

航空航天装备

加工误差对压气机叶栅气动性能的影响

邵文博¹, 胡博^{1,2}, 李雪松¹, 任晓栋^{1,2}, 顾春伟^{1,2}

(1.清华大学无锡应用技术研究院 燃气轮机关键技术协同研发中心, 江苏 无锡 214072;

2.清华大学 能源与动力工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084)

摘要: **目的** 研究不同区域加工误差对叶片气动性能的影响。**方法** 选用轴流压气机出口级静叶中截面, 以叶型厚度变化和中弧线变化为特征, 分别在叶型前缘、最大厚度和尾缘区域添加加工误差, 采用数值模拟方法, 对比设计叶型气动性能, 研究叶型各区域几何偏差对性能的影响。**结果** 叶型前缘几何偏差对气动性能的影响最大, 偏差造成的中弧线偏移对性能变化起主导作用。尾缘区域几何偏差对性能的影响趋势与前缘区域完全相反。考虑叶型整体偏差时, 轮廓度正偏差造成的性能恶化更加显著。**结论** 所得的几何偏差影响规律可为实际叶片加工过程中工艺的制定和超差审理提供数据支持。

关键词: 压气机叶片; 加工误差; 厚度变化; 中弧线变化; 平面叶栅; 数值模拟; 气动性能

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)01-0022-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.01.004

Impact of Manufacturing Variations on Aerodynamic Performance of Compressor Blade

SHAO Wen-bo², HU Bo^{1,2}, LI Xue-song¹, REN Xiao-dong^{1,2}, GU Chun-wei^{1,2}

(1. Collaborative R&D Center for Key Technology of Gas Turbine, Wuxi Research Institute of Applied Technologies, Tsinghua University, Jiangsu Wuxi 214072, China; 2. Key Laboratory of Thermal Science and Power Engineering of the Ministry of Education, Department of Energy and Power Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

ABSTRACT: The work aims to study the impact of manufacturing variations of different regions on the aerodynamic performance of the blade. The middle section of export-grade static blade of axial compressor was selected. With the blade thickness change and midline change as the characteristics, manufacturing variations were added to leading edge, maximum thickness and trailing edge of blade. The numerical simulation method was used to compare the aerodynamic performance of designed blade and study the impact of geometric variations of different regions on the performance. The geometric variations of leading edge of blade had the greatest impact on aerodynamic performance and the deviation of midline caused by the variations played a

收稿日期: 2022-05-18; 修订日期: 2022-05-31

Received: 2022-05-18; Revised: 2022-05-31

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0007-0021); 国家自然科学基金(52176039); 江苏省科技成果转化专项资金(BA2020026)

Fund: National Science and Technology major projects (2017-II-0007-0021); The National Natural Science Foundation of China (52176039); Special Fund Project for the Transformation of Scientific and Technological Achievements in Jiangsu Province (BA2020026)

作者简介: 邵文博(1993—), 男, 硕士, 主要研究方向为旋转机械数值计算与气动热分析。

Biography: SHAO Wen-bo (1993-), Male, Master, Research focus: numerical calculation and aero-thermal analysis of rotating machinery.

通讯作者: 任晓栋(1985—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为压气机气动热力学和高精度算法。

Corresponding author: REN Xiao-dong(1985-), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: compressor aerodynamics and thermodynamic research, high-precision algorithm research.

引文格式: 邵文博, 胡博, 李雪松, 等. 加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. 装备环境工程, 2023, 20(1): 022-029.

SHAO Wen-bo, HU Bo, LI Xue-song, et al. Impact of Manufacturing Variations on Aerodynamic Performance of Compressor Blade[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(1): 022-029.

leading role in the performance change. The impact trend of geometric variations of trailing edge on the performance was completely opposite to that of geometric variations of leading edge. Considering the overall variations of blade, the performance deterioration caused by the positive deviation of profile was more obvious. The obtained impact law of geometric variations can provide data support for the formulation of process and over-variation trial in the actual blade manufacturing process.

KEY WORDS: compressor blade; manufacturing variations; thickness change; midline change; numerical simulation; plane blade; aerodynamic performance

理想情况下,压气机叶片可以完全按照预先设计的几何形状进行加工,以满足预想的气动性能。但是受加工精度的影响,实际叶片几何往往会偏离理论叶片(设计叶片),导致叶片气动性能偏离设计值。为了研究实际叶片几何偏差的空间分布和偏移量,不少研究人员对实际叶片进行了测量,并采用统计学方法分析了叶片几何偏差的主要类型。Garzón等^[1]测量了轴流压气机某级动叶150个叶片样本,采用主成分分析法(Principal Component Analysis, PCA)分析了13个叶高叶型与设计叶型的偏差,发现实际叶型与理论叶型存在不同程度的偏差,而前缘部分偏差最为显著。Lejon等^[2]采用光坐标测量机测量了在5轴加工机床上加工成形的1.5级跨音轴流压气机转子叶片,发现偏差最大区域位于叶顶尾缘区域和轮毂附近前缘、尾缘区域。刘佳鑫等^[3]通过批量测量高压压气机出口级叶中截面,发现叶型轮廓度和进出口几何角容易出现正偏差,导致前缘和尾缘区域局部偏差偏离正态分布。可以发现,受叶片几何形状和局部曲率的影响,几何偏差非均匀分布在叶片表面。

