文章编号:1674-7607(2026)10-0018-09 DOI:10.19805/j.cnki.jcspe.2026.250781

透平动叶叶尖气膜孔优化设计及冷却性能研究

肖俊峰[1,2]， 刘梦琪[1]， 上官博[2]， 闫 安[2]， 伍 赫[2]，
张贵重[1]， 汪翔宇[1]， 丰镇平[1]
(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院，叶轮机械研究所，陕西西安 710049；
2. 西安热工研究院有限公司，陕西西安 710032)

摘 要: 重型燃气轮机透平第一级动叶叶尖区域常因局部热负荷过于集中,温度梯度过大而导致烧蚀、开裂等损伤。以某型重型燃气轮机透平第一级动叶为研究对象,基于其叶尖泄漏流动、传热特性及温度分布,构建凹槽叶尖与气膜孔的初始布局方案,而后应用 Kriging 代理模型结合遗传算法对气膜孔位置进行了优化,并通过热-机械耦合分析验证了优化方案。结果表明:优化方案可使叶尖最高温度由 1 220.67 K 降低至 1 167.95 K,降幅超过 50 K,同时有效改善了叶尖压力面侧肩壁温度分布,避免了冷气浪费及应力集中。本文研究为重型燃气轮机透平动叶叶尖冷却结构的优化设计提供了理论依据与工程应用参考。

关键词: 透平动叶；气热耦合；叶尖冷却；气膜孔；Kriging 代理模型
中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **学科分类号:** 470.30

Optimization of Film Cooling Hole Arrangement on Turbine Rotor Blade Tip and Its Cooling Performance

XIAO Junfeng[1,2]， *LIU Mengqi*[1]， *SHANGGUAN Bo*[2]， *YAN An*[2]， *WU He*[2]，
ZHANG Guizhong[1]， *WANG Xiangyu*[1]， *FENG Zhenping*[1]
(1. Institute of Turbomachinery, School of Energy and Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, Shaanxi Province, China;
2. Xi'an Thermal Power Research Institute Co., Ltd., Xi'an 710032, Shaanxi Province, China)

Abstract: The tips of the first-stage rotor blades in heavy-duty gas turbines often suffer damage such as ablation and cracking due to excessive thermal load concentration and large temperature gradients in these regions. Taking the first-stage rotor blades of a heavy-duty gas turbine as the research object, an initial layout scheme combining grooved tips with film holes was established based on tip leakage flow, heat transfer characteristics and temperature distribution. Subsequently, the film hole positions were optimized using a Kriging surrogate model combined with genetic algorithm, and the optimized scheme was validated through thermo-mechanical coupling analysis. Results show that the optimized scheme reduces the maximum tip temperature from 1 220.67 K to 1 167.95 K with a decrease exceeding 50 K, while effectively improving the temperature distribution at the pressure-side shoulder. The optimized scheme prevents cold gas waste and stress concentration. This study provides theoretical foundations and engineering references

收稿日期: 2025-11-20 **修订日期:** 2025-12-15

作者简介: 肖俊峰(1974—),男,陕西户县人,正高级工程师,硕士,研究方向为燃气轮机及汽轮机相关技术。
丰镇平(通信作者),男,教授,博士,E-mail: zpfeng@mail.xjtu.edu.cn。

for optimizing cooling structures at the tips of rotor blades in heavy-duty gas turbines.

Key words: turbine rotor blade; thermo-aerodynamic coupling; blade tip cooling; film cooling hole; Kriging surrogate model

提高透平进口燃气温度是提升燃气轮机效率的重要途径之一。目前应用于发电领域的主流 F 级燃气轮机的燃气初温为 1 400 ℃左右；先进的 G/H/J 级燃气轮机燃气初温已达 1 500～1 600 ℃，未来级燃气轮机燃气初温目标是 1 700 ℃[1-2]。然而，受限于复杂的泄漏流结构和有限的冷却空间，燃气初温的提高也使得透平动叶叶尖间隙内的泄漏流动与主流燃气的强烈掺混在设计上更加难以控制，从而极易在叶尖区域形成局部高温和显著的温度梯度，成为影响叶片寿命和燃气轮机安全运行的重要因素。因此，对透平动叶叶尖区域开展更为精细化的设计和高可靠性的冷却优化研究就尤为迫切和重要。

透平叶片叶尖区域的有效冷却设计和优化需充分考虑叶尖区域的泄漏流影响和气动传热特性。文献[3]～文献[6]对透平叶尖区域的泄漏流影响与气动传热特性开展了相关研究，系统探究了叶片旋转对尖端泄漏流和传热的影响以及多凹槽叶尖在不同吹风比下和不同凹槽数下气膜冷却有效度的变化规律；周祚弘等[7]研究了动叶肋条布局对凹槽状叶尖气膜冷却效率和气热性能的影响。这些研究表明，凹槽叶尖能够有效削弱叶尖泄漏涡强度，改善叶尖区域的气动与传热特性，在此基础上合理布置气膜孔，可进一步降低叶尖金属温度并改善温度分布。但在实际工程中，由于冷却效果和冷气利用率对凹槽形状、气膜孔数量、位置及射流角度等参数具有高度敏感性，单纯依赖经验参数调整或局部试错的方法进行优化的时间成本巨大，且难以在复杂工况下获得最优冷却方案。

目前，气膜冷却孔布局的主流设计方法是先通过计算流体动力学(CFD)筛选和优化初始方案，再进行模型试验，但设计周期长，时间与经费成本高。传统上基于有限的试验数据拟合来快速评估冷却效率的经验公式方法又存在函数形式复杂、拟合精度有限、参数适用范围较窄等问题[8]。近年来，随着数据科学与人工智能的发展，数据驱动的代理模型方法为上述问题提供了新的解决路径，即通过试验设计完成气膜孔冷却设计空间的参数采样，然后结合 CFD 数值模拟构建高精度训练数据集，基于代理模型建立设计变量与性能响应的映射关系，进而实现高效优化计算。基于数据驱动的方法兼具计算速度快、研发成本低的优势，不仅是对传统透平叶片冷却设计方法的有效补充，而且能显著提高冷却设计工作的效率。

