

“实践9号”卫星电推进首次在轨试验验证

刘一薇

(航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘要: “实践9号”A/B新技术试验卫星于2012年10月14日在太原卫星发射中心成功发射, 经过3年多的在轨考核和试验验证, 圆满完成了卫星使命, 其中离子和霍尔电推进在轨首次试验验证, 进行了性能标定, 分别进行了200余次的点火试验, 各项指标满足要求。为我国的电推进技术的在轨应用奠定了基础。

关键词: 实践9号A卫星; 霍尔电推进; 离子电推进

中图分类号: V514

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2017)03-0245-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2017.03.007

引用格式: 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.

Reference format: Liu Y W. The first on-orbit technology demonstration for the electric propulsion of SJ-9 satellite[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2017, 4(3): 245-251.

0 引言

离子电推进和霍尔电推进是目前国际上主要应用的电推进产品, 在美国、俄罗斯、欧洲、中国、日本等国得到了广泛的应用, 电推进技术在地球静止轨道(Geostationary Orbit, GEO)卫星的南北位置保持、东西位置保持、动量轮卸载等任务中发挥了主要的作用。近年来, 正逐步向全电推进应用方向拓展, 即从地球同步转移轨道(Geostationary Transfer Orbit, GTO)到GEO的轨道转移及入轨后的全位保任务均由电推进完成, 使卫星重量大幅下降, 从而实现“一箭多星”发射, 可带来巨大的经济效益和社会效益。随着人类将探索的目标投向近地轨道以远的月球、小行星、火星等更遥远的星体及外太空, 现有的空间推进技术已不能满足未来空间探索任务的需求。

化学推进系统所需的化学推进剂质量较大, 而且化学燃料的使用效率较低, 从而限制了航天器入轨后的寿命和空间探索任务的机会。电推进技术由于其高比冲等性能将可以使航天器降低成本、提升性价比、延长工作寿命、减少对发射窗口的依赖和增加有效的科学载荷, 效费比更高。对于无拖曳控制、编队飞行、精确姿态和轨道控制的空间科学试验, 电推进也是重要的支撑技术。在可预见的未来, 电推进系统将是效率较高的空间推进技术。

“实践9号”A/B卫星于2012年10月14日在太原卫星发射中心成功发射, 经过3年多的在轨考核和试验, 已

按照《“实践9号”卫星工程研制总要求》批复的内容^[1], 圆满完成了工程任务。首次完成的氙离子和霍尔两种电推进技术, 推力、比冲等指标与国外同类产品相当, 表明我国电推进技术已经取得重大突破^[2]。目前, 离子电推进经过在轨验证的相关产品和技术已应用于“DFH-3B”“DFH-5”等通信卫星平台, 大大提升了卫星平台承载有效载荷的能力; 霍尔电推进技术也将应用于我国空间站核心舱的轨道维持^[3]。

1 “实践9号”卫星电推进的在轨应用验证

“实践9号”卫星搭载了霍尔和离子两台电推进系统, 霍尔和离子推进系统外形结构见图1。电推进系统工作时存在着高电压、大电流, 产生较大的瞬态 dV/dt 或 dI/dt 大的变化以及羽流的复杂等离子体环境, 由此产生的传导和辐射发射电磁干扰对卫星的通信、制导、导航、有效载荷以及其它电子设备会有潜在的影响, 且其产生的干扰源情况较为复杂。卫星需提供大功率供电和散热隔热措施, 因此要加强整星的安全性及电磁兼容性设计。

电推进系统对卫星平台的影响包含两个方面: ①电推进的羽流对卫星平台会产生污染; ②电推进系统工作时产生的电磁干扰对卫星平台的影响。可通过整星电磁兼容性设计、构型布局以及工作模式设置来保证电推进工作时的安全可靠。 “实践9号”A卫星结构设计如图2所示。



