

兰州空间技术物理研究所电推进新进展

张天平

(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: 兰州空间技术物理研究所是我国电推进技术研究和产品研制的主要单位。2014 年兰州空间技术物理研究所在电推进发展中取得了多方面的重要进展, 分别从空间飞行试验、型号产品研制、新产品开发、专业技术基础研究等方面进行了总结性的系统介绍。空间飞行试验包括了 SJ-9A 卫星离子电推进系统和 XY-2 卫星霍尔电推进系统, 型号产品研制包括了 DFH-3B 平台首发卫星 LIPS-200 离子电推进系统、DFH-5 卫星平台和全电推进卫星平台的 LIPS-300 离子电推进系统及 LEO 大型航天器主动电位控制系统, 正在研发的新产品包括 LIPS-200+, LIPS-100 和 LIPS-400 等离子推力器及 LHT-140 霍尔推力器, 电推进专业技术基础研究工作主要包括栅极组件工作寿命分析及概率性评估、放电室性能分析及优化以及基于等离子体能量沉积的推力器热分析等。

关键词: 离子电推进系统; 霍尔电推进系统; 产品研制; 技术进展

中图分类号: V439-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 02-0007-06

New progress of electric propulsion technology in LIP

ZHANG Tian-ping

(Key Laboratory of Vacuum Technology and Physics, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China)

Abstract: Lanzhou Institute of Physics (LIP) is a major industrial organization for product development and technology study of the electric propulsion in China. In 2014, LIP made a great progress in the field of electric propulsion as presented in this paper. The progress of space flight test, product development, fundamental research of professional technologies and so on are introduced in detail. In the aspect of space flight test, the ion electric propulsion system (IEPS) of SJ-9A satellite and Hall electric propulsion system of XY-2 satellite are involved. In the aspect of product development, LIPS-200 IEPS for the DFH-3B platform first satellite, LIPS-300 IEPS for DFH-5 satellite platform and all-electric propulsion satellite platform, active electric potential control system for the LEO large spacecraft, and some new IEPSs (including LIPS-200+, LIPS-100 and LIPS-400) and Hall thruster (LHT-140) are described. In the respect of fundamental research of electric propulsion professional technologies, working lifetime analysis and probabilistic assessment of the

收稿日期: 2014-12-09; 修回日期: 2015-01-20

作者简介: 张天平 (1963—), 男, 博导, 研究员, 研究领域为空间电推进技术研究和工程研制

grid electrode assembly, performance analysis and optimization of the discharge chamber, and thermal analysis of the thruster based on the plasma energy deposition are elaborated.

Keywords: ion electric propulsion system; Hall electric propulsion system; product development; technology progress

0 引言

兰州空间技术物理研究所（以下简称兰物所）从 1974 年开始电推进技术研究，经过 40 年的技术创新发展，取得了显著的技术进展^[1]，已经成为我国电推进技术产品研制的主要单位。兰物所依托真空技术与物理国防重点实验室和中国空间技术研究院空间电推进技术核心实验室，结合型号产品寿命和可靠性评估、新产品研发设计分析、预研和基金课题等，在电推进专业技术基础研究方面实现了新突破。本文对 2014 年兰物所电推进的新进展情况进行了全面介绍。

1 空间飞行试验

1.1 SJ-9A 卫星离子电推进系统

SJ-9A 卫星离子电推进系统是我国第一次空间飞行试验的电推进系统，卫星于 2012 年 11 月发射，整个空间飞行试验过程包括在轨预初始化、系统预处理、首次点火启动工作、第一次在轨性能标定、累计开关循环工作、第二次在轨性能标定等^[2]。截止 2014 年 11 月，离子电推进系统在轨完成了 240 多次点火工作试验，已经超过预定的 200 次试验计划，由于氙气推进剂还有较大余量，在轨试验还将继续进行。表 1 给出了离子电推进系统地面和在轨性能测试结果对比。

表 1 离子电推进系统性能测试结果

Tab. 1 Test results of IEPS performances

性能指标	指标要求	在轨测试	地面测试
推力/mN	40±4	39.19	39.9
比冲/s	3 000±300	3 069	3 136
功率/W	≤1 350	1 144	1 209

