离子液体电喷推力器工作机理研究进展

陈宇翔,程玉峰,张金瑞,张广川,汤海滨,王伟宗
(北京航空航天大学 宇航学院,北京 102206)

摘　要: 离子液体电喷推力器易于小型化,具有比冲高、推力精度高的特点,适用于微小卫星、太空引力波探测等领域,具有较大发展潜力。对电喷工作机理的认识与研究,不仅能够促进离子液体电喷推力器在工程中的应用,同时也为未来的进一步发展奠定基础。基于此,本文首先回顾了电喷推力器的发展历程及现状;其次以离子液体电喷推力器3个基础工作过程为出发点,对其锥射流形成及发射机理、束流模式及引出特性、羽流自中和机制进行了基础理论介绍与研究现状的总结;最后对离子液体电喷推力器未来的工作机理研究方向和工程应用发展方向提出展望。

关键词: 电推进;电喷推力器;离子液体;工作机理;锥射流

中图分类号: V 439.4　　**文献标志码:** A　　**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2024.03.014

引用格式: 陈宇翔,程玉峰,张金瑞,等.离子液体电喷推力器工作机理研究进展[J].上海航天(中英文),2024,41(3):130-142,149.

Research Progress on the Working Mechanism of Ionic Liquid Electrospray Thrusters

CHEN Yuxiang, CHENG Yufeng, ZHANG Jinrui, ZHANG Guangchuan, TANG Haibin, WANG Weizong
(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 102206, China)

Abstract: Ionic liquid electrospray thrusters are easy to miniaturize, and have the characteristics of high specific impulse and precise thrust accuracy. They are suitable for small satellites, space gravitational wave detection, etc., and possess great potential for development. The understanding and study on the working mechanism of electrospray not only are supportive of the engineering applications of ionic liquid electrospray thrusters, but also lay a foundation for their further development in the future. Therefore, in this paper, the research progress of the working mechanism of ionic liquid electrospray thrusters is overviewed. First, the development history and current situation of electrospray thrusters are reviewed. Then, taking the three basic working processes of ionic liquid electrospray thrusters as the starting point, the basic theories and research status of the cone jet formation and emission mechanism, the beam modes and extraction characteristics, and the plume neutralization mechanism are introduced and summarized. Finally, prospects are proposed for ionic liquid electrospray thrusters on the future research direction of their working mechanism and the development directions of their engineering applications.

Key words: electric propulsion; electrospray thruster; ionic liquid; working mechanism; conical jet

0　引言

近年来,随着微机电加工技术的进步,航天器小型化成为一大趋势,微小卫星应运而生,并逐渐成为航天领域重点研究方向之一。与常规尺寸卫星相比,微小卫星具有研制周期短、生产成本低、发射灵活、可编队组网等优点,在遥感、通信等领域有着广泛的应用潜力[1]。2010年后,微小卫星的发射数量呈井喷式增长,完成了从教育科研工具向工业产品的

收稿日期: 2024-04-09; **修回日期:** 2024-04-30

基金项目: 国家自然科学基金(52277133);沈元学院卓越研究基金(230123101)

作者简单: 陈宇翔(2001—),男,硕士生,主要研究方向为航天器空间电推进原理及其应用。

通信作者: 王伟宗(1984—),男,教授,博士,主要研究方向为航天器空间电推进原理及其应用、航天发动机状态监测与故障诊断、等离子体空间能源转化与物质利用等。

转变。SpaceX公司的星链计划，旨在通过大量小型卫星组成的互联网星座提供全球移动宽带，截至2024年3月在轨的星链卫星总数已突破6 000颗[2]，全球客户数量达到260万，其在民用与军事通信领域均已展现出了较大价值。我国自2000年左右开始探索微小卫星发展道路，并将其应用在经济建设、国防军事、科学探测等国家重大战略需求领域。

受自身大小限制，微小卫星要求其推进系统体积小、质量轻、功耗低。传统的化学推进虽然能提供较大的推力，但需要复杂的推进剂贮供系统并携带大量推进剂，难以小型化。电推进消耗推进剂少，且安全性更高，相较化学推进更适用于微小卫星。然而电推进技术中较为常用的离子推力器和霍尔推力器在小型化过程中会遇到壁面侵蚀速率大、所需约束磁场强度大等问题[3]。相比之下，离子液体电喷推力器易于小型化，具有比冲高、推力精度高的优点，是微小卫星推进的优选方案之一。此外，离子液体电喷推力器也可满足太空引力波探测卫星的高精度姿态控制、无拖曳控制等任务需求[4]。

目前，国内外有关离子液体电喷推力器的研究发展迅速，而对电喷推力器工作机理的研究，可对电喷推力器的工程化应用提供理论支撑和技术指导，是电喷推力器发展中必不可少的一环。本文旨在对离子液体电喷推力器的工作机理研究进行总结，为我国离子液体电喷推进的发展提供参考。本文首先对离子液体电喷推力器的研究背景及工程应用进展进行介绍；其次，重点对离子液体电喷推力器的锥射流形成及演化机理、束流模式与引出特性及羽流自中和机制等科学研究进展进行总结；最后，在此基础上对离子液体电喷推力器的发展进行展望。

1　工程应用进展

1914年，电喷现象首次被ZELENY[5]发现，由此拉开了电喷研究的序幕。典型电喷装置主要由供给系统、发射极和抽取极3部分组成，如图1所示。在抽取极和发射极间施加足够大的电压，产生的强电场就会导致液面带电并在电场力作用下形变为泰勒锥，泰勒锥顶部液面电场强度最大，此处电场从导电液体中抽取离子或以射流破碎形式抽取带电液滴，并加速发射产生推力。

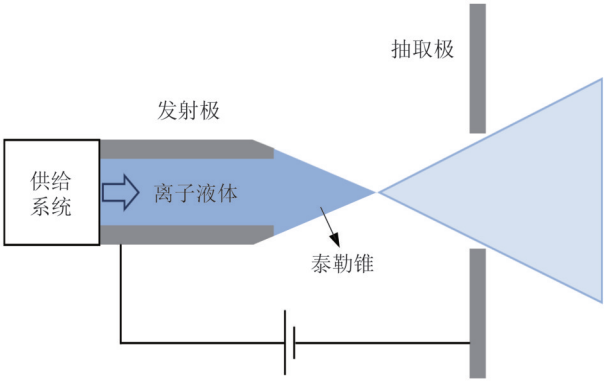


图1　离子液体电喷推力器工作原理

Fig. 1　Working principle of ionic liquid electrospray thrusters

最早将电喷现象应用于推力器设计的研究可追溯到20世纪60年代[6-7]，此时的电喷推力器主要采用有机胶体溶液（如碘化钠/甘油溶液）作为推进剂，因此电喷推力器当时也被称为胶体推力器[8]。然而，有机胶体溶液电导率低（<0.1 S/m），需要在抽取极板和发射极间施加极高的电压（>10 kV）才能保证推力器正常工作，不利于在卫星上使用[9]。此外，同期的离子推力器与霍尔推力器发展迅猛，与之相比，电喷推力器丧失了优势，相应的研究也逐渐减少。

