

附加场强度对低工况 AF-MPDT 性能的影响

郭 盼, 魏延明, 周 成

(北京控制工程研究所 北京市绿色高效能空间推进工程中心, 北京 100190)

摘 要:附加磁场强度与位形是大功率磁等离子体动力推力器(Applied Field Magnetoplasma-dynamic Thruster, AF-MPDT)重要工作参数之一。为验证附加磁场强度对低工况下 AF-MPDT 性能的影响,采用北京控制工程研究所联合北京航空航天大学研制的 100 kW 级 AF-MPDT 原理样机,利用推力靶测量系统进行高温震动环境下的推力测量,针对不同附加磁场强度(30 ~ 230 mT)下的推力器开展中低功率性能研究实验。实验结果表明,在一定范围内,增加磁场强度可提升低工况下推力器推力、比冲、放电电压及效率等性能指标,并且放电电流越大,性能提升效果越明显。分析表明,低工况下 AF-MPDT 推力、比冲与磁场强度的平方根呈线性关系;推力器放电电压与磁场强度呈线性关系;推力器效率随磁场强度增强而增加,最终达到相应工况下的极限。

关键词:磁等离子体动力推力器;附加磁场强度;投靶法;性能

中图分类号:V439.4 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)02-0044-09

Effects of the intensity of applied magnetic field impacted on AF-MPDT performance operated at low power

GUO Pan, WEI Yanming, ZHOU Cheng

(Beijing Institute of Control Engineering, Beijing Engineering Research Center of Efficient and Green Aerospace Propulsion Technology, Beijing 100190, China)

Abstract: Intensity and profile of applied magnetic field are working parameters of great significance for the applied field magnetoplasma-dynamic thruster(AF-MPDT). A 100 kW AF-MPDT principle prototype developed by Beijing Institute of Control Engineering and Beihang University was used to estimate the performance of MPDT under medium power with applied magnetic field varied from 30 mT to 230 mT. A target thrust measurement method under high temperature and vibrating environment was applied. The test results show that within a certain range, increasing the intensity of applied magnetic field could improve the thrust, impulse, discharge voltage and efficiency of AF-MPDT under low power. Besides, the performance improvement of AF-MPDT is more obvious under higher discharge current. Further analysis shows that when the AF-MPDT was operated under low power, thrust and impulse are proportional to the square root for intensity of magnetic field; discharge voltage is proportional to intensity of magnetic field; efficiency increases with intensity of magnetic field but finally reaches the up

收稿日期:2018-09-20;修回日期:2018-11-26

基金项目:军委科技委前沿创新项目(17-H863-03-ZT-005-068-01)

作者简介:郭 盼(1995—),女,硕士,研究领域为航天推进技术

limit under the corresponding working condition.

Keywords: AF-MPDT; intensity of applied magnetic field; target thrust measurement

0 引言

磁等离子体动力推力器(Magnetoplasmadynamic Thruster, MPDT)在高比冲、大推力方面具有自身的优势,并且可与大功率核电源相结合,可作为未来完成深空探测任务的理想推进方案之一^[1]。MPDT的加速机理为电磁加速,推进剂工质经过电离形成等离子体,在磁场与电场的相互作用下轴向的力加速等离子体喷出。依据磁场来源又可分为附加场磁等离子体动力推力器和自身场磁等离子体动力推力器。一般而言,自身场磁等离子体动力推力器功率需要达到百千瓦的量级才能获得较好的性能,其放电电流在千安以上。AF-MPDT借助外部装置获得磁场,其结构示意图如图1所示,其推力产生机制主要分为4种^[2-4]:①自身场加速:电极电流产生的周向磁场 B_θ 与放电电流相互作用产生力 $j_r \times B_\theta, j_z \times B_\theta$,该部分推力与电流 j^2 成正比,且对现阶段研究的AF-MPDT的推力贡献只占很小一部分;②旋涡加速:附加磁场与放电电流产生的力 $j_r \times B_z, j_z \times B_r$,使等离子体产生周向旋涡,通过扩张型的磁喷管将旋涡动能转换为轴向动能,该种加速机理通常被认作中等功率下AF-MPDT推力产生的主要机制;③霍尔加速:在加速区域霍尔参数 Ω 足够大时应用广义欧姆定律可以产生周向电流 j_θ ,与附加磁场相互作用 $j_\theta \times B_z, j_\theta \times B_r$ 分别产生径向和周向作用力,在高磁场强度和低质量流率下,霍尔加速的作用较为显著;④气动加速:高速流动的等离子体经过焦耳加热,通过气动膨胀过程将静焓转换为动能。在高质量流率低比冲和低电流下,气动模型占据了一定的比重。