根据现有公开文献研究成果,叶片不同部位、不同类型的偏差对其性能变化的贡献不同。相比叶片其他部位,前缘几何变化更容易对气动性能产生影响^[4-12]。Wheeler等^[4-5]和Walraevens等^[6]研究发现,圆弧型前缘吸力面侧和叶身的连接点处容易产生分离泡,引起边界层转捩,增大叶型损失,但椭圆形前缘能够消除或减小前缘分离泡,推迟边界层转捩,从而减小损失。而后其他学者^[7-8]也发现,采用曲率连续性前缘,有利于减小前缘流动分离,减小损失,增加攻角范围。对于实际叶片,性能对前缘偏差也较为敏感。Goodhand等^[9]通过研究攻角范围对叶片前缘偏差的敏感性,发现吸力面前3%的前缘偏差是造成前缘流动分离的主要因素,而该部分的偏差会导致正攻角范围减小10%左右。Garzon等^[10]通过研究跨音叶片发现,前缘几何偏差导致前缘流动损失增加,叶片性能发生恶化。Schnell等^[11]研究表明,跨音叶片前缘偏差导致压力面侧转捩发生的位置提前,流动过早分离,导致损失明显提升。Giebmans等^[12]发现,由于磨损导致的前缘钝化会加剧前缘流动冲击,冲击损失提升,导致叶片整体性能下降。除前缘区域偏差,叶片扭转角偏差和厚度偏差等也会对叶片性能产生一定程度的影响。Zheng等^[13]和Reitz等^[14]发现,扭

转角偏差对压气机性能有明显影响,以周向类正弦分布的扭转角偏差可以有效减小偏差对压气机性能的影响。Lange等^[15-17]研究表明,与叶型厚度相关的几何偏差对高压压气机性能的影响最大,前缘区域厚度增大会导致驻点附近低动量区气流加速,从而使损失增大。国内不少学者^[18-22]也采用单因素分析方法研究了叶片轮廓度、扭转度、弦长和前尾缘角等偏差引起的性能变化,发现轮廓度、扭转角和前缘角偏差对性能的影响较为重要,弦长偏差引起的性能变化不明显。

上述研究主要集中在叶片前缘、尾缘等局部偏差,以及轮廓度和扭转角等整体偏差对其性能的影响。对于实际叶片,无论局部偏差或者整体偏差,最终都是导致叶片某一截面厚度和中弧线发生变化,需要进一步研究加工误差引起的叶型厚度和中弧线变化对气动性能的影响。因此,本文选用轴流压气机出口级静叶中截面为研究对象,采用平面叶栅作为算例,重点研究前缘、最大厚度和尾缘区域偏差引起的叶型厚度和中弧线变化对气动性能的影响。根据性能对各类型偏差的敏感程度,为实际叶片加工过程中工艺的制定和超差审理提供数据支持。

1 偏差叶型构建

现有研究表明,加工误差容易发生在叶型前缘和尾缘区域^[1-4],而前缘加工误差对性能的影响最为显著^[9-10]。另外,叶型其他区域厚度分布变化也是影响性能的主要因素之一^[14-16]。因此,本文针对所选叶型,分别对前缘、最大厚度和尾缘3个区域添加加工误差。另外,考虑到叶型前15%弦长位置完全包含前缘,且该区域存在流动边界层转捩,微小几何扰动对叶型性能的影响较为显著^[9],因此选择前15%弦长叶型添加前缘几何偏差。为了统一叶型前缘、最大厚度、尾缘偏差添加区域,取最大厚度处前后15%为叶型最大厚度区域,弦长后15%叶型为尾缘区域,叶型分区如图1所示。

本文采用标准正弦函数作为权重函数,对偏差添加区域各点对应的偏差进行加权,前缘区域、最大厚度区域和尾缘区域偏差权重函数自变量范围分别为 $(\pi/2, \pi)$ 、 $(0, \pi)$ 和 $(0, \pi/2)$,以实现叶型前缘区域偏差权重从1~0、最大厚度区域偏差权重从0~1~0、尾缘区域偏差权重从1~0的过渡,可保证偏差加入后叶型型

