

尾迹对动叶表面簸箕孔气膜冷却影响实验

陈大为, 朱惠人, 李华太, 周道恩
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用压敏漆(PSP)技术研究了上游尾迹对吸力面和压力面带有单排簸箕形气膜孔的涡轮动叶表面气膜冷却效率的影响,获得了不同吹风比(0.25~1.5)和尾迹斯特劳哈尔数(0,0.12,0.36)条件下涡轮叶片表面气膜冷却效率分布的实验数据,结果表明:尾迹使吸力面簸箕孔后径向平均气膜冷却效率最大下降幅度达 0.07,使压力面簸箕孔后径向平均气膜冷却效率最大下降幅度达 0.024;有尾迹时,随着吹风比的增加,吸力面气膜孔后冷却效率逐渐降低,压力面气膜孔后冷却效率先增加后降低。

关 键 词: 尾迹; 气膜冷却效率; 簸箕形气膜孔; 压敏漆 (PSP); 吹风比; 斯特劳哈尔数; 涡轮动叶

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Test on effect of wake on film cooling for turbine blade with dust-pan shaped holes

CHEN Dawei, ZHU Huiren, LI Huatai, ZHOU Daoen
(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The effect of unsteady wake on the film cooling effectiveness of the turbine blade was studied using the pressure sensitive paint (PSP) measurement technique. The test blade had two rows of dust-pan shaped film holes on the suction surface and the pressure surface, respectively. The blowing ratio varied from 0.25 to 1.5 and the wake Strouhal number of 0, 0.12, 0.36. Results showed that as the wake Strouhal number increased, the span-wise averaged film cooling effectiveness of the suction surface decreased by up to 0.07 and the span-wise averaged film cooling effectiveness of the pressure surface decreased by up to 0.024. For the wake cases, an increase in the blowing ratio caused a decrease in film cooling effectiveness on the suction surface. The film cooling effectiveness increased first and then decreased on the pressure surface as the blowing ratio increased.

Key words: wake; film cooling effectiveness; dust-pan shaped hole; pressure sensitive paint(PSP); blowing ratio; Strouhal number; turbine blade

气膜冷却技术是应用于涡轮叶片外表面的重要冷却方式之一,其原理是将温度较低的冷气通过叶片表面离散的气膜孔喷出从而形成气膜,一方面把高温燃气和壁面隔绝开,一方面降低了壁面附近流体的温度。Haydt 等^[1]研究了面积比对典型扩张形气膜孔冷却效率的影响。Funazaki 等^[2]研究了孔上游设置流动控制凸起结构对孔后气膜冷却效率的影响。章大海等^[3]研究了不同横

槽结构对平板气膜冷却效率的影响。李永康等^[4]研究了三角形突片气膜冷却结构在不同吹风比下的流动过程和冷却效率。范宜龙等^[5]研究了逆压力梯度下,孔间距、前倾角和径向角对气膜冷却效率的影响。姚玉等^[6]研究了气膜孔倾角对导叶气膜冷却效率的影响。Anderson 等^[7]研究了主流边界层厚度对平板气膜冷却效率的影响。Shiau 等^[8]研究了出口马赫数对涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的影响。Jin 等^[9]研究了吹风比和密度比对全气膜叶片冷却效率的影响。向安定等^[10]研究了吹风比对压力面和吸力面各有双排气膜孔的涡轮叶片表面气膜冷却效率的影响。Stratton 等^[11]研究了二次流横流对带有复合角的平板气膜冷却的影响。

动静叶相对运动时,上游导叶尾缘产生的尾迹向下游传播并被旋转的动叶不断切割,必然会影 响动叶表面的气膜冷却特性。国外 Du 等^[12]使用瞬态液晶详细测量了尾迹影响下叶片表面气膜冷却效率。Li 等^[13-14]使用压力敏感漆(PSP)技术测量了带有导叶尾缘射流的尾迹对叶片表面气膜冷却效率和下游光滑动叶表面泛冷却效率的影响。Rallabandi 等^[15]使用 PSP 技术研究了尾迹和密度比对叶片表面气膜冷却效率的影响。Gomes 等^[16]使用热色液晶研究了尾迹对带有气膜的叶片表面冷却效率分布的影响。从以上文献的研究结果来看,尾迹效应对动叶气膜冷却有显著影响,有必要开展深入的研究,而国内相关的实验研究较少,大多采用数值模拟的方法。印洲^[17]研究了静止圆棒对下游平板气膜冷却效率的影响。袁锋等^[18]使用 Numeca 软件模拟了导叶尾迹对下游动叶气膜冷却的影响。

本文使用 PSP 技术测量了尾迹影响下吸力面带有单排簸箕形气膜孔和压力面带有单排簸箕

形气膜孔的涡轮叶片表面气膜冷却效率,分析了尾迹条件下吹风比以及尾迹斯特劳哈尔数对涡轮叶片表面气膜冷却效率的影响规律,所获得的实验数据对完善涡轮叶片冷却结构设计体系具有重要的参考价值。

1 实验装置与测量方法

1.1 实验装置

1.1.1 实验台系统

实验台系统如图 1 所示。主流由离心式鼓风机提供,依次经过储气罐、控制阀、进气段、稳压腔、收缩段、稳定段、辐轮式尾迹发生器和实验段后排入大气。稳压腔内有过滤网和蜂窝板。空气二次流由螺杆压缩机提供,氮气二次流由高压氮气瓶提供,二次流气体通过流量计和加热器后通入叶片内部的进气腔。实验段为直列叶栅通道,由 3 个叶片,4 个完整的叶栅通道组成,中间为测试叶片,叶栅栅距为 108 mm,通道高度为 160 mm,叶栅额线与尾迹发生器转盘的直径为 50 mm。

