微纳卫星新型动力系统研究进展

郭明坤^{1,2},夏广庆^{1,2},韩亚杰^{1,2},范益朋^{1,2},关思琦^{1,2} (1.大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室,辽宁大连116024; 2.大连理工大学辽宁省空天飞行器前沿技术重点实验室,辽宁大连116024)

摘 要:微纳卫星指采用现代技术、微电子技术、机械技术等设计制造的具有高性价比的现代微小卫星。因 其具有发射成本低廉、应用灵活等特点,微纳卫星受到各国的广泛关注。微纳卫星动力系统具有良好的发展前 景。本文综述了微纳卫星动力系统的发展现状,针对自中和射频离子推力器、离子液体推力器、碳纳米管阵列 推力器、石墨烯材料光驱动等几种新型且有望用于微纳卫星推进的方案,简要说明其工作原理,并分析其核心 技术以及性能优势。给出了发展建议:提升总冲、功耗、调节精度等参数是微纳卫星动力系统未来主要的发展 方向;研发工作中需要重点关注结构工艺、离子束流中和等关键技术。

关键词:微纳卫星;离子液体推进;自中和射频离子推进;碳纳米管发射阵列;石墨烯推进
 中图分类号:V 439.4 文献标志码:A
 DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.06.015

Research Progress of New Propulsion System of Micro/Nano-Satellite

GUO Mingkun^{1,2}, XIA Guangqing^{1,2}, HAN Yajie^{1,2}, FAN Yipeng^{1,2}, GUAN Siqi^{1,2} (1.State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, Liaoning, China; 2.Key Laboratory of Advanced Technology for Aerospace Vehicles of Liaoning Province, Dalian University of Technology, Dalian 116024, Liaoning, China)

Abstract: Micro/nano-satellite refers to the modern micro-satellite with high cost performance designed and manufactured by modern technology, microelectronics technology, mechanical technology, etc. Because of its characteristics such as low launch cost and flexible application, micro/nano-satellite has attracted extensive attention from various countries. The propulsion system of micro/nano-satellite has a good development prospect. In this paper, the development status of the propulsion system of micro/nano-satellite is reviewed. Based on the propulsion schemes, the working principles of several new and promising propulsion systems for micro/nano-satellite e.g., self-neutralizing radio-frequency thruster, ionic liquid thruster, carbon nanotube array thruster, and photic driving by graphene material, are briefly introduced, and the corresponding key technologies and performance advantages are analyzed. It is suggested that the main development direction of micro/nano-satellite propulsion system in the future is to improve the parameters such as the total impulse, power consumption, and adjustment accuracy, and in the research and development work, the key technologies such as structural technology and ion beam neutralization should be focused on.

Key words: micro/nano-satellite; ionic liquid propulsion; self-neutralizing radio-frequency ion propulsion; emission array of carbon nanotubes; graphene propulsion

0 引言 微纳卫星指采用现代技术、微电子技术、机械 技术等设计制造的具有高性价比的现代微小卫星。 国际上通常以质量来划分卫星,微卫星的质量一般

收稿日期:2019-04-01; 修回日期:2019-05-17

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11675040);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(DUT18GF109)

作者简介:郭明坤(1996—),男,硕士生,主要研究方向为电推进技术。

通信作者:夏广庆(1979—),男,博士,教授,博士生导师,主要研究方向为航空宇航推进理论与工程。

在 10~100 kg,纳卫星的质量一般在 1~10 kg。微 纳卫星是具有明确用途的新一代卫星,其主要特点 为质量小、体积小、制造发射成本低、功能针对性 强。早期的微纳卫星一般无控轨要求,但随着卫星 技术的发展,微纳卫星在性能以及用途上有了极大 的提升。微纳卫星可以通过组网编队,完成与大卫 星几乎相同的任务。因此,国际上对于微纳卫星轨 道控制的期望与要求越来越高。

