

文章编号:1006-9941(2021)07-0584-08

一种燃速可调的光控固体推进剂燃烧特性

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

(1. 南京理工大学 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. 微纳含能器件工业和信息化部重点实验室, 江苏 南京 210094; 4. 上海航天动力技术研究所, 上海 201109)

摘要: 为了研究光控固体推进剂在激光辐照下的可控燃烧特性以及推力性能,采用高速摄影、高精度压力传感器、R型热电偶以及微推力测试平台等装置分别获取了不同激光功率密度下,光控固体推进剂的燃速、点火延迟时间、燃烧室压强、燃烧火焰温度以及微推力等性能参数。结果表明:光控固体推进剂的燃速与燃烧室压强均随激光功率密度的增加而线性升高,与之相反,其点火延迟时间随激光功率密度的增加呈下降趋势。结合热电偶测温曲线,发现光控固体推进剂的燃烧过程主要分为五个区域:预热区、凝聚相区、三相区、气相区以及火焰区,与此同时,在 $1.343 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 的激光功率密度下,推进剂的燃烧火焰温度为 $1202.3 \text{ }^\circ\text{C}$ 。光控固体推进剂燃烧状态对于激光功率密度的依赖性对于实现推力的精确控制具有重要意义,通过改变激光功率密度的大小,成功实现了光控固体推进剂的推力控制;随着激光功率密度由 $0.344 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 增加到 $1.343 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$,光控固体推进剂的推力由 1.58 mN 上升至 2.28 mN 。

关键词: 光控固体推进剂;激光烧蚀;燃速;燃烧火焰温度;微推力**中图分类号:** TJ45; V43**文献标志码:** A**DOI:** 10.11943/CJEM2021060

1 引言

微纳卫星作为微电子、微机械、先进材料以及计算机等高新技术集成的产物,具有重量轻、体积小、成本低、研制周期短等特点^[1-2]。与此同时,微纳卫星的灵活性、分散性和生存能力强,通过编队组网,微纳卫星能够完成与大卫星几乎相同的任务,因此过去十几年来,由中大型卫星承担的空间任务逐渐改为由小卫星或微卫星所承担^[3-5]。受限于自身的体积与质量,微纳卫星无法携带大型的推进系统,但由于需要经常执行变轨、编队飞行及姿态调整等任务,微纳卫星需要具备灵活的推力控制,特别是随机控制的能力,这对于微纳卫星所携带的微推进系统提出了更高的要求^[6]。传统化学推进中使用的固体推进剂在点火后通常为自持燃

烧,不具备重复启动和可控燃烧的能力,只能通过改变药剂配方或推力器结构等方式实现推力的控制,因此难以应用于小型航天器的推进系统中^[7-8]。随着激光技术的发展,激光器在体积、重量不断缩小的情况下,能够具备更高的能量转化效率,因此将激光用于化学推进以实现推进剂的可控燃烧成为了一种可能。针对上述设想,国内外研究团队从推进剂的配方、装药结构以及作用方式等方面开展了大量的研究,成功实现了固体化学推进剂的可控燃烧与可调推力。

1998年,美国C. R. Phipps课题组^[9-10]设计了一种毫秒级脉宽的激光烧蚀微推力器,推力器采用二极管激光作为光源,固体推进剂和衬底被加工为带状结构。推力器工作时,惰性电机可带动“靶带式”推进剂向前或向后移动,保证了推进剂在激光烧蚀过程中的连续供给。该推力器属于脉冲作用模式,能够实现推力的任意开关,同时可以通过改变激光功率、脉宽等参数实现对于推力的精确控制。2017年,航天工程大学的洪延姬等^[2,11]提出了一种碟片式激光烧蚀微推力器,不同于“靶带式”结构,推进剂被均匀的涂覆于圆盘衬底表面,当推力器工作时,旋转电机和平动电机可驱动盘状工质变换烧蚀位置,这样的供给方式避免了“靶

收稿日期: 2021-03-25; 修回日期: 2021-04-09

网络出版日期: 2021-05-08

基金项目: 激光推进及其应用国家重点实验室基金(SKLLPA-17)

作者简介: 段卜仁(1995-),男,博士研究生,主要从事激光烧蚀微推进技术研究。e-mail: dbr@njjust.edu.cn

通信联系人: 吴立志(1982-),男,副研究员,主要从事激光烧蚀及等离子体微推进技术研究。e-mail: wulizhi@njjust.edu.cn

引用本文: 段卜仁,章皓男,华佐豪,等. 一种燃速可调的光控固体推进剂燃烧特性[J]. 含能材料, 2021, 29(7): 584-591.

DUAN Bu-ren, ZHANG Hao-nan, HUA Zuo-hao, et al. Combustion Characteristics of the Laser-controlled Solid Propellant with Adjustable Burning Rate[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2021, 29(7): 584-591.

带式”推进剂头尾连接困难以及振动等缺点。上述微推力器的作用方式均属于透射烧蚀模式,可以很好地保护光学器件不受烧蚀产物的污染,同时由于推力器不需要喷管等结构,因此推力器的结构较为简单,但受到自身作用方式的限制,其比冲与冲量耦合系数等推力性能参数也相对较低。

