

电推进技术的应用与发展趋势*

吴汉基，蒋远大，张志远

(中国科学院 空间科学与应用研究中心，北京 100080)

摘要：扼要介绍了电推进技术的发展历史，概述了不同形式（电热、电磁和静电三大类）电推力器的特点及应用情况，指出了为满足不同空间任务电推进的发展趋势；并根据我国的研究状况、存在的问题和差距，提出了加快发展我国电推进技术的意见。

关键词：电推进；航天器；卫星姿态控制；述评

中图分类号：V439.4 **文献标识码：**A **文章编号：**1001-4055 (2003) 05-0385-08

Application and development trend of electric propulsion technology

WU Hanji, JIANG Yuan-da, ZHANG Zhiyuan

(Center for Space Science and Applied Research, Sinica Academy, Beijing 100080, China)

Abstract: The history of electric propulsion technology development was summarized. The features and application status of different types of electric thruster were analyzed. Some suggestions for speeding up the development of Chinese electric propulsion technology were made, based upon the analysis for the technology trends and the comparison between China and abroad.

Key words: Electric propulsion; Spacecraft; Satellite attitude control; Review

1 引言

新型的空间电推进(电火箭)技术，具有高比冲、小推力、长寿命等特点。这些特点正适合航天器对推进系统提出的高速飞行、长期可靠工作和克服较小阻力的要求。无论对近地空间航天器的控制，或者是深空探测及星际航行的主推进都具有重要作用。正因为这些特点，以及近十年来的成功应用，电推进技术正愈来愈受到人们的重视。

本文的目的，是想通过对电推进技术的应用和当前发展方向的介绍和分析，提出加快发展我国电推进技术的一些意见。

2 电推进技术应用概况

利用电能来加热、离化和加速推进剂获得反作用推力的设想，问世已将近一个世纪。但只是在近50年，随着航天技术的飞速发展，空间电推进技术，才取得巨大的进步。到目前已发展了三大类(电热、电磁、

静电)，十余种不同形式的电推力器，每种形式又有多种不同的型号。其中，电阻加热推力器(EHT)、电弧加热推力器(Arcjet)、脉冲等离子体推力器(PPT)、稳态等离子体推力器(SPT)和直流电子轰击式离子推力器已成功地应用于多种航天器的在轨控制系统上，取得了很好的效益。

2.1 脉冲等离子体推力器(PPT)^[1~4]最早获得应用

早期的PPT，推进剂大多采用气态工质(氮、氩气)，后来又用过液态水银和金属锌，但性能都不理想。直到找到固体氟塑料作推进剂，便很快获得了应用。在同轴电极型和平行轨道电极型两种结构(见图1)中，后者用得最多，其主要特点是：

(1) 小功率下的高比冲能力。运行功率低到5W，比冲仍达 $2.94\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ ；功率在20W时，比冲达 $7.84\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg} \sim 11.76\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ ，其它电推力器则难以达到。

(2) 结构简单。固体氟塑料推进剂能在高真空和极低温度下长期存放，系统体积小、重量轻、安全可

* 收稿日期：2002-11-05；修订日期：2003-02-26。

作者简介：吴汉基（1938—），男，研究员，研究领域为电推进技术及其应用。

靠。

(3) 脉冲工作(微秒到数十微秒量级), 无需预热, 控制(数字和自主控制)方便灵活。脉冲功率很大, 但消耗的平均功率不多, 降低了对电源和结构的要求。

(4) 推力很小(微牛级), 能提供单个推力脉冲也可提供等效稳态推力, 能在恒定的比冲和效率下调节推力。

缺点是效率较低(功率愈小效率愈低), 难以获得大推力。20世纪70年代, 美国空军为了研制同步卫星南北位置保持用的大总冲PPT(750J/次, 元冲量为22mN·s), 花了约10年时间, 终因其关键部件贮能电

容器的寿命不能满足要求而放弃。

上述特点使它成为功率有限的微、小卫星的理想控制系统。它既适合于自旋稳定卫星, 也适用于三轴稳定卫星的精确定点、姿态控制、轨道修正、阻力补偿和轨道提升。1964年前苏联首先用同轴型PPT(图2)担负金星自动行星际站太阳帆板的定向控制任务; 美国则于1968年用平行轨道电极型PPT作为LES-6同步通讯卫星的东西位置保持系统。20世纪70年代~80年代, 他们继续用于美国海军的TIP-2, 3和NOVA-1, 2, 3号太阳同步导航卫星上, 作为星上的阻力补偿系统。

