

涡轮叶片前缘冲击/气膜复合冷却 特性实验研究

马阳泽龙^{1,2}, 程想^{1,2}, 冀文涛^{1,2}, 朱江楠³, 温泉³, 陶文铨^{1,2}

(1. 西安交通大学热流科学与工程教育部重点实验室, 710049, 西安;

2. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 3. 中国航空发动机研究院, 101300, 北京)

摘要: 为研究涡轮叶片前缘在不同工况下进行冲击/气膜复合冷却的综合冷却效率以及冷却均匀性差异, 对在前缘吸力面具有典型单排冲击/气膜复合冷却结构的真实叶型金属叶片, 进行了中温 (412 K) 中压 (300 kPa) 工况吹风实验。通过红外热成像法, 完整且可视地测试了前缘叶表温度并得到综合冷却效率分布, 定量研究了叶片前缘在展向、流向上, $0.2 \sim 2.0$ 范围吹风比和 $1.8 \times 10^5 \sim 3.8 \times 10^5$ 范围主流雷诺数耦合影响下的复合冷却效果, 总结了相关冷却特性。研究表明, 叶片前缘的冲击/气膜复合冷却在研究参数范围内, 前缘展向上出现了不同程度的冷却不均现象, 高综合冷却效率区域集中于冷却气流进气侧展向无量纲位置 $z/H \geq 0.5$ 区域; 且当吹风比由 0.8 提升至 1.6 时, 展向冷却峰值变化率从 65.4% 减小至 56.6%, 改变主流雷诺数影响综合冷却效率曲线形状分布不明显; 前缘流向上, 由于叶表曲率变化, 膜孔后流向无量纲位置 $s/L \geq 0.25$ 部分出现综合冷却效率快速下降 40% 的区间; 整体平均综合冷却效率在 $0.2 \leq M \leq 0.8$ 范围内随吹风比提高近似线性倍增, 而当主流雷诺数由 1.8×10^5 增至 3.8×10^5 时, 不同吹风比下整体平均综合冷却效率降低约 35.0%~54.3%。该研究可为后续优化叶片前缘冷却相关参数配置、提升复合冷却均匀性提供参考。

关键词: 涡轮叶片; 复合冷却; 冷却效率; 红外热成像

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202609013 **文章编号:** 0253-987X(2026)09-0001-21

Experimental Study on Combined Impingement/Film Cooling Characteristics at the Leading Edge of a Turbine Vane

MA Yangzelong^{1,2}, CHENG Xiang^{1,2}, JI Wentao^{1,2}, ZHU Jiangnan³,
WEN Quan³, TAO Wenquan^{1,2}

(1. Key laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering of MOE, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

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

3. Aero Engine Academy of China, Beijing 101300, China)

Abstract: To investigate the overall cooling effectiveness and differences in cooling uniformity of combined impingement/film cooling at the leading edge of a turbine vane under different operating conditions, blowing tests are conducted under medium-temperature and medium-pressure conditions of 412 K and 300 kPa on a real-profile metallic vane with a typical single-row combined

收稿日期: 2026-02-06。 作者简介: 马阳泽龙(2000—), 男, 硕士生; 冀文涛(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。

基金项目: 国家科技重大专项资助项目(J2019-III-0007-0050); 国家自然科学基金资助项目(52476089)。

网络出版时间: 2026-03-04

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20260304.1445.003>

impingement/film cooling configuration on the leading-edge suction surface. The leading-edge surface temperature is fully visualized and measured using infrared thermography, and the overall cooling effectiveness distribution is obtained. The combined cooling performance in the spanwise and streamwise directions is quantitatively investigated under the coupled effects of blowing ratios ranging from 0.2 to 2.0 and mainstream Reynolds numbers ranging from 1.8×10^5 to 3.8×10^5 , and the corresponding cooling characteristics are summarized. It is shown that, within the investigated parameter range, different degrees of spanwise cooling non-uniformity occur at the vane leading edge, and regions of high overall cooling effectiveness are concentrated on the coolant-inlet side at $z/H \geq 0.5$. When the blowing ratio increases from 0.8 to 1.6, the spanwise cooling peak variation rate decreases from 65.4% to 56.6%, while changes in the mainstream Reynolds number have no obvious effect on the shape of the overall cooling effectiveness distribution. In the streamwise direction, due to variations in vane surface curvature, a region in which the overall cooling effectiveness rapidly decreases by approximately 40% occurs downstream of the film holes at $s/L \geq 0.25$. The overall average cooling effectiveness increases approximately linearly and nearly doubles with the blowing ratio in the range of $0.2 \leq M \leq 0.8$, whereas it decreases by approximately 35.0%—54.3% at different blowing ratios when the mainstream Reynolds number increases from 1.8×10^5 to 3.8×10^5 . The results provide a reference for optimizing the cooling parameter configuration at turbine vane leading edges and improving combined cooling uniformity.

Keywords: turbine vane; combined cooling; cooling effectiveness; infrared thermography

随着先进航空飞行器对发动机推重比等关键性能指标要求进一步提高,发动机涡轮各级需承受更高的热负荷^[1]。因为涡轮叶片的前缘部分首先受到来流高温燃气的直接冲击,其冷却效果直接影响了叶片整体的寿命和冷却效果^[2-3]。

面对实际运行中接触的高温来流,受限于材料的耐热极限^[4],叶片前缘在使用热障涂层的基础上^[5],优化冷却结构设计尤为重要^[6]。

目前涡轮叶片前缘最常见的冷却方式为旋流冷却、气膜冷却以及冲击冷却^[7-8]。为探究前缘部位各冷却的作用机理,近年来,优化内部冷却结构设计对叶片前缘冷却的各影响因素开展了大量的实验与仿真研究。

为探究吹风比对前缘冷却的影响,梅翔等^[9]对叶片 NASA C3X 的前缘简化模型对流动参数与气膜孔斜角进行了模拟研究。研究表明,吹风比对冷却效率有显著影响,且存在一个最优值。气膜孔斜角较小时,有利于气膜更好地贴附壁面,提升冷却效率,尤其在低吹风比条件下效果更加明显。此外,气膜孔射流在吸力面高曲率处可能引发气流分离,形成压力差,导致回流现象。姚玉等^[10]采用重整化群(RNG)湍流模型对叶片吸力面各位置的气膜冷却进行了数值仿真。研究表明,在单独喷

射气膜孔时,气膜孔下游区域的冷却效率随吹风比的变化呈现先增加后下降的趋势,而远离气膜孔的下游区域则表现为冷却效率持续随吹风比的增加而提升。

在主流雷诺数的影响上,谭晓茗等^[11]对倾角范围为 $35^\circ \sim 90^\circ$ 的 3 排气膜孔在前缘的冷却展开了实验研究。实验结果表明,增大主流雷诺数会降低各类倾角气膜的绝热冷却效率、提升压力损失系数。Jia 等^[12]分析了开孔位置及主流雷诺数对叶片表面的螺旋通道气膜孔的影响,发现随主流雷诺数增大,气膜冷却造成的能量损失系数单调下降,导致螺旋通道孔与圆柱孔之间的能量损失差距缩小。以上的研究表明,吹风比以及主流雷诺数对前缘冷却有显著影响,且可与其他影响因素共同作用,各条件耦合下的前缘冷却需要更深入地探明。

