

40cm 离子推力器功率宽范围工作实验研究*

赵以德, 张天平, 黄永杰, 孙小菁, 孙运奎, 李娟, 杨福全, 池秀芬

(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: 深空探测任务要求太阳能电推进系统具有大推力、高比冲特性, 同时随着航天器离开太阳距离的增加, 太阳能效率快速降低, 要求电推进系统具备功率宽范围高效工作能力。为了研究兰州空间技术物理研究所研制的40cm离子推力器功率宽范围工作能力, 从实验角度研究了1~10kW 40cm离子推力器的工作性能及其变化规律。通过对离子推力器工作参数和性能的分析与计算, 依据功率调节方法确定了40cm离子推力器1~10kW多模式工作点电参数; 通过阴极流率优化和放电损耗优化实验确定了多模式工作点最佳供气参数。在设计确定的电参数和实验确定的供气参数下, 开展了1~10kW调节实验, 获取了40cm离子推力器的工作性能及其变化规律。实验结果表明: 40cm离子推力器可在1~10kW内稳定工作, 推力42~336mN, 比冲2174~4389s, 效率41%~72%; 随功率增加效率增高, 当功率大于2.5kW时效率大于63%。

关键词: 离子推力器; 功率宽范围调节; 高效率; 深空探测

中图分类号: V439 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 04-0942-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.04.028

Experimental Study of 40cm Ion Thruster over a Wide Range of Input Power

ZHAO Yi-de, ZHANG Tian-ping, HUANG Yong-jie, SUN Xiao-jing, SUN Yun-kui, LI Juan,
YANG Fu-quan, CHI Xiu-fen

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

Abstract: It is necessary that the Solar Electric Propulsion systems provide high thrust and high specific impulse for primary propulsion in deep space exploration missions. While the electric thruster must be capable of deep power throttling since the power available from the solar panel arrays reduces as the spacecraft distance from the sun increases. In order to study the operating performance of 40cm ion thruster over a wide range of input power, which has been developed by Lanzhou Institute of Physics, the operating parameters of 40cm ion thruster were evaluated experimentally at various input power levels. Operational electric parameters of 40cm ion thruster at various input power levels were selected by analyzing and calculating its parameters and performance with theory assumptions and throttling technique. The optimal flow rates at various beam currents were determined through discharge performance tests at various cathode flow rates and discharge propellant utilization efficiencies. Based on these results the performance of 40cm ion thruster was evaluated at each input power throttling point range 1~10kW. The results showed that the 40cm ion thrust can operate steadily over an input power envelope of 1~10kW, thrust range 42~336mN, specific impulse varies 2174~4389s, and efficiency range 0.41~0.72. The efficiency increases with increasing input power and is higher than 0.63 as the input power is greater than 2.5kW.

Key words: Ion thruster; Wide power throttling range; High efficiency; Deep space exploration

* 收稿日期: 2017-02-28; 修订日期: 2017-05-05。

作者简介: 赵以德, 男, 博士生, 高级工程师, 研究领域为离子电推进技术与工程应用。E-mail: zh_yide@sina.com

1 引言

在深空探测任务中太阳能电推进系统作为主推进,由于其高比冲、长寿命等特点,可以大大节省推进剂携带量,增加航天器有效载荷比例,具有很强的优势。美国离子电推进系统NSTAR已经两次成功完成了深空探测主推进任务^[1,2]。计划用于火星取样返回、彗星取样返回、土星系探测、海王星探测等任务^[3]的离子电推进系统NEXT地面验证寿命已超过51000h^[4]。日本10cm微波离子电推进系统作为隼鸟号小行星探测器主推进系统,成功完成了对丝川小行星的采样返回任务^[5]。

