

扭转度误差对跨声速压气机叶片性能的影响*

但 玥^{1,2}, 王浩浩^{1,2}, 高丽敏^{1,2}, 黄 萍³, 唐 凯³

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

2. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国家级重点实验室, 陕西 西安 710072;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610000)

摘要: 在压气机叶片加工过程中, 受切削力等因素影响扭转变形不可避免。为探究扭转度误差对叶片气动性能的影响, 将实测某压气机叶片扭转度误差数据应用于Rotor 37转子, 创建误差叶片, 通过数值模拟获得其设计转速下的性能参数。结果表明: 相较于原叶片, “欠偏转”叶片特性曲线整体向小流量工况移动, 反之, “过偏转”叶片特性曲线则向大流量工况移动, 且各方案对应误差叶片的气动性能均合格; 在设计工况下, 随扭转度误差变化, 总压比较等熵效率变化更显著, 其中“欠偏转”叶片总压比减小, 最大变化量为0.85%; 此外, 相较于原叶片, “欠偏转”叶片稳定工作裕度增大, 其最大变化量可达12.29%, 同时, “欠偏转”叶片通道激波延后, 流动损失减小, 且叶顶低速区范围减小, 即在公差范围内, 负扭转度误差对气流流动状态具有一定改善作用。

关键词: 跨声速压气机叶片; 扭转度; 加工误差; 稳定工作裕度; 激波

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2208019-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2208019

Effects of Twist Angle Error on Transonic Compressor Blades Performance

DAN Yue^{1,2}, WANG Hao-hao^{1,2}, GAO Li-min^{1,2}, HUANG Ping³, TANG Kai³

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

2. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610000, China)

Abstract: In the process of compressor blade machining, twist deformation is inevitable due to cutting force and other factors. To explore the effects of twist angle error on blade aerodynamic performance, the measured twist angle error of a compressor blade was applied to Rotor 37 to create the blades with error, and the performance parameters under the design rotating speed were obtained by numerical simulation. The results show that: compared with the original blade, the characteristic curve of under-deflection blades moves to the low-flow condition as a whole, which moves to the high-flow condition as the blades are over-deflection. And the aerodynamic performance of the corresponding blades of each twist scheme is qualified. Under the design condition, the total pressure ratio changes more significantly than the isentropic efficiency with twist angle error changing, and

* 收稿日期: 2022-08-19; 修订日期: 2022-10-21。

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (51790512)。

作者简介: 但 玥, 硕士生, 研究领域为压气机叶片气动热力学。

通讯作者: 高丽敏, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: gaolm@nwpu.edu.cn

引用格式: 但 玥, 王浩浩, 高丽敏, 等. 扭转度误差对跨声速压气机叶片性能的影响[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2208019. (DAN Yue, WANG Hao-hao, GAO Li-min, et al. Effects of Twist Angle Error on Transonic Compressor Blades Performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 2208019.)

the total pressure ratio decreases when the blades are under-deflection whose maximum variation is 0.85%. Additionally, the stable working margin increases when the blades are under-deflection, whose maximum variation is 12.29% compared with the original blade. At the same time, the channel shock wave is delayed, the flow loss is reduced, and the range of low-speed area at the blade tip decreases as the blades are under-deflection. It indicates that the negative twist angle error within tolerance has a certain improvement effect on the flow condition.

Key words: Transonic compressor blade; Twist angle; Machining error; Stable working margin; Shock wave

1 引言

随着航空发动机的飞速发展,压气机作为其重要组成部分,高负荷、高效率是必然趋势,而叶片作为压气机关键零部件,其性能对初始设计几何的依赖性也愈加强烈^[1-3]。安装角是压气机基元叶栅的重要设计参数,不仅决定了叶型在叶栅中的安装方向,而且直接影响了进入叶片通道的气流方向。然而,由于压气机叶片属于薄壁结构,在实际叶片加工过程中,容易受到切削法向力等因素影响^[4-5]导致叶片发生扭转变形,直接使得叶片各径向截面叶型的实际安装角与设计安装角之间存在偏差,即叶片加工扭转度误差。

对于由加工引起的安装角变化,李晓丽等^[6]基于实测误差,改变压气机转子叶尖、叶中及叶根3个截面安装角,对比其安装角变化前后的特性,发现安装角增大时,压气机气流的通流能力增强。Lange等^[7]研究了安装角等加工误差对压气机的性能影响,发现安装角变化对其折合流量的影响显著。Marx等^[8]对新旧压气机叶片截面参数进行测量并统计分析,发现安装角变化对叶片性能及局部流场影响显著。高丽敏等^[9]对200个叶型截面进行测量,发现扭转度误差大致分布在 $\pm 0.5^\circ$ 范围内,并研究其对平面叶栅性能影响,发现当马赫数为0.5,进气角为 40° 时损失最多增加了46.56%。

