

场致发射电推力器羽流分布特性仿真^{*}

罗 杨¹, 陈茂林², 许 诺¹, 高 辉¹, 叶剑民², 韩志聪²

(1. 北京机械设备研究所, 北京 100854;

2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘 要: 场致发射电推力器(FEEP)是微型电推进装置的典型代表。为深入理解结构参数对推力器性能的影响机制, 本文采用PIC粒子模拟方法进行泰勒锥射流纳米尺度结构至宏观毫米尺度结构的羽流场仿真, 并分析结构参数变化导致的羽流形貌差异及其对推力器性能参数的影响。研究结果表明: 发射极高度是决定推力器束流是否会分叉的关键参数, 低于300 μm 的发射极高度易于导致束流分叉并严重影响推力器性能和寿命; 引出栅极槽宽是决定束流发散角和推力比冲性能的关键参数, 其影响幅值可达30%~50%, 羽流发散角随槽宽增加而增大, 推力比冲随之减小; 发射极-引出栅极间距对推力器性能影响相对较小, 可在较大范围内支持推力器稳定高效工作。根据FEEP推力器性能随结构参数的变化规律, 建议结构参数取值范围为: 发射极高度500~1000 μm , 引出栅极槽宽2000 μm 左右, 发射极-引出栅极间距360~1300 μm 。

关键词: 场致发射电推力器; PIC; 结构参数; 羽流; 发散半角

中图分类号: V439⁺.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2023)06-2209029-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2209029

Simulation of Plume Distribution Characteristics of FEEP Thrusters

LUO Yang¹, CHEN Mao-lin², XU Nuo¹, GAO Hui¹, YE Jian-min², HAN Zhi-cong²

(1. Beijing Institute of Mechanical Equipment, Beijing 100854, China;

2. Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The Field-Emission-Electric-Propulsion(FEEP) thrusters is a typical of miniature electric propulsion devices. In order to deeply understand the influence mechanism of structural parameters on thruster performance, the Particle-In-Cell particle simulation method was used to perform the plume simulation of the nanoscale structure of the Taylor cone jet structure to the macroscopic millimeter scale structure. The difference of plume shape caused by the change of structural parameters and its influence on the thruster performance were analyzed. The results show that the emitter height is the key parameter to determine whether the thruster beam will bifurcate. When the emitter height is lower than 300 μm , it is easy to lead to beam bifurcation and seriously affect the performance and life of the thruster. The accelerating grid slot width is the key parameter to determine plume

^{*} 收稿日期: 2022-09-09; 修订日期: 2022-12-22。

基金项目: 燃烧、热结构与内流场重点实验室基金(6142701220402);北京市高效能及绿色宇航推进工程技术研究中心开放基金(LabASP-2022-03)。

作者简介: 罗 杨, 博士, 高级工程师, 研究领域为电推进技术。

通讯作者: 陈茂林, 博士, 副教授, 研究领域为电推进技术。E-mail: chenmaolin@nwpu.edu.cn

引用格式: 罗 杨, 陈茂林, 许 诺, 等. 场致发射电推力器羽流分布特性仿真[J]. 推进技术, 2023, 44(6):2209029.
(LUO Yang, CHEN Mao-lin, XU Nuo, et al. Simulation of Plume Distribution Characteristics of FEEP Thrusters[J].
Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(6):2209029.)

divergence angle, thrust and specific impulse, and its influence amplitude can reach 30%~50%. Plume divergence angle increases with the increase of the accelerating grid slot width, while thrust and specific impulse decreases. The distance between emitter and accelerating grid has relatively little influence on the performance of FEPP thruster, which can support the stable and efficient operation of FEPP thruster in a large range. According to the variation law of FEPP thruster performance with structural parameters, the recommended value range of structural parameters is emitter height 500~1000 μm , accelerating grid slot width 2000 μm , emitter - accelerating grid spacing 360~1300 μm .

Key words: Field emission electric propulsion; Particle-In-Cell; Structural parameters; Plume; Divergence half-angle

1 引言

场致发射电推进(Field Emission Electric Propulsion, FEPP)是一种微型电推进技术,具有质量轻、比冲高、显著特性,是微纳卫星动力系统的优选技术之一^[1-5]。FEPP推力器的研究始于20世纪70年代,但由于其高工作电压特性,未能在传统的GEO卫星上获得大范围应用。近年来,随着微纳卫星技术的兴起,小体积的FEPP推力器获得了科研单位和卫星厂商的广泛关注。意大利Alta公司^[6]、奥地利ARC公司^[7]、FOTEC公司^[8]、上海交通大学^[3]、中科院力学所^[9]等多家单位在积极开展FEPP推进技术研究,逐渐发展出针孔结构、狭缝式引出栅极^[9-10]和皇冠式^[11]发射极结构,发射极本身也由内孔结构逐渐发展为多孔材料结构^[3,11]。FEPP推力器的结构多样性和发散型加速电场使其羽流发散角明显大于离子推力器等其它静电式电推进器。为了从设计上尽量减小羽流发散角,提升市场竞争力,FEPP推力器离子束流发射和羽流分布特性仿真与实验研究受到了重点关注。

FEPP推力器束流的起点是发射极顶端的泰勒锥,泰勒锥结构和羽流离子输运过程及分布特性密切相关,Forbes^[12]从理论上分析了FEPP推力器的泰勒锥结构和射流模式,VanderWyst^[13]基于电流体方法进行了泰勒锥演化过程建模与仿真,Uchizono等^[14]在泰勒锥演化过程高速摄影观测基础上分析了泰勒锥发射模式;羽流是泰勒锥射流在发射极-引出栅极电场作用下的空间演化,Marcuccio等^[15]采用三探针法进行了FEPP推力器羽流的三维测量,Tajmar等^[16-19]利用朗缪尔探针测量了FEPP推力器羽流电流密度分布,同时采用粒子网格单元(Particle-In-Cell, PIC)方法进行了针孔结构FEPP推力器羽流场分布、羽流中和过程、以及羽流返流的三维模拟,并将仿真与实验结果进行了对比验证,Passaro等^[20]采用PIC方法进行了FEPP推力器羽流的二维模拟,Lu等^[21]采用PIC