线依然光滑。各区域权重函数如图2所示。

针对叶型每个区域,本文分别构建了厚度变化、

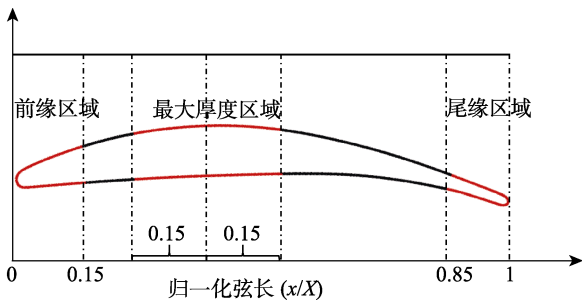


图1 叶型分区
Fig.1 Blade regions

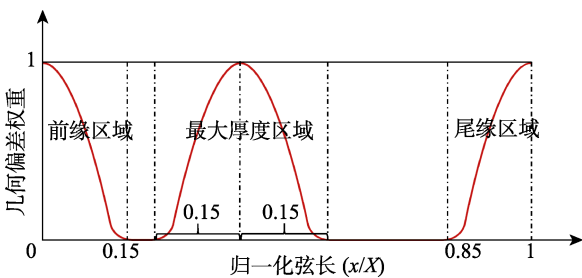
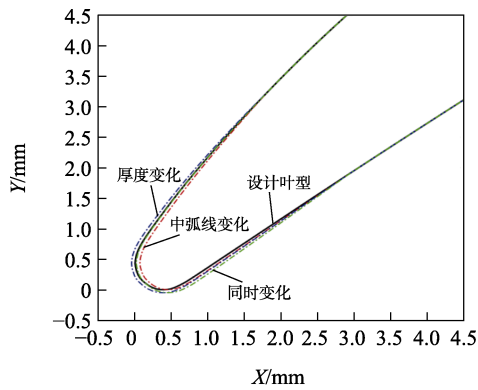


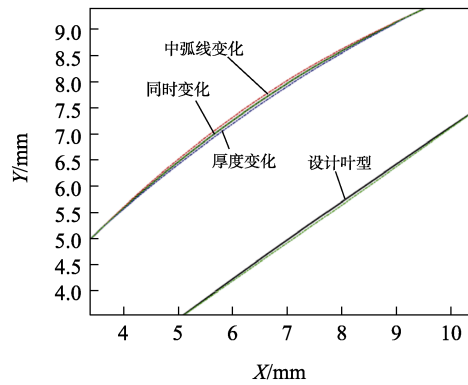
图2 不同区域权重函数
Fig.2 Weighting functions for different regions

中弧线变化以及厚度和中弧线同时变化的3种偏差叶型。厚度变化通过对称改变压力面和吸力面的轮廓度来实现;中弧线变化通过同向等量偏移压力面和吸力面型线来实现,其中前缘和尾缘区域中弧线的变化实质改变的是几何进口、出口角,最大厚度区域中弧线变化实质是改变了叶型挠度;最大厚度区域压力面和吸力面型线非对称变化可实现该区域叶型厚度和中弧线同时改变。

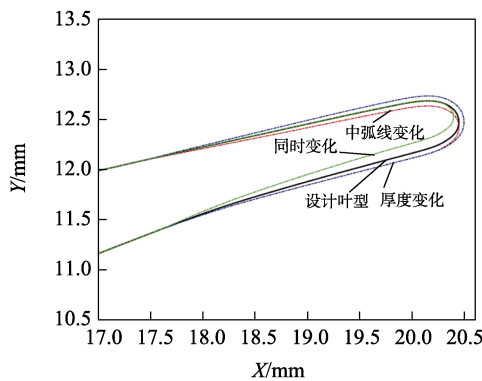
叶型前缘区域、最大厚度区域和尾缘区域3种类型偏差叶型如图3a—c所示,轮廓度均匀偏差叶型和扭转角偏差叶型如图3d所示,用以进一步研究叶型整体厚度变化和中弧线变化对其性能的影响。根据各研究人员实际测量结果,以及国内现阶段叶片加工工艺要求和加工水平,叶身轮廓度一般在±0.05 mm范围内,扭转角或几何进口、出口角误差一般在±1°范围内^[3,16]。通常,前、尾缘轮廓度公差要求略高于叶身,但由于其本身尺寸较小,加之前、尾缘加工过程中需要手工打磨,导致这2个区域精度一般较差。依据现有研究成果,实际叶片前、尾缘轮廓度偏差一般也在±0.05 mm范围内^[15]。综上所述,本文偏差叶型构建时,叶型各区域最大轮廓度偏差取±0.05 mm,最大几何进口、出口角偏差为±1°。



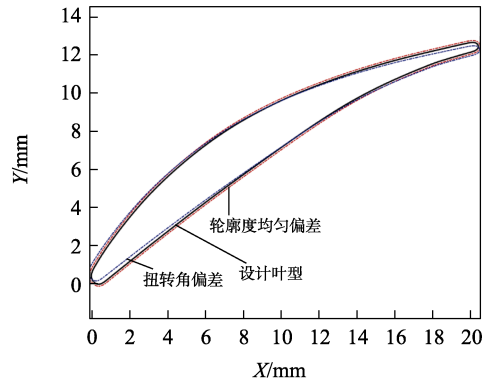
a 前缘区域偏差



b 最大厚度区域偏差



c 尾缘区域偏差



d 叶身整体均匀偏差

图3 偏差叶型示意图

Fig.3 Schematic diagram of blade with deviation: a) deviation in leading edge; b) variation of maximum thickness; c) variation in trailing edge; d) overall uniformity variation of blade body

2 数值方法及验证

使用 NUMECA/AutoGrid5 对叶栅进行网格划分, 拓扑结构使用 O4H 型。由于采用周期性和对称性假设, 考虑计算成本, 本文建立单通道计算域, 径向尺寸为 1/2 叶高, 计算域入口位于前缘上游 1 倍弦长处, 出口位于尾缘下游 2 倍弦长处。近壁面第 1 层网格的高度为 1×10^{-6} m, 对应壁面 $Y^+ < 0.8$ 。考虑到加工误差引起的几何偏差较小, 网格疏密对计算结果的影响较大, 因此本文在网格无关性的基础上对网格进行了加密, 最终网格数量确定为 76 万。

