

# 宽范围微牛顿量级场致发射电推力器设计

黄潇博, 索晓晨, 杨帆, 汪典, 贾宏宇, 李佳慧, 张文生, 宋培义

(华中科技大学 物理学院 精密重力测量国家重大科技基础设施, 武汉 430074)

**摘要:** 针对空间引力波探测任务卫星无拖曳控制对微牛顿量级场致发射电推力器的宽、稳、准、快、久指标要求, 需突破宽范围可调与分辨率和推力噪声之间的相互限制, 从场发射推力产生的原理出发, 并利用高精度单摆对模型精度进行标定, 建立了基于流量、电压主动调节策略的推力调控模型, 结合调控分辨率与响应速度的需求, 提出的反馈控制策略使推力器在更宽推力范围内维持低推力噪声水平。最后对研制的推力器样机开展了性能表征, 实现了 $0.86\sim 83.54\ \mu\text{N}$ 、 $<0.1\ \mu\text{N}$ 的推力分辨率、在毫赫兹频段 $<0.1\ \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ 的推力噪声和定工质流量下 $<10\ \text{ms}$ 的推力响应时间。

**关键词:** 无拖曳卫星; 场发射推力器; 推力模型; 微推力测量; 反馈控制

**中图分类号:** V412.4+1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2024)02-0141-10

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230157

**引用格式:** 黄潇博, 索晓晨, 杨帆, 等. 宽范围微牛顿量级场致发射电推力器设计[J]. 深空探测学报(中英文), 2024, 11(2): 141-150.

**Reference format:** HUANG X B, SUO X C, YANG F, et al. Research on micro Newtonian electro spray thruster with wide thrust range[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2024, 11(2): 141-150.

## 引言

引力波探测打开了通往隐藏在宇宙黑暗深处未知领域的大门, 为基础物理、天文学和宇宙学研究提供了现有观测手段无法获取的关键信息, 为人类描绘出一幅前所未有的宇宙图景。在各种引力波探测方法中, 空间引力波探测将打开毫赫兹频段的窗口, 使利用引力波深入研究大质量黑洞成为可能, 且为理解大质量黑洞的形成过程及其宿主星系的演化和强引力场引力的本质问题提供关键信息, 并在科学研究方面具有重大意义<sup>[1-2]</sup>。

空间引力波探测天文台由3颗全同卫星组成等边三角形编队, 空间试验卫星不可避免地受到大气阻尼、太阳光压、宇宙射线等外部环境非保守力的干扰, 扰动加速度噪声水平约在 $10^{-5}\sim 10^{-8}\ \text{g}/\text{Hz}^{1/2}$ 的量级<sup>[3-4]</sup>, 而满足空间引力试验的惯性传感器精度大多低于 $10^{-9}\ \text{g}/\text{Hz}^{1/2}$ 量级, 极易受到外部干扰。为抑制卫星环境的残余扰动, 无拖曳控制系统通过惯性传感器检测扰动非保守力<sup>[5-7]</sup>, 并使用微推进系统作为力学执行机构对卫星平台进行补偿, 使检验质量处于完全自由落体状态(Drag-free)。因此, 微推进系统性能直接决定了无拖曳控制的水平, 是引力波探测卫星最重要的载荷之一。

面向空间引力波探测任务的微推进系统需满足“宽、稳、准、快、久”5大性能指标, “天琴”引力波探测任务提出了 $1\sim 80\ \mu\text{N}$ 的调节范围、 $<0.1\ \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ 的噪声水平、 $<0.1\ \mu\text{N}$ 的推力分辨率、 $<10\ \text{ms}$ 的响应时间和 $>1\ \text{万h}$ 的连续工作寿命<sup>[8]</sup>。以离子液体为工质的场致发射推进技术展现出独特的优势, 该方案基于高黏高导电离子液体在强电场中形成的锥射流-雾化-喷射现象从而产生推力<sup>[9-11]</sup>, 具有“点发射”与“场调节”特征, 易于实现极小与快速精准的推力调节。但场发射推进技术在实现高精度与宽范围可调时存在指标冲突, 主要体现在狭窄的泰勒锥稳定调控域与推力大范围的矛盾、复杂在轨环境中长时间维持精细发射过程与稳定性之间的矛盾<sup>[12-15]</sup>。2016年, 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)主导发射的LISA-Pathfinder卫星对离子液体场致发射推进技术开展了在轨验证<sup>[16]</sup>, 其推力噪声、分辨率、响应时间性能都达到了要求, 但仅实现了 $4.35\sim 35.8\ \mu\text{N}$ 的推力。北京航空航天大学与中国航天科工集团二院206所进行了离子液体电喷雾推力器在轨验证<sup>[17]</sup>。

如何同时实现微牛顿级场致发射推力器的宽范围连续可调并保证系统处于稳定低噪声发射状态是目前需要

解决的关键问题。本文从指标需求出发, 基于多针并联发射构型开展了推力器样机设计, 研究了离子液体场致发射的基本原理, 基于流量、电压主动调节推力的策略推导了推力调控数学模型, 并利用高精度推力架对该模型精度进行标定, 在此模型基础上提出了推力精密反馈控制策略, 推力器闭环运行有效地降低了推力噪声, 允许推力器在更宽的参数调节下稳定工作, 从而拓宽了推力的范围, 最后对原理样机开展了性能表征。

## 1 推力器设计

### 1.1 工作机制

场致发射推力器基于离子液体的射流雾化与电喷雾静电加速效应<sup>[15]</sup>。设定固定的流量, 液体工质经储供控制系统以稳定的流量流入毛细管, 最终到达发射极顶端并流出形成弯月面, 在液体弯月面表面所处的区域被施加强电场时, 液体内部相应极性的自由离子会迁移到液表处形成电荷聚集, 液面在电场力的作用下产生形变, 使液面凸起处为锥形, 此时锥尖电场迅速增强并聚集了更多的电荷, 进一步拉伸液面, 直至液体的表面张力无法束缚液面形成射流, 如图1所示。射流在毛细不稳定作用下破裂为带电的液滴, 液滴进一步雾化后穿过带孔的抽取极, 在抽取极与加速极电势差下加速喷出, 推力大小为

$$T = [2V\rho f(\varepsilon)]^{1/2} \left( \frac{Q^3 K \gamma}{\varepsilon} \right)^{1/4} \quad (1)$$

