

国外多模式霍尔电推进发展概况及启示

杭观荣, 康小录

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

摘 要: 多模式霍尔电推进具有多个工作模式, 调节能力强, 相对于 20 世纪 80 年代以来广泛应用的只有一个工作模式的霍尔电推进器, 其优势明显, 能很好地适应诸如 GEO 卫星轨道转移和在轨位置保持, 以及深空探测器和空间运输平台的主推进等多种任务, 因此得到了广泛研究和应用。国外多模式霍尔电推进发展现状和趋势对我国多模式霍尔电推进的发展具有重要的启示作用。针对我国航天器对电推进的迫切任务需求, 定量分析应用多模式霍尔电推进的收益, 提出我国多模式霍尔电推进发展的建议。

关键词: 多模式霍尔电推进; 任务需求; GEO 卫星; 深空探测器

中图分类号: V439*.4-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0001-06

Development overview of foreign multimode Hall electric propulsion technology and corresponding inspiration

HANG Guan-rong, KANG Xiao-lu

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

Abstract: Multimode Hall electric propulsion with good throttle capability can operate with different modes, and has obvious advantages compared to the one-mode Hall electric propulsion which has been used extensively since 1980s. Multimode Hall electric propulsion is studied and used widely because of its good adaptability to many kinds of missions such as orbit transferring and on-orbit station keeping of GEO satellites, primary propulsion of deep space crafts and spaceships, etc. The current status and development trends of foreign multimode Hall electric propulsion result in an important inspiration to the development of domestic multimode Hall electric propulsion. According to the urgent demand of electric propulsion for domestic spacecrafts, the gains of applying multimode Hall electric propulsion is analyzed quantitatively, and the development suggestion of domestic multimode Hall electric propulsion is put forward.

Keywords: multimode Hall electric propulsion; mission requirement; GEO satellite; deep space craft

收稿日期: 2013-12-04; 修回日期: 2014-01-10

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

0 引言

20 世纪 80 年代以来,比冲高、综合性能好的霍尔电推进器在卫星和深空探测器上获得广泛应用,执行位置保持和轨道转移等任务,可以大幅提升航天器的有效载荷重量、寿命和深空探测距离。国际上超过 10 种 GEO 平台已采用霍尔电推进技术,包括美国的 A2100M 和 LS-1300 平台,欧洲的 Eurostar 3000, Spacebus 4000, @Bus 和 Small GEO 平台,以及俄罗斯的 UPS, MSS-2500-GSO, US-KMO, Express-1000 和 Express-2000 等平台。印度、韩国也开始在卫星上试验霍尔电推进技术。据统计,至 2013 年底,入轨飞行的霍尔推力器已超过 440 台。近年来,具有多个工作点,可实现更高比冲(同时确保足够推力)和大推力(同时确保较高比冲)等多个工作模式的多模式霍尔电推进技术发展迅速。相对于以往的单模式霍尔电推进,该技术能根据航天器功率和轨道转移、位置保持等不同任务需求,改变功率、推力和比冲,可承担更广泛和更柔性的任务。目前 A2100M 和 LS-1300 等平台已开始采用 5 kW 多模式霍尔电推进取代原有的单模式霍尔或电弧等电推进^[1-2],利用大推力模式执行轨道提升,高比冲模式执行在轨位置保持,使质量增益达 1 t 量级。在深空探测领域,美国研究表明,比冲达 2 500~3 000 s 的多模式霍尔电推进能适应绝大部分电推进深空探测任务^[3],因此正在大力发展相应技术。