从事AF-MPDT设计及地面验证实验的主要有美国、德国、日本、俄罗斯、中国等少数国家。在研究的第一阶段(1963年-1970年),受电源功率的制约,推力器的功率大多在30 kW以下,并多采用碱性金属工质作为推进剂。后期至今的研究集中在百千瓦至兆瓦级别功率推力器的研制及性能验证。德国斯图加特大学^[5]于2011年研制的AF-MPDT ZT1推力器采用氩气作为推进工质,在90 mT的附加磁场强度下最大功率120 kW,最大放电电流

2.1 kA,最高推进效率45%,在其基础上进行改进的AF-MPDT SX3推力器^[6]在配置最大磁场为400 mT的磁线圈后,实测最大功率可达115 kW,推力3.4 N;比萨大学^[7]设计的准稳态脉冲推力器采用氩气作为推进剂,在附加磁场强度为120 mT时,功率最高可达200 kW,推进效率为28%;北京控制工程研究所与北京航空航天大学联合研制的100 kW级AF-MPDT原理样机最大实测功率114 kW,推力3.0 N,比冲5 360 s。

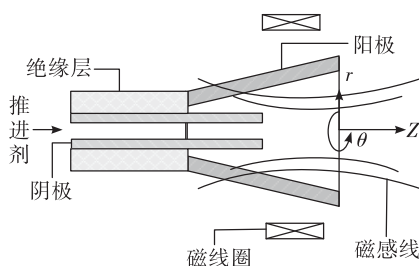


图1 AF-MPDT结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the AF-MPDT Thruster

文献[8]指出,功率一定时,增强轴向磁场会对比冲带来60%的提升,以低于50 kW功率水平运行的AF-MPDT可以表现出同MW级别的SF-MPDT相近的性能(效率和比冲)。这表明附加磁场强度作为AF-MPDT重要的工作参数之一,影响推力器整体性能。早期的研究表明^[9],附加磁场的方向应平行或与放电通道形成一定的小角度,磁场的分布和电极之间也呈现一定的几何规律,即阴极位于中心,同轴为环绕的阳极,二者同处在轴对称分布的磁场中。该种附加磁场位形具有约束羽流的作用,能够提高放电电压,减少功率在电极的沉降,提升加热效率。附加磁场可由螺线管或永磁体产生,其典型强度值在百mT的量级。关于附加磁场的最佳位形及最佳强度,需要结合数值与实验的方法同时进行求解。东京大学的Sasoh^[10]等人采用了等离子诊断和理论分析方法探究了附加磁场对10 kW级AF-MPDT准稳态过程下推力产生机理的影响;大阪大学Tahara^[11]等人研究了轴向磁场强度对放电电流在千安级别的推力器MY-III准稳态过程的影响,并确定出当推进剂工质为 H_2 及 $N_2 + 2H_2$ 混合物时的最佳附加磁场强度;德国斯图加特大学^[5]于2012

年分别发布了 AF-MPD ZT1 推力器与 AF-MPD SX3 推力器的性能测试结果, SX3 推力器对原始 ZT1 推力器的附加磁场做出了改进, 一方面降低了线圈出口磁场强度, 另一方面使磁场形状变得更加细长, 显示出较高的场发散度。结果表明, 细长型的磁场位形对于磁等离子体动力推力器性能提升有一定的作用, 但关于最优磁场位形的确定还有待后续研究。

本文采用北京控制工程研究所与北京航空航天大学联合研制的 100 kW 级 AF-MPDT 原理样机, 考虑到实验数据点的数量以及真空实验系统能力, 针对不同附加磁场强度 (30 ~ 230 mT) 下的 AF-MPDT 开展了中低功率性能实验研究, 采用推力靶测量系统完成高温震动环境下的推力测量工作, 分析了附加磁场强度对推力器性能的影响, 并得出了结论。

1 实验系统

大功率 AF-MPDT 低工况下性能测试原理图与实物图分别如图 2 和图 3 所示, 主要由真空系统、电源控制与测量系统、供气冷却测温综合系统及靶推力测量系统构成。其中, 真空系统为推力器点火提供真空环境, 并保持真空度处于 $10^{-1} \sim 10^{-4}$ Pa 之间。电源控制与测量系统为推力器提供点火、励磁和阳极电源, 并测量相关电气参数。供气冷却综合测温系统为推力器工作提供稳定的气源, 保持推力器及电源在大功率工作条件下的冷却状态, 同时采集相应组件工作点温度。推力器靶测量系统能够测量推力器产生的推力, 测量范围为 0.1 ~ 25 N。

