

文章编号:1000-8055(2018)03-0521-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.03.002

不同湍流度下吹风比对涡轮导向叶片吸力面气膜冷却的影响

贺宜红¹, 刘存良², 宋 辉², 朱惠人², 周志翔¹

(1. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用基于窄带热色液晶测量的瞬态全表面传热测量技术,研究了不同主流湍流度下的吹风比对涡轮导向叶片气膜冷却的影响,获得了叶片吸力面侧圆柱形孔排气膜冷却效率和表面传热系数比的全表面分布数据。结果表明:由于气膜射流与主流掺混的相互作用会随着主流湍流度的变化而变化,因此在主流湍流度不同时,吹风比对气膜冷却效率和表面传热系数比的影响规律会有所不同;主流湍流度较小时,吹风比的增大会显著减弱气膜覆盖效果与气膜冷却效率,但是在湍流度下,吹风比的影响较弱,尤其是在远下游区域;相同的主流湍流度条件下,吹风比的增大会使得表面传热系数提高,但是在湍流度下,换热增强效果较弱;相同吹风比下,湍流度下的表面传热系数比相对较小。

关 键 词: 气膜冷却; 吹风比; 主流湍流度; 气膜冷却效率; 表面传热系数

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Effects of blowing ratio on turbine vane suction side film cooling under different turbulence intensity conditions

HE Yihong¹, LIU Cunliang², SONG Hui²,
ZHU Huiren², ZHOU Zhixiang¹

(1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effects of blowing ratio on turbine vane film cooling under different mainstream turbulence intensity conditions were studied using the transient heat transfer measurement technique with narrow-band thermochromic liquid crystal in the whole region. The spatial distributions of film cooling effectiveness of cylindrical holes on the suction side of a turbine vane and surface heat transfer coefficient ratio in whole region were obtained. The results showed that the mixing effect and interaction intensity of film jets and mainstream changed with the mainstream turbulence intensity, so the effects of blowing ratio on the film cooling effectiveness and surface heat transfer coefficient ratio were different under different mainstream turbulence intensities. In experimental conditions, when the mainstream turbulence intensity was small, the film coverage and cooling effectiveness rapidly deteriorated

收稿日期:2016-08-29
基金项目:国家自然科学基金(51306152); 航空科学基金(2014ZB53023)
作者简介:贺宜红(1978—),男,高级工程师,硕士,主要从事航空发动机涡轮叶片冷却技术研究。

引用格式:贺宜红,刘存良,宋辉,等. 不同湍流度下吹风比对涡轮导向叶片吸力面气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报,2018,33(3): 521-529. HE Yihong, LIU Cunliang, SONG Hui, et al. Effects of blowing ratio on turbine vane suction side film cooling under different turbulence intensity conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 521-529.

with the increase of blowing ratio. However, the change of blowing ratio had relatively weaker effect under large mainstream turbulence intensity, especially in the far downstream region. Under the same mainstream turbulence intensity conditions, the increase of blowing ratio can enhance the surface heat transfer coefficient. However, the enhancement effect was relatively small under large mainstream turbulence intensity. Under the same blowing ratio, the surface heat transfer coefficient was relatively small when the turbulence intensity was high.

Key words: film cooling; blowing ratio; mainstream turbulence intensity; film cooling effectiveness; surface heat transfer coefficient

航空涡轮发动机的热效率和功率输出随着涡轮进口温度的提高而增加。在合理匹配发动机诸多热力参数条件下,提高涡轮进口温度是改善航空涡轮发动机特性的有效措施。当今高性能航空发动机的涡轮进口温度已超过涡轮叶片材料的耐热极限,因此必须采用有效的冷却措施对涡轮叶片进行保护,其中气膜冷却是被普遍采用的一项关键冷却技术^[1-2]。在过去的 30 多年期间,国内外关于气膜冷却技术有着大量研究,这些研究主要分析了不同气动参数和几何参数对气膜冷却的影响。文献[3-4]在涡轮叶片模型上研究了密度比、吹风比以及动量比对前缘、压力面和吸力面气膜冷却效率的影响,并针对研究中采用密度比、吹风比和动量比的合理性作了讨论,研究指出在忽略密度比的影响下,叶片前缘使用流量比/吹风比作参数比较合适;平板上低流量比下采用吹风比作参数比较合适,高流量比下采用动量比比较合适。文献[5-6]分别研究了涡轮叶片模型上凹槽气膜孔的气膜冷却效率和表面传热系数,研究发现凹槽孔综合冷却效率高于圆柱形孔。文献[7-8]分别在涡轮导向叶片模型上进行了扇形孔和圆柱孔的对比研究,结果表明扇形孔的气膜冷却效率相对于圆柱形柱较高,尤其在吸力面侧。文献[9-10]分别在静止和旋转状态下研究了复合倾角对圆柱形孔在涡轮叶片上的气膜冷却特性的影响。其他关于涡轮叶片气膜冷却的研究可参考文献[11-16],这些文献分别研究了吹风比、密度比、湍流度、压力梯度、孔排位置等气动-结构因素对涡轮叶片气膜冷却特性的影响。

