

文章编号: 1000-8055(2023)01-0070-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220154

密度比对弯扭导叶扇形孔气膜冷却效率的影响

王晓增¹, 阚 瑞¹, 刘存良²

(1. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对带扇形气膜孔的三维弯扭的高压涡轮一级导叶, 采用压力敏感漆传质类比测量技术, 研究了不同密度比与质量流量比下叶片的全表面气膜冷却效率分布特性。结果表明: 叶片气膜冷却效率随密度比和质量流量比的增加而增大, 冷气密度比从 1.0 增加到 2.0 时, 叶片展向平均气膜冷却效率提升 6%~32%。气膜冷却效率随密度比呈现非线性的变化, 冷气密度比从 1.0 增加到 1.5 时, 气膜冷却效率的增幅较小, 密度比从 1.5 增加到 2.0 时, 气膜冷却效率的增幅较大。

关 键 词: 气膜冷却效率; 密度比; 质量流量比; 导向叶片; 压力敏感漆
中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Effect of density ratio on film cooling characteristics of a bowed and twisted turbine vane with fan-shaped film holes

WANG Xiaozeng¹, KAN Rui¹, LIU Cunliang²

(1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shanghai 200241, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The influences of density ratio and mass flow ratio on the full coverage film cooling effectiveness of a bowed and twisted high pressure turbine 1st stage vane were studied experimentally in a fan-shaped cascade wind tunnel. The pressure sensitive paint technique was used to measure the film cooling effectiveness of the vane. Results showed that the film cooling effectiveness increased with increasing density ratio and mass flow ratio. When the density ratio increased from 1.0 to 2.0, the spanwise averaged film cooling effectiveness increased by 6% to 32%. The film cooling effectiveness only had a minor increase when the density ratio increased from 1.0 to 1.5. However, it had a great increase when the density ratio increased from 1.5 to 2.0, meaning that the relationship between film cooling effectiveness and density ratio was non-linear.

Keywords: film cooling effectiveness; density ratio; mass flow ratio; vane; pressure sensitive paint

随着航空发动机推力不断增加, 涡轮前进口温度也逐渐提高, 当前先进航空发动机涡轮叶片的燃气温度已经远超材料的耐温极限, 为保障涡轮叶片的使用寿命, 必须采用叶片冷却。气膜冷

却^[1]是一种典型的冷却技术, 已广泛应用在高压涡轮叶片的冷却设计中。

早期的叶片采用圆柱孔进行气膜冷却。圆柱孔结构简单, 加工成本低, 并且可使得叶片冷却

收稿日期: 2022-03-26

作者简介: 王晓增(1984—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: 王晓增, 阚瑞, 刘存良. 密度比对弯扭导叶扇形孔气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 70-78. WANG Xiaozeng, KAN Rui, LIU Cunliang. Effect of density ratio on film cooling characteristics of a bowed and twisted turbine vane with fan-shaped film holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 70-78.

性能相对无气膜叶片明显提升^[1-3]。气膜冷却的效果通过气膜冷却效率表征, Goldstein 等^[2]发现圆柱气膜孔下游区域会形成外卷对涡, 称作肾形涡, 这种涡流会将冷气卷离壁面, 不利于冷气贴附, 从而降低了壁面的气膜冷却效率。此外, 圆柱孔出流的冷气往往较为集中, 无法向孔两侧区域扩展, 致使下游孔中心线附近区域的冷却效率较高, 孔间区域的冷却效率极低, 气膜覆盖的均匀性较差^[4-5]。

针对圆柱孔孔后气膜冷却效率低和冷气分布不均匀的问题, Goldstein^[6]提出了锥形孔、前倾孔、扇形孔、簸箕孔等出口扩张型气膜孔。通过在圆柱后增加扩张段, 提高气膜孔的出口面积, 减小冷气在离开孔后的法向速度, 使得冷气有效贴附在壁面附近。同时, 冷气通过扩张段在展向铺展, 最终增大其覆盖面积, 改善了气膜的均匀性。Zhu 等^[7]针对簸箕型气膜孔研究了吹风比的影响, 发现气膜冷却效率在吹风比为 0.7 时达到最高。Colban 等^[8]试验研究了涡轮叶片上扇形孔的气膜冷却特性, 研究发现, 冷气离开吸力面上的扇形孔后容易被吹脱, 无法在壁面附近形成有效的气膜覆盖, 靠近前缘处压力面上的扇形孔出流的冷气容易脱离壁面后在孔下游区域形成再附着。国内外学者对一些新型异形孔进行了研究^[9-11], Bunker^[12]总结了截至 2005 年气膜孔孔型的发展历程。随着气膜孔加工技术的进步, 扇形孔已经成为高效冷却气膜的主流, 本文的研究对象也采用了扇形孔设计。