1.1.2 尾迹发生器

本实验采用的辐轮式尾迹发生器结构如图 2 所示,尾迹发生器圆盘周向均匀布置了 10 根圆棒,每一根圆棒直径为 10 mm。尾迹发生器由一台电动机驱动,用变频器控制尾迹发生器的转速。O'Brien 等^[19]研究发现,辐轮式尾迹发生器能够很好地模拟实际涡轮导叶的尾迹。

1.1.3 实验件

动叶弦长为 128 mm,安装角为 40°,叶顶间隙为 1.6 mm。测试叶片吸力面和压力面各有一排簸箕形气膜孔,流向倾角均为 45°,吸力面孔径为 1.8 mm,孔间距为 12.06 mm,压力面孔径为 1.6

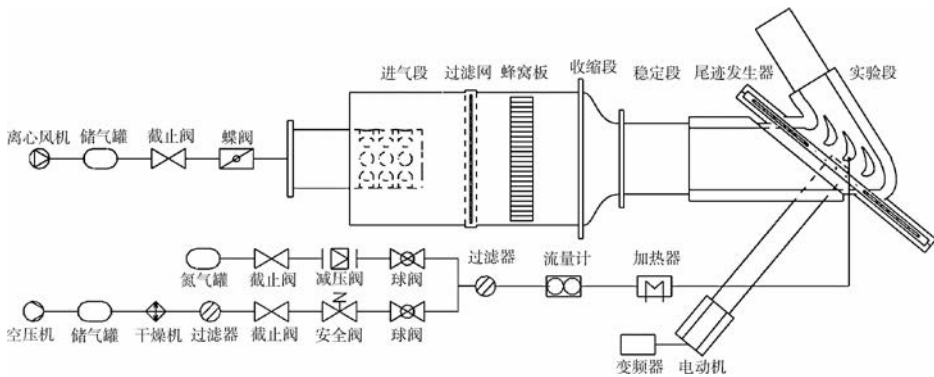


图 1 实验台系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the test system

mm,孔间距为 14 mm,孔排位置和簸箕孔参数如图 3 和图 4 所示。

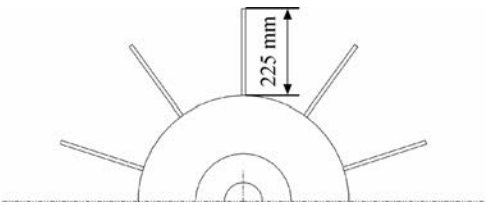


图 2 辐轮式尾迹发生器示意图

Fig. 2 Schematic diagram of spoked wheel type wake generator

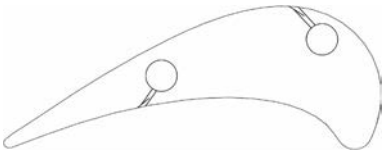


图 3 气膜孔排所在位置

Fig. 3 Location of the film hole rows

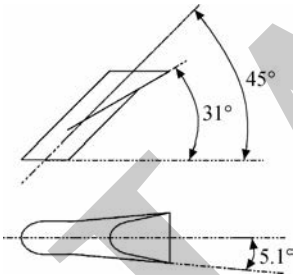


图 4 簸箕孔几何参数

Fig. 4 Geometrical parameters of the dust-pan shaped hole

1.2 测量方法与不确定度

根据传热传质类比,气膜冷却效率可表示为

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} = \frac{\rho_{\infty} - \rho_w}{\rho_{\infty} - \rho_c} \quad (1)$$

式中 T_{aw} 为绝热壁面上气流的温度, T_{∞} 和 T_c 分别为主流和射流温度; ρ_w 为无渗透壁面上氧气的质量浓度, ρ_{∞} 和 ρ_c 分别为主流和射流中氧气的质量浓度(射流为纯氮气时, ρ_c 为零)。根据氧气的质量浓度和氧分压之间的关系,式(1)可进一步表示为

$$\eta = 1 - \frac{\rho_{O_2, N_2+air}}{\rho_{O_2, air}} = 1 - \frac{p_{O_2, N_2+air} / p_{O_2, r}}{p_{O_2, air} / p_{O_2, r}} \quad (2)$$

式中 $\rho_{O_2, air}$ 表示纯空气中氧气的质量浓度, ρ_{O_2, N_2+air} 表示空气与氮气的混合气中氧气的质量

浓度, $p_{O_2, air}$ 表示纯空气中的氧分压, p_{O_2, N_2+air} 表示空气与氮气的混合气中的氧分压, $p_{O_2, r}$ 表示参考条件下的氧分压。

PSP 可用于测量实验件表面的氧分压,其发光强度和氧分压之间的关系可用修正的 Stern-Volmer 方程描述

$$\frac{I_r - I_b}{I - I_b} = A(T) + B(T) \frac{p_{O_2}}{p_{O_2, r}} \quad (3)$$

式中 I_r 是参考条件下的发光强度; I 和 p_{O_2} 分别是实验条件下的发光强度和氧分压; I_b 是背景条件下的发光强度;系数 A 和 B 通过标定获得,它们与温度有关。在不同温度下的标定结果如图 5 所示,其中 T 为标定模块的温度, p 为实验条件下的压力, p_r 为参考压力。

