

我国空间推进技术研究现状及发展

朱智春^{1,2}, 林庆国^{1,2}, 杭观荣^{1,2}, 姚天亮^{1,2}, 刘昌国^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112; 2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘要: 空间推进是航天器实现轨道机动和姿态控制的动力源。经过 60 多年的发展, 我国在空间推进方面逐步掌握了化学推进、电推进、在轨补加等一系列关键技术, 实现了从常规有毒向新型无毒的转变, 以及从化学能推进向更高能量密度推进的升级, 形成了型谱化空间推进产品, 并成功应用于我国运载火箭、载人航天、人造卫星、深空探测、空间防务等领域, 支撑了国家航天重大型号任务, 促进了空间科学技术的发展和运用。本文首先总结了我国空间推进取得的成绩, 然后对化学推进、电推进的发展历程、关键技术攻关进行了综合分析, 最后提出了空间推进技术的发展趋势。

关键词: 火箭发动机; 空间推进; 化学推进; 电推进; 核推进

中图分类号: V43 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.03.020

Research Status and Development of Space Propulsion Technology in China

ZHU Zhichun^{1,2}, LIN Qingguo^{1,2}, HANG Guanrong^{1,2}, YAO Tianliang^{1,2}, LIU Changguo^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract: Space propulsion is the power source for spacecraft to achieve orbital maneuver and attitude control. After more than sixty years of development, China has gradually mastered a series of key technologies in space propulsion, such as chemical propulsion, electric propulsion, and on-orbit propellant resupply, and realized the propellant transformation from conventional toxic to new-type non-toxic and the update from chemical energy propulsion to higher energy density propulsion. A series of space propulsion products have been developed and successfully applied to launch vehicles, manned spaceflight, artificial satellites, deep space exploration, space defense, etc. The space propulsion technologies have supported many major national engineering projects and promoted the development and application of space science and technology. In this paper, the achievements in the space propulsion field of China are firstly summarized, then the development history of chemical propulsion and electric propulsion and the key technological breakthroughs are analyzed comprehensively, and finally, the development trend of space propulsion technology is put forward.

Key words: rocket engine; space propulsion; chemical propulsion; electric propulsion; nuclear propulsion

0 引言

空间推进技术是将化学能、电能等能源转化为推进剂喷射动能的技术, 主要应用于航天器轨道机动、位置保持、姿态控制和动量轮卸载等。

在几代航天人的接续努力下, 我国空间推进技术经过 60 多年的发展, 在载人航天、人造卫星、运载

火箭、深空探测器、防务系统等方面取得了重大进步和骄人成绩。

1) 空间推进保障载人航天工程可靠实施。1992 年开始研制的“神舟”飞船推进系统, 攻克了双组元 2 500 N 发动机不稳定燃烧抑制、金属膜片贮箱可靠重复翻转、金属膜盒贮箱可重复排放及补

收稿日期: 2021-03-20; 修回日期: 2021-04-25

作者简介: 朱智春(1966—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为空间推进系统技术。

通信作者: 林庆国(1972—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为空间发动机技术。

加、大流量减压阀高精度稳压和静压爬升抑制、液路浮动断接器和隔膜式压气机等多项关键技术,形成了我国航天器可靠性最高、结构最为复杂的空间推进系统。推进舱、轨道舱、返回舱推进系统圆满完成了“神舟一号”至“神舟十一号”的飞行试验任务,“天舟”货运飞船与“天宫二号”推进系统圆满完成了推进剂补加任务,为我国空间站长期在轨运行奠定了基础。

2) 空间推进实现人造卫星长期在轨。卫星推进系统突破了单组元发动机长寿命多次工作、490 N变轨发动机比冲性能提升、双组元推进剂剩余量测量和混合比调控、贮箱推进剂均衡排放等关键技术,高效地完成了“东方红”系列通信卫星、北斗导航卫星、风云系列气象卫星、资源和遥感系列卫星、实践系列卫星等的变轨和在轨推进任务。电推进技术在SJ-9A卫星上完成了在轨飞行验证后,在卫星南北位置保持、姿态控制和变轨中的任务份额逐年增加。

3) 空间推进确保运载火箭精确入轨。火箭辅助动力系统应用了恒压挤压式单组元推进技术,经历了从无水肼到单推三(DT-3)低冰点推进剂的适应性替换,拓宽了系统使用的环境温度,用于运载火箭二级和三级俯仰、偏航、滚动的姿态控制、贮箱推进剂沉底管理和末速修正等。

4) 空间推进助力探测器星际航行。“嫦娥一号/二号”探测器基于统一模式双组元推进系统实现了绕月飞行。“嫦娥三号/四号”探测器推进系统突破了针栓式喷注器变推力发动机、大型复合材料贮箱及结构件等关键技术,成功实施了月面软着陆。“嫦娥五号”探测器的轨道器、着陆器和上升器的77台发动机完成了探测器的轨道机动、软着陆和月面起飞等任务。“天问一号”火星探测器推进系统成功完成了地火转移、火星轨道捕获等动作,将成为我国第一颗人造火星卫星,完成“绕、落、巡”的目标。

5) 空间推进提升防务系统高效机动能力。动力系统采取组合化、模块化设计思想,突破了高压复合材料燃烧室、“零”容腔喷注器、组合化电磁气动阀、预包装金属隔膜贮箱、流道与结构一体化等关键技术,实现了推进系统的快响应、小型化、轻量化的目标,有效支撑了我国防务系统的发展。

本文回顾了我国空间推进技术的发展历程和关键技术攻关情况,重点对空间化学发动机、电推

力和空间推进系统进行了综合分析,最后对空间推进技术的发展趋势进行了展望。

1 空间化学发动机技术

1.1 单组元发动机技术

单组元发动机广泛应用于卫星、运载火箭和空间防务等总冲量需求不大的航天器,其特点是系统简单、可靠性高。单组元发动机比冲约220 s,目前形成了0.2~3 000.0 N推力的产品型谱。

