

文章编号: 1000-8055(2023)10-2483-18

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210644

跨声速压气机转子几何误差气动敏感性统计

马 峰^{1,2}, 尚 珣¹, 刘汉儒¹, 王掩刚¹, 陈为雄¹, 杜亦璨¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129;

2. 中国航发动力股份有限公司, 西安 710021)

摘 要: 为了研究跨声速压气机转子的气动性能对不同类型几何误差的敏感性, 以 NASA Rotor 37 为研究对象, 采用非均匀有理 B 样条(NURBS)曲面及遗传算法实现三维叶型曲面重构。考虑了 26 个几何误差模型。采用拉丁超立方结合蒙特卡洛模拟生成了 800 个样本, 通过定常 CFD 数值计算获得叶型气动特性及流场结构, 采用 Spearman 秩相关及期望值分析不同工况下几何误差与气动性能之间的非线性关系。对不同工况下效率最敏感的几何误差模型进行了流动机理分析。统计分析结果表明: 堵塞工况下, 叶中前缘轮廓度对效率有最显著的消极影响, 叶尖吸力面轮廓度对压比有着最显著的消极影响。最高效率工况下, 叶中吸力面轮廓度对效率和压比都有着最显著的消极影响。近失速工况下, 叶尖前缘轮廓度对效率有着最显著的消极影响, 而叶中尾缘轮廓度对压比有着最显著的积极影响。

关 键 词: 几何误差; 跨声速压气机转子; 非均匀有理 B 样条(NURBS)曲面; 气动敏感性; 相关性分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Statistics on aerodynamic sensitivities of blade geometric errors for transonic compressor rotor

MA Feng^{1,2}, SHANG Xun¹, LIU Hanru¹, WANG Yangang¹,

CHEN Weixiong¹, DU Yican¹

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

2. Aviation Power Company Limited, Aero Engine Corporation of China, Xi'an 710021, China)

Abstract: In order to study the sensitivity of the aerodynamic performance of a transonic compressor rotor to different types of geometric errors, NASA Rotor 37 was selected as the research object. The non-uniform rational B-splines (NURBS) surface algorithm and genetic algorithm were used to parameterize the three-dimensional blade surface. A total of 26 geometric errors, including the sweeping error and skewing error, were considered and extracted for the 3D rotor blade. 800 samples were generated by uniform Latin hypercube sampling in association with Monte Carlo algorithm. The loss characteristic and flow structure of Rotor 37 were obtained by steady CFD numerical simulation. Spearman rank correlation and expectation curve analysis were used to investigate the nonlinear relationship between geometric deviations and aerodynamic parameters at two typical working conditions. The flow mechanism analysis was carried out on the most sensitive geometric error model of efficiency under different working conditions. Results indicated that leading-edge profile factor of midspan had the greatest negative effects on rotor efficiency; while suction profile factor near shroud was most negatively correlated with pressure ratio at choke point. As for peak efficiency point, suction profile factor of midspan had the most obvious

收稿日期: 2021-11-09

作者简介: 马峰(1990—), 男, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: 672756429@qq.com

通信作者: 刘汉儒(1985—), 男, 副教授、博士生导师, 博士, 主要从事叶轮机械气动噪声及不稳定流动控制研究。E-mail: hrliu@nwpu.edu.cn

引用格式: 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.

negative influence on rotor efficiency and pressure ratio. Regarding to near stall point, suction profile factor of midspan had great negative correlation with rotor efficiency. Trailing-edge profile factor of midspan was great positively correlated with pressure ratio.

Keywords: geometric error; transonic compressor rotor;
non-uniform rational B-splines (NURBS) surface; aerodynamic sensitivity;
correlation coefficient analysis

随着现代飞机性能水平的不断提高,作为绝大多数飞机动力装置的燃气涡轮发动机也朝着高推质比、低燃油消耗的方向不断发展,这就对压气机部件提出了高载荷、高叶尖线速度、宽稳定裕度的要求。作为压气机可靠工作的核心元件,压气机叶片的三维几何外形直接影响压气机通道内气流的流动结构,进而决定压气机气动性能及稳定裕度。鉴于现代压气机叶片具有薄、弯、扭、掠等特点的复杂三维构型,以及从设计到加工复杂的生产过程,最终得到的压气机叶片必然会存在各种类型的误差。叶型几何误差无疑会影响到压气机的气动特性及流场结构,但是,一方面压气机气动特性对不同类型误差的敏感性并不一致,对全叶型统一设定相同的误差标准可能会增加废品率及制造成本;另一方面从气动角度讲,有些带有几何误差超限的叶片可能会在气动性能方面有所提高,简单将其归类为废品似乎有些欠妥。因此,综合全面地对各种类型的几何误差进行敏感性分析就显得非常必要。

关于转子叶型气动敏感性分析,研究者们已经进行了大量探索性研究。早在 1950 年, Klapproth^[1] 计算了在超声来流条件下,钝头叶栅的损失特性。结果表明:在设计的相对马赫数条件下,叶型损失随着前缘半径线性增加。当马赫数等于 1.6,前缘半径为叶片栅距 1.5% 时,相对总压损失为 1%。1976 年,德国汉诺威大学的 Bammert 等^[2] 实验研究了涡轮叶栅弦长、轮廓、安装角、表面粗糙度等参数误差关于叶栅性能的影响规律,结果表明:叶片弦长误差对性能影响较小,叶型安装角和轮廓误差影响较大。2012 年, Goodhand 等^[3] 对叶片前缘几何误差进行了研究,结果表明,前缘半径会影响前缘表面压力分布上的“尖峰”,从而影响流动分离及流动损失。2017 年,高丽敏等^[4-5] 对某亚声速直列叶栅数值及实验研究发现:叶型前缘几何误差是影响叶栅性能的主要参数,而尾缘误差对性能影响不明显。2019 年,陈为雄等^[6] 采用非均匀有理 B 样条 (NURBS) 重构 NASA Ro-

tor 67 转子 70% 叶高截面基元级叶型前缘,并完善了 3 个前缘加工误差模型,研究表明前缘轮廓度对气动性能影响最敏感。随着前缘厚度变大,性能将变差。

上述研究多集中于二维叶型的型面误差研究,而对于三维叶片,叶顶间隙是对气动性能最敏感的因素之一,这也正是目前研究的热点。Wang 等^[7]、Zhou 等^[8] 以及 Li 等^[9] 等大量研究者的研究表明,叶顶间隙的变化对压气机气动性能及稳定裕度都会产生非常重要的影响。此外,弯叶片和掠叶片对气动性能的影响也得到了一些研究者的关注。研究表明,弯和掠的叶片在抗进口畸变^[10]、降噪^[11]、气动稳定性^[12]、改变和抑制颤振^[13] 等方面表现出明显优势。Roberts 等^[14] 通过实验研究了弦长变化对 Rotor 35 性能的影响,结果表明,当前缘形状保持恒定时,弦长在一定范围内的减小和增加对转子性能几乎没有影响。Giebmans 等^[15] 通过三维数值模拟及实验验证的方式研究了风扇叶片前缘侵蚀后叶片性能影响。研究发现,钝前缘导致激波系加强,速度线下降。相比之下,弦长减小但前缘为原型的叶片,其性能几乎与初始叶片相同。Ananthakrishnan 等^[16] 研究了叶根圆角形状对跨声速轴流式涡轮级的二次流场的影响。结果表明,可变圆角减缓了边界层的生长并减小了损失系数,从而优于恒定圆角。

综上,研究者们从亚声速到超声速,从叶型轮廓度到弯、掠叶片,从翼型叶栅到三维转子等方面进行了广泛的研究,但是上述研究大多只针对某一特定类型的几何误差,很少有研究同时全面地考虑所有可能的几何误差。为了综合考虑各种几何误差,对比研究三维转子叶型关于不同几何误差类型的气动敏感性,本文以美国国家航空航天局 (NASA) 的 NASA Rotor 37 为研究对象,采用 NURBS 曲面方法实现三维叶型的曲面重构,结合物理实际就三维叶型提炼出 26 个几何误差模型,将各误差模型与对应 NURBS 曲面控制点关联,通过 Matlab 程序移动控制点来实现在基准

叶型上叠加几何误差的目的。为了尽可能地减小样本量, 本文通过拉丁超立方结合蒙特卡洛模拟生成了 800 个均匀分布的样本点, 通过定常 CFD 数值计算获取叶型气动特性及流场结构, 采用 Spearman 秩相关及期望值曲线分析不同工况下几何误差与气动性能之间的相关性关系, 并对两个工况下最敏感的几何因素进行流动机理分析, 以期为叶型加工误差标准制定及误差检测提供参考意见。

1 研究方法

1.1 研究对象及数值方法验证

本文选择 1970 年由 NASA 路易斯研究中心设计和实验的跨声速单级压气机转子 Rotor 37 [17-19] 作为本文的研究对象。表 1 列出了 Rotor 37 的主要设计几何参数。

表 1 NASA Rotor 37 的主要设计参数

Table 1 Main design parameters of NASA Rotor 37

参数	数值
叶片数	36
转速/(r/min)	17 188
叶尖速度/(m/s)	454.14
展弦比	1.19
进口轮毂比	0.7
叶顶间隙/mm	0.356

本文使用 CFX 软件求解雷诺平均 N-S 方程进行单通道定常计算, 获取压气机转子性能参数及流场分布。参考已有的关于压气机公差分析的研究 [20-22], 在数值计算中选取 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型 [23]。计算域网格上下面边界条件均为无滑移壁面, 两侧为周期性边界条件, 计算域出口距叶片尾缘 2 倍弦长。叶型周围为 O 网格, 其余为 H 型网格, 第 1 层网格尺度为 2×10^{-6} m, 保证 $y^+ < 5$ 。

图 1 给出了单通道网格叶顶间隙的蝶形网格拓扑。进口总温和总压分别为 288.15 K 和 101 325 Pa, 出口给定平均静压, 通过改变静压值得到不同工况下的计算结果。

为了验证计算域网格的独立性, 本文采用相同的网格策略生成了 3 套网格(网格 1、网格 2、网格 3), 网格数量分别约为 50 万、100 万、150 万。在最高效率工况下分别对 3 套网格进行数值模拟, 表 2 给出了 3 套网格的气动参数对比。从表 2 中

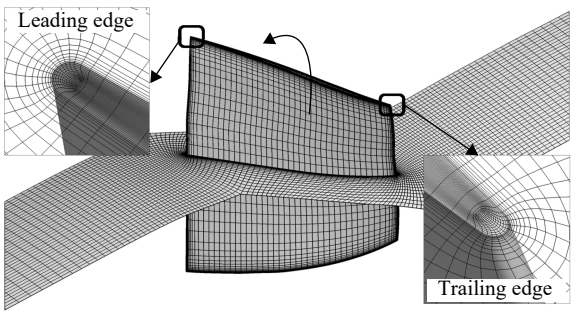


图 1 单通道网格及叶顶间隙蝶形拓扑示意图

Fig. 1 Schematic diagram of single-channel grid set and the butterfly topology at tip clearance

表 2 网格无关性分析

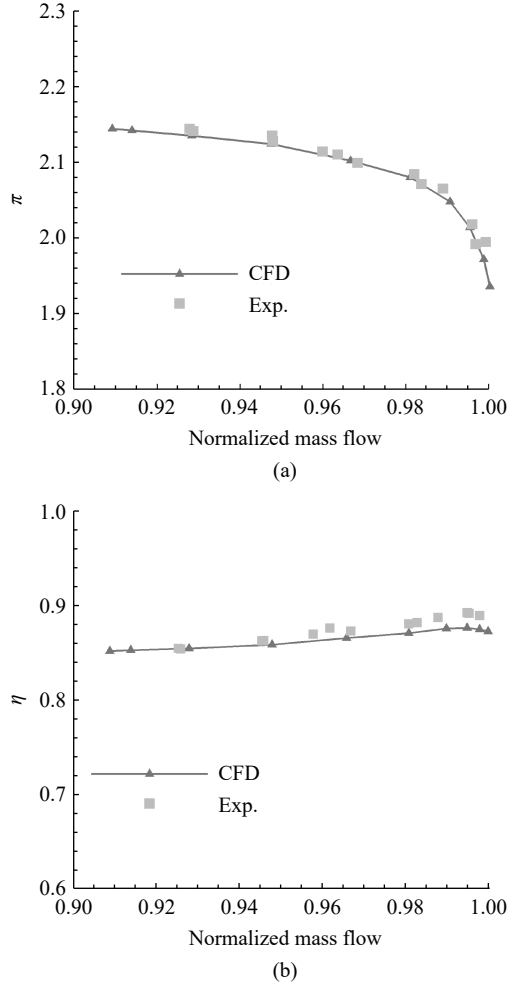
Table 2 Grid independence analysis

参数	网格 1	网格 2	网格 3
网格数	517 656	1 032 493	1 485 763
压比	2.019	2.027	2.029
等熵效率/%	86.95	87.52	87.59
流量/(kg/s)	20.55	20.79	20.82