受于自身体积与质量限制,微纳卫星无法使用 大型的推进系统,通常只具备姿态控制能力,无法 进行轨道调整。因此,微纳卫星动力系统的研发受 到了广泛关注。微纳卫星动力系统应具有比冲高、 使用寿命长等特点。微纳卫星动力系统可以延长 卫星使用寿命,极大提高微纳卫星的应用价值。按 照工作原理,微纳卫星动力系统可以大致分为如下 两类:① 压力加速式推力器,包括化学微推进、冷气 推进、新型电热推进等,其特点为推力较大,推力调 节范围较大。然而压力加速式推力器的比冲及总 冲较低,难以维持长周期的工作任务。②静电加速 式推力器,包括微阴极电弧推力器、场致发射电推 力器、离子液体推力器等。相较于压力加速式推力 器,静电加速式推力器的比冲以及总冲得到大幅提 高,但推力相对较低。此外,经过近几年的技术革 新,出现了太阳帆推进、磁场帆推进、石墨烯推进等 新型推进技术,该技术正处于发展阶段,未来有一 定的应用前景。

目前对微纳卫星动力系统的研究已经形成一种趋势,100 W以内的小功率电推力器受到了各国 高校和科研院所的关注。英国SSTL公司于 2000 年 6月发射世界上第一颗带有微推进系统的卫星, 采用丁烷动力推进系统。美国于 2007年 3月 9日发 射 FalconSat-3 重力梯度卫星,搭载微型脉冲等离子 体推进系统(MPACS)^[1];于 2015年 5月 20日发射 BRICSat-P立方星,采用微阴极电弧推力器(uC-AT)^[2]。国内对于微推进系统的研究尚处于起步阶 段:兰州 510 所于 2016年研制 LPPT-5电推进系统, 用于 12U立方星的推进;上海 801 所^[3]与中科院力学 所^[4]开展了场致发射电推进方面的研究;北京航空 航天大学针对胶体推进技术进行了相关研究^[5]。

1 新型静电式微推力器

1.1 自中和射频离子推力器

在传统的栅极离子推力器中,为了防止卫星积 累电荷,需要使喷射到空间中的羽流呈电中性。为 此,推力器需要配备专门的离子中和器。中和器在 一定程度上影响了推力器的寿命、体积大小、总质 量以及结构复杂度。

美国的ThrustMe公司联合等离子体物理研究 所开发出一套电推进系统^[6],将其命名为"Neptune"。其搭载平台为1U立方星(边长10 cm,质量 1 kg)。该电推进系统的主要特点为产生的粒子束 流组成为电子和正离子,因此,束流可以实现自中 和,无需采用中和装置。

如图1所示,推力器的引出栅极由射频电源供 电。离子和电子对于振荡场的响应时间不同,分别 于不同的时间点被引出。此过程会产生自偏压效 应,对鞘层电压进行一定程度的矫正。离子被引出 之后,被加速栅极加速并从尾部喷出,产生推力。 与此同时,当等离子体电势值接近零时,由于电场 的改变,大量电子会被引出,并经由栅极板加速喷 出。在整个过程中,为保证系统内不存在直流电 流,推力器内配有隔直装置,保护系统安全。最终 在单位时间内,电子和离子的提取引出量大致相 等。推力器工作时,系统内的等离子体束流由连续 交替加速的离子和电子组成,这种束流可以自行中 和。因此,该推进系统无需额外的中和装置,极大 地减小了推力器的体积和质量。自中和射频离子 推力器性能参数见表1。





表1 自中和射频离子推力器性能参数

 Tab.1
 Performance parameters of the self-neutralization

 radio frequency ion thruster

参数	数值
总功率/W	30~60
工质	Xe,I ₂
推力/mN	0.2~0.7
全质量/kg	<1.3
推进系统体积/U	1

1.2 离子液体推力器

离子液体推力器是一种新型的微牛级推力器, 从属于胶体推力器。胶体推力器通常采用电离液 作为推进剂,利用施加在发射尖端上的高压电场, 将工质离子化并加速喷出,以此产生推力。离子液 体推力器采用离子液体作为推进工质。离子液体 是一种近10年来被广泛使用和研究的新型物质,其 正负离子以范德华力或者氢键相结合,具有无毒、 无泄漏问题、贮存时间长等优势。

离子推力器作为一种静电式电推力器,其工作 基于静电喷射原理,在外加电场作用下,带电粒子 从离子液体工质中被引出,并在同一电场的作用下 加速喷射,产生推力,如图2所示。



