

跨声速离心压气机多部件耦合优化扩稳

薛鹏飞, 刘正先, 李孝检, 赵 明

(天津大学 机械工程学院, 天津 300350)

摘 要: 基于最优拉丁超立方采样、多项式代理模型、傅里叶幅值敏感性试验、梯度变异混合优化算法构建了跨声速离心压气机耦合优化方法, 实现了自循环机匣处理扩稳的同时不降低等熵效率的目标。耦合优化后压气机气动性能全面提升, 设计点和近失速点的等熵效率分别提高 2.79%、1.82%, 且峰值效率略高于实壁机匣压气机。耦合优化扩稳增效的机理是: 自循环机匣抽吸流量增大, 更多低能流体被移除; 叶轮入口攻角改善, 流动分离风险减小; 前缘激波与叶尖泄漏涡干涉被抑制, 叶轮下游低能流体减少, 周向均匀性增强; 机匣回流槽入射角增大, 叶轮入口径向畸变被削弱; 叶轮叶片尾缘安装角及扩压器有叶段尾缘半径的增大弥补了等熵效率损失; 叶轮叶片前缘后掠角减小弥补了堵塞流量。

关 键 词: 离心压气机; 自循环机匣处理; 稳定工况范围; 耦合优化; 敏感性分析; 混合优化算法

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Multi-component coupling optimization for stability improvement of transonic centrifugal compressor

XUE Pengfei, LIU Zhengxian, LI Xiaojian, ZHAO Ming

(School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300350, China)

Abstract: Based on the optimal Latin hypercube sampling, polynomial surrogate model, Fourier amplitude sensitivity test, and gradient mutation hybrid optimization algorithm, a coupling optimization method of transonic centrifugal compressors was constructed, and the goal of self-recirculation casing treatment stability improvement without loss of isentropic efficiency was achieved. After the coupling optimization, the aerodynamic performance of the compressor was comprehensively improved. The isentropic efficiency of the design point and near-stall point increased by 2.79% and 1.82%, respectively, and the peak efficiency was slightly higher than the solid compressor. According to the mechanisms of coupling optimization for stabilization and efficiency enhancement: the recirculation flow of self-recirculation casing treatment was increased, and more low-energy fluid was removed; the flow incidence angle of impeller was improved, and the risk of flow separation was reduced; the interaction of leading edge shock wave and the tip leakage vortex was suppressed, the low-energy fluid downstream the impeller was reduced, and the circumferential uniformity of the flow was enhanced; the injection angle of upstream slot of the casing treatment was increased, and the radial distortion of the impeller inlet was weakened; the increases of both the blade angle of the impeller trailing edge and the radius of the diffuser blade trailing edge made up for the isentropic efficiency loss; the reduction of the back sweep of the impeller blade leading edge made up for the choke flow.

收稿日期: 2021-08-09

基金项目: 国家自然科学基金(11972250, 12102298); 天津市自然科学基金(19JCZDJC32000); 中国博士后科学基金(2021M702443)

作者简介: 薛鹏飞(1996—), 男, 硕士生, 研究方向为离心压气机机匣扩稳。

通信作者: 李孝检(1991—), 男, 助理研究员, 博士, 主要从事叶轮机流动稳定性研究。E-mail: lixiaojian@tju.edu.cn

引用格式: 薛鹏飞, 刘正先, 李孝检, 等. 跨声速离心压气机多部件耦合优化扩稳[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 491-503. XUE Pengfei, LIU Zhengxian, LI Xiaojian, et al. Multi-component coupling optimization for stability improvement of transonic centrifugal compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 491-503.

Keywords: centrifugal compressor; self-recirculation casing treatment; stable flow range; coupling optimization; sensitivity analysis; hybrid optimization algorithm

离心压气机具有单级压比高、结构紧凑、零部件少等优势,在中小型航空发动机、辅助动力系统上得到广泛应用^[1]。近年来,高性能航空发动机对高推质比(或功质比)的迫切需求使得离心压气机的压比不断提高。为了达到要求的增压比,压气机的转速和叶尖马赫数不断提高,此时前缘激波、叶尖泄漏涡、边界层分离及其相互干涉效应显著增强。这不仅大幅降低压气机气动性能,而且使其稳定工况范围急剧变窄,进而导致航空发动机难以适应复杂的飞行要求^[2]。

为了拓宽高压比压气机的稳定工况范围,研究者们发展了多种主动与被动流动扩稳方法^[3]。自循环机匣处理作为一种有效的被动控制方法,被广泛关注与研究^[4]。它由下游抽吸槽、上游回流槽及环形腔组成,通过下游抽吸槽移除轮盖处一部分低能流体并经过环形腔和回流槽进入叶轮入口附近,由此缓解下游通道的堵塞效应及改善叶轮入口流动特征^[5-6]。这类机匣处理针对高速压气机扩稳效果更为显著,但它通常伴随着额外的效率和压比损失。环形腔回流与主流在叶轮入口的掺混损失是导致效率下降的主要原因;此外,环形腔内的摩擦损失及抽吸槽与环形腔连接处的突扩损失也不容忽视^[7]。另一方面,回流流体具有一定的切向速度,导致叶轮入口产生正预旋效应,从而削弱叶轮的做功能力,降低压比^[6]。

为了提高自循环机匣的扩稳能力且尽可能降低其带来的效率损失,研究者们广泛探讨了机匣几何参数对失速裕度及气动损失的影响规律^[8-12]。研究表明,下游抽吸槽的位置和宽度是影响自循环机匣性能的关键因素^[8],后移抽吸槽轴向位置及增大槽宽将提升回流量,进而提高压气机失速裕度;然而,较大回流量会显著增大叶轮入口的掺混损失。另一方面,抽吸槽的位置对压气机堵塞流量影响较为明显,如果抽吸槽位于叶轮喉口区域的下游,那么自循环机匣还可以增大堵塞流量^[9]。此外,通过在环形腔内安装导流叶片以消除回流的正预旋效应,可以进一步减小回流与主流的掺混损失以及提高压比^[6];然而,这会增大叶片前缘载荷与相对马赫数,及增强叶尖泄漏流,进而可能损失一定的扩稳效果^[10]。得益于计算流体与优化理论的发展,自动优化方法常用于快速搜索最佳的机匣几何参数组合,以达到扩稳与减

小气动损失的最佳平衡^[11]。但受限于自循环机匣设计空间的物理边界极限,即使获得全局最优解依然难以避免效率损失的问题^[12]。

一种可行策略是扩大自循环机匣的设计空间,考虑叶轮、扩压器关键参数与机匣参数的耦合效应,在压气机设计空间内搜寻最优参数组合,以实现自循环机匣在扩稳的同时不降低等熵效率的目标。文献^[13]指出叶轮叶片前缘弯掠设计可以调节间隙泄漏流量与叶片载荷,改变激波空间分布及气动喉口面积,从而影响压气机效率和稳定裕度。但前缘掠角对压气机气动性能与工况范围的影响并没有统一的规律^[14-15],前/后掠的作用效应与压气机本身气动特性相关^[16]。另一方面,叶轮叶片尾缘安装角与功系数、滑移因子、扩压度及下游气动喉口密切相关,对压气机的气动特性与流动稳定性产生明显影响^[17]。例如,通过同时调节叶轮尾缘叶根/叶尖安装角可减小叶轮出口及扩压器入口附近扩压度的不平衡性,使压气机下游流动损失减小,稳定性增强^[18]。此外,有叶扩压器的稠度也与压气机效率及失速裕度有密切关系^[19]。适当增大稠度有利于减小低稠度扩压器流道的扩张角,抑制扩压器流动分离^[20]。扩压器叶片安装角是转静子匹配研究的关键参数之一,改变安装角会使叶轮与扩压器最佳匹配点发生偏移,从而改变整级的特性曲线^[21]。

综上所述,叶轮/扩压器关键参数调节与机匣参数优化对压气机的扩稳增效设计具有潜在互补性。本文考虑离心叶轮叶片前缘掠角、尾缘安装角、叶片扩压器稠度与自循环机匣关键参数的耦合作用,实施压气机设计空间耦合优化,力求在机匣处理扩稳的同时不降低压气机等熵效率。

1 数值模拟方法验证

1.1 研究对象

本文的研究对象为具有自循环机匣的某跨声速离心压气机。表1给出了该压气机主要设计参数,图1为几何模型。

1.2 数值方法及验证

数值模拟采用在叶轮机械领域广泛使用的Numeca软件,计算域为单通道压气机(叶轮、扩压器、自循环机匣),全域采用结构化网格。叶轮和扩压器叶片表面附近采用O型网格,其他区域

