

基于流热耦合的燃气轮机透平叶顶冷却设计

何磊¹, 李月茹¹, 竺晓程², 杜朝辉²

(1. 上海电气燃气轮机有限公司燃气轮机研究所, 上海 200240; 2. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240)

摘要: 燃气轮机透平叶顶区域存在复杂的流动和换热问题, 承受很高的热负荷。为了降低透平动叶叶顶温度, 在透平叶顶现有结构的基础上提出气膜冷却和气膜+内冷通道冷却两种叶顶冷却方案, 并通过流热耦合计算分析冷却升级前后叶顶区域的换热和流动特性。研究发现: 叶顶气膜冷却方案可有效降低叶顶温度, 特别是叶顶前缘至中弦区域; 而气膜+内冷通道冷却方案基于外部气膜冷却, 结合内部冷却通道设计, 可进一步降低叶顶尾缘的温度; 与原型叶片相比, 气膜+内部冷气通道的复合冷却设计可以使叶顶尾缘最高温度降低 24 K。

关键词: 流热耦合; 气膜冷却; 复合冷却; 叶顶冷却

中图分类号: TK124 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.10.004

[引用本文格式] 何磊, 李月茹, 竺晓程, 等. 基于流热耦合的燃气轮机透平叶顶冷却设计[J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 27-32. HE Lei, LI Yue-ru, ZHU Xiao-cheng, et al. Research on cooling design of gas turbine blade tip based on conjugate heat transfer method [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 27-32.

Research on Cooling Design of Gas Turbine Blade Tip based on Conjugate Heat Transfer Method

HE Lei¹, LI Yue-ru¹, ZHU Xiao-cheng², DU Chao-hui²

(1. Research Institute of Gas Turbine, Shanghai Electric Gas Turbine Co. Ltd., Shanghai, China, Post Code: 200240;
2. School of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai, China, Post Code: 200240)

Abstract: Complex flow and heat transfer exist in the tip area of the turbine blades, the blade tip suffers extremely high thermal load. In order to reduce the turbine rotor blade tip temperature, two cooling schemes for blade tip of film cooling and film cooling plus inner cooling channel are proposed based on current turbine blade tip structure, the heat transfer and flow characteristics in this region are calculated and analyzed based on the conjugate heat transfer method before and after cooling update. The research shows that film cooling design can effectively reduce blade tip temperature, especially from leading edge to the mid-chord region on the blade tip; and the cooling scheme of film cooling plus inner cooling channel based on the external film cooling is combined with the internal cooling channel design, which can furtherly reduce the temperature at blade tip trailing edge. The results show that the composite cooling design which combined film cooling with internal cooling channel can make the maximum temperature of the tip trailing edge be reduced by 24 K compared with the original model.

Key words: conjugate heat transfer, film cooling, composite cooling, tip cooling

引 言

提高燃气轮机透平进口温度是获得更高热效率和更大输出功率最直接有效的方法。透平动叶暴露于高温、高速的燃气中,叶顶区域存在复杂的流动和换热问题,承受着很高的热负荷。从实际机组运行的经验来看,透平动叶叶顶烧蚀问题是较为常见的叶片失效方式,严重影响机组的运行安全。叶顶换热特性的研究对提高燃气轮机机组的安全可靠性、总体性能以及服役寿命具有重要意义。

