出口附近的冷却效率较高; 分叉孔的气膜覆盖面积也是先增大再减小, $M=1.0$ 的气膜覆盖面积最大; 大小孔的气膜覆盖面积始终在 $8d \times 4d$ 以上, 实现全气膜覆盖, $M=0.7 \sim 1.0$ 的冷却效率最高。

下面对比小孔辅助结构对气膜覆盖面积的影响。 $M=0.5$ 时, 气膜覆盖面积的大小依次为大小孔、分叉孔、圆柱孔、扇形孔。 $M=0.7$ 时, 气膜覆

其中 T_g, T_c 分别为主流和射流温度, 采用铜-康铜热电偶测量得到, 误差为 $\pm 0.3 \text{ K}$; T_{aw} 为绝热壁面温度, 采用稳态液晶测温方法获得, 误差为 $\pm 0.5 \text{ K}$ 。通过误差传递公式

盖面积的大小依次为大小孔、分叉孔、圆柱孔、扇形孔, 圆柱孔和扇形孔的气膜覆盖面积基本相当。 $M=1.0$ 时, 气膜覆盖面积的大小依次为大小孔、分叉孔、扇形孔和圆柱孔。 $M=2.0$ 时, 扇形孔和大小孔均实现全气膜覆盖, 气膜覆盖面积的大小依次为扇形孔、大小孔、分叉孔和圆柱孔。总之, 除 $M=2.0$ 以外, 所有工况下, 小孔辅助结构的气膜覆盖效果最好, 并且大小孔的气膜覆盖效果始终高于分叉孔。原因是与圆柱孔相比, 辅助小孔的存在, 不仅增加了冷气的展向覆盖宽度, 而且主孔冷气射流沿流向的有效作用距离明显增加, 气膜覆盖面积增大。

2.2 冷却效率

图 5 和图 6 对比了不同形状气膜孔下游区域内的展向平均冷却效率和区域平均冷却效率, 区域的范围为 $1 \leq x/d \leq 9, -2 \leq y/d \leq 2$ 。如图 6 所示, 不同形状气膜孔下游的冷却效率随吹风比的变化规律相同, 吹风比增加, 冷却效率先提高再降低, 均存在一个最佳吹风比。圆柱孔的最佳吹风比为 $M=0.5$, 扇形孔的最佳吹风比为 $M=2.0$, 分叉孔的最佳吹风比为 $M=1.2$, 大小孔的最佳吹风比为 $M=0.7$ 。

下面对比小孔辅助结构对冷却效率分布的影响。 $M=0.5$ 时, 冷却效率的大小依次为大小孔、分叉孔、圆柱孔、扇形孔, 区域平均冷却效率的数值分别为 0.427, 0.237, 0.223, 0.155。吹风比由 $M=0.5$ 增加 $M=2.0$, 圆柱孔的冷却效率单调下降, 扇形孔的冷却效率单调提高, 分叉孔的冷却效率先提高再降低, 大小孔的冷却效率也是先提高再降低, 但变化范围很小, 始终保持较高的数值。 $M=2.0$ 时, 冷却效率的大小依次为扇形孔、大小孔、分叉孔、圆柱孔, 区域平均冷却效率的数值分别为 0.45, 0.42, 0.29, 0.13。 $M=3.0$ 时, 冷却效率的大小依次为扇形孔、大小孔、分叉孔、圆柱孔, 区域平均冷却效率的数值分别为 0.39, 0.37, 0.26, 0.12。总之, 所有工况下, 小孔辅助结构的冷却效率与圆柱孔相比均有一定程度的提高, 吹风比越大, 对气膜冷却效果的改善就越明显, 并且大

