

美国微波电热推力器的发展历史与研究现状

夏广庆, 毛根旺, 朱国强, 陈茂林
(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 概述了微波电热推力器 (MET) 的系统组成和工作原理, 回顾了 MET 的发展历程, 重点介绍了美国 MET 的研究进展与现状、关键技术及其在潜在应用领域中的性能优势, 关键技术有微波谐振腔工作模式的选取和谐振腔结构的设计, 并根据国外研究现状, 提出了国内微波电热推进的研究方向。

关键词: 空间推进系统; 电推进技术; 微波电热推力器

中图分类号: V439.4

文献标识码: A

文章编号: (2008) 04-0032-06

Development history and current research status of the microwave electrothermal thruster in USA

Xia Guangqing, Mao Genwang, Zhu Guoqiang, Chen Maolin
(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The system structure and working principle of microwave electrothermal thruster (MET) were briefly introduced and the development history of MET was reviewed. The current research status, key technologies and advantages of MET were emphatically indicated. The key technologies of MET include the selection of microwave mode and the structure design of resonant cavity. According to foreign research status, the suggestions for developing MET were pointed.

Key words: space propulsion system; electric propulsion technology; microwave electrothermal thruster

1 引 言

随着卫星、探测器和空间站等各种类型的航

天器对推进系统性能要求的不断提高, 电推进步入一个迅猛发展的时期。电推进 (EP) 系统由于具有比冲高、寿命长、重量轻、体积小、消耗工质少、振动干扰小、控制精度高等优点而倍受各

收稿日期: 2008-05-26; 修回日期: 2008-06-30。基金项目: 国家自然科学基金项目 (50676080) 资助。

作者简介: 夏广庆 (1979—), 男, 中法联合指导博士生, 研究领域为电推进。

航天大国关注, 其研制和应用也越来越受到重视。其中, 微波电热推力器 (MET-Microwave Electrothermal Thruster) 是一种新型的电推力器, 具有比冲相对较高、推力范围广、寿命长、羽流污染小等优点, 在空间推进领域如卫星姿控、位置保持和深空探测等方面具有广泛的应用前景。

2 MET 系统组成及工作原理

MET 是一种新型的电热式推力器。结构上, 主要由微波源、微波传输系统、工质供应系统及谐振腔四大部分构成。

图 1 是 MET 的系统简图, 主要由产生微波的微波源、传输微波的波导、阻止谐振腔反射微波进入微波源的隔离器、用于测量前向和反射功率的十字槽双向耦合器、实现阻抗匹配的销钉调配器、产生等离子体的微波谐振腔组成。分析表明微波传输线路和谐振腔的状态需要通过销钉调配器调节到合适的匹配状态才能使微波的反射达到最小, 系统的效率才能达到最高。工质供应系统负责工质的存储供应。MET 的基本工作原理为微波源产生特定频率和一定功率的微波, 输入谐振腔谐振形成特定形式的电磁场, 利用微波电场击穿气体, 产生等离子体, 等离子体不断吸收微波能量, 继续提高温度, 形成高温和具有一定压强的等离子体流, 然后经拉伐尔喷管加速喷出产生推力。

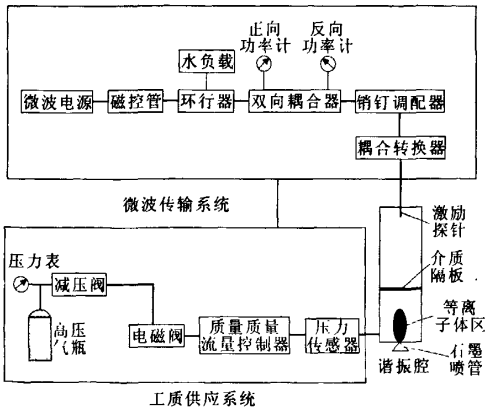


图 1 MET 系统结构简图

Fig.1 Structure sketch of MET system

3 MET 的研究发展现状

在美国, MET 的研究主要集中在宾夕法尼亚州立大学、密歇根州立大学、NASA 刘易斯研究中心、普林斯顿大学和 RSI 有限公司。MET 的研究起始于 20 世纪 80 年代, 由美国密西根州立大学和宾夕法尼亚州立大学率先开始研究^[1,2]。二十多年来, 有很多专家学者致力于 MET 的研究工作。