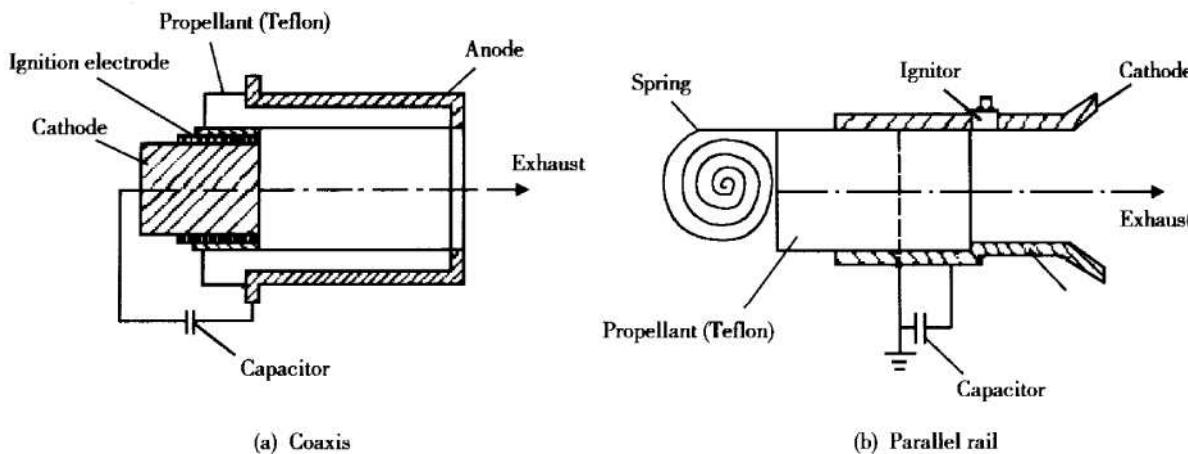


Fig. 1 Major categories of pulsed plasma thruster

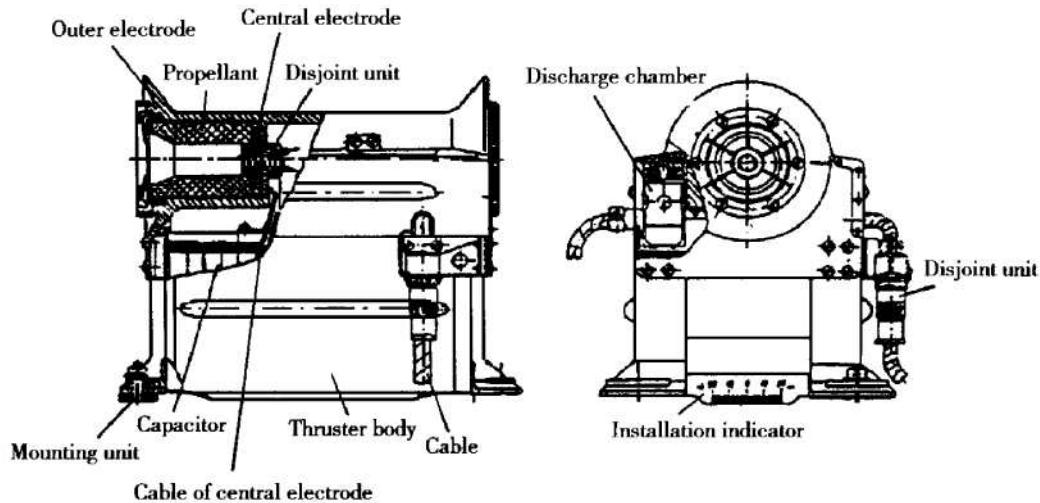


Fig. 2 First PPT operating in space

2.2 稳态等离子体推力器(SPT)^[5~7]

前苏联应用最多

从20世纪50年代以来, 前苏联便对电推进技术进行了广泛的研究, 包括电热、电磁和离子发动机。但研究得最成功、应用最多的是稳态等离子体推力器(Stationary Plasma Thruster-SPT), 它属于霍尔推力器(Hall Thruster)的一种形式。不少学者把它列为无栅

(gridless)离子推力器类型。但从加速机理看(见图3, 电极间放电生成的等离子体, 因径向磁场的作用, 导致电子沿圆周方向作漂移运动。电子漂移运动形成的电流, 称为霍尔电流, 它与径向磁场相互作用产生沿轴向的电磁加速力, 使等离子体高速喷出从而获得反作用推力), 应归属电磁(等离子体)发动机一类。

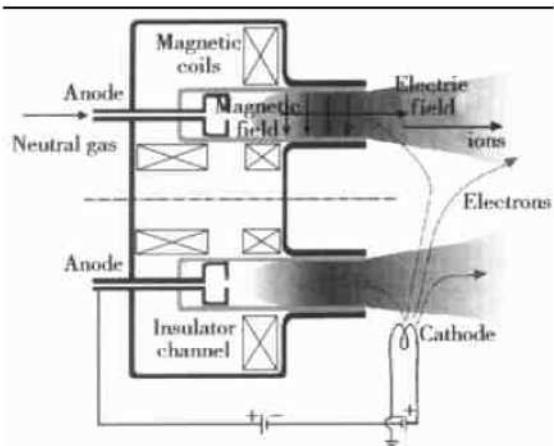


Fig. 3 SPT thruster

由库哈托夫原子能研究所 Morozov A 教授首先研制成功的这种发动机, 经过法克尔(Fakel)设计局、莫斯科航空学院等许多单位长期广泛和深入的研究, 先后发展了多种型号的样机, 如 SPT-50, 70, 100, 140 等。SPT 的特点是:

(1) 结构比离子发动机简单, 没有容易变形、易烧蚀的栅极; 运行电压低, 可靠性高。

(2) 不存在空间电荷效应问题, 其推力密度比离子发动机高(比 Arcjet 低), 体积较小。

(3) 比冲和效率虽低于离子发动机, 但比 Arcjet 高, 比冲在 $13.72\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg} \sim 15.68\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 之间, 正好处于目前近地航天器控制所需的最佳比冲范围内。

