

# 40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统 工作性能在轨测试与分析

王小永, 张天平, 江豪成, 王少宁, 高 军

(兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室 甘肃 兰州 730000)

**摘 要:** 为获得电推进系统准确的工作性能, 验证其在轨工作稳定性, 国内首台空间用氙离子电推进系统于 2012 年 11 月~2014 年 2 月在我国新技术试验卫星——实践九号 A 卫星上开展了首次在轨飞行试验。本文简要介绍了 40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统的设计方案和主要性能指标, 重点阐述了所开展的系统性能在轨测试内容、测试方法及获得的测试结果, 并对测试结果进行了分析, 最后给出了在轨测试结论。

**关键词:** 卫星; 氙离子电推进系统; 飞行试验; 工作性能; 在轨测试; 稳定性验证

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0076-06

## In-orbit test and analysis of working performance for 40 mN/3 000 s xenon ion electric propulsion system

WANG Xiao-yong, ZHANG Tian-ping, JIANG Hao-cheng, WANG Shao-ning, GAO Jun

(Key Laboratory of Vacuum Technology and Physics, Lanzhou Institute of Physics,

CAST, Lanzhou 730000, China)

**Abstract:** To achieve accurate operating performance of electric propulsion system (EPS) and demonstrate its operating stability in orbit, flight tests of Chinese first xenon ion EPS used in space were carried out for the first time at the SJ-9A satellite from November 2012 to February 2014. The design scheme and primary performance index of the 40 mN/3000 s xenon ion EPS are introduced briefly in this paper. The in-orbit performance test contents, methods and results of the system are described emphatically. The achieved test results are analyzed. The conclusions of in-orbit test are brought out.

**Keywords:** satellite; xenon ion electric propulsion system; flight test; operating performance; in-orbit test; stability demonstration

收稿日期: 2014-10-29; 修回日期: 2014-12-09

作者简介: 王小永 (1968—), 男, 高级工程师, 硕士, 研究领域为空间电推进技术与产品设计

## 0 引言

随着电推进系统在国外各类航天器上的广泛应用<sup>[1-8]</sup>以及国内用户对卫星有效载荷承载能力和工作寿命要求的不断提高,我国卫星平台,尤其是大型、长寿命 GEO 卫星平台对电推进系统提出了非常迫切的应用需求。离子电推进系统作为国际主流电推进类型,更高的比冲、效率和更长的寿命特性决定了在这一领域具有非常显著的应用优势。中国空间技术研究院兰州空间技术物理研究所作为国内最早从事电推进技术研究和电推进产品研制的单位,针对我国 GEO 卫星南北位保应用需求,于 2006 年成功研制出了推力 40 mN、比冲 3 000 s 的氙离子电推进系统工程产品。2008 年,该系统被遴选为我国新技术试验卫星——实践九号 A 卫星在轨试验项目,作为关键试验载荷,开展在轨飞行试验,为我国离子电推进系统早日实现空间应用进行技术验证和飞行数据积累,这也是我国自主研制的电推进系统首次开展在轨飞行试验,意义重大,影响深远。在经过 4 年多反复的设计改进和充分的地面测试与试验验证后,40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统于 2012 年 10 月 14 日随 SJ-9A 卫星顺利发射升空。2012 年 11 月 5 日,系统在轨飞行试验正式启动,截至 2014 年 2 月 26 日,完成了预定的全部在轨飞行试验内容。飞行试验过程中,择机对系统推力、比冲和功率等性能进行了在轨测试与标定,测试与标定结果全部满足设计指标要求;同时,利用本次在轨飞行试验机会,通过反复的开、关机工作循环试验,对氙离子电推进系统工作性能的稳定性开展了在轨验证。

## 1 氙离子电推进系统简介

### 1.1 系统技术方案

考虑到任务的试验性质,本次飞行试验氙离子电推进系统采用最简单的单弦系统方案,以氙气(纯度 $\geq 99.99\%$ )作为推进剂,系统由一台氙离子推力器、一台电源处理单元(PPU)、一台氙气瓶、一台氙气供给单元、一台电推进控制单元

