

脉冲等离子体推力器研究综述

杨 乐, 李自然, 尹 乐, 吴建军, 周 进

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 简要介绍了脉冲等离子体推力器 (PPT) 的基本工作原理; 回顾了国内外脉冲等离子推力器的发展历史; 阐述了它的优势与面临的挑战; 分析了需要研究的关键技术与发展方向。

关键词: 脉冲等离子体推力器; 电推进; 微小卫星

中图分类号: V439

文献标识码: A

文章编号: (2006) 02-0032-05

Review of pulsed plasma thruster

Yang Le, Li Ziran, Yin Le, Wu Jianjun, Zhou Jin

(School of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology,
Changsha 410073, China)

Abstract: The operation principle of pulsed plasma thruster (PPT) was introduced in this paper. The development history of PPT at home and abroad was reviewed. Its advantages and challenges were discussed. The future key technologies and the development trends were analyzed.

Key words: pulsed plasma thruster; electric propulsion; micro-satellite

1 引言

自 20 世纪 80 年代以来, 国际上微小卫星的发展十分迅速, 目前已有 20 多个国家和地区开展了微小卫星的研究工作^[1]。对于微小卫星的轨道提升和维持、阻力补偿和位置保持、姿态机动和稳定、星座相位控制等任务, 所用的推进系统重量占整星重量之比为百分之十几到百分之三十几; 对于执行行星探测任务的航天器, 推进系统的比重甚至达到百分之五十到百分之六十以上。因而

要求应用于微小卫星的推进系统具有质量轻、体积小、比冲高、成本低、易于控制且对环境污染小等特点。

对于微小卫星而言, 脉冲等离子体推力器 (Pulsed Plasma Thruster, PPT) 是一个有前途的电推进装置。PPT 因比冲高、体积小、质量轻、结构简单和耐用, 以及所需星上电源功率小等优点, 在微小卫星研究领域得到了越来越多的重视。它可用于微小卫星的位置保持、阻力补偿和姿态控制, 实现微小卫星的精确编队飞行^[2], 也能作为小航天器的主推进系统, 用于轨道提升和近地轨

收稿日期: 2005-12-05; 修回日期: 2006-01-12。

作者简介: 杨乐 (1978—), 男, 博士研究生, 研究领域为先进非化学推进技术。

万方数据

道任务的寿命延长^[3]。

2 脉冲等离子体推力器的基本原理与结构

根据所采用的推进剂, PPT 可分为固体(一般采用聚四氟乙烯)、液体(LP-PPT)和气体(GF-PPT)三种; 根据电极形状可分为平行板电极式、同轴电极式、外展电极式三种; 根据推进剂供给位置, 又可分为尾部馈送式和侧面馈送式两种。较为常见的有固体推进剂平行板电极尾部馈送 PPT 和同轴侧面馈送 PPT^[2]。

平行板电极尾部馈送 PPT 整个系统由推力器本体、放电点火回路、控制逻辑电路和电源转换装置组成^[2]。推力器本体基本结构(如图1所示)是: 两块平行的极板(阳极和阴极)组成放电通道, 推进剂置于两极中间, 储能电容器的正负端分别与相应的两极极板相连, 在阴极上装有火花塞。电源转换装置将卫星平台提供的低压直流供电转换为高压直流, 输送到储能电容器和放电点火回路。放电点火回路按照一定的指令(或控制信号)产生一个低能量的高压脉冲送到装在阴极上、紧靠推进剂端面的火花塞, 使火花塞点火。推进剂的供应通过一个恒力弹簧, 产生一个恒力作用在推进剂上, 保证推进剂能够在所需的速率下被送到推力器喷口。

推力器工作时, 首先将储能电容器充电至额定的高压, 此时正负极板间虽然存在一个强电场, 但在真空情况下不会自行击穿。当点火回路发出一个触发脉冲时, 火花塞点燃, 产生少量粒子(包括电子、质子、中性粒子和粒子团), 这些粒子和推进剂表面碰撞, 又从推进剂表面上烧蚀出一定量的粒子。带电粒子在强电场作用下分别向两极加速, 同时与推进剂表面及在粒子之间频繁碰撞, 使推进剂表面烧蚀, 然后分解并离子化。随着带电粒子的增加, 两极间逐渐成为等离子体区。此时电容器、极板和等离子体区构成闭合回路, 并产生感应磁场。于是等离子体受到洛伦兹力加速向外喷出, 产生一个推力脉冲。如图2所示。

