

离子液体微推进技术研究进展

范益朋¹, 夏广庆^{1,2}, 韩亚杰¹, 鹿 畅^{1,2}, 孙 斌^{1,2}, 丁 亮³
(1. 大连理工大学 工业装备结构分析国家重点实验室, 辽宁 大连 116024;
2. 大连理工大学 辽宁省空天飞行器前沿技术重点实验室, 辽宁 大连 116024;
3. 中国航天科技集团有限公司 中国空间技术研究院
北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘 要: 介绍了离子液体推进器的基本结构和工作原理,阐述了粒子发射的限制条件及通常采用的工作模式,总结了该推进器的常见分类形式。介绍了当前广泛应用的一些实验方法和仿真手段,以及针对发射阈值场强、束流散射、多粒子分散效率、推进器长时间工作稳定性等问题开展相关研究取得的进展,对比分析了适合粒子发射的工作环境及相对精确的仿真方法,为推进器的后续设计、工作模式设定及性能评估等工作提供了参考。结果表明:增大推进剂流阻、提高发射极阵列密度是提高离子液体推进器效率和推力的合适手段;利用闭环控制的方法改变发射电压极性、逐渐提高发射电压大小是维持推进器推力大小、提高工作稳定性的有效方法。

关 键 词: 电推进; 微推进; 离子液体; 发射条件; 推进器效率

中图分类号: V439⁺.4 **文献标志码:** A

Research progress of ionic liquid micropropulsion technology

FAN Yipeng¹, XIA Guangqing^{1,2}, HAN Yajie¹, LU Chang^{1,2},
SUN Bin^{1,2}, DING Liang³

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
2. Key Laboratory of Advanced Technology for Aerospace Vehicles,
Liaoning Province, Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China;
3. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering,
China Academy of Space Technology,
China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China)

Abstract: The basic structure and working principle of ionic liquid thrusters, including the restrictions on particle emission and the commonly used operating regimes, were introduced. The common classification methods of ionic liquid thruster were summarized. The presently wide-used experimental or simulation methods, and the related progress on emission threshold field strength, beam divergence, polydispersive efficiency, long-term working

收稿日期:2019-12-04
基金项目:国家自然科学基金(11675040);中央高校基本科研业务费专项资金(DUT18GF109,DUT19LAB46);
北京卫星环境工程研究所 CAST-BISEE 创新基金(CAST-BISEE2019-034)
作者简介:范益朋(1997—),男,硕士生,研究领域为离子液体电推进技术。E-mail:calcifa@qq.com
通信作者:夏广庆(1979—),男,教授,博士,研究领域为电推进技术。E-mail:gq.xia@dlut.edu.cn

引用格式:范益朋,夏广庆,韩亚杰,等.离子液体微推进技术研究进展[J].航空动力学报,2020,35(6):1275-1285. FAN Yipeng, XIA Guangqing, HAN Yajie, et al. Research progress of ionic liquid micropropulsion technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(6): 1275-1285.

stability and other issues were reviewed to compare and analyze the working conditions suitable for particle emission and more accurate simulation methods. The future research ideas and reference for the improved design, operating regime setting, and performance evaluation of ionic liquid thruster were also presented. Results show that increasing the flow resistance of propellant and array density of emitter is the appropriate means to improve the efficiency and thrust of the ionic liquid thruster, and changing the emitter voltage polarity and increasing the emitter voltage gradually by using the closed-loop control method is the effective way to maintain the thrust and improve the working stability of the thruster.

Key words: electric propulsion; micropropulsion; ionic liquid; emission condition; thruster efficiency

微推进技术作为空间推进技术的重要发展方向,在微小卫星的姿控,精密空间科学任务的实现,以及补偿大型挠性航天器扰动力矩等方面,极具发展潜力^[1]。尤其是近年来立方星(CubeSat)的发展,带动了微推进技术的迅速发展^[2]。2015年发射的一颗美国海军学院(USNA)与乔治华盛顿大学联合研制的1.5U立方星BRICSat-P,对微阴极电弧推力器(Micro-Cathode Arc Thruster)进行了在轨验证;东京大学和日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)于2014年在微小卫星PROCYON上采用微型离子推进器和8个冷气推进器作为微推进系统;我国于2012年在SJ-9A卫星上进行了霍尔推力器的空间实验^[3]。

由于微小卫星体积小、质量轻、转动惯量小,因此进行姿态控制和轨道机动时,要求推进系统的推力和冲量较小,且精度较高^[1];此外,由于微小卫星体积和质量的限制,其电源系统输出功率有限,可提供的功率仅为数瓦到数十瓦量级,因此所需推进系统功率低、集成度高^[4];另外考虑到为尽可能提高卫星的有效载荷,还需要推进系统具有体积小、质量轻、效率高等特点,能够利用有限的工质提供更高的比冲。进行精密空间科学任务的微小卫星,对推力精度的要求更为严格。例如ESA(欧洲航天局)的GAIA(global astrometric interferometer astrophysics)卫星,NASA(美国国家航空航天局)的GP-B(gravity probe-B)卫星,法国的Microscope卫星,我国的“天琴计划”等科学任务,对推进器的推力范围、推力分辨率以及推力噪声提出了极高的要求^[5-6]。

离子液体推进器(ionic liquid thruster,ILT)作为一种微电推进器,可用作微小卫星推进器或作为分布式推进器应用于大型航天器^[7]。除了具有结构质量轻、体积小、比冲高、寿命长等传统微推进器具有的特点,离子液体推进器还具备效

率高、推力精准、功耗低、自中和等优点^[8]。由于作为推进工质的离子液体常温下为液态,故发射带电粒子所需功耗比传统推进方案更小,推功比更高^[9];另外可利用正负交替发射电压交替发射正负粒子,实现羽流电荷自中和,无需中和器,使推进器结构更加精简,推进器的体积比传统微推进器更小,质量也更轻^[10],满足微小卫星对推进系统提出的要求,成为极具潜力的推进方案之一。

鉴于离子液体推进器对微小卫星发展和对精密空间科学任务实施的重要意义,本文对其国内外最新的相关研究进展进行了综述。本文首先介绍了离子液体推进器的基本工作原理,其中着重阐述了影响其性能的几个关键方面,包括:离子液体推进剂、粒子发射条件和工作模式等。另外介绍了当前离子液体推进器的几种基本分类方式。然后,论述了离子液体推进器的基本参数对性能的影响,以及束流散射、栅极侵蚀、多粒子分散效率、长时间工作稳定性等关键性问题的研究进展。最后,总结了离子液体推进器在研发中存在的瓶颈问题以及今后的研究思路,为其进一步研发提供参考。

