

# 真空微弧推进系统试验及在轨测试

赵 杨<sup>1</sup>, 邓永锋<sup>1</sup>, 魏建国<sup>1</sup>, 方吉汉<sup>1</sup>, 谷振宇<sup>2</sup>, 杨炜平<sup>2</sup>, 韩先伟<sup>1</sup>, 谭 畅<sup>1</sup>, 周伟静<sup>3</sup>

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100;

2. 北京千乘科技有限公司, 北京 100190;

3. 航天工程大学, 北京 100094)

**摘 要:**目前全球微小卫星呈爆发式增长态势, 市场潜力巨大, 针对可应用于微小卫星的推进系统顺势成为了全球的研究热点。介绍了可应用于微小卫星的电推进系统——真空微弧推进系统, 首先概述了真空微弧推进系统的参数及结构特点, 对该推进系统的工作原理和系统组成进行了研究分析, 采用无触发式点火技术及石墨涂层工艺成功将真空起弧功率降至 10 W 以内, 利用磁场控制电弧旋转的技术使阴极实现均匀烧蚀, 并研制探针对磁场控制电弧效果进行测试, 利用扭摆式测量系统完成微牛级推力测量, 获取不同频率(6~20 Hz)、不同起弧电流(50~80 A)工况下的推力变化趋势。目前, 真空微弧推进系统工程样机已成功开展在轨验证并完成在轨的推力测试, 同时详细阐述了样机在轨测试的方法及推力标定方法, 该方法为“海创千乘”卫星平台首次提出, 对后续卫星平台微推力标定具有重要的研究意义。

**关键词:**微小卫星; 真空微弧推进; 磁场; 在轨验证; 推力测试

**中图分类号:**V439 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2022)04-0088-09

## Experimental study on vacuum micro-arc thruster and on-orbit test

ZHAO Yang<sup>1</sup>, DENG Yongfeng<sup>1</sup>, WEI Jianguo<sup>1</sup>, FANG Jihan<sup>1</sup>, GU Zhenyu<sup>2</sup>,  
YANG Weiping<sup>2</sup>, HAN Xianwei<sup>1</sup>, TAN Chang<sup>1</sup>, ZHOU Weijing<sup>3</sup>

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Beijing Qiansheng Technology Company, Beijing 100190, China;

3. Space Engineering University, Beijing 100094, China)

**Abstract:** The number of microsatellites shows an explosive growth with huge market potential, and the propulsion system of microsatellites has become a global research hotspot. This paper introduces a vacuum micro-arc propulsion system, which can be applied to micro satellites. Firstly, the parameters and structural characteristics of the vacuum micro-arc propulsion system were outlined. Secondly, the methods of triggerless discharge and uniform ablation were studied in detail, and the magnetic field was simulated and analyzed. Low-cost graphite coating process was used to reduce arc striking energy to less than 10 W. The trust test was completed by using torsional system and the thrust variation was obtained with the changing of frequency and current. Finally, the experimental research of the vacuum micro-arc propulsion sys-

收稿日期:2022-02-09;修回日期:2022-03-28

基金项目:国家自然科学基金(11475131);航天科技集团钱学森青年创新基金项目

作者简介:赵杨(1987—),女,硕士,高级工程师,研究领域为电推进技术。

tem was studied in detail. At present, the vacuum arc propulsion system has successfully completed the on-orbit work and the thrust test.

**Keywords:** microsatellite; vacuum micro-arc propulsion; magnetic field; on-orbit verification; thrust test

## 0 引言

在通信、观测、遥感等各种军事、经济和社会需求的牵引下,许多国家已经注意到小卫星具有的重要战略意义、巨大的潜在市场及广泛的应用前景,纷纷将微小卫星列入重点发展方向。微小卫星具有功能密集度高以及成本低、发射方式灵活、研制周期短、质量小、体积小等优点,可以以单星廉价快速布置到位并完成侦查、通信等任务,是提升作战快速响应能力的重要选择。另一方面,军用卫星小型化也是重要的发展趋势,采用化整为零策略,由多颗小卫星组网共同实现大卫星的功能将是未来的发展趋势<sup>[1]</sup>。

本文着重介绍了一款可应用于微小卫星平台的新型推进系统——真空微弧推进系统,功率仅为6 W,系统简单,结构紧凑,具有质量低、尺寸小、易于实现模块化等特点,应用前景广阔。首次采用石墨涂覆工艺在绝缘材料上实现电流桥路建立及低功耗启动,并利用磁场控制电弧实现阴极的均匀烧蚀,提升推力器的长时间工作可靠性。