(DICU)和一台供电转接盒共 6 台单机,以及若干钛合金管路组成。图 1 为氙离子电推进系统组成框图。氙离子推力器是系统核心设备,负责对氙气进行电离、加速并聚焦引出,从而产生推力;PPU 负责向推力器提供所需要的 8 路供电;氙气瓶用于贮存氙气;氙气供给单元负责对贮存在氙气瓶内的高压氙气进行压力调节和流量控制,确保输送到推力器内部的各路氙气满足流量指标要求;DICU 用于控制 PPU 中各电源模块的开、关及氙气供给单元中各类阀门的通、断和热节流器加热器的开、关,并负责采集 PPU 和氙气供给单元中的各种电压、电流、温度和压力参数;供电转接盒主要用于 PPU 和推力器之间高压供电电缆的转接。氙离子推力器为电子轰击式(Kaufman)类型,束流口径 20 cm,主要由空心阴极、中和器、放电室和栅极组件 4 部分组成。图 2 为氙离子推力器结构示意图。

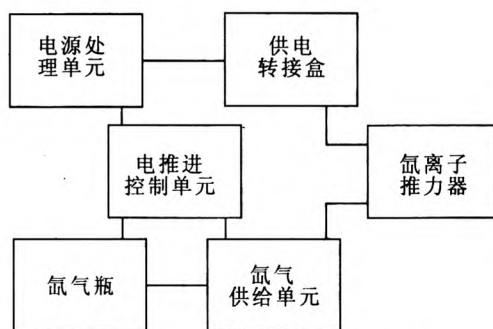


图 1 氙离子电推进系统组成框图

Fig. 1 Composition block diagram of xenon ion EPS

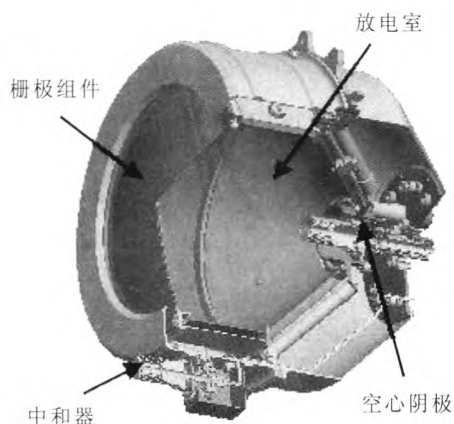


图 2 氙离子推力器结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of xenon ion thruster

## 1.2 系统主要性能设计指标

40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统主要性能设计指标如下:

- 1) 推力:  $(40 \pm 4)$  mN;
- 2) 比冲:  $(3\ 000 \pm 300)$  s;
- 3) 输入功率 (PPU 母线功率):  $\leq 1\ 350$  W。

## 2 测试内容与测试方法

### 2.1 测试内容

根据在轨飞行试验目的, 氙离子电推进系统首次在地面飞行试验期间, 拟开展的系统性能测试与验证内容主要包括 3 个方面:

- 1) 系统工作性能在轨测试。
- 2) 系统推力在轨标定。
- 3) 系统性能稳定性在轨验证。

### 2.2 测试方法

#### 2.2.1 系统性能在轨测试方法

氙离子电推进系统主要性能指标共 3 项, 即推力、比冲和功率。在轨飞行试验期间, 择机选择卫星连续飞行若干圈次, 按照 1 次/圈的频度开展系统在轨点火试验, 利用下传到地面的系统工作参数遥测数据, 通过理论计算, 对系统在轨工作期间的推力、比冲和功率等性能进行测试。各项性能具体的在轨测试方法如下:

##### 1) 推力

利用氙离子电推进系统在轨工作过程中屏栅电压和屏栅电流遥测数据及修正系数, 按照离子推力器推力理论计算公式<sup>[4]</sup>, 即公式 (1) 计算系统在轨推力:

$$F = 1.651 \times 10^{-3} \alpha \beta J_b \sqrt{V_b} \quad (1)$$

式中:  $F$  为推力, mN;  $\alpha$  为束发散修正系数, 由地面测试获得, 飞行产品地面测试结果为  $\alpha = 0.976$ ;  $\beta$  为多荷离子修正系数, 由地面测试获得, 飞行产品地面测试结果为  $\beta = 0.977$ ;  $J_b$  为屏栅电流, A, 由在轨遥测数据获得;  $V_b$  为屏栅电压, V, 由在轨遥测数据获得。

