

文章编号:1000-8055(2020)01-0196-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2020.01.023

# 多源不确定耦合下离心压气机 叶轮气动稳健性

唐新姿, 王 喆, 王效禹, 袁可人, 彭锐涛  
(湘潭大学 机械工程学院, 湖南 湘潭 411105)

**摘 要:** 考虑制造误差与气动边界多源不确定耦合作用,以某离心压气机叶轮为研究对象,将数值计算方法、拉丁超立方试验、代理模型与蒙特卡洛方法相结合,分析几何设计变量与性能参数的相关程度,量化叶轮制造误差与转速波动的不确定性对压气机性能的影响程度,提出一种考虑多维异性不确定因素的离心压气机叶轮气动稳健优化设计方法。结果表明:在制造误差和转速不确定耦合作用下,压比波动幅度由 3.50% 增大至 14.14%;优化后叶轮气动稳健性增强,压比和效率均值分别提高 6.9% 和 4.6%,标准差分别降低 15.4% 和 18.4%。

**关 键 词:** 离心式压气机; 制造误差; 转速波动; 多目标优化; 气动稳健性  
**中图分类号:** V435<sup>+</sup>.1; TH452 **文献标志码:** A

## Aerodynamic robustness of centrifugal compressor impeller under multi-source uncertainty coupling

TANG Xinzi, WANG Zhe, WANG Xiaoyu, YUAN Keren, PENG Ruitao  
(School of Mechanical Engineering,  
Xiangtan University, Xiangtan Hunan 411105, China)

**Abstract:** Considering the manufacturing error and aerodynamic boundary multi-source uncertainty coupling, taking a centrifugal compressor impeller as the research object, the numerical calculation method, the Latin hypercube test design method, the surrogate model, and the Monte Carlo method were combined to analyze the correlation of geometric design variables and performance. The influences of impeller manufacturing error and speed fluctuation on compressor performance were quantified. An aerodynamic robust optimization design method for centrifugal compressor impeller was proposed for considering multi-dimensional diverse uncertain factors. Results showed that, under the coupling effect of manufacturing error and speed uncertainty, the fluctuation range of pressure ratio increased from 3.50% to 14.14%. The aerodynamic robustness was enhanced after optimization, the mean value of pressure ratio and isentropic efficiency increased by 6.9% and 4.9%, respectively, and the standard deviation of pressure ratio and isentropic efficiency decreased by 15.4% and 18.4%, respectively.

**收稿日期:** 2019-06-29  
**基金项目:** 国家自然科学基金(51305377,51575466,51975504); 湖南省自然科学(株洲)联合基金项目(2018JJ4082);  
湖南省教育厅重点项目(18A077); 教育部留学回国人员科研启动基金(教外司留[2015]1098 号)  
**作者简介:** 唐新姿(1981—),女,副教授,博士,研究方向为叶轮机械多学科优化。E-mail: xinzitang@163.com

**引用格式:** 唐新姿,王喆,王效禹,等. 多源不确定耦合下离心压气机叶轮气动稳健性[J]. 航空动力学报,2020,35(1):196-204.  
TANG Xinzi, WANG Zhe, WANG Xiaoyu, et al. Aerodynamic robustness of centrifugal compressor impeller under multi-source uncertainty coupling[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 196-204.

**Key words:** centrifugal compressor; manufacturing error; speed fluctuation; multi-objective optimization; aerodynamic robustness

离心压气机叶轮几何参数受制造精度、污染、磨损等因素影响产生随机偏差;同时工作环境造成压气机如转速、背压等气动边界条件随机波动,这些多源异性不确定因素对离心压气机性能和安全可靠性造成严重影响<sup>[1]</sup>。在不提高生产成本的前提下,如何有效降低几何、气动边界等不确定因素对离心压气机稳定工作的影响,对于保障压气机安全可靠运行具有重要意义。

国内外学者针对压气机气动稳健性能做了相关研究。文献[2]基于谱展开法预测叶片角度和厚度对离心压气机气动性能的影响。文献[3]采用数值模拟方法分析叶轮加工误差对离心压气机气动性能的影响。文献[4-6]研究了叶轮几何误差对离心压气机性能的影响规律并对叶轮进行几何稳健优化。压气机气动稳健性不仅受到叶轮几何误差影响,还受到诸多方面的影响。文献[7]通过声学测量方法研究了不同转速下离心压气机失稳状态。文献[8]基于非嵌入式多项式混沌法分析叶轮进口总压不确定对轴流压气机气动性能的影响。文献[9]采用数值模拟方法分析叶轮进气畸变、流体损失等边界条件不确定性对轴流压气机性能的影响。文献[10]研究叶轮转速不确定对离心压气机压比影响,并结合代理模型与遗传算法对叶轮进行稳健性优化。文献[11]分析叶片加工误差对轴流压气机性能的影响,结果表明轴流压气机气动性能的变化是叶片加工误差与压气机所处工况共同作用的结果。文献[12]分析叶顶间隙不确定对离心叶轮性能的影响,其结果表明不同工况下叶顶间隙不确定性对离心叶轮气动性能影响不同。综上,由于工况不确定与几何误差共同作用,导致压气机气动性能剧烈波动。目前文献针对压气机稳健性优化主要集中考虑几何误差影响,且文献多集中于轴流式压气机,考虑多源不确定性因素耦合的离心式压气机气动稳健性影响分析量化与综合优化方法亟待深入研究。

