

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

黄明, 李军, 李志刚, 宋立明

(西安交通大学叶轮机机械研究所, 710049, 西安)

摘要: 结合非嵌入式多项式混沌展开方法、稀疏网格技术、Sobol Indic 敏感度分析方法以及 RANS 方程求解方法,提出了涡轮动叶凹槽状叶顶气热性能不确定性量化分析方法,数值模拟与实验数据吻合一致验证了本文方法预测凹槽状叶顶气热性能的有效性。在量化几何参数叶顶间隙和运行参数主流进口总温以及吹风比的不确定性的基础上,对 GE-E³ 动叶叶顶的气动以及换热性能进行不确定性量化,详细分析了不确定性输入量对平均气膜冷却有效度、间隙泄漏量以及下游总压损失系数的影响,并且通过 Sobol Indic 方法对各不确定性变量对叶顶气热性能不确定性的贡献进行量化研究。不确定性分析的结果表明:叶顶前缘区域的泄漏量对不确定性输入不敏感,但是尾缘区域泄漏量的不确定性偏差可达到 25%;下游总压损失系数总体受不确定性波动的影响较小;在几何及工况不确定性的影响下,叶顶气膜冷却有效度的统计均值相比于设计值下降 29.52%,并且其偏离设计值 10% 的概率高达 91.83%。敏感度分析的结果表明:叶顶间隙的偏差是叶顶气动性能不确定性的主导变量,叶顶间隙偏差对泄漏量以及下游总压损失系数的方差占比分别达 88.02% 与 85.31%;在叶顶传热特性的不确定性方面,3 个研究变量对气膜冷却有效度不确定性的贡献均不可忽略。本文研究的 3 个变量中,叶顶间隙对凹槽状叶顶气动和气膜冷却有效度的综合影响最大,所以在叶片的加工装配过程中需要保证叶顶间隙的精度。

关键词: 动叶凹槽状叶顶;气动性能;气膜冷却有效度;多项式混沌;不确定性量化

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202105020 **文章编号:** 0253-987X(2021)05-0181-12



OSID 码

Investigations on Uncertainty Quantification of Film Cooling Effectiveness and Aerodynamic Performance of Turbine Blade Squealer Tip

HUANG Ming, LI Jun, LI Zhigang, SONG Liming

(Institute of Turbomachinery, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Combining the non-embedded polynomial chaotic expansion method, sparse grid, Sobol Indic technology and Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equation solving method, an uncertainty quantitative analysis method for the aerodynamic and heat transfer performance of the turbine blade squealer tip was proposed. Numerical simulations were consistent with experimental data, which verified the effectiveness of the numerical method for predicting the aerodynamic and heat transfer performance of the squealer tip. The aerodynamic and heat transfer performance of the GE-E³ rotor blade tip was quantified on the basis of the uncertainties of the tip clearance, the total temperature of the mainstream inlet and the blowing ratio. The influences of

the uncertain inputs on the average film cooling effectiveness, gap leakage and downstream total pressure loss coefficient were analyzed in detail. The Sobol Indic method was used to quantify the contribution of each uncertain variable to the uncertainty of the tip aerothermal characteristics. The results of the uncertainty analysis show that the leakage in the leading edge area of the blade tip is not sensitive to the uncertain input, but the uncertain deviation of the leakage in the trailing edge area can reach 25%. The downstream total pressure loss coefficient is generally less affected by uncertain fluctuations. Under the influence of the uncertainty of geometry and working conditions, the statistical mean value of the blade tip film cooling effectiveness is reduced by 29.52% compared with the design value, and the probability of 10% deviation from the design value is as high as 91.83%. The sensitivity analysis results show that the tip clearance deviation is the dominant variable in the uncertainty of the tip aerodynamic performance. The variances of the tip clearance deviation to the leakage and the total downstream pressure loss coefficient account for 88.02% and 85.31%, respectively. Among the three variables studied in this paper, tip clearance has the greatest comprehensive influence on the aerodynamic performance and film cooling effectiveness of the blade squealer tip, so the machining accuracy of tip clearance should be strictly guaranteed in the process of blade machining and assembly.

Keywords: blade squealer tip; aerodynamic performance; film cooling effectiveness; polynomial chaos; uncertainty quantification

在现代燃气轮机中,第一级动叶的叶顶直接暴露于高温燃气中,动叶顶部与机匣间隙中的高速泄漏流在降低动叶气动效率的同时也导致了叶顶具有高传热系数,这使得动叶叶顶极易在高热负荷下失效^[1],所以叶顶间隙的高速泄漏流及其复杂的流动状态一直是涡轮叶片流动换热领域的研究重点。

实际运行状况下的动叶叶顶固有地存在着许多不确定性因素,比如叶顶间隙由于高温燃气的侵蚀或者加工误差的影响将会呈现随机分布,而动叶进口气体的滞止压力、湍流强度、温度等也均呈现一定的不确定性。传统的叶顶研究中将上述不确定的几何因素与边界条件均当成确定值处理。然而,这些不确定性因素可能对具有高热负荷的动叶叶顶的气动与传热冷却性能造成显著影响。Han 等的研究指出燃气涡轮叶片金属温度偏离预测值 25 K,叶片寿命会减半^[2],所以微小的偏差就可能导致涡轮叶片寿命的明显降低。因此,涡轮在实际运行和加工制造时所产生的不确定性因素开始被引入到涡轮叶顶的研究中,并且逐渐受到重视。

Montomoli 等研究了多级涡轮叶顶间隙以及倒角造成的不确定性,结果表明这些几何偏差对涡轮可靠性的影响远大于预期表现^[3]。De Maesschalck 等采用随机配置法研究了由于制造公差以及轮廓退化造成的叶顶区域的几何变化对涡轮的影响,指出在涡轮早期的设计阶段,这些不可避免的叶顶几何

偏差应该被给予重视^[4]。Wunsch 等综合研究了进口总压、出口静压、前缘角、后缘角以及叶顶间隙对于 NASA37 转子性能的影响^[5]。Shi 等对叶顶间隙以及凹槽深度对跨音速涡轮气热性能的影响进行研究,结果表明叶顶间隙是影响叶顶气动性能的主要因素^[6]。

目前,传统的确定性分析方法无法考虑到不确定性因素对叶顶气热性能的影响。不确定量化方法结合系统不确定输入、外部环境以及系统本身的不确定性,在系统内部不确定性传播机制的作用下对系统输出不确定性进行量化,在工程评估中得到广泛应用^[7]。Bunker 通过一维经验公式研究了典型气膜孔加工过程中引入的几何参数的不确定性,得到了这些参数偏差所满足的概率分布函数^[8]。Ammaro 等采用蒙特卡罗方法与概率配点法研究了进口压力不确定性对气膜冷却性能的影响,结果表明进口压力 20% 的改变会引起气膜冷却有效度 100% 的变化^[9]。Babae 等基于多元广义混沌多项式配点法,采用 DNS 研究了圆形孔的吹风比存在不确定性时对气膜冷却性能的影响^[10]。陶志等基于 Kriging 代理模型的不确定性量化方法,开展了内冷通道三角形涡发生器的鲁棒性优化设计,将系统的不确定性纳入考虑后,最优设计的换热性能能够提高 11.5%^[11]。宋英杰等结合共轭换热分析方法与蒙特卡罗方法对高温叶片 Mark-II 的换热性能进行不

