

燃气轮机涡轮排气扩压器气动性能的不确定性量化和敏感性分析

王嘉骏¹, 范志泽楷¹, 闫晨曦¹, 姚家旭^{2,3}, 苏鹏飞^{2,3}, 孔祥林^{2,3}, 方宇^{2,3}, 李军¹

(1. 西安交通大学叶轮机机械研究所, 710049, 西安;

2. 东方电气集团东方汽轮机有限公司, 618000, 四川德阳;

3. 清洁高效透平动力装备全国重点实验室, 618000, 四川德阳)

摘要: 燃气轮机涡轮排气扩压器的几何参数偏差与运行工况波动会导致气动性能呈现显著不确定性, 从而影响机组性能, 结合拉丁超立方采样、非嵌入式多项式混沌展开和 Sobol' indices 敏感性分析方法建立了扩压器气动性能不确定性量化与敏感性分析系统, 研究并量化了扩张角、进口旋流角与进口速度对静压恢复系数、总压损失系数及动压转换系数的影响。仿真结果表明: 考虑进口速度、进口旋流角和扩张角的不确定性时, 气动性能参数的统计分布均呈现正态分布。支撑板附近区域对参数扰动最敏感, 以设计值为基准, 静压恢复系数不确定性最大相对偏差达 50.1%。静压恢复系数均值较设计值增加 2.654%, 偏离设计值 10% 的概率为 11.04%; 总压损失系数均值仅增加 0.111%, 但偏离概率高达 25.22%; 动压转换系数均值增加 2.023%, 偏离概率为 0.63%。敏感性分析结果表明: 进口旋流角是静压恢复系数和总压损失系数不确定性的主导变量, 其贡献为 72.84% 和 98.34%; 扩张角是动压转换系数不确定性的主导变量, 方差占比为 65.43%; 与主效应相比, 进口速度与二阶交互效应影响可忽略。

关键词: 燃气轮机; 排气扩压器; 气动性能; 不确定性量化; 敏感性分析

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202509016 **文章编号:** 0253-987X(2025)09-0165-12

Uncertainty Quantification and Sensitivity Analysis on Aerodynamic Performance of Gas Turbine Exhaust Diffuser

WANG Jiajun¹, FAN Zhizekai¹, YAN Chenxi¹, YAO Jiaxu^{2,3}, SU Pengfei^{2,3},

KONG Xianglin^{2,3}, FANG Yu^{2,3}, LI Jun¹

(1. Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;

2. Dongfang Electric Corporation Dongfang Turbine Co., Ltd., Sichuan, Deyang 618000, China;

3. State Key Laboratory of Clean and Efficient Turbomachinery Power Equipment, Sichuan, Deyang 618000, China)

Abstract: Deviations in the geometric parameters and operational fluctuations of gas turbine exhaust diffusers can lead to significant uncertainties in aerodynamic performance, thereby affecting the overall performance of the unit. This paper establishes a system for quantifying uncertainty and analyzing sensitivity in the aerodynamic performance of diffusers, utilizing Latin hypercube sampling, non-intrusive polynomial chaos expansion, and Sobol' indices sensitivity

收稿日期: 2025-03-21。 作者简介: 王嘉骏(2002—), 男, 硕士生; 李军(通信作者), 男, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52376029); 国家科技重大专项资助项目(2017-V-0008-0058)。

网络出版时间: 2025-04-18

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20250418.1514.002>

analysis method. The study quantifies the effects of divergence angle, inlet swirl angle, and inlet velocity on the static pressure recovery coefficient, total pressure loss coefficient, and dynamic pressure conversion coefficient. The results indicate that when considering uncertainties in inlet velocity, inlet swirl angle, and divergence angle, the statistical distribution of aerodynamic performance parameters follows a normal distribution. The flow field near the strut is most sensitive to parameter perturbations, with the maximum deviation in the static pressure recovery coefficient reaching 50.1%. The mean value of the static pressure recovery coefficient increases by 2.654% compared to the design value, and the probability of deviating by 10% from the design value is 11.04%. The mean value of the total pressure loss coefficient increases by only 0.111%, but the probability of deviation is as high as 25.22%. The mean value of the dynamic pressure conversion coefficient increases by 2.023%, with a probability of deviation of 0.63%. Sobol' indices sensitivity analysis results show that the inlet swirl angle is the dominant variable for uncertainties in the static pressure recovery coefficient and total pressure loss coefficient, contributing 72.84% and 98.34%, respectively. The divergence angle is the dominant variable for uncertainties in the dynamic pressure conversion coefficient, accounting for 65.43% of the variance. Compared to the main effect, the contributions of inlet velocity and second-order interaction effects are negligible.

Keywords: gas turbine; exhaust diffuser; aerodynamic performance; uncertainty quantification; sensitivity analysis

在现代能源动力工程领域,燃气轮机凭借其高效的能量转换能力和广泛的应用场景,成为推动工业发展与能源利用的关键设备,其中排气扩压器作为燃气轮机排气系统的核心部件,在整个动力循环中发挥着不可或缺的作用。排气扩压器的主要功能是对燃气轮机排出的高速气流进行扩压与整流,将气流的动能转化为压力能,同时使气流稳定并贴近轴向方向,从而显著影响燃气轮机的排气背压、整机效率以及运行稳定性。根据 Farokhi^[1] 的研究发现,当燃气轮机涡轮排气扩压器的静压恢复系数提高 0.1 时,燃气轮机的输出功率会相应提升 0.8%。然而在实际工程实践中,排气扩压器的性能实现面临多维度的技术挑战。从制造工艺维度分析,叶片型线加工误差、装配同轴度偏差等工艺离散性因素将导致实际流道与设计模型之间出现几何失配;从运行条件角度考察,燃气轮机在变工况下的雷诺数波动、进口旋流畸变等动态参数扰动,均会引发流动分离、二次流损失等非定常流动现象。值得注意的是,上述多源不确定性因素的耦合作用机制尚未在现有研究中得到充分阐释,这直接制约着高精度气动设计方法的工程转化应用效率。因此,建立考虑制造装配误差与运行参数扰动的扩压器气动性能评价体系,对于提升燃气轮机系统能效指标具有重要的理论研究价值和工程指导意义。

国内外学者针对排气扩压器气动性能的影响因素开展了系统性研究。Hummel 等^[2]通过实验与数值研究了轴向排气扩压器在非设计工况下的气动性能,研究结果表明,支撑板周围的流动状态对扩压器性能具有显著影响,特别是在非设计工况条件下,由于进气旋流强度的增大,支撑板前缘区域易发生因冲角变化引发的流动分离现象,从而导致压力恢复能力出现明显下降。Mihailowitsch 等^[3]数值分析了叶顶间隙泄漏流在不同工况下对燃气轮机系统性能的影响。吴飞等^[4]围绕排气蜗壳与轴流涡轮的气动性能耦合作用展开研究,揭示了透平末级动叶顶部间隙对扩压器气动性能的作用规律,发现随叶顶间隙相对值增大,排气扩压器进口气流角和总压逐渐增大,静压恢复性能先提升后下降,最优间隙相对值约为 0.6%。徐自荣等^[5]针对燃气轮机排气扩压段,通过数值模拟与末级动叶耦合计算,分析了入口旋流角对排气扩压段总压保持系数和静压恢复系数等气动性能指标的影响规律,结果表明旋流角是影响扩压器气动性能的关键因素。Opilat 等^[6]通过实验研究发现,燃气轮机涡轮末级运行条件对轴向排气扩压器性能的影响,进气正旋流和湍流强度增加等因素均可提高扩压器压力恢复系数。Siorek 等^[7]通过数值和实验研究发现,锥形支撑板轮毂处入射角与系统性能呈强相关,罩壳入射角影响较弱,这些

