

离子电推进系统在高通量卫星上的应用测试及飞行试验

温正¹, 石明¹, 耿海², 张文爽¹, 李宗良³

(1. 中国空间技术研究院通信卫星事业部, 北京 100094;

2. 兰州空间技术物理研究所, 兰州 730000; 3. 北京控制工程研究所, 北京 100190)

摘要: 亚太6D卫星是由亚太卫星宽带通信(深圳)有限公司(亚太星通)采购, 与香港亚太通信卫星有限公司(亚太公司)共同监造的一颗地球静止轨道宽带通信卫星, 是中国首个开展电推进技术商业化应用的卫星。卫星采用了基于兰州空间技术物理研究所LIPS-200型离子推力器的电推进系统, 电推进系统在轨执行卫星15年南北位置保持任务。由于性能验证必须具备真空环境, 因此将电推进系统搭载在卫星上, 采用一系列测试手段和方法, 确认电推进系统与其他系统之间工作的兼容性。重点介绍了卫星电推进设计, 集成性能测试、功能兼容联试、真空点火测试、真空电磁兼容测试等。对电推进初步飞行结果的分析表明, 电推进系统与卫星全方位兼容。卫星发射入轨后, 将对电推进系统的推力、功率等进行测试评估, 确认电推进工作状态满足南北位置保持任务需求。

关键词: 电推进系统; 应用测试; 飞行试验

中图分类号: V439⁺.1

文献标志码: A

文章编号: 1006-7086(2022)01-0079-08

DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2022.01.010

Application and Flight Testing of Ion Electric Propulsion in High Throughput Satellite

WEN Zheng¹, SHI Ming¹, GENG Hai², Zhang Wenshuang¹, LI Zongliang³

(1. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;

2. Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China)

Abstract: APSTAR-6D satellite is a geostationary orbit broadband communication satellite of APT Mobile Satcom Limited Company (APSAT), cooperation with Hong Kong Asia-Pacific Communications Satellite Co., Ltd. It is the first commercial satellite with electric propulsion system in China. The satellite adopts the LIPS-200 ion electric propulsion system of Lanzhou Institute of Physics, and performs the satellite's 15-year North-South position maintenance task in orbit. Since the performance verification must be a vacuum environment, the electric propulsion system is carried on the satellite, and a series of test are adopted to confirm the compatibility between the electric propulsion system and other satellite systems. This paper focuses on the design of electric propulsion, integrated performance test, function compatibility joint test, vacuum ignition test, vacuum electromagnetic compatibility test, etc. The analyses of the preliminary flight results show that the electric propulsion system is perfectly compatible with the satellite. After the satellite is launched into orbit, the thrust and power of the electric propulsion system will be tested and evaluated to confirm that whether it meets the requirements of the North-South position maintenance mission.

Key words: electric propulsion system; application test; in-flight performance test

0 引言

亚太6D卫星(APSTAR)采用东四增强型平台

建造, 配置Ku频段多波束(Ka频段馈电链路)载荷, 将以中国为核心, 面向亚太地区, 形成东印度洋到

收稿日期: 2021-09-11

作者简介: 温正, 博士, 高级工程师, 主要从事通信卫星电推进总体研究。E-mail: 12602013@qq.com。

引用本文: 温正, 石明, 耿海, 等. 离子电推进系统在高通量卫星上的应用测试及飞行试验[J]. 真空与低温, 2022, 28(1): 79-86.

WEN Z, SHI M, GENG H, et al. Application and flight testing of ion electric propulsion in high throughput satellite[J]. Vacuum and Cryogenics, 2022, 28(1): 79-86.

西太平洋覆盖,为亚太区域提供高通量宽带通信服务(HTS)。该卫星由供配电、测控、综合电子、控制、化学推进、电推进、结构、热控、天线、转发器 10 个分系统组成,图 1 为该卫星在轨展开示意图。卫星已于 2020 年 7 月 9 日在西昌卫星发射基地成功发射,7 月 17 日成功定点 GEO 轨道。电推进系统是该卫星平台的标准配置,用于 15 年南北位置保持任务。目前该卫星正常服役超过 1 年,状态良好。

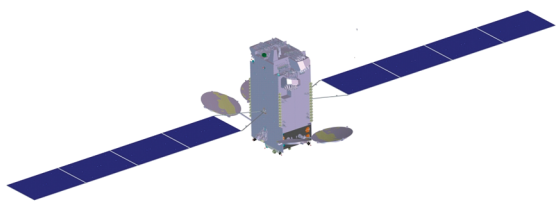


图 1 配置离子电推力器的 HTS 卫星在轨示意图

Fig.1 Schematic diagram of in-orbit work for HTS satellites with ion thrusters

与化学推进相比,电推进技术具有高比冲优势,因而在国外各类航天器上获得了广泛应用,对航天器承载能力和在轨寿命的提升起到了非常关键的作用^[1-2]。然而,电推进技术的工程应用存在很多技术难点,比如电源处理单元的多模块组合的高电压输出、高电压绝缘防护技术及多路稳流源集中设计技术,离子推力器栅极系统耐溅射、热稳定性和耐温度冲击方面的长寿命高可靠技术,以及多级分压隔离气路电绝缘器设计、贮供子系统的高纯高压氙气存储及控制技术,长寿命 Bang-Bang 电子减压技术,迷宫型微流量控制技术,以及电推进系统在轨自主控制技术、故障探测、隔离与重组(FDIR)技术等。