其中:  $V$ 为发射极与抽取极电压差;  $\rho$ 为液体工质密度;  $\varepsilon$ 为相对介电常数;  $f(\varepsilon)$ 为相对介电常数与发射极角不同映射的系数;  $Q$ 为工质的流速;  $K$ 为电导率;  $\gamma$ 为表面张力系数。

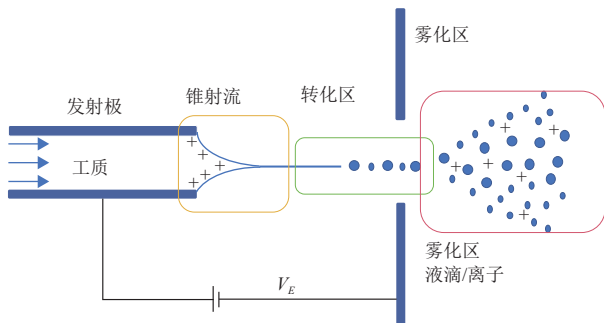


图1 离子液体场致发射示意图

Fig. 1 Schematic diagram of ionic liquid field emission

对单发射极原理样机进行测试的结果及文献<sup>[16]</sup>均表明, 单一发射极推力器的稳定推力范围一般较窄 ( $<10 \mu\text{N}$ ), 若进一步继续增大流量、电压以实现更

宽推力范围, 则会导致推力器进入不稳定的发射模式, 进而产生发射振荡或羽流扩束的现象, 影响推力稳定性与推力器寿命。针对空间引力波探测任务提出的 $1\sim 80 \mu\text{N}$ 推力需求, 本文设计了一型阵列化多发射极集成推力器, 通过多针并联发射实现更大的推力范围。与单发射极推力器不同的是, 多发射极推力器需额外考虑发射极之间互扰的问题<sup>[18]</sup>, 周围发射极的存在将影响单发射极顶端电场分布。为研究多发射极推力器的工作特性, 对单发射极进行多针集成设计, 参考多孔材料发射极阵列化发射的试验数据<sup>[19]</sup>, 及LISA Pathfinder场发射推力器的尺寸设计<sup>[13]</sup>, 射极间距与发射极自身尺寸比值宜在20以上, 可有效降低周围发射极结构互扰带来的影响, 所设计的场发射推力器原理样机结构如图2所示。

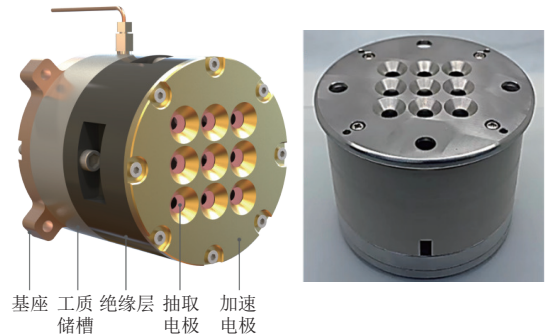


图2 多发射极推力器原理样机

Fig. 2 Principle prototype of multi-emitters thruster

离子液体场发射推力器发射的羽流由正电液滴组成, 因此在系统中需匹配发射同等负电荷水平的阴极, 以实现系统的电中性。本文研制推力器所采用的阴极以碳纳米管为发射体, 使用微机电系统 (Micro-Electro-Mechanical System, MEMS) 技术制作而成<sup>[20]</sup>, 满足推力器电中和的需求。

### 1.2 液体工质运输管路设计

多个发射极共用一个储罐, 以保证上游压力一致, 发射极的流阻不一致将导致推力调控的不稳定, 因此多发射极推力器的发射极选择需要秉承流阻尽可能接近的原则, 以保证每个发射极内部的流量基本一致。金属毛细管由于制备工艺及金属表面形貌的区别将导致发射极存在流阻的区别。该推力器发射极均为 $100 \mu\text{m}$ 内径的不锈钢毛细管, 利用热式质量流量传感法对发射极流阻进行标定, 选取流阻接近的毛细管作为推力器发射极, 筛选过程中以单个发射极的流阻偏差不能超过一个统计标准差作为选择标准。

流阻表征的流量传感器搭建标定系统流阻试验装

置计算流阻。为匹配流量传感器的测量范围, 在管路中加入一段5 cm长的50 mm内径标定过的标准石英流阻补偿管, 将测得流阻减去串联的已知流阻石英流阻补偿管的流阻为不锈钢针管的流阻。通过泊肃叶定律公式换算, 得到以离子液体EMI-Im下的流阻, 流阻分别为434、447、467 Pa·s/nL, 流阻相差在10%以内, 计算得到三针并联发射时总管道流阻为150 Pa·s/nL。

## 2 推力数学模型与精度评估

### 2.1 推力数学模型

目前广泛使用的场发射推力器推力数学模型是基于Mora等<sup>[15]</sup>的研究工作推导得到的, 然而Mora等的理论模型中设定了“射流无体积”假设, 最终推导得到发射电流一个单针 $I_B$ 与抽取电压 $V_e$ 满足解耦关系, 即

$$I_B = C_0 Q^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

$$C_0 = f(\varepsilon) \sqrt{\frac{\gamma K}{\varepsilon_r}} \quad (3)$$

其中:  $\varepsilon_r$ 为介电常数, 因法拉第盘足够近且抽取极上电流极小, 实测将法拉第盘所测电流 $I$ 等效为发射极总电流。

大量试验结果表明即使在微米级发射极尖端形成的射流也具有微米级直径, 此体积对锥射流的电荷运输机制将产生可观的影响, 在推力数学模型推导中不可忽略。对发射电流的表征中亦证明了 $I_B$ 跟随 $V_e$ 变

化。因此, 为完成更高精度的推力数学模型以指导设计场发射推力器高精度推力调控策略, 本文基于理论与试验结果对场发射推力器推力数学模型进行优化, 目标是提高数学模型精度, 最后利用微推力表征装置对改进后的推力数学模型开展精度评估。