1 工作原理

离子液体推进器结构如图1所示,主要包括发射极、提取极和推进剂贮箱(有的还包含加速极),本质上属于胶体电推进器类型,但由于采用离子液体作为推进剂,比使用NaI等电解质溶液作为推进剂的传统胶体电推进器更易实现纯离子的发射^[11-12],因此具有更高的比冲和效率。其工作原理和基本结构与场发射电推进器^[13-14](field emission electric propulsion,FEEP)类似,不同之处在于场发射电推进器采用液态金属作为推进工质,而离子液体推进器使用的推进剂为离子液体,

离子液体固有的宽液态温度范围、低表面张力等特性使得离子液体推进器无需加热器和中和器等装置,且启动电压(粒子发射所需的临界电压^[15])更低。其基于静电喷射原理工作,通过在发射极和提取极之间设置发射电压(图 1 中 V_{ext}),使发射极尖端产生强电场,从而使离子克服液体的表面张力,从液体中蒸发并在电场中加速飞出。而在包含加速极的推进器中,离子还能通过加速电压(图 1 中 V_{acc})实现进一步加速。

有便于在真空中存储的优点;

4) 离子液体可交替发射阴、阳离子,在无需额外设置中和器的情况下实现电荷中和,避免航天器充电;

5) 离子液体固有的低流速提供较高的流阻,适用于被动供给,且利于纯离子发射模式的实现。

表 1 一些常见离子源的物理特性^[22-23]

Table 1 Physical properties of some common ion sources^[22-23]

离子源	表面张力 $\gamma/(\text{mN/m})$	电导率 $K/(\text{S/m})$	黏度 $\mu/$ $(\text{mPa} \cdot \text{s})$	熔点/ $^{\circ}\text{C}$
EMI-BF ₄	45.2	1.4	38	12
EMI-Im	34.9	0.88	34	4
Cs	71	$\gg 1$	0.7	29
In	556	$\gg 1$	1.85	157

由于咪唑类离子液体具有出色的电化学特性,常将其作为推进剂使用。典型的有 1-乙基-3-甲基咪唑四氟硼酸盐(1-ethyl-3-methylimidazolium tetrafluoroborate, EMI-BF₄) 和 1-乙基-3-甲基咪唑啉双(三氟甲基磺酰基)亚胺(1-ethyl-3-methylimidazolium bis(trifluoromethylsulfonyl)imide, EMI-Im)等。

1.2 粒子发射条件

1.2.1 流量控制

对于离子液体这样高电导率的液体,在受静电场和表面张力的相互作用时,随着所受电场强度的增大,液体表面聚集了大量的同性离子。电荷聚集产生的电场引起发射极尖端的液体变形成圆锥状,且平衡时其半顶角约为 49.3° ^[24]。这一带电锥体即泰勒锥(Taylor cone),如图 2 所示。当电荷聚集突破瑞利极限时,圆锥整体形状维持不变,而泰勒锥尖端发生破裂,喷射出带电液滴以及溶剂化和未溶剂化的离子,形成沿轴向的喷流。这一工作模式称为锥-喷流(cone-jet)模式,离子液体推进器、胶体电推进器和场发射电推进器均工作在此基本模式下。喷流中的带电物质在电场中加速运动,由于库仑裂变或碰撞,可能发生随后的分解^[9]。

Fernandez 等通过对微喷流的研究,给出了工作在锥-喷流模式下的液体体积流量限制^[25]

$$\frac{\gamma \epsilon_0 \epsilon}{\rho q v} < q_v < (20 \sim 30) \times \frac{\gamma \epsilon_0 \epsilon}{\rho K} \tag{1}$$

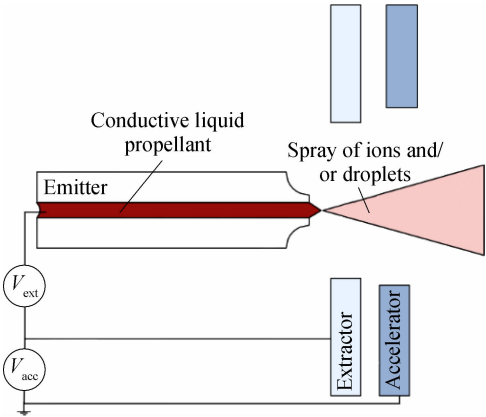


图 1 离子液体推进器结构示意图^[16]

Fig.1 Structure diagram of ILT^[16]

从上述离子液体推进器的基本工作过程可以看出,其工作原理涉及如下几个关键方面:推进剂性质、粒子发射原理、工作环境及工作模式。因此,本文将从上述几个方面对离子液体推进器的工作原理进行概述。

1.1 离子液体

离子液体(ionic liquid, IL)属于离子化合物,由有机阳离子和无机或有机阴离子组成,且阳离子对称性低、形状不规则、电荷分布较均匀,故阴阳离子难以通过离子键进行有序地排列和堆积,在低温($<100^{\circ}\text{C}$)下呈液态,也称作低温熔盐^[17]。一些常见的离子源的物理特性如表 1 所示。相较于胶体离子源和液态金属离子源,离子液体离子源具有以下优势^[9]:

- 1) 离子液体在室温下通常以液态形式呈现,因此在发射时无需加热;
- 2) 离子液体具有较低的表面张力(通常为几十 mN/m)和较高的电导率(通常为 $0.1 \sim 10 \text{ S/m}$)^[18],故离子发射所需的启动电压更低(绝对值通常在 $600 \sim 1000 \text{ V}$)^[15,19-20];
- 3) 离子液体极低的蒸气压(如室温下 $\text{C}_4\text{mim-PF}_6$ 的蒸气压在 10^{-10} Pa 量级)^[21]使其具

式中 γ 表示液体表面张力, ϵ_0 为真空介电常数, ϵ 是液体的相对介电常数, ρ 和 K 分别为液体密度和电导率, q_v 表示液体的体积流量。以 EMI-BF₄ 为例, 其典型的参数值分别为 $\rho = 1\,240\text{ kg/m}^3$, $K = 1.4\text{ S/m}$, $\gamma = 45.3\text{ mN/m}$, $\epsilon = 12.2$, 要保持工作在锥-喷流模式下, 其体积流量应控制在 $2.93 \sim 70\text{ pL/s}$, 即质量流量保持在 10^{-12} kg/s 量级^[26]。

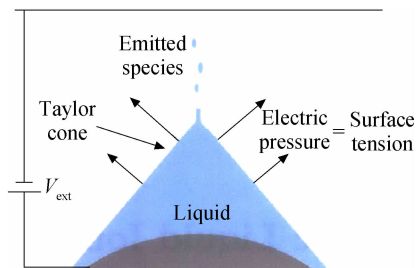


图2 发射极尖端形成的泰勒锥示意图^[27]

