

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.02.006

# 叶型关键几何参数对超音叶栅性能的影响

韩壮壮,周正贵

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**超音叶型广泛应用于航空压气机,叶型的关键几何参数对其气动性能有重要影响。针对进气马赫数 1.4 的超音叶型,采用流场数值计算方法,研究叶型最大厚度、最大挠度及叶栅稠度对叶栅气动性能影响。研究表明:最大厚度及最大挠度变化对叶栅通道内激波结构影响很小;随着最大厚度的减小,最小损失对应的静压比增加并且耐反压能力增加,有利于实现更高压比设计;随着最大挠度减小,叶栅耐反压能力下降,最小损失近于不变,不利于高压比设计;增加稠度会造成槽道激波向叶栅通道上游偏移,直至形成脱体激波,使叶栅全工况损失增加。

**关键词:**超音叶型;关键几何参数;激波结构;流场性能

**中图分类号:**V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)02-0029-06

## Influence of Key Profile Geometric Parameters on Supersonic Cascade Performance

HAN Zhuangzhuang, ZHOU Zhenggui

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Supersonic profiles are widely used in aviation compressors, and its key geometric parameters have an important impact on their aerodynamic performance. This paper aimed at inlet Mach number of 1.4, studies the influence of the maximum thickness, maximum deflection and cascade consistency on the aerodynamic performance of supersonic airfoil by the numerical calculation method of flow field. The results show that the variation of the maximum thickness and the maximum deflection has little effect on the shock structure in the cascade channel. With the decrease of the maximum thickness, the static pressure ratio corresponding to the minimum loss increases and the back pressure resistance increases, which is conducive to achieving higher pressure ratio design. And with the decrease of the maximum deflection, the back pressure resistance of the cascade decreases and the minimum loss remains almost unchanged, which is adverse to the design of the high pressure ratio. Increasing the consistency will cause the channel shock wave to shift to the upstream of the cascade channel until the detached shock wave is formed, which will increase the loss of the cascade under all operating conditions.

**Keywords:** supersonic profile; key geometric parameters; shock wave structure; flow field performance

## 0 引言

随着航空发动机的推重比不断增加,对于发动机的风扇和压气机部件,其级压比也随之增大,而载荷系数增加或者轮缘速度提升均会使得级压比增大<sup>[1-2]</sup>。增加载荷系数,叶片通道内逆压力梯度增加,因此载荷系数通常不大于 0.4<sup>[3]</sup>。提升轮缘速度,会导致部分或全叶高超音,即成为跨音/超音压气机。由于在叶片通道内超音速,会形成激波,导致其内流动结构复杂,带来唯一进气角、超音启动、激波损失和附面层干扰等问题<sup>[4]</sup>。

LEVINE P<sup>[5]</sup>研究表明超音叶型具有唯一攻角特性,且由来流马赫数和叶型型线来决定。

WADIA A R 等<sup>[6]</sup>改变某单级轴流跨音压气机的叶尖最大厚度位置,研究最大厚度位置对叶型性能的影响。GIEBMANN S A 等<sup>[7]</sup>将不同叶高处的二维叶型进行前缘几何参数优化设计,并对分析优化前后的三维叶片,最终效率提升了 0.5%。KONIG W M<sup>[8]</sup>由中弧线叠加厚度分布方法生成叶型并对其进行研究。结果表明,激波损失在超音叶栅总损失中占比较大,且叶型微小变化也会显著影响激波强度。STATKEN H 等<sup>[9]</sup>研究了叶片前缘小圆半径对超音叶型气动性能的影响,发现当来流马赫数越大时,叶片前缘厚度会越小。

