

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.03.016

涡轮叶片表面温度场及综合冷却效果试验研究

邓丽君¹, 宣文韬², 钟博², 杨卫华²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 421002; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 涡轮叶片温度场分布受到气膜孔排布方式和内冷通道的影响, 涡轮叶片结构不同导致传热特性不同。为了更准确获得有气膜冷却条件下涡轮叶片综合传热特性, 设计试验方法在叶片中截面采用埋入式热电偶测温, 通过热电偶测温与红外测温结合获取更准确的温度场, 展开试验研究获得了流量比、温比和落压比对叶片综合冷却效率的影响规律。

关键词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜冷却; 温度场; 综合冷却效率

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2021)03-0442-07

Experimental Research on Surface Temperature field and Comprehensive Cooling Effect of Turbine Blade

DENG Lijun¹, XUAN Wentao², ZHONG Bo², YANG Weihua²

(1. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 421002, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The temperature field distribution of turbine blades is affected by the arrangement of film holes and the internal cooling channels. The different structures of turbine blades result in different heat transfer characteristics. In order to obtain the integrated heat transfer characteristics of turbine blades under film cooling conditions more accurately, the design test method uses embedded thermocouples to measure the temperature of the blade in the cross section and obtain a more accurate temperature field through the combination of thermocouple temperature measurement and infrared temperature measurement. The experiment is carried out to obtain the influence law of flow ratio, temperature ratio and pressure ratio on the integrated cooling efficiency of blades.

Key words: aero-engine; turbine blade; film cooling; temperature field; comprehensive cooling efficiency

随航空发动机的推力/功率逐步提高, 使涡轮叶片的工作温度逐渐增高, 过高的温度会使涡轮叶片发生蠕变甚至变形, 严重威胁到发动机的安全。如何降低涡轮叶片的表面温度成为科学研究的热点, 对涡轮叶片采取冷却措施是一种途径, 其中气膜冷却法是普遍采用的一种冷却方式。使用冷气可以降低涡轮叶片的表面温度, 但投入过多冷气会影响发动机性能, 因此投入研究用合适的冷气流量

来完成冷却至关重要^[1]。热电偶是常用的测温元器件, 将热电偶埋入被测物体表面不改变叶片表面获取表面温度常被用于科研试验。红外热像仪使用方便并且测量温度场的精度较高, 被科研人员广泛地运用在涡轮叶片温度场的测量中^[2]。文献[3]分析了红外精密度, 介绍了红外校正, 并通过研究证明红外测温的可行性, 且可利用数字图像处理技术得到冷却效率分布。马龙等^[4]使用红外测温进

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0003-0027)资助项目。

收稿日期: 2021-01-09; **修订日期:** 2021-04-30

通信作者: 杨卫华, 男, 博士, 教授, 博士生导师, E-mail: yangwh-sjtu@163.com。

引用格式: 邓丽君, 宣文韬, 钟博, 等. 涡轮叶片表面温度场及综合冷却效果试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(3): 442-448. DENG Lijun, XUAN Wentao, ZHONG Bo, et al. Experimental research on surface temperature field and comprehensive cooling effect of turbine blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(3): 442-448.

行层板实验。国外科研人员研究了端壁气膜冷却,发现气膜孔出流受到二次流压迫从叶盆流向叶背^[5]。侯亚东等^[6]研究平板气膜孔,通过红外热像仪获取热壁面的温度场。气膜出流特征对冷却效率的影响尤为重要,袁瑞明等^[7]通过对层板数值仿真分析了气膜孔分布不同对冷效的影响。Liu等^[8]通过瞬态液晶测量技术测量了薄膜的冷却特性。国外研究采取不均匀的湍流边界条件为圆柱状的薄膜冷却孔做了数值仿真^[9-10]。3D打印被用来制作航空零部件开展科学研究^[11]。国外近年通过红外测温研究了许多透平的综合冷却效果^[12]。贺宜红等^[13]研究了涡轮叶片内冷通道的优化设计,王培泉等^[14]研究发现叶片温度场分布受内部冷却和外表面换热共同影响,叶顶和前缘温度较高。