(a) 离子推力器



(b) 霍尔推力器

图1 电推力器

Fig.1 Electric propulsion

离子电推进的技术难点,包括离子光学组件的设计及加工技术、空心阴极长寿命、微小流量控制技术、高电压防护设计、离子电源处理单元热设计;霍尔电推进相关部件的技术难点,包括微小流量控制技术、空心阴极暴露于大气问题、霍尔电源处理单元等。通过在轨试验考核验证了以上技术难点解决措施。

在轨氙离子电推进和霍尔电推进的推力测量见表1

表1 氙离子电推力器在轨试验主要性能测试结果

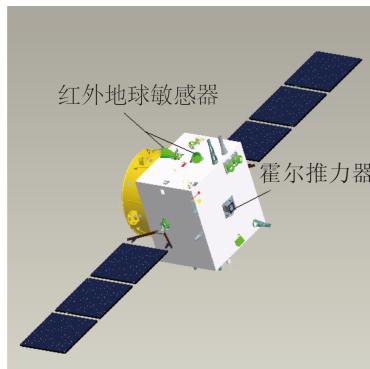
Table 1 The main performance testing result for ion electric propulsion on orbit

序号	主要性能	技术指标要求	在轨测试结果 (2012.11.08)		208次开机试验平均值 (参数法)	是否满足指标要求
			测轨法标定结果	参数法计算结果		
1	推力/mN	40 ± 4	36.2	39.19	38.57	是
2	比冲/s	3 000 ± 300	2 962	3 069	3 116	是
3	功率/W	≤ 1 350		1 143.66	1 142.05	是
4	开关次数	≥ 200		208	/	是

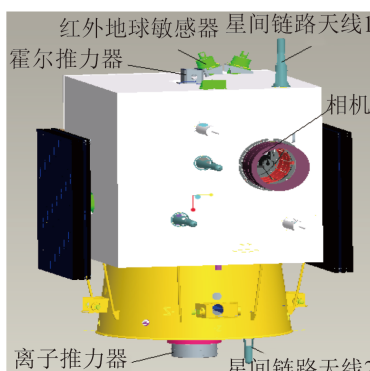
表2 霍尔型电推力器在轨试验主要性能测试结果

Table 2 The main performance testing result for Hall electric propulsion on orbit

序号	主要性能	技术指标要求	在轨标定结果		是否满足指标要求
			测轨法标定结果	参数法计算结果	
1	推力/mN	40 ± 4	38.32	38.01	是
2	比冲/s	1 600 ± 160	1 495	1 483	是
3	功率/W	≤ 800	741.3	741.3	是
4	开关次数	≥ 200	208	208	是



(a) 飞行状态



(b) 发射状态

图2 “实践9号”A卫星的构型布局示意图

Fig.2 SJ-9 A satellite configuration layout of scheme

和表2。

“实践9号”A卫星开展了相关的在轨测试工作。电推进工作引起的等离子体环境变化和污染物沉积环境由电推进试验分系统中的电推进诊断单元负责监测,诊断单元由石英晶体微量天平、朗缪尔探针、阻滞势分析器3种仪器组成。电推进试验分系统测量主要由以下内容组成。

1) 朗缪尔探针 (Langmuir Probe, LP) 电子密度、电子温度在轨测量数据

霍尔诊断模块LP从2013年3月26日开始开机测量, 截止2014年2月24日, 共获得星时72 d的在轨测量数据。离子诊断模块LP从2013年3月26日开始开机测量, 截止2014年2月25日, 共获得星时70 d的在轨测量数据。LP所有在轨测量的等离子体电子温度、等离子体密度、等离子体电位如图3~8所示。

从图3可以看出, LP测量霍尔推力器羽流返流区等离子体电子温度在1.81~2.80 eV之间, 平均值为2.37 eV。

从图4可知, LP测量霍尔推力器羽流返流区等离子体电子密度在 $1.62 \times 10^{13} \sim 3.59 \times 10^{13}/\text{m}^3$ 之间, 平均值为 $2.48 \times 10^{13}/\text{m}^3$ 。