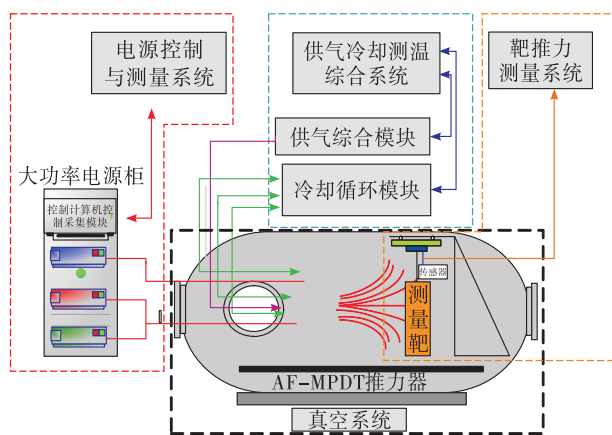


图 2 AF-MPDT 性能测试系统

Fig. 2 Schematic diagram of AF-MPDT performance test system



图 3 AF-MPDT 性能测试系统实物图

Fig. 3 Photo of AF-MPDT performance test system

本次实验中采用的推力器阴极为多孔空心阴极, 阴阳极均设计有水冷结构, 可以在大功率条件下长期稳定工作。附加磁场由水冷螺线管提供, 线圈中心的磁场强度最高可以达到 0.3 T。推力器原理样机如图 4 所示。

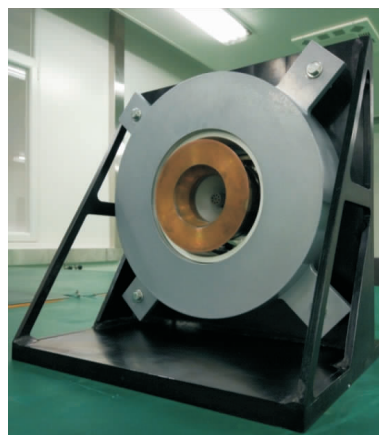


图 4 100 kW 级 AF-MPDT 原理样机

Fig. 4 Elementary prototype of 100 kW AF-MPD Thruster

1.1 真空系统

真空系统由低温泵真空系统、氦泵真空系统、分子泵真空系统、粗抽真空系统、真空测量系统、真空复压系统及束流防护系统组成, 为 AF-MPDT 启动点火和工作提供必备的真空环境, 同时实现对点火过程中粒子溅射的防护, 保证测量精度。

真空舱直径 3 m, 长度 6 m。共有 3 套低温泵, 2 套安装在副舱, 1 套安装于主舱前端顶部位置。同时开启 3 套低温泵可保证大功率 MPD 点火所需的 $10^{-1} \sim 10^{-4}$ Pa 真空环境。当推进剂氙气的质量流率为 40 mg/s 时, 舱内真空环境可以维持在 0.1 Pa 以下。

1.2 电源控制与测量系统

电源控制与测量系统包括点火电源、阳极电源与励磁电源。点火电源为电磁推力器启动提供高电压脉冲,确保推力器正常点火。阳极电源为推力器工作提供持续的输入功率以维持其稳态运行,励磁电源为螺线管提供电流以产生所需的附加磁场。同时该系统能够测量并显示推力器稳态工作放电电压电流、励磁线圈电压电流、启弧电压电流等电气参数。

1.3 供气冷却测温综合系统

供气冷却测温综合系统为推力器阴极提供流量范围为 $0 \sim 500 \text{ mg/s}$ 的氩气,通过计算机控制变频器的频率来调节循环泵的流量输出,为推力器阳极、阴极、励磁提供定流量的去离子水实现循环冷却,其工作频率在 $10 \sim 12 \text{ Hz}$ 范围内,同时该系统能够测量并采集进出水管、阳极外壳、阴极组件等温度数值。

1.4 推力靶测量系统

1.4.1 投靶法测量原理

直接测量 AF-MPDT 的推力在技术上存在较大难度,主要原因包括磁线圈较重,而推力相对较小;推力器的水路、气路、电路连接管路复杂,推力测量时会产生明显的牵扯力,导致测量值出现较大偏差。为避免上述问题,本次实验中采用投靶法间接测量推力,即利用推力器束流来获得推力值。实验测量过程中,靶面最高温度可达 $1\,300 \text{ K}$ 。其测量原理图和实物图分别如图 5^[12] 和图 6 所示。

