

# 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

郭振东<sup>1</sup>, 王杰<sup>1</sup>, 陈云<sup>2</sup>, 蒋首民<sup>1</sup>, 宋立明<sup>1</sup>, 李军<sup>1</sup>

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 110015, 沈阳)

**摘要:** 为厘清联合成型设计空间各造型方法对涡轮叶栅性能提升的贡献, 将基于总变差分析的全局敏感性分析方法与平行坐标系及直方图、散点图等可视化技术相结合, 提出了将多源数据挖掘信息进行融合的设计空间知识挖掘框架, 并利用该框架对某小展弦比叶栅端壁/叶身联合成型设计空间进行知识挖掘。结果表明: 叶栅气动损失增减对基元型线微调十分敏感; 非轴对称端壁所带来的损失减少量与型线微调接近, 但设计空间内不同非轴对称端壁样本性能波动较小, 导致其重要性被全局敏感性分析方法低估; 虽然单独采用弯叶片难以整体降低小展弦比叶栅损失, 但将弯、型线微调和非轴对称端壁造型相结合可获得“1+1+1>3”的性能增益; 在端壁/叶身联合成型设计空间内, 将基元型线朝着后加载方向微调, 并采用喉部附近下凹较深的非轴对称端壁造型及反弯叶片设计, 可获得气动损失较小的叶栅设计。研究结果明晰了端壁/叶身联合成型设计空间优化解特征, 可为类似小展弦比叶栅设计优化提供借鉴。

**关键词:** 小展弦比涡轮叶栅; 非轴对称端壁/叶身联合成型; 数据挖掘

**中图分类号:** TK421.4 **文献标志码:** A

**DOI:** 10.7652/xjtub202401003 **文章编号:** 0253-987X(2024)01-0030-12

## Exploration of the Design Space for Non-Axisymmetric Endwall/Blade Through Integration of Multi-Source Data Mining Techniques

GUO Zhendong<sup>1</sup>, WANG Jie<sup>1</sup>, CHEN Yun<sup>2</sup>, JIANG Shoumin<sup>1</sup>, SONG Liming<sup>1</sup>, LI Jun<sup>1</sup>

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

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

**Abstract:** To enhance understanding of the role different cascade profiling techniques play in improving turbine cascade performance within the combined design space, a knowledge mining framework is proposed. This framework integrates data mining information through the analysis of variance-based global sensitivity analysis method and employs visualization techniques like parallel axis, histogram and scatterplot. By using this framework, knowledge mining of the non-axisymmetric endwall/blade combined parameterization design space of a low aspect ratio cascade is conducted. It reveals that the aerodynamic loss of the cascade is highly influenced by the section profiling. The reduction in loss achieved through the implementation of a non-axisymmetric endwall is comparable to that of section profiling. However, it is observed that the performance variations among different samples of non-axisymmetric endwall are relatively small, leading to the

underestimation of its significance by the global sensitivity analysis method. Furthermore, it is found that utilizing only a bending curved blade is unlikely to yield a reduction in cascade loss. However, by combining blade bending, section profiling and non-axisymmetric endwall, it is possible to achieve a performance gain that exceeds the sum of the individual contributions ( $1+1+1>3$ ). Within the combined design space of non-axisymmetric endwall/blade parameterization, it is observed that a cascade with low aerodynamic loss can be achieved by adjusting the section profile towards an after-loading style and incorporating a non-axisymmetric endwall with deep concave near the throat and negatively bending blade as well. In conclusion, this research has successfully elucidated the characteristics of optimized solutions within the end-wall/blade joint forming design, offering reference for the design optimization of similar low aspect ratio cascades. The above findings have effectively clarified the characteristics of the optimized solutions within the endwall/blade combined design space, offering guidance for the design optimization of similar low aspect ratio cascades.

**Keywords:** turbine cascade with low aspect ratio; non-axisymmetric endwall/blade combined design; data mining

伴随着航空发动机朝着高推重比低油耗率方向发展,燃气涡轮负荷不断增加,其内部流动日趋复杂。如何在这一情况下进一步减少涡轮叶栅内部流动损失、提升涡轮气动效率极具挑战性。对此,非轴对称端壁等造型方法被广泛研究<sup>[1-5]</sup>,并成功应用于Trent 500、Trent 1000、GENX、LEAP-X等民用航空发动机涡轮设计中<sup>[6-7]</sup>。与此同时,为寻求新的性能增量,研究人员提出将非轴对称端壁造型与传统叶片基元型线调整及弯、掠等三维空间积叠造型等方法联合起来开展涡轮设计优化,以实现更精细的涡轮内部流动控制。例如,Poehler等<sup>[8]</sup>联合非轴对称端壁造型与端弯技术开展一级半涡轮气动优化,结果表明联合成型优化所获得的最优方案气动效率提升相对于单一造型更明显。Schäfflein等<sup>[9]</sup>进一步证实,在存在槽缝射流的情况下,非轴对称端壁与端弯联合成型优化可使得涡轮叶栅效率提升0.38%。

在国内,袁新课题组<sup>[10]</sup>、宋立明课题组<sup>[11]</sup>先后开展了将非轴对称端壁与叶栅三维造型方法相结合的端壁/叶身联合成型设计优化研究,证实联合成型能够在单一造型方案的基础上进一步提升涡轮叶栅气动效率。刘波课题组<sup>[12]</sup>和季路成课题组<sup>[13]</sup>将端壁/叶身联合成型推广用于跨声速压气机叶栅设计。通过对比分析发现,在完成叶栅弯/掠造型优化的基础上开展非轴对称端壁优化,叶栅设计点工况等熵效率可进一步提升0.3%,且非设计点工况性能亦有所提升<sup>[12]</sup>。

需要指出的是,上述端壁/叶身联合成型优化虽

然能进一步提升叶栅气动性能,但空间变量维度亦显著增加。在提升叶栅性能的同时,如何量化联合成型设计空间各造型方法对于叶栅性能提升的实际贡献、识别对目标性能影响最为显著的参数及其作用机理是相关研究人员无法回避的难题<sup>[14]</sup>。

本质上,由于输入设计变量与输出目标性能之间函数关系无法显式解析表达,因此端壁/叶身联合成型设计优化是典型的黑盒子问题<sup>[15]</sup>。针对黑盒子问题,Obayashi等<sup>[16]</sup>提出,利用数据挖掘技术对设计空间进行知识提取,从而厘清目标性能之间以及目标性能与设计变量之间交互作用关系。其核心思路即利用数据挖掘方法<sup>[17-18]</sup>提取众多样本组成的数据集中变量的相关关系,进而基于上述相关关系厘清对目标性能影响显著的参数及其作用机理。Obayashi等<sup>[19-20]</sup>提出利用自组织图方法探寻设计空间各性能指标之间一致/冲突关系,利用总变差分析技术探究对性能指标影响显著的设计变量,并将其应用于支线飞机翼型气动及多学科设计。Oyama等<sup>[21]</sup>提出,将数据挖掘得到的变量特征与设计空间典型解流动特征结合,可用于提取气动新知识。具体而言,以某跨声速翼型为对象,该团队利用本征正交基分解对其优化解集进行数据挖掘,并由此解释了高升力翼型和低阻力翼型两类典型设计的型线特征及流动机理<sup>[21]</sup>。在内流领域,Baert等<sup>[22]</sup>联合总变差分析与自组织图对涡桨发动机叶片设计空间的进行知识挖掘,并将所提取的有用信息用于指导设计空间的进一步改良。在国内,宋立明课题组<sup>[23-24]</sup>将数据挖掘方法用于对由弯、掠、型线微调组成的跨

