

敏感性分析增强的非轴对称端壁造型参数选取与设计优化

樊倬锟¹, 郭振东¹, 蔡国煌^{1,2}, 高进², 宋立明¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 东方汽轮机有限公司清洁高效透平动力装备全国重点实验室, 618000, 四川德阳)

摘要: 为在不增加设计自由度的条件下提升非轴对称端壁造型参数对气动敏感区域的局部型面调控能力, 提出了一种基于敏感性分析的非轴对称端壁造型参数选取与设计优化方法。以某型燃气轮机透平第一级为研究对象, 首先采用基于 SHAP (SHapley Additive exPlanations) 的敏感性分析发现, 叶栅出口附近端壁控制线对级总效率和二次流影响十分显著; 以之为基础, 构建了控制点非均匀分布的端壁参数化模型, 并开展非轴对称端壁气动设计优化。在采用相同寻优算法并保证总的性能评估次数相同的情况下, 基于非均匀控制点和传统均匀控制点的端壁优化方案级总效率相较原始设计分别提升 0.094% 和 0.053%。进一步详细气动分析表明, 基于敏感性分析所构建的控制点非均匀分布参数化模型可增强参数化方法对级气动性能敏感区域的调控; 优化方案通过削弱通道中后部横向压力梯度, 抑制了通道涡强度及其与边界层交互作用, 进而使得级总效率提升。

关键词: 透平气动设计优化; 非轴对称端壁造型; 敏感性分析方法

中图分类号: TK471 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtubXXXXXX001 **文章编号:** 0253-987X(XXXX)XX-0001-11

Sensitivity-Analysis-Guided Parameter Selection and Design Optimization for Non-Axisymmetric Endwall Contouring

FAN Zhuokun¹, GUO Zhendong¹, CAI Guohuang^{1,2}, GAO Jin², SONG Liming¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. State Key Laboratory of Clean and Efficient Turbomachinery Power Equipment, Dongfang Turbine Co., Ltd., Deyang, Sichuan 618000, China)

Abstract: To improve the local control capability of non-axisymmetric endwall contouring parameters in aerodynamically sensitive regions without increasing design degrees of freedom, a sensitivity analysis-based parameter selection and optimization method is proposed. A first-stage turbine of a gas turbine engine is investigated. SHAP (SHapley Additive exPlanations)-based sensitivity analysis identifies that the endwall control lines near the cascade exit have a significant impact on stage total-to-total efficiency and secondary flows. Based on this finding, a parameterization model with non-uniformly distributed control points is developed for aerodynamic optimization of the non-axisymmetric endwall contouring. With the same optimization algorithm and identical numbers of performance evaluations, the optimized designs using non-uniform and uniform

control point distributions improve the stage total-to-total efficiency by 0.094% and 0.053%, respectively. Further analysis indicates that the proposed sensitivity-guided parameterization enhances the regulation capability in aerodynamically sensitive regions. The efficiency improvement is achieved by reducing the transverse pressure gradient in the downstream passage, weakening the passage vortex and its interaction with the boundary layer.

Keywords: turbine aerodynamic design optimization; non-axisymmetric endwall contouring; sensitivity analysis method

非轴对称端壁造型可通过调控透平端区二次流提升效率。Rose^[1]于1994年提出该技术,早期凹凸造型可使导叶后静压不均匀性降低70%; Hartland等^[2]实验验证了端壁曲率与静压分布的关联, Yan等^[3]使二次流损失和二次动能均减少约20%。高负荷透平端区二次流损失可占叶栅总损失的1/3~1/2^[4]。随后, Brennan等^[5]数值预测遑达500高压透平级效率提升0.4%, Rose等^[6]实验得0.59%±0.25%; Harvey等^[7]在中压透平测得0.9%±0.4%, Snedden等^[8]在旋转条件下获得1.5%, Germain等^[9]结合序列二次规划与LISA试验台获得1%±0.4%。

参数化方法决定端壁设计空间。早期双控制型线法包括B样条/傅里叶组合^[10]、中弧线旋转法^[11]及三角函数法与压差函数法^[12], 变量较少但依赖经验。高自由度曲面参数化方面, 王杰等^[13]基于样条曲面使透平级总效率提升0.26%, 并验证马蹄涡压力面分支沿压力面迁移、通道涡减弱; Praisner等^[14]以三次样条控制点矩阵使Pack D-F叶栅总压损失降低13.3%, Chen等^[15]用Bezier曲线开展敏感性分析。王杰^[16]进一步提出非均匀有理B样条(NURBS)全端壁参数化, 考虑槽缝射流时总压损失降低12.4%、绝热气膜冷却效率提高6.5%。

数据驱动方法可辅助高维设计空间认知。Li和Zheng^[17]综述了叶轮机械气动优化数据挖掘; 郭振东等^[18]提出端壁/叶身联合成型知识挖掘框架, Qin等^[19]以元模型和Sobol指数提取压气机设计知识。Shapley加性解释(SHAP)方法以特征平均边际贡献解释模型预测^[20], 可分析变量影响方向及多目标权衡^[21], 并已用于几何表面可视化^[22]、多级压气机数据挖掘^[23]和跨声速压气机多变量耦合解释^[24]。杨昭等^[25]将其用于GE-E3高压透平级高维设计空间, 形成0维/1维/典型样本归因分析, 最终设计效率提升0.65%。

现有双控制型线法^[10-12]、样条曲面法^[13-14]及NURBS全端壁方法^[16]的控制点多均匀或经验布

置, 缺乏端壁区域气动敏感性的定量依据, 易造成高敏感区自由度不足、低敏感区冗余。受SHAP-guided框架^[25]启发, 本文在30维NURBS参数化基础上, 通过计算流体力学(CFD)与代理模型构建设计空间, 利用SHAP量化气动贡献并按敏感性重构控制点布局, 在自由度不变的条件下提升优化潜力与效率。

1 敏感性分析增强的端壁造型方法

1.1 总体框架

图1给出基于SHAP气动敏感性分析的非均匀端壁参数化框架: 在30维独立自由度不变的条件下识别气动敏感区域并重构控制点布局。

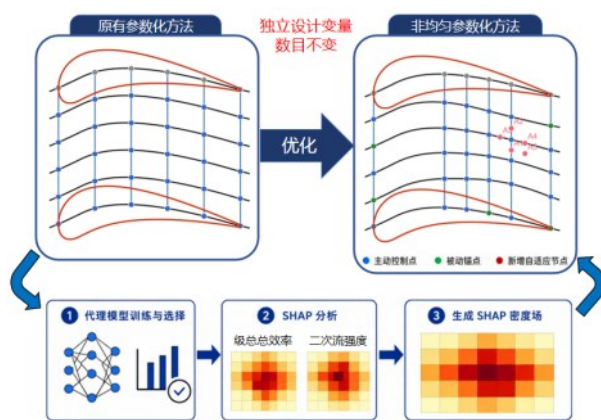


图1 参数化方法优化框架

Fig. 1 Parametric optimization framework

上层由均匀NURBS参数化演化为非均匀参数化: 原方法在6条轴向控制线上各布置5个周向控制点, 共30个独立变量; 重构后, 轴向线按SHAP累积权重非均匀布置, 周向控制列由敏感性密度场的累积分布函数(CDF)反函数生成, 并将低敏感变量槽位转移至高敏感区新增节点, 总自由度保持30。

