

# 离子-液滴混合模式下离子液体推力器性能调控研究\*

杨 铖<sup>1</sup>, 吴湘蓓<sup>1</sup>, 曹 帅<sup>1</sup>, 沈 岩<sup>1,2</sup>

(1. 中山大学 航空航天学院, 广东 深圳 518107;  
2. 深圳市智能微小卫星星座技术与应用重点实验室, 广东 深圳 518107)

**摘要:** 离子液体推力器在不同工作条件下会发射液滴或离子, 当发射粒子包含液滴和离子时, 推力器处于离子-液滴混合模式。本文对离子-液滴混合模式下离子液体推力器的性能调控展开研究, 对离子液体推力器样机进行实验, 为避免电化学反应导致实验无法进行, 采用负直流电源供电, 收集发射电流并拍摄液面变化图像, 结合理论计算判断实验中推力器处于离子-液滴混合模式。通过计算得到不同供给电压下离子和液滴对应的发射电流和流量, 结果表明离子电流占比最高约为98.99%。进一步计算发现, 推力和比冲随电压的增大而增大, 效率随电压的增大呈现先减小后增大的趋势。此外, 计算发现荷质比的减小会导致推力、比冲和效率的增大。在供给流量为2.8nL/s, 电压为-3100~-3800V的实验条件下, 离子液体推力器样机推力约为6.66~12.54 $\mu$ N, 比冲约为187.48~353.07s, 效率的约为6.02%~6.87%。

**关键词:** 空间电推进; 离子液体推力器; 离子-液滴混合模式; 性能调控; 离子蒸发

**中图分类号:** V439<sup>+</sup>.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2023) 06-2207024-11

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2207024

## Performance Control of Ion-Droplet Mixed Mode of Ionic Liquid Thrusters

YANG Cheng<sup>1</sup>, WU Xiang-bei<sup>1</sup>, CAO Shuai<sup>1</sup>, SHEN Yan<sup>1, 2</sup>

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China;  
2. Shenzhen Key Laboratory of Intelligent Microsatellite Constellation Technology and Application, Shenzhen 518107, China)

**Abstract:** Ionic liquid thrusters emit droplets or ions under different modes. When the emitted particles contain droplets and ions, the thruster is working in ion-droplet mixed mode. In this paper, the performance control of ion-droplet mixed mode was studied. The experiment of the ionic liquid thrusters was performed, the emission current was collected and the image of the liquid surface was taken. In order to avoid the interruption of the experiment due to electrochemical reaction, a negative DC power supply was used. Combined with theoretical calculation, the thruster was estimated to be working in the ion-droplet mixed mode in the experiment. The emission current and flow rate of ion and droplet under different supply voltage are calculated. The results show that the highest ion current proportion in the experiment is about 98.99%. Further calculation shows that thrust and specif-

\* 收稿日期: 2022-07-06; 修订日期: 2022-08-15。

基金项目: 国家重点研发计划 (2020YFC2201001); 深圳市科技计划 (ZDSYS20210623091808026)。

作者简介: 杨 铖, 博士生, 研究领域为离子液体推力器实验技术及理论。

通讯作者: 沈 岩, 博士, 教授, 研究领域为空间推进、电推进、微推进及相关的等离子体和流体控制。

E-mail: shenyan8@mail.sysu.edu.cn

引用格式: 杨 铖, 吴湘蓓, 曹 帅, 等. 离子-液滴混合模式下离子液体推力器性能调控研究[J]. 推进技术, 2023, 44(6): 2207024. (YANG Cheng, WU Xiang-bei, CAO Shuai, et al. Performance Control of Ion-Droplet Mixed Mode of Ionic Liquid Thrusters[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(6):2207024.)

ic impulse increase with the increase of voltage, and efficiency decreases first and then increases with the increase of voltage. In addition, by calculation, it is found that the reduction of specific charge generates the decrease of thrust, specific impulse and efficiency. With the volume flow rate of 2.8nL/s and the voltage range of -3100~-3800V, the thrust range of the thruster is 6.66~12.54 $\mu$ N, and the specific impulse range is 187.48~353.07s, and the efficiency range is about 6.02%~6.87%.

**Key words:** Space electric propulsion; Ionic liquid thruster; Ion-droplet mixed mode; Performance control; Ion evaporation

## 1 引言

微纳卫星具有尺寸小、成本低、研制周期短等优点,目前已逐渐成为现代卫星研究的主流趋势之一<sup>[1]</sup>。离子液体推力器基于场发射原理,通过高压电场提取带电粒子产生推力,具有体积小、比冲高、结构简单、功率低等特点,十分适合用作微纳卫星的推进系统。在不同供给流量或供给电压的条件下,场发射具有不同的工作模式,对应推力、比冲和效率等性能参数也不相同。1990年,Cloupeau等<sup>[2]</sup>根据液面形态对场发射电喷雾进行分类,将不同供给电压和流量下射流的模式分为:滴落模式、微滴落模式、锥射流模式、纺锤模式、简单射流模式及分歧射流模式,这种分类并未涉及发射束流中的组分。由于使用工质电导率、黏度等物性限制,这类液体只能产生锥射流模式,发射带电液滴。Fernandez等<sup>[3]</sup>在2000年采用碘化钠甲酰胺溶液以及离子液体为工质,对场发射中的离子蒸发现象开展了详细研究,采用不同电导率并改变供给流量,通过停止电势法对发射束流进行诊断,得到了不同条件下束流的能量分布,发现供给流量较小时,离子电流占比更大,随着流量增大,离子电流占比快速下降。离子液体相比乙醇等溶液具有更高的电导率,在电场的作用下容易产生离子蒸发。Romero-Sanz等<sup>[4]</sup>在2003年对离子液体1-乙基-3-甲基咪唑四氟硼酸盐(1-ethyl-3-methyl imidazolium Tetrafluoroborate, EMIBF<sub>4</sub>)的离子蒸发现象展开研究,在真空状态下,采用飞行时间法对不同流量下的发射束流中离子组分进行诊断,研究发现发射离子的组分包含单体、二聚体和三聚体。当离子液体推力器发射束流中只包含离子时,推力器处于纯离子模式,但纯离子模式的产生要求极低的供给流量,当供给流量偏大时,推力器的工作模式为离子-液滴混合模式<sup>[5]</sup>。

离子-液滴混合模式下,发射束流中包含带电液滴和离子,由于液滴相比离子荷质比更小<sup>[6]</sup>,因此纯离子模式发射束流的平均荷质比相比离子-液滴混

合模式更高。离子液体推力器的推力和荷质比成反比,而比冲和荷质比成正比,因此相比纯离子模式,离子-液滴混合模式具有更大的推力和更低的比冲。此外,推力器处于纯离子模式要求极低的供给流量以及较小的发射极尺寸,推力器配置的要求较高,目前各研究机构研发的离子液体推力器中,大部分都采用离子-液滴混合模式工作<sup>[7-11]</sup>。美国航空航天局和欧洲航天局开展的LISA(Laser Interferometer Space Antenna)引力波探测计划中,美国Busek公司针对该计划研发了以离子液体为工质的CMNTs(Colloid Micro-Newton Thrusters)推力器,该推力器的工作模式为离子-液滴混合模式,并且满足LISA引力波探测计划的推力性能要求<sup>[12-14]</sup>。