稳态锥射流模式下,  $I-Q$ 与 $I-V$ 关系如图3所示。发射极内径为50与100  $\mu\text{m}$ 原理样机的 $I-Q$ 曲线如图3(a)所示, 分别在3个不同的设置电压下测量了射束电流随流量的变化, 结果表明随着流量的增加电流增加。将测量值进行拟合, 拟合结果表明射束电流与流量满足 $I = C_0 Q^{1/2} + B$ 的幂函数关系, 符合由表面张力与静电力主导的稳态锥射流特征。由图3(a)可知, 稳态锥射流模式 $I-Q$ 幂函数关系的系数 $C_0$ 为 $0.472 \text{ As}^{1/2} \text{ m}^{-3/2}$ 在不同电压、不同发射极上最大偏差为2.1%, 相差很小。 $C_0$ 数值与文献记录中的结果接近<sup>[21-23]</sup>, Gamero与Thuppul的试验值分别为 $0.485 \text{ As}^{1/2} \text{ m}^{-3/2}$ 以及 $0.509 \text{ As}^{1/2} \text{ m}^{-3/2}$ 。 $I-Q$ 幂函数关系的常数 $B$ 随着电压的升高而增大, 表明电压对射束电流的影响, 图3(b)为两个发射极的 $I-V$ 曲线, 射束电流与电压呈线性关系, 在不同的固定流量下, 表征其线性关系的 $C_v$ 随流量的变化较小, 50与100  $\mu\text{m}$ 内径发射极分别为 $448 \pm 26(\text{pA/V})$ 与 $245 \pm 7(\text{pA/V})$ 。由于在零流量下设置偏置电压时的器件绝缘良好( $>40 \text{ G}\Omega$ ), 类欧姆性质的射束电流增长并不是原理样机在高电压下的漏电所致, 可能为带电羽流在电场增强过程中的速度增加, 导致电流增加。

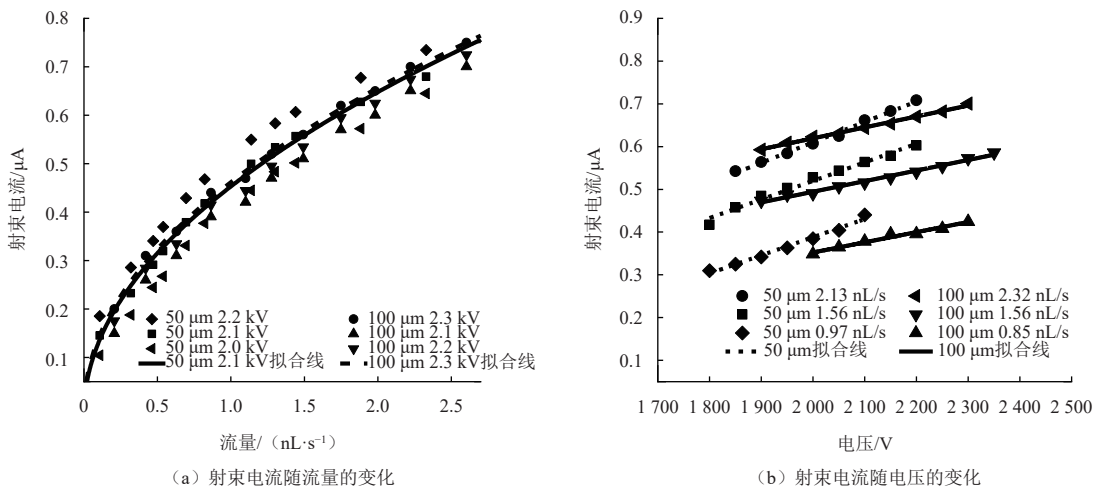


图3 稳态锥射流模式射束电流随参数的变化

Fig. 3 Variation of beam current with parameters in steady-state conical jet mode

电压变化影响了射束电流大小并表现为电流数值的整体偏移, 推力数学模型应该将这一影响量考虑在

内, 以提高模型计算推力的准确性。拟合后可表述为 $B = C_1(V + V_c)$ , 对于50  $\mu\text{m}$ 内径的发射极,  $C_{1-50}$ 为

0.435 nA/V、 $V_{c-50}$ 为-2.14 kV，对于100  $\mu\text{m}$ 内径的发射极， $C_{1-100}$ 为0.255 nA/V、 $V_{c-100}$ 为-2.33 kV。根据上述关系，可修正为式(2)，其结果为

$$T = \eta_{\text{thrust}} \frac{\sqrt{2\rho}}{C_0 \sqrt{N}} \sqrt{IV} [I - C_1(V + V_c)] \quad (4)$$

其中： $V$ 为发射极与抽取极电压差； $N$ 为发射极数目； $C_1$ 、 $V_c$ 为对类欧姆性质的射束电流的修正项，在试验中作常数项近似； $\eta_{\text{thrust}}$ 为发射效率项，根据推力测试结果进行修正。

## 2.2 推力架推力直接测量

微推力测量装置能够直接反映推力器的推力性能，测试使用华中科技大学团队研制的微推力测量装置<sup>[24]</sup>，该装置噪声在1 mHz~1 Hz频段小于0.1  $\mu\text{N}/\sqrt{\text{Hz}}$ ，在0.09  $\mu\text{N}$ 的等效推力标准不确定度为0.02  $\mu\text{N}$ ，推力测量范围最大为1 000  $\mu\text{N}$ 。该推力架可以看作是一个复摆，如图4所示。小角度下  $\sin\theta \approx \theta$ ，摆的运动方程可表示为

$$I_0 \ddot{\theta} + \lambda \dot{\theta} + k\theta = T \cos(\omega t) L \quad (5)$$

其中： $I_0$ 为摆转动惯量； $\theta$ 为摆的角位移； $\lambda$ 为阻尼因子； $k$ 为刚度；右侧为施加的扭矩， $T$ 、 $L$ 和 $\omega$ 分别为推力的幅值、力臂及频率。