针对气膜冷却优化设计的核心需求，国内外学者围绕代理模型构建、优化算法融合及工程场景拓展开展了系统性的研究。早期研究主要聚焦于经典代理模型在气膜冷却优化中的适用性验证，Lee 等[9]基于响应面代理模型开展扇形气膜孔关键几何参数优化，证实该方法可有效提升气膜冷却优化效率；Liu 等[10]进一步构建 Kriging 代理模型优化框架，完成扇形孔几何结构单目标优化并通过试验验证了模型的可靠性，为代理模型工程选型提供了核心依据。在此基础上，相关研究向代理模型类型多元化拓展，形成了不同模型优势互补的研究体系：Wang 等[11]采用径向基函数神经网络(RBF-NN)构建代理模型，结合遗传算法(GA)实现了低吹风比下扇形孔设计参数的全局寻优；Zhang 等[12]将径向基神经网络与杜鹃搜索算法结合，实现了平板气膜冷却效率的高精度预测与优化，预测误差控制在 4.05%以内；Cheng 等[13]、Wang 等[14]分别采用广义回归神经网络、支持向量回归(SVR)代理模型，拓展了该方法在气膜孔排列组合优化、多物理场耦合优化中的应用边界。随着代理模型技术的不断成熟，研究重点也逐步向模型与全局优化算法的深度融合递进，实现了从性能精准预测到全局高效寻优的技术跨越。Zhang 等[15]将 Kriging 模型与遗传算法结合，完成了双扩张型气膜孔关键参数单目标优化，在保证精度的同时显著提升了区域平均冷却有效度；Liu 等[16]采用该耦合方法完成了扇形孔冷却特性预测与多目标优化，验证了其在透平端壁冷却设计中的工程实用价值；Lee 等[17]、Choi 等[18]分别构建适配叶栅端壁气膜孔布局的优化框架，实现了实际工况下冷却性能的显著提升。高尚鸿等[19]系统总结了数据驱动方法在透平叶片冷却设计中的应用进展。综上所述，现有研究已证实了数据驱动的代理模型方法在气膜冷却优化中的有效性，其中 Kriging 代理模型在小样本、高非线性工程问题中具备优异的插值精度与不确定性量化能力，结合遗传算法的全局寻优特性，将两者相结合并用于本文

工程特征明显的科学问题研究，具有较强的适应性。

本文以某重型燃气轮机第一级透平动叶为研究对象，通过气热耦合计算系统分析了叶尖泄漏流动、传热特性及高温区分布规律，明确叶尖冷却需求。在此基础上构建凹槽叶尖与气膜孔的初始布局方案。随后，采用 Kriging 代理模型结合遗传算法，对气膜孔位置进行优化。最后，通过热-机械耦合分析对优化方案的工程可行性进行验证。有关研究结果可为重型燃气轮机透平动叶叶尖冷却结构的优化设计提供参考。

1 计算模型与数值方法

1.1 计算模型与边界条件

1.1.1 几何模型

本研究对象为某燃气轮机透平设计的第一级动叶，其叶型为倾斜扭叶片，初始设计的原型叶片为平顶叶尖，基于前期流动分析，后续改型叶片为具有一定深度的凹槽叶尖，旨在抑制泄漏涡强度，并在凹槽底面与压力面布置气膜孔。计算域由静叶流体域、动叶流体域及动叶固体域三部分构成，整体结构如图 1 所示。

该计算域的设计兼顾了气动真实性与计算效率，其中进口延长段用于稳定主流流场，避免进口效应干扰叶尖流动；出口延长段确保流体流动充分发展，以减少动叶出口背压对叶尖泄漏流的影响。

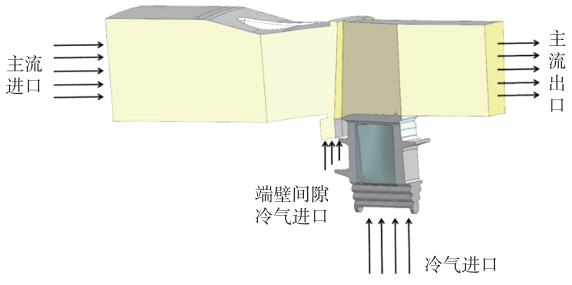


图 1 计算域模型示意图(静叶流体域＋动叶流体域＋动叶固体域)

Fig. 1 Schematic diagram of computational domain model (stator fluid domain, rotor fluid domain and rotor solid domain)

1.1.2 边界条件

表 1 给出了流体域的计算边界条件，在气热耦合计算中，动叶的额定转速为 3 000 r/min，计算流体域为包含燃气与空气的混合介质。主流燃气进口给定总温与总压条件，其中主流燃气进口总温为 1 580 K，进口总压设定为 15.70 bar，与燃烧室出口压力匹配。出口边界设置为静压出口，给定值为 5.60 bar，用于模拟透平第一级动叶的出口背压。动叶冷气通道内的冷气质量流量为 0.22 kg/s，冷气进口总温为 658 K；动静叶端壁间隙冷气质量流量为 0.03 kg/s，冷气进口总温为 658 K。

表 1 流体域计算边界条件

Tab. 1 Computational boundary conditions of fluid domain

位置	边界条件	数值
主流燃气进口	进口总压/bar	15.70
	进口总温/K	1 580
主流燃气出口	出口静压/bar	5.60
动叶冷气	进口质量流量/(kg·s^{-1})	0.22
	进口总温/K	658
动静叶端壁间隙冷气	进口质量流量/(kg·s^{-1})	0.03
	进口总温/K	658

1.2 数值计算方法

1.2.1 控制方程与湍流模型

采用 ANSYS CFX 求解三维 Reynolds 平均 Navier-Stokes(RANS)方程，气热耦合计算考虑流体与固体间的共轭传热，其中流体域控制方程[20]如下：

连续性方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{V})=0 \tag{1}$$

动量方程为

$$\frac{\partial(\rho \boldsymbol{V})}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{V}\boldsymbol{V})=-\nabla p+\nabla\cdot(\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{eff}})+\rho g \tag{2}$$

