

国外电喷推进技术发展 with 趋势^{*}

杭观荣^{1,2}, 李 林^{1,2}, 郭曼丽^{1,2}, 康小明³, 刘欣宇³

- (1. 上海空间推进研究所·上海·201112;
2. 上海空间发动机工程技术研究中心·上海·201112;
3. 上海交通大学 机械与动力工程学院·上海·200240)

摘 要: 电喷推进是一种具有高比冲、高效率、快启动、高集成度的微小功率电推进技术, 非常适用于微纳卫星轨道转移、位置保持任务以及引力波探测器等较大型航天器的高精度姿态控制、无拖曳控制等任务。电喷推进技术概念形成于1960年。国外电喷推进在经历了曲折的发展历程后, 从20世纪90年代开始, 在微制造、新材料、离子液体、高性能电源等技术大幅进步的推动下, 取得了巨大进展, 目前已经达到空间应用水平。美国、瑞士和英国研究电喷推进较为深入, 其中又以美国投入最大、创新最显著、成果最丰富。美国麻省理工学院提出并开展了有利于实现高比冲和批产化的 iEPS 系列电喷推力器芯片研究, 近年来主要开展推力密度和可靠性提升的研究工作。Busek 公司主要发展大推力和宽调节电喷推进。密苏里科技大学提出并开展了基于含能液体推进剂的、具有化学推进模式和电喷推进模式的化电双模微推进技术研究。密歇根理工大学则提出了基于铁磁流体的流体成型发射体电喷推进技术。通过对国外电喷推进发展历程和最新进展的研究, 提出了电喷推进发展趋势, 并对我国电喷推进发展提出了建议。

关键词: 微小功率电推进; 电喷推进; 电喷推力器芯片; 化电双模微推进; 流体成型发射体

中图分类号: V439+.4

文献标志码: A

文章编号: 2096-5974(2022)04-0001-11

Development and Trends of Foreign Electrospray Propulsion Technology

HANG Guanrong^{1,2}, LI Lin^{1,2}, GUO Manli^{1,2}, KANG Xiaoming³, LIU Xinyu³

- (1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112;
2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112;
3. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240)

Abstract: Electrospray propulsion is a kind of micro power electric propulsion with the merits of high specific impulse, high efficiency, fast ignition and high integrity. It is very suitable for the orbit transfer, station keeping missions of micro/nano satellites, and high precision attitude control, drag-free control missions of large spacecraft such as gravitational wave observatories. The concept of electrospray propulsion technology was formed in 1960. After a tortuous development process, driven by significant advances in micromanufacturing, new materials, ionic liquids and high-performance power supplies, the foreign electrospray propulsion technology has made great progress and reached the level of space application since the 1990s. The research of electrospray propulsion technology in United States, Switzerland, and the United Kingdom is more in-depth, and among which the United States has the largest investment, the most significant innovation, the most abundant results. MIT proposed and carried out research on iEPS series electrospray thruster chips, which is conducive to realizing high specific impulse and batch production. In recent years, it has mainly carried out research on thrust density and reliability improvement. Busek Company mainly develops high thrust and wide adjustable electrospray propulsion. Missouri University of Science and Technology proposed and carried out the research of chemical-electric dual-mode micro-propulsion technology with chemical propulsion mode and electrospray propulsion mode based on an energetic liquid propellant.

^{*} 收稿日期: 2022-06-16; 修回日期: 2022-07-16

作者简介: 杭观荣 (1981—), 男, 博士, 研究员, 硕士生导师。E-mail: hanggr@163.com

Michigan Technological University proposed a fluid forming emitter based ferrofluid electrospray propulsion technology. Based on the study of the development process and latest progress of electrospray propulsion in foreign countries, this paper puts forward the development trend of electrospray propulsion and some suggestions for the domestic electrospray propulsion development.

Keywords: micro power electric propulsion; electrospray propulsion; electrospray thruster chip; chemical-electric dual-mode micro propulsion; fluid forming emitter

0 引言

电喷推进是一种利用强电场使导电液体表面产生带电粒子, 并使其加速喷出产生推力的静电推进技术。电喷推进属微小功率电推进技术, 功率范围在 $1 \sim 100\text{W}$ 左右, 具有高比冲、高效率、快启动、高集成度等特点, 非常适用于微纳卫星的轨道转移、位置保持任务以及引力波探测器等较大型航天器的高精度姿态控制、无拖曳控制等任务。国外电喷技术在经历了曲折的发展历程后, 从 20 世纪 90 年代开始, 在微制造、新材料、离子液体、高性能电源等技术大幅进步的推动下, 取得了巨大进展, 目前已经达到空间应用水平。

本文将对电喷推进的原理和特点、国外发展历程、最新研究进展、发展趋势等进行综合分析, 并对我国电喷推进的发展提出建议。

1 电喷推进工作原理与特点

电喷推进的工作原理如图 1 所示, 位于发射体尖端的推进剂在强电场作用下形成泰勒锥, 并使泰勒锥喷出带电粒子, 粒子通过静电场加速后高速喷出产生推力。中和器用于中和喷出粒子, 使推力器呈电中性。这些带电粒子可以为带正电或负电的小液滴或离子, 具体形态与电场强度和推进剂流量等相关。当电场强度较低时, 电喷推

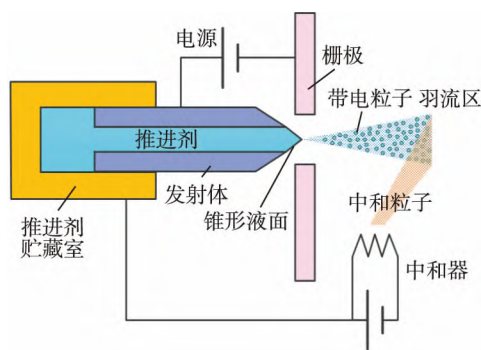


图 1 电喷推进工作原理

Fig 1 Working principle of electrospray propulsion

力器羽流以带电液滴为主, 比冲较低, 约 $300 \sim 2000\text{s}$; 当电场强度较高时, 电喷推力器羽流以离子为主, 比冲较高, 约 $1000 \sim 4000\text{s}$ 。

电喷推力器的发射体是提升局部电场强度、产生带电粒子的重要部件。国外根据推进剂输运方式的不同, 形成了四类发射体 (示意图见图 2), 包括外润湿型发射体、多孔材料发射体、毛细管发射体和流体成型发射体^[1]。

