

# 多级轴流压气机末级串列静子 三维优化设计与分析

陈玲, 琚亚平, 李震, 张楚华

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

**摘要:** 为充分挖掘串列叶片对压气机扩稳增效的潜能,在对多级轴流压气机末级静子串列改型的基础上,选取不同叶高处前后排叶片相对位置、负载分配、弯掠特征及端壁轮廓等 25 个参数为设计变量,开展某工业用 6.5 级轴流压气机末级串列静子叶片与端壁的一体化优化设计研究,并采用随机森林方法对串列叶片几何参数进行特征重要性分析,提炼出串列参数设计指导。结果表明:优化后压气机末级在设计工况、近喘工况和近堵工况下的绝热效率分别提升 4.81%、3.37%和 8.195%;对于末级串列静子,最优串列参数随叶高变化而变化;调整前后叶片的弦长比与弯角比以实现串列叶片负荷前加载、调整叶片后掠与反弯以降低叶片端壁处负荷、设置叶中部分更大的周向交错度使缝隙区流体充分加速,均能有效降低末级串列叶片流动损失;串列叶片缝隙区尺寸,尤其是周向交错度,较其他参数对串列叶片性能的影响更为显著。研究成果应对压气机三维串列叶片设计具有参考价值。

**关键词:** 轴流压气机;串列叶片;三维优化设计;随机森林;气动性能

**中图分类号:** TK05 **文献标志码:** A

**DOI:** 10.7652/xjtubxb202301016 **文章编号:** 0253-987X(2023)01-0164-11

## Three-Dimensional Design Optimization and Analysis for Last Stator of Multi-Stage Axial Flow Compressor

CHEN Ling, JU Yaping, LI Zhen, ZHANG Chuhua

(School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

**Abstract:** In order to fully explore the potential of tandem blades to increase the stability and efficiency of axial compressors, a research is carried out on the integrated optimization design of tandem stator blades and endwall for the last stage of an industrial 6.5-stage axial flow compressor. Based on the tandem blading of the last-stage stator, a total of 25 parameters describing the relative positions of blades at different heights along the span, loading distribution, sweep and lean, and end wall contour are selected as the design variables. The random forest method is adopted to perform feature importance analysis of geometric parameters, and the design guide of tandem parameters is extracted. The results show that the adiabatic efficiency of the last stage is increased by 4.81%, 3.37% and 8.195%, respectively at design, near surge and near choke points after optimization. For the last-stage stator, optimal tandem parameters are different at different heights along the span. The flow losses within tandem blades can be effectively reduced by adjusting the chord ratio and camber ratio of the front and after blades for pre-loading of the front

收稿日期: 2022-05-22。 作者简介: 陈玲(1997—),女,硕士生;张楚华(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家重大科技专项资助项目(J2019-II-0017-0038, 2017-II-0006-0020)。

网络出版时间: 2022-09-01

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20220901.1438.002.html>

blade, adjusting the backward sweep and lean of the blades to reduce the loading at the end wall of the blades, and setting a large percent pitch in the middle part of the blades to fully accelerate the fluid in the gap area. The gap size, especially percent pitch, is more influential than the other parameters on the tandem blade performance. The outcomes in this study have reference value for the design of three-dimensional tandem blades of axial compressors.

**Keywords:** axial flow compressor; tandem blade; three-dimensional optimization design; random forest; aerodynamic performance

大型工业压缩系统向高效能、紧凑化方向的不断迈进,具备更高单级压比和更高效率一直是压气机设计者追求的目标。串列叶片<sup>[1]</sup>是由周向交错排列、轴向分开或重叠的前后排叶片构成的组合叶片,能够通过前后排叶片构成的缝隙区实现局部流体加速,吹除前排叶片尾迹的低能流体,在后排叶片形成新的边界层并阻止后排叶片吸力面边界层的分离,具有结构紧凑、损失小、气流转折角大等优点,已在航空发动机压缩系统设计中获得了成功应用<sup>[2-3]</sup>。

大量学者针对二维串列叶片气动设计开展了相关研究。代表性工作如下:McGlumphy等<sup>[4-5]</sup>使用数值计算方法探究轴向重叠度和周向交错度对串列性能的影响,低轴向重叠度与高周向交错度可以有效改善串列叶片的气动性能。Liu等<sup>[6]</sup>表明了串列叶片能增加轴流压缩机负载极限。Ju等<sup>[7]</sup>对二维高亚声串列叶栅开展了多目标优化设计,使其典型工况气动性能及稳定运行工况范围均得到显著提升。Herget等<sup>[8-9]</sup>对跨声速串列叶栅进行了多目标优化设计,并对优化样本进行了实验验证,数值计算与实验结果吻合良好。综上可知,目前关于二维串列叶栅流动机理与设计理论已几近成熟。

然而,三维串列叶片设计研究仍处于初步探索之中,尚未形成完善的设计准则。Brent等<sup>[10]</sup>和Tesch等<sup>[11]</sup>通过展开三维串列叶片的实验研究,探究了不同串列参数和进口条件对串列性能的影响,但并未探究串列参数对端壁角区分离的影响。Schlaps等<sup>[12]</sup>对三维串列叶片相对位置与轮毂进行了优化设计,发现串列叶片轮毂优化设计对端壁角区分离有所影响,同时发现串列相对位置参数在不同叶高处影响不同,并建议串列相对位置参数设计应随着叶高变化。刘宝杰等<sup>[13]</sup>对典型亚声速和超声速串列叶片开展优化设计,优化结果均表明,与单列相比,串列具有更小的流动损失和更大的工作范围。随后,张金欧文等<sup>[14]</sup>对串列静子的弯掠特征进行了优化设计,发现弯掠优化设计能抑制气流分离与缓解堵塞。宋召运等<sup>[15]</sup>则对高负荷串列转子叶

片进行了弯掠优化设计,复合弯掠转子能有效提高串列叶片设计工况点效率。Yue等<sup>[16]</sup>对Stage35的静子进行了三维串列改型并对串列前后叶片的相对位置和负载比进行了优化,表明了串列叶片在大转角静子下能够表现出更好的流动性能。

从上述研究可以看出,目前关于三维串列叶片的优化设计工作均未考虑到串列叶片不同叶高相对排列位置、前后叶片不同叶高负载分配以及其与弯掠、子午端壁造型等相互作用,一定程度上限制了串列叶片扩稳增效优势的发挥。此外,在多级轴流压气机中,末级静子叶片转折角大、角区分离严重、流动损失显著<sup>[17]</sup>,对末级单列静子进行串列改型及优化设计,是提升整机性能的科学途径。

因此,本文在对三维串列叶片进行几何参数化建模的基础上,开展了压气机末级串列静子不同叶高前后叶片相对位置、负载分配、弯掠与端壁的一体化优化设计研究,并通过对参数重要性进行分析,提炼出三维串列叶片设计准则,为发展串列叶片先进设计方法提供理论指导。