下层在30维空间拉丁超立方采样约1000个端壁构型, 经CFD计算和质量过滤获得959个有效样本; 以30维归一化端壁幅值为输入, 分别建立级总

总效率和二次流强度代理模型,并用20次重复随机划分和4轮5折交叉验证筛选模型,再以SHAP解析参数贡献。

1.2 代理模型的构建与选择

1.2.1 模型输入与输出

模型输入为30个端壁扰动幅值($\pm 10\%$ 叶高),按“线编号_点编号”索引,如“5_4”表示第5条轴向控制线与第4个周向点的交点幅值。

模型输出包含两类气动响应量。其一为透平级总效率(η_{TT}),其表达式为

$$\eta_{TT} = P / \left[m C_{p,Ref} T_{0in} \left[1 - \left(\frac{p_{0out}}{p_{0in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right] \quad (1)$$

式中: P 为输出功率; m 为主流质量流量; $C_{p,Ref}$ 为主流进出口定压比热的平均值; T_{0in} 为主流进口总温; p_{0in} 为主流进口总压; p_{0out} 为主流出口总压; γ 为主流比热比。

其二为静叶出口截面基于流向涡量的二次流强度,记作 I_ω ,其表达式为

$$I_\omega = \frac{1}{A_{S1}} \int_{A_{S1}} \left| \frac{L_x}{V_{ref,S1}} \left[(\nabla \times V) \cdot \frac{V}{|V|} \right] \right| dA \quad (2)$$

式中: I_ω 为基于流向涡量的无量纲二次流强度指标; A_{S1} 为评价截面的面积; V 为局部绝对速度矢量; $\nabla \times V$ 为绝对速度矢量的旋度,即涡量矢量; $(\nabla \times V) \cdot \frac{V}{|V|}$ 为涡量矢量在局部流动方向上的投影,即流向涡量; L_x 为特征长度,此处取静叶轴向弦长; $V_{ref,S1}$ 为 $S1$ 截面的质量流量平均速度。

积分中采用绝对值,以避免不同旋向的正、负流向涡量相互抵消;二次流强度越大,表明评价截面内二次涡旋运动越强。

1.2.2 数据集准备

某型燃机第一级静叶轮毂端壁采用图2所示均匀NURBS参数化。

在30维幅值空间以拉丁超立方采样生成1000个初始样本。

样本映射为NURBS几何后由ANSYS求解,质量过滤后保留959个有效样本用于建模与分析;流场设置详见后文。

1.2.3 代理模型选择与训练

代理模型用于低成本逼近端壁参数—气动响应映射并支撑SHAP分析,最终性能仍由CFD评价。

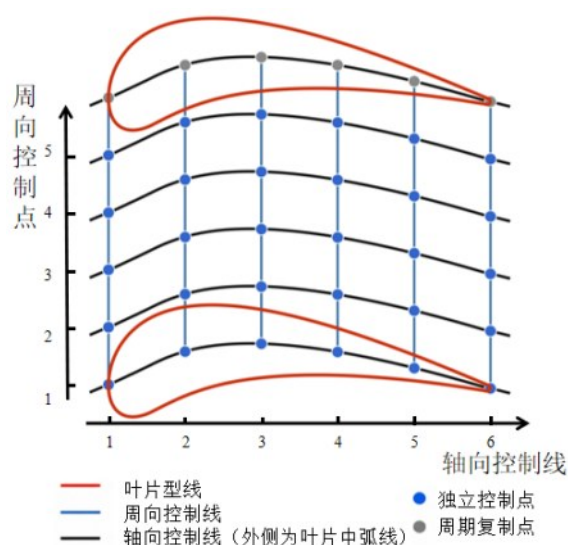


图2 NURBS均匀参数化方法

Fig. 2 NURBS uniform parameterization method

为降低模型类型影响,比较XGBoost、ExtraTrees、RandomForest、支持向量回归(SVR)和多层感知机(MLP)5种回归模型。前三者表征树集成非线性,SVR采用径向基函数(RBF)核,MLP表征高维变量耦合,以确定适用于30维小样本问题的代理模型。

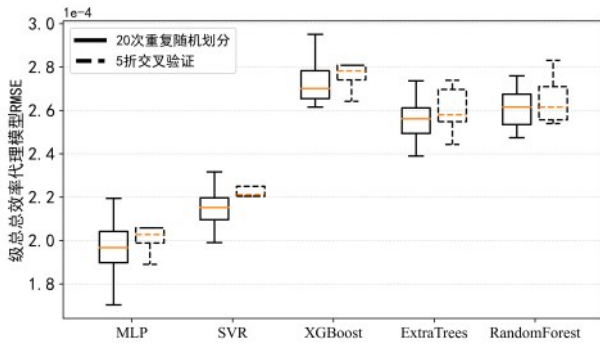
各模型的主要参数设置如下:XGBoost采用500棵梯度提升树,学习率为0.01,最大树深为4,子采样比例为0.9;ExtraTrees采用500棵极端随机树,最大树深为10;RandomForest采用500棵随机森林回归树,最大树深为10;SVR采用RBF核,惩罚参数 $C=10$;MLP采用128-128-64的3层隐藏层结构,激活函数为ELU。

两响应分别建模。级总总效率均值约0.94、样本变化幅度约0.002;二次流强度均值约12.5、变化幅度约0.3。训练前输入、输出均标准化,性能评价在反标准化后的原始物理量尺度进行。

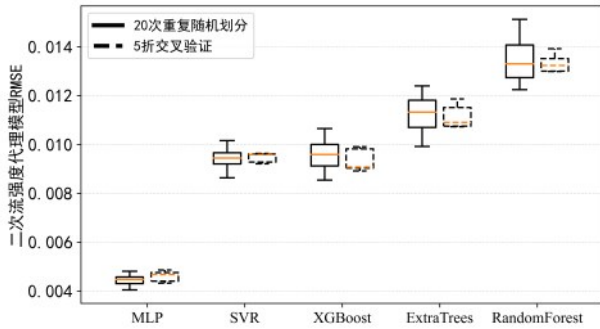
采用20次80%/20%训练—测试随机划分和4轮5折交叉验证评价泛化能力,统一以均方根误差(RMSE)为指标;5折将样本分为5个子集,每次1个验证、4个训练,4轮共获得20组RMSE,分布见图3。

