

微波等离子推进器 (MPT) 的应用探索研究^{*}

毛根旺 何洪庆 杨 涓 史韶莉

(西北工业大学航天工程学院, 西安, 710072)

摘 要: 重点分析讨论了微波等离子推进器 (MPT) 的基本原理、结构特征和应用前景, 并通过对已有理论与实验研究结果的分析, 认为 MPT 是一种高比冲、长寿命的小推力动力装置, 特别适合用作空间动力, 进行航天器的轨道转移、姿态控制、位置保持、对接交会和星际航行。尽管 MPT 目前仍处于理论探索与实验研究阶段, 但研究表明, 它是前景十分诱人的新型空间动力系统。

主题词: 航天器推进, 微波技术, 等离子体推进, 轨道机动发动机, 卫星姿态控制

分类号: V439.2

EXPLORATORY RESEARCH ON PRINCIPLE AND UTILITY OF MICROWAVE PLASMA THRUSTER (MPT)

Mao Genwang He Hongqing Yang Juan Shi Shaoli

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

Abstract: The primary principle configuration features and utility prospect of a new space propulsion system—microwave plasma thruster (MPT) were analysed and discussed. According to the theoretical and experimental results achieved up to date, the conclusions can be drawn that MPT is a kind of advanced thruster with high specific impulse, long lifetime and low thrust, and especially fits for space propulsion such as orbit transfer, attitude control, stationkeeping, docking and rendezvous, and planetary missions. Although MPT is still at the theoretical and experimental exploratory research stage, it is very likely to be a new promising space propulsion system.

Subject terms: Spacecraft propulsion, Microwave technique, Plasma propulsion, Orbit maneuvering engine, Satellite attitude control

1 引 言

目前航天领域广泛使用的化学火箭发动机, 对于完成航天器从地面向空间轨道的发射任务, 还难以用其它动力装置代替。但由于化学推进的比冲偏小, 最大不超过 $4.6\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$, 所以, 如果对于航天器的轨道转移、轨道修正、姿态控制、对接交会、位置保持、南北轨控和星际航行等特殊任务仍然采用化学动力装置, 那么就会使一直昂贵的航天器发射成本居高不下, 而且也会严重影响其使用寿命。

为此, 人们迫切需要寻找性能高、成本低、体积小、重量轻、功耗少的新型小推力非化学推进器。非化学推进器包括电推进、核能推进、激光推进和太阳能推进等, 其中目前正在兴

起的电推进技术研究和应用前景看好,尤其是其中的微波等离子推进器(MPT)前景更为诱人,倍受航天界青睐。

2 MPT 的基本原理及结构特性

电推进是用电场或电磁场将推进剂电离成粒子并使它们高速喷出以产生推力。其中又可分为电热式、电磁式和静电式三种。但无论那种电推进,推力一般只有几十毫牛到几十牛,由于它的比冲高($10\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}\sim 30\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$),寿命长,所以作为空间动力,其性能比化学火箭更为优越。

MPT 的基本原理是首先利用微波发生器将电能转换成微波能,通过调节微波频率与微波谐振腔(兼作推力室)的长度,使微波在谐振腔内产生谐振形成放电区,当推进剂(N_2 , H_2 , He 或 NH_3)通过谐振放电区时,便受热、激发、离解和电离,经多次反复,形成高温等离子体。高温等离子体在电磁场力作用下从喷管高速喷出,产生推力。由于 MPT 中没有与推进剂相接触的电极,所以,无论在使用寿命、性能、效率和推进剂的选择等方面都具有明显优点。

自80年代初开始,美国率先开展了 MPT 方面的理论与实验研究。1987年 Durbin 等人分析了微波加热等离子体在氢、氮气中的扩散特性, Kuccht 提出了一维微波加热等离子体的扩散模型并根据平衡态氢气的热力学参数对温度的依赖关系,进行了电磁和能量控制方程的数值模拟。在国内,我们近几年在国家自然科学基金和博士点基金资助下,研究了:①工质 N_2 等离子体对入射微波能量的吸收特性分析;②谐振腔中微波加热等离子体形成的等离子区的形状、尺寸、基本特性参数和电磁参数分析;③喷管中等离子体流动分析;④MPT 比冲、推力和性能预估;⑤新型 MPT 地面实验系统方案设计。研究结果表明,在 MPT 中,等离子区对微波能量的吸收率高达95%,使用 H_2 作推进工质时,在燃烧室温度为6000K,压力为1MPa 情况下,比冲高达 $20\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$,推力量级在 $10^{-2}\text{N}\sim 10^2\text{N}$ 之间,工作时间可长达数年,特别适合作为航天器轨道转移、轨道修正、姿态控制、位置保持、对接交会和星际航行等的动力。