## 1 三维串列参数化建模方法

### 1.1 几何参数构成

串列叶片由前排叶片FA(front airfoil)和后排叶片AA(after airfoil)组成,图1展示了二维串列叶型和三维串列叶片的几何模型。

描述二维串列叶型几何特征参数除前后排叶型参数以外,还包含弦长比 $C_R$ 、弯度比 $\theta_R$ 、轴向重叠度 $Z_R$ 、周向交错度 $T_R$ 和安装角差值 $\Delta K$ 共5个参数,具体如下:

(1)弦长比 $C_R$ ,后排叶片与前排叶片的弦长之比( $C_{AA}/C_{FA}$ ),表示后排叶片与前排叶片之间尺寸分配关系;

(2)弯角比 $\theta_R$ ,后排叶片与前排叶片的叶型转折角之比( $\theta_{AA}/\theta_{FA}$ ),能够反映后排叶片与前排叶片之间气动载荷分配;

(3)轴向重叠度 $Z_R$ ,前后排叶片之间沿轴向的

距离与弦长的比值  $\Delta Z_2/\Delta Z_1$ ;

(4) 周向交错度  $T_R$ , 前后排叶片在圆周方向错开的距离与栅距之比 ( $t/s$ ), 轴向重叠度  $Z_R$  和周向交错度  $T_R$  共同决定缝隙区流道大小;

(5) 安装角差值  $\Delta K$ , 前排叶片出口安装角与后排叶片进口安装角之差, 近似表示了后叶片吸力向面的来流攻角。

基于上述 5 个参数, 可以定义串联叶片相对于原始单列叶片的等效弦长和等效稠度, 即

$$C_{\text{eff}} = (C_{\text{FA}} + C_A)/(1 + Z_R) \quad (1)$$

$$\sigma_{\text{eff}} = \frac{C_{\text{eff}}/(1 - 0.5Z_R)}{s} \quad (2)$$

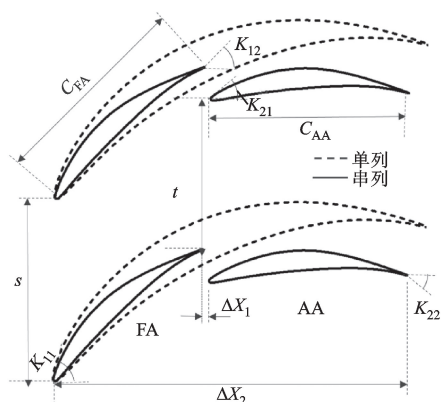
式中

$$C_{\text{FA}} = \frac{C_{\text{eff}}/(1 + Z_R)}{(1 + C_R)} \quad (3)$$

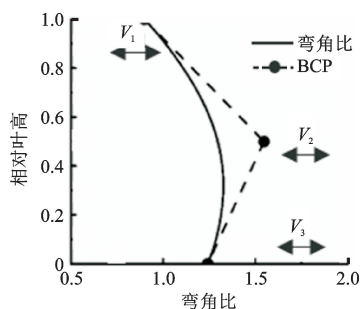
$$C_{\text{AA}} = C_{\text{FA}} C_R \quad (4)$$

在单列叶片向串联叶片改型的过程中, 二维串联叶型的等效弦长、等效稠度及前叶片进口安装角、后叶片出口安装角与单列叶片进出口安装角保持一致, 具体详见文献[7]。

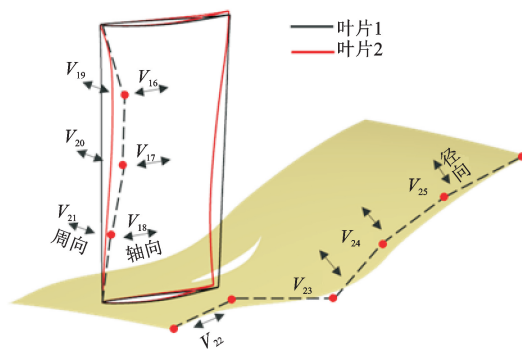
在上述二维串联叶型构型的基础上, 通过展向积叠生成三维串联叶片, 故描述三维串联叶片的几何参数包括如下 3 类, 共计 25 个 ( $V_1 \sim V_{25}$ )。



(a) 二维串联叶型



(b)  $\theta_R$  沿叶高分布



(c) 弯掠、轮毂线控制参数

图 1 串联叶片几何控制参数

Fig. 1 Geometric control parameters of tandem blade

(1) 串联参数沿展向分布控制参数。采用二阶 Bezier 曲线描述  $\theta_R$ 、 $C_R$ 、 $Z_R$ 、 $T_R$ 、 $\Delta K$  沿叶高方向的分布, 如图 1 所示。其中,  $V_1 \sim V_3$  代表  $\theta_R$  在 100%、50%、0% 叶高处的 Bezier 控制点, 与此类似,  $V_4 \sim V_6$ 、 $V_7 \sim V_9$ 、 $V_{10} \sim V_{12}$ 、 $V_{13} \sim V_{15}$  依次代表  $C_R$ 、 $Z_R$ 、 $T_R$ 、 $\Delta K$  在 100%、50%、0% 叶高处的 Bezier 控制点。

(2) 前后排叶片弯掠造型控制参数。采用 4 阶 Bezier 曲线描述前排叶片前缘线, 固定 100% 和 0% 叶高处的控制点,  $V_{16} \sim V_{18}$ 、 $V_{19} \sim V_{21}$  分别代表前排叶片前缘线在 75%、50%、25% 叶高处的轴向坐标与周向坐标的 Bezier 控制点, 由此来控制串联叶片沿轴向的掠和沿周向的弯。

(3) 端壁轮廓造型控制参数。采用 5 阶 Bezier 曲线描述轮毂端壁子午轮廓, 固定末级静子进出口控制点, 采用  $V_{22} \sim V_{25}$  控制轮毂子午型线。特别地, 为保证轮毂线的一阶光滑,  $V_{22}$  在变化过程中, 需保证与前排叶片轮毂线连接处的斜率不变。

## 1.2 几何参数化建模流程

图 2 描述了三维串联叶片几何参数化建模流程, 可分为以下两个步骤。

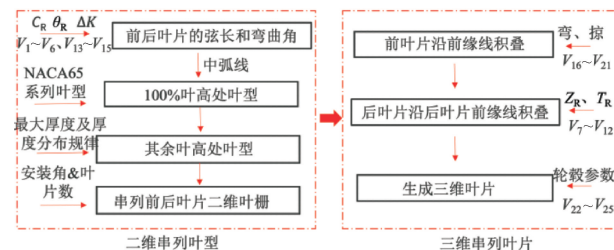


图 2 串联叶片三维建模流程

Fig. 2 Three-dimensional modeling process of tandem blade

(1) 生成二维串联叶型: 利用参数  $V_1 \sim V_{25}$ , 获取各叶高处串联参数  $C_R$ 、 $\theta_R$ 、 $\Delta K$ 、 $Z_R$ 、 $T_R$ , 并结合原始单列叶片相应叶高位置的弦长、稠度及进出口安

装角,确定该叶高处串列前后排叶片的弦长、进出口安装角和弯曲角,且在后续优化过程中,保证前叶片的进口安装角和后叶片的出口安装角保持不变;基于 NACA65-XX10 系列叶型,生成各叶高中弧线与 100% 叶高厚度分布,为保证叶片强度,其余叶高绝对厚度及其分布与 100% 叶高保持一致。