方法模拟了FEPP推力器羽流对引出栅极的溅射侵蚀效应。FEPP推力器离子束流发射和羽流分布特性模拟方法多聚焦于PIC方法。目前,虽然理论上已经获得了较为准确的泰勒锥模型,但由于泰勒锥尺度(~纳米)相较于推力器宏观特征尺度(~毫米)跨度太大,针对FEPP推力器羽流的PIC模型中,多将发射极结构顶点作为离子束流发射点,忽略了泰勒锥射流附近场强分布及其对射流初始离子的加速过程,难以保证仿真模型的普适性和仿真结果的准确性并进一步支撑FEPP推力器结构参数的优化设计。

本文在Tajmar, Passaro, Lu等的工作基础上,增加泰勒锥射流附近空间的电场分布和离子输运过程模拟,提升FEPP推力器羽流的三维PIC仿真模型和仿真结果的准确性。基于最小亚纳米尺度网格和变网格步长设置实现纳米尺度泰勒锥射流附近空间和宏观毫米尺度范围内的全域近场羽流分布特性模拟,计算不同发射极和引出栅极结构参数下钢工质FEPP推力器羽流发散角和推力、比冲性能,分析结构参数变化导致的特殊羽流形貌(束流分叉和引出栅极截获锥束流离子)对推力器性能的影响。

2 计算模型与仿真方法

2.1 几何结构、仿真区域与网格划分

随着多孔材料技术在场发射电推进器中的应用,基于多孔发射极的阵列式发射极FEPP成为FEPP推力器的主要发展方向之一,图1为阵列式发射极FEPP的典型结构。推力器工作时,通过在发射极和引出栅极上施加数千伏至上万伏的电压,在发射极尖端形成约 10^9V/m 的强电场;发射极尖端液态金属在电场作用下变形,形成泰勒锥结构,并在泰勒锥顶部拉出长度约10nm,直径约数纳米的射流结构(如图1所示);射流结构顶部的金属离子在电场力作用下克服液面表面张力,脱离液面并在电场作用下加速喷射形成推力。

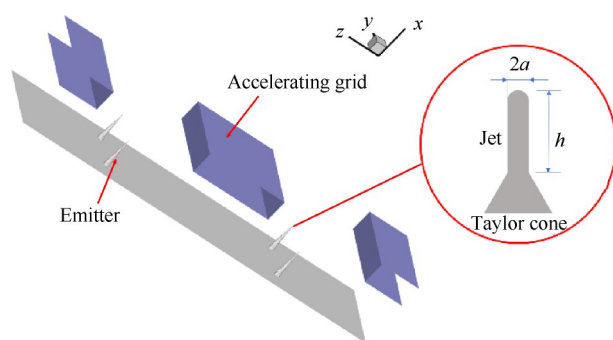


Fig. 1 Typical structure of array emitter of FEFP

图1给出的是4个发射极构成的阵列示意,实际FEFP推力器中包含有数十至数百个发射极。这种阵列式发射极表现出明显的结构对称性,理论上可以通过对单个发射极工作过程模拟获得推力器的整体性能。虽然实验中发现,由于加工、装配过程中的细微误差,以及液体在多孔材料中微流动过程的小扰动影响,不同发射极的启动电压和发射电流特性都表现出一定程度的差异,但这些细微误差和微小扰动不具有规律性,无法通过仿真对推力器的设计提供指导,故一般FEFP和电喷推力器等场发射推力器都是通过单发射极仿真获得推力器宏观性能的均值。本文采用同样的处理方法,选择单个发射极及其对应的引出栅极作为仿真区域,开展钢工质FEFP推力器羽流特性的仿真研究。计算区域的选择如图2(a)所示,结合仿真区域的对称性,本文对1/4仿真区域进行网格划分,采用变步长矩形网格,网格数为 $86 \times 36 \times 56$,对应区域尺寸为 $2100 \mu\text{m} \times 500 \mu\text{m} \times 2500 \mu\text{m}$,最小网格步长 $0.2 \mu\text{m}$ 。

由于发射极尖端泰勒锥的特征尺寸在nm量级,引出栅的特征尺寸在mm量级,结构尺寸跨度太大,为提高仿真精度,在发射极尖端附近构建了一套更精细的子网格,如图2(b)所示,同样采用变步长矩形网格,网格数为 $85 \times 40 \times 40$,对应区域尺寸为 $1.93 \mu\text{m} \times$

$1.31 \mu\text{m} \times 1.31 \mu\text{m}$,最小网格步长 0.15nm 。

2.2 PIC方法

PIC方法是等离子体粒子模拟的常用方法^[22],本文采用前期已获得验证的PIC代码^[23]进行钢工质FEFP推力器的羽流模拟。不同于镓工质和铯工质FEFP推力器中充斥着大量的中性原子气体,由于液态钢的饱和蒸汽压极低(150°C 下仅 10^{-17}Pa),一般认为钢工质FEFP推力器中没有钢蒸气的存在^[24],故模型中不考虑中性钢原子的运动以及钢离子与钢原子的碰撞过程。