几何因素的变化通过改变流道面积、产生流动分离和堵塞等方式影响系统整体性能。董雨轩等^[8]通过数值模拟与正交试验,发现支撑板数量减少、轴向靠近出口都可以提升排气扩压器静压恢复性能,支撑板的倾斜设计在进口预旋比小于 0.48 时对扩压器气动性能有利,而大于 0.48 时不利;正交分析显示支撑板数和位置对性能影响更显著。

目前关于排气扩压器气动性能的研究体系主要基于确定性分析框架,其研究范式多集中于单一影响参数的独立作用机制研究。由于几何结构的公差和实际运行工况的波动带来的不确定性影响,排气扩压器的几何特征和进口参数存在不确定性,这些不确定性偏差会导致流场形态改变从而影响扩压器的气动性能,因此需要对扩压器开展不确定性量化研究。

不确定性量化方法目前已被应用于燃气轮机领域的诸多研究中,宋英杰等^[9]针对高温叶片换热性能,结合共轭换热分析与基于拉丁超立方采样和 Kriging 代理模型的蒙特卡罗方法,量化了运行参数不确定性的影响。De Maesschalck 等^[10]采用随机配置法对鳍片式叶尖进行系统分析,建立了制造公差与运行劣化因素对转子性能影响的量化评估体系。陶志等^[11]面向内冷通道强化换热设计,构建了基于 Kriging 模型的鲁棒性优化框架,量化不确定性对换热性能的影响。夏志恒等^[12]针对涡轮叶栅气动性能提出了基于自适应抽样的非嵌入式多项式混沌模型,量化了多尺度来流角扰动对能量损失系数的不确定性影响。王小京等^[13]发展了一种考虑三维型面几何偏差对气动性能影响的不确定性计算方法,研究了涡轮叶片型面加工几何不确定性对气动性能的影响。黄明等^[14]针对涡轮动叶凹槽状叶顶,结合非嵌入式多项式混沌展开、稀疏网格技术和 Sobol 敏感性分析方法,构建了凹槽叶顶的不确定性量化系统。Mazzoni 等^[15]使用非嵌入式不确定性量化方法,研究了多级汽轮机叶顶间隙不确定性对涡轮出口总压和偏航角分布的影响。

目前鲜有针对燃气轮机涡轮排气扩压器的不确定性量化研究工作,且传统量化方法依赖大量计算样本支撑,而单样本计算需经过几何建模、计算域网格生成、数值求解器配置和计算及结果后处理等复杂流程,存在显著的资源消耗问题。因此,本文在对燃气轮机涡轮排气扩压器进行数值计算的基础上,基于 Python、Matlab 与 ANSYS 软件脚本语言混合编程的方法,构建了集成几何建模、网格划分、数值

计算及结果后处理结合的自动化分模块平台,结合非嵌入式多项式混沌展开方法(NIPC)和 Sobol' indices 敏感性分析方法,对燃气轮机涡轮排气扩压器的进口气流速度、进口气流旋流角以及扩压器几何扩张角开展了不确定性量化和敏感性分析研究,旨在为燃气轮机排气扩压器不确定性分析提供参考。

1 计算模型和数值方法

图 1 给出了本文构建的排气扩压器几何模型。扩压段周向均匀布置了 5 个支撑板,支撑板采用 NACA0015 翼型。排气扩压器模型的轴向长度为 450 mm,模型进口环宽 r_1 为 52.62 mm,出口环宽 r_2 为 87 mm,进口到支撑板前缘的距离 x_1 为 120.56 mm,支撑板后缘到出口的距离 x_2 为 239.44 mm,支撑板轴向弦长 s 为 90 mm,扩张角 β 为 7° 。图 2 为由 ANSYS ICEM 生成的六面体结构化计算网格,支撑板附近采用 O 型拓扑网格以提高网格质量,并对近壁面网格进行加密处理以满足湍流模型的计算精度要求。通过控制近壁面第一层网格厚度,确保全流域近壁面无量纲距离 $y^+ < 1$,以满足增强壁面函数的要求。

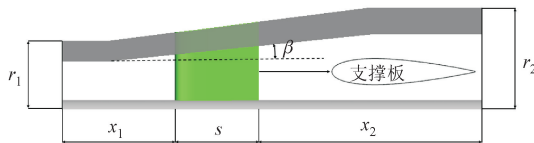


图 1 排气扩压器几何模型

Fig. 1 Geometric model of exhaust diffuser

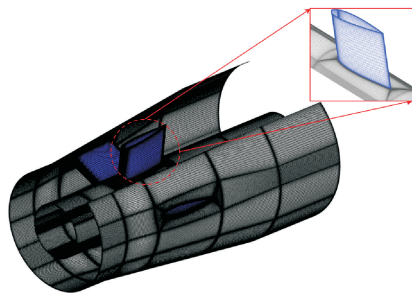


图 2 排气扩压器计算网格

Fig. 2 Calculation grid of exhaust diffuser

图 3 给出了 5 组不同数量计算网格得到的机匣处监测点压力,5 组网格数分别为 85 万、150 万、240 万、340 万和 460 万,网格仅在支撑板区域加密,各方向网格节点数等比例扩展,设置近壁面边界层第一层网格厚度为 0.002 mm,并控制近壁面 y^+ 在

0.65±0.03 区间内,以满足增强壁面函数要求,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型进行网格无关性验证。当网格数增至 340 万单元时,监测点静压不再随网格数增加发生明显变化,因此本文选用 340 万单元的网格进行数值计算。

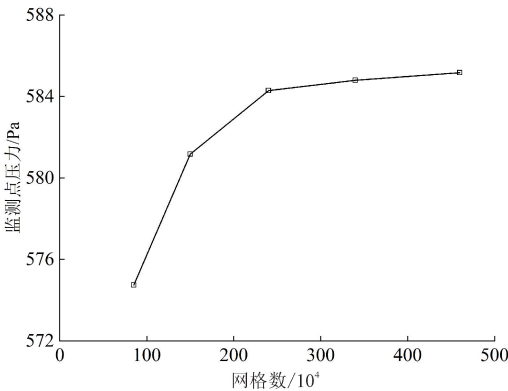


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Verification of grid independence

采用静压恢复系数评价排气扩压器的气动性能。该系数表征排气扩压器将进口气体动压转换为出口静压的能力,各个面上的静压恢复系数均采用质量流量平均处理,静压恢复系数定义如下

$$C_p = (\bar{p}_{s2} - \bar{p}_{s1}) / (\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{s1}) \quad (1)$$