声速压气机叶栅设计空间知识挖掘,厘清了各参数化造型方法对于提升叶栅等熵效率的贡献度,并揭示顶部掠参数是导致跨声速叶栅效率与压比提升存在冲突的主要原因。此外,罗佳奇课题组<sup>[25]</sup>、刘正先课题组<sup>[26]</sup>、张楚华课题组<sup>[27]</sup>、楚武利课题组<sup>[28]</sup>亦开展了数据挖掘方法的研究,应用于离心及轴流压气机设计空间知识挖掘,证实了数据挖掘方法对于厘清设计空间各变量对于目标性能影响机制的有效性。

受到上述工作的启发,本文将数据挖掘方法用于厘清端壁/叶栅联合成型设计空间各造型方法对于叶栅性能提升的实际贡献。特别地,注意到总变差分析等全局敏感性分析方法难以识别对目标性能产生同方向稳定影响的显著变量问题,将基于总变差分析的全局敏感性分析方法与平行坐标系及直方图、散点图等可视化技术相结合,提出了融合多源数据挖掘信息的设计空间知识挖掘框架,以全面厘清端壁/叶身联合成型设计空间各变量及目标性能之间交互作用关系,归纳端壁/叶身联合成型设计空间优化解共同特征,为类似设计提供借鉴。

## 1 联合成型设计空间知识挖掘框架

本节首先对基于总变差分析的全局敏感性分析和平行坐标系等两类典型的数据挖掘方法进行介绍,进而对提出的叶栅联合成型设计空间知识挖掘框架进行讨论。

### 1.1 基于总变差分析的全局敏感性分析

总变差分析(ANOVA)是一种基于方差衡量黑盒子设计空间各变量对目标性能影响显著程度的全局敏感性数据挖掘技术。假定输入变量( $\mathbf{x}$ )与目标性能( $y$ )之间函数关系可用近似函数 $\hat{y}(\mathbf{x})$ 表示,对应设计空间目标性能总的均值 $a_0$ 和方差 $\delta_0^2$ 为

$$\begin{cases} a_0 = \int \cdots \int \hat{y}(\mathbf{x}) d\mathbf{x}_1 \cdots d\mathbf{x}_k \\ \delta_0^2 = \int \cdots \int [\hat{y}(\mathbf{x}) - a_0]^2 d\mathbf{x}_1 \cdots d\mathbf{x}_k \end{cases} \quad (1)$$

在此基础上,对其他变量在整个设计空间积分,可求得变量 $x_i$ 所对应的主效应函数 $a_i(x_i)$ 及变量方差 $\delta_i^2(x_i)$ 为

$$\begin{cases} a_i(x_i) = \int \cdots \int [\hat{y}(\mathbf{x}) - a_0] d\mathbf{x}_1 \cdots d\mathbf{x}_{i-1} d\mathbf{x}_{i+1} \cdots d\mathbf{x}_k \\ \delta_i^2(x_i) = \int \cdots \int [\hat{y}(\mathbf{x}) - a_0]^2 d\mathbf{x}_i \end{cases} \quad (2)$$

变量 $x_i/x_j$ 两两交互效应。 $a_{ij}(x_i, x_j)$ 及其交

互效应方差 $\delta_{ij}^2(x_i, x_j)$ 可用下式求解

$$\begin{cases} a_{ij}(x_i, x_j) = \int \cdots \int [\hat{y}(\mathbf{x}) - a_i - a_j - a_0] \cdot \\ \quad d\mathbf{x}_1 \cdots d\mathbf{x}_{i-1} d\mathbf{x}_{i+1} \cdots d\mathbf{x}_{j-1} d\mathbf{x}_{j+1} \cdots d\mathbf{x}_k \\ \delta_{ij}^2(x_i, x_j) = \int \cdots \int [\hat{y}(\mathbf{x}) - a_i - a_j - a_0]^2 d\mathbf{x}_i d\mathbf{x}_j \end{cases} \quad (3)$$

与之类似,可求得 3 个及以上变量间高阶交互效应 $a_{ijk}(x_i, x_j, x_k)$ 及其对应的交互效应方差 $\delta_{ijk}^2(x_i, x_j, x_k)$ 。各效应方差满足如下关系式

$$1 = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i^2}{\delta_0^2} + \sum_{i=1}^n \frac{\delta_{ij}^2}{\delta_0^2} + \sum_{i=1}^n \frac{\delta_{ijk}^2}{\delta_0^2} + \cdots \quad (4)$$

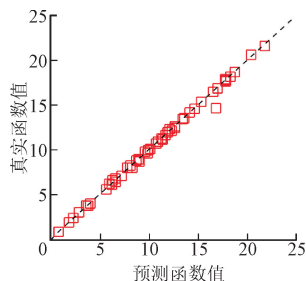
式中: $\delta_i^2/\delta_0^2$ 、 $\delta_{ij}^2/\delta_0^2$ 及 $\delta_{ijk}^2/\delta_0^2$ 称为各效应所对应的方差贡献度。通过方差贡献度可识别对目标性能影响显著的设计变量及其交互作用效应。

为验证总变差方法的有效性,以式(5)所示 5 维函数对其进行测试。在开展总变差分析时,假定输入变量 $\mathbf{x}$ 与输出目标性能 $y$ 之间函数关系 $y(\mathbf{x})$ 未知,并且根据以往经验认为 5 个设计变量均能对目标性能 $y$ 产生影响。表达式为

$$y(\mathbf{x}) = 10\sin(\pi x_1 x_2) + 20(x_3 - 0.5)^2 + 10x_4 + 0x_5 \quad (5)$$

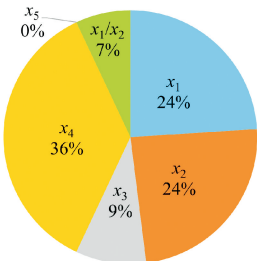
针对上述 5 维“黑盒子”问题,首先基于拉丁超立方抽样选取 50 个样本,利用 Kriging 代理模型<sup>[23]</sup>构建输入变量与输出性能之间近似函数 $\hat{y}(\mathbf{x})$ ,并进行交叉验证,结果如图 1(a)所示。可见,预测值与真实值吻合良好,表明近似函数 $\hat{y}(\mathbf{x})$ 具有较好的预测精度。

在构建近似函数 $\hat{y}(\mathbf{x})$ 的基础上,采用式(1)~(4)进行计算,求得各设计变量主效应及交互作用效应,如图 1(b)所示。可以看出,总变差分析成功识别出 $x_5$ 对于目标性能的影响为 0,对应方差贡献率为 0。与此同时,图 1(b)中 $x_1$ 与 $x_2$ 所对应的方差贡献率相同,即 $x_1$ 与 $x_2$ 对于目标性能的影响显著相同。此外, $x_4$ 所对应的方差贡献度最大,表明该变量对目标性能的影响最为显著。上述基于总变差分析所挖掘的显著变量信息与式(5)所示实际情况吻合良好,由此验证了总变差分析方法的有效性。



(a) 近似函数 $\hat{y}(\mathbf{x})$ 精度交叉验证





(b)各设计变量方差贡献图

图 1 某 5 维函数总变差分析结果

Fig. 1 ANOVA results of a five-dimensional function

1.2 平行坐标系

与总变差分析方法不同,平行坐标系是一种不依赖于模型的高维可视化数据挖掘技术。图 2 展示了常用的平行坐标系形式,包含一个横坐标和若干纵坐标,并且各纵坐标平行、等距排列。图中,每一个纵坐标代表一维数据变量,纵坐标上的点反映了空间内该变量的值分布情况;将各纵坐标上的点连成折线,每一条折线代表一个设计样本,由此可以识别各变量共同相互作用对目标性能指标的影响等。