它的不足之处是: 其射流比离子发动机更为发散, 排气流中粒子含有的能量高, 有可能对暴露于射流的表面(阳极通道)造成溅射烧蚀; 另外, 用氙作推进剂才能获得高效率, 但是氙气自然界很少, 产量低, 价格昂贵。

SPT 从 1972 年上天成功飞试后, 1976 年开始用作气象卫星的轨道修正; 1982 年, 成为前苏联同步通讯卫星的东西位置保持和定位系统。从 1994 年起, 被用到同步卫星上作为东西、南北位置保持和定位系统。迄今已有 140 多台 SPT 推力器在 30 多个卫星上应用。苏联解体后, SPT 已从俄罗斯走向国际市场。1992 年, 美、俄、法合资成立了国际空间技术公司(ISTI), 计划在俄罗斯 SPT-100 的基础上改进、提高, 用到西方国家的同步卫星上。

法国从 1993 年起成立了有 CNRS, CNES, SEP, ONERA 参加的等离子体推进研究组并与俄罗斯多个单位合作, 进展很快。由法国 SNECMA 生产的两台 PPS-1350(采用了俄罗斯法克尔和法国 SEP 的专利)和由俄罗斯法克尔生产的两台 SPT-100 已装在法国

同步电信卫星 STENTOR(2210kg, 2.5kW) 上, 担负南北位置保持和偏心率的控制任务, 并作为一种新技术进行试验。该星于 2001 年 12 月用阿里安娜 5 号发射。

此外, 欧洲空间局(ESA)将首次在其月球探测卫星 SMART-1 中, 采用由法国 SNECMA 生产的 PPS-1350-G 推力器组成的太阳电推进系统, 作为该星(350kg, 1.4kW)的主推进。计划于 2002 年 10 月用阿里安娜 5 号发射。据悉, 将于 2002 年投放市场的欧洲新一代同步卫星 Eurostar 3000 和 Spacebus 4000 也将选用霍尔推力器作为南北位置保持控制系统。在今后 3 年~5 年内, 还将有 10 多颗商用卫星(如 INTELSAT-X, INMARSAT-4, 及欧洲商业卫星“ASTRA-1k”和美国商用卫星“Telstar-8”等)装备这种电推进系统。

前苏联的 Askold Zharinov 教授还发展了另一种称为阳极层(TAL—Thruster of Anode layer)的霍尔推力器。这种推力器有单级和双级两种结构形式。单级 TAL 的工作原理与 SPT 相同, 性能也差不多。虽然这种推力器在俄罗斯尚未上天, 但 TsNIIMASH 研制的 D-55 发动机, 却被选作美国商用和军用卫星推进系统的候选方案, 还制定了一个俄罗斯霍尔发动机技术飞行证实计划(RHEIT)。1998 年 10 月, 小功率 TAL 发动机在美国 STEX 卫星上成功地进行了首次空间飞行试验。这也是西方国家第一次用自己的卫星进行霍尔发动机的空间飞行试验。

2.3 电热发动机^[8~10]结构最简单

电热发动机有多种形式。迄今只有电阻加热和电弧加热两种推力器获得了应用。在电阻加热发动机中, 其推进剂可以是生物废气、氮、氩、氨和肼等, 目前大都用肼。早期应用(Vela, ATS-4 等卫星)的电阻加热发动机是利用电流流过“电阻丝”产生的焦耳热, 把推进剂冷气加热, 然后经拉伐尔喷管喷出, 从而提高冷气系统的性能(比冲从 $600\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 左右提高到约 $1.372\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$)。20 世纪 80 年代初, 美国的 TRW 公司和 PAC 公司又以广泛应用的单组元发动机为基础, 再加上一级电阻加热来提高其性能, 构成一种新的增强型电热肼发动机(EHT, $2.94\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg} \sim 3.13\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$), 如 PAC 公司的 MR-501, MR-502A 等。先后用于 Intelsat 5 号(国际通信卫星)、SATCOM(萨康)、SPACENET(天网)、IRIDIUM(铱星星座)和 INMARSAT-3 等卫星上。还有, 前苏联法克尔设计局研制的 K-10 型和电机研究所研制的 •••-15 电阻加热发动机, 也

分别用于“宇宙号”、“流星-3”、“资源”卫星和“GOMS”, “GALS”, “EXPRESS”同步卫星上, 担负轨道修正任务。日本的 ETS-VI 同步卫星亦采用了电阻加热发动机担负轨道控制任务。

电阻加热发动机虽然用得很早、很多(100多颗星)、也很成功, 但它只不过是冷气和单组元推力器的一种简单改进, 性能提高有限。

电弧加热发动机(Arcjet)是利用直流放电形成的高温电弧来加热推进剂的, 如图 4 所示。它的主要特点是:

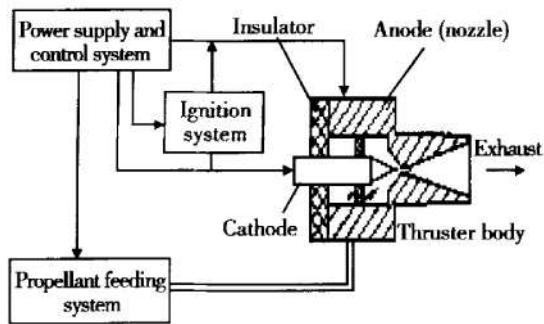


Fig. 4 Arcjet thruster

(1) 具有比单组元、双组元以及 EHT 更高的比冲, 可达 $3.92\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg} \sim 14.7\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$; 推力/功率比及推力密度远高于离子发动机和 SPT。