1982 年, 密歇根州立大学提出了使用微波谐振腔产生等离子体作为推进装置的方案。研究小组以 H_2 为工质气体进行了谐振模式为 TM_{011} 和 TM_{012} 的实验研究, 气体压强低于大气压, 谐振腔中间设有石英放电管, 工质以轴向方式进入放电管, 耦合探针通过谐振腔侧壁使微波耦合进腔体并产生谐振。实验表明放电管的存在降低了等离子体对微波能的吸收率。此外, 研究小组也开展了一些简单的数值模型研究。

1984 年, 宾夕法尼亚州立大学的 M. M. Micci 教授开始研究 MET 的概念, 并组织开展了一系列的理论研究工作。20 世纪 80 年代末, 以 He 和 N_2 为工质气体, 进行了矩形波导中微波等离子体的传输以及 TM_{011} 微波谐振腔产生高压等离子体的研究。并对微波等离子体进行了有限的光谱分析。同时, 另一个研究小组研究得到了 MET 的计算模型, 分别采用等离子体的一维平衡与冻结模型计算喷管内流场, 获得了推力与比冲。假设等离子体处于一次电离的热平衡状态, 以 Maxwell 和 N-S 方程为控制方程, 并考虑两套方程的耦合, 利用沙哈方程计算气体中的电子与离子数密度, 通过数值计算获得了谐振腔内等离子体核心区的温度分布在 6000~12000K 范围内。该工作明晰了不同的物理过程, 进一步指导了实验工作。

20 世纪 90 年代初, MET 引起了 NASA 的关注, 进行了高功率 TM 模式谐振腔的缩比研究。实验中使用 2.45GHz 的磁控管, 最大功率量级为 2000W。NASA 刘易斯研究中心使用 30kW, 0.915GHz 高功率微波源进行了实验研究, 但是实

验设计并没有满足高功率的工作模式,表明应进一步改进微波推力器的结构和尺寸。

20世纪90年代末,随着实验工作的逐步深入和数值模型的进一步研究,对MET的结构进行了改进设计,同时建成空间应用的100W小型化工程原理样机。新设计的推力器中微波谐振腔仍采用圆形横截面谐振腔,工作模式为 TM_{011} 。高电场强度位于腔体轴线方向的两个端面 and 腔体中心平面的环形周向区域。腔体的长径比对两端的电场强度以及等离子体的稳定性有重要的影响,应合理选择。新设计的推力器去除了石英玻璃管,腔体由电介质隔板分为两部分,各部分可维持不同的压强,带有天线的前腔维持在大气压下,以避免天线附近放电形成等离子体。在推力器前腔中轴线方向引入微波耦合天线,微波能通过天线传输到腔体内。工质气体注入到带有喷管的后腔中,在喷管入口处的高电场强度处形成自由悬浮的等离子体。对于较低量级的微波功率,等离子体仅能在较低压强($<6\text{kPa}$)时产生。产生等离子体后,便可在高压条件下维持等离子体。工质气体沿切向方向注入到腔室内,产生的漩涡流冷却了壁面,生成的径向压强梯度更有助于等离子体的稳定,使等离子体中心维持在腔体的轴线上。工质气体围绕着等离子体流动,被加热电离从喷管中喷出。MET的结构改进大大提高了推力器的性能,以后的设计基本以此为依据,改动较小^[34]。

2000年以后,针对新设计的推力器结构,开展了紧凑型MET的研究工作,如图2所示,微波磁控管直接与推力器相连。开展了微波波导结构,腔体长度和微波耦合探针插入深度等实验研究,有力地证实了紧凑型MET的可行性。

20世纪90年代末,MET的研究发展引起了美国工业和研究公司的关注。如Physical Sciences有限公司、RSI(Research Support Instruments)有限公司以及Aerospace Corporation等,进行了以水蒸汽为工质的MET研究。RSI有限公司已成功研制出微波功率为100W、1000W及50kW的MET,其频率分别为7.5GHz、2.45GHz及0.915GHz。2000年后,RSI开展了水工质MET

的研究,所用的微波功率范围为1~5kW,频率为2.45GHz,研究表明,以水蒸气为工质气体得到的比冲高其他气体工质比冲的60%,可达到 $8000\text{N}\cdot\text{s/kg}$ 以上^[9]。而且水工质无毒、无污染,廉价易得,储存运输安全方便,作为重复利用空间平台的核心推进系统,水工质MET具有较好的前景。这项工作在美国受到高度重视。