确定性量化研究^[12]。颜勇等通过多项式混沌展开的方法量化了加工误差对叶栅气动性能的影响^[13]。

有关燃气涡轮高负荷动叶叶顶几何以及工况的不确定性对其气热性能的影响,由于复杂的几何结构和多计算样本而较少研究,并且通过人工对每一个样本进行建模效率低下。本文基于 ANSYS CFX 脚本语言与 Python 的混合编程方法,构建了能够实现自动建模和对气膜冷却有效度与总压损失系数以及泄漏量数值评估的系统,使用所开发的系统结合多项式混沌方法和 Sobol Indic 方法对 GE-E³ 动叶凹槽式叶顶的叶顶间隙、主流进口总温以及吹风比开展了不确定性量化研究。这些工作拓展了对叶顶鲁棒性设计的理解,同时可为凹槽状的优化设计提供方向。

1 计算模型和数值方法

本文研究凹槽状叶顶气热性能的叶型为 GE-E³ 发动机第一级动叶的顶部型线,具体的几何参数如表 1^[14]所示。

表 1 GE-E³ 凹槽状叶顶的几何参数

Table 1 Main geometrical parameters of turbine blade squealer tip		mm
参数	数值	
轴向弦长 C_{ax}	86.1	
叶顶间隙 S	1.97	
凹槽深度 D	5.08	
肩壁厚度 ω	2.29	
节距 t	122	

与实验测量一致,定义平均气膜冷却有效度如下

$$\eta = \frac{T_0 - T_{aw}}{T_0 - T_c} \tag{1}$$

式中: T_0 是主流温度; T_{aw} 是绝热壁面温度; T_c 是冷却气体温度。

图 1 给出了采用 ANSYS-ICEM 生成的多块结构化计算网格,叶片周围采用 O 型网格,使用 ANSYS-CFX 数值求解三维 RANS 方程以评估凹槽状叶顶的气热性能。参考 Ahn 等的实验数据^[15],主流进口给定总压 P_0 为 126.9 kPa,总温 T_0 为 297 K,进口气流角 β 为 32°,出口给定静压 P_{out} 为 102.7 kPa;所有壁面均设置为无滑移的绝热壁面;两个冷气通道均给定流量为 0.492 g/s, T_c 设置为 350 K。采用标准 $k-\omega$ 湍流模型模拟 GE-E³ 动叶叶顶间隙的流动换热特性。

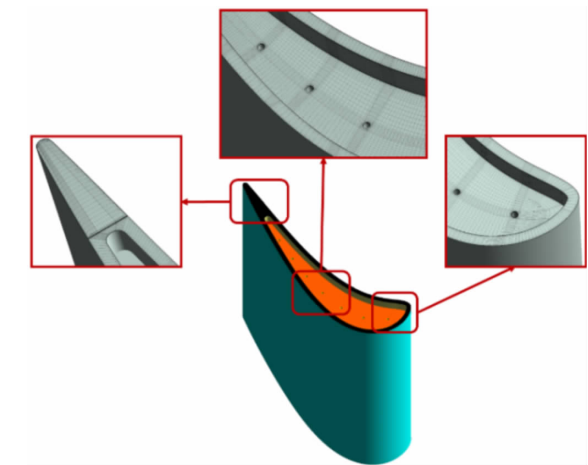


图 1 凹槽状叶顶的计算网格

Fig. 1 Computational grid of the turbine blade squealer tip with film cooling

表 2 给出了 4 套计算网格数得到的叶顶平均气膜冷却有效度 η 和与实验数据的比较。网格仅在叶顶区域加密,3 个方向同比例增加节点数并保持了壁面第一层网格平均 y^+ 在 0.7 左右。根据文献^[15]的实验数据可知 η 为 4.5%。当网格数从 496 万增加到 632 万时, η 并没有明显改变,并且在网格数达到 496 万时叶顶平均 η 与实验值的相对误差仅为 0.22%。图 2 对比了采用 496 万网格的数值计算和实验测量的叶顶 η 等值线云图。采用 496 万计算网格预测叶顶传热特性能够满足精度要求。

表 2 不同网格数得到的叶顶平均气膜冷却有效度

Table 2 Grid independence test results	
网格数/万	$\eta/\%$
323	4.43
401	4.47
496	4.49
632	4.49

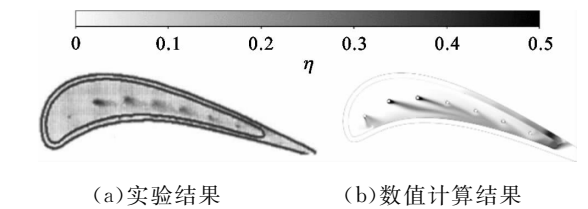


图 2 数值计算得到的气膜冷却有效度与实验结果的比较
Fig. 2 Comparison of film cooling effectiveness contours between numerical and experimental data

2 不确定性量化分析系统

2.1 多项式混沌展开方法

本文采用非侵入式多项式混沌方法 PCE 作为

量化不确定性的数学工具。非侵入式方法是基于确定解来评估随机输出变量的统计特性(均值、分布函数、标准差等)。Xiu 等提出了广义多项式混沌方法,以适应不同的分布函数^[16]。多项式混沌展开法对随机变量构建代理模型,并对代理模型进行不确定性分析,其实质是将系统的随机特性转移到多项式系数上。严格的数学推导表明,对不同的分布函数存在对应的最优正交基,并且能够以指数速度收敛。多项式混沌展开法与传统的蒙特卡罗法相比,可以用较少的样本点达到蒙特卡罗法上万次采样的精度。对随机变量 y ,多项式混沌方法将其展开为

$$y = a_0 I_0 + \sum_{i_1=1}^{\infty} a_{i_1} I_1(\xi_{i_1}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} a_{i_1 i_2} I_2(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} \sum_{i_3=1}^{i_2} a_{i_1 i_2 i_3} I_3(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta), \xi_{i_3}(\theta)) + \cdots \quad (2)$$

式中: $\xi=(\xi_{i_1}, \cdots, \xi_{i_n})$ 为随机变量; a 为确定性系数,也就是需要求解的量; $I_n(\xi_{i_1}(\theta), \cdots, \xi_{i_n}(\theta))$ 是混合多项式。