本文以某型离心压气机叶轮为研究对象,分析并量化叶轮制造误差与气动边界条件不确定耦合作用对压气机气动稳健性的影响程度,将不确定分析方法、代理模型、多目标优化算法相结合,提出考虑多维异性多源不确定因素的离心压气机叶轮气动优化设计方法,为离心压气机及其它叶轮机械设计与应用提供重要参考。

1 研究对象、问题与方法

1.1 研究对象

本文以某款小型分流式离心叶轮为例,其三维模型如图 1 所示,主要几何参数如表 1 所示。

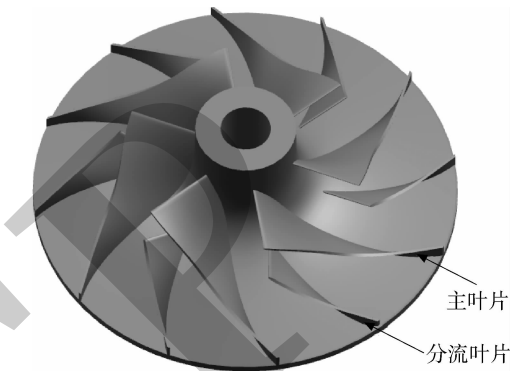


图 1 初始叶轮三维模型

Fig. 1 Three-dimensional model of baseline impeller

表 1 叶轮几何参数

Table 1 Impeller geometry parameters

| 几何参数                        | 数值   |
|-----------------------------|------|
| 进口角 $\beta_{1b}/(^{\circ})$ | 21.6 |
| 出口角 $\beta_{2b}/(^{\circ})$ | 55   |
| 叶顶间隙 $t_{clr}/\text{mm}$    | 0.3  |
| 包络角 $\delta_u/(^{\circ})$   | 60   |
| 分流叶片周向位置 $\theta/\%$        | 50   |
| 进口内径 $r_{1h}/\text{mm}$     | 12   |
| 进口外径 $r_{1s}/\text{mm}$     | 29.5 |
| 出口直径 $r_2/\text{mm}$        | 50   |

1.2 问题的提出

离心压气机叶轮主要以初期压铸及后期加工方式生产。这种传统加工方式包含测量误差、刀具磨损、温度变化等;同时实际工况气压、温度、转速等边界条件亦随机波动。由于制造不确定因素带来的几何偏差可以通过设置公差或容差来进行限制,但缩小制造公差将增大生产成本;同时工况不确定因素属于完全不可控因素。这些随机不确定因素造成的性能变化一般认为服从正态分布,以均值  $\mu$  表示压气机性能参数的平均值,而  $\sigma$  表

示压气机性能参数的标准差即性能波动。离心压气机叶轮多源不确定耦合拓扑关系如图 2 所示。图中,  $x$  表示几何因素,  $z$  表示工况因素,  $y$  为性能参数或技术指标,  $f(x)$ 、 $f(z)$  分别为几何和工况不确定下的性能参数与不确定因素的函数关系,  $f(x, z)$  为几何与工况不确定耦合下的性能参数

与不确定因素的函数关系。对于传统确定性优化结果, 其对不可控因素敏感性高, 不可控因素互相积累、耦合则造成压气机实际性能与设计值存在偏差, 若确定性设计叶轮实际性能指标正态分布标准差  $\sigma$  过大, 大于设计允许的最大性能波动范围, 则存在次品叶轮, 给系统安全稳定性带来严重影响。

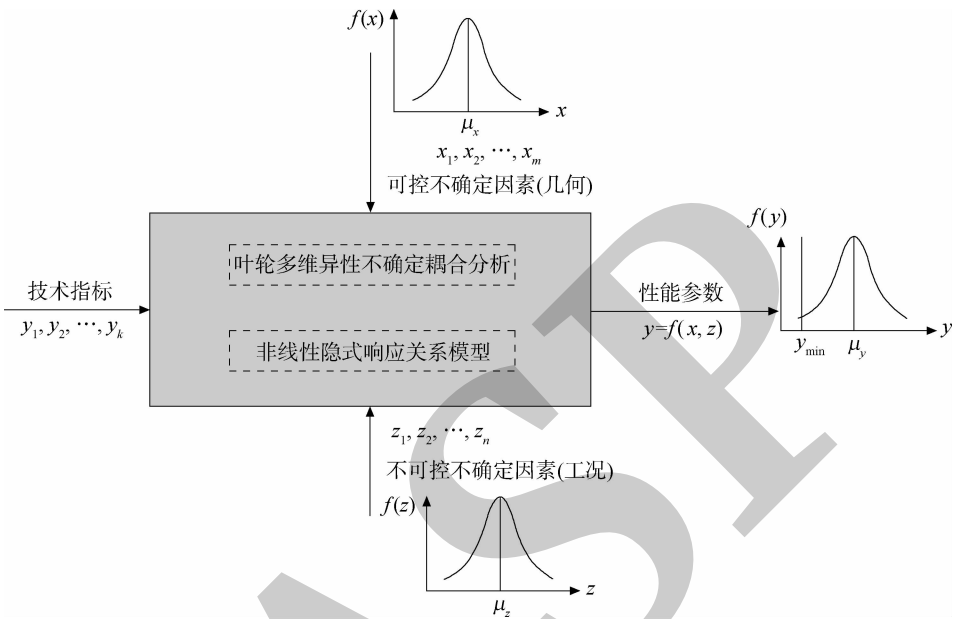


图 2 多源不确定耦合拓扑关系  
Fig. 2 Topology of multi-source uncertainties

离心压气机实际性能受多源不确定因素耦合作用, 获得离心压气机叶轮性能参数与多源不确定因素耦合拓扑关系, 对于叶轮优化设计至关重要。本文提出一种基于数值分析、代理模型、蒙特卡洛方法和多目标遗传算法的离心叶轮不确定优化设计方法, 在不提高生产成本的条件下, 同时考虑随机制造误差与转速波动的影响, 使叶轮性能提高且波动范围缩小, 增强离心压气机气动稳健性。