推力的这种测试方法简称为“电参数计算法”。

##### 2) 比冲

利用系统推力在轨测试结果, 以及系统在轨工作期间的推进剂供给总流率, 按照电推力器比冲理论计算公式<sup>[4]</sup>, 即公式 (2) 计算系统在轨比冲:

$$I_s = F / q_m g \quad (2)$$

式中:  $I_s$  为比冲, s;  $F$  为推力, mN, 由电参数计算法或测轨法计算得到;  $q_m$  为推进剂在轨流率, mg/s, 利用在轨试验过程中低压压力变化量、对应时间及低压容器 (缓冲罐) 容积、氙气密度等参数计算得到;  $g$  为重力加速度常数, 取  $9.8 \text{ m/s}^2$ 。

##### 3) 功率

利用在轨飞行试验过程中, 系统在推进模式工作状态下, 由卫星电源分系统输入到 PPU 输入端的母线电压和电流遥测数据, 按照公式 (3) 计算系统在轨功率:

$$P = U \cdot I \quad (3)$$

式中:  $P$  为功率, W;  $U$  为 PPU 输入端母线电压遥测数据, V;  $I$  为 PPU 输入端母线电流遥测数据, A。

#### 2.2.2 系统推力在轨标定方法

在轨飞行试验期间, 选择适当的卫星飞行圈次, 暂停星上其它载荷在轨试验和可能对卫星轨道高度产生影响的各种控制与操作, 开展氙离子电推进系统点火工作试验; 利用点火试验前后, 卫星轨道高度的变化, 按照卫星轨道模型, 计算氙离子电推进系统在轨推力, 完成对系统推力的在轨标定。

#### 2.2.3 系统性能稳定性在轨验证方法

系统性能测试与推力标定完成后, 对氙离子电推进系统进行累计总次数 (包括在轨首次点火试验和性能测试与推力标定试验) 不少于 200 次的点火工作循环试验, 单次试验中的系统推进时间一般为 10 min。根据历次在轨飞行试验过程中系统工作参数遥测数据, 以及所对应的推力、比冲和功率等性能电参数法计算结果, 分析系统工作性能随开、关机次数的变化情况, 对系统在轨工作性能的稳定性做出评价。

3 测试结果与分析

3.1 性能测试结果与分析

氙离子电推进系统在轨预处理和首次点火试验完成后, 于 2012 年 11 月 8 日, 共选择卫星的 4 个连续飞行圈次, 按照 1 次/圈的频度, 对离子电推进系统开展了 4 次在轨点火工作试验。每次试

验中系统推进时间为 10 min。4 次在轨试验均顺利完成。表 1 列出 4 次在轨试验中氙离子电推进系统主要工作参数遥测结果及利用压力方法计算得到的推进剂在轨流率数据。表 2 是根据表 1 中系统工作参数遥测数据平均值, 按照 2.2.1 中的测试方法计算得到的系统推力、比冲和功率在轨测试结果, 表中同时给出了系统性能地面测试结果。

表 1 氙离子电推进系统在轨主要工作参数遥测结果与推进剂流率数据

Tab. 1 Telemetry data of primary operating parameters and propellant flow rate for xenon ion EPS in orbit							
序号	卫星飞行圈次	累计在轨试验次数	母线电压/V	母线电流/A	屏栅电压/V	屏栅电流/A	推进剂在轨流率/(mg·s <sup>-1</sup> )
1	Q368	3	42.497	26.992	1 022.61	0.776	1.351
2	Q369	4	42.577	26.896	1 023.04	0.780	1.380
3	Q370	5	42.432	26.775	1 020.78	0.779	1.238
4	Q371	6	42.650	26.878	1 022.91	0.778	1.243
5	平均值		42.539	26.885	1 022.335	0.778 6	1.303

表 2 氙离子电推进系统工作性能在轨与地面测试结果

Tab. 2 Performance test results in space and on ground for xenon ion EPS					
序号	技术指标名称	指标要求	在轨测试结果	指标满足性	地面测试结果
1	推力/mN	40±4	39.19	满足	39.90
2	比冲/s	3 000±300	3 069	满足	3 136
3	功率/W	≤1 350	1 144	满足	1 209