由上可知,国内外专家针对涡轮叶片气膜冷却特性的研究已经较为深入,取得了许多有益的成果,然而对于高温条件下涡轮叶片表面温度场的测量及综合冷却效率的研究,目前研究得还不够深入,因此需要对高温条件下叶片温度场的测量及综合冷却效率开展较为深入的研究,用来验证结构的合理性,同时提供进一步改进的依据。本文针对某型涡轮叶片,采用热电偶和红外热像测温技术相结合的方法,对表面温度场进行测量,并且得到了综合冷却效率的分布特征,总结了改变流量比、温比和落压比对综合冷效的影响。所得结果对涡轮叶片表面温度场和综合冷却效率的测量方法提供了借鉴。

1 试验件和试验系统

图1示出了综合冷效试验系统,主要包括主气流管路和次气流管路。从压气机流出的气流经过稳压罐以后分别进入试验主气流管道和次气流管道。在主气流管道内的气流依次通过阀门、孔板流量计、加热器后进入试验段;在次气流管道内的气流经过四通分为3股气流依次通过阀门、超声波流量计、冷凝器和换热器后流入叶片内冷通道进入试验段,分别给一个主要测量叶片和两个陪衬叶片提供气流。在试验段入口、出口及3股次流管道入口安装压力探针和热电偶,用来测量压力和温度。使用红外热像仪透过红外拍摄窗口分别在两个视角下获取涡轮叶片压力面、吸力面的温度场。

图2和图3分别示出了涡轮叶片试验件设计图和实物照片。为了保证测量涡轮叶片的流场,试验件采用3个叶片构成的两叶栅通道,中间叶片为测量叶片,叶片材料均为可承受高温高压抗氧化的镍基合金GH4169,在650~1 000℃高温下有较高

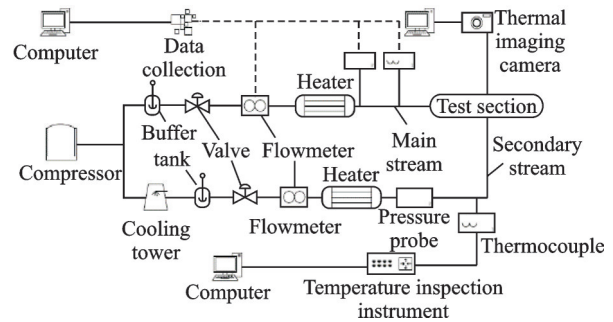


图1 综合冷效试验系统

Fig.1 Comprehensive cooling efficiency experimental setup

的强度,在涡轮叶片开槽埋入热电偶以后喷涂材料均为相同的镍基合金,并且打磨后不改变原来的涡轮叶片表面。冷却气流有3路,其中中间一路是中间测量叶片的冷气通道,其余两个冷却通道分别供给两侧叶片的冷却气流。为了能够准确标定红外热像仪的测量结果,在叶片的中截面沿叶片表面共布置16根0.5 mm K型铠装热电偶(精度 $\pm 0.1^\circ\text{C}$),其中叶盆、叶背各8根,具体的埋设位置如图2所示。热电偶测点位于50%叶高截面上,叶片沿叶高方向扭曲角度不大,表明热电偶测点可以对叶片表面红外测量结果进行较好校正。

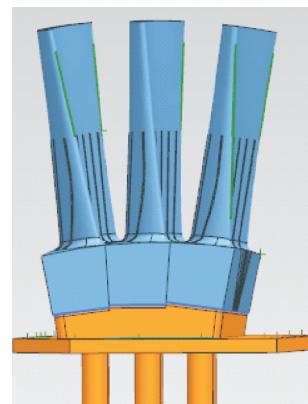


图2 涡轮叶片试验件设计图

Fig.2 Design of turbine blade test piece



图3 涡轮叶片实物图

Fig.3 Real picture of turbine blade

如图4和图5所示,在通道上壁面设计长方形的红外拍摄窗口,进行试验前在窗口内嵌入80 mm×90 mm×10 mm可承受高温的蓝宝石玻璃,为了能够清晰准确拍摄涡轮叶片温度场,在测量过程中,使用红外热像仪分别在两个视角下获取涡轮叶片压力面、吸力面的温度场。

