

离子推力器外壳非预期放电抑制实验研究^{*}

李建鹏^{1,2}, 靳伍银¹, 赵以德², 代 鹏², 张兴民², 郭德洲², 张文涛²

(1. 兰州理工大学 机电工程学院, 甘肃 兰州 730050;

2. 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: 离子推力器非预期放电直接影响其在轨应用可靠性, 为了降低推力器外壳与屏栅间的非预期放电频率且兼顾热设计提出 3 种优化方案, 搭建了方案验证试验系统。研究表明: 电荷在绝缘层积累是非预期放电的主要诱因, 等离子体和气体泄漏是次要诱因, 外壳非预期放电频率随功率增大呈上升趋势, 0~3kW, 放电频率从 1.9 次/h 缓慢上升到 3.3 次/h, 超过 3kW, 放电频率快速上升到 6.9 次/h。通过试验验证确定了最佳抑制方案, 3kW 工况下, 该方案非预期放电频率从原方案的 3.3 次/h 下降到 0.05 次/h, 5kW 工况下从 6.9 次/h 下降到 0.21 次/h, 且满足推力器热设计要求, 240h 性能测试中推力器关键性能参数偏差小于 3%, 推力器非预期放电得到有效抑制。

关键词: 离子推力器; 外壳; 非预期放电; 热设计; 绝缘击穿

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2023) 04-2202021-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2202021

Experimental Study of Unexpected Breakdown Reduction of Ion Thruster Housings

LI Jian-peng^{1,2}, JIN Wu-yin¹, ZHAO Yi-de², DAI Peng², ZHANG Xing-min², GUO De-zhou², ZHANG Wen-tao²

(1. School of Mechanical and Electromechanical Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

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

Abstract: Unexpected breakdown of ion thruster affects its reliability in satellite orbit application. In order to reduce the frequency of unexpected breakdown between the thruster housings and the screen grid potential, while considering the thermal design of the thruster, three design options were proposed, the housing unexpected breakdown suppression scheme verification test system was built. The results of the study show that the accumulation of charge on the surface of the insulation is the main cause of unexpected breakdown, with plasma and gas leakage being secondary causes. The unexpected breakdown frequency of the housing increases with the increase of power, the breakdown frequency slowly rises from 1.9 times/h to 3.3 times/h under 3kW, over 3kW, the breakdown frequency quickly rises to 6.9 times/h. The best suppression scheme was determined through test verification, after optimization, the frequency of unexpected breakdown was reduced from the previous 3.3 times/h to 0.05 times/h at 3kW and from 6.9 times/h to 0.21 times/h at 5kW, and met the thermal design requirements of the thruster. The key performance parameter deviation of the thruster was less than 3% in 240h performance tests. Un-

^{*} 收稿日期: 2022-02-19; 修订日期: 2022-06-20。

基金项目: 国家自然科学基金(61601210); 甘肃省科技计划资助项目 (22JR5RA789)。

作者简介: 李建鹏, 博士生, 工程师, 研究领域为空间电推进技术及工程应用。

通讯作者: 靳伍银, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为空间电推进技术及复杂系统建模。E-mail: ljplzjtedu@163.com

引用格式: 李建鹏, 靳伍银, 赵以德, 等. 离子推力器外壳非预期放电抑制实验研究[J]. 推进技术, 2023, 44(4):2202021.
(LI Jian-peng, JIN Wu-yin, ZHAO Yi-de, et al. Experimental Study of Unexpected Breakdown Reduction of Ion Thruster Housings[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(4):2202021.)

expected breakdown of ion thrusters was effectively reduced.

Key words: Ion thruster; Housings; Unexpected breakdown; Thermal design; Insulation breakdown

1 引言

电推进可以有效降低航天器发射重量,提高航天器有效载荷比,延长航天器工作寿命,主要用于航天器姿态控制、轨道转移、深空探测推进、无拖曳控制等任务,离子电推进因其高比冲、长寿命、工作模式精确可调等优点受到各国的重视^[1-3]。

随着各国对航天器在轨应用需求的不断增加,长寿命及高可靠已成为离子推力器技术发展的共识。离子推力器打火放电属工作中非预期放电,若放电频率过高、打火放电能量过大则可能会严重影响离子推力器工作稳定性与可靠性,国际上因打火放电导致的离子推力器典型故障包括:美国 SERT-II, DS-1, Dawn 等航天器用离子推力器异常关机^[4-12], 欧空局 ESA 卫星离子推力器闪络中断^[13-15]、日本 HAYABASA 深空探测离子推力器闪络失效等^[16-17], 当推力器产生持续的电弧甚至会造成推力器整机失效。