表 1 离心压气机主要设计参数

Table 1 Key design parameters of the centrifugal compressor

设计参数	数值
设计转速/(r/min)	94 500
设计流量/(kg/s)	0.86
设计总压比	5.923
机器马赫数	1.7
叶轮主/分流叶片数	9/9
叶轮叶顶间隙/mm	0.5
叶轮出口直径/mm	118
扩压器叶片数	12
扩压器出口直径/mm (含有叶与无叶段)	200

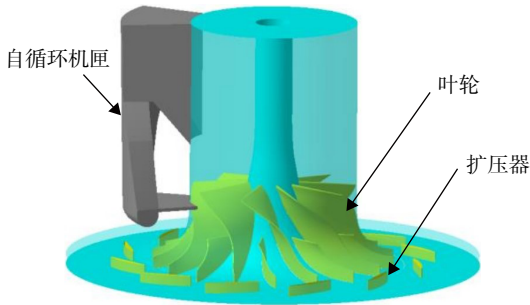


图 1 压气机几何模型

Fig. 1 Geometry model of the compressor

均为 H 型网格。流动控制方程选取圆柱坐标系下的雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 介质为实际空气, 湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型。空间离散格式为中心差分, 时间离散格式为 4 阶龙格库塔法。边界条件为: 叶轮入口轴向进气, 总温为 298 K, 总压为 101 325 Pa, 出口给定静压或流量, 固壁面满足绝热、无滑移条件。叶轮与自循环机匣的交界面为完全非匹配冻结转子法 (full non matching frozen rotor approach); 叶轮与扩压器之间的交界面为周向守恒法 (conservative coupling by pitch-wise rows approach)。小流量区域通过不断增大出口静压的方式逐步逼近失速点 (近似为总-静压比最高点), 进而得到压气机等转速下完整的性能曲线。

为了排除网格数值耗散的影响, 对该压气机进行网格独立性验证。对计算网格在流向、展向和周向 3 个方向以 1 倍量级加密网格, 得到单元体总数分别为 106 万、207 万、303 万的 3 套网格, 并进行数值模拟。结果表明, 网格总数为 207 万的方案已满足网格无关性要求。图 2 为计算域网

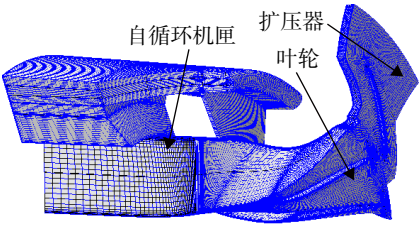


图 2 计算域网格示意图

Fig. 2 Schematic diagram of computing domain grid

格示意图, 壁面第 1 层网格高度为 0.005 mm, 对应的 y^+ 小于 10。

图 3 为压气机特性曲线数值模拟与试验结果对比图。由图可知, 数值与试验结果在 3 个不同转速下整体趋势符合良好。各转速下等熵效率和总压比最大相对误差见表 2, 除了 100% 设计转速下总压比最大误差 (5.4%) 较大之外, 其他指标最大误差均不超过 2%。高压比离心压气机总压比预测误差较大的情况较为常见 [22], 一般认为是传统 2 阶精度有限体积数值方法对强激波捕捉能力不足造成的。总的来说, 本文所采用的数值模拟方法基本能满足压气机优化中气动性能评估的精度要求。

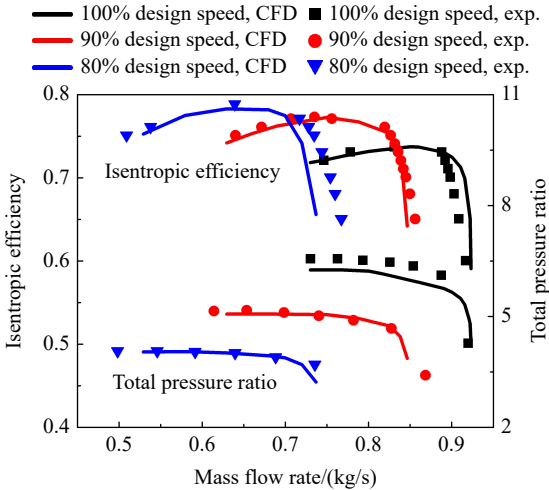


图 3 数值模拟与试验结果对比

Fig. 3 Comparison of numerical and experimental results

表 2 不同转速下最大相对误差

Table 2 Maximum relative errors under different rotating speeds

转速	等熵效率 最大误差/%	总压比 最大误差/%
100% 设计转速	1.3	5.4
90% 设计转速	1.2	1.9
80% 设计转速	0.7	0.7

2 耦合优化扩稳

正如前言分析,本研究将拓宽自循环机匣设计空间,考虑叶轮、扩压器关键参数与机匣参数的耦合效应,在压气机设计空间内搜寻最优参数组合,以实现扩稳的同时不降低等熵效率的目标。本节首先对自循环机匣设计空间进行简化,挖掘影响压气机气动性能的关键几何参数;然后分析叶轮/扩压器关键参数对压气机特性曲线影响规律;最后实施叶轮/扩压器/自循环机匣耦合优化。

2.1 自循环机匣设计空间分析

为了挖掘自循环机匣几何参数对压气机气动性能的定量影响程度,需要构建机匣几何参数与气动性能之间的映射关系,在此基础上开展全局

敏感性分析。

首先对基准自循环机匣进行参数化建模。如图 4 所示,自循环机匣几何可以用图中 11 个参数 $x_1, x_2, \dots, x_{11}$ 完全描述。考虑到压气机的几何约束,自循环机匣全局敏感性分析中各参数的取值范围选定如表 3 所示。注意,表中与位置相关的参数都是相对于坐标原点的值(Z 轴为叶轮旋转轴所在的直线, R 轴为扩压器轮毂侧所在的直线)。根据图 3 中设计转速的特性曲线,选定设计工况 (0.86 kg/s) 和近失速工况 (0.73 kg/s) 的等熵效率与总压比,及堵塞流量共 5 个变量作为压气机性能指标。自循环机匣 11 个几何参数与压气机 5 个性能指标构成了自循环机匣设计空间。

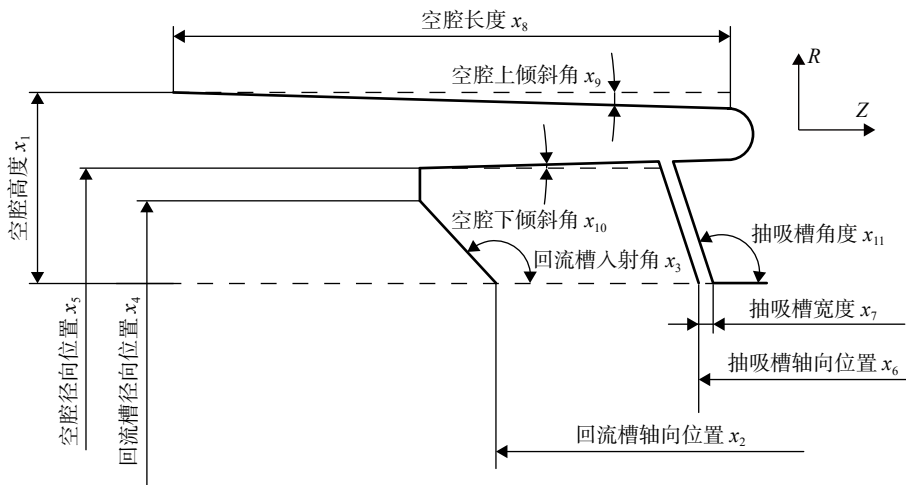


图 4 自循环机匣几何参数

Fig. 4 Geometry parameters of self-recirculation casing

表 3 基准自循环机匣几何参数范围

Table 3 Value ranges of geometry parameters of the baseline self-recirculation casing

几何参数	下限值	基准值	上限值
空腔高度 x_1/mm	26	29.39	38
回流槽轴向位置 x_2/mm	-75	-65.32	-55
回流槽入射角 $x_3/(\circ)$	120	135	160
回流槽径向位置 x_4/mm	45	53.05	61
空腔径向位置 x_5/mm	59	58.11	64
抽吸槽轴向位置 x_6/mm	-36	-30.83	-25
抽吸槽宽度 x_7/mm	1	2.5	4
空腔长度 x_8/mm	85	94.5	104
空腔上倾斜角 $x_9/(\circ)$	0	1.5	3
空腔下倾斜角 $x_{10}/(\circ)$	0	1.5	3
抽吸槽角度 $x_{11}/(\circ)$	90	110	132