在实验研究方面, Hawley 等人在1989年探讨了 MPT 中微波加热的等离子体区诊断方法,并与其它种类的电热发动机作了详细比较; Micci 等人也对实验系统的输入功率、耦合效率、真空比冲和理想推力进行了测量。MPT 实验装置主要包括微波发生器、微波通路、谐振腔、放电管、喷管和真空箱等。

已有的实验研究结果表明,以 He 为工质,当输入微波功率为8.1kW 时,微波与工质的耦合效率高达96%,真空比冲为 $6\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$,理想推力为1.48N,总效率为电弧等离子推进器的1.3~2倍。目前美国 MPT 向空间应用过渡的条件已经逐步成熟。

3 MPT 在飞行器轨道转移中的应用研究

3.1 低推力轨道转移的特点

一般来讲变轨飞行需要较大推力(几百至上千牛),所以,以低推力等离子发动机作为主推进系统进行轨道转移时,不可能获得以化学推进作为主推进系统时的速度增量(Δv),它是在与航天器轨道面垂直的圆周方向连续产生速度增量,围绕轨道半径以极其缓慢地速度增量螺旋上升。这样,完成轨道转移任务往往需要几个月至1年以上,航天器绕地球大约要转1000周以上。

另外,以电推进系统进行变轨飞行时,必须确保电力供给。要长时间保证一定电力供应,

其电源可利用太阳能发电提供。但这在航天器进入地球阴影时,就不可能提供产生推力所需要的充分电力,这就要求发动机多次重复开关,即意味着发动机要有良好的耐久性能。

3.2 轨道轨移的简化模型

- 将通讯卫星从低轨道送入地球同步轨道,卫星运动只限于赤道平面之内;
- 发动机给卫星的推力沿与轨道半径垂直的圆周方向固定不变;
- 忽略气动力和太阳放射压等一切外力;
- 卫星以太阳电池作为电源,卫星进入地球阴影时发动机不产生推力;
- 变轨任务完成定为卫星到达静止轨道高度为止,不考虑以后的轨道调整。

3.3 控制方程

$$m \left[\frac{d^2 r}{dt^2} - r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 + \frac{GM}{r^2} \right] = F_r \quad (1)$$

$$m \left[r \frac{d^2 \theta}{dt^2} + 2 \left(\frac{dr}{dt} \right) \left(\frac{d\theta}{dt} \right) \right] = F_\theta \quad (2)$$

式中, M , m 分别为地球和卫星质量, G 为地球引力常数; v 为卫星速度; F_r 和 F_θ 分别为半径和圆周方向的推力分量。

3.4 日照条件

设某一时刻卫星的高度为 h , 那么, 当 h 满足下列条件时, 卫星通过地球阴影范围。

$$h < r_e \frac{1 - \sin \varphi}{\sin \varphi} \quad (3)$$

式中, r_e 为地球半径, φ 为黄赤夹角。

3.5 MPT 性能

由于 MPT 性能主要与输入电力、推进剂特性及其流量有关, 所以本研究以下列简化方式确定 MPT 性能:

设太阳电池提供的电功率为 P (W), 单位时间推进工质 (He) 的流量为 $\dot{m}_p$ (kg), 同样, 等离子体的流量为 $\dot{m}_i$ (kg), 等离子体速度为 u_e (m/s) (与喷管排气速度相同), 那么, 电源

$$\text{效率 } \eta_p = \frac{\frac{1}{2} \dot{m}_i u_e^2}{P}; \text{ 推进剂利用率 } \eta_u = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_p}; \text{ 推力 } F = \dot{m}_i u_e; \text{ 比冲 } I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p g}$$

3.6 卫星的质量分配式

设卫星初期质量 (到达同步转移轨道时的质量) 为 M_0 (kg), 有效载荷质量为 M_{pl} (kg), 推进剂质量为 M_p (kg), 电源等部分 (包括太阳电池阵, 电源控制系统, 推进系统, 结构等) 指有效载荷和推进剂以外的所有部分, 其质量为 M_w (kg), 于是: $M_0 = M_{pl} + M_p + M_w$, 其中 $M_w = a_w P$ 。式中, a_w (kg/kW) 称为 M_w 的比质量, 即提供单位电力所需的设备质量。按现在技术水平, $a_w = 60 \text{ kg/kW}$, 按未来预测值 $\dot{a}_w = 30 \text{ kg/kW}$ 。这样, 终端质量 $m_f = M_0 - M_p = M_{pl} + M_w$ 。