从图5可以看出, LP测量霍尔推力器羽流返流区等离子体电位在6.70~10.77 V之间, 平均值为8.96 V。

从图6可以看出, LP测量离子推力器羽流返流区等离子体电子温度在1.92~3.95 eV之间, 平均值为2.90 eV。

从图7可以看出, LP测量离子推力器羽流返流区等离子体电子密度在 $2.53 \times 10^{11} \sim 1.53 \times 10^{12}/\text{m}^3$ 之间, 平均值为 $7.93 \times 10^{11}/\text{m}^3$ 。

从图8可以看出, LP测量离子推力器羽流返流区等离子体电位在35.24~39.35 V之间, 平均值为36.86 V。

2) 制动势分析仪 (Retarding Potential Analyzer, RPA) 等离子体离子能量、离子电流密度在轨测量结果

霍尔诊断模块RPA于2013年3月19日23时47分24秒(星时1538天15时47分22秒)获得了首个在轨测试数据, 截止2014年2月26日, 共获得星时70 d的在轨测量数据。离子诊断模块RPA于2013年3月19日22时13分25秒(星时1538天14时13分23秒)获得了首个在轨测试数据, 截止2014年2月25日, 共获得70 d的在轨测量数据。离子能量最大值均为26.08 eV。所获得霍尔推力器羽流等离子体的离子能量及电流范围如图9~10所示。

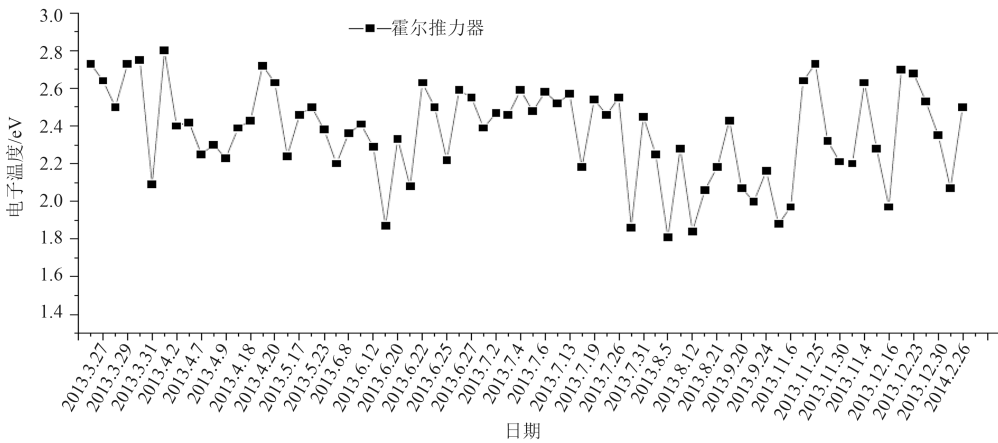


图3 霍尔诊断模块LP羽流等离子体电子温度在轨测量结果

Fig. 3 The measuring result of Hall plume electric temperature for diagnose module LP on orbit

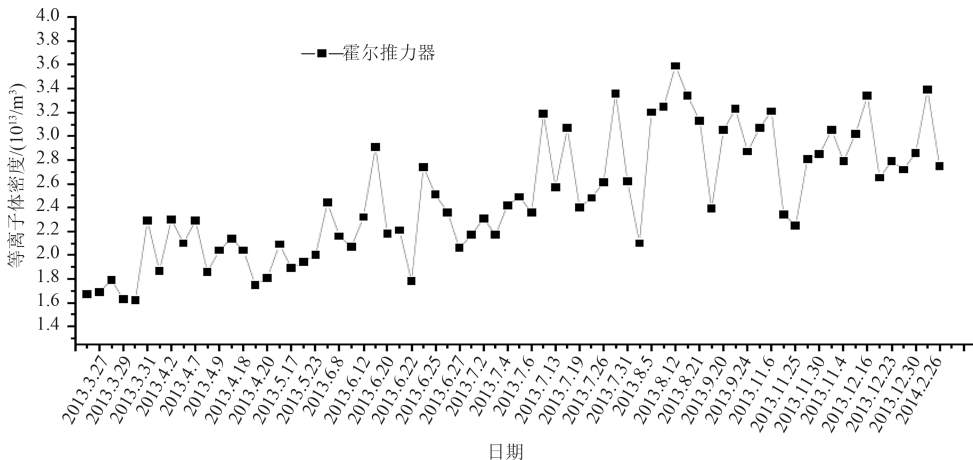


图4 霍尔诊断模块LP羽流等离子体密度在轨测量结果

Fig. 4 The measuring result of hall plume density for diagnose module LP on orbit