可以看出, 当网格量达到 100 万以上时, 随网格量增加, 压气机气动参数变化量已经很小, 因此本文计算考虑到精算精度和计算成本, 选择网格量 100 万作为计算网格。

在本文定常数值计算过程中, 当压气机气动参数随时间步保持稳定后, 认为计算结果已经收敛。此时压气机气动参数随时间步的相对波动幅值均在 10^{-5} 或更低数量级, 因此认为定常计算稳定性已经满足。

图 2 给出了本文 CFD 计算与实验结果(Exp.) 的对比图, 图中 π 和 η 分别代表压比和效率。从压比曲线对比图可以看出, 计算结果与实验结果在数值及变化趋势上表现出了很好的一致性, 相对误差小于 0.5%, 但在稳定边界预测上存在一定误差。从效率对比图中可以看出, 数值计算得到的效率值略微偏低, 尤其是在大流量工况时, 最大效率误差为 1.6%; 而在小流量工况时, 计算结果与实验结果在数值上趋于一致。参考已有的研究, 这一数值计算精度是可以接受的 [24-25]。鉴于性能参数及其变化趋势的预测与实验值取得了很好的一致性, 以及稳定性分析并不是本文关注的重点, 因此认为所采用的数值方法可以满足本文关于压气机特性参数对转子几何误差敏感性的研究需要。关于几何误差对失速稳定性的影响将在后续研究进行关注。

图 2 CFD 与实验值对比^[25]Fig. 2 Comparison between CFD and experiment^[25]

1.2 NURBS 曲面及优化算法

三维 NURBS 曲面控制方程为

$$P(u, v) = \frac{\sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n N_{i,p}(u) \cdot N_{j,q}(v) \cdot \omega_{i,j} P_{i,j}}{\sum_{i=0}^m \sum_{j=0}^n N_{i,p}(u) \cdot N_{j,q}(v) \cdot \omega_{i,j}} \quad (1)$$

式中 $P(u, v)$ 为坐标点向量, 对于二维坐标系, 则 $P(u, v)$ 对应于列向量 $[x(u, v), y(u, v)]^T$, 对于三维坐标系, 则 $P(u, v)$ 对应于列向量 $[x(u, v), y(u, v), z(u, v)]^T$ 。 u, v 为区间 $[0, 1]$ 之间任意有理数。 $N_{i,k}$ ($i = 0, 1, \dots, n$) 用 Cox-deBoor 递推公式

$$N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, & u_i \leq u \leq u_{i+1} \\ 0, & \text{其他} \end{cases}$$

$$N_{i,k} = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \quad (2)$$

式中定义 $0/0=0$, $N_{i,k}$ ($i = 0, 1, \dots, n$) 为 k 次规范 B 样条基函数。 U 为非递减节点矢量, 其元素满足

$$u_0 \leq u_1 \leq \dots \leq u_{n+k+1}$$

如果直接使用三维 NURBS 方法对叶片轮廓的三维离散点数据进行参数化, 则控制点的数量将非常大。因此在保证精度的前提下, 必须使用尽可能少的控制点对轮廓几何参数进行参数化。为了在已知离散点数据和精度要求的情况下找到最少的控制点, 本文采用遗传优化算法迭代搜索最佳控制点。具体地, 首先给出控制点的初始数量和每个控制点的间隔范围。目标函数定义为新生成的 NURBS 表面的映射点与原始叶片表面的离散点数据之间的最大距离。如果目标函数小于 0.01 mm , 则减少初始控制点并重复优化过程; 当不能满足目标功能要求时, 该过程将停止。最终结果是在先前优化过程中获得的控制点。注意, 如果第一轮优化不能满足目标函数的要求, 则需增加初始控制点。图 3 给出了结合 NURBS 曲面函数和遗传算法的离散叶片几何坐标参数化流程图。

图 4 给出了 NURBS 曲面重构过程以及重构后的叶片与原始叶片的对比, 图中 LE、TE 分别代表叶片前/尾缘。提取了沿叶高方向的 13 个基本截面, 每个基本截面的最终控制点数为 34。新曲线与原始曲线的最大距离误差小于 0.01 mm 。

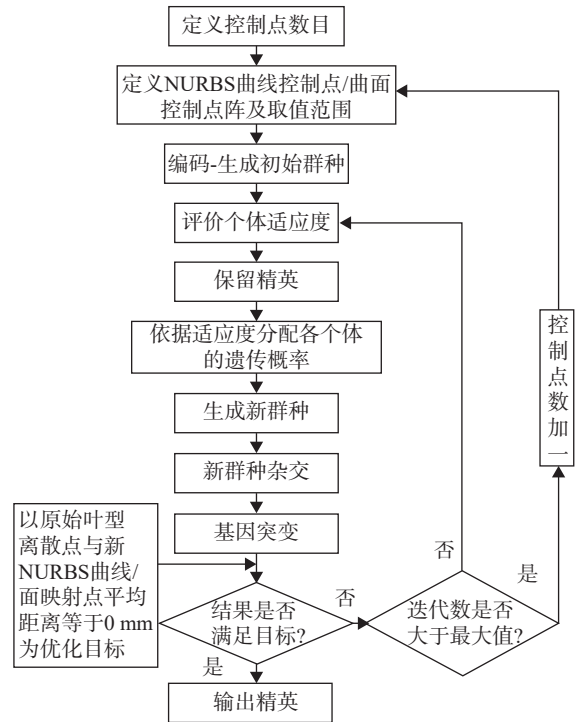


图 3 叶片几何离散点参数化流程图

Fig. 3 Flow chart of blade geometry discrete points parameterization

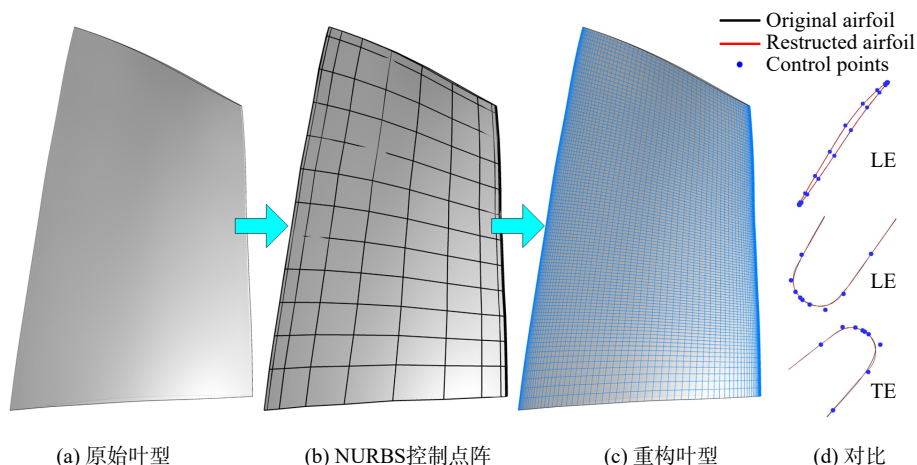


图 4 NURBS 曲面重构过程及重构前后叶片对比

Fig. 4 Process of NURBS surface reconstruction and comparison between reconstructed blade and original one

最终通过 $34 \times 13 = 442$ 个 NURBS 控制晶格重建三维叶片。可以发现前后叶型几乎重合, 在前、尾缘处曲率较大区域, 由于控制点较多, 也能够精确的保证前、尾缘处的几何外形。这证明了本文开发的 NURBS 曲面重构方法的准确性和可行性。

1.3 三维转子误差模型定义

三维叶片型线是由数个二维基元截面构成的, 从每个二维基元截面提取 8 个几何误差模型, 然后通过 Matlab 程序移动控制点的位置来构建具有几何误差的新叶片几何形状。8 个几何误差模型分别为: 前缘轮廓度 (factor of leading-edge profile, 量符号记为 F_{lp})、尾缘轮廓度 (factor of trailing-edge profile, 量符号记为 F_{tp})、安装角 (factor of stagger angle, 量符号记为 F_{sa})、吸力面轮廓度 (factor of suction profile, 量符号记为 F_{sp})、压力面轮廓度 (factor of pressure profile, 量符号记为 F_{pp})、吸力面轮廓位置 (factor of suction profile location, 量符号记为 F_{spl})、压力面轮廓位置 (factor of pressure profile location, 量符号记为 F_{ppl})、弦长 (factor of chord, 量符号记为 F_c)。图 5 给出了 8 个几何误差模型与控制点之间的关系 (横、纵坐标为图中弦长误差 F_c 示意图的轴向和周向尺寸)。前缘与尾缘轮廓度分别由 11 个控制点控制, 吸力和压力面分别由 4 个控制点控制, 通过按比例缩放或旋转控制点的坐标来生成弦长误差和安装角误差。

为了减少计算量, 仅通过 3 个基元截面 (叶根截面, 叶中截面和叶尖截面) 来叠加几何误差。应该指出的是, 每个基元截面的作用范围为叶片

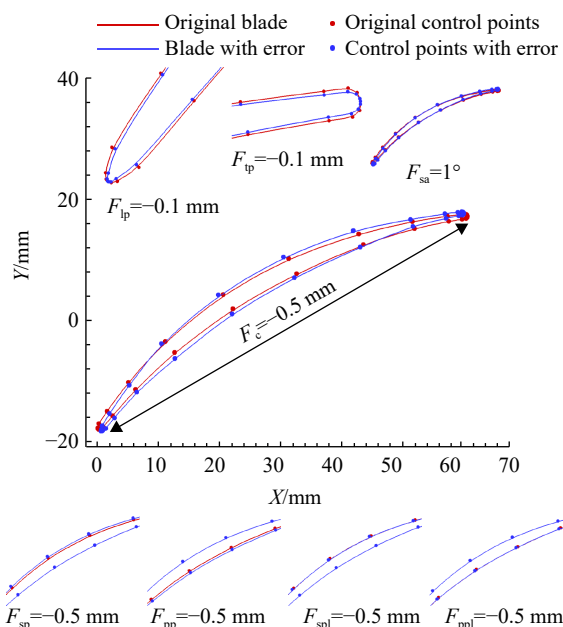


图 5 叶型误差模型提炼

Fig. 5 Model refinement of blade error

跨度的 $\pm 25\%$ 。即随着叶片高度的增加, 叶根截面几何误差的大小呈线性减小, 当截面的位置等于或大于 25% 叶高时, 几何误差减小为零。而对于叶中截面, 误差大小沿叶根和叶尖方向呈线性减小, 并且当截面的位置小于 25% 叶片高或大于 75% 叶片高时, 几何误差为零。几何误差对 3 个基本截面的影响范围如图 6 所示。

每个基元级 8 个误差模型, 共有 3 个基元级: 叶根 (hub, 用作下标时记为 h), 叶中 (middle, 用作下标时记为 m), 叶尖 (shroud, 用作下标时记为 s), 得到 24 个误差模型, 同时考虑三维转子弯误差 (factor of skewing, 量符号记为 F_{ske}) 和掠误差 (factor of sweeping, 量符号记为 F_{swe}), 共 26 个误