随着航空发动机高温涡轮叶片精细化冷却设计的不断提高,需要在接近于真实工况条件下研究各种冷却结构的换热特性,并获得包含局部细节信息的换热特性参数全表面分布数据。具体到气膜冷却研究,这就需要在真实涡轮叶片结构上研究气膜冷却特性参数的全表面分布特性。基于以上背景,本文采用基于窄带热色液晶的气膜冷

却特性全表面测量技术,实验研究了不同的主流湍流度下某型涡轮导向叶片(下文简称为叶片)吸力面侧的圆柱形孔气膜冷却特性,就吹风比及湍流度对气膜冷却效率与表面传热系数分布的影响进行了对比分析。

1 实验装置与测量方法

1.1 实验装置

本文气膜冷却实验系统如图 1 所示,其中离心风机、储气罐、气流稳定段、收缩段、快速加热器和实验段等部分组成主流系统,离心风机、储气罐、流量计和空气加热器等组成二次流系统。主流气流由阀门开关控制依次流过主流系统;二次流在实验前排入大气,测量时通过转换三通电磁阀开关进入实验段。主流和二次流的温度通过布置在主流通道和二次流腔内的热电偶测量,数据通过 9046 温度采集模块采集。

实验段叶栅通道采用三叶片两通道布局,开有气膜孔的中间叶片用于实验测量,两侧通道壁面使用叶盆、叶背曲线型面。为了便于测量,叶栅通道与叶片模型基于相似原理都进行了相似放大。实验段结构示意图如图 2 所示,实验段进口宽为 187.04 mm,高为 92.48 mm;出口宽度为 57.8 mm,高为 92.48 mm。实验段进气角为 90°,出气角为 18°(气流与叶栅额线夹角)。

高主流湍流度通过湍流发生器实现,图 3 给出了湍流发生器的结构尺寸。在主流通道 A-A 位置(参见图 1)放置湍流发生器与不放置湍流发生器对应有两种不同主流湍流度,叶栅通道进口处的湍流度通过热线风速仪测得,并定义为该实验工况下湍流度。通过热线风速仪测得两种情况下的湍流度分别为 0.59% 和 14.24%。

图 4 是带气膜孔与二次流腔的涡轮叶片实验模型结构示意图。实验叶片弦长 $C=119.10\text{ mm}$,气膜孔孔径 $d=1.55\text{ mm}$,与叶片型面的夹角 $\alpha=$

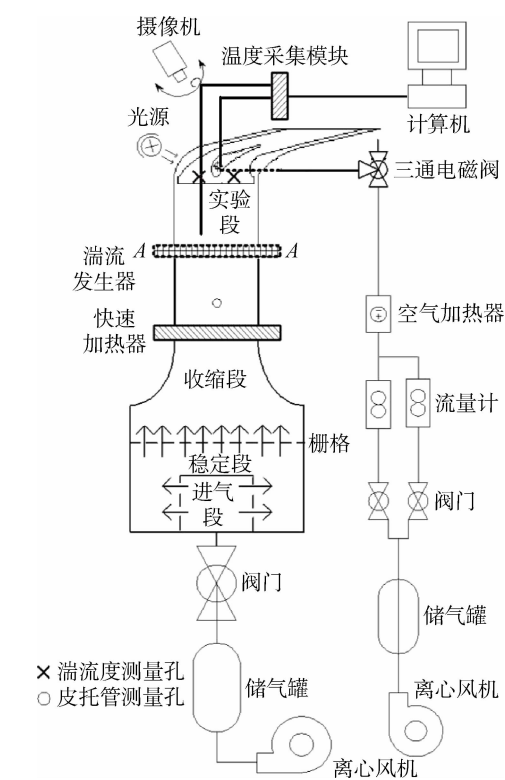


图 1 实验系统示意图

Fig. 1 Sketch of the experiment system

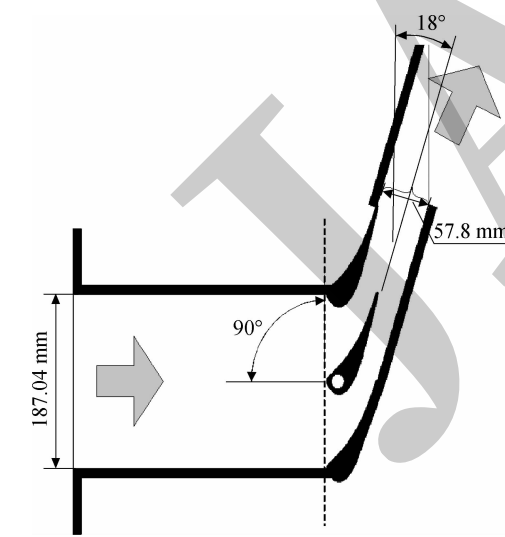


图 2 实验段结构示意图

Fig. 2 Sketch of the experiment section

55°。叶片表面吸力面弧长与叶片弦长之比 S/C 、叶片高度与弦长之比 H/C 规整后,展开如图 5 所示。吸力面布有一排圆柱形气膜孔,孔数为 13 个,孔间距 $H_1=6.48\text{ mm}$ 。

