

等开孔率条件下涡轮导叶前缘孔径对喷淋表面冷却效率的影响研究

时楚翔¹, 叶林^{1,2}, 余红旭¹, 王新羽¹, 刘存良^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129; 2. 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘要:以涡轮导叶为研究对象,采用压力敏感漆(PSP)实验测量的方式,在保证开孔率一致的前提下,设定密度比(DR)为1.4和3.0,模拟飞机在低空和高空飞行时的发动机温比,系统研究了不同质量流率(MFR)下孔径扩大对前缘气膜冷却效率的影响。结果表明:在DR=1.4和3.0条件下,扩大孔径均导致前缘面平均冷却效率下降,但吸力面与压力面的规律呈现显著差异;在两种密度比下,吸力面平均冷却效率随孔径增大呈先降后升趋势,即在DR=1.4时,降幅为6%,增幅为3%,在DR=3.0时,降幅为17%,增幅为4%;在DR=1.4时,压力面平均气膜冷却效率随孔径增大持续降低,降幅为13%~16%,而在DR=3.0时表现为先升后降,增幅和降幅分别为10%和11%。

关键词:涡轮叶片;气膜冷却;孔径;密度比;实验测量

中图分类号:V232.4 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.11.001

[引用本文格式]时楚翔,叶林,余红旭,等.等开孔率条件下涡轮导叶前缘孔径对喷淋表面冷却效率的影响研究[J].热能动力工程,2025,40(11):1-10. SHI Chuxiang, YE Lin, SHE Hongxu, et al. Effect of leading edge hole diameter on showerhead cooling effectiveness of turbine guide vanes under constant porosity conditions[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(11):1-10.

Effect of Leading Edge Hole Diameter on Showerhead Cooling Effectiveness of Turbine Guide Vanes under Constant Porosity Conditions

SHI Chuxiang¹, YE Lin^{1,2}, SHE Hongxu¹, WANG Xinyu¹, LIU Cunliang^{1,2}

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710129;

2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, Mianyang, China, Post Code: 621000)

Abstract: Taking the turbine guide vanes as research object, on premise of fixed porosity, the density ratio (DR) was set to 1.4 and 3.0 to simulate the engine temperature ratios during low and high altitude flight of an aircraft, and the effect of hole diameter enlargement on the leading-edge film cooling effectiveness at different mass flow rates (MFR) was studied systematically through pressure-sensitive paint (PSP) experiments. The results show that under the conditions of DR of 1.4 and 3.0, increased hole diameters consistently reduce the leading-edge area-averaged cooling effectiveness, but there is a significant difference between the suction surface and the pressure surface. At both density ratios, area-averaged cooling effectiveness of suction surface shows a trend of first decreasing and then increasing with hole di-

收稿日期:2025-05-16; 修订日期:2025-06-11

基金项目:国家自然科学基金(52406056, U2241268); 中国航发四川燃气涡轮研究院外委课题(STH-2023-0002)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China (52406056, U2241268); Project from AECC Sichuan Gas Turbine Establishment (STH-2023-0002)

作者简介:时楚翔(2001-),男,西北工业大学硕士研究生。

通信作者:叶林(1992-),男,西北工业大学教授。

ameter enlargement (i. e. a decrease of 6% and an increase of 3% at DR of 1.4; a decrease of 17% and an increase of 4% at DR of 3.0). The pressure surface demonstrates divergent trends, the cooling efficiency continues to decrease by 13% to 16% with the increase of hole diameter at DR of 1.4, while the cooling efficiency shows a trend of first increasing and then decreasing at DR of 3.0, i. e. an increase of 10% and a decrease of 11%.

Key words: turbine vane, film cooling effectiveness, hole diameter, density ratio, experimental measurement

引 言

为了提高航空发动机的热效率和输出功率,涡轮进口温度需要不断提高至 1 900 K,预计未来会进一步升高。而目前涡轮叶片最高耐受温度仅约为 1 370 K^[1-2],导致涡轮部件的工作环境温度远远超过铸造金属的耐热极限。由于叶片前缘存在滞止区域且承受着最高的热负荷,使得该区域最薄弱,更容易被烧蚀。因此需要利用综合热防护技术保护涡轮叶片前缘,以保障其在高温情况下的稳定工作。气膜冷却是保护叶片表面免受高温燃气影响的最有效方法之一,通过在叶片表面壁面加工致密的气膜孔,使冷气出流后形成气膜,将涡轮叶片与高温燃气隔绝,从而起到保护叶片的作用。良好的气膜是保护叶片的关键,而气动参数和几何结构是影响气膜孔冷却性能的关键参数^[3-6],本文针对高密度比条件下孔径尺寸对于前缘气膜冷效影响展开研究。

关于几何结构和气动参数对于前缘气膜冷却效率的影响,国内外学者做了大量的探究。Kim 等人^[7]采用红外热成像技术研究了 5 种不同的气膜孔结构对前缘气膜冷却特性的影响,结果表明,与设计的喷孔相比,传统圆柱形喷孔的气膜冷却性能较差。杨晓军等人^[8]对影响气膜孔冷却特性的 4 个重要参数进行研究,并采用数值计算的方法将冷却效率与参考孔型(圆柱形气膜孔)进行对比,结果表明,吹风比为 1、倾斜角为 30°、扩展角为 20°和后倾角为 0°的波纹形气膜孔结构,壁面平均冷却效率可达 0.36,冷却效果最佳。Moore 等人^[9]在前缘区域对每个孔洞几何形状进行了离壁热场测量,结果表明,特定形状的孔洞可根据冷却剂注入速率的不同使绝热效率提高约 20% ~ 100%。GU 等人^[10]研究了前

