

文章编号: 1000-8055(2026)09-20250135-13

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250135

叶片全局轮廓度误差影响压气机性能的不确定性分析

刘铠烨¹, 楚武利¹, 郭正涛², 乔亚斐¹, 姬田园¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 国防科技大学 试验训练基地, 西安 710106)

摘 要: 为了研究全局轮廓度误差对跨声速轴流压气机性能及稳定性的影响, 基于高斯过程和主成分分析法构建了表征叶表全局轮廓度误差的五维几何不确定性模型。同时, 基于非嵌入式混沌多项式法量化了全局轮廓度误差对压气机气动性能的影响, 并采用了损失源模型对两类极端性能叶型进行了流动机理分析。研究表明: 在全局轮廓度误差的影响下压气机峰值效率工况下的总性能参数略微偏离正态分布, 并且转子的性能会倾向于恶化; 各性能参数对叶顶前缘部位的轮廓度误差最敏感, 并且将其适当减薄能够有利于性能的提升; 其中的原因是, 叶顶前缘轮廓变薄有利于削弱激波强度, 因而会减弱激波-泄漏涡相互作用的强度, 从而减小流动损失。

关 键 词: 轴流压气机; 全局轮廓度误差; 非嵌入式混沌多项式; 不确定性量化; 损失源分析; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Uncertainty analysis of compressor aerodynamic performance with impact of global profile errors on blade

Liu Kaiye¹, Chu Wuli¹, Guo Zhengtao², Qiao Yafei¹, Ji Tianyuan¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. Test Center, National University of Defense Technology, Xi'an 710106, China)

Abstract: To investigate the effects of global profile errors on the aerodynamic performance of a transonic compressor, a five-dimensional geometric variability model characterizing blade surface global profile errors was established based on Gaussian process and principal component analysis. Combined with the non-intrusive polynomial chaos expansion based on Gaussian distribution, a surrogate mode of compressor performance was proposed. The effects of the performance were quantified using non-intrusive polynomial chaos methodology, complemented by loss source analysis to investigate the critical flow mechanisms in two extreme-performance blade profiles. Key findings indicated that the performance parameters at peak efficiency condition exhibited slight deviations from normal distributions under the effects of random profile errors, with the performance showing degradation. And the performance was most sensitive to the error at blade tip leading edges. The thinner leading edge can reduce shock intensity and weaken shock-leakage vortex interactions, with the loss decrease.

收稿日期: 2025-03-18

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-I-011-011)

作者简介: 刘铠烨(1999—), 男, 博士生, 研究方向为流体机械与工程。E-mail: 3260568491@qq.com

通信作者: 楚武利(1962—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 研究领域为高性能压气机先进流动控制。E-mail: wlchu@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘铠烨, 楚武利, 郭正涛, 等. 叶片全局轮廓度误差影响压气机性能的不确定性分析[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20250135. Liu Kaiye, Chu Wuli, Guo Zhengtao, et al. Uncertainty analysis of compressor aerodynamic performance with impact of global profile errors on blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20250135.

Keywords: axial compressor; global profile error; non-intrusive polynomial chaos; uncertainty quantification; loss resource analysis; aerodynamic performance

随着现代航空工业的发展,设计具有大推力、低油耗的航空发动机要求压气机具备高负荷以及宽裕度的性能属性。压气机叶片几何也变得复杂,这对叶片加工水平提出了极高的要求。同时伴随着加工、装配以及运行磨损等影响,压气机叶片会不可避免地偏离理论叶型。这种几何偏差虽然较小,但有时也会导致压气机性能偏离理想设计状态,影响航空发动机的寿命和气动稳定性,甚至会导致发动机故障,造成巨大的损失。

已有研究表明叶片的几何误差具有随机性并且量级较小,但这仍会导致流动分离恶化^[1]、压气机的性能降低以及发动机油耗增加^[2]。评估叶片加工误差对压气机气动性能与流场的影响能为叶片设计和生产提供一定指导,并能在控制加工成本、保证加工效率的同时保证压气机的性能稳健性。为此,欧盟^[3]、美国^[4]以及德联邦^[5]等在航空工业不确定性量化分析/稳健性设计领域推出了一系列项目。

其中, Garzon 等^[6]率先进行了研究,他们基于据压气机叶型实测数据的主成分分析(principal component analysis, PCA)降阶模型研究了加工误差不确定性对压气机性能的影响,发现几何不确定性会导致效率下降 1.2%。此后 Garzon 等^[7]开展了考虑叶型厚度、扭转角等误差的压气机气动性能稳健性优化,降低了效率对于加工误差的敏感性。Lange 等^[8-9]提出了一种从光学测量点云中提取叶型参数以捕捉叶片几何变化的方法,并通过蒙特卡洛(Monte Carlo, MC)不确定性分析发现叶片厚度误差对叶型损失有较大影响。在国内,高丽敏等^[10]和李萍^[11]结合数值仿真和实验研究了不同类型加工误差对可控扩散叶型气动性能的影响规律。刘佳鑫等^[12]对一批实测叶型的加工误差特征进行了统计,并基于数值仿真手段研究了真实加工误差对二维叶型性能的影响。陈为雄等^[13]提炼了 Rotor 67 转子 70% 叶高基元级叶型的叶片弦长误差、前缘轮廓度误差以及几何进气角误差,并通过气动敏感性分析发现前缘轮廓度误差对叶栅气动性能的影响最大。郭正涛等^[14-15]对低速高负荷叶栅展开了法向加工误差、轮廓度安装角耦合误差对叶栅性能以及稳定性影响的研究,发现:对于法向加工误差,叶片前缘和吸力

面型线处的加工误差对损失影响较大;对于耦合误差,大攻角工况下应注重安装角误差的影响,而小攻角工况下应注重轮廓度误差的影响。

压气机叶片的加工误差包括,位置度误差(积叠点位置、安装角)、形状误差(前/尾缘半径、叶身轮廓度、前/尾缘角度)、尺寸误差(弦长)等。从国内外各学者的研究可以看到,轮廓误差是影响压气机气动性能的一个重要因素。目前,不同学者对轮廓误差的描述方法如下:

1) 叶身轮廓整体变化^[16-17],该方法给定叶型某一位置的最大厚度误差,随后误差由此位置到叶片前/尾缘线性变化,并保证叶型能在前/尾缘区域光滑过渡。

2) 叶身局部鼓包^[18-19],该方法通过分别对叶型不同位置施加局部凹凸变化以判断叶片气动性能对轮廓度误差的敏感位置。

3) 叶身全局轮廓变化^[20-21],该方法对全叶身(包括前/尾缘)施加轮廓度变化,并且不同位置的轮廓度变化有一定的自由度。

这些方法中,方法 1)会导致叶型不同位置的误差将整体变大或变小,不利于判断叶片气动性能对轮廓度误差最敏感的位置。方法 2)更适用于描述磨损以及腐蚀导致的几何形变,并且很少有研究表明这是真实有效的几何变化。方法 3)能够评估叶片气动性能对轮廓度误差最敏感的位置,通常会基于实测叶型数据^[21-23]或是轮廓度误差的高斯随机过程假设^[24-26]进行,同时还会用 PCA 或 Karhunen-Loève (K-L)展开进行降维以减少计算量。考虑到计算成本的原因,该方法目前多用于二维叶型研究中,鲜有运用于压气机三维流动研究中。而针对二维叶型的研究确实能为加工误差对压气机性能影响研究提供一定指导,但实际压气机中还包含有环壁附面层、叶顶泄漏流、叶片附面层潜移等三维流动现象。因此,针对三维压气机模型的全局轮廓度误差研究同样很重要,能更加精细化地指导叶片加工。

综上所述,本文以 Wennerstrom 跨声速风扇转子为研究对象,基于零均值高斯过程假设以及 PCA 法建立了表征压气机叶片全局轮廓度误差的几何不确定性模型。随后基于非嵌入式多项式混沌法(non-intrusive polynomial chaos, NIPC)构建

代理模型探究了叶片全局轮廓度误差对压气机气动性能的影响,并结合敏感性分析找出了最敏感的轮廓度误差区域。最终对几何误差样本数据库中的两类极端性能叶型进行了损失源分析以及流场分析,阐述了相应的流动机理。本文研究致力于实际工程的加工误差对轴流压气机气动性能及稳定性的影响研究提供参考,并为压气机转子叶片的设计和加工提供一定指导。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

本文的研究对象为美空军推进实验室 Wennerstrom 等^[27-28]设计并测试的单级高通流跨声速风扇(下文简称 Wennerstrom 风扇)中的转子。Wennerstrom 风扇是一高负荷、高效率的跨声速压气机,其设计采用了转/静子载荷匹配设计、静子尖部及根部前掠以及叶片根部钝化等技术^[29],设计参数见表 1。