1.3 研究方案及流程

压气机叶轮分析与优化总体方案与流程如图 3 所示。首先采用拉丁超立方(LHS)进行试验设计(DOE), 结合数值模拟(CFD)和代理模型对叶轮主要几何参数做相关性分析; 对设计空间进行降维处理, 选取相关性较高的几何变量建立优化设计空间; 再将工况不确定因素和几何不确定因素耦合, 基于数值模拟分析所得样本库建立代理模型; 最后将代理模型、蒙特卡洛方法和多目标遗传算法相结合, 同时考虑制造误差与转速波动, 进行离心压气机叶轮气动稳健性优化。

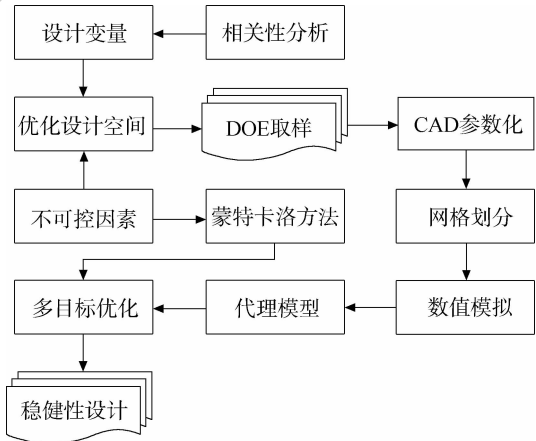


图 3 不确定分析与优化流程  
Fig. 3 Flow chart of uncertain analysis and optimization

1.4 数值模拟方法

考虑到离心压气机叶轮属于空间对称结构, 采用叶轮单流道周期性模型进行数值模拟分析, 以节约计算空间。以旋转机械专用网格软件 TurboGrid 划分叶轮单流道网格, 划分方式为自动拓扑网格划分(ATM optimized)。其中叶片壁

面、叶片前缘、叶片尾缘和叶顶间隙网格均自动加密,保证叶片表面第一次网格厚度为  $10^{-6}$  m,进出口网格设置为 H 型。通过网格无关性分析,最终确定叶轮单流道网格数为 100 万。基于雷诺平均方程(RANS)和剪切应力输送湍流模型(SST)分析叶轮单流道模型内部流场,设置工质为理想气体,热量传输模型为总热焓模型,且叶轮与轮缘之间无相对滑移,设置收敛标准为高阶离散求解残差达到  $10^{-5}$ ,边界条件如表 2 所示。

表 2 边界条件设置  
Table 2 Boundary condition settings

| 边界条件           | 数值      |
|----------------|---------|
| 叶轮转速/(r/min)   | 135 000 |
| 进口总压/Pa        | 101 325 |
| 总温/K           | 298     |
| 设计点质量流量/(kg/s) | 0. 05   |

分别以经典低速离心压气机 LSCC 叶轮<sup>[13]</sup>和高速 Krain 叶轮<sup>[14]</sup>验证数值模拟精度如表 3 所示。从表中可以看出,LSCC 叶轮和 Krain 叶轮在设计工况下的计算值与实验值均吻合较好,可以认为数值计算方法满足工程计算精度要求。其中,LSCC 叶轮计算忽略了轮阻损失及泄漏损失产生效率误差;而 Krain 叶轮压比误差主要是由于计算扩压器位置与实验扩压器位置不一致造成。

表 3 LSCC 叶轮和 Krain 叶轮实验值与计算值的对比  
Table 3 Comparison of experimental and calculated values of LSCC impeller and Krain impeller

| 叶轮类型  | 性能参数 | 实验值    | 计算值    | 误差/%  |
|-------|------|--------|--------|-------|
| LSCC  | 压比   | 1. 141 | 1. 143 | 0. 18 |
|       | 效率   | 0. 922 | 0. 949 | 2. 9  |
| Krain | 压比   | 4. 133 | 4. 297 | 3. 96 |
|       | 效率   | 0. 850 | 0. 852 | 0. 23 |

1. 5 蒙特卡洛方法

蒙特卡洛方法(MCS)通过大量样本试验获取输出性能的随机分布规律,是目前应用最为普遍的取样方法,其定量统计参数为

$$\mu \approx \frac{1}{N_{mc}} \sum_{i=1}^{N_{mc}} O(X_i)$$
 (1)

$$\sigma \approx \sqrt{\frac{1}{N_{mc}-1} \sum_{i=1}^{N_{mc}} [O(X_i)-\mu]^2}$$
 (2)

其中  $\mu$  和  $\sigma$  分别表示均值和标准差大小, $N_{mc}$  为样本容量, $X_i$  为第  $i$  个输入变量, $O(X_i)$  为对应的输出值。

1. 6 拉丁超立方试验方法

在叶轮设计空间中选择足够的样本点是建立代理模型的前提。利用拉丁超立方采样方法在设计空间生成叶轮样本点。该方法将伪随机点创建到设计空间的每个可能分区中,能够利用相对小的样本规模来实现设计空间的均匀覆盖。通过多次计算确定最终的抽样数目,以确保代理模型的精确性<sup>[15]</sup>。再通过数值模拟三维流动分析,获得每个样本点的性能响应值建立样本库。

