

国外空间推进技术现状和发展趋势

杭观荣, 洪 鑫, 康小录
(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 空间推进技术通常可分为常规化学推进、电推进、微推进和新型推进 4 大类。常规化学推进是目前航天器的主要推进方式, 性能继续提升。电推进已成功证明其优势和可靠性, 在各种卫星和深空探测器上大量应用, 且朝更宽泛功率的方向发展。蓬勃发展的微小卫星对微小推力、小质量、低功耗的微推进提出了迫切需求。无毒化学推进、太阳帆推进、核推进等新型推进技术正在加紧研制或进行空间飞行试验。首先综述国外卫星和深空探测器等航天器的各类空间推进技术应用和研究现状, 然后分析其发展趋势, 最后提出对我国空间推进技术的发展建议。

关键词: 空间推进技术; 卫星; 深空探测器; 发展趋势

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0007-09

Current status and development trend of space propulsion technologies abroad

HANG Guan-rong, HONG Xin, KANG Xiao-lu

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: Space propulsion technologies usually can be divided into four types: conventional chemical propulsion, electric propulsion, micro propulsion and novel propulsion. The conventional chemical propulsion is the mostly-used propulsion technology, whose performance is being improved continuously. The electric propulsion is widely used in various satellite and deep space probes, whose advantages and reliability have been proved, and whose power range is being expanded. Vigorous development of micro satellites calls for active demands of micro propulsion featured by micro thrust, low weight and low power. The novel propulsion technologies, such as green chemical propulsion, solar propulsion, nuclear propulsion, are fast-developed or flight-testing in space. The application and research status of space propulsion technology used in foreign satellites and deep space probes are reviewed, and the development trends are analyzed. Several suggestions are given on the development of domestic space propulsion technologies.

Keywords: space propulsion technology; satellite; deep space probe; development trend

收稿日期: 2013-01-25; 修回日期: 2013-03-21

作者简介: 杭观荣 (1981—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为卫星推进技术

0 引言

自1957年前苏联Sputnik 1号卫星进入太空,开启太空时代以来,来自军事、商业和科学研究等的空间任务需求,对航天器的机动能力、有效载荷能力、任务覆盖能力和寿命提出了越来越高的要求,以增强军事能力、提高商业效益和深化科学研究。装备高性能的推进系统是航天器满足上述发展要求的有效手段。前苏联、美国在航天发展的初期,就在航天器上装备和试验推进系统,几十年来持续不断地发展、改进空间推进技术,力保航天优势,作为政治、军事、经济的坚实后盾。欧洲、日本、印度等航天国家也十分重视空间推进技术的发展。

按空间推进技术工作原理和应用目标,可将其分为常规化学推进技术、电推进技术、微推进技术和新型推进技术4大类。常规化学推进是目前航天器的主要推进方式,性能稳步提升,代表性技术有单组元推进、双组元推进等。电推进已成功证明其优势和可靠性,在各种卫星和深空探测器上大量应用,市场份额不断加大且朝更大功率的方向发展,代表性技术有霍尔电推进、离子电推进、电弧推进等。近年来蓬勃发展的微小卫星对微小推力、小质量、低功耗的微推进提出了迫切需求。无毒推进、太阳帆推进、核推进等新型推进方式在加紧研制或进行空间试验。

本文首先综述国外卫星和深空探测器等航天器的各类空间推进技术应用和研究现状,然后分析其发展趋势,最后提出对我国空间推进技术的发展建议。

1 国外空间推进技术发展现状

1.1 常规化学推进技术现状

目前大部分卫星和深空探测器采用常规化学推进技术,主要包括冷气推进、单组元肼推进、统一双组元推进、双模式推进等。

1.1.1 冷气推进

冷气推进简单可靠,在卫星发展初期曾大量

应用,但由于比冲较低,较为适合于小型卫星推进任务,以及较大型卫星的小速度增量任务。近年来由于电推进系统在GEO卫星和深空探测器上应用增多,直接采用电推进系统氙气作为推进剂的氙冷气推力器应用增多,如俄罗斯MSS-2500-GSO平台在装备8台霍尔推力器的基础上,装备氙冷气推力器以备突发情况之用,欧洲预计2014年发射的Small GEO平台卫星采用氙冷气推进执行15年寿命期间的阻尼调节和动量卸载等任务^[1]。