(2) 发动机的结构和电源系统简单, 运行电压低($100\text{V} \sim 200\text{V}$), 启动迅速, 控制容易。

(3) 用肼作推进剂, 既可获得高性能, 又可以与远地点发动机共用一贮箱, 而且技术成熟又有丰富的空间飞行经验。

Arcjet 的缺点是, 比冲和效率较低。Arcjet 在 20 世纪 50 年代~60 年代曾经是研究的热门课题, 后因效率和比冲不如离子发动机, 停了下来。到了 20 世纪 80 年代, 由于离子发动机在应用上遇到种种困难, 美国、日本和西欧国家又对 Arcjet 积极开展研究。美国 NASA 的 LeRC (现改名为 GRC—Glenn Research Center) 与 GE 公司和 Primex 宇航公司合作, 制定了一个小功率 Arcjet 的发展计划, 经过近 10 年的努力, 到了 1993 年, 未经飞试就首次应用到马丁·马丽埃特宇航公司 7000 系列卫星的 Telstar-401 同步通讯卫星上(可节省近百公斤的质量), 成功地担负起南北位置保持的控制任务。之后陆续用到 Intelsat-8 号和 8A, Echostar, Asisat 等 10 多颗卫星上。随后发展的第二代产品(MR-510 发动机系统), 性能又提高了一步, 不仅可用作同步卫星南北位置保持控制, 还可用作中、

低轨道卫星的入轨和离轨推进。该产品已于 1996 年应用到 GE-1 及随后的 GE-2 同步卫星上。到 2002 年 6 月, 已有 10 个在轨同步卫星采用 MR-509 系统, 17 个采用 MR-510 推力器系统。因此, Arcjet 成为目前同步卫星应用最多的电推进在轨控制系统。

在德国航天局(DARA)的支持下, 斯图加特大学空间研究所(IIRS)与 Daimler-Benz 宇航公司和美国空军合作, 已研究 Arcjet 多年, 功率涉及 $1\text{kW} \sim 10\text{kW} \sim 100\text{kW}$ 范围。发展了 ARTUR 系列(1kW 级), MARC ($5\text{kW} \sim 12\text{kW}$ 级) 系列和 HIPARC($20\text{kW} \sim 100\text{kW}$ 级) 样机。目前有一种功率为 700W, 用氨作推进剂的小功率 Arcjet 系统(ATOS), 达到了飞行样机的要求, 准备用作业余无线电爱好者卫星 AMSAT-P3-D 上, 担负轨道提升任务。如果这项任务能顺利进行并获得成功, 还将用到 AMSAT-P5-A 上。

意大利的 FiatAvio-BDP 公司, 从 1986 年开始对低($0.5\text{kW} \sim 2.0\text{kW}$)、中功率($5\text{kW} \sim 20\text{kW}$) Arcjet 进行研究。1995 年, 该公司从美国 PAC 购买了 MR-508/509 发动机和技术专用权。并对买来的 MR-509 发动机配上自己研制的其它系统进行了验收试验, 目的是为欧洲商用卫星市场提供一种合格的电推进系统。

在日本, 大阪大学等多个单位已对 Arcjet 发动机研究多年, 已有工程样机。近年, 三菱电气公司根据 NASDA 的合同, 引进了美国通用动力空间推进系统公司生产的 MR-512(1.8kW 级) Arcjet 发动机系统(在 MR-509 的基础上对输入电压和推力作了改变), 作为日本数据中继试验卫星(DRTS)的南北位置保持系统, 于 2002 年发射上天。

1988 年, 美国空军(与 TRW, PAC 等公司合作)开始进行电推进空间实验计划(ESEX), 目的是研制一套大功率(26kW , 以氨作推进剂) Arcjet 推进系统, 进行一次航天器空间轨道转移试验。经过 10 年的努力, 所研制的推进系统装在“先进研究和地球观测”卫星(ARGOS, 波音公司生产)上, 于 1999 年 2 月 23 日发射上天(846km)。在天上 Arcjet 发动机点火 8 次(因星上蓄电池的故障, 未能进行更多的试验), 累计运行了 33min, 工作正常, 卫星轨道变化 215m ; 用三种不同方法测得的推力为 1.93N (功率 27.8kW), 比冲 $7.71\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$, 效率约为 27%。飞试中多种仪器检测表明: 大功率 Arcjet 推进系统对星上其它设备的工作没有产生不利影响。这次飞试为用电推进系统(或电化学混合)把卫星从低轨道转移到同步轨道迈出了重要的一步。