表 1 Wennerstrom 跨声速风扇的几何参数
Table 1 Geometric features of Wennerstrom transonic fan

参数	数值
设计点转速/(r/min)	20 152.4
叶顶间隙/mm	0.41
转子平均展弦比	1.320
静子平均展弦比	1.255
转子叶片数	20
静子叶片数	31

1.2 数值方法以及校核

由于实验未单独测试风扇单转子的性能,因此采用商用软件 NUMECA 对 Wennerstrom 风扇级进行全三维数值校核。由 NUMECA/Autogrid5 生成结构化网格,风扇级模型的计算区域及网格模型如图 1 所示,其转子和静子通道的网格拓扑结构采用 HOH 型,转子叶顶间隙处网格拓扑结构采用 OH 型,距壁面的第 1 层网格高度设为 10^{-6} m 以保证 $y^+ < 5$ 。后文研究中的风扇单转子网格模型则在所确定的风扇级网格模型上去除通道中的静子叶片并用 H 型网格匹配连接于风扇转子通道后方,且保持转子通道的网格不变。

数值仿真在 NUMECA/FineTurbo 模块中进行,对圆柱坐标系下的三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程采用了定常求解。空间离散采用中心差分格式,时间离散采用显式 4 阶 Runge-Kutta 方法,并采用

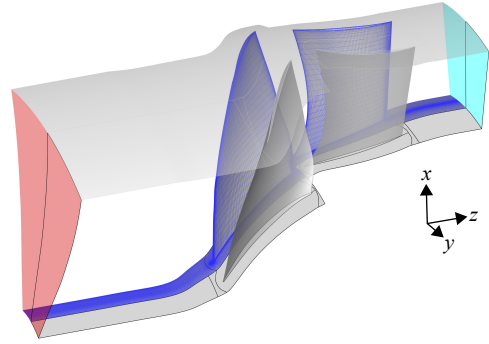


图 1 计算域和网格示意图

Fig. 1 Schematic of computational domain and grid

当地时间步长及多重网格法加速收敛,湍流模型在 SA(Spalart-Allmaras)、 $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 、SST(shear stress transport)中选择。由于在 100% 设计转速下,风扇级的实验遇到了振动问题^[28],在该转速的实验并未测得失速边界,因此主要校核 95% 设计转速的性能。通道入口给定总压、总温及轴向进气,壁面设为绝热无滑移边界,转子和静子间设有转-静交界面(混合平面),并通过改变平均出口压力调节质量流量(下文简称流量)以获取特性曲线。在靠近近失速点时,平均出口压力不断增加 100 Pa 直至计算发散,并将最后一个收敛工况视为近失速工况。

通过对比不同具有网格节点数的网格进行无关性验证(此时湍流模型暂选 SA),不同模型的网格节点数通过改变轴向、周向和径向节点数调整,同时网格正交性大于 30° 。图 2 展示了近失速流量随网格节点数的变化,可以看出随着计算域网格节点的增加,总性能参数的仿真结果趋于收敛并且与实验结果相近。因此网格节点数为 233 万(转子通道为 163 万,静子通道为 70 万)的网格模型足以得出稳定且收敛的计算结果,与之相应的

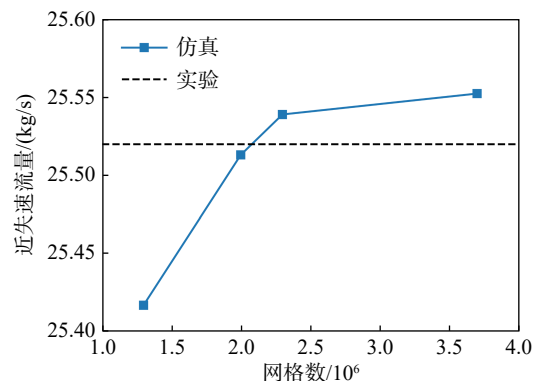


图 2 压气机近失速流量的网格无关性验证

Fig. 2 Grid independence verification of near-stall mass flow of the compressor

风扇单转子模型的网格节点数为 185 万。

接下来选取网格总数较多(370 万)的网格模型进行湍流模型验证,如图 3 所示。可以看到 SA 模型对 Wennerstrom 风扇级的性能有更好的预测,并且该湍流模型也能够很好地刻画局部流动,如图 4 所示。而其他模型对总性能的预测效果较差,并且部分湍流模型在近失速工况附近的计算过程中存在有波动现象。基于以上考虑,在加工误差研究中, Wennerstrom 风扇单转子的数值

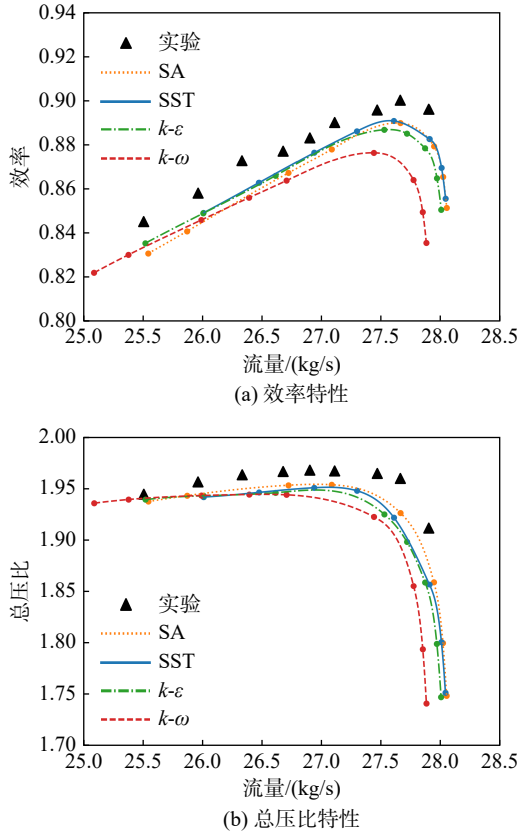


图 3 压气机性能的湍流模型验证

Fig. 3 Turbulence model validation for compressor performance

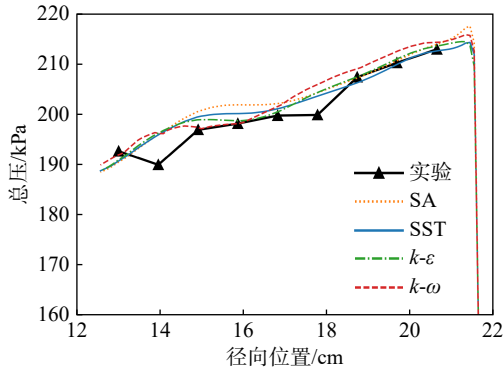


图 4 近失速工况下静子进口的径向总压分布

Fig. 4 Radial total pressure distribution at stator leading edge under near-stall conditions

仿真将使用 SA 湍流模型以及网格数为 185 万的网格模型。

1.3 损失源分析

流动损失是压气机研究的重要考虑因素,一般用相对总压或熵来评估。但由于旋转特性,压气机数值仿真中进口边界的恒定绝对总压设置会导致相对总压分布不均匀。即,叶尖流场的相对总压一般大于叶根处的。因此,相对总压的大小不一定能反映流动损失,需要另寻参数。

压气机等熵效率(下文简称效率) η 定义^[30]为:相同进口滞止温度和增压比条件下压气机等熵压缩功 $L_{ad,K}^*$ 与实际加工量 L_K 之比,见式(1)。本文用两者之差衡量损失 L_{loss} ,见式(2)。

$$\eta = \frac{L_{ad,K}^*}{L_K} \quad (1)$$

$$L_{loss} = L_K - L_{ad,K}^* \quad (2)$$

根据气动热力学知识,代入等熵压缩功 $L_{ad,K}^*$ 与实际加功量 L_K 的表达式,得

$$L_{loss} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} R T_0^* \left[\frac{T_K^*}{T_0^*} - \left(\frac{p_K^*}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \right] \quad (3)$$

其中 T_0^* 与 p_0^* 分别为压气机进口总温和总压, κ 为绝热指数, T_K^* 与 p_K^* 分别为压气机出口总温和总压, R 为气体常数。对于本文,进口为均匀来流(T_0^* 与 p_0^* 恒定为 288.15 K 和 101 325 Pa)。因此实际起作用的参数在式(3)方括号内,这代表了全局损失。于是,可用流场中的总温 T^* 和总压 p^* 来表征气流从进口到该位置过程中的累积损失 ζ ,见式(4)。

$$\zeta = \frac{T^*}{T_0^*} - \left(\frac{p^*}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} \quad (4)$$