针对自循环机匣设计空间的几何参数,采用最优拉丁超立方采样^[23]生成样本集,再基于文中第 1.2 节的数值模拟方法评估每个样本压气机的性能指标。然后,针对样本集采用机器学习算法构建自循环机匣几何参数与性能指标的映射关系(代理模型)。对比主要机器学习算法^[24]:高斯过程回归、支持向量机、径向基神经网络、决策树、核岭回归及多项式线性回归模型的预测精度后,发现 4 阶多项式线性回归模型具有最高的近似精度和计算效率。4 阶多项式线性回归模型写作

$$y(\mathbf{X}) = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{n+i} x_i^2 + \sum_{i=1}^n \beta_{2n+i} x_i^3 + \sum_{i=1}^n \beta_{3n+i} x_i^4 + \sum_{i \neq j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

其中 y 为响应值(压气机性能指标), $\mathbf{X} = (x_1, \dots, x_i,$

$x_j, \dots, x_n$ 为输入变量(自循环机匣几何参数), β_0 、 β_i 、 β_{n+i} 、 β_{2n+i} 、 β_{3n+i} 、 β_{ij} 为多项式系数。 x_i^p ($p=1, 2, 3, 4$) 表示变量 x_i 的 p 阶主效应, 而 $x_i x_j$ 表示变量 x_i 与 x_j 的 1 阶双因素交互效应。工程优化中, 一般认为响应系统的高阶交互效应及多因素 (>2) 交互效应较弱^[25], 因此这里只考虑 1 阶双因素交互效应。多项式系数利用最小二乘法评估。

采用交叉验证(cross-validation)方法校核代理模型精度: 从样本集中随机选取 1 个测试样本, 用剩余样本训练代理模型, 基于已训练的模型计算测试样本的预测值, 并与真实值对比。重复以上过程, 直至完成给定的测试样本量, 最后计算所有测试样本的方均根误差。本研究中测试样本量给定为总样本量的 20%。当总样本量为 160 时, 5 个气动性能指标的方均根误差均小于 0.1。以设计工况等熵效率为例, 图 5 给出了其真实值与预测值对比, 平均相对误差为 0.14%(对应的方均根误差为 0.063)。因此, 经过训练后的 4 阶多项式线性回归模型具有较高的映射精度, 可用于后续的全局敏感性分析。

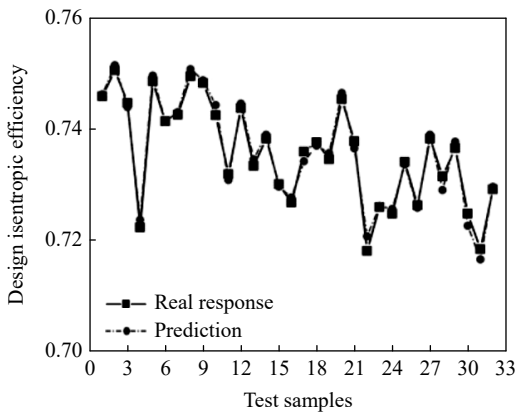


图5 设计工况等熵效率交叉验证结果

Fig. 5 Cross-validation results of design isentropic efficiency

表4对比了4阶多项式线性回归模型与另外两种典型的代理模型(高斯过程回归、径向基神经网络)的拟合精度。可以发现, 4阶多项式线性回归模型全面优于高斯过程回归。虽然径向基神经网络有3项指标(堵塞流量、设计点等熵效率、近失速点总压比)略优于4阶多项式线性回归模型, 但其近失速点等熵效率的方均根误差已经大于0.1(一般要求小于0.1)。因此, 径向基神经网络的局部精度更高但误差方差较大, 而4阶多项式线性回归模型的全局精度较好、鲁棒性更强且计算效率高。因此, 本文选择4阶多项式线性回归模型是合理的。

表4 不同代理模型方均根误差

Table 4 Root mean square error of different surrogate models

模型	方均根误差				
	堵塞流量	设计点等熵效率	设计点总压比	近失速点等熵效率	近失速点总压比
高斯过程回归	0.062	0.066	0.065	0.145	0.100
径向基神经网络	0.045	0.055	0.052	0.103	0.090
4阶多项式线性回归模型	0.046	0.063	0.039	0.071	0.096

基于上述映射关系开展自循环机匣设计空间全局敏感性分析, 以研究几何参数对气动性能指标的定量影响程度。

采用傅里叶幅值敏感性试验算法^[26-28]计算全局敏感性系数。该算法将傅里叶变换和方差分析方法相结合, 用响应值(压气机性能指标)的条件方差与无条件方差的比值来表征某一特定输入变量(机匣几何参数)的1阶敏感性系数。针对映射关系: $y = f(\mathbf{X})$, $\mathbf{X} = (x_1, x_2, \dots, x_{11})$, 则任一输入变量 x_i 的1阶敏感性系数写作

$$S_i = \frac{\text{var}[E(y|x_i)]}{\text{var}(y)} \quad (2)$$

其中 $\text{var}[E(y|x_i)]$ 为输入变量 x_i 取遍定义域内任意值时响应值 y 的期望条件方差, $\text{var}(y)$ 为无条件方差。将输入变量 $\mathbf{X}$ 进行归一化

$$I^n = (\mathbf{X} | 0 \leq x_i \leq 1) \quad (3)$$

设输入变量 $\mathbf{X}$ 的概率密度函数为 $P(\mathbf{X})$, 则响应值 y 的任意阶距 r 可表述为

$$\langle y^{(r)} \rangle = \int_{\mathbf{X}} f^r(\mathbf{X}) P(\mathbf{X}) d\mathbf{X} \quad (4)$$

为了将式(4)中高维积分转化为一维积分, 引入独立变量 s (取值范围 $[-\infty, +\infty]$), 使其满足

$$x_i(s) = \frac{1}{2} + \frac{1}{\pi} \arcsin[\sin(\omega_i s)] \quad (5)$$

式中 ω_i 为 x_i 对应的正整数频率。将式(5)代入式(4)得

$$y^{(r)} = \lim_{L \rightarrow \infty} \frac{1}{2L} \int_{-L}^L f^r[\mathbf{X}(s)] ds \quad (6)$$

当式(6)中 r 取 1 和 2 时, 可得 y 的 1 阶矩与 2 阶矩, 则响应值 y 的无条件方差为

$$\text{var}(y) = y^{(2)} - (y^{(1)})^2 \quad (7)$$

接下来对响应值 y 进行傅里叶展开

$$y = f[X(s)] = \sum_{k=1}^{+\infty} [A_k \cos(ks) + B_k \sin(ks)] \quad (8)$$

由正弦函数的特性可知,对于任意正整数频率, $X(s)$ 在 $[-\pi, \pi]$ 具有周期性,其傅里叶系数:

$$A_k = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f[X(s)] \cos(ks) ds \quad (9)$$

$$B_k = \frac{1}{\pi} \int_{-\pi}^{\pi} f[X(s)] \sin(ks) ds \quad (10)$$

则期望条件方差可表示为整数倍振幅平方和:

$$\text{var}[E(y|x_i)] = \sum_{p \in \mathbb{N}^+} (A_{(pk)}^2 + B_{(pk)}^2) \quad (11)$$

将式(7)和式(11)代入式(2)可得各输入变量

的 1 阶敏感性系数。

针对自循环机匣参数敏感性分析,响应值 y 为压气机性能指标,输入变量 x_i 为自循环机匣几何参数。由于几何参数在各自范围内取任一值的概率相等,式(4)中 $P(X)$ 选取均匀分布概率密度函数。图 6 给出了自循环机匣不同几何参数对压气机性能指标定量影响程度饼图。由图可知,自循环机匣回流槽入射角(x_3)、抽吸槽轴向位置(x_6)以及抽吸槽宽度(x_7)对压气机性能影响显著。抽吸槽轴向位置(x_6)决定机匣抽吸槽与回流槽之间的压差,而抽吸槽宽度(x_7)则代表流通面积,它们共同决定机匣回流量大小,进而影响压气机性能。回流槽入射角(x_3)决定回流流体的子午速度方向,将影响回流与主流的掺混损失及压气机入口径向畸变。