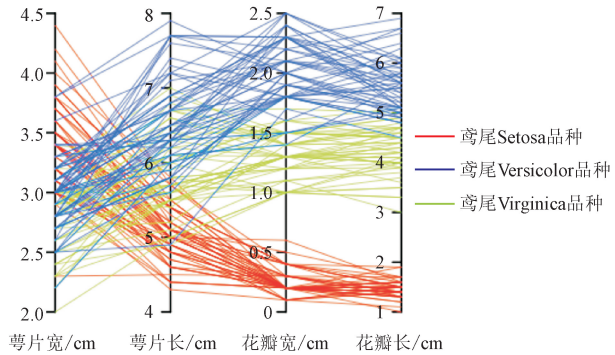


图 2 平行坐标系可视化分析<sup>[29]</sup>

Fig. 2 Visualization analysis by using parallel axis<sup>[29]</sup>

借助鸢尾花分类问题,对平行坐标系分析方法进行说明。鸢尾花主要包括 Setosa, Versicolor 和 Virginica 共 3 个品种。图 2 所示平行坐标系清晰展示了 3 个品种在萼片宽、萼片长、花瓣宽和花瓣长等四个方面所存在的差异。其中,Setosa 品种萼片宽而短,同时花瓣较小;与之相反,Virginica 品种萼片窄而长,同时花瓣较大;而 Versicolor 品种萼片窄,同时萼片长以及花瓣大小居中。由以上算例可见,利用平行坐标系可直观展示各类样本所对应的变量组合特征。对于叶轮机械而言,平行坐标系将用于厘清性能较优的设计样本所对应的变量组合特征,由此总结优化解共同的几何特征,为类似设计提

供借鉴。本文采用开源的 Matlab 工具包 RAVE<sup>[30]</sup>进行平行坐标系分析。

1.3 叶栅联合成型设计空间知识挖掘框架

将总变差分析、平行坐标系以及直方图、散点图等结合,提出了图 3 所示涡轮叶栅联合成型设计空间知识挖掘框架。该框架分三个阶段,即首先收集黑盒子设计空间样本数据;然后,基于样本数据厘清各设计变量对目标性能的影响机制;最后,提取优化解特征,从而将黑盒子问题转化为白盒子问题,累积设计知识,为类似设计提供借鉴。

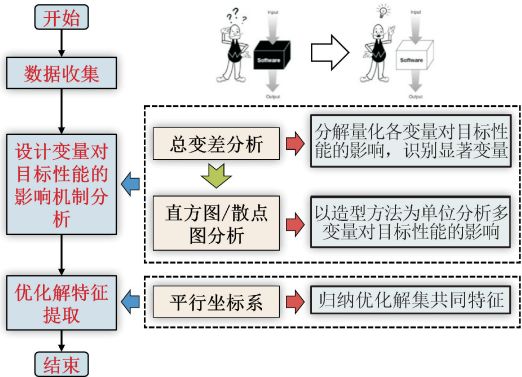


图 3 涡轮叶栅联合成型设计空间知识挖掘框架

Fig. 3 Knowledge mining framework for the combined parameterization design space of turbine cascade

具体而言,在数据收集环节,采用均匀设计等方法对设计空间进行采样;在变量影响机制分析环节,利用总变差分析识别对目标性能影响显著的设计变量;在此基础上,采用直方图、散点图等进一步识别对目标性能较稳定的产生相同方向影响的设计变量,可视化分析弯、非轴对称端壁等不同造型方法对叶栅气动性能的影响规律;最后,在优化解特征提取环节,采用平行坐标系归纳气动性能优异的样本共同几何特征。由此,将不同数据挖掘方法所获取的多源信息进行融合,可以全面厘清非轴对称端壁等叶栅造型方法对涡轮叶栅性能的影响机理。

2 研究对象与联合成型设计空间

以某高负荷小展弦比叶栅为例,对其非轴对称端壁/叶身联合成型设计空间进行知识挖掘,以厘清非轴对称端壁、截面型线光顺及弯等参数化造型方法对叶栅气动性能的影响及其相互作用机理。本节对该小展弦比叶栅数值计算模型与非轴对称端壁/叶栅联合成型设计空间进行介绍。

2.1 小展弦比叶栅数值计算模型

表 1 给出了小展弦比叶栅基本参数。在对叶栅



进行数值模拟时,采用 Numeca Autogrid 生成计算网格,进而导入至 CFX 进行气动性能评估。其中,湍流模型采用带  $\gamma Re_\theta$  转捩的 SST 湍流模型,并利用有限体积法进行空间离散;时间离散采用 Runge-Kutta 法。网格划分采用 H-O-H 网格,并生成 .trb 网格模板,方便后续生成设计空间不同样本时保证各样本具有相同的网格拓扑结构。为了精确捕捉边界层效应,对近壁面网格进行加密,保证  $y^+ < 1$ ,最终网格节点总数为 72 万,如图 4 所示。与此同时,计算边界条件根据西安交通大学叶栅风洞试验台条件进行设定,其中进口给定总温和总压(总压  $P_0^i = 109\,400\text{ Pa}$ ,总温  $T_0^i = 320\text{ K}$ ),出口给定静压( $P_1 = 96\,700\text{ Pa}$ ),对应叶栅出口等熵马赫数为 0.4。需要说明的是,该数值模型的计算精度在课题组以往的试验工作进行了充分验证,相关细节可参见文献[31]。

表 1 小展弦比涡轮叶栅几何参数  
Table 1 Geometric parameters of the turbine cascade with a low aspect ratio

| 参数        | 数值    |
|-----------|-------|
| 叶片数       | 30    |
| 展弦比       | 0.57  |
| 叶根半径/mm   | 350   |
| 弦长/mm     | 87.20 |
| 叶高/mm     | 50.00 |
| 相对栅距      | 0.90  |
| 进口气流角/(°) | 90    |
| 出口气流角/(°) | 18.4  |

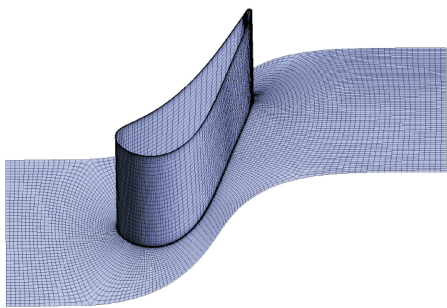


图 4 小展弦比涡轮叶栅计算模型  
Fig. 4 Computational model of turbine cascade

取距叶栅出口 20 mm 处的总压损失系数  $\xi$ ,用于衡量涡轮叶栅气动损失,具体表达式如下

$$\xi = (P_0^i - P_{\text{local}}^i)/(P_0^i - P_1) \tag{6}$$

式中:  $P_{\text{local}}^i$  表示当地总压;  $P_0^i$  和  $P_1$  分别表示进口总压和出口静压。

## 2.2 非轴对称端壁/叶身联合成型参数化方法

采用图 5 所示参数化方法对小展弦比叶栅进行端壁/叶身联合成型。其中,叶身造型包括截面型线微调 and 弯造型两部分。如图 5(a)和 5(b)所示,对截面型线微调时,首先采用非均匀 B 样条曲线对其进行拟合,然后选取吸力面上 6 个控制点对型线进微调。其中,6 个控制点只沿着非均匀 B 样条曲线法线方向进行调整,最大调整幅度为吸力面弧长的 1.5%,相关设计变量编号为  $x_1 \sim x_6$ (见表 2)。为避免生成畸形叶型,对前缘和尾缘进行固定,未对前缘和尾缘型线进行调整。在进行叶片弯造型(见图 5(c))时,首先采用非均匀 B 样条曲线对叶片径向积叠线进行拟合;然后保持根部截面固定,选取 50%和 100%叶高处控制点沿周向进行调整,对应设计变量分别为  $x_7$  和  $x_8$ ,各变量最大周向位移可达 12°。

