

波纹度偏差对高负荷压气机叶型的影响

高丽敏^{1,2}, 杨光^{1,2}, 王浩浩^{1,2}, 黄萍³

(1. 西北工业大学动力能源学院, 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, 710072, 西安; 3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 621000, 四川绵阳)

摘要: 基于对压气机叶片局部加工质量的分析, 针对描述波纹度的关键参数, 提出了描述波纹度加工偏差的正弦函数数学模型。该模型针对叶片加工型面存在的“微小波纹”现象, 用幅值、频率和初始相位高效直观地体现了波纹度的波纹高度、波纹宽度和波纹初始相位参数。以某发动机高负荷叶型为对象, 采用数值模拟手段研究了波纹度偏差关键几何参数对压气机高亚声速叶型气动性能的影响规律及机理。结果显示: 在波纹宽度与起始相位相同的前提下, 攻角范围会随着波纹高度的增加而减小, 叶背局部波纹高度增加会导致流动损失增加; 加工质量差的波纹高度大且波纹宽度小的叶型性能退化最严重, $Ma = 0.8$ 时损失系数相较于设计叶型至少升高 24.2%。根据文中结果对现有加工工艺提出两点建议: 其一, 叶背波纹高度较小和波纹宽度较大, 若能保证其中之一, 能使得叶型性能下降程度不显著; 其二, 可根据叶型的低损失攻角范围选择性接受叶背起始加工偏差状态。

关键词: 波纹度; 加工偏差; 高负荷叶型; 气动性能

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtxb202303011 **文章编号:** 0253-987(2023)03-0117-12

Effect of Waviness Deviation on the Blade Profile of the High-Load Compressor

GAO Limin^{1,2}, YANG Guang^{1,2}, WANG Haohao^{1,2}, HUANG Ping³

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. State Key Laboratory of Airfoil and Cascade Aerodynamics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. China Gas Turbine Establishment, Mianyang, Sichuan 621000, China)

Abstract: Based on the analysis of the local machining quality of the compressor blade, this paper proposes a sine function mathematical model to describe the machining deviation of the waviness aiming at the key parameters describing the waviness. In response to the phenomenon of “small fluctuations” in the blade machining profile, the model effectively and intuitively reflects the height, width and initial phase parameters of the waviness with amplitude, frequency and initial phase. Taking a high-load blade profile of an engine as the object, the influence law and mechanism of the key geometric parameters of waviness deviation on the aerodynamic performance of the high-subsonic blade profile of the compressor are studied by numerical simulation method. The results show that, with the same waviness width and initial phase, the range of angle of at-

tack decreases with the increase of waviness height, and the increase of the local waviness height on the suction side will lead to an increase in flow loss. Poorly machined profiles with large waviness height and small waviness width undergo the most severe performance degradation, and when $Ma=0.8$, the loss is at least 24.2% higher than the design blade profile. Based on the result, two suggestions are made to the existing processing technology: First, either a smaller waviness height or a larger waviness width shall be guaranteed, which can make the degradation of the blade profile performance not significant; second, the initial machining deviation state of the suction side can be selectively accepted according to the low range of loss for the blade profile.

Keywords: waviness; machining deviation; high load profile; aerodynamic performance

压气机是航空发动机的核心部件,其叶片型面的设计与制造则是航空发动机研制的核心技术,最终的叶片型面对航空发动机性能有着至关重要的影响。

由于压气机叶片属于典型的薄壁弱刚性零件,再加上叶片尺寸处在毫米量级^[1],在加工过程中因为定位状态、切削力变化、刀具更换等原因使得成型叶片不可避免的存在着加工误差^[2-4],即成型叶片的型面轮廓与设计型面之间存在一定的差异^[5-7]。

MIT 的 Garzon 等^[8-9]最早关注到加工误差的随机特性,他发现叶片前缘附近型线误差是影响气动性能的主要部位。Goodhand 等^[10-11]以加工生产后和服役后大量压气机叶片为研究对象,研究了叶型变化后的攻角范围变化。Chernoray 等^[12]对焊接引起的导叶叶背“鼓包”现象进行了研究,探讨了气动性能对叶背“鼓包”位置的敏感度。Selvan 等^[13]的数值研究结果表明,小型压气机叶尖叶型的厚度增加会显著恶化叶片性能。

2013 年,西北工业大学高丽敏等在国内率先开展了轴流压气机叶片加工误差的吹风实验^[14]与数值仿真^[15];筛选了气动性能影响较大的几何敏感参数有前缘半径^[16]和形状^[17]、叶型轮廓度^[18]等。西安交通大学据亚平等^[19]建立了粗糙表面的三角函数模型,研究了积垢造成的轮廓变化现象对叶型性能影响。北京航空航天大学刘佳鑫等^[20]采用数值计算发现某型高压压气机出口级叶片型面的轮廓度误差增大了叶片损失。基于对某 1.5 级跨声速压气机转子叶片轮廓度偏差的统计,耿少娟等^[21]发现,正的轮廓度偏差降低了压气机的压比和效率。上海交通大学庄皓琬等^[22]的数值计算结果表明,转子叶尖的轮廓度超差对压气机转子的效率影响最大。

上述有关叶片轮廓度加工误差影响的研究均是在设计叶型上均匀叠加轮廓度偏差的基础上进行的。然而,叶片加工过程中,刀具的频繁更换和叶片

材料弹性形变的“让刀”等现象导致型面上“过切”与“欠切”现象同时存在^[23],加工偏差/轮廓度沿叶片轮廓线分布不均匀,即叶片型面存在着“微小波纹”的现象^[24]。欧洲 UMRIDA 项目(Uncertainty Management for Robust Industrial Design in Aeronautics Project)的报告中指出,“波纹”是压气机叶片叶型主要存在的 4 种加工误差形式之一^[24],其影响不可忽略。

在国内,压气机叶片加工过程中的“波纹度”现象也屡见不鲜。因此,本文针对叶片加工型面存在的“微小波纹”现象,通过提取加工叶片“波纹度”的主要特征,建立叶片型面波纹度加工误差的数学模型;采用数值模拟手段研究了多种叶背波纹偏差对压气机高亚声速叶型气动性能影响,叶背添加波纹的原因在于叶背曲率变化更大,加工难度更高,受夹具装夹、刀具更换、弹性变形等原因导致叶背的加工质量较差^[2-3]。研究结果将对压气机叶片加工工艺的改进与加工验收标准的完善有重要参考价值。

1 波纹度与数学模型

1.1 波纹度

设计型面与存在“微小波纹”现象的加工型面之间的关系如图 1 所示。

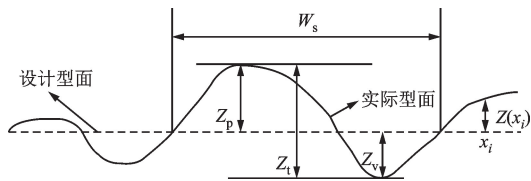


图 1 加工波纹偏差示意图

Fig. 1 Schematic diagram of processing profile waviness

图 1 中,虚线代表设计型面,实线代表实际型面,实际型面与设计型面之间存在微小波纹。 $Z(x_i)$ 代表设计型面上任意点 x_i 处轮廓线上的法向偏差即轮廓度偏差, $Z(x_i) = 0$ 代表设计型面,则表征该

