# 涡轮叶片综合冷却效率实验研究\*

钟博1,郭昊雁2,魏景涛1,杨卫华1

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏南京 210016;2. 北京动力机械研究所,北京 100074)

摘 要:为了研究气冷涡轮叶片综合冷却效率及其影响因素,采用红外热像仪对叶片表面温度场进 行了测量,同时在叶片中截面布置了15支热电偶用于校准红外热像仪的测量结果,获得了叶片表面温 度场分布以及流量比、温比和落压比对叶片综合冷却效率的影响规律。实验结果表明:叶片温度场分布 受内部冷却和外表面换热共同影响,叶片前缘与叶尖处于较高温度状态;在实验工况内,增加流量比可 以有效提高叶片综合冷却效率,流量比从0.02增加到0.07时,平均综合冷却效率从0.426升高到0.645, 提高了51.4%;温比对综合冷却效率影响不明显,但大温比可以降低叶片温度;落压比从1.3增加到1.5 时,平均综合冷却效率由0.524上升至0.565,升高了7.8%。

关键词:航空发动机;涡轮叶片;气膜冷却;综合冷却效率;红外修正 中图分类号: V231.1 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2021) 02-0335-09 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190636

# Experimental Investigation on Integrated Cooling Efficiency of Turbine Blade

ZHONG Bo1, GUO Hao-yan2, WEI Jing-tao1, YANG Wei-hua1

(1. College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract**: In order to study the integrated cooling efficiency of air-cooled turbine blade and its influencing factors, the infrared thermal imager was adopted for the measurement of blade surface temperature field, and 15 thermocouples were set up in the middle section of the turbine blades for calibration, obtaining accurate surface temperature field distribution. The influences of flow ratio, temperature ratio and pressure ratio on the blades integrated cooling efficiency were thus deduced. The experimental results show that the temperature field distribution of the blade is affected by both internal cooling and external surface heat transfer, with the leading edge and the tip part of blade at a higher temperature state. Under experimental conditions, the integrated cooling efficiency of the blade is effectively improved by increasing the flow ratio. With the flow ratio increases from 0.02 to 0.07, the arc-averaged integrated cooling efficiency rises from 0.426 to 0.645, which means a growth of 51.4%. Although the large temperature ratio can reduce the blade temperature, the temperature ratio is found having no obvious effect on the integrated cooling efficiency. When the pressure ratio increases from 1.3 to 1.5, the arc-averaged integrated cooling efficiency. When the pressure ratio increases from 1.3 to 1.5, the arc-averaged integrated cooling efficiency is provided.

作者简介:钟 博,硕士生,研究领域为航空发动机热端部件热防护技术。E-mail: zhbnuaa@163.com

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-09-17;修订日期: 2019-12-31。

通讯作者:杨卫华,博士,教授,研究领域为航空发动机热端部件热防护技术。E-mail: yangwh-sjtu@163.com

**引用格式:**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 Hao-yan, WEI Jing-tao, et al. Experimental Investigation on Integrated Cooling Efficiency of Turbine Blade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):335-343.)

Key words: Aero-engine; Turbine blade; Film cooling; Integrated cooling efficiency; Infrared calibration

# 1 引 言

航空发动机主要性能指标循环工和热效率均随 涡轮前温度的升高而增加<sup>[1]</sup>。合理的提高涡轮前温 度成为航空发动机的主要发展方向,但同时对涡轮 能够承受的高温极限也提出了更高的要求,现有材 料必须采用高效的冷却技术才能满足涡轮需要<sup>[2]</sup>。 涡轮叶片冷却研究一方面是发展新型冷却结构和挖 掘现有冷却结构潜力,另一方面是对真实叶片进行 相似条件下的吹风试验,研究气冷涡轮叶片综合冷 却效率及影响因素,优化冷却结构设计和冷却气量 分配。