针对地球静止轨道卫星的南北位置保持及电推进关键技术应用的需求,兰州空间技术物理研究所和北京控制工程研究所联合研制了以 LIPS-200 型离子推力器^[3]为核心单机的离子电推进系统。2012 年 11 月 5 日,搭载了 LIPS-200 型离子推力器的 SJ-9A 卫星发射,完成了首次离子电推进在轨试验验证^[4]。分析结果表明^[5],2012 年 10 月至 2014 年 2 月,离子推力器累计完成 226 次开关机试验,并对飞行试验中的推力、比冲和功率进行了计算与统计,分布范围分别为 37.91~39.28 mN,2 841~3 235 s 和 1 132~1 155 W,全部符合指标要求。2017 年 4 月 12 日,搭载了 LIPS-200 型离子推力器的 SJ-13 卫星发射,完成了电推进系统南北位保策略验证^[6]。2018 年 3 月,地面完成了超过 14 000 h 的 1:1 长寿

命试验验证,为目前国内电推力器寿命最长记录。

2016 年 8 月,亚太 6D 卫星启动研制,同时启动了首个电推进商业化应用。该卫星由航天科技集团五院抓总研制,是我国配置电推进系统的新一代东四增强平台卫星首发星,采用电推进系统可以大幅减少推进剂在轨消耗,实现 950 kg 以上载荷能力。

本文简要介绍该卫星电推进系统的设计状态,单机性能测试、集成性能测试、功能兼容联试、真空点火测试、真空电磁兼容测试等设计验证情况,总结首个在轨应用飞行的电推进系统与卫星的工作兼容性、空间环境适应性等结果,为国产电推进系统的不断商业化应用奠定基础。

1 卫星电推进设计

1.1 电推进系统设计概述

根据电推进系统在轨任务需求,电推进南北位保过程中点火区域设定在轨道的升交点和降交点附近。卫星进入升交点点火区后,北侧推力器开始点火,产生的推力矢量中的南北向分量使得卫星产生向南的加速度,点火过程持续一段时间后,卫星产生向南的速度分量 Δv ,该速度分量与卫星轨道倾角方向的速度分量合成的最终速度使得轨道倾角下压,卫星在南北方向的漂移得到补偿。当卫星进入降交点点火区后,南侧推力器点火,推动卫星向北做位保,整个过程和升交点类似,方向相反。在整个点火过程中必须保持点火推力器的推力矢量过整星质心,避免给卫星带来额外的姿态扰动。另外,推力器工作产生的推力在垂直轨道面和轨道面内径线方向都有分量。其中轨道面内法向分量会造成卫星轨道偏心率漂移,升降交点对称工作正好抵消偏心率漂移影响。卫星 15 年寿命期间,每年南北位保的速度增量 Δv 在 41 ~ 51 m/s 之间。从任务剖析可见,设计的重点在于保证电推进系统具备长寿命高可靠工作能力、南北位保的周期性自主点火控制能力,必要时具备轨道转移救援及离轨能力。

实际工程设计中,考虑到航天器布局、冗余备份情况等,电推进系统选用了 4 台离子推力器,分别布置在卫星南北板上,形成南北各 2:1 的备份冗余关系;选用 2 台电源处理单元,通过 1 台推力器切换单元形成完全备份;采用 2 台高压气瓶对称分布在卫星上;采用的氙气供给系统由压力调节单元和流量控制单元组成,4 台离子推力器共用 1 套压力调节单元,4 台流量控制单元与离子推力器一对一配置;卫星南北板各设置 1 台推力指向调节机构,每台机

