

叶片吸力面不同位置处气膜冷却特性对比

王克菲¹, 骆剑霞¹, 田淑青¹, 朱惠人², 刘 聪²

(1. 中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司 设计研发中心, 上海 201108;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在跨声速叶栅通道内, 试验研究了叶片吸力面不同位置处的气膜冷却特性, 详细地分析吸力面两个位置处的簸箕孔型在主流进口雷诺数为 3.7×10^5 、出口马赫数为 0.81, 0.91, 1.01 及气膜吹风比为 0.6~2.1 条件下的气膜冷却效率. 结果表明: 气膜孔 2 位于大的叶片曲率位置处, 该位置处主流能使得射流更好地贴附在壁面上, 但是该影响有利有弊. 在小吹风比下, 气膜孔射流本身就能很好地贴附壁面, 因而主流使得气膜贴壁较好的作用不强, 而主流使得气膜展向扩展不易的负面影响却比较明显. 在大吹风比下, 气膜射流法向分量较大, 气膜容易脱离壁面, 此时, 气膜孔 2 由于主流作用使得气膜更好地贴附在壁面上, 气膜冷却效率有较大提升.

关 键 词: 雷诺数; 马赫数; 吸力面; 气膜孔; 曲率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Film cooling performance comparison at different positions on blade suction side

WANG Kefei¹, LUO Jianxia¹, TIAN Shuqing¹, ZHU Huiren¹, LIU Cong¹

(1. Research and Development Center, Commercial Aircraft Engine Company Limited, Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 201108, China;
2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Film cooling performances of two fan shaped film holes at different positions on blade suction side were experimentally studied in a linear transonic cascade. The film cooling effectiveness of the fan shaped film holes on blade suction side was measured at mainstream inlet Reynolds number of 3.7×10^5 , different mainstream exit Mach number of 0.81, 0.91, 1.01, and different blowing ratio of 0.6—2.1. Results shows the film hole 2 is at the position with higher curvature, where the mainstream forces the coolant to better flow along the surface, however, this has both advantages and disadvantages. At smaller blowing ratio, the jet of film hole can flow close to the wall itself, so the advantage of the mainstream isn't obvious, but the mainstream forces the coolant to flow downstream and the coolant will be difficult for spanwise flow, bringing about lower film cooling effectiveness. At higher blowing ratio, the jet of film hole has large vertical velocity component, the coolant can be easily lifted off, then coolant of the film hole 2 can be forced to get close to the wall, so the film cooling effectiveness is increased substantially.

收稿日期: 2016-05-05
基金项目: 上海市科学技术委员会资助项目(14DZ1104600)
作者简介: 王克菲(1984—), 男, 硕士, 工程师, 主要从事航空发动机涡轮叶片冷却方面的研究.

引用格式: 王克菲, 骆剑霞, 田淑青, 等. 叶片吸力面不同位置处气膜冷却特性对比[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1281-1288.
WANG Kefei, LUO Jianxia, TIAN Shuqing, et al. Film cooling performance comparison at different positions on blade suction side[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1281-1288.

Key words: Reynolds number; Mach number; suction side; film cooling hole; curvature

为了获得更高效的发动机性能,现代航空发动机涡轮前温度不断上升,因此必须对涡轮叶片采取有效的冷却技术.气膜冷却是在叶片表面开孔使得内部冷却气流在叶片表面形成冷气覆盖,从而有效阻隔在外部燃气与叶片壁面之间,减低叶片温度.

关于气膜冷却流动机理,有着大量的研究成果^[1-3].在研究过程中,GOLDSTEIN 等^[4]发现当气膜孔出口扩张后,一方面能降低了气膜孔出口射流垂直方向动量分量,使得射流更不容易喷射渗透进入主流,另一方面气流流过扩张处时能附于表面,两方面共同作用使得扩张孔型的气膜冷却效率比圆柱孔型有大幅上升.从而,扩张孔型被广泛应用在涡轮叶片冷却结构设计中^[5-7].

真实涡轮叶片有着复杂的叶型型面,且在叶栅通道内存在着复杂的通道涡结构^[8],使得真实涡轮叶片表面的冷却效果与常规平板试验有较大差别,因此研究真实涡轮叶片表面气膜冷却效果是十分必要的^[9-11].在叶片吸力面不同位置处,型面曲率不同会导致气膜孔下游冷却特性有明显改变^[12-13].另外,在真实涡轮叶栅通道内,随着单级涡轮压比的增加,涡轮叶片间的流动逐步转变为跨声速,甚至达到超声速,在如此苛刻的流动条件下,涡轮叶片气膜冷却成为一个急需解决的迫切问题.文献^[14]采用数值模拟技术对跨声速条件下涡轮叶片表面的气膜冷却特性进行了分析.