FEFP推力器工作中,不涉及磁场作用,故仅需考虑钢离子在静电场和自洽电场下共同作用下的运动过程。电场和电势的演化过程可以用泊松方程表示,即

$$\begin{aligned} \mathbf{E} &= -\nabla\phi \\ \nabla^2\phi &= -\frac{\rho}{\varepsilon_0} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{E}$ 为电场强度, ρ 为电荷密度, ε_0 为真空介电常数, ϕ 为电势,泊松方程采用5点中心差分格式离散,通过SOR方法求解。

带电粒子的运动通过牛顿-洛伦兹方程进行描述,即

$$\begin{aligned} m \frac{d\mathbf{v}}{dt} &= e\mathbf{E} \\ \frac{d\mathbf{s}}{dt} &= \mathbf{v} \end{aligned} \quad (2)$$

式中 m 为钢离子质量,其值为 $1.9066 \times 10^{-25} \text{kg}$, $\mathbf{v}$ 为粒子速度, e 为单位电荷, $\mathbf{s}$ 为粒子位置, t 为时间。钢离子进入仿真区域时,温度取为钢的熔点 150°C ;钢离子在电场作用下的离子蒸发过程沿液面法向方向,故离子初速度设置为泰勒锥球冠表面法向的半玻尔兹曼分布;由于泰勒锥球冠表面为等势面,离子蒸发概率相同,离子初始位置设置为沿泰勒锥球冠表面均匀分布。

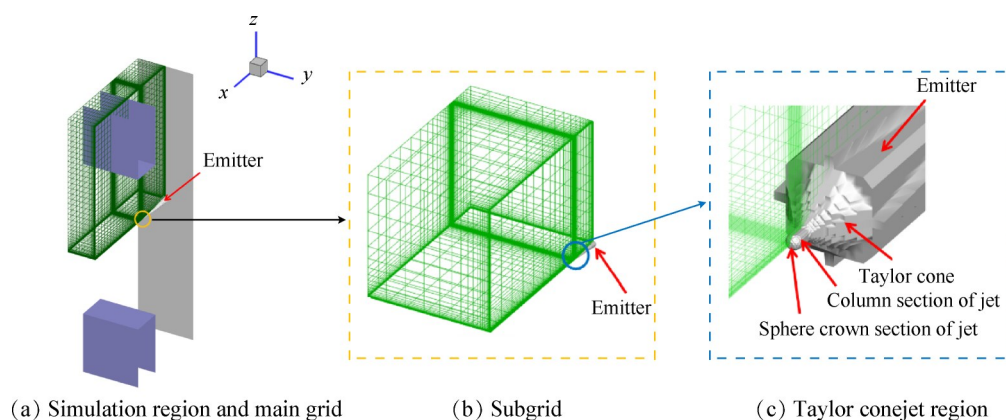


Fig. 2 Simulation region and grid division

离子运动的时间步长 dt 设置遵循 $v_{\max}dt < \min(dx, dy, dz)$ 的原则, $v_{\max}$ 为离子的最大速度, $\min(dx, dy, dz)$ 为沿 x, y, z 三个方向的最小空间步长。主网格和子网格采用不同的时间步长:主网格中, $dt=5.0 \times 10^{-12}$ s, 子网格中, $dt=1.0 \times 10^{-14}$ s。进行 FEED 推力器羽流仿真时, 离子首先从泰勒锥射流球冠表面进入子网格区域, 并在静电场和自洽电场共同作用下运动, 此时仿真采用子网格的时间步长; 随着仿真过程推进, 子网格内流场和电场参数趋于稳定, 子网格内的粒子分布不再发生变化, 再采用主网格时间步长进行全区域粒子输运模拟。FEED 推力器的推力、比冲和发散角等性能参数, 以及数密度等宏观参数可通过统计模拟粒子的位置和速度获得。

2.3 边界条件设置

仿真中, 主要包括发射极、引出栅极、对称面和自由边界 4 种边界条件。

对于电场求解, 发射极和引出栅极为 Dirichlet 边界, 设置为固定电压值; 对称面和自由边界为 Neumann 边界, 法向场强为 0。

对于离子运动过程, 发射极、引出栅极、自由边界为吸收边界, 离子碰撞或者进入后注销; 对称面为反射边界, 离子穿过对称面做镜像反射处理。

2.4 结构和工作参数设置

推力器的结构参数和工作参数设置如表 1 所示。泰勒锥尖端射流半径和长度, 依据 Forbes^[12] 的计算结果 ($a=1.48\text{nm}$) 和 Benassayag 等^[25] 的实验结果 ($a=1.5\text{nm}, h=10\text{nm}$), 分别取 1.5nm 和 10nm ; 发射极和引出栅极电压为本单位 FEED 推力器实验过程中常用的工作参数取值, 发射电流 $60\mu\text{A}$ 为对应的实验测量值; 发射极高度、引出栅极槽宽、发射极-引出栅极间距设置了相对较大的取值范围, 拟通过不同取值情况下的仿真分析其对羽流形貌和推力器性能的影响。

Table 1 Structure and operating parameter setting

Parameter	Value
Emitter voltage Φ_{em}/V	6000
Accelerating grid voltage Φ_{ex}/V	-5000
Emission current $I/\mu\text{A}$	60
Taylor cone jet radius a/nm	1.5
Taylor cone jet length h/nm	10
Emitter height $H/\mu\text{m}$	50~2009
Emitter-accelerating grid spacing $d/\mu\text{m}$	0~2997
Accelerating grid thickness $\delta/\mu\text{m}$	600
Accelerating grid slot width $w/\mu\text{m}$	500~4000