1 国外多模式霍尔电推进发展现状及趋势

美国、前苏联/俄罗斯和欧洲国家均十分重视多模式霍尔电推进技术研究,并积极在卫星和深空探测器上试验和装备多模式霍尔电推进系统。下面分析各国的发展现状和趋势。

1.1 美国

美国是目前对多模式霍尔电推进投入最大的国家,已有的和研制中的多模式霍尔推力器功率覆盖 0.2~240 kW,能很好地满足各种量级的地球

轨道和深空探测任务需求。代表性研究机构有洛克希德·马丁公司、Aerojet 公司、Busek 公司、波音公司和 NASA 格伦研究中心(GRC)等。

洛克希德·马丁公司针对 A2100M 平台,与 Aerojet 公司联合发展了 5 kW 多模式霍尔电推进系统。基于 A2100M 平台的先进极高频大型军用通信卫星 AEHF-1 和 AEHF-2(图 1)已分别于 2010 年 8 月 14 日和 2012 年 5 月 4 日发射成功,推进剂节省量超过 908 kg。AEHF-1 卫星由于星上远地点发动机未能工作,霍尔电推进系统成功拯救了这颗超过 20 亿美元的卫星,并确保卫星预定的 14 年寿命。A2100M 平台卫星采用了 4 台 BPT-4000 霍尔推力器^[4],功率为 3.0~4.5 kW,比冲 1 769~2 076 s,推力 168~294 mN,工作电压 300~400 V,寿命超过 6 000 h。BPT-4000 在发射前,在地面进行了累计 10 400 h 的地面长寿命试验,开关 7 316 次,总冲 $8.7 \times 10^6 \text{ N} \cdot \text{s}$,消耗氙气 452 kg。

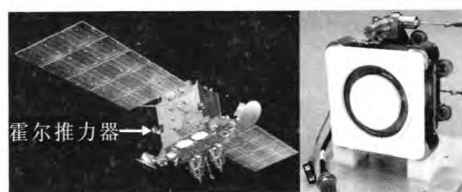


图 1 美国 AEHF 卫星(左)及其 BPT-4000 霍尔推力器

Fig. 1 USA's AEHF satellite (left) and its BPT-4000 Hall thruster

洛克希德·马丁公司和 Aerojet 公司曾针对军用转型卫星,开展 12 kW 多模式霍尔电推进系统研制。

劳拉空间系统公司的 LS-1300 平台在比较各种电推进技术之后,选择 1.5 kW 级霍尔电推进系统执行位置保持任务,并即将采用 4 台俄罗斯产 SPT-140 多模式霍尔推力器(指标见表 1)组成的 5 kW 电推进系统执行发射后的部分轨道转移、在轨位置保持、动量轮卸载和偏心率控制等任务。

Busek 公司专门从事电推力器研制,研制的多模式霍尔推力器功率覆盖 0.2~20 kW,推力 13~1 080 mN,比冲 1 375~2 759 s。其中 BHT-

200 霍尔推进器和另一款功率 200~800 W 的霍尔推进器已在 TacSat-2 和 FalconSat-5 卫星上实现应用。

在深空探测领域, 美国研究表明, 多模式霍尔电推进也是具有优势的, 如在小天体(如小行星、彗星)飞越、伴飞和取样返回等任务中, 霍尔电推进可发挥其推力功率比大的优势, 减少速度增量, 减少任务费用; 对于木星、土星和海王星的深空探测器, 在太阳电池阵功率相似(小于 30 kW)和航程时间相同, 运载火箭为宇宙神 5 (Atlas 5) 551 的情况下, 在采用霍尔电推进时, 探测器净入轨质量要比采用离子电推进^[5]时至少大 200 kg。格伦研究中心从 2004 年开始, 以地球逃逸和深空探测应用为目标, 开展可节省飞行时间和任务开支的高电压霍尔推进器(High Voltage Hall Accelerator, HiVHAc)的研制, 最终技术指标为功率 0.3~3.5 kW, 比冲 1 000~2 800 s, 推进剂处理量 300 kg。格伦研究中心先后研制了 NASA 173M, NASA-170M, NASA 77M, NASA 103M.XL, HiVHAc EDU 及 HiVHAc EDU 2 (图 2 左) 等系列 HiVHAc 霍尔推进器。采用该霍尔推进器能完成原来只能由离子推进器完成的深空探测任务, 并大大降低任务成本^[6]。该系列霍尔推进器的研制历程表明, 高性能霍尔推进器的研制需要进行多年的经验积累, 还离不开新颖的技术创新。

美国针对空间运输和载人深空探测等时间敏感任务, 开展了大功率多模式霍尔电推进的研究。格伦研究中心开展了 50 kW 级 NASA-457Mv1 (图 2 右), NASA-457Mv2, NASA-400M 和 20 kW 级的 NASA-300M 霍尔推进器的研制。NASA-457Mv2 在功率为 73.2 kW 时, 推力为 295 N, 比冲为 2 930 s。NASA-400M 在使用氙推进剂时, 最大试验功率为 64 kW, 在 1 050 V 放电电压时, 比冲为 4 700 s。2012 年 NASA 空间推进路线图指出, 美国将在未来 20 年应用两款 50 kW 和 100 kW 大功率霍尔推进器, 执行低地球轨道货运、国际空间站空间飞行任务和火星货运飞船轨道转移等任务。密歇根大学 PEPL 正在美国空军科学研究办公室(Air Force Office of

