

AN基推进剂在脉冲激光辐照下的电场加速特性^{*}

段卜仁^{1,2}, 章皓男^{1,2}, 华佐豪³, 吴立志^{1,2,4}, 鲍紫荆^{1,2}, 郭宁³,
叶迎华^{1,2,4}, 沈瑞琪^{1,2,4}

- (1. 南京理工大学 化学与化工学院, 江苏 南京 210094;
2. 南京理工大学 空间推进技术研究所, 江苏 南京 210094;
3. 上海航天动力技术研究所, 上海 201109;
4. 工业和信息化部 微纳含能器件重点实验室, 江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究加速电极结构对激光脉冲等离子体推力器推力性能的影响, 分别用三种构型的加速电极对推力器的放电性能进行了试验。同时, 为了提高推力器的推力性能, 采用AN基推进剂替代传统PTFE推进剂进行了试验, 并分析对比了两种推进剂的推力性能。通过电流探针、光电传感器以及微冲量测试平台等装置对推进剂进行了相应测试。结果表明: 加速电极长度与宽度的增加均不利于引发电弧放电, 导致推力器的放电延迟时间延长; AN基推进剂相比于PTFE推进剂具有更高的等离子体峰值电流以及更短的放电延迟时间; 随着放电电压由0V升高至1500V, AN基推进剂的比冲由295.10s升高至738.47s, 而PTFE推进剂的比冲由114.40s升高至499.40s。AN基推进剂自身所含的化学能提高推进剂的微冲量, 但同时也增加了推进剂的质量消耗。尽管如此, 相比于PTFE推进剂, AN基推进剂仍具有最高的比冲以及更优的推力性能。

关键词: 等离子体推力器; 推进剂; 推力性能; 电弧放电; 激光推进

中图分类号: TJ45; V43 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 11-210439-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210439

Electric Acceleration Characteristics of AN-Based Propellant under Pulsed Laser Irradiation

DUAN Bu-ren^{1,2}, ZHANG Hao-nan^{1,2}, HUA Zuo-hao³, WU Li-zhi^{1,2,4}, BAO Zi-jing^{1,2}, GUO Ning³,
YE Ying-hua^{1,2,4}, SHEN Rui-qi^{1,2,4}

- (1. School of Chemistry and Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
2. Institute of Space Propulsion, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
3. Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai 201109, China;
4. Micro-Nano Energetic Devices Key Laboratory, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Acceleration electrodes with three types were presented to test the discharge performance of the laser-pulsed plasma thruster (LPPT), aiming to investigate the effects of electrode geometry on thrust performance. Furthermore, AN-based propellant was designed as substitute for ordinary PTFE propellant to enhance the thrust performance of the LPPT, and the thrust performance of the two propellants was compared. The performance of the propellant was analyzed by current probe, photoelectric sensor and a micro-impulse test bench. The results suggest that increasing length and width of the electrodes are not conducive to arc discharge, which leads

^{*} 收稿日期: 2021-07-05; 修订日期: 2021-10-14。

作者简介: 段卜仁, 博士生, 研究领域为激光烧蚀微推进。

通讯作者: 沈瑞琪, 博士, 教授, 研究领域为激光烧蚀及等离子体微推进技术。

引用格式: 段卜仁, 章皓男, 华佐豪, 等. AN基推进剂在脉冲激光辐照下的电场加速特性[J]. 推进技术, 2022, 43(11): 210439. (DUAN Bu-ren, ZHANG Hao-nan, HUA Zuo-hao, et al. Electric Acceleration Characteristics of AN-Based Propellant under Pulsed Laser Irradiation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(11):210439.)

to an increase in discharge delay time. AN-based propellant has higher plasma peak current and shorter discharge delay time compared to PTFE propellant. As the discharging voltage increases from 0V to 1500V, the specific impulse of the AN-based propellant increases from 295.10s to 738.47s, while the PTFE propellant increases from 114.40s to 499.40s. The chemical energy contained in the AN-based propellant improves the impulse bit, but it also increases the mass consumption of the propellant. Nevertheless, AN-based propellant still has the highest specific impulse and better thrust performance compared to PTFE propellant.

Key words: Plasma thruster; Propellant; Thrust performance; Arc discharge; Laser propulsion

1 引言

当前,随着空间开发与探索任务的需求,微纳卫星得到了快速发展。作为微电子、微机械、新材料、计算机等高新技术结合的产物,微纳卫星具有体积小、质量轻、研制周期短、发射灵活、反应快速以及高性价比等优点,并广泛应用于空间通信和导航、高分辨率对地遥感、深空探测、空间控制以及军事侦察等民用/军用领域。随着微纳卫星技术的进一步发展,它将在军民用方面发挥越来越重要的作用^[1-3]。由于空间任务的复杂性,特别是多颗微纳卫星组成的分布式卫星系统,要求微纳卫星具备良好的机动性与协调能力,这对微纳卫星所携带的推进系统提出了更高的要求。传统的化学推进存在比冲低、推力控制精度差以及不能重复启动等缺点,难以满足微纳卫星对推进系统的苛刻要求,因此必须寻求其它推进方式来满足微纳卫星对推力的需求^[3]。

目前已经提出了多种适用于微纳卫星的潜在推进系统,如离子推力器、霍尔推力器、场发射推力器(FEEP)、离子液体微电推力器、MEMS阵列式推力器、脉冲等离子体推力器(Pulsed plasma thruster, PPT)等。PPT是电推进的一种,属于脉冲电磁推进,具有比冲高、结构简单、耐用等特点,其在小卫星研究领域得到了越来越多的重视^[4]。与此同时,随着激光技术的成熟,小型化的星载激光等离子体推力器也得到了快速发展,激光推进技术的优点在于可以大幅度提高推进剂的比冲与推进效率,提高有效载荷比,降低发射成本;此外,由于激光的高功率密度,烧蚀后的等离子体能够具有数十公里/秒的定向初速度^[5-6],若通过电磁等手段将激光烧蚀后的等离子体进行加速,可以进一步提高推进系统的比冲,因此,将激光推进和电推进技术进行结合有可能为提高推力器推力性能、改善推力器的复杂性提供新方法^[7]。

激光脉冲等离子体推力器(Laser-pulsed plasma thruster, LPPT)基于PPT的工作原理,通过高能脉冲激光照射至固态靶材诱导等离子体产生,随即通过