肖敏等<sup>[10]</sup>研究了 3 种超音叶型中弧线几何设计方法,结果表明设计叶型激波结构合理,表面

**基金项目:** 国家科技重大专项项目(2017-II-0001-0013)

**第一作者简介:** 韩壮壮(1999—),男,河南周口人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气体动力学, hz220611@163.com。

马赫数分布理想。靳军等<sup>[11]</sup>以两种控制参数来修改叶栅前缘椭圆弧的几何形状,最后得出减小形状控制因子可以改善超音叶栅激波结构和流动状况。凌敬<sup>[12]</sup>针对 NACA 叶型进行了叶型厚度以及中弧线挠度等参数的研究,结果表明厚度和挠度的增加均会导致吸力面逆压力梯度增加,角区分离范围变大。崔伟伟等<sup>[13]</sup>通过叶型中线分布设计了跨音转子,并总结出在最大厚度点之后,由叶根沿展向逐渐增大中线折转度,可以减小分离损失。郑覃等<sup>[14]</sup>研究了 NASA Rotor67 跨音速转子的弯度、最大厚度位置等叶型关键参数变化对顶部叶栅气动性能的影响,结果表明叶型弯度的影响更大。

周正贵等<sup>[15-16]</sup>基于超音叶栅的唯一进气角特性,将其与叶型前后缘小圆半径、最大厚度以及最大挠度等几何参数相结合来确定叶型形状,由此设计的叶型均为多道激波增压,且流动损失较低。CUI C 等<sup>[17]</sup>对超音叶型的关键几何参数进行了研究,探究了前缘小圆半径以及稠度的影响。

全面深入研究超音叶型关键几何参数对叶栅气动性能影响,有助于掌握高性能叶型的设计规律以及高气动性能叶型数据库的建设。本文针对用于航空发动机高压压气机第一级转子叶尖截面叶型,分析最大厚度、最大挠度及稠度对叶栅性能的影响以及叶栅损失的构成。

## 1 叶栅流场计算方法

本文超音叶栅流场计算采用雷诺平均 N-S 方程、S-A (spalart-allmaras) 湍流模型。网格结构为 OH 型,网格节点设置为 421×101(前缘到尾缘为 211×101),近壁面网格距离为 0.01 mm,网格如图 1 所示。在绝对坐标系下进行定常流场计算,进口给定绝对总压、绝对总温、绝对气流角以及轮缘速度,具体参数如表 1 所示。出口条件为给定静压。

表 1 进口边界条件

绝对速度 角度/(°)	进口总 压/Pa	进口 总温/K	进口 马赫数	转速/ (r/min)
0	44 413.1	227.7	0.7	3 362.4

## 2 原始叶型介绍

构成该超音叶栅的超音叶型由中弧线叠加厚度生成,表 2 为叶栅主要参数,图 2 为几何示意图。超音叶型设计参数主要有:最大挠度及其位置、最大厚度及其位置、前后缘小圆半径、前后缘角。

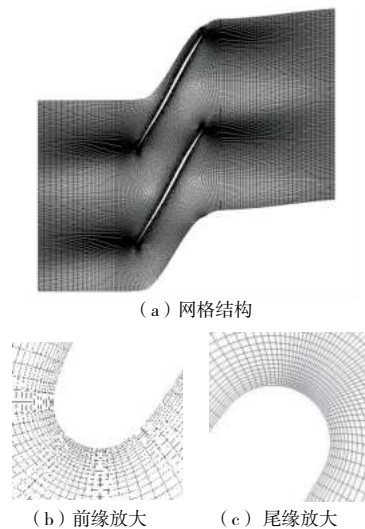


图 1 超音叶栅网格结构及前、尾缘局部放大

表 2 超音叶栅主要参数

参数	数值
弦长 $b/\text{mm}$	99.70
栅距 $s/\text{mm}$	72.25
安装角 $\xi/(\text{°})$	60.00
前缘小圆半径/ $\text{mm}$	0.25
后缘小圆半径/ $\text{mm}$	0.25
最大相对厚度 $t/b$	0.022
最大相对厚度位置	0.67
最大相对挠度 $d/b$	0.005
最大相对挠度位置	0.76
稠度	1.38
D 因子	0.51