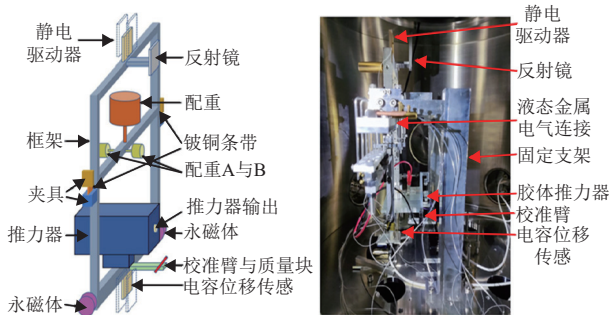


图4 推力架原理图以及实物图

Fig. 4 Schematic diagram and physical diagram of thrust

当推力的频率 $\omega$ 趋近于0时，待测推力 $T$ 为常量并可表示为

$$T = \frac{I_0 \omega_0^2 \Delta\theta}{L} = k \frac{\Delta\theta}{L} \quad (6)$$

其中： $\Delta\theta$ 是摆在推力作用下平衡位置的变化量。

测试的场发射推力器样机安装在摆中间的位置，推力垂直于框架面。摆的角位移 $\theta$ 由装在摆锤底部的电容位移测量系统监测。胶体推力器的供液管道垂直安装在摆中间的位置，以尽可能减少其附带的影响。用于运输离子液体的管路由硅胶制成，与金属管相比刚度较小。整个装置摆放在真空腔体内，腔内真空度低于 $10^{-3}$  Pa，同时满足推力架与推力器的需求。测试中使用发射极内径为50  $\mu\text{m}$ 的推力器原理样机。

推力标定采用在校准臂上放置0.184 g的铜柱产生角位移，通过电容传感信号计算得到最终的推力器换算为

$$T = k' V \quad (7)$$

其中： $k' = 40.3 \mu\text{N}/\text{V}$ ， $V$ 为电容传感采集电压。

对原始数据进行低通滤波及去除线性漂移，推力台阶值采用A-B-A法<sup>[25]</sup>求得。其中图5(a)的推力台阶标准不确定度值为 $0.5 \pm 0.02 \mu\text{N}$ ，计算值为0.65  $\mu\text{N}$ ，图5(b)的推力台阶标准不确定度值为 $0.17 \pm 0.01 \mu\text{N}$ ，计算台阶为0.22  $\mu\text{N}$ 。图5中电压台阶为推力器发射极电压台阶，计算推力台阶值较实测的推力台阶数值接近，说明式(2)可较准确地评估推力的大小。计算推力值或推力台阶值较实测值更大，这是由于在计算时，推力数学模型中推力效率项被理想的设置为1，而试验中由于羽流扩散、拦截、荷质比分布等，推力效率项实际小于1，需对推力效率项拟合实际推力测试结果进行修正。图5中推力台阶响应时间在2 s以内，推力架的低本征频率特性，目前并不能通过推力架直接反应推力器的响应时间，推力响应时间可通过射束电流测量表征。

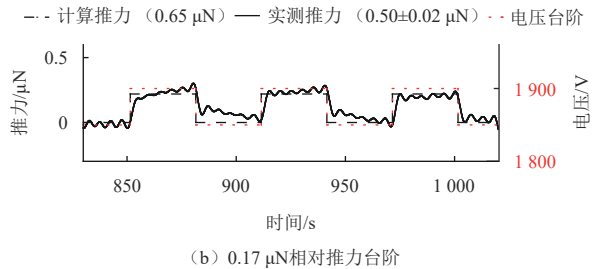
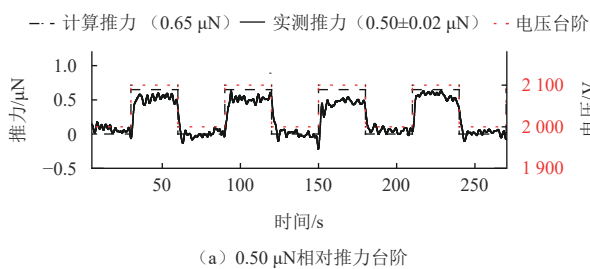


图5 固定流量下推力随电压变化台阶

Fig. 5 The rust changes with voltage under fixed flow

### 3 推力反馈控制策略研究

场发射推力器运行时, 稳态噪声需在毫赫兹频段优于  $0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ , 场致发射推力器在开环的情况下存在漂移导致低频噪声较大, 因此需构建出场致发射推力器反馈控制技术以降低推力器的噪声水平。此反馈控制基于两个原理: 闭环控制下对时漂(推力器本身存在的时漂)进行抑制从而降低低频噪声; 闭环参数控制在推力器产生稳定锥射流模式的范围内<sup>[26]</sup>, 对场致发射推力器进行反馈控制, 其框架如图6所示, 包含控制器、推力模型、电流检测装置、滤波器等。进行控制器设计时需折中考虑系统稳定性、动态特性、输出扰动抑制能力, 本文采用比例-积分控制器离散传递函数为

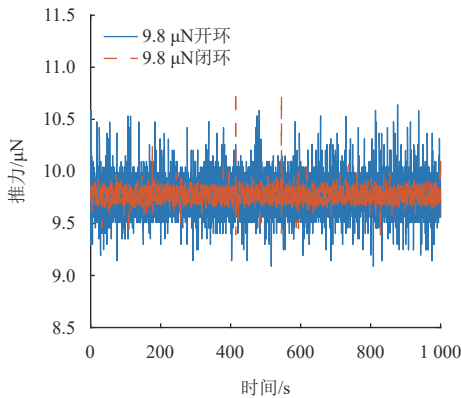
$$C_1(z) = K_p + K_i T_s \frac{z}{z-1} \quad (8)$$

其中:  $K_p$  为比例系数;  $K_i$  为积分系数;  $T_s = 0.0001$  为控制周期。

2阶滤波器传递函数为

$$H_1(s) = \frac{1}{1.0125 \times 10^{-9} s^2 + 4.5 \times 10^{-5} s + 1} \quad (9)$$