外加电磁场进一步加速等离子体,这种情况下,任何固体材料均可作为推进剂使用,因此推进系统不需要任何储箱或管道系统,更加简化了推进系统的结构^[6]。但是,此推进系统仍存在一些缺点与不足,如系统能量损失大、效率低、推力器工质利用率低等。此外,激光烧蚀羽流中夹杂着未经电离的大颗粒,容易沉积在卫星及星载光学器件表面,造成羽流污染^[7]。通过优化加速电极结构以及采用易电离推进剂等方式可以提高工质利用效率并解决羽流污染等问题,但取得的效果有限。尽管如此,LPPT简单的结构、高比冲以及烧蚀初始速度高等优势仍然吸引着国内外的研究机构。21世纪初,Horisawa等^[8-10]提出了激光-电场混合推进的概念,并设计了平行式与同轴式激光辅助等离子体推力器,通过采用不同的加速电极结构与推进剂,进行了一系列激光-电场混合加速系统的基础研究。2005年,Zaidi^[11-12]等提出了针对高比冲推力器的磁导激光烧蚀理论,通过磁场诱导以加速激光等离子体羽流,试验发现等离子体羽流受到磁场的影响较大,磁场的引入使得等离子体的膨胀速度升高,此外磁场还可以控制等离子体羽流运动方向,准直等离子体羽流,进而实现对推力的矢量控制。2012年,Zhang等^[13-15]设计了一种反射式激光-电磁场耦合等离子体推力器,除了对推力器的推进性能及放电特性进行评估外,通过建立傅里叶热传导模型、流体动力学模型与热化学模型,得到了激光脉冲等离子体烧蚀羽流的膨胀、组分演化以及电离过程。

激光脉冲等离子体推力器的研究主要集中在加速系统的结构设计以及加速性能的研究上,通常采用铁氟龙(PTFE)、氧化铝陶瓷以及各种金属材料作为推进剂使用,其中,PTFE推进剂在PPT与LPPT中的应用最为广泛。但其也存在明显缺点,如推进剂表面容易出现碳沉积引发滞后烧蚀等^[16],因此研究者一直在尝试寻找PTFE推进剂的替代物。化学推进剂作为含能物质,利用其内部化学能的释放,可以大幅提高推力器的推力和推力功率比^[16]。传统化学

推进剂中,以硝酸铵(AN)作为氧化剂,其配方的主要优点是特征信号低、感度低、安全性能远远优于高氯酸铵及硝胺基推进剂^[17-18],同时由于推进剂中不含氯元素等卤族元素,当其完全气化后不产生 HCl 等腐蚀气体,因此具有良好的环境相容性^[19],一定程度上能够解决 LPPT 中羽流污染的问题。文中采用硝酸铵作为主体氧化剂,设计了 AN 基复合推进剂替代传统 PTFE 推进剂,利用化学推进剂自身所含的化学能,大幅提高了 LPPT 的推力性能,同时避免了传统高氯酸铵(AP)推进剂中腐蚀性气体^[19]羽流污染的问题。综上,AN 基推进剂凭借其优异性能,非常有可能成为固体 PTFE 推进剂的替代品,同时 AN 基推进剂的提出也为日后 PPT、LPPT 的发展与空间应用提供了新的思路与重要的参考依据。

2 方 法

2.1 LPPT 工作原理

激光脉冲等离子体推力器的工作原理如图 1 所示,推力器的工作过程可分为两个阶段:在第一阶段,固体推进剂受到脉冲激光辐照后,部分分解为气体、带电粒子或固态颗粒,随后沿两极间的轴向喷出。第二阶段,带电粒子在强电场作用下分别向两极加速,随后发生电弧放电现象。等离子体团在阴阳电极间电场的作用下与电容放电电路构成闭合回路,形成放电电流,随着放电电流的增大,自感磁场强度增强,等离子体与电磁场之间的相互作用也随之变强,随后等离子体中的离子在自感磁场中被洛伦兹力加速。此外,较大的粒子可能在粒子碰撞过程和化学反应过程中分解为更小的粒子,一定程度上提高了激光烧蚀产物的电离度,因此,电弧放电的发生可以使推力器获得更高的比冲。与此同时,通过改变激光器参数和放电回路参数,可以精确控制

推力器的推力性能,实现高精度的冲量控制。

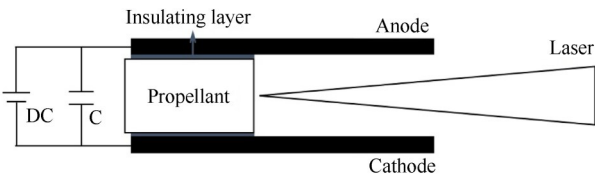


Fig. 1 Schematic illustration of the laser-pulsed plasma thruster (LPPT)

2.2 材料与样品

试验采用的 AN 基推进剂主要由 65% ~ 75% 硝酸铵(AR, 洛阳黎明化工研究设计院)作为氧化剂, 15% ~ 20% 五氨基四唑(AR, 洛阳黎明化工研究设计院)作为产气剂, 1% ~ 5% 纳米级碳粉作为吸光剂(纯度 99.5%, 粒径 30nm, 上海阿拉丁生化科技有限公司), 以及其它组分添加剂配制而成。PTFE 推进剂则是由铁氟龙粉末(粒径 5 μ m, 天津希恩思生化科技有限公司)压制而成。如图 2 所示, 分别为 AN 基推进剂与 PTFE 推进剂的 X 射线三维显微镜图(μ CT)。推进剂中各组分药剂分别经过球磨、振筛, 随后加入丙酮溶剂中, 采用磁力搅拌的方式使各组分均匀混合, 最后通过粉末压片的方法压制成推进剂药柱。推进剂为正方体结构, 尺寸为 5.0mm $\times$ 5.0mm $\times$ 5.0mm, AN 基推进剂的密度为 1.56g/cm³, PTFE 推进剂的密度为 2.13g/cm³。从图中可以看出, 推进剂中的各组分颗粒均匀分布且紧密结合, 说明上述制备方法较好地抑制了推进剂内部孔洞以及裂缝的形成。