选用 CFX 软件进行偏差叶型的性能评估, 选用 SST 湍流模型, 并激活 γ - θ 转捩模型, 多数学者认为该模型能较好捕捉含有层流/湍流过渡的边界层特征^[23-25]。设置进口为总温、总压, 出口静压, 展向采用对称边界, 叶片壁面为绝热无滑移。基于本文所研究叶型现有试验结果, 对上述数值方法进行验证, 叶型攻角-损失曲线如图 4 所示。由图 4 可知, 设计工况附近, 数值计算结果与试验结果基本一致。随攻角增大, 叶栅表面流动分离明显, 湍流模型引入的误差增大, 计算值与试验值误差逐渐增大, 但总体分布与试验结果基本一致。设计点叶片表面马赫数分布如图 5 所示, 计算结果和试验结果也基本吻合, 故本文所采用数值模型具有较高可靠性。

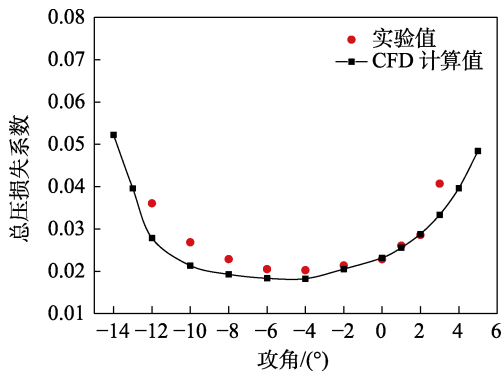


图 4 攻角-损失曲线
Fig.4 Attack angle-loss curve

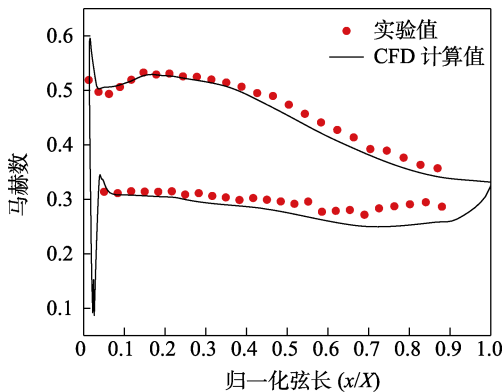


图 5 叶片表面马赫数分布
Fig.5 Distribution of Ma on the blade surface

3 结果与讨论

研究各种类型偏差对气动性能的影响时, 以 0° 攻角总压损失和低损失攻角范围为关注目标, 衡量叶型气动性。总压损失定义如式 (1) 所示, 其中 P_{01} 表示进口处总压, P_{02} 表示出口处总压, P_1 表示进口处静压。低损失攻角范围定义为 2 倍最小损失所包含的攻角范围^[26-27]。

$$\omega = \frac{P_{01} - P_{02}}{P_{01} - P_1} \quad (1)$$

3.1 前缘区域几何偏差对性能的影响

根据偏差叶型前缘区域厚度和中弧线变化情况, 本文分别计算了厚度变化的偏差叶型 $+F_p$ 和 $-F_p$, 中弧线变化的偏差叶型 $+F_a$ 和 $-F_a$, 以及厚度和中弧线同时变化的偏差叶型 $+F_p+F_a$ 、 $-F_p+F_a$ 、 $+F_p-F_a$ 、 $-F_p-F_a$, 共 8 种情况。其中, F_p 表示叶型轮廓度偏差; F_a 表示几何进口角偏差, 正值表示正偏差, 负值与之相反。各偏差叶型攻角范围变化和总压损失变化情况如图 6 所示, 横坐标表示偏差叶型总压损失变化情况, 纵坐标表示攻角范围变化情况。设计叶型位于坐标原点处, 代表偏差叶型的散点距离坐标原点越远, 表示该偏差叶型的性能变化越大。另外, 散点落入第二象限, 表示该叶型攻角范围增大, 设计点损失减小, 性能提升; 散点落入第四象限, 表示该叶型攻角范围减小, 设计点损失增大, 性能恶化。由图 6 可知, 叶型前缘几何偏差引起的厚度变化主要影响总压损失, 前缘轮廓度正偏差造成总压损失增大 1.95%, 说明前缘厚度增大容易造成叶型性能下降。叶型几何偏差引起的中弧线变化主要影响攻角范围, 几何进口角偏大 1° , 造成攻角范围减小 4.26%, 进口角偏小 1° , 造成攻角范围增大 3.32%。当叶型几何偏差导致厚度分布和中弧

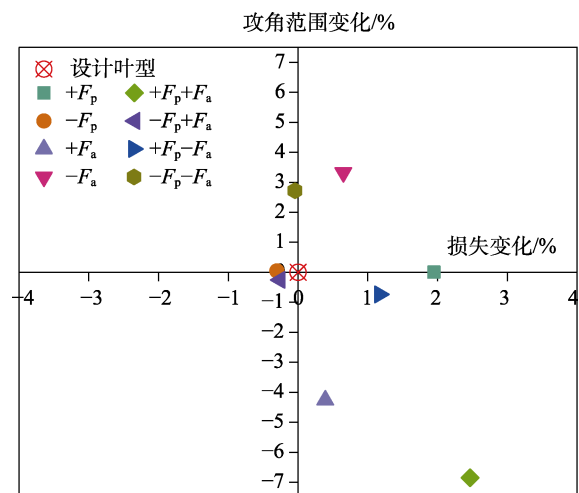


图 6 前缘区域几何偏差时的攻角范围和 0° 攻角总压损失变化

Fig.6 Change of attack angle range and total pressure loss at 0° under geometric variations in leading edge

