

霍尔电推进流量调节模块研制及在轨验证

杭观荣, 余水淋

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 流量调节模块是霍尔电推进系统的关键模块, 用于精确控制霍尔推力器的推进剂流量。上海空间推进研究所在多年研究工作的基础上, 针对国内首次霍尔电推进空间飞行任务, 选用金属多孔材料作为节流器件, 成功研制了小型化微流量控制器及具有主备份支路的流量调节模块。本文介绍了流量调节模块设计思路、研制过程中的重要试验和在轨飞行验证情况, 并针对后续电推进发展需求, 提出流量调节模块的后续发展思路。

关键词: 霍尔电推进; 流量调节模块; 流量控制器; 在轨飞行验证

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2016) 01-0020-06

Development and in-orbit flight verification for flow control module of Hall electric propulsion system

HANG Guanrong, YU Shuilin

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

Abstract: The flow control module, one of the key modules of Hall electric propulsion system, is applied to precise propellant flow control of Hall thruster. After years of research and practical work, Shanghai Institute of Space Propulsion developed a miniaturized micro flow controller with metal porous material restrictor and a flow control module with primary back-up branches successfully for the first space flight mission of Chinese Hall electric propulsion system. The design ideas, important experiments during development and in-orbit flight verification of the flow control module are introduced. According to the succeeding development of electric propulsion systems, the follow-up development concepts of flow control module are put forward.

Keywords: Hall electric propulsion; flow control module; flow controller; in-orbit flight verification

0 引言

霍尔电推进是目前空间应用最广泛的电推进

技术, 具有推力功率比大、推力密度大、比冲较高、系统简单可靠等优点。霍尔推力器工作时, 需向其提供稳定的微流量推进剂, 目前一般采用

收稿日期: 2015-06-26; 修回日期: 2015-08-25

作者简介: 杭观荣 (1981—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为电推进技术

分子量较大、电离能较低、无毒的惰性气体氙气作为推进剂。作为霍尔电推进系统重要组成部分的流量调节模块,其功能是为霍尔推力器提供稳定、可控的微流量推进剂。上海空间推进研究所针对国内首次霍尔电推进空间飞行试验任务,在多年研究工作的基础上,采用金属多孔材料作为节流器和精细过滤器,成功研制了小型化的流量控制器及具有主备份支路的流量调节模块。

本文介绍了流量调节模块设计思路、研制过程中的重要试验和技术试验卫星上的首次空间飞行验证情况,并针对后续霍尔电推进发展需求,提出流量调节模块的后续发展设想。

1 霍尔电推进首次飞行试验的基本情况

搭载霍尔电推进系统进行首次飞行试验的是一颗太阳同步轨道卫星。卫星的轨道高度约为 645 km,在轨考核寿命 2 年,设计寿命 3 年。霍尔电推进试验项目是卫星的几个核心试验项目之一,用于开展电推进空间飞行验证试验。

霍尔电推进系统空间飞行试验的目的:

1) 空间环境适应性验证

包括发射环境和空间轨道环境。通过霍尔电推进系统空间多次点火试验,验证系统在空间环境工作的可靠性和系统配置的合理性,并发现一些与应用相关的地面上难以预料的情况。

2) 空间工作效果验证

利用霍尔电推进系统工作改变卫星轨道,同时通过携带的相关测试仪器的实时测量,验证霍

尔电推进系统的工作效果和相关的地面测量参数的有效性。

3) 飞行应用相关经验和数据摸索

包括在空间环境下电推力器工作时可能的扭矩对航天器姿态的影响情况,微流量调节的有效性问题,等离子体羽流对航天器的影响情况(包括热影响、对卫星通信的影响、表面电位和污染影响等)。

霍尔电推进系统主要技术指标为稳态输入功率 $\leq 800\text{ W}$,推力 $40\pm 4\text{ mN}$,比冲 $1\,600\pm 160\text{ s}$,在轨试验次数 ≥ 200 次。

霍尔电推进系统由霍尔推力器、贮供单元(含贮供模块和流量调节模块)、功率处理单元和滤波模块等组成。贮供模块负责推进剂的贮存和压力调节。流量调节模块负责将约 0.2 MPa 入口压力的推进剂调节为霍尔推力器 1 路阳极、2 路空心阴极(主备份设置)所需流量的推进剂。