型面宏观加工质量的轮廓度误差^[25]为型面轮廓度偏差的最大值,即

$$d=\max(Z(x_i))$$

(1)

在实际加工过程中,受到某些如更换刀具等工艺流程的影响,轮廓度偏差 $Z(x_i)$ 沿着设计型面并非均匀分布,而在型面局部可能交替出现负偏差 $Z(x_i)<0$ 或正偏差 $Z(x_i)>0$,即型面上呈现出波峰、波谷等类似于正弦波的“微小波纹”(剔除粗糙度影响)。为了型面局部的加工质量进行定量评估,型面局部出现的“微小波纹”用由波纹高度 Z_t 与波纹宽度 W_s 组成的波纹度^[26]来表示。

波纹高度为

$$Z_t=|Z_p|+|Z_v|$$

(2)

波纹宽度为

$$W_s=|x_p-x_v|$$

(3)

式中: Z_p 和 $|Z_v|$ 代表型面一组相邻的波峰高度和波谷深度; x_p 和 x_v 分别为波纹相邻的波峰与波谷对应的型面位置。若波纹高度 Z_t 越大说明实际的加工型面不平整的幅度越大;若波纹宽度 W_s 越大,说明波纹度经历一个波峰至波谷的距离越长,即波纹度变化频率低,说明实际物体表面轮廓更光滑。

1.2 数学模型

显然,加工型面“微小波纹”在几何上具有类似“正弦波”的特征,而波纹的高度与深度亦可用“正弦波”的幅值与波长来表示。因此,本文通过对加工型面“微小波纹”几何特征的分析,建立了可以定量描述加工型面局部质量“波纹度”数学模型,具体如下:通过正弦函数中幅值与波长两个关键参数来表征“波纹度”关键几何特征参数波纹高度和波纹宽度。所建立的“波纹度”数学模型具体为

$$Z(x)=\begin{cases}0.5Z_t\sin(2\pi(x-x_s)/W_s+\varphi), & x_s\leq x\leq x_e \\ 0, & x>x_e \\ 0, & x<x_s\end{cases}$$

(4)

式中: x_s 代表型面波纹发生的起始位置; x_e 代表波纹结束位置; φ 代表波纹发生的初始相位。显然,本文所建立的型面加工质量“波纹度”函数不仅可以考虑定量描述“波纹度”的波纹高度 Z_t 和波纹宽度 W_s ,还可以考虑型面加工发生“微小波纹”的起始位置 x_s 与起始相位 φ 。

2 研究方案

2.1 波纹偏差方案

经过对 100 个加工叶片进行检测发现:叶片加

工过程中叶背的加工质量较差,尽管叶片整体轮廓度误差 d 小于图纸规定的加工公差 $\delta(\delta=0.15\text{ mm})$,但叶背型面存在轮廓负偏差与轮廓正偏差交替出现的情况,即存在着“波纹”。

为了单纯研究局部加工质量,设定本文研究的“波纹度”叶片已满足宏观加工质量要求即 $0.5Z_t\leq\delta=0.15\text{ mm}$ 。

根据所建立的型面局部加工质量“波纹度”的数学模型式(4),本文设计 6 种型面波纹度研究方案模型,以研究波纹高度 Z_t 、波纹宽度 W_s 及起始相位 φ 对高负荷压气机叶型气动性能影响,方案见表 1,波纹 0 方案是设计叶型,即不考虑任何局部加工波纹偏差。设计型面与波纹偏差方案如图 2 所示。

表 1 叶背 6 种形式波纹

Table 1 6 kind of waviness on suction side

方案	Z_t/mm	W_s/mm	φ
波纹 0			
波纹 1	0.3	33	0
波纹 2	0.3	33	π
波纹 3	0.3	11	0
波纹 4	0.1	33	0
波纹 5	0.1	33	π
波纹 6	0.1	11	0

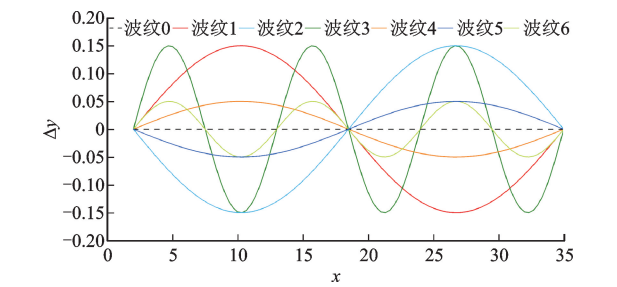


图 2 设计型面与 6 种波纹偏差方案
Fig. 2 Design profile and 6 plans of waviness deviation

结合表 1 和图 2 说明不同叶背波纹度的设计思路。

波纹 1 与波纹 4、波纹 3 与波纹 6 的波纹宽度和初始相位均相同,但其波纹高度有较大不同:波纹 1 和波纹 3 偏离设计型面较为严重,波纹高度 $Z_t=0.3\text{ mm}$;波纹 4 与波纹 6 的波纹度偏差较小, $Z_t=0.1\text{ mm}$ 。

波纹 1 与波纹 3、波纹 4 与波纹 6 的波纹高度和初始相位相同,但波纹宽度不同:波纹 3 与波纹 6 波纹宽度小, $W_s=11\text{ mm}$,而波纹 1 与波纹 4 的波纹宽度较大, $W_s=33\text{ mm}$ 。

波纹 1 与波纹 2、波纹 4 与波纹 5 具有相同的波纹宽度与高度,但波纹偏差的起始方向不同:波纹 1 与波纹 4 的初始相位为 0,其加工轮廓度起始偏差为正,即波纹形式为“凸-凹”形状;波纹 2 与波纹 5 起始相位为 π ,其波纹的轮廓度偏差为负,即波纹形状为“凹-凸”形式。

2.2 研究对象

本文以某型航空发动机压气机转子 50% 叶高、扩散因子高达 0.52 处亚声速叶型为研究对象,其稠度为 1.99,叶型弯角为 56.3° 。该叶型如图 3 所示,具体参数信息详见表 2。

表 2 某型航空发动机压气机转子 50% 叶高叶型设计参数

Table 2 Design parameters of 50% span profile of a certain type of aero-engine compressor rotor

叶型参数	数值
进口几何角 $\beta_1/(^\circ)$	49
出口几何角 $\beta_2/(^\circ)$	7.3
弦长 C/mm	71.2
稠度	1.99
扩散因子	0.52

