

# 缩扩比对微型跨音轴流涡轮性能的影响研究

孙湘林,夏晨,陈锦文

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**微型涡轮面临高负荷、跨音速流动的技术挑战,为满足高性能微型发动机的发展需要,采用数值仿真方法对缩扩比及其径向分布规律对微型跨音轴流涡轮性能及流动特性的影响规律进行研究,获得了较佳的缩扩比取值范围及合适的径向分布规律。实验结果表明:对二维叶型而言,通过局部调整吸力面喉道后内伸波入射点前的型线曲率,使缩扩比处于1.04~1.08范围内,可使波前马赫数降低3.4%,并有效抑制内伸波反射,转子总压损失系数最大可降低14.1%;对三维叶片而言,选择两端大、中间小的“C型”缩扩比径向分布规律可使所研究的微型涡轮级效率提升0.45%,流量增大0.66%,并在宽落压比范围内仍保持较高的性能。

**关键词:**微型跨音轴流涡轮;型线曲率调整;缩扩比;缩扩比径向分布规律

中图分类号:V231.3 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2023)04-0056-04

## Influence of Convergent-divergent Ratio on Performance of Micro Transonic Axial Turbine

SUN Xianglin, XIA Chen, CHEN Jinwen

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

**Abstract:** Micro-turbine is facing the technical challenge of high-load and transonic flow, and in order to meet the needs of the development of high-performance micro-engine, this paper studies the effects of convergent-divergent ratio and its radial distribution on the performance and flow characteristics of the micro transonic turbine, and the good value range of convergent-divergent ratio with appreciate radial distribution law is obtained. The results show that for the cascade, by locally adjusting the profile curvature in front of the incident point of the rear-extension wave in the throat of the suction surface, the convergent-divergent ratio is kept in the range of 1.04—1.08, which can reduce the incoming Mach number of shock waves by 3.4% and suppress the reflection effectively, with total pressure loss coefficient reduction by 14.1% at most. For rotor blades, selecting the radial distribution law of “C-type” convergent-divergent ratio can improve the efficiency of the micro turbine by 0.45%, raise the mass flow by 0.66%, and maintain better performance in a wide working range.

**Keywords:** micro transonic axial turbine; profile adjustment; convergent-divergent ratio; radial distribution law of convergent-divergent ratio

## 0 引言

微型涡轮发动机具有尺寸小、质量轻、推重比大等优点,被广泛应用于大型飞机辅助动力、航空用空气涡轮起动机、微型燃气轮机等领域<sup>[1]</sup>。微型涡轮作为高性能微型发动机的核心部件之一,随着微型发动机增压比不断提高,微型涡轮面临高负荷、跨音速流动的技术挑战<sup>[2]</sup>。因此,有必要基于微型跨音轴流涡轮的流动特性开展减小气动损失的叶型设计技术研究。

美国 HLTRP 计划<sup>[3]</sup>针对高负荷跨音速涡轮做了大量研究,总结出了高负荷涡轮弱化激波设计的主要参数,包括叶片尾缘厚度、尾缘形状、优化喉道后吸力面曲率和优化安装角、落后角等<sup>[4]</sup>。国内陈云等<sup>[5]</sup>通过对国外先进设计技术进行追踪和研究,详细阐释了通过调整叶型吸力面曲率控制尾缘激波的设计思路和原理;郝飞<sup>[6]</sup>研究

了适用于高亚音微型轴流涡轮的弯、扭、掠以及后加载叶片设计技术,在抑制微型涡轮二次流方面取得了较为理想的效果。上述学者的研究对常规尺寸跨音涡轮的流场结构、损失情况有了较为清晰的认识,并在减小尾缘激波损失方面积累了一定经验。但考虑到微型化效应的影响,其结论无法直接应用到微型涡轮之中。因此,本文借鉴常规尺寸跨音涡轮的研究方法,探讨缩扩比及其径向分布规律对高负荷微型跨音涡轮性能及流场的影响规律,为高性能微型跨音涡轮叶片气动设计提供参考。