Fig.2 Illustration of the ionic liquid thruster

离子液体推力器设计的关键是电喷雾源的设 计。导电液体在强电场作用下,发射出带电粒子, 这种现象被称作电喷雾。受到垂直于液面的强电 场作用,导电液体的液面一般呈现锥形。液体自身 物理性质、液体流速、施加电压的大小等参数都会 对液面形状产生影响。同时,不同的液面形状可以 表现出电喷雾源工作模式的不同。Cloupeau等¹⁷将 电喷雾的工作模式依照形态特征与生成方式划分 为滴落、微滴滴落、锥-喷流、简单喷流和分叉喷流, 其中,锥-喷流为通常情况下胶体电推力器的工作方 式。在电喷雾发生时,液面会呈现一个圆锥形,并 维持该形状^{18]}。当电场强度超过某一阈值时,圆锥 型液面尖端处会延伸产生喷流,喷流在维持一定的 长度后碎裂为液滴,形成射流。

作为一种新型的微推力器,离子液体推力器具 有独特的优势。离子液体工质主要以氢键或者范 德华力结合,因此,在工质产生离子的过程中相较 于传统方式能量消耗较小。同时离子液体推力器 相比普通胶体推力器,更容易达到纯离子发射模式 (Purely Ionic Regime, PIR),使得比冲更高,推进剂 的利用率更大,而且推力更小,能够达到更小的脉 冲冲量,对微纳卫星进行更精确的姿态和轨道控 制。另外,离子液体推力器同样采用自中和的方式 中和离子,推力器无需中和器,可减小结构质量,延 长推力器的使用寿命。

2 新型电热式推力器

电热式气体推力器的雏形是冷气推力器(Cold Gas Thruster, CGT)。冷气推力器通过释放贮存的 高压气体来产生推力^[9]。针对冷气推力器的研究始 于20世纪,冷气推力器具有结构简单、性能稳定、成 本低廉等优点100,其在卫星发展初期得到了广泛应 用。然而随着静电式电推力器的发展,冷气推力器 比冲低的问题也逐渐暴露出来。伴随着微机电系 统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)的发 展,电热式气体推力器应运而生。目前针对电热式 推力器的研究主要有4个方向:电阻加热式推力器 (Resistojet)、电弧加热式推力器(Arcjet)、微波电热 式 推 力 器 (Microwave Electrothermal Thruster, MET)、射频电热式推力器(Radio-Frequency Electrothermal Thruster, RFET)。电阻加热式推力器 出现较早,工质气体分子通过电热元件或者电热通 道获得能量,经喷嘴喷出产生推力。电弧加热式推 力器工作原理与电阻加热式推力器类似,不同的是 电弧加热式推力器通过极板间产生的高压电弧加 热工质气体。此外,等离子体放电同样可以应用于 工质气体的加热。微波电热式推力器、射频电热式 推力器分别通过微波源和射频源激发放电腔内等 离子体放电,产生能量加热腔内气体。4种推力器 性能参数见表2。

Tab.2 Performance parameters of typical electrothermal thrusters						
推力器类型	工质类型	推力/mN	比冲/s	功率/W	效率/%	参考文献
	肼	_	300~400	100~1 000	65~90	[11]
电阻加热式	水	0.125	127~150	100	—	[12]
	混合工质	129~335	93~385	167~506	—	[13]
电弧加热式	氦	0.014~0.031	313	119	36	[14]
	肼		345~471	650~1 400	29~36	[11,15]
	氨		600~900	$10^{3} \sim 10^{4}$	—	[11,16]
	氢		700~1 200	104	—	[11,16]
微波电热式	氩	0.2~1.4	50~80	6	$2 \sim 12$	[17]
	氦	0.04~0.51	150~270	6	2~12	[18]
射频电热式	氩	0.01~0.10	50~85	10~60		[19]
	氢	0.1	30 000	100	75	[20]

表 2 典型电热式推力器性能参数 ab.2 Performance narameters of typical electrothermal thrus

2.1 毛细管型脉冲等离子体推力器

目前,针对传统电磁型脉冲等离子体推力器的 研究已经开展了数十年,具有极高的技术成熟度。 推力器的效率、比冲等重要参数已经接近理论极限,可供优化改进的空间较小。毛细管脉冲等离子 体推力器改变了传统脉冲等离子体推力器通过电 磁加速离子的工作模式,以电弧热加速等离子体为 主,获得了良好的预期效果^[21]。图3和图4分别为传 统等离子体和毛细管型脉冲等离子体的结构示 意图。











