

使用不同工质的会切磁场等离子体推力器

刘辉 蒋文嘉 宁中喜 崔凯 曾明 曹希峰 于达仁

Cusped field thruster using different propellants

Liu Hui Jiang Wen-Jia Ning Zhong-Xi Cui Kai Zeng Ming Cao Xi-Feng Yu Da-Ren

引用信息 Citation: *Acta Physica Sinica*, 67, 145201 (2018) DOI: 10.7498/aps.67.20180366

在线阅读 View online: <http://dx.doi.org/10.7498/aps.67.20180366>

当期内容 View table of contents: <http://wulixb.iphy.ac.cn/CN/Y2018/V67/I14>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[感应式脉冲推力器中等离子体加速数值研究](#)

Numerical investigation on the plasma acceleration of the inductive pulsed plasma thruster

物理学报.2017, 66(7): 075204 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.66.075204>

[微型电子回旋共振离子推力器离子源结构优化实验研究](#)

Experimental optimization in ion source configuration of a miniature electron cyclotron resonance ion thruster

物理学报.2015, 64(21): 215202 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.64.215202>

[脉冲等离子体推力器羽流沉积薄膜的结构与光学性质研究](#)

Structural and optical characterization of film deposited by pulsed plasma thruster plume

物理学报.2013, 62(2): 025207 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.62.025207>

[霍尔效应推力器放电双稳态机理研究](#)

Study on the mechanism of Hall effect thruster discharge with bistable state

物理学报.2012, 61(7): 075209 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.61.075209>

[霍尔漂移对阳极层霍尔等离子体加速器电离效率的影响](#)

The influence of Hall drift to the ionization efficiency of anode layer Hall plasma accelerator

物理学报.2012, 61(7): 075210 <http://dx.doi.org/10.7498/aps.61.075210>

使用不同工质的会切磁场等离子体推力器

刘辉 蒋文嘉 宁中喜[†] 崔凯 曾明 曹希峰 于达仁

(哈尔滨工业大学能源科学与工程学院, 先进动力技术研究所, 哈尔滨 150001)

(2018年2月28日收到; 2018年4月11日收到修改稿)

会切磁场等离子体推力器是一种利用磁镜约束等离子体产生推力的新型推力器, 具有寿命长、推力大范围连续可调等优点, 在无拖曳控制领域具有较大的应用前景. 分别采用Xe, Kr和Ar三种不同工质, 开展了会切磁场等离子体推力器实验. 首先, 对所用的推力器进行了简要的原理和设计介绍; 然后, 对三种工质的点火电压分别进行了测试, 发现Xe是最容易点火成功的, Kr和Ar点火难度较大. 在阳极电流、推力、效率和比冲等性能方面, 三种工质在同等条件下也存在明显的区别. 分析发现, 三者的工质利用率高导致了性能上的差别, 通过提升通流密度能够大幅提升Kr和Ar的工质利用率. 在羽流结构方面, 法拉第测量结果表明三者都存在明显的空心羽流, 且离子电流密度峰值出现的角度随着原子量的减小而逐渐减小.

关键词: 会切磁场等离子体推力器, 变工质

PACS: 52.75.Di, 52.65.Ww

DOI: 10.7498/aps.67.20180366

1 引言

1998年, 会切磁场等离子体推力器被德国的泰勒斯公司提出^[1], 已经处于工程应用阶段^[2], 其原理示意图如图1所示, E_r 为径向电场. 推力器的氮化硼通道被两块钕钴2:17永磁体环绕, 通过将两块永磁体相同极性的两端对接在一起, 在对接处产生了一个磁尖端, 并形成了在磁尖端处以径向磁场为主, 其余部分以轴向磁场为主的磁场位型. 除了特殊的磁场位型, 通道内最强磁感应强度超过了0.45 T, 因此很好地限制了等离子体与壁面的相互作用, 延长了推力器的使用寿命^[3]. 与霍尔推力器相似, 电子由通道出口处的阴极发射进入通道内部电离通道内的工质, 最终到阳极放电形成回路. 这些特点, 引起了较多科研机构的兴趣, 其中比较著名的有美国的麻省理工学院和斯坦福大学^[4-6].