由于叶顶区域空间有限,流动换热状况复杂,所以在叶顶设置冷气出流孔以保护叶片。近年来,许多研究人员致力于带气膜孔的叶顶间隙流动与换热的相关研究工作。其中,杜昆等人^[1]采用数值方法分析了动叶与外部端壁相对运动下的凹槽叶顶无气膜冷却和中弧线布置气膜孔冷却时的流动换热特性,发现气膜冷却随着凹槽深度加深而增强。肖东等人^[2]研究了凹槽深度、叶顶射流吹风比对凹槽叶顶气膜冷却特性的影响,获得叶顶平均气膜有效度的分布。李文等人^[3]通过数值方法研究叶顶冷却射流对叶顶泄漏流及涡轮性能的影响规律,分析了间隙流和泄漏涡流动规律及叶顶间隙对叶顶冷却射流和透平性能的影响。黄琰等人^[4]在3种叶顶结构中分析比较了单排及双排气膜孔的叶顶平均传热系数、气膜有效度及总压损失。王文三等人^[5]采用数值模拟方法,比较对转涡轮4种不同的叶顶冷却布置方案对叶顶传热的冷却性能以及气动特性的影响,发现气膜孔靠近压力面布置可以提高气膜冷却效率,降低主流的泄漏流量。虞跨海等人^[6]采用流热耦合方法,对冷却叶片叶顶冷气孔进行流动与传热的研究。发现冷却通道和冷却孔结构在叶顶位置直接影响冷却效果,叶顶射流对叶顶间隙的高温气体泄漏具有阻碍作用。韩昌等人^[7]利用压力敏感漆技术,测量了某F级重型燃气轮机一级动叶叶顶在不同间隙、主次流流量比及密度比下的气膜冷却效率。黄琰等人^[8]研究发现,叶顶中弧线孔内的冷却流对凹槽底部压力面区域的冷却效果较好,压力面侧孔内的冷却流则对肩壁和叶顶尾缘区域的冷却效果较好。Mhetra 等人^[9]研究压力面叶顶尖形

孔以及凹槽圆形孔对叶顶气膜冷却效率的影响作用。

本文以某F级重型燃气轮机透平动叶为研究对象,以气膜冷却及内外冷却相结合的技术手段,对动叶叶顶提出两种冷却设计结构,并针对各结构展开流热耦合分析计算,获得动叶叶顶冷却设计方案。

1 数值分析

1.1 几何模型

采用流热耦合数值方法对某F级燃气轮机透平带复合冷却结构的旋转叶片进行全三维建模计算分析,原型叶片及流道几何模型如图1所示。

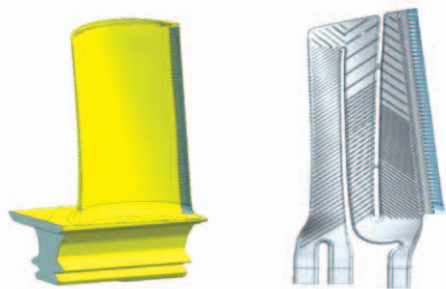


图1 原型叶片及内部通道

Fig. 1 Original blade and internal flow passage

1.2 网格划分

采用数值方法展开研究,数值计算域包括内部冷气流体域、外部燃气流体域和叶片固体域。使用ICEM软件进行网格划分,采用非结构化网格,以适应气膜孔、凹槽等复杂的小尺寸结构。通过局部使用小尺度细网格和壁面使用三棱锥网格加密的方法,完成模型的网格划分。对计算域加密后的网格如图2所示,生成网格总单元数约6 300万,壁面第一层网格的 y^+ 值控制在1以内。对生成的网格进行质量检查,网格正交性满足计算要求。

1.3 数学模型及边界条件

采用流热耦合计算方法模拟叶顶的流动换热,应用CFX软件,基于总体设计参数,给定主、次流边界条件,主、次流进口压比为1.79,主、次流进口温比为1.9,主流进出口总静压比为1.2。通过求解质量、动量、能量方程以及雷诺输运方程,对叶顶内外

表面的稳态传热进行计算。采用流固耦合方法,将不同区域中的热传递通过耦合界面组合起来,整场求解。应用 Menter 的 SST $k-\omega$ 湍流模型,采用自动壁面条件,保证在壁面与低雷诺数区域之间有良好的求解精度。叶片旋转速度为 3 000 r/min。主流和冷却气体设为具有恒定比热的理想气体,导热率和粘度遵从萨德兰公式。

