

压气机叶片加工误差影响不确定分析

高丽敏^{1,2}, 蔡宇桐^{1,2}, 徐浩亮^{1,2}, 邓卫敏^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为了正确评估加工误差的影响,提出了一种考虑加工误差大小、分布随机性的数值研究方法以实现叶片性能不确定性分析。采用 NURBS(非均匀有理 B 样条)方法实现叶型参数化,通过检测及统计手段获取误差真实分布,运用蒙特卡洛模拟生成随机样本,并训练 Kriging 代理模型进行不确定性分析,得到了叶片加工误差对气动性能的影响。结果表明:加工误差对气动性能的影响与所处工况有关,最高使得损失增加 0.853%;叶型性能对于吸力面表面型线更为敏感,在加工及检测过程应给予更高要求。

关 键 词: 随机加工误差; 非均匀有理 B 样条 (NURBS); 蒙特卡洛; Kriging 代理模型; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Uncertainty analysis of machining error influence of compressor blade

GAO Limin^{1,2}, CAI Yutong^{1,2}, XU Haoliang^{1,2}, DENG Weimin^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A numerical method was innovatively presented to achieve uncertainty quantification of airfoil considering the randomness of distribution and magnitude of manufacturing error. Airfoil parameterization achieved by NURBS (non-uniform rational B-spline) method and random sample was generated by Monte Carlo method based on error detection and statistics. And then the Kriging surrogate model was trained to get the influence of machining error on compressor performance. Result shows the influence of profile error is related to the working condition and the loss may increase by 0.853% at most. Moreover, the aerodynamic performance is more sensitive to suction surface than to pressure surface. The conclusion can provide more reasonable machining technology requirement and criteria of blade evaluation.

Key words: random machining error; non-uniform rational B-spline (NURBS); Monte Carlo; Kriging surrogate model; aerodynamic performance

叶片是构成压气机的基本单元,由相邻叶片构成的流道决定了压气机性能,因此叶片对压气机性能起着决定性作用。同时它也是航空发动机中数量最多、加工难度最大的关键零部件之一,其

生产工作量可占整台发动机的 30%^[1]。因此,压气机叶片的最终加工质量与几何型面直接决定着航空发动机整体生产成本与运行性能。

压气机叶片在三维空间上呈现弯、扭、掠复合

收稿日期: 2016-01-26

基金项目: 国家自然科学基金面上项目(51476132); 引智计划(B17037)

作者简介: 高丽敏(1973—),女,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: 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.

的情况,具有极高的加工难度。在实际加工过程中会因为残余应力、切削力等原因而产生加工变形,不可避免的产生加工误差^[2-3]。美国麻省理工学院(MIT)的 Garzon^[4]对大量压气机叶片的测量结果表明:加工误差客观存在且其大小及位置表现出高度随机性,而这样的偏差会使得最终的叶片性能无法满足设计意图。随着压气机设计愈发精细化,加工误差对气动性能的影响逐渐引起了关注。

考虑到加工误差的高度随机性,若直接进行数值或试验研究会使得相应的工作量急剧增加导致难以实现。前期国内外学者们通过误差简化的方法研究了加工误差所引起的叶型参数变化对压气机叶片气动性能的影响。国内张伟昊等^[5-8]运用试验及数值模拟的手段分析了叶型偏差对气动性能的影响,得到了不同加工误差的影响规律。国外学者^[9-10]通过试验研究获得了叶型参数变化对性能的影响规律。上述研究能够获得不同叶型参数误差对气动性能的影响规律,具有一定的参考价值,但由于其所采用方法的局限性,未能考虑到加工误差的随机性,本质上属于“确定性”研究。

在不确定性分析方面,Paniagua 等^[11]指出,加工误差、装配及服役条件引起的不确定性会对发动机的真实性能造成影响,而且这样的影响是不容忽视的。Garzon 等^[12]的研究考虑了加工误差的不确定性,并运用主成分分析方法获得了加工误差对压气机叶片气动性能的影响规律,但其工作量较大且属于事后检验,不易推广。

