

## 10cm 氙离子推力器变推力特性研究\*

胡 竞<sup>1,2</sup>, 杨福全<sup>1</sup>, 郭德洲<sup>1</sup>, 谷增杰<sup>1</sup>, 邵明学<sup>3</sup>, 郑茂繁<sup>1</sup>

(1. 兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理重点实验室, 甘肃 兰州 730000;

2. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191;

3. 中国科学院电工研究所, 北京 100190)

**摘要:** 非重力阻尼的连续、快速、高精度补偿是实现重力梯度测量卫星精细重力场的关键技术之一, 直接影响到整星工程任务的成败。针对重力梯度测量卫星在轨飞行期间对电推进系统宽范围连续变推力能力的应用需求, 分析了10cm氙离子推力器推力调节响应特性。在此基础上, 通过对阳极电流、励磁电流和阳极流率等推力高敏感响应参量的组合调节, 开展了推力调节试验研究, 验证了10cm氙离子推力器宽范围连续变推力调节能力, 获得了1~20mN内的推力调节性能及其变化规律。试验结果表明: 在采用地面供电、供气设备条件下, 10cm氙离子推力器能够在100~597W内实现0.98~20.29mN的推力宽范围调节, 比冲175s~3500s, 推力分辨率优于50 $\mu$ N。研究为建立10cm氙离子电推进系统的推力控制数学模型及调节控制算法奠定基础。

**关键词:** 10cm氙离子推力器; 推力; 特性分析; 试验研究; 放电损耗; 推进剂利用率

**中图分类号:** V439+.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 10-2382-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190562

## Analysis on Variable-Thrust Characteristic of 10cm Xenon Ion Thruster

HU Jing<sup>1,2</sup>, YANG Fu-quan<sup>1</sup>, GUO De-zhou<sup>1</sup>, GU Zeng-jie<sup>1</sup>, SHAO Ming-xue<sup>3</sup>, ZHENG Mao-fan<sup>1</sup>

(1. Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics, Lanzhou 730000, China;

2. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Institute of Electrical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Compensation of the non-gravity dumping at high continuum speed with high accuracy for gravitational gradiometry satellites is one of the most important techniques to realize fine gravity field measurement, it can directly influence the success of the mission. Aiming at the application requirement of gravitational gradiometry satellites for electric propulsion system with the ability of wide-range and continuous variable-thrust during orbit flight, thrust regulation characteristic of 10cm xenon ion thruster was analyzed. Based on it, the thrust regulation tests were performed by adjusting the anode current, the magnet current and the propellant flow rate of the anode, and other high sensitive response parameters about thrust. The ability of wide-range and continuous variable-thrust of 10cm xenon ion thruster was evaluated, and its performance of thrust regulation and change rule over range 1mN~20mN were obtained. The results showed that the 10cm xenon ion thruster can realize continu-

\* 收稿日期: 2019-08-13; 修订日期: 2019-09-17。

基金项目: 民用航天预先研究项目 (D010509); 国家自然科学基金 (61601210); 甘肃省科技计划项目 (18JR3RA412)。

通讯作者: 胡 竞, 博士生, 工程师, 研究领域为放电等离子电推力器技术与磁性材料。E-mail: hjing37615486@163.com

引用格式: 胡 竞, 杨福全, 郭德洲, 等. 10cm氙离子推力器变推力特性研究[J]. 推进技术, 2020, 41(10): 2382-2389.

(HU Jing, YANG Fu-quan, GUO De-zhou, et al. Analysis on Variable-Thrust Characteristic of 10cm Xenon Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2382-2389.)

ous variable-thrust within the range of 0.98mN ~ 20.29mN over the input power range of 100W ~ 597W, specific impulse varies 175s ~ 3500s, and the thrust resolutions accuracy is better than 50 $\mu$ N under the condition of using the ground power supply and air supply equipment. Above research will certainly provide foundation to establish thrust control mathematical model and control algorithm of 10cm xenon ion electric propulsion system.

**Key words:** 10cm xenon ion thruster; Thrust; Characteristic analysis; Experiment research; Ion production cost; Propellant utilization efficiency

## 1 引言

离子推力器以其寿命长<sup>[1]</sup>、比冲高<sup>[2-3]</sup>、工作模式多<sup>[4]</sup>、推力精确可调<sup>[5]</sup>等优点在航天器姿轨控任务中得到广泛应用。采用以离子推力器为核心单机的离子电推进技术可以从根本上解决化学推力器位保对卫星姿态干扰大的问题,是改善复杂飞行器控制性能的有效手段。目前,作为国际上实现工程化应用的电推进技术,离子电推进技术的应用与否已成为衡量长寿命、高可靠航天器先进性的重要标志之一。

离子推力器的工作机制决定了其等离子体产生与离子束流聚焦引出的相对分离性和弱耦合性。因此,在偏离最佳工作点的功率区间范围内,离子推力器均可实现良好的工作稳定性,且其效率、比冲等关键性能指标还能保持在相对较优的状态。该优势使得离子推力器能够实现推力的宽范围高精度连续调节,而且推力调节速率、推力分辨率和推力噪声均能达到较高量级。