此外,部分学者也基于扭转度误差加工公差范围开展了研究,郑似玉等^[10-12]在公差变化区间 $[-1^\circ, +1^\circ]$ 内,分别改变压气机转子和静子叶尖、叶中及叶根6个截面的扭转度,研究总参数对各截面扭转度的敏感性。Zheng等^[13]探索了非均匀安装角分布对压气机性能的影响,发现当公差范围从 $[-1^\circ, +1^\circ]$ 扩大到 $[-3^\circ, +3^\circ]$ 时,稳定工作裕度逐渐下降,相对于设计意图最大变化57.63%。曹传军等^[14]在 $[-0.35^\circ, +0.35^\circ]$ 范围内对压气机叶片进行扭转,研究扭转度偏差对叶片性能影响,发现相比原叶片,扭转度偏差增大时,压比特性曲线向右上方移动。Suriyanarayan-

an等^[15]改变Rotor 67转子叶片安装角 $\pm 1.5^\circ$,与原叶片对比发现,堵塞流量变化率 $\pm 2\%$,且压气机峰值效率随误差的增大而减小。

从上述研究可以看出,扭转度误差对压气机叶片气动性能的影响不容忽视。但是大部分研究简化了叶片扭转误差的构建过程,仅假设叶片整体发生扭转或叶尖、叶中及叶根3个截面存在扭转误差,而忽略了其它截面扭转误差所带来的影响。考虑到三维叶片的实际加工过程,整个叶高范围内都不可避免地存在不同程度的扭转度误差。

本文以某压气机叶片全叶高扭转度误差实测数据为基础,建立叶片扭转度误差模型。以Rotor 37转子叶片为研究对象,采用数值模拟的方法研究扭转度误差对跨声速压气机叶片特性曲线、稳定工作裕度等的影响规律。

2 扭转度误差研究方案

2.1 扭转度及扭转度误差定义

扭转度误差是叶片加工质量检查中形位误差的一种。为了与叶片设计相对应,通常是基于等高法^[16-17]对二维基元叶型截面进行测量。

安装角是压气机基元叶栅的重要设计参数,决定了叶型在叶栅中的安装方向。尽管压气机叶片的加工精度随着现今数控机床的发展和制造工艺的不断优化改进而提高,但由于压气机叶片是典型的“悬臂梁”结构,再加上三维扭曲叶片材料的应力释放和高速刀具切削中的法向力等共同作用下,基元叶栅会绕其重心偏转,出现“过偏转”或“欠偏转”现象,导致叶片各基元叶栅的实际安装角 θ_{real} 偏离设计安装角 θ_0 ,从而形成扭转度误差 $\Delta\theta$,即

$$\Delta\theta = \theta_{\text{real}} - \theta_0 \quad (1)$$

图1给出了基元叶栅的设计安装角 θ_0 、实际安装角 θ_{real} 以及扭转度误差 $\Delta\theta$ 之间的关系示意。

2.2 扭转度误差方案选取

对某压气机转子100个加工合格(公差范围以内)的叶片的13个等距叶高截面的扭转度误差进行

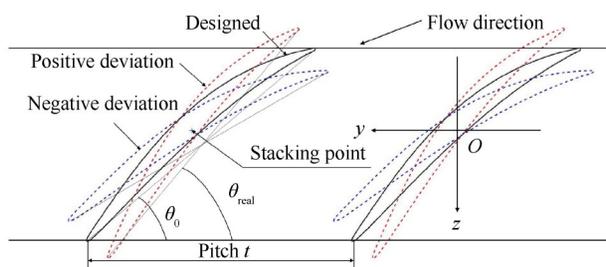


Fig. 1 Twist angle error of section

了测量,并选取其中5组典型数据进行分析,具体如图2所示:(1)叶片截面大多处于“欠偏转”状态,特别是叶根附近,且 Scheme 1 与 Scheme 5 分别是 100 组实测扭转度误差数据中的最大误差和最小误差;(2) Scheme 1~5 的扭转度误差逐渐减小,且各方案扭转度误差沿叶高略有增大;(3)相较于原叶片 Original(各截面扭转度误差 0)而言, Scheme 1 和 Scheme 2 中截面几乎为“过偏转”状态、Scheme 4 和 Scheme 5 中截面为“欠偏转”状态,而 Scheme 3 中 Section 1~10 为“欠偏转”状态,其余截面为“过偏转”状态。

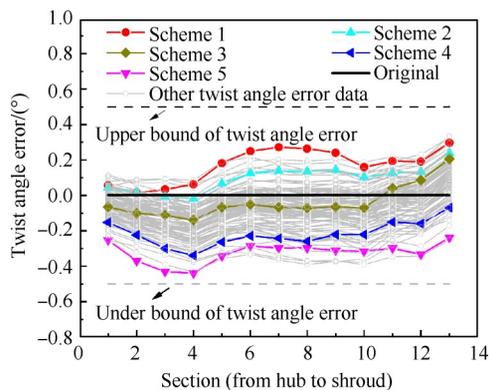


Fig. 2 Twist angle error schemes

2.3 研究对象及误差模型创建

NASA Glenn 研究中心设计的单级压气机转子 Rotor 37^[18]几何尺寸及性能参数在跨声速转子中具有一定代表性且具有大量公开实验数据,故选择 Rotor 37 作为研究对象,其主要参数如表 1 所示。

