

文章编号: 1000-8055(2010)12-2690-07

一种微型涡轮发动机导向器改进方案

宣建光, 邱建, 夏晨, 黄国平

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了提高发动机性能, 克服微型涡轮发动机(MTE)的尺度小等因素导致其导向器内流动损失大的缺点, 采用了整体叶片式导向器设计技术对某 MTE-C 微型发动机涡轮导向器进行了改型设计。首先采用 NAPA 软件对 MTE-C 微型发动机的整体叶片式导向器进行数值模拟, 通过流场分析得到了原型导向器设计中导致流动效率低下的不足之处, 并以此为理论依据, 对导向器进行了改进。改进型导向器的整级数值模拟结果表明, 涡轮在设计点的效率提高了 15%, 且在宽广的工作范围内其通流能力和效率均得到了明显的提升。

关 键 词: 微型涡轮发动机; 涡轮导向器; 数值模拟; 改进设计; 流量特性; 效率特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Improvement of a micro-turbine nozzle

XUAN Jian-guang, QIU Jian, XIA Chen, HUANG Guo-ping

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The compact configuration and small size of the micro-turbine engine (MTE) cause the large flow loss in the micro-turbine nozzle, so the micro-turbine nozzle has been modified to reduce the flow loss and improve the performance. The numerical simulation of the original turbine nozzle was completed by NAPA program, and the reasons for the low performance were acquired by flow field analysis. The vaned turbine nozzle was improved and the performance comparison between original and improved turbine nozzles was completed. The efficiency of turbine stage at designing point increases by 15%, and the flow rate and efficiency of turbine stage are enhanced remarkably within a wide working range.

Key words: micro-turbine engine; turbine nozzle; numerical simulation; improvement design; flow characteristic; efficiency characteristic

微型涡轮发动机(MTE)尺寸小、质量轻、能量密度高、推质比大^[1], 可作为微小型无人飞行器的推进动力^[2], 亦可作为核心组件应用到分布式发电系统^[3]和飞机辅助动力装置中^[4], 具有广泛的军用和民用前景^[5-6], 因此受到了高度重视。在采用径流式涡轮的微型涡轮发动机中, 受尺寸、结构、加工工艺的制约, 使用叶片导向装置较为现实^[7-9]。从目前掌握的资料来看, 国内外微型发动

机的涡轮导向器大多使用纯径向的导向叶片, 如美国汉胜(Hamilton Sundstrand)公司研制的 TJ-50 微型发动机^[10]、日本产业技术研究院(AIST)的 J-850 微型发动机^[11]等。由于从燃烧室出来的工质基本上是沿轴向流动, 径向导向叶片前面要接一段无叶转弯段, 工质流经转弯部位进入叶片通道时会产生较大的局部损失。随着流动尺度的减小, 黏性作用加强, 并且导向器的微型化减短了

收稿日期: 2009-11-15; 修订日期: 2010-04-12

基金项目: 国家自然科学基金(50576034); 基础预研项目

作者简介: 宣建光(1971—), 男, 吉林桦甸人, 博士生, 主要从事微型发动机的研究。

流路、增加了流道曲率,使摩擦损失以及加工精度引起的损失增加,所以微型叶片式导向器性能较低。温泉设计的进口直径 48 mm 的导向叶片,数值模拟结果显示其速度系数不到 0.93^[12]。而常规尺寸下,比较先进的导向器的速度系数可达 0.95~0.97。现有研究表明,速度系数对涡轮效率的影响很大,速度系数提高 1%,涡轮效率可提高 1%^[13]。

南京航空航天大学微型发动机研究所针对转弯段流动损失较大的问题,提出了整体叶片式导向器设计理念,利用叶片对转接段气流进行导流,减小流动损失。这种新型导向器已经应用于直径 6 cm 的微型发动机原理样机,数值模拟表明,整体叶片式导向器的速度系数可达 0.96,总压恢复系数超过 0.95。

本文对一直径 16 cm 的 MTE-C 微型发动机的整体叶片式导向器进行数值模拟,通过流场分析得到原型导向器设计的不足之处,以此为理论依据,对导向器进行改进,并分别对原型和改进型涡轮整级进行数值模拟,验证导向器的改进效果。

