

多形态狭缝型槽道结构的叶片前缘 气膜冷却特性研究

肖俊峰^{1,2}, 闫昱彤¹, 高松², 何伟², 林梅¹, 王秋旺¹, 丰镇平¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 西安热工研究院有限公司, 710032, 西安)

摘要: 针对重型燃气轮机透平叶片前缘离散气膜孔冷却效率有限、冷气易脱离壁面的问题,提出了一种狭缝型槽道气膜冷却结构。采用基于雷诺时均方程的数值模拟方法,研究了该结构及其下缘几何构型(横槽、锯齿槽、圆弧槽)以及 0.7~1.5 区间吹风比对气膜冷却流动换热特性的影响机理。结果表明,与传统离散孔相比,狭缝型槽道有效抑制了气膜脱离,在冷气出口下游约 3 倍孔径范围内形成稳定连续的近壁气膜,平均气膜冷却效率提升达 77.7%。吹风比敏感性分析结果显示,当吹风比增至 1.5 时,尽管冷气出口温度分布均匀性下降,但近壁冷气流量占比升高,总体冷却效率仍有增强。下缘几何对调控流动分离具有关键作用:锯齿槽可通过诱导二次流增强横向扩散,获得最佳的气膜附壁性,使冷却效率相比横槽进一步提高 27.3%;圆弧槽则通过降低局部阻力使冷却效率相比横槽提升了 19.8%。该研究结果可为重型燃气轮机透平叶片前缘高效冷却结构的仿生设计提供理论参考。

关键词: 流动换热;气膜冷却;叶片前缘;狭缝型槽

中图分类号: TK14 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202609013 **文章编号:** 0253-987X(2026)09-0131-11

Investigation of Film Cooling Characteristics at a Blade Leading Edge with Multiple Slotted-Channel Configurations

XIAO Junfeng^{1,2}, YAN Yutong¹, GAO Song², HE Wei², LIN Mei¹,

WANG Qiuwang¹, FENG Zhenping¹

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

2. Xi'an Thermal Power Research Institute Co., Ltd, Xi'an 710032, China)

Abstract: To address the limited cooling effectiveness of conventional discrete film-cooling holes at the leading edge of heavy-duty gas turbine blades and the tendency of the coolant to detach from the wall, a slotted-channel film-cooling structure is proposed. Numerical simulations based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations are performed to investigate the effects of the structure, its lower-edge geometries (transverse, serrated, and arc-shaped grooves), and blowing ratios ranging from 0.7 to 1.5 on film-cooling flow and heat-transfer characteristics. It is shown that, compared with conventional discrete holes, film detachment is effectively suppressed by the slotted-channel structure, and a stable and continuous near-wall film is formed within approximately three hole diameters downstream of the coolant outlet, with the

收稿日期: 2025-11-11。 作者简介: 肖俊峰(1974—),正高级工程师;林梅(通信作者),女,研究员,博士生导师。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52276037)。

网络出版时间: 2026-05-11

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20260511.1047.002>

average film-cooling effectiveness increased by up to 77.7%. Blowing-ratio sensitivity analysis shows that when the blowing ratio increases to 1.5, although the uniformity of the temperature distribution at the coolant outlet decreases, the proportion of near-wall coolant flow increases, and the overall cooling effectiveness is still enhanced. Flow separation is significantly affected by the lower-edge geometry. Lateral diffusion is enhanced by secondary flows induced by the serrated groove, and the best film attachment is achieved, with the cooling effectiveness further increased by 27.3% compared with the transverse groove. For the arc-shaped groove, the cooling effectiveness is increased by 19.8% compared with the transverse groove through a reduction in local flow resistance. A theoretical reference for the biomimetic design of high efficiency leading-edge cooling structures for heavy-duty gas turbine blades is provided by these results.

Keywords: flow and heat transfer; film cooling; blade leading edge; slotted-channel

气膜冷却技术作为一种重要的热防护和冷却手段,在航空航天、燃气轮机等领域得到了广泛的应用。特别是对于燃气轮机透平叶片,通过在壁面附近沿切线方向或一定的人射角射入一股冷气,形成一层气膜将高温气体与壁面隔离,从而达到隔热和冷却的效果。近年来,国内外学者通过调整射流角^[1-2]、改变气膜孔出口形状^[3]、在壁面设置扰流结构等使气膜冷却效果得到了显著提升^[4-9],能够更好地适应高温、高压、高转速等极端工作环境。

气膜冷却异形孔是一种在圆柱孔(CH)基础上逐渐发展的高效气膜冷却结构,通常具有扩张型面,可以使得冷气在出口处更好地分散和附着在壁面上。Goldstein等^[10-11]最早研究气膜冷却成型孔,提出扇形孔设计,以降低射流速度和涡强度、减少吹离、提升冷却效率。Okita等^[12]研究箭头形孔,发现其在吸力面可重新定向冷气动量,减少穿透和冷热混合,提升冷却效果;压力面改善较小。数值模拟结果表明,该孔型抑制射流分离并形成有利的涡结构。Lu等^[13]研究新月形和槽形孔,发现二者降低出口动量,增强射流覆盖,其中新月形孔显著提高传热系数。Lee等^[14]采用流动可视化和热敏液晶技术,发现在高吹风比下,复合角喷射的成型孔比圆孔的冷却效率提升了55%。Lee和Kim^[15]提出了叶形孔,发现这种气膜孔相比传统扇形孔能提供更好的冷气横向扩散效果,从而有效提升了冷气下游的冷却效率。Li等^[16]研究Y形孔,发现其流量系数随雷诺数增大而降低,换热系数随雷诺数和吹风比 M 增大而提升。Yang等^[17]测试多种形状孔型,发现豆形孔冷却效率最佳。杨晓军等^[18]提出波纹孔设计并研究了不同参数对其前缘冷却效率的影响,发现各参数对前缘冷却效率影响的重要程度由大至小依次为倾斜角、吹风比、扩展角、后倾角。

为了减少扩张形气膜孔带来较大的气动损失, Kim等^[19]提出了圆柱形薄膜冷却孔的收敛型入口设计,收缩孔可以抑制气膜冷却孔中的喷射效应,有效抑制了冷气在孔内的分离,使气膜冷却效率提高了约46.5%。