离子-液滴混合模式下,发射电流随电压的变化而变化<sup>[5]</sup>,本文采用固定流量,通过改变供给电压,收集发射电流,为观察离子-液滴混合模式下的液面特征,通过高速相机拍摄液面变化图像,并采用图像处理统计各电压下液面高度变化。采用较为简便的理论计算的方法,结合实验结果,对离子-液滴混合模式进行判断并计算各电压下的发射束流组分。最后对推力、比冲及效率等性能参数进行计算,并讨论荷质比的改变对推力器性能的影响,总结离子-液滴混合模式下离子液体推力器的调控规律。

## 2 方法

### 2.1 实验系统

搭建一套离子液体推力器实验系统,通过该实验系统进行实验并对发射电流信号和液面变化图像进行采集。图1为离子液体推力器实验系统的示意图,主要包括:A-电流信号采集系统、B-高压电源供给系统、C-离子液体推力器样机、D-图像采集系统以及E-离子液体供给系统。实验在真空环境中进行,真空环境模拟系统极限压强为0.8mPa,实验时实际环境压强为1mPa。由于离子液体放置在大气环境中会溶解一定气体,导致在真空环境下供液时产生气泡,因此实验开始前先将离子液体放置在真空环

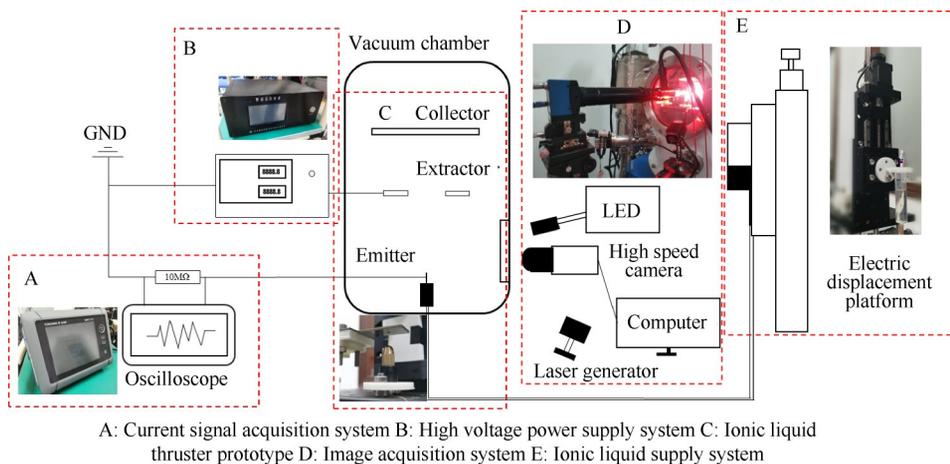


图1 离子液体推力器实验系统示意图

境抽气约2h,用于排出溶解气体。采用负直流高压电源与提取极连接,供给0~-5kV电压,发射极与电流信号采集系统连接,通过串联采样电阻放大发射电流信号并通过录波仪收集。图像采集系统通过观察窗拍摄真空仓内发射极尖端液面变化情况。

### 2.2 离子液体推力器样机

离子液体推力器样机主要由发射极、提取极和收集板组成,图2为离子液体推力器原理示意图,在高压电场中,离子液体在发射极出口处会被拉伸形成泰勒锥<sup>[15]</sup>并发射带电粒子。本文采用的发射极为毛细管式,外径约为0.65mm,内径约为0.35mm,提取极采用一块开口孔径约为3mm的不锈钢板,与发射极距离为2mm,收集板为一块光滑的不锈钢板,用于收集通过提取极的束流,避免发射粒子沉积在真空仓内壁。实验时,高压电源与毛细管发射极连接,提取极与收集板接地。

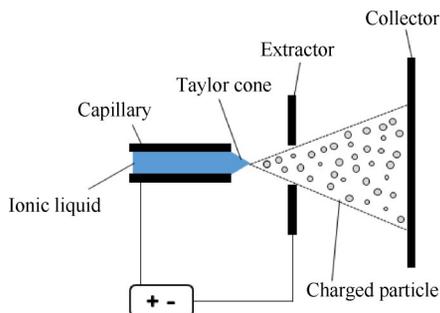


图2 离子液体推力器原理示意图

### 2.3 推进剂供给系统

离子液体推力器需要控制精确的极低流量,一些学者在研究中通过对储箱充氮气,产生储箱和毛细管尖端的压力差,通过采集两端压力计算得到发

射极针尖的流量<sup>[16-19]</sup>。本文实验采用高度差产生压力差,图3为推进剂供给系统的原理图,通过长度为200mm,内径0.15mm毛细管连接储箱和发射极,对供给流量为0.1nL/s的情况,采用泊肃叶公式进行计算:

$$Q = \frac{\Delta p \pi r_i^4}{8 \mu L} \quad (1)$$

式中 $Q$ 为体积流量; $r_i$ 为毛细管内径; $\mu$ 为离子液体的动力黏度,约为0.039Pa·s; $L$ 为管道长度。计算得到对应高度差为6.26mm。

实验时,将储箱和发射极放置真空仓内,储箱和发射极在同一压力环境中,不存在气压差,通过高度差产生储箱和发射极出口压差。在实验条件基础上,由于供液管路内壁存在少量油污以及管路形变等问题,流量会存在一定误差,因此采用质量法对流量进行验证,通过分析天平(上海天美,FA3204C,测量精度为0.1mg)测量在本文采用高度差(31.3mm)下一段时间内流出的液体质量。多次测量结果表明,在1h时间差内,天平收集到的液体质量为12.1~13.9mg,计算得到流量约为(2.8±0.2)nL/s。

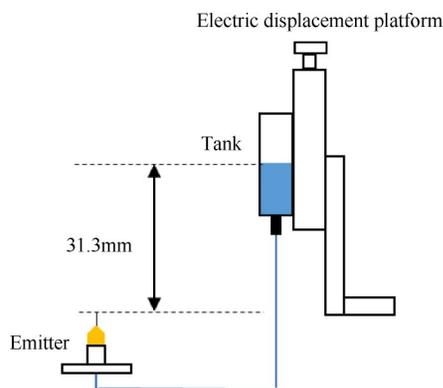


图3 推进剂供给系统原理图

### 2.4 信号采集系统

实验中直接收集发射极的电流信号,即总发射电流信号,因此可以排除束流碰撞提取极或收集板产生二次物质发射导致的电流信号偏差。发射电流信号通过串联一个10MΩ阻放大,采用录波仪(YOKOGAWA, DL350)收集对应电压信号并在后期处理数据时转换为对应电流信号,并进行后期数据处理,录波仪的采样率为500kS/s。