传统脉冲等离子体推力器工作时,火花寒点 燃,腔体内产生少量粒子。粒子与特氟龙工质表面 碰撞,烧蚀出一定量的粒子,其中带电离子在强电 场作用下向两极移动,进一步烧蚀工质表面。两极 之间等离子体区域增加,最终与极板、电容器共同 构成闭合回路。等离子体受洛仑兹力加速喷出,产 生推力。毛细管型脉冲等离子推力器同样通过火 花塞激发放电,烧蚀工质。与传统型不同的是,毛 细管型工质结构可以控制和稳定腔体内的高压电 弧[22]。毛细管壁通常采用易消融的材料制作,利用 器壁的消融烧蚀过程来冷却电弧(Ablation Controlled Arc, ACA)。同时消融产物会继续被加热, 形成新的等离子体,以补充喷口外流损失,电热式 脉冲等离子体加速方式对中性粒子和带电粒子均 有加速效果,有效地提高了推力器效率。典型毛细 管型脉冲等离子推力器性能参数见表3。

表 3 典型毛细管型脉冲等离子推力器性能参数 Tab.3 Performance parameters of the capillary pulsed

plasma	thruster
--------	----------

单位	比冲/s	功率/W	效率/%	参考文献
伊利诺伊大学	330~570	_	5.8	[23]
东京都立大学	320	10	10	[24]
大阪工业大学	350~780	5	$13 \sim 25$	[25]

2.2 射频电热式推力器

澳大利亚国立大学设立了一款1U立方星,其 直径为10 cm,质量约为1.33 kg。卫星采用射频电 热式推进系统,名为"Pocket Rocket"。该推力器的 工作模式为非对称式容性耦合等离子体放电。容 性耦合放电过程中,等离子体鞘层的电势将以与外 加射频电源相同的频率发生振荡,振荡过程中鞘层 将以感应无碰撞的形式加热并发射高能电子,将能 量注入等离子区域。非对称式结构则会产生自偏 压效应,对等离子体鞘层进行一定程度的矫正,并 伴有二次电子发射效应^[26]。

如图 5 所示, 推力器主体为一段氧化铝管, 管中 间处绕有射频电极, 激发放电腔中工质产生等离子 体。工质气体经由上游进气口进入储气室, 于放电 腔中加热膨胀, 最终从下游喷出产生推力。推力器 工作时, 放电腔体内存在两种加热作用, 体加热以 及壁面加热。体加热是指等离子体中离子与中性 气体碰撞加热整个放电腔区域的气体。与此同时, 由于等离子体中和等效应的作用, 工作时壁面温度 会升高。壁面通过热交换加热腔体气体, 该过程称 为壁面加热。实验表明, 两种加热过程对腔体内气 体的作用程度近乎相同。射频电热式推力器性能 参数见表4。



图 5 射频电热式推力器结构示意图

Fig.5 Illustration of the radio frequency electrothermal thruster

表4 射频电热式推力器性能参数

Tab.4 Performance parameters of the radio frequency electrothermal thruster

参数	数值
总功率/W	10
工质	Ar
比冲/s	76
推力/mN	2.4
全质量/kg	1.33
	1

3 新兴推进技术

3.1 石墨烯光驱动

一直以来,大规模直接光驱动都是一个难点, 以现有的技术水平,难以投入实际使用。石墨烯材 料在结构和功能上都具有独特性,其能够吸收各种 波长的光,并发射高能电子,产生推力。单个石墨 烯单元具有良好的光学性能,目前在小空间尺度 上,通过光照射已经可以实现石墨烯片在毫米量级 的水平移动和旋转。如果能成功实现石墨烯材料 的宏观堆叠集成,并在宏观尺度上进行必要的光学 操作,就有希望实现大规模直接光驱动。

石墨烯海绵是一种三维交联单片石墨烯材料, 在形成过程中,单片石墨烯材料主要通过位于边缘 的氧官能团之间的反应形成共价键结合在一起。 材料采用特殊方法合成,需要惰性环境下的高温热 处理^[27]。石墨烯材料合成时,如何在堆叠后仍保持 其单层的固有属性是一个难点。但按照一定的方 式组合成后,材料不仅可以保持单层的固有属性, 并且可以将这种属性于宏观尺度上体现出来。

石墨烯海绵可以看作是单个石墨烯材料的总 和,但石墨烯材料之间并没有强大的耦合特性。换 言之,在石墨烯海绵中,单个石墨烯的狄拉克带结 构得到了很好的保持,维持了其固有属性。