Goebel^[18]开展了高压真空击穿试验,分析了离子推力器栅极用碳碳复合材料的击穿特性及热解机理, Rafael 等^[19]研究了不同钨和碳基栅极的表面处理对放电打火的影响以及碳颗粒的异常放电闪络现象。针对推力器非预期放电机理,研究学者从电极表面粗糙化的场发射增强效应^[20-21]、单极电弧模型^[22]、低气压下的汤森击穿^[23]、等离子体鞘层诱发^[24-25]等方面开展了部分研究,且研究主要针对离子光学系统的闪络和非预期放电,对外壳与内部组件非预期放电机理分析及抑制技术研究未见公开报道。

近期我国启动首次小行星探测任务,论证选择兰州空间技术物理研究所研制的 LIPS-300S 多模式离子推力器作为主推进为小行星探测器从地球向主带彗星转移段提供推力,为小行星交汇和主带彗星交汇提供制动力^[26-27],任务要求离子推力器能够实现变推力多模式调节,设计寿命 36000h,远超国内首次在轨应用的实践二十卫星动力系统 LIPS-300H 双模式离子推力器 21000h 设计寿命。

在地面开展的研制测试中推力器非预期放电频次高,通过放电波形监测发现多数非预期放电发生在屏栅(放电室阳极)与外壳电位间,如果不开展外壳内表面非预期放电抑制研究,其频繁的放电会严

重影响推力器工作稳定性和其配套单机电源处理单元、控制单元可靠输出,对 LIPS-300S 多模式离子推力器而言,其高频的放电打火直接影响多模式调节功能实现。

本文针对多模式离子推力器屏栅-外壳之间非预期放电展开机理分析,探究离子推力器非预期放电的影响因素,提出 3 种非预期放电抑制方案并搭建验证试验平台开展验证,确定外壳非预期放电最佳抑制方案,提出离子推力器非预期放电抑制有效途径。

2 研究方法

2.1 研究对象

本文研究对象为兰州空间技术物理研究所研制的多模式离子推力器原理样机,如图 1 所示,推力器采用环形耐高温低磁损钕钴永久磁铁四级环尖场放电室、石墨触持极六硼化镧空心阴极、变孔径凸面三栅极离子光学系统、石墨顶触持极六硼化镧中和器、双面本色阳极化表面处理羽流屏蔽铝外壳。离子推力器依靠气体放电引出离子从而产生推力,放电室内大量粒子能量沉积使得其具有高温特性,高温可能导致磁钢退磁,电连接器密封绝缘失效,因此研制试验中高功率多模式离子推力器对羽流屏蔽铝外壳采取双面本色阳极化处理,目的是增大金属表面发射率,提高推力器散热能力,满足推力器高温敏感元器件电连接器的温度使用要求。研制试验中推力器拆解检查发现双面本色阳极化表面处理羽流屏蔽外壳靠近推力器内腔表面存在多处非预期放电痕迹,如图 2 所示。

2.2 优化思路与方案设计

离子推力器供电关系如图 3 所示,其中屏栅、阳

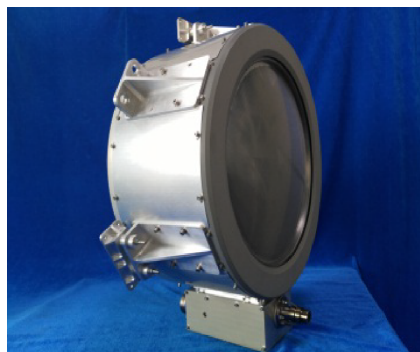


Fig. 1 Ion thruster photo

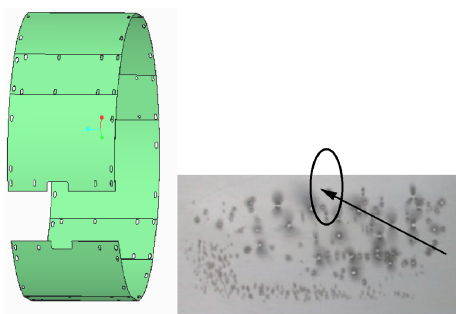


Fig. 2 Traces of unexpected discharge on the ion thruster housing

极、主阴极为高电位电极(一般在1260V以上),加速栅(一般为-200V)、外壳、中和器(一般近似地零电位)为低电位电极。

推力器非预期放电频次高,通过电流监测发现多数非预期放电发生在屏栅(放电室阳极)与外壳电极间,二者间存在超过52A峰值击穿电流,结合外壳表面非预期放电痕迹,说明在屏栅正电极和外壳负电极之间的击穿电流在外壳表面形成了斑点弧光。

结合推力器工作原理及服役环境,可能引发外壳非预期放电的因素主要有3类:(1)电极间存在低气压环境;(2)电极间存在等离子体环境;(3)电极间存在绝缘层。下文就上述因素,分别提出推力器外壳非预期放电抑制方案。

