

低功率霍尔推力器束流发散和推力矢量 偏心特性研究^{*}

陈新伟, 顾 左, 高 俊, 郭 宁, 王尚民, 史 楷, 唐福俊,
陈 焘, 郭伟龙, 张 宏, 成 荣

(兰州空间技术物理研究所 真空技术与物理国家级重点实验室, 甘肃 兰州 730000)

摘 要: 为了准确掌握不同工况下混合励磁模式低功率霍尔推力器束流发散和推力矢量偏心特性, 凭借自主设计和改进的一套快速评估霍尔推力器束流发散角和推力矢量偏角原位集成诊断装置, 系统研究了推力器在不同阳极质量流率、磁场、电场下束流分布和推力矢量偏心特性的变化规律。结果表明, 束流发散角随阳极质量流率(0.65~0.95mg/s)和磁场强度(112~142Gs)的变化呈现负相关的特性。当阳极质量流率为0.95mg/s时, 束流发散角降到 29.1° ($<30^{\circ}$), 推力矢量偏角随阳极质量流率和磁场强度的变化分别存在极大值(1.19°)和极小值(0.91°)。束流发散角、推力矢量偏角在放电电压为250~330V时基本保持不变。

关键词: 混合励磁; 低功率; 霍尔推力器; 束流发散; 推力矢量

中图分类号: V 439⁺.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 08-200948-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200948

Beam Divergence and Thrust Vector Deviation Characteristics of Low-Power Hall Thruster

CHEN Xin-wei, GU Zuo, GAO Jun, GUO Ning, WANG Shang-min, SHI Kai, TANG Fu-jun,
CHEN Tao, GUO Wei-long, ZHANG Hong, CHENG Rong

(Science and Technology on Vacuum Technology and Physics Laboratory, Lanzhou Institute of Physics,
Lanzhou 730000, China)

Abstract: In order to accurately master the beam divergence and thrust vector deviation characteristics of low power Hall thruster with the hybrid excitation mode under different working conditions, a set of beam divergence angle and thrust vector deviation angle in-situ integrated diagnosis equipment was designed and improved independently which was systematically evaluated the beam current distribution and thrust vector eccentricity characteristics under different anode mass flow rates, magnetic fields, and electric fields. The test results show that the beam divergence angle is negatively correlated with anode mass flow rate (0.65~0.95mg/s) and magnetic field intensity (112~142Gs). The beam divergence angle drops to 29.1° ($<30^{\circ}$) when the anode flow rate is 0.95mg/s. The thrust vector deviation angle has a maximum (1.19°) and minimum (0.91°) with the variations of anode mass flow rate and magnetic field intensity. However, the beam divergence angle and thrust vector deviation

^{*} 收稿日期: 2020-11-28; 修订日期: 2021-03-09。

基金项目: 国家自然科学基金(12005087); 甘肃省科技计划(20JR10RA478); 真空技术与物理国家级重点实验室基金(HTKJ2019KL510003)。

作者简介: 陈新伟, 博士生, 工程师, 研究领域为空间电推进技术与工程。

通讯作者: 顾 左, 博士, 研究员, 博士生导师, 研究领域为空间电推进技术与工程。

引用格式: 陈新伟, 顾 左, 高 俊, 等. 低功率霍尔推力器束流发散和推力矢量偏心特性研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 200948. (CHEN Xin-wei, GU Zuo, GAO Jun, et al. Beam Divergence and Thrust Vector Deviation Characteristics of Low-Power Hall Thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):200948.)

angle remain basically constant over the discharge voltage range of 250V~330V.

Key words: Bybrid excitation; Low power; Hall thruster; Beam divergence; Thrust vector

1 引言

低功率霍尔推力器(通常情况下功率<500W,直径<70mm)具有结构简单、高比冲、小推力、高推力密度、长寿命等良好的综合性,广泛应用于各类航天器姿态控制、轨道提升等任务。与离子推力器相比,霍尔推力器摆脱了空间电荷的限制,可以实现更高的推力密度。由于其具有高比冲(一般大于1000s)的优点,可以进一步降低航天器携带推进剂的质量,提高卫星的有效载荷,降低发射成本。面向低轨互联网星座、近地轨道对地观测卫星、导航增强卫星等卫星^[1]的使用需求,兰州空间技术物理研究所成功研制了300W低功率混合励磁模式霍尔推力器。

霍尔推力器羽流^[2]含有大量离子、电子和中性原子,由推进器电场加速的高能束离子为主要的推力来源。准确地评估推力器束流发散特性不仅可以提高推力器性能、寿命,同时也为推力器与航天器的成功集成提供必要的试验数据支撑。在航天器的集成中,推力偏离轴的微小幅度足以在航天器上产生大的力矩。若不开展修正,长时间会造成航天器姿态和轨道偏离预定轨道^[3]。准确评估霍尔推力器推力矢量对未来航天器平衡架、电子设备和飞行软件等配套具有重要的意义。

国外对电推力器的束流发散角和推力矢量开展了相关研究。在束流发散角研究方面,国内外研究学者普遍采用法拉第单探针结合移动机构的方式获得推力器束流发散特性^[4-7],但未能一次实验同时获取推力器推力矢量偏心特性。在推力矢量偏角研究方面,俄罗斯火炬局的Gnizdor等^[8]通过采用微推力测量装置和旋转机构结合的方式,使推力器出口平面的法向量与推力架横梁平行,基于扭矩平衡原理对SPT-70和SPT-140霍尔推力器单一工况下的推力矢量开展测试。但是,文中未对测试结果开展影响因素分析,同时该仪器价格较为昂贵且存在外界干扰严重影响测试结果的缺点。美国NASA的Polk等^[9]和Snyder等^[10]为了获得NSTAR 2.3kW和NEXT-C 7kW离子推力器工作期间推力矢量偏心随时间变化情况,开发了一种远场推力矢量探针。但是,该装置仅可收集推力器束流 $-6^{\circ}\sim+6^{\circ}$ 内的离子电流,也不能评估推力器工作期间束流发散角。美国航空航天公司的Pollard等^[11-13]提出由四个十字形状的双线Lang-

muir探头组成的推力矢量装置,获得了T5离子推力器推力矢量,但是,未能获得推力器的束流发散特性。德国泰雷兹电子系统公司的Van Reijen等^[14-15]采用一个由37个阻滞势分析仪(RPAs)组成的直径为2m的半圆弧矢量探针阵列,获得推力器羽流离子电流分布,确定高效多级等离子体推力器(HEMPT)的推力矢量;但是由于多个堆叠栅格的低透明度影响,需要在羽流中的每个测量位置停留相当长的时间,实验也未对实验结果开展影响因素分析。美国NASA的Benavides等^[16]基于高功率霍尔推力器系统的要求和地面真空设备考虑,设计了一个推力矢量诊断装置。该装置由一个距离推力器中心1m的包含23个法拉第探针的线性阵列组成;但是由于探针配合移动机构通过“定位-采集-定位”往复的设计理念,不能反映推力器同一时刻推力器束流离子电流空间分布和演化的特性。通过国外调研,目前还没有一套集束流发散角和推力器矢量偏角于一体测量的装置,也没有低功率霍尔推力器束流发散角和推力器矢量偏角多因素影响的公开文献。

