

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.026

基于 Isight 的压气机三维叶片鲁棒性优化

龚志豪, 杨荣菲

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:以 Isight 软件为基础, 搭建叶片鲁棒性优化平台, 基于构建的 RBF 神经网络模型和蒙特卡罗方法对压气机 Rotor37 进行鲁棒性优化。优化结果表明: 压气机性能曲线整体向左上方移动, 裕度几乎不变, 选取的两个优化工况处效率的均值分别提高了 0.24% 和 0.46%, 方差分别降低了 16.3% 和 15%。

关键词:压气机; 叶片; 鲁棒性优化; RBF 神经网络; 蒙特卡罗方法; 效率; 裕度

中图分类号:TH138.5 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)05-0126-04

Robustness Optimization of Compressor Three-dimensional Blades Based on Isight

GONG Zhihao, YANG Rongfei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A blade robustness optimization platform was built based on Isight software, and with the constructed RBF neural network model and by Monte Carlo method, the robustness optimization of Rotor37 was carried out. The optimization results show that the overall performance curve moves to the left and up with nearly no change of margin, the average efficiency increases by 0.24% and 0.46%, and the variance decreases by 16.3% and 15% respectively at the two selected optimization conditions.

Keywords: compressor; blade; robustness optimization; RBF neural network; Monte Carlo method; efficiency; margin

0 引言

叶片是组成航空发动机的重要部件, 但在加工过程中会不可避免地出现加工误差。目前的研究^[1-3]表明加工误差在大多数情况下会导致压气机气动性能下降, 故提高叶片性能的鲁棒性即降低叶片性能对加工误差的敏感性具有重要的工程意义。

国内 MA 等^[4]建立了 NIPC + Kriging + NSGA-II 鲁棒性优化平台, 成功对二维叶型进行了鲁棒性优化。JU 等^[5]针对离心压气机的粗糙度, 结合支持向量回归代理模型与蒙特卡罗模拟方法, 提出了一种多目标鲁棒性优化设计方法。JAVED 等^[6]建立响应面模型, 对影响性能的几何参数进行了敏感性分析, 使用蒙特卡罗方法进行不确定性量化, 最终使用随机优化算法进行鲁棒性优化, 得到了一个对几何偏差不敏感, 性能稳定的叶型。GARZON^[7]提出了一种基于概率梯度的压气机叶片优化方法, 对不同的叶型进行了优化, 降低了损失的均值、方差, 大大加强了叶片性能的鲁棒性。

目前对考虑加工误差的叶片鲁棒性优化的研究并不多, 且大多停留在二维叶型层面。本文从实际的工程需求出发, 搭建了一个叶片鲁棒性优化平台, 并成功地对三维转子叶片 Rotor37 进行了

鲁棒性优化。

1 研究对象及数值计算方法

选用具有公开几何及试验数据的压气机转子 Rotor37 作为原始叶片进行优化, 叶片的部分设计参数如表 1 所示^[8]。

表 1 Rotor37 部分设计参数

设计参数	数值
叶片数/片	36
设计流量/(kg/s)	20.19
总压比	2.106
绝热效率/%	87.7

网格划分采用 AutoGrid5/Numeca 软件, 选用 4HO 拓扑结构, 不考虑叶顶间隙, 径向网格数量为 45 层, 第一层网格厚度为 0.001 mm, 单通道叶片网格量为 54.1 万, 具体的网格分布及局部放大图如图 1 所示。使用 CFX 进行计算, 边界条件设置如下: 给定进口总温为 288.15 K, 进口总压为 101 325 Pa, 轴向进气, 出口设置为平均静压, 并通过改变出口静压改变流量, 轮毂机匣和叶片等壁面设置为绝热无滑移边界条件。湍流模型采用 S-A

第一作者简介: 龚志豪(1997—), 男, 江西南昌人, 硕士研究生, 研究方向为叶轮气体动力学, 2738143889@qq.com。

湍流模型,对流项与湍流项均采用高阶精度格式。

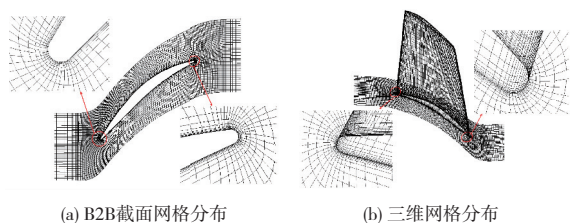


图1 网格分布

设计转速(17 188.7 r/min)下的数值计算结果与实验结果的对比如图2所示。从图中可以看出数值计算的结果要略小于实验值,但曲线的走势基本一致,考虑到实验测量存在偏差,因此认为数值计算基本满足要求。