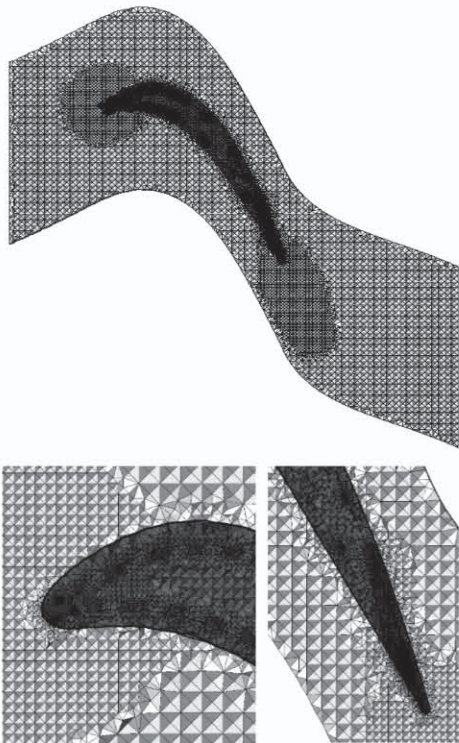


图 2 计算域网格

Fig. 2 Calculation region grids

2 叶顶换热特性数值计算结果与分析

2.1 无叶顶冷却结构的叶片

叶顶冷却升级前的表面温度分布如图 3 所示。此设计方案无叶顶局部冷却结构,导致叶顶附近的温度明显高于叶身其他区域,叶片的温度最高点位于叶顶。分析其原因,一方面由于叶顶吸力面燃气流速高,换热强,叶顶吸力面中弦区承受的热载荷较大;另一方面,冷气由叶片根部进口流经叶片内部到达叶片尾缘顶部时温度大幅提升(平均温度升高约 400 K),且冷气由沿程气膜孔及尾缘劈缝流出而不断减少,导致叶顶尾缘附近的冷气量少且温度高。

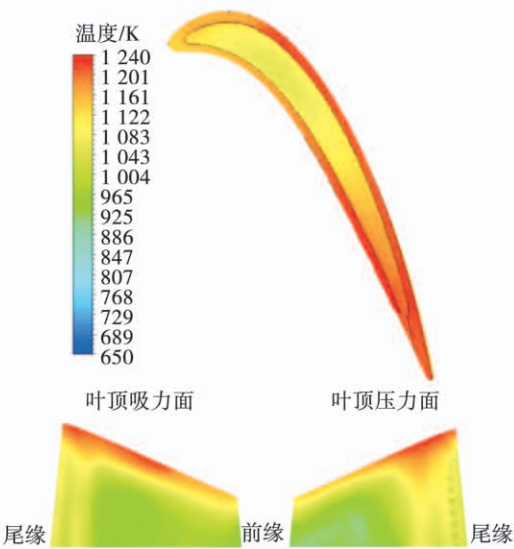


图 3 原型叶顶温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of original blade tip

图 4 为叶顶区域的三维流线图,可以观察到从凹槽叶顶泄漏的流体与主流相互作用形成泄漏涡的过程。从压力面侧进入凹槽的部分泄漏流体,由于受叶顶凹槽壁面的约束,在凹槽内部发生卷吸,形成小的旋涡结构,并继续向下游流动,导致凹槽底部区域的流动和换热非常复杂。图 5 为叶片凹槽壁面的极限流线及 25%、50% 和 75% 3 个轴向弦长(ax)平面的流线和压力云图,泄漏流动在 25% 轴向弦长平面上凹槽吸力面侧形成附着流动,而靠近压力面侧由于凹槽旋涡的作用形成分离流动。凹槽靠近尾缘的泄漏流动在凹槽内部形成堆积,极限流线中存在奇点。

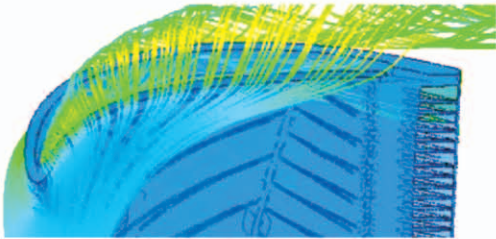


图 4 三维流线

Fig. 4 Three-dimensional streamline

图 6 给出流热耦合计算得到的叶顶斯坦顿数分布。可以看出,高斯坦顿数区位于叶顶凹槽平面的前部、凹槽平台内靠近吸力面 25% 弧长位置及尾缘出口区域,说明该区域的固体壁面与高温燃气之间