研究人员还发现,通过在气膜孔中引入开槽设计,可以减小湍流阻力,提高气膜冷却的传热效率。Bunker^[20]最先提出在气膜孔出口开浅槽的设计,研究结果表明,相对于内孔直径,槽的宽度尽可能窄时,气膜冷却效果是最理想的,这是因为槽内发生了显著的冷气流动,导致冷气在气膜孔出口处的积聚,气膜冷却效率的梯度较大。王秋旺团队通过对平板简化模型横槽(RG)结构的数值模拟结果表明:横槽结构中,低吹风比下斜槽冷却效果更优,高吹风比下窄槽表现突出^[21];开槽对冷却效率的改善随吹风比增大而提升,斜槽与圆角过渡入口槽可优化效率并降低阻力,出口槽圆角过渡则不利^[22];复合角结构随角度增大壁面贴附性提升,高吹风比下冷却效率显著提高^[23]。

横向槽气膜孔虽然可提高气膜的展向扩散能力,相较于圆形孔其冷却效率有明显提升,但气膜冷却中的肾形涡对(CRVP)并没有发生明显改变。Kalghatgi等^[24]提出了一种具有猫耳型槽的圆形气膜冷却孔的新设计,新型槽道会促使冷气在出口处产生一对涡流,以抵消和减少肾形涡对的近场发展,冷气射流在下游壁面贴附性增强,与主流混合减少。李广超等^[25]提出的W型槽在气膜孔出口下游会形成一对明显的反肾型涡,抑制主流的卷吸作用,展向平均冷却效率与横向槽相比提高了70%~130%。Wei等^[26]通过将横槽的后缘改变为正弦波形状,使壁面展向上获得更宽的冷却射流分布。在此基础上Zhang等^[27]将横向沟槽的前缘和后缘改为余弦波,

形成双波沟槽,双波沟槽下游壁面处可以形成能挤压近壁薄膜的反旋转旋涡,有效提高了气膜的冷却效率和槽下游射流的均匀性与贴壁性。

近年来,不少学者对实际叶片上的开槽气膜孔进行了研究。Abdala 等^[28]对 C3X 叶片吸力侧设置了多沟槽结构,该结构由两个沟槽组成,一个是较宽的沟槽,另一个是从较宽沟槽延伸出的窄沟槽。这种结构随着吹风比的增加而提升了绝热效率,且在所有吹风比下都表现出较好的冷气射流贴壁性。

Albert 等^[29]对比了叶片压力侧开槽气膜孔与直圆柱孔,结果表明槽孔提高了冷却效率。Rao 等^[30]对圆柱形与扇形冷却孔进行了数值模拟,发现槽孔可增强冷气横向扩散,提高气膜冷却效率,其中,凸槽提升中线冷却效率,直槽提高整体效率,凹槽在低吹风比下效果显著。He 等^[31]研究圆柱膜孔、横向槽孔和分段槽孔,结果表明开槽孔在低压损情况下可优化冷气分布,提高冷却性能,分段槽则在压力侧小曲率区域优势明显。

本研究聚焦于透平叶片前缘气膜冷却优化问题,通过系统梳理相关文献发现,尽管气膜冷却孔型设计及其流动控制策略已形成较为完善的研究体系,且针对气膜覆盖非均匀性诱因,如肾形涡演化、横向压力梯度、二次流干扰等已提出多种改进方案,但现有研究多局限于离散气膜孔结构优化范畴。对于连续狭缝型槽道的气膜冷却模式在叶片前缘区域的应用潜力尚未得到充分挖掘,其流动特性与冷却机理相较于传统离散孔存在显著差异:一方面,狭缝结构可通过抑制离散射流间的流动干涉效应改善气膜展向覆盖连续性;另一方面,槽缘形状对射流出口速度分布、剪切层失稳特性及近壁面涡系结构的调控机制仍缺乏系统性研究。

鉴于此,本文采用数值模拟方法,提出源于鸟类覆羽结构以及爬行动物鳞片结构的锯齿槽(SG)和圆弧槽(AG)的狭缝下缘仿生构型,重点考察横槽、锯齿槽和圆弧槽3类典型狭缝下缘构型以及原始圆柱孔在吹风比($M=0.7\sim 1.5$)变化工况下对气膜冷却效率的空间分布特征和射流流动结构影响规律。

1 控制方程及实验模型

1.1 控制方程

本研究采用稳态雷诺平均纳维-斯托克斯方程(RANS)方法开展透平叶片的流热耦合计算,通过建立湍流模型的方式求解雷诺应力,控制方程为

$$\frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (2)$$

式中: ρ 为流体密度; u_i, u_j 分别为*i*、*j*方向的时均速度分量($j=1,2,3$,对应笛卡尔坐标系*x*、*y*、*z*); x_i, x_j 分别为*i*、*j*方向的空间坐标; p 为流体时均压力; μ 为流体分子动力黏度; μ_t 为湍流动力黏度。

本研究数值模拟采用剪切应力传输(SST) $k-\omega$ 模型,SST $k-\omega$ 两方程湍流模型结合了标准 $k-\epsilon$ 湍流模型在边界层内的优良性能和 $k-\omega$ 湍流模型在主流区的优点,同时考虑到了剪切应力的传递,因此,SST $k-\omega$ 湍流模型在预测存在分离边界层的流动中表现出明显的优势^[32]。SST $k-\omega$ 模型的湍流方程包括湍流动能方程(k 方程)和湍流频率方程(ω 方程),分别表示为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\alpha_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\alpha_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (4)$$

式中: G_k, G_ω 分别为 k, ω 的生成项; Y_k, Y_ω 为耗散项; S_k, S_ω 为源项, D_ω 为正交扩散项。

1.2 物理模型与网格

本研究基于 Kim 等^[33]的实验模型,通过多次优化改进建立了叶片前缘三维仿真模型,如图1所示。该模型采用三腔室结构,冷却腔由矩形通道与半圆柱体组合构建,气膜孔腔设有离散孔道,主流腔模拟外部主流环境。冷却腔的几何构型通过参数化设计复现实验中叶片前缘的冷却流动特征,能够有效表征冷却介质流动与气膜覆盖的耦合传热过程。

