

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220941-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220941

叶片单一与耦合误差对轴流压气机性能的影响

楚武利¹, 何旭东¹, 杨吉博², 刘凯烨¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航天科技集团有限公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 由于加工工艺等因素的限制, 在实际的加工过程中, 理论叶型与实际叶型之间总会存在微小误差。针对跨声速压气机转子 Rotor 37, 采用数值模拟和 NIPC(非嵌入式多项式混沌方法)相结合的方法, 研究轴向位置度误差与安装角误差对压气机气动性能的不确定性影响。结论表明: 对于轴向位置度和安装角服从零均值标准正态分布的加工误差, 两者单一变化或耦合变化时, 转子气动性能对各误差敏感性基本一致, 只有个别参数有区别。轴流压气机气动性能与各个误差的相关性有强弱之分, 加工时应当关注强相关性的性能参数。叶片耦合误差对压气机的影响为叶片轴向位置度误差和安装角误差的影响的叠加。

关键词: 跨声速轴流压气机; 加工误差; 不确定性; 安装角误差; 耦合误差

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effects of blade single and coupling errors on axial flow compressor performance

CHU Wuli¹, HE Xudong¹, YANG Jibo², LIU Kaiye¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: Due to the limitation of processing technology and other factors, there is always a small error between the theoretical blade profile and the actual blade profile in the actual processing. For transonic compressor Rotor 37, the influences of axial position and stagger angle errors on the uncertainty of compressor aerodynamic performance were studied by numerical simulation and NIPC (non-intrusive polynomial chaos method). The conclusion indicated that, for machining errors with zero mean standard normal distribution of axial position and stagger angle, the sensitivity of rotor aerodynamic performance was approximately the same when they changed singly or in coupling, only individual parameters were different. The correlation between the aerodynamic performance of axial flow compressor and each error was strong or weak, and attention shall be paid to the performance parameters with strong correlation during processing. The influence of blade coupling error on compressor lied in the superposition of the influences of blade axial position error and stagger angle error.

Keywords: transonic compressor; machining errors; uncertainty; stagger angle error; coupling error

收稿日期: 2022-12-08

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-I-0011); 国家自然科学基金(51576162)

作者简介: 楚武利(1962-), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事高性能轴流及离心压气机先进流动控制研究。

引用格式: 楚武利, 何旭东, 杨吉博, 等. 叶片单一与耦合误差对轴流压气机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220941. CHU Wuli, HE Xudong, YANG Jibo, et al. Effects of blade single and coupling errors on axial flow compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220941.

自 20 世纪 30 年代末喷气发动机问世, 经过不断地发展, 航空发动机以其高度的先进性和复杂性, 成为一个国家科技水平、军事实力和综合国力的重要标志之一^[1], 而压气机的性能更是对航空发动机的性能有着最直接的影响。随着航空发动机的不断更新换代, 性能指标不断提高, 对压气机的要求也在随之变化, 压气机设计逐渐由早期研制的“宏观性”变为现在的“精细化”^[2]。因此, 压气机转子叶片的微小几何误差对其性能与稳定裕度的影响受到更多人的关注。但不可避免的叶片加工误差使得实际叶型与理论叶型之间的差异具有很强的随机性, 进而对压气机的性能产生影响。对叶片叶型误差问题进行数值模拟和试验研究都需要投入大量的时间成本, 试验研究还需要额外的资金投入。因此, 研究压气机叶片叶型的不确定性对压气机性能的影响, 关键在于选择合适的 uncertainty 研究方法。

国外关于加工误差的研究开始得较早。早在 1950 年, Klapproth^[3] 以某超声速叶栅为研究对象, 发现无论相对马赫数为多少, 增大叶栅前缘半径, 叶栅的损失也随之线性增加。1983 年, 美国的 Roelke 等^[4] 发现, 将转子叶片进行光滑处理, 叶片效率会提升 1%; 如果将转子叶片实际叶型向理论叶型修正, 转子效率会随着叶片厚度减小而增加, 大约增加 3%。该研究表明转子叶片叶型对压气机性能影响较大。2001 年, 针对 Rotor 35, Roberts 等^[5] 选择 3 种弦长误差进行研究: 长弦与短弦叶片周向各占一半、长弦与短弦叶片沿周向各占 90°交替、长短弦叶片互相交替, 并对各误差组合进行了试验测量。结果表明, 叶型弦长误差对转子性能影响较小。2003 年, Garzon^[6] 首先选用概率学方法, 利用主成分分析 (PCA) 方法对 150 个转子叶片的叶型进行分析, 针对叶型的具体参数, 得出最大厚度、叶型弯角、前圆半径等因素在加工误差中较为明显。随后, 利用蒙特卡洛方法 (MCS) 生成样本, 进行数值模拟, 分析得出叶片前缘半径加工误差对压气机气动性能影响最为明显。Wunsch 等^[7] 于 2015 年针对 NASA Rotor 37 开展了加工误差研究, 对于前缘半径、叶顶间隙、尾缘半径等参数的加工误差采用多项式混沌 (PC) 方法进行分析。基于数值模拟结果, 采用比例敏感度导数来判断该变量的 uncertainty 对压气机性能参数的影响, 结果表明前缘角度和叶顶间隙对压气机性能影响最为显著。

国内关于叶片加工误差的研究起步较晚, 基本在 2000 年以后, 并且刚开始大多是关于加工误差为确定值的研究, 针对加工误差不确定性的研究更晚。2009 年, 李宇等^[8] 针对某高压涡轮, 通过数值模拟研究了涡轮叶片安装角误差对涡轮内热斑偏移的影响。结果表明热斑的迁移会发生明显变化, 进而改变热负荷, 使得涡轮叶片的寿命受到极大的影响。2016—2017 年, 郑似玉等^[9-11] 采用数值模拟的方法, 对某单级轴流压气机的轮廓度、位置度、扭转度的加工超差进行研究, 分析了其对压气机性能的影响。结果表明, 效率受动叶叶顶轮廓度超差影响较大, 总压比受叶根处的轮廓度超差影响比较明显; 和周向位置度相比, 轴向位置度对压气机性能影响更大, 无论是轴向或周向位置度误差, 都会使压气机性能恶化; 位于转子叶片 70% 叶高的扭转度超差对性能影响最为明显。2018 年, 于贤君等^[12] 提出低速模拟的方法来解决超声叶片在试验中的精确测量问题, 并将实际叶型典型参数的加工偏差叠加到低速叶片的叶型上, 以此为基础来研究加工偏差。结果表明, 各参数的加工偏差对叶型气动性能产生影响的机理在于加工偏差影响了边界层状态。2019 年, 程超等^[13] 选取 6 个典型结构参数变化, 每个参数分为 3 个加工精度, 采用正交试验法设计了 27 个样本, 以某跨声速压气机为原型对所有样本进行数值模拟。结果表明, 压气机效率受前缘角误差、厚度误差影响较大, 总压比对前后缘形状、厚度误差更为敏感, 流量对前后缘形状、前缘角误差等参数更敏感。

目前国内外对加工偏差的研究还存在以下的不足或者问题: ①由 HB 5 647-1998 给出的加工误差中, 积叠点位置度误差几乎不被关注, 关于它的 uncertainty 研究较少; ②实际叶片的误差是多因素的综合误差, 在已有的 uncertainty 研究中, 往往只针对某一个误差因素, 很少考虑多因素同时出现时造成的 uncertainty 影响。

针对上述存在问题, 本文对非嵌入式多项式混沌 (NIPC) 方法的原理进行介绍, 并验证了其有效性, 旨在运用 NIPC 方法来研究单一误差因素单独出现和多误差因素同时出现时, 压气机叶片积叠点位置度误差与安装角误差对转子性能的 uncertainty 影响之间的区别与联系, 为今后工程实际提供有力参考。因此本文将误差分布简化为全叶高范围同时变化, 对两种单一误差和两种误差耦

合时的情况进行探讨, 并进行对比。

1 研究对象与数值方法

1.1 研究对象与方案

研究对象为跨声速压气机转子 NASA Rotor 37, 该转子由 NASA Lewis 中心于 1978 设计。因其作为公开算例, 具有大量试验数据与数值模拟结果, 所以选择其为研究对象。表 1 给出了 NASA Rotor 37 的部分参数。

图 1 给出了 NASA Rotor 37 子午面以及试验测点位置: Stn 1、Stn 1a 2、Stn 3、Stn 4a、Stn 4。Suder 等^[14]利用气动探针详细测量了试验测量站 1 和试验测量站 4 的气动参数。

表 1 NASA Rotor 37 部分参数	
Table 1 Partial parameters of NASA Rotor 37	
参数	数值
叶片数	36
设计转速/(r/min)	17 188
设计流量/(kg/s)	20.19
设计总压比	2.106
等熵效率	0.889
叶顶间隙/mm	0.356
轮毂比	0.70
展弦比	1.19
堵塞流量/(kg/s)	20.93±0.14