缘两侧区域双排孔的孔排布局对气膜冷却特性的影响,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获得更好的气膜冷却效果,这种效应在近孔区域更明显。Li 等人^[11-12]采用压力敏感漆技术,在静止线性叶栅中研究了壁厚和孔形变化对全覆膜冷却涡轮叶片的影响,观察到扇形孔在压力面或吸力面产生的气膜冷却效果最佳,讨论了表面曲率效应,结合壁厚和孔形变化对气膜冷却效果的影响,并与平板数据进行了比较。Veretennikov 等人^[13]针对 3 种不同供气方式叶片模型,对靠近前缘的冷却膜流动进行了可视化研究,结果表明,将冷却空气分别供应给压力面、前缘和吸力面的冷却孔,可最大程度降低形成的膜厚度对冷却剂相对流量的敏感性,并在吹出比为 0.5 ~ 2.5 范围内使冷却剂更均匀地分布于叶片表面。Chowdhury 等人^[14]采用压力敏感漆(PSP)技术,研究了涡轮叶片前缘形状、鳃膜、冷却液-主流密度比和吹风比对圆柱孔气膜冷却的影响,结果表明,1.5 倍半径的前缘模型的性能相对较好,且鳃膜孔有利于提高冷却液覆盖范围,从而提高整体气膜冷却效率。Ye 等人^[15]研究了动量通量比(MR)在 0.09 ~ 6.04 范围内变化时,带反倾斜膜孔的淋浴喷头前缘的绝热冷却效率特性,结果表明,面积平均绝热冷却效率随 MR 的增大呈先增大后减小,再增大的变化趋势。王晨枫等人^[16-17]在吸力面设置具有不同复合角的气膜孔以达到气膜冷却效率要求,并进一步通过控制主流与冷气参数分析了损失机理,结果表明,在吸力面气膜孔设置分区域复合角在提升气膜冷却效率的同时也增加了掺混熵增,在近端区叶片上游孔排 SS1 形成的气膜受

马蹄涡的作用偏转较小,而叶片下游孔排 SS2 形成的气膜受较强通道涡的影响偏转角远大于上游气膜。

针对气膜孔孔径对涡轮叶片前缘气膜冷效影响,国内外学者也进行了相应探究。Bicat 等人^[18]通过红外热成像技术对涡轮叶片进行了实验研究,分析增大冷却孔径对冷却叶片表面温度的影响,结果表明,增大气膜冷却孔径可以降低前缘的表面温度。由儒全等人^[19]针对加工制造过程中激光打孔以及涂层喷涂导致的气膜孔孔径与设计值不同的问题,对比分析了气膜孔孔径变化对叶片不同区域冷却效率的影响,结果表明,气膜孔孔径变化对前缘区域冷却效率影响程度较大,平均影响程度最高可达 254.62%/mm,在设计时需要重点关注。Gu 等人^[20]通过实验和数值方法针对叶片前缘上的薄膜孔数量和直径对薄膜冷却的影响进行了研究,结果表明,在相同条件下,更高的主流雷诺数和更大的前缘直径有利于膜状覆盖,尤其是在较大的吹风比下,前缘直径的影响更显著;在不同的前缘区域,由雷诺数和前缘直径引起的膜冷却效率的增加量不同;沿前缘分布的压力分布以及由曲面引起的离心力决定了前缘吸力侧和压力侧的气膜冷却性能。Xie 等人^[21-22]通过实验研究了不同前缘直径比和主流雷诺数下旋转叶片前缘的膜状冷却性能,结果表明,在相同条件下,更大的前缘直径有利于气膜覆盖,尤其是在较大的吹风比下,前缘直径的影响更显著;在不同的前缘区域,由雷诺数和前缘直径引起的气膜冷却效率的增加量不同。Wang 等人^[23]针对位于前缘处的 3 个单层壁模型进行了对比,比较了在不同薄膜孔直径条件下的整体冷却效率,结果表明,小直径模型的气膜冷却效率更好。

前缘冷却设计至关重要,公开文献中对孔形、孔倾角、孔排布局等开展了大量研究,但作为前缘气膜冷却设计的关键参数,针对孔径的研究并不充分。同时,随着目前加工工艺的进步,冷却设计正逐渐向小孔径方向发展。此外,现有实验数据和研究结论均是在低密度情况下模拟低空巡航状态开展,而针对空天飞行器在超高空冷气和主流密度更大情况下的相关研究仍处于空白。综上,前缘孔径在空天巡

航状态下的设计方法还没有定论,仍有必要重点研究。本文在保证前缘开孔率与冷气流一致的前提下,采用压力敏感漆技术,设定密度比(DR)为 1.4 和 3.0 以模拟飞机低空、高空飞行时发动机温比,通过实验研究,分析了不同孔径对于前缘气膜冷却效率的影响,填补了在高密度比情况下不同孔径对于前缘喷淋冷却影响的研究空白。

1 研究方法

1.1 实验系统

实验系统如图 1 所示。由图 1 可知,主流由罗茨风机提供,经储气罐、稳压段、收缩段 I、加热器、收缩段 II 后进入实验段。实验时主流的速度和温度由布置在实验段通道中的皮托管和热电偶测得。二次流经储气罐、质量流量计、加热器、实验段进入实验测量段,二次流温度由布置在二次流腔中的实验段热电偶测得。为了能拍摄到完整的叶片前缘、吸力面和压力面,本实验在吸力面和压力面各设置 1 台 CCD 相机用于获取叶片表面气膜分布情况。为了方便光学拍摄,测量段各部件全部由透明有机玻璃一次性加工成形,实验通道的左右壁面由原叶片的吸力面与压力面根据实际周期偏置得到。

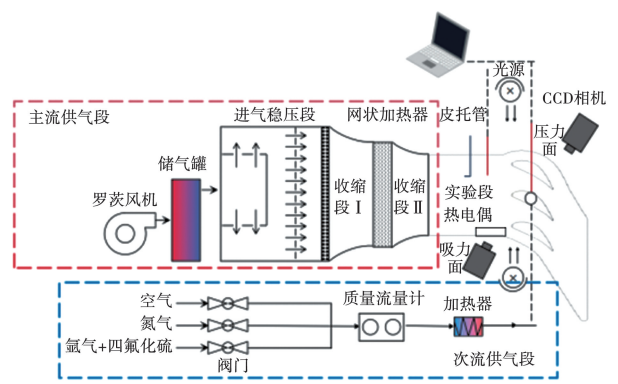


图 1 实验系统图

Fig. 1 Experimental system diagram

实验通道图如图 2 所示。由图 2 可知,在叶栅段前部设置有相应测点(流量和湍流度),用于控制主流量,监控主流湍流强度。使用压力敏感漆时,搭配 650 ± 80 mm 滤波范围的带通滤光片 Apogee Alta F200 型号相机,其有效像素为 1 600 × 1 200。