1. 7 Kriging 模型

Kriging 代理模型是一种插值模型,可以通过样本数据点之间的无偏插值精确地再现响应<sup>[16]</sup>,如式(3)所示:

$$\hat{y}(x) = \sum_{i=1}^n \omega^{(i)} y^{(i)}$$
 (3)

通过计算加权系数  $\omega$  便可得到样本所对应的性能预估值<sup>[17]</sup>。基于所获得样本数据库,在叶轮的设计几何变量和目标性能之间构建 Kriging 模型。初始测试样本用于建立初步模型,然后添加更多样本以降低误差。最小二乘  $R^2$  误差分析方法用于评估 Kriging 模型的准确性。 $R^2$  值的范围是[0,1], $R^2$  的值越接近 1 意味着拟合的精确度越高。

1. 8 多目标优化算法

带精英策略非支配排序遗传算法(NSGA-II)能够保证优化种群内个体的多样性,保留较优子代,一次得到多个目标的 Pareto 解集,广泛应用于叶轮机械的优化设计中<sup>[18]</sup>。本文遗传算法条件设置如表 4 所示。为进一步提高遗传算法的精度,将所得优化结果与数值模拟结果相对比,若两者相对误差小于 5% 则循环结束,反之则将优化结果添加至代理模型中,继续优化。

表 4 遗传算法条件设置  
Table 4 Genetic algorithm condition settings

| 条件   | 数值   |
|------|------|
| 初始种群 | 200  |
| 遗传代数 | 800  |
| 变异概率 | 0. 2 |
| 交叉概率 | 0. 8 |

2 几何变量相关性分析

离心压气机叶轮几何变量较多,若考虑全部变量进行分析与优化,会消耗过多的计算资源。因此利用相关性分析选出对性能影响较大的变量,从而对设计空间进行降维处理,减少计算时间,节约工作成本。

初选设计变量范围如表 5 所示。在变量范围内利用 LHS 初步生成 60 个随机样本点,再基于数值分析得到样本点的性能响应值。

表 5 备选设计变量范围

Table 5 Variation ranges of candidate design variables

| 参数                      | 范围        |
|-------------------------|-----------|
| $\beta_{1b}/(^{\circ})$ | 20~30     |
| $\beta_{2b}/(^{\circ})$ | 45~65     |
| $\delta_u/(^{\circ})$   | 50~60     |
| $t_{clr}/\text{mm}$     | 0.1~0.4   |
| $\theta/\%$             | 42.5~57.5 |

通过计算变量和响应值之间的相关系数,可以得到每一个变量对性能的影响。以相关系数的大小表示相关程度,其正负值分别表示正相关与负相关,最终以绝对平均值的形式表现设计变量对性能参数的影响。保留对性能影响程度大的变量,剔除影响程度小的变量,从而实现降低样本规模,提高设计效率的目的。

假定某一几何变量为变量  $X$ ,某一气动性能参数为变量  $Y$ ,两者间的协方差公式可由期望形式表示为:

$$\text{COV}(X,Y) = E[X - E(X)][Y - E(Y)]$$

(4)

变量  $X$  与变量  $Y$  之间的相关系数  $\rho_{XY}$  可表示为

$$\rho_{XY} = \frac{\text{COV}(X,Y)}{\sigma_X \cdot \sigma_Y}$$

(5)

设计变量与响应值之间的相关系数如表 6 所示,其中均值以绝对值表示。由表 6 可知,按相关性由大到小可将设计变量依次排列为叶顶间隙、出口角、进口角、包络角和分流叶片周向位置;叶顶间隙、进口角和包络角与压比和等熵效率负相关;出口角与压比和等熵效率正相关;分流叶片周向位置与压比正相关,与等熵效率负相关。这是由于叶片进口角增大,气流攻角亦随之增大,造成边界层流动分离并向出口处扩大,增大叶轮流动

损失;叶顶间隙增加,泄漏损失增加;包络角减小,叶片对气流约束能力减弱,使得流动分离增强,流动损失增大,这些都造成压比和等熵效率降低。而合理增大出口角,可以有效降低出口流动分离,从而提高压比和等熵效率。分流叶片向主叶片压力面偏置,分流叶片吸力面侧低能区减小,流动分离受到抑制,压比提高,但由于分流叶片偏置后叶轮平均出口气流角较居中时变大,在叶片背弧处产生了分离涡,造成叶轮出口处与扩压器内流场混乱,效率降低。

表 6 设计变量与响应值间相关系数

Table 6 Correlation coefficients between design variables

| and response |       |       |      |
|--------------|-------|-------|------|
| 参数           | 压比    | 效率    | 均值   |
| $t_{clr}$    | -0.62 | -0.88 | 0.75 |
| $\beta_{2b}$ | 0.70  | 0.25  | 0.48 |
| $\beta_{1b}$ | -0.26 | -0.38 | 0.32 |
| $\delta_u$   | -0.31 | -0.13 | 0.22 |
| $\theta$     | 0.16  | -0.11 | 0.14 |

为消除样本数的影响及进一步明确主要几何变量与效率压比的相关程度,基于表 5 的 60 个样本建立 Kriging 代理模型,其  $R^2$  值均在 0.95 以上,以 LHS 产生更大规模的样本点,分别取样本数为 180、280 和 380 进行相关性分析。样本数变化时,相关性结果基本一致,如图 4 所示,按相关性大小依次排列为叶顶间隙、出口角、进口角、包络角和分流叶片周向位置。

