

文章编号: 1000-8055(2008)02-0383-06

大型飞机辅助动力装置与微型涡轮发动机技术特点对比

黄国平¹, 梁德旺¹, 何志强²

(1. 南京航空航天大学 微型发动机研究所, 南京 210016;

2. 大新华快运航空有限公司, 天津 300300)

摘 要: 对比分析了这两类动力系统的总体设计和部件技术特点, 总结了两者的相似性和不同. 分析结果显示: 用于 150~200 座大型飞机的辅助动力装置与推力 400 N 左右的微型涡轮发动机具有相当的功率; 两类动力系统主要部件的设计和制造都具有相似性, 微型涡轮发动机的部件性能指标更高, 而辅助动力装置通过略保守的设计来获得高可靠性、经济性和长寿命. 最后, 提出了在已有 MTE 技术基础上开展 APU 研制的技术路线.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 辅助动力装置; 微型涡轮发动机; 性能; 设计; 制造

中图分类号: V23

文献标识码: A

Comparison of technical characteristics of APU and micro turbine engines for large aircraft

HUANG Guo-ping¹, LIANG De-wang¹, HE Zhi-qiang²

(1. The Institute of Micro-Engine, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Grand China Express Limited company, Tianjin 300300, China)

Abstract: The overall design and technical characteristics of micro turbine engines (MTE) and auxiliary power unit (APU) were analyzed comparatively, and their similarities and differences were summarized. The results show that: the output powers of MTE and APU are equivalent. Moreover, the technologies of such two power systems are similar in terms of the designs or manufacturing of engines and their main components. MTE has higher performance index, and APU presents higher reliability, economic efficiency and longer service life through conservative design. So, a technical approach to develop Chinese APU based on the technology of MTE has been proposed.

Key words: aerospace propulsion system; auxiliary power unit; micro turbine engine; performance; design; manufacture

微型涡轮发动机 (Micro turbine engine, MTE) 重量轻、功率大、能量密度高, 是一种具有

很好应用前景的新型喷气推进动力装置^[1]. 划分微型涡轮发动机的尺寸和推力范围目前并非十分

收稿日期: 2007-07-17; 修订日期: 2007-12-06

作者简介: 黄国平(1973-), 男, 贵州赤水人, 副教授, 博士, 主要从事微型发动机、气动数值优化、计算流体力学等方面的研究.

明确,近年来研究人员一般把直径在 6~20 cm,推力约 5~1 000 N 作为 MTE 的界限.大于这个范围的可称为小型涡轮发动机,小于这个范围的称为超微型涡轮发动机(Ultra-MTE),如:麻省理工学院燃气涡轮实验室(Gas Turbine Laboratory, GTL)采用微机电系统工艺制作的 Ultra-MTE,直径 2 cm、推力约 0.1 N. UMTE 需要采用氢作燃料才能在非常微小的空间内有效燃烧,推进到工程应用的技术难度和需求背景都尚存在一定的问题.与之不同, MTE 依托现有技术已完全可以实现,工程中也存在着明确的应用需求.在各种无人空中武器系统(各种微小型导弹、无人机等)迅猛发展的背景下 MTE 的重要性更是越来越大.目前,国外已研制出了直径 10~20 cm 的实用机型并将之投入了实用^[2-3],如:美国 Lockheed-Martin 公司研制的 LO-CAAS 无人机/智能导弹^[2]采用 MTE 作动力,全机重约 45 kg,航程可达 200 km.国内近年来在 MTE 领域也开展了较系统的研究,掌握了相关技术,研制成功了若干机型^[4].

大型飞机的辅助动力装置(Auxiliary power unit, APU)是大型飞机动力系统的重要组成部分,其功能是启动主发动机、为客舱供气并为各种机载设备提供动力.以 Honeywell 公司 APU 系列 Model 131-9A, 9B 为例,它主要安装在 Boeing 737 和 A320 等大型飞机上,单台售价在 50 万美元以上,每架飞机的寿命周期内需返修约 8~10 次,每次返修费用约为售价的一半.这类 APU 配装的飞机就数量来说规模最大,这类 APU 的市场总价值十分可观,目前主要被美国 Hamilton Sundstrand 公司和 Honeywell 公司占据,我国还没有研发过这样的 APU.因此, APU 是我国大型飞机工程中值得关注的一项重要技术.实际上 APU 的核心也是一台微型的燃气涡轮发动机,且其功率在 MTE(直径 10 cm 至 20 cm)输出功率范围内.这就促使研究者们思考,国内研发 MTE 所掌握的技术和科研能力是否可以拓展到 APU 领域进行研发自主知识产权的 APU 技术?为此,本文对比分析了 MTE 和 APU 的系统构成和技术特点,以期为我国自主知识产权的 APU 技术提供参考.