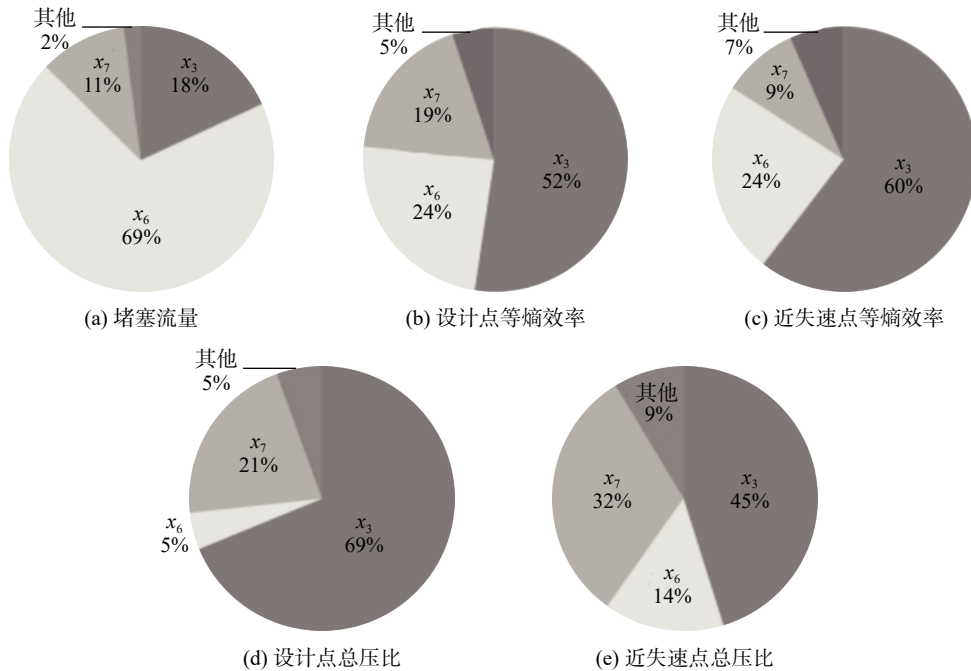


图 6 自循环机匣设计空间全局敏感性分析

Fig. 6 Global sensitivity analysis of design space for self-recirculation casing

经过全局敏感性分析,3 个敏感性最大的参数:回流槽入射角(x_3)、抽吸槽轴向位置(x_6)及抽吸槽宽度(x_7)将作为优化设计变量,在保留压气机设计空间主要特征的同时实现了降维与简化。

2.2 叶轮/扩压器关键参数分析

传统机匣处理扩稳设计忽略了自循环机匣与叶轮、扩压器的耦合作用,不可避免地导致了等熵效率损失。本研究将自循环机匣的设计空间扩展至包含压气机叶轮、扩压器关键参数。

叶轮与扩压器全空间设计参数非常多(包括子午型线、叶片中弧线、叶片厚度、展向积叠、叶片掠角/倾角、叶片前/尾缘位置、叶片数等),因而很难直接开展全局敏感性分析及参数优化。通过总结与分析已有文献[13-21]研究结果,初步选定以下 5 个潜在关键参数:叶轮叶片前缘掠角、叶轮叶片尾缘叶顶安装角/叶根安装角、扩压器稠度、扩压器叶片安装角。为了进一步简化问题,扩压器中弧线参数化仅包含 1 个叶片安装角(二维叶片);扩压器稠度仅通过有叶段尾缘半径调节。

对上述潜在关键参数进行全局敏感性分析发现, 扩压器叶片安装角对5个气动性能指标的全局敏感性系数占比均小于5%。主要原因是叶轮与扩压器之间的无叶段较长且扩压器稠度较低, 使得转静子匹配对扩压器叶片角变化不敏感。因此对本研究而言, 扩压器叶片安装角可忽略不计。

接下来分析叶轮/扩压器4个关键参数(叶轮叶片前缘掠角、叶轮叶片尾缘叶顶安装角/叶根安装角、扩压器有叶段尾缘半径)对压气机特性曲线影响规律。由图7可知, 叶片前缘后掠角减小使得工况范围变宽, 总压比、等熵效率减小。后掠角的减小降低了叶片前缘冲击强度、减小前缘叶尖载荷, 有利于增大失速裕度; 其次, 它增大了叶轮气动喉口面积, 提高堵塞流量。然而, 后掠

角减小将增大叶顶间隙的流向尺寸, 使得间隙泄漏总流量增大, 从而恶化下游流动, 造成等熵效率与总压比的降低。叶片尾缘(叶根/叶顶)安装角(与径向夹角)增大, 则会降低总压比但提高等熵效率。尾缘安装角的增大会减小叶轮出口附近的扩压度及削弱通道内二次流对低能边界层的输运, 使得叶轮出口及扩压器内的流动更加均匀, 因此等熵效率增大。但尾缘安装角增大会减小功系数、损失叶轮做功能力, 进而降低总压比。扩压器有叶段尾缘半径增大(稠度增大)将提高等熵效率和总压比。叶片尾缘半径增大有利于约束扩压器中的流动, 减少流动分离的风险, 同时缩短流体在扩压器中的运动轨迹, 减小摩擦损失, 因而等熵效率和总压比均增大。

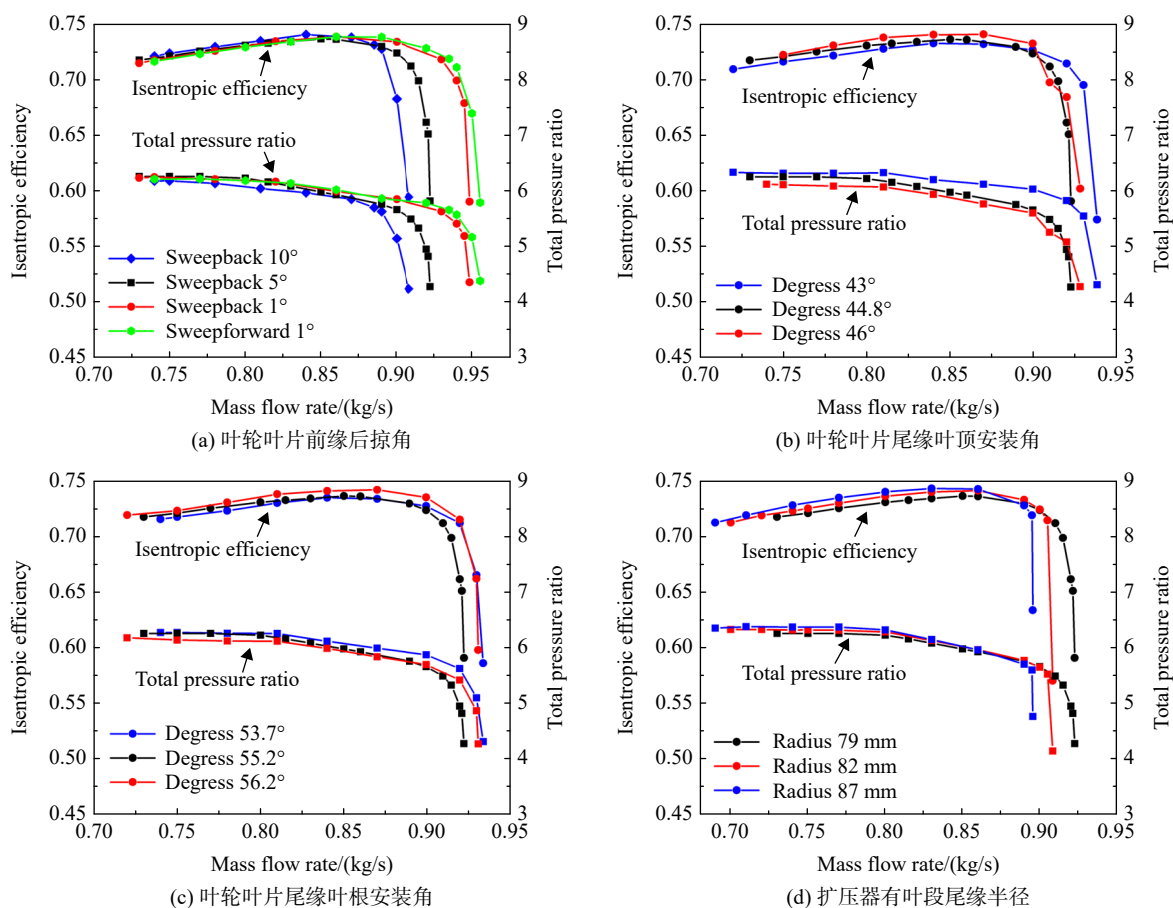


图7 叶轮与扩压器关键参数对压气机气动性能的影响

Fig. 7 Influences of key parameters of impeller and diffuser on compressor's aerodynamic performances