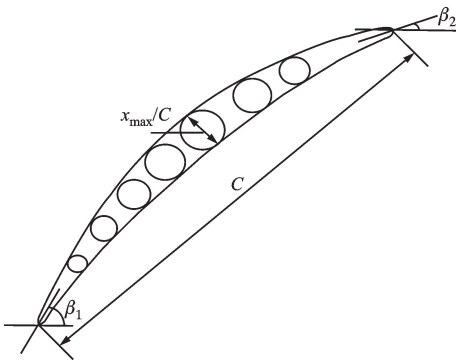


图 3 某型航空发动机压气机转子 50% 叶高叶型
Fig. 3 Geometry of 50% span profile of a certain type of aero-engine compressor rotor

设定叶背局部加工波纹度偏差发生起始位置范围为弦长的 (2~35 mm) 范围,即 $3.1\% \sim 49.4\%$ 弦长;将 6 种波纹度方案沿设计叶型叶背轮廓线的法线方向进行叠加,则可得到带有加工波纹度的加工叶型。图 4 给出了叠加波纹 1、波纹 2、波纹 3 共 3 种波纹度偏差的加工叶型。

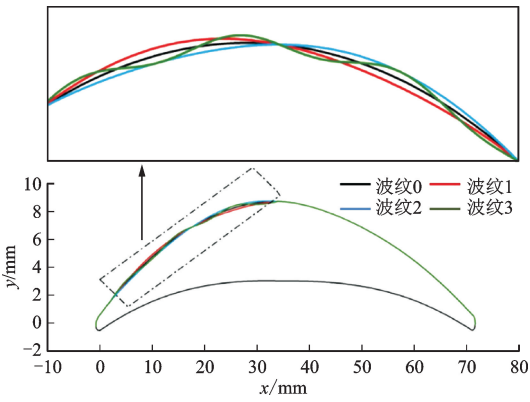


图 4 设计叶型波纹 0 与波纹 1~3 加工叶型
Fig. 4 Design profile waviness 0 and processing profiles waviness 1~ waviness 3

2.3 数值方法及验证

本文进行二维叶型的数值模拟研究,模拟选择 NUMECA 软件的 Fine/turbo 求解器,湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型;叶栅通道上下边界设置为镜像边界,确保数值仿真结果的二维性;进口边界距离叶型前缘一个弦长距离,出口边界距离叶型尾缘两个弦长距离(后续结果分析展示的云图将部分尾部流场截断)。

网格划分选用 AutoGrid5 模块,叶型表面 Y^+ 值均小于 2,满足 Spalart-Allmaras 湍流模型要求;为捕捉叶背局部由于加工质量引起的波纹度,计算网格在叶背波纹存在的范围内进行了局部加密处理。图 5 给出了波纹 3 和波纹 6 两个波纹高度偏差下 3 个波纹周期的变化。显然,本文所建立的网格能够精确捕捉到叶背上的局部加工质量现象。

对 6 种波纹度方案分别生成 6 万、8 万、10 万、12 万、14 万和 20 万网格以进行网格独立性检查。图 6 给出了波纹 0~波纹 3 方案在 $i=2.4^\circ, Ma=0.7$ 的总压恢复系数 $\bar{\omega} = p_2^*/p_1^*$ 随网格数的变化。由图 6 可以看出,由于波纹 0~波纹 2 型面较为光滑,在 10 万网格时总压恢复系数已不再变化,但对于叶背波纹度变化最剧烈的波纹 3 叶型,只有网格数大于 14 万时总压恢复系数才满足网格无关性的要求。这主要是因为叶背局部型线的变化对紧贴壁面的网格提出了更高的要求;若网格数较少则出现网格不光滑现象,不仅影响计算收敛速度也会导致计算结果对网格极其敏感;当网格数足够多且很好地贴合叶背轮廓时,不仅提升了网格的光滑性而且能真实反映叶型局部轮廓的细微变化。因此,本文所有计算网格数均为 14 万。

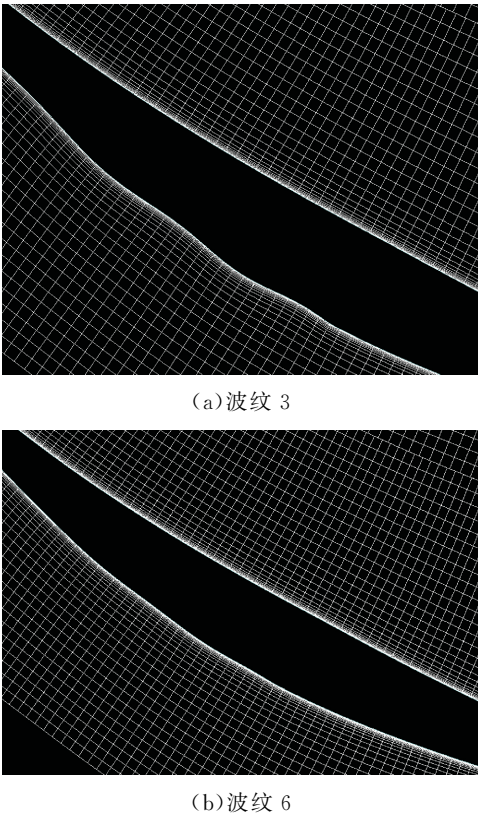


图 5 某型航空发动机压气机转子 50% 叶高叶型网格拓扑结构

Fig. 5 Mesh topology for 50% span profile of a certain type of aero-engine compressor rotor

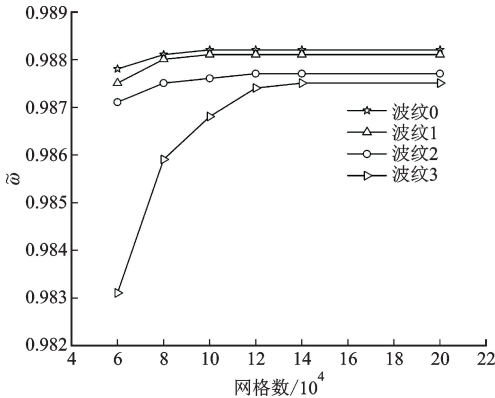


图 6 网格无关性检验
Fig. 6 Mesh independence check

$Ma=0.7$ 、攻角 $i=2.4^\circ$ 时的设计叶型计算与试验结果对比如图 7 所示,实验测量是在西北工业大学翼型叶栅空气动力学实验室的连续式高亚声速叶栅风洞进行的。由图 7 可见,设计叶型的计算结果与试验吹风结果分布趋于一致,这说明本文所采用的数值分析方法是可靠的。

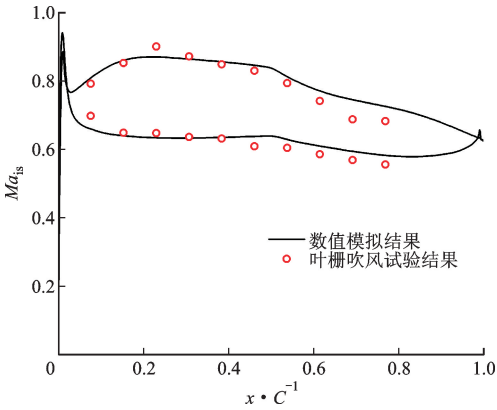


图 7 $Ma=0.7, i=2.4^\circ$ 设计叶型数值结果与试验结果对比
Fig. 7 Comparison between numerical results and test results at $Ma=0.7, i=2.4^\circ$ for design profile