原方案中放电室阳极设计为直段和锥段2段,如图4(a)所示,二者通过镶嵌配合装配,在离子推力器高温工况下存在放电室直段和锥段配合处变形不一

致进而导致气体泄漏的风险,因此方案一的优化思路是放电室直段锥段一体加工设计,如图4(b)所示。原方案中放电室阳极与屏栅间的绝缘是通过设计物理间距来保证,存在放电室内等离子体通过物理间距泄漏的风险,因此方案二的优化思路是屏栅和放电室间绝缘采用陶瓷密封设计,如图4(c)所示,消除等离子体泄漏到羽流屏蔽外壳与放电室间腔体的风险。

原方案中羽流屏蔽外壳内外表面为了提升推力器大功率工况下散热能力,满足磁钢、电连接器等热敏感元件使用温度要求,外壳内外表面采取了双面本色阳极化表面处理,外壳表面绝缘,因此方案三的优化思路是寻求既能满足热设计,又能导电的外壳方案,提出外壳表面单面本色阳极化的方案,仅对外壳外表面采取阳极化表面镀膜处理。

2.3 试验设备及方法

推力器外壳非预期放电抑制设计方案验证试验在真空技术与物理重点实验室TS-7B真空试验系统开展,试验组成见图5,TS-7B主舱尺寸为 $\Phi 4.5\text{m} \times 10\text{m}$,副舱尺寸为 $\Phi 2.0\text{m} \times 1.5\text{m}$,真空抽气系统由26台低温泵主泵和其他螺杆泵组成,对氙气有效抽速25000L/s,氙气流率8.3mg/s下工作真空度优于 $1 \times 10^{-3}\text{Pa}$,供电系统调整率 $\leq \pm 0.04\%$,工质流率控制精度为 $\pm 2\%$ 。

