

带锥形孔的矩阵冷却通道流动换热多目标优化

徐亮, 叶玮琦, 李云龙, 席雷, 高建民

(西安交通大学机械工程学院, 710049, 西安)

摘要: 为了降低内部冷却通道气流的流动阻力、加速冷气局部流动、增强肋壁附近的涡流扰动从而增强换热, 针对某新型的涡轮叶片内部矩阵冷却结构在肋板处添加了收缩型锥形孔, 构建新型锥孔肋矩阵冷却通道, 并进行了多目标优化设计。采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)数值模拟研究了该结构肋间距与肋宽的比值 k 、肋倾角 α 、锥角 β 对流动换热的影响规律; 建立了努塞尔数和摩擦因子的响应面预测模型, 并分析了模型的有效性; 通过非支配排序遗传算法-II(NSGA-II)结合逼近于理想值的排序方法(TOPSIS)寻优, 获得了研究参数范围内的最优结构。研究表明: 两个目标函数的响应面预测模型的平均误差分别为 0.967%、2.182%, 最大误差分别为 3.063%、4.517%。在 Re 为 5 000、热流密度 q 为 2 000 W/m² 的条件下, 最佳结构参数为: $k = 2.461$, $\alpha = 54.774^\circ$, $\beta = 1.415^\circ$ 。优化后的矩阵冷却通道与光滑通道的无量纲努塞尔数的比 Nu/Nu_0 和摩擦因子的比 f/f_0 以及综合换热系数 F 的误差分别是 0.32%、3.38% 和 1.51%, 表明优化方法是有效的。收缩型锥形孔促进了下游涡系的产生, 有效降低流动阻力的同时增强了换热均匀性。优化结构相比原始结构的 Nu/Nu_0 提升了 6.37%, f/f_0 下降了 17.69%, 综合换热系数 F 提升了 13.43%, 实现了冷却性能的提升。

关键词: 矩阵冷却; 涡轮叶片; 多目标优化; 锥形孔

中图分类号: TK47 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202507007 **文章编号:** 0253-987X(2025)07-0066-11

Multi-Objective Optimization of Flow and Heat Transfer in Matrix Cooling Channels with Tapered Holes

XU Liang, YE Weiqi, LI Yunlong, XI Lei, GAO Jianmin

(School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: To reduce flow resistance in internal cooling channels, accelerate the local flow of cold air, and enhance vortex disturbances near rib walls for improved heat transfer, a novel matrix cooling structure for turbine blades is developed by incorporating tapered holes in the rib plates. This study constructs a new type of tapered hole rib matrix cooling channel and conducts a multi-objective optimization design. Numerical simulations of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS) are performed to investigate the effects of the rib spacing-to-width ratio (k), rib angle (α), and cone angle (β) on flow and heat transfer. A response surface prediction model for the Nusselt number (Nu) and friction factor (f) is established, and its effectiveness is analyzed. The non-dominated sorting genetic algorithm II (NSGA-II), combined with the technique for order

收稿日期: 2025-01-17。 作者简介: 徐亮(1980—), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2024JC-YBMS-345)。

网络出版时间: 2025-03-27

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250327.1059.003>

preference by similarity to ideal solution (TOPSIS), is used to optimize and identify the best structure within the studied parameter range. The average errors of the response surface prediction models for the two objective functions are 0.967% and 2.182%, with maximum errors of 3.063% and 4.517%, respectively. Under conditions of $Re=5\,000$ and $q=2\,000\text{ W/m}^2$, the optimal structural parameters are found to be $k=2.461$, $\alpha=54.774^\circ$, and $\beta=1.415^\circ$. The errors in the optimized results for Nu/Nu_0 , f/f_0 , and F are 0.32%, 3.38%, and 1.51%, respectively, indicating the effectiveness of the optimization method. The tapered holes facilitate the generation of downstream vortices, effectively reducing flow resistance while enhancing heat transfer uniformity. Compared to the original structure, the optimized design achieves a 6.37% increase in Nu/Nu_0 , a 17.69% decrease in f/f_0 , and a 13.43% improvement in the overall heat transfer coefficient F , resulting in enhanced cooling performance.

Keywords: matrix cooling; turbine blade; multi-objective optimization; conical hole

涡轮叶片作为燃气轮机中的第一关键件,其性能水平标志着燃气轮机的先进程度^[1]。根据燃气轮机的布雷顿热力循环理论,为了提高循环效率,涡轮进气温度逐渐上升^[2]。依靠高温气流推动做功的叶片需要承受更高的温度,已经远超高温合金材料的耐热极限^[3],因此需要使用先进的叶片冷却技术,确保涡轮安全可靠运行。矩阵冷却技术是一种新型的叶片内部冷却方法,又称为交叉肋、网格肋冷却。矩阵冷却通道具有良好的冷却效果和结构强度^[4]。目前俄罗斯和乌克兰等国家的燃气轮机叶片内部冷却技术仍然主要基于矩阵冷却^[5],但由于其加工制造困难,在世界范围内的流行度不如带肋蛇形通道。近年来,3D打印的迅猛发展有效解决了矩阵通道在制造方面的难题,使其重新回归研究人员的视野之中,其结构的优化设计成为研究的热点。

矩阵冷却通道由两层具有相反夹角的平行肋板组合而成,两层分别连接涡轮叶片的吸力面和压力面。叶片内部的冷却气流被分隔成多股,呈蛇形般上下流动,在转角处形成强烈的冲击扰流作用,破坏流动边界层的发展,增加了气流的湍流度,形成优异的换热效果^[6-7]。然而,众多的肋板同时带来了巨大的流动阻力和摩擦阻力^[8],会导致气流的泵送功率增大3~10倍^[9]。近年来,研究人员已经采用实验和数值模拟等方法,对矩阵冷却结构的流动换热特性进行了一些研究,试图寻找不同参数的影响规律。Bunker^[9]较早地采用实验测量了肋倾角为 45° 矩阵结构的换热系数和压降,结果表明,高转弯损耗与蛇形转弯回路相关,矩阵结构的换热增强系数水平在2.5~3.0范围内,并指出该结构具有巨大的应用潜力。Saha等^[10-11]研究了肋倾角为 45° 的矩阵冷却结