欧空局重力场和稳态海洋环流探测卫星(GOCE卫星)采用英国 T5 离子电推进系统进行在轨无拖曳飞行过程中的大气阻尼补偿<sup>[6-8]</sup>,该推力器在 55 ~ 585W 内实现了 1 ~ 20mN 的推力调节<sup>[9-10]</sup>,推力分辨率优于 12 $\mu$ N<sup>[11-12]</sup>,整机在轨工作寿命达到 40000h<sup>[13]</sup>。此外,欧空局为其水星探测任务 BepiColombo 的 2 颗探测器配备了 8 台推力连续可调的 T6 离子推力器<sup>[14-15]</sup>,该推力器具备功率宽范围内高效稳定工作的能力,在 2.5 ~ 4.5kW 内实现了 75 ~ 143mN 的推力调节,在 4.5kW 的功率模式下,整机效率达到 64%,可实现 4120s 的比冲<sup>[16-18]</sup>。德国 RIT-10 射频离子电推进系统作为 GOCE 卫星 T5 离子电推进系统的备选方案<sup>[19-20]</sup>,其推力调控为 1 ~ 41mN,最佳工作推力为 10 ~ 30mN,推力分辨率为 20 $\mu$ N<sup>[21-23]</sup>。日本新一代超低轨对地观测卫星采用的 IE-12 离子推力器可在 1 ~ 10mN 内实现推力调节,以满足其卫星在轨期间轨道阻尼补偿任务需求<sup>[24-26]</sup>。

以满足重力梯度测量卫星无拖曳飞行任务及超低轨高分辨率地球观测卫星轨道维持任务为目标,

国内开展了 500W 级 10cm 氙离子推力器研制<sup>[27-28]</sup>。在此基础上,针对重力梯度测量卫星在轨飞行期间对电推进系统宽范围连续变推力能力的应用需求,对 10cm 氙离子推力器的推力调节响应特性进行了分析研究,基于此,本文通过对阳极电流、励磁电流和阳极流率等推力高敏感响应参量的组合调节,开展了推力调节试验研究,验证了 10cm 氙离子推力器宽范围连续变推力调节能力,获得了 1 ~ 20mN 内的推力调节性能及其变化规律。推力调节响应特性和试验结果将为 10cm 氙离子推力器工程样机研制及其配套电源处理与控制单元、贮供单元研制提供数据支持。

## 2 10cm 离子推力器变推力特性分析

如图 1 所示,放电室是离子推力器的重要组成部分,是气体放电产生等离子体的主要区域,其内部等离子体的密度大小及其分布梯度直接决定了离子推力器放电室性能的优劣。因此,放电室的匹配性设计是实现离子推力器宽范围、高精度推力调节的关键技术之一。

事实上,对于宽范围、高精度连续变推力调节工作要求,离子推力器主要通过优化放电室性能敏感参数,形成相对较优的放电室工作参数域,在兼顾宽范围功率模式下整机性能需求的同时,也能够有效地控制各个功率模式下放电室内推进剂电离及等离子体的流动,从而满足放电室内等离子体密度与栅极组件束流引出密度之间的动态平衡,保持放电的稳定、可靠,并实现离子推力器宽范围、高精度推力调节。对于离子推力器而言,放电室内等离子体密度与推力器结构参数、工作参数密切相关,可表示为

$$n_e = \frac{(V_d + V_p - V_c - 2T_e)(I_d - I_L) - I^*U^* - I_pU^*}{f_c v_a A_{as}(T_e + \phi + V_p/2)} \quad (1)$$

式中  $V_d$  为放电室阳极电压;  $V_p$  为等离子体电压;  $V_c$  为主阴极触持极电压;  $U^*$  为电离能;  $U^*$  为平均激发能;  $I^*$  为等离子体内中性气体激发速率;  $I_d$  为放电室阳极电流;  $I_L$  为被阳极吸收的原初电子流;  $I_p$  为原初电子