本文在短周期瞬态跨声速叶栅风洞中,试验研究了叶片吸力面不同位置处簸箕孔型的气膜冷却特性,试验工况与真实发动机工况相近,研究结果有较高的应用价值.文中详细分析了不同出口马赫数及多个气膜吹风比条件下的吸力面簸箕孔型的气膜冷却效率.

1 实验研究方法

本试验在西北工业大学的短周期瞬态跨音速叶栅风洞中进行.整体试验系统如图 1 所示.

主流试验段上游装有大开角扩散段和稳压舱,用于保证进入试验段气流的均匀性.试验中通过控制叶栅进、出口压力调节主流叶栅雷诺数和马赫数.叶栅进、出口压力通过上游的电动调压阀、手动节流阀、下游的手动蝶阀和引射器共同调节实现.

本试验采取加热冷气的方案,即试验中主流为冷流,而二次流为加热后的热流,从而形成主流和二次流间温差,试验状态下主流温度约为 300 K,冷气温度加热至 360 K 左右保证主流和二次流间约有 60 K 的温差.

二次流系统主要由压缩机、气罐、过滤器、流量控制器、电加热器、电磁阀以及连接管路等组成.由于电加热器的热惯性比较大,需要较长时间才能使二次流温度稳定,因此试验前需要将二次流排入大气中,等其加热温度稳定后才能进行试验,试验时通过一对常开/常闭电磁阀实现气流切换.

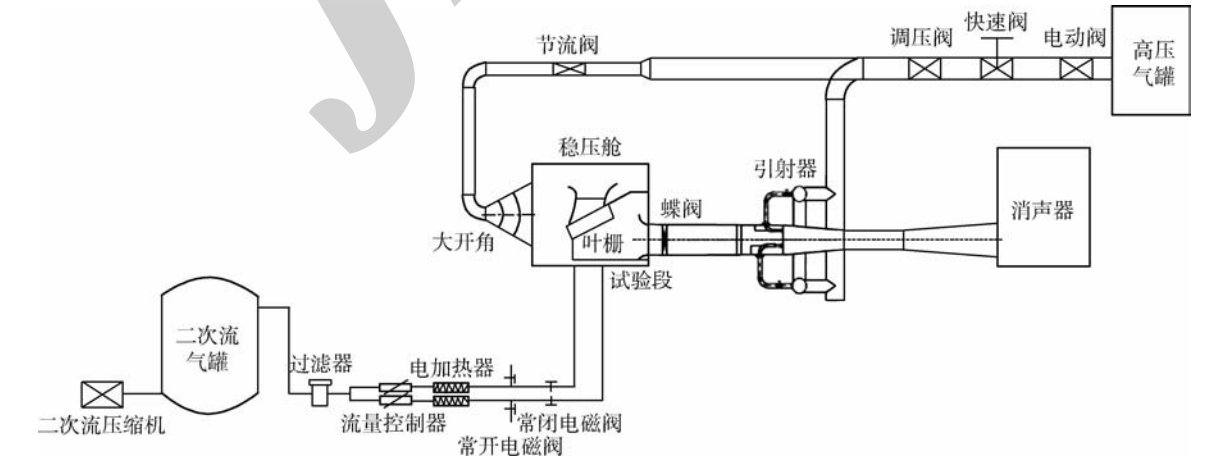


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

本试验研究的是对某涡轮导向叶片中截面的二维叶型沿高度方向进行拉伸后的直叶片.试验

中流动和换热的测量工作均在试验叶片中截面上进行.实际叶片表面设计多排气膜孔,本试验中采

用放大模型,研究仅针对吸力面的两排气膜孔,具体的气膜孔位置如图 2 所示.气膜孔加工方法为铣加工,孔内壁表面粗糙度 $R_a=3.2$,试验叶片材料为聚醚醚酮(poly-ether-ether-ketone, PEEK),其导热系数约为 $\lambda=0.29\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$.

试验中采用热电偶测量气膜孔下游壁面温度计算得到相应的气膜冷却效率.气膜孔 1 下游共布置有 19 个热电偶测点,具体位置如图 3(a)所示.气膜孔 2 下游共布置有 23 个热电偶测点,具体位置如图 3(b)所示.