构的子通道数对流动换热的影响,研究结果表明,与目前广泛用于燃气轮机叶片的针形翅片相比,矩阵冷却结构具有更高的换热性能。Sundberg^[12]研究了不同肋角下的矩阵通道的换热水平,结果表明,对于不同的肋角,平均传热增强系数在2~3范围内,但在与流动方向成 45° 时获得最佳传热性能。Bu等^[13-14]采用数值模拟方法研究了改变肋角、肋密度、肋间距与子通道宽度比等矩阵结构参数对换热效果的影响,结果表明,在研究范围内,矩阵肋角越小,子通道越窄,肋密度越大,传热强化程度越高,换热均匀性越差。吕玥萱等^[15]通过实验和数值模拟研究了 30° 、 35° 和 45° 这3种肋倾角,结果表明,平均努塞尔数和摩擦因子均随肋角的增大而增大,这是由于增强了子通道间的流动掺混。臧恒波等^[16]使用响应面设计法得到常规矩阵通道的气动和传热性能的预测模型,结果表明,肋倾角越大,肋间距越大,雷诺数小的方案的综合换热效果越好。

近年来,已经有研究者在矩阵冷却结构的基础上进行创新设计,获得了综合性能更加优异的结构。Rao等^[5]对矩阵冷却子通道的截面形状进行了改进,采用了U型截面子通道和带球凹的U型截面子通道进行对比研究,结果表明,改进后矩阵结构虽然相比于矩形截面子通道的流阻增大,但换热能力大幅提高。Deng等^[17]采用水蒸气凝结法对侧壁开槽的矩阵冷却结构进行了实验研究,并与无开槽结构进行了对比,结果表明,开槽不仅能提高换热系数,还能有效地降低流阻,实现了综合换热性能的提高。Ruan等^[18]提出一种新型的挡板上带穿孔的矩阵冷却结构,发现新型穿孔肋板矩阵冷却结构的整体热传递和热流体性能比传统矩形格子冷却结构分别高

出 21.6%~37.0% 和 27.9%~46.7%，而前者的摩擦损失性能比后者低 16.3%~29.2%。此外，文献[19-21]对穿孔肋的强制对流换热进行了一系列的数值和实验研究，得到与 Ruan 等^[18]相同的结论，在矩阵结构的肋板上形成穿孔可以显著减少摩擦损失。由于肋板上穿孔的引入，流经小孔的气流会和子通道中的主流相互作用增加掺混从而增强传热性能；穿孔还可以连接相邻的子通道，缩短部分冷却剂的流动距离，从而降低通道间的压降。

值得注意的是，之前的研究多聚焦于直孔穿孔肋板在矩阵冷却通道中的应用，较少考虑孔的锥角对流动换热的影响。本研究创新性地具有收缩型锥形孔的穿孔肋板引入矩阵结构，锥形孔能够加速冷气局部流动，增强对肋壁附近的扰动，进而改善流动和传热特性。尽管有学者对矩阵冷却结构开展了系列研究，但关于锥形孔对流动换热特性的影响机制尚不明确。本文采用雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)数值模拟研究锥角、肋宽和肋倾角对流动换热效果的影响。采用拉丁超立方采样(LHS)方法在设计空间选取典型样本点，让样本量在整个设计空间充盈分布。采用响应面代理模型结合 NSGA-II 多目标优化方法针对壁面的努塞尔数和摩擦因子进行结构优化。这种多目标优化方法的使用，能够在多个设计参数相互制约的情况下，快速、准确地找到最优解，避免了传统单目标优化方法可能存在的局限性，拟合出参数的关联式，得到了参数范围内的最优结果，并验证了优化方法的有效性。

1 数值模拟与优化方法

1.1 计算模型

本文参考某涡轮叶片中弦区曲率较小的区域，提取内部规则的冷却通道结构，简化为矩形平板结构进行数值模拟，如图 1 所示。这一模型可为后续曲面叶片的研究提供基础数据支持。图 1(a)给出了常规矩阵冷却通道的原始结构，通道在入口处被两层交错的肋板分成了 8 个子通道，并沿流向设置 6 个转向位置，肋间距与肋宽相等，肋倾角为 45°。由图 1(b)所示，在每一条肋板上均匀分布收缩型锥形孔，连通相邻的两个子通道，从而使气流可从肋壁穿孔中通过。

图 2 展示了数值模拟采用的计算域与结构设计参数。测试段进行流固耦合设置，上游和下游的流

体域延伸 5 倍水力直径的稳流段，以减少入口效应和回流效应。计算域在 NX2312 软件中进行参数化建模，测试段的宽度和高度、锥形孔的大径为固定值，肋间距 s 与肋宽 w 的比值 k 、肋倾角 α 、锥角 β 设置为可变参数。表 1 列出了具体的结构参数范围。

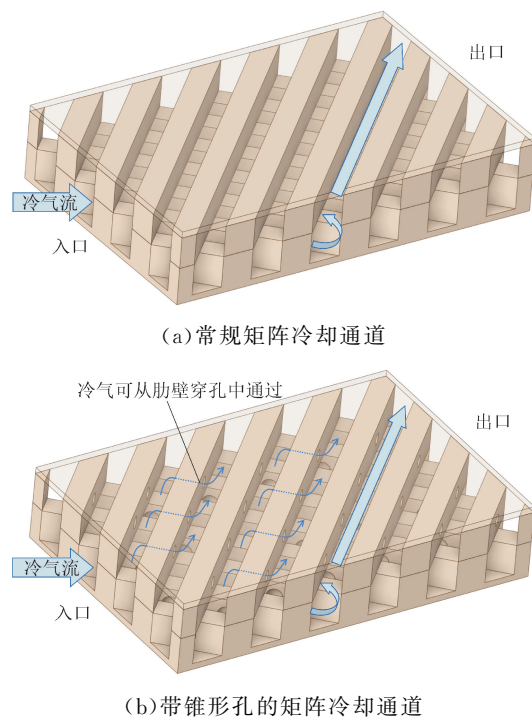


图 1 常规与带锥形孔的矩阵冷却通道结构对比

Fig. 1 Comparison of conventional and tapered-holed matrix cooling channel structures

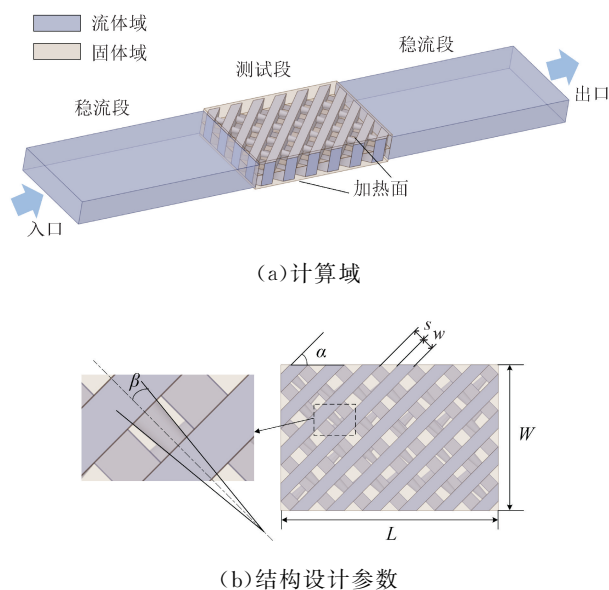


图 2 矩阵冷却通道数值模拟计算域及关键设计参数示意图
Fig. 2 Schematic of computational domain and key design parameters for matrix cooling channel

