

前缘喷淋射流对导叶压力面冷却特性的影响

姚春意¹, 朱惠人^{1,2}, 李鑫磊¹, 刘存良^{1,2}, 郭文³, 刘松³, 李世峰³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 西北工业大学 陕西省航空动力系统热科学重点实验室, 西安 710129)

3. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了评估涡轮导叶的前缘喷淋射流对压力面多排气膜孔冷却特性的影响,在高亚声速风洞中进行了实验,获得了有无前缘喷淋射流时叶片表面的气膜冷却效率和传热系数。叶栅进口雷诺数(基于叶片弦长)范围为 $2.0 \times 10^5 \sim 4.0 \times 10^5$,出口等熵马赫数为 0.95,叶片前缘和压力面分别都包含 6 排圆形孔,质量流量比的范围分别为 2.46%~4.57%和 2.00%~3.71%。实验结果表明:在没有前缘喷淋射流时,压力面前半段的气膜冷却效率受质量流量比的影响较小,而后半段的气膜冷却效率随着质量流量比升高而增大。前缘喷淋射流使压力面多排气膜孔的冷却效率提高了 20%~70%,并且使气膜冷却效率沿流向分布更均匀。不论是否有前缘喷淋射流,压力面的传热系数比都随质量流量比升高而增大,沿流向看,前缘喷淋射流提高了压力面前缘和尾缘区域的传热系数比而对压力面中间区域影响较小。

关 键 词: 冷却特性; 喷淋射流; 压力面; 气膜冷却效率; 传热系数比; 质量流量比 (MFR)

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of showerhead injection of leading edge on cooling characteristics for turbine vane pressure side

YAO Chunyi¹, ZHU Huiren^{1,2}, LI Xinlei¹, LIU Cunliang^{1,2},
GUO Wen³, LIU Song³, LI Shifeng³

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Shaanxi Key Laboratory of Thermal Sciences in Aero-engine System,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

3. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to evaluate the effect of showerhead injection of leading edge on the cooling characteristics of turbine vane pressure side with multirow film holes, an experiment was carried out in a high subsonic wind tunnel to obtain the film cooling effectiveness and heat transfer coefficient on the vane surface with/without showerhead injection of leading edge. The inlet Reynolds number of the cascade (based on the true chord length of the vane) varied from 2.0×10^5 to 4.0×10^5 , the exit isentropic Mach number was 0.95. Six rows of

收稿日期: 2019-10-11

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0001-0025, 2017-III-0003-0027)

作者简介: 姚春意(1992—),男,博士生,研究方向为航空发动机高温部件冷却技术。

引用格式: 姚春意,朱惠人,李鑫磊,等. 前缘喷淋射流对导叶压力面冷却特性的影响[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 693-703. YAO Chunyi, ZHU Huiren, LI Xinlei, et al. Effect of showerhead injection of leading edge on cooling characteristics for turbine vane pressure side[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(4): 693-703.

cylinder holes were arranged on the leading edge and the range of mass flow ratio was 2.46%—4.57%, the pressure side was assigned with 6 rows of cylinder holes and the mass flow ratio varied from 2.00% to 3.71%. The experimental results showed that without showerhead injection of leading edge, the film cooling effectiveness on the front half of the pressure side was less affected by mass flow ratio, however, that on the rear half increased with the increase of mass flow ratio. The showerhead injection of leading edge raised the film cooling effectiveness of pressure side with multi-row holes by 20%~70%, and made the distribution of film cooling effectiveness more uniform along the flow direction. No matter whether the showerhead injection of leading edge existed, the heat transfer coefficient ratio on the pressure side increased with the mass flow ratio increasing. Viewed from streamwise, the showerhead injection of leading edge increased the heat transfer coefficient ratio in the region of leading and trailing edges on the pressure side, however, exerted a little effect in the middle region of pressure side.

Key words: cooling characteristic; showerhead injection; pressure side; film cooling effectiveness; heat transfer coefficient ratio; mass flow ratio (MFR)

气膜冷却是一种广泛应用在涡轮叶片上的技术,通过在空心涡轮叶片上开气膜孔使高压压气机的气体通过气膜孔流出,与高温主流掺混后在叶片附近形成温度较低的混合气体,从而起到保护叶片的作用^[1]。

涡轮叶片前缘由于直接受到高温燃气的冲击,热负荷最为严重,因此一般在前缘布置多排气膜孔来形成类似“发汗冷却”的结构^[2-4],同时,涡轮叶片压力面由于流动情况复杂也会布置多排气膜孔进行冷却^[5-6],此时前缘的气膜出流不可避免地对下游的气膜冷却特性会产生影响,其中的规律对于前缘和压力面的气膜孔设计都至关重要,因此研究者们开展了一些相关的实验研究。在已公开的文献中,Polanka 等^[7]较早地研究了不同主流湍流度($T_u=2\%$, 20% , T_u 表示湍流度,下同)时前缘射流对涡轮导叶压力面单排圆形气膜孔冷却效率的影响,前缘气膜孔由 6 排圆柱孔构成,叶栅出口雷诺数 $Re=1.2\times 10^6$,结果发现前缘射流改善了单排孔下游展向气膜冷却效率分布的均匀性,在吹风比 $M=0.6$ 时即使前缘提供了较多冷气,依然降低了单排孔下游的气膜冷却效率,但是在 $M=1.9$ 时,前缘冷气射流可以抑制下冷气脱离壁面的现象,Polanka 等^[7]推断前缘射流提高了来流的湍流度,进而潜在地加快了边界层的发展过程,同时根据实验结果也发现 Sellers^[8]叠加算法预测失效,预测值比实验值显著偏高,作者推断这是因为前缘射流增强了冷气的耗

散导致的。在 Polanka 等^[7]的研究基础之上,Cutbirth 等^[9-10]在相同的实验台测量了有无前缘射流时压力面单排圆形气膜孔出口下游的温度场和速度场,结果发现前缘出流增强了压力面表面的湍流度,验证了 Polanka 等^[7]的结论,这种由于前缘射流引起的高湍流度增强了冷气在叶片上的扩散,但是不能像高主流湍流度那样使冷气产生肉眼可见的摆动,由于该实验的主流湍流尺度为 $7D$ (D 为气膜孔直径,下同),因此作者推断这是由于前缘产生的湍流尺度较小导致的。以上两人的实验都是低速实验,进口速度为 5.8 m/s ,为了获得高速来流时前缘射流对压力面气膜冷却影响的规律,Schneider 等^[11]在叶栅进口湍流度为 15% 和出口马赫数为 0.6 时测量了以下 3 种工况下的气膜冷却效率:①不带前缘射流;②在前缘布置“湍流绊线”;③让前缘喷射与主流等温的气体。实验结果表明相对于第一种工况,后两种工况下的冷却效率较低,前缘射流导致 Sellers^[8]叠加算法误差较大,因此 Schneider 等^[11]认为在进行压力面的气膜冷却效率叠加计算时要重视前缘射流的影响。之后 Gao 等^[12]在出口雷诺数为 1.2×10^6 和出口马赫数为 0.44 的情况下实验研究发现包含 3 排单侧倾斜圆形孔的前缘射流提高了涡轮动叶压力面多排气膜孔的气膜冷却效率。

