

电推进技术的研究应用现状及其发展趋势

张 郁

(国防科技大学 宇航与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 简述了电推进的工作原理、基本分类以及各形式电推进(电热式、电磁式和静电式)的主要特点;重点论述了世界各国电推进技术的研制和应用现状,以及电推进技术的发展趋势和应用前景;最后简述了我国电推进技术的研究现状,并提出了加快我国电推进技术发展的建议。

关键词: 电推进; 电热式推力器; 电磁式推力器; 静电式推力器

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: (2005) 02-0027-10

Current status and trend of electric propulsion technology development and application

Zhang Yu

(School of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: At first, the operation principle and primary characteristic of different types of electric propulsion are summarized. Then the current technical status and application situation of electric propulsion of some representative countries are emphatically described. At the same time, the development trend and application prospect of electric propulsion in the future are discussed. Lastly, base on the technical comparison between China and abroad, some suggestions for expediting development step of Chinese electric propulsion technology are provided.

Key words: electric propulsion; electrothermal thruster; electromagnetic thruster; ion thruster

1 引言

电推进是利用电能加热、离解和加速工质形成高速射流而产生推力的技术。1906 年, Robert H

Goddard 提出了电推进概念; 20 世纪 50 年代美国、前苏联等国开始进行大规模的理论和试验研究; 1964 年前苏联在 Zond-2 卫星上进行了首次脉冲等离子体推力器(PPT)飞行试验; 同年, 美国在 SERT-I 卫星上进行了铯接触式离子推力

收稿日期: 2005-03-02; 修回日期: 2005-03-21。

作者简介: 张郁(1967—), 女, 硕士研究生, 研究领域为航空宇航材料与技术, 航空宇航推进理论与工程。

器飞行试验。随后,德国、英国、日本和中国相继开展了电推进技术的研究。

电推进系统具有比冲高、寿命长、能重复启动、推力小和控制精度高等优点。它的应用可显著增加航天器的有效载荷、延长其使用寿命、降低其发射成本。经过几十年的理论和试验研究,已研制出多种类型的高性能电推进系统,广泛应用于航天器的姿态控制、位置保持、阻力补偿、轨道提升、轨道修正、轨道转移、重新定位、离轨处理、深空探测和星际航行等任务。截止 2004 年 4 月,有 180 个在轨运行的航天器使用了电推进系统,并且,其数量还在继续保持快速上升的趋势。2004 年共有 10 个使用电推进系统的航天器(美 4、俄罗斯 4、欧空局 1 和日本 1)发射升空,它们分别使用肼电阻加热推力器(Hydrazine resistojet)、电弧推力器(Arcjet)、稳态等离子体

推力器(SPT)和离子推力器(Ion)。

随着科学技术的进步和航天技术的迅速发展,人类在空间领域的活动越来越频繁。地球同步轨道(GEO)卫星的迅猛发展、空间探测任务的急剧增加和微小型航天器的日益兴盛,使得电推进系统在航天器上的应用将更加广泛。同时,满足未来航天任务要求的新型高性能、长寿命电推进技术的研究也日益受到各国的重视,美国、俄罗斯、欧空局、日本和中国都在加强电推进技术的研究。

2 电推进的分类及其主要特点

根据加速工质的方式,电推进通常分为电热式、电磁式和静电式三种类型。当前在研和已经应用的主要电推力器种类和性能指标见表 1。

表 1 电推进的主要性能指标

Tab.1 Primary performance parameter of electric propulsion

类 型		比冲/s	(功率/推力)/(kW/N)	效率/(%)	推力水平/mN	寿命/(N·s)
电 热 式	Resistojet	150~700	1~3	30~90	5~5000	3.0×10^5
	Arcjet	280~2300	9	30~50	50~5000	8.6×10^5
	MPT	300~1400	~3	40~70	10~10000	—
	STP	300~1000	4	80~98	10~1000	85000
电 磁 式	PPT	1000~1500	50~90	5~15	0.005~20	$>2.0\times 10^5$
	SPT	1500~2500	17~25	40~60	1~700	2.3×10^6
	TAL	1500~4250	17~25	40~60	1~700	2.3×10^6
	MPD	1000~11000	0.5~50	10~40	20~200000	—
	LFA	1000~10000	0.5~40	10~45	20~240000	—
	PIT	1000~7000	20~100	20~60	2000~200000	—
	VSIP	3000~30000	~30	<60	—	—
静 电 式	Ion	1200~10000	25~100	55~90	0.05~600	5×10^6
	ECR ion	3000~4000	25	56~75	15	—
	Colloid	1100~1500	9	~75	0.001~0.5	$>10^3$
	FEPP	4000~6000	60	80~98	0.001~1000	—