的对流换热更强烈,温度更高,承受的热载荷更大。所以在对叶顶进行冷却设计时,需要对以上高热负荷区进行重点冷却保护,即高斯坦顿数区域是后续叶顶冷却孔布置的首选位置。通过在高斯坦顿数区域设置气膜孔,使低温气体形成气膜,覆盖叶顶高热载荷区,达到降低叶顶温度的目的。

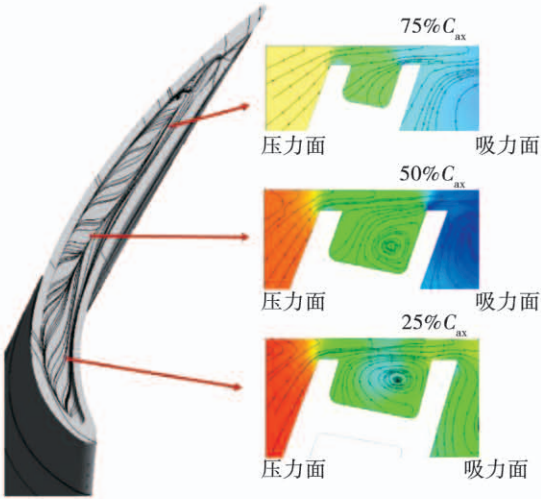


图 5 原型叶顶间隙中的流动结构

Fig. 5 Flow structure in the tip clearance of original blade

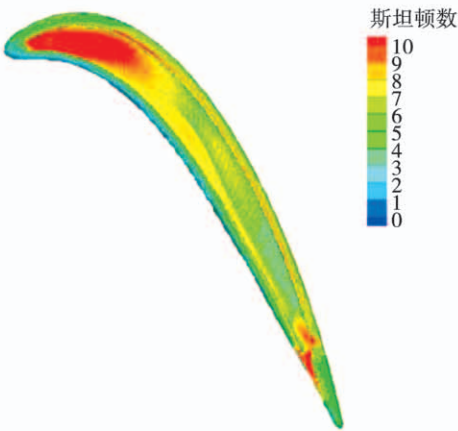


图 6 叶顶斯坦顿数分布

Fig. 6 Stanton number distribution in the blade tip

2.2 叶顶气膜冷却方案(方案 1)

针对叶顶高温现象,结合叶顶区域的流动换热特点,提出叶顶气膜冷却方案,在上述高换热区设置冷气孔,以加强叶顶区域的冷却保护。方案 1 的几何模型如图 7 所示。叶顶吸力面前缘至喉口范围布置气膜孔,孔数为 7,孔径为 0.7 mm,孔间距为 6 倍

孔径;叶顶压力面全弦长范围布置气膜孔,孔数为 12,孔径为 0.7 mm,考虑冷气叠加效应,从前至后孔间距逐渐增大,沿流向孔间距由 9 倍孔径增加至 18 倍孔径;叶顶凹槽平台内沿中弧线布置气膜孔,孔数为 5,孔径为 1.5 mm,孔倾斜角为 30°~40°。

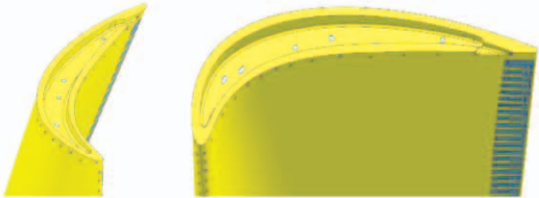


图 7 叶顶气膜孔方案(方案 1)

Fig. 7 Scheme of film holes in blade tip (Scheme 1)

图 8 为方案 1 计算得到的叶顶区域三维温度分布。对比无叶顶冷却叶片,发现加开气膜孔设计可以对叶顶产生有效的冷却保护作用,叶顶平台上冷气分布均匀,冷气大面积覆盖叶顶高温区域,叶顶前缘及中弦温度水平降低。