构上安装2台离子推力器。电推进系统的原理框图 如图2所示。

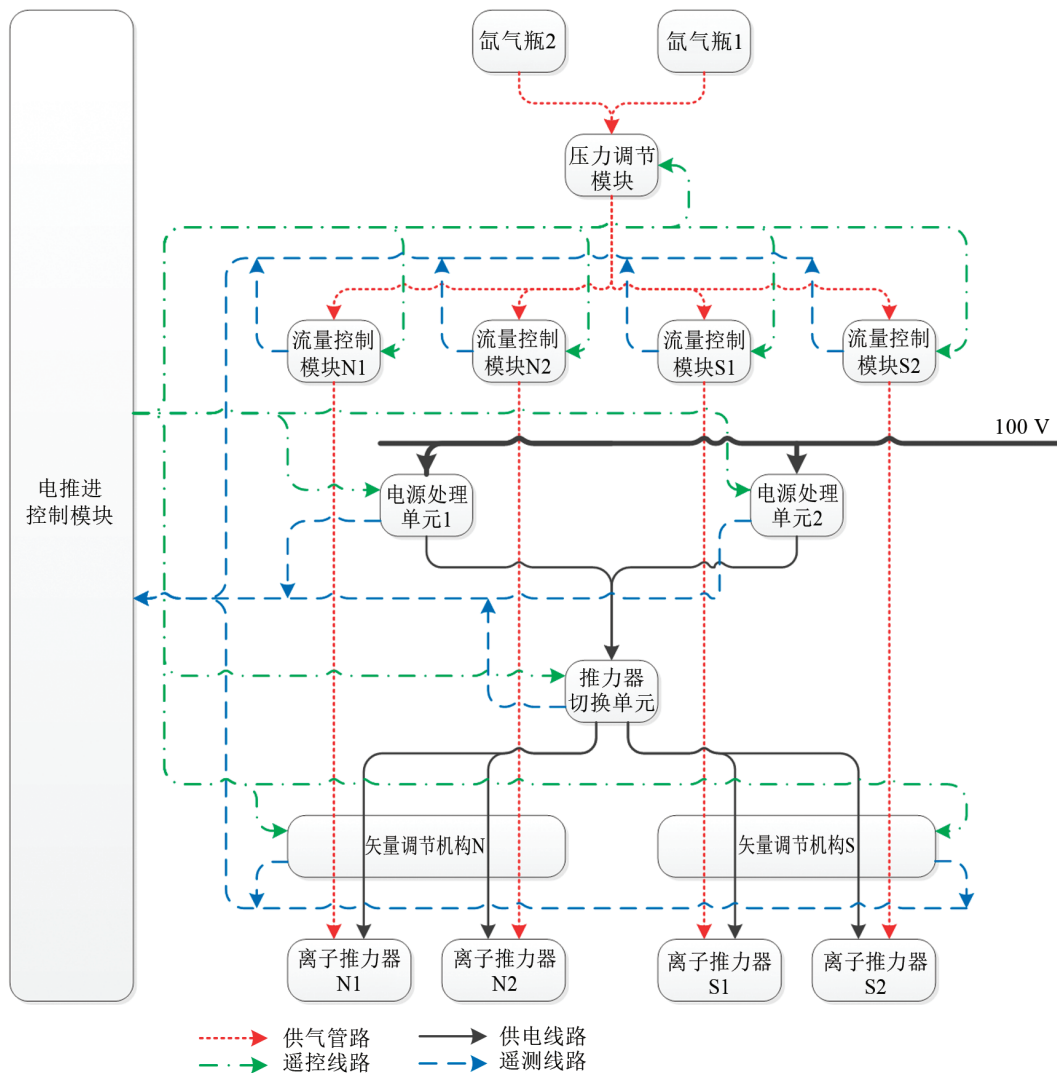


图2 HTS卫星上电推进系统布局及工作原理框图

Fig. 2 The layout and working principle block diagram of EP system for HTS satellites

1.2 电推进产品介绍及系统测试

离子电推力器是国际电推进应用领域的主流产品之一,经过30余年发展,1997年正式实现商业应用,当前广泛应用于GEO轨道位置保持、GTO-GEO轨道转移、LEO轨道维持、深空探测主推进、无拖曳控制等。LIPS-200型推力器如图3所示。该推力器采用金属钨外凸双栅极组件及分压隔离气路电绝缘器设计,束流直径20 cm;放电室采用柱形三极会切磁场设计;采用钨触持硼化镧发射体空心阴极;电源处理单元采用高低压模块化设计思路,包括DC/AC控制模块、DC/AC输出模块和屏栅加速模块,各模块结构独立,并列分布实现9路供电输出功能,如图4所示;屏栅关键模块的单备份改为双备份,增加了单机的冗余能力,提高了产品的冗余功

