

基于等效磁路的 LIPS-200 离子推力器 磁场特性

胡 竞^{1,2}, 蒋成保¹, 张天平², 孟 伟², 高 俊², 赵 蓁²

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191;
2. 中国航天科技集团有限公司 兰州空间技术物理研究所
真空技术与物理重点实验室, 兰州 730000)

摘 要: 以放电室阳极振荡电压和放电损耗的最小化为目标,结合正交试验方法,获得了性能提升后可实现长期稳定工作的 LIPS-200 离子推力器最佳磁路结构与磁场构型。基于此,运用等效磁路方法,采用有限元离散形式,建立了 LIPS-200 离子推力器放电室磁场模型,研究了特定空间排布下电磁体的永磁体替代方案。利用放电室磁感应强度测试和整机工作性能对比验证了永磁体替代方案的等效性及分析方法的可行性和计算结果的正确性。结果表明:两种磁场状态下的推力器放电室特征位置磁感应强度相对误差低于 5%,且推力器工作敏感参数变化情况符合预期,满足磁路等效目标,达到磁路结构再优化,工作性能再提升的整体目标。

关 键 词: LIPS-200 离子推力器; 等效磁路; 有限元模型; 永磁体; 试验验证

中图分类号: V439⁺.4 **文献标志码:** A

Characteristic of magnetic field for LIPS-200 ion thruster based on equivalent magnetic circuit

HU Jing^{1,2}, JIANG Chengbao¹, ZHANG Tianping², MENG Wei²,
GAO Jun², ZHAO Zhen²

(1. School of Materials Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory,
Lanzhou Institute of Physics,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Lanzhou 730000, China)

Abstract: The magnetic circuit structure and magnetic field configuration of LIPS-200 ion thruster capable of working steadily after performance enhancement were obtained to minimize the anode shock voltage and discharge loss by using orthogonal experimental method. Combined with the equivalent magnetic circuit method and the finite element discretization form, the magnetic field model of LIPS-200 ion thruster was established. Then the permanent magnet alternative proposals for electromagnet in specific spatial arrangements were studied. And the equivalence of alternative proposals and the effectiveness and feasibility of

收稿日期:2018-12-12
基金项目:装备预先研究; 国家自然科学基金(61601210)
作者简介:胡竞(1988—),男,工程师,博士生,主要从事放电等离子电推力器技术与磁性材料方面的研究。
引用格式:胡竞,蒋成保,张天平,等. 基于等效磁路的 LIPS-200 离子推力器磁场特性[J]. 航空动力学报,2019,34(7):1551-1557.
HU Jing,JIANG Chengbao,ZHANG Tianping,et al.Characteristic of magnetic field for LIPS-200 ion thruster based on equivalent magnetic circuit[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(7):1551-1557.

the simulation method were validated by comparing with the magnetic induction intensity and working performance. Results showed that the relative error of magnetic induction intensity in key points was less than 5% after magnetic field conversion, and the sensitive parameters changed in line with expectations, the design goal of magnetic circuit structure optimization and performance improvement for LIPS-200 ion thruster was well realized.

Key words: LIPS-200 ion thruster; equivalent magnetic circuit; finite element model; permanent-magnet; experimental validation

离子推力器具有寿命长、比冲高、工作模式多、推力精确可调等突出优势,相同任务下推进剂消耗量相对于传统的化学推力器降幅最高可达 80%,在航天器在轨多目标姿轨控调节任务中得到广泛应用^[1-6]。离子电推进技术已成为破解卫星平台“高承载”和“长寿命”设计难题的必由之路,也是改善复杂航天装备控制性能的有效手段,可以从根本上解决化学推力器位置保持对卫星姿态干扰大的问题。目前,作为国际上实现工程化应用的电推进技术,以离子推力器为核心的离子电推进技术的应用与否已成为衡量长寿命、高可靠航天器先进性的重要标志之一。

针对航天器在轨多目标、差异化姿轨控任务对多模式、长寿命、大推力离子推力器的应用需求,以 LIPS-200 离子推力器飞行应用^[7-9]及优化改进^[10]状态为基础,对其磁路结构开展了再优化,以期进一步提高离子推力器工作稳定性和可靠性,降低放电室阳极振荡电压和放电损耗,进而提升整机工作寿命,最终实现整机性能的再提升。