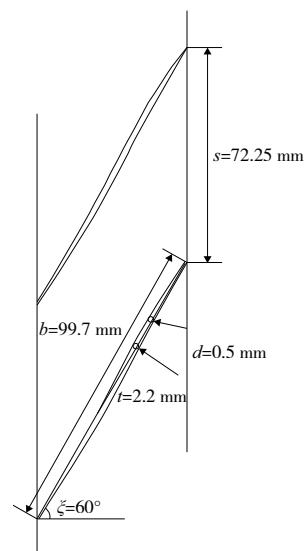


图 2 叶栅几何示意图

表 3 为该超音叶栅设计点即最小损失点的性能参数,其中总损失由叶栅通道内的激波损失、吸压力面附面层分离损失以及尾迹掺混损失构成。

表 3 原始叶栅设计点性能参数

参数	数值
进口相对马赫数	1.40
进口相对气流角/(°)	60.43
静压比	1.95
激波损失	0.023 5
附面层损失	0.026 2
尾迹损失	0.005 4
总损失	0.055 1

由于进口参数不受下游反压影响,增加出口反压则叶栅静压比增加,因此叶栅静压比特性等同于反压特性。为了反映叶栅全工况气动性能,图 3 为超音叶栅损失随静压比变化特性,该图表明,对于给定的超音叶栅,在设计静压比下,其相对马赫数云图如图 4 所示,正激波位于气动喉道处,正激波前马赫数较小,激波强度减弱,因此损失最小。

若减小叶栅静压比,即减小叶栅出口反压,此时激波向下游移动,斜激波后超音流会在扩张通道内加速,导致结尾正激波强度增加,损失增加。若增加静压比,达到一定数值,则损失大幅度增加。如图 5 所示,在近失速点激波被推出叶栅通道,激波脱体,激波强度较大,因此损失较大。

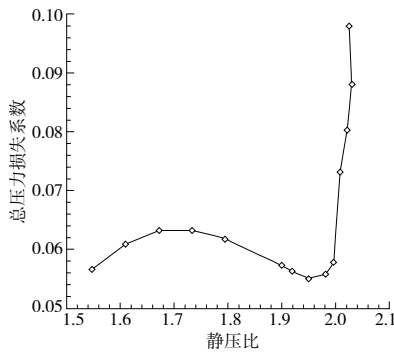


图 3 原始超音叶栅压比特性

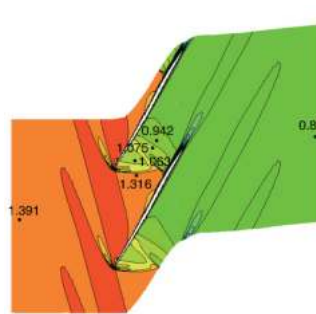


图 4 原始超音叶栅设计点相对马赫数云图

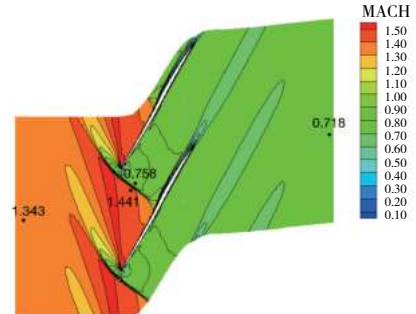


图 5 原始超音叶栅近失速点马赫数云图

### 3 最大厚度影响分析

当研究最大厚度对叶栅性能影响时,保持其他参数不变。图 6 中  $T_{max} - 0$  为原始叶型,其相对弦长最大厚度为 0.022,  $T_{max} \pm 60%$ 、 $T_{max} \pm 30%$  表示对原始最大厚度增加和减少 60%、30% 所得到的叶型。图 7 为 5 种最大厚度设计工况叶栅通道相对马赫数云图。该图表明,最大厚度变化对激波结构及激波上游的流动基本没有影响。