除冷却的环境参数影响外,冷却结构的改进也是相关研究的重要方面。大量研究结果显示,排布方式^[13]、孔径尺寸^[14]等冷却的基本结构设计,从根本上决定了冷却效果的好坏,因此更多新型结构在前缘冷却处得到了尝试,如叶林等^[15]设计了带有凹槽的叶片前缘换热结构,发现凹槽对滞止区域的流场会产生较大影响,从而降低前缘表面的换热强度,相较原始结构,凹槽结构在前缘表面的面平均努塞

尔数降低约 7.9%~14.5%。然而,由于单一冷却结构的冷却效果存在极限,冲击/气膜复合冷却等复合冷却方式正成为叶片前缘高效冷却设计的重要研究方向^[16]。

冲击/气膜复合冷却通过内部冲击冷却,以及连通的外部气膜冷却,组成复合冷却结构^[17-18]进行高效冷却。丁侯中等^[19]发现,相同条件下相较单一气膜冷却,冲击/气膜复合冷却在压力面有 3%~6% 的综合冷却效果提升。对相同叶型叶片的压力面复合冷却,也开展了较多研究。Cheng 等^[20-21]在中温中压下,探究了静压分布、质量流量比、冲击孔位置等一系列因素对压力面区域的冲击/气膜复合冷却的影响,并拟合了相关平均冷却效率的经验关联式。针对前缘吸力面复合冷却的研究仍相对匮乏,对前缘等区域进行复合冷却研究,可有助于构建并完善冲击/气膜复合冷却叶片的流动换热机理。

由于压敏喷漆、热成像、瞬态结晶等技术的出现,大范围叶片冷却效果测试逐渐成为趋势,而前缘冷却的均匀性也成为了评价叶片整体冷却效果的重点。Wang 等^[22]结合压力敏感涂料与数值模拟,研究了斜扇形孔和减小冷却剂出口角两种方式对叶片前缘喷淋冷却效果的影响。研究结果表明,斜扇形孔使气膜有较好的附着性,提高了 15.4% 的叶表平均冷却效率,但同时也增加了气膜分布的不均匀性。相应的

减小冷却剂出口角能较大地提升膜的均匀性,使冷却效率提升 16.5%。钟博等^[23]使用热成像方法从流量、落压、温度 3 个方面对整个叶表温度绘制了温度云图,结果表明,尽管在前缘布置有较多排气膜孔,但由于主流在此停滞温度会局部偏高,并且当流量比为 0.02 时前缘高温十分显著。这表明在前缘部分冷却的不均现象普遍存在,且受多种因素影响。

本文以前缘吸力面具有冲击/气膜复合冷却结构的金属叶片为实验对象,采用红外热成像法在中温(主流温度 412 K)、中压(压力 300 kPa)条件,针对完整金属叶片进行叶片冷却实验。通过测试较大范围吹风比及主流雷诺数,揭示了吹风比与主流雷诺数耦合作用的前缘吸力面复合冷却性能的响应规律,给出了提升综合冷却效率的有效吹风比区间。同时详细讨论了展向、流向上冷却不均现象,对各工况下的冷却均匀程度进行了定量对比。该研究可为后续优化叶片前缘冷却相关参数配置、提升复合冷却均匀性提供参考。

1 实验方法

1.1 实验系统

本实验于叶片冷却风洞实验台进行,实验系统如图 1 所示。实验系统由主流系统、二次流系统、实验段以及数据采集系统 4 部分组成。

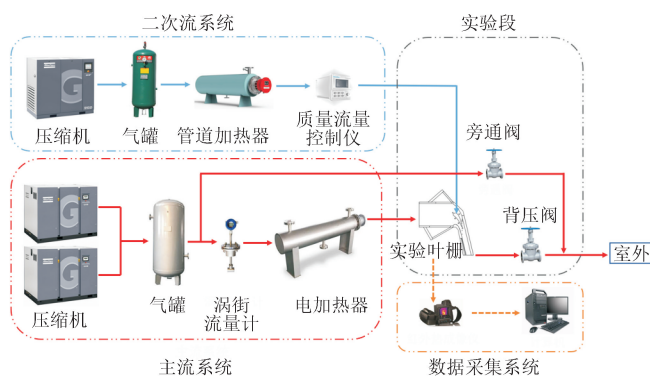


图 1 叶片冷却实验系统

Fig. 1 Vane cooling experimental system

主流系统提供高温主流。两台相同压缩机并联运行,所供气体通过气罐稳定出气,并由管道加热器加热至实验温度 1 进入实验段,主流流量由涡街流量计($\pm 1\%$)测量。

二次流系统提供低温冷却气流。由一台压缩机供气,气流依次通过气罐、加热器后进入实验段,通过质量流量控制仪($\pm 1.5\%$)调控实验流量。

实验段主要由平面叶栅、旁通阀、背压阀组成。平面叶栅具体结构及其与数据采集位置如图 2 所示。平面叶栅包含叶片插孔与其中的实验叶片,以及两侧与叶片压力面和吸力面形状对应一致的半叶形主流通道。为进一步确保平面叶栅周期性,于叶栅出口装有多向旋转的尾缘板进行微调,使压力面、吸力面流道对应测点压力相等,完成周期性与稳定性调试。

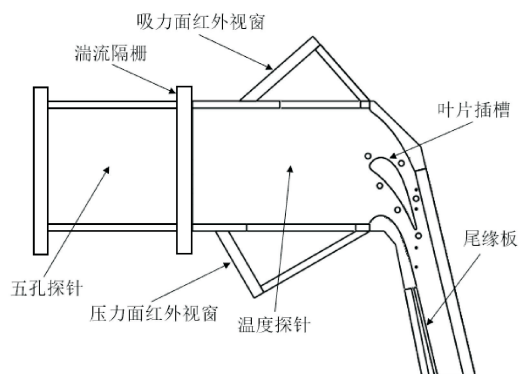


图2 平面叶栅结构

Fig. 2 Linear cascade structure

平面叶栅于进、出口分别布置有五孔探针($\pm 0.1\%$)和温度探针($\pm 0.1\%$)以测量平面叶栅进口和出口位置的主流总压、静压以及温度,下文的主流参数值实际取叶栅进口处大小。

实验中主流、二次流温度,由管道加热器配套电控箱调节电加热功率控制;而主流流量和压力参数,则通过手动改变旁通阀、背压阀二者的开度来共同调控。

叶片冷却实验的温度分布数据通过红外热成像仪(FLIR T630sc, $\pm 2\%$)采集,实验时将热像仪正对平面叶栅吸力面红外视窗,对叶片研究区域拍摄,获取并保存叶表温度分布。