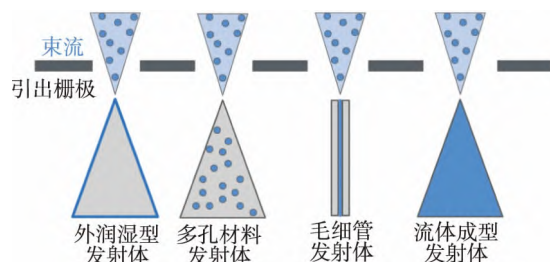


图 2 四类发射体示意图

Fig 2 Four kinds of emitters

广义上讲, 电喷推进可分为三大类: 采用有机导电溶液推进剂的胶体电喷推进 (Colloid Propulsion), 采用离子液体推进剂的离子液体电喷推进 (Ionic Liquid Electrospray Propulsion), 以及利用金属推进剂的场发射电推进 (Field Emission Electric Propulsion, FEPP)^[2]。本文关注前两种电喷推进技术。

胶体电喷推进的优势在于可发射质量较大的以带电液滴为主的带电粒子, 有利于实现高的推力密度, 但由于带电液滴荷质比较低, 导致比冲较低, 一般在 $300 \sim 2000\text{s}$, 且 10kV 以上的高工作电压限制了其使用^[3]。胶体电喷推进是在 20 世纪 90 年代之前主要发展的电喷推进技术, 基本达到工程样机阶段, 并开展了 4350h 的寿命试验研究^[4]。

离子液体电喷推进的优势在于可发射荷质比较高的以离子为主的带电粒子, 有利于在 $1 \sim 10\text{kV}$ 的较低电压下实现 $1000 \sim 4000\text{s}$ 的较高比冲, 推力功

率比与离子电推进相似^[5],但推力密度较低。例如美国麻省理工学院(Massachusetts Institute of Technology, MIT)的离子电推进系统(ion Electrospray Propulsion System, iEPS)系列电喷推力器的推力密度约为 $0.07 \sim 0.15 \text{ N/m}^2$ ^[6],较目前常用的离子推力器和霍尔推力器等电推力器低 $1 \sim 2$ 个数量级。离子液体电喷推进是20世纪90年代以来主要发展的电喷推进技术,实现了在微纳卫星上的飞行验证^[7]和引力波探测器上的成功应用^[8]。

电喷推进具有如下优点:1)功率扩展性强,推力器单机功率范围可覆盖 $1 \sim 100 \text{ W}$,国外形成了功率 $1 \sim 5 \text{ W}$ 的电喷推力器飞行样机,并正在研制功率 200 W 、推力 20 mN 的大推力电喷推力器,以满足中小型卫星的需求;2)推力在 μN 至 mN 量级,可稳态和脉冲工作,易于模块化设计,且调节范围宽;3)比冲高,可达 $300 \sim 4000 \text{ s}$;4)效率高,可达 $20\% \sim 90\%$;5)启动时间快,响应快,无需像传统霍尔、离子电推进那样启动时需要到阴极进行数分钟的预热,有利于提高电推进系统的快速响应性能;6)采用无毒推进剂,绿色环保;7)结构小巧紧凑,推力器为扁平状,贮箱与推力器可一体化,且不需要传统推进系统中必需的阀门等动作部件以及压力传感器等部件。

电喷推进的主要缺点:1)工作电压较高(约 $1 \sim 10 \text{ kV}$ 甚至更高),高的升压比限制了电源转换效率,同时还要充分考虑绝缘措施;2)推力密度较低,导致同等推力下推力器尺寸较大。

2 国外发展历程

国外电喷推进发展以美、欧为代表,主要历程如下。

(1) 20世纪20~60年代初:概念形成阶段

1915年,美国耶鲁大学J. Zeleny发现,在特定电场中的液体,其表面将出现多个圆锥顶液柱,液柱顶部形成带电液滴并且喷射出来^[9-10]。1960年,美国V. E. Krohn首次提出将这一现象用于推进,形成电喷推进概念^[11]。

(2) 20世纪60年代初~70年代:技术攻关阶段

在20世纪60~70年代,以研制高性能的空间电推进技术为目标,美国汤普森-拉莫-伍尔德里奇(TRW)公司在美国空军支持下,开展胶体电喷推进关键技术攻关,研制满足飞行要求的、以碘化

钠甘油溶液为推进剂的电喷推进系统,功率小于 70 W ,推力 4.45 mN ,比冲 1350 s ,系统质量 22.68 kg ,其中包括 11.34 kg 推进剂^[12-13]。推进剂为添加了碘化钠的甘油溶液,每 10 mL 溶液中添加 3 g 碘化钠溶质。电喷推力器模块由12个子模块构成(图3),共有432个发射针,每个子模块有36个发射针。试验样机模块进行了 1000 h 寿命试验,其中一个推力器子模块进行了 4350 h 寿命试验,寿命初始阶段推力 $364.9 \mu\text{N}$,比冲 1450 s ,试验末期推力 $298.2 \mu\text{N}$,比冲 1230 s 。这一阶段,胶体电喷推进的研究目标是与离子电推进竞争。

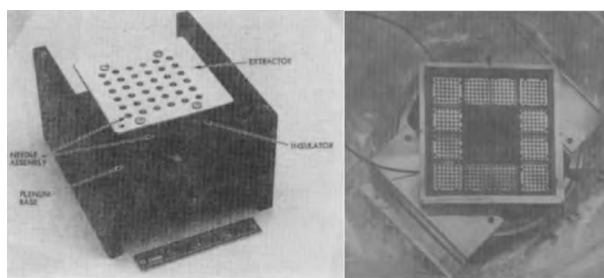


图3 美国TRW公司研制的12个子模块(左)组成的电喷推力器(右)

Fig 3 Electrospray thruster (right) composed of 12 sub-modules (left) developed by TRW Inc. of the United States

(3) 20世纪70~80年代:发展停滞阶段

由于电喷工作电压很高(kV 至万 V 量级),无法与同等性能下电压更低($\sim 1000 \text{ V}$)的离子推力器竞争;以及美国阿波罗空间计划终止,导致投资减少;且电喷推进机理复杂,有待进一步深入研究^[14]。20世纪70年代之后,电喷推力器研究进入发展停滞阶段。