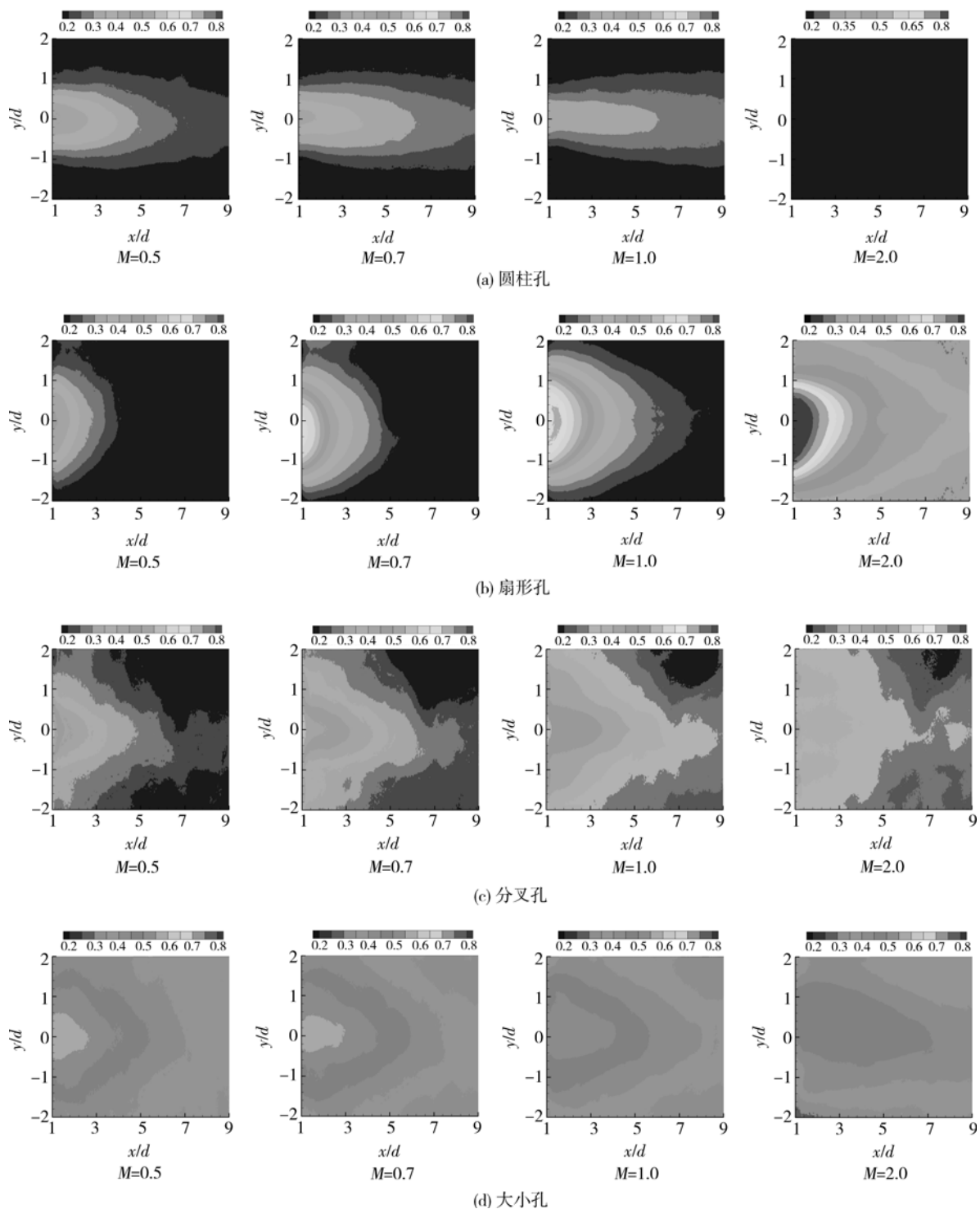


图 4 不同形状气膜孔的冷却效率云图

Fig. 4 Contours of adiabatic effectiveness

小孔的冷却效率始终高于分叉孔. 扇形孔只在吹风比 $M \geq 1.0$ 时, 才起到改善气膜冷却效果的作用.

2.3 分析与讨论

由于展向扩展角 $\beta = 15^\circ$, 扇形孔出口的迎风面积是圆柱孔的 3 倍, 相同冷气量下, 扇形孔出口的冷气动量是圆柱孔的 $1/3$, 当量吹风比减小, 一

方面避免冷气脱离壁面; 另一方面, 冷气与主流掺混的流动损失减小, 沿流向的有效作用距离增加, 冷却效率提高. 同时扇形孔出口冷气的展向覆盖宽度增加, 展向平均冷却效率提高, 展向均匀性也更好. 也正是由于扇形孔的几何特点, 当 $M < 1.0$ 时, 扇形孔出口的冷气动量过低, 冷气射流的稳定性差, 更快被主流吹散, 导致扇形孔的冷却效率低