2012年,日本宫崎大学的Kakami团队^[12-14]设计了一种反射式微推力样机,该样机由半导体激光、玻璃燃烧室以及步进电机等组成。在激光的辐照下固体推进剂开始燃烧,步进电机带动光纤随着推进剂的燃面后移,确保了推进剂的持续燃烧。这种工作模式实现了推进剂的燃烧控制,提高了推力器的作用时间,并增大了推力的可调范围。但上述推力器由于引入了步进电机等传动装置,使得推力器的结构更为复杂,增加了实际的应用难度。2016年,南京理工大学的沈瑞琪团队^[15]提出了激光增强化学推进(Laser-Augmented Chemical Propulsion, LACP)的概念,并设计了一种反射式微推力器样机。样机采用半导体激光作为光源直接照射推进剂表面,推进剂燃烧产生的气体沿激光入射方向流动,并由推力器上方的喷口喷出,产生推力。相比于步进电机带动光纤移动的烧蚀方式,这种模式使得激光控制推进剂燃烧状态的转换变得更加灵活,避免了光纤移动带来的麻烦,实现了推力器结构的一体化。本研究在LACP的基础上,提出并设计了一种燃速可调控的光控固体推进剂,实现了固体推进剂在激光辐照下的可控燃烧;同时通过相应燃烧性能测试与推力测试得到了光控固体推进剂在不同激光功率密度下的燃速、点火延迟时间、火焰温度以及推力等性能参数,为激光增强化学推进技术的实际应用提供了重要参考。

2 实验部分

2.1 光控固体推进剂配方设计

实验中采用的光控固体推进剂主要由60%~70%过氯酸铵作为氧化剂(阿拉丁,AR)、15%~25%五氨基四唑作为产气剂(洛阳黎明化工研究院,AR)、1%~5%纳米碳粉作为吸光剂(阿拉丁,AR)以及其他小组分添加剂配制而成。上述试剂分别经过球磨、振筛并在玛瑙研钵中通过机械方式混合,随后将试剂加入丙酮溶剂中,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。推进剂药柱的直径为6.0 mm,长度为15.0 mm,密度为 $1.52 \text{ g}\cdot\text{cm}^{-3}$ 。

X射线三维显微镜(μCT)是通过利用物质对射线

(常用的是X射线)的吸收率和透过率不同的成像原理,对样品结构进行断层扫描,能够获得扫描物体内部结构的立体和断面图像。为了表征推进剂药柱的内部结构,采用X射线三维显微镜(SANYANG nanoVoxel-2000,拍摄帧率:720 fps)拍摄了如图1所示的推进剂药柱内部结构图,可以看出,推进剂内部各组分颗粒紧密结合,说明上述方法制备方法较好地抑制了推进剂内部孔隙和裂缝的形成。

研究固体推进剂在激光辐照下的燃烧,其中一项关键技术是增加药剂表面对激光的吸收率,提高药剂的激光感度^[16]。因此,药剂表面对激光的反射率是一个十分重要的物理参数。本研究采用近红外光谱仪测试系统(AvaSpec-NIR256-1.7)对光控固体推进剂在330~1100 nm波长范围内的激光反射率进行了测量,系统中包含的积分球测试装置的积分时间为 $10 \mu\text{s}$ ~500 ms,信噪比为1900:1,测试分辨率为2.0~50 nm。图2为制备的固体推进剂药柱在500~1000 nm波长

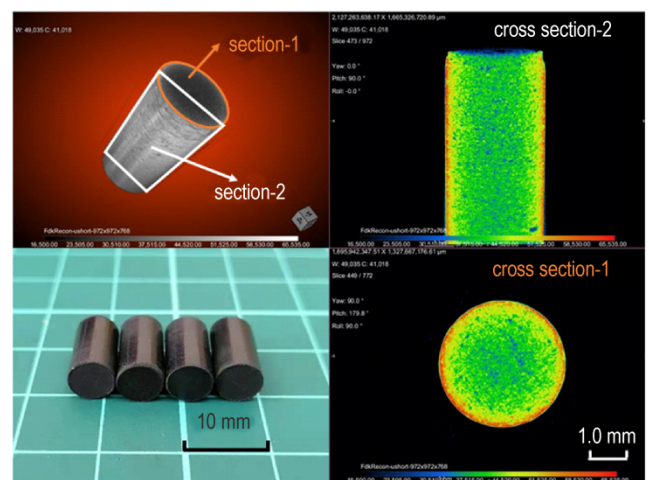


图1 光控固体推进剂实物图与X射线三维显微镜(μCT)拍摄图
Fig.1 Optical and X-ray micro-computed tomography (μCT) images of the laser-controlled solid propellant

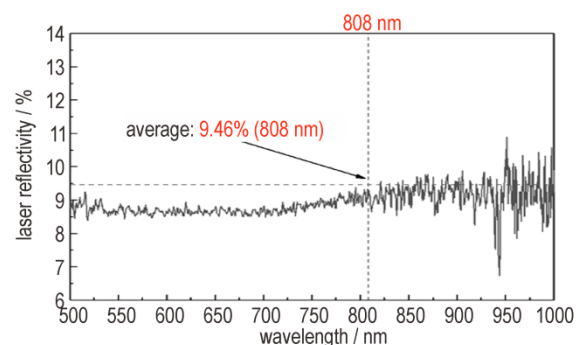
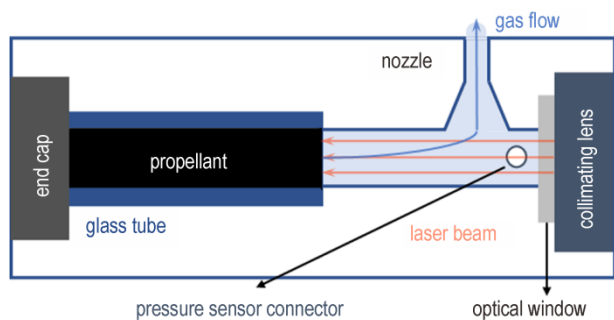


图2 光控固体推进剂的激光反射率曲线
Fig.2 Laser reflectivity curve of the laser-controlled solid propellant