在早期的大量研究中, 主流和二次流的密度差别不大, 然而航空发动机真实工况下的燃气密度低于冷气密度, 冷气与燃气的密度比是决定气膜冷却特性的重要因素之一, 因此针对密度比的影响, 国内外学者开展了研究。Pedersen 等^[13]针对圆孔研究了密度比的影响, 试验孔倾角为 35°, 密度比为 0.75~4.17。结果表明, 相同吹风比下气膜冷却效率随密度比增加而增大。吹风比变化时, 气膜冷却效率先增加后降低, 存在一个最佳的吹风比。高密度比时冷气不易吹离, 因此最佳吹风比会随密度比的增大而增大, 密度比为 1.5 时, 最佳吹风比在 0.6 左右, 而当密度比达到 4.17 时, 最佳吹风比可达 2.0。Sinha 等^[14]通过试验研究了密度比对平板圆孔气膜冷却效率的影响, 密度比的改变通过调整冷气温度实现。结果表明, 高吹风比下密度比的影响较大。在吹风比为 0.6 时, 不同密度比的气膜冷却效率接近; 而在吹风比为

1.0 时, 密度比为 1.6 和 2.0 情况下获得的气膜冷却效率要显著高于密度比 1.2 的情况。Schreivogel 等^[15]采用粒子示踪技术研究了密度比对圆孔及带槽孔流场的影响, 结果表明在相同的吹风比下, 随密度比的增加射流向主流的穿透深度降低, 而相同的动量比下射流穿透深度基本不受密度比影响。Narzary 等^[16]针对带复合角圆孔的高压涡轮动叶, 基于压力敏感漆 (pressure sensitive paint, PSP) 技术研究了密度比对全气膜冷却效率的影响, 密度比变化范围为 1.0~2.5。结果表明, 在相同的吹风比下, 气膜冷却效率随密度比增加而增大, 在叶片压力面, 密度比从 1.0 增大到 1.5 时, 气膜冷却效率增加较少, 而密度比从 1.5 增大到 2.5 时, 气膜冷却效率增加较多。Liu 等^[17]针对带复合角扇形孔气膜的涡轮动叶, 采用 PSP 技术研究了密度比对于全气膜冷却效率的影响, 密度比变化范围为 1.0~2.0。结果显示, 在相同吹风比下, 气膜冷却效率随密度比的增加而增大, 但密度比对复合角扇形孔的影响要比圆孔小。在叶片压力面, 密度比从 1.0 增大到 1.5 时, 气膜冷却效率增加较多, 而密度比从 1.5 增大到 2.0 时, 气膜冷却效率增加较少。李佳等^[18]采用 PSP 试验的技术研究了重型燃机导叶密度比的影响, 发现密度比增大会提高大质量流量比情况下的气膜冷却效率。付仲议等^[19]针对涡轮导叶, 通过试验研究了密度比对全气膜冷却效率的影响, 结果表明, 低密度比下冷气动量较大, 使孔下游的冷气不易贴附在壁面, 气膜冷却效率下降。姚家旭等^[20]研究了密度比对双射流气膜孔的影响, 试验结果表明, 增加密度比后孔下游的气膜冷却效率增大。李冰等^[21]的研究发现密度比能够改变冷气离开孔后的动量, 从而使得冷气出口的流动特性发生改变, 进而影响到孔下游的气膜冷却效率分布。

文献分析表明, 多数研究针对平板或二维叶栅, 针对密度比对三维弯扭涡轮叶片气膜冷却特性影响的研究相对较少。本文通过 PSP 测试技术^[22]试验研究了航空发动机高压涡轮一级导叶三维弯扭叶片的全气膜冷却特性, 并分析了密度比及冷气质量流量比 (下文简称流量比) 对气膜冷却效率的影响, 研究成果可支撑叶片的气膜冷却验证和设计改进。