冷气推进易于实现mN级的微推力,从而进入微推进技术领域,该技术将在下文详细论述。

1.1.2 单组元肼推进

自从1968年发射的Intelsat III卫星首次采用单组元肼(N_2H_4)推进系统以来,国外单组元肼推进技术已十分成熟,姿态控制用单元肼推力器比冲已达230 s(美国AMPAC-ISP公司0.89 N推力的MONARC-1推力器),而轨控、深空探测器着陆器下降任务等用的大推力单元推力器比冲已达到239 s(美国Aerojet公司的400 N推力的MR-104A/C推力器)。

1.1.3 统一双组元推进

统一双组元推进的轨控发动机和姿控发动机使用同一套推进剂管理装置,推进剂为四氧化二氮(N_2O_4)和一甲基肼(MMH),具有姿控推力器稳态比冲高,贮箱便于并联排布等优势,但需解决氧化剂长期相容性等问题。统一双组元推进非常适用于大型航天器,美、俄和欧洲等大多数GEO平台均采用统一双组元推进。

目前,统一双组元推进的轨控发动机比冲可达325 s(如欧洲Astrium公司的500 N发动机,美国AMPAC-ISP公司的458N的LEROS 1C发动机等),姿控推力器稳态比冲可达300 s以上(AMPAC-ISP公司的22N推力器)。

1.1.4 双模式推进

双模式推进的轨控发动机使用 N_2O_4 和 N_2H_4 双组元推进剂,而姿控推力器采用简单可靠的单组元推力器,具有轨控推力器比冲比统一双组元轨控推力器比冲高约3~5 s,氧化剂可耗尽,姿控推力器简单、最小脉冲冲量小、羽流污染小等

优点, 但姿控推力器比冲较双组元姿控推力器低, 在执行具有大的非轨控速度增量任务时需要更多推进剂。此外, 双模式推进由于采用了肼推进剂, 可较为方便地集成电阻或电弧推进系统。

双模式推进较为适合中小型航天器, 现役典型 GEO 平台中, 只有美国洛克希德·马丁公司的 A2100 平台和轨道科学公司的中小型 Star-2 平台等采用这种推进方式。

目前, 采用 N_2O_4 和 N_2H_4 推进剂的轨控发动机比冲可达 329 s (日本 IHI 公司的 450 N 的 BT-4 发动机), 小推力的 22 N 推力器比冲可达 308 s 以上 (AMPAC-ISP 的 22 N 推力器)。

1.1.5 常规化学推进研究热点

国外在努力提升常规化学推进的性能, 并简化系统, 主要研究热点如下:

1) 针对单组元肼推进系统, 如研制更长寿命的催化剂以提高冷启动次数, 利用泵压式系统提高推力和比冲, 并在不降低性能的前提下降低肼推进剂的冰点等^[2]。

2) 针对轨道转移任务, 研制更高比冲和更大推力的发动机。美国在空间推进技术 (In-Space Propulsion Technology, ISPT) 项目支持下, 从 2006 年开始由 Aerojet 公司研制先进材料双组元发动机 (Advanced Material Bi-propellant Rocket engine, AMBR), 目标是采用 N_2O_4 和 N_2H_4 推进剂时, 发动机达到推力 200 lbf (889 N), 比冲 335 s。2009 年的样机 (图 1) 试车达到推力 140 lbf (598 N), 比冲 333 s^[3]。

3) 针对深空探测着陆任务, 研制宽调节能力的大推力发动机。

4) 开发更好的混合比调节和推进剂剩余量测量手段。欧洲预计于 2013 年首发的 @bus 平台, 采用了超声波流量计进行推进剂流量测量以准确计算剩余量, 流量测量精度达到 $\pm 0.05\%$ FS^[4]。

5) 降低系统干质量。美国在 ISPT 项目支持下, 从 2004 年开始研究超轻贮箱技术 (Ultra-light Propellant Tank Technology, ULTT), 采用复合材料缠绕钛内壳的方式, 目标是将现有钛贮箱减重 50%, 超轻贮箱已应用在火星科学实验室的“天空起重机”着陆系统中^[5]。