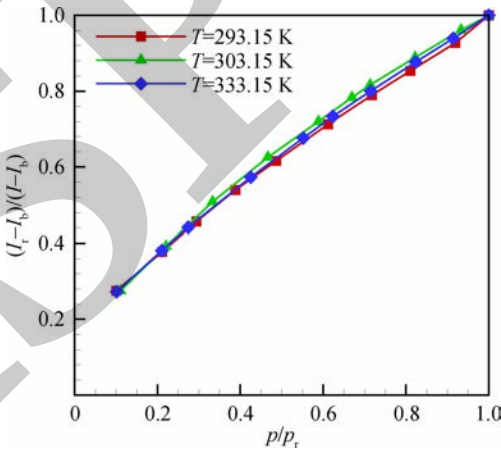


图 5 3 种温度条件下的 PSP 标定曲线

Fig. 5 Calibration curves for PSP at three different temperatures

在使用 PSP 测量气膜冷却效率时,通过 4 次实验分别获得背景条件下的发光强度 I_b 、参考条件下的发光强度 I_r 、射流为空气的实验条件下的发光强度 $I_{O_2, air}$ 和射流为氮气的实验条件下的发光强度 I_{O_2, N_2+air} ,结合标定曲线,便可以得到气膜冷却效率。气膜冷却效率越小,应用 PSP 测量气膜冷却效率实验的不确定度越大;本实验中当 $\eta=0.7$ 时,不确定度为 1.36%,当 $\eta=0.05$ 时,不确定度为 6.24%。

2 实验结果与讨论

2.1 实验工况

主流弦长雷诺数定义为

$$Re = \frac{\rho' u C}{\mu} \quad (4)$$

其中 u 为主流速度, C 为叶片弦长, ρ' 为气流密度, μ 为气流黏度。本次实验的主流出口弦长雷诺数为 3.9×10^5 。

尾迹斯特劳哈尔数定义为

$$Sr = \frac{2\pi NnD}{60u}$$

(5)

其中 N 为辐轮式尾迹发生器圆棒转速, n 为圆棒数目, D 为圆棒直径。通常, 实际发动机的涡轮叶片在设计状态下的 Sr 为 0.35 左右, 本次研究的 Sr 为 0、0.12 和 0.36。

吹风比定义为

$$M = \frac{\rho'_c u_c}{\rho'_g u_g}$$

(6)

其中 u_g 和 u_c 分别为气膜孔出口处主流和二次流的速度, ρ'_c 和 ρ'_g 分别为气膜孔出口处主流和二次流的气流密度, 本次研究的吹风比为 0.25、0.5、1.0 和 1.5。

2.2 吹风比对吸力面(SS)气膜冷却效率的影响

图 6 为无尾迹影响时, 不同吹风比条件下吸力面气膜冷却效率分布云图, 其中 d 为气膜孔直径, s 为叶片弧长, h 为叶片高度。从图中可以看出, 受端壁通道涡和叶顶间隙泄漏涡(如图 7 所示)的作用, 吸力面气膜射流具有很强的三维流特性, 冷气流出后向叶高中截面处汇聚, 整体呈收缩状; 靠近动叶叶顶($h/d=88$)处的气膜射流向中截面偏斜的角度大于叶根($h/d=0$)处的气膜射流; 小吹风比时($M=0.25, 0.5$), 沿叶高方向各个气膜孔的冷气出流量比较均匀; 由于气膜孔位于叶片吸力面腮区附近, 射流较易脱离壁面。当吹风比为 0.25 时, 气膜流出后动量小, 贴壁性好, 且由于簸箕形气膜孔出口的扩张结构, 孔附近气膜沿径向(h/d 方向)覆盖范围较宽; 但由于冷气量较小, 气膜射流沿流向(s/d 方向)不断与主流掺混, 远离孔下游的高效气膜覆盖面积迅速减小, 高效覆盖长度(以冷却效率不低于 0.2 作为判断指标)约至 $s/d=13$ 位置处。随着吹风比增加至 0.5 时, 气膜流出后动量增加, 部分射流脱离壁面, 孔出口处气膜沿径向覆盖范围变窄; 但由于冷气量相对增加, 高效气膜射流沿流向的覆盖范围更长, 约至 $s/d=22$ 位置处; 随着 s/d 增加, 冷气沿径向不断扩散, 导致气膜沿径向的覆盖宽度不断增加。大吹风比($M=1.0$)时, 气膜流出后动量较大, 大部分射流脱离壁面并与主流迅速掺混, 气膜沿流向和径向的覆盖范围急剧减小, 壁面没有受到冷气的有效保护; 随着 s/d 增加, 气膜沿径向

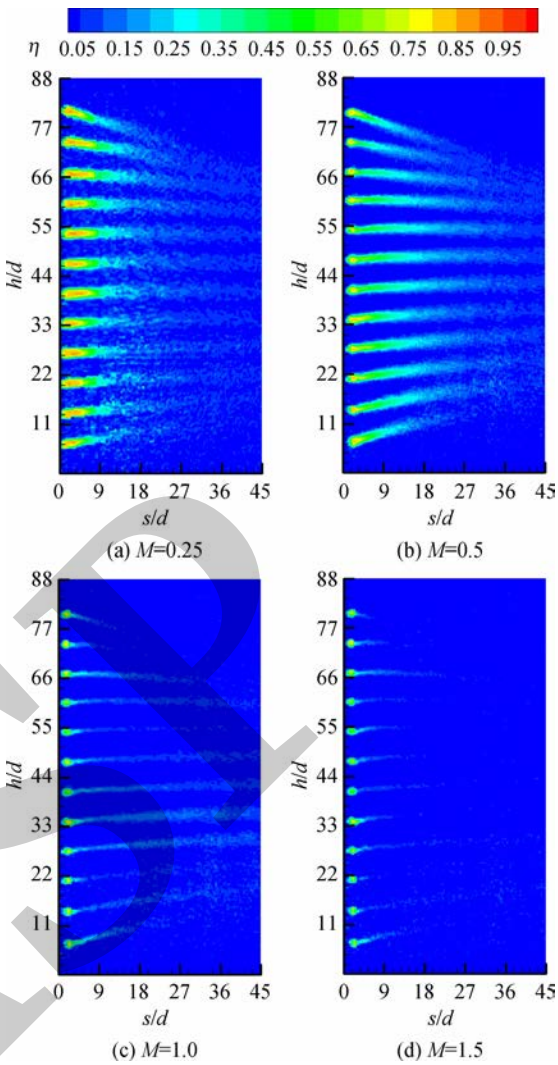


图 6 无尾迹影响时, 不同吹风比条件下气膜冷却效率分布云图(吸力面, $Sr=0$)