表 1 矩阵冷却通道关键结构参数设计范围及具体取值

Table 1 Design ranges and specific values of key structural parameters for matrix cooling channel

参数	数值及范围
通道宽度 W/mm	40
通道高度 H/mm	10
锥形孔大径 d/mm	2.5
加热板厚度 mm	1
水力直径 D_h/mm	16
肋倾角 $\alpha/(\circ)$	30~60
肋间距 s 与肋宽 w 的比值 k	0.5~3.0
锥形孔锥角 $\beta/(\circ)$	0~10
通道长度 L/mm	60

1.2 评价参数定义

矩阵通道的局部对流换热系数 h 为

$$h = \frac{Q}{A(T_w - T_f)} \quad (1)$$

式中: Q 为受热面的净功率, 等于加热元件的输入功率与热传导之间的差值; A 为矩阵通道内壁面的总面积; T_w 为内壁面的局部温度; T_f 为冷却气体的参考温度。

努塞尔数 Nu 用于评估换热性能, 表达式为

$$Nu = \frac{hD_h}{\lambda} \quad (2)$$

式中: λ 为流体的导热系数。

平均努塞尔数 Nu_{ave} 定义如下

$$Nu_{ave} = \frac{1}{A} \int Nu dA \quad (3)$$

换热性能以矩阵冷却通道与光滑通道的无量纲努塞尔数的比 Nu/Nu_0 表示, 用于有效评估矩阵结构的传热增强, 其中 Nu_0 是未置入矩阵结构的光滑通道的平均努塞尔数, 由充分发展湍流的 Dittus Boelter 相关性确定^[23], Nu_0 的表达式为

$$Nu_0 = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4} \quad (4)$$

式中: Pr 为空气的普朗特数。

矩阵冷却通道内壁面的摩擦因子 f 定义为

$$f = \frac{(p_{in} - p_{out})D_h}{2L_s\rho v^2} \quad (5)$$

式中: p_{in} 为入口压力; p_{out} 为出口压力; L_s 为通道的特征长度; ρ 为冷气的密度; v 为通道中的平均速度。

流动阻力的结果以矩阵冷却通道与光滑通道的无量纲摩擦因子的比 f/f_0 表示, 其中 f_0 表示未置入矩阵结构的光滑通道中充分发展湍流的摩擦因子, f_0 的 Blasius 关联式为^[24]

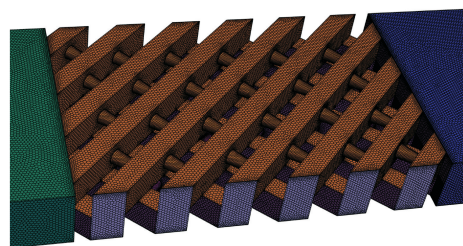
$$f_0 = 0.079Re^{-0.25} \quad (6)$$

评价换热结构的热力学性能, 需要综合考虑换热与流动阻力以评估其综合的传热性能。采用综合换热系数 F 评估不同换热结构的流动换热性能。 F 定义^[25] 如下

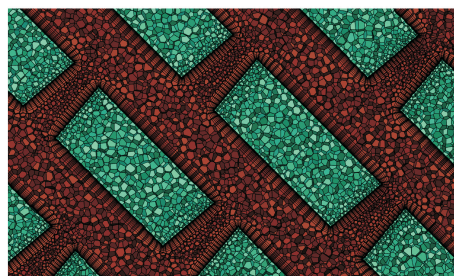
$$F = \frac{Nu_{ave}/Nu_0}{(f/f_0)^{1/3}} \quad (7)$$

1.3 网格无关性验证

使用 Ansys 软件划分非结构性网格用于数值模拟。图 3 展示了矩阵冷却通道的网格与水平截面的局部细节。采用多面体网格划分, 在流体域与壁面的接触面设置 10 层边界层, 第一层网格高度设为 0.005 mm, 增长率为 1.2, 确保第一层网格的无量纲壁面参数 y^+ 小于 1。肋倾角为 45° , 肋间距 s 与肋宽 w 的比值 k 为 1, 锥角为 5° 时, 网格数在 96 万~564 万之间, 在 Re 为 5 000、热流密度 q 为 2 000 W/m² 的工况下进行了网格无关性验证。如图 4 所示, 网格数增加到 405 万时, 平均努塞尔数 Nu_{ave} 和摩擦因子 f 几乎不再变化。考虑计算效率, 本文选取 405 万左右的网格数进行数值模拟。



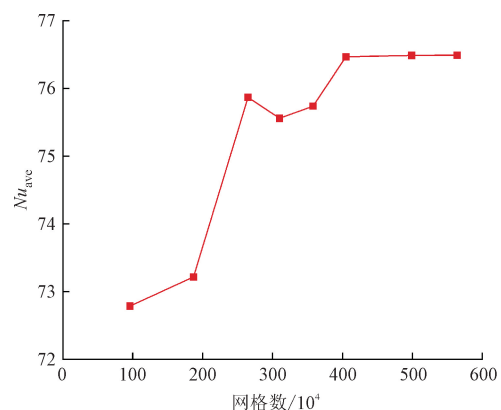
(a) 流体域网格



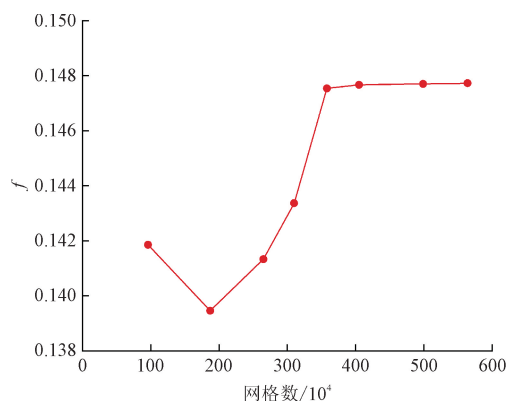
(b) 截面局部网格细节

图 3 矩阵冷却通道网格划分及局部网格细节

Fig. 3 Mesh divisions and local mesh details of matrix cooling channel



(a) 努塞尔数随网格数的变化



(b) 摩擦因子随网格数的变化

图4 网格无关性验证

Fig. 4 Mesh-independent verification

1.4 数值方法和边界条件

本次数值计算使用商用 Fluent 2023R1 软件实现稳态雷诺平均 Navier-Stokes 方程求解。求解方法采用 Simplec 算法耦合压力和速度,空间离散精度选用二阶迎风差分格式,残差水平小于 10^{-5} 视为收敛。湍流模型采用与 Ruan 等^[18] 相同的可扩展壁面函数的 RNG $k-\epsilon$ 模型。RNG $k-\epsilon$ 模型可准确预测分离流与二次流动^[22]。给定计算的边界条件:入口设置为速度入口,入口雷诺数 Re 为 5 000,温度为 293.15 K,湍流度为 5%;出口设置为压力出口,总压为一个标准大气压;上下表面设置恒定的热流密度 $q=2\,000\text{ W/m}^2$,其余壁面为绝热壁面。冷却剂使用理想空气,固体域采用具有固定物理性质的钢材。

