文章编号:1000-8055(2024)05-20220350-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220350

涡轮动叶背侧不同叶高处异型孔气膜对比

王 磊^{1,3},李海旺^{2,3},谢 刚³,周志宇^{2,3}

(1. 北京航空航天大学能源与动力工程学院,北京102206;

2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院,北京 102206;

3. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室,北京 102206)

摘 要:采用数值仿真的方法对比研究了涡轮转子叶片背侧不同叶高位置处的圆柱孔、扇形孔和簸箕 孔三种孔型气膜冷却的差异。气膜孔位于吸力面 17.8% 流向位置,并分别在 10%、30%、50%、70% 和 90% 叶 高位置各设有一个气膜孔,三种孔型的圆孔段直径均为 0.8 mm。研究在 600 r/min 转速(对应旋转雷诺数为 536 000)条件下开展并获得吹风比为 0.50、0.75、1.00、1.25 和 1.50条件下的气膜冷却效率分布。研究结果指 出:不同叶高位置处的气膜尾迹受叶根通道涡和叶顶泄漏流的影响呈现不同程度地向中间叶高位置偏转的 趋势,因此不同叶高位置处的气膜尾迹内的涡对结构不对称的特征也不同。随着吹风比的增加,出现最大气 膜冷却效率的叶高位置逐渐向叶顶方向移动。使用扇形孔和簸箕孔可以削弱冷却射流在气膜孔出口位置的 法向动量,提升了气膜的附壁性和气膜冷却效率。

关键 词: 气膜冷却; 涡轮动叶; 吸力面; 叶高位置; 异型孔; 吹风比
 中图分类号: V231.3
 文献标志码: A

Comparison on film cooling of different hole shapes at different blade heights on the suction surface of rotor blade

WANG Lei^{1, 3}, LI Haiwang^{2, 3}, XIE Gang³, ZHOU Zhiyu^{2, 3}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;

2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;

3. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,

Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: Simulations were performed to study the downstream film cooling performance of round holes, fan-shaped holes, and laid-back fan-shaped holes at different heights on the suction surface of a rotor blade. Film holes were located at streamwise location of 17.8% and at 10%, 30%, 50%, 70% and 90% blade heights, respectively. The diameter of the round section of each shaped hole was 0.8 mm. Studies were conducted at rotational speed of 600 r/min, corresponding to rotational Reynolds numbers of 536 000. Five blowing ratios of 0.50, 0.75, 1.00, 1.25 and 1.50 were involved. Results showed that under the effects of passage vortex and tip leakage flow, inward film deflection trend towards the mid-span on the suction surface differed at different blade heights, corresponding to different degrees of structural asymmetry of counter rotating vortex inside film trajectories at different blade heights. With the increase of blowing ratio, the height at which the highest film cooling effectiveness appeared gradually moved

收稿日期:2022-05-19

基金项目:国家自然科学基金(51906008,51822602);中央高校基本科研业务费(YWF-19BJ-J-293);国家科技重大专项(2017-Ⅲ-0003-0027) 作者简介:王磊(1988-),男,博士生,主要从事涡轮叶片气膜冷却研究。

通信作者:周志宇(1993-),男,博士,主要从事涡轮叶片气膜冷却研究。E-mail:zzy19930929@buaa.edu.cn

引用格式:王磊,李海旺,谢刚,等. 涡轮动叶背侧不同叶高处异型孔气膜对比[J]. 航空动力学报, 2024, 39(5): 20220350. WANG Lei, LI Haiwang, XIE Gang, et al. Comparison on film cooling of different hole shapes at different blade heights on the suction surface of rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(5): 20220350.

upward. The introduction of fan-shaped hole and laid-back fan-shaped hole weakened the normal momentum of the jet at the hole exit and improved film coverage and film cooling effectiveness.