1.2 实验叶片

实验叶片采用某实际涡轮第一级静叶叶型,由与实验段平面叶栅相同 316L 金属材料 3D 打印制成。叶片整体尺寸方面,设计弦长 L 为 104 mm,叶高 H 为 105 mm,叶栅距 l 为 83 mm。叶片冷却结构方面,前缘吸力面均匀布置有单排 35 个气膜孔,展向均匀排布。其中,膜孔直径 D_i 为 1 mm,流向倾斜角 β 为 36° ,展向倾角为 90° 。叶片内部冲击腔壁面上,正对气膜孔进口展向均匀布置有单排 10 个冲击孔,孔径 D 为 2 mm。实验叶片具体结构如图 3 所示。

在主流通道的平面叶栅内,将叶片安装于叶片插槽中,则叶片内部二次气流由叶片顶部流入,由上至下进入冷却腔,依次流经冲击孔、冲击腔,再从气膜孔流出形成气膜,完成对叶片的气膜/冲击复合冷却。实验叶片及表面喷漆如图 4 所示,在实验前为配合红外热成像仪使用,对叶片前缘测试区域喷涂黑度为 0.8 的哑光黑漆,以增强红外成像测温准确度。

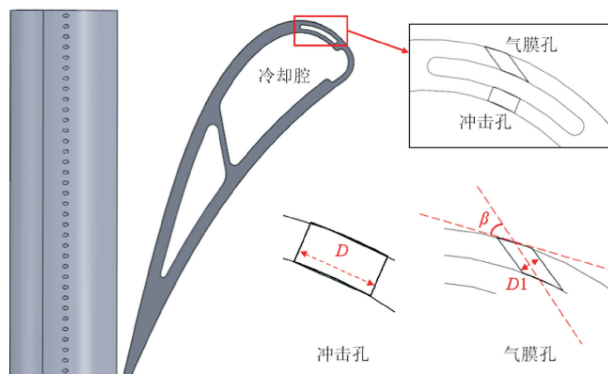


图3 实验叶片前缘冲击/气膜复合冷却结构

Fig. 3 Test vane structure Leading-edge impingement/film combined cooling configuration of the test vane

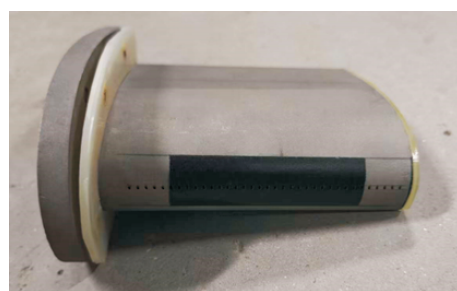


图4 实验叶片及表面喷漆

Fig. 4 Test vane and surface paint

1.3 实验参数计算

为了研究叶栅进口主流流动对冲击/气膜复合冷却的影响,引入叶栅进口主流雷诺数,其表达式如下

$$Re_{in} = \frac{\rho_g U_g L}{m_g} \quad (1)$$

式中: ρ_g 为主流密度; U_g 为主流流速; L 为叶片的特征长度,取值为叶片弦长; μ_g 为叶栅进口的主流空气动力黏度。

实验通过改变冷却气流与主流的质量流量比,以探究二次流流量的影响,引入吹风比,其表达式如下

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_g U_g} \quad (2)$$

式中: ρ_c 为二次流密度; U_c 为二次流流速。

采用综合冷却效率表示叶片的冲击/气膜复合冷却性能强弱。综合冷却效率为实验叶片冷却效果的主要评价指标,其表达式如下

$$\theta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (3)$$

式中: T_g 为主流温度; T_w 为叶片表面温度; T_c 为二次流温度。展向平均综合冷却效率 θ_{ave} ,定义为同一流向无量纲位置上,沿叶片展向所有测点综合冷却效率 θ 的平均值,整体平均综合冷却效率 θ_{ove} 为叶片

前缘吸力面全部区域内所有测点 θ 的算术平均值。

根据不确定度公式,综合冷却效率的不确定度 $u_{\text{rel}}(\theta)$ 定义如下

$$u_{\text{rel}}(\theta) = \sqrt{\frac{u^2(T_g) + u^2(T_w)}{(T_g - T_w)^2} + \frac{u^2(T_g) + u^2(T_c)}{(T_g - T_c)^2}} \quad (4)$$

式中: $u(T_g)$ 、 $u(T_w)$ 及 $u(T_c)$ 依次为主流温度、叶片表面温度和二次流温度的标准不确定度。由式(4)计算得,实验的综合冷却效率不确定度为 4.2%。

1.4 测量方法

本实验通过使用红外热成像法测量叶片实验区域温度分布,并转化获取叶片各处综合冷却效率。

为保证结果准确程度,实验前对红外热成像仪进行了测温校核。实验热成像校核采用与热电偶对照测温的方法进行。校核时,加热膜在一定功率下对喷涂黑漆的叶片进行加热,当温度稳定后,对同一位置分别使用热电偶以及红外热成像仪测量。并以同样方式改变加热膜加热功率,完成多组温度对比测量,拟合获得温度校核曲线。

热成像仪校核曲线如图 5 所示, T_1 为红外热成像仪的测温值, T_2 为相应的热电偶测温值,拟合曲线为: $T_2 = 1.00149T_1 + 0.26251 (R^2 = 0.9999)$, 实验测量温度数据均经此拟合曲线校核。

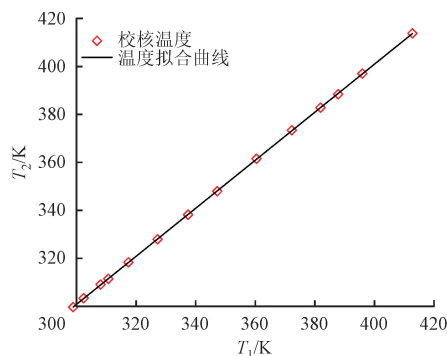


图 5 红外热成像仪校核曲线

Fig. 5 Thermal imager calibration curve

进行各工况的红外热成像实验时,具体为待参数稳定后,用红外热成像仪于实验段红外视窗外拍摄叶表温度场,再对所得的叶表前缘曲面温度分布以上述方式校核,最后使用自编 Matlab 程序处理数据,得到对应展平后无量纲位置的冷却效率数值分布及其云图。

1.5 实验条件

叶片吹风实验在中压中温条件下进行,实验设置对比了不同主流雷诺数、吹风比等参数的影响,具体工况数值如表 1 所示。

表 1 实验主要工况参数及数值

Table 1 Main experimental conditions and parameter values

参数	数值
主流压力 p_g/kPa	299.2
主流入口温度 T_g/K	411.6
主流入口质量流量 $m_g/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$	0.351, 0.549, 0.749
主流入口雷诺数 Re_{in}	$1.8 \times 10^5, 2.8 \times 10^5, 3.8 \times 10^5$
主流对应马赫数 Ma	0.029, 0.046, 0.063
二次流入口温度 T_c/K	309.8
吹风比 M	0.2~2.0