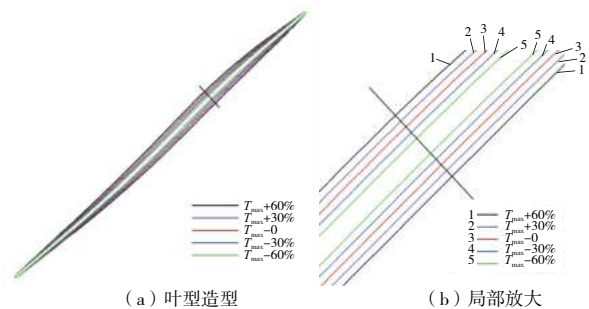
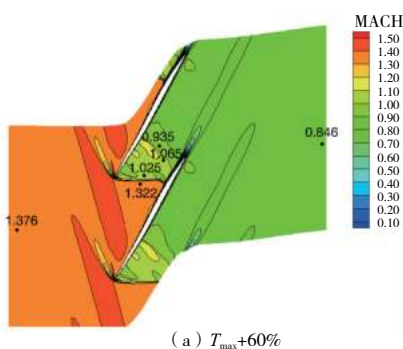
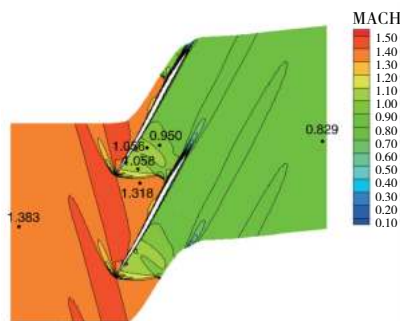


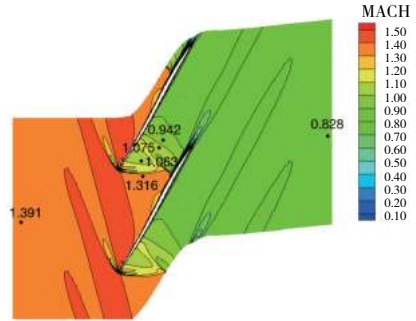
图 6 5种最大厚度叶型



(a)  $T_{max} + 60%$



(b)  $T_{max} + 30%$



(c)  $T_{max} = 0$

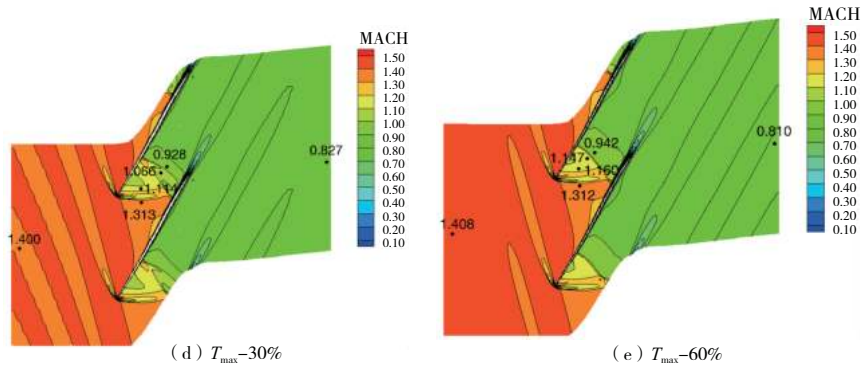


图7 5种最大厚度叶型相对马赫数云图

表4为不同最大厚度的设计工况性能参数,可以看出随着最大厚度的减小,附面层损失和尾迹损失基本不变;由于激波前通道扩张度减小,激波前马赫数下降,激波损失下降,因此总损失略有降低。

图8表明,随着最大厚度减小,曲线近似整体向右偏移,最小损失对应的静压比增加并且耐反压能力增加,有利于实现更高压比设计。

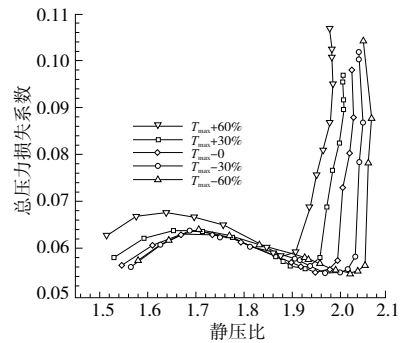


图8 不同最大厚度叶型压比损失特性图

表4 不同最大厚度的设计工况性能参数

最大厚度变化	激波损失	附面层损失	尾迹损失	总损失	激波前马赫数	激波位置
$T_{max} +60%$	0.027 5	0.025 3	0.005 8	0.058 6	1.322	0.68
$T_{max} +30%$	0.026 0	0.025 6	0.004 4	0.055 9	1.318	0.69
$T_{max} -0$	0.023 5	0.026 2	0.005 4	0.055 1	1.316	0.71
$T_{max} -30%$	0.023 2	0.026 1	0.005 7	0.055 0	1.313	0.74
$T_{max} -60%$	0.023 9	0.025 1	0.005 9	0.054 9	1.312	0.74

