

屏栅边缘小孔孔径对离子推力器性能的影响*

赵以德[†] 李娟 吴宗海 黄永杰 李建鹏 张天平

(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)

(2020年3月11日收到; 2020年3月30日收到修改稿)

提出并实验验证了一种通过减小屏栅边缘小孔孔径消除双模式离子推力器中束流离子对三栅极系统减速栅边缘小孔溅射刻蚀的方法. 基于 30 cm 双模式离子推力器, 在小推力高比冲和大推力高功率两种工作模式下实验对比研究了屏栅边缘小孔孔径对推力器放电损耗、束流平直度和减速栅边缘小孔刻蚀速率和刻蚀范围的影响. 当束流半径 95% 外的屏栅小孔孔径缩小 26% 后, 30 cm 双模式离子推力器在小推力高比冲模式和大推力高功率模式下放电损耗分别减小 10% 和 21%; 束流平直度分别下降 3% 和 10%; 减速栅边缘小孔存在离子溅射刻蚀的小孔排数由边缘 5 排减小到最边缘 1 排, 刻蚀速率明显减小, 并且当工作 900 h 后最边缘小孔刻蚀现象也消失. 实验结果表明: 减小屏栅边缘小孔孔径是一种解决双模式离子推力器小推力高比冲模式下束流离子对三栅极系统减速栅边缘小孔溅射刻蚀的有效方法, 而且不会降低推力器效率, 但是会造成束流均匀性变差.

关键词: 双模式离子推力器, 屏栅小孔孔径, 小孔刻蚀, 放电损耗

PACS: 52.75.Di, 41.75.Ak, 41.85.Ew, 42.65.Jx

DOI: 10.7498/aps.69.20200358

1 引言

离子推力器由于具有高比冲、长寿命特性, 在美国、日本、英国、中国等得到了广泛的研究和应用. 随着应用任务的拓展, 多模式逐渐成为离子推力器一个必备功能^[1]. 例如: 用于通信卫星或全电卫星中的 XIPS-25 推力器^[2] 有两种工作模式; 深空探测任务中的主推进离子推力器为适应航天器远离太阳时太阳能电池帆板效率下降的问题, NSTAR 离子推力器^[3-6] 具有 112 种工作模式, NEXT 离子推力器^[7] 具有 40 种工作模式.

用于全电卫星的离子推力器必须具备两种典型的工作模式 (所以也称为双模式离子推力器), 即小推力高比冲模式和大推力高功率模式. 小推力高比冲模式用于轨道保持, 实现较高卫星载荷比; 大

推力高功率模式用于轨道转移, 缩短轨道转移时间, 减小空间环境对卫星的辐照.

离子推力器中除采用电磁铁的发散场离子推力器^[8], 其放电室磁场强度可调节外, 其他离子推力器需在一个固定物理结构下通过工作电参数和气参数调节实现多模式. 由于栅极结构和放电室磁场固定, 离子推力器在小推力高比冲模式下由于总加速电压高、边缘束流密度小, 在栅极边缘易出现束流过聚焦; 在大推力高功率模式下栅极中心束流密度大, 在栅极中心易出现束流欠聚焦. 无论是欠聚焦还是过聚焦, 束流离子都会直接轰击刻蚀栅极小孔孔壁, 造成栅极失效, 推力器寿命终止. 因此, 消除不同工作模式下束流离子对栅极系统下游栅极的直接轰击刻蚀是多模式离子推力器必须解决的关键技术之一.

栅极系统作为离子推力器关键组件, 各国学者对其进行了广泛的研究. 西北工业大学陈茂林等^[9,10]

* 国家自然科学基金 (批准号: 61601210)、真空技术与物理重点实验室 (批准号: zwk0701) 和中国空间技术研究院杰出青年人才基金资助的课题.

[†] 通信作者. E-mail: zh_yide@sina.com

对离子推力器栅极系统进行了数值模拟, 分析了工作模式变化对栅极区域电场分布和束流状态的影响, 并且对三栅极系统中减速栅的作用进行了研究. 温正等^[11]通过3维数值模拟, 研究了交换电荷离子的运动及其对双栅极组件中加速栅孔的溅射刻蚀. 另外, 美国喷气推进实验室 Brophy 等^[12]、弗吉尼亚理工大学的 Wang 等^[13]、田纳西大学的 Peng 等^[14]、北京航空航天大学钟凌伟等^[15]、哈尔滨工业大学深圳分院 Chu 等^[16]和王二蒙等^[16]、兰州空间技术物理研究所贾艳辉等^[17]、李娟等^[18]、龙建飞等^[19]开展了大量离子推力器栅极系统数值计算工作, 模拟计算了栅极系统电场分布、离子引出路径、离子透过率、交换电荷离子分布、栅极溅射腐蚀等参数. Malone 和 Soulas^[20]建立了3维栅极系统仿真模型, 并对 NEXT 推力器束流离子交叉造成的加速栅边缘小孔离子刻蚀进行了仿真研究.