石墨烯海绵产生推力原理如图6所示。由于结构的特殊性,石墨烯海绵能够有效地吸收各种波长的光,在热电子的激发下达到粒子数反转的状态,并喷射电子。电子沿各个方向随机喷射,其中一些会被周围的石墨烯海绵吸收,一些会产生相互抵消的力。沿着激光光束扩散的相反方向喷射的电子会产生推进力,并且沿激光光束方向推动。



图 6 石墨烯推力原理示意图 Fig.6 Illustration of the graphene thrust

实验证明了宏观的石墨烯材料制成的推力器 能够被数瓦功率的激光直接推进。同样太阳光也 可通过这种新机制推进物体,并通过增大光照强度 和光照面积来增大推力。通过可调节的激光阵列, 该项技术可以应用在航天器上,以光照为能源,实 现航天器姿态控制以及轨道调整甚至长距离运输 任务。

3.2 碳纳米管阵列推力器

碳纳米管(Carbon Nanotubes, CNTs)是一种 结构特殊的一维纳米材料。碳纳米管具有一些优 秀的特性,拥有巨大的潜在应用前景。研究发现, 碳纳米管具有优异的场致发射性能。场致发射是 指在金属或者半导体表面施加高强度电场,通过隧 道效应使电子进入真空中形成电子注,见表5。相 较于传统的热发射阴极系统,场致发射具有功耗低、电流密度大、尺寸小、效率高等优势,是一种理想的新型真空电子发射源。因为高长径比以及纳米尖端的独特物理性质,碳纳米管逐渐取缔了传统的金属阴极材料,被研究人员应用于制作场致发射阴极的主要材料。为了在相对较低的电场下达到满足电子发射的条件,一般将碳纳米管加工成微型尖端阵列结构,通过原子级尖端的局部增强作用来获得局部高电压。碳纳米管场致发射阴极阵列具有开启电压小、电流密度大、工作环境真空度要求较低等优点,在场致发射领域的应用十分广泛。

表 5 常用阴极发射性能对比^[28] Tab.5 Comparison of cathode field emission^[28]

阴极种类	工作温度/℃	加热功率	发射电流/ (A•cm ⁻²)	抗中毒能力	抗轰击能力	代表国家
氧化物	950	小	1~2	差	差	德国
钡钨	1 100	中	10	中	中	美国
合金钡钨	1 100	中	20	较强	较强	法国
LaB ₆	1 700	大	60~100	强	强	俄罗斯
场致发射	25	无	5×10^{-3}	差	差	日本
微波放电	25	小	0.5	强	强	日本

目前碳纳米管在微推进领域的应用前景大致 有3个方面:

1) 双栅极电离装置

碳纳米管电离装置的主要特点为激发电压小、 产生电流大,适于用作微推力器的离子源^[29]。如图7 所示,Chen等^[30]设计了双栅极结构碳纳米管阵列。 该阵列能够以两种不同的电离模式工作,以适应不 同的工况要求。



(a) 结构侧视图
 (b) 结构俯视图
 图 7 双栅极结构碳纳米管
 Fig.7 Carbon nanotube with dual grid

碳纳米管具有优异的场致发射性能,因此,双 栅极结构碳纳米管的工作模式可以采用电子轰击 电离(Electron Impact Ionization, EII)。如图8所 示,碳纳米管作为电子源,场致发射产生一定量的 电子。第一栅极称为门栅极或者提取栅极,作用为 输引电子到达下一区域。第二栅极为聚焦栅极,聚 焦电子束流。电子于电离区域内与中性气体碰撞, 激发气体电离,离子经由上方栅极引出。此外由于 第二栅极相较阳极具有较低的电势,小部分的离子 回流会由其引走,从而保护碳纳米管尖端免于受到 离子的轰击。



双栅极结构碳纳米管的另一种工作模式为场 电离(Field Ionization, FI),工作原理类似于场致发 射电推力器。如图9所示,系统工作时,碳纳米管与 提取栅极之间会形成高电势差。与此同时,碳纳米 管尖端附近会存在高压电场^[31-32]。在两者共同作用 下,电离区到碳纳米管尖端之间形成电子通道,中 性气体发生电离,离子由上部提取栅极引出。相较 于电子轰击电离模式,场电离模式无法有效避免离 子对于碳纳米管尖端的轰击腐蚀。与之相对,电子 轰击电离模式中电子轰击过程会产生一些碎裂产 物,场电离模式则能减少这些产物对系统的影响。