(2)生成三维串列叶片:利用  $V_{16} \sim V_{18}$ 、 $V_{19} \sim V_{21}$  生成前排叶片前缘线,各叶高前排叶型沿此积叠生成三维前排叶片;利用前排叶片后缘线及  $V_7 \sim V_9$ 、 $V_{10} \sim V_{12}$  控制所得  $Z_R$  和  $T_R$  的取值,生成后排叶片前缘线,各叶高后排叶型沿此积叠生成三维后排叶片;最后,利用  $V_{22} \sim V_{25}$  生成串列静叶轮毂子午型线。

### 1.3 6.5 级轴流压气机末级静子串列改型

基于上述方法,对某工业用 6.5 级轴流压气机末级串列静子叶片进行了串列改型设计,为本文三维串列叶片优化提供原始模型<sup>[18]</sup>。串列原型的设计参数如表 1 所示,其中  $\theta_R$ 、 $C_R$ 、 $Z_R$ 、 $T_R$ 、 $\Delta K$  沿着叶高方向固定不变。表 1 展示了串列叶片原型几何设计参数与设计空间,其中,  $V_1 \sim V_6$  为串列前后叶片不同叶高处弯角比与弦长比,设计空间为  $0.5 \sim 2^{[19]}$ ;  $V_7 \sim V_9$  为串列叶片不同叶高处轴向重叠度,其变化范围为  $-0.05 \sim 0.05$ ;  $V_{10} \sim V_{12}$  为串列叶片不同叶高处周向交错度,设计空间为  $0.8 \sim 0.95^{[4]}$ ;  $V_{13} \sim V_{15}$  近似于后叶片的进口冲角,设计空间为  $-10^\circ \sim 10^\circ$ ;  $V_{16} \sim V_{21}$  控制串列前叶片的前缘线轴向坐标和周向坐标,从而控制叶片掠弯,设计空间为原坐标的  $-2\% \sim 2\%$ ;  $V_{22} \sim V_{25}$  控制串列叶片轮毂线径轴向坐标的变化,其设计空间为原坐标的  $-1\% \sim 1\%$ 。

表 1 串列叶片原型几何设计参数

Table 1 Original geometric design parameters of tandem blade

| 设计参数                 | 几何意义           | 原始数值      | 设计空间                   |
|----------------------|----------------|-----------|------------------------|
| $V_1 \sim V_3$       | $\theta_R$ 控制点 | 2         | $1.25 \pm 0.75$        |
| $V_4 \sim V_6$       | $C_R$ 控制点      | 1         | $1.25 \pm 0.75$        |
| $V_7 \sim V_9$       | $Z_R$ 控制点      | 0         | $0 \pm 0.05$           |
| $V_{10} \sim V_{12}$ | $T_R$ 控制点      | 0.9       | $0.875 \pm 0.75$       |
| $V_{13} \sim V_{15}$ | $\Delta K$ 控制点 | $0^\circ$ | $0^\circ \pm 10^\circ$ |
| $V_{16} \sim V_{18}$ | 掠控制点           | 0         | $0 \pm 20\%$           |
| $V_{19} \sim V_{21}$ | 弯控制点           | 0         | $0 \pm 20\%$           |
| $V_{22} \sim V_{25}$ | 端壁控制点          | 0         | $0 \pm 10\%$           |

## 2 数值计算方法

### 2.1 数值模型

本文基于商业软件 NUMECA Fine/Turbo,通过求解定常雷诺平均纳维-斯托克斯方程,对串列叶

片压气机气动性能和内部流场进行数值计算,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型。优化样本的计算域取为前述 6.5 级压气机末级转静子单通道叶片排,进口边界条件为压气机整机计算所得该截面的总温、总压和气流进口角,出口给定质量流量,叶片表面与端壁均设定绝热无滑移边界条件。在 Auto-grid5 模块中生成 O4H 型结构化网格(见图 3),并保证  $y^+ < 10$ 。通过对 210 万、270 万和 380 万 3 套网格进行测试,发现当网格总数约 270 万时,压气机末级气动性能计算达到网格无关性。

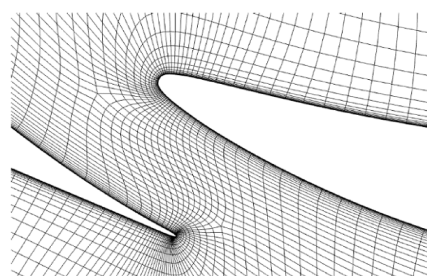


图 3 O4H 结构化网格

Fig. 3 O4H structure grids

### 2.2 数值模型验证

为验证上述模型的可靠性,本文对文献[16]中公布的三维串列叶片气动性能进行了数值计算,并将计算结果同实验数据进行了比较。图 4 展示了质量流量为  $48.48 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$  下串列叶片 50% 叶高处静压系数数值计算结果与实验数据的对比,可见二者吻合良好,表明了本文所采用的数值方法能够精确预测三维串列叶片的内流场特性。

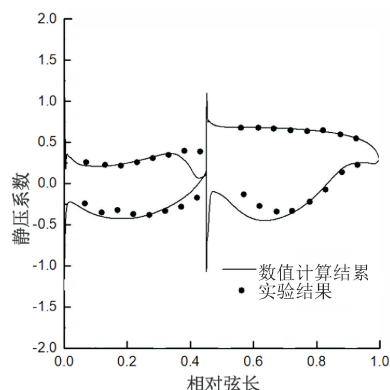


图 4 串列叶片数值方法验证

Fig. 4 Validation of numerical method for tandem blade

为验证本文优化样本计算域选取的合理性,通过对末级静子串列改型前后的 6.5 级压气机进行数值计算,对比计算所得末级转子进口流场分布,如图 5 所示。结果发现,串列静子改型前后,末级转子

进口总压、总温和气流角沿叶高分布较为一致,仅存在细微差异。由此推测,末级串列静子改型设计对前面级的影响可忽略。因此,出于节约优化所需计

算成本的考量,本文在对多级压气机末级静子进行优化设计时,仅针对末级进行数值计算且末级进口边界条件与初始串列静子样本保持一致,是合理可行的。

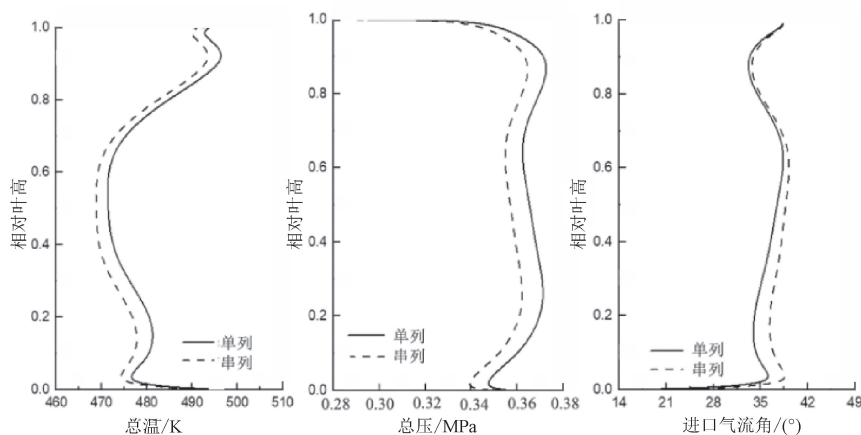


图 5 串列改型前后末级转子进口总温、总压、进口气流角沿叶高分布

Fig. 5 Spanwise distributions of total temperature, total pressure, inlet angle at inlet of last stage before and after tandem blading