1.2 测量方法

本文的气膜冷却效率与表面传热系数采用基于窄带热色液晶测温的瞬态传热测量技术获得。瞬态传热测量技术是在流场达到稳定,温度场未

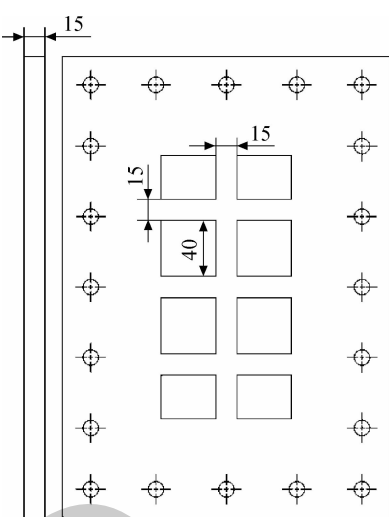


图 3 湍流发生器示意图(单位:mm)

Fig. 3 Sketch of turbulence generator (unit:mm)

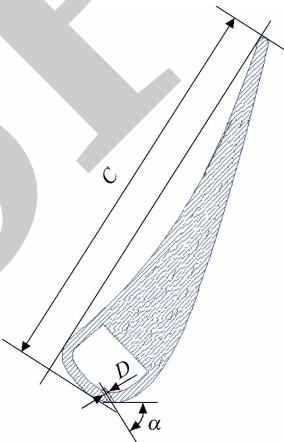


图 4 气膜冷却叶片模型结构示意图

Fig. 4 Sketch of the film cooling vane model

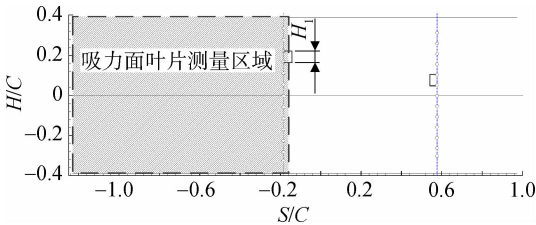


图 5 吸力面测量区域

Fig. 5 Measurement of suction surface side

稳定的条件下,通过测量模型壁面、主流与二次流的温度变化过程、基于一维半无限大非稳态导热理论计算得到模型壁面上的气膜冷却效率和表面传热系数^[17-18]。热色液晶测温技术属于非接触式的温度测量技术,对流场和温度场干扰极小,而且热响应速度快,因此在瞬态传热测量过程中可以测得精度和分辨率都非常高的全表面温度变化数

据。瞬态传热测量技术与热色液晶测温技术相结合就可以得到气膜冷却效率与表面传热系数的全表面分布数据。气膜冷却特性参数(气膜冷却效率 η 和表面传热系数 h)瞬态测量计算公式^[15]为

$$T_s(t) = \sum_{n=0}^N A_n \eta \beta^{2n} \left[\sum_{k=0}^{2n} \frac{(-\beta\sqrt{t})^k}{\Gamma\left(\frac{k}{2} + 1\right)} - E_0 \right] + \sum_{m=0}^M B_m (1 - \eta) \beta^{2m} \left[\sum_{k=0}^{2m} \frac{(-\beta\sqrt{t})^k}{\Gamma\left(\frac{k}{2} + 1\right)} - E_0 \right] + T_i E_0 \quad (1)$$

其中 $\eta = (T_{aw} - T_g)/(T_c - T_g)$, $\beta = h/\sqrt{\rho c \lambda}$, $E_0 = e^{\beta^2 t} \cdot \text{erfc}(\beta\sqrt{t})$, erfc 代表返回从 x 到 ∞ 积分的 ERF 函数的余误差函数, h 是以气膜冷却条件下的绝热壁温为参考温度定义的表面传热系数, 即 $h = q/(T_{aw} - T_s)$, q 为热流密度, T_g 代表主流温度, T_c 代表二次流温度, T_{aw} 代表绝热壁温, T_s 代表壁面温度, T_i 代表叶片模型初始温度。 $T_s(t)$ 是时刻 t 叶片模型表面某点的当地温度, A_n 和 B_m 是二次流和主流温度随时间变化曲线的拟合系数, ρ 、 c 、 λ 分别是叶片模型材料的密度、比热容和导热系数。根据式(1), 在相同的气动条件下, 通过改变主流和二次流温度随时间的变化规律, 进行多次实验, 即可得到关于 η 和 h 的方程组, 从而求解出叶片模型表面某一点处的气膜冷却效率 η 和表面传热系数 h 。

本文实验的主流温度和二次流温度采用热电偶测量, 叶片模型表面各点的 $T_s(t)$ 及 t 通过摄像机拍摄叶片模型表面热色液晶的变色过程测得。采用继电器实现气流温度测量、DV 拍摄、主流和二次流加热器加热四个动作同步。而且, 为了保证瞬态传热测量的半无限大假设成立, 本文每次瞬态实验测量的时间都控制在 90 s 以内。

1.3 误差分析

实验测量误差主要有温度测量误差和时间测量误差两大类。其中, 热电偶和热色液晶的测温误差为 $\pm 0.2\text{ K}$, 时间测量误差为 $\pm 0.1\text{ s}$ 。根据误差计算方法可以得出: 本实验条件下的表面传热系数测量结果的相对误差约为 8%; 气膜冷却效率测量结果的相对误差在 $\eta = 0.1$ 时约为 15%, 在 $\eta = 0.7$ 时约为 3%。