电热式推力器是利用电能加热工质,使其气化、分解,再经喷管膨胀,加速排出产生推力。按其工质的加热方式不同,可分为电阻加热推力

器(Resistojet)、电弧推力器(Arcjet)、微波等离子体推力器(MPT)和太阳热等离子体推力器(STP)等。电热式推力器的特点是比冲适中、结

构简单、价格便宜、安全可靠、操作和维护方便等。

电磁式推力器是利用电能使工质形成物质的第四状态——等离子体。在外加电磁场(洛伦兹力)作用下加速从喷管排出,产生推力。电磁推力器又可称为“等离子体推力器”,按其工作状态分为:脉冲等离子体推力器(PPT)、稳态等离子体推力器(SPT)、自身磁场等离子发动机(LFA)、磁等离子动力学推力器(MPD)、脉冲感应推力器(PIT)和变比冲等离子体推力器(VSIP)等。其特点是比冲高、技术成熟、寿命长、推力小等。

静电式推力器是利用电能将易于离解的工质离解,形成电子和离子,然后使带正电的离子在静电场作用下加速排出产生推力。由于被加速的主要是离子,故静电式推力器又称为“离子推力器”(Ion thruster)。包括:Kaufman离子推力器(Ion)、回旋加速谐振离子推力器(ECR ion)、场效应发射离子推力器(FEEP)和凝胶离子发动机(Colloid thruster)等。其特点是比冲高、结构紧凑、质量轻、推力小和技术成熟。

3 电推进技术研究与应用现状

3.1 电热式推力器

3.1.1 电阻加热推力器

Resistojet 推力器(图1)利用气体(H_2 、 N_2 、He、 N_2O 和Ar等),或者液体(N_2H_4 、 NH_3 、 C_4H_{10} 和 H_2O 等)作为推进剂,其功率为1W~6kW,可以实现脉冲和稳态工作,典型的Resistojet的推力范围可以从几mN到几N,稳态工作时效率达80%。1965年9月19日,由TRW公司研制的Resistojet首次用于Vela-III对地观测卫星。美国Primex航天公司的MR501、MR502等先后用于Intelsat5、SATCOM、SPACENET、INMARSAT等卫星和IRIDIUM星座;由宇航喷气公司(Aerojet)研制的Resistojet应用于洛马公司(Lockheed Martin)的Series-3000和Series-5000卫星平台;由萨里卫星技术公司(SSTL)研制的低功率Resistojet已经用于SNAP-1、ALSAT-1、UK-DMC、UoSAT-12和CRYOSAT微小卫星上;日本的ETS-VIGEO卫星也采用Resistojet进行轨道控制。其中肼(N_2H_4)Resistojet是应用最多的

一种,截止2004年4月,至少有115个在轨飞行的航天器使用Resistojet承担姿态控制、阻力补偿、位置保持、轨道修正等任务。值得一提的是2003年9月27日,由SSTL研制的 H_2O Resistojet首次在UK-DMC灾害检测卫星上进行了飞行试验。

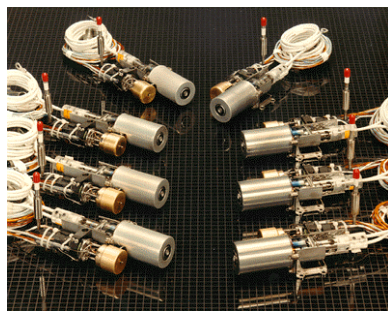


图1 电阻加热推力器(Primex 宇航公司)

Fig.1 Resistojet thruster (Primex aerospace company)

3.1.2 电弧推力器

Arcjet 主要由工质、电源和两个电极组成,推力器和电源系统的结构非常简单,且启动容易、控制灵活。根据能量供应方式的不同可分为:直流式(DC)、交流式(AC)、脉冲式(PA)、射频式(RF)、微波式(MW)、激光式(LA)和太阳式(SA)等;推进剂工质包括 N_2 、Ar、He、 H_2 、 NH_3 和 N_2H_4 等。其中技术最成熟、应用最广泛的是直流式 N_2H_4 Arcjet。以 N_2H_4 为推进剂时,与化学推进系统共用推进剂贮箱,使得结构简化、质量减轻。这样既可获得较高性能,同时技术成熟又有丰富的空间飞行经验。

1993年由宇航喷气公司研制的Arcjet首次应用到洛马宇航公司Series-7000系列卫星的Telstar401 GEO卫星上,并成功担负南北位置保持任务。随后,宇航喷气公司相继研制了一系列肼Arcjet推力器:MR-509(1.8kW、220mN、509s)、MR-510(2.2kW、585s)和MR-512(1.8kW、200mN、509s)等,并先后应用于洛马公司的Series-7000和A2100卫星平台,承担了GEO卫星的定位、南北位置保持、东西位置保持和重新定位等任务。Telstar 4、Intelsat VII、Echostar和Asiasat等多颗卫星使用了Series-7000卫星平台,使用A2100卫星平台的有各类航天器共33个。1999年2月23日,由美国空军与TRW等公司合作研制的高功率