综合文中第2.1节、2.2节分析可知, 叶轮/扩压器关键参数调节与机匣参数优化对压气机的扩稳增效设计具有互补性, 如果考虑自循环机匣与叶轮扩压器耦合优化, 将可能在不降低等熵效率的前提下实现压气机流动扩稳。

2.3 多目标耦合优化

本节将开展压气机扩稳耦合优化, 设计空间不仅包含自循环机匣3个关键几何参数(回流槽入射角、抽吸槽轴向位置、抽吸槽宽度), 还包括叶轮叶片前缘后掠角、尾缘(叶根/叶顶)安装角、

扩压器有叶段尾缘半径。表 5 给出了这些设计变量的基准值与取值范围, 变量取值范围根据前两节参数分析确定。

表 5 压气机耦合优化设计变量基准值及变化范围

Table 5 Baseline values and variation ranges of design variables for compressor coupling optimization

耦合优化设计变量	下限值	基准值	上限值
叶轮叶片前缘后掠角/(°)	1	5	5
叶轮叶片尾缘叶顶安装角/(°)	43	44.8	46
叶轮叶片尾缘叶根安装角/(°)	53.7	55.2	56.2
扩压器有叶段尾缘半径/mm	79	79	82
机匣回流槽入射角/(°)	135	135	160
机匣抽吸槽轴向位置/mm	-36	-30.8	-25
机匣抽吸槽宽度/mm	1	2.5	4

耦合优化问题的数学描述为

$$\begin{aligned} & \max : \eta_{\text{design}} \\ & \max : \eta_{\text{near-stall}} \\ & \text{s.t.} \begin{cases} \varepsilon_{\text{design}} > \varepsilon_{\text{design,baseline}} \\ \varepsilon_{\text{near-stall}} > \varepsilon_{\text{near-stall,baseline}} \\ \varepsilon_{\text{near-stall}} > \varepsilon_{\text{design}} \\ \dot{m}_{\text{choke}} > \dot{m}_{\text{choke,baseline}} \end{cases} \quad (12) \end{aligned}$$

式中目标函数为最大化设计点 ($\dot{m}=0.86 \text{ kg/s}$) 和近失速点 ($\dot{m}=0.73 \text{ kg/s}$) 的等熵效率, 约束条件为设计点和近失速点的总压比不低于基准值、近失速点总压比高于设计点、堵塞流量不低于基准值。式中 $\dot{m}$ 为流量, η 为等熵效率, ε 为总压比, 下标 design 为设计点, near-stall 为近失速点, baseline 为基准值, choke 为堵塞点。

为了加速耦合优化过程, 应用了文中第 2.1 节的代理模型方法。首先采用拉丁超立方采样生成耦合优化设计空间的样本集, 再利用 4 阶多项式线性回归模型构建设计变量与目标函数/约束条件的映射关系。通过交叉验证方法校核代理模型精度, 测试样本量给定为总样本量的 20%。当总样本量为 123 个时, 目标函数及约束条件的方根误差均小于 0.1, 满足优化设计精度要求。

采用本课题组发展的梯度变异混合优化算法 (gradient mutation hybrid optimization algorithm, GMH)^[17] 实施压气机多目标优化。该算法将梯度变异操作耦合至经典遗传算法 (NSGA-II)。梯度变异操作根据梯度下降的方向以自适应步长进行定向变异, 显著加速算法收敛。另一方面, 由于存在随机交叉和随机变异, 可避免算法陷入局部最优。较多研究^[12,17,29] 已表明: GMH 优化算法在

保证最优解集多样性的前提下大幅提升优化速度。针对本文的耦合优化问题, GMH 优化算法的种群数量为 50, 经过 45 步迭代后收敛到全局最优解。

3 优化结果分析

3.1 优化结果

表 6 给出了优化前后压气机主要性能指标对比, 可以发现各指标均有较明显提升: 设计点和近失速点的等熵效率分别提升 2.79%、1.82%, 总压比分别提高 4.21%、2.52%, 稳定工况范围提高 2.05% (从 20.87% 提升至 22.92%)。其中, 压气机稳定工况范围 (W_{sr}) 定义为

$$W_{\text{sr}} = \frac{\dot{m}_{\text{choke}} - \dot{m}_{\text{stall}}}{\dot{m}_{\text{choke}}} \times 100\% \quad (13)$$

式中 $\dot{m}_{\text{choke}}$ 为堵塞流量, $\dot{m}_{\text{stall}}$ 为失速流量。

表 6 压气机优化前后主要性能指标

Table 6 Key performance indicators of compressor before and after optimization

性能指标	基准机匣	耦合优化	增量/%
设计点等熵效率/%	73.61	75.72	2.79
设计点总压比	5.923	6.183	4.21
近失速点等熵效率/%	71.75	73.08	1.82
近失速点总压比	6.255	6.417	2.52
稳定工况范围/%	20.87	22.92	2.05

图 8 对比了实壁机匣 (solid)、基准自循环机匣 (baseline)、耦合优化后压气机 (coupling_opt) 的性能曲线。由图可知: 优化后气动性能在全工况范围内均明显提高。同时, 优化后的峰值效率和总压比均高于实壁机匣压气机 (但两者峰值不重合)。在全工况范围内耦合优化有效弥补了自循环机匣所造成的等熵效率损失。然而在大流量区域优化后的总压比仍然低于实壁机匣压气机, 主要原因是机匣处理降低了叶轮前缘吸力面相对马赫数, 破坏了压气机唯一攻角特性, 工况曲线在大流量区域下降得更平缓^[12]。

表 7 给出了优化前后设计变量的变化。其中, 叶片前缘后掠角由后掠 5°减小为后掠 2.31°, 叶片尾缘叶根安装角由 55.2°增加至 55.75°, 扩压器有叶段尾缘半径由 79 mm 增加至 81.3 mm, 回流槽入射角由 135°增加到 160°, 抽吸槽轴向位置由 -30.8 mm 沿轴向向左移动至 -31.6 mm, 叶片尾缘叶顶安装角及抽吸槽宽度则几乎保持不变。

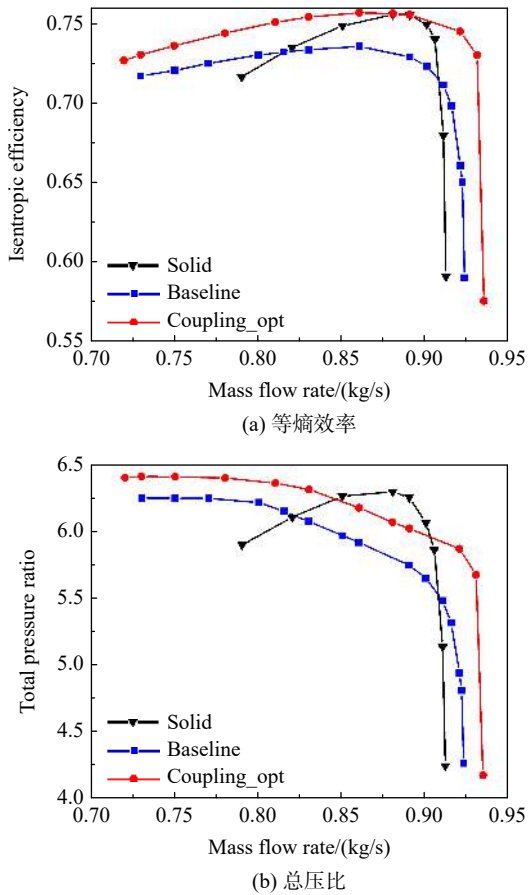


图 8 实壁机匣、基准自循环机匣、耦合优化压机性能曲线对比

Fig. 8 Comparison of performance curves among solid casing, baseline self-recirculation casing and coupling optimization compressors

表 7 压机优化前后设计变量对比		
Table 7 Comparison of design variables of the compressor before and after optimization		
设计变量	基准机匣	耦合优化
叶轮叶片前缘后掠角/(°)	5	2.31
叶轮叶片尾缘叶顶安装角/(°)	44.8	44.81
叶轮叶片尾缘叶根安装角/(°)	55.2	55.75
扩压器有叶段尾缘半径/mm	79	81.3
机匣回流槽入射角/(°)	135	160
机匣抽吸槽轴向位置/mm	-30.8	-31.6
机匣抽吸槽宽度/mm	2.50	2.49