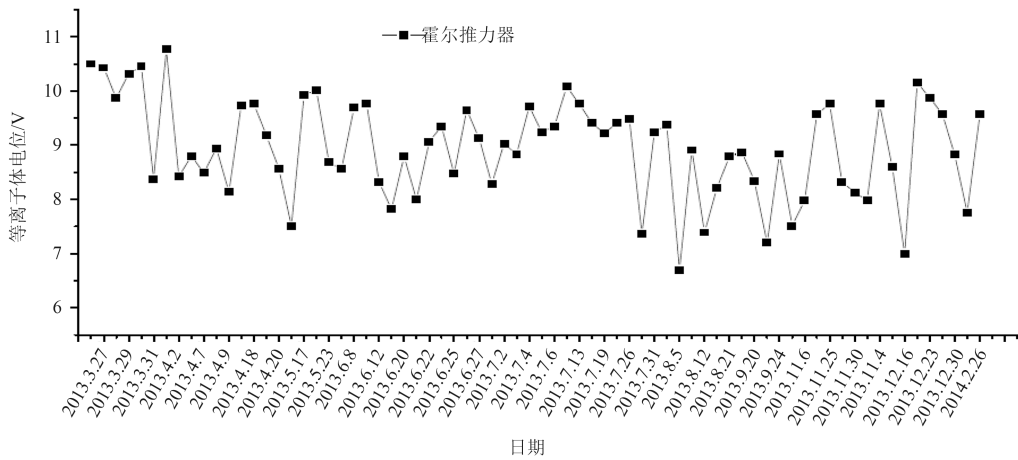


图5 霍尔诊断模块LP羽流等离子体电位在轨测量结果

Fig. 5 The measuring result of Hall plume potential for diagnose module LP on orbit

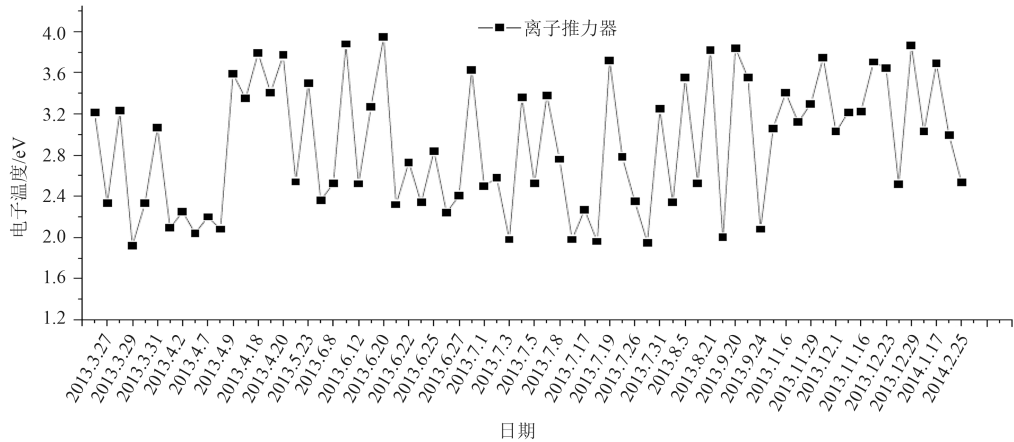


图6 离子诊断模块LP羽流等离子体电子温度在轨测量结果

Fig. 6 The measuring result of ion plume electric temperature for diagnose module LP on orbit