本文针对真空微弧推进系统的工作原理、系统组成及试验测试结果进行了重点的研究,采用自研的探针对推力器羽流进行诊断,测试磁场对电弧的控制效果,同时采用扭摆式测量系统对推力进行测试,获取推力参数。最后,对真空微弧推进系统的在轨工作状态及推力测试情况进行了详细介绍,重点介绍了在轨微推力标定的方法,该方法为海创千乘卫星平台首次提出,对后续卫星平台微推力标定具有重要的研究意义。

## 1 微小卫星电推进系统

微推进系统是目前电推进领域的发展热点,其主要特点是推力量级小,而且变化范围宽,尺寸小、质量轻。目前,国内外涌现出了一大批新型的微推进系统,如场发射微推进系统<sup>[2]</sup>、真空微电弧推进系统、离子微推进系统<sup>[3,4]</sup>和真空固体微推进系统等。

针对微纳卫星平台的各类小功率电推进系统,真空微弧推进系统的优势较为明显。真空微弧推进系统(见图1)主要采用真空放电电弧烧蚀阴极材料产生较高电离度等离子体,并利用外加磁场聚焦、加速等离子体以产生推力<sup>[5]</sup>。真空微弧推进系统结构简单紧凑,无活动部件,质量小,推质比高,易于实现集成化和模块化<sup>[5]</sup>。

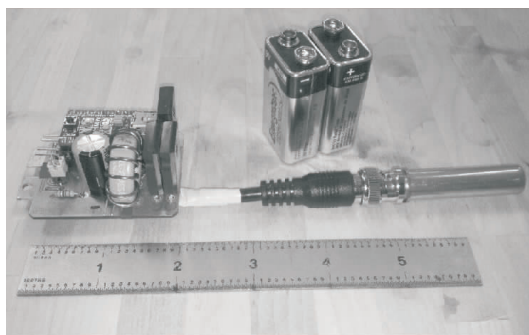


图1 真空微弧推进系统

Fig. 1 Vacuum micro-arc propulsion system

国外很多科研机构都开展了真空微弧推进系统的相关研究工作。阿拉米达应用科学公司(Alameda Applied Sciences Corporation, AASC)开展了真空微弧推进系统的理论及试验研究,重点研究点火电极及无触发式点火等多种电弧激发方式,并测试了使用不同阴极材料提升真空微弧推进系统性能。乔治华盛顿大学(George Washington University, GWU)的Michael Keidar团队对真空微弧推进系统的研究更为深入,该团队大幅度提升了推进系统的工程化研究水平,并参与多项空间项目验证<sup>[6]</sup>。图2是GWU大学为轨道增强通信卫星(ballistically reinforced communications satellite, BRICSat-P)研制的真空微弧推进系统,已于2016年完成空间演示验证<sup>[7]</sup>。国内也有多家科研机构对真空电弧推进技术进行研究,如哈尔滨工业大学对推力器放电特性受脉冲频率的影响进行了试验研究。研究表明,将脉冲频率由6 Hz增加到20 Hz,等离子体羽流速度提升了35%<sup>[8]</sup>。

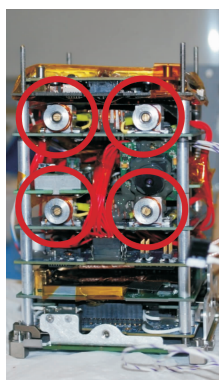


图 2 BRICSat-P 卫星微推进系统

Fig. 2 BRICSat-P satellite micro-propulsion system

## 2 真空微弧推进系统

### 2.1 系统组成及工作原理

真空微弧推进系统由推力器、功率处理单元 (power processing unit, PPU) 等组成,如图 3 所示。其中推力器由阴极、阳极、电磁线圈等组成,且安装在真空舱中,如图 4 所示;功率处理单元分为高压脉冲模块及线圈供电模块。

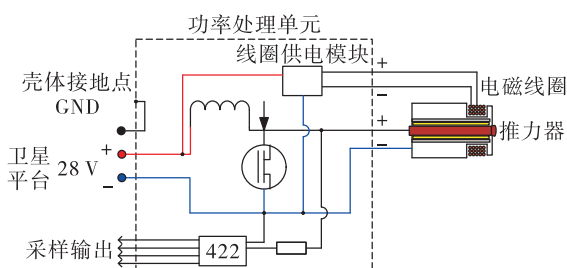


图 3 真空微弧推力器系统

Fig. 3 Vacuum micro-arc thruster system



图 4 推力器安装在真空舱内

Fig. 4 The thruster installed in the vacuum chamber

真空微弧推进系统的原理为:功率处理单元的电感储能模块触发电极放电后,烧蚀阴极材料,产生等离子体团,并利用电磁线圈产生外加磁场,磁场以一定角度穿过放电通道,置于电磁线圈阴极一侧的磁芯用于约束磁感线方向;在电场力及洛伦兹力的作用下,等离子体从放电通道喷出产生推力<sup>[9-10]</sup>。