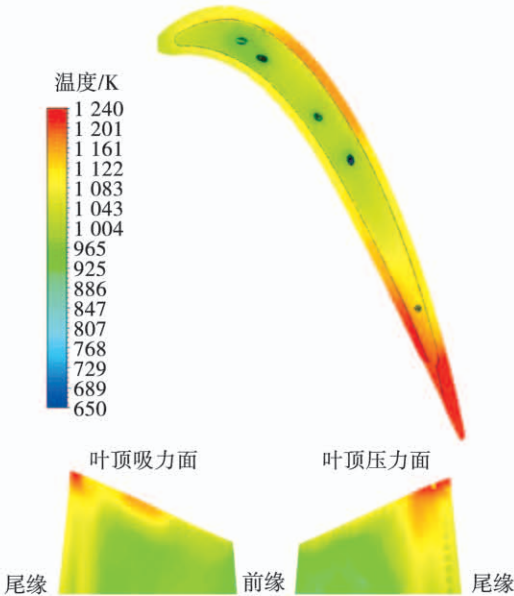


图 8 方案 1 叶顶温度分布

Fig. 8 Temperature distribution of blade tip in scheme 1

图 9 给出凹槽壁面极限流线图,以及 25%, 50% 和 75% 3 个轴向弦长平面的流线和压力云图。由于冷却气体的引入,凹槽底部的极限流线结构更为复杂,对凹槽底部的流动分离和附着产生影响。在 50% 轴向弦长平面上冷却气体与泄漏流动

的相互作用,对凹槽底部和凹槽侧壁流动均产生影响,从而强化壁面的冷却效果。

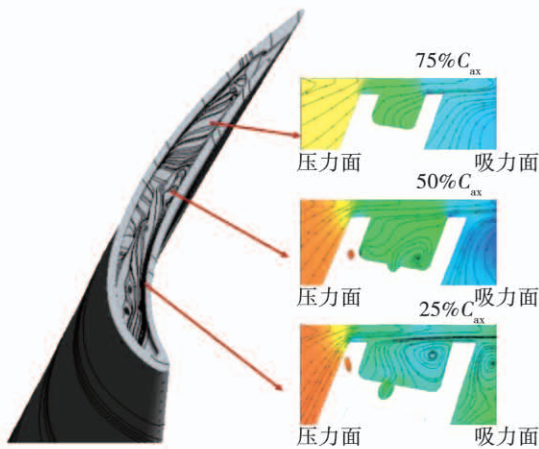


图 9 方案 1 叶顶间隙中的流动结构

Fig.9 Flow structure in the tip clearance of scheme I

对方案 1 进行分析,发现叶顶尾缘降温程度较小,冷却效果有待提高。主要原因是此处空间有限,没有太多设置冷却结构的空间,导致温度梯度大。为了从根源上解决这一问题,从叶片内部的冷气通道进行改进,结合气膜冷却技术,采用内冷 + 外冷的方式对叶顶展开进一步冷却改进。

2.3 气膜 + 内部冷却通道升级方案(方案 2)

方案 2 以方案 1 的叶顶气膜设计结构为基础,在叶片顶部内部冷却通道弯头处,分出一部分冷气直接向下游通道的顶部方向横向流动,降低此处的温度梯度,如图 10 所示。

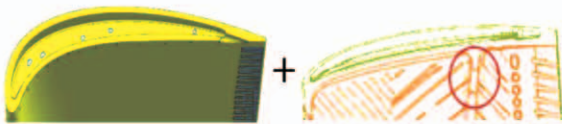


图 10 外部冷却 + 内部冷却叶顶冷却方案(方案 2)

Fig.10 Scheme of external cooling combined with internal cooling in blade tip (Scheme II)