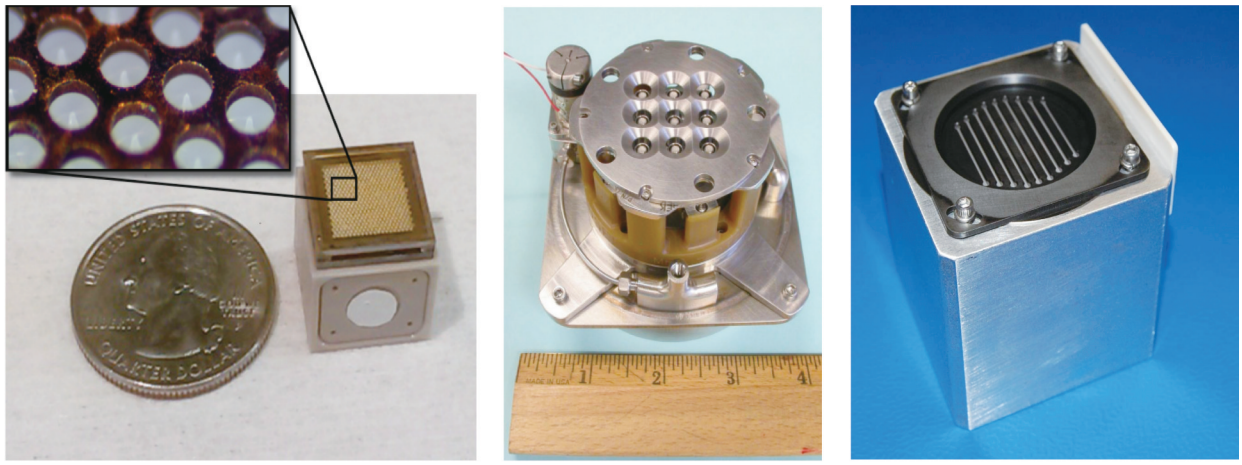
到了20世纪90年代，微小卫星的出现激发了对电喷推力器的需求，使得电喷推力器重新步入人们的视野。1995年，莫斯科国家航空研究所的MALYSHEV等[10]提出将电喷推力器用于微小卫星的设想，并设计了一款功率为30 W、寿命达2 800 h的电喷推力器。此外，新型溶液的出现进一步推动了电喷技术的进步。20世纪末，一种在室温下呈现液态的新型熔融盐被合成，名为离子液体。离子液体完全由阴阳离子组成，具有较高的电导率（~1 S/m），与传统的胶体电喷推力器相比，工作电压可由10千伏级降低至千伏级[11]，改变了以往电喷推力器难以在卫星上应用的困境[9]。此外，离子液体蒸汽压极低，暴露在真空中时不易蒸发[12]。上述优点极大地促进了电喷推力器在微小卫星中的应用和发展。

此后，离子液体电喷推力器步入发展的快车道。目前，国外麻省理工学院（Massachusetts Institute of Technology，MIT）、耶鲁大学（Yale Univeristy）、Busek公司等数家单位积极投入到离子液体电喷推力器样机的开发中，取得了丰硕成果。

麻省理工学院空间推进实验室较早开展了被动型(包括外部浸润型和多孔介质型)离子液体电喷推力器的研究,取得了一系列重要研究成果。2007年,MIT的GASSEND[13]设计加工了一种包含502个针尖的外部浸润型离子液体电喷推力器,其比冲约3 000 s,推力13 μN,推力密度为0.15 N/m^2。2011年以后,MIT的多位研究人员先后使用金属[14-15]和玻璃[16-18]材料加工了阵列式的多孔介质型离子液体电喷推力器,其中多孔玻璃电喷推力器(ion Electrospray Propulsion System, iEPS)使用1-乙基-3-甲基咪唑四氟硼酸盐(EMI-BF_4)作为推进剂,单模块比冲为1 150 s,最大推力12.5 μN。

除被动型外,毛细管型(主动型)也是离子液体电喷推力器的常见构型,一般情况下,毛细管型电喷推力器的比冲相对较小,但推力更大。2014年,耶鲁大学的LENGUITO等[19]研制了一种毛细管型离子液体电喷推力器,其以离子液体硝酸乙铵(EAN)作为推进剂,发射极采用不同毛细管数量(7~91)的阵列,其中毛细管数37的样机比冲范围为710~1 870 s,推力范围为7.3~31.1 μN。

2015年,由Busek公司[4,20]研制的CMNT(Colloid Micro-Newton Thrusters)离子液体电喷推力器搭载在LISA探路者号上升空,并成功完成在轨验证,标志着离子液体电喷推力器实现了由原理样机向工程应用的转变。CMNT单台推力器的推力调节范围为5~30 μN,推力调节精度≤0.1 μN,可正常工作超过2 400 h。在CMNT之后,以MIT的iEPS与Busek公司的BET-300P[21]型离子液体电喷推力器为代表,如图2所示,阵列式离子液体电喷推力器成为研究热点。



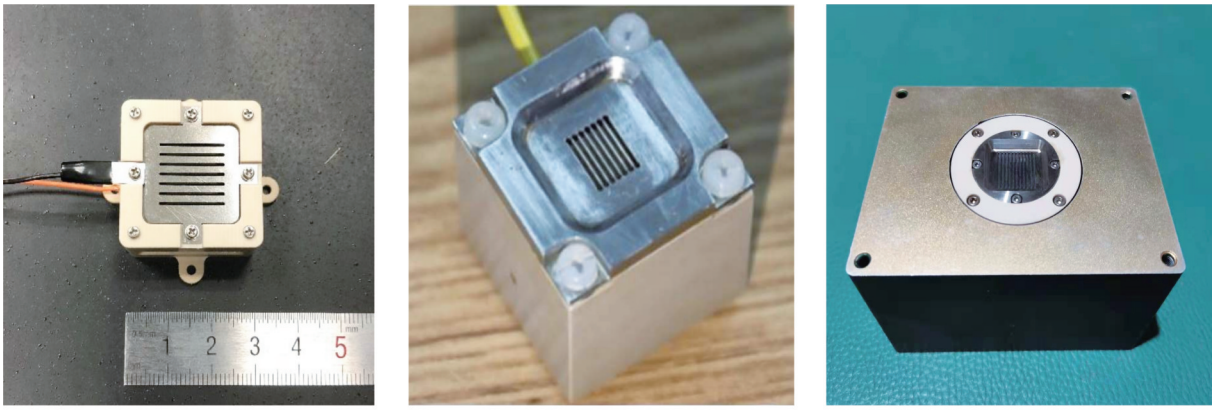
(a) iEPS推力器单模块[18] (b) CMNT单台推力器[20] (c) BET-300P推力器[21]

图2 阵列式离子液体电喷推力器样机

Fig. 2 Prototypes of the array-type ionic liquid electrospray thruster

国内许多高校和科研机构也开展了离子液体电喷推力器的相关研究,如图3所示。2018年,上海交通大学的LIU等[22]进行了阵列式多孔介质型离子液体电喷推力器样机的研制,成功点火并对其发射特性进行了研究,在3 000 V发射电压时测得推力77 μN,比冲为1 780 s。2019年,西北工业大学陈冲等[23-24]以多孔陶瓷为发射级材料,加工出尺寸为30 mm×30 mm×27 mm的推力器,实现了离子液体推力器的纯离子发射,进一步研究了不同数量发射条带对推力器性能影响,1发射条带和3发射条带推力器的推力分别为80.1 μN和219.2 μN,比冲分别为5 774 s和5 047 s。

国内对离子液体电喷推力器的研究相较国外起步较晚,但发展迅速,部分样机已开展了在轨验证。2019年,北京机械设备研究所高辉等[25]研制了被动型离子液体电喷推力器,以1-乙基-3-甲基咪唑啉双(三氟甲基磺酰基)亚胺(EMI-Im)为推进剂工质,理论比冲为1 450~1 800 s,推力范围10~100 μN,样机搭载在TY-11卫星上完成了在轨点火验证,是国内首次在立方星平台开展离子液体电喷推力器空间试验。北京航空航天大学研制的ILT-50离子液体电喷推力器作为SSS-1卫星自主离轨动力装置,于2021年成功发射并运行于517 km的太阳同步轨道,在2022年完成在轨点火试验验证,推力器单喷口产生了32.8 μN的连续推力。



(a) 上海交通大学[22]　(b) 西北工业大学[23]　(c) 北京航空航天大学

图 3　国内各研究单位的离子液体电喷推力器样机

Fig. 3　Prototypes of the ionic liquid electrospray thrusters developed by the research institutions in China

除了应用在航天推进领域，电喷技术在生物大分子质谱分析、纳米材料制备、薄膜喷雾等领域也得到了广泛应用，对离子液体电喷推力器工作机理的研究亦有利于促进电喷技术在其他领域的发展。国内虽然研制了较多离子液体电喷推力器样机，但在电喷工作机理方面的研究相对薄弱，是未来应该重点关注的研究方向。