本系统采用真空电弧无触发式点火技术,成功将真空电弧起弧电压降至 300 V 以内,从而简化电源设计,减轻系统质量,减小系统体积,并将推进系统功耗降低至瓦级 (小于 10 W)。另一方面,首次采用石墨涂层工艺技术,大幅度降低加工成本。

### 2.2 关键技术

#### 2.2.1 磁场设计

磁场线圈是推力器中非常重要的组成部分,用于产生所需要的磁场。其主要作用如下:

- 1) 控制阴极烧蚀发生在阴极与绝缘层交界处,且受  $-J \times B$  作用而旋转,使得阴极均匀地被烧蚀;
- 2) 当等离子体在推进系统通道外时,磁场控制推力器等离子体羽流沿磁力线呈向外扩散方式<sup>[11]</sup>。

因此,磁场设计十分关键,需要对磁场产生方式,磁场大小、方向以及空间分布进行研究,从而形成满足真空微弧推力器稳定可靠工作的磁场位形。针对该关键技术,对磁场产生方式进行了研究,开展了电磁线圈与永磁铁磁场的对比研究,经分析认为电磁线圈的均匀性较好,适合推力器使用。图 5 所示为磁场的仿真结果。

#### 2.2.2 无触发电点火技术

真空微弧推进系统采用无触发式放电方式,阴阳极之间的绝缘材料上有一层导电材料,当阴阳极加载较高的电压时,该表面通过的电流迅速产生大量的焦耳热,使产生闪络电弧的概率大幅度增加,可以有效降低起弧电压<sup>[10]</sup>。

无触发式点火的关键在于阴阳极之间的电阻要合适,但由于推力器工作过程中阴阳极之间的电阻不断变化,因此必须动态保证阻值始终处于一定范围之内,否则会导致推力器严重失效<sup>[12-13]</sup>。

阴阳极之间的绝缘材料选用氧化铝材料,绝缘性能好,加工工艺成熟度高。隔离陶瓷头部的导电涂层是推力器首次点火的重要环节。对于阴阳极表面涂覆的半导体材料,设计初期拟采用两种方

案:石墨或镍钴钼。

但经过实际工艺处理后发现,将沉积有镍钴钼材料的隔离陶瓷置于阴阳极之间,测量出两极之间的阻值过大,导致阴阳极之间的点火电压较高。而石墨沉积形成的导电涂层,可将阴阳极之间的测量电阻控制在合适范围内,将点火电压降至百伏量

级,满足低功耗设计。

目前,本文采用某特殊工艺在绝缘材料头部涂覆一定厚度的石墨层,保证厚度在  $10 \sim 800 \mu\text{m}$  之间,可保证电阻在合适范围,起弧功率可控制在  $10 \text{ W}$  以内。

