

# 微小卫星的在轨推进技术

吴汉基, 蒋远大, 张志远, 王鲁峰

(中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100080)

**摘 要:** 简述了微小卫星对在轨推进(控制)技术提出的新要求, 分析和比较了几种不同的在轨推进技术, 着重介绍了脉冲等离子体推力器的应用和发展情况。

**关键词:** 微小卫星; 在轨推进; 发动机; 脉冲等离子体推力器

**中图分类号:** V434

**文献标识码:** B

**文章编号:** (2006)03-0040-05

## On-board propulsion technologies for micro/minisatellites

Wu Hanji, Jiang Yuanda, Zhang Zhiyuan, Wang Lufeng

(Center for Space Science and Applied Research, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

**Abstract:** This paper presents the new requirements of on-board propulsion technology for micro/minisatellites, and compares different types of on-board propulsion technologies. Then the development and application of pulse plasma thruster were described with emphasis.

**Key words:** micro/minisatellites; on-board propulsion; engine; pulse plasma thruster

### 1 引言

微小卫星(10~100kg)成本低、发射方式快速灵活,更重要的是,多颗不同功能的星可以组成星座或进行编队飞行,实现单个大型卫星无法完成的功能。为通讯、导航、对地观测、空间科学探测、远程教育等展示了新的发展前景,也为现代战争的侦察、指挥、决策提供了新的手段。这正是微小卫星引人注目、形成新的发展潮流的

原因。

然而,在轨推进系统是这类卫星重量和寿命的主要限制因素。如果没有任何控制,构成星座或编队飞行就无法实现。不管是化学的还是电的,单纯缩小推进系统尺寸或降低运行电功率,其性能也降低。因而,微小卫星对在轨推进系统提出了更严酷的要求。目前,在众多的推进技术中,可供应用、而且比较成熟或正在走向成熟的技术只有化学推进和电推进两类。在这两类推进技术中又有多种多样的发动机型式(见表1)。

收稿日期: 2005-11-01; 修回日期: 2005-12-20。

作者简介: 吴汉基(1938—),男,研究员,研究领域为电推进技术及微重力科学实验技术。

## 2 化学推进系统

在化学推进系统中,有冷气和热气系统两种类型。冷气是最古老的一种推进系统。特点是系统简单,安全及射流对飞行器表面无污染,研制和生产成本低,响应快,重复性好,但比冲最低且有易泄漏的问题。所以冷气系统只宜于用在寿命不长,总冲要求小(小于 500 N·S)的卫星上。如英国萨利(Surrey)大学萨利卫星技术有限公司(SSTL)研制的微卫星(Microsatellite, 50kg)和小卫星(Minisatellite, 400kg)平台,都采用了冷气系统;美国轨道通信公司的双向移动通信卫星星座也采用了冷气推力器作为在轨控制系统。

在热气系统中,单组元肼推力器由于肼的可贮存性、催化点火和重复启动能力以及比冷气系统具有高得多的比冲,是应用最成熟、最广、最

多的一种在轨推进系统。因为它的比冲不够高,又发展了较为复杂的双组元系统( $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ ,  $\text{NTO}/\text{N}_2\text{H}_4$ ),这种系统通常用于(主要是中、大型卫星)入轨、轨道提升等需要高推力、高总冲的任务。可是,目前广泛应用的单组元和双组元系统,其推进剂(如肼)是有毒、致癌、易着火和污染环境材料,需要昂贵的基础和地面处理设施,这就迫使人们寻找无毒、无污染、性能高于或接近肼类推进剂的新材料,如  $\text{HAN}/\text{甘氨酸}$ ,  $\text{HAN}/\text{硝酸乙醇铵}$  及  $\text{H}_2\text{O}_2/\text{煤油}$  或乙醇可贮存无毒二元推进剂。化学推进系统由于喷嘴喉道直径不能太小,否则会引起堵塞(对于双组元发动机,燃烧室不能太小,否则推进剂与氧化剂混合不好,引起点火延迟或燃烧不充分,性能下降),故其推力不能太小,但获得大的推力较容易。它们既能稳态工作,也可脉冲运行。