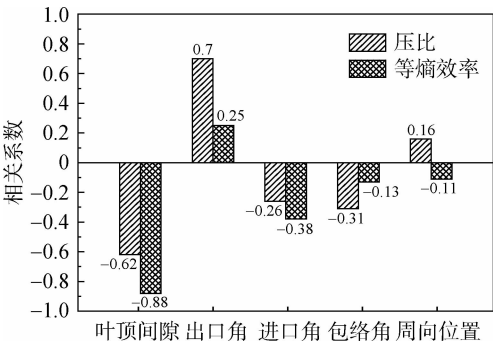


图 4 几何变量与性能的相关性

Fig. 4 Correlation between geometric variables and performance

3 不确定量化分析

3.1 叶轮制造误差不确定性量化

以叶顶间隙、进口角、出口角和包络角作为几

何设计变量,分析制造误差不确定对压气机性能的影响。在表 5 范围内以 LHS 生成 30 个随机样本点,以数值分析得到对应的性能响应值,从而建立 Kriging 代理模型,模型精度在 0.95 以上。假设制造误差服从正态分布,且其波动范围如表 7 所示,将蒙特卡洛方法和 Kriging 模型结合量化制造误差对初始叶轮气动性能影响程度。

表 7 初始叶轮误差波动范围

| 参数                      | 初始值  | 误差         |
|-------------------------|------|------------|
| $\beta_{1b}/(^{\circ})$ | 21.6 | $\pm 1$    |
| $\beta_{2b}/(^{\circ})$ | 55   | $\pm 1$    |
| $\delta_a(^{\circ})$    | 60   | $\pm 1$    |
| $t_{clr}/\text{mm}$     | 0.3  | $\pm 0.05$ |

利用 5 000 个蒙特卡洛样本结合 Kriging 模型进行分析,获得压比和效率的正态分布,如图 5 所示。图中  $\bar{\pi}$ 、 $\bar{\eta}$  分别表示压比和等熵效率的均值, $\sigma_{\pi}$  和  $\sigma_{\eta}$  分别表示压比和等熵效率的标准差。即压比均值 2.036,标准差 0.01,效率均值为 82.28%,标准差 0.33。结果显示压比从 2.00 变

化至 2.07,而效率则从 81.10%变化至 83.57%。

3.2 叶轮制造误差与转速不确定耦合量化

为进一步模拟压气机工作中不确定因素,考虑将叶轮制造误差和压气机气动边界波动引起的转速波动相结合,分析其对压气机性能稳健性的影响。假设离心压气机设计转速为 135 000 r/min,上下波动边界分别为 140 000、130 000 r/min,与叶顶间隙、进口角、出口角和包络角相结合,以 LHS 生成 60 个随机样本点,以数值分析得到对应的性能响应值,从而建立耦合作用下的 Kriging 代理模型,模型精度亦保持在 0.95 以上。依然利用 5 000 个蒙特卡洛样本结合 Kriging 模型进行分析,获得初始叶轮存在制造误差(误差波动范围与表 7 一致)且转速在 135 000 r/min 上下波动时压比和效率的正态分布。

图 6 给出了制造误差与转速波动对初始叶轮性能影响。在随机制造误差与转速波动耦合作用下,压气机压比均值 2.04,标准差 0.04,效率均值为 82.28%,标准差 0.34,即压比最大波动范围由 1.91 至 2.18,等熵效率最大波动范围由 81.00%至 83.54%。与图 5 对比发现,耦合作用作用下

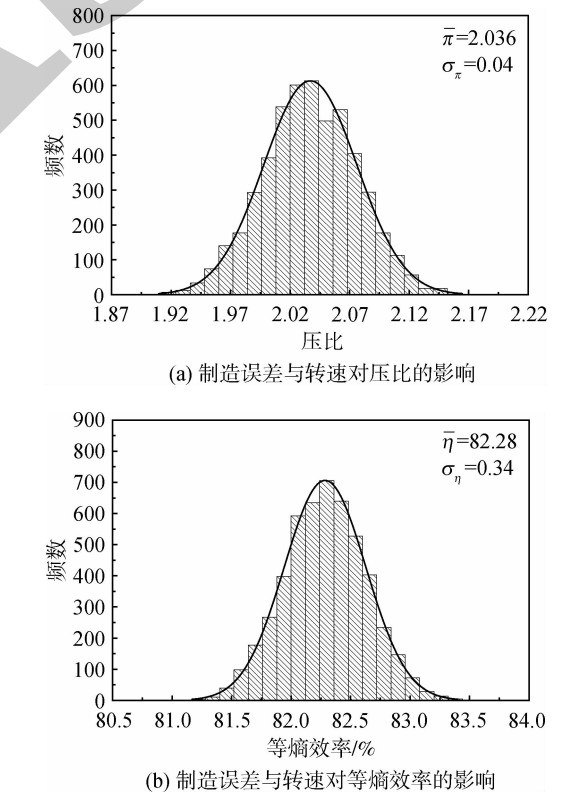
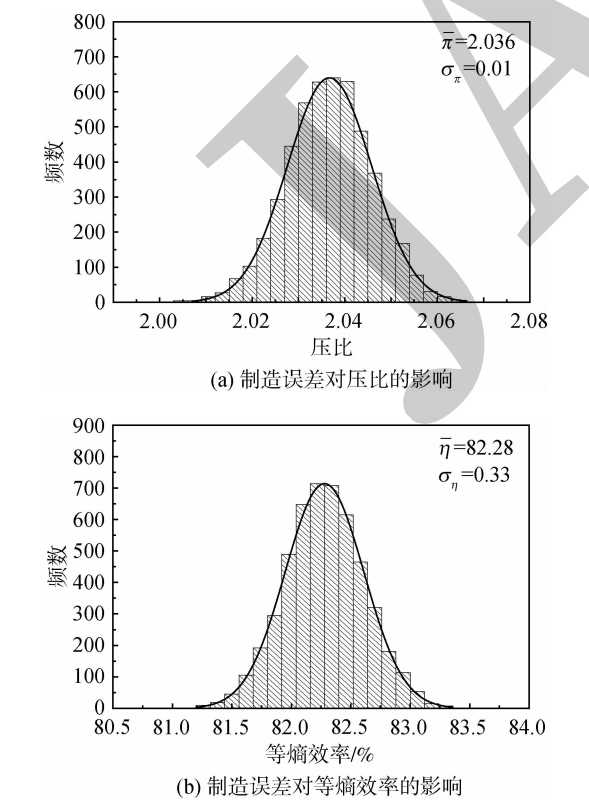