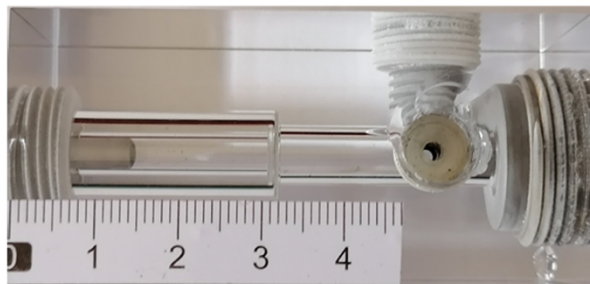
的激光反射率曲线。实验中采用的半导体激光器波长为 808 nm, 可以看出, 推进剂在 808 nm 波长时对应的激光反射率仅为 9.46%, 这表明制备的固体推进剂能够吸收足够的激光能量并将其转化为化学反应能。

2.2 燃烧实验及装置

实验中设计了一种适用于 LACP 的微推力器样机, 微推力器由激光准直镜头、光学透窗、透明燃烧室等组成, 其原理图如图 3a 所示。半导体激光器发出的激光经准直镜头准直后通过光学窗口照射到推进剂表面, 随后, 推进剂燃烧产生的高温气体和火焰沿激光束的入射方向流出, 最终通过上方的喷嘴喷出, 产生推力。实验中, 为了便于推进剂的储存与装配, 推进剂药柱放置于石英玻璃管内并一同放入微推力器中, 同时, 在准直镜头前方设置了光学窗口以防止燃烧产物对准直镜头造成损伤。如图 3b 所示, 为了便于观察推进剂的燃烧状态, 微推力器样机采用透明石英玻璃制成, 其尺寸为 34 mm×34 mm×72 mm。



a. schematic diagram



b. picture

图 3 基于反射模式的微推力器样机

Fig. 3 Prototype of micro-thruster based on the reflection mode

图 4 为推进剂燃烧性能实验测试系统的示意图, 实验中采用波长 808 nm、额定功率 100 W 的光纤耦合半导体激光器(WPL2-80810-100W)作为光源, 激光束经准直镜头准直后形成直径 6.0 mm 的平行光束, 准直后的平行激光束功率通过 100 W 量程的激光

功率计(VEGA-LP100)进行测量。采用高精度压力传感器(HR-MPS, 量程:0.1 MPa), 并通过喷嘴附近的接口测量了微推力器的燃烧室压强。与此同时, 采用 R 型(Pt/13% Rh-Pt)热电偶(OMEGA P13R-002)测试了推进剂在燃烧过程中的温度分布。激光输出信号、燃烧室压强信号以及热电偶测温信号由数字示波器(TEKTRONIX MDO3000)同步采集。推进剂的燃烧过程通过高速摄影(Redlake HG-100)以 1000 fps·s⁻¹ 的帧率记录。此外, 通过自行设计的外部控制电路, 可以实现对激光器开/关的编程控制。通过上述测试装置, 可以得到不同激光功率密度下光控固体推进剂的燃速、点火延迟时间、燃烧室压强以及燃烧火焰温度等燃烧性能参数。

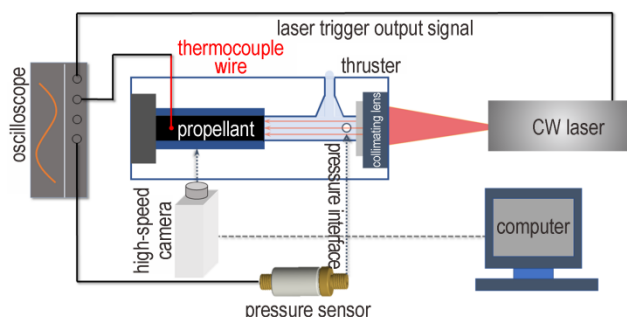


图 4 光控固体推进剂燃烧性能测试装置

Fig. 4 Measurement setup of combustion performance for the laser-controlled solid propellant

2.3 微推力测试平台

不同于脉冲作用模式, 对于连续作用模式下的光控固体推进剂, 应测量其在稳态燃烧时的推力, 因此, 基于扭摆式结构^[17], 设计了一种微推力测试平台, 测试平台的分辨率为 0.01 mN, 可测量 0.01~100 mN 范围内的推力, 图 5 为微推力测试平台的原理图。测试平台主要由挠性轴、弹性元件、激光位移传感器、电磁阻尼器、配重、以及标定系统等组成。根据微推力器的质量和安装位置, 可以通过调整配重大小来保持装置的重心与转轴的中心重合。与此同时, 电磁阻尼器可以有效地降低环境和噪声等因素对微推力测试的干扰。

微推力测试平台的测量原理为: 将微推力器放置于扭摆摆臂一端, 当微推力器作用时, 安装于竖直转轴两端的挠性轴发生转动随即产生回复力, 此时, 安装于摆臂两端的弹性元件受到挤压后将产生一个微小位移, 随后通过激光位移传感器测量此位移值, 最后根据标定系统可以将测量得到的位移值转化为所需的微推力。微推力测试平台的标定系统采用电磁力标定

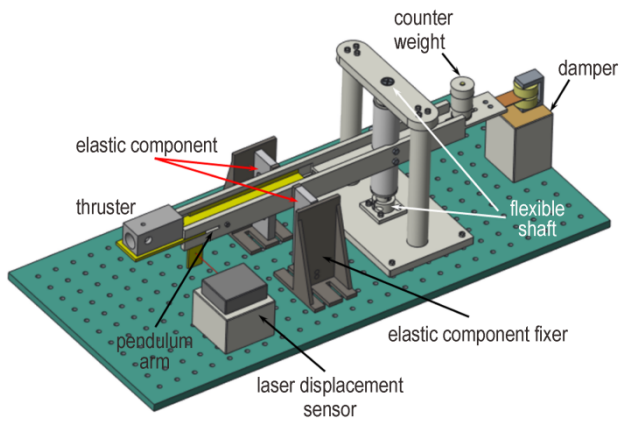


图5 扭摆式微推力测试平台^[17]

