

空气涡轮火箭发动机研究的进展及展望

南向谊, 王拴虎, 李 平

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 空气涡轮火箭发动机是适用于临近空间飞行器的吸气式组合动力装置, 具有大空域、宽速域的特点, 受到了世界各军事大国的重视。综述了空气涡轮火箭发动机的技术特点和国内外在这一领域的发展现状, 对其研究中存在的技术难点和发展前景进行了分析讨论。

关键词: 临近空间; 火箭发动机; 空气涡轮火箭发动机; 航空发动机

中图分类号: V43

文献标识码: A

文章编号: (2008) 06-0031-05

Investigation on status and prospect of air turbine rocket

Nan Xiangyi, Wang Shuanhu, Li Ping

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Air turbine rocket (ATR) is adequate for near space as an aspiration combination power. It possesses the characters of great air-space and broad velocity field and was attached importance by military powers all around the world. This paper summarizes the technical features and the developing status both home and abroad about ATR, furthermore the technical difficulties and challenges of ATR were also analyzed.

Key words: near space; rocket engine; air turbine rocket; aero-engine

0 引言

长期以来, 人类利用各类轨道飞行器、空间飞行器和航空飞行器频繁活动在地球轨道和距地面 20km 以内的大气层内, 而对处于二者之间的

约 20~100km 的临近空间区域关注较少。近年来, 随着科技水平发展和作战理念的改变, 处于空天之间的临近空间逐渐成为现代空天一体化作战的重要战略领域。临近空间各类飞行器向上可探测、威胁卫星等天基平台, 向下可跟踪、观测或攻击航空器等空基平台甚至地面目标, 并可完成

收稿日期: 2008-10-10; 修回日期: 2008-11-10。

作者简介: 南向谊 (1979—), 男, 博士, 研究领域为吸气式组合动力、液体动力技术。

侦察、监视、通信和遥测等各种军用、民用任务。因此,世界主要军事强国正在对临近空间平台的应用展开深入研究,以谋求在未来的军事对抗中获取优势及主导地位。

临近空间飞行器的核心技术之一就是动力系统。临近空间飞行器动力系统基本要求如下:自由进入临近空间的能力,即动力系统工作高度范围要宽广,为飞行器从地面或低空平台进入临近空间提供动力;高空巡航工作能力,动力系统应具有在临近空间范围内持续工作能力,为飞行器驻留临近空间提供动力。同时临近空间飞行器动力系统应具备高性能、轻质量、高可靠、低成本、适应速度范围宽等其它特点。

空气涡轮火箭发动机(ATR)是涡轮基组合循环发动机(Turbine-based combined cycle, TBCC)的一种特殊类型。基本工作原理是:使用独立于空气系统的富燃燃气发生器,驱动涡轮带动压气机工作,大气中的空气经过压气机增压后直接进入涡轮后的燃烧室,在燃烧室内和经过涡轮做功后的富燃燃气进行燃烧,生成高温燃气通过喷管膨胀产生推力。ATR作为火箭发动机和航空发动机的有机融合,其比冲性能高于火箭发动机,推重比高于航空发动机,速度、高度适应范围广,技术难度适中,是可在较短时间内应用于我国临近空间飞行器的新型动力系统。

1 国外发展情况

1.1 美国的发展情况

早在1932年,美国火箭之父戈达德就提出了空气涡轮火箭发动机概念,但是由于航空发动机、火箭发动机方面的专业技术跨度,跨领域的空气涡轮火箭发动机没有得到深入研究。随着远程打击、高空高速突防等现代战争概念的提出,地空导弹、空地导弹、无人机等武器装备越来越高,相关各项技术得到蓬勃发展,原先火箭发动机、航空发动机或冲压发动机等传统动力系统,在满足军用飞行平台的低成本、高空高速工作、高速机动等动力要求方面出现困难。ATR工作空域范围大,速域范围宽,结构简单、易于实现等

潜力、特点逐渐得到美国军方的重视和认可。从上世纪80年代开始,在美国空军、海军支持下Aerojet、AMCOM、CFD RC、刘易斯研究中心等研究机构和马里兰大学、密苏里大学等高校相继开展了各类ATR试验研究,进行了大量的地面试验,并提出了多种ATR总体应用方案,展示出ATR在战术导弹应用方面的巨大技术优势。

Aerojet公司是美国较早开展ATR技术的单位之一,认为:ATR在亚声速条件类似涡喷发动机、在超声速条件下类似冲压发动机,比同尺寸加力式涡喷发动机具有更大的静推力,能自加速到超声速状态,最大飞行马赫数可达到6。