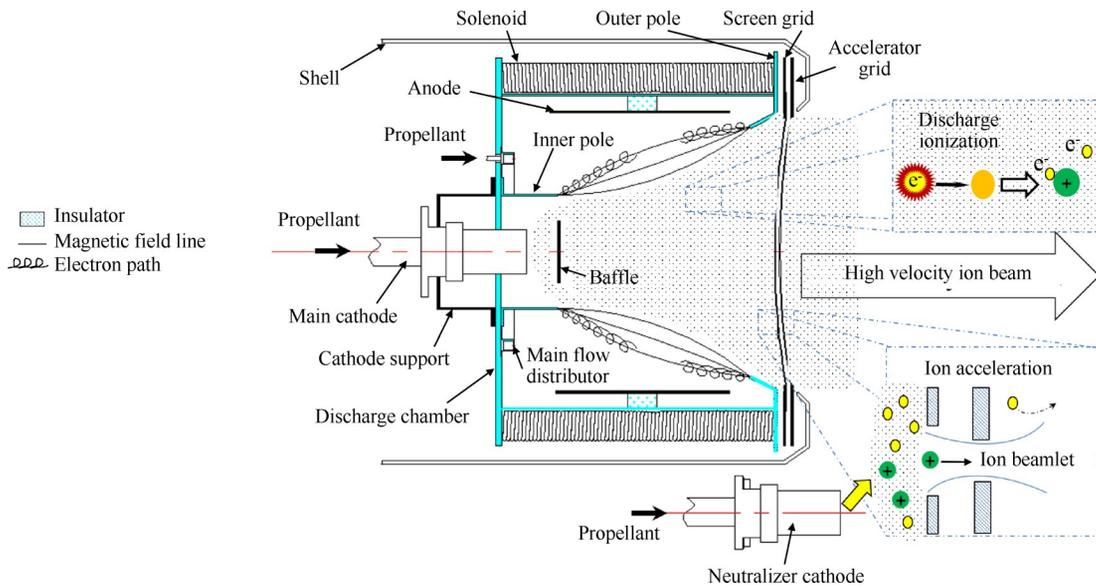


Fig. 1 Working process of 10cm xenon ion thruster

流;  $T_e$  为电子温度;  $v_a$  为离子声速;  $A_{as}$  为阳极面积;  $\varphi$  为等离子体鞘层电位;  $f_c$  为离子约束因子, 与放电室内

磁感应强度有关:

$$f_c = \frac{v_i}{v_{Bohm}} = \frac{\frac{1}{2} \sqrt{\frac{4kT_e}{M} + \left[ \frac{el}{M\mu_e} (1 + \mu_e B^2 - \frac{\gamma_{ei}}{\gamma_{en}}) \right]^2} - \left[ \frac{el}{2M\mu_e} (1 + \mu_e B^2 - \frac{\gamma_{ei}}{\gamma_{en}}) \right]}{\sqrt{\frac{kT_e}{M}}} \quad (2)$$

式中  $\mu_e$  为磁导率;  $\gamma_{ei}$  为电子与离子碰撞频率;  $\gamma_{en}$  为电子与推进剂原子碰撞频率;  $e$  为电子电量;  $M$  为离子质量;  $l$  为长度;  $k$  为波尔兹曼常数;  $T_e$  为电子温度;  $B$  为放电室内磁感应强度。

由式(1)、(2)可知, 放电室内等离子体密度是关于离子推力器结构参数和放电室工作参数的函数。对于结构参数已确定的 10cm 氙离子推力器, 其只与放电室工作参数有关。

结合离子推力器工作原理及公式(1), 放电室内阳极供气、阳极电流及磁感应强度等放电室工作输入参数是决定放电室内气体放电强弱和等离子体密度的三个主要因素。通过调节放电室阳极流率, 并配合阳极电流的调节可以在较大范围的改变放电室内等离子体密度, 从而影响栅极组件的束流引出密度, 并最终改变推力器的推力。此外, 通过改变放电室磁场强度大小, 可以较大范围地改变推进剂电离率, 从而改变放电室内气体放电等离子体密度, 最终改变推力器产生的推力。

基于此, 通过调节阳极供气、阳极电流和励磁电流即可实现推力器的推力调节, 而良好的调节精度和响应速度是实现推力宽范围、高精度连续连接的基础和关键。

### 3 宽范围连续变推力特性试验

#### 3.1 试验方法

结合上述分析, 10cm 氙离子推力器宽范围连续变推力调节试验是在保持推力器其它工作参数不变的情况下, 通过调节阳极供气、阳极电流和励磁电流从而改变推力器推力。参数调节顺序是先调节阳极供气, 接着调阳极电流, 最后调励磁电流。

为得到有效的推力调节特性数据变化规律以满足推力变化快速、高精度响应要求, 将 1~20mN 推力调节范围内的阳极供气分为 12 组, 每组阳极供气下阳极电流分为 5 档, 对分档后的阳极供气 and 阳极电流采用小增量、开环粗调的方式, 并将励磁电流作为主控参数采取闭环精调的方式。根据对推力变化的影响, 控制优先级排序为励磁电流、阳极电流和阳极供气。鉴于高的阳极电压及其震荡会大幅度增加放电室内双荷离子占比和离子动能, 从而加快栅极组件的离子溅射刻蚀速率, 降低推力器工作寿命, 因此在推力调节时要求全范围内每个工作点阳极电压低于 40V, 其峰值不高于 15V。

#### 3.2 试验条件

试验在兰州空间技术物理研究所 TS-6S 离子推

力器性能测试试验设备中开展,设备真空室为 $\Phi 1.5\text{m}$  (内径) $\times 4\text{m}$  (直段),真空抽气系统配备2台外置式低温泵(对氮气抽速为 $1\times 10^4\text{L/s}$ )和2台内置式低温泵(对氙气抽速为 $1.49\times 10^4\text{L/s}$ )作为主泵,粗抽及预抽泵选螺杆泵、罗茨泵机组及分子泵机组。系统空载抽空24h后的极限真空度优于 $5\times 10^{-5}\text{Pa}$ ,系统加载 $1\text{mg/s}$ 氙气时,工作真空度优于 $1\times 10^{-3}\text{Pa}$ 。