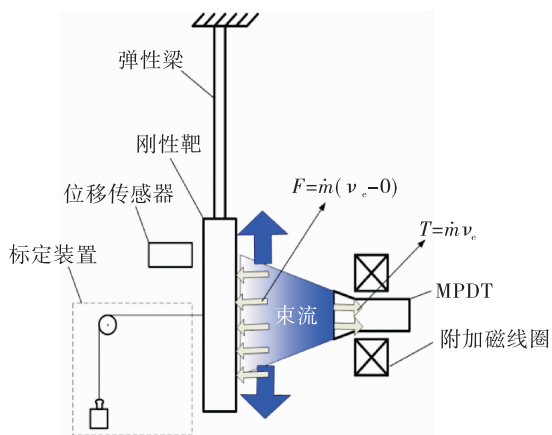


图5 投靶法推力测量原理示意图

Fig. 5 Schematic diagram of target thrust measurement method

从图 5 中可以看出,投靶法推力架主要由弹性梁、刚性靶和位移传感器组成。刚性靶固定在弹性梁的底部,拦截推力器束流,并将束流对靶面的作用力传递到弹性梁,使弹性梁产生弯曲,位移传感器测量出弹性梁的弯曲量,结合推力架标定结果即可获得束流对靶作用力的大小。

具体的标定方法为:在实验前对靶通过砝码施加一系列的标准力,同时记录推力架传感器的输出电压,实现对推力架的标定。实验过程中根据推力架的输出电压推算出实际作用在靶面上的力。

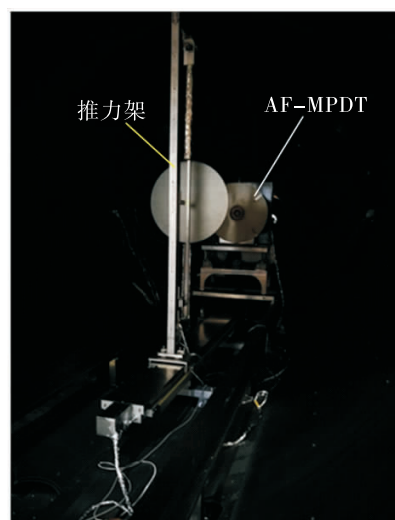


图6 投靶法推力架及 AF-MPDT

Fig. 6 Physical map of a target thrust stand and AF-MPD Thruster

推力器产生推力的大小由式(1)给出,推力器的束流对靶面的作用力由式(2)给出,在数值上两者相等。因此可根据推力架的输出电压获得推力器的推力值:

$$F = \dot{m}_e v_e \quad (1)$$

$$F = \dot{m}_e (v_e - 0) \quad (2)$$

式中: \dot{m}_e 为束流质量流率, kg/s ; v_e 为排气速度, m/s 。

1.4.2 靶推力架标定结果

靶推力架的标定结果如图 7 所示,推力架的线性相关系数在 $0.999\,99$ 以上,重复度在 99.9% 以上,表明推力架有着良好的线性度和重复性。

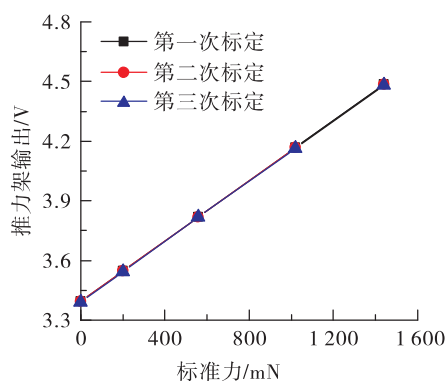


图7 靶推力架标定结果

Fig. 7 Calibration curves for the target thrust stand

1.4.3 标准推力架比对结果

工程中多采用基于三丝扭摆法的标准推力架对霍尔推力器进行推力测量,其原理如图8所示^[13]。扭摆平台被三根均匀受力的扭丝吊起,推力器工作时产生的推力对平台产生扭转力矩,作用于激光器上的反射镜,使标尺上激光光斑的位置发生移动,移动距离与推力成正比,从而测得推力。这一直接测量方法在很大程度上消除了温度、压强等环境因素对测量造成的干扰,测量不确定度可控制在1.5%以内^[14]。

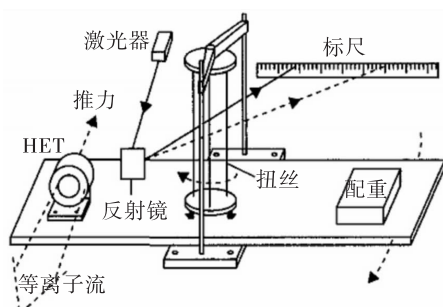


图8 三丝扭摆微推力测量原理图

Fig. 8 Schematic diagram of three-wire torsion pendulum thrust measurement method