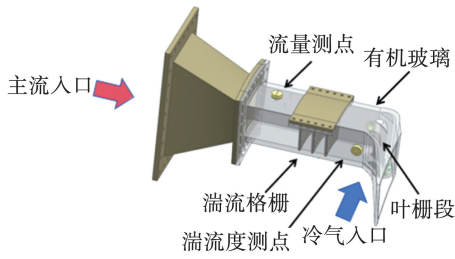


图 2 实验通道图

Fig. 2 Experimental channel diagram

1.2 实验模型

前缘原始孔径圆柱形孔模型如图 3 所示,该模型由某型叶片放大 1.33 倍得到。由图 3 可知,前缘区域共有 8 排气膜孔(每排 40 个),沿着压力面侧有 4 排气膜孔,沿着吸力面侧有 4 排气膜孔。圆柱形气膜孔以叶中对称采用上下对冲设计,孔倾角为 45° 。本实验采用下端供气方式,冷气从叶片下方进入冷气腔,从气膜孔中喷出后与主流掺混。

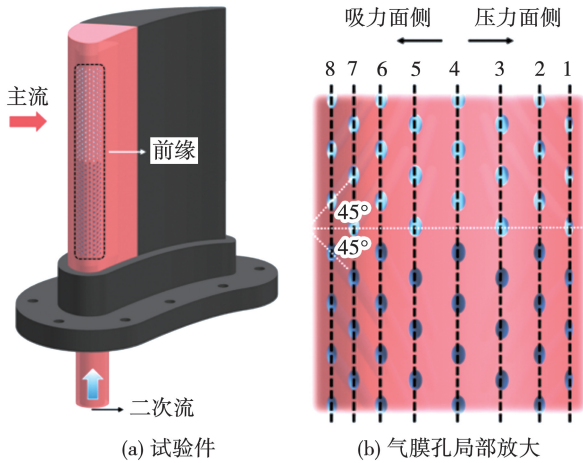


图 3 实验件圆柱形孔模型

Fig. 3 Cylindrical hole models of experimental piece

本实验共计 3 个圆柱形孔实验模型,其孔径为 0.8、0.96 和 1.2 mm,分别对应原始孔径、1.2 倍孔径和 1.5 倍孔径。由于本实验在保证前缘开孔率一致的情况下进行,所以 1.2 倍孔径模型和 1.5 倍孔径模型的单排孔数由原始孔径的 40 个相应缩减到 28 个和 18 个。

1.3 压力敏感漆测量技术

根据传热传质类比的原理,绝热气膜冷却效率 η_{aw} 可以用氧分压表示:

$$\eta_{aw} = \frac{T_{aw} - T_{\infty}}{T_c - T_{\infty}} \approx \frac{C_{O_2 \text{ mix}} - C_{O_2 \infty}}{C_{O_2 c} - C_{O_2 \infty}} =$$

$$1 - \frac{1}{(p_{\infty}/p_{\text{mix}} - 1)M_c/M_{\infty} + 1} \quad (1)$$

式中: T_{aw} 、 T_c 和 T_{∞} —绝热壁面温度、冷气温度和主流温度; p_{∞} 和 p_{mix} —主流空气和主气流混合气的氧分压; $C_{O_2 c}$ 、 $C_{O_2 \text{ mix}}$ 和 $C_{O_2 \infty}$ —冷气、混合气体和主流空气中的二氧分压。 M_c/M_{∞} —冷却剂与主流空气的相对分子质量比。

压力敏感漆(PSP)技术在涡轮部件气膜冷却特性研究中得到广泛应用。当波长为 470 nm 的蓝色光源照射到涂覆 PSP 的叶片前缘表面时,可激发出 600 nm 的红光。同时,激发光强与氧分压成反比,因此可以利用 PSP 来测量前缘的气膜冷却特性。

图 4 展示了 PSP 的实验标定结果,横坐标为氧分压比 p/p_{ref} ,纵坐标为激发光强比 $(I_{\text{ref}} - I_b)/(I - I_b)$,其中 I_b 为背景光强。本文选择了 295 和 305 K 两个校准温度,标定结果表明,几乎不受温度的影响。

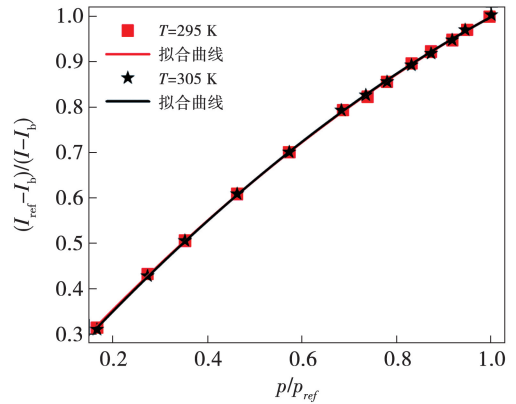


图 4 压力敏感漆标定结果

Fig. 4 Calibration result of pressure-sensitive paint

1.4 实验参数及实验工况

对于叶片前缘,冷气参数 MFR 一般使用二次流与主流质量流量比确定:

$$\text{MFR} = \frac{m_c}{m_{\infty}} = \frac{m_c}{\rho_{\infty} u_{\infty} A_{\infty}} \quad (2)$$

式中: m_c —二次流质量流量; m_{∞} —主流质量流量; A_{∞} —主流段入口面积; ρ_{∞} —主流气体密度; u_{∞} —主流气体速度。

冷却效果通过绝热壁面温度 T_{aw} 的归一化形式

表示,称为绝热气膜冷却效率。该参数反映了二次射流与主流的掺混程度,效率值越接近 1 则表示气膜冷却的效果越好。

气膜冷却效率 η 为:

$$\eta = (T_{\infty} - T_{aw}) / (T_{\infty} - T_c) \tag{3}$$

实验均在湍流度为 11% 的条件下进行,通过 ALICAT 流量计控制前缘相对流量,测量相对质量流量 MFRr(相对通道质量流量的倍数)为 0.6、0.8、1.0 和 1.2 4 种工况的气膜冷却效率。本研究中选择 Ar (DR=1.4) 以及 45% SF₆ (六氟化硫) 和 55% Ar (氩气) 混合气 (DR=3.0) 作为二次流,模拟发动机密度比为 1.4 和 3.0 时的工作状态。具体工况如表 1 所示。