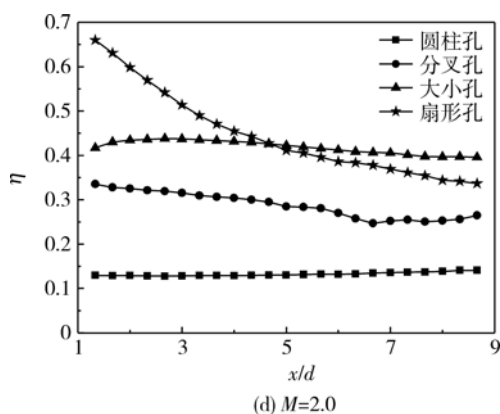
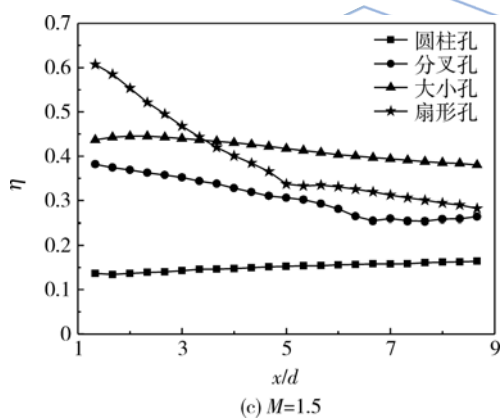
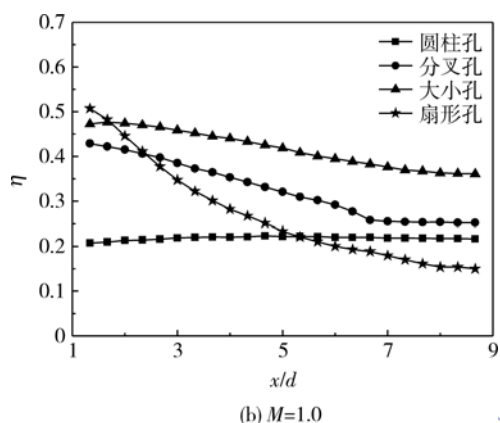
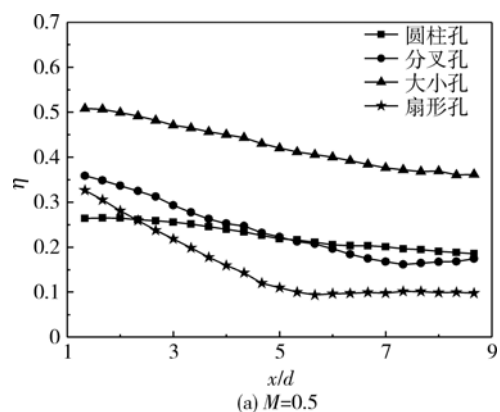


图5 不同形状气膜孔的展向平均冷却效率

Fig. 5 Span-average adiabatic effectiveness

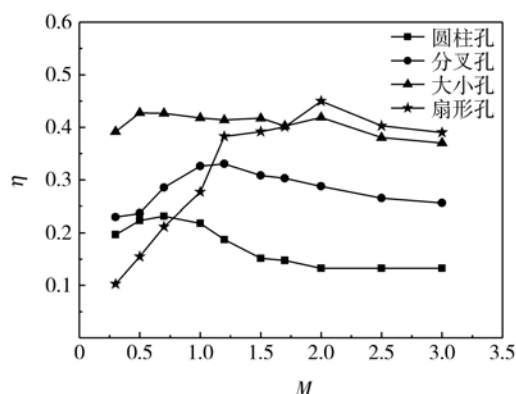


图6 不同形状气膜孔的区域平均冷却效率

Fig. 6 Region-average adiabatic effectiveness

于圆柱孔. 只有在 $M \geq 1.0$ 时, 才充分发挥扇形孔的结构特点, 冷气展向覆盖宽度和气膜覆盖面积增加, 冷却效率提高.

从分叉孔和大小孔的冷却效率分布特点, 分析小孔辅助结构提高气膜冷却效果的机理: 一是经数值模拟证实, 在冷却空气总量保持不变的前提下, 由于辅助小孔分配冷气流量, 从主孔流出的冷气仅为总冷气流量的 60% 左右, 当量吹风比减小, 避免主孔冷气射流脱离壁面, 气膜覆壁效果增强; 二是辅助小孔的冷气射流与主孔射流相互干涉, 大大削弱主孔射流与主流掺混过程中形成的肾形涡的尺度和强度, 改善气膜孔下游的流动结构, 冷气与主流的掺混减弱, 流动损失减小, 冷气沿流向的扩展能力增强, 有效作用距离增加, 气膜覆盖面积增加; 三是辅助小孔射流增加冷气的展向覆盖宽度, 展向平均冷却效率提高. 以上几个因素的共同作用, 使小孔辅助结构的冷却效率明显高于圆柱孔.