从表 2 可看出, 氙离子电推进系统推力、比冲和功率三大工作性能在轨测试结果全部满足设计指标要求。与飞行产品地面测试结果相比, 系统性能在轨测试结果均偏小, 造成这种结果的原因主要是天、地之间的环境差异。地面测试所采用的模拟环境是一个真空度相对较低 (10<sup>-3</sup> Pa 量级) 有限空间, 背景气体成分主要为氮气、氧气和油分子 (真空系统为油扩散泵真空系统), 而卫星轨道则是一个真空度很高 (10<sup>-8</sup> Pa 量级) 的

无限空间, 基本上无背景气体。地面测试中, 模拟环境 (真空罐) 中的一部分背景气体会通过扩散方式进入推力器放电室, 参与电离并被加速后引出, 增加了离子束流密度, 从而使氙离子电推进系统在地面模拟环境中的推力、比冲和功率测量结果较在轨测试结果略高一些。

3.2 推力标定结果与分析

在飞行试验前期的 2012 年 11 月 8 日和后期的 2014 年 2 月 25~26 日, 先后两次采用测轨法

对氙离子电推进系统在轨推力进行了标定。第一次标定结果为 36.2 mN, 第二次标定结果为 37.3 mN, 两次标定结果均满足系统推力设计指标要求。考虑到第二次推力标定中对卫星轨道高度的测量是采用星上自带的 GPS 系统完成的, 其测量精度很高。因此, 相对而言, 第二次标定结果更为准确。

对比系统推力在轨测试与标定数据, 可以看出, 推力在轨标定结果较测试结果略小, 偏差率为 -4.8%, 其主要原因是这两种不同方法的测量误差所致。经分析, 电参数计算法对应的系统推力测试误差约为  $\pm 4.4\%$ , GPS 测轨法的测量误差为  $\pm 5\%$ , 两种方法得到的推力结果间的偏差率未超出最大误差范围。

### 3.3 性能稳定性验证结果与分析

氙离子电推进系统工作性能在轨测试与标定完成后, 从 2012 年 11 月 12 日开始, 断续性地开展了系统在轨开、关机工作循环试验。截至 2014 年 2 月 26 日, 系统在轨累计共完成开、关机试验次数 226 次, 整个飞行试验过程中, 氙离子电推进系统状态正常, 各项工作参数遥测数据正确、稳定。

根据下传至地面的系统工作参数遥测数据, 对系统所完成的 226 次在轨飞行试验中的推力、比冲和功率性能进行了计算与统计, 分布范围分别为 37.91~39.28 mN, 2 841~3 235 s 和 1 132~1 155 W, 结果全部符合指标要求; 另经分析, 226 次在轨飞行试验中, 系统推力、比冲和功率在轨测量数据的离散度分别为  $\pm 2.1\%$ 、 $\pm 8.7\%$  和  $\pm 1.3\%$ , 均未超出  $\pm 10\%$  的指标容差 (仅推力、比冲) 幅度, 表明系统在轨工作状态正常、性能稳定性良好。

通过数据比较也可以看出, 三项性能数据中, 比冲数据的离散度相对较大, 分析认为其原因主要有两个方面: 一是系统中低压压力的测量精度较低, 二是星上压力遥测数据下传周期较长 (1 次/32 s), 两方面因素造成系统在轨推进剂流率计算误差较大, 最终影响比冲性能测试结果。整个在轨试验期间系统推力、比冲和功率随试验次数变化曲线见图 3~图 5。

