



国外卫星推进技术发展现状与未来 20 年发展趋势

魏延明

(北京控制工程研究所, 北京 100190)



摘要:新形势下航天技术的发展对推进技术提出了更高的要求,无论在技术的广度和深度上都是前所未有的,如 15 年以上静止轨道卫星和 8 年以上低轨道卫星对高性能长寿命推进系统的要求、电推进技术的应用、微小卫星轨道保持的应用和深空探测对先进推进技术的依赖等。本文从先进化学推进技术、电推进技术、微推进技术和新概念推进技术 4 个方面分析了国外卫星推进技术的发展状况,总结了未来 20 年卫星推进技术的发展趋势,给出了对我国今后技术发展的启示。

关键词: 卫星推进;发展趋势;推力器;电推进;微推进;新概念推进

Current Situation and Developing Direction of Foreign Satellite Propulsion Technology in the Next 20 Years

Wei Yanming

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190)

Abstract: With the development of space technology under the new decade, geostationary satellites with 15-year lifetime and low-orbit satellites with over 8-year lifetime require high performance propulsion system. In this paper, based on analysis of foreign advanced chemical propulsion technology, electric propulsion technology, micro-propulsion technology and new concept propulsion technology, the developing status of foreign satellite propulsion technology is illustrated; the developing direction of satellite propulsion technology in the next 20 years is included; and the enlightenment on the future development of China's propulsion technology is presented.

Key words: satellite propulsion system; developing direction; thruster; electric propulsion; micro-propulsion; new concept propulsion

1 引言

卫星推进系统的作用是为卫星轨道转移、位置保持提供所需要的推力,为姿态控制提供所需的力矩,是航天器最重要的分系统之一。不同的能量来源和转换方式,决定了不同的推进方式,主要有化学推进、冷气推进、电推进、核推进、动量转换推进和无工质推进等。推进系统的推进剂携带量和有效比冲制约着航天器的寿命,在深空探测中直接决定任务的成败。

在过去的 5 年中,随着我国航天技术的发展,卫星推进技术取得了一系列技术成就,获得了以神舟飞

船、嫦娥一号、东方红四号为代表的具有里程碑意义的重大工程的成功。新形势下航天技术的发展又对推进技术提出了更高的要求,无论在技术的广度和深度上都是前所未有的。本文从先进化学推进技术、电推进技术、微推进技术和新概念推进技术 4 个方面分析了国外卫星推进技术的发展趋势,给出了我国今后技术发展的启示。

2 先进化学推进技术

2.1 双组元统一推进系统

作者简介:魏延明(1965-),研究员,航天器推进技术专业;研究方向:航天器推进技术。

收稿日期:2011-03-28

双组元统一推进系统从上世纪 80 年代开始在静止轨道卫星应用以来,取得了极大的成功,以可靠、优良的性能被广泛应用,几乎涵盖了目前所有的大型卫星平台,并在深空探测器和月球探测器上得到应用,一般采用一甲基肼/绿色四氧化二氮的推进剂组合或无水肼/绿色四氧化二氮组合。图 1 是典型的国际先

进 Thales Alenia Spacebus4000 推进系统^[1]原理图,是双组元推进系统的典型代表,它的 10N 姿控推力器稳态比冲达到了 293s,脉冲比冲也达到了 287s,490N 发动机比冲达到了 318s。采用 PPS1350 霍尔推力器进行南北位保控制(见图 2),电推进总冲达到了 $8.6 \times 10^6 \text{N} \cdot \text{s}$,平台设计寿命在 15 年以上。