3.2 扩稳增效机理分析

本节结合优化前后几何参数及流场细节的变化,分析耦合优化扩稳增效的流动机理。

3.2.1 近失速工况

首先讨论近失速工况($\dot{m}=0.73\text{ kg/s}$)。图 9 给

出了叶轮 90% 叶高的相对马赫数。由图可知,优化后叶片前缘(A 区)相对马赫数减弱,这表明叶片前缘局部加速效应减弱。由于叶片前缘几何曲率保持不变,那么只能是入口流动攻角减小所致。流动攻角减小有利于降低叶片前缘载荷,抑制前缘流动局部分离,从而提高流动稳定性。图 10 给出了 90% 叶高叶片表面静压分布,可以看出叶片

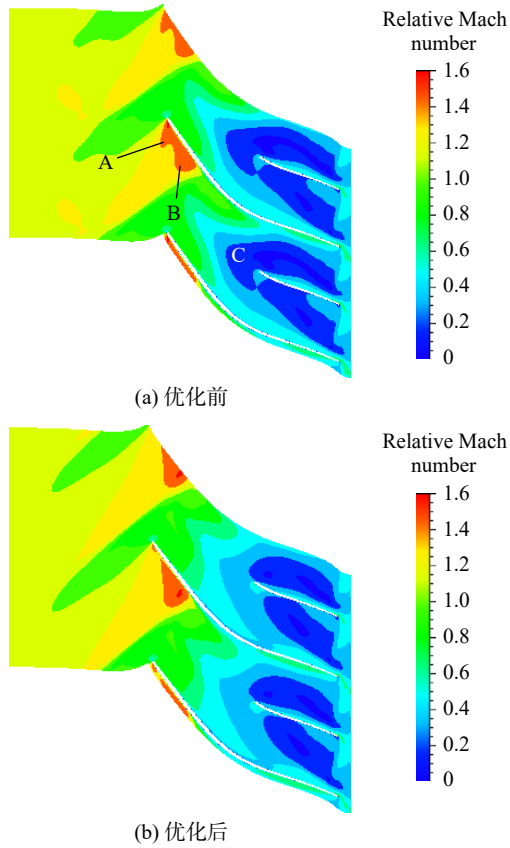


图 9 优化前后叶轮 90% 叶高相对马赫数云图

Fig. 9 Relative Mach number at 90% span of the impeller before and after optimization

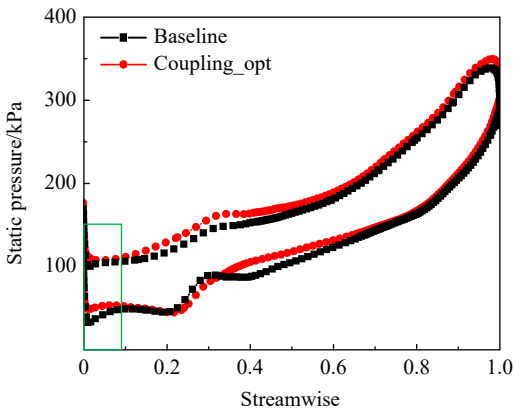


图 10 优化前后叶轮 90% 叶高叶片表面静压分布

Fig. 10 Static pressure on blade surface at 90% span of the impeller before and after optimization

前缘压力面与吸力面压差减小(绿框标注),这进一步确认优化后叶片前缘载荷降低的事实。发生以上变化的主要原因是:优化后叶片前缘后掠角减小(见表 7),降低了叶片冲击载荷;自循环机匣回流量增大(从 6.79% 增至 11.67%, 见图 11),改善了入口的流动攻角。

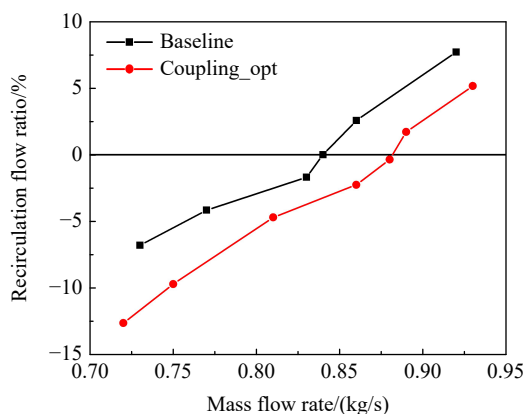


图 11 优化前后自循环机匣回流量

Fig. 11 Recirculation flow of self-recirculation casing before and after optimization

然而,如图 9 所示,优化后吸力面相对马赫数(B 区)增大、正激波小幅增强并向下游移动,这使得抽吸槽两侧压差增大,回流量增大(见图 11),扩稳能力增强。为了避免过大回流量造成叶片前缘明显的掺混损失,抽吸槽少许前移,槽宽略微减小(见表 7)。另一方面,前缘载荷降低会减少前缘叶尖泄漏量(但总泄漏量略微增大),同时激波向下游移动,这使得激波与叶尖泄漏涡的干涉被抑制,波后回流区域被进一步限制向上游扩张,因而下游低能流体团明显减小(C 区),等熵效率提高。由图 10 可知,叶轮下游叶片载荷增大,做功能力增强、总压比提升。

图 12 为优化前后压气机子午速度(V_m)云图及局部流线图。可以看出优化后回流槽入口附近的涡流被抑制,子午速度展向均匀性显著提高。原因是优化后回流槽入射角增大(见表 7),回流流体与主流子午速度夹角减小,掺混过程更缓和。因此,优化后叶轮入口径向畸变减小,流动稳定性增强;且掺混损失减小、等熵效率提高。

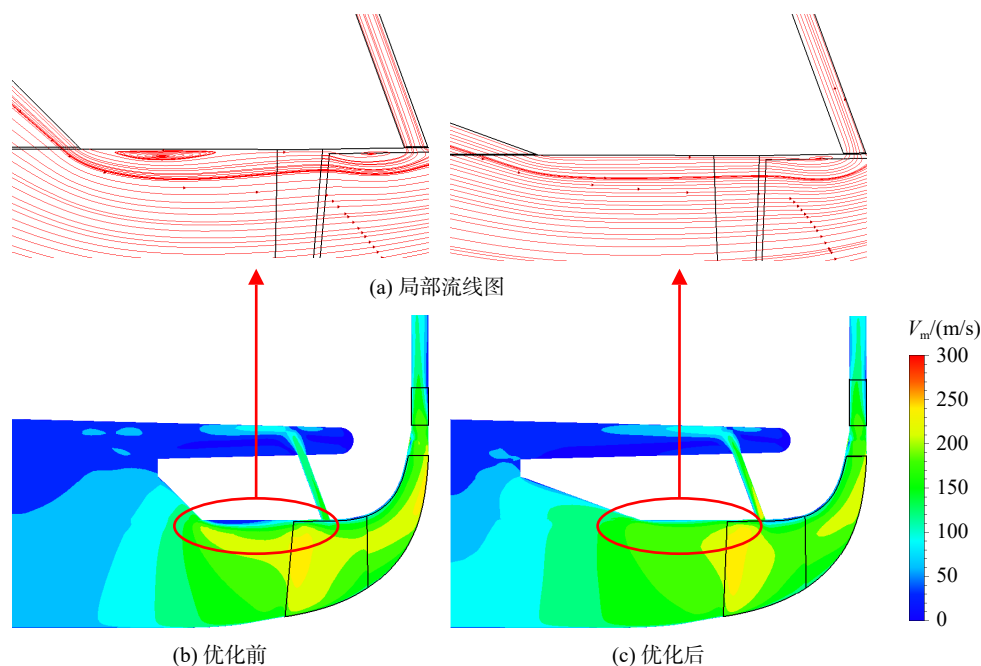


图 12 优化前后压气机子午速度分布及局部流线图

Fig. 12 Meridional velocity and local streamlines of the compressor before and after optimization

3.2.2 设计工况

下面讨论设计工况($m=0.86$ kg/s)。图 13 为优化前后叶轮 90% 叶高相对马赫数云图。优化后叶片前缘附近相对马赫数及叶轮下游低速区分布与近失速工况(图 9)变化基本相同,激波强度、

叶片载荷、自循环机匣回流量、间隙泄漏流量的变化也相似。因此,性能改善的流动机理完全一致,这里不再赘述。值得注意的是,优化后叶片通道中流体的二次加速(D 区)被显著削弱,这使得叶轮通道逆压流动的周向均匀性得到提高,有