6) 简化增压气路。在 2002 年和 2003 年, 荷兰应用科学研究所普林斯实验室 (PML) 针对气体增压系统, 研究固体推进剂冷气发生器 (Solid Propellant Cool Gas Generator, SPCGG) (图 2), 产生常温的增压气体, 具有可非加压的状态存储气体、储存寿命长、可靠性高等特点, 可大大简化增压气路, 并提高安全性。



图 1 热试车后的 AMBR 样机

Fig. 1 AMBR prototype after hot fire testing

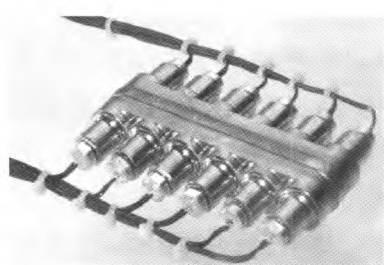


图 2 固体推进剂冷气发生器演示样机

Fig. 2 Prototype of solid propellant cold-gas generator

1.2 电推进现状技术

化学推进受限于推进剂能量, 比冲提高潜力已很小, 属于外能系统的电推进借助于电能, 比冲比化学推进高出一个数量级以上, 能大大节省推进剂, 因此在 GEO 卫星的位置保持、轨道转移, 深空探测器的主推进等任务中广泛使用。

目前应用最为广泛的电推进为霍尔电推进和离子电推进, 主要用于 GEO 卫星的在轨位置保持、轨道转移等任务和深空探测器的主推进任务。曾经大量应用的电弧推力器由于比冲较低, 国外研究和应用正在减少。据统计, 至 2012 年末, 国外进入太空的霍尔推力器已达 400 台, 均

成功运行。离子推力器在 20 世纪 60 年代至 80 年代初, 由于采用铯、汞等有腐蚀或污染的推进剂, 且未能验证典型任务所需的寿命, 一直处于空间试验阶段, 该阶段进入空间的离子推力器约为 16 台。1984 年, 休斯公司首先在离子推力器上采用氙推进剂, 成功解决了离子推力器的推进剂问题, 离子推力器正式空间应用。至 2012 年末, 国外进入空间的氙离子推力器达 176 台。

霍尔电推进具有合适的比冲和推力, 系统简单、工作电压较低、综合性能好等特点, 主导了目前电推进应用。美国 LS-1300, A2100M, 俄罗斯 MSS-2500, USP 和 US-KMO, 欧洲 Spacebus 4000, Eurostar 3000, @bus 和 Small GEO 等 9 种 GEO 平台均已采用霍尔电推进, 系统功率正从 1.5 kW 向 5 kW 发展。2010 年美国发射顶尖技术水平的军事通信卫星 AEHF-1 率先采用了 5 kW 霍尔电推进执行轨道转移和位置保持任务, 质量增益超过 908 kg。该星双组元远地点发动机未能正常工作, 霍尔电推进成功实施了这颗超过 20 亿美元卫星的拯救, 并确保预定的 14 年寿命^[5]。劳拉空间系统公司的 LS-1300 平台和欧洲新一代大型平台 @bus 也将改用 5 kW 霍尔电推进。

离子电推进具有比冲高的优势, 可节省推进剂消耗量, 但存在工艺复杂、工作电压高 (~1 000 V) 等问题。目前国际上美国的离子电推进技术已成熟, 欧洲也在科学卫星上成功进行了一次小功率离子电推进的飞行。美国波音公司的离子电推进装备 BSS-601HP (已退役) 和

BSS-702 平台, 离子推力器功率 0.42~4.3 kW。美国初期应用氙离子电推进时, 5 颗 BSS-601HP 平台卫星离子电推进系统失效^[6-7]。

欧洲、日本离子电推进均未正式在 GEO 卫星上应用, 其在 GEO 卫星上进行首次空间试验的氙离子电推进系统均出现故障: 欧洲 2001 年发射的 Artemis 卫星由于运载故障未能进入预定轨道, 采用离子电推进使卫星入轨后, 4 台离子推力器仅剩 1 台可以工作^[8]; 日本 2006 年发射的 ETS-8 卫星, 离子电推进系统在轨不到 3 年完全失效^[9]。至今, 欧洲、日本未在任何 GEO 卫星上再次试验离子电推进系统。

欧洲在 2009 年发射的 GOCE 重力场卫星采用了两台功率 600 W, 推力 20 mN 的 T5 离子推力器, 执行无拖曳 (Drag free) 阻力补偿任务。