2　科学研究进展

电喷是一个复杂的电流体力学过程，由锥射流形成演化、束流发展和羽流扩散 3 个工作过程组成，如图 4 所示，每个过程的基本特性、内在机制和影响规律都会直接或间接决定推力器的工作性能和可靠性。电喷机理研究对电喷技术的发展包括电喷推力器样机的设计至关重要。

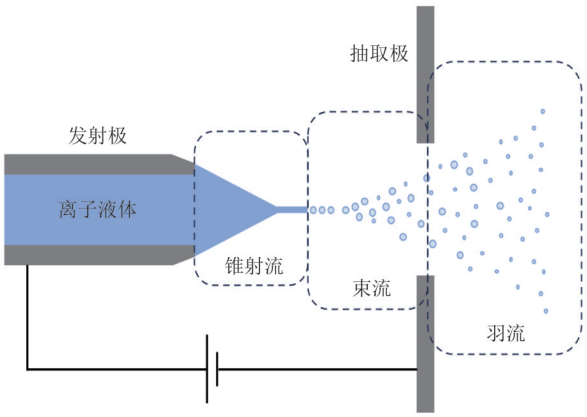


图 4　离子液体电喷推力器工作的 3 个过程：锥射流、束流和羽流

Fig. 4　Three working processes of an ionic liquid electrospray thruster: cone jet, beam, and plume

2.1　锥射流形成及发射机理

2.1.1　泰勒锥的形成

当导电液体置于外部强电场中时，液体中的电荷会向液体表面运动并聚集在液体表面，在电场力作用下带动液体运动使得液面发生变形。在该过程中，液体同时受到电场力和表面张力的作用，当电场力增大到与表面张力平衡时，液体形变为锥形。这一概念于 1964 年由 TAYLOR[26] 提出，其从理论推导得出只有锥半角为 49.3°的锥形液面才能满足电场力和表面张力的平衡条件，由此该液锥被称为泰勒锥。随后，MELCHER 和 TAYLOR[27] 对此展开进一步研究，开辟了电流体力学领域，极大地促进了电喷研究的发展。泰勒锥在电喷的多种发射模型中均有出现，如稳定锥射流模式、间歇性锥射流模式或纺锤体模式（不同发射模式见 2.1.3），然而只有稳定锥射流模式中的泰勒锥具有全局稳定性。

1986 年，SMITH[28] 推导出了泰勒锥形成的起始电压 V_{on} 的表达式，并实验验证了其有效性：

$$V_{on} = 0.667\left(\frac{2\gamma r_c \cos\theta_0}{\varepsilon_0}\right)^{\frac{1}{2}} \ln\left(\frac{4h}{r_c}\right) \tag{1}$$

式中：r_c 为毛细管半径；γ 为液体的表面张力系数；θ_0 为锥半角；ε_0 为真空介电常数；h 为毛细管出口至抽取极板的距离。

由式（1）可以看出，当电喷系统的几何尺寸确定后，起始电压仅与液体表面张力有关，对于高表面张力的液体，通常需提供较高的启动电压，而这容易引起周围气体放电[29]，对电喷过程造成影响。1986 年，HAYATI 等[30] 首次在泰勒锥中观测到环

流,并指出该环流是切向电应力引起的。虽然液体具有导电性,但泰勒锥底部与顶部之间仍然存在电势差,并导致液面电荷受到切向电场的作用。此外,环流主要与液体电导率和黏性有关,电导率、黏度越低的液体更容易出现环流。

1992年,FERNÁNDEZ DE LA MORA[31]在Taylor开发的理论模型基础上考虑了空间电荷的影响,发现电喷发射的带电颗粒会形成空间电荷,进而对泰勒锥的形成产生影响,使得泰勒锥的实际角度小于49.3°,且液体电导率越高,空间电荷的影响越显著。后续的高电导率液体电喷实验也证实了泰勒锥的角度不是固定值。此外,随着流量的增大,喷雾区的角度增大,泰勒锥的角度也会相应减小。以FERNÁNDEZ DE LA MORA的研究为基础,PANTANO等[32]指出,发射极的尺寸与极板电压也会影响泰勒锥的角度。

2013年,GAÑÁN-CALVO等[33]从锥射流过渡区的驱动力与阻力平衡的角度出发,研究了形成稳定泰勒锥的最低流量,并推导出2种不同情况下(黏性力主导或极化力主导)的最低流量表达式,发现形成稳定泰勒锥的最低流量只与液体的性质参数有关。2018年,PONCE-TORRES等[34]利用漏电介质模型(The leaky-dielectric model)也得出了形成稳定泰勒锥的最低流量,并进行了实验验证。2019年,GAMERO-CASTANO等[35]研究发现实验中观测到的最低流量与液体的介电常数和雷诺数都有关,这与GAÑÁN-CALVO等推导的理论(只与介电常数有关)不符,对此他们在原有理论基础上补充考虑了泰勒锥向射流转变过程中黏性耗散的影响,结果与实验符合较好。

2.1.2 射流理论

电场力与表面张力平衡时液体形成泰勒锥。随着电场的进一步增强,其与表面张力的平衡被打破,电场力将克服表面张力从锥尖引出一股极细的射流。由于不稳定性等原因,射流在末端破碎成带电液滴或离子。

1990年,FERNÁNDEZ DE LA MORA等[36]根据大量实验数据推导出首个描述射流直径d_j的公式:

$$d_j \sim \left(\frac{\rho Q^2}{2\gamma\pi^2}\right)^{\frac{1}{3}} \tag{2}$$

式中:ρ、Q分别为液体的密度和流量。

式(2)在雷诺数$Re\left[Re=4\rho Q/\left(\pi d_j \mu\right)\right]$与无量纲流量$\eta\left[\eta=\left(\rho KQ/\gamma\varepsilon_r\varepsilon_0\right)\right]^{\frac{1}{2}}$,$K$、$\varepsilon_r$分别为液体电导率和相对介电常数)较大时适用。1994年,FERNÁNDEZ DE LA MORA等[37]进一步使用量纲分析方法,提出了首个描述电喷电流I与液体流量Q、电导率K之间关系的标度定律:

$$I=f(\varepsilon_r)\left(\frac{\gamma QK}{\varepsilon_r}\right)^{\frac{1}{2}} \tag{3}$$

式中:ε_r为液体的相对介电常数;f为经验公式。

此外,在假设液体内电荷弛豫时间与液体运动弛豫时间相当的情况下,提出了另一个描述射流直径的经验公式:

$$d_j \sim \left(\frac{Q\varepsilon_r\varepsilon_0}{K}\right)^{\frac{1}{3}} \tag{4}$$

式(4)在雷诺数与无量纲流量充分小时适用。1997年,GAÑÁN-CALVO等[38]通过对大量的实验数据进行量纲分析,推导出一套适用于不同电导率、不同黏度的表征电喷电流与射流直径的标度定律。

1997年,CHEN等[39]使用高介电常数液体($12.5\leqslant\varepsilon_r\leqslant182$)研究介电常数对电喷过程的影响,验证了上述2套标度定律的适用范围,并推导出针对高电导率液体的新标度定律;同年,GAÑÁN-CALVO[40]发展了新的描述电喷过程的物理模型,该模型假定液体的流动弛豫时间大于电荷弛豫时间,电荷只存在于液面(即忽略液体内部电场),利用Q/Q_0(Q_0为特征流量)体现相对介电常数的影响,对用于描述电喷电流和射流直径的标度定律($1.9\leqslant\varepsilon_r\leqslant111$)进行了再推导,结果与实验符合较好。

2004年,GAÑÁN-CALVO[41]利用锥射流过渡区的动量守恒方程,将主要作用力分为非电作用力(惯性力、黏性力与表面张力)与电作用力(极化力与静电吸附力),并根据不同类型力对锥射流转换的主导作用,把电喷电流与射流直径的标度定律分为4种主要类型(惯性和静电力主导、惯性和极化力主导、黏性力和静电力主导、黏性力和极化力主导)。2013年,MAIBER等[42]利用差分运动分析法,对高电导率盐溶液电雾化产生的液滴直径与流量间的关系进行研究。2018年,ISMAIL等[43]推导出射流破碎长度的理论公式,理论结果与实验结果较为吻合。