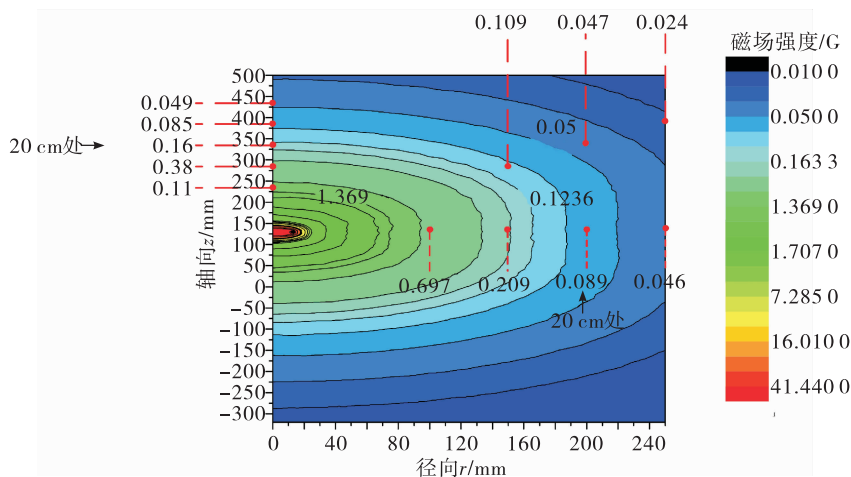


图5 磁场位形

Fig. 5 Magnetic field configuration

### 2.2.3 功率处理单元小型化设计

功率处理单元为推力器提供能量,由于微小卫星的空间非常有限,故功率处理单元的轻质化小型化是关键技术。电源主电路采用电感储能方式,利用耐压较高的 IGBT 半导体开关作为脉冲控制元件,当开关闭合时,电感通过 IGBT 形成闭合充电回路,电感电流上升,在开关断开瞬间,电感存储的能量通过负载释放,形成电压脉冲尖峰信号。在恒流部分,控制电路采用大功率 MOSFET 实现大电流脉冲恒流输出。该工作模式结构简单,可靠性高,且极大程度减小了电源的功耗和尺寸质量。

线圈电源主电路采用稳压直流电给线圈充电使线圈电流上升,控制电路采用大功率 MOSFET 实现大电流脉冲恒流输出,通过运算放大器 PID 闭环控制将 MOSFET 作为可调电阻调整输出电流大小。模拟开关选择高速数字模拟开关,峰值电流可达到  $100 \text{ mA}$ ,通过触发器输出脉冲信号到模拟开关控制端,控制模拟开关导通,基准电压通过模拟开关,输出脉冲基准电压,驱动 MOS 管输出恒流信号。

## 3 真空微弧推进系统试验研究

采用研制的真空微弧推进系统开展了地面试验研究,获取推进系统的相关参数。试验系统框图如图6所示,试验系统包括真空舱、真空测试系统(真空规、真空计)、抽气单元、推力器、功率处理单元、高压探头、电流探头和示波器等。微弧推力器安装在真空舱内,通过真空舱壁法兰接插件与舱外的功率处理单元连接,推力器的试验真空环境可达到  $10^{-5} \text{ Pa}$  量级。

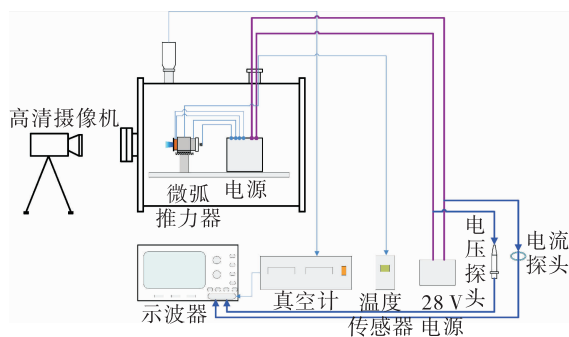


图6 真空微弧推进试验系统

Fig. 6 Test system of vacuum micro-arc propulsion

针对真空微弧推进系统,开展了以下 3 个部分的试验研究:①性能试验;②推力测试;③磁场对阴极斑运动轨迹的作用。

### 3.1 性能试验

针对真空微弧推进系统开展了性能试验,验证其点火启动及稳定工作特性。推进系统按时序启动,正常点火工作,转入稳定工作阶段。点火图像如图 7 所示,图像显示推力器喷口产生蓝色等离子体,羽流以一定的扩散角向外扩张。

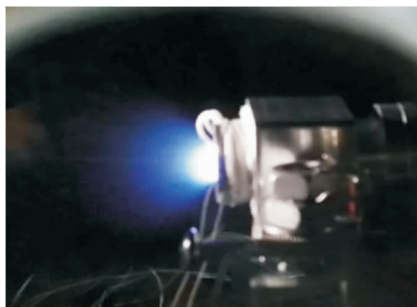


图 7 真空微弧推进系统点火图像

Fig.7 Ignition image of vacuum micro-arc propulsion system

利用示波器对推进系统的电流电压参数进行了测试,测试结果如图 8 所示。推进系统采用脉冲工作模式,一个脉冲宽度约为  $30 \sim 800 \mu\text{s}$ ,弧电流在起弧后逐渐下降至  $0 \text{ A}$ ,起弧电压  $100 \sim 900 \text{ V}$ ,放电电压为  $10 \sim 50 \text{ V}$ ,试验参数与设计值相符,推进系统各项工作参数正常。

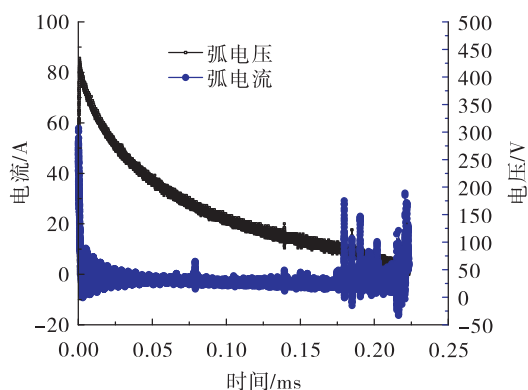


图 8 真空微弧推进系统工作时的电流电压波形

Fig.8 Current and voltage waveforms of the vacuum micro-arc propulsion system during operation