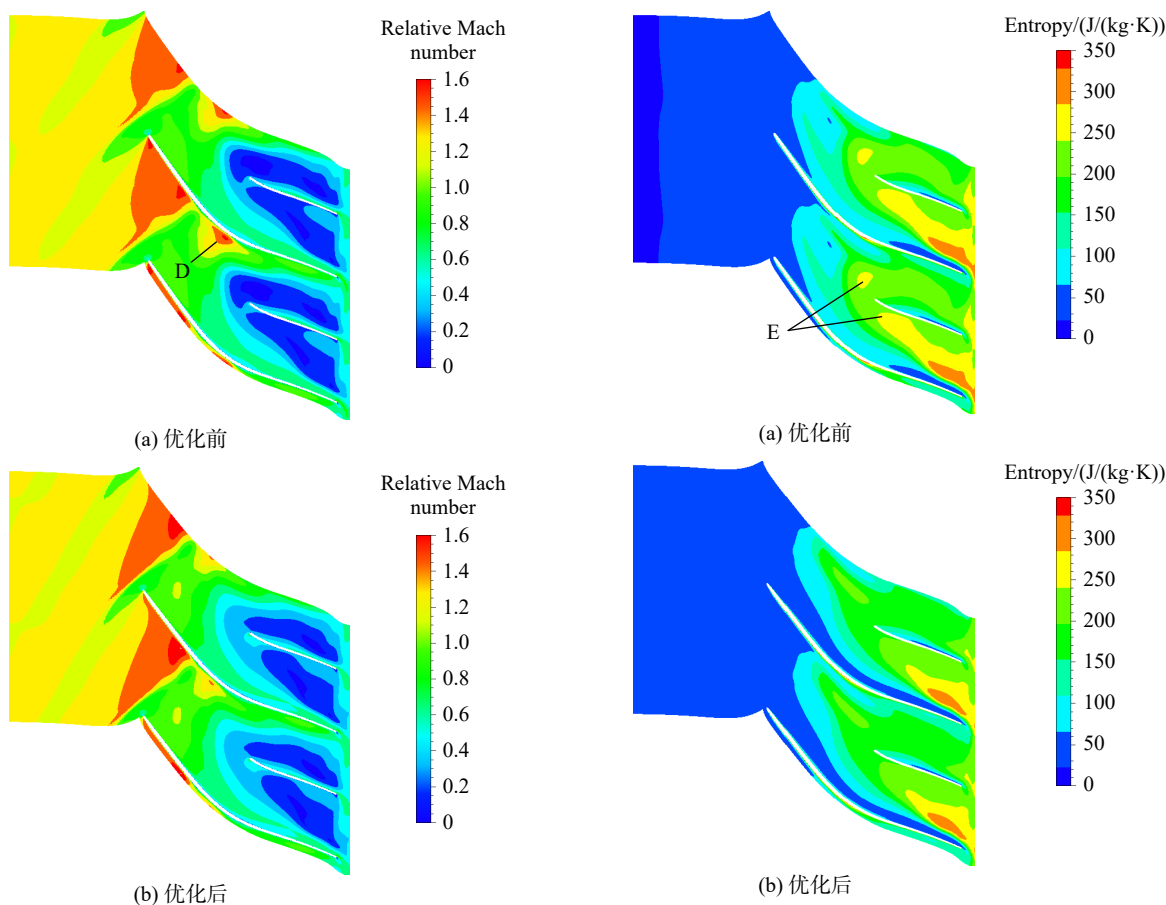


图13 优化前后叶轮90%叶高相对马赫数

Fig. 13 Relative Mach number at 90% span of the impeller before and after optimization

图14 优化前后压气机90%叶高熵分布

Fig. 14 Entropy distribution at 90% span of the impeller before and after optimization

利于扩稳增效。

图14、图15分别给出了优化前后90%叶高叶轮和扩压器的熵云图对比。从叶轮的熵分布(图14)可知,优化后高熵区(E区)明显减小且周向分布更加均匀,这与马赫数云图一致。由图15可得,优化后扩压器在叶背、叶盆附近以及叶片尾迹区域的熵增减小。扩压器有叶段尾缘半径增大(见表7)后对流体约束增强,工质流动轨迹缩短,摩擦损失减小,等熵效率和总压比提高。

3.2.3 近堵塞工况

图16给出了压气机近堵塞工况($\dot{m}=0.92$ kg/s)优化前后的子午速度分布云图。可以看出,优化前后抽吸槽均位于气动喉口(黑实线标注)的下游,在近堵塞工况额外的流体可通过机匣空腔注入叶片通道,因而自循环机匣均能提升压气机的堵塞流量,这与图8结论一致。优化后叶轮入口与扩压器中高马赫数区域均明显减小,压气机通道堵塞效应减弱。主要原因是叶片前缘后掠角减小(见表7)、叶轮气动喉口面积增大,流通能力增强。

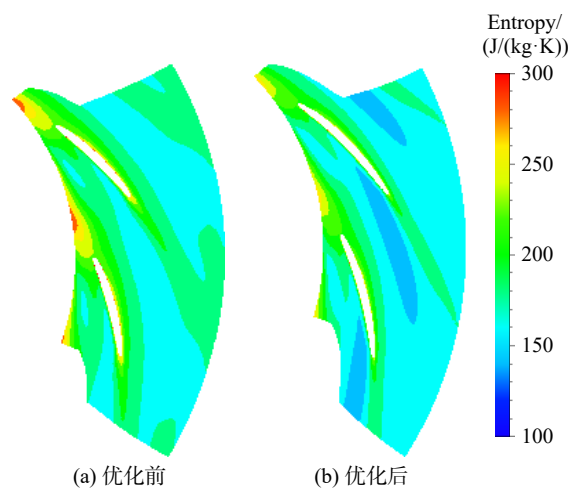


图15 优化前后扩压器90%叶高熵分布

Fig. 15 Entropy distribution at 90% span of the diffuser before and after optimization

虽然叶轮叶片尾缘安装角(与径向夹角)和扩压器叶片稠度(以有叶段尾缘半径调节)同时增大,会减小扩压器喉口面积;但叶轮出口与扩压器入口附近的流动变得更加均匀,有利于缓解扩压器堵

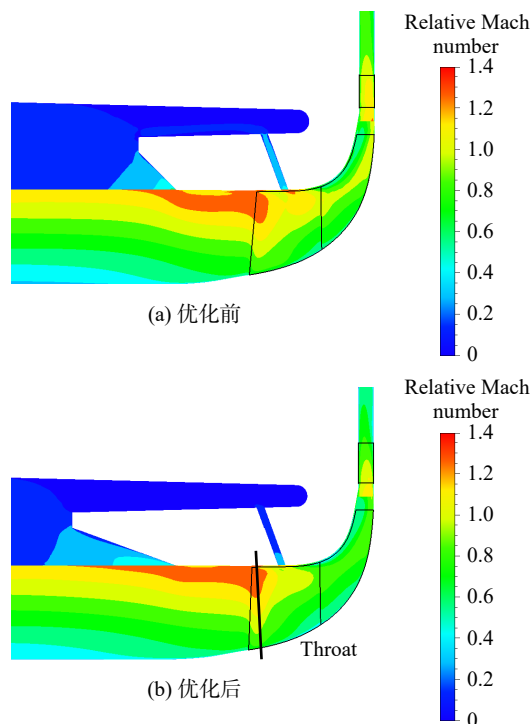


图16 优化前后压气机子午面相对马赫数分布

Fig. 16 Relative Mach number distribution on meridional plane of the compressor before and after optimization

塞效应。更为重要的是,压气机的堵塞流量仍由叶轮喉口面积决定。因此,优化后的综合效果为增大压气机堵塞流量。

4 结 论

本文考虑自循环机匣几何及离心叶轮、有叶扩压器关键参数耦合作用,实施压气机设计空间多目标优化,实现了自循环机匣在扩稳的同时不降低等熵效率的目标。主要结论如下:

1) 基于最优拉丁超立方采样、多项式代理模型、傅里叶幅值敏感性试验、梯度变异混合优化算法构建了跨声速离心压气机设计空间敏感性分析和全局多目标优化方法。在给定设计空间内实现了机匣处理在扩稳的同时不降低等熵效率的目标。相较于基准机匣处理压气机,优化后的压气机在全工况范围内都有明显提升,具体为:设计点(0.86 kg/s)和近失速点(0.73 kg/s)的等熵效率分别提升2.79%、1.82%,总压比分别提高4.21%、2.52%,稳定工况范围提高2.05%(从20.87%至22.92%)。同时,相较于实壁机匣,优化后压气机稳定工况范围提高9.59%(从13.33%至22.92%),且压气机峰值等熵效率与总压比均提高,全工况范围内机匣处理没有造成等熵效率损失。