深空探测任务需要大推力、高比冲的电推进系统,以满足长距离的空间飞行,缩短探测周期。同时随着航天器离开太阳距离的增加,太阳能效率快速降低,要求推力器具备功率宽范围内高效工作能力^[6,7]。已应用或计划应用于深空探测的离子推力器均具备功率宽范围高效工作能力。如NSTAR推力器额定功率为0.5~2.3kW,输出比冲1951~3083s,推力20~91mN,效率38%~59%^[2]。NEXT推力器额定功率调节范围0.5~6.9kW,输出比冲1400~4190s,推力25.5~236mN,效率32%~71%^[8]。2006年NASA格林研究中心的Michael J Patterson对NEXT工程样机进行了高推功比和大推力密度两种方式下性能扩展实验研究^[9],初步实验证明:高推功比方式下,在3~5kW功率,推力145~241mN,比冲2660~2785s,推功比接近50mN/kW,效率61%~65%;大推力密度方式下,在6.7~13.6kW功率,推力288~466mN,比冲3290~4670s,效率69%~78%。美国XIPS-25离子推力器是一款应用于通信卫星平台的离子推力器^[10],设计有两种工作模式,小功率模式用于轨道维持,大功率模式用于轨道转移。在2kW小功率模式下,推力80mN,比冲3400s;在4.2kW大功率模式下,推力165mN,比冲3500s。Tighe等^[6]针对NASA深空探测任务,对XIPS-25离子推力器开展了0.3~4.5kW功率范围调节实验研究,实验结果表明:功率在0.3~4.5kW,推力14.4~173.7mN,比冲1610~3664s,效率35%~66%。针对小行星探测等任务,兰州空间技术物理研究所对LIPS-200离子推力器^[11-14]进行了性能扩展实验研究,经扩展后的离子推力器LIPS-200+可在40mN和60mN两种推力模式下工作^[15]。推力40mN模式,比冲3000s,功耗约1kW;推力60mN模式,比冲3500s,功耗约1.6kW。

为了满足我国未来木星探测和小行星采样返回

等任务对功率宽范围高效工作离子推力器的应用需求,本文对兰州空间技术物理研究所40cm离子推力器在1~10kW功率范围的工作性能进行了实验研究,确定了1~10kW功率各工作点最佳电参数和流率参数;验证了40cm离子推力器功率宽工作能力,并获得了1~10kW功率内的推力、比冲、效率等指标及其变化规律。功率宽范围调节方法和实验结果将为40cm离子推力器工程样机的研制和与其配套电源处理单元和贮供单元的研制提供数据支持。

2 实验设备与方法

实验所采用的离子推力器为兰州空间技术物理研究所研制的40离子推力器(LIPS-400)原理样机。LIPS-400离子推力器是一款束直径为40cm的离子推力器。放电室由阳极和会切磁场组成;栅极为三栅极结构;阴极和中和器均为六硼化镧空心阴极。

实验在兰州空间技术物理研究所TS-7B真空设备系统中进行,该设备真空舱由直径4.5m,长度10m的主舱和直径2m,长度1.5m的副舱组成;真空抽气系统配置6台外置式低温泵(对氦气抽速为 1×10^4 L/s)和20台内置式低温泵(对氦气抽速为 1.49×10^4 L/s)作为主泵,粗抽及预抽泵为螺杆泵、罗茨泵机组及分子泵机组。系统空载极限真空度优于 5.0×10^{-5} Pa,在推力器工作过程氦气流率为8mg/s时,系统的带载真空度优于 1×10^{-3} Pa。氦气供气系统由气源、减压、稳压、气体置换、流率控制器等部件组成,流率控制精度为 $\pm 2\%$ 。供电系统采用10kW级离子推力器供电系统,屏栅电源输出能力0~3kV/0~9A,阳极电源输出能力0~50A/0~100V。40cm离子推力器测试供电关系如图1所示。从图中可以看出,阳极电源负极与屏栅电源正极相接,这种接法使放电室等离子体与推力器公共地间电势差为屏栅电源电压和阳极电源电压之和,并且屏栅电源电流通过阳极电源形成回路,因此束电压为阳极电源电压和屏栅电源电压之和,放电电流为阳极电源电流与束电流之差。

LIPS-400离子推力器功率宽范围调节实验方法是在不同束电流下保持供气条件不变,通过调节束电压从而改变推力器功率;为了保持束流不变,调节束电压同时调节放电电流;功率调节时要求在全功率范围每个工作点加速电流和减速电流小于15mA,放电电压峰峰值小于10V。依据功率宽范围调节实验方法,通过离子推力器工作参数和性能计算公式,确定LIPS-400离子推力器1~10kW功率下主要电参数和预期性能指标。