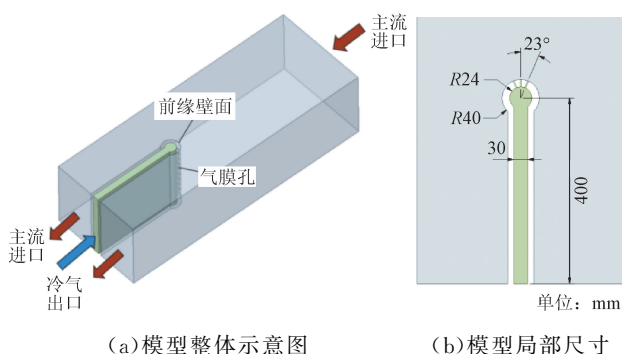
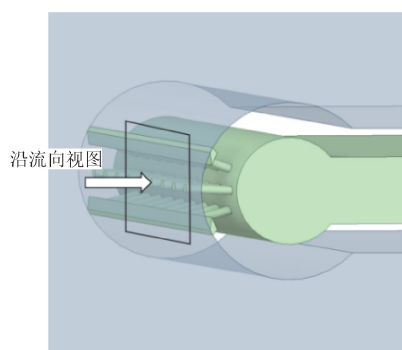


图1 叶片前缘三维模型示意图

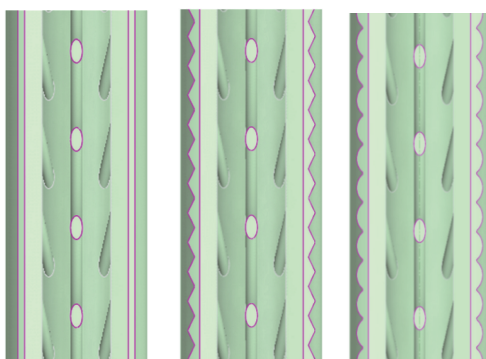
Fig. 1 Schematic diagram of three-dimensional model of blade leading edge

气膜孔直径严格保持与文献[33]实验的几何相似准则,采用 $d=4$ mm 孔径。前缘冷却结构采用三维非对称布局,沿轴向等间距分布三排离散化气膜孔阵列,单排周向均匀布置 9 孔,共 27 孔构成交错排列结构。其中,两侧孔道射流方向参考文献[33]中实验模型,与中心线形成 23° 气动偏转角,所有气膜孔沿 z 轴方向倾斜分布,孔道轴线与主流方向呈 30° 入射角,为原始圆柱孔的前缘气膜冷却构型。

为了引导冷气在展向流动更均匀,槽道出口下缘截面采用多种构型设计,包含横槽、锯齿槽及圆弧槽 3 类,上游通过直线形轮廓实现流场平滑衔接,槽道截面形态特征及尺寸如图 2、3 所示。气膜孔和槽道具体几何参数见表 1。



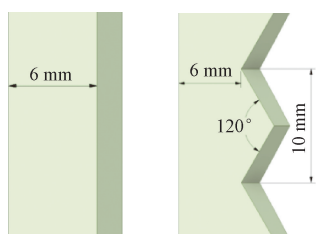
(a) 沿流向观察区域示意图



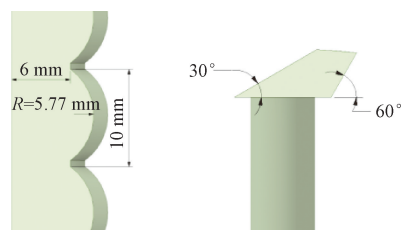
(b) 横槽 (c) 锯齿槽 (d) 圆弧槽

图 2 槽道截面形状示意图

Fig. 2 Schematic of the channel section shape



(a) 横槽 (b) 锯齿槽



(c) 圆弧槽 (d) 槽道侧面尺寸

图 3 槽道截面尺寸

Fig. 3 Dimension diagram of the channel section

表 1 气膜孔和槽道几何参数

Table 1 Geometric parameters of membrane pores and channels

参数	数值
气膜孔直径 d/mm	4
长径比 $L \cdot d^{-1}$	4
气膜孔展向间距 $L_z \cdot d^{-1}$	7.50
气膜孔流向间距 $s \cdot d^{-1}$	4.01
气膜孔倾斜角 $\alpha/(\circ)$	30
槽深 H/mm	3
槽上缘倾斜角 $\beta_{\text{front}}/(\circ)$	30
槽下缘倾斜角 $\beta_{\text{back}}/(\circ)$	60
槽底面宽度 W/mm	6

为系统表征冷却效能空间分布特性,在壁面下游沿 z 向每间距 $s/d=1$ 设置采样点,其中 s 为流向距离,以前缘侧面冷气出口中心 $s/d=4.01$ 为基准点,采样域延伸至下游 $s/d=16$ 区域,采样线段分布如图 4 所示。

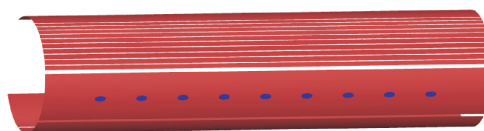


图 4 采样线段分布图

Fig. 4 Distribution map of sampling segments

1.3 边界条件

本研究基于有限体积法开展三维湍流数值模拟,采用 ANSYS Fluent 软件进行稳态计算,湍流模型选用 SST $k-\omega$ 模型,增强壁面函数处理近壁区流动,空间离散采用二阶迎风格式,压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法,求解收敛的相对残差设定为小于 10^{-5} 。

计算模型中主流通道出口设置压力出口边界,

主流腔上、下壁面设置为周期性边界以模拟透平叶栅平移对称性,其他壁面都施加绝热无滑移壁面边界条件,具体计算边界参数设置参考文献[16]中的实验工况,如表2所示。

表2 计算边界条件参数

Table 2 Boundary Conditions

参数	数值
主流速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	14.0
主流雷诺数	71 000
主流温度/K	303
主流湍流度	0.2%
冷却流温度/K	283
密度比	1.08
吹风比	0.7, 1.0, 1.5

吹风比定义为冷气与主流动量通量比,由入口处的主流流速和冷气进口平均流速计算,为速度和密度的乘积之比,本文研究工况吹风比分别为0.7、1.0和1.5,表达式如下

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_g U_g} \quad (5)$$

式中: ρ_c 、 U_c 分别为冷却流进口密度和速度; ρ_g 、 U_g 分别为主流进口密度和速度。

气膜冷却效率 η 定义如下

$$\eta = \frac{T_0^* - T_w}{T_0^* - T_c^*} \quad (6)$$

式中: T_0^* 、 T_c^* 分别为燃气与冷气进口总温; T_w 为叶片壁面温度。

为了量化主流与冷气掺混后系统总压的相对下降程度,引入总压损失系数 ω 作为评价指标

$$\omega = \frac{(\dot{m}_g p_{0,g} + \dot{m}_c p_{0,c}) - (\dot{m}_g + \dot{m}_c) p_{0,mix}}{\dot{m}_g (p_{0,g} - p_{s,g})} \quad (7)$$