在工程应用方面, 美国 30 cm 离子推力器 NSTAR 早期实验时发现双栅系统中加速栅边缘小孔离子刻蚀问题, 为了解决该问题将束流直径从 30 cm 缩小到了 28 cm^[21]. 同样, 在 NEXT 离子推力器 2000 h 寿命实验^[22]时也发现了加速栅边缘小孔离子刻蚀问题, 将束流直径从 40 cm 缩小到 36 cm^[7,23,24]. 这两次工程案例证明通过缩小束流直径可将双栅系统加速栅边缘小孔离子刻蚀降低到一个可接受程度.

三栅极系统由于增加了减速栅, 离子通过栅极系统的路径更长, 束流离子对栅极系统下游栅极的直接轰击刻蚀问题更为突出. 本文提出并实验验证了一种通过减小屏栅边缘小孔孔径改善双模式离子推力器三栅极系统减速栅边缘小孔离子刻蚀的方法. 为了对该方法进行评价, 首先对比开展了屏栅边缘小孔孔径改进前后对离子推力器主要性能指标中放电损耗和束流平直度的影响; 然后通过短期磨损实验对该方法在减速栅边缘小孔离子刻蚀问题上改进效果进行了测试, 同时对磨损实验期间平均放电损耗进行了测试, 从而对放电损耗的影响进行了再复核确认.

2 实验设备与方法

在兰州空间技术物理研究所研制环型会切场 30 cm 双模式离子推力器上开展了三栅极系统屏栅边缘小孔孔径对推力器性能的影响测试实验. 除

屏栅边缘小孔孔径外, 在不改变任何参数的情况下制作了两种三栅极系统, 第一种栅极系统的屏栅边缘小孔孔径与其内部相同(以下简称为等孔径栅), 第二种栅极系统将束流半径 95% 外的屏栅小孔孔径缩小了 26%(以下简称为小孔径栅). 小孔径栅相比等孔径栅, 屏栅开孔区域几何透明度下降 8.8%.

放电损耗测试实验是在 30 cm 双模式离子推力器原理样机上开展的, 供电电源为地面电源, 该电源系统由 MAGNA 公司 TS 和 LS 系列电源组成, 所有电源线性调整率和负载调整率均 $\leq \pm 0.04\%$, 其供电连接关系采用了阳极电源与屏栅电源串联连接关系^[25]. 束流平直度测试实验和两种模式下分别累计 300 h 短期磨损实验是在 30 cm 双模式离子推力器初样产品上开展的. 30 cm 双模式离子推力器初样产品与原理样机相比除采用了散热效果更好的外壳外, 其余结构完全相同. 束流平直度测试实验供电电源为地面电源, 短期磨损实验主要供电电源为地面电源, 其中部分时段由于要验证 30 cm 双模式离子推力器配套电源处理单元 PPU(power process unit)与推力器的匹配性而使用了 PPU 供电. 测试实验设备是兰州空间技术物理研究所 TS-7A 10 kW 级离子电推进测试系统, 该设备真空舱由直径 3.8 m, 长度 8 m 的主舱和直径 1.5 m, 长度 1.5 m 的副舱组成. 氙气供气系统由气源、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 $\pm 2\%$. 表 1 给出了 30 cm 双模式离子推力器两种工作模式下的主要参数.

表 1 30 cm 双模式离子推力器主要参数
Table 1. Main parameters of 30 cm dual-mode ion thruster.

参数	小推力高比冲模式	大推力高功率模式
束电压/V	1450	1200
束电流/A	1.68	3.68
加速电压/V	-220	-400
总流率/mg·s ⁻¹	2.551	5.831
理论推力/mN	100	200
理论比冲/s	4000	3500
理论功率/kW	2.8	5.1

3 结果与讨论

3.1 放电损耗影响

离子推力器放电效率是评价离子推力器性能的重要指标之一. 放电效率通过放电损耗表征, 放

电损耗代表了产生单位安培束流需要的放电功率, 放电损耗越小放电效率越高. 在束功耗 (束电压与束电流之积) 一定情况下, 推力器总效率取决于放电损耗, 放电损耗越小推力器效率越高. 表 2 给出了 30 cm 双模式离子推力器分别装配小孔径栅和等孔径栅时, 在小推力高比冲模式和大推力高功率模式下平衡后的工作电参数. 从表 2 参数计算得到小孔径栅相比等孔径栅, 30 cm 双模式离子推力器在小推力高比冲模式下放电损耗由 174 W/A 减小到 156 W/A, 减小 10%; 在大推力高功率模式下放电损耗由 203 W/A 减小到 161 W/A, 减小 21%. 屏栅边缘小孔孔径缩小导致栅极系统几何透明度下降 8.8%, 按栅极系统单孔束流计算理论可知, 在同样条件下几何透明度下降会使离子引出效率降低, 造成放电损耗增加, 但实验结果显示屏栅边缘小孔孔径缩小后, 虽然栅极几何透明度减小, 但是放电效率反而增加. 分析认为这一反常现象可能是由于屏栅边缘小孔孔径缩小导致屏栅边缘的结构强度增加, 造成推力器工作时屏栅中心发生较大的热形变. 由于栅极系统是凸面栅, 屏栅中心较大的热形变使栅极系统中屏栅与加速栅热态栅间距减小, 栅极系统中心区域离子引出效率增加, 效率提高. 由于大推力高功率模式下放电功耗更高, 推力器工作温度更高, 造成栅极热形变更大, 效率提高更多. 两种栅极系统的离子透明度测试结果也证明了这一分析的正确性, 小孔径栅相比等孔径栅在小推力高比冲模式下和大推力高功率模式下栅极离子透明度分别增加约 0.97% 和 1.35%.