图 5 制造误差对初始叶轮性能影响  
Fig. 5 Influence of manufacturing error on initial impeller performance

图 6 制造误差与转速对初始叶轮性能影响  
Fig. 6 Influence of different mass flow on initial impeller performance

压比标准差明显增大,存在制造误差不确定时压比标准差为 0.01,制造误差和转速不确定耦合作用时压比标准差增大至 0.04,即压比波动幅度由 3.50%增大至 14.14%。

4 多目标气动稳健优化

4.1 稳健优化设计数学模型

为使平均性能最大且性能的变化最小,将压比和效率的均值加权成一个性能平均函数  $F_{pm}$ ,压比和效率的标准差加权一个性能变化函数  $F_{pv}$ ,建立压气机气动稳健优化目标,如式(6)和式(7)表示:

$$F_{pm} = \left( \frac{\bar{\pi}}{\bar{\pi}_i} + \frac{\bar{\eta}}{\bar{\eta}_i} \right)^{-1} \tag{6}$$

$$F_{pv} = \frac{\sigma_{\pi}}{\sigma_{\pi,i}} + \frac{\sigma_{\eta}}{\sigma_{\eta,i}} \tag{7}$$

式中下标  $\pi_i$  和  $\eta_i$  分别为初始叶轮的压比和等熵效率均值,  $\sigma_{\pi,i}$  和  $\sigma_{\eta,i}$  分别为初始叶轮压比和等熵效率的标准差。

优化时限制转速的优化范围仅为 135 000 r/min,波动范围由 130 000 r/min 至 140 000 r/min;制造误差的波动范围与表 3 一致。以  $F_{pm}$  和  $F_{pv}$  都为最小作为优化目标,从而获得气动性能提高,且对设计转速波动及制造误差都不敏感的叶轮。

考虑到优化空间范围大小对优化结果的影响,建立基于两种优化空间的优化数学模型,如式(8)和式(9)所示。

Obj 1: 
$$\begin{cases} \min(F_{pm}), \min(F_{pv}) \\ x = (\beta_{1b}, \beta_{2b}, \delta_u, t_{clr}) \\ \text{s. t. } \beta_{1b} \in [23, 27]; \beta_{2b} \in [47, 63] \\ \delta_u \in [53, 57]; t_{clr} \in [0.2, 0.4] \end{cases} \tag{8}$$

Obj 2: 
$$\begin{cases} \min(F_{pm}), \min(F_{pv}) \\ x = (\beta_{1b}, \beta_{2b}, \delta_u, t_{clr}) \\ \text{s. t. } \beta_{1b} \in [20, 30]; \beta_{2b} \in [45, 65] \\ \delta_u \in [50, 60]; t_{clr} \in [0.1, 0.4] \end{cases} \tag{9}$$

4.2 优化结果及讨论

求解寻优得到压气机叶轮 Pareto 解集前沿如图 7 所示。由图 7 可知,优化空间二的优化结果明显优于优化空间一所得结果。这是由于优化空间一的优化设计空间范围较小使得优化效果相对不够明显。同时,结构参数优化还需考虑其他

因素,需要进行多学科耦合分析,在优化气动性能前提下考虑工作稳定性,本文优化叶轮最终选取为优化叶轮 2。基于 Kriging 模型与蒙特卡洛方法,对比分析该优化叶轮与初始叶轮性能参数的均值与标准差,并基于数值模拟分析优化叶轮内部流动状态。

图 8 和表 8 为优化叶轮与初始叶轮综合性能对比。由图 8 和表 8 可知,相比于初始叶轮,优化叶轮  $F_{pm}$  和  $F_{pv}$  分别降低 5.8%、15.9%;压比和等

