

带挡板结构的平面叶栅凹槽叶顶气膜冷却特性

刘昱栋¹, 刘钊¹, 陶永¹, 石龔², 丰镇平¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 中国联合重型燃气轮机技术有限公司, 100015, 北京)

摘要: 为提高燃气透平动叶凹槽叶顶的气膜冷却有效度并且降低叶栅气动损失, 基于平面叶栅试验台, 采用压敏漆(PSP)测量技术结合数值模拟, 对带挡板结构的凹槽叶顶冷却性能及叶栅气动特性进行了试验研究。分析了不同吹风比(分别为0.4、1.2、2.0)和不同挡板结构参数(挡板宽度、挡板角度和挡板高度)对叶顶气膜冷却的影响; 湍流模型验证后, 采用精度最高的SST $k-\omega$ 湍流模型对叶顶气动特性进行了仿真分析。结果表明: 在凹槽叶顶吸力面侧布置挡板能显著增大叶顶的气膜冷却有效度, 并且随着吹风比的增大冷却有效度也有所提升。增大挡板的宽度会使得挡板下气膜孔两侧出现漩涡, 该漩涡效应能够有效提升叶顶的冷却有效度; 挡板角度会影响冷气冲击挡板下底面后的流向, 当挡板角度为锐角时, 挡板底部压力面侧会形成漩涡, 使得冷气流向凹槽底部, 从而提高叶顶的冷却有效度, 而当挡板角度增大到钝角后, 挡板上顶面与吸力面的夹角会出现漩涡, 挡板对冷气的阻挡作用减弱, 冷却有效度下降; 挡板的高度对叶顶冷却性能无显著影响。此外, 挡板结构能略微降低总压损失, 减小气动损失, 最大下降幅度为10.20%。该研究可为燃气透平改进叶顶结构、提高气膜冷却和气动性能提供一定的参考。

关键词: 吹风比; 挡板; 气膜冷却; 气动特性; 凹槽叶顶

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202505013 **文章编号:** 0253-987X(2025)05-0130-13

Investigation on Film Cooling Performance of the Squealer Tip with Baffle in a Linear Turbine Cascade

LIU Yudong¹, LIU Zhao¹, TAO Yong¹, SHI Yan², FENG Zhenping¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. China United Gas Turbine Technology Co., Ltd., Beijing 100015, China)

Abstract: In order to improve the film cooling effectiveness of the gas turbine squealer tips and reduce the aerodynamic loss of the cascade, an experimental investigation was conducted on the cooling performance of the squealer tip with baffle and the aerodynamic characteristics of the cascade, using pressure sensitive paint measurement technology (PSP) on a linear test cascade, in combination with numerical simulation. The effects of different blowing ratios (0.4, 1.2 and 2.0) and different baffle structures (with different width, angle and height) on the film cooling effectiveness at squealer tip were analyzed. After the turbulent model was validated, the SST $k-\omega$ turbulence model, known for its highest accuracy, was used to simulate and analyze the aerodynamic

收稿日期: 2024-07-25。 作者简介: 刘昱栋(2001—), 男, 硕士生; 刘钊(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项

目: 国家自然科学基金资助项目(52076168)。

网络出版时间: 2025-01-08

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.t.20250107.1638.002>

performance of the squealer tip. The results showed that the baffle could significantly increase the film cooling effectiveness of the squealer tip, and the film cooling effectiveness was also improved with the increase of the cooling gas blowing ratio. An increasing in the width of the baffle would cause vortices on both sides of the cooling gas holes under the baffle, effectively improving the film cooling effectiveness on the squealer tip. The angle of the baffle could affect the flow direction of the cooling gas after impinging the bottom surface under the baffle. When the baffle mounted in an acute angle, vortices would be formed on the pressure side of the bottom of the baffle, allowing the cooling gas to flow towards the bottom of the squealer, thereby improving the film cooling effectiveness on the squealer tip. When the angle increased up to an obtuse angle, vortices would appear on the angle between the top surface of baffle and the suction side of the squealer, weakening the blocking effect of the baffle on the cooling gas, and reducing the film cooling effectiveness on the squealer tip. The height of the baffle had no significant effect on the film cooling effectiveness of the squealer tip. In addition, the baffle could slightly reduce the total pressure loss and the aerodynamic loss, with a maximum reduction of 10.20%. This study could provide a reference for gas turbines design on improving the film cooling and aerodynamic performance.

Keywords: blowing ratio; baffle; film cooling effectiveness; aerodynamic performance; squealer tip

近年来,燃气透平进口温度持续提高,这对透平热端部件的设计提出了更高的要求。一方面,高温叶顶泄漏流加剧了叶顶区域的传热;另一方面,泄漏流在流道内形成泄漏涡,导致了气动损失。因此,设计一种既能实现叶顶高效冷却又能合理控制气动损失的叶顶结构,对保障透平安全运行,提高透平的效率具有重要意义。

燃气透平动叶叶顶的设计通常采用平叶顶或凹槽叶顶两种结构,已有学者对其进行了研究。Azad等^[1]利用瞬态液晶技术对比了两种叶顶结构的传热特性,发现凹槽叶顶总体上有较低的传热系数。杨佃亮和丰镇平^[2]也指出了凹槽叶顶能有效抑制叶顶的泄漏流,并且能够减弱叶顶的换热。Ahn等^[3]使用压敏漆(PSP)测量技术对比了凹槽叶顶和平叶顶的气膜冷却有效度,发现凹槽叶顶的冷却效果更优。Nho等^[4]的研究结果表明,凹槽叶顶的总压损失相较平叶顶更小,有更好的气动性能。杜昆等^[5]对凹槽叶顶进行了数值模拟,研究发现当叶顶间隙高度一定时,凹槽结构能够减弱叶顶的换热,当凹槽深度不变时,增大肩壁宽度能够降低叶顶换热系数。Li等^[6]还研究了叶顶间隙和叶顶凹槽深度对气动性能的影响,发现总压损失随着叶顶间隙的增大而增加。基于以上结论可以看出叶顶凹槽结构比平叶顶更具优势。Sakaoglu和Kahveci^[7]的研究结果表明,在旋转条件下,凹槽深宽比的增大能提高叶顶的冷却有效度。Maral等^[8]基于NSGA-II遗传算法,以叶顶肩壁高度和宽度为参数进行了优化,发现叶顶肩

壁高度的增加和宽度的减小往往能够增强气动性能。Zhou等^[9]通过试验和数值研究发现,减小凹槽叶顶肩壁厚度能够减小气动损失。

除叶顶的结构外,叶顶气膜孔的布置对叶顶冷却有效度的影响也是明显的。Yang等^[10]进行了叶顶气膜冷却研究,分析了3种叶顶气膜孔布置方案对冷却有效度的影响。李琛玺等^[11]基于Kriging模型对凹槽叶顶结构的气膜孔位置进行了优化分析,结果表明叶顶前缘气膜孔孔径和位置对冷却有效度影响显著,而尾缘影响较小。王文三等^[12]采用数值模拟方法对涡轮4种不同叶顶冷却布置方案进行了研究,发现将冷却结构布置在靠近压力面的位置可以有效降低泄漏损失,提高涡轮效率。

凹槽叶顶结构实际上起到了密封的作用,能够减少泄漏流损失,很多学者在此基础上改进叶顶结构,采用在叶顶增加肋的方式,通过在凹槽腔内布置一定数量的肋,将凹槽划分为多个腔室。Park等^[13]研究了多腔室叶顶结构的传热,发现肋的下游会产生额外的高传热区域,多腔室叶顶结构传热系数会增加,并且随着腔室的增加总压损失会降低。李冯等^[14]研究了多凹槽叶顶中弧线布置气膜孔结构的冷却特性。贾哲等^[15]对多凹槽叶顶倾斜气膜孔进行了研究,发现多凹槽叶顶的气动损失更小,三凹槽叶顶的气动性能最佳。Bi等^[16]通过数值模拟研究了叶顶肋的布置方式和射流情况对多凹槽叶顶气动性能所产生的影响。除传统多凹槽叶顶外,很多学者对异形结构的叶顶进行了研究。Lee等^[17]