表 2 两种栅极下 30 cm 双模式离子推力器工作平衡时电参数

Table 2. Steady-state operating parameters of 30 cm dual-mode ion thruster at two kinds of grid optical system.

参数名称	小推力高比冲模式		大推力高功率模式	
	等孔径栅	小孔径栅	等孔径栅	小孔径栅
屏栅电压/V	1420	1420	1170	1170
屏栅电流/A	1.68	1.68	3.68	3.68
加速电压/V	-220	-220	-400	-400
放电电压/V	29.9	30.2	31.7	30.2
放电电流/A	9.82	8.72	23.62	19.62
阴极触持电压/V	9.0	8.9	9.2	8.3
阴极触持电流/A	0.6	0.6	0.6	0.6
中和器触持电压/V	14.2	14.2	11.7	11.0
中和器触持电流/A	1.6	1.6	1.6	1.6

3.2 束流平直度影响

束流平直度是评价离子推力器性能的另一个重要参数, 该参数对推力器的工作可靠性和寿命, 以及对多模式离子推力器功率调节范围存在决定性影响^[26]. 束流平直度用于表征束流分布均匀性, 是束流密度平均值与最大值的比值, 数值越大表示束流越均匀, 束流密度分布曲线越扁平. 在同样束流下, 束流平直度较低的离子推力器其中心存在高密度离子, 这些离子将对屏栅上游表面造成快速溅射刻蚀或在羽流中心产生的高密度交换电荷离子对加速栅或减速栅造成快速溅射刻蚀, 栅极寿命缩短. 另外, 束流平直度较低时, 能正常聚焦引出某束流的束电压范围缩小, 导致功率调节范围变小.

为了对装配不同栅极的 30 cm 双模式离子推力器在两种工作模式下的束流平直度进行对比, 采用平直度测量装置对不同径向位置处束流密度进行了测量. 该装置采用单法拉第探针在栅极下游 50 mm 处, 以 2 mm 的步进方式垂直推力器中心轴方向水平扫描, 每个步进点采集 100 个数值, 剔除最大值和最小值后的平均值作为该测试点的测量值. 为了减小电子对离子电流密度的影响, 平直度测量装置的法兰第收集盘和防护套均设置了 -20 V 偏压. 图 1 给出两种栅极下 30 cm 双模式离子推力器束流密度径向分布曲线. 可见, 30 cm 双模式离子推力器束流密度分布基本呈平顶形, 束流分布均匀. 屏栅边缘小孔孔径缩小后, 束流分布曲线变窄变高, 束流均匀性变差. 小孔径栅相比等孔径栅, 30 cm 双模式离子推力器在小推力高比冲模式下束流平直度下降 3%; 大推力高功率模式下束流平直度下降 10%. 说明屏栅边缘小孔孔径对推力器束流密度分布存在影响, 束流越大影响越大. 屏栅边缘小孔孔径的缩小导致束流均匀性变差是因为屏栅边缘小孔孔径缩小导致边缘离子透过率下降, 边缘束流密度降低, 为了保持相同的束电流, 使中心束流密度增加.

屏栅边缘小孔孔径缩小后, 束流密度峰值增加, 会造成栅极下游交换电荷离子密度峰值增加. 由于交换电荷离子密度与束流密度基本成正比关系, 因此屏栅边缘小孔孔径减小后, 30 cm 双模式离子推力器栅极系统交换电荷离子磨损寿命在小推力高比冲模式和大推力高功率模式下分别减少约 3% 和 10%.

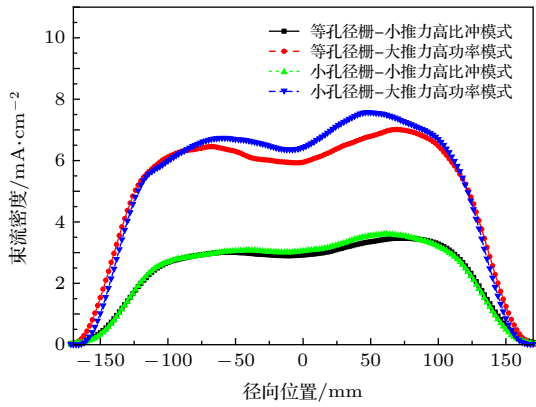


图 1 30 cm 双模式离子推力器束流密度径向分布曲线
Fig. 1. Radial beam current density profiles of 30 cm dual-mode ion thruster.