首飞霍尔电推进系统于 2008 年立项并启动,先后经历了模样、初样、正样 3 个阶段的研制工作,于 2011 年 8 月 5 日交付总体,2012 年 10 月 14 日随卫星发射升空,并于 2012 年 11 月 7 日成功在轨点火,于 2013 年 12 月完成所有预定的空间飞行试验任务。

2 流量调节模块设计与研制

2.1 流量调节模块主要技术指标

流量调节模块从功能上分为两部分,一是推进剂流量供给的导通和切断隔离功能,二是推进剂流量的调节和控制功能。主要技术指标见表 1。

表 1 流量调节模块主要技术指标

Tab. 1 Main specifications of flow control module

额定入口压力/ MPa	0.20±0.01(基准值 0.20 MPa,可随产品实际情况适当变化)		验证压力/ MPa	≥ 0.75
流量输出/(mg/s)	阳极 (1 路)	2.39× (1±10%)	爆破压力/ MPa	≥ 1.5
	阴极 (2 路)	0.262× (1±10%)	工作次数/次	≥ 200
内漏率/(Pa·m ³ /s)	$\leq 8\times 10^{-6}$ (0.2 MPa 下 He 检)		工作时间/h	≥ 50
外漏率/(Pa·m ³ /s)	$\leq 1\times 10^{-6}$ (0.2 MPa 下 He 检)		质量/kg	≤ 1.2
工作温度/℃	0~50			

推进剂流量供给的导通和切断可由开关工作模式的电磁阀或自锁阀实现,推进剂流量的调节和控制可由流量控制器实现,流量控制器可与阀门组成不同功能的流量调节模块。

2.2 流量控制器方案选择

2.2.1 节流方式选择

选择合适的节流方式,是流量控制器方案设计的关键。节流方式可分为固定结构节流和可变结构节流。固定结构节流利用微小尺寸的孔或流道实现节流,需要采用电加热或改变入口压力等方式实现流量的调节,并由阀门配合实现推进剂的导通和关闭。可变结构节流^[1-2]可在没有其他阀门的条件下,直接实现推进剂的导通、切断和流量调节,对阀门设计和控制系统的要求较高。

固定结构节流方式相对简单,为了降低研制难度,提高产品可靠性,决定选用该类节流方式。常用的节流方式有多孔材料^[3-4]、节流孔板^[5-6]、毛细管^[7]等,这几种方式各有优缺点,在国外均有应用,其中美国深空一号探测器离子电推进系统采用的多孔材料芯体,空间工作时间和地面试验时间分别超过 16 000 h 和 30 350 h。

在之前的预先研究中,对节流孔板、毛细管和多孔材料等节流方式进行了详细比较研究,具体如下。

1) 2000 年起,针对 20 mN 霍尔推力器,进行了节流孔板流量控制器研究。流量控制器由很多开小孔的节流孔板重叠而成(每个片上开 1 或 2 个直径很小的孔,若开 2 个孔装配时相邻 2 片的小孔错开 90°),中间以垫圈保持一定距离。节流孔板流量控制器流量对温度变化不敏感,可通过调节入口压力来调节流量。实测的阳极和阴极流量控制器流量随入口压力的变化情况特性表明,孔板节流良好的压力-流量变化特性。

2) 2001 年起,针对 40 mN 霍尔推力器,进行了毛细管流量控制器研究。毛细管流量控制器优点是流量随温度的变化明显,电加热调节响应快,缺点是对入口压力波动敏感、工艺复杂、容易堵塞、焊接部位容易断裂漏气等。图 1 为研制的采用电加热调节方式的毛细管流量控制器(同时具备阳极和阴极节流功能)及其毛细管。图 2

(a) 为入口压力 0.2 MPa,出口压力 0.1 MPa,环境温度 20 °C 时,阳极支路毛细管流量控制器流量随毛细管温度的变化情况,可见毛细管流量控制器具有较宽的流量调节范围。图 2 (b) 为出口压力为约 1 000 Pa 时,阳极和阴极支路毛细管流量控制器流量随压力变化情况。