## 1 数值仿真方法

### 1.1 计算方法简介

本文将普惠 E<sup>3</sup>高压涡轮等比例缩小7倍得到微型叶轮,叶轮几何参数见文献[3]。采用 NUMECA 对全三维可

压缩 RANS 方程进行定常求解,选用 S-A 湍流模型,空间离散采用 Jameso 有限体积中心差分格式,时间推进采用的是显式四阶 Runge-Kutta 法,转静子之间通过周向守恒型连接面传递数据,使用隐式残差光顺以及通过多重网格技术以加快计算收敛速度。采用绝热、无滑移固壁处理方法,叶片表面及轮毂面设为转动边界,机匣为静止边界,叶片通道两侧为周期性边界面。

## 1.2 计算网格简介

涡轮级使用 AutoGrid5 模块进行六面体结构网格划分,采用 H-O-H 型网格,转子叶尖间隙区域采用蝶形网格,在近壁处对网格进行加密处理,第一层网格高度设定为  $2\mu\text{m}$ ,以满足 S-A 模型壁面  $y^+ \leq 5$  的要求。对比 90 万、120 万、150 万、200 万网格的计算结果发现,网格量达到 150 万以上时涡轮级效率、流量、落压比等参数趋于稳定,综合考虑计算量与准确性的情况,本文选择 150 万网格对微型涡轮开展数值仿真,网格结构如图 1 所示。二维计算时选定 50% 叶高截面的叶型数据,沿径向拉伸 2 mm,形成一个薄片体再进行结构网格划分。为保证流动不受轮毂、轮缘附面层的影响,设置轮毂、轮缘固壁边界条件为欧拉固壁边界,叶身为固壁无滑移条件,数值离散格式、湍流模型等均与 1.1 节的保持一致。



图 1 涡轮叶片计算网格示意图

## 2 缩扩比对微型跨音涡轮流动特性的影响

### 2.1 缩扩比调整方法简介

当涡轮出口马赫数达到 1.2 时,采用收缩型涡轮流道叶片损失相对较高,因此在高负荷的跨音速涡轮中,常采用收缩扩张型流道来适应更高的出口马赫数<sup>[7]</sup>。流道缩扩比  $\Psi$  作为缩扩叶型的关键设计参数,定义为叶栅通道出口内切圆与喉道内切圆面积之比<sup>[8]</sup>,其取值对叶片气动性能有重要影响。在进行缩扩比调整时,为使计算结果更具可比性,保持喉道直径以及喉道距前缘位置等重要的造型参数不变,按图 2 虚线所示方法调整扩张段吸力面型线曲率,改变转子出口面积进而改变流道缩扩比,构造出了如表 1 所示的 7 种缩扩比叶型。

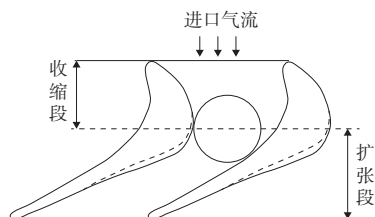


图 2 收缩-扩张型涡轮流道示意图

表 1 缩扩比调整对叶栅总体性能的影响

调整方案	缩扩比 $\Psi$	波前马赫数	出口气流角/(°)	总压损失系数
A2	0.98	1.656	74.54	0.123
A1	1.00	1.623	74.05	0.111
A0	1.02	1.601	73.74	0.103
原型	1.04	1.647	73.38	0.099
A4	1.06	1.591	72.75	0.090
A5	1.08	1.640	71.93	0.085
A6	1.12	1.676	71.28	0.087

### 2.2 缩扩比对二维叶型的影响分析

表 1 中方案 A0—A2 缩扩比逐渐减小,A4—A6 缩扩比逐渐增加。研究发现,随缩扩比增大出口气流角不断减小,波前马赫数呈“W 型”变化,当缩扩比为 1.06 时波前马赫数最小,相较于原型降低了 3.4%。总压损失系数在缩扩比 0.98~1.08 范围内快速下降,之后又略微上升,在缩扩比 1.08 时取得最小值,较原型降低了 14.1%。说明缩扩比增大会使涡轮做功能力略微下降,并引起波前马赫数较大的波动,综合来看微型跨音速涡轮选择缩扩型流道整体损失较小。

