

超声速来流基元叶型前缘加工误差气动敏感性分析*

陈为雄¹, 王掩刚¹, 马 峰^{1,2}, 刘 乾¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710129;
2. 中航工业西安航空发动机集团有限公司, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为研究叶型前缘加工误差对叶栅气动性能敏感性, 以NASA Rotor 67转子70%叶高截面基元级叶型为研究对象, 选择Clamped型非均匀B样条曲线实现叶型前缘数学描述。采用单因素法建立叶型前缘加工误差模型, 提炼出叶片弦长误差、前缘轮廓度误差、几何进气角误差三个误差模型; 随后结合 $L_9(3^4)$ 正交实验及数值模拟方法研究超声速来流条件下三维直列叶栅不同前缘误差类型对叶栅气动性能的敏感性。正交实验极差分析及显著性分析均表明: 前缘轮廓度误差 F_p 是影响叶栅气动性能的主要影响因素(75%以上可能性), 叶栅性能随前缘轮廓度增加呈现恶化趋势, 即叶型前缘越厚, 叶栅总压损失越大, 扩压能力越小。进一步分析轮廓度误差对叶栅性能影响机制得出: 激波损失是叶栅性能随轮廓度误差加大而恶化的重要原因。

关键词: 叶栅; 气动性能; 转子; 前缘误差; 正交实验; 敏感性

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2019) 10-2235-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180650

Aerodynamic Sensitivity Analysis of Manufacturing Errors for Leading Edge of Supersonic Elementary Blade Profile

CHEN Wei-xiong¹, WANG Yan-gang¹, MA Feng^{1,2}, LIU Qian¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. AVIC Xi'an Aero Engine Group Co. Ltd., Xi'an 710072, China)

Abstract: The present study took 70% span elementary blade profile of NASA Rotor 67 as a research object in order to investigate the aerodynamic sensitivity of blade leading edge manufacturing errors. The Clamped non-uniform B-spline curve was selected to achieve a mathematical description of the leading edge of the elementary blade. Three leading edge error models were extracted using single-factor method, and the error models were as follows: chord error, leading edge profile error, and geometrical inlet angle error. Then the $L_9(3^4)$ orthogonal experiment and numerical simulation method were adopted to study the aerodynamic sensitivity of different leading edge error models to the aerodynamic performance of the three dimensional supersonic straight cascade. The range analysis and significance analysis of orthogonal experiments both show that the leading edge profile error is the main factor that affects the aerodynamic performance of the cascade (more than 75% possibility). The performance of the cascade deteriorates with the increase of the profile of the leading edge, that is, the thicker the lead-

* 收稿日期: 2018-10-17; 修订日期: 2019-03-07。

基金项目: 国家自然科学基金(51376150); 国家级重点实验室基金(JKCYS201960705)。

作者简介: 陈为雄, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: chenweixiong@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 王掩刚, 博士, 教授, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: wyg704@nwpu.edu.cn

引用格式: 陈为雄, 王掩刚, 马 峰, 等. 超声速来流基元叶型前缘加工误差气动敏感性分析[J]. 推进技术, 2019, 40(10): 2235-2242. (CHEN Wei-xiong, WANG Yan-gang, MA Feng, et al. Aerodynamic Sensitivity Analysis of Manufacturing Errors for Leading Edge of Supersonic Elementary Blade Profile [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2235-2242.)

ing edge of the blades, the larger the total pressure loss and the smaller the diffusion capacity. Further analysis of the aerodynamic influence mechanism of the profile error shows that the shock loss is the main reason for the deterioration of the cascade performance with the increase of the profile error.

Key words: Cascade; Aerodynamic performance; Rotor; Leading edge error; Orthogonal experiment; Sensitivity

1 引言

对高性能航空压气机的追求使得近年来压气机叶片呈现出各种弯、扭、掠等复杂三维造型,以及叶身趋薄,导致叶片加工难度大。在压气机叶片设计、建模、加工、制造、焊接等过程中会由于数据转换、切削颤振、切削热、残余应力、焊接变形等引起叶片最终几何型面与设计叶型存在差异^[1]。同时,压气机叶片长期高负荷工作中由于积垢、腐蚀也会造成叶型几何的变化。2003年,MIT的 Garzon^[2]采用实验手段测量了某压气机的大量实体叶片并将实际测量的叶型数据与设计叶型进行对比,给出了叶型偏差量。文献[3]指出当前叶型数控加工中,由于控制余量会导致叶型存在型面轮廓度偏差、前缘出现钝头、尖头和偏头等现象,造成叶型性能的下降。普惠公司 Wu^[4]对某些大型风扇叶片的实验研究发现,有时风扇叶片0.0254mm~0.0762mm的误差能够显著恶化转子气动性能和寿命预期,这取决于误差发生的状态及位置。为了还原反映压气机叶片气动设计人员的真实设计思想,尽可能提高叶型加工精度是方法之一,然而,追求高精度加工将不可避免地增加加工成本,降低加工效率并延长加工周期。因而加工误差对压气机气动性能影响规律、影响量级等问题逐渐引起国内外发动机生产厂商及研究所的重视,成为迫切需要解决的问题。