由于霍尔推力器产生的推力为微小推力,对推力大小的测量本身存在很大的难度,要通过直接测试推力的径向分量的方法测试推力矢量偏角,技术难度极大。针对我国低轨互联网星座对低功率霍尔电推进系统动力应用需求,吸取了国外在束流发散角和推力矢量偏角装置的研制经验,兰州空间技术物理研究所研制了一套集束流发散角和推力矢量偏角集成原位在线测试系统,具备获取推力器束流离子同一时刻离子电流空间分布和演化的特性,并应用于300W级励磁模式低功率霍尔推力器的推力矢量偏角和束流发散偏角的测试。

2 试验系统及装置

2.1 真空系统

LHT-40霍尔推力器束流诊断试验是在兰州空间技术物理研究所电推进实验室TS-6B电推进真空实验系统上开展,真空系统见图1。TS-6B电推进真空实验系统主舱为 $\Phi 2\text{m}\times 5\text{m}$,真空抽气系统包括三台K-800TD高真空油扩散泵设备主泵和一台F-400分子泵抽气系统,对氩气有效抽速为 $1.5\times 10^4\text{L/s}$ 。真空度测量采用电阻规-电离规复合真空计,其测量范围为 $10^{-5}\sim 10^5\text{Pa}$ 。系统的空载极限真空度优于 $3.0\times 10^{-5}\text{Pa}$,

当推力器引束流过程氙气流量为 1.1mg/s 时,工作真空度优于 $2\times 10^{-3}\text{Pa}$ 。



Fig. 1 Sketch of vacuum experiment system of LHT-40 Hall thruster

2.2 LHT40霍尔推力器

LHT-40霍尔推力器是由兰州空间技术物理研究所自主研发,面向低轨互联网用的小功率霍尔电推力器。霍尔推力器主要由阴极组件、放电室组件、磁路组件、气路组件和安装组件等组成,推力器放电口径为 40mm 。放电室为环形腔结构,其周围均匀的排布四个励磁线圈,在放电室的一侧布置阴极。霍尔推力器内、外励磁线圈采用串联方式,可以减少一个励磁电源。由于放电回路电流不足以提供最优的磁场位形,需要一个励磁电源进一步为励磁线圈供电。推力器放电所需的磁场由放电电流和外部励磁电源共同提供,该配电方式称为混合励磁供电(励磁线圈一端串入阳极负端,另一端与阴极电源负端连接,同时采用外部励磁电源供电,配电网络见图2。本实验均采用该配电网络),此点与传统霍尔推力器配电方式(励磁线圈采用独立电源供电,阳极电源负端与阴极负端相连,处于同一电位)不同。推力器的

另一组件阴极,位于四个励磁线圈的外部,其为发射电流为 3A 的 LaB_6 空心热阴极,推力器实物如图3所示。图4为阳极质量流率 0.95mg/s ,阴极质量流率 0.1mg/s ,放电电压 290V ,励磁电流 2.4A 下的放电羽流图片。

LHT40霍尔推力器阳极、励磁、阴极加热和阴极触持电源均采用商用电源,推力器供电系统网络如图2所示。地面供气系统包括氙气瓶、减压阀、流量控制器和配套管路等,流量控制系统的精度可以达到满量程的 $\pm 1\%$ 。推力器工作过程所用的设备及仪器包括电流探头(CP1015,量程 15A ,频宽 60MHz ,精度 $\pm 1\%\text{FS}$)、高压差分探头(N1070B,量程 700V ,频宽 100MHz ,精度 $\pm 1\%\text{FS}$)和安捷伦示波器(3024T,最大采样率 5GSa/s ,宽带 200MHz)等,以完成实验过程中电流、电压等关键参数的采集,其中推力器设计主要供电、供气参数见表1。

2.3 束流发散角和束流偏心角诊断系统

为满足 LHT40霍尔推力器束流发散角和束流推力矢量偏心测试,对原有^[3]束流发散角测量系统尺寸和算法进行改进。改进后的束流诊断系统主要由法拉第探针阵列、偏置电源、控制模块和计算机等组成,其中法拉第探针阵列由81个法拉第单探针组成,阵列中心布置1个,其余80个分布在10个同心圆上,每个圆周上均布8个,探针每列间隔 45° ,呈“米”字型放射状,法拉第探针阵列剖面见图5。

法拉第探针阵列中的每条测试信号线进入控制模块后通过一个取样电阻接信号地,通过取样电阻将探针电流信号转换为计算机可采集的电压信号。测试束流的分布,通过分析计算确定束流发散角和推力矢量偏角。