研究了三角凹槽结构对叶顶传热的影响,发现三角形凹槽的传热效应相对较弱,并且努塞尔数分布会随顶点位置的改变而变化。Liu 等^[18]研究了带有异形肋的叶顶结构,改变肋的角度、方向并且在肋上布置气膜孔,发现在压力侧布置倾斜肋有更好的冷却性能。Volino^[19]在叶顶采用了一种新型肋结构,发现叶顶布置肋条对流动有很大影响,并且能够抑制叶顶泄漏涡,加强通道涡,整体上增大了总压损失。付云峰等^[20]提出了蜂窝状异形叶顶结构,发现能够降低泄漏流损失并且提高气动性能。石宝龙等^[21]研究了多种叶顶形状结构,结果表明台阶型和渐缩型叶顶结构能够有效降低泄漏流损失。Jeong 等^[22]采用半凹槽叶顶与半平叶顶相结合的结构进行了研究。Cernat 等^[23]研究了波纹状叶顶的气动和换热特性,发现波纹叶顶能够显著降低叶顶的换热程度。

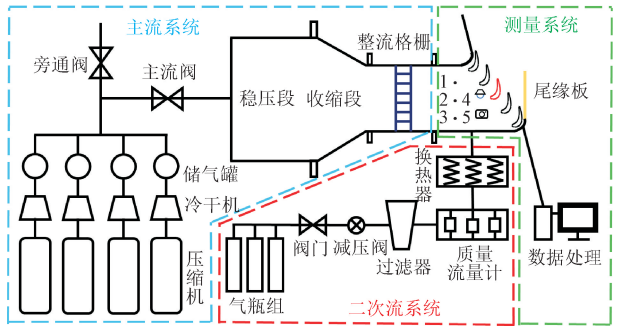
综上所述,通过采用凹槽叶顶并在叶顶凹槽内增加肋的方式能够有效降低叶顶泄漏流损失,增强气膜冷却有效性。凹槽叶顶气膜孔的位置分布、肋条数量、肋条倾斜角度、肋条方向、异形肋等因素对叶顶泄漏流及叶顶气膜冷却特性具有较大影响,但是,前人的研究大多是在两侧肩壁沿凹槽底部设计肋结构,这些肋片主要是通过改变叶顶间隙内的流场结构,阻挡冷气在凹槽内向尾缘部分的发展,从而提高局部冷却效果。因此,多凹槽叶顶在较大吹风比时能够提高叶顶中前部的冷却效果,但是在叶顶中后部并无明显改善,且吹风比较小时带肋凹槽叶顶相比无肋结构并无明显优势。本文设计了一种新的异形肋结构(本文称为挡板),在吸力面肩壁距凹槽底部一定距离处布置横向挡板,并在凹槽底部吸力面侧均匀布置一排气膜孔,通过这种“悬空”挡板在冷气从气膜孔吹出后直接改变其流向,并且减缓冷气溢出叶顶凹槽的速度,从而强化叶顶气膜冷却性能并且降低气动损失。在此基础上基于平面叶栅试验台,研究了不同吹风比下(吹风比 M 分别为 0.4、1.2、2.0)带挡板结构叶顶的冷却特性,分析了挡板的高度、宽度和倾斜角度对叶顶冷却性能的影响。本文研究结果可为提高叶顶冷却性能提供新的结构方案参考。

1 试验及数值方法

1.1 试验系统

试验系统由 3 个系统组成:主流进气系统、二次流系统和试验段测量系统,如图 1 所示。试验段测量系统设计了 5 个完整叶片和 4 个完整的流道,其

中外侧两个叶片为固定叶片,分别与侧壁面形成旁通流道,可供替换的试验件为中间 3 个叶片,并且图 1 中红色标注的中间叶片为实际测量叶片。主流进气系统主要包括压缩机、冷干机、储气罐、旁通阀、主流阀、稳压段、收缩段和整流格栅等,空气通过压缩机、冷干机和储气罐获得压力和温度稳定的气源,通过控制旁通阀的开度和开关主流阀来控制主流流量大小。试验段前装有总压探针、毕托管和热电偶测量主流参数。测得的主流流速为 18 m/s,温度为 308 K,在收缩段后采用整流格栅,采用热线风速仪测得主流湍动度沿叶高的均值为 5.8%,激发光源照射待测叶片叶顶的压敏漆,CCD 相机记录叶顶的光强分布。二次流系统的气源由二氧化碳气瓶提供,通过高精度质量流量控制器控制通过不同冷气腔的流量。二次流的温度通过换热器调节,在供气腔入口处布置有热电偶,以保证各腔室的二次流温度与主流温度一致。



1—总压探针;2—毕托管;3—热电偶;4—激发光源;5—CCD 相机。

图 1 平面叶栅试验系统示意

Fig. 1 Schematic of linear test cascade experiment system

1.2 试验件设计

试验件叶片和叶顶结构如图 2 所示,试验件共 3 个叶片和 2 个完整的流道,叶型取自某重型燃气轮机第一级动叶,展弦比为 1.35,节弦比为 0.85,叶顶间隙设定为弦长的 1.7%。二次流通过 3 个独立供气腔进入,经气膜孔在叶顶位置流出。叶顶采用凹槽结构,具体结构如图 2(b)所示,凹槽肩壁宽度为 2 mm,高度为 4 mm,在凹槽吸力面侧沿吸力面型线均匀布置 12 个气膜孔,前缘第一个孔的位置为 6.3%轴向弦长,尾缘最后一个孔的位置为 87.0%轴向弦长,并分别与 3 个冷气腔相连。供气腔 1(红色)控制前缘的 4 个气膜孔,供气腔 2(黄色)控制中部的 4 个气膜孔,供气腔 3(蓝色)控制尾缘的 4 个气膜孔。气膜孔均沿展向竖直布置且直径均为 1.6 mm。

为便于表述,气膜孔从叶片前缘到尾缘依次命名为 1~12 号气膜孔。

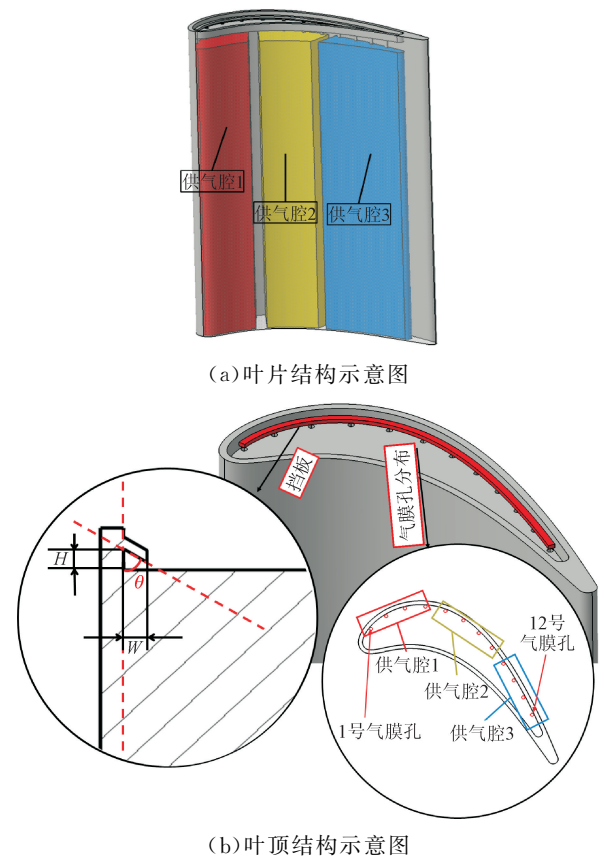


图 2 试验件叶片和叶顶结构示意图
Fig. 2 Schematic of blade and blade tip structure

本试验在叶顶凹槽内壁的吸力面侧布置了如图 2(b)所示的挡板结构,挡板厚度为 1 mm,挡板下底面根部到凹槽底部的高度 H 、挡板在凹槽底部的投影到吸力面的宽度 W 以及挡板下底面与叶片展向的夹角 θ (图 2 中是 θ 为 56° 的结构)为试验的结构变量,通过改变这 3 个变量共对 7 个试验件进行了研究,此外采用一个无挡板结构用于对照,具体试验件挡板结构参数如表 1 所示。

表 1 试验件挡板结构的几何参数

Table 1 Geometric parameters of baffle structure			
试验件	H/mm	W/mm	$\theta/(^\circ)$
结构 A	1.0	1.0	90
结构 B	1.0	1.8	90
结构 C	1.0	3.0	90
结构 D	2.0	1.8	56
结构 E	2.0	1.8	72
结构 F	2.0	1.8	90
结构 G	2.0	1.8	111

