

爆炸与冲击  
*Explosion and Shock Waves*  
ISSN 1001-1455, CN 51-1148/O3

## 《爆炸与冲击》网络首发论文

题目： 基于光学诊断的某新型含铝推进剂燃烧特性分析  
作者： 杨云杰，邢时越，张少华，余西龙，王泽众，王海燕  
收稿日期： 2022-07-21  
网络首发日期： 2023-02-27  
引用格式： 杨云杰，邢时越，张少华，余西龙，王泽众，王海燕. 基于光学诊断的某新型含铝推进剂燃烧特性分析[J/OL]. 爆炸与冲击.  
<https://kns.cnki.net/kcms/detail//51.1148.O3.20230224.2303.002.html>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

# 基于光学诊断的某新型含铝推进剂燃烧特性分析\*

杨云杰<sup>1,2</sup>, 邢时越<sup>1,2</sup>, 张少华<sup>2</sup>, 余西龙<sup>2</sup>, 王泽众<sup>2</sup>, 王海燕<sup>1</sup>

(1. 中国矿业大学(北京), 北京 100083;  
2. 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

**摘要:** 为探究某新型含铝固体推进剂燃烧特性和规律, 在模拟固体发动机的高压条件下, 采用可调功率激光器结合高速摄影、发射光谱等光学诊断技术对该新型含铝固体推进剂开展了系统的点火及燃烧过程研究。通过对该推进剂的点火延迟、退移速率、燃烧温度以及团聚物颗粒尺寸的定量测量和分析, 明确了该推进剂的点火延迟量级; 证实此推进剂的退移速率严格遵循 Summerfield 燃速公式; 判断出其最高燃烧温度高于 3 300 K, 且随压力增大而升高; 通过对燃烧过程中凝聚相产物发光面积的量化分析得出推进剂产物中团聚物粒径尺寸受环境参数的影响规律, 为全面掌握和预判不同工况下该推进剂的点火性能和燃烧规律提供了实验数据支撑和验证。

**关键词:** 固体推进剂; 铝; 激光点火; 燃烧特性; 光学诊断

中图分类号: O383; TJ55

国标学科代码: 13035; 59025

文献标识码: A

## Investigation of combustion characteristics of a new aluminum-containing propellant based on optical diagnosis

Yang Yunjie<sup>1,2</sup>, Xing Shiyue<sup>1,2</sup>, Zhang Shaohua<sup>2</sup>, Yu Xilong<sup>2</sup>, Wang Zezhong<sup>2</sup>, Wang Haiyan<sup>1</sup>

(1. *China University of Mining & Technology, Beijing, Beijing 100083, China;*  
2. *Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China*)

**Abstract:** In order to investigate the combustion characteristics of a new aluminum-containing solid propellant, the ignition and combustion process of the propellant at elevated pressure for simulating the solid propellant rocket engine were systematically studied by using a variable power fiber-laser and optical diagnostic techniques. The near-infrared fiber laser was employed to ignite the propellant slices placed in a high-pressure optical tank which was designed and manufactured for simulated solid propellant rocket engine conditions. The successive images of the laser-ignition and combustion process were captured by a high-speed camera while the optical emission spectroscopy was recorded with fiber-based spectrometers. Therewith, the regression rate, the ignition delay, and agglomerate particle size of the propellant were determined from the quantitative measurement and analysis of the former, likewise, the combustion temperatures were deduced by the latter. Accordingly, the maximum combustion temperature, the magnitude of the ignition delay, and rules of regression rate were mastered, as well as their dependence on laser power and ambient pressure. Firstly, the analysis of emission spectra shows that the maximum combustion temperature of this propellant should be higher than 3300K which grows with pressure. It reveals that the fundamental mechanisms of the propellant receding rate and ignition delay are affected by the ambient pressure from the perspective of chemical reaction dynamics. Meantime, the exponential decay law of ignition delay is determined while its formation mechanism is explored, based on the