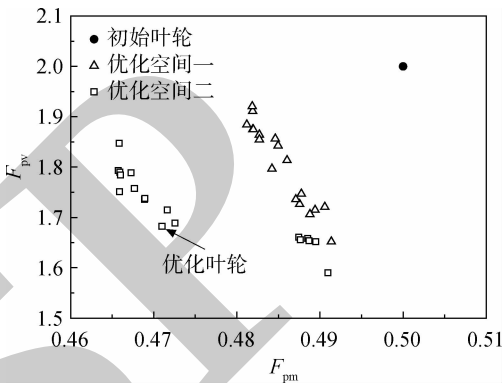


图 7 Pareto 优化解  
Fig. 7 Pareto optimal solutions

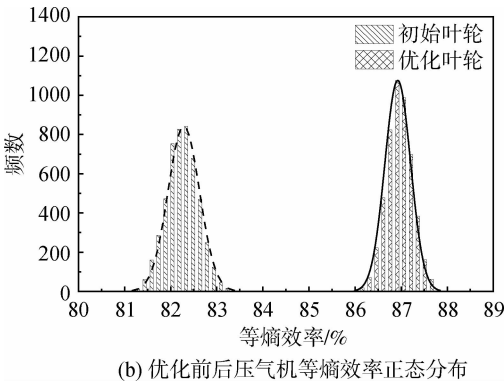
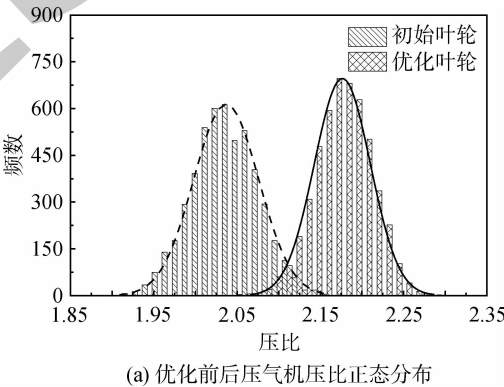


图 8 优化前后压气机性能正态分布  
Fig. 8 Normal distribution of compressor performance before and after optimization

表 8 不确定性优化后离心叶轮性能参数对比

Table 8 Comparison of performance parameters of centrifugal impeller after uncertainty optimization

| 参数              | 初始    | 优化    | 变化率/% |
|-----------------|-------|-------|-------|
| $F_{pm}$        | 0.5   | 0.471 | -5.8  |
| $F_{pv}$        | 2     | 1.682 | -15.9 |
| $\pi$           | 2.036 | 2.176 | 6.9   |
| $\bar{\eta}/\%$ | 82.28 | 86.92 | 4.6   |
| $\sigma_\pi$    | 0.039 | 0.033 | -15.4 |
| $\sigma_\eta$   | 0.343 | 0.280 | -18.4 |

熵效率均值分别提高 6.9%和 4.6%;压比和效率标准差分别降低 15.4%和 18.4%。

图 9 和表 9 给出了优化叶轮与初始叶轮的主叶片三维叶型和结构参数对比。

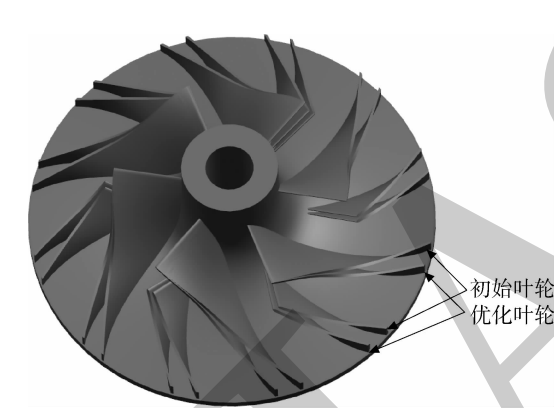


图 9 优化前后叶轮结构对比

Fig. 9 Comparison of impeller structure before and after optimization

表 9 优化后结构参数对比

Table 9 Comparison of structural parameters after optimization

| 参数                      | 初始值  | 优化值  |
|-------------------------|------|------|
| $\beta_{1b}/(^{\circ})$ | 21.6 | 21.5 |
| $\beta_{2b}/(^{\circ})$ | 55.0 | 55.6 |
| $\delta_u/(^{\circ})$   | 60.0 | 52.5 |
| $t_{clr}/mm$            | 0.30 | 0.16 |

由表 9 可知,优化叶轮叶片进、出口角变化不大,但包络角和叶顶间隙明显降低。其中包络角由 60.0°降低到 52.5°,叶顶间隙由 0.30 mm 减小到 0.16 mm。

图 10 为优化前后叶轮 50%叶高马赫数  $Ma$  对比。在叶轮 50%叶高处,优化后叶轮的主叶片

和分流叶片尾缘附近马赫数明显变小,截面出口处马赫数亦有所降低。

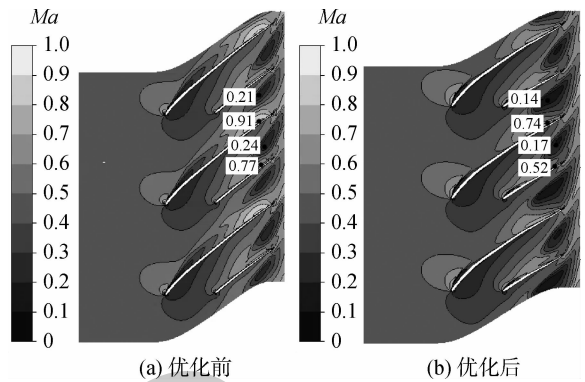


图 10 50%叶高马赫数对比

Fig. 10 Comparison of the Mach numbers at 50% blade height

图 11 为优化前后叶轮出口处马赫数对比。优化后叶轮出口处马赫数分布更加均匀整体上进一步降低,射流流动情况减弱,整个截面的相对马赫数梯度减小,流动更加均匀。

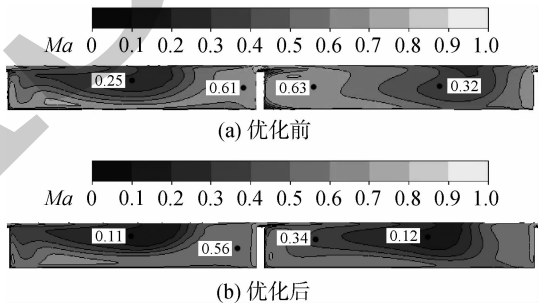


图 11 叶轮出口马赫数对比

Fig. 11 Comparison of the Mach numbers at outlet of impeller

## 5 结 论

1) 基于 CFD、LHS、Kriging 代理模型和 MCS 建立多源不确定叶轮响应模型,分析叶轮加工误差与转速不确定耦合作用对离心压气机气动性能的影响,结果表明,耦合作用下压比标准差明显增大,存在制造误差不确定时压比标准差为 0.01,制造误差和转速不确定耦合作用时压比标准差增大至 0.04,即压比波动幅度由 3.50%增大至 14.14%。