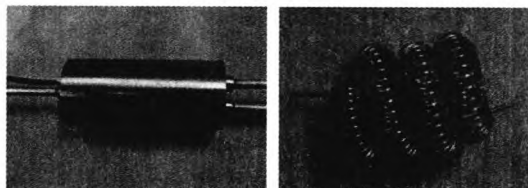
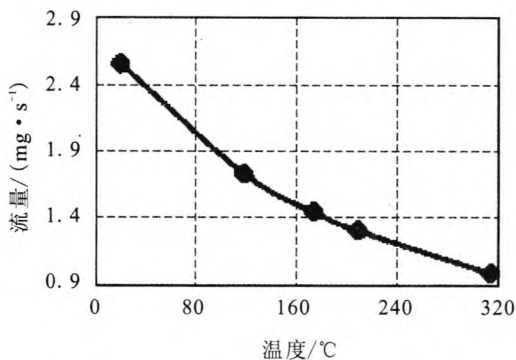
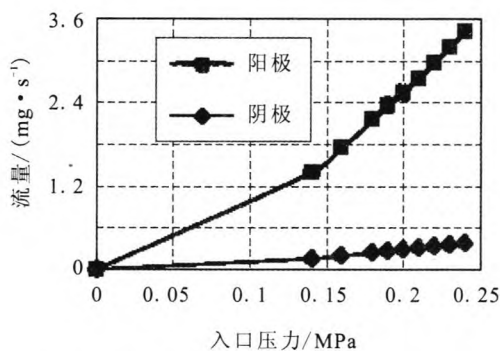


图 1 毛细管流量控制器及其毛细管

Fig. 1 Capillary flow controller and its capillary tube



(a) 阳极支路流量随毛细管温度的变化



(b) 阳极和阴极支路流量随入口压力变化

图 2 毛细管流量控制器流量随温度和入口压力的变化
Fig. 2 Flow variation of capillary flow controller with temperature and inlet pressure

3) 针对 40 mN 霍尔推力器,还进行了多孔材料流量控制器的研究。该类流量控制器体积小,结构简单,其关键为多孔材料芯体,该芯体由金属粉末高温烧结而成,由形成的微细流道实

现气体的节流。图 3 为研制的多孔材料流量控制器(同时具备阳极和阴极节流功能)及其节流芯体。进行的流量与芯体温度(图 4(a), 入口压力 0.2 MPa, 出口压力 0.1 MPa, 环境温度 20 ℃)和入口压力(图 4(b))的变化试验表明, 多孔材料流量控制器相对于毛细管流量控制器, 流量调节范围相接近, 但流量受入口压力影响较小。

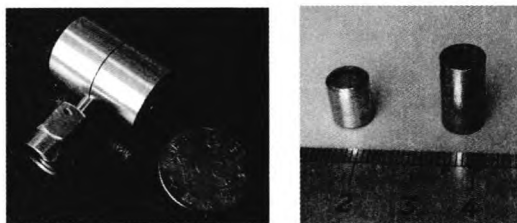
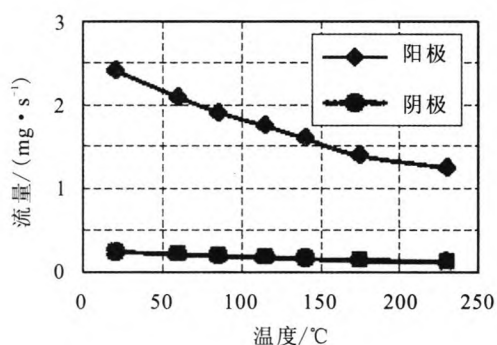
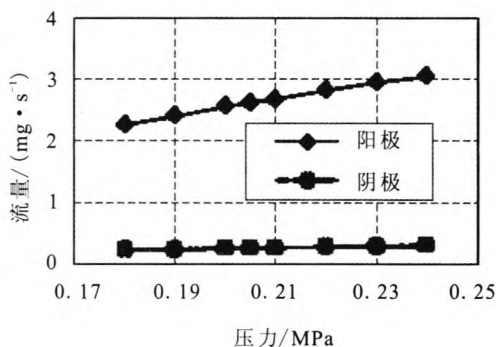


图 3 多孔材料流量控制器及其节流芯体
Fig. 3 Porous metal flow controller and its porous metal core



(a) 流量随芯体温度的变化



(b) 流量随入口压力的变化

图 4 多孔材料流量控制器阳极和阴极支路
流量随芯体温度和入口压力的变化

Fig. 4 Flow variation of anode branch and cathode branch in porous metal flow controller with core temperature and inlet pressure

