电子回旋共振离子推力器的研究进展

石 峰,王 昊
(河南理工大学 物理与电子信息学院,河南 焦作 454000)

摘要:电子回旋共振离子推力器是一种静电式离子推力器,具有无电极烧蚀、比冲高、寿命长等优点,在未来的深空探测上具有广泛的应用前景。概述了电子回旋共振离子推力器的系统组成、结构、工作原理、性能和寿命实验状况。介绍了国内外该推力器的研究进展及发展现状,并根据实际情况,指出了国内该推力器的研究思路和发展方向。

关键词:电推进;离子推力器;电子回旋共振;微波;静电栅极
中图分类号:V439 **文献标志码**:A **文章编号**:1006-7086(2017)05-0254-05
DOI:10.3969/j.issn.1006-7086.2017.05.002

PROGRESS ON THE RESEARCH OF ELECTRON CYCLOTRON RESONANCE ION THRUSTER

SHI Feng, WANG Hao
(School of Physics and Electronic Information Engineering, Henan Polytechnic University, Jiaozuo Henan 454000, China)

Abstract: The electron cyclotron ion thruster (ECRIT) is a type of static electric thruster, and has the advantages of high specific impulse, electrodeless and high durability, which make the thruster competitive in the applications on deep space probe and long life satellite. The working principle, development status and research progress of ECRIT were discussed and its typical structure was summarized. According to the actual situation, the research and development direction of the thruster are given.

Key words: electric propulsion; ion thruster; electron cyclotron resonance; microwave; electrostatic grid

0 引言

电推进系统具有比冲高、寿命长、推力低和控制精度高等优点,可广泛应用于航天器的姿态控制、位置保持、深空探测和星际航行等任务[1]。而电子回旋共振离子推力器(ECRIT)则是静电式离子推力器,不仅具有一般电推进推力器所具有的特点,还具有无电极烧蚀和可靠性高的优点[2],这些特点使该装置应用于深空探测具有很大的吸引力。

ECRIT是日本宇宙科学研究所(ISAS)研制的,成功应用于HAYABUSA(隼鸟)号探测器上,该探测器于2003年5月发射,于2006年9月到达小行星ITOKAWA[3],其携带的微型车在小行星上发射和着陆,2010年6月13日,该小行星探测器降落在澳大利亚,在太空中飞行长达7年的时间,其携带的4个ECRIT离子推力器[4],累计工作16 000 h,成为日本电推进研制的一个亮点。

目前国内有西北工业大学开展了这方面的研究,设计研制出10 cm ECRIT实验模型[5],开展了离子源内离子束流和中和器内电子束流的引出实验[6],采用探针和发射光谱诊断法研究了离子源内部等离子体的分布规律。采用漂移扩散模型对离子源内等离子体进行了数值模拟,并开展了气体放电和离子束流引出实验研究[7]。

ECRIT具有比冲高、系统简单、可靠性高等优点,发展比较快速和广泛。在调研了国内外ECRIT的技术发展的基础上,分别介绍了ECRIT的系统组成和工作原理,重点介绍了该推力器的研究进展、现状和关键技术,总结了国外的几种典型的推力器结构,并展望了其发展趋势。

收稿日期:2017-07-08
基金项目:国家自然科学基金(61501175)、河南理工大学博士基金(B2017-56)
作者简介:石峰(1984-),男,河南人,博士,讲师,主要从事电推进技术。E-mail:shf19841009@163.com。