线同时变化时,轮廓度正偏差和几何进口角正偏差造成的性能恶化最为显著,分别造成总压损失增大2.47%,攻角范围减小6.85%。

为了更加直观地对比不同类型偏差对叶型性能的影响,本文采用加权方法,假设叶型性能参数:0°攻角总压损失和低损失攻角范围同等重要,对2个性能分别施加1/2权重,以加权函数 Y 衡量叶型性能变化,加权函数 Y 可表示为:

$$Y = 0.5 \times \text{总压损失变化} + 0.5 \times \text{攻角范围变化} \quad (2)$$

前缘区域发生偏差时各偏差叶型性能变化情况如图7所示,叶型 Y 值为负代表性能恶化。由图7可知,轮廓度和几何进口角同时发生正偏差时,叶型性能恶化最为明显。若只考虑单一偏差,几何进口角正偏差对叶型性能恶化的贡献大于轮廓度正偏差。综合两者发生负偏差时的情况,表明叶型前缘几何偏差导致的中弧线变化对性能的影响更显著。因此,叶型加工时应尽量避免前缘区域中弧线发生偏移。

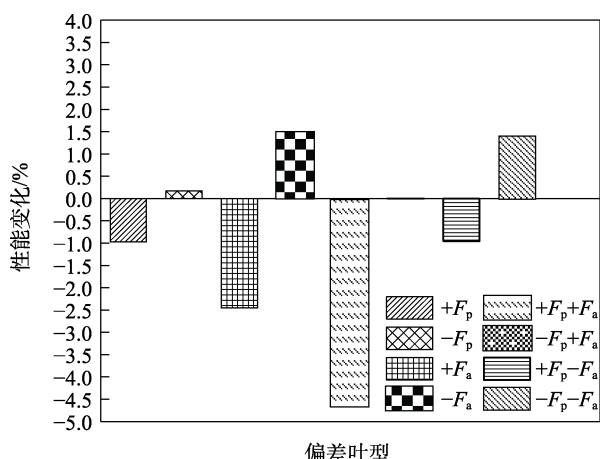


图7 前缘区域几何偏差时的叶型性能变化
Fig.7 Performance change of blade under geometric variations in leading edge

3.2 最大厚度区域几何偏差对性能的影响

叶型最大厚度区域发生偏差时总压损失和攻角范围变化情况如图8所示。偏差叶型包括厚度变化 $+F_u+F_d$ 和 $-F_u-F_d$,中弧线变化 $+F_u-F_d$ 和 $-F_u+F_d$,以及厚度和中弧线同时变化 $+F_u$ 、 $-F_u$ 、 $+F_d$ 、 $-F_d$ 。其中, F_u 和 F_d 分别表示叶型吸力面和压力面轮廓度偏差,正值表示型线向叶型外侧偏移,负值表示型线向内侧偏移。由图8可知,最大厚度区域厚度变化时,主要影响叶型攻角范围,轮廓度增大,导致攻角范围减小2.34%,轮廓度减小,导致攻角范围增加0.63%。叶型该区域厚度不变,中弧线向吸力面侧偏移,对总压损失和攻角范围的影响较小,向压力面侧偏移时,攻角范围增大1.34%。该区域厚度和中弧线同时变化

时,吸力面轮廓度负偏差和压力面轮廓度正偏差都会导致总压损失增大和攻角范围减小。

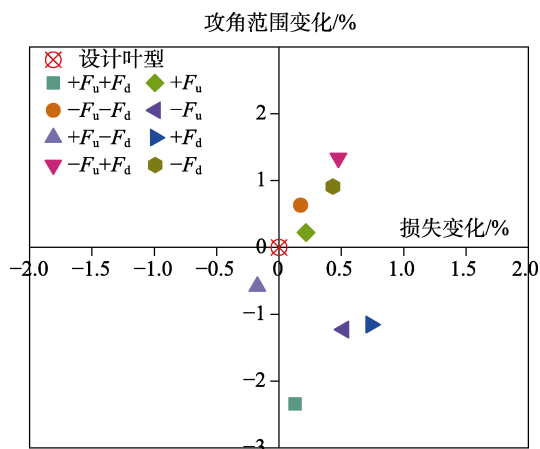


图8 叶型最大厚度区域发生偏差时的攻角范围和0°攻角总压损失变化

Fig.8 Change of attack angle range and total pressure loss at 0° under variations of maximum thickness of blade

最大厚度区域发生偏差时,各偏差叶型的性能变化情况如图9所示。叶型最大厚度增大造成的性能恶化最为明显,中弧线变化对性能的影响较小。另外,造成叶型最大厚度减小的吸力面和压力面单侧轮廓度偏差也会导致一定程度的性能恶化。总体来说,叶型最大厚度区域几何偏差比前缘区域几何偏差对性能的影响小很多。