(4) 20世纪90年代至今:发展应用阶段

进入20世纪90年代,随着卫星小型化对 μN 级高性能动力的需求增长,微制造、高性能电源和离子液体等技术的显著进步以及质谱技术等推动^[15],电喷推进获得新生。美国、英国和瑞士等国研制了功率只有数瓦、工作电压显著降低的微型电喷推力器及其推进系统^[16-20]。2015年,MIT研制的电喷推力器芯片在Aerocube 8立方星上实现了首次空间飞行。之后,电喷推进因其推力在 μN 量级,且宽范围快速可调,成功应用于引力波探测卫星LISA Pathfinder上,执行无拖曳任务。美国在2012年制定的2030空间推进发展路线图中,明确指出要发展针对微小卫星的 10 W 和

100W 功率量级的电喷推进^[21]。

3 最新研究进展

目前, 国外电喷推进研究以美国和欧洲为主, 其中美国已经达到了空间应用水平, 欧洲尚处于研究为主的阶段。具体如下。

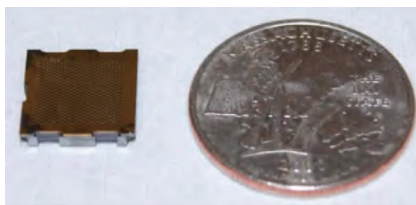
3.1 美国

美国电喷推进经历了充分的竞争和发展, 最初耶鲁大学和 TRW 公司等开展了大量研究, 近年来 MIT、Busek 公司、密苏里科技大学和密歇根理工大学等针对不同需求, 开展不同技术方向的研究, 同时 TDA 研究公司 (TDA Research, Inc.) 和科罗拉多大学^[22]等也在开展研究。

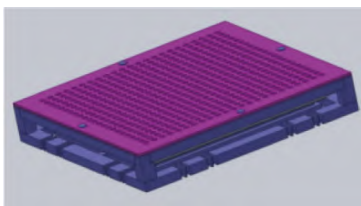
3.1.1 MIT 主攻高比冲和批产化

MIT 针对电喷推进的高比冲和批产化需求, 主要发展基于微机电系统 (Micro-Electro-Mechanical System, MEMS) 技术的芯片状离子液体电喷推进技术, 其显著特点是采用多孔材料发射针阵列发射体, 可在较低电压下实现较高的比冲, 贮箱与推力器实现模块化, 推进剂通过毛细作用供应, 可批量制造。

20 多年来, MIT 在 P. C. Lozano 教授的带领下, 详细全面地开展了离子发射机理和特性、发射针阵列多孔材料及其制备、不同离子液体推进剂及其混合物、推力器结构和制备技术、电喷推进测试技术等研究; 从 2012 年起, 开展了三代 iEPS 系列电喷推力器芯片^[23-26]研制 (图 4)。



(a) iEPS V1 样机



(b) iEPS V2 方案图



(c) iEPS V3 框架、发射体、栅极

图 4 3 代 iEPS 电喷推力器芯片

Fig 4 3 generations of iEPS electro spray thruster chips

MIT 在美国国家航空航天局 (National Aeronautics and Space Administration, NASA) 游戏改变开发计划 (Game Changing Development Program) 的支持下, 基于 iEPS 推力器, 研制了 0.2U 电喷推进系统模块 (图 5)。该系统由 8 台推力器和电源处理单元 (Power Processing Unit, PPU) 等组成, 推力 $74\mu\text{N}$, 比冲超过 1150s, 系统功率 1.5~2W, 质量小于 100g^[27]。

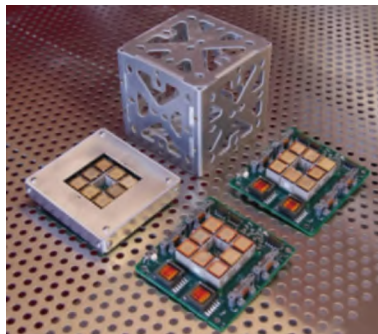


图 5 0.2U 电喷推进系统模块

Fig 5 0.2U module of electro spray propulsion system

2015 年, 电喷推力器芯片在 Aerocube 8 立方星上实现了首次空间飞行。截至 2020 年, 第三代 iEPS 推力器尚在研制过程中, 其研制重点是防止离子液体对发射体的过早润湿, 以及通过增加电润湿阀实现对推进剂流量的调节。

近年来, MIT 主要开展提升推力密度以及改进推力器结构以提高可靠性的研究工作。推力密度提升可从两方面开展, 一是提升单位面积的发射体数量, 二是提高离子的喷出量和喷出速度 (或比冲)。由于制备工艺的限制, 单位面积的发射体数量难以大幅提升, MIT 主要针对后者开展研究。离子的喷出量和喷出速度直接体现在发射电流上, 发射电流 I 可由式 (1) 获得

$$I \approx \left(\frac{32\pi K \gamma^2}{\epsilon_0^2 E^{*3}} \right) \frac{\epsilon}{(\epsilon - 1)^2} \quad (1)$$

式中, K 为推进剂电导率; γ 为表面张力系数; ϵ_0 为真空介电常数; ϵ 为推进剂介电常数; E^* 为发射电流的临界电场强度。

可见, 发射电流近似与推进剂的电导率、表面张力的平方成正比^[28-29]。由于改变表面张力系数不利于推进剂的毛细输运, 改变电导率是提高发射电流最为直接的方法。因此, MIT 开展了通过提高推进剂电导率, 以提高推力密度和比冲的技术研究。直接研究一种新型离子液体推进剂难度较大, MIT 首先考虑在常用推进剂中加入常规胶体电喷推进的方法, 即在有机液体中添加溶质以改变电导率。在 EMI-BF₄ 离子液体推进剂中添加用于改变电导率及降低离子质量的锂盐 LiBF₄, 发现混合溶液的表面张力系数随浓度增加而减小, 电导率随浓度增加先减小再增大, 在 15% 质量比时达到最大后又开始减小。虽然通过飞行时间法测得, 当浓度为 27% 质量比时, 推力器效率提升约 2%, 比冲提升约 27%, 但没有达到提高推力密度的目标, 因此需要进一步寻找合适的推进剂。MIT 针对目前常用的 EMI-Im 和 EMI-BF₄ 离子液体的电导率约为 1S/m 的问题, 探索采用电导率达到 10S/m 的 1-乙基-3-甲基咪唑氟氢酸盐 (EMI-(HF)_{2.3}F) 和 13.1S/m 的三甲基磺酸氟氢铵 (S₁₁₁-(HF)_{1.9}F) 作为推进剂, 但发现在真

