

文章编号: 1000-8055(2024)10-20220858-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220858

真实安装角偏差影响压气机性能的不确定性量化

姬田园, 楚武利, 张皓光, 董杰忠
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129)

摘 要: 为研究叶片安装角偏差对压气机性能及稳定性的影响, 以单级轴流亚声速压气机为研究对象, 采用任意多项式混沌方法作为不确定性量化方法, 量化研究了叶片安装角偏差对压气机气动性能和流场结构的不确定性影响。研究发现: 性能参数与安装角偏差之间均为完全单调相关, 且随着质量流量减小, 压气机性能波动程度总体呈减小趋势。安装角偏差改变了气流攻角, 在大流量工况下, 由于叶根区域负攻角程度最为严重, 因此该区域内流场波动程度最大; 而在小流量工况下, 叶顶间隙泄漏涡受安装角偏差影响明显, 叶顶区域流动损失波动程度最大。同时, 由于近失速工况下叶顶间隙泄漏涡的发展方向以及膨胀程度随安装角偏差发生变化, 叶顶区域堵塞程度受到影响, 最终导致压气机稳定性产生波动。

关 键 词: 加工偏差; 压气机转子; 混沌多项式; 不确定性量化; 相关性分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Uncertainty quantification of real stagger angle deviation affecting compressor performance

Ji Tianyuan, Chu Wuli, Zhang Haoguang, Dong Jiezhong

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: In order to study the influence of blade stage angle deviation on compressor performance and stability, a subsonic single rotor axial compressor was taken as the research object and sparse approximation arbitrary polynomial chaos method was used as uncertainty quantification method to evaluate the uncertainty effect of blade stage angle deviation on compressor aerodynamic performance and flow field structure. Results showed that the performance parameters were all monotonically correlated with the stagger angle deviation, and the fluctuation degree of compressor performance decreased with the decline of mass flow rate. The stagger angle deviation changed the incidence angle. Under the condition of large mass flow rate, the fluctuation of the flow field in the blade root area was the largest because the negative incidence angle was the most serious in this area. Under the condition of small mass flow rate, the tip clearance leakage vortex was significantly affected by stagger angle deviation, and the flow loss fluctuation in the blade tip area was the largest. At the same time, because the development direction and expansion degree of tip clearance leakage vortex changed with the stagger angle deviation under near stall condition, the plugging degree of tip area was affected, finally leading to fluctuation of the compressor stability.

收稿日期: 2022-11-11

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-I-0011)

作者简介: 姬田园(1997—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: 2019201558@mail.nwpu.edu.cn

通信作者: 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方面的研究。

E-mail: wlchu@nwpu.edu.cn

引用格式: 姬田园, 楚武利, 张皓光, 等. 真实安装角偏差影响压气机性能的不确定性量化[J]. 航空动力学报, 2024, 39(10): 20220858. Ji Tianyuan, Chu Wuli, Zhang Haoguang, et al. Uncertainty quantification of real stagger angle deviation affecting compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(10): 20220858.

Keywords: machining deviation; compressor rotor; polynomial chaos; uncertainty quantification; correlation analysis

压气机作为航空发动机的核心部件之一,其气动性能和稳定性对发动机的综合性能有着重要的影响。然而由于加工偏差以及使用中磨损的存在,压气机叶片上不可避免地存在着几何偏差,且具有较强的不确定性特性^[1]。同时,随着现代航空发动机中压气机叶片的三维结构日益复杂,转子叶片的弯、扭、掠程度不断增加,这导致叶片的加工难度也在不断提升^[2]。

压气机叶片在加工过程中存在的几何不确定性会导致压气机性能偏离设计值,而随着压气机叶片负荷的不断提升,压气机性能对转子叶片几何偏差的敏感性也随之增大^[3]。因此,虽然叶片上的各类几何参数偏差值都很小,但由加工偏差引发的气动性能波动却是不可忽视的。研究几何偏差对压气机性能的影响,已逐渐成为当前最重要的研究课题之一^[4]。

Bammert 等^[5]通过实验研究了叶片弦长、安装角、叶片轮廓和粗糙度等参数偏差对涡轮叶栅性能的影响规律,发现叶片轮廓偏差和安装角偏差对叶栅性能影响较大,叶片弦长造成的影响较小。Lange 等^[6-7]基于一组 150 个叶片的三维测量结果,研究了 18 个叶型加工偏差对 1.5 级高压压气机级性能的影响,发现叶片安装角是影响气流转折角最重要的几何参数。Guo 等^[8]以亚声速叶栅为研究目标,展开了安装角及轮廓偏差对叶栅性能的影响研究,发现在非设计工况下叶栅性能受几何偏差影响更为显著,在大流动攻角下安装角偏差对叶栅流场造成的扰动更为明显。叶学民等^[9]研究了第一级叶轮单转子安装角偏差对轴流风机气动性能、噪声和内流特征的影响,发现随着偏移角度增加,风机总压比和效率下降,湍动能梯度变化剧烈,噪声强度增强,其他多个流道均受到影响,影响区域的扩展方向与叶轮旋转方向相反。Zheng 等^[10]研究了不同叶片安装角偏差量级和沿周向叶片安装角非均匀分布对转子叶片气动性能的影响。Dalbanjan 等^[11]研究了动、静叶安装角对单级轴流跨声速压气机气动性能的影响,发现当动叶安装角从 24°增加到 36°时,质量流量和最大总压比分别下降了 16.5% 和 2.8%,峰值效率则增加了 6.8%;而当静叶安装角从 0°增加到 12°却没有对压气机性能造成明显

的变化。李玉等^[12]以 NASA Rotor37 为研究对象进行了叶片安装角偏差的不确定性量化分析,发现近失速工况下绝热效率的相对波动幅度相比较峰值效率工况增加了 22.95%。Zhang 等^[13]研究了安装角偏差引起的叶栅通道阻塞对叶栅通道流场和非定常气动力的影响,发现随安装角偏差增大,叶栅通道内流动恶化并产生了大规模的边界层分离。随着安装角的变化,非定常气动力的相对波动量迅速增大,对叶片的使用寿命产生了不利影响。

综合现有的研究可以发现,叶片安装角偏差是影响压气机气动性能的一个主要因素,但鲜有对安装角偏差影响压气机稳定性的研究。而安装角偏差通常是由叶型加工过程中产生的,在发动机服役过程中则一般不会产生安装角偏差^[14]。因此研究加工过程中转子叶片安装角偏差的不确定性对压气机气动性能及稳定性造成的影响,并对其影响机理进行分析,可以为压气机的设计、加工及维护提供一定的指导。

近十年来,非嵌入式混沌多项式方法(non-intrusive polynomial chaos, NIPC)凭借着其收敛快、精度高的优点,在流体力学、结构力学和热科学等领域的不确定性分析中获得了广泛的应用^[15-17]。然而,NIPC 方法在处理不确定性问题时需要根据输入变量的概率分布形式选择正交多项式并确定采样点,因此在之前大部分针对加工偏差影响压气机性能的不确定性研究中,往往是以某一加工精度要求^[18],或根据经验人为地给定一个偏差范围并假定偏差概率分布来进行研究^[19]。部分研究在取得真实加工偏差数据后,也需要对数据进行拟合得到近似的概率分布^[20-21],这一过程会降低实际测量数据的有效性,导致最终的不确定性量化结果与实际情况存在一定的误差。

为了解决 NIPC 方法的这一限制,本文引入了基于矩的任意多项式混沌方法(sparse approximation of moment-based arbitrary polynomial chaos, SAMBA PC)^[22-23],并基于 100 组叶片安装角的实际测量数据,以高亚声速轴流压气机转子级为研究对象,开展了压气机性能及稳定性的不确定性量化研究,并将结果与之前研究中常用的加工偏差区间分布假设和真实加工偏差拟合假设的研究

方法进行了对比。另外,本文在量化研究安装角偏差对压气机性能不确定性影响的同时,通过流场分析揭示了安装角偏差对压气机气动性能及稳定性的影响机理。文中得到的结论可为压气机转子叶片的加工及安装精度要求提供一定的参考价值。