1　ECRIT系统组成及工作原理

图1为微波放电离子推力器系统的结构简图,主要包括放电室、栅极系统、中和器、微波源、电源系统和推进剂单元。放电室和中和器是ECRIT的关键部件[8]。

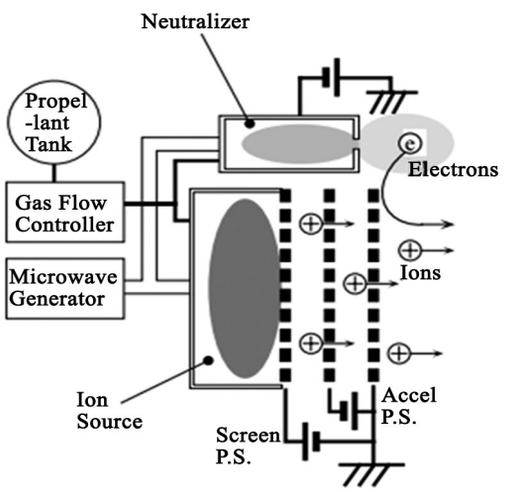

图1　微波放电离子推力器系统结构图

Fig.1　Schematics of microwave discharge ion thruster system

(1)放电室由微波输入系统、喇叭形放电室、磁铁和栅极系统组成。磁铁嵌在喇叭形放电室内壁上,用以生成一个较强的磁场区域,即ECR谐振区,电子在ECR谐振区围绕磁力线做回旋运动,微波从柱形波导进入[9],通过反馈窗进入喇叭形放电室。当输入的微波频率和电子回旋共振频率相等时,微波与电子之间产生共振,高能电子与工质粒子发生非弹性碰撞从而使工质被电离,而形成等离子体[10]。

(2)栅极系统由3个孔栅极组成,分别为屏栅、加速栅和减速栅。其中屏栅与放电室直接相连,带高于千伏的正电位,加速栅上加负电位用于产生足够强的电场以抽取离子束流[11],引出的离子加速从而产生推力。减速栅通常为零电位,与加速栅形成电场实现离子束流的聚焦。

(3)中和器用于中和离子束流,避免离子束对卫星表面产生影响。由永磁体、L型天线与磁轭组成。微波由天线输入,天线尖端深入静磁场区,中和器内等离子体产生机理和放电室相同[12]。

2　研究与发展现状

2.1　国外研究现状

国外美国和日本从80年代开始ECRIT的研究,其中主要是日本进行这方面的研究,并于2003年成功地应用于返回式MUSES-C小行星探测器(如图2)的主推进中[13],该探测器上携带的4台离子发动机如图3所示。

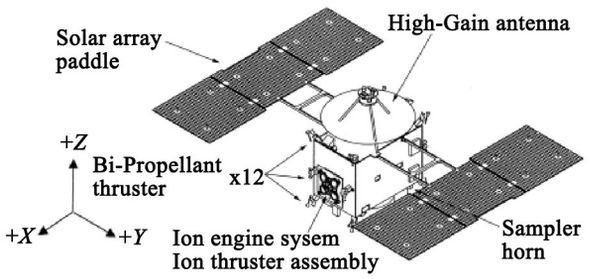

图2　MUSES-C号探测器

Fig.2　MUSES-C spacecraft

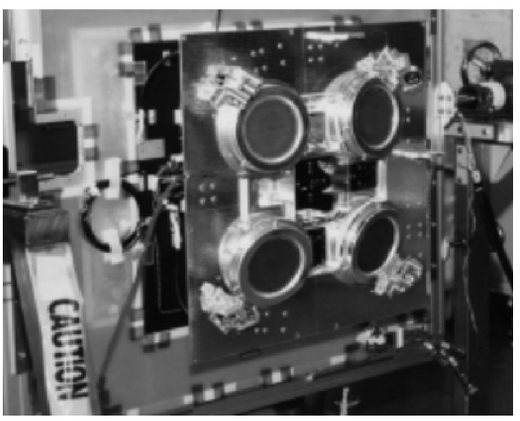

图3　MUSES-C上携带的ECRIT

Fig.3　ECRIT mounted on MUSES-C

国外对ECRIT的研究主要集中在以下几个方面:

(1)中低功率ECRIT的研究

日本的研究集中在直径10 cm、比冲3 000 s、功率262 W、比冲3 100 s、功率770 W和直径10 cm、比冲10 000 s、功率2 500 W的ECRIT研究上[11]。10 cm、3 000 s ECRIT是最早开始研究的装置,并且研究和应用最成功。初期的实验模型为圆柱型结构,放电室采用环尖磁场结构,如图4所示,但是实验研究结果证明是这种结构并不适合于10 cm推力器等离子体的产生[14]。

