

文章编号: 1000-8055(2023)06-1340-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210652

旋转条件下动叶前缘气膜孔排布局 影响分析

谷 萌, 谢 刚, 周志宇, 孟 龙

(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 100191)

摘 要: 研究了旋转动叶前缘两侧区域双排孔的孔排布局对气膜冷却特性的影响。采用数值模拟方法获得前缘气膜冷却效率分布以及流动特性。在前缘滞止线每一侧布置两排气膜孔, 第 1 排气膜孔与滞止线夹角为 $\pm 10^\circ$, 通过调整第 2 排孔的径向位置和流向位置实现不同的单侧双排孔布局。结果表明: 在前缘两侧区域, 双排气膜孔布局对气膜冷却特性的影响规律并不相同。在前缘偏吸力面侧区域, 孔排布局对相邻孔排的射流掺混特征具有显著影响; 而在前缘偏压力面侧区域, 双排孔密布的布局形式可以获得更好的气膜冷却效果, 这种效应在近孔区域更加明显。吸力面和压力面侧最佳布局的冷却效率提升分别为 0.07 和 0.02。

关 键 词: 前缘; 气膜冷却效率; 旋转叶片; 孔排布局; 涡轮

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Analysis on film cooling hole arrangement effect for rotating blade leading edge

GU Meng, XIE Gang, ZHOU Zhiyu, MENG Long

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The effects of hole arrangement of two rows of film holes on the film cooling performance at each side of rotating blade leading edge were investigated. The film cooling performance and flow field were obtained by using numerical simulation method. The first row of film holes was fixed at $\pm 10^\circ$ downstream stagnation line and was followed by the second row of holes. The span-wise position and the stream-wise location of the second row of holes were adjusted to achieve different hole arrangement. The results indicated that the effects of hole arrangement of two rows on film cooling were different at two sides of the leading edge. At the leading edge suction side, the relative position between two rows of holes significantly affected the interaction between the adjacent jets from two rows. At the pressure side, closer distance between two adjacent holes in two rows produced better film cooling performance. Meanwhile, the effect of relative position between two rows of holes was mainly located in the near hole region. The film cooling effectiveness at the suction side and pressure side increased by 0.07 and 0.02, respectively.

Keywords: leading edge; film cooling effectiveness; rotating blade; hole arrangement; turbine

现代燃气轮机为了获得更高的热效率, 涡轮材料耐受极限。前缘区域的热负荷显著高于其余叶进口温度不断被提高, 已经超过了涡轮部件的材料表面^[1]。同时, 前缘流场复杂, 存在流动滞止、

收稿日期: 2021-11-15

作者简介: 谷萌(1983—), 男, 助理研究员, 博士生, 主要从事航空发动机热端部件高效冷却技术等研究。

通信作者: 谢刚(1993—), 男, 讲师, 博士, 主要从事高温旋转部件的流动与换热研究。E-mail: xiegang_ht@163.com

引用格式: 谷萌, 谢刚, 周志宇, 等. 旋转条件下动叶前缘气膜孔排布局影响分析[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1340-1349. GU Meng, XIE Gang, ZHOU Zhiyu, et al. Analysis on film cooling hole arrangement effect for rotating blade leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1340-1349.

曲率大、压力梯度大等特点。因此,前缘采用了多种主动冷却方式。气膜冷却技术就是其中一种有效的方法,它利用从离散孔排出的冷气覆盖涡轮部件表面,通过隔绝高温燃气和降低换热温度的方式保护涡轮部件。

目前的前缘气膜冷却研究大多基于简化模型,例如圆柱和半圆前缘结构。同时,这些研究的对象主要集中在气膜孔型、孔间距等结构参数以及主流马赫数、湍流强度等流动参数的影响。早期研究中,Luckey等^[2]对带有一排斜孔的圆柱体进行换热测量。实验结果表明,孔倾角及其流向位置对气膜冷却有显著影响。Wadia和Nealy^[3]利用相似的模型进一步研究了孔倾角和主流参数对气膜冷却的影响。随后,Mick和Mayle^[4]测量了具有不对称三排气膜孔布局的半圆前缘气膜冷却效率和相应传热的详细分布,结果表明在大吹风比下,除近孔区域外整个前缘的表面热负荷都有所降低。Ou等^[5]和Mehendale等^[6]详细研究了主流湍流强度对半圆柱前缘气膜冷却特性的影响。在小吹风比下主流湍流的影响更为显著。Cruse等^[7]采用经典的半圆柱模型研究了主流湍流度以及滞止线位置对气膜冷却的影响,后者表现出显著的影响。为了获得更高的气膜冷却性能,前缘气膜冷却一般采用多排孔。以往的研究表明,多排孔之间的射流相互作用对气膜冷却有显著影响。Salcudean等^[8]、Thakur等^[9]和Kim等^[10]均通过简化前缘模型研究了两排气膜孔在叶高方向上相对位置变化对气膜冷却的影响。Salcudean等^[8]指出,孔排相对位置的变化对近孔区域有显著影响,顺排布置比交错排布冷却效果更好。Thakur等^[9]发现,孔排相对位置对第1排孔和第2排孔的气膜冷却效率有相反的影响。Kim等^[10]观察到当孔排展向相对位置越近时,孔排间的相互作用越强,冷却效率越高。最近,Anderson等^[11]在具有多排气膜冷却孔的导叶前缘模型上对叠加方法进行了评估。实验结果表明,由于气膜相互作用并融合,叠加方法低估了气膜冷却效果,特别是在压力侧。

由于旋转条件下数据测量难度较大,目前关于旋转条件下动叶的气膜冷却效率数据相对较少。Ahn等^[12-13]系统研究了主流进气攻角的影响,实验采用内窥镜拍摄和压敏漆(PSP)技术获得了动叶前缘表面的气膜冷却效率数据。结果表明,由于涡轮转速变化带来的主流进气攻角变化显著改

变了前缘滞止线位置以及气膜尾迹偏转程度。最近,Li等^[14]和Al-Zurfi等^[15]分别采用实验和数值方法对动叶压力面和吸力面的气膜冷却进行了研究,结果表明两侧区域不同的流场和曲率条件导致了不同的气膜冷却效果。