1 试验研究方法

1.1 试验系统

试验风洞如图 1 所示, 主流采用空气气源, 空

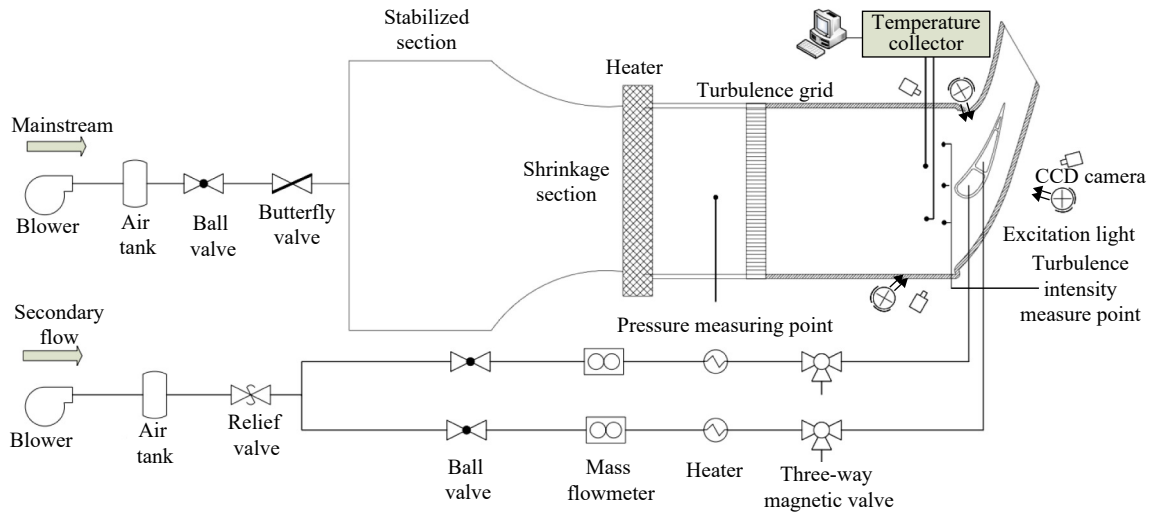


图 1 试验风洞系统

Fig. 1 Experimental wind tunnel system

气经过离心风机压缩后依次经过储气罐、稳压腔、蜂窝整流器、扇形叶栅通道、湍流格栅后,进入试验段,并最终排入大气。试验段的进口主流流速通过皮托管测量,进口主流总温通过两个 K 型热电偶测量,主流进口温度为 303 K。叶片前布置有三个湍流度测点,使用热线风速仪进行湍流度测量,主流湍流度为 12%。二次流系统气体分为空气、氮气、二氧化碳以及 15% 六氟化硫与 85% 氩气的混合气体,空气由离心风机提供,氮气、二氧化碳以及六氟化硫与氩气的混合气体则分别由串联的气体罐提供。二次流分为两路,气体流经阀门和质量流量计,经过加热器控制温度,最终分别进入叶片的两个内冷腔室,再经过气膜孔排入主流。试验过程中通过质量流量计测量二次流流量,通过各个冷气腔中的热电偶测量二次流温度,二次流温度与主流温度保持一致。试验中采用三个荧光激发光源照射试验段,并使用三个科学级 CCD(charge coupled device)相机分别对叶片前缘、压力面和吸力面的光强进行采集。试验叶片全表面气膜冷却效率分布由三个相机结果拼接而成。试验段为三叶片双通道的扇形叶栅,两侧面采用有机玻璃以利于拍摄,基于相似原理对试验通道和试验叶片进行相同倍数的放大。表 1 中给出了试验叶片的详细几何参数,叶栅通道尺寸参数的定义见图 2。

图 3 中给出了试验叶片中截面静压测压孔分布,其中叶片压力面上布置有 9 个测压孔,编号为 1~9,叶片吸力面上布置有 22 个测压孔,编号为 10~31。

表 1 叶栅通道参数

Table 1 Vane cascade parameters

参数	数值
弦长/mm	203.5
栅距/mm	168
进口角/(°)	90
出口角/(°)	17.35

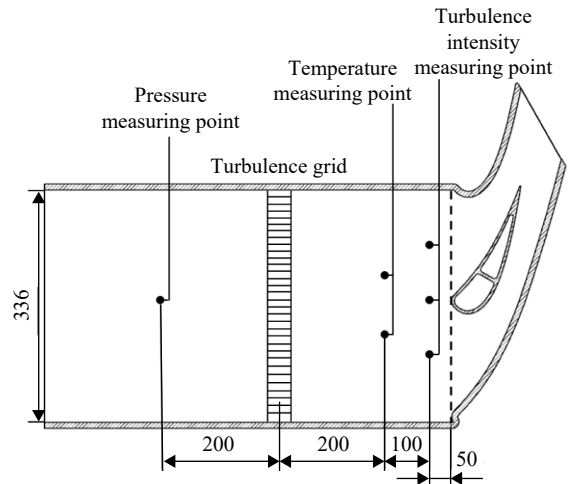


图 2 叶栅通道示意图(单位: mm)

Fig. 2 Schematic of vane cascade (unit: mm)

试验叶片共 18 排气膜孔,孔排编号 1~4 为簸箕形孔,位于叶片吸力面侧。孔排编号 5~11 为圆柱孔,位于叶片前缘处,为对冲结构。孔排编号 10~15 和 17~18 为簸箕形孔,孔排编号 16 为圆柱孔,位于叶片压力面侧。其中,气膜孔 1~14 由前腔供气,气膜孔 15~18 由后腔供气,两腔