1) 从短时工作到长寿命工作,增强了卫星长期在轨运行能力。运载火箭发动机的工作时间通常在几十分钟左右,而应用于卫星的单组元发动机在轨工作时间可达2~8 a。目前卫星最常用的单组元发动机推力为1 N、5 N和20 N。通过突破小流量推进剂相变抑制、毛细管高流阻喷注和高效隔热、长寿命钼基催化剂、低功耗稳定温控等关键技术,单组元发动机达到了脉冲工作40万次、稳态点火时间 8×10^4 s、重复温启动工作4 000次的的能力。

2) 从无水肼到DT-3推进剂的转变,提高了发射环境的适应能力。为适应低温火箭和高寒地区的发射环境,单组元发动机使用了由无水肼、硝酸肼和水混合而成的DT-3推进剂,其冰点从无水肼的1.4℃降低至-30℃,减轻了系统热控功耗,提高了运载火箭和空间防务系统快速发射的能力。

3) 从有毒到无毒推进剂的跨越,满足了简化操控和绿色环保的发展要求。绿色健康环保是空间推进技术重要的发展方向。硝酸羟胺(Hydroxylamine Nitrate, HAN)基和二硝酰胺铵(Ammonium Dinitramide, ADN)基推进剂是两种典型的无毒单组元推进剂,是由氧化剂(HAN或ADN)、燃料、水、溶剂和功能助剂等组成的含能离子盐混合物,其工作包含催化分解和催化燃烧两个相关过程。通过突破特种构型喷注器、模块化分区催化床、长寿命耐高温催化剂与高分解活性推进剂等关键技术,实现了HAN、ADN基推进剂在发动机内的高效稳定催化分解和燃烧。新型无毒发动机可以替换目前的肼类发动机,实现推进系统升级换代,是载人航天器、小卫星和重复使用飞行器等应用的第二代单组元发动机。经过20多年的研发,ADN和HAN基无毒推进剂1 N发动机已完成在轨飞行演示,2020年400 N推力的无毒HAN基推进剂发动机成功执行

了新一代载人飞船试验船返回舱的再入姿态调整任务^[1]。

4) 单元发动机催化床从低床载到高床载,实现了防务系统快响应轻小型化。为适应有限空间的结构布局和重量要求,催化剂床载荷从常规的 1.0~2.5 g/cm³ 提高到 4.0~6.0 g/cm³。这对催化剂的分解能力、特别是低温环境和高工况工作的能力提出了挑战。通过突破喷注器流强均匀分布、催化剂高效快速分解、阀门轻小型快响应等关键技术,床载荷得到了显著提高,缩小了结构尺寸,减少了催化剂装填量,同时提高了发动机响应性和经济性,使单组元发动机在空间防务飞行器末级得到了广泛应用。

5) 冷气推进从高压气态到低压液态,实现了推进剂高密度安全贮存。高压冷气推进可实现极快推力响应,但高压气体长期贮存可能发生泄露风险,且比冲和贮存密度不高。虽然提高压力可增压贮存密度,但是压力升高到一定程度后气体不再满足理想气体状态方程,继续增压会导致压力急剧上升而充气质量增量较小。液氨、丁烷等液化气推进技术利用液化气在真空环境下发生闪蒸的特性,通过热控加温和气化膨胀,发动机能够实现稳定的推力输出^[2]。液化气推进技术中推进剂以液态方式贮存而以气态形式喷出,增加了贮存密度,消除了高压气体的贮存风险,同时发动机比冲也由 70 s 提升至 110 s。

1.2 双组元发动机技术

双组元发动机比冲约为单组元发动机的 1.5 倍,广泛应用于总冲量大的航天器。经过 50 多年的发展,双组元发动机已经形成从 2 N 到 15 kN 的系列化产品,比冲性能和可靠性持续提升。

1) 比冲性能提高实现了产品升级换代。卫星远地点变轨对发动机性能要求非常苛刻,因为变轨发动机消耗了占卫星总质量 60% 的推进剂中 80% 的比例,且发动机没有备份,对可靠性要求也非常高。发动机比冲提高 10 s,卫星在轨寿命可以延长近 2 a。我国 1984 年研制的第一代 490 N 发动机,使用了铌钎合金和“815A”高温抗氧化涂层,比冲为 305 s。2001 年开始研制的第二代 490 N 发动机,使用了铌钨合金和“056”涂层,比冲提升至 315 s,2012 年首飞实现了我国卫星远地点发动机的升级换代。

正在研制的第三代 490 N 发动机,使用了铌/铪和铌钨材料喷管,比冲为 325 s,性能达到国际一流水平^[3]。490 N 轨控发动机如图 1 所示。在 490 N 变轨发动机突破了高效率喷注雾化、燃烧不稳定抑制、结构温度热控、高温抗氧化材料及制造工艺等关键技术基础上,后续拓展研制了 750 N、1 000 N 和 3 000 N 发动机,比冲大于 320 s,最长工作寿命超过 35 000 s,形成了空间轨控发动机系列化产品,满足了新一代大容量卫星平台等航天器的变轨需求。为进一步提高发动机性能,面向液氧/甲烷轨姿控一体化推进系统,开展了多相态多次可靠点火、跨临界流动与稳定传热燃烧、高性能变推力主发动机、宽工况高可靠长寿命姿控发动机、推进剂空间贮存管理与输送等关键技术攻关,以满足未来载人登火星、先进上面级、重复使用运载器等任务需求^[4]。5 000 N 液氧/甲烷轨控发动机如图 2 所示。