式中: $\bar{p}_{s1}$ 为扩压段进口静压质量流量平均值; $\bar{p}_{s2}$ 为扩压段出口静压质量流量平均值; $\bar{p}_{t1}$ 为扩压段进口总压质量流量平均值。

本文通过 ANSYS-Fluent 软件数值求解三维 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 方程以评估排气扩压器的气动性能。基于文献[16]的实验条件和结果,以静压恢复系数为基准对本文的数值方法和湍流模型进行验证,图 4 为文献[16]所用扩压器实验模型,支撑板同样选用 NACA0015 翼型。实验在主流进口速度 v 为 80 m/s、进气旋流角 φ 为 16° 、 β 为 7° 和出口为环境大气压的条件下测量了扩压器的壁面静压恢复系数沿轴向分布,本文针对该实验数据进行验证,工质采用理想气体,壁面条件为绝热无滑移,使用增强壁面函数,离散格式为二阶迎风。表 1 列出了数值计算的具体边界条件,进出口边界条件与实验环境对应,进口速度对应实验得到的扩压段进口速度,旋流角通过质量流量加权速度法实现。湍流模型选取标准 $k-\epsilon$ 、Realizable $k-\epsilon$ 和重整化群 (RNG) $k-\epsilon$ 湍流模型,旨在评估不同湍流模型对扩压器压力分布的捕捉能力。

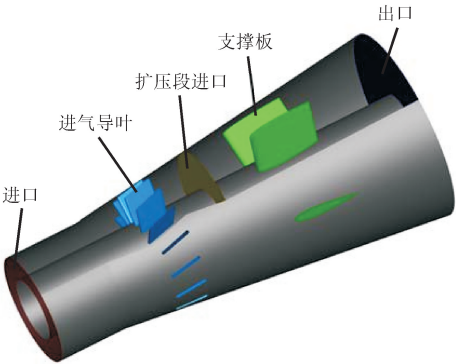


图 4 排气扩压器实验模型

Fig. 4 Experimental model of exhaust diffuser

表 1 数值计算边界条件

Table 1 Numerical calculation boundary conditions

参数	数值
进口速度/(m · s ⁻¹)	74.1
进气旋流角/(°)	16
出口环境压力/Pa	101 325
进口湍流强度/%	3.25
出口湍流强度/%	2

机匣上监测点位置如图 5 所示,红色箭头所示为监测点位置。沿流道轴向方向按无量纲位置参数 $x \cdot L^{-1}$ 分别为 0.144、0.252、0.370、0.481、0.593、0.815、0.907、0.984 布置监测点, L 为扩压段长度, x 为扩压段进口到监测点的距离。

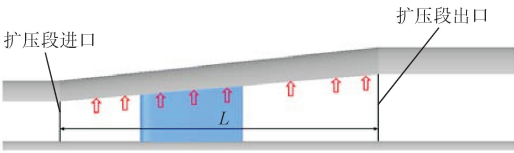


图 5 监测点布置示意图

Fig. 5 Schematic diagram of monitoring point arrangement

图 6 为实验与数值计算得到的扩压器机匣处壁面静压恢复系数的轴向分布对比。其中,壁面静压恢复系数定义为

$$C_{p_{shell}} = (p_{s_{shell}} - \bar{p}_{s1}) / (\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{s1}) \quad (2)$$

式中: $p_{s_{shell}}$ 为排气扩压器机匣处监测面外壳处监测点静压。

采用网格无关性验证得到的 340 万单元网格进行数值计算,结果表明标准 $k-\epsilon$ 湍流模型可以很好地捕捉壳体壁面的压力分布,具有较高的准确性,显著优于 Realizable $k-\epsilon$ 模型与 RNG $k-\epsilon$ 模型,几何模

型通过质量流量加权速度法定义 φ 的结果与实验结果有较好的对应性。因此本文选取标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型进行数值仿真计算。

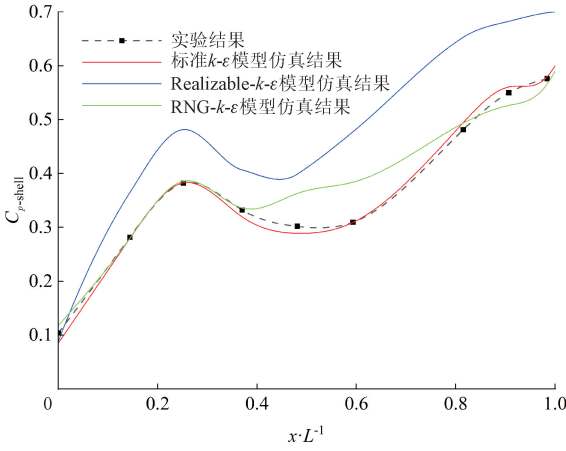


图 6 扩压器机匣静压恢复系数轴向变化的实验与数值计算结果

Fig. 6 Experimental and numerical results of the axial variation of the static pressure recovery coefficient on diffuser shroud

2 不确定性量化分析系统

2.1 多项式混沌方法

蒙特卡罗方法^[17]是不确定性量化方法的经典方法,但会消耗巨大的计算资源,计算效率较低^[18-19]。为了克服蒙特卡洛方法的不足,Xiu 等^[20]提出了多项式混沌展开(PCE)方法。该方法可降低计算复杂程度,显著提升分析效率^[21]。PCE 方法源于 Wiener 提出的齐次混沌展开式^[22],Xiu 等^[23]进一步提出了广义多项式混沌方法,使其能够适用于服从不同分布函数的不确定性变量。基于多项式混沌展开理论,旨在处理含随机变量系统响应的不确定性量化问题,相较于嵌入式多项式混沌,NIPC^[24]无需改动确定性求解器内部结构,其通过采样获取样本点,计算样本点处的系统响应,求解展开系数,实现不确定性量化分析。本文采用 NIPC 进行不确定性量化,假设系统响应 Y 是关于随机变量 $\xi = (\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$ 的函数,多项式混沌展开将其表示为

$$Y = y_0 I_0 + \sum_{i_1=1}^{\infty} y_{i_1} I_1 \xi_{i_1}(\theta) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} y_{i_1 i_2} I_2(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta)) + \dots + \sum_{i_1=1}^{\infty} \dots \sum_{i_n=1}^{i_{n-1}} y_{i_1 \dots i_n} I_n(\xi_{i_1}(\theta), \dots, \xi_{i_n}(\theta)) \quad (3)$$

式中: y 是待求的多项式系数,是 y_i 的集合; θ 为不确定性输入量; $I_n(\xi_{i_1}(\theta), \dots, \xi_{i_n}(\theta))$ 表示混合多项式。实际应用中,无穷项求和无法实现,需要进行截断,展开式表示为

$$Y = \sum_{i=0}^P y_i \Phi_i(\xi) \quad (4)$$

式中: P 为截断阶数; $\Phi_i(\xi)$ 为截断后的多项式。

计算采样数为混沌多项式项数的两倍,项数 N 的计算公式如下

$$N = \frac{(n+d)!}{n!d!} \quad (5)$$

式中: n 为混沌多项式阶数; d 为不确定变量的维数。

本研究采用拉丁超立方采样方法^[25]获得计算所需样本,该方法能够以较少的样本数获取更具代表性的样本集合,减少计算量的同时保证计算结果准确。

2.2 Sobol' indices 敏感性分析方法

为了量化各个不确定输入量对排气扩压器气动性能不确定性的贡献度,本文采用 Sobol' indices 敏感性分析方法进行敏感性分析,混沌多项式展开中第 k 个变量的 Sobol 敏感度指数 S_k 表示为

$$S_k = \frac{\text{Var}[Y(\Phi_k(\theta))]}{\text{Var}[Y(\Phi(\theta))]} \approx \sum_{k=I_k} y_k^2 / \sum_{i=1}^P y_i^2 \quad (6)$$