目前已公开的文献中,关于前缘射流对涡轮导叶压力面多排气膜孔冷却效果影响的研究很少,尤其缺少涡轮典型工作工况下的实验数据。为研究这一问题并获得其中的影响规律,本文在

高亚声速风洞中进行了对比实验研究,在涡轮导向叶片前缘布置了 6 排圆形气膜孔,压力面布置了 6 排圆形气膜孔,叶栅进口雷诺数和出口马赫数均达到了涡轮的典型工作工况。本文的实验结果和结论有助于更好地认识前缘射流对压力面多排气膜孔冷却特性的影响,为气冷涡轮叶片前缘和压力面的气膜孔布局提供了重要参考,有助于完善涡轮叶片设计体系。

1 实验系统和方法

1.1 风洞系统结构

风洞系统的结构示意图可参考文献[6,13],主流系统由干燥的高压气源供气,叶栅进口雷诺数和出口马赫数由实验段前后的阀门来控制。二次流系统由空压机供气,流量由电子质量流量控制器保证,其最大误差为满量程的 3‰(满量程为 3000 L/min)。本文采用和 Elnady 等^[14]类似的方式来加热二次流形成主流与二次流 60 K 左右的温差。需要说明的是,气膜冷却效率的定义中使用的是壁面绝热温度,此时加热二次流形成温差是由于实验原理的需要,温差形成的热流作为过程量可以求出气膜冷却效率和传热系数,其中的原理可以参考文献[15],求得的结果不依赖这个温差。为便于表述,在本文中二次流被称作“冷气”。实验过程由计算机进行控制,数据采集系统的工作频率为 10 kHz,关于该风洞结构以及实验过程的详细信息可以参考文献[6,13]。

1.2 实验段和实验件结构

实验段的结构如图 1 所示,叶栅通道放置 5 个叶片,中间黑色的叶片是实验叶片,采用聚醚醚酮材料(导热系数 $\lambda=0.21\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$)进行加工而成。在叶栅前布置多个热电偶和总压测点来测量主流的温度和总压,在叶栅后布置多个静压测

点,测得的温度和压力平均值用来计算雷诺数和马赫数。叶栅前的湍流度由三维热线风速仪(dantec streamline 90N10 Frame)测得,在实验叶片前 0.2C(C 为叶片弦长,下同)处展向布置 3 个湍流度测点,测点间距为 0.5C,经过多次测量取 3 个测点平均值,本文中主流湍流度小于 5%,需要说明的是雷诺数的改变对湍流度影响较小,波动在 1.3% 以内。

实验叶片共有 3 个,叶片 A 只在压力面布置了 6 排圆形孔,从前缘开始分别用 P1~P6 表示,相对弧长位置分别为 10%、19%、29%、47%、57%、74%。叶片 B 在压力面布置了和叶片 A 一致的气膜孔,同时在前缘布置了 6 排圆形气膜孔(L1~L6),其位置示意图如图 2 所示。叶片表面每排气膜孔的数量为 34~36 个,孔间距为 3.0D。叶片 B 前缘的气膜孔直径均为 1.0 mm,且流向倾角均为 90°,每排都为对冲结构,压力面 6 排孔(P1~P6)均不带复合角, α 为流向倾角,如图 3 所示,这种结构有利于钻孔工具的定位,减轻端壁对气膜孔加工的影响,因此具有很大的应用价值^[16]。

P1~P6 气膜孔沿流向布置,其详细参数如表 1 所示。

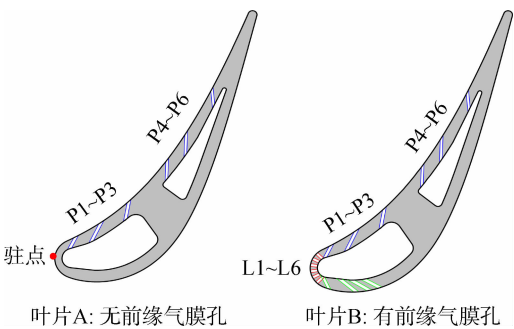


图 2 气膜孔位置

Fig. 2 Locations of film cooling holes

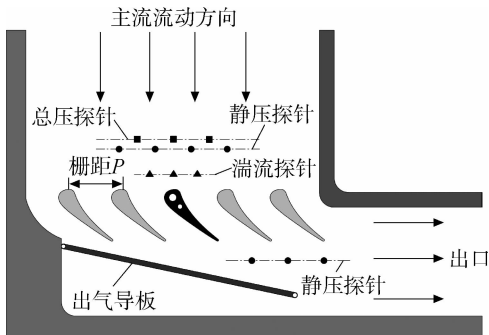


图 1 实验段结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experiment section

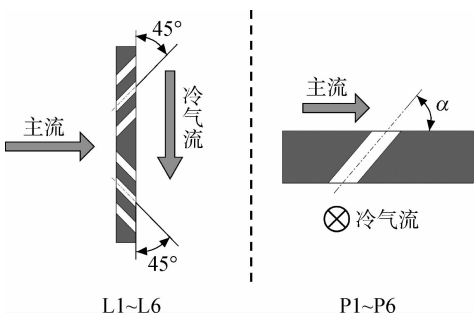


图 3 气膜孔结构示意图

Fig. 3 Schematic diagram of film cooling holes

表 1 气膜孔参数

Table 1 Parameters of the film cooling holes

孔位置	孔径/mm	流向倾角/(°)
P1	1.0	35
P2	1.0	30
P3	1.0	35
P4	0.9	30
P5	0.9	30
P6	0.9	30

为了模拟真实涡轮导向叶片的前腔供气情况,在叶片 B 的吸力面也开了 4 排气膜孔用来溢流。最后一个叶片 C 不布置气膜孔,用于光叶片传热系数测量,其叶型和叶片 A 和叶片 B 完全一致。实验过程中,对于叶片 B 而言,吸力面的 4 排气膜孔也会分配流量,因此前腔的流量由压力面前半段,前缘,吸力面的气膜冷却流量之和构成。叶片 A、叶片 B 和叶片 C 的叶高为 120 mm,弦长 C 为 119.4 mm,栅距为 87.5 mm。叶片表面开有微小的槽,热电偶埋放其中,间隙用与叶片等导热系数的黏胶填充,固化后用砂纸打磨叶片壁面为光滑状态,以最大程度减小型面变化。本文实验中采用的热电偶型号为 K 型热电偶,测量精度为±1.5 K。需要说明的是,热电偶测点为一薄