2) 场致发射中和器

场致发射中和器目前已经成为研究热点,各个 国家都进行了长时间的研究与开发。近些年,各国 对于阴极场致发射阵列的研究已经取得一定突破, 并成功应用于部分电推进中和器^[33]。常规离子推力 器的中和器所需工质约为总工质的10%,碳纳米管 场致发射中和器最大的特点就是在启动和持续工 作过程中不需要额外工质,且能源消耗低^[33],可以在 一定程度上提升系统的比冲。碳纳米管场致发射 中和器体积较小,并且不需要配备工质贮箱或阀门 等附带装置,适用于小型或微型电推进系统。

如图 10 所示, Singh等^[34]研制出一种碳纳米管 场致发射中和器,并成功应用于霍尔推力器中。研 究人员对中和器中碳纳米管场致发射部分进行了 设计改进,该结构的特点为门栅极与导电基底之间 存在一层绝缘隔离层,可有效增加结构内的电场强 度,从而增加电流密度。同时,研究人员采用特殊 工艺进行碳纳米管的合成如图 11 所示, 化学刻蚀浸 入到了导电基底内部^[35]。相较于传统的碳纳米管基 底外侧生长,较深的基底刻蚀给予了碳纳米管足够 的生长空间。因此,碳纳米管长度会更加均匀,碳 纳米管与门栅极之间的接触短路问题也可以得到 有效解决。



图 10 碳纳米管场致发射中和器实物图 Fig.10 Carbon nanotube neutralizer

3) 生成压力波产生推力

碳纳米管具有优秀的导电性以及导热性。如 图 12 所示,在碳纳米管外层燃烧燃料,碳纳米管会 传导热力波并激发内部电子移动产生脉冲。这种 反应会产生一种各向异性的压力波,产生的比冲约 为 300 s。如果能将压力波转化为推力,就可以设计 出一种新型高比冲推力器^[36]。

4 发展建议

如今微纳卫星种类繁多,质量从几千克到几十 千克,功率从几瓦到几百瓦,任务需求也日益多样 化。微纳卫星典型任务及参数要求见表6。微纳卫 星获得国际上高度重视,其配套的微推进系统也得 到了迅速发展。不同于传统的航天推进技术,微纳 卫星推进系统对于总冲、功耗、调节精度等参数提 出了更高的要求。同时,基于微纳卫星本身大规模 组网工作的特点——低成本、小质量、小体积,其也 是微纳卫星未来主要的优化设计方向。目前尚未 获得一种有效的解决方案可以适应所有要求,纷繁 复杂的推进任务需要多种不同的推进方式共同 发展。

模块化也是微纳卫星动力系统的一个重要发展 趋势。模块化是指将推力器加工成同一规格的模 块,多模块共同工作,通过选取多种排布方式,组建 形成不同的推力器工作模式,以适应各类飞行任务



Fig.11 The technological process of carbon nanotube neutralizer in Hall thruster



图12 碳纳米管热波推力器原理示意图



表6 微纳卫星典型任务参数

Tab.6	Parameters	of	typical	missions	of	micro-nano
	satellite					

典型任务	总冲/Ns	推力范围/ mN	冲量精度/ mNs
入轨误差消除	>5	>10	—
轨道保持	30~500	_	_
卫星编队	—	1~100	1
超高精度编队	—	$10^{\sim 3} \sim 0.1$	10^{-4}
卫星离轨	<1 000	—	—
快速机动		>10	_

的需求。美国麻省理工学院推力器模块如图13所示。

对于微推进系统的研发制造,有几项关键技术 需要重点关注:

1) 结构工艺

新型微推进系统中的核心部件往往加工难度 较大,例如离子液体推力器中的发射极、碳纳米管 阵列材料等。作为推进系统中的核心部分,这些



(a) 推力器单侧轴向推力模式



(b) 推力器姿态调整模式图 13 美国麻省理工学院推力器模块

Fig.13 Thruster module designed in Massachusetts Institute of Technology

结构的性能参数与整个推力系统的性能密切相 关。因此,如何加工出高可靠、符合实际要求的部 件是研究中的技术难点。目前,国内外针对微米 量级尺寸部件的主要加工方式大致分为电化学加 工、机械加工、激光加工等。随着技术的成熟,为 获得更高的加工精度,避免类似同种结构的形貌 差异过大等问题,采用方法逐渐从可控性相对较 差的化学刻蚀过渡到激光加工、电火花切割等更 好的选择。