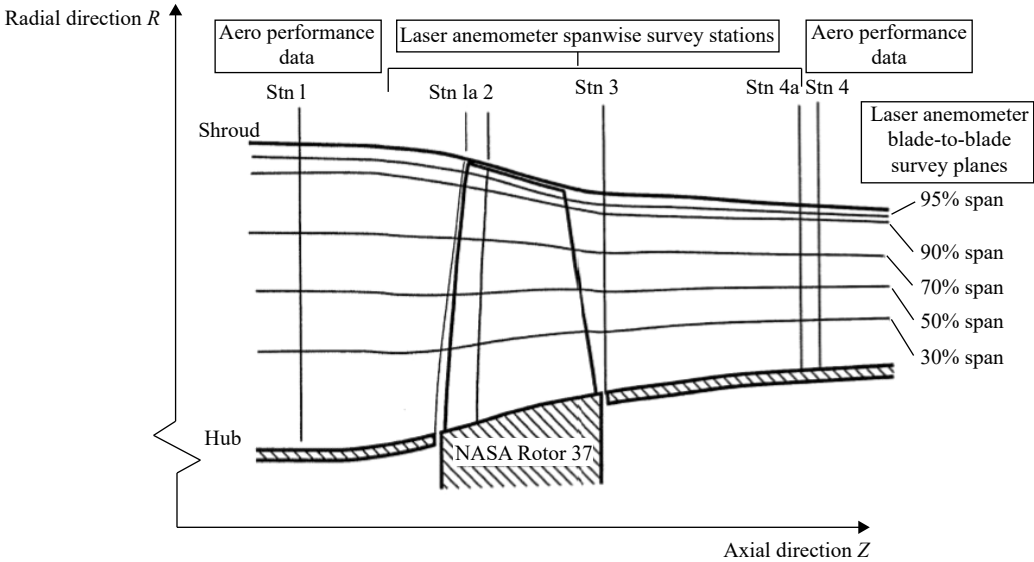


图 1 NASA Rotor 37 子午面及试验测量位置^[15]

Fig. 1 Meridian and test measurement position of NASA Rotor 37^[15]

在实际加工中, 实际叶型与理论叶型总会存在误差, 将实际叶型与理论叶型对应点的距离分解为轴向和周向^[10], 即为轴向位置度误差与周向位置度误差。因为轴向位置度误差对转子影响更为显著^[10], 所以本文主要针对叶片轴向位置度误差(Z)的变化进行研究。图 2 给出了轴向位置度误差的示意图, 其中理论叶型为黑色, 红色为负误差, 绿色为正误差。

图 3 给出了叶片安装角(δ)误差示意图, 其中黑色实线代表原型叶片, 而绿色和红色虚线分别代表正、负安装角误差, 关于误差正、负的具体定义为: 叶片前缘向转子旋转方向偏离为负, 向转子旋转反方向偏离为正, 即正误差代表叶片安装

角“打开”, 而负误差则代表叶片安装角“关闭”。

图 4 为轴向位置度误差与安装角误差两者耦合后的叶片示意图, 每一个虚线叶型同时有轴向

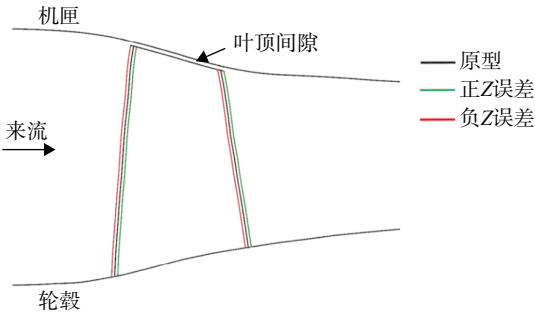


图 2 轴向位置度误差示意图

Fig. 2 Schematic of the axial position degree error

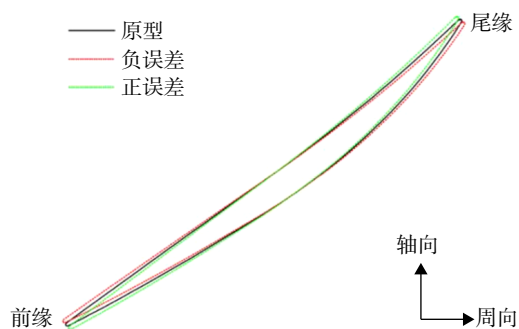


图 3 叶片安装角误差示意图

Fig. 3 Schematic of the stagger angle error

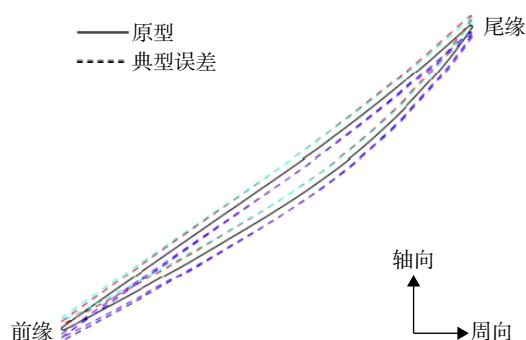


图 4 耦合误差叶片示意图

Fig. 4 Schematic of the coupling errors of blade

位置度误差和安装角误差。

假设轴向位置度误差与安装角误差的分布满足正态分布, 根据 HB 5647-1998^[16] 中对位置度误差精度的定义以及前人的研究^[10,17], 本文给定轴向位置度的极限偏差为 1 mm, 安装角的极限偏差为 0.5°。根据正态分布的 3σ 原则, 令 $3\sigma=1$ mm, $\sigma=0.333$ mm, 则轴向位置度误差分布在 $[-1, 1]$ 区间内的概率为 99.73%, 同理可得安装角误差分布在 $[-0.5^\circ, +0.5^\circ]$ 的概率为 99.73%。

针对 NASA Rotor 37, 耦合误差作用时叶片叶型构造步骤如下:

- 1) 利用 NIPC 方法获得误差样本点。
- 2) 根据 Rotor 37 的模型文件, 对叶片绕积叠轴旋转安装角的样本点角度, 然后导出模型文件。
- 3) 将导出几何文件中所有截面增加所求的轴向位置度误差样本点的值。

在对叶片进行造型时, 采用先旋转, 后平移的方法, 因此对叶片沿展向的积叠控制不产生影响。

1.2 计算网格与求解方法

本文的网格划分采用 NUMECA 软件包中的 Autogrid5 模块进行。具体网格设置为: 进、出口通道均为 H 型网格块, 叶片主通道采用 O-4H 网格拓扑结构, 转子叶顶间隙设置为蝶形网格。第

1 层网格距离壁面 $3\ \mu\text{m}$, 保证 $y^+ < 10$ 。图 5 给出了 Rotor 37 网格总体示意图以及部分区域的细节图。定常计算边界条件如下: 进口给定总温、总压, 出口给定平均背压, 转速为设计转速 17 188 r/min。壁面设置为绝热无滑移, 叶片两侧周向设置为周期性边界。选择 2 阶迎风格式进行离散。所有的数值计算都从堵塞点开始, 取前一个工况的收敛解为初场, 通过逐步提高出口背压向近失速点逼近, 直到数值计算发散, 数值模拟失速前的工况为近失速工况, 精度为 100 Pa。

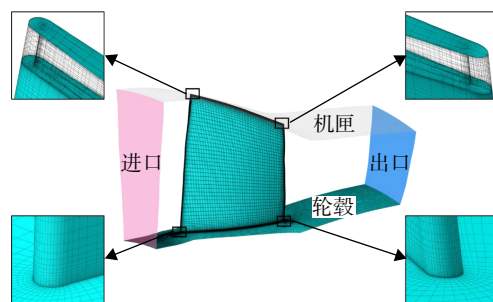


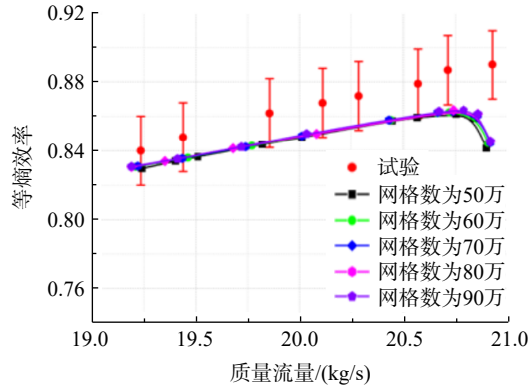
图 5 Rotor 37 网格示意图

Fig. 5 Schematic of the grid of Rotor 37

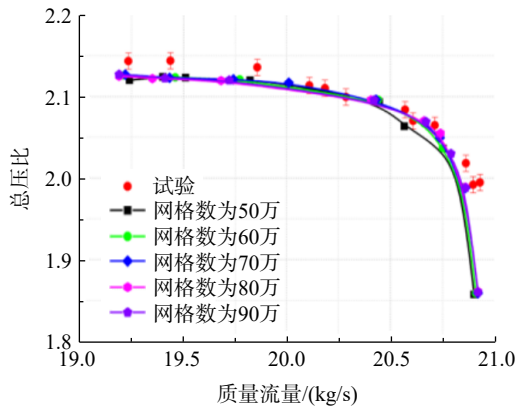
1.3 数值验证

在进行网格无关性验证时, 根据西北工业大学叶轮机械流动控制课题组的研究, 选取湍流模型为 $k-\varepsilon$ 模型。保持网格拓扑结构不变, 对网格进行加密来改变网格的数量。以总数量为 50 万、60 万、70 万、80 万以及 90 万的网格分别进行计算, 所有网格计算除网格数量外其他计算设置均相同。数值模拟得到 Rotor 37 等熵效率流量曲线和总压比流量曲线, 并与试验值进行比对, 结果如图 6 所示。同时将不同网格下压气机的性能参数的具体值进行比对分析, 结果如表 2 所示。