实验设计参数包含从低到高吹风比,基本覆盖了涡轮叶片前缘部位典型的工程取值^[24],具有一定代表性;同时,根据实验台的稳定供气范围取叶栅内实验主流流量,可研究较大变化范围的主流雷诺数对冷却的影响。

2 结果与讨论

2.1 叶片冷却效率分布

图 6 和图 7 为叶片前缘吸力面在低吹风比 ($M=0.8$)、高吹风比 ($M=1.6$) 下,不同主流雷诺数于曲面平面展开后的综合冷却效率的分布情况。

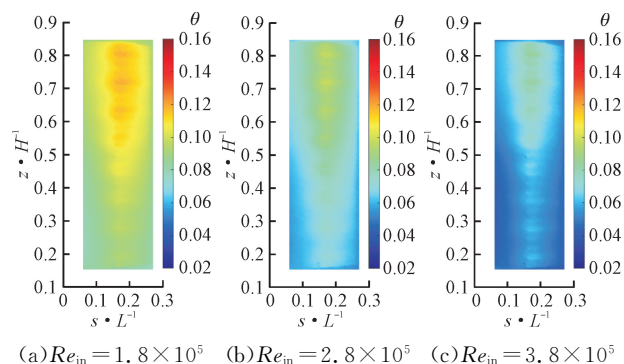


图 6 $M=0.8$ 时不同主流雷诺数下前缘吸力面综合冷却效率分布

Fig. 6 Distribution of integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface at $M=0.8$ under different mainstream Reynolds numbers

图 6 中, s 为在叶片表面流向上各处距离前缘驻点的周线长度; $s \cdot L^{-1}$ 为叶片在流向上的无量纲位置; z 为叶片在展向上距离叶根的距离; H 为叶片总高; $z \cdot H^{-1}$ 表示叶片在展向上的无量纲位置,本实验有效测量范围如下: $s \cdot L^{-1}$ 为 $0.06 \sim 0.27$, $z \cdot H^{-1}$ 为 $0.15 \sim 0.85$, 基本覆盖了所研究实验叶片前缘吸力面冲击/气膜复合冷却结构的影响区域。

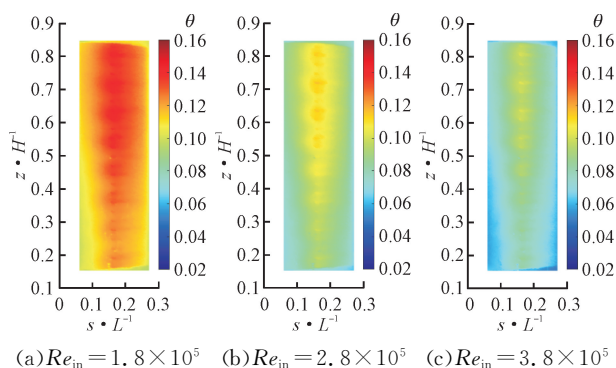


图7 $M=1.6$ 时不同主流雷诺数下前缘吸力面综合冷却效率分布

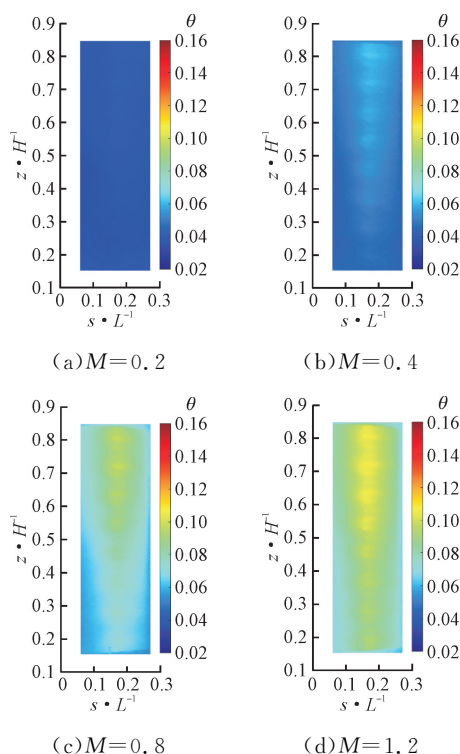
Fig. 7 Distribution of integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface at $M=1.6$ under different mainstream Reynolds numbers

$M=0.8$ 时吹风比较小,3种主流雷诺数下的吸力面综合冷却效率均展现出明显的分布特点。与单一气膜冷却有很大不同,复合冷却在叶片表面进气上游展向 $z \cdot H^{-1}$ 为 $(0.50, 0.85)$ 区间内的气膜孔处,有较明显的高综合冷却效率区域,对应二次流出口部分;高综合冷却区域集中于叶片顶部区域,这是由于二次流由叶片上部区域流入,而在内部通道、冲击腔、气膜孔中,由于冷却气流存在扰动以及摩擦损耗,动能由叶顶到叶根逐渐减小,所对应流入各个气膜孔中的冷却气流动能也随之减小,二次流动能克服叶片外部主流静压分布的能力随之减弱。冲击/气膜的复杂冷却结构也阻碍了进气出流,最终造成二次流于叶高方向上的流量分布不均。特别当吹风比较低时,二次流动能较小,上、下气膜孔流量差异所造成的综合冷却效率不均现象更为明显。

在不同主流雷诺数下,综合冷却的效果也有较大差异。总体而言,在相同吹风比下,主流雷诺数越大,综合冷却效率越低。吸力面测试区域在雷诺数为 3.8×10^5 时,综合冷却效率最低,叶片顶部进气侧的少部分在展向 $z \cdot H^{-1}$ 为 $(0.70, 0.85)$ 区间内的气膜孔附近,综合冷却效率达到最大,仅为 0.037 5,而其余 70% 以上区域的综合冷却效率均不高于 0.026;而当雷诺数为 2.8×10^5 时,平均综合冷却效率为 0.038 5,已高于主流雷诺数为 3.8×10^5 时的最大值。这是由于主流雷诺数直接反映了来流高温气流冲击叶片表面的动能与流量。在相同吹风比时,即相同比例的冷气出流质量通量,主流雷诺数越大,有更多的高温主流冲击实验叶片并与其换热,且叶片表面静压力也随之升高,对气膜孔的低温冷却气流的掺混作用愈强,加快了气膜耗散,从而导致气

膜冷却的效果降低。相同地,冷却效率在图7高吹风比时的 $M=1.6$ 也有相近的分布,但整体明显处于更高水平。与单一气膜孔时的冷却相比,主流雷诺数的影响差异^[11-12]说明,增加的冲击结构阻碍了冷气的出流,使冷气的出流动能大幅降低,从而导致形成的气膜更容易受主流的影响。