Fig.2 Schematic diagram of Taylor cone formed at emitter tip^[27]

1.2.2 电场阈值

电场强度需要达到足够高的阈值以触发离子从带电液体表面蒸发, 实现锥-喷流的工作模式, 该阈值受多种因素的影响, 目前尚无精确阈值的给定公式。Lozano 等^[4] 给出该阈值估计值的表达式为

$$E^* = \frac{4\pi\epsilon_0(\Delta G)^2}{e} \quad (2)$$

式中 e 为元电荷, ΔG 为电离活化能势垒(溶剂化能), 通常在 $1 \sim 2\text{ eV}$, 由此估计阈值场强约在 10^9 V/m 量级。

而 Taylor 给出的阈值估计值表达式为^[24]

$$E^* = \frac{1.625}{\sqrt{8\pi}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\epsilon_0 r_a}} \quad (3)$$

式中 r_a 为泰勒锥尖端的曲率半径, 估计值为 $55\text{ \AA}$, 由此计算对于 EMI-BF₄ 发射的阈值场强约为 0.44 V/nm 。

当前的一些研究对不同阈值场强下的离子发射过程进行了仿真和实验, 例如常用的分子动力学(molecular dynamics, MD)仿真^[26], 以及 COMSOL 软件有限元仿真^[28], 通过对比实验中使用飞行时间法(time of flight, TOF)测量的发射电流数据发现, 阈值场强取 0.5 V/nm 左右时, 仿真结果与实验结果近似度更高。

1.3 正负交替工作模式

由于单一发射电极长时间发射同种电荷的带

电粒子会产生电荷累积, 使航天器充电, 并且会使离子液体发生电化学降解, 从而导致推进器的性能显著下降, 因此一般采用一定频率(Courtney 实验给出的频率为 1 Hz ^[27])的正负交替发射电压交替发射阳离子和阴离子, 实现电荷自中和, 避免这一系列问题。

另外, 通常离子液体的阴阳离子具有不同的比荷, 如 EMI-BF₄, 其阴离子比荷大于阳离子比荷, 因此相同发射电压下阴离子产生的发射电流大于阳离子, 这将对电荷中和产生一定影响, 解决该问题的方法是调整发射电压的正负占空比^[29], 或是采用不同大小的正负发射电压^[7], 以便在正负两种工作模式下发射出均等的电荷。

1.4 纯离子工作模式

纯离子模式(purely ionic regime, PIR)是锥-喷流模式下的一种理想工作模式。离子液体推进器工作时通常会喷射出离子和带电液滴, 在这种离子-液滴混合模式下, 可实现推力和比冲的平衡。发射物中液滴的比例越高, 推进器产生的推力越大, 但比冲和效率越低; 反之, 发射物中离子的比例越高, 推进器的比冲和效率更高, 推力则相应减小^[30]。当满足一定条件时, 推进器的喷射物中不含带电液滴, 只包含离子, 此时即处于纯离子模式。

离子发射条件受发射系统的几何结构、电场强度、周围介质的介电强度、推进剂的电导率、质量流量、表面张力等多种因素影响。Garoz 等^[23] 利用 TOF 方法测量了不同电导率以及表面张力的离子液体对实现纯离子模式的影响, 郭云涛等^[31] 和 Romero-Sanz 等^[32] 通过 TOF 方法研究了发射电压和推进剂质量流量对纯离子发射的影响, 以及通过一些分子动力学仿真实验^[33-34], 发现通常低表面张力、高电导率的离子液体在低质量流量、高发射电压的条件下, 更容易实现纯离子的发射。

2 推进器分类

单个发射极产生的推力一般在几十 nN 量级, 发射电流最高在几 μA 量级, 难以满足实际应用的需求。通常将多个发射极聚合, 设计成阵列形式, 以获得较大的推力和发射电流。发射极阵列化后的推进器推力密度可达几十 $\mu\text{N/cm}^2$, 发射电流密度可达几百 $\mu\text{A/cm}^2$, Hill 等^[20] 在 1 cm^2 上集成了 1900 个发射极时, 测量到推进器的最

大发射电流达 1.35 mA(1.35 mA/cm²)。

阵列式发射极被证明在有效提高推进器总质量流量的情况下,推进剂仍保持较小局部流速,即阵列中单个发射极的推进剂质量流量仍维持在较低的量级,因此单个发射极的工作状况几乎不受影响,故可近乎成比例地提升推力功率^[35-36],其理论推力密度可达 10 MN/m²^[4]。但阵列密度较大时,周围发射极对中间发射极的静电屏蔽效应使得发射极附近电场强度降低,因此所需的启动电压也随之上升^[37]。

阵列式的离子液体推进器具有多种分类形式

1) 按照阵列形式可分为一维阵列或二维阵列形式。

如图 3 所示(图中 R_c 为发射极顶点曲率半径),一维阵列发射极主要为并列的三棱柱结构,可采用计算机数控(computer numerical control, CNC)铣床加工制造,其对应的提取栅极为狭缝式结构^[9];二维阵列发射极主要采用微机电系统(micro electro mechanical systems, MEMS)加工成型,其单个发射极一般为针尖状或圆锥状。相比之下,一维阵列式发射极制造难度和成本更低,但发射点位置(泰勒锥形成位置)难以确定,且无法采用提高阵列密度的方式提升推力密度。

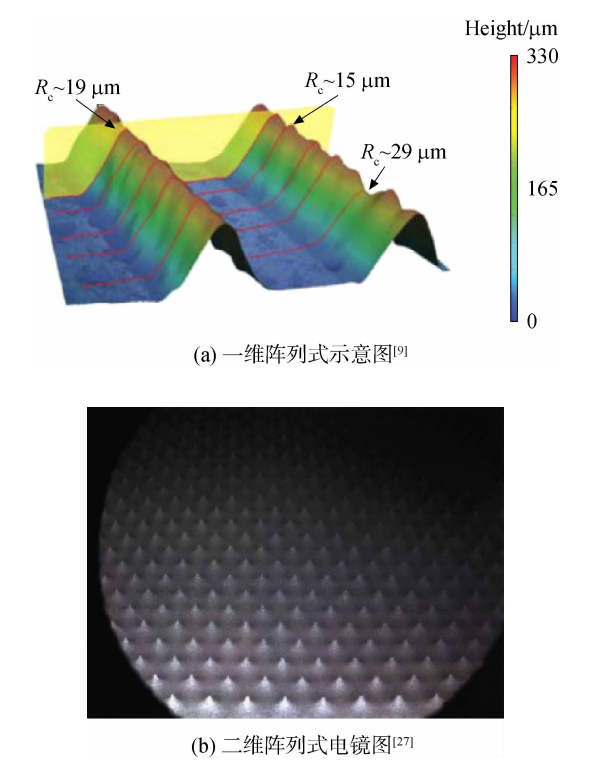


图 3 离子液体推进器微观示意图与扫描电镜(SEM)图
Fig. 3 Micro schematic diagram and scanning electron microscope (SEM) image of ILT