涡轮叶片冷却结构主要分为内部换热冷却和外 部气膜冷却。Han等<sup>[3]</sup>对旋转条件下肋化通道的换 热特性进行了总结,指出斜置肋片的换热效果均优 于90°肋片,并描绘出科氏力与惯性力共同作用下气 体的螺旋形运动轨迹。文献[4-5]采用实验的方法 研究了几何和流动参数对高阻塞比肋化通道换热特 性的影响,雷诺数与阻塞比有利于通道的强化换热, 而肋的几何参数影响存在最优值。扰流柱冷却在叶 片尾缘得到了广泛应用,大多数扰流柱形状相比圆 柱形状很难同时兼并换热与压损两大关键因素,圆 形绕流柱的高度在一定范围内可以有效提高局部换 热<sup>[6-8]</sup>。冲击冷却可以强化叶片内表面换热,从而降 低叶片温度,冲击孔在距压力面越近时换热越好[9], Taslim 等<sup>[10-11]</sup>研究发现横流的作用使冲击换热效果 减弱,而组合的冲击与气膜冷却中气膜出流的抽吸 作用使得冷却效果更优。文献[12-15]针对雷诺数、 湍流度、吹风比、气膜孔位置、气膜孔排布和气膜孔 形状等因素,对叶片外部的气膜冷却特性已经进行 了大量研究。冷却气体流出气膜孔后有着十分复杂 的流动现象,产生的肾形涡阻碍气膜横向发展[16], Bunker<sup>[17]</sup>从孔形状出发减少肾形涡强度提高气膜冷 却效率,常艳等<sup>[18]</sup>在冷却气出流前增加突片强化气 膜冷却效率。以上研究为涡轮叶片冷却结构设计和 综合冷却效率优化提供了基础数据,但实际叶片设 计完成后需要大量实验来验证其合理性,综合冷却 效率是评价叶片冷却设计有效性的核心指标<sup>[19]</sup>。邵 静等<sup>[20]</sup>对具有复合冷却结构的涡轮一级导叶进行研 究发现,叶片综合冷却效率随流量比增大而增大,受 温比和雷诺数影响很小,文献[21]同样发现温比对 叶片综合冷却效率影响不明显。红外热像仪测量可 以得到较全面的表面温度场分布,在测温实验中得 到了广泛应用。Rhee等<sup>[22]</sup>采用红外热像仪研究了多 种冷却结构叶片的压力面综合冷却效率。国内学者 也采用红外热像仪对叶片综合冷却效率进行了研 究,在进出口压比、温比、流量比和湍流度等气动参 数中,流量比对涡轮叶片综合冷却效率最明显<sup>[23-25]</sup>。

以往针对叶片综合冷却效率实验多采用热电偶 或红外热像仪单一测量,热电偶测量表面温度信息 较少,且叶片表面焊接热电偶影响主流流动特征,红 外热像仪可以获得叶片表面温度分布,但受拍摄角 度和测量环境等因素影响,拍摄视角与被测表面法 向夹角需小于60°,而叶片表面是一个复杂空间曲面 且实验温度较高,实际红外测量误差较大。本文结 合热电偶与红外测量优势,在叶片表面埋设热电偶 用于校正叶片不同区域的红外温度,从而得到较准 确的叶片表面温度分布,对使用红外测量叶片综合 冷却实验具有一定参考价值,同时实验结果为优化 叶片冷却结构设计和冷却气量分配提供依据。

#### 2 实验系统及实验方法

#### 2.1 实验系统

实验系统如图1所示,主要包括主气流管路和二 次气流管路。对于主气流管路,从压气机流出的空 气进入稳压罐,使气流保持均匀稳定,然后流经孔板 流量计,再由电加热器将气流加热至所需温度后进 入试验段。试验段主流入口布置有压力探针和热电 偶,用以测量主气流温度和压力。二次流管路包括 阀门、流量计、加热器和测温热电偶,测量叶片由罗 茨流量计精确控制次流流量。气流通过稳压罐进入 二次流管路,调节管路上的阀门和电加热器从而控 制进入实验段的冷气质量流量和温度。试验段开设 有红外窗口,涡轮叶片壁面温度由壁面埋设的热电 偶和红外热像系统同时测量。

#### 2.2 叶片实验件

为避免叶片表面直接焊接热电偶对测量造成影响,在叶片表面用电火花开设深度为0.55mm深的热电偶槽,埋设15支直径为0.5mm的K型铠装热电偶,位置如图2所示,其中压力面8根,吸力面7根。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,根据前期试验,通过在叶片表面10%,50%