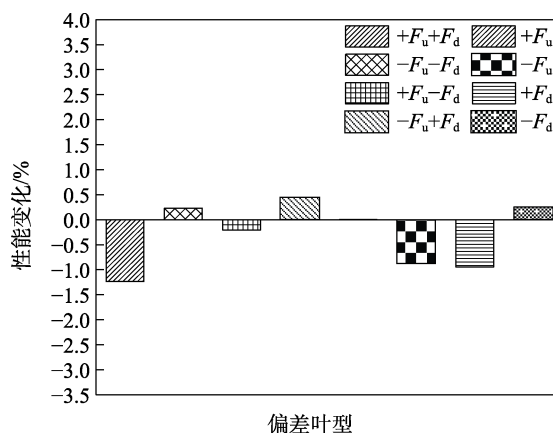


图9 最大厚度区域发生偏差时的叶型性能变化
Fig.9 Performance change of blade under variations of maximum thickness

3.3 尾缘区域几何偏差对性能的影响

叶型尾缘区域发生偏差时的总压损失和攻角范围变化情况如图10所示。偏差叶型类型与前缘区域的基本一致,不同在于 F_a 表示叶型几何出口角。由图10可知,尾缘区域厚度变化会同时影响总压损失和攻角范围,轮廓度正偏差导致总压损失减小

1.25%, 攻角范围增大 0.78%, 而轮廓度负偏差导致总压损失增大 1.34%, 攻角范围减小 1.51%, 与前缘区域情况完全相反。中弧线变化对攻角范围的影响较小, 几何出口角偏小 1°, 导致总压损失增大 1.38%。厚度和中弧线同时变化时, 轮廓度和出口角正偏差造成总压损失减小 2.55%, 攻角范围增大 1.6%, 而轮廓度和出口角负偏差造成总压损失增大 2.25%、攻角范围减小 0.93%, 也和前缘区域情况完全相反。

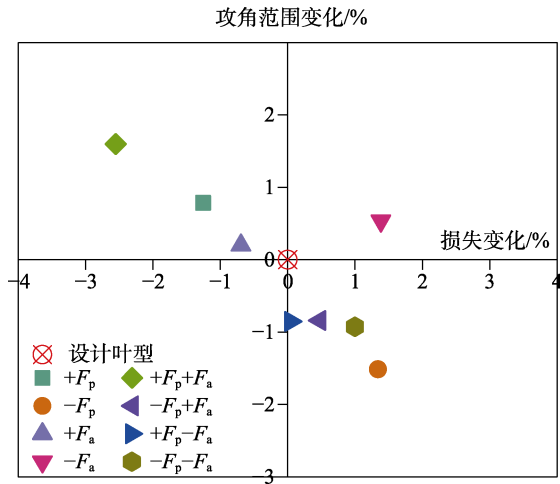


图 10 尾缘区域发生偏差时的攻角范围和 0°攻角总压损失变化

Fig.10 Change of attack angle range and total pressure loss at 0° under variations in trailing edge

尾缘区域发生偏差时, 各偏差叶型的性能变化情况如图 11 所示。由图 11 可知, 轮廓度和几何出口角同时发生负偏差时, 叶型性能恶化最为明显, 单一轮廓度负偏差造成的性能恶化次之。综合对比各偏差叶型计算结果, 表明叶型尾缘几何偏差导致的厚度分布变化对性能的影响更显著。叶型尾缘加工时应主要考虑轮廓度偏差。

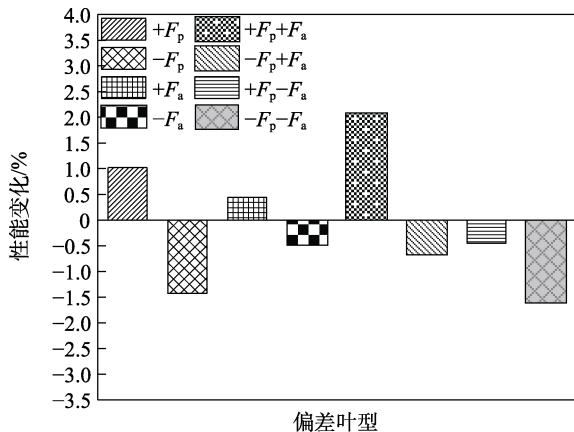


图 11 尾缘区域发生偏差时的叶型性能变化

Fig.11 Performance change of blade under variations in trailing edge

3.4 均匀和非均匀分布几何偏差对性能的影响

通常加工误差会同时出现在叶型各个区域, 为了对比叶型几何偏差均匀和非均匀分布对性能的影响, 本文针对叶型偏差引起厚度发生变化的情况, 计算了轮廓度均匀偏差叶型 $+F_p$ 、 $-F_p$ 和轮廓度非均匀偏差叶型 $+F_p$ 、 $-F_p$, 以及中弧线发生变化的情况, 计算了扭转角偏差叶型 $+F_a$ 、 $-F_a$ 和几何进口、出口角偏差叶型 $+F_a$ 、 $-F_a$ 。其中, $+F_p$ 表示叶型轮廓度均匀正偏差, $+F_a$ 表示扭转角正偏差, $-F_p$ 、 $-F_a$ 与之相反; $+F_p$ 表示叶型轮廓度在前缘区域、最大厚度区域和尾缘区域同时发生正偏差, $+F_a$ 表示几何进口、出口角发生正偏差。由于最大厚度区域中弧线变化对性能影响较小, 故不再考虑最大厚度区域中弧线变化。