2.5 仿真模型验证

为了验证模型的准确性, 开展了加速电压为 9~13kV 情况下的钢工质 FEED 推力器羽流仿真, 计算了单个发射极的推力性能, 并与实验测试数据进行了对比, 结果如图 3 所示。由图 3 可知, 推力随加速电压的变化趋势的仿真和实验结果基本一致, 验证了模型的准确性。图 3 中, 仿真推力值略大于实验结果, 其原因是: 仿真模型中仅模拟了近场羽流, 仿真区域的出口电势仍有 -2000~-1000V, 而离子从近场羽流区域运动到远场羽流区域(电势近似为 0V)过程中, 还会有一定的减速, 使其对 FEED 推力器的反作用力减小, 推力减小。

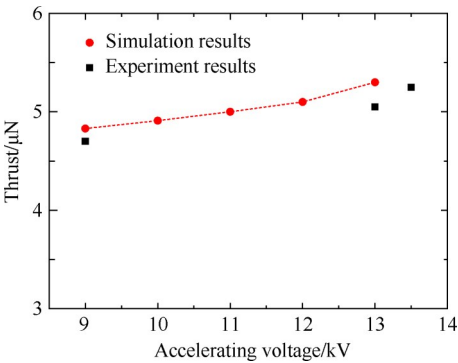


Fig. 3 Thrust of single emitter vary with accelerating voltage

3 结果与分析

FEED 推力器的结构参数会显著影响推力器内的场强分布, 进而影响离子在推力器中的输运过程, 并最终影响推力器的推力和比冲性能。在 FEED 推力器的研究历程中, 并未能形成有效的设计方法来约束各结构参数的取值范围。本节将开展不同结构参数下的 FEED 推力器羽流仿真, 并计算其推力比冲性能, 结合羽流场分布特性分析结构参数对推力器性能的影响规律, 并讨论各结构参数的建议取值范围。

3.1 不同结构参数下的 FEED 推力器性能

影响 FEED 推力器内部电场分布和离子输运过程的主要结构参数包括: 发射极高度、引出栅极槽宽以及发射极-引出栅极间距。首先进行钢工质推力器在不同发射极高度、引出栅极槽宽和发射极-引出栅极间距情况下的羽流仿真, 分析结构参数对推力比冲性能的影响。

3.1.1 发射极高度对性能的影响

开展了发射极高度为 50, 71, 102, 146, 209, 299, 510, 809, 1209, 2009 μm , 引出栅极开槽宽度为

2200 μm ,发射极-引出栅极间距为797 μm 情况下的FEEP推力器羽流模拟,获得推力器推力、比冲、以及羽流发散半角随发射极高度的变化趋势,如图4所示。

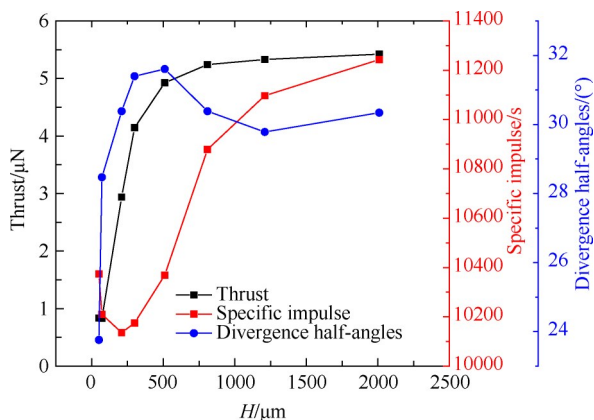


Fig. 4 Performance and divergent half-angle varying with emitter height

由图4可知,FEEP推力器推力随发射极高度增大逐渐增大,但在发射极高度大于299 μm 后,推力增长速度迅速下降;比冲在发射极高度小于299 μm 时出现了异常的先减小后增大的发展趋势,在发射极高度大于299 μm 后,比冲随发射极高度增大而增大,增长速度表现为逐渐变缓的趋势;羽流发散半角随发射极高度表现为先增大后减小的趋势。

3.1.2 引出栅极开槽宽度对性能的影响

进行了引出栅极开槽宽度分别为500,1000,1600,2200,2800,3400,4000 μm ,发射极高度为809 μm ,发射极-引出栅极间距为797 μm 情况下的FEEP推力器羽流模拟,获得推力器推力、比冲、以及羽流发散半角随引出栅极开槽宽度的变化趋势,如图5所示。

由图5可知,引出栅极槽宽对FEEP推力器的性

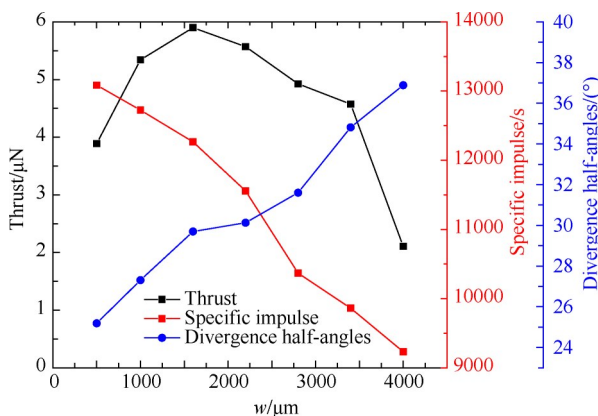


Fig. 5 Performance and divergent half-angle varying with accelerating grid slot width

能影响非常明显:推力随引出栅极槽宽增大呈现出先增大后减小的趋势,并表现出大于50%的增减幅;比冲则随引出栅极槽宽增大逐渐减小,其变化幅度也接近30%;发散半角随引出栅极槽宽增大而增大,变化幅度也接近50%。

3.1.3 发射极-引出栅极间距对性能的影响

进行了发射极-引出栅极间距分别为49,96,187,363,797,1297,1997,2997 μm ,发射极高度为809 μm ,引出栅极开槽宽度为2200 μm 情况下的FEEP推力器羽流模拟,获得推力器推力、比冲、以及羽流发散半角随发射极-引出栅极间距的变化趋势,如图6所示。