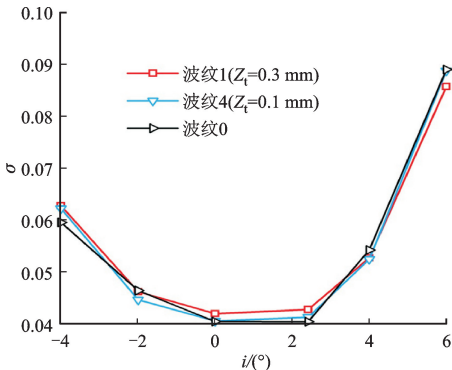
3 试验结果分析

3.1 波纹高度对叶型性能影响

图 8 给出了叶型前缘附近叶背波纹宽度和起始相位相同但高度不同的加工叶型在 $Ma=0.7$ 和 $Ma=0.8$ 的攻角特性。其中损失系数定义为

$$\sigma = \frac{1 - \bar{\omega}}{1 - \pi(Ma)} \quad (5)$$

由图 8 可知,带有加工波纹度偏差的叶型在 $Ma=0.7$ 和 $Ma=0.8$ 时其攻角特性与设计叶型基本保持一定的相似程度。当波纹宽度和波纹起始相位相同时,除图 8(d)中 $Ma=0.8$ 的波纹 3 方案外,叶型损失在所有攻角范围内随着波纹高度的增加而略有增加,且对负攻角范围的影响显著大于正攻角,这一影响在高来流马赫数时更为显著:图 8(a)、图 8(b)中波纹高度偏差 $Z_t=0.3 \text{ mm}$ 的波纹 1 方案在 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时损失增大了 34%,但波纹 1 方案在正攻角下增长幅度不超过 2.7%,且波纹宽度大且高度小($Z_t=0.1 \text{ mm}$)的波纹 4 方案在 $Ma=0.8$ 的正攻角范围内其流动损失略低于设计叶型。图 8(c)图 8(d)中波纹 3 方案由于波纹宽度小且高度大恶化了叶背局部加工质量,从而导致其



(a) $W_s = 33 \text{ mm}$

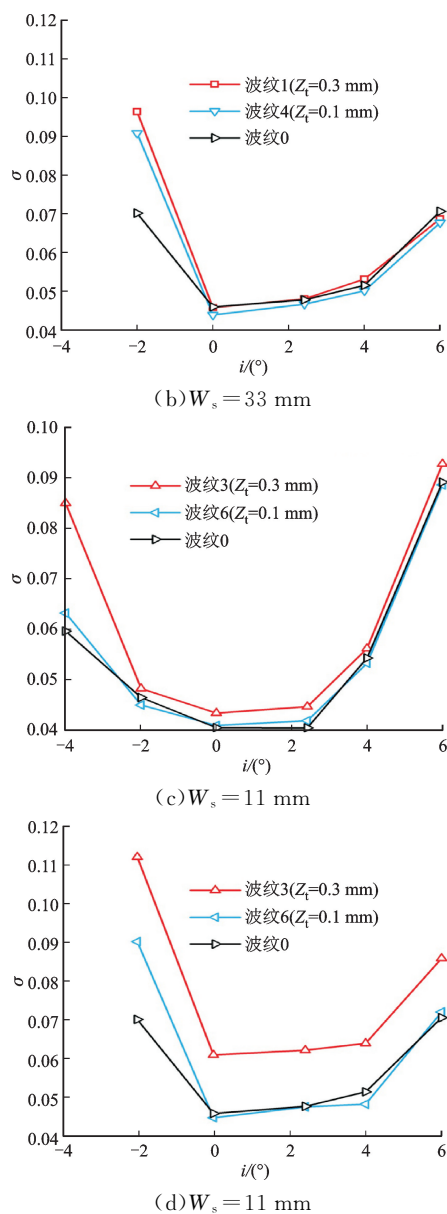


图 8 波纹高度对攻角特性的影响

Fig. 8 Effect of waviness height on attack angle characteristics

流动损失急剧增大,这意味着宏观加工质量合格但局部加工质量较差时,叶型的临界马赫数下降。

图 9 给出了 $Ma=0.8$ 、 $i=-2^\circ$ 时 3 种波纹高度的加工叶型叶栅通道内马赫数分布云图,对应的叶型表面等熵马赫数曲线在图 10 中给出。由图 9(a) 可见,设计叶型在前缘叶盆附近存在着较弱的超声区。当图 9(b)和图 9(c)叶背局部存在波纹度偏差后,由图 10 可以看出,叶背表面的气流会随着型面“凸-凹”波纹的变化先逐渐加速而后减速,叶栅通道亦形成了局部存在着“收敛-扩张”形式,这导致负攻角下气流绕叶盆的加速效应加强,叶盆超声区域的面积和最大马赫数略有增加,且随着加工质量下降即波纹高度偏差 Z_t 从 0.1 mm 增大到 0.3 mm,超声

现象更加明显,从而导致流动损失增加。

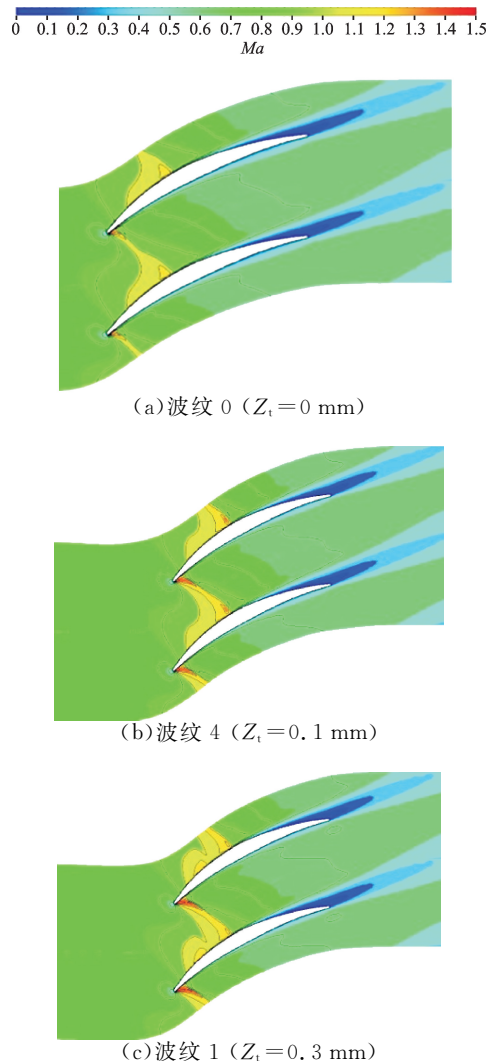
图 9 波纹高度对 $Ma=0.8$ 、 $i=-2^\circ$ 时叶栅通道内马赫数云图的影响