2) 按照推进剂供给形式可分为毛细管型、外部浸润型和多孔基质型。

毛细管型发射极非常适合现代微加工工艺,但在工作中容易发生堵塞以及与发射极串扰有关的性能不均匀问题;外部浸润型发射极避免了堵塞问题,但推进剂必须从正面或侧面供给,很难与基本的推进剂储存方案相结合,并且需要繁琐的表面处理以促进亲水性,有时会导致不必要的基质发射^[20];多孔基质型发射极通常使用成本较低、适合电化学蚀刻的多孔镍^[35,38],或易于激光烧蚀的多孔硼硅酸盐玻璃^[15,39]作为发射极的材料,其孔隙结构为推进剂提供一个大网络的流动路径,减轻了堵塞问题,实现了推进剂向发射点的被动供给,其示意图如图 4 所示。

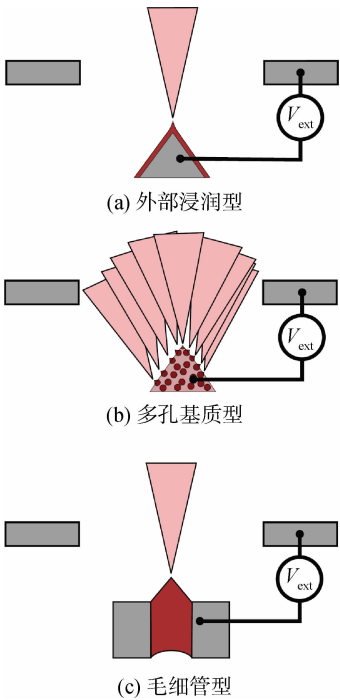


图 4 离子液体推进器示意图^[16]
Fig. 4 Schematic diagram of ILT^[16]

3) 按照推进剂供给形式还可分为主动供给式和被动供给式。

主动供给式推进器可以通过控制推进剂质量流量供应和发射电压实现双重调节,达到更宽的推力范围和更高的推力精度,但需要外部压力供给系统,增加了推进系统的质量;被动供给式推进器的推进剂质量流量供应受发射点的离子蒸发速度限制(势垒限制),为提高离子电流在发射电流中所占的比例,要求发射基质提供较大的流阻,降低推进剂质量流量供应。

通常外部浸润型和多孔基质型推进器均采用被动供给式,毛细管型推进器可采用主动供给式,也可采用被动供给式。

4) 按照电极数量通常可分为双电极结构和三电极结构形式。

双电极结构包括发射极和提取极,结构相对简单;三电极结构比双电极结构增加了加速极,实现离子的进一步加速以及减小发射离子的束流散射半角。三电极结构一般加速极接地,偏压加载到发射极和提取极,以实现改变加速电压而几乎不改变提取极和发射极之间的电场,便于大幅提升加速电压从而显著提升推力和比冲^[40]。

3 关键问题研究进展

在对离子液体推进器的研究过程中,基本条件参数、束流散射、栅极侵蚀、多粒子分散效率、长时间工作稳定性等对推进器性能影响显著的问题成为了离子液体推进器的重点研究方向,国内外目前也针对离子液体推进器面临的这些关键问题开展了大量的仿真计算和实验分析。

3.1 基本参数影响

电场强度、推进剂质量流量、发射系统几何结构、发射极阵列密度等基本参数将影响离子蒸发过程,从而对推进器整体性能造成影响。

Borner 等^[41]在进行分子动力学仿真时,采用粗粒度(coarse-grained, CG)电势建立了受约束的 EMI-BF₄ 动力学模型对粒子发射过程进行仿真,模拟了不同电场强度下发射电流的大小,并利用这一模型模拟出粒子发射的电场强度阈值为 1.2 V/nm;而在其进一步的仿真过程中,采用一种有效力粗粒度(effective-force coarse-grained, EF-CG)模型,针对不同电场强度和质量流量条件下 EMI-BF₄ 粒子的行为进行仿真模拟,发现当 $E=0.5$ V/nm 时,仿真结果的特征与实验观测特征最为一致^[26]。

南京航空航天大学(NUAA)利用 COMSOL 有限元仿真软件建立了毛细管型三维离子液体推进器模型,对离子蒸发过程进行计算(图 5 所示,图中 p 为发射极间距),对电极间距和提取极孔径等影响推进器启动电压大小的微观结构参数进行了分析,模拟出启动电压随发射极阵列密度的上升、板间距的增大、毛细管内径的减小而升高等系列结果,并且通过模型计算所得推进器推力值和启动电压值与实验测量值误差不超过 10%^[28]。

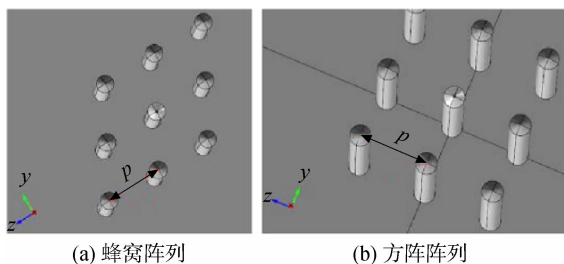


图 5 南京航空航天大学建立的仿真模型^[28]

Fig. 5 Simulation model established by NUAA^[28]

Hill 等^[20]研究了外部浸润型发射极的阵列密度对推进器性能的影响,发现推进器整体推力随发射极阵列密度增加而增加,而推进器的比冲、效率、以及单个发射极产生的推力则在发射极阵列密度增加的过程中呈现出先增后减的趋势。

Castro 等^[42]使用外部浸润型发射极,测量了不同尖端曲率半径的发射极产生的发射电流大小,测得在纯离子模式下,发射极尖端曲率半径从 $2\mu\text{m}$ 增加至 $60\mu\text{m}$,其对应的发射电流从 50 nA 增至 1000 nA。

3.2 束流散射与栅极侵蚀问题

粒子在电场中的加速过程,除了获得轴向的速度分量,还会获得沿径向的速度分量,出现羽流的束流散射现象,羽流边缘与轴线的夹角即为束流散射半角^[43],研究中常用束流散射半角的大小来描述束流散射程度。单个发射极的束流散射不仅会造成推进器能量损失,还可能会造成栅极侵蚀从而导致推进器损坏^[9]。推进器的角向效率如式(4)所示^[43]

$$\eta_\theta = \frac{9}{\theta_0^2} (\sin \theta_0 - \theta_0 \cos \theta_0)^2 \quad (4)$$