和90% 叶高截面处粘贴热电阻测量得到不同位置名 义发射率结果如图3所示,图中横坐标为叶片表面的 无量纲长度,可以看出不同叶高截面之间名义发射 率基本一致,认为50% 叶高测点可以对全叶高红外 测量结果进行较好校正。热电偶采用激光焊固定好 后,在叶片表面喷涂与叶片相同材料的高温合金 (GH4169),填充热电偶与叶片间隙,热电偶上方涂层 厚度约为0.05mm,为叶片最小厚度处的2.7%,因此 根据傅里叶定律,涂层所导致的热电偶测量误差将 小于叶片厚度方向温度梯度的1.46%,根据实验结果 叶片外表面平均温度约为200℃,内冷通道壁面温度 取次流进口温度,则叶片厚度方向的温度梯度最大 为105℃/mm,因此涂层造成热电偶损失的测量精度 在实验条件下不超过0.8%,最终将此误差体现为叶 片表面热电偶的测量精度,用于计算测量结果的不 准确度,埋偶喷涂后实体叶片如图4所示。



Fig. 2 Configuration of test blade with thermocouples



Fig. 3 Nominal emissivity along different section plane



Fig. 4 Photos of test blade with thermocouples

### 2.3 红外测量修正方法

实验采用红外热像仪测量叶片表面温度分布, 其测量准确度受被测物体表面发射率、反射温度、测 量角度和介质性质(介质温度、发射率、透射率)等因 素影响,因此需要对红外热像仪测量结果进行修正。

红外热像仪通过接收被测物体表面辐射来计算 温度,根据其接收的辐射来源可分为:被测物体自身 辐射、环境反射辐射和介质辐射。红外热像仪接收 的辐射可以表示为

$$E_{\lambda} = A_0 d^{-2} \left[ \tau_{a\lambda} \varepsilon_{\lambda} L_{b\lambda} (T_0) + \tau_{a\lambda} (1 - \alpha_{\lambda}) L_{b\lambda} (T_u) + \varepsilon_{a\lambda} L_{b\lambda} (T_a) \right]$$
(1)

式中 $A_0$ 为热像仪最小空间角对应的目标可视面积,d为被测物体到热像仪之间的距离, $\varepsilon_{\lambda}$ 为被测物体表面发射率, $\tau_{a\lambda}$ 为介质透过率, $\varepsilon_{a\lambda}$ 为介质发射率。  $T_0$ 为被测物体表面温度, $T_u$ 为测量物体环境温度, $T_a$ 为介质温度。

文献[26] 推导出灰体表面真实温度的计算式为

$$T_0^n = \left\{ \frac{1}{\varepsilon} \left[ \frac{1}{\tau_a} T_0^{'n} - (1 - \varepsilon) T_u^n - \frac{\varepsilon_a}{\tau_a} T_a^n \right] \right\}$$
(2)

式中 T<sub>0</sub>为被测物体表面红外测量温度,不同红 外热像仪由于光谱响应和选择波段不尽相同,本实 验所采用的 3~5µm 热像仪 n 值为 6.4。

曲面红外测量中,由于被测物体表面与红外探测器成一定角度,最小立体角瞬时视场面积小于实际被测表面,被测表面测量等效面不满足漫反射假设,可将曲面红外测量等效为平面特征的瞬时视场偏转一定角度形成的平面红外测温。由文献[27]可知,可以通过得到名义发射率修正因壁面法向与测量方向之间夹角过大带来的红外测温结果的失真。

热电偶测温精度高,不受环境温度和角度等影响,本文将热电偶测量结果视为叶片表面实际温度, 通过式(2)计算叶片表面不同位置名义发射率,从而 对红外测温结果沿弧长方向分区进行发射率修正得 到较为准确的温度云图分布。图5为叶片中截面综 合冷却效率热电偶测量结果与校正后红外测量结果 对比,由试验结果看出,热电偶测量结果与红外测温 结果吻合很好,这说明求解和修正发射率的方法可 以很好地校正红外测温结果,进而大幅度提高红外 测温精度。



