

离子推进技术及其发展状况

陈琳英, 宋仁旺, 邱家稳
(兰州物理研究所, 甘肃 兰州 730000)

摘 要: 概述了离子推力器的工作原理并详细介绍了美国、欧洲、日本、俄罗斯等一些离子推进技术先进国家在该领域的研究进展及实际应用状况, 指出了目前离子推进技术发展尚需解决的关键技术及我国在这一技术领域发展相对缓慢, 需积极开展国际合作, 进一步推动我国离子推进技术的研制与开发的现实状况。

关键词: 离子推进技术; 原理; 发展状况

中图分类号: V439.1

文献标识码: A

文章编号: (2005)04-0030-06

Ion thruster technology and development status

Chen Linying, Song Renwang, Qiu Jiawen
(Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The working principle of ion thruster and the developing status of the ion thruster technology represented by U.S., Europe, Japan and Russia are presented. In China the developing of ion thruster technology is relatively tardy, therefore international cooperation is needed to promote the developing of ion thruster technology.

Key words: ion propulsion technology; principle; development status

1 引言

电推进系统利用电能电离推进剂, 所产生的喷射速度比化学推进高得多, 可有效减少推进剂的需求量。电推进系统具有比冲高、推力小、推进剂利用率高等特点, 与传统的化学推进系统相比具有明显优势: 普通化学推进剂的发动机是靠化学推进剂本身的燃烧反应获得能量, 利用的是

推进剂本身的内能。所以, 化学推进会受到单位质量推进剂内能的限制, 从而制约了最终的排气速度, 而电推进系统是由外加静电场加速喷射带电的推进剂离子后产生推力, 它依赖于总有效功率。功率越大离子运动越快, 即发动机比冲越大。电推进系统的比冲比常规的单组元或双组元化学推进高出一倍到几十倍, 所以用电推进系统实现长寿命静止通信卫星的位置保持可以大大节省工质(推进剂)消耗, 从而增加卫星的有效载荷。

收稿日期: 2005-01-11; 修回日期: 2005-03-02。

作者简介: 陈琳英(1976—), 女, 博士研究生, 研究领域为空间电推进技术研究。Email: chenlinying0818@mail.china.com

根据休斯公司的估算,采用氙离子推力器后,静止卫星每年用于位置保持的工质仅需 5kg。以 HS-601 标准型卫星平台为例,改用离子推进系统以后,可节省 400kg 肼推进剂,或者可将卫星工作寿命延长到 25 年以上。目前,离子推进器主要用于同步轨道卫星或低轨卫星的姿态控制、南北位保、阻力补偿以及适度的轨道机动等任务。离子推进技术在静止轨道卫星上已经实现了商业应用。截止 2003 年 3 月,仍然在轨工作的静止轨道卫星 81 颗,其中使用离子推力器的有 28 颗。因此说,电推进系统的应用为进一步延长卫星工作寿命,提高卫星有效载荷以及为小卫星的深入发展创造了有利条件。

2 离子推力器系统

离子推进系统具有高喷射速度 ($>25000\text{m/s}$)、高效率、长寿命、体积小等特点。在航天器作星际飞行以及深空探测时,航天器需要一个高的速度增量,而离子推力器的特点正满足了这一需求,适于承担航天器推进任务。

2.1 离子推力器工作原理

离子推力器是通过电能转换成工作介质的动能,再利用力学原理产生反作用力的装置系统。它主要由四个子系统构成:推力器子系统、推进剂供给子系统、供配电子系统、数字控制与接口子系统,如图 1 所示。

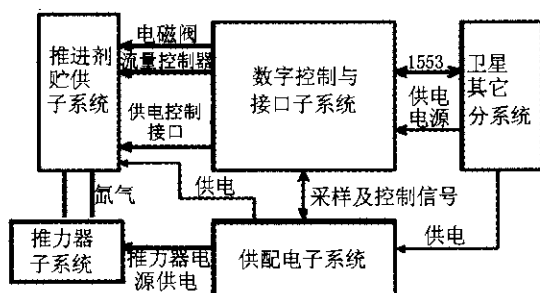


图 1 离子推进系统组成框图

Fig.1 Composition of ion thruster system

推力器子系统的基本组件有放电室、离子光学引出系统和中和器,如图 2 所示。在放电室内由空心阴极发射的电子碰撞推进剂原子使之电

离,进入放电室,被电离了的离子被离子光学系统加速引出,产生推力。这些离子被加速到所要求的排气速度后,中和器将发射等量的负电子到离子束中,以使航天器表面呈准电中性。