图 3 给出了 4 种典型缩扩比调整方案的马赫数云图。分析发现,气流在固壁流道中的流动情况基本相同,调整缩扩比主要对斜切口及其后续的流场造成影响,斜切口部分的流动主要受尾缘波系和尾迹主导,细微的型面变化都会引起尾缘波系强度改变,进而改变其与尾迹的相互作用程度。对比方案 A2 与原型的马赫数云图发现,当吸力面局部曲率逐渐增加,缩扩比由 1.04 降至 0.98,缩扩型流道逐渐转变为收缩型流道,原型叶栅喉道处的激波消失,波前马赫数先减小后增大,缩扩比 0.98 的收缩型流道波前马赫数较原型增大 0.55%,内伸波强度增强,并出现明显的反射波,总压损失系数增大 24.2%,说明收缩型流道不适用于高出口马赫数的微型涡轮;对比原型、方案 A4、A6 的马赫数云图发现,当吸力面局部曲率逐渐减小,缩扩比由 1.04 增大至 1.12,波前马赫数和总压损失系数减小至最小值后逐渐增大,但内伸波的反射得到有效抑制,改善了下游区域的流动状态,总压损失系数均小于原型叶栅。这是由于原型涡轮喉道后的吸力面型线较为平直,曲率接近于 0,继续减小曲率后会使得曲率变为负值,在喉道后、内伸波作用点前形成下一个下凹段,类似于预压缩的原理,喉道后的超声速气流经过该下凹段会产生一系列压缩波,与尾缘膨胀波相互作用后减弱了膨胀波强度,反射膨胀波强度也随之减弱,所以表现为抑制了内伸反射波的形成。而且,由于膨胀波强度减弱,对气流的加速作用也会减弱,于是降低了内伸激波波前马赫数,导致内伸激波强度减弱。当然,缩扩比过大也会导致局部曲率过大而诱导出新的激波,如图 3(d) 所示,当缩扩比达到 1.12 时在吸力面大曲率转折处出现了和原型涡轮类似的局部高马赫数区,反而增加了叶型损失。

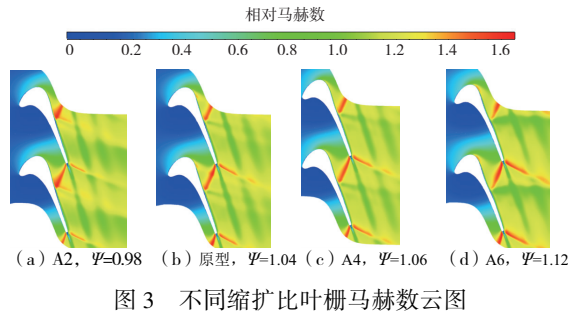


图3 不同缩扩比叶栅马赫数云图

综合来看,高出口马赫数微型跨音涡轮应选择缩扩比大于1的缩扩型流道,调整缩扩比 $\Psi$ 至1.04~1.08范围内可使波前马赫数较原型降低3.4%,并有效抑制内伸波反射,改善下游流场状态,降低激波引起的叶型损失。

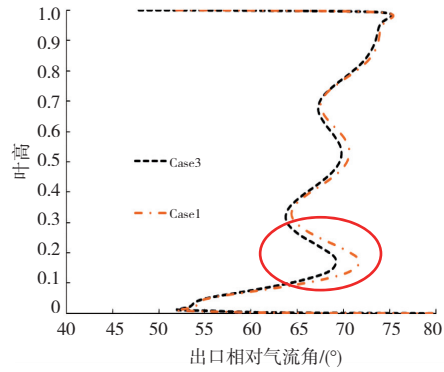
### 2.3 缩扩比径向分布规律的影响分析

对三维涡轮叶片而言,由于气流参数沿径向分布不均匀,各叶高截面对应的最佳缩扩比并不相同,所以应选择合适的缩扩比径向分布规律使得各径向截面叶栅尽可能在设计工况下工作,从而达到降低流动损失的目的。上文对二维叶型缩扩比的研究确定了叶中截面较佳的缩扩比范围为1.04~1.08,因此将叶中截面缩扩比取为1.06,叶根和叶尖截面则以此为基准进行适当增大或减小,构造出如表2所示的4种不同缩扩比径向分布规律的转子叶片进行数值计算。