### 3 三维串列叶片优化设计

#### 3.1 优化命题

为保证压气机优化前后在更宽广的稳定工况范围内具有更高的效率,以最大化 P1(近失速)、P2(设计工况)、P3(近堵塞) 3 个典型工况(见图 6)下的末级绝热效率为优化目标,以表 1 所示 25 个几何参数为设计变量,建立如下优化命题

$$\max \eta_{ad,m(V_i)} \quad m = 1, 2, 3 \quad (5)$$

$$\text{s. t. } (1 - 2\%) \epsilon_i^0 \leq \epsilon_i \leq (1 + 2\%) \epsilon_i^0 \quad (6)$$

式中:  $\eta_{ad,m}$  为不同工况点的绝热效率;  $V_i$  为表 1 所示串列叶片的几何控制参数,共计 25 个,各参数的变化范围详见表 1;  $\epsilon_i^0$  为设计工况末级总压,优化过程中的变化幅度为  $\pm 2\%$ 。

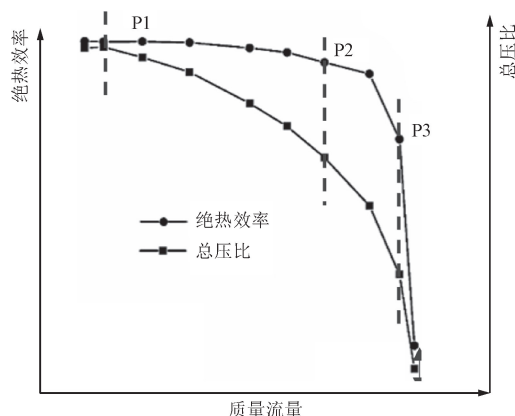


图 6 原始末级气动性能

Fig. 6 Aerodynamic performance of last stage

#### 3.2 基于自适应采样的优化求解算法

基于自适应采样的优化求解算法的基本思想是在初始近似模型的基础上对优化问题求解得到初始最优解,而后通过一定的样本更新准则,对训练样本进行更新并建立新的近似模型进行后续优化求解<sup>[20]</sup>,能有效平衡优化求解的全局搜索能力和局部挖掘能力,确保优化求解的精度和效率。图 7 为基于自适应采样优化算法流程。其中:初始样本集采用拉丁超立方采样(Latin hypercube sampling, LHS)方法生成<sup>[21]</sup>,各样本气动性能由高精度模型即前述数值计算方法获得;代理模型采用支持向量回归机<sup>[22]</sup>,优化算法采用多目标遗传算法<sup>[23]</sup>;在每步迭代样本填充过程中,采用留一法交叉验证<sup>[20]</sup>,生成 10 个新样本点以增强代理模型的全局搜索能力,在 Pareto 前缘均匀选取 15 个点以增强代理模型的局部挖掘能力,故一共 25 个样本点作为更新样本进行填充;每次迭代过程中计算新的 Pareto 前缘,当 Pareto 前缘几乎不变时,可认为收敛,结束迭代。

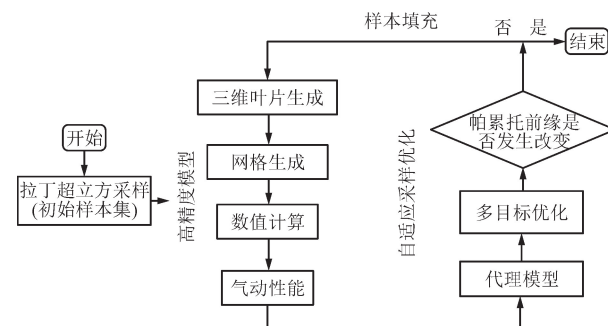


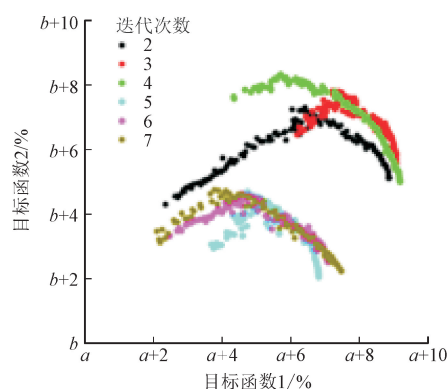
图 7 基于自适应采样的优化过程

Fig. 7 Optimization process based on self-adaptive sampling

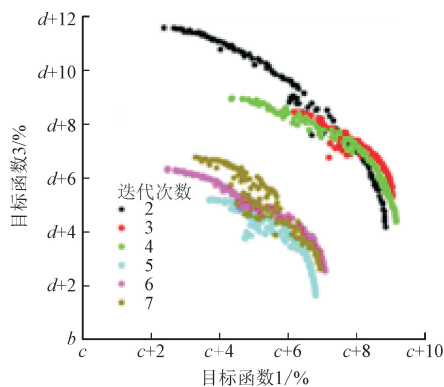
### 3.3 Pareto 前缘与优化样本空间分布

图8给出了每个优化迭代步计算所得 Pareto 前缘,可以看出,当迭代次数从第6步到第7步时, Pareto 前缘变化幅度不大,迭代结束。从 Pareto 前缘可看出,当靠近失速点绝热效率增加时,设计工况点绝热效率呈现先增大后减小的趋势,而靠近堵塞点绝热效率则随着失速点绝热效率增加而减小。对于任意 Pareto 最优解,其可能在某一目标上达到最优,但必定在其他目标上稍有逊色。

将初始样本集与迭代填充样本集的数值计算结果分布绘制于图9中。可见:初始样本集数值计算结果均匀分布于样本空间内,分布在贯穿从左下角至右上角直线两侧;迭代填充样本集数值计算结果则一部分分布在基本样本集空间中,用于提升代理模型全局搜索能力,一部分则集中在右上角,此区域内样本性能表现更为优异,用于提升代理模型局部挖掘能力。为深入研究优化后串联叶片几何变化与气动性能的关系,本文在 Pareto 前缘选取了一优化解(图9中的红色五角星),此解在3个优化目标方向较初始样本均有所改善,即在3个目标上取得良好折中。