后级滤波器结构参数与前级一致, 抗混叠4阶巴特



(a) 推力器开环-闭环输出

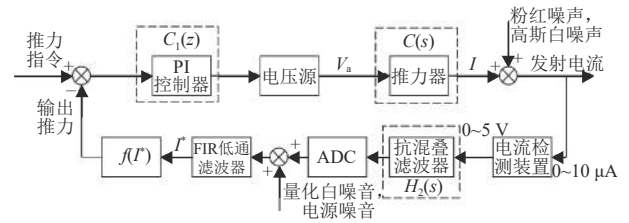


图 6 场致发射推力器反馈控制框架

Fig. 6 Feedback control framework for field emission

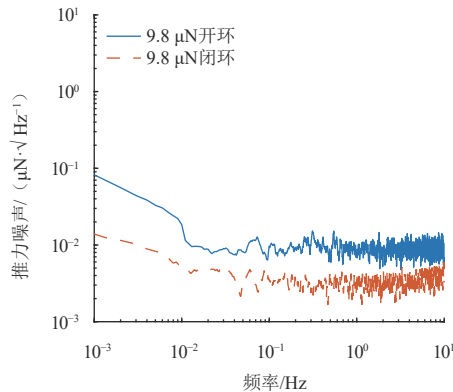
沃斯低通滤波器传递函数为

$$H_2(s) = H_1^2(s) \quad (10)$$

以发射极-加速极电压  $V_a$  作为输入量, 发射电流  $I$  作为输出量, 构建推力器发射电流控制模型为

$$G_1(s) = \frac{8.212 \times 10^{-6} s + 5.396 \mp 10^{-6}}{s^2 + 1109s + 8505} \quad (11)$$

将推力器开环并记录1000 s过程中推力的时域数据, 结果如图7(a)所示, 再将推力器闭环, 其噪声频谱如图7(b)所示。与开环的推力噪声对比分析可知, 在反馈控制扰动抑制约束下, 低频噪声降低了一个数量级, 通过开、闭环控制的推力输出性能对比分析, 说明反馈控制有利于降低推力噪声。



(b) 推力器开环-闭环噪声

图 7 推力器开环-闭环噪声分析

Fig. 7 Analysis of closed-loop noise of thrusters

### 4 原理样机性能表征

在测试中将推力器外壳拆除, 利用长焦距光学成像仪器观测锥射流稳定性, 并与电流数据交叉验证以保证推力器处于稳定的锥射流发射模式, 受测试条件限制装配三针进行试验测试, 试验中推力器与工质储罐共同放置于主真空腔内, 如图8所示。该真空腔体的抽气系统采用分子泵配合机械泵的配置, 其量程为  $10^{-7} \sim 10^5 \text{ Pa}$ , 精度为  $\pm 30\% @ < 0.1 \text{ Pa}$ 。测试时该真空腔的工作真空度设定在  $10^{-4} \text{ Pa}$  以内。

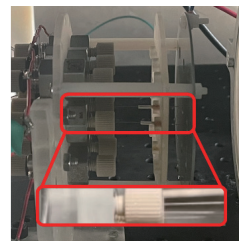


图 8 推力器原理样机 (无外壳)

Fig. 8 Thruster without outer shell

贮供系统用于为推力器稳定地提供推进剂, 其采用压差式供液方案, 通过调节控压腔的压强, 使推

进剂流量在 $10^{-2} \sim 10^3$  nl/s内可调,分辨率为0.01 nl/s;电源与电信号采集系统用于提供推力器工作所需的高电压,并采集处理回路中的电信号数据;微成像系统用于对推力器工作过程中的电喷雾现象进行观测采集,其采用光学长焦镜头以及CCD对推力器工作时的电喷雾现象进行观察记录,最远可达2 m,其放大倍率最高可达400倍,分辨率在平时的使用中可以达到 $2 \sim 3 \mu\text{m}$ 。

考虑推力器实际所处的微重力工作环境,对推力器进行推力以垂直向下的放置电参数测量,未发现两种安装对电参数的影响,并且通过光学成像可观测到射锥体都处于稳定锥射流模式。因此实际电参数测量时保持与推力测量同种姿态。试验中使用的高压直流

电源电压精度0.06%FS,电压量程10 kV,电流分辨率 $1 \mu\text{A}$ 。试验中使用的信号发生器型号为Keysight 33500B系列,配合使用的高压放大器型号为Aigtek ATA-7030,电压设置精度 $\leq 1\%$  FS,电压量程为 $\pm 3$  kV,带宽5 kHz。二者配合使用,电压响应 $\leq 1$  ms,弥补直流高压源电压响应速度慢的问题。试验中将静电计悬浮接入高压回路,通过VI采集软件直接读取电流信号。试验中使用的静电计型号为Keithley 6514,量程 $10^{-8} \sim 10^{-2}$  A,电流精度 $0.1\%$  rdg\*A,最低测量噪声 $< 1$  fA,分辨率 $50\text{pA}@10 \mu\text{A}$ 。通过对连接静电计的推力器电流信号测量电路的本底进行功率谱分析其电路噪声对推力噪声 $1 \text{ mHz} \sim 10 \text{ Hz}$ 频段的贡献远小于 $0.01 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ ,真空测试平台如图9所示。

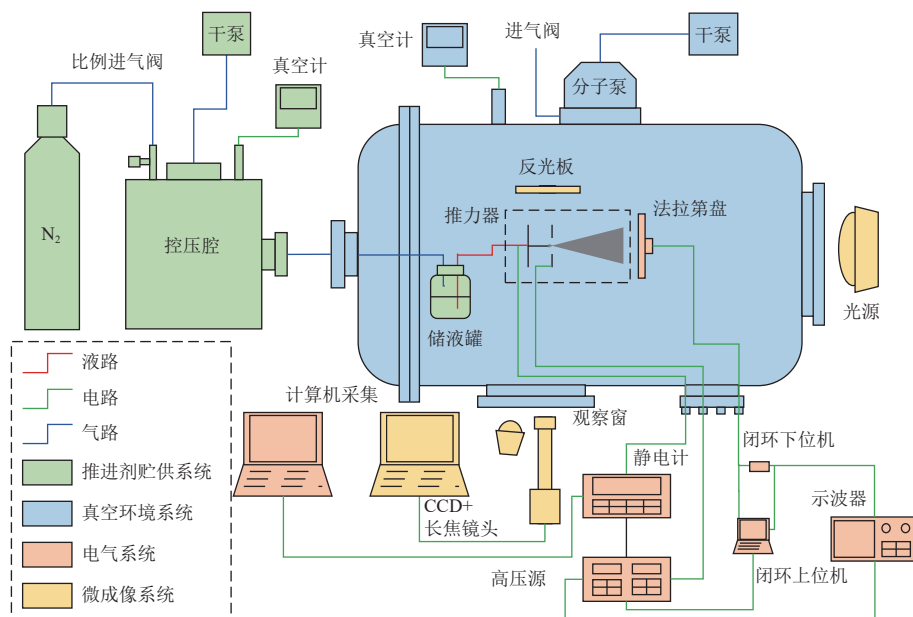


图9 真空测试平台

Fig. 9 Vacuum testing platform

测试开始时,推力器上电1 min确保管道清理时的酒精残留随着电场的建立,发射达到理想的效果,电压区间大约为 $2\ 000 \sim 2\ 800$  V,控制储罐内外压强差大于 $1\ 000$  Pa使得工质从储罐进入发射极针尖,管道内残余气体的排出及发射极针尖泰勒锥的稳定可通过长焦距相机进行成像判断。