### 3.2 推力测试

为获得真空微弧推进系统推力参数,考核推

力器性能,对真空微弧推进系统进行了推力测试。该推力测试平台由扭摆式推力架、电容位移传感器、电磁阻尼器、数据采集单元等组成,测量范围为  $1 \mu\text{N} \sim 1 \text{ mN}$ ,测试平台及测试仪器如图 9 所示。



图 9 真空微弧推进系统推力测试台架

Fig.9 Thrust test bench of vacuum micro-arc propulsion system

扭摆式测量方法是利用枢轴承载动架并提供恢复扭矩,在推力器工作时,利用位移传感器测量动架的偏转位移,通过标定的位移量,将偏转位移转化为推力器的推力<sup>[14]</sup>。

由于推进系统推力仅为几十  $\mu\text{N}$ ,该测量装置测量精度需达  $0.1 \mu\text{N}$ ,对于测试系统的精度要求非常高。

推力测试主要分为推力性能变化及推力稳定性评价两部分。推力性能变化主要考量推力随电流及频率的变化:完成固定频率、不同电流工况下的推力测试;随后完成固定电流、不同频率工况下的推力测试。推力稳定性测试则是在某一工况下进行  $3 \text{ h}$  长程推力测试。

在测试时,首先通过推力台架输入标定力,用于对比推力器推力测试结果。随后启动真空微弧推进系统,测试一般持续百秒左右。图 10 所示为真空微弧推进系统的推力测试曲线,结果表明推进系统在设定的工作参数下产生了期望的推力,范围为  $10 \sim 16 \mu\text{N}$ 。经分析,测试中推力的变化可能与推进系统阴极初始状态有关,随着推进系统转入稳态工作阶段,阴极状态趋于均匀,有利于产生恒定的推力。

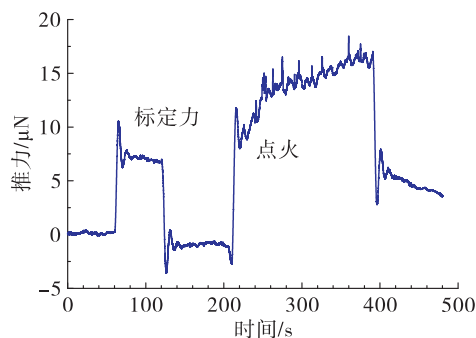


图10 真空微弧推进系统推力测试曲线

Fig. 10 Thrust profile of vacuum micro-arc propulsion system

采用推力台架,开展了不同放电电流、频率等工况下的推力测试。测试前,首先设置推进系统参数,随后启动推进系统,并稳定工作百秒左右。对不同工况的推力评估,采用测试时间段的平均值。经过测试,多种工况的推力测试结果如图11所示。

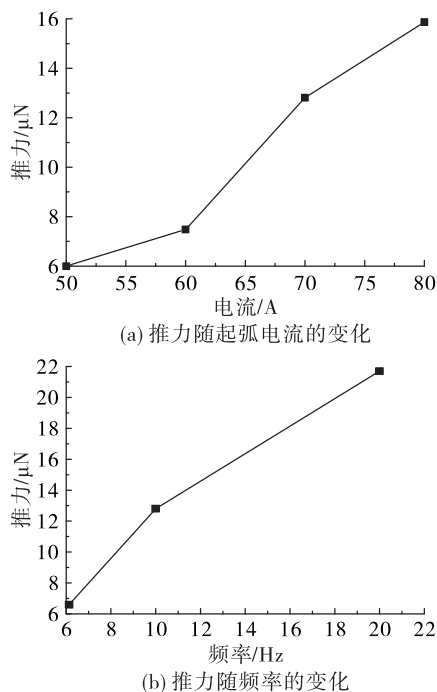


图11 不同电流及频率下的推力

Fig. 11 Thrust vs arc current and frequency

由图11可以看出,真空微弧推力器的推力随放电电流的增大而增大,随频率的增加而增大。该趋

势与真空微弧推进系统的工作原理一致,表明其推力大小受真空电弧放电等离子体总量影响,放电电流越大说明烧蚀的等离子体越多,从而可以产生较大的推力。而推进系统工作频率越大,也可在单位时间产生更多的等离子体,有利于产生较大推力。