图3(a)中,两种验证方式下MLP误差最低、SVR次之。20次随机划分时,MLP平均RMSE为 1.97×10^{-4} ,SVR为 2.14×10^{-4} ,降低约7.9%;ExtraTrees和RandomForest主要为 $2.5 \times 10^{-4} \sim 2.7 \times 10^{-4}$,XGBoost最高。

图3(b)中MLP同样最优:20次随机划分平均



(a) 级总总效率模型拟合性能对比



(b) 二次流强度模型拟合性能对比

图3 不同代理模型的RMSE分布对比

Fig. 3 Comparison of RMSE distributions for different surrogate models

RMSE 为 0.004 45, SVR、XGBoost 分别为 0.009 45、0.009 57, ExtraTrees、RandomForest 为 0.011 3、0.013 5;较SVR降低约52.9%。

两种验证方式的模型排序总体一致,MLP在两响应上均获得最低且稳定的RMSE,故用于级总总效率、二次流强度代理及后续SHAP分析。

两套MLP网络结构相同、参数独立,输入和输出均作零均值、单位标准差标准化;损失函数为均方误差,Adam初始学习率0.001、权重衰减 1×10^{-4} ,每200轮学习率乘0.5,验证集损失连续80轮不改善则早停,批量64,最多2000轮。网络结构见图4。参数确定后,以全部959个有效样本重新训练两模型并开展SHAP分析。

1.2.4 SHAP分析

SHAP将单一样本预测分解为基准值与各特征贡献之和;特征SHAP值为其加入不同特征子集时边际贡献的加权平均。本文以全部样本的平均绝对SHAP值衡量全局重要性。

敏感区按“节点级—控制线级—二维空间级”

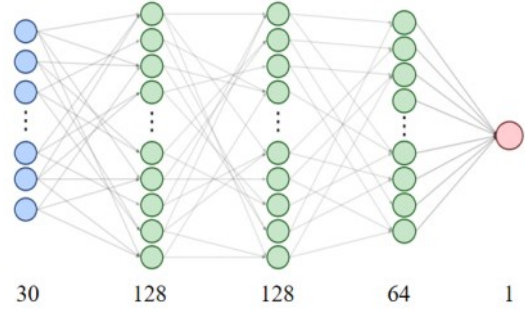


图4 最终代理模型结构

Fig. 4 Final surrogate model schematic

识别:先排序30个节点对两响应的平均绝对SHAP值,再聚合同一轴向控制线5个节点并归一化,最后归一化并组合两响应重要性形成二维敏感性密度场,用于控制线、控制列和新增节点重分配。

对级总总效率代理模型进行SHAP分析,所得全局特征重要性如图5所示。按照平均绝对SHAP值排序,参数5_4、5_5和5_3的重要性位居前三。

图6显示,Line 5的归一化全局SHAP重要性超过80%,显著高于其余控制线,表明级总总效率对叶栅出口附近几何最敏感。

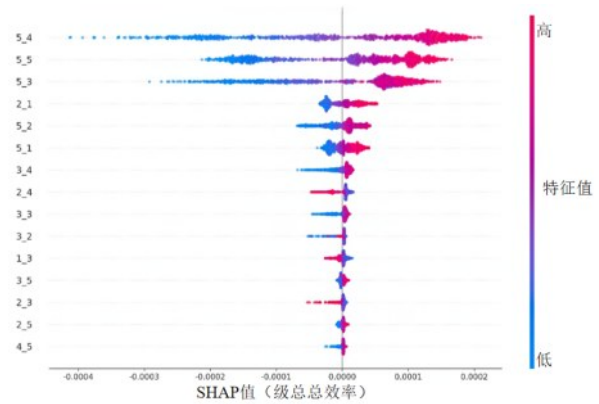


图5 级总总效率SHAP特征值

Fig. 5 SHAP summary plot for stage total-to-total efficiency

二次流强度敏感性更集中:5_3、5_2、5_4、5_5位居前列且均在Line 5;Line 5归一化全局SHAP重要性为96.5%,其余5条合计3.5%。

1.2.5 参数化方法改进

将两响应平均绝对SHAP值归一化并以幂指数1.2增强区分度;以级总总效率为主响应、二次流强度为辅助响应,按0.6和0.4构造组合SHAP权重:

$$W_{ij} = 0.6 W_{ij}^{\eta} + 0.4 W_{ij}^{sec} \quad (3)$$

其中, W_{ij}^{η} 和 W_{ij}^{sec} 分别为经归一化和幂指数增强后

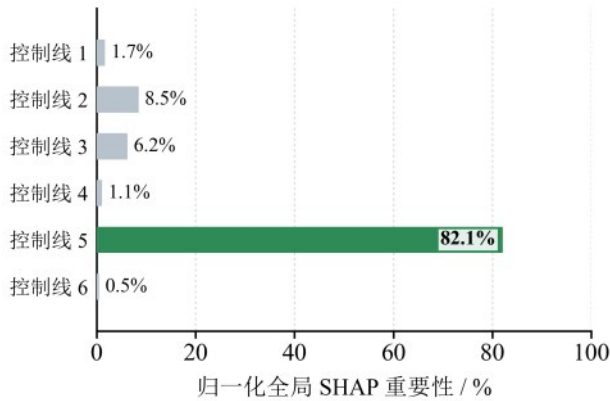


图6 各控制线的归一化全局 SHAP 重要性(级总总效率)
Fig. 6 Normalized global SHAP importance along the control line for stage total-to-total efficiency