2.3 实验系统

放电性能的试验测试装置如图 3 所示。Nd:YAG 激光器(镭宝光电 Dawa-350, 波长 1064nm, 脉宽 6.5ns)发出的激光束经过反射透镜与聚焦透镜后照射至推进剂表面诱导等离子产生, 其中脉冲激光能

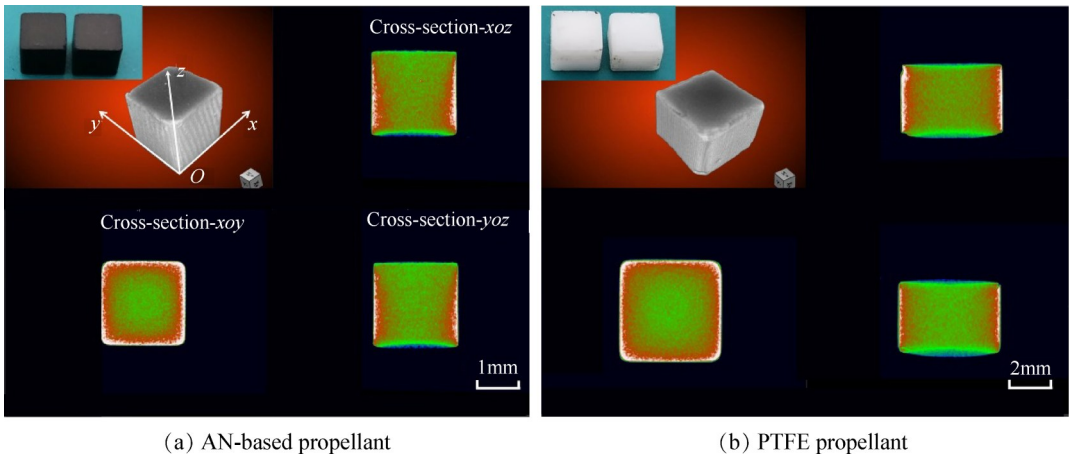
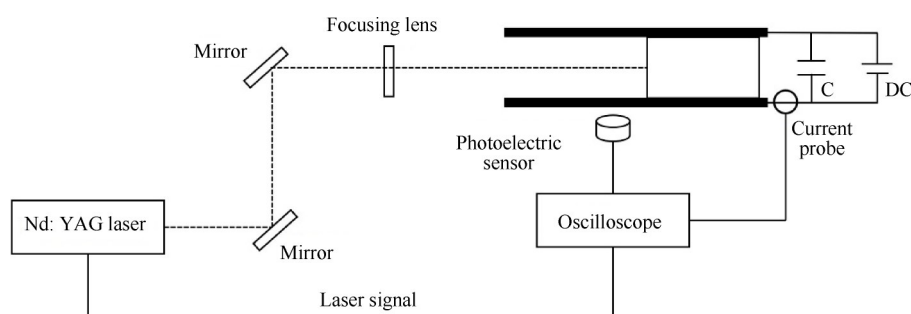
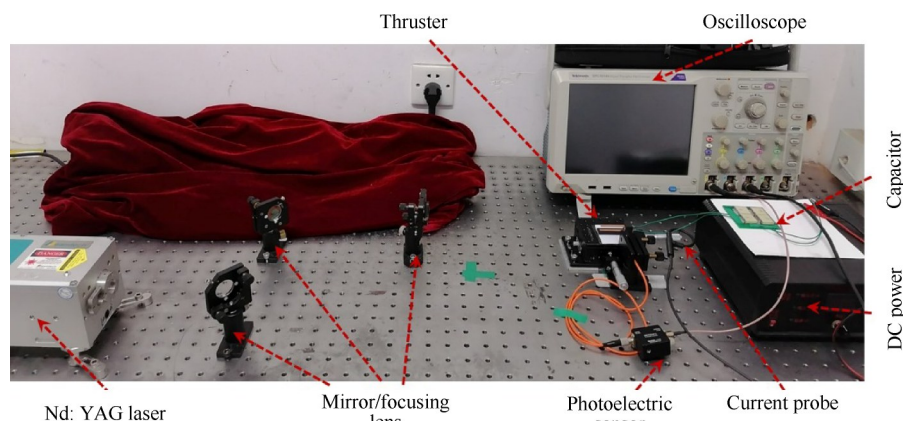


Fig. 2 Practical images and X-ray micro-computed tomography (μ CT) images



(a) Schematic illustration



(b) Practical photo

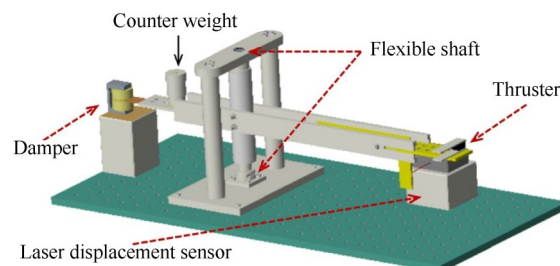
Fig. 3 Experimental setup for discharge current characteristics

量设置为 140.48mJ; 试验中采用四只磁介电容(容值 $0.25\mu\text{F}$ /只, 最大电压 2.0kV)并联的方式, 使得电容的总容量达到 $1.0\mu\text{F}$; 推力器的放电电流由电流探针(罗氏线圈 CWT-30R, 灵敏度 1.0mV/A , 最大电流 6.0kA)与数字示波器(泰克: MDO3000)监测; 此外, 采用光电传感器(索雷博 DET025, 最大输出 2.0V)监测等离子体运动的时间变化和电弧放电的延迟时间。

微冲量的测量基于扭摆式^[20-23]微冲量测试平台, 如图 4 所示。测试平台主要由挠性轴、位移传感器、电磁阻尼器、配重和标定系统五部分组成。扭摆系统的动力学模型可归结为二阶质量-弹簧-阻尼模型, 即微小冲量加载于摆臂后, 摆臂发生转动, 安装于竖直转轴两端的挠性轴产生转动进而产生回复力。冲量与摆臂摆动过程中的最大摆幅关系为

$$I = \frac{J \times \omega_0}{l_{\text{sensor}} l_{\text{force}}} A_0 \quad (1)$$