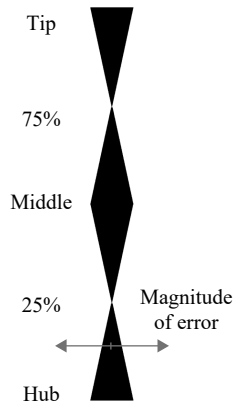


图 6 3 个截面误差影响范围

Fig. 6 Error influence ranges of three elementary sections

差模型。结合工程实践,安装角误差、弯误差和掠误差的取值范围为 $-0.1^\circ \sim 0.1^\circ$,其他几何误差的取值范围为 $-0.1 \sim 0.1$ mm。对于前缘、尾缘、压力面和吸力面轮廓度误差,定义其增加为正;当最大厚度位置向后移动时,定义吸、压力面轮廓位置误差为正。如果增大弦长,则弦长误差为正;当叶片沿转子的旋转方向弯曲时,弯误差定义为正,如果叶片向相反方向倾斜(如图 7 所示),则为负值;当叶片沿 Z 轴向前掠时,掠误差定义为正,反之亦然(如图 8 所示)。

鉴于三维转子考虑了 26 个误差模型,为了实现在较小样本量情况下,在整个误差范围内均匀随机地生成叶型样本,本文采用拉丁超立方(LHS)结合蒙特卡洛(MC)模拟生成了 800 个叶型样本。

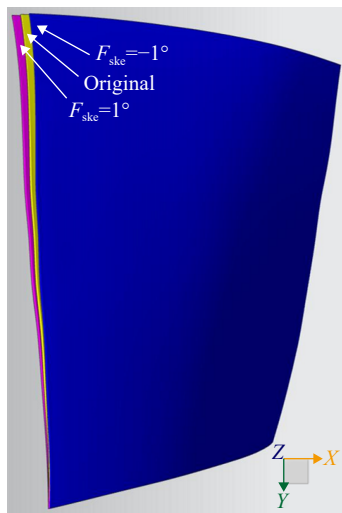


图 7 正/负弯误差示意图

Fig. 7 Schematic diagram of positive/negative skewing

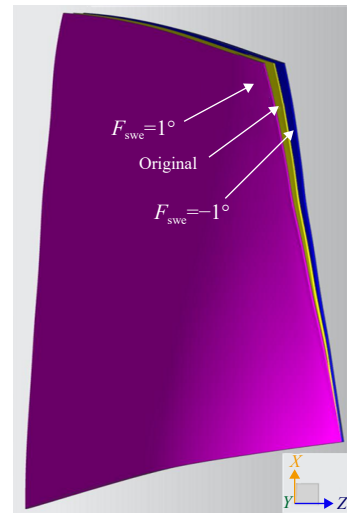


图 8 正/负掠误差示意图

Fig. 8 Schematic diagram of positive/negative sweeping

图 9 给出了随机抽取的叶根前缘轮廓度误差($F_{lp,h}$)与叶根尾缘轮廓度误差($F_{tp,h}$)的叶型样本分布情况,可以发现采用上述采样方法所得样本基本均匀分布于整个误差空间中。

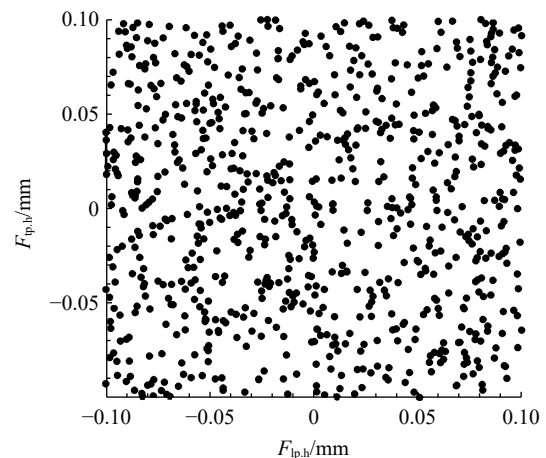


图 9 叶根前缘误差和叶根尾缘误差空间样本分布

Fig. 9 $F_{lp,h}$ and $F_{tp,h}$ spatial sample distribution

1.4 Spearman 秩相关性

为了更直观,更全面地分析样本,本文采用了 Spearman 秩相关(SRC)^[26]作为统计方法。通过 SRC 获得了气动性能对几何偏差的敏感性,同时对样本分布进行了分析。

SRC 是非参数度量,当数据不在两个秩变量之间正态分布时使用。Spearman 的 rho 定义为两个排名随机变量之间的皮尔逊相关系数。它从最小到最大对正变量和负变量进行排序。记录每个数据点的正负等级之间的差异。对于大小为 N 的数据样本,将原始数据得分 x_i 和 y_i 转换为等

级 $r_g(x_i)$ 和 $r_g(y_i)$, 并按照式(3)从皮尔逊相关系数中计算出 r_s 。

$$r_s = \frac{\text{cov}[r_g(X), r_g(Y)]}{\sigma_{r_g}(X) \cdot \sigma_{r_g}(Y)} \quad (3)$$

其中 $\text{cov}[r_g(X), r_g(Y)]$ 是秩变量的协方差, 如式(4)所示。 $\sigma_{r_g}(X)$ 和 $\sigma_{r_g}(Y)$ 是秩变量的标准偏差, 如式(5)所示。

$$\text{cov}(X, Y) = \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{N-1} \quad (4)$$

$$\sigma_X = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2}{N-1}} \quad (5)$$

如果所有秩都不同, 则按照式(6)计算 r_s 。 r_s 的取值范围是 $-1 \sim 1$ 。如果 $r_s = 1$, 则表示完全正相关。如果 $r_s = -1$, 则表示完全负相关。

$$r_s = 1 - \frac{6 \sum_{i=1}^N [r_g(x_i) - r_g(y_i)]^2}{N(N^2 - 1)} \quad (6)$$

式中 N 是样本总数。

2 结果与分析

2.1 统计分析

2.1.1 概率密度函数分析

图 10~图 12 分别给出了 3 个典型工况下样本点的气动参数(流量 q_m 、压比 π 和效率 η) 的分布情况, 其中 3 个典型工况是通过给定 3 个固定背压状态来实现的。图中 μ 为样本均值, σ 为样本标准差, δ 为原始叶型气动参数与样本均值的差值。柱状图对应左侧坐标, 代表了不同区间的样本数量。曲线为拟合后的概率密度函数(probability density function, PDF)。可以看出, 除堵塞工况下的压比分布为贝塔分布拟合外, 3 个工况下样本点的 3 个气动参数均大致满足高斯分布规律。

分析堵塞点气动参数分布图(图 10), 流量均值为 20.871 6 kg/s, 标准差为 0.031 6; 总压比均值为 1.947 3, 标准差为 0.005 2; 效率均值为 0.871 7, 标准差为 0.001 4。从图中可以看出, 叠加几何误差之后的 800 个叶型样本均值与原始基准叶型相比, 流量值偏小, 压比偏大, 效率偏小, 偏差量分别为 3.4×10^{-3} 、 9.2×10^{-4} 、 3.6×10^{-4} 。这说明在堵塞工况下, 叠加几何误差后的 800 个样本总体而

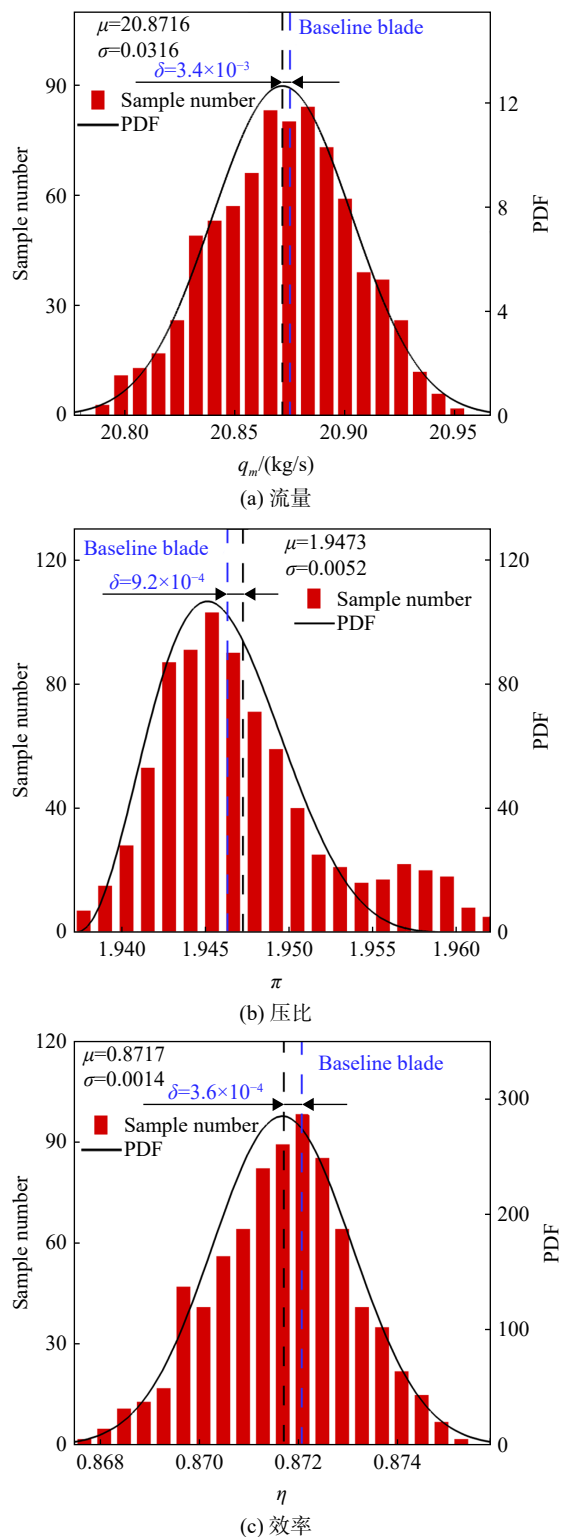


图 10 流量、压比和效率分布(堵塞工况)

Fig. 10 q_m , π and η distribution (choke)

言, 产生了一定的节流效果, 即流量略微减小而压比略微提升, 但效率略微下降。总体而言, 堵塞工况下样本平均性能偏差不大(相对偏差均在 $1/10\,000$ 的量级)。

分析最高效率工况的气动参数分布图(图 11),

流量均值为 20.7909 kg/s , 标准差为 0.0305 ; 压比均值为 2.0274 , 标准差为 0.0025 ; 效率均值为 0.8752 , 标准差为 0.0012 。可以看出和原始基准叶型相比, 叠加几何误差之后的 800 个样本的平均气动参数产生了不同程度的减小, 减小量分别

为 2.7×10^{-3} 、 4.7×10^{-4} 、 3.7×10^{-4} 。这说明在最高效率点工况下, 叠加了均匀分布的几何误差的 800 个样本整体气动性能略微恶化(相对偏差均在 $1/10\,000$ 量级)。