从图 6(a) 等熵效率性能曲线可以看出, 各个数目的网格所得到的效率曲线仅在大流量工况和近失速点时有微小差异; 而图 6(b) 总压比曲线可以看出, 除了 50 万数量的网格在 20.5 kg/s 流量附近压比偏低, 其他网格的总压比曲线十分接近。由表 2 峰值效率数值可知, 网格数目由 50 万增加到 80 万, 峰值效率变化数量级为 10^{-3} 量级, 但从 80 万增加到 90 万, 峰值效率变化数量级为 10^{-5} , 所以网格数大于 80 万时, 数值模拟的等熵效率曲线可认为与网格数目无关; 当网格总数大于 70 万时, 最大总压比保持不变; 比较近失速点质量流量, 网格数目大于 80 万后近失速点流量保持不变, 与试验近失速点质量流量 19.23 kg/s 相比, 变化幅



(a) 等熵效率



(b) 总压比

图 6 不同网格数量总性能曲线对比

Fig. 6 Comparison of total performance curves with different grid numbers

表 2 不同网格下部分参数数值模拟结果

Table 2 Numerical simulation results of partial parameters with different grids

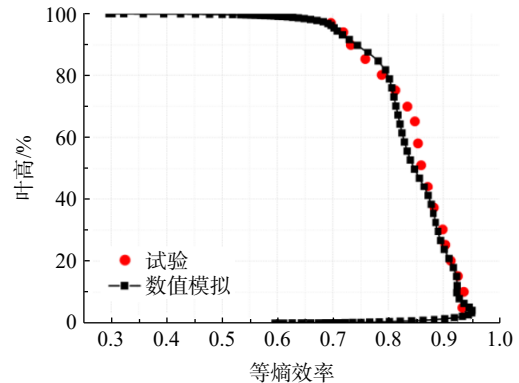
网格数/ 10^4	峰值效率	最大总压比	近失速点质量流量/(kg/s)
50	0.861 44	2.120	19.24
60	0.862 50	2.126	19.21
70	0.863 00	2.127	19.22
80	0.863 75	2.127	19.19
90	0.863 70	2.127	19.19

度很小,可认为数值模拟与试验吻合。综合考虑网格数量对各性能参数的影响,认为选择 80 万及以上网格数量可保证网格数目不对计算结果产生较大影响。

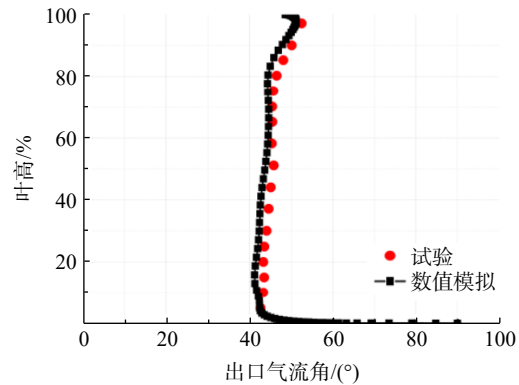
由于叶片耦合误差公差很小,为了保证数值模拟能够计算得到微小加工偏差对流场的影响,需要更高精度的网格。所以保持网格拓扑结构不变,对网格进行加密,加密后网格数目达到 100 万。随后使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型,其他设置均不变,对 100

万网格数目进行数值模拟并与试验对比,以此校核数值精度。

根据文献 [15] 对出口参数的验证方法,图 7 为近失速工况下,转子出口气流角和等熵效率沿叶高的分布。由图 7(a)可知,数值模拟所得结果与试验数据趋势大体一致,只有在 50%~90% 叶高处略微偏离试验值。由图 7(b)可知,全叶高数值模拟计算结果与试验数据吻合较好,误差较小。说明数值模拟对转子沿径向分布的参数有足够的准确度。



(a) 等熵效率



(b) 出口气流角

图 7 近失速工况等熵效率和出口气流角沿叶高分布图

Fig. 7 Distribution of isentropic efficiency and outlet flow angle along the blade span under near stall condition

此外,图 8 给出了近失速工况,转子 95% 叶高截面试验与数值模拟的相对马赫数分布图,图中红色虚线为叶顶间隙泄漏涡的运动轨迹。从图中可以看出,数值模拟所得叶顶相对马赫数的分布和试验数据非常接近,叶顶间隙泄漏涡的运动轨迹也与试验吻合较好。因此,数值模拟对于叶顶流场也能较好地模拟。

1.4 NIPC 方法简介

多项式混沌展开(PCE)是一种在计算快的同时保证了高精度的不确定性分析方法[2,18-20],许多

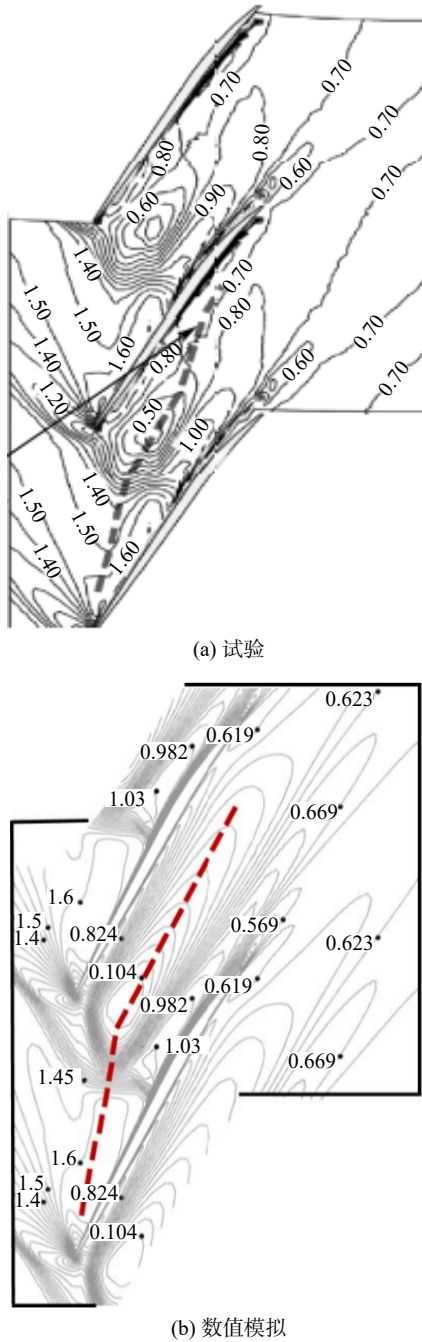


图 8 近失速工况转子 95% 叶高截面相对马赫数分布图

Fig. 8 Relative Mach number of 95% blade span of rotor under near stall condition

研究人员都对 PCE 方法做了介绍, 本文不再赘述。PCE 方法可分为嵌入式混沌多项式(IPC)和非嵌入式混沌多项式(NIPC), 由于 IPC 方法可能会出现求解不稳定的情况^[21], 本文采用 NIPC 方法来进行轴向位置度误差不确定性研究。NIPC 方法是基于采样方法和 PCE 方法的结合, 利用 Galerkin 投影法^[22-23]通过确定性解去估算 PCE 展开式中的系数, 其基本原理是基于正交多项式的正交

性, 将内积运算投影到正交基上, 从而计算得出展开系数 c_j , 具体求解如下:

$$c_j = \frac{\langle y(\zeta), \Psi_j(\zeta) \rangle}{\langle \Psi_j(\zeta), \Psi_j(\zeta) \rangle} = \int_{-\infty}^{+\infty} d\zeta_1 \int_{-\infty}^{+\infty} d\zeta_2 \cdots \int_{-\infty}^{+\infty} d\zeta_n \times \left[y(\zeta) \frac{\Psi_j(\zeta)}{\langle \Psi_j(\zeta), \Psi_j(\zeta) \rangle} \prod_{k=1}^n \frac{\exp(-\zeta_k)}{\sqrt{2n}} \right] \quad (1)$$

式中 ζ 为随机变量, 定义为 $\zeta = (\zeta_1, \zeta_2, \zeta_3, \dots, \zeta_n)$; $y(\zeta)$ 为随机变量 ζ 的输出响应; $\Psi_j(\zeta)$ 为 ζ 的 j 阶 Hermite 多项式。