Keywords: film cooling; rotor blade; suction surface; blade heights; shaped hole; blowing ratio

飞天巡洋,动力先行。航空发动机的性能对 飞机至关重要,而循环功又是衡量发动机性能的 关键指标。提升循环功的关键在于提升涡轮进口 温度。先进航空发动机的涡轮进口温度已高达 1900 K,远超高温合金的最高耐受温度1370 K。 因此,采用有效的冷却措施以保证高压涡轮叶片 正常工作是十分必要的。气膜冷却是目前最为广 泛采用的高效冷却技术之一,冷气经壁面上的气 膜孔喷出并在叶片表面覆盖形成气膜。气膜将壁 面与高温燃气隔开的同时带走壁面上一部分 热量。

围绕气膜冷却的研究最早始于 Goldstein 等 人^[1]。他们采用热电偶测试平板上的圆孔下游绝 热壁温的分布。研究指出吹风比 M=0.50 时气膜 冷效最高, M=1.50 时孔出口处气膜脱离壁面进入 主流,进而造成气膜冷效降低。Bernsdorf等人^[2] 和 Burdet 等人^[3]分别采用 PIV(particle image velocimetry) 技术和 CFD(computational fluid dynamics)仿真捕获了射流流动结构中的反向对转涡对 (counter-rotating vortex pair, CRVP)结构,该结构 在高吹风比条件下会诱导射流脱离壁面,使气膜 冷却效果降低。Yu 等人^[4] 采用 DES (detached-eddy simulation)技术给出了圆孔下游更为详细的涡结 构,包括CRVP、马蹄涡、开尔文-赫姆霍兹涡和发 卡涡。其中, CRVP 源于孔内侧壁附近因速度型 产生的涡对结构;马蹄涡源于冷却射流对主流的 阻塞作用;开尔文-赫姆霍兹涡源于射流与主流掺 混过程中的强剪切作用,并进一步发展成发卡涡。

Haven 等人^[5]研究指出,采用异型孔可以调整气膜孔迎风面和背风面的宽度,进而可以削弱CRVP 的作用和强化气膜的贴壁性,进而提升气膜冷却效率。Bunker^[6]综述了常用的异型孔,包括扇形孔、簸箕孔、水滴孔和圆锥孔。Thole 等人^[7]和 Haven 等人^[8]对比研究了圆孔、扇形孔和簸箕孔的射流涡结构和气膜冷却效果,簸箕孔和扇形孔的出口扩张结构使 CRVP 间距增加并削弱其影响,扇形孔气膜冷却效果更好。Agarwal 等人^[9]和 Kang 等人^[10]采用 LES(large eddy simulation)数值仿真技术分别给出了簸箕孔详细的孔内和孔外流场结构。Jones 等人^[11]以 7-7-7 型簸

箕孔为基础,研究了气膜孔的横向扩张角和前向 扩张角的影响并指出横向扩张角对气膜冷却的影 响远比前向扩张角显著。Zamiri等人^[12]借助正 交采样和响应回归分析的方法研究了异型孔三结 构参数的组合寻优设计。Chi等人^[13]借助遗传算 法和代理模型对有无复合角异型孔的出口形状进 行了优化研究。Wang等人^[14]采用径向基神经网 络结合遗传算法对扇形孔开展了三结构参数的组 合优化设计。

然而,围绕涡轮叶片表面气膜冷却特性的研 究[15] 可知,涡轮叶片气膜冷却受叶栅通道涡和叶 顶泄漏流的作用,叶背和叶盆侧上的气膜尾迹存 在明显的偏转现象,造成叶片不同流向和径向位 置上气膜尾迹存在明显差异。此外,旋转是涡轮 动叶的主要特征。在旋转状态下,离心力和哥氏 力的作用也会对气膜尾迹偏转产生影响[16-17]。 Zhou 等人^[18]的研究指出气膜尾迹受主流偏转影 响而发生偏转,其作用效果与复合角气膜冷却相 似。Mcgovern 等人^[19]和 Lee 等人^[20] 对复合角射 流结构的研究指出,复合角射流与主流掺混剧烈, 气动损失大,增加展向倾角使 CRVP 变得不对称, 使孔前缘产生的涡逐渐占据主导。除了气膜尾迹 偏转,吸力面较细的气膜尾迹使得径向上气膜覆 盖无法衔接。因此,涡轮叶片吸力面上气膜覆盖 存在明显的径向覆盖不均匀的现象,容易造成局 部高温区,甚至发生烧蚀。