能量方程为

$$\frac{\partial(\rho h)}{\partial t}+\nabla\cdot(\rho \boldsymbol{V}h)=\frac{\partial p}{\partial t}+\nabla\cdot(k_{\mathrm{eff}}\nabla T)+\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{eff}}:\nabla \boldsymbol{V} \tag{3}$$

式中：ρ 为气相密度，kg/m^3；t 为时间，s；$\boldsymbol{V}$ 为速度矢量，m/s；p 为静压力，Pa；$\boldsymbol{\tau}_{\mathrm{eff}}$ 为有效黏性应力张量，Pa；g 为重力加速度，m/s^2；h 为焓，J/kg；k_{eff} 为有效热导率，W/(m·K)；T 为温度，K。

固体域仅考虑热传导，其控制方程为

$$\rho_{\mathrm{sol}}c_{\mathrm{sol}}\frac{\partial T}{\partial t}=\nabla\cdot(k_{\mathrm{sol}}\nabla T) \tag{4}$$

式中：ρ_{sol} 为固体密度，取 7 800 kg/m^3；c_{sol} 为固体比热容，取 500 J/(kg·K)；k_{sol} 为固体热导率，取 25 W/(m·K)。

由于缺少该动叶叶型的相关试验数据，本文参考 Kwak 等[21]研究中使用的 GE-E^3 第一级动叶模型的试验数据进行湍流模型验证。图 2 为不同湍流模型预测的叶尖凹槽底面周向平均传热系数分布与试验结果的对比，可知 SST k-ω 湍流模型对前缘高换热区的预测结果与 Kwak 等[21]的试验结果最相符。综合考虑本团队在以往研究中有关湍流模型选用的经验，本文湍流模型选用 SST k-ω 模型，通过加权函数融合 k-ε 模型与 k-ω 模型的优势，即在近壁区采用 k-ω 模型，以精准捕捉叶尖壁面边

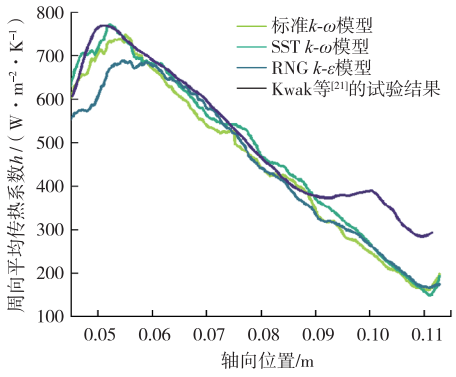


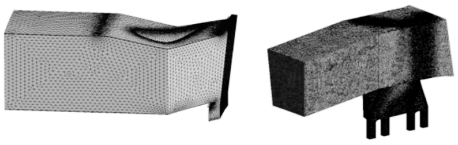
图 2　不同湍流模型预测的叶尖凹槽底面周向平均传热系数分布与试验结果的对比

Fig. 2　Comparison between circumferential average heat transfer coefficient distribution predicted by different turbulence models and experimental results on the bottom surface of the tip groove

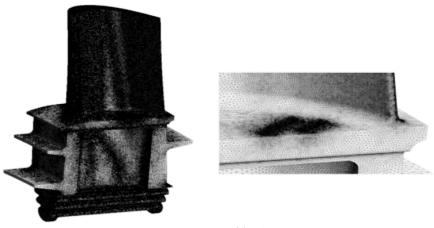
界层流；在远场采用 k-ε 模型，可适应主流与泄漏涡的强掺混过程。

1.2.2　网格划分与收敛判据

网格划分如图 3 所示。采用 Fluent Meshing 生成非结构化网格，完成计算域离散以匹配该动叶的复杂结构；流固交界面网格节点一一对应，保障热流传递精度；叶尖凹槽、气膜孔等关键区域局部加密，其中气膜孔壁面处边界层第一层网格高度为 0.001 mm，凹槽网格增长率为 1.1，以精准捕捉边界层和泄漏流等流场细节。整体网格单元总数为 1 165 万，其中静叶流体域节点数为 1 526 374，单元数为 581 503；动叶流体域节点数为 26 202 840，单元数为 10 071 216；动叶固体域节点数为 4 732 183，单元数为 1 007 222。网格无关性验证结果表明：当网格数从 1 165 万继续增加时，叶尖平均温度计算结果无明显变化，但计算时间增加，因此选择 1 165 万作为最终网格数。



（a）静叶和动叶流体域网格

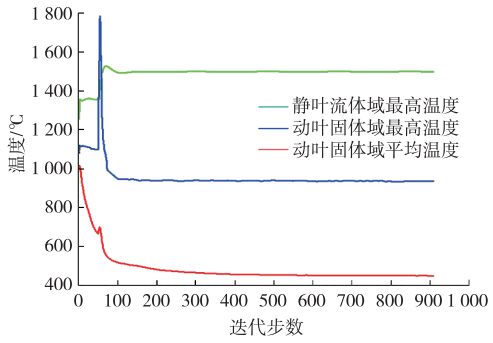


（b）动叶固体域网格

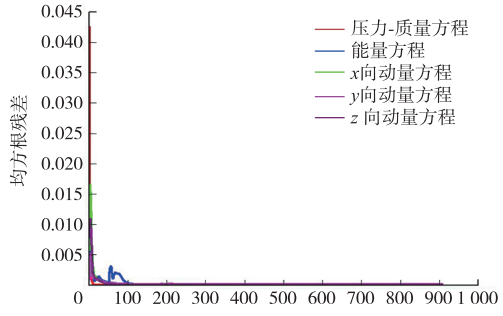
图 3　网格划分示意图

Fig. 3　Schematic diagram of the mesh

计算采用高精度（high resolution）求解，收敛性判定为均方根残差（RMS）。为达到较好的计算精度，设定收敛目标为 0.000 001，最大迭代次数为 10 000，并设置动叶固体域平均温度、动叶固体域最高温度和静叶流体域最高温度为监测参数，用于判定收敛性，同时观察温度和 RMS 变化，在一定迭代次数内，当监测指标都无明显变化时，即可认为计算收敛。图 4 给出了迭代收敛示意图。