(a) 目标函数1与2



(b) 目标函数1与3

图8 每步迭代过程的帕累托前缘

Fig. 8 Pareto front at each iteration

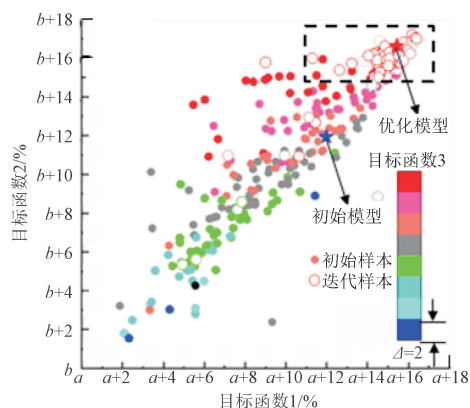


图9 样本集分布

Fig. 9 Distributions of samples

### 3.4 优化前后气动性能与几何对比

对比图10所示的优化前后末级气动性能计算结果发现,末级静子经优化后,在设计工况下,末级效率提高了4.81%,在近失速工况与近堵塞工况下分别提升了3.37%与8.195%。为进一步显示优化所得串联叶片对整机气动性能的贡献,将优化后的末级放入6.5级轴流压气机进行计算,发现整机设计工况下的绝热效率提高了0.17%,在近失速工况与近堵塞工况下分别提升了0.54%与0.35%。

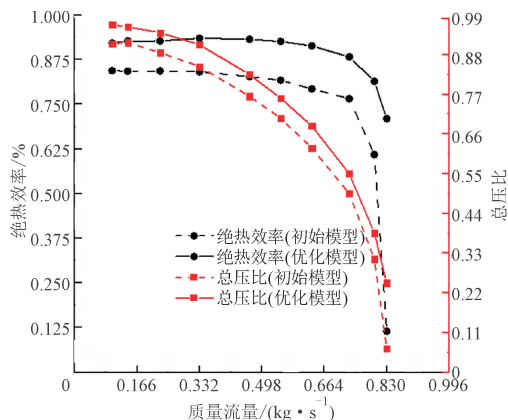
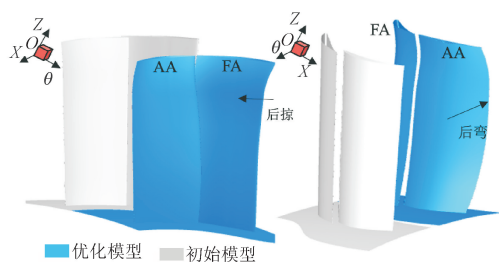


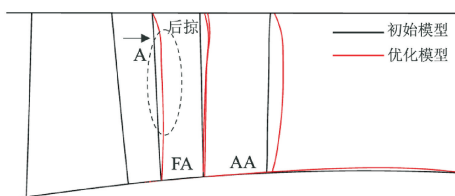
图10 优化前后气动性能对比

Fig. 10 Comparison of aerodynamic performance before and after optimization

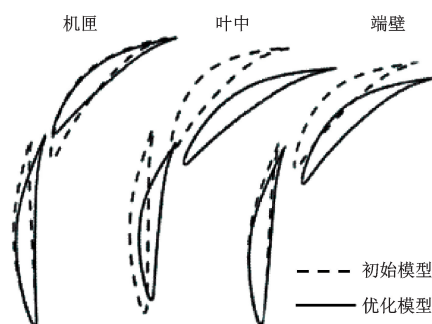
图11分别给出了优化前后三维视图、子午面与二维叶型形状变化对比图。从图中可看出:优化后串联叶片具有明显的后掠、后弯特性;轮毂线向上凸起;对比不同叶高处的叶型变化,可看出靠近机匣(100%叶高)处,前后叶片弦长比无显著变化,但是弯度比有所下降,即前叶片弯度更大;在叶中(50%叶高)处,虽弦长比增加,前叶片弦长更短,但同时前叶片弯度增加,且增加幅度更为显著,周向交错度增加;靠近轮毂(0%叶高)处,前叶片弯度更大,但同时弦长有所略微减小。



(a) 优化前后三维几何形状对比



(b) 优化前后子午面对比



(c) 优化前后二维串列叶栅对比

图 11 优化前后几何形状对比

Fig. 11 Comparison of geometric shape before and after optimization

### 3.5 流动机理分析

#### 3.5.1 $Q$ 准则与叶片总压损失系数

图 12 给出了末级静子优化前后总压损失沿叶高的分布。总压损失系数  $\omega$  反映流动损失, 定义为

$$\omega = \frac{P_{t1} - P_t}{P_{t1} - p_1} \quad (7)$$

式中:  $P_{t1}$ 、 $p_1$  和  $P_t$  分别表示末级静子进口平均总

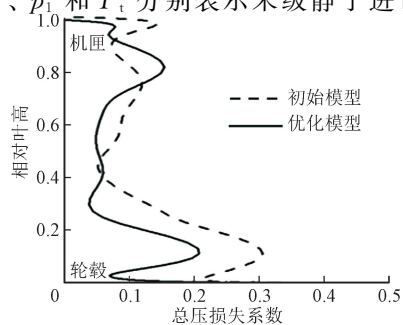
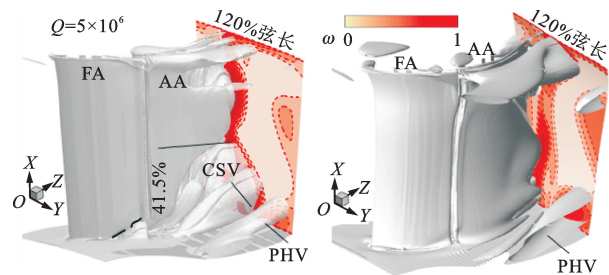
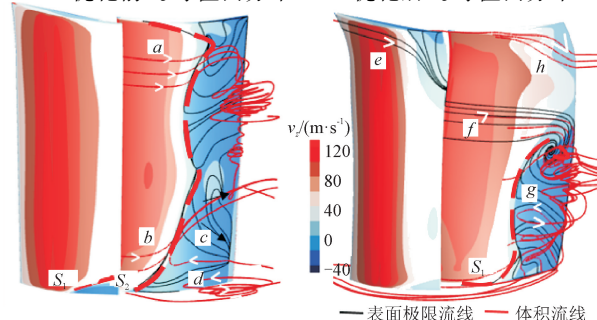


图 12 末级静子优化前后总压损失沿叶高的分布

Fig. 12 Comparison of total pressure losses along span before and after optimization

压、进口平均静压及当地总压。对比优化前后总压损失, 优化后总压损失沿着叶高方向分布更加均匀, 在靠近轮毂处显著减小, 虽在 80% 叶高附近流动损失虽有所增加, 但靠近机匣处总压损失减小。