主要的试验结论包括：

- 1) 离子电推进在轨性能全部满足要求；
- 2) 离子电推进系统能够在轨重复稳定可靠地工作；
- 3) 离子电推进系统工作与卫星其他分系统工作兼容；
- 4) 离子电推进系统空间工作性能和地面性能一致。

1.2 XY-2 卫星霍尔电推进系统

XY-2 卫星的电推进系统飞行试验是兰物所研制的霍尔电推进的首次飞行试验，该系统为基于 LHT-100 霍尔推力器的完整单弦系统，由霍尔推力器、贮供单元、电源处理单元（PPU）、滤波单元和控制单元等组成。表 2 为霍尔电推进系统的主要性能指标要求和鉴定产品测试结果的对比，图 1 为 LHT-100 推力器鉴定产品照片。

表 2 霍尔电推进系统性能要求及鉴定产品测试结果

Tab. 2 Requirements and test results of HEPS performances

性能指标	指标要求	鉴定产品测试结果
推力/mN	80±5	82.1
比冲/s	1 600±160	1 615
功率/W	≤1 350	1 342

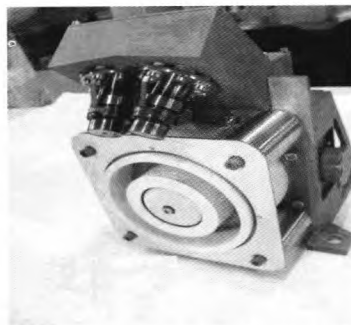


图 1 LHT-100 推力器鉴定产品照片

Fig. 1 Authenticated product of LHT-100 thruster

兰物所已经完成了鉴定产品研发以及包括力学、热真空、EMC、系统集成和寿命考核等项目的全部鉴定试验。目前正在开展飞行正样产品研发, 计划 2015 年交付。

2 航天器型号产品研发

2.1 DFH-3B 平台首发卫星离子电推进

兰物所自 2010 年开始 DFH-3B 平台南北位保 LIPS-200 离子电推进系统研制以来, 于 2013 年完成了方案阶段和初样阶段的全部研制工作^[9]。2014 年主要进行长寿命地面试验和首发卫星飞行正样产品研发工作。

LIPS-200 离子推力器鉴定产品地面寿命试验于 2013 年 12 月 25 日开始, 整个试验过程采取工作 2 h、间隔 0.5 h 的时间加速方法进行, 每累计 500 h、250 次开关作为一个标准试验小节, 每个小节对推力器进行一次包括束流发散角、电气条件拉偏性能、绝缘性能、栅极腐蚀情况、电子反流极限、空心阴极点模式流率裕度等项目的推力器状态诊断测试^[10], 以确认推力器性能退化和关键组件磨损情况。寿命试验在兰物所新建的 TS-7 设备系统进行, 截止 11 月底已经完成 5 500 h、2 750 次开关累计, 图 2 为前 4 500 h、2 250 次开关试验中的点火时间和阳极电压等主要性能参数曲线。

由此可见, 点火时间保持稳定一致, 推力性能在 40 ± 4 mN 的额定范围, 放电室工作性能没有出现退化而是趋于更好 (电压逐渐降低)。推力器在 2 000 h 出现的性能突变与推力器暴露大气环境相关, 具体机理还有待进一步研究; 3 000 h 后的性能突变是进行了阳极电流调高所导致, 这种调节是在轨应用中保持额定推力的技术策略。

推力器状态诊断测试结果表明, 推力器绝缘状态良好, 束流发散角、电子反流极限、电气条件拉偏性能、空心阴极点模式流率裕度等没有明显变化, 加速栅表面和孔径腐蚀符合预期。另外, 兰物所一直在进行空心阴极的多子样地面寿命试验, 截止 11 月底的试验结果包括:

1) 2 只完成了加热器开关次数 12 843 次验

证, 达到要求次数安全裕度后主动终止;

2) 2 只完成点火开关次数分别为 9 433 次和 9 135 次验证, 达到要求次数安全裕度后主动终止;

3) 2 只连续工作分别达到 14 687 h 和 13 386 h, 试验在继续进行;

4) 5 只开展了点火 2 h、间隔 0.5 h 的循环累计试验, 目前分别达到 4 643 次、1 955 次、2 008 次、1 916 次和 1 950 次, 试验在继续进行。