（a）监测点温度迭代情况



（b）残差迭代情况

图 4　动叶气热耦合计算迭代收敛判据

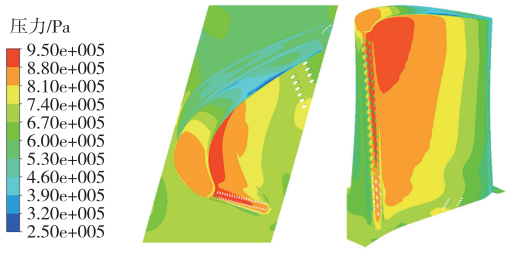
Fig. 4　Convergence criteria for iterative calculation of rotor blade conjugate heat transfer

2　计算结果分析

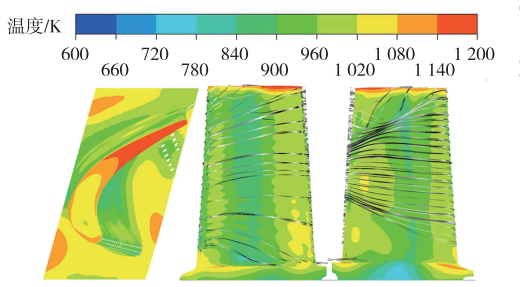
2.1　原型叶片气热耦合计算结果分析

图 5 为原型叶片气热耦合计算结果。结果显示，一方面原型叶片表面压力沿流向降低，压力面与吸力面之间形成的压差驱动泄漏流在叶尖从压力面向吸力面迁移，形成明显的泄漏涡。泄漏涡在叶尖尾缘处与主流掺混，使得局部传热系数升高，这是导致叶尖尾缘高温的重要原因。气流压力在叶尖前缘达到峰值，此处主流冲击强烈，需通过布置气膜孔加强冷却，避免前缘烧蚀。另一方面，原型叶片叶尖区域的温度明显高于叶身与端壁区域，表明动叶叶尖区域在整个叶片中热负荷最为集中，且动叶叶尖的高温区主要集中在尾缘区域，最高温度达 1 220.67 K。产生上述现象的原因是动叶叶尖前缘区域因前

缘压力面侧气膜孔的冷气在叶片旋转的作用下越过叶尖从压力面侧流向了吸力面侧，对叶尖前缘区域起到了一定的冷却作用，因此温度相对较低，而叶尖尾缘区域由于距前缘气膜孔较远，且冷气流线未经过该区域，从而在叶尖尾缘产生了局部高温区。



（a）压力云图



（b）温度云图

图 5 原型叶片压力与温度分布

Fig. 5 Pressure and temperature distribution on prototype blade

2.2 叶尖气膜孔初始布置方案设计与分析

2.2.1 初始冷却方案

当前，凹槽叶尖已广泛应用于航空发动机和燃气轮机等高负荷叶轮机械的高压透平段动叶片，以控制泄漏涡强度并增强叶尖区域的冷却效果，其设计优化与新型冷却结构融合已成为新的发展趋势[22]。

对原型叶片的气热耦合计算结果显示，叶片的高温区主要集中在叶尖区域。因此，为降低整个叶尖区域的温度，将叶尖由平叶尖改进为具有一定深度的凹槽叶尖，模型如图 6 所示，并在叶尖凹槽中线上设置了 7 个圆柱气膜孔。

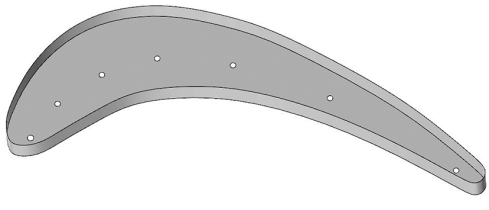


图 6 叶尖凹槽模型

Fig. 6 Grooved blade tip model

为改善叶尖尾缘的温度分布，在动叶压力面设置了 6 个扩张气膜孔，如图 7 所示。气膜孔的射流角均为 40°，复合角为 20°，朝向叶尖高温区。气膜孔 1 至 3 位于后冷气腔第一列通道距尾缘 85、70 和 50 mm 处；气膜孔 4 和 5 位于后冷气腔第二列通道距尾缘 68 和 50 mm 处；气膜孔 6 位于后冷气腔第三列通道距尾缘 50 mm 处。后续的叶尖区域气膜孔优化将在该改进模型的基础上展开。

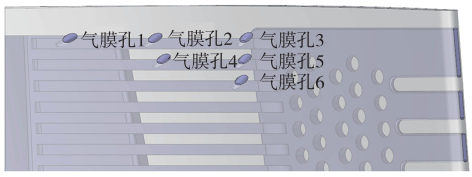


图 7 压力面气膜孔分布

Fig. 7 Distribution of film cooling holes on pressure surface

2.2.2 结果分析

图 8 给出了增设叶尖凹槽和压力面气膜孔后的改进模型叶尖区域的温度分布。观察叶尖区域的温度分布，并与图 5(b)进行比较，可以看出叶尖尾缘的高温区已基本得到有效冷却，且分布相对均匀。增设叶尖凹槽和压力面气膜孔后叶尖温度范围为 893.09～1 196.96 K，最高温度位于压力面侧第二列气膜孔上方肩壁区域，除此之外吸力面侧肩壁也存在局部高温区。观察图 8 中叶尖气膜孔的流线图可以看出：凹槽面上靠近尾缘的 3 个气膜孔冷气存在严重的重叠现象，很大程度上降低了冷气的利用率，同时因冷气集中而产生过冷却现象，进而增大了该部位的温度梯度，为此考虑改善凹槽面后腔冷却孔的布局，并调整冷气射流角度；凹槽面尾缘区的气膜孔的冷气流向叶尖尾缘，与压力面侧气膜孔的冷却区域存在一定重叠，因此可考虑删减此处气膜孔；压力面侧靠近尾缘的气膜孔流线存在重叠现象，则考虑优化冷却孔数量以提高冷气利用率。因此，本文的优化工作将主要集中在压力面和吸力面侧肩壁部分的高温区。