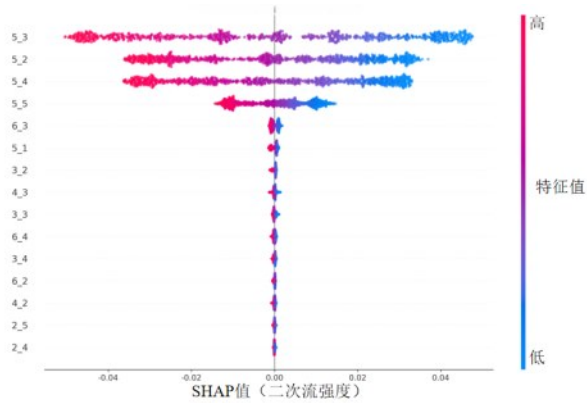


图7 二次流强度 SHAP 特征值
Fig. 7 SHAP summary plot for secondary flow intensity

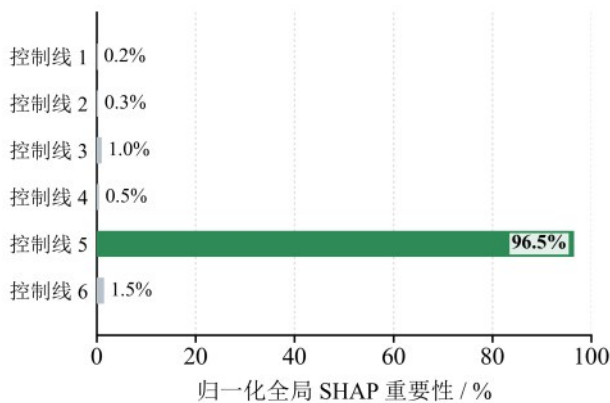


图8 各控制线的归一化全局 SHAP 重要性(二次流强度)
Fig. 8 Normalized global SHAP importance of control lines for secondary flow intensity

的级总总效率与二次流强度 SHAP 权重。

(1)轴向控制线位置重分配。由轴向聚合组合 SHAP 权重构造 CDF,将 CDF 映射位置与原均匀位置线性组合,混合系数 0.5,以兼顾敏感性集中和均匀约束;相邻控制线最小间距为轴向造型长度的

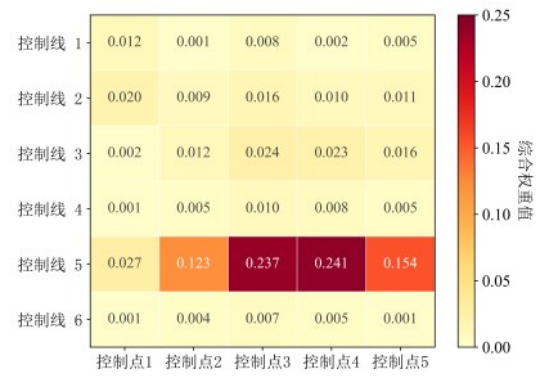


图9 多响应组合热力图

Fig. 9 Multi-response combination heat map

6%,保证 NURBS 曲面稳定及排列单调。

表1 轴向控制线重分配

Table 1 Redistribution of axial control lines

控制线	原始位置/ mm	重分配位 置/mm	位置变化/mm
Line1	6.800	6.800	0.000
Line2	16.440	26.084	9.644
Line3	26.080	32.136	6.056
Line4	35.720	38.189	2.469
Line5	45.360	44.241	-1.119
Line6	55.000	55.000	0.000

(2)周向控制点的非均匀映射。将 30 个离散组合 SHAP 权重用周期高斯核扩展为连续二维敏感性密度场(图 10),以表征同一轴向线上的周向差异。基础密度 0.15,轴向和周向高斯核带宽均为 0.15,密度强度系数为 1.0。

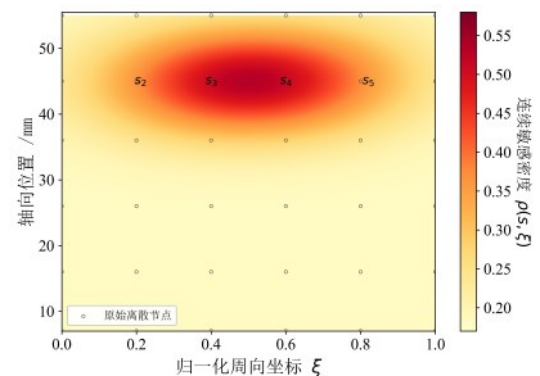


图10 连续敏感性密度场

Fig. 10 Continuous sensitivity density field

各轴向位置建立周向条件 CDF,在分位点 0、0.2、0.4、0.6、0.8 处反函数映射,使节点向高敏感区聚集;最小归一化周向间距为 0.08,以避免控制

列交叉或过近。

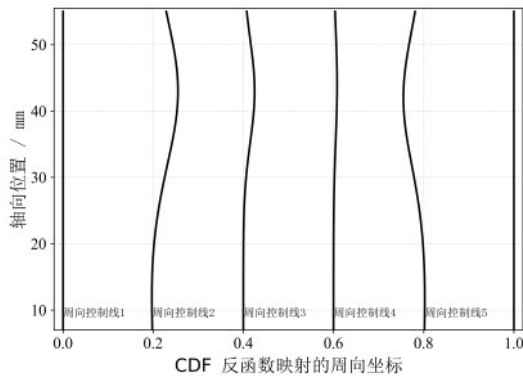


图11 周向控制线非均匀映射

Fig. 11 Circumferential control line non-uniform mapping

(3)低敏感变量释放与主动节点增设。按组合SHAP权重从低到高释放5个独立变量槽位,并通过节点保护和空间约束避免高贡献节点或局部控制过度减少;释放节点位移由邻近主动节点反距离加权(IDW)插值。5个槽位移至高SHAP密度区新增主动节点,释放变量为6_1、4_1、1_2、6_5、1_4。

表2 新增节点对应关系

Table 2 New node correspondence relationship

释放变量	新增节点	轴向位置/mm	周向坐标 s
6_1	A1	44.241	0.5076
4_1	A2	44.241	0.6717
1_2	A3	41.215	0.5863
6_5	A4	48.007	0.5858
1_4	A5	48.007	0.5073

图12展示了气动敏感性分析增强后的参数化方法示意图。

2 气动优化设计流程

2.1 数值计算模型

针对某型燃机透平第一级开展非轴对称端壁优化设计。该透平级进口总温为1 500 K,进口总压为1.600 MPa,转速为9 700 r·min⁻¹,出口静压为0.722 MPa,静叶和动叶叶片数分别为36和59。采用NUMECA AutoGrid5软件生成高质量结构化网格,如图13所示。