液面变化图像通过高速相机(Mikrotron, mini1)进行拍摄,并通过电脑实时观察和记录,高速相机放大倍率为0.5~14倍,分辨率为368×634,帧率为2035fps。由于真空腔内缺少照明设备,实验中采用55W LED同轴光和1200mW红色激光发生器进行照明。拍摄图像结果采用Matlab提取图像边界并统计液面高度变化。

## 3 结果与讨论

### 3.1 发射电流及液面图像结果

通过实验得到离子液体推力器在-2950~-3800V电压区间对应的发射电流信号以及液面变化图像。当电压较低(-2950~-3050V)时,在同一电压下发射初期的电流为脉冲信号,液面处于周期性波动,随着发射的进行,发射电流转换为相对稳定的信号,液面不再处于周期性波动,而是转换为相对稳定的形态。

图4(a)为供给电压为-2950V时对应发射电流信号。发射初期的脉冲信号如图4(b)所示,观察发现电流信号和液面处于周期性波动状态,电流信号在一个周期内首先迅速增大至峰值,随后逐渐减小至零,维持一段时间后进入下一个发射周期。发射电流的变化可以与图像对应,图4(b)电流信号中A~H点分别对应下方液面变化图像,观察发现,电流到达峰值时对应液面最高点,随后液面回缩并坍塌,图中D、F和H对应液面最低点,此后液面会被逐渐拉伸,重新形成尖端,统计发现液面波动周期约为4.4~4.5ms。如图4(a)所示,脉冲发射状态维持约14s,出现约1.2s发射中止后产生峰值电流,随后发射电流维持在相对稳定的状态。选择稳定电流中Part 2区间,如图4(c)所示,观察发现,I~L点对应发射电流和液面高度基本稳定,与图4(b)相比,液面底部外径发生变化,从约0.75mm变为约0.96mm。

通过对实验结果的观察发现,在供给电压较低(-2950~-3050V)时,推力器在发射初期会处于周期性发射的工作模式,对比前人研究成果可以发现,在该模式下液面每次波动都会发射体积较大的带电液

滴<sup>[20]</sup>,根据电流信号和发射粒子特点,这种模式可称为脉冲液滴模式。由于发射极外表面对离子液体有一定吸附性,液面在脉冲液滴模式下每次坍塌回缩都会产生少量离子液体吸附在发射极外表面上,随着推力器工作时间的延长,离子液体积累导致发射底部半径增大。当底部半径足够大(如图4(c)所示

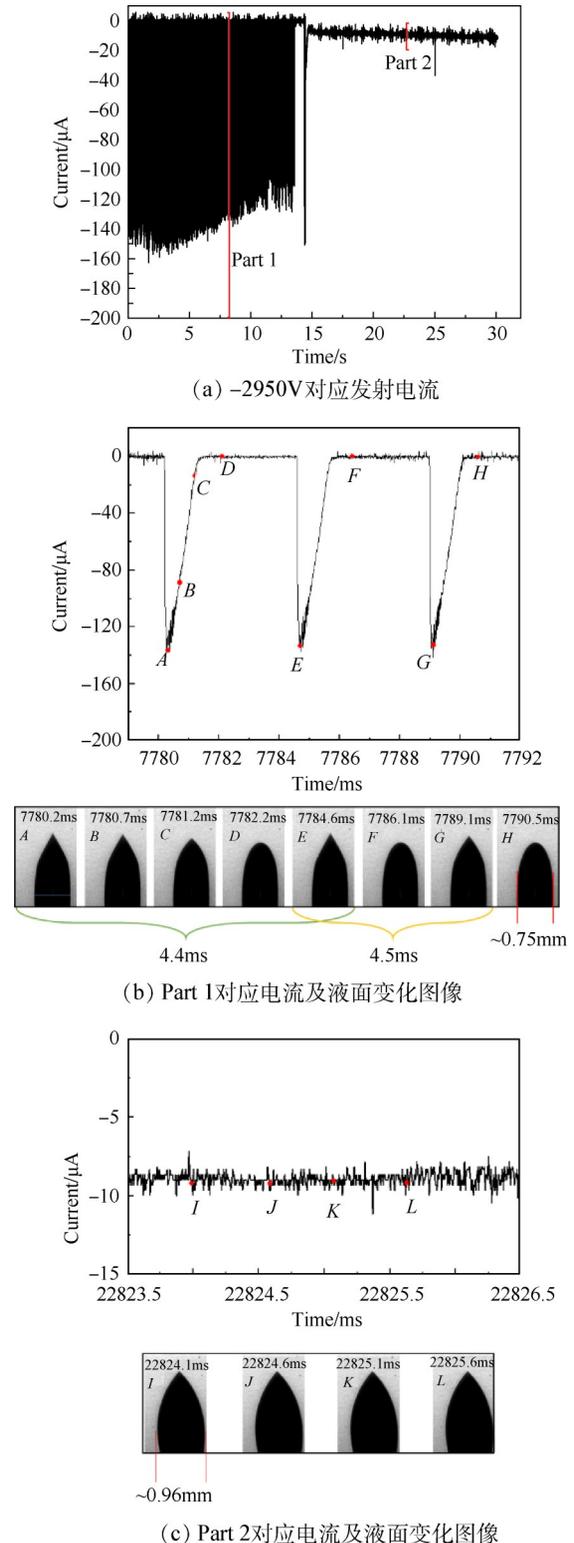


图4 -2950V供给电压对应发射电流及液面变化图像

约为0.96mm)时,发射不再处于脉冲液滴模式,而是转换为发射电流信号和液面相对平稳的模式。

当供给电压超过-3100V后,推力器发射初期不再处于脉冲液滴模式,而是直接处于相对稳定的模式。图5和图6为电压为-3100~-3800V对应发射电流信号和液面变化图像。结果表明,供给电压为-3100~-3250V时,发射电流信号变化较小,随着供给电压的增大,发射电流信号随之增大,当供给电压超过-3700V时,发射电流信号出现阶跃性增大。在供给电压为-3100~-3800V,液面为相对稳定的锥形形态,随着电压的增大液面高度呈现逐渐减小的趋势,当供给电压超过-3800V时,液面不再保持稳定锥形,而是产生较大波动或形成多锥发射,发射电流不稳定,因此本文实验采用电压上限为-3800V。

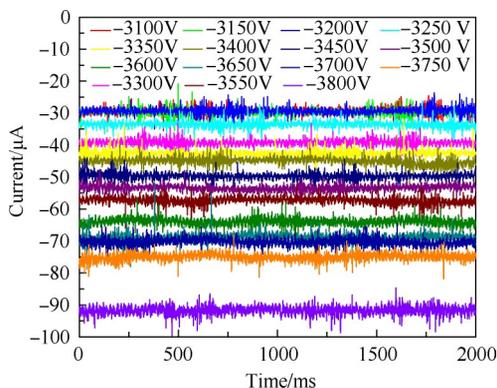
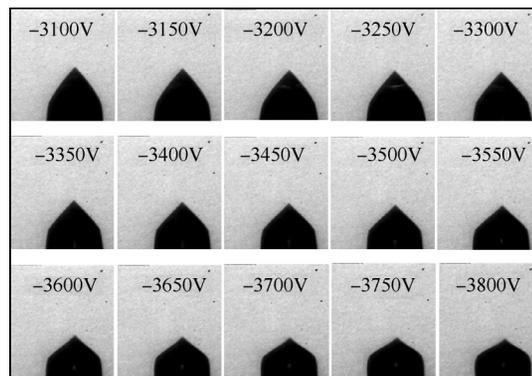