能。根据系统任务需求,通过配置推力器切换单元TSU实现PPU对4台推力器的供电切换。

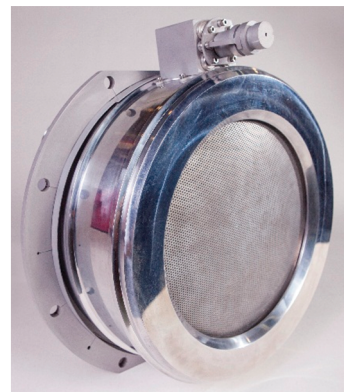


图3 LIPS-200型离子推力器

Fig. 3 Schematic of LIPS-200 ion thruster

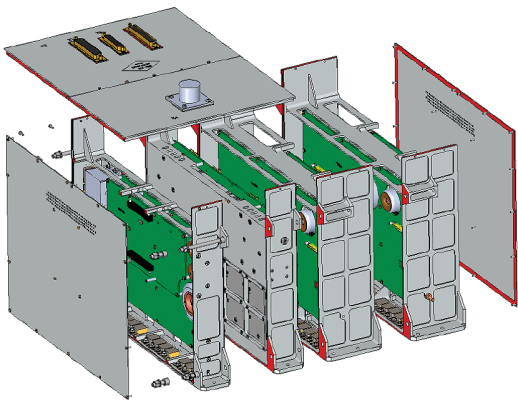


图 4 电源处理单元
Fig. 4 Packaging schematic of PPU

贮供子系统包括氙气瓶、压力调节单元(PCM)(图5)、流量控制单元(FMC)(图6)等。压力调节单元采用 Bang-Bang 电磁阀一级电子减压方案,依靠低压压力传感器的输出进行负反馈控制。流量控制单元采用基于“迷宫”型微流量控制器,利用逐级膨胀的方法增加流阻实现节流。推力器安装在矢量调节机构(TPAM)上,通过矢量调节机构算法使推力矢量方向通过或接近卫星质心方向。矢量调节机构由安装支撑结构、指向调节结构、锁紧释放结构及相关的电缆、管路组成,可以实现离子推力器指向的高精度调节。

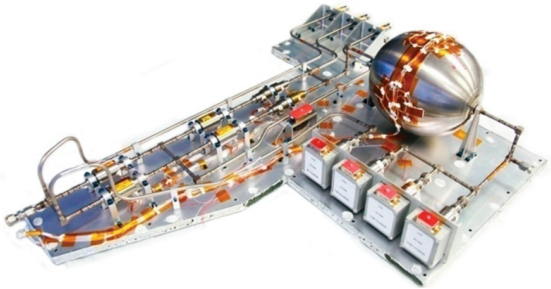


图 5 压力调节单元
Fig. 5 PCM of Xenon feed system unit

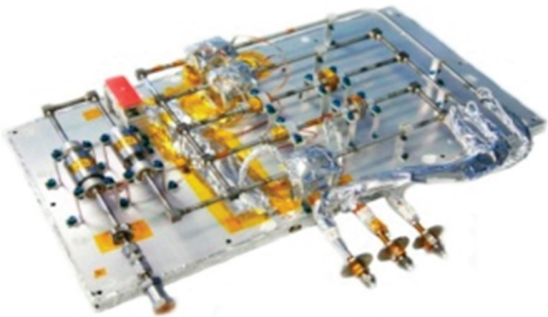
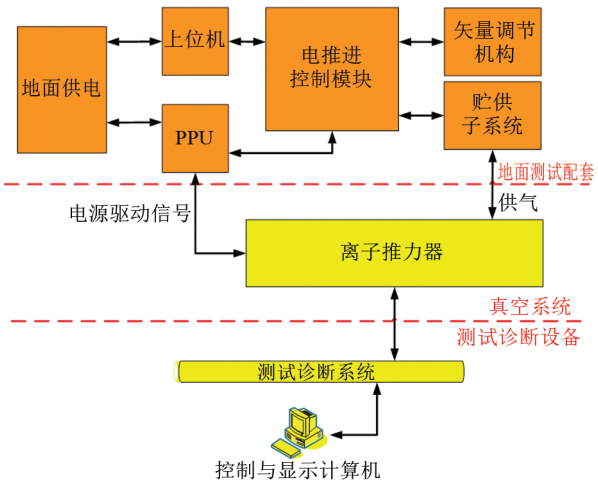
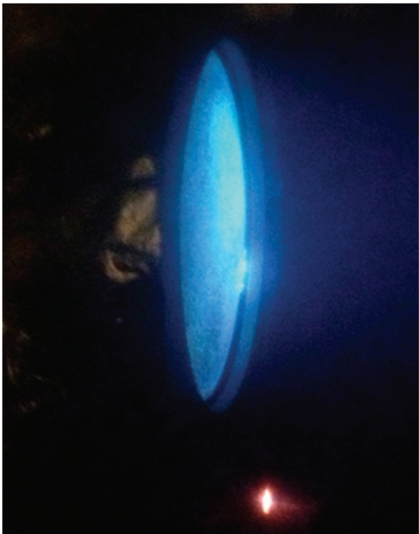