1 计算模型及方法

1.1 研究对象

本文选取了西北工业大学轴流压气机试验台的孤立转子作为研究对象,该试验台结构如图 1 所示。该转子为沿叶高按变功设计的亚声速转子,其失速原因为叶顶间隙泄漏流引发的顶部阻塞^[24]。表 1 中列出了该转子的基本几何参数和气动设计参数,文献 [25] 中记录了该转子在 53% 和 71% 设计转速下的详细实验数据,出于安全考虑,并未进行 100% 设计转速下的实验。有关总压比和等熵效率的测量结果均通过图 1 中测量站 1 和测量站 2 处的测量数据进行计算得到,质量流量的测量结果则是由孔板流量计测量得到。

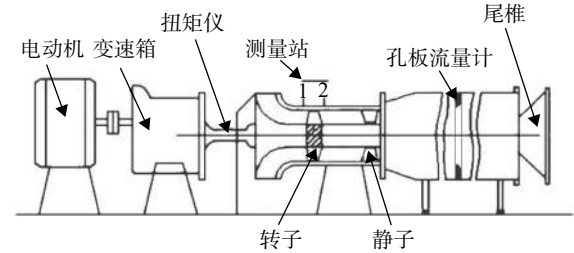


图 1 压气机转子试验部分示意图

Fig. 1 Schematic view of compressor rotor test section

表 1 转子主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the rotor

设计参数	数值
设计转速/(r/min)	15 200
设计流量/(kg/s)	5.6
总压比	1.249
等熵效率	0.905
叶尖相对马赫数	0.78
轮毂比	0.61
叶片数	30
叶顶间隙/mm	0.35
平均展弦比	1.94

1.2 数值模拟方法及其有效性

本文通过 NUMECA/Autogrid5 模块生成转子叶片通道计算域内网格,如图 2 所示。转子叶片和轮毂 2 部分为旋转部件,其余部分为静止部件。

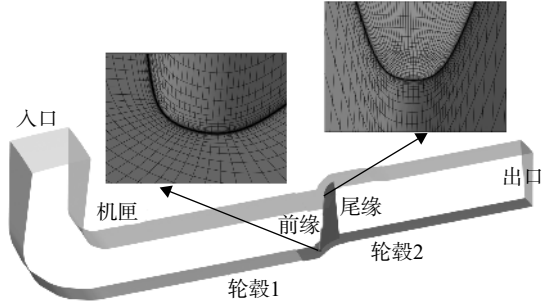


图 2 压气机转子计算域及网格

Fig. 2 Computational domain and grid of compressor rotor

转子通道网格拓扑为 H-O4H-H 结构,其中对近壁面网格进行加密处理,第 1 层网格厚度为 2×10^{-6} m,以保证 $y^+ < 2$ 。叶顶间隙采用蝶型网格,间隙内径向布置 17 个网格点。卢新根^[26]在对该压气机转子的研究中指出,单通道网格总数大于 60 万时即可达到网格无关性要求。但当网格总数偏少时,数值计算可能无法得出叶片细微偏差对压气机性能的影响。因此本文中最终选取的转子单通道网格总数约为 102 万。

数值计算采用 NUMECA/FineTurbo 模块定常求解相对坐标系下的三维雷诺时均 Navier-Stokes 方程,湍流模型选用 Spalart-Allmaras 模型。采用 2 阶迎风的空间离散格式,时间离散采用显式 4 阶 Runge-Kutta 方法,并采用局部时间步长及多重网格法加速计算过程。通道入口给定总压、总温及进口气流角,壁面设为绝热无滑移边界。在压气机稳定工作范围,通道出口给定质量流量;在逼近近失速边界时则给定出口截面平均静压,通过不断升高出口静压($\Delta p = 10$ Pa)直到无法获得收敛的数值计算解,将最后一个数值收敛点视为近失速工况点。与实验台相同,在测量站 1 和测量站 2 处设置平面 1 和平面 2,通过平面上相关参数的数值模拟结果计算得到压气机总压比以及等熵效率。

图 3 给出了在 71% 设计转速 (10 765 r/min) 下数值模拟与实验测试得到的压气机性能曲线结果对比。图 4 则给出了数值模拟与实验测量得到的总压比沿叶高分布的对比如。图 3 中 π 和 η 分别代表总压比和等熵效率。从图 3 中可以看到,数值模拟得到的总压比特性曲线与实验结果吻合较好,最大相对误差仅为 0.78%。相比之下,效率性能曲线的数值计算结果与实验数据较为明显,但其变化趋势相同,且平均相对误差小于 3.4%。实验效率较低可能是源于实验中无法实现绝热条件从而产生的部分能量耗散,以及与湍流模型自身

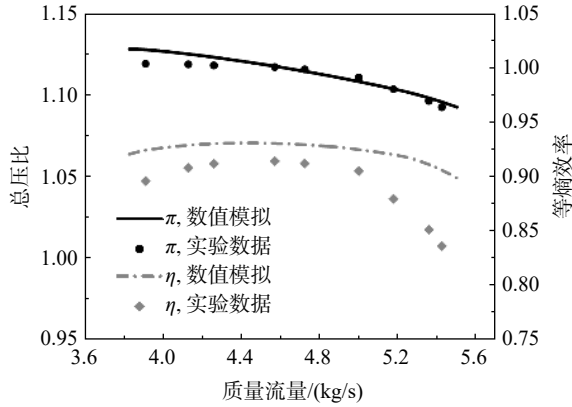


图 3 实验数据与数值模拟结果对比

Fig. 3 Comparison between experimental and simulation results

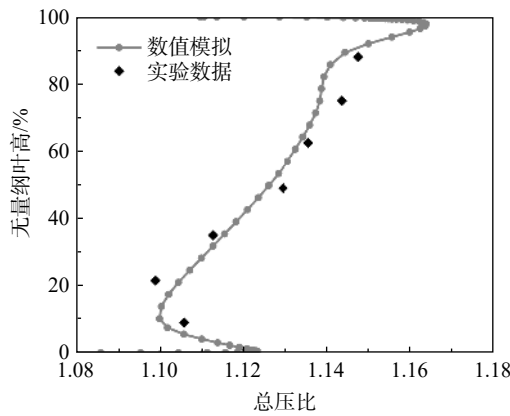


图 4 近失速工况总压比沿叶高分布

Fig. 4 Spanwise distribution of total pressure ratio at near stall condition

的计算精度限制有关。同时,由于该低压比压气机在整个工作范围内的总温比保持较低,范围为 [1.03, 1.04], 因此实验中较小的温度测量误差就会对等熵效率的计算结果产生很大的影响。另外,数值模拟对近失速流量计算结果与实验数据仅相差 0.083 kg/s, 总体而言,该数值模拟方法能够有效计算出压气机性能曲线。

从图 4 中可以看到,数值模拟结果与实验数据吻合良好,尤其是在叶中区域。同时,数值计算也模拟出了叶根区域总压比的“C”型分布,总压比沿叶高分布的变化趋势与实验结果完全相符。

综合以上验证可以说明,该数值方法可以有效地模拟压气机内部流场参数的分布。另外,数值模拟与实验数据之间较小的误差也会在后续对比研究中因计算基准一致而相互消除^[27-28]。

2 不确定性量化方法

2.1 基于矩的任意多项式混沌方法

传统的非嵌入式多项式混沌(NIPC)方法需

要明确随机输入的概率分布,在处理离散数据类型的随机输入问题时不可避免地会出现拟合误差^[22]。基于矩的任意多项式混沌(SAMBA PC)方法可以直接用于可用数据有限的不确定性量化问题,其基本思想是利用输入随机变量的统计矩进行多项式混沌展开。只需要对统计矩的 Hankel 矩阵进行简单计算即可获得所需样本点以及对应的权值,对于数据可用性有限的情况,该方法可以有效避免错误假设引起的误差和拟合误差,并且该方法收敛性明显优于其他类型的多项式展开方法^[29]。

统计矩是描述一组随机样本分布形状的一种定量度量。对于一组样本总数为 N 的随机输入 $\zeta_1, \dots, \zeta_N$, 其 k 阶矩 v_k 为

$$v_k = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \zeta_i^k \quad (1)$$

构造关于矩的 Hankel 矩阵

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} v_0 & v_1 & \cdots & v_p \\ v_1 & v_2 & \cdots & v_{p+1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ v_p & v_{p+1} & \cdots & v_{2p} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 p 为所选 SAMBA PC 方法的阶数。由于 Hankel 矩阵对称正定,因此可对其进行 Cholesky 分解,即 $\mathbf{M} = \mathbf{R}^T \mathbf{R}$, 得