Table 1 Design parameters of Rotor 37

Parameter	Value
Blade number	36
Rotating speed/(r/min)	17188.7
Design mass flow/(kg/s)	20.19
Design total pressure ratio	2.106
Tip velocity/(m/s)	454.14
Tip clearance/mm	0.356
Inlet hub ratio	0.7

创建带有扭转度误差 Rotor 37 叶片主要包括以下三步:(1)在 10%~98% 叶高之间进行等距划分,确定 13 个叶型截面(图 3);(2)采用将各空间叶型曲线沿 X 轴投影获得平面叶型曲线的方法(可忽略数据传递过程中产生误差^[19]),确定叶型重心;(3)以叶型重心为原点,按照图 2 中的 5 种误差方案利用 NUMECA IGG 模块中的“Rotate”功能创建带有扭转度误差的转子叶片。

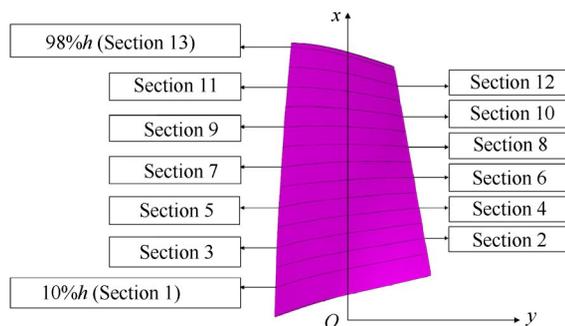


Fig. 3 Twist sections selected

2.4 数值模拟方法

本次采用 NUMECA AUTOGRID 5 模块构建 O4H 型结构化网格。其中,叶片表面第一层网格与壁面的距离设置为 1μm,壁面 $y^+ < 5$,其示意图如图 4 所示。同时,使用 NUMECA Fine/Turbo 模块求解雷诺平均 N-S 方程并选用 S-A (Spalart-Allmaras) 湍流模型^[20-21]进行方程封闭。工质选用空气,进口条件为标准大气条件和轴向进气;出口给定平均静压,并通过出口平均静压的调节实现压气机进口流量工况变化;机匣壁面设置为绝热绝对无滑移壁面条件,而旋转叶片及轮毂设置为绝热相对无滑移边界条件。

为减小网格划分对计算结果的影响,对 Rotor 37 单流道划分了 5 套网格,最高效率工况性能参数随网格数增大的变化情况如图 5 所示,即当网格数大于 96 万时,性能参数变化幅度极小,综合考虑,选择 96 万网格应用于此次研究。此外,图 6 展示了 CFD 计算及试验结果,对比发现,计算所得到的总压比及等熵效率的分布趋势与试验值保持一致,与其他学者的对比结果接近^[22-23]。

3 结果与讨论

利用总压比、等熵效率、稳定工作裕度等参数的变化量(相较于原叶片)分析扭转度误差对 Rotor 37 转子叶片气动性能的影响,各参数变化量由式(2)定义。

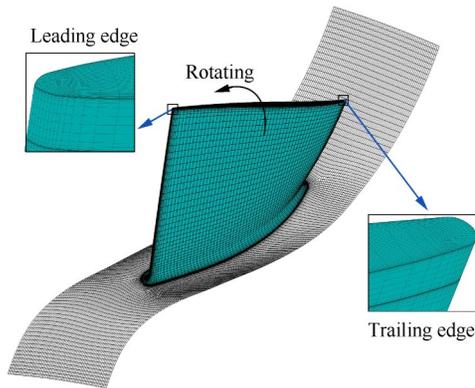
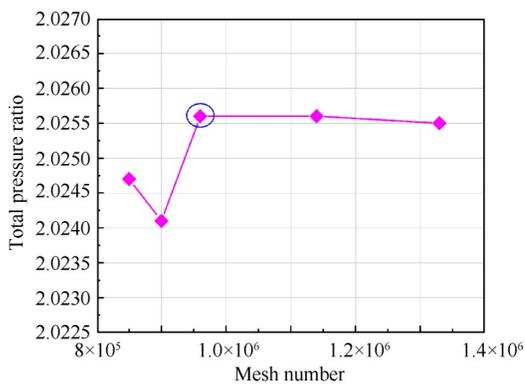
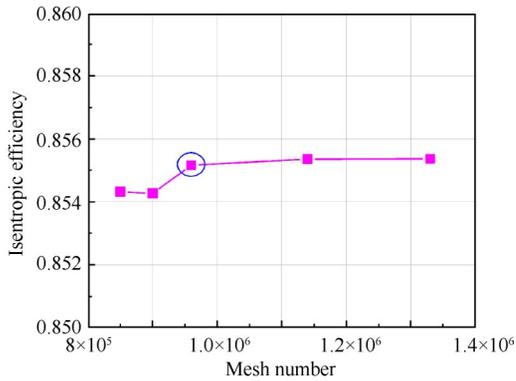


Fig. 4 Mesh of Rotor 37



(a)



(b)