关于加工误差对气动性能的影响规律,早在1950年,Klapproth^[5]计算了一超声速来流条件下,钝头叶栅的损失特性。结果表明:在设计的相对马赫数条件下,叶型损失随着前缘半径增大线性增加。对于马赫数1.6,前缘半径为叶片栅距1.5%时,相对总压损失1%。1976年,德国汉诺威大学的 Bammert等^[6]实验研究了涡轮叶栅弦长、轮廓、安装角、粗糙度等参数误差对叶栅性能影响规律,结果表明:叶片弦长误差对性能影响较小,叶型安装角和轮廓误差影响较大,同时发现粗糙度误差对叶型性能影响也较为明显。2002年,Roberts等^[7]实验研究了Rotor35弦长变化对压气机性能的影响,并指出:保持前缘形状不变时,一定范围内的叶片弦长伸缩对转子性能影

响较小。高丽敏等^[8-9]对某亚声速直列叶栅数值及实验研究发现:叶型前缘几何误差是影响叶栅性能的主要参数,而尾缘误差对性能影响不明显。其他研究者从亚声速^[10]到超声速^[11],从叶表粗糙度研究^[12]到钝尾缘研究^[13],从翼型叶栅^[14]到风机转子^[15]等进行了较为全面的研究。文献调研表明:叶型前缘几何误差对叶栅气动影响较为显著。关于叶型前缘误差,部分研究者也进行了探索研究,陆宏志等^[16]采用氢气泡流动显示法实验研究了压气机叶片前缘流动。并指出前缘楔形角与分离泡大小成反比,较大的楔形角会收获较小的流动损失。刘火星等^[17]实验研究了NACA65叶型圆形和椭圆形前缘气流流动及转捩情况,得出椭圆形前缘对分离抑制明显,且能忍受较大的攻角变化。

研究人员已经对叶型几何误差对性能的影响进行了大量而富有成效的研究,取得了丰富的研究成果。但就叶型前缘几何对流动场详细流动结构而言,相关研究很少或仅限于将叶型前缘简化成半圆形或者椭圆形,虽然模型简化便于研究,但显然并不能还原实际叶型加工情况。同时叶型从设计到加工使用过程中影响因素多变,且压气机叶片高负荷工作中积垢、腐蚀等也给叶型前缘几何形状增加了诸多不确定性。因此,有必要寻找更科学的数学描述方法客观真实地反映叶型的前缘几何,根据真实物理规律提炼误差模型,摒弃传统的枚举手段,采用更有效的数据分析手段研究前缘加工误差对叶型气动性能影响规律,为进一步推进航空叶轮机工程制造及维护提供定量的理论和数据支撑。

综上,本文以NASA Rotor 67转子70%叶高截面基元级叶型为研究对象,选择Clamped型非均匀B样条曲线实现叶型前4%弦长数学描述。理论上能够穷举出所有可能的叶型前缘形状。采用单因素法提炼叶型前缘误差模型,随后结合正交实验及数值模拟方法研究超声速来流条件下三维直列叶栅不同前缘误差类型对叶栅气动性能的敏感性,为后期工程上制定叶型前缘加工误差准则以及叶片返厂维修更换标准提供参考。

2 研究对象及方法

2.1 研究对象及数值策略

本文以 NASA Rotor 67^[18-19] 为研究对象, 鉴于 70% 叶高截面有详细实验数据, 因此选取该转子 70% 叶高截面基元级叶型作为基准叶型, 将其拉长成直列叶栅, 在基准叶型前缘位置叠加前缘误差, 以研究不同误差类型及误差量级对直列叶栅气动性能影响敏感性及其规律。

使用 CFX 软件求解雷诺平均 N-S 方程, 通过隐式残差光滑及多重网格技术加速收敛。选取 S-A 湍流模型, 文献[8]在进行叶型公差分析时已经对该模型进行验证, 并指出该模型能够捕捉叶型微小形变下的流场变化。鉴于本文研究对象雷诺数约为 $Re = 2.16 \times 10^6$, 而正常叶型表面产生转捩现象的雷诺数在 10^5 量级^[20-21], 因此本文数值计算中对流场进行全湍流处理。采用单通道计算, 选取 NASA Rotor 67 最大效率点为本文需要研究的工况点, 即以 Rotor 67 最高效率点工况下, 70% 叶高截面进、出口流场为直列叶栅的边界条件。计算域为三维直列叶栅网格, 将 70% 叶高截面叶型沿展向拉伸, 上下面边界条件均为无滑移壁面, 叶高取 1.5 倍叶片弦长, 能够保证近中截面处流场平稳均匀, 不受上下壁面附面层影响。计算域进口选定为距叶片前缘 1.5 倍弦长, 出口距叶片尾缘 2 倍弦长。叶型周围为 O 网格, 其余为 H 型网格, 鉴于本文研究叶型前缘微小误差对叶型气动性能敏感性的影响规律, 叶型几何偏差尺寸很小, 因此本文直列叶栅三维计算域第一层网格尺度为 $3 \mu\text{m}$, 保证 $y^+ < 3$, 在网格无关性验证基础上, 最终确定三维计算域网格总数 57 万, 其中, 展向网格节点数 53。图 1 给出了计算域网格、不同栅距位置曲线及弦长位置示意图。其中弦长位置会在下文结果分析中用到。