表 1 前缘实验台叶栅通道流动参数

Tab. 1 Flow parameters of cascade channel of leading-edge experimental bench

参 数	数 值
放大倍数	1.333
通道质量流量/kg·s ⁻¹	1.018
单叶栅流量/kg·s ⁻¹	0.337
进口雷诺数	199 032
主流温度/K	296
出口压力/Pa	102 365

2 实验结果与讨论

2.1 冷却效率分布结果与讨论

图 5 和图 6 为 DR=1.4、MFRr=0.6 和 1.2 时的气膜冷却效率分布。图中横坐标 s 表示叶片弧长,几何滞止线处为 0, $s < 0$ 表示吸力面, $s > 0$ 表示压力面;纵坐标 h 表示叶高。MFRr=1.2 和 1.0 及 MFRr=0.8 和 0.6 时分布规律与 MFRr=0.6 和 1.2 相似,因此这里只展示 MFRr=1.2 和 MFRr=0.6 对应云图进行说明和对比。观察图 5 和图 6 可以发现,前缘滞止线附近的气膜覆盖效果很差,这是由于冷气质量流量较小,导致喷射动量较小,主流造成的“阻塞效应”更显著,使得冷气难以从该区域的膜孔中喷出。而且随着孔径的增加这种趋势更明显,这是因为孔径扩大不利于集中冷气,使冷气更不容

易从膜孔流出。在压力面和吸力面,随着孔径的增加,气膜覆盖均匀性均有不同程度的降低,且相对质量流量越大,这种趋势越明显。这是由于本实验保证开孔率一致,在增加孔径的同时,孔数相应的减少,而冷气总出流量保持不变,所以单孔冷气出流量增加,冷气沿流向的轨迹也随之变长。由于孔间距增加,孔间无气膜覆盖的区域增多,导致压力面和吸力面气膜覆盖均匀性变差。叶片中间位置处的气膜孔沿流向的气膜轨迹更长且更清晰,这是由于气膜孔采用上下对冲的设计,冷气出流后会沿中间位置聚集,在与主流掺混后,沿流向形成条状覆盖气膜,造成越靠近叶片中间位置,冷气量越大,气膜轨迹越长。

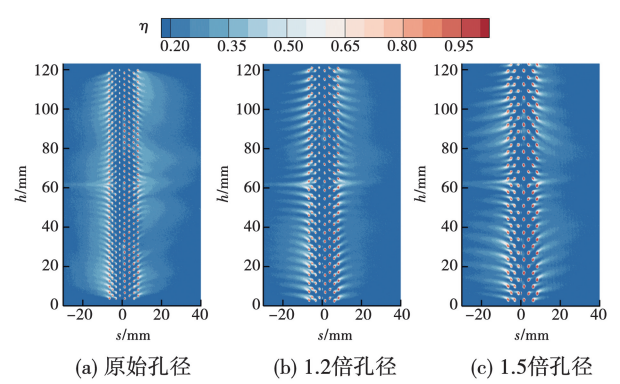


图 5 DR=1.4、MFRr=0.6 时的前缘气膜冷却效率分布

Fig. 5 Leading-edge film cooling effectiveness distributions at DR=1.4, MFRr=0.6

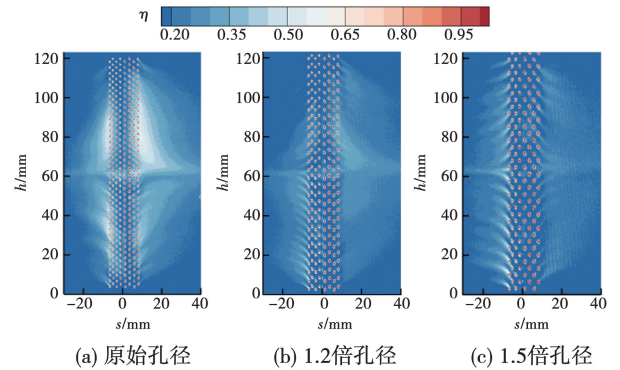


图 6 DR=1.4、MFRr=1.2 时的前缘气膜冷却效率分布

Fig. 6 Leading-edge film cooling effectiveness distributions at DR=1.4, MFRr=1.2

由图 6 可知,在叶片压力面和吸力面之间的叶中处形成局部高冷却效率区,但随着孔径的增加,局部高冷却效率区缩减明显。其机理可归结于:小孔径造成冷气流量较小,射流穿透能力较差,冷气在离开气膜孔后速度较低,在主流的作用下射流被压向壁面,而扩大孔径导致单孔冷气流量增加,射流穿透性增强,削弱了冷气的贴附效应,最终导致局部冷却效率降低。另外,通过观察图 5 和图 6 还可以发现,压力面较吸力面的气膜延展性更好。这是因为压力面的高压环境和低速流动更有利于气膜附着,而吸力面的低压、高速流动和复杂流场容易破坏气膜的完整性,并且吸力面是前缘马蹄涡的强分支区域,涡的强度较高,在吸力面低压环境中涡的卷吸能力也会得到提升,使得出流冷气更容易与壁面分离,导致气膜的延展性变差。

图 7 和图 8 为 $DR = 3.0$ 、 $MFRr = 0.6$ 和 1.2 时前缘的气膜冷却效率分布。考虑到 $MFRr = 1.2$ 和 1.0 与 $MFRr = 0.8$ 和 0.6 时的分布规律相似,这里只展示 $MFRr = 0.6$ 和 1.2 对应的云图进行说明和对比。由图 7 和图 8 可知,当 $DR = 3.0$ 时,孔径扩大对气膜冷却效率的影响规律与 $DR = 1.4$ 工况一致,但气膜覆盖均匀性随质量流率提升未显著下降。这是因为随着密度比增加,冷气动量相应增强,能更好地抵抗主流的冲击,从而减少与主流之间的掺混,形成更好的贴附效应。与 $DR = 1.4$ 工况相比,在 $MFRr = 0.6$ 和 1.2 时,孔间无气膜覆盖区域缩减明显,前缘整体气膜覆盖效果有很大提升。