有鉴于此,本文以放电室阳极振荡电压和放电损耗的最小化为目标,结合正交试验方法,获得了性能提升后可实现长期稳定工作的 LIPS-200 离子推力器最佳磁路结构与磁场构型。在此基础上,运用等效磁路方法,采用有限元离散形式,建立了 LIPS-200 离子推力器放电室磁场模型,研究了特定空间排布下电磁体的永磁体替代方案。利用磁感应强度测试和工作性能对比验证了永磁体替代方案的等效性及分析方法的可行性和计算结果的正确性。结果表明:两种磁场状态下的推力器放电室特征位置磁感应强度相对误差低于 5%,且推力器工作敏感参数变化情况符合预期,满足磁路等效目标,达到了磁路结构再优化,工作性能再提升的整体目标。研究为可靠、稳定工作的离子推力器拓扑结构设计与优化提供方法。

1 LIPS-200 离子推力器磁场

LIPS-200 离子推力器的磁路结构主要由磁

体及导磁极靴构成,约束并控制放电室等离子体的输运行为特征及磁感应特性参数分布是离子推力器磁路结构最主要的作用。通过优化磁体的使用数量、导磁极靴的结构尺寸以及两者之间的配合方式,便可在放电室内部形成与工作要求相适应的磁场构型及磁感应强度分布。图 1 所示为 LIPS-200 离子推力器磁路结构示意图。

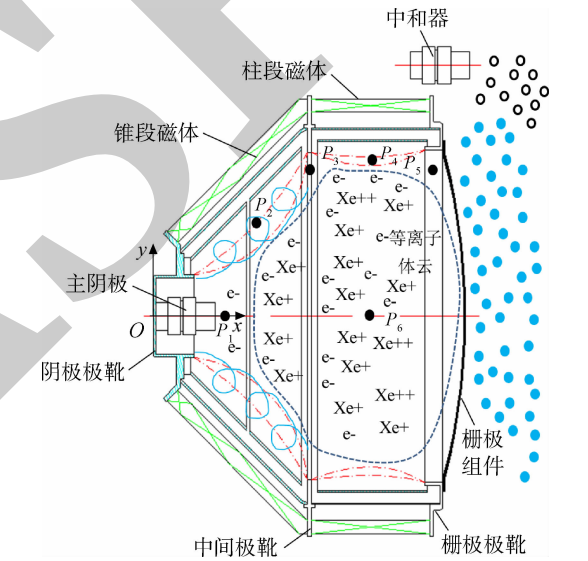


图 1 LIPS-200 离子推力器磁路结构示意图
Fig. 1 Magnetic circuit structure of LIPS-200 ion thruster

如图 1 所示,区别于美国 XIPS-25 cm^[11-13]、NSTAR-30 cm^[14-16]及 NEXT-40 cm^[17-19]等规格离子推力器磁体采用环形结构并呈点状分布的磁路结构特点,LIPS-200 离子推力器的磁体采用了沿推力器放电室外围表面平行均布的柱形结构,同时导磁极靴透过放电室壳体延伸到其内部,磁体产生的磁力线以导磁极靴为媒介,分布在放电室内部并呈现出阳极壁面附近磁力线密集——磁场强,放电室中心区域及栅极组件周围磁力线稀疏——磁场弱的特点。由此在放电室内部形成较大范围的“近零磁场区”(或称磁空区),从而在制约放电室内等离子体放电振荡的同时,可以极大

延长电子的运动路径,提升推进剂被碰撞并电离的机率,最终便可实现推力器稳定、可靠工作的目标。

2 磁场分析与模型建立

2.1 电磁体磁场定型

利用电磁体状态下放电室磁场动态可调的突出优势,在导磁极靴结构尺寸确定的情况下,LIPS-200 离子推力器的电磁体磁场优化主要是分别对图 1 所示结构的锥段磁体和柱段磁体的通电数量、供电电流大小进行调节,实现放电室总磁通的调整,以及锥段放电室、柱段放电室磁场强弱的调整,从而获得最佳的磁路结构及磁场变化梯度与分布相对最优的磁场构型。如图 2、图 3 所示为不同激励电流下锥段磁体、柱段磁体的磁通变化规律。