3.3 减速栅小孔离子刻蚀影响

通过短期磨损实验对屏栅边缘小孔孔径缩小在消除减速栅边缘小孔离子刻蚀问题上的有效性进行了评价. 同时, 为了对 3.1 节中发现的屏栅边缘小孔孔径减小后放电损耗减小这一反常现象再次进行确认, 短期磨损实验时对放电损耗和功率也进行了监测. 图 2 给出了装配等孔径栅的 30 cm 双模式离子推力器在两种工作模式下, 分别累计工作 300 h 时的功率和放电损耗变化情况, 其中小推力高比冲模式每 3 h 开关机一次, 大推力高功率模式每 24 h 开关机一次. 由图 2(a) 可见, 在小推力高比冲模式下, 功率和放电损耗基本保持不变, 在 216 h 后功率出现波动是因为采用 PPU 供电后束流自动闭环在 1.64—1.69 A 范围, 束流平均值低于地面电源供电时束流值 1.68 A. 小推力高比冲模式 300 h 平均功耗和放电损耗分别为 2760 W 和 182 W/A. 由图 2(b) 可见, 在大推力高功率模式下功率和放电损耗随开关机状态呈现周期性变化特性, 300 h 时长内每次启动平衡后放电损耗基本保持不变. 功率在 144 h 时出现跳跃, 但在跳跃前后均基本保持不变. 跳跃是因为 144 h 前采用 PPU 供电, 自动闭环束流为 3.61—3.64 A, 从 144 h 开始采用地面电源供电, 手动闭环束流为 3.67—3.69 A. 大推力高功率模式 300 h 平均功耗和放电损耗分别为 5097 W 和 188 W/A.

图 3 给出了装配小孔径栅的 30 cm 双模式离子推力器在两种工作模式下, 每 50 h 开关机一次分别累计工作 300 h 内功率和放电损耗变化情况. 小推力高比冲模式除 150—250 h 之间采用地面电源供电外, 其余时间均采用 PPU 供电, 自动闭

环束流为 1.67—1.70 A; 大推力高功率模式在 50—85 h 之间采用 PPU 供电, 自动闭环束流为 3.67—3.72 A, 其余时间均采用了地面电源供电. 从图 3 可见, 在每个循环开机或屏栅和加速电源保护重启时, 功率和放电损耗呈现先增大后趋于稳定的周期过程. 小推力高比冲模式下平均功率为 2754 W, 放电损耗为 169 W/A. 大推力高功率模式下平均功耗约 5084 W, 放电损耗约为 174 W/A.

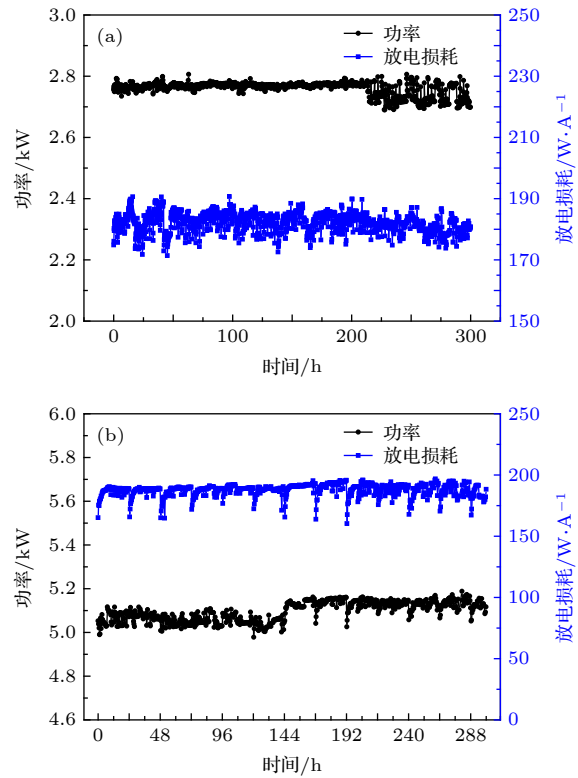


图 2 等孔径栅下 30 cm 双模式离子推力器在 300 h 内功耗和放电损耗变化情况 (a) 小推力高比冲模式; (b) 大推力高功率模式

Fig. 2. The power and discharge loss of 30 cm dual-mode ion thruster with same aperture diameter grid optical system during 300 h operation: (a) Low thrust-high specific impulse mode; (b) large thrust-high power mode.

对比图 2 和图 3 不难发现, 小孔径栅相比等孔径栅, 30 cm 双模式离子推力器 300 h 内平均功率和平均放电损耗均减小, 与放电损耗影响实验结果相同, 即屏栅边缘小孔孔径缩小后虽然使栅极几何透明度下降, 但放电损耗却降低. 在小推力高比冲和大推力高功率两种工作模式下, 300 h 内平均功耗分别减小 0.22% 和 0.25%, 平均放电损耗分别减小 7.14% 和 7.45%. 这里功耗相比放电损耗减小并不明显是因为, 一方面中功率离子推力器总功率中放电功率占比较低; 另一方面是因为在小孔径栅

实验时对 PPU 闭环控制束流进行了调大处理,束功耗增加,造成相应总功耗增加.