分析近失速工况的气动参数分布图(图 12),

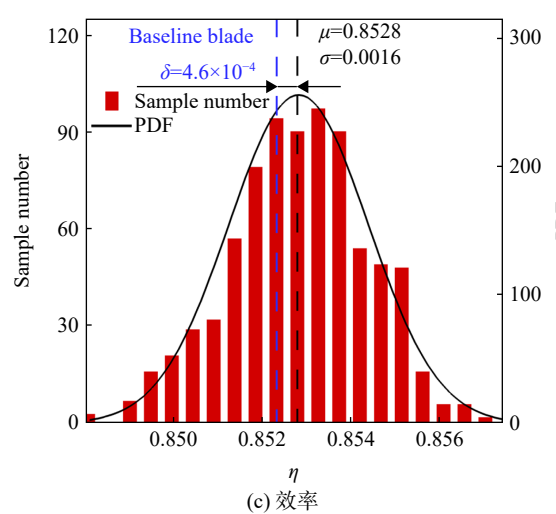
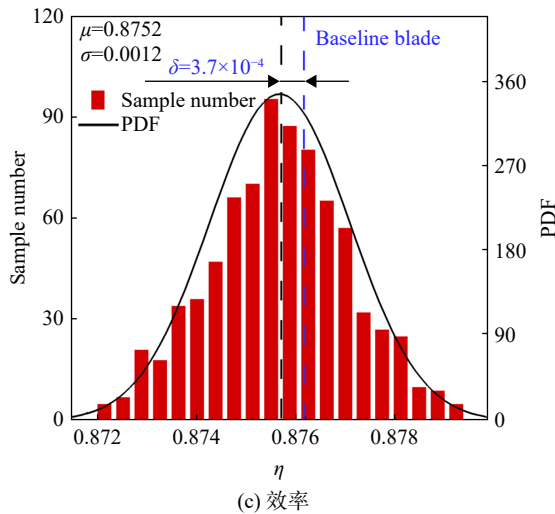
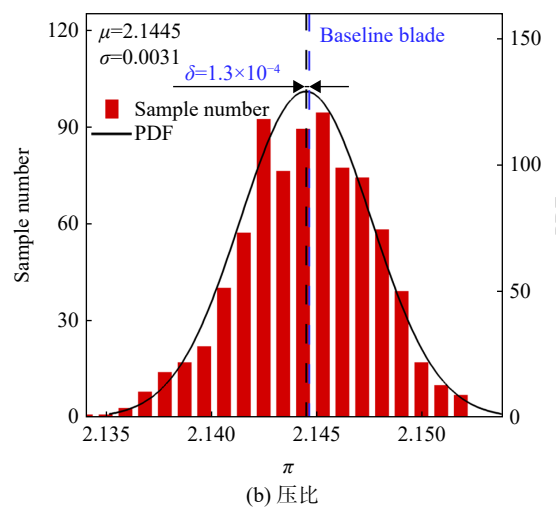
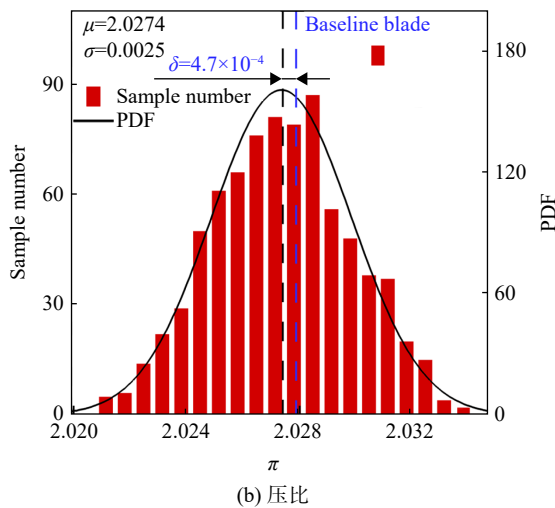
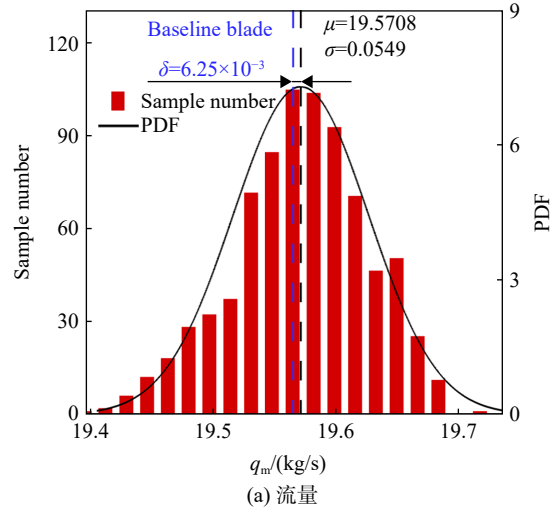
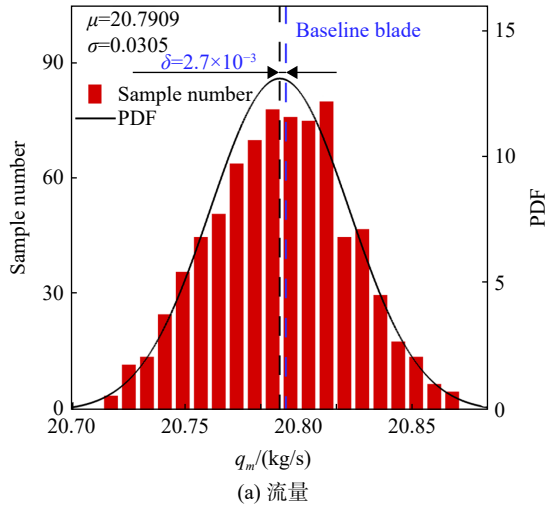


图 11 流量、压比和效率分布(最高效率工况)

Fig. 11 q_m , π and η distribution (peak efficiency)

图 12 流量、压比和效率分布(近失速工况)

Fig. 12 q_m , π and η distribution (near stall)

流量均值为 19.570 8 kg/s, 标准差为 0.054 9; 压比均值为 2.144 5, 标准差为 0.003 1; 效率均值为 0.852 8, 标准差为 0.001 6。从图中可以看出, 与原始基准叶型相比, 叠加几何误差后的 800 个样本流量平均值偏大, 总压比均值略微偏小, 效率均值偏大。这说明在近失速点工况下, 叠加了均匀分布几何误差的样本流场性能整体略微提升, 在压比几乎不变的情况下增大了压气机的流量和效率, 但变化的幅值不大(相对偏差均在 1/10 000 量级)。

2.1.2 Spearman 秩相关性分析

采用 Spearman 秩相关方法对 800 个样本进行分析, 将每个样本的 26 个几何误差因素与 3 个气动参数(流量、压比和效率), 共 29 个参数组成 29 维向量 $\mathbf{X}=[F_{lp,h}, F_{tp,h}, F_{sa,h}, \dots, F_{c,h}, \dots, F_{c,m}, \dots, F_{c,s}, F_{ske}, F_{swe}, q_m, \pi, \eta]$ 。每个样本向量按行排列, 最终形成 800×29 的二维矩阵, 经 Spearman 秩相关变换后生成 29×29 的相关性矩阵。

图 13 给出了堵塞点, 最高效率点, 近失速点相关性矩阵示意图(矩阵横、纵坐标均为 29 种参数, 为节省图片篇幅以序号数字表示, 参数含义及顺序同本文的 29 维向量 $\mathbf{X}$, 详见图 14)。图中用色谱颜色表示无量纲相关性系数 C_{rel} 的大小, 如果系数接近于 1 或 -1, 则说明两变量之间具有强正/负相关性; 若接近于 0 说明两变量之间无相关性。从图中可以看出, Rotor 37 各几何误差模型与其自身的相关性均为 1, 而各个几何误差模型之间的相关性均接近于 0, 这是可以理解的, 因为本文在 26 维误差空间中采用均匀 LHS 结合 MC 采样, 各误差模型之间是相互独立的, 理论上相关性为零。

从图 13 中的最后 3 列数据可以比较直观地看出各几何误差模型与流量、压比、效率 3 个气动参数之间的相关性关系, 其中最关心的是几何误差与压比和效率这两个性能参数的关系。为了较直观地分析各几何误差模型与气动参数之间的相关性, 图 14~图 16 给出了 3 个工况下, 根据上述 Spearman 秩相关矩阵得到的相关系数柱状图。

分析堵塞点相关系数柱状图(图 14)可以发现, 首先对压比 π 影响较大的几何误差参数依次为叶尖吸力面轮廓度误差 $F_{sp,s}$, 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$, 叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$, 叶根前缘轮廓度误差 $F_{lp,h}$, 掠误差 F_{swe} 。其中, π 与 $F_{sp,s}$ 、 $F_{sp,m}$ 、 $F_{lp,m}$ 、 $F_{lp,h}$ 呈现负相关关系, 与 F_{swe} 呈正相关

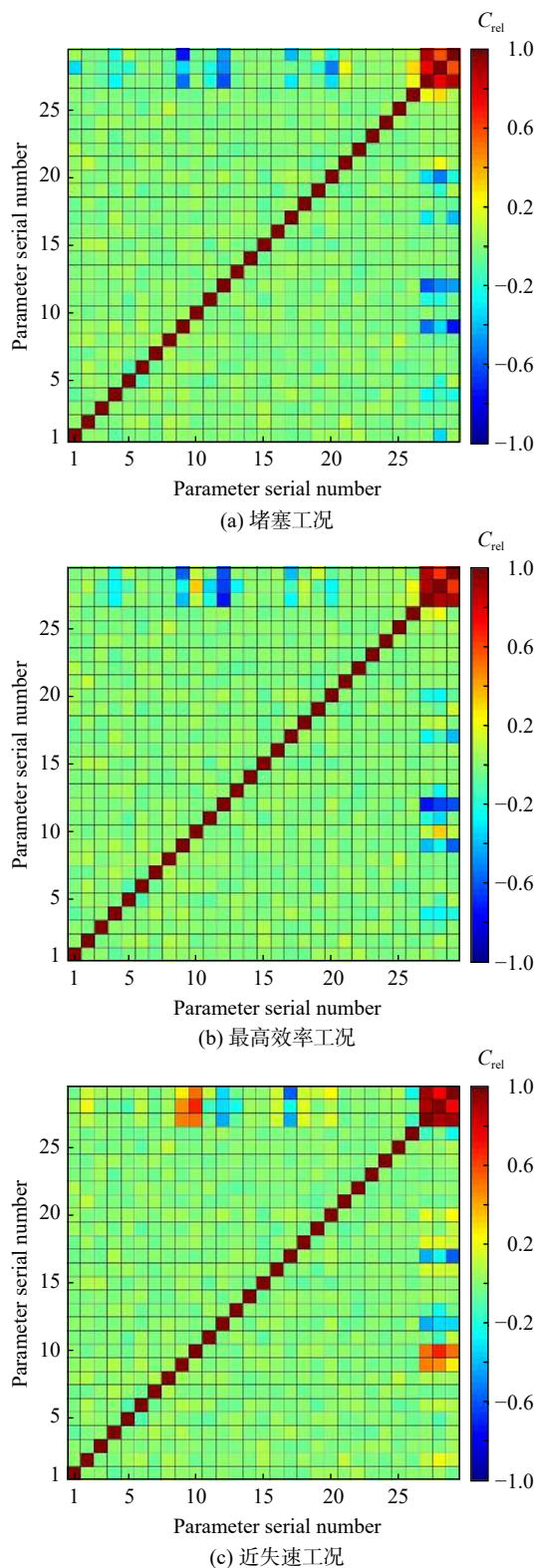
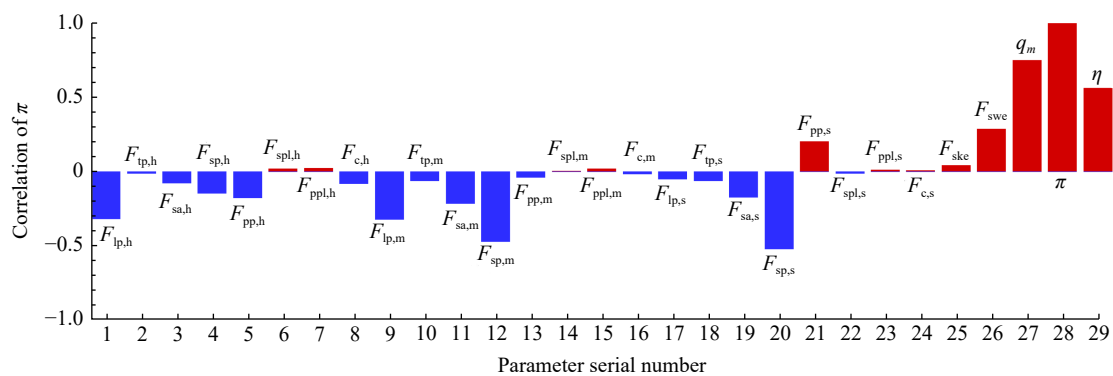