式中: Φ_k 为多项式的向量形式; $\text{Var}[Y(\Phi_k(\theta))]$ 代表多项式引起的系统响应 Y 的方差。

本文使用 ANSYS 脚本语言和 Matlab、Python 混合编程,搭建了如图 7 所示的排气扩压器气动性能自动化计算流体动力学(CFD)计算平台,该平台可实现自动化几何建模、六面体结构化网格划分、CFD 数值计算以及结果后处理,每个分模块内部的流程已完全自动化,使用的 CFD 数值计算方法与前述模型验证和网格无关性验证中的数值方法一致。结合本节介绍的多项式混沌展开方法和 Sobol' indices 敏感性分析方法,构建了排气扩压器气动性能不确定性量化和敏感性分析自动化计算平台。结合两个计算平台,构建了如图 8 所示的排气扩压器气动性能不确定性量化系统。

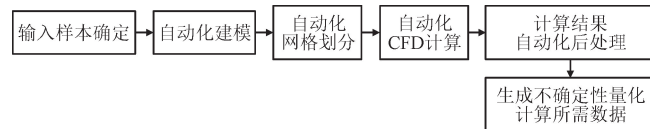


图 7 自动化 CFD 计算平台

Fig. 7 Automated CFD calculation platform

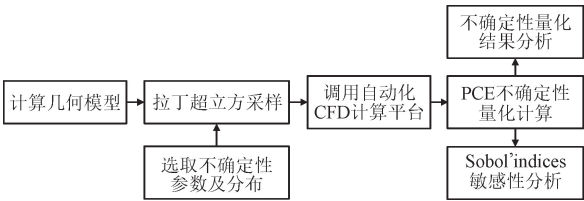


图 8 不确定性分析系统流程

Fig. 8 Flowchart of the uncertainty analysis system

2.3 不确定输入参数选取及分布

Opilat 等^[6]的研究结果表明,在不同 Ma 下,压力恢复系数随 φ 的变化趋势相同,随着 Ma 的增大,压力恢复系数增加。董雨轩等^[26]的数值研究结果表明,随着进口预旋的增大,排气蜗壳的总压损失系数增加,气动性能下降, C_p 降低。因此,本文选取 v 和 φ 来表征排气扩压器运行工况的不确定性。支撑板对扩压器气动性能有重要影响,但由于其涉及的型线参数较为复杂,参数维度过高会在计算时产生“维度灾难”问题,因此本文研究针对扩压器的壳体结构选取几何不确定性参数。王广^[27]的研究结果表明,在扩压器轴向长度和进口环面外径不变时, C_p 随 β 的增大呈现先增后减的变化规律,所以本文选取 β 表征排气扩压器的几何不确定性。所有参数的概率分布特征严格遵循表 2 所列的统计规律,表 2 中的 $N(\mu, \sigma)$ 表示均值为 μ ,标准差为 σ 的正态分布,图 9 分别呈现了排气扩压器工况和几何不确定性参数的物理定义域。

表 2 不确定输入参数的分布

Table 2 Distribution of uncertain input parameter		
$\beta/(^{\circ})$	$v/(m \cdot s^{-1})$	$\varphi/(^{\circ})$
$N(6,0.6)$	$N(74.1,6.966\ 6)$	$N(16,1.833\ 3)$

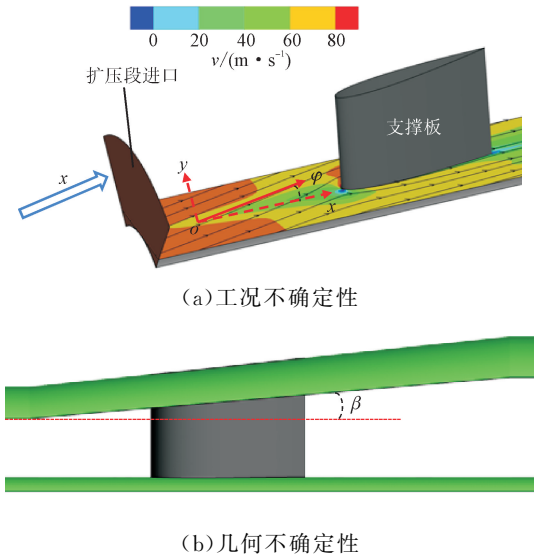


图 9 排气扩压器不确定输入参数

3 结果与讨论

3.1 排气扩压器流场结构

燃气轮机涡轮排气扩压器的核心功能是对上游的高速气流进行扩压与整流,扩压是指将高速气流的动压转换为静压,提升排气静压从而提高整个系统的能量利用效率;整流是指对涡轮出口的高速、不均匀气流进行方向调整,使其以稳定、贴近轴向的流动状态进入下游设备。本研究聚焦于排气扩压器的扩压性能,因此选择 C_p 、总压损失系数 ζ_{pt} 和动压转换系数 T_d 作为扩压器扩压能力的评价指标。 ζ_{pt} 用于量化扩压器内部的压力损失, T_d 表征扩压器将流体动能转化为静压的能力,它们的定义与关系如下

$$\zeta_{pt} = (\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{t2}) / (\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{s1}) \quad (7)$$

$$T_d = (\bar{p}_{d1} - \bar{p}_{d2}) / (\bar{p}_{t1} - \bar{p}_{s1}) \quad (8)$$

$$C_p + \zeta_{pt} = T_d \quad (9)$$

式中: $\bar{p}_{d1}$ 为扩压段进口动压的质量流量平均值; $\bar{p}_{t2}$ 为扩压段出口总压的质量流量平均值; $\bar{p}_{d2}$ 为排气扩压段出口动压的质量流量平均值。

图 10 给出了在 φ 为 16° 、 β 为 6° 、 v 为 74.1 m/s 的设计工况下支撑板附近的流线图。由图 9(a) 可以看出,流经支撑板的流体在支撑板尾缘一侧形成一个分离涡,分离涡在向下迁移时逐渐收缩后耗散。图 9(b) 流线图与速度场分布表明,排气扩压器机匣的扩张型结果引起的逆压梯度,叠加流体增压减速过程中的动量亏损效应,导致持续性的流动分离,因此流体在支撑板尾缘一侧形成了具有尺度差异的非对称双涡系结构,导致扩压器流动损失增加。