上述研究表明两排气膜孔的相对位置对气膜冷却性能有显著影响,同时这些研究多采用简化的前缘模型来研究这种影响。但是,前缘压力面侧和吸力面侧的流场和曲率明显不同,其气膜冷却特性也不同^[16-17]。因此,本研究的目的是获得典型动叶前缘两侧区域的两排孔相对位置对气膜冷却效率影响的规律,这在公开文献中没有讨论过,因此将有助于前缘冷却设计。考虑到以往的前缘研究大多是在静止状态下进行的,本文的数值研究将在旋转状态下进行并讨论旋转对气膜冷却的影响。

1 数值计算方法

1.1 物理模型

图1展示了用于数值模拟研究的叶片模型,模型通过真实叶片中截面径向拉伸获得,图中 Ω 为转速。动叶前缘布置有两排圆柱孔,每排布置有10个孔,两排孔均布置在前缘几何滞止线的一侧。因此,两侧(压力面侧或吸力面侧)孔排布局研究的模型是独立的。

图2(a)和图2(b)展示了前缘吸力面侧(SS)两排孔的布局示意图。压力面侧(PS)也采用了

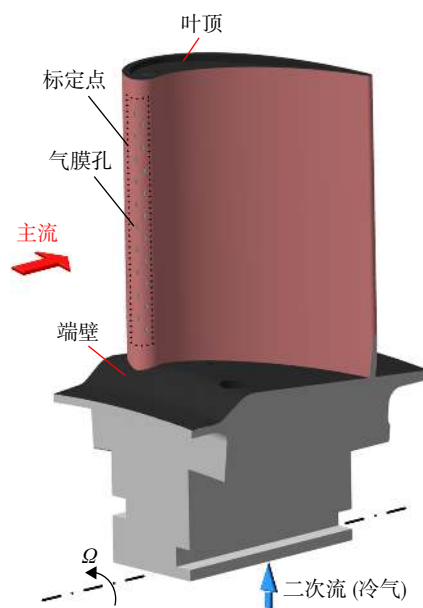


图1 带气膜孔的动叶模型

Fig. 1 Test blade model with film cooling configuration

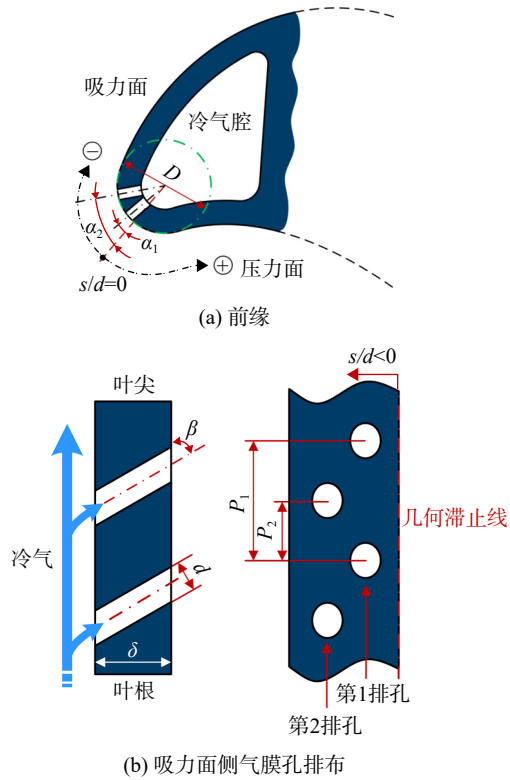


图 2 前缘和吸力面侧气膜孔排布示意图
Fig. 2 Schematic views of leading edge and hole arrangement in suction side

类似的布置,这里不再展示。图中 s 为弧长距离,每个气膜孔的孔径 d 为 0.8 mm,气膜孔轴线与流向和展向的夹角分别成 30° 和 90° ,其他符号含义见图 2 中标示。如图 2 所示,第 1 排气膜孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_1 = \pm 10^\circ$ 处。为了研究两排孔相对位置的影响,第 2 排孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_2 = \pm 25^\circ$ 或 $\pm 40^\circ$ 处。此外,两排孔在展向(径向)方向上的相对位置设置为 $P_2/P_1 = 1/4, 2/4$ 和 $3/4$ 。前缘的详细结构尺寸如表 1 所示。

表 1 前缘结构参数	
Table 1 Configuration dimensions of leading edge	
参数	数值
孔径 d/mm	0.8
前缘直径 D/d	10
前缘壁厚 δ/d	2.5
第 1 排孔流向位置 $\alpha_1/(\circ)$	± 10
第 2 排孔流向位置 $\alpha_2/(\circ)$	$\pm 25, \pm 40$
展向倾角 $\beta/(\circ)$	30
流向倾角 $\gamma/(\circ)$	90
单排孔间距 P_1/d	7.875
两排孔相对径向间距 P_2/P_1	1/4, 2/4, 3/4
叶片高度 H/mm	80

1.2 边界条件

图 3 展示了数值模拟的计算域,计算域模型根据课题组以往实验设置^[18],包括一级导叶流道和一级动叶流道。为了减少计算资源,数值模拟采用周期边界条件。考虑到导叶和转子叶片数量不同,使用了 frozen rotor frame change model 将导叶计算域和动叶计算域连接起来。其他边界条件根据之前的实验^[18]进行设置,导叶主流进口采用速度条件,动叶的冷气进口指定固定的质量流量以保证面积平均吹风比。计算采用理想空气为工质,比热比和导热系数采用温度拟合多项式计算,动力黏度采用 Sutherland 公式计算。为了模拟主流和冷气间的密度比 R_d ,取 $R_d = 1.52$,主流和冷气的温度分别设置为 460 K 和 300 K。

本研究的动叶流体域旋转速度设定为 600 r/min。因此,基于叶片旋转半径和转速的旋转雷诺数为 5.38×10^5 。相应的动叶计算域进口处的相对主流速度为 10.8 m/s。在各个计算条件下,吹风比是基于气膜孔出口冷气平均参数和动叶入口主流的相对参数定义的。计算采用的工况和条件具体如表 2 所示。