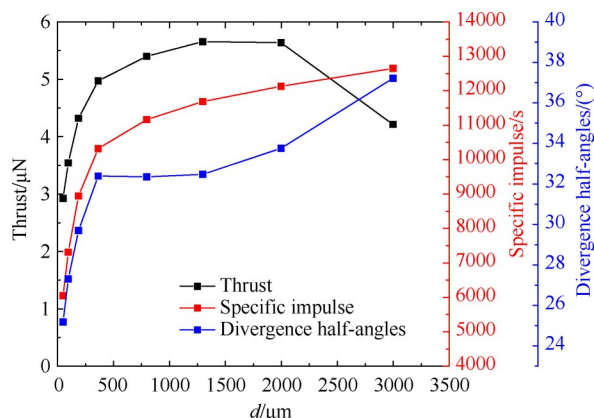


Fig. 6 Performance and divergent half-angle varying with emitter-accelerating grid spacing

由图6可知,FEEP推力器推力随间距增加表现为先增大后减小的趋势,当间距在797~1997 μm 内,变化非常缓慢;比冲随发射极-引出栅极间距的增大而增大,当间距小于797 μm 时,增速较大,当间距大于797 μm 后,增速明显放缓;羽流发散半角随间距增加逐渐增大。

3.2 羽流场分布特性对FEEP推力器性能的影响分析

3.1节的结果中,FEEP推力器的性能受结构参数影响,且多次表现为非单调特性,本节将从FEEP推力器的羽流场分布特性分析结构参数对推力器性能的影响机制。

3.2.1 离子数密度分布中的分叉现象及其对性能的影响

FEEP推力器的羽流理想形貌是一个小发散角的锥束流,但当结构参数不合适时,束流会发生明显的分叉现象,这种分叉会导致大量离子偏离锥束流区域,并撞击引出栅极而导致严重的推力损失。

首先观察到的束流分叉是在不同发射极高度的

羽流模拟中,图 7 为引出栅极开槽宽度为 $2200\mu\text{m}$,发射极-引出栅极间距为 $797\mu\text{m}$ 情况下,不同发射极高度情况下的发射极尖端附近空间的离子数密度分布。

由图 7 可知,随着发射极高度增加,发射极附近空间的羽流形貌变化明显,羽流从分叉模式逐渐向锥射流模式演化。 $299\mu\text{m}$ 左右的发射极高度是分叉模式和锥射流模式的分界点:当发射极高度小于 $299\mu\text{m}$ 时,发射极尖端附近羽流分叉明显,大量离子速度偏离轴向,严重影响 FEEP 的推力器性能;当发射极高度大于 $299\mu\text{m}$ 时,束流形貌仍会随发射极高度增加而变化,其直观表现是束流中离子更向轴线聚集,减小了羽流发散角,使得推力和比冲性能有轻微的提升。图 4 中的发射极高度小于 $299\mu\text{m}$ 时的推

力值较低和羽流发散半角异常都是由束流的分叉造成的。

在不同发射极-引出栅极间距的羽流模拟中(对应发射极高度为 $809\mu\text{m}$,引出栅极开槽宽度为 $2200\mu\text{m}$),同样发现了束流分叉现象,但其出现在相对较大的间距情况下,如图 8 所示。在两极间距 $d=2997\mu\text{m}$ 时发生的束流分叉导致了图 6 中推力曲线的快速下行,对推力器性能破坏严重。

束流的分叉模式会对 FEEP 的推力性能产生严重影响;此外,由于大量束流离子撞击在引出栅极上,可能导致引出栅极的快速溅射腐蚀,进而大幅降低推力器的使用寿命。

3.2.2 引出栅极拦击锥束流离子及其对性能的影响

除了分叉模式的离子会大量撞击引出栅极外,

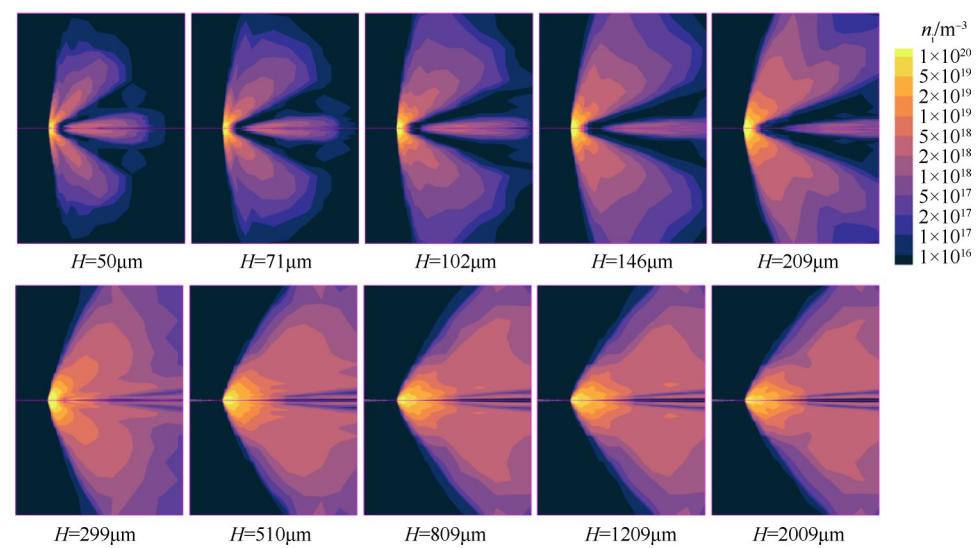


Fig. 7 Ion number density distribution near the emitter at different emitter height (xz profile)