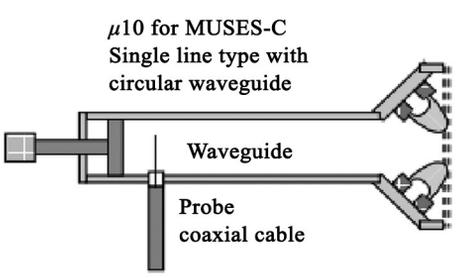

图4　放电腔的几何结构

Fig.4　Discharge chamber geometries

通过对更多结构形式的放电室内电磁场分布规律、静磁场位形以及ECR等离子体流场规律的计算与实验研究，最后确定最佳的放电室结构为圆喇叭波导，栅极系统由C/C复合材料（如图5）三栅极组成，以氙气为工质，流量为2 mL/min。实验证明该结构推力器具有最佳的性能。

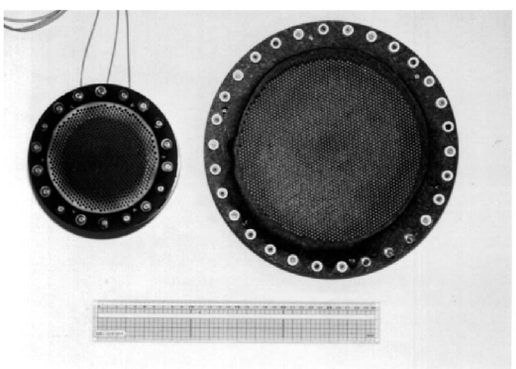

图5 应用于μ10（左）和μ20（右）上的碳复合材料栅极组件

Fig.5 Carbon/carbon composite grid assemblies for the μ10 thruster（left）and μ20 thruster（right）

为了提高微波离子源的性能，又设计了20 cm直径的ECRIT，20 cm直径的推力器将有4倍的束流面积相比10 cm直径的推力器，并且推力是其4倍[15]，或者更加高效。离子光学系统仍然采用三栅极系统，但是复合材料比10 cm直径有更高的弹性模量。栅极的厚度是1 mm，为了提高栅极的性能应该采用更薄和机械性能更高的栅极[16]。

20 cm ECRIT以氙气为工质，流量20 mL/min，栅极面积是10 cm ECRIT面积的4倍，栅极系统采用的C/C复合材料弹性模量远高于10 cm推力器[17]，但中和器的结构尺寸与10 cm ECRIT相同。由于放电室直径增大，其内的磁场位形设计更加复杂。为了获得最优的推力器结构[18]，针对单环型（a）、环状尖端型（b）、多环型（c）和无活塞多环型（d）四种放电室结构（图6所示）进行了实验研究，并配合磁场位形、电磁场和等离子体流场的计算分析，最后确定了无活塞多环型放电室结构为最优[19]。接着又设计了20 cm直径，20 mN推力的ECRIT，新的推力器的功率为100 W，离子束电流为200 mA，初始的性能测试为500 W，推力为16 mN，并且表明在电功率为1 kW时，推力可能会达到20 mN[20]。

10 cm、比冲10 000 s、功率2 500 W的ECRIT研究是为2003年ISAS提出的一项电推进和太阳帆联合推进的星际航行飞行计划而开展，目的是验证50 m太阳帆推进和10 000 s高比冲ECRIT联合推进系统用于深空探测的可行性。飞船计划于2009年发射，首先飞跃特洛伊行星[21]，再驶向木星进行科学探测活动。为此在10 cm、比冲3 000 s ECRIT的基础上，研究10 000 s高比冲ECRIT。装置以氙气为工质，流量2 mL/min。目前已经研制出实验室样机，得到了9 000 s的比冲[22]。