利用前文提到的反馈控制策略对推力器进行闭环反馈控制,对不同工况点同时对法拉第盘电流、发射极电压进行测量,通过式(2)换算得到在该工况下的推力。测量的电流电压结果使用静电计和上位机采集,储罐的内外压差通过读数记录,通过泊肃叶公式换算成流量。

调节储罐内气压,分别在离子液体流速为 $18.65$ 、 $22.81$ 、 $38.50$ 、 $48.49$  nL/s进行测试。通过闭环控制使得电流以 $0.1 \mu\text{A}$ 的控制台阶向上增加,从而实现调节推力。示波器同时采集,并得到法拉第盘的发射电流以及高压放大器输出的发射极电压。通过式(2)换算得到在该工况下的推力范围为如图10(a)所示。三发射极原理样机推力范围为 $0.86 \sim 83.54 \mu\text{N}$ ,通过控制发射极电压及工质供给的匹配调节实现在该推力范围内连续可调。

对推力器的噪声进行表征,在 $10$ 、 $40$ 、 $80 \mu\text{N}$ 附近共3个推力水平,对发射电流进行 $129 \text{ Hz}$ 、 $1\ 500$  s的采样以满足 $1 \text{ mHz} \sim 10 \text{ Hz}$ 频段频谱的分析需求。对测得

的数据做功率谱密度分析 (Power Spectrum Density, PSD), 对原始数据通过周期图法<sup>[27]</sup> (periodogram) 得到3组数据噪声在指标范围 1 mHz~10 Hz内均小于 0.1  $\mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ , 如图 10 (b) 所示。

对推力器的推力调控分辨率进行表征, 考虑所关心的频段为 1 mHz~10 Hz, 进行 30 Hz 低通滤波以滤去

高频分量同时保证信号的真实性的进行推力台阶的展示, 在 [1~10, 10~20], [20~40], [40~83]  $\mu\text{N}$  推力区间, 以小于 0.1  $\mu\text{N}$  的台阶进行调节运行分辨率测试程序, 均可实现推力参考值的台阶小于 0.1  $\mu\text{N}$ , 结果如图 11 所示。图 11 (a) 推力台阶约为 0.08  $\mu\text{N}$ , (b)、(c)、(d) 推力台阶约为 0.06  $\mu\text{N}$ , 分辨率小于 0.1  $\mu\text{N}$ 。