NH₃ Arcjet 推力器 (26kW、2000mN、800s) 完成了先进研究和地球观测卫星 (ARGOS) 的轨道提升任务。

在德国航天局 (DARA) 的支持下, 斯图加特大学空间研究所 (IRS)、戴姆勒-奔驰宇航公司和美国空军合作, 先后研制了一系列的 Arcjet 推力器, 功率涉及 1kW~10kW~100kW。开发了 ARTUS (1kW 级)、MARC (5kW~12kW 级) 和 HIPARC (20kW~100kW 级) 系列样机。1998 年 NH₃ Arcjet 推力器 (0.75kW、114mN、480s) 用于业余无线电爱好者卫星 AMSAT-P3D 的轨道提升、倾角调整和姿态控制任务, 它还将被应用在 AMSAT-P5A 上。前苏联法克尔设计局 (Fakel) 的 K-10 和电极研究所的 DEN-15 (0.4kW~2.0kW、150mN、500s~800s) 先后用于 Meteor-3、Meteor-Priroda、Resource-O 和 GOMS, 以及 Electro、GALS、EXPRESS 等同步卫星上担负轨道修正任务。日本正在研制 N₂H₄ Arcjet 电弧推力器 (1.0kW、130mN、560s), 并计划将其用于日本的 DUOS 对地观测小卫星 (800kg) 的轨道保持和轨道提升 (从 350km 提升至 500km)。大阪大学等多个单位开展 Arcjet 推力器的研制, 三菱电气公司引进了美国通用动力空间推进系统公司生产的 MR512 (1.8kW、115mN、510s), 并在 2002 年将其应用于数据中继试验卫星 (DRTS) 的南北位置保持任务。

3.2 电磁式推力器

3.2.1 稳态等离子推力器

SPT (也称作霍尔推力器) 的工作原理是用电磁铁在工质气体周围形成磁场, 并沿垂直于磁场方向施加电场, 气体工质被电离后在洛伦兹力的作用下加速喷出。SPT 的功率为 0.1kW~12kW, 比冲为 1000s~3000s, 推力为 5mN~585mN。它无复杂的离子光学系统, 阴极既作电子源又作中和器, 结构简单、可靠性高、技术成熟。

1972 年, 前苏联研制的 SPT 在其 METEOR 卫星上进行了首次飞行试验, 1976 年, SPT 首次应用于 GEO 卫星的东西位置保持和重新定位。此后, 前苏联和俄罗斯研制了一系列高性能 SPT, 先后用于 Potok、Louch、Gals、EXPRESS、EXPRESS-A、Sesat、Yamal、Energiya 等系列卫星

的南北位置保持、东西位置保持、姿态控制、倾角修正及重新定位等任务。20 世纪 90 年代, SPT 开始进入商业化阶段, 并逐渐向美国、法国、日本和中国等国出口。1992 年 5 月, 法克尔设计局 (EDB Fakel) 与美国空间系统/劳拉 (SS/L)、法国欧洲推进、大西洋研究等公司联合成立了国际空间技术公司 (ISTI), 在欧洲和美国经销 SPT (图 2)。SS/L 公司的 MASAT、INTELSAT X-2、欧空局的 SMART-I、法国的 Stentor 通信卫星和 NASA 中型探测器 (MIDEX) 都使用了 SPT 作为推进系统。

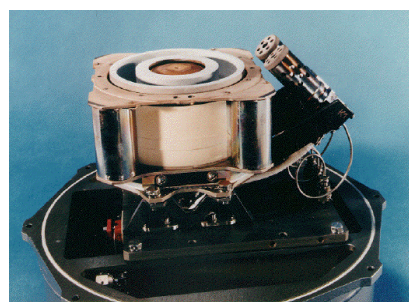


图 2 稳态等离子推力器 (法克尔试验设计局)

Fig.2 SPT configuration (EDB Fakel)

法国从 1993 年起成立了有 CNRS、CNES、SEP 和 ONERA 参加的等离子体推进研究组, 并与俄罗斯多个单位合作开始了 SPT 的研制。2001 年 12 月, 由法国 SNECMA 生产的两台 PPS1350 和由俄罗斯 Fakel 生产的两台 SPT100 用于法国的 STENTOR (2210kg、25kW) 卫星的南北位置保持和偏心率控制任务。2002 年 10 月, 欧空局的 SMART-I 月球探测卫星采用两台 SNECMA 生产的 PPS1350G 作为主推进器, 截止目前已累计工作了 3000h。

由于 SPT 的优点和成熟性, 美国多家研究机构、公司和大学开始了 SPT 的研制。SS/L 公司、ISTI 和法克尔共同制造 SPT 推力器; 宇航喷气、Busek、洛马和普惠等公司开始研制霍尔推进系统 (HTPS); Primex 宇航公司研制 TAL; TRW 公司研制 SPT 推力器; JPL、LeRC、密西根大学和德克萨斯科技大学开始 SPT 的研制。1998 年 10 月, 低功率 TAL 推力器在美国 STEX 卫星上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 SPT 推力器的空间飞行试验。2004 年 3 月 12 日,洛马公司的 MBSAT GEO 卫星使用 SPT 承担南北位置保持任务,随后又发射了 IA-8 卫星。