为了验证数值计算方法的有效性,使用 Ruan 等^[18] 的 Case A 结构的实验数据进行对比,按照其结构参数和工况条件进行设置,平均努塞尔数和摩擦因子比值的结果如图 5 所示。可以看出,模拟结

果和实验结果走势接近,吻合良好, Nu_{ave} 的最大误差为 3.9%, f/f_0 的最大误差为 4.3%,表明采用的数值方法是可靠的。

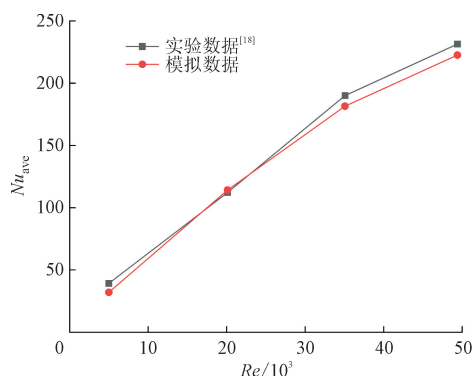
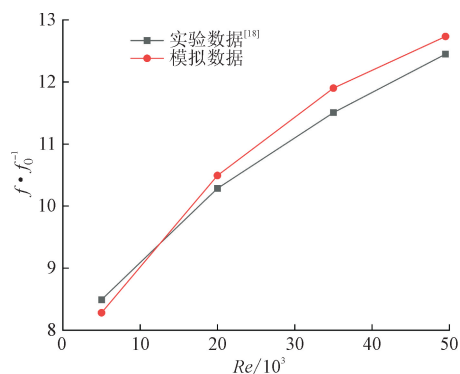
(a) Nu_{ave} 对比(b) f/f_0 对比

图5 数值计算方法的验证

Fig. 5 Validation of the numerical method

1.5 数据采样

随着计算机仿真技术的发展,要求实验设计获得的样本集能够进行“空间填充”,从而通过相对少量的样本点最小化实验成本和最大化获取设计空间的信息。本文采用拉丁超立方采样方法进行实验设计。LHS 方法的基本思想是保证样本点在每个维度上的均匀分布,同时保证不同维度样本点之间的相关性尽可能小。根据物理模型的结构特征,确定 3 个自变量的范围:肋间距 s 与肋宽 w 的比值 k 在 0.5~3.0 之间;肋倾角 α 在 $30^\circ\sim60^\circ$ 之间;锥形孔的锥角 β 在 $0^\circ\sim10^\circ$ 之间。本研究采用 Matlab 2024b 软件实现 LHS,获得了 81 组不同的设计点。采样点在设计空间中的分布如图 6 所示。可以看到,设计点均匀地分布在整个设计空间中。这意味着所选择的设计点被战略性地定位,以最真实的形式说明设计空间的定义特征。

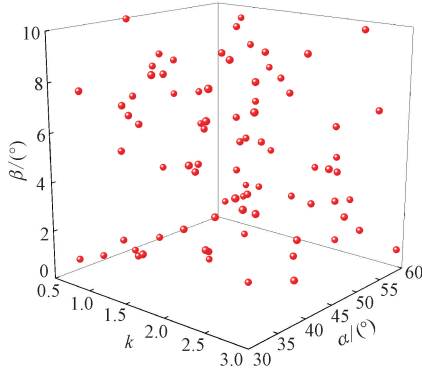


图 6 基于拉丁超立方采样的三因素设计空间采样点分布情况

Fig. 6 Sampling point distribution in design space using Latin hypercube sampling (LHS) for three factors

1.6 多目标优化

本研究提出了一种新型的锥孔肋矩阵冷却通道,旨在减少流动阻力和增强换热,图 7 展示了锥孔肋矩阵冷却通道多目标优化的流程。这两个目标看似是相互矛盾的,通过多目标优化可以形成一系列权衡两者的 Pareto 前沿解集,再通过 F 寻找到最优的参数配置。以 $\mathbf{x}$ 代表设计变量组成的向量,包含 x_1, x_2, x_3 3 个设计变量; $\mathbf{y}$ 代表评价参数组成的向量,包含 y_1, y_2 2 个评价参数,优化问题描述为

$$\begin{cases} \mathbf{x} = [x_1, x_2, x_3]^T = [k, \alpha, \beta]^T \\ \mathbf{y} = [y_1, y_2]^T = \left[\frac{Nu_{ave}}{Nu_0}, \frac{f}{f_0} \right]^T \\ \max y_1, \min y_2 \\ \text{s. t. } x_1 \in (0.5, 3.0), x_2 \in (30^\circ, 60^\circ), x_3 \in (0^\circ, 10^\circ) \end{cases} \quad (8)$$

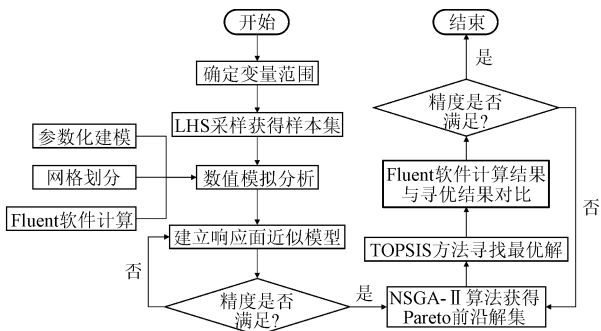


图 7 带锥形孔的矩阵冷却通道的多目标优化流程

Fig. 7 Multi-objective optimization flowchart of tapered-holed matrix cooling channel