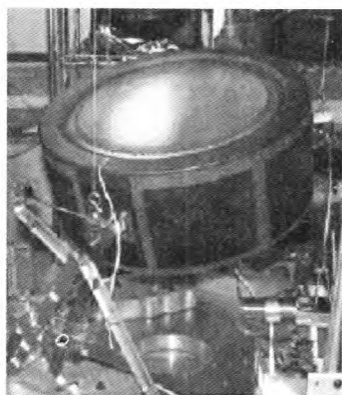
在深空探测方面, 共有 4 颗探测器采用电推进, 美国的深空一号探测器和黎明号小行星探测器采用电子轰击式离子推力器, 欧洲智慧一号月球探测器采用霍尔推力器, 日本隼鸟号探测器采用微波离子推力器。深空一号离子电推进系统工作 4.5 min 后即出现故障, 经过两周时间成功排除了故障, 最终完成探测任务。黎明号探测器正在任务执行中, 离子电推进将最终提供 11 km/s 的大速度增量。智慧一号探测器采用电推进后, 使寿命延长 1 年, 科学观测时间延长 2 倍。隼鸟号探测器于 2010 年成功实现了首次小行星样品返回地球, 但 4 台电推力器最后只有 1 台正常工作。表 1 为空间应用的典型电推力器指标。

表 1 空间应用的典型电推力器指标

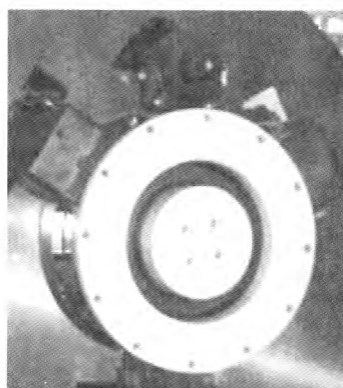
Tab. 1 Specifications of typical electric thrusters used in space

技术指标	MR-510 电弧推力器	SPT-100 霍尔推力器	PPS 1350-G 霍尔推力器	BPT-4000 霍尔推力器	XIPS 13 cm 离子推力器	XIPS 25 cm 离子推力器	NSTAR 离子推力器
功率/kW	2.0	1.35	1.5	3~4.5	0.42	2~4.3	0.52~2.32
比冲/s	>585~615	1 600	1 650	1 769~2 076	2 507	3 420~3 500	1 951~3 083
推力/mN	222~258	80	89	168~294	17.2	80~166	19~92.7
推进剂	胂	氙	氙	氙	氙	氙	氙
应用型号	A2100 平台	LS-1300 Eurostar 3000 Spacebus 4000 平台	智慧一号探 测器	A2100M 平台	BSS 601HP 平台	BSS 702 平台	深空一号、黎 明号探测器

美国在 ISPT 项目支持下, 研制针对无人深空探测的 NEXT 离子推力器和 HiVHAc 霍尔推力器 (图 3)。NEXT 离子推力器功率 0.5~6.9 kW, 最高比冲 >4 100 s, 最大推力 >236 mN, 其 EM3 样机至 2011 年已进行了 37 000 h 的长寿命试验, 消耗推进剂 632 kg。HiVHAc 霍尔推力器以地球逃逸、深空探测、取样返回任务等应用为目标, 指标为功率 0.3~3.5 kW, 比冲 1 000~2 800 s, 推进剂处理量 300 kg。



(a) NEXT 离子推力器



(b) HiVHAc 霍尔推力器

图 3 美国 ISPT 项目支持的两款电推力器

Fig. 3 Two kinds of electric thrusters sponsored by
USA ISPT Project

针对大型深空探测任务, 美、俄、欧洲等正在研制 20~240 kW 的大功率霍尔推力器, 中等比冲时的最大推力指标达 15 N。美国 2012 年《空间推进系统路线图》中已规划 50 和 100 kW 的大功率霍尔电推进于 2016~2028 年在地球轨道、火星货物运输等任务中的应用。