事实上,对于静止部件(叶栅、静子等),流动过程中总温 T^* 不变、总压 p^* 总体上在减小,式(4)对流动损失的描述效果与总压损失系数的一致,并且与熵、相对总压损失等一样,参数 ζ 表征了损失的累积。为了刻画流场中局部损失的产生,由式(5)格林公式、式(6)定常可压缩流动微分形式的连续方程以及各边界条件推导出对特定区域 Ω (其边界为 $\partial\Omega$)的局部损失 ζ_{source} ,见式(7)。

$$\int_{\Omega} \rho \mathbf{W} \cdot \nabla \zeta d\Omega = \int_{\partial\Omega} \zeta \rho \mathbf{W} \cdot \mathbf{n} ds - \int_{\Omega} \zeta \nabla \cdot (\rho \mathbf{W}) d\Omega \quad (5)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{W}) = 0 \quad (6)$$

$$\zeta_{\text{source}} = \int_{\Omega} \rho \mathbf{W} \cdot \nabla \zeta d\Omega / \int_{\text{out}} \rho \mathbf{W} \cdot \mathbf{n} ds \quad (7)$$

其中 ρ 为气流密度, $\mathbf{W}$ 为相对速度矢量, $\mathbf{n}$ 为计算域出口边界面(out)的法向量。最终, 可得到表征压气机流场中局部损失的损失源函数 Φ , 见式(8)。详细推导步骤可参考前期研究^[31], 该研究构建了超声速叶栅的损失源模型。而本文研究对象为旋转部件, 所用方法可视为一种推广。

$$\Phi = \rho \mathbf{W} \cdot \nabla \zeta / \int_{\text{out}} \rho \mathbf{W} \cdot \mathbf{n} ds \quad (8)$$

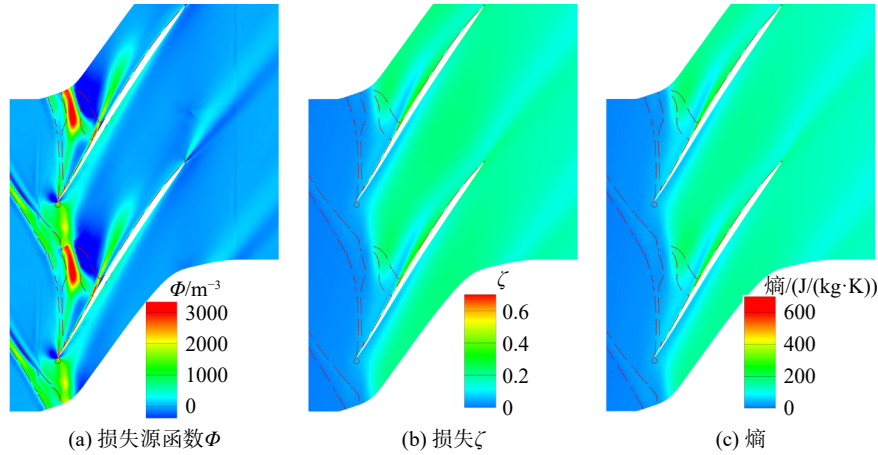


图5 不同参数对近失速工况 98% 叶高截面流场损失的刻画

Fig. 5 Description of flow field losses at 98% span under near-stall conditions based on different parameters

2 不确定性量化方法

2.1 几何不确定性模型

参照二维叶型中的定义, 三维叶片的全局轮廓度误差为设计型线上的点 $\mathbf{P}_d$ 沿着外法线 $\hat{\mathbf{n}}$ 到实际叶型上的点 $\mathbf{P}_m$ 所移动的距离 e , 见式(9)。

$$\mathbf{P}_m(c, \omega) = \mathbf{P}_d(c) + e(c, \omega) \hat{\mathbf{n}}(c) \quad (9)$$

其中 c 为点的空间位置, ω 为随机变量。

基于实测叶型的研究^[12, 20, 32-33]表明, 对全局轮廓度误差 $e(c, \omega)$ 采用零均值高斯随机过程假设是合理的。其均值 $\mu_e(c)$ 、标准差 $\sigma_e(c)$ 和协方差函数 $\text{Cov}(c_1, c_2)$ 为式(10)~式(12)。本文研究对象平均弦长约为 95 mm, 因此标准差函数参照航空工业标准 HB5647^[34] 一级加工精度的轮廓度公差带(0.1 mm)给定。

$$\mu_e(c) = E[e(c, \omega)] \equiv 0 \quad (10)$$

$$\sigma_e(c) = \sqrt{E[[e(c, \omega)]^2]} = 0.333 \quad (11)$$

$$\text{Cov}(c_1, c_2) = \sigma_e(c_1) \sigma_e(c_2) \exp(-h \cdot t^2) \quad (12)$$

图5展示了近失速工况下, 熵、 ζ 和 Φ 对转子叶顶区域流动损失的刻画效果, 其中红线内为激波区域(在边界上激波函数 $f_{\text{shock}} = 30$ ^[31])。可以看到, 本文提出的参数 ζ 和熵对损失的刻画效果一致, 都是气流从入口到所观测位置过程中损失的累积效果。这种效果在低速气流堆积区域(附面层分离区以及叶顶泄漏涡等)作用很明显, 在激波区域作用不明显。而 Φ 可以合理刻画激波、泄漏涡、附面层分离、尾迹等损失。

其中 h 是参数, 相同距离的两点, h 越大表示相关性越小, 可选择合适的值^[31, 35], 本文中 $h=1.5$, 不再赘述具体选择; $t = s_{12}/s_{\text{max}}$ 为两点间无量纲叶表距离, s_{12} 为两点间叶表距离, s_{max} 为最大叶表距离。

用主成分分析法降阶简化高斯随机过程变量 $e(c, \omega)$ 。本文在设计叶片上取 90 个截面, 各截面包含 200 个离散点。所有点依据式(12)得协方差矩阵 $\mathbf{C}$, 及其特征值 $(\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_N)$ 。随后, 依据对累积方差贡献率的约束式(13), 选取前 m 阶主成分构建高保真降阶几何不确定性模型。

$$\sum_{i=1}^m \lambda_i / \sum_{i=1}^N \lambda_i > 95\% \quad (13)$$

根据图6, 选取前 5 个特征值。于是全局轮廓度误差的截断表达式为式(14)。

$$e(c, \omega) = \sum_{i=1}^5 \sqrt{\lambda_i} \mathbf{p}_i(c) \xi_i(\omega) \hat{\mathbf{n}}(c) \quad (14)$$

其中 $\mathbf{p}_i$ 为特征值 λ_i 对应的特征向量(模态), $\xi_i(\omega)$ 为相互独立的标准正态分布变量。

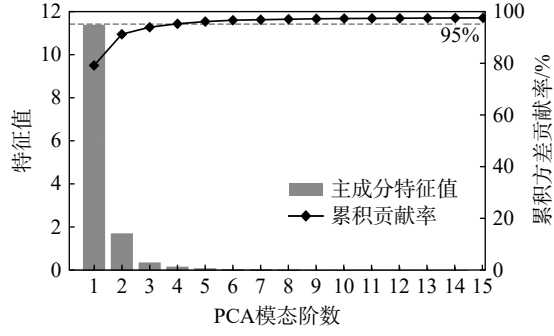


图 6 特征值与累积方差贡献率分布

Fig. 6 Distribution of eigenvalues and cumulative variance contribution rate

图 7 展示了这 5 个模态 ($p_1 \sim p_5$, 其幅值为 $p_1 \sim p_5$) 表征的几何误差分布。其中, 模态 1 表征的几何误差更接近整体均匀分布。模态 2 表征的几何误差仅沿弦向呈现均匀分布, 并且主要体现了叶片近端区的几何变化。而模态 3、模态 4 表征的几何误差大体上沿展向呈现均匀分布, 并且分别体现了前/尾缘与叶片中间弦长处的几何变化。另外, 模态 5 表征的几何误差也是沿弦向呈现均匀分布, 但其体现的是叶中截面与端区的几何变化。所有的这些模态依据式(14)进行线性叠加就能得