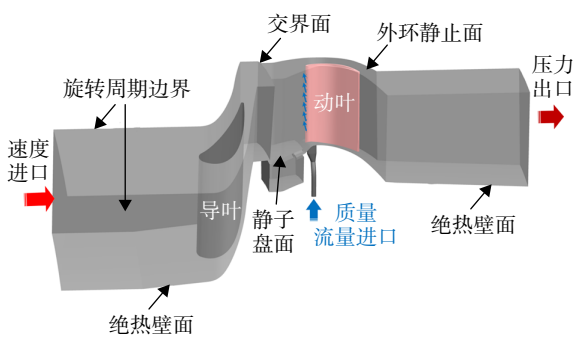


图 3 计算流体域和边界条件
Fig. 3 Computational domains and boundary conditions

表 2 计算工况	
Table 2 Detailed computation conditions	
参数	数值
主流雷诺数 Re_g	0.8
导叶入口湍流度 $T_d/\%$	5
动叶进口相对速度 $V_{rel}/(\text{m/s})$	10.8
转速 $\Omega/(\text{r/min})$	± 10
主流温度 T_g/K	460
冷气温度 T_c/K	300
密度比 R_d	1.52
吹风比 M	0.5, 1.0, 2.0

需要说明的是, 本文的转速和雷诺数与真实发动机的参数有一定差距, 但是以往转速对于前缘气膜冷却效率分布的影响研究^[18]表明, 转速增加会显著提升气膜冷却效率数值, 但是对于孔排间掺混规律影响较小。本文主要研究孔排相对间距对射流掺混的影响, 因此相关研究结论对于动叶前缘气膜冷却设计依然具有一定指导意义。

1.3 数值方法

本文数值模拟采用商业软件 ANSYS CFX 16.0 对稳态 RANS (Reynolds averaged Navier-Stokes) 方程进行求解, 其中湍流模型采用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型。求解过程中, 所有守恒方程的对流项均采用具有 2 阶进度的高精度格式 (high resolution scheme) 进行离散。当计算残差小于 10^{-5} 并且监测的前缘面平均温度在 600 步迭代里保持稳定时, 认为计算收敛。

计算域采用 ICEM 16.0 进行非结构网格划分, 如图 4 所示。为了使用 SST $k-\omega$ 湍流模型精确求解近壁面区域的流动换热, 所有壁面表面设置有 20 层棱柱网格, 其中第 1 层网格无量纲高度 y^+ 控

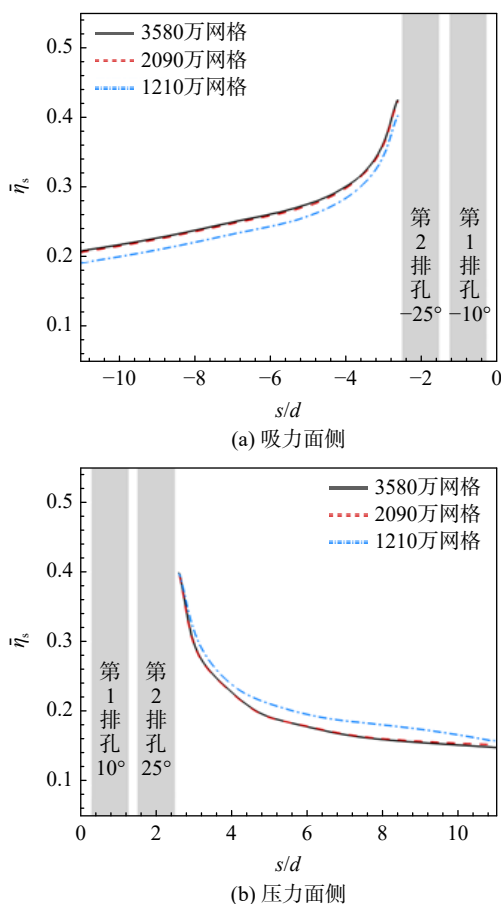


图 4 网格独立性测试结果 ($P_2/P_1=2/4$)

Fig. 4 Grid independence test results ($P_2/P_1=2/4$)

制在 1 附近, 边界层网格尺寸按照 1.2 的比例向主流方向增长。网格独立性测试在前缘两侧分别进行, 测试采用 3 种密度的动叶计算域网格 (3 580 万、2 090 万和 1 210 万)。测试选取前缘展向平均气膜冷却效率 $\bar{\eta}_s$ 来评价网格独立性, 如图 4 所示, 其中横轴表示距离前缘滞止点的无量纲流向弧长 s/d 。从图 4 中可以看出, 在前缘的每一侧, 网格数量较多的两个网格计算得到的冷却效率都比较接近, 而最稀疏的网格计算获得的结果明显与另外两个有区别。考虑到计算精度和资源, 本文数值模拟最终采用 2 090 万单元的网格密度离散计算域。

为了验证上述数值模拟方法, 下面对利用上述方法获得的数值模拟结果与以往的实验数据进行比较^[18], 如图 5 所示。需要说明的是, 本文数值研究的叶片模型与参考文献^[18]中的叶片模型完全相同, 区别仅在气膜孔的布局。从图 5 中可以看出, 数值模拟结果和实验数据有相似的值和趋势, 特别是在吸力面侧的近孔区域。在压力面侧区域, 数值模拟结果与实验数据的最大偏差约为 35%, 但是依然能较好地捕捉雷诺数变化带来的冷却效率变化规律。因此, 本文数值模拟方法可以用于分析孔排布局对前缘气膜冷却的影响。

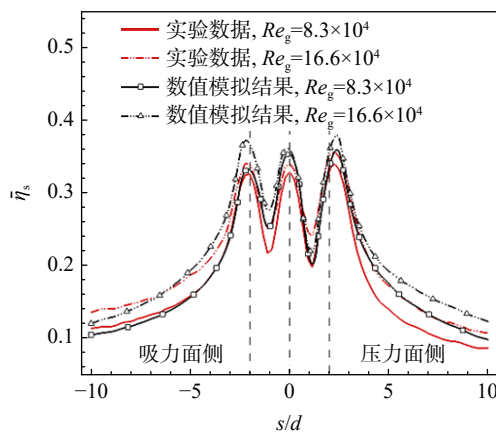


图 5 数值模拟方法验证 ($M=0.5$)

Fig. 5 Validation of numerical simulation method ($M=0.5$)

2 结果分析

本章主要讨论动叶前缘单侧两排气膜孔布局, 包括流向和展向相对位置对前缘气膜冷却性能的影响。研究分为前缘吸力面侧和压力面侧进行并讨论。此外, 讨论中采用数值模拟获得的流场结果更好地理解孔排布局影响。