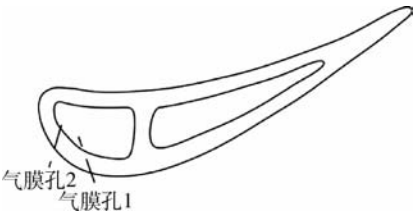
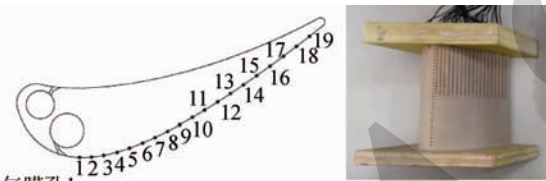
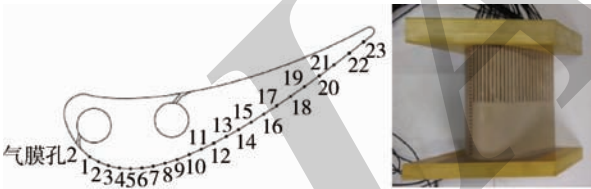


图 2 气膜孔 1、气膜孔 2 位置示意图
Fig. 2 Positions of the film hole 1 and film hole 2



(a) 气膜孔1测试模型与叶片照片



(b) 气膜孔2测试模型与叶片照片

图 3 试验叶片模型与照片

Fig. 3 Experimental blade models and photos

本文研究气膜孔 1 和气膜孔 2 均为簸箕孔型.簸箕孔型结构示意图如图 4 所示.试验中簸箕孔 1 圆柱部分孔直径 $d=0.86\text{ mm}$,气膜孔间距 P 与直径 d 的比值 $P/d=4.5$,孔长度 $L=4.0\text{ mm}$,扩张段 1 长度 $L_1=2.1\text{ mm}$,扩张段 2 长度 $L_2=1.3\text{ mm}$,孔出口最大长度 L_3 与直径 d 的比值 $L_3/d=3$,出口扩张角 $\beta=15^\circ$,出口后倾角 $\delta=32.7^\circ$,出口扩张面与叶片表面夹角 γ 为 20.2° .簸箕孔 2 圆柱部分孔直径 $d=0.86\text{ mm}$, $P/d=4.5$,孔长度 $L=3.6\text{ mm}$,扩张段 1 长度 $L_1=1.9\text{ mm}$,扩张段 2 长度 $L_2=1.1\text{ mm}$, $L_3/d=2.5$,出口扩张角 $\beta=15^\circ$,出口后倾角 $\delta=30.43^\circ$,出口扩张面与

叶片表面夹角 $\gamma=22.88^\circ$.

试验中分别研究了不同主流进口雷诺数 Re_{in} ,出口马赫数 Ma_{out} 条件下气膜孔排 1 和气膜孔排 2 下游的气膜冷却特性的影响.在各雷诺数和马赫数工况下分别测量了多个气膜孔吹风比 BR (量符号记为 R_b),试验湍流度为 1.5% ,具体的试验参数范围如表 1 所示.

主流进口雷诺数 $Re_{in}=\rho_g u_g C/\mu_g$,式中 ρ_g , u_g , μ_g 分别为叶栅入口气流密度、速度和动力黏度, C 为特征尺寸取叶栅弦长.

叶栅通道主流等熵出口马赫数计算公式为 $Ma_{out}=\sqrt{5[(p_t-p_2)^{2/7}-1]}$,式中 p_t 表示叶栅进口总压, p_2 表示的是叶栅出口静压.

吹风比 $R_b=\rho_c u_c/\rho_g u_g$,式中 u_c , ρ_c , u_g , ρ_g 分别为单个气膜孔内二次流速度与密度和主流进口速度与密度.

气膜冷却效率的计算公式为 $\eta=(T_{gr}-T_{aw})/(T_{gr}-T_c)$,式中 T_{gr} 表示燃气恢复温度, T_{aw} 表示绝热壁温, T_c 表示二次流温度.

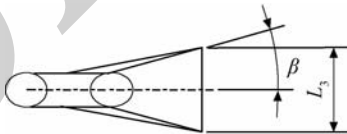


图 4 簸箕气膜孔结构示意图

Fig. 4 Structural schematic diagram of the fan shaped film hole

表 1 中雷诺数位基于叶片弦长定义的主流雷诺数,相应地,采用气膜孔尺寸定义的冷气雷诺数范围约为 $2000\sim9000$ (发动机实际工作状态下该参数范围约 $5000\sim50000$).

本试验基于一维半无限大理论,采用瞬态测量方法获得气膜冷却效率.试验采用的热电偶响应时间段,温度采集系统采集频率达 10 kHz ,并专门布置了高质量的地线系统,采用了高精度净化电源和很好的屏蔽措施以保证测温精度.具体的测量计算方法见文献[15].本试验过程中,各测

点压力的平均误差范围为 $-1\%\sim 1\%$,热电偶本身的测量误差范围为 $-0.3\sim 0.3\text{ K}$.通过误差传递原理对试验误差进行了分析^[16],在试验测试参数范围内,叶片表面压力系数的平均误差范围为 $-5.5\%\sim 5.5\%$,气膜冷却效率相对误差范围为 $-5\%\sim 5\%$.