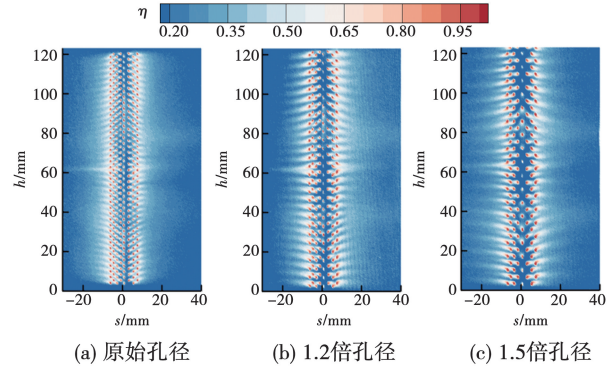


图 7 $DR = 3.0$ 、 $MFRr = 0.6$ 时的前缘气膜冷却效率分布
Fig. 7 Leading-edge film cooling effectiveness distributions at $DR = 3.0$, $MFRr = 0.6$

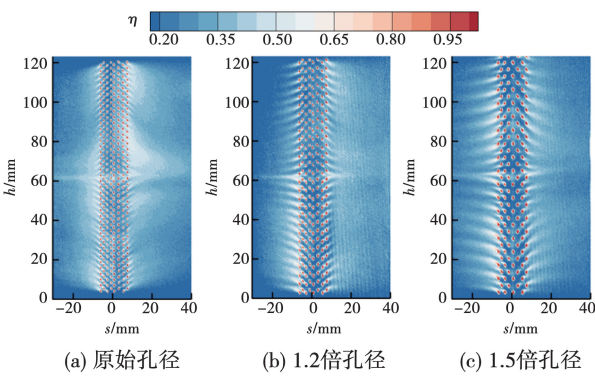


图 8 $DR = 3.0$ 、 $MFRr = 1.2$ 时的前缘气膜冷却效率分布
Fig. 8 Leading-edge film cooling effectiveness distributions at $DR = 3.0$, $MFRr = 1.2$

2.2 展向平均气膜冷却效率

在 $DR = 1.4$ 时,前缘展向平均气膜冷却效率在高相对质量流率 ($MFRr = 1.0$ 、 $MFRr = 1.2$) 工况和低相对质量流率 ($MFRr = 0.8$ 、 $MFRr = 0.6$) 工况下呈相似的规律,因此本文以工况 $MFRr = 1.2$ 和 0.6 为例进行对比分析。 $DR = 1.4$ 、 $MFRr = 1.2$ 时的前缘展向平均气膜冷却效率如图 9 所示。横坐标 s/D 是叶片弧长的无量纲表示,纵坐标 $\eta_{span-ave}$ 为展向平均气膜冷却效率。

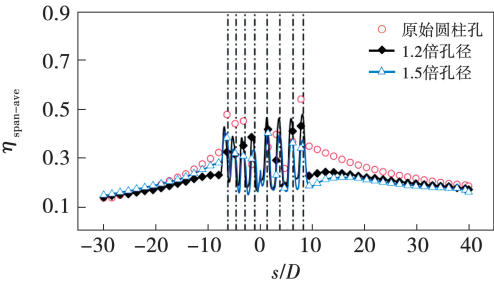


图 9 $DR = 1.4$ 、 $MFRr = 1.2$ 时的前缘展向平均气膜冷却效率

Fig. 9 Leading-edge spanwise-averaged film cooling effectiveness at $DR = 1.4$, $MFRr = 1.2$

由图 9 可知,对于工况 $MFRr = 1.2$,在压力面侧 ($7 < s/D < 40$) 原始孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率呈单调递减趋势并逐渐趋向于平缓,而 1.2 倍和 1.5 倍孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率在 $7 < s/D < 15$ 呈单调递增,在 $s/D > 15$ 呈单调递减并逐渐趋向平缓。曲线先升高的原因可能是因为孔径扩大后冷气快速脱离壁面,造成孔出口位置

展向平均气膜冷却效率初值较低,而在孔下游区域受压力梯度作用冷气又很快贴附于壁面,造成下游区域展向平均气膜冷却效率增加。在压力面侧,随着孔径的增加展向平均气膜冷却效率呈递减趋势。在吸力面侧($-30 < s/D < -7$)3 种孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率均呈单调递减,但 1.2 倍和 1.5 倍孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率较原始孔径圆柱形孔气膜冷却效率更快趋于平缓,并且在吸力面几乎任何位置 1.5 倍孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率均大于 1.2 倍孔径圆柱形孔,这与在压力面随着孔径的增加,展向平均气膜冷却效率下降的规律不一致。形成这种结果的原因可能是在吸力面特殊的流场环境中,出流冷气在孔上游处被压在叶片壁面上,而 1.5 倍孔径圆柱形孔这种趋势相较于 1.2 倍孔径圆柱形孔更强。在前缘区域,原始孔径圆柱形孔在孔出口位置的展向平均气膜冷却效率明显高于 1.2 倍和 1.5 倍孔径圆柱形孔。

DR = 1.4、MFRr = 0.6 时的前缘展向气膜冷却效率如图 10 所示。由图 10 可知,对于工况 MFRr = 0.6,在压力面侧和吸力面侧 3 种孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率均呈单调递减趋势。由于相对质量流率较低,3 种孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率之间的区别不明显。在前缘区域,原始孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率较优。

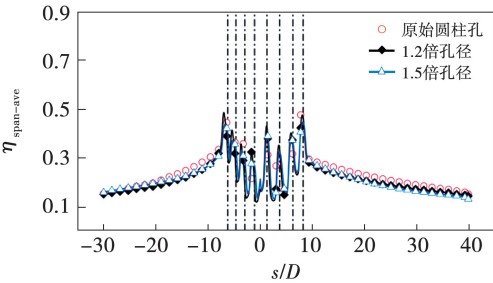


图 10 DR = 1.4、MFRr = 0.6 时的前缘展向平均气膜冷却效率

Fig. 10 Leading-edge spanwise-averaged film cooling effectiveness at DR = 1.4, MFRr = 0.6