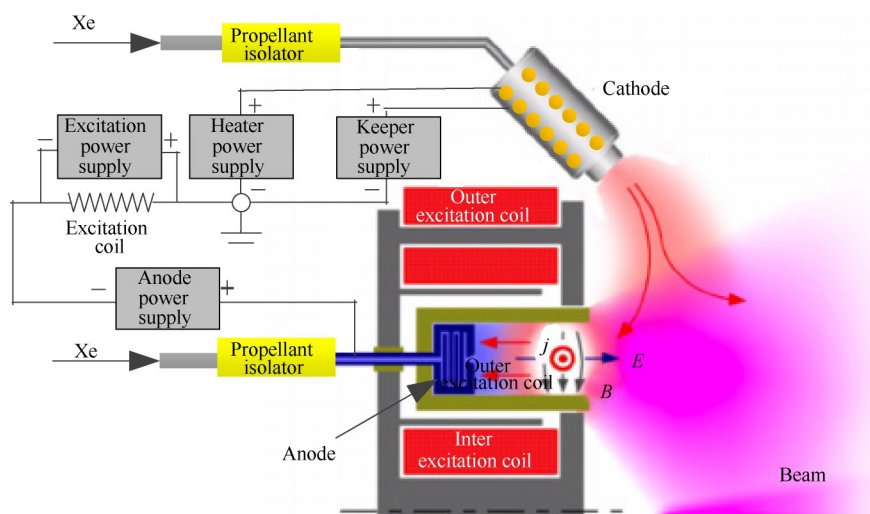


Fig. 2 Sketch of power supply of LHT-40 Hall thruster

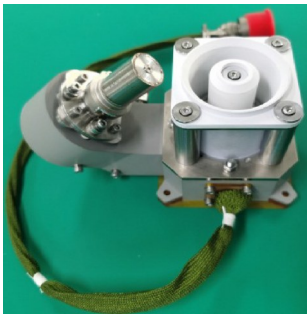


Fig. 3 Photo of LHT40 Hall thruster

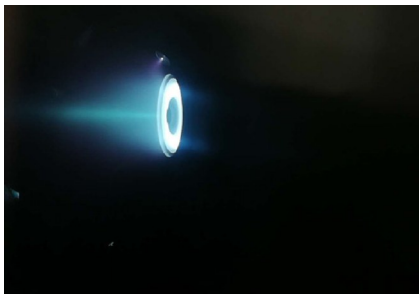


Fig. 4 Photo of LHT40 Hall thruster plume

Table 1 Main design parameters of LHT40

Parameter	Value
Anode mass rate/(mg/s)	0.6~1.1
Cathode mass rate/(mg/s)	0.05~0.2
Power/W	300~500
Thrust/mN	8~15
Specific impulse/s	800~1300
Service life/h	>3000
Anode voltage/V	250~320
Keeper current/A	0.6~1.0
Excitation current/A	2.0~2.8

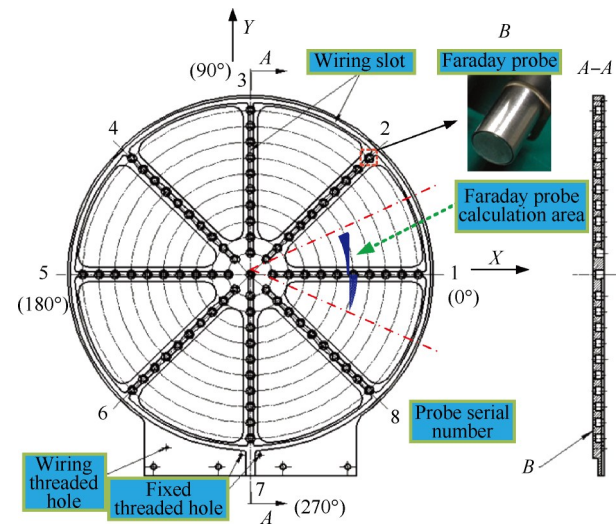


Fig. 5 Profile of Faraday probe array

LHT-40 霍尔推力器安装在安装支架上, 法拉第探针阵列安装在圆盘型金属支架上, 其中推力器喷

口轴线与法拉第探针阵列探测面中轴线重合, 二者相对位置如图 6 所示。为了精确保证上述关系, 法拉第探针阵列、推力器通过可调的安装支架安装在底板上, 两者的安装位置及方向均可实现微调, 保证两者之间的位置精度要求。这两个支架共同安装在底板上, 安装于底板的部分设有调节机构对平台进行调节。为了避免测试干扰, 法拉第探针阵列和推力器安装支架与底板之间均为绝缘安装。

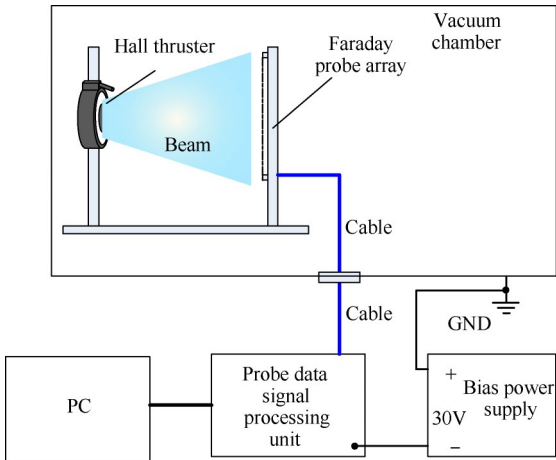


Fig. 6 Schematic diagram of thruster and Faraday probe relative position

2.3.1 束流发散角 α

首先, 对各法拉第探针探测的电流密度 J_{ij} 求均值, 其中电流密度通过式 (1) 获得

$$J_{ij} = \frac{U_{ij}}{RA_p}$$

(1)

式中 U_{ij} 为第 i 组第 j 圈法拉第探针测量的电压, R 为探针回路的电阻, A_p 为探针离子收集面积。

其次, 将第 i 组第 j 圈法拉第探针的电流密度 J_{ij} 乘以该法拉第探针所在探测区域的面积, 得到法拉第探针所在探测区域 (呈环形布置的法拉第探针将圆形的法拉第探针阵列探测面均分为多个圆环段, 每个圆环段内具有一个法拉第探针, 且法拉第探针位于圆环段的中心; 法拉第探针所属圆环段即为法拉第探针的探测区域, 中心法拉第探针的探测区域为圆形) 的束流值。

再次, 将所有法拉第探针的探测区域的束流值累加求和, 获得整个法拉第探针阵列探测面的总束流值 I 。最后, 计算 90% 总束流值对应的半径值。

计算每圈法拉第探针对应的圈束流值 I_j , 从内圈开始进行累加, 每一次累加得到第 1 圈至第 j 圈的累加束流 $I_{\Sigma j}$, 找到与 90% 总束流值最接近的两个累加束流值 $I_{\Sigma j}$, 获得这两个累加束流值 $I_{\Sigma j}$ 对应圈数的半

径,然后用线性插值法计算出 90% 总束流值对应的半径 $r_{90\%}$ (见图 7),束流发散角 α 计算式为

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \frac{r_{90\%} - D/2}{L} \quad (2)$$

式中 D 为霍尔推力器喷口直径, L 为霍尔推力器喷口与法拉第探针阵列探测面的轴向距离。

2.3.2 推力矢量偏角 λ

将所有法拉第探针所在探测区域的束流值累加求和,获得整个法拉第探针阵列探测面的总束流值 I_{ij} 为

$$I_{ij} = S_{ij} \times J_{ij} \quad (3)$$

式中 S_{ij} 为第 i 组第 j 圈法拉第探针的离子收集面积。

推力器的推力矢量偏角通过束流中心计算。假设推力器的束流为点源束流,即视束流从推力器轴线上的 O 点发出,如图 7 所示,并假设推力方向通过测试截面处的束流中心。

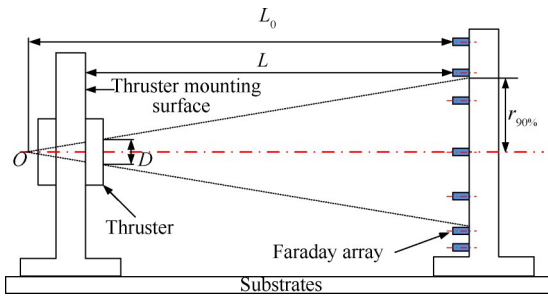


Fig. 7 Sketch of the geometric relationship between the thruster and the Faraday probe array