\* 收稿日期: 2022-07-21; 修回日期: 2023-02-07;

基金项目: 国家自然科学基金(11672359);

第一作者: 杨云杰(1997-), 男, 硕士研究生, yyjmail88@163.com;

通信作者: 张少华(1982-), 女, 博士, 副研究员, shzh@imech.ac.cn.

real-time monitoring of the propellant burning surface with high spatial and temporal resolution. Furthermore, it was also found that the regression rate of this propellant increases rapidly at low pressure, but appears to be saturated gradually when the ambient pressure exceeds 4 MPa. Whereafter, it is confirmed that the receding rate rules strictly follow the Summerfield burning rate equation. Finally, through the quantitative analysis of the luminous area of agglomerates in the combustion process, the effects of the agglomerate particle size in the propellant product by environmental parameters are concluded, which provides experimental data support and verification for the comprehensive grasp, prognosis of the ignition performance and combustion rules of this propellant under different working conditions.

Keywords: solid propellant; aluminum; laser ignition; combustion characteristics; Optical diagnosis

动力系统是实现火箭快速、稳定发射的关键。过去固体燃料火箭发动机主要应用于导弹技术领域，在航天领域的应用并不广泛，但随着研究的深入，固体燃料火箭发动机的优势逐步显现<sup>[1]</sup>。其具有推力大、机动性强、反应速度快的特点，能够大大降低对发射场保障能力的依赖度<sup>[2]</sup>，满足陆地、海洋不同发射环境的发射要求。

在固体火箭推进剂的研发和使用过程中，依然面临着一些亟待解决的问题，如更大载荷、更高比冲等。目前为提高固体火箭发动机的比冲，在原有推进剂配方基础上添加铝金属颗粒是极具潜力的新手段<sup>[3]</sup>。然而燃烧过程中，金属凝聚相颗粒虽可以有效抑制高频不稳定燃烧，但未充分燃烧的金属颗粒会导致两相流损失，造成比冲降低。此外，高速运动的团聚物金属颗粒具有较强的冲刷作用，可能损伤发动机内部机构<sup>[4-6]</sup>。为解决这些问题，全面掌握含铝推进剂的点火和燃烧规律，提高含铝高能推进剂的燃烧效率、稳定性及可控性，众多学者采用不同方法对含铝固体推进剂的燃烧特性进行了研究。这些已有工作主要集中于点火延迟、燃烧速率及团聚物等含铝推进剂应用中最亟需关切的热点上，如研究发现含铝推进剂的点火延迟不仅受点火温度、环境压力等因素的影响，同时也可通过调节氧浓度、铝颗粒含量及粒径等主动控制改变点火延迟时间<sup>[7-10]</sup>。在燃烧速率和团聚研究方面，Belyaev 等<sup>[11]</sup>和 Friedman 等<sup>[12]</sup>率先证实了含铝推进剂中铝粒径的增加可降低燃烧速率，增加推进剂燃烧时间。但随即人们发现这可能会引起凝聚相团聚问题，如 Takahashi 等<sup>[13]</sup>研究 AP/AN 复合推进剂在燃烧过程中铝团聚物和燃速的关系时发现：降低燃速、增加铝颗粒含量均会导致团聚物粒度增加，然此结论目前尚未得到一致认同。Anand 等<sup>[14]</sup>认为团聚物尺寸与燃速之间正相关，即提高燃速和增加铝颗粒的含量会使团聚物的粒度增加。另外，刘佩进等<sup>[15]</sup>研究确定了两种常见推进剂在不同压力环境下凝相产物的粒度分布规律。曹向宇<sup>[16]</sup>采用辐射成像的测温方法对推进剂中铝颗粒表面温度进行了测量分析，得出平均温度约为 2566 K。但由于此类含高能金属颗粒推进剂属于新一代固体推进剂，其燃烧不仅包含常见的化学反应和燃烧过程，更牵涉到复杂的多种相变、多相混合、多相凝结等传热传能过程，截止到目前，国内外的相关研究和应用均处于发展初期阶段，尚需要深入研究。