观察内部流动进行分析, 并采用  $Q$  准则来评判涡的大小和位置<sup>[24]</sup>。图 13 展示了  $Q$  为  $5 \times 10^6$  的三维空间分布与叶片吸力面表面流线分布图。可以看出, 流道涡主要包括角区分离涡 (corner separation vortex, CSV) 和压力面马蹄涡 (pressure horse vortex, PHV)。黑色实线为叶片吸力面表面极限流线, 红色实线为流道空间流线。优化前, 流动分离起始于点<sup>[25]</sup>, 缝隙区的加速流体虽抑制了  $S_1$  处分离流体周向与径向发展, 但在  $S_2$  处再次发生分离, 并向径向 (流线  $b$ ) 与周向 (流线  $d$ ) 发展, 在后叶片表面与角区涡汇集形成明显的角区分离涡, 见图 13(a); 优化后, 在串列前叶片并没有发生明显流动分离, 分离起始于图 13(d) 中  $S_1$  点, 分离位置位于后叶片流向中间部分, 此部分分离流体径向发展 (流线  $g$ ) 至叶中, 而并未明显有周向发展的趋势, 由于角区分离涡发生位置晚于优化前, 且受到叶中部分加速流体 (流线  $f$ ) 的抑制, 其覆盖范围也明显缩小, 见图 13(b)。值得注意的是, 优化后靠近机匣处的低速流体向叶中流动, 见图 13 中流线  $e$  和  $h$ , 这与优化后叶片的反弯相关<sup>[26]</sup>, 而由于机匣附近低速流体的径向迁移, 使得图 12 所示机匣附近流动损失减小, 同时造成了 80% 叶高附近流动损失增加。

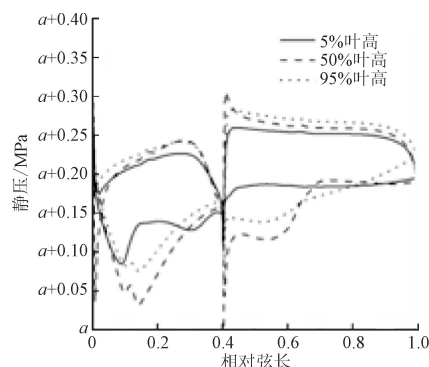
(a) 优化前  $Q$  等值面分布 (b) 优化后  $Q$  等值面分布

(c) 优化前流线分布 (d) 优化后流线分布

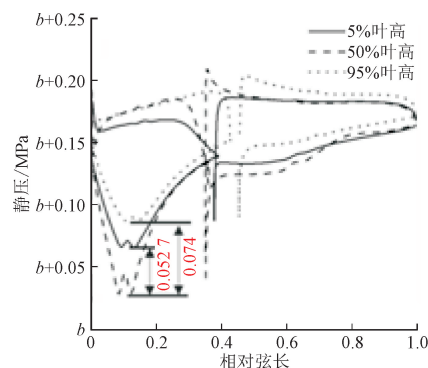
图 13 末级静子  $Q$  准则与流线分布Fig. 13 Distributions of  $Q$  ISO-surface and total pressure loss coefficient of last stator

### 3.5.2 叶片表面静压

为进一步探究优化前后二维叶型变化对叶片负载的影响,图14分别给出了优化前后5%、50%、95%叶高处叶片表面静压分布。对比前后叶片负载比,优化前流动分离主要发生在后叶片,优化后前叶片的负载增加,尤其在5%叶高处。在5%和95%叶高处,叶片前加载通过减小弯角比实现,使前叶片具有更大的弯度,在50%叶高处,虽然弦长比有所增加,弯角比减小的幅度更大,同样实现了叶片前加载。对比优化前后不同叶高处静压差,如图14所示。可以看出,优化后不同叶高处前叶片吸力面静压差增大,具体体现在50%叶高处静压最小,95%叶高处静压最大,不同叶高处静压的差异使得靠近轮毂和机匣处的低能量流体向叶中迁移,减少端壁处流动损失。总之,优化后串列静子的载荷分布更加合理,前排叶片尤其是轮毂附近载荷增大且吸力面沿展向压力分布呈现中间小两头大的特征,而后排叶片载荷减小且沿叶高方向分布基本一致。



(a) 优化前静压分布



(b) 优化后静压分布

图14 优化前后不同叶高处静压分布

Fig. 14 Comparison of static pressure coefficient at different spans before and after optimization

### 3.5.3 不同叶高轴向速度分布

为进一步探究串列参数对末级静子内部流动的影响,图15给出了5%、50%、95%叶高处轴向速度分布。可以看出,在5%叶高处,优化前分离起始于前叶片尾缘处,并向后叶片发展并形成堵塞,缝隙区流体加速并未强有力地吹除边界层分离,优化后前叶片弯度增加,前叶片扩压能力增强,缝隙区流体充分加速与轮毂处部分低速流体向叶中发展,极有力地抑制了后叶片边界层分离;在50%叶高处,优化后前叶片弯度增加,弦长变短,既有效地实现了前加载,又防止了其在前叶片发生流动分离,缝隙区流道轴向重叠度和周向间距的增大使得流体加速更为显著,加速区域相比于优化前有所延长,见图15(e)。在95%叶高处,对比优化前,此部分轴向速度虽有所减小,但由于靠近机匣处流体向叶中的迁移(见

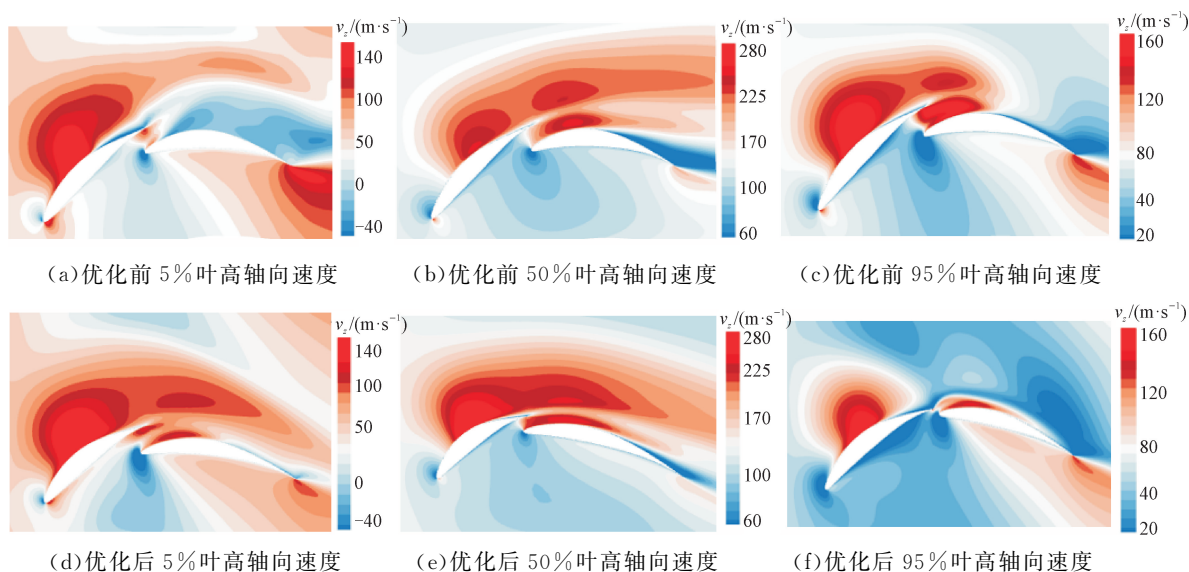


图15 优化前后不同叶高处轴向速度分布

Fig. 15 Distributions of axial velocity at different spans before and after optimization