图5 -3100~-3800V发射电流信号

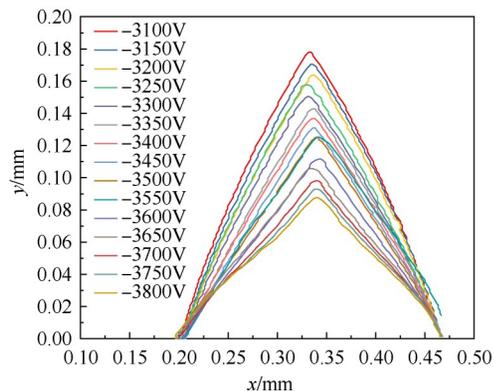
发射液面在-3100~-3800V下都处于较平稳状态,高速相机拍摄图像见图6(a),提取各电压下的对应液面边界,整理结果如图6(b)所示,结果表明,液面高度随着电压增大而减小,液面尖端基本保持在发射极中轴线上,未出现明显的偏转。同时,随着发射电压的增大,液面尖端角度逐渐增大。以-3800V电压下液面高度为零点,统计各电压下液面高度变化如图7所示,结果表明液面高度总体趋势随电压的变化接近线性,-3100和-3800V对应液面的高度差值约为0.09mm,供给电压为-3800V时对应液面高度约为0.453mm,因此当供给电压最大时,液面高度降低约20%。

### 3.2 离子液体推力器工作模式判断

离子液体由于其电导率高等优势,在足够大的电场强度下可以产生离子蒸发现象,当发射束流中只含有离子时,推力器处于纯离子模式。为了对离子液体推力器工作模式进行判断,首先对推力器是否处于纯离子模式进行初步计算。在本文实验中,



(a) 高速相机拍摄图像



(b) 液面边界提取结果

图6 -3100~-3800V液面变化图像

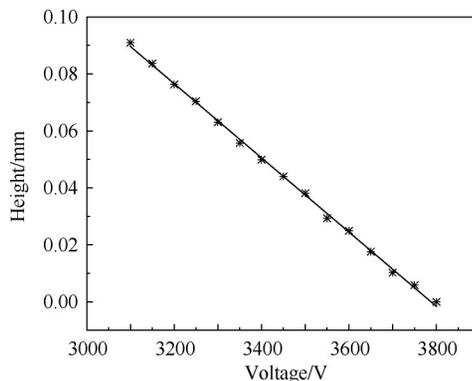


图7 -3100~-3800V液面高度变化

供给流量为2.8nL/s,若推力器处于纯离子模式,离子的发射电流可通过公式(2)计算。

$$I_i = \sum_{n=0,1,2} \left[ \rho Q_{i,n} \left( \frac{q}{m} \right)_{i,n} \right] \quad (2)$$

式中 $I_i$ 为离子电流;下标 $n=0,1$ 和 $2$ 分别代表离子携带的分子个数,研究发现<sup>[6]</sup>,离子液体推力器发射的离子主要为单体( $n=0$ ),其次为二聚体( $n=1$ )和三聚体( $n=2$ ); $q/m$ 为荷质比; $Q_{i,n}$ 指发射离子消耗的体积流量; $\rho$ 为工质的密度,即离子液体密度而非束流中离子的密度。

通过公式(2)可知,当供给流量一定时,荷质比越小,对应发射电流越小,为了判断推力器是否处于纯离子模式,选择荷质比最小的离子三聚体进行计算,代入对应荷质比  $199.6\text{C/g}^{[8]}$ ,得到计算结果为  $723.19\mu\text{A}$ ,对比图5所示的发射电流结果发现,计算结果与本文实验得到最大发射电流有较大差异,即本文产生的发射电流远低于纯离子模式下的发射电流。因此可以判断,在本文实验条件下,推力器未产生纯离子模式发射。

3.1节的实验结果表明,推力器会产生脉冲液滴模式以及相对平稳的发射模式,两种模式均发射带电液滴,对应的荷质比、发射电流大小以及液面变化均有较大差异。对比前人研究,稳定发射模式的液面形态与锥射流模式类似,但受限于工质黏性系数、表面张力系数等物性参数的影响,离子液体在锥射流模式下难以产生明显射流<sup>[2]</sup>。Fernandez等<sup>[21]</sup>对锥射流模式研究发现,发射电流仅与供给流量相关,与供给电压等参数无关,可由公式(3)计算。

$$I_j = f(\epsilon) \sqrt{\frac{\gamma K Q}{\epsilon}} \quad (3)$$

式中  $I_j$  为锥射流发射电流;  $f(\epsilon)$  为实验测量得到的常数;  $\gamma$  为表面张力系数;  $K$  为电导率;  $\epsilon$  为相对介电常数。

离子液体 EMIBF<sub>4</sub> 的部分物性如表1所示<sup>[3-4, 22-23]</sup>,利用公式(3)对本文设置流量下理论发射电流进行计算如图8所示。对比发现,实验发射电流远高于计算值,并且呈现与电压相关的趋势,因此本文实验中离子液体推力器不处于纯锥射流模式。

表1 离子液体 EMIBF<sub>4</sub> 的部分物性表<sup>[3-4, 22-23]</sup>

Ionic liquid	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	$K/(\text{S/m})$	$\epsilon$	$\gamma/(\text{N/m})$	$f(\epsilon)$	$\mu/(\text{Pa}\cdot\text{s})$
EMIBF <sub>4</sub>	1294	1.3	71	0.052	18	0.039

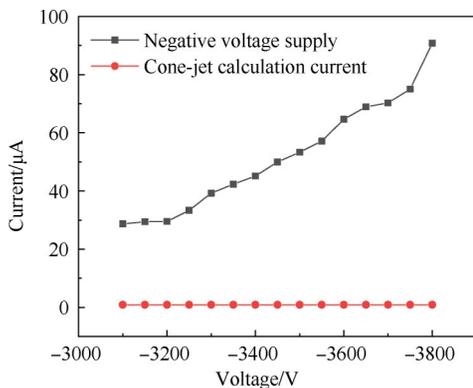


图8 实验值和锥射流发射电流理论值对比

为进一步判断离子液体推力器处于离子-液滴混合模式,对离子蒸发的存在进行定量计算。在电势差的作用下,推力器发射极尖端的离子液体会被拉伸,形成泰勒锥,在泰勒锥表面上一点的电场强度可以通过公式  $E_n = \sqrt{2\gamma \cot \alpha / (\epsilon_0 r)}$  计算<sup>[15]</sup>,其中  $\alpha$  为液面尖端半角角度,在本文计算中取泰勒锥半角  $49.3^\circ$ <sup>[15]</sup>,  $\epsilon_0$  为真空介电常数,  $r$  为液面上一点的曲率半径。电场强度在液面尖端处不会无限大,而是形成一个转换区,并逐渐过渡到射流端<sup>[3]</sup>。在射流端,液面电场强度可以通过高斯定理得到,为  $E_j = r_j I / (2Q\epsilon_0)$ <sup>[3]</sup>,式中  $r_j$  为射流上一点的曲率半径。该公式表明,随着液面逐渐接近转换区,其电场强度逐渐增大,因此在转换区内存在一点,此处电场强度最大,结合文献通过推导可得该点场强表达式为<sup>[3]</sup>

$$E_{\max} = (2f(\epsilon) \cos \alpha)^{\frac{1}{3}} \frac{\gamma^{\frac{1}{2}} K^{\frac{1}{6}}}{\epsilon_0^{\frac{2}{3}} Q^{\frac{1}{6}}} \quad (4)$$