2.1 前缘吸力面侧气膜冷却结果

图 6 展示了前缘吸力面侧在不同吹风比 ($M=$

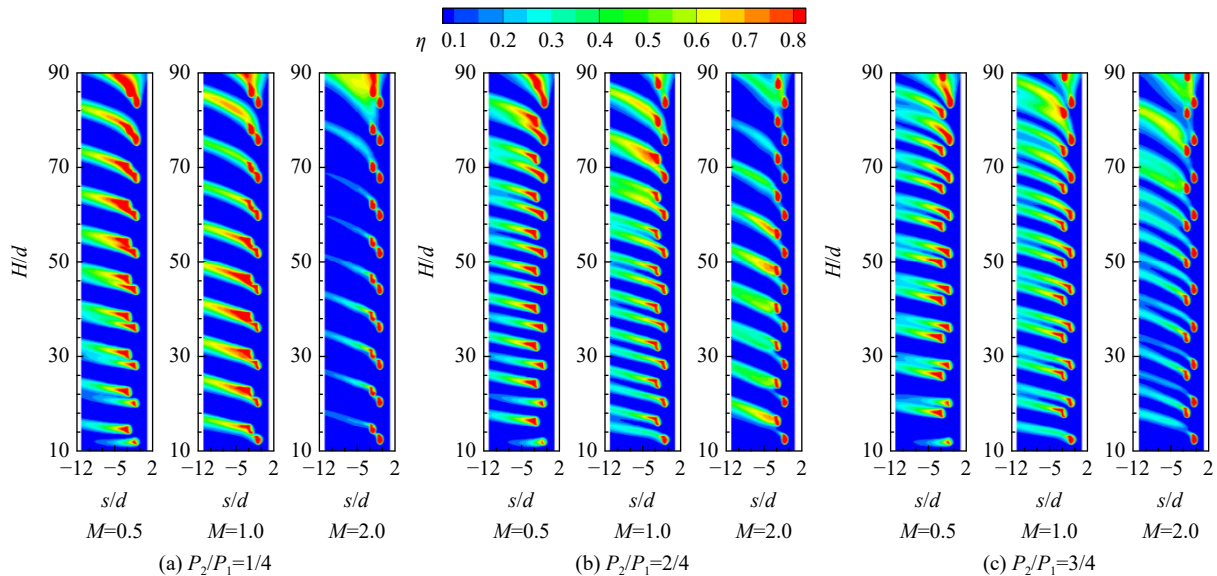


图 6 前缘吸力面侧不同孔排展向距离下气膜冷却效率分布云图

Fig. 6 Contours of film cooling effectiveness at various spanwise hole arrangements in suction side of leading edge

0.5, 1.0 和 2.0) 和孔排展向布局 ($P_2/P_1=1/4, 2/4$ 和 $3/4$) 下气膜冷却效率 η 的分布云图, 其中横轴表示距离前缘滞止点的无量纲弧长 s/d , 纵轴表示无量纲叶片高度 H/d 。第 1 排孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_1 = -10^\circ$ 处, 第 2 排孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_2 = -25^\circ$ 处。

气膜冷却效率定义如下式所示:

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c}$$

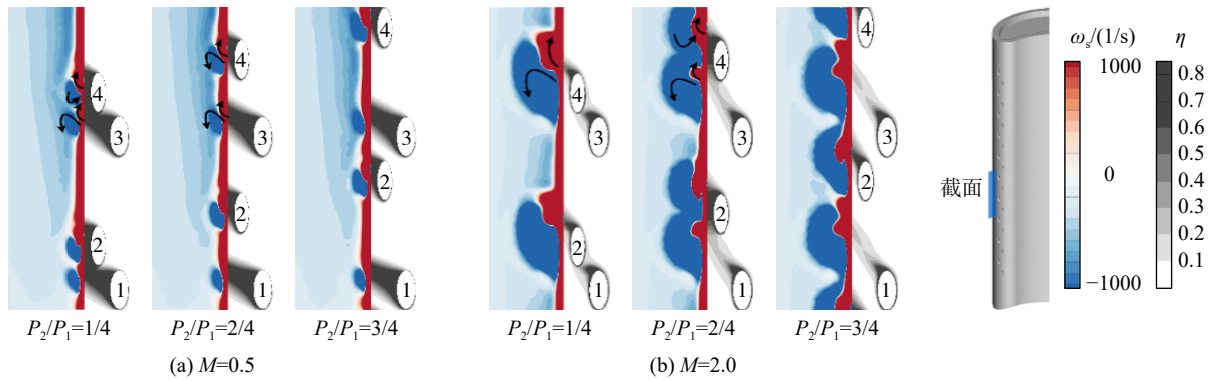
其中 T_g 、 T_c 和 T_w 分别是主流温度、冷气温度和壁面温度。

从图 6 中可以看出, 由于射流的惯性以及主流/射流相互作用, 气膜出流后向叶尖偏转。此外, 在靠近叶尖区域, 气膜尾迹的偏转较大, 这是由于前缘滞止线偏转导致的。在叶尖区域, 滞止点与气膜孔距离较近, 主流速度越小, 因此气膜尾迹的偏转量也随之增大。此外, 随着吹风比的增大, 气膜尾迹的偏转也随之增大, 这是因为大吹风比下射流的动量较大。

图 6 还表明, 不同孔排间射流的相互作用受两排孔展向相对位置 (P_2/P_1)、吹风比 (M) 以及前缘滞止线位置影响显著。对于 $P_2/P_1=2/4$ 的基础工况, 在吹风比 $M=0.5$ 下, 从第 1 排孔出流的气膜与第 2 排孔的气膜尾迹形成完全交错分布, 形成均匀的气膜覆盖效果。然而在靠近叶尖区域, 两排孔的气膜尾迹发生融合现象, 这是由于靠近叶尖区域的射流偏转较大引起的。随着吹风比继续