由于从泰勒锥到射流的转变过程中尺度跨度大,目前学界对于锥射流形成及演化机理尚无定

论，学者们只能从无量纲标度定律入手，试图揭示射流形成及演化机制。类似的，对于电喷的各个发射模式，一般采用无量纲数进行区分。

2.1.3　电喷发射模式

电喷特点之一是存在多种模式，而推力器主要工作在稳定锥射流模式下（即锥射流末端持续稳定地发射微小液滴或离子），产生稳定的推力及比冲，其他模式下的推力与比冲无法固定，发射的不稳定也使得能量利用效率低。

长期以来，学者们从电流体力学的角度出发研究电喷的机理，并对电喷的不同模式进行了分类。电喷不同模式的产生与电场力（F_e）、重力（F_g）、惯性力（$\dot{P}$）以及表面张力（F_γ）之间的相对大小有关。在不考虑液体蒸发以及液体黏性的影响，认为液体的运动弛豫时间大于液体内的电荷弛豫时间并忽略欧姆传导效应的假设下，ROSELL-LLOMPART 等[44]提出可用3个无量纲数区分电喷模式，如图 5 所示，分别为韦伯数（We，表征惯性力与表面张力的相对大小）、电场邦德数（Bo_e，表征电场力与表面张力的相对大小，也称为泰勒数）与重力场邦德数（Bo_g，表征重力与表面张力的相对大小），各参量表达式如下：

$$We=\frac{\dot{P}}{F_\gamma}=\frac{\rho Q^2}{D_I^2\gamma D_O} \tag{5}$$

$$Bo_e=\frac{F_e}{F_\gamma}=\frac{\varepsilon_0\phi^2}{\gamma D_O} \tag{6}$$

$$Bo_g=\frac{F_g}{F_\gamma}=\frac{\rho D^3 g}{\gamma D_O} \tag{7}$$

式中：电场力 $F_e\approx\varepsilon_0\phi^2$；重力 $F_g=\rho D^3 g$；惯性力 $\dot{P}=\rho Q^2/D_I^2$；表面张力 $F_\gamma=\gamma D_O$；D 为毛细管出口处的弯液面直径；D_I、D_O 分别为毛细管内部直径和外部直径；ϕ 为电势；g 为重力加速度。

当液体受到的电场力远小于表面张力时，可忽略电场邦德数的影响（$Bo_e\ll1$），此时电喷的模式由重力场邦德数与韦伯数决定。CLANET 等[45]与 EGGERS 等[46]的研究表明，随着韦伯数的增大，电喷依次呈现出重力液滴模式（$We\ll1$）、无序液滴模式（$We\approx1$）与射流模式（$We>1$），如图 6 中①～③所示。射流模式下产生的射流为中性射流，若增大电场强度，液体内部的电荷会传导至液面形成表面电荷，电喷的模式也从中性射流模式转换为带电射流模式，AGOSTINHO 等[47]称之为简单射流模式（Simple Jet Mode）。

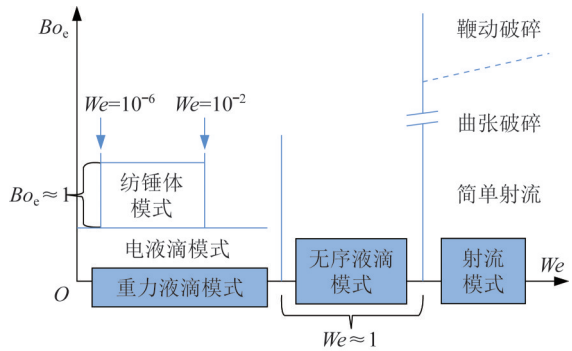
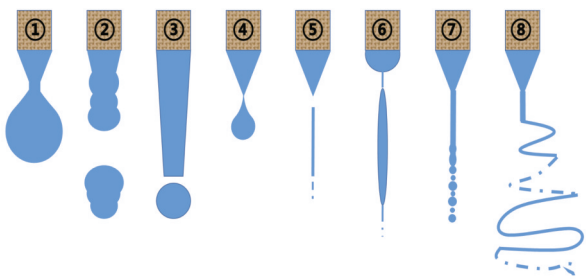


图 5　不同无量纲数下电喷的发射模式[44]

Fig. 5　Emission modes of electrospray under different dimensionless numbers[44]

CLOUPEAU 等[48-49]与 VERDOOLD 等[50]的研究表明，当电场邦德数起主导作用时（$Bo_g\ll1$，$We\ll1$），随着电邦德数的增加，电喷模式为电液滴模式（$Bo_e<1$）、间歇性锥射流模式与纺锤体模式（$Bo_e\approx1$），其中间歇性锥射流模式下的液体流量低于纺锤体模式，如图 6 中④～⑥所示。BOBER 等[51]根据电压与流量对射流破碎频率的影响将间歇性锥射流模式进一步分为阻流模式（Choked Flow Mode）与振荡模式（Oscillating Mode）。

电场邦德数起主导作用的另一种工作模式为稳定锥射流模式，该模式得到了广泛研究和应用。其显著特征是形成了稳定的泰勒锥，且在泰勒锥顶生成一股射流[48]，泰勒锥的形状与射流长宽由液体的流量与属性决定，液体流量的降低与电导率的上升都会引起射流长度与宽度的减小。HARTMAN 等[52]根据射流破碎方式将稳定锥射流模式分为由轴向不稳定性引起的曲张破碎模式与由横向不稳定性引起的鞭动射流模式，如图 6 中⑦～⑧所示，其中，鞭动射流模式下产生的液滴的粒径分布范围比曲张破碎模式更广。



①—重力液滴；②—无序液滴；③—射流；④—电液滴；⑤—间歇性锥射流；⑥—纺锤体；⑦—曲张破碎；⑧—鞭动射流

图 6　电喷的不同发射模式[53]

Fig. 6　Various emission modes of electrospray[53]

工作在稳定锥射流模式中的离子液体电喷推力器,由于流量、发射极构型等差异,亦可以细分为更多不同的工作模式,它们在推进性能方面的差异则进一步在锥射流后的束流阶段体现。

2.2 束流模式与引出特性

2.2.1 束流模式

在稳定锥射流发射模式下,根据束流中带电颗粒的组成,电喷推力器工作模式又可细分为纯离子模式、液滴模式和离子液滴混合模式[48-49]。纯离子模式出现在低流量下[54],比冲高、推力小[55];液滴模式出现在高流量下,比冲小,推力高;离子液滴混合模式介于两者之间。

实现上述3种模式的核心是流量的调控,为匹配相应的流量范围,一般采用3种发射极构型:毛细管型、外部浸润型和多孔介质型。GAMERO-CASTANO 等[9,56]利用飞行时间法(TOF)装置检测发现,使用毛细管发射极的 EMI-Im 离子液体束流一般由大量液滴和较少的离子组成,且大流量下离子产率大致不变,流量减低到足够低时离子产率快速增加。分析认为离子的发射主要与泰勒锥尖的电场强度有关,而泰勒锥尖的电场强度主要受流量和液体物性参数影响,液体流量越小电导率越高,锥尖电场强度越大[57],因此只有在低流量下,锥尖处的电场强度才足以使离子直接发射,而高流量下离子只从部分液滴和射流末端的液体细丝中发射,占比较小。LOZANO 等[58]发现在流量更小的情况下,离子液体电离更充分,利用外部浸润发射极可以较好地实现纯离子发射。总的来说,毛细管发射极一般采用主动供给,工作流量较高,易于实现液滴模式与离子液滴混合模式;外部浸润型与多孔介质型主要依靠毛细作用与电场被动供给液体,流量极低,易于实现纯离子模式。