截止 2004 年 4 月,共计发射了 33 个使用 SPT 推进系统的航天器,所有 SPT 的在轨累计工作时间之和超过了 620 年。今后 3 到 5 年内,有 20 多颗即将发射的航天器(如俄罗斯的 EXPRESS 系列、EXPRESS-AM 系列、YAMAL 系列及 Phobos-Soil 探测器;美国的 Intelsat X、INMARSAT 4;欧洲商业卫星 ASTRA 1k、TelStar 8 等)将采用 SPT 推进系统。

3.2.2 脉冲等离子推力器

PPT(图3)以脉冲方式工作(脉冲宽度为 10 μ s),采用气体、汞、固态聚四氟乙烯((CF₂)_n)或聚乙烯((CH₂)_n)棒作为工质,工质放置在两个电极之间,通过贮能电容器向工质放电产生高温热流使其表面层烧蚀、离解,形成等离子体。在很薄的电离层内,通过自身磁压和气体动压的共同作用,加速等离子体并将其喷出而产生推力。PPT 的功率为 1W~150W,比冲为 1450s~3000s,推力为 μ N 级。其结构简单、控制灵活、控制精度高,非常适用于微、小卫星的精确定点、姿态控制、轨道修正、阻力补偿和轨道提升。

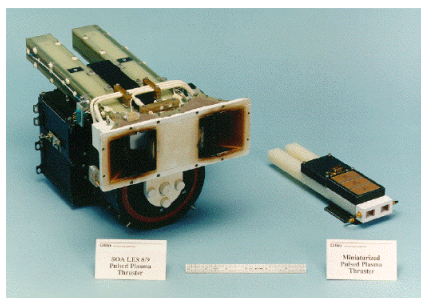


图3 脉冲等离子推力器 (Air force for MightySat II.1)

Fig.3 PPT configuration

1962 年前苏联首次利用 PPT 完成宇宙-14 卫星的阻力补偿,随后利用 PPT 完成了 Zond-2 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 为 LES6 GEO 卫星完成东西位置保持工作。随后美国海军的 TIP1、3 和 NOVA1、2、3 号太阳同步导航卫星都用 PPT 进行了阻力补偿工作。最近, NASA LeRC 和奥林宇航公司联合研制的新一代 PPT (LES8/9, 功耗 25W~50W,

比冲 1000s~1500s, 冲量 300 μ N \cdot s, 效率 25%~15%) 用在了 MightySat II-1 小卫星和 EO-1 卫星上,在 EO-1 卫星上已完成了 18h 的姿态控制任务,该推力器还计划用于 NASA“新盛事”计划的 Deep Space 3 探测器。

1981 年 8 月,日本在其 ETS IV 卫星上进行了 PPT 飞行试验;1981 年 12 月中国利用弹道火箭进行了首次 PPT 空间飞行试验,并获得圆满成功。

3.3 静电式推力器

3.3.1 离子推力器

离子推力器(图4)主要由放电室、离子光学引出系统和中和器等部件组成。在离子源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。离子被加速到所要求的排气速度后,中和器将发射等量的电子到离子束中,使航天器表面呈准电中性。按离子化方式的不同,离子推力器可分为接触式、直流电子轰击式、射频、微波和场发射等五种形式。1964 年 7 月美国在 SERT-I 卫星上进行了首次离子推力器飞行试验。1970 年 SIT-5 汞离子推力器(0.072kW、2.1mN、3000s)首次应用于 GEO 卫星的姿态控制和南北位置保持任务。

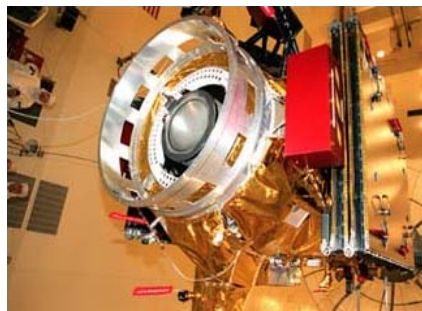


图4 氙离子推力器 (格林研究中心, 深空一号)

Fig.4 Xenon ion thruster (GRC for DP-1)

随后,在休斯公司(Hughes)的参与下, NASA GRC 成功地研制出 10cm、20cm、50cm、150cm 汞离子推力器,20 世纪 80 年代又研制出 13cm、20cm、30cm 氙离子推力器,并相继研制了 XIPS-13 (直径 13cm、0.5kW、18mN、2568s)、XIPS-25 (25cm、2.6kW、165mN、3800s) 和 NSTAR-30 (30cm、2.3kW、92mN、3300s) 推进系统,成功用于 HS-601HP (XIPS-13)、HS-702 (XIPS-25)

GEO 卫星平台及 DS-1 探测器的主推进 (NSTAR-30)。

采用 NSTAR-30 作为主推进的 DS-1 探测器于 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, 从而圆满地完成了飞行任务。到 2001 年 12 月探测器停止工作时, NSTAR-30 已累积运行 14000 h 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 30352 h, 累计消耗推进剂 235kg), 这次飞行被认为是应用于深空探测的一个里程碑。