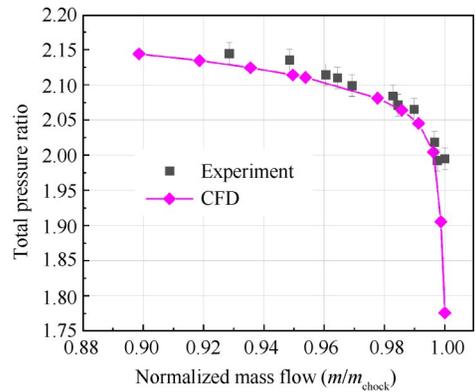
Fig. 5 Mesh independence verification

$$\Delta(x) = \frac{x_{\text{Scheme } i} - x_{\text{Original}}}{x_{\text{Original}}} \times 100\% \quad (2)$$

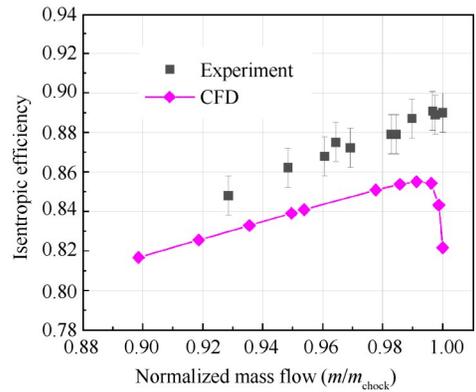
式中 x 代表稳定工作裕度 SM 、设计工况点总压比 π_{DP}^* 和等熵效率 η_{DP}^* 以及近失速工况点总压比 π_{NSP}^* 、等熵效率 η_{NSP}^* 和质量流量 m_{NSP} ；下标 Scheme i ($i=1\sim 5$) 和 Original 分别代表各扭转度误差方案和原叶片。

3.1 扭转度误差对 Rotor 37 总体性能影响

图 7(a) 和 (b) 展示了 Rotor 37 特性曲线随扭转度误差方案的变化情况。由图 7 可知, 相较于原叶片, “过偏转” 叶片总压比及等熵效率特性曲线整体向大流量工况移动, 这是由于扭转度误差增大, 误差叶型较原叶型偏于轴向, 进口面积增大, 气流流通能力增



(a)



(b)

Fig. 6 CFD result and experiment comparison of Rotor 37

强, “欠偏转” 叶片特性曲线则整体向小流量工况移动; Scheme 3 叶片叶根及叶中截面“欠偏转”, 而叶尖截面“过偏转”, 其特性线与原叶片几乎重合。当扭转度误差变化时, 相较于原叶片, 近失速点流量及堵塞流量最大变化量分别为 -0.41% 、 -0.72% 。

此外, 由图 7(a) 可知, 相较于原叶片, “欠偏转” 叶片最大总压比值减小, 其原因是扭转度误差减小, 攻角减小, 进而气流转折角减小, 做功量下降; 反之, “过偏转” 叶片最大总压比增大。同时, 从堵塞工况逐渐向近失速工况变化的过程中, 扭转度误差对总压比的影响程度逐渐减小。此外, 由图 7(b) 可知, 扭转度误差几乎不影响压气机峰值效率。

以公差边界 0.5° 和 -0.5° 作为扭转度误差值, 分别扭转叶片各截面 $\pm 0.5^\circ$ 形成误差叶片, 通过数值计算得到其特性曲线。由图 7 可知, Scheme 1~5 对应误差叶片 (加工合格) 的特性曲线均分布在边界范围内变化, 即其气动性能也合格。

压气机在运行时的安全程度是被重点关注的, 故分析扭转度误差对压气机稳定工作裕度的影响是必不可少的。图 8 展示了相较于原叶片, 各扭转度误差方案对应 Rotor 37 叶片稳定工作裕度的变化量, 记为 ΔSM 。从图中可以看出, Scheme 1~5 对应误差叶

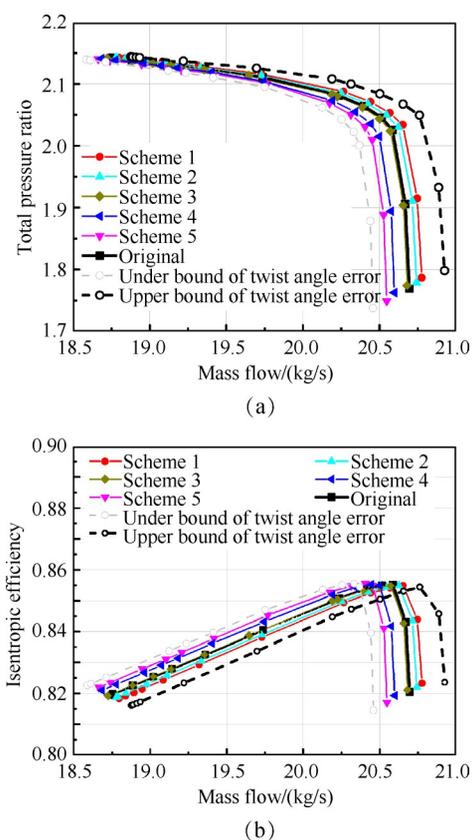


Fig. 7 Characteristics of Rotor 37 at different twist schemes

片 ΔSM 也在边界范围内 $[-17.97\%, +23.30\%]$ 变化,且相较于原叶片,“过偏转”叶片稳定工作裕度减小,“欠偏转”叶片稳定工作裕度增大,其最大变化量为 12.29%;此外,由于 Scheme 3 叶片大部分截面的误差为负,其稳定工作裕度较原叶片略有上升。综上,在扭转度误差加工公差范围内,相较于原叶片,扭转度误差减小有利于提高压气机安全运行程度。