一般使用 Galerkin 投影法求解多项式混沌展开式中的待定系数。求解多项式混沌展开式的系数之后,根据多项式混沌的正交性可以快速求出随机输出 y 的统计特性,图 3 给出了基于 Galerkin 的 PCE 方法流程图,其中均值与方差的计算式如下

$$\mu_y = a_0 \quad (3)$$

$$\sigma_y^2 = \sum_{j=1}^p [a_j^2 \langle \psi_j^2 \rangle] \quad (4)$$

2.2 稀疏网格技术

虽然多项式混沌展开方法所需要的样本数远小于传统的蒙特卡罗方法,但是随着研究问题维度的上升,PCE 方法仍然会遇到所谓的“维度灾难”问

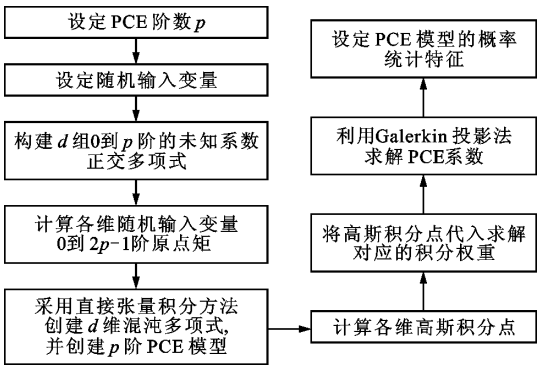


图 3 基于 Galerkin 的 PCE 方法的流程图

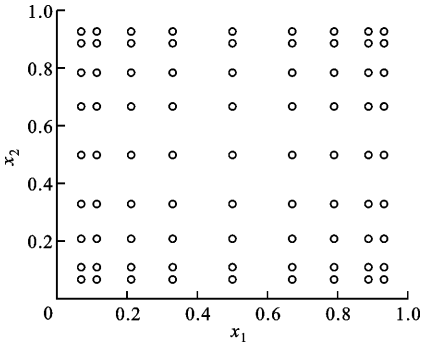
Fig. 3 Flow chart of PCE method based on Galerkin projection

题,本文通过引入稀疏网格技术^[17]来解决此问题。其基本思想是通过一维求积公式的张量积组合来构建多维求积公式。

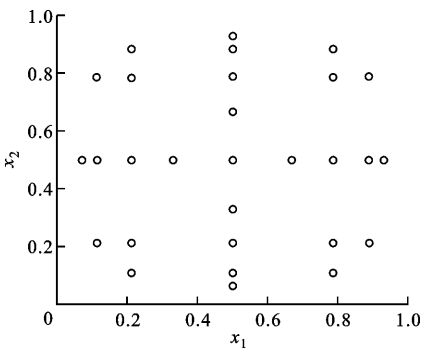
图 4 给出了二维条件下全张量积方法与稀疏网格技术的计算节点分布图。为了进一步说明稀疏网格技术的高效性以及准确性,本文使用如下数学函数进行测试

$$f(x) = \int_{[0,1]^d} (1 + 1/d)^d \prod_{i=1}^d (x_i)^{1/d} dx \quad (5)$$

式中 d 表示维数。



(a)全张量积方法



(b)稀疏网格技术

图 4 全张量积方法与稀疏网格技术计算节点分布比较
Fig. 4 Comparison of tensor product approach and sparse grids technique in computing node distribution

表 3 给出了不同积分格式对测试函数的计算结果。从表中可以看出,在计算精度几乎相等的情况下,稀疏网格技术能够减少约 50% 的样本点。

表 3 不同积分格式对测试函数的计算结果比较

Table 3 Comparison of different integration formats in computing test function

积分格式	数值解	稀疏网格技术	全张量积方法	蒙特卡罗方法
样本点数		137	256	10 000
计算值	1.000 0	1.009 2	1.001 1	0.999 3

2.3 Sobol Indice 敏感度分析方法

为了确定影响凹槽状叶顶气热性能的关键参数,本文采用 Sobol Indice 方法进行参数的敏感度分析,以获得各输入随机变量对输出不确定性的贡献以及输入随机变量之间相互作用的近似样本模型,最后得到叶顶气热特性参数的不确定性分布,并通过 Sobol Indice 方法量化了各个输入变量对叶顶气热性能不确定性的贡献。当 Sobol Indice 方法应用于混沌多项式展开式时,Sobol 系数采用下式计算

$$S_k = \frac{\text{var}[y(\Psi_j(\theta))]}{\text{var}[y(\Psi(\theta))]} \approx \frac{\sum_{k=I_k} a_k^2}{\sum_{i=1}^p a_k^2} \quad (6)$$

本文基于 CFX 的批处理技术和 Python 的混合编程方法,结合上述数学工具构建了如图 5 所示的叶顶气热性能不确定性量化系统。

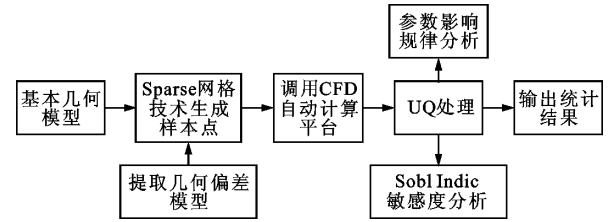


图 5 不确定性分析系统流程图

Fig. 5 Schematic diagram of uncertainty quantification system

2.4 不确定输入量的选择及其分布

在制造公差和运行工况不确定性的影响下,动叶叶顶的气热性能相较于设计值 μ 会产生较大的波动。根据 Shi 等的研究^[6],叶顶间隙 S 是凹槽状叶顶常见几何偏差中对气热性能影响最大的不确定性变量,所以本文选取叶顶间隙作为几何不确定性的代表。根据 Halila 的 GE-E³ 叶片设计报告^[18],温度的波动极大地降低了叶片的寿命,而吹风比则直接影响着冷却气流量与分布。因此,主流进口总温 T_0 和气膜冷却吹风比 M 将用于表征工况不确定性。图 6 给出了不确定输入量图。基于文献^[14, 18],本文中 3 个随机变量的概率密度分布形式满足正态分布; $S/\text{mm} \sim N(1.97, 0.37)$; $T_0/\text{K} \sim N(297, 7.22)$; $M \sim N(2, 0.17)$ 。