3.7 初始参数

MPT 总推力	F (N)	1.0, 1.5, 2.0
MPT 比冲	I_s (kN·s/kg)	15, 20, 30
电源效率	η_p	0.9 (电功率中有90%转化成等离子体动能)
推进剂利用率	η ($\dot{m}_p = 50 \text{ mg/s}$)	0.9 (推进剂中有90%变为等离子体)

电源部分比质量	a_w (kg/kW)	60, 30
卫星初期质量	M_0 (kg)	8000
轨道初期高度	h_0 (km)	500
出发时间	D	夏至或冬至 (春分或秋分)

3.8 结果与讨论

(1) 比冲对终端质量、有效载荷和工作时间的影响

从图1可以看出,终端质量 M_f 与推力大小无关,而随比冲变化而改变。这是因为如果变轨方式相同,那么,完成任务所需能量是根据轨道的初始和最终高度决定的;而比冲越高,终端质量越大是因为比冲越高,单位推进剂能获得的能量越大所致。

有效载荷与比冲的关系如图2和图3。可以看出,无论那种情况,对应于各种推力,存在有效载荷达到最大时的最佳比冲,而且最佳比冲随电源比质量的变化而显著改变,所以MPT 开发研究中,整体质量设计十分重要,而且必须慎重决策发动机的最佳工作点。

同样的变轨飞行任务,如果以比冲为 $50\text{kN}\cdot\text{s}/\text{kg}$ 的化学推进来完成的话,有效载荷可大约为 2400kg 。从图2可以看出,采用MPT 至少可使有效载荷提高2倍。

图4表示完成变轨飞行任务所需要的飞行时间与比冲的关系,从中可以看出,对不同推力,完成任务所需的时间与比冲无关,或者说推力增大,对减少变轨飞行时间起决定性作用,所以研制和发展高推力MPT 十分重要。

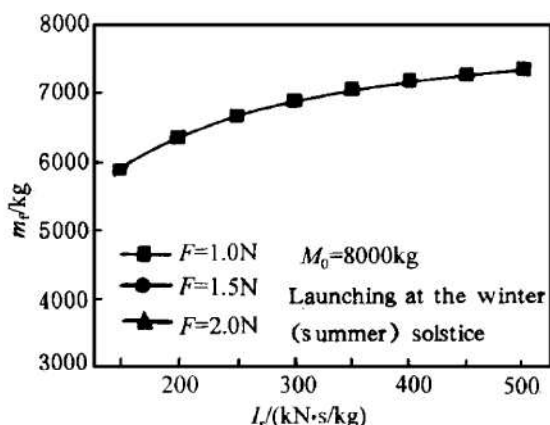


Fig. 1 Effect of specific impulse on the final mass

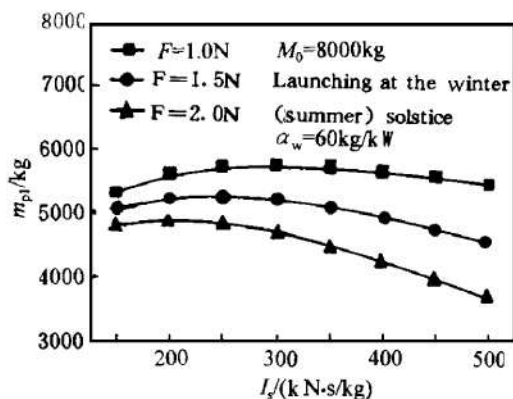


Fig. 2 Effect of specific impulse on the payload ($a_w = 60\text{kg}/\text{kW}$)

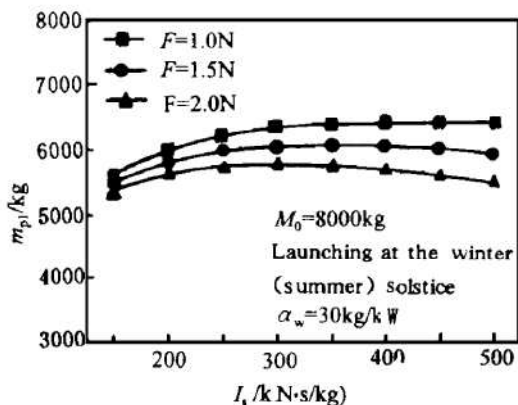


Fig. 3 Effect of specific impulse on the payload ($a_w = 30\text{kg}/\text{kW}$)