图 6 流量控制单元
Fig. 6 FCM of Xenon feed system unit

电推进系统的性能评估是在单机性能满足指标要求的前提下,通过系统级真空联试点火进行测试验证的,如图7所示,各关键单机配合离子推力器实现在真空下的点火和综合性能指标测试。完成了电推进系统性能联试验证以后,电推进单机交付整星,进行贮供单元及管路焊接、产品总装等。进而,电推进系统各单机开始整星阶段集成测试、精测及漏率检测,如表1所列。其中,通过将推力器模拟负载与整星相连完成了系统级模拟电性能测试和供电接口检测,系统的工作模式和功能性能满足要求;电推进系统的贮供单元在星上通过地面供气完成了压力闭环和流量温度闭环测试,供气功能满足要求;通过推力器的特征阻抗测试检测了推力器各个测试阶段的健康状态。



(a) 电推进系统地面真空联试配置示意图

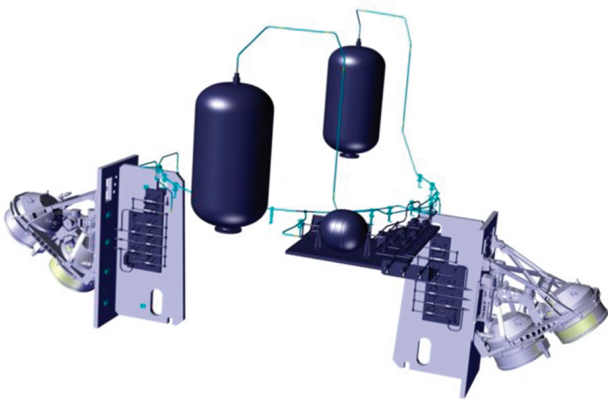


(b) 电推进系统点火状态

图 7 电推进系统地面真空联试与点火
Fig. 7 Ground vacuum test and ignition of EP system

表1 卫星集成及性能测试
Tab. 1 Coupling and performance testing

测试项目	电源处理单元	贮供子系统	矢量调节机构	离子推力器
单机测试分析	1. 组件低气压耐压试验; 2. 组件温度冲击试验; 3. 功能性能测试; 4. EMC测试。	1. 压力闭环功能测试; 2. 流量闭环功能测试; 3. 单元漏率及流量输出 标定测试; 4. 系统洁净度测试; 5. 氙气存贮及加注试验。	1. 管路电缆模装及转动 测试; 2. 锁紧及释放转动功能 测试。	1. 低温耐受试验; 2. EMC等兼容性测试; 3. 发散角、推力及推力矢量 偏斜等专项测试; 4. 功能性能测试。
系统测试分析		1. 自主软件功能测试; 2. 单步控制功能测试; 3. 故障及FDIR测试; 4. 系统真空点火测试。		
寿命评估	1. 高温加速寿命试验; 2. 寿命开盖拆解及寿命 预测; 3. 继电器寿命考核; 4. 特殊工艺考核。	1. 自锁阀寿命验证考核; 2. 压力传感器老炼及温 度稳定性考核; 3. Bang-Bang电磁阀脉冲 寿命试验考核。	1. 电机寿命考核; 2. 电缆高低温弯曲力矩 裕度考核; 3. 解锁器可靠性验证。	1. 阴极组件寿命试验; 2. 鉴定产品寿命考核试验; 3. 寿命拆解分析及寿命预 测。
卫星测试	1. 模拟负载下功能性能 测试; 2. 健康状态检查; 3. EMC测试; 4. 热试验性能测试。	1. 氙气置换及加注; 2. 系统漏率及单点漏率 测试; 3. 模拟负载功能测试; 4. 真实负载功能测试。	1. 解锁功能测试; 2. 转动控制测试; 3. 自主闭环功能测试。	1. 二极管点火模式测试; 2. 电磁兼容性影响测试; 3. 健康状态检测。



(a) 卫星热试验示意图



(b) 电推进系统真空点火

图8 卫星热试验及电推进系统真空点火测试

Fig. 8 Thermal test of satellites with EP system in vacuum chamber

可见,测试验证很好地解决了电推进系统技术应用的很多难点。

2 电推进系统初步飞行结果

卫星变轨期间,电推进系统依次完成了贮供各分支管路子系统的排气预处理、电推力器的预处理等。随后,电推进系统推力矢量调节机构进行了在

轨火工品起爆展开及目标角转动指向调整,调节精度优于0.02°。

通过地面遥控指令控制的方式,电推进系统完成阴极预处理、中和器预处理和放电室预处理,处理过程中贮供子系统阀门和加热器工作正常,管路在轨排气正常,4台离子推力器中和器、主阴极和栅极功能正常,压力闭环精度指标±3%,流量控制精度

指标 $\pm 3\text{ }^{\circ}\text{C}$,对应流量精度不超过0.5%,推力器工作推力 $40\text{ mN}\pm 4\text{ mN}$,比冲要求 $3\,000\text{ s}\pm 300\text{ s}$,各项指标参数稳定,符合后续开展在轨点火测试的要求。

