前缘射流对涡轮导叶吸力面多排气膜 孔冷却特性的影响^{*}

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,陕西西安 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,陕西西安 710129;3. 中国航发四川燃气涡轮研究院,四川 成都 610500)

摘 要:为了研究前缘射流对吸力面多排气膜孔下游冷却特性的影响,在跨声速风洞中进行了实验 并采用热电偶获得了气膜冷却效率和换热系数。叶栅进口雷诺数为2.0×10⁵~4.0×10⁵,出口等熵马赫数 为0.95,叶栅前的湍流度<5%。前缘布置6排对冲圆柱孔,质量流量比为2.00%~3.71%,吸力面布置4 排圆柱孔,质量流量比为2.02%~3.74%。实验结果表明:在没有前缘射流时,吸力面的气膜冷却效率 随质量流量比增大先升高后下降,存在前缘射流时,质量流量比对气膜冷却效率的影响较小。对所有的 工况而言,质量流量比增大都提高了吸力面的换热系数。相比于没有前缘射流的工况,前缘射流显著提 高了吸力面孔排附近区域的气膜冷却效率并略微降低了换热系数;在吸力面后半段,前缘射流显著提高 了换热系数而对气膜冷却效率影响较小。总的来说,前缘射流改善了吸力面孔排附近区域的冷却效果, 但是恶化了吸力面后半段区域的冷却效果。

关键词:前缘射流;吸力面;气膜冷却效率;换热系数;质量流量比 中图分类号:V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2021)03-0620-10 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190672

Effects of Leading Edge Injection on the Film Cooling Characteristics of Multirow Cooling Holes on the Turbine Vane Suction Side

YAO Chun-yi¹, ZHU Hui-ren^{1,2}, LI Xin-lei¹, LIU Cun-liang^{1,2}, GUO Wen³, LIU Song³, LI Shi-feng³

(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. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: An experiment was carried out in the transonic wind tunnel to investigate the effect of leading edge injection on the cooling characteristics downstream of multirow film cooling holes on the turbine vane suction side. The film cooling effectiveness and heat transfer coefficient were obtained by the thermocouples. The inlet

^{*} 收稿日期: 2019-09-03;修订日期: 2020-05-06。

基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0001-0025; 2017-III-0003-0027);装备预研中国航发联合基金(6141B090213)。

作者简介:姚春意,博士生,研究领域为航空发动机高温部件冷却。E-mail: 1808871588@qq.com

通讯作者:朱惠人,博士,教授,研究领域为航空发动机高温部件冷却及空气系统。E-mail: zhuhr@nwpu.edu.cn

引用格式:姚春意,朱惠人,李鑫磊,等.前缘射流对涡轮导叶吸力面多排气膜孔冷却特性的影响[J].推进技术,2021,42
 (3):620-629. (YAO Chun-yi, ZHU Hui-ren, LI Xin-lei, et al. Effects of Leading Edge Injection on the Film Cooling Characteristics of Multirow Cooling Holes on the Turbine Vane Suction Side [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(3):620-629.)

Reynolds number of the cascade ranged from 2.0×10^5 to 4.0×10^5 and the exit isentropic Mach number was 0.95, the turbulence intensity upstream of the cascade was less than 5%. Six rows of counter-inclined cylindrical holes were provided on the leading edge and the mass flow ratios ranged from 2.00% to 3.71%. Four rows of cylindrical holes were arranged on the suction side and the mass flow ratios ranged from 2.02% to 3.74%. The experimental results show that without the leading edge injection, the film cooling effectiveness on the suction side first increases es then decreases with the mass flow ratio increasing, however, the effect of mass flow ratio on the film cooling effectiveness is not pronounced in the presence of leading edge injection. The increased mass flow ratio leads to enhanced heat transfer coefficient on the suction side for all cases. Compared with the cases without leading edge injection significantly improves the film cooling effectiveness and slightly reduces the heat transfer coefficient in the area near the hole rows on the suction side. In the rear half of suction side, the leading edge injection markedly enhances the heat transfer coefficient, whereas has little effect on the film cooling effectiveness. In summary, the leading edge injection improves the cooling performance in the vicinity of hole rows on the suction side, however, worsens the cooling performance in the rear half of the suction side.