真空系统配备有束流特性测试诊断设备、推力测量系统、供电和控制系统、供气及控制系统、非预期放电检测系统、推力器测温系统。非预期放电检

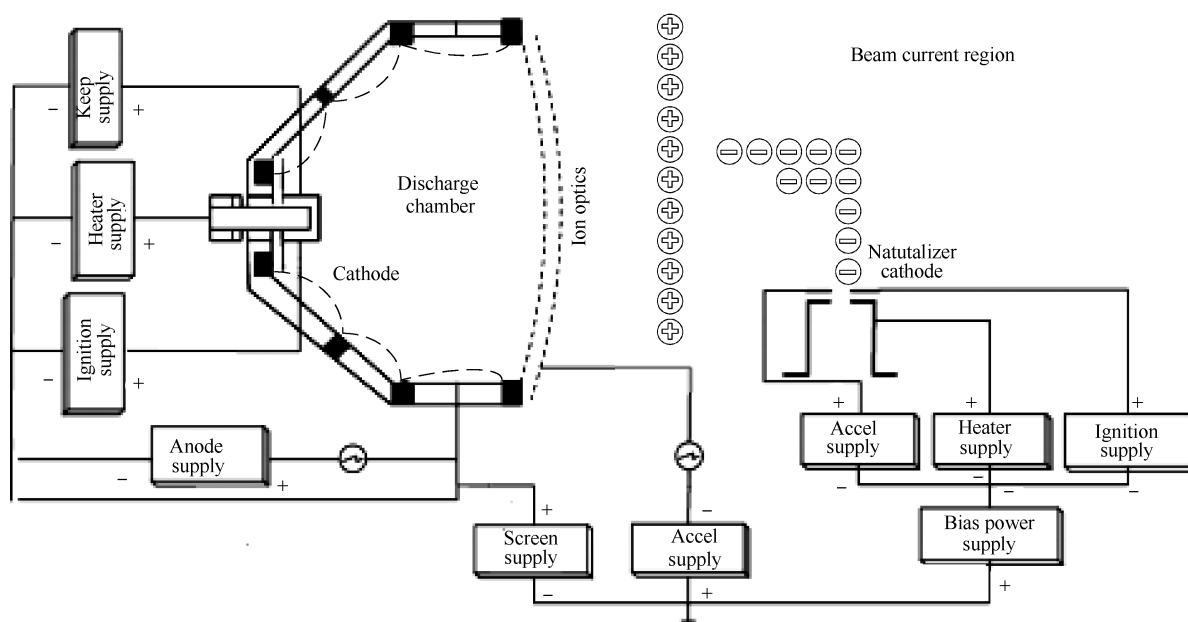


Fig. 3 Schematic diagram of power system for ion thruster

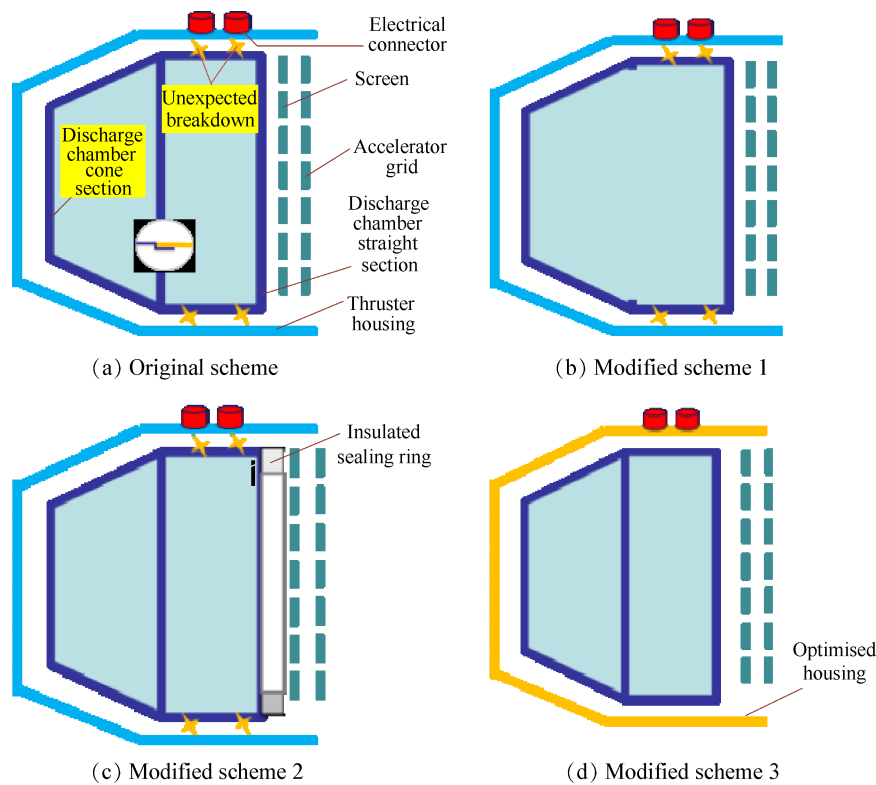


Fig. 4 Different unexpected discharge suppression schemes for ion thrusters

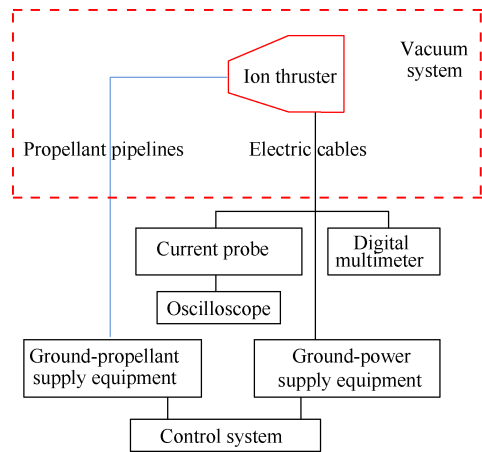


Fig. 5 Schematic of experimental principle

测系统通过四通道示波器+电流探头(30A)来监测非预期放电电流,其中通道1~4依次检测屏栅、加速、减速和外壳,非预期放电触发设置源为屏栅,触发电流设置为5A。

不同功率与非预期放电频率验证试验是在原设计方案下,不断调整供电电压和束电流使得推力器功率增大,通过非预期放电检测系统检测屏栅-外壳间电流,确定非预期放电频率。

不同非预期放电抑制设计方案验证试验是在保持3kW,5kW额定供气、供电参数下开展试验,通过非预期放电检测系统检测屏栅-外壳间电流,确定不同方案下非预期放电频率。

3 结果与讨论

根据第2节优化思路和方案开展推力器不同方案下的非预期放电频率验证试验,小天体探测多模式离子推力器为了与不同太阳距离条件下太阳帆板输出功率的大小相匹配,离子电推进系统功率须能在宽范围内进行多点调节,因此首先开展了推力器在轨服役工况下的非预期频率检测,在轨服役主要参数如表1所示。

直流放电离子推力器输入功率为工作时所输入的所有电功率之和,对于kW级离子推力器,其功率为

$$P_{in} \approx U_b I_b + U_d I_d \tag{1}$$

式中 U_b, U_d 分别为束电压、放电电压,V; I_b, I_d 分别为束电流、放电电流,A。

图6给出了羽流屏蔽铝外壳采取双面本色阳极化处理后,TL04,TL09,TL17,TL23,TL24和TL25这6个工作模式下非预期放电频率值,从图可以看出,随着功率的增大,外壳非预期放电频率总体有上升趋势,在低功率下($\leq 3\text{kW}$)放电频率上升较缓,从1.9次/h上升到3.3次/h,超过3kW,放电频率增速较快,上升到6.9次/h。

在离子推力器的设计中,单个影响因素的抗击穿裕度都是足够的,但实际工作时却无法彻底杜绝

Table 1 Operating parameters

Mode	Power/W	Screen voltage/V	Beam current/A	Anode current/A	Discharge voltage /V
TL01~TL02	250~380	420	0.3~0.5	4~27	24~30
TL03	470	630	0.5	4~27	24~30
TL04	528	630	0.6	4~27	24~30
TL05	650	630	0.7	4~27	24~30
TL06~TL08	780~970	840	0.7~0.9	4~27	24~30
TL09	1080	840	1.0	4~27	24~30
TL10~TL14	1200~1620	840	1.1~1.5	4~27	24~30
TL15~TL16	1760~1930	1050	1.4~1.5	4~27	24~30
TL17	2050	1050	1.6	4~27	24~30
TL18~TL20	2150~2400	1260	1.7~1.9	4~27	24~30
TL21~TL22	2830~2910	1260	1.9~2.0	4~27	24~30
TL23	3106	1260	2.1	4~27	24~30
TL24	4000	1260	2.95	4~27	24~30
TL25	5020	1420	3.68	4~27	24~30