3 结果分析与讨论

采用高斯正交积分和稀疏网格技术生成混沌多项式所需要的样本点和权重,采用伪谱投影法生成随机输出的近似样本模型,最后得到叶顶气热特性

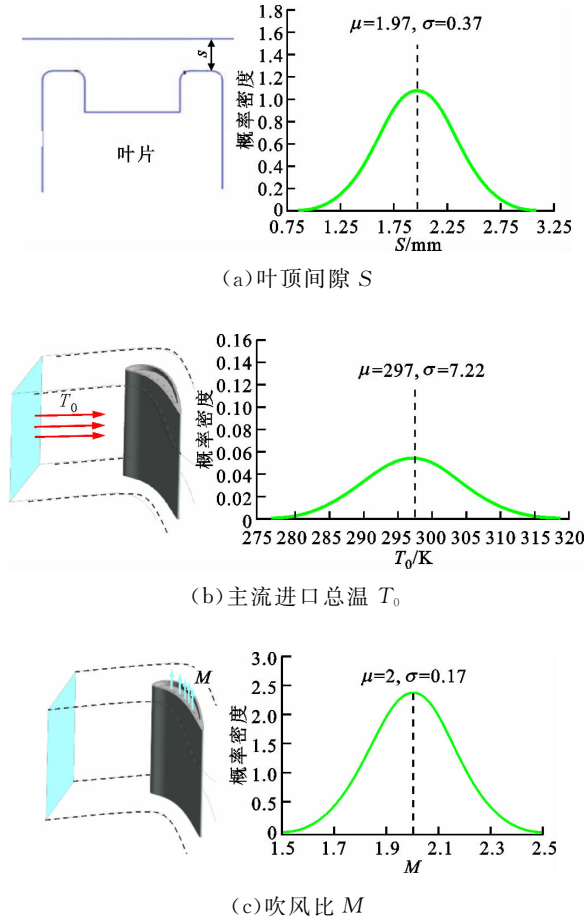


图 6 凹槽状叶顶气热特性研究不确定输入量图

Fig. 6 The probability density distributions of uncertain variables

参数的不确定性分布。同时,通过 Sobol Indice 方法量化各个变量对输出不确定性的贡献。

3.1 典型凹槽状叶顶流场分析

沿凹槽状叶顶中弧线选取 5 个典型截面(S1~S5)对流场进行分析。图 7 给出了 5 个截面的马赫数 Ma 等值线云图,同时给出了各个截面的流线以及二维流动图谱。从 S1 截面云图可以看出,在压力梯度的影响下,间隙泄漏流在凹槽压力侧形成从叶顶前缘伸向尾缘的压力侧角涡以及吸力侧角涡,其中吸力侧角涡的强度以及规模明显低于压力侧角涡。从叶顶中间部分(S2)开始,间隙泄漏流将开始越过吸力面形成泄漏涡。S3 截面云图体现了冷却射流对叶顶流场的影响。从图中可以看出,在冷却射流的作用下,将有部分压力侧角涡脱离凹槽底部而直接从吸力侧肩壁流出,当流场发展到 S4 附近时压力侧角涡将占据绝大部分凹槽底面,此时泄漏气流对壁面的冲击明显减少。在 S5 时压力侧角涡已经完全占据凹槽底部,此时凹槽底部的流动将由压

力侧角涡主导,泄漏流在压力侧角涡的阻塞效应下将不再流向凹槽底面,而是从凹槽上方直接流过叶顶间隙。

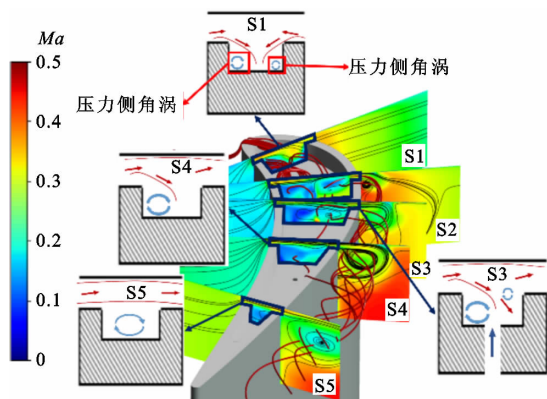


图7 凹槽状叶顶的泄漏流特征图

Fig. 7 Leakage flow features of the squealer tip

3.2 气动损失不确定性量化分析

在泄漏流流出凹槽时将与主流发生强烈混合引起掺混损失。根据 Young 等的研究^[19],掺混损失由下式计算

$$T_s = \frac{m_{\text{leak}}}{m_{\text{pass}}} [(V_N - 0)^2 + (V_{ss} - V_T)^2] \quad (7)$$

式中: T 表示温度; s 表示比熵; V 表示流体的速度; m 表示泄漏流质量流量。

从式(7)可以看出,泄漏量是影响叶顶掺混损失的关键参数。Wang 等也指出,泄漏量可以作为叶顶气动损失的评估参数^[20]。图8给出了在不确定输入量的影响下 m 及其偏差沿轴向的分布。从图中可以看出: m 首先增大,在 $C_{ax}/x=0.6$ 处达到最大值;对于 $C_{ax}/x<0.1$ 的区域,几何偏差和工况不确定性对 m 几乎没有任何影响; $C_{ax}/x=0.1\sim 0.8$ 的区域 m 对不确定输入量十分敏感,在此区域内 m 的偏差可达到约 25%。

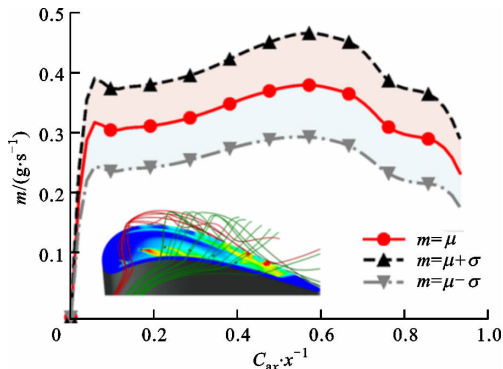


图8 泄漏流质量流量及其偏差的轴向分布

Fig. 8 Distributions of the mass flow rate and its deviation of leakage flow

图9与图10给出了叶顶间隙压力面和吸力面总压损失系数及其偏差的轴向分布。叶顶间隙总压损失系数的定义为

$$C_{pt} = \frac{P_{in}^* - P_{out}^*}{P_0} \quad (8)$$

式中: P_{in}^* 为间隙流进口总压; P_{out}^* 为间隙流出口总压; P_0 为主流进口总压。

根据 Zou 等的研究^[21],间隙总压损失系数可以很好地表征间隙内所产生的能量耗散。由图9可知:几何不确定性和工况波动对压力面侧总压损失系数的影响不大;在整个叶顶区域,压力面侧总压损失系数的偏差均小于 0.005;随着流动的发展,总压损失系数总体呈现下降趋势。然而,吸力面侧总压损失系数随着流场的发展却呈现一种波动状态,整体的不确定性也较高,在 $C_{ax}/x=0.6$ 处不确定性偏差甚至达到 100% 左右。

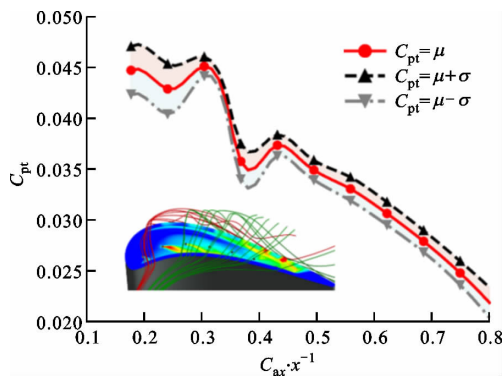


图9 压力侧总压损失系数及其偏差的轴向分布

Fig. 9 Distributions of the total pressure loss coefficient and its deviation on pressure side

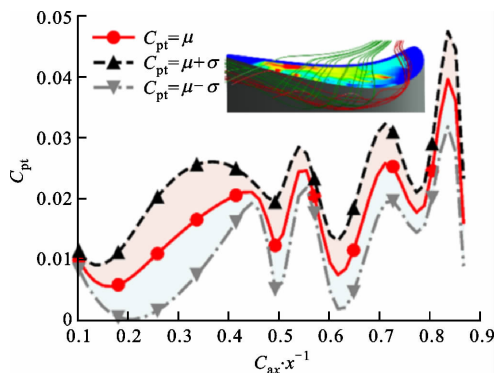


图10 吸力侧总压损失系数及其偏差的轴向分布

Fig. 10 Distributions of the total pressure loss coefficient and its deviation on suction side

为了评估叶顶几何偏差和工况不确定性对下游流场的影响,图11给出叶片尾缘后 $C_{ax}/x=0.5$ 处的总压损失系数 C_{ptloss} 沿叶高 C_h 的分布。 C_{ptloss} 的计

