螺旋波等离子体推力器地面实验原理样机设计

夏广庆^{①*}, 郝剑昆^①, 徐宗琦^①, 王伟宗^②, 邹存祚^①, 王鹏^①

① 大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024;

② 中国空间技术研究院钱学森空间技术实验室, 北京 100094

* E-mail: gq.xia@dlut.edu.cn

收稿日期: 2014-09-10; 接受日期: 2014-11-20

国家自然科学基金(批准号: 11105023)、中国博士后科学基金(批准号: 2013M541230)和中央高校基本科研业务费专项资金(批准号: DUT12LK36)资助项目

摘要 螺旋波等离子体推力器(HPT)是一种新型的电磁式推力器, 其基于螺旋波等离子体在发散磁场中存在的无电流双层效应, 加速离子形成高速离子束喷流, 从而产生推力. HPT的关键部件包括特定结构的射频天线和一定位型的磁场. 本文首先总结了 HPT 的工作特性, 之后具体给出了 HPT 地面实验原理样机的设计方案, 可为进一步的实验研究和推力器优化设计提供理论依据和参考.

关键词

电推进

螺旋波等离子体

推力器

发散磁场

1 引言

当前我国空间飞行器动力装置的主流产品仍是化学推进, 其中主要采用液体火箭发动机作为推进装置^[1], 但由于化学推进自身工作特点的限制, 其发展已趋于极限, 比冲难以突破到 4000 m/s, 消耗燃料量大, 有效载荷率低, 无法满足我国未来长寿命卫星平台和未来深空探测任务的需要. 电推进作为一种新型的空间推进技术, 与传统化学推进相比最显著的特点是具有高比冲. 螺旋波等离子体是一种高密度低气压等离子体, 其密度在 0.1 Pa 的低气压下可达 10^{19} m^{-3} 量级, 这是低气压下所能获得的较大等离子体密度, 并且其电离效率可达 100%^[2]. 螺旋波等离子体推力器(HPT)是一种新型的电磁式推力器, 其结构相对简单, 主要由射频电源和匹配网络、螺旋波天线、石英管、磁路系统、喷管和工质供应系统构成, 典型的磁路系统提供均匀的轴向磁场, 在石英管的末端磁力线呈发散状^[3]. 缠绕在石英管外的螺旋波天

线与射频功率源相连, 典型的频率为 13.56 MHz. 电流流过天线激发了随时间变化的磁场, 进而产生电场, 电场加速气体中的自由电子直至发生电离, 形成等离子体. 螺旋波在等离子体中传播从而产生波与粒子的耦合效应^[4], 基于螺旋波等离子体在发散磁场中存在的无电流双层效应加速离子形成高速离子束射流, 从而产生推力. HPT 双层等离子体的形成以及双层电势的大小受诸多因素的影响和制约, 包括推力器结构、射频功率及频率、中性气体种类和压强、密度, 以及电磁线圈磁场强度大小和位型等.

HPT 可利用 10 W~10 kW 的功率, 提供 13000 m/s 的比冲和范围较广的推力, 由于 HPT 具有无电极和无需中和器的特点, 极其适用于未来长寿命卫星平台、低轨航天器吸气式推进、载人空间站等空间飞行器对推进系统采用多样化工质的要求. 积极开展 HPT 技术研究, 研制新型高性能、长寿命的推进装置, 不仅具有巨大的经济价值, 同时也具有重要的军事意义.

引用格式: 夏广庆, 郝剑昆, 徐宗琦, 等. 螺旋波等离子体推力器地面实验原理样机设计. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 9–14

Xia G Q, Hao J K, Xu Z Q, et al. Principle prototype design for ground experiment of helicon plasma thruster (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 9–14, doi: 10.1360/N092014-00323

2 HPT 的工作特性

2.1 双层效应定义及形成

双层是指在远离等离子体的物理边界, 由正电荷与负电荷形成的特殊区域, 其典型特点是由一个静电边界将等离子体分成特性不同的区域. 从整体上看, 双层中的正、负电荷量相等, 呈电中性. 但是双层内部却不满足准中性条件, 能够形成并保持较大的电势梯度.