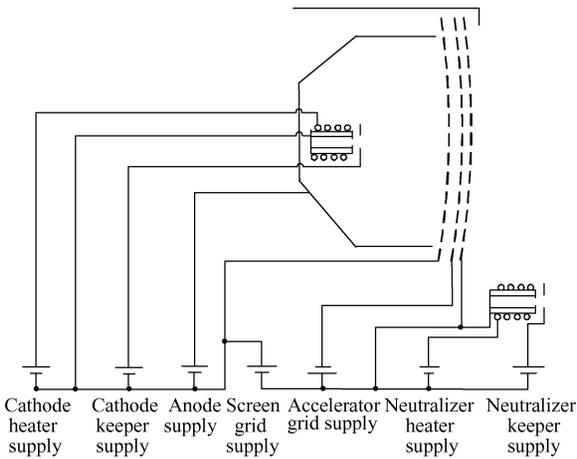


Fig. 1 Schematic diagram of the power system for 40cm ion thruster test

离子推力器工作参数和性能的关系^[16]如下
推力

$$F = 1.65\alpha\beta I_b \sqrt{V_b} \quad (1)$$

式中 F 为推力, mN; α 为束流发散角修正系数; β 为双荷离子修正系数; V_b 为束电压, V; I_b 为束电流, A。

比冲

$$I_s = 123.6\alpha\beta\eta_m \sqrt{V_b} \quad (2)$$

式中 I_s 为比冲, η_m 为工质利用率。

效率

$$\eta = \frac{TI_s g}{2P} \quad (3)$$

式中 η 为效率; P 为功率, W; $P = V_b I_b + V_d I_d + |V_a| I_a + V_k I_k + V_n I_n$; 其中 V_d , V_a , V_k , V_n 分别为放电电压、加速电压、阴极触持电压和中和器触持电压, V; I_d , I_a , I_k , I_n 分别为放电电流、加速电流、阴极触持电流和中和器触持电流, A; g 为重力加速度, 9.8m/s^2 。

利用式(1)~(3),修正系数 α, β 暂取 LIPS-200 推力器实验结果 0.98 和 0.97^[15],不考虑通过栅极孔进入放电室的氙气流量,参考 LIPS-400 离子推力器在 7kW 功率下实验电气参数,计算得到 LIPS-400 推力器代表性工作点电参数和预期性能如表 1 所示。

对于某一束电流,放电室工质利用率取 90%,在放电电压小于 30V 条件下,通过实验比较不同阴极流率下放电损耗确定该束流最佳阴极流率。在实验确定的最佳阴极流率下,保持束流不变,通过调节放电室总流率,得到放电室工质利用率与放电损耗曲线,通过曲线“拐点”处的放电室工质利用率确定该束流下放电室最佳总流率。

Table 1 Representative operating parameters and projected performance data

Level	P/kW	I_b/A	V_b/V	F/mN	I_s/s	$\eta/\%$
1	1.12	1.2	500	42.1	2170	40
2	1.57	1.2	900	56.5	2911	51
3	2.16	1.2	1400	70.5	3631	58
4	2.06	2	700	83.1	2678	53
5	2.98	2	1200	108.8	3506	63
6	4.18	2	1800	133.2	4294	67
7	3.83	2.7	1200	146.8	3455	65
8	4.87	2.7	1600	169.6	3989	68
9	5.41	2.7	1800	179.8	4231	69
10	4.89	3.45	1200	187.6	3529	66
11	6.20	3.45	1600	216.7	4074	70
12	6.89	3.45	1800	229.8	4322	71
13	5.64	4	1200	217.5	3547	67
14	7.18	4	1600	251.2	4096	70
15	7.98	4	1800	266.4	4344	71
16	7.17	4.5	1400	264.3	3823	69
17	8.07	4.5	1600	282.6	4087	70
18	8.97	4.5	1800	299.7	4335	71
19	8.96	5	1600	314.0	4101	70
20	9.96	5	1800	333.0	4350	71

3 实验结果与讨论

图 2 给出了不同束电流下,当放电室工质利用率为 90% 时,放电损耗与阴极流率的变化关系,从图中可以看出,随阴极流率的增加,放电损耗单调增大。仅从图 2 来看,似乎阴极流率越小越好,但随阴极流率的减小放电电压增大(如图 3 所示)。高的放电电压使放电室内双荷离子比和离子动能增加,对屏栅的离子溅射刻蚀速率加快,推力器寿命缩短。综合图 2 和图 3 可以看出,追求高效率应该选择较小的阴极流率,但追求长寿命应该选择较大的阴极流率。在实际应用场合,应根据任务特点对效率和寿命进行权衡确定 LIPS-400 离子推力器的最佳阴极流率。