片,经过安装打磨后,保证其测点的一侧裸露在空气中,另一侧与叶片紧密接触,这样可以测量到叶片表面的温度。

1.3 实验工况

本文中叶栅风洞的主流雷诺数 Re ,叶栅出口马赫数 Ma_{exit} 和冷气的质量流量比(MFR,量符号记为 R_{mf})的定义如下:

$$Re = \rho_g V_g C / \mu_g \tag{1}$$

$$Ma_{\text{exit}} = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\left(\frac{p_{1t}}{p_2} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]} \tag{2}$$

$$R_{\text{mf}} = \dot{m}_c / \dot{m}_g \tag{3}$$

式中 ρ_g 、 V_g 、 μ_g 分别是主流的密度,速度和动力黏度, C 是叶片的弦长, κ 是气体的等熵指数,在这里取 $\kappa = 1.4$, p_{1t} 和 p_2 分别是叶栅进口总压和叶栅出口静压。 $\dot{m}$ 为质量流量,下标 g 代表单个叶栅通道内的主流质量流量, c 代表二次流流量。本实验中的主流雷诺数分别为 $Re = 2.0 \times 10^5$ (对应的栅前、栅后压力分别为 52.9、29.1 kPa), 3.0×10^5 (对应的栅前、栅后压力分别为 80.4、44.0 kPa), 4.0×10^5 (对应的栅前、栅后压力分别为 105.3、57.8 kPa),所有工况下叶栅出口马赫数都为 0.95。实验中二次流的质量流量比一共 6 组工况,如表 2 所示,下标 ps 代表压力面, sh 代表前缘, ss 代表吸力面, $c1$ 和 $c2$ 分别代表前腔和后腔。

表 2 实验工况

Table 2 Experimental conditions

叶片	工况	$R_{\text{mf},ps} / \%$	$R_{\text{mf},sh} / \%$	$R_{\text{mf},ss} / \%$	$R_{\text{mf},c1} / \%$	$R_{\text{mf},c2} / \%$
A	Case 1	2.46	0	0	1.22	1.24
A	Case 2	3.51	0	0	1.75	1.76
A	Case 3	4.57	0	0	2.28	2.29
B	Case 4	2.46	2.00	2.02	5.24	1.24
B	Case 5	3.51	2.85	2.88	7.48	1.76
B	Case 6	4.57	3.71	3.74	9.73	2.29

1.4 数据处理

本实验采用“脉冲响应法”^[15]来求得气膜冷却效率和传热系数,数据处理过程和文献[13]完全一致,测量系统中的所有信号线均做了防静电干扰保护措施,热电偶测量到的电信号经过地线系统到达信号放大器、信号转换器在计算机端生成温度信息,然后通过数据处理程序得到气膜冷却效率和传热系数。每一组质量流量比工况都要

做两次实验,一次实验在叶片是室温的时候进行,另外一次在叶片加热的情况下进行,叶片加热到比室温高 50 K 左右,同样的,最终的结果不依赖于这个温差,此举是为了提高数据点的离散度,减小实验误差。

本文中气膜冷却效率的定义式如下:

$$\eta = \frac{T_{\text{gr}} - T_{\text{aw}}}{T_{\text{gr}} - T_c} \tag{4}$$

式中 T_{gr} 是主流在壁面的恢复温度, T_{aw} 是叶片的绝热壁温, T_c 是叶片冷气腔内的冷气温度。

T_{gr} 同叶片表面气流静温 T 的关系为

$$T_{gr} = T + r \frac{V^2}{2C_p} \tag{5}$$

式中 r 为温度恢复系数, V 是叶片表面气流的当地速度, 又因为

$$\frac{V^2}{2C_p} = T_g - T \tag{6}$$

$$\frac{T_g}{T} = 1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma_{loc}^2 \tag{7}$$

式中 Ma_{loc} 为叶片表面气流的当地马赫数, T_g 为气流总温, 将其带入式(5)得

$$\frac{T_{gr}}{T_g} = r + \frac{1 - r}{1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma_0^2} \tag{8}$$

比值 T_{gr}/T_g 与流动状态相关, 对于一个给定的气动状态, 每个热电偶测点位置的 T_{gr}/T_g 均为常数, 其求解方法可参考文献[17]。

叶片表面努塞尔数的定义式为

$$Nu = h_0 C / \lambda \tag{9}$$

式中 h_0 是不带气膜的叶片表面传热系数, 其求解方法可参考文献[13], λ 是主流空气的导热系数。在本实验的高亚声速叶栅流动中, 叶栅内流体的静温变化范围为 248~298 K, 最终导致气体的导热系数变化范围为 0.022 4~0.026 3 W/(m·K), 为便于和文献[18]比较以及考虑到工程应用, 本文中选取进口空气在适中温度(293 K)时的导热系数为 0.025 9 W/(m·K) 来计算叶片表面努塞尔数。

1.5 误差分析

本实验的误差主要包括温度测量误差和气动测量误差, 根据文献[19]的误差传递公式, 温度和气动误差可通过随机误差传递进行分析, 具体的分析过程可参考文献[17], 实验中各参数误差如表 3, 表中 h_f 代表有冷气出流时叶片表面传热系数。

表 3 实验误差
Table 3 Experimental error

参数	Re	Ma	R_{mf}	h_0	h_f	η
相对误差/%	1.9	3.2	5	5	5	8

2 结果和讨论

2.1 不带气膜孔的叶片传热系数

为了获知气膜出流对叶片表面传热系数的影

响, 本实验首先测量了不带气膜孔叶片表面的努塞尔数分布, 并与 Nasir 等^[18] (出口雷诺数 $Re = 1.05 \times 10^6$, 出口马赫数 $Ma_{exit} = 0.75$) 的实验结果进行了对比, 如图 4 所示, 横坐标 S/C 是弧长 S 与弦长 C 之比。经核算, 本文中进口雷诺数为 2.0×10^5 时对应的出口雷诺数为 1.08×10^6 。雷诺数的升高明显提高了叶片表面的努塞尔数, 这也与常识相符, 在压力面 3 个雷诺数下的努塞尔数分布规律相似, 沿流向先下降后上升, 这反映了层流边界层到湍流边界层的发展过程, 本实验叶片表面的努塞尔数分布趋势和大小与 Nasir 等^[18] 的结果较为相似, 在压力面后半段 Nasir 等^[18] 的努塞尔数较高, 这可能是由于叶型不同以及出口马赫数不同导致的。而在吸力面, 努塞尔数沿流向先下降再升高, 最后达到了较高的水平并保持稳定, 说明后半段达到了旺盛湍流, 与 Nasir 等^[18] 测得的努塞尔数相比, 本实验叶片的转捩位置较为靠前。