算式为

$$C_{ptloss} = (P_0 - P_{out}) / (P_t - P_{out}) \tag{9}$$

式中： P_0 为主流入口总压； P_t 为 $C_{ax}/x=0.5$ 处的总压； P_{out} 为主流出口静压。

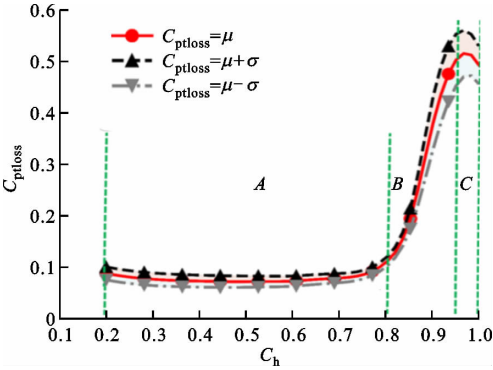


图 11 下游总压损失系数及其偏差沿叶高分布
Fig. 11 Distributions of the downstream total pressure loss coefficient and its deviation

根据不确定性变量对下游流场的影响,叶片通道在径向可以分为 A、B、C 3 个区域。对 A 区域,出口总压损失系数对不确定性波动不敏感,并且总压损失系数的变化幅度也较小,总体处于较低水平;对 B 区域, C_{ptloss} 的不确定性偏差开始逐渐增加,并且总压损失系数也急剧上升;对于 C 区域, C_{ptloss} 开始缓慢下降,但是不确定性偏差仍属于较高水平,基本能达到 11% 左右。

本文使用泄漏量和总压损失系数进行凹槽状叶顶气动性能的 Sobol Indic 敏感度分析。由于三阶及以上更高阶的交互效应在一般的工程问题中被认为远远小于主效应以及二阶效应,因此图 12 以及后续的敏感度分析均不考虑三阶交互效应。从图 12 可以看出,在主效应方面对叶顶气动性能影响最大的是叶顶间隙,其对泄漏量、总压损失系数的方差占比分别为 88.02%、85.31%。与几何偏差相比,工

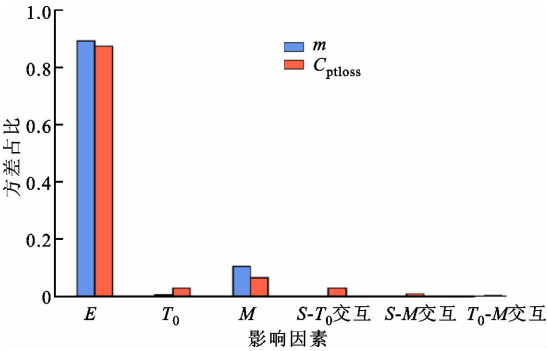


图 12 叶顶气动性能敏感度分析
Fig. 12 Influence of each parameter on the uncertainty of aerodynamic performance

况的不确定性对叶顶气动效率的影响较小,叶顶间隙贡献了大部分泄漏量以及下游总压损失系数的不确定性。与主效应相比,各变量之间二阶交互效应对叶顶气动性能不确定性的作用几乎可以忽略不计。

为进一步解释图 12 中各变量对泄漏量不确定性的贡献差异,图 13~15 分别给出了与设计值 μ 上下相差 $\sqrt{3}\sigma$ 的叶顶间隙、主流入口总温、吹风比下叶顶间隙内马赫数分布,其中 $\mu \pm \sqrt{3}\sigma$ 为多项式混沌展开式对应的 Hermite 多项式的根。

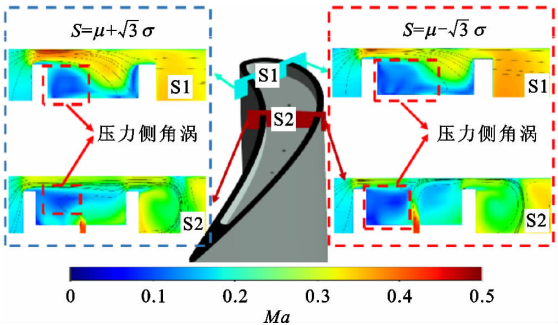


图 13 不同叶顶间隙内的马赫数分布
Fig. 13 Mach number contours in different tip clearance

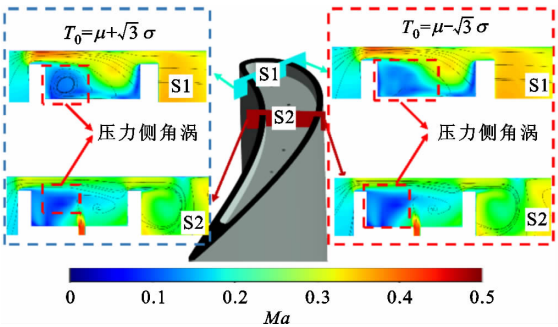


图 14 不同进口总温下间隙内的马赫数分布
Fig. 14 Mach number contours in tip clearance at different inlet total temperatures

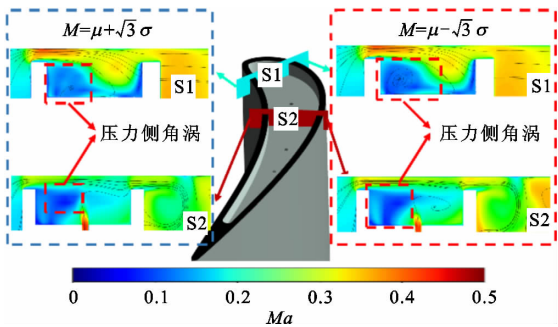


图 15 不同吹风比下间隙内的马赫数分布
Fig. 15 Mach number contours in tip clearance at different blow ratios

叶顶间隙的变化对泄漏流存在明显的影响,叶顶间隙的增加将导致泄漏量的上升。首先,间隙的增加直接导致泄漏流通流面积的增加,在流速不变的情况下大间隙有更多的泄漏空间。其次,对比图 13 中不同间隙的马赫数云图可以发现,大间隙情况下泄漏流的流速更高。从截面 1 可以看出,当间隙增加时,压力侧角涡将向吸力侧肩壁移动,这导致了压力侧角涡与冷却射流的相互作用加强;从截面 2 的马赫数云图中可以发现,大间隙下冷却射流对压力侧角涡的破坏加强,有部分压力侧角涡提前脱离凹槽底部,导致压力侧角涡对泄漏流的阻塞效应下降,所以叶顶间隙的增加将导致泄漏量的显著增加。因此,叶顶间隙对泄漏量不确定性的方差占比可达 88.02%。

结合叶顶间隙的马赫数分布还可以发现,叶顶间隙对于泄漏量的影响主要体现在对于压力侧角涡形态的控制上。在 $C_{ax}/x=0\sim0.1$ 的区域内,压力侧角涡均处于建立初期的状态,对泄漏流的影响比较有限。这与图 8 中反映的泄漏量及其偏差的轴向分布一致,所以 $C_{ax}/x=0\sim0.1$ 的区域内泄漏流对叶顶间隙的变化较不敏感,泄漏量的不确定性偏差也随之减小。

结合图 14,进口总温的改变对压力侧角涡形态几乎没有影响,因此与几何因素相比,主流进口总温对泄漏量不确定性的影响可以忽略不计。吹风比对压力侧角涡的形态有一定的影响,但是从图 15 的马赫数等值线云图来看,吹风比波动对压力侧角涡的影响明显小于叶顶间隙偏差,所以相较于几何不确定性,吹风比的偏差总体上对泄漏量的贡献不大。