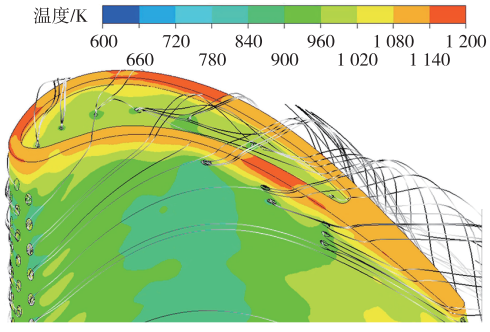


图 8 增设叶尖凹槽和压力面气膜孔后的叶尖区域温度分布和冷气流线

Fig. 8 Temperature distribution and cold air flow lines in tip region after adding a groove at blade tip and air film holes on pressure surface

2.3　叶尖气膜孔的优化设计

2.3.1　叶尖凹槽气膜孔的优化设计

对叶片改进模型的耦合传热分析结果表明，叶尖区域的凹槽面和压力面气膜孔布局需优化，以便进一步降低叶尖温度。图 9 为基于 Kriging 代理模型和遗传算法对叶尖气膜孔进行优化设计的流程图。首先确定设计变量及其变化范围，同时确定优化目标函数；然后根据设计变量范围通过拉丁超立方抽样生成样本点；绘制网格并利用 ANSYS CFX 进行数值分析，得到目标函数值；根据样本点设计变量值及目标函数值，构造 Kriging 代理模型，当代理模型的精度满足要求之后则进行寻优，获得最优点的 Kriging 预测值，进而针对最优结构进行数值分析，得到 CFD 预测值；若两者之间的误差符合要求，则输出最优结果，如果不符合则需要增加代理模型的样本点个数，并重新构造代理模型再次进行优化计算，直至得到满意的最优结果。

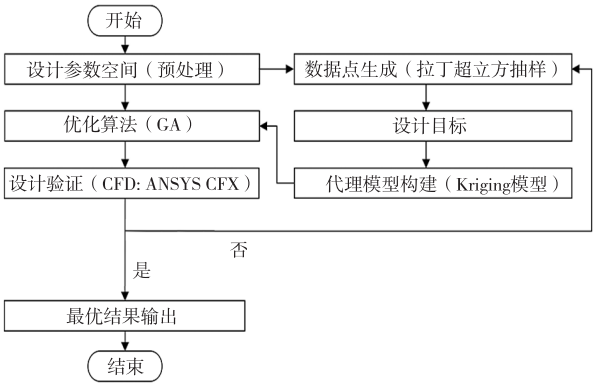


图 9　基于 Kriging 代理模型和遗传算法的叶尖气膜孔优化设计流程图

Fig. 9　Flow chart for optimizing film cooling holes on blade tip using Kriging surrogate models and genetic algorithms

由图 8 可知，凹槽面气膜孔对吸力面侧肩壁有较好的冷却效果，但 7 个气膜孔流线存在相互重叠的现象，造成了冷气的浪费。为了提高冷气利用率，将气膜孔数量从 7 个减至 5 个，对凹槽面气膜孔布局进行优化。凹槽面前缘气膜孔保持不变，在前后冷气腔室上顶面区域内壁各布置 2 个气膜孔，气膜孔中心轴线与凹槽底面夹角均为 45°，结合图 8 中的流线分布，将前腔气膜孔轴线与 z 轴正方向的夹角固定为 60°，后腔气膜孔轴线与 z 轴正方向的夹角固定为 30°，以保证冷气能够更准确地流向吸力面侧肩壁，达到更好的冷却效果。以气膜孔在前后冷气腔室上顶面位置为优化变量，以叶尖最高温度为优化目标，对凹槽底面气膜孔布局进行优化。

在气膜孔布局优化时，因整体布局及模型限制，为避免气膜孔之间出现干涉，保证前后冷气腔室上顶面区域的各个气膜孔之间距离不小于 2 mm。综合前处理、计算时间、后处理等工作量，选择样本点的数量为 50，使用拉丁超立方抽样方法进行抽样，并完成模型建立、网格划分、耦合计算、后处理等工作后，利用 50 个样本点完成了 Kriging 代理模型的建立和评估。图 10 为 Kriging 代理模型对气膜孔布局的预测性能分析，其中相关系数 R_{yy} 为 0.945 3，均方根误差（RMSE）为 2.13 ℃，最大相对误差（MaxError）为 0.32%，平均相对误差（MeanError）为 0.23%。因此，可以认为 Kriging 代理模型能较好地预测其余未知气膜孔布局的冷却情况。

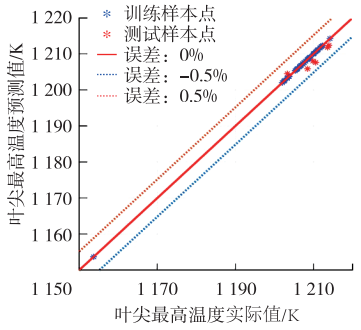


图 10　Kriging 代理模型对气膜孔布局的预测性能

Fig. 10　Prediction performance of Kriging surrogate model for film cooling hole layout

在完成代理模型的建立之后，应用遗传算法进行气膜孔布局的优化。在使用 Kriging 代理模型预测未知点的遗传优化算法对气膜孔布局的优化过程中，第 30 代气膜孔布局下叶片最高温度最低，为 1 153.09 K。为了检验优化算法的正确性，对所得最优布局进行计算，得到该布局下叶片最高温度为 1 167.95 K。比较 CFD 模拟计算结果与代理模型的预测值，发现实际计算值比预测值高 14.86 K，预测误差为 1.27%，可以满足优化设计的精度要求。

对优化得到的气膜孔布局与叶片的改进模型进行对比分析。耦合计算应用图 1 所示的计算域模型和表 1 提供的计算边界。图 11 展示了叶尖气膜孔布局优化验证模型，气膜孔 1 保持不变，气膜孔 2 至 5 的中心轴线与 z 轴的夹角分别为 60°、60°、30°和 30°。根据优化后的叶片建立流体域模型，并进行网格绘制，完成单级耦合计算并与叶片改进模型进行对比验证。