综上所述可以发现，含铝推进剂的配方尤其是铝颗粒粒径及含量不仅影响推进剂的点火延迟和燃烧速率，同时也决定着团聚物的特性。而环境参数、点火延迟、燃烧速率和团聚物之间也存在复杂的关系。到目前为止，研究界尚未得到明确的结论，甚至还存在如 Takahashi 等<sup>[13]</sup>和 Anand 等<sup>[14]</sup>关于燃速与团聚粒度之间相互矛盾的实验结论。因此，针对不同配方、不同工作环境下的含铝推进剂均需开展深入系统的实验研究工作，全面掌握确定工作条件下的点火延迟、燃烧速率和团聚物特性的变化规律，以便开发和优化新型含铝高能推进剂配方，提高新一代含铝高能推进剂的燃烧效率、稳定性和可控性，同时为探索含铝推进剂的燃烧机理和规律提供试验验证。

为此，本文在模拟固体发动机高压条件下，采用可调功率激光器结合高速摄影和发射光谱等光学诊断技术，对某新型配方的含铝高能推进剂开展点火燃烧过程的研究，探索不同环境压力和点火功率参数下该新型固体推进剂的燃烧特性，以期为该推进剂的配方优化或工程应用提供实验数据依据，或为提高发动机的燃烧热效率以及解决发动机燃烧过程中的热结构问题提供参考。

# 1 实验装置

## 1.1 实验系统

图 1 所示为模拟固体发动机高压燃烧环境所设计建设的固体推进剂激光点火燃烧特性光学研究实验系统示意图，主要由推进剂高压燃烧腔体系统、激光点火系统、信号采集系统（光纤光谱仪、高速相机）、同步控制模块和气压控制模块等组成。高压燃烧室三面开设紫外石英窗口，另一面窗口为推进剂安装更新使用。为保证实验过程中燃烧室的高压密封性，窗口安装均采用特殊承压式 O 形圈进行密封，设计压力可达 30 MPa。

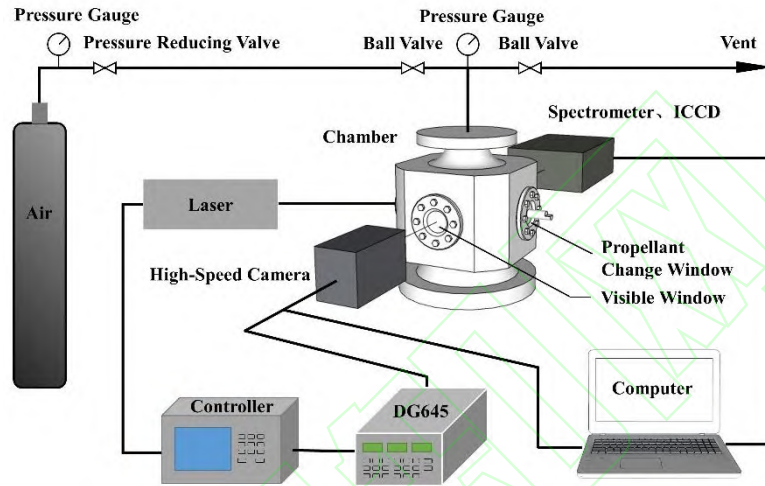


图 1 固体推进剂激光点火燃烧特性光学研究实验系统

Fig.1 Optical experimental system for laser ignition combustion characteristics of solid propellant