针对目前加工误差影响研究中未能考虑误差高度随机性的不足,本文提出了一种叶型不确定性量化方法。通过建立合理的数学模型表征加工误差位置及大小的随机性,并运用具有一定精度的低阶代理模型以减小不确定分析过程中的计算量,旨在对加工误差对气动性能的影响做出合理评价,能够为稳健性设计提供参考。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象介绍

充分考虑压气机叶片的实际加工情况及检测标准,本文选取了课题组自行设计的可控扩散叶型(CDA)作为研究对象,其前后缘形状均为圆弧形,叶栅几何参数如表 1 所示。由于叶型前后缘尺寸较小,相对于叶身其制定的公差大小也不一致,因此在本文中通过保持前后缘形状不变,研究加工误差引起的叶身轮廓不确定性对叶栅气动性能的影响,以期获得误差的影响规律。

表 1 叶栅几何参数
Table 1 Geometric parameters of cascade

Parameters	Value
Radius of leading edge/mm	0.5205
Radius of trailing edge/mm	0.5850
Chord length/mm	69.9456
Maximum thickness/mm	3.5127
Camber angle/(°)	39.61
Pitch/mm	30.44
Angle of leading edge/(°)	45.83
Angle of trailing edge/(°)	6.22

1.2 研究方法

本文提出的叶型不确定性量化方法充分考虑了加工中误差大小及分布的随机性,通过训练代理模型减小了不确定分析中的计算量,使得研究成为可能。在误差影响评价方面,传统的确定性分析主要根据叶型损失进行评判;而在不确定分析中,由于考虑了误差随机性,叶型性能通过损失均值和标准差这两个统计量进行刻画。对于给定的加工公差范围,通过随机模拟实现误差影响不确定性量化。

不确定分析主要由 3 部分构成,具体实施方法如图 1 所示。其中叶型参数化方法不仅应该具有较高的拟合效率,同时需要能够方便地获得参数化变量与加工误差的对应关系;试验设计方法需要具有较高的预估精度及效率;而不确定分析过程中需要获得误差的真实概率密度分布函数,并具有足够的随机样本以达到统计规模。

1.2.1 叶型参数化

本文选取了非均匀有理 B 样条^[13-14](NURBS)方法对叶型进行参数化。相对于 Bezier 曲线,NURBS 曲线的局部修改能力更强,能够更好地描述误差的随机分布。NURBS 曲线定义如式(1)所示

$$P(u) = \frac{\sum_{i=0}^n \omega_i d_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n \omega_i N_{i,k}(u)} \tag{1}$$

式中 $N_{i,k}(u)$ 是 k 次规范 B 样条基函数,其中 u 为对应的节点坐标、 d_i 为控制顶点坐标、 ω_i 是权因子。在叶型参数化时,为了保证叶身与前后缘的光滑连接,保持首末各两个控制点不变。图 2 给出了 NURBS 曲线拟合叶型效果图,图中 x, y 分别表示该叶型的几何坐标,从图中可以看出该方法具有较高的拟合精度。