空心阴极试验已经验证了具有 DFH-3B 任务要求 (6 000 次开关、11 000 h) 1.3 以上安全裕度。

DFH-3B 平台首发卫星离子电推进系统正样产品研发已经完成了全部组件的加工制造、组装测试和筛选, 正在进行整机产品组装和调试。

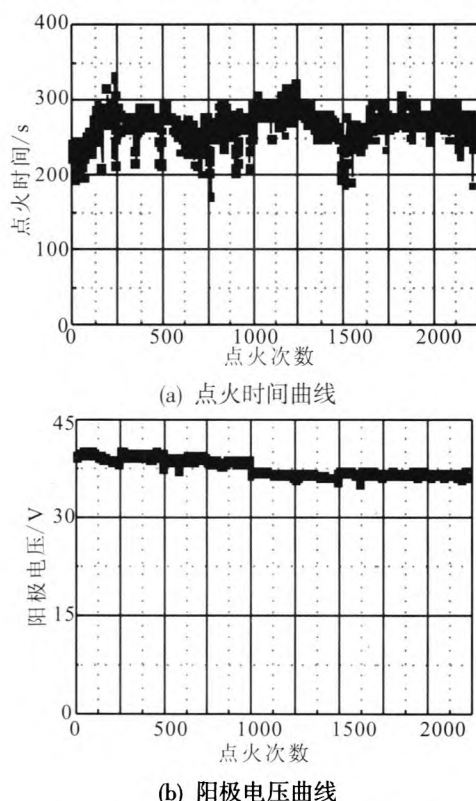


图 2 寿命试验中推力器主要参数曲线

Fig. 2 Main performance parameters in life test

2.2 DFH-5 平台离子电推进

DFH-5 为我国新一代大容量高性能通信卫星平台, 将采用离子电推进系统完成全部位置保持任务和部分轨道转移任务。目前已经完成了离子

电推进系统方案阶段研制，要求离子推力器要具有高性能双模式工作能力，其主要技术指标要求如表 3 所列。

表 3 DFH-5 平台离子推力器技术指标要求
Tab. 3 IEPS requirements for DFH-5 platform

性能	指标要求	
	高功率模式	低功率模式
推力/mN	≥200	≥95
比冲/s	≥3 600	≥4 100
总功率/kW	≤5.0	≤3.0
总效率/%	≥70	≥67
寿 命/h	≥6 000	≥15 000

为实现离子推力器的高性能和长寿命，离子推力器研制采用了包括多级场环尖磁场放电室、三栅极组件、石墨触持极大电流空心阴极等方面的新技术。

兰物所已经完成了 LIPS-300 离子推力器原理样机研制^[5]，通过优化试验在原理样机上实现的主要技术指标如表 4 所列，已经基本达到了新型 GEO 平台对推力器的主要技术要求。图 3 为离子推力器原理样机及点火工作照片。

表 4 LIPS-300 离子推力器性能测试结果
Tab. 4 Performance test results of LIPS-300 thruster

性能	测试结果		
	高功率	低功率 1	低功率 2
推力/mN	200.3	95.6	80
比冲/s	3 578	4 100	4 170
总功率/W	4 985	2 731	2 335
总效率/%	70.6	70.5	70.2

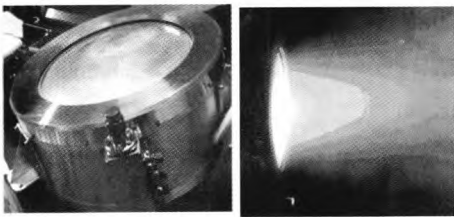


图 3 LIPS-300 离子推力器和工作照片
Fig. 3 Prototype and operation pictures of LIPS-300

目前正在开展数值模拟分析和试验测试结合研究，工作重点是束流均匀性改善和工作寿命分析评估，同时进一步缩小推力器尺寸，在此基础上将完成初样电性产品设计。

2.3 DFH-4SP 平台离子推力器系统

全电推进卫星平台采用电推进系统完成全部轨道转移、位置保持、轨道修正、寿终离轨等任务。由于全电卫星整体重量的显著降低，综合论证确定的 DFH-4SP 离子电推进系统主要技术要求如表 5 所列^[5]。