式中 A_0 为摆臂摆动过程中的最大振幅; J 为扭摆对挠性轴的转动惯量; ω_0 为扭摆自由摆动的角频率; l_{force} 为推力器作用点距离挠性轴的距离; l_{sensor} 为位移传感器测量点距离挠性轴的距离。激光位移传感器测量精度为 $0.46\mu\text{m}$, 因此扭摆系统的测量范围为 $6.4 \times 10^{-7} \sim 7.0 \times 10^{-3} \text{N} \cdot \text{s}$ 。



(a) Schematic illustration



(b) Practical photo

Fig. 4 Experimental setup for measurement of an impulse bit

3 结果与讨论

3.1 电极结构对推力器放电性能的影响

电极结构是影响脉冲等离子推力器性能的关键因素之一, 电极结构又包括电极宽度、长度、形状、张

角和电极间距等参数^[24]。相关研究表明,对于相同的推进剂烧蚀端面,提高推进剂的高宽比,增加放电电极长度,有利于推力器比冲、效率和元冲量的升高^[16]。但推进剂的高宽比存在一个最大值,当高宽比超过该阈值时,推力器的性能反而会下降^[25]。增大电极间距与电极板宽度,推力器的元冲量能得到提升,但比冲和效率会下降;当放电能量相同时,推进剂表面积越大,推进剂不完全烧蚀的现象也越严重,越影响推力器的性能^[26]。因此,需要根据推力器的实际应用需求设计电极的具体结构。针对 AN 基推进剂的实际应用,研究中测试了加速电极长度、宽度对推力器放电性能的影响,以期获得最优的加速电极结构,为 AN 基推进剂实现最佳的推力性能提供理论基础与保障。图 5 所示为三种不同尺寸的矩形加速电极,电极采用紫铜板加工而成,其长度×宽度分别为 40mm×10mm,40mm×5mm 和 20mm×10mm,加速电极间距与推进剂药柱的高度有关,试验中固定为 5.0mm。此外,三种电极的厚度均为 1.0mm。

不同加速电极结构下对应的推力器放电特性如图 6 所示,试验中使用的推进剂均为 PTFE 推进剂。



Fig. 5 Structure of acceleration electrodes tested in this study

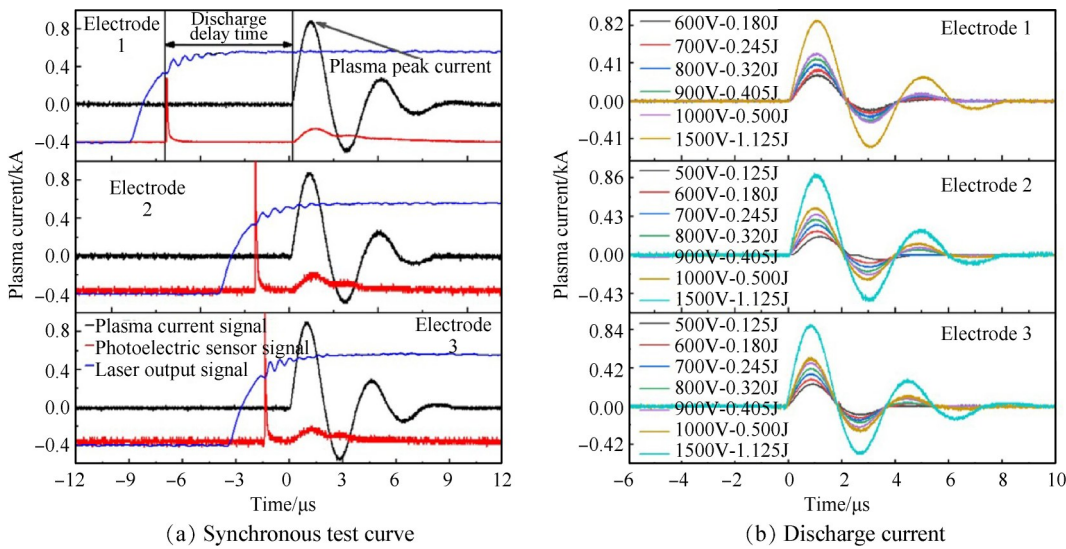


Fig. 6 Discharge characteristics of LPPT under different acceleration electrodes

图 6(a)为放电能量 1.125J 时推力器放电电流的同步测试曲线,图中蓝色曲线表示激光器的输出信号,红色曲线表示光电传感器输出信号,黑色曲线代表推力器的放电电流曲线。图 6(b)为推力器在不同加速电极以及不同放电能量下的放电电流曲线。从图 6(a)中的光电传感器信号可以看出,在激光输出信号后的 2.14μs 时,等离子体出现,随后,等离子体在经历一定时间的成长期后引起电弧放电,将这段时间定义为等离子体的放电延迟时间。与此同时,等离子体在第一个脉冲时的正向峰值电流定义为等离子体峰值电流。从图 6(a)中可以看出,不同电极结构下推力器的放电延迟时间明显不同。为了更好地对比不同加速电极下推力器的放电特性,绘制了图 7 所示的不同加速电极下推力器的等离子体峰值电流与放电延迟时间对比图,图中的误差棒代表三次平行测试的标准偏差。

从图 6(b)中可以看出,单纯改变推力器的电极长度与宽度,对推力器放电波形的影响不大,在不同的电极长度与宽度下,电流波形具有相似的变化。从图 7(a)中也可以看出,电极长度、宽度的变化对于等离子体峰值电流的影响较小。从图 7(b)中可以明显看出,电极长度与宽度的变化明显改变了等离子体的放电延迟时间。在三种尺寸的电极中,电极 1 具有最大的长度与宽度,但电极 1 的放电延迟时间远长于电极 2 和电极 3。值得注意的是,在 500V 的放电电压下,电极 1 不能引起电弧放电。当电极长度增加时,带电粒子在电弧放电后受洛伦兹力加速的时间变长,得到充分的加速后,粒子排出速度增大,推力器的推力性能也将随之升高^[27];但另一方面,相同的