目前, 会切磁场等离子体推力器用于产生等离子体的工质一般是Xe^[1,2,7]. 在其他领域, Kr和Ar被广泛应用于产生等离子体, 如产生用于极紫外光的激光等离子体^[8,9]、微波电子回旋共振离子

源^[10]、磁约束等离子体^[11]、核聚变^[12]以及在等离子体基础性物理方面的研究^[13], 推力器领域霍尔推力器等也有对Kr和Ar的研究^[14-16], 但是以上应用领域普遍存在于弱磁场和弱电场环境下. 而会切磁场等离子体推力器具有高达0.45 T以上的强磁场, 同时还有磁镜对等离子体进行约束, 特别是出口区强磁场的存在, 使会切磁场等离子体推力器工作在高阳极电压(500—1000 V), 同时能够在出口区形成接近阳极电压的电势降, 形成强电场^[17].

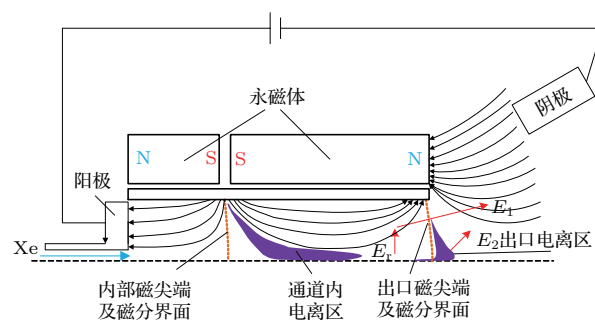


图1 会切磁场等离子体推力器原理示意图

Fig. 1. Principle schematic diagram of the cusped field plasma thruster principle.

[†] 通信作者. E-mail: ningzx@hit.edu.cn

这为研究强电磁场作用下等离子体的行为提供了基础性条件. 同时, Kr 和 Ar 被视为 Xe 的替代品, 因此研究 Kr 和 Ar 也具有比较现实的工程意义.

基于上述原因, 本文进行了系统的实验, 研究了会切磁场推力器分别采用 Xe, Kr 和 Ar 时的各方面表现, 并对其物理机制进行了分析. 首先简要介绍了实验装置、推力器和测量方法. 然后对点火电压、性能表现、离子电流密度、羽流分布和工质利用率进行了呈现和分析.

2 实验步骤

图 2 是实验样机的实物图. 该推力器质量约为 2 kg, 放电通道直径为 19 mm, 轴向长度为 74 mm, 其对应的磁场位型如图 3 所示 (B 为磁感应强度). 该推力器具有两级永磁体, 其中长的一段靠近出口.

实验在极限气压能达到 1×10^{-3} Pa 量级的真空罐中进行. 真空罐的长度为 4 m, 内径为 1.2 m. 实验所用到的三种工质纯度均超过 99.999%. 推力采用三丝扭摆测量, 录波仪记录阳极电流. 阴极电子出口固定在水平 35 mm 和垂直 60 mm 到推进器通道出口中心. 阴极流量固定为 3 sccm ($1 \text{ sccm} = 1 \text{ mL/min}$), 电流保持为 3 A. 在此基础

上, 获取了会切磁场等离子体推力器采用三种不同工质时性能在不同阳极电压、不同阳极流量下的变化规律. 其中, 阳极电源可以从 0 增加到 1000 V, 流量阀可以从 0 增加到 50 sccm.

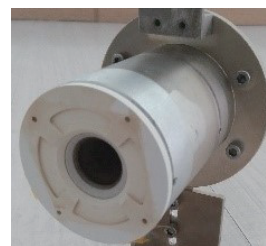


图 2 会切磁场等离子体推力器实验样机

Fig. 2. An experimental prototype of the cusped field thruster.