吹风比表示主流、二次流质量流量之比,是影响冷却效率的重要因素,对主流雷诺数 $Re_{in} = 2.8 \times 10^5$,不同吹风比的冷却效果进行对比分析。如图8所示,随吹风比发生改变,叶片前缘吸力面区域的冷却效率有明显的改变。具体而言,随吹风比逐渐增大,综合冷却效率在逐步提高。在当吹风比从 0.2 提高至 1.2 时,综合冷却效率显著增强,吹风比由 1.6 提高至 2.0 时,综合冷却效率则仅有较小的变化。这是由于吹风比的变化改变了冷却二次气流的流量,进行叶片冷却的二次气流由冷却通道依次进入冲击孔,再由冲击孔进入冲击腔进行射流冲击冷却,最后从气膜孔流出,由气膜孔中喷出,与主流高温气流混合,形成低温的保护气膜。高吹风比条件下,有更多质量流量的冷却气流进行冲击冷却以及气膜冷却。因此,随吹风比增大,叶片表面冷却气流覆盖范围更广,叶片有更好的二次流形成的冲击、气膜复合冷却效率。然而,在吹风比达到较大值时,继续增大吹风比虽会继续强化冲击、气膜复合冷却,但由于气膜覆盖形成的热防护已较为充分,对冷却效果的提升作用较为有限,符合气膜冷却的特性^[9]。



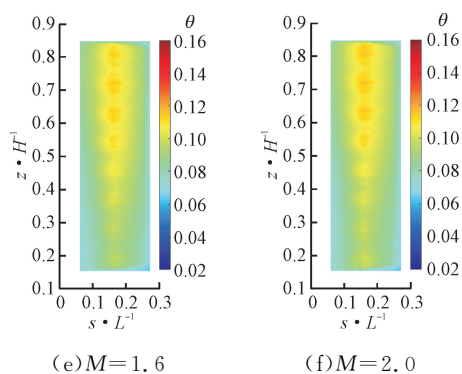


图 8 $Re_m=2.8 \times 10^5$ 时不同吹风比下前缘吸力面综合冷却效率分布

Fig. 8 Distribution of integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface under different blowing ratios at $Re_m=2.8 \times 10^5$

如前文所述,因冷却气流的动能及流量变化,在同一工况下,综合冷却效率在展向分布的均匀性,也明显的与吹风比呈正相关。高吹风比的冷流进气在进入冷却通道卷吸进上部冲击孔、气膜孔后,有更多余气进入下部结构进行冷却,从而提升了前缘展向的冷却均匀性。

2.2 叶片展向冷却

由于二次流流经先后,叶片沿展向(叶高方向)各位置的冷却结构的冷却效果有较大差异。图 9 和图 10 给出了叶片表面气膜孔后 $s \cdot L^{-1}=0.15$ 处,不同吹风比、主流雷诺数的叶片冷却效率在各展向无量纲位置的分布情况。

如图 9 所示,叶片冷却效率在展向上与冷却结构位置密切相关。曲线各极大峰值与虚线所在冲击孔位置一一对应,冲击中心的展向无量纲坐标由上至下依次为 $z \cdot H^{-1}=0.82, 0.73, 0.64, 0.55, 0.46, 0.37, 0.28, 0.19$ 。这些位置因受冲击射流直接冲击有较高冷却效率。极大峰值周边的波动峰则对应气膜孔出口,受气膜冷却影响。与叶片整体的综合冷却效率分布一致,展向上冲击/气膜复合综合冷却效率总体随吹风比增大而提高,在 $M=0.2, 0.8$ 和 1.6 时,冷却峰值分别为 $0.042, 0.097$ 和 0.116 。研究区域内最大峰值出现在上部第 2 个冲击孔, $z \cdot H^{-1}$ 区间为 $(0.67, 0.77)$ 附近,一方面是因为此处靠近叶顶进气部位,相比下部各处的气量较为充足;另一方面,第 2 个冲击孔相较第 1 个冲击孔,展向上位置更加正对邻近的气膜孔;并且第 2 个冲击孔处叶表冷却可同时受进气较好的第 1, 3 个冲击孔进气冲击后横向冷流的作用,这也是冷却峰值不出现在第

1 个冲击孔出口处的原因。

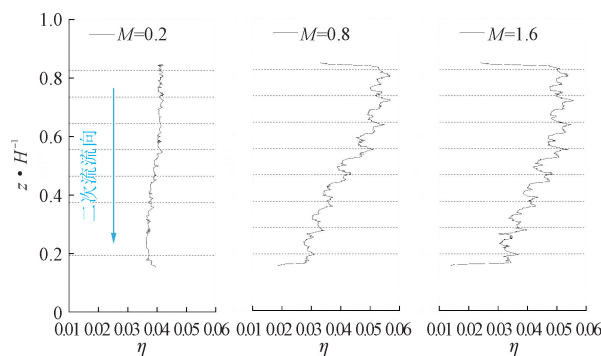


图 9 $Re_m=2.8 \times 10^5$ 时不同吹风比下前缘吸力面展向综合冷却效率分布曲线

Fig. 9 Spanwise distribution curves of integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface under different blowing ratios at $Re_m=2.8 \times 10^5$

由于冲击/气膜复合结构相对单气膜孔,有相对复杂的冷却进气结构,除数值以外,展向的综合冷却效率曲线形状也因吹风比变化而受到较大影响。在低吹风比 $M=0.2$ 时,此时二次流出流质量流量很小,冲击及气膜冷却都极弱,表现为各气膜孔出口之后区域均处于较低水平,且上下基本冷却情况一致,没有明显的局部冲击冷却高峰以及各个气膜冷却的小峰,这表明此时的冷却与其他工况有较大差异,可能由于没有冷气出流,甚至已经因低吹风比出现了主流倒灌^[25]。吹风比提升至 0.8 后,冲击冷却和气膜冷却得以加强,各结构对应的冷却峰值有所展现,但由于冷流流量及动量仍较小,展向冷却效率此时也出现了明显的纵向不均,在前 3 个冲击孔覆盖的范围内,冷却效果较为一致,而后沿冷却气流流向上其他展向位置的冷却效率则呈减小趋势。当处于较大吹风比, M 为 1.6 时,冷气进一步充盈,冲击/气膜冷却得到进一步强化,冷却效率进一步提高,同时由于二次流出流的增大,下部区域冷却结构获取了更多冷却气流,冷却效果与上部区域更为接近。因此,冲击孔冷却效率峰值的变化率从 $M=0.8$ 的 65.4% 减小至 $M=1.6$ 的 56.6% ,在展向上冷却均匀性得到了一定提升。

图 10 显示了展向冲击/气膜复合冷却与主流雷诺数的变化对比。与吹风比不同,主流雷诺数不直接影响二次流在叶片内的流动换热,因此叶片展向冷却效率分布相似。提升主流雷诺数会使冷却效率整体降低,随 Re_m 由 1.8×10^5 提高至 2.8×10^5 和 3.8×10^5 , θ 整体分别降低了 $19.5\%, 29.3\%$ 。改变