Key words: Leading edge injection; Suction side; Film cooling effectiveness; Heat transfer coefficient; Mass flow ratio

1 引 言

先进的航空发动机涡轮叶片多用高温合金制成 并涂有耐高温热障涂层,然而其耐热极限仍明显低 于涡轮进口温度,为了保证涡轮叶片安全工作,必须 对其进行冷却,气膜冷却就是一种很好的解决方案。 现代涡轮叶片通常采用前缘喷淋冷却以及压力面和 吸力面多排气膜孔冷却相结合的方案,以较大范围 实现热防护^[1]。

在气膜冷却的研究历程中,研究者们在涡轮叶 片上进行了一系列实验,获得了孔型、吹风比、主流 湍流度、密度比等参数对气膜冷却效率和换热系数 的影响[2-3],不过多数研究都没有考虑真实气冷叶片 前缘气膜孔的冷气射流对下游气膜孔冷却特性的影 响。为了探究这一问题, Muska等^[4]在轴向弦长为 7.09cm的涡轮工作叶片表面上进行了实验研究,叶 栅出口马赫数为0.60~0.82,实验结果表明,在吸力面 孔排下游5cm内的区域,前缘冷气射流显著提高了气 膜冷却效率,同时 Muska 等^[4]验证了 Sellers 叠加公 式^[5]在涡轮工作叶片吸力面上的良好适用性。随后 Takeishi等^[6]在旋转工作叶片吸力面上发现前缘冷气 射流提高了吸力面前段和后段的气膜冷却效率,但 是降低了吸力面中段的气膜冷却效率,同时指出"旋 转效应"导致 Sellers 叠加公式^[5]出现了较大的偏差。 Polanka 等^[7]采用红外测温技术在进口速度为5.8m/s 的低速风洞中测量了叶片表面的气膜冷却效率,发 现前缘射流提高了压力面单排孔下游9D(D为气膜 孔直径)范围内的气膜冷却效率并改善了分布的均

匀性,即使在高主流湍流度(Tu=20%,Tu为湍流度) 时也是这个结果, Polanka等^[7]推断前缘射流增强了 下游冷气的展向扩散。Cutbirth等^[8-9]在与Polanka 等同相同的实验台上利用激光多普勒测速仪分别测 量了有无前缘射流时压力面单排气膜孔下游附近的 温度场和速度场,叶栅出口雷诺数为1.2×10°,发现前 缘射流增强了气膜孔附近的湍流度和冷气的扩散, 这也在一定程度上验证了 Polanka 等[7]的推论,不过 Cutbirth 等^[8-9]指出这种作用不足以使冷气产生明显 的摆动,和主流湍流度对冷气的影响机制具有较大 的差别。Schneider等^[10]在叶栅出口马赫数为0.6时 研究发现,和主流等温的前缘射流降低了涡轮动叶 压力面单排气膜孔下游的气膜冷却效率,这与Muska 等[4]的结论不同,表明前缘冷气与下游冷气的叠加作 用对下游气膜冷却效率有较大的影响,这个现象是 Polanka 等^[7]和 Cutbirth 等^[8-9]没有重点考虑的,同时 Schneider等^[10]还发现,前缘冷气射流和布置在前缘 的湍流发生器对下游气膜冷却效率的影响规律 不同。

在有关前缘射流影响叶片下游换热特性的研究 中,Ou等^[11]采用半圆柱模拟叶片前缘进行了研究,发 现孔排下游的换热系数随着吹风比和主流湍流度升 高而明显升高。Ekkad等^[12]和Lu等^[13]采用类似的模 型实验,发现升高的密度比降低了换热系数,且吹风 比对换热系数的影响规律与孔型和孔倾角密切相关。 付仲议等^[14]在高速风洞中研究发现,导叶前缘的吹风 比变化对压力面换热系数比影响较大而对吸力面影 响较小。Nasir等^[15]在跨声速风洞中研究发现,提高导 叶前缘的吹风比显著降低了压力面的综合冷却效 果,而对吸力面影响很小。Xue等^[16]在Nasir等^[15]的 基础上,观察到在前缘下游的吸力面上布置一排扩 张孔,可以显著降低吸力面的换热系数比。目前已 发表的文献中仅有Najafabadi等^[17]在涡轮叶片上研 究了前缘射流对下游气膜孔换热特性的影响,结果 表明,前缘射流不同程度地提高了吸力面多排气膜 孔下游的换热系数比。