1 原型导向器的数值模拟分析

1.1 原型导向器造型及数值模拟设置

MTE-C 微型发动机参考英国某型微型发动机样机,发动机采用简单整体叶片式导向器,由外罩、内衬和叶片三部分组成(见图 1)。其中,外罩的内表面和内衬的外表面构成了导向器的子午流道,其叶尖和叶根型线都采用直线+圆弧+直线形式,叶片是厚度为 1.5 mm 的直叶片,以一定角度嵌入外罩和内衬的槽中。该方案用简单机加和焊接工艺替代了一般这类部件所采用的整体铸造工艺,能有效简化制造工艺以降低制造成本。

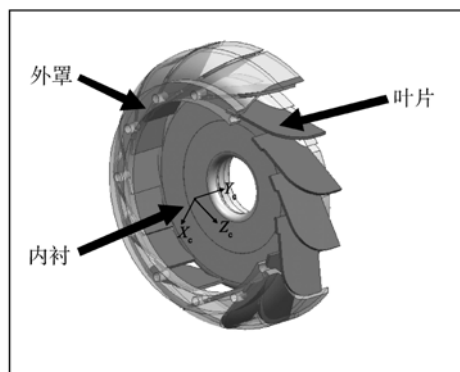


图 1 原型导向器造型

Fig. 1 Figure of original turbine nozzle

导向器流场的数值模拟工具采用本课题组自主开发 CFD(计算流体动力学)软件 NAPA,该软件可以计算复杂的三维全黏性湍流内外流场,现已多次成功应用于多级轴流压气机、微型向心涡轮等旋转机械流场和性能的数值模拟,结果表明 NAPA 可以很好地预测轴流式或径流式旋转机械的气动性能。计算中,采用有限体积法和多步 Runge-Kutta 方法推进,采用二阶 MUSCL(monotone upstream-centred schemes for conservation laws)格式进行对流通量计算,使用当地时间步长、隐式残值光滑、多层网格加密等措施来加速收敛,采用改进的 Baldwin-Lomax(B-L)湍流模型计算湍流黏性。

计算网格用网格划分软件 Gridgen 生成,计算域网格分为进口延伸段、叶片通道、出口延伸段,共 6 块,网格数为 $113 \times 49 \times 65$ 。轮毂、机匣及叶片表面采用无滑移的壁面条件,周向上下边界采用周期边界,进口给定总温 1150 K、总压 3×10^5 Pa,进口气流角 0° (与轴向夹角),并假定进口为均匀来流,出口给定静压。

1.2 原型导向器流场分析

表 1 给出了出口反压为 1.7×10^5 Pa 时的计算结果,其中出口气流角表示气流与额线的夹角。

表 1 原型导向器性能参数

Table 1 Performance parameters of original turbine nozzle

流量/ (g/s)	总压恢复 系数	速度 系数	出口气流 角/ $^\circ$	出口 马赫数
750	0.909	0.945	22.1	0.864

针对导向器内部流场结果分析可知,原型导向器存在如下不足之处:

1) 叶片前后缘存在较大损失。由于采用直叶片以实现导向器的简单结构,故叶片前后缘均为矩形,流道面积在此发生突变,使气流发生突然转向,造成较大的局部损失。同时,叶片的矩形后缘使两侧主流掺混损失增加,叶轮出口存在明显的气流落后角(见图 2)。

2) 在叶背靠近叶根处,整个通道范围内都存在较大的损失(见图 2)。由于子午流道在叶根处转弯半径太小,气流转折急促,加上叶背曲率影响,气流在通道前段迅速加速,形成局部超声区,从而造成很大的流动损失。