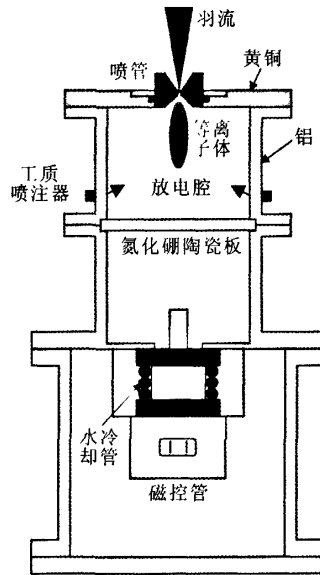


图2 紧凑型MET结构简图

Fig.2 Structure sketch of compact MET

2002年,普林斯顿大学进行了非平衡态MET的数值研究,采用光谱分析方法测量等离子体温度,采用激光诱导荧光(LIF)的方法测量了推力器羽流的温度场和速度场。

近来,宾夕法尼亚州立大学成功设计并研究了微波频率分别为2.45GHz、7.5GHz及14GHz,功率量级在10~2500W推力器及其性能。开展了推力器电磁干扰(EMI)的测量,结果表明与其他的电推进装置相比,MET具有较低的电磁干扰。实验还测量了不同工质下推力器的喷出速度、推力及比冲。进行了千瓦级高功率2.45GHz MET的研究,包括使用 O_2 和 N_2 工质气体的温度测量,实验得到了等离子体的空间分辨发射光谱,并与依赖于温度的模拟光谱相比较,从而得到MET中等离子体的转动温度,平动温度的信

息,实验结果表明 O_2 的转动温度为 2000K, N_2^+ 的转动温度为 5500K,在整个工作范围条件下基本保持不变^[6]。目前正在开展以通讯卫星应用为目标的小型化微波电推进技术研究。

4 关键技术

4.1 微波谐振腔工作模式的选取

为了使推力器结构材料不受高温影响,同时为了提高效率,应尽量使等离子体区集中在谐振腔下游轴线方向喷管附近,从而要求电磁场的能量也尽量集中于此。通过研究各类谐振腔不同谐振模式得出结论:圆柱谐振腔是合理的结构, TM_{011} 波是恰当的谐振模式。

4.2 谐振腔结构的设计

在 MET 谐振腔内,通过微波耦合机构实现微波电磁场的输入,通过调节腔体长度实现电磁场的谐振,微波耦合机构设计的好坏与腔体长度选取是否合适严重影响微波能量的反射。所以应该严格按照微波理论的要求进行 MET 腔体设计,使微波的反射功率尽可能小,以达到提高系统效率的目的。

谐振腔为能量转换装置,是 MET 系统的关键部件,其设计应遵守以下准则:选择单一谐振模式,以利于入射微波能的吸收;能量吸收区(等离子体区)尽量位于腔体的轴线上,使其远离谐振腔内壁,以便减少热能损失,降低壁面温度;谐振腔要有调节机构,使微波在谐振腔中谐振,以便终端负载(工质气体)吸收更多的微波能;谐振腔要有高的品质因数和低的损耗。

目前,根据微波输入功率的大小, MET 的谐振腔尺寸有如下四种:

(1) 2.45GHz 推力器

设计推力器运行在输入功率为 1~2.5 kW 范围内,由磁控管提供微波能量,频率为 2.45GHz。该频率对应的谐振腔长度为 15.75cm,内直径为 10cm。等离子体可在 H_2 、He、Ar、 N_2 、 O_2 、 NH_3 、 H_2O 、 CH_4 以及模拟冷肼分解产物中产生和维持^[7]。谐振腔中等离子体的光谱诊断表明电子温

度在 10000~12000K 范围内^[8],对工作条件变化并不敏感。

(2) 7.5GHz 推力器

设计推力器的输入功率约为 100W,磁控管和行波管放大器(TWTA)作为微波功率源,频率为 7.5GHz。与先前的高功率样机相比,推力器的结构尺寸有所减小,可满足小型飞行器对低功率、小推力推进的要求,此时谐振腔长度为 5.15cm,内直径为 3.2cm。实验中选用 He、 N_2 和 NH_3 作为工质气体,压强分别为 372kPa, 379kPa 和 49kPa,耦合效率高达 99%,应用质量流动方程,计算得到 He 最高的平均温度为 1700K, N_2 为 2100K, NH_3 为 1240K。采用多普勒(Doppler)频移的方法测量了喷出速度,给出输入功率为 80W 时,以 He 为工质气体,真空工作下的比冲范围在 7300~13300N·s/kg。以 He 为工质,使用谱线相对强度的光谱方法诊断了电子温度。对于系统压强为 1atm 或更高时,可假定满足局部热动力平衡(LTE)条件。当压强为 345kPa 时,满足 LTE 条件,测得的电子温度为 $4005K \pm 18\%$ ^[9]。