离子电流密度由法拉第探针测量. 带有平面集电极 (直径 5 mm) 的法拉第探针和屏蔽壳可以比较准确地获得离子电流密度随角度的分布规律. 探针集电极和屏蔽壳为 -30 V 的偏置电压, 用来排斥电子, 因此由平面集电极收集的粒子几乎全是离子. 电路中有一个 RC 模块过滤 100 kHz 以上的噪声. 法拉第探针安装在电机驱动的转台上, 集电极端面距离推力器出口平面 215 mm, 用以测量 0° — 90° 羽流离子的空间分布.

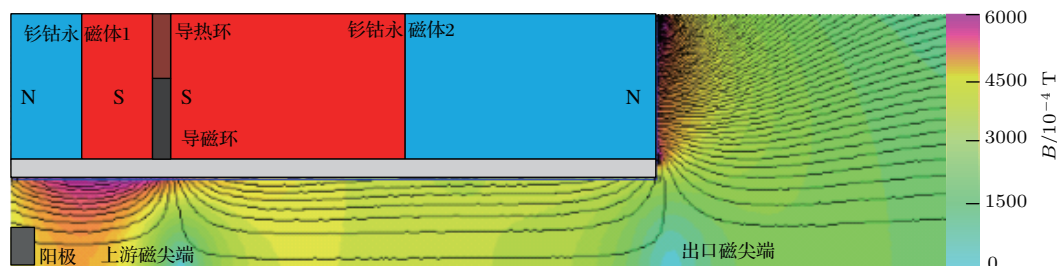


图 3 会切磁场等离子体推力器的磁场位型

Fig. 3. Magnetic field configuration of the cusped field thruster.

3 实验结果与分析

3.1 推力器点火差异分析

表 1 给出了三种工质在不同流量下的点火电压. 从表 1 可以看出, 三种工质的点火电压都随着流量的增加而逐渐递减. 其中, Xe 在 4 sccm, 190 V 就可以开始工作, 随着流量的增加, 点火电压还有较大幅度的降低, 而 Kr 和 Ar 则分别需要在 7 sccm, 350 V 和 16.4 sccm, 700 V 才能成功点火. 造成这

种差别的原因是保持与 Xe 同样大小的阴极电流时, Kr 与 Ar 由于电离截面比 Xe 小很多, 电离能也更高, 这就需要更大的通流密度和更高的电压才能点火成功.

3.2 性能比较与分析

实验用的推力器在使用 Xe 为推进剂时, 最大流量不超过 10 sccm, 否则会导致推力器过热而无法正常工作. 实验时, Xe 流量从 3 sccm 开始, 增加到 10 sccm. 对于 Kr, 由图 4(a) 可知同

等质量流量下Kr的电流明显大于Xe的电流, 如果对Kr进行10 sccm 以上的实验, 将容易导致推力器过热. 在实验过程中发现, 采用Ar时只有在不低于16.4 sccm/700 V时推力器才能启动, 成功启动后下调流量至8 sccm同时将电压升至800 V推力器依旧能工作, 但继续下调流量或者降低电压, 推力器将熄火. 然后提高流量至10 sccm进行测试, 电压低于500 V时推力器将熄火, 无法了解Ar工质工作在200—500 V之间的规律, 需要提升工质流量使其能在更低的电压下工

作. 从工程应用时携带相同质量燃料的角度考虑, Ar以与Xe相同的质量流量进行了测试, 最大流量为19.7 sccm, 以此更全面的比较三种工质的区别.

本文在800 V的阳极电压下, 比较会切磁场等离子体推力器采用三种不同工质时的阳极电流、推力、阳极效率和比冲随着流量增加的变化规律, 如图4所示. 在800 V电压下对研究Xe和Kr随流量的变化规律不失一般性.

表1 三种工质不同流量下的点火电压(单位为V)

Table 1. Ignition voltages of three propellants under different fluxes (in V).