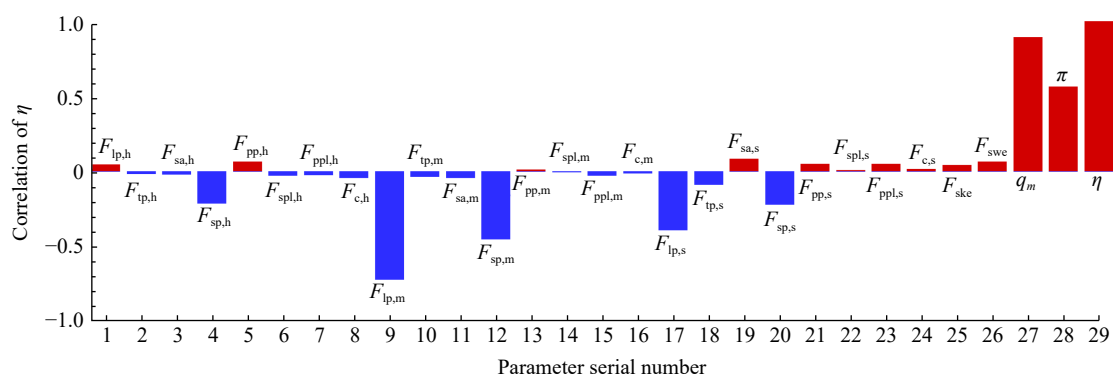
图 13 Spearman 秩相关系数矩阵

Fig. 13 Spearman rank correlation coefficient matrix

关系。对效率 η 影响较大的几何误差参数依次为叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$, 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$, 叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$, 叶尖吸力面轮廓度误差 $F_{sp,s}$, 叶根吸力面轮廓度误差 $F_{sp,h}$ 等, η



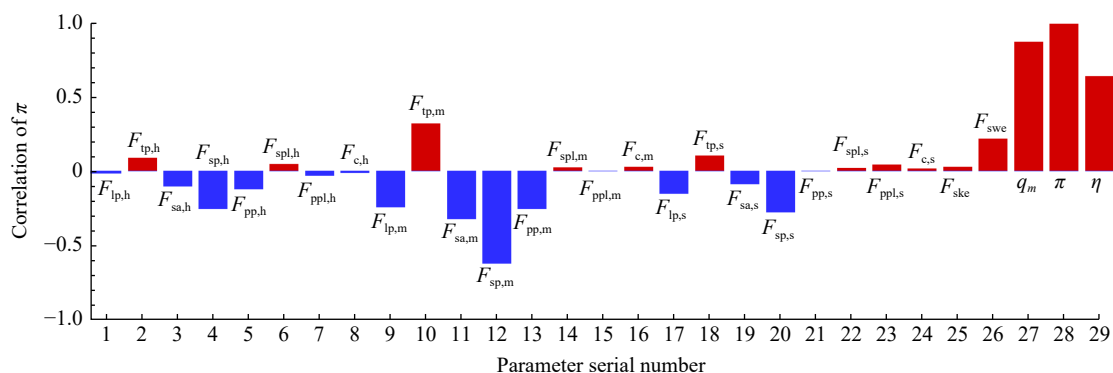
(a) 压比相关性



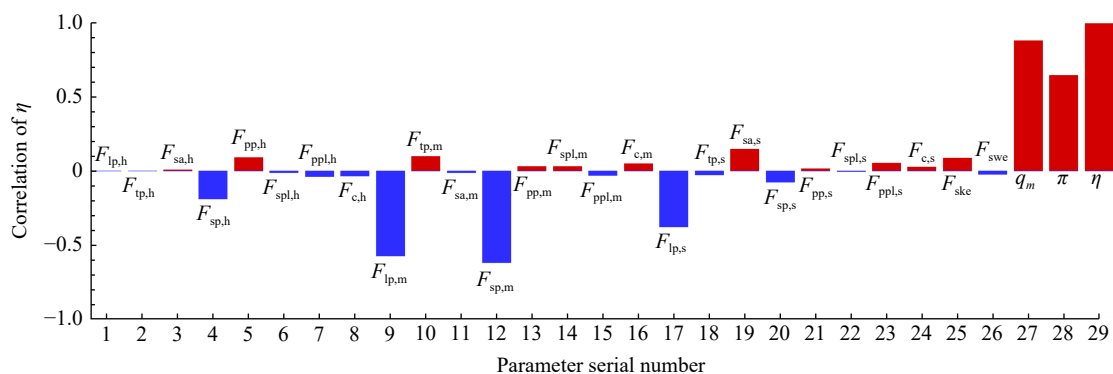
(b) 效率相关性

图 14 Spearman 秩相关系数柱状图(堵塞工况)

Fig. 14 Spearman rank correlation coefficient histogram (choke)



(a) 压比相关性



(b) 效率相关性

图 15 Spearman 秩相关系数柱状图(最高效率工况)

Fig. 15 Spearman rank correlation coefficient histogram (peak efficiency)

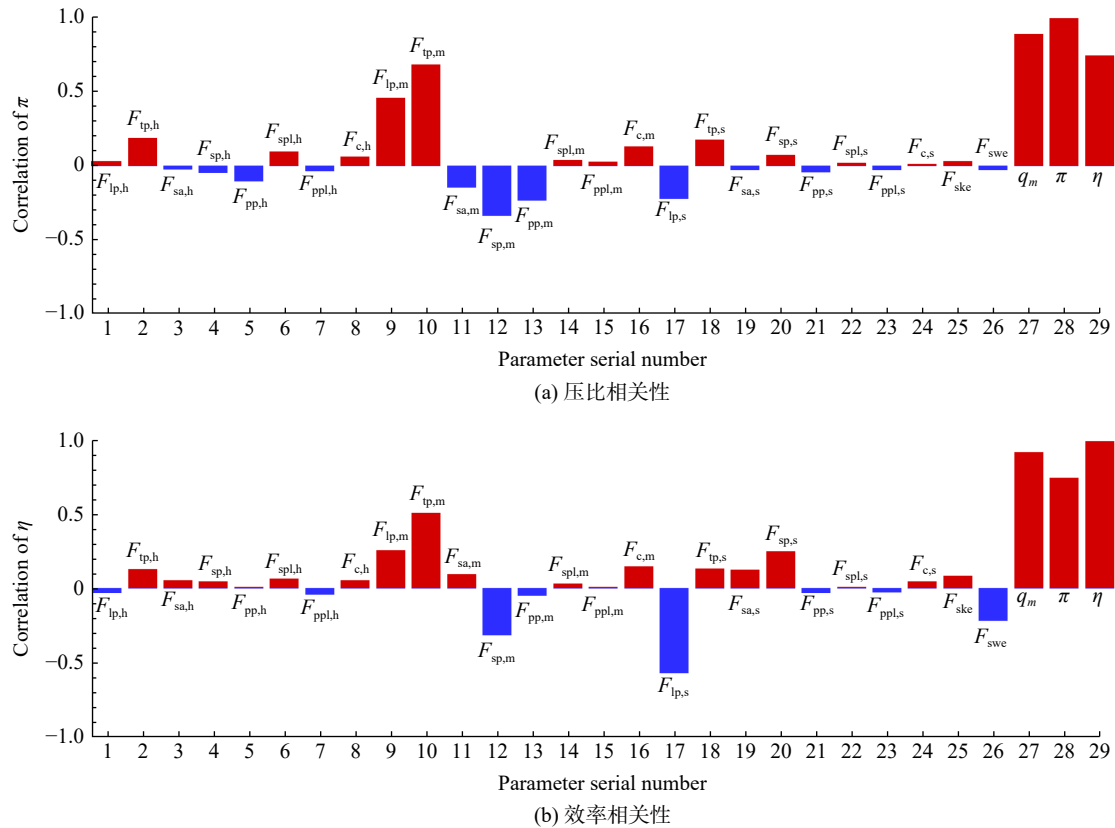


图 16 Spearman 秩相关系数柱状图(近失速工况)

Fig. 16 Spearman rank correlation coefficient histogram (near stall)

与上述几何误差参数均呈现负相关关系。

分析最高效率点相关系数柱状图(图 15), 首先分析压比 π 与各几何参数相关性关系, 可以发现, 对压比 π 影响较大的几何误差参数依次为叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 、叶中安装角误差 $F_{sa,m}$ 、叶中尾缘轮廓度 $F_{tp,m}$ 、叶尖吸力面轮廓度误差 $F_{sp,s}$ 等, 其中 π 与 $F_{sp,m}$ 、 $F_{sa,m}$ 、 $F_{sp,s}$ 呈现负相关关系, 与 $F_{tp,m}$ 呈正相关关系。对效率 η 影响较大的几何误差参数依次为叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 、叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ 、叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ 、叶根吸力面轮廓度误差 $F_{sp,h}$ 。 η 与上述几何误差参数均呈现负相关关系。

与最高效率工况类似, 对样本进行 Spearman 秩相关变换后, 得到近失速工况下各几何参数与气动参数的相关系数柱状图(图 16)。首先分析压比 π 与各几何参数相关性关系, 对压比 π 影响较大的几何误差参数依次为叶中尾缘轮廓度 $F_{tp,m}$ 、叶中前缘轮廓度 $F_{lp,m}$ 、叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 等。其中, π 与 $F_{tp,m}$ 、 $F_{lp,m}$ 呈现正相关关系, 与 $F_{sp,m}$ 呈负相关关系。对效率 η 影响较大的几何误差参数依次为叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ 、叶中尾缘轮廓度 $F_{tp,m}$ 、叶中吸力面轮廓度误差

$F_{sp,m}$ 等。其中 η 与 $F_{lp,s}$ 、 $F_{sp,m}$ 呈现负相关关系, 与 $F_{tp,m}$ 呈正相关关系。

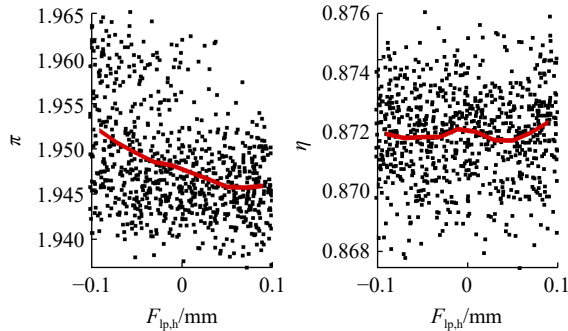
总结 3 个典型工况下最敏感的几个误差模型可以看出, 从误差类型来看, 对压气机转子性能影响最大的误差类型为前缘轮廓度与吸力面轮廓度误差。从误差发生的叶片展向位置来看, 转子性能对于叶中及叶尖的几何误差敏感性更强。

2.1.3 期望值曲线分析

为进一步分析样本分布规律, 从非线性角度解析几何误差与气动参数之间的相关性关系, 并对几何误差影响气动参数的具体量级进行分析。

首先以堵塞工况下叶根前缘轮廓度 $F_{lp,h}$ 为例, 图 17 给出了压比及效率特性关于 $F_{lp,h}$ 的样本点分布及期望值曲线。图中红色实线为对应误差值下的叶型样本期望值。从期望值曲线可以大致看出: 几何误差参数与压比及效率基本呈现近似线性相关性。其中压比随 $F_{lp,h}$ 的增大而减小, 当 $F_{lp,h}$ 从 -0.1 mm 增大到 0.1 mm 时, 压比减小了约 0.0057 (0.29%)。而效率则基本不随 $F_{lp,h}$ 的增大而变化。

为了节约文章篇幅, 在下文非线性分析中将散点隐藏, 仅保留期望值曲线, 以直观对比分析

图 17 性能参数- $F_{lp,h}$ 样本分布(堵塞工况)Fig. 17 Performance parameters- $F_{lp,h}$ sample distribution (choke)

各几何误差参数对三维压气机转子气动特性的影响幅值及趋势。

图 18 给出了堵塞工况压比、效率随几何误差变化关系期望值图。从期望值曲线可以大致看出: 几何误差参数与压气机转子性能参数基本呈现近线性映射关系, 在局部区域有波动。从相关性强度来看, 与压比特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶尖吸力面轮廓度误差 $F_{sp,s}$ ($\Delta\pi=0.0084$), 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\pi=0.0064$), 叶根前缘轮廓度误差 $F_{lp,h}$ ($\Delta\pi=0.0057$), 且 $F_{sp,s}$ 、 $F_{sp,m}$ 、 $F_{lp,h}$ 与压比均呈现负相关

关系, 这与上文中 Spearman 相关性分析得到了相同的结果。从影响量级上看, 压比随最敏感几何误差变化幅值在 0.43% 左右, 且第一影响因素 $F_{sp,s}$ 是第二影响因素 $F_{sp,m}$ 对压比影响量级的 1.31 倍。