式中 θ_0 为束流散射半角,其趋于零时,推进器角向效率 η_θ 趋近于 1。

对于离子在电场中的加速过程以及羽流扩散过程,也可采用质点网格法(particle-in-cell, PIC)进行仿真模拟。通过对从液体表面蒸发出的离子进行轨迹追踪,计算离子的速度分布、密度分布、电势分布等情况,分析离子在提取极处的通过率 and 束流散射半角等,评价栅极侵蚀以及羽流污染的程度^[44]。例如 Emoto 等^[45]利用 PIC 仿真得出其所用单个发射极模型的束流散射半角约为 16.7° ,与实验结果相似,并结合仿真所得的离子密度分布和能量分布对推进器的推力和比冲进行了计算。

而南京航空航天大学^[28]和 Coffman 等^[29]则采用 COMSOL 软件对单个发射极束流散射半角进行了仿真,模拟了不同发射电压下束流散射半角的大小,并对推进器推力和效率进行了计算。

Krejci 等^[46]在实验中利用阻滞势分析仪 (retarding potential analyzer, RPA) 测量加速离子的能量分布,并结合角增量编码器读取角度位置,得到了单个发射极的束流角度分布,发现单个发射极上出现束流分叉的现象;此外,还得到了被提取栅极截断的离子产生的截断电流约占总电流的 4.8%~5.5%,并且在提取栅极上观察到了侵蚀现象。

Courtney 等^[9]使用一维阵列发射极,利用阻滞势分析仪测量了整个推进器的束流角度分布,计算得出该推进器发射的粒子束流类似一个顶角约为 21° 的空心圆锥,由此造成的推进器推力损失约为 7%。

Ryan 等^[40]在实验中使用三电极结构的推进器,利用加速电压对离子进一步加速,以减小束流散射半角,增加推进器的比冲。通过实验测得,随着加速电压的提升,推进器的束流散射半角由 25° 逐渐减小至 15°。这一方法也为今后减小束流散射半角、提高推进器性能等相关工作提供了参考。

3.3 多粒子分散问题

实际上,即使是在纯离子模式下,推进器发射物中仍包含多种粒子,包括溶剂化和未溶剂化的离子。在纯离子模式下,离子以 $[AB]_n A^+$ 和 $[AB]_n B^-$ 的形式从泰勒锥中蒸发 (A^+ 、 B^- 分布表示阳离子和阴离子),发射物中主要包括 $n=0$ (单体) 和 $n=1$ (二聚体) 形式的离子,以及少部分 $n=2$ (三聚体) 形式的离子,没有出现明显的 $n>4$ 形式的离子^[35]。

而 $n>0$ 的离子相比于单体离子,其比荷更低,在电场中不能完全加速,因此会导致一定的能量损失。多粒子分散效率 (polydispersive efficiency) 解释了在相同的电场下加速具有不同比荷的粒子所浪费的功率,两族粒子系统的多粒子分散效率计算公式^[43]

$$\eta_p = \frac{[1 - (1 - \sqrt{\zeta})f_1]^2}{1 - (1 - \zeta)f_1} \quad (5)$$

式中 ζ 和 f_1 分别表示两种粒子的比荷比和电流分数,分别为

$$\zeta = \frac{(q/m)_2}{(q/m)_1} \quad (6)$$

$$f_1 = \frac{I_1}{I_1 + I_2} \quad (7)$$

以 EMI-BF₄ 为例,当其作为推进剂交替发射阴阳离子时,考虑阳极模式下发射物中只包含 EMI⁺ 和 (EMI-BF₄)EMI⁺,阴极模式下发射物中只包含 BF₄⁻ 和 (EMI-BF₄)BF₄⁻,且二聚体的电流分数为 0.5~0.7,此时多粒子分散效率为 0.92~0.96^[43]。而在离子-液滴混合模式下,考虑液滴的比荷为离子的 0.01 倍,即使液滴的发射电流仅占总发射电流的 10%,此时的多粒子分散效率也仅有 33%,可见纯离子工作模式对离子液体推进器非常重要^[28]。

Borner 等对建立的 EMI-BF₄ 有效粗粒度模型进行分子动力学仿真,模拟计算了不同电场强度的恒定电场下和不同质量流量下各种溶剂化离子与未溶剂化离子的发射电流大小,并根据这些离子的速度计算了推力和比冲,发现计算的推力与实测值吻合较好,但比冲的计算值偏低^[26];在其之后的分子动力学仿真中,采用了 PIC 模拟获得的一维电场而非恒定电场,改善了模拟结果与实验结果的一致性^[33]。

在实验中常用 TOF 方法对羽流成分进行分析,计算多粒子分散效率,以及对推进器性能进行估算,如图 6 所示,图中 R 表示电阻。利用推进器后方放置的收集板 (通常为不锈钢板) 对推进器的羽流进行收集,以得到推进器的发射电流等数据;收集板与提取极间放置一静电“门”以在推进器工作时控制羽流的通断。根据不同比荷的粒子飞行固定距离 L (“门”到收集板的距离) 所需时间不同,当羽流被瞬间断开时,收集板上的电流信号会逐渐减小至零,且电流-时间曲线呈现出明显的阶梯状,由此可得到各类粒子的飞行时间 t ,进而获得其速度 v ,由此可算出羽流各组分的比荷,如式(8)所示

$$\frac{q}{m} = \frac{v^2}{2U_0} = \frac{L^2}{2U_0 t^2} \quad (8)$$

式中 U_0 为发射电压。而通过式(9)和式(10)^[31]可计算出推进器推力 T_{TOF} 和质量流量 m' ,其中 t_0 为关闭静电“门”瞬间的时刻, t_{TOF} 为电流信号降为零的时刻, $I(t)$ 为实验中随时间变化的电流。并由此可得推进器比冲 I_{sp} 和效率 η ^[47]

$$T_{\text{TOF}} = \int_{t_0}^{t_{\text{TOF}}} \frac{2U_0}{L} I(t) dt \quad (9)$$

$$m' = \int_{t_0}^{t_{\text{TOF}}} \frac{4U_0}{L^2} I(t) t dt \quad (10)$$

$$I_{sp} = \frac{T_{TOF}}{m'g} \quad (11)$$

$$\eta = \frac{T_{TOF}^2}{2m'U_0 I_{TOF}} \quad (12)$$

式中 g 为地球重力加速度, I_{TOF} 为实验初始时刻的电流。

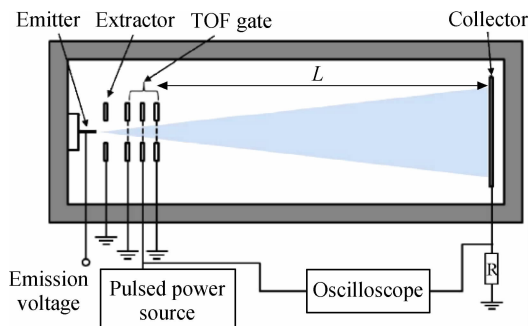


图6 TOF实验装置示意图^[31]