由于遗传算法具有较好的全局寻优能力,对于多目标优化问题,可以通过该方法获得全局 Pareto 最优解集^[26]。在数据采样获得样本集的基础上,通过响

应面代理模型构建足够精度(复相关系数 $R^2 > 0.9$) 的近似模型,接着采用第二代非支配排序遗传算法(NSGA-II)建立 Pareto 前沿解集。选择 NSGA-II 算法的原因在于其在多目标优化问题中展现出的高效性、良好的收敛性、多样性保持能力,以及其参数设置的简便性。多目标遗传算法的搜索原理模拟群体的遗传和变异,其中用于决策的一组向量类似于群体中的个体。每个个体都代表了问题的一个可能的解决方案。通过构建适应度函数来评估每个个体对每个目标的优秀程度。本次模拟的适应度函数是关于 Nu_{ave}/Nu_0 和 f/f_0 的函数。NSGA-II 的设置是在 Isight 软件中处理,按照如表 2 所示的设置迭代求解。最后,通过逼近于理想值的排序方法(TOPSIS)搜索最优解。TOPSIS 方法由 Hwang 和 Yoon^[27] 提出,其基本原理是评估对象(Nu/Nu_0 和 f/f_0)最接近最优解,同时也最远离最差解。使用 TOPSIS 方法需要对极小值指标 f/f_0 进行正向标准化处理,正向矩阵标准化过程为

$$\begin{cases} \mathbf{Y} = [\mathbf{Y}_1 \quad \mathbf{Y}_2] \\ \mathbf{Y}_1 = [y_{11}, y_{21}, \dots, y_{n1}]^T \\ \mathbf{Y}_2 = [[y_{12}]_{\max} - y_{12}, [y_{12}]_{\max} - y_{22}, \dots, \\ [y_{12}]_{\max} - y_{n2}]^T \\ z_{ij} = y_{ij} / \sqrt{\sum_{i=1}^n (y_{ij})^2}, j = 1, 2 \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{Y}$ 为正向化后的矩阵; $\mathbf{Y}_1, \mathbf{Y}_2$ 分别为 2 个评价参数正向化后的向量; y_{ij} 为正向化后的矩阵元素; z_{ij} 为标准化后的矩阵元素。

评价标准 S 定义为

$$\begin{cases} S_i = \frac{D_i^-}{D_i^+ + D_i^-} \\ D_i^+ = \sqrt{\sum_{j=1}^2 (\max\{z_{1j}, z_{2j}, \dots, z_{nj}\} - z_{ij})^2} \\ D_i^- = \sqrt{\sum_{j=1}^2 (\min\{z_{1j}, z_{2j}, \dots, z_{nj}\} - z_{ij})^2} \end{cases} \quad (10)$$

式中: D_i^+, D_i^- 分别为第 i ($i = 1, 2, \dots, n$) 个评价对象与最大值、最小值之间的距离。

表 2 NSGA-II 算法的迭代设置

Table 2 Iterative setup of the NSGA-II algorithm

参数	数值
种群大小	20
遗传代数	50
交叉概率	0.9
交叉分布指数	10
突变分布指数	20

2 结果与讨论

2.1 响应面模型和参数敏感性分析

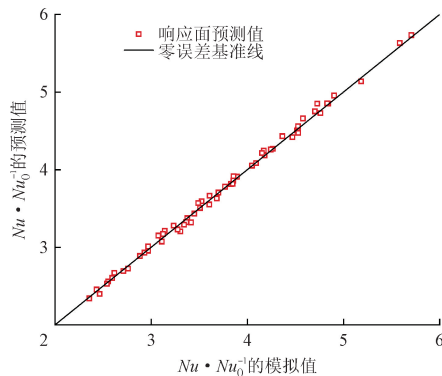
根据 Re 为 5 000、 q 为 2 000 W/m² 工况下的 81 组数值模拟数据,建立了二阶响应面模型,得到了响应 (Nu/Nu_0 和 f/f_0) 和输入参数 (k, α, β) 之间的关系,回归方程共包含 10 项,分别是常数项、线性项、平方项和交互项。拟合相关系数见表 3。

为了确定本文所建立的响应面模型的准确性,使用复相关系数 R^2 进行评判, R^2 越接近 1,方程的拟合精度越高。响应值 Nu/Nu_0 和 f/f_0 的 R^2 分别为 0.977 和 0.931,均大于 0.9。图 8(a)、图 8(b) 分别给出了 Nu/Nu_0 与 f/f_0 的响应面预测值与数值模拟值的对比。由图可见,预测点均匀且较为紧密地分布在基准线周围, Nu/Nu_0 的平均误差为 0.967%,最大误差为 3.063%; f/f_0 的平均误差为 2.182%,最大误差为 4.517%,均未超过 5%。这说明本文建立的近似模型拟合精度高,适合用于锥孔肋矩阵冷却通道的努塞尔数和流阻的预测。

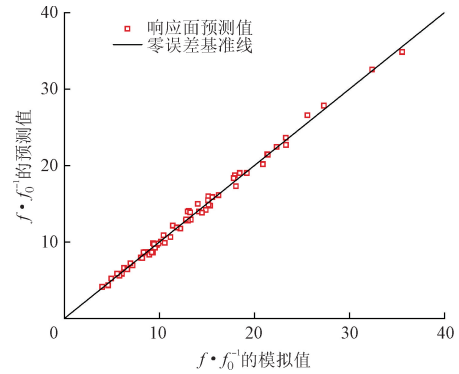
表 3 努塞尔数的比与摩擦因子的比回归模型的拟合相关系数

Table 3 Fitting correlation coefficients of regression models for Nu/Nu_0 and f/f_0

输入参数	相关系数	
	$Nu \cdot Nu_0^{-1}$	$f \cdot f_0^{-1}$
常数项	2.948 4	18.235 7
k	-1.402 0	-14.832 1
α	0.016 2	-0.110 3
β	0.010 8	0.182 9
k^2	0.046 8	5.563 8
α^2	0.001 1	0.011 2
β^2	-0.001 0	-0.014 7
$k\alpha$	-0.017 2	-0.240 8
$k\beta$	-0.008 7	-0.137 3
$\alpha\beta$	0.000 6	0.008 2



(a) Nu/Nu_0 的模拟值与预测值分布

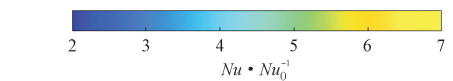


(b) f/f_0 的模拟值与预测值分布

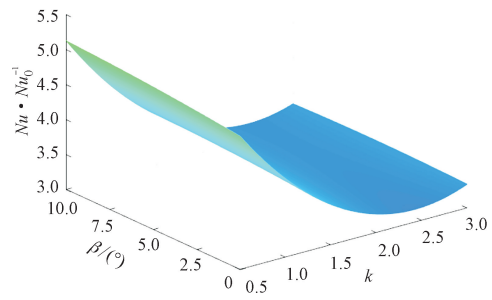
图 8 努塞尔数的比与摩擦因子的比响应面预测值与实际模拟值的对比分析

Fig. 8 Comparison of predicted and simulated values of Nu/Nu_0 and f/f_0 using response surface model