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_{1,1} & r_{1,2} & \cdots & r_{1,p+1} \\ & r_{2,2} & \cdots & r_{2,p+1} \\ & & \ddots & \vdots \\ & & & r_{p+1,p+1} \end{bmatrix} \quad (3)$$

利用三项递归多项式即可得到正交多项式系 $\psi(x)$

$$x \cdot \psi_j(x) = b_{j-1} \psi_{j-2}(x) + a_j \psi_{j-1}(x) + b_j \psi_j(x) \quad (4)$$

其中

$$\psi_{-1}(x) = 0 \quad (5)$$

$$\psi_0(x) = 1 \quad (6)$$

多项式系数

$$a_j = \frac{r_{j,j+1}}{r_{j,j}} - \frac{r_{j-1,j}}{r_{j-1,j-1}} \quad (7)$$

$$b_j = \frac{r_{j+1,j+1}}{r_{j,j}} \quad (8)$$

其中 $r_{0,0} = 1$, $r_{0,1} = 0$ 。利用多项式系数构造三对角 Jacobi 矩阵:

$$J = \begin{bmatrix} a_1 & b_1 & & & \\ b_1 & a_2 & b_2 & & \\ & b_2 & a_3 & b_3 & \\ & & \ddots & \ddots & \ddots \\ & & & b_{p-2} & a_{p-1} & b_{p-1} \\ & & & & b_{p-1} & a_p \end{bmatrix} \quad (9)$$

矩阵 J 的特征值 ρ_i 即为 p 阶 SAMBA PC 方法的采样点, 对应的权值可由式(10)求得:

$$\omega_i = \tau_{1,i}^2 \quad (10)$$

式中 $\tau_{1,i}$ 为第 i 个特征值对应的归一化特征向量的第一个分量。

在获得采样点以及对应的权值之后, 这一概率空间内关于 m 维随机变量 $\zeta(\theta)$ 的随机过程 $F(\theta)$ 可以混沌多项式展开为

$$F(\theta) = \sum_{j=0}^P c_j \psi_j(\zeta) \quad (11)$$

其中求和上限

$$P = \frac{(m+p)!}{m!p!} - 1 \quad (12)$$

在求得各采样点处的输出响应 $F(\rho_i)$ 和正交基响应 $\psi_j(\rho_i)$ 后, 各混沌多项式系数可由式(13)求出:

$$c_j = \sum_{i=0}^P \frac{F(\rho_i) \psi_j(\rho_i)}{\langle \psi_j^2 \rangle} \omega_i \quad (13)$$

在求得混沌多项式展开系数 c_j 之后, 根据正交多项式的特性, 可求得随机响应 $F(\theta)$ 的均值和方差分别为:

$$\mu = c_0 \quad (14)$$

$$\sigma^2 = \sum_{j=1}^P [c_j^2 \langle \psi_j^2 \rangle] \quad (15)$$

同时, 将式(13)及式(4)的结果带入式(11)中即可获得随机输入与输出之间的函数响应模型。

前人在对 NIPC 方法的使用中已证明 4 阶 NIPC 方法即可获得准确的不确定性量化结果^[21]。SAMBA PC 方法与 NIPC 方法仅在采样点的获取方法上存在差异, 在统计参数的获取方式上相同, 因此可认为 4 阶 SAMBA PC 方法同样可以获得准确的不确定性量化结果。

为了验证 4 阶 SAMBA PC 方法的精确性, 本文以下列一元非线性函数为例进行了试验:

$$f(x) = -\sqrt{2}x^3 + 1.5x \quad (16)$$

式中 x 为随机分布在 $[-1, 1]$ 之间的 10^4 个离散数据, 其分布统计结果如图 5 柱状图所示。同时, 图 5 散点图也给出了 4 阶 SAMBA PC 方法的采样点以及对应的权值。通过采样点之间的连线可以发现, SAMBA PC 方法得到采样点可以很好地反映出随机变量的分布规律。

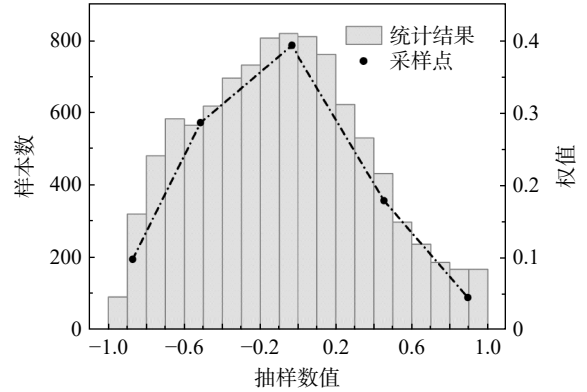


图 5 随机变量分布统计结果以及采样点分布

Fig. 5 Statistical results of random variable distribution and sampling point distribution

在计算得到每个随机输入 x 对应的输出 f 后, 求得响应的实际均值和实际标准差分别为 -0.10877 和 0.39642 。通过 4 阶 SAMBA PC 方法得到的响应均值和标准差与实际均值和实际标准差的相对误差均在 0.05% 以内, 说明该不确定性量化方法具有很强的收敛性和精确性。

2.2 叶片组安装角偏差概率分布

为了获取真实的叶片安装角偏差分布, 需要对实际加工叶片进行测量。但由于测量过程昂贵且耗时, 因此只能对有限的叶片进行测量。Lange 等^[6]对 150 个叶片进行了测量; Marx 等^[30]在研究中对每个叶片排的 70 个旧叶片和 15 个新叶片进行了测量; Gambitta 等^[31]仅对 37 个叶片进行了测量。本文针对某型压气机的第 3 级亚声速转子, 进行了 100 个叶片的实际测量, 并采用自主研发的叶片截面几何特征参数的获取方法得到了 50% 叶高截面的安装角分布^[32], 并在此统计结果的基础上进行后续研究。100 个实测叶片安装角偏差的统计结果如图 6 柱状图所示, 统计结果中安装角偏差平均值为 0.0409° , 标准差为 0.21779° , 偏差分布范围为 $[-0.48^\circ, +0.48^\circ]$, 满足对叶片安装角加工精度的要求 ($\pm 0.5^\circ$)^[11]。在几何特征获取过程中, 安装角的获取误差范围为 $[-0.02^\circ,$

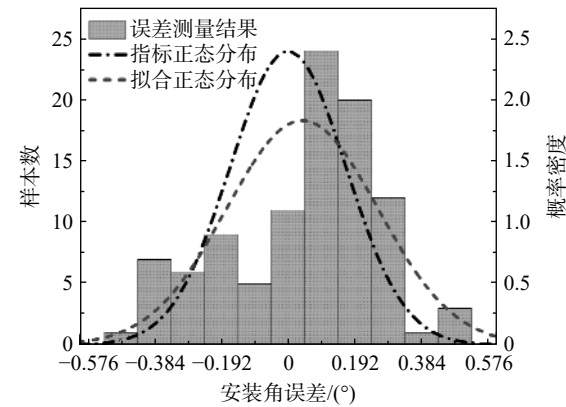


图 6 安装角偏差统计结果以及两种正态分布规律
Fig. 6 Statistical results of stagger angle deviation distribution and two normal distribution laws

+0.01°], 安装角的获取误差仅为安装角加工偏差的 3%, 这一比例远小于 Lukas 等^[33]工作中的叶片厚度获取误差与厚度加工偏差之间的比例。因此在本文的研究中, 认为安装角的获取偏差可近似忽略不计。

在之前相关的研究中, 研究人员往往通过加

工精度要求来假设叶片几何偏差的分布规律, 或对现有测量结果进行拟合后进行不确定性研究。为了将本文中的研究方法与这两种研究方法的不确定性量化结果进行对比, 又假设了两种安装角偏差分布规律, 并在图 6 中进行了展示。其中, 指标正态分布曲线对应的正态分布均值为 0, 标准差为 0.166 7°, 为基于加工精度要求假设的安装角偏差分布。拟合正态分布曲线对应的正态分布均值为 0.040 9°, 标准差为 0.217 79°, 为安装角偏差统计结果的高斯拟合分布。

将服从实测安装角偏差统计结果的叶片组记为 G1, 将服从指标正态分布规律的叶片组记为 G2, 将服从拟合正态分布规律的叶片组记为 G3, 表 2 中对各叶片组安装角偏差的概率分布进行了展示。由于 G1 叶片组安装角偏差分布为离散数据, 使用 SAMBA PC 方法对其进行不确定性分析。而 G2 和 G3 组安装角偏差分布规律均为正态分布, 因此使用 NIPC 方法进行不确定性分析。