Scientific Research, AFOSR) 和 NASA 的支持下, 研制 100 kW 级的 X3 嵌套三放电通道霍尔推进器。X3 霍尔推进器^[7]具有 7 种放电通道工作模式, 预计功率调节范围在 1~240 kW, 比冲为 1 400~4 600 s, 在中等比冲时推力为 15 N。



图 2 HiVHAc EDU 霍尔推进器和 NASA-457Mv1 霍尔推进器

Fig. 2 HiVHAc EDU Hall thruster and NASA-457Mv1 Hall thruster

在多模式功率处理单元(Power Processing Unit, PPU)技术方面, 美国目前 5 kW 级 PPU 效率达 93%, 正在研制的 30~1 000 kW 大功率 PPU, 效率可达 96%~98%。

在多模式推进剂供应技术方面, 美国成功研制了 Bang-Bang 减压技术、电子减压技术、多孔材料流量控制器技术、微细沟槽流量控制器技术及电子流量控制器技术等多种压力和流量调节技术, 并实现了压力和流量控制组件通用化, 推进剂供应系统大大简化, 且性能有所提高。如美国 VACCO 公司最新研制的氙流量控制模块, 具备压力和流量调节功能, 上接氙气贮箱, 下接霍尔推进器, 质量仅为 1.25 kg。

可见, 美国在多模式霍尔电推进技术方面, 针对将来地球轨道和深空探测任务, 重视规划和选型, 技术指标定位高, 打好预研的提前量, 为任务应用和可持续发展铺平了道路。

1.2 前苏联/俄罗斯

前苏联/俄罗斯是最早研制和应用霍尔电推进的国家, 目前主要研制单位为火炬设计局(Fakel), 科尔德什研究中心(KeRC), 中央机械制造研究院(TsNIIMASH)等。俄罗斯研制的较大功率的霍尔推进器都具备多模式工作能力, 表 1 为部分推进器参数。

表 1 俄罗斯部分多模式霍尔推力器及参数

Tab. 1 Specifications of Russian multimode Hall thrusters

指标	SPT-140	SPT-180	KM-5	SPT-200	SPT-290	D-100- I	D-100- II
功率/kW	1.2~6.0	1.8~12	1~2.5	2~13	5~30	1.3~7.5	3.5~15
推力/mN	80~280	120~565	52~140	150~552	~1 500	80~340	80~650
比冲/s	1 500~2 600	1 500~2 600	1 560~2 100	1 422~2 980	最大超过 3 000	1 450~2 800	1 800~4 250
效率	0.5~0.6	0.5~0.6	0.43~0.53	0.48~0.63	—	0.5~0.6	0.5~0.65

火炬设计局研制的 SPT-290 霍尔推力器工程样机，功率 5~30 kW，预测寿命超过 20 000 h。火炬设计局、莫斯科航空学院（RIAME）和意大利 CENTROSPAZIO 等联合研制的 SPT-200 霍尔推力器额定工作点 6 kW，在 11 kW 时效率最高，预测寿命超过 15 000 h。

科尔德什研究中心针对大中型 GEO 卫星的位置保持和轨道转移任务，研制了额定功率 2 kW 的 KM-5 多模式推力器(图 3)，并在 2002 年发射的 Express-A4 卫星上开展空间飞行试验^[8]，至 2008 年 5 月该推力器开展了 900 次，总计 1 550 h 在轨试验。

受限于任务需求等原因，俄罗斯多模式霍尔电推进发展和应用步伐有所放慢，近年来报道较少。

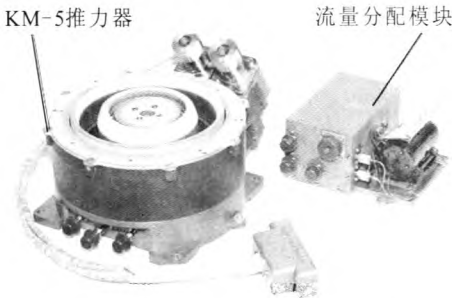


图 3 KM-5 多模式霍尔推力器及其流量分配模块
Fig. 3 KM-5 multimode Hall thruster and its gas distribution module