表 2 联合成型设计空间各造型方法所对应变量  
Table 2 The variables of profiling techniques for building the combined design space

| 变量位置   | 变量                   |
|--------|----------------------|
| 截面型线微调 | $x_1 \sim x_6$       |
| 弯      | $x_7 \sim x_8$       |
| 下端壁造型  | $x_9 \sim x_{13}$    |
| 上端壁造型  | $x_{14} \sim x_{18}$ |

此外,采用双控型线法进行非轴对称端壁造型,如图 5(d)所示。其中, $r$  表示叶高方向,PS 和 SS 分别表示叶栅压力面和吸力面;LE 和 TE 分别表示叶栅前缘和尾缘。周向控制线采用三角函数进行拟合,起始点和终止点分别位于叶片吸力面和压力面。轴向控制线与端壁处叶片吸力面型线重合,采用非均匀 B 样条进行拟合,然后固定前尾缘处控制点。选取 5 个控制点沿着径向方向对端壁造型幅度进行调整,对应根部和顶部非轴对称端壁造型设计变量分别为  $x_9 \sim x_{13}$  和  $x_{14} \sim x_{18}$ ,而各变量最大径向位移幅度为 4 mm,相当于 8%叶高,如图 5(e)所示。

在课题组以往的工作中,对基元型线微调、弯、非轴对称端壁三者结合以全面提升叶栅气动性能的有效性已进行了验证[11, 31]。然而,上述工作并未厘清各参数化造型方法对于提升叶栅气动性能的贡献度及各参数化造型方法之间是否存在交互作用关系。本文将从数据挖掘的角度,对上述问题进行探究。

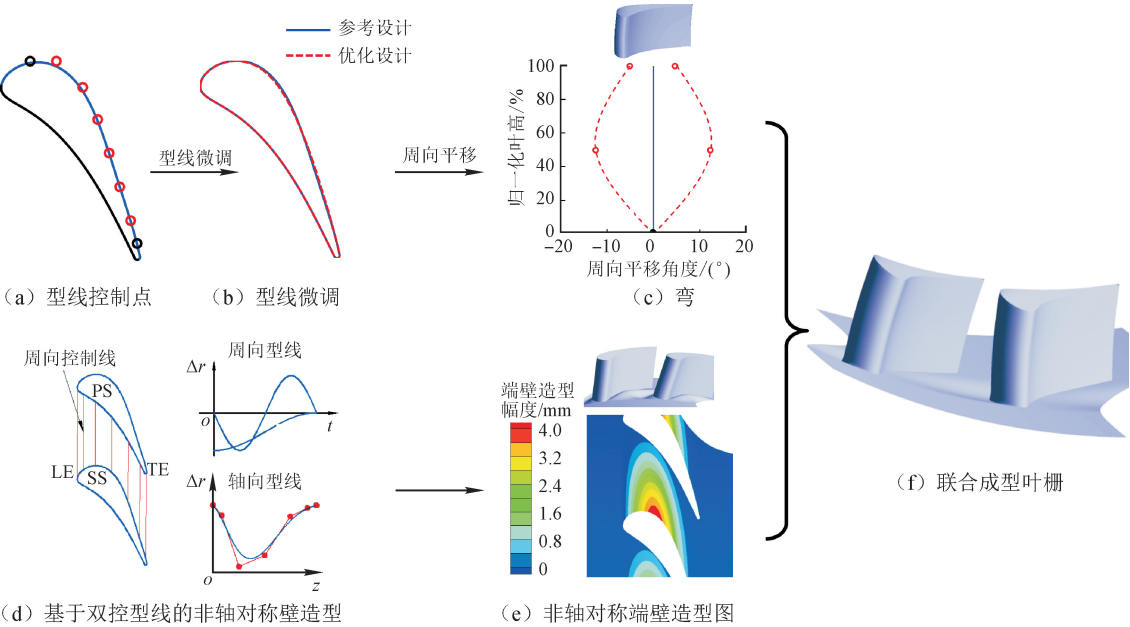


图 5 涡轮叶栅非轴对称端壁/叶身联合成型参数化方法

Fig. 5 Combined parameterization method non-axisymmetric endwall/blade for turbine cascades

3 叶栅联合成型设计空间知识挖掘

基于 1.3 小节所提出的设计空间知识挖掘框架,本节对小展弦比叶栅联合成型设计空间进行知识挖掘,以厘清型线微调、弯及非轴对称端壁造型等造型方法对叶栅损失的影响规律,总结归纳损失较小的叶栅设计几何特征。

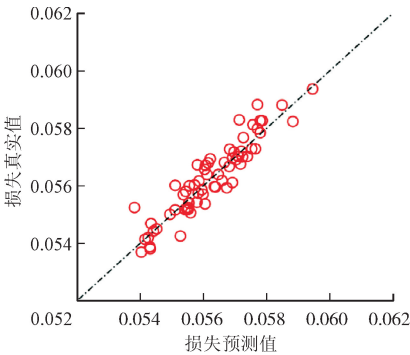
3.1 数据集准备

基于均匀采样技术<sup>[32]</sup>,对图 5 所示参数化设计空间进行采样。为厘清各造型方法对于叶栅损失函数的影响规律,除对联合成型设计空间( $x_1 \sim x_{18}$ )进行采样外,亦在对应的型线微调子空间( $x_1 \sim x_6$ )、弯叶片子空间( $x_7, x_8$ )和非轴对称端壁造型子空间( $x_9 \sim x_{18}$ )进行采样。例如,假定联合成型样本为 $\tilde{\mathbf{x}} = [\tilde{x}_1, \tilde{x}_2, \dots, \tilde{x}_{18}]$ ,则 $\tilde{\mathbf{x}}_1 = [\tilde{x}_1, \dots, \tilde{x}_6]$ 、 $\tilde{\mathbf{x}}_2 = [\tilde{x}_7, \tilde{x}_8]$ 、 $\tilde{\mathbf{x}}_3 = [\tilde{x}_9, \dots, \tilde{x}_{18}]$ 将作为各子空间样本进行采样计算。最终,在联合成型设计空间获得 47 个样本,与之一一对应,在型线微调、弯叶片及非轴对称端壁子空间各获得 47 个样本,即总的 CFD 样本数为 198 个。

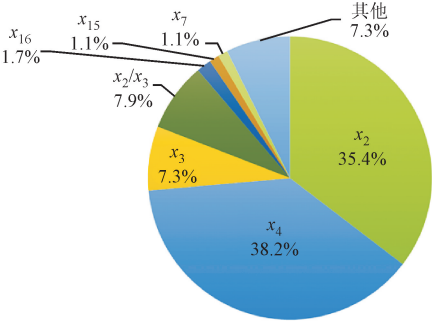
3.2 总变差分析与直方图、散点图分析及气动校验

基于 47 个联合成型设计空间样本进行总变差分析。图 6(a)中,预测值与真实值所组成的散点紧密分布在斜率 45°线上,表明所构建的总压损失近似模型具有较高的预测精度。图 6(b)中,型线微调参数 $x_2, x_3, x_4$ 及其交互效应 $x_2/x_3$ 所对应的方差贡

献率之和达到 88.8%,表明叶栅损失增减对于型线微调参数变化十分敏感。与此同时,非轴对称端壁参数 $x_{15}, x_{16}$ 和中间截面弯参数 $x_7$ 对叶栅损失亦有所影响,对应方差贡献率分别为 2.8%和 1.1%。