表 2 各叶片组安装角偏差的概率分布

Table 2 Probability distribution of stagger angle deviation of each blade group

组别	安装角偏差相关参数				
	均值/(°)	标准差/(°)	分布区间/(°)	分布形式	分析方法
G1	0.040 9	0.217 79	[-0.48, +0.48]	离散点	SAMBA PC
G2	0	0.166 7	[-0.5, +0.5]	正态分布	NIPC
G3	0.040 9	0.217 79	[-0.612, +0.694]	正态分布	NIPC

2.3 叶片几何模型重建

本文根据某型压气机中第 3 级亚声速转子 50% 叶高安装角偏差的实测数据, 在同类型的亚声速转子上展开安装角偏差影响压气机性能及稳定性的不确定性研究。为对研究问题进行合理简化并节省成本, 本文认为叶片上各叶高位置安装角偏差处处相等。

利用 AutoBlade 模块即可实现叶片安装角的改变。将叶片绕重心轴进行旋转, 旋转角度为采样点安装角偏差大小。叶型安装角定义为叶型弦线与额线之间的夹角^[34], 因此增大安装角导致叶片通道有效流通面积增加, 减小安装角则效果相反。图 7 中展示了安装角偏差分别为±0.5°时叶片 40% 叶高截面, 并与原始叶型进行了对比。图中横坐标 t 代表压气机中周向方向, 纵坐标 z 则代表压气机中轴向方向。

修改叶片安装角后, 在进行网格划分时保持第 1 层网格厚度以及各方向网格节点数不变, 以

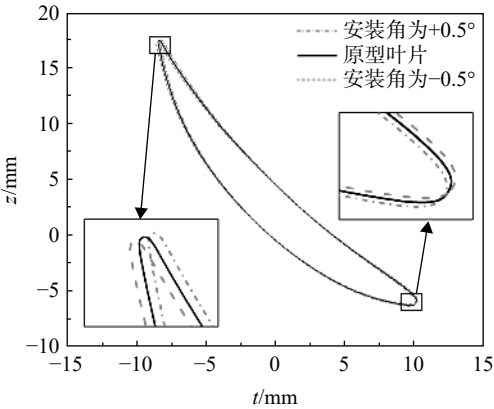


图 7 安装角改变前后 40% 叶高截面型线对比
Fig. 7 Comparison of 40% span profile before and after stagger angle change

确保计算过程中各计算样本网格结构相同。

3 结果与讨论

3.1 不同叶片组不确定性量化结果对比

本文对 6 个固定质量流量工况(分别为 5.46、5.15、4.84、4.53、4.22、3.91 kg/s)下的压气机性能进行了不确定性量化分析,将 6 个工况按流量从大到小记为 OP1~OP6。其中,OP1 工况靠近原型叶片堵塞点;OP4 工况靠近原型叶片效率峰值点;OP6 工况靠近原型叶片近失速点。另外通过改变出口平均静压的方法推得压气机近失速工况,将近失速工况记为 OPS。通过各样本叶片在 OPS 工况下质量流量和总压比的计算结果,可以求得压气机稳定裕度(SMI)改进量 Δ_{SMI} 为:

$$\Delta_{SMI} = \left(\frac{\pi_s/m_{a,s}}{\pi_p/m_{a,p}} - 1 \right) \times 100\% \quad (17)$$

式中 π 和 m_a 分别为近失速工况下总压比和质量流量,下标 s 和 p 则分别代表样本叶片和原型叶片。

表 3 中给出了 3 个叶片组在 OP1、OP4 和 OP6 工况下等熵效率(η)和总压比(π)的统计参数,同时对各叶片组 Δ_{SMI} 的统计参数进行了对比。

表 3 各叶片组性能统计参数对比

Table 3 Comparison of performance statistical parameters of each blade group

参数		G1	G2	G3
OP1	η	μ 0.906 108	0.905 591	0.906 122
		σ 0.003 774	0.002 832	0.003 639
	π	μ 1.094 565	1.094 262	1.094 565
		σ 0.001 820	0.001 381	0.001 788
OP4	η	μ 0.932 173	0.932 097	0.932 172
		σ 0.000 443	0.000 333	0.000 437
	π	μ 1.118 218	1.118 048	1.118 218
		σ 0.000 922	0.000 705	0.000 920
OP6	η	μ 0.925 753	0.925 808	0.925 752
		σ 0.000 241	0.000 190	0.000 249
	π	μ 1.127 515	1.127 399	1.127 511
		σ 0.000 634	0.000 485	0.000 630
$\Delta_{SMI}/\%$	μ	-0.029 754	0.006 977	-0.050 607
	σ	0.315 833	0.223 276	0.337 653

对比 G1 和 G2 组的计算结果可以发现两叶片组在气动性能均值的结果上存在比较明显的差异,而且 G2 组在各工况下气动性能标准差计算结果明显小于 G1 组,说明基于加工精度要求假

设的安装角偏差分布(G2 组)在实际工程中无法代替实测得到的安装角偏差分布(G1 组)。

从表 3 的对比中还可以发现 G1 和 G3 组在各工况下对气动性能均值的计算结果基本相同。G1 和 G3 组在 OP4 和 OP6 工况性能标准差的计算结果相差不大,而在 OP1 工况下气动性能标准差计算结果则存在一定的差异,两叶片组间气动性能标准差差值随工况点流量减小而逐渐减小。另外, G1 和 G3 组在 Δ_{SMI} 统计参数的计算结果上也存在明显的差别,基于拟合正态分布曲线的 G3 组对 Δ_{SMI} 标准差的计算结果偏大,说明经拟合过后, G3 组中安装角偏差分布较 G1 组更分散。基于实测数据曲线拟合的安装角偏差分布(G3 组)在小流量工况下对压气机性能统计参数的计算结果与实测安装角偏差分布(G1 组)差别不大,但对大流量工况下气动性能以及稳定裕度改进量标准差的计算结果上存在明显差异。这说明基于实测数据曲线拟合的安装角偏差分布会在一定程度上导致实测数据失真,同时也验证了 SAMBA PC 方法在处理离散数据类型的随机问题上的有效性和精确性。

3.2 G1 组压气机性能量化结果及流场分析

通过 SAMBA PC 方法,图 8 中计算给出了 G1 组在各工况处的性能均值,如图中 $\mu(G1)$ 曲线所示,另用误差棒标出了性能变化范围。同时,图 8 中还将 G1 组性能均值曲线与原型叶片气动性能曲线进行了对比。

另外,通过式(11)构造出的函数响应模型分别计算得到了 100 个实测叶片在各工况下的总压比和等熵效率,并利用 Spearman 相关系数(ρ)来量化性能参数与安装角偏差之间的单调相关性:

$$\rho = 1 - \frac{6 \sum_{i=1}^n d_i^2}{n(n^2 - 1)} \quad (18)$$

式中 n 为参与评定的样本量, d_i 为两变量间的等级差值。 $|\rho|$ 值越接近于 1 说明两个变量之间单调相关性越强,当 ρ 为正值时说明两个变量为正相关, ρ 为负值时两个变量则为负相关。图 8 中红色误差棒表示性能变化与安装角偏差正相关,即安装角偏大会使性能参数升高;蓝色误差棒表示性能变化与安装角偏差负正关。

从 G1 组性能均值曲线与原型叶片性能曲线的对比来看,当叶片组安装角均值与叶片设计值相差不大时,叶片组性能均值与原型叶片的气动

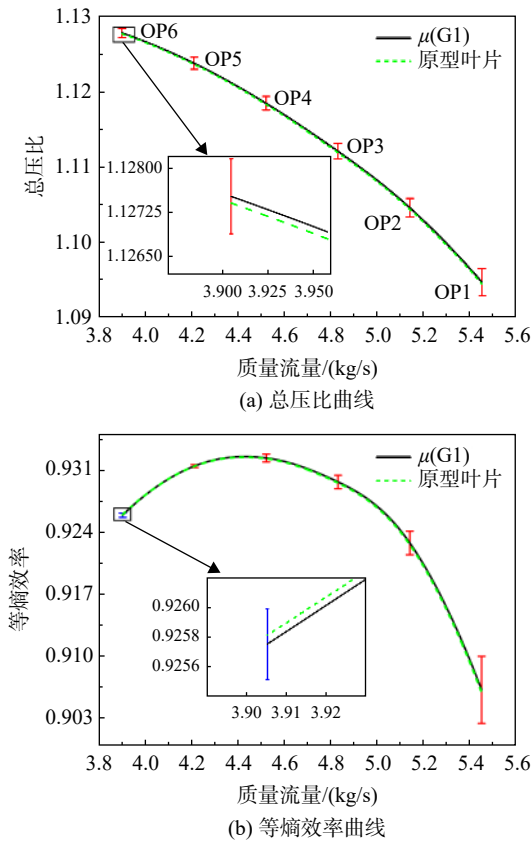


图 8 G1 组气动性能均值曲线

Fig. 8 Average aerodynamic performance curve of G1 group

性能参数差别也很小。由于 G1 组安装角均值大于设计值, 当性能参数和安装角偏差之间为正相关时, G1 组的性能均值要稍大于原型叶片设计性能参数; 而当性能参数和安装角偏差之间为负相关时, G1 组的性能均值则略小于原型叶片设计性能参数。