1.3 试验测量原理与不确定度

本试验主要利用压敏漆来进行叶顶的冷却有效度测量。PSP 测量技术是利用了 PSP 涂层的光致发光和氧淬灭特性^[24],本试验二次流选择二氧化碳气体,不含氧分子,因此通过 CCD 相机获得的光强分布能够得到二次流与主流的掺混情况,从而测得叶顶的气膜冷却有效度分布。

气膜冷却有效度定义为

$$\eta = \frac{T_m - T_{aw}}{T_m - T_c} \tag{1}$$

式中: T_m 为主流温度; T_{aw} 为绝热壁温; T_c 为冷气温度。利用 Jones^[25] 提到的热质比拟原理,对于充分发展的流动,可以用无量纲质量浓度的形式代替式 (1) 中的参数,推导可得下式

$$\eta = \frac{T_m - T_{aw}}{T_m - T_c} \approx \frac{C_m - C_{mix}}{C_m} \tag{2}$$

式中: C_m 为主流中的氧气质量浓度; C_{mix} 为主流和二次流掺混后的氧气质量浓度。

使用压敏漆之前需要进行标定^[14],以获得相对光强和相对氧分压的关系,如图 3 所示。图中: I 表示测得的光强; I_{back} 表示背景光强; I_{ref} 表示参考光强; P 表示标定过程测得的压力; P_{ref} 表示参考压力。可以看到当获取参考光强时的温度和所标定温度一致时, T_1 、 T_2 、 T_3 3 个不同标定温度下的标定曲线几乎重合,这表明温度变化对试验结果的影响可以忽略不计。

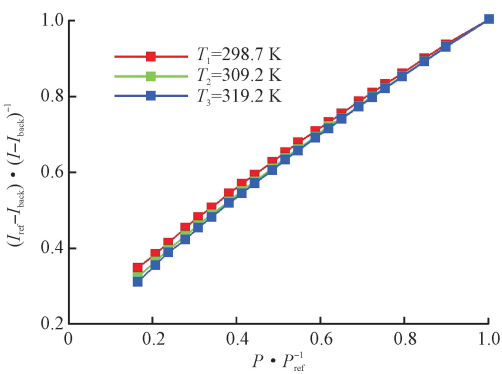


图 3 PSP 标定曲线(试验值)
Fig. 3 Calibration curves of pressure sensitive paint (experimental value)

本文试验中,不确定度的主要来源为 PSP 标定,标定时采用的压力表精度为 0.5%。根据 Moffat 的不确定度误差分析法^[26],气膜冷却有效度不确定度的绝对值和相对值见表 2。

表 2 气膜冷却有效度不确定度

Table 2 Uncertainty of film cooling effectiveness

气膜冷却 有效度 η	不确定度 绝对值 $\Delta\eta$	不确定度相对值 $\Delta\eta \cdot \eta^{-1} / \%$
0.1	0.009 33	9.33
0.2	0.007 98	3.99
0.4	0.005 56	1.39
0.6	0.003 42	0.57

1.4 数值计算方法

因为无法试验获得叶顶区域的流场结构,所以采用 ANSYS-CFX Solver 数值计算定常 N-S 方程进行流场气动分析。模型的计算域边界设置如图 4 所示,主流视为理想空气,湍动度设置为 5.8%,进口速度和出口静压与试验条件保持一致,设置为 18 m/s 和 98 kPa,进口温度设置为室温 308 K。冷气为二氧化碳气体,进口温度与主流温度相差 43 K。设置对称周期面,其余面设置为绝热无滑移壁面。

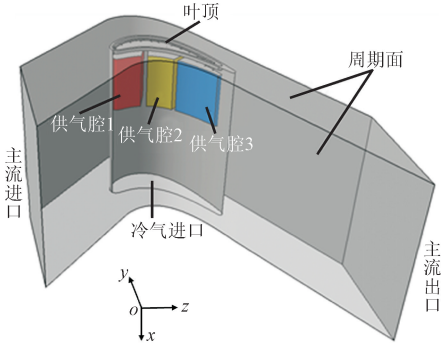
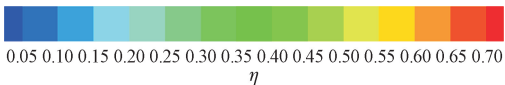


图 4 计算域边界示意图

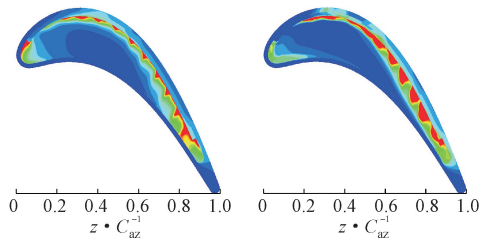
Fig. 4 Schematic of computational model

首先进行湍流模型的考核,共选择了 SST $k-\omega$ 、标准 $k-\epsilon$ 和标准 $k-\omega$ 3 种湍流模型,针对叶顶结构 A,在吹风比为 1.2 的工况下分别运用这 3 种模型进行计算,结果如图 5 所示,图中横坐标为无量纲轴向位置,表示沿 z 轴方向相对于轴向弦长 C_{az} 的相对位置。可以看出,SST $k-\omega$ 模型和标准 $k-\omega$ 模型均能够较好地捕捉叶顶冷气的流动轨迹,但是在叶顶中部气膜孔附近的气膜冷却分布预测方面,略有偏差。



(a) 试验值

(b) SST $k-\omega$



(c) 标准 $k-\epsilon$

(d) 标准 $k-\omega$

图 5 叶顶气膜冷却有效度的试验结果与数值计算结果的分布对比

Fig. 5 Comparisons on blade tip film cooling effectiveness distributions of measurements and predictions

图 6 给出了不同湍流模型计算的叶顶气膜冷却有效度的横向平均值 $\bar{\eta}$ 与试验值的对比,可以看出,在叶片的尾缘区域 SST $k-\omega$ 模型和标准 $k-\omega$ 模型的预测值均与实验值较为吻合,而标准 $k-\epsilon$ 预测值明显低于试验值。对比叶顶的中部,SST $k-\omega$ 模型的预测值低于标准 $k-\omega$ 模型,但其变化趋势却更接近于试验值;前缘区域这两种湍流模型的预测值均低于试验值,而 SST $k-\omega$ 模型的预测值相对略高。综合比较 3 种湍流模型,SST $k-\omega$ 模型的计算结果在分布和趋势上与试验值更加吻合,能更好地预测叶顶中部和尾缘的冷气流动,故后续计算均采用此湍流模型。

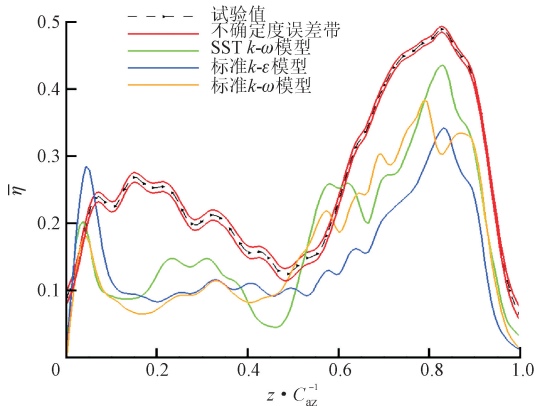


图 6 不同湍流模型的横向平均气膜冷却有效度分布

Fig. 6 Laterally-averaged film cooling effectiveness for different turbulent models predictions and measurements

此外,还进行了网格无关性验证。采用四面体主导法划分计算域网格,第一层边界层网格高度设置为 0.002 mm,增长率为 1.1,共划分 25 层,并且对叶顶气膜孔和挡板等区域进行局部加密。计算域整体 y^+ 最大值小于 1.0。

为了保证数值计算的准确性,在选取合适的网格尺寸的基础上尽可能节省计算资源,本文共设置了节点数为 867 万、1 484 万和 2 453 万 3 套网格进行网格无关性验证。计算得出 Richardson 外推值^[27]为 0.184 5,表 3 列举了 3 套网格的面平均气膜冷却有效度 $\bar{\eta}$ 及与外推值之间的相对误差。可以看出当网格节点数为 1 484 万时,相对误差为 0.11%,低于 0.5%,因此可以认为中等网格满足了数值计算精度要求,后续计算均使用这一网格划分方案。

表 3 不同网格划分下的面平均冷却有效度对比
Table 3 Area-averaged film cooling effectiveness under different meshes