在本实验中,采用靶推力器测量系统对工作在3 kW的霍尔推力器进行了推力测量,如图9所示。由于真空舱尺寸和位移机构的限制,推力靶距离推力器460 mm,推力直接测量结果为113 mN,如图10所示。根据探针测得的羽流发散角按比例换算后求得轴向推力为118.8 mN,采用经标定后的标准推力架测量该推力器相应工况下的推力为120 mN。

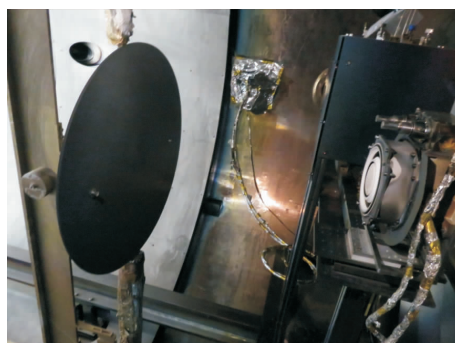


图9 石墨靶及霍尔推力器

Fig. 9 A Hall thruster applied target thrust measurement method

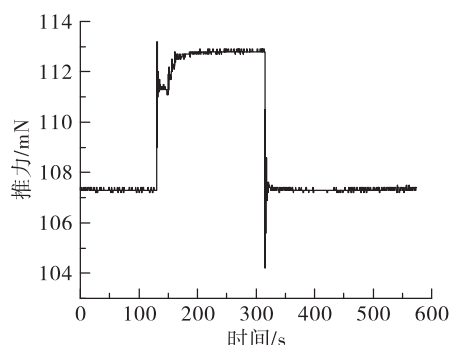


图10 3 kW 霍尔推力器推力曲线

Fig. 10 Thrust curve of a 3kW Hall Thruster varied with time

结果显示,采用投靶法测量到工作在3 kW的霍尔推力器推力为118.8 mN,与标准推力架标定的120 mN结果相比,存在1%的误差,在工程测量可接受的误差范围内。与标准推力架的比对实验表明,投靶法作为一种间接测量推力的方法,同样具有高精度与可靠性,可用于大功率磁等离子体推力器的推力测量。

2 低工况下推力器性能实验结果及分析

本次实验主要研究附加磁场强度对低工况下运行的推力器性能的影响。实验中采用氩气作为推进剂,推进剂质量流率为40 mg/s;放电电流分别为160 A, 200 A和240 A;附加磁场强度从30 mT提高到230 mT。不同磁场强度下推力、比冲、放电电压和效率的测量结果分别如图11~图14所示,结

合理论及经验模型分析附加磁场强度对低工况推力器上述性能带来的影响,并得出结论。

2.1 推力

美国俄亥俄州立大学的 Mikellides 等人利用 MACH2 方法针对 100 kW 渐稳态 AF-MPDT 工作过程进行了数值模拟^[15],总结出了一种解析模型,用以研究各指标参数对推力器工作过程的影响。该模型下推力表达式为:

$$T = \frac{25}{A^{\frac{1}{4}}} \sqrt{\frac{a}{\phi}} \frac{R(R+1)}{\sqrt{R^{3.8}-1}} \sqrt{\frac{R-1}{R}} \sqrt{\dot{m}IB} \quad (3)$$

式中: A 为推进剂工质质子数; a 为阴极半径与电极长度之比; R 为阳极与阴极长度之比; ϕ 为电离因素,取定值 0.452^[16]; \dot{m} 为推进剂质量流率, kg/s; I 为放电电流, A; B 为磁场强度, T。由式(3)可以看出,当推力器的电极尺寸及推进剂类型、质量流率一定时,其产生的推力正比于附加磁场 B , 放电电流 I 乘积的平方根。

图 11 用连续曲线描绘了在实验工况下应用该推力公式得到的理论值,散点表示各工况 ($I=160$ A, $I=200$ A, $I=240$ A) 下推力随磁场变化的实测值。可以看出,当 $I=200$ A 时,实测值与理论值呈现出了较强的拟合度。当 $I=160$ A, $I=240$ A 时,实验实测值与理论值有一定的偏差,但推力随磁场变化所呈现的趋势与理论相符,并表现出强线性相关性。当 $I=160$ A 时,随着磁场强度由 30 mT 增加到 230 mT,推力从 436 mN 增加到 769 mN,增长了 76.4%; 当 $I=200$ A, $I=240$ A 时,推力的增长幅值分别为 108.7%、117.4%。以上结果表明,放电电流越大,增加附加磁场强度对提高推力的效果越显著。