Fig. 6 Contours of the film cooling effectiveness at different blowing ratios for the no wake condition (SS, $Sr=0$)

的覆盖宽度不断增加。

图 7 为无尾迹影响时, 叶高中部($h/d=31 \sim 57$ 范围内)径向平均气膜冷却效率 η_{ave} 随吹风比的变化情况。从图中可以看出, 孔出口处径向平均气膜冷却效率最高, 普遍沿流向逐渐降低; 大吹风比时, 孔出口处径向平均气膜冷却效率下降的梯度更大。当吹风比为 0.25 时, 孔出口附近径向平均气膜冷却效率最高为 0.32, 随后沿流向逐渐降低。当吹风比为 0.5 时, 射流轻微脱离壁面, 导致孔出口径向平均冷却效率最高为 0.24, 随着 s/d 增加, 冷气在下游再附着, 导致远离孔下游($s/d>16$)的径向平均气膜冷却效率高于吹风比为 0.25 的情况。当吹风比为 1.0 时, 大部分射流脱离壁面, 孔出口径向平均冷却效率最高为

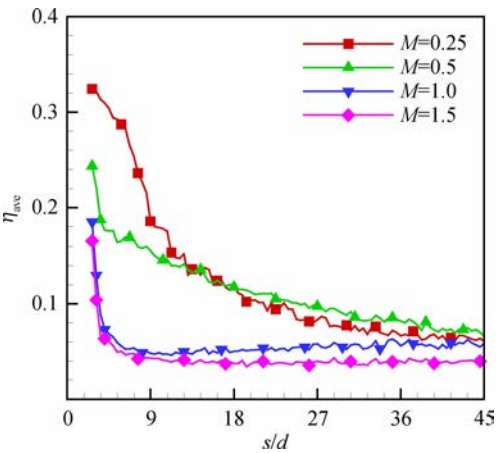


图 7 无尾迹条件下,吹风比对径向平均气膜冷却效率的影响(吸力面)
Fig. 7 Effect of blowing ratio on span-wise averaged film cooling effectiveness for the no wake condition (SS)

0.18,孔下游气膜冷却效率急剧降低,但随着 s/d 增加,径向平均气膜冷却效率逐渐升高,这是由于随着冷气的流动,气膜射流沿径向扩散导致的。当吹风比为 1.5 时,孔出口径向平均冷却效率最高为 0.16,射流严重脱离壁面并与主流迅速掺混,导致孔下游气膜冷却效率最低。从整体来看,在孔出口附近($s/d=3\sim16$),随着吹风比的增加,径向平均气膜冷却效率降低,0.25 为最佳吹风比;在远离孔的下游区域($s/d=16\sim45$),随着吹风比的增加,径向平均气膜冷却效率先增加后降低,0.5 为最佳吹风比。

图 8 为有尾迹影响时,叶高中部径向平均气膜冷却效率随吹风比的变化情况。从图中可以看

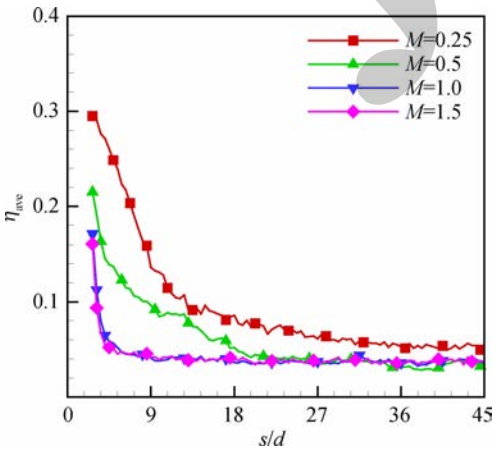


图 8 $Sr=0.36$ 条件下,吹风比对径向平均气膜冷却效率的影响(吸力面)
Fig. 8 Effect of blowing ratio on span-wise averaged film cooling effectiveness at $Sr=0.36$ (SS)

出,径向平均气膜冷却效率沿 s/d 的分布规律与无尾迹条件基本相同。但在尾迹的影响下,随着吹风比的增加,孔下游径向平均气膜冷却效率逐渐降低,在孔下游至 $s/d=45$ 范围内,最佳吹风比一直为 0.25,这是因为尾迹促进了脱离壁面的冷气与主流的掺混,导致有效冷气覆盖面积显著降低。

2.3 尾迹对吸力面气膜冷却效率的影响

图 9 为 $Sr=0.36$ 时吸力面气膜冷却效率分布云图。从图中可以发现,尾迹使气膜沿流向的覆盖长度急剧缩短,当吹风比为 0.25 时,孔后高效覆盖长度由 $s/d=13$ ($Sr=0$) 缩短至 $s/d=10$;当吹风比为 0.5 时,孔后高效覆盖长度由 $s/d=22$ ($Sr=0$) 缩短至 $s/d=9$,受尾迹影响最为显著。这是由于尾迹对气膜射流脱离壁面有促进作用,同时,尾迹加剧了冷气与主流的掺混导致有效气