无电流双层的形成主要由 4 个物理过程组成, 即电子加热、电离碰撞、弹性碰撞和等离子体漂移扩散. 它存在于 2 个不同等离子体间的交界处, 在交界处的一边等离子体密度和电子温度都较高, 而在另一边则正好相反. 在交界处存在的等离子体电势梯度即为双层效应^[5].

目前, 普遍认为双层满足如下 4 个条件^[6,7].

- 1) 通过双层的电势降 ϕ_{DL} 必须服从以下关系式: $|\phi_{DL}| > k_B T_e / q$, 其中 k_B 为玻尔兹曼常数, T_e 为双层中电势较低一侧的电子温度, q 为基本电荷.
- 2) 双层内部的电场必须远大于外部的电场.
- 3) 在两个空间电荷层内局部不满足准中性条件.
- 4) 在通常条件下, 碰撞平均自由程远大于双层的厚度.

通过实验研究可以发现, 具有膨胀磁场的电正性气体放电中以及无磁场条件下的电负性气体放电中都可以形成螺旋波无电流双层效应.

2.2 HPT 的特点

HPT 的特点主要有:

- 1) 无电极烧蚀、长寿命

在使用和研制的电推进系统中大都需要金属电极或金属表面直接与高温高速等离子体流接触, 长期工作过程中, 金属电极会受到高能等离子体流的烧蚀, 从而使得金属电极抵抗等离子体流中离子轰击腐蚀的能力成为限制电推进寿命的关键制约因素, 因此采用新型无电极的等离子体源无疑可大大增强电推进的使用寿命和推进工质的选择范围.

HPT 作为一种新型推进技术, 采用螺旋波电离源, 不需要电极, 避免了烧蚀问题, 且束流呈中性、不需要中和器, 等离子体羽流发散角较小, 大大延长

了推力器的寿命. 鉴于此, HPT 极其适用于低轨航天器吸气式推进系统.

- 2) 高性能的螺旋波电离源

电推进系统的效率定义为产生推力的有效功率与电源输入功率之比. 在电源功率向推力转化的过程中, 根据电推进系统工作原理的不同, 会产生各种功率损失. 在目前大部分使用和研制的电推进系统中, 推进剂气体是通过与高能量电子碰撞电离产生等离子体, 电子通常会加速到远远超过刚发生电离的电离阈值能, 然后通过非弹性碰撞损失能量, 通常需要 10 倍电离能的能量才能产生一个离子电子对. 因此, 该电离过程的能量损失份额较大, 为了进一步提高电推进的效率, 需要寻求一种更加有效的电离机制来代替电子轰击机理产生的等离子体源^[5].

射频等离子体源尤其是螺旋波源是未来空间电推进系统极具吸引力的电离源之一, 其放电方式不同于传统的电子轰击气体放电, 而是通过朗道阻尼和 Trivelpiece-Gould(TG)模式产生高密度等离子体(对于螺旋波等离子体高电离率的物理机制目前还没有统一的认识). 与相同射频功率条件下工作的容性和感性耦合等离子体源相比, 螺旋波源能够产生更高的等离子体密度, 例如以氙气为工质气体, 1 kW 螺旋波源能够产生的等离子体密度为 $10^{19} \sim 10^{20} \text{ m}^{-3}$, 而相同条件下, 容性和感性等离子体源产生的等离子体密度分别为 1×10^{16} 和 $1 \times 10^{17} \text{ m}^{-3}$. 鉴于螺旋波源能够高效的产生等离子体, 推进剂利用效率可高达 99%, 其已被研发用于不同的空间电推进系统中, 如作为霍尔推力器和 VASIMR 的前级电离源或利用自身的双层加速效应研制成 HPT^[8,9].

- 3) 高比冲, 可满足未来长寿命卫星平台需求

国外已有的研究表明: 以氙气为工质, 比冲可达 13000 m/s, 以氢气为工质, 比冲高达 40000 m/s.

- 4) 功率和推力范围可升级, 可满足未来大型卫星平台需求

HPT 的推力随射频电源功率的增加而增大, 推力范围具有良好的可升级特性, 适合研制成大功率电推力器.