供气方向均为自上而下, 见图4和图5。图6中给出了扇形孔的结构图, 其中 d 为气膜孔直径, α 为孔倾角, β 为后倾角, θ 为扩张角。试验叶片气

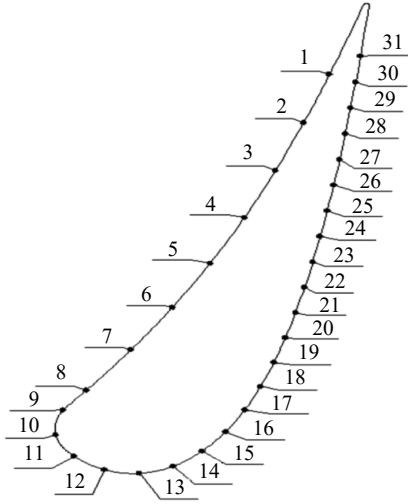


图3 静压测压孔位置

Fig. 3 Static pressure hole positions

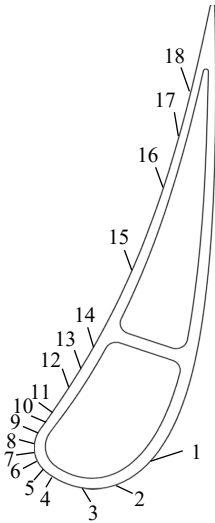


图4 气膜孔布局示意图

Fig. 4 Schematic of film hole position

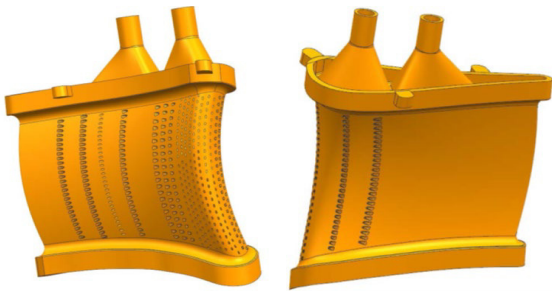


图5 试验叶片几何结构

Fig. 5 Geometric structure of experimental vane

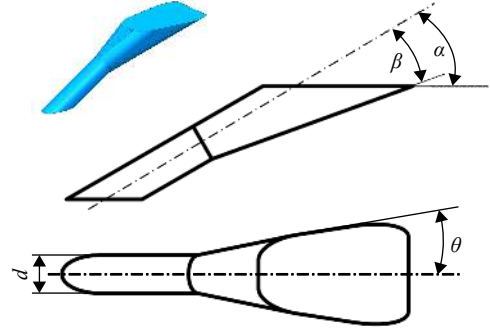


图6 后倾扇形孔示意图

Fig. 6 Schematic of laid-back-fan-shaped hole

膜孔参数范围如下: 孔倾角为 $30^\circ \sim 45^\circ$, 扩张角为 $10^\circ \sim 15^\circ$, 后倾角为 $10^\circ \sim 15^\circ$ 。

1.2 参数定义

主流进口雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho_g v_g C}{\mu_g} \quad (1)$$

式中 ρ_g 为主流密度, v_g 为主流速度, μ_g 为主流动力黏度, C 为叶片中截面弦长。试验主流进口雷诺数为 1.2×10^5 。

叶片表面压力系数定义为

$$C_p = (p - p^*) / (p^* - p_i) \quad (2)$$

式中 p 为叶片表面静压, p^* 为栅前进口总压, p_i 为栅前进口静压。

密度比定义为

$$R_d = \frac{\rho_c}{\rho_g} \quad (3)$$

式中 ρ_c 为二次流密度。试验中密度比通过改变气体组分调整, 二次流使用氮气时密度比为 1, 使用二氧化碳时密度比为 1.5, 使用 15% 六氟化硫与 85% 氩气的混合气体时密度比为 2.0。

流量比定义为

$$R_{mf} = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_g} \quad (4)$$

式中 $\dot{m}_c$ 表示单个叶片冷气出流量。 $\dot{m}_g$ 是一个周期通道内主流的流量。

气膜冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \quad (5)$$

式中 T_g 为无气膜时叶片表面绝热壁温; T_{aw} 为有气膜时叶片表面绝热壁温; T_c 为二次流气膜孔进口温度。

本文的研究变量包括三组密度比和两组流量比,表 2 给出了相应的试验工况。

表 2 试验工况
Table 2 Experimental test conditions

参数	数值
雷诺数	120 000
密度比	1, 1.5, 2.0
湍流度/%	12
流量比/%	8.92, 10.45

1.3 测量方法

试验采用 PSP 技术,用传热传质类比原理测量气膜冷却效率^[20]。此时,由温度定义的气膜冷却效率与气体质量分数之间存在如下关系:

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} = \frac{w_g - w_w}{w_g - w_c} \quad (6)$$

式中 w_g 为主流氧气质量分数, w_c 为二次流氧气质量分数(对异性气体该比例为 0), w_w 为主流和二次流掺混后的叶片表面氧气质量分数。

将氧气质量分数用气体分压表示,气膜冷却效率定义如下:

$$\eta = 1 - \frac{1}{1 + \left(\frac{p_{O_2,air}}{p_{O_2,r}} - 1 \right) \frac{M_{fg}}{M_{air}}} \quad (7)$$

式中 $p_{O_2,air}$ 为空气中氧气分压; $p_{O_2,r}$ 为参考条件下氧气分压; $p_{O_2,fg}$ 为主流和二次流掺混后的叶片表面氧气分压; M_{fg} 、 M_{air} 分别是二次流和空气的摩尔质量。

PSP 测量叶片表面氧分压的原理如下:当涂有压敏涂料的测量表面被激发光源照射时,压敏涂料中的发光分子被激发,处于激发态的分子返回基态时发光,其光强大小与压敏涂料表面气体氧分压有关,氧分压(氧气浓度)越大,光强越小。氧分压与光强之间的关系可通过修正的 Stern-Volmer 方程进行描述,方程定义如下:

$$\frac{I_r - I_b}{I - I_b} = A(T) + B(T) \frac{p_{O_2}}{p_{O_2,r}} \quad (8)$$

式中 I 为试验光强; I_r 为参考工况光强; I_b 为背景工况光强; p_{O_2} 为试验氧分压。方程中的系数 A 和 B 与温度有关,通过标定试验确定。图 7 给出了标定曲线随温度的变化规律,其中 T 为标定温度,