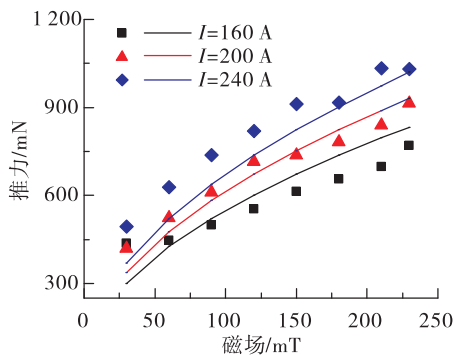


图 11 推力-磁场曲线

Fig. 11 Thrust curves varied with applied magnetic field

2.2 比冲

推力器的比冲由式(4)确定。图 12 反映了附加磁场强度对推力器比冲的影响,同样用连续曲线描绘了随磁场变化下的理论值,用散点描绘了相应工况下的实测值。在实验中推进剂质量流率固定不变,比冲和推力呈线性相关:

$$I_{sp} = \frac{T}{\dot{m}g} \quad (4)$$

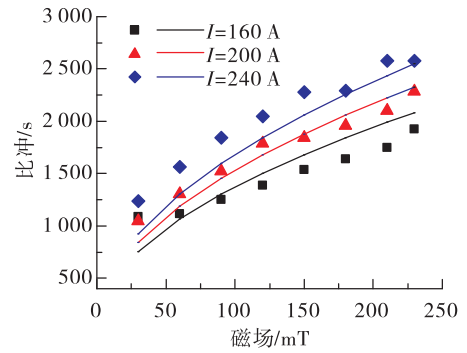


图 12 比冲-磁场曲线

Fig. 12 Impulse curves varied with applied magnetic field

2.3 电压

AF-MPDT 的放电电压 V_p 由以下三部分组成: V_{res} , V_{emf} 及 V_e ^[17]。 V_{res} 为阴阳极之间的阻抗压降以及由霍尔电流产生的压降,带电粒子在正交的电磁场中会产生回旋及漂移运动,同时电子与离子也存在着复杂的碰撞作用。该部分电压同放电电流,等离子体密度及温度有关。 V_{emf} 为反电动势电压,该部分电压作为放电电压的主要部分,由等离子体的运动产生,根据漩涡加速理论,径向电流与轴向附加磁场产生的周向作用力,使等离子体形成旋涡,并通过收缩-扩张型的磁喷管将旋涡动能转换成轴向动能。其旋转角速度 ω 由下式给出^[16]:

$$\omega = \frac{BI}{\dot{m}} \left(1 - \frac{2}{R^2 + 1}\right) \quad (5)$$

通过对径向电场沿径向进行积分得到该部分电压 $V_{emf} \propto (B^2 I / \dot{m})$ ^[18]。 V_e 为电极损耗与热阻,附加磁场阻碍穿过磁场线的电子运动,对放电电流的阻抗导致阳极沉降电压增加以适应必要的电荷传输,阳极能量通量增加,产生功率损失。该部分电压与放电电流及附加磁场强度呈线性关系,即

$V_e \propto IB$ ^[19], 阳极功率沉降也成为制约推力器性能的重要因素, 随着放电电流的增大, 该现象越发明显。

Mikellides 等人通过 MACH2 方法建立的放电电压模型如下^[15]:

$$V_p = \frac{21.7}{\sqrt{A\phi}} \left[\frac{446aB}{R-1} \left(\frac{R^2 I n^2 R}{R^2 - 1} - \frac{R^2 - 1}{4} \right) - 1 \right] \quad (6)$$

该模型强调推力器结构尺寸设计对性能的影响, 放电电压与磁场强度呈线性相关, 与推进剂类型有关, 但与放电电流、推进剂流率相关性较小。

结合本实验所采用的 100 kW 推力器在不同放电电流及推进剂流率下的实际工况, 对式(6)进行修正, 得到放电电压的表达式如下:

$$V_p = \frac{21.7}{\sqrt{A\phi}} \left[\left(\frac{R^2 I n^2 R}{R^2 - 1} - \frac{R^2 - 1}{4} \right) - 1 \right] f(B, I, \dot{m}) \quad (7)$$

在 AF-MPDT 放电腔内磁场的方向与电场的方向相互垂直, 正负极间的电流流通需要穿过磁场, 当增大磁场强度 B 时, 轴向的磁场对于径向运动的电子有强束缚作用, 使得电子难以到达阳极, 磁场的约束使得弧长增加, 弧阻增大, 放电电压增大。降低推进剂流量使得阴阳极间载流子浓度降低, 直接增加了极间阻抗, 导致放电电压增大^[20]。放电电流对放电电压的影响机理尚存在争议, 但过高的放电电流会产生“Onset”现象, 放电电压呈现大幅波动, 严重时发生电极烧蚀^[21]。