Fig. 6 Schematic diagram of TOF experimental device^[31]

Romero-Sanz 等^[32]在实验中利用 TOF 方法测得当推进剂质量流量供给极低时 (0.562×10^{-12} kg/s), 发射电流完全由离子电流组成, 没有液滴产生的电流。

Nabity 等^[30]通过 TOF 方法测得工作在纯离子模式下的单个发射极, 其工作效率可达 90% 以上; 锥-喷流模式下, 效率在 60%~98% 之间; 在离子和液滴混合模式下, 其工作效率最低, 在 20%~80% 之间。

Courtney 等^[9]通过 TOF 方法在实验中发现, 相较于 EMI-BF₄, EMI-Im 作推进剂时溶剂化离子在总发射离子中所占的比例更高, 因此采用 EMI-Im 作推进剂时, 推进器的效率更低; 此外, 实验中使用 TOF 方法测量的推力比实际推力小 3%, Courtney 等^[9]推测是由 [EMI-Im]_nEMI⁺ 和 [EMI-Im]_nIm⁻ 离子以及 [EMI-BF₄]_nEMI⁺ 和 [EMI-BF₄]_nBF₄⁻ 离子在加速过程中的分裂和破碎造成的; 而在其进一步实验中, Courtney 等^[47]着重研究了溶剂化离子在加速过程中的破碎对 TOF 方法测量推力的准确性的影响, 估计溶剂化离子在加速过程中的破碎有时会导致 TOF 方法测量的推力比实际推力小 10% 以上。

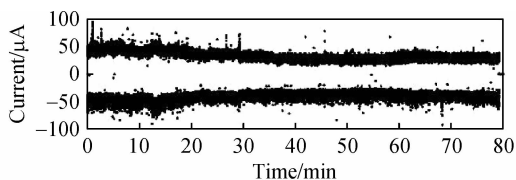
Krpoun 等^[48]通过在毛细管型发射极中填装硅材质的微球以增加流阻, 降低推进剂流速, 从而避免液滴的发射; Grustan-Gutierrez 等^[49]通过在毛细管型发射极的背面刻蚀限流通道的方式增加流阻, 并在实验中进行了可行性验证; Courtney

等^[39]则研究了不同孔隙尺寸的多孔储层对多粒子分散效率的影响, 发现小尺寸孔隙的多孔储层对增加流阻、抑制液滴的发射也具有重要作用。

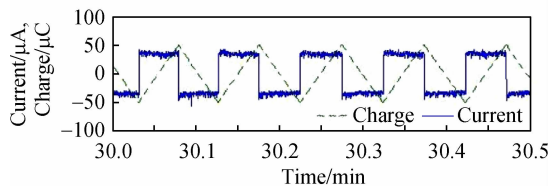
3.4 长时间工作稳定性问题

另外, 离子液体推进器在长时间工作过程中出现性能下降的问题也是当前离子液体推进技术需要解决的主要问题之一。

Coffman 等^[29]推测推进器性能下降的原因可能是电荷未完全中和导致推进剂自身的降解。如图 7 所示, 其采用电流积分检测净电荷积累的方法控制发射电压正负极性以维持电荷中性, 使推进器工作 80 min, 发现正负工作模式下的发射电流均减小了 $10 \mu\text{A}$ 。



(a) 发射电流特性图像



(b) 电荷积累放大图像

图7 推进器连续工作条件下的发射电流特性图像及其局部时间段内电荷积累的放大图像^[29]

Fig. 7 Image of emission current characteristics of ILT under continuous working condition and enlarged image of charge accumulation in partial time period^[29]

Courtney 等^[9]在实验中使用玻璃发射基质, 并且尽可能实现每个周期内的电荷平衡, 采用闭环控制使推进器维持 $15 \mu\text{N}$ 的推力输出持续工作 4.5 h, 发现正电极工作模式下电压从 2100 V 上升到 2450 V, 而负电极工作模式下电压由 -2030 V 变至 -2500 V, 功率则从 0.29 W 升至 0.32 W。Courtney 等认为可能是离子对提取栅极进行侵蚀, 产生的溅射材料导致液面被污染, 从而引起推进器的性能下降。

上海交通大学使用一维阵列式离子液体推进器, 在 1 Hz、3300 V 的正负交替发射电压下连续工作 30 min, 发现正极工作模式下的电流噪声小于负极工作模式电流噪声, 但尚未观察到明显的推进器性能下降现象^[50]。

Krejci 等^[19]对离子液体推进器的长时间稳

定工作状态进行了 172 h 的持续点火实验,在实验的 40~70 h,观察到了明显的电流衰减现象,于是采用周期性提高发射电压的方式将发射电流的大小稳定在 150 μ A 左右;之后的工作中,Krejci 等^[46]通过逐渐提升发射电压的方式维持推进器的性能,在推进器持续工作 90 h 的过程中,发射电流的大小始终维持在 150 μ A 左右,并未出现不可控的电流衰减现象。这一验证结果有助于定义这种推进系统的基本运行特性,并且利于指导未来离子液体推进器的设计。

3.5 其他关键性研究

Guerra-Garcia 等^[15]使用电流扫描探头对多孔基质型阵列式推进器发射电流的空间均匀性进行了测量,发现随着发射电压的提升,发射极逐渐开始工作,但即使推进器稳定工作后,仍存在部分发射极未发射离子的情况,推测可能是由于发射极的几何形状(如发射极纵横比、发射极尖端曲率半径)差异和材料性能(如发射极孔隙尺寸)上的差异造成的,并且还观测到单个发射极上存在多个发射点的现象。

而 Brikner 等^[51]研究了上游远端电极在减缓离子液体推进器发射极电化学降解中的作用,发现使用直接连接的发射极在进行 76 h 长时间工作后,对钨材料发射极的电化学蚀刻可被明显观测到,而使用远端电极的发射极在 76 h 的工作后几乎完好无损。

Inoue 等^[8]采用了一种蚀刻方法(etch-back method^[52])制造高密度发射极,其发射极密度可达 $4 \times 10^6/\text{cm}^2$,在-92 V 的发射电压下其电流密度即可达-1.4 mA/ cm^2 ,但该推进器存在推进剂泄露问题,或许需要增加推进剂主动供应装置以解决该问题。