综上所述,当前围绕异型孔气膜冷却的研究 缺少针对不同叶高位置气膜冷却差异的研究,以 及不同叶高位置异型孔气膜冷却差异的对比研究, 这不利于因地制宜地开展涡轮叶片精细化的气膜 冷却设计,且吸力面气膜径向覆盖不均常容易造 成局部高温区。本项研究瞄准当前研究中的不足, 围绕涡轮叶片吸力面开展气膜冷却数值仿真研究, 研究目标如下:

1) 对比不同叶高位置气膜冷却差异。

2) 对比不同叶高位置圆孔、扇形孔和簸箕孔 气膜冷却的差异。

3)研究吹风比对不同叶高位置和不同孔型 气膜冷却的影响。

1 数值仿真方法

1.1 计算模型

图 1 所示为由导叶和动叶流体域组成的数值 仿真流体域模型。该模型与北京航空航天大学航 空发动机气动热力国家级重点实验室的全环低速 旋转涡轮外换热实验台的实验段一致。图 2 中矩 形区域为目标表面。在叶片吸力面 17.8% 流向位 置处的 10%、30%、50%、70% 和 90% 的叶高位置 各设有一个气膜孔。研究共涉及圆孔、扇形孔和 簸箕孔三种孔型。其中,扇形孔和簸箕孔均具有 23°的出口横向扩张角,簸箕孔额外具有 7°前向扩 张角,扇形孔与簸箕孔的扩张段长度占比均为 37.5%。孔结构参数如表 1 和图 3 所示, *L* 是气膜 孔的长度, *L*_s 为异型段长度, *D* 是气膜孔圆柱段直 径。气膜孔长径比 *L/D*=6 足够满足孔内流动的充 分发展。气膜孔流向倾角 *a*=45°且无展向角。



图 1 数值仿真流体域模型





图 2 幼叶侯望小息图 Fig. 2 Schematic of the rotor blade

1.2 边界条件设置

图 1 所示导叶流体域为静止流体域,动叶流体域为旋转流体域,转速为 600 r/min,流体域交界 面采用 stage 和 constant total pressure 设置。导叶 和动叶流体域的通道两侧设置旋转周期边界条件, 其余固体壁面设置绝热无滑移条件,其中涡轮盘 腔壁面和外机匣壁面为对转壁面以模拟实际情况

 Table 1
 Structure parameters of different hole shapes

参数	圆柱孔	扇形孔	簸箕孔
圆柱段孔径 D/mm	0.8	0.8	0.8
异型段占比 (L_s/L) /%	37.5	37.5	37.5
横向扩张角 δ/(°)	0	23	23
前向扩张角β/(°)	0	0	7



下壁面静止条件。主流采用温度为463 K 的空气, 设置速度入口边界条件以匹配叶栅中间叶高二维 速度三角形。冷却射流采用温度为303 K 的空气 并设置流量入口边界条件以匹配吹风比。该计算 模型不包含叶片内部冷气通道,因此需要对每个 气膜孔入口单独赋予流量入口条件。周志宇^[21] 针对该叶片模型的研究指出,不同叶高位置当地 主流静压和流速分布存在差异。为保证不同叶高 位置气膜孔具有相同的当地吹风比,需要依据当 地主流参数给予不同的冷气入口流量条件,如 表2 所示。

1.3 数值方法

本研究采用 ANSYS CFX 进行数值模拟研究, 选用 SST (shear stress transfer) k- ω 湍流模型并设 置 γ - θ 转捩模型。流体域边界层网格设置第一层 厚度为 0.005 mm, 保证 $y^+ \leq 1$, 厚度增长率为 1.1, 共 22 层。吸力面目标区域面网格尺寸为 0.3 mm, 对应流体域总网格数为 1.81 × 10⁷。本研究所用 计算域模型、湍流模型、面网格及边界层网格设 置均与周志宇^[21]的研究一致, 经文献 [21] 验证, 该设置足以保证计算结果的准确性。数值模拟采 用高精度求解雷诺时均 N-S(Navier-Stokes)方程 获得。设置最大迭代 2 000 步,收敛精度设置 RMS (方均根残差)小于 10⁻¹⁰,该设置足以保证获 得充分收敛的计算结果。