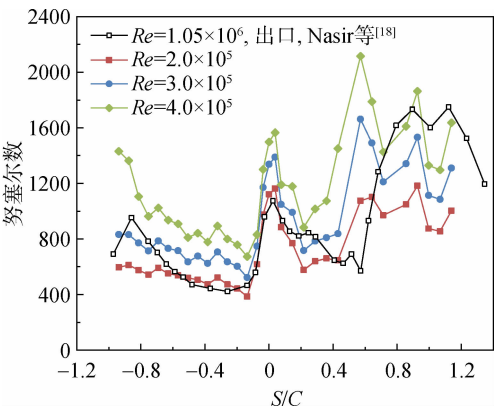


图 4 叶片表面努塞尔数分布
Fig. 4 Distribution of Nusselt number on the vane surface

2.2 气膜冷却效率

2.2.1 无前缘喷淋射流时气膜冷却效率分布

图 5 是不带前缘喷淋射流时 R_{mf} 对叶片 A 表面气膜冷却效率的影响, 横坐标为 0 代表前缘区域, 为 -1 代表尾缘区域, 从图中可以看到不同雷诺数下 R_{mf} 对气膜冷却效率的影响规律是相似的。以 $Re = 3.0 \times 10^5$ 为例进行分析, 如图 5(b) 所示, 3 个 R_{mf} 工况下, $-0.65 < S/C < -0.1$ 区域内气膜冷却效率沿流向逐渐升高, 从 0.15 一直上升到 0.5 左右。这有两方面的原因, 一方面是气膜孔冷气沿流向的叠加作用导致下游的冷气量较多, 另一方面是根据 Cutbirth 等^[10] 对前缘下游的

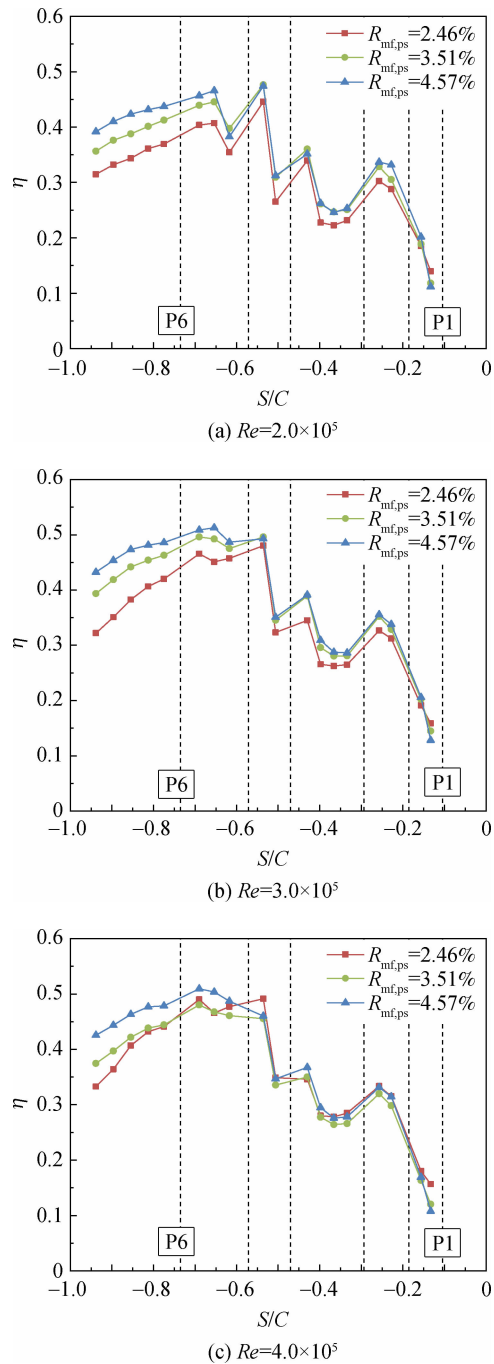


图 5 无前缘喷淋射流时质量流量比对气膜冷却效率的影响

Fig. 5 Effect of the R_{mf} on the film cooling effectiveness without showerhead injection of leading edge

流场测量可知布置密集气膜孔的前缘会提高主流的湍流度,但是产生的湍流尺度较小。经核算,本实验中前腔供气的吹风比范围为 1.6~3.0,后腔供气的吹风比范围为 1.3~2.5,因此,对于叶片 A 而言,可以推断 P1~P3 的气膜出流也提高了壁面附近的主流湍流度,但是由于孔排距离较远,湍流度尺度会相对较高。而后腔的冷气由于出口动量较高导致其易于脱离壁面,P1~P3 引起的主

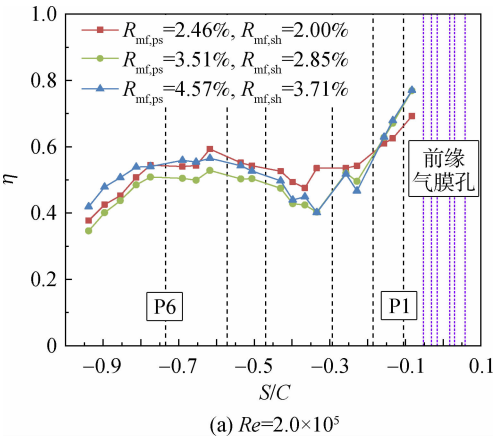
流扰动增强了冷气的扩散使得冷气向壁面移动,最终引起图 5 中 $-0.7 < S/C < -0.55$ 区域的气膜冷却效率比其他区域要高。而在 $S/C < -0.7$ 的区域,冷却效率沿流向不再继续升高反而有下降的趋势,这主要是由于该区域没有新的冷气加入,同时冷气逐渐被主流耗散导致的。

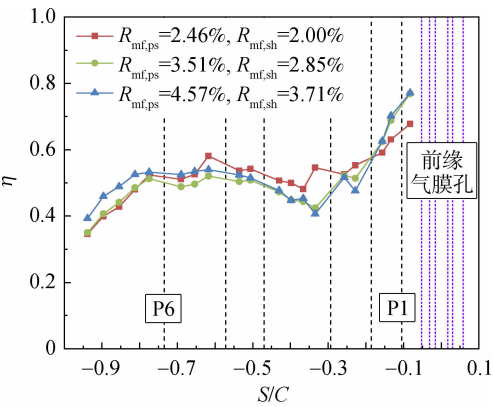
值得注意的是,在 P3 和 P4 之间的区域有气膜冷却效率沿流向先降低后升高的现象,Dyson 等^[20]在实验中也发现了类似的现象,不过其中的影响机理尚未清楚,这可能是由于 P4 的冷气在孔出口处向上游溢流导致的。