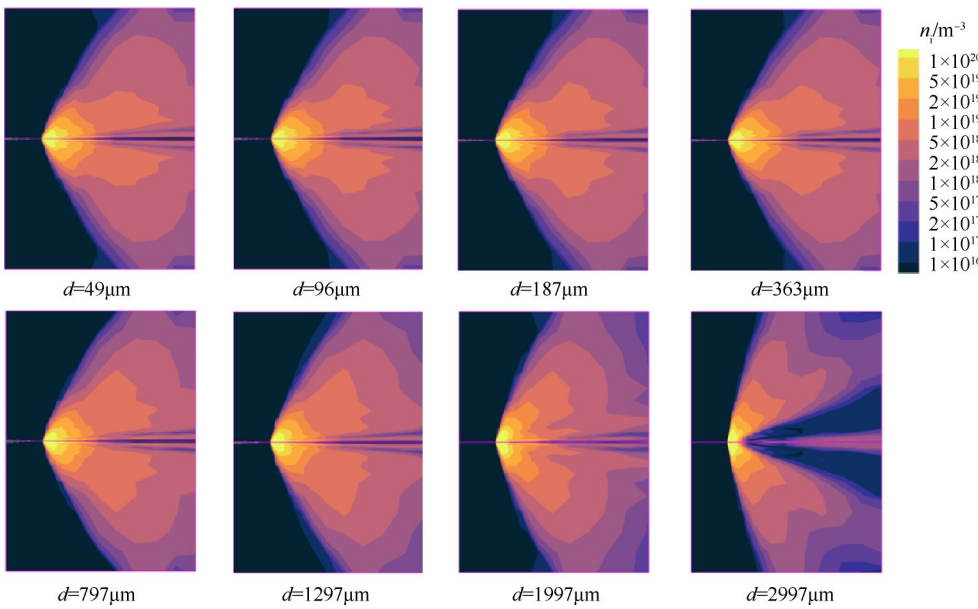


Fig. 8 Ion number density distribution near the emitter at different emitter-accelerating grid spacing (xz profile)