图 13(d))与缝隙区周向间距的增大所引起的流体加速(见图 15(f)),使得在 95%叶高处并未发生显著流动分离(见图 14(b))。

## 4 串列参数设计准则

### 4.1 特征重要性分析

随机森林法<sup>[27]</sup>(random forest, RF)作为最有代表性的集成算法之一,通过组合多个决策树进行分类或者回归,近年来被广泛应用于特征重要性分析之中。本小节采用随机森林法,基于优化初始 220 个样本及优化过程 145 个中间样本,对前述 25 个串列叶片几何设计变量进行特征重要性分析,结果如图 16 所示,其中,(a)~(c)分别为靠近失速点、设计工况点和靠近堵塞点处绝热效率所对应的特征重要性分布。图中:前后叶片弦长比与弯角比控制前后叶片的负载比,由  $V_1 \sim V_6$  组成;轴向重叠度与周向节

距比例以及安装角差值控制缝隙区的几何大小和尺寸,由  $V_7 \sim V_{15}$  组成;前叶片轴向坐标控制叶片的掠,由  $V_{16} \sim V_{18}$  组成;前叶片周向坐标控制叶片的弯,由  $V_{19} \sim V_{21}$  组成;叶片的轮毂线分布,由  $V_{22} \sim V_{25}$  组成。

从图中可看出, $V_{11}$ 、 $V_{18}$ 、 $V_{19}$  对绝热效率的影响最为显著, $V_{11}$  为 50%叶高处周向交错度的取值, $V_{18}$ 、 $V_{21}$  分别控制靠近轮毂处的弯掠程度, $V_{13} \sim V_{15}$  ( $\Delta K$ )、 $V_{22} \sim V_{25}$  (轮毂线)对串列叶片性能影响并不显著,对比串列前后排叶片的负载比、缝隙区几何、掠、弯和轮毂线对叶片性能的重要性,可看出缝隙区几何对叶片性能影响最大,而轮毂线对叶片性能影响最小,且缝隙区几何对叶片性能的影响主要由周向节距比例造成,其重要性占比超过 75%。

对比弯掠参数在不同叶高处的重要性分布,可以看出,靠近轮毂处的参数对串列叶片性能更为显著,这是因为轮毂处易发生角区分离,增加流动损失。

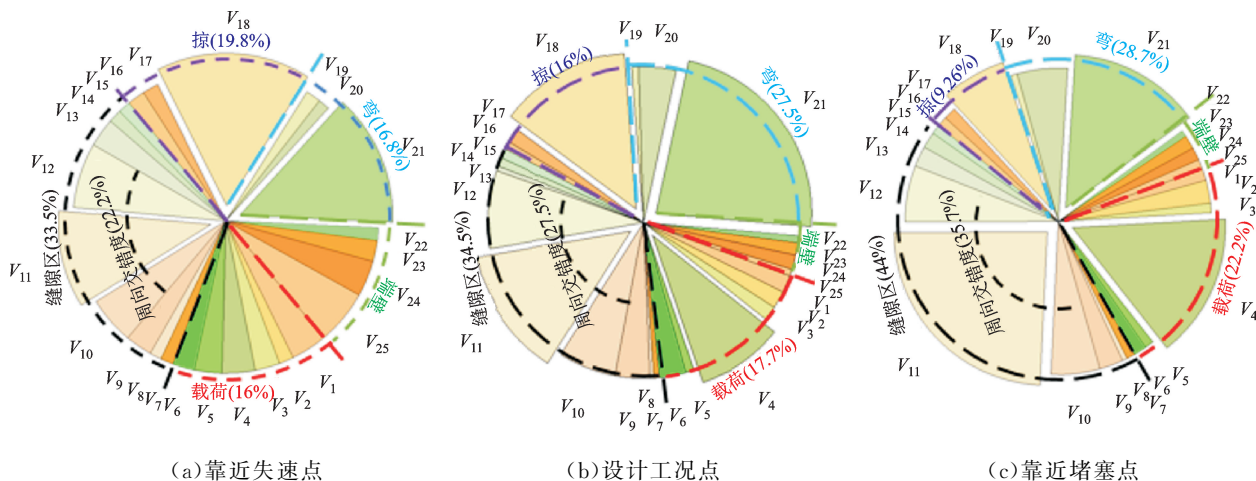


图 16 串列参数特征重要性分布图

Fig. 16 Feature importance of parameters for tandem blade

### 4.2 参数设计指导

从上述分析可得,相较于其他变量, $V_{11}$ 、 $V_{18}$ 、 $V_{21}$  对串列叶片性能影响更为显著,图 17 展示了这 3 个参数取值范围所对应的串列叶片性能分布。

图 17(a)展示了  $V_{11}$  的取值分布,即 50%叶高处的周向节距比例取值。区域 1 对应的串列叶片综合性能更好,此部分周向节距比例取值集中在 0.9~0.95;区域 2 对应的串列叶片整体性能较差,此处周向节距比例取值偏小。不同于靠近轮毂处由于聚集大量低速流体易造成流动分离或堵塞的特点,叶中部分流速大,为缝隙区流体充分加速提供了良好的条件,取更大的周向节距比例有利于发挥串列叶片的潜能。

图 17(b)展示了  $V_{18}$  的取值分布,即描述靠近轮毂处三维串列叶片掠的参数取值。区域 3 对应的串列叶片综合性能更好,此部分掠参数的取值范围为正,表示叶片后掠,靠近轮毂处后掠使得叶片吸力面前半部分静压降推迟,有利于轮毂处的低速流体朝叶中流动,减少轮毂处流动分离。

图 17(c)展示了  $V_{21}$  的取值分布,即描述靠近轮毂处三维串列叶片弯的取值。区域 4 对应的串列叶片综合性能更好,此部分弯参数的取值范围为负,表示叶片后弯,后弯有利于轮毂处的低速流体朝叶中流动,减少轮毂处流动分离。对比区域 5 的取值范围集中为正,表示叶片前弯,对应流场将发生恶化。

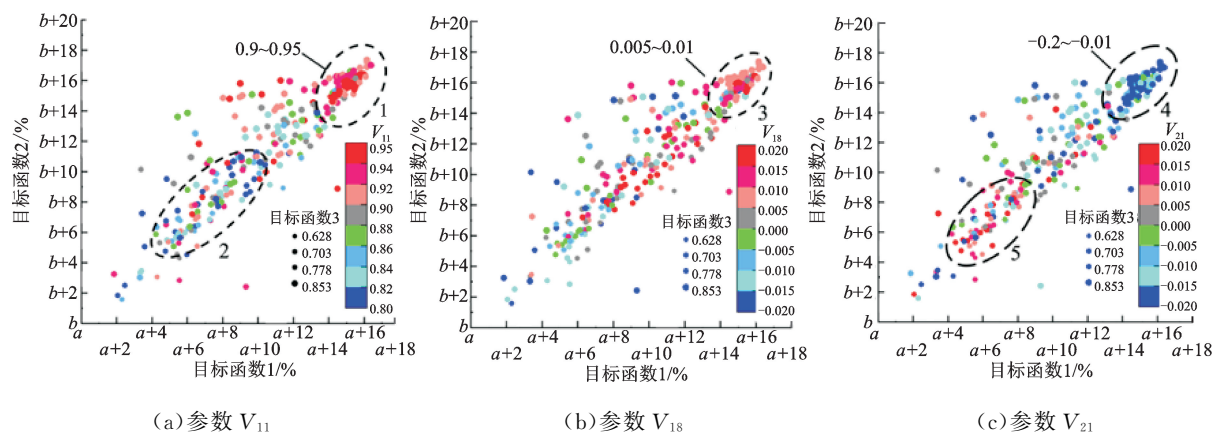


图 17 串列叶片气动性能与重要几何参数关系

Fig. 17 Relationship between aerodynamic performance and significant parameters for tandem blade