图 1 高性能 490 N 远地点发动机

Fig.1 High performance 490 N apogee engine



图 2 5 000 N 液氧/甲烷轨控发动机

Fig.2 5 000 N liquid oxygen/methane orbit controlled engine

2) 双阀座串联冗余设计实现发动机长寿命工作。姿控发动机长期在轨执行南北位保和姿态控制任务中,推进剂控制阀门多次脉冲工作的可靠性至关重要。针对传统单阀座阀门长期工作后密封性能变差的问题,10 N 双组元发动机阀门采用独立作动式双阀座双密封方案,阀腔内采用两套独立的阀芯阀座,构成两道串联的密封副,由一个共用线圈控制上、下阀芯独立开启或关闭,提高了密封的可靠性。同时,10 N 发动机采用了异型单喷嘴布局,扩大了推进剂喷注的环缝间隙,增强了抗污染能力。10 N 发动机比冲达到了 290 s,累计稳态点火 35 h,脉冲工作 225 万次,一次连续点火 13 h,是国内工作寿命最长的化学推进发动机,如图 3 所示。



图 3 双组元 10 N 姿控发动机

Fig.3 10 N bipropellant attitude controlled engine

3) 压力体系提高实现发动机小型化快响应。空间发动机燃烧室压力通常在 1.0 MPa 左右,为了减小发动机结构尺寸和重量,同时提高燃烧性能和扩大喷管面积比,发动机燃烧室压力提高到 2.0~4.0 MPa。通过突破高热流稳定燃烧、组合式喷注器均匀流量分配、燃烧室传热与冷却、耐高温抗氧化复合材料喷管、复合材料与金属焊接、轻质快响应电磁气动阀等关键技术,高室压发动机实现了小型化,响应时间缩短至 10 ms 以内,广泛应用于空间防务领域。

4) 大角度摇摆机构实现发动机推力矢量调节。传统空间发动机通过多台多方位布局,提供不同方向的推力,推力矢量发动机通过摇摆调节推力方向,减少姿控发动机数量,同时容易实现推力通过航天器质心,提高变轨效率。为减少调节喷管摆动

的力矩,降低作动电机功耗,需选择质心处作为摇摆机构的支点。发动机质心通常在燃烧室喉部附近,因此,发动机需采用再生冷却方案以降低燃烧室喉部外表面温度。对于再生冷却发动机,需通过液膜冷却流量和燃烧室特征长度的设计,控制流道内冷却剂温升,攻克小流量下再生冷却推进剂汽蚀抑制技术,确保小尺寸通道内不发生气堵现象。针对发动机摇摆功能,通过采用金属硬管、双向摇摆框架和泛塞密封的方案,突破大角度大位移下管路可靠动密封、空间环境下摇摆机构承载变形控制、摇摆框架与推进剂流道一体化结构等关键技术,实现了 5 000 N 发动机全周向 25°大角度推力矢量调节,并成功应用于“远征三号”上面级^[5]。5 000 N 推力矢量调节发动机如图 4 所示。

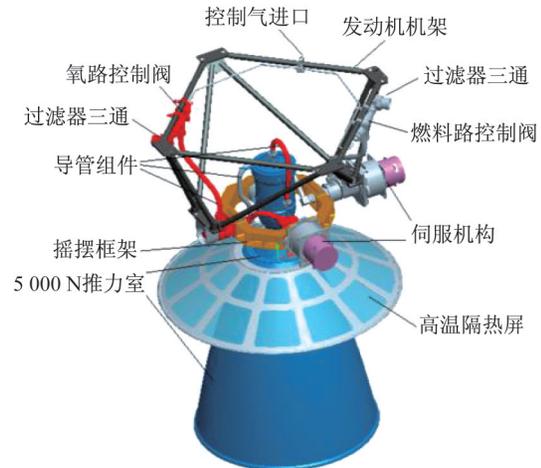


图 4 5 000 N 推力矢量调节发动机

Fig.4 5 000 N adjustable thrust vector engine

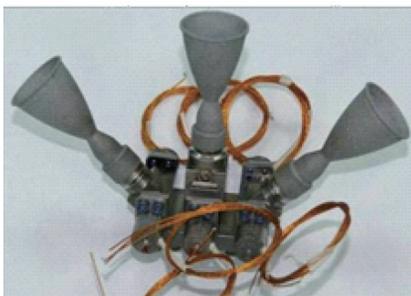
5) 大范围流量调节实现发动机变推力。变推力发动机在飞行器交会对接、轨道机动中可以实现最佳推力控制,提高航天器操纵性能和突防能力。在地外天体软着陆过程中,变推力发动机为月面/火星表面着陆下降组合体降轨和软着陆提供动力。7 500 N 双组元变推力发动机如图 5 所示,通过突破高性能大变比针栓式喷注器、大范围双组元推进剂流量精确调节、推力快速阶跃控制和高低工况下燃烧室冷却等关键技术,实现了 7 500→1 500 N 的 5:1 无级精确变推力,完成了“嫦娥三号”至“嫦娥五号”飞行器下降、悬停与缓速落月任务。3 000 N 单组元变推力发动机突破了高室压多腔体组合分解室、高床载催化分解、多孔介质径向喷注等关键技术,完成了 3 000→300 N 的 10:1 连续无级变推力调节。



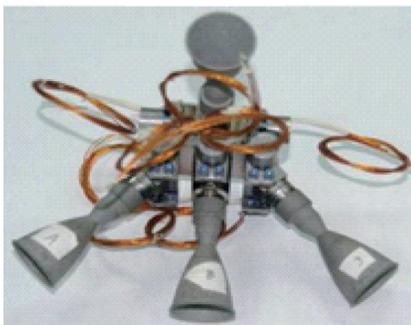
图 5 7 500 N 变推力双组元发动机

Fig.5 7 500 N variable thrust bipropellant engine

6) 组合化设计实现机组模块高度集成。空间发动机需完成俯仰、滚动、偏航、平移、反推等姿轨控任务,为简化系统总装结构,突破了双组元多流道立体布局、流道和机组结构集成融合、直流/旋流复合式喷注器、微小型插装式阀门、集成模块装测等关键技术,实现了双机、三机、四机机组高度模块化集成,如图 6 所示。多机组共用相同推进剂入口,简化了系统管路总装设计,包络空间和结构重量仅为常规机组的 30%。组合化设计还缩小了推进剂充填容腔,发动机最短脉冲和间隔时间降至 10 ms 以下,提高了空间防务系统响应速度。