NASA 报告中关于 Rotor 67 激光测量实验中给出了 70% 叶高截面不同栅距位置的马赫数变化曲线, 为验证本文数值策略的准确性, 本文选取数值计算结果中 10% 栅距及 90% 栅距处流场数据与实验数据进行对比, 考虑到实验数据是在旋转的三维转子中测量, 有典型的三维流动特性, 因此, 本文采用同样的数值方法与网格策略计算实际的 Rotor 67 最高效率点流场, 将三者进行对比。图 2 给出了直列叶栅吸力面 10% 栅距及 90% 栅距处马赫数变化趋势与 Rotor 67 设计点 70% 叶高截面计算结果及 NASA 实验测试结果^[22] 对比, 可以发现: CFD 计算得出的 Rotor 67 转子吸/压力面附近马赫数变化趋势与实验结果基本

重合, 能够证明本文数值策略的准确性, 对于直列叶栅而言, 由于仅选取 70% 叶高基元级截面叶型进行计算, 其三维流动效应与实际情况存在差异导致。因此在吸、压力面马赫数数值上略有差距, 但趋势是一致的。综上, 可以证明本文数值计算策略能够满足研究要求。

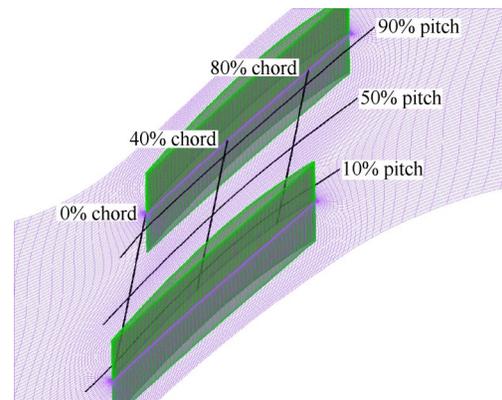


Fig. 1 Schematic diagram of grid and pitch/chord position

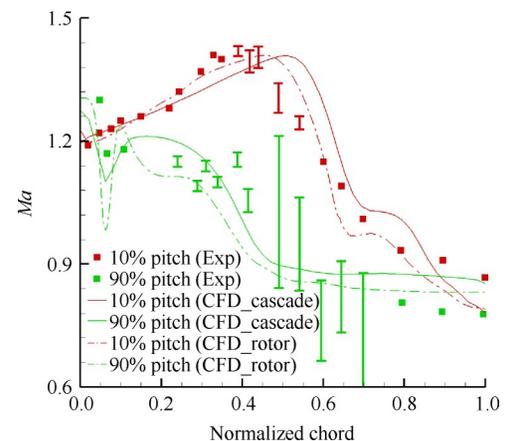


Fig. 2 Numerical Mach number near blade surface compared with the NASA experimental data^[22]

2.2 叶型前缘数学描述

鉴于目前多数文献研究叶型误差分析中, 描述叶型前缘时多采用简单的半圆或椭圆, 形式较为简单, 不能真实反映加工中叶型误差产生情况。因此, 本文结合叶栅参数化精度, 边界条件要求, 最终选择 Clamped 型非均匀 B 样条曲线进行叶型前缘几何的数学描述, 考虑到叶型前 4% 弦长位置能够完全包含前缘形状, 因此选择上述样条曲线对叶型前 4% 弦长叶型进行数学描述, 该曲线控制方程为

$$F(u) = \sum_{i=0}^n N_{i,k}(u) d_i \quad (1)$$

其中, $N_{i,k}$ ($i=0, 1, \dots, n$) 用 Cox-deBoor 递推公式表达为

$$\begin{cases}
 N_{i,0}(u) = \begin{cases} 1, (u_i \leq u \leq u_{i+1}) \\ 0, (\text{else}) \end{cases} \\
 N_{i,k} = \frac{u - u_i}{u_{i+k} - u_i} N_{i,k-1}(u) + \\
 \frac{u_{i+k+1} - u}{u_{i+k+1} - u_{i+1}} N_{i+1,k-1}(u) \\
 \text{define } \frac{0}{0} = 0
 \end{cases} \quad (2)$$

式中 $d_i (i=0, 1 \dots n)$ 为控制点坐标, $N_{i,k} (i=0, 1 \dots n)$ 为 k 次规范 B 样条基函数。非递减节点矢量 U 的元素满足 $u_0 \leq u_1 \dots \leq u_{n+k+1}$ 。

通过建立若干控制点形成参数化样条曲线, 改变控制点坐标即可改变叶型前缘形状, 理论上该方法可以穷举出叶型实际加工过程中可能产生的所有情况。在本文数学描述叶型前缘形状过程中, 定义 9 个控制点, 采用遗传优化算法以拟合方差最小为目标, 反算出叶型前缘控制点坐标, 图 3 给出了基准叶型前缘与 Clamped 型非均匀 B 样条曲线描述生成的叶型前缘对比, 可以发现拟合后曲线与原始叶型几乎完全重合。

2.3 误差模型提炼

本文结合正交分析手段发展单因素法建立叶型前缘加工误差模型, 结合物理实践从模型简化角度认为各误差模型之间无相互作用关系, 最终提炼出三个误差模型: 叶片弦长误差, 前缘轮廓度误差, 几何进气角误差。采用 Matlab 编制程序由三个误差模型确定三个自由度: 弦长伸缩因子 F_C , 前缘轮廓度因子 F_P 以及几何进气角因子 F_A 。通过给定各自由度数值大小, 最终生成新的叶型。图 4 给出了三个自由度误差模型的变化规律。结合工程实践, 给出本文叶型前缘各误差模型取值范围, 如表 1 所示。弦长伸缩因子如图 4(a) 所示, 表示叶型弦长误差的变化大小, 定义弦长缩小为负, 弦长伸长为正; 前缘轮廓度因子