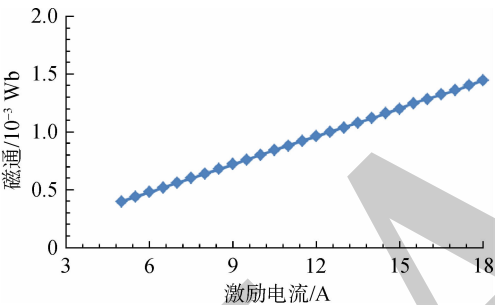


图 2 锥段磁体磁通随激励电流变化规律
Fig. 2 Regulation of magnetic flux change with excitation current of conic electromagnet

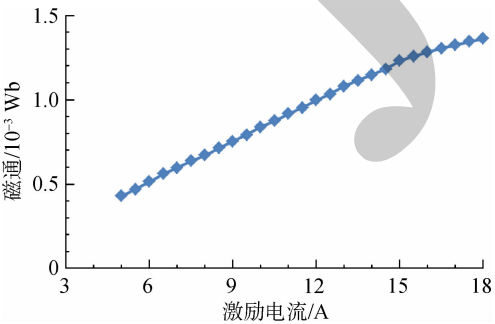


图 3 柱段磁体磁通随激励电流变化规律
Fig. 3 Regulation of magnetic flux change with excitation current of columnar electromagnet

根据图 2、图 3 所示磁体磁通随激励电流的变化规律,以放电室阳极振荡电压和放电损耗的最小化为目标,结合正交试验方法开展了一系列整机工作性能调测。在确定磁体最优激励电流包络区间的情况下,对栅极极靴、中间极靴及阴极极

靴等导磁极靴的关键尺寸开展了优化分析,最终确定了实现 LIPS-200 离子推力器正常、稳定工作所需总磁通及放电室最佳磁路结构与磁场构型。此后,采用高精度三维磁场测试仪对结构参数固化后的电磁体放电室磁场分布进行了测试。

如图 4 所示为以该测试仪为基础获得的 LIPS-200 离子推力器电磁体状态下的放电室磁场分布。

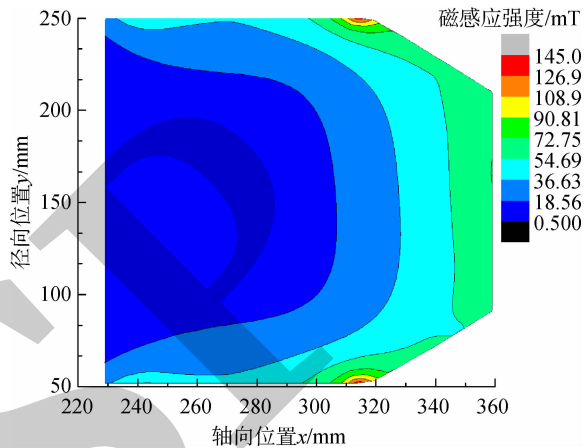


图 4 LIPS-200 离子推力器电磁体放电室磁场分布
Fig. 4 Magnetic field distribution of LIPS-200 ion thruster electromagnet structure

2.2 磁场模型建立

LIPS-200 离子推力器放电室磁路结构的磁通路径如图 5 所示,图中标示出了栅极极靴与中间极靴、中间极靴与阴极极靴工作间隙之间的主磁通(图 5 中标识为 1),柱段磁体、锥段磁体及栅极极靴、中间极靴和阴极极靴对放电室外围结构的漏磁通(图 5 中标识为 2)及栅极极靴、中间极靴和阴极极靴等导磁材料自身的非线性磁阻(图 5 中标识为 3)。

由此可得,LIPS-200 离子推力器的放电室磁通路径在包含磁体、导磁极靴与工作间隙形成的工作主磁路的同时,还包含磁体与导磁极靴对放电室外围结构的漏磁磁路。分析可知,为提高磁效率并减小离子推力器磁路结构整体质量,应尽可能增加主磁路中的磁通;而为降低离子推力器磁场对其他星载产品的影响以及对其自身引出束流的影响,应尽可能减少漏磁磁路的磁通。以图 5 所示磁路路径为基础,将柱段磁体、锥段磁体的磁阻、磁动势分别用 R_{n1} 、 F_{n1} 和 R_{n2} 、 F_{n2} 表示,构建了 LIPS-200 离子推力器的放电室磁场模型,如图 6 所示。

