

燃气透平冲击冷却的射流孔形状优化方法及验证

罗培森¹, 邓清华¹, 徐凯颖², 王辉辉¹, 丰镇平¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

2. 上汽轮机厂有限公司, 201100, 上海)

摘要: 为降低双层壁结构中冲击冷却的横流效应和提升射流的穿透能力,提出了射流孔形状优化方法。将横流干涉射流问题简化为射流柱的绕流问题,采用非均匀有理B样条曲线对圆柱形射流柱参数化,进行拉丁超立方抽样、MATLAB平台中有限元分析工具箱流场求解、神经网络代理模型构建以及遗传算法优化,建立了冲击冷却射流孔形状优化方法;采用RANS方法,结合SST $k-\omega$ 湍流模型,以平板阵列射流冲击模型为对象,对比分析了圆柱形射流孔和流线形射流孔的流动特性与换热特性。结果表明:与圆柱形射流孔相比,流线形射流孔具有低的绕流阻力和较强的射流穿透能力,其射流偏转情况获得改善,射流冲击的滞止点位置较圆柱形射流孔的更靠近几何滞止点,验证了射流孔形状优化方法的有效性;流线形射流结构的靶面换热效果明显增强,在所计算的横流比为0.3~0.9时,其面平均Nu数提高了6.78%~15.55%;在横流比为0.3、0.5时,靶面换热取决于倾斜的射流冲击和上游涡的强对流换热,流线形射流孔以其较小的绕流阻力能获得更好的冲击冷效和促进上游涡的产生;在横流比为0.7、0.9时,射流明显偏转,靶面换热取决于射流和横流的冲刷作用,此时流线形射流孔以较大的冲击角度要略优于圆柱孔结构;结合换热效果和压力损失,流线形射流孔的热性能因子增幅为2.31%~9.83%。提出并验证了冲击冷却射流孔形状优化方法的可靠性,为燃气透平叶片传热优化提供了一定的参考。

关键词: 燃气透平;冲击冷却;射流;优化方法;热性能因子

中图分类号: TK47 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202412006 **文章编号:** 0253-987X(2024)12-0057-12

Optimization and Validation of Jet Hole Shapes for Jet Impingement Cooling in Gas Turbines

LUO Peisen¹, DENG Qinghua¹, XU Kaiying², WANG Huihui¹, FENG Zhenping¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Shanghai Turbine Works Co., Ltd., Shanghai 201100, China)

Abstract: To reduce the transverse flow effect of impingement cooling and enhance the jet penetration capability within double-layer wall structures, a method for optimizing jet hole shapes is proposed. The problem of transverse flow interference jets is simplified to the flow around a jet column. Non-uniform rational B-spline curves are used to parameterize the cylindrical jet column. Latin hypercube sampling, finite element analysis toolbox for flow field solutions on the MATLAB platform, neural network surrogate model construction, and genetic algorithm

收稿日期: 2024-04-30。 作者简介: 罗培森(1999—),男,硕士生;邓清华(通信作者),男,博士,副教授,博士生导师。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52276037)。

网络出版时间: 2024-08-07

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20240806.1833.010>

optimization are combined to establish the optimization method for impingement cooling jet hole shapes. Using the RANS method alongside the SST $k-\omega$ turbulence model and focusing on the flat array jet impingement model as the object, the flow and heat transfer characteristics of cylindrical jet holes and streamlined jet holes are compared and analyzed. The results show that compared to cylindrical jet holes, streamlined jet holes have lower flow resistance and stronger jet penetration capability. The jet deflection is improved, and the stagnation point of jet impact is closer to the geometric stagnation point for streamlined jet holes, validating the effectiveness of the jet hole shape optimization method. The heat transfer effect on the target surface of the streamlined jet structure is significantly enhanced. The average Nu number increases by 6.78% to 15.55% when the transverse flow ratio is 0.3 to 0.9. At transverse flow ratios of 0.3 and 0.5, the heat transfer on the target surface is influenced by the inclined jet impact and strong convective heat transfer of the upstream vortex. Streamlined jet holes with lower flow resistance achieve better impingement cooling efficiency and promote the generation of upstream vortices. At transverse flow ratios of 0.7 and 0.9, the jets deflect significantly, and the heat transfer on the target surface is determined by the scouring effect of the jets and transverse flow. In such cases, the streamlined jet hole structure slightly outperforms the cylindrical hole structure due to its larger impingement angles. Considering both heat transfer performance and pressure loss, the thermal performance factor of streamlined jet holes increases by 2.31% to 9.83%. The reliability of the proposed jet hole shape optimization method for impingement cooling is established, offering insights for optimizing heat transfer on gas turbine blades.

Keywords: gas turbine; impingement cooling; jet flow; optimization method; thermal performance factor

燃气轮机的循环效率和输出功率随透平进口温度提高而增加,这意味着高性能燃气轮机的热端部件将处于严酷的高温环境。涡轮叶片前缘处于高热负荷区域^[1],需要先进的冷却技术以保护叶片正常工作并及时带走热量。

在叶片前缘内部,冷气以一定动量的射流冲击于叶片内壁,产生剧烈的动量交换,引起强烈的对流换热^[2]。冲击到靶面的射流会持续地与后续的射流进行动量交换,形成射流滞止区,并逐渐向周围发展为壁面射流。然而,上游射流在撞击靶面后在旋转以及自身流量的累积作用下形成横流,影响下游射流冲击的换热效果。Terzis^[3]通过实验研究了横流与下游射流之间的相互作用,分析了复杂的近壁流动结构与其对换热的影响,结果发现,横流使下游射流冲击逐渐偏离几何滞止点,从而降低了射流的冲击强度,导致靶面换热性能沿流向逐渐下降。

为降低横流效应,国内外学者采用实验及数值方法对阵列冲击进行了大量研究,主要包括以下4方面:布置引流腔室,疏散横流;布置强化换热结构,提高冲击效果;改变射流孔形状和布置射流保护结构,抑制横流干涉;通过全新布置冷气流路,彻底消

除横流效应。

在射流孔前设置引流腔室,增加横流流出面积,从而疏散横流,削弱横流效应。Chi等^[4]通过实验和数值方法研究了一种新型抗横流的阵列冲击结构,其采用波纹射流板向两侧疏散横流,指出新型冷却结构的靶面局部温度降低了10~30 K。Dhanasegaran等^[5]对波纹射流结构的波纹高度和射流冲击距离等参数进行了研究,冲击长度比为2、波纹高度比为2时的换热性能最佳。Kim等^[6]在波纹阵列上提出一种削弱横流的侧翼结构,主动控制横流从引流腔室返回冲击通道,通过数值研究发现,面平均舍伍德数增加了6.4%,流向换热不均匀性显著降低。