式中: $\dot{m}_g$ 、 $\dot{m}_c$ 分别为燃气与冷气进口质量流量; $p_{0,g}$ 、 $p_{s,g}$ 分别为燃气进口总压和静压; $p_{0,c}$ 为冷气进口总压; $p_{0,mix}$ 为混合气体出口总压。

2 模拟结果分析

2.1 网格无关性及模型验证

为了确保数值模拟结果的准确性和可靠性,本研究对叶片前缘的简化模型进行了网格无关性验证。通过计算不同网格数下的前缘壁面温度平均值,分析网格数对计算结果的影响。网格无关性验证如图5所示,所选用的网格节点数分别为282万、679万、843万和1 070万,叶片前缘的气膜孔采用

圆柱形结构,吹风比设定为0.7。结果表明,不同网格数下的壁面平均温度差异较小,计算结果对网格数的敏感性较低。综合考虑计算资源的消耗和计算精度,最终选用679万节点网格开展后续计算。

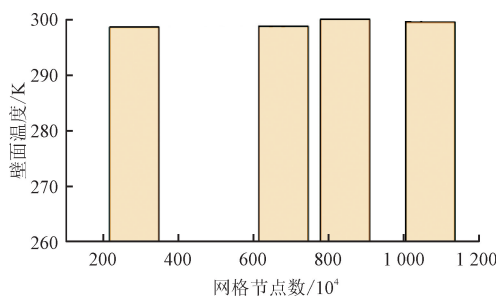
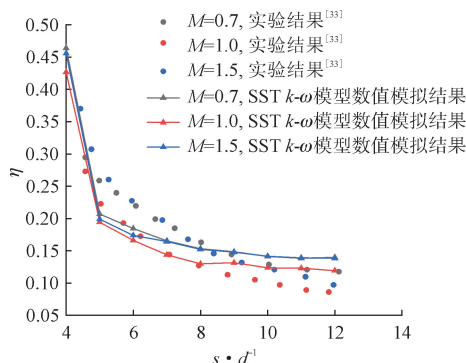


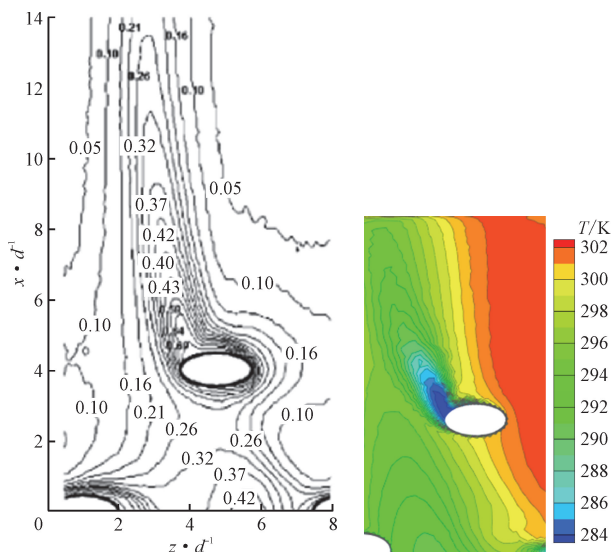
图5 网格无关性验证

Fig. 5 Grid independence verification

对比分析数值模拟结果与文献[33]中的实验结果,如图6所示。



(a) 冷却效率分布

(b) 冷却效率实验数据^[33] (c) SST $k-\omega$ 模拟结果(温度)图6 模拟结果与实验数据^[33]对比Fig. 6 Comparison of simulation results with experimental data^[33]

在距离气膜孔出口的无量纲参数 $s/d > 5$ 的区域, SST $k-\omega$ 湍流模型的仿真结果与实验结果呈现出较为一致的分布趋势,吻合性良好。并且模拟结果符合实验观察到的规律,即吹风比为 0.7、1.5 时的气膜冷却效率高于吹风比为 1.0 时的冷却效率。数值模拟结果略高是由于实验材料的加工粗糙度导致冷却效率相对较低,且 SST 湍流模型在模拟冷气扩散时,对第 2 排孔上缘的扩散作用有所夸大,导致冷却效率的模拟值偏高。由图 6(a) 计算可得, $s/d > 5$ 的区域内,气膜冷却效率在吹风比为 0.7、1.0、1.5 时的平均相对误差分别为 8.7%、12.2%、12.6%,整体趋势的一致性表明,所采用的数值计算方法具有较高的准确性和参考价值。

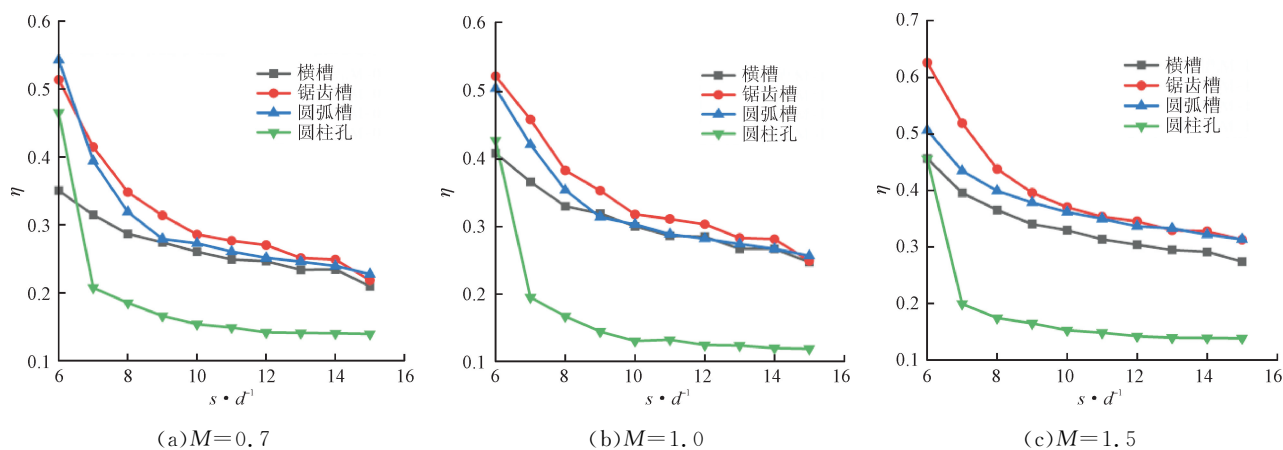


图 7 不同吹风比下冷却效率的流向变化曲线

Fig. 7 Comparison of cooling efficiency under different blowing ratios

对比不同吹风比下的数值结果,可以发现无论何种工况,所有槽型结构在出口区域,即 $s/d = 6$ 附近,均呈现冷却效率低谷,这与槽道内冷却气质与主流的强制掺混过程及二次流结构的形成密切相关。随着流动向下游发展,狭缝型槽道较圆柱孔展现出系统性冷却优势,其提升幅度与槽型几何特征呈现显著相关性。