为了进一步探究图 12 中叶顶间隙对下游流场气动效率不确定性具有最重要影响的原因,图 16 给出了与 μ 上下相差 $\sqrt{3}\sigma$ 的叶顶间隙下的总压损失系数云图。

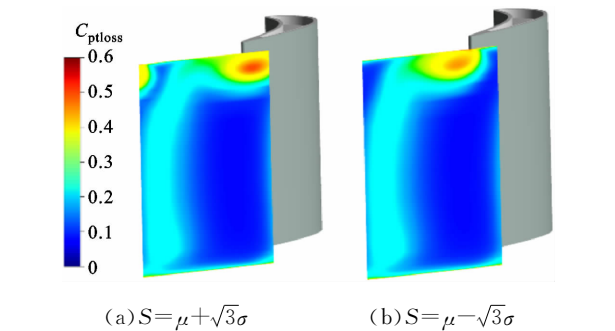


图 16 不同间隙下 $C_{ax}/x=0.5$ 处总压损失系数分布
Fig. 16 Downstream total pressure loss coefficient contours at different tip clearances

从图 16 中可以发现,在叶片通道内存在由叶顶泄漏涡引起的高损失区。当叶顶间隙增大时,由于泄漏量增加,所以泄漏流与主流的掺混加强,叶顶泄漏涡引起的损失也随之增加,这一现象与叶顶间隙和泄漏量关系的结论是一致的。叶顶间隙与泄漏量呈现正相关关系,所以当叶顶间隙增大时,由泄漏流引起的下游压力损失也相应增加。

3.3 传热性能不确定性量化分析

对不确定性量化程序所获得的多项式混沌展开式进行随机采样,并对生成的 1 000 000 组随机输出量进行统计,最终在图 17 中绘制出平均气膜冷却有效度的统计直方图,表 4 给出了相应的统计信息以及不同叶顶间隙、主流入口总温、吹风比下的 η 。表中 η 的设计值表示不存在不确定性量情况下的叶顶平均气膜冷却有效度。在几何误差和工况波动的影响下, η 基本符合正态分布,统计均值相对于设计值下降了 29.52%,并且其偏离设计值 10% 的概率高达 91.83%。

表 4 叶顶平均气膜冷却有效度的统计结果
Table 4 Statistical results of the film cooling effectiveness

工况	有效度/%
η 设计值	4.4
η 统计均值	3.1
$S=\mu+\sqrt{3}\sigma$	3.5
$S=\mu-\sqrt{3}\sigma$	5.1
$T_0=\mu+\sqrt{3}\sigma$	4.3
$T_0=\mu-\sqrt{3}\sigma$	4.6
$M=\mu+\sqrt{3}\sigma$	4.1
$M=\mu-\sqrt{3}\sigma$	5.2

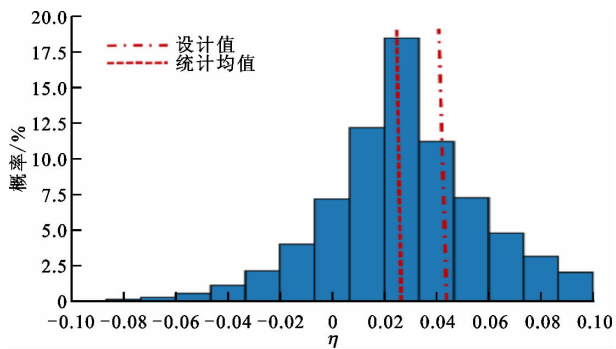


图 17 平均气膜冷却有效度的统计直方图
Fig. 17 Statistical histogram of film cooling effectiveness

图 18 给出了在不确定性变量的影响下 η 及其偏差沿轴向的分布,可以看出,随着流场的发展, η 的偏差总体上不断增加。在 $C_{ax}/x=0.7$ 之前, η 的

均值基本等于设计值,但是在 $C_{ax}/x=0.7$ 之后不确定性输入对 η 的影响开始急剧上升, η 开始大幅度偏离设计值。这说明不确定性变量对尾缘部分的影响大于对前缘部分的影响。

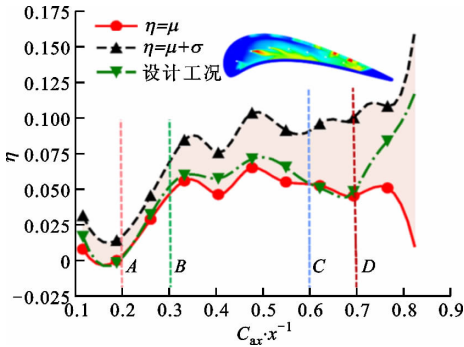


图 18 平均气膜冷却有效度及其偏差的轴向分布
Fig. 18 Distribution of film cooling effectiveness and its deviation

根据 η 的不确定性偏差分布,在图 19 中取 4 个典型轴向截面 A、B、C、D 进行分析,其中截面 A 位于 $C_{ax}/x=0.2$ 处,截面 B 取 $C_{ax}/x=0.3$ 的位置,截面 C 与截面 D 分别在 $C_{ax}/x=0.6, 0.7$ 处。在截面 A 之前, η 的偏差不断减小并且在截面 A 达到最小值 5%。从图 19 中可以看出,截面 A 处偏差较小主要是因为截面 A 附近的 η 几乎为 0,所以不确定性波动较难传递到此区域内。从截面 A 到截面 B, η 缓慢增加,不过此时不确定性输入仍然影响有限,偏差总体维持在一个较低的水平。随着流场由截面 A 发展到截面 B, η 不断增大,所以造成了不确定性偏差绝对值的增加。从截面 B 到截面 C, η 的偏差基本不变,冷却气流由于泄漏流在进入叶顶间隙时产生的卷吸效应将加强对压力侧肩臂以及凹槽底部的冷却,所以此区域内流场更容易受不确定性波动影响,此时不确定性偏差将上升到 50% 左右。从截面 C 开始, η 的不确定性偏差开始逐渐上升,并在截面 D 取得最大值 100%。凹槽叶顶在槽内形成回旋流体,冷却气流将往尾缘方向偏转并且在弦长方向上形成累加效应, η 在尾缘区域达到最大值, η 的增加放大了不确定性的影响,因此在截面 D 处不确定性偏差能够达到 100%。

Sobol indice 敏感度分析的结果表明,与气动性能不同,叶顶间隙、进口总温、吹风比不确定性对叶顶传热性能的影响均不可忽略,其方差占比分别为 44.7%、14.9%、28.9%。各变量之间二阶交互效应对叶顶换热性能的作用几乎可以忽略不计。

为进一步分析不同变量对叶顶气膜冷却有效度

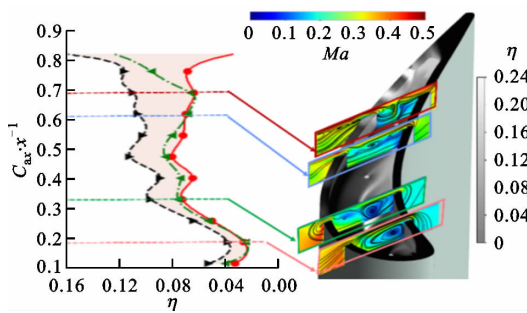


图 19 4 个典型截面的马赫数分布
Fig. 19 Mach number contours of four typical sections

η 不确定性贡献的差异,图 20~图 22 给出了与 μ 上下相差 $\sqrt{3}\sigma$ 的叶顶间隙、主流入口总温、吹风比下的 η 分布以及冷却气流的三维流线图。