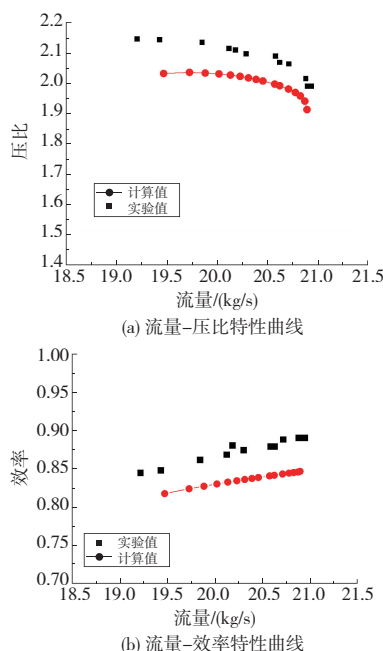


图2 Rotor37 性能特性曲线

2 优化平台

鲁棒性优化主要由以下几个部分组成,叶片几何参数化、加工误差的描述、代理模型构建、加工误差引起叶型气动性能的不确定度评估、叶型几何的优化方法。以上所有过程均基于 Isight 平台实现,最终的优化流程如图3所示。

2.1 叶片参数化与加工误差

运用5个二维叶型(0%、25%、50%、75%、100%叶高截面)经过一定的积叠规律表示三维叶型。使用Bezier曲线对中弧线叠加厚度分布曲线进行参数化,如图4所示。中弧线 C_0 点保持不动, C_0C_1 、 C_3C_4 斜率保持不变, C_1 、 C_3 可自由移动,

C_2 可沿 y 、 z 方向自由移动, C_4 可沿 z 向移动,故中弧线共有5个变量控制。厚度分布曲线 T_0 和 T_5 保持不变, T_1 到 T_4 沿 y 向均匀分布,仅改变 z 向坐标,共有4个变量控制厚度分布曲线。以前缘点为坐标原点,以上控制点的几何参数在其坐标值的变化范围为 $\pm 8\%$ 。5个截面的弯掠修改范围为 $\pm 5\text{ mm}$ 。综上所述,叶片的参数化共需要55个参数,即优化变量也为55个。

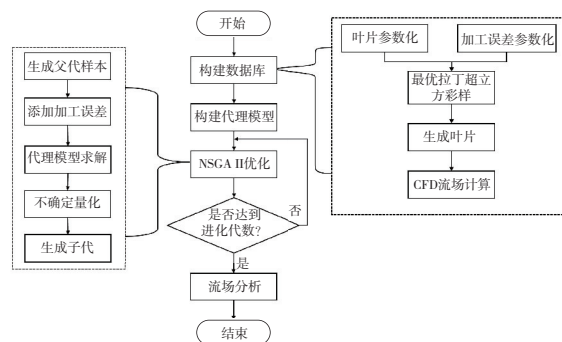


图3 鲁棒性优化流程

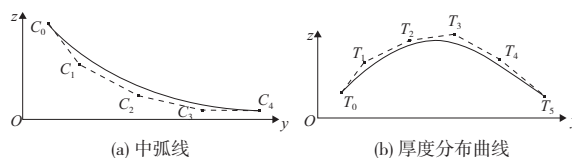


图4 中弧线与厚度分布曲线参数化方案

三维叶片的加工误差包括两个部分:各截面的二维叶型和弯掠曲线。为了研究的简便性,假设二维叶型加工误差的分布函数为

$$e = 0.1 * l(l-1) * [\cos(n_1 \pi l + \varphi) + \sin(n_2 \pi l)] \quad (1)$$

式中: l 为相对弦长位置; φ 为相位角,在 $0^\circ \sim 180^\circ$ 内随机分布; n_1 、 n_2 参数在2~8内随机分布。考虑到叶背与叶盆的误差并不一样,故一个二维叶型的加工误差一共需要6个参数进行描述。弯掠曲线的加工误差直接体现在弯修改与掠修改上,大小为 $\pm 0.1\text{ mm}$,加工误差总共需要40个参数描述。

2.2 数据库与代理模型

最优拉丁超立方设计采集的样本能均匀地分布在设计空间,具有非常好的空间填充性和均衡性,故本文采用此方法进行采样。代理模型是利用已有的数据,构建出自变量与因变量的响应关系,并用来预测未知点的一种方法,其中RBF神经网络模型具有精度高、学习速度快、复杂非线性函数逼近能力强、容错能力较强等优点,非常适合本文的应用场景。本文使用最优拉丁超立方采样采集