1 大型飞机 APU 与 MTE 总体特点对比

1.1 大型飞机 APU 总体特点

Sundstrand 公司的 APS2000 是典型 150~200

座大型飞机的 APU(见图 1),主要应用于大型固定翼民用和军用飞机,作为飞机主发动机后备启动器,并为机载气囊提供动力.该发动机最大轴功率 80.8 kW,最大供气量 1.3 kg/s,设计转速 45 225 r/min.该发动机主要有 3 个型别:APS2000,应用于波音 737-300/400/500 系列及安装在卡车上的 GPU;APS2100,应用于波音 717 飞机;APS2300,应用于巴西航空工业公司 ERJ 170/190 客机.为满足诺斯罗普公司 B-2 隐身轰炸机的需要,联信公司原来的加雷特辅助动力部(现并入 Honeywell 公司)发展了名为 Model 131 辅助动力和引气装置(见图 2).该机为单转子 APU,输出轴功率 67 kW,在海平面条件下,供气压力为 344.7 kPa 时,供气量为 1.1 kg/s. Model 131 主要有 4 种型别:Model 131-3A,用于诺斯罗普公司 B-2 轰炸机;Model 131-9A,用于空客公司 A320/A321 系列飞机;Model 131-9B,用于波音公司 737-600~900 系列飞机.这个系列的 APU 与 APS2000 系列的主要不同是其不仅输出发电功率而且还直接驱动一台压气机为飞机供气.

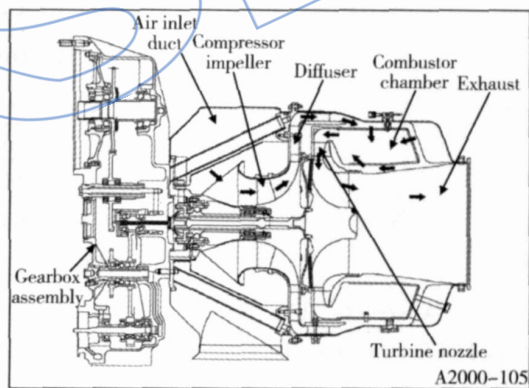


图 1 美国 Sundstrand 公司的 APS2000 型 APU
Fig. 1 APS200 APU, the production of Sundstrand

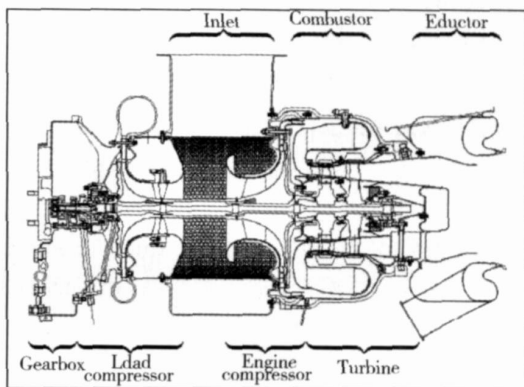


图 2 Honeywell 公司的 Model 131 型 APU
Fig. 2 Model 131 APU, the production of Honeywell

这两个系列的发动机垄断了目前该级别商用 APU 的全球市场,其总体设计的主要特点是:1) 都采用单级离心式压气机,转子叶轮带分流小叶片,静子扩压器由径向扩压器、径流转轴流弯曲段、轴向扩压器组成;2) 燃烧室采用回流环形方案,以航空煤油为燃料,采用喷油嘴雾化喷入燃烧,结构件通过冷却带引气进行冷却;3) 涡轮部分,在 APS2000 系列中涡轮采用单级向心式方案,在 Model 131 系列中采用的是两级轴流方案;4) 转子系统方面,APS2000 系列将同为径流式的压气机转子和涡轮转子轮盘组成背靠背形式,转轴较短,轴承都位于温度较低的压气机转子前,是一端支撑的悬臂方案;Model 131 系列的转子较长,由压气机转子、两级轴流涡轮转子、负载压气机转子和多段连接的转轴组成,在转子两端安排轴承支撑;5) 附件等部分,由全数字电子控制 (FADEC) 系统、燃油泵、减速齿轮箱、发电机等构成。