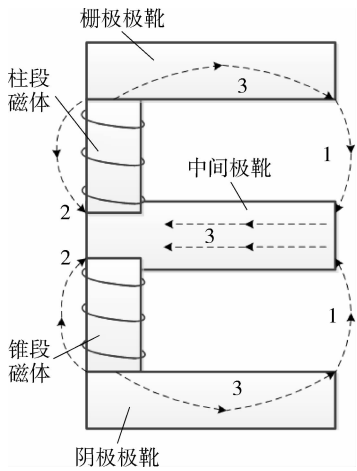


图 5 LIPS-200 离子推力器的磁通路径
Fig. 5 Magnetic flux of LIPS-200 ion thruster

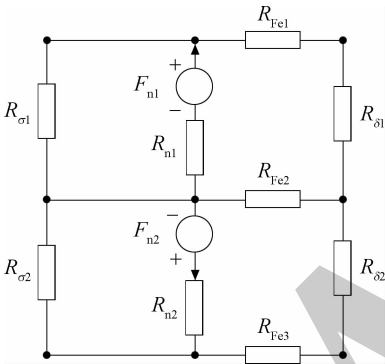


图 6 LIPS-200 离子推力器放电室磁场模型
Fig. 6 Magnetic field model of LIPS-200 ion thruster
electromagnet structure

图 6 所示的 R_{Fei} ($i=1,2,3$) 分别为栅极极靴、中间极靴及阴极极靴等导磁极靴材料自身的非线性磁阻; $R_{\delta i}$ ($i=1,2$) 分别为中间极靴与栅极极靴、阴极极靴与中间极靴之间的工作间隙磁阻; $R_{\sigma i}$ ($i=1,2$) 为磁体及导磁极靴对放电室外围结构的漏磁阻。

以图 6 所示放电室磁场模型为基础, 分析得到了 LIPS-200 离子推力器放电室磁通回路矩阵

$$\mathbf{R}\Phi = \mathbf{F}_n \quad (1)$$

式中 $\mathbf{R}$ 为包括导磁极靴非线性磁阻矩阵、工作间隙磁阻及漏磁阻在内的磁阻矩阵, Φ 为包括主磁通、漏磁通在内的磁通矩阵, $\mathbf{F}_n$ 为包括柱段磁体、锥段磁体在内的磁体磁动势矩阵。

在确定放电室总磁通的情况下, $R_{\delta i}$ ($i=1,2$) 可通过函数解析式的分析求解得到^[20], 并以此为基础获得中间极靴与栅极极靴、阴极极靴与中间极靴间工作间隙的总磁通, 并结合永磁体退磁系数最终得到磁体的基本尺寸参数。

2.3 永磁体磁场分析

永磁体对外提供的磁动势与其自身磁性密切相关^[21-22]。结合离子推力器在轨全寿命周期内大温差、高真空、强辐射的空间环境特点以及整星长寿命、高可靠的飞行应用需求, 选取高磁能积、低温度系数的高温钕钴永磁材料作为整机磁路结构的磁源, 在性能符合在轨工作要求的情况下, 尽可能做到体积小、质量小、结构紧凑, 并满足离子推力器在轨全寿命周期内的高温磁损要求。

高温钕钴永磁材料的磁化曲线近似直线, 且满足

$$\left. \begin{aligned} F_c &= 2F_n \\ \Phi_n &= \frac{\Phi_r}{F_c} (F_c - F_n) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 F_n 为永磁材料的磁动势, F_c 为永磁材料的矫顽磁势, Φ_r 为永磁材料的剩余磁通, Φ_n 为永磁材料的外部磁通。

以式(2)中高温钕钴永磁材料的高温磁性能为基础, 并根据式(1)中 LIPS-200 离子推力器放电室磁通回路矩阵及状态参数固化后的 LIPS-200 离子推力器电磁体放电室磁路结构, 构建了 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型, 如图 7 所示。

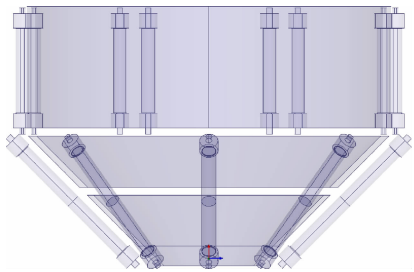


图 7 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型
Fig. 7 Finite element model of LIPS-200 ion thruster
permanent magnet structure