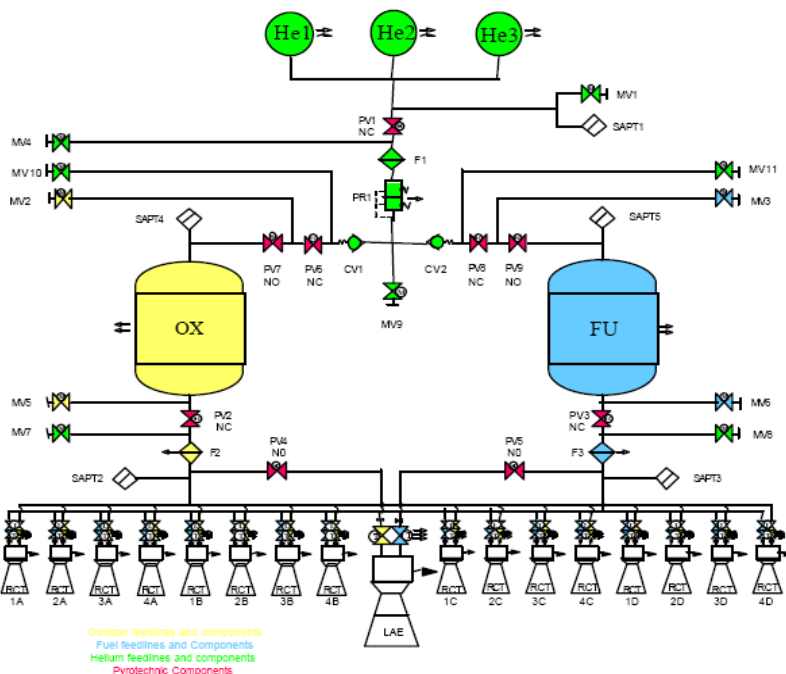


图 1 Thales Alenia Spacebus4000 推进系统原理图

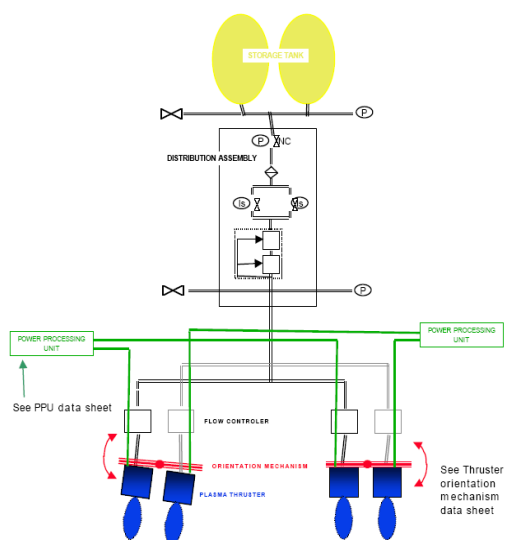


图 2 Spacebus4000 电推进系统原理图

双模式推进系统的研究已经有相当长的时间了,其中的关键技术如双模式系统与卫星的集成问题、氧化剂耗尽关机技术及双元四氧化二氮/无水肼发动机的研制等已基本解决。早期与双模式系统配套的电推进发动机主要是电阻加热无水肼推力器 Resistojet,它使姿控推力器的比冲从 220s 提高到了 300s,这已接

近其物理上的极限。后来电弧加热推力器 Arcjet 的研究和问世使推力器的性能又大大前进了一步,1kW 功率以上的无水肼 Arcjet 推力器比冲达到了 650s,500W 左右的推力器比冲也达到了 500s。

目前,双模式系统应用最成功的是美国洛克西德·马丁公司的 S5000、S7000 与 A2100 系列卫星平台。在洛马 A2100 双模式推进系统平台中,四氧化二氮(NTO)/无水肼远地点发动机由英国宇航的 Royal Ordnance 公司研制,比冲 318s,混合比 0.85:1,混合比控制精度 ± 0.03 。Arcjet 分系统和姿控发动机由美国的 RRC 公司,即现在的 Olin 公司研制,Arcjet 推力器功率为 1kW、比冲 585s。推进剂贮箱和高压气瓶由美国 PSI 公司研制,它们都是该领域非常专业化的产品供应商。

混合模式推进系统的另外一个重要方面是采用电推进完成南北位保、姿控和轨道提升,以大幅度提高推进系统的能量密度,国外的大型卫星平台全部配备了电推进系统部分,完成原来全部用化学推进承担的任务,带来的效益是非常巨大的,从根本上解决了与燃料量相关的卫星长寿命问题。