工质	流量/mL·min ⁻¹									
	4.00	6.00	6.27	7.00	8.00	9.40	10.00	13.14	16.43	19.72
Xe	190	160	160	150	140	125	120	—	—	—
Kr	—	—	—	350	300	245	200	—	—	—
Ar	—	—	—	—	—	—	—	—	700	200
	—					同等质量流量				
	—					0—1000 V点火失败				
						超出实验范围				

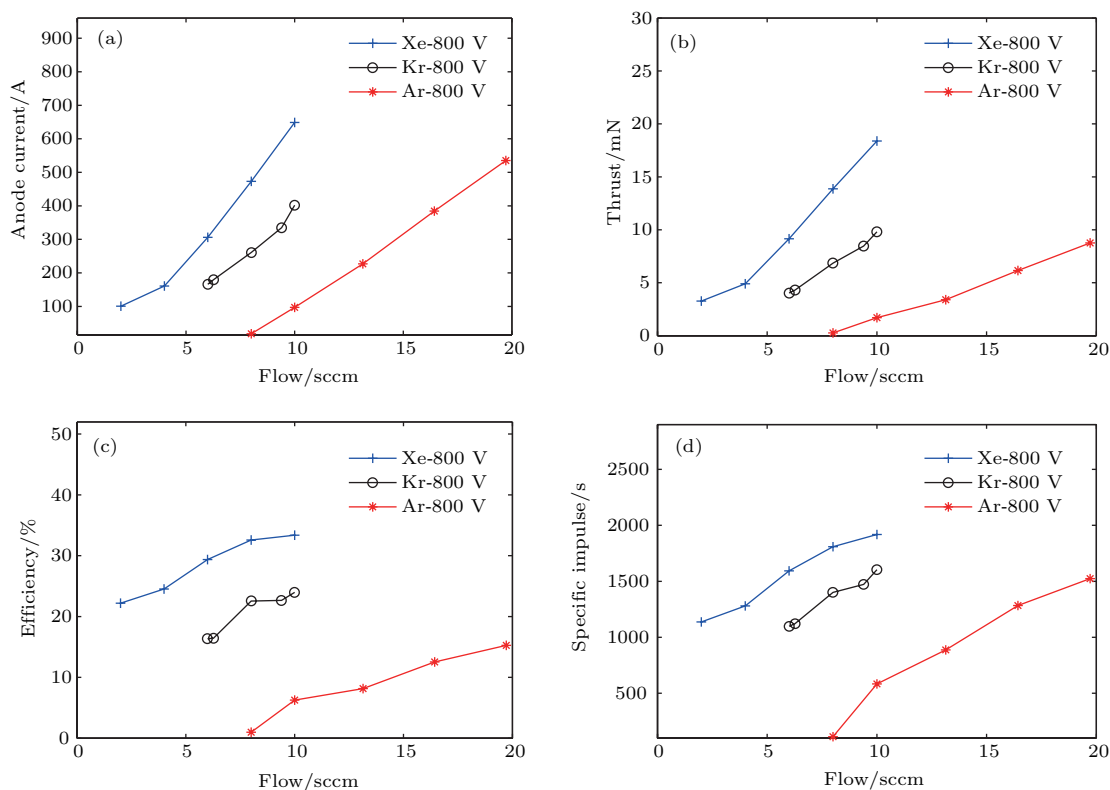


图4 三种工质的性能 (a) 阳极电流; (b) 推力; (c) 阳极效率; (d) 比冲

Fig. 4. Performance of the three propellants: (a) Anode current; (b) thrust; (c) anode efficiency; (d) specific impulse.