Fig.5 Micro-thrust test bench based on a torsion pendulum^[17]

法^[16],系统由线圈与永磁铁组成,通过线圈电磁铁提供标定力,根据标定系统可以得到推力 $F(\text{mN})$ 与位移值 $A(\mu\text{m})$ 间的关系:

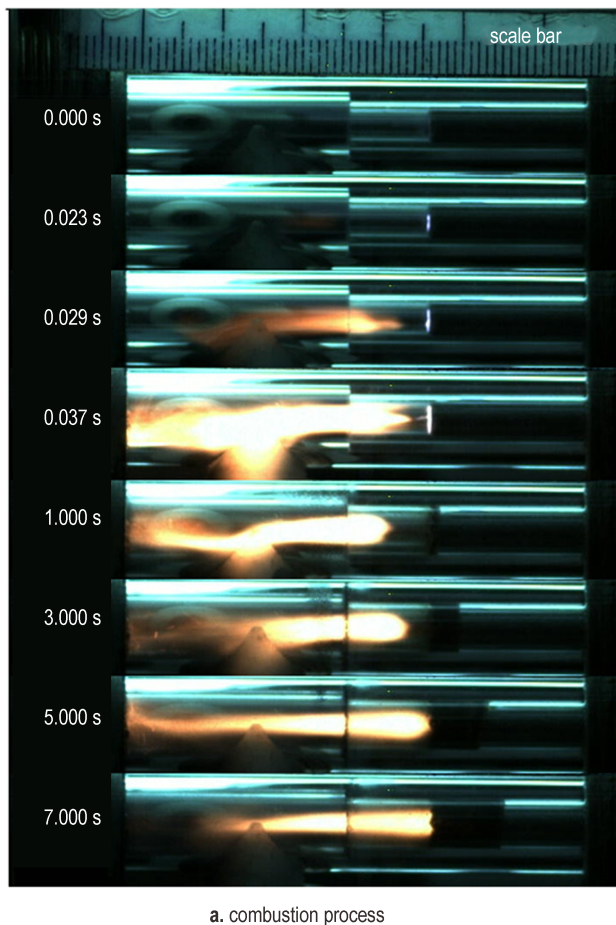
$$F = aA - b \quad (1)$$

式中, a, b 分别为与永磁铁和线圈电磁铁有关的参数。

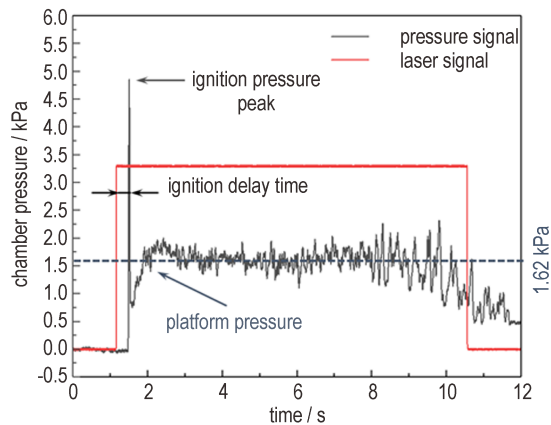
3 结果与讨论

3.1 光控固体推进剂燃烧性能分析

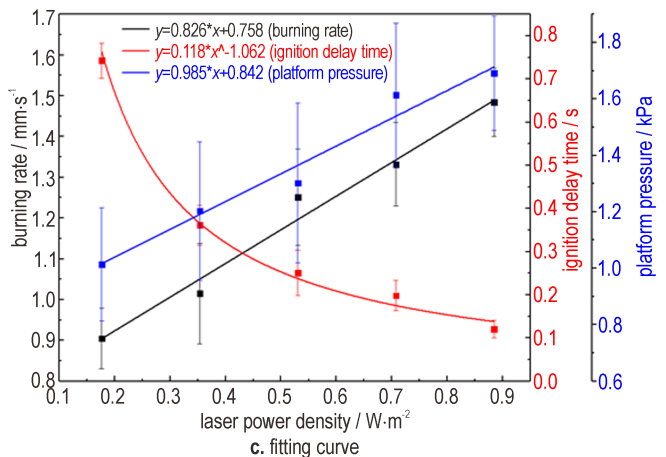
利用高速摄影拍摄得到的光控固体推进剂在激光辐照下的燃烧过程如图 6a 所示,推进剂的燃速可通过比较不同时刻下燃面的位置获得,实验中测试的燃速为平均燃速,即从推进剂燃烧开始到结束时的平均燃烧速率。图 6b 为燃烧期间示波器同步采集的数据,其中红色矩形曲线为激光输出信号,黑色曲线表示微推力器的燃烧室压强。可以看到,激光作用后,点火压强峰存在明显的滞后现象。通常,固体推进剂的点火延迟时间是指激光辐照到燃烧开始时的时间间隔,但是,由于激光辐照与推进剂的发火时刻不易观察,因此在实验中间点火压强峰的起始时刻被认为是推进剂开始燃烧的信号,即激光输出信号与点火压强峰之间的时间间隔被定义为点火延迟时间。与此同时,将推进剂达到稳定燃烧状态后的平均燃烧室压强定义为平台压强。



a. combustion process



b. typical time history of chamber pressure



c. fitting curve

图6 不同激光功率密度下的燃速、点火延迟时间与燃烧室压强

Fig.6 Burning rate, ignition delay time and chamber pressure results under different laser power densities