美国的 Boeing702 平台是新一代采用化学推进与离子推进的混合模式推进系统的卫星平台。离子推进系统包括两套完全冗余的子系统,每个子系统都备有电源、推进剂供给系统和两台推力器。四台离子推力器每天分别工作一次,可以完成卫星姿轨控所需的所有任务,包括南北位保、东西位保、姿态控制和动量轮卸载。此外,还可以完成卫星的位置转移、轨道提升以及寿命末期的离轨等任务。

2.2 高比冲、长寿命姿控推力器

目前国外在单组元推进剂方面的研究重点是含有硝酸羟胺(HAN)和一种燃料组分的水溶液混合物。和现有的无水肼相比,HAN 系单组元推进剂一般具有更高的密度和更低的冰点。而且 HAN 系单组元推进剂不会产生有毒蒸汽,因此无需特别的贮存、转运和处理程序。通过调节水含量和燃料组分,HAN 系推进剂的性能可能比无水肼高出 20%。但是 HAN 系推进剂燃烧温度更高,需要在催化剂研制进展取得突破或者研制出适用的点火系统。发展 HAN 系单组元技术的目的就是研制适用于微小航天器和高精度推进的低成本高效能推进系统。

国际上流行的双组元推力器主要有 10N 和 22N 两种推力级别,都得到了广泛应用。这些推力器在技术上已相当成熟,除了在喷注器等结构设计上体现了高水平(推进剂雾化及冷却液膜的合理组织)外,一个重要的原因是应用了耐高温抗氧化性能更好的推力室材料,如铂/铑(Pt/Rh)合金和铱内衬的铼(Re/Ir)推力室。此外,力矩马达阀在双组元推力器上得到了广泛应用。

美、英两国多年来一直以 22N (5lbf) 的姿控推力器为主,现已发展出多个型号,主要制造商有美国的 Marquardt、Atlantic Research 公司和英国的 Royal Ordnance 公司。Marquardt 第二代双组元推力器在较低的成本下,提高了寿命和性能。在原有喷注器基础上引入液膜冷却,改善了热设计,比冲达到 293s。Atlantic Research 公司新一代的 22N 推力器,比冲达到 300s。

欧洲 EADS 下属的 Astrium 公司多年来一直致力于双组元推力器的研究,在早期发展了 4N、10N 双组元推力器,并获得了很大的市场份额,欧洲的通信卫星大都选用 Astrium 产品。其中 10N 推力器的用途最广,目前 Astrium 公司已经发展了两代 10N 推力器,性能不断提高。20 世纪 80 年代中期,Astrium 公司又开始研制第二代 10N 推力器,为避免液膜冷却和再生冷却组合使用时可能出现的热不稳定现象,提高产品的可靠性,放弃了再生冷却方案,采用了更耐高温的

Pt/Rh 合金推力室,使其性能指标明显提高:比冲由第一代的 285s 提高到 290s;最小脉冲量则从 40mN·s 降低到 25mN·s。20 世纪 90 年代以来,MBB 公司在第二代单阀座 10N 推力器的基础上又发展了双阀座 10N 推力器。值得关注的是 Astrium 公司为保证双组元推力器的脉冲性能,采用了美国 Moog 公司的力矩马达电磁阀。为了满足更多的需求,Astrium 公司于 1999 年开始发展双组元 22N 推力器,继承了以前的产品尤其是 10N 推力器的技术。

3 电推进技术

3.1 离子推力器

上世纪 90 年代末离子发动机在美国的深空探测任务中首次得到了飞行验证,现在已经在多颗商业卫星上应用,体现了巨大的商业价值。1998 年,NASA NSTAR 为 NASA NMP (New Millennium Program) 的深空探测一号(DS1)飞行器提供了一套离子推进系统,包括一个 30cm 离子推力器、电源处理单元(PPU)、数字控制和连接单元以及氙推进剂供给系统(XFS),DP1 携带 83kg 推进剂 Xe,整个任务中推力器提供的总冲为 $2.7 \times 10^6 \text{N} \cdot \text{s}$ 。

NEXT (NASA's Evolutionary Xenon Thruster)^[2] 计划研制的 40cm 离子推力器表现出了更高的性能:功率范围 1.17~10.5kW,10.5kW 时推力 364mN,效率 67%,1.17kW 时推力 49mN,效率 51%,工作寿命内可以消耗 300kg 推进剂。