1.2 微型涡轮发动机总体特点

MTE 的技术与 APU 存在很大的相似性。Sundstrand 公司的 TJ-50 (见图 3) 就是典型的 MTE,直径约 12 cm,推力约 240 N,目前已在 LOCAAS 无人机/智能导弹和 MALD 诱饵机上得到成功的应用。该机是在美国国防预研局 (DARPA) 的支持下,自 1996 年开始进行研制的, DARPA 目前还支持 D-STAR 公司开始进行更高性能的 MTE 研制,新机直径 7 cm,推力 100 N,推重比预计将达 20,目标是为未来直升机/无人机发射的微型巡航导弹提供替代火箭发动机的高效动力。TJ 发动机已在进行 TJ-30, 50, 120, 350 等系列化发展,其编号代表了用磅值计算的设计推力。TJ-50 主要设计特点:单级斜流压气机,带小叶片的斜流压气机转子,由斜流转轴流的无叶扩压器和轴流叶片扩压器组成的压气机静子;回流环形燃烧室,以航空煤油为燃料,采用喷油嘴雾化喷入燃烧;向心式涡轮,与压气机组成背靠背形式;转轴短,前方连接高速永磁发电机,轴承都位于温度较低的压气机转子前。TJ 系列的研制中, Sundstrand 公司大量采用了在 APU 方面长期的研发工作所积累的技术和经验,该系列发动机的许多方面与 APS2000 系列 APU 很相似,这使得研制工作能够很快完成。

国内航空动力界近 10 年开始关注 MTE 方面的研究,目前南京航空航天大学、北京航空航天大学、608 所等都在开展相关工作。MTE-110 是

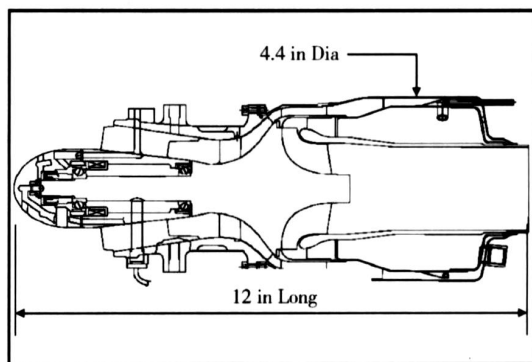


图 3 美国 Sundstrand 公司的 TJ-50 发动机

Fig. 3 TJ-50, a micro turbine engine of Sundstrand

南京航空航天大学微型发动机研究与发展中心已研制成功的第一台微型涡轮发动机 (见图 4,图中 0~5 表示进口至出口主要气动截面),直径 11 cm,设计转速 125 000 r/min。其主要部件包括:收缩整流进气罩,单级离心压气机;蒸发管式环形直流燃烧室,以航空煤油为主燃料;单级轴流涡轮;转子系统的支撑轴承布置在压气机和涡轮轮盘之间;收缩喷管。研制中的 MTE-120 发动机直径略微增大至 12 cm,涡轮采用向心式设计,压气机改为斜流式方案,其他大体结构与 MTE-110 类似,空气流量由 0.24 kg/s 增加至 0.4 kg/s,推力由 100 N 将增加到 150 N,发动机有电机和压缩空气两种起动方式。此外南航微型发动机研究与发展中心还在开展 MTE-60 和 MTE-160 的研究,编号代表的是毫米计算的发动机的直径。这个系列的发动机燃烧室安排在压气机和涡轮之间,采用直流环形方案,这是与 TJ 系列最大的不同,其设计目的是尽量减小发动机的迎风面积。

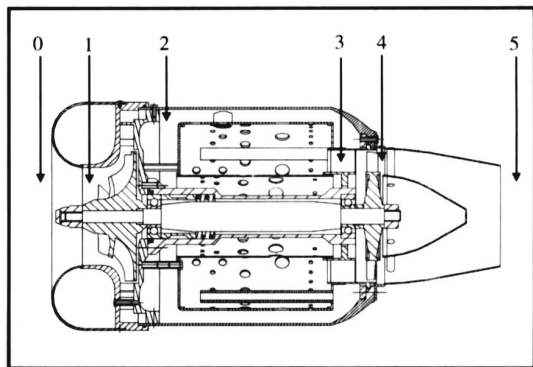


图 4 南京航空航天大学 MTE-110 发动机

Fig. 4 MTE-110, a micro turbine engine of NUAA

本文作者对 MTE-120 进行了改型为 APU 的总体性能方案分析,发现:输出轴功率可以达到

30 kW,这与 Sundstrand 公司用于巴西 ERJ-145 系列支线飞机的 APS500 型 APU 功率相当;在目前 MTE 的技术水平下(增压比、涡轮前温度),发动机每 10 N 的推力可折换为 2 kW 的功率输出.研制中的 MTE-160 设计推力 400~500 N,折换输出轴功率可以超过 80 kW,恰好相当于 150~200 座大型飞机 APU 的功率水平.