Aerojet公司于1982年组建了试验系统(见图1),并成功完成了首次地面热试车试验,获得了单组元ATR实测性能参数,证实这种新型组合动力具有明显性能优势、良好应用前景和较高实现性。随后,美国空军开始支持Aerojet公司开展适用于地面发射导弹、巡航导弹、远程导引飞行器、靶机等高速飞行器高性能动力研究,Aerojet公司开始了固体发生器ATR(SFGG/ATR)工程应用研究。



图1 Aerojet公司固体ATR试验系统

Fig.1 Solid fuel gas generator ATR demonstrating unit

另外,Aerojet公司为美军导弹司令部(MICOM, Army Missile Command),研制了一个推力量级为1000N(250lbf)的液体单组元ATR发动机试验件。MICOM联合其他几家公司利用此试验件通过热试车演示验证了ATR系统性能和关键组件设计要求,评估了ATR作为战术导弹动力系统的可能性。

MICOM的单组元ATR发动机是利用活塞发动机的涡轮增压器、液体火箭发动机等其它动力方式的现有产品组装而成的原理性验证样机。共进行了39次ATR点火试验,获得了大量试车数据,考核了ATR节流特性以及喷管喉部直径、

空气涵道比、混流器结构等各种因素对 ATR 性能的影响。实现推力调节范围为 70~1525N, 地面最高比冲达到 $6860\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, 发动机性能是火箭发动机的 3 倍以上。

在上述工作基础上, 从 90 年代开始美国 CFD 研究公司 (CFD Research Corporation) 在美国空军合同的支持下, 开始致力于战术导弹用固体 ATR 和单组元肼 ATR 研究, 对 ATR 系统方案、总体应用进行了全面研究, 对 ATR 的进气道、压气机、涡轮转子系统、发生器、栓式节流阀、燃烧室等组件和单项技术进行深刻分析, 并形成了大量的文献资料。

CFD 研究公司历时 5 年重点对推进剂、涡轮转子系统、燃气节流阀等关键组件完成试验后, 完成了直径为 76mm 的缩尺 ATR 试验样机和 3000N 量级的固体 ATR 地面验证试验件 (见图 2) 研制, 使工程化研究和应用向前推动了一大步。

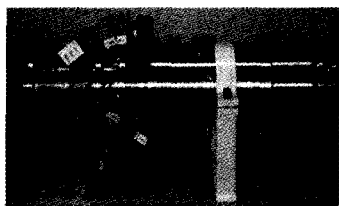


图2 CFD研究公司的 ATR 地面试验样件

Fig.2 CFD ATR demonstrating engine

在完成了 ATR 验证机的地面试验后, CFD 研究公司于 1999 年组装了 ATR 飞行样机, 并参加了飞行试验。ATR 飞行样机长约 0.76m、直径约为 178mm, 设计工作点为 3Ma、9 km。飞行试验中, 导弹很快爬升到 7.6km, 在 2.5Ma 的巡航速度下射程超过了 90km。

在 ATR 应用方面, CFD 研究公司进行了大量研究: 利用微型空中发射诱饵 (MALD) 飞行器更换 ATR 动力形成新型低成本巡航导弹拦截弹; 先进地面火力支援系统 (GLFS) 将可调推力固体推进剂火箭发动机更换为 ATR 后射程提高 3 倍以上, 而且大大提高了飞行器任务灵活性; 空射对地攻击武器将双推力固体火箭发动机更换为 ATR 后射程也大幅度提高。

除了上述机构外, 近年来美国马里兰大学、

密苏里大学等高校完成了针对 ATR 的部分理论研究。

1.2 日本的发展情况

日本也是最早提出和开展 ATR 研究的国家之一, 日本把 ATR 和超燃冲压发动机并列为未来运载火箭的动力系统。ATR 用作高超声速飞行器或两级入轨 (TSTO) 可往返式空天飞机的推进系统, 在 6min 以内使飞行器沿动压为 50kPa 的飞行轨迹, 从海平面静止状态达到高度为 30km、6Ma 飞行状态。日本航空航天科学研究所 (ISAS) 从 1986 年开始膨胀式循环空气涡轮火箭发动机 ATREX 的研究。ISAS 于 1990 年研制了进气道直径为 300mm 的 ATR 地面缩尺试验件, 并从 1990 年 9 月到 1992 年 11 月期间完成了 30 次海平面静态试验, 总试车时间 1190s。

1995 年为 ATREX-500 研制了再生冷却燃烧室和空气预冷器, 2001 年采取了将叶尖涡轮方案改为常规后涡轮、降低涡轮入口温度等改进措施。随后在 ISAS 超声速风洞试验室 (M1.5~M4.0) 和美国格林超声速风洞试验室 (M3.5~M6.0) 获得了 ATR 从起飞状态到加速到 M6 的工作特性。截止 2003 年, 日本共完成包括地面静态试车、地面风洞试车在内 63 次 ATR 热试车, 总试车时间为 3600s。ATREX 原型机的地面试验情况和日本战术武器 ATR 试验件见图 3 和图 4。