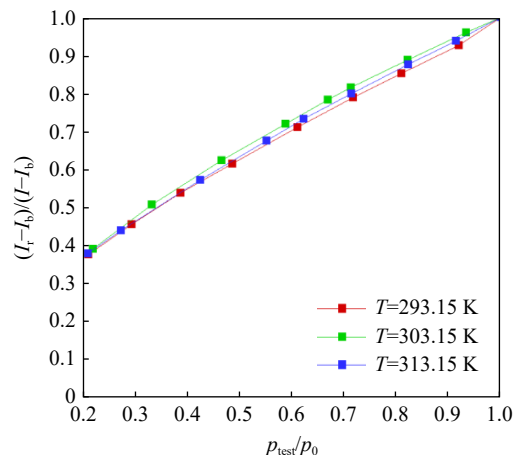


图 7 PSP 测量技术标定曲线

Fig. 7 Calibration curves for PSP measurement technique

p_{test} 为试验压力, p_0 为参考压力。使用 PSP 测量气膜冷却效率的过程详见文献^[20]。

1.4 测量方法的不确定度

本试验中测量精度如下:二次流流量为 $\pm 1\%$; 温度为 ± 0.3 K; 压力为 $\pm 0.2\%$ 。PSP 测量气膜冷却效率的不确定度如表 3,分析方法见文献^[23]。

表 3 不同气膜冷却效率情况下的不确定度

Table 3 Uncertainty under different film cooling effectiveness conditions

η	$(\Delta\eta/\eta)/\%$
0.01	14.11
0.05	6.24
0.1	4.36
0.3	2.38
0.5	1.73
0.7	1.36
0.89	1.12

2 结果与讨论

2.1 压力系数分布

不同进口雷诺数情况下,叶片中截面压力系数分布如图 8。图中 S 为基于驻点计算的叶片弧长, C 为叶片中截面弦长,压力面 $S/C < 0$,吸力面 $S/C > 0$ 。主流进口雷诺数 Re 分别为 90 000、120 000 和 150 000,三种雷诺数条件下,压力系数的分布趋势相同,压力面侧 $-0.5 < S/C < 0$ 区域内压力系数沿流向缓慢下降,压力面侧下游 $S/C < -0.6$ 区域内的压力系数下降速度增加,这是因为下游区域流道收缩,主流速度迅速增加,当地压力减小。吸

力面侧的压力系数沿流向先迅速降低然后升高, 这是因为喉部前流速增加, 喉部后的区域流道的流通面积增加, 主流速度减小, 压力逐渐升高, 出现逆压梯度。雷诺数增加使压力系数减小, 而且当雷诺数从 120 000 增加到 150 000 时压力系数的减小幅度要明显大于雷诺数从 90 000 增加到 120 000 时压力系数的减小幅度。由于三种雷诺数情况下压力系数接近, 因此后续选择雷诺数为 120 000 的情况开展气膜试验。

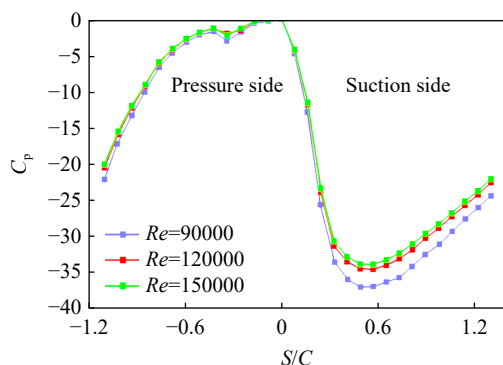


图8 导叶中截面压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient distribution in midspan of vane

2.2 密度比对叶片表面全气膜冷却特性的影响

试验研究两种流量比和三种密度比。由于导叶在发动机工况下密度比在 2.0 左右, 因此研究的密度比范围选为 1.0~2.0。流量比对叶片气膜冷却效率的影响如图 9, 不同流量比下气膜趋势基本一致, 因此选择两个典型流量比(8.92%、10.45%)开展变密度比影响分析。