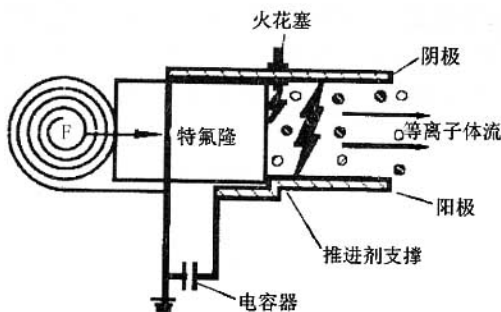


图1 平行板电极尾部馈送型 PPT 基本结构图

Fig.1 Schematic of parallel electrode breech-fed PPT

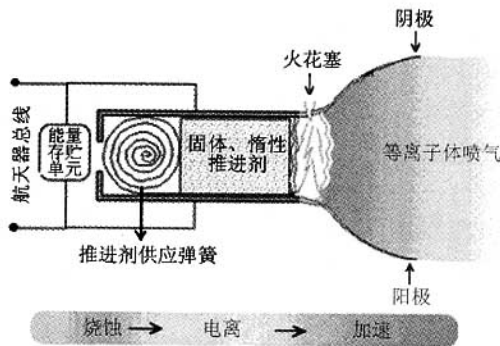


图2 PPT 工作过程示意图

Fig.2 Schematic of PPT operation

3 国内外研究现状

最早的 PPT 出现在 1934 年的俄国。1962 年, 前苏联首次将 PPT 用于宇宙-14 卫星, 执行阻力补偿任务, 此后又在其向金星的星际空间发射的探测火箭(Zond-2)上使用了 6 台脉冲等离子体推力器^[5]。1974 年 1 月至 4 月, 前苏联在其 HAZA 探测器上对脉冲等离子体推力器进行了飞行试验。飞行试验的目的, 主要是验证空间运行产生的推力与地面的是否一致, 以及电磁干扰问题。近年来莫斯科航空学院的应用力学与电动力学研究所(RIAME)正在研制用于同步卫星南北位置保持用的脉冲等离子体推力器。

1968 年, 美国 MIT 林肯实验室在 LES-6 地球同步通讯卫星上成功应用了 PPT^[6]。1974 年, 一种 PPT 部署在同步气象卫星(SMS)上^[7]。20 世

纪80年代初,又研制了比冲达 $5.32\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 的海军子午仪导航卫星用PPT^[8]。1995年,为满足NASA对推进剂效率和小冲量脉冲推进的要求,Glenn研究中心启动了PPT项目^[4],初期目标是改进过去20年的技术,并重新建立PPT的工业基础。然后是寻求在显著提高推力器效率和降低成本的同时缩小PPT尺寸的方法,开发PPT在近地轨道小卫星轨道提升方面的潜力。

近年来有两项脉冲等离子体推进技术的飞行演示验证获得很大成功。一项是美国NASA刘易斯研究中心和奥林航空航天公司联合研制的新一代实验型PPT,该推力器1996年已完成地面试验,并在2000年7月发射的美国空军MightySat II-1小卫星上进行了空间飞行鉴定试验,并检验其羽流是否污染光学表面^[9]。此后,该推力器将在NASA“新盛世”计划的第3个航天器DS-3上正式使用。另一项是NASA地球观测-1(EO-1)卫星上的脉冲等离子体推力器^[10]。该PPT由Primex宇航公司研制,Glenn研究中心负责研发管理,Goddard飞行中心负责飞行试验。EO-1卫星上的PPT于2002年1月4日首次点火试验成功。演示验证的控制精度优于 10rad/s (相当于或超过了反作用飞轮的控制精度)。实验证明,PPT工作时对星上其它仪器设备及工作均无不良影响。