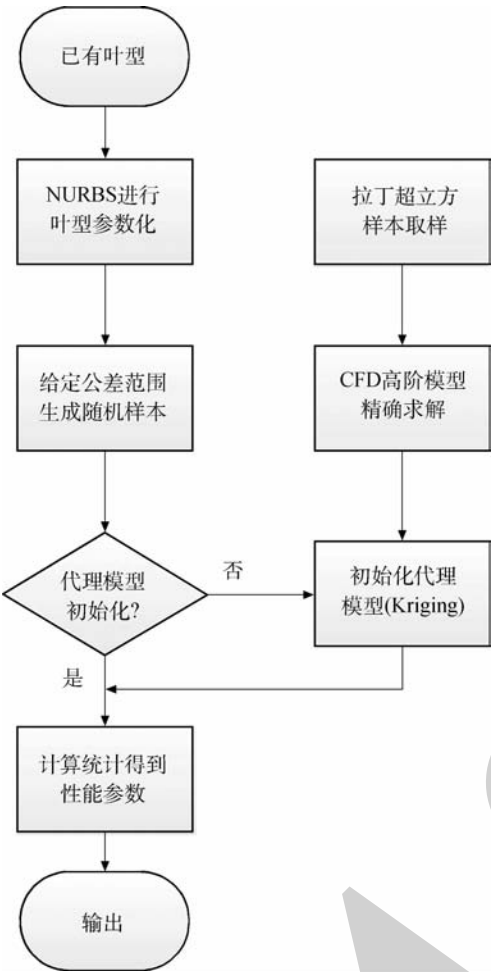


图 1 不确定分析流程图

Fig. 1 Diagram of uncertainty quantification

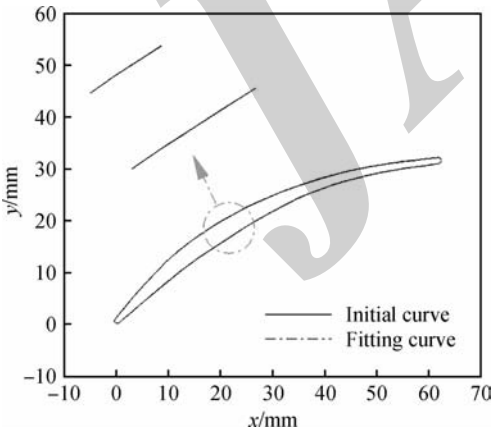


图 2 NURBS 曲线实现叶型参数化

Fig. 2 Airfoil parameterization NURBS curve

在不确定性量化过程中,叶型参数化方法不仅需要具备较高的拟合效率,同时还要求能够简单准确地描述加工误差与参数化变量的关系。图 3 中给出了 NURBS 参数化方法中,参数化变量与叶型偏差的对应关系。具体地,假设原始曲线控制点纵坐标为 D_{iy} ,对于给定的曲线轮廓偏差

R ,则误差叶型所对应的控制点纵坐标即为 $D_{iy} + R$ 。因此通过改变叶型控制点纵坐标便可以方便地模拟出不同位置及大小的误差叶型。

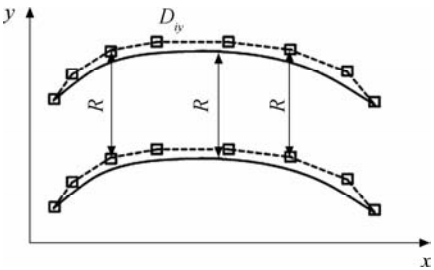


图 3 参数化变量与加工误差关系示意

Fig. 3 Relative diagram of between parametric variable and manufacturing error

1.2.2 试验设计方法

不确定分析过程中需要获取大量随机样本响应,若直接通过高阶程序计算则会引起计算量过大而导致研究难以进行。本文运用试验设计方法,通过训练代理模型高效地完成不确定性分析以解决计算效率低下问题。试验设计方面,采用最优拉丁超立方方法取样确定初始样本空间,对应样本响应通过流场计算获得。最优拉丁超立方取样具有较强的空间填充能力,能够避免重复样本的选取,显著降低采样次数进而减小计算量^[15]。基于初始样本与样本响应得到了低阶代理模型,能够大幅降低计算的时间成本。

本文训练 Kriging 低阶代理模型代替高阶流场计算模型,该模型具有较高的预估精度^[16-18]。首先选取了多峰值测试函数对预估精度进行验证,对应的函数表达式及取值范围如下:

$$F = 2x_1^2 + 3x_2^2 - 0.8\sin(2\pi x_1) - 1.2\cos(3\pi x_2)$$
$$x_1, x_2 \in [-1.024, 1.024]$$
$$F_{\min} = -1.889, (x_1 = 0.2218, x_2 = 0)$$

对于该双变量函数,参考前人的采样经验,初始空间由 40 个样本构成,在此基础上训练 Kriging 模型。图 4 给出了真实函数值分布同预估响应对比,图中 x_1, x_2 为双自变量, F 为函数值。可以看出代理模型能够较好地反映出函数的空间分布特征。代理模型预估精度通常采用百分比方均根差(量符号记为 $E_{\text{rms},\%}$)大小进行判断,定义如式(2)所示

$$E_{\text{rms},\%} = \frac{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (f(x_i) - \hat{f}(x_i))^2}}{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M |f(x_i)|} \times 100\%$$

(2)