1.3 欧洲

欧洲针对 GEO 卫星和深空探测器应用，积极开展多模式霍尔电推进的研究。在引进俄罗斯 SPT-100 霍尔推力器的基础上，欧洲研制了

1.5 kW 的 PPS 1350-G 多模式霍尔推力器，并成功应用于 2003 年 9 月 27 日发射的 SMART-1 月球探测器主推进任务，使探测器寿命延长 1 年，科学观测周期延长 2 倍。PPS 1350-G 推力器^[9]额定功率 1 500 W，推力 89 mN，放电电压 350 V，比冲 1 650 s。PPS 1350-G 在地面进行了 10 500 h、开关 7 300 次的长寿命试验，总冲 3.39×10⁶ N·s，验证了长寿命高可靠的特性。

欧洲的新一代大型 GEO 平台 @Bus 初期采用 4 台 PPS 1350-G 霍尔推力器执行南北位置保持任务，后期将采用 5 kW 级的 PPS 5000 霍尔推力器，扩展执行轨道提升任务。PPS 5000 霍尔推力器总冲超过 7×10⁶ N·s，推力 210~360 mN，比冲 1 650~2 550 s，功率 4.5~6 kW。当 GEO 卫星发射质量为 4 500 kg 时，采用 4 台 PPS 5000 执行 2 个月的轨道提升任务，相对于没有电推进系统的情况，质量增益可达 1 t。

在研制传统结构霍尔推力器的同时，欧洲 Thales 公司于 2000 年左右提出了名为高效率多级等离子体推力器（High Efficient Multistage Plasma thruster, HEMP）的多模式霍尔推力器^[10]。HEMP 推力器采用轴向串联的多级磁场拓扑结构，大大降低等离子体对放电室壁的碰撞和侵蚀，实现长寿命。HEMP 将在欧洲 Small GEO 平台上进行在轨试验。

可见，欧洲近年来在多模式霍尔电推进领域投入较大，技术进步较快且有所创新，显示出欧洲发展多模式霍尔电推进的决心。

1.4 发展趋势分析

分析国外多模式霍尔电推进的进展，可得出

如下发展趋势:

1) 多模式霍尔电推进在 GEO 卫星和深空探测器上的应用迅速增加。随着市场需求提升和技术进步, 多模式霍尔电推进取代传统霍尔单模式电推进已成为发展必然, 某些 GEO 平台已在利用 5 kW 级多模式霍尔电推进取代原有的电推进系统, 来提升航天器性能和竞争力。在深空探测领域, 某些任务利用多模式霍尔电推进取代离子推进, 还能获得更大的收益。

2) 扩大功率和变比范围, 提升任务适应能力。如美国根据未来无人深空探测的需求分析, 研制 0.3~3.5 kW 的 HiVHAc 霍尔推力器, 针对大型深空探测任务, 研制 1~240 kW 级的多模式霍尔推力器。

3) 采用新技术, 实现高性能、长寿命和轻质化, 使多模式霍尔电推进更好地应用于航天器, 实现更大的收益。如欧洲长寿命 HEMP 霍尔推力器和美国轻便的 VACCO 氙流量控制模块等。

2 我国典型航天器应用多模式霍尔电推进的收益分析

我国自 20 世纪 90 年代中期发展霍尔电推进以来, 已取得了较大进展。上海空间推进研究所研制的亚千瓦级霍尔电推进系统已成功进行国内首次霍尔电推进在轨飞行验证, 在轨实测指标为推力 38.32 mN, 比冲 1495 s, 系统功率 734 W。至 2013 年 12 月, 已完成 200 次在轨点火任务。该任务为霍尔电推进系统的正式应用摸索了工程研制和产品管理经验。上海空间推进研究所已在进一步开展多模式霍尔电推进技术研究, 成功研制 5 kW 多模式霍尔推力器样机, 实测功率为 2.2~4.5 kW, 推力为 80~300 mN, 比冲为 1 800~3 000 s。

目前我国 GEO 卫星、深空探测器等已对多模式霍尔电推进提出了明确而迫切的需求。下面以 DFH-4 卫星平台为例, 说明应用多模式霍尔电推进带来的优势。DFH-4 卫星平台是我国已成功应用的大型 GEO 平台, 发射质量约 5 100 kg, 目标寿命 15 年, 有效载荷 600~800 kg, 载荷功率 8~10 kW (有能力增长至 14 kW)。目前 DFH-4 平