500 个样本用于构建代理模型,并另外采集 20 个样本用于评估代理模型的精度,经过 R^2 检验,本文构建的代理模型 R^2 达到了 0.98,精度符合要求。

2.3 不确定量化

不确定量化在本文中指的是评估加工误差这一不确定量引起的叶片气动性能均值与方差(本文以方差作为衡量鲁棒性的指标)的变化情况。蒙特卡罗采样是一种常见的不确定量化方法,通过抽样试验来计算所求参数的统计特征,最后给出所求解的近似值,易于实现,同时由于本文结合了代理模型,所以并不会出现计算量过大的问题。在进行不确定量化时每次的取样数为 1 000。

2.4 目标函数与优化算法

鲁棒性优化不仅要优化叶片气动性能的均值,还要优化性能的鲁棒性,同时为了优化整条特性曲线,选取两个工况点进行优化,首先使用加权法将两个工况点的性能参数合并在一起:

$$f = \frac{\eta_1 - \eta_1^*}{\eta_1^*} + \frac{\eta_2 - \eta_2^*}{\eta_2^*} \quad (2)$$

式中: η_1^* 、 η_2^* 分别表示叶片优化前压气机工况 1、工况 2 的效率, η_1 、 η_2 分别表示叶片优化后的压气机效率。选择工况 1 流量为 20.19 kg/s (设计工况)、工况 2 流量为 19.88 kg/s。

优化的最终目的是增大效率均值并减小效率方差,目标函数如下所示。

$$\text{Obj}(\max(\text{Mean}(f)), \min(\text{Std}(f))) \quad (3)$$

本文的优化问题为多目标优化,常用的优化算法包括遗传算法、模拟退火算法、粒子群算法等,其中带精英策略的非支配排序算法(NSGA II)具有算法复杂度低、优化效率高、避免部分优化等优点,是应用最广的多目标优化算法,故本文优化算法选取带精英策略的非支配排序算法(NSGAII)。优化过程中,优化代数设置为 100 代,种群大小为 60,交叉概率为 0.9,变异概率为 0.05。

3 优化结果

进行多目标优化时,不同的目标函数之间有可能是相互冲突的,所以不存在一个绝对的最优解,通常以帕累托图的方法选取出最适合的解。图 5 为本次优化后得到的帕累托图,其中横、纵坐标分别为考虑加工误差的叶片性能均值、方差,绿点为原始叶型计算结果,红点、蓝点为优化过程叶型计算结果,其中红点为帕累托解集,黄点代表本文选择的解(本刊为黑白印刷,疑问之处请咨询

作者)。

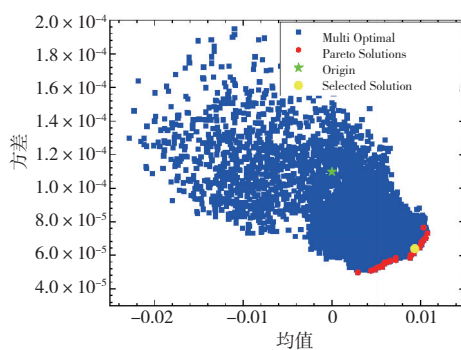
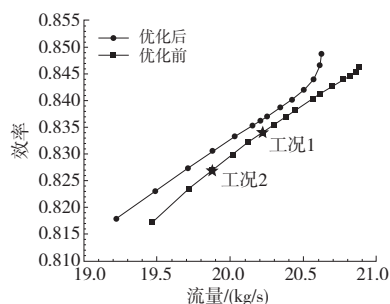
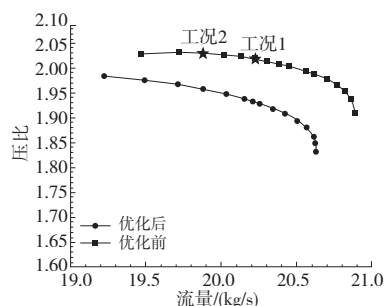


图 5 优化结果

优化前后性能曲线对比如图 6 所示,ori 表示原始叶片,opt 表示优化叶片。由于仅以效率作为目标函数,经过优化后,压比并没有得到改善,但是效率明显提高,效率特性曲线整体向左上方移动,但裕度几乎不变,堵塞工况与失速工况对应的流量均变小,堵塞工况从 20.88 kg/s 减小到了 20.63 kg/s,失速工况从 19.46 kg/s 减小到了 19.22 kg/s。



(a) 优化前后效率对比



(b) 优化前后压比对比

图 6 优化前后性能曲线对比

优化叶片与原始叶片在优化的两个工况下效率的均值与方差如表 2 所示。从表中可以看出两个工况效率的均值在优化后都提高了,同时两个工况的方差也降低了,工况 1 效率的均值提高了约 0.24%,方差降低了 16.3%,工况 2 效率的均值提高了约 0.46%,方差降低了 15%,转子气动性能的鲁棒性得到了很好的提升。