增大, 射流脱离壁面现象更加明显, 气膜冷却效率显著降低。当吹风比进一步增大至 $M=2.0$ 时, 气膜覆盖效果出现明显的恶化, 但是在叶高 $45 < H/d < 75$ 区域内, 气膜覆盖范围反而变宽, 这是由于孔排间射流与射流相互作用所致, 将在下一段中进行分析。当第 2 排孔向叶片根部移动 $1/4$ 孔间距, 即 $P_2/P_1=1/4$ 时, 可以观察到气膜尾迹出现明显的融合合并现象, 孔下游区域的气膜覆盖效果也更好。然而, 在叶高方向上无气膜覆盖区域变大, 这可能会导致局部热点的出现。当吹风比从 1.0 增加到 2.0, 气膜冷却效率显著降低, 尤其是在 $H/d > 50$ 区域。当第 2 排孔向叶尖方向移动 $1/4$ 孔间距, 即 $P_2/P_1=3/4$ 时, 从第 1 排出流的气膜尾迹与第 2 排气膜尾迹基本形成交错分布, 只在近叶根区域, 两排孔射流发生合并现象, 这与 $P_2/P_1=2/4$ 结构下的结果正好相反。

为了更好地理解两排孔展向相对位置的影响, 图 7 展示了前缘下游 $s/d=3.5$ 处截面上的流向涡量 ω_s 分布, 其中气膜孔从 1 到 4 进行编号。总的来说, 不同排射流之间的相互作用随孔位置和氣膜尾迹偏转变化而变化。图 7(a) 的第 1 张图展示了吹风比 $M=0.5$ 时, 冷气出流后典型的不对称涡对结构。文献 [19-20] 指出具有涡量较强(逆时针方向)的主涡结构主要由射流-横流剪切形成, 而这种涡结构会将主流卷吸到壁面, 并导致冷气覆盖效果变差。同时, 孔下游也可以观察到涡量较小(顺时针方向)的涡结构, 这是由冷却剂的孔内涡对形成的^[20]。图 7 中气膜尾迹位置和上述较

图7 不同孔排布局下流向位置 $s/d = -3.5$ 处涡量分布Fig. 7 Streamwise-vorticity distributions on plane $s/d = -3.5$ with varied spanwise hole arrangement

弱的涡的位置也是重合的。图7(a)的第1张图表明在 $P_2/P_1=1/4$ 时,两排孔的展向相对位置较近,不对称涡对发生合并现象,来自孔4的主涡将冷气从孔3卷吸到壁面,从而在下游区域形成更好的气膜覆盖,获得较高的冷却效率,如图6所示。然而,在相同孔间距的 $P_2/P_1=3/4$ 条件下,图7(a)的第3张图中却没有出现射流合并,其原因有两方面:第1排射流偏转角比第2排孔大;相邻孔2和孔3的相对位置。

图8展示了前缘吸力面侧第2排孔流向位置改变时气膜冷却效率分布云图,其中第2排孔的流向位置从 -25° 变化至 -40° 。总的来说,当第2排孔流向位置从 -25° 调整到 -40° 后,下游区域 ($s/d < -4$) 的气膜覆盖效果变好。然而,两排孔间出现大片无气膜覆盖区域,这对于前缘冷却是不利的。在较小的吹风比 ($M=0.5$) 下,当第2排孔从 -25° 移动至 -40° 后,第1排孔出流的气膜尾迹明显收缩。随着吹风比增大,两种结构下的第1排孔出流气膜尾迹差异逐渐减小。但是,第2排孔位于 -25° 的结构在下游区域的气膜冷却效果明显好于第2排孔位于 -40° 的结构,这是由于吹风比变化导致射流偏转发生变化,从而产生类似图7(b)的第2张图中的射流融合现象导致。

图9展示了不同孔排布局和吹风比下吸力面侧面积平均气膜冷却效率 $\bar{\eta}_a$ 的结果,面积平均计算时去掉了气膜孔内数据。在第2排孔流向位置位于 -25° 时,从图中可以看到在第2排孔排展向距离 $P_2/P_1=2/4$ 和 $3/4$ 的结构的气膜冷却效率比较接近,且好于 $P_2/P_1=1/4$,特别是在大吹风比下,这与气膜冷却效率云图展示的规律一致,这主要是因为 $P_2/P_1=1/4$ 的结构发生了明显的射流融合现象,增强了射流非对称涡强度,降低了气膜覆盖效果。从图9中还可以看到,当第2排孔流向位置向下

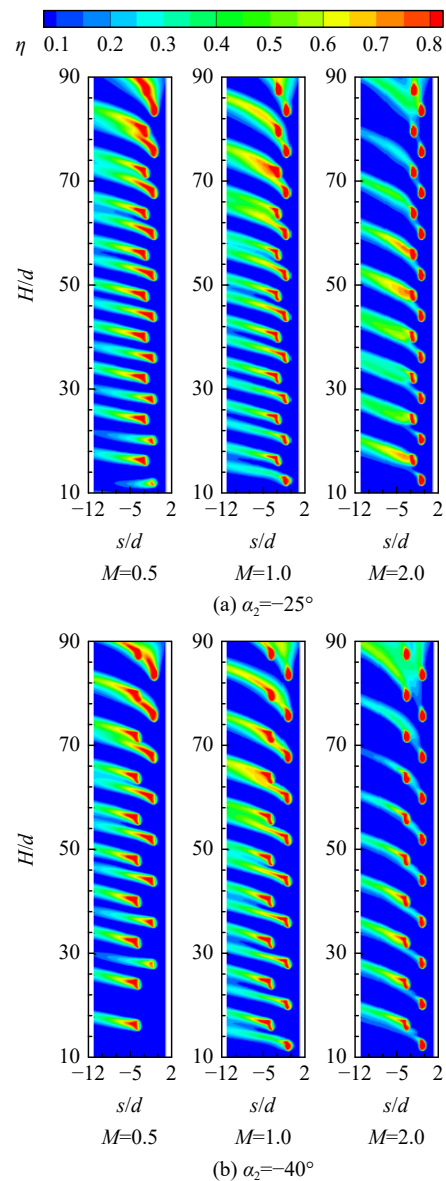


图8 不同孔排流向距离下前缘吸力面侧气膜冷却效率分布云图

Fig. 8 Contours of film cooling effectiveness at various streamwise hole arrangements in suction side of leading edge