而对于 P4 和 P5 之间的区域,冷却效率沿流向有显著的突然上升现象,这很有可能是发生了冷气脱离壁面再贴附的现象,从文中第 2.3 节中的传热系数比分布也能看出。对于整个压力面而言,可以明显地发现后半段的气膜冷却效率显著高于前半段,表明上游的冷气出流有利于下游的气膜冷却效率。另外,从图 5 中也可看到,3 个主流雷诺数工况下,压力面前半段 ($-0.55 < S/C < -0.1$) 气膜冷却效率受 R_{mf} 影响比较弱,而在压力面后半段,中低雷诺数工况下气膜冷却效率随着 R_{mf} 的升高而升高,这是因为前半段的冷气射流使得后半段表面附近的主流湍流度较高,此时 R_{mf} 越高,冷气的绝对流量越大,抵抗主流耗散的能力也就越强,因此气膜冷却效率越高。

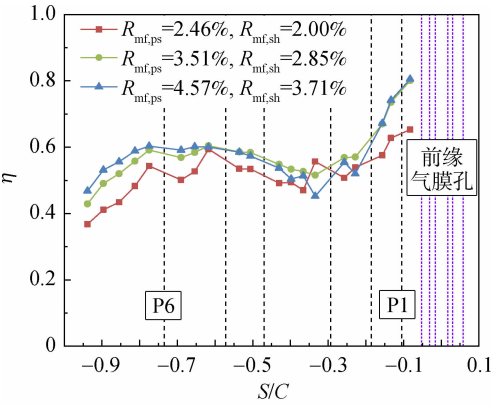
2.2.2 带前缘喷淋射流时气膜冷却效率分布

为了研究前缘喷淋射流对压力面多排气膜孔冷却效率的影响,在带前缘气膜孔的叶片 B 表面测量得到了气膜冷却效率分布,如图 6 所示。和图 5 相比,带前缘喷淋射流时,压力面的气膜冷却效率在流向的分布规律有了很大的变化,并且受 R_{mf} 的影响区域也变大。整体来看,气膜冷却效率在 $-0.35 < S/C < -0.05$ 区域内沿流向逐渐下降,同时该区域的气膜冷却效率沿流向也是最高





(b) $Re=3.0\times10^5$



(c) $Re=4.0\times10^5$

图 6 带前缘喷淋射流时质量流量比对气膜冷却效率的影响

Fig. 6 Effect of R_{mf} on film cooling effectiveness with showerhead injection of leading edge

的,这主要得益于该区域离前缘较近,前缘的大量冷气射流流向下流的过程中在该区域形成了较好的冷气覆盖。然后气膜冷却效率沿流向缓慢升高($-0.8<S/C<-0.35$),在尾缘区域继续下降($S/C<-0.8$)。

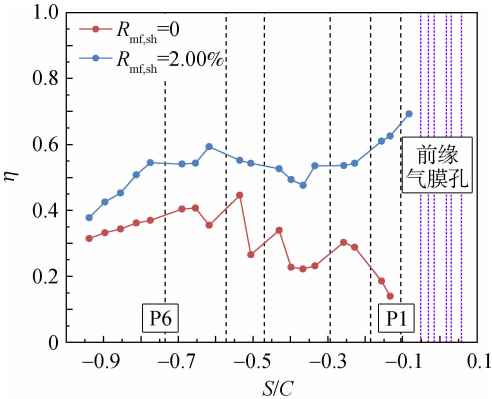
与图 5 对比可以看到,前缘喷淋射流的存在使压力面的气膜冷却效率分布更加均匀,沿流向的变化也较为平缓。在压力面 $-0.2<S/C<-0.05$ 的区域内,可以看到中高 R_{mf} 时的气膜冷却效率较高,这主要是因为该区域的气膜冷却效率受前缘冷气的有益影响较大, R_{mf} 增大带来的大量冷气可以提供较高的气膜冷却效率。而在压力面的其他区域,对于 $Re=2.0\times10^5$ 和 3.0×10^5 的工况,在 $-0.6<S/C<-0.2$ 的区域内, $R_{mf,ps}=2.46\%$ 、 $R_{mf,sh}=2.00\%$ 时气膜冷却效率最高,而在 $S/C<-0.6$ 的区域内, $R_{mf,ps}=4.57\%$ 、 $R_{mf,sh}=3.71\%$ 时的气膜冷却效率最高,对于 $Re=4.0\times10^5$ 的工况,在 $S/C<-0.4$ 区域内,气膜冷却效率随质量流量比增大而增大。以上结果表明

雷诺数的变化对气膜冷却效率也具有较大的影响且影响规律较为复杂,只使用质量流量比这个无量纲数来表示冷气流在涡轮叶片冷却设计中可能不是很完善,因此设计中应该要考虑冷气的绝对流量或者冷气的出口动量,限于篇幅不在此详细讨论。

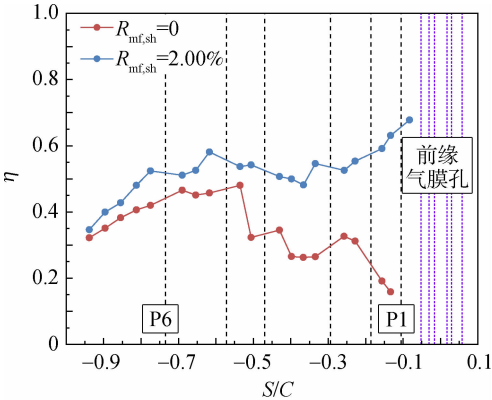
2.2.3 前缘喷淋射流对气膜冷却效率的影响

为了更加直观地对比前缘射流对压力面多排气膜孔冷却效率的影响,图 7 选取了 $R_{mf,ps}=2.46\%$ 、 $R_{mf,sh}=2.00\%$ 时的实验结果进行对比分析,一共包含 3 个主流雷诺数工况。

通过对比可以看到前缘喷淋射流改善了流向分布的均匀性,对压力面的气膜冷却效率都有不同程度地提高,整体提高幅度达 $20\%\sim70\%$ 。整体看来,前缘喷淋射流的冷气对压力面前半段($S/C>-0.55$)的气膜冷却效率提升较高,提高幅度达 80% 左右,尤其在 P1 和 P2 之间的区域,气膜冷却效率最高提高了 170% ,这主要是因为:对于不带前缘气膜孔的叶片 A 而言,前半段由 P1~P3 出流的冷气量较少且出口动量较高(吹风比的范围为 $1.6\sim3.0$),导致部分冷气脱离了壁面,不能在叶片表面形成较好的冷气覆盖,因此冷



(a) $Re=2.0\times10^5$



(b) $Re=3.0\times10^5$

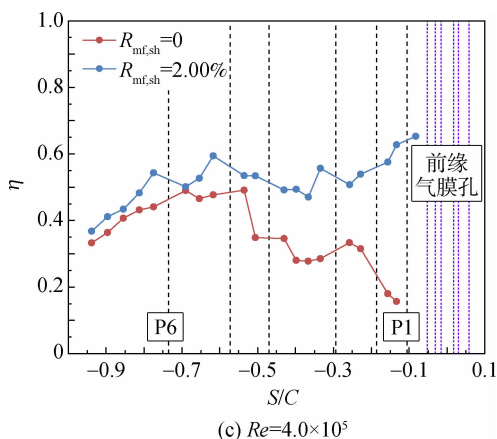


图 7 前缘喷淋射流对压力面气膜冷却效率的影响

(R_{mf,ps} = 2.46%)