- 5) 结构与系统控制程序简单

HPT 不需要电极和中和器, 电源数量较少. 磁路系统使用电磁体需要 2 个电源, 若优化设计后确定采用永磁体, 则不需要电源. 电源数量少使推力器系统的控制程序简化.

从 HPT 具有的特点可以看出, HPT 在未来长寿命卫星平台和深空探测器的应用中具有潜在的优势, 研究 HPT 可为我国新型推进技术和未来先进的空间动力平台提供技术储备.

3 HPT 地面实验原理样机设计

3.1 放电腔室结构

地面实验在真空舱内进行, 包括真空泵、观察窗、射频馈入系统及其相应的控制装置所组成. 地面实验系统如图 1 所示. 石英管放电腔可采用不同结构类型的放电石英管设计加工而成, 我们采用的放电石英管直径分别为 20, 100 和 150 mm, 长度尺寸包括 200, 300, 400 和 450 mm.

3.2 螺旋波天线设计

假设条件: 在整个流体通道内, 流体的马赫数小于 1/3; 流动是层流状态; 流体充分发展; 无湍流; 流体在内壁面的速度是 0.

由于气体黏性和气壁摩擦的存在, 石英管内部的速度分布呈抛物线面, 气体向下运动, 石英管的内壁向气体的最外层施加一个与流动方向相反的作用力, 使最外层气体减速; 最外层气体又使次外层气体减速; 以此类推, 气体流速最终形成抛物面分布. 即在入口处, 流体均匀的流入石英管, 逐步的发展成抛物线形状, 并稳定下来.

根据泊肃叶公式, 流体压力与流量存在如下关系:

$$Q = \frac{\pi R^4}{8\eta L} (P_1 - P_2), \quad (1)$$

图 1 地面实验系统简图

其中 Q 为石英管内气体体积流量; R 为石英管直径; P_1 为入口压力; P_2 为出口压力; P 为 P_1 和 P_2 的算数平均值, 即 $(P_1 + P_2)/2$; η 为气体黏性系数; L 为石英管长度. 即有

$$kT\dot{N}_{\text{gas-particles}} = \frac{\pi R^4}{8\eta L} (P_1 - P_2), \quad (2)$$

则可得到

$$\Delta P = \frac{8\eta L kT\dot{N}}{\pi R^4}. \quad (3)$$

设气体体积流量为 10 sccm 并保持不变, 温度为室温. 并假设气体通过石英管的过程是恒温的, 出口温度与入口温度保持一致, 可认为该温度为室温, 即 300 K. 黏性系数 η 随着温度的变化而变化, 但是与压强无关. 在温度为 300 K 的时候氩气的黏性系数为 2.058×10^{-6} kg/ms. 代入数值可得

$$\dot{N}_{\text{outlet}} = 8.96 \times 10^{18} \left[\frac{\text{particles}}{\text{s}} \right]. \quad (4)$$

在给定情况下, 气体从进气口进入石英管, 由于流动截面变大, 故流体需要一定的距离以充分展开. 这个距离可以通过下式给出:

$$l_e = 0.227 a Re, \quad (5)$$

其中 a 为石英管内径; Re 为流体的雷诺数.

流体雷诺数的计算公式为

$$Re = \frac{a \rho U_{fa}}{\eta}, \quad (6)$$

其中 a 为石英管内径; ρ 为气体密度; U_{fa} 为气体平均速度; η 为气体黏性系数.

通过某一平面的平均速度为

$$U_{fa} = \frac{Q}{\pi a^2 P} = \frac{P \dot{V}}{\pi a^2 P} = \frac{mkT\dot{N}}{\pi a^2 \rho kT} = \frac{m\dot{N}}{\pi a^2 \rho}, \quad (7)$$