推进剂供给子系统主要用于贮存需要的推进剂并在一定的流率下从贮罐中排出推进剂。

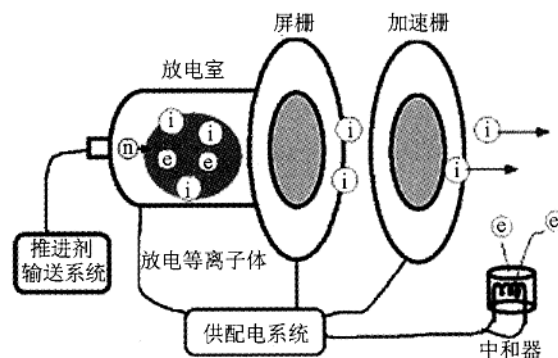


图 2 离子推力器工作原理图

Fig.2 Principle of ion thruster

供配电子系统的作用是把电源转换器提供的电源转换成推力器所要求的电源,并采用相应的过载、电弧、故障和误动作保护。

数字接口与控制子系统是对推力器的电源单元提供控制并按照一定的程序使离子推力器完成启动、点火、放电、加高压、引出束流、稳态运行、关机等工作。

从推力器工作原理来看,实现推力器结构的优化及工作性能的提高主要集中在推力器性能研究、等离子体特性研究、推力器性能的空间适应性研究、推力器与航天器的电磁兼容性研究、推力器羽流与航天器相互作用的研究以及推力器数值模型等工作。地面试验主要有:放电室空心阴极性能试验;推力器启动性能试验;离子光学系统性能优化试验;磁场的优化设计试验;流率控制试验;推力器放电室等离子体诊断试验;推力器羽流试验;推力测量。

2.2 离子推力器分类

根据离子推力器离子化方式不同,可以将离子推力器分为:接触式离子推力器、直流感电式离子推力器、电子轰击式离子推力器(即 Kaufman 型)、射频推力器和场发射离子推力器五种。其中,

直流电子轰击式离子推力器在美国已经得到了很大的发展。这些推力器的推力都产生于高速喷射的离子束。

3 离子推进技术在各国的发展状况

1959 年, 美国科学家 Harold Kaufman 研制成功了电子轰击式离子推力器, 因此又被称为 Kaufman 型离子火箭发动机。该发动机比冲达 $49050 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 推力在毫牛顿量级, 效率比较低。此后, 各国纷纷着手于此项研究, 而在这一技术中处于领先地位的当属美国及欧洲的一些国家。

美国的离子推力器从开始研制到其空间应用大约经历了 40 多年的发展历程, 期间进行了各种尺寸的离子火箭发动机的研制、地面试验和空间飞行试验^[1]。美国离子火箭发动机的研制过程大致经历了以下几个阶段^[2~5]: 离子火箭发动机研制成功。1960 年路易斯研究中心研制成功了第一个 10cm 汞离子火箭发动机。由此, 美国宇航局制定了离子发动机的空间试验计划。离子火箭发动机性能改进阶段。在此期间对推力器放电室、电源组件、栅极结构、阴极寿命、推力器性能以及推进剂等都作了改进和优化。氙离子火箭发动机的空间应用。

20 世纪 80 年代美国先后研制出 13cm、20cm、30cm 氙离子火箭发动机。1997 年 8 月, PanAmSat 公司和休斯空间通信公司联合研制开发的氙离子推力器在美国的泛美卫星 (PAS-5) 上首次使用成功, 开创了卫星推进技术的新纪元。作为深空一号 (DS-1) 主推进的 30cm 氙离子火箭发动机 (简称 NSTAR 型 XIPS) 于 1998 年 10 月 24 日成功地发射升空, 1999 年 7 月 29 日与 1992KD 小行星交汇, 在 2001 年与 Wilson-Harrington 和 Borrelly 彗星交汇并圆满地完成了飞行任务。该 30cm 发动机功率大约为 $0.5 \text{ kW} \sim 2.32 \text{ kW}$, 推力范围在 $20.6 \text{ mN} \sim 92.6 \text{ mN}$, 比冲为 $21582 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg} \sim 32373 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 可靠工作时间达 8193h。

目前, NASA 正在进行 NEXT (NASA Evolutionary Xenon Thruster) 离子推力器的研制工作, 最大输入功率达 7 kW , 比冲为 $21582 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg} \sim 40417 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 推力为 $50 \text{ mN} \sim 120 \text{ mN}$, 寿命满足消耗 400kg 氙气的能力。NEXT 计划由 NASA 的