Fig. 9 Effect of waviness height on Mach number contour at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

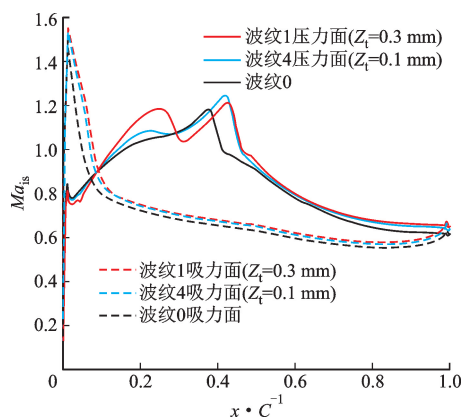
图 10 波纹高度对 $Ma=0.8$ 、 $i=-2^\circ$ 时等熵马赫数的影响

Fig. 10 Effect of waviness height on Isentropic Mach number at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

当叶栅通道局部形状变化时,气流在通道内的加速会影响至叶盆,使得气流沿叶盆流速提高,叶栅通道的加压能力下降。

图 11 给出了对应的叶型表面流线轨迹。由于

叶背的加工波纹偏差均在公差范围($\delta=0.15\text{ mm}$)之内,所以并未引起明显的气流分离,但波纹引起的局部微弱的“加速-减速”变化导致负攻角下叶背尾缘附近的分离涡随波纹高度的增加而增加。

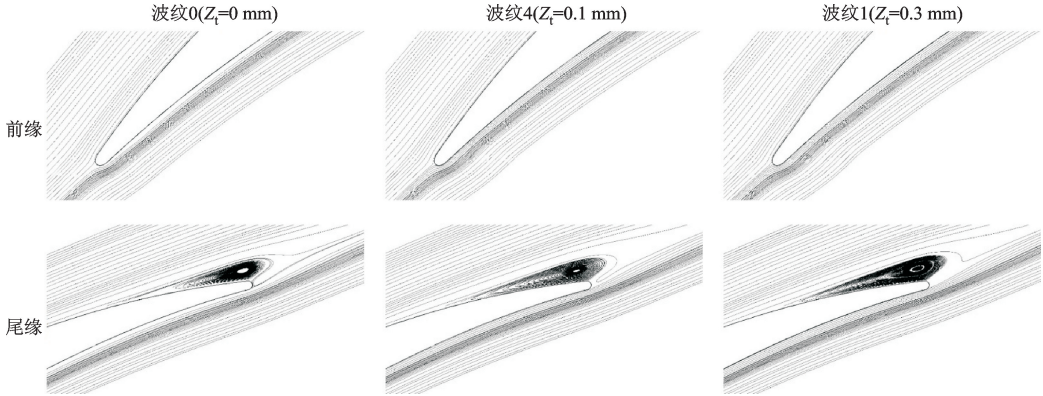


图 11 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时波纹高度对流线轨迹的影响
Fig. 11 Effect of waviness height on streamline at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

图 12 给出了 $Ma=0.8, i=2.4^\circ$ 时波纹高度对边界层形状因子的影响。首先局部存在波纹偏差使得形状因子出现波纹形式的波动,并且当局部加工质量较差时(波纹高度大),边界层形状因子的波动更剧烈,边界层出现局部堆积的现象更为明显。

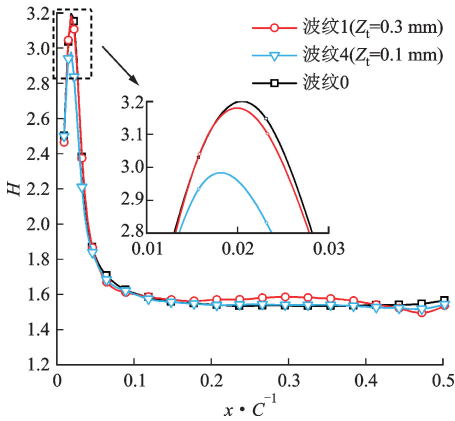


图 12 $Ma=0.8, i=2.4^\circ$ 时波纹高度对 $W_s=33\text{ mm}$ 波纹偏差形状因子的影响

Fig. 12 Effect of waviness height with $W_s=33\text{ mm}$ on shape factor H at $Ma=0.8$ and $i=2.4^\circ$

对于前缘部分,在局部“凸-凹”型面的作用下,微弱的加速减轻了边界层的堆积,使得波纹 4 方案前缘到叶身的曲率变化更为平缓,缓解了前缘加速的现象,从而使得波纹 4 方案前缘波纹处的形状因子明显小于设计叶型。因此,波纹 4 方案在正攻角范围内由于叶背边界层内的摩擦损失减小而使得图 8(a)中 $Ma=0.8$ 时正攻角范围内流动损失系数

略低于设计叶型。当波纹高度增大使得叶背局部的“加速-减速”更为剧烈,波纹 1 方案由于波纹处的形状因子增大而导致其正攻角范围内流动损失略有增大。这意味着较小的局部加工波纹度对流动有一定的“流动控制”效应,而较高的加工波纹度偏差不容忽视。

总结来看,当叶背存在局部波纹偏差时,虽然 $Z_t=0.1\text{ mm}$ 和 $Z_t=0.3\text{ mm}$ 均满足宏观加工质量合格,但均会使得攻角范围降低,流动损失增加,并且较高的加工波纹度偏差会放大这种影响。另一方面,较小的局部加工波纹度对流动有一定的“流动控制”效应。

3.2 波纹宽度对性能的影响

图 13 给出了叶型前缘附近叶背波纹高度和起始相位相同但宽度不同的加工叶型在 $Ma=0.7$ 和 $Ma=0.8$ 的攻角特性。带有加工波纹度偏差的叶型在 $Ma=0.7$ 和 $Ma=0.8$ 时其攻角特性与设计叶型基本保持一定的相似程度。由图 13(a)、图 13(b)可知,当波纹高度 $Z_t=0.3\text{ mm}$ 时,波纹宽度越小叶型损失越大。当波纹高度 $Z_t=0.1\text{ mm}$ 时,波纹宽度的大小对叶型损失影响不明显。

图 13 给出了 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时波纹宽度对叶栅通道马赫数的影响,波纹 1 和波纹 0 的通道马赫数云图在前文已给出,在此不做重复。图 14 给出了对应的叶型表面等熵马赫数曲线。