如图 4(b) 所示, 表明叶型前缘厚度变化关系, 为尽可能真实反映加工过程中所产生轮廓度误差情况, 在前缘与叶身连接处保证连续且一阶导相等, 定义轮廓度变大为正, 其最大厚度误差取值为 $[-0.05\text{mm}, 0.05\text{mm}]$, 其余部分轮廓度误差根据最大厚度处距离均匀缩小; 几何进气角误差如图 4(c) 所示, 定义与轴向夹角增加为正, 与轴向夹角减小为负, 其取值为 $[-1^\circ, 1^\circ]$ 。

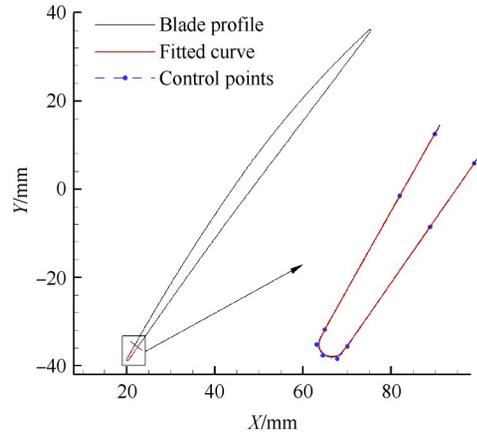


Fig. 3 Comparison of the reference blade front and fitted one

Table 1 Value range of different blade leading edge error models

Factors	ORI	[Min, Max]
F_C/mm	0	$[-0.1, 0.1]$
F_P/mm	0	$[-0.05, 0.05]$
$F_A/(\text{°})$	0	$[-1, 1]$

2.4 正交试验

本文正交试验中, 考虑 2.3 节中提炼的三个误差模型作为三个因素, 根据表 1 中各因素取值范围将其均分为 3 个水平。3 个因素分别占用 3 列, 再加上一个空格列充当误差列, 故选用 $L_9(3^4)$ 为正交试验方案, (正交试验方案 $L_N(m^k)$ 中 L 为正交表的代号, N 表示实验次数, k 表示影响实验结果的可能的因素个数, m 表示各因素水平数)。对于空列充当误差列的

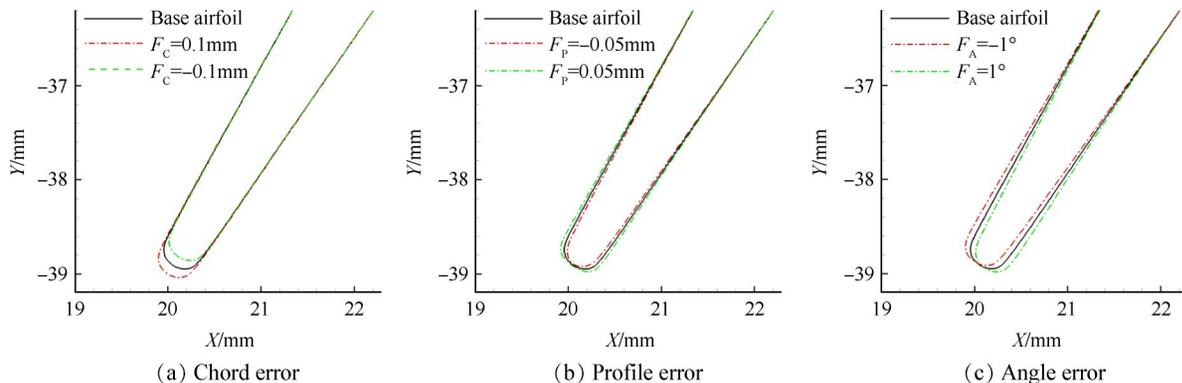


Fig. 4 Model refinement of blade leading edge error

逻辑可以这样理解:假设在误差列上也填充一个因素A,并选取两个因素水平分别为 A_1, A_2 ,由于因素A并非真实变量,所以 $A_1=A_2$,因此响应在 $y=A_1$ 时与 $y=A_2$ 时不应有所变化。但实际中,当A在不同水平上时,响应的均值不同,这种不同即可认为来源于误差。若空列置信度较大,说明可能漏掉某些重要因素,或者因素之间存在不可忽略的交互作用。表2给出了该超声速叶栅前缘误差正交实验方案。

确定实验方案后,按次序根据各误差模型取值,结合Clamped型非均匀B样条曲线方法,在基准叶型几何上叠加误差,最终生成新的基元级叶型,随后绘制网格,进行CFD数值计算,为下文进行结果分析做数据准备。

Table 2 Orthogonal experimental scheme

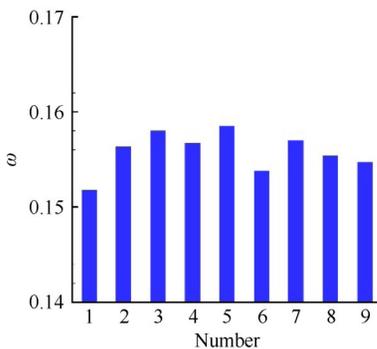
Case No.	F_c/mm	F_p/mm	$F_A/(\circ)$	Error
1	-0.1	-0.05	-1	1
2	-0.1	0	0	2
3	-0.1	0.05	1	3
4	0	0	1	1
5	0	0.05	-1	2
6	0	-0.05	0	3
7	0.1	0.05	0	1
8	0.1	-0.05	1	2
9	0.1	0	-1	3