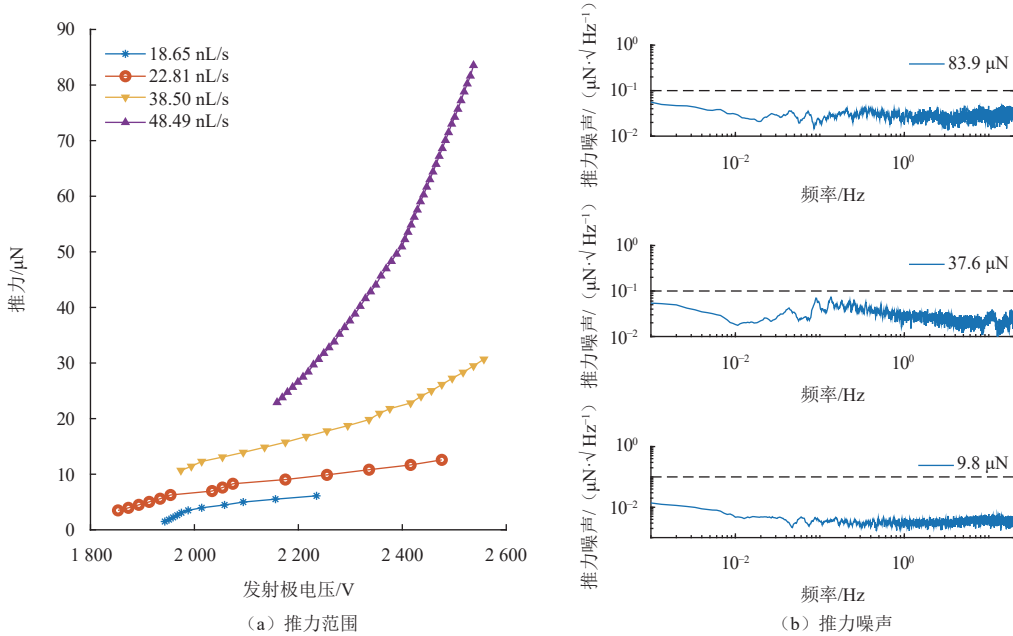


图 10 宽范围低噪声试验验证  
Fig. 10 Wide range low noise experimental validation

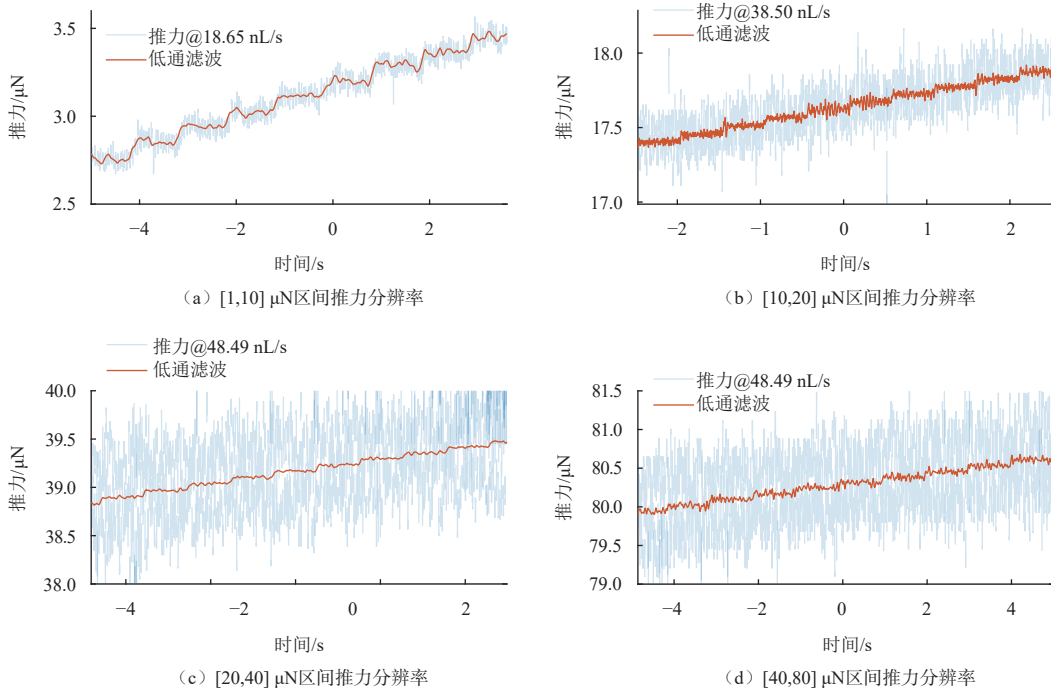


图 11 不同推力区间下推力分辨率台阶  
Fig. 11 Thrust resolution steps under different thrust intervals

对推力器的推力响应时间进行表征,因为推力器采用闭环控制,结合二阶系统上升时间定义,响应时间定义为自推力器发射极电压跃阶指令发出至喷雾电流第一次到达稳态值90%所需的时间。在离子液体流速为40.60 nL/s进行试验,选取闭环下所测法拉第盘电流2.8  $\mu\text{A}$ 为初始值做1、2、3  $\mu\text{A}$ 这4个推力调节电流台

阶验证推力调节响应速度,3个电流台阶通过换算分别代表了4.5、18.8、31.5  $\mu\text{N}$ 的推力台阶,以此测试在推力幅值不同变化下的响应时间,如图12所示,为对原始数据进行0.8 ms滑动平均作图,响应时间分别为1.6、8.2、5.5 ms,因此在定工质流量下,在不同推力台阶变化下均可实现小于10 ms的响应时间。

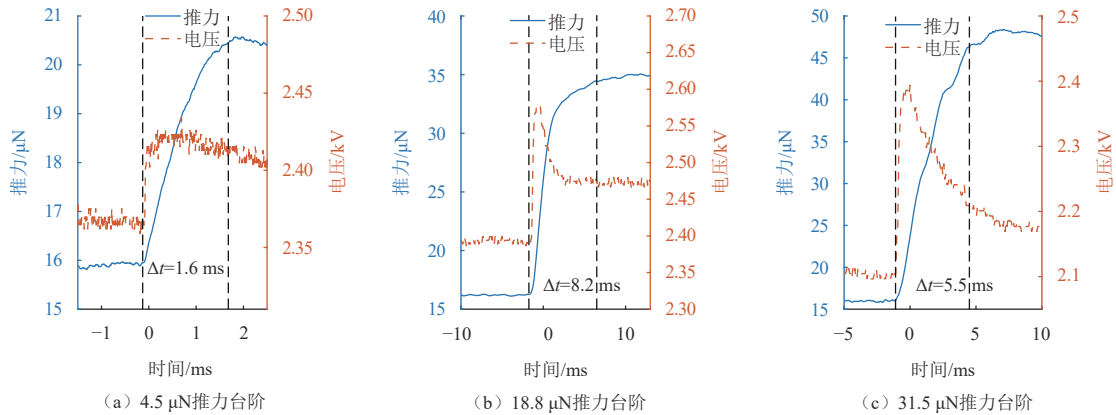


图 12 不同推力台阶下响应时间

Fig. 12 Response time under different thrust steps

## 5 结 论

本文结合空间引力波探测任务对推力器的需求,对场发射推力器的推力数学模型进行了优化,并利用单摆对该模型精度标定。基于该推力模型建立了基于流量、电压主动调节策略的推力调控模型,建立了反馈控制方法,使推力器闭环运行。实现更宽推力范围同时维持低推力噪声,提高了推力分辨率与响应速度。并对研制的推力器原理样机开展了性能表征,试验结果达到了空间引力波探测任务中该部分指标的需求水平。

目前研制的微牛级场致发射推力器体现了宽范围高精度连续可调的性能优势,但仍存在推力模型精度不高、推力反馈控制方式单一、推力器易受环境扰动、推进系统集成与工程化程度低和推力器性能表征手段不够全面的问题,在后续研究中将采取以下措施:

1) 优化推力模型,针对离子液体场致发射过程开展动力学建模与数值模拟研究,结合地面试验对推力器各项参数与推力实测数据对推力模型进行优化。

2) 分析长周期在轨环境波动对推力调控瞬态过程的扰动机制与反馈控制策略,以提高在流量调节时推力的响应。

3) 优化推力器环境扰动抑制,将结合在轨环境分析推力低频漂移与噪声抬升机制,并制定扰动抑制方法研究。

4) 推力器样机集成化与性能表征,将系统地开展场致发射推力器样机集成与工程化,制定全寿命周期推力特征评估与关键器件、系统寿命模型,完成系统样机寿命评估。

## 参 考 文 献

- [1] LUO J, CHEN L S, DUAN H Z, et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2016, 33(3): 035010.
- [2] AMARO-SEOANE P, AUDLEY H, BABAK S, et al. Laser interferometer space antenna[EB/OL]. (2017-2-23)[2023-10-31]. <https://arxiv.org/abs/1702.00786>.
- [3] SATO S C, KAWAMURA S, ANDO A, et al. The status of DECIGO[C]//Proceedings of 11th International LISA Symposium. Bristol: IOP Publishing, 2017.
- [4] MEI J W, BAI Y Z, BAO J H, et al. The TianQin project: current progress on science and technology[J]. *Progress of Theoretical and Experimental Physics*, 2020, 2021(5): 059201.
- [5] LANGE B. The drag-free satellite[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(9): 1590-1606.
- [6] DEBRA D B, CONKLIN J W. Measurement of drag and its cancellation[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2011, 28(9): 094015.
- [7] DEBRA D B. Drag-free control for fundamental physics missions[J]. *Advances in Space Research*, 2003, 32(7): 1221-1226.
- [8] LUO J, BAI Y Z, CAI L, et al. The first round result from the TianQin-1 satellite[J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2020, 37(18): 185013.
- [9] TAYLOR G. Disintegration of water drops in an electric field[J]. *Proceedings of the Royal Society of London*, 1964, 280(1382): 383-