代入本文实验对应参数可得最大电场强度为  $1.34 \times 10^9 \text{V/m}$ ,高于离子蒸发电场强度阈值  $1.08 \times 10^9 \text{V/m}$ <sup>[4]</sup>。结合本节讨论发现,实验得到的发射电流与纯离子模式的发射电流存在较大差异,发射电流随供给电压增大有明显增大趋势,并且远高于纯锥射流发射电流,结合转换内电场强度高于离子蒸发阈值的计算结果,因此可判断本文实验中推力器处于离子-液滴混合模式。

### 3.3 离子-液滴混合模式组分计算

在离子-液滴混合模式下,推力器发射束流包含荷质比较大的离子和荷质比较低的液滴,离子占比的变化会导致平均荷质比产生变化,并直接影响推力、比冲等性能的改变。本文通过实验结果结合理论对离子-液滴混合模式发射束流的组分进行计算,将发射电流视为由离子电流和液滴电流两部分组成,供给流量分别由离子和液滴消耗,设离子和液滴的电流为  $I_i$  和  $I_d$ ,消耗的流量为  $Q_i$  和  $Q_d$ 。与总电流和总流量关系为

$$I = I_i + I_d \quad (5)$$

$$Q = Q_i + Q_d \quad (6)$$

假设发射离子为单一荷质比的单体粒子 ( $\text{BF}_4^-$ ),荷质比约为  $1073.4\text{C/g}$ <sup>[6]</sup>,离子电流  $I_i$  可以通过公式(2)计算,对应下标  $n=0$ ,即

$$I_{i,0} = \rho Q_{i,0} (q/m)_{i,0} \quad (7)$$

式中离子消耗流量与式(2)类似,指离子发射消耗的液体流量,密度为离子液体密度而不是发射离子束

流的密度。

液滴的发射电流可通过式(3)计算,改写为

$$I_d = f(\epsilon) \sqrt{\frac{\gamma K Q_d}{\epsilon}} \quad (8)$$

联立式(5)~(8)可以解得离子和液滴对应的电流和流量,整理数据得到如图9所示的离子和液滴对应电流和流量变化曲线。从图中可以发现,随着电压的增大,离子电流和离子消耗流量逐渐增大,离子电流约约为27.79~89.9 $\mu$ A,离子消耗流量约为0.02~0.06nL/s,发射束流中质量流量主要由液滴组成,而电流主要由离子组成。统计离子电流占比如图10所示,离子电流占比随电压的增大而增大,当供给电压为-3100V时,离子电流占比最低,为96.78%,当供给电压为-3800V时,离子电流占比最高,为98.99%。

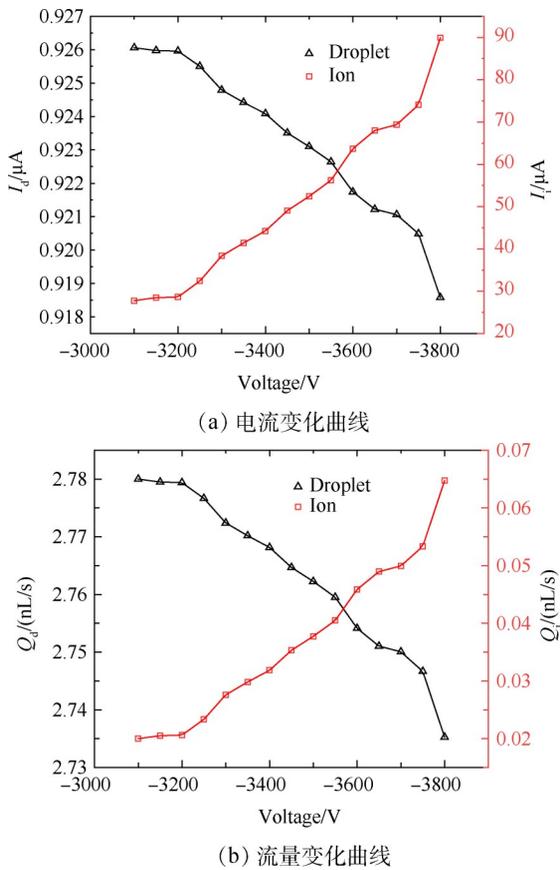


图9 离子和液滴对应电流和流量随电压变化曲线

### 3.4 离子-液滴混合模式性能调控

#### 3.4.1 电压调控

通过3.3节计算得到不同电压下液滴和离子的电流和流量,对公式(7)改写得到液滴对应变量

$$I_d = \rho Q_d \left( \frac{q}{m} \right)_d \quad (9)$$

通过公式(9),结合3.3节中液滴对应的电流和

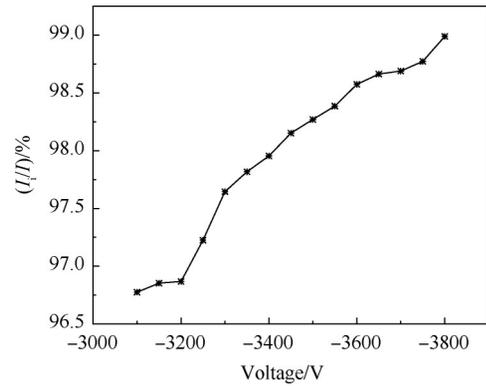


图10 离子电流占比随电压变化曲线

流量可以计算发射液滴平均荷质比,约为257.43~259.53C/g,再通过推力公式可以分别计算液滴和离子产生的推力,即

$$F_d = I_d \sqrt{\frac{2U}{(q/m)_d}} \quad (10)$$

$$F_{i,0} = I_{i,0} \sqrt{\frac{2U}{(q/m)_{i,0}}} \quad (11)$$

式中 $F_d$ 和 $F_{i,0}$ 分别为液滴和单体离子的推力; $U$ 为供给电压。

总比冲为 $I_{sp} = (F_d + F_{i,0})/(mg)$ ,计算得到如图11所示的推力和比冲与电压的关系曲线。结果表明,推力和比冲随供给电压的增大而增大,当电压为-3100~-3200V时,推力和比冲的变化较小,供给电压超过-3750V时,推力和比冲出现阶段性增大。供给电压较低时,液滴产生的推力高于离子,推力主要由液滴主导,随着电压逐渐增大,离子产生的推力增大,而液滴产生的推力变化率较小,当电压超过-3550V时,离子产生的推力超过液滴并逐渐成为主导,推力器总推力约为6.66~12.54 $\mu$ N,比冲约为187.48~353.07s。