与效率特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ ($\Delta\eta=0.0032$), 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\eta=0.0020$), 叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ ($\Delta\eta=0.0018$)。其中上述 3 个几何误差参数均与效率呈负相关关系, 同样与上文中 Spearman 相关性分析得到了相同的结果。从影响量级上看, 效率随最敏感几何误差变化幅值在 0.37% 左右, 第一影响因素 $F_{lp,m}$ 是第二影响因素 $F_{sp,m}$ 对效率影响量级的 1.6 倍。

图 19 给出了最高效率工况压比、效率随几何误差变化关系期望值图。从影响趋势及敏感性强弱来看, 根据期望值曲线得到的结论与上文中 Spearman 相关性分析结果保持了很好的一致性。首先分析压比特性, 从相关性强度来看, 与压比特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\pi=0.0049$), 叶中尾缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ ($\Delta\pi=0.0025$), 叶中安装角误差 $F_{sa,m}$ ($\Delta\pi=0.0025$), 其中 $F_{sp,m}$ 、 $F_{sa,m}$ 与压比呈

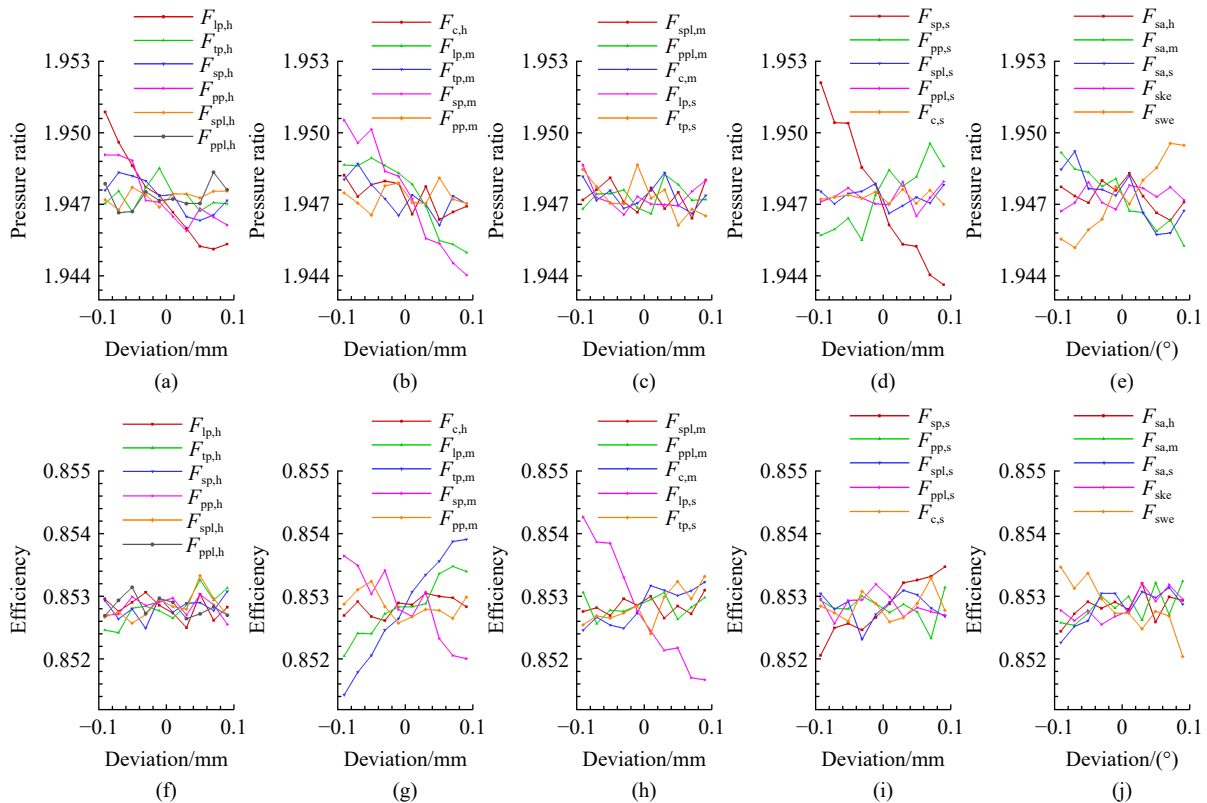


图 18 压比、效率随 26 个几何误差变化期望值曲线(堵塞工况)

Fig. 18 Expectation curve of variation of π and η with 26 geometric deviations (choke)

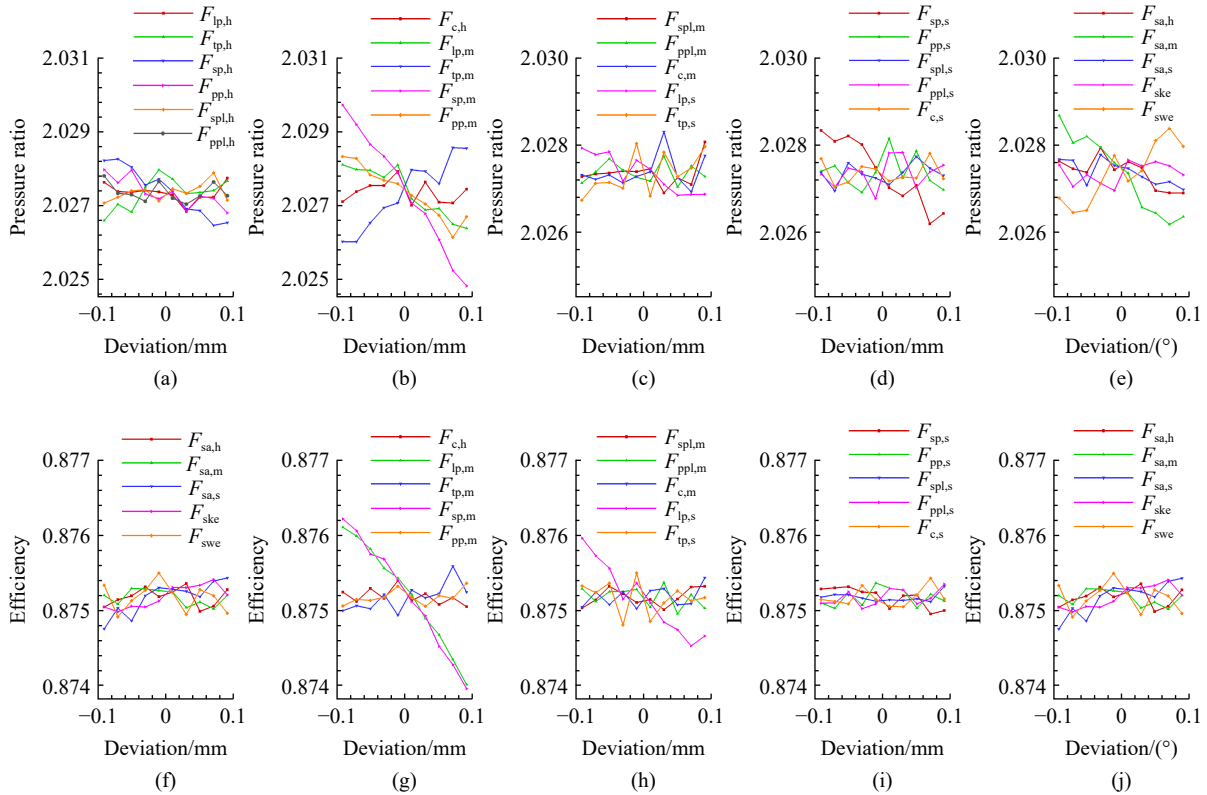


图 19 压比、效率随 26 个几何误差变化期望值曲线(最高效率工况)

Fig. 19 Expectation curve of variation of π and η with 26 geometric deviations (peak efficiency)

负相关关系,而 $F_{tp,m}$ 与压比呈正相关关系。从影响量级上看,压比随最敏感几何误差变化幅值在 0.24% 左右,第一影响因素 $F_{sp,m}$ 是第二影响因素 $F_{tp,m}$ 对压比影响量级的 1.96 倍。

与效率特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\eta=0.0023$), 叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ ($\Delta\eta=0.0021$), 叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ ($\Delta\eta=0.0014$), 其中上述 3 个几何误差参数均与效率呈负相关关系。从影响量级上看,效率随最敏感几何误差变化幅值在 0.26% 左右,第一影响因素 $F_{sp,m}$ 是第二影响因素 $F_{lp,m}$ 对效率影响量级的 1.095 倍。

图 20 给出了近失速工况压比、效率随几何误差变化关系期望值图。从影响趋势及敏感性强弱来看,根据期望值曲线得到的结论与上文中 Spearman 相关性分析结果保持了很好的一致性。首先分析压比特性,从相关性强度来看,与压比特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶中尾缘轮廓度误差 $F_{tp,m}$ ($\Delta\pi=0.0065$), 叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ ($\Delta\pi=0.0047$), 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\pi=0.0037$), 其中 $F_{tp,m}$ 、 $F_{lp,m}$ 与压比呈正相关关系, $F_{sp,m}$ 与压比呈负相关关系。从

影响量级上看,压比随最敏感几何误差变化幅值在 0.3% 左右,第一影响因素 $F_{tp,m}$ 是第二影响因素 $F_{lp,m}$ 对压比影响量级的 1.383 倍。

与效率特性相关性由强到弱的前 3 个几何误差模型依次为: 叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ ($\Delta\eta=0.0026$), 叶中尾缘轮廓度误差 $F_{tp,m}$ ($\Delta\eta=0.0025$), 叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ ($\Delta\eta=0.0016$), 其中 $F_{lp,s}$ 、 $F_{sp,m}$ 与效率呈负相关关系,而 $F_{tp,m}$ 与效率呈正相关关系。从影响量级上看,效率随最敏感几何误差的变化幅值在 0.31% 左右,第一影响因素 $F_{lp,s}$ 是第二影响因素 $F_{tp,m}$ 对效率影响量级的 1.04 倍。

综上,期望值曲线分析与 Spearman 相关性分析关于几何误差对性能的影响趋势及敏感性强弱得到了基本相同的结论。从影响量级上来看,3 个典型工况下的压比及效率关于最敏感几何误差的变化幅值在 0.2%~0.5% 量级,这对于实际压气机而言是不可忽略的,这也凸显出了关于几何误差敏感性研究的必要性。

2.2 流动机理分析

从文中第 2.1 节对 26 个几何误差模型的统计分析可以看出,在堵塞点工况,叶中前缘轮廓度

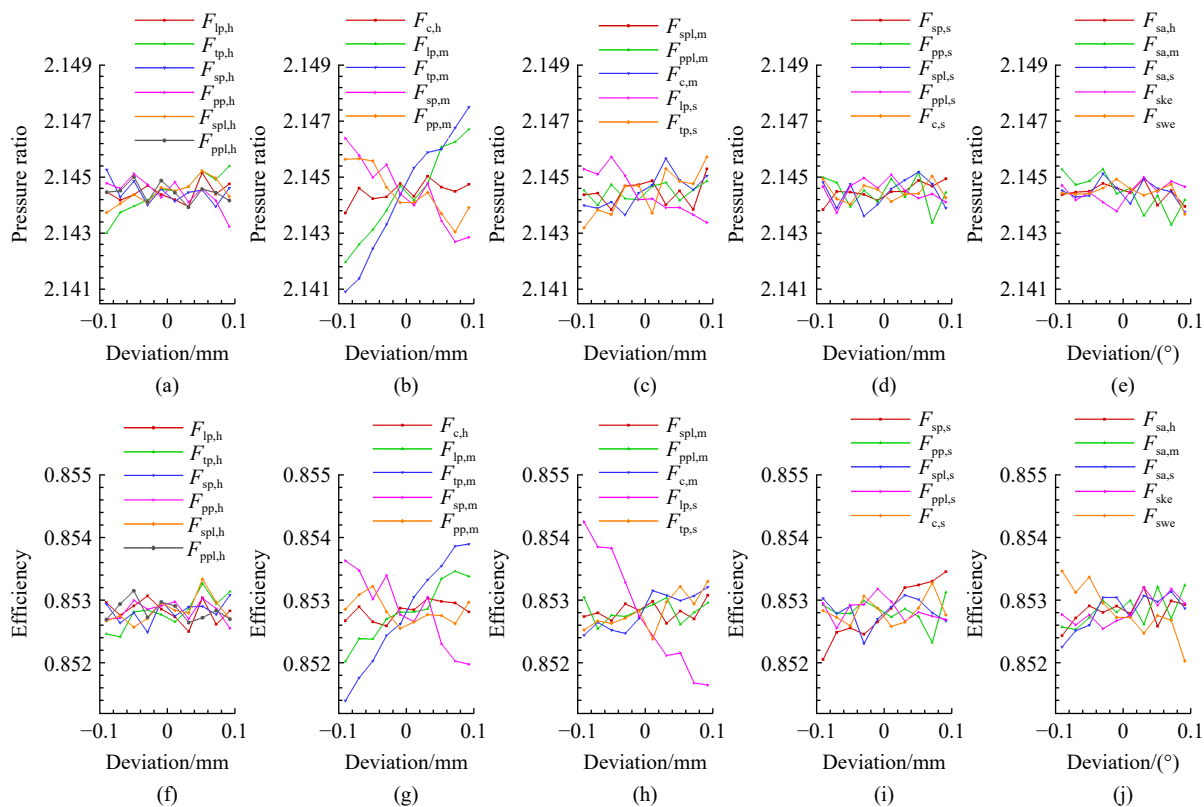


图 20 压比、效率随 26 个几何误差变化期望值曲线(近失速工况)