表 1 试验参数变化范围

Table 1 Variation range of experiment parameters			
孔位	$Re/10^5$	Ma	R_b
气膜 1、 气膜 2	3.7	0.81	0.6,0.9,1.2,1.5,1.8,2.1
		0.91	0.6,0.9,1.2,1.5,1.8,2.1
		1.01	0.6,0.9,1.2,1.5,1.8,2.1
		0.91	0.6,0.9,1.2,1.5,1.8,2.1
		0.91	0.6,0.9,1.2,1.5,1.8,2.1

2 结果与分析

2.1 叶片中截面不同位置处表面压力系数分布

图 5 给出了进口雷诺数为 3.7×10^5 、出口马赫数为 0.91 下试验叶片中截面的压力系数分布.压力系数 $C_p=(p-p_t)/(p_t-p_1)$,式中 p 为叶片表面当地静压, p_t 为叶栅进口静压.横坐标 S 表示相对弧长,即叶片表面某一位置距离前缘驻点的弧面距离与压力面(或吸力面)总弧面长度的比值, $-1<S<0$ 为压力面相对弧长, $0<S<1$ 为吸力面相对弧长, $S=0$ 代表前缘驻点位置(下文表示方法相同).从图中可以看出,叶片压力面从前

缘到压力面尾缘,压力沿程下降,即为顺压力梯度;在叶片吸力面,气流先经历较大梯度的顺压力流动,后在 $S=0.78$ 位置处,顺压力梯度终止,继而转变成逆压力梯度.图中标示出气膜孔 1 与气膜孔 2 在吸力面的具体位置,从图中可以看出,气膜孔 1、气膜孔 2 均位于顺压力梯度区.

2.2 气膜孔 1 下游气膜冷却效率

图 6(a)、图 6(b)、图 6(c)分别给出了进口雷诺数为 3.7×10^5 、出口马赫数为 0.81,0.91,1.01 条件下气膜孔 1 下游的气膜冷却效率分布曲线,每张图片中均给出了吹风比为 0.5,1.0,1.5,2.0,2.5,3.0 对应的 6 条气膜冷却效率 η 曲线.图中横坐标 s/d 表示某一位置距离前缘驻点的弧面距离 s 与气膜孔直径 d 之比.

从图 6(b)中可以看到,孔后的气膜冷却效率随吹风比的变化规律可分为两个部分,即 $R_b<1.2$ 和 $R_b>1.2$ 两个范围.

吹风比 R_b 从 0.5 增大到 1.2 时,吹风比对孔后冷却效分布的影响并不是单调的增加或者降低,而是在近孔处和远离孔处表现出相反的影响作用:在近孔($s/d<20$)范围内,小吹风比($R_b=0.6$)下的气膜冷却效率最高,随着吹风比增大,气膜冷却效率逐渐降低;而在远离孔的下游($70<s/d<110$)区域,随着吹风比增大,气膜冷却效率有所上升.这主要是因为,在小吹风比($R_b=0.6$)下,冷气在近孔处完全贴附在叶片表面,气膜覆盖效果很好,因此可以得到最高的冷却效率;但是小吹风比,意味着冷气量很小,因此冷气也更容易在与主流的掺混下耗散掉,因此可以看出 $R_b=0.6$ 下的冷效随着向下游,衰减的也最快;而当吹风比增大到 0.9 时,气膜冷却效率的衰减速度也逐渐减缓,当 $R_b=1.2$ 时,在 $20<s/d<110$ 范围内,气膜冷却效率基本没有明显的减小.

当吹风比在 1.2~2.1 范围内,吹风比对孔后气膜冷却效率分布的影响是单调的,随着吹风比增大,孔后的气膜冷却效率在孔后各个位置均降低.但是,也可以分为近孔和远孔区域:在近孔区域,随着吹风比增大冷效的下降幅度明显大于远孔区域.究其原因,在 $R_b>1.2$ 的较大吹风比工况下,冷气从气膜孔出流后更容易脱离壁面进入主流中,因此吹风比越大,气膜冷却效率迅速下降;随着气流远离孔的下游发展,在主流的压迫作用下脱离壁面的冷气又有逐渐重新贴附于壁面的趋势,从 $R_b=1.8$ 和 $R_b=2.1$ 气膜冷却效率曲线可以看出来,气膜冷却效率随着重新贴附而缓慢