(a) 三机机组



(b) 四机机组

图 6 双组元发动机机组

Fig.6 Bipropellant engine unit

2 空间电推进技术

电推进利用电能加速喷射,其比冲是化学推进的数倍甚至数十倍以上,推力小且精确可调,可大幅节省推进剂,提高姿态控制精度,是化学能推进向物理能推进转变的重要实现方式。

我国在 20 世纪 60 年代就开展了电推进技术研究,经历了起步、停滞、重启、快速发展的曲折过程。1987 年兰州空间技术物理研究所开始专注于离子推力器的研究^[6],1994 年上海空间推进研究所开始专注于霍尔推力器的研究(如图 7 所示)。两个研究所于 2005 年和 2008 年分别完成了我国首套霍尔、离子电推进系统样机研制,并于 2012 年和 2013 年成功实现我国首次霍尔、离子电推进在轨飞行^[7],验证了我国中功率电推进设计方法和测试手段的正确性,使我国电推进从预研阶段转入工程应用阶段。



(a) HET-40 霍尔推力器



(b) LIPS-200 离子推力器

图 7 首次在轨飞行验证的两款电推力器

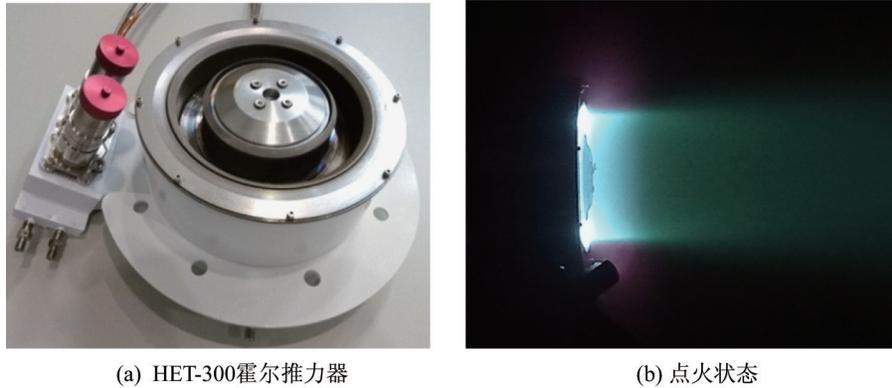
Fig.7 Two electric thrusters verified in the first in-orbit flight

2.1 从单模式到多模式工作扩大了电推进应用领域

全电推进卫星为了快速实现轨道提升需要电推进以大推力模式工作,在位置保持时需要电推进以高比冲模式工作。深空探测器因太阳距离变化导致

太阳能电池阵功率变化,要求电推进功率在较大范围内可调节。上述需求要求电推力器实现从单模式到多模式工作的转变。通过攻克宽范围调节磁路设计、高电压放电区调控、大变比流量调节、大电流空心阴极、高效热设计等关键技术,研制了 5 kW 级多模式霍尔推力器和离子推力器^[8-9],如图 8 和图 9 所示。霍尔推力器典型指标:大功率大推力模式功

率 5 kW,推力 330 mN,比冲 1 850 s,小功率高比冲模式功率 2.2 kW,推力 90 mN,比冲 3 000 s。离子推力器典型指标:大功率大推力模式功率 5.0 kW,推力 200 mN,比冲 3 500 s,小功率高比冲模式功率 3.0 kW,推力 100 mN,比冲 4 000 s。2018 年,两款电推力器参加了全电推进的工程星真空联合点火试验。

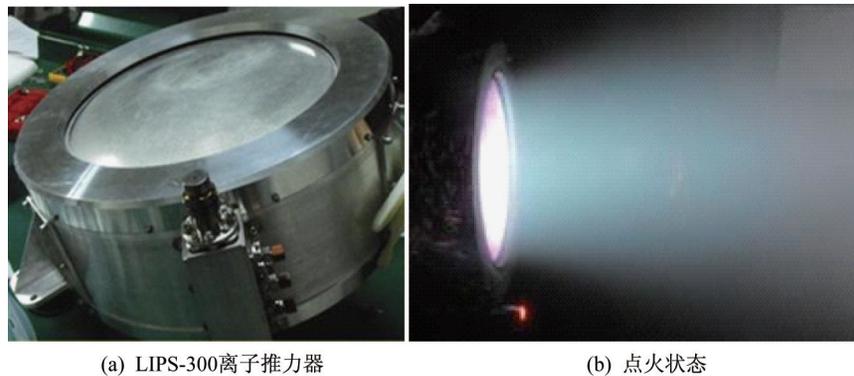


(a) HET-300霍尔推力器

(b) 点火状态

图 8 HET-300 多模式霍尔推力器及其点火状态

Fig.8 HET-300 multi-mode Hall thruster and its ignition status



(a) LIPS-300离子推力器

(b) 点火状态

图 9 LIPS-300 多模式离子推力器及其点火状态

Fig.9 LIPS-300 multi-mode ion thruster and its ignition state

2.2 从被动抗削蚀到主动磁屏蔽防护大幅延长了推力器寿命

电推力器由于推力小,在执行变轨和位置保持任务时需要长时间工作,寿命一般要求几千至数万小时。在空心阴极成功验证 28 115 h、16 000 次开关长寿命能力后,放电室削蚀成为了制约霍尔推力器寿命的主要因素。通过放电室出口磁场构型、近壁电势分布、等离子体束流约束等关键技术攻关,上海空间推进研究所在国际上第二个掌握并应用了磁屏蔽技术,使放电室削蚀速率降低几个数量