具体而言,在中低吹风比工况 ($M = 0.7, 1.0$) 下,圆弧槽与锯齿槽在上游区域,即 s/d 在 6~9 区间内,较横槽表现出明显的气膜冷却效率优势,该现象源于其结构的曲率特征诱导的流向涡对增强了冷气横向覆盖能力。当流动进入下游充分发展区,即 $s/d > 9$ 区间内,圆弧槽因端壁分离效应导致冷却效率衰减,与横槽结构的性能差异缩小至 2% 以内;而锯齿槽通过周期性扰动维持湍流掺混优势,与横槽结构相比保持约 7% 的冷却效率增益。

当吹风比增加至 1.5 时,狭缝型槽气膜冷却提

SST $k-\omega$ 湍流模型计算出的叶片前缘位置温度分布云图与文献[33]中实验结果在冷气孔出口附近的局部区域存在一定差异,但流动趋势分布与实验结果具有相似的规律,且整体流动特征和温度分布趋势得到了较好的捕捉,验证了 SST $k-\omega$ 湍流模型在气膜冷却模拟中的适用性。

2.2 模拟结果分析

本研究针对圆柱孔及横槽、锯齿槽、圆弧槽 3 种狭缝型槽道结构,在吹风比 $M = 0.7, 1.0, 1.5$ 工况下开展气膜冷却特性对比分析。基于采样域 s/d 在 6~16 范围内的展向平均温度场数据,绘制不同吹风比下无量纲冷却效率 η 的流向变化曲线,如图 7 所示。

升幅度增强,较圆柱孔在展向覆盖均匀性及流向有效冷却长度方面展现出显著优势。冷却效率变化曲线表明,与横槽结构相比,圆弧槽通过曲率诱导的流向涡对结构, s/d 在 6~11 区间实现冷却效率峰值提升至少 11.3%,锯齿槽道借助周期性几何扰动产生的湍流掺混抑制效应,在中下游 $s/d > 11$ 区域维持不小于 13.3% 的冷却效率增益。

值得注意的是,在近冷气出口区域 (s/d 在 6~9 区间),锯齿槽道因其几何约束,相较于相同宽度圆弧槽的出口面积缩减 23%,提供较高冷气出口动量通量,有效抑制了开尔文-亥姆霍兹不稳定性的发展,这使得该区域冷却效率相对横槽结构提升达 11.8%。

为了更直观地观察冷却效果,本研究通过分析壁面时均温度场分布,系统评估了不同槽型结构的气膜冷却性能差异。狭缝型结构在 3 种吹风比下壁面平均冷却效率如图 8 所示,从图 8 可以看出,横

槽、锯齿槽与圆弧槽3种带槽结构的平均冷却效率 η_{sur} 相对圆柱孔结构均有显著提升,且相对提升率随吹风比 M 的增大呈持续增长趋势。具体而言,与传统圆柱孔结构相比,在吹风比 $M=0.7, 1.0, 1.5$ 工况下,横槽结构的冷却效率相对提升率范围为24.6%~39.5%;锯齿槽的提升幅度最为突出,其相对提升率范围为60.7%~77.7%;圆弧槽的相对提升率范围为32.6%~66.9%。

综上所述,4种结构的平均冷却效率从大到小排序为锯齿槽、圆弧槽、横槽、圆柱孔,验证了非对称几何扰动对冷却性能的增强效应,且随着吹风比的增大,3种槽道结构孔相比圆柱孔的冷却效率优势愈加明显。

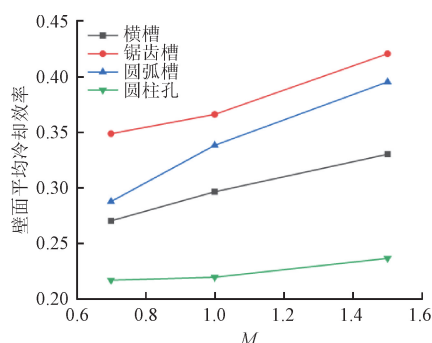


图8 壁面平均冷却效率对比

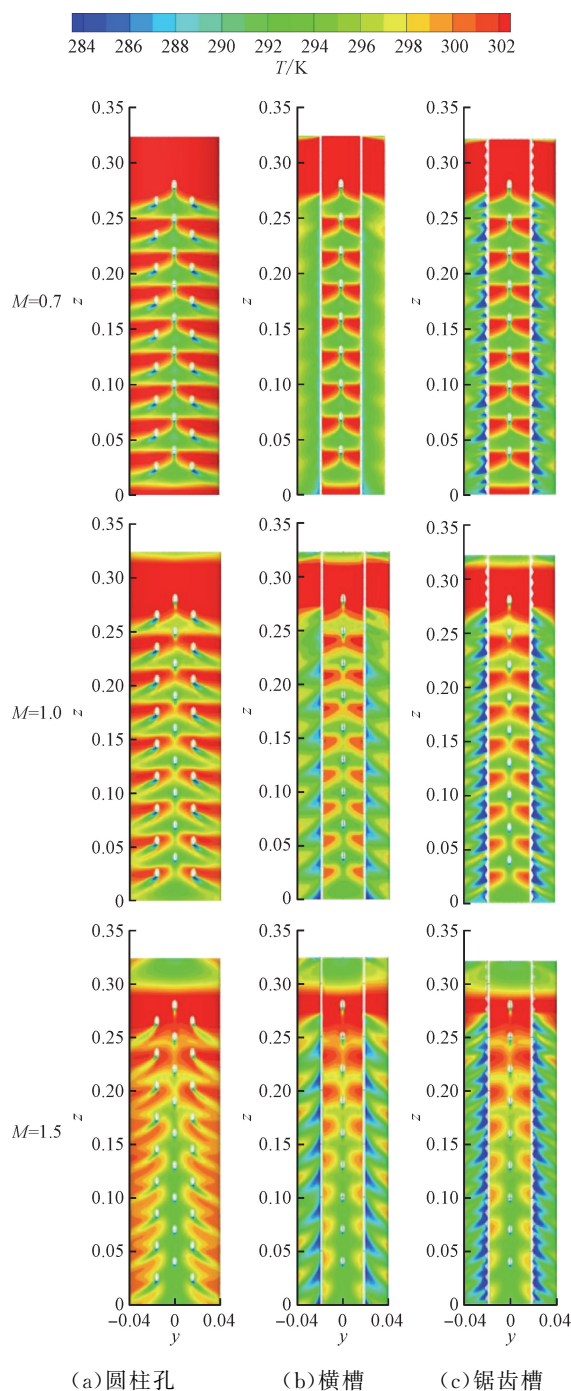
Fig. 8 Comparison of surface average cooling efficiency