2.4 离子推力器^[10~12]比冲最高

按离化方式的不同,离子推力器有接触式、直流电子轰击式、射频、微波和场发射5种主要形式。其中,最先获得成功应用的是以氙作推进剂的直流电子轰击式离子推力器(见图5)。离子发动机因其比冲最高($29.4\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 以上),一直是各国研究的重点并作为同步卫星在轨控制系统的首选,为此,曾安排了不少飞试和应用计划。如美国的SERT-②ATS-6,Intelsat-5/6;以及日本的ETS-3,ETS-VI;德国的TV-SATD3,欧洲的“尤里卡”平台等。但直到1997年12月3日发射的ASTRA-1G卫星,Hughes公司研制的XIPS-13离子发动机才成功地应用于该星上(装4台离子发动机)。这是世界上第一颗成功采用离子发动机(直流电子轰击式)作南北位置保持控制的商业同步卫星。从而完成了离子发动机从实验室走向商业应用的漫长历程(近40年)。随后,他们的HS-702卫星又采用性能更高的XIPS-25离子推力器作为卫星的精确入轨和南北位置保持控制系统。到2002年6月,已有19个在轨通信卫星采用离子推进系统担负位置保持任务。

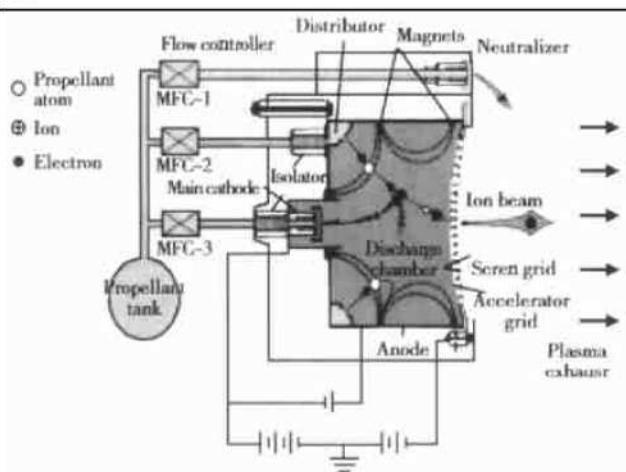


Fig. 5 DC electron bombardment ion engine

然而,更令人振奋的是1998年10月24日发射的美国深空1号(DS-1)太阳电推进系统的成功飞行。这颗重486kg的深空探测卫星的目的是通过与小行星带(与1992KD等小行星)的交汇飞行,证实对未来空间和地球科学探测具有重要作用的、高效益、高风险的12项先进技术。其中第一项就是用一个以氙气作推进剂、直径30cm直流电子轰击式离子发动机(见图6)组成的太阳电推进系统(它是NASA的NSTAR计划的结果),担负DS-1的主推进任务。在卫星上天后的飞行中,除发动机首次运行时,出现了一次因污染物在两栅

极之间造成短路而停止工作的故障外(后来消除了),到2001年12月卫星停止工作,已累积运行14000h以上(超过设计寿命150%);其备份发动机在地面连续试验已超过23000h,完成了预定的推进任务和性能调节试验,再未出现任何故障。而且,离子推进系统运行时,星上所有设备也都工作正常,没有受到影响。

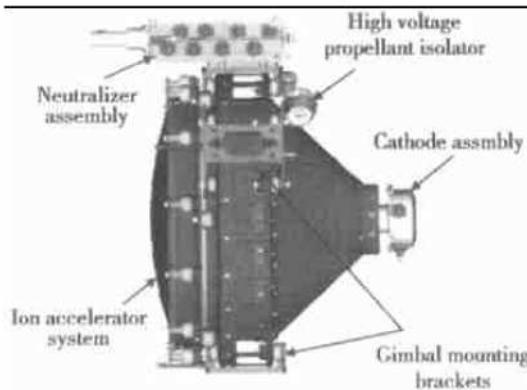


Fig. 6 NSTAR ion engine

DS-1的成功飞行,证实了(1)离子发动机作为主推进的成功运行,并实现了卫星的自主控制飞行;(2)太阳电推进航天器是一种小推力推进的飞行,与大推力推进飞行相比,更容易实现自主导航和控制,成本也无明显增加;(3)太阳电推进系统的运行不会对通信和其它设备带来有害的影响等等。这次飞行被认为是深空探测采用先进推进系统发展的一个里程碑。

德国以吉森大学为首,发展了(从20世纪60年代到现在)一种采用无电极的射频($0.5\text{MHz} \sim 1\text{MHz}$)感应放电代替直流放电来离化推进剂的射频离子推力器(RIT),并研制了RIT-4,10,15,20和RIT-35样机。其中RIT-10曾于1992年在“尤里卡”平台上进行飞行试验,可惜只工作了244h,就因供电电缆过载烧毁而结束。其后,两台RIT-10 D推力器和两台英国T5电子轰击式离子发动机,被用到ESA的同步电信卫星ARTEMIS上(这是欧洲第一个采用电推进系统的同步卫星),担负南北位置保持控制任务,于2001年7月12日发射上天。不幸的是,由于运载火箭末级出了故障,卫星未进入同步轨道而处于较低的轨道。后来用星上的化学推进系统把卫星送入31000km的圆轨道。现正用星上的离子推进系统进行轨道提升,以便把卫星送入同步轨道。

日本于20世纪60年代就开始研究离子发动机(接触式和轰击式)。其中,由国家宇航实验室(NAL)与电子技术实验室合作(1973年开始)研制的直径5cm电子轰击式离子发动机(水银作推进剂),于