(a) 总压损失系数近似函数精度校验



(b) 总压损失系数设计空间方差贡献率

图 6 针对涡轮叶栅总压损失系数的总变差分析结果

Fig. 6 ANOVA results for the total pressure loss coefficient of turbine cascade

需要指出的是,方差贡献率作为二阶矩信息,可有效识别设计空间对导致目标性能值产生较大波动的变量;但当某变量对叶栅性能产生同方向稳定的影响时,对应方差较小,则该变量的贡献会被基于总变差分析的全局敏感性分析方法所低估。针对上述问题,将采用直方图和散点图,对型线微调、弯和非轴对称端壁的贡献做进一步分析,结果如图7所示。

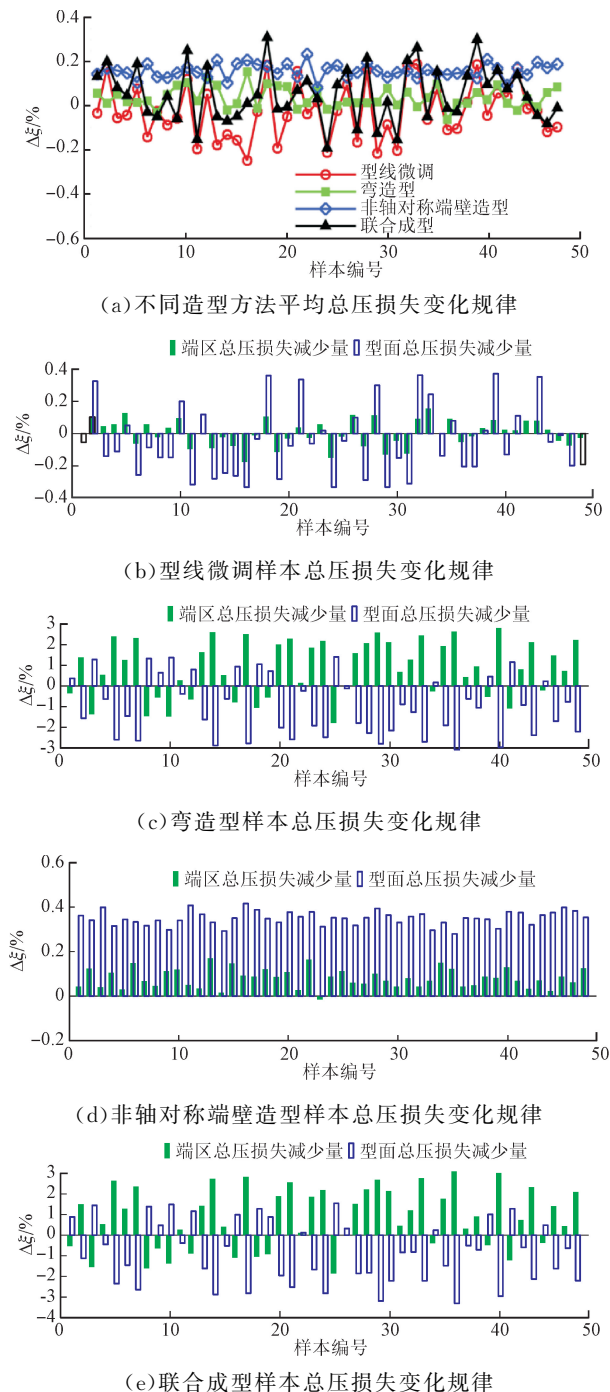


图7 基于直方图的各造型方法对叶栅性能影响规律

Fig. 7 Analysis of the influence of the different modeling techniques on cascade performance based on histogram

图7以原始小展弦比叶栅为基准,求解各造型方法所获得的新样本相对原始叶栅总压系数的减少量 $\Delta\xi$ ,并结合直方图和散点图进行可视化。左边坐标对应各样本二次流损失和型面损失变化所导致的 $\Delta\xi$ 变化。具体而言,基于课题组以往工作<sup>[11]</sup>对参考设计二次流损失和型面损失分布区间的分析,将 $\Delta\xi$ 沿叶高进行分解,其中25%~65%叶高区域 $\Delta\xi$ 用于衡量各样本型面损失变化,如蓝色空心柱所示;将上端区65%~90%和下端区7%~25%叶高区域 $\Delta\xi$ 进行加和,用于衡量端区次流损失变化,如绿色实心柱所示。

由图7(a)可以看出,不同型线微调样本 $\Delta\xi$ 在 $-0.2\% \sim 0.2\%$ 变化,表明型线微调能显著影响叶栅的气动损失。不同弯设计样本 $\Delta\xi$ 在 $\pm 0.1\%$ 变化,表明单独采用正/反弯设计很难改善小展弦比叶栅损失。上述结果与图6所示总变差分析结果吻合良好。

需要特别注意的是,图7(a)中各非轴对称端壁各样本 $\Delta\xi$ 在 $0.1\% \sim 0.2\%$ 变化,但差异较小,对应方差较小。因此,采用总变差分析等敏感性分析方法会低估非轴对称端壁造型对叶栅气动性能的影响。换言之,与微小型面变化将导致叶栅气动性能显著变化不同,非轴对称端壁造型在显著提升小展弦比叶栅气动性能的同时,由于所构建的非轴对称端壁具有强的鲁棒性,因此微小参数变化将不会显著影响其造型的有效性。

进一步探究各造型方法对叶栅型面损失和端区损失的影响。图7(b)中,空心柱所示型面损失变化在 $\pm 0.4\%$ 范围内波动,而实心柱所示端区损失变化集中在 $\pm 0.1\%$ 变化,由此证实型线微调的主要作用在于改变叶栅通道内中叶展附近的型面损失。图7(c)中,型面损失变化和端区损失变化最大可达到 $\pm 3\%$ ,而图7(a)中弯样本整体总压损失变化在 $\pm 0.1\%$ 以内,表明正/反弯造型对于减少型面损失和端区损失存在严重冲突,即减少型面损失的同时必然会导致端区损失的显著增加,反之亦然。图7(d)中,型面损失变化和端区损失变化幅度均大于 $0.1\%$ ,表明非轴对称端壁造型能同时减少小展弦比叶栅型面损失和端区损失。而图7(e)中联合成型则综合了型线微调、弯与非轴对称端壁造型的共同特征,对应型面损失和端区损失变化在 $\pm 3\%$ 左右波动,图7(a)整体总压损失变化在 $-0.2\% \sim 0.4\%$ 之间波动。后文将结合典型气动设计进行更加深入的分析。

进一步对型线微调、弯和非轴对称端壁之间的交互效应进行分析,结果如图8所示。从图8可见,



联合成型样本所对应的样本散点均分布在直接加和样本上方,表明联合型线微调、弯和非轴对称端壁进行叶身/端壁一体化成型设计产生了“1+1+1>3”的正向效应,三者联合有助于进一步改善小展弦比叶栅通道内流动组织情况,从而更有效地提升叶栅的气动性能。

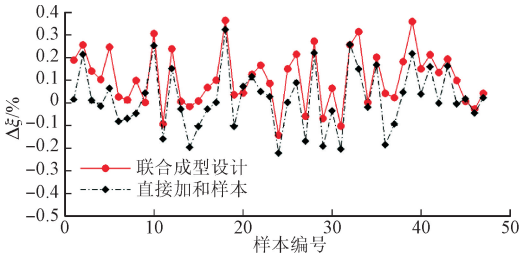


图 8 不同造型叠加效应分析

Fig. 8 Analysis of superposition effect of different modeling methods

为证实上述总变差分析与直方图、散点图可视化分析结果的正确性,对课题组以往工作中所获得的联合成型最优设计进行分解造型与气动分析,结果如图 9 所示,对应各典型设计总压损失系数如表 3 所示。其中,  $\Delta\xi_P$  和  $\Delta\xi_E$  分别表示各类设计相对参考设计型面损失和二次流损失的变化,  $\Delta\xi_E$  计算的是各类设计相对参考设计在近叶顶区域 65% ~ 90% 叶高区域和近叶根区域 7% ~ 25% 叶高区域的总压损失变化,而  $\Delta\xi_P$  计算的是各类设计相对参考设计在 25% ~ 65% 叶高区域的总压损失变化。