燃烧室与气压控制模块相连控制燃烧室内压力环境。采用 0~1 000 W 功率可调节式光纤激光器(激光器输出波长为 1 080 nm, 光斑直径约为 8 mm, 以中心能量的  $1/e^2$  处为边界)对该推进剂进行单脉冲点火。数据采集模块使用高速相机 (FASTCAM SA-Z, Photon) 对燃烧过程进行拍摄, 同时采用焦距为 500 mm 光栅光谱仪 (Spectropro HRS-500, Princeton Instruments) 搭配光纤光谱仪对推进剂燃烧光谱进行采集。同步控制模块采用西门子 Smart S7-200 定时控制器设计制作的触发系统对激光器进行激光输出控制, 其激光同步信号用于触发多通道数字信号发生器 (DG645, Stanford Research Systems), 而后 DG645 输出多路同步信号触发高速相机以及光谱仪等测试设备进行高精度的延时拍摄及信号采集, 储存数据至控制电脑以备后期处理分析推进剂的点火燃烧过程。

## 1.2 实验工况参数

燃烧室内为空气环境, 对固体推进剂进行点火实验前, 通过高压气瓶和减压阀控制腔体环境压力参数。实验所采用的具体参数如表 1 所示。

表 1 激光点火的实验参数

Table 1 Experimental parameters of laser ignition

序号	点火功率/W	点火时间/ms	环境压力/MPa					
1	200	200	0.1	1	2	3	4	5
2	400	200	0.1	1	2	3	4	5

实验中所使用的固体推进剂为三元组分, 组分含量分别为氧化剂(高氯酸铵, AP, 70%)、金属添加剂(铝, Al, 18%)和粘合剂(12%)。前期实验测试表明, 常温常压下, 确保该新型推进剂成功点火, 激光热流密度应不低于  $300 \text{ W/cm}^2$ , 其脉冲宽度应不小于 200 ms。因此, 将激光脉宽设置为 200 ms, 激光输出功率设置为 200 和 400 W, 其热流密度分别为  $400 \text{ W/cm}^2$  和  $800 \text{ W/cm}^2$ 。进行一系列不



同压力环境下点火实验，高速相机采集频率为 5 000 Hz、曝光时长 250 ns。同时，采用焦距 30 mm 短焦透镜收集燃烧过程的辐射信号，分别通过石英光纤导入 HRS-500 型光栅光谱仪或光纤光谱仪。其中，光栅光谱仪狭缝设置为 10  $\mu\text{m}$ ，采用 600 g/mm 光栅采集 300~800 nm 范围内推进剂的辐射光谱；光纤光谱仪用于采集 400~550 nm 范围内  $\text{AlO}(\text{B}^2\Sigma^+ - \text{X}^2\Sigma^+)$  跃迁的部分谱带，用于分析推进剂的燃烧温度。

## 2 推进剂的点火及燃烧过程

将推进剂切片（尺寸约为 5 mm×5 mm×1 mm）竖直贴壁置于特制的推进剂燃烧台上，此燃烧台位于高压燃烧腔体中心，固定于激光入射对向窗口，从而使点火激光垂直于燃面入射，并保证激光光斑可有效覆盖推进剂燃面，经高速相机捕获其典型燃烧过程图像如图 2 所示。

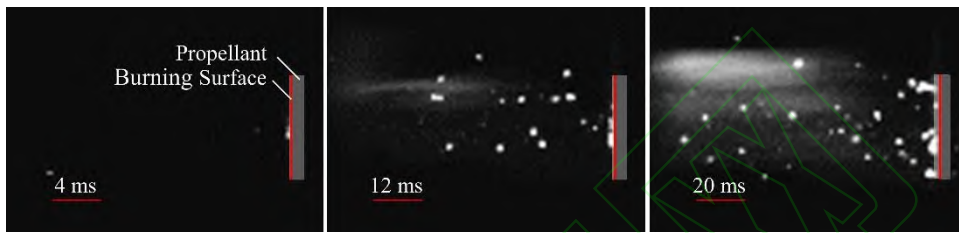


图 2 新型含铝高能推进剂的激光点火及燃烧过程

Fig.2 Laser ignition and combustion process of a new aluminum-containing high-energy propellant