可利用 Gauss-Hermite 积分公式对式(1)进行计算, 其计算公式如式(2)所示

$$c_j = \sum_{l_1}^l \cdots \sum_{l_n}^l y(x_{l_1}, x_{l_2}, \dots, x_{l_n}) \cdot \frac{\Psi_j(x_{l_1}, x_{l_2}, \dots, x_{l_n})}{\langle \Psi_j \Psi_j \rangle} \prod_{k=1}^n w_{l_k} \quad (2)$$

式中 l 为积分节点数; x 为积分点; w 为积分权重^[24]。

由式(2)求得混沌多项式系数 c_j 后, 即可通过 PCE 方法得到完整的包含输入与输出关系式的代理模型, 利用代理模型即可预测任意叶片轴向位置度误差对压气机性能参数与稳定裕度造成的影响。

为了确定 NIPC 方法的阶数, 选择单变量试验函数如下式:

$$f(x) = \frac{10}{\sqrt{2\pi}} \times \left\{ \exp\left[-\frac{(x+2.7)^2}{2}\right] + \exp\left[-\frac{(x-2.7)^2}{8}\right] \right\} \quad (3)$$

随机变量 $x \sim N(0, 1^2)$, 图 9 中则对比了各阶 NIPC 方法对非线性函数的拟合效果。

选择双变量试验函数如下式:

$$f(x_1, x_2) = 2 - \sqrt{2}(x_1 + x_2)^3 + \frac{3}{2}x_1 - \frac{1}{2}x_2 + \frac{10}{\sqrt{2\pi}} \left\{ \exp\left[-\frac{(x_1+9.4)^2}{8}\right] + \exp\left[-\frac{(x_1+1.4)^2}{32}\right] \right\} \quad (4)$$

式中 $(x_1, x_2) \sim N(0, 0, 1, 1, 0)$ 。

NIPC 方法预测值为 $f(x_{l_1}, x_{l_2})$, 试验函数真实值为 $y(x_{l_1}, x_{l_2})$, 定义平均平方差为

$$e^2 = \frac{1}{U^2} \sum_{i=1}^U \sum_{j=1}^U [f(x_{l_i}, x_{l_j}) - y(x_{l_i}, x_{l_j})]^2 \quad (5)$$

式中 U 为样本数。

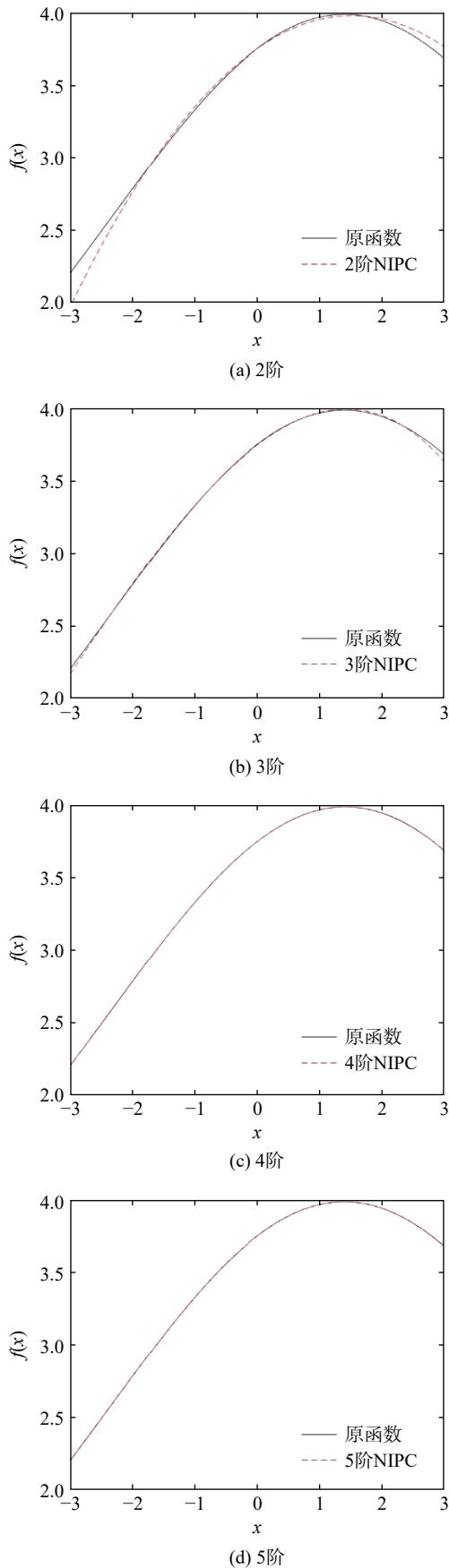


图 9 不同阶数 NIPC 方法对试验函数的拟合效果
Fig. 9 Fitting results of NIPC methods of different orders
on test functions

根据正态分布 3σ 原则, 在 $x_1 \sim [-3, 3]$ 和 $x_2 \sim [-3, 3]$ 区间内抽取样 10^6 个样本点, 求得均值, 标准差以及平均平方差, 具体结果如表 3 所示。

表 3 NIPC 方法试验函数统计结果
Table 3 Statistical results of NIPC method test function

NIPC 阶数	均值 μ	标准差 σ	e^2
3	5.654 020	14.845 943	1.0×10^{-4}
4	5.654 025	14.845 791	2.7×10^{-6}
5	5.654 025	14.845 799	3.8×10^{-7}
6	5.654 025	14.845 798	3.8×10^{-8}

由图 9 和表 3 可以看出, 4 阶 NIPC 方法得到的统计参数的精度已经能够保证预测的准确度, 因此本文开展耦合误差不确定性研究时采用 4 阶 NIPC 方法, 计算速度较快的同时也保证了精度^[21,25-27]。由于采用了 4 阶 NIPC 方法, 所以在计算轴向位置度与安装角两个单一误差时分别构造了 5 个样本, 计算耦合误差时样本个数为 25 个样本。

2 计算结果与讨论

针对轴向位置度与安装角单变量和耦合误差双变量 3 种加工误差, 先用 NIPC 方法在误差区间内求得样本点, 然后获得带有误差的新转子, 最后针对不同转子进行数值模拟。由于误差区间较小且转子各性能参数量级不同, 所以各样本点的转子性能参数不能直接进行分析。为了对转子不同的性能参数对 3 种加工误差的敏感性进行探究, 引入新的参数变异系数 (coefficient of variation, C_v), 定义如下:

$$C_v = \frac{\sigma}{\mu} \quad (6)$$

式中 σ 为同一参数所有样本点标准差; μ 为同一参数所有样本点均值。

变异系数 C_v 为标准差和均值的比值, 可以消除不同参数自身量级对其离散程度的影响, 图 10 为不同误差下转子各性能参数的变异系数 C_v 。从图中可得: 峰值效率工况下, 安装角误差对质量流量影响程度最大, 轴向位置度误差对等熵效率和总压比的影响程度最大, 耦合误差对转子 3 个性能参数影响程度介于两个单一误差之间; 近失速工况下, 安装角误差等熵效率和总压比影响程度最大, 耦合误差对质量流量的影响程度大于单一误差, 对于等熵效率和总压比的影响程度介

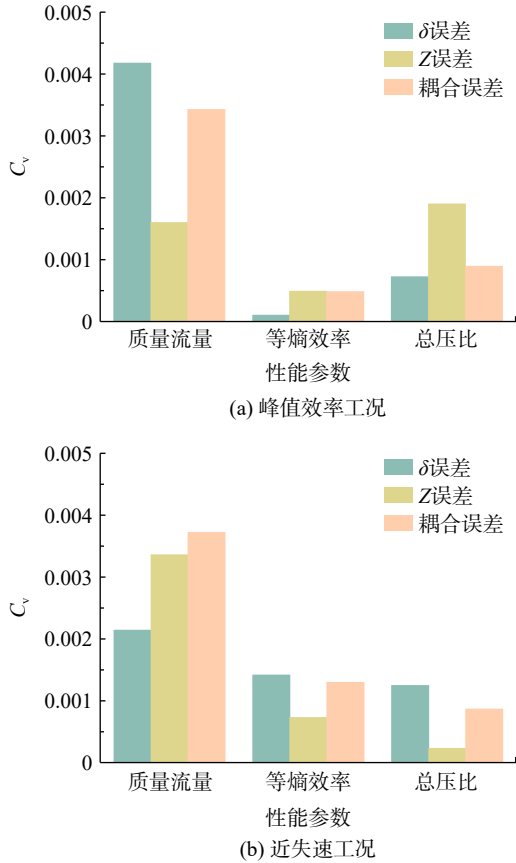


图 10 不同误差下转子各性能参数的变异系数

Fig. 10 Coefficient of variation of rotor performance parameters with different errors

于两个单一误差之间。

为了探究 δ 误差与Z误差耦合作用时两者各自对转子性能参数的贡献度,本文采用 Spearman 相关系数分析转子性能与耦合误差下气动性能参数对 δ 和Z误差的敏感性^[28]。