以法拉第探针阵列探测面为 x, y 平面,用 (x_i, y_j) 表示第 i 组、第 j 圈法拉第探针位置处的坐标。其中, (x_0, y_0) 表示法拉第探针阵列探测面处束流中心,则采用式(4)和式(5)计算束流中心位置。

$$x_0 = \frac{\sum_{i=1}^M x_i I_{ij}}{I} \quad (4)$$

$$y_0 = \frac{\sum_{j=1}^N y_j I_{ij}}{I} \quad (5)$$

计算探测面处的束流中心到霍尔推力器中心轴线的距离 d 为

$$d = \sqrt{x_0^2 + y_0^2} \quad (6)$$

根据图 7 示出的几何关系计算束流源点 O 到探测面的距离 L_0 为

$$L_0 = \frac{R_{90\%}}{\tan\left(\frac{\alpha}{2}\right)} \quad (7)$$

推力矢量偏角 λ 为

$$\lambda = \tan^{-1} \frac{d}{L_0} \quad (8)$$

在法拉第探针阵列组成平面上,束流源点 O 与束流中心位置 (x_0, y_0) 组成的空间矢量与法拉第探针阵列组成平面的交点与 x 正向的夹角定义为推力矢量的方位角(方位角以序号 1 的法拉第探针阵列位置定义为 0° ,逆时针依次增大,具体角度定义见图 5)。推力矢量偏角(大小)和推力矢量的方位角(方向)共同确定推力矢量空间特性。

3 试验结果与讨论

实验所采用的 LHT-40 低功率霍尔推力器的内、外线圈串入放电回路,阳极质量流率为 $0.65 \sim 0.95 \text{ mg/s}$ (间隔 0.1 mg/s),供电电压为 $290 \sim 330 \text{ V}$ (间隔 10 V),各工况下推力器的工作真空度(氙气负载)始终优于 $2.0 \times 10^{-3} \text{ Pa}$ 。

3.1 阳极质量流率影响

图 8 为 LHT-40 霍尔推力器在阳极电压为 290 V 、励磁电流为 2.4 A 条件下阳极流量分别为 $0.65, 0.75, 0.85$ 和 0.95 mg/s 时,序号 1 和序号 5 法拉第探针阵列收集的离子电流密度 J 变化图。从图 8 中可以看出,推力器随阳极质量流率从 0.65 mg/s 增大到 0.95 mg/s 过程中,推力器离子电流密度呈现增大趋势,其中推力器中心束流密度最大值从 0.158 mA/cm^2 增到 0.189 mA/cm^2 ,最大离子电流密度增加 19.6% ,其中当阳极质量流量增大到 0.95 mg/s (对应推力器的总功率为 320 W ,总功率可以表示为 $P_t = U_d I_d + U_{ck} I_{ck} + U_{ex} I_c$,其中 U_d 代表阳极电压, I_d 代表阳极电流, U_{ck} 代表触持电压, I_{ck} 代表触持电流, U_{ex} 代表励磁电压, I_c 代表励磁电流)推力器中心轴线位置处电流小于相邻探针的电流值,即电流密度测量结果呈现“双峰”结构。说明随质量流率增加,推力器内部电离作用增强,推力器工

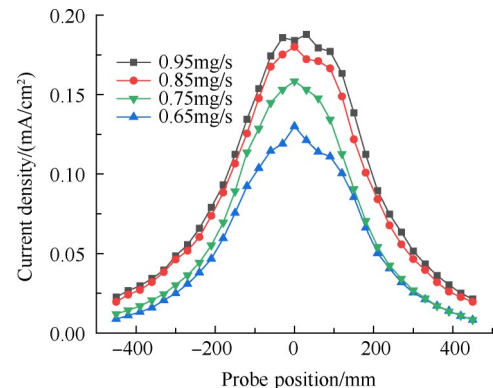


Fig. 8 Curve of ion current density under different anode mass flow rates

作模式由发散型向聚焦型转变,对等离子定向作用增强,束流聚焦性增强,此处与 Conversano^[17]低功率霍尔推力器 MaSMi-60 研究结果一致。

推力器在阳极电压 290V、励磁电流 2.4A 条件下阳极流量分别为 0.65,0.75,0.85 和 0.95mg/s 推力器束流特性分布云图见图 9。从图中可以看出,阳极质量流率在 0.65,0.75 和 0.85mg/s,束流最大值位于推力器中心位置。质量流率增大到 0.95mg/s,中轴线离子电流密度出现“双峰”结构,与图 8 测试结果一致。为了保证能在实验中获得较好的羽流聚焦位型和较低的羽流发散角,阳极供气质量流量必须高于该临界值。根据实验结果,对于氙气工质的 LHT-40 推力器的阳极供气流量的临界值可取为 $\dot{m}_a = 0.95\text{mg/s}$ (束流发散角最小,推力器放电束流聚焦性高)。

采用式(2)对不同位置处离子流密度积分后得到的总离子束电流的变化结合放电电流,得到对应工况下的束流发散角。图 10 为 LHT-40 霍尔推力器在阳极电压为 290V、励磁电流为 2.4A 条件下阳极流量分别为 0.65,0.75,0.85 和 0.95mg/s 下束流发散角变

化曲线。对试验数据采用线性拟合,束流发散角与阳极质量流率遵循 $Y=41.01-12.2X$ 对应关系,式中 Y 代表束流发散角, X 代表阳极质量流率。从图中可以看出,质量流率从 0.65mg/s 增大到 0.95mg/s 时,束流发散半角从 32.1° 降到 29.1°,数据变化趋势与 Conversano^[17-18]开发低功率霍尔推力器 MaSMi-40 研究结果一致,主要原因分析为随推力器质量流率的增加,推力器放电电流增大,放电电流激发励磁线圈产生磁场强度增加,束流聚焦性强。