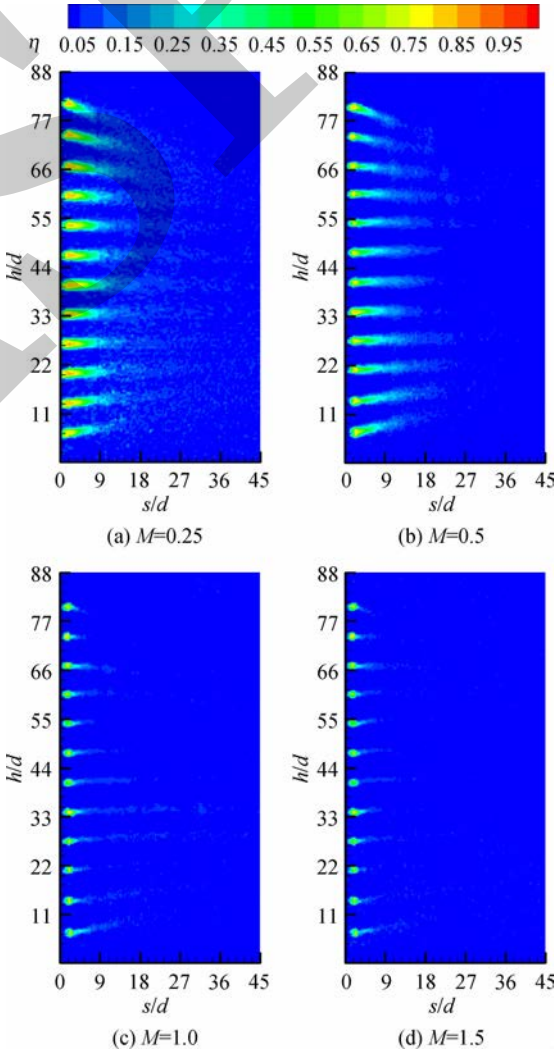


图 9 $Sr=0.36$ 时,不同吹风比条件下气膜冷却效率分布云图(吸力面)
Fig. 9 Contours of the film cooling effectiveness at $Sr=0.36$ at different blowing ratios (SS)

膜覆盖范围减小。

图 10 为吹风比为 0.25 和 1.0 时, Sr 对带有单排簸箕孔的吸力面叶高中部径向平均气膜冷却效率的影响。从图中可以发现, 小吹风比 ($M=0.25$) 时, 随着 Sr 的增加, 径向平均气膜冷却效率逐渐降低; 随着 s/d 增加, Sr 对径向平均气膜冷却效率的影响减小。大吹风比 ($M=1.0$) 时, 随着 Sr 的增加, 径向平均气膜冷却效率先增加后降低, 这是由于大吹风比时, 冷气量较大, 随着 Sr 的增加, 冷气沿径向扩散增强, 平均气膜冷却效率升高; Sr 进一步的增加加剧了射流与主流的掺混, 壁面附近有效冷气减少, 导致径向平均气膜冷却效率再次降低。

图 11 为不同吹风比下, $Sr=0.36$ 时的径向

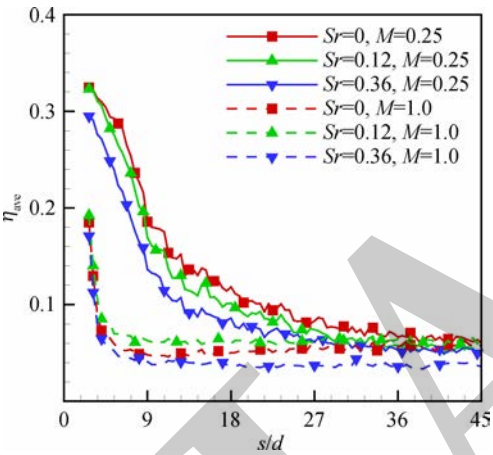


图 10 吹风比为 0.25 和 1.0 时, Sr 对径向平均气膜冷却效率的影响(吸力面)
Fig. 10 Effect of Sr on span-wise averaged film cooling effectiveness at M of 0.25 and 1.0 (SS)

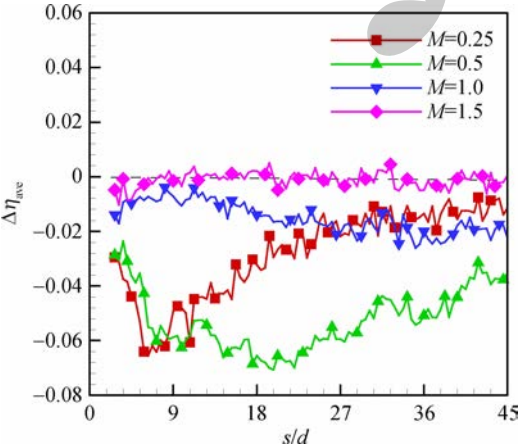


图 11 不同吹风比时 $\Delta\eta_{ave}$ 的分布(吸力面)
Fig. 11 Distributions of $\Delta\eta_{ave}$ at different blowing ratios (SS)

平均气膜冷却效率相比于无尾迹条件 ($Sr=0$) 的变化幅度, 其中, 定义 $\Delta\eta_{ave} = \eta_{ave, Sr=0.36} - \eta_{ave, Sr=0}$ 。从图中可以看出, 尾迹使吸力面簸箕孔下游的径向平均气膜冷却效率普遍降低。当吹风比为 0.5 时, 冷却效率降低最明显, 降幅最高达 0.07; 随着吹风比的增加, 尾迹使径向平均气膜冷却效率降低的幅度减小。在涡轮动叶吸力面腮区附近气膜冷却结构设计时, 忽略尾迹效应可能使换热温度预估值偏低 ($\Delta T_{aw} = \Delta\eta_{ave} \times (T_g - T_c)$), 这极大的提高了设计风险, 因此, 在设计时考虑上游尾迹的影响十分有必要。