除上述发射极外,加州大学洛杉矶分校 WRIGHT 等[59]设计了复合发射极,如图7所示,并测量了复合发射极离子液体在2种工作模式下的电流差异,发现在外部浸润模式下发射的粒子荷质比高于毛细管模式,成功依靠跨模式工作实现了推力宽范围调节。在此基础上,ZHANG 等[60-61]使用考虑极化效应的全原子势能函数模型,对复合发射极离子液体电喷开展了分子动力学仿真,通过调节流量和电压实现了复合发射极跨模式工作的仿真,验证了毛细管模式的束流含有较多液滴,而外部浸润模式下更容易实现纯离子发射,揭示了复合发射极离子液体电喷的发射机理。在实验方面,还得到了复合发射极离子液体电喷的发射模式图谱[53],如图8所示。

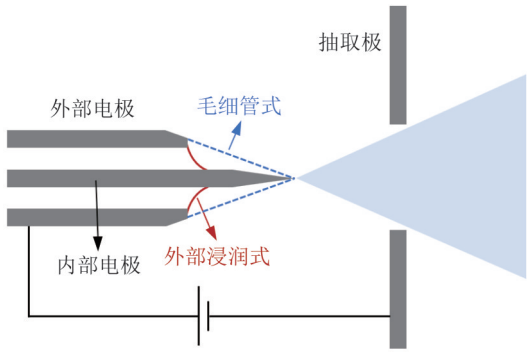
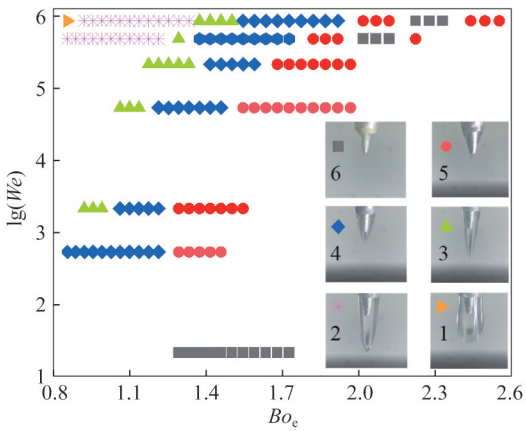


图7 复合发射极离子液体电喷推力器结构

Fig. 7 Structure of the hybrid emitter ionic liquid electrospray thruster



(1:液滴;2:纺锤体;3:毛细管式,不稳定;4:毛细管式,稳定;5:外部浸润式,不稳定;6:外部浸润式,稳定)

图8 复合发射极的工作模式相图[53]

Fig. 8 Phase diagram of the working mode for hybrid emitters[53]

2.2.2 束流引出特性

束流的引出是电喷推力器工作的核心关键阶段。不同模式下,束流粒子可形成于射流末端的破碎或者无射流锥尖的离子直接蒸发,并进一步被引出加速而产生推力。因此,包含粒子流量、成分、能量和发散性等在内的束流特性直接决定了推力器的推力、比冲与能量效率等性能参数。

液滴发射模式下,束流引出的方式为:带电射流末端破碎产生带电液滴,液滴在库伦力的影响下排斥扩散并在运动过程中继续不断破碎,最终形成喷雾束流。其中射流破碎阶段决定了束流形成时的粒子组成及能量特性,为此,学者们对射流破碎

过程进行了大量实验与理论研究工作，得到了多套用于描述束流粒径、束流电流与射流直径、推进剂流量、电导率、介电常数、表面张力等的依赖关系的标度定律[37-41]。除射流破碎阶段外，射流本身的性质对束流也有较大影响，GAMERO-CASTANO 等[62]采用 TOF 和阻滞势分析仪（RPA）实验测量，发现电导率影响束流形成之前锥射流段的电压降落，低电导率液体射流段的电势降落接近抽取电压的 90%，使得后续束流段的引出加速被大大减弱。此外，GAMERO-CASTANO 等[56]还通过调节加速电压和推进剂流量测量了不同工况下电喷推力器的推力，并使用推力公式 $T \sim V_a^{1/2} I_n^{3/2}$（其中 V_a 和 I_n 分别为束流的加速电压和电流）对实验结果进行了拟合，用于预测不同工况下的推力大小。

关于液滴破碎的机制一直存在争议，目前主要有 2 种描述液滴破碎过程的理论。一种是 DOLE 等[63]提出的 CRM 理论（Charge Residue Model）：在蒸发过程中液滴的电荷不变，体积逐渐减小至液滴达到瑞利极限[64]发生破碎；另一种是 IRIBARNE 等[65]提出的 IEM 理论（Ion Evaporation Model）：离子蒸发时液滴表面电场强度小于液滴破碎时的电场强度，因此在液滴破碎前，离子将从液滴表面蒸发，直至液滴表面电场强度达到瑞利极限时的电场强度。

由射流末端破碎引出的电喷束流可分为 3 个区域[44]：外部喷雾云、内部喷雾束流以及两者之间的暗区，如图 9 所示。TANG 等[66]与 HARTMAN 等[67]研究表明，射流发生曲张破碎时，初始液滴沿轴向近似呈直线分布，质量小的行星液滴在径向电场作用下获得更大的径向速度，最终分布于主液滴外侧形成外部喷雾云；主液滴则在轴线周围形成内部喷雾束流；两者之间的暗区无液滴。在某些情况下，行星液滴会与主液滴合并，导致束流中不含行星液滴。

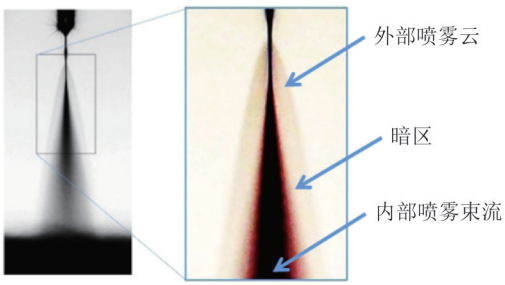


图 9　电喷的束流结构[44]

Fig. 9　Beam structure of electrospray[44]

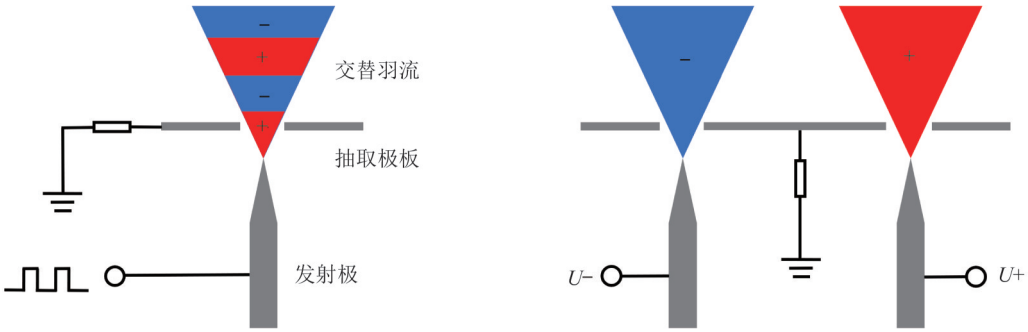
与液滴发射模式不同，纯离子发射模式下不存在射流，此时离子直接从锥尖抽取出来形成束流并加速引出。该模式下，因抽取电压、工质流量等差异，束流中会产生不同荷质比、能量特性的离子，从而影响其引出特性。LOZANO 等[58]对离子液体 EMI-Im 的纯离子发射过程进行测量，观察到了 6 种荷质比的离子及其引出分解特性。BORNER[68]通过分子动力学模拟研究了不同流量、电场条件下离子液体束流形成及发展规律，发现束流电流主要由单体（$n=0$）和双体（$n=1$）离子贡献（n 为离子包含的中性分子数量），仿真结果与 TOF 实验测量一致。为了探究束流中离子种类等对推力器性能的影响，EMOTO 等[69]开展了固定束流电流条件下，稳态和瞬态流动中离子液体离子束引出过程的 PIC（Particle in Cell）仿真研究，发现束流中离子种类的差别对离子密度、能量、电势分布等影响较小。