Fig. 7 Effect of showerhead injection of leading edge on film cooling effectiveness for pressure side

(R_{mf,ps} = 2.46%)

却效率相对低。而对于带前缘气膜孔的叶片 B 而言,前缘气膜孔出流的大量冷气在主流的压迫下能较好地贴附在该区域,这在 Nasir 等^[2]和 Gao 等^[3]对前缘的研究中也有所提及;同时前缘射流引起的高湍流度在一定程度上抑制了 P1~P3 冷气射流脱离壁面的现象,最终在该区域能形成较好的气膜覆盖,因此该区域的气膜冷却效率很高。

而对于压力面后半段($S/C < -0.55$),前缘喷淋射流也提高了气膜冷却效率,但提高幅度较小,仅有 16% 左右。造成这个现象的原因有两方面,一方面是前缘射流的冷气沿流向不断与主流掺混导致其“冷却品质”下降,也即是一部分前缘射流被主流耗散掉使得后半段的前缘射流冷气量较少,同时贴近壁面的前缘射流冷气在与主流的热量交换中温度逐渐升高,最终导致前缘射流冷气在后半段的冷却能力较前半段有较大的下降,因此,前缘射流对后半段气膜冷却效率的提高作用有限。另外一方面,前缘布置了 6 排对冲气膜孔且孔间距较小,此时密集的前缘气膜孔的射流与主流的掺混明显增强了前缘附近的主流湍流度,并随着流动影响到 P4~P6 的冷气出流,由于 P4~P6 的冷气出流吹风比较高(吹风比范围为 1.3~2.5),这会导致冷气出流脱离壁面,此时前缘射流诱发的高湍流度可以使冷气核心向壁面移动进而提高气膜冷却效率,以上两方面的原因使得相比于无前缘射流的工况,有前缘喷淋射流时压力面后半段的气膜冷却效率有小幅提高。综上所述可知,前缘喷淋射流对压力面的冷却效率分布

具有明显的改善作用,尤其在压力面的前半段,这说明在进行涡轮叶片压力面的气膜冷却结构设计时,可以有效利用前缘的冷气出流改善压力面的气膜冷却效率。

2.3 前缘喷淋射流对传热系数比的影响

为了分析前缘冷气射流对压力面传热系数的影响,以光叶片的传热系数为基准,把叶片 A 和叶片 B 表面的传热系数处理成传热系数比 h_t/h_0 的形式进行对比展示。传热系数比是相同主流工况下有气膜时的对流传热系数 h_t 与无气膜时的对流传热系数 h_0 的比值,其值的大小表征了气膜出流对叶片表面传热系数的增强程度。对涡轮叶片表面绝大部分区域而言, h_t/h_0 越低越有利于气膜隔热的效果,这是因为在气膜冷却中,气膜的温度是高温主流和冷气掺混后的温度,这个温度一般是高于叶片温度的^[21],此时热量从气体部分传向叶片,因此传热系数较低有利于减弱该部分的热流量从而保护叶片。不过在叶片气膜孔出口下游附近区域有可能出现冷气未与主流发生明显掺混使得掺混温度低于叶片壁温的情况,且吹风比越大该区域面积越小,当吹风比大于 1.0 时,仅在孔出口下游 1D 以内的部分区域会发生热量从叶片传向气体的现象^[20,22],此时传热系数低,不利于散发叶片的热量。本实验中叶片气膜孔的吹风比均大于 1.0,并且表面的热电偶都布置在孔下游 2D 以外的地方,因此本实验中叶片表面测点位置处的热量都是从主流传向叶片的,此时 h_t/h_0 较低可以减弱换热过程。本实验中 3 个主流雷诺数时的传热系数比结果规律相似,因此以 $Re = 4.0 \times 10^5$ 为例进行展示,如图 8 所示。

对于叶片 A 而言,中低 MFR 下的传热系数比结果较为接近,而当 $R_{mf,ps}$ 升高到 4.57% 时,传热系数比有显著的提高,这与气膜冷却效率随 MFR 的变化规律有较大差别。造成这种现象的原因主要是气膜冷却效率的大小取决于叶片表面是否形成了有效的气膜覆盖,而传热系数的大小取决于冷气对主流的扰动程度。MFR 升高导致气膜孔出流的冷气动量较大,进而可能会导致冷气脱离壁面,增强对主流边界层的扰动,使壁面附近处于湍流度较高的状态,会增强壁面附近的换热过程;但是此时冷气没有较好地贴附在叶片表面,因此气膜冷却效率没有随着 MFR 的增大而升高。沿流向看,传热系数比分布呈现先降后升再降的趋势,这和冷却效率的分布趋势较为相似,在 P1 和 P2 之间传热系数比较高,达到了 3.0 左

右,这主要是因为此时 P1 出流的冷气动量较大,易于脱离壁面,对主流造成较强的扰动,增强了换热,图 5 中该区域较低的冷却效率分布也支持了这一解释。而 $-0.5 < S/C < -0.2$ 区域内的传热系数比较低,处于 1.5 附近,反映了冷气能较好地贴附在壁面附近,对主流的扰动较弱,这从图 5 中的气膜冷却效率分布也能看出。压力面 $-0.7 < S/C < -0.5$ 区域的传热系数比最高达到了 2.5 左右,这主要由于此处主流和冷气较为剧烈的掺混导致的,如前文所述,冷气在 P4 和 P5 之间的区域有再脱离壁面再贴附的现象,因此对该区域的传热系数具有较大的影响,导致换热增强。在压力面 $S/C < -0.7$ 的尾缘区域,传热系数比介于 0.8~1.8 之间,表明冷气对换热的增强较弱,主要是由于光叶片在该区域的传热系数明显较高,气膜出流对换热的增强作用有限。

带前缘气膜射流的叶片 B 表面的传热系数比如图 8(b)所示,与图 8(a)相比,传热系数比随

MFR 升高而增大,沿流向的分布规律也有所相似。存在前缘射流时,叶片 B 压力面前半段 $-0.4 < S/C < -0.1$ 区域的传热系数比沿流向逐渐下降,从 4.0 左右降到了 1.5 左右,但是显著高于叶片 A,这主要是因为对于叶片 B 而言,前缘出流的大量冷气在贴向壁面移动的过程中与主流掺混明显,对主流边界层产生了显著的扰动,提高了当地的主流脉动速度进而增强了当地的传热系数。而在压力面中段($-0.7 < S/C < -0.4$),叶片 A 在该区域发生了冷气脱离壁面的现象,对主流扰动已经比较强烈,传热系数比较高,同时由于此时前缘喷淋射流已经逐渐被主流耗散,因此对该区域传热系数的增强作用较小。在 $S/C < -0.7$ 的区域,叶片 B 的传热系数高于叶片 A,表明前缘射流诱导的高湍流度对该区域的换热影响较为明显,如前文所述,高湍流度使得该区域部分冷气发生了再贴附现象,在这个过程中冷气对壁面附近流体的扰动也有所增强,因此传热系数比也有所升高。综上所述,对于压力面而言,除了 P4 和 P5 附近的区域,前缘喷淋射流对下游的传热系数都有明显的增强作用。