对推力器的效率进行计算,设定液滴和离子的比荷质比为

$$\epsilon = \frac{(q/m)_d}{(q/m)_i} \quad (12)$$

忽略电源等实验设备的效率损失,推力器的发射效率计算公式为<sup>[5]</sup>

$$\eta = \frac{[1 - (1 - \sqrt{\epsilon}) f_i]^2}{1 - (1 - \epsilon) f_i} \quad (13)$$

式中 $f_i$ 为离子电流占比。

代入离子电流占比及液滴荷质比计算结果,得到各电压对应推力器发射效率如图12所示。推力器发射效率随电压增大呈现先减小后增大的趋势,发射电压为-3100V时效率最高,约为6.87%,当供给电

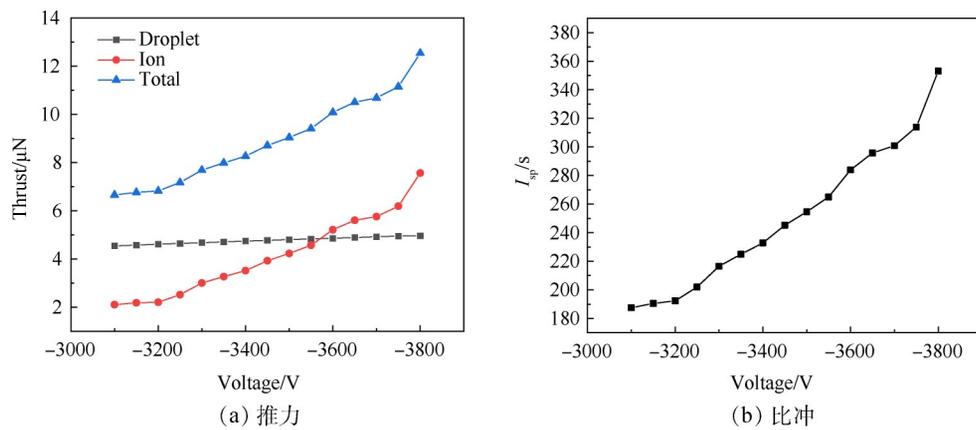


图11 推力和比冲随电压变化曲线

压为-3550V时效率达到最小值,约为6.02%,随后效率逐渐增大,当供给电压为-3800V时效率约为6.28%。图13(a)为本文实验中离子电流占比对应效率变化曲线,在本文实验条件下,随着离子电流占比的逐渐增大,效率呈现先减小后增大的趋势。本文计算效率变化趋势与文献中对比荷质比 $\epsilon=0.09$ 的效率计算相似<sup>[5]</sup>,但数值上差异较大,通过公式(13)发现,效率的变化与比荷质比相关,因此在不同比荷质比的条件下,效率变化曲线的极小值点等数据也会不一样。本文计算结果中比荷质比 $\epsilon$ 约为 $2.40 \times 10^{-4} \sim 2.42 \times 10^{-4}$ ,因此本文效率与文献计算值有相同变化趋势但数值上有较大差异。根据3.3节中的计算结果,离子电流占比的变化与电压相关,本文离子液体推力器样机实验中,电压变化为-3100~-3800V,对应离子电流占比始终为90%以上,因此无法计算得到如图13(b)所示的离子电流占比较低的情况下对应的效率大小。在实际推力器设计中,效率随电压的变化可以通过效率随离子电流占比的变化来反映,在不同的供给流量、发射极内外径和极间距等条件下,推力器的工作电压区间不同,对应的离子电流占比变化也不同,可以将效率表示为如图13所示的变化曲线,由于曲线具有先减小后增大的变化趋势,且离子电流占比随着供给电压的增大而增大,因此在不同推力器配置和实验条件下效率随电压变化的曲线有可能呈现单调减小、先减小后增大或单调增大的趋势。

本节对不同电压下推力器性能的讨论,可作为后续推力器设计的参考。针对空间任务的需求,可以通过改变供给电压,使推力器具有不同的推力及比冲,供给电压越大,推力和比冲越大。本文推力器的效率随电压的增大呈现先减小后增大的趋势,在供给电压较低和较高时对应效率更高,在供给电压

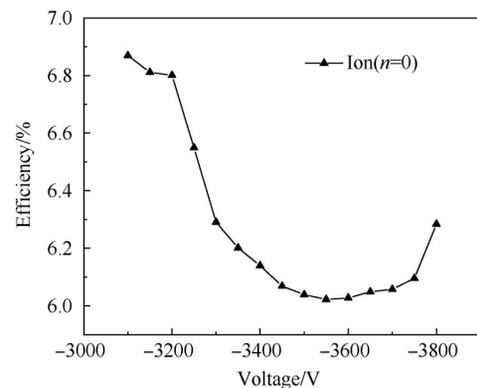


图12 效率-电压曲线

区间中值附近效率最低,设计推力器时需要结合效率的变化规律考虑推力和比冲的大小。

#### 3.4.2 离子荷质比的影响

以上讨论基于发射离子只有单体的假设,在前人的研究中发现,离子液体推力器发射的负离子还有可能包含二聚体( $(EMIBF_4)BF_4^-$ ,  $n=1$ )及三聚体( $(EMIBF_4)_2BF_4^-$ ,  $n=2$ ),对应的荷质比分别为334.1C/g和199.6C/g<sup>[6]</sup>。发射离子中包含多种组分时,根据二聚体或三聚体占比的不同,发射离子的平均荷质比也会发生变化。当发射离子为单体和二聚体时,随着二聚体含量的增大,平均荷质比会逐渐减小;当发射离子为单体、二聚体和三聚体时,随着三聚体含量的增大,平均荷质比同样会逐渐减小。由此可以得到平均荷质比的两种荷质比最小的情况:发射不含三聚体时,离子种类只有二聚体;发射含有三聚体且离子种类只有三聚体,此时发射离子的平均荷质比最小。而平均荷质比最大的情况为只含有单体,已在前面章节中讨论。

对发射离子只含有二聚体或三聚体的情况分别采用公式(5)~(8)进行计算,得到两种情况对应的液滴和离子的流量和发射电流,再对离子电流和流量

占比、推力和比冲进行计算,结果如图14所示。计算结果表明,三种荷质比情况下推力器的离子电流占比、离子消耗流量占比、推力及比冲都随电压的增大而增大。随着荷质比的减小,同一电压下对应的离子电流、离子消耗流量占比、推力及比冲逐渐增大,当离子荷质比最小时,离子电流占比最高为99.04%,离子消耗流量占比最高为12.44%,推力约为9.34~22.13 $\mu$ N,比冲约为262.98~623.34s。