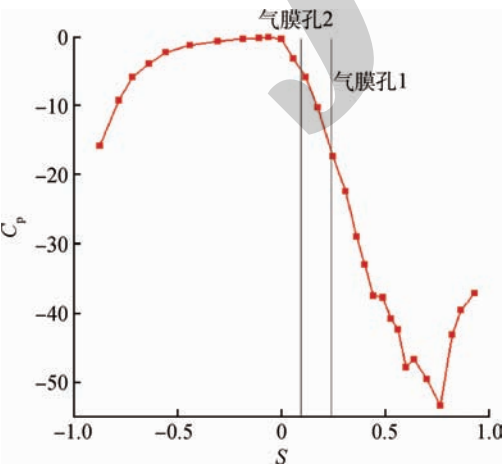


图 5 $Re_{in}=3.7\times 10^5$, $Ma_{out}=0.91$ 工况下
叶片表面压力系数分布
Fig. 5 Distribution of the pressure coefficient on the
blade surface at $Re_{in}=3.7\times 10^5$, $Ma_{out}=0.91$

的回升,但是毕竟二次流重新贴附的量有限,而且越靠近下游二次流在主流中掺混的也更充分,因此在大吹风比下,即使远离孔处的气膜冷却效率上升,也并未出现曲线交叉的情况,但是不同吹风比下的气膜冷却效率值之间的差距减小。

图 6(a)与图 6(c)中吹风比对气膜冷却效率 η 曲线分布变化与图 6(b)一致。由此表明马赫数不同对气膜冷却效率分布随吹风比的变化基本无影响,量值上也基本无差别。

2.3 气膜孔 2 下游气膜冷却效率

图 7(a)、图 7(b)、图 7(c)分别给出了进口雷

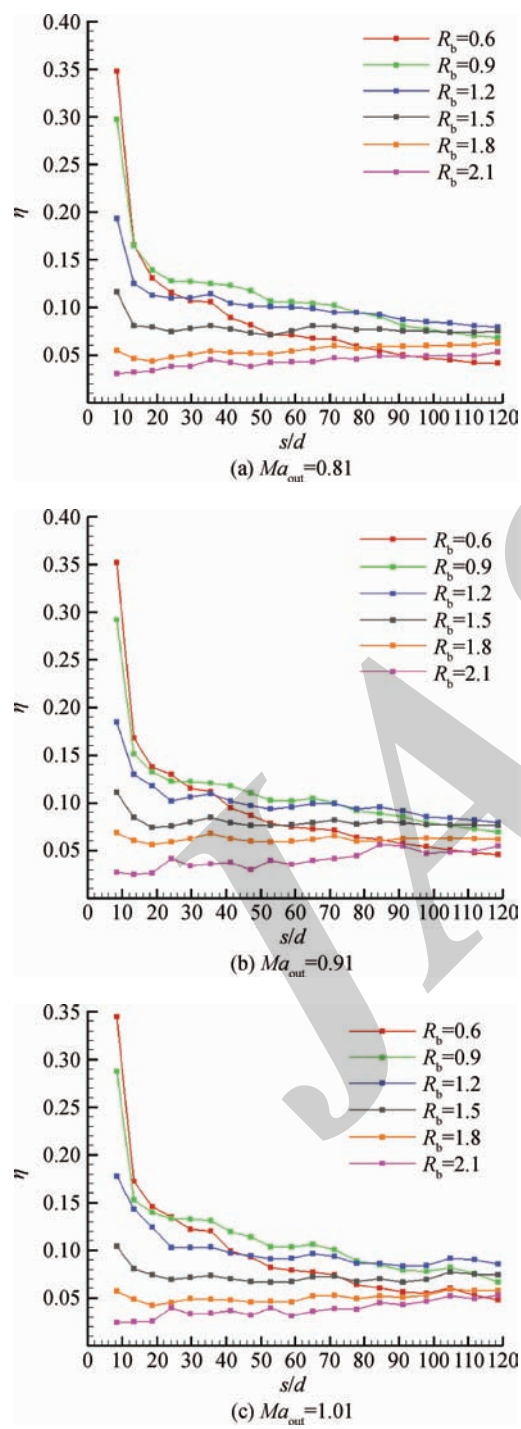


图 6 不同马赫数下的气膜孔 1 的气膜冷却效率分布曲线($Re_m=3.7\times10^5$)

Fig. 6 Film cooling effectiveness distribution of film hole 1 at different Mach numbers ($Re_m=3.7\times10^5$)