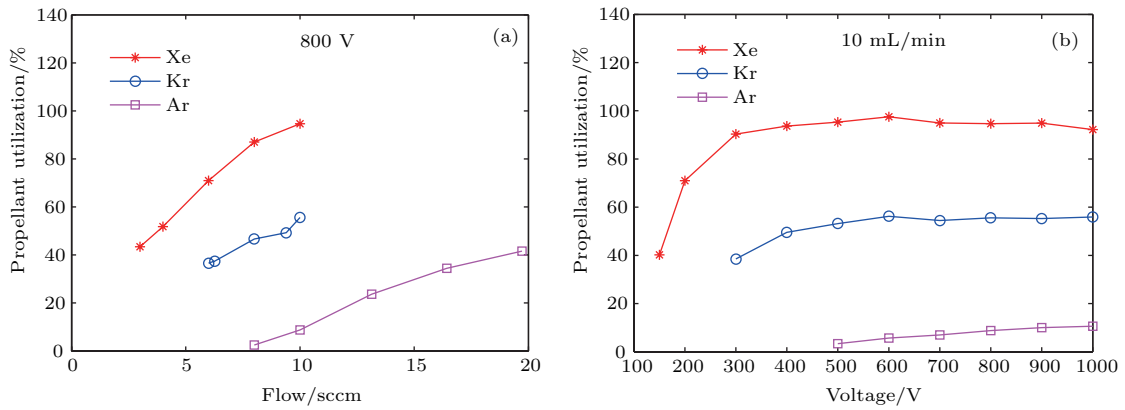


图5 工质利用率随电压 (a) 和流量 (b) 的变化

Fig. 5. Propellant utilization rates variation with different voltages(a) and fluxes(b).

阳极电流和推力随流量变化的规律分别如图4(a)和图4(b)所示. 流量增加时, 三种工质的阳极电流和推力都近似于线性增加, 此时法拉第探针测量结果得到的工质利用率也是近似线性增长, 如图5(a)所示, 说明阳极电流和推力与工质利用率具有很强的相关性. 由图4(c)可知, 即使在较低的流量下(3—6 sccm), Xe的阳极效率已经接近甚至超过Kr和Ar的最高效率. 在所有的工况中, Xe, Kr和Ar的最高效率分别为32.57%, 22.55%和15.25%. 之所以有这么大的差别, 是因为Kr和Ar相比于Xe具有更小的电离截面和更高的电离能^[17], 所以在同等条件下, 三者的阳极效率逐次降低. 当然, 不论是何种气体, 阳极效率都随着流量的增加而增加, 尤其是从最低流量开始提高流量时这种变化更为明显, 这是因为流量的提升提高了工质利用率. 但Kr和Ar的工质利用率始终处于较低水平(10 sccm时, Kr和Ar的工质利用率分别低于55%和10%), 产生的推力有限, 比冲也比Xe低很多, 如图4(d)所示.

工质利用率方面, 当保持流量不变、提升电压时, Xe的工质利用率在低电压时随着电压的增加而迅速增加, 在300 V时已经达到了90.35%; 继续提高电压, 其工质利用率提高有限, 甚至略有下降. 此时对应于Kr和Ar, 工质利用率分别不超过55%和10%, 且电压从500 V提高到1000 V时Kr和Ar的工质利用率分别仅提升了2.7%, 7.2%. 说明继续提高电压无法有效促进Kr和Ar的电离. 从碰撞致电离可知, 电离程度与工质密度和电离截面密切相关, 而电离截面受工质影响较大, 难以改变. 因

此在电压影响降低的情况下, 提升工质密度能有效促进电离. 结合图5(a)可以看出, 通过提升工质密度可以快速达到提升工质利用率的目的. 实际上, 从同等质量流量角度考虑, Kr的9.4 sccm, Ar的19.72 sccm对应着Xe的6 sccm, 此时Xe, Kr, Ar在800 V阳极电压下的推力分别为9.16, 8.47, 8.86 mN, 比冲分别为1592, 1472, 1524 s, 非常接近. 因此当会切磁场等离子体推力器采用Kr和Ar时, 应该使其工作在大通流密度下.

3.3 羽流测量及分析

在3.1和3.2节发现三种工质在点火电压和性能表现上存在着显著差异, 为进一步了解使用不同工质时带来的区别, 用法拉第探针测量了推力器的羽流, 得到了三种工质在同等流量(10 sccm)下随着电压变化时的法拉第测量结果, 如图6所示.

从图6可以看出, 在0°—15°的离子电流密度不及峰值的5%, 说明三种工质都存在空心羽流现象, 但是三者空心羽流上表现出的程度非常接近, 离子电流密度均在0.3—0.9 A/m². 三种工质虽然在空间分布上存在差异, 但是当电压越高时, 峰值增加, 半高宽变窄, 同时Xe与Kr在0°—15°的离子电流密度越来越小, 空心羽流更加严重. 由图5(a)可知, 在700—1000 V时, Xe和Kr的工质利用率基本不变, 因此排除工质利用率的影响.