通过式(12)和式(13)对二聚体和三聚体荷质比对应的推力器效率计算,结合单体效率曲线得到如

图15所示的效率变化曲线。结果表明,荷质比为单体及二聚体时效率随电压增大呈现先减小后增大的趋势,当荷质比为二聚体时,供给电压为-3100~-3250V时,效率随电压增大而减小,但减小幅度仅有0.058%,远低于供给电压从-3300V变化至-3800V的2.88%增长。当荷质比为三聚体时,效率呈现单调增加的趋势。从图14(a)的离子电流占比随电压的变化规律发现,当荷质比减小时,离子电流占比的最小值增大,结合图13所示效率随离子电流占比的变化规律可以发现,不同离子电流占比最小值对应不同

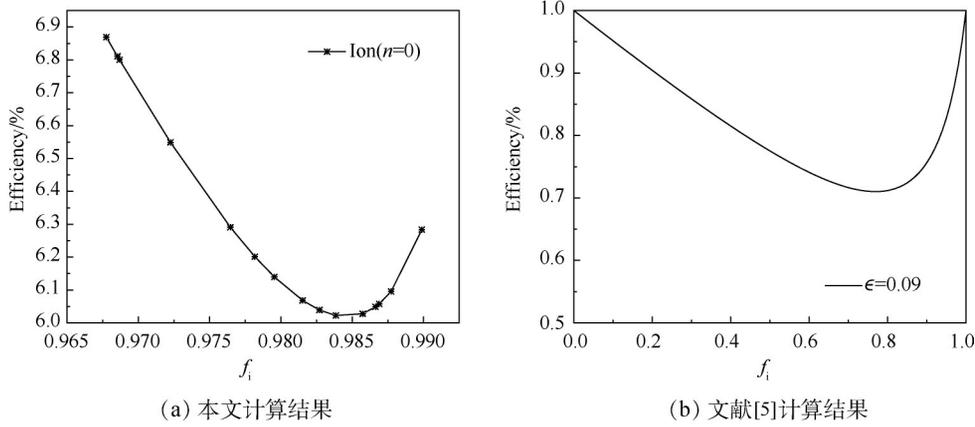


图13 效率-离子电流占比曲线

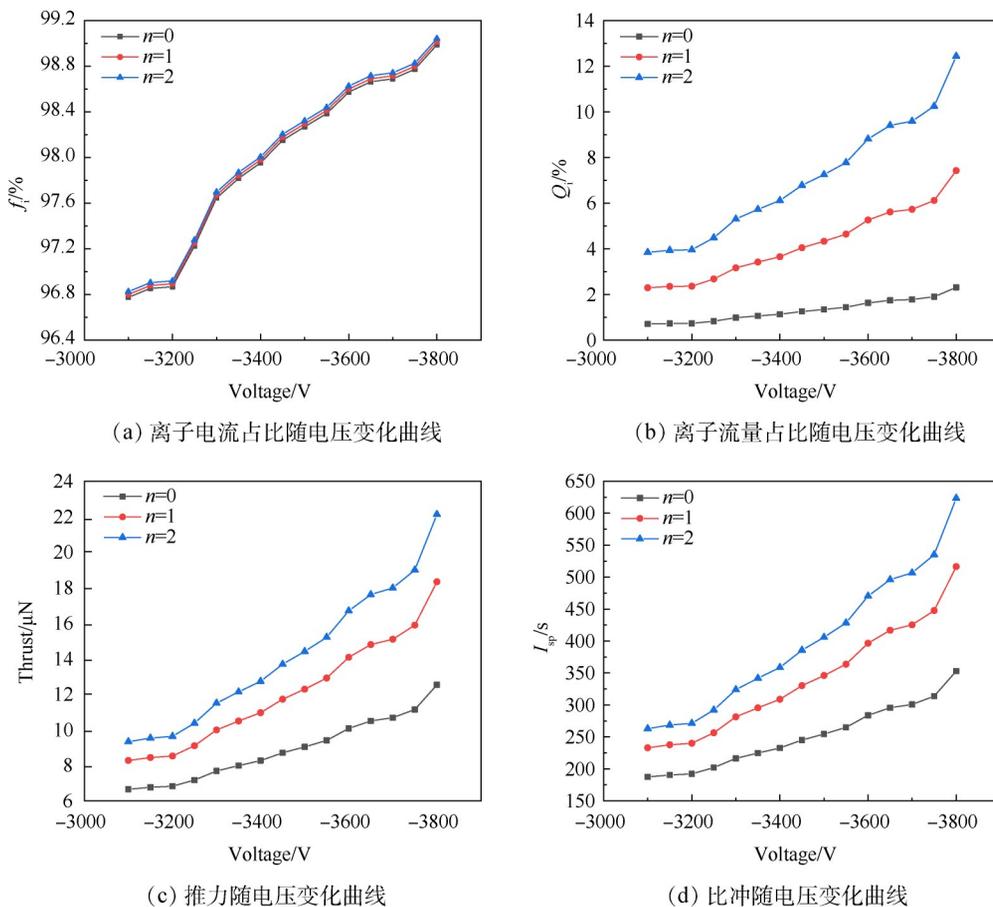


图14 单体、二聚体、三聚体对应计算结果

的效率变化起始点,而电压与离子电流占比呈现正相关趋势,因此在不同荷质比的情况下,效率随供给电压的变化也会呈现不同变化趋势。在本小节结果中,荷质比为单体时,最低供给电压对应离子电流占比较低,此时效率的初始变化从较大值开始,且呈现先减小后增大的趋势,随着荷质比减小为二聚体,最低供给电压对应的离子电流占比增大,效率变化的初始值减小,但仍然与单体有相同的趋势,而随着荷质比进一步增大为三聚体荷质比时,效率变化的初始值更小,且趋势变为单调增大。当发射离子为单体时,最低供给电压对应最高效率,而当发射离子为二聚体和三聚体时,最高供给电压对应最高效率。在同一电压下,效率随着荷质比的减小而增大,二聚体效率约为10.56%~13.45%,三聚体约为13.52%~19.59%。

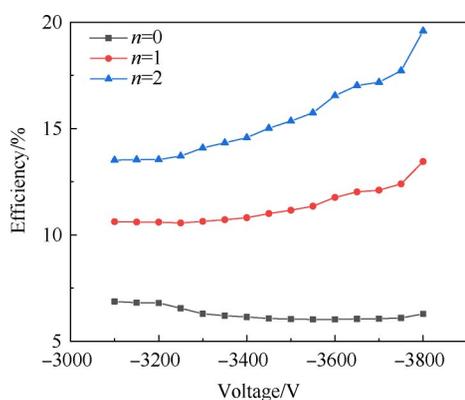


图15 单体、二聚体、三聚体对应效率曲线

以上讨论表明,荷质比对推力器性能具有影响。当发射离子中的组分发生变化时,离子平均荷质比也会发生变化,当组分中只有单体时,平均荷质比最大,只有三聚体时最小。本节对离子荷质比的讨论在一定程度上可以表征组分变化对推力器性能的影响。当离子束流中二聚体和三聚体含量增大时,对应平均荷质比减小,此时离子电流占比增大。由于效率与发射的两种粒子(本文为液滴和离子)的比荷质比相关,当离子平均荷质比减小时,离子电流占比和比荷质比增大,由式(13)可知推力器效率增大。推力器的发射离子的组分受供给电压和流量等条件影响,针对不同任务需求,可以通过改变电压和流量等条件产生不同发射离子组分,根据需求结合效率随电压变化规律设计不同性能的离子液体推力器。