根据式(8)和式(4),(5)分别获得 LHT-40 霍尔推力器在阳极电压为 290V、励磁电流为 2.4A 条件下,阳极流量为 0.65~0.95mg/s 时的推力矢量偏角。如图 10 所示,阳极质量流率从 0.65~0.95mg/s 增大过程中,推力矢量偏角呈现先增大后减小的变化规律,在阳极质量流率 0.85mg/s 时最大,达到 1.19°,阳极质量流率继续增大到 0.95mg/s 时推力矢量偏角为 0.95°,说明放电电压为 290V 时恒定的电压下,推力矢量偏角极值点位于阳极流量在 0.85~0.95mg/s 时,且当阳极质量流率为 0.95mg/s 时推力矢量偏角 <1.0°。分析可能

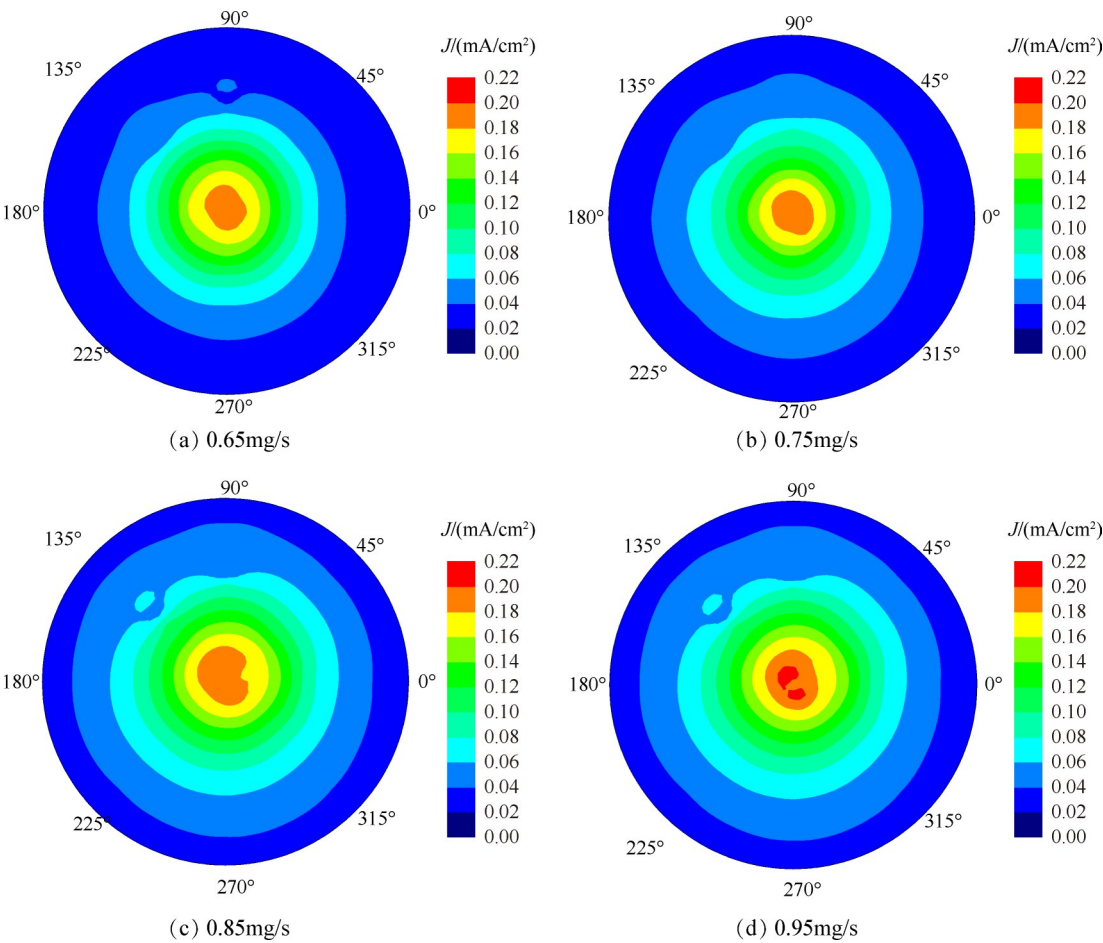


Fig. 9 Contour map of ion current distribution of LHT-40 Hall thruster with different anode mass flow rate under discharge voltage of 290V

原因为,随阳极质量流率的增加,电离作用增强,放电电流增加,在0.65~0.85mg/s时,推力器磁场未达到理想的聚焦磁场位型,当质量流率达到0.95mg/s时,放电电流增大,此电流和励磁电源电流共同形成的推力器聚焦磁场位型有所改善。

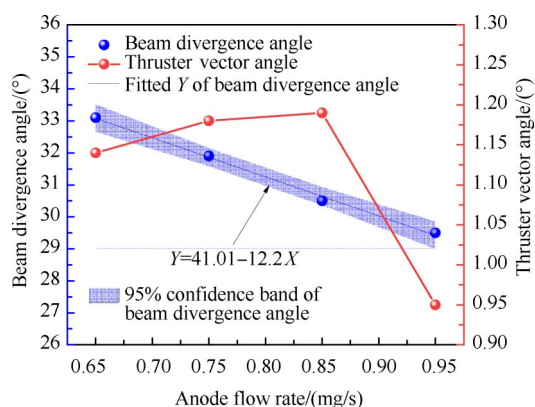


Fig. 10 Variation curve of beam divergence angle and thrust vector angle with different anode mass flow rate under discharge voltage 290V and excitation current 2.4A

图11为LHT-40霍尔推力器在阳极电压为290V、励磁电流为2.4A条件下阳极流量分别为0.65,0.75,0.85和0.95mg/s下推力矢量方位角变化极坐标图,由图可以得出,不同阳极质量流率下推力矢量方位角分布比较集中,在118.6°~124.2°,最大方位角相差5.6°。说明方位角在290V放电电压下,方位角基本不随流率变化出现明显的变化,基本不受阳极质量流率的影响。

3.2 磁场影响

霍尔推力器羽流发散和推力矢量特性是加速区径向电场、磁场位型、加速区轴向位置、离子声速下

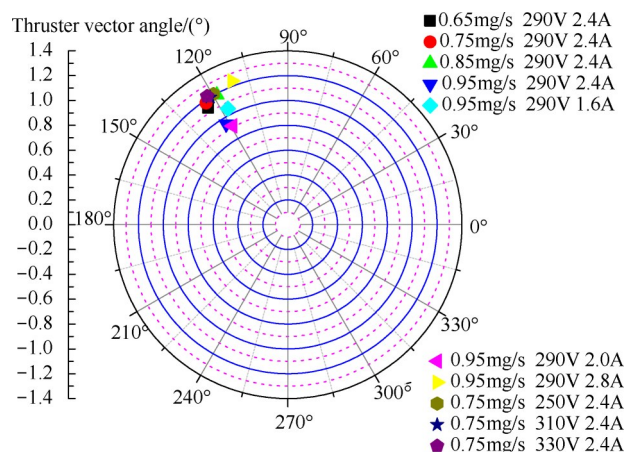


Fig. 11 Measured thrust vector position in polar representation under different anode flow rate and excitation current