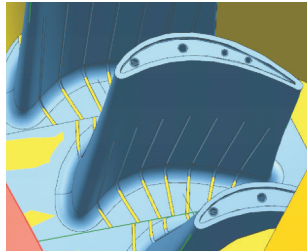


图4 涡轮叶片压力面红外拍摄视角

Fig.4 Infrared position of turbine blade pressure surface

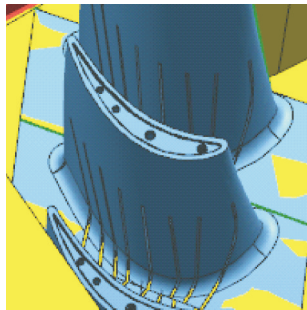


图5 涡轮叶片吸力面红外拍摄视角

Fig.5 Infrared position of turbine blade suction surface

2 试验参数与工况

2.1 试验参数

流量比

$$M = \frac{m_c}{m_g} \quad (1)$$

式中: m_c 为次流流量, m_g 为主流流量。

温比

$$K = \frac{T_g}{T_c} \quad (2)$$

式中: T_g 为主流温度, T_c 为次流温度。

落压比

$$\pi = \frac{P_{in}^*}{P_{out}} \quad (3)$$

式中: P_{in}^* 为试验段入口总压, P_{out} 为试验段出口静压。

综合冷却效率

$$\eta = \frac{T_g - T_w}{T_g - T_c} \quad (4)$$

式中 T_w 为叶片表面温度。

2.2 试验工况

如表1和表2所示分别为温比影响综合冷效

试验的试验工况和流量比影响综合冷效试验的试验工况。

表1 主次流温比影响试验参数

Table 1 Temperature ratio test parameters

温比 K	$m_g/$ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	$T_g/$ K	$T_c/$ K	$m_c/$ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	流量比 M
1.8	0.34	615	342	0.005 4	0.016
1.9	0.34	615	324	0.005 4	0.016
2.0	0.34	615	308	0.005 4	0.016
2.1	0.34	615	293	0.005 4	0.016

表2 主次流流量比影响试验参数

Table 2 Flow ratio test parameters

流量比 M	$m_g/$ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	$T_g/$ K	$T_c/$ K	$m_c/$ ($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	温比 K
0.005	0.34	615	293	0.001 7	2.1
0.016	0.34	615	293	0.005 4	2.1
0.025	0.34	615	293	0.008 5	2.1
0.035	0.34	615	293	0.011 9	2.1

3 误差分析与红外修正

3.1 误差分析

根据误差传递规律,含有 n 个独立变量 X ,函数 $Y=f(X_1, X_2, \dots, X_n)$ 的误差为

$$\Delta Y(\Delta X_1, \Delta X_2, \dots, \Delta X_n) =$$

$$\sqrt{\left(\frac{\partial Y}{\partial X_1}\right)^2 \Delta X_1^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial X_2}\right)^2 \Delta X_2^2 + \dots + \left(\frac{\partial Y}{\partial X_n}\right)^2 \Delta X_n^2} \quad (5)$$

式中: $\Delta X_1, \Delta X_2, \dots, \Delta X_n$ 分别为独立变量 X_1, X_2, \dots, X_n 的绝对误差。根据式(4)和式(5),叶片综合冷却效率的绝对误差为

$$\Delta \eta =$$

$$\sqrt{\frac{(T_g - T_w)^2 (\Delta T_g^2 + \Delta T_c^2)}{(T_g - T_c)^4} + \frac{\Delta T_w^2}{(T_g - T_c)^2}} \quad (6)$$

试验采用红外热像仪测量叶片表面温度,主流温度及次流温度均采用铠装K型热电偶测量,测温范围在200~1 300 K时,允差值为±2.5 K。 $\Delta T_g=2.5$ K, $\Delta T_c=2.5$ K, $\Delta T_w=2.5$ K。因散热的作用,使得 ΔT_w 应更大些,试验时温度较高,估算因散热而引起的温度误差为3 K。叶片平均壁温通过红外热像仪进行测量,红外热像仪测温精度为±1%,红外误差为1.2 K,考虑散热,则 $\Delta T_w=4.2$ K。将上述数据代入式(6)中,得到最大误差为

$$\Delta \eta = \pm 0.018 \quad (7)$$

相对误差为

$$\left(\frac{\Delta \eta}{\eta}\right)_{\max} = \pm 3.82\% \quad (8)$$

3.2 红外修正

通过将热电偶测得叶片实际温度代入式(9)计算当地发射率,从而沿弧长方向分区进行发射率修正得到较为准确的红外温度场。

$$T_0 = \left\{ \frac{1}{\epsilon} [T_0'^n - (1 - \epsilon) T_u^n] \right\}^{1/n} \quad (9)$$