Table 2 Working condition setting of mainstream and coolant										
转速/(r/min)	相对叶高位置(y/H)/%	主流流速/(m/s) -	冷气质量流量/10 ⁻³ (g/s)							
			<i>M</i> =0.50	<i>M</i> =0.75	<i>M</i> =1.00	<i>M</i> =1.25	<i>M</i> =1.50			
10 30 600 50 70 90	10	13.00	2.494	3.740	4.987	6.234	7.481			
	30	14.02	2.688	4.032	5.376	6.720	8.064			
	12.55	2.406	3.609	4.812	6.014	7.217				
	70	10.82	2.075	3.113	4.151	5.188	6.226			
	90	9.00	1.727	2.590	3.454	4.317	5.180			

表 2 主流和冷却射流工况设置

2 结果分析

2.1 气膜冷却效率对比分析

图 4 所示为 600 r/min 转速条件下圆柱孔、扇 形孔和簸箕孔在不同吹风比(M)条件下不同叶高 位置处的气膜冷却效率分布云图。从图中可以看 出,三种孔型的气膜尾迹均发生了偏转,不同叶 高位置气膜尾迹偏转程度不同,孔型对气膜尾迹 偏转的影响较小。叶片背侧气膜尾迹存在向叶顶 偏转的趋势,其中,靠近叶根和叶顶位置的气膜 主要受通道涡和泄漏流的作用而发生明显偏转。 如图 5 所示, 在 y/H=10%, 30% 叶高位置, 气膜在 叶根通道涡作用下偏转尤为明显。在 x/S=30% 流 向位置处(S是整个吸力面的流向长度), y/H=90% 叶高位置的气膜尾迹受叶顶泄漏流的作用向叶根 方向偏转。相似的气膜尾迹偏转现象在扇形孔和 簸箕孔结果中也可看出。

对比不同叶高处的气膜冷却效果可以发现, 不同叶高的气膜冷却效果存在差异。在 y/H=10% 叶高位置处,三种孔型的气膜孔下游气膜的覆盖 宽度和长度均明显小于其他叶高位置的气膜。

下面通过分析吹风比的影响进一步分析不同 叶高和不同孔型的气膜冷却效率的差异。吹风比 的影响可以从气膜尾迹偏转和气膜冷却效率两方 面分析。

2.1.1 气膜尾迹偏转

三种孔型的气膜尾迹偏转程度受吹风比的影 响相近。随着吹风比的增加, v/H=50%~90% 叶 高范围的气膜尾迹向叶顶偏转的趋势稍微增加。 这是因为增加吹风比加剧了旋转状态下的涡轮叶 片背侧冷却射流所受指向叶顶的离心力和哥氏力 的作用。y/H=10%和30%叶高位置的气膜尾迹 偏转程度明显减弱,这是因为增加吹风比使射流 动量增加,进而抵消了部分叶根通道涡的作用。 2.1.2 气膜冷却效率

随着吹风比的增加,圆柱孔下游气膜覆盖效 果逐渐变差,发生气膜分离现象,孔出口位置的 气膜尾迹变细,高效率气膜覆盖距离变短,靠近 叶根的气膜冷效变差尤为明显。

使用扇形孔和簸箕孔可以明显提升气膜冷 却效率,使气膜尾迹覆盖范围变宽变长,其中簸





图 4 不同吹风比条件下气膜冷却效率分布云图







Fig. 5 Distribution and development of the secondary flow in the turbine cascade

箕孔的气膜覆盖范围稍宽于扇形孔。采用异型 孔对 y/H=10% 叶高位置的气膜冷却的改善尤为 明显。扇形孔和簸箕孔在 M=1.00 时也出现了 冷却效果变差的现象,但气膜冷却效果明显好 于圆孔。