束流在液滴或纯离子模式下引出后进一步发展，在粒子间的静电排斥作用下，形状不断发散，由此产生的束流角也会对推力器性能产生影响。一方面，较大的束流角会降低推力器能量效率；另一方面，束流粒子对极板等推力器结构的撞击，是影响推力器寿命的主要威胁。大角度的束流持续撞击抽取极和加速极，会造成离子液体在极板栅格附近不断聚集，进而在强电场的作用下向栅格上游的发射极反向发射，离子液体持续的反向发射，被认为是电喷推力器失效的前兆[70]。加州大学洛杉矶分校（UCLA）等离子体与空间推进实验室（Plasma & Space Propulsion Lab）[71-73]对电喷推力器的束流区等区域进行了多种手段（高速显微摄影等）的实验诊断，此外还建立了相应的计算模型和理论分析模型，用以分析稳态和非稳态电喷行为对推力器寿命的影响。机理研究发现，沿发射轴方向粒子的负速度梯度导致库仑“输运堵塞”，从而导致束流扩展；束流中的液滴分布不均匀，在库仑力的作用下高比电荷粒子束流角较大而低比电荷粒子束流角较小。寿命研究表明，扩大栅格孔径或减小栅格与发射极间距能减少束流对栅格的撞击（扩大孔径相比减小间距效果更显著），显著延长推力器寿命，但同时也会增加电子回流，对栅格施加偏置电压可有效降低回流电流至可忽略值；发射极错位和制造公差会显著减短推力器寿命，此外在电喷推力器开启、关闭、改变操作参数时可能出现的不稳定发射

模式,也会减短推力器寿命。除束流与栅格的撞击外,发射极强电场导致的电化学反应也是影响电喷推力器(特别是被动供给型电喷推力器)寿命的一大因素[74]。

2.3 羽流中和机制

电喷束流被引出推力器后在真空环境进一步扩散形成羽流,若其无法及时得到中和,所带电荷在周围空间积累,会导致太阳能电池板以及其他精密器件表面充电,造成航天器性能退化、干扰卫星通讯、发射束流中断等危害[75]。为降低羽流危害,需要对其进行中和,即要求从航天器或推力器模块发出的电荷总和或收集到的电流总和为零,防止航天器充电。相比于传统电喷推力器,离子液体在室温下是由阴阳离子组成的熔融盐,在不同极性电压下能发射不同极性的带电粒子,使得离子液体电喷推力器在持续产生推力的同时不需要添加额外的中和器就能够实现自中和,大大提升了其在空间任务中的适用性。目前,实现离子液体电喷推力器羽流自中和的方式有时间变化法(脉冲电压工作模式)和空间变化法(双发射极工作模式)[76],2种模式结构如图10所示。



(a) 时间变化法 (b) 空间变化法

图10 电喷羽流自中和的两种模式[76]

Fig. 10 Two neutralization modes of electrospray plumes[76]

时间变化法是指通过给单个推力器施加正负交替的脉冲电压,使发射极交替产生阴阳离子,保证一定时间内发射的正负电荷量相等,从而实现羽流自中和。该方法装置结构简单,且长时间工作时可以减小电化学反应的发生,但为保证中和效果所需调节频率等参数的过程较为复杂,且束流极性变化在时间上会有滞后现象。孙振宁等[77]对时间变化法进行了实验验证,并考虑电压幅值、频率、占空比等参数对羽流中和特性的影响。研究表明,在20 Hz频率条件下,当调节正负电压幅值比为0.95~0.98,或在发射电压为±2.2、±2.6、±3.0 kV,以及对应正电压占空比为35.5%、38.1%、40.4%时,推力器样机可以实现羽流中和。

空间变化法是指通过使用2个推力器,分别施加正负电压发射不同极性羽流,保证一定时间内发射的正负电荷量相等,从而实现羽流自中和。MIER-HICKS等[78]从理论和实验角度研究了双极纯离子电喷推力器羽流对航天器充放电行为的影响,孙振宁等[77]通过调节2个推力器正负电压幅值比实现了羽流自中和,证明了2个推力器协同工作下羽流中和的可行性。实验研究缺乏对粒子相互作用以及电荷平衡过程的微观分析,这部分工作在仿真研究中得到了补充。CUI等[79]利用PIC方法对EMI-BF_4离子液体电喷推力器双发射极羽流中和过程进行了仿真研究,结果表明羽流中和主要是通过粒子在抽取极出口外侧的势阱内反弹实现的,此外,由于EMI^+和BF_4^-有相似的质量,正离子和负离子的交替加速使得羽流产生振荡模式。ZHANG等[80]采用PIC方法从空间和时间演化的角度仿真研究了离子液体电喷推力器在双极模式下的羽流中和过程。研究结果表明,羽流中和是通过正负离子的时空振荡实现的,轴向的空间振荡是正负离子的质量和速度不同引起的,而径向的空间振荡主要是双级束流间距的非零所致,时间振荡可能与传统的等离子体振荡有关。此外,还定量分析了束流间距对羽流特性的影响,结果表明束流扩散半角与双级束流间距呈正相关关系,如图11所示。

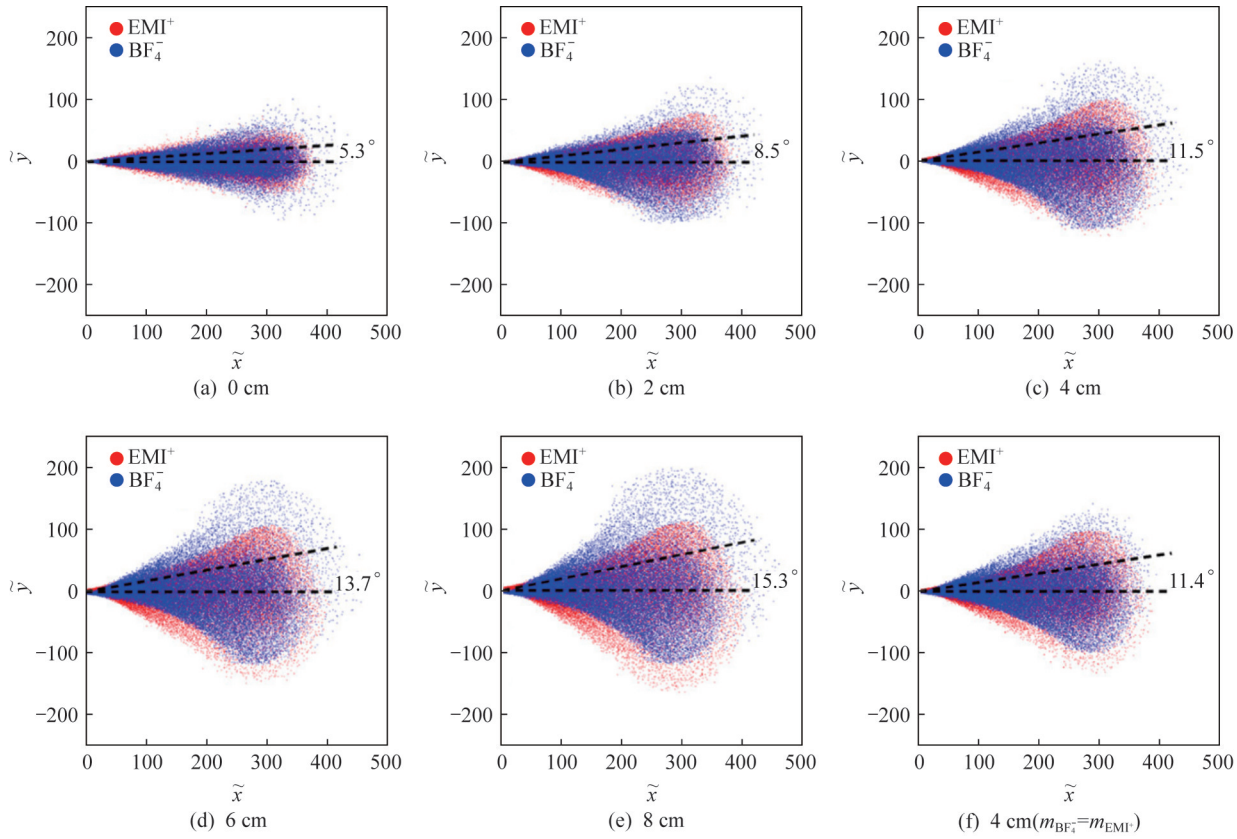


图 11　不同束流间距下的羽流散射半角[80]