相比较而言,离子推力器比较适合于电源功率较大的卫星。因此地球同步轨道卫星成为离子推力器首先应用的平台。波音公司研制的 HS601 HP 和 HS702 地球同步轨道通讯卫星平台使用了氙离子推力器,HS601 HP 使用了四台 13cm 离子推力器用于 NSSK 和两轴机动控制,HS702 卫星使用了更大的 25cm 离子推力器,系统功耗 4.5kW,比冲 3800s,推力 165mN,用于卫星位保及机动控制,也能提供轨道提升以节约推进剂。

3.2 电弧推力器

电弧推力器拥有所有电推进系统中最高的推重比,使用功率可以从几百瓦到 200kW,应用范围十分广泛。典型的氨电弧推力器效率为 30%、比冲 800s,氢电弧推力器的比冲能达到 900~2300s、功耗 30~200kW,使用肼做工质时比冲为 500~600s、效率 35%、功耗 0.5~2kW。

目前,电弧推力器因其比冲适中,结构简单,对现有推进系统改变最小而受到极大关注。电弧推力器

常用的工质有氨、肼和氢等,现在已经得到应用的电弧推力器用肼做推进剂,与目前经过飞行鉴定的推进剂输送系统相容。因此在大幅提高比冲的同时,还可以使用星上单组元推力器现成的储箱、阀门、过滤器等设备,从而降低整个系统的成本。

Lockheed Martin 公司 A2100TM 卫星平台采用了 Primex 宇航公司的 MR510 2kW 肼电弧加热推进系统执行南北位置保持任务,设计寿命 15 年。GE Americom 公司的三颗通讯卫星 GE1、GE2 和 GE3 采用了这种卫星平台,分别于 1996 年和 1997 年发射,其中电弧加热发动机的在轨性能达到甚至超过了预期性能。

自 1993 年首次空间应用开始,共发射了 30 多颗采用肼电弧加热推进系统的卫星,未有故障记录,至今所有采用 MR509 和 MR510 的电弧加热发动机系统仍在轨工作。

3.3 霍尔推力器

1992 年空间系统劳拉公司(SS/L)和俄罗斯火炬局联合成立了国际空间技术公司,于 1996 年完成了 SPT-100 电推进系统鉴定试验,其中最长的寿命试验在 81.7mN 推力和 1537s 比冲下达到 6141h 和 6944 次开关。1997 年开始进行飞行电推进系统生产。

2001 年开始装配于卫星型号,在 2004 年 3 月成功发射了第一颗霍尔电推进卫星 MBSat-1,采用 LS-1300 平台。此后又相继成功发射了数颗采用 4 台 SPT-100 霍尔电推进系统完成 10~15 年寿命期间的南北位保的卫星,分别为:2004 年 5 月 12 日发射了基于 ES-3000 平台的 Intelsat 10-02 卫星,2005 年 3 月 11 日发射了基于 ES-3000 平台的 Inmarsat 4-F1,2005 年 6 月 23 日发射了基于 LS-1300 扩展平台的 Intelsat Americas 8,2005 年 8 月 11 日发射了最重的同步轨道卫星 Thaicom 4 (IpStar)。2006 年发射的 Smart-1 月球探测器和 TacSat2 号卫星上采用了霍尔推力器 PPS-1350 和 BHT-200,目前霍尔推力器已成为世界各航天大国电推进技术研究中的热点。现有霍尔推力器通常以氙气为工质,但近几年来世界各国纷纷采用氪气作为推进剂。

4 微推进技术

4.1 微小高压冷气推进系统研究

冷气推进在长寿命大卫星上作为主推进的应用已经很少见了,但在微小卫星领域却重新焕发青春,始终占据一席之地,这主要是因为冷气推进系统的很多特点非常符合微小卫星的要求^[4]。2000年6月29日,

英国萨瑞公司发射了该公司首颗纳卫星,即 SNAP-1 卫星,卫星重 6.5kg,用于验证超小卫星为航天员和地面控制人员提供从外部观测在轨航天器的能力,卫星装备了目前世界上最小的推进系统,系统重 450g,仅装载 32.6g 丁烷,价格大约一万多美元,可以说该推进系统价廉物美,而且丁烷是通常打火机中的燃料,安全性较高,在压力较低的情况下不会自行爆炸。