空中这两种推进剂容易结晶而无法使用, 因此以电导率为 1.46S/m (25℃) 的 1-乙基-3-甲基咪唑三氟 (三氟甲基) 硼酸盐 (EMI-CF₃BF₃) 作为溶剂, 添加上述两种离子液体形成溶液。研究表明, 25% S₁₁₁-(HF)_{1.9}F 的溶液, 在 700~2000V 电压时, 比冲提升了约 1200~2000s (图 6)。虽然相对于纯的 EMI-CF₃BF₃, 25% S₁₁₁-(HF)_{1.9}F 的溶液密度有所降低, 但总的来说, 相同电压下, 25% S₁₁₁-(HF)_{1.9}F 的溶液推力密度还是得到了提升。

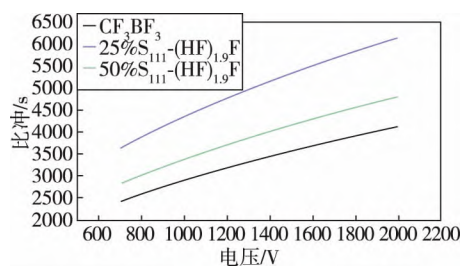
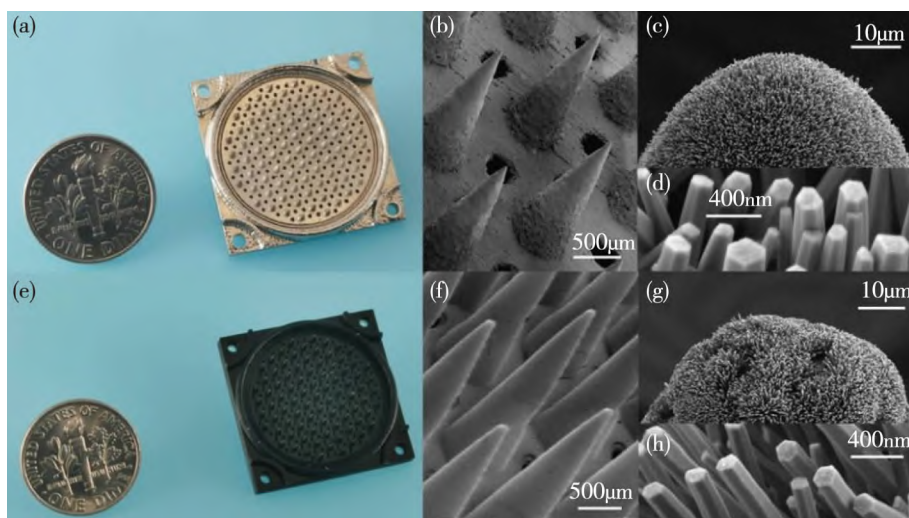


图 6 采用三种不同配方的推进剂时比冲随电压的变化情况
Fig 6 The variation of specific impulse with voltage when using three different propellant formulations

此外, MIT 的 Velásquez-García 充分利用 3D 技术和纳米技术的进步, 开展了 3D 打印电喷推力器发射体 (图 7) 和栅极研究, 利用水热生长法在 3D 打印发射体上生长氧化锌纳米管实现推进剂输运, 从而改善离子发射^[30-32]。项目组开展了耐温性



(a) 3D 打印不锈钢发射体; (b) 不锈钢发射针; (c) 生长了氧化锌纳米管的不锈钢发射针头部; (d) 不锈钢发射针头部的氧化锌纳米管; (e) 3D 打印聚合物发射体; (f) 聚合物发射针; (g) 生长了氧化锌纳米管的聚合物发射针头部; (h) 不锈钢发射针头部的氧化锌纳米管

图 7 MIT 的 3D 打印电喷推力器发射体部件

Fig 7 3D printed electro spray thruster emitter part developed by MIT

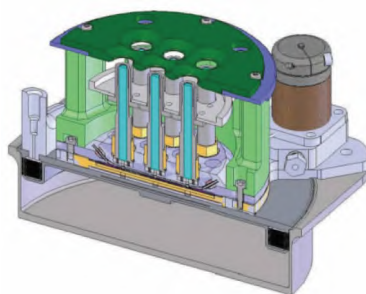
较好的结合剂黏接 3D 打印 316L 不锈钢发射体和成本较低的数字光投影 3D 打印聚合物发射体制备。氧化锌纳米管直径约 150nm。试验表明,采用 1、7、19 个发射针聚合物发射体的电喷推力器的起始工作电压约 4000V。本研究的亮点是在发射体上生长了碳纳米管,项目组通过质谱法测试,证明实现了全离子发射状态,推测与纳米管有关,但尚不清楚具体原因。

MIT 的科研成果在 N. Bailey 和 L. Perna 的努力下,以 Accion System 公司为载体,正在开展产业化工作^[33-34],实现了科研成果的商业化,非常有利于电喷推进技术的良性发展。

3.1.2 Busek 公司主攻大推力和宽调节

Busek 公司作为美国具有代表性的创新推进技术公司,将电喷推进作为其主要业务方向之一。Busek 公司针对电喷推进的大推力和宽调节需求,大力发展采用平面多孔材料发射体或窄缝发射体的基于常规制备方法的电喷推进技术以及被动和主动推进剂供应技术,形成了多款电喷推进样机,并率先实现了电喷推力器在正式型号上的成功应用。Busek 公司在 2000 年左右开始电喷推进技术研究^[35],形成了系列化电喷推力器产品,在研产品最大推力达到 20mN,可支撑一系列立方体卫星和引力波探测器等空间任务。

平面多孔材料发射体或窄缝发射体有利于增大发射面积,从而实现较大的推力、较小的尺寸,但缺点是需要较高的工作电压。Busek 公司在推力 200 μ N、比冲 250~1000s 的单平面发射体电喷推力器研究的基础上,进一步开展了 1mN 平面发射体电喷推力器技术研究^[36]。Busek 公司研制的最大推力为 1mN 的 9 平面发射体的电喷推力器模块,由推力器和推进剂贮供系统构成,结构如图 8 所示。模块功率<9W,额定推力 0.7mN,最大推