在 DR = 3.0 时,前缘展向平均气膜冷却效率在高相对质量流率(MFRr = 1.0、MFRr = 1.2)工况和低相对质量流率(MFRr = 0.8、MFRr = 0.6)工况下,同样也分别呈现相同的规律。这里以工况 MFRr = 1.2 和 0.6 作为说明和对比。DR = 3.0, MFRr = 1.2

时的前缘展向气膜冷却效率如图 11 所示。

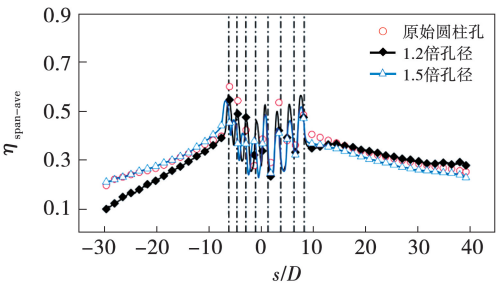


图 11 DR = 3.0、MFRr = 1.2 时的前缘展向平均气膜冷却效率

Fig. 11 Leading-edge spanwise-averaged film cooling effectiveness at DR = 3.0, MFRr = 1.2

由图 11 可知,对于工况 MFRr = 1.2,在压力面侧 $7 < s/D < 15$ 时,原始孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率最高,但随着与滞止线距离的加大,1.2 倍孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率很快超过原始孔径圆柱形孔,并在 $15 < s/D < 40$ 区域内保持最高。而 1.5 倍孔径圆柱形孔在吸力面侧的展向平均气膜冷却效率则始终最低。造成这种结果的原因可能在于:在高密度比下,小孔径圆柱形孔在孔出口位置能集中冷气,形成更好的贴附效应,因此原始孔径圆柱形孔在孔出口位置的气膜冷却效率较好,而 1.2 倍孔径圆柱形孔增强了出流冷气的扩散能力,使冷气在孔出口位置分离,在孔下游处附着,形成更大的气膜覆盖面积,导致 1.2 倍孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率在 $7 < s/D < 15$ 范围内递增,并在 $s/D > 15$ 后超越原始孔径。随着孔后距离的延伸,3 种孔径的气膜冷却效率均衰减,但在高密度比工况下,1.2 倍孔径圆柱形孔更具有优势,其展向平均气膜冷却效率一直保持最高。在吸力面侧,3 种孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率均呈单调递减,但几乎在任何位置上 1.5 倍孔圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率都是最高,而 1.2 倍孔径圆柱形孔最低。这可能是因为孔径扩大虽然有助于提高气膜扩散,但也会导致出流动量下降,结合吸力面强逆压梯度和高速流动的主流环境,冷气更容易与壁面分离。对于 1.2 倍孔径圆柱形孔,动量损失占主导因素,因此其展向平均气膜冷却效率相比于原始孔径明显下降。但 1.5 倍孔径圆柱形孔扩散作用占主导,增强了气膜覆盖性,因此其展向平均气膜冷却效

率对比原始孔径略有提升。在前缘区域的展向平均气膜冷却效率方面,原始孔径圆柱形孔相较于 1.2 倍和 1.5 倍孔径圆柱形孔更具优势。

DR = 3.0、MFRr = 0.6 时的前缘气膜冷却效率如图 12 所示。由图 12 可知,当 MFRr = 0.6 时,在压力面侧 3 种孔径圆柱形孔的展向平均气膜冷却效率均呈现单调递减趋势,其中 1.2 倍孔径圆柱形孔仍表现最佳,但由于相对质量流率较低,冷气出流没有先分离、后附着。在吸力面侧,高、低相对质量流率工况下的冷却效率几乎没有区别。在前缘区域,原始孔径圆柱形孔更有优势。

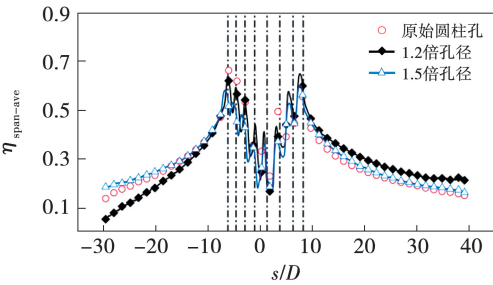


图 12 DR = 3.0、MFRr = 0.6 时的前缘展向平均气膜冷却效率

Fig. 12 Leading-edge spanwise-averaged film cooling effectiveness at DR = 3.0, MFRr = 0.6

2.3 面平均气膜冷却效率

为系统分析孔径扩大对叶片前缘气膜冷却效率的区域性影响,本研究对吸力面、前缘及压力面的冷却效率进行面平均处理。最终统计每个区域的面平均气膜冷却效率变化率均是按照 4 种 MFRr 下的变化率取平均值得到的,增减幅值以原始孔径为参考。

DR = 1.4 时的面平均气膜冷却效率 $\eta_{sur-ave}$ 如图 13 所示。由图 13 可知,当 DR = 1.4 时,叶片前缘吸力面面平均气膜冷却效率随着孔径的增加呈现先减小后增加的趋势。当孔径扩大 1.2 倍时,面平均气膜冷却效率下降约 6%,当孔径扩大 1.5 倍时,面平均气膜冷却效率提升约 3%。叶片前缘压力面面平均气膜冷却效率随着孔径的增加一直减小,当孔径分别扩大 1.2 倍和 1.5 倍时,面平均气膜冷却效率分别下降约 13% 和 16%。叶片前缘面平均气膜冷却效率随着孔径的增加一直降低,孔径扩大 1.2 倍和 1.5 倍时分别平均降低 9% 和 19%。