2.4 参数定义及工况

流量比定义为

$$B = \frac{m_c}{m_s} \tag{3}$$

式中m<sub>e</sub>为次流质量流量,m<sub>g</sub>为主流质量流量。 温比定义为

$$K = \frac{T_{\rm g}}{T_{\rm c}} \tag{4}$$

式中*T*<sub>s</sub>为主流温度,*T*<sub>s</sub>为次流温度。 落压比定义为

$$\beta = \frac{p_{\rm in}^*}{p_{\rm out}} \tag{5}$$

式中*p*<sup>\*</sup><sub>in</sub>为叶栅进口总压,*p*<sub>out</sub>为叶栅出口静压。 综合冷却效率定义为

$$\eta = \frac{T_{\rm g} - T_{\rm w}}{T_{\rm g} - T_{\rm c}} \tag{6}$$

式中T<sub>w</sub>为叶片表面温度。

按弧长平均的综合冷却效率定义为

$$\eta_{\text{ave}} = \frac{1}{S} \int_0^S \eta \, \mathrm{d}s = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^n \Delta S_i \, \eta_i \tag{7}$$

式中S为叶片外表面总弧长, $\Delta S_i$ 为测点i对应的弧长。

发动机设计点流量比 B 为 0.04, 温比 K 为 2.6, 落 压比β为 1.45。根据相似准则,实验时,设计点单叶 栅主流流量为 0.26kg/s,主流温度为 750K。实验工况 参数如表 1 所示,调节次流流量与温度实现流量比与 温比的变化,落压比的变化通过调节叶栅进出口阀 门开度实现。实验台在加热器出口处安装有蜂窝器 和整流网,用于改善来流均匀度。受热线风速仪测 量限制,冷效实验前在常温下测量了叶栅进口处的 湍流度Tu,在与冷效实验落压比为1.45相同流量和 相同雷诺数下时,测量结果分别为5.12%和4.93%, 不同落压比时,湍流度分别为4.65%,4.96%,4.93% 和5%,此次实验没有主要研究湍流度的影响,所以认 为实验时湍流度基本一致约为5%。

Table 1 Experimental conditions

Tu/%	β	Κ	В
5	1.30	2.7	0.02
	1.40	2.6	0.04
	1.45	2.5	0.06
	1.50	2.4	0.07

主流和次流温度以及叶片所埋设热电偶均采用 K型铠装热电偶,测量精度为0.5%。红外热像仪温 度测量范围0~600℃,光谱范围3~5µm,测量帧频为 210Hz,测量精度为1%。压力采用量程为0~240kPa 的压力扫描阀测量,测量精度为0.05%。根据误差分 析方法计算出本实验叶片表面温度不确定度为 2.54%,综合冷却效率不确定度为3.82%。

## 3 结果与讨论

#### 3.1 叶片温度场分析

图 6示出了设计工况下(B=0.04, K=2.6, β = 1.45) 叶片表面温度分布。可以看出,在叶片前缘驻点区 域 I, 气膜孔出流并未能有效降低前缘驻点区域的 温度,使得在驻点区域温度偏高。叶片压力面前缘 区域,气膜孔排布较多,气膜出流对叶片压力面前缘 区域的覆盖较好,使得此区域温度沿流动方向逐渐 降低,但前缘最后一排气膜孔下游区域Ⅱ,在叶片外 表面没有冷却气膜覆盖,同时内部冷却通道在进气 腔后段,冷却气体气量和品质都有所下降,叶片表面 温度升高。随后在压力面叶盆区域,第二个冷气进 口的冷却气通过内部换热有效降低了气膜孔前叶片 温度,其后的气膜层又对壁面进行了隔热保护,但随 着气膜影响减弱,压力面尾缘表面温度升高。叶盆 尾缘由于第三个冷气进口尺寸偏小导致进气量太 小,叶根处Ⅲ区不能得到充分冷却,温度偏高,叶盆 尾缘靠近叶顶部分由于有第二个进气腔部分冷却气 折转进入扰流柱区,温度有所降低,但是尾缘整体温 度偏高。可以明显看出,在前缘叶尖处出现一个高 温区,不仅如此,整个叶片的叶尖处均处于较高温度 状态下,且在前缘和尾缘区域叶尖高温区呈现扩大 的趋势。对于叶片吸力面,前缘出流气体形成气膜 沿着主流方向对叶片进行保护,但表面温度同时受 主流换热和气膜两个因素影响,使得叶背前部IV温 度变化趋势为逐渐降低,吸力面中部气膜孔由于出 流角较大,仅在气膜孔处温度有所降低,在尾缘区域 由于气膜失效同时内部冷却气量较少,叶片温度逐 渐升高。