2) 将压气机优化前后几何参数与流场变化耦合分析,挖掘了气动性能与稳定性提升的流动机理。相较于基准自循环机匣,优化后机匣扩稳增效的主要原因包括:抽吸流量增大,更多低能流体被移除;叶轮叶片攻角改善,流动分离风险减小;前缘激波向下游移动,与叶尖泄漏涡干涉效应被抑制,叶轮下游低能流体区域减小,叶轮逆压流动周向均匀性增强;回流槽入射角增大,回流与主流掺混过程更平缓,叶轮入口径向畸变减小。相较于实壁机匣,引入自循环机匣所导致的等熵效率损失主要由以下两个方面加以弥补:一是叶轮尾缘叶片安装角的增大削弱了叶轮出口附近的扩压度及射流-尾迹结构,使得叶轮出口及扩压器内的流动更加均匀;二是扩压器有叶段尾缘半径增加,工质流动轨迹缩短,摩擦损失减小。最后,堵塞流量的提高主要归功于叶轮叶片前缘后掠角的减小,它有效增大叶轮气动喉口面积,从而提高压气机堵塞流量。

参考文献:

- [1] 张学锋, 卢新根, 韩戈, 等. 高压比离心压气机设计及试验验证[J]. 燃气轮机技术, 2014, 27(4): 31-36.
ZHANG Xuefeng, LU Xingen, HAN Ge, et al. Design and experimental validation of a high pressure ratio centrifugal compressor[J]. Gas Turbine Technology, 2014, 27(4): 31-36. (in Chinese)
- [2] 李培元, 顾春伟. 高压比离心压气机设计与分析[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(10): 1823-1827.
LI Peiyuan, GU Chunwei. Design and analysis of high pressure ratio centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(10): 1823-1827. (in Chinese)
- [3] JONNA T, AKI G, AHTI J V, et al. Flow control methods and their applicability in low-Reynolds-number centrifugal compressors: a review[J]. International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power, 2018, 3(1): 1-38.
- [4] 郑新前, 张扬军, 郭宫达, 等. 跨声速离心压气机机匣处理扩稳研究[J]. 工程热物理学报, 2010, 31(12): 2023-2026.
ZHENG Xinqian, ZHANG Yangjun, GUO Gongda, et al. Stability improvement of transonic centrifugal compressor by casing treatment[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(12): 2023-2026. (in Chinese)
- [5] YANG Mingyang, RICARDO M, ZHANG Yangjun, et al. Effect of self-recirculation-casing treatment on high pressure ratio centrifugal compressor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(3): 602-610.
- [6] CHEN Hua, LEI V M. Casing treatment and inlet swirl of centrifugal compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(4): 823-830.
- [7] QIN Mingxu, HU Leon, SUN Harold, et al. Flow loss mechanism and modeling in a centrifugal compressor casing [R]. Seoul, South Korea: ASME Turbo Expo 2016 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2016.
- [8] JUNG S, PELTON R. Numerically derived design guidelines of self recirculation casing treatment for industrial centrifugal com-

- pressors [R]. Seoul, South Korea: ASME Turbo Expo 2016 Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2016.
- [9] HU Liangjun, SUN Harold, YI James, et al. Numerical and experimental investigation of a compressor with active self-recirculation casing treatment for a wide operation range[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, 2013, 227(9): 1227-1241.
- [10] SIVAGNANASUNDARAM S, SPENCE S, EARLY J, et al. An impact of various shroud bleed slot configurations and cavity vanes on compressor map width and the inducer flow field[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2013, 135(4): 2009-2021.
- [11] CHENG Binbin, SAKAGUCHI D. Optimization of a recirculation flow type casing treatment with guide vanes for centrifugal compressors[C]//2019 5th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR). Beijing: IEEE, 2019: 702-707.
- [12] LI Xiaojian, LIU Zhengxian, ZHAO Yijia. Redesign of casing treatment for a transonic centrifugal compressor based on a hybrid global optimization method[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2021, 236(7): 3398-3417.
- [13] HAZBY H R, XU Liping. Numerical investigation of the effects of leading edge sweep in a small transonic impeller[R]. Graz, Austria: 8th European Turbomachinery Conference, 2009.
- [14] 郭龙凯, 刘艳明, 郑新前, 等. 混合型前缘掠对离心压气机气动性能的影响[J]. *内燃机学报*, 2016, 34(3): 281-287.
- GUO Longkai, LIU Yanming, ZHENG Xinqian, et al. Effect of hybrid leading edge sweep on the aerodynamic performance of small scale transonic centrifugal compressor[J]. *Transactions of CSICE*, 2016, 34(3): 281-287. (in Chinese)
- [15] 郭龙凯, 刘艳明, 崔庆, 等. 叶片前缘不同后掠角对离心压气机气动性能的影响[J]. *热能动力工程*, 2016, 31(4): 45-51.
- GUO Longkai, LIU Yanming, CUI Qing, et al. Back-swept leading edge effects on aerodynamic performance of small scale transonic centrifugal compressor[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2016, 31(4): 45-51. (in Chinese)
- [16] HE Xiao, ZHENG Xinqian. Mechanisms of sweep on the performance of transonic centrifugal compressor impellers[J]. *Applied Sciences*, 2017, 7(10): 1-22.
- [17] LI Xianjian, 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.
- [18] LI Xiaojian, LIU Zhengxian, LIN Yujing. Multipoint and multiobjective optimization of a centrifugal compressor impeller based on genetic algorithm[J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2017, 2017(1): 6263274.1-6263274.18.
- [19] LIANG Qi, ZUO Zhitao, ZHOU Xin, et al. Design of a centrifugal compressor with low solidity vaned diffuser (LSVD) for large-scale compressed air energy storage (CAES)[J]. *Journal of Thermal Science*, 2020, 29(2): 423-434.
- [20] 赵磊, 陈顺, 高天宇, 等. 稠度对跨音速叶片扩压器流场影响的数值研究[J]. *风机技术*, 2019, 61(5): 13-18.
- ZHAO Lei, CHEN Shun, GAO Tianyu, et al. Numerical investigation on the effect of solidity on the flow field of transonic radial diffuser[J]. *Chinese Journal of Turbomachinery*, 2019, 61(5): 13-18. (in Chinese)
- [21] BOCCAZZ A, SALA R, GAETAN P. Influence of the diffuser vane setting angle on the flow field in a radial pump[C]// Proceedings of the 9th European Turbomachinery Conference. Istanbul: ETC, 2011: 721-731.
- [22] ZHANG Yingjie, ZHANG Ziqing, DONG Xu, et al. Effects of unsteady interaction on the performance of an ultra-high-pressure-ratio centrifugal compressor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 105: 1-13.
- [23] CHO I, LEE Y, RYU D, et al. Comparison study of sampling methods for computer experiments using various performance measures [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2017, 55(1): 221-235.
- [24] Scikit-Learn, Machine learning in Python. Supervised learning[EB/OL]. [2021-07-09]. https://scikit-learn.org/stable/supervised_learning.html#supervised-learning.
- [25] JIN R, CHEN W, SIMPSON T W. Comparative studies of meta-modelling techniques under multiple modelling criteria[J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2001, 23(1): 1-13.
- [26] CANNAVÓ F. Sensitivity analysis for volcanic source modeling quality assessment and model selection[J]. *Computers and Geosciences*, 2012, 44: 52-59.
- [27] 李红祺. 随机平衡设计傅里叶振幅敏感性分析方法和拓展傅里叶振幅敏感性分析方法在陆面过程模式敏感性分析中的应用探索[J]. *物理学报*, 2015, 64(6): 069201.1-069201.7.
- LI Hongqi. Applications of random balance design Fourier amplitude sensitive test and extended Fourier amplitude sensitive test in the parameter sensitivity analysis of land surface process model[J]. *Acta Physica Sinica*, 2015, 64(6): 069201.1-069201.7. (in Chinese)
- [28] CUKIER R I, FORTUIN C M, SHULER K E. Study of the sensitive of coupled reaction systems to uncertainties in rate coefficients. I Theory[J]. *The Journal of Chemical Physics*, 1973, 59(8): 3973-3878.
- [29] ZHOU Tao, LIU Zhengxian, LI Xiaojian, et al. Thermodynamic design space data-mining and multi-objective optimization of SCO_2 Brayton cycles[J]. *Energy Conversion and Management*, 2021, 249: 1-14.

(编辑: 陈越)