网格质量检查表明,整级网格最小偏斜角大于25°、平均扩展比为1.218;以压比和透平级总效率为指标开展网格无关性验证,见图14(a)。

三维流场采用ANSYS CFX定常求解,湍流封闭采用SST k- ω 模型。图14(b)中静叶10%、50%

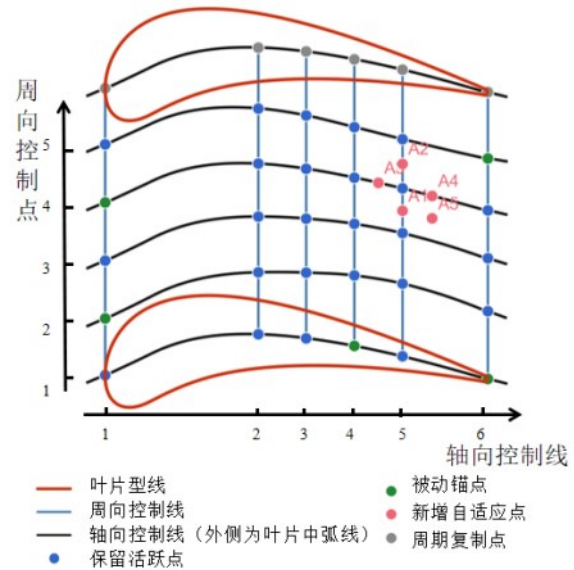


图12 改进后参数化方法

Fig. 12 Improved parametric method

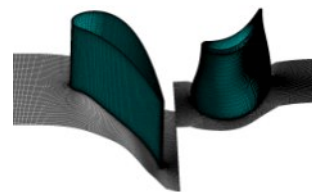


图13 计算模型及网格

Fig. 13 Simulation model and grid

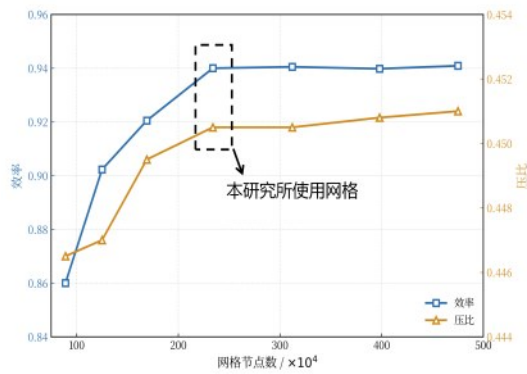
叶高等熵马赫数的计算结果与文献^[16]实验数据在数值和趋势上吻合良好。

2.2 非轴对称端壁气动优化平台与设置

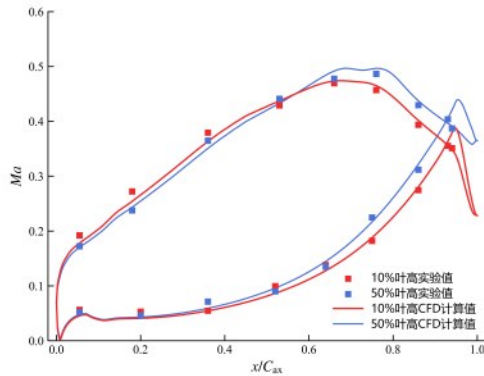
采用课题组代理模型辅助差分进化算法^[26],结合信赖域局部搜索、父代更新和候选个体预筛选,在保持全局搜索能力的同时减少高保真数值评估。图15展示了非轴对称端壁气动优化平台。

分别以原、改进参数化开展同预算优化,目标为级总总效率,流量变化约束为 $\pm 0.5\%$,端壁最大幅值为 $\pm 10\%$ 叶高;初始60个样本,每代新增10个,最多100代。参考设计级总总效率为94.0884%。

图16展示了改进前后优化收敛曲线对比。相同算法和预算下,原参数化最优级总总效率94.1379%,较参考94.0884%提高0.053%;改进参数化为94.1764%,提高0.094%。改进空间在优化初期即出现高于参考设计的个体,说明其同时提高气动潜力和高潜力区域搜索效率。



(a) 网格无关性验证



(b) 实验数据对比验证

图 14 数值验证图

Fig. 14 Numerical verification diagram

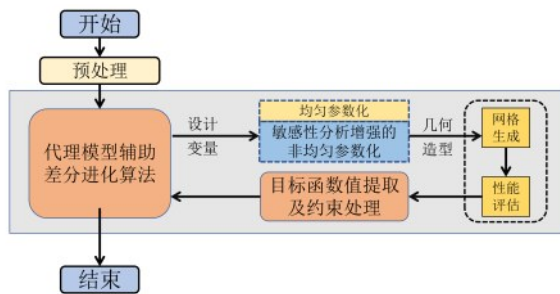


图 15 非轴对称端壁气动优化平台

Fig. 15 Non-axisymmetric end-wall aerodynamic optimization platform

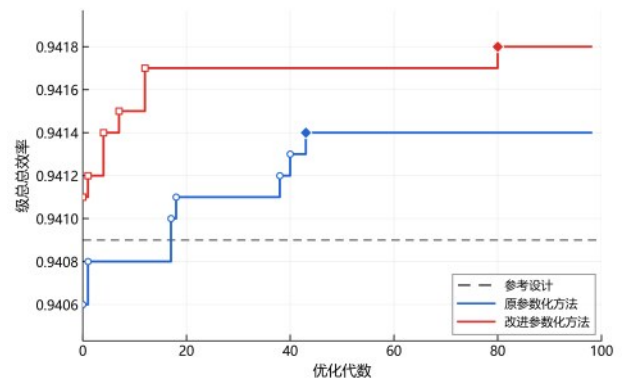


图 16 改进前后参数化方法优化收敛曲线对比

Fig. 16 Comparison of convergence curves before and after improvement of parametric method optimization

3 优化前后对比分析

3.1 总体对比

图 17 比较两种最优端壁造型,造型幅值 ΔR 以静叶叶高归一化;正值为抬升、负值为下凹。

均匀 NURBS 最优端壁呈连续“凹—凸”交替:吸力面侧沿流向下凹,压力面侧通道中部和中后部大范围抬升。

改进方案更局部化:前缘局部抬升,压力面侧沿流呈抬升—下凹—抬升,主要下凹集中于吸力面侧中后部,体现自由度向高敏感区集中后的局部曲率和通道面积调控。

连续端壁曲率通过重构局部静压场改变马蹄涡形成、压力面分支路径及低动量流横向输运。图 18、19 表明,改进方案主要缩短通道中后部强横向压力差的持续作用范围,而非整体改变叶片载荷,从而抑制马蹄涡压力面分支向吸力面一端壁角区迁移及其与通道涡耦合。

3.2 端区流动机理及气动性能分析

为表征静叶通道内静压分布特征,定义静压系数 C_p 为当地静压与静叶出口平均静压之差,同静叶进口总压与静叶出口平均静压之差的比值,即

表 3 总体性能参数相对变化

Table 3 Relative changes in overall performance parameters

参数	参考设计 R	NURBS 参数化 A	改进后参数化 B	A 相对 R 变化/%	B 相对 R 变化/%
质量					
流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	61.56	61.75	61.82	0.31	0.42
功率/kW	160.93	161.89	162.25	0.59	0.82
级总总效率/%	94.09	94.14	94.18	0.05	0.09