#### 4 最大挠度影响分析

图9中 $D_{max} -0$ 为原始叶型,相对弦长最大挠度为0.005, $D_{max} \pm 60%$ 、 $D_{max} \pm 30%$ 表示对原始最大挠度增加和减少60%、30%所得到的叶型。

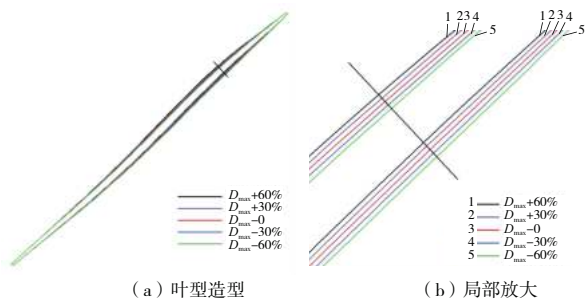
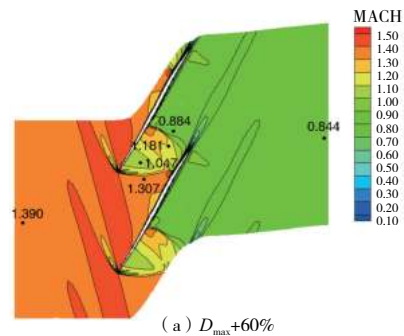


图9 5种最大挠度叶型

图10为5种最大挠度叶栅通道相对马赫数云图。该图表明,最大挠度变化对激波结构及激波上游的流动没有影响。如图11所示,随着最大挠度减小,曲线整体左移,叶栅耐反压能力下降,最小损失近于不变,因此不利于高压比设计。