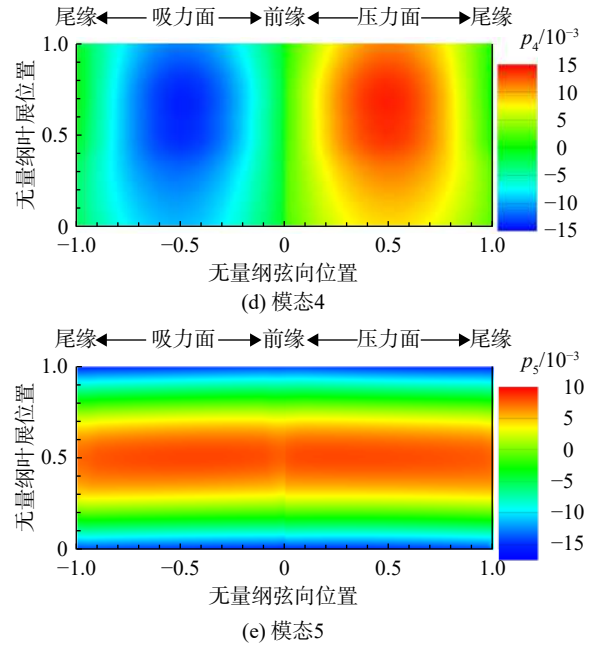
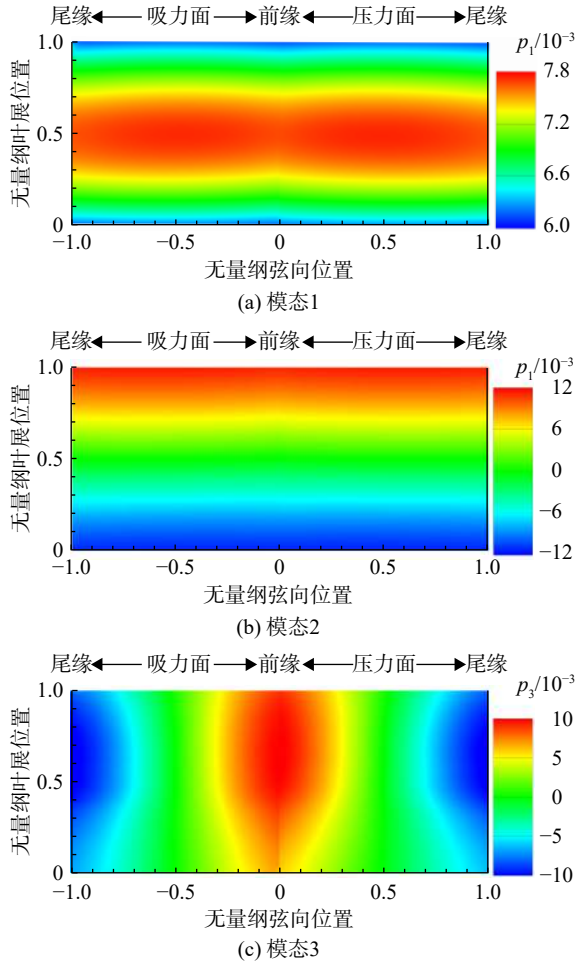


图 7 全局轮廓度误差的各阶模态

Fig. 7 Modal components of the global profile errors

到满足高斯随机过程假设的全局轮廓度误差。

2.2 代理模型构建

NIPC 法^[36]是有效的不确定性量化研究方法, 精度和效率较高。它较 MC 法^[6,9]能极大减少运算, 较伴随法^[37-38]能兼顾响应与输入映射中的线性与非线性成分。混沌多项式理论表明, 可用一组正交多项式基函数的加权线性组表示任意随机变量 Y , 其 P 阶截断的多项式混沌展开模型见式(15)。

$$Y \approx y = \sum_{j=0}^P \hat{c}_j \Psi_j(\xi) \quad (15)$$

其中, 对于正态分布 $\Psi_j(\xi)$ 为 P 阶 Hermite 多项式。多项式的项数有 $Q+1$ 个, 取决于展开阶数 q 以及随机变量 ξ 的维数 d , 见式(16)。

$$Q+1 = \frac{(d+q)!}{d!q!} \quad (16)$$

求解系数 $\hat{c}_j$ 时, 常用 Galerkin 投影法和回归法。前者用到了正交多项式的正交性, 有

$$\hat{c}_j = \frac{\langle y, \Psi_j(\xi) \rangle}{\langle \Psi_j(\xi), \Psi_j(\xi) \rangle} \quad (17)$$

其中, 分母存在解析解^[39], 分子通过高斯求积法得到。并且高斯点处的 y 由求解器(CFD 计算)得到, 相应的计算量为 $(q+1)^d$ 。

回归法中, $\Psi_j(\xi)$ 已知。由样本 $\{\xi^0, \dots, \xi^N\}$ 及其响应 $F = \{F_0, \dots, F_N\}$ 组成式(18)和向量形式(式

(19))。用最小二乘法得到最佳系数 $\hat{c}$, 见式(20)。

$$\begin{bmatrix} \Psi_0(\xi^0) & \cdots & \Psi_P(\xi^0) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \Psi_0(\xi^N) & \cdots & \Psi_P(\xi^N) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{c}_0 \\ \vdots \\ \hat{c}_Q \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_0 \\ \vdots \\ F_N \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\Psi_C = F \quad (19)$$

$$\hat{c} = (\Psi^T \Psi)^{-1} \Psi^T F \quad (20)$$

回归法的精度与选取的样本点有关, 数目要接近 $2(Q+1)$ 。而多维问题中回归法的运算量 N_R , 一般远小于 Garlerkin 法的 N_G , 见式(21)。基于此, 本文采用 3 阶 NIPC 回归法研究全局轮廓度误差对性能参数的不确定性影响。

$$\frac{N_R}{N_G} = \frac{2 \frac{(d+q)!}{d!q!}}{(q+1)^d} = 2 \times \frac{q+1}{q+1} \times \cdots \times \frac{q+d}{q+1} \quad (21)$$

3 结果与分析

3.1 NIPC 模型精度

采用回归法构建 NIPC 代理模型, 并根据伪 MC Halton 序列采样, 样本数为 110。最后额外再随机选取 30 个样本验证代理模型的预测精度(预测值与 CFD 仿真值作对比)。本文用定流量法研究在峰值效率工况以及近失速工况下全局轮廓度误差对 Wennerstrom 风扇转子性能的影响。图 8 展示了代理模型对峰值效率工况、近失速工况总压比的预测效果。其中近失速工况下的预测误差略大。但总的来说该代理模型所做的性能预测效果较为准确(最大相对方均根误差小于 0.003%)。

3.2 气动性能不确定性分析

3.2.1 统计分析

通过 MC 法随机选取 10^5 组样本, 并用代理模型进行性能预测并完成数据统计, 各性能参数以较基准值的相对偏移形式给出。由图 9 可知, 在全

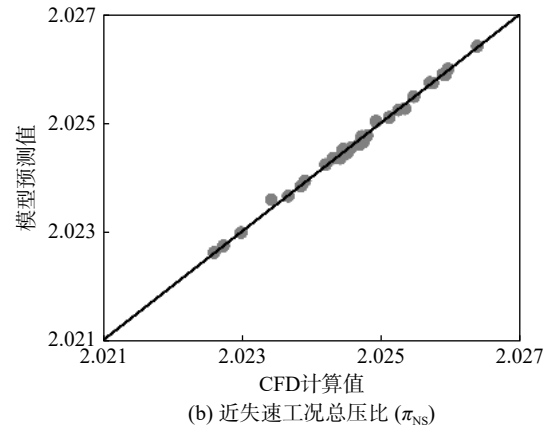
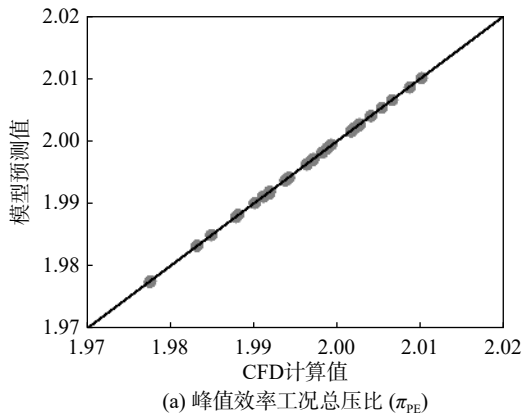


图 8 NIPC 模型精度测试

Fig. 8 Accuracy validation of NIPC method

局轮廓度误差影响下, 各性能参数在近失速工况下近似服从正态分布, 而在峰值效率工况下略微偏离正态分布, 并且性能参数的均值(图中虚线位置)与原型值相差不大。另外还可以看到, 在峰值效率工况下效率(η_{PE})和压比(π_{PE})的相对偏移幅值分别为 1.5%、2.5%, 近失速工况下效率(η_{NS})和压比(π_{NS})的相对偏移幅值都小于 0.4%。说明在轮廓度误差主要影响峰值效率工况的性能。