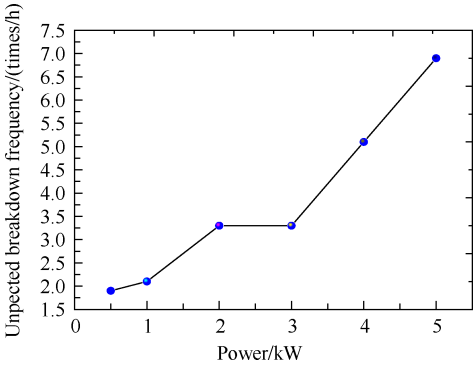


Fig. 6 Different power versus unexpected breakdown frequency

电击穿事件的发生,不同功率下的非预期放电频率不同,这是多种因素耦合的结果,其中场发射和热电子发射是初始诱发,阳极化表面绝缘层积累是过程发展。

高真空条件下,外壳与屏栅(或阳极)电位之间非预期击穿放电初始诱发因素场发射电子产生的场发射电流 I_{FE} 和电场强度 E 存在以下关系^[28],即

$$\ln \frac{I_{FE}}{E^2} = \ln \left[\frac{1.54 \times 10^{-6} A_e 10^{4.52\phi^{-0.5}}}{\phi} - \frac{2.84 \times 10^9 \phi^{1.5}}{E} \right] \quad (2)$$

$$E = \frac{U_T}{l_g} \quad (3)$$

式中 ϕ 为电极材料的电子发射功函数, A_e 为电子发射有效面积, U_T 为电极电压差, l_g 为电极间距。

高真空条件下,电子的发射取决于材料的逸出功及温度,随着功率增大,电极电位差不断增大,从式(2),(3)可知,不断增加的高电位差和小

间距使得高、低电极间电场强度增大,且沉积在推力器放电室的能量增大,使得外壳材料温度升高,场发射和热电子发射的电子将对内表面阳极化处理形成的外壳绝缘层充电,沉积的发射电子流量超过阳极化镀膜材料饱和值造成材料蒸发,当电场增大到击穿电场阈值时产生电弧,电弧在外壳表面形成了斑点弧光,使得外壳表面出现非预期放电痕迹。

图7给出了不同非预期放电抑制设计方案与放电频率的关系曲线,方案1放电室直段+锥段阳极筒从镶嵌配合装配优化为一体设计加工方案后,外壳的非预期放电频率3kW低功率工况下,优化前后非预期放电频率变化不大,5kW高功率工况下,优化后非预期频率从6.9次/h下降到5.4次/h,这主要是由于高功率下等离子体沉积在放电室阳极筒上的能量变大,直段和锥段配合处发生的热变形量增大,最终导致两段阳极筒配合处密封不严造成少量气体泄漏,在外壳与放电室电极之间形成低气压环境,击穿电压^[29]为

$$U = \frac{Bpd}{\ln(Apd) - \ln \left[\ln \left(1 + \frac{1}{\gamma} \right) \right]} \quad (4)$$

式中 A, B 为气体常数, Xe 工质下分别取 $24 \text{ cm}^{-1} \cdot 133 \text{ Pa}^{-1}$, $330 \text{ V} \cdot \text{cm}^{-1} \cdot 133 \text{ Pa}^{-1}$; γ 为电极材料二次电子发射系数,取1.5; p 为气体压力; d 为电极间距。

图8给出了20℃下Xe工质帕邢曲线,横坐标为 pd 乘积,坐标轴非等间距,纵坐标为击穿电压,从图可知击穿电压为 pd 乘积的函数,发生击穿的位置在帕邢曲线最小值及其左侧附近,功率越大,变形

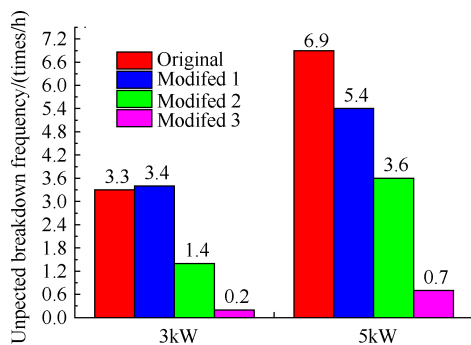


Fig. 7 Different suppression design schemes versus unexpected breakdown frequency