Fig. 11　Half angles of plume divergence under different beam spacing[80]

综合上述，羽流中和主要是通过粒子在抽取极出口外侧的势阱内反弹使羽流形成时空振荡实现[79-80]（正负离子一前一后形成势阱，相互吸引分别减速或加速运动最终达到相对平衡）。工作模式（脉冲电压工作模式或双发射极工作模式）的选择以及参数调控（电压幅值、频率、占空比等）对羽流中和效果至关重要。

3　结束语

随着微小航天器的快速发展，开发高效微电推力器已经成为我国航天发展的迫切需求，其中，基于静电喷雾原理研制的离子液体电喷推力器具备较大发展潜力。本文从离子液体电喷推力器的研究背景出发，介绍了离子液体电喷推力器在工程中的应用，并对离子液体电喷推力器锥射流形成及演化机理、束流模式与引出特性、羽流自中和机制的科学研究进展进行总结。目前国外对离子液体电喷推力器的研究成果较多，国内的研究刚刚起步，理论、实验及仿真研究还不够充分，离子液体电喷推力器推力调节范围有限、起始电压高等问题还有待解决。对于国内离子液体电喷推力器的未来发展，本文提出以下几点展望。

1）对离子液体电喷的锥射流演化、束流引出等工作机理，发展、完善其基础理论。电喷过程尺度跨度大，工作模式复杂，机理研究难度大，如液滴破碎等机理至今尚未有定论。通过实验、仿真的方式发展覆盖电喷全工作阶段和全工作模式的系统理论，可为电喷推力器小型化、推力高精度和大范围调节的发展方向提供指导，支撑离子液体电喷推力器的设计与工况调节。

2）通过改变发射极结构（如复合发射极）可以实现电喷的跨模式工作，从而实现宽推力范围调节。目前，国际上对于复合发射极电喷的研究处于萌芽阶段，对不同模式下的液体流动状态、束流特性等仍缺乏细致研究，无法清晰描述不同工作模式之间的转换机制。若能解决上述问题，则能更好地实现离子液体电喷推力器的宽推力范围调节，并为其工程化应用提供理论支撑和方法指导。

3）离子液体电喷在长度尺度上跨越 9 个数量级，锥射流发射区处于纳米量级，束流引出区处于

微米量级,羽流发展区处于厘米量级到米量级。研究电喷锥射流发射、束流加速及羽流发展过程对推力器可靠性的提升至关重。目前,数值仿真方法中分子动力学模拟(MD)适用于微小尺寸、粒子-粒子法(PP)适用于中尺寸、粒子质点网格法(PIC)适用于大尺寸,若能发展一套电喷全流程的联合仿真方法,将更有助于理解电喷推力器的物理全过程、获取更准确的粒子电荷、速度等信息并计算推力器的推力和比冲。

参考文献

[1] KOPACZ J R, HERSCHITZ R, RONEY J. Small satellites an overview and assessment [J]. Acta Astronauti-ca,2020,170:93-105.

[2] MCDOWELL J C.Starlink launch statistics[EB/OL].(2024-3-31)[2024-4-9].https://planet4589.org/space/con/star/stats.html.

[3] KHAYMS V.Advanced propulsion for microsatellites[D]. Cambridge:Massachusetts Institute of Technology,2000.

[4] ZIEMER J, MARRESE-READING C, DUNN C, et al. Colloid microthruster flight performance results from space technology 7 disturbance reduction system [C]//Myers R. The 35th International Electric Propulsion Conference.Atlanta:ERPS,2017:GSFC-E-DAA-TN47585.

[5] ZELENY J.The Electrical discharge from liquid points, and a hydrostatic method of measuring the electric intensity at their surfaces[J]. Physical Review, 1914, 3(2):69-91.

[6] KROHN JR V E. Liquid metal droplets for heavy particle propulsion [C]//David B L Electrostatic Propulsion. Monterey:AP,1961:73-80.

[7] KROHN JR V. E. Glycerol droplets for electrostatic propulsion [C]//Stuhlinger E Electric Propulsion Development. Berkeley:AP,1963:435-440.

[8] HUBERMAN M N,BEYNON J C,COHEN E,et al. Present status of colloid microthruster technology[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,1968,5(11):1319-1324.

[9] GAMERO-CASTANO M,HRUBY V.Electrospray as a source of nanoparticles for efficient colloid thrust-ers[J]. Journal of Propulsion and Power,2001,17(5):977-987.

[10] MALYSHEV G,KULKOV V,SHTYRLIN A,et al. Comparative analysis of the propulsion system for the small satellites[C]//Turchi P The 24th International Electric Propulsion Conference.Moscow:ERPS,1995: 1046-1051.

[11] KREJCI D, MIER-HICKS F, THOMAS R, et al. Emission characteristics of passively fed electrospray mi-crothrusters with propellant reservoirs[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2017,54(2):447-458.

[12] ANGELL C A, ANSARI Y, ZHAO Z. Ionic liquids: past, present and future[J].Faraday Discussions,2012, 154:9-27.

[13] GASSEND B L P. A fully microfabricated two-dimensional electrospray array with applications to space propulsion [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology,2007.

[14] LEGGE R S, LOZANO P C. Electrospray propulsion based on emitters microfabricated in porous metals[J]. Journal of Propulsion and Power,2011,27(2):485-495.

[15] 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(48):485203.

[16] 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):115503.

[17] KREJCI D, LOZANO P. Scalable ionic liquid electrospray thrusters for nanosatellites[C]//David A C The 39th Annual AAS GNC Conference.Colorado: AAS,2016:801-810.

[18] KREJCI D, MIER-HICKS F, FUCETOLA C, et al. Design and characterization of a scalable ion elec-trospray propulsion system [C]//Myers R The 34th International Electric Propulsion Conference. Kobe: ERPS,2015:149.

[19] LENGUITO G, FERNÁNDEZ DE LA MORA J, GOMEZ A.Scaling up the power of an electrospray mi-crothruster [J]. Journal of Micromechanics and Microengineering,2014,24(5):055003.

[20] OBER S T. Cubesat packaged electrospray thruster evaluation for enhanced operationally responsive space capabilities [D]. Dayton: Air Force Institute of Technology,2011.

[21] COURTNEY D G, ALVAREZ N, DEMMONS N R. Electrospray thrusters for small spacecraft control: pulsed and steady state operation [C]//AIAA 2018 Joint Propulsion Conference.Cincinnati:AIAA,2018:4654.

[22] LIU X, KANG X, HE W, et al. Development and characterization of an ionic liquid electrospray thruster with a porous metal blade array [C]//Myers R The 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna:

ERPS，2019：471.

[23] 陈冲，陈茂林，周浩浩，等.一种被动供液式电喷推力器羽流 TOF 分析[C]//中国宇航学会第十五届中国电推进学术讨论会.南京：中国宇航学会，2019：105-111.

[24] JIA H，CHEN M，LIU X，et al.Experimental study of a porous electrospray thruster with different number of emitter-strips [J]. Plasma Science and Technology，2021，23(10)：104003.

[25] 高辉，薛森文，许诺，等.离子液体微推进技术试验研究进展[C]//中国宇航学会第十三届中国电推进学术研讨会.北京：中国宇航学会，2017：74-81.

[26] TAYLOR G I. Disintegration of water drops in an electric field [J]. Proceedings of the Royal Society of Lon-don，1964，280(1382)：383-397.

[27] MELCHER J R，TAYLOR G I.Electrohydrodynamics：a review of the role of interfacial shear stresses[J].Annual Review of Fluid Mechanics，1969，1(1)：111-146.

[28] SMITH D P H. The electrohydrodynamic atomization of liquids [J]. IEEE Transactions on Industry Applications，1986，3：527-535.

[29] AGUIRRE DE CARCER I，FERNÁNDEZ DE LA MORA J.Effect of background gas on the current emitted from Taylor cones [J]. Journal of Colloid and Interface Science，1995，171(2)：512-517.