1.3 微推进技术现状

近年来, 由于电子设备的小型化、较低的运载要求、明显的军用价值和科学价值, 发射质量小于 500 kg 的微小卫星发射数量持续增多, 执行技术演示、对地观测、通信等任务。据不完全统计, 从 2000 年~2011 年, 微小卫星 (含探测器) 发射数量超过 337 颗, 占同期航天器发射数量的 25.7%^[10]。微小卫星大都需要微牛至毫牛量级的推力, 但由于体积和重量有限, 无法直接使用大卫星的推进系统组件。以微冷气推进、微机电技术 (Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)、微推进和微电推进技术为代表的微推进技术正逐步应用于微小卫星, 提升微小卫星的机动能力和寿命, 使微小卫星代替某些大中型卫星成为可能^[11]。

微冷气推进技术已经通过飞行验证, 如欧洲 2009 年发射的 GOCE 重力梯度卫星采用了 8 台 1 mN 冷气推力器, 执行姿态跟踪、侧向非重力和力矩扰动补偿任务。传统微冷气推进采用氮气、氙气作为推进剂, 比冲约 30~60 s, 推进剂气态贮存和较低的比冲造成贮箱体积较大。针对这一问题, 国外提出液化气推进技术, 该技术推进剂液态贮存, 工作时用加热或气化装置使推进剂气化并通过推力器喷出形成推力。该技术不需要减压阀, 能有效简化系统, 降低工作压力, 减小推进系统重量。液化气推进的推进剂有丁烷、丙烷、氨等, 其中氨推力器比冲可达 90 s。英国萨利卫星技术公司发射的 SNAP-1 纳星 (图 4) 采用了丁烷推进剂的液化气推进, 卫星质量 6.5 kg, 推进系统模块质量约 450 g, 推力 50 mN, 推进剂 32.6 g, 产生约 3.5 m/s 的速度增量。

微电推进技术是在太阳能电池阵效率近年来大大提高的前提下发展起来的, 主要有微电阻加热推力器、微电弧推力器、场发射电推进 (Field Emission Electric Propulsion, FEEP)、脉冲等离子体推力器 (Pulsed Plasma Thruster, PPT)、微型霍尔电推进和微型离子电推进等技术。目前微推进技术的主要研究单位为高校。多种微推进技术已实现空间应用。英国萨利卫星技术公司于 2000 年发射的 AISAT-1 微小卫星装备了微电阻加热推力

器, 执行阻力补偿、轨道提升和轨道调整任务^[12]。美国 Busek 公司功率 200 W, 推力 13 mN 的 BHT-200 霍尔推力器应用在 TacSat-2 小卫星上执行主推进任务。脉冲冲量 $80 \mu\text{N}\cdot\text{s}$ 的 3 轴 μPPT 推力器应用在 2007 年发射的 FalconSat 3 小卫星上执行精确姿态控制任务 (图 5)。

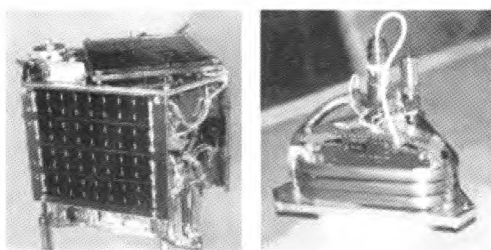


图 4 SNAP-1 纳星及其推进系统模块

Fig. 4 SNAP-1 nano-satellite and its propulsion module

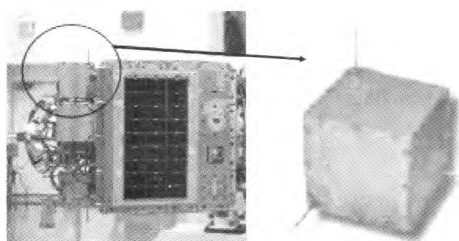


图 5 FalconSat 3 卫星及其 μPPT 推力器

Fig. 5 FalconSat 3 satellite and its μPPT thrusters

1.4 新型推进技术现状

新型推进技术包括无毒化学推进、太阳帆推进、核推进、太阳热推进、激光推进等等。这里仅对已实现空间验证的前三类新型推进方式进行论述。

1.4.1 无毒化学推进

由于常规化学推进采用的肼、四氧化二氮、一甲基肼等推进剂具有毒性、致癌性, 危害人员健康和环境安全, 且推进剂贮存和处理造成很大的额外支出, 国外正研制可以取代常规化学推进的无毒推进剂和相应的推进系统, 并已经开始空间演示验证。