其中 $f(x)$ 为真实函数值, $\hat{f}(x)$ 为代理模型预测值, M 为样本个数。

在试验空间内,随机选取 10 个样本进行模型精度校核,计算结果表明 $E_{rms,\%} = 4.23\%$ 。特别地,在极值点处模型预估响应值为 -1.887 ,与真实函数的响应值误差仅为 0.1% 。综上可知,Kriging 模型具有较高的预估精度,能够满足分析要求。

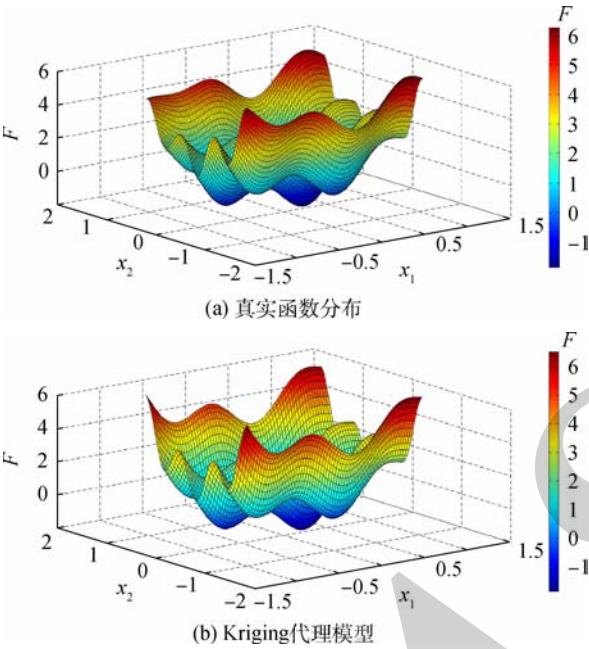


图 4 代理模型精度验证
Fig. 4 Accuracy verification of surrogate model

2 研究方案及结果

本文研究目的在于获取随机加工误差对叶片性能的影响规律。为了保证获得的结论能够贴近实际情况,在进行不确定性量化前需要对加工误差大小及分布进行统计,其次需要对数值模拟精度进行验证以保证结果的准确性,最后通过不确定性分析探究不同偏差范围下,加工误差对叶型气动性能的影响。

2.1 加工误差统计与分析

课题组前期针对加工误差对压气机叶片的影响开展了一些工作。其中在误差检测方面,运用三坐标测量仪对大量平面叶栅叶片进行了误差检测,所选取的叶片测量截面如图 5 所示。在误差统计方面,共测量了 50 个叶片共 200 个截面,经过自编程序进行误差分析并通过误差统计得到轮廓偏差分布,如图 6 所示。从图中可以看出,叶片轮廓偏差大小基本满足正态分布,且在 $-0.1 \sim 0.1\text{ mm}$ 内随机波动。考虑到 NURBS 控制点与叶