2 大型飞机 APU 与微型涡轮发动机部件技术对比

2.1 微型压气机技术

目前 APU 与 MTE 的压气机都采用单级离心式(或斜流式)设计,转子叶轮都带分流小叶片,压比在 3~5,都在材料和强度等允许的条件下向更高切线速度更大压比发展.如图 5 所示的 APS2000 压气机,压气机转子为离心式,12 片大叶片加 12 片分流小叶片,轮缘直径约 220 mm,设计转速下的切线速度约 520 m/s,采用钛合金锻造毛坯加数控加工制造整体轮盘;压气机静子由径向扩压器、径流转轴流弯曲段、轴向扩压器组成.如图 6 所示的 TJ-50 压气机,为了减小迎风面积转子采用斜流式,8 片大叶片加 8 片分流小叶片,轮缘直径约 88 mm,设计转速下的切线速度约 600 m/s,也采用钛合金锻造毛坯加数控加工制造整体轮盘.对比可知,两者在多数特点上都很相似,叶片数的不同是因为 TJ-50 尺寸小一些,APU 转子的轮缘速度小一些目的是获得高结构可靠性和长寿命.另外,如果使用铝合金制造转子,则切线速度一般需限制在 500 m/s 以下.

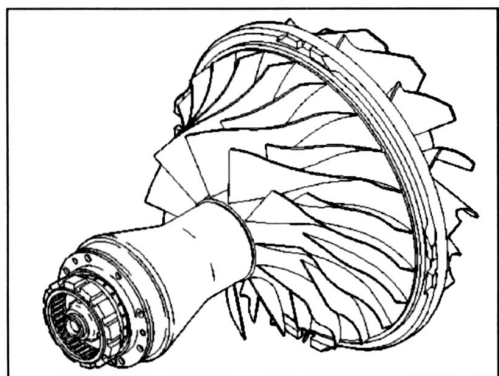


图 5 Sundstrand 公司 APS2000 的压气机

Fig. 5 The compressor of APS2000, Sundstrand

2.2 微型燃烧室技术

目前 APU 与 MTE 的燃烧室有一些相同之

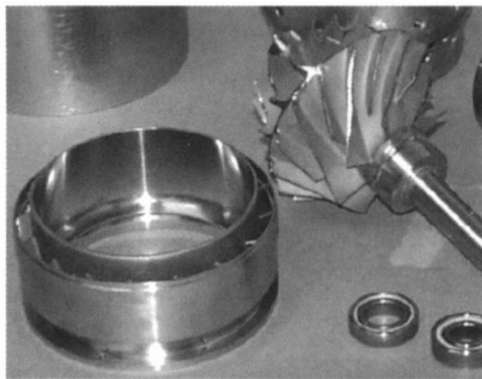


图 6 Sundstrand 公司的 TJ-50 的压气机

Fig. 6 The compressor of TJ-50, Sundstrand

处,都是环形燃烧室方案,受下游涡轮叶片无冷却限制而需使燃烧室出口温度控制在材料允许的范围.如图 7 所示 APS2000 的燃烧室,出口温度约 1 250~1 300 K.而同样采用回流式燃烧室的 TJ-50 因为使用寿命要求不高而使出口温度略高一些,达到 1 350 K.为了尽量缩小径向尺寸,南航微型发动机研究与发展中心研制的系列 MTE 都采用了直流式燃烧室^[5],图 8 给出了 MTE-60 发动机的微蒸发管式环形燃烧室,火焰筒直径约 5 cm.因为材料限制,燃烧室出口温度约 1 150 K. APU 与 MTE 的燃烧室相比,虽然两者是各主要部件中相似程度最弱的,但是 APU 燃烧室的体积和迎风面尺寸都不及 MTE 的要求苛刻,出口温度也略低一些,不过 APU 燃烧室设计需要确保更高的燃烧效率.