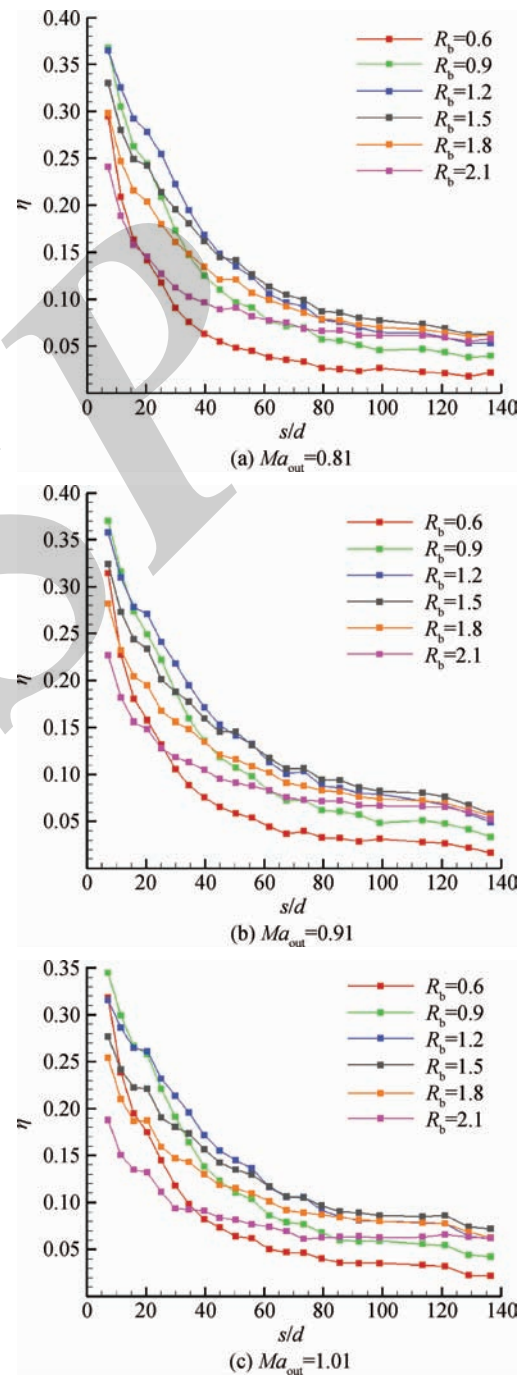


图 7 不同马赫数工况下的气膜孔 2 的气膜冷却效率分布曲线($Re_m=3.7\times10^5$)

Fig. 7 Film cooling effectiveness distribution of film hole 2 at different Mach numbers ($Re_m=3.7\times10^5$)

诺数为 3.7×10^5 、出口马赫数为 0.81, 0.91, 1.01 条件下气膜孔 2 下游气膜冷却效率分布曲线, 每张图片中均给出了吹风比为 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 对应的 6 条气膜冷却效率曲线. 图中横坐标 s/d 表示某一位置距离前缘驻点的弧面距离与气膜孔直径之比.

从图 7(b)中可以看到, 孔后的气膜冷却效率随吹风比的变化规律也可分为两个部分, 即 $R_b < 1.2$ 和 $R_b > 1.2$.

吹风比 R_b 从 0.6 增大到 1.2 时, 气膜冷却效率在孔后各个位置处呈单调的增大趋势. 气膜贴壁良好的情况下, 冷气量的多少是决定气膜冷却效率高低的决定性因素.

当吹风比 R_b 从 1.2 增大到 2.1 时, 整体的气膜冷却效率又逐渐降低, 且距离气膜孔出口越近, 下降的越快. 这主要原因是, 随着吹风比的增大, 气膜孔射流的法向分量逐渐增大, 射流喷出后更易冲出壁面, 在气膜孔出口下游贴附性越差; 随着射流向下游流动, 主流将会将部分主流压向壁面, 在大的吹风比下冷气量较多, 冷气量的增大弥补了射流脱离壁面带来的影响, 因此在气膜孔远下游区域冷效降低量较小.

为详细研究马赫数对气膜冷却效率的影响, 选取进口雷诺数为 3.7×10^5 , 吹风比分别为 0.6, 1.5 和 2.1, 不同马赫数下的气膜冷却效率分布进行对比分析, 如图 8 所示. 从图中可以看出, 在相同的雷诺数条件下, 马赫数对气膜孔 2 的气膜冷却效率影响很小.

2.4 气膜孔 1 与气膜孔 2 对比分析

图 9 给出了进口雷诺数为 3.7×10^5 、出口马赫数为 0.91 条件下气膜孔 1 与气膜孔 2 在吹风比为 0.6, 1.2 和 2.1 工况下的气膜冷却效率分布曲线.

从图中可以看出, 气膜孔 1 随着吹风比的增大气膜出现分离再贴附的现象(流向气膜冷却效率曲线表现为先下降后上升的趋势), 而气膜孔 2 则没有出现明显的气膜分离现象(在各吹风比下气膜冷却效率曲线沿流向均逐渐下降). 从孔所处的位置可以看出, 气膜孔 1 与气膜孔 2 均位于吸力面, 为凸面, 主流在流经曲面时会形成垂直于流线方向的压力梯度, 在凸面上该压力梯度使得冷气向凸面折转, 二次流喷射动量较小时, 冷气折转半径小于当地表面曲率半径, 冷气将在主流作用下贴附壁面; 而二次流喷射动量较大时, 冷气折转半径大于当地表面曲率半径, 将发生吹离现象. 气膜孔 2 位置处叶片表面的曲率要大于气膜孔 1, 因此在相同冷气/主流动量比情况下, 气膜孔 2 出流的冷气在主流作用下更易贴附壁面.