放电能量,长电极下,等离子体获得的能量减少,推进剂获得的热量减少,使得放电前期由激光烧蚀产生的带电粒子密度大幅下降,不利于引发电弧放电,最终导致长电极下推力器的电弧放电延迟时间延长,这与文献[28]中“较短的电极长度下等离子体内能更高,推进剂表面温度峰值更高”的结论一致。此外,比较电极1与电极2也可以看出,电极宽度的增加同样不利于电弧放电的发生。试验中激光的能量固定为140.48mJ,相对较低的激光能量导致烧蚀产生的带电粒子密度降低,这使得低放电能量下推力器不易发生电弧放电,因此,电极1在500V的放电电压下无法引发电弧放电。综合考虑推力器的推力性能以及放电电流、放电延迟时间等因素后,选择电极2作为最佳的电极结构,进行后续的试验。

3.2 AN基推进剂与PTFE推进剂的烧蚀产物电荷特性对比

分别进行了AN基推进剂与PTFE推进剂在不同放电能量下的放电特性试验,结果如图8所示。根据图8(a)中的光电传感器信号,对于PTFE推进剂,在

进入放电延迟期后,光电传感器信号迅速下降,直到电弧放电发生,光信号出现二次升高,整个作用过程中,等离子体仅在产生时刻和电弧放电过程中表现出一定的光信号强度;而对于AN基推进剂,可以看到在放电延迟期内,光电传感器信号强度逐渐增大,随后在电弧放电发生时出现二次升高。在放电延迟期内,AN基推进剂与PTFE推进剂表现出了完全不同的变化趋势。此外,根据图8(b)的电弧放电曲线,可以发现两种推进剂的电流波形具有相似的变化,但AN基推进剂的电流强度明显高于PTFE推进剂。为了便于对比两种推进剂在不同放电电压下的放电特性,试验绘制了如图9所示的等离子体峰值电流与放电延迟时间对比图,图中的误差棒代表三次平行测试的标准偏差。

从图9中可以看出,相比于PTFE推进剂,AN基推进剂具有更高的等离子体峰值电流以及更短的放电延迟时间。在相同的激光能量与放电能量下,AN基推进剂烧蚀产生的等离子体更易引起电弧放电,这表明激光与AN基推进剂作用产生的带电粒子密

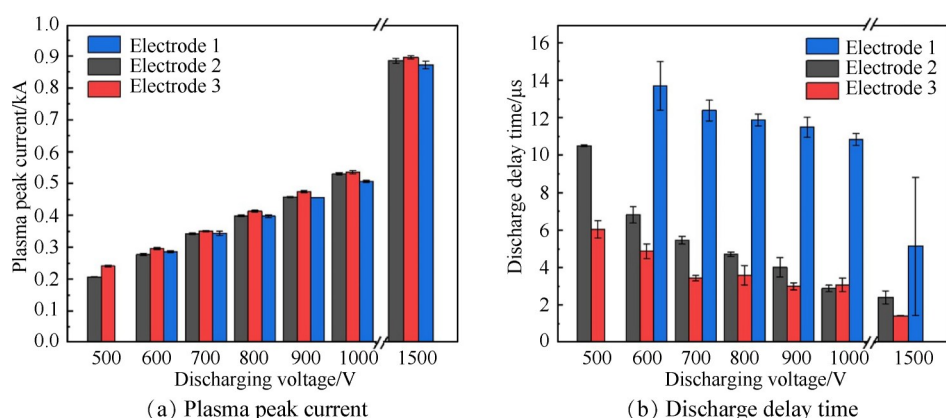


Fig. 7 Comparison of plasma peak current and discharge delay time under different acceleration electrodes

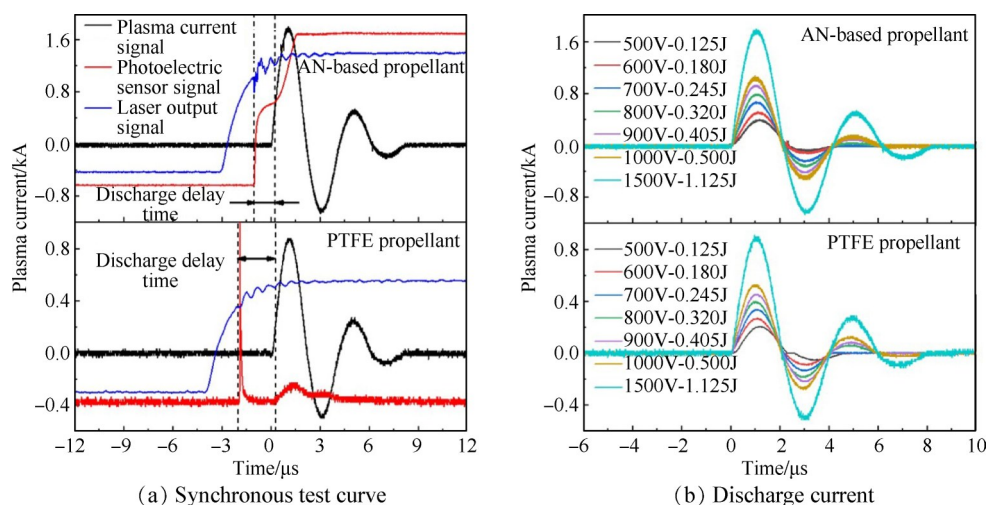


Fig. 8 Discharge characteristics of LPPT under different propellants

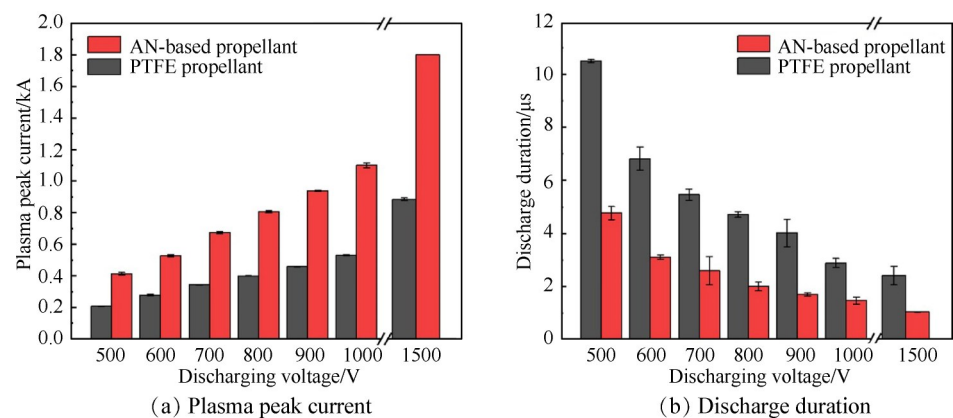


Fig. 9 Comparison of plasma peak current and discharge duration under different propellants