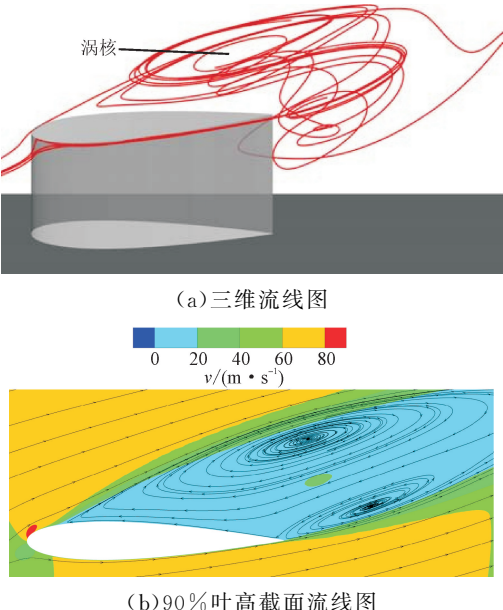


图 10 排气扩压器流线图

Fig. 10 Streamline diagram of exhaust diffuser

图 11 给出了支撑板尾缘截面的 ζ_{pt} 分布云图。支撑板尾缘一侧 ζ_{pt} 增幅尤为突出,结合前文分析可发现,涡系区域与高损失区域存在明显的空间对应关系。

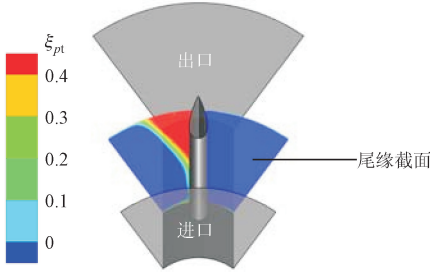


图 11 支撑板尾缘截面总压损失系数分布云图
Fig. 11 Total pressure loss coefficients contour of cross sections at strut trailing edge

图 12 为排气扩压器分离区域的等值面三维表征,该等值面基于轴向速度分量 $u = -1 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ 的流场特征构建, p 为扩压器壁面静压。如图所示,可以明显观察到排气扩压器内存在两个分离区域,在支撑板靠近机匣的一侧存在一个强分离区域,支撑板前缘靠近轮毂面处存在一个弱分离区域。

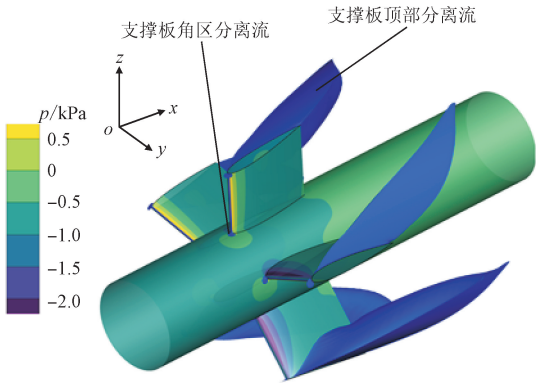


图 12 排气扩压器分离区域等值面

Fig. 12 Isosurface of the exhaust diffuser separation region

3.2 气动性能不确定性量化

本文采用 C_p 、 ζ_{pt} 及 T_d 作为排气扩压器气动性能的量化指标,其数学定义式分别如式(1)、(7)和(8)所示。对不确定性量化系统得到的混沌多项式展开式进行随机采样,并对得到的 100 万组样本集进行预测统计,最终于图 13 ~ 15 中绘制出 C_p 、 ζ_{pt} 和 T_d 的统计直方图。 C_p 、 ζ_{pt} 和 T_d 的设计值分别为 0.469 5、0.134 9 和 0.604 4,3 个系数设计值的关系符合式(9)。在不确定性参数的影响下,3 个气动性能系数基本都符合正态分布,偏离设计值 10% 以上的概率分别为 11.04%、25.22%、0.63%。

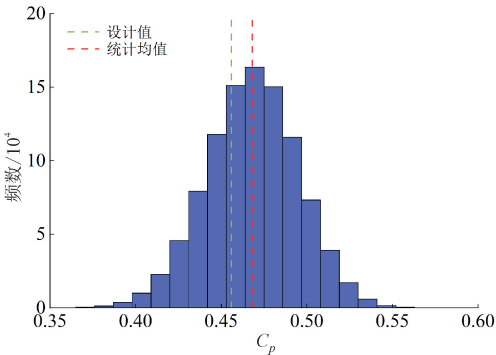


图 13 静压恢复系数 C_p 统计直方图
Fig. 13 Statistical histogram of pressure recovery coefficient C_p

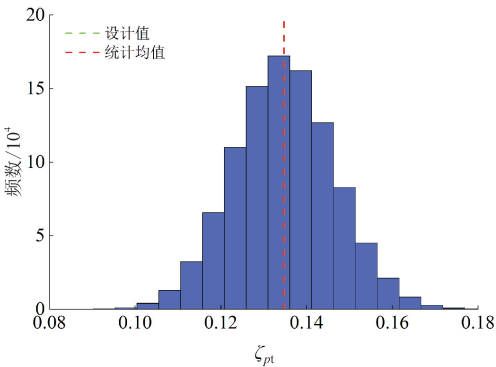


图 14 总压损失系数 ζ_{pt} 统计直方图
Fig. 14 Statistical histogram of total pressure loss coefficient ζ_{pt}

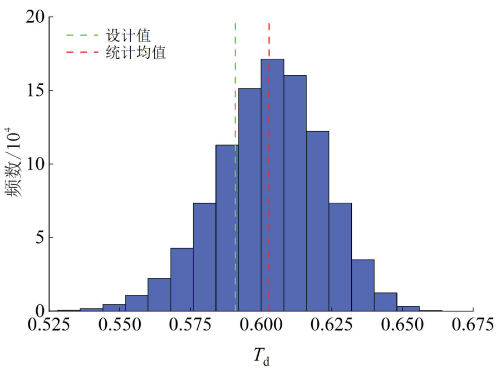


图 15 动压转换系数 T_d 统计直方图
Fig. 15 Statistical histogram of dynamic pressure conversion coefficient T_d

由图 10 和图 11 可知,流体流经支撑板时由于流动分离产生的涡系结构是影响排气扩压器气动性能的显著因素,在该区域内的损失远大于其他区域。为了具体研究涡系对扩压器气动性能的影响,本文对如图 16 所示的经过涡系的监测面 A 和关于支撑

板镜像对称的无涡系的监测面 B 的数据进行了分析。在它们与扩压器机匣的交汇界面处,取网格无关性验证时的监测点,计算它们的 C_p 。

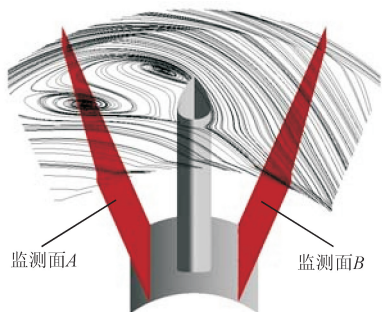
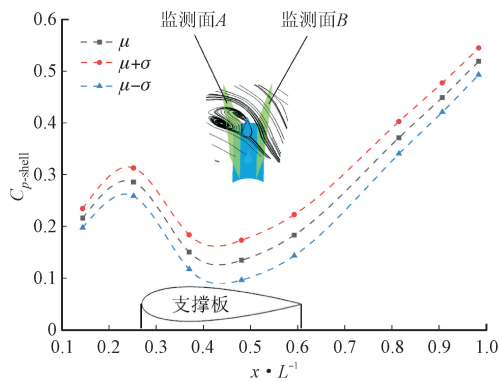