3.2.2 敏感性分析

采用 Spearman 秩相关分析评估参数间的相关性, 图 10 展示了不同工况下各性能参数与几何变量间的相关性。很明显, 在同一工况下各参数之间是强正相关关系, 但同一参数在不同工况间的相关性较低。这说明叶片轮廓度误差影响下, 同工况下各性能指标(流动损失与做功)恶化的趋势一致。另外, 在峰值效率工况下, 与性能参数变化相关性最大的是模态 1 对应的几何变量。而在近失速工况下, 其他模态对性能的影响不可忽视, 即便其在几何不确定性中的贡献较低。总的来说, 在公差许可范围内适当减薄叶片能带来性能增益。

图 11 展示了性能参数与叶表全局轮廓度误差之间的 Spearman 系数的分布, 以表征性能参数对不同位置轮廓度误差的敏感性。由于同工况下各性能参数高度相关, 因此这里仅展示有关压比的分析结果。可以看到, 性能参数与叶表全局轮廓度误差呈较强的负相关关系, 且前缘处的相关性最大(尤其是叶中偏上)。其分布在不同工况有些许差异, 其中近失速工况下误差的敏感位置更趋向叶顶压力面。不过由图 9 可知近失速工况下全局轮廓度误差对性能的影响较小。所以总的来

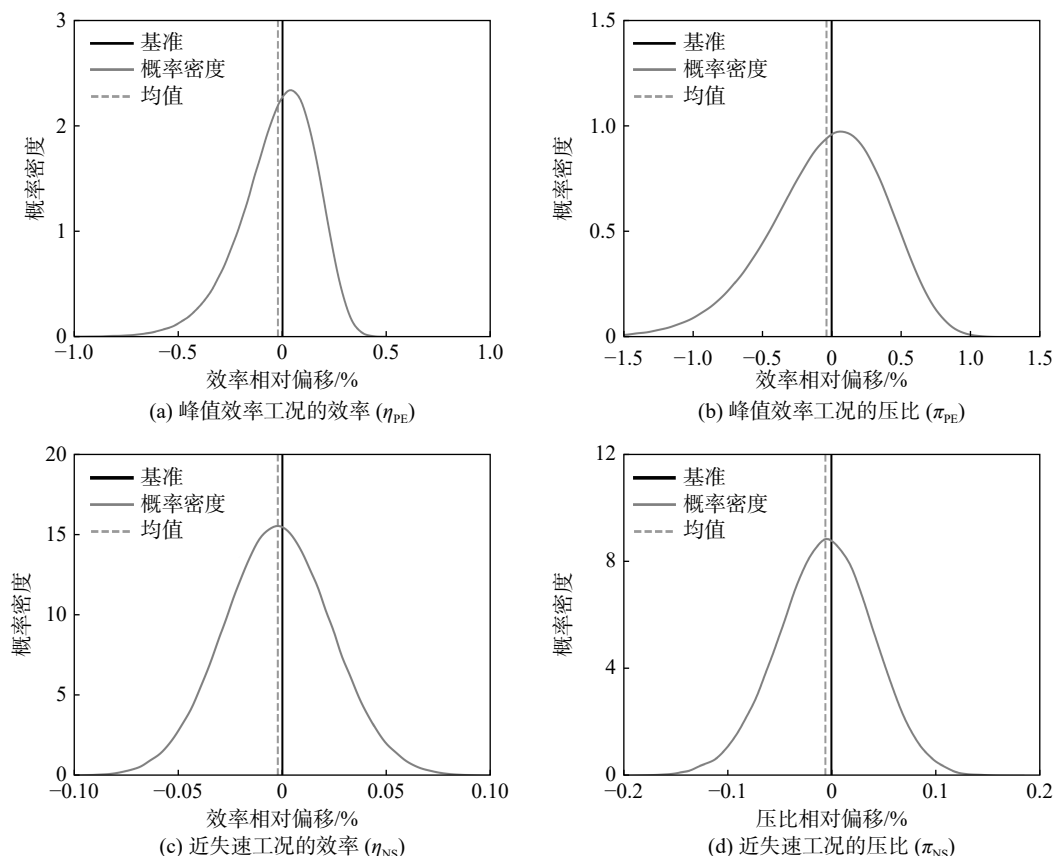


图 9 性能参数相对偏移的概率密度分布

Fig. 9 Probability density distribution of the performance relative deviation

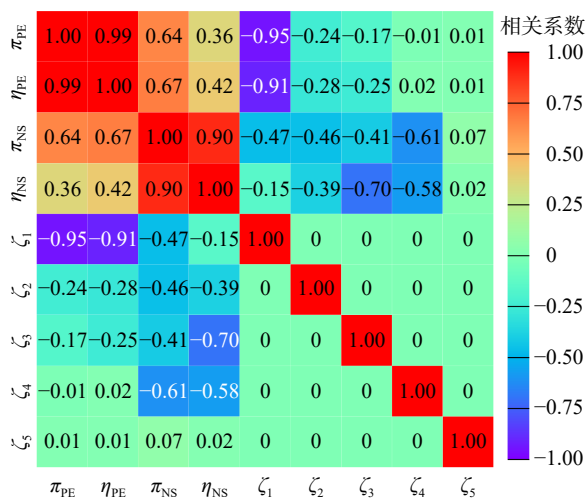


图 10 性能参数以及几何变量间的相关性

Fig. 10 Correlation of performance and geometric variables

说,在叶片加工中应重点关注靠叶顶前缘位置的轮廓度,并且适当将其减薄更有益于转子性能。

3.3 流场不确定性分析

图 12 和图 13 展示了转子通道内相对马赫数 (Ma_t) 标准差和损失源函数 (Φ) 标准差的周向平均分布。可以看到,在全局轮廓度误差影响下流场的不确定性变化集中在近叶顶区域。这与叶顶

泄漏流以及激波强度较高等相关,并且峰值效率工况下的流场变化要明显更大。其中 Ma_t 的不确定性主要在通道激波、泄漏涡以及附面层分离区附近,而 Φ 还在叶顶前缘有一定的不确定性变化。

图 14、图 15 展示了 95% 叶高 Ma_t 以及 Φ 的标准差云图分布。可知,主要的不确定性在激波区域,而附面层分离和叶顶间隙泄漏流区域的不确定性较小,这导致了性能的不确定性。其中,峰值效率工况下流场不确定性最强烈,且主要与激波有关。而近失速工况下,前缘激波大幅度脱体,流场不确定性变化对轮廓度误差不敏感。

3.4 流动机理分析

由性能参数中的不确定性分析可知,峰值效率工况的流场会出现较大的波动,并且同工况下的性能参数高度相关。下面基于该工况下的两类极端性能(总压比)叶型分析叶片全局轮廓度误差对压气机流场、性能的影响以及相关机理。

为展现极端性能叶型的特征,不能只考虑概率分布中某个性能最优/最劣的叶型,要对比性能最优/最劣附近的一系列叶型。在图 9(b) 的概率分布中,分析上/下 1% 分位数附近 200 个样本的

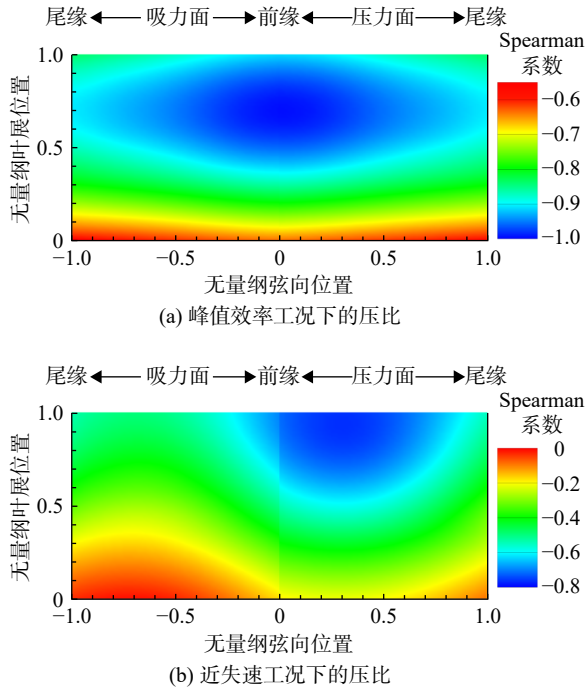


Fig. 11 Sensitivity analysis of performance parameters to global profile errors

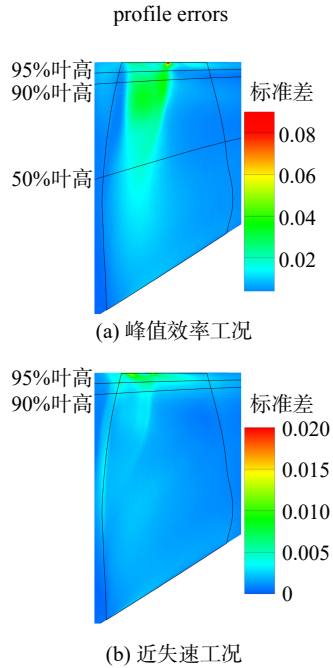


Fig. 12 Standard deviation of Ma_r in meridional patches

全局轮廓度误差, 得到图 16 极端性能叶型全局轮廓度误差的均值分布, 以表征性能最优(S1)/最劣(S2)的两类极端性能叶型全局轮廓度误差的总体特征。同理有图 17 全局轮廓度误差的相对标准差(标准差/均值)分布, 以明确两类极端性能叶型中全局轮廓度误差的特征。由图 16 可知, 叶顶(尤其是前端)的厚薄对压气机性能有重大影响。