## 4 结论

本文通过对离子液体推力器进行实验并结合理论计算,得到以下主要结论:

(1)在固定供给流量条件下,当电压较低(-2950~-3050V)时,离子液体推力器在发射初期处于脉冲液滴模式,随着发射的进行,液面的坍塌导致离子液体在发射极外表面的吸附,增大发射液面底部外径,推力器在某一时刻转换为相对稳定的发射状态。当供给电压达到-3100V时,离子液体推力器不再产生脉冲液滴模式,而是维持在相对稳定的发射状态,此时离子液体推力器发射电流随供给电压的增大而增大,发射极尖端液面高度随供给电压的增大而减小。

(2)将实验发射电流与理论纯离子和纯锥射流对应发射电流比较,并计算实验条件下转换区最大电场强度,判断本文实验中离子液体推力器处于离子-液滴混合模式。结合实验结果计算得到不同供给电压下发射束流的离子和液滴对应的流量和电流,整理发现离子电流占比随电压增大而增大,约为96.78%~98.99%,推力和比冲随供给电压的增大而增大,总推力约为6.66~12.54 $\mu$ N,比冲约为187.48~353.07s。推力器效率随供给电压的增大呈先减小后增大的趋势,而效率随离子电流占比的变化趋势与其他学者研究结果相似<sup>[5]</sup>。

(3)荷质比的减小对推力器性能有一定影响。推力、比冲和效率随着荷质比的减小而增大,当荷质比对应单体和二聚体时,效率随电压增大呈现先减小后增大的趋势,当荷质比对应三聚体时,效率呈现单调增大趋势。荷质比最小时,推力约为9.34~22.13 $\mu$ N,比冲约为262.98~623.34s,效率约为13.52%~19.59%。

本研究中由于供液稳定性的影响未实现变供给流量离子液体推力器场发射实验。在改变供给流量的条件下进行实验,有助于更深入研究离子-液滴混合模式的性能调控,结合本文不同供给电压下调控规律,可以进一步地完善在该模式下推力器性能的调控方法。

**致谢:**感谢国家重点研发计划及深圳市科技计划的资助。

## 参考文献

- [1] Ming L. Perspective on Development of Micro-Small Satellites[J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(6): 1-5.
- [2] Cloupeau M, Prunetfoch B. Electrostatic Spraying of Liquids: Main Functioning Modes[J]. *Journal of Electrostatics*, 1990, 25(2): 165-184.
- [3] Fernandez de la Mora J, Gamero-Castano M. Direct Measurement of Ion Evaporation Kinetics from Electrified Liquid Surfaces[J]. *Journal of Chemical Physics*, 2000,

- 113: 815–832.
- [ 4 ] Romero-Sanz I, Bocanegra R, Fernandez de la Mora J. 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: 3599–3605.
- [ 5 ] Lozano P C. Studies on the Ion-Droplet Mixed Regime in Colloid Thrusters[D]. *Boston: Massachusetts Institute of Technology*, 2003.
- [ 6 ] Chiu Y H, Austin B L, Dressler R A, et al. Mass Spectrometric Analysis of Colloid Thruster Ion Emission from Selected Propellants[J]. *British Medical Journal*, 2005, 21(3): 416–423.
- [ 7 ] 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 Yun-tao, LI Shi-peng, WU Zhi-wen, et al. Design of Ionic Liquid Electro-spray Micro-Thruster System and Preliminary Study on Its Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(1): 212–219.)
- [ 8 ] Chen C, Chen M, Zhou H. Characterization of an Ionic Liquid Electro-spray Thruster with a Porous Ceramic Emitter[J]. *Plasma Science and Technology*, 2019, 22(9).
- [ 9 ] Krejci D, Mier-Hicks F, Thomas R, et al. Emission Characteristics of Passively Fed Electro-spray Microthrusters with Propellant Reservoirs [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2017, 54(2): 1–12.
- [ 10 ] Dandavino S, Ataman C, Ryan C N, et al. Microfabricated Electro-spray Emitter Arrays with Integrated Extractor and Accelerator Electrodes for the Propulsion of Small Spacecraft[J]. *Journal of Micromechanics and Microengineering*, 2014, 24(7).
- [ 11 ] Legge R S, Lozano P, Martinez-Sanchez M. Fabrication and Characterization of Porous Metal Emitters for Electro-spray Thrusters [C]. *Florence: 30th International Electric Propulsion Conference*, 2007.
- [ 12 ] Anderson G, Anderson J, Anderson M, et al. Experimental Results from the ST7 Mission on LISA Pathfinder [J]. *Physical Review D*, 2018, 98(10).
- [ 13 ] Zimer J K, Randolph T, Hraby V, et al. Colloid Micro-thrust Propulsion for the Space Technology 7 (ST7) and LISA Missions [J]. *American Institute of Physics*, 2006, 873: 548–555.
- [ 14 ] Zimer J, Marrese-Reading C, Cutler C. In-Flight Verification and Validation of Colloid Microthruster Performance [C]. *Ohio: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [ 15 ] Taylor G. Disintegration of Water Drops in an Electric Field [J]. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1964, 280: 383–397.
- [ 16 ] Ryan C N, Smith K L, Stark J P W. The Influence of Geometry on the Flow Rate Sensitivity to Applied Voltage Within Cone-Jet Mode Electro-spray [J]. *Journal of Applied Physics*, 2012, 112(11): 383–391.
- [ 17 ] Smith K L, Alexander M S, Stark J P W. The Sensitivity of Volumetric Flow Rate to Applied Voltage in Cone-Jet Mode Electro-spray and the Influence of Solution Properties and Emitter Geometry [J]. *Physics of Fluids*, 2006, 18(9): 092104.
- [ 18 ] Ryan C N, Smith K L, Stark J P W. The Flow Rate Sensitivity to Voltage Across Four Electro-spray Modes [J]. *Applied Physics Letters*, 2014, 104(8): 084101.
- [ 19 ] Smith K L, Alexander M S, Stark J. Voltage Effects on the Volumetric Flow Rate in Cone-Jet Mode Electro-spraying [J]. *Journal of Applied Physics*, 2006, 99(6): 064909.
- [ 20 ] Wang Z, Li R, Tian L, et al. Visualization of Periodic Emission of Drops with Micro-Dripping Mode in Electrohydrodynamic (EHD) Atomization [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2019, 105: 307–315.
- [ 21 ] Fernandez de la Mora J, Loscertales I G. The Current Emitted by Highly Conducting Taylor Cones [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 260: 155–184.
- [ 22 ] Lozano P C, 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 ] Wu J, Stark J P W. Measurement of Low Frequency Relative Permittivity of Room Temperature Molten Salts by Triangular Waveform Voltage [J]. *Measurement Science and Technology*, 2006, 17(4): 781–788.

(编辑:朱立影)