图 6 所示为流向起点为气膜孔前缘的流向覆 盖距离 30D 和径向覆盖距离 18D 范围内的不同 孔型在不同叶高位置的气膜冷却效率随吹风比的 变化。由图可知, 圆孔在 y/H=10% 叶高的面平均 气膜冷却效率随吹风比的增加而减小,其他叶高 位置均在 M=0.75 处出现效率最大值。随着孔所 在高度的增加,面平均气膜冷却效率随吹风比的 变化梯度逐渐减小。M=0.50,0.75 时,y/H=30% 叶 高位置气膜冷却效率最高,增加吹风比会使出现 效率最大值的叶高上移至 y/H=50% 处,且靠近叶 顶的气膜冷却效率逐渐高于 y/H=30% 叶高处。 在扇形孔和簸箕孔中也可见增加吹风比造成的出 现最大气膜冷却效率所在叶高上移的现象。



图 6 不同叶高位置和孔型的面平均气膜冷却效率



扇形孔在不同叶高和不同吹风比条件下的气 膜冷却效率均优于圆柱孔,且各叶高位置的气膜 冷却效率均在 M=0.75 处出现最大值。M=0.50 时, 扇形孔在各叶高位置气膜冷却效率相比圆孔提升 约 30%; M=1.50 时, y/H=10% 和 90% 叶高处扇形 孔气膜冷却下来相比圆孔分别提高 85% 和 46%。 随着吹风比的增加,扇形孔面平均气膜冷却效率 变化梯度高于圆柱孔。

簸箕孔在 M≥0.75 时气膜冷却效率基本均高 于扇形孔。y/H=30%~90% 叶高的气膜冷却效率 最大值均出现在 M=1.00 处,说明簸箕孔对提升气 膜冷却效率起到了比扇形孔更大的作用,且吹风 比越高,簸箕孔相比扇形孔的收益越大, M=1.50 时, y/H=10% 和 90% 叶高处扇形孔气膜冷却下来 相比圆孔分别提高 1 倍和 68.5%。增加吹风比, 簸箕孔面平均气膜冷却效率变化梯度低于扇形孔。

图 7 所示为与图 6 相同径向范围内的不同孔 型在不同叶高和不同吹风比条件下的展向平均气 膜冷却效率沿流向分布。从中可以进一步对图 4 和图 6 的现象进行分析。

不同叶高位置的圆柱孔在 M=0.75 时均可见 气膜分离的趋势。增加吹风比,不同叶高位置气 膜冷却效率的变化趋势不同,这一点将利用簸箕 孔进行说明。

扇形孔和簸箕孔的使用均明显提升了近孔区 的气膜冷却效率。在 y/H=30%~70% 范围内, 气 膜均在 M=1.00 时在近孔区出现分离趋势, 叶顶和 叶根的气膜孔出口处发生气膜分离的吹风比有所 滞后。簸箕孔对抑制气膜分离的作用更明显, M≥ 0.75 时, 几乎全叶高的气膜冷却效率沿流向均大 于扇形孔。

对比簸箕孔气膜冷却在不同吹风比条件下不同叶高处效率水平变化趋势可以发现, *M*=0.50时, *y*/*H*=30%, 50% 叶高处气膜冷却效率水平相当, 依次高于 *y*/*H*=70%, 90%, 10% 叶高处的气膜冷却效率。从 *x*/*S*=33% 流向位置开始, *y*/*H*=30% 叶高的



图 7 不同叶高位置和孔型的展向平均气膜冷却效率分布 Fig. 7 Spanwise average film cooling effectiveness distributions of different hole shapes at different blade heights

气膜冷却效率出现明显下降,对应从云图中可见 该位置气膜尾迹偏转被加强,气膜覆盖范围变窄。 随着吹风比的增加,高叶高位置的近孔区气膜冷 却效率逐渐增加。*M*=1.50时,*x/S*=17.8%~25%范 围内,*y/H*=90%叶高的气膜冷却效率最高,*y/H*= 50%和70%叶高气膜冷却效率水平相当。再向 下游,*y/H*=90%和30%叶高分别受叶顶泄漏流和 叶根通道涡的影响出现尾迹偏转和效率下降, *y/H*=50%叶高气膜冷却效率最高。

2.2 气膜冷却沿流向涡结构分布分析

本节通过对比气膜孔下游气膜尾迹内涡对结构,进一步分析不同孔型气膜冷却的差异。

图 8 所示为 *M*=0.75 和 1.50 时,不同叶高位置 不同孔型下游 0D 和 6D 流向位置处气膜尾迹内 涡结构分布图,图中 0D 处的黑色虚线指代气膜 孔所处位置,图中蓝色与红色对涡即为反向对转 涡对,其轴向分别指向流向的负向和正向。