(a)  $D_{max} +60%$

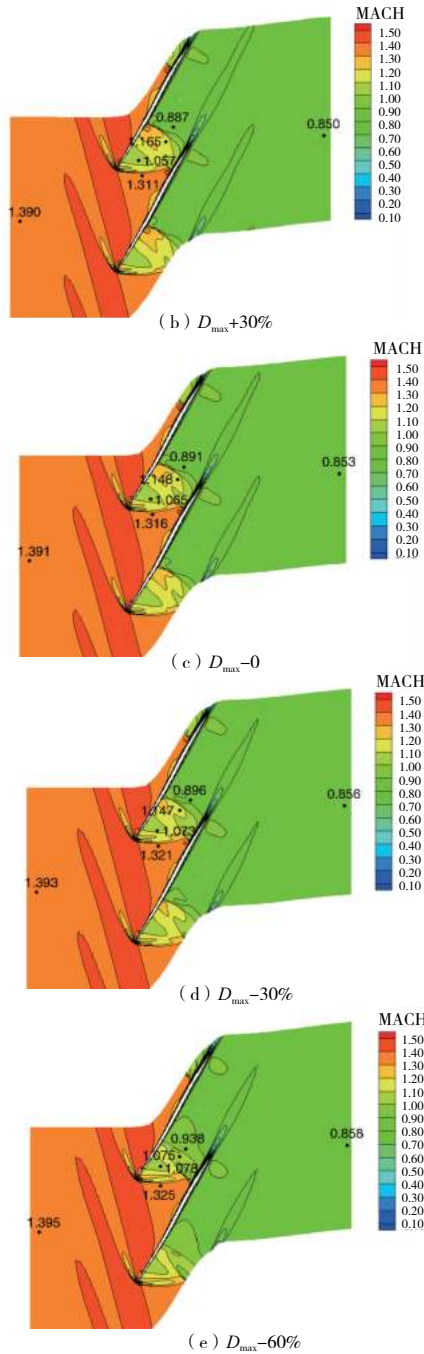


图 10 5 种最大挠度叶型相对马赫数云图

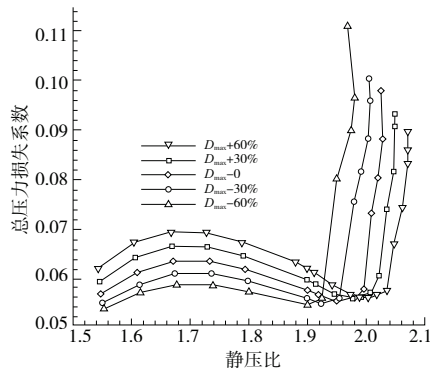
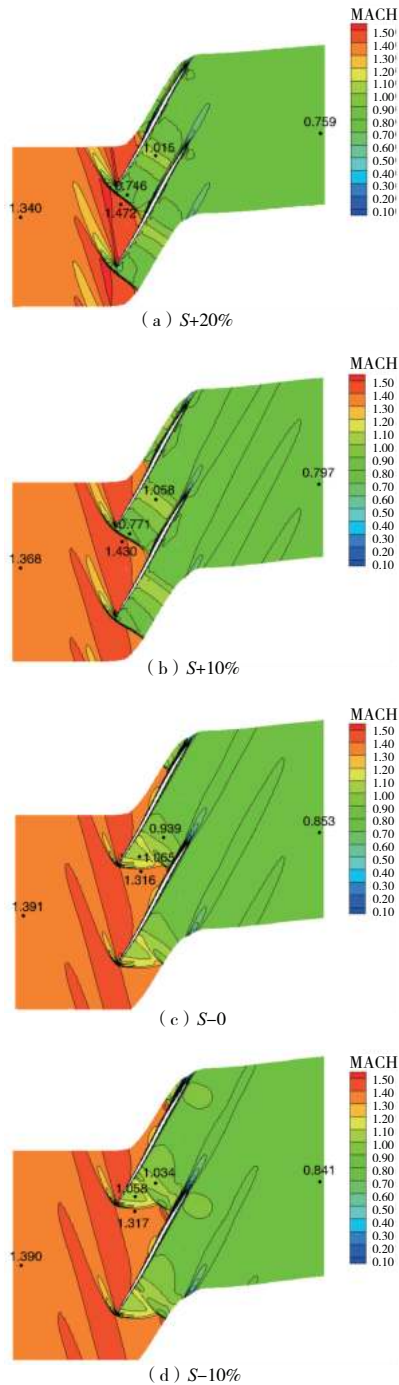


图 11 不同最大挠度叶型压比损失特性图

## 5 稠度影响分析

原始叶栅稠度  $S=0$  为 1.38, 可以通过改变叶片数或叶片弦长来实现稠度的变化, 其中  $S \pm 10\%$ 、 $S \pm 20\%$  表示对原始叶栅稠度增加和减少 10%、20% 所得到的叶栅。

图 12 表明, 针对所设计的叶栅, 增加稠度会造成槽道激波向叶栅通道上游偏移, 直至形成脱体激波, 使叶栅全工况损失增加; 减小稠度对激波结构影响较小, 对叶栅特性影响也较小, 如图 12 和图 13 所示。