3) 叶背角区存在局部高速区。由于叶片是直

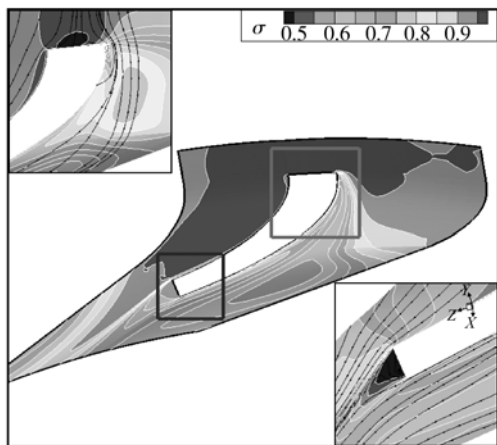
图 2 拟 S_1 流面总压恢复系数分布及流线图(前后缘)

Fig. 2 Total pressure recovery coefficient distribution and streamlines of S_1 surface

的,为了保证一定的出口气流角,叶背与轮毂之间的夹角很小,该角区内气体的速度很大,压力较低,所以在进口叶背处高度方向存在较大的压力梯度,气流有明显的径向流动(见图 3),而不是沿着子午通道的形状流动,这增加了通道内部的流动损失。

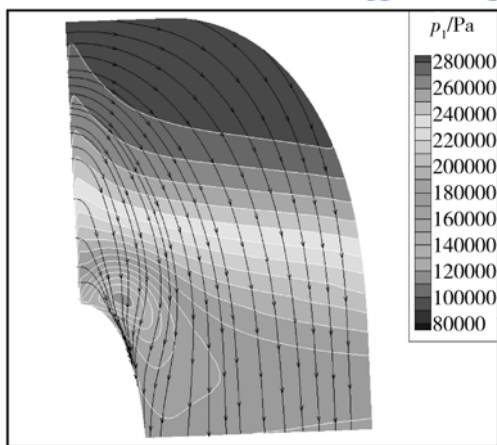


图 3 吸力面压力分布及流线图(靠近叶片)

Fig. 3 Pressure distribution and streamlines of suction surface

通过上述流场分析可知,原型导向器气动性能还有较大的提升空间,其设计并不是最佳方案,但简单的结构设计和低廉的制造成本符合微型发动机的低成本需求,其性能也满足发动机总体需求。由于 MTE 自身的优势,使其在部件性能不高的条件下发动机仍具有较大的推质比,同时简单的工艺和低廉的成本使该发动机具有较强的市场竞争力。

2 导向器造型修改方案及数值模拟

2.1 导向器改进方案

针对上述流场分析得到的原型导向器存在的主要问题,对导向器进行了改进。改进型导向器仍然由外罩、内衬和叶片三部分组成,与原型相比,改进措施如下:

1) 调整子午流道型线。考虑到进口处外罩与机匣还有 10 mm 的间隙,在保持进口面积不变的情况下增加进口叶尖、叶根直径,而出口直径不变,使叶根转弯半径增大;同时用贝塞尔曲线代替原来直线+圆弧+直线的子午流道型线,从而使曲率处处连续。导向器主要尺寸变化如图 4 所示。

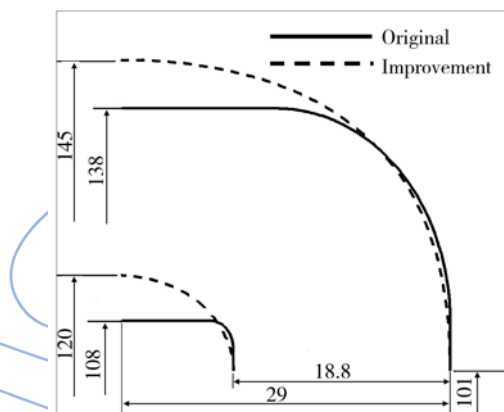


图 4 子午流道尺寸改进前后对比示意图

Fig. 4 Modification of meridional passage

2) 变直叶片为弯叶片。在保证同样出口角的情况下,叶片上部进行了弯曲,其中叶盆和叶背曲线前段为两段同心圆弧,后段用两段直线段与圆弧相切。叶片与外罩和内衬的连接方式与原型一致。由于叶片仅在径向高度上弯曲,故叶片可采用板材线切割技术生成,因此确保了加工工艺的简单化。图 5 给出了原型和改进型叶片造型对比。