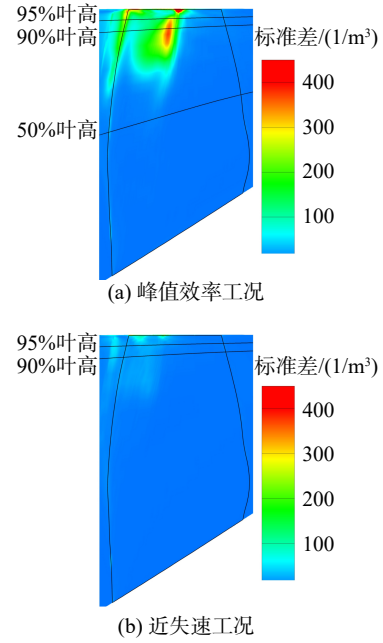


Fig. 13 Standard deviation of Φ in meridional patches

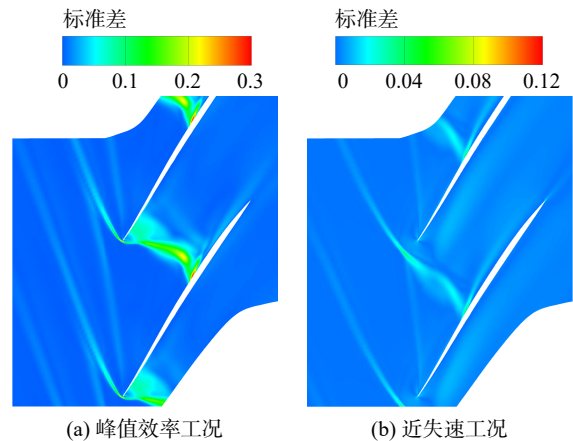


Fig. 14 Standard deviation of Ma_r at 95% span

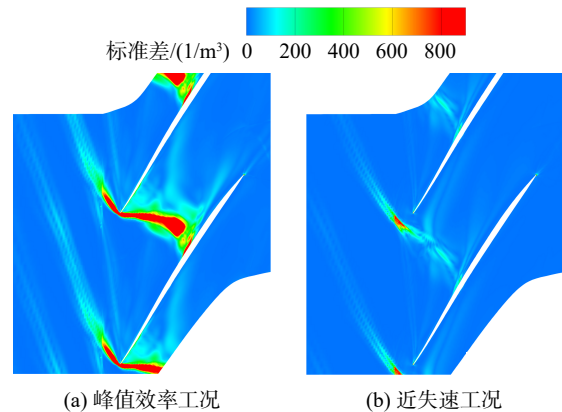


Fig. 15 Standard deviation of Φ at 95% span

公差带中($\pm 0.1\text{ mm}$)叶片的减薄能提升压气机性能,尤其是在叶顶前端。而图 17 中轮廓度误差的相对标准差也在此处最小,说明在极端性能附近的 200 个样本叶片的叶顶前端轮廓度误差基本相同。而在其他位置(如叶根、尾缘等),各叶片的轮廓度误差会在均值附近有较大差异。综合以上分析,对压气机性能产生决定影响的轮廓度误差在叶顶前端部分。

将图 16 中两类极端性能叶型的全局轮廓度误差均值叠加到原始叶型上,得到极端性能叶型。表 2 为峰值效率工况下两类极端性能叶型较原型的性能偏移。其中,两者总温比差异不大,主要差异在总压比、损失和效率。这说明全局轮廓度误差对压气机实际加功量的影响不大,主要影响在损失或等熵压缩功的转换。

图 18 展示了两类极端性能叶型从叶根(0% 叶高)至 5% 叶高的累积损失分布(5% 叶高表示叶片的某一个展向位置),图 19 则以 10% 叶高为间隔依次展示了从叶根(I1)至叶顶(I10)各区间内的累积损失。累积损失通过式(7)对损失源函数 ϕ 的积分计算得到,积分区域涵盖不同的叶高范围。从图中可知,两类极端性能叶型的气动损失集中在 80% 叶高以上的区域(占总损失的约 2/3),并且两者损失的差异主要体现在其中(占总差异的约 2/3)。

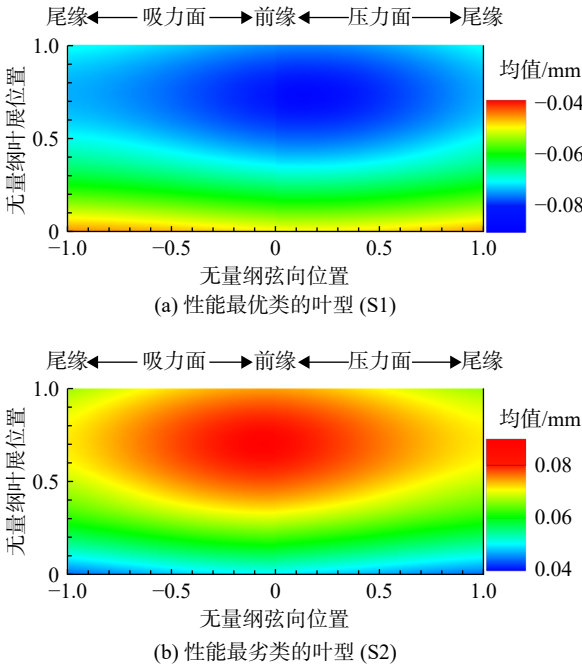


图 16 极端性能叶型全局轮廓度误差的均值分布
Fig. 16 Average of the global profile errors on extreme-performance blades

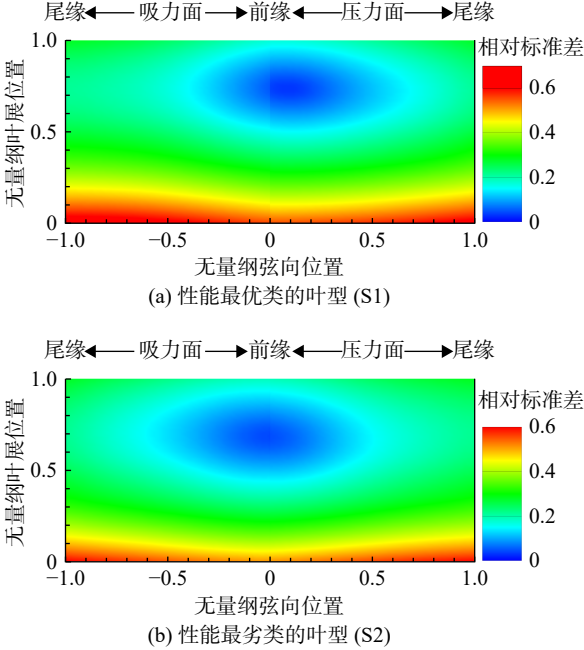


图 17 极端性能叶型全局轮廓度误差的相对标准差分布
Fig. 17 Relative standard deviation of the global profile errors on extreme-performance blades

表 2 两类极端性能叶型性能较原型的相对偏移 Table 2 Relative deviation of the performance based on nominal blade for two extreme-performance blades %				
叶型	效率	总压比	总温比	熵增
S1	0.42	1.04	0.18	-2.71
S2	-0.74	-1.56	-0.26	5.14

以下对各类损失进行分析。其中,激波损失区域为激波函数 $f_{\text{shock}} > 30$ 的流场区域^[31]。而在 90% 叶高以上 $f_{\text{shock}} < 30$ 的区域中,定义叶片前缘至吸力面通道激波所处轴向位置之间的区域为叶顶泄漏流损失区域,吸力面通道激波所处轴向位