主流雷诺数对展向冷却分布曲线的形状,即冷却均匀性影响较小,主要由于主流于叶栅通道内较均匀流动,对叶表各处的影响幅度相近。仅在大主流雷诺数时,因静压提升对下部区域的气膜冷却出流略微起到了抑制作用,使曲线下部略左移,这与上文图6、图7中的叶片综合冷却效率分布结果一致。

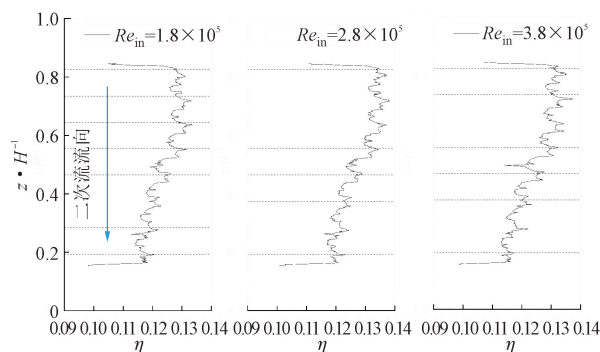


图10 $M=1.2$ 时不同主流雷诺数下前缘吸力面展向综合冷却效率分布曲线

Fig. 10 Spanwise distribution curves of integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface under different mainstream Reynolds numbers at $M=1.2$

2.3 叶片流向冷却

叶片由于各位置结构与静压分布不同^[20],于流向上不同位置处有不同的冲击/气膜复合冷却效果,通过对流向上不同位置处综合冷却效率进行展向平均,可以更为直观地分析叶片各位置结构对冷却效果的影响。

图11为控制主流雷诺数为 $Re_{in}=2.8 \times 10^5$ 时,叶片在展向不同位置的展向平均综合冷却效率 θ_{ave} 的分布曲线。

与已发表同叶型压力面的复合实验结果近似^[21],如图11所示,在同一吹风比下,吸力面前缘部分综合冷却效率与冲击腔以及气膜孔区域密切相关。从冲击腔上游部分所对应叶片区域开始,由于冲击腔中进行的冲击冷却作用,展向综合冷却效率逐步提高。气膜孔区域,即流向坐标 $s \cdot L^{-1}$ 为(0.15, 0.17)区间内对应出现展向平均综合冷却效率峰值,这是由于从此区域开始,叶片内部进行有冲击冷却的同时,外部伴有冷却气膜的热防护,而气膜在气膜孔出口处有最低温度以及较好地覆盖,因此有最好的冷却效果,展向平均综合冷却效率在气膜孔出口偏后位置处达到峰值也是基于此原因。另外,对于近双层壁结构,内部的冲击射流在冲击靶面局部形成高冷却区域,形成低冷却性能横流^[26-27],横

流会在冲击腔内向四周扩散,相应部位的冷却效果逐渐减弱,对应了图11中 $s \cdot L^{-1}$ 在(0.06, 0.15)及(0.17, 0.26)两边综合冷却效率下降的趋势。

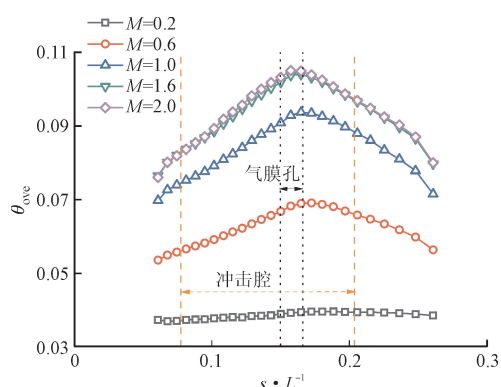


图11 $Re_{in}=2.8 \times 10^5$ 时不同吹风比下前缘吸力面展向平均综合冷却效率分布曲线

Fig. 11 Spanwise-averaged integrated cooling effectiveness distribution curves on the leading-edge suction surface under different blowing ratios at $Re_{in}=2.8 \times 10^5$

随着气膜在叶片表面不断耗散并与主流不断混合,叶片表面气膜温度升高,综合冷却效果逐渐降低。然而,尽管气膜孔后气膜冷却效果呈下降趋势,且冲击腔的位置较多处在气膜孔前部区域,但由于气膜覆盖区域在下游部分,气膜孔前区域的冷却效果整体比气膜孔后区域弱,说明虽然冲击冷却效果通常比气膜冷却效果局部更为明显,前缘吸力面区域冲击/气膜复合冷却结构中,特别是膜孔后部区域,气膜冷却为同样重要的冷却方式。实验叶片的部分位置冲击孔正对气膜孔,有较多气体被直接卷吸形成气膜,也进一步增强气膜冷却作用。

在低吹风比,如 $M=0.2$ 时,与展向冷却的分析一致,此时受限于低冷却气流流量,且冷却气流流量较小,气膜在叶片表面不能有效形成热防护,综合冷却效果较差,沿流向的展向综合冷却效率分布曲线总体处于较低水平,无明显起伏变化。即使在气膜孔下游区域及气膜孔出口处,展向综合冷却效率仍然较低,相较气膜孔前部仅有冲击冷却区域仅有略微提升。

在吹风比为中间水平时,当 M 从 0.2 变化至 1.0 时,气量及动量已经较为充足,冲击冷却和气膜冷却都已有较高水平,各处对应的展向综合冷却效率均有极为明显地提升,约占吹风比总变化幅度的 80%,同时逐渐展现出气膜冷却的效果,使分布曲线在 s/L 为(0.15, 0.17)的区间内呈现突出的峰值。

吹风比为较高值时继续增大吹风比,内部冲击与外部冷膜作用继续增强,但展向综合冷却效率略有提升, M 从1.0提高至1.6时,提高幅度已不到 M 从0.6变化至1.0时的一半;而 M 在1.6时已接近吹风比提升综合冷却效果的最大值,与 M 为2.0时的分布曲线几乎重合。同时,这也说明对前缘的冲击/气膜复合冷却,由于有内部冲击结构,增大吹风比始终可以强化叶表冷却效果,不像单气膜冷却结构有明显的最佳冷却吹风比^[9],但因受外部气膜冷却的影响,同样存在一定冷却效率有效提升区间,超过该区间后气膜在叶表覆盖已达较高水平,且气膜由于出流动能增大会脱离壁面^[9,28],与主流掺混的效果更加剧烈,使得冷却的提升效果降低。

图12为在中等吹风比 $M=1.2$ 时,不同主流雷诺数下,叶片前缘吸力面各处的展向平均综合冷却效率分布曲线。

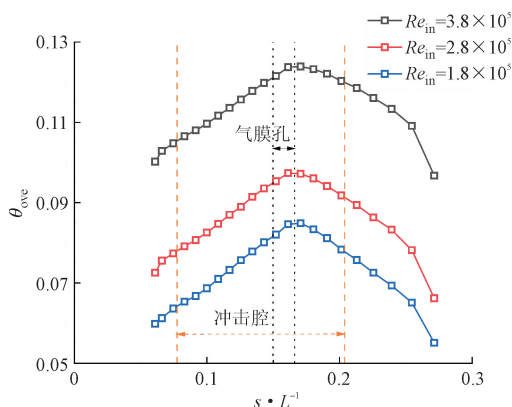


图12 $M=1.2$ 时不同主流雷诺数下前缘吸力面展向平均综合冷却效率分布曲线

Fig. 12 Spanwise-averaged integrated cooling effectiveness on the leading-edge suction surface under different mainstream Reynolds numbers at $M=1.2$