Spearman 相关系数也被称为斯皮尔曼秩相关系数,是一种相关性分析方法,优点在于与变量的分布无关。其实质为对样本空间内的输入和输出按一定的次序排列,分别得到输入和输出的秩次数列 $r_g(x)$ 和 $r_g(y)$,经过排序后,如果所有变量的秩是独立的,相关系数 $\rho(x, y)$ 可用式(7)求解。

$$\rho(x, y) = 1 - \frac{6 \sum_{k=1}^n [r_g(x_k) - r_g(y_k)]^2}{n(n^2 - 1)} \quad (7)$$

式中 n 为样本总量; $r_g(x_k)$ 、 $r_g(y_k)$ 为每个元素 x_k 和 y_k 在秩次数列 $r_g(x)$ 和 $r_g(y)$ 中的位置。

Spearman 相关系数 $\rho(x, y)$ 反应了两个变量之间的单调相关关系, $|\rho| = 1$ 时,两者的单调性最

强; $\rho > 0$ 时,两者单调正相关; $\rho < 0$ 时,两者单调负相关; $\rho = 0$ 时,两者不满足单调相关关系。

利用蒙特卡洛方法在输入变量区间内随机抽取 1×10^5 个样本,运用 NIPC 方法预测了峰值效率工况和近失速工况下,不同耦合误差变化时各性能参数的值,并对预测的性能值与误差进行了相关性分析。

图 11 给出了峰值效率工况下,耦合误差作用时转子各性能参数对 δ 和Z误差的 Spearman 相关系数。从图中可以看出,峰值效率工况下,质量流量与总压比对 δ 误差更敏感,而等熵效率对Z误差更敏感。与图 10 单一误差敏感性相比,耦合误差下质量流量和等熵效率对 δ 和Z误差的敏感性一致,但总压比对 δ 误差更敏感,单一误差作用时总压比对Z误差更为敏感。

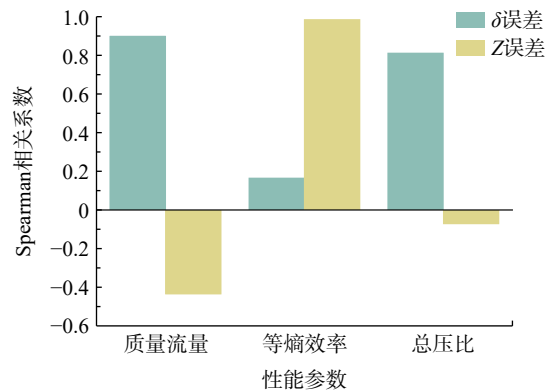
图 11 峰值效率工况耦合误差作用时转子各性能参数对 δ 和Z误差的 Spearman 相关系数Fig. 11 Spearman correlation coefficient of rotor performance parameters to δ error and Z error with the action of coupling error under peak efficiency condition

图 12 给出了近失速工况下,耦合误差作用时转子各性能参数对 δ 和Z误差的 Spearman 相关系数。从图中可以看出,近失速工况下,质量流量对Z误差更敏感,而等熵效率和总压比对 δ 误差更敏感。与图 10 单一误差敏感性相比,耦合误差下转子各性能参数对 δ 和Z误差的敏感性一致。

图 13 给出了峰值效率工况与近失速工况下, δ 和Z误差单一变化时转子 99% 叶高处叶片表面静压系数的标准差 $\sigma(C_p)$ 。由图 13 可知,在峰值效率和近失速工况下,吸力面(SS)静压系数受误差影响程度均大于压力面(PS)。由图 13(a)可知,峰值效率工况单一误差变化时,静压系数在激波位置变化比较明显,且Z误差造成的影响更大。图 13(b)表明,近失速工况单一误差变化时,静压

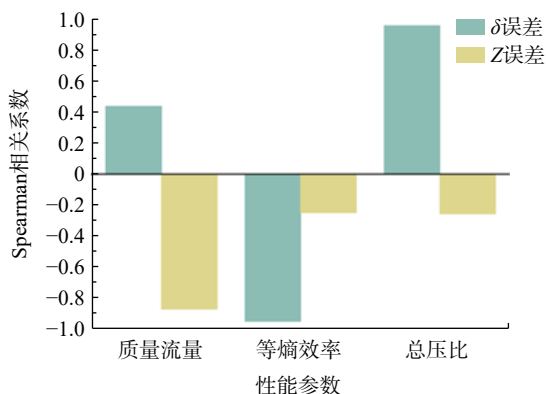
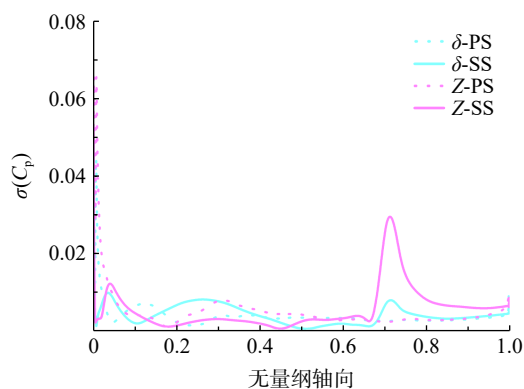
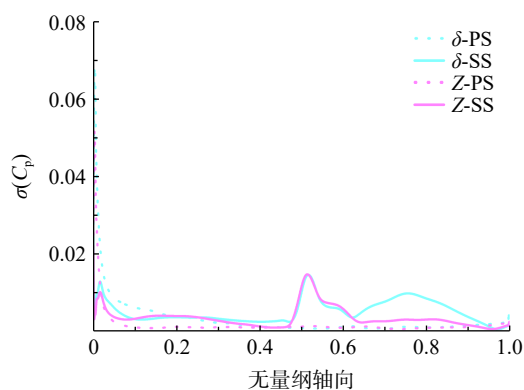


图 12 近失速工况耦合误差作用时转子各性能参数对 δ 和Z误差的 Spearman 相关系数

Fig. 12 Spearman correlation coefficient of rotor performance parameters to δ error and Z error with the action of coupling error under near stall condition



(a) 峰值效率工况



(b) 近失速工况

图 13 单一误差下转子 99% 叶高处叶片表面静压系数的标准差

Fig. 13 Standard deviation of blade surface static pressure coefficient at 99% blade span of rotor with single error

系数同样在激波位置变化比较明显。但在 80% 轴向弦长处, δ 误差对吸力面静压系数也会产生较大影响, 这是因为安装角改变后, 叶片尾缘附面层发生改变, 进而影响静压系数。

图 14 给出了耦合误差作用时, 转子 99% 叶高处叶片表面静压系数的标准差 $\sigma(C_p)$ 。由图 14 可以看出, 峰值效率与近失速工况下, 压力面静压系数波动很小, 不作比较。峰值效率工况下, 吸力面 30% 轴向弦长处以及激波位置处的静压所受影响较大, 等于图 13(a) 吸力面静压系数波动的叠加; 近失速工况下, 吸力面激波位置处与 80% 轴向弦长处的静压波动也等于单一误差下吸力面静压波动的叠加。

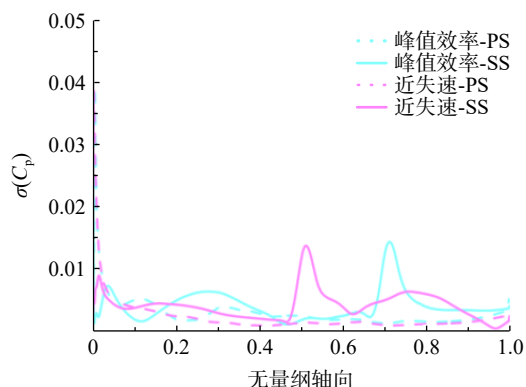


图 14 耦合误差下转子 99% 叶高处叶片表面静压系数的标准差

Fig. 14 Standard deviation of blade surface static pressure coefficient at 99% blade span of rotor with coupling error

图 15 和图 16 分别给出了单一误差下, 峰值效率和近失速工况 99% 叶高截面相对马赫数变异系数云图, 由图 15 可知, δ 和 Z 误差变化均会对激波位置处相对马赫数造成影响, 但 Z 误差变化时, 叶片吸力面激波处(图中红色圆圈)的变异系数值明显高于 δ 误差, 与图 13(a) 吸力面激波处的静压系数变化一致。此外, 在两种误差单独变化时, 激波后通道中的相对马赫数变异系数波动也较强, 这也对图 13(a) 中压力面静压系数局部小范围波动做出解释。

由图 16 可以看出, δ 和 Z 误差变化产生的影响在前缘(LE)激波位置处差异不大, 与图 13(b) 中的激波处静压系数标准差变化相同; 激波之后的通道中以及吸力面尾缘(TE)的附面层处, δ 误差变化时, 激波之后的通道区域所受影响范围明显更大, 而且在吸力面尾缘的附面层处, 影响也更为剧烈。两者在附面层处的区别也验证了图 13(b) 在 80% 轴向弦长附近, 静压系数的波动, 这是由于安装角的变化, 尾缘附面层的受到影响导致叶片表面的静压系数发生波动。