在射流冲击靶面设置凹窝/凸起等强化换热结构,破坏靶面附近的流动边界层并形成局部旋涡,增强热耗散能力。Huang等^[7]研究了靶面上不同凹窝和凸起结构对阵列冲击的换热性能影响,发现凹凸结构表现出了最佳的冷却效果。Wang等^[8]通过数值研究发现带凹窝和正交肋的靶面具有最好的冷却效果,其壁面温度和冷气量分别降低了14.57~28.03 K、1.19%~1.81%。Jing等^[9]探究了靶面布置凹窝/凸起和三角肋的冲击冷却性能,结果发现,

凸起能够获得较好的总体散热性能。

延长射流孔和设置分流器或者改变射流孔形状提高射流穿透横流的能力,也是抑制横流效应的有效措施之一。Tepe 等^[10]通过实验和数值方法探究了延展射流孔对冲击冷却的换热性能影响,发现射流孔到靶面的间隙直径比为 2 时,横流效应最低并且靶面的对流换热效率提高了 31.69%。Madhavan^[11]在靶面上布置分流器以保护射流,通过实验和数值方法发现全局换热水平增加了 15%~30%。He 等^[12]通过数值方法对 4 种分流器的流动换热特性进行研究,发现半四角形分流器降低横流的效果最佳,综合传热性能提升了 14.7%。

在双层壁冷却的基础上,改变冲击通道,隔绝相邻射流孔,避免横流产生与累积。Zhang 等^[13]提出了一种单侧双层壁冷却叶片,将叶片前缘冲击腔室转换成壁面射流的水平冷却通道,消除了横流效应。He 等^[14]通过比较冲击冷却、旋流冷却和弯曲通道冷却,结果表明,壁面射流冷却有着高冷效、低冷气量需求的优异性能;对多通道壁面射流的转弯角度和转弯半径进行了数值研究,结果表明,小的转弯角度意味着强烈的射流撞击,转弯半径越小,壁面换热越强。Wang 等^[15]对带气膜孔的多通道壁面射流结构的共轭传热进行数值研究,发现气膜抽吸提高了整体冷效,而且随着气膜孔直径的增大而提高。

以上研究为降低横流效应提供了坚实的理论基础和丰富的横流抑制思路,但是还没有相关冲击冷却的最佳射流孔形状的研究。近年来,多学科优化方法^[16]的出现,促使其应用于涡轮叶片,但优化周期内数值计算的工作量都比较大。因此,很多研究者将机器学习理论应用到计算流体动力学(CFD)计算中,提出了基于代理模型的优化方法。其中,Darvish 等^[17]开展了基于人工神经网络和遗传算法对涡轮内冷通道换热的多目标优化,以获得最大的换热效果和最小的压力损失。Liu 等^[18]比较了是否采用代理模型的离心压缩机的多目标气动优化设计方案,指出代理模型的计算性能更优,叶轮的等熵效率和总压比分别提升了 1.0%、3.0%。

基于上述问题,本文的研究目标是通过改变圆柱形射流孔的形状,保证射流速度不变,增强射流穿透横流的能力,降低横流效应。因此,本文以平板阵列冲击结构的射流孔为研究对象,将横流干涉射流问题近似为射流柱的绕流问题,以阻力系数为优化目标,结合人工神经网络和遗传算法,提出了一种射

流孔形状优化方法。通过 CFD 方法,校验了圆柱形射流冲击结构和流线形射流冲击结构的流动、换热特性。

1 射流孔形状优化方法

本文将射流受到横流作用的问题,简化为射流孔的二维绕流问题,从而减少计算时间和成本。基于常规圆形射流孔,在保证射流速度不变的前提下,将射流柱的阻力系数作为优化目标,对射流孔的形状进行优化。

射流孔形状优化流程如图 1 所示。首先将射流孔参数化,确定控制参数及变化区间,然后通过拉丁超立方(LHS)抽取样本,通过 CFD 求解获得样本的目标值,最后基于 MATLAB 构建反向传播(BP)神经网络,并采用遗传优化算法进行全局寻优。

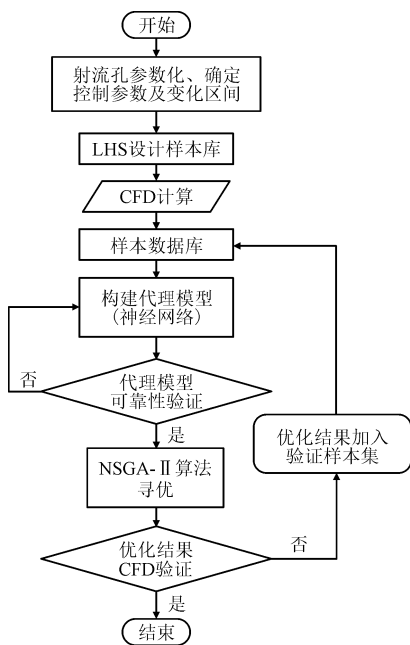


图 1 射流孔形状优化流程图

Fig. 1 Flowchart of jet hole shape optimization

1.1 射流孔参数化

由于非均匀有理 B 样条(NURBS)曲线^[19]能够通过改变控制点的数量及其所占权重以改变自身形状,故采用 NURBS 曲线实现射流孔的参数化。图 2 为本文射流孔参数化设置,1/4 圆弧需要 3 个控制点,圆形射流孔由 8 个控制点组成,但为了保证流动的对称性,射流孔的 5 个控制点为 $P_1 \sim P_5$ 。

为了使射流孔趋于理想的流线形结构, P_2 、 P_3 、 P_4 处于同一条直线上, P_4 、 P_5 处于同一条竖直线

上,因此选定 P_1 的横坐标 x_1 , P_2 的横、纵坐标 x_2 、 y_2 , P_3 的横、纵坐标 x_3 、 y_3 , P_5 的横坐标 x_5 , 作为 6 个控制参数。初始射流孔的直径 D 为 10 mm, 为了避免长宽比较大, 限制 x_1 的最大变化量为 10 mm, 而且 x_2 、 x_3 、 x_5 的变化量小于 x_1 以避免射流孔形状畸变, 射流孔控制参数的变化区间如表 1 所示。

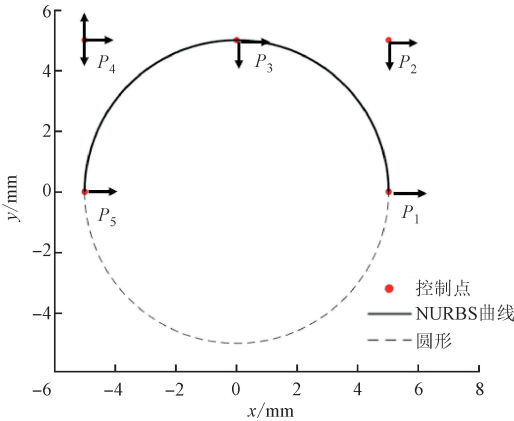


图 2 NURBS 曲线及控制点

Fig. 2 NURBS curve and control points

表 1 控制参数及其变化区间

Table 1 Control points with variation ranges

参数	变化区间
x_1/mm	$[0,10]$
$x_2 \cdot x_1^{-1}$	$[0,1]$
y_2/mm	$[-5,0]$
$x_3 \cdot x_1^{-1}$	$[0,1]$
y_3/mm	$[-5,0]$
$x_5 \cdot x_1^{-1}$	$[0,1]$