3 模型求解与试验验证

以图 7 所示 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型为基础, 以图 5 所示电磁体放电室磁场分布为磁场转换目标, 利用高温钕钴永磁材料的高温磁性能参数, 采用结构参数固化后的导磁极靴结构尺寸及安装位置关系, 通过调整柱段永磁体、锥段永磁体结构尺寸, 分析获得了 LIPS-200 离子推力器永磁体放电室磁场分布, 如图 8 所示。产生图 8 所示磁场分布的永磁体基本尺寸如表 1 所列。

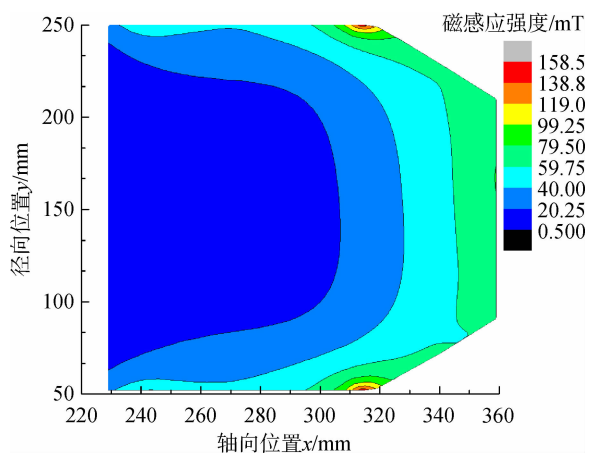


图 8 LIPS-200 离子推力器永磁体放电室磁场分布
Fig. 8 Magnetic field distribution of LIPS-200 ion thruster permanent magnet structure

表 1 永磁体基本尺寸

Table 1 Parameters of permanent magnet

永磁体	磁体直径/mm	磁体长度/mm
柱段永磁体	8.4	56
锥段永磁体	9.5	45

为验证 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型及其分析方法的可行性和正确性,根据 LIPS-200 离子推力器放电室结构特点,在永磁体结构放电室的放电主阴极、导磁极靴等相应位置分别选取 $P_1 \sim P_6$ 六个点(如图 1 所示)采用高精度三维磁场测量仪测试获得了永磁体状态下上述点位的磁感应强度平均值,将其与 LIPS-200 离子推力器电磁体放电室相应位置的磁感应强度平均值比较,如表 2 所列。

表 2 磁场等效转换前后放电室磁感应强度测试结果对比
Table 2 Comparison of magnetic induction intensity experiment results before and after equivalent magnetic field conversation

监测点 (x,y)/mm	磁感应强度/mT		误差 /%
	永磁体放电室 结果	电磁体放电室 结果	
$P_1(86,0)$	65.16	66.85	2.59
$P_2(136,120)$	62.38	63.17	1.27
$P_3(186,170)$	89.71	92.47	3.08
$P_4(236,175)$	45.78	44.36	-3.10
$P_5(286,170)$	25.28	24.59	-2.73
$P_6(236,0)$	0.148	0.151	2.03

表 2 显示,永磁体放电室测试点位的磁感应强度测试结果与电磁体放电室相应点位的测试结果基本相同,整体误差控制在放电室磁场等效转换所要求的磁场敏感位置的磁感应强度变化误差不超过 5% 的范围内,符合磁场等效转换要求,说明采用 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型及其有限元分析方法是可行的,通过这种方法开展 LIPS-200 离子推力器放电室磁路系统的优化设计研究是有效的。

对 LIPS-200 离子推力器永磁体放电室开展了试验验证,如图 9 所示。表 3 所列为磁场等效转换前后 LIPS-200 离子推力器工作性能对比。

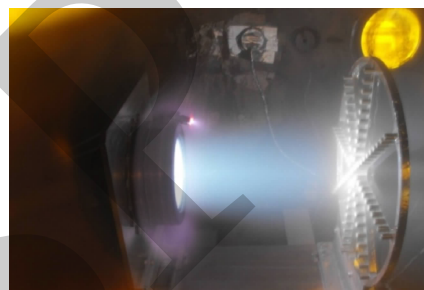


图 9 LIPS-200 离子推力器永磁体放电室性能调测
Fig. 9 Experiment of LIPS-200 ion thruster permanent magnet structure