型轮廓误差的对应关系,在不确定性分析中,叶型控制点纵坐标亦在 $-0.1 \sim 0.1\text{ mm}$ 内随机波动。

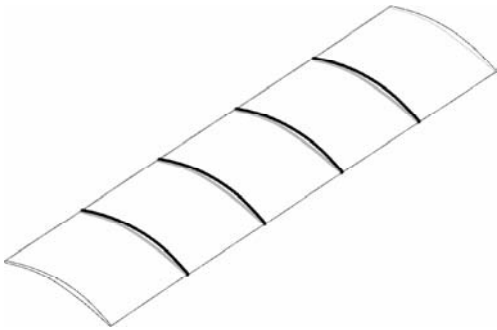


图 5 叶片误差检测截面示意
Fig. 5 Error detection sections of blade

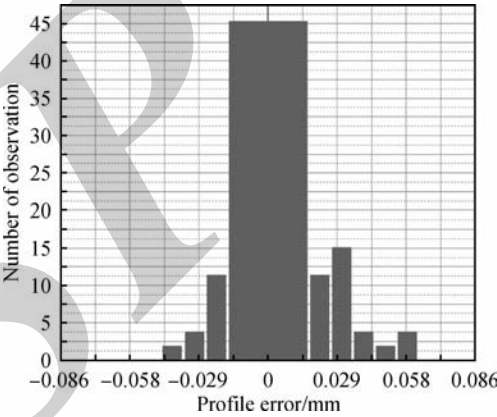


图 6 轮廓偏差统计
Fig. 6 Statistic of profile deviation

2.2 数值验证

由于加工误差的量级相对较小,因此对数值模拟精度提出了更高的要求。本文经过大量的数值模拟试验后确定了如下数值方案:网格生成采用 Autogrid 5 模块生成 O4H 型拓扑结构网格,网格节点数为 53 434。叶片表面第 1 层网格尺度设置为 $1 \times 10^{-6}\text{ m}$ 以保证能够捕捉加工误差产生的微小形变,对应的壁面 y^+ 小于 4,能够满足所选用的 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型的要求,所生成网格的 B2B(blade to blade)截面如图 7 所示。在边界条件设置方面,为了保证型面变化时仍能保持

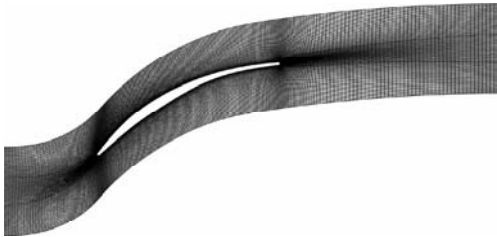


图 7 计算网格分布
Fig. 7 Distribution of computational grid

工况一致,进口给定总温总压和进口气流角,出口给定质量流量。

在设计工况下,对叶型性能进行数值模拟并通过对比吹风试验结果以进行数值精度验证。图 8~图 9 分别给出了叶片表面等熵马赫数及出口损失分布同试验结果对比图,图中 x/c 为相对弦长, y/c 为相对栅距。通过对比可以看出,本文中数值计算结果(记为 CFD)和试验结果(记为 EXP)吻合地较好,验证了本文数值方法的可靠性。

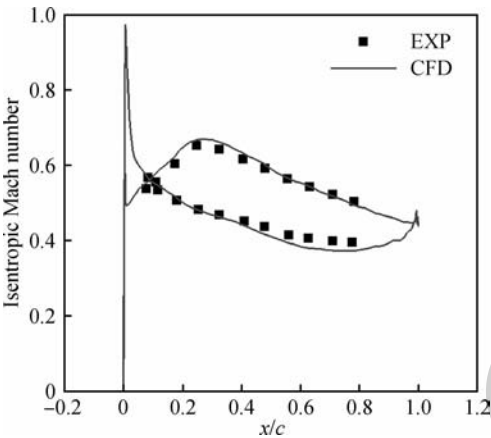


图 8 叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 8 Distribution of isentropic Mach number of blade surface

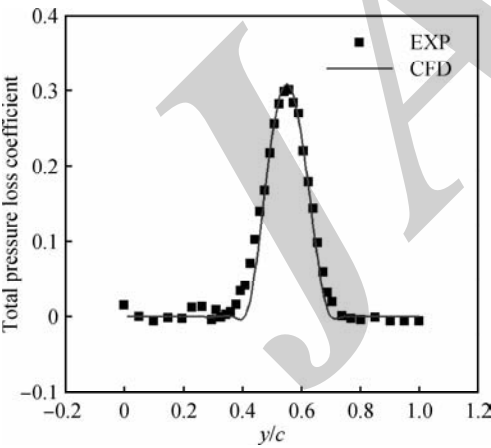


图 9 叶栅出口损失分布

Fig. 9 Distribution of exit loss of cascade

2.3 加工误差影响

在试验设计阶段,将叶型控制点纵坐标的变化范围定为 $-0.1 \sim 0.1$ mm,运用最优拉丁超立方方法取样获得 300 个初始样本,并通过自编写脚本文件调用软件 NUMECA 的 Autogrid 5, Fine 等模块实现了样本计算自动化,进而获取样本响应值,最终训练获得低阶 Kriging 预估代理模型。此外随机生成 20 个样本对代理模型精度进