# 3.2 流量比对叶片综合冷却效率的影响

图 7 为*K*=2.6,β = 1.45 时不同流量比下,叶片压 力面和吸力面的温度分布云图。由图可知,除了流 量比 0.02 的情况以外,随着主次流流量比的增加,叶 片表面的温度分布较为相似,温度较低的区域基本 集中在前缘以及有气膜孔附近的位置,涡轮叶片温 度随着主次流流量比的增加逐渐降低。当流量比为 0.02 时,由于次流流量过低,未能对叶片进行较好的 保护,叶片前缘直接受到高温主流的冲击,边界层较 薄,换热量较大,且前缘处主流压力较大,冷气出流 受阻,因此叶片表面温度分布与其它工况存在差异, 温度较高。

图 8 为流量比对叶片中截面综合冷却效率的影响,横坐标为叶片表面的无量纲长度,前缘为坐标原 点,负方向为压力面,正方向为吸力面。与温度场规



Fig.7 Infrared temperature contours at different mass flow ratio

律相似,除最小流量比外,不同流量比的综合冷却效 率变化趋势相同,流量比变化后叶片表面流动状况 并没有明显变化;随着流量比的增加,冷气流量增 加,气膜对叶片的保护作用越加明显,综合冷却效率 逐渐提高,冷气量的增加导致气膜层增厚,热阻变 大,换热量减小,同时冷却气流量增加,内部换热加 强带走更多热量,所以叶片表面温度下降,综合冷却 效率上升。最小流量比前缘实验结果与其他流量比 不相同,在于次流流量过小,而主流在前缘滞止压力 较大,冷却气前缘出流受阻,气膜保护作用不足,导 致温度升高。

图 9示出了按弧长平均的综合冷却效率随流量 比增大的变化规律,当流量比从 0.02 增加到 0.07 时, 平均综合冷却效率从 0.426 升高到 0.645,提高了 51.4%。虽然流量比增大,可以大幅度地提高综合冷



Fig. 8 Integrated cooling efficiency along the middle section plane at different mass flow ratio

却效率,但是冷却气量过大一方面使得部分气体失 去做功能力,另一方面也会带来较大的气动损失,实 际发动机设计中流量比是一个需要综合考虑和衡量 的变量,而不仅仅是冷却。



various mass flow ratio

## 3.3 温比对叶片综合冷却效率的影响

图 10 给出了 *B*=0.04,*β* = 1.45 时不同温比下,叶 片压力面和吸力面温度分布的云图。从图中可以看 到,叶片表面温度随着温比的增加而降低,各温比下 叶片表面温度分布情况类似,由于流量比与落压比 不发生变化,气膜对叶片表面覆盖的情况保持一致。 各温比下次流温度变化不大,所以叶片外部主次流 掺混气体和叶片温度变化很小,可认为叶片热侧对 流换热热阻、固体域的导热热阻和冷侧对流换热热 阻不变,根据牛顿冷却定律和傅里叶定律可知,主流 与叶片外表面温差与主次流温差成正比,所以次流 温度越低,叶片表面温度也就越低。

图 11 为不同主次流温比综合冷却效率沿表面的 变化曲线图,实验中保持主流进口温度不变,通过改 变次流进口温度实现温比的变化,次流温度随温比 的提高而降低。由图可知,不同温比下叶片表面综 合冷却效率大小几乎相同,温比并没有对综合冷却 效率产生较大的影响。图12给出温比由2.7降至2.4 时,平均综合冷却效率基本保持在0.556,如前文所分 析,随着温比的增加,叶片表面的温度有所降低,但 由于冷气温度变化不大,物性参数变化不明显,所以



Fig. 10 Infrared temperature contours at different temperature ratio





可认为综合冷却效率与主次流温比无关。

# 3.4 落压比对叶片综合冷却效率的影响

图 13为B=0.04,K=2.6时,不同落压比下,叶片压 力面和吸力面的温度云图。可以看出,随着落压比 的增大,叶片表面温度逐渐降低,但分布趋势相近。

![](_page_6_Figure_6.jpeg)

Fig. 12 Arc-averaged integrated cooling efficiency with various temperature ratio

![](_page_6_Figure_8.jpeg)