图 10 给出了流量比为 8.92%, 三种密度比条件下的叶片表面全气膜冷却效率分布。在叶片前缘, 靠近压力侧的上半部分气膜冷却效率较高,

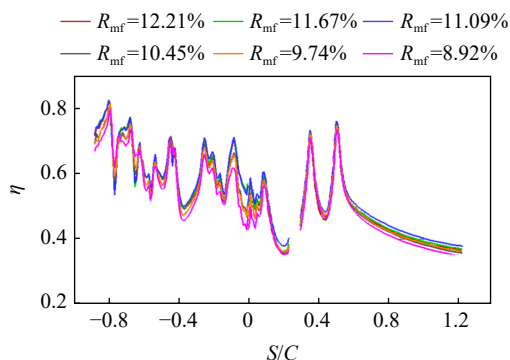


图9 流量比对叶片气膜冷却趋势的影响

Fig. 9 Effect of mass flow rate ratio on film cooling effectiveness of vane

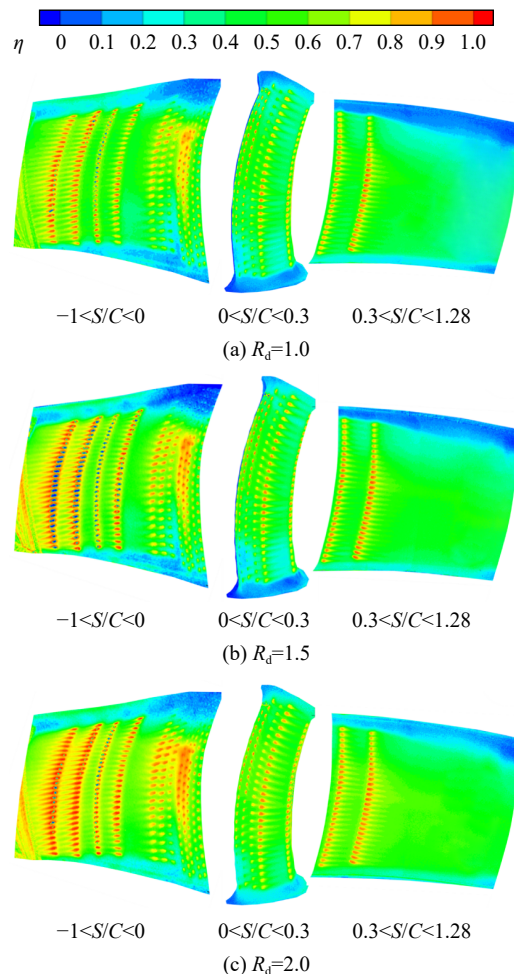


图10 流量比为 8.92% 工况下气膜冷却效率随密度比的变化

Fig. 10 Film cooling effectiveness distributions at mass flow rate ratio of 8.92% under different density ratios

但气膜冷却效率沿展向分布不均匀。在叶片压力面后部, 靠近尾缘处的两排孔下游气膜冷却效率较高, 且气膜沿展向方向覆盖较为均匀。在叶片吸力面, 中部气膜冷却效率水平较高, 低气膜冷却效率区域出现在上端壁和下端壁附近。

为明确弯扭叶栅的三维气膜分布特点的成因, 通过 CFD 研究了叶片表面气膜出流流线的分布, 如图 11 所示。数值计算表明, 弯扭叶片在前缘附近的主流压力不均匀, 前缘靠近下缘板的气膜冷气出流较少, 因此在试验中该处气膜较弱。当气膜冷气流动到吸力面和压力面后部, 上述流线的不均匀现象消失, 因此试验中叶片后部气膜较为均匀。弯扭叶片的气膜流线略向中间汇聚, 对于叶片和端壁交接的圆角区域覆盖不足, 因此, 试验中端区圆角附近出现了气膜冷却效率较低的现象。

对比不同密度比下的气膜冷却效率水平可见,

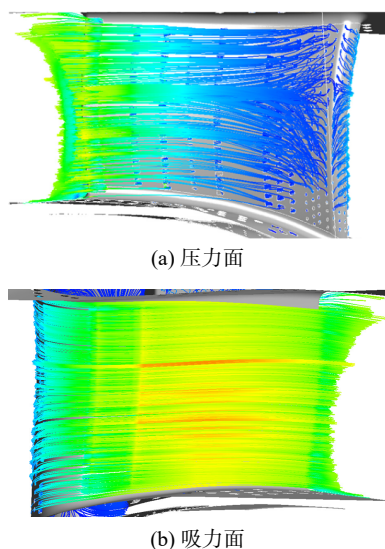


图 11 弯扭叶栅流线分布

Fig. 11 Streamline distribution in twisted cascade

气膜冷却效率随密度比增大而增大,但密度比对气膜冷却效率分布规律影响很小。不同密度比下的低冷却效率区域和高冷却效率区域位置一致,但在高密度比下由于整体气膜冷却效率水平的提升,叶片表面的高冷却效率区域有所扩大,低冷却效率区域有所减少。

图 12 给出了流量比为 10.45%, 三种密度比条件下的叶片表面全气膜冷却效率分布。对比图 10, 当流量比由 8.92% 增大到 10.45%, 叶片气膜冷却效率分布相似, 水平有略微提升。但冷气量的增加并没有使叶片整体气膜冷却效率得到太明显的提升, 这是因为当冷气量增大时, 气膜孔出口冷气流速增加, 垂直于主流方向的动量增大, 导致冷气对壁面的贴附效果变差, 抵消了冷气总量增大的有利效果。但冷气量增加后耗散减弱, 射流影响范围更远, 对于低冷却效率区域的覆盖有所改善, 因此冷气量增大后, 在压力面靠近上端壁的区域气膜冷却效率增加, 低气膜冷却效率区的面积缩小。