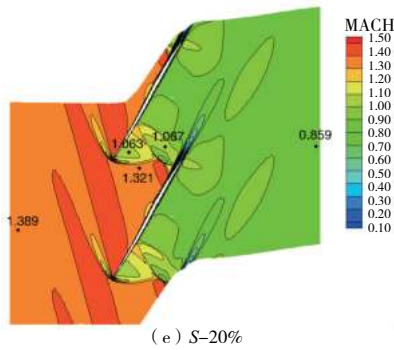


图 12 不同稠度叶型相对马赫数云图

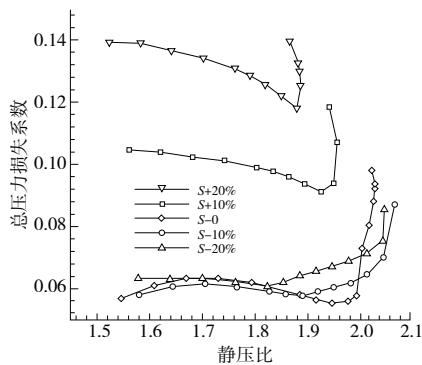


图 13 不同稠度叶型压比损失特性图

## 6 结语

本文采用流场数值计算方法,针对进口马赫数 1.4 的超音叶栅,进行了关键参数影响规律研究,得出以下主要结论。

1) 最大厚度在 $\pm 60\%$ 范围内变化对激波结构及激波上游的流动基本没有影响。随着最大厚度的减小,附面层损失和尾迹损失基本不变;由于激波前通道扩张度减小,激波前马赫数下降,激波损失下降,因此总损失略有降低;最小损失对应的静压比增加并且耐反压能力增加,有利于实现更高压比设计。

2) 最大挠度在 $\pm 60\%$ 范围内变化对激波结构及激波上游的流动基本没有影响。随着最大挠度减小,叶栅耐反压能力下降,最小损失近于不变,不利于高压比设计。

3) 稠度在 $\pm 20\%$ 范围内变化,增加稠度会造成槽道激波向叶栅通道上游偏移,直至形成脱体激波,使叶栅全工况损失增加;减小稠度对激波结构影响较小,对叶栅特性影响也较小。

### 参考文献:

- [1] 陈矛章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
- [2] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 2版. 北京: 国防工业出

版社, 2014.

- [3] MERCHANT A, KERREBROCK J L, ADAMCZYK J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.
- [4] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波组织研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
- [5] LEVINE P. Two-dimensional inflow conditions for a supersonic compressor with curved blades[J]. Journal of Applied Mechanics, 1957, 24(2): 165-169.
- [6] WADIA A R, LAW C H. Low aspect ratio transonic rotors: part 2—Influence of location of maximum thickness on transonic compressor performance [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(2): 226-239.
- [7] GIEBMANN S A, BACKHAUS J, FREY C, et al. Compressor leading edge sensitivities and analysis with an adjoint flow solver[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2013; Turbine Technical Conference and Exposition, San Antonio, Texas, USA: [s.n.], 2013.
- [8] KONIG W M. Improved blade profile loss and deviation angle models for advanced transonic compressor bladings: part I—a model for subsonic flow [C]//Asme International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exposition, [S.l.]: s.n., 1996: 73-80.
- [9] STARKEN H, ZHONG Y, SCHREIBER H A. Mass flow limitation of supersonic blade rows due to leading edge blockage [C]//Proceedings of ASME 1984 International Gas Turbine Conference and Exhibit, Amsterdam, Netherlands: [s.n.], 2015: 7918-7946.
- [10] 肖敏, 刘波, 仲永兴. 轴流压气机超音叶片叶型几何设计方法的研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 237-240.
- [11] 靳军, 刘波, 南向谊, 等. 超声速叶型前缘几何形状对叶栅气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 660-665.
- [12] 凌敬. 叶型参数变化对叶型损失和角区分离的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [13] 崔伟伟, 赵庆军, 杜建一, 等. 某跨音转子设计中叶型中线分布特征研究[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(11): 1838-1842.
- [14] 郑覃, 姜晓青, 滕金芳. 超音速叶型关键几何参数敏感性分析[J]. 节能技术, 2014, 32(6): 483-486.
- [15] 邱名, 马率, 周正贵, 等. 适用于跨音压气机的超音叶型设计[J]. 工程热物理学报, 2016, 37(6): 1173-1180.
- [16] 邱名, 周正贵, 刘龙龙, 等. 超声压气机叶型设计方法[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 975-985.
- [17] CUI C, ZHOU Z G, ZHANG J H, et al. Influence of key geometric parameters on the aerodynamic performance of a supersonic compressor cascade [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(12): 2338-2348.

收稿日期: 2022-09-13