而从图 8(a) 中 G1 组在不同工况下总压比标准差的分布对比中可以发现, 随着工况流量逐渐减小, 工况点由近堵塞工况向近失速工况推进, 压气机总压比的波动范围逐渐减小。图 8(b) 中, OP1~OP5 范围内的等熵效率标准差也随质量流量的减小而减小, 相较而言等熵效率标准差的下降速度比总压比标准差更快。同时, 虽然 OP6 较 OP5 工况下等熵效率标准差更大, 但此时等熵效率与安装角偏差已由正相关转变为负相关。

表 4 中给出了 OP1 和 OP6 工况下, 气动性能参数与安装角偏差值之间 ρ 的计算结果。从表 4 中可以发现在等质量流量工况下, 压气机性能与安装角偏差之间完全单调相关。由于真实统计结果中安装角偏差均值大于 0° , 且 OP1 与 OP6 工况下压气机总压比与安装角偏差均为正相关, 因此

表 4 相关系数计算结果

Table 4 Calculation result of correlation coefficient

工况	总压比-安装角 偏差相关系数	等熵效率-安装角 偏差相关系数
OP1	1	1
OP6	1	-1

图 8(a) 中可以发现受安装角偏差影响的压气机总压比均值均大于同工况下原型叶片总压比。而由于 OP1 和 OP6 工况下压气机等熵效率与安装角偏差之间分别为正相关和负相关, 因此图 8(b) 中可以发现在 OP1 工况下 G1 组等熵效率均值大于原型叶片等熵效率, 而 OP6 工况下 G1 组等熵效率均值则小于原型叶片。

周向平均总压损失系数 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 可以用来表征不同叶高位置的流动损失:

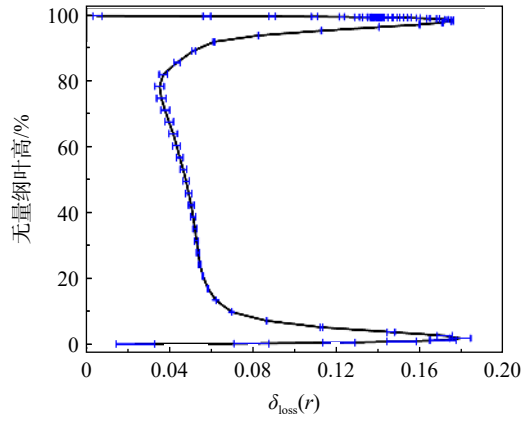
$$\delta_{\text{loss}}(r) = \frac{p_t(r)_{1,\text{avg}} - p_t(r)_{2,\text{avg}}}{p_t(r)_{1,\text{avg}} - p(r)_{1,\text{avg}}} \quad (19)$$

式中 p_t 为相对总压, p 为静压, 下标 1 和 2 分别代表对应测量站的平面 1 和平面 2, avg 代表周向平均。图 9 中给出了 OP1、OP4 和 OP6 工况下 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 沿叶高的分布, 并将不同叶高位置处 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 的标准差以误差棒的形式进行了标注, 红色误差棒表示 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 与安装角偏差呈正相关, 蓝色误差棒则为负相关。

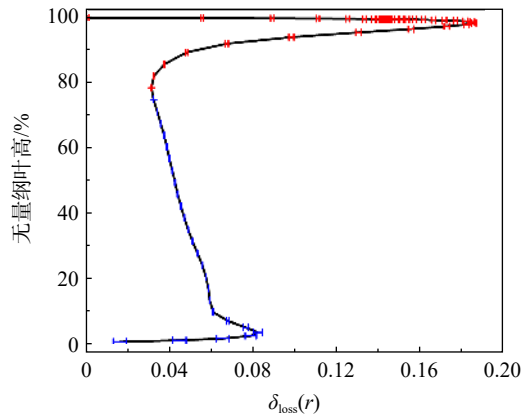
从图 9 中可以发现, OP1 工况下各叶高位置 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 均与安装角偏差呈负相关, 安装角偏大使流动损失减小, 等熵效率相应提高, 因此 OP1 工况下等熵效率与安装角偏差呈正相关。同时, OP1 工况下全叶高范围内 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 均存在明显的波动, 在 $0\% \sim 10\%$ 叶高范围内波动最大, 说明此工况下叶根区域内流场受安装角偏差影响最为明显。

在 OP4 工况下, $80\% \sim 100\%$ 叶高范围内 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 与安装角偏差之间已由负相关转变为正相关, 80% 叶高以下区域内流动损失受安装角偏差影响波动也明显减小。但该工况下叶根区域 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 波动程度仍为最大, 因此该区域内流动损失的变化在等熵效率变化中仍占据主导。此时等熵效率标准差较 OP1 工况虽有所减小, 但仍与安装角偏差为正相关。

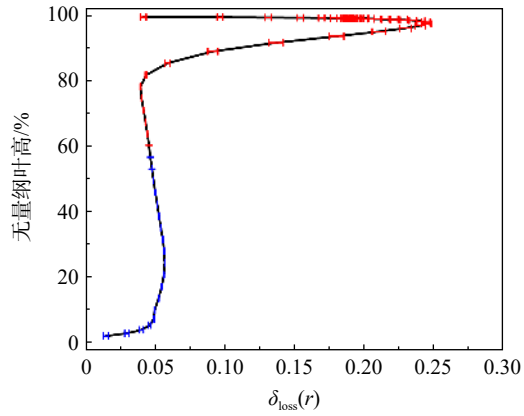
在 OP6 工况下, $10\% \sim 80\%$ 叶高范围内 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 波动同样很小, 此时“正/负相关临界叶高”已由 80% 叶高下降到了 60% 叶高附近。虽然在 60% 叶高以下区域 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 均与安装角偏差仍为负相



(a) OP1工况



(b) OP4工况



(c) OP6工况

图 9 总压损失系数及其标准差沿叶高分布

Fig. 9 Spanwise distribution of $\delta_{\text{loss}}(r)$ and its standard deviation

关,且在 0%~10% 叶高范围内流场受安装角偏差影响仍较为明显,但 90%~100% 叶高范围内 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 的波动显然更大。此时叶顶区域流动损失的变化在等熵效率变化中占据主导,导致 OP6 工况下等熵效率与安装角偏差之间转变为负相关。

图 10 中标注出了叶型截面几何参数以及气动角,其中 β_y 为叶片安装角, β_{1k} 为几何进气角, β_1 为气流进气角。 i 为气流攻角,其数值为:

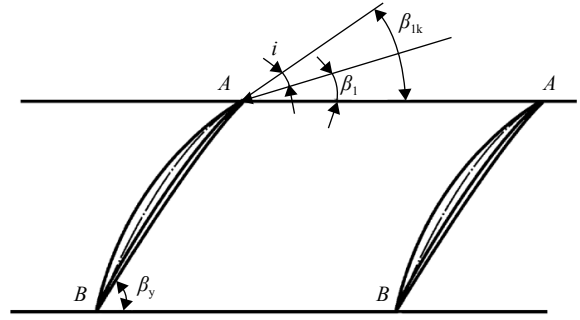


图 10 叶型截面主要流动参数

Fig. 10 Main flow parameters on blade section

$$i = \beta_{1k} - \beta_1 \quad (20)$$

图 11 中分别给出了 OP1、OP4 和 OP6 工况下气流进气角 ($\beta_{1,OP1}, \beta_{1,OP4}, \beta_{1,OP6}$), 以及原型叶片几何进气角 (β_{1k}) 沿展向的分布,通过图中气流进气角和几何进气角的相对位置可以判断出攻角的正负和大小。在质量流量相同的情况下,气流进气角几乎不变,而增大叶片安装角会导致叶片几何进气角增大,因此气流攻角也会随着叶片安装角的增大而增大。在流量较大的 OP1 工况下全叶高范围内的气流攻角为负攻角,此时流动分离主要发生在叶片压力面侧。随着安装角增大,气流负攻角程度减小,叶片压力面侧流动分离程度减弱,流动损失降低,压气机等熵效率升高,此时压气机等熵效率与安装角偏差为正相关。