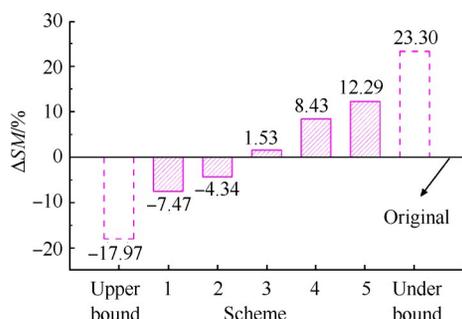


Fig. 8 Stability margin variation rate at different twist schemes

3.2 扭转度误差对典型工况气动参数影响

为探讨稳定工作裕度变化的原因,随后继续分析扭转度误差对 Rotor 37 设计工况及近失速工况下气动性能参数的影响。由表 1 可知,Rotor 37 的设计工况的质量流量为 20.19kg/s,为获得该工况数据,需要不断调整转子出口的平均静压值,直至其质量流

量为 20.19kg/s。

图 9 展示了相较于原叶片,各扭转度误差方案对应 Rotor 37 设计工况下总压比及等熵效率变化量,分别记为 $\Delta\pi_{DP}^*$ 、 $\Delta\eta_{DP}^*$ 。从图中可知,相较于原叶片,在设计工况下,“欠偏转”叶片等熵效率逐渐增大,总压比逐渐减小;“过偏转”叶片等熵效率和总压比变化与“欠偏转”叶片的呈相反趋势;Scheme 3 叶片总压比减小,同时叶尖区域存在较大的正误差,其等熵效率也略微减小。此外,相较于原叶片,两参数的最大变化量分别为 0.37%、-0.85%,可见扭转度误差对总压比的影响更为显著。

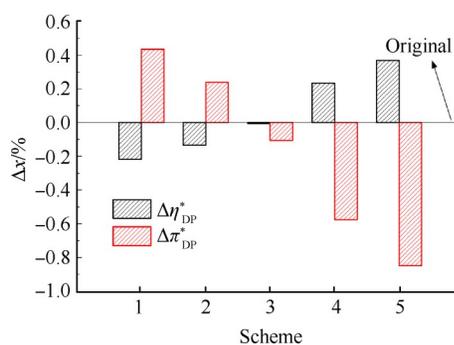


Fig. 9 Characteristic parameters variation rate at different twist schemes under design condition

为进一步分析扭转度误差对总压比的影响,图 10 展示了沿径向分布总压比随扭转度误差的变化情况,由于对 10%~98% 叶高截面都添加了扭转度误差,故在全叶高范围内,总压比均随扭转度误差发生了变化,其变化趋势与图 9 中 $\Delta\pi_{DP}^*$ 相同,说明扭转度误差对叶高截面(除叶根、叶中及叶尖外)性能的影响也不容忽视。

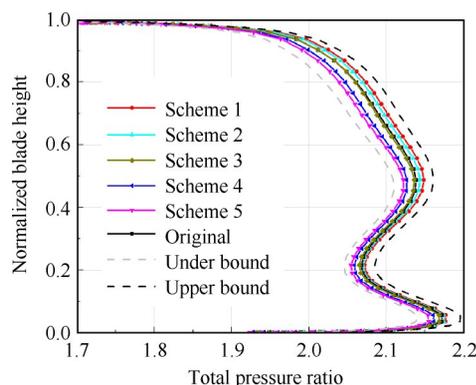


Fig. 10 Total pressure ratio distribution along spanwise at different twist schemes under design condition

图 11 展示了相较于原叶片,各扭转度误差方案对应 Rotor 37 近失速工况下总压比、等熵效率及质量流量变化量,分别记为 $\Delta\pi_{NSP}^*$ 、 $\Delta\eta_{NSP}^*$ 及 Δm_{NSP} 。由图可

知,相较于原叶片,在近失速工况下,“欠偏转”叶片等熵效率逐渐增大,“过偏转”叶片等熵效率则减小,其最大的变化量为0.30%,而总压比随扭转度误差的变化不大;同时,“欠偏转”叶片质量流量逐渐减小,相较于原叶片,最大变化量为-0.41%,其原因是扭转度误差减小,叶型向周向偏移,压气机内的气流流通能力则被削弱,进而表现为质量流量减小。此外,结合图9和图11,对比两个典型工况下性能参数的变化范围可以发现,扭转度误差对Rotor 37设计工况下性能参数的影响更为显著。

综上,叶片由“过偏转”过渡至“欠偏转”状态的过程中(扭转度误差减小),近失速工况下总压比变化微小,而质量流量逐渐减小;设计工况时的质量流量20.19kg/s,总压比逐渐减小,结合稳定工作裕度的定义,即可解释稳定工作裕度随扭转度误差减小而逐渐增大的现象。