2020年7月28日,电推进系统进行电推进栅极预处理、性能及质心标定测试。确认南北主份推力器S1和N1的推力方向已基本经过质心,符合整星干扰力矩控制要求。电推进系统具备进行南北位置保持点火的条件。随后,根据卫星在轨位置保持策略,进行自主位保策略验证和多次自主点火监控。整个电推进工作具体流程如图9所示,电推进点火完成后重新对卫星进行测轨,确认电推进位保效果。

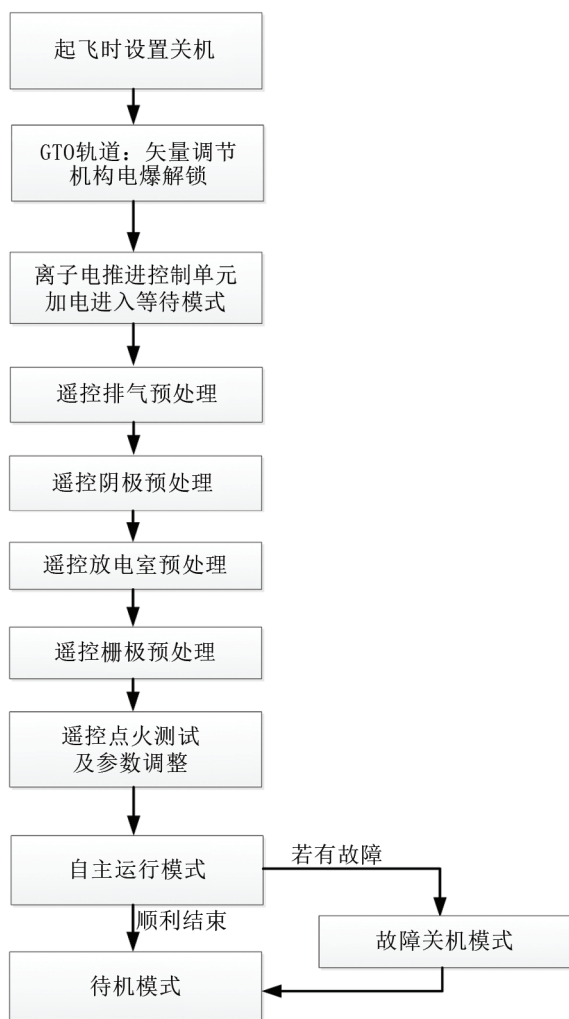


图9 电推进系统在轨工作流程

Fig. 9 Automatic mode workflow of EP system

电推进系统推力矢量调节机构进行了在轨火工品起爆展开及目标角转动指向调整,解锁展开转动过程以及压力调节单元的压力调整曲线如图10所示。其中图10(a)矢量机构的转动过程为从压紧

位置自主转动至初始零位,然后依据卫星标定的要求转动至指定的角度位置,保证了推力器矢量方向经过卫星质心位置。而压力调节曲线是将上游的10 MPa的高压氙气瓶的压力通过电子减压器的方式降低至一个设计的压力值。图10(b)为特定的时间周期内卫星遥测下传压力值,压力调节目标值为0.277 MPa,压力在目标值附近有规律地波动,波动范围控制在3%。

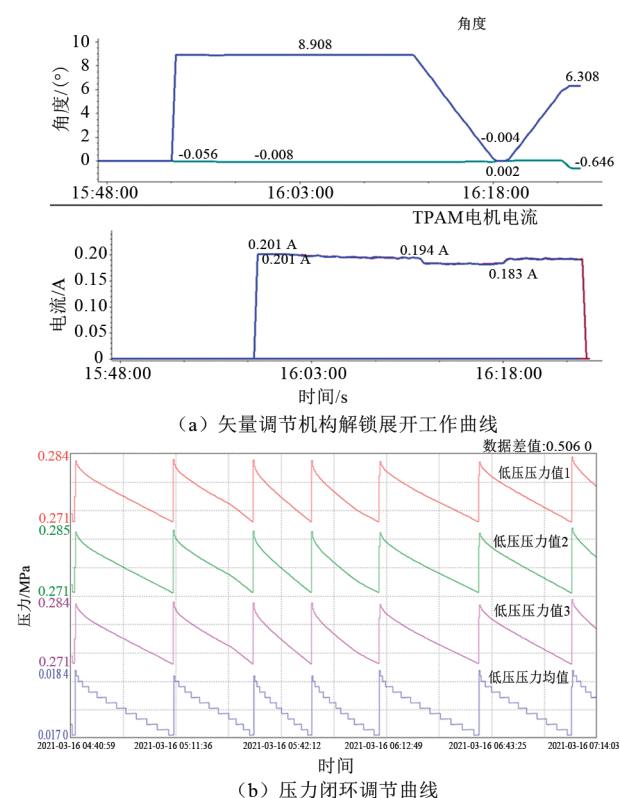


图10 矢量调节机构解锁展开及压力调节控制曲线
Fig. 10 Pointing of TPAM and pressure regulation control of PCM