产生上述现象的原因可以通过电离区位置、羽流区电势分布和会切磁场等离子体推力器羽流聚焦的方法解释.

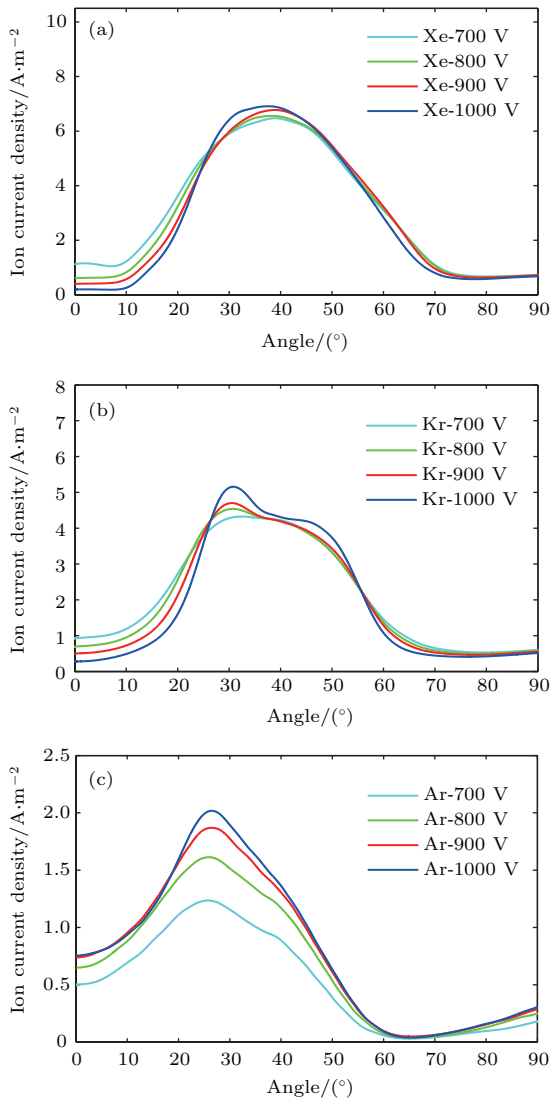


图6 离子电流密度分布 (a) Xe; (b) Kr; (c) Ar
 Fig. 6. Ion current density distribution: (a) Xe; (b) Kr; (c) Ar.

会切磁场等离子体推力器主要存在两个电离区: 通道内电离区和出口电离区, 如图7紫色部分所示, 其中前者是主要电离区. 电压的提高, 会切

磁场等离子体推力器会进入低电流模式, 出口区电离受到抑制, 且电压越高受到的抑制越严重, 同时加速区径向电场 E_r 变强, 更多的离子会沿着锥形轮廓离开推力器^[18], 如图7所示. 斯坦福大学采用激光诱导荧光和浮动发射探针分别测量了会切磁场等离子体推力器高低功率下的电势分布和速度分布, 也发现高功率(高电压)时电势呈空心锥形分布, 高速离子沿锥形轮廓喷出, 低电位时羽流区的电势降则分布比较均匀^[6]. 综合来看, 电压的提高使推力器进入低电流模式, 出口电离区受到抑制, 更多的离子集中到锥形轮廓离开推力器, 因此电压增加导致愈加严重的空心羽流, 峰值增加、半高宽变窄.

图6中, Xe, Kr和Ar的峰值大致在38°, 30°和25°, 即峰值出现的角度随着工质原子量的减小而逐渐减小. 同时, 因为通道内电离区是主电离区, 被加速向II区, 出口电离区部分被加速向III区, 因此I区对应的空心羽流离子密度非常低, 这也造成了不同工质下空心羽流程度接近的现象.