1.2 拉丁超立方抽样

拉丁超立方抽样是一种用于抽样实验的统计学技术, 具有有效的空间填充能力, 同时拟合非线性能力强, 通过分层抽样提高样本的均匀性即避免重复抽样, 而且概率密度较低区域的点依然会被抽样到。为使射流孔的阻力系数降到最小, 因此 x_1 的变化量越大越好, 但也不能忽略长度变化量小的形状, 故而使得控制参数 x_1 在 $[0,10]$ 的区间内服从正态分布, 并且剔除大于 10 的变量, 其余控制参数服从随机分布, 这样一定程度上减少了样本的数量。

通过拉丁超立方抽样函数 Lhsnorm 产生服从正态分布的样本, 同时保证没有负数出现。根据后续构建神经网络所需的样本数较大, 因此确定样本数量为 1 000 进行后续 CFD 计算。

1.3 CFD 计算

FEATool Multiphysics 是 MATLAB 上的多物理仿真平台^[20], 内部连接 Openfoam 求解器, 可以实现数值仿真, 与射流孔参数化过程衔接, 大大降低工作的繁琐性与重复性。为保证计算精度, 采用 Fluent 对仿真所需要的网格数和湍流模型进行校验。二维射流孔绕流研究对象的几何约束取自于阵列冲击模型, 射流孔直径 D 为 10 mm, 宽度与射流通道一致为 $5D$, 长度设定为 $10D$ 。左侧设置为速度进口条件, 右侧设置为压力出口条件, 工质为空气, 近似为理想气体, 温度设置为 302 K, 进口速度分别为 7.346 9、17.142 8 m/s, 对应阵列冲击模型的初始横流比为 0.3、0.7。

采用非结构化网格对二维绕流计算模型进行网格剖分, 壁面设置 30 层棱柱层网格, 第 1 层网格高度为 0.003 mm。为降低计算成本并确保计算的准确性, 采用 GCI 方法^[21] 对网格数量进行无关性验证, 计算阻力系数外推值为 1.135 9, 如表 2 所示。

表 2 不同网格数下阻力系数 C_D 及其与外推值的偏差

Table 2 Drag coefficient with their deviation from extrapolated values for different meshes

网格数	C_D	C_D 的偏差/%
10 984	0.974 0	12.69
35 619	1.115 6	1.78
86 090	1.131 7	0.37

图 3 给出了不同网格数时圆柱表面的压力系数 C_p 分布及其外推值, 可知网格数为 35 619、86 090 的网格计算结果基本一致, 都与外推值基本相同。因此, 后续优化过程中的网格均采用网格数为 35 619 网格。采用 FEATool 仿真的阻力系数为 1.219 3, 与 Fluent 软件计算结果 1.131 7 较为接近。

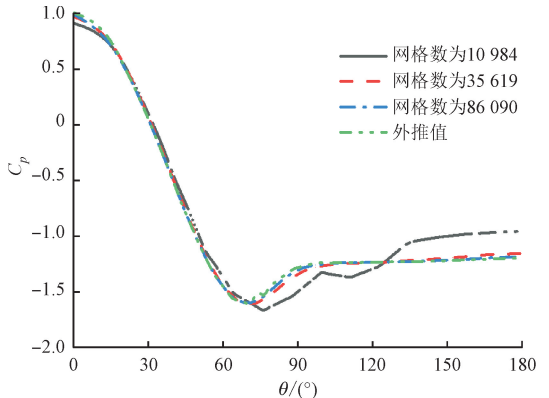


图 3 不同网格数下圆柱的表面压力系数

Fig. 3 Wall pressure coefficient for different meshes

在数值计算中,不同的湍流模型对数值计算的结果影响很大。文献[22]对圆柱绕流的流动特性进行实验研究,本文采用相同的实验模型和边界条件,利用 Fluent 软件开展湍流模型验证。采用 SST $k-\omega$ 模型、 $k-\omega$ 模型、 $k-\epsilon$ 模型和 RNG $k-\epsilon$ 模型进行数值方法校核,圆柱表面压力系数 C_p 分布如图 4 所示,可以看出, $k-\epsilon$ 模型、RNG $k-\epsilon$ 模型偏差较大, SST $k-\omega$ 模型、 $k-\omega$ 模型的模拟结果与实验结果偏差较小,同时结合平板冲击的湍流模型校验结果^[23-24], 本文选择 SST $k-\omega$ 模型进行计算。

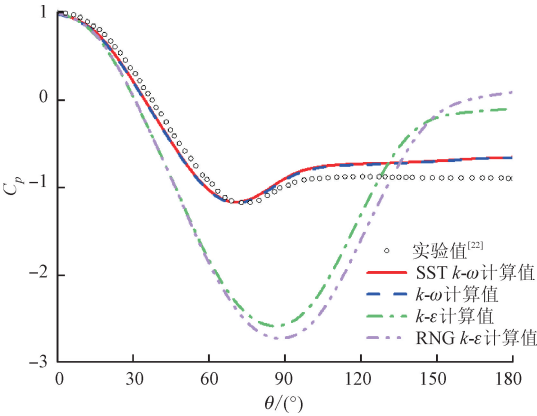


图 4 湍流模型验证
Fig. 4 Turbulence model validation

1.4 代理模型构建

随着多学科设计优化的兴起,基于代理模型^[25]的优化方法逐渐应用于气动优化设计问题,发展了多项式响应面^[18]、Kriging 模型^[26]、径向基函数、人工神经网络^[27]以及支持向量回归等多种代理模型方法。本文优化流程采取 BP 神经网络^[28]作为优化流程中的代理模型,即具有 Sigmoid 隐藏层神经元和线性输出神经元的两层前馈网络。BP 神经网络训练流程如下:根据样本数据库确定网络的输入层节点数和输出层节点数,确定训练数据和测试数据,给定合适的网络配置参数,以验证样本的误差值,判断代理模型的可靠性。

通过不断地调整,神经网络设置参数如下:输入层节点数为 6,输出节点数为 1,隐藏层节点数为 12,训练次数为 1 000,学习速率为 0.01,训练样本数为 850,测试样本数为 150。对训练好的 BP 神经网络进行验证,测试集的预测值与实际值的对比结果如图 5 所示,均方误差为 0.005 3。将验证合理的神经网络作为后续遗传算法的适应度函数,以计算每个种群个体的阻力系数。