3) 原型导向器叶片厚 1.5 mm,共 15 片,为了保证叶片的可靠性,厚度预留了一定裕度。根据试验结果及强度校核发现,可以将叶片厚度减小为 1 mm,并对叶片前、后缘倒圆,叶片数保持 15 片不变。由于叶片厚度减小使通道截面积增加,故通过合理调整叶片弯曲程度保证导向器喉道面积不变。

2.2 改进型导向器流场分析

改进型导向器的数值模拟也采用 NAPA 软件,其网格划分及计算设置均与原型类似。表 2 给出了出口反压为 1.7×10^5 Pa 时的计算结果,在

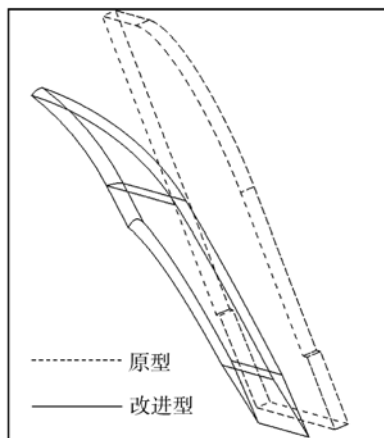


图 5 改进前后叶片造型对比图

Fig. 5 Shape modification of nozzle vane

保证流量和出口角基本不变的前提下,导向器总压恢复系数和速度系数较原型分别提高了 1.9% 和 1.8%,总体气动性能有了明显提升.

表 2 改进型导向器性能参数

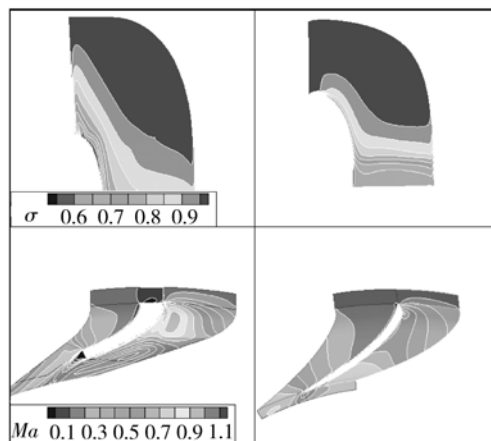
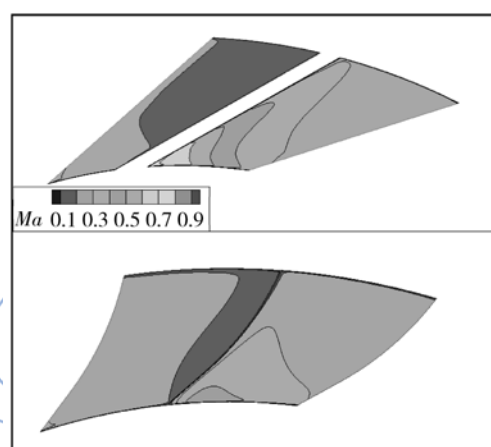
Table 2 Performance parameters of improvement turbine nozzle

流量/ (g/s)	总压恢复 系数	速度 系数	出口气流 角/(°)	出口 马赫数
742	0.928	0.963	22.3	0.884

图 6 对比了原型导向器和改进型导向器各典型截面的参数分布.与原型相比,由于导向器子午道叶根转弯半径增加,气流转弯较平缓,因此叶根局部高速区强度减小,位置后移,流动损失明显下降;叶片前缘倒圆后,进口处流动顺畅,气流没有突然转向,因此叶背的局部超声区消失,高损失区范围明显减小,叶根流场质量获得了很大的提升;叶片尾缘削尖后,尾迹涡流区消失,尾迹损失明显减小.

采用弯板叶片后,进口处吸力面与轮毂的夹角增大,该角区内最大马赫数明显降低,且向压力面移动,从而抑制了叶根吸力面超声区的形成.并且进口处吸力面沿叶高方向的压力梯度减小,抑制了由叶尖向叶根的径向流动,整个通道内流动参数分布更加均匀,减小了气流突然转向带来的损失.