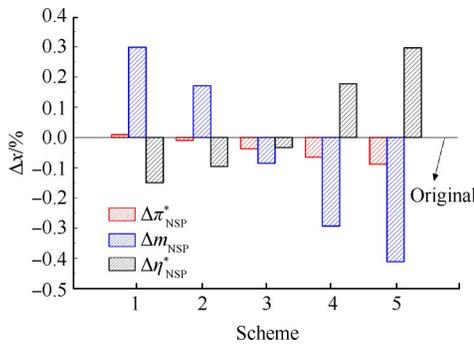


Fig. 11 Characteristic parameters variation rate at different twist schemes under near stall condition

3.3 扭转度误差对设计工况流场影响

从上述分析来看,扭转度误差对Rotor 37设计工况气动性能参数的影响更加显著,因此现将对Rotor 37设计工况流场的变化情况进行分析。图12分别展示了叶片10%h, 50%h, 90%h截面静压沿弦长分布随扭转度误差的变化情况,图中PS表示压力面,SS表示吸力面。综合图12(a), (b)及(c)来看,相较于原叶片,“欠偏转”叶片各叶高压力面前缘静压值逐渐减小,这是由于攻角随扭转度误差的减小而减小,气流在前缘附近滞止点由压力面向吸力面一侧移动,即表现为压力面前缘静压值下降,而“过偏转”叶片压力面前缘静压值上升;同时,吸力面前缘静压值随扭转度误差变化不大,即叶片前缘载荷随扭转度误差减小而减小。此外,各叶高吸力面均存在由激波引起的“静压突变”,且相较于原叶片,“欠偏转”叶片激波逐渐向尾缘移动,原因是扭转度误差减小,叶片攻角减小,进而气流与压力面扩张角减小,即表现为激

波延后,而“过偏转”叶片激波则前移;对于Scheme 3叶片,由于其叶根及叶中区域误差为负值,激波位置略微延后,而在叶尖截面,该位置几乎与原叶片的相同。对比不同叶高静压分布可以发现,吸力面激波沿叶高方向逐渐向尾缘移动。

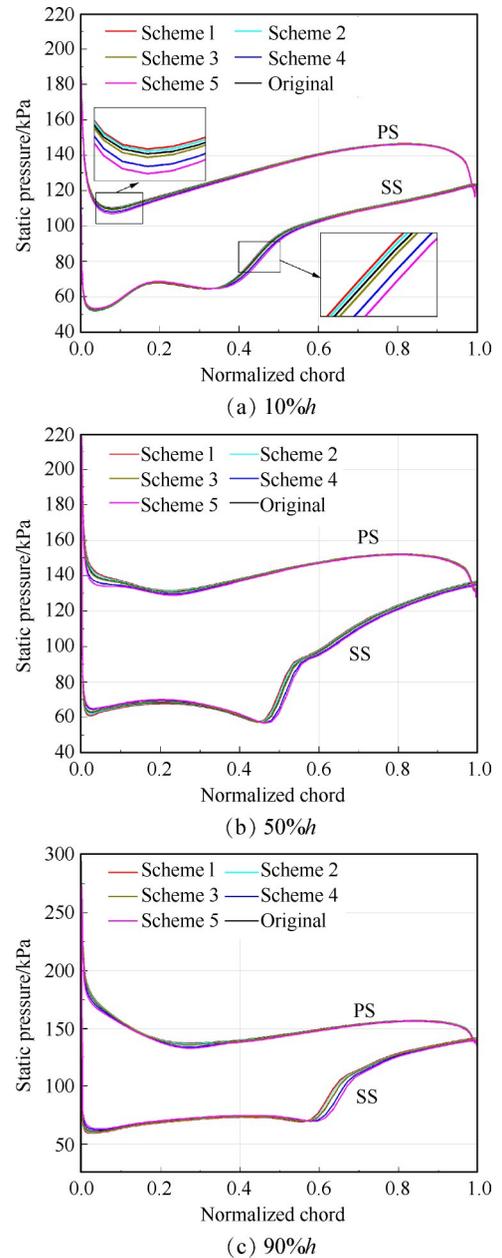


Fig. 12 Static pressure distribution at different twist schemes

由于Scheme 1~5的流场变化规律趋于一致,故后续仅对Scheme 1, Original及Scheme 5对应叶片流场进行分析。图13分别展示了叶片10%h, 50%h, 90%h及99%h截面相对马赫数分布随扭转度误差的变化情况。由图13(a)可知,在10%h处,当扭转度误差减小时,波后靠近壁面附面层的速度逐渐减小;当叶片吸力面和压力面附面层在尾缘处汇合后,会形

成尾迹,该区域气流速度随扭转度误差减小而减小,尾迹损失增多。如图 13(b),(c)所示,在 50%h 及 90%h 处,当扭转度误差减小时,波前高速区范围减小;同时,波后局部高速区范围扩张,直至下一叶片压力面 0.2 倍~0.3 倍弦长附近。由图 13(d)可知,在 99%h 处,由于受到叶顶泄漏流的影响,压力面前缘附近存在低速区。同时,当扭转度误差减小时,该低速区范围减小,叶顶堵塞情况有所改善。