表 3 各典型叶栅样本相对参考设计不同损失对比  
Table 3 Comparison of the losses of the typical cascade samples with respect to the reference design

| 叶栅样本     | $\xi/^\circ$ | $\Delta\xi/^\circ$ | $\Delta\xi_P/^\circ$ | $\Delta\xi_E/^\circ$ |
|----------|--------------|--------------------|----------------------|----------------------|
| 参考设计样本   | 5.060        |                    |                      |                      |
| 联合成型最优样本 | 4.580        | 0.480              | 0.322                | 0.158                |
| 型线微调样本   | 4.800        | 0.260              | 0.166                | 0.094                |
| 弯样本      | 4.970        | -0.006             | 0.166                | -0.172               |
| 非轴对称端壁样本 | 4.850        | 0.210              | 0.107                | 0.103                |

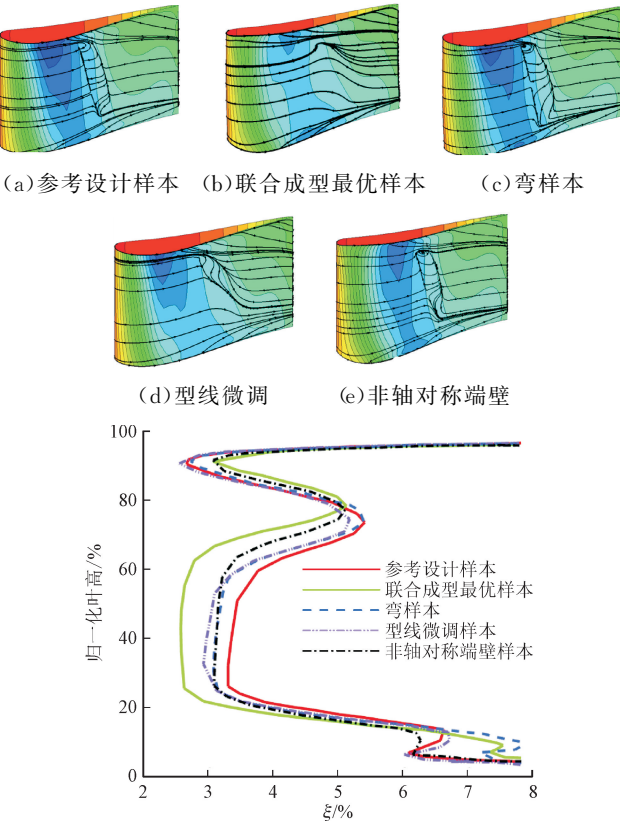
相较于参考设计图 9(a),型线微调设计喉部以后扩压区逆压梯度减小,叶栅表面分离区域减少(见图 9(d)),因而型面损失明显减少,而端区附近流场则与参考设计基本保持一致,这与图 7(a)分析结果一致。

在弯造型的作用下,图 9(c)所示弯造型样本喉部附近静压分布发生显著变化,径向压力梯度变为从中间截面指向上、下端区,即相对参考设计中截面附近

载荷减少而根部截面附近载荷增加,因而图 9(f)中弯样本型面损失增加,但根部附近端区损失减少,而在二者的共同作用下,弯样本整体总压损失系数相对参考设计变化较小,这与图 7(b)所示结果一致。

在非轴对称端壁的作用下,图 9(e)所示样本中截面附近分离区减小,对应叶栅型面损失减少;而叶栅出口通道涡核所在位置更加靠近上、下端壁,表明二次流影响区域减少,对应端区损失减少。由此表明,非轴对称端壁能同时减少型面损失和端区损失,这与图 7(c)分析结果一致。

在型线微调、弯及非轴对称端壁造型的共同作用下,图 9(b)中叶栅分离区域显著减少,径向压力梯度变为从中间截面指向上、下端区,而叶栅出口通道涡核所在位置更加靠近上、下端壁。与之对应,联合成型最优设计型面损失和端区损失均明显减少,对应整体总压损失提高最为明显。以上结果与图 7(d)分析结果吻合良好,由此验证了数据挖掘分析结果的正确性和有效性。



(f) 各设计总压损失系数分布

图 9 典型叶栅设计表面静压与极限流线分布及出口截面周向平均总压系数沿叶高分布

Fig. 9 The distributions of static pressure and limiting streamlines at blade surface and pitch-averaged total pressure coefficient along the span as well of typical cascade designs

综上,型线微调、弯及非轴对称端壁对于提升叶栅气动性能的有效性可总结如下。

(1)型线微调可有效减少型面损失,且叶栅损失对型线微调十分敏感,在设计时需进行精细调整。

(2)弯造型在减少型面损失的同时会导致端区损失显著增加,反之亦然。因而单独采用弯设计很难改善小展弦比叶栅整体气动性能。

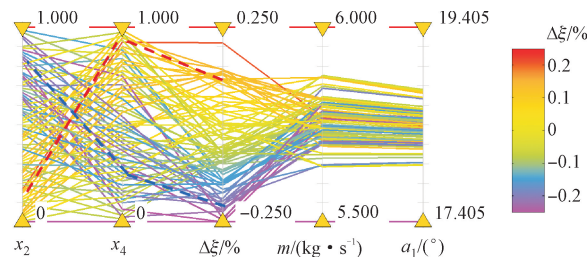
(3)非轴对称端壁造型可同时减少叶栅型面损失和端区损失。与型线微调不同,基于双控型线的非轴对称端壁造型能稳定减少叶栅损失,且所构建的设计空间参数变化将不会显著影响其造型有效性。这一健壮的造型效果难以采用全局敏感性分析方法识别,需结合直方图等对原数据进行可视化分析。

(4)叶栅联合成型设计空间中型线微调、弯和非轴对称端壁造型之间存在交互作用,三者结合可获得“1+1+1>3”的气动性能收益。

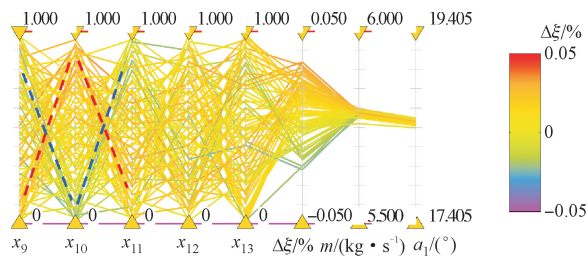
### 3.3 基于平行坐标系的优化解特征提取

在厘清联合成型设计空间各造型方法对叶栅损失影响机理的基础上,采用平行坐标系对性能较优的样本的共同几何特征进行归纳分析,结果如图 10 所示。考虑到叶栅设计时不能偏离设计工况,除总压系数相对参考设计的提高量  $\Delta\xi$  外,图 10 给出了各样本质量流量  $m$  和出口气流角  $\alpha_1$ 。此外,基于各样本  $\Delta\xi$  对图中各折线进行颜色编码,以便于将性能优异的样本与性能较差的样本进行区分。