3 结果与分析

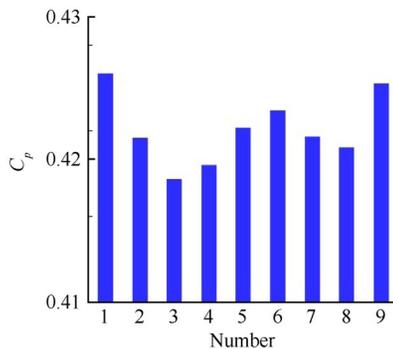
3.1 正交结果分析

在上文给定的叶型前缘误差尺度范围内设计不同参数水平的正交试验。对于直列叶栅,其性能好坏的评判指标包含总压损失系数 ω 和静压升系数 C_p ,具体表现为叶栅通道的流动损失尽可能小,而扩压能力尽可能大。对应公式分别为

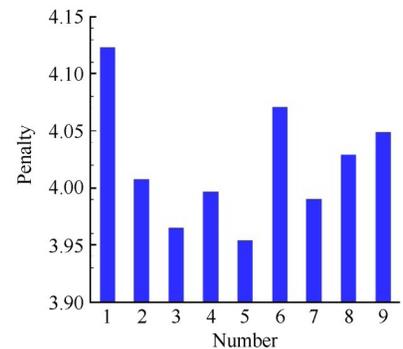
$$\omega = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_1} \quad (3)$$



(a) Total pressure loss coefficient



(b) Static pressure rise coefficient



(c) Penalty function

Fig. 5 Results of orthogonal experiment

$$C_p = \frac{2 \cdot (p_2 - p_1)}{\rho_1 \cdot V_1^2} \quad (4)$$

式中 p_1 和 p 分别表示总压和静压, ρ 为密度, V 为速度,下标1和2分别表示叶栅进、出口截面。由于评价叶栅好坏存在两个指标,且两指标指向性相反(总压损失系数越小越好,静压升系数越大越好),因此,本文首先将总压损失系数取倒数,使两指标指向性相同,并根据各个指标的重要程度确定加权量,最终提出评判直列叶栅性能的罚函数

$$\text{Penalty} = \lambda \cdot \frac{1}{\omega} + (1 - \lambda) \cdot C_p \quad (5)$$

式中 λ 表示各指标权重, λ 取值0.6。图5分别给出了9个正交实验方案中总压损失系数,静压升系数,以及叶栅性能罚函数值。可以发现,从总压损失系数来看,方案1总压损失系数最小,方案5的总压损失系数最大;从静压升系数来看,方案1及方案9静压升系数较大。综合叶栅性能罚函数来看,方案1叶栅性能最好,证明了本文罚函数的有效性。

为了确定各因素对叶栅性能的影响大小,找出各误差因素对叶栅性能影响的主次关系,本文采用极差分析法,首先计算出各因素对应水平响应值之和 K_i (即正交实验表任一列上同一水平号对应的实验结果之和),再根据下述公式计算出各因素极差 R

$$R = \max\{K_1, K_2, K_3\} - \min\{K_1, K_2, K_3\} \quad (6)$$

极差反映了对应误差因素对结果响应的影响程度,极差越大说明因素对响应的影响越大。图6给出了罚函数响应平均值 K 随误差水平变化曲线,其最大值与最小值之差即为极差。显然叶型前缘轮廓度误差(F_p)对叶栅气动性能影响最大,极差 R 为0.313,且叶栅性能随前缘轮廓度增加呈现单调递减趋势,即叶型前缘厚度越厚,叶栅性能越差,当叶栅前缘厚度减薄时,对气动性能起提升作用,具体为:当叶栅前缘厚度从 -0.05mm 增至 0.05mm 时,平均总压损失系数从15.36%增至15.78%,而平均静压升系数从

42.34% 降至 42.08%，变化幅值分别为 0.42% 和 0.26%；进口几何角误差 F_A 随角度增加，也呈现递减趋势，但影响效应显著下降；误差列对叶栅性能影响显著性与 F_A 相同；弦长误差对叶栅性能影响效应最小，极差仅为 0.07353，说明对于 0.1mm 量级尺度的弦长变化对叶栅性能几乎没有影响。

但是极差值仅仅反映了各因素影响实验指标的主次关系，并不能展示出各个因素对实验指标影响的程度。以 F_p 为例， F_p 的 K_i 值差异可能有以下三种原因：(1) 叶栅气动性能确实随 F_p 的增加而减小；(2) 由于 F_p, F_A 与 F_c 的耦合作用导致叶栅性能的变化；(3) 可能是由于 CFD 计算及数据处理中产生的系统误差或随机误差导致 K_i 值变化。上述原因所占比重需要定量分析判别。