式中: T_0 为热电偶测得涡轮叶片的温度, T_0' 为红外测量涡轮叶片表面未修正的温度, T_u 为被测物体环境温度, ϵ 为发射率。

不同红外热像仪由于光谱响应和选择波段不同, n 值存在差异, 此次试验使用的 $1.5 \sim 5 \mu\text{m}$ 红外热像仪 n 值为 5.1。

4 试验结果与分析

4.1 涡轮叶片温度场分析

图 6 示出了标准工况即温比 $K=2.1$, 流量比 $M=0.016$ 时叶片温度场。在前缘附近较高, 这是因为前缘气膜孔流量不足, 并且直接受到主流的冲刷。在叶片压力面前缘近端壁区域, 由于外表面缺乏气膜覆盖以及内部流道没有强化换热措施(即该部分未设置肋片), 冷却气体对叶片降温较差, 表面温度较高。随后在压力面叶盆区域出现一个较为明显的低温区域, 这是由于该处内腔肋化通道进口段效应引起的强烈对流换热产生的。近尾缘处的冷气进气通道由于缩扩段的原因在入口处会产生较大的漩涡影响内部换热情况, 造成了尾缘处靠近端壁的高温区域。在叶片尾缘靠近叶尖处出现局部低温区域, 这是由于腔 1 气流经过弯头后流向腔 2 后该处冷气流量增大导致的。

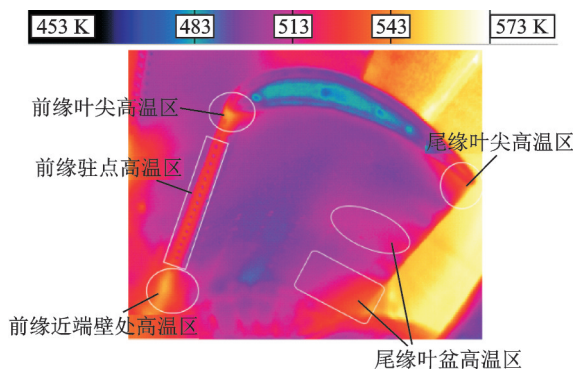


图 6 涡轮压力面温度分布

Fig.6 Temperature distribution of turbine pressure surface

如图 7 所示, 叶背气膜孔下游温度明显先降低后提高。对于叶背, 叶背两排气膜孔出流气体形成气膜沿着主流方向对叶片进行保护, 叶背温度逐渐降低, 随后温度又逐渐升高, 这是因为冷气量不足, 可在尾缘布置气膜孔优化冷却。可以看出, 叶片吸力面叶尖区域温度均处于较高水平。

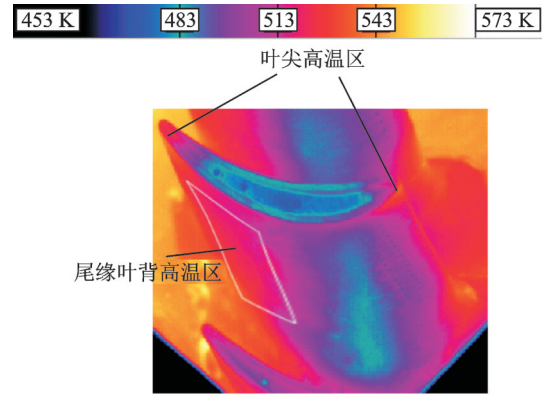


图 7 涡轮吸力面温度分布

Fig.7 Temperature distribution of turbine suction surface

4.2 热电偶与红外热像仪测量结果比较

图 8 示出了 η 的红外热像仪测量结果与热电偶测量结果的比较。可以看出, 由于叶片前缘驻点区域没有热电偶, 所以前缘驻点区域无热电偶测量结果, 在叶片其他位置均有热电偶测量结果。在求解叶片表面名义发射率时, 根据试验结果对求解公式进行修正后, 通过二者比较可以看出, 红外热像仪得到的结果与热电偶测量结果基本一致, 说明修正发射率以后红外温度场精度较高。图 8 中“X”指测点距叶片前缘驻点的弧长; “S”指叶片总弦长。

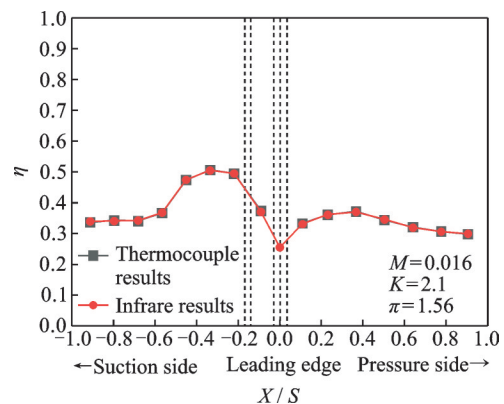


图 8 红外热像仪测量结果与热电偶测量结果比较

Fig.8 Comparison of measurement results of infrared thermal imager and thermocouple