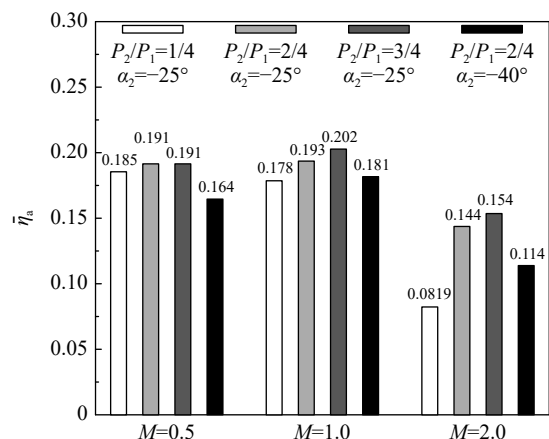


图9 前缘吸力面侧面积平均气膜冷却效率

Fig. 9 Area-averaged film cooling effectiveness in suction side of leading edge

游移动到 -40° 时,其面积平均气膜冷却效率数值相比于流向位置为 -25° 的结构有明显下降。

2.2 前缘压力面侧气膜冷却结果

图10展示了前缘压力面侧在不同吹风比($M=0.5, 1.0$ 和 2.0)和孔排展向布局($P_2/P_1=1/4, 2/4$ 和 $3/4$)下气膜冷却效率的分布云图。其中横轴为无量纲流向距离 s/d ,纵轴为无量纲叶片高度 H/d 。第1排孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_1=10^\circ$ 处,第2排孔位于前缘滞止点下游 $\alpha_2=25^\circ$ 处。

从图10可以看出,压力面侧的气膜冷却效率要低于吸力面侧,且前缘两侧的冷却效率分布特点有很大不同。在小吹风比时,气膜尾迹的偏转相比吸力面侧结果更大。这主要有两个原因:首先,如前所述,倾斜的前缘滞止线导致其在叶根

处与气膜孔距离较近;其次,沿着叶高方向,叶尖附近泄漏流的影响越明显,从而增强了射流出流后的偏转。因此,整个压力面侧的气膜轨迹偏转较大。在大吹风比下,从云图中可以观察到展向覆盖较为均匀的缝状气膜分布特点。产生这一现象的原因如下:首先,凹面结构会导致流场不稳定,加剧主流-射流掺混程度;其次,射流出流偏转随着吹风比增加也会增大,相邻射流的绝对间距减小,冷气更容易连成一片;最后,由于大吹风比下冷气质量流量较大,结合前面的两点原因,形成了所谓的冷气积聚现象^[16],最终呈现出缝状气膜分布特点。

对于两排孔展向间距 $P_2/P_1=2/4$ 工况,当吹风比 $M=0.5$ 时,由于气膜尾迹偏转较强,第1排孔的气膜直接流向第2排孔处。当第2排孔向叶根移动 $1/4$ 孔间距时,即 $P_2/P_1=1/4$,第2排孔会略微阻挡第1排孔气膜的路径,导致近孔区域的冷却效率较高。当第2排孔向叶尖方向移动 $1/4$ 孔间距时,即 $P_2/P_1=3/4$,两排孔的气膜尾迹出现融合现象,孔下游区域的气膜冷却效果得到有效提升。随着吹风比进一步增加到 1.0 ,气膜尾迹偏转更加明显。对于 $P_2/P_1=1/4$ 和 $P_2/P_1=3/4$ 的结构,近孔区域的气膜覆盖效果更好。而对于 $P_2/P_1=2/4$,则出现了较为明显的气膜脱离壁面现象。在吹风比为 2.0 时,三种孔排布局下均出现缝状气膜覆盖现象,其中 $P_2/P_1=1/4$ 和 $P_2/P_1=3/4$ 的结构下气膜覆盖效果相对较好。

为了更好地理解孔排展向相对间距的影响,

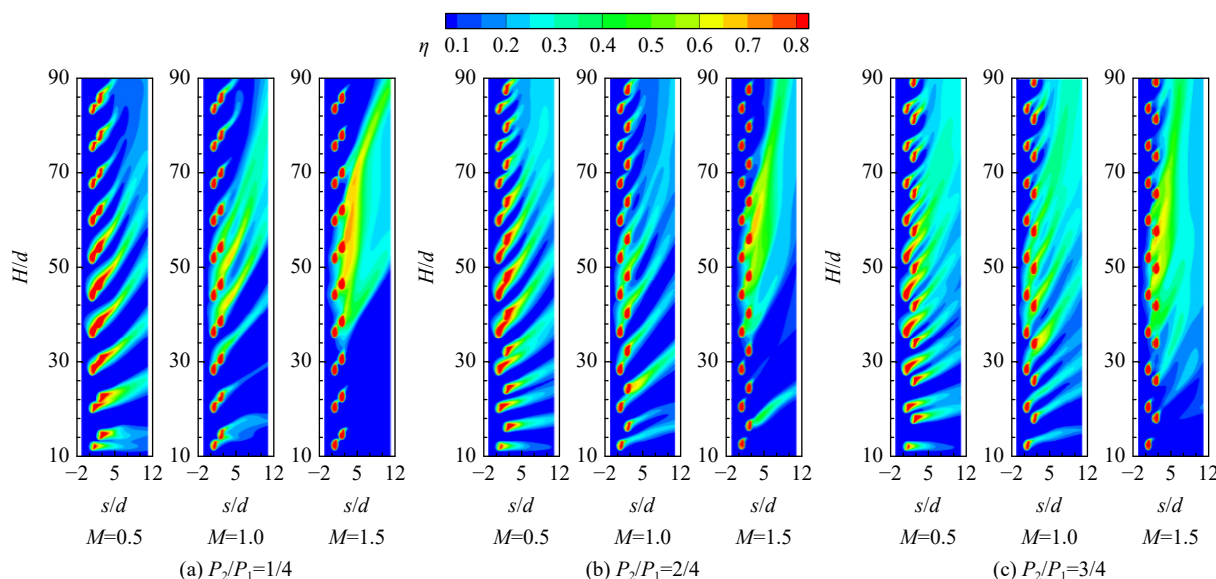


图10 前缘压力面侧不同孔排展向距离下气膜冷却效率分布云图

Fig. 10 Contours of film cooling effectiveness at various spanwise hole arrangements in pressure side of leading edge

压力面侧孔排下游 $s/d=3.5$ 和 $s/d=7$ 处的流场截面被提取出来, 如图 11 所示。图 11 中展示了截面上无量纲温度 $\theta=(T_g-T)/(T_g-T_c)$ 的分布, 其中 T 为温度。从图 11 中可以看出在小吹风比下, 孔排间射流的掺混规律依然与吸力面类似, 孔排径向间距变化会产生不同的射流掺混特点, 例如射流融合和交错分布等。随着吹风比增大到 1.5, 如图 11(b) 所示, 冷气在近孔区域可以较好地贴附壁面。对比不同孔排结构还可以看出, $P_2/P_1=1/4$ 和 $P_2/P_1=3/4$ 的结构射流贴壁效果更好。本文认为, 这主要因为更近的孔排相对间距更有利于相邻射流形成冷气积聚现象, 这可以将主流排除在外, 获得更好的气膜展向覆盖效果。