图 11 为方案 2 计算得到的叶顶区域三维温度分布。方案 2 的叶顶冷却换热均匀性进一步得到优化,气膜冷却能有效保护叶顶前缘、压力面及吸力面前段区域。凹槽内带倾斜角度的冷气射流直接保护吸力面中弦附近壁面,而温度最高的叶顶尾缘在内部冷却通道的热沉效应和外部气膜冷却的共同作用下得以降低,整体温度分布更加均匀。

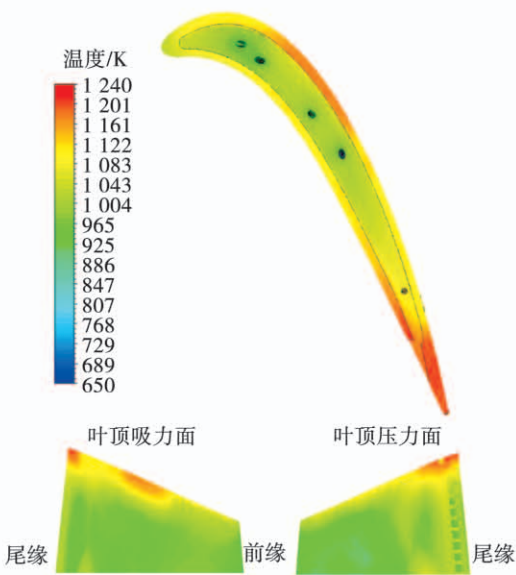


图 11 方案 2 叶顶温度分布

Fig.11 Temperature distribution of blade tip in scheme II

图 12 将原型与方案 1、方案 2 的叶顶温度分布进行比较。

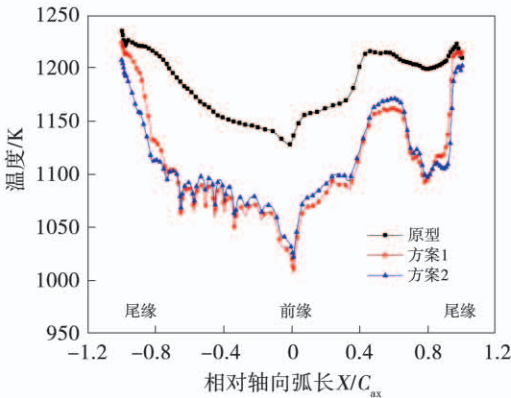


图 12 叶顶温度分布比较

Fig.12 Comparison of temperature distribution of blade tip

由图 12 可知,改进方案 1、方案 2 中增加的冷却孔均可使叶顶前缘及中部的外表面温度大幅降低,特别是凹槽底部及其附近区域,降温程度约 75 ~ 100 K。方案 1 中的尾缘温度对比原模型仅降低约 10 K。增加横向冷气通道后的方案 2,其叶顶尾缘降温程度显著提高,比原型温度降低了 24 K。方案 1 和方案 2 中叶顶除尾缘外,其他区域的温度水平基本保持一致。比较叶顶的平均温度,原型叶顶平均温度为 1 198 K,方案 1 叶顶平均温度为 1 126 K,说明叶顶开气膜孔方法可以使叶顶整体温度明显降

低。方案2叶顶平均温度为1 123 K,相比仅加开叶顶冷气孔的设计,温度进一步降低。可见,方案1、方案2的冷却设计均满足叶顶降温设计的要求,升级前后叶顶整体温度降低程度可达70 K左右。比较原型与改进方案中冷气质量流量(该流量为叶片消耗的冷气总量,由叶片底部冷却气入口处读取),其中原型为0.168 9 kg/s,方案1为0.17 kg/s,方案2为0.170 3 kg/s。由于热边界条件未发生变化,所以冷气量的变化仅受叶顶冷却结构改变的影响。可见两种冷却方案冷却气的增量均较小,约为1%。

综合考虑叶顶冷却效果、温度分布均匀性及冷气量可知,外部气膜+内部冷气通道的复合冷却设计优于仅增加叶顶冷气孔的冷却设计,方案2相较于方案1,其冷却气流量分配合理,使叶顶前部及尾缘均有足够的冷气保护,既可保证叶顶前段及中段维持在较低的温度水平,又使叶片尾缘处的温度降低24 K左右。