4.3 流量比对叶片综合冷却效率影响

如图 9 所示, 主流温度为 615 K 时 4 个 M 下叶盆、叶背的温度场, 当 $M=0.016 \sim 0.035$ 时, 流量比提高对温度场的影响规律是一致的, 随着流量比提高, 气膜附近低温区逐渐扩大, 但没有产生新的低温区, 主次流量比提高使得前缘附近的温度降低。当 $M=0.005$ 时, 叶片温度较高, 这是因为冷气不足。

图 10 示出了 M 对 η 影响试验的热电偶测量结果和红外热像测量结果得出的综合冷效变化规

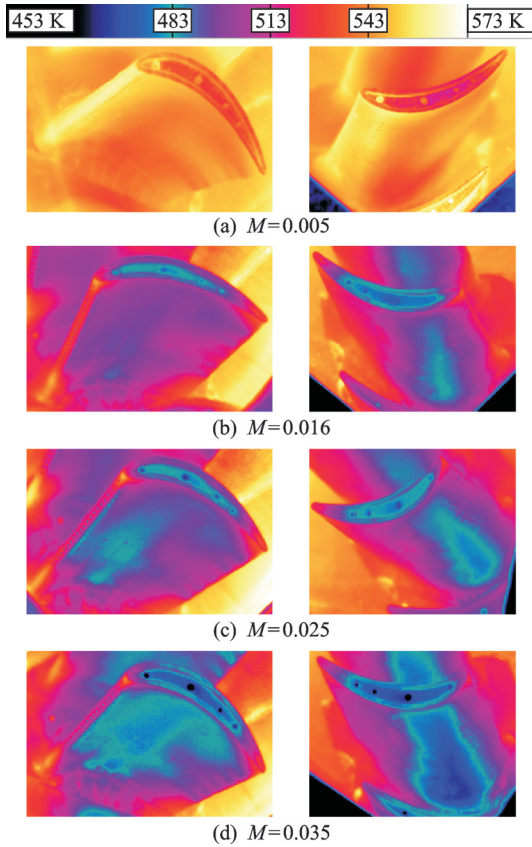
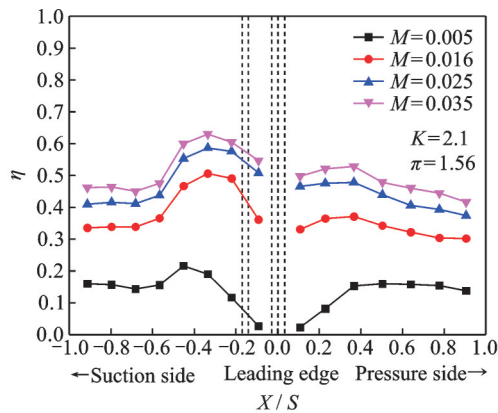
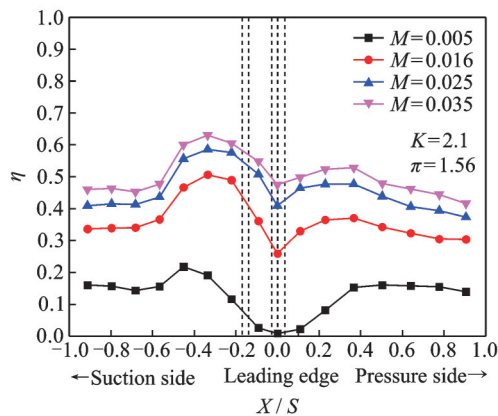