台采用统一双组元推进系统执行发射后的轨道转移和在轨位置保持任务。为了提高国际竞争力, 必须采用高性能的电推进系统。下面定量分析 DFH-4 卫星平台采用全化学推进、1.5 kW 级霍尔电推进和 5 kW 级多模式霍尔电推进的方案, 设平台功率超过 10 kW, 满足 2 台 5 kW 霍尔推力器同时工作的需求。3 种方案如下:

1) 全化学推进, 设有效载荷质量为 700 kg;

2) 化学推进执行发射后的轨道提升, 电推进执行在轨南北位置保持和离轨, 化学推进执行东西位置保持, 电推进系统功率为 1.5 kW, 电推力器功率为 1.35 kW, 推力为 80 mN, 比冲为 1 600 s, 电推力器轴线与太阳电池阵轴线夹角为 45°;

3) 化学-电推进 (执行 35% 轨道提升任务) 接力执行轨道提升, 电推进执行在轨南北、东西位置保持和离轨, 电推进系统最大功率为 10 kW, 以满足 2 台电推力器同时工作的需求。电推力器轨道提升时功率为 4.5 kW, 推力为 300 mN, 比冲为 1 600 s, 电推力器轴线与飞行方向夹角为 10°, 位置保持时功率为 2.2 kW, 推力为 80 mN, 比冲为 3 000 s, 电推力器轴线与太阳电池阵轴线夹角为 45°。

分析中, 设纯化学变轨速度增量为 1 850 m/s, 化学-电推进联合变轨时化学推进速度增量为 1 203 m/s, 电推进速度增量为 1 079 m/s (采用电推进变轨时, 由于推力较小, 重力损失增加, 总变轨速度增量会有所提高), 南北、东西位置保持和离轨速度增量分别为 701 m/s, 48 m/s 和 11 m/s, 结果见表 2。考虑霍尔电推进系统干质量情况下, 方案 B 比方案 A 实现质量增益 336 kg, 方案 C 比方案 A 和 B 实现质量增益分别为 781 kg 和 445 kg。方案 C 中, 假设电推进轨道提升时, 每天由两台霍尔推力器同时工作 17 h, 则可在 99.6 天内完成电推进轨道提升任务, 满足国际上 100 天左右完成电推进轨道提升的普遍要求。

应用多模式霍尔电推进执行 DFH-4 卫星平台的轨道提升和位置保持任务, 可获得约 800 kg 质量增益, 效益十分明显。多模式霍尔电推进执行轨道提升任务时, 系统功率为 10 kW, 此时卫

星载荷不工作，电功率充足；在轨位置保持时，卫星平台可承受的，因此在 DFH-4 卫星平台上采用多模式霍尔电推进是完全可行的。

表 2 DFH-4 卫星平台采用化学推进和化学-电联合推进方案对比结果

Tab. 2 Contrast of chemical propulsion and chemical-electric propulsion adopted in DFH-4 satellite

推进 方案	轨道提升				位置保持		卫星 寿命 末期 质量/ kg	霍尔 电推 进系 统干 质量/ kg	采用电推进后的 质量增益	
	化学推力器		电推力器（考虑推 力器轴线与飞行方 向的 10°夹角）		化学推力器或电推力器 （考虑电推力器轴线与飞行 方向的 45°夹角）				质量/kg	占原有效载荷 质量比例/%
	推力/N	比冲/s	推力/N	比冲/s	推力/N (南北/东西)	比冲/s (南北/东西)				
A	490	315	-	-	10	290	2 144	-	-	-
B	490	315	-	-	0.08/10	1 600/290	2 583	103	336	48
C	490	315	0.300	1 600	0.08	3 000	3 106	181	781	112

3 对我国多模式霍尔电推进发展的
启示

国外针对不同任务，发展不同功率级别的多模式霍尔电推进系统，且在积极开展关键技术攻关的同时，进行霍尔电推进的在轨演示验证。国外多模式霍尔电推进的发展历程对我国具有重要的启示作用。我国对应用多模式霍尔电推进最为迫切的对象为 GEO 卫星和深空探测器。我国多模式霍尔电推进在 GEO 卫星上应用时，建议采用 3 步走的技术路线：

1) 突破 5 kW 多模式霍尔电推进系统关键技术，如宽电子发射能力空心阴极技术、霍尔加速器磁路优化技术、高稳定性多模式微流量调节技术和高效率多模式电源处理技术等，加快研制工程样机和飞行样机，实现多模式霍尔推力器的地面寿命预估和验证；

2) 在 GEO 卫星平台上演示验证和应用 5 kW 级多模式霍尔电推进，由化学推进和电推进接力执行发射后轨道提升任务，由电推进执行在轨位置保持任务，实现有效载荷能力翻番；