随着流量逐渐减小,由于叶顶区域叶片圆周速度更大,叶顶区域气流进气角较叶根区域更小,气流攻角更早地由负攻角转变为正攻角,气流更早地在叶片吸力面发生分离。安装角增大导致的气流攻角增大会进一步加剧气流流动分离,造成了更高的流动损失。因此在 OP4 工况下叶顶区域 $\delta_{\text{loss}}(r)$ 与安装角偏差之间已由负相关转变为

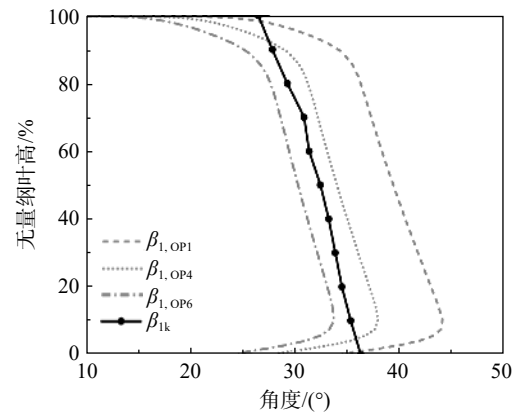


图 11 气流角沿叶高的分布

Fig. 11 Spanwise distribution of air flow angle

正相关。由于叶根区域气流负攻角程度减小,因此从图 9 中可以看到,OP4 工况下安装角增大带来的效果较 OP1 工况有所减弱,但仍导致该区域的流动损失减小。随着流量进一步减小,OP6 工况下全叶高范围内的攻角全部转变为正攻角,此时安装角增大造成流动损失增加的区域进一步向叶根方向延伸,最终导致压气机等熵效率降低,压气机等熵效率与安装角偏差变为负相关。

图 12 和图 13 分别求出了 OP1 和 OP6 工况下 5% 和 95% 叶高截面上相对马赫数的标准差 (σ_{Re-Ma}) 分布,以此来分析受安装角偏差影响较大的区域。从图中可以看出在叶片前缘存在一个对称分布的波动区,这一波动区在前缘表面的中间分界点即为气流在原型叶片前缘的前驻点,气流在前驻点分为两部分,分别流向叶片压力面和吸力面。图 12 和图 13 中点 A 即为所述前驻点。

从图 12 中可以看到,在大流量 OP1 工况下,5% 叶高截面上 A 点更偏向吸力面侧,此时气流攻角为负攻角,因此叶片压力面侧的波动幅度和范围更大。同时,随着气流进行轴向和周向运动,

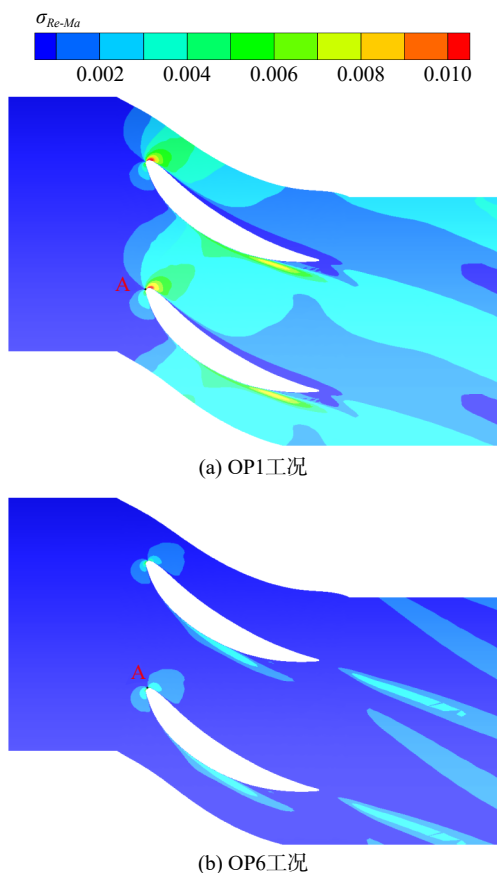


图 12 5% 叶高截面相对马赫数标准差分布

Fig. 12 Distribution of standard deviation of relative Mach number at 5% span

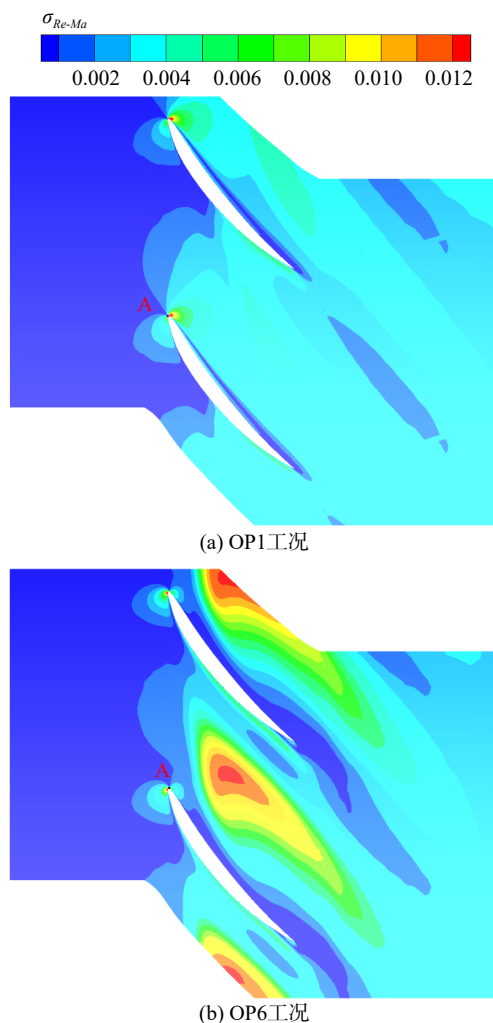


图 13 95% 叶高截面相对马赫数标准差分布

Fig. 13 Distribution of standard deviation of relative Mach number at 95% span

叶片压力面侧的流场波动会逐渐蔓延到叶片吸力面侧,导致整个叶片通道内的流场产生波动,因此 OP1 工况下叶根区域流动损失波动最为明显。而在流量较小的 OP6 工况下,5% 叶高截面前缘压力面侧和吸力面侧流场波动的强度和范围几乎相同,说明此工况叶根区域气流攻角的绝对值很小,叶片吸力面和压力面侧均没有发生明显的气流分离,叶根区域流动损失较小。因此 OP6 工况下安装角偏差引起的流场变化以及流动损失波动很小。

在 95% 叶高截面上,从图 13(a)中可以看出 OP1 工况下叶顶区域仍处于负攻角流动状态。但相较于叶根区域,95% 叶高截面周向速度更大,气流负攻角程度更小,因此叶片通道内流场波动幅度较小。同时由于叶顶区域的叶型安装角更小,吸力面侧受影响范围靠后,吸力面附面层受到的

影响相对更小。因此在 OP1 工况下叶顶区域的流动损失波动小于叶根区域。

而从图 13(b)中可以看到, OP6 工况下 95% 叶高截面气流攻角已变为正攻角。因此在安装角偏差的影响下, 叶片压力面附近的流场波动很小, 而吸力面表面附面层区域则可以看到明显的波动。同时在叶片通道中出现了一个范围广且幅度大的波动区域, 该波动区域对应的是叶顶间隙泄漏涡在叶顶区域引发的叶顶堵塞区。当质量流量较小时, 气流轴向速度降低, 叶顶间隙泄漏流相对速度方向向周向偏移, 与主流之间相互干扰形成叶顶间隙泄漏涡, 在叶顶区域形成一个叶顶低速区, 并产生强烈的流动摩擦损失。由于安装角偏差同时影响了叶片几何进气角和气流攻角, 因此叶顶间隙泄漏涡对安装角偏差更加敏感, 叶顶低速区内流动损失波动幅度更大。在 OP6 工况下, 叶顶间隙泄漏涡引发的流动摩擦损失导致叶顶区域总压损失系数波动幅度增大, 并主导了叶片通道内总流动损失的变化, 最终改变了压气机等熵效率和安装角偏差之间的相关性。