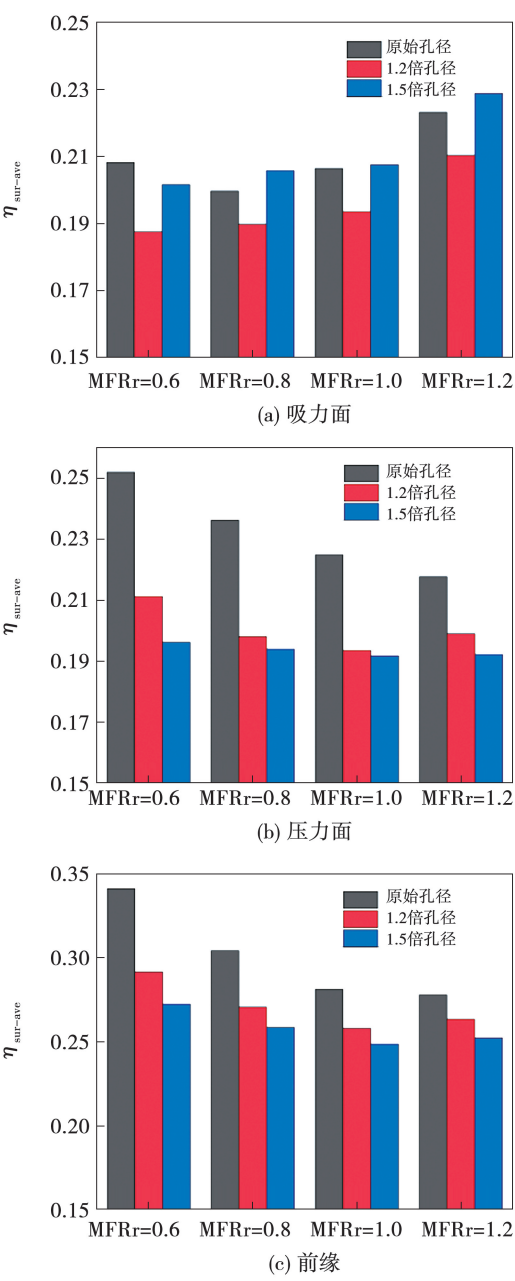


图 13 DR = 1.4、MFRr = 0.6 ~ 1.2 时的面平均气膜冷却效率
Fig. 13 Surface-averaged film cooling effectiveness at DR = 1.4, MFRr = 0.6 ~ 1.2

DR = 3.0 时的面平均气膜冷却效率如图 14 所示。由图 14 可知,在 DR = 3.0 时,随着孔径的增加,叶片前缘吸力面面平均气膜冷却效率先减小后增加,孔径扩大 1.2 倍时约减小 17%,孔径扩大 1.5 倍时约增加 4%。叶片前缘压力面面平均气膜冷却效率随着孔径的增加先增加后减小,孔径扩大 1.2 倍时约增加 10%,孔径扩大 1.5 倍时约减小 11%。叶片前缘面平均气膜冷却效率随着孔径的增加一直降低,孔径扩大 1.2 倍和 1.5 倍时分别平均降低 10% 和 12%。

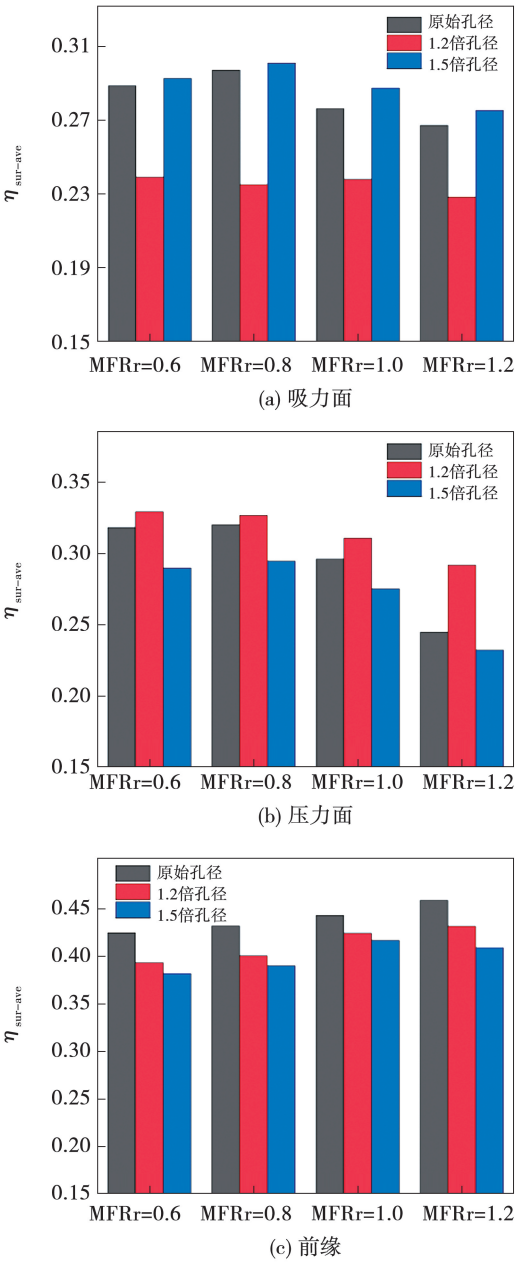


图 14 DR = 3.0、MFRr = 0.6 ~ 1.2 时的面平均气膜冷却效率

Fig. 14 Surface-averaged film cooling effectiveness
at DR = 3.0, MFRr = 0.6 ~ 1.2

3 结 论

本文采用压敏漆测量技术在保证开孔率一致的前提下,探究了在密度比为 1.4 和 3.0 时不同质量流率下孔径变化对气膜冷却效率的影响,获得了叶片前缘圆柱形孔的气膜冷却效率分布云图,并对其在吸力面、前缘和压力面展开分区域讨论,量化了孔径变化对前缘各分区冷却特性的影响程度,主要得出以下几点结论:

- (1) 无论在低密度比还是高密度比条件下,扩大孔径后,叶片前缘平均气膜冷却效率相比于原始孔径气膜孔都有不同程度的降低。
- (2) 叶片前缘吸力面在低密度比和高密度比条件下,扩大孔径后面平均气膜冷却效率均呈现降低后增加的趋势。低密度比条件下,孔径扩大 1.2 倍时面平均气膜冷却效率下降约 6%,孔径扩大 1.5 倍时面平均气膜冷却效率提升约 3%。在高密度比条件下,孔径扩大 1.2 倍时面平均气膜冷却效率下降约 17%,孔径扩大 1.5 倍,提升约 4%。
- (3) 在低密度比时,随着孔径的增加,叶片前缘压力面面平均气膜冷却效率持续下降,孔径扩大 1.2 倍和 1.5 倍时,面平均气膜冷却效率分别下降约 13% 和 16%。在高密度比时,随着孔径的增加,面平均气膜冷却效率先增加后减小,孔径扩大 1.2 倍时约提升 10%,孔径扩大 1.5 倍时约下降 11%。
- (4) 在低密度比条件下,原始孔径圆柱形孔在前缘各分区的气膜冷却效率均更具优势。在高密度比条件下,压力面侧 1.2 倍孔径圆柱形孔的气膜冷却效率最佳,在吸力面侧 1.5 倍孔径圆柱形孔最具优势。

参考文献:

[1] 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 structures of aeroengine air-cooled turbine blade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 1-23.

[2] 殷林林,陈云,宋伟,等. 高压涡轮导叶前缘冷却结构对流动和换热影响分析[J]. 热能动力工程,2024,39(8):30-40.
YIN Linlin, CHEN Yun, SONG Wei, et al. Influence of cooling structures at the leading edge on flow and heat transfer characteristics of a high pressure turbine guide vane[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2024, 39(8): 30-40.

[3] 韩枫,浦昊天,陈娇娜,等. 雷诺数与密度比对弯扭涡轮叶片前缘气膜冷却的影响[J/OL]. 航空动力学报:1-15.
HAN Feng, PU Haotian, CHEN Jiaona, et al. Effect of Reynolds number and density ratio on the leading edge film cooling of twisted turbine blade[J/OL]. Journal of Aerospace Power: 1-15.

[4] 赵丹,刘存良,朱惠人,等. 涡轮叶片前缘对冲孔排气膜冷却特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2017, 32(11): 2609-2618.
ZHAO Dan, LIU Cunliang, ZHU Hui ren, et al. Numerical studies

- on film cooling performance of turbine vane leading edge with counterinclined structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2609–2618.
- [5] YE L, LIU C, XU Z, et al. Experimental investigation on the adiabatic film effectiveness for counter-inclined simple and laid-back film-holes of leading edge[J]. Journal of Thermal Science, 2020, 29(2): 772–783.
- [6] 徐永发, 李广超, 何洪斌, 等. 带前缘对吹孔涡轮导向叶片气膜冷却特性实验[J]. 热能动力工程, 2022, 37(9): 22–30.
- XU Yongfa, LI Guangchao, HE Hongbin, et al. Experiment on film cooling performance of turbine guide vane with leading edge counter-inclined structure[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(9): 22–30.
- [7] 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.
- [8] 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): 28–40.
- 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): 28–40.
- [9] MOORE J D, HORNER M J, BOGARD D G. Adiabatic effectiveness and thermal field measurements of a shaped hole in the showerhead of a model turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(9): 091017.
- [10] GU M, LI H W, ZHOU Z Y, et al. A comprehensive investigation of the effect of hole diameter and number on film cooling performance of rotating blade leading edge[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 155(6): 109659.
- [11] LI W H, LI X Y, REN J, et al. Experimental investigation of wall thickness and hole shape variation effects on fullcoverage film cooling performance for a gas turbine vane[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 144: 349–361.
- [12] YE L, LIU C, LI B, et al. Detailed showerhead cooling effectiveness measurements on the notched leading-edge surface; Effect of freestream turbulence and density ratio[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2022, 135(5): 106142.
- [13] VERETENNIKOV S V, EVDOKIMOV O A, KOLESOVA A A, et al. Digital particle image visualization of the cooling film formation in a flow around the leading edge of a vane in a gas turbine engine[J]. Thermal Engineering, 2024, 71: 569–582.
- [14] CHOWDHURY N H K, QURESHI S A, ZHANG M J, et al. Influence of turbine blade leading edge shape on film cooling with cylindrical holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115(1): 895–908.
- [15] YE L, LIU C L, DU K, et al. Influences of groove configuration and density ratio on grooved leadingedge showerhead film cooling using the pressure sensitive paint measurement technique[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 190: 122641.
- [16] 王晨枫, 李国庆, 白晓辉, 等. 涡轮导叶吸力面气膜冷却掺混损失全三维分析[J]. 工程热物理论, 2025, 46(1): 104–113.
- WANG Chenfeng, LI Guoqing, BAI Xiaohui, et al. Total three-dimensional analysis of mixing loss due to film cooling in the suction surface of turbine guide vane[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2025, 46(1): 104–113.
- [17] 王晨枫, 李国庆, 刘 浩, 等. 涡轮叶片吸力面双排分区复合角气膜冷却特性[J]. 工程热物理论, 2024, 45(3): 792–802.
- WANG Chenfeng, LI Guoqing, LIU Hao, et al. Film cooling performance on suction side of turbine blade with two rows of subregional compound angle holes[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(3): 792–802.
- [18] BICAT D, STICHLING K, ELFNER M, et al. Experimental investigation of the influence of film cooling hole diameter on the total cooling effectiveness for cyclonecooled turbine blades[J]. Journal of the Global Power and Propulsion Society, 2023, 7: 200–210.
- [19] 由儒全, 权 胜, 陈文彬, 等. 气膜孔孔径变化对涡轮叶片全表面冷却特性影响研究[J]. 航空动力学报, 2025, 40(8): 20240533.
- YOU Ruquan, QUAN Sheng, CHEN Wenbin, et al. Effects of film hole diameter variations on the overall cooling performance of a rotating turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(8): 20240533.
- [20] GU M, LI H W, ZHOU Z Y, et al. A comprehensive investigation of the effect of hole diameter and number on film cooling performance of rotating blade leading edge[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 155(6): 109659.
- [21] 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, 2021, 186: 116047.
- [22] ZHOU J F, WANG X J, LI J. Influences of effusion hole diameter on impingement/effusion cooling performance at turbine blade leading edge[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 134: 1101–1118.
- [23] WANG R, YE L, ZHANG L J, 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.