图 12 展示了前缘压力面侧第 2 排孔流向位置改变时气膜冷却效率分布云图, 其中第 2 排孔

的流向位置从 25° 变化至 40° 。在展向方向上, 第 1 排孔与第 2 排孔完全交错分布, 即 $P_2/P_1=2/4$ 。

总的来说, 改变第 2 排孔流向位置对气膜冷却效果的影响主要集中在近孔区域, 两排孔流向间距越小, 气膜冷却效果也越好。吹风比为 0.5 的气膜冷却效率分布表明, 当第 2 排孔流向位置从 25° 移动到 40° 时, 两排孔出流的气膜尾迹出现明显的尾迹重叠现象。当吹风比增加到 1.0, 气膜尾迹偏转角度增大, 第 2 排孔移动到下游 40° 时两排孔的气膜尾迹出现交错排布的效果。因此, 其孔排下游气膜冷却效率明显高于第 2 排位于下游 25° 的结构。当吹风比进一步增大到 2.0, 第 2 排孔移动到下游 40° 结构的冷气积聚现象并不明显。这可归因于当两排孔间距较大时, 冷气难以形成积聚的效果。

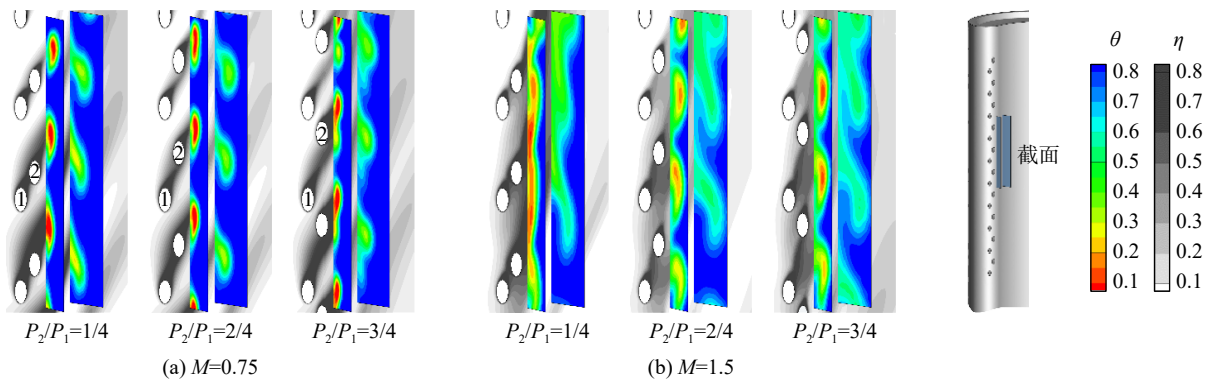


图 11 不同孔排布局下流向位置 $s/d=3.5$ 和 7 截面处无量纲温度分布

Fig. 11 Non-dimensional temperature distributions on plane $s/d=3.5$ and 7 with varied spanwise hole arrangement

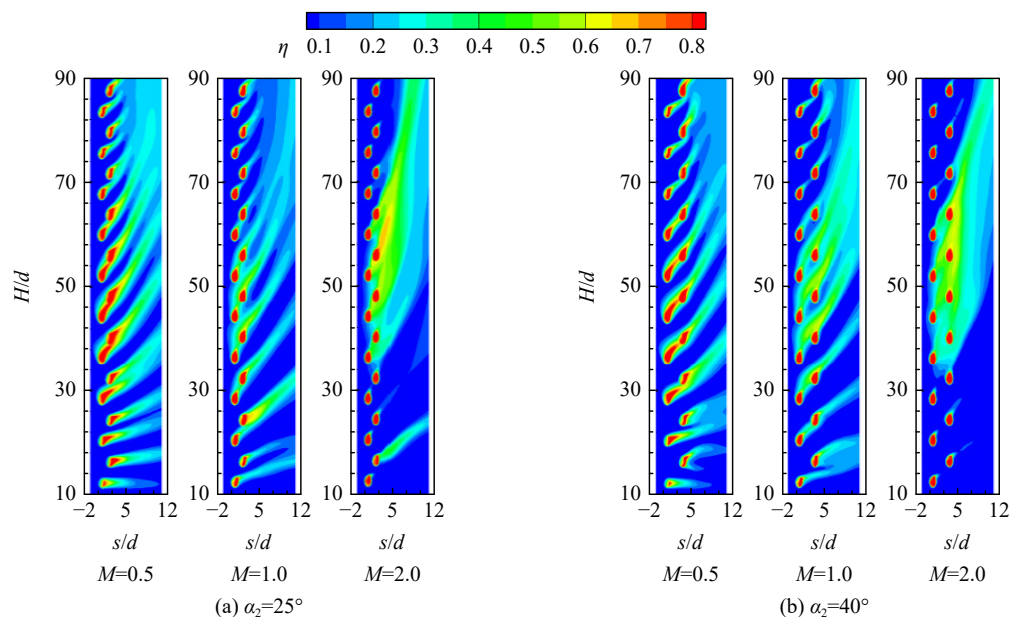


图 12 不同孔排流向距离下前缘压力面侧气膜冷却效率分布云图

Fig. 12 Contours of film cooling effectiveness at various streamwise hole arrangements in pressure side of leading edge

图13展示了不同孔排布局和吹风比下压力面侧面积平均气膜冷却效率 $\bar{\eta}_a$ 的结果,面积平均计算时去掉了气膜孔内数据。从图中可以看到,在大吹风比下,在第2排孔流向位置位于 25° 时,第2排孔排与第1排孔展向距离更近的结构(即 $P_2/P_1=1/4$ 和 $P_2/P_1=3/4$)的面积平均气膜冷却效率更高。此外,从图13中还可以看到,当第2排孔流向位置向下游移动到 40° 时,其面积平均气膜冷却效率数值相比于流向位置为 25° 的结构也有明显下降。