M=0.75 时, 孔出口 0*D* 处可见附面层内涡对 结构, 气膜未突破附面层。扇形孔与簸箕孔的涡 对覆盖范围比圆孔宽, 涡对在附面层内的高度比 圆孔小,尤其是簸箕孔,这说明扇形孔与簸箕孔 的孔型扩张作用减小了气膜的法向射流动量,更 有利于气膜冷却。扇形孔与簸箕孔出口处涡对未 覆盖全气膜孔区域,说明该处存在主流入侵与射 流发生掺混作用。

由于 M=0.75 时, 圆孔和异型孔的气膜均未脱 离壁面, 孔下游 6D 位置处可见除 y/H=10% 叶高 位置外, 气膜尾迹中的涡对结构均耗散并与附面 层融为一体。y/H=10% 叶高可见涡对穿过附面层, 发生气膜分离现象。红色涡占主导, 对应着气膜 尾迹向叶顶方向偏转。与圆孔相比, 扇形孔与簸 箕孔的蓝色涡被红色涡压迫在壁面, 对应着 y/H=10% 叶高位置异型孔的气膜冷效优于圆孔。

M=1.50时,射流动量增强使气膜在孔出口处 便有突破附面层进入主流的趋势。扇形孔和簸箕 孔的使用稍微削弱了射流突破附面层的趋势,主 流入侵气膜孔内的现象依然可见。

气膜孔下游 6D 位置可见三种孔型均发生了 气膜脱离壁面的现象, 涡对结构凌驾于附面层之 上。扇形孔的涡对的尺度明显小于圆孔, 簸箕孔





的更小。这也对应着在 M=1.50 时, 簸箕孔的气膜 冷却效果好于扇形孔, 且都好于圆孔。

从*M*=1.50的结果中更易看出各叶高位置由 于气膜尾迹的偏转而造成涡对不对称的现象,且 不同叶高位置气膜尾迹偏转程度不同,涡对不对 称的程度也有所不同。

3 结 论

本文通过数值仿真的方法,对比研究了 600 r/min转速状态下,涡轮叶片吸力面不同叶高 位置处不同孔型在不同吹风比条件下的气膜冷却 差异。研究涉及圆孔、扇形孔和簸箕孔。通过数 值仿真获得 y/H=10%~90% 五个叶高位置的气膜 冷却效率分布和气膜尾迹内涡对结构分布。研究 共涉及五个吹风比: 0.50、0.75、1.00、1.25 和 1.50。 通过研究可以得出如下结论:

 1)涡轮叶片吸力面受叶根通道涡和叶顶泄 漏流的作用,气膜尾迹向中间叶高收缩,其中叶 根通道涡的作用更明显,靠近叶根的气膜尾迹偏 转也更明显。

 2) 气膜尾迹偏转对应着气膜尾迹中的涡对 中的正流向涡对占主导,不同叶高位置气膜尾迹 偏转程度不同,涡对不对称的程度也不同。

3)不同叶高的气膜冷却不同, y/H=10% 叶高 位置的气膜冷却效率明显小于其他叶高。随着吹 风比的增加,几乎所有叶高的气膜冷却效率均出 现先增后减的趋势,靠近叶顶的效率变化幅度较 小,效率最大的叶高位置也向叶顶移动。

4) 扇形孔和簸箕孔的出口扩张作用, 削弱了 孔出口射流法向动量, 削弱了气膜分离的趋势, 明显提高气膜孔下游气膜冷却效率。簸箕孔的前 向扩张角进一步降低射流动量, 对气膜冷却效率 的提升作用更明显。

5) 当 *M*≥0.75 时,低叶高区域使用异型孔, 气膜冷效提升更明显,且吹风比越高,异型孔气 膜冷效提升越明显。*y*/*H*=10% 叶高位置,*M*=1.50 时使用扇形孔可以使气膜冷效提升 85%,使用簸 箕孔可以使气膜冷效提升 1 倍; *y*/*H*=90% 叶高位 置, M=1.50时使用扇形孔可以使气膜冷效提升 46%, 使用簸箕孔可以使气膜冷效提升 68%。