综上, 多孔材料流流量控制器具有体积小、重量轻、结构简单, 采用温控调节时流量调节范围宽, 且流量对入口压力不敏感等优点。虽然存在电加热调节响应速度较毛细管流量控制器慢、产品一致性差、多孔材料存在掉渣隐患等缺点, 但通过采取合适功率的加热器、芯体流量筛选, 以及优化芯体制备工艺, 超声清洗芯体和芯体两侧设置过滤器等措施, 可避免其不利影响。因此, 最终选用了多孔材料节流方案, 并采取措施确保其性能和可靠性。

2.2.2 多孔材料流量性能考核

多孔材料节流芯体没有在国内空间推进系统中应用的先例, 属于新材料, 对多孔材料流量控制器与霍尔推力器的联合闭环工作能力, 以及抗力学环境能力和可靠性进行了进一步的考核。

2.2.2.1 与霍尔推力器的闭环控制试验

采用多孔材料的流量控制器与霍尔推力器进行了闭环控制试验。试验表明, 在 0.19~0.26 MPa 的宽范围入口压力下, 通过热节流调节和闭环控制, 40 mN 霍尔推力器的放电电流为 2.15~2.25 A, 始终保持在额定值 2.2 A 附近, 满足工作要求。

2.2.2.2 力学环境考核

按照卫星力学环境试验要求, 对流量控制器及节流芯体开展了鉴定级正弦、随机和冲击力学环境试验。试验后流量控制器和芯体性能均正常, 芯体也未发现掉渣现象。

2.2.2.3 可靠性试验

为考核节流芯体的可靠性, 进行了 1 120 h 的寿命试验和 3 360 次启动试验。试验过程中未发现流量控制器的流量有明显改变, 证明了方案的有效性和工艺的可靠性。

2.3 流量调节模块方案设计

流量调节模块由 A、B 两个相同的支路组成, 原理图见图 5。每个支路按上下游顺序, 分别为 1 个入口过滤器、1 个入口电磁阀、1 个流量控制器和 1 个阳极电磁阀、1 个阴极电磁阀。其中 A 路为主份支路(包括 SVA, SVaA, SVcA 电磁阀), B 路为备份支路(包括 SVB, SVaB, SVcB 电磁阀)。

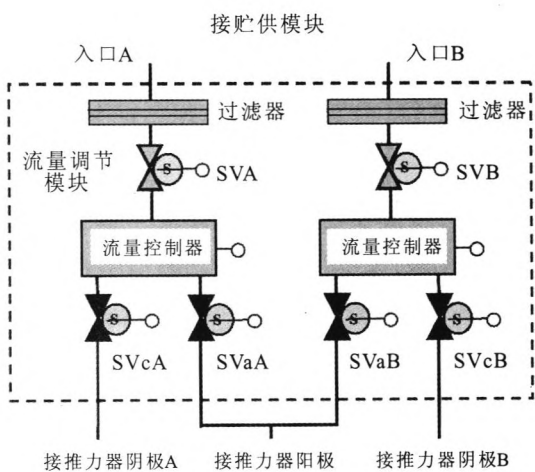


图 5 流量调节模块原理图

Fig. 5 Schematic of flow control module

流量控制器集成了阳极和阴极节流芯体，具有一路输入，两路输出，分别输出给推力器的阳极和阴极。流量控制器内有加热器和温度传感器，用于调整推进剂流量和监测流量控制器温度。