推力测试的第二项内容是推力稳态性评估。保持试验系统不变,进行推进系统长程稳态工作,同时进行推力测量。推力器进行了3 h的长时间推力测试,推力符合设计指标要求。

在推力器测试过程中,存在两个问题:

- 1) 测试过程中,连接线缆在加电过程中存在漂移干扰现象,尤其是3 h长程推力测试较明显;
- 2) 在推力器开启过程中,位移测量数据有坏点,分析原因是等离子体电磁场对电容位移传感器产生影响。

鉴于上述问题,对源数据进行数据滤波平滑处理解决电磁干扰的问题,取推力加载后的位移初始平稳段评估推力值和误差限。

### 3.3 磁场对阴极斑运动轨迹的影响

在真空微弧推进系统中,磁场作用十分关键,其中最主要的作用是让真空电弧放电的阴极斑在磁场的作用下旋转起来,不能固定在某一区域。如果阴极斑长期停留在某一区域,就会造成局部阴极的过度烧蚀,导致阴极不均匀,进而改变阴阳极之间的阻值,推力器无法正常启动。因此,在施加磁场后,则可以让阴极斑产生周向移动,达到均匀烧蚀的目的。

为验证磁场的作用,自研了一个离子探针,用于测试放电等离子体的旋转。4根金属的细针作为探针主体,供给-60 V的直流偏压,用于接收等离子体中的正离子;用4根陶瓷套筒将4根金属细针隔离固定;用两片铜片作为金属翼,将陶瓷套筒固定隔离,金属翼的中心对准推力器喷口的中心。测试的系统结构框图如图12所示。

4根探针分别连接至示波器的4个通道,即可通过分析不同通道等离子体离子电流的峰值变化,从而获得电弧放电的主要发生区域,进而判断电弧放电阴极斑是否在磁场的作用下发生移动。

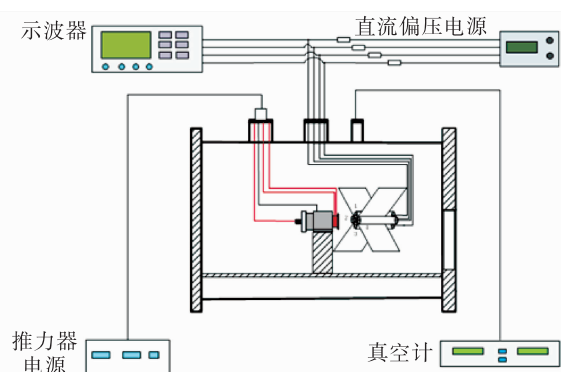


图 12 阴极斑旋转测试系统

Fig. 12 Ion rotation test system

磁场对阴极斑旋转的测试结果如图 13 所示。通过测试数据可以发现,如果阴极斑集中在某一探针所在的区域,那么该区域的探针会接收到大量正离子,该区域探针电流会显著强于其他探针。

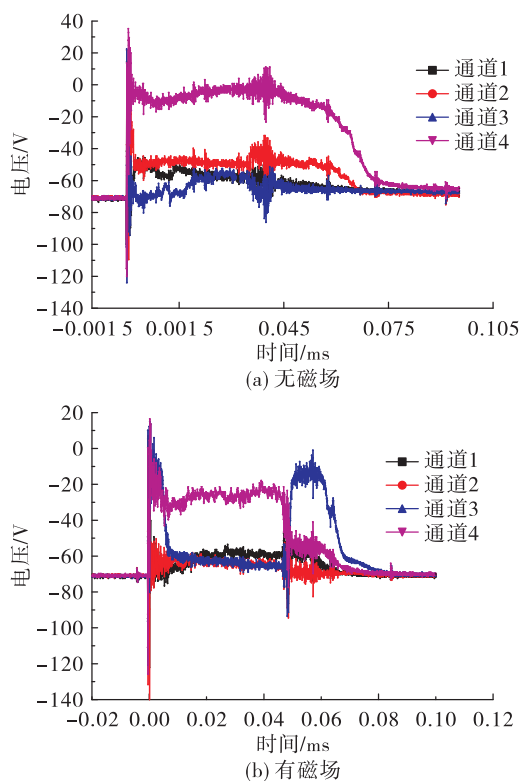


图 13 磁场对阴极斑旋转的影响

Fig. 13 Cathode spot rotation affected by magnetic field

为了研究磁场作用,首先开展了无磁场离子电流测试研究,结果如图 13(a)所示。结果表明,无磁场时,在一个脉冲的时间内,仅有一个通道接收到大量的离子且持续存在,说明阴极斑未发生明显移动。