图9 不同流量比时涡轮叶片表面温度场

Fig.9 Temperature field of turbine blade surface under different flow ratio



(a) Effect of flow rate ratio on the test results of thermocouples



(b) Effect of flow rate ratio on infrared measurement results

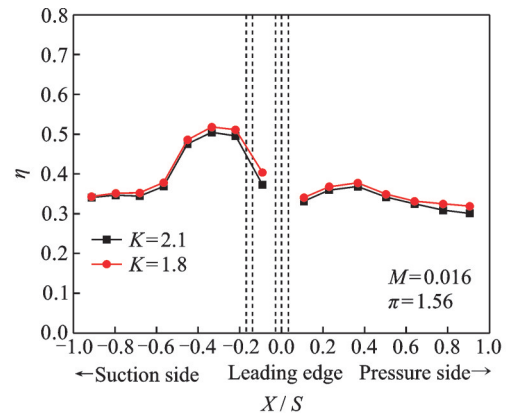
图10 流量比对综合冷效影响

Fig.10 Effect of flow rate ratio on comprehensive cooling efficiency

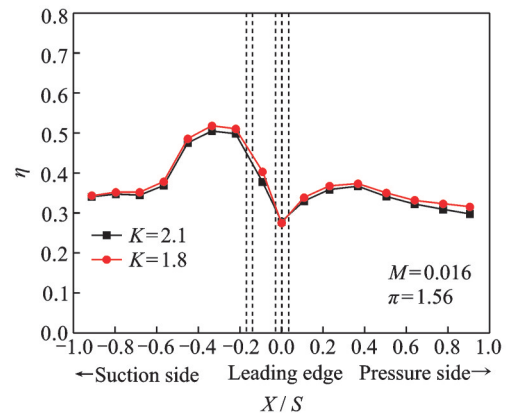
律。可见, M 从 0.016 增大到 0.035 过程中, 综合冷却效率变化规律一致, 这是因为 M 改变未使外表面流动特征发生较大改变; M 增加, 综合冷效增大, 这是因为冷气流量变大使得更多的气膜覆盖阻隔了主流, 同时增大了冷气流量, 腔内交换大量热, 因此表面温度降低, 综合冷效提高。当 M 为 0.005 时, 前缘出气量不足, 导致温度较高, 综合冷却效率接近零。

4.4 温比对叶片综合冷却效率影响

图 11 为综合冷效在不同 K 下的沿程变化关系图, 图 11(a)、图 11(b) 分别为主流温度为 615 K 时温比影响试验热电偶测量结果和红外热像仪测量结果。试验采用调节次流入口温度的方式完成对温比的调节, 不改变燃气入口温度, 温比升高即调低次流温度。图中可见叶背处的综合冷效最高达到了 0.52, 图中温比变化后综合冷效变化甚微, 可见温比对综合冷效影响很小, 这是因为主次流的流动特征没有改变。



(a) Effect of temperature ratio on thermocouple measurement results



(b) Effect of temperature ratio on infrared measurement results

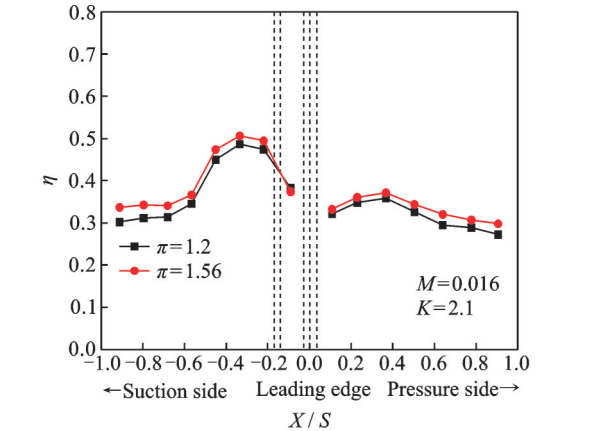
图11 温比对综合冷效影响

Fig.11 Effect of temperature ratio on comprehensive cooling efficiency

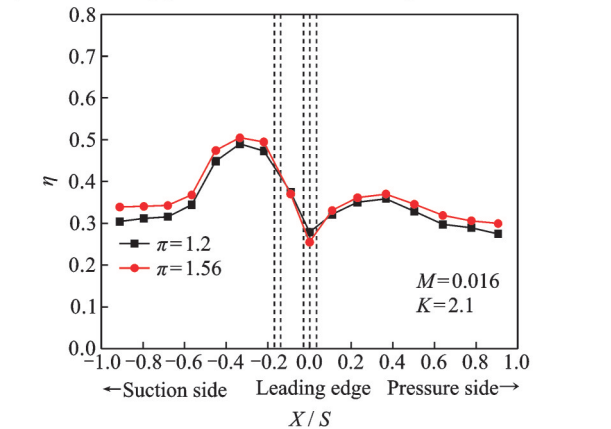
4.5 落压比对叶片综合冷效影响

如图 12 所示, 叶片综合冷效随 π 的变化关系, 其中, 图 12(a)、图 12(b) 分别为主流温度为 615 K

时落压比影响试验热电偶测量结果和红外热像仪测量结果。可以看出,当 $M=0.016$ 时,落压比增大,则综合冷效提高。由于 M 恒定, π 增加则次流流量增大,使得腔内的对流换热增强,而且气膜冷气温度降低,冷气覆盖在涡轮叶片表面,减少了对流换热,所以落压比增大则叶片温度更低,综合冷效略有提高。