前苏联从 20 世纪 60 年代就开始了离子推力器的研制, 1964 年在 Yantar 卫星进行了首次飞行试验, 1976 年~1977 年, 前苏联相继在琥珀 1~4 号卫星上进行离子推力器 (0.46kW、7mN、3000s) 的弹道飞行试验。随着离子推进技术的迅速发展, 1996 年俄罗斯的科尔德什研究中心 (KeRC) 和莫斯科航空学院 (MAI) 研制了直径为 5cm (50W~150W、1.5mN~5.0mN、3100s~3700s) 和 10cm (150W~500W、6mN~19mN、2470s~3500s) 的低功率离子推力器。

德国以吉森大学为首研制了 RIT4、10、15、20 和 35 射频 (0.5MHz~1MHz) 离子推力器 (RIT), 并于 1992 年在“尤里卡”平台上进行了飞行试验。英国对电推进技术的研究始于 1967 年, 其先后研制了 T5、T6、UK-10、UK-25 和 RIT-XT 等离子推力器。2001 年 7 月 12 日, ESA 的 ARTEMIS GEO 卫星发射升空, 它采用两台 RIT10G (0.585kW、15mN、3400s) 推力器和两台英国 UK-10 离子推力器 (0.66kW、25mN、3350s) 担负南北位置保持控制任务, 由于运载火箭末级发生故障, 卫星未进入 GEO 轨道, 离子推进系统承担了卫星的轨道提升任务 (从 31000km 提升至 36000km)。

日本是从 1965 年开始离子推力器研制的。1982 年, 直径 5cm 的离子推力器在工程试验卫星 3 号 (ETS-III) 上成功进行了飞行试验。随后, 日本又研制了 13cm、14cm、35cm 氙离子推力器工程样机, 并进行了性能优化试验, 并在 1994 年应用于 ETS-VI 卫星的位置保持。1998 年, 三菱电子公司 (MEC) 又研制了用于 ETS-6 和 COMETS 卫星主推进的 12cm 氙离子推力器 (24.8mN、

3281s)。

截止 2004 年 4 月, 在轨运行的 GEO 卫星中有 29 颗使用离子推进系统担负位置保持任务。在未来 3~5 年, 还将有 30 多个采用离子推进系统的航天器相继发射升空, 如美国休斯公司系列卫星、Dawn 探测器; 欧空局的 BepiColombo 探测器、Goce 卫星等。

3.3.2 电子回旋谐振离子推力器

电子回旋谐振离子推力器 (ECR ion thruster) (图 5) 的工作原理是: 在离子发生器和中和器中, 利用微波发生器引导微波进入带有永磁体的放电室, 形成回旋加速谐振, 使工质电离产生等离子。通过微波谐振产生的合适磁场使电子不断加速, 这样推进工质不需预热就可电离, 离子经栅极加速后排出产生推力, 中和器中产生的等离子则通过末端的小孔直接排出。

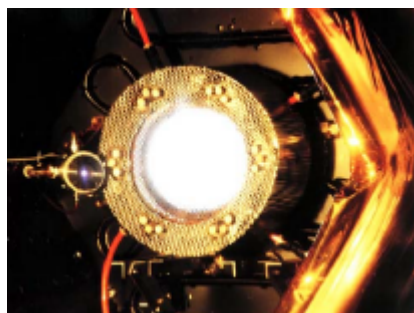


图 5 电子回旋谐振离子推力器 (MUSES-C, IASA)

Fig.5 ECR ion thruster

日本宇宙科学研究所 (ISAS) 为了满足用于小行星采样任务的 MUSES-C 航天器需要, 研制了 $\mu 10$ (0.39kW、9.1mN、2910s) 和 $\mu 20$ (1.09kW、30.2mN、3100s) ECR 离子推力器和微波离子发动机系统 (IES), 该系统包括 4 台 ECR 离子推力器 (0.31kW~1.16kW、5.2mN~23.6mN、2687s~3011s)。其工程样机 (EM) 于 1999 年进行了 18000h 的寿命试验, 2000 年进行了初样产品 (PM) 的寿命试验。2002 年 11 月 MUSES-C 发射进入 GEO 轨道, 随后由 IES 的航天器加速, 2004 年 3 月航天器进入小行星转移轨道, 2005 年 10 月将完成小行星交汇。

美国 NASA 的 GRC 也展开了 ECR 离子推力器 (频率 2.45GHz 磁控管、6GHz 行波管) 的研制, 目前已完成不同形式的微波机理装置和试验研

究。

4 电推进技术发展趋势与应用前景

随着航天技术的不断进步和人类航天活动的不断增加,为满足未来科学研究、技术验证、卫星通讯、深空探测以及军事任务的要求,电推进系统在未来航天中的应用将愈来愈广泛。为此世界各国都在加紧电推进技术的研究,一方面提高现有电推力器的性能和可靠性,另一方面开展新型电推进技术的研究。

4.1 提高电推进性能

目前,电推进系统(如 Resistojet、Arcjet、SPT、Ion 和 PPT 等)在各类航天器上已得到广泛应用,并带来了巨大的经济效益和科学价值。为进一步提高电推进的功能和用途,一方面提高推力器的性能,另一方面加强系列化和标准化推进系统研究。