2 实验结果与讨论

2.1 实验工况

本文采用主流雷诺数 Re 、吹风比 M 以及主

流湍流度 T_u 来定义实验工况。其中, 基于叶片弦长的主流雷诺数 Re 的计算式为

$$Re = \rho_g U_g C / \mu_g \quad (2)$$

其中 ρ_g , U_g , μ_g , C 分别为主流的密度、速度、动力黏度和叶片弦长。

在实验中, 保持主流的流量不变, 通过改变二次流的进口流量来改变吹风比 M

$$M = \rho_c U_c / (\rho_g U_g) \quad (3)$$

其中 U_c 为气膜孔垂直截面上的二次流速度, ρ_c 为二次流密度。

本实验的测量工况列在了表 1 中, 包含工况 1 和工况 2, 每个工况中分别包含不同的主流湍流度 T_u ($T_u = 0.59\%$, 14.24%)。

表 1 实验工况表
Table 1 Experiment conditions list

工况	Re	M	$T_u/\%$
1	100 000	0.6	0.59, 14.24
2	100 000	1.2	0.59, 14.24

2.2 气膜冷却效率结果分析

2.2.1 不同湍流度下吹风比对气膜冷却效率分布的影响

图 6 是湍流度 $T_u = 0.59\%$ 下的不同吹风比工况下的气膜冷却效率分布云图。从图中可以看出, 在各个工况下, 气膜射流轨迹在吸力面呈聚敛状, 气膜覆盖范围随着流向下游逐渐变小。分析认为这是由于叶栅通道中的通道涡造成的, 图 7 给出了文献[19]得到的叶栅通道涡系统的示意图。叶片吸力面的气膜射流会受通道涡旋转方向的影响而向叶片中部卷吸聚拢, 从而使得涡轮叶片吸力面叶根区域的气膜覆盖效果逐渐变差。

对比图 6 中的工况 1 和工况 2 可知, 吹风比对于涡轮叶片吸力面的气膜冷却效率分布影响很大。工况 1 气膜覆盖范围较大, 气膜冷却效果较好, 随着吹风比的增加, 气膜冷却效果变弱, 这是因为吹风比较小时, 二次流喷出后在主流压力和科恩达效应作用下, 能更好地贴附在叶片表面。当吹风比增大后, 二次流射流有更高的速度, 从而穿透边界层、脱离壁面。

图 8 是主流湍流度 $T_u = 14.24\%$ 时, 不同吹风比工况下的气膜冷却效率分布云图。比较图中各工况, 可以发现: 工况 1 下, 气膜覆盖效果在孔近下游区域较好, 但是在远下游区域气膜冷却效

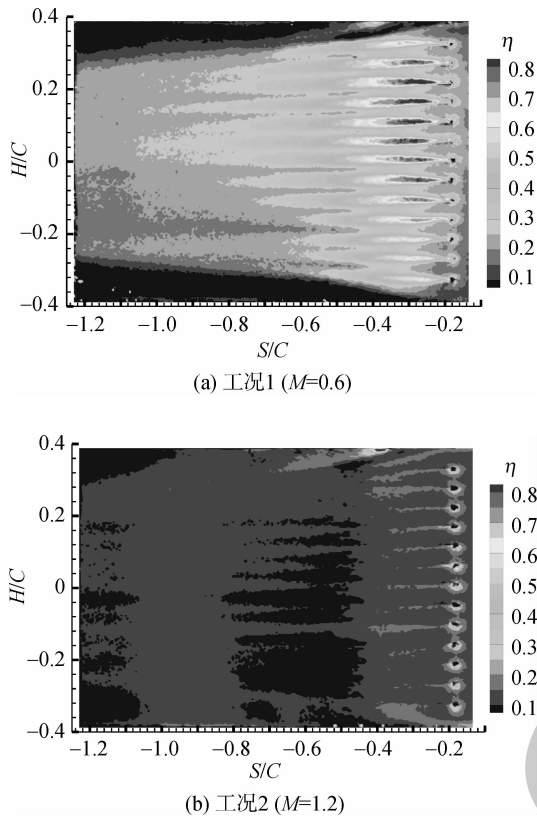


图 6 气膜冷却效率分布云图 ($T_u=0.59\%$)
Fig. 6 Contours of film cooling effectiveness distribution ($T_u=0.59\%$)

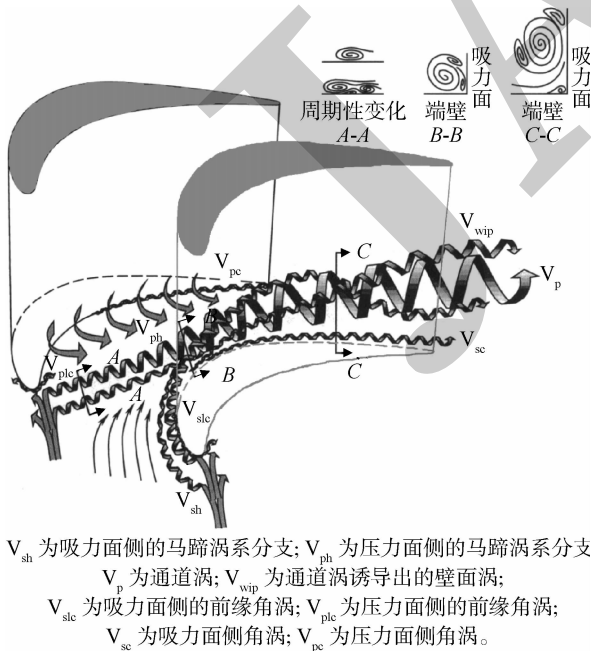


图 7 叶栅通道涡系示意图^[19]
Fig. 7 Sketch of the vortex system in cascade channel^[19]