3.2 显著性分析

在正交试验中，常采用 Con 值来表征某因素 A 对试验指标的影响程度，该值反映的是因素平均偏差平方和(条件误差)相对于误差平均偏差平方和(实验误差)的大小， Con 值越大，说明条件误差相对实验误差越大，或因素变化对实验指标影响越显著。定义为

$$Con_A = \frac{MS_A}{MS_e} = \frac{SS_A}{DF_A} \cdot \frac{DF_e}{SS_e} \quad (7)$$

$$SS_A = \frac{1}{r} \sum_{i=1}^m \left(\sum_{j=1}^r y_{ij} \right)^2 - \frac{G^2}{n} \quad (8)$$

$$G = \sum_{i=1}^n y_i \quad (9)$$

式中 Con_A 表示因素 A 的 Con 值， MS 为平均偏差平方和。 SS 为偏差平方和， y 表征正交实验的响应值，即本文评判叶栅性能的罚函数值。 G 为响应的代数和。 n 表示正交实验总数， m 是因素的水平数，本文中 $m=3$ ， r 表示某因素每个水平所做实验数，本文 $r=3$ ，下标 A 表示因素 A ， e 表示误差列。 DF 表示自由度，总

自由度为总试验次数-1，某因素的 DF 为该因素水平数减 1，误差列自由度 $DF_e = \text{总自由度} - \text{各因素自由度之和}$ 。图 1 给出了各误差因素 Con 值柱状图，结合表征置信度水平的 Con_α 分布表^[23]可知 $Con_{0.01}(2, 2) = 99.01$ ， $Con_{0.05}(2, 2) = 19.00$ ， $Con_{0.10}(2, 2) = 9.00$ ， $Con_{0.25}(2, 2) = 3.00$ ，对于轮廓度误差 F_p 而言， $Con_{0.25} < Con_{F_p} < Con_{0.10}$ ，即对于取值 $[-0.05\text{mm}, 0.05\text{mm}]$ 而言，有 75% 以上的把握认为轮廓度误差对叶栅性能有影响，有低于 25% 的可能是由于 F_c, F_A 与 F_p 的耦合作用或者 CFD 误差导致。而叶型弦长误差及进口角度误差因其置信度略小，可认为在各自取值范围内对叶栅气动性能几乎无影响。

3.3 影响机理分析

为进一步分析轮廓度误差对叶栅性能影响较大的原因，本节采用控制变量法，即保证 $F_c=0\text{ mm}$ 及 $F_A=0^\circ$ ，仅改变轮廓度误差，分别取值 $F_p=-0.05\text{mm}, 0\text{mm}, 0.05\text{mm}$ ，采用上文所介绍数值策略计算叶栅性能。图 8 给出了直列叶栅中截面处总压损失系数沿栅距方向的分布曲线。从图中可以看出，随前缘轮廓度增加，总压损失系数呈现逐渐增大趋势，且主要的损失增量聚集在吸力面侧，而压力面侧的损失几乎重合。说明叶型前缘轮廓度变化主要影响吸力面侧流场结构，进而造成流动损失差异。为了进一步分析直列叶栅吸力面侧的流动结构，本文提取直列叶栅中截面吸力面侧网格坐标及流场数据，对网格沿前缘到尾缘方向进行线积分，沿吸力面法向采用同样的方法进行线积分，并对叶表法向距离进行对数化处理，以清晰显示近壁面处的流动结构，最终得出图 9 所示直列叶栅三个前缘轮廓度误差水平下叶表吸力面侧熵增等值线图对比，可以发现：在 60% 弦长以前，三个误差水平下，流场等值线几乎重合，未发现明显区别。随后在 70% 弦长位置附近随轮廓度误差