图 17 给出了耦合误差下, 峰值效率和近失速

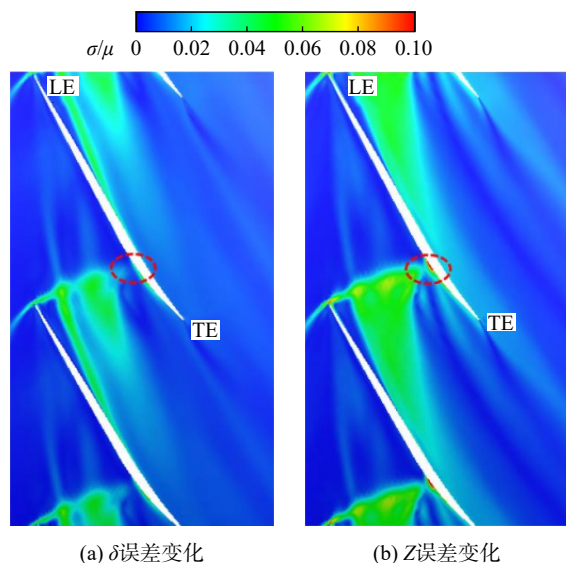


图 15 单一误差下峰值效率工况 99% 叶高相对马赫数变异系数

Fig. 15 Coefficient of variation of 99% blade span relative Mach number under peak efficiency condition with single error

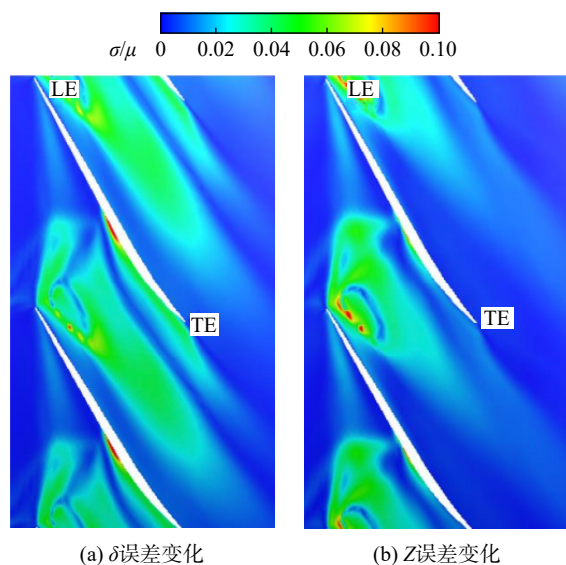


图 16 单一误差时近失速工况 99% 叶高相对马赫数变异系数

Fig. 16 Coefficient of variation of 99% blade span relative Mach number under near stall condition with single error

工况 99% 叶高截面相对马赫数变异系数云图。由图可知, 峰值效率工况下, 耦合误差对相对马赫数影响位置主要在激波位置及激波后通道内; 近失速工况下, 耦合误差对相对马赫数影响位置除了在激波位置及激波后通道内, 还对吸力面附面层产生了影响。与图 15 和图 16 对比, 图 17 耦合误差的影响为图 15 和图 16 单一误差的叠加, 再次验证耦合误差的影响趋势是 δ 和 Z 两个单一

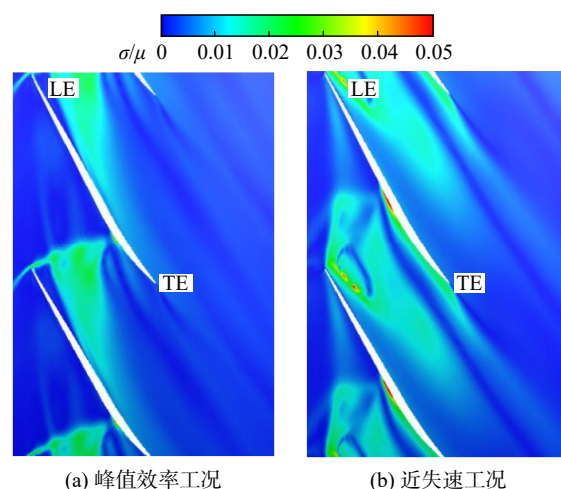


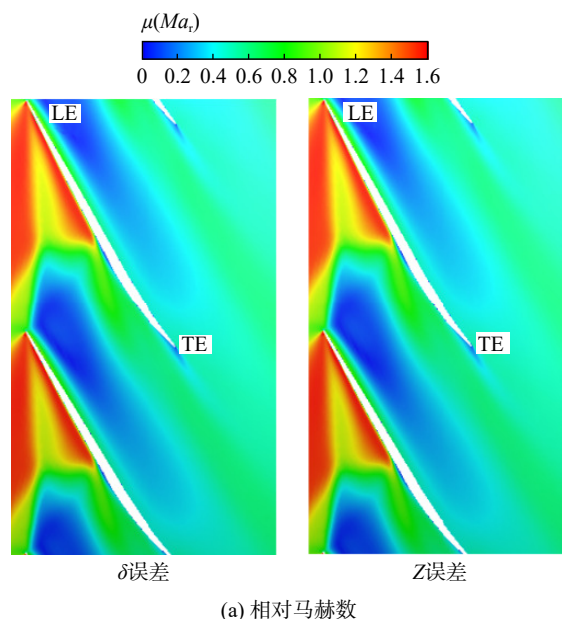
图 17 耦合误差时 99% 叶高相对马赫数变异系数

Fig. 17 Coefficient of variation of relative Mach number of 99% blade span with coupling error

误差影响趋势的结合。

在以往的叶片误差对压气机性能影响研究中, 大部分都是针对压气机压比及效率展开确定性研究, 探究其机理^[10,11,17]。本文在此基础上, 对叶片误差如何影响压气机稳定裕度开展不确定性研究并探究其机理。

图 18 给出了 δ 和 Z 误差变化时, 99% 叶高相对马赫数均值云图和标准螺旋度 H_n 的均值云图。由云图的整体分布可知, 在 δ 和 Z 误差变化时, 两者流场的平均性能比较接近。由图 18(a) 中相对马赫数的均值 ($\mu(Ma_r)$) 可知, δ 和 Z 误差变化时, 转子的失速类型和原型一样, 叶顶的低速流体堵塞了通道, 影响主流的流动。由图 18(b) 中标准



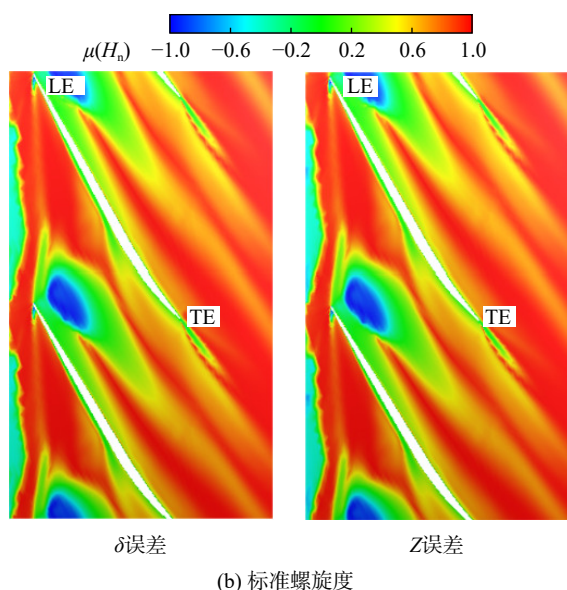


图 18 单一误差时近失速工况 99% 叶高部分参数均值云图
Fig. 18 Mean value of partial parameters of 99% blade span under near stall condition with single error

螺旋度的均值($\mu(H_n)$)可知, δ 和 Z 误差变化时, 在通道前缘处发生涡破碎现象, 低能流体是由涡破碎产生, 进而导致失速。

图 19 给出了 δ 和 Z 误差变化时, 99% 叶高标准螺旋度标准差($\sigma(H_n)$)云图, 图中红色圆圈标出了涡破碎区域, 在此区域 H_n 值接近-1, 代表泄漏涡破碎。当 H_n 的波动比较大的时候, 说明 H_n 数值离-1 较远, 涡破碎程度将会减弱。由图 19 可知, δ 误差变化时, 涡破碎区域的 H_n 波动更明显,

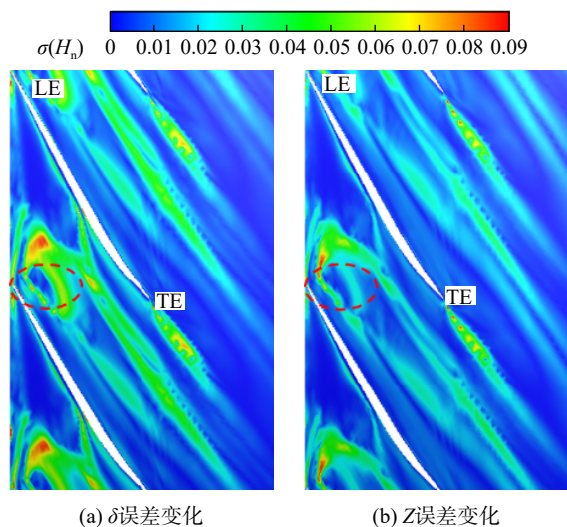


图 19 单一误差时近失速工况 99% 叶高标准螺旋度标准差云图

Fig. 19 Standard deviation of helicity of 99% blade span section under near stall condition with single error