节点数	$\bar{\eta}$	与外推值的相对误差/%
8 673 356	0.192 3	4.23
14 839 990	0.184 7	0.11
24 528 356	0.184 5	0

2 结果与讨论

通过试验探究 7 种不同挡板模型以及无挡板结构的叶顶气膜冷却有效度分布,并且使用 SST $k-\omega$ 湍流模型,基于中等网格划分方案探究各挡板结构下的气动特征。

2.1 挡板宽度对气膜冷却特性的影响

图 7 展示了 M 为 1.2、无挡板结构、挡板高度 H 为 1.0 mm、角度 θ 为 90° 、挡板宽度 W 分别为 1.0、1.8 和 3.0 mm 时试验得到的叶顶气膜冷却有效度分布云图。需要注意的是,当带有挡板结构时,由于垂直拍摄受到挡板的阻挡,吸力面靠近凹槽区域的冷却范围实际上是挡板的上顶面区域,并非叶顶凹槽底部。可以看出,3 组吹风比下无挡板结构时的气膜覆盖范围明显小于带挡板结构,这是由于冷气从气膜孔吹出后,受到挡板的阻挡流向压力侧,冷气流出凹槽内部的速度变慢,气膜孔附近冷气冷却范围也增大。此外由于冷气有垂直向上的初速度,因此少部分冷气会沿着挡板流出,并且在压力面指向吸力面的压力梯度作用下,对挡板上顶面起到部分冷却作用,从而整体上提升叶顶的气膜冷却有效度;而无挡板时,由于叶顶泄漏流的夹带作用以及冷气自身的动量,冷气流出气膜孔后会迅速溢出凹槽内部,无法有效冷却叶顶。挡板能够有效增强叶顶的气膜冷却效果。

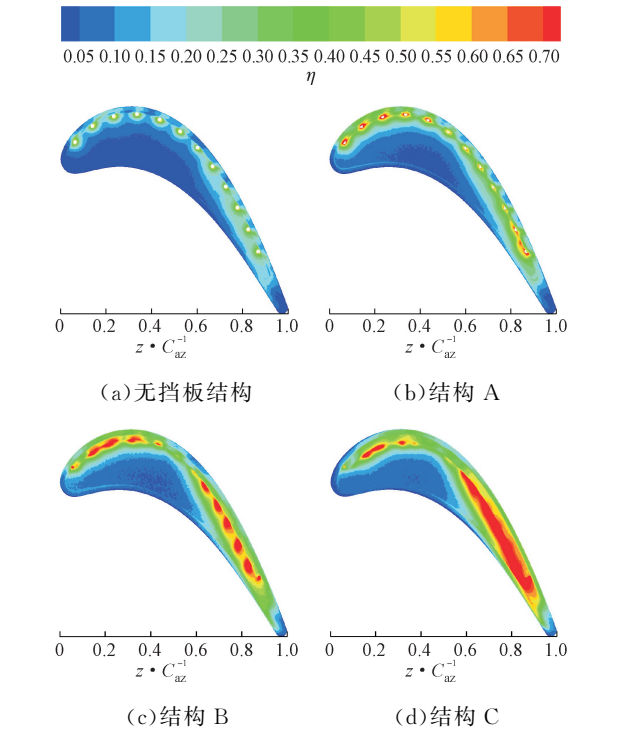


图 7 不同挡板宽度的叶顶气膜冷却有效度分布(试验值)
Fig. 7 Comparisons of blade tip film cooling effectiveness distributions of different baffle width (experimental value)

从图 7 可以看出,带挡板结构的叶顶中部气膜孔附近的冷却有效度明显低于前缘和后缘,在低吹风比下叶顶中部的气膜冷却有效度低于无挡板结构,这是因为当吹风比较小时冷气的流量和流速较低,冷气受到挡板阻挡后,仅少部分冷气能够流向挡板上顶面。此外气膜孔附近的气膜覆盖范围相对较小,试验垂直叶顶方向拍摄时挡板会挡住该部分气膜,导致气膜覆盖区域难以被观察到,并且这种情况在挡板宽度增大时遮挡效应更为明显。叶顶中部冷却有效度低于前后缘可能是因为凹槽内部压力面侧存在凹槽涡,凹槽涡从前缘发展到中部逐渐增大,挤压吸力侧的冷气,使得冷气无法流向压力面侧,并且受到凹槽涡的影响溢出凹槽,导致冷却有效度下降。随着挡板宽度 W 的增大,叶顶的气膜冷却有效度也逐渐增大,这是因为当挡板宽度增大时,对气膜孔垂直流出的冷气阻挡效果更加显著,大量冷气受到挡板阻挡改变流向,使气膜孔附近的气膜覆盖范围增大,整体上提高叶顶的气膜冷却效果,尤其是尾缘区域。

观察图 7 可以发现,带挡板的叶顶尾缘区域的气膜覆盖范围明显大于叶顶其他位置,这是因为尾缘区域压力面和吸力面凹槽距离更小,当冷气流出

气膜孔受到挡板向压力面方向的挤压后,由于压力面肩壁的再次阻挡,冷气得以充分冷却尾缘凹槽,增大了这一区域的气膜冷却有效度。这一现象在无挡板结构凹槽内部也存在。此外,对比图 7(c)与图 8 可以看出,当吹风比增大时,部分冷气会沿挡板侧边向上溢出,并受叶顶间隙泄漏流的影响流向吸力面侧,因此当吹风比为 2.0 时能够观察到,挡板上顶面也得到有效冷却。由于压力面侧和吸力面侧距离较远,叶顶前缘被吸力面挡板阻挡,改变方向的冷气会在流向压力面肩壁时,受到自身向上的分速度和主流泄漏流的影响而溢出凹槽。

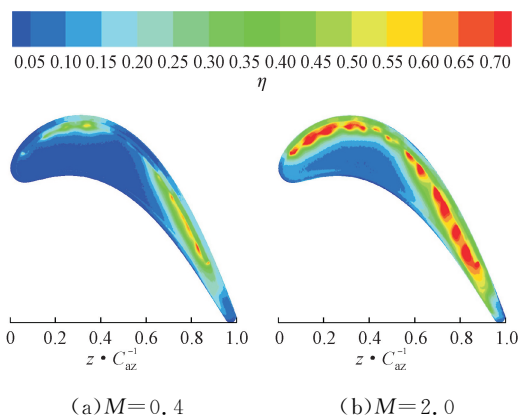


图 8 结构 B 在不同吹风比下的叶顶气膜冷却有效度分布 (试验值)

Fig. 8 Comparisons of structure B film cooling effectiveness distributions under different blowing ratios (experimental value)

图 9 对比了结构 B 的叶顶横向平均气膜冷却有效度 $\bar{\eta}$ 随吹风比的变化趋势。可以看出,相较无挡板结构,增大吹风比能够明显增大叶顶的气膜冷却有效度,并且相较于 M 从 1.2 增大到 2.0,从 0.4 增大到 1.2 时冷却有效度的增加更显著,横向平均气膜冷却有效度最大值出现在尾缘 11、12 号气膜孔附近,最大值达到了 0.55 左右。这是因为当 M 从 1.2 增大到 2.0 时,虽然增大冷气流量能够增强叶顶的气膜冷却,但是当冷气流速过大时,冷气垂直向上的速度分量相较小吹风比时也会更大,导致冷气的贴壁性降低,这对冷气气膜的形成是不利的。带挡板结构下,相较叶顶中部,前缘和尾缘的气膜冷却有效度更高。当吹风比为 0.4 时,前缘的气膜冷却有效度最高值出现在前缘末端 4 号孔位置。当吹风比增大时,前缘气膜冷却有效度最高值均出现前移,而尾缘峰值的出现位置几乎不受吹风比影响。

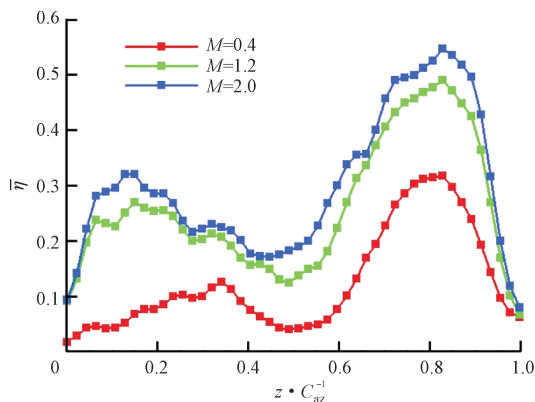


图 9 结构 B 在不同吹风比下横向平均气膜冷却有效度分布 (试验值)