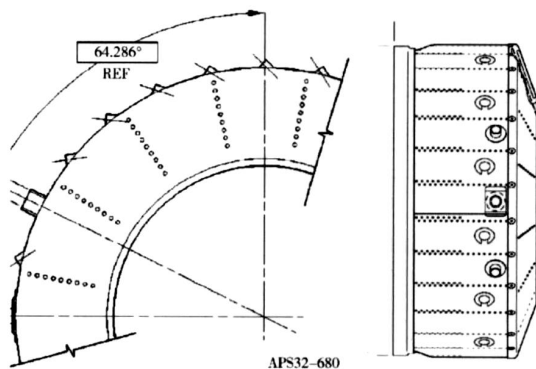


图 7 Sundstrand 公司 APS2000 的燃烧室

Fig. 7 The combustion chamber of APS2000

2.3 微型涡轮技术

目前 APU 与 MTE 的涡轮都是既有向心式(APS2000 和 MTE-60, TJ-50 等)又有轴流式(Model 131 和 MTE-110).这两种方案各有优缺点,简单地说:轴流涡轮方案易采用多级设计,但

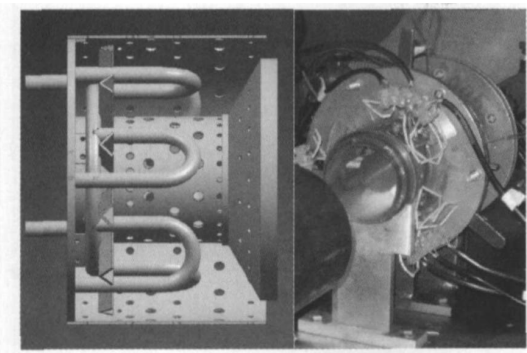


图 8 南航 MTE-60 发动机的燃烧室

Fig. 8 The combustion chamber of MTE-60 , NUAA

结构复杂、重量大,多需精密数控加工,一般更适合需要把燃气能量充分转化为轴功率的 APU;向心涡轮单级做功能力强,结构简单,可采用精密铸造,但不易设计为多级,更适合需要产生推力的 MTE. Honeywell 公司的 Model 131 就采用了 2 级轴流式涡轮(见图 9),为提高耐久性和可靠性第 1 级 11 片导向器叶片采用 MAR-M247EX 合金铸造成型,第 1 级涡轮转子叶片采用 MAR-M247DS(定向凝固).第 2 级导向器 31 片叶片采用 In738LC 材料,第 2 级涡轮转子叶片采用低碳 In713LC 材料,两级盘体为粉末冶金 Astroloy. 南航 MTE-60, MTE-120, MTE-160 都采用向心式方案,图 10 给出的是 MTE-60 发动机的单级向心涡轮^[6],叶片与轮盘采用镍基高温合金整体精密铸造成型.

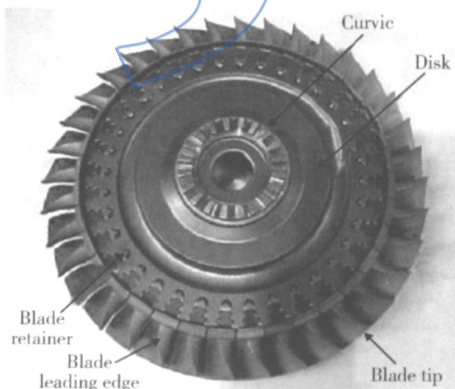


图 9 Honeywell 公司的 Model 131 的涡轮

Fig. 9 The turbine of Model 131 , Honeywell

2.4 微型高速转子系统

APU 和 MTE 的转速都很高,如果两者要实现的轮缘切线速度相当的话,则发动机尺寸和功率越小,转速就越高.虽然这些高速微型转子的临界转速都远比常规发动机要高,但基本上各型