- 397.
- [10] TANG K Q, GOMEZ A. Monodisperse electrosprays of low electric conductivity liquids in the cone-jet mode[J]. *Journal of Colloid Interface Science*, 1996, 184(2): 500-511.
- [11] GAÑÁN-CALVO A M. Cone-jet analytical extension of Taylor's electrostatic solution and the asymptotic universal scaling laws in electrospaying[J]. *Physical Review Letters*, 1997, 79(2): 217-220.
- [12] GAMERO-CASTAÑO M. The expansion of colloid thruster beams and its dependence on emission temperature[C]//Proceedings of 49th AIAA/ASME/SAE ASEE Joint Propulsion Conference. San Jose, CA: AIAA, 2013.
- [13] ANDERSON G, ANDERSON J, ANDERSON M, et al. Experimental results from the ST7 mission on LISA Pathfinder[J]. *Physical Review D*, 2018, 98(10): 102005.
- [14] CLOUPEAU M, PRUNET-FOCH B. Electrohydrodynamic spraying functioning modes: a critical review[J]. *Journal of Aerosol Science*, 1994, 25(6): 1021-1036.
- [15] DE LA MORA J F, LOSCERTALES G I. The current emitted by highly conducting Taylor cones[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1994, 260(1): 155-184.
- [16] ZIEMER J K. Performance of electrospray thruster[C]//Proceedings of 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, Michigan: Electric Rocket Propulsion Society, 2009.
- [17] 景驰. 我国离子液体微推进空间验证取得成功[J]. *太空探索*, 2019(7): 1.
- [18] SI B Q T, BYUN D, LEE S. Experimental and theoretical study of a cone-jet for an electrospray microthruster considering the interference effect in an array of nozzles[J]. *Journal of Aerosol Science*, 2007, 38(9): 924-934.
- [19] 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.
- [20] VELÁSQUEZ-GARCÍA L F, AKINWANDE A I. A mems CNT-based neutralizer for micro-propulsion applications[C]//Proceedings of 30th International Electric Propulsion Conference. Florence: IEPC, 2007.
- [21] ZIEMER J K, RANDOLPH T M, FRANKLIN G W, et al. Colloid micro-newton thrusters for the space technology 7 mission[C]//Proceedings of 2010 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT, USA: IEEE, 2010.
- [22] HUANG C, JIANLING L I, MU L I. Performance measurement and evaluation of an ionic liquid electrospray thruster[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023(3): 1-15.
- [23] HRUBY V, GAMERO-CASTAÑO M, FALKOS P, et al. Micro newton colloid thruster system development[C]//Proceedings of 27th International Electric Propulsion Conference. Pasadena: IEPC, 2001.
- [24] XU H, GAO Y, MAO Q B, et al. A compound pendulum for thrust measurement of micro-Newton thruster[J]. *Review of Scientific Instruments*, 2022, 93(6): 064501.
- [25] 黎卿. 扭秤周期法测 G 试验中的系统误差研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2014.
- [26] ZHANG K, KUANG S, SUO X, et al. Analysis of beam currents under an oscillating cone-jet mode for developing high-precision electrospray thrusters[J]. *Journal of Applied Physics*, 2022, 131(9): 094501.
- [27] AUGER F, FLANDRIN P. Improving the readability of time-frequency and time-scale representations by the reassignment method[J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 1995, 43(5): 1068-1089.

作者简介:

**黄潇博**(1996-), 男, 博士生, 主要研究方向: 场发射推力器、微弱信号检测等。

通信地址: 华中科技大学物理学院引力中心A栋N529(430074)

电话: 18271826618

E-mail: 365360614@qq.com

**宋培义**(1989-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 航天微推进技术。**本文通信作者。**

通信地址: 华中科技大学物理学院引力中心A栋N513(430074)

电话: 18893896677

E-mail: songpei yi@hust.edu.cn

# Research on Micro Newtonian Electrospray Thruster with Wide Thrust Range

HUANG Xiaobo, SUO Xiaochen, YANG Fan, WANG Dian, JIA Hongyu,  
LI Jiahui, ZHANG Wensheng, SONG Peiyi

(Precision Gravitational Measurement Facility, School of Physics, Huazhong University of Science and Technology, Wuhan 430074, China)

**Abstract:** In light of the demands for a micro-Newtonian level field emission electric thruster with wide, stable, precise, rapid, and persistent characteristics due to the drag-free control on satellites in space gravity wave detection missions, the mutual limitations between adjustable width range, resolution, and thrust noise should be broken through. Based on the principle of field emission thrust generation, and high-precision single pendulum to calibrate the accuracy of the model was used. Based on this thrust model, a flow and voltage-based active regulation strategy was established to control thrust, and a thrust feedback control strategy was proposed to maintain low thrust noise levels in a wider thrust range, according to the requirements for thrust control resolution and response speed. Finally, performance characterization was carried out on the developed prototype of the thruster principle, achieving 0.86-83.54  $\mu\text{N}$  level, thrust resolution less than 0.1  $\mu\text{N}$ ,  $<0.1 \mu\text{N}/\text{Hz}^{1/2}$ , thrust noise in the millihertz frequency band less than 0.1  $\mu\text{N}$  and less than 10 ms for thrust response time with constant flow.

**Keywords:** drag-free satellite; electrospray thruster; micro-thrust model; thrust measurement; feedback control

## Highlights:

- Starting from the principle of field launch thrust generation, precision calibration and correction of the thrust model were carried out using the thrust stand.
- Based on this thrust model, an active regulation strategy based on flow and voltage has been established.
- Proposed a thrust feedback control strategy to achieve wide range stable regulation.

[责任编辑: 杨晓燕, 英文审校: 宋利辉]