Fig. 9 Laterally-averaged film cooling effectiveness for different blowing ratios of structure B (experimental value)

图 10 展示了 M 为 1.2 时不同挡板宽度的横向平均气膜冷却有效度,可以看到挡板宽度的提升能够增大横向平均气膜冷却有效度峰值,并且除前缘靠近凹槽部分区域略微降低外,凹槽其他区域气膜冷却有效度均有明显提升。此外带挡板的冷却有效度均大于无挡板结构。

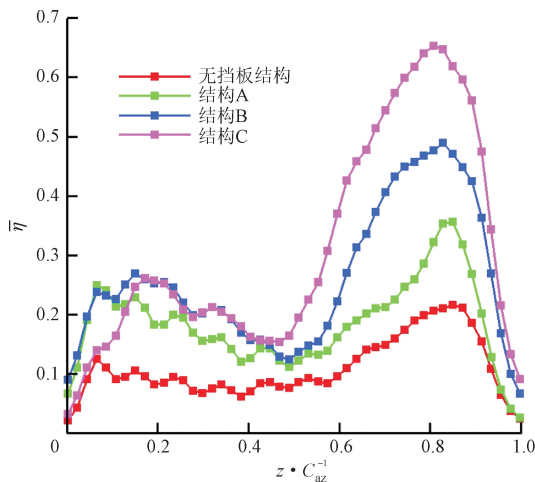


图 10 不同挡板宽度下横向平均气膜冷却有效度 (试验值)

Fig. 10 Comparisons of $\bar{\eta}$ for different baffle width (experimental value)

图 11 对比了不同挡板宽度结构在不同吹风比下的叶顶气膜冷却有效度的面平均值 $\bar{\eta}$ 。可以看到带挡板结构的面平均气膜冷却有效度随吹风比增大而增大,并且叶顶气膜冷却有效度的增幅也随着挡板宽度的增大而增大, M 从 0.4 增大到 1.2 时最大增幅为 113.78%, M 从 1.2 增大到 2.0 时最大增幅

为 23.43%。因此, M 从 0.4 增大到 1.2 对气膜冷却有效度的提升更明显,这一趋势与图 7 和图 9 的变化趋势相同。此外挡板宽度增大时面平均气膜冷却有效度也随之增大,并且增幅随着吹风比的增大而增大。当 W 从 1.0 mm 增大到 1.8 mm 时最大增幅为 41.07%, W 从 1.8 mm 增大到 3.0 mm 时最大增幅为 29.53%,增幅的最大值均出现在吹风比为 2.0 时,可以看出将 W 从 1.0 mm 提升至 1.8 mm 带来的气膜冷却有效度的增大更为明显,而当挡板宽度继续增大时,气膜冷却有效度的增幅会逐渐下降。

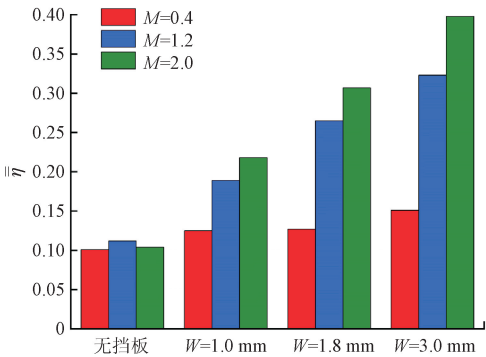


图 11 不同挡板宽度下叶顶面平均冷却有效度对比 (试验值)

Fig. 11 Comparisons of $\bar{\eta}$ under different baffle width (experimental value)

2.2 挡板高度对气膜冷却特性的影响

图 12 展示了在 M 为 1.2 时,挡板结构 F 的气膜冷却有效度分布云图。与图 7(c)对比可以看出,增大挡板高度会降低叶顶前缘区域 3、4 号气膜孔以及尾缘 9、10 号孔附近的冷气覆盖范围,但增强了尾缘区域 11、12 号孔附近的冷气覆盖程度。叶顶中部冷气覆盖情况仍较差,变化并不明显。

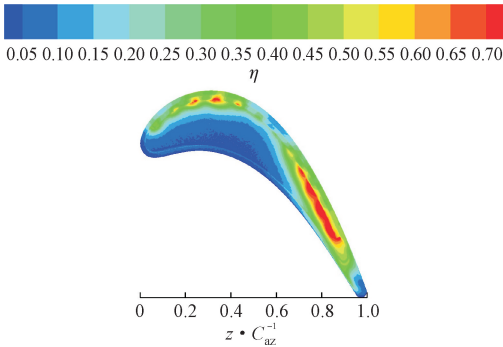


图 12 结构 F 叶顶气膜冷却有效度分布 (试验值)

Fig. 12 Film cooling effectiveness distributions of blade tip with structure F (experimental value)

为了准确对比叶顶气膜冷却有效度的变化趋势,图 13 对比了 H 为 1.0、2.0 mm 两种挡板高度下的横向平均冷却有效度。可以看出 3 种吹风比下叶顶前缘的平均冷却有效度均随挡板高度的增大而降低,且 M 为 0.4、1.2 时降幅较大,而 M 从 1.2 增加到 2.0 时下降不明显,叶顶尾缘处也展现了和图 7、12 相同的趋势,随挡板高度的增大,尾缘 9、10 号孔平均气膜冷却有效度下降,而 11、12 号孔平均气膜冷却有效度增大,并且 3 种吹风比下的叶顶平均气膜冷却有效度峰值均有明显增大,最大峰值达到了 0.65,并且峰值出现的位置向尾缘偏移。这是由于前缘以及中部流出气膜孔的冷气会向尾缘方向流动,相较低挡板高度,增大挡板高度能够使更多的冷气在挡板下流过汇集而不会沿挡板边缘溢出,因此冷气对尾缘的冷却有效度会提升,并且由于冷气持续向尾缘汇集,冷却有效度的峰值也会后移。

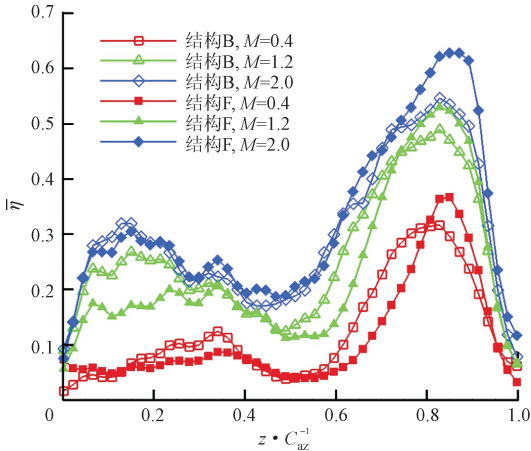


图 13 不同挡板高度下叶顶横向平均气膜冷却有效度 (试验值)

Fig. 13 Laterally-averaged film cooling effectiveness for the three blowing ratios under different baffle height(experimental value)

图 14 对比了两种挡板高度和无挡板结构的面平均气膜冷却有效度,可以看出:当 M 为 0.4、1.2 时,增大挡板高度会降低叶顶面平均气膜冷却有效度,降幅分别为 12.46%和 11.84%; M 为 2.0 时,增大挡板高度能够增大面平均气膜冷却有效度,增幅为 6.11%,提升并不显著。

总体来看,相较改变挡板宽度带来的冷却有效度变化,改变叶顶挡板的高度对气膜冷却有效度的影响较小,并且影响规律与吹风比相关,吹风比较小时低挡板高度的气膜冷却有效度更大,而吹风比较大时,增大挡板高度能够增大叶顶气膜冷却有效度。

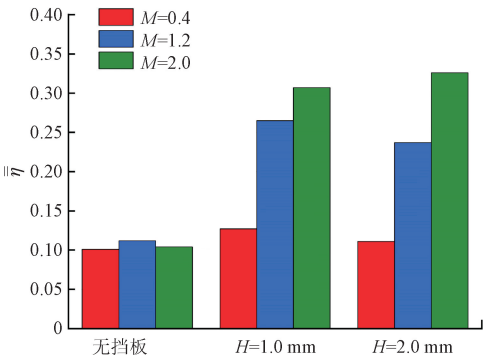


图 14 不同挡板高度下叶顶面平均气膜冷却有效度对比(试验值)