图3 ATREX 原型机的地面试验

Fig.3 The ground firing test of the prototype core engine for the ATREX

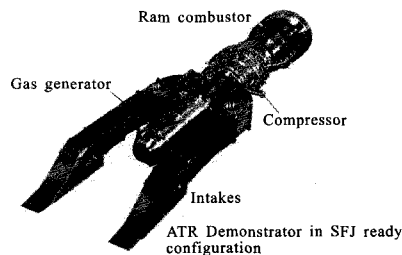


图4 日本战术武器 ATR 试验件

Fig.4 ATR technology demonstrator

目前日本正在执行 ATREX 飞行验证试验, 第一阶段是以固体火箭发动机为动力的飞行试验平台 FTB; 第二阶段是以 ATR 为动力的飞行试验平台 FTV, ATR 将 FTV 从地面静止状态加速到 6Ma, 利用固体火箭发动机作为二级发动机, 将 100kg 有效载荷送入低轨道。

日本在进行以民用航天运载器动力系统为应用背景的膨胀循环式 ATR 研究的同时, 在军方支持下日本国防部技术研究发展局 (TRDI) 从 1995 年开始执行了以靶机、巡航导弹、超声速无人轰炸机 (UCAV) 等武器系统为应用背景的 ATR 基础研发计划。TRDI 研制了固体发生器、双组元液体发生器, 新型单级双排叶片高压比轴流式压气机、可调喷管和可调进气道等组件, 组建了 ATR 试验件。完成了 ATR 地面静态试车和冲压发动机直联试车台上的飞行模拟试车。

1.3 其它国家的发展情况

除了美国、日本长期进行 ATR 关键技术研究外, 德国曾将 ATR 作为其空天飞机概念研究的动力。近年来随着 ATR 技术发展成熟, 很多国家开展了 ATR 关键技术和跟踪分析工作。特别是近年来一些动力相对不发达的国家对 ATR 技术的兴趣大大增加, 如欧洲的瑞典、丹麦对 ATR 在空射战术导弹上的应用进行了对比分析, 认为和小推力航空发动机、火箭发动机相比, ATR 在成本、性能、多任务适应性方面具有一定优势。印度等国家也开始关注和研究 ATR 动力技术, 已完成了两种典型飞行条件下的组件性能分析, 分别是高度 6km, 马赫数 2.0 以及高度 9km, 马赫数 3.0 两种工况; 研究的主要目的是确定最大比冲所对应的推进剂混合比, 并对传统的涡轮方案以及叶尖涡轮方案进行了对比分析, 此外还进行了马赫数 1.0 时的非设计点性能分析。图 5 为丹麦、瑞典等国的空射导弹用 ATR 示意图。

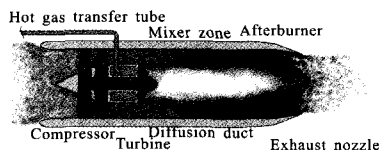


图 5 丹麦、瑞典等国的空射导弹用 ATR
Fig.5 ATR for tactical air-launched missile

2 国内发展情况

我国较早开始关注 ATR 技术进展, 很多单位对国外的研究情况一直进行跟踪和分析, 也开展了部分 ATR 理论研究, 西北工业大学对液氧/煤油双组元液体推进剂 ATR 高空亚声速特性进行了研究, 已完成理论研究工作。

3 研究中存在的技术难点

综上所述可以看到, ATR 以其突出的特点非常适合于作为临近空间飞行器的动力系统。但是目前的研究中还要面临以下几个关键性的难题。

(1) 高温燃气与空气的流量匹配问题。由于 ATR 的空域和速域范围非常广, 当飞行高度以及飞行马赫数发生变化时, 流经发动机外涵的空气流量也会发生变化, 为了保证燃烧的稳定, 就需要调节富燃燃气的流量, 但是当富燃燃气流量发生变化时, 涡轮的功率就会发生变化, 导致涡轮的转速发生变化, 则由涡轮带动的压气机的转速也会发生变化, 空气流量随之变化。因此必须要摸清燃气流量变化与空气流量变化的对应关系, 以及两者的变化关系与飞行马赫数及高度之间的变化关系。由于这些相互影响的因素之间不是直接关联, 因此需要对这些错综复杂的关系进行深入的探讨, 摸清适用于 ATR 的流量调节规律。

(2) 二次燃烧的掺混研究。在涡轮后一次流和二次流会发生掺混燃烧, 流动相当复杂, 涉及高温、高速的富燃燃气与相对低温、低速的空气之间的有效掺混及发生的动量、能量及质量的交换, 而燃烧品质的好坏对整个发动机的性能起着至关重要的影响, 因此这个复杂的流动过程也是 ATR 研究中需要解决的一个关键。