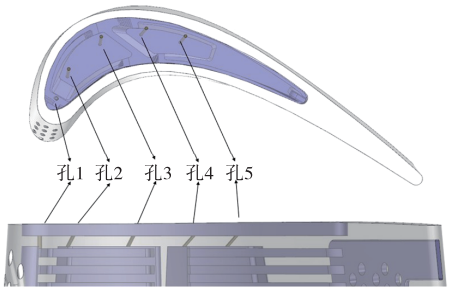


图 11 优化后叶尖凹槽面气膜孔布局

Fig. 11 Optimized layout of film cooling holes on blade tip grooved surface

图 12 为优化后叶尖面的温度分布，尽管吸力面侧肩壁区域仍存在 2 个局部高温区，但其温度水平和范围并未因孔数减少而恶化。这表明，通过优化后确定的 5 个气膜孔位置与射流角度（孔 1 保持不变，孔 2 至 5 的轴线与 z 轴夹角分别设定为 60°、60°、30°和 30°），已经能够实现对吸力面侧肩壁核心区域的有效冷却覆盖。更重要的是，优化后的流场显示，不同气膜孔的冷气流线已不存在相互重叠现象，从根本上解决了原 7 孔布局存在的冷气浪费问题，显著提升了冷却空气的利用效率。从温度云图的色阶分布来看，优化后的叶尖温度范围与原 7 孔布局相当，最高温度得到有效控制，证明 5 孔优化方案在保证冷却效果的前提下，实现了冷却结构的精简。

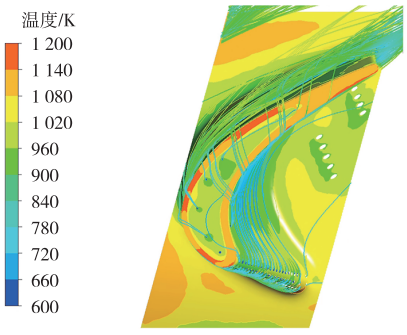


图 12 优化后叶尖凹槽面气膜孔温度分布

Fig. 12 Temperature distribution of film cooling holes on blade tip grooved surface after optimization

2.3.2 叶尖压力面气膜孔的优化设计与分析

图 13 为改进模型叶身的温度云图和流线图，结果显示仅在压力面后腔区域布置气膜孔对叶尖尾缘区域有良好的冷却效果，但压力面侧肩壁中部仍存在局部高温区，且与尾缘冷气覆盖区域的温差较大，增大了局部区域的温度梯度，进一步影响叶片的安全性。为解决上述问题，拟在现有气膜孔上游增设气膜孔。

针对叶尖压力面高温区，给出如图 14 所示的 2 个冷却方案，方案 1 仅在后冷气腔区域布置气膜孔，方案 2 在前后冷气腔同时布置气膜孔。

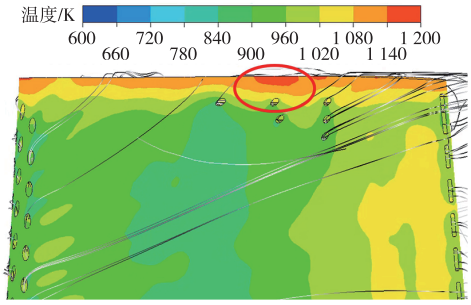


图 13 增设叶尖凹槽和压力面气膜孔后叶身的温度云图和流线图

Fig. 13 Temperature contour and streamline diagram of blade body after adding grooved tip and film cooling holes on pressure surface

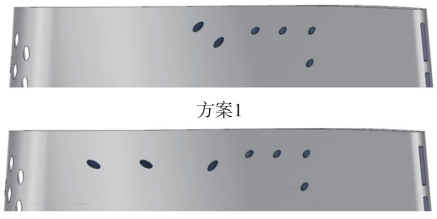


图 14 压力面气膜孔布局方案

Fig. 14 Layout schemes of film cooling holes on pressure surface

图 15 为不同冷却方案下叶尖温度分布和冷气流线示意图。对比发现：方案 2 的叶尖温度云图显示，其压力面侧肩壁区域的颜色更均匀，高温区域的面积和强度明显小于方案 1。这表明方案 2 通过上游冷气的提前覆盖，与下游冷气形成接力冷却，显著改善了温度分布的均匀性，降低了局部热梯度。

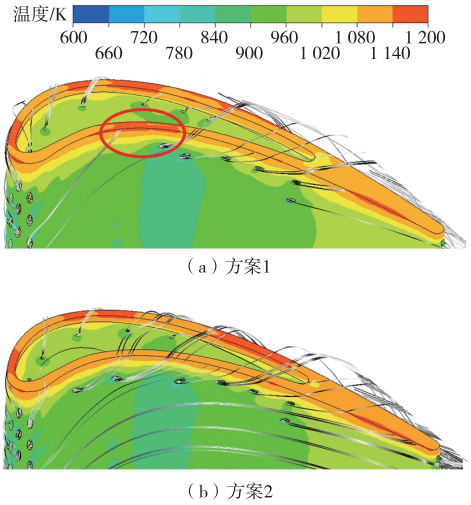


图 15 不同冷却方案下叶尖温度分布和冷气流线图

Fig. 15 Temperature distribution and streamline diagram of blade tip under different cooling schemes

表 2 为不同冷却方案下动叶叶尖的温度统计结果。与原型叶片相比，方案 1 的叶尖最高温度和平均温度分别降至 1 168.43 和 1 068.25 K，降幅分别为 52.24 和 1.30 K；方案 2 的叶尖最高温度和平均温度则进一步降至 1 167.95 和 1 064.90 K，降幅分别为 52.72 和 4.65 K。相较于方案 1，方案 2 对叶尖最高温度和平均温度的调控效果更为显著，温度降幅分别增大了 0.48 和 3.35 K，表明其冷却结构对动叶叶尖的整体冷却能力更强，可有效降低叶尖整体的热负荷。

表 2　不同冷却方案的固体域温度对比

Tab. 2　Comparison of solid domain temperature under different cooling schemes　　单位：K

参数	原型叶片	方案 1	方案 2
叶尖最高温度	1 220.67	1 168.43	1 167.95
叶尖平均温度	1 069.55	1 068.25	1 064.90