图 6c 分别为不同激光功率密度 I_L ($\text{W}\cdot\text{mm}^{-2}$) 下推进剂的燃速 u ($\text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$), 点火延迟时间 t_{ign} (s) 与燃烧室平台压强 p_c (kPa), 其中的误差棒分别代表三次实验的标准偏差。根据简化的傅里叶模型^[19-20], 推进剂的燃速与激光功率之间的关系可以表示为:

$$m \left[c(T_s - T_0) - Q_s \right] = q_g + q \quad (2)$$

或者

$$u = a + bq \quad (3)$$

$$a = \frac{q_g}{\rho_p \left[c(T_s - T_0) - Q_s \right]} \quad (4)$$

$$b = \frac{1}{\rho_p \left[c(T_s - T_0) - Q_s \right]} \quad (5)$$

$$q_g = a/b \quad (6)$$

其中, m 为质量燃烧速率, $m = \rho u$, $\text{kg}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{s}^{-1}$; c 为 T_0 至 T_s 温度范围内的平均比热, $\text{kJ}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$; ρ_p 为推进剂的密度, $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$; q 为外部辐射通量, $\text{MW}\cdot\text{m}^{-2}$; q_g 为气相反应反馈到凝聚相的热通量, $\text{MW}\cdot\text{m}^{-2}$; T_s 为推进剂燃烧表面温度, K; T_0 为推进剂初始温度, K; Q_s 为凝聚相反应热, $\text{MJ}\cdot\text{kg}^{-1}$; a, b 分别为燃速 u 与外部辐射通量 q 之间的线性相关系数。

从图 6c 中可以看出, 推进剂的燃速随激光功率密度的增加而线性升高, 通过拟合得到的推进剂燃速与激光功率密度之间的关系如(7)式所示, 线性拟合的结果与函数 $u = u(a, b, q)$ 具有较高的一致性。

$$u = 0.826I_L + 0.758 \quad (7)$$

推力器燃烧室的平台压强与燃速随激光功率密度的变化规律相似。随着激光功率密度的增加, 推进剂的燃速升高, 单位时间内燃烧产生的气体量增加, 燃烧室的平台压强也随之升高。两者对应的关系如式(8)所示:

$$p_c = 0.985I_L + 0.842 \quad (8)$$

从图 6c 中可以看出, 推进剂的点火延迟时间随着激光功率密度的增加而减小, 通过拟合得到的点火延迟时间与激光功率密度 I_L 之间的关系如式(9)所示:

$$t_{\text{ign}} = 0.118I_L^{-1.062} \quad (9)$$

固体推进剂在激光辐照下的点火通常可分为三个区域^[21]。第一个区域, 推进剂在激光辐照下首先进行惰性加热, 在加热过程中推进剂的表面温度持续升高, 当达到一定温度时, 推进剂表面开始溢出气体, 推进剂在此区域所经历的时间称为第一汽化时间, t_{GE} (first gas evolution time)。随着时间的增加, 激光持续的加热使得更多的气体从推进剂表面溢出, 热解气体的放

热反应最终导致第一缕可见光的形成, 因此, 第二个区域的特征可表示为第一发光时间, t_{LE} (first light emission time)。在第三个区域, 能量的不断积累使得推进剂最终达到点火边界, 随后保持稳定燃烧状态。推进剂在上述三个区域内所经历的时间即为点火延迟时间, t_{ign} 。

随着激光功率密度的增加, 推进剂惰性加热和气体溢出的速率升高, 使得推进剂在第一区域和第二区域内所经历的时间显著缩短, 即 $t_{\text{GE}}, t_{\text{LE}}$ 显著缩小。与此同时, “冷环境气体效应”也是显著影响固体推进剂点火延迟时间的另一个重要因素^[21-22]。化学反应产生的热量将有部分损失至推进剂表面附近的“冷”气体中, 这种热量的损失极大的抑制了推进剂到达着火边界。随着激光功率密度的增加, 热解气体的高产率可以有效地抑制“冷环境气体效应”引起的热损失, 从而进一步缩短了第一缕可见光形成所需的时间 (t_{LE})。从上述分析可以看出, 在较高的激光功率密度下, 推进剂的点火延迟时间将呈现明显的下降趋势。

3.2 燃烧火焰结构分析

光控固体推进剂在激光辐照下的燃烧是一个较为复杂的物理化学过程, 图 7a 为激光功率 $1.343 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 时, 由 R 型热电偶测试得到的燃烧过程温度曲线。根据温度曲线并结合推进剂在燃烧过程中的火焰结构, 可以推断出光控固体推进剂的燃烧机理。如图 7b 所示, 将推进剂的燃烧过程详细分为了五个区域:

(1) 预热区: 此区域距离燃烧表面较远, 无法直接吸收激光能量, 导致该区域的温度梯度较低, 热传导较小, 因此, 该区域不足以分解成凝聚相并释放化学能。

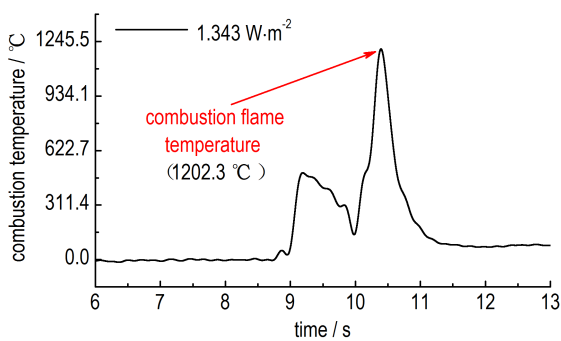
(2) 凝聚相区: 激光辐射能量的吸收使得该区域的温度升高, 推进剂中的主要组分 (AP、5-ATZ) 熔化并开始分解, 同时释放部分热量, 生成中间产物, 如 NH_3 、 HClO_4 、 HN_3 与 NH_2CN 等^[23-24]。

(3) 三相区: 此区域完全暴露在激光的辐照下, 并由凝聚相、熔融相和气相共同组成。该区域不仅经历了多重相变, 同时还发生了复杂并且剧烈的物理化学反应, 特别是中间产物的进一步热解, 极大地促进了如 N_2 、 NO 、 NO_2 、 OH 、 H_2 、 H_2O 、 HCN 、 HCl 、 Cl 、 NH_3 与 CO_2 等物质的生成, 随后热分解的产物从该区域中喷出^[23-24]。