度更高,反应也更为剧烈。

分析认为:激光与 AN 基推进剂的相互作用会产生化学反应,并伴随着气体和火焰。随着化学反应的积累,火焰强度增大,这使得在放电延迟期内光信号的强度逐渐升高。相比之下,激光与 PTFE 推进剂的相互作用主要是推进剂裂解和产生中性气体的过程^[7],没有明显的火焰。因此,在等离子体出现后,放电延迟期内的等离子体信号强度瞬间下降。

与此同时,进行了 AN 基推进剂与 PTFE 推进剂的激光反射率测试,如图 10 所示,可以看出,在 900 ~ 1700nm 波段,AN 基推进剂的激光反射率明显低于 PTFE 推进剂,在 1064nm 的波长时,PTFE 推进剂的激光反射率达到 71.22%,而 AN 基推进剂的激光反射率仅为 15.63%,这表明 AN 基推进剂能够吸收更多的激光能量并将其转化为化学反应能。AN 基推进剂自身所含的化学能提高了激光与推进剂反应的剧烈程度,使得推进剂离子化的程度升高,等离子体区中带电粒子的数目增加,粒子的运动速率加快,极大提升了推力器的放电性能,这与文献[29]中的结果一致。因此,根据测试的结果,AN 基推进剂相比于 PTFE 推进剂更加适用于激光脉冲等离子体推力器。

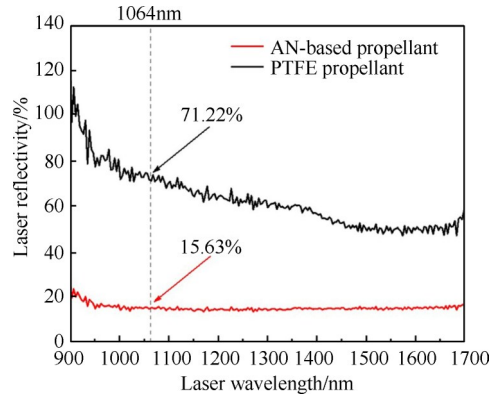


Fig. 10 Laser reflectivity of different propellants

3.3 AN基推进剂与PTFE推进剂的推力性能对比

在不同的放电电压下测试了 AN 基推进剂与 PTFE 推进剂的微冲量,典型的微冲量测试曲线如图 11 所示,其中激光脉冲能量固定为 140.48mJ。以图 11 中的 AN 基推进剂为例,在 1500V/1.125J 的放电能量下,测试过程可分为两个阶段。第一阶段,扭摆处于平衡位置,但由于环境的固有振动、空气流动等因素,使得扭摆的摆幅在 3.20μm 以下。当 $t=5.42s$ 时,脉冲激光照射至推进剂表面并产生推力,摆臂开始摆动,其最大振幅为 57.43μm,随后,由于导线和环境阻尼的存在,振幅逐渐减小。

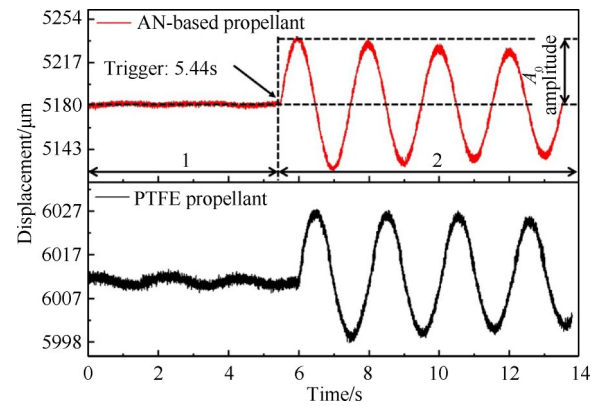


Fig. 11 Typical displacement curves of impulse bit test based on different propellants

AN 基推进剂与 PTFE 推进剂的微冲量随放电电压的变化如图 12 所示,图中的误差棒代表三次平行测试的标准偏差。从图中可以看出,两种推进剂的微冲量均随放电电压的升高而增大。纯激光烧蚀模式下(放电电压为 0V),AN 基推进剂的微冲量为 27.94μN·s,PTFE 推进剂的微冲量为 4.23μN·s;当放电电压升高至 1500V 时,AN 基推进剂的微冲量升高至 69.91μN·s,而 PTFE 的微冲量升高至 18.48μN·s。

可以看出,AN 基推进剂的微冲量明显高于 PTFE 推进剂。

激光辐照下 AN 基推进剂的燃烧是一个复杂的物理化学过程^[30]。当脉冲激光辐照推进剂表面时,纳米碳粉首先吸收激光能量,并将其转化为化学能。此时,推进剂中的主要组分(AN, 5-ATZ 等)开始融化、分解,释放热量并生成中间热解产物,如 NH_3 , HNO_3 , HN_3 , NH_2CN 等^[31-32]。随着激光能量的进一步吸收,推进剂将经历剧烈的物理化学反应,特别是中间产物的进一步热解。随后,小分子气体产物(如 N_2 , NO , NO_2 , H_2 , H_2O , CO_2 等^[31-32])迅速生成,并伴随着强烈的放热反应。当小分子气体开始均匀扩散,扩散火焰将从气相产物的边缘形成^[33]。相比于 PTFE 推进剂的纯等离子体溅射,激光与推进剂间化学反应生成的气体提高了 AN 基推进剂的微冲量。此外,根据 3.2 小节对 AN 基推进剂放电特性的分析,相比于 PTFE 推进剂,激光与 AN 基推进剂的反应更为剧烈,相互作用产生的带电粒子密度更高,因此在电场中更多的带电粒子受到洛伦兹力的加速,提升了推力器的性能。此外,激光与 AN 基推进剂之间的化学反应产生的火焰和气体对微冲量也有一定贡献,这与文献[29]中“化学固体推进剂的气动力贡献大于聚四氟乙烯推进剂”的结论一致。