Courtney 等^[7]采用发射电流的主动平衡方法,在稳定发射期间几乎能够实现电荷的完全中和,但在电压的正负极性变换时,仍然会出现推进器快速充电的现象。在采用 450 Hz 的束流调制后,电位变换时的充电现象被有效减缓,但由于提取极在正负极工作模式下截断电流分数的差异造成的电荷累积效应仍需要特定极性的手动调谐来解决,电荷中和仍需要进一步的研究。

4 存在的问题及今后研究展望

离子液体推进器以其高比冲、高效率、质量轻、自中和等优势,已成为国内外微电推进研究的

一个主要发展方向。考虑到其发展潜力巨大,对离子液体推进器的研究与实验正在不断开展,尤其是针对多粒子分散效率和束流散射半角等显著影响推进器效率的问题,以及电荷自中和等影响推进器长时间工作稳定性的难点成为近年来国内外仿真和实验的重点研究对象。从对泰勒锥中蒸发离子的模拟仿真到对发射物中粒子行为的实验测量,大量的仿真和实验分析了在不同发射环境下推进器的性能表现,同时也对长时间点火条件下推进器工作的稳定性开展了实验进行验证,并取得了较为理想的结果,为今后研究积累了宝贵经验。

近期内对离子液体推进器的后续研究重点仍是如何实现电荷有效中和并对推进器的长时间工作稳定性进行验证;就长期发展来看,如何提高推进器的推力大小和效率,从而提升推进器推力调节范围,是离子液体推进器未来面临的关键问题。或许可以寻求表面张力更低、电导率更高的离子液体,如 1-乙基-3-甲基咪唑硫氰酸盐(1-ethyl-3-methylimidazolium thiocyanate, EMI-SCN^[40]),或者通过推进器的结构改进来实现。

参考文献:

[1] 韩泉东,洪鑫,周海清. 空间推进技术需求与发展分析[J]. 火箭推进,2012,38(2):9-15.
HAN Quandong, HONG Xin, ZHOU Haiqing. Analysis on requirement and development of space propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 9-15. (in Chinese)
[2] SELVA D, KREJCI D. A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation[J]. Acta Astronautica, 2012, 74: 50-68.
[3] LEVCHENKO I, BAZAKA K, DING Y, et al. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers[J]. Applied Physics Reviews, 2018, 5: 011104. 1-011104. 36.
[4] LOZANO P C, WARDLE B L, MOLONEY P, et al. Nano-engineered thrusters for the next giant leap in space exploration[J]. MRS (Materials Research Society) Bulletin, 2015, 40(10): 842-849.
[5] 李永,刘旭辉,汪旭东,等. 空间极小推力宽范围可调推进技术研究进展[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(6): 1-12, 19.
LI Yong, LIU Xuhui, WANG Xudong, et al. Review and prospect on the large-range thrust throttling technology with extremely small thrust[J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(6): 1-12, 19. (in Chinese)
[6] 胡一鸣,梅健伟,罗俊. 天琴计划与国际合作[J]. 科学通报, 2019, 64(24): 2475-2483.

- HU Yiming, MEI Jianwei, LUO Jun. TianQin project and international collaboration[J]. Chinese Science Bulletin, 2019, 64(24): 2475-2483. (in Chinese)
- [7] COURTNEY D G, SHEA H, DANNENMAYER K, et al. Charge neutralization and direct thrust measurements from bipolar pairs of ionic electrospray thrusters[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 55(1): 54-65.
- [8] INOUE N, NAGAO M, MURAKAMI K, et al. Fabrication of a high-density emitter array for electrospray thrusters using field emitter array process[J]. Japanese Journal of Applied Physics, 2019, 58(SE): 1-7.
- [9] COURTNEY D G, DANDAVINO S, SHEA H. Comparing direct and indirect thrust measurements from passively fed ionic electrospray thrusters[J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32(2): 392-407.
- [10] HENNING T, HUH N K, ISBERNER L W, et al. Miniaturized electrospray thrusters[J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2018, 46(2): 214-218.
- [11] GAROZ D, FERNANDEZ DE LA MORA J. Charge emissions from electrosprays in vacuum: Mixtures of formamide with methylammonium formate[J]. Journal of Applied Physics, 2013, 113(6): 064901. 1-064901. 8.
- [12] ZHOU Zhaoying, XIONG Jijun, YE Xiongying, et al. Designing, fabrication, and test of a MEMS colloid thruster[J]. Technologies and Applications, 2002, 4928: 148-154.
- [13] 郭登帅, 康小明, 刘欣宇, 等. 场发射电推力器的研究现状及其关键技术[J]. 火箭推进, 2018, 44(4): 1-9.
- GUO Dengshuai, KANG Xiaoming, LIU Xinyu, et al. Research status and key technologies of field emission electric propulsion thruster[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(4): 1-9. (in Chinese)
- [14] 段君毅. 场致发射电推力器工作性能及其发射机理研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
- DUAN Junyi. Research on operation characteristics and emission mechanism of field emission electric propulsion thruster[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011. (in Chinese)
- [15] GUERRA-GARCIA C, KREJCI D, LOZANO P. Spatial uniformity of the current emitted by an array of passively fed electrospray porous emitters[J]. Journal of Physics: D Applied Physics, 2016, 49(11): 1-12.
- [16] DANDAVINO S, ATAMAN C, RYAN C N, et al. Micro-fabricated electrospray emitter arrays with integrated extractor and accelerator electrodes for the propulsion of small spacecraft[J]. Journal of Micromechanics and Micro-engineering, 2014, 24(7): 075011. 1-075011. 13.
- [17] 石家华, 孙逊, 杨春和, 等. 离子液体研究进展[J]. 化学通报, 2002, 65(4): 243-250.
- SHI Jiahua, SUN Xun, YANG Chunhe, et al. Research progress of ionic liquids[J]. Chemistry Bulletin, 2002, 65(4): 243-250. (in Chinese)
- [18] ZHANG Suojiang, SUN Ning, HE Xuezhong, et al. Physical properties of ionic liquids: database and evaluation[J]. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 2006, 35(4): 1475-1517.
- [19] KREJCI D, MIER-HICKS F, MARTEL F, et al. Design and characterization of a scalable ion electrospray propulsion system[R]. International Electric Propulsion Conference, IEPC-2015-149, 2015.
- [20] HILL F A, HEUBEL E V, PONCE DE LEON P, et al. High-throughput ionic liquid ion sources using arrays of microfabricated electrospray emitters with integrated extractor grid and carbon nanotube flow control structures[J]. Journal of Microelectromechanical Systems, 2014, 23(5): 1237-1248.
- [21] ZAITSAU D H, KABO G J, STRECHAN A A, et al. Experimental vapor pressures of 1-alkyl-3-methylimidazolium bis (trifluoromethylsulfonyl) imides and a correlation scheme for estimation of vaporization enthalpies of ionic liquids[J]. The Journal of Physical Chemistry: A, 2006, 110(22): 7303-7306.
- [22] LOZANO P, MARTINEZ-SANCHEZ M. Ionic liquid ion sources: characterization of externally wetted emitters[J]. Journal of Colloid and Interface Science, 2005, 282(2): 415-421.
- [23] GAROZ D, BUENO C, LARRIBA C, et al. Taylor cones of ionic liquids from capillary tubes as sources of pure ions: the role of surface tension and electrical conductivity[J]. Journal of Applied Physics, 2007, 102(6): 064913. 1-064913. 10.
- [24] TAYLOR G. Disintegration of water drops in an electric field[J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series, 1964, 280(1382): 383-397.
- [25] DELAMORA J F, LOSCERTALES I G. The current emitted by highly conducting taylor cones[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1994, 260(1): 155-184.
- [26] BORNER A, LI Z, LEVIN D A. Prediction of fundamental properties of ionic liquid electrospray thrusters using molecular dynamics[J]. The Journal of Physical Chemistry: B, 2013, 117(22): 6768-6781.
- [27] COURTNEY D G. Ionic liquid ion source emitter arrays fabricated on bulk porous substrates for spacecraft propulsion[D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2011.
- [28] 程世豪. 离子液体微型电推进器三维仿真与性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- CHENG Shihao. Three dimensional simulation and performance analysis of ionic liquid micro thruster[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [29] COFFMAN C, COURTNEY D G, HICKS F, et al. Progress toward a variable specific impulse electrospray propulsion system[R]. San Diego, CA, USA: the 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2011.
- [30] NABITY J A, DAILY J W. Effect of ionic liquid composi-