2.4　热-机械耦合分析验证

为降低原型叶片叶尖区域过高的热负荷，先将平顶叶尖改为凹槽叶尖并布置初始气膜孔，初步抑制了尾缘区的高温；随后采用基于 Kriging 代理模型的优化方法，对凹槽面气膜孔进行精细化设计，将孔数从 7 个优化为 5 个并调整了射流角度，在保证冷却效果的同时提高了冷气利用率；针对压力面侧肩壁中部仍存在的局部高温，提出了 2 种压力面气膜孔补充方案。对比分析表明，在前、后冷气腔同时布置气膜孔的方案 2，能够使叶尖温度分布更均匀，最高温度和平均温度均得到进一步降低，有效缓解了局部热负荷过于集中的状况。相较于原型动叶，最终方案成功将透平动叶的最高温度从 1 220.67 K 降低至 1 167.95 K，降幅超过 50 K，叶片的整体平均温度也得到有效控制。

在透平动叶叶尖高温区域的设计优化中，在压力面增设气膜孔是提升冷却效果、降低金属温度的有效手段，然而，开孔结构会破坏局部的几何连续性，从而改变该区域的应力场。为评估优化设计后对叶片结构强度的影响，在叶片载荷及约束边界一致的条件下，通过对叶片的热-机械耦合分析，对比原型叶片及优化后叶片叶尖区域的应力场，其结果如图 16 所示。由图 16 可知，叶尖压力面增设气膜孔前，叶尖高温区域有着较高的应力且应力梯度较大，最大应力为 707.34 MPa，在叶尖压力面增设气膜孔并进一步优化后，该区域的冷却效果提升，使得叶尖高温区域的应力分布更趋于均匀，应力峰值有所降低，最大应力降为662.11MPa，同时气膜孔周

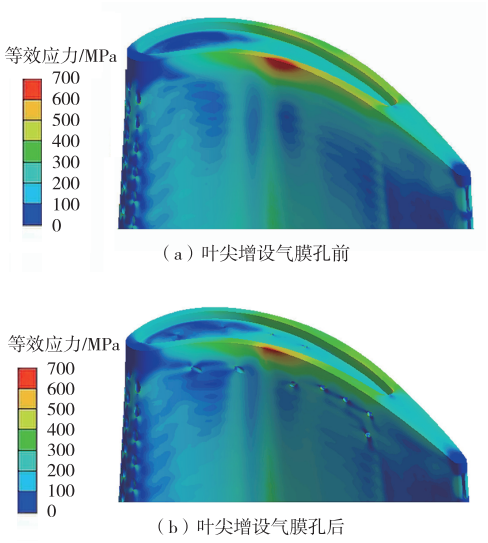


图 16　增设气膜孔前后叶尖应力分布对比

Fig. 16　Comparison of blade tip stress distribution before and after adding film holes

边未出现高应力区。因此在叶尖压力面增设气膜孔并优化后，叶尖高温区域的高应力状态明显改善。

3　结论

针对传统叶尖气膜冷却设计中冷却效率不足、冷气利用率低及热应力集中的问题，以某型重型燃气轮机第一级透平动叶为研究对象，基于气热耦合数值模拟结合优化算法对叶尖气膜孔进行优化，分析了优化前后的温度分布与应力分布，主要结论如下：

（1）原型叶片气热耦合计算表明，叶尖尾缘因冷却不足及泄漏涡与主流掺混形成高温核心区，压力面侧肩部存在冷却盲区，证实了叶尖降温的必要性。

（2）增设叶尖凹槽和压力面气膜孔后的改进模型通过抑制泄漏涡、覆盖高温区实现初步冷却，但初始 7 孔布局存在流线重叠，导致冷气浪费及压力面侧肩部冷效不足问题，需进一步优化。

（3）采用 Kriging 代理模型与遗传算法优化后，将凹槽面气膜孔精简为 5 孔并调整射流角度，在保证冷却效果的同时提高了冷气利用率。压力面采用前后腔“接力冷却”方案 2，有效提高了叶尖温度分布均匀性，缓解了局部热应力。

（4）综合优化后叶尖综合性能显著提升：叶片最高温度降低 52.72 K，叶尖平均温度降低 4.65 K，压力面侧肩部温度均匀性有所提升，同时规避了过冷时冷气浪费与局部应力过高的问题，叶尖压力面增设气膜孔后的结构强度能满足工程设计要求，可为透平动叶叶尖冷却设计提供技术支撑。

参考文献：

[1] 蒋洪德，任静，李雪英，等. 重型燃气轮机现状与发展趋势[J]. 中国电机工程学报，2014，34(29)：5096-5102.
JIANG Hongde，REN Jing，LI Xueying，et al. Status and development trend of the heavy duty gas turbine[J]. Proceedings of the CSEE，2014，34(29)：5096-5102.

[2] 丰镇平，李祥晟. 燃气轮机装置[M]. 北京：机械工业出版社，2024：210-225.
FENG Zhenping，LI Xiangsheng. Gas turbine plant[M]. Beijing：Mechanical Industry Press，2024：210-225.

[3] YANG Dianliang，YU Xiaobing，FENG Zhenping. Investigation of leakage flow and heat transfer in a gas turbine blade tip with emphasis on the effect of rotation[J]. Journal of Turbomachinery，2010，132(4)：041010.

[4] 李琛玺，郭振东，宋立明，等. 凹槽状叶顶气膜孔优化设计与知识挖掘[J]. 推进技术，2019，40(2)：276-284.
LI Chenxi，GUO Zhendong，SONG Liming，et al. Film-cooling holes design optimization and knowledge mining of a squealer tip[J]. Journal of Propulsion Technology，2019，40(2)：276-284.

[5] 李冯，贾哲，张韦馨，等. 透平动叶多凹槽叶顶气膜冷却特性的研究[J]. 西安交通大学学报，2022，56(8)：149-159.
LI Feng，JIA Zhe，ZHANG Weixin，et al. Study on the film cooling characteristics of multi-cavity turbine blade tips[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University，2022，56(8)：149-159.

[6] 贾哲，李冯，张韦馨，等. 平面叶栅多凹槽叶顶倾斜圆柱孔气膜冷却与气动特性研究[J]. 西安交通大学学报，2023，57(9)：10-21.
JIA Zhe，LI Feng，ZHANG Weixin，et al. Investigation on film cooling and aerodynamic performance of the multi-cavity tip with inclined film holes in a linear turbine cascade[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University，2023，57(9)：10-21.