总压损失变化和攻角范围变化如图 12 所示。由图 12 可知, 轮廓度均匀偏差主要影响总压损失, 均匀正偏差造成总压损失 3.72%, 轮廓度非均匀偏差主要影响攻角范围, 非均匀正偏差造成攻角范围减小 5.27%。扭转角偏差对总压损失和攻角范围变化都有显著影响, 扭转角正偏差造成总压损失增大 5.71%, 攻角范围增大 3.08%, 负偏差造成总压损失减小 2.25%, 攻角范围减小 3.93%。几何进口、出口角同时发生正偏差, 造成攻角范围减小 4.17%, 同时发生负偏差, 造成总压损失增大 1.38%。

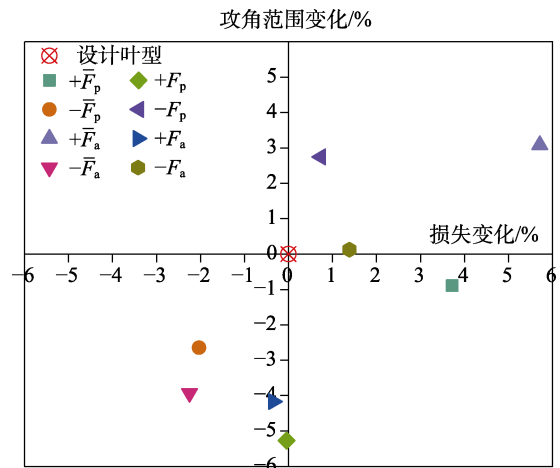


图 12 几何偏差均匀和非均匀分布时的攻角范围和 0°攻角总压损失变化

Fig.12 Change of attack angle range and total pressure loss at 0° under even and uneven distribution of geometric variations

偏差均匀分布和非均匀分布时, 叶型的性能变化情况如图 13 所示。由图 13 可知, 均匀分布和非均匀分布偏差对叶型性能的影响趋势基本一致, 考虑叶型整体几何偏差的情况下, 偏差引起的厚度分布变化对叶型性能的影响更为显著。

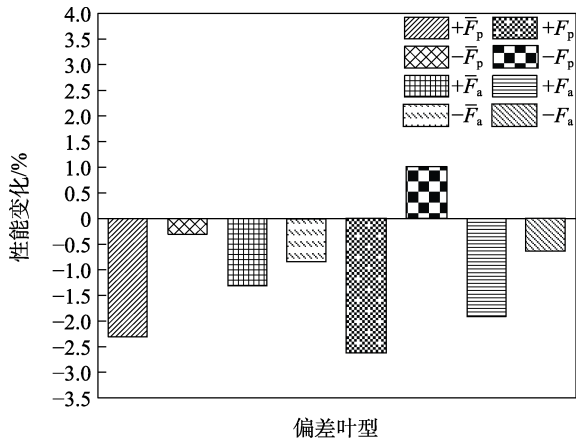


图 13 几何偏差均匀和非均匀分布时叶型性能变化
Fig.13 Performance change of blade under even and uneven distribution of geometric variations

4 结论

本文以前缘区域、最大厚度区域和尾缘区域为重点研究区域，根据偏差叶型厚度变化和中弧线变化为特征，分别构建了不同区域厚度变化、中弧线变化以及厚度和中弧线同时变化的偏差叶型。计算分析了性能对叶型各区域偏差的敏感性和不同特征偏差对叶型性能的影响，并对比了均匀分布和非均匀分布偏差叶型的性能变化，进一步讨论了叶型厚度分布变化和尾缘中弧线变化对性能的影响。得出如下主要结论：

1) 该叶型性能变化对前缘区域偏差最为敏感，前缘区域中弧线变化是造成性能变化的主要原因。最大厚度区域除轮廓度正偏差外，其他类型几何偏差对叶型性能的影响较小。尾缘区域偏差对性能的影响大于最大厚度区域，且该区域几何偏差对性能的影响趋势与前缘区域完全相反。

2) 前缘区域和尾缘区域厚度变化主要影响叶型0°攻角总压损失，而前缘中弧线变化主要影响低损失攻角范围，尾缘中弧线变化主要影响总压损失。考虑叶型整体几何偏差时，均匀分布和非均匀分布偏差对叶型性能的影响趋势基本一致，轮廓度正偏差造成的性能恶化更加显著。

3) 根据所获得几何偏差对性能的影响规律，建议叶型加工时应尽量避免轮廓度正偏差，另外需重点关注前缘区域，避免前缘区域中弧线发生偏移。

致谢：感谢清华大学无锡应用技术研究院对该研究工作的支持！

参考文献：

[1] GARZÓN V E. Probabilistic Aerothermal Design of Compressor Airfoils[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2003.

[2] LEJON M, ANDERSSON N, ELLBRANT L, et al. The Impact of Manufacturing Variations on Performance of a Transonic Axial Compressor Rotor[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Oslo: ASME, 2018.

[3] 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): 423796.

LIU Jia-xin, YU Xian-jun, MENG De-jun, 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): 423796.