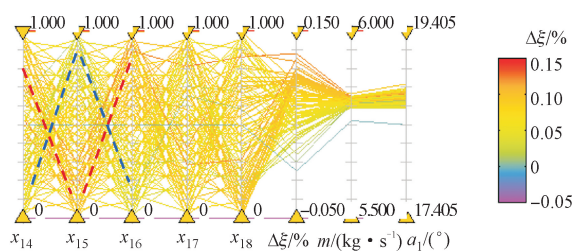
结合图 6(b)总变差分析结果, $x_2$  和  $x_4$  对叶栅出口总压系数的影响显著高于其他变量。因此,为凸显性能较优的叶基型线特征,图 10(a)以  $x_2$  和  $x_4$  作为参数代表对优化解特征进行分析。可以看出,较小



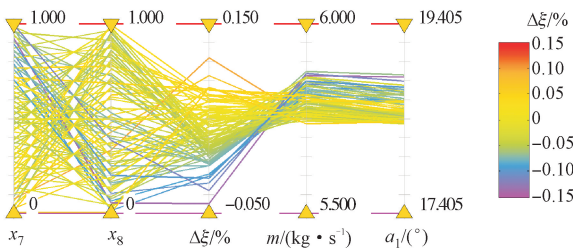
(a) 型线微调



(b) 下端壁非轴对称端壁设计



(c) 上端壁非轴对称端壁设计



(d) 弯造型

图 10 基于平行坐标系的优化解几何特征分析

Fig. 10 Geometric feature analysis of the optimized solutions based on parallel axis

的  $x_2$  和较大的  $x_4$  所对应的样本  $\Delta\xi$  较大,而较大的  $x_2$  和较小的  $x_4$  所对应样本  $\Delta\xi$  较小。对照图 11 虚线所示样本(与表 3 所示样本对应),较小的  $x_2$  和较大的  $x_4$  对应截面型线前缘更扁平,而喉部以后扩压区型线相对参考设计略微外凸。进一步对比图 9(a) 和图 9(d) 静压分布可知,上述型线特征将提高吸力面喉部附近静压,减少喉部附近气流速度,使得基元载荷后移,从而减少摩擦损失等型面损失。换言之,沿着后加载方向进行截面型线设计有助于减少叶栅型面损失。

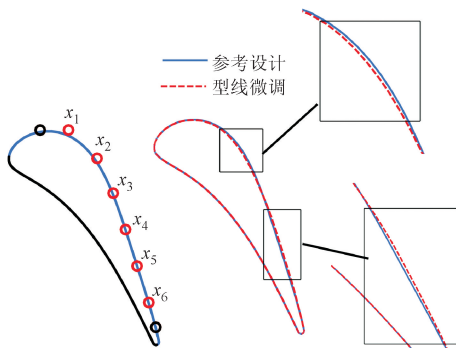


图 11 截面型线几何特征分析

Fig. 11 Geometric feature analysis of sectional profiling

为分析非轴对称端壁造型特征,对图 7(c)所示非轴对称端壁参数化设计空间进行分解,分别构建下端壁造型样本空间( $x_9 \sim x_{13}$ )和上端壁造型样本空间( $x_{14} \sim x_{18}$ ),如图 10(b)和(c)所示。可以看出,由于上、下端壁均为吸力面附近下凹式非轴对称端壁造型,因此,上、下端壁设计变量变化范围正好

相反。较小的  $x_{10}$  联合较大的  $x_{11}$  和较大的  $x_{15}$  联合较小的  $x_{16}$  所对应的  $\Delta\xi$  相对较大。对照图 12 所示上下端壁非轴对称端壁造型易见,较大的  $x_{15}$  和较小的  $x_{16}$  对应吸力面侧喉部下凹较深的非轴对称端壁造型。上述特征有助于降低吸力面侧气流速度,减少横向压力梯度,从而降低型面损失,减少二次流影响范围(见图 9(e))。换言之,吸力面侧喉部附近下凹造型是非轴对称端壁的关键,而斜坡较大的下凹造型有助于减少叶栅损失。此外,对比上端壁造型样本和下端壁造型样本  $\Delta\xi$  幅值可见,顶部截面非轴对称端壁造型对于减少叶栅损失的作用更为明显,上、下端壁造型联合所能产生的  $\Delta\xi$  增益在  $0.1\% \sim 0.2\%$  之间,与图 7(c)一致。

图 10(d)中,弯造型参数变化所导致的总压系数变化  $\Delta\xi$  大多在  $0.05\%$  以下,即单独使用弯难以减少叶栅气动损失。注意到中截面弯参数  $x_7$  决定了叶栅正/反弯形式,图 10(d)中  $x_7$  和  $\Delta\xi$  变化成正相关关系, $\Delta\xi$  最大的样本对应  $x_7 < 0$ ;而  $\Delta\xi$  最小的样本( $\Delta\xi < 0$ )对应  $x_7 > 0$ ,表明反弯设计更有利于减少叶栅损失,而正弯设计则可能恶化叶栅气动性能。

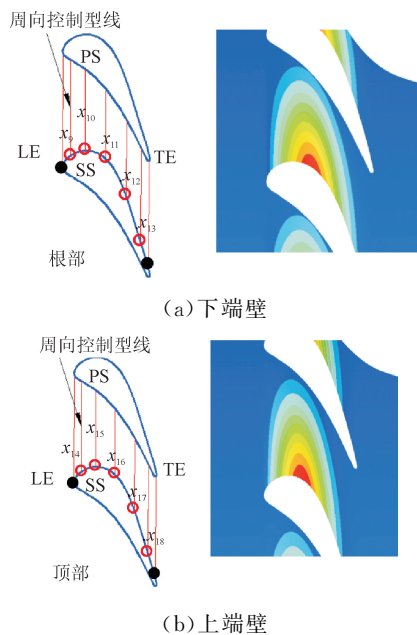


图 12 非轴对称端壁几何特征分析

Fig. 12 Feature analysis of non-axisymmetric endwall

综上,小展弦比叶栅联合成型设计空间性能优异的样本通常具有以下特征:叶片基元型线倾向于后加载设计;喉部附近采用斜坡较大的下凹式非轴对称端壁造型;与此同时,叶栅采用反弯造型。上述特征与课题组以往工作所获得的最优联合成型设计

(见图 9(b))造型特征吻合良好。

## 4 结 论

联合基于总变差分析的全局敏感性分析方法、平行坐标系与散点图及直方图,提出了融合多源数据挖掘信息的叶栅设计空间知识挖掘框架。利用该框架,完成了由型线微调、弯及非轴对称端壁组成的小展弦比叶栅联合成型设计空间知识挖掘。主要获得以下结论。

(1) 基于总变差分析的全局敏感性分析方法可有效识别设计空间中导致目标性能产生较大波动的显著变量,但会忽略对目标性能较稳定的产生相同方向影响的设计变量。将全局敏感性分析方法与直方图、散点图等可视化方法结合,可更全面地厘清对叶栅气动性能影响显著的设计变量及其影响机制。

(2) 联合总变差分析与散点图、直方图等多源数据挖掘信息表明,小展弦比叶栅损失增减对叶片基元型线微调十分敏感;基于双控型线的非轴对称端壁造型则能较稳定地减少叶栅损失,且所构建的端壁造型设计空间参数变化对非轴对称端壁所产生的性能收益影响较小;由于弯造型在减少叶栅型面损失的同时将导致端区损失增加,因此单独使用弯造型难以整体减少叶栅损失。

(3) 对型线微调、弯和非轴对称端壁造型联合产生的叠加效应进行数据挖掘表明,三者联合将产生“1+1+1>3”的气动性能收益。其中,型线微调将主要减少叶栅型面损失;弯将改变通道内压力梯度沿径向的分布;而非轴对称端壁面将同时减少叶栅型面损失和端区损失。

(4) 利用平行坐标系对损失较小的叶栅个体几何特征进行分析表明,具有后加载特征的叶基元线、喉部下凹较深的非轴对称端壁造型与反弯设计相结合,将获得气动损失较小的叶栅。