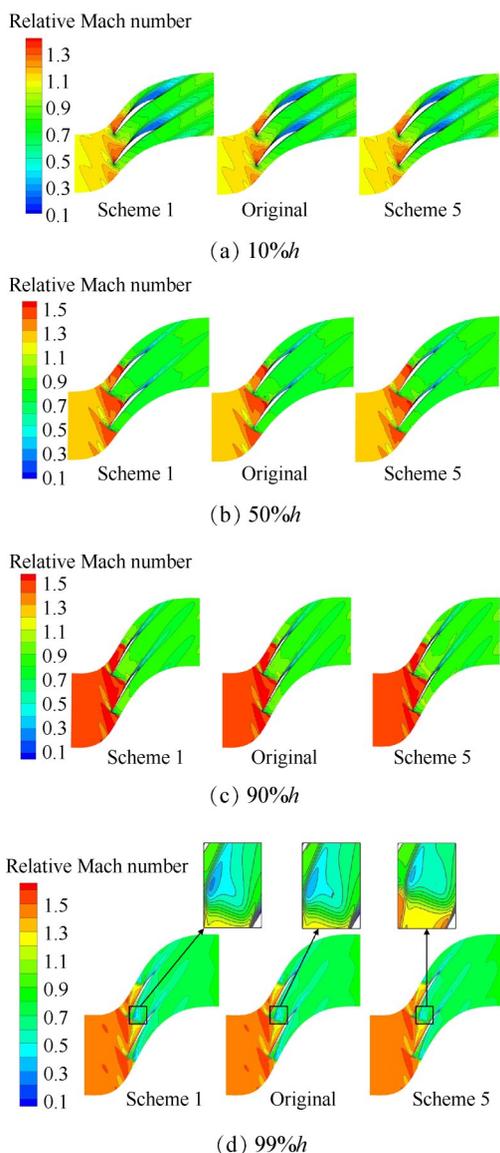


Fig. 13 Relative Mach number distribution at different twist schemes

此外,如图 2 所示,对于“过偏转”叶片,扭转度误差沿叶高方向增大,叶尖附近马赫数变化较叶根处的显著;而对于“欠偏转”叶片,扭转度误差绝对值沿叶高方向减小,叶尖附近马赫数同样变化更大。

图 14 分别展示了叶片 10%h,50%h,90%h 及 99%h 截面熵分布随扭转度误差的变化情况。由图 14(a)可

知,在 10%h 截面,叶片吸力面 0.4 倍弦长之后存在较大面积的流动分离损失;同时,从尾缘放大图中可以看出,当扭转度误差减小时,流动分离损失略微增大。由图 14(b),(c)可知,在 50%h 和 90%h 截面,激波强度增强,熵值较 10%h 截面的明显增大;随扭转度误差减小,激波损失减小,且尾迹掺混损失也明显减小。此外,如图 14(d)所示,在 99%h 处,受到叶顶泄漏流的影响,叶片压力面前缘附近存在局部高熵区,当扭转度误差减小时,波后流动分离损失及尾迹掺混损失也减小。

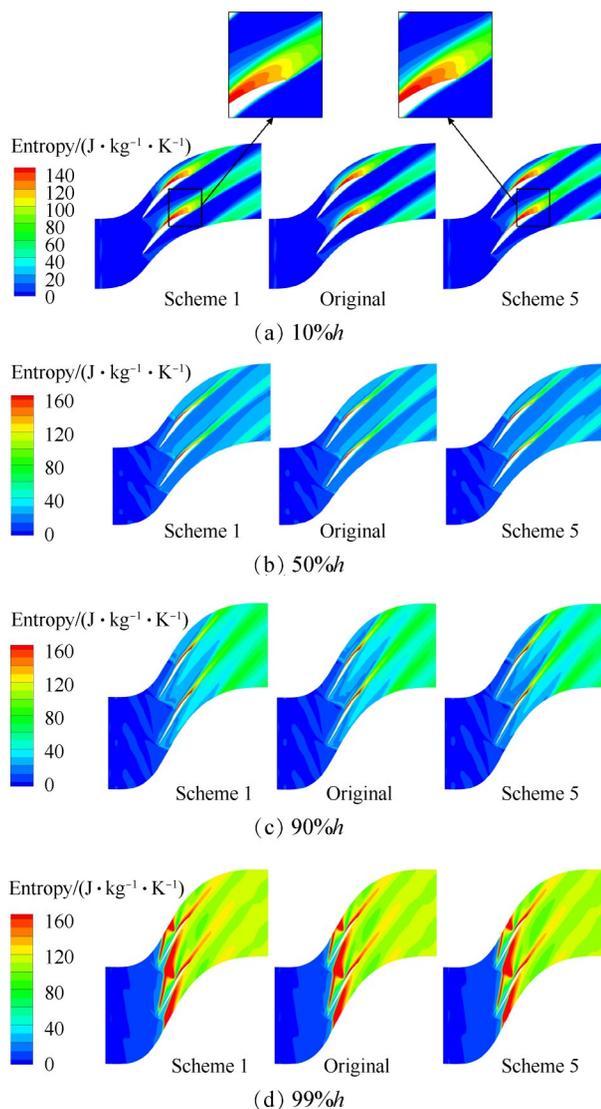


Fig. 14 Entropy distribution at different twist schemes

综合上述分析,扭转度误差对 10%h 截面熵分布影响微弱,而 50%h,90%h 及 99%h 截面熵值随扭转度误差减小而减小,说明在扭转度误差公差范围内,负扭转度误差对气流流动状态具有一定改善作用。