对狭缝型槽道的气膜演化特性进行分析,由于圆弧槽与锯齿槽的气膜导流机理一致,定量数据有所不同,为避免重复,下文的温度云图、流线图等略去圆弧槽的结果。

壁面温度分布如图9所示,开槽结构的冷气在出口下游均表现出了不同程度的横向扩展,即在 z 方向上冷气覆盖程度有所增强,冷却效率的最大增益出现在近孔区域 $y \in [-0.03, -0.02]$ 和 $y \in [0.02, 0.03]$ 范围内。

锯齿槽在近孔区诱导出显著的双峰状高冷却效率核心区,其展向覆盖范围较圆柱孔扩展70%,这一现象是由于锯齿边缘几何扰动增强了展向涡量强度,驱动冷气喷出后在 z 方向扩散角增大,在 $M=1.5$ 时孔间冷气覆盖率提升至92%(圆柱孔为58%)。吹风比越大,提升效果越明显。在吹风比为0.7时,相较于横槽结构,锯齿槽结构气膜在壁面展向覆盖均匀性较低,温度梯度较大,但是展向平均温度更低,可以带来更高的气膜冷却效率。在吹风比为1.0和1.5时,无论是冷气覆盖均匀性还是展向

平均温度,锯齿槽结构都表现出最优的气膜冷却效果。



(a)圆柱孔 (b)横槽 (c)锯齿槽

图9 不同槽道结构的壁面温度分布

Fig. 9 Wall temperature distribution for different channel structures

图10、图11分别展示了 $M=1.0$ 工况下,壁面三维流动特征及前缘剖面气膜孔出口区域的速度场分布特性。流线特征分析结果表明,开槽结构的几何约束重构了气膜孔内冷却射流的演化路径,促使孔内流动充分发展至准稳态,冷却射流在出口区域

呈现动量的二次分配。其下游速度场均匀性及与前端部气膜孔射流的掺混效率均优于传统圆柱孔构型,同时,展向平均速度有系统性提升。

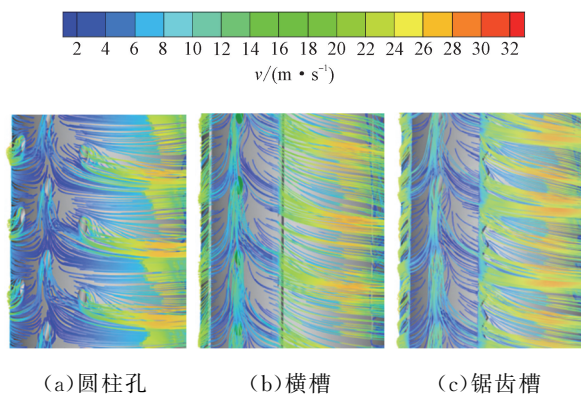


图 10 $M=1.0$ 时壁面速度流线

Fig. 10 Velocity streamlines on the wall for $M=1.0$

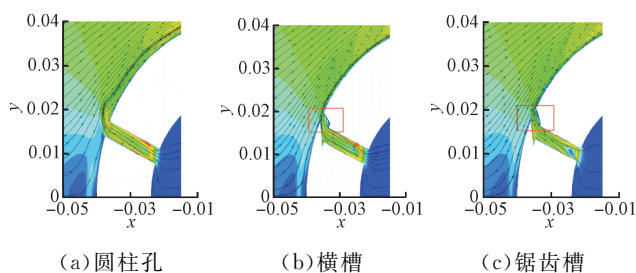


图 11 $M=1.0$ 时前缘剖面速度流线

Fig. 11 Velocity streamlines at the leading-edge profile for $M=1.0$

数值模拟结果表明,锯齿形边缘通过周期性曲率变化在槽道出口下游形成交替分布的局部低压区与高压区,该压力梯度促使冷却射流在展向产生流动分离与再附着现象,在狭缝出口形成展向弥散的流动结构。该结构通过增强冷气-主流界面的湍动能输运,使冷气横向扩散角扩大至传统结构的 1.8 倍,有效抑制了马蹄涡系对冷气覆盖的影响,减少了冷气的流失。

图 11 进一步说明了狭缝型槽内会出现诱导循环流动的二次流(框选区域),当冷气流经渐缩的槽道喉部时,截面积收缩产生的加速效应使射流核心区速度增加,从而诱发沿流向发展的剪切层不稳定性。该不稳定性在射流与主流的速度差驱动下持续增强,最终在展向形成二次流结构。这些二次流持续卷吸主流高温工质,同时将冷气输运至相邻槽道区域,促使冷气向展向扩散,从而进一步提升槽道下游气膜的贴壁性。同时,喉部收缩结构抑制了出口边缘流动分离,使壁面温度分布均匀性提升。

通过对比分析垂直流向截面的温度场分布(图 12)可见,开槽结构通过流动稳定性调控有效抑制了大吹风比工况下冷却射流脱离壁面的情况。在 $x=-0.36$ mm 临界截面,传统圆柱孔因射流核心区动量厚度突增引发强剪切层失稳,导致低温区($T < 294$ K)周向覆盖范围缩减。吹风比为 1.0 时,射流脱离壁面形成高度约 0.5 mm 的分离气膜层,形成局部高温区域。开槽结构通过重构孔内涡旋流动机制(图 11),在主流剪切作用下诱导冷气形成稳定的贴壁流,使气膜层高度较圆柱孔显著降低并维持更优的附壁持续性。