- tion on colloid thruster emission and thrust performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(1): 260-266.
- [31] 郭云涛,李世鹏,武志文,等. 离子液体电喷微推力器系统设计及性能初步研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(1): 212-219.
- GUO Yuntao, LI Shipeng, WU Zhiwen, et al. Design of ionic liquid electrospray micro-thruster system and preliminary study on its performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1): 212-219. (in Chinese)
- [32] ROMERO-SANZ I, BOCANEGRA R, FERNANDEZ DE LA MORA J, et al. Source of heavy molecular ions based on Taylor cones of ionic liquids operating in the pure ion evaporation regime [J]. *Journal of Applied Physics*, 2003, 94(5): 3599-3605.
- [33] BORNER A, LEVIN D A. Coupled Molecular dynamics; 3-D poisson simulations of ionic liquid electrospray thrusters [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, 43(1): 295-304.
- [34] NEIL A M, DEBORAH A L. Molecular dynamics electrospray simulations of coarse-grained ethylammonium nitrate (EAN) and 1-ethyl-3-methylimidazolium tetrafluoroborate (EMIM-BF₄) [J]. *Aerospace*, 2018, 5(1): 1-18.
- [35] LEGGE R S, LOZANO P C. Electrospray propulsion based on emitters microfabricated in porous metals [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(2): 485-95.
- [36] LENGUITO G, FERNANDEZ DE LA MORA J, GOMEZ A. Scaling up the power of an electrospray microthruster [J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2014, 24(5): 055003. 1-055003. 10.
- [37] QUANG TRAN SI B, BYUN D, LEE S. Experimental and theoretical study of a cone-jet for an electrospray microthruster considering the interference effect in an array of nozzles [J]. *Journal of Aerosol Science*, 2007, 38(9): 924-934.
- [38] COURTNEY D G, LI H Q, LOZANO P. Emission measurements from planar arrays of porous ionic liquid ion sources [J]. *Journal of Physics: D Applied Physics*, 2012, 45: 485203. 1-485203. 13.
- [39] COURTNEY D G, SHEA H. Influences of porous reservoir Laplace pressure on emissions from passively fed ionic liquid electrospray sources [J]. *Applied Physics Letters*, 2015, 107(10): 103504. 1-103504. 5.
- [40] RYAN C, DAYKIN-ILIOPOULOS A, STARK J, et al. Experimental progress towards the MicroThrust MEMS electrospray electric propulsion system [R]. Washington: George Washington University, 2013.
- [41] BORNER A, LI Z, LEVIN D A. Modeling of an ionic liquid electrospray using molecular dynamics with constraints [J]. *The Journal of Chemical Physics*, 2012, 136(12): 124507. 1-124507. 11.
- [42] CASTRO S, FERNANDEZ DE LA MORA J. Effect of tip curvature on ionic emissions from Taylor cones of ionic liquids from externally wetted tungsten tips [J]. *Journal of Applied Physics*, 2009, 105(3): 034903. 1-034903. 8.
- [43] LOZANO P, MARTINEZ-SANCHEZ M. Efficiency estimation of EMIM-BF₄ ionic liquid electrospray thrusters [R]. Tucson, Arizona, USA; the 41st AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2005.
- [44] WANG P, BORNER A, LI Z, et al. An advanced particle-in-cell (PIC) approach for electrospray simulation in a colloid thruster using molecular dynamics simulation results [R]. New Orleans, Louisiana, USA; the 43rd AIAA Thermophysics Conference, 2012.
- [45] EMOTO K, TSUCHIYA T, TAKAO Y. Numerical investigation of steady and transient ion beam extraction mechanisms for electrospray thrusters [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 2018, 16(2): 110-115.
- [46] KREJCI D, MIER-HICKS F, THOMAS R, et al. Emission characteristics of passively fed electrospray microthrusters with propellant reservoirs [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(2): 447-458.
- [47] COURTNEY D G, SHEA H. Fragmentation in time-of-flight spectrometry-based calculations of ionic electrospray thruster performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2015, 31(5): 1500-1504.
- [48] KRPOUN R, SMITH K L, STARK J P W, et al. Tailoring the hydraulic impedance of out-of-plane micromachined electrospray sources with integrated electrodes [J]. *Applied Physics Letters*, 2009, 94(16): 163502. 1-163502. 3.
- [49] GRUSTAN-GUTIERREZ E, GAMERO-CASTANO M. Microfabricated electrospray thruster array with high hydraulic resistance channels [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(4): 984-991.
- [50] 刘欣宇,康小明,徐明明,等. 阵列式离子液体电喷推力器的研制及实验特性 [R]. 南京:第15届中国电推进学术研讨会, 2019.
- [51] BRIKNER N, LOZANO P C. The role of upstream distal electrodes in mitigating electrochemical degradation of ionic liquid ion sources [J]. *Applied Physics Letters*, 2012, 101(19): 193504. 1-193504. 4.
- [52] NAGAO M, YOSHIDA T. Fabrication of gated nano electron source for vacuum nanoelectronics [J]. *Microelectronic Engineering*, 2015, 132: 14-20.

(编辑:叶青、王碧琚)