为了计算 AN 基推进剂与 PTFE 推进剂的比冲,采用电子天平(OHAUS EX125ZH,分辨率 0.01mg)测试了两种推进剂的激光烧蚀质量。由于推力器中激光烧蚀和电弧放电过程的分离,在同一激光能量下,可以认为推进剂的烧蚀质量在不同电容放电能量下基本相同。试验中激光脉冲次数设置为 100 次,测得 AN 基推进剂的平均烧蚀质量为 $9.47\mu\text{g}$,PTFE 推进剂的平均烧蚀质量为 $3.70\mu\text{g}$ 。此外,图 13 显示了激光烧蚀后推进剂的三维 μCT 图像,通过测量得到 AN 基推进剂在 100 次激光脉冲后的烧蚀深度为

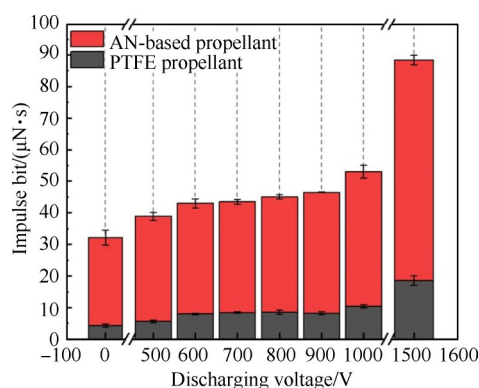


Fig. 12 Impulse bit vs discharging voltage with different propellants

2775.31 μm ,烧蚀直径为 1021.41 μm ;而 PTFE 推进剂 100 次激光脉冲后的烧蚀深度为 1337.52 μm ,烧蚀直径为 633.54 μm 。可以看出,AN 基推进剂的烧蚀质量、烧蚀深度与烧蚀直径均明显高于 PTFE 推进剂。这一方面是由于 AN 基推进剂的密度($1.56\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)低于 PTFE 推进剂的密度($2.13\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$)所导致;另一方面,激光与 AN 基推进剂作用产生的化学反应也使得 AN 基推进剂消耗了更多的质量。文献[34-35]中分别得到了类似的结论。

计算得到的 AN 基推进剂与 PTFE 推进剂比冲随放电电压的变化如图 14 所示。可以看出,随着放电电压从 0V 升高至 1500V,AN 基推进剂的比冲由 295.10s 升高至 738.47s。与微冲量的变化趋势有所区别,PTFE 推进剂的比冲随放电电压的增加而明显升高,随着放电电压从 0V 升高至 1500V,其比冲由 114.40s 升高至 499.40s,这主要是由于 PTFE 推进剂相对较低的烧蚀质量所导致。激光与 AN 基推进剂之间的化学反应提高了推进剂的微冲量,但同时也增加了推进剂的质量消耗,尽管如此,AN 基推进剂的比冲仍高于 PTFE 推进剂。因此,可以认为 AN 基推进剂相比于 PTFE 推进剂具有更为优异的推力性能。

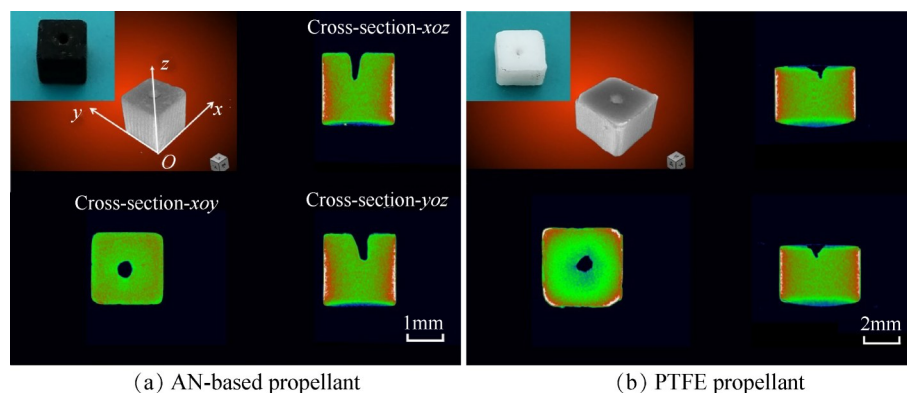


Fig. 13 Practical images and X-ray micro-computed tomography(μCT) images after laser ablation

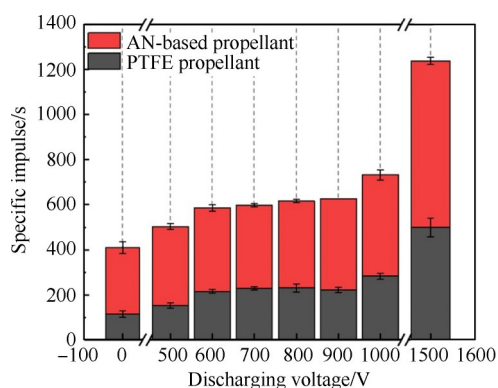


Fig. 14 Specific impulse vs discharging voltage with different propellants

4 结 论

通过本文研究,得出如下结论:

(1)加速电极长度的增加一方面提高了粒子的排出速率,增大了推力;但另一方面,长电极下,等离子体获得的能量减少,使得激光烧蚀产生的带电粒子密度下降,不利于引发电弧放电,最终导致放电延迟时间的延长。此外,电极宽度的增加也不利于电弧放电的发生。

(2)AN基推进剂相比于PTFE推进剂具有更高的等离子体峰值电流以及更短的放电延迟时间。这表明激光与AN基推进剂作用产生的带电粒子密度更高,反应也更为剧烈。

(3)AN基推进剂自身所含的化学能提高了推进剂的微冲量。随着放电电压从0V升高至1500V,AN基推进剂的微冲量由 $27.94\mu\text{N}\cdot\text{s}$ 升高至 $69.91\mu\text{N}\cdot\text{s}$,而PTFE推进剂的微冲量由 $4.23\mu\text{N}\cdot\text{s}$ 升高至 $18.48\mu\text{N}\cdot\text{s}$ 。

(4)纯激光烧蚀模式下,AN基推进剂与PTFE推进剂的比冲分别为295.10s与114.40s,随着放电电压升高至1500V,两种推进剂的比冲分别升高至738.47s与499.40s。尽管化学反应的发生使得AN基推进剂消耗了更多的质量,但AN基推进剂仍具有最高的比冲以及更优的推力性能。

致 谢:感谢激光推进及其应用国家重点实验室基金的资助。

参考文献

- [1] 尤 政. 空间微系统与微纳卫星[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [2] 林来兴. 国外微小卫星在空间攻防中的应用研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2006(6): 47-49.
- [3] 谭 胜, 吴建军, 张 宇, 等. 激光支持的空间微推进技术研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(11): 2415-

2428. (TAN Sheng, WU Jian-jun, ZHANG Yu, et al. Research Progress of Laser-Supported Space Micropropulsion Technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2415-2428.)