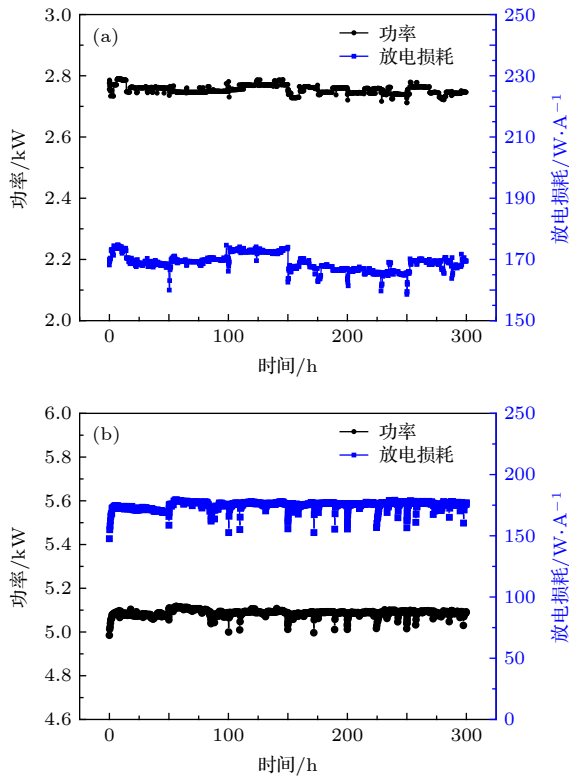


图 3 小孔径栅下 30 cm 双模式离子推力器 300 h 内功耗和放电损耗变化情况 (a) 小推力高比冲模式; (b) 大推力高功率模式

Fig. 3. The power and discharge loss of 30 cm dual-mode ion thruster with small aperture diameter grid optical system during 300 h operation: (a) Low thrust-high specific impulse mode; (b) large thrust-high power mode.

图 4 给出了装配等孔径栅和小孔径栅的离子推力器分别在小推力高比冲模式累计工作 300 h 后和大推力高功率模式再工作 300 h 总共累计 600 h 后, 减速栅边缘下游表面照片. 由图 4 可见, 等孔径栅在工作 300 h 后, 减速栅边缘 5 排小孔孔径存在不同程度的呈六边形增大, 其中最边缘小孔孔径增大最为明显. 然而, 小孔径栅推力器工作 300 h 和 600 h 后减速栅除最边缘小孔外其余小孔孔径无可见变化.

为了对减速栅小孔刻蚀情况进行定量评价, 分别在磨损实验前、300 h 实验后和 600 h 实验后对不同栅极半径处减速栅小孔孔径采用三维光学轮廓仪进行了测量. 测量时在减速栅下游表面测量小孔边上均布确定 8 个点, 然后通过轮廓仪软件拟合成圆得到小孔直径. 图 5 给出了装配等孔径栅和小孔径栅的 30 cm 双模式离子推力器分别在小推力

高比冲模式累计工作 300 h 和大推力高功率模式再工作 300 h 总共累计 600 h 后减速栅不同半径处小孔平均孔径相对磨损实验前的相对变化情况. 由图 5 可知, 等孔径栅在小推力高比冲模式工作 300 h 后最边缘小孔孔径增大 8.4%, 再在大推力高功率模式工作 300 h 后最边缘小孔孔径增量达到 13.6%. 小孔径栅工作 300 h 后减速栅最边缘小孔孔径增大 6%, 600 h 后相对增大至 7.4%. 并且后期寿命实验显示, 小孔径栅最边缘小孔刻蚀随工作时间增加, 逐步减缓, 累计 900 h 时不再刻蚀. 采取小孔径栅后, 减速栅最边缘的小孔仍然存在刻蚀是由小孔周围非对称结构造成小孔鞘层扭曲导致的 [21], 同 NEXT 推力器寿命实验结果表现相同 [23].

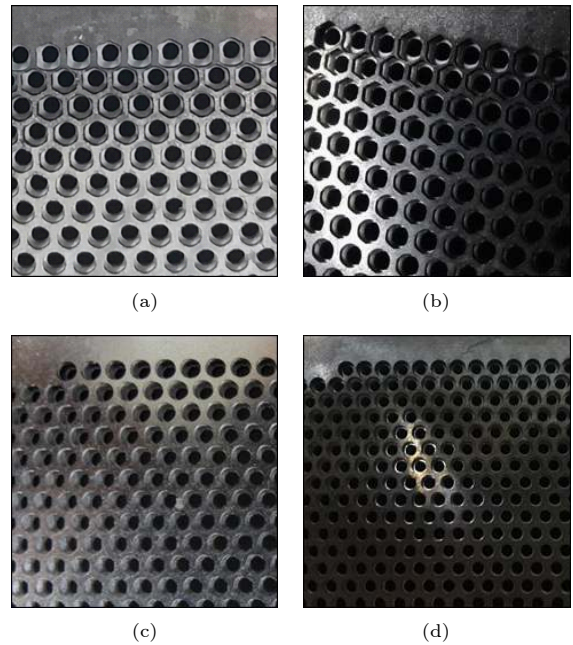


图 4 实验后减速栅外观照片 (a) 等孔径栅 300 h 后; (b) 等孔径栅 600 h 后; (c) 小孔径栅 300 h 后; (d) 小孔径栅 600 h 后

Fig. 4. Photography of decelerate grid: (a) and (b) are the same aperture diameter grid optical system after 300 h and 600 h operation respectively; (c) and (d) are the small aperture diameter grid optical system after 300 h and 600 h operation respectively.