2) 离子束流中和

离子推力器工作时,推力器尾部会喷出高速粒 子,其将在电推进系统的周围形成高电势,从而对 航天器产生一定的危害,影响系统的使用寿命。大 型中和器的电子源主要为储备式空心阴极。其缺 点很明显,工作时需要消耗大量工质,在一定程度 上增加了电推进系统的体积及质量。常见低功率 中和器的阴极结构有3种:低功耗热阴极、场致发射 阵列阴极、碳纳米管阵列阴极。相较而言,热阴极 技术较为成熟,使用寿命较长,但符合条件的阴极 种类较少,性能受环境影响较大。与前者相比,场 致发射阴极的功推比有显著减小,同时稳定性更 好。然而阴极阵列的结构复杂,对于微型结构加工 工艺要求极高。碳纳米管阵列中和器是一种新型 中和技术,各项性能均较佳,目前存在的主要问题 为电子发射集中性较差。开发出新型低功率、小体 积的电子源,或者设计出可以自行中和离子束流的 推进系统,是电推进系统小型化的一个主要研究 方向。

3) 新技术交叉融合

微纳卫星动力系统提出了新的要求以及侧重 点,自然需要新兴推进技术支持。不同于传统的工 质处理、工质加速、工质排出的工作方式,一些新兴 的推进方式逐渐提出。例如石墨烯光推进、碳纳米 管压力波推进以及基于太阳系内太阳风强度的太 阳帆推进和磁场帆推进等。目前,石墨烯光推进、 碳纳米管压力波、磁场帆推进已经完成概念设想, 正处于方案设计阶段;太阳帆推进已实现在近地轨 道飞行实验以及空间探测器上的应用。

5 结束语

小型化、低成本化是空间飞行器未来主要的发展方向之一,因此,针对微纳卫星动力系统的研发具有广阔的应用前景。目前我国对于微纳卫星动力系统的研发正处于起步阶段,与国外仍存在一定的差距。因此,需要把握微纳卫星动力系统的发展趋势,全方面调研,开展针对性技术攻关。相信在不远的将来,我国微推进系统技术会更加成熟,为

微纳卫星的平台组建提供高效可靠的动力方案。

参考文献

- [1] SAYLOR W W, FRANCE M E B. Test and on-orbit experiences of FalconSAT-3 [C] // The 4S Symposium: Small Satellites Systems and Services, Rhodes. 2008: 616-24.
- [2] DINELLI C K, MALONEY I B, HANLON E A S, et al. Quad-channel micro-cathode arc thruster electric propulsion subsystem for the ballistically reinforced communications satellite (BRICSat-P) [C]// 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2014:3909.
- [3] 段君毅,场致发射电推力器工作性能及其发射机理研 究[D].上海:上海交通大学,2011.
- [4] 高辉,段俐,胡良,等.基于镓铯对比的场发射电推力器 分析与研制[J].推进技术,2015(2):314-320.
- [5] 王海兴,汤海滨,秦超晋.一种孔式微牛级胶质推力器: 01539067B[P].2010-09-08.
- [6] RAFALSKYI D. A neutralizer-free gridded ion thruster embedded into A1U cubesat module [C]// 35th International Electric Propulsion Conference Georgia Institute of Technology. 2017: 10:48.
- [7] CLOUPEAU M, PRUNET-FOCH B. Electrostatic spraying of liquids: main functioning modes [J]. Journal of Electrostatics, 1990, 25(2):165-184.
- [8] 程世豪,离子液体微型电推进器三维仿真与性能分析 [D].南京:南京航空航天大学,2017.
- [9]任海.微小冷气推进技术的应用现状和发展[J].控制 工程,2003(5):10-19.
- [10] 边炳秀.卫星推进系统的历史、现状和未来[J].控制工程,2001(5):28-39.
- [11] FRISBEE R H. Advanced space propulsion for the 21st century [J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19:6.
- [12] MUELLER J. Micropropulsion for small spacecraft: thruster options for micro-spacecraft [R]. AIAA, 2000.
- [13] MORREN W, HAY S, HAAG T, et al. Performance characterizations of an engineering model multipropellant resistojet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(2):197-203.
- [14] WILLMES G F, BURTON R L. Low-power helium pulsed arcjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(3):440-446.
- [15] DEININGER W, CRUCIANI G, GLOGOWSKI M. Performance comparisons of low-power arcjets [J]. Journal of Propulsion, 1995, 11(6):1368-1371.