- [4] 牛 禄, 王宏伟, 杨 威. 用于微小卫星推进装置的脉冲等离子体推力器[J]. 上海航天, 2004(5): 39-43.
- [5] Sasaki K, Takeda A, Horisawa H, et al. Electromagnetic Acceleration Characteristics of Laser-Electric Hybrid Thrusters[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2006, 216(1).
- [6] Shinohara T, Horisawa H, Baba M, et al. A Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator for Space Propulsion Application[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2010, 1230(1).
- [7] 张代贤. 激光支持的脉冲等离子体推力器理论实验与仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [8] Horisawa H, Kawakami M, Kimura I. Laser-Electric Hybrid Propulsion System for Microthrusters [C]. *New Mexico: Proceedings of SPIE*, 2004.
- [9] Horisawa H, Mashima Y, Yamada O, et al. High I_p Mechanism of Rectangular Laser-Electromagnetic Hybrid Acceleration Thruster[C]. *Wiesbaden: 32rd International Electric Propulsion Conference*, 2011.
- [10] Oigawa Y, Horisawa H, Akashi N, et al. A Short-Pulse Laser Assisted Pulsed Plasma Thruster[R]. *AIAA 2015-4183*.
- [11] Zaidi S H, Smith T W, Murray R, et al. Magnetically Guided Laser Ablation for High Specific Impulse Thrusters[R]. *AIAA 2005-365*.
- [12] Rubin A S, Zaidi S H, Miles R B. Thrust Vectoring of Laser-Ablated Aluminum Plasma Using Permanent Magnets[R]. *AIAA 2012-0197*.
- [13] Zhang Y, Wu J, Ou Y, et al. Numerical Investigation on Plume Expansion, Components Evolution and Ionization of Polytetrafluoroethylene (PTFE) Irradiated by Nanosecond Laser [J]. *Japanese Journal of Applied Physics*, 2020, 59(3).
- [14] Zhang Y, Zhang D, Wu J, et al. A Novel Laser Ablation Plasma Thruster with Electromagnetic Acceleration [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 127: 438-447.
- [15] Zhang D, Zhang R, He Z, et al. Discharge Characteristics of a Laser-Electromagnetic Coupling Plasma Thruster for Spacecraft Propulsion[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2012, 232: 337-341.
- [16] 武志文, 刘向阳, Ling W Y L. 脉冲等离子体推进理论和关键技术[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- [17] 赵孝彬, 张小平, 侯林法. GAP/AN推进剂安全性能研究[J]. 推进技术, 1999, 20(4): 90-92. (ZHAO Xiaobin, ZHANG Xiao-ping, HOU Lin-fa. Study on Safety Property of GAP/AN Propellant [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(4): 90-92.)

- [18] 赵孝彬, 侯林法, 张小平. GAP/AN推进剂熄火表面研究[J]. 固体火箭技术, 2000, 23(1): 36-39.
- [19] DeLuca L T, Galfetti L, Severini F, et al. Ballistic Properties of Solid Rocket Propellants Based on AP/AN Dual-Oxidizer System [C]. *Belokurikha: International Workshop HEMs*, 2004.
- [20] 叶继飞, 洪延姬. 基于扭秤的激光干涉差动测量微小冲量方法[J]. 应用光学, 2013, 34(6): 990-994.
- [21] 杨元侠. 微牛顿量级推进器的推力性能研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
- [22] 王晓勇, 吴立志, 郭宁, 等. 激光脉宽对含碳粉GAP推进剂推进性能影响初步研究[J]. 推进技术, 2016, 37(4): 788-792. (WANG Xiao-yong, WU Li-zhi, GUO Ning, et al. Preliminary Study for Effects of Laser Pulse Width on Propulsion Performance of GAP Propellant Doped with Carbon[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(4): 788-792.)
- [23] 吴立志. 一种精度可调的扭摆式微推力测试装置[P]. 中国专利: CN207163618U, 2019-03-30.
- [24] 张华, 吴建军, 何振, 等. 电极构型对脉冲等离子体推力器性能影响[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(4): 5-9.
- [25] Brady M E, Aston G. Pulsed Plasma Thruster Ignitor Plug Ignition Characteristics [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(5): 450-451.
- [26] 杨乐. 脉冲等离子体推力器工作过程理论和实验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
- [27] 张锐. 脉冲等离子体推力器工作过程仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
- [28] 尹乐. 脉冲等离子体推力器工作过程及羽流的数值仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009.
- [29] Mashidori H, Kakami A, Muranaka T, et al. A Coaxial Pulsed Plasma Thruster Using Chemical Propellants [J]. *Vacuum*, 2006, 80(11/12): 1229-1233.
- [30] Zhang H, Duan B, Wu L, et al. Actualization of an Efficient Throttleable Laser Propulsion Mode [J]. *Energy*, 2021, 221: 119870.
- [31] Chaturvedi S, Dave P N. Review on Thermal Decomposition of Ammonium Nitrate [J]. *Journal of Energetic Materials*, 2013, 31(1): 1-26.
- [32] Paletsky A A, Budachev N V, Korobeinichev O P. Mechanism and Kinetics of the Thermal Decomposition of 5-Aminotetrazole [J]. *Kinetics and Catalysis*, 2009, 50(5): 653-662.
- [33] Beckstead M. Solid Propellant Combustion Mechanisms and Flame Structure [J]. *Pure and Applied Chemistry*, 1993, 65: 297-307.
- [34] Rezaeiha A, Schönherr T. Analysis of Effective Parameters on Ablative PPT Performance [J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2012, 84(4): 231-243.
- [35] Hisatsune K, Matsumoto Y, Ohisa H, et al. Use of Composite Propellants as for Electric Thrusters [C]. *Kitakyushu: 26rd International Electric Propulsion Conference*, 1999.

(编辑: 史亚红)