STTL 还选用了存储密度更大的氙气(Xe)作为其冷气推进系统的推进剂,以临界状态存储 12kg 氙气作为推进剂,能够为卫星提供超过 5600N·s 的总冲,该系统的压力调节装置采用的是 bang-bang 系统,且系统是以模块的形式参与总装的。

4.2 阵列推力器研究

阵列式微推力器是由多个微加工、单次点火微推力器组装在一晶片上而成。单个推力器点火可提供预期的比冲,用于微小航天器姿态控制,每个微推力器仅能一次点火工作。TRW 公司和航宇公司(Aerospace Corporation)以及加州理工学院合作、法国 LAAS、Honeywell 公司与普林斯顿大学合作、NASA Glenn 研究中心等都进行了这类推力器的研究。

在 Honeywell 公司,推力器腔体中装填的是液体推进剂,燃料和氧化剂由氮化硅薄膜隔离分别装填在腔的两端,当加热时,达到足够的压力,隔离的薄膜撕裂,燃料和氧化剂混合、反应,并撕裂密封薄膜,产生推力。大约高达 10^6 个推力器可加工在 4inch 的硅片上,每个推力器可提供 $3\mu\text{N}\cdot\text{s}$ 的冲量,每个腔体装填推进剂量为 $1.6\mu\text{g}$,每个推力器工作需要大约 10mW 的功率,整个推力器矩阵约为 2.4g,比冲可达 200s。NASA Glenn 研究中心正在研究用于微推力器矩阵的小球形固体推进剂,这种推力器结构中,无需密封薄膜,避免残余物污染航天器。

5 新概念推进技术

5.1 太阳帆推进技术研究

太阳帆(Solar Sail)是利用太阳光的光压进行宇宙航行的一种航天器,也是最早提出的“空间帆”概念。太阳帆可使一些过去未考虑实施的任务变为可能,如沿非开普勒轨道绕地球或太阳运行,或实现绕极地通信卫星这样有价值的商业应用项目。对超薄材料和轻质碳纤维结构的研究使太阳帆成为一种执行大 ΔV 任务可行的技术。

根据与洛克希德·马丁公司的合同,格拉斯哥大学已进行一项新的 GEOSAIL 任务,它采用了 $40\times 40\text{m}$ 的太阳帆^[3],以使小型空间物理有效载荷保持在地球

磁场的尾部。现有的 SEP 任务概念,例如 COLOMBO 水星轨道探测器计划就在重新设计之后决定采用太阳帆推进。对于到达水星轨道这一任务,发射质量可能减小 50%,发射成本降低。

5.2 太阳热推进技术研究

太阳能热推进(STP)是将聚焦的太阳能转化成热能,利用热能加热推进剂,聚集器收集太阳能辐射,将收集的太阳能送到光学波导输送线,光纤将高强度太阳辐射送到热收集器,并有效产生高性能推力。

太阳热推进技术有长期在轨能力及直到地球静止轨道的巨大操纵能力,在低地球轨道注入、地球静止轨道的注入以及可重复使用的轨道转移器(ROTVS)等方面都可应用。使得高比冲与高推力/重量组合起来,提供了 10~100lb 的推力或更高的推力水平。与原子能或太阳能电推进相比,大尺度的 STP 成本较低。太阳能热推进在轨道转移中提供了高比冲、高推力相结合的优秀性能。

国外从事太阳能推进系统的研究单位有 SRS 科技、ATK Thiokol 推进、波音、NASA 马歇尔空间飞行中心与 AFRL/PR。过去几年内,这些政府或工业部门在 STP 子系统取得了重要进展,成果包括以下几项:充气控制技术、三维动态聚焦控制系统、聚焦控制的太阳传感器、亚尺度集成的太阳光聚集系统、光能输送技术。