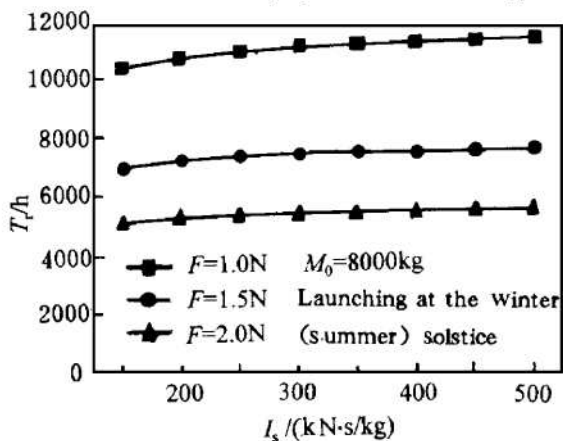


Fig. 4 Effect of specific impulse on the time of changing orbit

(2) 推力1.5N，比冲20kN·s/kg 的计算结果见表1。

Tabel 1 Computing results

Parameters	Launching at the winter/summer solstice	Launching at the spring/autumn equinox
Time for completing the mission T_r/h	7381	7320
Total operating time of the engine T_t/h	6198	6160
The longest operating time of the engine T_c/h	246	1709
On/off cycles of the engine $N_{cyc}/$ (times)	2121	1994
Time of going around the earth $N_r/$ (times)	2133	2131
Consumed electrical power P/kW	16.2	16.2
Velocity increments $\Delta v/$ (km/s)	4.512	4.483
The final mass M_t/kg	6862	6869
Payload M_{pl}/kg ($\alpha_w=60kg/kW$)	5890	5897
Payload M_{pl}/kg ($\alpha_w=30kg/kW$)	6376	6383

从表1可以看出，对于确定的变轨飞行，无论是夏（冬）至开始还是春（秋）分开始，完成任务所需的时间和有效载荷等，没有多大区别，有明显差别的是对发动机耐久性能有较大影响的发动机最长工作时间和重复开关的次数。趋势是在夏（冬）至出发情况下，连续工作时间短，重复开关次数增加；而在春（秋）分出发情况下是相反的。连续工作时间和重复开关次数都影响发动机的耐久性，所以，对 MPT 来讲，选择夏（冬）至出发较为有利。

4 MPT 与南北轨控离子发动机性能的比较

MPT 与南北轨控离子发动机性能比较见表2。从表2可以看出，轨控发动机与变轨飞行用 MPT 性能相差不大，所以根据现在的技术发展，如能有效提高推力，MPT 用于航天器变轨飞行是完全有希望的。

MPT 与离子发动机性能比较见表2。

Table 2 Comparison between MPT and ion engine performances

Parameters	North-south stationkeeping (Japanese ETS-6)	MPT for changing orbits (Launching at the winter/summer solstice)
Thrust (mN)	20~40	1500
Total operating time (h)	6500	6200
Total on/off cycles (times)	2920	2120
One-time operating time	Constant (2h~4h)	Depending on height (1h~250h)
One-time shutting off time	Constant (tens of hours)	Depending on height (0.25h~1h)

5 结 论

(1) 对于用作空间动力,与化学推进相比,采用非化学推进能有效增加航天器有效载荷、延长其使用寿命并节约地球上人们赖以生存的宝贵能源。

(2) 电推进中,MPT 在使用寿命、性能、效率和推进剂选择等方面都具有显著优点。

(3) MPT 属低推力发动机,可用于变轨飞行,但需要花比化学推进长得多的变轨时间,同时要求发动机既要有连续长时间工作的稳定性,又要有多次重复开关的可靠性。

(4) 为使有效载荷最大,有一最佳比冲与之对应,其值与发动机总推力和航天器的质量分配有关。

(5) 对变轨飞行发动机要求的耐久性与飞行任务开始时间有关,所以选择适当的出发时间对 MPT 来讲非常重要。

(6) 从工作时间和开关次数看,现已实际用于 ETS-6 通讯卫星南北轨控的离子发动机具有与 MPT 对应的主要性能,所以如能有效提高 MPT 推力,用它实现变轨完全可能。

参 考 文 献

- 1 Power J L. Microwave electrothermal propulsion for space. IEEE Tran on Microwave and Techniques, 1992 40(6)
- 2 Power J L, Chapman R A. Development of a high power microwave thruster with a magnetic nozzle for space application. NASA TM-102321, 1989.
- 3 Makel C B. Arejct thruster research and technology—final report. NASA CR-180865, 1988.
- 4 Whitehair S. Experimental development of a microwave electrothermal thruster; [Dissertation]. MI: Michigan State Univ, 1986.
- 5 林来兴. 全球低轨道星座及其姿态与轨道控制系统. 中国航天, 1997 (1): 17~22
- 6 李巨龙. 人造地球卫星的工作原理. 航天, 1996 (6): 20~26
- 7 竹春贵. 离子发动机在卫星轨道转移中的应用研究. 日本航空宇航学会志, 1996 (6): 48~55
- 8 Well Richard. Space propulsion applications of helium arcjets. AIAA 97-0794