图 13 用连续曲线描绘了修正后模型下的理论数值, 散点表示相应工况下的实测值。结果显示: 放电电流一定时, 放电电压与附加磁场强度呈较强的线性关系。在磁场较弱 (< 100 mT) 时各放电电流下电压值比较接近, 磁场强度上升到 120 mT 之后放电电压值得到了明显提升。对比不同电流下的电压变化可以看出, 当 $I = 160$ A 时, 放电电压由 55.3 V 提升到 98.6 V, 增长幅值 78.3%; 当 $I = 200$ A 时, 放电电压由 49 V 提升到 99.4 V, 增长幅值 102.8%; 当 $I = 240$ A 时放电电压由 46.6 V 提升到 106 V, 增长幅值 127.5%。上述实验结果表明, 放电电流越大, 提高附加磁场强度对放电电压的提升效果越显著。

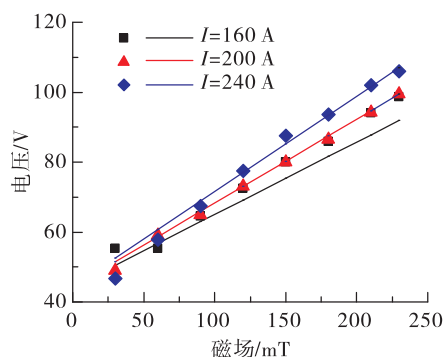


图 13 放电电压-磁场曲线

Fig. 13 Discharge voltage curves varied with applied magnetic field

2.4 效率

推力器的效率是指推力器将输入电能转换为束流动能的效率, 其值由式(6)给出:

$$\eta = \frac{T^2}{2mP} = \frac{V_{emf}}{V_p} \quad (8)$$

式中 P 为输入电功率, W。

图 14 显示了推力器的效率随附加磁场强度的变化规律。图 14 中用散点表示实测效率, 用连续曲线拟合效率的变化趋势。

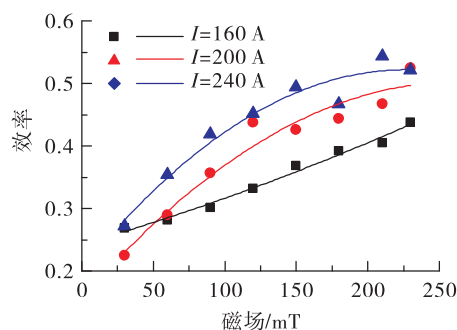


图 14 效率-磁场曲线

Fig. 14 Efficiency curves varied with applied magnetic field

由图 14 可以看出, 随着磁场的增强, 推力器的效率总体呈上升趋势; 在放电电流较低的情况下, 效率同磁场强度的线性关系较强, 而当放电电流较大时, 效率增长速率明显降低直至瓶颈。出现此种情况的原因可能在于: ①效率与推力 T 的二次方成正比, 放电电流 I 与放电电压 V_p 的乘积成反比, 在由测量值带来的误差的综合影响下, 效率增长的趋势会减慢; ②推力器的效率反映出粒子轴向动能的转化率, 从电压的角度理解, 随着磁场强度的增加,

有效电压 V_{emf} 的增长速率大于其余无用部分 ($V_p - V_{\text{emf}}$) 的增长速率,效率呈现增长趋势,然而随着放电电流的增加,气动加速产生的推力所占的比重逐渐减小,对有用电压带来的贡献减少,而霍尔电流产生的电磁力与磁场强度呈线性关系,进一步增加了无用电压,且随着放电电流的增加,阳极功率沉降现象明显,存在极限效率^[16]:

$$\eta_{\text{asymptotic}} = \left[1 + \frac{C_1(B_a + C_2)}{0.5(K_H(2r_a)B)^2} \right]^{-1} \quad (9)$$

式中: C_1, C_2 为经验拟合系数; K_H 为霍尔加速机制的拟合系数; r_a 为阳极半径, m。上述结果表明,受到推力器几何尺寸的限制及放电过程中复杂的电磁耦合机理的影响,推力器效率不会无限增大,但可通过增强磁场强度和在一定范围内增大放电电流来提高推力器效率。

3 结论

本文采用投靶法推力测量技术得到 100 kW 级 AF-MPDT 在 30 ~ 230 mT 的附加磁场强度下的性能。实验中推进剂氙气的质量流率为 40 mg/s, 推力器的放电电流分别设定为 160 A, 200 A 和 240 A。实验工况下测得推力器的功率变化范围为 8 ~ 25 kW, 推力变化范围为 420 ~ 1 030 mN, 效率变化范围为 22% ~ 52%。实验结果表明,在一定范围内,增加磁场强度可提升低工况下推力器性能,并且放电电流越大,性能提升效果越明显。通过进一步的分析可得,低工况下推力器的推力、比冲与磁场强度的平方根呈线性关系,放电电压与磁场强度呈线性关系,效率总体呈增长趋势,但随着磁场强度的进一步提高,达到相应工况下的极限值。