在测试区域内,横向对比不同主流雷诺数下的展向平均综合冷却效率,整体都在流向上呈现上凸形变化趋势。展向平均综合冷却效率在 $s \cdot L^{-1}$ 为0.25后的区域范围内,出现了明显的下降,这是吸力面的形状、主流来流位置二者共同作用的影响结果。在曲率变化较大的前缘吸力面区域,二次流具有一定倾角的气膜孔流出后,在一定范围内由于主流的直接冲击,冷却气流被压在叶片表面,较好地形成气膜,但一定距离后由于主流冲击叶片表面的夹角变化,以及曲面曲率的较大改变,导致气膜冷却效果的较快降低,此区域变化幅度约占整段下降区间的40%,具体对应从高到低主流雷诺数分别为45、

6%、38.4%、33.6%。

纵向对比3种不同主流雷诺数时,在有效观测区域内相同各点均为主流雷诺数越大,展向平均综合冷却效率值越小的分布关系,并且纵向各点的比例关系近似一致。以主流雷诺数 1.8×10^5 为基准, 2.8×10^5 、 3.8×10^5 在相同点处的展向平均综合冷却效率大致为0.75、0.64倍的倍数关系。

2.4 叶片整体平均综合冷却效率

为表示各工况下叶片冷却的整体效果,对叶片不同位置的展向平均综合冷却效率取均值,得到整体平均综合冷却效率 θ_{ove} ,以反映叶片在各工况下整体的冷却性能。

图13所示结果为叶片在不同主流雷诺数下的整体平均综合冷却效率曲线,与展向平均综合冷却效率趋势一致,在相同主流雷诺数下,整体平均综合冷却效率与吹风比呈正相关,叶片整体平均综合冷却效率随吹风比的增大而显著变化,吹风比由0.2升至2.0时, $Re_{in}=3.8 \times 10^5$ 组叶片的整体平均综合冷却效率提高了210.2%。

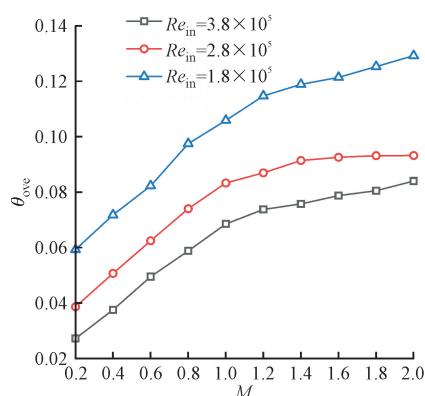


图13 实验工况前缘吸力面整体平均综合冷却效率曲线
Fig. 13 Overall-averaged integrated cooling effectiveness curves on the leading-edge suction surface under the experimental conditions

在吹风比在较低值的0.2~0.8范围内,提升吹风比引起的叶片整体平均综合冷却效率几乎呈现线性增长,3种雷诺数下均有近一倍的增长。具体为 $Re_{in}=3.8 \times 10^5$ 提升117.0%, $Re_{in}=2.8 \times 10^5$ 时提升91.9%,而 $Re_{in}=1.8 \times 10^5$ 时因在低吹风比已有较高的基础整体平均综合冷却效率,所以相比前两组提升较小,但也有64.6%的上升。

而当吹风比到达较高值的1.0后,继续提升吹风比引起的整体平均综合冷却效率增长变缓,在雷诺数为 3.8×10^5 时,对应吹风比1.0至2.0的整体

平均综合冷却效率增长仅为 22.6%。这是由于气膜在增大吹风比时会使得冷却气流流量增大,稳步提升气膜在膜孔后的叶片表面的覆盖范围,此时叶片表面无气膜覆盖区域逐步转化为有气膜覆盖区域,因而叶片整体的综合冷却有较快提升。而在吹风比达到一定值后,气膜覆盖范围因气膜孔倾向角、形状等因素已接近最大覆盖范围,继续增大吹风比,提高二次气流流量虽然能继续增强冲击冷却及气膜冷却,但对叶片整体的冷却提升效果已远弱于低吹风比情况下。其中由下图可知,吹风比影响冷却性能能力的交界值位于 1.2 附近。

主流雷诺数也对叶片整体综合冷却效果有重要影响,对应图 13 所示的冷却效率曲线,表 2 具体展示了吹风比为 0.2、1.0、2.0 时,3 组主流雷诺数工况下叶片的整体平均综合冷却效率。

表 2 实验工况前缘吸力面整体平均综合冷却效率数值分布

Table 2 Overall-averaged integrated cooling effectiveness values on the leading-edge suction surface under the experimental conditions

M	θ_{ove}		
	$Re_{in}=1.8 \times 10^5$	$Re_{in}=2.8 \times 10^5$	$Re_{in}=3.8 \times 10^5$
0.2	0.059	0.038	0.027
1.0	0.106	0.083	0.068
2.0	0.129	0.093	0.084

由表 2 可得,在低吹风比 M 等于 0.2 时,相比 Re_{in} 为 1.8×10^5 时, Re_{in} 为 2.8×10^5 、 3.8×10^5 的整体平均综合冷却效率分别下降了 34.9%、54.3%;而在中吹风比 M 等于 1.0 时,对应主流雷诺数由低到高依次降低 21.3%、35.3%;高吹风比 M 等于 2.0 时则为 27.9%、35.0%。

在相同吹风比下,主流雷诺数在 $1.8 \times 10^5 \sim 2.8 \times 10^5$,与 $2.8 \times 10^5 \sim 3.8 \times 10^5$ 时,叶片的整体平均综合冷却效率均有相近幅度的改变,说明主流雷诺对综合冷却影响范围较为广泛,不同情况下改变 Re_{in} 均能较大幅度影响叶片整体冷却效果。

3 结 论

本文对叶片前缘吸力面的冲击/气膜复合冷却性能进行了实验研究,测试并比较了不同吹风比及主流雷诺数共同影响下的冷却均匀程度与综合冷却效率分布特性,有如下主要结论。

(1) 研究参数范围内,涡轮叶片的前缘吸力面冲

击/气膜复合冷却的叶表综合冷却效率随吹风比增大而提高,随主流雷诺数增大而降低。

(2) 在展向冷却均匀性上,由于二次流沿叶高方向的流量分布不均,高综合冷却效率区域主要集中在冷却气流进气侧上游 $0.50 \leq z \cdot H^{-1} \leq 0.85$ 区域。且展向冷却效率主要受吹风比影响,当吹风比由 0.8 提升至 1.6 时,展向冷却峰值变化率从 65.4% 减小至 56.6%;主流雷诺数对综合冷却效率曲线分布形状影响较小。