2.4 R_{nfr} 计算结果

结合文中第 2.2 节和第 2.3 节的气膜冷却效率和传热系数比结果可知,前缘射流提高了气膜冷却效率,这有益于叶片冷却,但是也增强了传热系数,这不利于叶片冷却。为了综合评估前缘射流对叶片冷却效果的影响,可以通过计算净热流量减少量(net heat flux reduction, NHFR) $R_{nhf}^{[23]}$ 来进行对比,其值越大,表明冷气引起的热流量减小越明显,也即是综合冷却效果越高,其定义式如下:

$$R_{nhf} = 1 - \frac{q''}{q''_0} = 1 - \frac{h_f(T_{aw} - T_w)}{h_0(T_\infty - T_w)} \quad (10)$$

式中 q'' 和 q''_0 分别为涡轮叶片带气膜和不带气膜时其表面的热流量。

定义无量纲温度

$$\phi = \frac{T_\infty - T_w}{T_\infty - T_c} \quad (11)$$

则式(10)变为

$$R_{nhf} = 1 - \frac{h_f}{h_0} \left(1 - \frac{\eta}{\phi} \right) \quad (12)$$

式中 h_f 是带气膜出流时叶片表面的传热系数,根据 Dyson 等^[20] 和 Chavez 等^[24-25] 的测量结果可知压力面 ϕ 的范围为 0.2~0.8,且沿流向有所变化,为了便于对比,本文中整个吸力面都取 $\phi =$

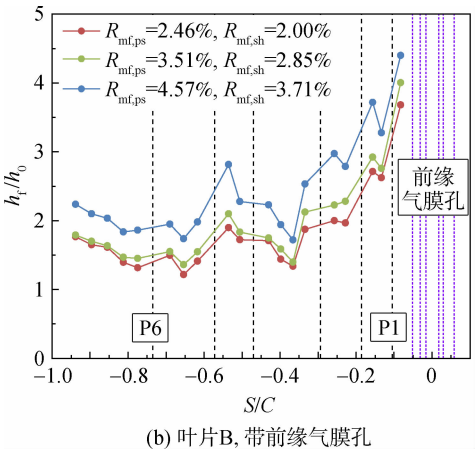
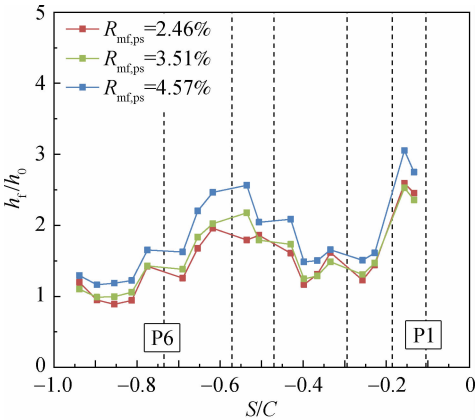


图 8 质量流量比和前缘喷淋射流对传热系数比的影响
Fig. 8 Effect of R_{mf} and showerhead injection of leading edge on the heat transfer coefficient ratio

0.7, 计算得到主流雷诺数为 4.0×10^5 的 R_{nhf} , 如图9所示。由于计算中整个压力面选取固定的 ϕ 值会导致 R_{nhf} 不一定是真实的值, 如果每个测点都采用真实的 ϕ 值, 得到的 R_{nhf} 值会有一些变化, 但是各个工况的 R_{nhf} 值大小关系不会改变, 不影响定性的结果分析, 因此本文计算得到的 R_{nhf} 仅作为一个用来对比分析的量, 这一点应当注意。

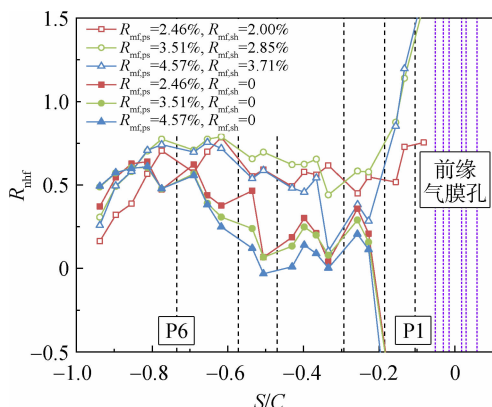


图9 不同 R_{mf} 时的 R_{nhf} 结果对比

Fig. 9 Comparison of R_{nhf} at varied R_{mf} conditions

需要说明的是, 不带前缘喷淋射流时 P1 和 P2 之间的 R_{nhf} 处于 $-1.0 \sim -1.5$ 之间, 带前缘射流时, 中高 R_{mf} 对应的 R_{nhf} 处于 1.5 附近, 在图中由于坐标轴限制没有完全展示。整体来看, 前缘喷淋射流明显改善了叶片压力面 $S/C > -0.7$ 区域的冷却效果, 尤其是 P1 和 P2 之间的区域, 这主要是因为前缘射流提高了该区域的气膜冷却效率而对换热影响较小; 而对压力面后半段 $S/C < -0.7$ 的区域, 前缘喷淋射流对 R_{nhf} 的影响较小, 这主要是由于前缘射流同时提高了后半段的气膜冷却效率和传热系数, 两者综合后得到的 R_{nhf} 沿流向变化复杂。不过可以看到在尾缘区域, 前缘射流导致 R_{nhf} 值下降, 这主要是前缘射流增强了换热导致的, 表明前缘射流会导致该区域冷却效果变差, 因此在进行尾缘冷却设计时应注意这个影响。通过以上分析可知对于圆形孔全气膜叶片而言, 前缘的气膜出流有益于压力面的气膜冷却, 因此在对涡轮叶片进行气膜冷却设计时可以适当考虑在靠近压力面侧多开孔以增大冷气流量, 从而为压力面提供较好地热防护。同时, 为了提高尾缘区域的综合冷却效果, 可以在尾缘多开一排气膜孔或结合内部强化换热措施来进行综合冷却。

3 结论

本文在高亚声速风洞中实验研究了前缘喷淋

射流对压力面多排气膜孔冷却特性的影响, 通过热电偶测温技术获得了叶片中截面的气膜冷却效率分布和传热系数比分布, 得出以下主要结论:

1) 对于不带前缘气膜孔的叶片 A 而言, 压力面前半段 ($S/C > -0.65$) 的气膜冷却效率受 R_{mf} 影响较小且沿流向逐渐升高; 后半段 ($S/C < -0.65$) 的气膜冷却效率随着 R_{mf} 升高而增大且沿流向逐渐降低。对于带前缘射流的叶片 B 而言, 压力面的气膜冷却效率沿流向整体上是先降后升最后再下降的趋势且变化平缓, 同时受 R_{mf} 影响明显。

2) 叶片 A 和叶片 B 表面的传热系数比都随 R_{mf} 增大而升高, 且在压力面靠近前缘区域 ($S/C > -0.2$) 和中间区域 ($-0.7 < S/C < -0.4$) 的值较高, 表明不论是否有前缘射流, 多排气膜出流总是会显著增强叶片表面的传热系数。

3) 前缘射流整体上提高了压力面的气膜冷却效率并且改善了分布均匀性, 提高幅度达 $20\% \sim 70\%$; 相比叶片 A, 前缘射流增强了叶片压力面 $S/C > -0.4$ 和 $S/C < -0.7$ 区域的传热系数, 而对 $-0.7 < S/C < -0.4$ 区域的传热系数影响较小。

4) 通过计算 R_{nhf} 可以看到, 前缘喷淋射流明显改善了压力面前半段 ($S/C > -0.7$) 区域的气膜冷却效果而对后半段影响较小。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. New York: Chemical Rubber Company Press, 2012.
- [2] NASIR S, BOLCHOZ T, NG W F, et al. Showerhead film cooling performance of a turbine vane at high freestream turbulence in a transonic cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5): 051021. 1-051021. 11.
- [3] GAO Z, HAN J C. Influence of film-hole shape and angle on showerhead film cooling using PSP technique[J]. Journal of Heat Transfer, 2009, 131(6): 061701. 1-061701. 11.
- [4] NEWMAN A, XUE S, NG W, et al. Performance of a showerhead and shaped hole film cooled vane at high freestream turbulence and transonic conditions[R]. ASME Paper GT-2011-45142, 2011.
- [5] ZHANG L, MOON H K. Turbine blade film cooling study: the effects of film hole location on the pressure side[R]. ASME Paper GT2007-27546, 2007.
- [6] FU Z Y, ZHU H R, LIU C L, et al. An experimental investigation of full-coverage film cooling effectiveness and heat transfer coefficient of a turbine guide vane in a linear transonic cascade[R]. ASME Paper GT2016-56839, 2016.

[7] POLANKA M D,ETHRIDGE M I,CUTBIRTH J M,et al. Effects of showerhead injection on film cooling effectiveness for a downstream row of holes[R]. ASME Paper 2000-GT-240,2000.

[8] SELLERS J P. Gaseous film cooling with multiple injection stations[J]. AIAA Journal,1963,1(9):2154-2156.

[9] CUTBIRTH J M,BOGARD D G. Evaluation of pressure side film cooling with flow and thermal field measurements;Part I showerhead effects[J]. Journal of Turbomachinery,2002,124(4):670-677.

[10] CUTBIRTH J M,BOGARD D G. Evaluation of pressure side film cooling with flow and thermal field measurements;Part II turbulence effects[J]. Journal of turbomachinery,2002,124(4):678-685.

[11] SCHNEIDER M,PARNEIX S,VON WOLFERSDORF J. Effect of showerhead injection on superposition of multi-row pressure side film cooling with fan shaped holes[R]. ASME Paper GT2003-38693,2003.

[12] GAO Z,NARZARY D,MHETRAS S,et al. Full-coverage film cooling for a turbine blade with axial-shaped holes [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer,2008,22(1):50-61.

[13] 刘聪,朱惠人,付仲议,等. 涡轮导叶吸力面簸箕型孔气膜冷却特性实验研究 [J]. 推进技术,2016,37(6):1142-1150.

LIU Cong,ZHU Huiren,FU Zhongyi,et al. Experimental study of film cooling characteristics for dust-pan shaped holes on suction side in turbine guide vane[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(6):1142-1150. (in Chinese)

[14] ELNADY T,HASSAN I,KADEM L,et al. Experimental investigation of double rows film cooling on vane pressure side[R]. International Mechanical Engineering Congress and Exposition,IMECE2012-85875,2012.

[15] 朱惠人,成文娟,李红才. 短周期风洞叶栅瞬态换热实验数据处理[J]. 航空动力学报,2011,26(6):1301-1309.

ZHU Huiren,CHENG Wenjuan,LI Hongcai. Data processing of blade's transient heat transfer experiment in short duration wind tunnel[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1301-1309. (in Chinese)

[16] 赵丹,刘存良,朱惠人,等. 涡轮叶片前缘对冲孔排气膜冷却特性的数值研究 [J]. 航空动力学报,2017,32(11):2609-2618.

ZHAO Dan,LIU Cunliang,ZHU Huiren,et al. Numerical studies on film cooling performance of turbine vane leading edge with counter-inclined structure[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(11):2609-2618. (in Chinese)

[17] 李红才,朱惠人,任战鹏,等. 短周期跨声速风洞叶栅换热实验验证[J]. 西安交通大学学报,2013,47(9):49-54.

LI Hongcai,ZHU Huiren,REN Zhanpeng,et al. Cascade heat transfer experiment validation in short duration transonic wind tunnel[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2013,47(9):49-54. (in Chinese)

[18] NASIR S,CARULLO J S,NG W F,et al. Effects of large scale high freestream turbulence and exit reynolds number on turbine vane heat transfer in a transonic cascade[J]. Journal of Turbomachinery,2009,131(2):021021. 1-021021. 11.

[19] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,1988,1(1):3-17.

[20] DYSON T E,MCCLINTIC J W,BOGARD D G,et al. Adiabatic and overall effectiveness for a fully cooled turbine vane[R]. ASME Paper GT2013-94928,2013.

[21] ZHAO L,WANG T. An investigation of treating adiabatic wall temperature as the driving temperature in film cooling studies[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(6):061032. 1-061032. 9.

[22] DEESJ E,BOGARD D G,LEDEZMA G A,et al. Overall and adiabatic effectiveness values on a scaled up,simulated gas turbine vane;Part I experimental measurements[R]. ASME Paper GT2011-46612,2011.

[23] SEN B,SCHMIDT D L,BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes;heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery,1996,118(4):800-806.

[24] CHAVEZ K,SLAVENS T N,BOGARD D. Experimentally measured effects of incidence angle on the adiabatic and overall effectiveness of a fully cooled turbine airfoil with shaped showerhead holes[J]. Journal of Turbomachinery,2017,139(9):091007. 1-091007. 10.

[25] CHAVEZ K,SLAVENS T N,BOGARD D. Effects of internal and film cooling on the overall effectiveness of a fully cooled turbine airfoil with shaped holes[R]. ASME Paper GT2016-57992,2016.

(编辑:王碧珺)