(a) Effect of drop pressure ratio on thermocouple measurement results



(b) Effect of drop pressure ratio on infrared measurement results

图 12 落压比对叶片综合冷效影响

Fig.12 Effect of drop pressure ratio on comprehensive cooling efficiency of blade

4.6 叶片平均冷却效率

为了充分比较 M 、 K 、 π 与叶片综合冷效的变化关系,将叶片各测点得到的综合冷却效率按照叶片弧长进行平均,得到叶片平均综合冷却效率。图 13~15 分别为 M 、 K 、 π 对叶片平均综合冷效的影响。可以看出,对叶片平均综合冷效影响最大的因素是 M ,由图 13 可以看出,随着 M 的增加,叶片平均综合冷却效率逐渐升高,当 $M=0.005$ 时, $\eta=0.125$,而当 M 为 0.035 时, η 升高到 0.424 。由图 14 可以看出, K 对 η 的变化甚微,在温比为 1.8 时,叶片对应的平均综合冷却效率为 0.321 ,而温比为 2.1 时,叶片对应的平均综合冷却效率为 0.315 ,变化甚微。由图 15 可以看出, π 的变化对 η 有影响但影响

甚微,随着 π 的增加,叶片平均综合冷却效率略有增加,具体而言,当落压比为 1.2 时,叶片对应的综合冷却效率为 0.301 ,当落压比为 1.56 时,叶片对应的综合冷却效率为 0.315 ,变化较小。

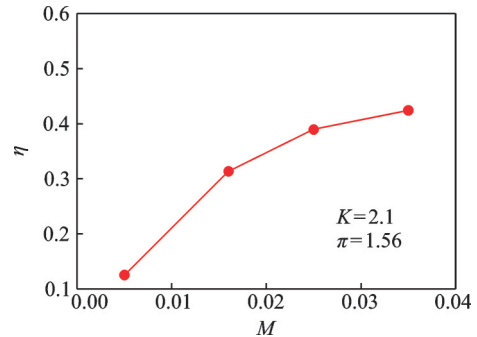


图 13 流量比对平均综合冷效的影响

Fig.13 Effect of flow rate ratio on average comprehensive cooling efficiency

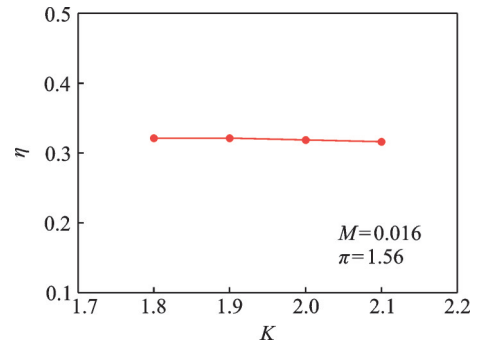


图 14 温比对平均综合冷效的影响

Fig.14 Effect of temperature ratio on average comprehensive cooling efficiency

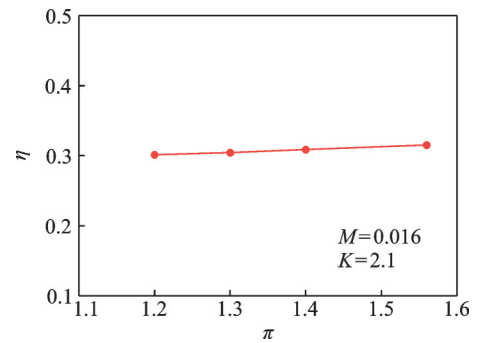


图 15 落压比对平均综合冷效的影响

Fig.15 Effect of drop pressure ratio on average comprehensive cooling efficiency

5 结 论

(1) 由于叶片前缘和尾缘表面缺乏气膜覆盖,叶片前缘及尾缘的叶尖和叶根存在高温区,在内流道附近叶身温度有所降低。

(2) 流量比对叶片表面综合冷却效率有较大影响。随流量比增加,冷气量增加,内部换热能力增强,表面形成的气膜覆盖面积亦随着扩大,叶片

表面温度降低,冷却效率变大,叶片表面平均综合冷却效率由0.12逐渐增加到0.424。

(3)温比对综合冷却效率的影响较小,在前缘位置处,综合冷却效率在前缘位置最小,约为0.28,在叶背两排气膜孔后的低温区达到最大值约为0.52。平均综合冷却效率基本维持在0.31~0.32。