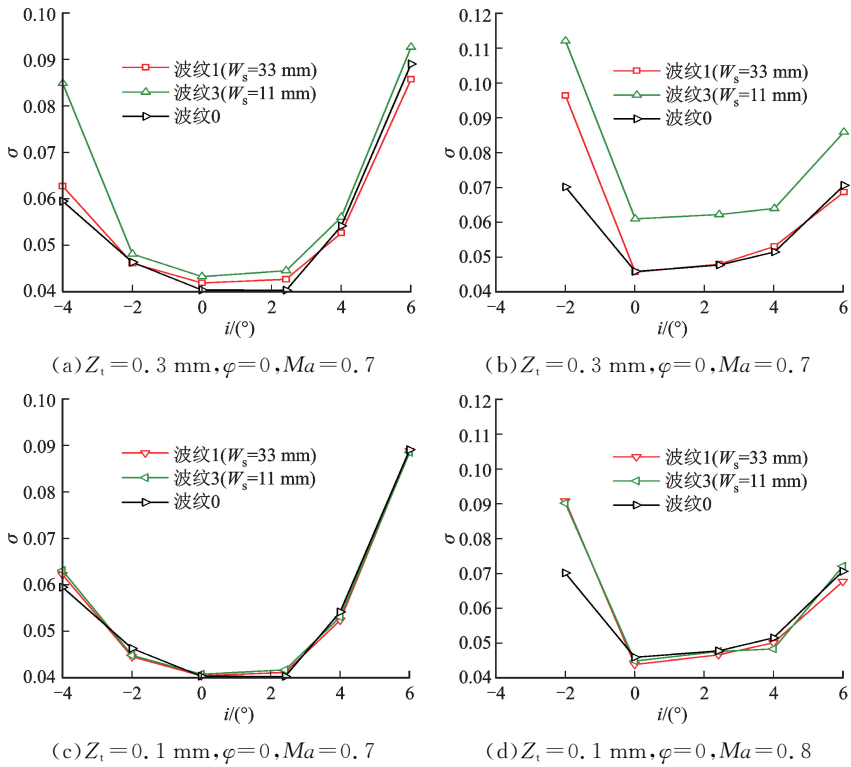


图 13 波纹宽度对攻角特性的影响

Fig. 13 Effect of waviness width on attack angle characteristics

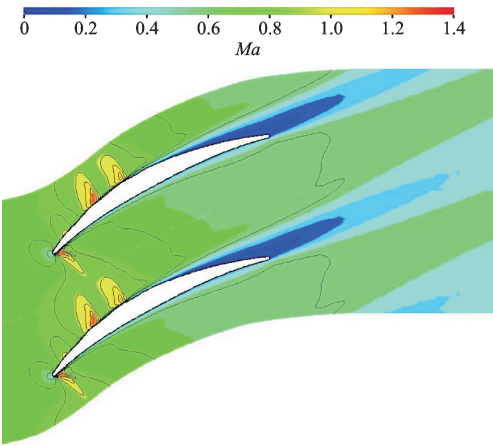


图 14 波纹宽度(波纹 3)对 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时叶栅通道内马赫数云图的影响

Fig. 14 Effect of waviness width (waviness 3) on Mach number contour at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

图 13 与图 9(a)、图 9(c)对比可以看出,波纹 3 方案出现局部波纹偏差时,其叶栅通道的局部超声区分两“小块”,与波纹 1 和设计叶型完全不同,局部加工质量最差的波纹 3 方案,使得叶栅通道出现“收敛-扩张”的形式更加频繁,气流在通道内出现 3

次“加速-减速”过程,流动损失急剧上升,造成尾缘分离起始位置明显早于波纹 1 方案。波纹 3 方案对于近前缘的流动加速现象存在一定程度的“抑制”作用,原因在于设计叶型前缘是圆弧前缘,在前缘与叶身的连接位置存在曲率快速增大现象,也造成前缘加速流动,而波纹 3 方案加工偏差是一个沿弧长迅速“凸”的结构,能够很有效地缓解从前缘到叶身曲率快速增大的现象,有效抑制了前缘加速。

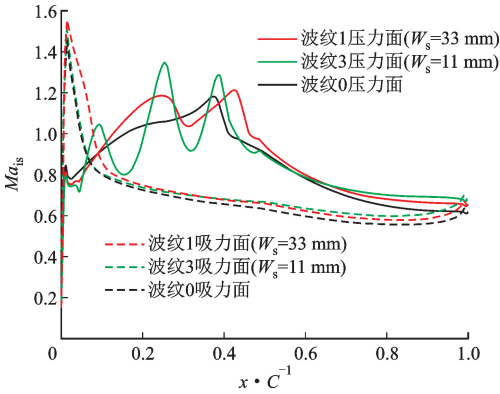


图 15 波纹高度对 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时等熵马赫数的影响

Fig. 15 Effect of waviness height on Isentropic Mach number at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

图 15 给出了 $Ma=0.8, i=2.4^\circ$ 时波纹宽度对边界层内形状因子分布的影响。其余攻角下的规律与图 15 所示工况相同,后文不做赘述。从图 15 可知,叶背波纹宽度不同,形状因子发生明显升高的起始位置不同,当叶背波纹宽度较大时,边界层内损失增大的趋势逐渐推迟;而叶背波纹宽度较小时,在流动初期边界层损失就呈现升高趋势,反映在图 11(a)中,波纹 3 代表波纹宽度较小,即叶型加工导致型面不光滑时,5%弦长处边界层损失就开始增大,而波纹 1 说明光滑的加工型面能够在前 18%弦长范围内保持与设计叶型相近的边界层损失程度。

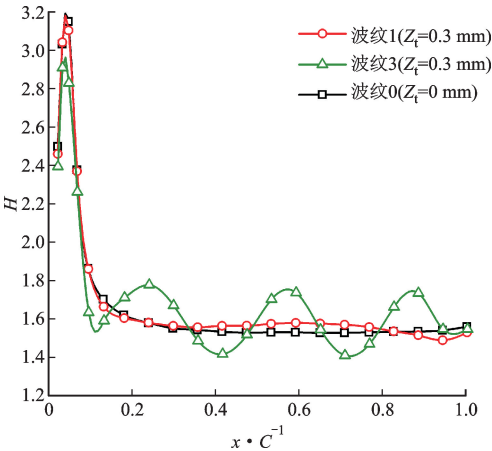


图 16 $Ma=0.8, i=2.4^\circ$ 时波纹宽度对形状因子的影响
Fig. 16 Effect of waviness width on shape factor f at $Ma=0.8$ and $i=2.4^\circ$

另一方面,从图 15 可以看出,叶背波纹宽度较小的叶型形状因子与设计叶型相比可体现出周期性较强的波动,而波纹宽度较大的叶型形状因子可观察到周期性波动较弱。

不同的组合模式下,叶背波纹高度和波纹宽度分成高低水平后对叶型性能影响水平不同,表 3 给出了在叶背波纹初始相位为 0 时,不同波纹高度和波纹宽度恶化叶型性能的程度,可以得到结论:当叶型在设计工况附近工作,叶背波纹高度小和波纹宽度大,实现其中之一,叶型性能不会显著退化,叶型加压能力仍保持在可接受范围之内。仅当局部加工质量差,即叶背波纹高度大而且波纹宽度小时,叶型性能发生大幅度降低。