在电势分布上, 文献^[15]的研究结果指出: 羽流区存在一定的电势降. 根据热化电势理论可知, 羽流区的等电势线基本与磁力线重合^[19]. 在羽流聚焦方面, 会切磁场等离子体推力器主要通过调整磁分界面的朝向影响加速区电场分布来控制羽流发散角, 但对处于加速区之外的出口电离区的等离子体无法起到聚焦作用^[20]. 在三种工质中, Xe在出口电离区的电离程度最高, 而这部分电离无法被聚焦, 然后在羽流区电势降的作用下, 沿着发散的磁力线向大角度运动, 从而Xe的峰值出现在大角度处. 因此, 峰值出现的角度随着工质原子量的减小而逐渐减小.

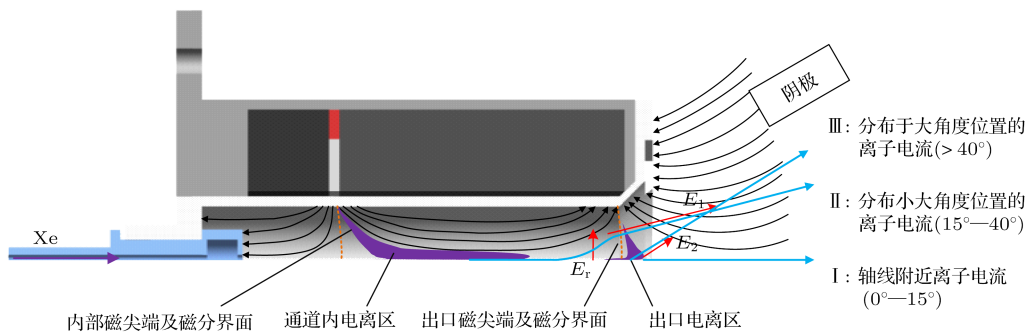


图7 羽流离子发散路径
 Fig. 7. Ion divergence path in plume.

4 结 论

本文通过对会切磁场等离子体推力器采用 Xe, Kr 和 Ar 三种不同工质进行实验测试, 发现 Xe 在 4 sccm, 190 V 就能完成点火, 而 Kr 和 Ar 则分别需要在 7 sccm、350 V, 16.43 sccm、700 V 完成点火, 存在明显的差异. 在阳极电流、推力、效率和比冲等性能方面, 三种工质在同等条件下也存在明显的差异. 通过对工质利用率的分析发现, 三者流量为 10 sccm 时, 工质利用率 Xe 比 Kr 和 Ar 分别大了接近 1 倍和 10 倍, 同等电压不同流量下的工质利用率也存在着明显的差距, 因此导致了性能上的显著差异. 通过对工质利用率的分析, 发现通过提升通流密度能够大幅提升工质利用率. 在羽流方面, 法拉第测量结果表明三者都存在明显的空心羽流, 且离子电流密度峰值出现的角度随着原子量的减小而逐渐减小.