根据查理定律

$$\frac{P}{\rho} = \frac{k}{m} T, \quad (8)$$

$$\frac{1}{P} = \frac{m}{\rho kT}, \quad (9)$$

代入数值可得

$$\begin{aligned} Re &= \frac{m\dot{N}}{\pi a^2 \rho} \frac{a \rho}{\eta} = \frac{m\dot{N}}{\pi \eta a} \\ &= \frac{6.64 \times 10^{-26} \text{ kg} \times 8.96 \times 10^{18} / \text{s}}{\pi \times 2.058 \times 10^{-6} \text{ kg/ms} \times 0.047 \text{ m}} = 1.959, \end{aligned} \quad (10)$$

$$l_e = 0.227aRe = 0.227 \times 0.047 \text{ m} \times 1.959 = 0.25 \text{ cm}, \quad (11)$$

$$\Delta P = \frac{8\eta L k T \dot{N}}{\pi R^4} = 0.0175 \text{ Pa} = 0.13125 \text{ mTorr}, \quad (12)$$

根据计算结果, 即可认为流体从进口开始 0.25 cm 处充分展开。

假设工作时真空舱内压力为 5 Pa(37.5 mTorr)。射频输入功率为 400 W。则石英管内气体密度为

$$n_g = N/V = pNa/RT$$

$$= \frac{5 \text{ Pa} \times 6.02 \times 10^{23}}{8.314 \text{ J/mol} \cdot k \times 300 \text{ K}} = 4.83 \times 10^{20} \text{ m}^{-3}, \quad (13)$$

分子平均自由程为

$$\lambda_i = 1/n_g \sigma_i$$

$$= 1/4.83 \times 10^{20} \text{ m}^{-3} \times 10^{-18} \text{ m}^2 = 2.07 \text{ mm}, \quad (14)$$

在轴向鞘层边界:

$$h_l \equiv \frac{n_{sl}}{n_o} \approx 0.86 \left(3 + \frac{l}{2\lambda_i} \right)^{-0.5} = 0.096, \quad (15)$$

忽略径向鞘层边界: $h_r \equiv 0$,

等离子体有效尺寸为

$$d_{\text{eff}} = \frac{\pi R^2 l}{A_{\text{eff}}} = \frac{1}{2} \frac{Rl}{Rh_l + lh_r} = 4.5 \text{ m}. \quad (16)$$

根据相关书籍和文献可查得,

$$T_e = 1.8 \text{ V}, \quad \varepsilon_c = 11.5 \text{ V}, \quad \varepsilon_i = 5.2T_e = 9.36 \text{ V},$$

$$\varepsilon_e = 2T_e = 3.6 \text{ V}.$$

通过计算, 有

$$\varepsilon_T = \varepsilon_c + \varepsilon_i + \varepsilon_e = 24.46 \text{ V}, \quad (17)$$

$$A_{\text{eff}} = 2\pi R^2 h_l + 2\pi R l h_r = 19.58 \text{ cm}^2, \quad (18)$$

玻姆速度为

$$\mu_B = 5.7 \times 10^3 \text{ m/s}, \quad (19)$$

等离子体的数密度为

$$n_o = \frac{P_{\text{abs}}}{e\mu_B A_{\text{eff}} \varepsilon_T} = 1.1 \times 10^{19} \text{ m}^{-3}. \quad (20)$$

通过整理, 可得波长与射频源频率, 磁场强度的关系式^[10]:

$$\lambda_z = \frac{3.83}{R} \frac{B_o}{e\mu_o n_o f}, \quad (21)$$

其中 R 为石英管半径; B_o 为磁场强度; e 为电子电荷量; μ_o 为自由空间磁导系数; f 射频源频率。以此为理论依据, 设计螺旋波天线的长度, 且天线长度选为半波长的奇数倍。

3.3 磁场设计

采用 2 个水冷电磁线圈, 通过 FEMM 磁场分析有限元软件对 HPT 磁场强度和位型分布进行计算和优化设计, 确定设计方案由外径 6 mm, 内径 4 mm, 匝数 250 匝的铜管绕制而成, 此时 HPT 中心区轴向磁场强度分布曲线如图 2 所示。

当外加磁场由电磁线圈提供时, HPT 磁场强度二维分布云图如图 3 所示。

若采用两个永磁体, 通过 FEMM 磁场分析有限元软件对 HPT 磁场强度和位型分布进行计算和优化设计, 确定设计方案为内径 50 mm, 外径 90 mm, 厚 40 mm, 间距 150 mm 的钕铁硼永磁环, 此时 HPT 中

图 2 采用电磁体时 HPT 中心区轴向磁场强度曲线

图 3 (网络版彩图)采用电磁体时 HPT 磁场强度二维分布图

心区轴向磁场强度分布曲线如图 4 所示.