## 5 结 论

以某工业用 6.5 级轴流压气机末级静子为主要研究对象,对其进行串列改型的基础上,开展了串列静子叶片三维优化设计研究,并基于随机森林法完成串列叶片几何参数的特征重要性分析,得出以下结论。

优化后在设计工况下,末级效率提高了 4.81%,在近失速工况与近堵塞工况下分别提升了 3.37% 与 8.195%。为进一步显示优化所得串列叶片对整机气动性能的贡献,将优化后的末级放入 6.5 级轴流压气机进行计算,发现整机设计工况下的绝热效率提高了 0.17%,在近失速工况与近堵塞工况下分别提升了 0.54% 与 0.35%。相比于优化前,优化后的串列参数沿叶高不同而不同,前后排叶片均后弯、后掠,且前排叶片不同叶高处的叶型转折角均有增大,造成前排叶片载荷增大且沿展向压力分布呈现中间小两头大的特征,载荷分布更加合理,角区分离明显减小。

基于随机森林进行参数重要性分析得出:串列叶片缝隙区尺寸对串列叶片性能影响更为显著,尤其是周向交错度;调整叶片后掠与反弯以降低叶片端壁处负荷、设置叶中部分更大的周向交错度使缝隙区流体充分加速,均能有效降低流动损失。

### 参考文献:

- [1] TESCH A, LANGE M, VOGELER K, et al. An experimental investigation of a tandem stator flow characteristic in a low speed axial research compressor [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02AT37A029.
- [2] HASEGAWA H, MATSUOKA A, SUGA S. Devel-

- opment of highly loaded fan with tandem cascade [C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA, USA: AIAA, 2003: AIAA 2003-1065.
- [3] BAMMERT K, BEELTE H. Investigations of an axial flow compressor with tandem cascades [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1980, 102(4): 971-977.
- [4] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R, et al. Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow compressor blades [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021018.
- [5] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R, et al. 3D numerical investigation of tandem airfoils for a core compressor rotor [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(3): 031009.
- [6] LIU Baojie, ZHANG Chuanhai, AN Guangfeng, et al. Using tandem blades to break loading limit of highly loaded axial compressors [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(4): 165-175.
- [7] JU Yaping, ZHANG Chuhua. Multi-objective optimization design method for tandem compressor cascade at design and off design conditions [C]//ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2010: 785-796.
- [8] HERGT A, GRUND S, KLINNER J, et al. Some aspects of the transonic compressor tandem design [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(9): 091003.
- [9] HERGT A, SILLER U. About transonic compressor tandem design: a principle study [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2015: V02AT37A007.
- [10] BRENT J A, CLEMMONS D R. Single-stage experimental evaluation of tandem-airfoil rotor and stator blading for compressors: part 3 data and performance

- for stage C [EB/OL]. [2022-04-01]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19720021146>.
- [11] TESCH A, LANGE M, VOGELER K, et al. An experimental investigation of a tandem stator flow characteristic in a low speed axial research compressor [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02AT37A029.
- [12] SCHLAPS R C, SHAHPAR S, GÜMMER V. Automatic three-dimensional optimisation of a modern tandem compressor vane [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2014: V02BT39A035.
- [13] 刘宝杰, 于贤君, 安广丰, 等. 串列叶片气动设计及优化 [J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 37-50.  
LIU Baojie, YU Xianjun, AN Guangfeng, et al. Aerodynamic design and optimization of tandem blades [J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 37-50.
- [14] 张金欧文, 庄皓琬, 滕金芳. 轴流压气机串列静子叶片弯掠设计优化 [J]. 科学技术与工程, 2020, 20(32): 13482-13486.  
ZHANG Jinouwen, ZHUANG Haowan, TENG Jinfang. Design optimization of axial compressor tandem stators using sweep and dihedral [J]. Science Technology and Engineering, 2020, 20(32): 13482-13486.
- [15] 宋召运, 刘波, 张鹏, 等. 弯掠优化对高负荷跨声速串列转子的影响分析 [J]. 推进技术, 2018, 39(1): 23-32.  
SONG Zhaoyun, LIU Bo, ZHANG Peng, et al. Analysis of optimization of lean and sweep influence on highly loaded transonic tandem rotor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(1): 23-32.
- [16] YUE Shaoyuan, WANG Yangang, WANG Haitong. Design and optimization of tandem arranged cascade in a transonic compressor [J]. Journal of Thermal Science, 2018, 27(4): 349-358.
- [17] LEI Fan, JU Yaping, ZHANG Chuhua. A rapid and automatic optimal design method for six-stage axial-flow industry compressor [J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(5): 1658-1673.
- [18] 陈玲, 琚亚平, 张楚华. 多级轴流压气机末级静子叶片串列改型方法及流动机理研究 [J]. 西安交通大学学报, 2022(10): 170-179.  
CHEN Ling, JU Yaping, ZHANG Chuhua. Tandem blading and flow mechanism for last stator of multi-stage axial flow compressor [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2022(10): 170-179.
- [19] WU Guochuan, ZHUANG Biaonan, GUO Bingheng. Experimental investigation of tandem blade cascades with double-circular ARC profiles [J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1988, 5(1/4): 163-170.
- [20] JU Yaping, LIU Yiming, JIANG Wei, et al. Aerodynamic analysis and design optimization of a centrifugal compressor impeller considering realistic manufacturing uncertainties [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 115: 106787.
- [21] STEIN M. Large sample properties of simulations using Latin hypercube sampling [J]. Technometrics, 1987, 29(2): 143-151.
- [22] SMOLA A J, SCHÖLKOPF B. A tutorial on support vector regression [J]. Statistics and Computing, 2004, 14(3): 199-222.
- [23] KONAK A, COIT D W, SMITH A E. Multi-objective optimization using genetic algorithms: a tutorial [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2006, 91(9): 992-1007.
- [24] KOLÁR V. Compressibility effect in vortex identification [J]. AIAA Journal, 2009, 47(2): 473-475.
- [25] GBADEBO S A, CUMPSTY N A, HYNES T P. Three-dimensional separations in axial compressors [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 331-339.
- [26] 吕从鹏, 姜斌, 张寅豹, 等. 跨声速轴流压气机转子弯掠控制机理 [J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 1001-1011.  
LV Congpeng, JIANG Bin, ZHANG Yinbao, et al. Controlling mechanisms of bowed and swept of rotor in transonic axial compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 1001-1011.
- [27] BREIMAN L. Random forests [J]. Machine Learning, 2001, 45(1): 5-32.

(编辑 荆树蓉 杜秀杰)