[4] WHEELER A P S, MILLER R J, HODSON H P. The Effect of Wake Induced Structures on Compressor Boundary-Layers[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(4): 705-712.

[5] WHEELER A P S, SOFIA A, MILLER R J. The Effect of Leading-Edge Geometry on Wake Interactions in Compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(4): 1.

[6] WALRAEUVENS R E, CUMPSTY N A. Leading Edge Separation Bubbles on Turbomachine Blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 115-125.

[7] GOODHAND M N, MILLER R J. The Impact of Real Geometries on Three-Dimensional Separations in Compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(2): 1.

[8] GOEL T, DORNEY D J, HAFTKA R T, et al. Improving the Hydrodynamic Performance of Diffuser Vanes via Shape Optimization[J]. Computers & Fluids, 2008, 37(6): 705-723.

[9] GOODHAND M N, MILLER R J, LUNG H W. The Impact of Geometric Variation on Compressor Two-Dimensional Incidence Range[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(2): 021007.

[10] GARZON V E, DARMOFAL D L. Impact of Geometric Variability on Axial Compressor Performance[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 692-703.

[11] SCHNELL R, LENGYEL-KAMPMANN T, NICKE E. On the Impact of Geometric Variability on Fan Aerodynamic Performance, Unsteady Blade Row Interaction, and Its Mechanical Characteristics[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(9): 091005.

[12] GIEBMANN S A, SCHNELL R, STEINERT W, et al. Analyzing and Optimizing Geometrically Degraded Transonic Fan Blades by Means of 2D and 3D Simulations and Cascade Measurements[J]. Proceedings of the ASME Turbo Expo, 2012, 8: 279-288.

[13] ZHENG S Y, TENG J F, WU Y, et al. Impact of Nonuniform Stagger Angle Distribution on High-Pressure Compressor Rotor Performance[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Oslo: ASME, 2018.

[14] REITZ G, FRIEDRICHS J, MARX J, et al. Performance Analysis of Deteriorated High Pressure Compressor Blades[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition. Düsseldorf:

- ASME, 2014.
- [15] LANGE A, VOGELER K, GU*MMER V, et al. Introduction of a Parameter Based Compressor Blade Model for Considering Measured Geometry Uncertainties in Numerical Simulation[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air. Orlando: ASME, 2010.
- [16] 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. Glasgow UK: ASME, 2010.
- [17] LANGE A, VOIGT M, VOGELER K, et al. Principal Component Analysis on 3D Scanned Compressor Blades for Probabilistic CFD Simulation[C]//53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Virginia: AIAA, 2012.
- [18] 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.
- [19] 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.
CAO Chuan-jun, LI Bin, ZHAI Zhi-long, et al. Influence of Blade Profile and Twist Angle Difference on Compressor Aerodynamic Performance[J]. Science Technology and Engineering, 2019, 19(11): 292-298.
- [20] 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.
ZHENG Si-yu, TENG Jin-fang, QIANG Xiao-qing. Numerical Research of Twisted Variability on Axial Compressor Performance[J]. Energy Conservation Technology, 2017, 35(2): 99-102.
- [21] 程超, 吴宝海, 郑海, 等. 叶片加工误差对压气机性能的影响[J]. 航空学报, 2020, 41(2): 623237.
CHENG Chao, WU Bao-hai, ZHENG Hai, et al. Effect of Blade Machining Errors on Compressor Performance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 623237.
- [22] 庄皓琬, 滕金芳, 朱铭敏, 等. 考虑加工公差的叶片对压气机气动性能的影响[J]. 上海交通大学学报, 2020, 54(9): 935-942.
ZHUANG Hao-wan, TENG Jin-fang, ZHU Ming-min, et al. Impacts of Blades Considering Manufacturing Tolerances on Aerodynamic Performance of Compressor[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2020, 54(9): 935-942.
- [23] Liu Y, Qin R, Ju Y, et al. Impact of Realistic Manufacturing Uncertainties on the Aerodynamic Performance of a Transonic Centrifugal Impeller[C]//ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. [s. l.]: ASME, 2020.
- [24] MA Chi, GAO Li-min, WANG Hao-hao, et al. Influence of Leading Edge with Real Manufacturing Error on Aerodynamic Performance of High Subsonic Compressor Cascades[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(6): 220-232.
- [25] 陈元林, 覃大清. 导叶双列叶栅 CFD 数值计算及结果分析方法研究[J]. 大电机技术, 2013(4): 38-41.
CHEN Yuan-lin, QIN Da-qing. Investigate the Method of CFD Numerical Calculation and Result Analysis for Tandem Cascade[J]. Large Electric Machine and Hydraulic Turbine, 2013(4): 38-41.
- [26] LIAN Yong-sheng, LIOU M S. Multi-Objective Optimization of Transonic Compressor Blade Using Evolutionary Algorithm[J]. Journal of Propulsion and Power, 2005, 21(6): 979-987.
- [27] 金东海, 展昭, 桂幸民. 基于混合遗传算法的压气机叶型自动优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 349-353.
JIN Dong-hai, ZHAN Zhao, GUI Xing-min. Automatic Design Optimization of Compressor Blades Based on Hybrid Genetic Algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 349-353.

责任编辑: 刘世忠