目前,太阳能热推进还处在实验室阶段,正在进行相关技术验证及指标考核。国内太阳能推进的研究基础相当薄弱,多为技术跟踪,相关研究还没有充分开展。

5.3 核推进研究

从 2003 年起,美国开始执行所谓“普罗米修斯”(Prometheus)计划。在技术层面上该计划包括研发新一代放射性同位素电源系统、以裂变核反应堆为基础的空间电源系统和先进的电推器、“木星冰复卫星轨道器”(JIMO-Jupiter Icy Moons Orbiter)三项内容。目标任务是研究带有核电推进系统的星际宇宙飞船以探测木星最大的天然卫星。美国正在对三种空间核反应堆电源系统进行评价:液态金属冷却的核反应堆、热管冷却的核反应堆以及气体直接冷却的核反应堆。这三个系统都是以高浓缩铀为燃料的快堆,采取动态能量转换方式。

从空间核动力的发展过程和对未来空间任务需求分析,可以预测的发展趋势是:

a. 以热离子空间核反应堆电源和电推进器为基础的核电推进系统

2003 年 12 月至 2004 年 2 月,美国对 NEXIS、HIPEP、Brayton-NSTAR 等核电推进系统设计方案分别进行了验证性试验,均达到了预期结果。从中可以看出核电推进在空间核动力及其应用中的重要地位。

b. 双模式(电源/推进)空间核动力系统

双模式(电源/推进)空间核动力系统是空间核反应堆电源技术和核推进技术的高度有机结合,有各种不同的方案。最具代表性是以核火箭发动机及动态能量转换技术为基础的双模式空间核动力系统和以空间核反应堆电源及电推进为基础的双模式空间核动力系统。对于要求快速进入轨道的飞行任务(特别是载人的星际飞行情况),双模式(电源/核热推进)空间核动力系统比较可取;而对于无人的运载任务,使用双模式(电源/核电推进)的空间核动力系统更合适些。兼有电源和推进功能的双模式空间核动力系统代表着空间核动力的未来发展方向。

6 国外卫星推进技术发展趋势^[5,6]

a. 卫星推进技术基本可划分为四类:先进化学推进技术、电推进技术、微推进技术和新概念推进技术;

b. 在今后 10 年内,化学推进仍然是卫星推进的主要形式,但推进系统的综合性能(即有效比冲)将进一步提高,具体表现在轨控发动机的比冲将从现在的平均 325s 提高到 336s,双组元姿控推力器的比冲从 290s 提高到 300s,最小脉冲冲量提高到 30mN·s,单组元推力器寿命提高到 15 年以上;

c. 随着卫星平台规模的增大,推进系统的构型逐渐从双贮箱垂直布局向多贮箱并联水平布局过渡,推力器和阀门等部件进行模块化设计和安装,尽量减少系统的单点故障,增加系统冗余功能,提高可靠性,基于推进剂剩余量的寿命评估精度从传统上的半年提高到 3 个月以内,卫星稳定运行 15 年,并可延长到 20 年;

d. 低功率(5kW 以下)电推进基本完成商业化应用研究,今后的工作重点是在轨长寿命可靠性的验证和应用范围的扩展,如从南北位保扩展到姿控和动量轮卸载,再进一步扩展到静止轨道卫星的轨道提升,电推进逐渐从辅助推进进入到卫星主推进领域;

e. 今后 10 年内离子发动机的功率将提高到 10kW,并进入在轨应用,同时 50kW 级的发动机将完成演示验证,并与空间核电源结合,执行大型航天器的轨道维持和载人火星探测;

f. 霍尔推力器(SPT、TAL)由于结构简单,推力大,可双模式工作,是静止轨道卫星应用的主流,

但大功率推力器的研究受壁面材料和放电电压的限制,有一定的困难,然而磁镜、磁聚焦技术的应用有可能突破这一技术屏障,而氦工质推力器的研究将使电推进系统的应用成本大幅降低,并可将放电电压大幅提高,能够支配大功率电源;

g. 双模式化学推进系统具有较高的有效比冲,已经得到了广泛的应用,采用 MON/N₂H₄ 的推进剂组合,结合电弧加热推力器的应用,使推进剂的利用最大化,轨控发动机的比冲可提高 5s;

h. 低功率电弧加热推力器将继续在低轨道航天器轨道维持和位置保持上发挥重要作用,特别是在以移动通信卫星星座为代表的小型低轨道卫星上应用,可大大降低推进剂的携带量,减小卫星的体积和重量;