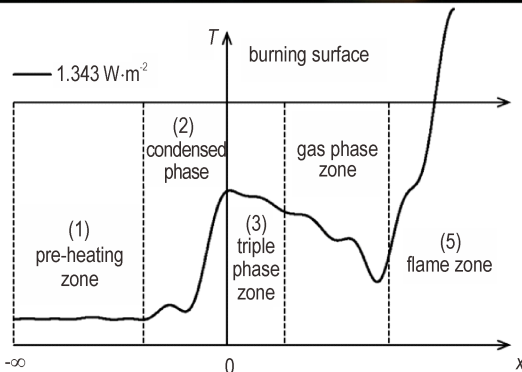
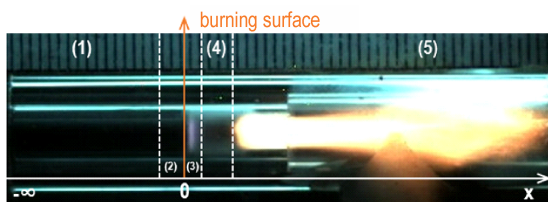
(4) 气相区: 从图 7b 中的温度曲线可以看出该区域的温度急剧下降。气相区的形成类似于传统双基推进剂中燃烧波暗区形成的机理, 暗区的本质是近表面反应区与发光火焰区之间的距离, 也就是表面反应区的产物进一步反应形成发光火焰的准备^[25]; 随着推进剂中高能物质含量的升高, 推进剂的燃速升高, 气体的

反应速率加快,热效应增加,使得达到发光火焰的准备时间大大缩短,表现为暗区厚度降低。因此,AP及其他高能物质的添加会导致暗区变薄且温度下降^[25-26]。光控固体推进剂的主体氧化剂为AP,并且包含了含氮量较高的5-ATZ等物质,使得在传统暗区中的气体含量(如N₂、H₂、CO₂等)显著升高,导致暗区消失并形成了特有的气相区。从图7中的高速摄影图片也可以看出存在明显的气相区。气相区的形成伴随着快速的质量传递以及剧烈的汽化与升华,使得总体的内能减少,动能增加,最终导致了气相区的温度出现明显下降。此外,热分解的产物从三相区喷出后,开始在该区域发生扩散。

(5)火焰区:一旦热分解的产物均匀扩散,就会在气相区的边缘形成扩散火焰,并伴随着温度的急剧升高^[27]。此外,如图7a所示,激光功率密度为1.343 W·mm⁻²时,推进剂的燃烧火焰温度为1202.3 °C。



a. flame temperature



b. temperature distribution during combustion

图7 光控固体推进剂在燃烧过程中的温度分布
Fig.7 Temperature distribution of the laser-controlled solid propellant during combustion

3.3 微推力性能分析

推力测试在大气环境下进行。测试过程中,微推力测试平台位于隔振平台上,并且加以有机玻璃罩以减小环境振动、空气流动等外界因素对测试的影响。根据微推力测试平台标定系统得到推力F与位移值A之间的关系如(10)式所示:

$$F = 2.216A - 0.360 \quad (10)$$

典型的微推力测试结果如图8所示,在激光辐照过程中,推进剂燃烧引起的推力变化成功的被测试平台所记录。测试过程采用推力器与推力测试平台固连的直接测试方法^[28],从图8中可以看出,虽然推力曲线存在一定的振荡,但推进剂在燃烧过程中保持了一个相对稳定的推力平台,因此,推力测试的过程与结果均符合稳态推力测试^[29]的测量原理。此外,实验中,选取位移曲线的平台位移值作为A从而计算推力F。

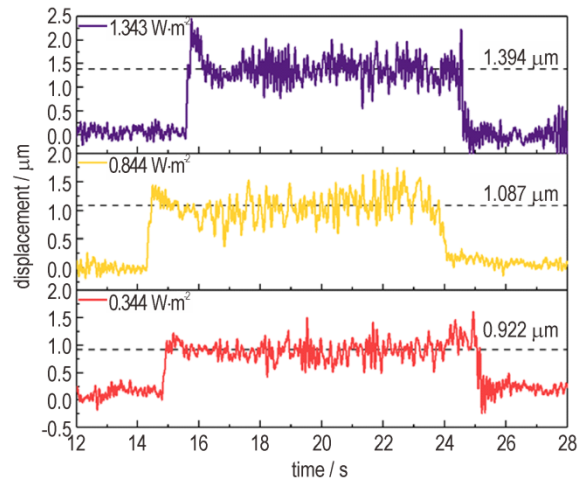


图8 典型的微推力测试曲线

Fig.8 Typical displacement curves during the micro-thrust test

不同激光功率密度下,微推力的变化规律如图9所示。从图9中可以看出,测试结果的重复性误差相对较大,其主要是由于药剂本身存在一定的吸湿性,导致测试中推进剂药柱的密度存在差异;另一方面,微推力测试装置中弹性元件的弹性系数较大,同时,激光器等设备自身存在噪声与振动,这些因素均会对测试精度产生影响。尽管如此,随着激光功率密度的升高,光控固体推进剂的微推力仍呈现明显上升趋势。在激光功率密度为0.344 W·mm⁻²时,推力为1.58 mN,随着激光功率密度上升到1.343 W·mm⁻²,推力也相应升高至2.28 mN。激光功率密度的增加显著提高了推进剂的燃速,使得推进剂凝聚相反应的速率增加,加速了推进剂燃烧区域的分解、汽化与升华,最终导致单位时