从图 3 还可以看出,当束流不小于 3.45A 时,随阴极流率的减小放电电压与阴极流率的关系曲线变得更为陡峭,存在“拐点”,当阴极流率小于此点时,放电电压对阴极流率变得较为敏感。然而小束流与

大束流相比,放电电压与阴极流率关系曲线更为平缓,说明小束流下放电电压对阴极流率不敏感。为了提高放电稳定性和产品一致性,阴极流率应选择放电电压对阴极流率不为敏感的区域。在本实验中,将放电电压小于 30V,阴极流率值大于放电电压与阴极流率关系曲线中“拐点”值(对于束流不小于 3.45A 情况适用),且放电损耗取最小的阴极流率确定为该束流最佳阴极流率,用于放电室总流率的确定和功率宽范围调节实验。

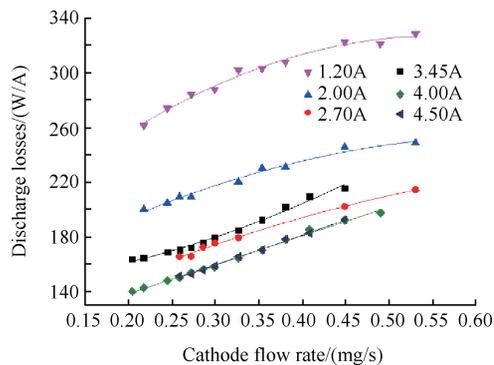


Fig. 2 Discharge losses versus cathode flow rate, for various beam currents

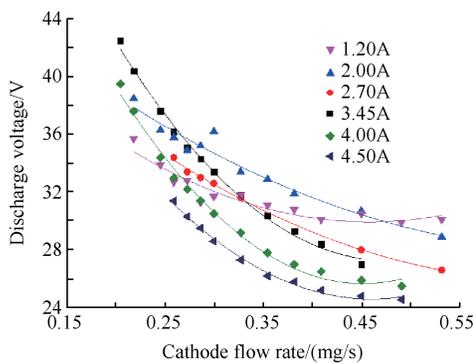


Fig. 3 Sensitivity of discharge voltage to variations in cathode flow rate, for various beam currents

图4给出了不同束流下,放电损耗与放电室工质利用率的关系曲线。对于束流不小于 3.45A 情况,放电室工质利用率大于 95%时,放电损耗曲线仍未出现明显的“拐点”,说明 LIPS-400 离子推力器大束流下具有较高的工质利用率。对于束流小于 2.7A 情况,当放电室工质利用率增加到某一值时,放电损耗开始迅速增大,放电损耗曲线存在“拐点”,如 2A 束流下,工质利用率为 85%的点。较高的工质利用率在同样束电压下能实现较高比冲,但随工质利用率的增加,放电损耗呈增大趋势,在小束流下更为突出。因此,放电室工质利用率的确定应根据实际应用场合对效率和比冲进行权衡确定。对于 LIPS-400

离子推力器,放电损耗曲线存在“拐点”时,取“拐点”处的工质利用率为最佳放电室工质利用率;不存在“拐点”时,放电室工质利用率取 92%为最佳放电室工质利用率。

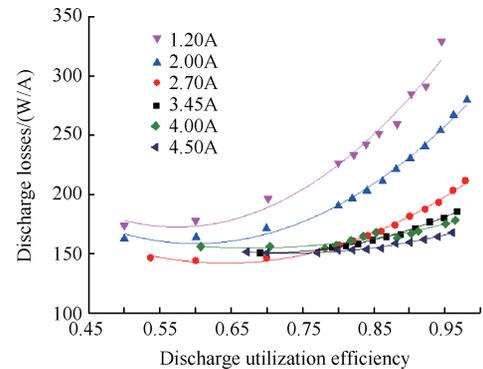


Fig. 4 Discharge losses as a function of discharge propellant utilization efficiency, for various beam currents

从图4还可以看出,LIPS-400离子推力器在大束流下具有相对较低的放电损耗,在 90%工质利用率下,随束流减小,放电损耗增加,在 4.5A 束流时放电损耗为 160W/A,当束流减小到 1.2A 时放电损耗增加到 280W/A。这主要是由于小束流下较低的中性气体浓度造成的。因为在小束流下通入放电室的总流率较小,再加上 LIPS-400 离子推力器相对较大的束口径和放电室,导致放电室内较低的中心气体浓度。