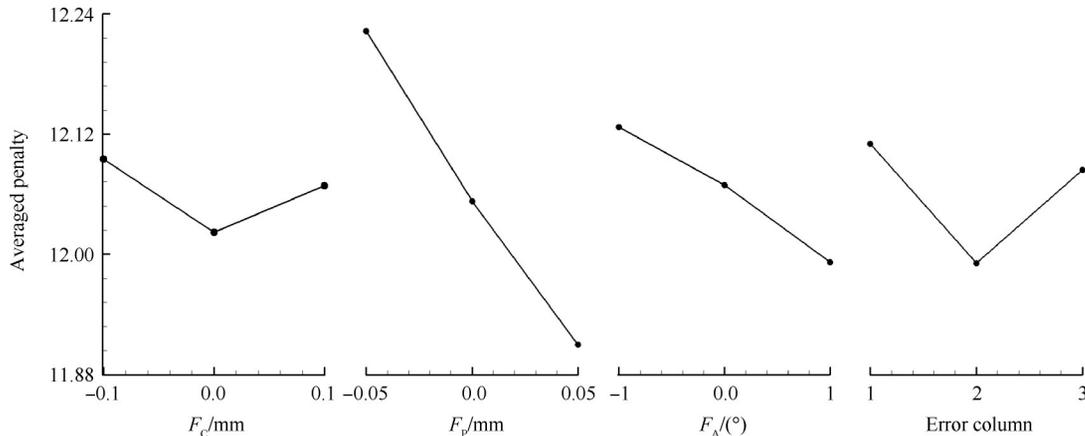


Fig. 6 Variation of K value for different error factors

水平增加,等值线逐渐向尾缘移动,高熵区范围逐渐加大,意味着流动损失逐渐加剧。

为进一步分析高熵区在70%弦长位置附近随轮廓度误差增大而增大的原因,图10给出了三个轮廓度误差情况下各弦长位置处Mach数沿无量纲额线(压气机圆周方向)方向分布对比(其中0代表吸力面侧,1代表压力面侧)。可以发现在20%弦长位置之前,叶栅通道中沿额线方向速度型几乎重合,40%弦长位置处近压力面侧的马赫数随轮廓度增加而稍微增加,且为超声速。在60%弦长位置近吸力面侧同样出现马赫数随轮廓度增加而稍微增加,且超声速的现象,而压力面侧马赫数在60%弦长位置的值略小于1,且三个误差水平下速度型几乎重合;吸力面侧80%弦长附近也出现相似现象。说明在叶栅通道中吸力面侧约70%弦长位置产生激波并打在压力面侧40%弦长位置处形成槽道激波。随前缘轮廓度误差增加,波前马赫数也随之增加,槽道激波随着前缘轮廓度增加而强度增强,激波强度增加意味着流道中损失的加剧。说明激波损失是叶栅性能随轮廓度误差加大而恶化的重要原因。

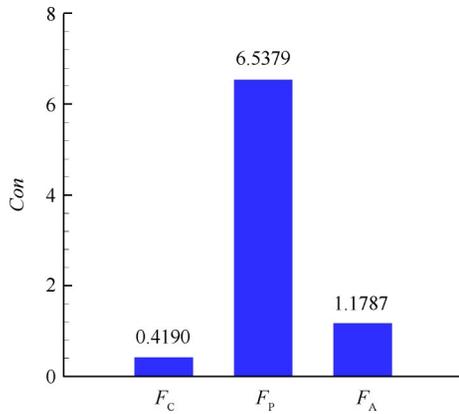


Fig. 7 Con-bar graph of each factor

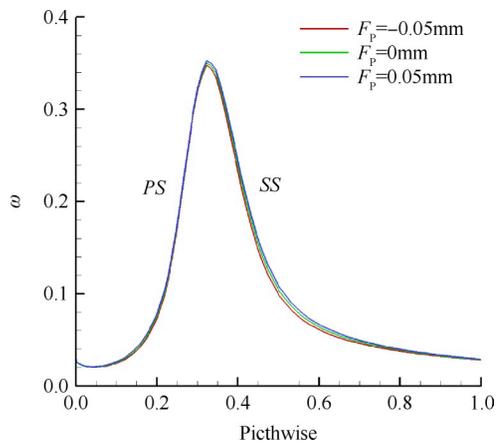


Fig. 8 Pitchwise distribution of midspan ω

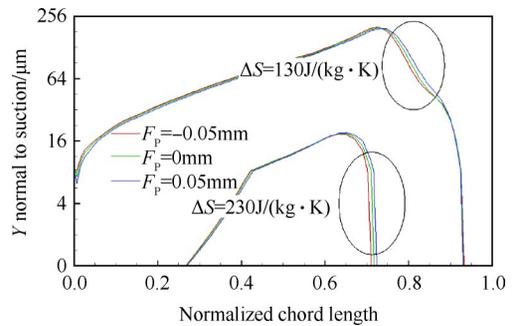


Fig. 9 Entropy isolines of blade suction boundary layer

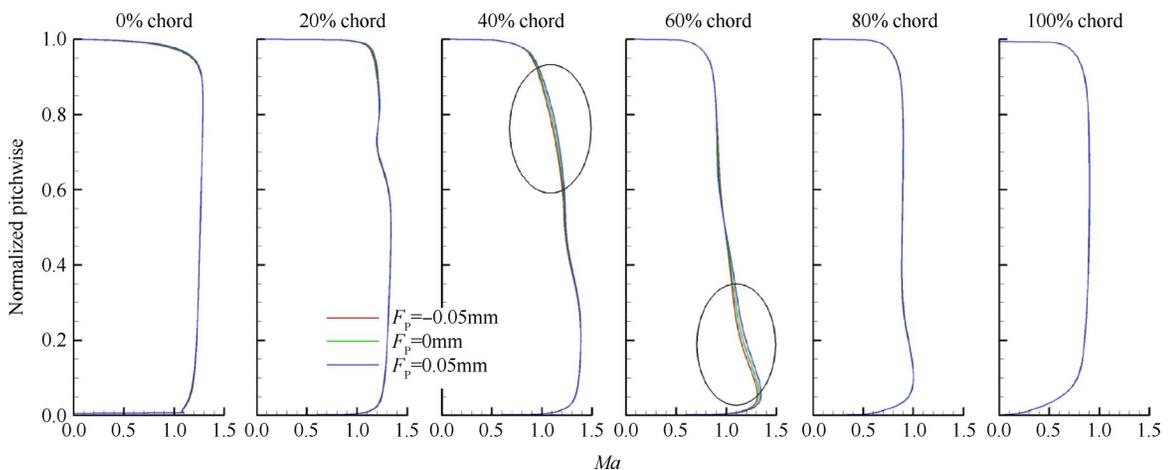


Fig. 10 Comparison of Mach number distributions along pitchwise under three profile error cases

4 结论

本文以 NASA Rotor 67 转子 70% 叶高截面基元级叶型为研究对象,研究超声速来流条件下三维直列叶栅不同前缘误差类型对叶栅气动性能敏感

性,具体结论如下:

- (1) 极差及显著性分析结果表明前缘轮廓度误差(PF)是叶栅气动性能的主要影响因素,有75%以上的把握认为轮廓度误差对叶栅性能有影响,有低于25%的可能,这是由于弦长伸缩因子、几何进气角