进行了参数敏感性分析,基于控制变量法分别控制 $\beta=5^\circ, \alpha=45^\circ, k=1$,探索剩余两个变量对目标函数的影响程度。图 9、图 10 分别为绘制的 Nu/Nu_0 和 f/f_0 的响应曲面图。可以看出, Nu/Nu_0 和 f/f_0 随 3 个参数的变化趋势类似,参数的敏感性由高到低排序均为 α, k, β ,说明影响程度 $\alpha > k > \beta$ 。 Nu/Nu_0 和 f/f_0 随 α 的增大而迅速增大,随 k 的增大而先减小后缓慢增大,随 β 的增大而略有增大。这说明肋倾角增大将迅速提高换热能力,但也会迅速提高流动阻力,这是由于气体的转向角增大,会形成更多的湍流,损失了更多的动能。 k 增大,意味着通道



(a) $\beta=5^\circ$



(b) $\alpha=45^\circ$

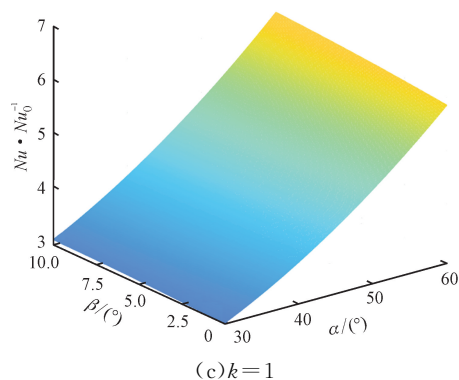


图 9 Nu/Nu_0 随肋倾角 α 、肋间距比 k 及锥角 β 变化的敏感性分析

Fig. 9 Parametric sensitivity analysis of Nu/Nu_0 with rib angle (α), rib spacing ratio (k), and cone angle (β)

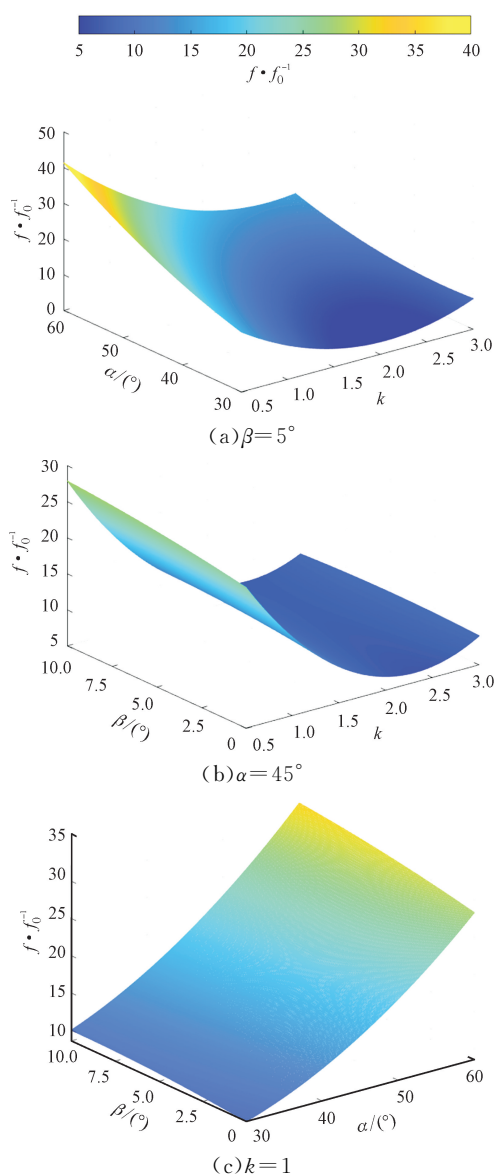


图 10 f/f_0 随肋倾角 α 、肋间距比 k 及锥角 β 变化的敏感性分析

Fig. 10 Parametric sensitivity analysis of f/f_0 with rib angle (α), rib spacing ratio (k), and cone angle (β)

越宽,气流的速度越低,换热能力和流动阻力均会下降。锥角 β 增大, Nu/Nu_0 和 f/f_0 略微增大,但流动阻力的增大幅度略大于换热能力,这是由于锥孔侧壁面面积增大,孔内气流在出口处汇集,冷气局部扰动增强,产生了更多的二次涡流造成的。

2.2 优化结果分析

图 11 给出了根据 NSGA-II 优化算法生成的所有解与 Pareto 前沿解集。Pareto 前沿表示了多目标优化的最佳设计趋势。由于优化目标是优化解与光滑通道的努塞尔数的比 Nu/Nu_0 目标函数最大化,摩擦因子的比 f/f_0 目标函数最小化,因此 Pareto 前沿最优解集展示出在一个目标函数固定值时另外一个目标函数的最优值。由 Pareto 前沿变化趋势可以看出,提高 Nu/Nu_0 和降低 f/f_0 两个目标函数存在恶性竞争关系,即提高换热效果和降低流阻存在冲突,优化设计时需要从 Pareto 前沿中选择适合的最优解。在 Re 为 5 000、 q 为 2 000 W/m² 的工况下,最优解对应的结构参数为 $k=2.461$, $\alpha=54.774^\circ$, $\beta=1.415^\circ$ 。对此参数进行数值模拟验证,优化结果和数值模拟结果的对比见表 4。 Nu/Nu_0 、 f/f_0 和 F 的误差分别是 0.32%、3.38%和 1.51%,均小于 5%,说明本文使用的多目标优化方法对于预测带锥形孔的矩阵冷却通道的流动换热性能是可靠的。

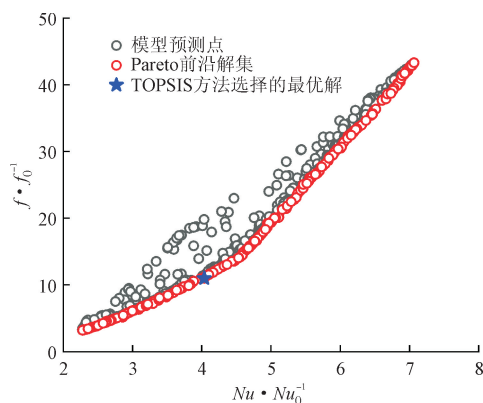


图 11 NSGA-II 优化算法生成的所有解与 Pareto 前沿解集
Fig. 11 Set of all solutions generated by the NSGA-II optimization algorithm and the set of Pareto frontier solutions