3 结 论

(1) 合理的气膜冷却设计方案可以对动叶叶顶前缘至中弦区产生明显的冷却保护作用,且带来的冷气增加量在1%之内,但仅增加叶顶气膜孔的方案对叶顶尾缘区域的冷却升级效果有限。

(2) 叶顶尾缘位置内冷通道的改进,可降低尾缘区域温度水平,同时改善该区域的温度分布均匀性。

(3) 将叶顶气膜方案与改进后的内冷通道相结合得到的复合冷却方案可保证叶顶前缘及中弦区的冷却效果,对热载荷最高的尾缘有24 K的降温作用。在对燃机透平叶片进行冷却设计时,需要兼顾局部冷却效果的提高和整体冷却保护的均匀性。

参考文献:

- [1] 杜 昆,宋立明,李 军. 凹槽状叶顶涡轮叶片传热特性的数值研究[J]. 推进技术,2014,35(5):618-623.
DU Kun, SONG Li-ming, LI Jun. Numerical investigations on heat transfer characteristics of turbine blade with squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(5): 618-623.
- [2] 肖 东,李琛玺,宋立明,等. 凹槽深度及吹风比的不确定性对动叶叶顶冷却特性影响研究[J]. 工程热物理学报,2020,41(7):1627-1634.

- XIAO Dong, LI Chen-xi, SONG Li-ming, et al. Influence of uncertainties arising from squealer depth and blowing ratio on cooling characteristics of rotor tips[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(7): 1627-1634.
- [3] 李 文,董 平,陈海生,等. 叶顶射流对涡轮流场及气动性能影响[J]. 工程热物理学报,2011,32(10):1665-1668.
LI Wen, DONG Ping, CHEN Hai-sheng, et al. Effects of tip injection on turbine flow field and aerodynamic performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(10): 1665-1668.
- [4] 黄 琰,晏 鑫,何 坤,等. 压力面侧小翼结构对凹槽叶顶冷却传热性能的影响[J]. 西安交通大学学报,2017,51(7):51-56.
HUANG Yan, YAN Xin, HE Kun, et al. Effect of pressure side winglet on film cooling and heat transfer performance of blade squealer tip[J]. Journal of Xi'an JIAOTONG University, 2017, 51(7): 51-56.
- [5] 王文三,唐 菲,赵庆军,等. 涡轮叶顶冷却布置对叶顶传热冷却性能的影响[J]. 工程热物理学报,2012,33(3):393-396.
WANG Wen-san, TANG Fei, ZHAO Qing-jun, et al. Effects of different cooling holes arrangements on film cooling performance of a gas turbine blade tip[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(3): 393-396.
- [6] 虞跨海,杨 茜,岳珠峰. 排尘孔涡轮冷却叶片叶顶流动与传热研究[J]. 机械工程学报,2012,48(8):122-127.
YU Kua-hai, YANG Xi, YUE Zhu-feng. Tip flow and heat transfer prediction of cooling blade with dirt purge holes[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(8): 122-127.
- [7] 韩 昌,任 静,蒋洪德. 多参数对叶顶气膜冷却的影响[J]. 工程热物理学报,2012,33(9):1501-1504.
HAN Chang, REN Jing, JIANG Hong-de. Multi-parameter influence on film cooling of blade tip[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(9): 1501-1504.
- [8] 黄 琰,晏 鑫,何 坤,等. 气膜孔分布对常规凹槽叶顶传热和冷却性能的影响[J]. 西安交通大学学报,2016,50(5):101-107.
HUANG Yan, YAN Xin, HE Kun, et al. Effect of cooling-hole distributions on heat transfer and cooling effectiveness on turbine blade tip[J]. Journal of Xi'an JIAOTONG University, 2016, 50(5): 101-107.
- [9] MHETRAS S, NARZARY D, GAO Z, et al. Effect of a cutback squealer and cavity depth on film-cooling effectiveness for a gas turbine blade tip[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(2):021002.

(金圣迪 编辑)