表 5 全电推进平台离子推力器技术要求
Tab. 5 Technical requirements of ion thruster for all-electric propulsion platform

性能	指标要求	
	高功率模式	低功率模式
推力/mN	≥200	≥80
比冲/s	≥3 600	≥4 100
总功率/kW	≤5.0	≤2.4
总效率/%	≥70	≥67
寿 命/h	≥6 000	≥12 000

兰物所用一种规格的高性能多模式离子电推进系统同时满足 DFH-5 和 DFH-4SP 平台的应用需求，由表 4 测试数据可知，应用 LIPS-300 离子推力器能够实现这一目标。

2.4 LEO 大型航天器主动电位控制

我国某 LEO 大型航天器需要应用航天器主动电位控制系统有效控制航天器浮电位。类似于国际空间站采用的技术方案^[6]，兰物所正在研制基于空心阴极的等离子发射器主动电位控制系统。

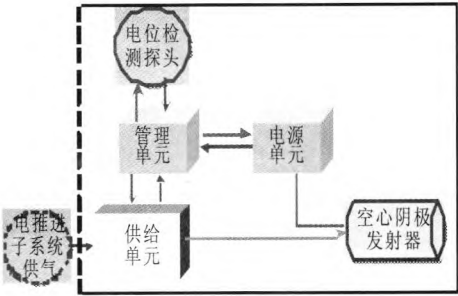


图 4 电位主动控制系统组成
Fig. 4 Active electric potential control system

该系统组成方案见图 4 所示，由空心阴极发射器、电位检测探头、电源单元、供给单元、管理单元等组成，其中的空心阴极发射器将直接采用 LIPS-200 离子推力器的空心阴极成熟产品。

目前已经完成了电位主动控制系统结构产品研制工作，正在开展电性产品研制。

3 新产品开发

3.1 LIPS-200+ 离子推力器

LIPS-200+ 离子推力器是基于 LIPS-200 离子推力器的性能提升版本，就是在不改变 LIPS-200 推力器整体结构设计的基础上，通过调整电气参数及磁场设计而实现高性能提升。该推力器主要针对近地小行星探测和 DFH-4E 平台位置保持等应用需求研制。

已经完成了不调整磁场下的推力器电气参数调整优化试验。表 6 列出了 LIPS-200+ 离子推力器已经实现的双模式工作性能，成功实现了 50% 的性能提升，达到了预期目标。后续的研制工作重点是在改进磁场设计以提高束流均匀性，保证栅极工作寿命达到 15 000 h 以上。

表 6 LIPS-200+离子推力器优化性能结果
Tab. 6 Optimization results of LIPS-200+ thruster

性能	指标要求	
	高功率模式	低功率模式
推力/mN	61.4	40.6
比冲/s	3 515	3 090
总功率/W	1 610	1 050
总效率/%	65.9	58.7

3.2 LIPS-100 离子推力器

LIPS-100 离子推力器主要针对 LEO 卫星无拖曳控制和小卫星轨道维持等任务需求研制，最大功率 0.5 kW，具有推力大范围连续和快速调节能力。由此，该推力器在技术方案上采用了类似英国 T5 的电磁铁发散场放电室^[7]。2014 年在此原理样机的基础上，主要完成了以下研制工作：1) 栅极组件改进设计研制；2) 磁场和放电室改

进研制；3) 推力器性能优化试验。截止目前推力器实现的一组典型性能为：功率 433 W、推力 15.6 mN、比冲 3 160 s、效率 61.7%、放电损耗 266 W/A。后续将主要开展推力调节范围测试和参数优化研究。

3.3 LHT-140 霍尔推力器

LHT-140 霍尔推力器的主要研制目标为实现多模式和高比冲，推力器功率为 5 kW 级。兰物所研制了原理样机，通过测试目前达到的性能范围为：功率 1.0 ~ 4.5 kW，推力 60 ~ 275 mN，比冲 1 400 ~ 1 900 s，效率 44% ~ 58%。图 5 为原理样机照片。后续研制工作的重点在解决磁场饱和问题和小功率下高比冲的实现。