3) 待多模式霍尔电推进系统具有足够高的可靠性后，GEO 卫星由多模式霍尔电推进执行所

有的推进任务，实现全电推进，使有效载荷能力最大化。

对于小行星探测器等深空探测器的主推进和中远期的大载荷货物运输、载人深空探测任务，根据任务需求和未来太阳电池阵、核电源等的技术发展，有针对性地发展中小功率（如 1.5~3 kW）和大功率（如 50~100 kW）的多模式霍尔电推进技术，提升航天器性能，提高任务收益。多模式霍尔电推进涉及霍尔推力器、功率处理单元、推进剂供应和系统集成等研究内容，系统体系较为复杂，需突破的新技术较多，要尽早统筹发展组件和系统集成技术，早日实现多模式霍尔电推进的工程化应用。

参考文献：

[1] DUCHEMIN O, DUMAZERT P, CARICHON S, et al. Performance and lifetime predictions by testing and modeling for the PPS 5000 Hall thruster, AIAA-2003-4555 [R]. USA: AIAA, 2003.

[2] COREY R L, GASCON N, DELGADO J J. Performance and evolution of stationary plasma thruster electric propulsion for large communications satellites, AIAA-2010-8688[R]. USA: AIAA, 2010. (下转第 21 页)

- [21] KOPEV V F, MIRONOV M A, SOLNTSEVA V S. Sound generation, amplification and absorption by air flow through waveguide with periodically corrugated boundary [C]// Forum Acoustic 2005 Conference. [S.l.]: [s.n.], 2005: 111-114.
- [22] DEBUT V, ANTUNES J, MOREIRA J. Flow-acoustic interaction in corrugated pipes: time-domain simulation of experimental phenomena [C]// 9th International Conference on Flow-Induced Vibration. Prague: Czech Republic, 2008: 113-123.
- [23] POPESCU M, JOHANSEN S, SHYY W. A Model for flow-induced acoustics in corrugated pipes [C]// 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida: AIAA, 2009: 1-14.
- [24] TONON D, LANDRY B J T, BELFROID S P C, et al. Whistling of a pipe system with multiple side branches: Comparison with corrugated pipes[J]. Journal of Sound and Vibration, 2010 (329): 1007-1024.
- [25] POPESCU M, JOHANSEN S, SHYY W. Flow-induced acoustics in corrugated pipes[J]. Commun Comput Phys, 2011, 10(1):120-139.
- [26] POPESCU M, JOHANSEN S. Acoustic wave propagation in low Mach flow pipe, AIAA2008-0063[R]. USA: AIAA, 2008.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 6 页)

- [3] HOFER R R. High-specific impulse operation of the BPT-4000 Hall thruster for NASA science missions, AIAA-2010-6623[R]. USA: AIAA, 2010.
- [4] GRYS K D, FISHER J, WILSON F, et al. 4.5 kW Hall thruster system qualification status, AIAA-2004-3603[R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] WITZBERGER K, MANZELLA D. Performance of solar electric powered deep space missions using hall thruster propulsion, AIAA-2005-4268[R]. USA: AIAA, 2005.
- [6] KAMHAWI H, HAAG T, PINERO L. Overview of the development of a low cost high voltage Hall accelerator propulsion system for NASA science missions, AIAA-2011-5520 [R]. USA: AIAA, 2011.
- [7] FLORENZ R, GALLIMORE A D, PETERSON P Y. Developmental status of a 100-kW class laboratory nested channel Hall thruster, IEPC-2011-246[R]. [S.l.]: IEPC, 2011.
- [8] AKIMOV V N, BAIDAKOV S G, GALAYKO V N. Development of KM-5 HALL effect thruster and its flight testing onboard GEO spacecraft "EXPRESS-A4" [J]. Progress in Propulsion Physics, 2009 (1): 411-424.
- [9] CORNU N, MARCHANDISE F, DARNON F, et al. The PPS 1350-G qualification demonstration: 10500 hrs on the ground and 5000 hrs in flight, AIAA-2007-5197[R]. USA: AIAA, 2007.
- [10] KOCH N, HARMANN H-P, KORNFELD G. Status of the THALES high efficiency multi stage plasma thruster development for HEMP-T 3050 and HEMP-T 30250, IEPC-2007-110[R]. [S.l.]: IEPC, 2007.

(编辑: 张永秀)