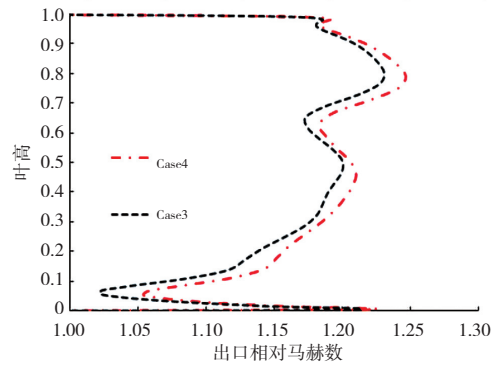
表2 缩扩比径向分布规律调整方案与计算结果

缩扩比径向调整方案	叶根	叶中	叶尖	流量/(kg/s)	效率/%	落压比
Case1(沿叶高增大)	1.04	1.06	1.08	0.621 3	83.11	3.90
Case2(沿叶高减小)	1.08	1.06	1.04	0.620 5	83.23	3.88
Case3(C型分布)	1.08	1.06	1.08	0.623 5	83.51	3.87
Case4(反C型分布)	1.04	1.06	1.04	0.619 4	83.06	3.87

计算结果表明,Case3采用的“C型”径向分布规律微型跨音涡轮性能最好,其流量最大提高了0.66%、效率最大提升了0.45%、涡轮功率最大提高了1.67%,但其落压比相较Case1却略有下降。这是由于两种方案叶根截面的缩扩比不同导致气流转折角发生了变化,根据上文二维叶型研究所得结论,缩扩比增大会使出口气流角减小,如图4(a)所示,虽然两种方案的叶片出口气流角沿叶高变化趋势基本一致,但在叶根处Case3的出口气流角明显小于Case1。出口气流角减小说明气流在涡轮通道中的转折幅度减小,叶片做功能力下降,体现为落压比下降;但气流角减小的同时也减小了因气流转折造成的流动损失,所以Case3效率有所提升。此外,Case3叶根处缩扩比增大是通过增大大气出口面积实现的,因此增强了叶根截面的通流能力使其流量大于Case1,对涡轮而言,流量增加带来的功率提升效果更为显著,弥补了因落压比下降导致的功率损失,因此Case3涡轮的综合性能优于Case1。



(a) 出口相对气流角沿叶高变化曲线



(b) 出口相对马赫数沿叶高变化曲线

图4 出口气流角与出口马赫数沿径向分布

另一方面,缩扩比径向分布规律对叶片尾缘内伸激波强度也有重要的影响,如图5所示,尾缘内伸波主要作用于吸力面50%轴向弦长附近,其径向作用范围几乎贯穿整个叶高区域,由于叶中截面缩扩比取为上文研究所确定的较佳缩扩比,较好地控制了叶中截面的激波强度,因此吸力面的激波强度呈现出“两端强、中间弱”的沿径向分布形式。基于上文研究结论,通过合理调整叶根、叶尖截面的缩扩比可以降低激波前马赫数,削弱内伸激波强度并抑制其反射激波的形成。

Case3、Case4分别采用了“C型”和“反C型”两种相反的缩扩比径向分布规律,其出口马赫数沿叶高分布情况如图4(b)所示。分析发现,采用“C型”方案的叶片通道整体马赫数水平有所降低,叶根和叶尖处马赫数减小尤为明显,最大降幅达7.74%。图5展示的吸力面相对马赫数云图也同样反映了这一现象。这是由于叶尖处尾缘膨胀波强度对气流加速效应明显,导致激波前马赫数较高,而Case3在叶尖处采用了较大的缩扩比,在内伸激波入射点前构造一组较强的压缩波削弱了膨胀波的强度,减小了激波前马赫数。同理,在叶根处采用大缩扩比设计也具有相同效果,同时大缩扩比设计增大了出口面积,在改善叶片通流能力的同时也具有降低气流速度、削弱激波强度的作用。因此,采用两端大、中间小的“C型”缩扩比径向分布规律,可减小叶片通道整体马赫数水平并有效削弱叶根和叶尖处内伸激波的强度,减小尾缘激波损失,使涡轮效率得以提升。



