

前景诱人的新型航天动力装置 ——微波电热推进器 (MET)*

毛根旺 何洪庆

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

A NEW TYPE SPACE THRUSTER WITH CAPTIVATING PROSPECTS——MICROWAVE ELECTROTHERMAL THRUSTER (MET)

Mao Genwang He Hongqing

(Coll of Astronautics, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

1 引言

微波电热推进 (MET) 是将微波能直接转化成推进剂 (N_2 、 H_2 或 He) 的热能和内能, 形成等离子体, 高温等离子体从拉瓦尔喷管中高速喷出, 从而产生推力。据有关文献报道^[1], 以 H_2 作为工质, 在温度为 6000K, 压力为 1MPa 情况下, MET 的比冲高达 $20000N \cdot s/kg$ 。微波能转换成热能的效率可达 95%, 推力量级在 $10^{-6} \sim 10^2N$ 之间, 工作时间可长达数年, 特别适用于星际飞行、卫星轨道的保持、稳定、控制和转移。

目前美国正在进行 MET 的理论探索和实验研究^[1,2]。普遍认为, 根据目前飞行器的供电能力, 现有的推进系统不能很好地提供 $10000 \sim 20000N \cdot s/kg$ 的比冲。静电离子和磁等离子推进器都具有很高的比冲, 但结构重量大, 且当工作在低于 $20000N \cdot s/kg$ 比冲范围时, 存在严重的能量损失。电热离子型推进器中, 电阻加热电离式发动机^[3], 借助电阻发热来加热气体推进剂 (通常为 H_2), 由于材料性能限制, 最大比冲只能达到 $10000N \cdot s/kg$ 左右; 电弧加热电离式发动机^[4]可以工作在比冲 $10000 \sim 20000N \cdot s/kg$ 之间, 但电极的烧蚀将严重地缩短该发动机的寿命。MET^[6]中没有与推进剂相接触的电极, 无论在使用寿命、效率和推进剂的选择等方面都具有十分显著的优点。

作者在参考文献 [4] 中曾简要介绍了 MET 的工作原理及测试技术, 这里将重点介绍 MET 的实验装置。

2 MET 实验装置

MET 的实验装置主要包括: 微波发生器、微波回路, 谐振腔, 放电管、磁喷管、几何喷管和真空箱等。

(1) 微波发生器采用产生低脉动信号的磁控管式工业加热设备, 连续波输出功率可从 2W

调至 30W, 输出频率为 911~916MHz, 输出信号带宽为 0.2MHz, 且不包括显著的边带辐射。微波发生器的设计阻抗为 50Ω , 磁控管由三孔循环器保护, 防止过量返回辐射。另外, 在输出波导处装有元件来感受到达微波发生器的反射功率, 并显示其值, 如果反射功率超过 10kW 就切断输出功率。

为了保证在全功率下输出功率的波动信号峰值不超过 1%, 在微波发生器中使用带有全波整流输出电路的双次级三孔平板转换器。另外, 在磁控二极管和加热电路中也并入附加修正和滤波, 以减少波动。

(2) 微波通路位于微波发生器和谐振腔之间, 其中标准 WR975 波导管用于从微波发生器引导微波通过反射功率定向耦合器和三孔环行器到达大相位转换调谐器。它包括两个可通过外手柄定位的双向调节装置以获得高达 400 度信号相位转换并反射返回到三孔循环的那部分能量。输入信号没被反射的那部分通过输出孔到达平衡水载器后全部被吸收。

被反射进循环器的那部分能量全部导入一根向上指的引线, 从中通过双向耦合器到达波导同轴转输线。从耦合器开始, 信号经过长 5m, 直径为 12.7cm 的软钢线到达微波谐振腔。在实验室条件下, 同轴线以 915MHz 的频率传送大约为 32kW 的功率, 信号损耗不大于 0.05dB 且不允许大于 960MHz 的频率通过。

(3) 谐振腔是一内径为 45.7cm 长度约为 57.2cm, 前法兰盘可动, 后法兰盘固定的由高导无氧铜制成的圆筒。可动法兰盘外圆上装有触片使其与谐振腔内表面具有良好的电接触, 它可移动 24.1cm, 使谐振腔长度在 16.5~40.6cm 之间变化, 其中包括对应于 915MHz 时 TM_{011} 和 TM_{012} 的两个计算长度 19.6cm 和 39.2cm。

能量输入靠中心导体电极, 其作用相当于能量输入, 天线端口中心距前法兰盘内表面 9.8cm, 据理论预示, 此处为 TM_{011} 振型下游电场最大值的位置。有利于与微波耦合, 能量输入电极在腔内的部分可以用一螺纹环带调节, 调节范围不小于 3.6cm。

(4) 放电管在低功率测试中使用熔凝石英制成的透明本体, 以便可直接观测其中等离子体释放情况, 管内径 50mm, 壁厚 2.5mm, 不但能透射可见光, 也能透射微波, 最大工作温度限定在 1750K 左右。在高功率测试中可由铝或硼的氮化物制成的放电管代替熔凝石英放电管, 工作极限温度在 2200K 左右。但它不能透射可见光, 所以不能直接观测其中等离子体的释放情况。在不超过其最大工作温度的情况下, 以上材料能承受高达 1MPa 的最高压力。