格林研究中心牵头, 航空喷气公司、波音公司电动力学部和密歇根大学等单位合作。截至 2003 年 8 月, 格林研究中心、波音公司电动力学部和航空喷气公司分别完成了 40cm 推力器系统的总装与测试、电源处理器、推进剂管理系统与数字控制接口模拟器。

深空一号 (DS-1) 离子推力器成功飞行后, NASA 计划加快其“太阳电推进技术应用” (NSTAR) 计划的步伐, 于 2006 年发射的 DAWN 探测器计划采用 3 台 NSTAR 离子推力器作为主推进系统进行位于火星和木星之间的 Ceres 和 Vesta 二颗小行星的探测计划 (称为 DAWN 计划)。推力器的研制工作将由波音公司电动力学部 (EDD) 承担。

NASA 还计划研制开发新一代高性能商用电推进系统。其中一些关键技术包括增加离子推力器寿命、研制 C-60 离子推力器和大电流电磁推力器, 进一步加强、深入离子推进技术^[6]。其中高功率离子推进研制组由格林研究中心牵头, 航空喷气公司和波音公司电动力学部参加, 任务是研制栅极式离子推力器。另一个是核电氙离子推进研制组, 它由喷气推进实验室牵头, 航空喷气公司和波音公司电动力学部参加, 采用先进的碳-碳栅极和储存式空心阴极等新技术, 性能指标为比冲 $73575 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 功率 20 kW , 并能携带大量工质。

在欧洲方面, 欧空局的阿蒂米斯数据通信技术试验卫星依靠星载的试验性电推力器的推动, 经过 18 个月的轨道转移, 终于在 2003 年 1 月 31 日进入预定的地球静止轨道位置, 挽救了因阿里安 5 火箭末级失灵而濒临失败的阿蒂米斯卫星, 有力地证明了电推进系统的应用已日臻成熟。

英国对电推进技术的研究始于 1967 年, 研制范围虽然扩展到许多类型的电推进装置, 但英国最终的研究重点还是集中到了电子轰击式电推进装置。

20 世纪 70 年代中期, 由皇家空军军事组织 (RAE) 牵头研制直径为 10cm、推力 10mN 的汞离子火箭发动机, 其中 Culhan 实验室在了解和优化发动机的等离子体以及束流的物理特性方面作出了一定的贡献, 研制出性能优越的 T5 离子发动机系统, 作为 H-Sat 卫星 (后来改为 L-Sat 及

Olympus 卫星)的电推进系统,用于承担卫星的南北位保任务。但是,后来由于研究经费不足被迫放弃。直到1985年又在T5推力器的基础上成功地研制了氙离子推力器UK-10^[7],推力达70mN,用于承担欧洲阿蒂米斯卫星的南北位保任务。

日本在离子推进技术方面的研究主要集中在直流轰击式氙离子推力器(Kaufman型)和微波氙离子推力器。

日本从1965年开始研制5cm离子推力器,基本上到1980年就完成了空间飞行前的一切准备工作。日本离子推力器的应用开始于1994年的ETS-6卫星。1998年,三菱电子公司(MEC)研制开发了计划用做工程试验卫星6号(ETS-6)和通信卫星(COMETS)主推进的12cm氙离子推力器。实际测试性能参数为推力24.8mN,比冲 $32187\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$,放电损耗为239W/A。遗憾的是这两颗卫星都没能够进入预定轨道。但是,推力器的在轨运行却十分成功,其工作特性与地面试验结果相符^[8]。

2003年5月,日本发射了MUSES-C小行星探测器。在飞往小行星长达4年的旅程中,探测器使用微波电回旋加速器共振(ECR)式放电离子推进系统调整飞行轨道。探测器携带了3台推力器和1台备份推力器,共提供23.6mN推力和1.2kW功率。

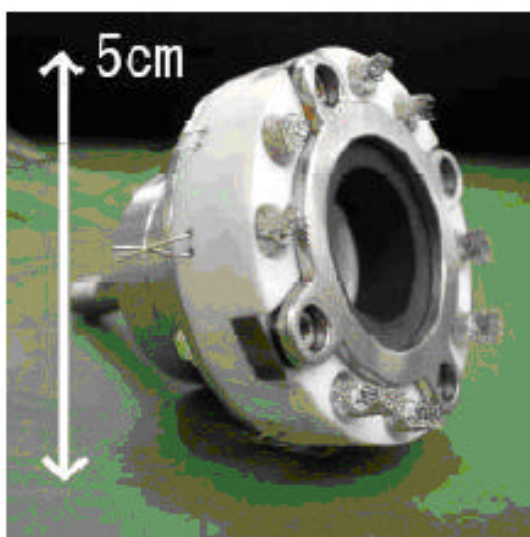


图3 微波离子推力器

Fig.3 Microwave ion thruster

为适应日益发展的小卫星需求,日本还研制成功一种小功率微波放电推力器的离子推进系统,用于50kg级的小卫星推进,如图3所示。这种小推力的推进系统不仅适用于小卫星,而且适用于卫星精确定位和姿态控制,如:用于空间望远镜或干涉仪系统的卫星编队飞行和微重力阻力实验等任务。