锥束流中的离子也有可能被引出栅极拦截,并导致推力损失。在不同引出栅极槽宽和不同两极间距情况的 FEPP 推力器羽流模拟过程中,均发现了这种引

出栅极拦截锥束流离子的情况,如图 9 和图 10 所示。

图 9 中,在发射极高度为 $809\mu\text{m}$,发射极-引出栅

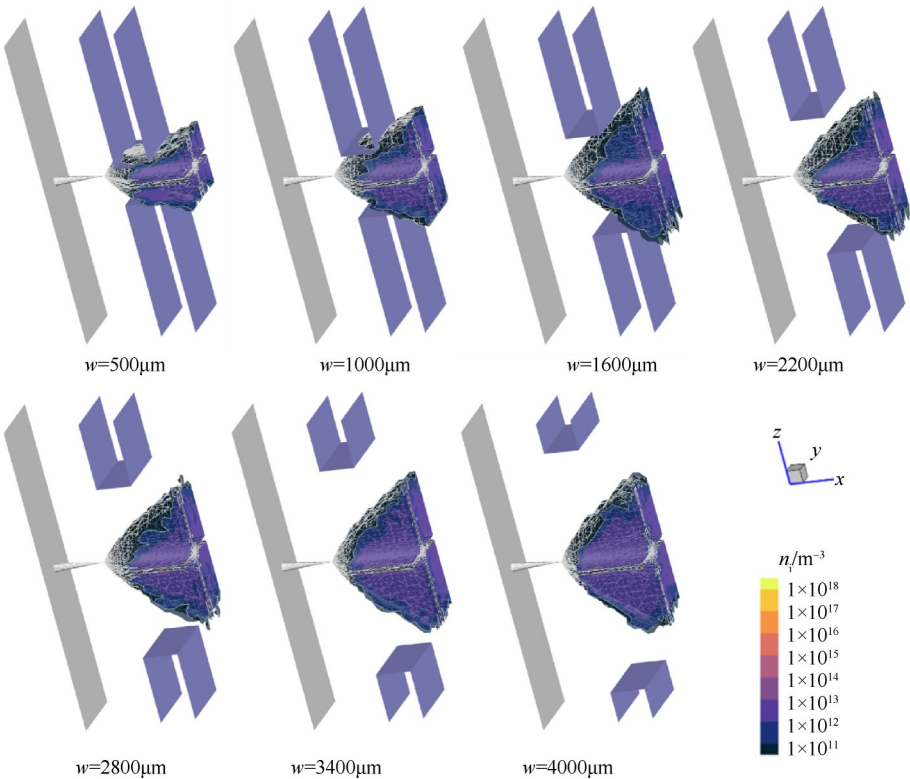


Fig. 9 Ion number density distribution at different accelerating grid slot width

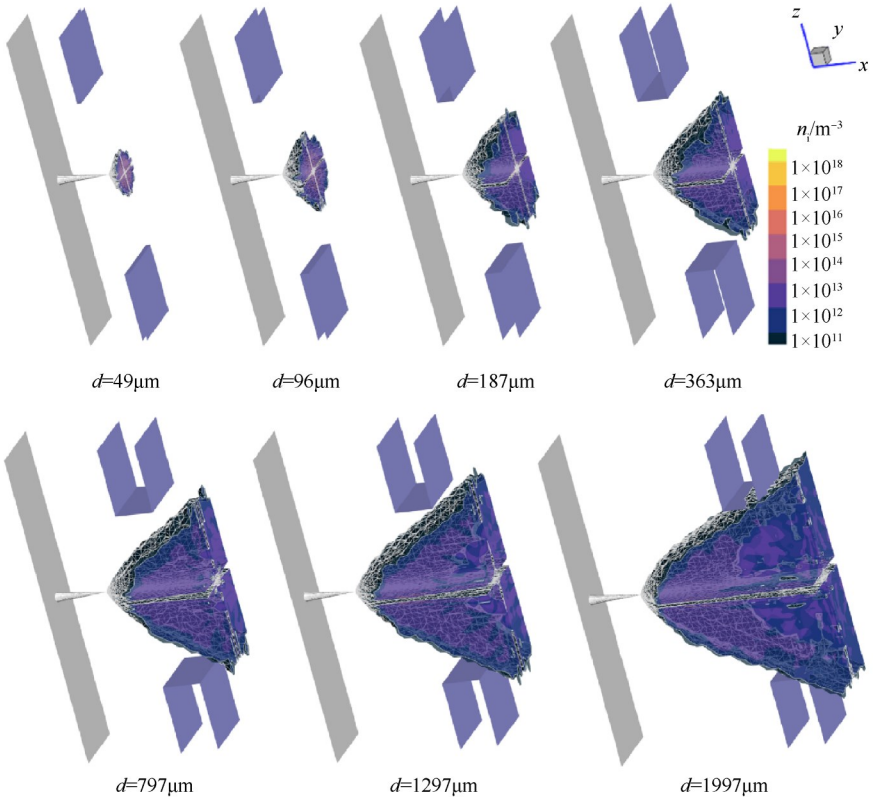


Fig. 10 Ion number density distribution at different emitter-accelerating grid spacing

极间距为 $797\mu\text{m}$ 情况下,当引出栅极槽宽小于 $1600\mu\text{m}$ 时,会有部分锥束流直接撞击引出栅极,导致推力损失;而在 $2200\sim 4000\mu\text{m}$ 引出栅极槽宽范围内,锥束流不会直接撞击引出栅极,但随着引出栅极槽宽增大,羽流形貌表现出逐渐变大的趋势,羽流发散角随之增大并导致推力和比冲性能的轻微损失。图 10 中,发射极高度为 $809\mu\text{m}$,引出栅极开槽宽度为 $2200\mu\text{m}$ 情况下,当两极间距小于 $1297\mu\text{m}$ 时,锥束流不会直接撞击引出栅极;当两极间距大于 $1997\mu\text{m}$,会有部分锥束流直接撞击引出栅极,造成推力损失。

3.3 关于结构参数取值范围的讨论

3.3.1 发射极高度

束流分叉会对 FEEP 推力器的性能造成毁灭性的影响,是不可接收的工作模式,而束流分叉的主要原因是发射极高度不合适,故发射极高度是 FEEP 推力器设计时需要重点关注的结构参数。对于针锥式发射极和皇冠式发射极结构的 FEEP 推力器,发射极高度多在 $300\mu\text{m}$ 至数毫米不等。不同 FEEP 推力器发射极高度的确定并无明确的设计理论指导,多基于工程经验确定。根据 3.1.1 小节的仿真结果和 3.2.1 小节的机制分析,本文认为:FEEP 推力器发射极高度需至少大于 $300\mu\text{m}$,以避免在发射极尖端的束流分叉现象,这与工程经验的最小值一致。增加发射极高度有利于提升推力和比冲性能,同时可以减小羽流发散角,但图 4 的仿真结果显示在发射极高度大于 $809\mu\text{m}$ 后,增加发射极高度对于推力、比冲性能提升和羽流发散角减小作用有限,综合考虑发射极的加工工艺复杂性以及液态工质在发射极内的流阻需求,建议发射极高度在 $500\sim 1000\mu\text{m}$ 内取值。

3.3.2 引出栅极槽宽

引出栅极槽宽对推力器的性能有着显著的影响,其对推力、比冲和羽流发散角能实现 $30\%\sim 50\%$ 的幅值影响,是影响性能的关键结构参数。对于狭缝式引出栅极,现有的 FEEP 推力器的引出栅极槽宽多在 $2\sim 4\text{mm}$,这个槽宽的取值同样是基于工程经验,无明确的设计理论指导。图 5 和图 9 的仿真结果表明,当小于 $1600\mu\text{m}$ 引出栅极槽宽时,会出现部分锥束流被引出栅极截获的现象,并影响推力器的性能和寿命,而随着槽宽持续增大,推力器羽流发散角会迅速增大,并导致推力、比冲性能快速降低。根据仿真结果,建议引出栅极槽宽在 $2000\mu\text{m}$ 附近取值,在避免引出栅极截获锥束流的同时尽可能减小束流发散角损失。

3.3.3 发射极-引出栅极间距

发射极-引出栅极间距同样是 FEEP 离子推力器

的重要结构参数,但其对推力器性能的影响相对较小,虽然不合适的间距取值也会导致束流分叉(图 8)或束流离子被引出栅极截获(图 10)的现象,但都发生在相对较大的间距情况下,束流分叉发生在间距大于 $2997\mu\text{m}$ 情况,引出栅极截获锥束流离子发生在间距大于 $1997\mu\text{m}$ 情况。考虑到当间距较小时,电场等势线向羽流下游移动,不利于离子的快速加速,结合图 6 的仿真结果,建议 FEEP 推力器发射极-引出栅极间距在 $360\sim 1300\mu\text{m}$ 内取值。

4 结 论

本文通过研究,获得结论如下:

(1)发射极高度是决定 FEEP 推力器能否可靠工作的重要结构参数,低于 $300\mu\text{m}$ 的发射极易导致束流分叉,大量离子离开锥束流并撞击引出栅极,严重影响推力器的性能和寿命,另一方面,发射极高度的提高有利于提升推力和比冲性能,并减小羽流发散角,建议的取值范围为 $500\sim 1000\mu\text{m}$ 。