观察分析可以得出，此固体推进剂的点火燃烧过程分为 4 个阶段：惰性加热阶段、热解阶段、初始火焰阶段和稳定燃烧阶段<sup>[17]</sup>。结合前人研究成果<sup>[17]</sup>及本实验所采集的燃烧过程现象，绘制了如图 3 所示的含铝推进剂点火燃烧通用模型图。

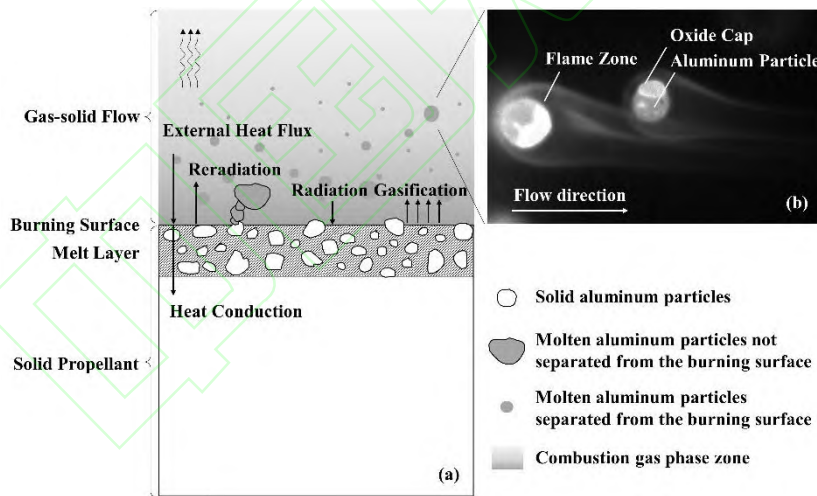


图 3 含铝固体推进剂点火燃烧模型

Fig.3 Ignition combustion model of aluminum-containing solid propellant

当激光器被触发后，输出激光作用于推进剂表面，与含能物质相互作用。推进剂吸收光能转化为自身内能并向内部传递，温度升高的同时促使推进剂发生分解或解离反应。当温度升高至熔点时，推进剂表面开始形成固液混合的熔融区。而后部分液相随温度继续升高逐渐气化并发生化学反应，释放出大量的热量。当热量达到绝热火焰温度时，形成脱离燃面的初始火焰，同时燃烧表面颗粒物随着温度的升高开始被点燃，局部出现火星。随着表面反应不断加剧，推进剂开始燃烧，燃面退移，金属颗粒暴露至燃烧锋面，在燃烧反应下不断被加热并且发生移动，并与相邻的颗粒发生聚集，形成类珊瑚状聚集体并粘附在燃面，如图 3(a)所示。随着温度的升高，熔融团聚成一个小球，在燃气的推动下断裂，脱离燃面以旋转姿态进入燃烧气相区<sup>[18]</sup>，同时产生的热量继续引发周围推进剂的反应，持续产生

大量的熔融颗粒脱离燃面进入气相区，即构成了宏观观测到的火焰，呈现为稳定的燃烧。脱离燃面后的凝聚相颗粒结构如图 3(b)所示，通常由凝聚相颗粒、颗粒侧面的氧化帽及较长的气相产物拖尾构成。目前主要研究结果<sup>[6,19]</sup>认为凝聚相颗粒主要为铝液滴，其表面附近存在着丰富的气相铝及其与氧化剂反应产生的低阶氧化物（如 AlO、Al<sub>2</sub>O、Al<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 等），这些氧化物在扩散和对流作用下经历一系列复杂的气相反应、分解反应及缩合反应等形成复杂的多相产物，或沉积在颗粒的表面，或围绕于颗粒周围受气流影响形成长长的含烟（产物 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 微颗粒）拖尾。沉积于颗粒表面的氧化物因表面张力的作用聚集于颗粒一侧，最终形成如图 3(b)所示的形态与亮度均较为突出的氧化帽。目前为止，学界对于氧化帽的确切成分及其形成机制尚未有定论，但由于辐射光信号携带有大量的分子反应内能级等可用于燃烧场温度测量的信息，故根据燃烧形态及光辐射特征可见，氧化帽所在区域周边为铝颗粒发生剧烈化学反应所在。因此，本文采用经验证为最为有效和适用于火箭发动机燃烧温度测量的辐射光谱测温技术，对于本文中的新型含铝推进剂的点火及燃烧过程进行了测量和分析，得到 300~800 nm 范围内的发射光谱，如图 4 所示。