率值非常低;工况 2 下,整个表面的气膜覆盖效果较为均匀,但是气膜冷却效率值都较低,冷却效果较差。与图 6 相比,在主流湍流度增大为 14.24%

后,在工况 1 工况下,提高湍流度使得气膜横向扩散能力继续变强,在图 8 中可以看到气膜孔附近区域气膜覆盖均匀,但是提高湍流度会加剧主流与气膜的掺混,所以在气膜孔近下游区域的气膜冷却效率峰值有明显的降低,而且远下游区域的气膜冷却效率也相对于小湍流度工况有明显的减小。在工况 2 下,对比图 6 可知,当主流湍流度增大为 14.24%时,脱离壁面的气膜与主流的掺混有助于二次流扩散到壁面,从而改善了气膜覆盖效果。

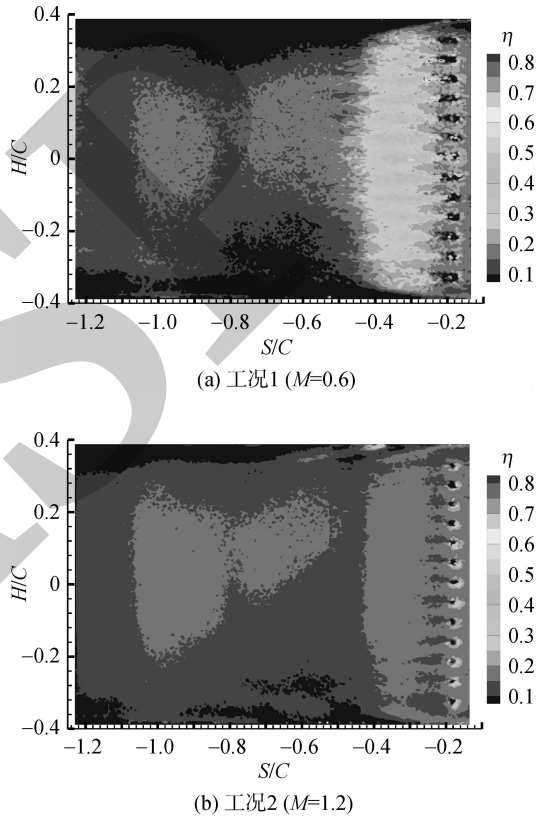


图 8 气膜冷却效率分布云图 ($T_u=14.24\%$)
Fig. 8 Contours of film cooling effectiveness distribution ($T_u=14.24\%$)

2.2.2 不同湍流度下吹风比对平均气膜冷却效率的影响

图 9 给出了不同吹风比、湍流度工况下的展向平均气膜冷却效率 η_{ave} 曲线。从图中可以看出,在各个湍流度的小吹风比工况下,上游 $-0.6 < S/C < -0.2$ 范围内,平均气膜冷却效率有一个先上升后下降的过程。这是因为吸力面的曲面结构使得气膜射流喷出后易于脱离壁面,从而造成气膜孔附近区域的气膜保护效果较差,气膜冷却效率较低;随着流向下流,气膜射流重新贴

回壁面,气膜冷却效率又得以提高;在 $S/C < -0.3$ 区域,气膜射流与主流的掺混又使得气膜冷却效率逐渐下降。

在小湍流度工况下,吹风比的提高显著降低了平均气膜冷却效率,尤其是在孔近下游区域;但是在湍流度工况下,吹风比的提高只是在孔近下游 $-0.5 < S/C < -0.2$ 范围内降低了气膜冷却效率,而在远下游区域,吹风比的变化对平均气膜冷却效率影响很小。从图 9 中还可以看出,在小吹风比下,湍流度较小时,平均气膜冷却效率较大,在湍流度较大时,平均气膜冷却效率较小;而在大吹风比下,湍流度的增大对展向平均气膜冷却效率有一定的提高作用,但是影响效果不大。

通过以上分析,可以看出提高主流湍流度对气膜冷却有三个影响:①影响气膜的横向扩散能力;②影响主流与二次流的掺混度;③影响气膜射流的壁面贴附性。此外,随着湍流度的变化,吹风比对气膜冷却效率的影响规律有所不同。