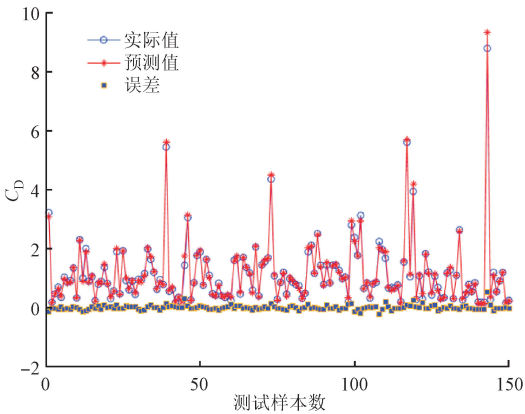


图 5 测试集的预测值与实际值
Fig. 5 Predicted and actual values of the testing data

1.5 遗传算法寻优

遗传算法可采用不同的实现方式和结构来优化不同的目标函数。本文选择射流孔的 NURBS 曲线控制参数作为变量,选择 NSGA-II 算法^[29],在一定的几何约束下进行寻优。实现过程如下:首先,通过 LHS 抽样方法生成初始种群,有助于轮廓曲线的流线形趋势;其次,遗传算法需要确保所有轮廓都受到与之前一致的几何约束;再次,种群之间会发生一定的交叉和突变,繁殖完成后,计算每个射流孔结构的适应度;最后,执行局部搜索算法与评估,将适应度较好的个体选择为下一代。重复以上过程,直到算法达到停止条件。

由于样本数据库射流孔形状已作为代理模型的训练数据,不能直接用作初始种群,需要通过 LHS 方法重新生成初始种群,为不生成扭曲形状,控制点在 X 轴的空间排序保持不变。图 6 给出了不同种群大小的收敛时间,种群为 2 000 时的收敛时间为 40 min,考虑到优化的时间成本可以接受,因而没有再测试更大种群数的收敛时间。

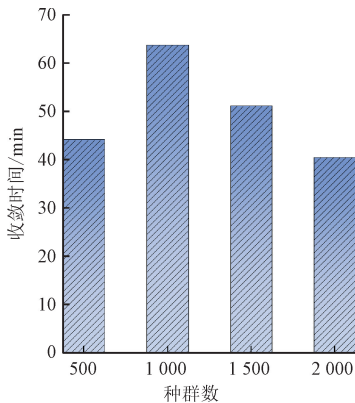
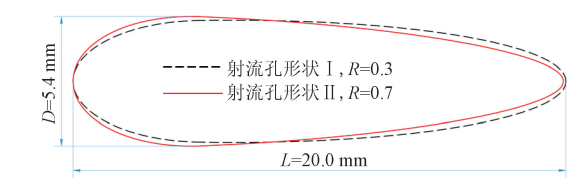


图 6 不同个体数量的收敛时间
Fig. 6 Convergence time for different individual numbers

另外,遗传算法的优化结果需要经过 CFD 验证,不同神经网络作为代理模型,遗传算法所获得的优化结果会不同,因此 CFD 验证误差较大的优化结果需要加入神经网络测试集,重新训练以及优化,直到 CFD 验证通过。

1.6 优化结果

圆柱形射流结构的冷气进口条件是基于射流孔的射流雷诺数对应的质量流量,而二维射流孔绕流模型的速度进口条件取自于阵列冲击中初始横流比,同时考虑到不同速度下圆柱的阻力系数有所不同。因此,在其他边界条件一致的基础上,本文选取进口速度 7.346 9 m/s 为计算条件 I 和进口速度 17.1428 m/s 为计算条件 II。在两种计算条件下获得射流孔形状 I、II,并且探究了不同速度进口下射流孔的形状差异性。经过射流孔优化流程,收敛过程中的阻力系数与射流孔长宽比的关系以及射流孔优化结果如图 7 所示,可以看到,不同计算条件下阻力系数都随着长宽比的增加而减小,而且射流孔形状优化结果的差异较小。



(c)射流孔形状优化结果

图 7 阻力系数收敛过程和射流孔形状优化结果

Fig. 7 Convergence process of drag coefficient and optimization result of jet shape

本文获得了两种射流孔形状,再将其在相应的速度进口条件下分别进行 CFD 计算,获得了不同的阻力系数,如表 3 所示,可以看出,计算条件 II 的射流孔优化形状在不同计算条件下的阻力系数都要小,说明其有着更佳的流线形边界。因此,选择基于计算条件 II 下的优化结果应用于射流冲击结构,与圆柱形射流结构进行流动与换热特性的对比分析。

表 3 不同优化形状的阻力系数

Table 3 Different optimized shapes and its simulation results

射流孔形状	C_D	
	计算条件 I	计算条件 II
I	0.177 700	0.131 895
II	0.172 271	0.125 208

2 阵列冲击几何模型与数值方法

2.1 几何模型和边界条件

为进一步验证本文射流孔形状优化结果,本节构建了平板阵列冲击结构,由冷气供应腔、射流通道和冲击通道组成,冷气腔上方设置冷气入口,冲击通道左侧设置初始横流入口,冲击通道右侧为出口,如图 8 所示。冷却系统中布置 9 个线性排列的射流孔,直径 D 为 10 mm,射流孔长度为 $3D$,射流孔流向间距为 50 mm,冷气供应腔的长度为 $50D$,高度为 $6D$,宽度为 $5D$ 。冲击通道的长度为 $75D$,冲击腔室的高度为 $3D$ 。冲击通道的宽度与射流孔展开间距保持一致,即为 50 mm,以便于设置平移周期性边界。

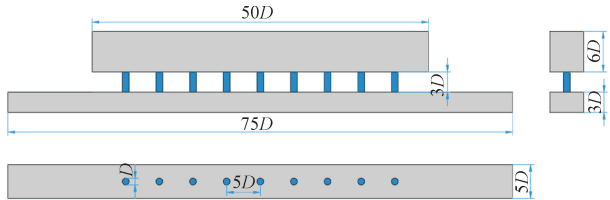
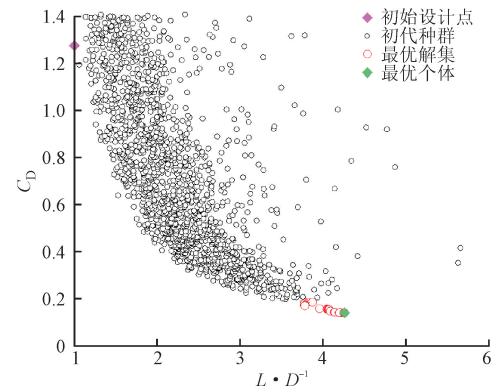
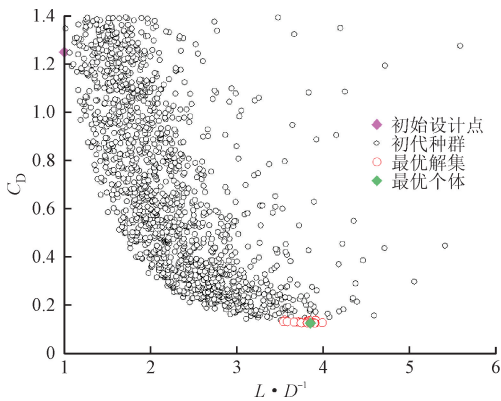