表1 典型在轨推进系统的性能

Tab.1 The performances of typical on-orbit propulsion systems

化学推进系统				
系统类型		推进剂	比冲/s	推力/N
冷气		$\text{N}_2$ , $\text{NH}_3$ , 氟利昂	40~75	0.05~250
		He	158	
		$\text{H}_2$	260	
热气	单组元	$\text{N}_2\text{O}_2$	150~225	0.05~0.5
		$\text{N}_2\text{H}_4$	200~230	$0.05\sim 10^3$
	双组元	$\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ ( $\text{NTO}/\text{N}_2\text{H}_4$ )	270~340	$5\sim 10^4$
	水电解	$\text{H}_2\text{O}$ $\text{H}_2 + \text{O}_2$	340~380	50~500
	Tridyne	$\text{N}_2 + \text{H}_2 + \text{O}_2$	138	0.1~
电推进系统				
电热式	电阻加热	$\text{N}_2$ , $\text{NH}_3$ , $\text{N}_2\text{H}_4$ , $\text{H}_2$	150~700	$5\times 10^{-6}\sim 0.5$
	电弧加热	$\text{NH}_3$ , $\text{N}_2\text{H}_4$ , $\text{H}_2$	450~1500	0.002~5
静电加速	直流离子	Xe	1500~5000	$1\times 10^{-5}\sim 0.2$
	射频离子	Xe	1500~5000	$1\times 10^{-5}\sim 0.2$
	微波离子	Xe	1500~5000	$1\times 10^{-5}\sim 0.2$
	胶体	Glycerine	1200	$5\times 10^{-6}\sim 0.5$
	场发射	Cs	6000~10000	$1\times 10^{-6}\sim 0.1$
电磁加速	SPT	Xe	800~3000	0.015~0.26
	TAL	Xe	800~3000	0.015~0.26
	TPPT	氟塑料(聚四氟乙烯)	300~1500	$1\times 10^{-6}\sim 0.005$

### 3 电推进系统

电推进是一种高比冲、小推力的高效在轨推进系统。电推进系统早在上世纪 60 年代就开始进入空间应用,但真正的商业应用还是在 90 年代,即电弧加热发动机、SPT 和离子发动机在各种大型、长寿命同步卫星(近百颗)南北位保控制上的成功应用,以及电阻加热式推力器在铱星星座(1997 年发射,由 67 颗卫星组成,每颗星重 600 多公斤)的控制应用<sup>[1]</sup>。但是这种应用需要大量的电功率(1~2kW),这是功率有限的微小卫星无法提供的。为此,美、俄、日、欧等国家正在发展功率为 100~500W 的 Arcjet 推力器、20~200W 的 SPT、离子推力器和空心阴极微型推力器(1~25W)等,以满足微小卫星控制的要求。研究表明,简单地把现用推力器缩小尺寸、降低功率是不行的。随着功率的减少,推力器性能明显变差;因此,要研制出适合微小卫星应用的小功率 Arcjet、SPT 和离子推力器还需做大量的研究工作。目前,最适宜微小卫星,特别是微、纳卫星应用并被看好的有太氟隆脉冲等离子体推力器(TPPT),场发射推力器和硅片(微机电加工)式推力器。

#### 3.1 脉冲等离子体推力器

已经获得应用的脉冲等离子体推力器有同轴电极型和平行轨道电极型两种结构,但用得最多的是用太氟隆(Teflon——固体聚四氟乙烯塑料)作推进剂的平行轨道电极型推力器,如图 1 所示。从图可见,一对轨道形电极直接与储能电容器相连。呈矩形截面的太氟隆推进剂在供给弹簧的作用下,通过两电极之间的空间,定位于阳极的支承肩上。阴极上装有一个用于引发放电的点火塞。工作时,首先使储能电容器充电到它的工作电压(1~3kV),该电压也加到推力器的电极上。然后,放电点火电路使点火塞点火(微量放电)。点火产生的电子使储能电容器在两电极间的推进剂表面引发电弧放电。电弧放电形成的高温烧蚀掉表面很薄一层太氟隆并把它分解、离化成等离子体。在热力和自感磁场产生的电磁力作用下,等离子体沿平行轨道电极加速喷出,产生一个脉冲的推力。