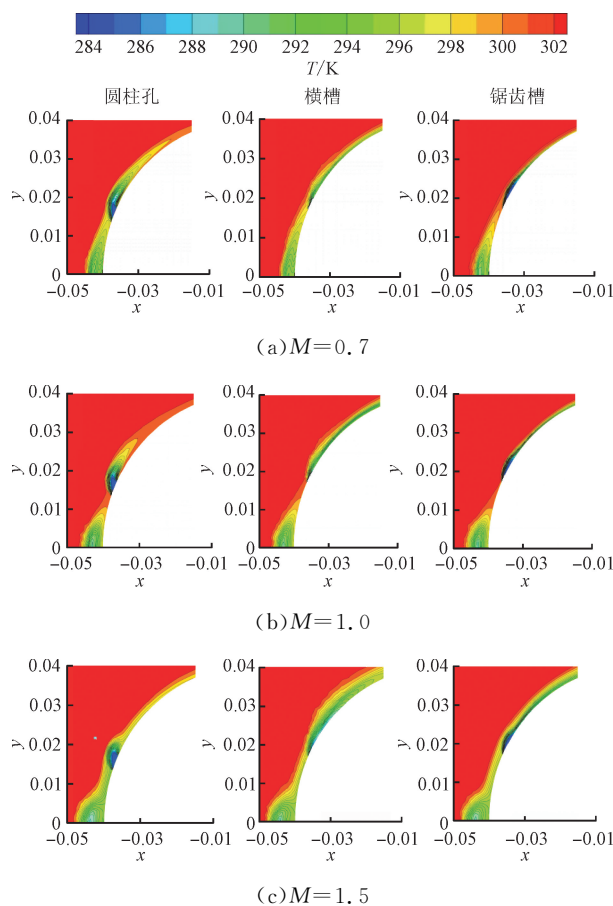


图 12 截面温度分布云图对比

Fig. 12 Comparison of cross-sectional temperature distribution cloud charts

表 3 展示了圆柱孔及 3 种带槽结构(横槽、锯齿槽、圆弧槽)在不同吹风比($M=0.7, 1.0, 1.5$)下的总压损失系数 ω 。结果表明,所有结构的总压损失系数均随吹风比呈现先升高后降低的趋势,在 $M=1.0$ 时达到峰值,在不同吹风比的工况下,圆弧槽的总压损失系数始终最低,总压损失系数相较于传统圆柱孔减小 2.9%~4.6%。

表3 不同吹风比下总压损失系数

Table 3 Total pressure loss coefficient under different blowing ratio

结构	总压损失系数		
	$M=0.7$	$M=1.0$	$M=1.5$
圆柱孔	0.124 1	0.131 6	0.105 0
横槽	0.123 6	0.132 4	0.105 9
锯齿槽	0.123 7	0.130 3	0.102 1
圆弧槽	0.120 5	0.126 8	0.107 1

通过分析不同结构的速度场分布与总压损失系数,可以得出,与横槽相比,锯齿形下缘结构通过诱导周期性二次流,增强了冷气射流的展向扩散效应,使其平均气膜冷却效率较横向狭缝构型提升27.3%;圆弧形下缘则通过降低局部流动阻力使冷却效率提升19.8%。

进一步分析结果表明,当吹风比增至1.5时,开槽结构的射流虽在下游呈现微弱抬升趋势,但其近壁面区域仍持续保持连续分布的低温边界层,且沿流向冷却效率衰减速率明显减缓。其中,锯齿形边缘诱导的流动分离,使冷气与主流高温气体形成交错掺混的层状结构,减缓了冷气垂直方向的耗散速率。此外离散化几何特征增大冷气-壁面接触的展向覆盖面积,提升了冷气与壁面间的对流换热强度。

综合分析狭缝型槽道结构优越性的根源在于其狭缝结构的渐缩型出口的设计。该设计使得高速气流在离开出口时,诱导形成沿流向发展的顺压梯度场,该梯度有效抑制了孔口边缘的流动分离,使冷却射流核心区速度矢量与壁面切线方向保持小于 15° 的附着角,显著增强了冷气近壁面流动的持续性。该流动特性促使冷气射流在壁面形成展向覆盖范围较圆柱孔扩展约1.8倍的连续低温区($T < 294\text{ K}$)。特别是在高吹风比工况下,相较于传统的圆柱孔,狭缝结构通过增强剪切层稳定性,增加了射流扩散角,使冷气与壁面的接触面积扩大,同时提升了湍流掺混强度,提高主流高温工质与冷气的换热效率。

3 结 论

本文通过数值模拟方法,探究了狭缝型槽道结构参数对透平叶片前缘气膜冷却特性的影响规律,并在不同吹风比条件下进行了详细分析。

数值计算结果表明,相较于传统离散气膜孔构型,横向狭缝槽道通过流动约束效应显著改善了冷却射流的附壁性,有效抑制了冷气射流的法向穿透

行为,在冷气出口至下游3倍孔径范围内形成持续稳定的贴壁气膜层,其平均气膜冷却效率相对提升幅度达77.7%。吹风比敏感性分析结果表明,随着吹风比增大至1.5,出口温度分布均匀性降低,但近壁面冷气质量流量占比提升,强化了整体冷却效能。

通过改变狭缝型槽道的下缘形状,进一步揭示了下缘几何优化对流动分离的调控作用,锯齿形下缘结构通过诱导周期性二次流,增强了冷气射流的展向扩散效应,其平均气膜冷却效率较横向狭缝构型提升27.3%;圆弧形下缘则通过降低局部流动阻力使冷却效率提升19.8%。

流场特征表明,锯齿形结构的流动调控机制可将射流抬升高度抑制至传统结构的50%以上,气膜贴壁性最好,在不同的吹风比下,始终表现出最优气膜冷却性能。该发现可为重型燃气轮机透平叶片前缘的高效冷却结构的仿生设计提供重要理论依据。

参考文献:

- [1] Attalla M, Salem M. Heat transfer from a flat surface to an inclined impinging jet [J]. Heat and Mass Transfer, 2014, 50(7): 915-922.
- [2] Tepe A Ü, Uysal Ü, Yetişken Y, et al. Jet impingement cooling on a rib-roughened surface using extended jet holes [J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 178: 115601.
- [3] Bunker R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology [J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [4] Chen Lingling, Brakmann R G A, Weigand B, et al. Detailed investigation of staggered jet impingement array cooling performance with cubic micro pin fin roughened target plate [J]. Applied Thermal Engineering, 2020, 171: 115095.
- [5] Xie Gongnan, Liu Jian, Ligrani P M, et al. Flow structure and heat transfer in a square passage with offset mid-truncated ribs [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 71: 44-56.
- [6] Singh P, Ravi B V, Ekkad S V. Experimental and numerical study of heat transfer due to developing flow in a two-pass rib roughened square duct [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2016, 102: 1245-1256.
- [7] Du Wei, Luo Lei, Wang Songtao, et al. Enhanced heat transfer in a labyrinth channels with ribs of different shape [J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2019, 30(2):