静压系数 C_p 通常被用来评价叶片的扩压能力, 其定义为:

$$C_p = \frac{p - p_{1,m,avg}}{(p_t - p)_{1,m,avg}} \quad (21)$$

式中下标 m,avg 表示对平面上参数进行质量加权平均。图 14 中分别给出了 G1 叶片组在 OP1 和 OP6 工况下 95% 叶高截面叶表 C_p 沿弦长的分布情况, 并将不同弦长位置处 C_p 的标准差以误差棒的形式进行了标注。红色误差棒表示 C_p 与安装角偏差呈正相关, 蓝色误差棒则为负相关。

从图 14 中可以发现, 安装角偏差对叶片表面静压系数的影响主要体现在前 10% 弦长范围内,

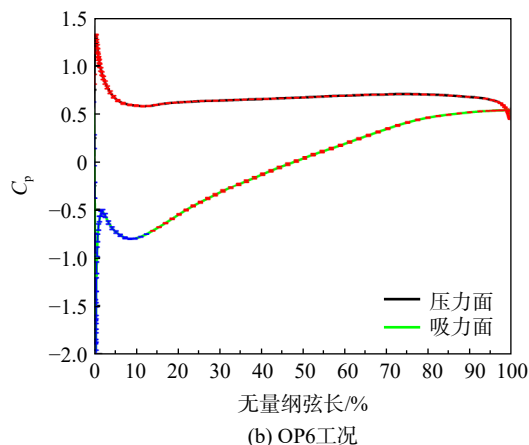
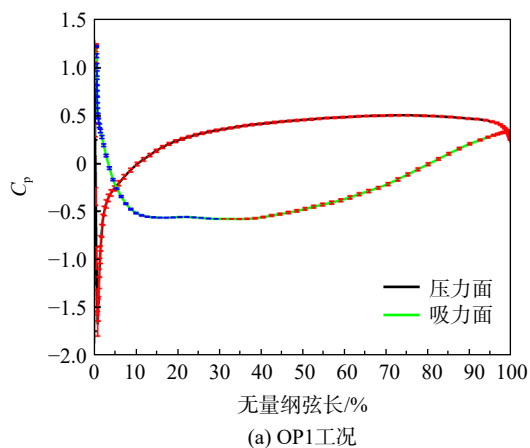


图 14 静压系数及其标准差沿弦向分布

Fig. 14 Distribution of C_p and its standard deviation along the chord

对 10% 弦长之后区域叶片的扩压能力影响不大。在前 10% 弦长范围内, 叶片压力面侧 C_p 与安装角偏差呈正相关, 而吸力面侧 C_p 与安装角偏差呈负相关。随着安装角增大, 两条曲线沿弦长的积分差也随之变大, 说明叶片的扩压能力得到了提升。相较于 OP1 工况, 质量流量更低的 OP6 工况吸力面表面 C_p 波动程度稍有增加, 但压力面侧 C_p 波动程度则明显减小, 因此压气机在 OP6 工况总压比标准差较 OP1 工况更小。其余工况的总压比标准差则介于 OP1 和 OP6 工况之间。

3.3 压气机稳定性的影响分析

先前关于该转子的研究表明, 该压气机转子具有明显的突尖失速特征, 为经典的叶顶堵塞失速类型, 叶顶间隙泄漏流对叶顶流场的堵塞作用是诱发该压气机转子失速的主要原因^[25-26]。

图 15 中分别给出了 OP4 和 OPS 工况下压气机转子叶顶间隙泄漏涡和 95% 叶高截面相对马赫数分布。从图 15(a)中可以看出, 在质量流量较大的 OP4 工况, 叶顶间隙泄漏涡流线缠绕较为紧密, 并在主流的作用下向下游流出尾缘, 此时叶顶区域流动状态较好, 只出现了很小范围的低速区。而在 OPS 工况, 叶顶间隙泄漏涡的起始发展方向更偏周向, 随后泄漏涡开始膨胀扩散, 泄漏涡流线卷曲程度降低并发生扭曲。此时叶顶间隙泄漏涡导致的叶顶低速区域范围增大, 叶顶堵塞程度增大, 最终演变为叶顶堵塞区, 使叶顶流动状况恶化。随着质量流量进一步减小, 最终导致压气机流动失稳。

从图 13(b)中可以发现, 叶片安装角偏差对叶顶间隙泄漏涡及其形成的叶顶堵塞区影响非常

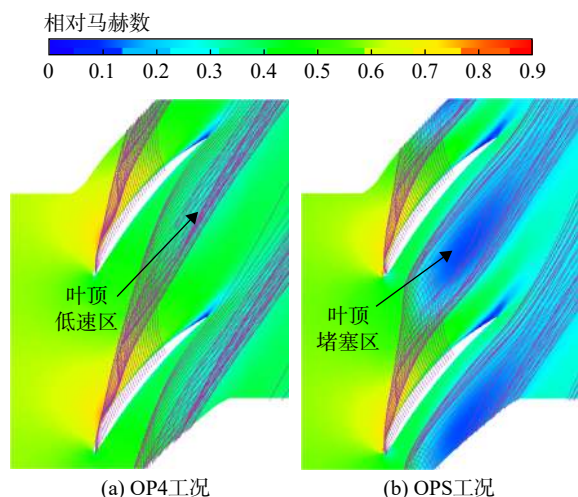


图 15 不同工况下叶顶间隙泄漏涡及相对马赫数分布
Fig. 15 Distribution of tip leakage vortex and relative Mach number under different conditions

明显,根据表 3 中对 G1 组 Δ_{SMI} 统计参数的计算结果,实测叶片组的稳定裕度改进量标准差为 0.315 8%,分布区间为 $[-0.921\ 3\%, 0.775\ 0\%]$,可以看出安装角偏差对压气机稳定性同样产生了明显的影响。

将 G1 组 5 个样本叶片中安装角最大的样本记为 G1-1,将安装角最小的样本记为 G1-5。图 16 中给出了 G1-1 和 G1-5 两个样本叶片在 OP6 工况下叶顶间隙泄漏涡以及 95% 叶高相对马赫数分布。在相同质量流量的情况下,由于 G1-1 安装角较原型叶片增大,叶片通道有效流通面积增大,主流速度降低,这一方面降低了主流将叶顶间隙泄漏涡带出叶片通道的能力;同时,在主流速度降低和几何进气角增大的影响下,气流攻角增大,

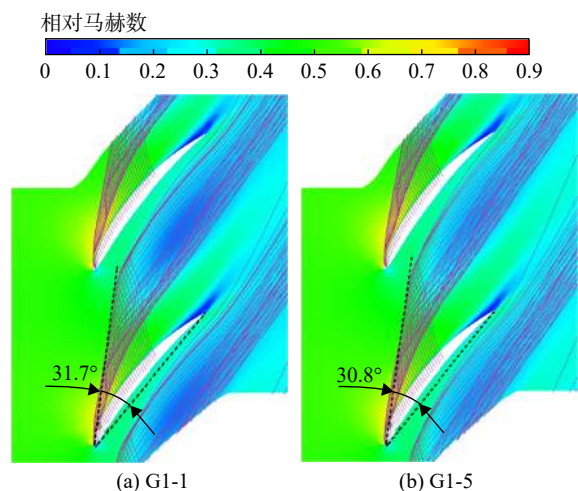


图 16 不同样本叶片叶顶间隙泄漏涡及相对马赫数分布
Fig. 16 Distribution of tip leakage vortex and relative Mach number of different sample blades

导致叶顶区域气流流动方向周向方向偏移。在这两方面的共同影响下, G1-1 叶顶间隙泄漏涡膨胀程度更大,泄漏涡边缘与叶片弦线之间夹角更大,由此引发的叶顶低速区域范围扩张,叶顶堵塞程度更严重,最终导致流场提前失稳,压气机稳定性降低。而对于安装角减小的 G1-5,叶片通道内主流速度增加,叶片几何进气角减小,气流攻角减小,叶顶区域气流流动方向偏向轴向,因此叶顶间隙泄漏涡膨胀程度减弱,叶顶低速区域范围缩小,叶顶堵塞程度降低,流场失稳推迟,压气机稳定性相应升高。总体而言,压气机转子叶片的安装方向更偏向周向时压气机稳定性更强。