级,大幅延长了推力器工作寿命。该技术已推广应用到 200 W~50 kW 功率的系列化霍尔推力器上^[10],目前大功率磁屏蔽电推力器预估寿命可达 3×10^4 h 以上。

2.3 从电离区与加速区的耦合到解耦获得了超高比冲途径

针对传统磁层霍尔推力器加速区与电离区强耦合难以实现 1 500 V 以上高电压加载和 4 000 s 以上比冲的问题,开展了电离区和加速区解耦的双级

加速阳极层霍尔推力器技术研究,通过电离区加速区解耦双级加速、亚特斯拉级强磁场、高密度阳极能量沉积和防护等关键技术攻关,实现了双级加速原理验证,理论比冲可达 6 000 s 以上。

2.4 从试验验证到仿真分析实现了推力器经济快速寿命评估

电推力器微小推力导致其寿命需要高达数万小时,试验验证的设备要求、成本和周期代价都很大。通过攻克清洁环境高真空长期维持、高稳定度推进剂和电能供应、低漂移毫牛级推力测量等关键技术,完成了多次电推进长寿命试验。霍尔推力器完成了 80 mN 的 9 240 h 寿命试验,总冲达到 2.66 MN·s。离子推力器完成了 40 mN 的 14 649 h 寿命试验,总冲达到 2.11 MN·s。

为节省试验成本、缩短评估周期,开展了基于短时削蚀试验的寿命预估技术研究,通过不同试验时间的放电室壁面和栅极削蚀速率等的的数据测量,以及仿真建模外推分析,初步实现了推力器寿命的快速评估,为形成电推力器经济快速的寿命评估方法积累了经验和数据。

2.5 从小功率到大功率实现了电推进推力量级跃升

除了中功率霍尔和离子电推进,国内脉冲等离子体推进、微阴极电弧推进、电喷推进等微小功率电推进近年来也已实现空间飞行验证。针对载人深空探测、星际货运、拖船等大型航天器的主推进需求,国内开展了大功率的霍尔电推进、离子电推进和磁等离子体电推进等技术研究,最大推力从毫牛量级提升至牛顿量级,奠定了核电推进的基础。

霍尔电推进方面,研制了 10、20 和 50 kW 功率量级的大功率推力器,其中,20 kW 推力器的推力达到 1.16 N,首次使国内静电式电推力器的推力从毫牛量级跃升至牛顿量级,50 kW 推力器推力达到 2.50 N。离子电推进方面,研制了 10 kW 功率推力器,推力达到 336.00 mN。磁等离子体电推进方面,研制了百千瓦级附加磁场磁等离子体动力推力器(Applied Field MagnetoPlasmaDynamic thruster, AF-MPD),功率 86 kW 时,推力 2.10 N^[11]。

针对大型航天器采用氙气总量多、成本高的问题,开展氦、碘等新型推进剂研究,使推进剂成本降低 80% 以上。20 kW 级霍尔推力器采用氦气推进剂实测最大推力 1.10 N,最高比冲 4 006 s。霍尔推力器不同推进剂点火如图 10 所示。

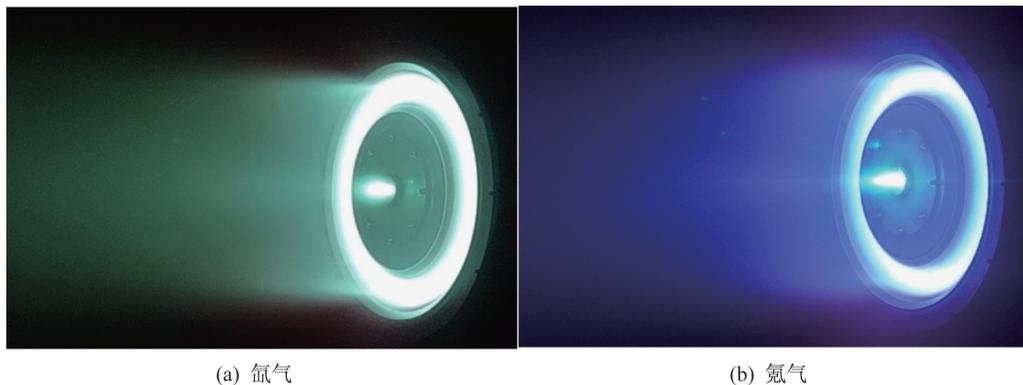


图 10 霍尔推力器不同推进剂点火

Fig.10 Hall thruster ignited by different propellants

3 空间推进系统技术

3.1 多样化推进剂增压方式满足不同系统需求

空间推进系统中通过高压气体挤压贮箱内的推进剂实现推进剂增压和输送,主要有落压和恒压两种方式。结构简单的落压式系统突破了变推力轨道和姿态控制、大落压发动机稳定催化分解等关

键技术,实现了从 2.2~0.4 MPa 落压范围的可靠工作,应用于风云气象卫星、微小卫星等单组元推进系统。较复杂的恒压式系统中配置了高压气瓶和减压阀,挤压气体和推进剂分别贮存,双组元推进剂按照额定流量供应确保发动机在额定混合比和压力下稳定燃烧,从而输出恒定推力和精确冲量,易于航天器实现轨道和姿态控制。恒压方式广泛

应用于“神舟”飞船、“嫦娥工程”探测器、“天问一号”、上面级和空间防务等双组元推进系统,以及运载火箭辅助动力和返回舱等单组元推进系统。

为提高推进系统可靠性,长寿命卫星采用了恒压/落压相结合的增压方式。在卫星变轨机动时,采用恒压式增压,轨控发动机输出恒定的推力,卫星轨道定位后,通过切断气瓶内高压气源,姿控发动机以落压方式完成卫星后期的位置和姿态控制任务。这种柔性的增压方式避免了卫星长期在轨时减压阀出口压力爬升造成贮箱压力过高的问题。该增压方式应用于“东方红三号”“东方红四号”等卫星平台。