从量值上来看, 在小吹风比下, 气膜孔 2 的气膜冷却效率曲线沿流向迅速下降, 在 $s/d < 25$ 范围内略高于气膜孔 1, 而在 $s/d > 25$ 范围内却低于气膜孔 1. 在小吹风比下, 气膜孔 1 与气膜孔 2 射流均能较好的贴附在壁面上, 因而在近孔下游气膜孔 2 由于曲率大主流弯折作用下带来的贴壁效果不明显, 在近孔下游区域气膜孔 2 的气膜冷却效率只是略大于气膜孔 1, 但是沿着流动方向, 由于主流贴壁作用较强而使得气膜孔 2 射流展向

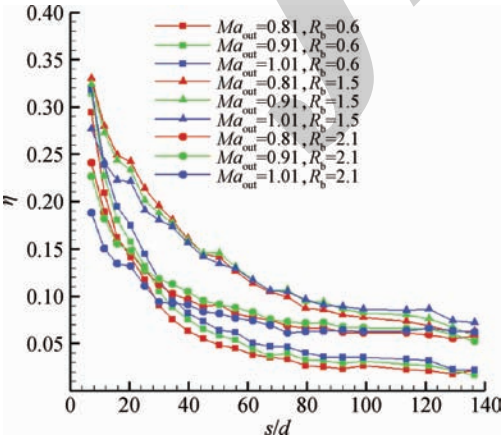


图 8 马赫数对气膜孔 2 的气膜冷却效率分布的影响
($Re_{in} = 3.7 \times 10^5$)
Fig. 8 Effect of Mach number on film cooling effectiveness distribution of film hole 2
($Re_{in} = 3.7 \times 10^5$)

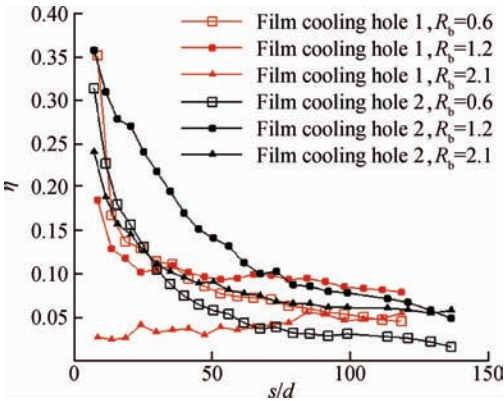


图 9 $Re_{in} = 3.7 \times 10^5$, $Ma_{out} = 0.91$ 工况下
气膜孔 1、气膜孔 2 下游气膜冷却效率对比图
Fig. 9 Film cooling effectiveness comparison of film
hole 1 and film hole 2 at $Re_{in} = 3.7 \times 10^5$,
 $Ma_{out} = 0.91$

扩展不易,因而气膜孔 2 在气膜孔远下游则低于孔 1.

吹风比 R_b 为 1.2,在近孔下游气膜孔 2 由于曲率大主流弯折作用下带来的贴壁效果有较大的体现,气膜孔 2 的气膜冷却效率曲线在 $s/d < 65$ 范围均远大于气膜孔 1,而在远下游区域,气膜孔 2 射流展向扩展不佳的影响部分被冷气量的增大所抵消,因而在 $s/d > 65$ 范围气膜孔 2 的气膜冷却效率略低于气膜孔 1.

在大吹风比下,由于气膜孔 1 射流法向分量较大,使得冷气不能很好地贴附在壁面上,气膜冷却效率低,而气膜孔 2 的射流在主流的作用下仍能贴附壁面,从而气膜冷却效率高于气膜孔 1.

3 总 结

本文试验研究了跨声速叶栅通道中叶片吸力面气膜冷却特性,详细对比分析了两个不同位置处气膜孔的气膜冷却效率.通过以上分析,可以总结如下结论:

- 1) 气膜孔 1 射流随着吹风比的增大气膜出现分离再贴附现象.
- 2) 气膜孔 2 与气膜孔 1 相比所处位置曲率更大,在主流的作用下冷气射流更易贴附壁面,因而气膜孔 2 下游气膜冷却效率曲线一直表现为沿流动方向逐渐降低,没有出现气膜分离.
- 3) 在小吹风比下,气膜孔 1 和气膜孔 2 冷气出流后均能较好地贴附壁面,但经历了较大曲率表面的折转,气膜孔 2 出流的冷气沿程耗散更快,故其气膜冷却效率衰减较气膜孔 1 快.
- 4) 在大吹风比下,气膜射流法向分量较大,气膜容易脱离壁面,因气膜孔 2 所处位置的表面曲率较大,而冷气若要吹离壁面,其折转半径必须大于当地表面曲率,因此气膜孔 2 出流的冷气较气膜孔 1 贴壁性更好(尤其在大吹风比下该效应更为明显),气膜孔 2 的气膜冷却效率在大吹风比下要优于气膜孔 1.