i. 适应长寿命、高可靠和敏捷卫星的需要,超轻推进剂贮箱、超高压增压气瓶、高精度两级冗余减压阀、低压降高稳定度单向阀、无摩擦电动阀门,高精度压力、温度、流量传感器的研制和部件产品的小型、微型化,依旧是需要深入研究的课题;

j. 微推进的研究主要集中在:微小高压冷气、液化气、胶体、固体阵列、FEEP 阵列、PPT 等几个方面,并且都已达到工程应用阶段,而低功率 PPT 以其独特的脉冲工作方式和固体推进剂,其优势将在微小卫星和大型超高精度控制卫星上逐渐显现出来;

k. 随着大功率光纤传导技术、大型反射器可展开技术、超薄薄膜技术、表面涂层技术的进展,太阳热和太阳帆技术将逐步进入在轨演示阶段,并将在 2015 年左右进入在轨应用;

l. 空间核电源既是大功率能源的基础也是大功率电推进的主要支撑,在地球轨道上的应用受到环保和安全因素的限制,它却是载人火星探测的主要依靠;

m. 固液混合推进和无毒推进剂推进系统在低轨道航天器和载人航天器上逐步得到应用。

7 国外卫星推进技术的发展对我国的启示

a. 化学推进系统仍然是卫星推进技术的主流,随着卫星寿命的不断延长,规模的不断扩大,适应载荷要求卫星构型的改变,再加上快速响应的新要求,推进系统面临着新的挑战,必须不断创新和持续提高,在系统优化和产品升级换代方面深入开展工作;

b. 长寿命、高可靠是推进系统永恒的主题,这其中,认识和梳理瓶颈技术并集中精力进行攻关是关

键,成熟产品在轨出现问题往往是这方面薄弱环节的体现;

c. 随着卫星设计数字化的进展和多星在轨管理对故障预测和影响分析快速性的提出,仿真技术在卫星研制中的地位和作用日益显现和突出,推进技术由于涉及流体传输、传热传质、催化分解、燃烧等复杂的物理化学过程,历来是数值仿真的难点,需要尽快组织力量开展这方面的工作,研制出通用的、能够指导推进系统设计和在轨故障诊断的仿真系统;

d. 要认真分析各种电推进的特点和应用领域,没有也不可能有一种类型的产品能够包打天下,需要在规划中给予合理定位;

e. 低功率电推进仅仅是研究和应用的起步阶段,大功率才是发展的主要方向,应该站在长远的高度看待电推进的能源需求,不应该受当前卫星可用功率的约束;

f. 微推进研究难度非常高,往往需要应用一些跨学科的知识 and 全新的技术,其投入和产出难以成比例,需要认识到除了其本身的技术进步外,它的技术牵引作用也是非常巨大的;

g. 新技术、新材料的应用往往是突破传统推进技术障碍的利器,太阳热和太阳帆推进就是很好的例子,有时一种技术的缺陷也可能转化为另一种技术的突破口,如磁约束的不完全封闭性。

参考文献

- 1 Josso A, Jamin A. Spacebus new generation bi-propellant propulsion Subsystem: maiden flight and first operational data. AIAA 2005-4560, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 10-13 July 2005, Tucson, Arizona.
- 2 Benson S W, Patterson M J. NASA's evolutionary xenon thruster (next) Phase 2 development status. AIAA 2005-4070, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 10-13 July 2005, Tucson, Arizona.
- 3 Young R M, Montgomery E E. TRL assessment of solar sail technology development following the 20-meter system ground demonstrator hardware testing. AIAA 2007-2248, 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Con 23-26 April 2007, Honolulu, Hawaii.
- 4 Scharlemann C, Tajmar M. Development of propulsion means for microsatellites. AIAA 2007-5184, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 8-11 July 2007, Cincinnati, OH.
- 5 Kremic T. An overview of NASA's in-space propulsion technology project. AIAA 2007-5432, 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 8-11 July 2007, Cincinnati, OH.
- 6 Oleson S R. Electric propulsion technology development for the Jupiter icy moons orbiter project. NASA/TM—2004-213290.