的热扩散、羽流中的粒子散射等多个物理过程共同作用结果的体现。为了研究磁场对束流特性的影响,开展了不同磁场束流特性研究。图12为阳极质量流率0.95mg/s、放电电压290V下励磁电流(磁场变化)为1.6,2.0,2.4和2.8A(推力器轴线出口峰值磁场分别为112,121,130和142Gs)下推力器束流密度分布云图。从图12可以看出,同一磁场下推力器束流离子体为膨胀流动,呈现轴线中心离子电流密度大,随径向离子电流密度依次减小。随磁场强度增大,推力器束流中心离子电流逐渐增大。当励磁电流从2.0A(推力器轴线出口峰值磁场121Gs)增大到2.4A(推力器轴线出口峰值磁场130Gs),束流最大值偏离推力器轴线。当磁场增大到142Gs,束流呈现不对称结构,说明此时推力器束流聚焦作用明显,但并非理想聚焦磁场位型。

阳极质量流率0.95mg/s、放电电压290V不同磁场下束流发散角和推力矢量偏角曲线见图13。从图13可以看出,随磁场强度的增加,推力器束流发散角由33.1°降低至29.2°。此时推力器推力矢量偏角随磁场强度增加呈现先增加后减小的趋势,推力器出口峰值磁场强度为121和130Gs时,束流矢量偏角分别为0.91°和0.95°(<1°),说明在121~130Gs磁场位型对推力器推力矢量偏角存在极小值,也反映该磁场下放电形成有效的聚焦效果。根据公式(4),(5)获得对应工况的束流矢量方位角,推力矢量方位角变化见图11。由图11可以看出,推力不同磁场强度下推力器束流矢量方位角大约在111.2°~119.1°,最大方位角相差7.9°。说明290V放电电压(恒定电场)与阳极质量流率对推力器推力矢量的变化相比,磁场的作用对推力器推力矢量的贡献更为明显。分析原因可能为:由于推力器阳极质量流率是通过气体分配器注入放电通道,随着阳极质量流率的增加(中性原子增多),导致放电通道原子与电子碰撞几率增加,引起电离率的增加,对电离区有影响。而磁场通过控制推力器放电通道内电子沿磁力线做螺旋运动,影响放电通道电离率分布,最终控制推力器放电通道内部电势的分布,对通电内电离和加速都有重要的影响,对推力器推力矢量影响也更加明显。

3.3 放电电压影响

为了进一步探究不同放电电压对推力器束流发散和推力矢量偏角的影响规律,获得了恒定流率和恒定磁场下的束流发散角和推力矢量偏心特性。图14为LHT-40霍尔推力器在阳极质量流率为0.75mg/s、推力器出口轴向磁场强度为130Gs条件下,放电电

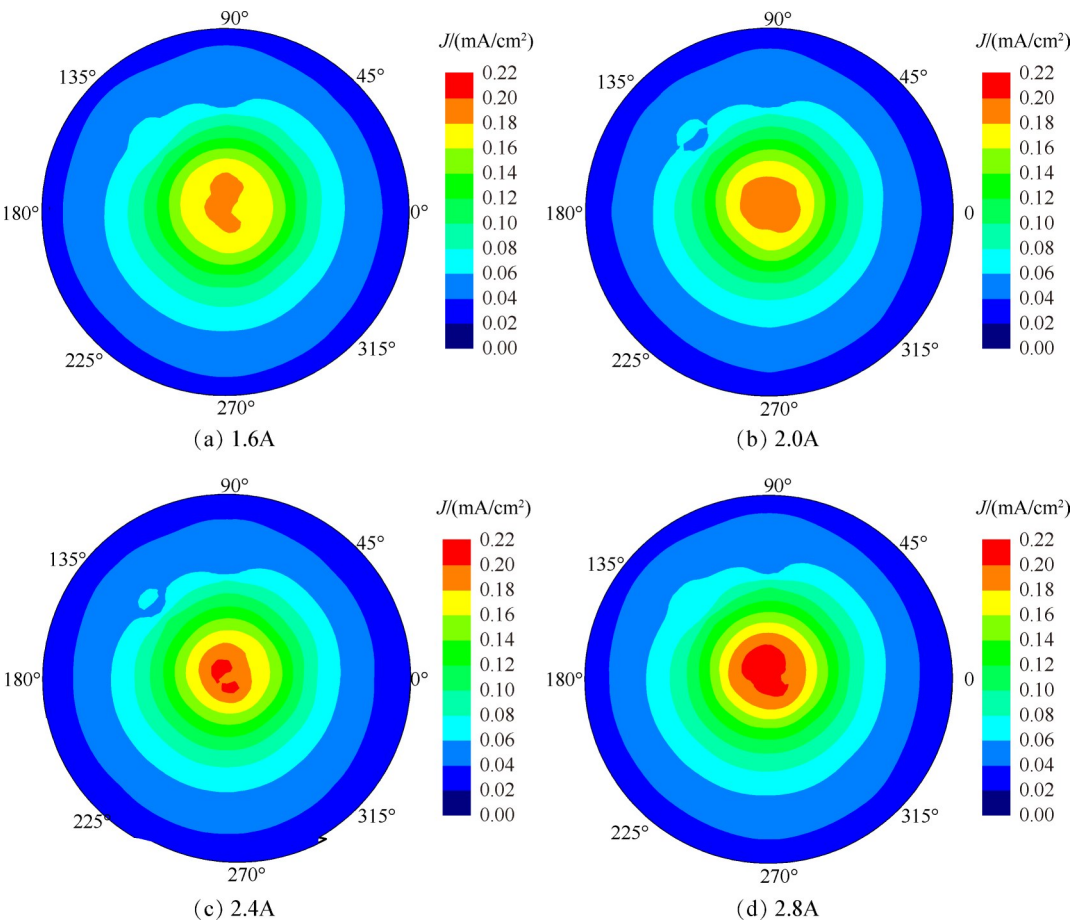


Fig. 12 Contour map of ion current distribution of LHT-40 Hall thruster with different excitation current under discharge voltage of 290V and anode flow rate 0.95mg/s