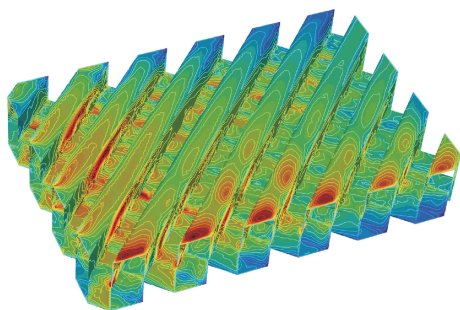
表 4 优化结果与数值模拟结果对比

Table 4 Comparison of optimization results with numerical simulation results

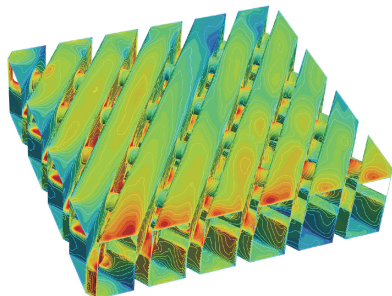
性能指标	优化结果	数值模拟结果	优化结果与模拟结果之间的相对误差/%
$Nu \cdot Nu_0^{-1}$	4.038	4.025	0.32
$f \cdot f_0^{-1}$	10.976	11.360	3.38
F	1.817	1.790	1.51

2.3 优化结构和原始结构的性能对比分析

图12~14分别为未加入锥形孔的原始结构和加入锥形孔的优化结构两种矩阵冷却通道在 Re 为5 000、 q 为2 000 W/m²的工况下的3种云图。图12是内壁面的 Nu 分布云图。可以看到,矩阵冷却通道在上层的一侧边缘处出现了高换热区,这是由于气流在边缘处从下层转向进入上层,形成强烈的冲击冷却效果。原始结构的高 Nu 区更加集中且明显,集中于入口附近的通道一侧和子通道侧壁面。优化结构的 Nu 分布更均匀,这对于减少结构的热应力集中有所帮助。形成的原因是壁面上的锥形孔及时疏导了冲击在子通道侧面的气流,使冷却潜力较强的气流提前进入下游,因此优化结构通道下游的低 Nu 区域更少。



(a)原始结构



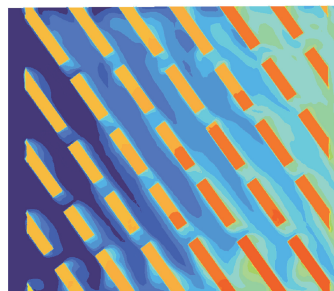
(b)优化结构

图12 常规与优化后带锥形孔的矩阵冷却通道内壁面努塞尔数分布对比

Fig. 12 Comparison of inner wall surface Nu distributions between conventional and optimized tapered-holed matrix cooling channels



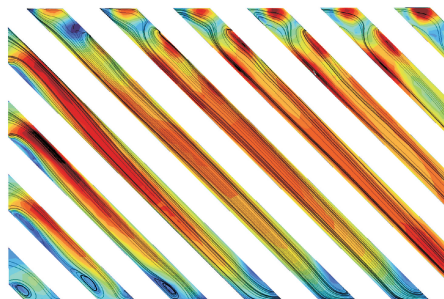
(a)原始结构



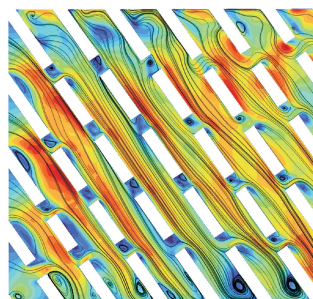
(b)优化结构

图13 常规与优化后锥形孔矩阵冷却通道水平截面温度分布对比

Fig. 13 Comparison of horizontal cross-section temperature distribution between conventional and optimized tapered-holed matrix cooling channels



(a)原始结构



(b)优化结构

图14 常规与优化后锥形孔矩阵冷却通道水平截面速度分布及内部流线特征对比

Fig. 14 Comparison of velocity distribution and internal streamline characteristics in the horizontal cross-section of conventional and optimized tapered-holed matrix cooling channels

由图13水平截面处的温度云图可见,截面与下层锥形孔中心齐平。优化结构的固体壁面温度更低,说明冷却效果更好。对比图14的速度场云图和流动迹线可以看出,优化结构中的气流的速度更低,这与子通道更宽有关。优化结构内部形成了更多且更大的涡流,且气流可以从壁面的锥形孔通过,在孔内也形成了漩涡,说明在肋壁上增加锥形孔可以促进下游

涡系的产生,增加换热的同时降低了流动阻力。表5给出了优化结构和原始结构的3种目标函数的数值模拟结果对比。可以看出,锥孔肋矩阵冷却通道在优化后相比原始结构的 Nu/Nu_0 小幅提升了6.37%, f/f_0 显著下降了17.69%, F 提升了13.43%。这说明优化后锥孔肋矩阵冷却通道增强了流动换热能力,尤其是在减少流阻方面具有优秀的性能。

表5 优化结构与原始结构模拟结果对比

Table 5 Comparison of simulation results of optimized and original structures

性能指标	原始结构模拟结果	优化结构模拟结果	优化结构相比于原始结构的性能提升/%
$Nu \cdot Nu_0^{-1}$	3.784	4.025	6.37
$f \cdot f_0^{-1}$	13.801	11.360	17.69
F	1.578	1.790	13.43

3 结 论

本文基于数值模拟和多目标优化方法,对带收缩型锥形孔的矩阵冷却通道的结构参数进行了优化设计,可以为涡轮叶片的内部冷却结构的设计提供一定的参考。本研究目前仅针对矩形平板结构开展,后续将拓展至实际涡轮叶片的曲面结构分析,具体结论如下。

(1)建立了努塞尔数的比与摩擦因子的比对于3个结构参数的响应面预测模型和回归方程, Nu/Nu_0 的平均误差为0.967%,最大误差为3.063%; f/f_0 的平均误差为2.182%,最大误差为4.517%。

(2) Nu/Nu_0 和 f/f_0 随3个参数的变化趋势类似,参数的敏感性由高到低排序均为 α 、 k 、 β 。肋倾角增大, Nu/Nu_0 和 f/f_0 会迅速增大;肋间距与肋宽的比值增大, Nu/Nu_0 和 f/f_0 先减小后缓慢增大;锥角变化对上述两指标的影响很小。

(3)在 Re 为5 000、 q 为2 000 W/m² 的工况下,经多目标优化和TOPSIS方法寻优得到的最佳结构参数为: $k=2.461$, $\alpha=54.774^\circ$, $\beta=1.415^\circ$ 。 Nu/Nu_0 、 f/f_0 和 F 的误差分别是0.32%、3.38%和1.51%。优化结构中观察到更多的涡流,换热均匀性和冷却效果更好,相比原始结构, Nu/Nu_0 提升了6.37%, f/f_0 下降了17.69%, F 提升了13.43%。

参考文献:

[1] 陈荣章. 航空铸造涡轮叶片合金和工艺发展的回顾与展望[J]. 航空制造技术, 2002(2): 19-23.
CHEN Rongzhang. Review and prospect of develop-

ments of cast superalloys and technology of aeroengine turbine blade [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2002, (2): 19-23.