试验供气采用TS-6S地面供气系统,主要由气瓶、减压装置、稳压装置及流率控制器等部件组成,放电室阳极流率控制精度为 $\pm(0.4\%$  读数 $+0.2\%$  满量程)、主阴极及中和器流率控制精度为 $\pm(0.8\%$  读数 $+0.2\%$  满量程),所有流率均可在控制器加电1s后实现精确的测量和控制。地面供气系统的推进剂调节精度满足工程应用中整星的高精度流率控制要求。

试验供电采用0.5kW级离子推力器供电系统,系统屏栅电源输出能力为 $0\sim 1.5\text{kV}/0\sim 400\text{mA}$ ,电压输出精度为满量程 $\pm 0.075\%$ ,稳定度为 $\pm 0.01\%$ ;阳极电源输出能力为 $0\sim 500\text{V}/0\sim 3\text{A}$ ,电压输出精度为满量程 $\pm 0.075\%$ ,稳定度为 $\pm 0.01\%$ ;励磁电源输出能力为 $0\sim 100\text{V}/0\sim 2\text{A}$ ,电压输出精度为满量程 $\pm 0.075\%$ ,稳定度为 $\pm 0.01\%$ 。阳极电源、励磁电源的电流输出精度/稳定度分别为 $\pm 0.2\%/ \pm 0.25\%$ , $\pm 0.1\%/ \pm 0.15\%$ ,两类电源的电流输出性能对于实现工程应用中整星的推力分辨率指标仍存在一定差距,但对于开展离子推力器连续变推力的规律性研究,则满足应用需求。

### 3.3 试验结果分析

#### 3.3.1 阳极流率对推力变化的影响

分析了不同阳极供气流率下推力的变化规律。图2为10cm氙离子推力器阳极流率与推力的变化关系。如图2所示,推力器的阳极供气与推力之间呈现线性关系,随着阳极供气流率的增加,推力逐渐增加。而随着阳极供气流率的增加,整机推进剂利用率与推力之间呈现非线性的二次多项式关系,随着推力的增加,推进剂利用率先增大后减小,其中,在推力为 $15\text{mN}$ 左右,整机推进剂利用率达到最大值 $97\%$ ,放电损耗仅为 $304\text{W/A}$ 。在 $7\sim 20\text{mN}$ 推力区间内,整机推进剂利用率均达到 $80\%$ 以上,放电损耗均低于 $500\text{W/A}$ ,说明10cm氙离子推力器在推力调节过程中有着较宽的阳极供气流率调节区间,且推力器能保持在性能较优的状态。当整机功率为 $597\text{W}$ 时,推力为 $20.29\text{mN}$ ,比冲达到 $3600\text{s}$ ,放电损耗为 $290\text{W/A}$ ,整机效率达到 $60\%$ ,与英国T5离子推力器性能水平<sup>[29-30]</sup>相当,图3为不同阳极流率下比冲、效率随推力的变化所呈现的线性变化关系。

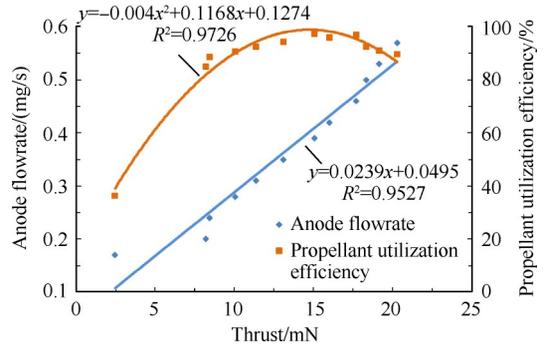


Fig. 2 Anode flowrate versus thrust of 10cm thruster

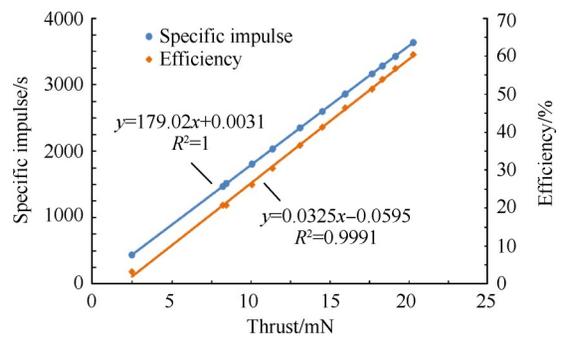


Fig. 3 Specific impulse and efficiency versus thrust of 10cm xenon ion thruster

#### 3.3.2 阳极电流对推力变化的影响

基于上述分析,研究了不同阳极供气流率下,励磁电流相同时阳极电流对推力的影响。图4为部分阳极供气流率下阳极电流对推力的影响关系。如图4所示,在励磁电流相当的情况下,阳极电流与推力之间呈现为明显的线性关系,推力随着阳极电流的增加而增加。对比图4(a),4(b),4(c)及4(d)发现,在不同的阳极供气流率下,推力随阳极电流增大的速率不同。之所以出现增速不一致的现象,主要是因为10cm氙离子推力器存在最佳工作性能区间,在不同的工作区间,包括推进剂利用率(见图1)在内的推力器电效率不一致,使得栅极组件引出束流密度与阳极电流间的敏感度存在差异,最终导致不同阳极供气流率下推力增速与阳极电流变化的不一致性。一般情况下,在离子推力器最佳工作性能区间内,栅极组件引出束流密度与阳极电流间的敏感性较高,阳极电流的微小变化即可实现推力的微量调整;而在最佳工作性能区间以外,二者敏感性较低,需采取大跨步阳极电流调节方可实现推力的变化。