综上所述,波纹宽度在机理上会影响波纹处气动参数的变化频率,波纹宽度越大,气动参数在波纹发生位置的变化频率越低,另一方面,波纹宽度大使得气动参数的变化幅度对波纹高度不敏感。

表 3 φ 为 0 时 Z_t 和 W_s 对损失系数升高幅度的影响
Table 3 Impact of Z_t and W_s on the increase of loss coefficient

Z_t	W_s	损失系数升高幅度
小	大	最低
小	小	较低
大	大	较低
大	小	最大

3.3 波纹初始相位对性能影响

图 16 给出了叶背波纹宽度和高度相同时不同初始相位($\varphi=0$ 和 $\varphi=\pi$)的加工叶型在 $Ma=0.7$ 和 $Ma=0.8$ 的损失系数相较于设计叶型的升高百分比。由图 16 可知,无论何种来流条件和叶背波纹高度,基本满足当叶背波纹初始相位 $\varphi=0$ 时,叶型在正攻角工作下性能降低程度小,在负攻角下性能退化更严重。

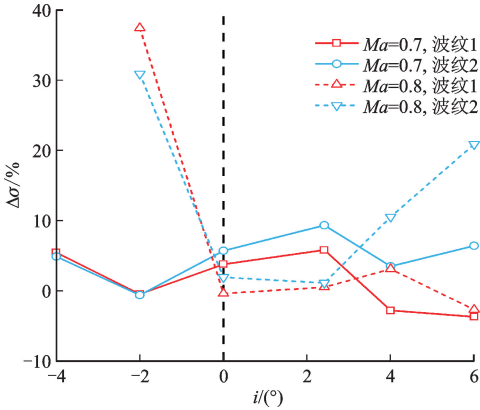
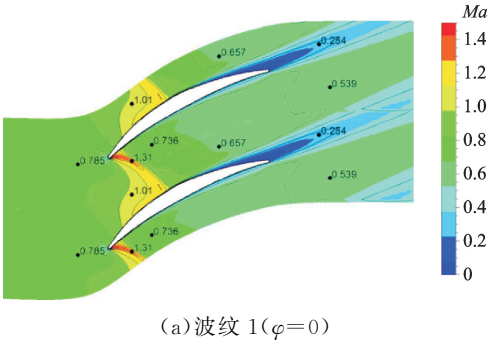


图 17 波纹初始相位对攻角特性的影响
Fig. 17 Effect of waviness initial phase on attack angle characteristics

图 17 给出了 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时,即负攻角工况下,波纹高度和波纹宽度相同时,波纹初始相位不同对通道内马赫数的影响,通道达到了堵塞工况,波纹 1 超声区损失高于波纹 2,说明波纹 1 叶背气流加速明显,流动损失更大。



(a) 波纹 1 ($\varphi=0$)

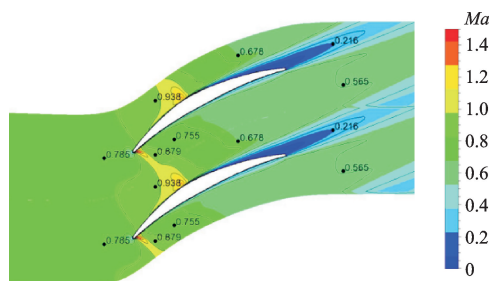
(b) 波纹 2 ($\varphi=\pi$)

图 18 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时波纹初始相位对马赫数云图的影响

Fig. 18 Effect of initial phase on Mach number contour at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

图 18 给出了 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 工况下, 波纹高度和波纹宽度相同时, 波纹初始相位不同对叶型表面流线轨迹的影响。从图 19 中可知, 波纹初始相位的不同不会造成前缘流动分离现象, 但会影响尾缘分离涡大小。波纹 2 尾缘分离比波纹 1 更严重, 这与图 17 中云图信息相吻合, 但该工况下波纹 2 损失系数小于波纹 1, 结合图 15 说明超声区损失对叶型总体损失影响最大, 尾缘分离损失次之。

(a) 波纹 1 ($\varphi=0$)(b) 波纹 2 ($\varphi=\pi$)

图 19 $Ma=0.8, i=-2^\circ$ 时波纹初始相位对流线轨迹的影响

Fig. 19 Effect of waviness initial phase on streamline at $Ma=0.8$ and $i=-2^\circ$

图 19 给出了 $Ma=0.7, i=6^\circ$ 时, 即正攻角工况下, 波纹高度和波纹宽度相同时, 波纹初始相位对等熵马赫数分布的影响, 其他正攻角下与该工况类似, 不再做赘述。波纹 1 改善了前缘的流动状态, 对比二者叶背的等熵马赫数曲线, 波纹 1 和波纹 2 叶背

均呈现出一个周期波动, 但波纹 1 波动的初始状态使得前缘附近最大等熵马赫数降低, 说明该种波纹使得气流在前缘的加速效应得以遏制, 降低了流动损失。波纹 1 等熵马赫数整体较低, 提升了叶型加压能力。

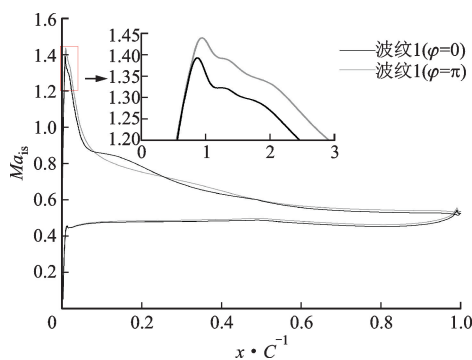


图 20 $Ma=0.7, i=6^\circ$ 时波纹初始相位对等熵马赫数的影响

Fig. 20 Effect of initial phase on Isentropic Mach number distribution at $Ma=0.7$ and $i=6^\circ$

波纹初始相位不同, 代表叶背轮廓偏差发展趋势不同, $\varphi=0$ 代表叶背轮廓偏差从 0 变为正偏差, 当叶型工作在大正攻角工况, 若气流依然紧贴叶背表面流动, 气体流过正偏差叶型所偏折的角度要小于负偏差叶型, 这使得气体更容易紧贴壁面流动, 延缓了气流分离带来的损失; 与之同理, 负偏差形式在负攻角条件下损失更小。总体来看, 无论何种波纹发展趋势, 在多数工况下, 出现叶背波纹的叶型性能依旧不及设计叶型, 只是在正攻角(负攻角)下, 具有特点的波纹能够降低性能退化程度。

4 结 论

基于对压气机叶片局部加工质量的分析, 本文提出了描述波纹度加工偏差的数学模型, 并以某发动机高负荷叶型为对象研究了波纹度偏差关键几何参数的影响规律及机理, 主要结论如下。

(1) 提出了描述波纹度加工偏差的正弦函数数学模型, 并基于加工叶片轮廓度偏差的统计为基础, 建立了宏观加工质量合格但存在局部波纹度偏差的 6 种波纹度偏差方案。