(3) 14.5GHz 推力器

比较 2.45GHz 和 7.5GHz 推力器,可以看出 7.5GHz 推力器可以在更低的微波输入功率量级下维持等离子体。这是由于谐振腔体积的减小,在相同的功率条件下提供了更高的功率密度。因此,通过提高微波频率可设计更小的谐振腔,使用更低的微波功率。为此设计了 14.5GHz 谐振腔推力器,微波功率为 20W,由 Ku 波段的固态放大器提供。在 14.5GHz 下,腔体长度为 2.1cm,内直径为 1.3cm^[10]。

(4) 0.915GHz 推力器

由于功率与微波波长的三次方成正比,因此频率越小,微波功率越大,设计推力器的输入功率约为 50kW,频率为 0.915GHz。该频率对应的谐振腔长度为 43cm,内直径为 20cm。

5 性能优势

MET 的加热机理与电弧推力器(Arcjet)相似,电弧推力器是通过两个电极之间的电弧放电

加热工质气体,两者的主要不同是 MET 中等离子体是自由悬浮的,因此没有电弧推力器中所存在的电极烧蚀而降低寿命的问题。MET 的推力和比冲与电弧推力器相当,在低功率条件下具有更高的效率,更长的使用寿命。

与一般电推进相比, MET 还具有以下优点:

功耗范围广 (20W~50kW), 可根据不同的任务要求采用不同功率的推力器; 推力范围宽 (10mN~2N); 比冲适中; 等离子体为自由悬浮式, 所以它的热损失小, 效率较高 (总效率可达 40%~60%); 等离子体羽流整体上呈电中性; 工作寿命较长; 无电极烧蚀, 对材料要求不高; 结构简单; 微波推进系统的工质为常用气体 (N_2 、 H_2 、He、Ar、 NH_3 或 H_2O) 或液体推进剂 (肼 N_2H_4), 在复合式推进系统设计时, 工质储存与输送单元可以与化学推进系统共用。

根据 MET 的特点, 它可以广泛应用在以下任务中: 航天器的阻力补偿; 轨道提升和轨道转移; 地球静止轨道通讯卫星的南北位置保持和东西位置保持; 低地球轨道卫星的大气阻力补偿和轨道提升; 星际航行航天器的主推进; 科学实验卫星的精确定位; 寿命终止卫星的离轨处理等。

6 结束语

国外 MET 经过 20 多年的探索、研究、研制与开发, 取得了长足的进展。研究表明, MET 作为卫星及深空探测器的先进动力系统, 具有巨大的发展潜力和广阔的应用前景。

国内西北工业大学从 1992 年起, 开始进行 MET 的原理性研究。1998 年以来, 陆续开展了以下研究工作: MET 的可行性论证与地面实验系统设计、喷管中等离子流动分析、MET 谐振腔的理论计算模型、谐振腔电磁场分布、等离子对微波能吸收特性分析、高低功率 MET 地面实验研究、MET 真空实验系统和虚拟仪器测控子系统的建立、MET 羽流诊断以及各种条件下的真空实验, 在理论和实验上都取得了一定的成果。通过借鉴美国的研究技术并根据最新发展动态, 在未来的研究中可针对水工质 MET、小型化和工程化

方向开展工作。

一般情况下, He、Ar 和 N_2 等气体均可作为适宜的推进工质, 启动方便、工作稳定, 并且具有较好的性能, 但是从长远的工程应用角度看, 水密度大、无毒、储存及运输安全方便, 价格低廉, 且在宇宙空间中分布广泛。特别是对于载人航天器, 可以直接利用生活用水与排泄废水作为工质, 省去专用的推进剂存储和供给系统, 大大节约成本。鉴于水工质的诸多优点, 国内应开展水工质 MET 的相关理论和关键技术研究, 包括分析谐振腔中微波和水等离子体之间的相互作用, 研究微波作用下水等离子体的形成机理、过程 and 影响因素, 计算微波与水等离子体之间的耦合效率, 设计水蒸发器和相应的工质供应系统, 选择水工质 MET 谐振模式和相应的推力器结构形式, 建成水工质 MET 真空实验研究系统, 研究减少微波损耗和反射功率、提高等离子体能量吸收效率的规律和措施, 确定水工质 MET 可靠启动和稳定工作的最佳状态等。