- 724-741.
- [8] Yousefi A, Nejat A, Sabour M H. Ribbed channel heat transfer enhancement of an internally cooled turbine vane using cooling conjugate heat transfer simulation [J]. *Thermal Science and Engineering Progress*, 2020, 19: 100641.
 - [9] Xie Gongnan, Song Yidan, Asadi M, et al. Optimization of pin-fins for a heat exchanger by entropy generation minimization and constructal law [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2015, 137(6): 061901.
 - [10] Goldstein R J. Film cooling [M]//Irvine T F, Hartnett J P. *Advances in Heat Transfer*. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 1971: 321-379.
 - [11] Goldstein R J, Eckert E R G, Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1974, 17(5): 595-607.
 - [12] Okita Y, Nishiura M. Film effectiveness performance of an arrowhead-shaped film-cooling hole geometry [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 331-339.
 - [13] Lu Yiping, Fauchaux D, Ekkad S V. Film cooling measurements for novel hole configurations [C]//ASME 2005 Summer Heat Transfer Conference collocated with the ASME 2005 Pacific Rim Technical Conference and Exhibition on Integration and Packaging of MEMS, NEMS, and Electronic Systems. New York, USA: ASME, 2005: 59-66.
 - [14] Lee H W, Joon Park J, Sik Lee J. Flow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, 45(1): 145-156.
 - [15] Lee K D, Kim K Y. Performance evaluation of a novel film-cooling hole [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2012, 134(10): 101702.
 - [16] Li Lin, Chen Cunliang, Ye Lin, et al. Experimental investigation on effects of cross-flow Reynolds number and blowing ratios to film cooling performance of the Y-shaped hole [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2021, 179: 121682.
 - [17] Yang Xing, Liu Zhao, Feng Zhenping. Numerical evaluation of novel shaped holes for enhancing film cooling performance [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2015, 137(7): 071701.
 - [18] 杨晓军, 张雪丽, 常嘉文. 叶片前缘波纹形气膜孔不同参数冷却特性研究 [J]. *热能动力工程*, 2023, 38(7): 28-35.
 - Yang Xiaojun, Zhang Xueli, Chang Jiawen. Study on cooling characteristics of different parameters of corrugated holes at the leading edge of blade [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2023, 38(7): 28-35.
 - [19] Kim J H, Kim K Y. Film-cooling performance of converged-inlet hole shapes [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2018, 124: 196-211.
 - [20] Bunker R S. Film cooling effectiveness due to discrete holes within a transverse surface slot [C]//ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2002: 129-138.
 - [21] 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.
 - [22] 章大海, 王振波, 曲燕, 等. 开槽气膜孔结构对气膜冷却和流动特性的影响 [J]. *燃气轮机技术*, 2010, 23(4): 27-32.
 - Zhang Dahai, Wang Zhenbo, Qu Yan, et al. The influence of trenched film hole configurations on film cooling and flowing characteristics [J]. *Gas Turbine Technology*, 2010, 23(4): 27-32.
 - [23] 孙璐, 章大海, 曾敏, 等. 开槽前扩孔及复合角对气膜冷却的影响 [J]. *工程热物理学报*, 2009, 30(10): 1723-1725.
 - Sun Lu, Zhang Dahai, Zeng Min, et al. Effects of a trenched-hole, shaped hole and compound angle on film cooling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2009, 30(10): 1723-1725.
 - [24] Kalghatgi P, Acharya S. Improved film cooling effectiveness with a round film cooling hole embedded in a contoured crater [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(10): 101006.
 - [25] 李广超, 陈钰恺, 刘永泉, 等. 利用 W 型槽提高气膜冷却效率机理 [J]. *推进技术*, 2016, 37(3): 520-526.
 - Li Guangchao, Chen Yukai, Liu Yongquan, et al. Mechanism on increasing film cooling effectiveness by W shape slots [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(3): 520-526.
 - [26] Wei Jiansheng, Zhu Huiren, Liu Cunliang, et al. Experimental study on the film cooling characteristics of the cylindrical holes embedded in sine-wave shaped trench [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York,

- USA: ASME, 2016: V05CT19A017.
- [27] Zhang Bolun, Zhang Li, Zhu Hui ren, et al. Numerical study on the influence of trench width on film cooling characteristics of double-wave trench [C]//ASME Turbo Expo 2017; Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2017: V05AT12A008.
- [28] Abdala A M M, Elwekeel F N M, Zheng Qun. Theoretical film cooling effectiveness investigation on C3X vane suction side with multi trench configuration [C]//Proceedings of the 1st International Conference on Mechanical Engineering and Material Science (MEMS 2012). Paris, French; Atlantis Press, 2012: 463-466.
- [29] 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, 2013, 135(5): 051007.
- [30] Rao K V, Liu J S, Crites D C, et al. Enhanced film cooling effectiveness with surface trenches [C]//ASME Turbo Expo 2013; Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2013: V03BT13A017.
- [31] He Wei, Deng Qinghua, Zhou Weilun, et al. Film cooling and aerodynamic performances of a turbine nozzle guide vane with trenched cooling holes [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 150: 150-163.
- [32] Rocha P A C, Rocha H H B, Carneiro F O M, et al. A case study on the calibration of the $k-\omega$ SST (shear stress transport) turbulence model for small scale wind turbines designed with cambered and symmetrical airfoils [J]. Energy, 2016, 97: 144-150.
- [33] Kim Y J, Kim S M. Influence of shaped injection holes on turbine blade leading edge film cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(2): 245-256.

(编辑 武红江)

(上接第130页)

- Zhong Bo, Guo Haoyan, Wei Jingtao, et al. Experimental investigation on integrated cooling efficiency of turbine blade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2): 335-343.
- [24] Bogard D G, Thole K A. Gas turbine film cooling [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 249-270.
- [25] Zhang Jinming, Zhou Xun, Ai Xing, et al. The ingested flow structure and ingestion prevention in the diffused cooling hole with the curved inlets [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2025, 251: 127340.
- [26] Singh P, Ekkad S V. Effects of spent air removal scheme on internal-side heat transfer in an impingement-effusion system at low jet-to-target plate spacing [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 108: 998-1010.
- [27] Chen Guanjiang, Liu Yuyang, Rao Yu, et al. Numerical investigation on conjugate heat transfer of impingement/effusion double-wall cooling with different cross-flow schemes [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 155: 515-524.
- [28] Zhou Wenwu, Johnson B, Hu Hui. Effects of flow compressibility and density ratio on film cooling performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4): 964-974.

(编辑 武红江)