间内推进剂燃烧产生的气体含量升高。虽然光控固体推进剂自身所含的化学能一定,但燃速的升高,加快了化学反应的速率,缩短了作用时间,提高了推进剂的质量流率,增大了推力。此外,通过激光反射率的测试可以看出,光控固体推进剂能够有效的吸光激光能量,并将其转化为化学反应能,因此激光功率密度的升高也将促进推进剂对于激光能量的吸收。文献[15]中也得到了推力 $F \propto \sqrt{\rho_p b A_r q}$ (A_r 为激光辐照推进剂表面的面积)的结论。通过上述分析可以看出,光控固体推进剂的推力将随激光功率密度的增加而增加,与此同时,光控固体推进剂燃烧状态对于激光功率密度的依赖性对于实现推力的控制具有重要意义。

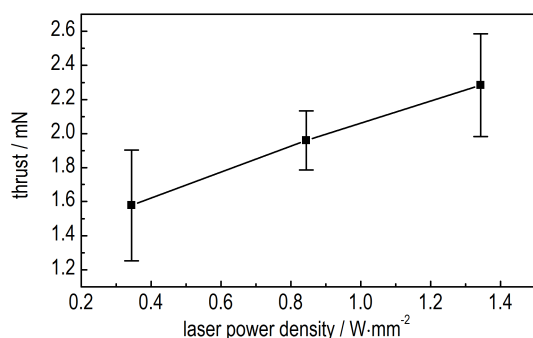


图9 不同激光功率密度下的微推力

Fig.9 Micro-thrust results under different laser power densities

4 结论

设计并制备了一种适用于激光烧蚀推进的光控固体推进剂,实现了固体推进剂在激光辐照下的可控燃烧与可调推力;通过搭建的燃烧性能测试平台以及微推力测试平台,研究了光控固体推进剂的燃烧特性以及推力性能,主要结论如下:

(1)随着激光功率密度由 $0.177 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 升高至 $0.884 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$,推进剂的燃速由 $0.905 \text{ mm}\cdot\text{s}^{-1}$ 线性升高至 $1.485 \text{ mm}\cdot\text{s}^{-1}$,点火延迟时间由 0.742 s 下降至 0.120 s ,燃烧室压强由 1.014 kPa 线性升高至 1.691 kPa 。

(2)光控固体推进剂的燃烧过程可分为五个区域:预热区、凝聚相区、三相区、气相区以及火焰区;此外,当激光功率为 $1.343 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 时,推进剂的燃烧火焰温度为 $1202.3 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

(3)激光功率密度为 $0.344 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$ 时,光控固体推进剂的推力为 1.58 mN ,随着激光功率密度上升到 $1.343 \text{ W}\cdot\text{mm}^{-2}$,其推力升高至 2.28 mN 。

光控固体推进剂燃烧状态对于激光功率密度的依

赖性是实现推进剂燃速调节以及燃烧控制的基础,同时对于实现推力的精确控制具有重要的意义。

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: 1-7.
YOU Zheng. Space microsystem and micro/nano satellite[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 1-7.
- [2] 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.
- [3] 马定坤, 匡银, 杨新权. 微纳卫星发展现状与趋势[J]. 空间电子技术, 2017, 14(3): 42-45.
MA Ding-kun, KUANG Yin, YANG Xin-quan. Development actual state and trends of nano-satellite [J]. *Space Electronic Technology*, 2017, 14(3): 42-45.
- [4] 林来兴. 现代小卫星的微推进系统[J]. 航天器工程, 2010, 19(6): 13-20.
LING Lai-xing. Micro-propulsion system for modern small satellites [J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(6): 13-20.
- [5] 林来兴. 小卫星技术的发展和前景[J]. 中国航天, 2006(11): 43-47.
LING Lai-xing. Development and application prospects of small satellite technology [J]. *Aerospace China*, 2006(11): 43-47.
- [6] 郭明坤, 夏广庆, 韩亚杰, 等. 微纳卫星新型动力系统研究进展[J]. 上海航天, 2019, 36(6): 104-113.
GUO Ming-kun, XIA Guang-qing, HAN Ya-jie, et al. Research progress of new propulsion system of micro/nano-satellite [J]. *Aerospace Shanghai*, 2019, 36(6): 104-113.
- [7] 张淑慧, 胡波, 孟雅桃. 推力可控固体火箭发动机应用及发展[J]. 固体火箭技术, 2002(4): 12-15.
ZHANG Shu-hui, HU Bo, MENG Ya-tao. Application and development of controllable solid rocket motor [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2002(4): 12-15.
- [8] 鲍立荣, 陈永义, 陈苏杭, 等. 可控固体推进技术研究进展[J]. 推进技术, 2020, 41(5): 961-973.
BAO Li-rong, CHEN Yong-yi, CHEN Su-hang, et al. Research progress on controllable solid propulsion [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 961-973.
- [9] Phipps C R. High-power laser ablation VI [C]//Proceedings of SPIE. SPIE, US, 1998.
- [10] Phipps C R, Luke J R, Mcduff G G, et al. Laser-ablation-powered mini-thruster [C]//Proceedings of SPIE. SPIE, US, 2002: 833.
- [11] 叶继飞, 洪延姬, 李南雷, 等. 碟片工质盘透射式激光烧蚀微推力器 [C]//第十三届中国电推进技术学术研讨会. 北京, 2017.
YE Ji-fei, HONG Yan-ji, LI Nan-lei, et al. Laser ablation micro thruster based on disk transmission mode [C]//13th Chinese Electric Propulsion Conference. Beijing, CHN, 2017.
- [12] Kakami A, Hamade T, Shimoda M, et al. Throttleable solid propellant micro-thruster using laser-assisted combustion [C]//48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, US, 2012.
- [13] Isakari S, Onizuka S, Yano Y. Performance evaluation of a throttleable solid propellant thruster using laser heating [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences*, 2016, 14(30): 61-66.