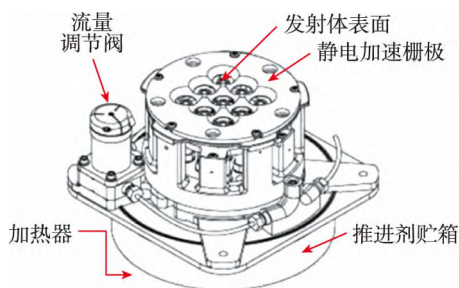
(b) 模块剖面图

图 8 Busek 公司的 9 发射体 1mN 电喷推力器模块

Fig 8 1mN electro-spray thruster module with 9 emitters developed by Busek Company

力 1mN,额定比冲 800s,比冲调节范围 400~1300s,总冲 675N·s,最高栅极电压 10kV,模块质量 1.15kg,推进剂为 EMI-Im 离子液体,体积约 50mL,推力器采用推进剂主动供液技术,由膜盒贮箱和流量控制阀控制微流量推进剂。

基于 1mN 电喷推力器模块,Busek 公司改进研制了 5~30 μ N 宽范围可调、额定比冲 240s 的电喷推力器及其 4 机组模块(图 9)^[37]。2 台模块应用在 2015 年 12 月 3 日发射的 LISA Pathfinder 探测器上,其推力调节性能和噪声均满足任务要求,且噪声性能优于探测器上的冷气推力器。1 台 4 机组模块由 4 台电喷推力器头部、4 套推进剂供应系统、4 个功率处理单元、1 个阴极和 1 个数字控制接口单元组成。每台 4 机组模块质量为 14.8kg,最大功率分别为 24.6W 和 25.4W。通过控制推力器头部束流电压(2000~8000V)和推进剂流量,实现束流电流(2.25~5.40 μ A)的精确控制,获得优于 0.1 μ N 的推力分辨率和 0.1 μ N/Hz^{0.5} 的推



(a) 模块组成



图 9 由 4 台 1mN 电喷推进模块组成的 4 机组模块

Fig 9 Schematic diagram and physical objects of 4-thruster module composed of 4 1mN electro-spray propulsion modules

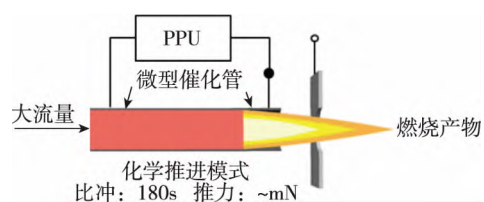
力噪声。针对后续 LISA 任务对总冲要求大幅提升的问题, Busek 公司正在开展改进设计工作。

针对微小卫星需求, Busek 公司在 2015 年左右开始了 BET-300-P 被动供液电喷推力器的研究。该推力器推力调节范围 $5 \sim 150 \mu\text{N}$, 推力分辨率 $0.4 \mu\text{N}$, 推力噪声优于 $0.01 \mu\text{N}/\text{Hz}^{0.5}$ ($10\text{mHz} \sim 10\text{Hz}$)^[38]。2020 年, 该推力器开展了环境试验和 461h 的寿命验证试验, 总冲达 $91.8\text{N} \cdot \text{s}$ 。

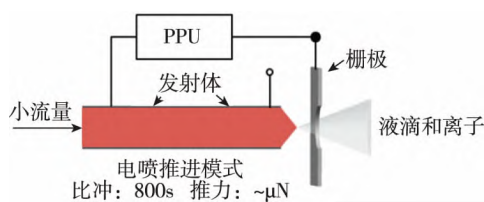
针对中小型卫星需求, Busek 公司开展了 20mN 推力的大推力多模式电喷推力器的研发工作, 推力器样机采用 9 条多孔材料平面发射体, 设计功率 100W, 最大推力时比冲 $800\text{s}^{[39-40]}$ 。该推力器将是小功率霍尔和离子推力器的强劲对手。

3.1.3 密苏里科技大学主攻化电双模微推进

针对微小卫星体积小, 很难同时装备推力较大的化学推进和比冲较高的电推进的问题, 密苏里科技大学的 J. L. Rovey 等提出了采用含能液体推进剂, 实现化学微推进和电喷推进的化电双模微推进思路^[41], 并在 NASA 和美国空军研究实验室等的支持下开展研究工作^[42]。图 10 所示为化电双模微推进原理图, 工作在化学推进模式时, 推进剂流量较大, 通过催化使推进剂燃烧并喷出, 产生 mN 级的较大推力, 比冲较低; 工作在电喷推进模式时, 推进剂流量较小, 通过电喷推进原理工作, 产生 μN 级的推力, 比冲较高。



(a) 化学推进模式



(b) 电喷推进模式

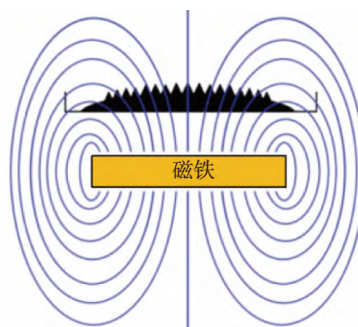
图 10 化电双模微推进原理图

Fig 10 Schematic diagram of chemical-electric dual-mode micro propulsion

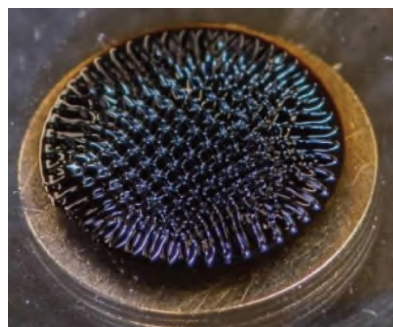
J. L. Rovey 项目组开展了结构设计、推进剂配方、化学推进催化剂^[43]、燃烧速率^[44]、电喷束流粒子成分^[45]等的研究, 利用铈等催化剂实现了添加 BMI-NO₃ 或 EMI-EtSO₄ 离子液体的硝酸羟胺 (Hydroxylammonium Nitrate, HAN) 推进剂的催化点火。采用 EMI-EtSO₄/HAN 混合溶液, 实现了电喷推进模式, 在 0.19nL/s 的低流量下比冲达到 412s, 相应电压 3400V, 推力 $1.08 \mu\text{N}$, 功率 $2.22\text{mW}^{[46]}$ 。理论分析表明, 通过优化推进剂供应系统和发射体设计, 电喷推进模式比冲可超过 1000s。