(3) 在流向冷却均匀性上,受吸力面前缘区域的曲率影响,在气膜孔后 $s \cdot L^{-1}$ 大于 0.25 的部分会出现展向平均综合冷却效率快速下降的区域,该区间内下降幅度约占整段的 40%。

(4) 在整体平均综合冷却效率方面,当吹风比小于 1.2,特别在 $0.2 \leq M \leq 0.8$ 范围内,整体平均综合冷却效率随吹风比提高近似线性增长,其中 $Re_{in}=3.8 \times 10^5$ 工况下增幅达 117.0%。当主流雷诺数由 1.8×10^5 增至 3.8×10^5 时,不同吹风比下整体平均综合冷却效率降低 35.0%~54.3%。

参考文献:

- [1] Olczak D, Jaworski M. Review of turbine cooling technologies [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2023, 145(9): 090801.
- [2] Han J C, Dutta S, Ekkad S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. 2nd ed. Boca Raton: CRC Press, 2012.
- [3] 孔祥灿, 张子卿, 朱俊强, 等. 航空发动机气冷涡轮叶片冷却结构研究进展 [J]. 推进技术, 2022, 43(5): 1-23.
Kong Xiangcan, Zhang Ziqing, Zhu Junqiang, et al. Research progress on cooling structure of aeroengine air-cooled turbine blade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 1-23.
- [4] Du Kun, Yan Huaixu, Chen Lei, et al. Conjugate heat transfer performance of a ceramic matrix composite plate considering the influences of the mesoscopic properties of yarns [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2024, 159: 108121.
- [5] 田伟, 何爱杰, 钟燕, 等. 高推重比发动机热障涂层应用现状分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5): 52-57.
Tian Wei, He Aijie, Zhong Yan, et al. Application of thermal barrier coatings on aero-engines of high thrust-to-weight ratio [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(5): 52-57.

- [6] Yeranee K, Rao Yu. A review of recent studies on rotating internal cooling for gas turbine blades [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(7): 85-113.
- [7] Krewinkel R. A review of gas turbine effusion cooling studies [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 66: 706-722.
- [8] 刘钊, 杨星, 丰镇平. 燃气轮机透平叶片传热和冷却研究: 内部冷却 [J]. 热力透平, 2013, 42(4): 265-275.
- Liu Zhao, Yang Xing, Feng Zhenping. Study on heat transfer and cooling in gas turbine blade: internal cooling [J]. Thermal Turbine, 2013, 42(4): 265-275.
- [9] 梅翔, 胡汉平, 杨依蓓, 等. NASA C3X 叶片前缘气膜冷却的数值模拟 [J]. 工业加热, 2020, 49(2): 36-40.
- Mei Xiang, Hu Hanping, Yang Yibei, et al. Numerical simulation of film cooling of on the leading edge NASA C3X blade [J]. Industrial Heating, 2020, 49(2): 36-40.
- [10] 姚玉, 张靖周, 何飞, 等. 涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的数值研究 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1245-1250.
- Yao Yu, Zhang Jingzhou, He Fei, et al. Numerical investigation on film cooling effectiveness at suction surface of stator blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1245-1250.
- [11] 谭晓茗, 朱兴丹, 郭文, 等. 涡轮叶片前缘气膜冷却换热实验 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2672-2678.
- Tan Xiaoming, Zhu Xingdan, Guo Wen, et al. Heat transfer experiment on film cooling of turbine blade leading edge [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2672-2678.
- [12] JiaYuhao, Liu Yongbao, He Xing, et al. Effects of blowing ratio, hole position, and mainstream Reynolds number on film cooling effectiveness and energy loss of spiral-channel holes [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2024, 195: 108662.
- [13] Hu Jiajun, An Baitao. Film cooling effectiveness investigation of diffusion slot holes on a turbine guide vane leading edge [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2024, 158: 107845.
- [14] Wang Rui, Ye Lin, Zhang Lingjun, et al. Investigation on the effect of hole diameter and wall thickness on the overall cooling effectiveness of turbine vane leading edge [J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 243: 122662.
- [15] 叶林, 刘存良, 朱安冬, 等. 凹槽对涡轮叶片前缘换热特性影响的实验研究 [J]. 推进技术, 2022, 43(10): 269-279.
- Ye Lin, Liu Cunliang, Zhu Andong, et al. Experimental study on effects of grooves on heat transfer coefficient of turbine blade leading edge [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(10): 269-279.
- [16] 包林竣, 刘钊, 张韦馨, 等. 燃气透平叶片前缘冲击/气膜复合冷却的管网耦合方法研究 [J]. 西安交通大学学报, 2024, 58(6): 114-127.
- Bao Linjun, Liu Zhao, Zhang Weixin, et al. Study on flow network coupling method for compound impingement and film cooling in gas turbine blade leading edge [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2024, 58(6): 114-127.
- [17] ZhangJingyu, Wei Jieli, Wang Fei, et al. Experimental and numerical investigation of the effectiveness of impingement-film hybrid cooling [J]. Heat Transfer Research, 2019, 50(14): 1333-1350.
- [18] Panda R K, Pujari A K, Gudla B. Experimental investigations for effectiveness of combined impingement film cooling [J]. Journal of Enhanced Heat Transfer, 2023, 30(6): 73-105.
- [19] 丁侯中, 程想, 万红牛, 等. 涡轮叶片前腔冲击/气膜复合冷却与单一气膜冷却结构对比实验研究 [J]. 推进技术, 2024, 45(11): 143-151.
- Ding Yuzhong, Cheng Xiang, Wan Hongniu, et al. Experimental investigation on comparison of impingement/film cooling and pure film cooling structure for a turbine vane leading cavity [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(11): 143-151.
- [20] ChengXiang, Li Zhaoren, Wan Hongniu, et al. Effect of mass flow ratios on the conjugate heat transfer of a metal turbine vane at medium temperature [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2023, 209: 124096.
- [21] 程想, 丁侯中, 万红牛, 等. 冲击孔位置对涡轮叶片冲击/气膜复合冷却特性影响的实验研究 [J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(12): 59-71.
- Cheng Xiang, Ding Yuzhong, Wan Hongniu, et al. Experimental investigation on effects of the impingement hole position on impingement/film cooling characteristics of turbine vanes [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(12): 59-71.
- [22] Wang Xinyu, Liu Cunliang, Fu Zhongyi, et al. Improvement of film cooling design for turbine vane leading edge considering combustor outflow [J]. Journal of Thermal Science, 2024, 33(1): 311-327.
- [23] 钟博, 郭昊雁, 魏景涛, 等. 涡轮叶片综合冷却效率

- 实验研究 [J]. 推进技术, 2021, 42(2): 335-343.
- 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] ZhouWenwu, 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)