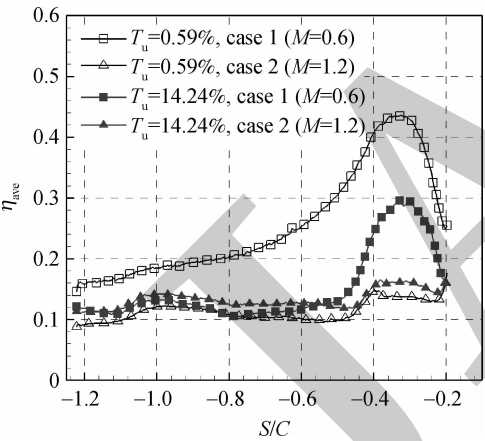


图 9 展向平均冷却效率结果

Fig. 9 Laterally averaged film cooling effectiveness

2.3 表面传热系数比结果分析

本文使用表面传热系数比,即有气膜条件下的表面传热系数(h)与无气膜时表面传热系数(h_0)的比值 h/h_0 来表征气膜冷却的对流传热特性。表面传热系数比 h/h_0 定义为,在相同主流雷诺数 Re 与湍流度 T_u 、相同位置处,有气膜叶片表面传热系数与无气膜光滑叶片表面传热系数的比值。

图 10 给出了无气膜光滑叶片表面传热系数的分布云图。由图可知,不同湍流度状态下的光滑叶片表面传热系数分布和变化规律类似:叶片前缘区域(图中 A 区域)受叶栅来流冲击影响,换热最强;叶片吸力面受叶栅通道涡的影响,在靠近

叶根的区域有一个低表面传热系数区域 B;在区域 D,换热先减弱后逐渐增强。不同湍流度下的光滑叶片表面表面传热系数的数值有所不同:高湍流度下,叶片表面传热系数要高于低湍流度工况;湍流度越大,吸力面低换热区域减小,尾缘附近高换热区域增大。

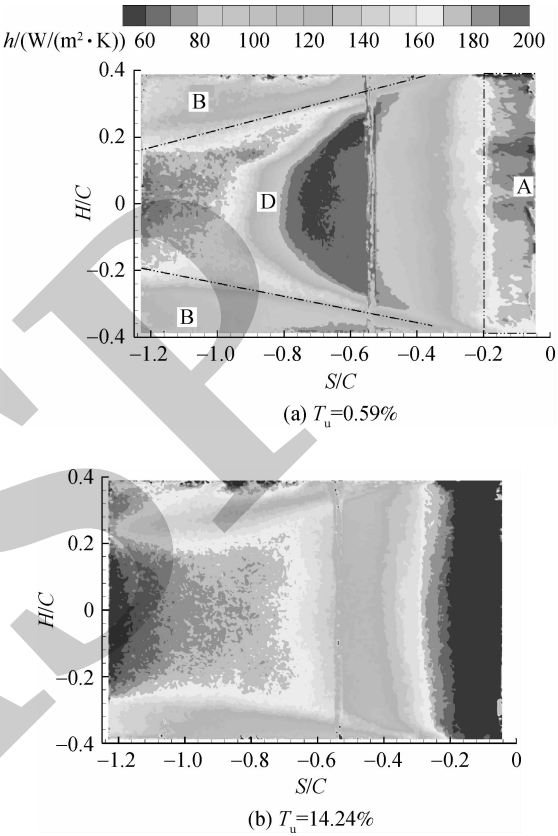


图 10 无气膜冷却光滑叶片表面传热系数分布云图
Fig. 10 Contours of surface heat transfer coefficient distribution on a vane without film cooling

2.3.1 不同湍流度下吹风比对表面传热系数比分布的影响

图 11 是湍流度 $T_u = 0.59\%$ 时不同吹风比下的表面传热系数比分布云图。从图中可以看出,在不同的吹风比下,表面传热系数比云图分布规律相同:表面传热系数比数值大于 1;在测量区域上游,气膜孔中心线附近是强换热区域,这是因为气膜出流带来的强烈扰动强化了气膜孔附近区域的对流换热;在 $-0.85 < S/C < -0.5$ 范围内,存在一个中间宽两边窄的三角形高表面传热系数比区域,由图 10 可知,此处在无气膜时为低换热区域,当在有气膜出流时,气膜出流扰动可以强化这个区域的对流换热,因此该区域的表面传热系数比 h/h_0 会相对较高。

图 12 是湍流度 $T_u=14.24\%$ 时不同吹风比工况下的表面传热系数比分布云图,与图 11 所示的表面传热系数分布规律相似,在相同湍流度工况下,存在气膜孔后和 $-0.6<S/C<-0.4$ 范围内两个高表面传热系数比区域。和图 11 相比,湍流度增大,气膜孔后高换热区域变宽,中间高换热区域范围变小。这是因为湍流度增大后,气膜射流喷出后影响范围变宽,对应气膜孔后换热增强区域变宽;而在 $-0.6<S/C<-0.4$ 范围内,相同湍流度的光滑叶片表面传热系数相对较高,因此这个区域的表面传热系数比数值相对较低。