3.1.4 密歇根理工大学主攻铁磁流体成型发射体新型电喷推进

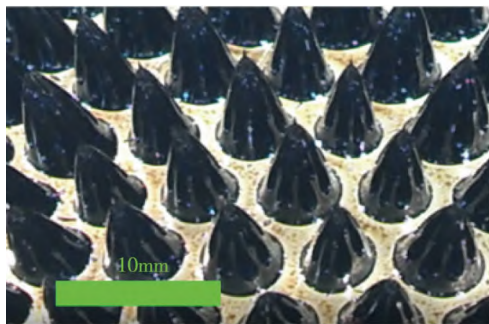
针对传统电喷推进发射体均为固体结构, 制备难度高, 工作时不可避免地存在电极烧蚀、通道堵塞等问题, 密歇根理工大学 L. B. King 等在 2013 年提出了采用铁磁流体在磁场中的罗森茨维格不稳定原理, 形成基于流体成型发射体的新型电喷推进技术^[47]。图 11 所示为铁磁流体在磁场作用下形成锥状凸起阵列原理图及其阵列局部照片。当罗森茨维格不稳定性产生的力与液体表面张力平衡时, 液体表面将形成锥状凸起阵列, 该阵列可作为电喷推进的发射体。



(a) 原理图



(b) 整体



(c) 局部

图 11 铁磁流体在磁场作用下形成锥状凸起阵列原理图及其阵列照片

Fig 11 Schematic diagram and photos of cone convex array formed by ferrofluid under the action of magnetic field

项目组开展了铁磁离子液体 (Ionic Liquid Ferrofluid, ILFF) 配方、束流粒子成分、贮存结构、发射体阵列调控、推力器构型^[48-49]、推进剂供给方式^[50]和建模分析^[51]等研究,实现了流体成型单发射体、发射体阵列以及电喷推进性能测试,在电压 3.72kV、磁场强度 388Gs、流量 26.6ng/s 时,获得了 0.38 μ N 推力和 1455s 比冲。同时发现,单发射体铁磁流体电喷推力器产生的推力比 MIT 的 iEPS 电喷推力器高 1 个量级。

3.2 瑞士

在瑞士,主要是洛桑联邦理工大学的空间微系统技术实验室在开展电喷推进技术研究,主要研究人员为 S. Dandavino、H. Shea 和 D. G. Courtney。2012 年,开展了基于硅基材料的电喷推力器芯片的制备技术、工作模式、试验技术等研究^[52],形成了具有 19 个发射体的硅基电喷推力器芯片样机(图 12),发射体高度 70 μ m,内径 5 μ m,试验成功验证了毛细作用推进剂输运和点火,最高工作电压 739V,发射电流超过 0.2 μ A,证明了方案的可

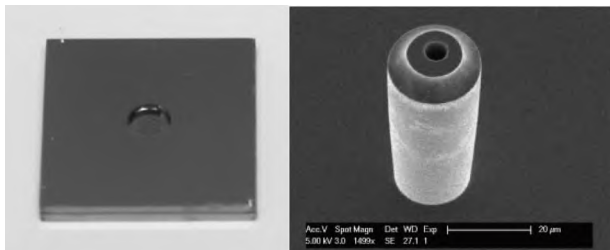


图 12 19 个发射体的硅基电喷推力器芯片及单个发射体

Fig 12 19-emitter silicon based electro-spray thruster chip and its single emitter

行性。

在欧空局的支持下,项目组开展了基于多孔材料刀片发射体阵列的电喷推进技术及其在采用 EMI-BF₄ 和 EMI-Im 等不同离子液体推进剂时推力、比冲等性能测试技术研究,比较了直接和间接性能测试方法^[53]。刀片发射体采用 Duran 集团的 P5 级、直径 1cm、厚 3mm 的多孔玻璃过滤片作为原材料,通过铣削加工成型(图 13)。采用 EMIIm 推进剂,功率 0.1~0.8W 时,推力 5~50 μ N,0.5W 时比冲约 1500s,效率约 50%;采用 EMI-BF₄ 推进剂,功率 0.2~0.7W 时,推力 7~25 μ N,20 μ N 时比冲约 3260s,效率约 65%。

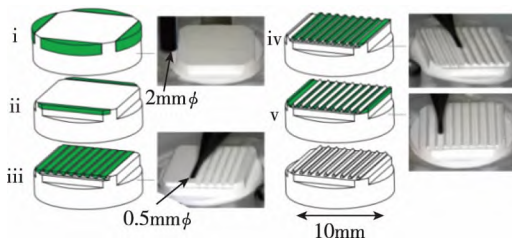


图 13 刀片发射体阵列制备过程

Fig 13 Preparation process of blade emitter array

3.3 英国

在英国,主要是伦敦玛丽王后大学开展基于硅基 MEMS 工艺的电喷推进技术研究,攻克了硅基 MEMS 电喷推力器结构设计、制备工艺等关键技术,开展了点火试验研究^[54],与萨里大学合作开展了基于纳卫星的试验技术研究^[55]。研制的试验样机在电压 7.3~8.6kV,流量 54~151nL/s 时,单发射体的发射电流为 290~430nA。2012 年,伦敦玛丽王后大学与瑞士洛桑联邦理工大学合作研制了 19 发射体硅基电喷推力器^[56]。2018 年,发表了电喷射流分裂机理研究成果^[57]。

4 发展趋势分析

通过对国外电喷推进发展情况的分析,总结出如下发展趋势。

1) 深入开展机理研究,不断推动原始创新,提升电喷推进的性能、可靠性和制备效率。如 MIT 开展新型推进剂研制和应用研究,大幅提升比冲;Busek 公司开展 20mN 电喷推力器研制,刷新电喷推力器的推力上限;美欧都面向有利于大幅提高效率的电喷推力器芯片,开展了硅基电喷

推力器设计和制备工艺的研究工作,将大幅提升电喷推力器的制备效率。

2) 模块化、批产化、预包装是实现工程应用的必然选择。电喷推进主要应用在对周期、质量、尺寸和成本有严格要求的微小卫星领域,必须通过设计理念创新,采取不同于传统空间推进的研制思路,实现推进系统的模块化、制备的批产化、推进剂的预先包装等,从而为电喷推进广泛应用奠定基础。

3) 化电双模推进是实现微小卫星高性能高效率推进系统的重要途径。电喷推进推力小,难以实现某些微小卫星的快速变轨需求,而基于电喷推进本身采用的离子液体基推进剂,可实现推力较大的化学推进,从而使一套微推进系统既能实现较大推力,又能实现较高比冲。