- [16] MARTINEZ-SANCHEZ M, POLLARD J. Spacecraft electric propulsion: an overview [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 17(5):688-699.
- [17] TAKAHASHI T, TAKAO Y, ERIGUCHI K, et al. Numerical and experimental study of microwave-excited micro-plasma and micro-nozzle flow for a micro-plasma thruster [J]. Physics of Plasmas, 2009, 16(8):083505.
- [18] TAKSHASHI T, TAKAO Y, ICHIDA Y, et al. Microwave excited micro-plasma thruster with helium and hydrogen propellants [J]. Physics of Plasmas, 2011, 18(6):063505.
- [19] WILLIAMS S E. Experimental characterization of radio frequency micro-thermal thruster performance[D]. West Lafayette: Purdue University, 2011.
- [20] BLACKHALL L, KHACHAN J. A simple electric thruster based on ion charge exchange [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 48(8):2491-2494.
- [21] 王亚楠,丁卫东,程乐,等.毛细管型脉冲等离子体推力 器研究现状综述[J].电工技术学报,2018,33(22): 5358-5370.
- [22] 夏胜国,脉冲消融毛细管放电等离子体的理论和实验 研究[D].武汉:华中科技大学,2004.
- [23] BUSHMAN S S, BURTON R L. Heating and plasma properties in a coaxial gas dynamic pulsed plasma thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(5):959-966.
- [24] UEZU J, IIO J, AMISHIMA Y, et al. Study on pulsed plasma thruster configuration to expand impulse bit range [C]// Proceedings of the 29th International Conference of Electric Propulsion. 2005: IEPC-2005-234..
- [25] FUJITA R, TAHARA H. Development of electrothermal pulsed plasma thruster systems onboard Osaka institute of technology PROITERES nano-satellites [C]// Proceedings of the 33rd International Electric Propulsion Conference. 2013; IEPC-2013-97.
- [26] GREIG A D. Pocket rocket: an electrothermal plasma micro-thruster [D]. Canberra: The Australian National

University, 2015.

- [27] WILLIAMS S E. Experimental characterization of radio frequency micro-thermal thruster performance[D]. West Lafayette: Purdue University, 2011.
- [28] ZHANG T F, CHANG H C, WU Y P. Aroscopic and direct light propulsion of bulk graphene material [J]. Nature Photonics, 2015, 9:471-476.
- [29] 蒋申.场致发射中和器的设计与制备[D].成都:电子 科技大学,2014.
- [30] HICKS T C. A carbon nanotube pillar array ionizer for miniature ion thruster applications [D]. California: Naval Postgraduate School, 2008.
- [31] CHEN L Y, VELASQUEZ-GARCIA L F. A micro ionizer for oortable mass spectrometers using doublegated isolated vertically aligned carbon nanofiber arrays
 [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2011, 58 (7):2149-2158.
- [32] BECKEY H D. Principles of field ionization and field desorption mass spectrometry [M]. New York: Elsevier Science, 2016.
- [33] GOMER R. Field emission and field ionization [R]. New York: American Institute of Physics, 1993.
- [34] TAJMAR M, SPINDT C, FINK R, et al. In-FEEP ion beam nertualization with thermionic and field emission cathodes [C]// IEPC. 2001:01-290.
- [35] SINGH L A, SANBORN G P, TURANO S P, et al. Operation of a carbon nanotube field emitter array in a Hall effect thruster plume environment [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2014, 43(1):95-102.
- [36] SANBORN G, TURANO S, COLLINS P, et al. A thin film triode type carbon nanotube field emission cathode[J]. Applied Physics A, 2013, 110(1):99-104.
- [37] PRIYANT M, JULIN J B. Carbon nanotubes in injection thrust vectoring of rocket motors using multiple plume spray patter system [C]// International Conference on Advanced Nanomaterials & Emerging Engineering Technologies. 2013: 211-214.