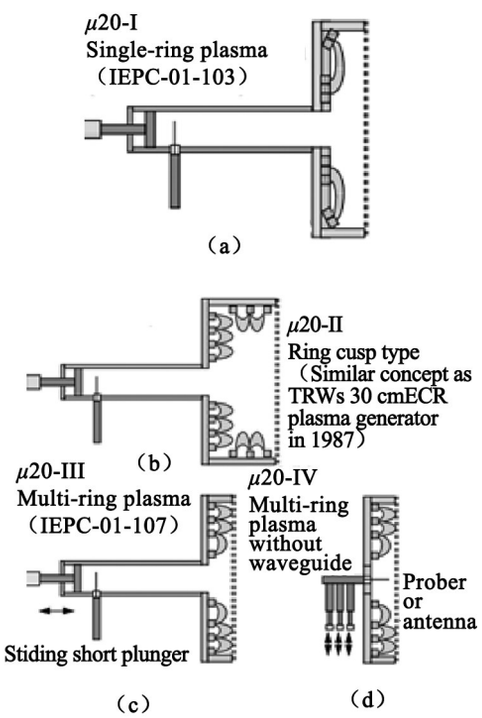

图6 计划用于20 cm直径离子推力器的放电室几何结构

Fig.6 Discharge chamber geometries considered as candidates for the 20 cm diam ion thruster

隼鸟2号任务于2011年启动，采用4个ECRIT离子发动机作为主推进，推力为10 mN。同时采用磁场增强型的中和器，并且从2012年8月开始寿命测试，截止到2014年12月，累计工作时间为20 000 h，大于任务需要的14 000 h。整个系统在种子岛发射中心组装，并于2014年12月3号发射，将于2018年到达1999JU3，并将于2020年返回地球[23]。

图7为隼鸟号和隼鸟2号探测器的离子发动机对比，从发动机侧看的图。隼鸟2号很多技术沿用了隼鸟号，已验证的技术更具有可靠性，动力方面，采用4台电推进发动机，大约只需要化学燃料推进的1/10的耗电量[24]。

中低功率ECRIT理论与数值模拟研究情况未见详细报道。

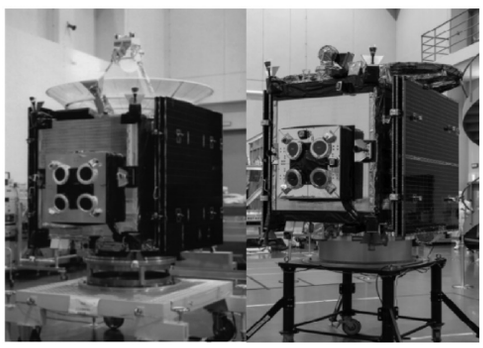

图7　隼鸟号(左)和隼鸟2号(右)探测器的离子发动机对比图
Fig.7　The ion engine contrast diagram of the Hayabusa(left) and Hayabusa2(right)

(2)高功率ECRIT研究

2003年,NASA格兰研究中心针对深空探测器DS-1成功应用的30 cm离子推力器[25],瞄准木卫二号行星登陆器、土星环观察器和海王星返回式采样器的主动力装置,制订了新一代5~10年长寿命电推进研究计划,其中包括40 cm、5 kW、2.45 GHz ECRIT的研制计划[26]。

2005年NASA格兰研究中心根据40 cm、5 kW ECRIT的研究情况,在高功率离子推力器研究项目(The High Power Electric Propulsion (HiPEP) thruster)的支持下,研制了15 kW、2.45 GHz矩形ECRIT,论证高功率微波放电ECR等离子体产生推力的可行性。在2.45 GHz推力器成功的实验研究基础上[27],然后提高频率到5.85 GHz以降低推力器体积,研制了小型化的推力器实验模型并开展了相关实验[28]。高功率ECRIT的理论研究与数值模拟情况未见报道。

2.2　国内研究现状

国内只有西北工业大学在开展ECRIT的相关研究。针对10 cm ECRIT,研究了过载和振动环境对栅极带来的影响[29],采用有限元分析软件建立10 cm C/C复合材料栅极的有限元分析模型,计算分析了不同C/C复合材料性能栅极的力学新性能、频率响应和振动模态[30];采用ANSYS有限元分析软件建立了三种磁路模型,计算了放电室内的磁场分布,得出三种方案中电子回旋共振面的位置[31],分析放电室材料不同时磁场分布的变化;计算了放电室内和中和器内的电磁场分布[32];得出了方案中电子回旋共振面的位置。针对中和器的工作特点,设计了多种天线方案,计算了其对应的电磁场分布[33]。