对比等孔径栅和小孔径栅短期磨损实验结果, 不难发现减速栅边缘小孔刻蚀主要发生在小推力高比冲模式, 屏栅边缘小孔孔径缩小后除最边缘小孔外其他小孔刻蚀消失, 且最边缘小孔刻蚀至一定程度后将不再刻蚀. 因此, 缩小屏栅边缘小孔孔径是解决双模式离子推力器减速栅边缘小孔刻蚀问题, 实现推力器长寿命的一条有效途径.

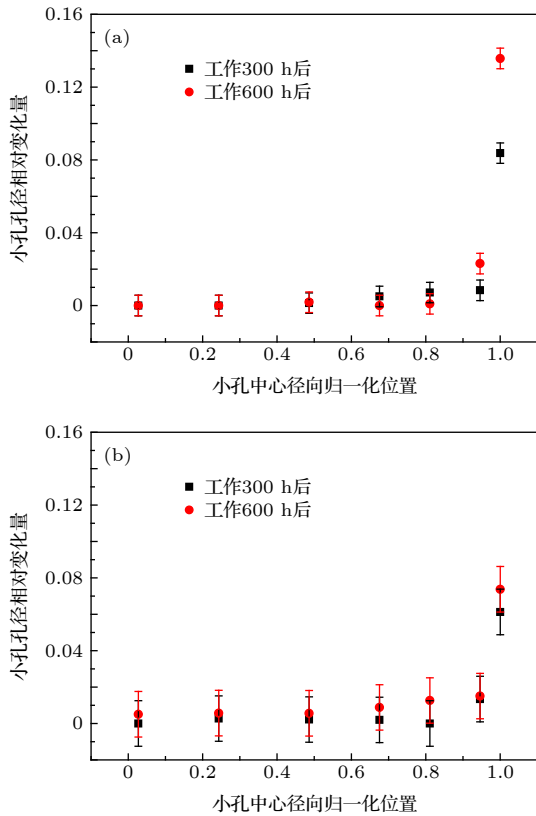


图 5 栅极不同径向位置处减速栅小孔孔径相对变化情况 (a) 等孔径栅; (b) 小孔径栅
 Fig. 5. Relative variation of decelerate grid apertures diameter at the different radial position after 300 h and 600 h operation: (a) The same aperture diameter grid optical system; (b) the small aperture diameter grid optical system.

栅极是离子推力器聚焦、加速引出离子的离子光学系统, 三栅极系统 (从上游到下游分别由屏栅、加速栅和减速栅组成) 中每一组小孔是一个独立的离子光学透镜. 在屏栅极的上游, 由于放电室等离子体中的电子较离子有较高的迁移率, 电子将先于离子到达屏栅而在栅前产生一个负电位鞘层, 这个负电位吸引离子而排斥电子, 使得到达屏栅的离子流密度增大, 而电子流密度减小, 最后当达到屏栅极的电子流密度等于离子流密度时, 就在屏栅极上游表面形成一层电位稍低于等离子体电位的等离子体鞘层. 离子光学系统就是利用加速电压将离子从这个鞘层引出, 所以也将这个鞘层叫作离子发射面. 引出离子束的方向取决于鞘层的形状与位置, 鞘层的形状与位置又取决于屏栅电压、加速电压、栅间距、栅片厚度、小孔直径和小孔上游等离子体密度. 离子聚焦发生在离子加速区, 该区分为两个部分, 鞘层至屏栅孔之间和三栅之间. 在整个加速区中, 离子基本受电力线的约束. 在鞘层附近, 离子速度较小, 趋向于垂直电位面运动, 对决定离

子的运动轨道起关键的作用. 离子初始运动方向主要决定于鞘层形状. 理想的情况是鞘层发射的离子全部通过加速场, 不被加速栅极和减速栅截获. 三栅极系统在小推力高比冲模式下减速栅边缘小孔存在离子刻蚀是因为边缘小孔上游等离子体密度较小 (如图 1 所示), 又由于为了实现高比冲总加速电压 (束电压和加速电压绝对值之和) 较高, 离子发射面远离离子加速区域, 凹向放电室的弧度过大, 离子束产生过聚焦, 引出离子轨迹发生交叉, 交叉离子直接冲击到减速栅小孔孔壁上, 造成减速栅边缘小孔离子溅射刻蚀. 屏栅边缘小孔孔径缩小后减速栅边缘小孔离子刻蚀问题基本消除是因为一方面屏栅孔径缩小后小孔束流直径减小; 另一方面屏栅小孔孔径缩小后, 离子发射面弧度变小, 交叉离子未能被减速栅截获.