以上关于前缘冷气射流对下游气膜孔冷却特性 影响的研究大都是针对单排气膜孔,且很少研究前 缘射流对下游气膜孔的换热特性的影响。涡轮叶片 吸力面一般布置多排气膜孔,为了研究前缘射流对 吸力面多排气膜孔下游冷却特性的影响,本文在涡 轮导叶前缘布置了6排对冲圆柱孔和在吸力面布置 了4排圆柱孔进行了实验研究,进口雷诺数和出口马 赫数均达到了涡轮叶片的典型工作工况。

2 实验系统和方法

2.1 实验装置

风洞系统结构可参考文献[14],本实验的叶栅 进口雷诺数和出口马赫数由相应的阀门开度来控 制,干燥二次流的流量由电子质量流量控制器保证。 本文采用和 Elnady 等^[18]类似的方式来加热二次流以 高于主流 70K 左右,为便于表述,下文分析中二次流 用"冷气"来描述。实验过程由计算机进行控制,数 据采集系统的工作频率为 10kHz,实验过程的详细信 息可以参考文献[14,19]。

实验段的结构如图1所示,实验通道截面为高 120mm,宽450mm的矩形,叶栅通道由5个大小一致 的放大叶片组成,位于中间的叶片是实验叶片,叶栅 前入射角为90°,叶栅后有导板来调整出气角。在叶 栅前布置热电偶和压力测点,在叶栅后布置压力测 点,其位置如图1所示,测得的温度和压力平均值用 来计算雷诺数和马赫数。叶栅前的主流湍流度由三 维热线风速仪(Dantec Streamline 90N10 Frame)测得, 在实验叶片前展向布置三个湍流度测点,测点间距 为0.5C(C为叶片弦长),经过多次测量取三点平均 值,本文中主流湍流度<5%。

用于测量气膜冷却效率和换热系数的实验叶片 有两个,Vane A和Vane B分别为不带前缘气膜孔和 带前缘气膜孔的叶片,吸力面4排气膜孔(S₁~S₄,靠近 前缘的孔排为S₁)和前缘6排气膜孔(L₁~L₆)均为圆柱 孔,其结构如图2所示。为了模拟真实涡轮导向叶片 的前腔供气情况,Vane B的压力面也开了3排气膜孔 用来溢流,吸力面、前缘、压力面的气膜孔流量分别 独立计算,然后统一供气。叶片的叶高为120mm,弦 长为119mm,栅距为87.5mm。为更好地满足实验原 理中的半无限大假设,实验叶片采用低导热系数的 PEEK材料进行加工^[20]。



Fig. 1 Test section schematic



值得说明的是,本实验中叶栅出口马赫数为 0.95,此时空气的可压缩性必须要加以考虑且未达到 明显的超声速状态,因此在所有工况的实验中该风 洞均以高亚声速状态运行。另外叶片和底板为一体 加工成型,并配有带叶型形状凹槽的顶板,如图3所 示,叶栅实验段预留了安装顶板和底板的凹槽可以 使叶片位置完全固定。本实验中气动载荷对叶片形 状的影响可以忽略不计,因此叶片可视为刚体^[21],国 外一些相似的钢制跨声速风洞中也都忽略了叶片形 变的影响^[15-16,18]。

前缘的气膜孔为对冲结构^[22],采用这种结构的 目的是涡轮导向叶片的叶根和叶顶处均有凸台结构,对冲孔有利于钻孔工具的定位,不会对端壁和叶 顶造成破坏。前缘气膜孔直径均为1.0mm,且流向倾 角均为90°,吸力面孔排沿流向布置且不带复合倾 角,其结构如图4所示,详细参数如表1所示。



Fig. 3 Schematic diagram of vane installation structure



Fig. 4 Configurations of film cooling holes

Table 1 Parameters of the film cooling holes

Location	Diameter/mm	Inclined angle $\alpha/(\circ)$
S_1	1.15	48
S_2	1.15	43
S_3	1.15	43
S_4	1.00	45

2.2 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 和质量流量比 M 的定义为

$$Re = \rho_{\rm g} V_{\rm g} C / \mu \tag{1}$$

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left(\left(\frac{p_{11}}{p_2}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}$$
(2)

$$M = m_c / m_g \tag{3}$$

式中 ρ_{g} , V_{g} , μ_{g} 分别为主流的密度、速度和动力粘 度; C为叶片弦长; k为空气的定熵指数, 取 k=1.4; p_{1t} 和 p_{2} 分别是叶栅进口总压和出口静压; m_{c} , m_{g} 分别是 单个叶片的二次流质量流量和单个叶栅通道的主流 质量流量。本实验中的主流雷诺数分别为 2.0×10⁵, 3.0×10⁵, 4.0×10⁵, 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有6组, 如表 2 所示, 下标L代表前缘, S代表吸力面, P代表压 力面。