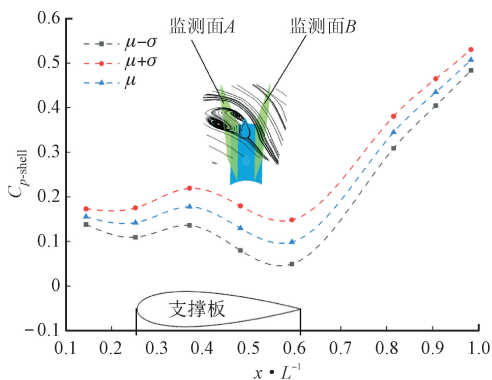
图 16 排气扩压器监测面

Fig. 16 Exhaust diffuser monitoring plane

图 17 给出了在不确定性输入参数作用下,监测面 A 、 B 与排气扩压器机匣交线的 $C_{p\text{-shell}}$ 沿轴向的 1σ 分布带,该系数如式(2)所示。



(a) 监测面 A



(b) 监测面 B

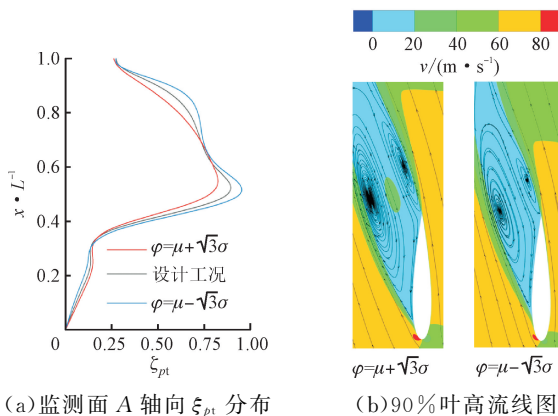
图 17 静压恢复系数 C_p 沿轴向分布

Fig. 17 Distribution of hydrostatic recovery coefficients C_p along the axial direction

由图 17 可发现,监测面 A 、 B 上监测点的 C_p 均在支撑板附近区域达到最小值。就监测面 B 而言,这主要归因于支撑板导致通流面积减小,流体加速从静压转换为动压。 C_p 在该区域不确定性的相对偏差

幅度较其他轴向位置存在明显增量,最大相对偏差量达 28.49%。对于监测面 A ,除了支撑板存在造成的损失以外,通过对比图 17(a)、17(b) 两图曲线可以看出,监测面 A 在支撑板附近的 C_p 普遍低于监测面 B 的,尤其是支撑板尾缘处,这是流体流经支撑板在其一侧发生流动分离产生的涡系造成的。在支撑板附近区域的不确定性相对偏差最大达到 50.1%。可以发现无论是否伴随流动分离现象,支撑板附近区域 C_p 对输入参数的敏感性均显著增强。

为了进一步揭示 φ 调控流动分离的物理机制,图 18 展示了支撑板 90% 叶高截面在 φ 变化时的流场演化特征以及监测面 A 径向线平均后的 ζ_{pt} 沿轴向的分布。由图 18 可看出, φ 减小时支撑板一侧的流动分离区域面积减小,两个分离涡强度减弱,这是 φ 减小时压力损失减小的主要原因。



(a) 监测面 A 轴向 ζ_{pt} 分布

(b) 90% 叶高流线图

图 18 不同 φ 下支撑板 90% 叶高截面流场特征

Fig. 18 Flow field characteristics of strut 90% blade height plane at different φ

图 19~21 分别给出了 β 、 v 及 φ 与设计值 μ 偏差 $\pm\sqrt{3}\sigma$ 下的扩压器子午流道截面 C_p 分布和子午截面径向线平均后的 C_p 沿轴向的分布,图 19~21 中蓝色、黑色和红色虚线区域分别对应支撑板前缘、后缘和扩压段出口,坐标轴 A 代表轴向, R 代表径向。

由图 19 可以看出,在 β 正向偏离设计基准的工况条件下,支撑板前缘、后缘及扩压器出口区域的 C_p 均呈现提升趋势,支撑板后缘区域附近最高提升 0.17,前缘提升较微弱,扩压器出口区域最高提升 0.08。这主要归因于 β 的增加导致通流面积增大,通流面积增大为流体提供了更广阔的空间,将更多的动能转化为压力能,从而提高 C_p 。由图 20 所示,当 v 在 $\pm\sqrt{3}\sigma$ 偏差范围内变化时,扩压器整个流道内 C_p 并未有明显波动,说明 v 的波动对扩压器气动性能的影响可以忽略。由图 21 可看出,随着 φ 负向偏离设

计值,支撑板前后缘与出口区域 C_p 均显著提升,支撑板前缘最高提升 0.3,尾缘最高提升 0.1,扩压器出口区域最高提升 0.1。这主要归因于流动分离形成的涡系减弱,正如图 18 所示,随着 φ 减小,涡系的强度以及影响区域均减小,损失减小从而 C_p 增大。

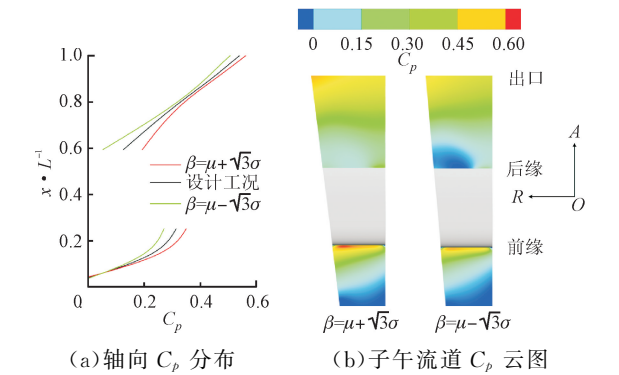


图 19 不同扩张角下扩压器子午流道截面 C_p 的分布
Fig. 19 C_p of diffuser meridial runner cross section at different divergence angle

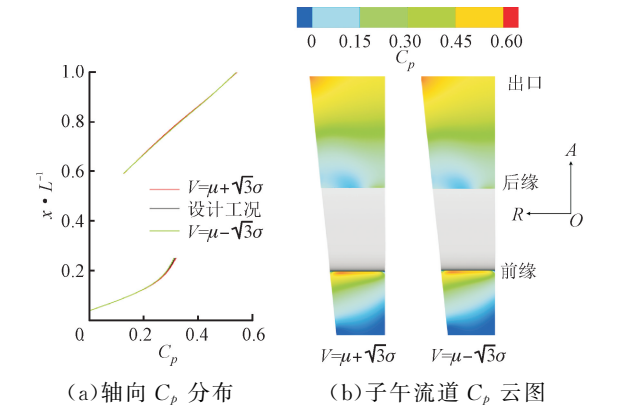


图 20 不同进口速度下扩压器子午流道截面 C_p 的分布
Fig. 20 C_p of diffuser meridial runner cross section at different inlet velocity