行检测,通过计算得到对应 20 个样本的 $E_{\text{rms}, \%} = 0.152\%$,可以认为代理模型精度满足要求。

在不确定分析过程中,选取马赫数为 0.75、进气角为 47° 及 51° 工况,对随机误差影响下的叶片性能变化进行了数值研究。为了保证计算结果具有统计意义,基于蒙特卡洛方法生成 30 000 个随机样本,通过大数据分析加工误差对叶片性能的影响。图 10 中给出了当进气角为 51° 时、偏差范围为 $-0.1 \sim 0.1$ mm 时叶型损失分布图,从中可以看出当叶片在较大攻角工况下加工误差导致叶型损失有所增加,叶型损失由最初的 0.0469 增加至 0.0473,增长幅度达 0.853%。而图 11 中给出了当进气角为 47° 、偏差同样为 ± 0.1 mm 时叶型损失分布图,从中可以看出当叶片工作在近性能最佳点处时,加工误差并没有导致叶型损失增加,而略有降低。具体地,叶型损失由 0.0421 降低至 0.0419,降低幅度达 0.485%。综上可知,考虑偏差分布随机性的误差影响研究表明轮廓误差对叶片性能影响较传统方法小,而且同所处工况有关。

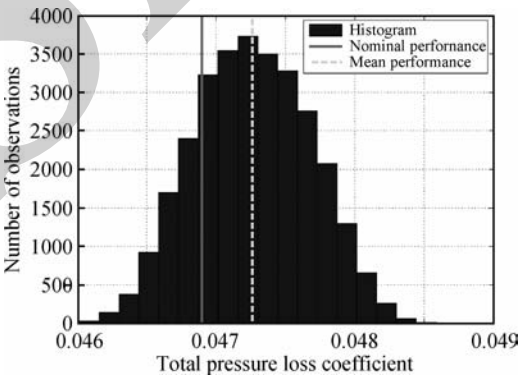


图 10 进气角为 51° 时叶型损失分布

Fig. 10 Loss distribution of blade profile when inlet flow angle is 51°

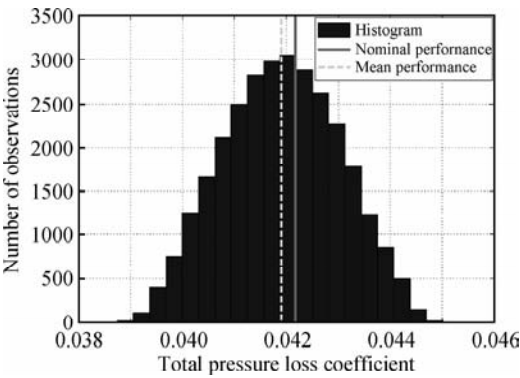


图 11 进气角为 47° 时叶型损失分布

Fig. 11 Loss distribution of blade profile when inlet flow angle is 47°

在上述研究中,吸力面及压力面的偏差范围保持一致,但从气动角度而言,叶型性能对于吸力面及压力面的型线敏感性存在一定区别。为了获取叶型气动性能对不同位置型线误差的敏感性,基于控制变量法设计了两种方案(方案 1、方案 2)并通过蒙特卡洛模拟分别研究吸力面及压力面误差对叶型性能的影响。其中方案 0 代表吸力面、压力面偏差均为 $-0.1\sim0.1\text{ mm}$ 的情况,方案 1 为保持吸力面不变,而压力面偏差仍为 $-0.1\sim0.1\text{ mm}$,方案 2 为保持压力面不变,而吸力面偏差仍为 $-0.1\sim0.1\text{ mm}$ 。选取了马赫数为 0.75、进气角为 51° 为研究工况,通过数值模拟手段得到了不同方案下的叶型性能影响如表 2 所示,表中数据以方案 0 结果为标准进行了无量纲化。

通过对比可以发现,虽然两种方案叶型性能均值保持不变,但其性能标准差发生较大变化。以方案 1 为例,吸力面保持不变时,叶型损失标准差仅为初始时的 35.8%,叶型压比标准差为初始时的 42.7%。标准差的大幅减小表明叶型稳健性增强,说明吸力面型线对于叶型性能的重要性,而减小幅度大小对应地能够反映出叶型对于不同位置误差的敏感性。对于方案 2 而言,虽然压力面保持不变后,叶型性能稳健性有所增强,但幅度相对于方案 1 较小。图 12 给出了不同方案下叶

表 2 不同方案下的性能对比

Table 2 Performance comparison of different schemes			
Parameters	Scheme0	Scheme 1	Scheme2
Mean value (loss)	1	1	1
Standard deviation (loss)	1	0.358	0.934
Mean value (pressure ratio)	1	1	1
Standard deviation (pressure ratio)	1	0.427	0.904