图 8 平板阵列冲击结构

Fig. 8 Geometry of the plate array impingement



(a)计算条件 I 收敛过程



(b)计算条件 II 收敛过程

计算边界条件如图 9 所示,冷气和初始横流介质均为空气,近似为理想气体,进口温度均为 302 K。基于射流孔直径的射流雷诺数 Re_j 为 35 000,对应冷气供应腔的冷气进口质量流量为 0.045 kg/s,湍流度为 5%,初始横流与射流的质量流量比分别为 0.3、0.5、0.7、0.9,湍流度也设置为 5%,出口为 0.1 MPa。冲击靶面设置热流密度为 7 000 W/m²,其余壁面均为绝热无滑移壁面。

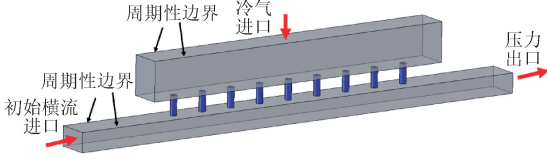


图 9 平板阵列冲击模型边界条件设置

Fig. 9 Boundary conditions setting of the plate array impingement structure

2.2 控制方程和参数定义

通过连续性方程、动量方程和能量方程来求解流场,分析流动与换热特性。

为了确定阵列冲击冷却模型中初始横流的质量流量,定义横流与射流质量流量比(简称横流比)

$$R = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_j} \quad (1)$$

式中: $\dot{m}_c$ 为初始横流质量流量; $\dot{m}_j$ 为冷气腔进口质量流量。

以射流孔直径为特征长度,定义射流雷诺数 Re_j 为

$$Re_j = \frac{4\dot{m}_j}{\pi D \mu} \quad (2)$$

式中: μ 为冷气动力黏性系数。

努塞尔数 Nu 表征壁面换热效果,能够反映冲击冷却性能,定义如下

$$Nu = \frac{q_w D}{(T_w - T_{aw}) \lambda} \quad (3)$$

式中: q_w 为换热靶面热流密度; T_w 为换热靶面温度; T_{aw} 为绝热靶面温度; λ 为冷气导热系数。

为了定量地评估靶面换热效果,靶面展向平均努塞尔数 Nu_L 和靶面平均努塞尔数 Nu_a 定义如下

$$Nu_L = \frac{\int_{-2.5D}^{2.5D} Nu dy}{5D} \quad (4)$$

$$Nu_a = \frac{\int_{-2.5D}^{2.5D} \int_0^{50D} Nu dx dy}{A} \quad (5)$$

式中: A 为选定的靶面面积。

整个阵列冲击模型中气动损失的压力损失和流动损失以摩擦损失系数 f 表征,定义为

$$f = \frac{2((\dot{m}_j/\dot{m}_j + \dot{m}_c)P_j + (\dot{m}_c/\dot{m}_j + \dot{m}_c)P_c - P_{out})}{\rho L U_{out}^2} \quad (6)$$

式中: P_j 为射流进口总压; P_c 为初始横流进口总压; P_{out} 为冲击通道出口总压; L 为冲击通道长度; U_{out} 为冲击通道出口平均速度。

结合换热效果和摩擦损失以评估冲击冷却性能,定义热性能因子

$$\alpha = \frac{Nu/Nu_0}{(f/f_0)^{1/3}} \quad (7)$$

式中: Nu_0 、 f_0 为圆柱形射流结构的努塞尔数和摩擦损失系数。

2.3 湍流模型和网格划分

本文采用 Fluent 软件进行数值计算,基于有限体积法求解 RANS 方程,湍流模型作为补充以封闭方程。本计算沿用课题组的平板阵列冲击冷却模型作为研究对象^[30],选择 SST $k-\omega$ 湍流模型,网格数为 1 378 万。为满足 SST $k-\omega$ 湍流模型对第 1 层网格距离靶面的无量纲距离 y^+ 的要求,设置 30 层棱柱层网格,且第 1 层网格高度为 0.003 mm,增长率为 1.2,平板阵列冲击结构的计算域网格如图 10 所示。



图 10 平板阵列冲击结构的计算域网格

Fig. 10 Computational domain mesh of the plate array impingement structure

3 阵列冲击计算结果与讨论

本节分析流线形射流结构中的射流是否在减小来流阻力的情况下能增强冲击换热效果。同时,通过计算不同横流比条件下的流动与换热情况,综合验证优化结果。

3.1 换热特性分析

图 11 给出了两种结构在不同横流条件的靶面努塞尔数分布,可以看到,两种结构的云图分布差异较大,尤其在下游区域,流线形射流结构的换热核心区的努塞尔数大于圆柱形射流结构。