2.4 吹风比对压力面气膜冷却效率的影响

图 12 为无尾迹影响时, 不同吹风比条件下压力面气膜冷却效率分布云图。从图中可以看出, 压力面冷气出流后向叶顶和叶根方向发散, 整体

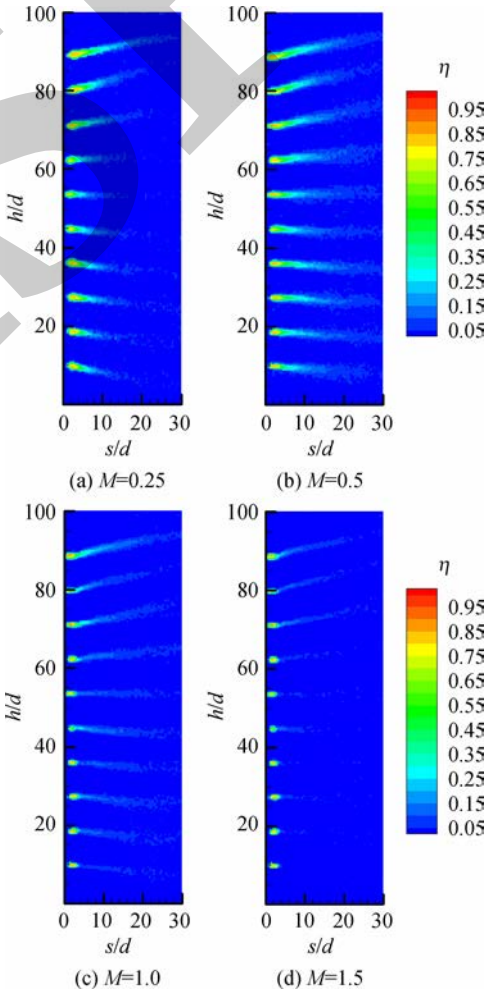


图 12 无尾迹影响时, 不同吹风比条件下气膜冷却效率分布云图(压力面, $Sr=0$)
Fig. 12 Contours of the film cooling effectiveness at different blowing ratios for the no wake condition (PS, $Sr=0$)

呈扩张状;沿叶高方向各气膜孔的冷气出流量在中吹风比($M=0.5$)时比较均匀。小吹风比($M=0.25$)时,冷气量较小,气膜出流后迅速与主流掺混,孔下游的气膜覆盖面积迅速减小,平均高效覆盖长度(以冷却效率不低于 0.2 作为判断指标)约至 $s/d=8$ 位置处。随着吹风比的增加,冷气量相对增加,气膜射流沿流向的有效覆盖范围更长,当吹风比为 0.5 时,高效覆盖长度约至 $s/d=12$ 位置处;随着 s/d 增加,气膜沿径向的覆盖宽度不断增加。大吹风比($M=1.0$)时,气膜出流后动量较大,部分射流脱离壁面并与主流迅速掺混,导致孔出口处气膜沿径向的覆盖宽度很小;随着 s/d 增加,气膜沿径向的覆盖宽度不断增加。相比于吸力面,压力面气膜孔出流后的高效覆盖长度较短。

图 13 为无尾迹影响时,叶高中部($h/d=31\sim58$ 范围内)径向平均气膜冷却效率随吹风比的变化情况。从图中可以看出,孔出口处径向平均气膜冷却效率最高,沿流向逐渐降低;吹风比为 0.25 时,孔出口处径向平均冷却效率最高为 0.16;吹风比为 1.0 时,孔出口处径向平均冷却效率最高为 0.11,孔下游径向平均气膜冷却效率下降的梯度更大。随着吹风比的增加,孔下游径向平均气膜冷却效率先增加后降低,最佳吹风比为 0.5。图 14 为有尾迹影响时,叶高中部径向平均气膜冷却效率随吹风比的变化情况。从图中可以看出,径向平均气膜冷却效率沿 s/d 的分布规律以及吹风比对气膜冷却效率的影响规律与无尾迹

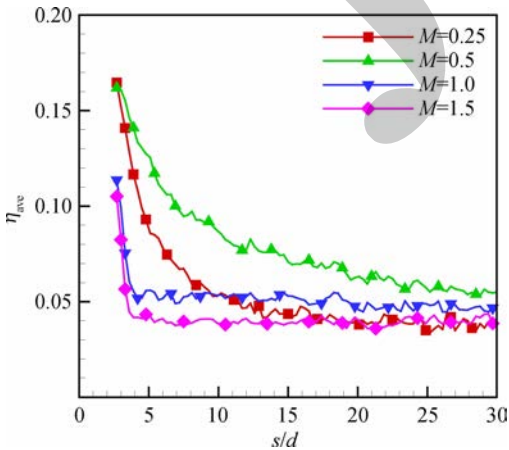


图 13 无尾迹条件下,吹风比对径向平均气膜冷却效率的影响(压力面)

Fig. 13 Effect of blowing ratio on span-wise averaged film cooling effectiveness for the no wake condition (PS)

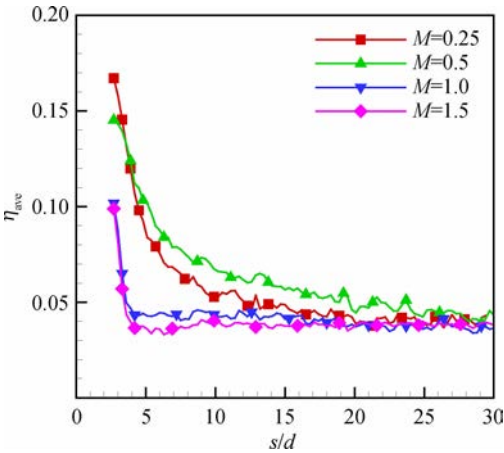


图 14 $Sr=0.36$ 条件下,吹风比对径向平均气膜冷却效率的影响(压力面)

Fig. 14 Effect of blowing ratio on span-wise averaged film cooling effectiveness at $Sr=0.36$ (PS)

条件基本相同。

2.5 尾迹对压力面气膜冷却效率的影响

图 15 为 $Sr=0.36$ 时压力面气膜冷却效率分布云图。从图中可以发现,由于尾迹促进了气膜射流脱离壁面,加剧了冷气与主流的掺混导致气膜沿流向的覆盖范围缩短。当吹风比为 0.25 时,孔后高效覆盖长度由 $s/d=8$ ($Sr=0$) 缩短至 $s/d=6$;当吹风比为 0.5 时,孔后高效覆盖长度由 $s/d=12$ ($Sr=0$) 缩短至 $s/d=8$ 。