- [14] Isakari S, Asakura T, Haraguchi D, et al. Performance evaluation and thermography of solid-propellant microthrusters with laser-based throttling[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 71: 99–108.
- [15] Shen R, Wu L, Qin Z, et al. New concept of laser-augmented chemical propulsion[M]. Switzerland: Springer International Publishing, 2017: 689–696.
- [16] 鲁建存. 起爆药的激光反射率[J]. *激光技术*, 1987(1): 51–54.
LU Jian-cun, Laser reflection coefficients of primary explosives[J]. *Laser Technology*, 1987(1): 51–54.
- [17] 吴立志, 章皓男, 胡蓬, 等. 一种精度可调的扭摆式微推力测试装置: CN201720374807.0[P], 2018.
WU Li-zhi, ZHANG Hano-nan, HU Peng, et al. A torsion pendulum micro-thrust test device with adjustable precision: CN201720374807.0[P], 2018.
- [18] 王大鹏, 金星, 周伟静, 等. 高精度电磁标定力的产生及其特性分析[J]. *仪器仪表学报*, 2017, 38(8): 1933–1942.
WANG Da-peng, JIN Xing, ZHOU Wei-jing, et al. Generation and characteristic analysis of high accuracy electromagnetic calibration force[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2017, 38(8): 1933–1942.
- [19] Kondrikov B N, Summerfiel M, Ohlemiller T. Ignition and gasification of a double-Base propellant induced by CO₂ laser radiation [C]//Symposium (International) on Combustion. Salt Lake City, Utah, 1970.
- [20] Kondrikov B N, Summerfiel M, Ohlemiller T, et al. Ignition criterion & self-heating of propellant subjected to intense radiative heat fluxes[C]//The 1970 Technical Meeting of the Eastern Section of the Combustion Institute. Atlanta, US, 1970.
- [21] Ulas A, Kuo K K. Laser-induced ignition of solid propellants for gas generators[J]. *Fuel*, 2008, 87(6): 639–646.
- [22] DeLuca L, Caveny L H, Ohlemiller T J, et al. Radiative ignition of double-base propellants: I - Some formulation effects [J]. *AIAA Journal*, 1976, 14(7): 940–946.
- [23] Beckstead M W, Jing Q, Davidson J E. A comparison of solid monopropellant combustion and modeling [J]. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 1997, 4(1–6): 1116–1132.
- [24] Paletsky A A, Budachev N V, Korobeinichev O P. Mechanism and kinetics of the thermal decomposition of 5-aminotetrazole [J]. *Kinetics & Catalysis*, 2009, 50(5): 627–635.
- [25] 庞爱民, 王北海, 田德余. 高能硝酸推进剂的暗区压强敏感性分析[J]. *含能材料*, 1999(3): 115–117.
PANG Ai-min, WANG Bei-hai, TIAN De-yu. Pressure dependence of the dark zone in combustion wave of high energy nitroamine propellants[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 1999(3): 115–117.
- [26] 王永寿. 高能复合改性双基推进剂的燃速特性(II)-添加HMX的影响[J]. *飞航导弹*, 1998(7): 36–40.
WANG Yong-shou. Burning rate characteristics of high-energy composite modified double-base propellant(II)-the effect of adding HMX[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 1998(7): 36–40.
- [27] Beckstead M W. Solid propellant combustion mechanisms and flame[J]. *Pure & Applied Chemistry*, 2009, 65(2): 297–307.
- [28] 周伟静, 洪延姬, 叶继飞, 等. 一种基于动态补偿技术的微小稳态推力还原方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(7): 82–90.
ZHOU Wei-jing, HONG Yan-ji, YE Ji-fei, et al. A reduction method for micro steady-state thrust based on dynamic compensation technique[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(7): 82–90.
- [29] 洪延姬, 周伟静, 王广宇. 微推力测量方法及其关键问题分析[J]. *航空学报*, 2013, 34(10): 2287–2299.
HONG Yan-ji, ZHOU Wei-jing, WANG Guang-yu. Methods of micro thrust measurement and analysis of its key issues[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(10): 2287–2299.

Combustion Characteristics of the Laser-controlled Solid Propellant with Adjustable Burning Rate

DUAN Bu-ren^{1,2}, ZHANG Hao-nan^{1,2}, HUA Zuo-hao⁴, WU Li-zhi^{1,2,3}, BAO Zi-jing^{1,2}, GUO Ning⁴, YE Ying-hua^{1,2,3}, SHEN Rui-qi^{1,2,3}

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

Abstract: A high-speed camera, a high-precision pressure sensor, an R-type thermocouple and a micro-thrust test bench has been used to investigate the controllable combustion behaviors and thrust performance of the laser-controlled solid propellant (LCSP) under laser irradiation. The burning rate, ignition delay time, chamber pressure, combustion flame temperature and micro-thrust under different laser power densities were obtained. The results showed that the burning rate and chamber pressure increased linearly, while the ignition delay time decreased with increasing laser power density. Combining the thermocouple temperature curves, it was concluded that the combustion process of LCSP might be divided into five zones: pre-heating zone, condensed phase zone, triple zone, gas phase zone and flame zone. Meanwhile, the combustion flame temperature of the LCSP was 1202.3 °C under the laser power density of 1.343 W·mm⁻². Dependence of the combustion status on laser power density makes sense to realize the accurate adjustment of micro-thrust. In the experiment, the thrust control of LCSP is successfully realized by changing the laser power density. As the laser power density increased from 0.344 W·mm⁻² to 1.343 W·mm⁻², thrust of the LCSP increased from 1.58 mN to 2.28 mN.

Key words: laser-controlled solid propellant; laser ablation; burning rate; combustion flame temperature; micro-thrust

CLC number: TJ45; V43

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2021060

(责编: 王艳秀)