量增大,气体泄漏到外壳与放电室间距中,气体压力增加, pd 乘积增大, pd 最小临界值 $pd = A^{-1}[\ln(1 + \gamma^{-1})]$,Xe离子推力器外壳非预期放电 pd 理论临界值在60~80Pa·cm,随着功率增大,外壳与放电室间电压差也增大,最大电压差1420V下对应的 pd 理论值约为7~9Pa·cm。

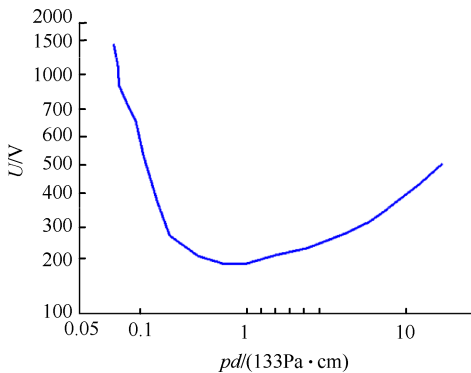


Fig. 8 Paschen's curve for Xe

值得注意的是,外壳与放电室间泄漏的气体分子密度较低,电子的平均自由程要大于电极间距,按照图8帕邢曲线,击穿电压应该特别高,但是实验中发现击穿电压比理论计算值要低很多,原因可能是:(1)电子或离子碰撞电极时会使表面吸附的气体分子脱离表面,实际击穿前外壳与放电室腔体内的压强要高于理论计算值;(2)高能电子与分子碰撞产生紫外线,紫外线照射引起外壳发射光电子;(3)高电场下外壳表面的场致发射使得大量电子从外壳表面逸出。

气体放电机制分为一次击穿和二次击穿,一次击穿时气体内总自由电子密度受控,二次击穿以雪崩机制发生,而非预期放电检测触发电流设置为5A,说明发生了对应雪崩式击穿机制的气体二次击穿,二次击穿过程提供自维持的放电,电离以击穿达到过程顶点,气体泄漏导致发生击穿概率增大、非预期放电频率增加、计算击穿电压的适用条件为雪崩判

据^[23],即
$$\int_0^d (\alpha - \eta) dx = 10.5 \tag{5}$$
式中 α 为电离系数, η 为电子附着系数。

方案2屏栅和放电室间物理间距绝缘优化为陶瓷绝缘密封设计后,3kW工况下,外壳的非预期放电频率从原方案的3.3次/h下降到1.4次/h,5kW工况下,从原方案的6.9次/h下降到3.6次/h,说明放电室与外壳间的等离子体泄漏也是外壳放电频率增高的诱因,当电极间由外部引入电荷电流,一方面电极间将形成电流,另一方面外部引入等离子体会降低气体辉光放电、低压气体弧光放电和真空放电条件成为有源放电。

方案3将外壳内外表面双面阳极化优化为仅对单面处理后,非预期放电频率下降明显,3kW,5kW工况下分别对应为0.2次/h,0.7次/h。说明外壳与放电室阳极腔体间引入外部电荷电流时,(密封不严,等离子体泄漏等导致)将对内表面阳极化处理形成的外壳绝缘层充电,直至出现绝缘层击穿放电。当外部电荷电流轰击外壳电极局部点,在能量满足时造成局部点材料高温出气和蒸发形成局部低气压放电,并快速转化为电弧放电,单面本色阳极化处理后取消了外壳电极的绝缘层使得外壳非预期放电频率显著降低。

将采取单一措施的方案一、二、三与原方案对比,各方案非预期频率较原方案下降百分比如图9所示,由图可知,电荷在绝缘层积累是外壳非预期放电的主要诱因,等离子体和气体泄漏是次要诱因。

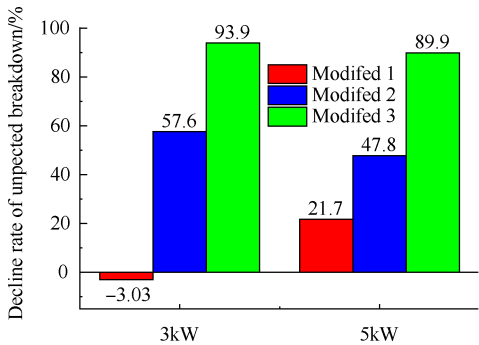


Fig. 9 Decline rates of unexpected breakdown under different suppression design schemes

通过上述试验验证结果可知,诱发外壳-放电室电极击穿的因素是:离子推力器外壳表面阳极化处理使得电极表面被绝缘层覆盖,且推力器放电室阳极(屏栅电位)与外壳之间通过物理间距绝缘,是非

完全密封腔体,极少数放电室等离子体或工质气体泄漏进入外壳与放电室阳极(屏栅电位)腔体间,阳极化处理后绝缘层在等离子体环境下类似为电容器,连续的等离子体对外壳绝缘层不断充电使得电荷积累,内部场强超出击穿阈值时发生绝缘层击穿放电,因此最终优化方案是前3种优化措施的综合,最终方案的示意图如图10所示。