表 3 磁场等效转换前后 LIPS-200 离子推力器工作性能对比

Table 3 Performance parameters comparison of LIPS-200 ion thruster before and after equivalent magnetic field conversation

性能参数	数值	
	转换前	转换后
屏栅电流/A	1.106	1.097
阳极电压/V	34.74	39.71
加速电流/mA	6.72	6.79
阳极供气流量/(mg/s)	1.476	1.476
主阴极供气流量/(mg/s)	0.136	0.136
中和器供气流量/(mg/s)	0.136	0.136
阳极振荡电压/V	9	7
放电损耗(W/A)	224.1	179.6
推进剂利用率/%	85.01	84.39

如表 3 所列,借助 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型开展放电室磁场等效转换获得的永磁体结构放电室与电磁体结构放电室工作性

能基本相同,推力器放电室放电损耗、阳极振荡电压等敏感参数在转换前后的变化情况符合预期。等效转换前后的磁场构型、特征点磁感应强度及磁场变化规律与分布均符合要求,永磁体放电室可产生与电磁体放电室一致的磁场,满足了磁路等效目标,达到了磁路结构再优化,工作性能再提升的整体目标。同时,也再次验证了 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型及其分析方法的可行性和有效性。

4 结 论

本文综合等效磁路方法和有限元离散形式,建立了 LIPS-200 离子推力器放电室磁场模型,实现了特定空间排布下电磁体放电室向永磁体放电室的等效转换替代方案。得到如下结论:

1) 利用考虑放电室磁场工作间隙主磁通和外围结构漏磁通的离子推力器整机磁路结构的磁通路径分析方法,构建了 LIPS-200 离子推力器放电室磁场模型和永磁体结构有限元模型,利用放电室磁感应强度测试和整机工作性能对比验证了永磁体替代方案的等效性及分析方法的可行性和计算结果的正确性。

2) 利用永磁体结构有限元模型获得的 LIPS-200 离子推力器永磁体放电室,连续工作 24 h 的情况下,其阳极振荡电压和放电室放电损耗平均值均优于电磁体放电室对应项目的平均值,达到了通过优化磁路结构,提升整机性能的目标。

3) 以可实现长期稳定工作的最佳磁路结构与磁场构型为目标,利用 LIPS-200 离子推力器永磁体结构有限元模型将放电室磁场等效转换前后特征位置磁感应强度变化误差控制在 5% 以内,且推力器性能敏感参数变化情况符合预期,满足磁场等效转换目标,为离子推力器开展磁路系统优化设计提供了一种可供借鉴的分析方法。

在下一步研究中,将通过短期寿命考核试验与理论仿真分析相结合的方式,对 LIPS-200 离子推力器的工作寿命及可靠性与安全性进行充分验证。

参考文献:

[1] 胡竟,江豪成,王亮,等. 阴极挡板对 30 cm 氙离子推力器性能影响的研究[J]. 真空与低温,2015,21(2):103-106.
HU Jing,JIANG Haocheng,WANG Liang,et al. Study on performances of 30 cm xenon ion thruster subjected to cathode baffle[J]. Vacuum and Cryogenics,2015,21(2):103-106. (in Chinese)

[2] 胡竟,王亮,张天平,等. LIPS-300 离子推力器环形会切磁场等效磁路分析研究[J]. 推进技术,2018,39(3):715-720.
HU Jing,WANG Liang,ZHANG Tianping,et al. Research on equivalent magnetic circuit of ring-cusp magnet field for LIPS-300 ion thruster[J]. Journal of Propulsion Technology,2018,39(3):715-720. (in Chinese)

[3] 孔令轩,顾左,郭德洲,等. 离子推力器阳极工质分配方式优化[J]. 航空动力学报,2017,32(3):756-761.
KONG Lingxuan,GU Zuo,GUO Dezhou,et al. Optimization of anode propellant allocation on xenon ion thruster[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(3):756-761. (in Chinese)

[4] 孔令轩,顾左,郭德洲,等. 氙离子推力器束流双荷离子特性及诊断[J]. 航空动力学报,2017,32(4):970-975.
KONG Lingxuan,GU Zuo,GUO Dezhou,et al. Characterization and measurement of doubly charged ions in xenon ion thruster beam[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(4):970-975. (in Chinese)