[30] HAYATI I，BAILEY A I，TADROS T F.Mechanism of stable jet formation in electrohydrodynamic atom-ization [J].Nature，1986，319(6048)：41-43.

[31] FERNÁNDEZ DE LA MORA J. The effect of charge emission from electrified liquid cones [J]. Journal of Fluid Mechanics，1992，243：561-574.

[32] PANTANO C，GAÑÁN-CALVO A M，BARRERO A. Zeroth-order，electrohydrostatic solution for elec-trospraying in cone-jet mode [J]. Journal of Aerosol Science，1994，25(6)：1065-1077.

[33] GAÑÁN-CALVO A M，REBOLLO-MUÑOZ N，MONTANERO J M. The minimum or natural rate of flow and droplet size ejected by Taylor cone-jets：physical symmetries and scaling laws [J]. New Journal of Physics，2013，15：033035.

[34] PONCE-TORRES A，REBOLLO-MUÑOZ N，HERRADA M A，et al.The steady cone-jet mode of electrospraying close to the minimum volume stability limit[J]. Journal of Fluid Mechanics，2018，857：142-172.

[35] GAMERO-CASTANO M，MAGNANI M. The minimum flow rate of electrosprays in the cone-jet mode [J].Journal of Fluid Mechanics，2019，876：553-572.

[36] FERNÁNDEZ DE LA MORA J，NAVASCUES J，FERNÁNDEZ F，et al.Generation of submicron monodisperse aerosols in electrosprays[J].Journal of Aerosol Science，1990，21：673-676.

[37] FERNÁNDEZ DE LA MORA J，LOSCERTALES I G. The current emitted by highly conducting Taylor c ‘ones [J].Journal of Fluid Mechanics，1994，260：155-184.

[38] GAÑÁN-CALVO A M，DAVILA J，BARRERO A. Current and droplet size in the electrospraying of liquids，scaling laws[J].Journal of Aerosol Science，1997，28(2)：249-275.

[39] CHEN D R，PUI D Y H.Experimental investigation of scaling laws for electrospraying：dielectric constant effect [J]. Aerosol Science and Technology，1997，27 (3)：367-380.

[40] GAÑÁN-CALVO A M. Cone-jet analytical extension of Taylor’s electrostatic solution and the asymptotic universal scaling laws in electrospraying [J]. Physical Review Letters，1997，79(2)：217-220.

[41] GAÑÁN-CALVO A M. On the general scaling theory for electrospraying [J]. Journal of Fluid Mechanics，2004，507：203-212.

[42] MAIßER A，ATTOUI M B，GAÑÁN-CALVO A M，et al.Electro-hydrodynamic generation of monodis-perse nanoparticles in the sub-10 nm size range from strongly electrolytic salt solutions：governing parameters of scaling laws[J].Journal of Nanoparticle Research，2013，15(1)：1-13.

[43] ISMAIL A S，YAO J，XIA H H，et al.Breakup length of electrified liquid jets：scaling laws and applica-tions [J].Physical Review Applied，2018，10(6)：064010.

[44] ROSELL-LLOMPART J，GRIFOLL J，LOSCERTALES I G.Electrosprays in the cone-jet mode：from Tay-lor cone formation to spray development[J]. Journal of Aerosol Science，2018，125：2-31.

[45] CLANET C，LASHERAS J C. Transition from dripping to jetting[J].Journal of Fluid Mechanics，1999，383：307-326.

[46] EGGERS J，VILLERMAUX E. Physics of liquid jets [J]. Reports on Progress in Physics，2008，71 (3)：036601.

[47] AGOSTINHO L L F，YURTERI C U，FUCHS E C，et al. Monodisperse water microdroplets generated by electrohydrodynamic atomization in the simple-jet mode [J].Applied Physics Letters，2012，100(24)：244105.

[48] CLOUPEAU M，PRUNET-FOCH B. Electrostatic spraying of liquids in cone-jet mode[J].Journal of Electrostatics，1989，22(2)：135-159.

[49] CLOUPEAU M, PRUNET-FOCH B. Electrohydrodynamic spraying functioning modes: a critical review [J]. Journal of Aerosol Science, 1994, 25(6):1021-1036.

[50] VERDOOLD S, AGOSTINHO L L F, YURTERI C U, et al. A generic electrospray classification[J]. Journal of Aerosol Science, 2014, 67:87-103.

[51] BOBER D B, CHEN C H. Pulsating electrohydrodynamic cone-jets: from choked jet to oscillating cone[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 689:552-563.

[52] HARTMAN R P A, BRUNNER D J, CAMELOT D M A, et al. Jet break-up in electrohydrodynamic atomization in the cone-jet mode[J]. Journal of Aerosol Science, 2000, 31(1):65-95.

[53] 张金瑞.复合发射极离子液体电喷推力器工作机理研究[D].北京:北京航空航天大学,2021.

[54] 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.

[55] MÁXIMO D V M, VELÁSQUEZ-GARCÍA L F. Additively manufactured electrohydrodynamic ionic liquid pure-ion sources for nanosatellite propulsion [J]. Additive Manufacturing, 2020, 36:101719.

[56] GAMERO-CASTANO M, HRUBY V, SPENCE D, et al. Micro newton colloid thruster system development for ST7-DRS mission[C]//AIAA The 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville: AIAA, 2003:4543.

[57] GAMERO-CASTANO M. Electric-field-induced ion evaporation from dielectric liquid [J]. Physical Review Letters, 2002, 89(14):147602.

[58] LOZANO P C. Energy properties of an EMI-Im ionic liquid ion source [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2005, 39(1):126-134.

[59] WRIGHT P L, HUH H, UCHIZONO N M, et al. A novel variable mode emitter for electrospray thrust-ers[C]// Myers R The 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna: ERPS, 2019:650.

[60] ZHANG J, CAI G, SHAHZAD A, et al. Ionic liquid electrospray behavior in a hybrid emitter electrospray thruster [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2021, 175:121369.

[61] ZHANG J, CAI G, LIU X, et al. Molecular dynamics simulation of ionic liquid electrospray: revealing the effects of interaction potential models [J]. Acta Astronautica, 2021, 179:581-593.

[62] GAMERO-CASTANO M, HRUBY V. Electric measurements of charged sprays emitted by cone-jets [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2002, 459:245-276.

[63] DOLE M, MACK L L, HINES R L, et al. Molecular beams of macroions [J]. The Journal of Chemical Physics, 1968, 49(5):2240-2249.

[64] RAYLEIGH L. On the equilibrium of liquid conducting masses charged with electricity [J]. The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science, 1882, 14(87):184-186.

[65] IRIBARNE J V, THOMSON B A. On the evaporation of small ions from charged droplets[J]. The Journal of Chemical Physics, 1976, 64(6):2287-2294.

[66] TANG K, GOMEZ A. On the structure of an electrostatic spray of monodisperse droplets[J]. Physics of Flu-ids, 1994, 6(7):2317-2332.

[67] HARTMAN R P A, BORRA J P, BRUNNER D J, et al. The evolution of electrohydrodynamic sprays produced in the cone-jet mode, a physical model [J]. Journal of Electrostatics, 1999, 47(3):143-170.

[68] BORNER A. Use of advanced particle methods in modeling space propulsion and its supersonic expansions [D]. State College: The Pennsylvania State University, 2014.

[69] 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 Sci-ences, Aerospace Technology Japan, 2018, 16(2):110-115.

[70] ZIEMER J K, MARRESE-READING C, ARESTIE S M, et al. Incorporating lessons learned into LISA colloid microthruster technology development [C]//AIAA AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis: AIAA, 2019:3814.

[71] WIRZ R E. Electrospray thruster performance and lifetime investigation for the LISA mission[C]//AIAA AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Indianapolis: AIAA, 2019:3816.

[72] DAVIS M J, COLLINS A L, WIRZ R E. Electrospray plume evolution via discrete simula-tions[C]//Myers R Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna: ERPS, 2019:590.

[73] THUPPUL A, WRIGHT P L, Collins A L, et al. Lifetime considerations for electrospray thrusters [J]. Aero-space, 2020, 7(8):108.

(下转第 149 页)