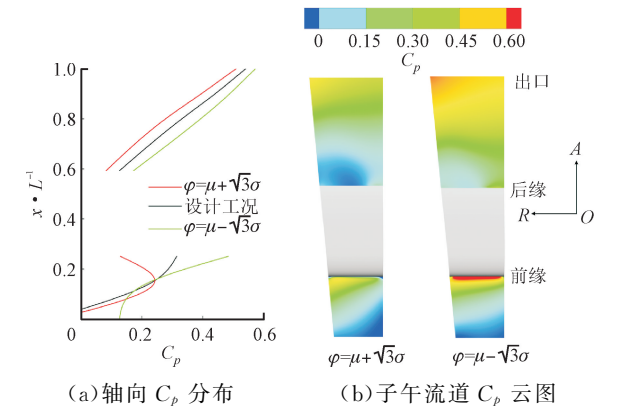


图 21 不同进口旋流角下扩压器子午流道截面 C_p 的分布
Fig. 21 C_p of diffuser meridial runner cross section at different inlet swirl angle

3.3 Sobol’ indices 敏感性分析

为了量化各不确定性参数对气动性能不确定性的贡献,本文采用 Sobol’ indices 方法对扩压器气动性能进行敏感性分析,气动性能以 C_p 、 ζ_{pt} 和 T_d 衡量。工程应用中,三阶交互效应被认为远小于主效应和二阶交互效应,因此本文后续计算不考虑三阶效应。图 22 给出了排气扩压器气动性能敏感性分析中主效应与二阶交互效应的方差占比。

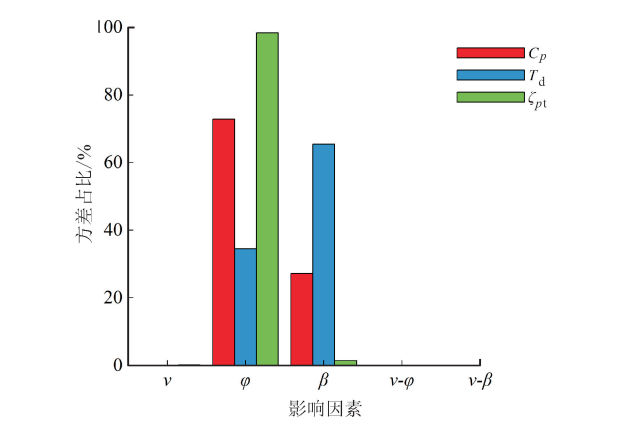


图 22 排气扩压器气动性能敏感性分析
Fig. 22 Sensitivity analysis of the aerodynamic performance of the exhaust diffuser

由图 22 可看出,在主效应方面对 C_p 和 ζ_{pt} 影响最大的变量是 φ ,对 T_d 影响最大的变量是 β 。前者主要归因于 φ 的改变会改变支撑板附近涡系的强度与大小,而分离涡是流动损失的主导因素,因此 φ 对压力损失的不确定性贡献最大,进而主导 C_p 和 ζ_{pt} ,方差占比分别为 72.84% 和 98.34%。后者则归因于 β 的增大使得扩压器通流面积增大,使更多的流体动压得以转化为静压,因此它主导 T_d ,方差占比为 65.43%。 φ 对 T_d 也有一定影响,根据质量守恒定律,相同进气工况下,出口气体的轴向分速度平均值是定值, φ 越大说明气体越偏离轴向,总速度越大,气体的动压越大。由于未改变损失分布特征, β 对流动损失没有明显影响,但由于更多的动压能被转化为静压,因此对 C_p 也有一定的影响。二阶交互效应的方差占比远小于主效应的方差占比,几乎可以忽略不计。

为了研究随流动发展各参数对扩压器气动性能的影响,图 23 给出了各参数对 C_p 的方差的贡献率的轴向分布,对于本研究模型,二阶交互效应贡献远小于主效应,因此忽略。图 23 表明在支撑板前的区域,气动性能不确定性主要受 β 影响,本文模型中 β 主导通流面积变化,此时分离涡还未形成,所以这段

区域对 β 的变化最敏感。在支撑板之后的区域, φ 取代 β 成为 C_p 的主导因素。由图10流程图可知,支撑板尾缘区域一侧存在两个涡系,根据前文分析可知 φ 主导涡系变化,而涡系则直接影响流动损失,因此该区域 φ 有较大影响。整个扩压段中, β 与 φ 分别主导支撑板前后区域的不确定性, v 对扩压器气动性能不确定性几乎没有影响。

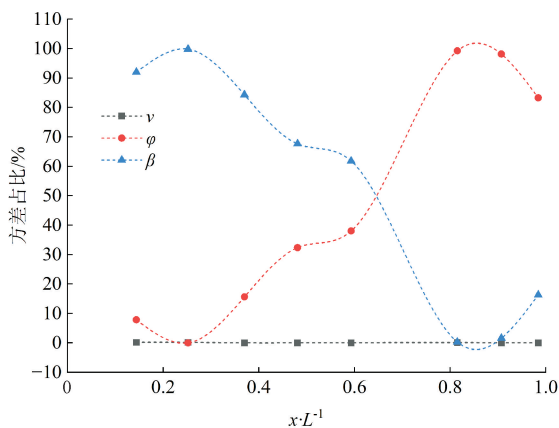


图23 各参数对 C_p 的方差的贡献率的轴向分布

Fig. 23 Axial distribution of the variance of each parameter of the static pressure recovery coefficient C_p

4 结 论

本文构建了基于CFD自动化计算平台和非嵌入式多项式混沌不确定性量化计算平台,开展了进口速度、进口旋流角及扩张角对燃气轮机涡轮排气扩压器气动性能的不确定性量化和敏感性分析研究,得到以下结论。

(1)支撑板附近流场对参数扰动最为敏感,受涡系影响的区域静压恢复系数不确定性最大偏差达50.1%,未受影响区域静压恢复系数不确定性最大偏差为28.49%。无论是否考虑涡系影响,支撑板区域静压恢复系数对输入参数的敏感性均呈增强趋势。

(2)考虑进口速度、进口旋流角和扩张角3个参数的不确定性时,静压恢复系数、总压损失系数及动压转换系数这3个气动性能参数的统计分布均呈现正态分布。其中,静压恢复系数均值较设计值增加2.654%,偏离设计值10%的概率为11.04%;总压损失系数均值增加0.111%,偏离概率为25.22%;动压转换系数均值增加2.023%,偏离概率低至0.63%。

(3)在不确定参数对排气扩压器气动性能的敏感性方面,进口旋流角是静压恢复系数与总压损失

系数不确定性的主导变量,方差占比分别高达72.84%和98.34%;扩张角是动压转换系数不确定性的主导变量,方差占比为65.43%;进口速度和参数间二阶交互效应对3个系数不确定性的贡献均显著低于主效应。在流体流过支撑板前,扩张角主导气动性能不确定性,流经支撑板后进口旋流角为主导因素。

(4)本文研究的3个不确定性变量中,进口旋流角是静压恢复系数和总压损失系数不确定性的主导变量,对气动性能综合影响最大,其不确定性会引起气动损失增加。叶顶间隙等涡轮末级叶片参数会改变出口气流流场,进而改变旋流角,在设计初期需优化相关参数来得到更优的旋流角,避免支撑板区域发生强流动分离;可以在涡轮出口流道关键位置(如支撑板上游)部署探针,在机组运行时监测旋流角,设计控制系统调控对旋流角有影响的结构并动态调整机组运行策略以抑制旋流角的波动,降低性能偏离风险。考虑到扩张角主导动压转换系数的不确定性,在设计阶段需结合运行工况优化扩张角,并在制造时严格控制扩张角加工精度。