电动增压是介于气体挤压与燃气涡轮增压之间的新型增压方式。对于大冲量的空间任务,电动增压方法可显著降低贮箱压力,极大减轻贮箱重量,同时可提高发动机入口压力,减小发动机尺寸和重量,提升发动机性能。此外,通过调整电机转速还能实现发动机大范围推力调节和多次重复启动工作。通过突破高效率低比转速离心泵、高速屏蔽电机电磁涡流损耗抑制、电动泵多次启停与大范围变工况控制、长寿命自润滑高速轴承和高储能密度快速深度放电电池等关键技术攻关,研制了 7.5 kW 电动泵发动机系统,发动机入口压力由挤压式系统的 1.6 MPa 提高至 5.5 MPa。该技术可应用于先进上面级、大范围轨道转移飞行器、小型运载火箭等任务。

3.2 推进剂测量与调控实现系统高效精稳运行

“神舟”飞船推进舱、“天舟”货运飞船、“天宫”空间实验室等航天器双组元推进系统采用了四贮箱平铺布局构型,推进剂剩余量精确测量、氧化剂/燃料同步消耗、并联贮箱推进剂均衡排放是推进系统提高推进剂利用率的三项关键技术。

在推进剂剩余量测量方面,有直接测量和间接测量两种途径。直接测量技术通过在贮箱内设置位移测量系统,利用边界元分析技术获得剩余量与金属隔膜非线性变形产生位置的对应变化关系,计算得到推进剂剩余量。该技术在“神舟”飞船推进系统上得到应用,剩余量测量精度优于 2%。间接测量技术有很多种,其中,推进剂测量系统(Propellant Gauging System, PGS)剩余量测量方法精度较高。该技术采用气体注入压力激励法,根据激励气

体注入前后贮箱、气瓶的压力、温度数据,通过分析模型确定贮箱中气垫的体积,反推贮箱中推进剂的体积和质量。某卫星型号采用了 PGS 剩余量测量技术,在轨试验数据表明,推进剂剩余量测量精度由传统簿记法的 2.5%~3.5% 提升至 1.0%。

在氧/燃两种推进剂同步消耗方面,由于航天器在轨期间推进系统不具备调节推进剂供应系统流阻特性的能力,可以通过 PGS 支路补气等手段调节不同组元推进剂贮箱内增压气体的压力来改变流量,使两种组元推进剂同步消耗,实现混合比在轨调节。某卫星型号在轨推进剂混合比调节精度达到了 1.5%。

在并联贮箱推进剂均衡排放方面,采用金属膜片贮箱预排放技术及系统流阻匹配技术,“嫦娥三号”月球探测器实现了两个并联金属膜片贮箱推进剂均衡排放和 7 500 N 发动机推力的精确控制,两个贮箱排放不均衡度优于 2%、推力控制精度优于 2%^[12]。

3.3 推进剂在轨补加技术延长航天器服役寿命

推进剂消耗殆尽是航天器寿命终结的主要原因,因此实施推进剂在轨补加是延长航天器服役寿命的有效措施。历经 14 a 技术攻关,空间补加完成了“全油填充和自适应补油”隔膜式压气机、电动式推进剂液路浮动断接器等两个重要产品研制。隔膜式压气机解决了空间微重力环境下油气混合、液压油自动补偿等难题,攻克了多级泛塞密封、机体轻小型化结构、高效循环液冷、超高强度铝合金复杂结构制造等关键技术,工作寿命达到 1 000 h 以上,启动次数大于 100 次,并将挤压气体从 2 MPa 增压至 23 MPa。液路浮动断接器突破了推进剂管路自适应浮动对接、插合与分离柔性闭环控制等关键技术,实现了横向位移偏差 2.5 mm 和全锥角偏差补偿 2° 的浮动补偿能力,整体性能指标优于美俄同类产品。2017 年“天宫二号”和“天舟一号”成功完成了高压气体的回收利用和三次在轨补加任务,使我国成为第二个独立掌握该技术的国家,为空间站建设奠定了坚实基础。

3.4 预包装技术拓展了化学推进的应用领域

防务领域飞行器要求推进系统在高压气体和推进剂充填状态下具备预包装长期贮存的能力。

为适应更长时间的地面贮存,避免高压气体增压方案长期贮存泄露的问题,研发了液体和固体推进剂燃气增压技术。通过突破低燃温推进剂配方、差动贮箱增压及高温密封、燃速可控固体药柱、耐高温控制阀及隔膜贮箱等关键技术,实现了工质常温常压贮存、使用时分解产生高温燃气的增压方案,并得到了工程应用。

通过采用与推进剂长期相容的金属隔膜贮箱,实现了推进剂预包装。为进一步提高空间利用率和推进剂装填效率以及最大限度减小贮箱的结构质量,研发了双膜共底金属波纹膜片贮箱,如图 11 所示。氧化剂和燃料分别装填在贮箱两个半球液腔内,依靠两个波纹膜片实现氧化剂和燃料的有效隔离。通过突破金属膜片的型面设计和制造装配工艺技术,解决了金属膜片结构周向失稳问题,确保了贮箱工作时全过程压差的稳定性和翻转的可靠性。双膜共底波纹膜片贮箱作为一种全新结构的双组元推进剂预包装贮箱,具有空间占比小、质量小、质心偏移量小及热控功耗小等优点,与采用两个球形贮箱的常规技术方案相比,结构的质量减小约 25%,空间占比减小约 40%。该技术成功应用于星箭一体化动力系统中。

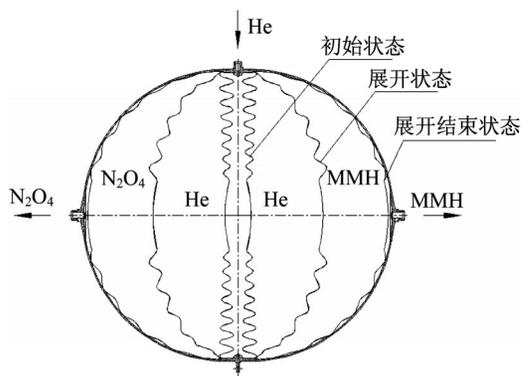


图 11 双膜共底金属膜片贮箱工作过程示意图

Fig.11 Operation diagram of the double-membrane common bottom metal diaphragm tank