(4)随落压比增加,叶片表面温度有所降低,但对叶片表面综合冷却效率影响较小。平均综合冷却效率基本保持在0.3~0.32。

参考文献:

- [1] 倪萌,朱惠人,裘云,等.航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J].燃气轮机技术,2005,18(4):25-33,38.
NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Review of aero-turbine blade cooling technologies[J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(4): 25-33, 38.
- [2] 王超,苟学科,段英,等.航空发动机涡轮叶片温度测量综述[J].红外与毫米波学报,2018,37(4):501-512.
WANG Chao, GOU Xue ke, DUAN Ying, et al. A review of aero-engine turbine blade temperature measurement[J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2018, 37(4): 501-512.
- [3] WANG J H, MESSNER J, STETTER H. An experimental investigation of transpiration cooling Part II : Comparison of cooling methods and media[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2004, 10(5): 355-363.
- [4] 马龙,王建华,吴向宇,等.利用红外技术进行层板冷却特性实验研究[J].航空动力学报,2008(4): 657-661.
MA Long, WANG Jianhua, WU Xiangyu, et al. Experimental investigation of the cooling performance of lamilloy using infrared thermal maging technique [J]. Journal of Aerospace Power, 2008(4): 657-661.
- [5] TAKEISHI K, MATSUURA M, AOKI S, et al. An experimental study of heat transfer and film cooling on low aspect ratio turbine nozzles[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(3): 488-496.
- [6] 侯亚东,单勇,李江宁,等.各向异性复合材料平板气膜冷却特性实验和数值研究[J].航空动力学报, 2017, 32(10): 2384-2393.
HOU Yadong, SHAN Yong, LI Jiangning, et al. Experimental and numerical studies on the film cooling characteristics of anisotropic composite plates[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2384-2393.
- [7] 袁瑞明,浦健,王位,等.温比对第一级导叶端壁气膜冷却特性的影响[J].航空动力学报,2018,33(8): 1872-1879.
YUAN Ruiming, PU Jian, WANG Wei, et al. Effect of temperature ratio on film cooling characteristics at first-stage vane endwall[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1872-1879.
- [8] LIU Cunliang, YE Lin, ZHANG Fan, et al. Film cooling performance evaluation of the furcate hole with cross-flow coolant injection: A comparative study[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 164(2): 120457.
- [9] DUPUY D, PERROT A, ODIER N, et al. Boundary-condition models of film-cooling holes for large-eddy simulation of turbine vanes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 166(2): 120763.
- [10] MOHAMMADI-AHMAR A, MOHAMMADI A, RAISEE M. Efficient uncertainty quantification of turbine blade leading edge film cooling using bi-fidelity combination of compressed sensing and Kriging[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020, 162(12): 120360.
- [11] 中良.3D打印在航空制造中的应用与创新[J].世界制造技术与装备市场,2019(2):90-94.
ZHONG liang. Application and innovation of 3D printing in aviation manufacturing [J]. World Manufacturing Engineering & Market, 2019(2): 90-94.
- [12] RHEE D H, KANG Y S, CHA B J, et al. Overall cooling effectiveness measurement on pressure side surface of the nozzle guide vane with optimized film cooling hole arrangements[C]//Proceedings of Turbomachinery Technical Conference and Exposition. North Carolina: [s.n.], 2017.
- [13] 贺宜红,陈燕,陈文彬,等.泡状隔板对涡轮叶片内冷通道换热和流阻的影响[J].南京航空航天大学学报, 2020, 52(4): 559-571.
HE Yihong, CHEN Yan, CHEN Wenbin, et al. Effect of bubbled-shaped divider wall in turbine blade on heat transfer and pressure drop [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(4): 559-571.
- [14] 王培泉,郭吴雁,李杰,等.涡轮导向叶片综合冷却效率实验研究[J].推进技术,2019,40(7):1568-1576.
WANG Peixiao, GUO Haoyan, LI Jie, et al. Experimental investigation on overall cooling effectiveness of turbine guide vane [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1568-1576.

(编辑:夏道家)