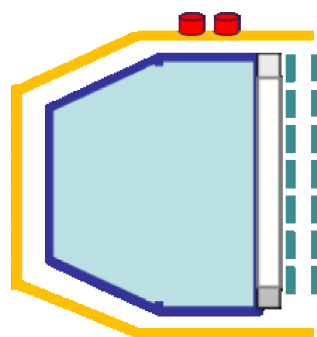


Fig. 10 Schematic of the final unexpected

图11给出了最终优化方案外壳非预期放电频率,优化后,3kW工况下,非预期放电频率下降了98.5%,5kW工况下下降了97.0%,少数占比非预期放电未完全消除,分析认为原因是:外壳电极和放电室电极表面材料微观缺陷和加工状态存在微凸结构,最终导致尖端电场放电。

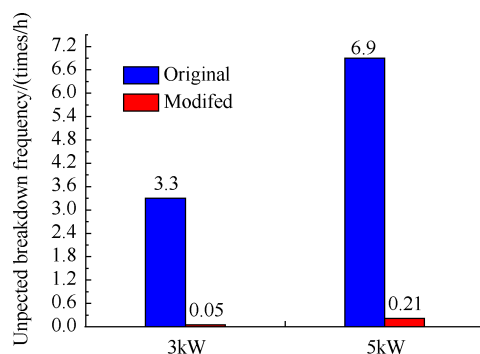


Fig. 11 Final breakdown suppression design breakdown suppression design versus unexpected breakdown frequency

最终设计方案取消了外壳内表面阳极化处理,消除了绝缘层,但外壳表面状态影响推力器散热能力。开展测温试验,结果表明,采用该方案后推力器满功率下热敏感元器件电连接器处温度为148.5℃,满足最高温度小于160℃要求。

图12给出了优化设计后离子推力器240h性能测试曲线,可以看出,其关键技术指标功率、推力、比冲、效率变化分别为5179~5301W,201.1~202.2mN,3464~3565s,0.652~0.661,最大偏差小于3%,推力器工作稳定,满足设计要求。

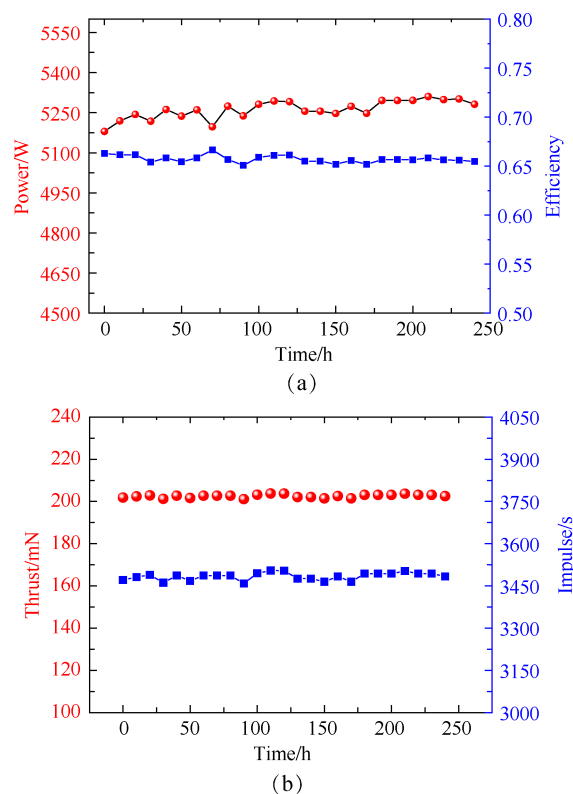


Fig. 12 Power, thrust, specific impulse and efficiency as a function of time

4 结论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)明确了离子推力器外壳非预期放电机理:外壳与放电室阳极间为非密封腔体,放电室泄漏的等离子体和气体进入外壳与阳极间腔体中,在高电压作用下外壳表面积累的电荷发生绝缘层击穿。

(2)提出3种非预期放电抑制方案并开展验证研究,研究表明:电荷在绝缘层积累是外壳非预期放电的主要诱因,等离子体和气体泄漏是次要诱因,各种因素相互耦合,优化后非预期放电频率3kW工况下从优化前的3.3次/h降低到0.05次/h,5kW工况下从优化前的6.9次/h降低到0.21次/h,同时满足推力器热敏感元器件电连接器处温度小于160℃热设计要求,240h性能稳定性验证试验中推力器关键性能参数偏差小于3%,工作稳定,实现了离子推力器外壳非预期放电的有效抑制。

(3)外壳非预期放电频率随功率增大总体有上升趋势,在低功率下($\leq 3\text{kW}$)放电频率从1.9次/h缓慢上升到3.3次/h,超过3kW,放电频率增速较快,上升到6.9次/h。离子推力器非预期电击穿具有偶发随机性和耦合性的特点,后续将开展多因素的初始诱发和过程发展等耦合机制研究。