参考文献:

- [1] FAROKHI S. A trade-off study of rotor tip clearance flow in a turbine/exhaust diffuser system [C]//ASME 1987 International Gas Turbine Conference and Exhibition. New York, USA: ASME, 1987: V001T01A084.
- [2] HUMMEL S, BAUER M, VOGT D. Study of gas turbine exhaust diffuser flow and performance characteristics at off-design conditions [C]//14th European Conference on Turbomachinery Fluid dynamics & Thermodynamics. [S. l.]: European Turbomachinery Society, 2021: ETC2021-590.
- [3] MIHAILOWITSCH M, SCHATZ M, VOGT D M. Numerical investigations of an axial exhaust diffuser coupling the last stage of a generic gas turbine [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2019, 141(3): 031025.
- [4] 吴飞, 戴斌, 艾松, 等. 透平末级动叶顶部间隙变化对排气扩压器气动性能的影响 [J]. 东方汽轮机, 2017(4): 24-29.
WU Fei, DAI Bin, AI Song, et al. Influence of last stage rotor tip clearance' variation on aerodynamic performance of exhaust diffuser [J]. Dangfang Turbine, 2017(4): 24-29.
- [5] 徐自荣, 袁浩, 初鹏, 等. 入口旋流角对排气扩压段气动性能影响的数值研究 [J]. 燃气轮机技术, 2018,

- 31(1): 30-34.
- XU Zirong, YUAN Hao, CHU Peng, et al. Numerical investigation of the impact of inlet swirl on the performance of gas turbines exhaust diffusers [J]. Gas Turbine Technology, 2018, 31(1): 30-34.
- [6] OPILAT V, SEUME J R. The effect of the operating conditions of the last turbine stage on the performance of an axial exhaust diffuser [C]//ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2011: 695-704.
- [7] SIOREK M P, GUILLOT S, XUE Song, et al. A sensitivity study of gas turbine exhaust diffuser-collector performance at various inlet swirl angles and strut stagger angles [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2018, 140(7): 072602.
- [8] 董雨轩, 李志刚, 李军. 支撑板结构对燃气轮机排气扩压器气动性能影响的数值研究 [J]. 推进技术, 2022, 43(9): 85-95.
- DONG Yuxuan, LI Zhigang, LI Jun. Numerical study on effects of strut structure on aerodynamic performance of gas turbine exhaust diffuser [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 85-95.
- [9] 宋英杰, 聂俊, 郭振东, 等. 高温叶片换热性能不确定性量化 [J]. 工程热物理学报, 2015, 36(8): 1666-1671.
- SONG Yingjie, NIE Jun, GUO Zhendong, et al. Uncertainty quantification of heat transfer performance of high temperature blade [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(8): 1666-1671.
- [10] DE MAESSCHALCK C, LACOR C, PANIAGUA G, et al. Performance robustness of turbine squealer tip designs due to manufacturing and engine operation [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(3): 740-749.
- [11] 陶志, 郭振东, 李琛玺, 等. 基于 Kriging 的不确定性量化及鲁棒性优化的研究 [J]. 工程热物理学报, 2019, 40(3): 537-542.
- TAO Zhi, GUO Zhendong, LI Chenxi, et al. Research on Kriging-based uncertainty quantification and robust design optimization [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(3): 537-542.
- [12] 夏志恒, 罗佳奇. 涡轮叶片来流角扰动不确定性量化分析 [J]. 航空动力学报, 2020, 35(3): 519-531.
- XIA Zhiheng, LUO Jiaqi. Uncertainty quantification of inlet incidence angle variation for turbine blade [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 519-531.
- [13] 王小京, 邹正平. 整级环境下涡轮叶片型面加工几何偏差影响的不确定性分析 [J]. 推进技术, 2022, 43(3): 104-111.
- WANG Xiaojing, ZOU Zhengping. Uncertainty analysis of impact of profile geometric manufacture variations on turbine blade performance in stage environment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(3): 104-111.
- [14] 黄明, 李军, 李志刚, 等. 动叶凹槽状叶顶气膜冷却有效度和气动性能不确定性量化研究 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(5): 181-192.
- HUANG Ming, LI Jun, LI Zhigang, et al. Investigations on uncertainty quantification of film cooling effectiveness and aerodynamic performance of turbine blade squealer tip [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(5): 181-192.
- [15] 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.
- [16] 董雨轩. 燃气轮机排气扩压器气动性能和结构优化设计的实验及数值研究 [D]. 西安: 西安交通大学, 2024.
- [17] 尹增谦, 管景峰, 张晓宏, 等. 蒙特卡罗方法及应用 [J]. 物理与工程, 2002, 12(3): 45-49.
- YIN Zengqian, GUAN Jingfeng, ZHANG Xiaohong, et al. The Monte Carlo method and its application [J]. Physics and Engineering, 2002, 12(3): 45-49.
- [18] MONTOMOLI F, CARNEVALE M, D'AMMARO A, et al. Uncertainty quantification in computational fluid dynamics and aircraft engines [M]. Berlin, Germany: Springer, 2015.
- [19] PANIZZA A, BONINI A, INNOCENTI L. Uncertainty quantification of hot gas ingestion for a gas turbine nozzle using polynomial chaos [C]//ASME Turbo Expo 2015: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, USA: ASME, 2015: V02CT45A009.
- [20] XIU Dongbin, KARNIADAKIS G E. The Wiener-Askey polynomial chaos for stochastic differential equations [J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2002, 24(2): 619-644.
- [21] XIU Dongbin, KARNIADAKIS G E. Modeling uncertainty in flow simulations via generalized polynomial chaos [J]. Journal of Computational Physics, 2003, 187(1): 137-167.
- [22] WIENER N. The homogeneous chaos [J]. American Journal of Mathematics, 1938, 60(4): 897-936.

- [23] XIU Dongbin, HESTHAVEN J S. High-order collocation methods for differential equations with random inputs [J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2005, 27(3): 1118-1139.
- [24] ONORATO G, LOEVENG J A, GHORBANIASL G, et al. Comparison of intrusive and non-intrusive polynomial chaos methods for CFD applications in aeronautics [C]//Proceedings of the 5th European Conference on computational Fluid Dynamics. Barcelona: ECCOMAS, 2010: 1-16.
- [25] LAW A M, KELTON W D. Simulation modeling and analysis [M]. New York, USA: McGraw Hill, 2007.
- [26] 董雨轩, 李志刚, 李军. 预旋对燃气涡轮排气蜗壳气动性能影响的数值研究 [J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(1): 116-124.
- DONG Yuxuan, LI Zhigang, LI Jun. Effect of prewirl on the aerodynamic performance of the gas turbine exhaust volutes [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(1): 116-124.
- [27] 王广. 汽轮机轴向排汽缸扩压器内流动的数值分析与模态分析 [D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
- (编辑 武红江)