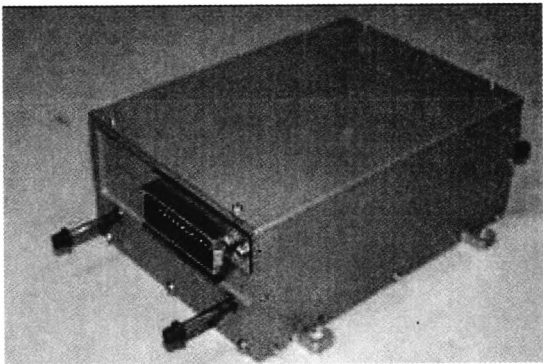


图 6 流量调节模块正样产品

Fig. 6 Formal product of flow control module

电磁阀用于接通/关闭霍尔流量调节模块各支路的推进剂气体供给。

2.4 流量调节模块正样产品实测指标

流量调节模块正样产品（图 6）实测数据表明，技术指标满足要求，具体见表 2。

表 2 流量调节模块正样产品实测数据

Tab. 2 Measured values of formal product of flow control module

项目	设计指标	实测数据	
		主份	备份
入口压力范围/ MPa	0.20±0.01(基准值 0.20 MPa, 可随实际产品情况适当浮动)	0.206	
流量输出/ (mg/s)	阳极	2.39	2.39
	阴极	0.249	0.263
验证压力/ MPa	≥0.75	0.75	
总内漏(3 个出口管的内漏之和)(0.2 MPa 下氦检) (表压)/(Pa·m³/s)	≤8×10 ⁻⁶	装配完成后	1.9×10 ⁻⁶
		压力试验后	3.2×10 ⁻⁸
		流量特性测试后	1.2×10 ⁻⁷
总外漏(0.2 MPa 下氦检) (表压)/(Pa·m³/s)	≤1×10 ⁻⁶	装配完成后	8.2×10 ⁻⁷
		压力试验后	8.5×10 ⁻⁷
		流量特性测试后	3.8×10 ⁻⁷
质量/kg	≤1.2	0.897	

3 流量调节模块在轨飞行验证情况

流量调节模块随技术试验卫星于 2012 年 10 月 14 日 11 时 25 分发射升空。11 月 5 日上午, 通过遥测数据判定, 流量调节模块状态正常。当日进行了贮供单元排气, 流量调节模块主份支路工作 2 次, 每次 2 h, 使低压缓冲罐压力低于预期值 0.04 MPa, 成功完成了排气任务。通过在轨标定霍尔电推进系统的工作参数, 获得了流量调节模块在轨工作性能。

11 月 7 日 10 时 50 分, 霍尔电推进系统成功在轨点火, 完成了 180 s 首次点火时长, 各参数满足工作要求。11 月 9 日, 西安卫星测控中心通过对 4 次精确测轨, 标定霍尔电推进性能, 在轨标定结果为系统稳态输入功率 734 W (推算霍尔推力器功率 621 W), 推力 38.32 mN, 比冲 1 495 s。数据表明, 霍尔电推进系统指标正常, 在轨工作性能与国外同类产品性能相当。

4 次在轨标定期间, 霍尔推力器平均电流为 2.07 A, 根据正样产品的流量-阳极电流-推力的试验数据, 可知阳极和阴极平均流量为 2.37 和 0.247 mg/s, 均在指标范围之内。

之后霍尔电推进择机进行了点火次数试验, 至 2013 年 12 月 16 日完成了预定的 200 次点火试验, 至 2014 年 1 月 5 日累计点火 212 次, 霍尔电推进系统性能稳定。这表明流量调节模块工作正常, 性能稳定。

4 流量调节模块后续发展考虑

流量调节模块在国内首次霍尔电推进飞行验证中的成功应用表明, 金属多孔材料节流、流量调节模块设计、生产工艺和产品保证措施等均正确、有效。随着高承载、长寿命卫星平台、无人深空探测、载人深空探测等的不断发展, 对长寿命、高可靠和多模式霍尔电推进的需求越来越高, 要求流量调节模块具备如下能力:

1) 大推进剂处理量: 对于大型 GEO 卫星和无人深空探测任务, 单台流量调节模块的推进剂处理量将达到 200 kg 量级, 对于载人深空探测任务, 则将达到数吨。这对流量调节模块的洁净

度、稳定性和可靠性提出了很高的要求, 不允许节流器件发生堵塞、掉渣等现象。

2) 大范围调节能力: 大型 GEO 卫星、全电推进卫星和深空探测器, 对电推进系统的调节能力提出了较高要求, 从而要求流量调节模块能够在数倍甚至超过 10 倍的范围内精确调节流量。目前常用的多孔材料、毛细管等流量控制器, 在入口压力保持不变的前提下, 均采用热阀调节原理, 流量调节范围一般在 3 倍以下, 难以用于更大调节范围的任务, 这些场合可使用新型的比例流量阀, 如电磁比例阀、压电陶瓷比例阀等。

3) 小型化: 轻量化、易于集成等需求要求流量调节模块不断小型化。主要通过减小流量控制器、阀门, 改变连接形式 (如采用毛细管路) 及改变节流方式 (如固定节流变为可变节流) 等来实现, 小型化对焊接等工艺也提出了新要求。