图11(a)为PPU在一个点火工作周期内的9路供电电流和电压的输出遥测值变化曲线,每一路输出的稳定精度均在5%范围内。图11(b)为南推力器流量控制单元通过控制阳极、阴极、中和器三路迷宫型流量器的温度精度达到微流量的高精度输出。

电推进在轨环境适应性方面,主要关注各单机在热控系统保障条件下的正常控制温度范围,其中,推力器点火最高温度为 $194.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,PPU工作温度范围为 $-0.13\sim 15.19\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。氙气瓶温度范围为 $28.45\sim 31.09\text{ }^{\circ}\text{C}$,压力调节模块单元温度范围为 $20.20\sim 24.77\text{ }^{\circ}\text{C}$,流量控制模块单元温度范围为 $10.5\sim 35.78\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。氙气瓶与压力模块单元之间及到流量控制模块单元管路温度为 $19.58\sim 30.53\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。矢量调节

机构电机的旋变温度为 $-0.86\sim 28.31\text{ }^{\circ}\text{C}$,底板温度为 $3.711\sim 13.34\text{ }^{\circ}\text{C}$,推力器安装板温度为 $-9.507\sim$

$29.88\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。由此可见,电推进系统各部件温度正常。典型的离子推力器工作温度变化如图12所示。