当外加磁场由永磁体提供时, HPT 磁场强度二维分布云图如图 5 所示.

3.4 射频馈入设计

射频馈入系统设计以反射功率最小为设计标准.

图 4 采用永磁体时 HPT 中心区轴向磁场强度曲线

图 5 (网络版彩图)采用永磁体时 HPT 磁场强度二维分布图

图 6 HPT 射频馈入设计

为了减小能量损耗, 匹配器输出端采用镀银铜带传输.

射频馈入真空舱内我们采用铜轴作为传输通道, 通过一个法兰盘安装在真空舱壁上, 结合可加工陶瓷、聚四氟乙烯等组件, 同时安装多组密封圈以保证耐热性和气密性. 经实验验证, 射频反射基本为零, 满足设计要求.

4 结论

HPT 的关键部件包括射频天线和磁路系统, 射频天线可以采用三圈天线、Boswell 双鞍形天线或者右旋半螺旋天线, 而所设计的天线波长与射频源频率、磁场强度、放电尺寸具有一定的关系, 天线长度应为半波长的奇数倍. 磁路系统可以使用 FEMM 软件进行磁场优化设计. 在 HPT 地面原理实验中, 射频匹配和工作模式是推力器稳定工作和良好性能的关键. 真空实验条件下, 可全面开展不同射频功率、不同背景压强、多种工质及不同流量下 HPT 工作状态和射频匹配的调试实验.

参考文献

- 岳春国, 李进贤, 侯晓, 等. 变推力液体火箭发动机综述. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39: 464-468
- 李波, 王一白, 张普卓, 等. VASIMR 中螺旋波等离子体源设计. 北京航空航天大学学报, 2012, 38: 720-725
- Charles C, Boswell R W, Alexander P, et al. Helicon double layer thrusters. AIAA 2006-4838
- 刘盛纲, Lee J K, 祝大军, 等. 等离子体波导中电磁波传输理论. 中国科学 E 辑: 技术科学, 1996, 26: 348-363

- 5 夏广庆, 王冬雪, 薛伟华, 等. 螺旋波等离子体推进研究进展. 推进技术, 2011, 32: 857–863
- 6 Lieberman M A, Charles C, Boswell R W. A theory for formation of a low pressure, current-free double layer. J Phys D Appl Phys, 2006, 39, doi: 10.1088/0022-3727/39/15/011
- 7 Chen F F. Physical mechanism of current-free double layer. Phys Plasma, 2006, 13, doi: 10.1063/1.2179393
- 8 Lee C A, Chen G Y, Arefiev A V, et al. Measurements and modeling of radio frequency field structures in a helicon plasma. Phys Plasmas, 2011, 18, doi: 10.1063/1.3533273
- 9 Pottinger S, Lappas V, Charles, et al. Performance characterization of a helicon double layer thruster using direct thrust measurements. J Phys D Appl Phys, 2011, 44, doi: 10.1088/0022-3727/44/23/235201
- 10 Lieberman M A, Lichtenberg A J. Principles of Plasma Discharges and Materials Processing. 2nd ed. New York: Wiley Publisher, 2005

Principle prototype design for ground experiment of helicon plasma thruster

XIA GuangQing¹, HAO JianKun¹, XU ZongQi¹, WANG WeiZong², ZOU CunZuo¹ & WANG Peng¹

¹ State Key Laboratory of Structure Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

² Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Helicon plasma thruster is a novel electromagnetic thruster, which is based on the currentless double layer effect of the helicon plasma existing in the diverging magnetic field, accelerates the ions to form ion beam flow at a high speed, thus produces thrust. The key components of the HPT include a radio frequency antenna with specific structure and a magnetic field with certain type. This paper firstly summarizes the performance characteristics of the HPT, then gives the principle prototype design scheme for ground experiment of helicon plasma thruster concretely. The conclusion can provide the theoretical basis and reference for the further experimental study and the optimization design of the thruster.

electric propulsion, helicon plasma thruster, diverging magnetic field

doi: 10.1360/N092014-00323