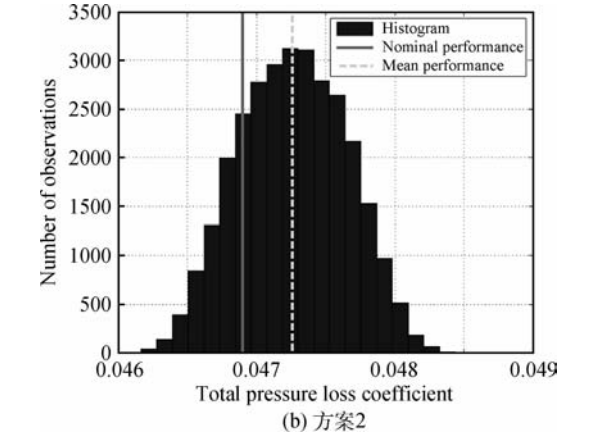
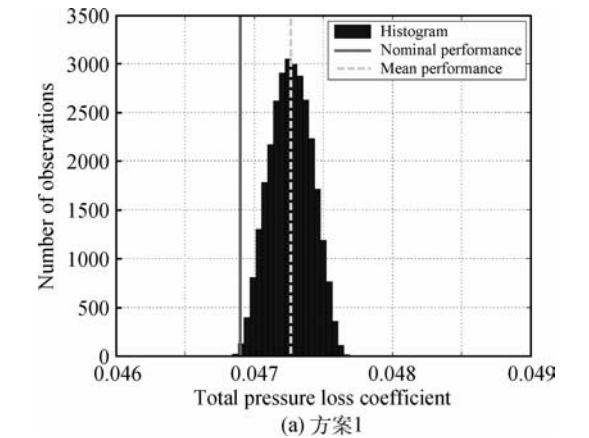


图 12 不同方案下样本损失分布
Fig. 12 Loss distribution of sample of different schemes

型损失分布直方图,能够更直观地反映不同方案下叶型稳健性变化。综上所述,相对于压力面,叶型性能对于吸力面误差敏感性更强,因此在制定加工标准及质量检测时,应给予吸力面表面型线更高的要求。而对于其他工况亦能够得到同样的结论,在此不再赘述。

3 结 论

基于二维叶型,数值研究了压气机叶片加工误差对气动性能的影响。研究充分考虑了误差在空间上分布的随机特性并采用 NURBS 曲线对叶型进行参数化,训练 Kriging 代理模型大幅度地减小了不确定分析过程中的计算量,对误差影响进行了精确量化并得到了主要结论如下:

- 1) 对于二维叶型,轮廓误差影响与所处工况有关。在大攻角下叶型性能有所降低;而在接近最佳工况处叶型性能有所提升,损失影响最高可达 0.853%。
- 2) 相对于压力面,叶型性能对吸力面表面型线更为敏感,在制定加工标准及检测时应更多关注吸力面表面型线精度。
- 3) 对加工误差的影响研究应充分考虑误差的随机特性,采用具有一定统计意义的变量对其影响进行合理描述,以充分考虑性能稳健性。

参考文献:

[1] 汤振宁. 航空发动机叶片数控铣削方法研究[D]. 沈阳: 沈阳工业大学, 2007.
TANG Zhenning. Aircraft engine blade CNC milling method[D]. Shenyang: Shenyang University of Technology, 2007. (in Chinese)

[2] 金秀杰, 马艳玲, 高见. 压气机叶片型面精密数控加工技术[R]. 贵阳: 第 15 届中国科协年会, 2013.

[3] 刘维伟,李杰光,赵明,等. 航空发动机薄壁叶片加工变形误差补偿技术研究[J]. 机械设计与制造,2009,47(10): 175-177.
LIU Weiwei,LI Jieguang,ZHAO Ming,et al. Research on the compensation of deformation error in NC machining of thin-walled blades[J]. Journal of Machinery Design and Manufacture,2009,47(10):175-177. (in Chinese)

[4] GARZON V E. Probabilistic aero thermal design of compressor airfoils[D]. Cambridge,Massachusetts:Massachusetts Institute of Technology,2003.