3.5 电推进丰富拓展了空间推进的能力

电推进因其高比冲、小推力、大总冲、宽调节等特点,丰富拓展了空间推进的能力。高比冲长寿命电推进技术使高承载比全电推进卫星和大速度增量轨道转移飞行器等航天器推进剂携带量大幅减少,与采用化学推进相比,可以实现一箭双星发

射^[13]。微小推力电推进技术可以实现低轨/超低轨航天器的大气阻力补偿和重力梯度卫星的无拖曳控制。我国初步形成了覆盖大中小功率的电推力器型谱,百瓦至 5 kW 级的小功率电推进逐渐实现型号应用,其中,霍尔推力器形成了功率 0.1~50.0 kW、推力 5 mN~3 N 的产品型谱,离子推力器形成了功率 0.05~10.00 kW、推力 1~330 mN 的产品型谱。

针对单台电推力器较难实现大推力的问题,开展了以小推力电推力器簇组成大推力电推进系统及推力器簇故障重组等技术研究。4 台 500 mN 霍尔推力器组成的推力器簇在 42 kW 时的点火状态如图 12 所示,推力大于 2 N。



图 12 4 台 500 mN 霍尔推力器组成的推力器簇点火状态

Fig.12 Ignition state of the thruster cluster composed of four 500 mN Hall thrusters

电推进易于模块化、便于在轨更换的特点,有利于实现航天器的在轨维护。通过电推进系统模块化在轨更换技术研究,首次实现了空间站霍尔推力器、气瓶模块的在轨机械手更换设计,同时提出了电推进系统单机级模块化在轨更换思路,为航天器长期运行提供了支撑。

3.6 多模式混合使得各类推进互为补充

空间多模式推进系统主要包括化学双模式推进和化电混合推进,可以兼顾轨控发动机大推力高性能、姿控发动机长寿命小冲量和电推进高比冲高精度的优点。

目前应用较多的统一模式推进系统中姿轨控发动机均采用一甲基肼 MMH、四氧化二氮 N_2O_4 推进剂,存在小推力姿控发动机喷注孔尺寸过小、加工工艺难度大、容易堵塞、且双元发动机难以提供足够小的脉冲冲量的问题。统一推进系统通常燃

料和氧化剂不会同时耗尽,还存在某种推进剂过量造成剩余浪费的现象^[14]。

双模式推进系统中轨控发动机采用无水肼 N_2H_4 、 N_2O_4 推进剂,姿控发动机采用无水肼单组元推进剂。 N_2H_4 作双组元主发动机的燃料,发动机比冲性能较 N_2H_4/N_2O_4 双组元推进剂发动机高出5 s左右,同时又作为单组元姿控发动机的推进剂,可以产生亚牛级的推力,实现航天器精确姿态控制。双模式推进系统把单组元姿控发动机高可靠、小推力的优点和双组元轨控发动机高比冲的优点有机地结合起来,能够实现推进剂高效率利用,使系统具有更高的综合性能。

化电混合推进系统既有大推力液体发动机又有小推力高比冲的电推力器,在航天器快速大机动变轨时采用化学推进系统,在航天器长时间大范围变轨和姿态控制时采用电推进系统,非常适合于推进任务模式较为固定的GEO卫星和任务柔性较大的深空探测器。

4 发展趋势

未来的载人登月、载人登火和星际探测等空间任务具有探测距离更远、在轨周期更长、任务规模更大、工程更加复杂、任务执行更快等特征,需要实现快速经济天地往返、大范围轨道转移、地外星体着陆驻留起飞、长距离长周期深空飞行、在轨服务与维护等,这些对空间推进技术提出了更加高效、环保和自主智能的发展要求。

4.1 高性能长寿命是空间推进的不懈追求

高性能高可靠发动机是航天动力持续不断的研发目标,直接关系到航天器的综合性能。目前常规化学推进剂发动机比冲性能达到了325 s,后续通过采用电动泵增压和耐高温抗氧化材料,突破高效喷注器、稳定燃烧与传热等关键技术,可将高室压发动机比冲提高至345 s,通过采用低温氧化剂、金属化胶体推进剂,突破材料长期相容性、耐高温抗氧化材料、燃烧不稳定抑制等关键技术,空间发动机比冲提高至365 s以上,为上面级、高轨卫星和轨道机动飞行器等航天器提供快速高效的动力。

更高比冲、更大推力、更长寿命是电推进技术的发展方向。通过电离与加速解耦、磁屏蔽和碘/铯/氙工质等技术研究,实现推力器比冲从3 000 s提升

到6 000 s、寿命达到 3×10^4 h以上、高密度低压力推进剂贮存和低成本的目标。通过采用推力器簇和嵌套放电室等方案,实现推力从毫牛级向牛顿级的提高。高性能的电推进技术为全电卫星、大范围轨道转移飞行器、深空探测和星际货运等提供高效动力。

4.2 发动机无毒化是空间推进的发展趋势

目前运载火箭主发动机采用液氧/煤油和液氧/液氢推进剂实现了无毒化,研发高性能无毒推进剂空间发动机替代剧毒肼类发动机,实现新一代运载火箭“全箭无毒化”是必然趋势。

在目前无毒单组元发动机在推广应用的同时,开展第二代高性能HAN、ADN基发动机技术研究,达到255 s比冲的目标。双组元无毒发动机经历了过氧化氢/自燃煤油、气氧/煤油、空气/煤油等推进剂组合的探索,后续基于高性能、低成本、绿色洁净和可空间长期贮存的液氧/甲烷推进剂组合,开展电动增压式轨姿控一体化空间推进系统研究,支撑我国液体空间动力的升级换代,为运载火箭及上面级、轨道机动飞行器、载人火星探测等航天器提供高性能绿色动力。