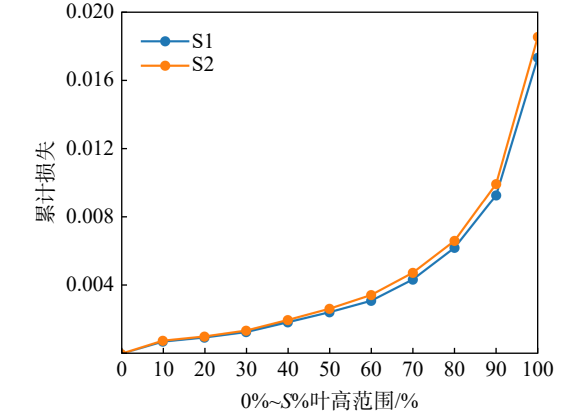


图 18 两类极端性能叶型中 0%~5% 叶高范围的累积损失分布
Fig. 18 Cumulative loss distribution in the zone from 0% to 5% span-wise for two extreme-performance blades

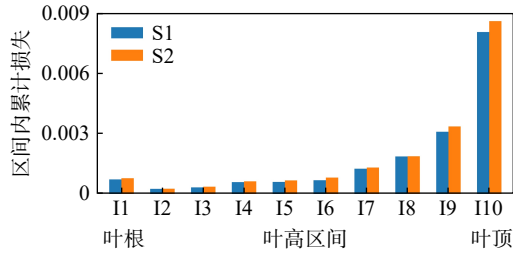


图 19 两类极端性能叶型中不同叶高区间内的损失分布

Fig. 19 Loss distribution in different span-wise intervals for two extreme-performance blades

置至叶片尾缘之间的区域为叶顶附面层大分离损失区域。此外,定义尾迹损失区域位于叶片 95% 轴向弦长之后,其他损失区域则主要为包含叶片附面层以及通道流动中的黏性损失。图 20 展示了两类极端性能叶型中各类损失的分布。考虑到图 18、图 19 中损失参数量级较小(10^{-3}),为方便比较,此处各类损失以原型的总损失为基准进行了无量纲化。对于两类极端性能叶型,激波损失占总损失的 40%,是跨声速压气机流动最主要的损失来源。而叶顶泄漏流损失和附面层大分离损失也有一定的占比,约为 1/4。从损失变化量来看,两类极端性能叶型的损失差异主要源于叶顶泄漏流损失以及激波损失。

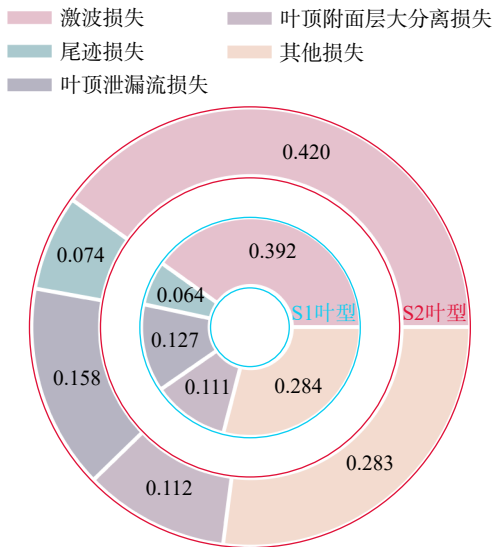
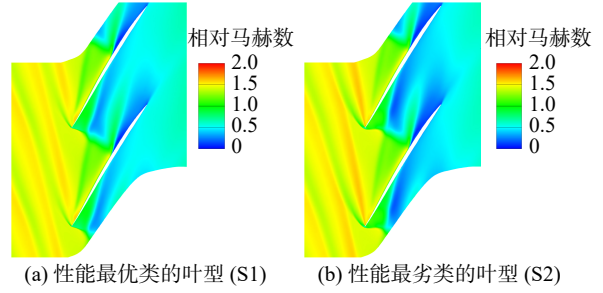


图 20 两类极端性能叶型中各类损失的分布

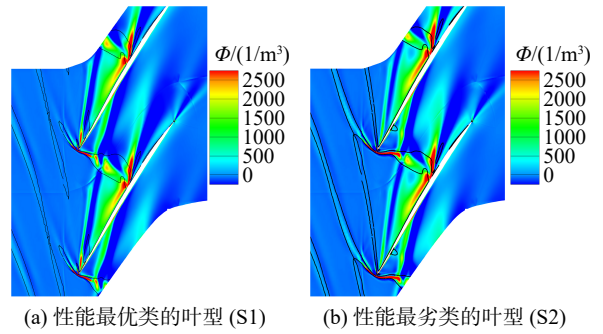
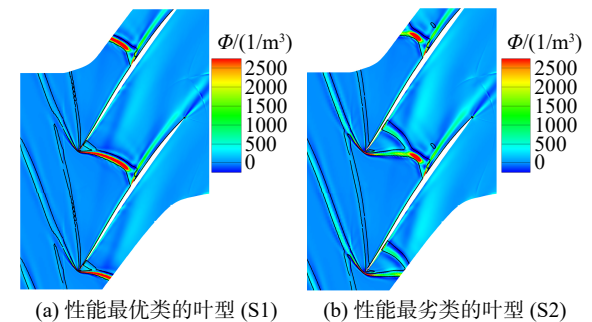
Fig. 20 Different kinds of loss distribution for two extreme-performance blades

图 21 展示了两类极端性能叶型 99% 叶高的相对马赫数分布。可以明显看到 S2 的叶顶前缘激波较强,并且激波-泄漏涡和激波-附面层干涉作用也较强。图 22 进一步展示了两类极端性能叶型 99% 叶高的损失源函数 Φ 分布,图中黑线为

图 21 两类极端性能叶型 99% 叶高 Ma_r 分布Fig. 21 Ma_r distribution at 99% span for two extreme-performance blades

激波区域边界($f_{\text{shock}} = 30$)。可以佐证 S2 的前缘激波损失明显较 S1 叶型的大,并且 S2 的泄漏流损失以及激波-附面层干涉引起的分离损失也更大。图 23 展示了两类极端性能叶型 90% 叶高的 Φ 分布。明显可以发现在远离叶顶泄漏流的区域,流动损失主要差异源于激波。其中, S2 的前缘激波强度较大,来流会因此出现更大的减速,进一步会导致通道激波强度较小。但结合图 21 中的分析可知,综合下来 S2 的激波损失更大。

综合两类极端性能叶型的损失分析以及流场分析,跨声速风扇流动损失中最主要的损失集中

图 22 两类极端性能叶型 99% 叶高损 Φ 分布Fig. 22 Φ distribution at 99% span for two extreme-performance blades图 23 两类极端性能叶型 90% 叶高 Φ 分布Fig. 23 Φ distribution at 90% span for two extreme-performance blades

于叶顶部位,并且激波损失为主要损失来源。而 S1 更薄的叶顶前缘有利于削弱激波强度,以减少激波损失以及激波-泄漏涡干涉损失。从而减少总损失、提升等熵压缩功的转换效率,进而提升总压比。

4 结 论

本文采用 PCA 法和 NIPC 法研究了全局轮廓度误差对跨声速风扇转子气动性能的不确定性影响,并且比较了气动性能参数对叶表不同位置全局轮廓度误差的敏感性。最后对两类极端性能叶型进行了损失源分析以及流场分析,阐释了轮廓度误差对性能参数的影响机理。得出了以下结论:

1) 在全球轮廓度误差影响下,风扇转子的性能参数在近失速工况下近似服从正态分布,而在峰值效率工况下略微偏离正态分布,并且从分布特征来看性能参数均有一定的恶化趋势。

2) 轮廓度误差对风扇转子性能均值的影响不大(较原型基准值的相对偏移小于 0.1%),但会导致峰值效率工况下的性能出现一定的分散度。其中峰值效率工况下效率和压比的相对偏移幅值分别为 1.5%、2.5%,而近失速工况下性能参数的相对偏移幅值都小于 0.4%。

3) 轮廓度误差对跨声速风扇转子的实际加功量的影响不大,主要会影响损失增量或等熵压缩功的转换。经过损失源分析表明 2/3 的气动损失又集中在 80% 叶高以上的区域,因此全局轮廓度误差导致的损失差异也主要体现在其中(总差异贡献量的约 2/3)。

4) 相同加工精度水平下,性能参数均对叶顶前缘附近轮廓度误差的敏感性最强并且是单调负相关的,对其他部位轮廓度的敏感性较低。因此,在强度以及公差允许范围内可尽量减薄动叶叶顶前缘以减小流动损失。

5) 将动叶叶顶前缘减薄的原因在于,激波损失是跨声速压气机流动最主要的损失来源(约为总损失的 40%),此外激波-泄漏涡干涉和激波-附面层干涉损失也有一定占比(约为总损失的 25%)。而动叶叶顶前缘的变薄会有利于减弱激波的强度,这能够减小激波损失以及激波-泄漏流干扰产生的损失。

参考文献:

[1] Goodhand M N, Miller R J. The impact of real geometries on three-dimensional separations in compressors[J]. *Journal of Turboma-*

chinery, 2012, 134(2): 021007.