- [2] 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(4): 25-33.
NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Review of aero-turbine blade cooling technologies [J]. Gas Turbine Technology, 2005, (4): 25-33.
- [3] ARUNA PRABHA K, NAVEEN REDDY C, SRINIVASA RAO L, et al. Structural and thermal analysis on high-pressure steam turbine blade to determine the optimum material for its manufacturing [J]. Materials Today: Proceedings, 2023, 92: 1193-1199.
- [4] CARCASI C, FACCHINI B, PIEVAROLI M, et al. Heat transfer and pressure loss measurements of matrix cooling geometries for gas turbine airfoils [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(12): 121005.
- [5] RAO Yu, ZANG Shusheng. Flow and heat transfer characteristics in latticework cooling channels with dimple vortex generators [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 136(2): 121017.
- [6] HOSSEINALIPOUR S M, AFKARI P, SHAHBAZIAN H, et al. A numerical framework for heat transfer and pressure loss estimation of matrix cooling geometry in stationary and rotational states [J]. Numerical Heat Transfer: Part A Applications, 2019, 76(5): 348-368.
- [7] RAMIREDDY S R, GURUSIDDAPPA S P, KESAVAN V, et al. Computational study of flow and heat transfer in matrix cooling channels [C]//Proceedings of the ASME 2014 Gas Turbine India Conference. New York, USA: ASME, 2014: V001T04A007.
- [8] 宋亚军, 李童, 张获, 等. 燃气轮机叶片内部扰流肋冷却方式研究进展[J]. 热力透平, 2011, 40(04): 235-244.
SONG Yajun, LI Tong, ZHANG Di, et al. Review of gas turbine blade internal cooling with ribs [J]. Thermal Turbine, 2011, 40(04): 235-244.
- [9] BUNKER R S. Latticework (vortex) cooling effectiveness: part 1 stationary channel experiments [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2004: 909-918.
- [10] SAHA K, ACHARYA S, NAKAMATA C. Heat transfer enhancement and thermal performance of lattice structures for internal cooling of airfoil trailing edges [J]. Journal of Thermal Science and Engineering Applications, 2013, 5(1): 011001.

- [11] SAHA K, GUO S, ACHARYA S, et al. Heat transfer and pressure measurements in a lattice-cooled trailing edge of a turbine airfoil [C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2008.
- [12] SUNDBERG, J. Heat transfer correlations for gas turbine cooling [C]// Linköping University, Linköping, Sweden, 2006: 38-63.
- [13] BU Shi, YANG Zipeng, ZHANG Wenbin, et al. Research on the thermal performance of matrix cooling channel with response surface methodology [J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 109:75-86.
- [14] BU Shi, SHI Chengcheng, ZHANG Lin, et al. The influence of lateral ejection on the thermal performance of matrix cooling channel [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 157: 113506.
- [15] 吕玥萱, 罗稼昊, 饶宇. 涡轮叶片不同肋倾角交错肋冷却流动与传热研究 [J]. 工程热物理学报, 2023, 44(5): 1341-1347.
- LÜ Yuexuan, LUO Jiahao, RAO Yu. Numerical and experimental study on flow and heat transfer performance of latticework cooling structures with different rib angles [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2023, 44(5): 1341-1347.
- [16] 臧恒波, 张龙, 邓庆锋. 基于响应面的涡轮交叉肋气动和传热特性研究 [J]. 热能动力工程, 2021, 36(10): 55-62.
- ZANG Hengbo, ZHANG Long, DENG Qingfeng. Research on aerodynamic and heat transfer characteristics of turbine cross rib based on response surface method [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 55-62.
- [17] DENG Hongwu, WANG Kai, ZHU Jiangqin, et al. Experimental study on heat transfer and flow resistance in improved latticework cooling channels [J]. Journal of Thermal Science, 2013, 22(3): 250-256.
- [18] RUAN Qicheng, XU Liang, XI Lei, et al. Optimization design and experimental research on cooling performance of U-shaped latticework cooling structure with perforations used for gas turbine blade [J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 247: 123044.
- [19] IBRAHIM T K, AL-SAMMARRAIE A T, AL-JETHELAH M S M, et al. The impact of square shape perforations on the enhanced heat transfer from fins: experimental and numerical study [J]. International Journal of Thermal Sciences, 2020, 149: 106144.
- [20] IBRAHIM T K, BASRAWI F, MOHAMMED M N, et al. Effect of perforation area on temperature distribution of the rectangular fins under natural convection [J]. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences, 2016, 11(10): 6371-6375.
- [21] ALKUMAIT A A, ZAIDAN H M, IBRAHIM K T. Assessment of heat transfer and fluid flow characteristics within finned flat tube [J]. Case Studies in Thermal Engineering, 2018, 12:557-562.
- [22] 田洪森, 程文明, 杜润, 等. 基于 RANS 湍流模型的梯形柱气动特性研究 [J]. 起重运输机械, 2022(10): 30-36.
- TIAN Hongsen, CHENG Wenming, DU Run, et al. Aerodynamic characteristics of trapezoidal column based on RANS turbulence model [J]. Hoisting and Conveying Machinery, 2022(10): 30-36.
- [23] DITTUS F W, BOELTER L M K. Heat transfer in automobile radiators [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1985, 28(3): 343-349.
- [24] KAYS W M, CRAWFORD M E. Convective heat and mass transfer [M]. 3rd ed. New York, USA: McGraw Hill, 1993.
- [25] KOLÁŘ V, ŠÍSTEK J. Corotational and compressibility aspects leading to a modification of the vortex-identification Q-criterion [J]. AIAA Journal, 2015, 53: 2406-2410.
- [26] 李海旺, 张大伟, 由儒全. 考虑热应力的冲击发散冷却结构参数敏感性分析及优化设计 [J]. 航空动力学报, 2022, 37(11): 2455-64.
- LI Haiwang, Zhang Dawei, YOU Ruquan. Sensitivity analysis and optimal design of impingement/effusion cooling structural parameters considering thermal stress [J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(11): 2455-2464.
- [27] HWANG C-L, YOON K. Multiple attribute decision making: methods and applications [M]. Berlin, Germany: Springer, 1981.

(编辑 武红江)