4.3 在轨服务与维护是延长太空活动的有效方法

通过在轨维修、在轨重构、模块更换、燃料加注、在轨救援等措施,实现航天器轨道机动能力提升和在轨寿命延长。在“天宫二号”推进剂补加技术基础上,进一步提高推进剂补加速度,同时实现无水肼、高纯氙气或氪气、液氧/液甲烷等多类型推进剂的补加,保证航天器在轨具备充足的推进工质。此外开展发动机模块化、标准化设计,实现故障发动机的在轨更换。

大型航天器功能日趋强大,构型愈加复杂,类似多舱构成的空间站、长期在轨的航天器必将朝着智能化方向发展。通过智能规划策略、信息感知、数据处理、分析诊断、智能寻优决策、控制执行、反馈评估和学习升级,实现具备在轨健康监测、自主诊断、智能控制、自动修复和在轨重构能力的智能化空间推进系统,保障航天器高可靠长寿命空间运行。

4.4 从化学能向物理能升级是人类实现太空活动自由的必然途径

物质与能量是航天活动的基本要素。推进系

统的推力、比冲和寿命直接决定了航天任务的范围、规模和周期。现役化学发动机中性能最高的氢/氧发动机比冲为 465 s,难以满足人类空间长期自由活动的动力需求。从利用推进剂化学键释放的化学能向微观粒子(离子、光子、原子核等)相互作用释放的物理能转变是获取高密度能量的最佳途径。核动力是目前可预期实现的、革命性的空间推进系统方案,是“可改变游戏规则”的战略前沿技术和人类实现空间自由活动的必然途径^[15]。

通过核裂变或核聚变释放的热能,可以为大推力核热推进提供连续的热能输入。通过闭式布雷顿循环或磁流体实现核能的热电转换获得的百千瓦至兆瓦电能,不仅可以为大功率电推进提供能量输入,还可满足航天器上大功率有效载荷的持续电能供应和星表基地能源需求。核电推进模式下,电推力器的推力可以达到百牛级,比冲可达 10 000 s,是载人深空探测、星际航行和空间货物运输等任务的理想方案。核热推进模式下,发动机比冲可达 900 s,是化学发动机比冲的 3 倍。核动力发动机可极大增强大规模快速进入空间和执行深空探测任务的能力。

5 结束语

空间推进从产品研制上看,经历了从无到有、从有到精的过程,形成了单组元发动机、双组元发动机、电推力器等单机和推进系统的系列化型谱,成功支撑了我国载人航天、深空探测、卫星、空间防务等任务,推进技术水平不断提升,同时带动了先进材料和工艺等基础工业的发展。

空间推进从研制模式上看,经历了从仿制到自研、从跟研到创新、从单纯型号牵引到型号牵引与技术推动并举的过程。前期,空间发动机、推进系统借鉴了前苏联和欧美的成熟技术和产品,目前已经走出了一条自主创新研发的道路。电推进方面已经研制出国际一流水平的型谱化产品,提升了我国航天器的综合性能。

空间推进从技术水平上看,呈现出从跟跑到比肩、部分达到领先的状态。目前我国空间轨姿控发

动机系统性能、工作寿命和可靠性等方面达到了国际一流水平,无毒单组元发动机在国际上率先成功应用,推进剂实现了在轨补加,同时高比冲长寿命电推进和大功率核电推进等技术也在积极探索,研究成果将有力提升我国航天器空间活动能力。

参考文献

- [1] 姚天亮,郭曼丽,戴佳,等.新型弹簧床结构的 HAN 基发动机技术[J].宇航学报,2019,40(4):444-451.
- [2] 魏青,李永策.神舟七号飞船伴星液氨闪蒸射流推进技术[J].载人航天,2012,18(1):86-91.
- [3] 刘森,刘昌国,杨成虎,等.星用第三代铯/铷材料 490 N 发动机研究进展[J].上海航天,2019,36(6):69-75.
- [4] 潘一力,周海清,程诚.300 N 液氨/液甲烷发动机方案与试验研究[J].火箭推进,2018,44(6):7-13.
- [5] 陈明亮,刘昌国,徐辉,等.远征三号上面级轨控发动机研制及在轨验证[J].火箭推进,2020,46(3):11-18.
- [6] 张天平,龙建飞,孙明明.兰州空间技术物理研究所的离子电推进技术发展和应用[C]//第九届中国电推进技术学术研讨会.2013:47-56.
- [7] 王小永,张天平,江豪成.40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统工作性能在轨测试与分析[J].火箭推进,2015,41(1):76-81.
- [8] 康小录,杭观荣,朱智春.霍尔电推进技术的发展与应用[J].火箭推进,2017,43(1):8-17,37.
- [9] 张天平.兰州空间技术物理研究所电推进新进展[J].火箭推进,2015,41(2):7-12.
- [10] HANG G R, ZHAO Z, YU S L. Study on high power hall electric propulsion technology [J]. Aerospace China, 2020,21(2):31-38.
- [11] CONG Y T, LI Y, WEI Y M. The experimental performances of the 100 kW MPD thruster with applied magnetic field [C]// 36th International Electric Propulsion Conference. 2019: IEPC-2019-310.
- [12] 曹伟,许映乔,魏彦祥,等.嫦娥三号推进系统在轨推进剂耗量计算方法[J].火箭推进,2015,41(1):63-69,97.
- [13] 周志成,高军.全电推进 GEO 卫星平台发展研究[J].航天器工程,2015,4(2):1-6.
- [14] 王维,刘涛,陈杰.双元统一推进系统混合比调节技术研究[J].上海航天,2013,30(2):51-55.
- [15] 陈杰,高劲伦,夏陈超,等.空间堆核动力技术选择研究[J].上海航天,2019,36(6):1-10.