参考文献:

- [1] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, RAMSEY J W. Film cooling with injection through holes: adiabatic wall temperatures downstream of a circular hole[J]. Journal of Engineering for Power, 1968, 90(4): 384-393.
- [2] BERNSDORF S, ROSE M G, ABHARI R S. Modeling of film cooling: Part I experimental study of flow structure[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(1): 141-149.
- [3] BURDET A, ABHARI R S, ROSE M G. Modeling of film cooling: Part II model for use in three-dimensional computational fluid dynamics[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 221-231.
- [4] YU F Y, YAVUZKURT S. Simulations of film cooling flow structure and heat transfer in the near field of cooling jets with a modified DES model[R]. ASME Paper HT2019-3683, 2019.
- [5] HAVEN B A, KUROSAKA M. Kidney and anti-kidney vortices in crossflow jets[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1997, 352: 27-64.
- [6] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.
- [7] THOLE K, GRITSCH M, SCHULZ A, et al. Flowfield measurements for film-cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 327-336.
- [8] HAVEN B, YAMAGATA D, KUROSAKA M, et al. Anti-kidney pair of vortices in shaped holes and their influence on film cooling effectiveness[R]. ASME Paper 97-GT-45, 1997.
- [9] AGARWAL S, GICQUEL L, DUCHAINE F, et al. Analysis of the unsteady flow field inside a fan-shaped cooling hole predicted by large-eddy simulation[R]. ASME Paper GT2020-14201, 2020.
- [10] KANG Y S, JUN S, RHEE D H. Large eddy simulations on fan shaped film cooling hole with various inlet turbulence generation methods[R]. ASME Paper GT2020-15830, 2020.
- [11] JONES F B, FOX D W, OLIVER T, et al. Parametric optimization of film cooling hole geometry[R]. ASME Paper GT2021-59326, 2021.
- [12] ZAMIRI A, YOU S J, CHUNG J T. Large eddy simulation in the

optimization of laidback fan-shaped hole geometry to enhance filmcooling performance[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 158: 120014.

- [13] CHI Zhongran, LI Xueying, HAN Chang, et al. Optimization of the hole exit shaping of film holes without and with compound angles for maximal film cooling effectiveness[R]. ASME Paper GT2014-25212, 2014.
- [14] WANG Chunhua, ZHANG Jingzhou, ZHOU Junhui. Optimization of a fan-shaped hole to improve film cooling performance by RBF neural network and genetic algorithm[J]. Aerospace Science and Technology, 2016, 58: 18-25.
- [15] GAO Zhihong, NARZARY D P, HAN J C. Film-cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with compound angle shaped holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011019. 1-011019.11.
- [16] TAO Zhi, YANG Xiaojun, DING Shuiting, et al. Experimental study of rotation effect on film cooling over the flat wall with a single hole[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2008, 32(5): 1081-1089.
- [17] TAO Zhi, LI Guoqing, DENG Hongwu, et al. Film cooling performance in a low-speed 1.5-stage turbine: effects of blowing ratio and rotation[J]. Journal of Enhanced Heat Transfer, 2011, 18(5): 419-432.
- [18] ZHOU Zhiyu, LI Haiwang, WANG Haichao, et al. Film cooling of cylindrical holes on turbine blade suction side near leading edge[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 141: 669-679.
- [19] MCGOVERN K T, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part II compound-angle injection with cylindrical holes [R]. ASME Paper 97-GT-270, 1997.
- [20] LEE S W, KIM Y B, LEE J S. Flow characteristics and aerodynamic losses of film-cooling jets with compound angle orientations[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(2): 310-319.
- [21] 周志宇.旋转状态下高压涡轮动叶吸力面气膜孔排布优化研究[D].北京:北京航空航天大学,2021.
 ZHOU Zhiyu. Optimization study of film hole arrangement on the suction surface of a rotating turbine blade[D]. Beijing: Beihang University, 2021. (in Chinese)

(编辑:陈 越)