过氧化氢 (H_2O_2) 是应用历史最长的无毒推进剂。德国自二战时在 V1 火箭上应用过 H_2O_2 推进剂助推器, 美国早期卫星如 Intelsat I, II 和 ATS-1 等卫星也采用 H_2O_2 单组元推力器, 俄罗

斯的“联盟号”载人飞船, “进步号”、“进步 M 号”货运飞船目前仍在采用 H_2O_2 单组元推力器。但由于常规化学推进剂性能好, 使用方便等优点, H_2O_2 等无毒推进研究逐渐停滞。

美、欧等从 20 世纪 90 年代中期开始重视无毒推进, 研究的单组元和双组元无毒推进剂种类超过 100 种。虽然目前无毒推进由于尚未让业界看到足够可信和满意的结果, 未形成规模应用, 但无毒推进前景明确。欧洲通过 2003 年结束的“推进 2000” (Propulsion 2000) 项目^[13]和 2011 年结束的 7 国 12 个组织参与的“绿色先进空间推进” (Green Advanced Space Propulsion, GRASP) 项目^[14], 对绿色推进技术进行了梳理。GRASP 项目从毒性、性能、可贮存性和发展现状 4 方面, 在目前无毒推进剂中优选了几种最有应用前景的候选绿色推进剂, 进行相应试验, 并基于市场需求, 决定重点发展 1 N 和 200 N 的以 H_2O_2 为氧化剂的双组元推进系统, 20 N 的 H_2O_2 基和二硝酰胺铵 (AND) 基单组元推进系统, 以及 200 N 的 H_2O_2 基固液混合推进系统。

2010 年发射的瑞典 PRISMA 双星中的 Mango 主星, 在国际上首次采用了 ADN 基的 LMP-103S 无毒推进剂, 成功验证了“高性能绿色推进系统” (High Performance Green Propulsion System, HPGP) 的可行性^[15]。LMP-103S 推进剂比冲和密度比冲比肼高 8% 和 32%, 可替代肼。基于该单组元推进系统 1 N 的 HPGP 推力器, 瑞典正在进一步研制 0.5~220 N 的 HPGP 推力器。

新兴的航天公司由于没有更换生产、试验和加注等设备的压力, 积极投入到无毒化学推进研究中。如比例复合材料公司 (Scaled Composites) 的“太空船一号” (Spaceship One) 亚轨道载人飞船, 采用以一氧化二氮 (N_2O) 和橡胶为推进剂的混合无毒推进系统, 成功实现了亚轨道飞行, 并问鼎“安萨里 X 奖”。

1.4.2 太阳帆推进

太阳帆推进由太阳光的光压实现推进, 属于无工质推进方式。从 1993 年开始, 俄、美、日等进行了 8 次太阳帆空间试验, 只有日本 2010 年 5 月 20 日发射的金星探测器伊卡洛斯

(Ikaros) (质量 315 kg) 获得了圆满成功, 在 2010 年 12 月 8 日飞越金星^[16]。由于纯太阳帆推进难以应用于天体交会和环绕飞行等任务, 目前美、日等正在研究太阳帆和电推进的联合推进方式, 太阳帆在提供推力的同时, 向电推进系统提供电能, 由电推进系统产生较大的推力。

1.4.3 核推进

核推进是人类有希望掌握的最高能量密度的推进技术, 可以不依靠太阳能, 实现远距离深空探测, 比较有应用前景的是核热推进和核电推进系统。核热推进在较大推力的同时可实现 900 s 的比冲, 但对于速度增量较大的深空探测任务而言, 比冲较低不利于探测器的大型化。核电推进系统是将核反应产生的能量转化为电能, 并供应给电推进系统, 然后由电推进系统产生推力。目前可利用的核反应类型为核裂变和放射性同位素衰变。虽然美、俄、欧洲等提出了多种核推进方案, 但迄今只有俄罗斯成功进行了核推进空间试验, 1987 年发射的“宇宙-1818”和“宇宙-1867”侦察卫星, 采用了基于“TOPAZ-1”核反应堆的霍尔电推进试验系统, 验证了核电推进系统的可行性^[17]。

2 国外空间推进技术发展趋势分析

按照不同任务航天器对推进的需求, 对空间推进技术的目前情况、可能发展方向以及其他合适技术进行了梳理, 详见表 2。表中 LEO、MEO 和 HEO 分别表示低、中、高地球轨道。