另外,美国正在研制一种低功率GF-PPT,它通过提高推力/功率比、改进放电指标来提高其性能^[11]。美国俄亥俄州立大学开发了PPT的工作过程数值模拟软件,该软件基于二维非稳态磁流体动力学程序(MACH2),能描述烧蚀、离子化和加速过程。另外,该大学还研究了电源电路与放电的匹配关系,以提高推力器的效率^[12]。为实现PPT系统的小型化,Auburn大学正在进行新的能量存储和释放装置的研究,研制小型化的轻质陶瓷电容器。作为远期计划,还开展了用于微推力器的超导储能以及与此有关的微开关技术研究^[4]。普林斯顿大学的Ziemer提出了气体PPT的无量纲分析模型^[13]。

1981年8月,日本在其“技术试验卫星4”(ETS-4)上试验了脉冲等离子体推力器^[14]。近年来,日本东京大学为开发用于位置保持、轨道提升和姿态控制的高效微推力器,设计了一种采用

液体推进剂的脉冲等离子体推力器(LP-PPT)^[15]。LP-PPT具有可间歇工作的喷注器,可以向两电极间的区域喷射液体推进剂。试验测得的最小冲量为 $57\mu\text{N}\cdot\text{s}$,对应的比冲为 $14700\text{N}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 。日本九州技术研究所采用二次放电方法对“延时气化”的气体进行加速,从而提高了发动机的比冲。日本航空航天科学学会研究和开发了一种同轴电极构型的脉冲等离子体推力器,其外径为 8mm ,内径为 5mm ;采用聚四氟乙烯作为推进剂。目前正在与三菱重工合作研制一种平行电极构型的PPT。东京都立科技大学联合NASDA启动了一项脉冲等离子体推力器的研发项目^[16],其目标是用于NASDA的 $\mu\text{LabSat II}$ (50kg)微小卫星,作为姿态控制、离轨机动及编队飞行可行性评估的实验装置。

澳大利亚RMIT大学正在研究一种平行板电极构型的PPT。为达到所需的能量水平,该实验室的PPT模型采用100个电容器,期望产生 $30\mu\text{N}$ 的推力,下一步将进行PPT微小推力测量技术研究。

法国根据欧洲的发展计划,与俄罗斯合作对 $10\text{J}\sim 150\text{J}$ 和 $100\text{J}\sim 1000\text{J}$ PPT进行研究、试验和模块化^[5]。此外,阿根廷^[17]、印度^[18]也都开展了PPT研究。

在我国,目前仅有中国科学院空间科学技术中心电推进研究室开展过PPT的研究。他们从1970年开始研制脉冲等离子体推力器,拟用于同步卫星姿态控制及东西位置保持。1981年12月7日用弹道式火箭进行了首次空间飞行试验,试验获得成功^[19]。随后由于各种原因,他们中断该技术研究很多年。目前,在中国科学院应用研究与发展重大项目“现代微小卫星用电推进技术—高性能脉冲等离子体推力器研究”的支持下,中科院空间中心针对应用于微小卫星轨道控制的要求,在原有推力器研究的基础上,开展了平行板电极PPT的样机研制和性能研究^[20]以及微型同轴PPT的研究^[21]。

4 PPT的优势与面临的挑战

PPT最大的优势是将无毒推进剂的供应与推力器本体组合成一个模块,省却了复杂的推进剂

储存和供应系统。其优点有^[2],5,27]:

(1) 小功率下的高比冲能力。运行功率低到5W,比冲仍达2.94kN·s/kg;功率在20W时,比冲达7.84kN·s/kg~11.76kN·s/kg,其它电推力器则难以达到。通过提高推进剂的利用率、采用磁场加速等离子体等措施,其比冲还可以进一步提高。

(2) 结构简单。使用固体推进剂时,具有推进剂稳定且易储存、安全可靠、无泄漏、无需管路、便于与飞行器集成的优点;固体推进剂能在高真空和极低温度下长期存放,系统体积小、重量轻、安全可靠。使用液体或气体推进剂时,具有推进剂适应性好、比冲范围大、性能再现性好、绝缘强度低、阻抗小、负载匹配性好等优点。