Fig. 14 Comparisons of $\bar{\eta}$ under different baffle height(experimental value)

2.3 气动特性分析

图 15 对比了 M 为 1.2 时无挡板结构和结构 B 这两种叶顶气膜冷气的三维流线图。从图 15(a)可以看出,在无挡板结构时,冷气从 1~4 号气膜孔流出受到主流来流的夹带均向尾缘方向短暂流动后,受到泄漏流的影响流出凹槽区域,并且流出 1 号孔的冷气会形成指向 2 号孔并且贴合吸力面的漩涡。从 5~8 号孔流出的冷气,会在气膜孔周围短暂停留后受泄漏流夹带溢出凹槽,小部分冷气会向下游流动,直到尾缘 11、12 号孔附近受到泄漏流夹带溢出凹槽,这提升了凹槽尾缘的气膜冷却有效度。冷气从尾缘 9~12 号气膜孔流出后,会在气膜孔周围形成漩涡,冷气的冷却范围受漩涡的影响而增大,并且在中部气膜孔部分冷气的影响下,尾缘的气膜冷却有效度达到峰值,冷却范围也向压力面侧扩大,这与图 7(a)尾缘冷却有效度分布的趋势相符。从图 15(b)看出,当存在挡板时,冷气流线有明显变化,前缘 1 号孔的冷气首先向前缘流动,并在受到前缘凹槽肩壁的阻挡后转而流向吸力面侧中部,因此与无挡板结构相比凹槽前缘肩壁能够得到有效的冷却。此外冷气从 2~4 号气膜孔流出后,受到挡板的阻挡,会继续向下游汇集并能够强化下游气膜孔附近的冷却有效度,直到受到泄漏流的影响沿挡板侧壁溢出凹槽。对于 5~8 号气膜孔,由于挡板的阻挡,大量冷气会沿挡板下底面流向下游区域,这使得中部气膜孔附近的冷却有效度相比无挡板结构没有明显提升,但尾缘冷却有效度会增大。对于尾缘 9~12 号气膜孔,挡板的存在改变了冷气的流向,冷气流出气膜孔后会向上游流动,并且在上游方向形成强烈的漩涡,这使得尾缘的高冷却区域靠近气膜孔的上游位置,而无挡板结构的高冷却区域则在气膜孔周围。

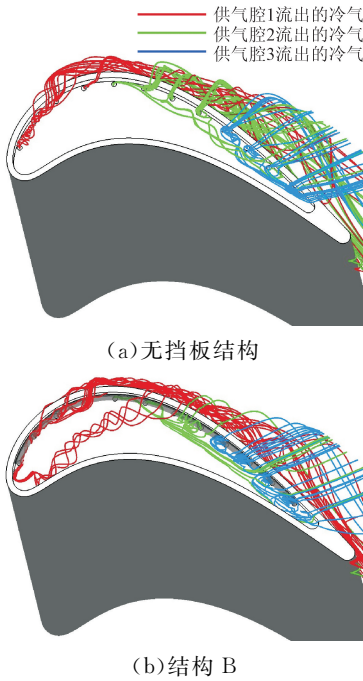


图 15 叶顶凹槽气膜冷气三维流线图(数值计算结果)
Fig. 15 Streamlines of coolant for different blade tips (numerical calculation results)

为探究上述流动差异的原因,在凹槽底部取一个截面,研究该截面的压力分布,如图 16 所示。

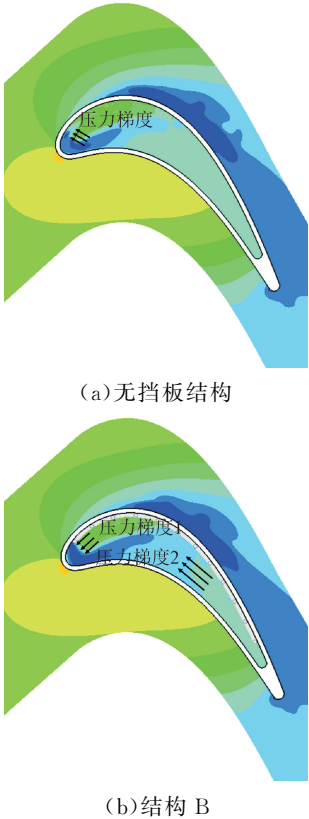


图 16 叶顶凹槽截面压力分布(数值计算结果)
Fig. 16 Pressure distribution of a tip section (numerical calculation results)

无挡板结构时,1 号气膜孔附近存在从凹槽中部指向 1 号孔的压力梯度,这一压力梯度导致冷气流出气膜孔后,无法流向凹槽前缘肩壁;有挡板结构时,1 号孔附近的压力分布发生变化,出现了从 1 号孔指向前缘方向的压力梯度 1,冷气会在压力梯度 1 的作用下冷却前缘肩壁。此外,挡板会使尾缘存在一个高压区域,受到压力梯度 2 的影响,冷气流尾缘气膜孔后向上游流动,会在尾缘气膜孔上游形成漩涡。

为了便于捕捉冷气的迁移规律,引入无量纲温度 ξ ,定义如下

$$\xi = \frac{T_{\infty} - T_{\text{local}}}{T_{\infty} - T_c} \tag{3}$$

式中: T_{local} 为当地温度。无量纲温度代表了温度的分布特征,通过温度分布能够得到冷气的流动规律。

在气膜孔中心取一个截面,通过分析这一截面的流线和无量纲温度分布,得到挡板结构变量对气膜冷却有效度的影响机理。图 17 展示了 M 为 1.2 时结构 B 的 2~5 号孔截面。如 2.1 节中所述,2 号孔截面在凹槽的压力面侧主流形成凹槽涡,并且凹槽涡会向下游发展,逐渐增大并且靠近吸力面肩壁,5 号孔截面中凹槽涡已经充分发展到挡板附近,凹槽涡的存在会挤压冷气,导致冷气无法向压力面侧流动,只能沿挡板侧壁流出后受到泄漏流夹带而沿着吸力面肩壁溢出凹槽,因此会出现图 7 所示的叶顶前缘的气膜冷却有效度大于中部的现象。

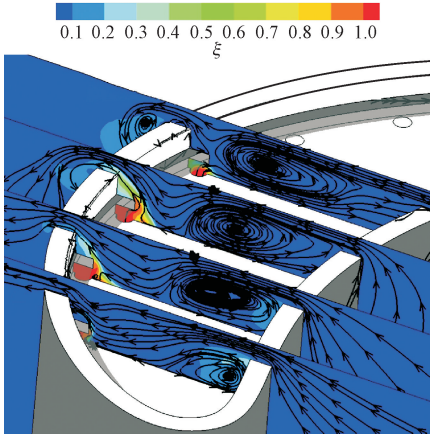


图 17 结构 B 叶顶气膜孔截面内流线和无量纲温度(数值计算结果)

Fig. 17 Streamlines and ξ distribution of sections for blade tip with structure B baffle(numerical calculation results)

图 18 展示了 M 为 1.2 时,各叶顶结构 9 号孔截面的无量纲温度分布和二维流线图。可以看出当存在挡板时冷气流气膜孔后受到挡板的阻挡会在挡板下方形成漩涡,能够强化挡板下方区域的气膜

冷却效果。无挡板结构的凹槽中部靠近叶顶间隙区域形成一个漩涡,中部漩涡会挤压冷气的流动无法流向压力侧,并且挤压冷气随叶顶间隙泄漏流流出叶顶凹槽。当 W 为 1.0 mm 时,中部漩涡的位置向吸力面侧移动,冷气沿挡板侧边流出后,受到这一漩涡的影响会向吸力面侧偏移,从而对挡板顶部区域进行冷却;当 W 为 1.8 mm 时,挡板的侧边会形成一个漩涡,冷气流挡板底部后受到漩涡向下的挤压,冷气轨迹会向压力面侧偏移,因此冷气冷却范围向压力侧增大; W 增大到 3.0 mm 时,挡板底部靠近压力侧冷气形成新的漩涡,冷气会在挡板底部停留从而强化这一区域的冷却,此外冷气流动方向受到这一漩涡的影响向压力侧倾斜,当冷气流挡板后,冷气的向上分速度会减小,冷气覆盖范围向压力面侧继续扩大。