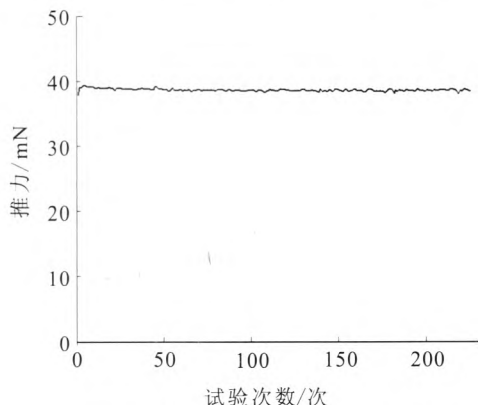


图 3 系统推力随试验次数变化曲线

Fig. 3 Variation of system thrust with test times

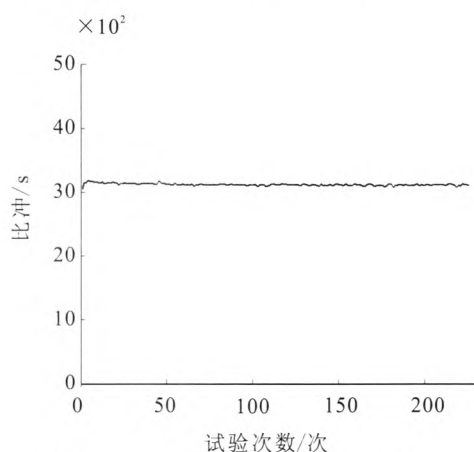


图 4 系统比冲随试验次数变化曲线

Fig. 4 Variation of system specific impulse with test times

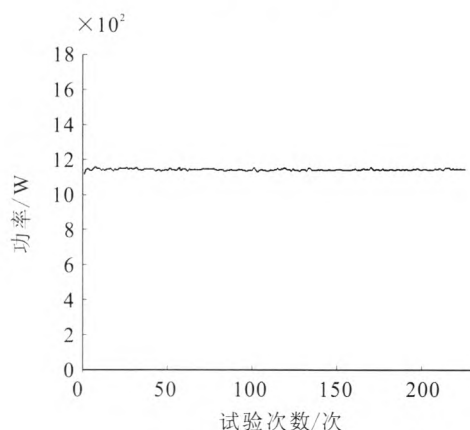


图 5 系统功率随试验次数变化曲线

Fig. 5 Variation of system power with test times

## 4 结论

综合上述在轨测试与分析结果, 可以得出如

下结论:

1) 利用新技术试验卫星, 完成了 40 mN/3 000 s 氙离子电推进系统工作性能在轨测试, 实现了我国离子电推进系统工作性能在空间真实环境中的首次测试。

2) 氙离子电推进系统推力、比冲和功率等工作性能在轨测试结果满足设计指标要求。

3) 已完成的 226 次在轨飞行试验结果及性能数据表明, 氙离子电推进系统在轨状态正常, 工作性能稳定。

4) 通过在轨性能测试, 发现氙离子电推进系统在空间与地面不同环境中存在性能差异, 在轨测试结果略小于地面测试结果, 该成果为今后离子电推进系统空间应用提供了宝贵的飞行实测数据支持。

5) 在轨测试结果验证了氙离子电推进系统设计方案的正确性, 为离子电推进系统在后续航天型号中的空间应用奠定了工程基础。

#### 参考文献:

- [1] MYERS R M. Overview of major U.S. industrial electric propulsion programs, AIAA 2004-3331 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [2] DUNNING J W, Jr., HAMLEY J A, JANKOVSKY R S, et al. An overview of electric propulsion activities at NASA, AIAA 2004-3328 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [3] LICHTIN D A. An Overview of Electric Propulsion Activities in US Industry, AIAA2005-3532 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [4] TVERDOKHLEBOV S O. Overview of electric propulsion activities in Russia, AIAA 2004-3330 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] GORSHKOV O A, KOROTEEV A S, ARKHIPOV B A, et al. Overview of Russian activities in electric propulsion, AIAA 2001-3229[R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] SACCOCCIA G, GONZALEZ J. Electric propulsion in ESA, AIAA 2004-3329[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] HIROKAZU Tahara, MICHIO Nishida. Overview of electric propulsion actmty in Japan AIAA99- 2159 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [8] TOSHIYUKI Ozaki, YUKIKAZU Kasai. Electric propulsion development activity at MELCO, AIAA 2006-4321 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [9] GOEBEL D M, KATZ I. Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters[M]. California: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008: 24-25.
- [10] BROPHY J R, GARNER C E, MIKES S C. Dawn Ion Propulsion System: Initial Checkout after Launch, AIAA-2008-4917[R]. USA: AIAA, 2008.
- [11] KUNINAKA Hitoshi, NISHIYAMA Kazutaka. Flight status of cathode-less microwave discharge ion engines onboard HAYABUSA asteroid explorer, AIAA 2004-3438 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [12] OZAKI T. In orbit operation of 20mN class xenon ion engine for ETS-VIII, IEPC2007-84[R]. [S.l.]: IEPC, 2007.
- [13] WALLACE Neil, JAMESON Peter, SAUNDERS Christopher, et al. The GOCE ion propulsion assembly: lessons learnt from the first 22 months of flight operations, IEPC-2011-327[R]. [S.l.]: IEPC, 2011.

(编辑: 王建喜)