洛马公司研制的系列 Arcjet 推力器(MR-508、MR-509、MR-510 和 MR-512),分别用于 A2100 和 Series-7000 卫星平台;波音电子动力公司(BEDD)研制的系列氦离子推进系统(XIPS13、XIPS25)分别用于 HS-601HP、HS-702 和 BSS702 卫星平台,其中双模式(2.2kW 和 4.4kW) XIPS25 用于 GEO 卫星的轨道提升和位置保持任务;用于 Dawn 探测器的 NSTAR30 离子推力器已完成了 30352h 的寿命试验,并计划于 2006 年发射升空。

宇航喷气公司联合洛马公司研制了 4.5kW BPT 双模式霍尔推进系统(HTPS),用于卫星的轨道转移(大推力模式)和位置保持(高比冲模式),推力器已完成所有的鉴定试验和 2000h 的寿命试验;普惠公司还在继续改进 T-220HT 推力器,以提高其寿命与性能,并计划在近期进行测试;Busek 公司联合麻省理工学院研究了高比冲的 BHT-200(2.3kW)霍尔推力器,并与 MIT 合作研究了高比冲推力器的羽流特性,同时联合密西根大学研制了功率 600W 的推力器簇(4 台 BHT-200)。

在 AFOSR 计划的资助下,空军研究实验室(AFRL)和伊利诺斯大学正在研制 PPT 推进系统和高效率的单侧供应轴向 PPT 推进系统,其中 PPT-11 的功率为 100W,比冲为 1200s,推力

1.7mN,效率达 20%。

普林斯顿大学的等离子物理实验室成功制造了直径为 2.6cm 的圆柱状霍尔推力器(CTH),其工作电压为 50V~200V,阳极推力器效率为 15%~23%。CTH 具有更低的表面积-体积比,这更有利于减小推力器的尺寸。

4.2 扩展功率范围

为适应未来 GEO 卫星轨道提升、轨道转移、深空探测及星际航行探测器主推进的需要,各国都在研制高功率电推进系统。美国把发展新一代 10kW 离子发动机和 100kW~1MW 级的等离子体发动机作为重点开展研究。NASA 开展了核电氦离子推进系统(NEXIS)和高功率电推进(HiPEP)计划,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、土星光环观测和欧罗巴着陆器等)对电推进系统的要求。

由 JPL、BEDD 和宇航喷气公司研制的 20kW NEXIS 推力器的功率为 27kW,比冲为 8700s,效率达 81%;在 HiPEP 计划资助下,NASA GRC、BEDD、密西根大学(MU)和科罗拉多大学(CSU)联合研制的高功率离子推力器采用矩形电离室和热解石墨栅极,其寿命和性能得到显著提高,当功率为 40kW 时,比冲为 9600s,效率达 80%;NASA GRC 正在研制功率为 50kW 的霍尔推力器,在功率为 3.6kW~64kW 范围内,放电电压为 200V~1100V,比冲为 2760s~4700s,效率为 47%~54%。

由 JPL 和斯坦福大学牵头,联合宇航喷气公司、波音公司、MU、CSU 和俄罗斯机械部中央研究所(TsNIIMASH)正在进行 20kW 铋(Bismuth)离子推力器的研制,该推力器是用于行星探测的核电推力器。

Busek 还研制并测试了 0.2kW~20kW 的霍尔推力器,该推力器的工作电压为 500V,效率达 70%。为了得到更高的效率,Busek 还研究了铋推进剂技术,数字模拟显示该系统将具有非常高的推进剂利用率;Busek 同时还研制了双模式 BHT-HD-8000 霍尔推力器(功率 8kW~10kW)。

微小航天器(<1000kg)具有重量轻、体积小、

成本低、制造周期短、功能密度高、发射灵活和可靠性高等特点,它在民用和军事领域应用广泛。当前,中低轨道应用卫星的小型化、微型化、星座已经成为一种国际潮流。为满足微小卫星功率、质量、体积、控制精度等要求,各国正加紧研制微型电推进系统。

Northrup Grumman 航天技术公司(NGST)和 Busek 已完成了功率为 200W 的 BHT-200 霍尔推力器的寿命试验,并计划将其用于 AFRL 的 TacSat-2 卫星;普惠公司正在研制低功率 T-40 霍尔推力器(功率 150W~360W),并已完成推力器的性能测试和 300h 的持续工作。

Busek 公司和 AFRL 正在研制 Micro PPT 推力器用于微型卫星的姿态控制,并计划在 2005 年第一季度交付飞行。同时在 NASA 新盛世计划的资助下,凝胶推力器的研制也取得了很大进展,凝胶推力器(推力 $2\text{N} \sim 30\text{N}$, 推力噪声 $<0.1\text{N}\sqrt{\text{Hz}}$)计划用于美国的 ST7 及 ESA 的 SMART-2 和 LISA。