4 结 论

在小推力高比冲和大推力高功率两种典型工作模式下, 通过屏栅边缘小孔孔径对 30 cm 双模式离子推力器性能影响的实验研究, 得到如下结论.

1) 30 cm 双模式离子推力器束流半径 95% 外的屏栅小孔孔径缩小 26% 后, 减速栅边缘小孔存在离子溅射刻蚀的小孔排数由边缘 5 排减小到最边缘 1 排, 刻蚀速率明显减小, 并且当工作 900 h 后最边缘小孔刻蚀现象也消失. 这说明减小屏栅边缘小孔孔径能减小双模式离子推力器减速栅边缘小孔刻蚀速率和刻蚀区域, 是有效解决离子推力器减速栅边缘小孔刻蚀问题, 实现多模式离子推力器栅极长寿命的一种有效方法.

2) 30 cm 双模式离子推力器屏栅边缘小孔孔径缩小后, 在小推力高比冲模式和大推力高功率模式下束流平直度分别下降 3% 和 10%; 屏栅边缘小孔孔径的减小将使束流密度分布曲线变窄, 束流密度峰值增加, 束流平直度变差.

3) 30 cm 双模式离子推力器屏栅边缘小孔孔径缩小后, 在小推力高比冲模式和大推力高功率模式下放电损耗分别减小 10% 和 21%; 屏栅边缘小孔孔径减小并没有造成推力器效率降低, 反而出现提升, 这是由于屏栅边缘小孔孔径缩小后虽然栅极几何透明度下降 8.8%, 但栅极离子透明度并没有降低. 其中栅极离子透明度增加的深层机理还需进一步研究.

参考文献

- [1] Yu D R, Qiao L, Jiang W J, Liu H 2020 *J. Propul. Technol.* **41** 1 (in Chinese) [于达仁, 乔磊, 蒋文嘉, 刘辉 2020 推进技术 **41** 1]
- [2] Goebel D M, Martinez-Lavin M, Bond T A, King M 2002 *Presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Joint Propulsion Conferences Indianapolis, USA, July 7–10, 2002* p2002-4348-1
- [3] Rawlin V K, Sovey J S, Hamley J A, et al. 1999 *Presented at the 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Albuquerque, USA, September 28–30, 1999* p99-4612-1
- [4] Brophy J R, Mareucci M G, Ganapathi C B, Garner C E, Henry M D, Nakazono B, Noon D 2003 *Presented at the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Huntsville, USA, 20–July 23, 2003* p2003-4542-1
- [5] Rayman M D, Varghese P, Lehman D H, Livesay L 2000 *Acta Astronaut.* **47** 475
- [6] Garner C E, Rayman M D, Brophy J R, Mikes S C 2011 *Presented at the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit San Diego, USA, July 31–August 03, 2011* p2011-5661-1
- [7] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J 2007 *Presented at the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Cincinnati, USA, July 8–11, 2007* p2007-5212-1
- [8] Snyder J S, Goebel D M, Hofer R R, Polk J E, Wallace N C, Simpson H 2012 *J. Propul. Power* **28** 371
- [9] Chen M L, Xia G Q, Mao G W 2014 *Acta Phys. Sin.* **63** 182901 (in Chinese) [陈茂林, 夏广庆, 毛根旺 2014 物理学报 **63** 182901]
- [10] Chen M L, Xia G Q, Yang Z Y, Zhang B, Xu Z Q, Mao G W 2014 *High Volt. Eng.* **40** 3012 (in Chinese) [陈茂林, 夏广庆, 杨正岩, 张斌, 徐宗琦, 毛根旺 2014 高电压技术 **40** 3012]
- [11] Wen Z, Zhong L W, Wang Y B, Li J, Ren J X 2011 *High Power Laser and Particle Beams* **23** 1640 (in Chinese) [温正, 钟凌伟, 王一白, 李娟, 任军学 2011 强激光与粒子束 **23** 1640]
- [12] Brophy J R, Katz I, Polk J E, Anderson J R 2002 *Presented at the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Indianapolis, USA, July 7–10, 2002* p2002-4261-1
- [13] Wang J, Polk J, Brophy J, Katz I 2003 *J. Propul. Power* **19** 1192
- [14] Peng X H, Ruyten W M, Friedly V, Keefer D, Zhang Q 1994 *Rev. Sci. Instrum.* **65** 1770
- [15] Zhong L W, Liu Y, Ren J X, Qiu Q 2010 *J. Aerosp. Power* **25** 2125 (in Chinese) [钟凌伟, 刘宇, 任军学, 仇钊 2010 航空动力学报 **25** 2125]
- [16] Wang E M, Chu Y C, Cao Y, Li J 2013 *High Volt. Eng.* **39** 1763 (in Chinese) [王二蒙, 楚豫川, 曹勇, 李娟 2013 高电压技术 **39** 1763]
- [17] Jia Y H, Li Z M, Zhang T P, Li J 2012 *Chin. Space Sci. Technol.* **32** 72 (in Chinese) [贾艳辉, 李忠明, 张天平, 李娟 2012 中国空间科学技术 **32** 72]
- [18] Li J, Liu Y, Chu Y C, Cao Y 2011 *J. Propul. Technol.* **32** 751 (in Chinese) [李娟, 刘洋, 楚豫川, 曹勇 2011 推进技术 **32** 751]
- [19] Long J F, Zhang T P, Li J, Jia Y H 2017 *Acta Phys. Sin.* **66** 162901 (in Chinese) [龙建飞, 张天平, 李娟, 贾艳辉 2017 物理学报 **66** 162901]
- [20] Malone S P, Soulas G C 2004 *Presented at the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Fort Lauderdale, USA, July 11–14, 2004* p2004-3784-1
- [21] Patterson M J, Haag T W, Hovan S A 1993 *Presented at the 23rd International Electric Propulsion Conference Seattle, USA, September 13–16, 1993* p1993-108-1
- [22] Soulas G C, Kamhawi H, Patterson M J, Britton M A, Frandina M M 2004 *Presented at the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Fort Lauderdale, USA, July 11–14, 2004* p2004-3791-1
- [23] Van Noord J L, Soulas G C, Sovey J S 2009 *Presented at the 33th International Electric Propulsion Conference Ann Arbor, USA, September 20–24, 2009* p2009-163-1
- [24] Herman D A, Soulas G C, Patterson M J 2007 *Presented at the 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Cincinnati, USA, July 8–11, 2007* p2007-5272-1
- [25] Zhao Y D, Zhang T P, Huang Y J, Sun X J, Sun Y K, Li J, Yang F Q, Chi X F 2018 *J. Propul. Technol.* **39** 942 (in Chinese) [赵以德, 张天平, 黄永杰, 孙小菁, 孙运奎, 李娟, 杨福全, 池秀芬 2018 推进技术 **39** 942]
- [26] Zhao Y D, Wu Z H, Zhang T P, Geng H, Li J, Li J P, Sun X J, Yang H 2020 *J. Propul. Technol.* **41** 187 (in Chinese) [赵以德, 吴宗海, 张天平, 耿海, 李娟, 李建鹏, 孙小菁, 杨浩 2020 推进技术 **41** 187]