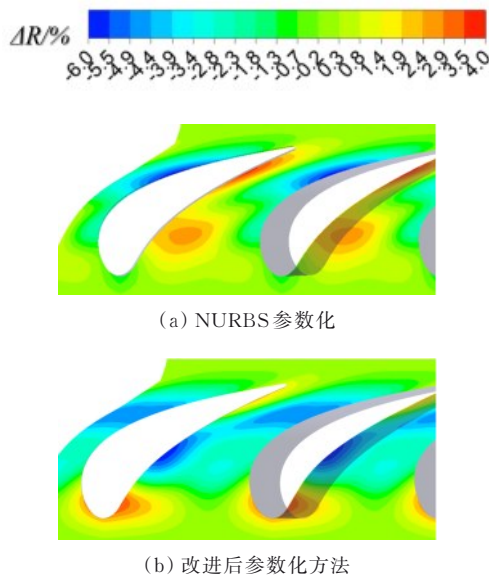


图17 改进前后最优造型幅值分布对比

Fig. 17 Comparison of the optimal shape amplitude distribution before and after improvement

$$C_p = \frac{p_{loc} - \bar{p}_{s,out}}{p_{0,in} - \bar{p}_{s,out}} \quad (4)$$

式中: $p_{0,in}$ 为主流进口总压; p_{loc} 为静叶通道内当地静压; $\bar{p}_{s,out}$ 为静叶出口平均静压。

图18显示,三种方案压力场差异主要在吸力面中后部及尾缘。参考设计尾缘与相邻压力面间横向压力梯度较强;NURBS最优设计虽调整吸力面中部低压区,尾缘梯度削弱有限;改进方案低压调节集中于吸力面中后部,尾缘高低压过渡更平缓,强横向压力梯度持续轴向范围明显缩短。

改进方案将较强横向压力差由连续分布转为中后部局部调节,减弱尾缘横向驱动力,从而降低近轮毂低动量流向吸力面一端壁角区迁移并抑制二次流。

图19进一步给出了静叶10%叶高处叶片表面静压系数沿归一化轴向弦长的分布。三种方案压力面静压系数基本重合,说明端壁参数化优化并未显著改变压力面载荷,差异主要来源于吸力面。与参考设计相比,NURBS参数化最优设计A在 $0.3 < x/C_{ax} < 0.65$ 范围内的吸力面静压系数整体降低,表明吸力面中部流动加速及局部载荷增强较为明显。改进参数化最优设计B在中前部与参考设计更加接近,而主要在 $0.65 < x/C_{ax} < 0.85$ 范围内形成较集中的低压调节;继续向尾缘发展后,三种方案的静压系数逐渐趋近。

图20显示压力面大部基本重合、差异集中于吸

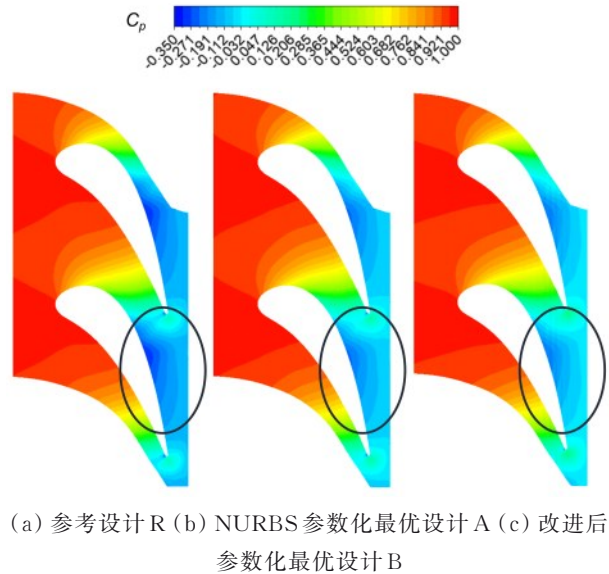


图18 静叶10%叶高截面的静压系数分布

Fig. 18 Static pressure coefficient distributions at 10% stator span

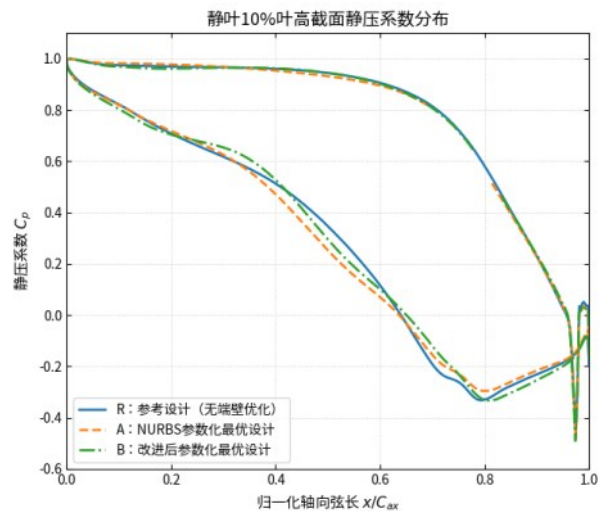


图19 静叶10%叶高截面的表面静压系数分布

Fig. 19 Surface static pressure coefficient distributions at 10% stator span

力面局部。A相对参考设计的最大负向静压系数变化约为0.094 9,B约为0.055 7;B抑制中部过强载荷扰动并使压力更快回归参考水平,与图18所示尾缘横向压力梯度作用范围缩短一致。

图21在相同Q准则阈值下比较三方案端区涡结构,①—④分别为马蹄涡形成、跨通道迁移、吸力面一端壁角区涡系作用和尾缘下游区。参考设计R中,涡分支向吸力面一端壁角区迁移,区域③涡核连续并向④长距离发展。

NURBS参数化方案A使前缘涡收缩并改变迁移轨迹,但区域③仍有涡核拉伸、分裂和相互作用,

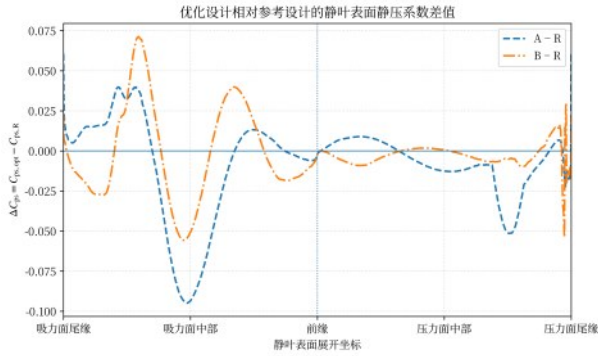


图 20 静叶 10% 叶高截面的静压系数差值分布

Fig. 20 Differences in surface static pressure coefficient at 10% stator span

区域④仍较连续;其吸力面中部最大负向静压系数变化约为 -0.0949 。

改进参数化方案 B 中,区域①的前缘涡结构更加紧凑,区域②内跨通道迁移的空间范围受到进一步限制;更显著的变化出现在区域③和④,即涡结构的作用范围趋于局部化,尾缘附近长距离连续发展的涡核明显减少。结合图 19 可知,B 方案主要在 $0.65 < x/C_{ax} < 0.85$ 范围内进行局部载荷调节,并在进入尾缘区域后逐渐恢复至参考设计附近;与此对应,图 19 中尾缘横向压力梯度的持续作用范围缩短。因此,B 方案对端区二次流的改善并非源于整体载荷降低,而主要源于载荷沿轴向位置的重新分配,使近端壁低动量流体持续横向迁移的压力驱动力受到抑制,进而限制通道涡向吸力面一端壁角区的发展以及多涡系在尾缘附近的持续耦合。