Fig. 13 Infrared temperature contours at different pressure ratio

虽然主流流量随落压比增大相应增加,但主次流流 量比保持不变,气膜流动状态基本不发生变化。次 流流量的增大,使得叶片内部得到了更充分的换热, 同时降低了气膜孔冷气出流的温度,气膜层温度降低,对叶片形成了更好的隔热保护,所以随着落压比 的增加,叶片表面温度逐渐降低。

图 14为落压比对叶片综合冷却效率影响规律,可 以看出,当冷气与高温主流流量比保持不变(m\_m\_= 0.04)时,随着落压比的增加,叶栅通道内高温气流流 动速度随之增大,相应地高温主流流量亦随之增加。 由于流量比保持不变,因此冷气流量亦随着落压比的 增大而增加,一方面使得冷气与叶片内部的对流换热 得以加强,另一方面叶片表面喷出的冷却气温度降 低,形成更高品质的冷却气膜层,从而更加有效阻隔 高温气流与叶片表面间的对流换热,因此叶片温度随 落压比的增加而降低,使得综合冷却效率略微增大。 由图 15 可知,当落压比从 1.3 增加到 1.5 时,平均综合 冷却效率由 0.524 上升至 0.565,升高了 7.8%。

![](_page_6_Figure_12.jpeg)

Fig. 14 Integrated cooling efficiency along the middle section plane at different pressure ratio

![](_page_6_Figure_14.jpeg)

Fig. 15 Arc-averaged integrated cooling efficiency with various pressure ratio

# 4 结 论

采用叶片表面埋设热电偶的方式,利用热电偶

和红外热像仪同时采集了叶片中截面温度和全表面的温度云图,研究了主次流流量比、温比和叶栅落压 比对叶片综合冷却效率的影响规律,研究结论如下:

(1)根据热电偶测量结果,求解叶片不同位置名 义发射率,分区修正红外温度云图结果良好,有效解 决了叶片表面与红外拍摄角度过大带来的测量结果 不准确问题。

(2)叶片温度场同时取决于内部冷却和外表面 换热,叶片前缘尽管布置有多排气膜孔,但主流在此 区域滞止,使得温度偏高,当流量比为0.02时,前缘 高温更加显著。叶尖由于没有得到较充分的冷却, 均处于较高温度状态。

(3) 在温比和落压比一定的条件下,增加流量比可以有效提高叶片综合冷却效率,当流量比从0.02 增加到0.07时,叶片平均综合冷却效率从0.426升高到0.645,增加了51.4%。

(4) 温比对叶片综合冷却效率影响不明显,但由 于温比增大,冷却气体温度降低,可以有效降低叶片 表面温度。叶栅落压比对综合冷却效率影响不大, 当落压比从1.3 增加到1.5时,平均综合冷却效率由 0.524上升至0.565,升高了7.8%。

在未来的工作中,将对旋转条件下涡轮叶片冷 却特性进行实验和数值研究,着重研究叶尖温度分 布与转速的关系。

**致** 谢:感谢北京动力机械研究所对本研究的资助与 支持。

#### 参考文献

- [1] 张靖周,常海萍. 传热学[M]. 北京:科学出版社, 2015.
- [2] 唐学智,李录平,黄章俊,等.重型燃气轮机涡轮叶 片寿命分析研究进展[J].燃气轮机技术,2015,28
   (3):6-13.
- [3] Han J C, Dutta S, Ekaad S. Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology[M]. USA:CRC Press, 2012.
- [4] 周明轩,薛树林,贺宜红,等.高阻塞比肋化通道对流换热特性实验研究[J].推进技术,2018,39(2): 335-341. (ZHOU Ming-xuan, XUE Shu-lin, HE Yihong, et al. Experiment Investigation on Convective Heat Transfer Characteristics of High Blockage Ribs Channel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39 (2): 335-341.)
- [5] 王培枭,孙瑞嘉,钟滨涛,等.叶片前腔高阻塞比肋 化通道换热特性实验研究[J].重庆理工大学学报(自 然科学),2019,33(4):174-181.
- [6] Chyu M K, Yen C H, Siw S S. Comparison of Heat

Transfer from Staggered Pin Fin Arrays with Circular, Cubic and Diamond Shaped Elements [C]. *Montreal: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*, 2007.