#### 3.3.3 阳极流率、阳极电流及励磁电流与推力的关系

综合上述分析,对12组阳极供气流率下,阳极电流及励磁电流对推力的影响关系进行了分析。图5

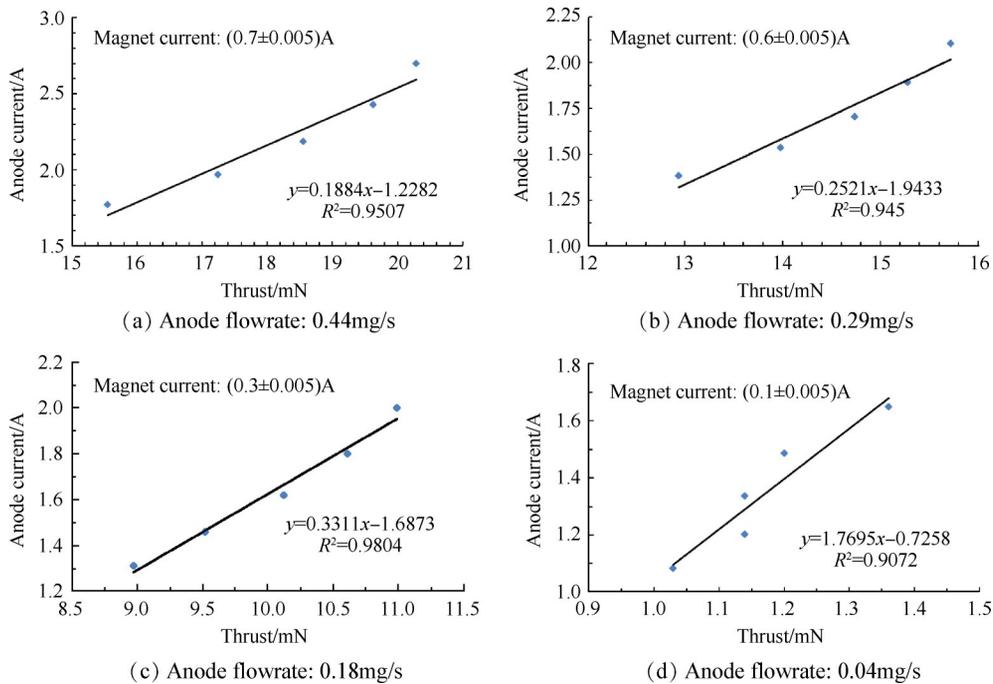


Fig. 4 Anode current versus thrust of 10cm xenon ion thruster

为部分阳极供气速率下阳极电流及励磁电流对推力的影响关系。从图5可以看出,励磁电流与推力之间呈现非线性的二次多项式关系,推力随着励磁电流的增加先增加而后趋于饱和。主要是由于励磁电流增大后,放电室内磁场对电子的约束能力增强,单位时间内被阳极吸收的原初电子 $I_L$ 减小,更多的电子参与到气体电离碰撞中,式(2)中的 $\gamma_{em}$ 增大,使得放电室内等离子体密度增加,进而提高栅极组件的束流引出密度,最终实现整机推力的增大。但随着励磁电流的继续增大,放电室内磁感应强度过高,影响到气体电离放电的稳定性,在导致阳极电压震荡峰峰值大幅增加的同时等离子体密度不再发生明显变化,使得整机推力趋于饱和。当励磁电流增大到一定量值后,放电室内气体电离严重失稳,已无法正常电离、放电,将频繁出现熄弧现象,放电室内等离子体密度将至零,推力器输出推力为零。

此外,分析图5(a),5(b),5(c)及5(d)还可以看出,随着放电室阳极供气速率的减小,不同阳极电流在随着励磁电流减小过程中逐渐出现聚焦的趋势。究其原因认为在不同工作区间,推力器励磁电流与栅极组件引出束流密度同样存在敏感度的差异,在整机性能最佳区间,励磁电流与阳极电流不同耦合状态下可实现推力器较宽范围的推力调节,推力点较为发散;在整机性能最佳区间以外,二者耦合作用下的引出束流密度敏感性降低,推力点出现集中、聚焦。