1982 年装在工程试验卫星 3 号(ETS-^④)，成功地进行了连续工作 100h 和重复启动 100 次(每次工作 10min)的飞行试验。由 NASDA, NAL, MELCO 和 TOSHIBA 于 20 世纪 80 年代共同发展的、直径 12cm 电子轰击式离子发动机(推进剂为氙)，用作 ETS-v 同步卫星南北位置保持控制，于 1994 年 8 月发射，因卫星远地点发动机阀门故障，卫星未能进入同步轨道。离子发动机虽在转移轨道上成功地进行了性能验证试验，却未能实现世界上第一个用离子推进系统成功担负同步卫星南北位置保持控制任务的愿望。后来，该型号离子发动机稍作改进，又用作日本通信和广播工程试验卫星(COMETS)的南北位置保持控制系统，于 1998 年发射上天。也因 H-^⑤运载火箭的故障，卫星未能进入同步轨道，离子推进系统只能作为实验设备在较低的轨道进行了短时间试验。目前，该离子推进系统又计划用于 2003 年发射的 ETS-^⑥同步卫星上。

此外，日本 ISAS 于 20 世纪 80 年代末发展了一种独具特色的无阴极微波放电离子发动机。经过 10 多年来的研究，一种直径 10cm 级的离子推进系统将作为 MUSES-C(512kg) 小行星(Nereus) 采样飞行，担负轨道转移和返回段的主推进。卫星计划于 2002 年发射，2006 年再入地球大气层返回。该离子发动机的放电室和中和器采用微波(4.25GHz) 放电离化(电子回旋共振) 推进剂生成等离子体(这是一种真正完整的无电极放电系统，不存在因电极烧蚀带来的寿命问题)；同时，采用了碳-碳复合材料三栅离子光学系统。因而具有结构、控制和运行简单，质量轻、功耗少、启动迅速(不需要阴极预热时间)、可靠性高的优点。

离子发动机的最大优点是，比冲和效率都高于其它电推进系统。提供同样的推力，它只需化学推进系统 1/10 的推进剂。不过，它的弱点是结构复杂、所需电源种类多、可靠性差。尤其是结构精巧、紧凑、栅孔对中要求高的栅极部分。栅极厚度一般在 0.5mm~1.0mm，两栅之间的间隙只有 0.3mm~0.6mm；而屏栅的开孔面积达 60%~70%，加速栅也占 20%~30% (减速栅一般在 40%~50%)。这样薄的栅极容易引起热变形；靠得如此近的栅极很容易因变形或污染物造成短路的故障。尺寸愈大、功率愈高，这个问题愈严重，是有待进一步解决的问题。

3 当前的发展方向^[3, 6, 7, 10~13]

3.1 继续改进和发展同步轨道卫星用的电推进系统

目前，电推进系统(如 Arcjet, SPT 和离子推力器)

在大功率、长寿命同步卫星的应用已经成熟而且显示出巨大的经济效益，并成为一个独立的标准化系统，成为衡量卫星先进性的一个重要指标。无疑，这种应用还将继续扩大和深化，并完全取代星上的化学推进系统。如计划于 2005 年入市的欧洲大功率(25kW) 同步卫星 Alphabus，选用的电推进系统除担负南北位置保持控制外，还将担负(全部或部分) 入轨、东西位置保持、动量轮速度控制、其它姿控和卫星寿命结束后的离轨任务。

3.2 发展中、大功率(10kW~100kW) 电推力器

美国把发展新一代 10kW 级离子发动机和 100kW 至 1MW 级的等离子体发动机作为重点开展研究。近期目标是发展一种先进的(比冲更高、功率更大)、多发动机组合式的离子推进系统以满足深空探测(如彗星与小行星探测器、泰坦探测器、金星取样返回、海王星轨道器、土星光环观察和欧罗巴着陆器等) 用太阳电推进系统的要求。而 JPL 则与俄罗斯莫斯科航空学院合作，主要研究用 Li 作推进剂、MW 级、辐射冷却、外加磁场的准稳态和稳态磁等离子体推力器(MPD)。NASA GRC 与俄亥俄州立大学(OSU) 及俄亥俄宇航所(OAI) 合作，研究用惰性气体作推进剂的 MPD。日本的 ISAS 最近也成立了 MPD 研究组，开展大功率 MPD Arcjet 的研究。

在霍尔发动机方面，NASA 与 TRW 合作，发展 10kW 级的 T-220 推力器；与通用动力公司、Busek 公司合作研制 50kW 的 T-50M 发动机。

3.3 重点发展高性能的小功率电推进系统

当前，中低轨道应用卫星的小型化、微型化、群网化已经成为一种国际潮流。作为现代微、小卫星用的电推进系统，主要发展方向是：

(1) 加速研制高效率的 PPT

美国 NASA 从 1994 财政预算年开始，启动了对新一代小卫星用 PPT 研究，以发展多种型号的 PPT，用于小卫星的入轨推进、轨道保持、精确定位、轨道机动以及微型卫星的主推进和姿态控制。NASA 还和美国空军安排了许多飞行试验和应用计划，如 2000 年 11 月 20 日发射上天的 NASA 地球观察(EO-1) 卫星，便用 PPT 临时代替动量轮和力矩杆对偏航轴进行姿态控制做了飞行试验并取得成功。2002 年 1 月 7 日，完全用 PPT 担负该星偏航轴的姿态控制，工作 4h，姿态误差在 30 弧秒以内。PPT 的工作不但对照相系统没有产生干扰，对星上的通信也没有带来影响。此外，美国空军 MightySat^⑦ 1 卫星的轨道提升，