近年来, 随着微小卫星技术和应用的迅速发展, 大大增加了应用于微小卫星推进技术的广泛需求。因此可开展以微小卫星及卫星星座的姿态控制、精确定位和阻力补偿为应用背景的小型化 MET 工程样机的研制。通过提高微波频率, 使 MET 系统小型化、轻型化, 从而加快 MET 由实验室走向应用化的进程。

此外, 根据微波谐振腔无电极烧蚀的优点, 研究外加磁场与微波等离子体的相互作用、能量耦合及加速机理, 可设计一种新型的无电极等离子体推力器。

参考文献:

- [1] Whitehair S, Asmussen J, Nakanishi S. Microwave Electrothermal Thruster Performance in Helium Gas [J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3(2): 136-144.
- [2] Micci M M. Prospects for Microwave Heated Propulsion [R]. AIAA 1984-1390.

(下转第 59 页)

表 3 系统试验时间阶段信号对比

Tab.3 The time acquisition result comparison between different systems for same time series signal source

试验代号	采集系统	阶段处理时间比对/s									
综合测试	Odyssey	5.002	2.999	2.001	0.599	0.401	0.079	0.121	0.398	1.302	7.157
	新系统	5.002	2.998	2.001	0.599	0.401	0.079	0.121	0.398	1.302	7.157
综合测试	Odyssey	5.002	3.000	1.999	0.601	0.400	0.079	0.121	0.400	1.300	297.101
	新系统	5.001	3.000	1.999	0.600	0.400	0.079	0.121	0.399	1.300	297.101
综合测试	Odyssey	5.001	3.001	1.999	0.601	0.400	0.079	0.121	0.399	1.300	2.656
	新系统	5.002	3.000	2.000	0.600	0.401	0.079	0.121	0.399	1.300	2.656
100F-031	Odyssey	5.002	3.000	2.000	0.600	0.401	0.078	0.122	0.399	1.300	297.100
	新系统	5.002	3.000	2.000	0.600	0.401	0.078	0.122	0.399	1.301	297.100

6 结束语

研制开发的水击压力数据采集系统功能完善, 测量精度高, 性能稳定可靠, 操作简便, 能快速响应控制信号, 实现了多路参数高速采集、数据实时显示、数据分析处理等功能。各项性能指标达到了设计要求。

系统中的应用软件与国内外测量系统软件如 NI 公司的自测软件、以前 Odyssey 采集系统应用软件相比, 由于是专门针对液体火箭发动机试验过程设计的, 更加符合发动机试车瞬态参数测量

要求。采用 PCI 传输技术与 NI6220 采集卡接口技术相结合的方式实现了高速采集和校准, 满足了水击压力高速采集系统的自动化测量要求。

参考文献:

[1] 肖明耀. 实验误差估计与数据处理[M]. 北京: 北京科学出版社, 1978.
[2] 张淑涵. 测量误差理论[M]. 北京: 北京中国工业出版社, 1960.
[3] 朱明策. 火箭发动机地面试验软件质量管理和控制[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 55-58.

(编辑: 马 杰)

(上接第 36 页)

[3] Sullivan D J, Micci M M. Performance Testing and Exhaust Plume Characterization of the Microwave Arcjet Thruster[R]. AIAA 1994-3127.
[4] Sullivan D J, Kline J, Philippe C, et al. Current Status of the Microwave Arcjet Thruster[R]. AIAA 1995-3065.
[5] John E. The Microwave Electro-Thermal (MET) Thruster Using Water Vapor Propellant [J]. IEEE Transactions on Plasma Science, 2005, 33(2):776-782.
[6] Chianese S G. Microwave Electrothermal Thruster Chamber Temperature Measurements and Performance Calculations [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(1):31-37.
[7] Clemens D, Micci M, Bilén S. Microwave Electrothermal

Thruster Using Simulated Hydrazine[R]. AIAA 2006-5156.
[8] Balaam P, Micci M M. Investigation of Stabilized Resonant Cavity Microwave Plasmas for Propulsion [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(5):1021-1027.
[9] Souliez F J, Chianese S G, Dizac G H, et al. Low-Power Microwave Arcjet Testing: Plasma and Plume Diagnostics and Performance Evaluation, Micropropulsion for Small Spacecraft [M]. Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2000.
[10] Micci M M. History and Current Status of the Microwave Electrothermal Thruster [C]. 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS). 2007.

(编辑: 马 杰)