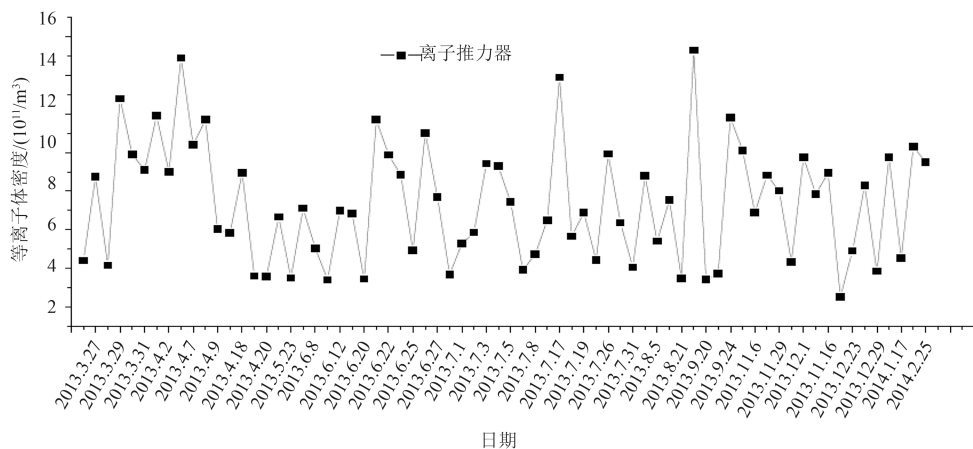


图7 离子诊断模块LP羽流等离子体密度在轨测量结果

Fig. 7 The measuring result of ion plume density for diagnose module LP on orbit

由图9~10可知,从霍尔诊断模块RPA在轨测量结果可以得到:霍尔推离子器羽流返流到+X表面的等离子体离子能量在7~26 eV,最大收集电流 $I_{\max} = 4.74 \times 10^{-7}$ A,计算得到的离子收集电流密度 J 为 $0.62 \mu\text{A}/\text{cm}^2$ 。

在电推离子器不工作时段, RPA的收集电流为0 nA,因而可认为背景等离子体离子电流为零,电推离子器工作时RPA得到的电流为交换电荷等离子体的离子电流。

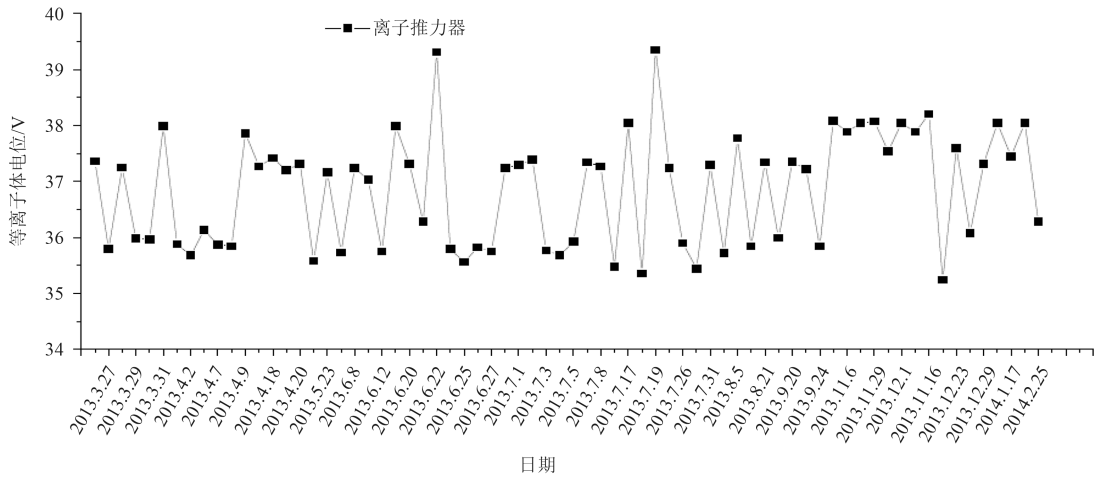


图8 离子诊断模块LP羽流等离子体电位在轨测量结果
 Fig. 8 The measuring result of ion plume potential for diagnose module LP on orbit