[5] 张伟昊,邹正平,李维,等. 叶型偏差对涡轮性能影响的非定常数值模拟研究[J]. 航空学报,2010,31(11):2130-2138.
ZHANG Weihao,ZOU Zhengping,LI Wei,et al. Unsteady numerical simulation investigate of effect of blade profile deviation on turbine performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(11):2130-2138. (in Chinese)

[6] 李宇,邹正平,刘火星,等. 叶片安装角偏差对涡轮通道内热斑迁移的影响[J]. 工程热物理学报,2009,30(6):944-948.
LI Yu,ZOU Zhengping,LIU Huoxing,et al. Influence of blade-stagger departure on the migration of hot streak in turbine passage[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2009,30(6):944-948. (in Chinese)

[7] 陆宏志,吴洋洲,陆利蓬,等. 压气机叶片前缘楔形角对前缘分离泡的影响[J]. 工程热物理学报,2002,23(5):569-572.
LU Hongzhi,WU Yangzhou,LU Lipenget al. The influence of the compressor blade leading edge wedge angle on the leading edge separation bubble[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2002,23(5):569-572. (in Chinese)

[8] 刘火星,李凌,蒋浩康,等. 二维 NACA65 叶型前缘几何形状对气动性能的影响[J]. 工程热物理学报,2003,24(2):231-233.
LIU Huoxing,LI Ling,JIANG Haokang,et al. Effect of leading-edge geometry on separation bubble on a NACA65 compressor blade[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2003,24(2):231-233. (in Chinese)

[9] ROELKE R J,HAAS J E. The Effect of rotor blade thickness and surface finish on the performance of a small axial flow turbine[J]. Journal of Engineering of Gas Turbines and Power,1983,105(2):377-382.

[10] SUDER K L,CHIMA R V,STRAZISAR A J,et al. The effect of adding roughness and thickness to a transonic axial compressor rotor[J]. Journal of Turbo Machinery,1995,117(4):491-505.

[11] PANIAGUA G,DÉINOS R,ALMEIDA S. Effect of the hub endwall cavity flow on the flow-field of a transonic high-pressure turbine[J]. Journal of Turbo Machinery,2004,126(4):578-586.

[12] GARZON V E,DARMOFAL D L. Impact of geometric variability on axial compressor performance[J]. Journal of Turbo Machinery,2003,125(4):1199-1213.

[13] 杨小东,刘波,张国臣,等. 基于人工蜂群算法与 NURBS 的吸附式叶型优化设计[J]. 航空动力学报,2014,19(8):1855-1862.
YANG Xiaodong,LIU Bo,ZHANG Guochen,et al. Optimization of aspirated airfoil based on artificial bee colony algorithm and NURBS[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(8):1855-1862. (in Chinese)

[14] 郭雪岩,张海军,戴韧. 基于 NURBS 和梯度法的飞艇形状优化[J]. 航空动力学报,2011,26(2):2812-2819.
GUO Xueyan,ZHANG Haijun,DAI Ren. Airship shape optimization with NURBS and gradient based algorithms[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(2):2812-2819. (in Chinese)

[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] 李晓军,王长虹,朱合华,等. Kriging 插值方法在地层模型生成中的应用[J]. 岩土力学,2009,30(1):157-162.
LI Xiaojun,WANG Changhong,ZHU Hehua,et al. Kriging interpolation and its application to generating stratum model[J]. Journal of Rock and Soil Mechanics,2009,30(1):157-162. (in Chinese)

[17] 韩永志,高行山,李立州,等. 基于 Kriging 模型的涡轮叶片多学科设计优化[J]. 航空动力学报,2007,22(7):1055-1059.
HAN Yongzhi,GAO Xingshan,LI Lizhou,et al. Kriging model based multidisciplinary design optimization for turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(7):1055-1059. (in Chinese)

[18] 刘克龙,姚卫星,穆雪峰. 基于 Kriging 代理模型的结构形状优化方法研究[J]. 计算力学学报,2006,23(3):344-347.
LIU Kelong,YAO Weixing,MU Xuefeng. A method of structural shape optimization based on Kriging model[J]. Chinese Journal of Computation Mechanics,2006,23(3):344-347. (in Chinese)

(编辑:王碧琚)