图 20 表明叶顶间隙对 η 有着显著的影响,当叶顶间隙增大时,叶顶壁面的 η 将随之减小。这是因为当叶顶间隙增加时,冷却气流有吹离凹槽底面的趋势并且更容易往尾缘方向偏转,所以射流偏离周向而覆盖了气膜孔之间的区域。因此,大叶顶间隙的周向 η 在气膜孔附近下降。此外,从图 13 的马赫数等值线云图中可以看出,当叶顶间隙增大时,压力侧角涡的尺寸较小,所以对冷却气流的卷吸作用减弱,抑制射流吹离趋势的能力下降,从而减小了气膜的覆壁效果,降低了冷却效率。最后,由于靠近吸力侧的冷却气流将受到泄漏涡的卷吸作用,从而提前脱离凹槽底部导致 η 下降。根据前文的分析,当叶顶间隙增大时泄漏涡的尺寸有相应的增加,所以被泄漏涡卷吸而提前与主流掺混的冷却气流也随之增

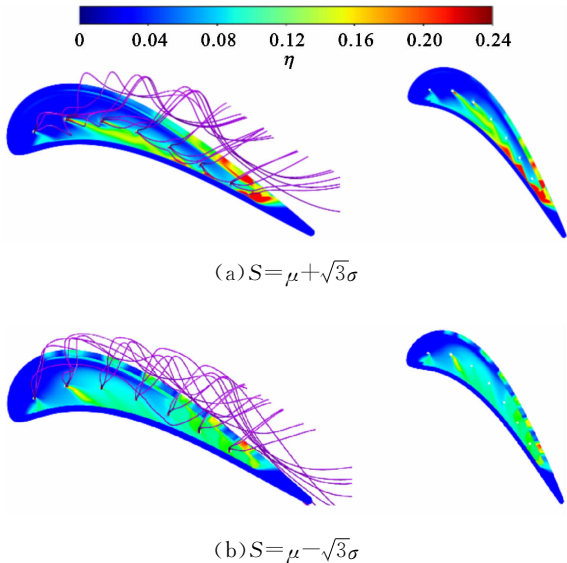


图 20 不同叶顶间隙时平均气膜冷却有效度的分布
Fig. 20 Film cooling effectiveness contours at different tip clearances

加。因此,叶顶间隙的增加将造成 η 的减小,当叶顶间隙出现偏差时, η 也将出现较大的不确定性。

根据对于泄漏量的分析,主流进口总温的变化对压力侧角涡以及泄漏涡的形态几乎不存在影响,图 21 也表明了主流进口总温的波动对冷却气流的流场几乎没有任何影响,所以主流进口总温对叶顶流场不确定性不存在显著的作用。 T_0 的影响体现在当主流进口总温增加时,冷却气流与主流的温差减小,因此 η 有部分下降。综合图 20~图 22 来看,相较于其他两个研究变量, T_0 对 η 的影响较小。

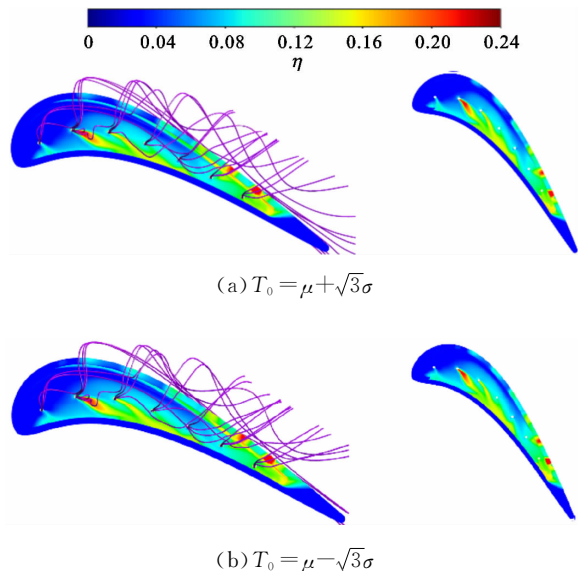


图 21 不同入口总温时平均气膜冷却有效度的分布

Fig. 21 Film cooling effectiveness contours at different inlet total temperatures

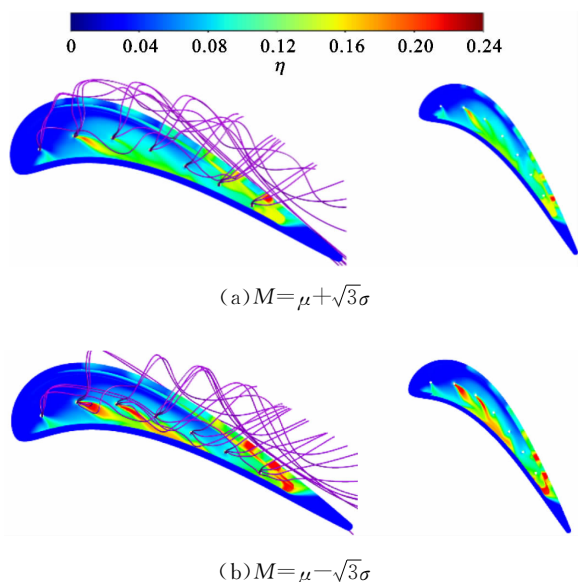


图 22 不同吹风比时平均气膜冷却有效度的分布

Fig. 22 Film cooling effectiveness contours at different blow ratios

根据图 22,当吹风比出现偏差时, η 的分布将会有一定程度的变化。因为当吹风比增加时由于二次流惯性较大,相当一部分冷却射流直接进入主流区域和主流进行掺混。在吹风比下降时二次流惯性较小,在叶顶前缘区域冷却气流不容易吹离壁面,并且能够基本铺展在凹槽底部。当吹风比下降时,射流动量也随之减小,这使得冷却气流对泄漏涡的卷吸作用更加敏感,最终加强了冷却气流对吸力侧肩壁的冷却。因此,吹风比波动对 η 不确定性的方差占比可达 28.9%。

3.4 气热性能沿轴向的 Sobol Index 敏感度分析

敏感度分析是叶顶不确定性研究的重要组成部分。本文采用 Sobol Index 方法对叶顶间隙的气动性能与换热性能进行敏感度分析。叶顶的传热性能由平均气膜冷却有效度体现,叶顶间隙的气动性能以泄漏量来衡量。