吹风比越大, 小孔辅助结构对气膜冷却效果的改善就越明显. 原因是低吹风比下, 从辅助小孔流出的冷气流量很少, 在气膜孔出口的动量很低, 很快被主流吹散, 小孔射流只是分配了冷气流量, 而未能起到对主孔射流的干涉作用, 对气膜冷却效果的改善不明显; 而高吹风比下, 辅助小孔的冷气流量增加, 气膜孔出口的动量增加, 流动稳定性增强, 小孔射流对主孔射流的干涉作用明显增强, 冷气沿流向的扩展能力增强, 展向覆盖宽度也有所增加, 气膜冷却效果得到明显改善.

本文实验范围内, 大小孔的冷却效率始终高于分叉孔. 原因是相同流动条件下, 分叉孔的辅助小孔存在展向倾角, 小孔射流进入主流时, 对主流流场的冲击较大, 受到主流的剪切作用较强, 流动

损失较大,削弱了气膜孔出口附近辅助小孔射流对主孔射流的干涉作用,不利于气膜冷却效果的提高。而大小孔的辅助小孔与主气膜孔平行,不存在展向倾角,小孔射流射入主流的冲击较小,受到主流的剪切作用减弱,流动损失减小,对主孔射流的干涉作用增强,气膜冷却效果提高,同时削弱主流扰动对气膜冷却效果的影响。

3 结 论

本文应用稳态液晶测温方法,测量了不同形状气膜孔下游的冷却效率,对比分析了小孔辅助结构对气膜冷却效果的影响,得到以下主要结论:

1) 小孔辅助结构提高气膜冷却效果的机理:一是辅助小孔对冷气流量的分配,导致主孔冷气流量降低,当量吹风比减小,避免冷气射流脱离壁面,气膜覆盖效果提高;二是辅助小孔与主孔的冷气射流相互干涉,改善流动结构,削弱冷气与主流的掺混,增强冷气沿流向的扩展能力;三是辅助小孔的冷气射流增加冷气的展向覆盖宽度。

2) 吹风比 $M=0.3\sim 3.0$,小孔辅助结构均在一定程度上提高气膜冷却效果。吹风比越大,对气膜冷却效果的改善就越明显。分叉孔的区域平均冷却效率比圆柱孔提高了 $0.02\sim 0.15$,最佳吹风比为 $M=1.2$;大小孔的区域平均冷却效率比圆柱孔提高了 $0.2\sim 0.25$,并始终高于分叉孔,最佳吹风比为 $M=0.7$ 。

3) 扇形孔只在吹风比 $M\geq 1.0$ 时,对气膜冷却效果有所改善,区域平均冷却效率比圆柱孔提高 $0.06\sim 0.27$,最佳吹风比为 $M=2.0$ 。

4) 本文实验范围内,扇形孔、分叉孔、大小孔分别实现相同的气膜冷却效果,大小孔的冷气用量最少。

参考文献:

- [1] 韩介勤,杜达,艾卡德.燃气轮机传热和冷却技术[M].西安:西安交通大学出版社,2005.
- [2] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120 (3): 549-556.
- [3] Gritsch M, Schulz A, Wittig S. Effect of internal coolant cross flow on the effectiveness of shaped film-cooling holes [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125 (3): 547-554.
- [4] Lee H W, Park J J, Lee J S. Flow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations [J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 45 (1): 145-156.
- [5] Ronald S B. A review of shaped hole turbine film cooling technology [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2005, 127 (4): 441-453.
- [6] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot hole film cooling geometry Part 1: Low-speed flat-plate heat transfer and loss [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124 (3): 453-460.
- [7] Azzi A, Jubran B A. Numerical modeling of film cooling from converging slot-hole [J]. Heat Mass Transfer, 2007, 43 (4): 381-388.
- [8] Zaman K B M Q, Foss J K. The effect of vortex generators on a jet in a cross-flow [J]. Physics of Fluid, 1997, 9 (1): 106-114.
- [9] Giovanna B, Giuseppe F, Antonio P. Effect of an upstream ramp on cylindrical and fan-shaped hole film cooling-Part I: Aerodynamic results [C] // ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Montreal, Canada: ASME, 2007: 105-113.
- [10] Dhungel A, Lu Y P, Phillips W, et al. Film cooling from a row of holes supplemented with anti-vortex holes [C] // ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Montreal, Canada: ASME, 2007: 375-384.
- [11] Heidmann J D, Ekkad S V. A novel anti-vortex turbine film-cooling hole concept [C] // ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Montreal, Canada: ASME, 2007: 487-496.
- [12] 刘晓红, 罗翔, 陶智. 大小孔交替排列对气膜冷却效率的影响 [J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36 (11): 1271-1274. LIU Xiaohong, LUO Xiang, TAO Zhi. Effects of cylindrical hole accompanied with anti-vortex holes on the film cooling effectiveness [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36 (11): 1271-1274. (in Chinese)