4) 流体成型发射体电喷推进为长寿命提供了技术途径。传统电喷推进的发射体,如毛细管发射体、外润湿发射体、多孔材料发射体,均依靠固体结构实现推进剂的输运和电场积聚,工作过程中不可避免地会产生腐蚀、堵塞等问题。通过磁场等实现不需要固体发射体的流体成型发射体,为实现电喷推进的长寿命提供了一种可行的技术途径。

5) 性能和寿命快速评估手段不断丰富。电喷推进存在的 μN 级推力、 kV 量级电压、推进剂被动输送等特点,使其性能和寿命评估困难重重。各研究团队提出了直接性能测试和间接性能测试方法并在不断完善,以推动电喷推力器测试技术的发展。

5 结束语

电喷推进作为一种高性能微推进技术,经过多年的发展,其工作机理已基本明晰,并在持续不断地深入研究,成功实现了引力波探测器等极高要求的在轨应用。国内的上海空间推进研究所、兰州空间技术物理研究所、北京控制工程研究所、北京机械设备研究所、上海交通大学、北京航空航天大学、北京理工大学和西北工业大学等多个单位和高校均在开展电喷推进技术研究,取得了大量科研成果,形成了多款样机,北京机械设备研究所和北京航空航天大学研制的电喷推力器已实现空间飞行。为了进一步促进国内电推进的发展,提出如下建议:

1) 加强电喷推进技术规划和总体牵引,提高研究的针对性,缩短成果应用时间;

2) 加强业内沟通与交流,鼓励提出不同电喷推进方案和途径,实现差异化发展,为电喷推进技术发展、原始创新和外延拓展积聚力量;

3) 加强产学研合作,实现电喷推进科研成果的快速转化和可靠应用,实现良性发展;

4) 加强电喷推进性能测试与寿命评估技术研究,逐步统一测试方法,完善测试手段,建立第三方测试评估机构,实现不同产品的可靠测试与评估。

参考文献 (References)

- [1] ADAMS A. An investigation of Nafion electrospray emitter tips [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2018.
- [2] MARTINEZ-SANCHEZ M, LOZANO P. Session 20: electrospray propulsion [EB/OL]. https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-522-space-propulsion-spring-2015/lecture-notes/MIT16_522S15_Lecture20.pdf, 2015.
- [3] BATES C L. Characterization of fluorohydrogenated ionic liquids for use in the ion electrospray propulsion system [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2016.
- [4] KIDD P W, SHELTON H. Life test (4350 hours) of an advanced colloid thruster module [C] // Proceedings of AIAA 10th Electric Propulsion Conference. Lake Tahoe, USA: AIAA, 1973: 1078.
- [5] ARESTIE S M. Porous material and process development for electrospray propulsion applications [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2014.
- [6] BOST A C L. Materials for small-scale space propulsion systems [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2017.
- [7] Space Propulsion Laboratory. Aerocube 8 C&D launch: MIT SPL's electrospray propulsion in space [EB/OL]. <http://spacepropulsion.mit.edu/news/aerocube-8-cd-launch-mit-spls-electrospray-propulsion-space>, 2016.
- [8] MARIE J, VEGA T, MILLIGAN D, et al. In-orbit experience of the Gaia and LISA Pathfinder cold gas micro-propulsion systems [C] // Proceedings of 2018 SpaceOps Conferences, Marseille, France: AIAA, 2018: 2716.
- [9] ZELENY J. On the conditions of instability of electrified drops, with applications to the electrical discharge from liquid points [J]. Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, 1916, 18: 71-83.
- [10] ZELENY J. Instability of electrified liquid surfaces [J]. Physical Review, 1917, 10 (1): 1-6.
- [11] KROHN V E. Liquid metal droplets for heavy particle pro-

- pulsion [C] // Proceedings of ARS Electrostatic Propulsion Conference, Monterey, USA: Academic Press, Inc., 1960: 73-80.
- [12] JACKSON F A, ZAFRAN S, BEYNON J C, et al. Colloid advanced development program [EB/OL]. <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA026723>, 1972.
- [13] JACKSON F A, ZAFRAN S, BEYNON J C, et al. Colloid advanced development program. appendixes [EB/OL]. <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA026724>, 1972.
- [14] MIT Technology Review. Entrepreneurs [EB/OL]. <https://www.technologyreview.com/innovator/natalya-bailey/>, 2018.
- [15] FENN J B, MANN M, MENG C K, et al. Electrospray ionization for mass spectrometry of large biomolecules [J]. Science, 1989, 246: 64-71.
- [16] LENGUITO G, MORA J F, GOMEZ A. Variable thrust/specific-impulse of multiplexed electrospray microthrusters [C] // Proceedings of 2013 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, USA: IEEE, 2013: 1-8.
- [17] STARK J, STEVENS B, ALEXANDER M. Fabrication and operation of micro-fabricated colloid thruster arrays [C] // Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, USA: AIAA, 2003.
- [18] DANDAVINO S, ATAMAN C, CHAKRABORTY S, et al. Progress towards a miniaturized electrospray thruster for propulsion of small spacecraft [C] // Proceedings of 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Atlanta, USA: AIAA, 2012.
- [19] KENT B, STARK J, STEVENS B, et al. The use of colloid thrusters for nano satellites [C] // Proceedings of 4th International Spacecraft Propulsion Conference, Cagliari, Italy: ESA Publications Division, 2004.
- [20] COURTNEY D G, SHEA H, DANNENMAYER K, et al. Charge neutralization and direct thrust measurements from bipolar pairs of ionic electrospray thrusters [J]. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 55 (1): 54-65.
- [21] MEYER M, JOHNSON L, PALASZEWSKI B, et al. In-space propulsion systems roadmap-technology aera 02 NASA [EB/OL]. http://www.nasa.gov/pdf/501329main_TA02-ID_rev3-NRC-wTASR.pdf, 2010.
- [22] COOK R, NABITY J A, DAILY J W. Characterizing propellants for variable-thrust/specific impulse colloid thrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33 (6): 1325-1331.
- [23] COFFMAN C S. Considerations for a multi-modal electrospray propulsion system [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2012.
- [24] LOZANO P. Fully scalable porous metal electrospray propulsion [EB/OL]. <https://apps.dtic.mil/sti/citations/ADA567126>, 2012.
- [25] COFFMAN C S, COURTNEY D G, HICKS F M, et al. Progress toward a variable specific impulse electrospray propulsion system [C] // Proceedings of 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, USA: AIAA, 2011.
- [26] MACARTHUR J V. Material and fabrication developments in the ion-electrospray propulsion system [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2020.
- [27] KREJCI D, LOZANO P. Scalable ionic liquid electrospray thrusters for nanosatellites [C] // Proceedings of 39th Annual AAS GNC Conference, Breckenridge, USA: Univelt Inc., 2016.
- [28] BATES C L. Characterization of fluorohydrogenated ionic liquids for use in the ion electrospray propulsion system [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2018.
- [29] MORENO M R A. Ionic liquid and lithium salt mixtures as ionic sources [D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2020.
- [30] HAM B. Nanosatellite thruster emits pure ions [EB/OL]. <https://news.mit.edu/2021/nanosatellite-thruster-emits-pure-ions-0121>, 2021.
- [31] HANAPHY P. MIT scientists develop fully-3D printed ion-powered nanosatellite thruster [EB/OL]. <https://3dprintingindustry.com/news/mit-scientists-develop-fully-3d-printed-ion-powered-nanosatellite-thruster-183206/>, 2021.
- [32] MELO-MÁXIMO D V, VELÁSQUEZ-GARCÍA L F. Fully additively manufactured, nanostructured, miniature ionic liquid electrospray sources [C] // Proceedings of IEEE 33rd International Conference on MEMS, Vancouver, Canada: IEEE, 2020: 598-601.
- [33] BAILEY N [EB/OL]. <https://entrepreneurship.mit.edu/profile/natalya-bailey-2/>.
- [34] PERNA L [EB/OL]. <https://entrepreneurship.mit.edu/profile/louis-perna/>.
- [35] GAMERO-CASTAÑO M, HRUBY V. Electrospray as a source of nanoparticles for efficient colloid thrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (5): 977-987.
- [36] SPENCE D, DEMMONS N, ROY T. A compact low-power high-isp thruster for microsatellites [C] // Proceedings of 22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, USA: AIAA, 2008.
- [37] ZIEMER J K, MARRESE-READING C M, ARESTIE S M, et al. Incorporating lessons learned into LISA colloid microthruster technology development [C] // Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, USA: AIAA, 2019.
- [38] FEDKIW T, WOOD Z, DEMMONS N, et al. Environmental and lifetime testing of the BET-300-P electrospray thruster [C] // Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, Virtual Conference Online, USA: AIAA, 2020.