对比图 18(c)、图 18(g),当挡板高度增大时挡板侧边的漩涡会减弱,冷气流挡板底部后,漩涡对冷气方向的影响会减弱,这不利于冷气在凹槽内部的停留,但挡板高度的增大会使得冷气冲击挡板底部的速度减弱,有利于减弱冷气溢出叶顶凹槽的速度。因此挡板高度的改变对冷却有效度的影响并不显著。

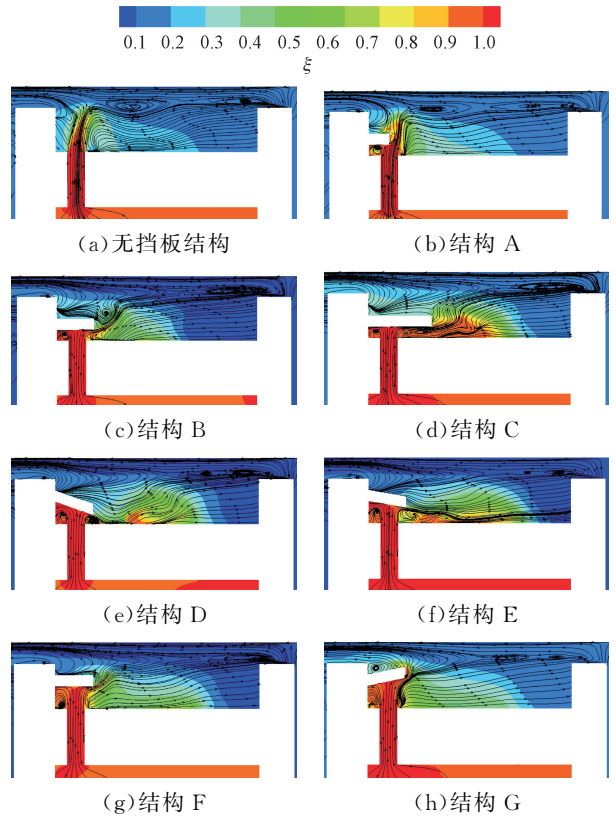


图 18 各叶顶结构的叶顶 9 号气膜孔截面内流线图和无量纲温度分布(数值计算结果)

Fig. 18 Streamlines and ξ distribution in cross section of No. 9 film hole for different tip structures (numerical calculation results)

当挡板角度为锐角时,挡板底部压力面侧也会形成不对称的肾型涡,冷气在肾型涡和挡板角度的作用下,水平向压力侧的分速度得到强化,冷气能够冷却到凹槽底部近压力侧区域。对比 56° 和 72° 两组挡板角度,能够看出 72° 的挡板角度下冷气覆盖范围比 56° 挡板更靠近压力侧,冷却效果更优。这是因为当挡板角度为 56° 时,由于挡板对冷气向上分速度的削弱更强,冷气流出口挡板底部后,会有竖直向下的分速度,导致冷气在中部区域会提前冲击到凹槽底部,冲击后改变流动方向并迅速溢出。挡板角度增大到 72° 时,冷气冲击凹槽底部的位置会向压力面侧偏移,因此冷却效果更优。当挡板角度增大到 111° 时,挡板顶部与吸力面肩壁夹角处会形成新的漩涡,由于挡板角度向上,冷气顺着挡板侧边溢出后受到挡板顶部漩涡的影响,迅速向吸力面侧溢出,因此冷却有效度最低。

为了比较不同叶顶结构的气动损失,引入了总压损失系数 ζ_t , 定义如下

$$\zeta_t = \frac{P_{t,ref} - P_{t,local}}{P_{t,ref} - P_{s,outlet}} \quad (4)$$

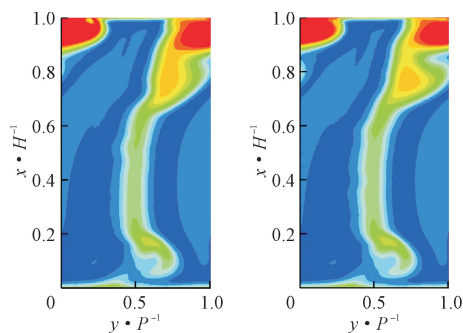
式中: $P_{t,local}$ 为当地总压; $P_{s,outlet}$ 为出口静压; $P_{t,ref}$ 为参考总压,定义如下

$$P_{t,ref} = \frac{m_m P_{t,inlet,m} + \sum_{i=1}^3 m_{c,i} P_{t,c,i}}{m_m + \sum_{i=1}^3 m_{c,i}} \quad (5)$$

其中, m_m 为主流质量流量, $P_{t,inlet,m}$ 为主流入口总压, $m_{c,i}$ 为第 i 个冷气进气口质量流量, $P_{t,c,i}$ 为第 i 个冷气进气口的总压。

M 为 1.2 的工况下,在叶栅出口距尾缘 0.3 倍轴向弦长处取一个截面,总压损失系数云图如图 19 所示。可以看出,有无挡板结构对该截面的总压损失系数影响甚微。截面存在两个高压损失核心区域,由于设置了周期面,截面中右上角与左上角的总压损失核心区域主要是受到了同一个泄漏涡的影响,而沿叶高中部靠近叶顶核心区域主要是受到了上通道涡的影响,可以看出当存在挡板结构时,泄漏涡影响范围向下发展的趋势会受到抑制。

为了研究挡板对总压损失沿叶高方向的影响,计算了 M 为 1.2 时该截面总压损失系数节距平均值,如图 20 所示。可以看出有无挡板结构在 70% 叶高以下几乎没有区别,当接近叶顶区域时,挡板宽度对总压损失的影响最为显著,结构 C 的挡板结构总压损失最小,并且随着挡板宽度的减小总压损失逐渐增大,当 W 减小到 1.0 mm 时,在 90%~100% 叶高区域有挡板结构的总压损失甚至会大于无挡板结构的。



(a) 无挡板结构

(b) 结构 B

图 19 叶栅出口 0.3 倍轴向弦长处截面叶栅通道总压损失系数分布(数值计算结果)

Fig. 19 Comparisons of the cascade passage total pressure loss for different tip structures on the section $0.3C_{ax}$ behind trailing edge(numerical calculation results)

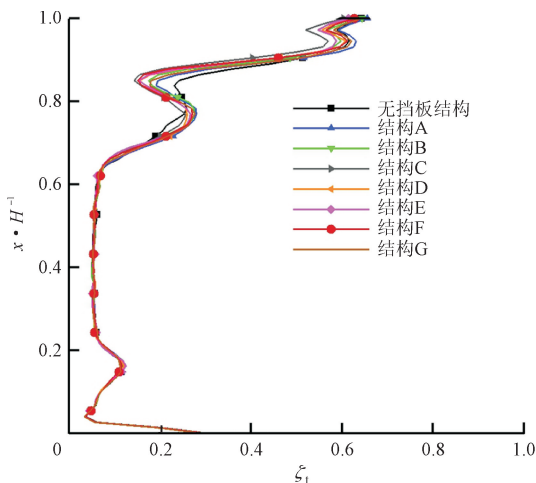


图 20 各叶顶结构叶栅出口 0.3 倍轴向弦长处截面横向平均总压损失系数对比(数值计算结果)

Fig. 20 Pitchwise-averaged total pressure loss distribution for different structures on the section $0.3C_{ax}$ behind trailing edge(numerical calculation results)

为了定量比较各叶顶结构的总压损失大小,计算了该截面总压损失系数面平均值 $\bar{\zeta}_t$, 如图 21 所示。可以看出当增大挡板宽度时,面平均总压损失逐渐降低,与无挡板结构相比最大降低幅度为 10.20%,并且仅结构 A 的总压损失相较无挡板结构的增大 0.37%;对比两种挡板高度可知, H 为 1 mm 时总压损失更小,两种挡板高度的总压损失相差 2.26%;对比 4 种挡板角度,当挡板角度为 72° 时总压损失最小,与无挡板结构的相差 6.17%。总体来看挡板能够降低凹槽叶顶的总压损失,但挡板高度和角度对总压损失的影响较小,挡板宽度对总压损失的影响最为显著,总压损失最大下降 10.20%。

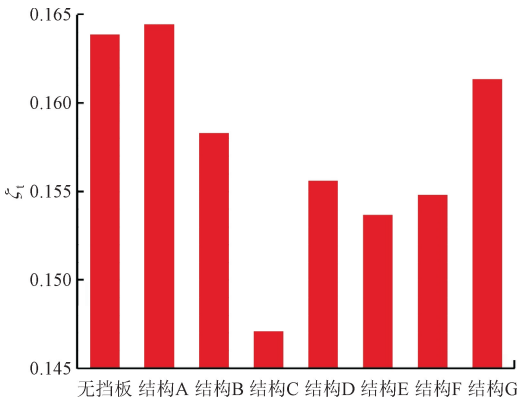


图 21 各叶顶结构叶栅出口 0.3 倍轴向弦长处通道面平均总压损失系数比较(数值计算结果)