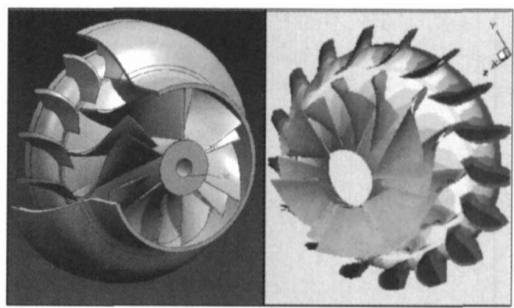


图 10 南航 MTE-60 发动机的涡轮

Fig. 10 The turbine of MTE-60 , NUAA

APU 和 MTE 仍是超临界转速工作(有的超二阶甚至三阶临界转速).这些转子系统由于轴承 DN 数很大,所以需要采用耐磨耐腐蚀的陶瓷滚子轴承或特殊金属合金轴承,对于轴承的冷却润滑,在 APU 上都设计了专用润滑油路;在 MTE 上一般都采用分一路燃油进行轴承冷却润滑.图 11 给出的 APS2000 转子的压气机和涡轮转子轮盘组成了背靠背形式,由一个滚柱轴承和一个滚珠轴承在轮盘前方进行悬臂支撑;而图 12 给出的 MTE-110 转子压气机和涡轮转子轮盘分别在转轴的两端,由一个止推弹簧顶住的两个陶瓷滚珠轴承在两轮盘中间支撑.当然,转子系统的设计要受到发

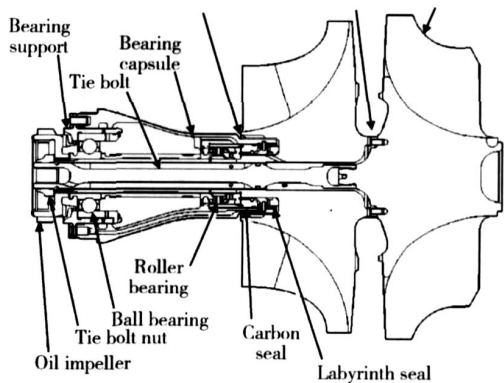


图 11 Sundstrand 公司的 APS2000 转子

Fig. 11 The rotor of APS2000 , Sundstrand

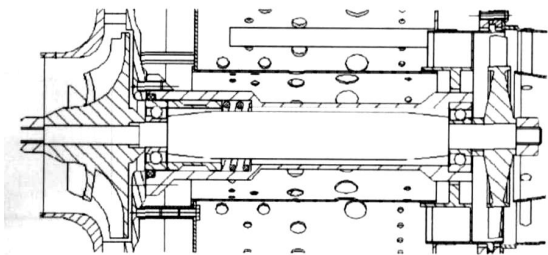


图 12 南航 MTE-110 发动机转子

Fig. 12 The rotor of MTE-110 , NUAA

动机多方面因素的影响,一般来说 APU 需要在转子强度、动平衡和轴承耐久工作等方面做得更严格.

3 结 论

通过对比分析 MTE 和 APU 的系统构成和技术特点,本文获得了可供发展我国自主知识产权 APU 技术参考的以下几点意见:

(1) 当前装机量最大的 APU (用于 150~200 座大型飞机) 与推力 400N 左右的 MTE 具有相当的功率;

(2) APU 与 MTE 的主要部件的技术具有相似性,从部件的性能参数而言 MTE 的指标更高,而 APU 采用略低的性能设计,更注重获得高可靠性、经济性和长寿命;

(3) 国外知名 APU 企业是利用长期研发 APU 积累的技术促进 MTE 的研制,我国在缺乏 APU 研发经验但具备一定 MTE 技术的情况下,由 MTE 的技术基础出发开展 APU 研制是可行的技术发展路线之一.

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.

[2] 施荣,陈兢. 低成本精确打击武器系统[J]. 国防科技,2004,20(10):6-10.

[3] Yoshida H, Matsunuma T, Norihiko IKI, et al. Micro gas turbine with ceramic rotor [C] // Vienna, Austria: Proceedings of ASME Turbo Expo, GT2004-53493, 2004.

[4] 黄治国,单鹏,王延荣. 微型涡喷发动机结构设计研究[J]. 北京航空航天大学报,2004,30(3):206-209.

HUANG Zhiguo, SHAN Peng, WANG Yanrong. Structural design study of a micro-turbojet engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004,30(3):206-209.

[5] 熊庆荣,雷雨冰,黄国平,等. 厘米级微型蒸发管式燃烧室性能实验研究[J]. 航空动力学报,2007,22(5):733-738.

XIONG Qingrong, LEI Yubing, HUANG Guoping, et al. Experimental research on a centimeter-scale micro combustor with vaporizing tube[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(5):733-738.

[6] 夏晨,黄国平,梁德旺. 微型斜流式涡轮数值分析与设计 [C] //中国航空学会第六届动力年会论文集. 南京:中国航空学会动力分会,2006.