(2) 在波纹宽度与初始相位相同的前提下, 攻角范围会随着波纹高度的增加而减小, 叶背局部波纹高度增加会导致流动损失增加。

(3) 波纹高度小与波纹宽度大, 保证其中之一, 综合波纹高度与宽度的影响可知: 叶型性能退化水平与波纹高度呈正相关而与波纹宽度呈反相关; 若

局部加工质量差即波纹高度大且宽度小,则将导致叶型损失呈现大幅度上升且攻角范围减小,这一现象在高来流马赫数时尤为突出。

(4)波纹初始相位对叶型正(负)攻角特性降低程度不同:波纹的初始相位为0时,叶型轮廓度为正偏差,可缓解叶型在正攻角性能下降程度,但会加剧负攻角性能退化现象;叶背初始相位为 π 时,负攻角下流动性能退化程度放缓,但加剧正攻角叶型损失。

根据本文得到的结论,对叶片加工的工艺提出几点建议。

(1)保证叶背正负偏差交替变化的频率低,或者保证加工偏差的幅值较低,二者满足其一,可使得叶型性能退化不显著;

(2)当叶型广泛工作在正攻角工况时,叶背偏差的起始阶段可以为一定量的正偏差;当叶型广泛工作在负攻角工况时,叶背偏差的起始阶段可以为一定量的负偏差,但正偏差(负偏差)的具体量值有待后续研究。

参考文献:

- [1] 史小强,吴宝海,张定华. 航空发动机叶片加工质量检测技术发展现状与趋势[J]. 航空制造技术, 2015(12): 80-84.
SHI Xiaoqiang, WU Baohai, ZHANG Dinghua. Development tendency of inspecting technology for aero-engine blade [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015(12): 80-84.
- [2] 刘维伟. 航空发动机叶片关键制造技术研究进展[J]. 航空制造技术, 2016(21): 50-56.
LIU Weiwei. Research progress on key manufacturing technology of aeroengine blades [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(21): 50-56.
- [3] 李勋,于建华,赵鹏. 航空发动机叶片加工变形控制技术现状[J]. 航空制造技术, 2016(21): 41-49, 62.
LI Xun, YU Jianhua, ZHAO Peng. Research status of machining deformation control method and technology of aeroengine blade [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016(21): 41-49, 62.
- [4] 王辉,吴宝海,李小强. 新一代商用航空发动机叶片的先进加工技术[J]. 航空制造技术, 2014(20): 26-31.
WANG Hui, WU Baohai, LI Xiaoqiang. Advanced machining technology of new generation commercial aeroengine blade [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2014(20): 26-31.
- [5] 张明德,蔡汉水,谢乐,等. 航发叶片前后缘数控砂

带磨削关键技术研究[J]. 机械科学与技术, 2018, 37(5): 797-803.

ZHANG Mingde, CAI Hanshui, XIE Le, et al. Research on key technology of CNC abrasive belt grinding for aircraft engines blade edges [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2018, 37(5): 797-803.

- [6] 吕盾,刘青,刘沛,等. 五轴机床加工零件轮廓误差预测方法[J]. 西安交通大学学报, 2020, 54(2): 9-15.
LÜ Dun, LIU Qing, LIU Pei, et al. Contour error prediction method of part for five-axis machining [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2020, 54(2): 9-15.
- [7] WU C Y. Arbitrary surface flank milling and flank SAM in the design and manufacturing of jet engine fan and compressor airfoils [C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2012: 21-30.
- [8] GARZON V E, DARMOFAL D L. Impact of geometric variability on axial compressor performance [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 692-703.
- [9] GARZON V E, DARMOFAL D L. On the aerodynamic design of compressor airfoils for robustness under geometric uncertainty [C]//ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2004: 191-202.
- [10] GOODHAND M N, MILLER R J, LUNG H W. The sensitivity of 2D compressor incidence range to in-service geometric variation [C]//ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2012: 159-170.
- [11] 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.
- [12] CHERNORAY V, ORE S, LARSSON J. Effect of geometry deviations on the aerodynamic performance of an outlet guide vane cascade [C]//ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air. New York, NY, USA: ASME, 2010: 381-390.
- [13] MANOHARA SELVAN K, KOWALCZYK L. Exploring the impact of manufacturing geometric uncertainties on the aerodynamic performance of a small scale compressor [C]//ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2018: V02DT46A025.
- [14] 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 Limin, CAI Yutong, HAO Yanping, et al. Experimental investigation on aerodynamic performance of compressor blade considering manufacturing error [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1761-1766.
- [15] 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.
- [16] 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 Limin, CAI Yutong, ZENG Ruihui, et al. Effects of blade machining error on compressor cascade aerodynamic performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 525-531.
- [17] 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): 23-33.
- CHENG Chao, WU Baohai, ZHENG Hai, et al. Effect of blade machining errors on compressor performance [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 23-33.
- [18] 蔡宇桐, 高丽敏, 马驰, 等. 基于 NIPC 的压气机叶片加工误差不确定性分析 [J]. 工程热物理学报, 2017, 38(3): 490-497.
- CAI Yutong, GAO Limin, MA Chi, et al. Uncertainty quantification on compressor blade considering manufacturing error based on NIPC method [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(3): 490-497.
- [19] QIN Ruihong, JU Yaping, WANG Yazhou, et al. Flow analysis and uncertainty quantification of a 2D compressor cascade with dirty blades [C]//ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. New York, NY, USA: ASME, 2016: V02CT45A017.
- [20] 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): 342-358.
- LIU Jiaxin, YU Xianjun, MENG Dejun, 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): 342-358.
- [21] 耿少娟, 张小玉, 丁林超, 等. 转子叶片加工误差对 1.5 级跨声速压气机气动性能的影响 [J]. 推进技术, 2021, 42(1): 139-148.
- GENG Shaojuan, ZHANG Xiaoyu, DING Linchao, et al. Effects of rotor blade manufacturing variability on 1.5 stage transonic compressor aerodynamic performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(1): 139-148.
- [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 Haowan, TENG Jinfang, ZHU Mingmin, et al. Impacts of blades considering manufacturing tolerances on aerodynamic performance of compressor [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2020, 54(9): 935-942.
- [23] 蓝仁浩, 黄云, 陈贵林, 等. 航空发动机叶片精密自适应砂带磨削技术及试验研究 [J]. 航空制造技术, 2018, 61(15): 16-24.
- LAN Renhao, HUANG Yun, CHEN Guilin, et al. Self-adaptive belt grinding technology and its experimental research on aeroengine blade [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(15): 16-24.
- [24] GREINER D, GALVÁN B, PÉRIAUX J, et al. Advances in evolutionary and deterministic methods for design, optimization and control in engineering and sciences [M]. Berlin, Germany: Springer International Publishing, 2015.
- [25] 中国航空工业总公司. 叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度: HB 5647-98[S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1999.
- [26] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 产品几何技术规范(GPS) 表面结构 轮廓法 表面波纹度词汇: GB/T 16747—2009[S]. 北京: 中国标准出版社, 2009.

(编辑 武红江 杜秀杰)