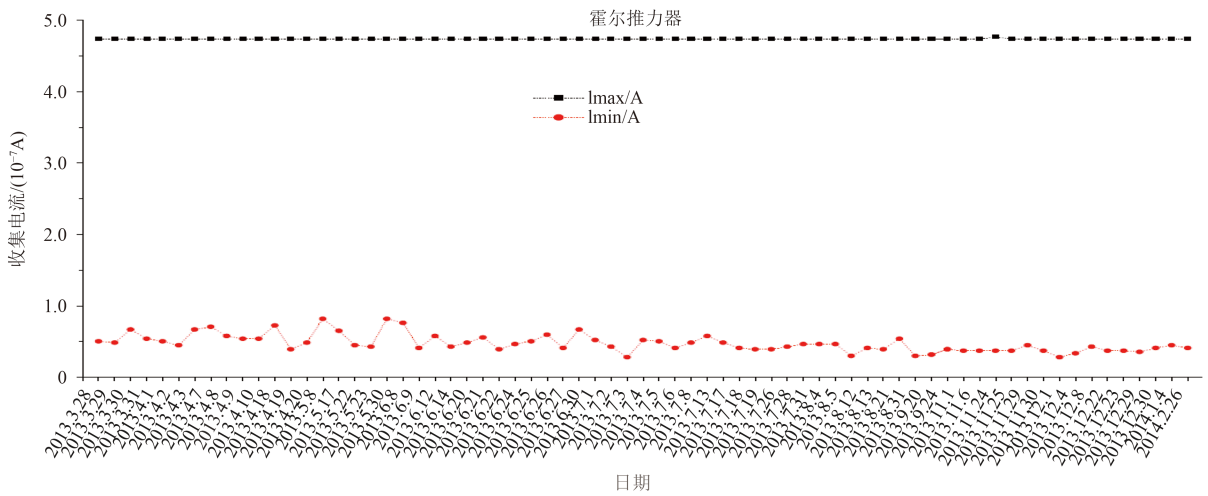


图9 霍尔诊断模块RPA羽流等离子体收集电流在轨测量结果
 Fig. 9 The measuring result of Hall plume electricity for diagnose module RPA on orbit

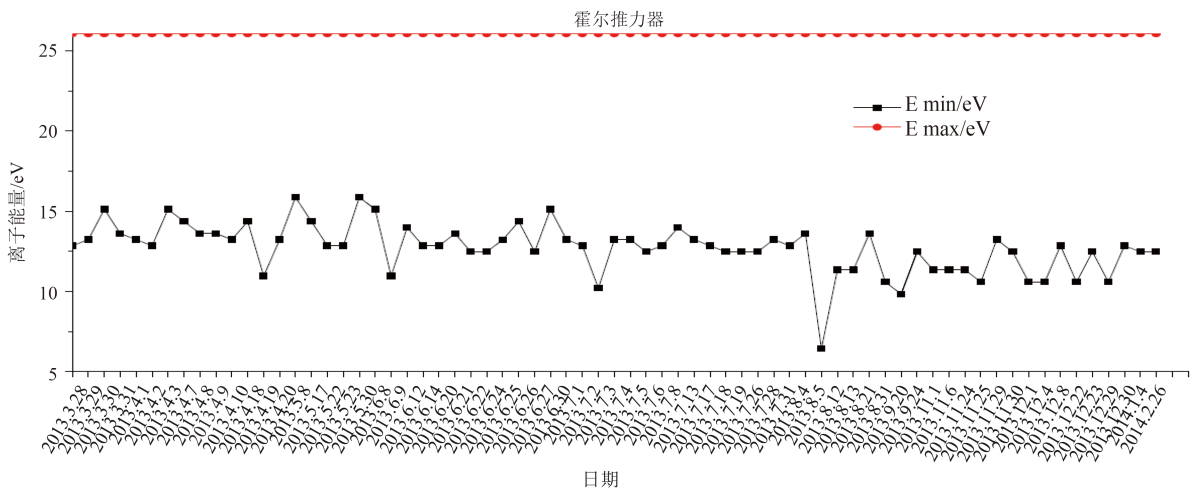


图10 霍尔诊断模块RPA羽流等离子体离子能量在轨测量结果
 Fig. 10 The measuring result of Hall plume energy for diagnose module RPA on orbit