2.3 数据处理

本实验利用"脉冲响应法"获得叶片表面的气膜

Table 2Experimental conditions

Vane	Case	$M_{\rm s}/\%$	$M_{\rm L}/\%$	$M_{\rm P}/\%$
	1	2.02	—	—
А	2	2.88	—	—
	3	3.74	—	—
	4	2.02	2.00	1.22
В	5	2.88	2.85	1.75
	6	3.74	3.71	2.27

冷却效率和换热系数,具体过程可参考文献[19]。 为了减小实验误差,每一组工况的实验都会在叶片 加热和常温的情况下分两次进行,然后采用两次实 验的数据进行处理,这与文献[23]的做法类似。绝 热气膜冷却效率的定义式为

$$\eta = \frac{T_{\rm gr} - T_{\rm aw}}{T_{\rm gr} - T_{\rm c}} \tag{4}$$

式中*T*_{gr}是主流在壁面附近的恢复温度,*T*_{aw}是叶 片表面的绝热壁温,*T*_e是冷气温度。

叶片表面 Nu 数的定义式为

$$Nu = h \cdot C/\lambda \tag{5}$$

式中*h*是叶片表面的换热系数,λ是主流的导热 系数。

2.4 误差分析

前缘射流对涡轮导叶吸力面多排气膜孔冷却特性的影响

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[24]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[25],实验中各参数误差如表3。

Table 3 Experimental relative errors

Parameter	Re	Ma	М	h	η
Error/%	1.9	3.2	5	5	8

3 结果讨论

3.1 无气膜叶片表面换热系数分布

本实验首先测量了不带气膜孔叶片表面的换热 系数(以Nu数的形式给出),并与相似条件下付仲议 等^[14](exit Ma=0.83)和Nasir等^[26](exit Ma=1.01)的实 验结果进行了对比,如图5所示,横坐标是当地弧长 与叶片弦长之比。需要说明的是,本文采用的是进 口雷诺数,经核算本文的三个进口雷诺数对应的出 口雷诺数分别为1.08×10⁶,1.63×10⁶,2.18×10⁶。

如图 5 所示,本实验中叶片表面的 Nu 数随着雷 诺数的升高逐渐增大,这主要是由于雷诺数升高使 得主流的质量流率增大,对热量的输运能力增强。 从图中还观察到雷诺数升高没有明显改变边界层的



发展过程,以Re=4.0×10⁵的工况为例,前缘区域由于 冲击换热导致Nu数较高,在压力面-0.18<S/C<0的区 域,Nu数沿流向逐渐降低,表明层流边界层逐渐发展 变厚,热阻不断增大,而在S/C<-0.18的区域,Nu数沿 流向逐渐增大,这主要是由于在S/C=-0.18附近区域 开始发生了层流到湍流的转捩过程,叶片附近流体 的流速增大和湍流程度增大使得 Nu 数变大,不过整 个压力面没有出现明显的旺盛湍流现象。吸力面 0.2<S/C<0.45区域的Nu数沿流向缓慢上升,对应着 层流边界层到湍流边界层的过渡,与压力面不同的 是,S/C>0.45区域的Nu数快速上升然后保持较高的 水平,表明旺盛湍流现象的发生。与付仲议等[14]和 Nasir 等^[26]的数据相比,本实验的Nu数在-0.2<S/C< 0.2 的区域内与两者都较为吻合,在吸力面中弦0.2< S/C<0.7的区域与 Nasir 等^[26]的结果较为相似而与付 仲议等[14]的结果有较大差别,表明叶型的变化对叶 片表面的Nu数分布具有比较明显的影响。

3.2 气膜冷却效率实验结果

3.2.1 无前缘射流时雷诺数的影响

图 6 是不带前缘射流时雷诺数对气膜冷却效率 的影响,可以看到整体上雷诺数对气膜冷却效率影 响很小,只是在 M_s=2.88%时,0.4<*S*/*C*<0.65的区域内 高雷诺数时的气膜冷却效率较低。这主要是因为本 实验通过改变叶栅通道的密度来控制雷诺数,三个 雷诺数工况下的压比和出口马赫数都是相同的,参 考该风洞上的一系列实验^[14,19,25]可知叶栅的速度分 布也是一致的,这样在高低雷诺数之间不存在空气 压缩性有差别的问题。根据相似性原理可知,此时 主流的流动状况相似,由于不同车次的实验进口湍 流度变化较小(*Tu*<5%),因此气膜冷却效率主要取决 于二次流与主流的流量比例,当质量流量比一定,雷 诺数升高时主流和二次流的质量流量也都同步随之 升高,因此三个雷诺数时的气膜冷却效率基本相同。 需要说明的是如果在对比工况中存在空气可压缩性 的差别时,主流雷诺数对气膜冷却效率的影响规律 还需要进一步的实验研究。