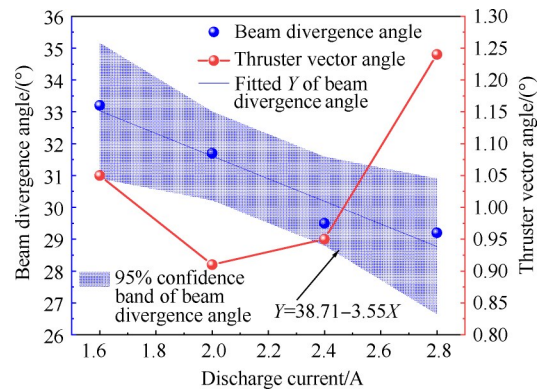


Fig. 13 Variation curve of beam divergence angle and thrust vector angle with different excitation current under discharge voltage 290V and anode mass flow rate 0.95mg/s

压分别为 250, 290, 310 和 330V 法拉第探针阵列收集的离子电流密度分布云图。从图 14 中可以看出,在固定阳极质量流率下,放电电压从 290V 增大到 330V 过程中,推力器离子电流密度呈现增大趋势,其中推力器中心束流密度最大值从 0.158mA/cm² 增到 0.189mA/cm²,最大离子电流密度增加 19.6%,该变化趋势与质量流率和磁场对束流离子电流密度变化一

致。分析该现象的主要原因为:随加速电压的提高,束流中多核离子比例增加,进而导致总束流密度增加^[19]。此外,另外根据 Hofer 等^[20]的解释,原因可能为随放电电压的增加,进一步导致推力器放电通道内部电场分布的改变,使放电通道内部电压比例增加,电离区位置向上游移动,进一步延长加速区的位置,进而导致推力器束流密度增大。

不同放电电压下束流发散角和推力矢量偏角曲线见图 15。从图 15 可以看出,随放电电压的增加,推力器束流发散角在 31.8°~32.4°变化,呈现稍微变小的趋势。对束流发散角和放电电压拟合,从拟合斜率 -0.002 (约为 0) 可以看出,束流发散角在放电电压 250~330V 保持不变,即束流发散角基本不随放电电压的变化而变化。原因可能为推力器在阳极质量流率为 0.75mg/s 特定的磁场下(130Gs),推力器在 250~330V 的放电电压下放电室内部电离离子随放电电压增加,电场对离子产生加速作用,加速后束流发散角基本保持不变,250V 即可对离子的形成有效的加速电场。

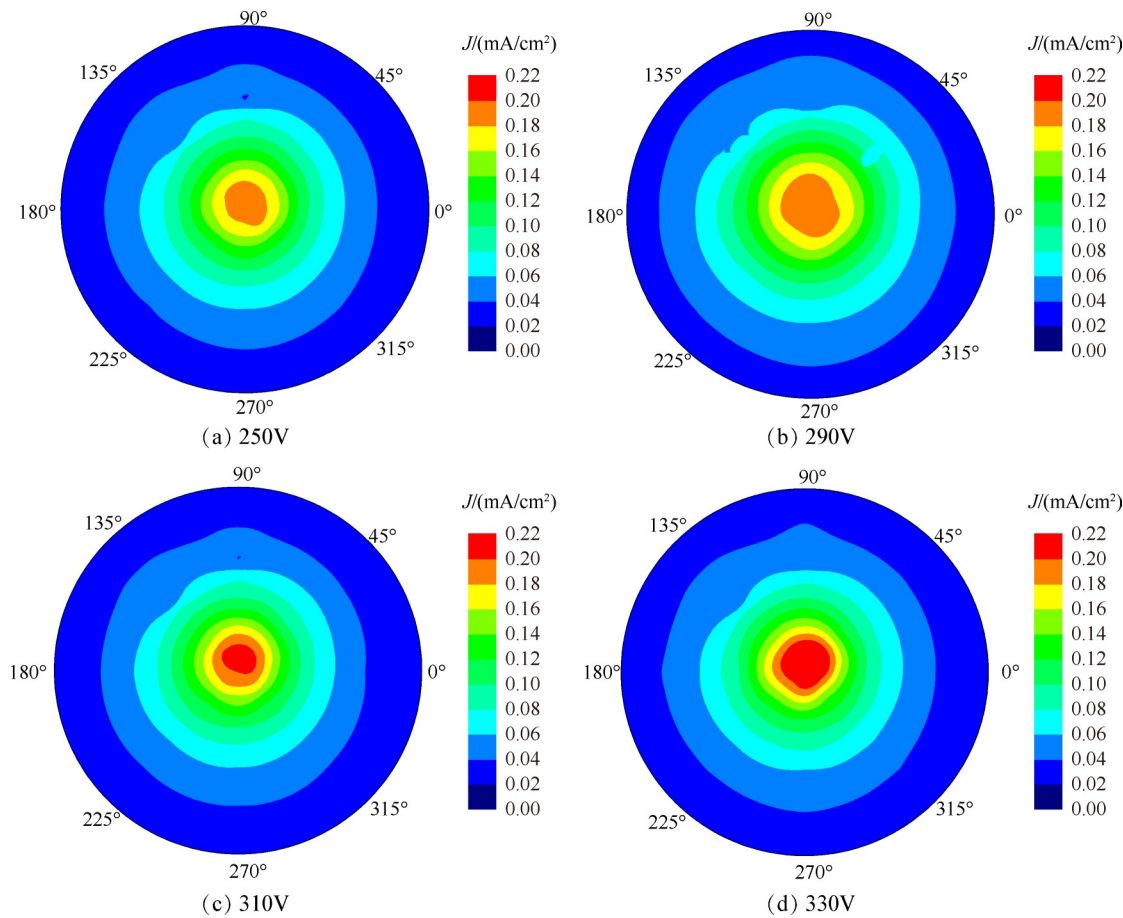


Fig. 14 Contour map of ion current distribution of LHT-40 Hall thruster with different discharge voltage under excitation current of 2.4A and anode flow rate 0.75mg/s

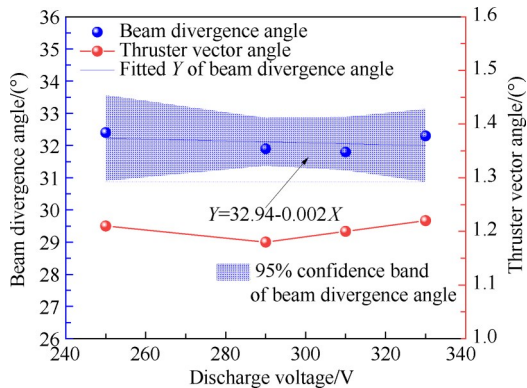


Fig. 15 Variation curve of beam divergence angle and thrust vector angle with different discharge voltage under excitation current 2.4A and anode mass flow rate 0.95mg/s