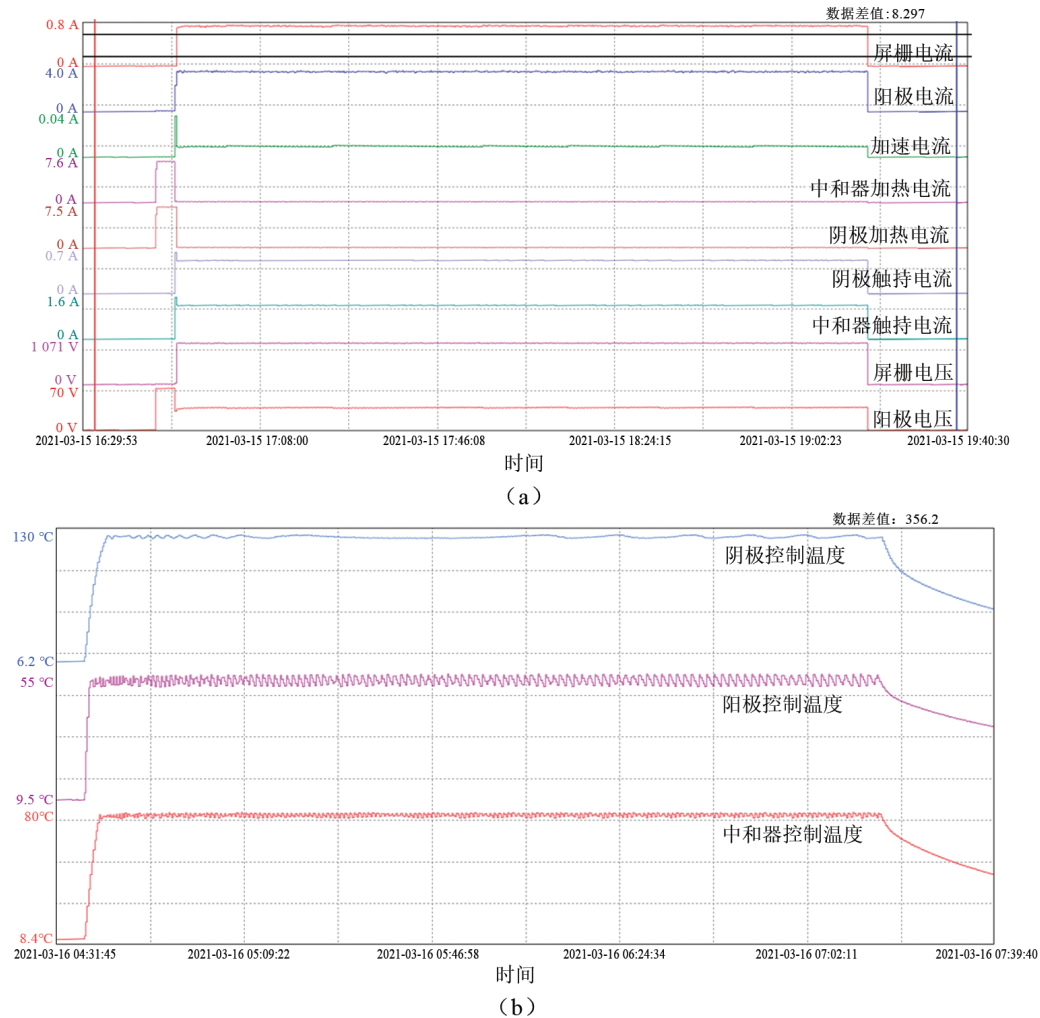


图 11 电源处理单元功率输出及南推力器流量控制器的温度闭环控制

Fig. 11 Power output of PPU and south thruster regulation control of FCM

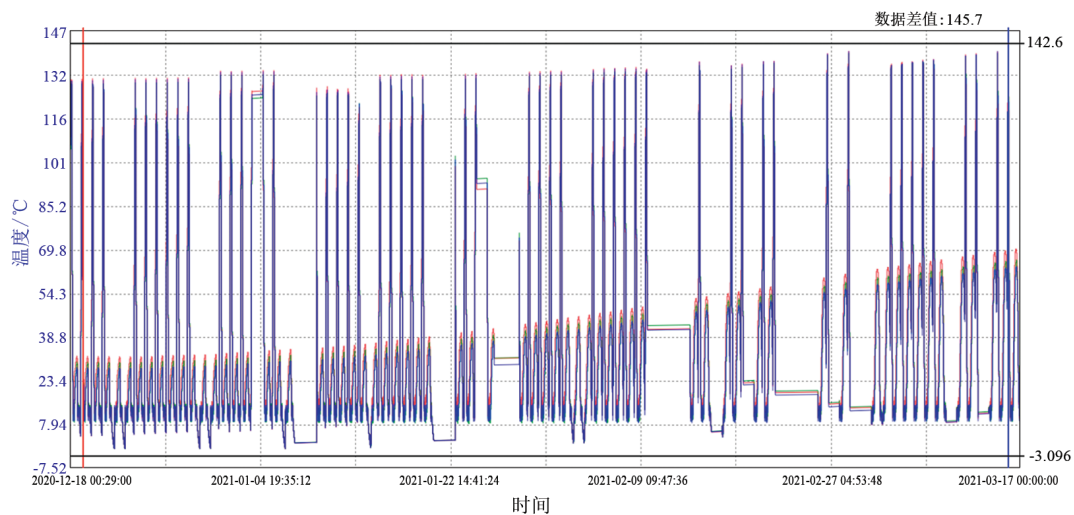


图 12 离子推力器温度变化范围

Fig. 12 Working temperature range of thrusters

表 2 为电推进系统在轨工作性能指标,可以看出,系统性能满足卫星应用要求。

表 2 电推进系统在轨性能指标
Tab. 2 On orbit performance of EP system

指标项	实现指标
功率/W	≤ 1265 1 003.7~1 023.3
屏栅电压/V	993.5~1 013.5
	990.7~1 017.7
	1 001.6~1 027.5
比冲/s	3 031~3 256
	2 986~3 244
	3 108~3 156
	3 048~3 158
计算推力/mN	40.48~43.49
	39.89~43.33
	41.48~42.18
	41.18~42.15
压力调节精度/%	< 2.8
温度控制精度/ $^{\circ}\text{C}$	± 2.8
流量控制精度/%	$< 0.5\%$
单次点火最长时间/h	4
氙气存贮能力/MPa/kg	15/156
矢量调节精度/ $^{\circ}$	-0.006~0.012

3 结论

本文主要介绍了卫星的电推进设计,电推进系统集成性能测试,电推进系统地面真空联试点火测试,电推进整星的真空测试以及电推进系统在轨飞行测试等内容。从地面测试项目和验证效果上看,对电推进系统的地面评估试验完全覆盖了电推进系统在轨应用所需要验证的各项指标,解决了电推

进系统与卫星的工作兼容性以及空间环境适应性等问题。

卫星在轨工作性能表明,HTS 卫星采用的电推进系统功能性能正常,贮供子系统的压力闭环、温度闭环,供气稳定,PPU 供电正常、稳定,离子推力器工作正常;离子电推进系统温度正常;系统性能以及单机产品性能一致性较好。高轨环境适应性、与通信载荷及整星兼容性和电推进位保策略得到充分验证。

参考文献:

- [1] JOHNSON I K, et. al. New avenues for research and development of electric propulsion thrusters at SSL[C]//Proceedings of the 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, Georgia, USA, 2017.
- [2] DAN L, ROGER M M, KRISTINA M L, et al. The technological and commercial expansion of electric propulsion in the past 24 years[C]//Proceedings of the 35th International Electric Propulsion Conference, Atlanta, Georgia, USA, 2017.
- [3] ZHANG T P, TANG F J, GENG H, et al. The LIPS-200 ion electric propulsion system development for the DFH-3B satellite platform[C]//Proceedings of the 64th International Astronautical Congress, 2013.
- [4] 刘一薇. “实践 9 号”卫星电推进首次在轨试验验证[J]. 深空探测学报, 2017, 4(3): 245-251.
- [5] 王小永, 张天平, 江豪成, 等. 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.
- [6] 王旭. 实践十三号卫星成功发射开启中国通信卫星高通量时代[J]. 中国航天, 2017(5): 13.

(责任编辑:任 妮)