说明 δ 误差变化时泄漏涡破碎程度要弱一点, 即稳定裕度对 Z 误差更敏感。

图 20 给出了耦合误差时, 99% 叶高截面相对马赫数均值云图和标准螺旋度均值云图, 从中可以看出耦合误差下的转子失速原因与原型转子以及单一误差作用时转子的失速原因相一致。图 21 给出了耦合误差时, 99% 叶高截面标准螺旋度标准差云图。由图 21 可得, 耦合误差是通过影响涡破碎程度来影响稳定裕度的变化, 与单一误差时

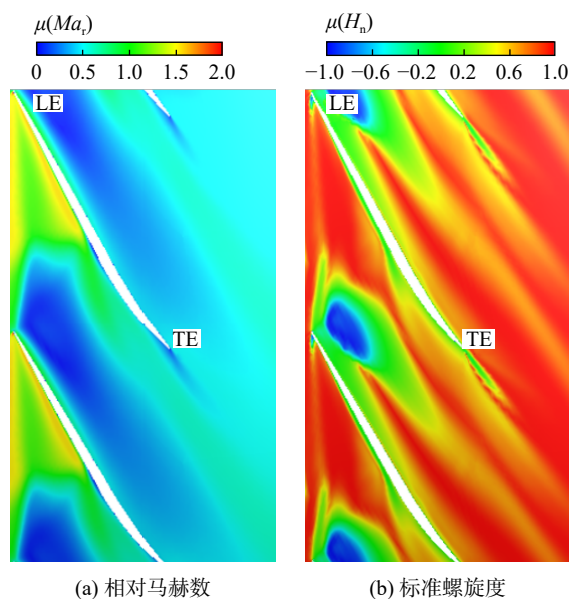


图 20 耦合误差时近失速工况 99% 叶高截面部分参数均值云图

Fig. 20 Mean value of partial parameters of 99% blade span under near stall condition with coupling error

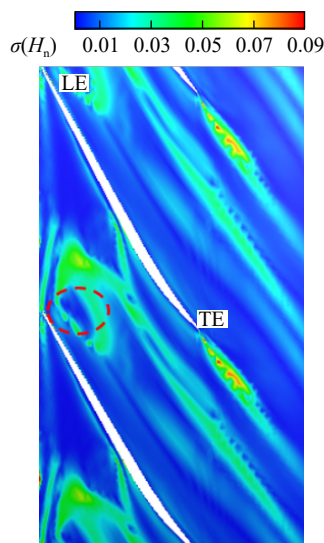


图 21 耦合误差时 99% 叶高标准螺旋度标准差云图

Fig. 21 Standard deviation of helicity of 99% blade span under near stall condition with coupling error

的影响对比图 19 可发现,耦合误差下,在涡破碎区域的 $\sigma(H_n)$ 的值更小,代表在此区域 H_n 的数值波动较小,说明涡破碎程度更强,对稳定裕度的影响也更强。

为了对叶片误差对压气机性能的影响有更直观的认识,从输入区间内随机抽取 1×10^5 个样本,利用 NIPC 方法预测性能参数值,并进行统计分析。图 22 和图 23 分别为耦合误差时峰值效率工况与近失速工况下压气机性能参数概率分布,黑色线条为原型名义尺寸下的性能参数值。由图 22

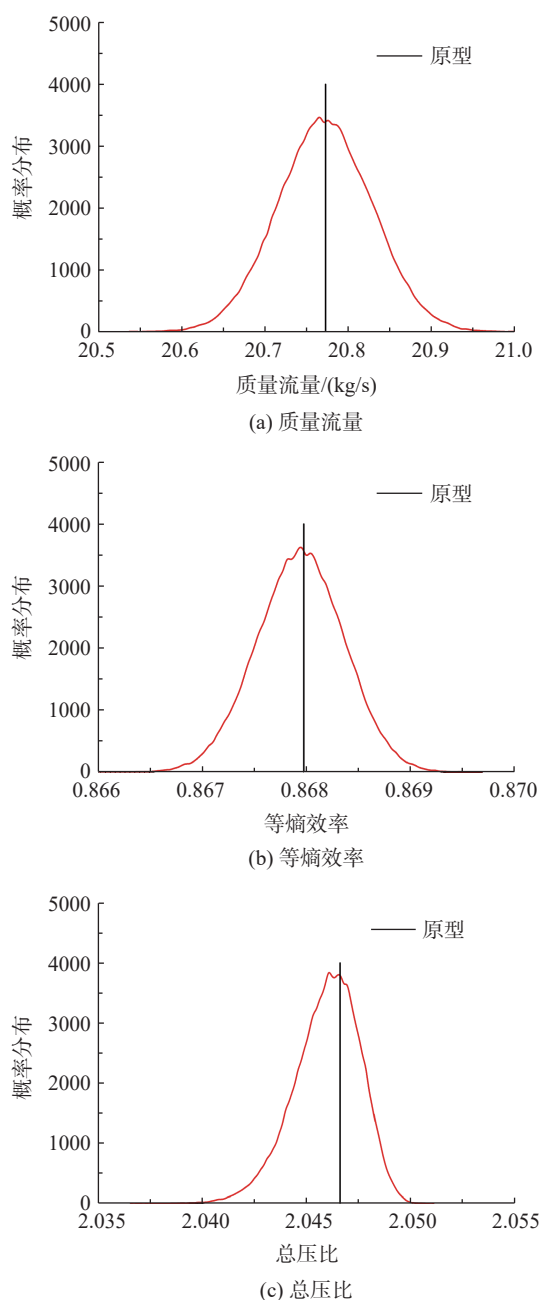


图 22 耦合误差时峰值效率工况性能参数概率分布
Fig. 22 Probability distribution of performance parameters under peak efficiency condition with coupling error

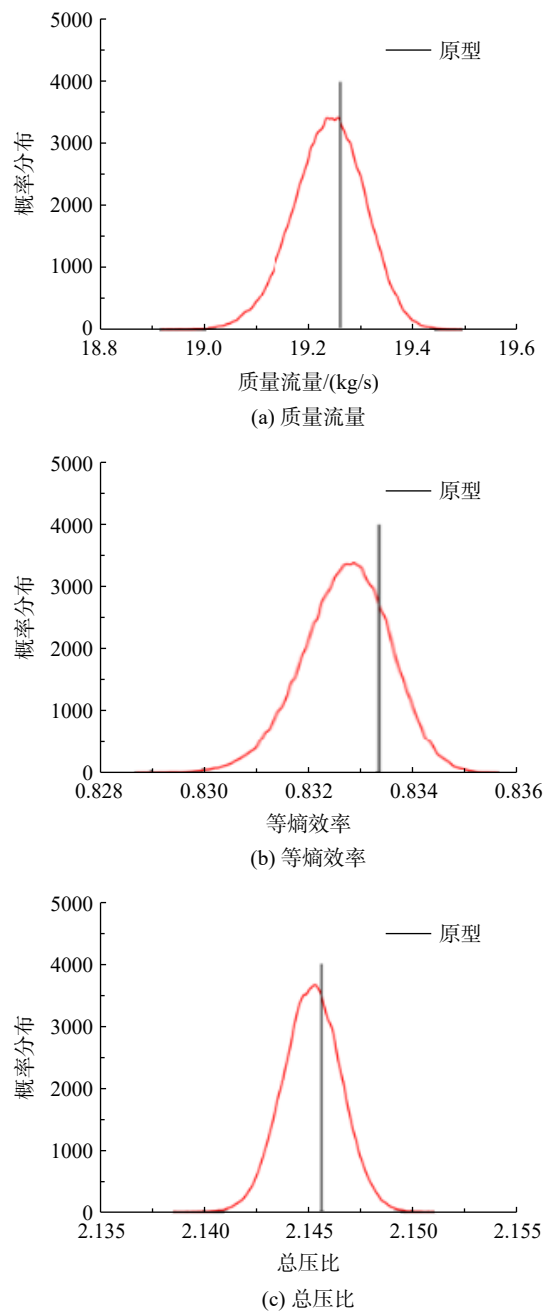


图 23 耦合误差时近失速工况压气机性能参数概率分布
Fig. 23 Probability distribution of performance parameter under near stall condition with coupling error

可知,当耦合误差作用时,峰值效率工况下压气机各性能参数概率分布均满足正态分布,均值与原型名义尺寸下的性能参数值一致。相对于原型性能参数值,流量最大变化为 1.08%,等熵效率最大变化为 0.23%,总压比最大变化为 0.51%。由图 23 可得当耦合误差作用时,近失速工况下压气机各性能参数也满足正态分布,流量和总压比均值与原型名义尺寸下的性能参数值一致,但等熵效率的均值与原型名义尺寸下的性能参数值不同,约减小 0.12%。相对于原型性能参数值,流量最