(2)引出栅极槽宽是决定 FEEP 推力器性能的重要结构参数,其对推力、比冲和羽流发散角能实现 $30\%\sim 50\%$ 的幅值影响,引出栅极槽宽的增大会使羽流发散角迅速增大,并导致推力比冲性能快速下降,但低于 $1600\mu\text{m}$ 的引出栅极槽宽同样易导致锥束流离子被引出栅极截获,使得推力性能下降,建议其在 $2000\mu\text{m}$ 附近取值。

(3)发射极-引出栅极的间距对推力器性能影响相对较小,建议的取值范围为 $360\sim 1300\mu\text{m}$ 。

致 谢:感谢燃烧、热结构与内流场重点实验室基金和北京市高效能及绿色宇航推进工程技术研究中心开放基金的资助。

参考文献

- [1] Krejci D, Lozano P. Space Propulsion Technology for Small Spacecraft [J]. *Proceedings of the IEEE*, 2018, 106(3): 362-378.
- [2] Bock D, Tajmar M. Highly Miniaturized FEEP Propulsion System (NanoFEEP) for Attitude and Orbit Control of CubeSats [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 144: 422-428.
- [3] 郭登帅,康小明,刘欣宇,等. 场发射电推力器的研究现状及其关键技术[J]. 火箭推进, 2018, 44(4): 1-9.
- [4] Silva M A C, Guerrieri D C, Cervone A, et al. A Review of MEMS Micropropulsion Technologies for CubeSats and PocketQubes [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 143: 234-243.
- [5] 陈茂林,刘旭辉,周浩浩,等. 适用于微纳卫星的微

- 型电推进技术研究进展[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(2): 188–206.
- [6] Paita L, Ceccanti F, Spurio M, et al. Alta's FT-150 FEEP Microthruster: Development and Qualification Status[C]. *Michigan: 31st International Electric Propulsion Conference*, 2009.
- [7] Tajmar M, Vasiljevich I, Griener W. Reprint of High Current Liquid Metal Ion Source Using Porous Tungsten Multiemitters[J]. *Ultramicroscopy*, 2011, 111(6): 431–434.
- [8] Massotti L, Gonzalez d A J, Silvestrin P, et al. The Next Generation Gravity Mission and the Qualification of the Indium-Fed mN-FEEP Thruster[J]. *CEAS Space Journal*, 2021, 14(3): 109–124.
- [9] 高 辉, 段 俐, 胡 良, 等. 基于镓铯对比的场发射电推力器分析与研制[J]. 推进技术, 2015, 36(2): 314–320. (GAO Hui, DUAN Li, HU Liang, et al. Analysis and Development of Ga-FEEP Based on Comparison of Gallium and Cesium[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2): 314–320.)
- [10] Nicolini D, Chesta E, Gonzalez d A J, et al. FEEP-5 Thrust Validation in the 10~100 μ N Range with a Simple Nulled-Pendulum Thrust Stand: Integration Procedures [C]. *Pasadena: 27th International Electric Propulsion Conference*, 2001.
- [11] Vasiljevich I, Tajmar M, Griener W, et al. Development of an Indium mN-FEEP Thruster [C]. *Hartford: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2008.
- [12] Forbes R G. Liquid-Metal Ion Sources and Electrosprays Operating in Cone-Jet Mode: Some Theoretical Comparisons and Comments [J]. *Journal of Aerosol Science*, 2000, 31(1): 97–120.
- [13] VanderWyst A S. Field Emission Electric Propulsion Thruster Modeling and Simulation [D]. *Michigan: The University of Michigan*, 2006.
- [14] Uchizono N M, Collins A L, Thuppul A, et al. Emission Modes in Electrospray Thrusters Operating with High Conductivity Ionic Liquids [J]. *Aerospace*, 2020, 7(10): 141–157.
- [15] Nicolini D, Marcuccio S, Andrenucci M. 3-D Plume Characterization of a FEEP Thruster [C]. *Huntsville: 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2000.
- [16] Tajmar M, Steiger W, Genovese A. Indium FEEP Thruster Beam Diagnostics, Analysis and Simulation [C]. *Salt Lake City: 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2001.
- [17] Tajmar M, Mitterauer J, Wang J. Field-Emission-Electric-Propulsion(FEEP) Plasma Modeling 3-D Full Particle Simulations [C]. *Los Angeles: 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 1999.
- [18] Tajmar M, Wang J. Three-Dimensional Numerical Simulation of Field-Emission-Electric-Propulsion Neutralization [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(3): 536–544.
- [19] Tajmar M, Wang J. Three-Dimensional Numerical Simulation of Field-Emission-Electric-Propulsion Backflow Contamination [J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2001, 38(1): 69–78.
- [20] Passaro A, Paganucci F, Biagioni L, et al. Electric Thruster Plume Simulation: Application to MPD and FEEP Thrusters [C]. *Princeton: 29th International Electric Propulsion Conference*, 2005.
- [21] Lu C, Luo Y, Xia G Q, et al. Numerical Study of the Grid Erosion of Field Emission Electric Propulsion [J]. *Plasma Science and Technology*, 2021, 23: 104001.
- [22] 陈茂林, 夏广庆, 毛根旺. 多模式离子推力器栅极系统三维粒子模拟仿真[J]. 物理学报, 2014, 18: 182901.
- [23] 罗 杨, 陈茂林, 苏冬冬, 等. 外磁场作用下的磁等离子体动力学过程仿真[J]. 物理学报, 2021, 71(5): 055204.
- [24] Ziemer J K, Merkowitz S M. Microthrust Propulsion for the LISA Mission [C]. *Fort Lauderdale: 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2013.
- [25] Benassayag G, Sudraud P, Jouffrey B, et al. In Situ High Voltage Tem Observation of an Electrohydrodynamic (EHD) Ion Source [J]. *Ultramicroscopy*, 1985, 16(1): 1–8.

(编辑:白 鹭)