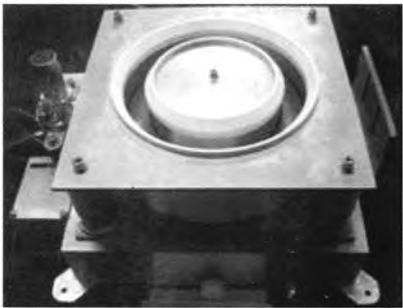


图 5 LHT-140 原理样机照片
Fig. 5 Principle prototype of LHT-140

3.4 LIPS-400 离子推力器

LIPS-400 为 10 kW 级多模式离子推力器，主要应用目标包括深空探测（核电）主推进、地球轨道大型航天器轨道转移和轨道维持等任务。

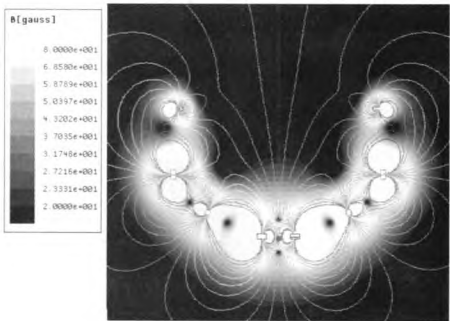


图 6 LIPS-400 磁场设计
Fig. 6 Design for magnet field of LIPS-400

LIPS-400 离子推力器采用了基于新一代磁钢的多极环尖磁场放电室、大电流石墨触持极空心

阴极、柔性安装三栅极组件等新技术方案设计, 已经完成了推力器样机设计, 性能指标上限为功率 10 kW, 推力 320 mN, 比冲 4 500 s。图 6 为推力器原磁场设计。目前正在进行原理样机加工制造, 预计 2015 年完成原理样机研制。

4 电推进技术基础研究

4.1 栅极组件工作寿命分析及概率性评估

针对 LIPS-200 离子推力器额定工况, 采用 PIC-MCC 数值计算方法分别进行对应于栅极结构失效和电子反流失效的工作寿命预测分析, 完成了基于寿命评估的加速电压工程设计优化, 实现了地面寿命试验结果向空间实际工作环境条件下的推演, 给出了对应不同工作寿命的概率评估结果。研究表明: 在 150% 寿命裕度 (即 16 500 h) 下, 对应栅极结构失效和电子反流失效两种失效模式的栅极工作可靠度分别为 0.973 和 0.999。

4.2 放电室性能分析及优化

分别针对 LIPS-200+ 推力器放电室性能提升和 LIPS-300 推力器放电室设计分析进行了离子推力器放电室数值计算研究, 其中 LIPS-200+ 的典型分析优化计算结果如图 7 和图 8 所示。