- [2] Roberts W B. Axial compressor performance restoration by blade profile control[R]. ASME 84-GT-232, 1984.
- [3] Hirsch C, Wunsch D, Szumbarski J, et al. Uncertainty management for robust industrial design in aeronautics[M]. Cham, Switzerland: Springer Nature Switzerland AG, 2019.
- [4] Alonso J J, Eldred M S, Constantine P, et al. Scalable environment for quantification of uncertainty and optimization in industrial applications (SEQUOIA)[R]. AIAA-2017-1327, 2017.
- [5] Eisfeld B, Barnewitz H, Fritz W, et al. Management and minimisation of uncertainties and errors in numerical aerodynamics: results of the German collaborative project MUNA[M]. Heidelberg, Germany: Springer, 2013.
- [6] Garzon V E, Darmofal D L. Impact of geometric variability on axial compressor performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(4): 692-703.
- [7] Garzon V E, Darmofal D L. On the aerodynamic design of compressor airfoils for robustness under geometric uncertainty[R]. ASME GT2004-53581, 2008.
- [8] Lange A, Vogeler K, Gümmer V, et al. Introduction of a parameter based compressor blade model for considering measured geometry uncertainties in numerical simulation[R]. ASME GT2009-59937, 2009.
- [9] Lange A, Voigt M, Vogeler K, et al. Impact of manufacturing variability on multistage high-pressure compressor performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(11): 112601.
- [10] 高丽敏, 蔡宇桐, 郝燕平, 等. 加工误差对压气机叶片气动性能影响试验研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(8): 1761-1766.
- Gao Limin, Cai Yutong, Hao Yanping, et al. Experimental investigation on aerodynamic performance of compressor blade considering manufacturing error[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1761-1766. (in Chinese)
- [11] 李萍. 叶片加工误差及数据传递对压气机气动性能的影响[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- Li Ping. Effect of blade machining error and data transfer on compressor aerodynamic performance[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [12] 刘佳鑫, 于贤君, 孟德君, 等. 高压压气机出口级叶型加工偏差特征及其影响[J]. *航空学报*, 2021, 42(2): 423796.
- Liu Jiaxin, Yu Xianjun, Meng Dejun, et al. State and effect of manufacture deviations of compressor blade in high-pressure compressor outlet stage[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(2): 423796. (in Chinese)
- [13] 陈为雄, 王掩刚, 马峰, 等. 超声速来流基元叶型前缘加工误差气动敏感性分析[J]. *推进技术*, 2019, 40(10): 2235-2242.
- Chen Weixiong, Wang Yangang, Ma Feng, et al. Aerodynamic sensitivity analysis of manufacturing errors for leading edge of supersonic elementary blade profile[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2235-2242. (in Chinese)
- [14] 郭正涛, 楚武利, 晏松, 等. 加工误差对压气机叶栅气动性能及稳定性影响的数据挖掘[J]. *推进技术*, 2022, 43(3): 200576.
- Guo Zhengtao, Chu Wuli, Yan Song, et al. Data mining on effects of manufacturing error on aerodynamic performance and stability of compressor cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200576. (in Chinese)
- [15] Guo Zhengtao, Chu Wuli, Zhang Haoguang. A data-driven non-intrusive polynomial chaos for performance impact of high subsonic

- compressor cascades with stagger angle and profile errors[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 129: 107802.
- [16] 姬田园, 楚武利, 张振华, 等. 叶片厚度偏差对转子性能影响的不确定性分析[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(11): 20220203. Ji Tianyuan, Chu Wuli, Zhang Zhenhua, et al. Uncertainty analysis of impact of blade thickness deviation on rotor performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(11): 20220203. (in Chinese)
- [17] 马峰, 尚珣, 刘汉儒, 等. 跨声速压气机转子几何误差气动敏感性统计[J]. *航空动力学报*, 2023, 38(10): 2483-2500. Ma Feng, Shang Xun, Liu Hanru, et al. Statistics on aerodynamic sensitivities of blade geometric errors for transonic compressor rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(10): 2483-2500. (in Chinese)
- [18] Yu Xianjun, Li Mingzhi, An Guangfeng, et al. A coupled effect model of two-position local geometric deviations on subsonic blade aerodynamic performance[J]. *Applied Sciences*, 2020, 10(24): 8976.
- [19] Ghisu T, Shahpar S. Affordable uncertainty quantification for industrial problems: application to aero-engine fans[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2018, 140(6): 061005.
- [20] 罗佳奇, 陈泽帅, 邹正平, 等. 低压涡轮铸造叶片几何不确定性统计[J]. *航空学报*, 2023, 44(6): 427203. Luo Jiaqi, Chen Zeshuai, Zou Zhengping, et al. Statistics on geometric uncertainties of casting blades in low-pressure turbines[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(6): 427203. (in Chinese)
- [21] Wang Xiaojing, Zou Zhengping. Uncertainty analysis of impact of geometric variations on turbine blade performance[J]. *Energy*, 2019, 176: 67-80.
- [22] Lange A, Voigt M, Vogeler K, et al. Principal component analysis on 3D scanned compressor blades for probabilistic CFD simulation[R]. AIAA-2012-1762, 2012.
- [23] Schnell R, Lengyel-kampmann T, Nicke E. On the impact of geometric variability on fan aerodynamic performance, unsteady blade row interaction, and its mechanical characteristics[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2014, 136(9): 091005.
- [24] Dow E A, Wang Qiqi. The implications of tolerance optimization on compressor blade design[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2015, 137(10): 101008.
- [25] Razaaly N, Persico G, Congedo P M. Impact of geometric, operational, and model uncertainties on the non-ideal flow through a supersonic ORC turbine cascade[J]. *Energy*, 2019, 169: 213-227.
- [26] 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. Yan Yong, Zhu Peiyuan, Song Liming, et al. Uncertainty quantification of cascade manufacturing error based non-stationary Gaussian process[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1767-1775. (in Chinese)
- [27] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1 500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. Wright-Patterson AFB, US: Air Force Aero Propulsion Lab, AFAPL-TR-76-59, 1976.
- [28] Wennerstrom A J, Deroose R D, Law C H. Investigation of a 1 500 ft/sec transonic high-through-flow single stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio: [R]. Wright-Patterson AFB, US: Air Force Aero Propulsion Lab, AFAPL-TR-76-92, 1976.
- [29] 卢家玲, 楚武利, 吴艳辉. 轴流风扇轴向间隙及尾迹恢复效应[J]. *计算机仿真*, 2010, 27(3): 330-334. Lu Jialing, Chu Wuli, Wu Yanhui. Study on wake recovery effect and axial space of axial fan[J]. *Computer Simulation*, 2010, 27(3): 330-334. (in Chinese)
- [30] 楚武利, 刘前智, 胡春波. 航空叶片机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2009.
- [31] 刘铠烨, 楚武利, 郭正涛, 等. 加工误差对超声速叶栅气动性能影响的不确定性分析[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(12): 20220791. Liu Kaiye, Chu Wuli, Guo Zhengtao, et al. Uncertainty analysis of effects of manufacturing errors on aerodynamic performance of supersonic cascades[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(12): 20220791. (in Chinese)
- [32] Wang Xiaojing, Du Pengcheng, Yao Lichao, et al. Uncertainty analysis of measured geometric variations in turbine blades and impact on aerodynamic performance[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, 36(6): 140-160.
- [33] Ma Chi, Gao Limin, Wang Haohao, et al. Influence of leading edge with real manufacturing error on aerodynamic performance of high subsonic compressor cascades[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(6): 220-232.
- [34] 中国航空工业总公司六二四所. 叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度: HB 99—1997[S]. 北京: 中国航空工业总公司第三〇一研究所, 1999: 23-24.
- [35] 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): 200798. Wang Xiaojing, Zou Zhengping. Uncertainty analysis of impact of profile geometric manufacture variations on turbine blade performance in stage environment[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(3): 200798. (in Chinese)
- [36] Debusschere B J, Najm H N, Pébay P P, et al. Numerical challenges in the use of polynomial chaos representations for stochastic processes[J]. *SIAM Journal on Scientific Computing*, 2004, 26(2): 698-719.
- [37] Luo Jiaqi, Liu Feng. Statistical evaluation of performance impact of manufacturing variability by an adjoint method[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 77: 471-484.
- [38] Giebmanns A, Backhaus J, Frey C, et al. Compressor leading edge sensitivities and analysis with an adjoint flow solver[R]. ASME GT2013-94427, 2013.
- [39] 熊芬芬, 杨树兴, 刘宇, 等. 工程概率不确定性分析方法[M]. 北京: 科学出版社, 2015.

(编辑: 秦理曼)