(3) 高速轴承的冷却、润滑和密封问题。由于 ATR 中存在高速旋转的部件, 而且需要长时间工作, 因此对与之相应的轴承也提出了苛刻的要求。由于涡轮前的燃气温度很高, 在保证轴承旋转稳定的前提下, 必须考虑高温燃气对轴承的热腐蚀, 防止高温燃气进入轴承的冷却通道及润

滑通道中,这就使得高速旋转条件下的密封问题变得非常突出。

4 结束语

综上分析可以看到,ATR作为临近空间动力系统之一,有着非常突出的特点。首先,ATR发动机是主动吸气式动力系统,能在零速度下产生推力,工作范围覆盖了从地面到临近空间的高度区间,因此可以成为继火箭发动机、航空发动机常规动力之后,可将飞行器从地面或低空平台送入临近空间的新型动力方案。它和现有两种动力方案相比有特别之处:第一,ATR利用了环境的空气,和火箭发动机相比可以有效降低飞行器推进剂携带量;第二,ATR采用了高性能火箭推进剂和涡轮后补燃燃烧技术方案,推重比大,远大于10,而目前最先进的航空发动机推重比也仅接近10;第三,ATR工作机理、结构复杂程度也低于现有航空发动机,在工作可靠性、研制成本方面也具有一定的特点。作为一种航空发动机与火箭发动机的组合动力,ATR继承了火箭发动机工作高度范围宽的特性,能够成为临近空间高速飞行器高空巡航的动力。

ATR动力系统和其它组合动力方案一样,通过组合满足临近空间飞行器不同飞行阶段对动力系统的要求,而且通过发挥ATR性能高、推重比大、推力调节范围大等技术优势,可以从延长航程、简化推进系统、提高机动性等方面提升临近空间飞行器的性能。

但是,和其它组合动力方案不同的是,ATR具有较强的可实现性,这也是ATR在现阶段的最大优势。ATR工程实现性体现在利用火箭发动机成熟技术,简化了航空发动机压气机、火焰筒等复杂组件,避开了主动吸气式动力技术难点。随着临近空间等新型“战略空间”的开发,ATR因其综合性能高、技术继承性好、可实现性强等

特点,势必得到充分的发展和应用。

参考文献:

- [1] 黄伟,陈遯,罗世彬,等.临近空间飞行器研究现状分析[J].飞航导弹,2007(10):30-33.
- [2] Matthew E Thomas. Monorotor Turbo Machinery for Air-Turbo-Ramjet Propulsion[R]. AIAA95-2804.
- [3] Bossard J A, Christensen K L, Fedun M H. Return of the Solid Fuel Gas Generator ATR[R]. AIAA87-1997.
- [4] Lilley J S, Kirkham B G, Eadon C A, et al. Experimental Evaluation of an Air Turbo Ramjet[R]. AIAA94-3386.
- [5] Thomas M E. Monorotor Turbomachinery for Air Turbo Rocket Propulsion[R]. AIAA95-2804.
- [6] Bossard J A, Christensen K L, Poth G E. ATR Propulsion System Design and Vehicle Integration[R]. AIAA88-3071.
- [7] Calvo W C, Christensen K L, Fedun M H. Solid Fuel Gas Generator ATR[R]. AIAA86-1682.
- [8] Thomas M E, Bossard J A, Ostrander M J. Addressing Emerging Tactical Missile Propulsion Challenges with the Solid Propellant Air-Turbo-Rocket[R]. AIAA2000-3309.
- [9] Kazuhide Mizobata, Hiroyuki Kimura, Hiromu Sugiyama. Conceptual Design of Flight Demonstrator Vehicles for the ATREX Engine[R]. AIAA2003-7028.
- [10] Tetsuya Sato, Nobuhiro Tanatsugu, Hiroshi Hatta, et al. Development study of the Atrex Engine for TSTO Spaceplane[R]. AIAA2001-1893.
- [11] Henrik Edefur. Design of an Air-Launched Tactical Missile for Three Different Propulsion Systems: ATR, Rocket And Turbojet[R]. GT 2007-27844.
- [12] Sullerey R K, Pradeep A M. Performance Comparison of Air TurboRocket Engine with Different Fuel Systems[R]. AIAA2003-4417.
- [13] 屠秋野,陈玉春,苏三买,等.固体推进剂吸气式涡轮火箭发动机的建模及特征研究[J].固体火箭技术,2006 29(5):317-319,345
- [14] Hong Liangpan, Peng Zhou. Performance Analysis of Liquid Air Turborocket[R]. AIAA2008-70.

(编辑:陈红霞)