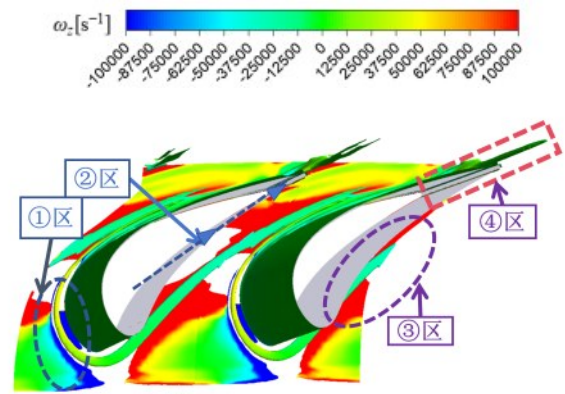
为表征流道内局部总压损失,定义局部总压损失系数 C_{pt} 为级进口总压与当地总压之差,同级进口总压与动叶出口平均静压之差的比值,即

$$C_{pt} = \frac{p_{0in} - p_{0,loc}}{p_{0in} - \bar{p}_{R,out}} \quad (5)$$

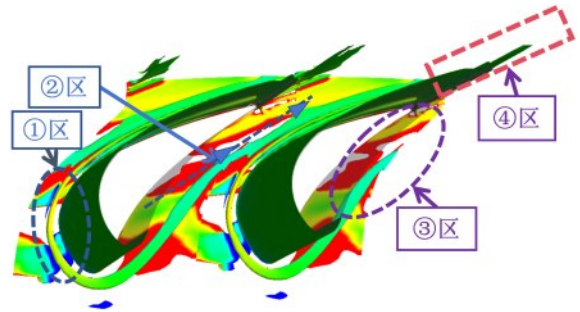
式中: p_{0in} 为主流进口总压; $p_{0,loc}$ 为流道内当地总压; $\bar{p}_{R,out}$ 为动叶出口静压。

图 22 显示,参考设计静叶出口轮毂附近高压损失对应通道涡、吸力面角区分离和尾迹;原参数化使高损失区缩小,改进参数化进一步减小其径向高度和周向宽度。

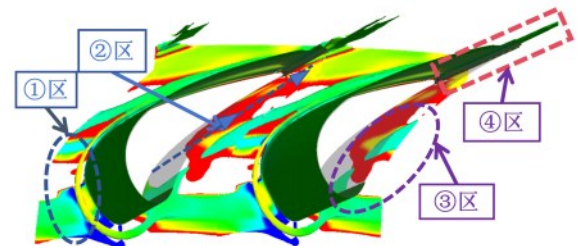
为更全面地揭示不同端壁参数化方法对透平级气动性能沿径向分布的影响规律,定义径向局部总效率如下:



(a) 参考设计 R



(b) NURBS 参数化最优设计 A



(c) 改进后参数化最优设计 B

图 21 静叶端区涡系结构

Fig. 21 Vortex structures in the stator endwall region

$$\eta_{TT}(s) = \frac{T_{0in} - \bar{T}_{0out}(s)}{T_{0in} \left[1 - \left(\frac{\bar{p}_{0out}(s)}{p_{0in}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6)$$

式中, $s = h/H$ 为归一化叶高, h 为距轮毂的径向高度,

H 为叶高; $\bar{T}_{0out}(s)$ 与 $\bar{p}_{0out}(s)$ 分别为动叶出口在归一化叶高 s 处周向环带内质量流量加权平均的总温与总压; T_{0in} 、 p_{0in} 及 γ 的定义与式(1)相同。

图 23 中三方案总体分布相近,差异为局部径向效率重分配。B 相对 R 在 1% 叶高处径向局部总效率提高约 0.461%;相对 A 在 2% 叶高处提高约 0.574%。B 在约 25%~48% 和 74%~90% 叶高也有局部优势,部分位置小幅降低,说明端壁优化通

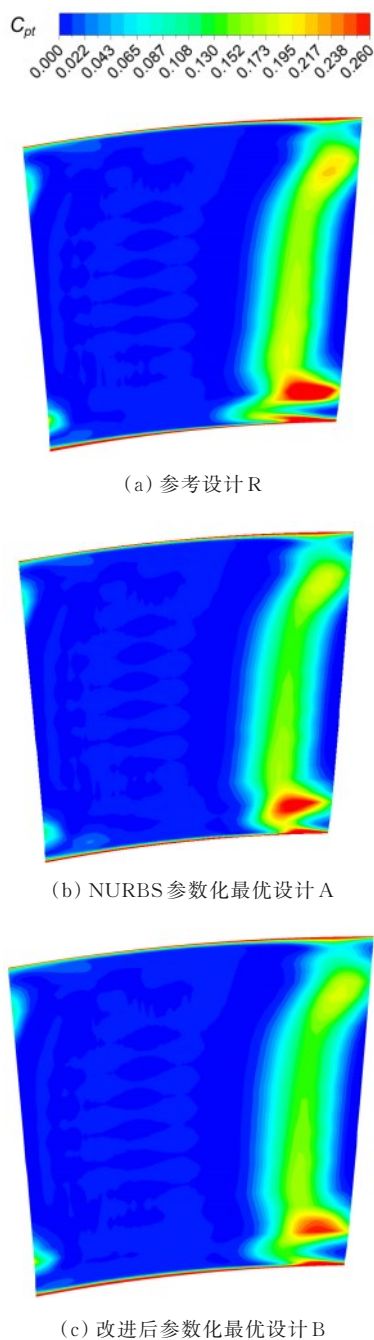


图22 总压损失系数分布对比

Fig. 22 Comparison of total pressure loss coefficient distributions

过改变静叶出口损失和来流非均匀性径向分布,重调下游动叶损失与混合。

4 结 论

传统非轴对称端壁参数化方法采用均匀控制网格,设计自由度与局部气动敏感性不匹配。本文提出了一种 SHAP 气动敏感性分析增强的非轴对称端壁造型方法,并开展了整级气动优化及流动机