[5] 李军星,张勇波,王治华,等. 基于加速栅溅射腐蚀失效的离子推力器寿命预测[J]. 航空动力学报,2016,31(5):1047-1052.
LI Junxing,ZHANG Yongbo,WANG Zhihua,et al. Life prediction of ion thruster based on sputtering erosion failure of accelerator grid[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(5):1047-1052. (in Chinese)

[6] 李军星,张勇波,傅惠民,等. 离子推力器极少数据可靠性评估方法[J]. 航空动力学报,2015,30(10):2352-2356.
LI Junxing,ZHANG Yongbo,FU Huimin,et al. Reliability evaluation method of ion thruster with very few failure data[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(10):2352-2356. (in Chinese)

[7] ZHANG Tianping,WANG Xiaoyong,JIANG Haocheng. Initial flight test results of the LIPS-200 electric propulsion system on SJ-9A satellite[R]. Kobe,Japan:34th International Electric Propulsion Conference IEPC 2015-47,2015.

[8] ZHANG Tianping. The LIPS-200 ion electric propulsion system development for the DFH-3B satellite platform[R]. Beijing:63rd International Astronautical Congress IAC13-C4.4.10,2013.

[9] ZHANG Tianping,YANG Le,TIAN Licheng,et al. The electric propulsion progress in LIP-2015[R]. Kobe,Japan:34th International Electric Propulsion Conference IEPC 2015-31,2015.

[10] 胡竟,唐福俊,张天平,等. 20 cm 氙离子推力器磁场优化与试验研究[J]. 科学技术与工程,2017,17(22):143-147.
HU Jing,TANG Fujun,ZHANG Tianping,et al. Magnetic field optimization and experimental study of 20 cm xenon ion thruster[J]. Science Technology and Engineering,2017,17(22):143-147. (in Chinese)

[11] JOSE G D A. European Space Agency (ESA) electric propulsion activities[R]. Kobe,Japan:34th International

Electric Propulsion Conference IEPC 2015-02,2015.

[12] WILLIAM G T,KUEI R C,EZEQUIEL S,et al. Performance evaluation of the XIPS 25-cm thruster for application to NASA discovery missions[R]. AIAA-2006-4666,2006.

[13] DAN M G,JAMES E P,IZABELA S,et al. Evaluation of 25 cm XIPS thruster life for deep space mission applications[R]. Ann Arbor, US; 31st International Electric Propulsion Conference IEPC-2009-152,2009.

[14] POLK J E,KAKUDA R Y,ANDERSON J R,et al. Performance of the NSTAR ion propulsion system on the deep space one mission[R]. AIAA-2001-0965,2001.

[15] DANIEL A H,ALEC D G. Discharge chamber plasma structure of a 30 cm NSTAR-type ion engine[R]. AIAA-2004-3794,2004.

[16] CHARLES E G,ANITA S,JAMES G K. An evaluation of the discharge chamber of the 30,000 hr life test of the deep space 1 flight spare ion engine[R]. AIAA-2004-3609,2004.

[17] SCOTT W B,MICHAEL J P. Development status of NEXT:NASA'S evolutionary xenon thruster[R]. Toulouse, France; 28th International Electric Propulsion Conference IEPC 2003-0288,2003.

[18] MICHAEL J P,SCOTT W B B. NEXT ion propulsion system development status and performance[R]. AIAA-2007-5199,2007.

[19] DAN M G,RICHARD E W,IRA K. Analytical ion thruster discharge performance model[R]. AIAA-2006-4486,2006.

[20] 林其壬,赵佑民. 磁路设计原理[M]. 北京:机械工业出版社,1987.

[21] ZHANG Zhexu, SONG Xiaoyan, QIAO Yinkai, et al. A nanocrystalline Sm-Co compound for high-temperature permanent magnets[J]. Nanoscale,2013,5(6):2279-2284.

[22] CHEN C,WALMER M H,LIU S. Thermal stability and the effectiveness of coatings for Sm-Co 2:17 high-temperature magnets at temperatures up to 550 °C [J]. IEEE Transactions on Magnetics,2004,40(4):2928-2930.

(编辑:陈 越)