俄罗斯电推进技术的研究也已经经历了三代离子推力器的研制阶段。1976~1977年研制出第一代离子推力器IDOR-100;1982~1985年研制出PIT-200C、PIT-200R离子推力器;1996年左右设计出了功率在50W~500W、直径分别为5cm和10cm的电子轰击式离子火箭发动机^[9, 10]。

我国电推进技术相对起步较晚。主要承担此项任务的研究机构有中国科学院、航天工业总公司和高等院校。对于离子推进技术的研究主要是中国空间技术研究院兰州物理研究所。兰州物理研究所自1975年开始研制电子轰击式离子推力器,经过二十多年,先后研制出8cm~20cm等不同型号的试验样机,对空心阴极、绝缘器、离子引出系统、推进剂流量控制器、氙贮存系统等进行了深入的研究,另外还进行了放电室结构的最佳化试验和推力器性能的优化试验。

兰州物理研究所具备国内最先进的试验设备和多种测试仪器。目前研制的20cm离子推力器工程样机已达到研究阶段的设计指标,作为离子推力器系统核心部件的推力器子系统的技术指标已超过设计要求。

4 离子推力器关键技术的改进

离子推力器系统的研制与发展历经百年,不断显示出作为航天器推进系统的卓越优势。美国DS-1的成功在轨飞行再一次证明了离子推力器作为航天器主推进动力实现了航天器的自主控制飞行。

由于离子推力器的推力器子系统直接影响整个推进系统的功耗、寿命、可靠性和性能,因此,对推力器子系统做了大量的研究与改进,这主要集中在:

- (1) 离子光学系统;
- (2) 放电室;

- (3) 空心阴极;
- (4) 推力器电源可靠性研究。

4.1 离子光学系统

离子光学系统是离子推力器的主要部件, 它决定离子推力器引出束流密度、束发散角以及引出离子束电位, 这些因素又决定了离子推力器推力、由发散而引起的推力损失、比冲。对离子光学系统的改进主要考虑栅极厚度、栅极组件的孔排列、制造以及安装定位等。

从平板钼栅极过渡到盘形抛物面栅极, 消除了因温度热变形而造成的栅极不稳定性。另外, 抛物栅的间隙与跨度比要比平板栅极的间隙与跨度比大, 这样也避免了由于栅极的热变形或溅射产生的污染物造成栅极短路。

用盘形抛物面栅极, 屏栅极和加速栅极之间孔中心线会出现微小的偏移, 这样, 就会影响到单孔的束流特性。因此, 需要引入一个校正系数, 来校正推力器的束发散性和推力损失。

栅极系统在安装时, 栅极和支撑之间允许有微小的径向膨胀, 使栅极表面变形最小, 以降低孔的不对准性。

用 C/C 复合材料 (graphite-graphite composite materials) 代替钼, 可以制造出厚度薄、硬度高的栅极材料。

4.2 放电室

放电室效率是研究者们追求的一个重要参数。对于推力器放电室效率可以从减小推力器放电损耗、增大推进剂有效利用率两方面加以解决。目前, 最先进的离子推力器如美国 1998 年发射的 XIPS-25 推力器, 比冲为 $37278\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg}$, 放电电压 $25\text{V} \sim 28\text{V}$, 推进剂有效利用率达到 96%, 放电损耗仅为 $115\text{W}/\text{A}$ 。

4.3 空心阴极

对于空心阴极的研究主要是针对阴极寿命和结构问题。

离子推力器早期使用的阴极采用的是灯丝和氧化物阴极, 最后被小孔空心阴极所代替。目前采用空心阴极作电子源。空心阴极的优点是:

- (1) 结构简单;
- (2) 长寿命;
- (3) 能够容易重复关闭和启动;