进入 21 世纪, 美、欧等均对空间推进技术进行了梳理, 明确未来重点发展方向。

NASA 就 2010 年完成的《空间技术路线图草案》, 委托美国国家科学研究委员会 (National Research Council, NRC) 开展路线图优先级的评价和咨询工作, 并于 2012 年新发布了《空间推进系统路线图》, 确定电推进、推进剂贮存与输送、(太阳/核) 热推进和微推进为高优先级发展方向。

欧洲继 2003 年完成的针对 2020 年推进技术规划的“推进 2000”项目后, 从 2008 年 10 月启

动了为期 3 年的大功率电推进 (High Power Electric Propulsion, HiPER) 项目, 研制大功率霍尔和离子推力器以及相应的电源, 以期将电推进用于未来空间运输和大载荷深空探测等任务, 并初步提出了地月转移、火星探测、火星无人取样返回、近地天体探测、外太阳系探测等大功率电推进任务^[18]。

综上, 总结国外空间推进技术发展趋势如下:

- 1) 继续挖掘常规化学推进的潜力, 并积极推进无毒化学推进的工程化;
- 2) 电推进应用面继续扩大, 功率范围不断扩大, 大功率电推进尤其是大功率霍尔电推进正在积极研制, 其应用也已提上日程;
- 3) 微推进应用需求正在增加, 综合性能较好的微推进方式, 如微冷气推进、微电阻加热推进、微霍尔推进等已经实现空间验证, 其他微推进技术正在进一步发展中;
- 4) 太阳帆推进、核推进等新型推进技术将继续发展和完善, 逐渐形成空间应用能力。

3 对我国空间推进技术的发展建议

我国空间推进技术较好地支撑了目前的空间任务, 天宫一号、神舟飞船、探月工程一期和 DFH-4 卫星平台等重大工程取得成功, 霍尔和离子电推进也即将进行空间试验验证。但总体而言, 我国空间推进技术与国外先进水平差距超过 10 年。为了更快更好地发展我国空间推进技术, 提出如下发展建议:

- 1) 提升常规化学推进性能, 并朝无毒化方向发展。如提升 490 N 发动机比冲, 降低 10 N 等姿控发动机的最小脉冲冲量, 提高推进剂剩余量测量精度和双元推进剂混合比调节能力, 在单组元系统中试验 HAN 等无毒推进剂等。
- 2) 发展中等功率电推进系统, 实现关键组件如电推力器的地面长寿命试验验证, 开展 GEO 卫星用典型电推进系统的空间演示验证, 评估电推进与 GEO 卫星的长期相容性, 为电推进的型号应用奠定基础。

表 2 航天器任务类型及相应的推进技术应用、发展方向汇总

Tab. 2 Spacecraft mission types and development trends of corresponding propulsion technologies

航天器任务类型	推进任务类型	推进技术		
		目前技术	可能发展方向	其他合适技术
微小卫星	姿态控制 轨道保持 轨道转移	微冷气推进 MEMS 微推进		小功率电推进
基础物理和 LEO 科学任务	姿态控制 阻力补偿控制(连续可调微推力)	冷气推进 电推进 电推进	提升性能	—
LEO 天文卫星	动量轮卸载 任务期间目标切换所需回转机动	单组元肼推进	无毒推进	电推进
HEO、MEO, 拉格朗日点地球科学任务	姿态控制 动量轮卸载	单组元肼推进	无毒推进	电推进
大型 LEO/MEO 编队通信任务	动量轮卸载 轨道保持	单组元肼推进	无毒推进	电推进
LEO 光学/化外遥感(>450 km)任务	动量轮卸载 轨道保持	单组元肼推进 统一双组元推进 双模式推进	无毒推进 提升性能	电推进
HEO、MEO, 拉各朗日点任务	动量轮卸载 从 LEO 或 GEO 开始的轨道切入	统一双组元推进 双模式推进	绿色推进剂 提升性能	电推进
GEO 卫星	轨道转移 姿态控制 位置保持	统一双组元推进 双模式推进 电推进	提升性能降低系统复杂程度	电推进
无人深空探测	动量轮卸载 行星轨道维持 导航机动	单组元肼推进 统一双组元推进 双模式推进电推进	提升性能 降低系统复杂程度	电推进/太阳帆推进 (部分任务)/电推进-太阳帆联合推进
无人深空探测取样返回任务	动量轮卸载 行星轨道维持 导航机动 下降至天体和从天体上升	统一双组元推进 电推进(空间主推进)	提升性能 降低系统复杂程度	—
大型无人深空探测任务/载人深空探测	快速星际飞行	核热推进 核电推进		—