[7] 周祚弘，程国强，许承天，等. 涡轮动叶肋条布局的凹槽状叶顶气膜冷却效率和气热性能研究[J]. 动力工程学报，2024，44(9)：1446-1458.
ZHOU Zuohong，CHENG Guoqiang，XU Chengtian，et al. Investigations on the film cooling effectiveness and aerothermal performance of the turbine blade squealer tip with rib layouts[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering，2024，44(9)：1446-1458.

[8] 李左飙，温风波，唐晓雷，等. 基于深度学习的单排孔气膜冷却性能预测[J]. 航空学报，2021，42(4)：524331.
LI Zuobiao，WEN Fengbo，TANG Xiaolei，et al. Prediction of single-row hole film cooling performance based on deep learning[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2021，42(4)：524331.

[9] LEE K D，KIM K Y. Shape optimization of a fan-shaped hole to enhance film-cooling effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer，2010，53(15/16)：2996-3005.

[10] LIU Chen，BAO Amei，ZHANG Yi，et al. Surrogate-based optimization and experiment validation of a fan-shaped film cooling hole with a large lateral space[J]. Applied Thermal Engineering，2022，207：118145.

[11] WANG Chunhua，ZHANG Jingzhou，ZHOU Junhui. Optimization of a fan-shaped hole to improve film cooling performance by RBF neural network and genetic algorithm[J]. Aerospace Science and Technology，2016，58：18-25.

[12] ZHANG Weixin，LI Feng，JIA Zhe，et al. Experimental study on performance verification test of optimized film cooling holes in a linear cascade[J]. Applied Thermal Engineering，2022，212：118574.

[13] CHENG Hao，WEN Zhixun，ZHAO Yanchao，et al. Effect and optimization of geometric parameters and arrangement on film cooling performance of fan-shaped holes based on generalized regression neural network[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer，2024，158：107868.

[14] WANG Shanyou，ZHANG Siyuan，LI Xueying，et al. Optimization of the film cooling hole for minimizing stress concentration factor based on surrogate model[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer，2024，227：125546.

[15] ZHANG Z，HU T，SU X，et al. Optimization of the double-expansion film-cooling hole using CFD[J]. Entropy，2023，25(3)：410.

[16] LIU Z S，YANG K F，YANG X，et al. Optimization of fan-shaped film cooling holes for enhancing cooling effectiveness under variable coolant inlet pressure ratios[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020：Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Online：ASME.

[17] LEE J，PARK H S，SOHN H S，et al. Optimization of film cooling hole using Genetic algorithm for enhanced turbine endwall cooling performance[J]. Energy，2025，341：139448.

（下转第 36 页）

Engineering Science, 1995, 209(2): 115-124.

[3] DYKAS S, MAJKUT M, STROZIK M, et al. Experimental study of condensing steam flow in nozzles and linear blade cascade[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 80: 50-57.

[4] SHABANI S, MAJKUT M. CFD approach for determining the losses in two-phase flows through the last stage of condensing steam turbine[J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 253: 123809.

[5] BIAN Jiang, JIANG Wenming, HOU Danyang, et al. Condensation characteristics of CH_4-CO_2 mixture gas in a supersonic nozzle[J]. Powder Technology, 2018, 329: 1-11.

[6] 曹挺, 黄伟光, 张靖煊. 基于 He-N_2 混合工质的闭式 Brayton 循环系统及设备的优化设计[J]. 动力工程学报, 2019, 39(2): 155-162.
CAO Ting, HUANG Weiguang, ZHANG Jingxuan. Optimal design of a closed Brayton cycle system based on He-N_2 working fluid[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2019, 39(2): 155-162.

[7] 林智博, 陶乐仁, 邱晗, 等. 超临界 CO_2/R41 混合工质在螺旋槽管内冷却流动传热特性的数值研究[J]. 动力工程学报, 2022, 42(9): 793-799.
LIN Zhibo, TAO Leren, QIU Han, et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of supercritical CO_2/R41 mixtures in spirally fluted tube [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2022, 42(9): 793-799.

[8] ZHANG Hanlin, WU Haomin, LIU Dong, et al. Experimental investigations on heat transfer to H_2O/CO_2 mixtures in supercritical region[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2020, 116: 104706.

[9] 刘晓薇. H_2O/CO_2 混合工质凝结流动特性分析[D]. 大连: 大连理工大学, 2020.
LIU Xiaowei. Analysis on condensation flow characteristics of H_2O/CO_2 gas mixture [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2020.

[10] WYSLOUZIL B E, HEATH C H, CHEUNG J L, et al. Binary condensation in a supersonic nozzle[J]. The Journal of Chemical Physics, 2000, 113(17): 7317-7329.

(上接第 26 页)

[18] CHOI J, KIM J, LEE J, et al. Genetic algorithm-based optimal film cooling design for gas turbine endwalls under real operating conditions[J]. Physics of Fluids, 2025, 37(6): 066124.

[19] 高尚鸿, 汪翔宇, 张韦馨, 等. 数据驱动在透平叶片冷却设计中的应用进展[J]. 动力工程学报, 2024, 44(11): 1780-1789.
GAO Shanghong, WANG Xiangyu, ZHANG Weixin, et al. Progresses on the application of data-driven methods in turbine blade cooling design[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2024, 44(11): 1780-1789.

[20] 张小伟, 王延荣, 张潇, 等. 涡轮机械叶片的流固耦合数值计算方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1622-1626.
ZHANG Xiaowei, WANG Yanrong, ZHANG Xiao, et al. Numerical method for fluid-structure interaction in turbomachinery bladings[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1622-1626.

[21] KWAK J S, RESEARCHER S, HAN J C. Heat transfer coefficients on the squealer tip and near squealer tip regions of a gas turbine blade[J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(4): 669-677.

[22] 董平. 航空发动机气冷涡轮叶片的气热耦合数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009: 45-52.
DONG Ping. Research on conjugate heat transfer simulation of aeroturbine engine air-cooled vane[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009: 45-52.