通过上述分析可知,改进型导向器的流场质量得到了较大改善,所以其气动性能较原型有了明显提升.同时,改进型导向器的结构与原型类似,依然十分简单,仍可采用机加和焊接工艺完

(a) 吸力面总压恢复系数及拟 S_1 流面马赫数对比

(b) 导向器出口截面马赫数对比

图 6 原型导向器与改进型导向器流场参数对比

Fig. 6 Flow field comparison between original and improvement turbine nozzle

成,制造成本虽略有增加,但仍远低于整体铸造成本,能实现较低成本的导向器多方案对比,对验证微型整体叶片式导向器的设计技术具有重要意义.

3 改进前后涡轮整级流场及性能对比

改进型导向器出口流场均匀度得到了很大的改善,这对下游转子的流场质量有着重要影响,为了进一步验证改进型导向器性能的提升以及对涡轮整级性能的改善,分别对原型和改进型涡轮整级进行数值模拟.

3.1 整级数值模拟设置

涡轮整级计算采用大型商业软件 CFX. MTE-C 微型发动机采用的是开式叶轮,转子轮盘与导向器内衬之间有 0.6 mm 的间隙,形成了一个环形腔体,因此其计算网格分为导向器和转子

两部分,导向器网格分为进口延伸段、叶片通道和出口延伸段三块,转子网格分为进口延伸段、环形死腔、叶片通道、叶尖间隙和出口延伸段五块,转静交界面为半径相等、轴向距离相等的圆柱网格面。涡轮整级网格仍然采用 Gridgen 来划分,网格总数为 1165 681。

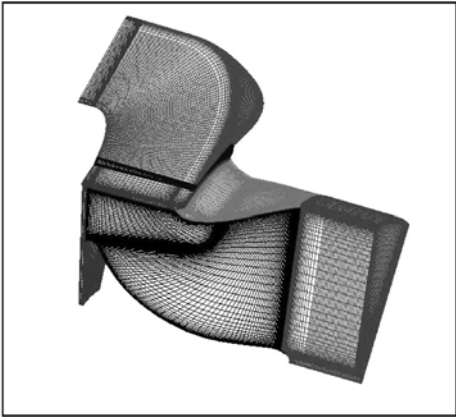


图 7 整级网格示意图
Fig. 7 Grid of turbine stage

轮毂、机匣及叶片表面采用无滑移的壁面,周向上下边界采用周期边界,由于 CFD 分析采用单通道模型,涡轮导向器叶片数和叶轮叶片数不等,转静交界面采用冻结转子法处理,忽略转静子之间的相对运动,对于导向器通道内的流动在绝对坐标系下求解,叶轮通道内的流动在相对坐标系下求解,采用插值的方法进行上下游信息的传递,考虑气流沿周向的不均匀性。进口给定总温 1150 K,总压 3×10^5 Pa,转速 85000 r/min,轴向为均匀来流,出口给定静压。湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型和基于时间推进的数值离散格式,空间差分采用中心格式,并采用多重网格和残值光顺技术来加速收敛。

3.2 原型及改进型导向器整级性能对比

整级数值模拟所得原型、改进型涡轮在设计点时的部分气动性能参数见表 3。图 8 分别显示了整级模拟下原型导向器和改进型导向器出口截面的马赫数分布。由于原型导向器叶片尾缘没有倒圆,故存在较强的尾迹区,同时叶根近吸力面处受叶根子午道曲率、叶背曲率及叶片前缘钝头三种因素的共同影响,存在明显的低速涡流区,占据了通道近 1/5 的面积,因此原型导向器出口速度分布差异较大,对下游涡轮转子进口攻角影响较大。而改进型导向器叶片尾迹区强度大大减弱,叶根近吸力面的低速区得到了较好的抑制,所以出

口速度分布较原型更加均匀。

表 3 原型、改进型涡轮整级的性能参数对比
Table 3 Performance parameters comparison between original and improve turbine stage

性能参数	原型	改进型
流量/(g/s)	752	750
出口气流角/(°)	23.8	23.7
速度系数	0.94	0.966
整级效率/%	72.7	86.3
单位轮缘功/(kJ/kg)	153	160