因子和前缘轮廓度因子的耦合作用或者 CFD 误差导致。而叶型弦长误差及进口角度误差在各自取值范围内对叶栅气动性能影响很小。

(2) 随叶栅前缘轮廓度误差加大叶栅性能逐渐恶化, 分析轮廓度误差对叶栅通道中损失及马赫数影响得出: 随着前缘轮廓度增加, 槽道激波强度增加, 损失加剧。说明激波损失是叶栅性能随轮廓度误差加大而恶化的重要原因。

(3) 在实际叶型加工中以及后期对返厂的前缘表面结垢或腐蚀的叶型进行维修翻新时, 重点检测叶型前缘轮廓度误差, 而对角度及弦长误差可以放宽要求。

致 谢: 感谢国家自然科学基金、国家级重点实验室基金资助。

参考文献:

- [1] 郝 炜, 蔺小军, 单晨伟, 等. 薄壁叶片前后缘加工误差补偿技术研究[J]. 机械科学与技术, 2011, 30(9): 1446-1450.
- [2] Garzon. Probabilistic Aerothermal Design of Compressor Airfoils [D]. *Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology*, 2002.
- [3] 陈亚莉, 李美荣, 宋 成. 压气机叶片型面精密数控铣加工技术应用研究[J]. 航空发动机, 2016, 42(4): 93-97.
- [4] Wu C Y. Arbitrary Surface Flank Milling and Flank SAM in the Design and Manufacturing of Jet Engine Fan and Compressor Airfoils[R]. *ASME GT 2012-68051*.
- [5] Klapproth John I. Approximate Relative Total Pressure Losses of an Infinite Cascade of Supersonic Blades with Finite Leading Edge Thickness [R]. *NACA-RM-E9L21*, 1950.
- [6] Bammert K, Sandstede H. Influences of Manufacturing Tolerances and Surface Roughness of Blades on the Performance of Turbines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 1976, 98(1): 29-36.
- [7] Roberts W B, Suder K L, Thorp S A, et al. The Effect of Variable Chord Length on Transonic Axial Rotor Performance [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2002, 124(3): 351-357.
- [8] 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 Ruihui, et al. Effects of Blade Machining Error on Compressor Cascade Aerodynamic Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525-531.)
- [9] 高丽敏, 蔡宇桐, 郝燕平, 等. 加工误差对压气机叶片气动性能影响试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1761-1766. (GAO Li-min, CAI Yu-tong, HAO Yan-ping, et al. Experimental Investigation on Aerodynamic Performance of Compressor Blade Considering Manufacturing Error [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1761-1766.)
- [10] Goodhand M N, Miller R J. The Impact of Real Geometries on Three-Dimensional Separations in Compressors [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2).
- [11] Wood R M, Miller D S. Impact of Airfoil Profile on the Supersonic Aerodynamics of Delta Wings [J]. *Journal of Aircraft*, 1986, 23(9): 695-702.
- [12] Sun H, Wang M, Wang Z, et al. Numerical Simulation of Non-Uniform Roughness Distribution on Compressor Performance [J]. *Journal of Marine Science and Technology*, 2018, 23(2): 389-397.
- [13] Saracoglu B H, Paniagua G, Sanchez J, et al. Effects of Blunt Trailing Edge Flow Discharge in Supersonic Regime [J]. *Computers & Fluids*, 2013, 88: 200-209.
- [14] Wen Y L, William N D, John D C, et al. The Impact of Manufacturing Variability on High Pressure Turbine Profile Loss [R]. *AIAA 2018-2121*.
- [15] Raina A, Lee K, Farokhi S, et al. Effect of Typical Manufacturing Defects on the Performance of Small Stall-Regulated Wind Turbines [R]. *AIAA 2012-1156*.
- [16] 陆宏志, 吴洋洲, 陆利蓬, 等. 压气机叶片前缘楔形角对前缘分离泡的影响[J]. 工程热物理学报, 2002, 23(5): 569-572.
- [17] 刘火星, 李 凌, 蒋浩康, 等. 二维 NACA65 叶型前缘几何形状对气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2003, 24(2): 231-233.
- [18] Cunnan W S, Stevens W, Urasek D C. Design and Performance of a 427-Meter-per-Second-Tip-Speed Two-Stage Fan Having a 2.40 Pressure Ratio [R]. *NASA-TP-1314*, 1978.
- [19] Urasek D C, Gorrell W T, Cunnan W S. Performance of Two-Stage Fan Having Low-Aspect-Ratio, First-Stage Rotor Blading [R]. *NASA-TP-1493*, 1979.
- [20] Im J H, Shin J H, Hobson G V, et al. Effect of Leading Edge Roughness and Reynolds Number on Compressor Profile Loss [R]. *ASME GT 2013-95487*.
- [21] 梁 赟, 刘火星, 邹正平. 高负荷低压涡轮边界层转捩的实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(5): 1023-1029. (LIANG Yun, LIU Huo-xing, ZOU Zheng-ping. Experimental Investigation on Boundary Layer Transition Process in High-Lift Low-Pressure Turbines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(5): 1023-1029.)
- [22] Anthony J S, Jerry R W, Michael D H, et al. Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor [R]. *NASA-TP-2879*, 1989.
- [23] Montgomery D C. 实验设计与分析 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2009.