俄罗斯的 KeRC 和 MAI 正在研制直径为 5cm 和 10cm 的低功率离子推力器;同时还在研制功率小于 500W 的 SPT 推力器,如: SPT25 和 SPT35 (Fakel)、X-40 (KeRC 和 MAI) 和 SPT-30 (功率 0.1kW, 比冲 1000s, 推力 $4\text{mN} \sim 9\text{mN}$)。TsNIIMASH 正在研制功率为 100W 的 TAL 推力器,如 D27 和 D38。

俄罗斯近年来通过应用使外电路参数与放电等离子体过程相匹配的技术,已使放电能量为 100J 的 PPT 效率从 10%~12% 提高到 22%~24%。俄罗斯的 KeRC、MAI 和美国的 MU 正在研制烧蚀脉冲等离子体推力器(APPT-150),释放能量为 50J~150J,比冲为 1400s~2100s,脉冲冲量为 $1.5\text{mN} \cdot \text{s} \sim 4.5\text{mN} \cdot \text{s}$,效率为 17%~30%。

日本宇航研究所正在研制直径为 16mm 的 ECR 离子推力器,系统功率为 30.8W,推力为 0.5mN,比冲为 1371s,已完成 5000h 的寿命试验。

Centrosazio (意大利)、ARC (奥地利) 和美国都在从事场效应发射等离子体推力器(FEEP)的研究。欧空局研制的 FEEP 推力器 1999 年已通过飞行鉴定,计划应用于欧空局的“LISA”多星干涉仪重力探测器、ODIE (国际探测卫星阻力补偿)

和美国 OMEGA 上执行无阻力飞行任务。还有一些小卫星(Galileo 卫星、IRSI 和 Darwin 红外干涉仪)和编队卫星网准备采用该推力器作为轨控动力。

4.3 研制新型电推进

JPL 与俄罗斯 MAI 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动力学等离子体推力器(MPD);NASA 的 GRC、俄亥俄州国立大学(OSU)及俄亥俄州宇航所(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 的研究;NGST 公司正在研制脉冲感应推力器(PIT),功率为 200kW、比冲 2500s~8000s,效率高于 70%。

俄罗斯的 MAI 研制了功率为 MW 级的 MPD (500kW、14000mN、4000s);美国普林斯顿大学的 MPD 推力器研制也取得了很大进展。

其他新型电推力器还包括:微波等离子体推力器(MPT)、变比冲等离子体推力器(VSIP)、激光加热等离子体推力器(LRF)、射频放电法拉第加速器(FARAD)、绳系推力器(Tether)及太阳热等离子体推力器(STP)等。

为满足微小卫星对推进系统的需求,各种基于微机电系统的微推进系统在各国得到了广泛研究,如基于 MEMS 的微型双组元(Micro-bipropellant)、自由分子流微推力器(FMR)、微型单组元(Micro-monopropellant)、微型离子(Micro-ion)、微型脉冲等离子(Micro-PPT)、微型胶体离子(Micro-colloid)、微型固体阵列及微型液体蒸发(VLM)推力器等。

4.4 相关技术研究

宇航喷气公司和波音公司在 NASA 格林研究中心的领导下正在进行 0.5kW~7kW 功率调节单元(PPU)的研制;BEDD 联合喷气推进实验室(JPL)、CSU 等单位正在进行碳基离子光学系统(CBIO)的研究,使得离子推力器的寿命增加了 5 到 10 倍,比冲和推力提高了 60%。

美国还有很多大学也在进行霍尔推力器的研究。密歇根理工大学(MTU)研究了铯推进剂霍尔推力器;Busek 公司正在进行低功率(<1kW) SPT 推力器空心阴极的研制,已完成 1mA 阴极电

流下 13000h 和 0.1mA 阴极电流下 6000h 试验研究。

VACCO 工艺公司联合 DRC 和 JPL 研制了全数字一体化控制氙供应系统 (IXFS), 系统入口压强 3.5MPa ~ 10.5MPa, 推进剂流量 2mg/s ~ 24mg/s, 压强精度 2.25%, 流量精度 2%。

美国 (密西根大学、GRC) 和俄罗斯 (MAI 和 TsNIIMASH) 的多家研究机构正在开展电推进羽流特性、电推进系统 (多推力器) 羽流相互影响和电推进羽流对航天器影响的理论和试验研究。

5 国内电推进技术发展现状

国外电推进的研究和应用已经取得了重大成果, 它对未来航天技术的发展具有重大意义。特别对于长寿命、大容量商业卫星, 重量轻、功能强大的微小卫星, 以及深空探测和星际航行航天器, 没有电推进的应用, 几乎是不可能实现的。我国未来航天技术的发展对电推进的迫切需求是显而易见的, DFH-4 通信卫星与 FY-4 气象卫星的研制, 以及重力测量卫星、月球探测、深空探测和卫星星座都要求我国加快电推进的研究进程。