保持试验系统不变,开展了有磁场条件下的电流测试,结果如图 13(b)所示。结果显示,第 3 通道和第 4 通道出现了离子峰的交替上升下降,表明在磁场作用下,电弧放电的阴极斑发生了移动。但在试验过程中发现,并不是每一次都能监测到阴极斑的偏移,经分析,阴极斑的偏移运动不仅受磁场影响,还受阴极表面状态的影响,在一个非常光滑的阴极表面,阴极斑受磁场影响非常明显,但阴极表面经过一段时间的烧蚀后,阴极斑受磁场影响下的偏移旋转明显减弱,容易长时间停留在一个区域。

## 4 真空微弧推进系统在轨测试

2019 年 8 月 27 日,真空微弧推进系统工程样机(以下简称电推进模块)搭载“海创千乘”号卫星乘捷龙一号火箭进入 500 km 左右的太阳同步轨道。“海创千乘”卫星由千乘科技探索有限公司研制,是中国民营企业中自主研发的规模最大的卫星,也是商业航天领域内第一颗可以同时提供遥感服务和窄带通信服务的业务卫星。

星箭分离后,电推进模块随卫星长期在轨运行,同年 10 月 22 日—10 月 23 日开展了电推进模块的在轨测试。测试包括两个方面:一是在轨开机,获取遥测数据,验证电推模块对发射及在轨环境适应性;二是分析获取电推模块推力数据,进一步考核推进系统性能指标。试验流程如下:

- 1) 卫星进入测控弧段,测控中心发送电推模块加电程控指令;
- 2) 电推模块加电,测控中心确认电推模块健康;
- 3) 卫星出测控弧段;
- 4) 卫星在下一轨进入测控弧段,测控中心接收卫星遥测数据,初步确认数据有效性;
- 5) 测控中心发送电推模块断电指令;
- 6) 在轨测试结束;
- 7) 地面处理遥测数据,获取电推模块性能参数。

测推力前卫星各载荷断电,转入对日巡航模式,进入准备测试状态。第 1 测控弧段,卫星控制系统设置为推力标定状态,电推进模块不上电,主要进行环境干扰力矩测试。根据飞行卫星角动量变化值,计算获取平均环境干扰力矩参数。第 2 测控

弧段,开展了电推进模块的在轨测试,遥测推力器工作参数。

电推进模块工作过程中击穿电压的遥测数据见图14,结果显示电推进模块加电后,击穿电压迅速上升至约200 V左右,表明电推进模块工作正常。此外,根据飞行一轨卫星角动量变化值,去除环境干扰力矩造成的角动量变化,得到电推进模块力矩造成的角动量变化,进而得到电推进模块产生的力矩。根据卫星质心坐标系下的推力矢量,计算得到电推进模块在轨平均推力为5  $\mu\text{N}$ 。在相同工况下,推力的设计值为5~6  $\mu\text{N}$ ,在轨测试的推力测量结果在设计参数的范围内,符合设计要求。

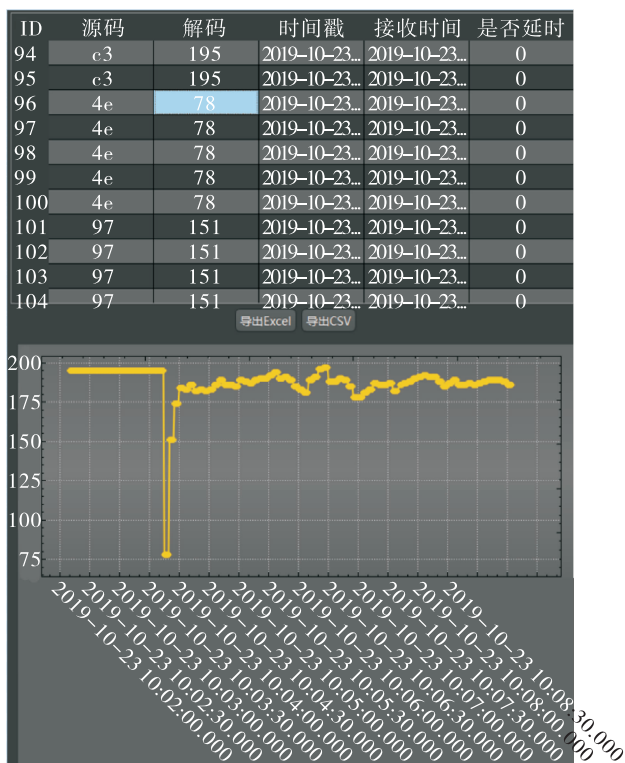


图14 电推进模块在轨工作电源遥测参数

Fig. 14 Voltage of thruster on-orbit test

## 5 结论

以微小卫星动力需求为牵引,开展了真空微弧推进技术研究。结合关键技术分析,开展真空微弧推进系统磁场仿真,获得了合适的磁场位型。基于研制的真空微弧推进系统,建立试验系统,开展了地面试验研究。搭载“海创千乘”卫星,推进系统进行了在轨测试。获得以下结论:

1) 真空微弧推进系统工作脉冲宽度一般为30~800  $\mu\text{s}$ ,起弧电压100~900 V,放电电压为10~50 V;

2) 在设计参数下,真空微弧推进系统的推力为10~16  $\mu\text{N}$ ,且其推力与放电电流和工作频率成正比;

3) 阴极斑离子电流分析表明磁场可以控制阴极斑旋转,这对阴极的均匀烧蚀具有重要作用;

4) 推进系统在轨测试工作正常,并获得了在轨工作参数和推力,符合设计指标要求,进一步表明真空微弧推进系统设计方案合理可行。

真空微弧推进系统作为一种微小电推进系统,经过地面试验和在轨测试考核,表明已掌握推进系统设计方法,具备开展工程研制条件。后续将围绕应用需求,以提高推进系统工作性能和可靠性为目标,开展工程化研制,为规模化应用奠定基础。

## 参考文献:

- [1] 王尚民,田立成,张家良,等. 微脉冲等离子体推力器放电过程和性能初探[J]. 中国空间科学技术, 2017, 37(5): 24-32.
- [2] 郭登帅,康小明,刘欣宇,等. 场发射电推力器的研究现状及其关键技术[J]. 火箭推进, 2018, 44(4): 1-9.  
GUO D S, KANG X M, LIU X Y, et al. Research status and key technologies of field emission electric propulsion thruster[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(4): 1-9.
- [3] 张天平,耿海,张雪儿,等. 离子电推进技术的发展现状与未来[J]. 上海航天, 2019, 36(6): 88-96.
- [4] 杨振宇,赵杨,李光熙,等. 1 mN 射频离子推力器参数与性能分析[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 75-82.  
YANG Z Y, ZHAO Y, LI G X, et al. Parameters and performance analysis of 1 mN RF ion thruster[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 75-82.
- [5] ZHUANG T S, SHASHURIN A, BEILIS I, et al. Ion velocities in a micro-cathode arc thruster[J]. Physics of Plasmas, 2012, 19(6): 063501.
- [6] KEIDAR M, HAQUE S, ZHUANG T, et al. Micro-cathode arc thruster for phonesat propulsion[C]//27th Annual AIAA/USU Conference on small satellites. Reston, Virginia: AIAA, 2013.
- [7] HURLEY S, TEEL G, LUKAS J, et al. Thruster subsystem

- for the United States naval academy's (USNA) ballistically reinforced communication satellite (BRICSat-P) [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, 2016, 14(30):157-163.
- [8] JI T Y, WEI L Q, WANG Y F, et al. Influence of pulse frequency on discharge characteristics of micro-cathode arc thruster[J]. Vacuum, 2022, 196:110748.
- [9] KEIDAR M, ZHUANG T S, SHASHURIN A, et al. Electric propulsion for small satellites[J]. Plasma Physics and Controlled Fusion, 2015, 57(1):014005.
- [10] ZHUANG T S, SHASHURIN A, DENZ T, et al. Performance characteristics of micro-cathode arc thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 30(1):29-34.
- [11] KEIDAR M, SCHEIN J, WILSON K, et al. Magnetically enhanced vacuum arc thruster[J]. Plasma Sources Science and Technology, 2005, 14(4):661-669.
- [12] ANDERS A, BROWN I G, MACGILL R A, et al. 'Triggerless' triggering of vacuum arcs[J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 1998, 31(5):584-587.
- [13] ANDERS A, SCHEIN J, QI N. Pulsed vacuum-arc ion source operated with a "triggerless" arc initiation method[J]. Review of Scientific Instruments, 2000, 71(2):827-829.
- [14] 刘万龙, 王得志, 刘硕, 等. 几种国外火箭发动机推力矢量测量装置概述[J]. 火箭推进, 2021, 47(4):6-12.
- LIU W L, WANG D Z, LIU S, et al. Several foreign rocket engine thrust vector measuring devices [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4):6-12.