3) 推进微小卫星推进系统的工程化研究, 探索适合微推进系统设计理念和生产管理方式。

4) 组织国内优势单位, 有针对性地开展新型推进技术的研究, 适当开展小型任务牵引, 加快关键技术突破。

参考文献:

- [1] BERGE S, EDFORS A, OLSSON T, et al. Advanced AOCS design on the first small GEO telecom satellite [C] // 60th International Astronautical Congress. Daejon, South Korea: Curran Associates, Inc., 2009: IAC-09.C1.6.10.
- [2] MEYER M. In-Space propulsion systems roadmap-technology aera 02 [EB/OL]. [2012-11-28]. <http://www.nasa.gov>.
- [3] Liou Larry C, Dankanich John W, Alexander Leslie L. NASA In-Space Advanced Chemical Propulsion Development in Recent Years, AIAA-2009-5126[C]. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, USA, 2009.
- [4] MATTHIJSEN R, VAN PUT P. "State-of-the art" gauging components for improved propellant management on 3-AXIS Stabilized Spacecraft, AIAA-2006-4714[R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] DUDNEY R S. Rescue in space [J]. AIR FORCE Magazine, 2012(1): 38-41.
- [6] Hughes/Boeing. HS-601 / BSS -601 [EB/OL]. [1995-04-07]. http://space.skyrocket.de/doc_sat/hs-601.htm
- [7] HSCI. Satmex 5 [EB/OL]. (1998-12-05) [2013-03-22]. http://space.skyrocket.de/doc_sdat/satmex-5.
- [8] KILLINGER R, KUKIES R, SURAUER M. Final report on the ARTEMIS salvage mission using electric propulsion, AIAA-2003-4546 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [9] KAJIWARA Kenichi, IKEDA Masafumi, KOHATA Hiroki. ETS-VIII Ion engine and its operation on orbit, IEPC-2009-048[R]. Ann Arbor, USA: IEPC, 2009.
- [10] DEPASQUALE Dominic, CHARANIA A C, KANAYAMA Hideki. Analysis of the earth-to-orbit launch market for nano and microsatellites, AIAA-2010-860 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [11] MUELLER J. A survey of micro-thrust propulsion options for microspacecraft and formation flying missions [EB/OL]. [2008-04-09]. <http://mstl.atl.calpoly.edu>.
- [12] BAKER Adam M, CURIEL Alex da Silva, SCHAFFNER Jake, et al. You can get there from here: advanced low cost propulsion concepts for small satellites beyond LEO [J]. Acta Astronautica, 2005 (57): 288-301.
- [13] BRUNO C, ACCETTURA A G. Advanced propulsion systems and technologies, today to 2020 [R]. Reston, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2008.
- [14] SCHARLEMANN C. Green advanced space propulsion: a project status, AIAA-2011-5630 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [15] ANFLO K, CROWE B. In-space demonstration of an ADN-based propulsion system, AIAA-2011-5832 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [16] KAWAGUCHI Junichiro. World's first solar sail, IKAROS, and hybrid solar power sail for outer solar systems [EB/OL]. [2011-04-05]. <http://www.aiaa.org>.
- [17] SEMENKIN A V, TESTOEDOV N A, YAKIMOV E N, et al. Overview of electric propulsion activity in Russia [C] // 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 267-275.
- [18] CASAREGOLA C, CESARETTI G, ANDRENUCCI M. The European HiPER programme: high power electric propulsion technology for space exploration[C] // 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany: IEPC, 2011: 209-215.
- [19] 杭观荣, 康小录. 美国 AEHF 军事通信卫星推进系统及其在首发星上的应用[J]. 火箭推进, 2011, 37(6): 1-8.
- [20] 姜文龙, 杨成虎, 林庆国. 高性能卫星用 490 N 轨控发动机研究进展[J]. 火箭推进, 2011, 37(6): 9-13.

(编辑: 王建喜)