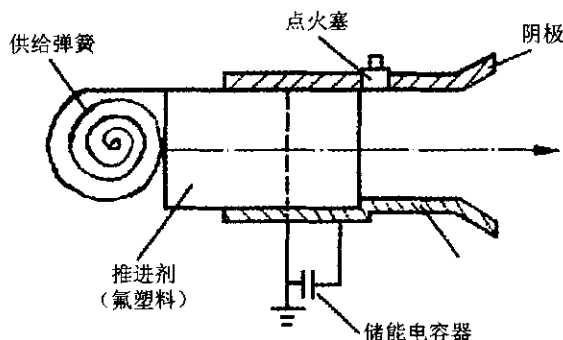


图 1 脉冲等离子体推力器结构示意图

Fig.1 Schematic of pulse plasma thruster

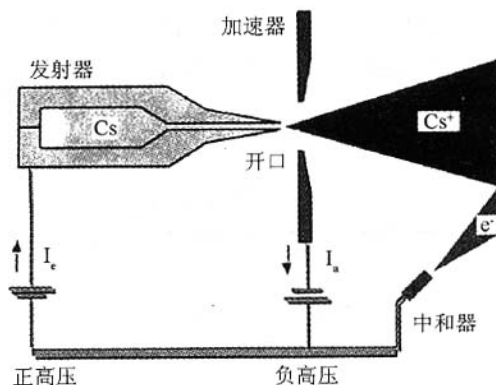


图 2 场发射推力器原理图

Fig.2 Schematic of field emission thruster

这种推力器的主要特点是:

(1) 小功率下的高比冲能力,例如:功率在 20W 时,比冲达 800~1200s。这是其它电推力器目前难以做到的;

(2) 结构简单,推进剂是固体氟塑料,它能在高真空和极低温度的环境下长期存放,贮存和供给无需昂贵的贮箱、管道、阀门和特殊处理,只有弹簧一个活动部件。整个系统体积、重量可以做得很小,且可靠性极高;

(3) 脉冲工作(脉冲时间为微秒到数十微秒量级)。运行时不需要预热时间,控制(数字和自主控制)方便灵活。脉冲功率很大,但消耗的平均功率不多;

(4) 推力可以很小(微牛顿量级)。能提供单个推力脉冲也可提供等效稳态推力,且能在恒定

的比冲和效率下调节推力,可实现高精度的控制;

(5) 有空间应用的经验,应用成功率100%。TPPT是第一个空间应用(前苏联于1964年)的电推力器。后来美国又先后用于LES-6(1968年9月)同步通讯卫星上,担负卫星的东西位置保持任务;应用到海军的TIP2/3(70年代中期)和NOVA1/2/3(80年代初)太阳同步导航卫星上,担负阻力抵消任务;近年来又用在NASA地球观察1号卫星(EO-1, 1999年发射)上进行飞行试验,证实其姿控能力;用在美国空军MightySat II.1卫星(2000年发射)上,证实PPT的轨道转移(提升)性能<sup>[1,2]</sup>。

上述特点使它既适合于自旋稳定卫星,也适用于三轴稳定卫星的精确定点,高精度姿态控制与轨道修正,阻力补偿和轨道控制,是功率有限的微小卫星的理想控制系统。为此,美国于90年代中开始了新一代高性能PPT的研究计划,该计划将通过大量的基础研究提高其效率;广泛的元、部件试验进一步减小重量和体积;发展新的高性能样机<sup>[3]</sup>,安排空间飞行试验。例如,作深空3号(DS-3)卫星的姿态控制和精密定位;担负Dawgstar 纳星(美国空军纳星计划的一部份)的三轴姿控、精确位保和编队飞行控制;作为美国空军的TechSat21 微型卫星(<100kg)系列的主推进和位置保持;为小于25kg的卫星研制Micro-PPT<sup>[4]</sup>。ISAS则以20J PPT为对象,用不同的电容器和推进剂进行了试验。同样,法国根据欧洲的发展计划,与俄罗斯合作对10~150J和100~1000J PPT进行研究、试验和模块化等。

到目前为止,为了满足微小卫星在轨控制的要求,已发展了三种TPPT系统:即用于微纳卫星控制的0.5~5J(1~100 $\mu$ N·s)系统,用于微卫星的5~50J(100~1000 $\mu$ N·s)系统,以及用于小卫星控制的50~150J以上的系统。

### 3.2 场发射推力器

在欧洲(主要是法国),他们还积极准备把研究了多年(70年代开始研究)的场发射离子推力器(FEEP)应用到微小卫星的控制上。图2是该推力器的工作原理示意图。它由发射器、加速器和中和器三部份组成。在发射器中,液态金属铯(或铷、铟)推进剂,通过毛细管的表面张力作用到达管子尖端出口,加在发射器电极尖端(或

锐边)的高电压(10~12kV)形成局部强电场导致场发射离子推进剂,离化的推进剂在加速器的加速电压作用下加速喷出,形成离子束产生反作用推力,该离子束被中和器发射的电子中和。这种推力器具有高比冲(6000~10000s)、低推力(1 $\mu$ N~1mN)的特点,而且可以通过不同集束的组合构成不同推力的推力器。要解决的主要问题是,有高电压,推进剂的供给麻烦和金属化射流对星体造成的污染,以及尚无空间飞行应用经验。计划中的应用是法国小卫星“Microscope”和测量重力波的空基干涉计。