4 结 论

本文在实际测量得到的 100 个叶片的安装角误差分布的基础上,引入基于矩的任意多项式混沌方法(SAMBA PC),通过有限的离散点进行了安装角偏差对压气机性能及稳定性的不确定性影响研究。首先对比了不同概率分布下安装角偏差影响的计算结果,验证了 SAMBA PC 方法的精确性。随后研究了叶片安装角偏差对压气机流场的不确定性影响,对流场变化的原因进行了分析,在此基础上对转子叶片安装角偏差对压气机性能及稳定性的影响进行了解释。得到的主要结论如下:

1) 通过对比 G1 组、G2 组和 G3 组压气机性能和稳定性的计算结果,发现基于加工精度要求假设的安装角偏差分布在实际工程中无法代替实测得到的安装角偏差分布,而基于实测数据曲线拟合的安装角偏差分布会在一定程度上影响实测数据有效性。

2) 在各工况下,压气机性能与安装角偏差之间为完全单调相关。随着工况点由近堵塞工况向近失速工况推进,压气机性能的波动程度总体呈减小趋势,相较于总压比标准差,等熵效率标准差随质量流量降低而下降的速度更快。

3) 叶片安装角偏差改变了气流攻角。在大流量工况下,叶根区域的负攻角程度最大,因此叶根区域压力面附近流场波动最为明显。在小流量工况下,安装角偏差影响了叶顶间隙泄漏涡的方向及发展,导致叶顶区域流动损失波动最大。同时,由于叶顶间隙泄漏涡的膨胀程度受到影响,进而改变了叶顶区域的流动堵塞程度,最终导致压气机稳定性发生改变。

4) 安装角与压气机稳定性, 以及与压气机总压比性能的相关性相反。因此在叶片加工过程中应首先考虑压气机性能和稳定性的优先等级, 再给出安装角偏差的准许范围, 使加工得到的叶片可以满足压气机的特定需求。

参考文献:

- [1] PROTS A, SCHLÜTER L, VOIGT M, et al. Impact of epistemic uncertainty on performance parameters of compressor blades: ASME Paper GT2022-82579[R]. Rotterdam, Holland: ASME, 2022.
- [2] 毛明明. 跨声速轴流压气机动叶弯和掠的数值研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
MAO Mingming. Numerical investigation of bowed and swept rotor in a transonic axial compressor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2008. (in Chinese)
- [3] 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): 133-145.
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): 133-145. (in Chinese)
- [4] WANG Junying, ZHENG Xinqian. Review of geometric uncertainty quantification in gas turbines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(7): 070801.
- [5] 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.
- [6] LANGE A, VOIGT M, VOGELER K, et al. Probabilistic CFD simulation of a high-pressure compressor stage taking manufacturing variability into account[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air, 2010: 617-628.
- [7] LANGE A, VOIGT M, VOGELER K, et al. Impact of manufacturing variability and nonaxisymmetry on high-pressure compressor stage performance[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(3): 032504.
- [8] 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.
- [9] 叶学民, 李新颖, 李春曦. 第一级叶轮单动叶安装角异常对动叶可调轴流风机性能的影响[J]. 中国电机工程学报, 2014, 34(14): 2297-2306.
YE Xuemin, LI Xinying, LI Chunxi. Effect of the first-stage impeller with single abnormal blade on the performance of a variable pitch axial fan[J]. Proceedings of the CSEE, 2014, 34(14): 2297-2306. (in Chinese)
- [10] ZHENG S Y, TENG J F, WU Y, et al. Impact of nonuniform stagger angle distribution on high-pressure compressor rotor performance: ASME Paper GT2018-76067[R]. Oslo, Norway: ASME, 2018.
- [11] DALBANJAN M S, SARANGI N. Sensitivity study of stagger angle on the aerodynamic performance of transonic axial flow compressors[C]// Proceedings of the National Aerospace Propulsion Conference. Singapore City, Singapore: Springer, 2023: 3-14.
- [12] 李玉, 楚武利, 姬田园. 叶片安装角偏差对动叶性能影响的不确定性研究[J]. 西安交通大学学报, 2023, 57(4): 49-59.
LI Yu, CHU Wuli, JI Tianyuan. Uncertainty research of effects of blade stagger angle deviation on the performance of rotor[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2023, 57(4): 49-59. (in Chinese)
- [13] ZHANG Guochen, LIU Bo, YANG Xiaodong. Numerical simulation of unsteady flow field on abnormal stagger angle of cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10): 2450-2456.
- [14] 陈为雄. 压气机叶型几何误差气动敏感性统计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2021.
CHEN Weixiong. Sensitivity investigation of compressor performance to geometric deviations based on statistical methodologies [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021. (in Chinese)
- [15] 赵轲, 高正红, 黄江涛, 等. 基于PCE方法的翼型不确定性分析及稳健设计[J]. 力学学报, 2014, 46(1): 10-19.
ZHAO Ke, GAO Zhenghong, HUANG Jiangtao, et al. Uncertainty quantification and robust design of airfoil based on polynomial chaos technique[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2014, 46(1): 10-19. (in Chinese)
- [16] GOPINATHRAO N P, BAGSHAW D, MABILAT C, et al. Non-deterministic CFD simulation of a transonic compressor rotor[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2009. Orlando, US: ASME, 2009: 1125-1134.
- [17] 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): 129-141.
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): 129-141. (in Chinese)
- [18] 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: HB5647-98[S]. 北京: 航空工业出版社, 1999: 15-25.
- [19] 刘智益, 王晓东, 康顺. 叶顶间隙尺度的不确定性对压气机性能影响的CFD模拟[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(4): 628-631.
LIU Zhiyi, WANG Xiaodong, KANG Shun. CFD simulations of uncertain tip clearance effect on compressor performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(4): 628-631. (in Chinese)
- [20] 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): 342-358.
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): 342-358. (in Chinese)
- [21] 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)
- [22] AHLFELD R, BELKOUCHI B, MONTOMOLI F. SAMBA: sparse approximation of moment-based arbitrary polynomial chaos [J]. *Journal of Computational Physics*, 2016, 320: 1-16.
- [23] AHLFELD R, MONTOMOLI F. A single formulation for uncertainty propagation in turbomachinery: SAMBA PC[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2017, 139(11): 111007.
- [24] WU Y H, CHU W L, LU X G, et al. Behavior of tip leakage flow in an axial flow compressor rotor: ASME Paper GT2006-90399 [R]

- Barcelona, Spain: ASME, 2008.
- [25] 张皓光. 轴流压气机机匣处理的试验与数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- ZHANG Haoguang. Experimental and numerical study on casing treatment of axial compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [26] 卢新根. 轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
- LU Xingen. Study on internal flow instability of axial compressor and its passive control strategy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [27] 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)
- [28] DENTON J D. Some limitations of turbomachinery CFD: ASME Paper GT2010-22540 [R]. Glasgow, Scotland: ASME, 2010.
- [29] OLADYSHKIN S, NOWAK W. Data-driven uncertainty quantification using the arbitrary polynomial chaos expansion[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2012, 106: 179-190.
- [30] MARX J, STÄDING J, REITZ G, et al. Investigation and analysis of deterioration in high pressure compressors due to operation[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2014, 5(4): 515-525.
- [31] GAMBETTA M, KÜHHORN A, BEIROW B, et al. Stator blades manufacturing geometrical variability in axial compressors and impact on the aeroelastic excitation forces[J]. Journal of Turbomachinery, 2022, 144(4): 041007.
- [32] 姬田园, 楚武利, 郭正涛, 等. 一种叶片截面几何特征参数的获取方法: CN115168986A[P]. 2022-10-11.
- JI Tianyuan, CHU Wuli, GUO Zhengtao, et al. Method for acquiring geometric characteristic parameters of blade section: CN115168986A[P]. 2022-10-11. (in Chinese).
- [33] LUKAS S, PAUL V, MATTHIAS V, et al. The validation of a parametric leading edge model for probabilistic CFD analyses of post-service compressor airfoils: ASME Paper GT2022-78309 [R]. Rotterdam, Holland: ASME, 2022.
- [34] 楚武利, 刘前智, 张皓光. 航空叶片机原理[M]. 2 版. 西安: 西北工业大学出版社, 2020.
- CHU Wuli, LIU Qianzhi, ZHANG Haoguang. Principle of aviation blade machine[M]. 2nd ed. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2020. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)