不同放电电压下推力器推力矢量方位角变化曲线见图 11,由图 11 可以看出不同放电电压下,推力矢量方位角在 $119.6^{\circ}\sim 121.1^{\circ}$,最大方位角相差 1.5° 。初步分析原因可能为:混合励磁模式 LHT40 推力器在恒定的磁场、阳极质量流率下,由于放电通道内部磁场约束电子,导致中性原子碰撞电离占重要作用。放电电压引起的阳极和阴极之间的轴向电场对放电

通道电离出的离子起着定向加速作用,对束流离子偏转影响较小,进而导致推力器推力矢量偏角变化很小。

4 结 论

通过本文研究,可以得到如下结论:

(1)不同工况下,混合励磁模式低功率霍尔推力器束流发散半角为 $29.2^{\circ}\sim 33.2^{\circ}$ 。随质量流率增加和磁场增大,推力器电离和聚焦效果明显,电流密度测量结果呈现“双峰”结构,束流发散角呈现减小的趋势。质量流率和磁场改变对发散角的贡献大于电场对发散角的贡献。

(2)阳极质量流率、放电电压一定时,推力矢量偏角随磁场增加呈现先减小后增大的规律。当推力器出口磁场强度峰值为 121Gs 和 130Gs 时,推力矢量偏角 $<1.0^{\circ}$ 。但是,由于采用混合励磁模式供电,放电回路电流串入磁场引起磁场的变化,在恒定电场下推力矢量偏角随阳极质量流率增加呈现先增加后减小的趋势,说明在该配电网下质量流率为 $0.85\sim 0.95\text{mg/s}$ 时,推力器内部电离作用诱发产生良好的聚

焦磁场位型。

(3)在恒定磁场、流率下,放电电压(250~330V)引起的轴向电场对放电通道电离出的离子起着定向加速作用,对束流离子偏转影响较小,导致推力器推力矢量偏角随放电电压的变化较小。

霍尔推力器羽流发散和推力矢量特性是由推力器几何外形、配电网络供电方式、加速区径向电场、加速区轴向位置、羽流中的粒子散射、空心阴极的位置等多个物理过程共同作用结果的体现。为了更全面、准确获悉霍尔推力器束流发散和推力矢量普适规律,需要对不同输入功率量级、尺寸、空心阴极的位置、配电网络等因素开展研究。同时结合推力器放电室内部电势分布、等离子参数(电子温度、电子密度等)分布等特性,进一步获取霍尔推力器等离子产生、演化和扩散的较为全面的信息。

致谢:感谢国家自然科学基金、甘肃省科技计划和真空技术与物理国家级重点实验室基金的资助。

参考文献

- [1] Conversano R W, Goebel D M, Hofer R R, et al. Performance Enhancement of a Long-Life, Low-Power Hall Thruster for Deep-Space Smallsats[C]. *Yellowstone Conference Center: 2017 IEEE Aerospace Conference*, 2017.
- [2] Goebel D M, Katz I. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters [M]. *Manhattan: John Wiley & Sons*, 2008.
- [3] 唐福俊. 离子推力器推力矢量偏角测试[J]. *真空与低温*, 2009, 15(2): 81-85.
- [4] Chen T, Yang J, Chen X, et al. The Plume Diagnostics of 30 cm Ion Thruster with an Advanced Plasma Diagnostics System[J]. *Plasma Science and Technology*, 2020, 22(9): 37-43.
- [5] Cao S, Wang X, Ren J, et al. Performance and Plume Evolutions During the Lifetime Test of a Hall-Effect Thruster[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 509-520.
- [6] Azziz Y. Instrument Development and Plasma Measurements on a 200-Watt Hall Thruster Plume[D]. *Cambridge: Massachusetts Institute of Technology*, 2003.
- [7] Brown D L, Gallimore A D. Evaluation of Facility Effects on Ion Migration in a Hall Thruster Plume[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(3): 573-585.
- [8] Gnizdor R, Pridannikov A K S, Savchenko K. Investigation of the Thrust Vector Angle Stability of the Stationary Plasma Thrusters[C]. *Atlanta: 35th International Electric Propulsion Conference*, 2017.
- [9] Polk J, Anderson J, Brophy J. Behavior of the Thrust Vector in the NSTAR Ion Thruster[C]. *Cleveland: 34th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1998.
- [10] Snyder J, Goebel D M, Hofer R R, et al. Performance Evaluation of the T6 Ion Engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 28(2): 371-379.
- [11] Pollard J E. Beam-Centroid Tracking Instrument for Ion Thrusters[J]. *Review of Scientific Instruments*, 1994, 65(12): 3733-3738.
- [12] Pollard J, Welle R. Thrust Vector Measurements with the T5 Ion Engine[C]. *San Diego: 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1995.
- [13] Pollard J, Beiting E. Ion Energy, Ion Velocity and Thrust Vector Measurements for the SPT-140 Hall Thruster[C]. *Cannes: Spacecraft Propulsion*, 2000.
- [14] Van Reijen B, Weis S, Lazurenko A, et al. High Precision Thrust Vector Determination through Full Hemispherical RPA Measurements Assisted by Angular Mapping of Ion Energy Charge State Distribution[C]. *Washington: 33rd International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [15] Weis S, Lazurenko A, Van Reijen B, et al. Overview, Qualification and Delivery Status of the Hempt Based Ion Propulsion System for Smallgeo[C]. *Washington: 33th International Electric Propulsion Conference*, 2013.
- [16] Benavides G F, Mackey J, Ahern D, et al. Diagnostic for Verifying the Thrust Vector Requirement of the AEPS Hall-Effect Thruster and Comparison to the Next-C Thrust Vector Diagnostic [C]. *Cincinnati: 2018 Joint Propulsion Conference*, 2018.
- [17] Conversano R. Low-Power Magnetically Shielded Hall Thrusters[D]. *Los Angeles: University of California Los Angeles*, 2015.
- [18] Conversano R W, Goebel D M, Hofer R R, et al. Performance Analysis of a Low-Power Magnetically Shielded Hall Thruster: Experiments [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(4): 975-983.
- [19] Hallouin T, Mazouffre S. Far-Field Plume Characterization of a 100W Class Hall Thruster [J]. *Aerospace*, 2020, 7(5): 58-79.
- [20] Hofer R, Haas J, Gallimore A. Ion Voltage Diagnostics in the Far-Field Plume of a High-Specific Impulse Hall Thruster [C]. *Huntsville: 39th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2003.

(编辑:张 贺)