图5所示阳极流率、阳极电流及励磁电流与推力变化关系是10cm氙离子推力器宽范围推力调节的核心,也是推力调节控制算法设计的核心。在开展图5所示试验研究中,对所有12组阳极供气、每组供气下的5挡阳极电流中的励磁电流进行微调,推力器在1~20mN区间全范围内各个工作点的输出推力分辨率均优于 $50\mu\text{N}$ 。

综合图2、图4及图5,在推力器推力与阳极供气、阳极电流呈现线性关系,与励磁电流呈现非线性的二次多项式关系的情况下,对阳极流率、阳极电流采取开环粗调,对励磁电流采取闭环精调的推力调节控制方式完全能够实现星上无拖曳控制要求的宽范围、高精度连续调节。

### 3.3.4 不同流率下放电损耗与推进剂利用率的映射关系

结合上述分析,研究了各个阳极供气速率下阳极电流和励磁电流变化时,放电室放电损耗与推进剂利用率间的映射关系,以便确定推力调节过程中各流率点下阳极电流、励磁电流的最优调节区间。图6为部分阳极供气速率下放电损耗与推进剂利用率间的映射关系。

如图6所示,在阳极流率、阳极电流相同的情况下,随着引出束流的增加(励磁电流增大),放电损耗逐渐减少,而推进剂利用率逐渐增加。因此,提高推进剂利用率,可有效减少推力器的放电损耗。当阳极流率不变、在推进剂质量利用率相当的情况下,阳

极电流越高,推力器的放电损耗就越大。

同时,分析图6还可以发现,当推力随着阳极供气速率的下降而降低(图2)时,放电室内推进剂利用率逐渐减低,而放电损耗逐渐增大。当推力为0.98mN时,放电损耗达到3126.52W/A、推进剂利用率仅有14.5%,放电效率仅为0.76%。分析认为:放电室

等离子体密度减小,之所以会造成栅极组件引出束流密度下降并导致推力降低,主要是通过减小放电室内推进剂量和阳极电流从而降低电离率来实现。虽然推力下降伴随着阳极供气速率和阳极电流的下降,但是实现放电室内气体稳定电离放电的电子在阳极壁面上损失比例并未出现本质性降低,仍维持

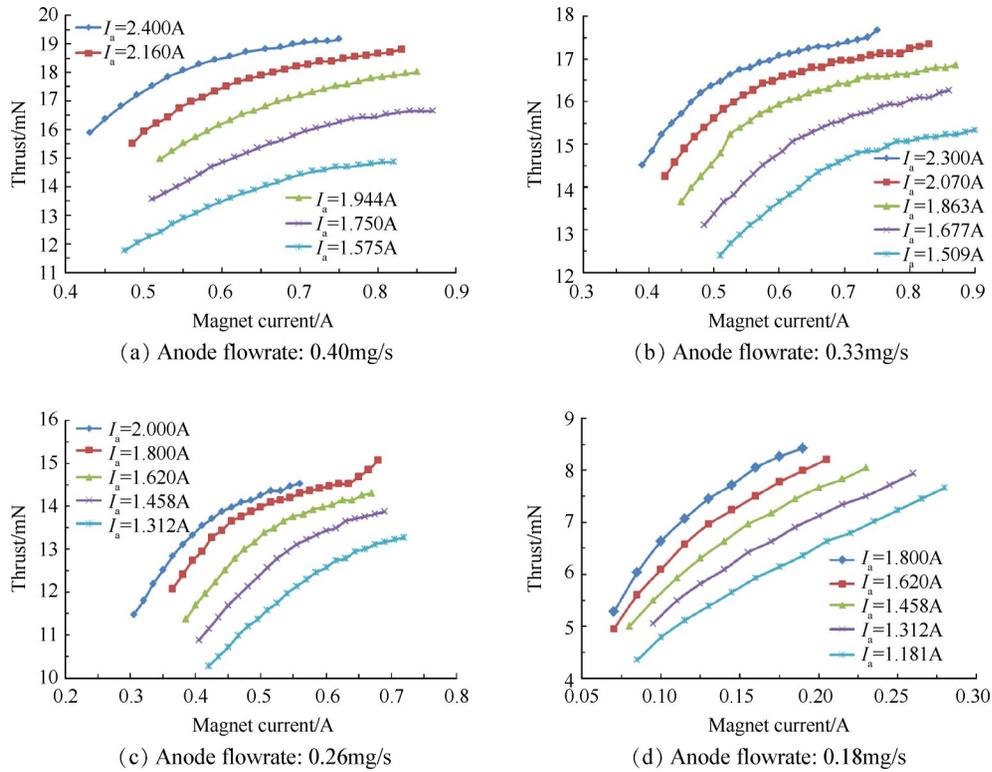


Fig. 5 Anode flow rate, anode current and magnet current versus thrust of 10cm xenon ion thruster