DS-3 号卫星的精密定位和姿控等, 都将选用 PPT。美国未来的全球移动通信卫星(Teledesic)星座方案中, 也选定小功率 PPT 做为基本的推进系统, 用于组网星座的相位控制。美国空军的 TechSat21 微型卫星(<100kg) 系列计划(首次应用是作空基雷达), 也把 PPT 作为卫星主推进和位置保持的首选方案。Dawgstar 纳星系列(美国空军纳星计划的一部份) 将全部采用这种 PPT(8 个, 总重 3.8kg) 担负卫星的三轴姿控、精确位置保持和构形操纵, 计划于 2003 年发射。

俄罗斯近年来通过使外电路参数与放电等离子体过程相匹配, 已使放电能量为 100J 的 PPT 效率从 10%~12% 提高到 22%~24%。他们用一种离化性能更好的新材料代替太氟隆作推进剂, 初步试验表明, 效率有可能再提高 1.5 倍~1.7 倍。

为了发展纳、微卫星应用的 PPT。日本的 TMIT 与 NASDA 合作, 正在为 NASDA 的 μ-LabSat (50kg) 的姿控和离轨, 研制能量为 2J 级的 PPT。ISAS 则以 20J PPT 为对象, 用不同的电容器和推进剂进行了试验。KIT 和 MHI 也在开展 PPT 研究。同样, 法国根据欧洲的发展计划, 与俄罗斯合作对 10J~150J 和 100J~1000J PPT 进行研究、试验和模块化。此外, 阿根廷也在为自己的小卫星而研究 PPT。

不过, 欧洲还积极准备把研究了多年的场发射离子推力器(FEEP)应用到小卫星的控制上。该推力器是利用液态铟(或铷、铯)作推进剂, 使高电压(10kV~12kV) 在电极的尖端(或锐边) 形成局部强电场的场发射来离化推进剂的。它具有高比冲、低推力(1μN~1mN) 的特点, 问题是高电压、推进剂的供给麻烦和金属化射流对星体造成的污染。计划中的第一次应用是 2004 年发射的法国小卫星“Microscope”。

(2) 使现有电推力器更小型化

美、俄、日、欧等国家正在发展功率为 100W~500W 的 Arcjet 推力器, (20~200)W 的 SPT, 空心阴极微型推力器(1~25)W 和 300W 级离子推力器等, 以满足功率有限的、微小卫星控制的要求。研究表明, 简单地把现用推力器缩小尺寸、降低功率会使推力器性能明显变差, 并影响寿命及放电的稳定性。因此, 小型化还需做大量的研究工作。

(3) 发展微型化电推力器

针对纳、皮卫星的应用, 美国 NASA, MIT, 宇航公司和美国空军正在积极资助或开展低功耗, 集成化电推进技术的研究, 包括直径为 3mm~8mm 微型 PPT (放电能量只有 0.8J)、用微电子和微细机械加工技术

(MEMS) 制备的微电阻射流(Microresistjet) 推力器、电推进阵列; 以及微型化离子发动机等。这些工作目前还处于基础研究阶段。

3.4 发展新的电推进技术

为了寻求更加有效空间推进系统, 除激光推进、太阳帆等外, 在电推进方面, 美国 NASA, 日本的 TMIT 正在探索无(或少) 推进剂电动力绳系(Tether) 推进(作为一种电磁推力器, 可用于轨道升降、离轨、位置保持等) 的研究, 它是利用电流流过星上的“绳系”与地球(或星球) 磁场相互作用来产生推动力的; 马歇尔空间飞行中心(MSFC) 和华盛顿大学正在进行无推进剂的等离子帆推进的实验; 虽然这些研究占的比分很小, 却是一种有意义的探索。

4 加速发展我国电推进技术的启示

4.1 我国电推进技术研究的简况^[14, 15]

我国电推进技术的研究主要集中在中国科学院、航天工业系统和高等院校。中国科学院的电推进研究始于 1967 年。当时, 针对轨道提升任务(从低轨道到同步轨道) 开展了离子推进研究。曾研制出直径分别为 6cm 和 12cm 的离子发动机, 并用水银作推进剂进行了性能试验。

1970 年, 又开展了同步卫星东西位置保持用 PPT 的研究。到 20 世纪 70 年代末, 研制出一种放电能量为 4J 的 MDT-2A 飞行试验样机, 并于 1981 年成功地进行了高弹道空间飞行试验。这是我国首次进行的电火箭空间飞行试验。此后还研制出能量为 20J 的 PPT 样机。近年来, 根据小卫星迅速发展的需求, 开展了小卫星在轨控制用的 PPT(能量为 40J~50J) 研究。

考虑到同步卫星南北位置保持的需要, 从 1992 年起, 中国科学院空间中心又开展了电弧加热发动机的研究。经过几年的工作, 建成了 kW 级的实验样机系统, 并用氮、氩、氦氢混合气作推进剂进行了性能试验。