Fig. 20 Expectation curve of variation of π and η with 26 geometric deviations (near stall)

误差 $F_{lp,m}$ 对效率影响最大; 在最高效率工况, 对压气机转子效率影响最大的几何误差模型为叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$; 而在近失速工况, 压气机效率对叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ 最敏感。故本节分别就 3 个典型工况下对效率影响最敏感的几何误差模型进行流场及损失特性分析。

2.2.1 堵塞工况流场分析

在堵塞工况, 压气机效率 η 对叶中吸力面轮廓度误差 $F_{lp,m}$ 敏感性最强, 故本文重新构造了两个叶型样本, 对其流场结构进行分析, 以寻找该误差参数对效率影响占主导的流动机理。两个叶型样本分别为: ① $F_{lp,m} = -0.1$ mm, 其余误差参数为 0 mm 或 0° 。② $F_{lp,m} = 0.1$ mm, 其余误差参数为 0 mm 或 0° 。

图 21 给出了两个 $F_{lp,m}$ 量级下 50% 叶高截面叶表静压系数 C_p 分布曲线图, 可以看出, 前缘轮廓度误差的增加对叶表静压分布产生的最大影响是叶片前缘压力面侧静压急剧下降, 随后快速上升, 在约 0.1 无量纲弦长位置处(即 10% 弦长处)恢复至与低量级 $F_{lp,m}$ 相同水平。但这一较大的静压梯度意味着激波的存在。图 22 给出了两个叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ 量级下, 50% 叶高截面

叶表附面层动能厚度 δ^{***} 分布。其中横坐标为无量纲弦长, 区间 $[-1, 0]$ 代表压力面侧从尾缘到前缘, 区间 $[0, 1]$ 代表吸力面侧从前缘到尾缘, 图中 PS 代表压力面 (pressure surface), SS 代表吸力面 (suction surface)。图 21 中压力面前缘附近的激波反映到图 22 中则表现为附面层动能损失厚度的增加, 鉴于前缘附近的静压突增的梯度并不很大, 即激波强度较弱, 所以附面层动能损失厚度稍微增加。

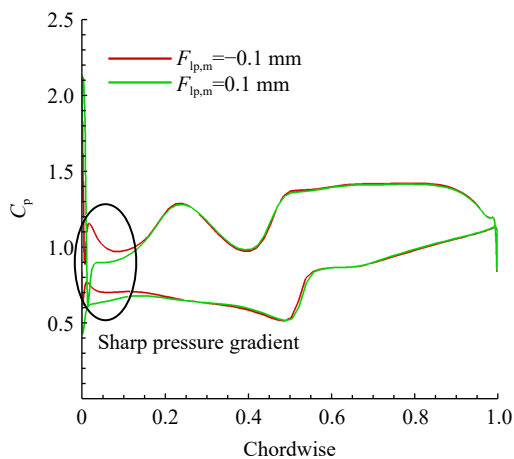


图 21 弦向叶表静压系数分布(堵塞工况)

Fig. 21 C_p distribution of chordwise blade surface (choke)

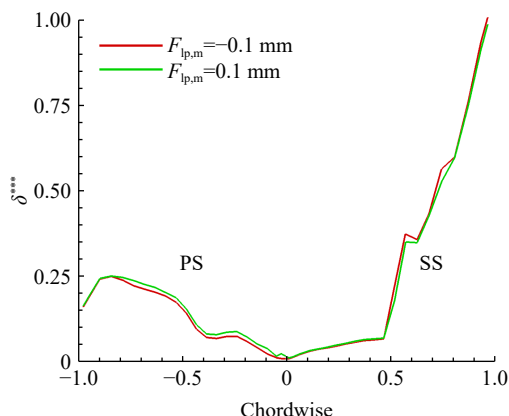


图 22 动能损失厚度分布(堵塞工况)

Fig. 22 Kinetic energy loss thickness distribution (choke)

为了验证上述分析的正确性, 图 23 给出了叶中前缘轮廓度误差 $F_{lp,m}$ 分别为 -0.1 mm 和 0.1 mm 样本的马赫数流场对比图, 从图中可以看出, 在叶型前缘处产生一道脱体激波, 对于 -0.1 mm 叶中前缘轮廓度误差, 脱体激波的脱体距离为 1.67% 叶片栅距, 当 $F_{lp,m}$ 从 -0.1 mm 增加至 0.1 mm 时, 脱体激波脱体距离增加至 3.75% 叶片栅距。

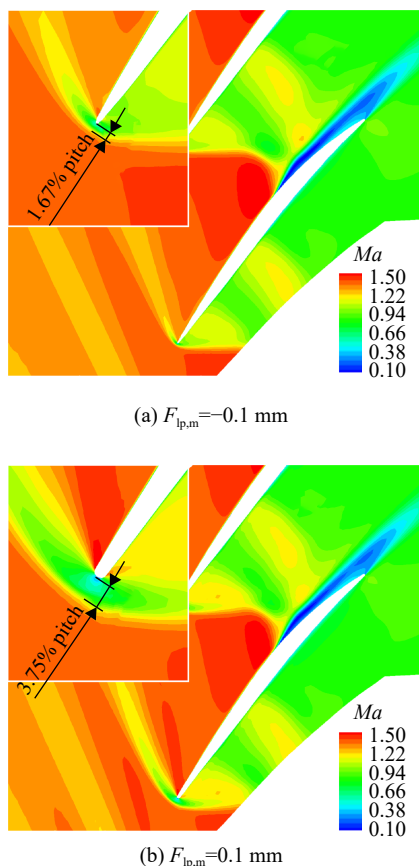


图 23 叶中流场平均马赫数云图(堵塞工况)

Fig. 23 Mean Mach number contour of midspan flow field (choke)

经脱体激波后, 叶片吸/压力面经历再一次的马赫数增加, 且随着前缘轮廓度 $F_{lp,m}$ 增大, 吸/压力面接近前缘处马赫数均有明显增加, 但吸力面侧马赫数增加并未造成附面层厚度的增加, 而压力面侧马赫数经过一小段加速后, 由于叶型几何形状的诱导作用, 在 $0.05 \sim 0.1$ 倍无量纲弦长位置处形成一道强度较弱的激波, 结合前述分析, 解释了 $F_{lp,m}$ 增加导致效率下降的原因。

2.2.2 最高效率工况流场分析

在最高效率工况, 压气机效率 η 对叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 敏感性最强, 故本文重新构造了两个叶型样本, 对其流场结构进行分析, 以寻找该误差参数对效率影响占主导的流动机理。两个叶型样本分别为: ① $F_{sp,m} = -0.1$ mm, 其余误差参数为 0 mm 或 0° 。② $F_{sp,m} = 0.1$ mm, 其余误差参数为 0 mm 或 0° 。

图 24 给出了不同叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 量级下, 50% 叶高截面叶表静压分布图。从图中可以看出, 叶中吸力面轮廓度的增大对压力面侧的静压分布几乎无影响, 但在吸力面侧, 图中 $0.45 \sim 0.5$ 倍无量纲弦长位置处静压突增位置表明在该处产生了一道激波, 由于吸力面轮廓度误差的增加, 激波略微前移。图 25 给出了两个叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 量级下, 50% 叶高截面叶表附面层动能厚度 δ^{**} 分布。从图中可以看出, 在压力面侧及吸力面 0.45 倍无量纲弦长位置之前, 叶表附面层动能损失厚度较小, 在吸力面 0.45 倍无量纲弦长之后, 由于激波的产生, 激波后附面层动能损失厚度明显增加。随着吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 的增加, 激波后附面层动能损失厚度

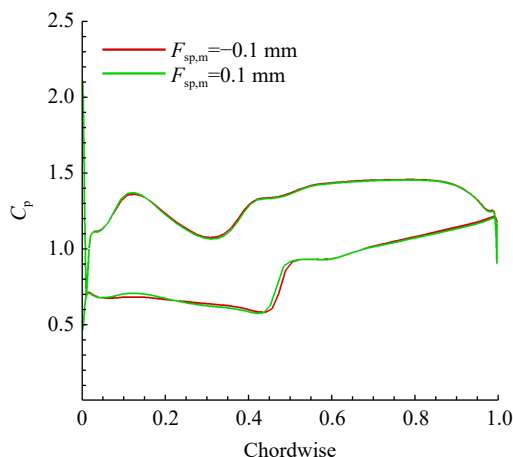


图 24 弦向叶表静压系数分布(最高效率工况)

Fig. 24 C_p distribution of chordwise blade surface (peak efficiency)

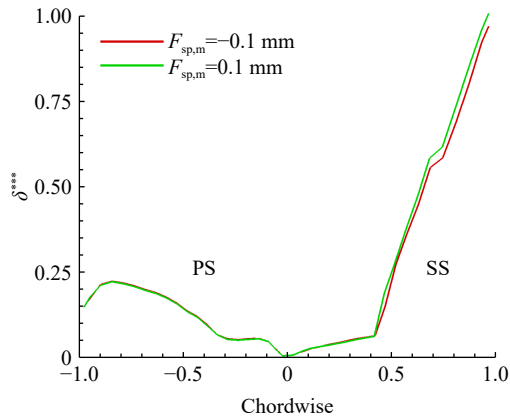


图 25 叶表动能损失厚度分布(最高效率工况)
Fig. 25 Kinetic energy loss thickness distribution
(peak efficiency)

也呈略微增加趋势。

为了进一步解释激波前移导致吸力面侧动能损失厚度增加的原因,以及从流场中更直观地观察并解释吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 改变对叶背分离区的影响,图 26 给出了两个叶中吸力面轮廓度误差 $F_{sp,m}$ 量级下 50% 叶高截面 Ma 流场对比图。

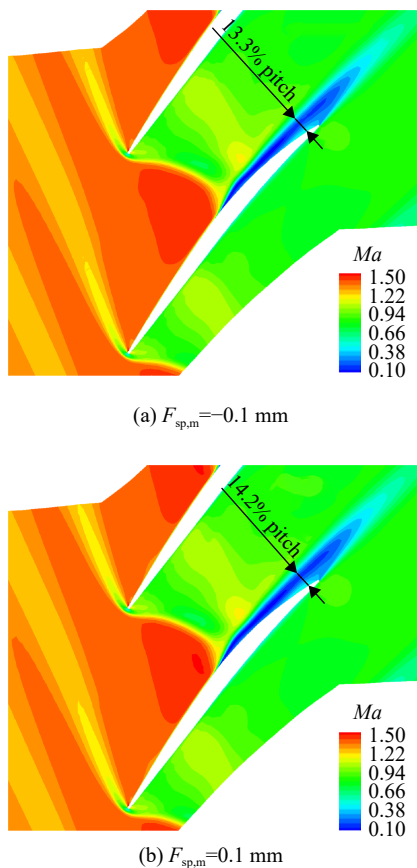


图 26 叶中流场平均马赫数云图(最高效率工况)
Fig. 26 Mean Mach number contour of midspan flow field
(peak efficiency)