- [39] 20mN, variable specific impulse colloid thruster, Phase II [EB/OL]. <https://techport.nasa.gov/view/9310>.
- [40] NNX11CE20P-20mN, variable specific impulse colloid thruster [EB/OL]. <https://techport.nasa.gov/file/13833>.
- [41] BERG S P, ROVEY J L. Dual-mode propellant properties and performance analysis of energetic ionic liquids [C] // Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, USA; AIAA, 2012.
- [42] BERG S P. Design and development of a multi-mode monopropellant electro spray micropropulsion system [D]. Rolla, USA; Missouri University of Science and Technology, 2015.
- [43] BERG S P, ROVEY J L. Ignition evaluation of monopropellant blends of HAN and imidazole-based ionic liquid fuels [C] // Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville, USA; AIAA, 2012.
- [44] MUNDAHL A J, BERG S P, ROVEY J L. Linear burn rates of monopropellants for multi-mode micropropulsion [C] // Proceedings of 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, USA; AIAA, 2016.
- [45] WAINWRIGHT M J, ROVEY J L, MILLER S W, et al. Electro spray mass spectroscopy of a HAN-based monopropellant [C] // Proceedings of AIAA Propulsion and Energy Forum, 2018 Joint Propulsion Conference. Cincinnati, USA; AIAA, 2018.
- [46] BERG S P, ROVEY J L. Electro spray of an energetic ionic liquid monopropellant for multi-mode micropropulsion applications [C] // Proceedings of 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Orlando, USA; AIAA, 2015.
- [47] JAIN N, EDMOND I V, KING L B, et al. Ionic liquid ferrofluid electro spray with EMIM-NTf₂ and ferrofluid mode studies with FerroTec EFH-1 in a non-uniform magnetic field [C] // Proceedings of 33rd International Electric Propulsion Conference. Washington, D. C., USA; IEPC, 2013.
- [48] TERHUNE K J, KING L B, HAUSE M L, et al. Species measurements in the beam of an ionic liquid ferrofluid electro spray source [C] // Proceedings of 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, USA; AIAA, 2014.
- [49] MEYER E J. Development of an ionic liquid ferrofluid electro spray source and mode shape studies of a ferrofluid in a non-uniform magnetic field ferrofluid [D]. Houghton, USA; Michigan Technological University, 2014.
- [50] TERHUNE K J. Influence of magnetic nanoparticles and magnetic stress on an ionic liquid electro spray source [D]. Houghton, USA; Michigan Technological University, 2017.
- [51] JACKSON B. Meniscus modeling and emission studies of an ionic liquid ferrofluid electro spray source emitting from a magneto-electric instability [D]. Houghton, USA; Michigan Technological University, 2018.
- [52] ATAMAN C, DANDAVINO S, SHEA H. Wafer-level integrated electro spray emitters for a pumpless microthruster system operating in high efficiency ion-mode [C] // Proceedings of IEEE International Conference on MEMS. Paris, France; IEEE, 2012.
- [53] COURTNEY D, DANDAVINO S, SHEA H. Comparing direct and indirect thrust measurements from passively fed and highly ionic electro spray thrusters [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 32 (2): 392-407.
- [54] STARK J, STEVENS B, ALEXANDER M. Fabrication and operation of micro-fabricated colloid thruster arrays [C] // Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, USA; AIAA, 2003.
- [55] STARK J, KENT B, ALEXANDER M, et al. An experimental colloid thruster package for nano satellites [C] // Proceedings of 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, USA; AIAA, 2004.
- [56] DANDAVINO S, ATAMAN C, CHAKRABORTY S, et al. Progress towards a miniaturized electro spray thruster for propulsion of small spacecraft [C] // Proceedings of 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, USA; AIAA, 2012.
- [57] ISMAIL A S, YAO J, XIA H H, et al. Breakup length of electrified liquid jets; scaling laws and applications [J]. Physical Review Applied, 2018 (10): 064010.