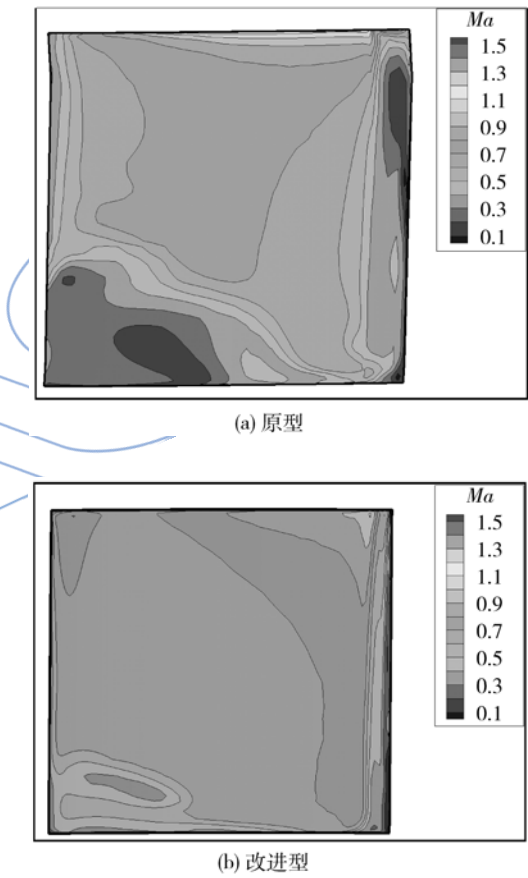


图 8 整级模拟下原型与改进型导向器出口马赫数对比

Fig. 8 Mach number comparison between original and improvement nozzle outlet

数值模拟结果表明,由于原型导向器过分追求加工工艺简单化,使导向器出口流场极不均匀,这造成了涡轮转子进口攻角存在较大差异,涡轮转、静子匹配效果不佳,使涡轮整级效率较低,仅达到 72.7%。对导向器进行改进后,其速度系数 ϕ 增加了 3%。同时,涡轮转子进口流场比较均匀,

涡轮转、静子匹配较好,所以改进后的整级效率有了明显提升,达到了 86.3%,单位流量气体的做功能力显著上升,本文改进后的结果说明对导向器改进后该涡轮的性能获得了显著的提升。

图 9、图 10 分别给出了原型、改进型涡轮在设计转速下的流量特性和效率特性图。图中 π 是涡轮的总静落压比, η 是滞止绝热效率, W_{hs} 是折合流量, $W_{hs} = W \frac{\sqrt{T_1^*}}{p_1^*}$, T_1^* , p_1^* 分别是导向器进口总温、总压, W 是计算流量。

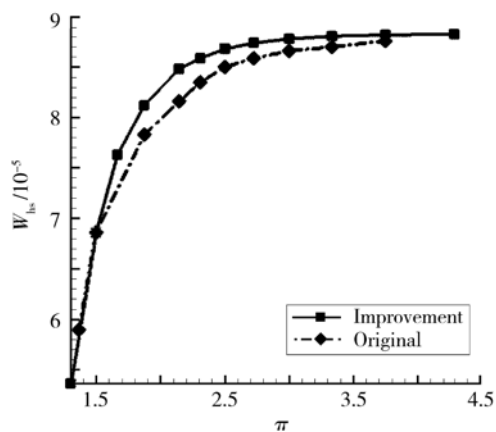


图 9 原型、改进型流量特性对比

Fig. 9 Flow characteristic comparison between original and improvement turbine stage

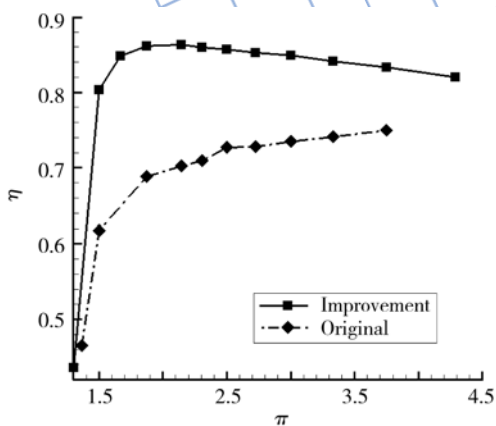


图 10 原型、改进型效率特性对比

Fig. 10 Efficiency characteristic comparison between original and improvement turbine stage