Fig. 6 Effect of *Re* on film cooling effectiveness without leading edge injection

3.2.2 无前缘射流时质量流量比的影响

由上段分析可知雷诺数对冷却效率影响较小, 因此本段以 Re=4.0×10⁵的工况为例,分析不带前缘气 膜射流时质量流量比对吸力面多排气膜孔冷却效率 的影响。如图7所示,S₁和S₂之间气膜冷却效率随着 质量流量比增大而减小,这主要是因为该区域的冷 却只依靠S₁的冷气出流,由于S₁的孔倾角较大,因此 质量流量比增大导致冷气的法向动量显著升高,冷 气易于脱离壁面从而导致气膜冷却效率较低。而在 S₄下游, M_s由 2.02% 升高到 2.88% 时, 射流动量的增 大导致冷气脱离壁面, 因而降低了气膜冷却效率。 当M_s继续升高到 3.74% 时, 吸力面 S₄下游的气膜冷 却效率相比 M_s=2.88% 时有所升高, 这是由于此时 S₁~S₄流出的冷气更多, 由于叶片采用大腔供气的方 式, 当质量流量比提高时不同孔排出流的提高幅度 并不一致, 根据 S₁和 S₂之间的气膜冷却效率分布可 知, 此时前排出流的较多冷气会增强壁面附近的湍 流度, 对后排气膜孔出流冷气脱离壁面的现象有一 定的抑制作用, 使冷气核心向壁面移动进而提高了 气膜冷却效率。



Fig. 7 Effect of M_s on film cooling effectiveness without leading edge injection

3.2.3 前缘射流对气膜冷却效率的影响

图 8 是 Re=4.0×10⁵时带前缘射流情况下叶片表 面的气膜冷却效率分布,前缘6排气膜孔用紫色双点 划线表示。可以看到前缘射流显著改变了吸力面的 气膜冷却效率分布,S₁和S₂之间的气膜冷却效率随质 量流量比升高逐渐增大,这个规律与不带前缘射流 的情况相比正好相反,而对于S₄下游的区域,当 M_s 在 2.02%~3.74%内变化时,气膜冷却效率变化较小,不 过整体来看 M_s =2.02%, M_L =2.00%时的气膜冷却效率 最低。

为了直观地对比前缘射流对吸力面气膜孔冷却 效率的影响,将图7和图8中的低质量流量比(M_s= 2.88%)时的实验结果以及另外两个主流雷诺数时的 实验结果绘制成对比图,如图9所示。在三个雷诺数 下,前缘射流都显著提高了吸力面0.1<*S*/*C*<0.5 区域 内的气膜冷却效率,尤其是在S₁和S₂之间的区域,气 膜冷却效率最高提高了160%,原因主要有两个,一是 前缘出流的大量冷气在主流顺压力梯度的作用下可 以较好地贴附在壁面上^[27],使得吸力面前半段区域



Fig. 8 Effect of M_s on film cooling effectiveness with leading edge injection



Fig. 9 Effect of leading edge injection on film cooling effectiveness for suction side

有较多的冷气,有利于气膜冷却;另外一方面,参考 Cutbirth 等^[8-9]在低速风洞中的流场测量结果可知,前 缘射流会提高涡轮叶片表面的湍流度,增强冷气的 展向覆盖,对于S₁~S₄而言,其气膜孔倾角较大,冷气 出流后容易脱离壁面,这在前文中也已提及,前缘射 流引起的高湍流度可以增强冷气的波动,从而使得 部分脱离壁面的冷气重新贴附壁面,因此气膜孔下 游附近区域的气膜冷却效率会有所提高,在S4下游 0.2C的距离内提高了40%左右。与此同时,前缘射 流与主流相互掺混引起的高湍流度增强了前缘和吸 力面气膜孔出流冷气的耗散,因此可以看到前缘射 流显著加快了吸力面前半段气膜冷却效率沿流向衰 减的速度。在S/C>0.7的区域内,有无前缘射流时的 气膜冷却效率值较为接近,对于Re=3.0×10⁵和4.0× 10°的工况,前缘射流的存在甚至略微降低了 S/C>0.9 区域内的气膜冷却效率,造成这种现象的原因主要 是上游冷气在流向下游的过程中逐渐被主流耗散, 导致该处的冷气量相比前半段较少,同时前缘射流 诱发的高湍流度对冷气的耗散有增强作用,因此该 区域的气膜冷却效率明显低于前半段,同时也低于 不带前缘射流时的工况。