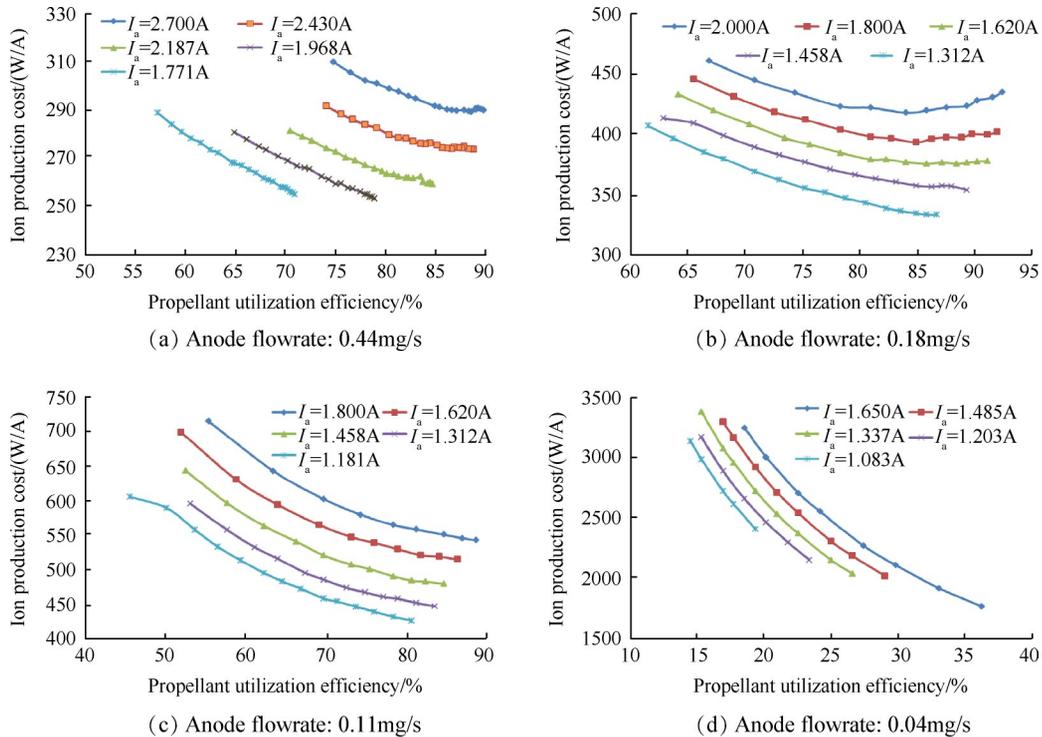


Fig. 6 Ion production cost versus propellant utilization efficiency of 10cm xenon ion thruster

在一个较高水平。因此,小推力下推进剂利用率和放电效率都出现下降。随着等离子体密度下降,损失的能量主要用于维持原初电子的能量,此时表现为较高的放电室阳极电压,导致放电损耗较高,放电效率也必然较低。

结合图5、图6,在开展10cm氙离子推力器宽范围、高精度推力调节时,应根据星上应用实际工况对阳极电流、励磁电流进行权衡,选择相对低的放电损耗、相对高的推进剂利用率工作点。

## 4 结 论

本文针对重力梯度测量卫星在轨飞行期间对电推进系统宽范围连续变推力能力的应用需求,分析了10cm氙离子推力器推力调节响应特性,得到如下结论:

(1)10cm氙离子推力器的阳极供气与推力之间呈现线性关系,推力随着阳极供气流率的增加而增加,但随着阳极供气流率的增加,整机推进剂利用率与推力之间呈现非线性的二次多项式关系,随着推力的增加推进剂利用率先增大后减小。

(2)在励磁电流相当的情况下,阳极电流与推力之间呈现为明显的线性关系,推力随着阳极电流的增加而增加;但在阳极电流相当的情况下,励磁电流与推力之间呈现非线性的二次多项式关系,推力随着励磁电流的增加先增加而后趋于饱和。

(3)在阳极流率、阳极电流相同的情况下,随着引出束流的增加,放电损耗逐渐减小,而推进剂利用率逐渐增加;而且在阳极流率不变、在推进剂质量利用率相当的情况下,阳极电流越高,推力器的放电损耗就越大。

(4)在采用地面供电、供气设备条件下,10cm氙离子推力器能够在100~597W内实现0.98~20.29mN的推力宽范围调节,比冲175s~3500s,推力分辨率优于50 $\mu$ N。

在后续研究中,将对10cm氙离子推力器连续变推力调节数据进行深入分析研究,通过理论分析建立推力控制数学模型,为最终建立适应推力大范围精密可调要求的控制算法奠定基础。

致 谢:感谢民用航天预先研究项目、国家自然科学基金和甘肃省科技计划项目的资助。

## 参考文献

[1] 郑茂繁,张天平,孟伟,等. 20cm氙离子推力器性能扩展研究[J]. 推进技术, 2015, 36(7): 1116-1120.

(ZHENG Mao-fan, ZHANG Tian-ping, MENG Wei, et al. Research of Improvement Performance for 20cm Xenon Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(7): 1116-1120.)

[2] 杨福全,万耿民,唐福军,等. 电推力器气路高电压绝缘技术研究[J]. 真空科学与技术学报, 2014, 34(12): 1290-1293.

[3] 张天平,田华兵,孙运奎. 离子推进系统用于GEO卫星南北位保使命的能力与效益[J]. 真空与低温, 2010, 16(2): 72-77.