图 9 表明,原型、改进型涡轮的折合流量都随着落压比的增加而提高,在小落压比和大落压比情况下折合流量趋于一致,改进型先于原型达到堵塞工况,在很宽的工作范围内,改进型的通流能力优于原型。图 10 表明,原型的效率随着落压比

的增加而提高,其效率峰值 75% 出现在堵塞工况下。而改进型涡轮不单在设计点的效率有了显著提升,并且在很宽的工作范围内,改进型涡轮都能保持较高的效率,其效率峰值出现在小流量工况下,超过了 86%。所以使用改进型导向器后,涡轮的性能有了明显提升,并且改进型导向器和原型导向器一样结构简单,便于制造加工,能有效降低 MTE 的生产加工费用,便于开展多方案对比试验研究。

4 结 论

本文通过研究主要得到以下结论:

1) 对 MTE-C 的原型导向器流场进行了数值模拟,获得了原型导向器的气动性能,分析了原型导向器存在的问题。

2) 针对原型导向器的缺陷,提出了一种既保持了原设计制造简单成本低的优势、又能改善气动性能的弯叶片式导向器改进方案,并对改进后的导向器流场进行了数值模拟,结果表明,改进型导向器气动性能参数和流场质量有了明显提升。该改进方案兼顾了气动性能和加工难度,具有较高的工程实用性。

3) 分别对原型、改进型涡轮进行了整级数值模拟,结果表明,改进型涡轮整级性能有了明显提升,设计点效率由 72.7% 上升到 86.3%,并且在很宽的工作范围内都能保持较高的效率和较强的通流能力,可以使发动机性能得到显著提高。

参考文献:

- [1] 黄国平,温泉,李博,等. 微型涡轮发动机顶层设计研究[J]. 航空动力学报,2003,18(6):832-838.
HUANG Guoping, WEN Quan, LI Bo, et al. Top level design of micro turbine jet engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 832-838. (in Chinese)
- [2] Epstein A H. Micro turbine engines for soldier power[R]. Massachusetts; Defense Science and Technology Seminar, Massachusetts Institute of Technology, 2000.
- [3] Nakajima K, Fujikawa Y, Goto T. The development of the micro gas turbine generator[R]. Yokohama, Japan: Gas Turbine Congress, 1995.
- [4] 黄国平,梁德旺,何志强. 大型飞机辅助动力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.
HUANG Guoping, LIANG Dewang, HE Zhiqiang. Comparison of technical characteristics of APU and micro turbine engines for large aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 383-388. (in Chinese)

- [5] Ashley S. Palm-size spy planes[J]. Journal of Mechanical Engineering, 1998, 120(2): 1-11.
- [6] Hollingum J. Military look to flying insect robots[J]. Journal of Industrial Robot, 1998, 25(2): 124-128.
- [7] Epstein A H. Millimeter-scale, MEMS gas turbine engines [R]. ASME Paper GT2003-38866, 2003.
- [8] Sirakov B, Gong Y, Epstein A, et al. Design and characterization of micro-compressor impellers[R]. ASME Paper GT2004-53332, 2004.
- [9] Kang S, Johnston J P, Arima T, et al. Micro-scale radial-flow compressor impeller made of silicon nitride [R]. ASME Paper GT2003-38933, 2003.
- [10] Harris M M, Jones A C, Alexander E J. Miniature turbojet development at Hamilton Sundstrand the TJ-50, TJ-120 and TJ-30 turbojets[R]. AIAA 2003-6568, 2003.
- [11] Matsunuma T, Yoshida H, Iki N, et al. Micro gas turbine with ceramic nozzle and rotor[R]. ASME Paper GT2005-68711, 2005.
- [12] 温泉. 厘米级微型航空发动机向心涡轮的气动设计及性能实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
WEN Quan. Aerodynamic design and performance test for radial inflow turbines of micro turbines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [13] 李燕生, 陆桂林. 向心透平与离心压气机[M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.
LI Yansheng, LU Guilin. Radial inflow turbine and centrifugal compressor[M]. Beijing: China Machine Press, 1987. (in Chinese)