3.3 换热系数实验结果

3.3.1 无前缘射流时质量流量比的影响

采用气膜冷却效率这个参数不足以完全表征气 膜冷却效果,因为气膜冷却效率高只表示与壁面进 行换热的流体温度较低。但是,一般而言冷气出流 都会增强换热,这有可能会增大燃气导入涡轮叶片 的热量,对于叶片降温是不利的。因此为了综合评 估气膜冷却效果,应在获得气膜冷却效率的同时,分 析换热系数分布规律。

图 10以*Re*=4.0×10⁵为例展示了不带前缘射流时 质量流量比对吸力面换热系数的影响。如图所示, S₁~S₄的冷气出流显著提高了 0.1<*S/C*<0.5 区域的换热 系数,这是由于光叶片这个区域的边界层状态为层 流态或过渡态,S₁~S₄的冷气出流对叶片附近的流体 造成了明显的扰动,诱导了边界层的提前转捩,进而 增强了换热系数,质量流量比越大这种扰动作用就 越明显,换热系数也就越高。而在*S/C*>0.5 区域内有 气膜时的换热系数与光叶片相差较小,这是由于主 流对扰动有一定的吸收以及流体湍动能的自衰减使 得扰动逐渐变小,同时光叶片在该区域的换热系数 也比较高导致的。

3.3.2 前缘射流对换热系数的影响

为了分析前缘射流对吸力面多排孔下游换热系



Fig. 10 Effect of $M_{\rm s}$ on heat transfer coefficient without leading edge injection

数的影响,以 Re=4.0×10⁵时光叶片的换热系数为基准 把 Vane A 和 Vane B 表面的换热系数处理成换热系数 比 h_t/h₀的形式进行对比展示,如图 11 所示。换热系 数比是相同主流工况下有冷气出流时叶片表面的换 热系数 h_t与无气膜孔叶片表面的换热系数 h₀的比值, 其值的大小表征了冷气出流对叶片表面换热系数的 增强程度。

如前文所述,对于不带前缘射流的工况,S1~S4下 游的换热系数比在孔排附近区域较高,沿着流向逐 渐降低,这是由于在这个区域内光叶片的换热系数 沿流向逐渐升高而带气膜孔叶片(S₁~S₄)的换热系数 逐渐降低造成的,换热系数比在 S/C=0.6 时降到了1.0 左右,S/C>0.6区域的换热系数比为1.0~1.8。当存在 前缘射流时,吸力面的换热系数比也随着质量流量 比的增大而增大,这一规律与不带前缘射流时的工 况相同。对于所有工况而言,有无前缘射流时S,和S, 之间的换热系数比都随质量流量比增大而增大,前 缘射流略微降低了0.25<S/C<0.4区域内的换热系数 比,根据气膜冷却效率的分析可知,前缘射流引起的 湍流度升高使得脱离壁面的冷气重新贴附壁面,而 这部分冷气具有较低的湍动能,因此会略微降低换 热系数。而在S/C>0.5的区域可以看到,前缘射流使 得换热系数比明显较高,原因推测如下:L₁~L₂和S₁~S₄ 的出流都会对主流边界层产生扰动进而增强叶片附 近的湍流度,根据Polanka等^[7]和Cutbirth等^[8]的实验 结果可知,前缘冷气射流产生的湍流度尺度较小,同 时Ames^[28]实验发现在相同湍流度下,湍流尺度越小 换热增强作用越明显且影响的距离越长。本实验中 叶片前缘和吸力面布置有大量的气膜孔且位置较近 (孔间距≤3.0),各个气膜孔的冷气出流相当于多个气 柱,对主流产生了扰动,L₁~L₄和S₁~S₄出流的冷气射 流诱导的具有小湍流尺度的高湍流度在吸力面后半 段仍有明显的影响,因此带前缘射流时的换热系数 比较高。



Fig. 11 Effect of leading edge injection on heat transfer coefficient ratio for suction side