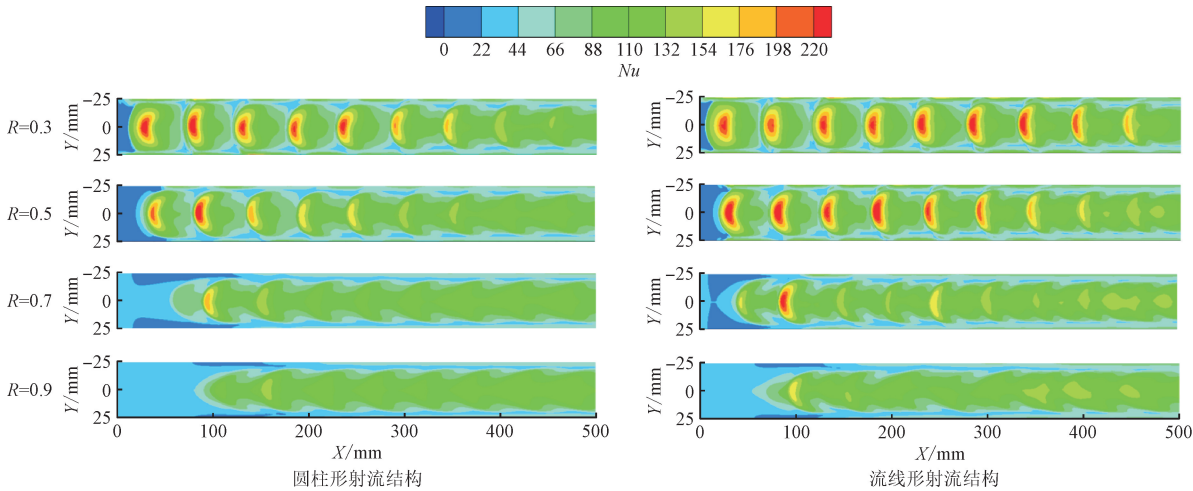


图 11 不同横流比 R 下的靶面努塞尔数云图

Fig. 11 Nusselt number contour of target surface under different R

在横流比为 0.3、0.5 时,靶面换热核心区都呈现为扁平的月牙形状,即横流对射流存在偏转作用,使其无法完整地冲击到靶面。而且,沿流线方向,努塞尔数峰值基本都是逐渐减小,这是因为射流冲击靶面后受到上一股横流的裹挟,导致流向的横流越来越强。但是,换热核心区的努塞尔数并不是线性减小,分析认为靶面换热来自两个部分:射流冲击冷却(占主要原因)和近壁区域强对流冷却。冲击冷却就是多股冷气射流冲击热表面,在冲击驻点形成强烈的对流换热,近壁区域强对流冷却指的是横流遭遇射流后在靶面附近形成的上游涡,结构与马蹄涡^[31]类似。如果上游涡非常贴近壁面的话,同样会增强局部换热效果。

对比两种不同的结构,流线形射流结构的换热效果有了明显提升,在横流比为 0.5 时差异较大。同时,换热核心区向两侧覆盖面积变大,且核心区的努塞尔数更大一些,充分说明流线形射流孔的射流受到的横流影响降低,自身发生的偏转较小,更能冲击到换热靶面。在横流比为 0.7、0.9 时,初始横流过大导致射流出现了非常明显的偏转,并没有形成上游涡,所以靶面换热核心区沿流动方向逐渐从月牙形向心形变化;同时,第 1 个换热核心区都几乎位于第 2 个冲击孔的正下方。此时,沿流向努塞尔数大致呈现了先减小再增大的趋势:上游努塞尔数减小是因为射流与初始横流形成了逐渐增强的横流导致冲击冷却的效果越来越弱;下游努塞尔数逐渐增强是因为射流偏转较大,与横流形成了一股与靶面呈倾斜角的来流去冲刷靶面。当横流量越来越大时,这股来流的速度越大,与靶面的夹角越小,形成

了越来越强烈的对流换热,这是换热核心区面积增大的原因。

对比两种不同的结构,可以发现,流线形射流结构第 1、2 个射流产生的换热核心区明显优于圆柱形射流结构,沿流向的努塞尔数增大,说明流线形射流结构在抵御速度更大的横流时所受到的偏转远小于圆柱形射流结构。

为了定量地分析两种结构的换热性能,图 12 给出了在不同横流比下靶面的展向平均努塞尔数。可以看到,在横流比为 0.3、0.5 时,沿流向的靶面努塞尔数总体呈下降趋势,横流累积带来的冲击性能下降占据主要原因,近壁区域的上游涡产生的换热增强无法弥补。同时,相邻冲击之间的努塞尔数谷值逐渐增强,得益于横流量增加带来的对流换热,侧面说明了冲击冷却较之对流冷却的优越性。

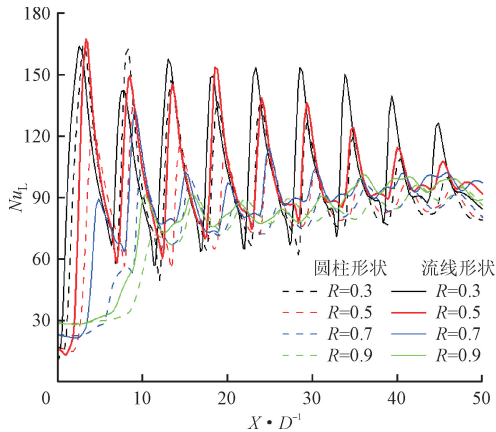


图 12 不同射流冲击结构靶面展向平均努塞尔数

Fig. 12 Laterally averaged Nusselt number of the target for different impingement structures

在横流比为 0.7、0.9 时,努塞尔数峰值全部有所降低,说明初始横流对射流冲击冷却的影响不容忽视。此时,冲击冷却的效果大大降低,射流与横流形成了新的撞击流,努塞尔数峰值与谷值相差不大,总体呈现出摆动上升的现象。

表 4 给出了靶面平均努塞尔数 Nu_a , 可以看到, 流线形射流结构的努塞尔数分别增加了 10.32%、15.55%、14.41%、6.78%。随着横流比增加, 两种结构的面平均努塞尔数都在减小, 但是减小的幅度逐渐减低。一方面, 横流动量的增加, 使得射流难以穿透射流去冲击到靶面, 从而冲击冷却性能降低。另一方面, 初始横流相当大时, 横流与射流产生的对流换热增强逐渐接近削弱后的射流冲击带来的换热, 因此面平均努塞尔数逐渐逼近。

表 4 不同射流冲击结构的靶面平均努塞尔数
Table 4 Area-averaged Nusselt number of the target for different impingement structures

结构	Nu_a			
	$R=0.3$	$R=0.5$	$R=0.7$	$R=0.9$
圆柱形射流	94.49	84.31	74.79	72.72
流线形射流孔	104.24	97.42	85.57	77.65

3.2 流动特性分析

图 13 展示了不同横流与射流质量流量之比下的流线和速度云图。可以看出, 前几排射流受到的横流较小, 向下流的偏转较小, 但是随着流动的发展, 逐渐累积的横流导致下游射流发生的偏转越来越严重, 射流的滞止点位置愈发偏离冲击孔的位置。

在第 1、2 个射流区域处, 横流速度与射流速度相差较大, 横流以撞击的形式作用在射流上, 当射流冲击到靶面后形成会两股壁面射流, 右侧壁面射流由于自身动量损耗以及在横流的作用下贴合壁面, 而左侧壁面射流会与撞击后的横流形成上游涡, 若上游涡能够靠近滞止点并紧贴壁面, 会增强滞止点附近区域的对流换热。同时, 沿着流动方向横流逐渐增强, 以裹挟的方式使得射流偏向横流的流动方向, 以至于无法以较大的速度和冲击角度去撞击靶面, 从而导致换热效果下降。

对比两种结构的流动特性, 流线形射流结构的每一个射流的偏转情况都要好于圆柱形射流结构, 而且相邻射流之间的流速也要更大一些。在横流比为 0.3 时, 两种结构的前 5 个射流都产生了上游涡, 此时圆柱形射流孔的射流对横流有着较大的阻碍作用, 所以上游涡要更加靠近壁面, 这是努塞尔数较大的原因, 但是下游射流在横流的作用下偏转较大, 从而换热下降。