大变化为 1.8%, 等熵效率最大变化为 0.58%, 总压比最大变化为 0.4%。

3 结 论

本文主要研究了转子叶片单一误差和耦合误差对转子性能的影响, 并分析了其流场变化。对比了单一误差和耦合误差的区别与联系, 揭示了转子误差影响轴流压气机性能的机理, 得到了如下结论:

1) 通过气动性能的敏感性分析发现: 单一误差时, 峰值效率工况, 质量流量对安装角误差更敏感, 而等熵效率和总压比对轴向位置度误差更敏感; 近失速工况, 等熵效率和总压比对安装角误差更敏感, 而质量流量对轴向位置度误差更敏感。耦合误差时, 两个工况, 都是质量流量对耦合误差更敏感。而且, 除了近失速工况质量流量的敏感性为耦合误差强于单一误差, 在大多情况下, 各性能参数对耦合误差的敏感性介于两个单一误差影响程度之间。两种误差耦合时, 峰值效率工况, 安装角误差对质量流量和总压比变化的贡献度更强, 轴向位置度误差对等熵效率变化的贡献度更强; 近失速工况, 安装角误差对等熵效率和总压比变化的贡献度更强, 轴向位置度误差对质量流量变化的贡献度更强。

2) 通过性能与误差的关联性分析发现: 峰值效率工况时, 各性能参数与安装角误差为强单调正相关; 等熵效率与轴向位置度误差为强单调正相关, 而质量流量和总压比与轴向位置度误差为强单调负相关。近失速工况时, 质量流量和总压比与安装角误差为强单调正相关, 等熵效率与安装角误差为强单调负相关; 质量流量和总压比与轴向位置度误差为强单调负相关, 而等熵效率与轴向位置度误差为弱单调负相关。

3) 单一误差和耦合误差均对叶顶的流场影响较大。峰值效率工况下, 单一误差对压气机的叶顶流场影响均在激波位置及波后通道中最明显。近失速工况下, 安装角误差和轴向位置度误差在激波位置处影响差异不大, 不同点在于安装角误差时, 激波之后的通道中和吸力面尾缘的附面层处影响明显更大。耦合误差对流场的影响则同时包括了两个单一误差单独作用时的特征。

4) 单一误差作用时, 压气机失速机理均为叶顶泄漏涡破碎导致失速, 且压气机稳定裕度对 Z 误

差更为敏感。耦合误差作用时, 压气机失速机理与单一误差一致, 但耦合误差叶顶泄漏涡破碎程度更强, 对压气机稳定裕度影响更大。

5) 耦合误差作用时, 压气机各性能参数改变量最大不超过 2%。耦合误差作用下, 压气机各性能参数均服从正态分布, 均值与原型名义尺寸下的性能参数值基本一致只有近失速工况下等熵效率的均值与原型名义尺寸下的性能参数值不同, 约减小 0.12%。

参考文献:

- [1] 陈懋章, 刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势: 用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 961-975. (in Chinese)
- [2] 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): 141-153.
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): 141-153. (in Chinese)
- [3] KLAPPROTH J. Approximate relative-total-pressure losses of an infinite cascade of supersonic blades with finite leading-edge thickness[R]. NACA RM E9L21, 1950.
- [4] 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 for Power, 1983, 105(2): 377-382.
- [5] ROBERTS W B, ARMIN A, KASSASEYA G, et al. The effect of variable chord length on transonic axial rotor performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 351-357.
- [6] GARZON V. Probabilistic aerothermal design of compressor airfoils[D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 2003.
- [7] WUNSCH D, HIRSCH C, NIGRO R, et al. Quantification of combined operational and geometrical uncertainties in turbo-machinery design[R]. ASME Paper GT 2015-43399, 2015.
- [8] 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)
- [9] 郑似玉, 滕金芳, 姜晓青. 轮廓度加工超差对压气机气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(29): 317-320.
ZHENG Siyu, TENG Jinfang, QIANG Xiaoqing. Numerical investigation of profile variability on axial compressor flow field performance[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(29): 317-320. (in Chinese)
- [10] 郑似玉, 滕金芳, 姜晓青. 位置度超差对轴流压气机流场性能影响的数值研究[J]. 流体机械, 2016, 44(11): 20-24.
ZHENG Siyu, TENG Jinfang, QIANG Xiaoqing. Numerical inves-

- tigation of positional variability on axial compressor flow field performance[J]. *Fluid Machinery*, 2016, 44(11): 20-24. (in Chinese)
- [11] 郑似玉, 滕金芳, 羌晓青. 压气机叶片扭转度加工超差分析与研究[J]. *节能技术*, 2017, 35(2): 99-102, 112.
ZHENG Siyu, TENG Jinfang, QIANG Xiaoqing. Numerical research of twisted variability on axial compressor performance[J]. *Energy Conservation Technology*, 2017, 35(2): 99-102, 112. (in Chinese)
- [12] 于贤君, 庞健, 刘宝杰. 低速模拟在叶型加工偏差影响研究的应用[J]. *工程热物理学报*, 2018, 39(7): 1436-1446.
YU Xianjun, PANG Jian, LIU Baojie. The application of low-speed simulation in researching the impact of blades manufacturing deviation on aerodynamic performance[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2018, 39(7): 1436-1446. (in Chinese)
- [13] 程超, 吴宝海, 郑海, 等. 叶片加工误差对压气机性能的影响[J]. *航空学报*, 2020, 41(2): 623237.
CHENG Chao, WU Baohai, ZHENG Hai, et al. Effect of blade machining errors on compressor performance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(2): 623237. (in Chinese)
- [14] SUDER K L, CELESTINA M L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1996, 118(2): 218-229.
- [15] 张燕峰. 高载荷压气机端壁流动及其控制策略研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
ZHANG Yanfeng. Investigation of end wall flow behavior and its control strategies in highly loaded compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
- [16] 中国航空工业总公司. 叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度: HB5647 [S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1999: 15-25.
- [17] 庄皓琬, 滕金芳, 朱铭敏, 等. 考虑加工公差的叶片对压气机气动性能的影响[J]. *上海交通大学学报*, 2020, 54(9): 935-942.
ZHUANG Haowan, TENG Jinfang, ZHU Mingmin, et al. Impacts of blades considering manufacturing tolerances on aerodynamic performance of compressor[J]. *Journal of Shanghai Jiao Tong University*, 2020, 54(9): 935-942. (in Chinese)
- [18] WIENER N. The homogeneous chaos[M]. Baltimore, US: The Johns Hopkins University Press, 2013.
- [19] DEVROYE L. Non-uniform random variate generation[M]. New York: Springer, 1986.
- [20] 姬田园, 楚武利, 戴雨晨, 等. 叶顶间隙偏差对叶片气动性能影响的不确定性研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(10): 134-146.
JI Tianyuan, CHU Wuli, DAI Yuchen, et al. Uncertainty research of effects of blade tip clearance deviation on blade aerodynamic performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(10): 134-146. (in Chinese)
- [21] 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.
- [22] LOEVEN G J A, WITTEVEEN J A S, BIJL H. Probabilistic collocation: an efficient non-intrusive approach for arbitrarily distributed parametric uncertainties[R]. AIAA 2007-317, 2007.
- [23] PARUSSINI L, PEDIRODA A V. Investigation of multi geometric uncertainties by different polynomial chaos methodologies using a fictitious domain solver[J]. *CMES: Computer Modeling in Engineering & Sciences*, 2008, 23(1): 29-52.
- [24] ABADI M, BARHAM P, CHEN Jianmin, et al. TensorFlow: a system for large-scale machine learning[C]//Proceedings of the 12th USENIX conference on Operating Systems Design and Implementation. New York: ACM, 2016: 265-283.
- [25] 蔡宇桐, 高丽敏, 马驰, 等. 基于 NIPC 的压气机叶片加工误差不确定性分析[J]. *工程热物理学报*, 2017, 38(3): 490-497.
CAI Yutong, GAO Limin, MA Chi, et al. Uncertainty quantification on compressor blade considering manufacturing error based on NIPC method[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2017, 38(3): 490-497. (in Chinese)
- [26] MARIA MAZZONI C, AHLFELD R, ROSIC B, et al. Uncertainty quantification of leakages in a multistage simulation and comparison with experiments[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2018, 140(2): 021110.
- [27] 马驰, 高丽敏, 李瑞宇, 等. 真实运行状态下叶顶间隙尺寸波动对跨声速转子气动性能的影响研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(9): 1958-1966.
MA Chi, GAO Limin, LI Ruiyu, et al. Effects of tip clearance size fluctuation in actual operations on aerodynamic performance of a transonic rotor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(9): 1958-1966. (in Chinese)
- [28] 郭正涛, 楚武利, 姬田园, 等. 端壁倒圆半径误差对高负荷静叶栅性能影响的不确定性分析[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(10): 2173-2185.
GUO Zhengtao, CHU Wuli, JI Tianyuan, et al. Uncertainty analysis of effects of end wall fillet radius error on high-load stator cascade performance[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(10): 2173-2185. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)