3.4 R_{nhf}计算结果

为了综合评估气膜冷却效果,可以计算采用气 膜冷却带来的净热流量减少量 R_{ahf}^[29](Net Heat Flux Reduciton),其值越大表明冷气引起的热流量减小越 明显,其定义式为

$$R_{\rm nhf} = 1 - \frac{q^{\prime \prime}}{q_0^{\prime \prime}} = 1 - \frac{h_{\rm f} \cdot (T_{\rm aw} - T_{\rm w})}{h_0 \cdot (T_{\infty} - T_{\rm w})}$$
(6)

式中q''和q₀''分别为涡轮叶片有气膜出流和无 气膜出流时其表面的热流量。

定义无量纲温度

$$\Phi = \frac{T_{\infty} - T_{w}}{T_{\infty} - T_{c}} \tag{7}$$

则式(6)变为

$$R_{\rm nhf} = 1 - \frac{h_{\rm f}}{h_0} \left(1 - \frac{\eta}{\Phi}\right)$$
 (8)

根据 Albert 等^[30]、Dees 等^[31]、Mouzon 等^[32]、 Chavez 等^[33]的测量结果可知,吸力面 Φ 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 Φ=0.7,这样计算得出的 R_{ahf}数值不一定 是真实的 R_{ahf},但是不同工况时的相对大小关系是 正确的,因此对于评估气膜冷却效果仍具有参考意 义, Re=4.0×10⁵时 R_{ahf}的计算结果如图 12 所示。

在S₁和S₂之间的区域,前缘射流显著提高了中高 质量流量比时(*M*_s=2.88%,3.74%)的气膜冷却效果, 这主要是因为有前缘射流时该区域的气膜冷却效率 有了较大的提升而换热系数变化较小。在没有前缘 射流时,S₄下游区域的冷却效果在*M*_s=2.02%时最好, 当*M*_s从2.88%升高到3.74%时,气膜冷却效率有所提 高,换热系数也有所提高,最终这两个影响相互抵消



导致 R_{ahf}几乎相同。而对于有前缘射流的工况,不同 质量流量比时的 R_{ahf}在吸力面前半段差别较小而在后 半段差别较大。以无前缘射流时的结果为基准,在 0.3<*S*/*C*<0.5 的区域前缘射流引起的气膜冷却效率升 高占主导作用,因此改善了综合冷却效果;而对于 *S*/*C*>0.5 的区域,前缘射流明显增强了换热而没有提 高气膜冷却效率,导致该区域的综合冷却效果变差。 通过 R_{ahf}的分析可知,对于吸力面的高温防护而言,前 缘射流会改善吸力面前半段的冷却效果而恶化后半 段的冷却效果,这一点在涡轮叶片气膜孔冷却结构 设计中具有一定的参考意义。

4 结 论

通过本文实验研究,得出以下结论:

(1)在本文研究的质量流量比范围内(M_s=2.02%~ 3.74%, M_L=2.00%~3.71%)以及所有孔均为圆柱孔时, 吸力面多排气膜孔(S₁~S₄)的气膜冷却效率在无前缘 射流的情况下几乎不受雷诺数影响但是受质量流量 比影响明显;存在前缘射流时,吸力面的气膜冷却效 率受雷诺数和质量流量比影响都很小。

(2)前缘射流升高了叶片附近的湍流度从而使 S₁~S₄出流的冷气向壁面移动,同时更多冷气的加入 使吸力面多排孔下游附近区域的气膜冷却效率提高 了 40% 左右,但是前缘射流导致气膜冷却效率沿流 向的衰减速率加快。

(3)不论是否有前缘射流,质量流量比升高都会 增强冷气对主流的扰动,进而提高了吸力面的换热 系数。相对于没有前缘射流的工况,前缘射流略微 降低了 0.26<*S/C*<0.5 区域内的换热系数比,但是显著 升高了 *S/C*>0.5 区域的换热系数比。