[4] 胡竞,江豪成,王亮,等. 阴极挡板对30cm氙离子推力器性能影响的研究[J]. 真空与低温, 2015, 21(2): 103-106.

[5] 胡竞,王亮,张天平,等. LIPS-300离子推力器环形会切磁场等效磁路分析研究[J]. 推进技术, 2018, 39(3): 715-720. (HU Jing, WANG Liang, ZHANG Tian-ping, et al. Research on Equivalent Magnetic Circuit of Ring-Cusp Magnet Field for LIPS-300 Ion Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(3): 715-720.)

[6] Caramagno A, Lange M, Gonzalez J D A, et al. Application of Electric Propulsion to the GOCE [R]. *AIAA* 1996-2721.

[7] Nakayama Y, Narisawa K. Neutral Pressure Measurement in an Ion Thruster Discharge Chamber [R]. *IEPC* 2013-106.

[8] Rudwan I M A, Wallace N, Kelly M. Dispenser Temperature Profile Measurement and Discharge Current Division in the T5 & T6 Kaufman-Type Ion Thrusters [R]. *IEPC* 2007-170.

[9] Wallace N, Jameson P, Saunders C, et al. The GOCE Ion Propulsion Assembly-Lessons Learnt from the First 22 Months of Flight Operations [R]. *IEPC* 2011-327.

[10] Corbett M H, Edwards C H. Thrust Control Algorithms for the GOCE Ion Propulsion Assembly [R]. *IEPC* 2007-210.

[11] Mundy D H, Fearn D. Throttling the T5 Ion Engine Over a Wide Thrust Range [R]. *AIAA* 1997-36381.

[12] David H M, David G F, Robert A B. The Influence of Charge-Exchange Ions on the Beam Divergence of an Ion Thruster [R]. *IEPC* 2001-111.

[13] Cristina T. Power Control Unit for Ion Propulsion Assembly in GOCE Program [R]. *IEPC* 2007-295.

[14] Neil W, Michael C. Optimization and Assessment of the Total Impulse Capability of the T6 Ion Thruster [R]. *IEPC* 2007-231.

[15] Giorgio S, Jose G D A. ESA Electric Propulsion Activities [R]. *IEPC* 2011-329.

[16] Gray H. Autonomous Operation of the Electric Propul-

- sion System for the Bepi Colombo Mission [R]. *IEPC* 2011-091.
- [17] Gray H, Wallace N, Rudwan I. Electric Propulsion System Design Impacts Resulting from Dual Thruster Operations for the Bepi Colombo Mission [R]. *IEPC* 2011-092.
- [18] Angelo N G, Stephen C, Neil W. Qualification of the T6 Ion Thruster for the Bepi Colombo Mission to the Planet Mercury [R]. *IEPC* 2011-234.
- [19] Hans L, Rainer K, Michael B, et al. RIT- $\mu$ X—the New Modular High Precision Micro Ion Propulsion System [R]. *IEPC* 2007-209.
- [20] Bassner H, Killinger R, Leiter H, et al. Advantages and Applications of the RF-Ion Thruster RIT [R]. *AIAA* 2001-3494.
- [21] Matthias G, Michael B, Rafael B, et al. Micro-Newton RIT Power Control Unit Development [R]. *IEPC* 2007-19.
- [22] Killinger R, Bassner H, Muller J, et al. Status of the RIT-XT High Performance RF-Ion Thruster Development [R]. *AIAA* 2000-3272.
- [23] Eichhorn C, Lohle S, Fasoulas S, et al. Two-Photon Spectroscopy on Neutral Xenon in the Plume of the Radio-Frequency Ion Thruster RIT-10 [R]. *IEPC* 2011-302.
- [24] Toshiyuki O, Hiroyuki O, Hiroshi N, et al. Development Status of Ion Engine for Air Drag Compensation of SLATS [R]. *AIAA* 2011-6072.
- [25] Hitoshi K, Kenichi K. Overview of JAXA's Activities on Electric Propulsion [R]. *IEPC* 2011-332.
- [26] Haruki T, Hitoshi K, Ikkoh F, et al. Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan [R]. *IEPC* 2015-01.
- [27] 杨福全, 王 蒙, 郑茂繁, 等. 10cm 离子推力器放电室性能优化研究 [J]. *推进技术*, 2017, 38(1): 235-240. (YANG Fu-quan, WANG Meng, ZHENG Mao-fan, et al. Optimization of Performance of Discharge Chamber of a 10cm Diameter Ion Thruster [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 235-240.)
- [28] 席竹君, 杨福全, 高 俊, 等. 励磁电流对离子推力器推力变化影响研究 [J]. *真空与低温*, 2017, 23(2): 98-101.
- [29] Moore S N. Mapping the Magnetic Field of the DERA T5 Kaufman-Type Ion Thruster [R]. *IEPC* 1997-017.
- [30] David H M. Factors Affecting the Beam Divergence of a T5 Ion Engine [R]. *IEPC* 1997-095.

(编辑:朱立影)