致谢:感谢国家自然科学基金、甘肃省科技计划资助项目、甘肃省青年科技人才托举工程项目、中国空间技术研究院杰出青年人才基金的资助,感谢耿海研究员在研究试验实施中的帮助。

参考文献

- [1] 李建鹏, 张天平, 赵以德, 等. 阳极电流和屏栅电压对5kW离子推力器性能的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1435-1440. (LI Jian-peng, ZHANG Tian-ping, ZHAO Yi-de, et al. Effects of Anode Current and Screen Grid Voltage on Performance of 5kW Ion Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6): 1435-1440.)
- [2] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters[M]. Hoboken: John Wiley and Sons, 2008.
- [3] Ahmed L N, Crofton M W. Surface Modification Measurements in the T5 Ion Thruster Plume[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(3): 336-347.
- [4] Rawlin V K, Sovey J S, John H A. An Ion Propulsion System for NASA's Deep Space Missions[R]. AIAA 99-4612.
- [5] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, et al. The Ion Propulsion System for Dawn [R]. AIAA 2003-4542.
- [6] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J. Performance Evaluation of the Prototype Model NEXT Ion Thruster [R]. AIAA 2007-5212.
- [7] Shastry R, Herman D 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.
- [8] Tighe W G, Chien K R, Solis E, et al. Performance Evaluation of the XIPS-25 cm Thruster for Application to NASA Discovery Missions[R]. AIAA 2006-4666.
- [9] Goebel D M, Martinez L M, Bond T A. Performance of XIPS Electric Propulsion in On-Orbit Station Keeping of the Boeing 702 Spacecraft[R]. AIAA 2002-4348.
- [10] Charles E G. In-Flight Operation of the Dawn Ion Propulsion System Through Completion of Dawn's Primary Mission[R]. AIAA 2016-4539.
- [11] Ohmichi W, Kuninaka H. Performance Degradation of a Spacecraft Electron Cyclotron Resonance Neutralizer and Its Mitigation [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1368-1372.
- [12] Yimj T. Update of the NEXT Ion Thruster Service Life Assessment with Post-Test Correlation to the Long-Duration Test[R]. IEPC 2017-061.
- [13] Randall P N, Lewis R A, Clark S D, et al. BepiColomboMEPS Commissioning Activities and T6 Ion Thruster Performance During Early Mission Operations[R]. IEPC 2019-615.
- [14] Wallace N C, Mundy D H, Fearn D G, et al. Evaluation of the Performance of the T6 Ion Thruster[R]. AIAA 99-2442.
- [15] Clark S, Randall P, Lewis R, et al. BepiColombo-Solar Electric Propulsion System Test and Qualification Approach[R]. IEPC 2019-586.
- [16] 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.
- [17] Hitoshi K. Powered Flight of HAYABUSA in Deep Space [C]. Sacramento: The 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [18] Goebel D M. High Voltage Breakdown Limits of Molybdenum and Carbon-Based Grids for Ion Thrusters[C]. Tucson: 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005.
- [19] Rafael A, Martinez J D W. Electric Field Breakdown Properties of Materials Used in Ion Optics Systems [C]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006.
- [20] Martinezra R A. Electric Field Breakdown Properties of Materials Used in Ion Optics Systems[R]. AIAA 2006-5004.
- [21] Martinezra R A. Electric Field Breakdown Characteristics of Carbon-Based Ion Optics[R]. IEPC 2005-284.
- [22] Schwirzke F R. Vacuum Breakdown on Metal Surfaces [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 1991, 19(5): 690-696.
- [23] Sili E, Cambronne J P. Temperature Dependence of Electrical Breakdown Mechanism on the Left of the Paschen Minimum[J]. *IEEE Transactionson Plasma Science*, 2011, 39(11): 3173-3179.
- [24] Anders A. Breakdown of the High-Voltage Sheath in Metal Plasma Immersion Ion Implantation [J]. *Applied Physics Letters*, 2000, 76(1): 28-30.
- [25] 张天平, 张雪儿, 蒲彦旭, 等. 离子推力器非预期电击穿的主要诱发因素及机制[J]. 真空与低温, 2021, 27(1): 1-11.
- [26] 李宗良, 高俊, 刘国西, 等. 小行星探测电推进系统方案研究[J]. 深空探测学报, 2018, 5(4): 347-353.
- [27] 李建鹏, 靳伍银, 赵以德, 等. 加速电压和阳极流率对离子推力器性能的影响[J]. 物理学报, 2022, 71(1): 172-179.
- [28] Goebel D M. Breakdown Characteristics and Conditioning of Carbon and Refractory Metal Surfaces [C]. San Francisco: Invited Plenary Talk at the IEEE High Voltage Workshop, 2004.
- [29] Pejovic M M. Electrical Breakdown in Low Pressure Gases[J]. *Journal of Physics D(Applied Physics)*, 2002, 35(10): 91-103.

(编辑:白鹭)