4) 快响应: 抑制电推力器开机振荡、减小电推力器稳定工作时的放电电流波动、减小 Bang-Bang 阀出口压力波动对流量的影响等, 需要快响应的流量控制模块, 以快速调节流量, 提升霍尔电推进系统工作的稳定性。

针对后续发展的迫切需求, 有重点、有步骤地开展新型流量调节模块的研制工作, 建议:

1) 针对 GEO 卫星南北位保、空间站阻力补偿任务等对单工况霍尔推力器的需求, 开展提升流量调节模块的洁净度、可靠性以及小型化的工作, 重点对没有掉渣隐患的毛细管微流量控制器和小型化的电磁阀进行攻关;

2) 针对 GEO 卫星轨道提升和在轨位保、深空探测任务等对多模式霍尔推力器的需求, 开展可大范围流量调节的比例流量阀技术研究, 在 1~2 年内突破关键技术, 3~5 年内实现工程化。

5 结束语

针对我国首次霍尔电推进空间飞行任务, 在多种流量控制器研究的基础上, 研制了以金属多孔材料节流器件为核心的流量调节模块, 成功支撑了霍尔电推进在轨试验, 为后续流量调节模块的研制摸索了工程研制和在轨应用的经验。

(下转第 32 页)

- [4] YATSUYANAGI N, CHINZEI N, MITANI T, et al. Ramjet engine test facility (RJTF) in NAL-KRC Japan, AIAA-98-1511[R]. Reston, USA: AIAA, 1998.
- [5] 约翰·霍普金斯大学应用物理实验室. 冲压发动机技术(下册)[M]. 李存杰, 付巽权, 司徒明, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [6] 李小平, 葛李虎, 栾希亭. 加热器在冲压发动机试验技术中的应用研究[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 14-19.
LI Xiaoping, GE Lihu, LUAN Xiting. Application of heater in ramjet test[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(3): 14-19.
- [7] 洪流. 未来运载器液体火箭发动机推力室技术研究[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 59-64.
HONG Liu. Study of liquid rocket engine thrust chamber technology in the future [J]. Journal of rocket propulsion, 2003, 29(3): 59-64.
- [8] 吴宝元, 葛李虎, 谭永华, 等. 富氧预燃室高压缩尺试验研究[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 104-108.
- [9] 李清廉, 李庆, 王振国. 氧气/醇类燃气发生器启动过程试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 13-18.
LI Qinglian, LI Qing, WANG Zhenguo. Experimental research of the start-up process of gaseous oxygen/ethanol gas generator [J]. Journal of rocket propulsion, 2010, 36(1): 13-18.
- [10] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
- [11] 黄玉辉, 王振国, 周进. 三组元发动机燃烧稳定性试验[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 71-73.

(编辑: 陈红霞)

(上接第25页)

针对后续电推进发展的需求, 将开展毛细管和比例阀流量控制器, 以及小型化电磁阀的研制。

参考文献:

- [1] DAVID M P. Continuing development of the proportional flow control valve (PFCV) for electric propulsion systems [C]// 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy: IEPC, 2007: 346.
- [2] MATTICARI G, NOCI G E, SICILIANO P. New generation propellant flow control components for electric propulsion systems: status of achievements at Alcatel Alenia Space Italia/Laben-Proel [C]// 29th International Electric Propulsion Conference. Princeton, USA: IEPC, 2005: 23.
- [3] 汤惠萍, 谈萍, 康小录, 等. 节流及微流量精确控制用金属多孔材料芯体的制备方法[Z]. ZL 200710018593.4.
- [4] GEORGE R. The NASA evolutionary xenon thruster (NEXT): the next step for U.S. deep space propulsion, IAC-08-C4.4.2[R]. US: NASA, 2008.
- [5] 许建文. 微流量固定流量控制器[P]. 申请号 200920195159.8. 授权公告号 CN 201521513 U.
- [6] KENICHI K, MASAFUMI I, HIRPKI K, et al. ETS-VIII ion engine and its operation on orbit [C]// 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, USA: IEPC, 2009: 048.
- [7] MILLIGAN D, GESTAL D, CAMINO O, et al. SMART-1 electric propulsion operational experience [C]// Proceedings of the 29th IEPC. Princeton, USA: IEPC, 2005.

(编辑: 王建喜)