4 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)相较于原叶片,“欠偏转”叶片偏于周向,进口面积减小,气流通流能力减弱,其特性线向小流量工况移动,反之,“过偏转”叶片则向大流量工况移动,但均在以公差边界 $\pm 0.5^\circ$ 扭转获得特性线范围内变化,气动性能合格。

(2)相较于原叶片,“欠偏转”叶片稳定工作裕度增大,且其最大变化量为12.29%,反之,“过偏转”叶片稳定工作裕度则减小,即扭转度误差减小有利于提高压气机安全运行程度。

(3)由于在全叶高范围添加了扭转度误差(公差范围内),在设计工况下,整个叶高范围内总压比均随扭转度误差变化,相较于原叶片,“欠偏转”叶片总压比减小,最大变化量为0.85%。

(4)相较于原叶片,“欠偏转”叶片不同叶高“静压突变”延后,即通道激波延后,波后熵值减小,流动损失减小,且叶顶低速区范围减小,堵塞减轻,即当扭转度误差为负时,气流流动状态会得到一定改善。

致 谢:感谢国家自然科学基金面上项目的资助。

参考文献

- [1] 俞学兰,叶佩青. 航空发动机压气机叶片型面检测技术[J]. 航空制造技术, 2007(11): 46-48.
- [2] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势—用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.
- [3] Mansoir G. A Developed Algorithm for Simulation of Blades to Reduce the Measurement Points and Time on Coordinate Measuring (CMM) [J]. *Measurement*, 2014, 54: 51-57.
- [4] 刘维伟,李杰光,赵 明,等. 航空发动机薄壁叶片加工变形误差补偿技术研究[J]. 机械设计与制造, 2009, 47(10): 175-177.
- [5] 金秀杰,马艳玲,高 见. 压气机叶片型面精密数控加工技术[C]. 贵阳:第十五届中国科协年会第十三分会场:航空发动机设计、制造与应用技术研讨会, 2013.
- [6] 李晓丽,楚武利. 安装角变化对多级轴流压缩机性能影响的分析[J]. 风机技术, 2008(5): 27-29.
- [7] Lange A, Voigt M, Vogeler K, et al. Impact of Manufacturing Variability on Multistage High-Pressure Compressor Performance [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(11): 1-8.
- [8] Marx J, Stading 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.
- [9] 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 Li-min, CAI Yu-tong, ZENG Rui-hui, et al. Effects of Blade Machining Error on Compressor Cascade Aerodynamic Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525-531.)
- [10] 郑似玉,滕金芳,羌晓青. 压气机叶片扭转度加工超差分析与研究[J]. 节能技术, 2017, 35(2): 99-102.
- [11] 郑似玉,滕金芳,羌晓青. 叶片加工超差对高压压气机性能影响和敏感性分析[J]. 机械工程学报, 2018, 54(2): 216-224.
- [12] 郑似玉. 压气机叶片加工公差对气动性能的影响[D]. 上海:上海交通大学, 2019.
- [13] Zheng S, Teng J, Wu Y, et al. Impact of Nonuniform Stagger Angle Distribution on High-Pressure Compressor Rotor Performance [R]. *ASME GT 2018-76067*.
- [14] 曹传军,李 斌,翟志龙,等. 轮廓度与扭转角偏差对压气机气动性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(11): 292-298.
- [15] Suriyanarayanan V, Rendu Q, Vahdati M, et al. Effect of Manufacturing Tolerance in Flow Past a Compressor Blade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2022, 144(4): 041005.
- [16] 贾晓飞,蔺小军,单晨伟,等. 基于等高测量数据点的叶片型面建模关键技术[J]. 航空制造技术, 2011(10): 81-85.
- [17] 蔺小军,郭 研,吴 广,等. 等高法叶片型面CMM测量数据处理算法研究[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(11): 2442-2450.
- [18] Reid L, Moore R D. 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.
- [19] 李 萍. 叶片加工误差及数据传递对压气机气动性能的影响[D]. 西安:西北工业大学, 2015.
- [20] 刘嘉诚,周正贵. 提高超声速压气机级喘振裕度方法研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1780-1791. (LIU Jia-cheng, ZHOU Zheng-gui. Study of Improving Surge Margin for a Supersonic Compressor Stage [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(8): 1780-1791.)
- [21] 葛 健,柳阳威,陆利蓬. 机匣温度边界条件对跨声转子性能的影响[J]. 推进技术, 2018, 39(7): 1486-1493. (GE Jian, LIU Yang-wei, LU Li-peng. Effects of Casing Temperature Boundary Condition on Performance of a Transonic Rotor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1486-1493.)
- [22] Gerolymos G A, Vallet I. Tip-Clearance and Secondary Flows in a Transonic Compressor Rotor [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(4): 751-762.
- [23] Hofmann W, Ballmann J. Tip Clearance Vortex Development and Shock-Vortex-Interaction in a Transonic Axial Compressor Rotor [R]. *AIAA 2002-0083*.

(编辑:朱立影)