3　关键技术

虽然ECRIT已经实际的应用,但是目前来看,对于该对推力器的发展还有一些关键的技术问题需要解决:

(1)放电室内压力控制。一般来说,增加工质流率,即提高放电室内压力,亦可提高推力器性能,然而对应特定的放电室,在特定工质流率下存在最佳的工作点,同时放电室存在最佳工质利用率。因此,对于不同的微波功率,对于不同的工作压力,需要一个质量流率控制器的积极调节。

(2)微波输入功率。影响推力器性能的主要因素为输入的微波功率,一般来说,加大输入微波功率,可提高推力器性能,然而目前微波发生器效率有限,再加上微波传输过程中能量损失,限制了推力器的性能。微波在输入放电室之前,要经过调谐系统以增强等离子体对微波的吸收状况,采用圆形波导装置以避免驻波损失。中和器内等离子体密度较高,采用天线将微波导入以增强微波吸收效率。

(3)放电室内磁场位形设计。磁场设计要合理,避免等离子体的离子复合与对栅极系统的冲刷。同时要避免等离子体贴壁损失,放电室内ECR区离子壁面较近,容易产生等离子体贴壁损失,这就需要一个较强的磁场约束等离子体电子,进而在放电室中形成稳定的电场分布,达到约束等离子体的目的。

4　结论与展望

ECRIT离子推力器作为空间推进系统的主推进是很有前景的,目前已经进行了大量的实验和数值模拟研究,长寿命、高比冲的ECRIT离子发动机在深空探测任务方面有广阔的前景。

国外ECRIT经过30年的探索、研究、研制与开发,得了较大的进展和较为丰硕的成果。国内仅有西北工业大学开展了这方面的研究,设计了ECRIT的样机,并且进行了离子源的诊断实验。目前国内和国外的差距很大,通过对比研究现状,应该从以下几方面去努力:

(1)对于长期任务,需要长期的评估发动机的寿命,然而实时的评估随着时间的增加变得越来越困难。因此这就需要建立数值模型,对其进行数值模拟,预测其性能和寿命。目前对其进行的数值模拟工作较少,下一步应该开展这方面的数值模拟工作,以便为实验设计提供理论指导。

(2)同时应该优化现有的放电腔的长度,磁场结构和推进剂注入方式,同时提高微波功率转换效率,以便使其更轻,结构更加紧凑并且能够适应更高的功率发射。同时应该提高微波输入功率及适

宜的磁场，以便能提高推力器的性能。

（3）开展真空环境下的长寿命实验，预估推力器的寿命，同时借助于小推力测量系统，精确测量其推力。同时应该组织国内相关优势单位，有针对性地开展该推力器的相关研究，加快关键技术的突破。

参考文献：

[1] Shimada S, Gotoh Y, Takegahara H, et al. Mass Flow Controller of Ion Engine System[C]//Proceedings of the 22nd IEPC, 1991:1991-109.

[2] Arakawa Y, Ishihara K. A numerical code for cusped ion thrusters[C]//Proceedings of 22nd IEPC, 1991.

[3] Kitamura S . Review of Electric Propulsion Activites in Japan [R]. IEPC, 1995.

[4] Satori S, Kuninaka H, Kuriki K. 300 Hours Endurance Test of Microwave Ion Thruster[C]//24th International Electric Propulsion Conference, 1995.

[5] Shiraishi T. Numerical simulation of grid erosion for ion thruster [C]//24th International Electric Propulsion Conference, 1995.

[6] Nishiyama K. Plasma Diagnostics inside a Microwave Discharge Ion Thruster[C]//25th IEPC, 1997.

[7] Kuninaka H, Satori S, Funaki I, et al. Endurance Test of Microwave Discharge Ion Thruster System for Asteroid Sample Return Mission muses-c[R]. IEPC, 1997.

[8] Toki K, Kuninaka H, Nishiyama K, et al. Flight readiness of the microwave ion engine system for MUSES- C mission[R]. IEPC Paper, 2003.

[9] Dillon T R, Fosnight V V, Sohl G. Thrust vectoring of multiaperture cesium electron bombardment ion engines[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(3):266-270.