Influence of screen grid aperture diameter in outer region on performance of dual-mode ion thruster^{*}

Zhao Yi-De[†] Li Juan Wu Zong-Hai Huang Yong-Jie
Li Jian-Peng Zhang Tian-Ping

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

(Received 11 March 2020; revised manuscript received 30 March 2020)

Abstract

To eliminate the erosion in the apertures at the edge of the decelerate grid of a dual-mode ion thruster three-grid optical system, a new method of reducing the diameter of the apertures in the outer region of the screen grid is proposed. In order to investigate the method of influencing the discharge loss and the uniformity of the beam current density and also reducing the aperture erosion region and erosion rate of the decelerate grid, two kinds of three-grid optical systems are designed and fabricated with the same material and physical parameters except the diameter of the apertures in the outer region of the screen grid. The first kind is that the diameter of the aperture in the outer region of the screen grid is equal to that in middle region of the screen grid, it is designated as the same aperture diameter grid optical system. The second kind of three-grid optical system is that the diameter of screen apertures whose center distance from the center of grid is larger than 0.95 times the beam radius, is reduced by 26% and therefore the physical transparency of optical system is reduced by 8.8%, it is designated as the small aperture diameter grid optical system. The comparison between the same aperture diameter grid optical system and small aperture diameter grid optical system is performed by assembling them into a 30-cm-diameter dual-mode ion thruster, and the ion thruster performance test, beam flatness test and 600-h-endurance test are conducted in the two typical operation modes, namely the low thrust-high specific impulse mode and large thrust-high power mode. A comparison of small aperture diameter grid optical system with the same aperture diameter grid optical system shows that the discharge loss of the 30-cm dual-mode ion thruster in the low thrust-high specific impulse mode and large thrust-high power mode are reduced by 10% and 21% respectively, the beam flatness is decreased by 3% and 10% respectively, the number of rows of the apertures which are sputtered by beam ions at the edge of the decelerate grid is reduced from 5 to 1. In addition, the erosion rate is significantly reduced and the erosion phenomenon disappears after 900-h-long-duration operation. These results signify that reducing the screen grid aperture diameter in the outer region is an effective method to eliminate aperture erosion at the edge of the decelerate grid of a dual-mode ion thruster three-grid optical system and that this method will not reduce the efficiency of the thruster, but cause the beam current uniformity to worsen.

Keywords: dual-mode ion thruster, screen grid aperture diameter, aperture erosion, discharge loss

PACS: 52.75.Di, 41.75.Ak, 41.85.Ew, 42.65.Jx

DOI: [10.7498/aps.69.20200358](https://doi.org/10.7498/aps.69.20200358)

^{*} Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 61601210), the Key Laboratory for Science and Technology on Vacuum Technology and Physics, China (Grant No. zwk0701), and the Fund for Distinguished Young Scholars of China Academy of Space Technology.

[†] Corresponding author. E-mail: zh_yide@sina.com