(3) 脉冲工作(微秒到数十微秒量级),无需预热,控制(数字和自主控制)方便灵活。PPT的平均功率很小(1-150W),可通过储能电容器的充电时间调节输入功率,无需复杂的电源处理器,降低了对电源和结构的要求。

(4) 推力很小(微牛级),能提供单个推力脉冲也可提供等效稳态推力,能在恒定的比冲和效率下,通过调节脉冲重复频率实现大范围推力调节,无需以降低性能为代价或采用复杂的节流方法。

(5) PPT能产生离散的、小而精确的脉冲,其冲量很小(50~200 $\mu\text{N}\cdot\text{s}$),比普通化学推力器的脉冲宽度小两个量级,非常适于航天器精确姿、轨控,尤其适合卫星星座的保持(精度可达0.1mm)。

尽管PPT经过了几十年的研究与开发,并且已成功应用于空间飞行器,但对于这种装置目前仍存在一系列的理论和应用问题有待研究解决。脉冲等离子推力器存在的最明显的问题之一就是其效率低。现有的PPT推进效率均小于10%,而低的推进效率又与多方面的因素有关,例如放电能量^[22],放电能量越低,其效率越低;此外,推进效率还与电极构型^[23]、推进剂表面温度^[24]等有关。

脉冲等离子推力器存在的另一个重要问题是推力器羽流污染^[25]。PPT所排出的羽流中含有由聚四氟乙烯中分解出的电子、中性粒子和离子所组成的混合物以及从电极、火花塞和喷管上飞溅出的材料。羽流与航天器的相互作用包括:由于

带电离子沉积在卫星表面从而导致的航天器充电,中性粒子在航天器表面的沉积,由于高能羽流粒子撞击航天器表面从而产生的卫星表面的腐蚀,电磁干涉对于电子元件和通信信号的影响,由于推力器工作导致的航天器的热量负荷,这些都会影响航天器的性能和寿命。

此外,脉冲等离子体推力器产生的推力非常小(10 μN ~1000 μN),测量如此小的推力是非常困难的^[26]。

5 结论与展望

目前PPT技术的研究重点是提高电容器的寿命和推进剂利用率,从而提高推力器的效率,减少系统质量。为此需要研究的关键技术主要有^{[2],4,[27]}:

(1) 采用先进的电源系统、电容器,以及高集成度和一体化的电源处理系统。其中,高能量密度和长寿命储能电容器技术可减少电容的热损失,提高电路效率;功率转化装置可提高集成度,减小质量,并提高系统寿命。研制超导等新型储能元件。

(2) 研究具有推进剂利用效率高、电源功率小、比冲高等优点的先进气体或液体推进剂PPT;对烧蚀型固体PPT进行改进,减少未受电磁加速的慢速成分的生成量,或加速慢速成分,以提高排气速度。

(3) 研制先进的试验设备和测试仪器系统。PPT测试的关键是以足够的精度和分辨率直接测得推力和冲量。需要发展PPT所需的高精度微小推力(μN 量级)和极小冲量(10~1000 μN)测量技术,尽量避免机械和电路连接对推力测量的影响。开发再现性好、可控、精密、动态范围宽的微推力标定系统。测试系统可灵活多用,具有多分力测量系统,以能进行遥测为佳。为在地面模拟PPT工作的低温真空环境,需在真空舱中对PPT进行推力测量、冲量测量、羽流特征测试、热真空试验和电磁干扰试验等测试。

(4) PPT工作过程的建模与仿真,其中包括PPT非稳态、高密度、相互碰撞和部分电离的等离子体羽流的试验研究、理论建模与分析。需要对PPT内的等离子体流动进行磁流体动力学建模

和分析, PPT 的等离子体流动、推进剂传热、电极烧蚀和电路分析的耦合计算。为增进对 PPT 羽流的了解, 提高 PPT 羽流和航天器相互作用的预测能力, 需要进一步研究羽流场中组分和能量的分配, 回流污染的测量和评估; 羽流的三维特征; 离子化和再复合的机理; 其他化学反应以及羽流中电流的耦合作用。