在横流比为 0.5 时, 圆柱形射流孔只有第 2 个射流产生了上游涡, 之前的努塞尔数分布图上也能看到, 只有第 2 个核心换热区的努塞尔数较大。反而, 流线形射流结构的前 4 个射流都产生了上游涡, 同时偏转也较小, 所以换热效果明显更优。

在横流比为 0.7、0.9 时, 初始横流的速度已经很大, 第 1 个射流都发生了非常明显的偏转, 圆柱形射流孔的射流几乎要第 2 个射流汇合, 两种结构的射流都以冲刷的方式与靶面进行换热。

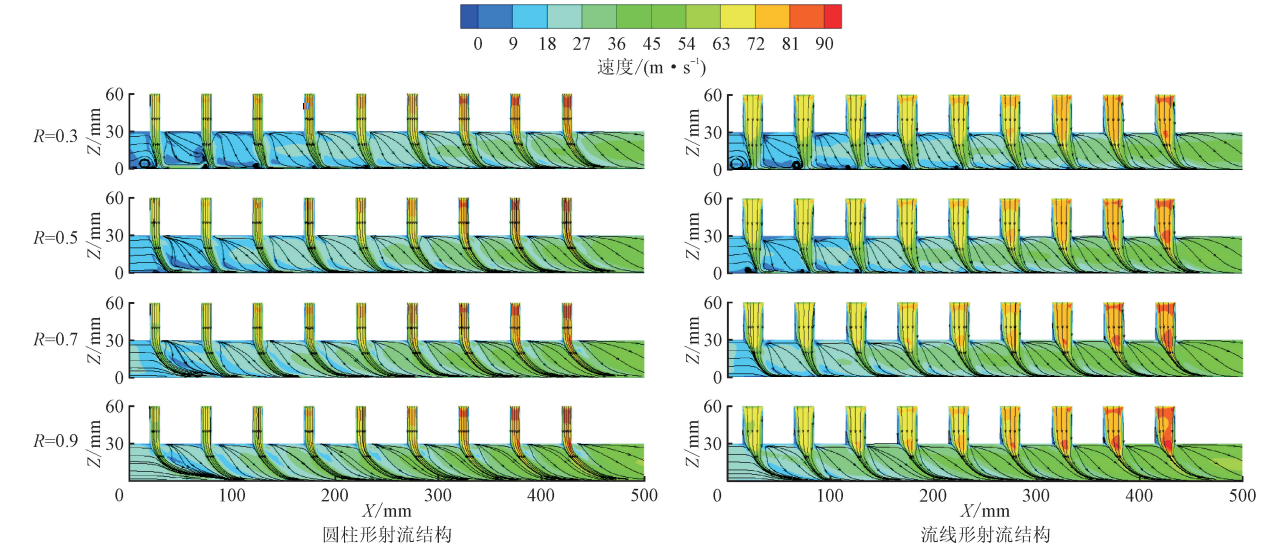


图 13 不同横流比 R 下 $Y/D=0$ 平面的流线和速度云图

Fig. 13 Velocity contours with streamlines on the plane $Y/D=0$ under different R

为了总体评价优化结果的换热性能和摩擦损失系数,图14展示了不同横流条件下的热性能因子。可以看到,热性能因子都大于1,说明冲击冷却性能得到了增强,依次为5.66%、9.83%、8.83%、2.31%。尤其是在横流比为0.5,优化结构不仅射流偏转明显小于圆柱形射流孔,同时上游涡的存在能够增强附近区域的对流换热。两种结构的摩擦损失系数都随着横流的增大而减小,这是因为摩擦损失中冲击带来的压力损失占据主导因素。随着初始横流的增大,射流逐渐难以穿透横流,以至于系统的摩擦损失呈现减小的趋势。其中,流线形射流孔的摩擦系数要略大于圆柱形射流孔,即流线形射流结构射流受到的横流阻碍降低,冲击强度提高,从而冷却性能有所增大。

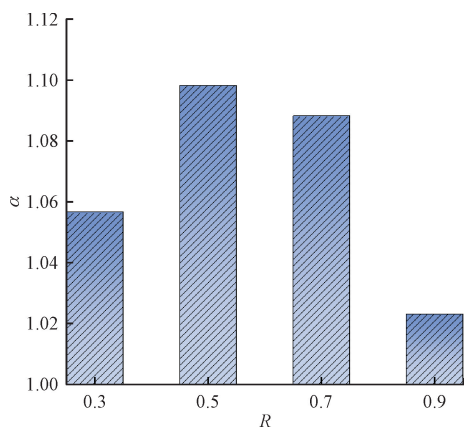


图14 不同横流比 R 下的热性能因子

Fig. 14 Thermal performance factor under different R

4 结论

本文为增强射流冲击结构的射流穿透能力、抑制横流效应,首先以获得最佳射流孔形状为目标,简化了冲击冷却中的横流干涉射流问题,将横流干涉射流简化为对射流柱的绕流,提出了射流孔形状优化方法,优化出了最佳的射流孔形状,其次采用数值计算方法,基于阵列射流冲击模型,验证了优化结果,分析了其流动与换热特性,主要结论如下。

(1) 将冲击冷却中横流干涉射流的问题简化为横流对射流柱的绕流问题,提出了射流孔形状优化方法,其通过NURBS曲线对射流孔参数化、拉丁超立方抽样、基于CFD计算结果的神经网络代理模型构建、遗传算法优化等,获得了最优的射流孔形状,其横流的绕流阻力大幅降低。

(2) 以降低阻力系数为目标的冲击孔形状优化

结果,在降低横流效应上有着显著效果,在横流比为0.3~0.9条件下,射流向下游偏转的情况都有所改善,射流冲击的滞止点位置发生的偏移均小于圆柱形射流孔。

(3) 射流孔形状优化后,靶面换热明显增强,尤其是在下游区域,靶面的展向平均努塞尔数提高了6.78%~15.55%。当横流比为0.3、0.5时,流线形射流结构的靶面努塞尔数明显大于圆柱形射流结构;而当横流比为0.7、0.9时,虽然两种结构的射流偏转都很大,但是优化结构的努塞尔数分布更均匀、更高。

(4) 射流孔形状优化后,射流穿透横流的能力增强,射流冲击靶面的综合换热性能获得了提高,与圆柱形射流结构相比,流线形射流结构的热性能因子提高了2.31%~9.83%。

参考文献:

- [1] HE Wei, DENG Qinghua, HE Juan, et al. Effects of jetting orifice geometry parameters and channel Reynolds number on bended channel cooling for a novel internal cooling structure [C]//ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2019: V05AT11A005.
- [2] BABJI G, PUJARI A K. Flow and heat transfer studies of multijet impingement cooling for different configurations: a review [J]. Heat Transfer, 2023, 52(2): 1604-1672.
- [3] TERZIS A. On the correspondence between flow structures and convective heat transfer augmentation for multiple jet impingement [J]. Experiments in Fluids, 2016, 57(9): 146.
- [4] CHI Zhongran, KAN Rui, REN Jing, et al. Experimental and numerical study of the anti-crossflows impingement cooling structure [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 64: 567-580.
- [5] DHANASEGARAN R, PUGAZHENDHI S. Computational study of flow and heat transfer with anti crossflows (ACF) jet impingement cooling for different heights of corrugate [C]//ASME 2017 Heat Transfer Summer Conference. New York, USA: ASME, 2017: V001T06A002.
- [6] KIM S H, PARK C, PARK H S, et al. Uniform impingement heat transfer distribution in corrugated channel with an anti-crossflow-wing [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2023, 201(part 2): 123576.
- [7] HUANG Xiaoming, YANG Wei, MING Tingzhen, et

- al. Heat transfer enhancement on a microchannel heat sink with impinging jets and dimples [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2017, 112: 113-124.
- [8] WANG Mingrui, ZHU Huiren, LIU Cunliang, et al. Numerical investigation of flow and heat transfer in vane impingement/effusion cooling with various rib/dimple structure [J]. *Journal of Thermal Science*, 2023, 32(4): 1357-1377.
- [9] JING Qi, ZHANG Di, XIE Yonghui. Numerical investigations of impingement cooling performance on flat and non-flat targets with dimple/protrusion and triangular rib [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 126(part A): 169-190.
- [10] TEPE A Ü, YETİŞKEN Y, UYSAL Ü, et al. Experimental and numerical investigation of jet impingement cooling using extended jet holes [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2020, 158: 119945.
- [11] MADHAVAN S. Jet impingement heat transfer in various cooling configurations under stationary and rotating conditions [D]. Raleigh, USA: North Carolina State University, 2021.
- [12] HE Juan, DENG Qinghua, FENG Zhenping. Jet impingement heat transfer enhancement with different crossflow diverter shapes [C]//ASME Turbo Expo 2021: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2021: V05BT15A008.
- [13] ZHANG Luzeng, YIN Juan, MOON H K. Airfoil for turbomachine and airfoil cooling method: US 2017/0248022 A1[P]. 2017-08-31.
- [14] HE Wei, DENG Qinghua, YANG Guoying, et al. Effects of turning angle and turning internal radius on channel impingement cooling for a novel internal cooling structure [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(9): 091005.
- [15] WANG Huihui, DENG Qinghua, HE Wei, et al. Cooling and flow characteristics of multi-channel wall jet structure with film holes at blade leading edge [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(6): 061009.
- [16] 李彬, 宋立明, 李军, 等. 长叶片透平级多学科多目标优化设计 [J]. *西安交通大学学报*, 2014, 48(1): 1-6.
- LI Bin, SONG Liming, LI Jun, et al. Multidisciplinary and multiobjective optimization design of long blade turbine stage [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2014, 48(1): 1-6.
- [17] DARVISH D M, SAFIKHANI H, YAHYAABADI M. Multi-objective optimization of asymmetric v-shaped ribs in a cooling channel using CFD, artificial neural networks and genetic algorithms [J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2017, 39(6): 2319-2329.
- [18] LIU Xiaomin, ZHANG Wenbin. Two schemes of multi-objective aerodynamic optimization for centrifugal impeller using response surface model and genetic algorithm [C]//ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. New York, USA: ASME, 2010: 1041-1053.
- [19] 周红梅, 王燕铭, 刘志刚, 等. 基于最少控制点的非均匀有理 B 样条曲线拟合 [J]. *西安交通大学学报*, 2008, 42(1): 73-77.
- ZHOU Hongmei, WANG Yanming, LIU Zhigang, et al. Non-uniform rational B-splines curve fitting based on the least control points [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2008, 42(1): 73-77.
- [20] ALI B M, SULEIMANY J M S, IBRAHIM S S. Numerical modeling of the flow around a cylinder using FEATool multiphysics [J]. *Engineering, Technology & Applied Science Research*, 2023, 13(4): 11290-11297.
- [21] CELIK I B, GHIA U, ROACHE P J, et al. Procedure for estimation and reporting of uncertainty due to discretization in CFD applications [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2008, 130(7): 078001.
- [22] NORBERG C. Effect of Reynolds number and a low-intensity freestream turbulence on the flow around a circular cylinder [J]. *Publikation*, 1987, 87(2): 1-9.
- [23] HOFMANN H M, KAISER R, KIND M, et al. Calculations of steady and pulsating impinging jets: an assessment of 13 widely used turbulence models [J]. *Numerical Heat Transfer: Part B Fundamentals*, 2007, 51(6): 565-583.
- [24] XING Yunfei, SPRING S, WEIGAND B. Experimental and numerical investigation of heat transfer characteristics of inline and staggered arrays of impinging jets [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2010, 132(9): 092201.
- [25] 高尚鸿, 张韦馨, 杨克峰, 等. 应用不同深度学习代理模型的灯笼型扰流柱通道换热性能分布预测方法比较 [J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(2): 31-42.
- GAO Shanghong, ZHANG Weixin, YANG Kefeng, et al. Comparison of different prediction methods for heat transfer distribution of lantern-shaped pin-fin channel with different deep learning surrogate models [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2024, 58(2): 31-42.
- [26] 张垚垣, 李志刚, 李军. 透平端壁冷却及泛冷却最优

- 的端壁造型设计研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(5): 1-9.
- ZHANG Kaiyuan, LI Zhigang, LI Jun. Endwall contour design targeting on optimum turbine endwall cooling and phantom cooling effectiveness [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(5): 1-9.
- [27] AYZAZ Ü H C, KIRAL Z. Airfoil shape optimization using Bézier curve and genetic algorithm [J]. Aviation, 2022, 26(1): 32-40.
- [28] 席雷, 高建民, 徐亮, 等. 涡轮叶片厚壁带肋通道流动与传热性能的预测和优化 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(12): 25-34.
- XI Lei, GAO Jianmin, XU Liang, et al. Prediction and optimization on flow and heat transfer performance of ribbed thick-wall channel in turbine blade [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(12): 25-34.
- [29] VERMA S, PANT M, SNASEL V. A comprehensive review on NSGA-II for multi-objective combinatorial optimization problems [J]. IEEE Access, 2021, 9: 57757-57791.
- [30] HE Juan, DENG Qinghua, XIAO Kun, et al. Heat transfer enhancement by V-shaped protrusions on jet plate under different crossflow conditions [J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2023, 141: 106597.
- [31] ZHANG Jingzhou, ZHANG Shengchang, WANG Chunhua, et al. Recent advances in film cooling enhancement; a review [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(4): 1119-1136.

(编辑 赵炜)