图5给出了不同束流下,LIPS-400离子推力器在不同功率下的推力和比冲。在 1~10kW 功率推力为 42~336mN,比冲为 2174~4389s。图6给出了效率与功率的关系曲线,从图中可以看出,当功率从 1kW 增加到 2.5kW 时,效率从 41%快速增加到 63%。当功率超过 2.5kW 时,随功率的增加效率呈现增加趋势,但增速很小。能实现 65%效率的最小功率为 3.4kW,当功率大于 5.6kW 时效率大于 69%,在 10kW 时,效率达到 72%。随功率的增加推力器效率呈现增加的趋势,这主要是因为随功率的增加放电损耗降低(如图7所示),导致电效率增加。另外,在大束流下具有较高工质利用率(如图4所示),较高的工质利用率和电效率使推力器在大功率下具有较高的效率。综合图5和图6可以看出,LIPS-400离子推力器在 1~10kW 功率内能稳定高效工作,最低效率为 41%,最高效率为 72%;当功率大于 2.5kW 时,效率大于 63%。从图7给出的放电损耗与功率的变化关系曲线可以看出,在 1~3.7kW 功率内,放电损耗随功率增加而迅速减小;当功率大于 3.7kW 时放电损耗随功率增加而缓慢减小。

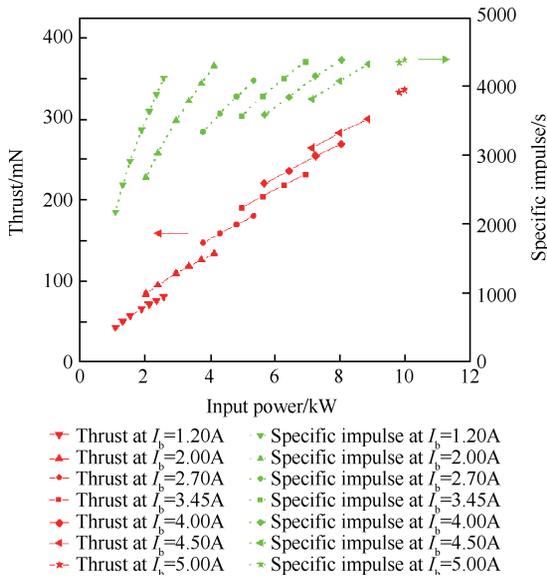


Fig. 5 Thrust and specific impulse as a function of input power, for various beam currents

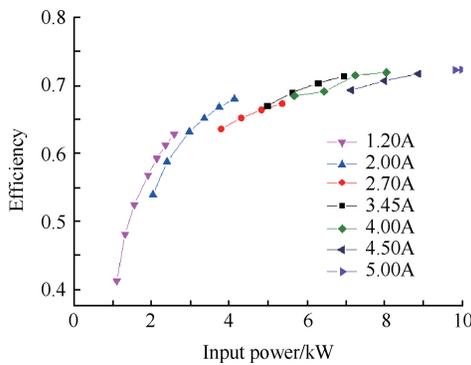


Fig. 6 Efficiency as a function of input power, for various beam currents

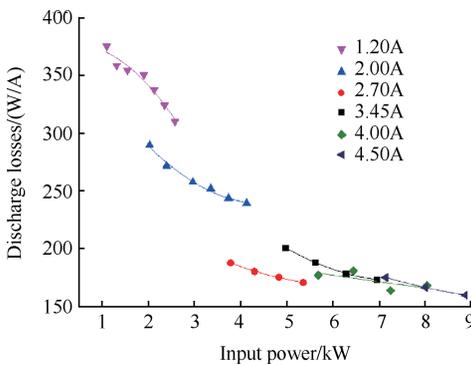


Fig. 7 Discharge losses as a function of input power, for various beam currents

4 结论

通过本文研究,得到如下结论:

(1)40cm 离子推力器在不同束流下,当放电室工质利用率为 90%时,放电损耗随阴极流率的减小而

减小,在小流率下具有较小的放电损耗。然而,放电电压随阴极流率的减小而增大,大束流下放电电压对阴极流率的变化更为敏感。

(2)当束流不小于 3.45A 时,40cm 离子推力器放电损耗与放电室工质利用率曲线无明显的“拐点”,具有较高的工质利用率;当束流小于 2.7A 时,放电室工质利用率 85%左右放电损耗曲线出现“拐点”,工质利用率较低。

(3)放电室工质利用率为 90%处,当束流小于 2.7A 时,40cm 离子推力器放电损耗随束流减小快速增加,当束流减小到 1.2A 时放电损耗增加到 280W/A。当束流大于 2.7A 时,随束流增加放电损耗缓慢减小,在束流为 4.5A 时放电损耗为 160W/A。放电损耗随功率变化关系表现为:在 1~3.7kW 功率内,随功率增加而快速减小;在 3.7~10kW 内,随功率增加缓慢减小。

(4)40cm 离子推力器可以在 1~10kW 功率内稳定工作,推力为 42~336mN,比冲为 2174~4389s,效率为 41%~72%。当功率从 1kW 增加到 2.5kW 时,效率从 41%快速增加到 63%。当功率超过 2.5kW 时,随功率的增加效率呈现增加趋势,但增速很小。当功率大于 3.4kW 时效率大于 65%,在 10kW 时效率达到 72%。

参考文献:

- [1] Rawlin V K, Sovey J S, John H A. An Ion Propulsion System for NASA's Deep Space Missions[R]. AIAA 99-4612.
- [2] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, et al. The Ion Propulsion System for Dawn[R]. AIAA 2003-4542.
- [3] Oleson S, Gefert L, Benson S, et al. Mission Advantages of NEXT: NASA's Evolutionary Xenon Thruster[R]. AIAA 2002-3969.
- [4] Shastry R D, Herman A, Soulas G C, et al. Status of NASA's Evolutionary Xenon Thruster (NEXT) Long-Duration Test as of 50000h and 900kg Throughput[R]. IEPC-2013-121.
- [5] Hitoshi K, Yukio S, Tetsuya Y, et al. Report during Two Years on HAYABUSA Explorer Propelled by Microwave Discharge Ion Engines[R]. AIAA 2005-3673.
- [6] Tighe W G, Chien K R, Solis E, et al. Performance Evaluation of the XIPS-25cm Thruster for Application to NASA Discovery Missions[R]. AIAA 2006-4666.
- [7] Rawlin V K. Power Throttling the NSTAR Ion Thruster[R]. AIAA 95-2515.

- [8] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J. Performance Evaluation of the Prototype Model NEXT Ion Thruster [R]. *AIAA* 2007-5212.
- [9] Patterson M J. NEXT Study of Thruster Extended-Performance[R]. *AIAA* 2006-4664.
- [10] Goebel D M, Martinez-Lavin M and Bond T A. Performance of XIPS Electric Propulsion in on-Orbit Station Keeping of the Boeing 702 Spacecraft[R]. *AIAA* 2002-4348.
- [11] 杨福全, 江豪成, 张天平, 等. 20cm离子推力器飞行试验工作性能评价[J]. *推进技术*, 2016, 37(4): 783-787. (YANG Fu-quan, JIANG Hao-cheng, ZHANG Tian-ping, et al. Flight Test Performance Evaluation of 20cm Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(4): 783-787.)
- [12] 郑茂繁, 江豪成. 改善离子推力器束流均匀性的方法[J]. *推进技术*, 2011, 32(6): 762-765. (ZHENG Mao-fan, JIANG Hao-cheng. Method of Improving Beam Current Profile for Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(6): 762-765.)
- [13] Zhang T P. Initial Flight Test Results of the LIPS-200 Electric Propulsion System on SJ-9A Satellite[R]. *IEPC*-2013-47.
- [14] Zhang T P. The LIPS-200 Ion Electric Propulsion System Development for the DFH-3B Satellite Platform [R]. *IAC-13-C4.4*, 2013.
- [15] 郑茂繁, 张天平, 孟伟, 等. 20cm氙离子推力器性能扩展研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(7): 1116-1120. (ZHENG Mao-fan, ZHANG Tian-ping, MENG Wei, et al. Research of Improvement Performance for 20cm Xenon Ion Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1116-1120.)
- [16] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thruster[M]. *California: JPL Space Science and Technology Series*, 2008: 24-28.

(编辑:田佳莹)