国内电推进的研究起步于 20 世纪 60 年代, 先后开展了过汞离子推进器和 PPT 等电推进技术的研究, 也取得了一定成果。但由于各种原因, 电推进的研究一度中断, 未获得突破性进展, 一直未能投入使用。进入 20 世纪 90 年代中期, 为适应国际电推进技术研究和应用的迅猛发展, 国内多家单位重新开始电推进的研究。兰州物理所正在研制汞 (Hg) 和氙 (Xe) 为工质的离子推进器, 已经完成 9cm 氙离子发动机的原理样机研制, 目前正在与乌克兰南方设计局合作, 进行 8cm ~ 20cm 离子推进器、系统集成和工程化研制; 上海动力机械研究所研究 Resistojet 和 SPT, 目前正在与俄罗斯合作进行关键技术研究 and 原理样机研制; 西北工业大学航天工程学院开展 MPT 研究; 中科院空间科学与应用研究中心研究 Arcjet 和 PPT; 北京航空航天大学、北京航天控制研究所及清华大学正在进行 Arcjet 的研究; 哈尔滨工业大学与俄罗斯合作开展 SPT 的研究; 陕西动力机械设计所和清华大学等也正在从事基于 MEMS 的微

推进系统研究。另外, 还有多家单位进行了电推进的立项论证, 将开展电推进的研究。

目前国内电推进研究仍处于前期阶段, 从有限的报道来看, 研究的重点是推力器的基础研究和关键技术研究, 以及总体设计研究和空间应用可行性论证研究。

6 结束语

随着航天技术的发展和人类航天任务的不断增加, 航天器要求推进系统质量更轻、体积更小和效率更高, 因此比冲高、寿命长、结构紧凑、体积小和污染轻的电推进将受到航天界的注意和青睐。美国、俄罗斯、欧空局和日本在电推进的研究和应用方面获得了巨大成功, 不同类型和不同特点的电推进在空间航天器上得到了广泛应用。在需求牵引和其它技术发展的支持下, 各国都制订了庞大的电推进研究应用计划, 一方面提高现有电推进系统的性能和可靠性; 另一方面加紧新型电推进技术的研究, 电推进在未来航天任务中的应用前景将更为广阔。

针对我国电推进技术的发展现状, 应充分利用国际电推进技术迅速发展的大好时机, 一方面重点发展基础较好的离子推进技术和 SPT 技术, 加快系统集成和飞行试验研究步伐, 争取早日实现空间应用; 另一方面大力开展国际间技术交流与合作, 广泛开展基础理论、试验和新型电推进技术研究, 为未来电推进技术的发展和空间应用奠定基础, 提高中国航天的技术水平与国际市场的竞争力。

参考文献:

- [1] John W Dunning, et al. An overview of electric propulsion at NASA [R]. AIAA 2004-3328.
- [2] S O Tverdokhlebov, A V Semenkin, G A Popov, et al. Overview of electric propulsion activity in Russian [R]. AIAA 2004-4330.
- [3] G Saccoccia. Electric propulsion in ESA [R]. AIAA 2004-3329.
- [4] Roger M Myers. Overview of major US industrial

- electric propulsion program [R]. AIAA 2004-3331. Aerospace America, 2004, (12).
- [5] David T Jacobson, David H Manzella. NASA's hall thruster program [R]. AIAA 2004-3600. [8] Lyon B King. Review of the EP of US academic [R]. AIAA 2004-3332.
- [6] John Blandino. Electric propulsion [J]. Aerospace America, 2003, (12). [9] Hitoshi Kuninaka. Activities on electric propulsion in Japan space flight from basic research [R]. AIAA 2002-3563.
- [7] Randy Baggett, John Dankanich. Electric propulsion [J].

(编辑: 马 杰)



“维加”火箭向 2007 年的首次发射迈进

欧洲新火箭“维加”(Vega)距离首次发射还有不足三年时间,项目的初始阶段已经结束,目前从图纸阶段迈向建造、试验系统和发动机的火箭建造阶段。

与 53 米高的“阿里安”5 ECA 火箭相比,“维加”火箭相对较小,只有 30 米,它可以把重 300~2000 千克的有效载荷送至极轨道和低地球轨道,这些载荷用于执行科学和地球观测任务。这使得“维加”火箭会在发射小卫星的全球市场中发挥重要作用。将要运营“维加”火箭的阿里安航天公司已证实,该火箭至少有三四个潜在客户。

“维加”火箭的优势之一是它的灵活性,“维加”火箭计划会使用已为“阿里安”计划开发的一些技术,这会导致初始成本的大幅下降。而低廉的成本,将使它博得小型业务机构、研究院和欧洲大学的青睐。“维加”火箭将首次赋予欧洲以较低成本发射卫星入轨的可能性。同时为“维加”开发的新部件也可以用于下一代“阿里安”5 运载火箭。一个实例就是 P80 第一级发动机,这是使用低成本技术的专为“维加”开发的发动机,它也可以用作“阿里安”5 的助推器发动机。

“维加”火箭的首次资格验证发射定于 2007 年末进行。“维加”火箭 Zefiro 固体火箭发动机的首次点火试验将于今年在意大利的撒丁岛进行,火箭发射场的筹备工作正在库鲁按计划进行。

总计有七个欧空局成员国参与了“维加”计划。意大利提供了 65% 的资金,法国提供了约 15%,其余部分由比利时、西班牙、瑞典、瑞士和荷兰共同承担。