### 3.3 硅片式微推力器

针对纳、皮卫星的应用,美国NASA、MIT、宇航公司和美国空军正在积极资助或开展低功耗,集成化微推进技术的研究,即用集成电路加工工艺和微机电加工技术(MEMS)在硅片上制备(蚀刻或电子束和激光曝光)出冷气系统、微电阻射流阵列(Microresistjet)推力器、以及微型化离子发动机等。由于一般的硅片耐温约400℃,超过400℃时,其机械性能下降;碳化硅(SiC)材料耐温高,但太硬难于加工。因此,硅片式微推力器的性能仍有待证实。目前,这些工作还处于基础研究阶段。

## 4 结束语

通过比较不难看出,不同的推进系统具有不同的特点和性能,也都有各自的优点和局限性。对于大、中型卫星,在轨推进系统过去常采用单模式系统(只选一种类型),现在已发展到双模式或多模式系统,如单组元与双组元系统,或单组元及电推进系统(电阻、电弧射流及其它)。高比冲的电推进系统已大量用于大型、长寿命同步卫星南北位置保持的控制及小型空间探测器的主推进。

对微小卫星而言,单模式应该是主要选择。微小卫星对在轨推进系统提出新课题主要是低功耗、小推力、高比冲、高推进效率,且体积小重量轻。而现用的化学推进系统由于比冲低,体积、重量难于减小;大功耗的电推进系统受到星上电能供应有限,因而应用受到限制;只有脉冲等离子体推力器在这方面的应用最具综合优势。

(下转第62页)

随着发动机研制的进展,其入口压力将不断下降,那时将提出开车后必须迅速提升主容器压力和起动容器压力的要求,即要求起动后的入口压力与起动前相同,所以必须在起动后对容器进行迅速的增压,提高容器压力,消除系统流阻及惯性流阻对入口压力的影响。根据目前 2 号台的情况,增压能力已经满足要求,在试验程序中增加 A8、A8a 等增压阀门,增压气体流量按(3)式确定,可以满足试验任务书的要求。

## 6 结论

至今已成功进行了近三十次液氧/煤油发动机联动装置、半系统、整机试车,其中前二十次采用起动容器和主容器接力工作方式,从 10000、9A 次试车开始采用起动容器和主容器并联工作方

式,均取得了理想效果。通过以上分析比较,可以得出以下结论:

(1) 推进剂供应系统设置起动容器后,可以有效地减小起动时的系统流阻和惯性流阻,满足液氧/煤油发动机试验的要求;

(2) 两个容器接力工作和两个容器同时工作这两种方法都可以满足试验要求,而采用两个容器同时工作比两个容器接力工作方法简单、工艺过程简化、可靠性高;

(3) 采用两个容器同时工作的方法,当两个容器连通后,主容器增压与泄压对起动容器的液面高度影响不大,而起动容器的增压与泄压对起动容器液面高度影响很大,起动容器在连通后至起动前不应该增压或泄压。

(编辑:王建喜)

\*\*\*\*\*

(上接第 43 页)

发展各种类型的硅片式微推力器对未来皮、纳卫星的控制应用具有重要意义。与国外相比,在化学推进系统,尤其是电推进系统的研究和应用都有较大差距,应该给予更多的重视和投入。建议根据我国现有条件,以发展脉冲等离子推进为主兼顾场发射和微加工硅片式微推进形式,以推动我国微小卫星事业的发展。

### 参考文献:

[1] 吴汉基,蒋远大,张志远.电推进技术的应用与发展

趋势[J].推进技术.2003(5).

[2] 吴汉基.脉冲等离子体电火箭在卫星控制方面的应用[J].电工电能新技术.1986(3).

[3] R M Myers, S R Oleson, Melissa Mcguire, et al. Pulsed plasma thruster technology for small satellite missions[C]. In: Proc. of the 9th annual AIAA/USU Conf. of small satellite, 1995.

[4] Gregory G, Spanjers, Daron R, Bromaghim, et al. AFRL MicroPPT development for small spacecraft propulsion[R]. AIAA 2002-3974.

[5] 边炳秀.卫星推进系统的历史、现状和未来[J].控制工程.2001(5).

(编辑:侯 早)