需要说明的是,本文所提出的融合多源数据挖掘信息的叶栅设计空间知识挖掘框架具有较强的普适性,可拓展用于各类叶轮机械多学科设计空间知识挖掘,为类似设计提供借鉴。

## 参考文献:

- [1] LYALL M E, KING P I, CLARK J P, et al. Endwall loss reduction of high lift low pressure turbine airfoils using profile contouring: part I airfoil design [J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(8): 081005.
- [2] BERGH J, SNEDDEN G, DUNN D. Optimization of



- non-axisymmetric endwall contours for the rotor of a low speed,  $1\frac{1}{2}$ -stage research turbine with unshrouded blades: optimization and experimental validation [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2020, 142(4): 041006.
- [3] LIU Wei, WANG Songtao, WEN Fengbo. Numerical investigation of a turbine stator with nonaxisymmetric endwall profiling [J]. *Journal of Thermal Science*, 2022, 31(5): 1790-1803.
- [4] CHEN Pingting, ZHAO Ke, LI Xueying, et al. Effects of varying non-axisymmetric contours of the turbine end-wall on aerodynamics and heat transfer aspects: a sensitivity analysis study [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2021, 161: 106689.
- [5] 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.
- [6] 胡书珍, 吕剑波, 罗华玲. 涡轮导叶非轴对称端壁技术研究 [J]. *工程热物理学报*, 2022, 43(5): 1233-1239.  
HU Shuzhen, LÜ Jianbo, LUO Hualing. Investigation of the profiled endwall for a high pressure turbine vane [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2022, 43(5): 1233-1239.
- [7] 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.
- [8] POEHLER T, NIEWOEHNER J, JESCHKE P, et al. Investigation of nonaxisymmetric endwall contouring and three-dimensional airfoil design in a 1.5-stage axial turbine: part I design and novel numerical analysis method [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(8): 081009.
- [9] SCHÄFLEIN L, JANSSEN J, BRANDIES H, et al. Influence of purge flow injection on the performance of an axial turbine with three-dimensional airfoils and non-axisymmetric endwall contouring [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2023, 145(6): 061004.
- [10] 林智荣, 韩悦, 袁新. 非轴对称端壁与弯叶片联合造型方法及应用 [J]. *工程热物理学报*, 2014, 35(11): 2159-2163.  
LIN Zhirong, HAN Yue, YUAN Xin. Investigation and application of non-axisymmetric endwall and bowed blade joint profiling [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2014, 35(11): 2159-2163.
- [11] SONG Liming, GUO Zhendong, LI Jun, et al. Optimization and knowledge discovery of a three-dimensional parameterized vane with nonaxisymmetric end-wall [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(1): 234-246.
- [12] 张鹏, 刘波, 毛晓晨, 等. 三维造型和非轴对称端壁在跨声速压气机中的应用 [J]. *推进技术*, 2016, 37(2): 250-257.  
ZHANG Peng, LIU Bo, MAO Xiaochen, et al. Application of 3D blading and non-axisymmetric endwall in a transonic compressor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(2): 250-257.
- [13] LI Xin, MENG Tongtong, ZHOU Ling, et al. Optimization and numerical investigation of combined design of blade and endwall on rotor 67 [EB/OL]. (2023-05-18) [2023-08-01]. <https://www.degruyter.com/document/doi/10.1515/tjj-2023-0011/html>.
- [14] BAGSHAW D A, INGRAM G L, GREGORY-SMITH D G, et al. The design of three-dimensional turbine blades combined with profiled endwalls [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy*, 2008, 222(1): 93-102.
- [15] SHAN Songqing, WANG G G. Survey of modeling and optimization strategies to solve high-dimensional design problems with computationally-expensive black-box functions [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2010, 41(2): 219-241.
- [16] JEONG S, CHIBA K, OBAYASHI S. Data mining for aerodynamic design space [J]. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2005, 2(11): 452-469.
- [17] 张翔, 徐洪平, 安雪岩, 等. 液体火箭发动机稳态运行故障数据聚类分析研究 [J]. *火箭推进*, 2015, 41(2): 118-122.  
ZHANG Xiang, XU Hongping, AN Xueyan, et al. Clustering analysis for fault data in steady process of liquid propellant rocket engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2015, 41(2): 118-122.
- [18] 袁晓峰, 许化龙, 徐志高. 液体火箭发动机诊断知识挖掘系统设计 [J]. *火箭推进*, 2008, 34(3): 44-48, 16.  
YUAN Xiaofeng, XU Hualong, XU Zhigao. Design of diagnostic knowledge mining system for liquid propellant rocket engine [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2008, 34(3): 44-48, 16.
- [19] CHIBA K, OYAMA A, OBAYASHI S, et al. Multi-disciplinary design optimization and data mining for

- transonic regional-jet wing [J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(4): 1100-1112.
- [20] CHIBA K, OBAYASHI S. Data mining for multidisciplinary design space of regional-jet wing [J]. *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, 2007, 4(11): 1019-1036.
- [21] OYAMA A, NONOMURA T, FUJII K. Data mining of Pareto-optimal transonic airfoil shapes using proper orthogonal decomposition [J]. *Journal of Aircraft*, 2010, 47(5): 1756-1762.
- [22] BAERT L, DUMONT C, BEAUTHIER C, et al. Multidisciplinary design of a low-noise propeller: part II efficient aero-acoustic-mechanical design methodology exploiting surrogate models in an adaptive design space [C]//ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2020: V02DT38A023.
- [23] SONG Liming, GUO Zhendong, LI Jun, et al. Research on metamodel-based global design optimization and data mining methods [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(9): 092604.
- [24] 汪祺能, 宋立明, 郭振东, 等. 采用动态交互作用分析的叶轮机械优化算法研究 [J]. *西安交通大学学报*, 2023, 57(7): 139-150.
- WANG Qineng, SONG Liming, GUO Zhendong, et al. Study on turbomachinery optimization algorithm based on dynamic interaction analysis [J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2023, 57(7): 139-150.
- [25] 段焰辉, 吴文华, 范召林, 等. 基于本征正交分解的气动优化设计外形数据挖掘 [J]. *物理学报*, 2017, 66(22): 119-128.
- DUAN Yanhui, WU Wenhua, FAN Zhaolin, et al. Proper orthogonal decomposition-based data mining of aerodynamic shape for design optimization [J]. *Acta Physica Sinica*, 2017, 66(22): 119-128.
- [26] LI Xiaojian, ZHAO Yijia, LIU Zhengxian. A novel global optimization algorithm and data-mining methods for turbomachinery design [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2019, 60(2): 581-612.
- [27] QIN Ruihong, JU Yaping, 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.
- [28] CHI Zhidong, CHU Wuli, ZHANG Haoguang, et al. Stall margin evaluation and data mining based multi-objective optimization design of casing treatment for an axial compressor rotor [J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(8): 086117.
- [29] goon202. 数据可视化之平行坐标图 [EB/OL]. (2017-02-12) [2023-10-10]. <https://blog.csdn.net/goon202/article/details/55001531>.
- [30] GERMAN B J, FEIGH K M, DASKILEWICZ M J. An experimental study of continuous and discrete visualization paradigms for interactive trade space exploration [J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2013, 13(2): 021004.
- [31] GUO Zhendong, BU Hongyan, SONG Liming, et al. Experimental test of a 3D parameterized vane cascade with non-axisymmetric endwall [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 85: 429-442.
- [32] FANG Kaitai, LIN D K J, WINKER P, et al. Uniform design: theory and application [J]. *Technometrics*, 2000, 42(3): 237-248.

(编辑 亢列梅)