(4)前缘射流提高了吸力面多排气膜孔下游附近区域的综合冷却效果而降低了吸力面后半段的综合冷却效果,这一发现对于涡轮叶片吸力面的气膜

冷却结构设计具有一定的参考价值。值得说明的是 涡轮叶片吸力面多排孔冷却的叠加规律复杂,因此 不同气膜孔结构及不同排布时的相关影响规律还有 待进一步研究。

致 谢:感谢国家科技重大专项基金、装备预研中国航 发联合基金的资助。

参考文献

- [1] Han J C, Dutta S, Ekkad S. Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology [M]. Boca Raton: CRC press, 2012.
- Bunker R S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [3] Ekkad S, Han J C. A Review of Hole Geometry and Coolant Density Effect on Film Cooling[R]. ASME HT 2013-17250.
- [4] Muska J F, Fish R W, Suo M. The Additive Nature of Film Cooling from Rows of Holes [J]. Journal of Engineering for Power, 1976, 98(4): 457-463.
- [5] Sellers J P. Gaseous Film Cooling with Multiple Injection Stations
 [J]. AIAA Journal, 1963, 1(9): 2154–2156.
- [6] Takeishi K, Aoki S, Sato T, et al. Film Cooling on a Gas Turbine Rotor Blade [J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 828-834.
- [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 2000-GT-240.
- [8] 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.
- [9] 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.
- [10] 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 GT 2003-38693.
- [11] Ou S, Han J C. Influence of Mainstream Turbulence on Leading Edge Film Cooling Heat Transfer Through Two Rows of Inclined Film Slots[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(4): 724-733.
- [12] Ekkad S V, Han J C, Du H. Detailed Film Cooling Measurements on a Cylindrical Leading Edge Model: Effect

of Free-Stream Turbulence and Coolant Density [J]. Journal of Turbomachinery, 1998; 120(4): 799-807.

- [13] Lu Y, Allison D, Ekkad S V. Turbine Blade Showerhead Film Cooling: Influence of Hole Angle and Shaping [J]. International Journal of Heat and Fluid flow, 2007, 28 (5): 922-931.
- [14] 付仲议,朱惠人,姚春意,等.亚声速涡轮导叶前缘 气膜冷却特性实验研究[J]. 推进技术,2019,40(3): 583-592. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, YAO Chunyi, et al. Experimental Investigation of Leading Edge Film Cooling Characteristics of Subsonic Turbine Guide Vane [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40 (3): 583-592.)
- [15] 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).
- [16] Xue S, Newman A, Ng W, et al. Heat Transfer Performance of a Showerhead and Shaped Hole Film Cooled Vane at Transonic Conditions [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(3).
- [17] Najafabadi H N, Karlsson M, Kinell M, et al. Film-Cooling Performance of a Turbine Vane Suction Side: The Showerhead Effect on Film-Cooling Hole Placement for Cylindrical and Fan-Shaped Holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(9).
- [18] Elnady T, Hassan I, Kadem L, et al. Experimental Investigation of Double Rows Film Cooling on Vane Pressure Side [C]. Houston: ASME 2012 International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2012.
- [19] 刘 聪,朱惠人,付仲议,等.涡轮动叶压/吸力面气膜 孔冷却特性实验研究[J].推进技术,2016,37(3):
 511-519. (LIU Cong, ZHU Hui-ren, FU Zhong-yi, et al. Experimental Study of Film Cooling Characteristics on Pressure and Suction Side in a Turbine Blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(3): 511-519.)
- [20] 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.
- [21] 倪 阳. 气冷涡轮叶片冷却效果多学科耦合分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2017.
- [22] 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,(11):2609-2618.
- [23] Xue S, Ng W, Ekkad S, et al. The Performance of Fan-Shaped Hole Film Cooling on a Gas Turbine Blade at

Transonic Condition with High Freestream Turbulence [R]. *AIAA* 2012–0368.

- [24] Describing the Uncertainties in Experimental Results [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1988, 1(1): 3-17.
- [25] 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.
- [26] 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).
- [27] Qin Y M, Chen P T, Ren J, et al. Effects of Wall Curvature and Streamwise Pressure Gradient on Film Cooling Effectiveness [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 107: 776-784.
- [28] Ames F E. The Influence of Large-Scale High-Intensity Turbulence on Vane Heat Transfer [J]. Journal of Tur-

bomachinery, 1997, 119(1): 23-30.

- [29] 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.
- [30] Albert J E, Bogard D G, Cunha F. Adiabatic and Overall Effectiveness for a Film Cooled Blade[R]. ASME GT 2004-53998.
- [31] Dees J E, Bogard D G, Ledezma G A, et al. Overall and Adiabatic Effectiveness Values on a Scaled Up, Simulated Gas Turbine Vane [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(5).
- [32] Mouzon B D, Albert J E, Terrell E J, et al. Net Heat Flux Reduction and Overall Effectiveness for a Turbine Blade Leading Edge[R]. ASME GT 2005-69002.
- [33] 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 GT 2016-57992.

(编辑:朱立影)