参考文献

- [1] Kornfeld G, Koch N, Coustou G 2003 *Proceedings of the 28th International Electric Propulsion Conference* Toulouse, France, March, 2003 p212
- [2] Stefan W, Alexey L, Benjamin V R, Jens H, Angelo G, Ralf H, Peter H 2015 *Presented at the 34rd International Electric Propulsion Conference* Kobe-Hyogo, Japan, July, 2015 p345
- [3] Genovese A, Lazurenko A, Koch N, Weis S, Schirra M, Reijen, B V, Haderspeck J, Holtmann P 2011 *Presented at the 32nd International Electric Propulsion Conference* Wiesbaden, Germany, September, 2011 p141
- [4] Gildea S R, Matlock T S, Lozano P, Martinez-Sanchez M 2010 *46th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit* Nashville, TN, July 25–28, 2010 p7014
- [5] Matlock T, Gildea S R, Hu F, Becker N, Lozano P, Martinez-Sanchez M 2010 *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit* Nashville, TN, July 25–28, 2010 p7104
- [6] MacDonald N A, Young C V, Cappelli M A, Hargus W A 2012 *J. Appl. Phys.* **111** 68
- [7] Koch N, Harmann H P, Kornfeld G 2005 *Presented at the 29th International Electric Propulsion Conference* Princeton, New Jersey, USA, October, 2005 p297
- [8] McGeoch M W USPatent 9 301 380 B2 [2015-3-19]
- [9] Mcgeoch M W 2016 *SPIE Adv. Lithography* **9776** 97760S
- [10] Tsai C C 1991 *Nucl. Instrum. Methods Phys. Res.* **56** 1166
- [11] Anukaliani V, Selvarajan A 2001 *Eur. Phys. J. Appl. Phys.* **15** 199
- [12] Gorbunov A V, Molodtsov N A, Moskalenko I V, Shcheglov D A 2010 *Rev. Sci. Instrum.* **81** 10D712
- [13] Patel A D, Sharma M, Ramasubramanian N, Ganesh R, Chattopadhyay P K 2017 arXiv:171000182 [Physics-Plasma Physics]
- [14] Linnell J A 2007 *Ph. D. Dissertation* (Michigan: University of Michigan)
- [15] Karabadzhak G F, Chiu Y H, Dressler R A 2006 *J. Appl. Phys.* **99** 1080
- [16] Bugrova A I, Lipatov A S, Morozov A I, Solomatina L V 2002 *Plasma Phys. Rep.* **28** 1032
- [17] Wetzel R C, Baiocchi F A, Hayes T R, Freund R S 1987 *Phys. Rev. A* **35** 559
- [18] Hu P, Liu H, Gao Y Y, Yu D R 2016 *Phys. Plasma* **23** 093307
- [19] Morozov A I, Savel'yev V V 2000 *Rev. Plasma Phys.* **21** 203
- [20] Liu H, Sun G S, Zhao Y J, Chen P B, Ma C Y, Wu H, Yu D R 2014 *IEEE Trans. Plasma Sci.* **43** 127

Cusped field thruster using different propellants

Liu Hui Jiang Wen-Jia Ning Zhong-Xi[†] Cui Kai Zeng Ming
Cao Xi-Feng Yu Da-Ren

(*Institute of Advanced Power, School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China*)

(Received 28 February 2018; revised manuscript received 11 April 2018)

Abstract

Cusped field thruster is a new kind of thruster which confines plasma by magnetic mirror effect to produce thrust. It is characterized by long lifespan and adjustable thrust in a large range, which makes it have great potential applications in drag free satellites and commercial space satellites. It was put forward first by THALES Electron Devices in Germany and sponsored from European Space Agency. There are several institutions are engaged in the research of this thruster, including Massachusetts Institute of Technology, Stanford University and Technische Universiteit Delft. Now the test experiments on the cusped field thruster using Xe, Kr and Ar are being carried out in the laboratory of plasma propulsion of Harbin Institute of Technology to ascertain the ionization regulations of different propellants under the high voltage and strong magnetic field conditions. On this basis, it is significant to know the mechanism about how the performances change with propellant and provide the foundation for the cusped field thruster using different propellants. In this paper, the principle and design process of this thruster are presented. Then it can be found that the thruster can be ignited easily by using Xe compared with by using Kr and Ar under the same volume flux, which is caused by their differences in ionization energy and ionization section. Experiments show that the cusped field thruster can be ignited under 200 V while it cannot be ignited by using Kr and Ar even under 1000 V under the same volume flux. Then the performances of cusped field thruster using three propellants are tested. It can be found that there are obvious differences in anode current, thrust, efficiency and impulse using three propellants under the same conditions. The diagnosing of plume using Faraday probe shows that the propellant utilization causes the difference in performance which is related to ionization process. The experiments show that the utilization rate of Xe is over 90 percent, while the utilization rate of Kr is less than 60 percent and the utilization rate of Ar is less than 20 percent. The obvious difference in ionization voltage can reflect the difference in performance. The experimental results under the same flux show that the utilization rates of Kr and Ar can be improved by increasing flow density and reducing the collision free path between atoms. Experiments show that the peak utilization rate of Ar can be improved to 50 percent approximately. In the aspect of plume structure, the results of Faraday probe show that the hollow plume can be observed and the angle linked with peak ion current density decreases with atom mass decreasing.

Keywords: cusped field thruster, variable propellant

PACS: 52.75.Di, 52.65.Ww

DOI: 10.7498/aps.67.20180366

[†] Corresponding author. E-mail: ningzx@hit.edu.cn