图 16 为吹风比为 0.5 和 1.5 时, Sr 对带有单排簸箕孔的压力面叶高中部径向平均气膜冷却效率的影响。从图中可以发现,吹风比为 0.5 时,随着 Sr 的增加,径向平均气膜冷却效率降低;当 Sr 达到 0.12 时,继续增加 Sr 对径向平均气膜冷却效率的影响很小,这是由于 $Sr=0.12$ 的条件已经使主流产生了足够大的扰动。当吹风比为 1.5 时, Sr 对径向平均气膜冷却效率的影响很小。

图 17 为不同吹风比下, $Sr=0.36$ 时的径向平均气膜冷却效率相比于无尾迹条件($Sr=0$)的变化幅度。从图中可以看出,大吹风比时,尾迹使压力面簸箕孔下游的径向平均气膜冷却效率普遍降低。当吹风比为 0.5 时,径向平均冷却效率降低最明显,降幅最高达 0.024;随着吹风比的增加,尾迹使径向平均气膜冷却效率降低的幅度减小。在涡轮动叶压力面后段区域气膜冷却结构设计时,忽略尾迹效应可能使换热温度预估值偏低,这增加了设计风险,因此,在设计时考虑上游尾迹的影响是有必要的。

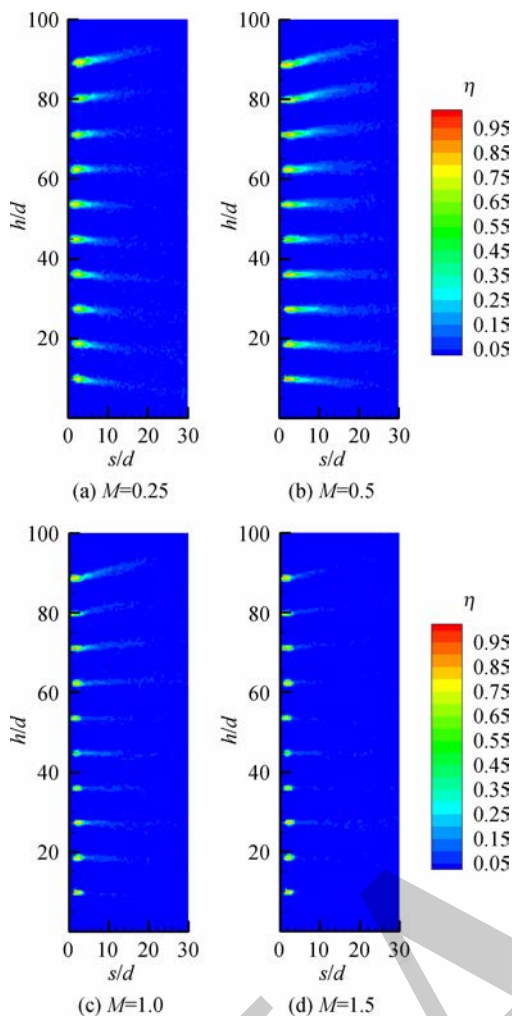


图 15 $Sr=0.36$ 时,不同吹风比条件下气膜冷却效率分布云图(压力面)
Fig. 15 Contours of the film cooling effectiveness at $Sr=0.36$ at different blowing ratios (PS)

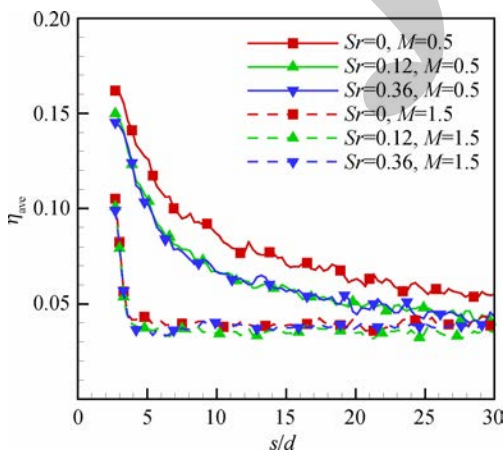


图 16 吹风比为 0.5 和 1.5 时, Sr 对径向平均气膜冷却效率的影响(压力面)
Fig. 16 Effect of Sr on span-wise averaged film cooling effectiveness at $M=0.5$ and 1.5 (PS)

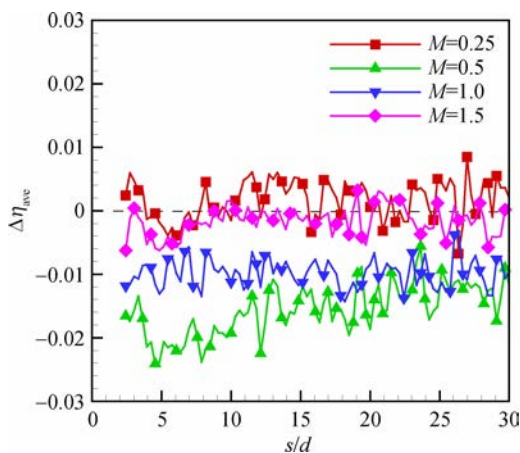


图 17 不同吹风比时 $\Delta\eta_{ave}$ 的分布(压力面)
Fig. 17 Distributions of $\Delta\eta_{ave}$ for different blowing ratios (PS)

3 结 论

本文采用 PSP 技术实验研究了吹风比(0.25~1.5)和尾迹斯特劳哈尔数(0、0.12、0.36)对吸力面和压力面带有单排簸箕形气膜孔的涡轮动叶表面气膜冷却效率的影响,得到主要结论如下:

1) 无尾迹时,随着吹风比的增加,吸力面簸箕形气膜孔附近的叶高中部径向平均气膜冷却效率逐渐降低,远离孔下游的径向平均气膜冷却效率先升高后降低;压力面簸箕形气膜孔后径向平均气膜冷却效率先增加后降低。有尾迹时,随着吹风比的增加,吸力面气膜孔后径向平均冷却效率逐渐降低;压力面气膜孔后径向平均冷却效率先增加后降低;

2) 受端壁通道涡和叶顶泄漏涡的作用,气膜射流具有很强的三维流特性,压力面孔排冷气出流后呈扩张状,吸力面孔排冷气出流后呈收缩状;吸力面射流轨迹沿流向的高效覆盖长度比压力面长;

3) 随着尾迹斯特劳哈尔数 Sr 的增加,吸力面在小吹风比时径向平均气膜冷却效率逐渐降低,大吹风比时径向平均气膜冷却效率先小幅升高后降低;当 $Sr=0.36$ 时,吸力面径向平均气膜冷却效率最大降幅为 0.07。压力面径向平均气膜冷却效率随 Sr 增加而逐渐降低,最大降幅为 0.024;尾迹对压力面气膜冷却效率的影响小于吸力面;因此,在涡轮动叶吸力面和压力面冷却结构设计时,忽略尾迹效应会使换热温度预估值偏低,增加设计风险。

参考文献:

[1] HAYDT S, LYNCH S, LEWIS S. The effect of area ratio

- change via increased hole length for shaped film cooling holes with constant expansion angles[R]. ASME Paper GT2017-63692, 2017.
- [2] FUNAZAKI K I. Enhancement of film effectiveness of cooling holes with fan-shaped exit geometry by the application of double flow-control devices: optimization in consideration of device offset[R]. ASME Paper GT2017-65032, 2017.
- [3] 章大海, 陈秋扬, 曾敏, 等. 不同横槽结构对气膜冷却效率影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 611-616.
ZHANG Dahai, CHEN Qiuyang, ZENG Min, et al. Numerical investigation on the effect of different transverse trench configurations on film cooling effectiveness[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 611-616. (in Chinese)
- [4] 李永康, 张靖周, 姚玉. 利用三角形突片改善气膜冷却效率的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 83-87.
LI Yongkang, ZHANG Jingzhou, YAO Yu. Numerical investigation on improvement of film cooling effectiveness using delta-shaped tabs[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 83-87. (in Chinese)
- [5] 范宜龙, 朱惠人, 李永红, 等. 逆压力梯度下几何参数对气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1738-1745.
FAN Yilong, ZHU Hui ren, LI Yonghong, et al. Influence of geometric parameters on film cooling effectiveness under adverse pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1738-1745. (in Chinese)
- [6] 姚玉, 张靖周, 郭文. 气膜孔角度对导叶冷却效果影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 507-512.
YAO Yu, ZHANG Jingzhou, GUO Wen. Numerical investigation on film cooling effectiveness of stator blade with different angles[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 507-512. (in Chinese)
- [7] ANDERSON J B, MCCLINTIC J W, BOGARD D G, et al. Freestream flow effects on film effectiveness and heat transfer coefficient augmentation for compound angle shaped holes[R]. ASME Paper GT2017-64853, 2017.
- [8] SHIAU C C, CHOWDHURY N H K, HAN J C, et al. Transonic turbine vane suction side film cooling with showerhead effect using psp measurement technique[R]. ASME Paper GT2017-63143, 2017.
- [9] JIN Y J, KWAK J S, PARK J S, et al. Measurement of film cooling effectiveness for the first-stage vane and endwall of a gas turbine with fan-shaped holes[R]. ASME Paper GT2017-63896, 2017.
- [10] 向安定, 罗小强, 朱惠人, 等. 涡轮叶片表面气膜冷却的传热实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 577-581.
XIANG Anding, LUO Xiaoqiang, ZHU Hui ren, et al. Turbine blade surface heat transfer and film cooling measurements in a turbine cascade with injection on surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 577-581. (in Chinese)
- [11] STRATTON Z T, SHIH T, LASKOWSKI G M, et al. Effects of crossflow in an internal cooling channel on film cooling of a flat plate through compound angle hole[R]. ASME Paper GT2015-42771, 2015.
- [12] DU H, HAN J C, EKKAD S V. Effect of unsteady wake on detailed heat transfer coefficient and film effectiveness distributions for a gas turbine blade[R]. ASME Paper 97-GT-166, 1997.
- [13] LI S J, RALLABANDI A P, HAN J C. Influence of unsteady wake with trailing edge coolant ejection on turbine blade film cooling[R]. ASME Paper GT2011-45925, 2011.
- [14] LI S J, YANG S F, HAN J C, et al. Turbine blade surface phantom cooling from upstream nozzle trailing-edge ejection[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 5: 1-12.
- [15] RALLABANDI A P. Unsteady wake and coolant density effects on turbine blade film cooling using pressure sensitive paint technique[J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134(8): 1-10.
- [16] GOMES R A, NIEHUIS R. Film cooling effectiveness measurements with periodic unsteady inflow on highly loaded blades with main flow separation[R]. ASME Paper GT2009-59791, 2009.
- [17] 印洲. 上游尾迹对气膜冷却影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
YIN Zhou. Investigation for effect of upstream wake on film cooling characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [18] 袁锋, 竺晓程, 杜朝辉. 尾迹对气膜冷却影响的三维非定常数值模拟[J]. 动力工程, 2011, 26(5): 818-821.
YUAN Feng, ZHU Xiaocheng, DU Zhaohui. Three-dimensional unsteady numerical simulation of the effect of wakes on film cooling[J]. Journal of Power Engineering, 2011, 26(5): 818-821. (in Chinese)
- [19] O'BRIEN J E, CAPP S P. Two-component phase-averaged turbulence statistics downstream of a rotating spoked-wheel wake generator[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(4): 475-482.

(编辑: 王碧琚)