Fig. 21 Comparisons of area-averaged passage total pressure loss of different structures on the section 0.3 C_{ax} behind trailing edge(numerical calculation results)

3 结 论

本文在凹槽叶顶上设置挡板结构,采用 PSP 测量技术,研究了凹槽叶顶挡板的高度、宽度和角度及吹风比对叶顶气膜冷却的影响规律。利用数值计算对叶顶的流动进行深入分析,比较了不同挡板结构在气动特性上的优劣,得到以下结论。

(1)在凹槽叶顶的基础上设置挡板结构能显著增大叶顶的气膜冷却有效度,并且随着吹风比的增大冷却有效度也有所提升。当吹风比增大到 2.0 时,由于冷气流速过大,冷却有效度的提升幅度降低。

(2)在研究范围内,增大挡板的宽度能够强化叶顶冷却, W 为 3 mm 时面平均气膜冷却有效度较无挡板结构提升了 282.7%。增大挡板高度对叶顶冷却的影响并不显著;吹风比较小时低挡板高度叶顶的气膜冷却有效度更大;吹风比较大时,增大挡板高度能够增大叶顶气膜冷却有效度;增大挡板的角度会削弱叶顶的冷却效果,当挡板角度为锐角时,挡板底部会形成不对称肾形涡,冷气水平向压力侧分速度得到强化,有效提升了气膜覆盖率,当挡板角度增大到钝角后,挡板顶部会形成漩涡,漩涡会夹带冷气迅速溢出凹槽,冷却有效度下降。

(3)挡板对叶栅通道总压损失的影响主要在近叶顶间隙区域。除结构 A 外,挡板的存在能降低总压损失,结构 C 的总压损失最大降幅达 10.20%。综合对比带挡板凹槽叶顶的气膜冷却有效度和总压损失,在研究范围内增大挡板的宽度对强化冷却和

提高气动效率具有最显著的效果。

受到试验条件的限制,本文只在低速平面叶栅试验台上进行研究,与实际燃气透平的运行环境有较大区别,但本文对挡板叶顶结构的研究仍可以为燃气透平改进叶顶的气膜冷却特性和气动特性提供一定的参考。

参考文献:

[1] AZAD G S, HAN J C, BOYLE R J. Heat transfer and flow on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 725-732.

[2] 杨佃亮, 丰镇平. 叶顶凹槽对燃气透平动叶气动性能及叶顶传热的影响 [J]. 西安交通大学学报, 2008, 42(7): 838-842.

YANG Dianliang, FENG Zhenping. Effects of squealer tip on blade aerodynamic performance and tip heat transfer in gas turbine [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2008, 42(7): 838-842.

[3] AHN J, MHETRAS S, HAN J C. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure-sensitive paint [J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(5): 521-530.

[4] NHO Y C, PARK J S, LEE Y J, et al. Effects of turbine blade tip shape on total pressure loss and secondary flow of a linear turbine cascade [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2012, 33(1): 92-100.

[5] 杜昆, 宋立明, 李军. 凹槽状叶顶涡轮叶片传热特性的数值研究 [J]. 推进技术, 2014, 35(5): 618-623.

DU Kun, SONG Liming, LI Jun. Numerical investigations on heat transfer characteristics of turbine blade with squealer tip [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 618-623.

[6] LI Chenxi, XIANG Jiacheng, SONG Liming, et al. An aerothermal analysis of the effects of tip gap height and cavity depth of a gas turbine blade [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2020, 158: 106521.

[7] SAKAOGLU S, KAHVECI H S. Effect of cavity depth on thermal performance of a cooled blade tip under rotation [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 143: 118561.

[8] MARAL H, ŞENEL C B, DEVECI K, et al. A genetic algorithm based multi-objective optimization of squealer tip geometry in axial flow turbines: a constant tip gap approach [J]. Journal of Fluids Engineering, 2020, 142(2): 021402.

[9] ZHOU Chao, HODSON H. Squealer geometry effects

- on aerothermal performance of tip-leakage flow of cavity tips [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(3): 556-567.
- [10] YANG Huitao, CHEN H C, HAN J C. Film-cooling prediction on turbine blade tip with various film hole configurations [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2006, 20(3): 558-568.
- [11] 李琛玺, 郭振东, 宋立明, 等. 凹槽状叶顶气膜孔优化设计与知识挖掘 [J]. *推进技术*, 2019, 40(2): 276-284.
- LI Chenxi, GUO Zhendong, SONG Liming, et al. Film-cooling holes design optimization and knowledge mining of a squealer tip [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 276-284.
- [12] 王文三, 唐菲, 赵庆军, 等. 涡轮叶顶冷却布置对叶顶传热冷却性能的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2012, 33(3): 393-396.
- WANG Wensan, TANG Fei, ZHAO Qingjun, et al. Effects of different cooling holes arrangements on film cooling performance of a gas turbine blade tip [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2012, 33(3): 393-396.
- [13] PARK J S, LEE S H, LEE W S, et al. Heat transfer and secondary flow with a multicavity gas turbine blade tip [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30(1): 120-129.
- [14] 李冯, 贾哲, 张韦馨, 等. 透平动叶多凹槽叶顶气膜冷却特性的研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2022, 56(8): 149-159.
- LI Feng, JIA Zhe, ZHANG Weixin, et al. Study on the film cooling characteristics of multi-cavity turbine blade tips [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2022, 56(8): 149-159.
- [15] 贾哲, 李冯, 张韦馨, 等. 平面叶栅多凹槽叶顶倾斜圆柱孔气膜冷却与气动特性研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(9): 10-21.
- JIA Zhe, LI Feng, ZHANG Weixin, et al. Investigation on film cooling and aerodynamic performance of the multi-cavity tip with inclined film holes in a linear turbine cascade [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(9): 10-21.
- [16] BI Shuai, MAO Junkui, CHEN Pingting, et al. Effect of multiple cavities and tip injection on the aerothermal characteristics of the squealer tip in turbine stage [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2023, 220: 119631.
- [17] LEE W S, KIM D H, PARK J S, et al. Effect of triangular grooved tip on blade tip region heat transfer [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2014, 28(2): 226-235.
- [18] LIU Runzhou, LI Haiwang, LIN Juqiang, et al. An experimental and numerical investigation of film cooling effectiveness on a gas turbine blade tip region [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, 177: 107544.
- [19] VOLINO R J. Experiments with a new ribbed blade tip and endwall geometry on a high pressure turbine blade [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2015: V02AT38A041.
- [20] 付云峰, 宋彦萍, 陈聪, 等. 叶顶布置蜂窝的涡轮平面叶栅间隙泄漏流动研究 [J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(1): 68-73.
- FU Yunfeng, SONG Yanping, CHEN Cong, et al. Numerical investigation of tip clearance flow in turbine cascade with honeycomb tip [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(1): 68-73.
- [21] 石宝龙, 岂兴明, 矫津毅, 等. 二次流与叶顶间隙损失的数值研究 [J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 1096-1100.
- SHI Baolong, QI Xingming, JIAO Jinyi, et al. Numerical analysis of the secondary flow and tip clearance leakage loss [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(5): 1096-1100.
- [22] JEONG J Y, KIM W, KWAK J S, et al. Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on the partial cavity tip of a gas turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(7): 071007.
- [23] CERNAT B C, PÁTÝ M, DE MAESSCHALCKC, et al. Experimental and numerical investigation of optimized blade tip shapes: part I turbine rainbow rotor testing and numerical methods [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2019, 141(1): 011006.
- [24] HAN J C, RALLABANDI A P. Turbine blade film cooling using psp technique [J]. *Frontiers in Heat and Mass Transfer*, 2010, 1(1): 1-21.
- [25] JONES T V. Theory for the use of foreign gas in simulating film cooling [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1999, 20(3): 349-354.
- [26] MOFFAT R J. Describing the uncertainties in experimental results [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1988, 1(1): 3-17.
- [27] CELIK I B, GHIA U, ROACHEP J, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2008, 130(7): 078001.

(编辑 武红江)