密度比为 1.0~2.0 时, 叶片展向平均气膜冷却效率的变化如图 13 所示。对比可见, 叶片气膜冷却效率随密度比增加而增大, 其中气膜孔出口附近提高较少, 提升了 6%~18%; 气膜出口后的下游区域提高较多, 提升了 12%~32%。由于叶片最高温度通常出现在尾缘, 尾缘气膜对叶片温度场影响较大, 对流量比为 8.92% 的工况, 当冷气密度比从 1.0 增加到 2.0 时, 吸力面尾缘气膜冷却

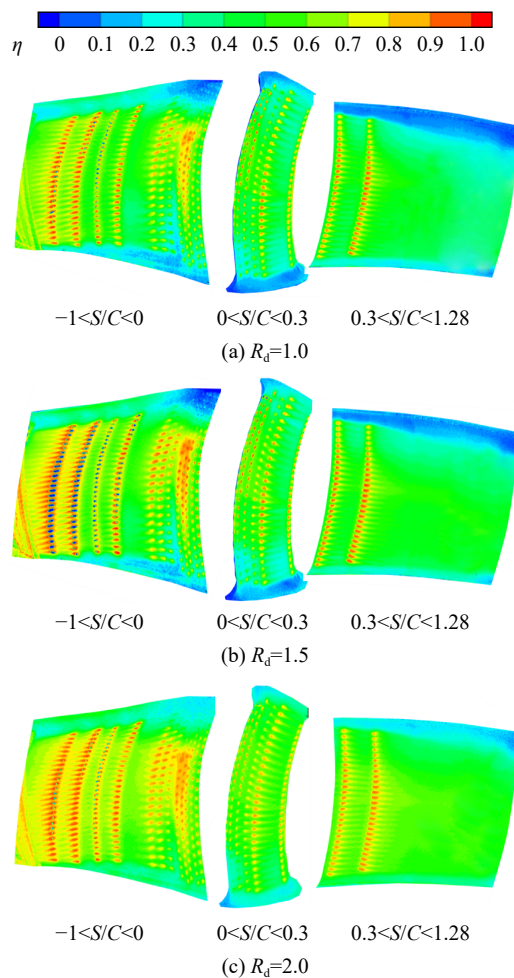


图 12 流量比为 10.45% 工况下气膜冷却效率随密度比的变化

Fig. 12 Film cooling effectiveness distributions at mass flow rate ratio of 10.45% under different density ratios

效率提升 14%, 压力面尾缘气膜冷却效率提升 12%。对流量比为 10.45% 的工况, 当冷气密度比从 1.0 增加到 2.0 时, 吸力面尾缘气膜冷却效率提升 29%, 压力面尾缘气膜冷却效率提升 13%。

气膜冷却效率随密度比呈现非线性的变化, 冷气密度比从 1.0 增加到 1.5 时, 展向平均气膜冷却效率的增幅较小, 冷气密度比从 1.5 增加到 2.0 时, 展向平均气膜冷却效率的增幅较大。例如, 在 $0 < S/C < 0.2$ 的区域内, 当密度比从 1.0 增加到 1.5 时展向平均气膜冷却效率几乎没有变化, 然而当冷气密度比从 1.5 增加到 2.0 时展向平均气膜冷却效率则提高了 0.1 左右。一般平板气膜研究区域在孔附近, 叶栅试验表明在距离气膜孔较远 ($X/d > 80$, X 为轴向距离) 的区域, 密度比仍然有显著的影响。

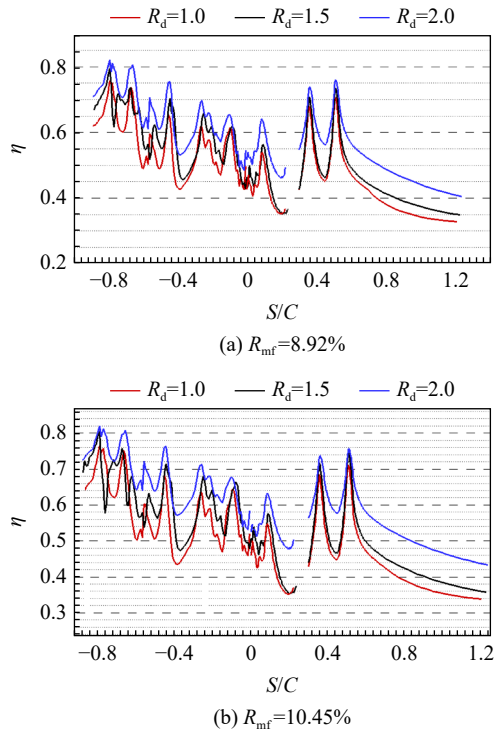


图13 密度比对展向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 13 Effects of density ratio on spanwise averaged film cooling effectiveness distributions

3 结 论

本文在扇形叶栅通道中,采用PSP测量技术试验研究了两种流量比和三种密度比对三维弯扭导叶气膜冷却效率的影响,得到如下结论:

1) 不同流量比下,叶片的气膜冷却效率都随密度比的增加而增大。密度比从1.0增加到2.0时,叶片各处气膜冷却效率提升了6%~32%。

2) 气膜冷却效率随密度比呈现非线性的变化,冷气密度比从1.0增加到1.5时,气膜冷却效率的增幅较小,冷气密度比从1.5增加到2.0时,气膜冷却效率的增幅较大。

3) 冷气流增加后,全叶片气膜冷却效率提升幅度较小。这是因为当冷气流增大时,气膜孔出口冷气流速增加,垂直于主流方向的动量增大,导致冷气对壁面的贴附效果变差,抵消了冷气总量增大的有利效果。

4) 三维弯扭叶片的叶身中部气膜冷却效率较高,低气膜冷却效率区主要分布在上下端壁和叶身交接的圆角区域。

参考文献:

[1] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling[R]. ASME GT 2017-63205, 2017.