2) 基于多源不确定叶轮响应模型,结合多目标优化方法,建立离心压气机叶轮气动性能及其稳健性优化模型,形成一种考虑多维异性不确定

因素的气动稳健性设计方法,为离心压气机及其他叶轮机械设计及应用提供重要参考。案例优化结果表明:优化叶轮压比均值增加 6.9%,等熵效率均值提升 4.6%,压比标准差降低 15.4%,等熵效率标准差降低 18.4%,优化叶轮气动性能提升稳健性增强。

参考文献:

[1] PAEPE W D, COPPITTERS D, ABRAHAM S. Robust operational optimization of a typical micro gas turbine[J]. Energy Procedia, 2019, 158: 5795-5803.

[2] PANIZZA A, RUBINO D T, TAPINASSI L. Efficient uncertainty quantification of centrifugal compressor performance using polynomial chaos[R]. ASME Paper GT2014-25081, 2014.

[3] WU T, CAO Y, YANG J. Analysis of the influence of blade's machining error on aerodynamic performance of impeller based on NUMECA[J]. Procedia CIRP, 2015, 27: 155-162.

[4] JAVED A, PECNIK R, BUIJTENEN J P V. Optimization of a centrifugal compressor impeller for robustness to manufacturing uncertainties[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(11): 1-11.

[5] JU Y, ZHANG C. Robust design optimization method for centrifugal impellers under surface roughness uncertainties due to blade fouling[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2016, 29(2): 301-314.

[6] MEHRABI-KANDSAR S, MIRZAZADEH A, GHOLAMI-QADIKOLAEI A. The quality function deployment method under uncertain environment using evidential reasoning: a case study of compressor manufacturing [J]. International Journal of System Assurance Engineering and Management, 2017, 8(2): 1-18.

[7] SUN Zhenzhong, ZOU Wangzhi, ZHENG Xinqian. Instability detection of centrifugal compressors by means of acoustic measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82-83: 628-635.

[8] GOPINATHRAO N, BAGSHAW D, MABILAT C. Non-deterministic CFD simulation of a transonic compressor rotor[C]// American Society of Mechanical Engineers Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, Volume 6: Structures and Dynamics, Orlando, US: ASME, 2009, 1125-1134.

[9] SESHADRI P, PARKS G, JARRETT J. Towards robust design of axial compressors with uncertainty quantification [R]. AIAA 2013-1815, 2013.

[10] 唐新姿, 王喆, 肖鹏, 等. 气动边界不确定条件下离心压气机叶轮优化设计[J]. 机械科学与技术, 2019, 38(6): 970-976.

TANG Xinzi, WANG Zhe, XIAO Peng, et al. Optimal design of centrifugal compressor impeller under uncertain aerodynamic boundary[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2019, 38(6): 970-976. (in Chinese)

[11] 高丽敏, 蔡宇桐, 徐浩亮, 等. 压气机叶片加工误差影响不确定分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2253-2259.

GAO Limin, CAI Yutong, XU Haoliang, et al. Uncertainty analysis of machining error influence of compressor blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2253-2259. (in Chinese)

[12] 傅珏, 蒋伟, 柳一鸣, 等. 叶顶间隙几何不确定性对离心叶轮气动性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2018, 52(11): 51-57.

FU Jue, JIANG Wei, LIU Yiming, et al. Influence of tip clearance geometrical uncertainties on the aerodynamic performance of centrifugal impeller [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2018, 52(11): 51-57. (in Chinese)

[13] HATHAWAY M D, CHRISS R M, STRAZISAR A J, et al. Laser anemometer measurements of the three-dimensional rotor flow field in the NASA low-speed centrifugal compressor [R]. Washington DC: NASA, 1995.

[14] KRAIN H, HOFFMANN W. Verification of an impeller design by laser measurements and 3D-viscous flow calculations[R]. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1989.

[15] 苗森春, 杨军虎, 王晓晖, 等. 基于神经网络-遗传算法的液力透平叶片型线优化[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1918-1925.

MIAO Senchun, YANG Junhu, WANG Xiaohui, et al. Blade pattern optimization of the hydraulic turbine based on neural network and genetic algorithm [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1918-1925. (in Chinese)

[16] LEE H, LEE D J, KWON H. Development of an optimized trend kriging model using regression analysis and selection process for optimal subset of basic functions[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 273-285.

[17] 韩忠华. Kriging 模型及代理优化算法研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3197-3225.

HAN Zhonghua. Research progress of Kriging model and agent optimization algorithm [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3197-3225. (in Chinese)

[18] 罗明, 左志涛, 李弘扬, 等. 基于 BP 人工神经网络的离心压气机叶轮多目标优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(10): 2424-2431.

LUO Ming, ZUO Zhitao, LI Hongyang, et al. Multi-objective optimization design of centrifugal compressor impeller based on BP artificial neural network [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(10): 2424-2431. (in Chinese)