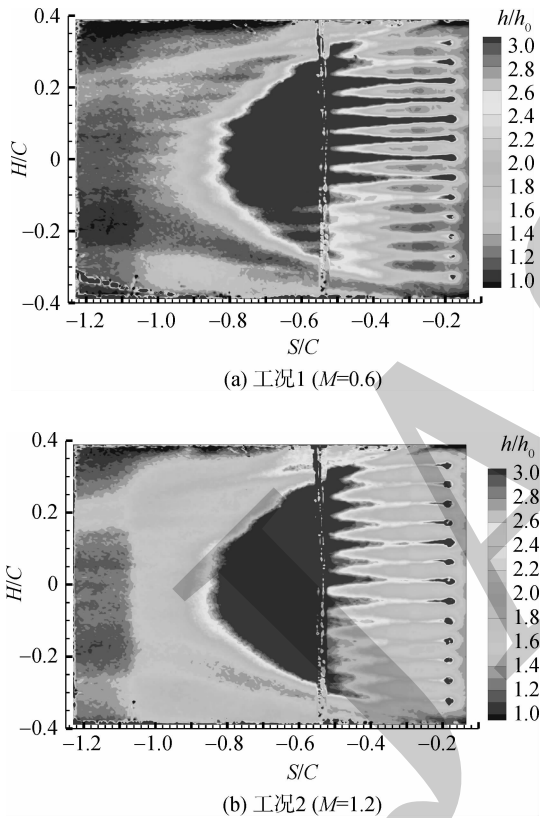


图 11 表面传热系数比分布云图($T_u=0.59\%$)
Fig. 11 Contours of surface heat transfer coefficient ratio distribution ($T_u=0.59\%$)

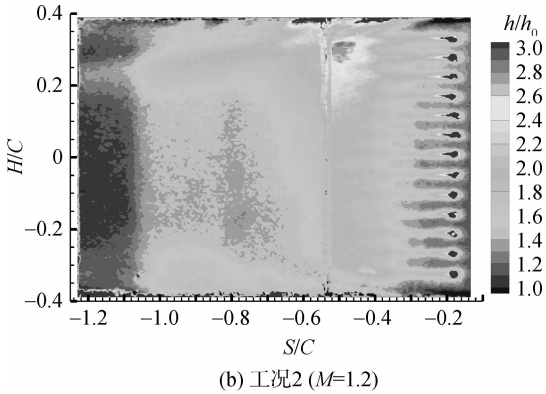
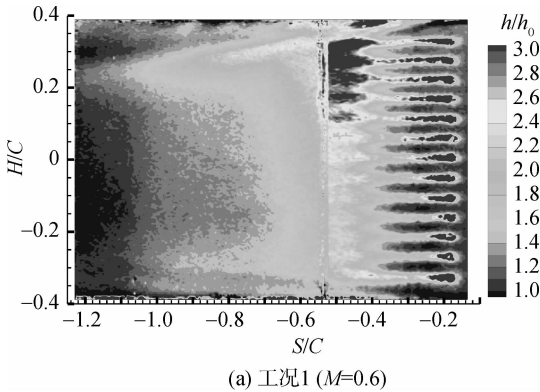


图 12 表面传热系数比分布云图($T_u=14.24\%$)
Fig. 12 Contours of surface heat transfer coefficient ratio distribution ($T_u=14.24\%$)

2.3.2 不同湍流度下吹风比对平均表面传热系数比的影响

图 13 给出了不同吹风比、湍流度工况下的展向平均表面传热系数比曲线图。从图中可以看到,所有实验工况的展向平均表面传热系数比都大于 1,并且随着 S/C 减小,平均表面传热系数比($\bar{h}/\bar{h}_0$)先升高后下降。这是因为气膜出流增强了壁面气流速度,加强了换热,同时消除了叶片中游区域的低换热区域,相应地提高了该区域的表面传热系数比。

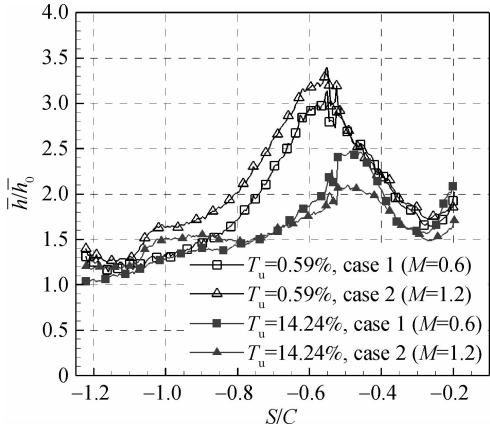


图 13 展向平均表面传热系数比结果
Fig. 13 Laterally averaged surface heat transfer coefficient ratio

当主流湍流度 $T_u=0.59\%$ 时,大吹风比工况的平均表面传热系数比较高,在 $S/C=-0.55$ 处,达到平均最大值为 3.4;当主流湍流度 $T_u=14.24\%$ 时,不同吹风比工况下,平均表面传热系数比变化规律一致,数值相差不大。在 $S/C>-0.9$ 范围内,主流湍流度越大,相同吹风比下的

平均表面传热系数比越小,这主要是由于在大湍流度下,气膜扰动的效果相对较小,因此换热强化效果也相对较弱。

3 结 论

本文实验测量了主流雷诺数 $Re=100\,000$,主流湍流度分别为 0.59%、14.24% 时涡轮导向叶片吸力面的气膜冷却效率与表面传热系数比的全表面分布特性。对比分析了主流湍流度和吹风比对叶片气膜冷却特性的影响规律。研究获得的主要结论如下:

1) 改变主流湍流度可以影响气膜射流对壁面的贴附性、与主流的掺混程度、以及对主流边界层扰动的相对强度,随着湍流度和空间区域的变化,吹风比对气膜冷却效率和表面传热系数比的影响规律有所不同。

2) 当主流湍流度较小时,小吹风比下的气膜射流可以很好地附着在叶片壁面上,随着吹风比的增大,气膜贴壁性和气膜冷却效率显著下降;当主流湍流度较大时,气膜射流与主流的强烈掺混显著降低了小吹风比下的气膜冷却效率,但是在小吹风比下,湍流度的增大反而对气膜覆盖效果有一定的改善作用,从而使得孔下游 $S/C < -0.5$ 范围内,不同吹风比下的气膜冷却效率相差不大。

3) 在本文研究范围内,不同湍流度和吹风比工况下的表面传热系数比空间分布规律比较相似:气膜孔近下游的中心线区域以及叶片中弦区域的表面传热系数比较大;在各个湍流度下,对流换热强度随着吹风比的增大而有所增强,但是在小湍流度条件下,换热增强效果较弱;在相同吹风比下,高湍流度下的表面传热系数比较小。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. Evolution of turbine cooling[R]. ASME Paper GT2017-63205, 2017.
- [2] BUNKER R S. Gas turbine film cooling: breaking the limits of diffusion shaped holes[J]. Heat Transfer Research, 2010, 41(6): 627-650.
- [3] ETHRIDGE M I, CUTBIRTH J M, BOGARD D G. Scaling of performance for varying density ratio coolants on an airfoil with strong curvature and pressure gradient effects[R]. ASME Paper 2000-GT-0239, 2000.
- [4] CUTBIRTH J M, BOGARD D G. Effects of coolant density ratio on film cooling performance on a vane[R]. ASME Paper GT2003-38582, 2003.
- [5] ALBERT J E, BOGARD D G. Experimental simulation of contaminant deposition on a film cooled turbine vane pres-

sure side with a trench[R]. ASME Paper GT2011-46709, 2011.

- [6] ALBERT J E, BOGARD D G. Measurements of adiabatic film and overall cooling effectiveness on a turbine vane pressure side with a trench[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 135(5): 629-640.
- [7] GUO S M, LAI C C, JONES T V, et al. The application of thin-film technology to measure turbine-vane heat transfer and effectiveness in a film-cooled, engine-simulated environment[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 1998, 19(6): 594-600.
- [8] KINELL M, UTRIAINEN E, HYLÉN J, et al. Fan shaped and cylindrical holes studied in vane film cooling test rig[R]. ASME Paper GT2010-23308, 2010.
- [9] WAYE S K, BOGARD D G. High-resolution film cooling effectiveness comparison of axial and compound angle holes on the suction side of a turbine vane[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 202-211.
- [10] 李国庆, 邓宏武, 侯晖霞. 复合角对涡轮叶片旋转气膜冷却效果的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 308-313.
LI Guoqing, DENG Hongwu, XIA Huixia. Numerical investigation on film cooling effectiveness of rotating blade with multihole[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 308-313. (in Chinese)
- [11] COLBAN W, THOLE K A, HAENDLER M. Experimental and computational comparisons of fan-shaped film cooling on a turbine vane surface[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(1): 23-31.
- [12] 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.
- [13] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰, 等. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220.
LI Guangchao, ZHU Huiren, LIAO Naibing, et al. Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 215-220. (in Chinese)
- [14] 邓明春, 朱惠人, 王学文, 等. 密度比对涡轮叶片气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 795-799.
DENG Mingchun, ZHU Huiren, WANG Xuewen, et al. Influence of density ratio on the discharge coefficient of turbine blade film cooling holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 795-799. (in Chinese)
- [15] 周志翔, 刘存良, 张宗卫, 等. 主流湍流度对涡轮导向叶片气膜冷却特性影响的实验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1279-1286.
ZHOU Zhixiang, LIU Cunliang, ZHANG Zongwei, et al. Experimental investigation on the effects of mainstream turbulence intensity on film cooling of a turbine vane[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1279-1286. (in Chinese)
- [16] 秦晏旻, 任静, 蒋洪德. 主流流向压力梯度对气膜冷却效率的影响[J]. 工程热物理学报, 2014, 35(3): 461-464.

QIN Yanmin, REN Jing, JIANG Hongde. Effects of streamwise pressure gradient on film cooling effectiveness[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(3): 461-464. (in Chinese)

[17] 刘存良, 朱惠人, 白江涛, 等. 基于瞬态液晶全表面测量技术的圆柱形孔气膜冷却特性研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 1959-1965.

LIU Cunliang, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao, et al. Experimental research on film cooling characteristics of cylindrical hole with transient liquid crystal measurement technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 1959-1965. (in Chinese)

[18] 刘存良, 朱惠人, 白江涛, 等. 基于瞬态液晶测量技术的收缩扩张形孔气膜冷却特性[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 812-818.

LIU Cunliang, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao, et al. Film cooling characteristics of converging-expanding hole with transient liquid crystal measurement technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(5): 812-818. (in Chinese)

[19] WANG H P, OLSON S J, GOLDSTEIN R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 1-8.

(编辑: 陈 越)