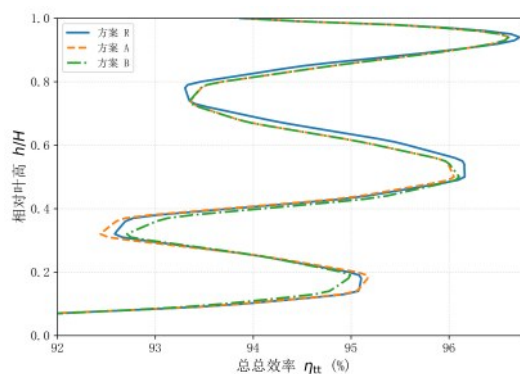


图23 动叶出口径向总总效率沿叶高分布

Fig. 23 Spanwise distribution of local total-to-total efficiency at the rotor outlet

理分析。主要结论如下。

(1) SHAP 分析表明,叶栅出口附近控制线对级总总效率和二次流强度的归一化全局 SHAP 重要性分别超过 80% 和 95%,不同空间位置的几何参数对级总总效率的影响程度存在明显差异。

(2) 基于气动敏感性分析增强控制点布局后,相较于参考设计,改进参数化方法和原 NURBS 参数化方法所得最优方案的级总总效率分别相对提高了 0.094% 和 0.053%,表明设计自由度重分配提升了优化潜力。

(3) 改进后参数化方法能够有效调节横向压力梯度的空间分布及持续作用范围,其最优设计通过局部载荷重分配削弱了静叶通道中后部横向压力梯度,限制低能流体向吸力面一端壁角区迁移并抑制马蹄涡压力面分支与通道涡的耦合和下游连续发展,使静叶出口端区损失及非均匀性降低,从而提高透平级总总效率。

参考文献:

- [1] Rose M G. Non-axisymmetric endwall profiling in the HPNGV's of an axial flow gas turbine [C]//ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. 1994: V001T01A090.
- [2] Hartland J C, Gregory-Smith D G, Rose M G. Non-axisymmetric endwall profiling in a turbine rotor blade [C]//ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. 1998: V001T01A130.
- [3] Yan J, Gregory-Smith D G, Walker P J. Secondary flow reduction in a nozzle guide vane cascade by non-axisymmetric end-wall profiling [C]//ASME 1999 International Gas Turbine and Aeroengine Congress

- and Exhibition. 1999; V001T03A051.
- [4] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115(4): 621-656.
- [5] Brennan G, Harvey N W, Rose M G, et al. Improving the efficiency of the Trent 500-HP turbine using nonaxisymmetric end walls: part I turbine design [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(3): 497-504.
- [6] Rose M G, Harvey N W, Seaman P, et al. Improving the efficiency of the Trent 500 HP turbine using non-axisymmetric endwalls: part II experimental validation [C]//ASME Turbo Expo 2001. 2001: V001T03 A081.
- [7] Harvey N W, Brennan G, Newman D A, et al. Improving turbine efficiency using non-axisymmetric endwalls: validation in the multi-row environment and with low aspect ratio blading [C]//ASME Turbo Expo 2002. 2002: 119-126.
- [8] Snedden G, Dunn D, Ingram G, et al. The application of non-axisymmetric endwall contouring in a single stage, rotating turbine [C]//ASME Turbo Expo 2009. 2009: 831-840.
- [9] Germain T, Nagel M, Raab I, et al. Improving efficiency of a high work turbine using nonaxisymmetric endwalls: part I endwall design [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2010, 132(2): 021007.
- [10] Gregory-Smith D G, Ingram G, Jayaraman P, et al. Non-axisymmetric turbine end wall profiling [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2001, 215(6): 721-734.
- [11] Hartland J, Gregory-Smith D. A design method for the profiling of endwalls in turbines [C]//ASME Turbo Expo 2002. 2002: 697-704.
- [12] 李国君, 马晓永, 李军. 非轴对称端壁成型及其对叶栅损失影响的数值研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2005, 39(11): 1169-1172.
- [13] 王杰, 王政, 欧阳玉清, 等. 采用样条曲面非轴对称端壁成型的高压涡轮动叶气动优化 [J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(3): 38-48.
- [14] Praisner T J, Allen-Bradley E, Grover E A, et al. Application of nonaxisymmetric endwall contouring to conventional and high-lift turbine airfoils [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(6): 061006.
- [15] Chen P, Zhao K, Li X, et al. Effects of varying non-axisymmetric contours of the turbine endwall on aerodynamics and heat transfer aspects: a sensitivity analysis study [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 161: 106689.
- [16] 王杰. 高气热负荷跨音速涡轮非轴对称端壁优化设计及实验研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2024.
- [17] Li Z, Zheng X. Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 93: 1-23.
- [18] 郭振东, 王杰, 陈云, 等. 融合多源数据挖掘信息的非轴对称端壁/叶身联合成型设计空间知识挖掘 [J]. *西安交通大学学报*, 2024, 58(1): 30-41.
- [19] Qin R, Ju Y, Spence S, et al. Meta-model-driven data mining model to support three-dimensional design of centrifugal compressor stage [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(12): 121013.
- [20] Lundberg S M, Erion G, Chen H, et al. From local explanations to global understanding with explainable AI for trees [J]. *Nature Machine Intelligence*, 2020, 2(1): 56-67.
- [21] Palar P S, Dwianto Y B, Zuhail L R, et al. Multi-objective design space exploration using explainable surrogate models [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2024, 67(3): 38.
- [22] Shen Y, Huang W, Yan L, et al. An automatic visible explainer of geometric knowledge for aeroshape design optimization based on SHAP [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 131(Part A): 107993.
- [23] Zhang X, Ju Y, Li Z, et al. Meta-model-interpreted data mining for stability and efficiency enhancement of multistage axial-flow compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(4): 041001.
- [24] Wang J, He X, Wang B, et al. Shapley additive explanations of multigeometrical variable coupling effect in transonic compressor [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2022, 144(4): 041015.
- [25] 杨昭, 郭振东, 苏鹏飞, 等. 采用 SHAP 的高压涡轮级高维设计空间数据挖掘 [J]. *西安交通大学学报*, 2025, 59(6): 144-154.
- [26] Guo ZD, Zhang ZJ, Chen Y, et al. An efficient surrogate-assisted differential evolution algorithm for turbomachinery cascades optimization with more than 100 variables [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023: 108675.