- [7] Dogrouz M B, Urdaneta M, Ortega A. Experiments and Modeling of the Hydraulic Resistance and Heat Transfer of In-Line Square Pin Fin Heat Sinks with Top By-Pass Flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2005, 48(23-24): 5058-5071.
- [8] Chyu M K, Siw S C, Moon H. Effects of Height-To-Diameter Ratio of Pin Element on Heat Transfer from Staggered Pin-Fin Arrays [C]. Florida: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2009.
- [9] Liu Z, Feng Z. Numerical Simulation on the Effect of Jet Nozzle Position on Impingement Cooling of Gas Turbine Blade Leading Edge [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(23-24): 4949-4959.
- [10] Taslim M E, Bethka D D. Experimental and Numerical Impingement Heat Transfer in an Airfoil Leading-Edge Cooling Channel with Crossflow[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1).
- [11] Taslim M E, Khanicheh A A. Experimental and Numerical Study of Impingement on an Airfoil Leading-Edge with and Without Showerhead and Gill Film Holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(2): 310-320.
- [12] 姚春意,朱惠人,付仲仪,等.主流湍流度对涡轮导 叶吸力面W型气膜孔冷却效率影响的实验研究[J]. 推进技术,2019,40(12):2783-2791.(YAO Chunyi, ZHU Hui-ren, FU Zhong-yi, et al. Experiment Investigation for Effect of Mainstream Turbulence on Film Cooling Effectiveness of W-Shaped Film Hole on Suction Side of a Turbine Guide Vane[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(12):2783-2791.)
- [13] 贺宜红,刘存良,宋 辉,等.不同湍流度下吹风比 对涡轮导向叶片吸力面气膜冷却的影响[J]. 航空动 力学报,2018,33(3):521-529.
- [14] 付仲议,朱惠人,姚春意,等.亚声速涡轮导叶前缘 气膜冷却特性实验研究[J]. 推进技术,2019,40(3): 583-592. (FU Zhong-yi, ZHU Hui-ren, YAO Chunyi, et al. Experiment Investigation of Leading Edge Film Cooling Characteristics of Subsonic Turbine Guide Vane [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(3): 583-592.)
- [15] 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.
- [16] Boyce M P. Gas Turbine Engineering Handbook [M]. UK: Butterworth-Heinemann, Elsevier, 2011.
- [17] Bunker R S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.

- [18] 常 艳,杨卫华,张靖周.突片形状对气膜冷却效率
   的影响[J].南京航空航天大学学报,2016,48(3):
   317-325.
- [19] 蓝占赣. 涡轮叶片综合冷却效果模拟实验方法研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2016.
- [20] 邵 静,李 杰,吴伟亮.复合冷却涡轮导叶的气热 耦合数值模拟[J].科学技术与工程,2014,14(5).
- [21] Venkatasubramanya S, Vasudey S A, Chandel S. Experimental Evaluation of Cooling Effectiveness of High Pressure Turbine Nozzle Guide Vane [C]. Mumbai: ASME 2012 Gas Turbine India Conference, 2012.
- [22] 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]. North Carolina: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [23] 李广超,莫唯书,张 魏,等.涡轮导向叶片综合冷却特性实验研究[J].推进技术,2018,39(12):2772-2778. (LI Guang-chao, MO Wei-shu, ZHANG Wei, et al. Experiment Investigation on Integrated Cooling Perfor-

mance of Nozzle Guide Vane[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2772-2778.)

- [24] 马 超,黄名海,葛 冰,等.高温风洞中空冷涡轮 叶片冷却特性的实验研究[J].推进技术,2016,37
  (3):496-503. (MA Chao, HUANG Ming-hai, GE Bing, et al. Experiment Investigation of Cooling Performance of Air-Cooled Turbine Blade in a High-Temperature Wind Tunnel[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016,37(3):496-503.)
- [25] 王培泉,郭昊雁,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 Pei-xiao, GUO Hao-yan, LI Jie, et al. Experiment Investigation on Overall Cooling Effective-ness Turbine Guide Vane[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1568–1576.)
- [26] 杨 立. 红外热像仪测温计算与误差分析[J]. 红外技 术, 1999, (4): 20-24.
- [27] 常国强,常海萍,王寅会,等.曲面红外测温方向性误差分析与修正方法[J].航空动力学报,2010,25
   (2):302-307.

(编辑:朱立影)