[2] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R. Film cooling with injection through holes: adiabatic wall temperature downstream of a circular hole[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1968, 90(2): 384-395.

[3] ERIKSEN V L. Filming cooling effectiveness and heat transfer with injection through holes [R]. NASA-CR-72991, 1971.

[4] LEYLEK J H, ZERKLE R D. Discrete-jet film cooling: a comparison of computational results with experiments[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 358-368.

[5] YUEN C H N, MARTINEZ-BOTAS R F. Film cooling characteristics of rows of round holes at various streamwise angles in a cross-flow: Part I effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(2): 221-235.

[6] GOLDSTEIN R J. Film cooling[J]. Advances in Heat Transfer, 1971, 7(1): 321-379.

[7] ZHU H R, XU D C, GUO T, et al. Effects of film cooling hole shape on heat transfer[J]. Heat Transfer Asian Research, 2004, 33(2): 73-80.

[8] COLBAN W, GRATTON A, THOLE K A, et al. Heat transfer and film-cooling measurements on a stator vane with fan-shaped cooling holes[R]. ASME GT 2005-68258, 2005.

[9] LIU C L, ZHU H R, WU A S, et al. Experimental investigation on the influence of inclination angle on the film cooling performance of diffuser shaped holes[R]. ASME GT 2016-56092, 2016.

[10] FU Z Y, ZHU H R, LIU C L, et al. Experimental investigation of dust-pan shaped hole film cooling characteristics on pressure side of a turbine in a linear transonic cascade[R]. ASME GT 2017-63452, 2017.

[11] KHAJEHASANI S, JUBRAN B. Film cooling from novel sister shaped single-holes[R]. ASME GT 2014-25971, 2014.

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

[13] PEDERSEN D, ECKERT E, GOLDSTEIN R. Film cooling with large density differences between the mainstream and the secondary fluid measured by the heat-mass transfer analogy[J]. ASME Transactions Journal of Heat Transfer, 1977, 99: 620-627.

[14] SINHA A, BOGARD D, CRAWFORD M. Film cooling effectiveness downstream of a single row of holes with variable density ratio[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(3): 442-449.

[15] SCHREIVOGEL P, KROSS B, PFITZNER M. Density ratio effects on the flow field emanating from cylindrical effusion and trenched film cooling holes[R]. ASME GT2014-25143, 2014.

[16] NARZARY D P, LIU K C, RALLABANDI A P, et al. Influence of coolant density on turbine blade film-cooling using pressure sensitive paint technique[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(3): 031006.1-031006.10.

[17] LIU K, YANG S F, HAN J C. Influence of coolant density on turbine blade film-cooling with compound-angle shaped holes[R]. ASME GT2012-69117, 2012.

[18] 李佳, 任静, 蒋洪德. 密度比和吹风比对透平静叶气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(8): 1295-1298.

LI Jia, REN Jing, JIANG Hongde. Effects of density ratio and blowing ratio on the film cooling effectiveness on a turbine vane[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(8): 1295-1298. (in Chinese)

[19] 付仲议, 朱惠人, 姜茹, 等. 高主流湍流度下密度比对涡轮导叶全气膜冷却特性的影响[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1585-1593.

- FU Zhongyi, ZHU Hui ren, JIANG Ru, et al. Effects of density ratio on full film cooling characteristics of turbine guide vane with high mainstream turbulence[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(7): 1585-1593. (in Chinese)
- [20] 姚家旭, 徐进, 张科, 等. 横向间距与密度比对双射流气膜冷却特性影响[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(6): 1336-1344.
- YAO Jiaxu, XU Jin, ZHANG Ke, et al. Effects of spanwise distance and density ratio on the characteristic of double-jet film-cooling[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(6): 1336-1344. (in Chinese)
- [21] 李冰, 朱惠人, 许都纯, 等. 密度比对涡轮叶片表面气膜冷却换热系数的影响[J]. *航空学报*, 2007, 28(4): 801-805.
- LI Bing, ZHU Hui ren, XU Duchun, et al. Influences of density ratio on film cooling heat transfer of turbine blade surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(4): 801-805. (in Chinese)
- [22] HAN J C, RALLABANDI A P. Turbine blade film cooling using psp technique[J]. *Frontiers in Heat and Mass Transfer*, 2010, 1: 227-237.
- [23] 李佳. 燃气轮机透平气膜冷却机理的实验与理论研究[D]. 北京: 清华大学, 2011.
- LI Jia. Experimental and theoretical study of the characteristics of gas turbine film cooling[D]. Beijing: Tsinghua University, 2011. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)