参考文献:

[1] FRIC F T,ROSHKO A. Vortical structure in the wake of a transverse jet[J]. Journal of Fluid Mechanics,1994,279 (10):1-47.

[2] MCGOVERN K T,LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics;Part 2 compound-angle injection with cylindrical holes [J]. Journal of Turbomachinery,1997, 122(1):113-121.

[3] SEN B,SCHMIDT D L,BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes;heat transfer[J]. Journal of Turbo-

machinery,1996,118(4):807-813.

[4] GOLDSTEIN R J,ECKERT E R G,BURGGRAB F. Effects of hole geometry and density on three-dinemsional film cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1974,17(5):595-607.

[5] GANZERT W,HILDEBRANDT T,FOTTNER L. Systematic experimental and numerical investigations on the aerothermodynamics of a film cooled turbine cascade with variation of the cooling hole shape;Part 1 experimental approach [R]. ASME Paper 2000-GT-0295,2000.

[6] 朱惠人,许都纯,刘松龄,等. 簸箕形排孔气膜冷却实验研究[J]. 航空学报,1997,18(5):535-538.

ZHU Huiren,XU Duchun,LIU Songling,et al.Film cooling experimental investigation of a row of dust-pan shaped holes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1997, 18(5):535-538. (in Chinese).

[7] 戴萍,林枫. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却效果的影响 [J]. 热能动力工程,2009,24(5):560-565.

DAI Ping,LIN Feng,Effect of film hole shape to film cooling effectiveness on turbine blade[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2009,24(5):560-565. (in Chinese)

[8] 骆剑霞,朱惠人,张宗卫. 涡轮导向叶片换热实验与计算 [J]. 航空动力学报,2014,29(3):526-531.

LUO Jianxia,ZHU Huiren,ZHANG Zongwei. Heat transfer experiment and computation of a gas turbine vane[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(3):526-531. (in Chinese)

[9] 姚玉,张靖周,何飞,等. 涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报,2010,25(6):1245-1250.

YAO Yu,ZHANG Jingzhou,HE Fei,et al. Numerical investigation on film cooling effectiveness at suction surface of stator blade[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25 (6):1245-1250. (in Chinese)

[10] 姚玉,张靖周,何飞,等. 涡轮叶片吸力面上收敛缝形孔气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空学报,2010,31(6):1115-1120.

YAO Yu,ZHANG Jingzhou,HE Fei,et al. Numerical investigation on film cooling effectiveness of converging slot hole at turbine blade suction surface[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(6):1115-1120. (in Chinese)

[11] 李国庆,邓宏武,肖俊. 旋转状态涡轮叶片吸力面单孔气膜冷却实验[J]. 航空动力学报,2010,25(4):780-785.

LI Guoqing,DENG Hongwu,XIAO Jun,Experimental investigation of rotating single-hole film cooling performance on suction side of a turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(4):780-785. (in Chinese)

[12] 黄逸,徐强,戴韧,等. 叶型表面曲率对离散孔气膜冷却性能的影响[J]. 热能动力工程,2012,27(2):149-153.

HUANG Yi,XU Qiang,DAI Ren,et al. Effect of blade curvature to film cooling effectiveness of discrete holes [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2012,27(2):149-153. (in Chinese)

[13] 陶智,李林,罗翔,等. 圆形孔排的气膜冷却曲率实验研究 [J]. 热科学与技术,2009,8(1):8-12.

TAO Zhi,LI Lin,LUO Xiang,et al. Influence of curvature on film cooling on turbine blade surfaces[J]. Journal of Thermal Science and Technology,2009,8(1):8-12. (in Chinese)

[14]

刘聪,朱惠人,许卫疆,等.跨声速涡轮导叶吸力面换热特性数值研究[J].推进技术,2015,36(7):1046-1053.
LIU Cong,ZHU Huiren,XU Weijiang,et al.Numerical study for heat transfer characteristics on suction side of transonic nozzle guide vane[J].Journal of Propulsion Technology,2015,36(7):1046-1053.(in Chinese)

[15]

LIU Cong,ZHU Huiren,FU Zongyi,et al.The effects of inlet Reynolds number,exit Mach number of a turbine blade in a linear transonic cascade [R].ASME Paper GT2015-42888,2015.

[16]

BROWN K H,COLEMAN H W,STEELE W G.Estimating uncertainly intervals for linear regression [R].AIAA 95-0896,1995.

(编辑:王碧琚)