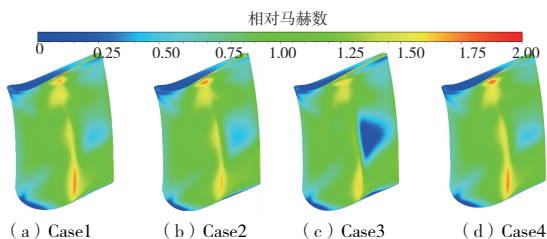
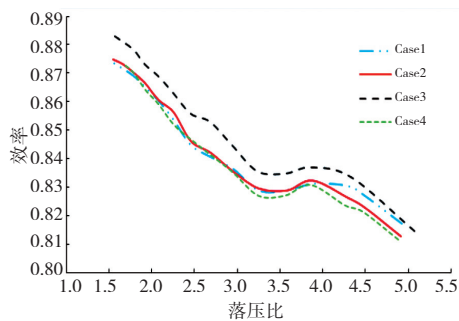
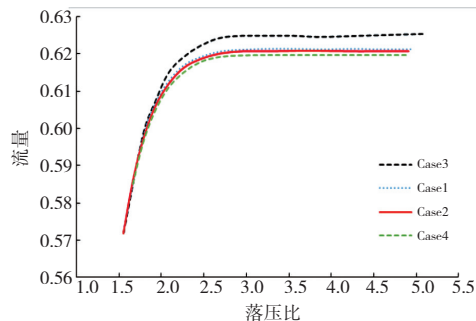


图5 吸力面相对马赫数云图



(a) 效率特性曲线



(b) 流量特性曲线

图6 宽落压比范围涡轮性能曲线

### 3 结语

本文采用数值仿真的方法研究了缩扩比及其径向分布规律对微型跨音涡轮转子的性能影响,获得了较佳的缩扩比取值范围及合适的径向分布规律,研究结果表明:

1) 高出口马赫数的微型跨音速涡轮应选择缩扩型流道,通过调整扩张段吸力面型线曲率构造合适的缩扩比叶型,可以减小激波前马赫数,降低尾缘激波损失;

2) 调整缩扩比主要对斜切口及其后续流场造成影响,对本文所研究的微型涡轮而言,调整缩扩比范围至1.04~1.08可使本文所研究的微型涡轮波前马赫数降低3.4%,并有效抑制内伸波反射,转子总压损失系数最大可降低14.1%;

3) 选择两端大、中间小的C型缩扩比径向分布规律可提高叶片的通流能力并降低叶片通道的马赫数水平,尾缘激波造成的损失得到一定程度抑制,对本文所研究的微型涡轮而言,选用该方案在设计工况下效率提升了0.45%,流量增大了0.66%,并在宽落压比范围内仍保持较高的性能。

考虑到尾缘激波的强度和作用位置会随涡轮工况变化而发生改变,需对各方案在宽落压比范围内的适用性进行评估,图6为设计转速下各方案的等转速特性线。分析发现,Case3在落压比1.5~5.0范围内效率平均提高了约0.45%,在落压比大于2时其流量增大了约0.6%。综合来看,Case3在宽落压比范围内有较好的性能表现,可将其采用的两端大、中间小的C型缩扩比径向分布规律作为高负荷微型跨音轴流涡轮的首选方案。

### 参考文献:

- [1] 黄国平,梁德旺,何志强.大型飞机辅助装置与微型涡轮发动机技术特点对比[J].航空动力学报,2008,23(2):383-388.
- [2] 杨荣菲,李云朋,仲冬冬,等.采用冷气射流调节对转涡轮高压部件流量的数值研究[J].机械制造与自动化,2021,50(1):29-32.
- [3] THULIN R, HOWE D, SINGER I. Energy efficient engine high-pressure turbine detailed design report[J/OL]. (1982-01-11) [2021-12-22]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19840020719>.
- [4] WANG G L, GE N, ZHONG D D. Numerical investigation of the wake vortex-related flow mechanisms in transonic turbines[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2020, 2020: 1-18.
- [5] 陈云,王雷,马广健.高负荷跨声速涡轮叶型设计方法研究[J].燃气涡轮试验与研究,2018,31(3):18-21,37.
- [6] 郝飞.大轮毂比微型轴流涡轮气动损失分析及控制方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.
- [7] REHMAN A, LIU B, ASGHAR M A. Secondary flow and endwall optimization of a transonic turbine[J]. Energies, 2019, 12(21): 4103.
- [8] 陈向辉.自适应循环发动机高压涡轮设计技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.

收稿日期:2022-01-18