离子推力器在0~26.08 V电压范围内,不存在电流明显下降段,电流在 10^{-8} A量级上小范围波动,因而尚无法做出明确判断。初步测量结果为等离子体离子能量大于26 eV,离子电流密度约 $0.052 \mu\text{A}/\text{cm}^2$ 。

霍尔推力器羽流返流到卫星+X面的电子密度为 $0.17\sim 3.73 \times 10^{13}/\text{m}^3$,电子温度为1.50~3.29 eV,离子能量为7~26 eV,离子电流密度约为 $0.61 \mu\text{A}/\text{cm}^2$ 。

离子推力器羽流返流到卫星-X面的电子密度为 $0.34\sim 1.53 \times 10^{12}/\text{m}^3$,电子温度为1.92~3.84 eV,离子能量大于26 eV,离子电流密度约为 $0.052 \mu\text{A}/\text{cm}^2$ 。

霍尔推力器羽流返流区电子密度比离子推力器羽流返流区的电子大1个量级,霍尔推力器羽流等离子体的离子电流密度比离子的大1个量级。

3) 沉积污染测量结果

霍尔端QCM探头于2013年6月14日15:02日输出频率发生跳变,数据异常,异常前频率数据为56 817 Hz。通过数据核算,异常前QCM探头表面污染沉积量已达到 $3.92 \times 10^{-5} \text{g}/\text{cm}^2$,超出QCM探头 $1.6 \times 10^{-5} \text{g}/\text{cm}^2$ 的设计指标。

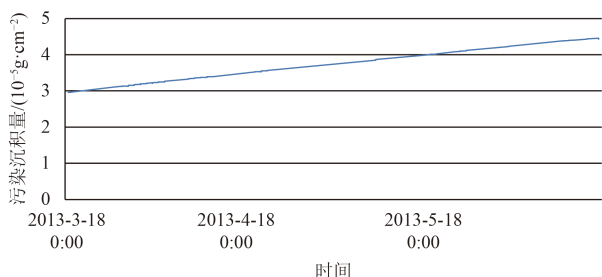


图 11 霍尔端QCM污染沉积量测量结果

Fig. 11 The measuring result in orbit of Hall plume deposit rate on QCM

离子诊断模块QCM测量污染沉积量在2013年3月18日至2013年9月18日之间的变化趋势如图所示。图中测量值是以2012年7月卫星出厂前的AIT测试阶段测量值为零值进行计算得到。

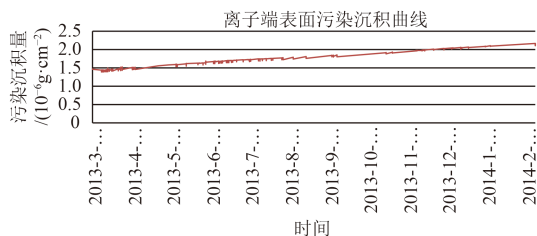


图 12 离子端QCM污染沉

Fig. 12 The measuring result in orbit of ion plume deposit rate on QCM

与防护、安全防护等电推进应用的关键技术。同时超级电化学电容器给电推进供电,实现空间联合应用,解决电推进大功率供电的瓶颈问题。

解决了以下关键技术:

1) 实现了针对电推进的故障检测与系统级防护,采用故障在线诊断技术。实现了中和器灭弧3 ms处理、栅极打火故障100 ms处理,有效解决了电推进在轨应用对卫星的风险,确保卫星的安全。

2) 针对电推进大功率、真空放电、喷射等离子体流等特性,解决了电磁兼容设计与试验的关键技术,模拟真实推力器所产生的传导和辐射信号,实现了整星的EMC特性真实试验验证。