表 2 优化前后效率参数

工况	均值		方差($\times 10^{-5}$)	
	工况 1	工况 2	工况 1	工况 2
优化前	0.834	0.826 8	4.628	5.623
优化后	0.836	0.830 6	3.873	4.779

图 7—图 8 所示为优化前、后三维叶片与各截面叶型对比,除了叶根截面变化不大,其他所有截面的尾缘点几乎都上移,导致各截面叶型的安装角增大,各截面叶型型线的曲率相比原叶型更小,这样流动过程中更加不容易发生分离,如图 9 所示。在 95%叶高处,优化后分离明显变小。

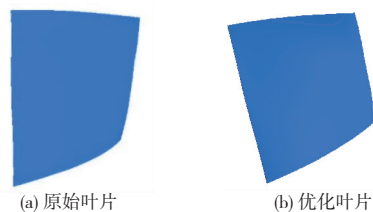


图 7 优化前后三维叶片对比

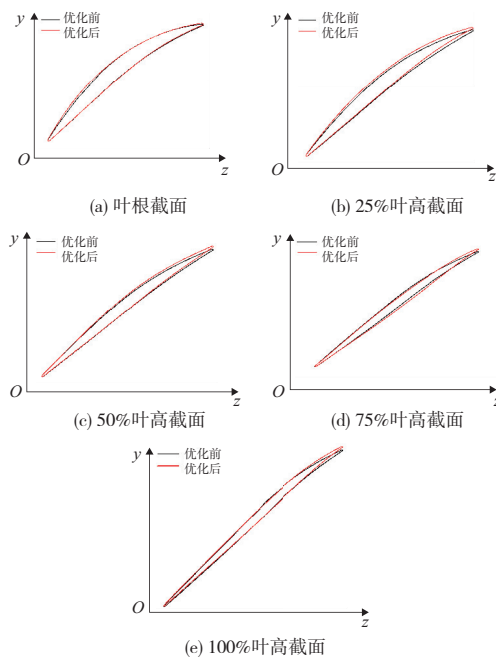


图 8 优化前后各叶高截面对比

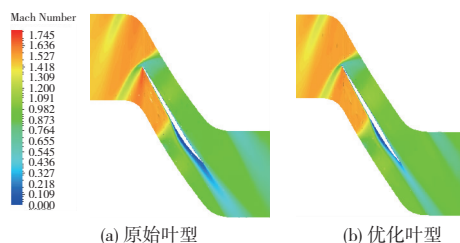


图 9 95%叶高截面马赫数云图

4 结语

为了提高叶片气动性能的鲁棒性,本文运用 Isight 搭建了一个鲁棒性优化平台,并对 Rotor37 进行了鲁棒性优化,得到的结论如下。

1)选取两个工况进行多工况优化,优化后该工况压气机效率均值分别提高了 0.24%和0.46%,方差分别降低了 16.3%和 15%;压气机效率曲线整体向左上方移动,但裕度几乎没有变化。

2)优化前后不同叶高截面叶型的安装角变大、型面的曲率变小,是引起压气机效率改进的主要原因。

参考文献:

- [1] 颜勇,祝培源,宋立明,等. 基于非平稳高斯过程的叶栅加工误差不确定性量化[J]. 推进技术,2017,38(8):1767-1775.
- [2] LANGE A, VOIGT M, VOGELER K, et al. Probabilistic CFD simulation of a high - pressure compressor stage taking manufacturing variability into account [C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010:Power for Land, Sea, and Air, Glasgow, UK:[s.n.],2010:617-628.
- [3] 王小京,邹正平. 整级环境下涡轮叶片型面加工几何偏差影响的不确定性分析[J]. 推进技术,2022,43(3):104-111.
- [4] MA C, GAO L M, CAI Y T, et al. Robust optimization design of compressor blade considering machining error[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, Charlotte, North Carolina, USA:[s.n.],2017.
- [5] JU YP, ZHANG C H. 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] JAVED A, PECNIK R, VAN BUIJTENEN J P. Optimization of a centrifugal compressor impeller for robustness to manufacturing uncertainties[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(11):112101.
- [7] GARZON V E. Probabilistic Aerothermal design of compressor airfoils [D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology,2003.
- [8] REID L, MOORE R. Design and overall performance of four highly loaded, high speed inlet stages for an advanced high - pressure - ratio core compressor [R]. Cleveland, OH, USA:NASA,1978:1-119.

收稿日期:2023-02-27