参考文献:

- [1] KOODYS A, CHOUERI E. A critical of review of the state-of-the-art in the performance of applied field magnetoplasma-dynamic thrusters [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Tucson: AIAA, 2005.
- [2] SASOH A. Simple formulation of magnetoplasma-dynamic acceleration [J]. Physics of Plasmas, 1994, 1 (3): 464-469.
- [3] COLETTI M. A thrust formula for an MPD thruster with applied-magnetic field [J]. Acta Astronautica, 2012, 81 (2): 667-674.
- [4] ERSOHN F H, GIRIMAJI S S, STAACK D, et al. Magnetic nozzle plasma plume: review of crucial physical phenomena [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012.
- [5] BOXBERGER A, BAMBACH P, HERDRICH G, et al. Experimental investigation of steady-state applied-field magnetoplasma-dynamic thrusters at institute of space system [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Atlanta: AIAA, 2012.
- [6] BOXBERGER A J, STEL P, HERDRICH G. Performance of 100kW steady state applied-field MPD thruster [C]//31st International Symposium on Space Technology and Science. Japan: Matsuyama, 2017.
- [7] ALBERTONI R, PAGANUCCI F, ROSSETTI P, et al. Experimental study of a hundred-kilowatt class applied-field magnetoplasma-dynamic thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 2013, 29 (5): 1138-1145.
- [8] SOVEY J S, MANTENIEKS M. Performance and lifetime assessment of magnetoplasma-dynamic arc thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7 (1): 71-83.
- [9] PATRICK R M, SCHNEIDEMAN A M. Performance characteristics of a magnetic annular arc [C]//6th Symposium on Engineering Aspects of Magnetohydrodynamics. Pittsburgh: PA, 1965.
- [10] ARAKAWA Y, SASON A. Electromagnetic effects in an applied-field magnetoplasma-dynamic thruster [J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8 (1): 98-102.
- [11] TAHARA H, KAGAYA Y, YOSHIKAWAI T. Effects of applied magnetic fields on performance of quasisteady magnetoplasma-dynamic arcjet [J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11 (2): 337-342.
- [12] WANG B J, YANG W J, TANG H B, et al. Target thrust measurement for applied-field magneto-plasma-dynamic thruster [J]. Measurement Science and Technology, 2018, 29 (7).
- [13] 宁中喜, 范金葵. 三丝扭摆微推力在线测量方法及不确定度分析 [J]. 测控技术, 2012, 31 (5): 45-48.
- [14] 杨涓, 刘宪闯, 王与权, 等. 微波推力器独立系统的三丝扭摆推力测量 [J]. 推进技术, 2016, 37 (2): 362-371.
- [15] MIKELLIDES P G, PRUCHI P J. Applied-field magnetoplasma-dynamic thrusters, part 2: analytic expressions for thrust and voltage [J]. Journal of Propulsion and Power,

- 2000,16(5):894-901.
- [16] ALBERTONI R, PAGANUCCI F, ANDR ENUCCI M. A phenomenological performance model for applied-field MPD thrusters [J]. *Acta astronautica*, 2015, 107: 177-186.
- [17] LEV D R, CHOUEIRI E. Scaling of efficiency with applied magnetic field in magnetoplasmadynamic thrusters [J]. *Journal and Power*, 2012, 28(3):609-616.
- [18] LI Zefeng, TANG Haibin, WANG Yibai, et al. Increasing the effective voltage in applied-field MPD thrusters [J]. *Journal of Physics*, 2018, 51 (8).
- [19] MYERS R M, SOULAS G C. Anode power deposition in applied-field MPD thrusters [C] //28th Joint Propulsion Conference. Nashville: AIAA, 1992.
- [20] 张岩,康小录,乔彩霞. 钨钨空心阴极放电等离子体特性实验研究[J]. *火箭推进*, 2014, 40(5):55-60.
- ZHANG Yan, KANG Xiaolu, QIAO Caixia. Experimental investigation for discharge plasma properties of BaW hollow cathode [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2014, 40 (5):55-60.
- [21] BARNETT J W, JAHN R G. Onset phenomena in MPD thrusters [C]//AIAA/DGLR/JSASS 18th International Electric Propulsion Conference. Virginia: AIAA, 1985.

(编辑:马 杰)