[10] Hayakawa Y. Three-Dimensional Numerical Model of Ion Optics System[J]. Propulsion and Power, 1992, 8(1), 110-117.

[11] Kuninaka H, Nishiyama K, Funaki I, et al. Asteroid rendezvous of HAYABUSA explorer using microwave discharge ion engines[C]//29th IEPC, 2005.

[12] Kitamura S, Hayakawa Y, Yoshida H, et al. Research and Development Status of JAXA 35 cm Ion Thruster Technology[C]// American Institute of Physics, 2004:362-368.

[13] Kuninaka H, Satori S. Development and demonstration of a cathodeless electron cyclotron resonance ion thruster[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(6):1022-1026.

[14] Kuninaka H, Nishiyama K, Shimizu Y, et al. Re-ignition of microwave discharge ion engines on hayabusa for homeward journey[C]//30th IEPC, 2007.

[15] Hosoda S, Nishiyama K, Toyoda Y, et al. Intermediate report of MU-20 microwave discharge ion thruster development[R]. IEPC, 2009.

[16] Takao Y, Eriguchi K, Ono K. Two-dimensional particle-in-cell simulation of a micro RF ion thruster[C]//Proc 32nd IEPC, 2011:1-11.

[17] AndKenichi Kajiwara H N, Osuga H, Terukina I, et al. Development Status of High Voltage Power Supply for A 20mN Class Ion Thruster[R]. IEPC, 2011:183.

[18] Kuninaka H. Round-trip deep space maneuver of microwave discharge ion engines onboard HAYABUSA explorer[C]//the 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011.

[19] Nagano H, Hayakawa Y. A New OrbitR Control Algorithm for the 20 mN Class Ion Engine System[R]. IEPC, 2013:64.

[20] Kubota K, Watanabe H, Funaki I, et al. Three-dimensional Hybrid-PIC simulation of microwave neutralizer[C]//33rd International Electric Propulsion Conference, 2013.

[21] Nakayama Y, NarisawA K. Neutral pressure measurement in an ion thruster discharge chamber[C]//33th IEPC, 2013.

[22] Takegahara H, Kuninaka H, Funaki I, et al. Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan[C]//IEPC, 2015.

[23] 孟志强，杨涓，许映乔，等. 电子回旋共振离子推力器放电室低信号调试[J]. 推进技术，2011，32(3)：421-425.

[24] 陈茂林，毛根旺，夏广庆，等. 电子回旋共振离子推力器栅极光学系统 PIC/MCC 模拟[J]. 推进技术，2012，33(1)：150-154.

[25] 杨涓，石峰，杨铁链，等. 电子回旋共振离子推力器放电室等离子体数值模拟[J]. 物理学报，2010，59(12)：8701-8706.

[26] 汤明杰，杨涓，金逸舟，等. 微型电子回旋共振离子推力器离子源结构优化实验研究[J]. 物理学报，2015，64(21)：319-325.

[27] 杨涓，王阳，孟志强，等. 电子回旋共振离子推力器放电室等离子体静电探针诊断[J]. 机械科学与技术，2013，32(2)：203-208.

[28] 杨涓，王云民，马艳杰，等. 不同磁路结构 ECRIT 放电室实验研究[J]. 西北工业大学学报，2012，30(3)：326-332.

[29] 杨铁链，杨涓，谭小群，等. 电子回旋共振中和器内磁场与微波电磁场计算分析[J]. 固体火箭技术，2009，32(4)：403-408.

[30] 王与权，杨涓，金逸舟，等. Geobel 模型的 ECRIT 离子源性能计算分析[J]. 机械科学与技术，2017，36(5)：749-754.

[31] 金逸舟，杨涓，罗立涛，等. 离子源内电子回旋共振等离子体诊断与分析[J]. 高电压技术，2015，41(9)：2950-2957.

[32] 杨铁链，杨涓，毛根旺，等. 电子回旋共振推力器放电室内磁场与微波电磁场分析[J]. 中国空间科学与技术，2009(2)：46-52.

[33] 梁雪，杨涓，王云民. 电子回旋共振中和器内静磁场及微波电磁场的数值计算[J]. 推进技术，2013，35(2)：276-281.