可以发现,总体而言,在叶片前缘处产生脱体激波,脱体激波的压力面侧向叶栅通道中延伸,最终打在吸力面侧约 0.45 倍无量纲弦长位置处,由于激波与附面层的干涉效应,导致波后附面层分离。进而形成如图 25 所示附面层动能损失厚度突然增加的现象。当吸力面轮廓度误差从 -0.1 mm 增加至 0.1 mm 时,由于激波稍微提前,波后附面层分离加剧,吸力面侧尾缘附面层分离涡尺度从 13.3% 栅距宽度增加至 14.2% 栅距。从而导致总压损失增加,效率降低。

2.2.3 近失速工况流场分析

在近失速工况,压气机效率 η 最敏感的几何误差模型为叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$, 鉴于该误差处于叶尖前缘,因而考虑从叶尖泄漏涡角度进行分析。图 27 给出了不同 $F_{lp,s}$ 量级下叶表静压分布图,从图中可以看出叶型前缘轮廓度的增加导致叶片前缘吸力面侧静压略微下降,这意味着叶尖前缘处吸压力面压差增大,可能会导致叶尖泄漏涡加剧。为了验证上述猜想,本文引入了 Jeong 等^[27] 基于 λ_2 准则对涡核区域进行局部表征的方法,用以研究叶尖前缘轮廓度改变对叶尖区域流场涡结构的影响。

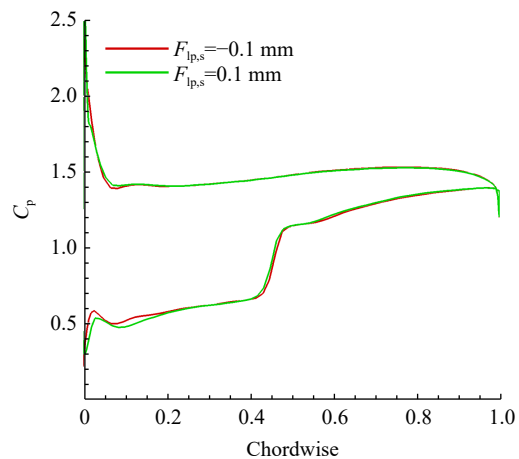


图 27 弦向叶表静压系数分布(近失速工况)
Fig. 27 C_p distribution of chordwise blade surface (near stall)

图 28 给出了基于 λ_2 准则的叶尖泄漏涡示意图,从图中可以看出,在叶片前缘吸力面侧产生一条流向涡,随后由于吸、压力面压差的存在,在约 0.5 倍无量纲弦长位置处又产生一道流向涡,并与由前缘产生的流向涡在通道内碰撞导致涡脱落,并打在相邻叶片压力面前缘处。Inoue 等^[28] 解释了前缘附近吸力面侧与压力面侧的压差使得叶尖泄漏涡与主流相互作用发生旋卷,从而形成

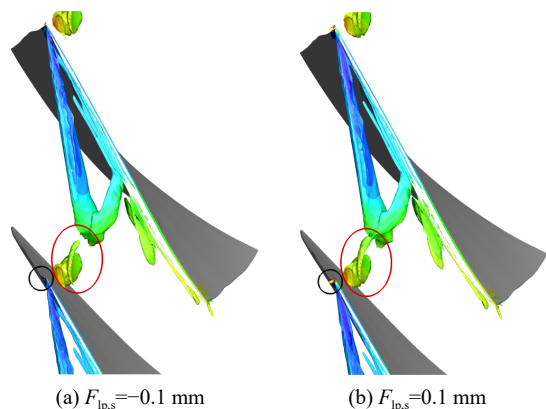


图 28 叶尖泄漏涡对比

Fig. 28 Tip leakage vortex comparison

细长流向涡的产生机理。通过对比不同前缘轮廓度下的流场涡结构可以看出, 当叶尖前缘轮廓度误差 $F_{lp,s}$ 增加时, 前缘泄漏涡强度略微增强, 使得与 0.5 倍无量纲弦长位置处产生的流向涡碰撞导致脱落涡强度也略微增加, 同时脱落涡与相邻叶片前缘碰撞产生的前缘涡也略微增加。综上所述, 由于叶尖前缘轮廓度误差增加导致前缘处吸压力面静压差增大, 进而导致叶尖泄漏涡强度增加, 与 0.5 倍无量纲弦长位置流向涡碰撞产生的脱落涡强度也增加, 从而导致了压气机效率的下降。

3 结 论

为揭示三维压气机转子几何误差与气动性能之间的相关性关系, 本文采用拉丁超立方结合蒙特卡洛抽样的实验设计方法生成叶型样本, 通过概率密度函数、Spearman 秩相关、期望值曲线等统计分析方法, 分析了堵塞工况、最高效率工况及近失速工况下的样本分布规律及几何误差的气动敏感性影响规律, 最后就 3 个典型工况下压气机气动性能最敏感的几何误差模型进行了流动机理分析。具体结论如下:

1) 拉丁超立方结合蒙特卡洛采样的 800 个叶型样本点在 3 个工况下的气动参数分布大致满足高斯分布规律。叠加均匀分布的几何误差之后的叶型样本均值与原始基准叶型相比, 气动参数可能偏大, 也可能偏小, 但偏差量级都不大(相对偏差均在 $1/10\,000$ 量级), 这意味着均匀分布的几何偏差对三维转子气动性能在均值上的影响可忽略不计。

2) 基于 Spearman 秩相关的非线性分析可以得到不同工况下压气机性能对不同类型几何误差的敏感性强弱次序, 及各几何误差对性能的影响

趋势。堵塞工况下, 叶中前缘轮廓度对效率有最显著的消极影响, 叶尖吸力面轮廓度对压比有最显著的消极影响。最高效率工况下, 叶中吸力面轮廓度对效率和压比都有着最显著的消极影响。近失速工况下, 叶尖前缘轮廓度对效率有最显著的消极影响, 而叶中尾缘轮廓度对压比有着最显著的积极影响。总结 3 个典型工况下最敏感的前几个误差模型可以看出, 从误差类型来看, 对压气机转子性能影响最大的误差类型为前缘轮廓度与吸力面轮廓度误差。从误差发生的叶片展向位置来看, 转子性能对于叶中及叶尖的几何误差敏感性更强。

3) 期望值曲线分析结果与 Spearman 相关性分析结果在几何误差影响趋势及敏感性强弱上保持了很好的一致性。从影响量级上来看, 期望值分析结果表明, 不同工况下最敏感几何误差对压气机转子压比及效率的影响可达 $0.2\%\sim 0.5\%$ 。

4) 流动机理分析表明, 堵塞点工况下, 叶中前缘轮廓度误差的增加使得压力面侧前缘附近额外产生了一道较弱的激波, 从而使得压力面侧附面层动能损失厚度增加, 导致压气机流动损失增大。最高效率工况下, 增大的叶中吸力面轮廓度使得打在叶背上的激波位置提前, 从而导致波后附面层分离加剧, 流动损失增大, 压气机效率降低。近失速工况下, 叶尖前缘轮廓度的增加使得前缘泄漏涡强度略微增强, 从而增大了流动损失, 降低了压气机的效率。

5) 本文所发展的针对三维转子的叶型曲面重构技术、几何误差模型提炼方法以及非线性统计分析方法, 为解释三维转子几何误差与气动性能之间的非线性关系, 分析全工况下样本分布规律及几何误差的气动敏感性影响规律提供了一种行之有效的技术手段, 为寻找对气动性能影响占主导的几何误差参数及合理制定公差带提供指导。

参考文献:

- [1] KLAPPROTH J. Approximate relative-total-pressure losses of an infinite cascade of supersonic blades with finite leading-edge thickness[J]. NACA RM E9L21, 1950.
- [2] BAMMERT K, SANDSTEDT H. Influences of manufacturing tolerances and surface roughness of blades on the performance of turbines[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1976, 98(1): 29-36.
- [3] GOODHAND M, MILLER R, LUNG H W. The sensitivity of 2D compressor incidence range to In-service geometric variation[R]. Copenhagen, Denmark: ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition, 2012.

- [4] 高丽敏, 蔡宇桐, 曾瑞慧, 等. 叶片加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 525-531.
GAO Limin, CAI Yutong, ZENG Ruihui, et al. Effects of blade machining error on compressor cascade aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 525-531. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] 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)
- [7] WANG Hao, WU Yadong, WANG Yangang, et al. Evolution of the flow instabilities in an axial compressor rotor with large tip clearance: an experimental and URANS study[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 96: 105557.1-105557.13.
- [8] ZHOU Kai, ZHOU Chao. Unsteady effects of vortex interaction on tip leakage vortex breakdown and its loss mechanism[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82/83: 363-371.
- [9] LI Jichao, GENG Shaojuan, DU Juan, et al. Circumferentially propagating characteristic dominated by unsteady tip leakage flow in axial flow compressors[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 529-543.
- [10] YANG B, GU C G. The effects of radially distorted incident flow on performance of axial-flow fans with forward-skewed blades[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(1): 011039.1-011039.12.
- [11] ZENGER F, HEROLD G, BECKER S. Acoustic characterization of forward- and backward-skewed axial fans under increased inflow turbulence[J]. AIAA Journal, 2017, 55(4): 1241-1250.
- [12] HE Chen, MA Yunfei, LIU Xiaohua, et al. Aerodynamic instabilities of swept airfoil design in transonic axial-flow compressors[J]. AIAA Journal, 2018, 56(5): 1878-1893.
- [13] DI Zhang, MA Jiaobin, QI Jing. Numerical study of unsteady flow and exciting force for swept turbomachinery blades[J]. Thermal Science, 2016, 20(Suppl.3): 669-676.
- [14] 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.
- [15] GIEBMANN S A, SCHNELL R, STEINERT W, et al. Analyzing and optimizing geometrically degraded transonic fan blades by means of 2D and 3D simulations and cascade measurements[R]. Copenhagen, Denmark: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, 2012.
- [16] ANANTHAKRISHNAN K, GOVARDHAN M. Influence of fillet shapes on secondary flow field in a transonic axial flow turbine stage[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82/83: 425-437.
- [17] 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]. NASA-TP-1337, 1978.
- [18] SUDER K L. Experimental investigation of the flow field in a transonic, axial flow compressor with respect to the development of blockage and loss[D]. Cleveland, US: Case Western Reserve University, 1996.
- [19] MOHSEN M, OWIS F M, HASHIM A A. The impact of tandem rotor blades on the performance of transonic axial compressors[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 67: 237-248.
- [20] ZHENG S Y, TENG J F, WU Y, et al. Impact of nonuniform stagger angle distribution on high-pressure compressor rotor performance[R]. ASME Paper GT2018-76067, 2018.
- [21] 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): 28-38.
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): 28-38. (in Chinese)
- [22] 耿少娟, 张小玉, 丁林超, 等. 转子叶片加工误差对1.5级跨声速压气机气动性能的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(1): 139-148.
GENG Shaojuan, ZHANG Xiaoyu, DING Linchao, et al. Effects of rotor blade manufacturing variability on 1.5 stage transonic compressor aerodynamic performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(1): 139-148. (in Chinese)
- [23] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-1992-439, 1992.
- [24] LU Hanan, YANG Zhe, PAN Tianyu, et al. Non-uniform stator loss reduction design strategy in a transonic axial-flow compressor stage under inflow distortion[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 92: 347-362.
- [25] SONG Liming, GUO Zhendong, LI Jun, et al. Research on meta-model-based global design optimization and data mining methods[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2016, 138(9): 092604.1-092604.14.
- [26] KUMAR J, ABIRAMI S. Aspect-based opinion ranking framework for product reviews using a Spearman's rank correlation coefficient method[J]. Information Sciences, 2018, 460/461: 23-41.
- [27] JEONG J, HUSSAIN F. On the identification of a vortex[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 285: 69-94.
- [28] INOUE M, KUROUMARU M. Structure of tip clearance flow in an isolated axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(3): 250-256.

(编辑: 王碧珺)