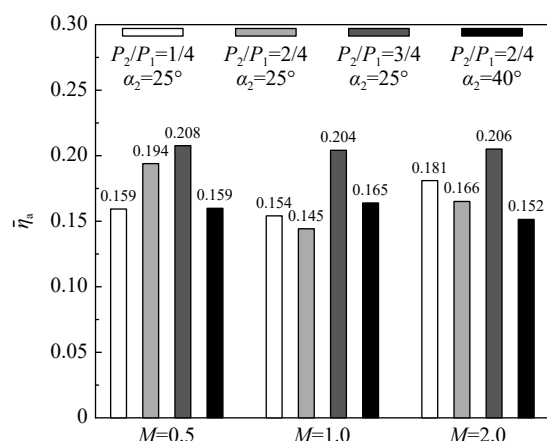


图13 前缘压力面侧面积平均气膜冷却效率

Fig. 13 Area-averaged film cooling effectiveness in pressure side of leading edge

3 结 论

本文研究了旋转叶片前缘两排气膜孔相对位置对气膜冷却性能的影响,其中第1排气膜孔固定在前缘滞止点下游 $\pm 10^\circ$ 处。第2排孔与第1排孔在叶高方向交错布局,两排孔在叶高方向上的相对位置为 $P_2/P_1=1/4, 2/4$ 和 $3/4$,同时第2排孔在流向上的位置也不同,分别位于前缘滞止点下游 $\pm 25^\circ$ 和 $\pm 40^\circ$ 处。主要结论如下:

1) 由于泄漏流的存在和滞止线的位置,前缘压力面侧的气膜尾迹偏转较大。同时,前缘吸力面侧的气膜冷却效率明显高于压力面侧。

2) 在吸力面侧,当两排孔完全交错布置时,气膜覆盖均匀均匀性最好。当第2排孔向叶尖方向移动时,两排孔间的射流相互作用发生了显著的变化,导致气膜孔下游的冷却效率较高,但是无气膜覆盖的区域较大。当第2排孔向下游移动时,孔排下游区域的冷却效率显著提升,但是两排间的气膜覆盖效果则有所下降。

3) 在压力面侧,更近的两排孔间距可以产生

更好的冷却性能。在小吹风比下,气膜冷却效率受两排孔射流相互作用影响较为明显,类似于吸力面侧。在较大的吹风比下,冷气出流后会出现积聚现象,使气膜覆盖均匀,冷却效率提高。而两排孔间距越近,更有利于冷气的积聚。

4) 以上研究表明动叶前缘两侧的气膜孔排布局需要采用不同的设计方法。在前缘压力面侧,通过合理调整孔排位置(如孔排相对距离和孔出口角等)和流动条件(吹风比和滞止线位置等),可以使得两排孔下游的气膜冷却效率分布更加均匀。对于前缘压力侧,在大吹风比下,两排孔之间的相对间距越近会带来较好的气膜覆盖效果,但是还需要进一步考虑密集布局带来的热应力影响,后者也是涡轮动叶设计中十分重要的参数。

参考文献:

- [1] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S V. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. Boca Raton, US: CRC Press, 2012.
- [2] LUCKEY D W, WINSTANLEY D K, HANUS G J, et al. Stagnation region gas film cooling for turbine blade leading-edge applications[J]. *AIAA Journal of Aircraft*, 1977, 14: 494-501.
- [3] WADIA A R, NEALY D A. Experimental simulation of turbine airfoil leading edge film cooling[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1988, 110(2): 226-232.
- [4] MICK W J, MAYLE R E. Stagnation film cooling and heat transfer, including its effect within the hole pattern[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1988, 110(1): 66-72.
- [5] OU S, MEHENDALE A B, HAN J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer: effect of film hole row location[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 114 (4): 716-723.
- [6] MEHENDALE A B, HAN J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1992, 114(4): 707-715.
- [7] CRUSE M W, YUKI U M, BOGARD D G. Investigation of various parametric influences on leading edge film cooling[R]. Orlando, US: ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 1997.
- [8] SALCUDEAN M, GARTSHORE I, ZHANG K, et al. Leading edge film cooling of a turbine blade model through single and double row injection: effects of coolant density[R]. Hague, Netherlands: ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1994.
- [9] THAKUR S, WRIGHT J, SHYY W. Convective film cooling over a representative turbine blade leading-edge[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1999, 42(12): 2269-2285.
- [10] KIM K S, KIM Y J, KIM S M. Enhancement of film cooling performance at the leading edge of turbine blade[R]. Barcelona, Spain: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2006.
- [11] ANDERSON J B, WINKA J R, BOGARD D G, et al. Evaluation of superposition predictions for showerhead film cooling on a vane[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(4): 041010.1-041010.10.
- [12] AHN J, SCHOBELI M T, HAN J C, et al. Film cooling effectiveness on the leading edge region of a rotating turbine blade with two

- rows of film cooling holes using pressure sensitive paint[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2006, 128: 879-888.
- [13] AHN J, SCHOBELIRI M T, HAN J C, et al. Effect of rotation on leading edge region film cooling of a gas turbine blade with three rows of film cooling holes[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2007, 50: 15-25.
- [14] LI G Q, ZHU J Q, DENG H W, et al. Experimental investigation of rotating film cooling performance in a low speed 1.5-stage turbine[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2013, 61: 18-27.
- [15] AL-ZURFI N, NASSER A. LES of rotating film-cooling performance in a 1-1/2 turbine stage[J]. *Propulsion and Power Research*, 2019, 8(2): 85-107.
- [16] SCHWARZ S G, GOLDSTEIN R J, ECKERT E. The influence of curvature on film cooling performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1991, 113(3): 472-478.
- [17] QIN Y M, CHEN P T, REN J, et al. Effects of wall curvature and streamwise pressure gradient on film cooling effectiveness[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 107: 776-784.
- [18] XIE G, TAO Z, ZHOU Z Y, et al. Effect of leading edge diameter ratio and mainstream Reynolds number on film cooling performance of rotating blade leading edge[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 186(15): 116047.1-116047.16.
- [19] YORK W D, LEYLEK J H. Leading-edge film-cooling physics: Part I adiabatic effectiveness[R]. Amsterdam, Netherlands: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [20] LI W H, LI X Y, REN J, et al. Large eddy simulation of compound angle hole film cooling with hole length-to-diameter ratio and internal crossflow orientation effects[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2017, 121: 410-423.

(编辑: 秦理曼)