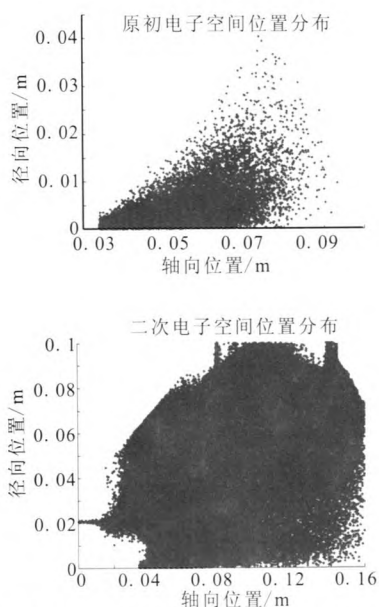


图 7 放电室原初电子和二次电子分布

Fig. 7 Primary and second electron distribution of discharge chamber

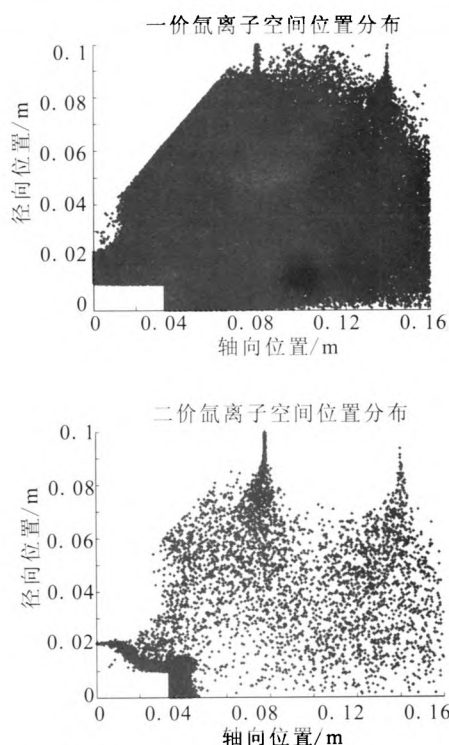


图 8 放电室单荷离子和双荷离子分布

Fig. 8 Single and double charged ion distribution of discharge chamber

4.3 基于等离子体能量沉积的推力器热分析

针对 LIPS-200 和 LIPS-300 离子推力器进行了基于放电室内部等离子体能量沉积的热分析, 使得放电室内壁的热量输入分布更为接近实际, 其中 LIPS-200 推力器的热分析结果已经过热平衡试验的验证。

5 结束语

2014 年, 兰州空间技术物理研究所在电推进的空间飞行试验、型号产品研制、新产品研发和专业技术基础研究等方面都取得了新的重要技术进展, 不仅能够为我国航天器型号应用提供长寿面高可靠的电推进产品支撑, 而且对电推进技术的持续发展起到了重要的促进作用。

参考文献:

- [1] ZHANG T P. The electric propulsion development in LIP, IEPC-2013-48[R]. USA: IEPC, 2013.

(下转第 32 页)

- bubble and a spatially decaying turbulence: A priori tests for LES two-phase flow modeling[J]. *Computers and Fluids*, 2008, 37(7): 877-886.
- [25] VILLIERS E D, GOSMAN A D, WELLER H G. Large eddy simulation of primary diesel spray atomization, 2004-01-0100 [R]. USA: SAE, 2004.
- [26] ERNE G, PETELIN S, TISELJ I. Numerical errors of the volume-of-fluid interface tracking algorithm[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2002, 38 (4): 329-350.
- [27] ARLOV D, REVSTEDT J, FUCHS L. A different approach for handling large bubbles in a square cross-sectioned bubble column combining large eddy simulation with Lagrangian particle tracking[C]// 6th International Conference on Multiphase Flow. Leipzig, Germany: [s. n.], 2007: 56-62.
- [28] LI X Y, SOTERIOU M C. Prediction of high density-ratio liquid jet atomization in crossflow using high fidelity simulations on HPC, AIAA-2012-0175[R]. USA: AIAA, 2012.
- [29] ZHANG M, ZHANG Z, LI A, et al. Experimental research on spray properties of unlike impinging injectors [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21 (1): 57-59. (in Chinese)
- [30] EGGELS J, UNGER F, WEISS M, et al. Fully developed turbulent pipe flow: a comparison between direct numerical simulation and experiment[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 268(12): 175-209.
- [31] RUDMAN M AND BLACKBURN H M. Large eddy simulation of turbulent pipe flow[C]// *Proceedings of Second International Conference on CFD in the Minerals and Process Industries*, Melbourne, Australia: CSIRO, 1999: 23-30.
- [32] VILLIERS E D. The potential of large eddy simulation for the modeling of wall bounded flows[D]. London: Imperial College of Science, 2006.
- [33] JUNG K, KHIL T, YOON Y, et al. The breakup characteristics of liquid sheets formed by like-doublet injectors, AIAA-2002-4177[R]. USA: AIAA, 2002.

(编辑: 马 杰)

(上接第 12 页)

- [2] ZHANG T P. Initial flight test results of the LIPS-200 electric propulsion system on SJ-9A satellite, IEPC-2013-47[R]. USA: IEPC, 2013.
- [3] ZHANG T P. The LIPS-200 ion electric propulsion system development for DFH-3B satellite platform, IAC13-C4.4.10[R]. China: [s.n.], 2013.
- [4] 张天平. LIPS-200 离子推力器寿命地面试验方案研究 [J]. *航天器工程*, 2012, 21(4): 111-116.
- [5] ZHANG T P. Electric propulsion development for DFH-4SP satellite platform, IAC-14-C4.4.2[R]. Israel: [s.n.], 2014.
- [6] HANI K. Operational status of the international space station plasma contactor hollow cathode assemblies, AIAA 2011-5990[R]. USA: AIAA, 2011.
- [7] CORBETT M H. Thrust control algorithms for the GOCE ion propulsion assembly, IEPC-2007-210 [R]. USA: IEPC, 2007.

(编辑: 陈红霞)