3) 采用激光干涉测量的创新技术及配套设备完成了微小推力的直接测量。测量精度达到1mN,相对其他测量方法,系统简单、操作方便、与等离子体等测量环境无耦合。

4) 将敷膜技术用于阴极发射体制备,降低了阴极电子逸出功函数,提高了阴极的抗中毒能力;采取陶瓷筒隔离技术,解决了制约阴极长寿命的难题。国内首创了机械减压阀与Bang-Bang阀联合减压方案,大幅提高了压力输出精度,从国际输出精度 $\pm 0.02 \text{Mpa}$ 提高到 $\pm 0.0025 \text{Mpa}$ 。

5) 采用空心球形朗缪尔探针与阻滞势分析仪相互配合的方法实现了电推进羽流等离子体参数测量,解决了低密度等离子条件下的弱电流收集及微小等离子体密度与电流的检测难题。采用双晶体差频技术实现了电推进羽流污染在轨监测,解决了电推进羽流微小污染高精度监测技术难题。提出微波解离气相等离子体源标定朗缪尔探针和阻滞势分析仪方法,攻克了高精度标定难题。实现了电推进等离子监测和评估技术的跨越。

6) 实现超级电化学电容器为电推进空间应用,为空间大功率需求的应用提供了能源供应的解决途径。采用活性炭和多元金属化合物组成的混合物作为超级电容器的正极材料,采用活性炭和其他碳材料组成的混合物作为超级电容器的负极材料及高介电常数溶剂制成的溶液作为超级电容器的电解液,单体容量达到23 000 F,比能量达到30 Wh/kg,比功率达到4 300 W/kg,循环寿命大于5万次,攻克了空间用超级电容器的密封结构技术难题。

2 “实践9号”卫星电推进解决的关键技术

国内首次实现了离子和霍尔电推进的在轨应用,电推进在轨应用的电磁兼容、等离子体环境效应测量

3 结 论

“实践9号”卫星工程通过地面研制和在轨试验,成功促进了霍尔和离子电推进新技术和新成果向实际

应用转化,进行了在轨体制验证,其性能满足任务要求。同时对电推进的羽流特性进行了定性与定量的在轨测试与分析,为我国的电推进的在轨应用奠定了基础。未来应该在推力器长寿命高可靠等方面做进一步的探索工作,为解决影响卫星高精度、长寿命和高可靠性的技术瓶颈奠定基础。

参 考 文 献

- [1] 刘一薇,翟峰,赵志明. SJ-9A卫星方案论证报告[R]. 北京:航天东方红卫星有限公司,2009.
Liu Y W, Zhai F, Zhao Z M. SJ-9A satellite project design report[R].

Beijing: DFH Satellite Co. LTD, 2009.

- [2] 李晓辉,李林凌. 氙离子电推进器项目用户系统评估报告[R]. 北京:中国空间技术研究院,2015.
Li X L, Li L L. The user evaluation report for ion electronic population in orbit[R]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2015.
- [3] 李晓辉,李林凌. 霍尔电推进器项目用户系统评估报告[R]. 北京:中国空间技术研究院,2015.
Li X L, Li L L. The user evaluation report for Hall electronic population in orbit[R]. Beijing: China Academy of Space Technology, 2015.

作者简介:

刘一薇(1963-),女,硕士,主要研究方向:卫星总体设计。

通信地址:北京市海淀区友谊路14号院(100094)

E-mail: liuyiwei_21at@163.com

The First On-Orbit Technology Demonstration for the Electric Propulsion of SJ-9 Satellite

LIU Yiwei

(DFH Satellite Co., LTD, Beijing 100094, China)

Abstract: SJ-9A/B satellite is the first one of new science exploration and technology demonstration spacecraft system. It was launched successfully on Oct, 14th, 2012. SJ-9A satellite fulfilled its task and mission after over three years of test evaluation and technology demonstration. The Hall electric propulsion and ion electric propulsion are validated in orbit at first on SJ-9 satellite, while their performances are calibrated. The Hall and ion electric thrusters are tested more than 200 times respectively, and their performances satisfy all requirements.

Key words: SJ-9A satellite; Hall electric propulsion; ion electric propulsion

[责任编辑:高莎,英文审校:朱鲁青]