在航天工业系统, 兰州物理研究所 1974 年开始离子发动机的研究, 研制出的 LF-8 型(束流直径 8cm, 水银作推进剂) 电子轰击式离子发动机的实验室样机, 于 1986 年进行了验收和鉴定; 1988 年转向研制以氩作推进剂的离子发动机。1993 年, 基本完成实验样机 LF-9(束流直径 9cm) 的研制。近年来, 为了满足我国新一代通信卫星在轨控制的要求, 正在研制束流直径为 20cm 的离子推力器。上海动力机械研究

所,于1996年开始进行SPT的研究。现已研制出SPT-10,40,70和SPT-100实验样机,正在进行各种性能试验。

在高等院校中,西北工业大学航天工程学院近年来开展了微波电热推进技术的研究,现已研制出功率100W和1000W的原理试验样机,并在大气条件下用氦、氩气进行了初步试验。近年来,北京航空航天大学也开展了Arcjet的研究,建成了一套真空实验系统和微推力测量装置,并用氮气、氩气进行了性能试验。而清华大学除进行小功率Arcjet的试验外,还开展了纳、皮卫星用的微电阻射流的研究。

可见,我国电推进技术的研究虽然起步不晚,历史不短,但因断断续续,进展不大理想。近几年,参研的单位有所增加,但除中科院的PPT进行过空间飞试外,其它尚处于实验室研究之中。显然,各方面都与国际先进水平存在很大的差距。

4.2 有益的启示

(1) 需求是技术发展的动力

从我国的国情出发,尽快在同步卫星控制,微、小卫星应用和深空探测三个方面制定出研究与发展规划,安排飞试任务,用飞试(或试用)来带动研究,既促进空间推进技术的发展,也可提高航天器的技术水平。

(2) 有重点又不要单打一

不同的国家,研究的重点不同。在已成功应用的电推力器中,每一种都有自己的特色和弱点,很难抽象地、绝对地肯定哪一种是最优的。但是,针对某一特定的飞行任务和要求,比较而言,必有一种电推力器是更合适的。因此,在开展电推进技术研究时,不能单打一,只搞一种方案。然而,我们是发展中国家,财力有限,又必须有重点,有自己的特色。

(3) 不能急于求成要持之以恒

像电推进这种航天高新技术的应用,一般都需经历实验室研究→地面性能和寿命证实试验(包括单机及整星的集成、联试)→空间飞行证实试验→空间试用→独立应用这样一个复杂、甚至漫长的历程。在这一过程中,难免会在某一环节上出现问题、挫折,甚至反复。对于首次上天,通常需8年~10年的时间。如果没有及早的计划和部署,没有持之以恒的精神,没有对技术的不断改进、提高,必达目的的决心,而是临渴挖井,想一蹴而就,急于求成,是很难成功的。

(4) 搞多方合作、优势互补

电推进技术是一种多学科交叉的(流体力学、飞

行力学、电磁学、电子学、热力学、机械等)综合技术。这本身就注定要多方合作(特别是与卫星研制和应用部门的合作)、发挥各自的优势才能达到高效、高质量和快速发展的目的。一个单位,几个人员是难于完全掌握和做到的。

上述几点,是国外发展经验证明了的,值得我们很好借鉴。

参考文献:

- [1] 吴汉基. 脉冲等离子体电火箭在卫星控制方面的应用 [J]. 电工电能新技术, 1986, (3): 27~33.
- [2] 吴汉基, 安世明. 俄罗斯等离子体发动机的研究和应用 [J]. 中国航天, 1993, (9): 40~43.
- [3] Spores R A. The USAF electric propulsion program [R]. IEPC-99-005, 1999.
- [4] Curran F M. Electric propulsion activities in U. S. industry [R]. IEPC-99-001, 1999.
- [5] 吴汉基, 周顺林, 蒋远大. 走向国际化的静态等离子体推力器 [J]. 中国航天, 1998, (4): 29~31.
- [6] Kim V. Modern trends of electric propulsion activity in Russia [R]. IEPC-99-004, 1999.
- [7] Kim V. Electric propulsion activities in Russia [R]. IEPC 2001-005, 2001.
- [8] 吴汉基, 蒋远大. 美国电弧加热发动机的研究计划 [J]. 上海航天, 1997, (6).
- [9] Bromaghim D R. An overview of the our orbit results from the electric propulsion space experiment (ESEX) [R]. IEPC-99-182, 1999.
- [10] Dunning J W. NASA's electric propulsion program [R]. IEPC 2001-002, 2001.
- [11] Dunning J W, Benson S. NASA's electric propulsion program [R]. AIAA 2002-3557, 2002.
- [12] Saccoccia G. European electric propulsion activities and programmes [R]. IEPC 2001-006, 2001.
- [13] Takegahara Haruki. An overview of electric and advanced propulsion activities in Japan [R]. IEPC 2001-004, 2001.
- [14] Groot W D. Propulsion options for primary thrust and attitude control of microspacecraft [A]. COSPAR Colloquia Series Volume 10: Microsatellites as Research Tools [C]. 1997: 200~209.
- [15] Wu H, Li A. An overview of electric propulsion activities in CSSAR [R]. IEPC-99-010, 1999.
- [16] Kang Xiaolu. An overview of electric propulsion activities in China [R]. IEPC 2001-007, 2001.

(编辑:王居信)