- (4) 在发射前能暴露于空气中。

尽管目前空心阴极的设计能够适用于电子发射, 但是仍需要研究阴极溅射问题, 以便估计设计变化对系统的影响。

4.4 推力器电源可靠性研究

离子推力器电源控制设备具有控制电源和与遥测遥控接口的功能, 需要的电源种类多, 相对来讲系统的可靠性就比较差。推力器是通过消耗空间电能来产生推力的, 所以, 一定要具有高可靠、高效率的二次电源。这就要求供电电源的各元器件能够承受比一般星用电源器件更高的热应力。同时, 电源的设计要能够在推力器某些关键工作参数范围内提供闭合回路控制, 具备启动时序逻辑以及故障、误动作保护。在保证满足离子推力器系统的基本性能要求的情况下, 可以尽量减少放电室和电源组件, 提高系统可靠性。如, 放电室采用永久磁场代替电磁场, 减掉了阴极触持极, 简化了电源, 这样就去掉了不必要的组件和控制电路, 提高了推进系统的可靠性。

5 结论

氙离子推进系统 (XIPS) 或与其类似的推进技术理论的提出已有近一个世纪, 已经在空间应用了近十年, 越来越多的空间飞行试验证明离子推进技术已日趋成熟, 就今后的发展作者总结如下几条:

- (1) 继续深入研究和发离子推进系统

电推进系统近年来广泛地应用于地球同步轨道通信卫星的南北位置保持, 以提高卫星寿命, 增大航天器有效载荷, 降低卫星发射成本。离子推进系统作为航天器主推进的应用已经成熟, 从未来的商业应用来看, 离子推进系统可应用于从 LEO 到 GEO 的轨道转移, 因此, 应该继续扩大和深化离子推力器在航天任务中的应用。

- (2) 离子推进系统的微型化

为适应日益发展的小卫星要求, 有必要加快研制微型化的离子推进系统。目前, 美国宇航公司已经积极地开展了低功耗、集成化推力器的研究。

- (3) 加强国际合作, 推动我国离子推进技术的发展

从离子推进技术发展过程可以看出,世界各航天国家都经历了从开发摸索、试验研究、优化设计到工程样机应用几个阶段。各国之间离子推进技术发展水平存在较大差异,在很大程度上显示出了航天技术发展水平的不均衡性。从技术水平上看,美国的电推进技术最为发达,也已经成熟。英国电推进水平目前也已经达到了工程化的要求。日本、俄罗斯等国家工程化程度相对差一些。我国的电推进技术还处于工程样机的模拟阶段,尽管20cm离子推力器已达到预先设计指标,但是离工程化要求还有一定的差距,应加紧进行离子推力器各子系统的性能试验,如空心阴极寿命考核试验、推力器羽流特性研究、栅极系统的优化设计研究、系统可靠性增长考核研究等。

就我国目前的发展状况而言,有待于进一步加强国际间技术交流与合作,取长补短,加快发展我国电推进技术,研制开发出具有空间搭载能力的离子推力器,提高中国航天在国际市场的竞争力。

参考文献:

- [1] Sovey J S, Rawlin V K, Patterson M J. Ion propulsion development projects in U. S.: Space electric rocket test 1 to deep space 1 [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3).
- [2] Sovey J S, Rawlin V K, Patterson M J. A synopsis of ion propulsion development projects in the United States: SERT I to deep space 1 [R]. AIAA99-2270.
- [3] Beattie J R, Matossian J N, Robson R P. Status of xenon ion propulsion technology [R]. AIAA87-1003.
- [4] Beattie J R, Williams J D, Robson R P. Flight qualification of an 18-mN xenon ion thruster [R]. AIAA93-1085.
- [5] Rawlin V K, Sovey J S, Anderson J R, et al. NSTAR flight thruster qualification testing [R]. AIAA98-3936.
- [6] Ohn R Brophy, Gary L Bennett, Francis M Curran. Overview of NASA's electric propulsion program [R]. ISTS 94-a-54v.
- [7] Orshkov O A, Muravlev V A, Grigoryan V G. Development of a low-power xenon ion thruster for light-weight satellites [R]. AIAA96-2990.
- [8] Nagan H. Develop and on-orbit operation of ETS-6 ion engine subsystem [A]. 20th International Symposium on Space Technology and Science, 1996.
- [9] Akimov V N, Gafarov A A, Gorshkov O A, et al. Ion thruster for the small spacecraft: elaboration of requirement, design development, prospect of usage [R]. AIAA97-2780.
- [10] Orshkov O A, Koroteev A S, Maslennikov N A, et al. Activity of Russian space agency in the field of electric propulsion [R]. AIAA98-3176.

(编辑: 陈红霞)