参考文献:

- [1] 陆建华. 微小卫星技术发展及其应用[J]. 世界电信, 2001, 11.
- [2] Burton R. L. Pulsed Plasma Thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No.5, 1998, pp 716-735.
- [3] D L Tilley. Life Extension Strategies for Space Shuttle-Deployed Small Satellites Using a Pulsed Plasma Thruster [R]. AIAA 96-2730.
- [4] Francis M Curran. Pulsed Plasma Thruster Technology Directions[R]. AIAA 97-2926.
- [5] 吴汉基. 电推进技术的应用与发展趋势[J]. 推进技术, 2003, 5.
- [6] D C MacLELLAN. Lincoln Experimental Satellites 5 and 6[R]. AIAA 70-0494.
- [7] W J Guman. Pulsed Plasma Micro-thruster for Synchronous Meteorological Satellite (SMS)[R]. AIAA 73-1066.
- [8] W. L. Ebert. Operation Nova Spacecraft Teflon Pulsed Plasma Thruster System[R]. AIAA 89-2497.
- [9] J R LeDuc. Mission Planning, Hardware Development, and Ground Testing for the Pulsed Plasma Thruster (PPT) Space Demonstration on MightySat II[R]. AIAA 97-2279.
- [10] Scott W. Benson. Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft[R]. AIAA 99-2276.
- [11] J K Ziemery. Performance Characterization of a High Efficiency Gas-Fed Pulsed Plasma Thruster[R]. AIAA 97-2925.
- [12] Scharlemann C A. Pulsed plasma thruster variations for improved mission capabilities[R]. AIAA 2000-3260.
- [13] J K Ziemer. Dimensionless Performance Model for Gas-Fed Pulsed Plasma Thrusters[R]. AIAA 98-3661.
- [14] M Hirata. Impulse Measurement of a Pulsed-Plasma Engine on Engineering Test Satellite-IV [J]. Journal of Spacecraft. Vol.21, No.6, 1984.
- [15] Akira Kakami. Performance Study on Liquid Propellant Pulsed Plasma Thruster[R]. AIAA 2003-5021.
- [16] Kohji TAMURA. Evaluation of Low Power Pulsed Plasma Thruster for μ -LabSatII[R]. AIAA 2002-4272.
- [17] L A Lifschitz. Input Force Reconstruction Using Wavelets with Applications to a Pulsed Plasma Thruster [J]. Mathematical and Computer Modeling, 41 (2005), pp361-369.
- [18] N Dubey, V Ravi. Auto-initiating Solid Propellant Pulsed Plasma Micro thruster[R]. AIAA 2005-0373.
- [19] Shi-Ming An. MDT-2A Teflon Pulsed Plasma Thruster. Journal of Spacecraft [J]. Vol.19, No.5, pp385~386
- [20] 胡宗森. 40J 脉冲等离子体推力器(PPT)性能研究 [D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心. 2002, 6.
- [21] 谭北华. 一种同轴脉冲等离子体推力器的研制与调试 [D]. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2003, 6.
- [22] Burton, Rodney L. Energy balance and efficiency of the pulsed plasma thruster[R]. AIAA 98-3808.
- [23] Lynn A Arrington. A Performance Comparison of Pulsed Plasma Thruster Electrode Configurations[C]. IEPC 97-127, 1997.
- [24] Gregory G Spanjers. The Effect of Propellant Temperature on Efficiency in the Pulsed Plasma Thruster[R]. AIAA 97-2920.
- [25] R M Myers and Lynn A Arrington et al. Pulsed Plasma Thruster Contamination[R]. AIAA 96-2729.
- [26] H Brito. A Compact, Low-Cost Test Stand for PPT Impulse Bit Measurements[R]. AIAA 2000-3435.
- [27] 牛禄, 王宏伟, 杨威. 用于微小卫星推进装置的脉冲等离子体推力器[J]. 上海航天, 2004, 5.

(编辑: 王建喜)