放电管外部配置有外径 69.5cm, 厚度为 2.3mm 的熔凝石英真空护套, 以便可以在放电管周围形成约 5mm 的环形真空带。真空护套的透射特性除了的低功率情况下可直接观测外, 在高功率测试中也可以根据从来自放电管的红外辐射、可见光辐射来判断放电区特性。位于放电管进口处的推进气体注入器设计成两股入射气流: 一股沿放电管轴线, 一股和管壁相切, 形成螺旋气流, 以稳定等离子放电区, 两股气流独立供给, 在 $p=1\text{MPa}$ 情况下, 体积流量约为 $0.025\text{m}^3/\text{s}$ 。

(5) MET 特别适合使用磁喷管。磁喷管是在喷管喉部施加一个强螺线管磁场, 该磁场一直延伸至等离子放电区。磁喷管对放电管等离子体产生径向向内强磁压, 因而, 将等离子体压缩在磁场轴线上。其作用是为了减小炽热推进剂冲击壁面时造成的热损失和推进剂从喷管中排放出来时的凝结流损失, 把放电等离子体的位置和形状控制和稳定在电磁场轴上。

磁喷管是一个长度为 81mm 的短螺纹管, 通孔长 89mm, 由磁超导材料制成, 同轴安装在出口下游。磁体上配有法兰盘, 上面装有内径为 70mm 的高导无氧铜水冷衬套, 内部涂有具

有反射能力的涂料,以便适合至少 25kW 的热负载。

磁喷管中由 NbTi 磁线圈产生的最大轴上磁感应强度为 5.7T,位于磁喷管的中平面,随着径向距离增加,绕组本身最大磁感应强度可高达 7.8T。所以从磁孔中心平面开始,所有的径向和轴向都有一个正的场强梯度。

(6) 几何喷管和放电管一样,都悬吊在与谐振腔和磁喷管同轴的位置上,通过耐高温金属材料固定在水冷磁孔衬套的骨架上。磁喷管的螺线圈沿轴线可调,可使其最大场强位于几何喷管的上游收敛段、喷喉和下游扩张段,以便研究场强位置对 MET 性能的影响。

几何喷管设计得又大又重,用一块熔点高的金属体制成,其目的是希望它在固定条件下,在稳态工作期间保持常温。测定该温度可用作衡量磁喷管效率的敏感指标。

(7) 真空箱为圆柱形,长 5.9m,直径为 3.0m,从 MET 喷管中排放出来的炽热推进剂气体膨胀通过直径为 30cm 的阀门进入真空箱,阀门安放在真空箱一边,且直对另一边内壁上安装的 LN₂ 冷却衬套。该冷却衬套的冷却能力超过微波发生器的最高输出功率 30kW。冷却后的排放气体的抽空靠真空箱的六个大型扩散泵、一台压气机和二台机械泵完成。该真空箱也用于将放电管周围的真空衬套中的真空环状空间抽成真空。

MET 实验装置的各个部件包括微波通路,微波发生器,放电管和真空箱已分别通过部件性能检验,基本达到了设计指标,整个装置也在微波频率为 915MHz 下验证了 30kW 功率时的工作情况。

通过调节安装在微波通路中的相位转换装置可使输入谐振腔的能量可调,范围超过从启动的低功率到正常工作的最大功率。因此,在实验过程中无需调节微波发生器的输出功率,通过调节相位转换就可调节能量升高过程。已有的研究表明:到达谐振腔的微波能量可占输出功率的 0%~95%。

调振腔的两个调节装置通过适当调节可使放电载荷腔的复杂阻尼恰好与源电路的阻抗匹配,这种调节包括可动法兰盘和可调输入天线。谐振腔的长度可调至 TM₀₁₁ 和 TM₀₁₂ 两种振型,用以研究两种振型下 MET 的性能。

MET 对以氢气作为推进工质的潜在性能已用二维动力学 (TDK) 计算程序模拟完成。结果表明,MET 比冲要达到 20000N·s/kg 就要求放电管中平均温度达到 6000K,压力在 1MPa 左右,这是 MET 的性能目标。TDK 计算没有考虑由于损失和壁面效应引起的性能降低,然而当实验中这些损失达到最小时,MET 性能有希望达到 TDK 的预示值。

参 考 文 献

- 1 Power J L. Microwave elctrothermal propulsion for spacc. IEEE Trans on Microwave Techniques, 1992, 40 (6): 1179~1191
- 2 Power J L, Chapman R A. Development of a high power microwave thruster with a magnetic nozzle for space applications. NASA TM102321, 1989
- 3 Asmussen J. Experiment and analysis of a compact microwave electrothermal thruster. Proc. DGLR/AIAA/JSASS 20th Inter. Electric Propulsion Conf, DGLR Paper 88-101, 1988. 10
- 4 孙再庸,毛根旺,何洪庆.微波电热推进.推进技术,1995,16 (5)