为了研究随着流场的发展各参数对叶顶气热性能不确定性的影响规律,图 23 与图 24 分别给出了平均气膜冷却有效度、泄漏量沿轴向分布的方差占比。

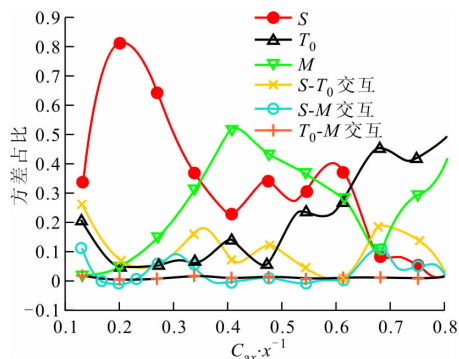


图 23 平均气膜冷却有效度各参数方差占比的轴向分布

Fig. 23 Contribution of each parameter to the film cooling effectiveness

图 23 表明叶顶前缘部分的不确定性主要受叶顶间隙的影响。根据图 7 给出的马赫数云图,在叶顶前缘区域同时存在着压力侧角涡、吸力侧角涡以及泄漏涡的影响。根据前文的分析,叶顶间隙主导着上述涡系的形态变化,所以叶顶前缘部分对间隙的变化最为敏感。在叶顶中间区域,吹风比替代间隙成为平均气膜冷却有效度不确定性的主要来源。这主要是因为相比前缘与尾缘,叶顶的中间区域是气膜孔排布最为密集的区域,并且对于凹槽状叶顶, η 在弦长方向存在着累加效应,所以吹风比对此处的 η 具有较大影响。对于叶顶的尾缘部分,主流进

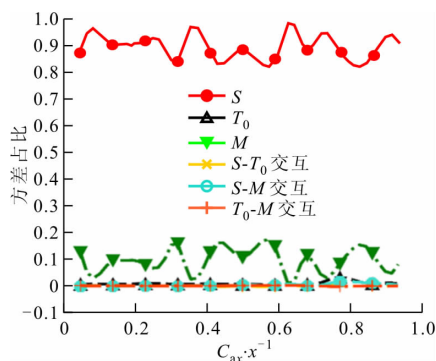


图 24 泄漏量各参数方差占比的轴向分布

Fig. 24 Contribution of each parameter to the leakage flow rate

口总温的不确定性方差占比最大。

由图 24 可以看出,工况不确定性对泄漏流几乎不产生影响,在整个叶顶区域,间隙的变化一直是泄漏量不确定性的主要来源。与主效应相比,各变量间的二阶交互效应对叶顶气热性能的不确定性几乎没有影响。

4 结 论

本文构建了基于多项式混沌方法的凹槽状叶顶气热性能不确定性量化自动分析系统,开展了主流进口温度、吹风比以及叶顶间隙对涡轮动叶凹槽状叶顶气热特性不确定性量化的研究,得到以下结论。

(1)动叶凹槽状叶顶 10%轴向弦长区域的泄漏量对叶顶间隙、进口总温和吹风比不确定性均不敏感。在 10%~80%轴向弦长区域泄漏量的不确定性偏差显著增强,可达约 25%。动叶出口总压损失系数总体受叶顶间隙、进口总温和吹风比不确定性输入影响较小,在近 90%叶高处偏差最大值约为 11%。

(2)在叶顶间隙、进口总温和吹风比不确定性输入影响下,凹槽状叶顶气膜冷却有效度的统计均值相对于设计值下降 29.52%,并且其偏离设计值 10%的概率高达 91.83%。相比前缘区域,叶顶尾缘部分对不确定性变量更加敏感。

(3)叶顶间隙、进口总温和吹风比对凹槽状叶顶气动性能的敏感度方面,叶顶间隙的偏差对凹槽状叶顶的气动性能不确定性的贡献最高,其对泄漏量以及下游总压损失系数的方差占比分别为 88.02%、81.31%。进口总温和吹风比不确定性对叶顶气动效率的影响明显小于叶顶间隙偏差造成的不确定性。

(4)叶顶间隙、进口总温和吹风比对凹槽状叶顶平均气膜冷却有效度不确定性的贡献均不可忽略。叶顶前缘区域的平均气膜冷却有效度不确定性主要受叶顶间隙的控制,中间部分的不确定性受吹风比影响最大,尾缘区域的不确定性则由主流进口总温主导。与主效应相比,各变量的二阶交互效应对叶顶气热性能的影响可以忽略不计。

参考文献:

- [1] BUNKER R S. A review of turbine blade tip heat transfer [J]. Annals of the New York Academy of Sciences, 2001, 934: 64-79.
- [2] HAN J C, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology [M]. London, UK: CRC Press, 2012.
- [3] MONTOMOLI F, MASSINI M, SALVADORI S. Geometrical uncertainty in turbomachinery: tip gap and fillet radius [J]. Computers & Fluids, 2011, 46 (1): 362-368.
- [4] 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.
- [5] WUNSCH D, HIRSCH C, NIGRO R, et al. Quantification of combined operational and geometrical uncertainties in turbo-machinery design [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2015. New York, USA: ASME, 2015: GT2015-43399.
- [6] SHI Wei, CHEN Pingting, LI Xueying, et al. Uncertainty quantification of the effects of squealer tip geometry deviation on aerothermal performance [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part A Journal of Power and Energy, 2020, 234(7): 1026-1038.
- [7] MONTOMOLI F, MASSINI M. Uncertainty quantification applied to gas turbine components: uncertainty quantification in computational fluid dynamics and aircraft engines[M/OL]. [2020-09-10]. DOI: 10.1007/978-3-319-92943-9_4.
- [8] BUNKER R S. The effects of manufacturing tolerances on gas turbine cooling [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(4): 041018.
- [9] D'AMMARO A, MONTOMOLI F. Uncertainty quantification and film cooling [J]. Computers & Fluids, 2013, 71: 320-326.
- [10] BABAEI H, WAN Xiaoliang, ACHARYA S. Effect

- of uncertainty in blowing ratio on film cooling effectiveness [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2014, 136(3): 031701.
- [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] 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.
- [13] 颜勇, 祝培源, 宋立明, 等. 基于非平稳高斯过程的叶栅加工误差不确定性量化 [J]. *推进技术*, 2017, 38(8): 1767-1775.
- YAN Yong, ZHU Peiyuan, SONG Liming, et al. Uncertainty quantification of cascade manufacturing error based non-stationary Gaussian process [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1767-1775.
- [14] KWAK J S, HAN J C. Heat transfer coefficients and film cooling effectiveness on the squealer tip of a gas turbine blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2003, 125(4): 648-657.
- [15] AHN J, MHETRAS S, HAN J C. Film-cooling effectiveness on a gas turbine blade tip using pressure-sensitive paint [J]. *Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(5): 521-530.
- [16] 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.
- [17] BUNGARTZ H J, GRIEBEL M. Sparse grids [J]. *Acta Numerica*, 2004, 13: 147-269.
- [18] HALILA E E, LENAHAHAN D T, THOMAS T T. High pressure turbine test hardware detailed design report: NASA-CR-167956 [R]. Washington, DC, USA: NASA Lewis Research Center, 1982.
- [19] YOUNG J B, WILCOCK R C. Modeling the air-cooled gas turbine: Part 2 Coolant flows and losses [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(2): 214-221.
- [20] WANG Yabo, SONG Yanping, YU Jianyang, et al. Effect of cooling injection on the leakage flow of a turbine cascade with honeycomb tip [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 133: 690-703.
- [21] ZOU Zhengping, SHAO Fei, LI Yiran, et al. Dominant flow structure in the squealer tip gap and its impact on turbine aerodynamic performance [J]. *Energy*, 2017, 138: 167-184.

(编辑 荆树蓉)