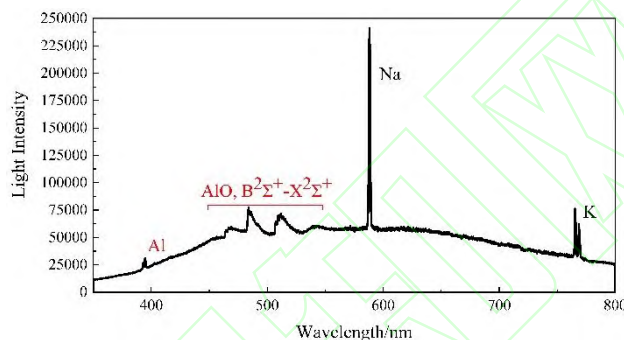


图 4 新型含铝高能推进剂燃烧发射光谱

Fig.4 Combustion emission spectra of the new aluminum-containing high energy propellant

由图 4 可以观察到清晰的 Al 以及中间产物 AlO ( $B^2\Sigma^+-X^2\Sigma^+$ ) 跃迁的一系列振转跃迁谱带，这是含铝推进剂燃烧最显著的特征。同时也发现有 K、Na 等一般杂质原子的谱线存在。文献<sup>[19]</sup>显示，AlO 是铝颗粒化学反应过程中的普遍存在的气相中间产物，也是 Al 液滴氧化生成产物 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 过程中最为关键的低阶氧化物。平面激光诱导荧光测温实验<sup>[20]</sup>也证明燃烧中 AlO 自由基位于铝颗粒的外表层周围，与“局部热平衡模型”数值模拟中铝颗粒外围的金属燃烧极限高温平台区重合度较高。此外，由于剧烈燃烧或爆炸过程中的中间产物处于热力学局部热平衡状态，即 AlO 不同能级上的粒子数布局满足玻尔兹曼分布，因此对 AlO 的发射光谱进行分析所获取的粒子温度可视为 AlO 所在区域的宏观温度，即代表含铝推进剂在燃烧过程中的高温区温度，具体分析原理及结果见 3.2 节。

### 3 结果与分析

#### 3.1 不同压力工况下推进剂燃烧效率分析

##### 3.1.1 环境压力对点火延迟的影响

将固体推进剂置于不同压力环境中进行点火实验，通过高速相机实时记录的推进剂点火燃烧影像。结合精确的时序信号，测量可观测到第一张亮斑出现的准确时刻，即可确定该推进剂在 0.1~5 MPa 的空气环境压力范围内的点火延迟随环境压力和点火功率的变化规律，如图 5 所示。

实验数据显示，激光点火功率为 200 W、腔体环境压力为 0.1 MPa 时，该推进剂点火延迟约为 180 ms。随着压力的不断增大，其点火延迟呈单指数规律衰减，并在高压区逐渐趋于稳定。当点火激光功率增大为 400 W 时，此推进剂的点火延迟显著缩短，在 0.1 MPa 时为 137 ms，1 MPa 时即接近于其高压下的极值，而后随压力的上升几乎保持不变。通过对点火延迟数据做单指数拟合，可得表 2 所示不同点火功率条件下点火延迟时间  $t$  随环境压力  $p$  的变化规律公式。

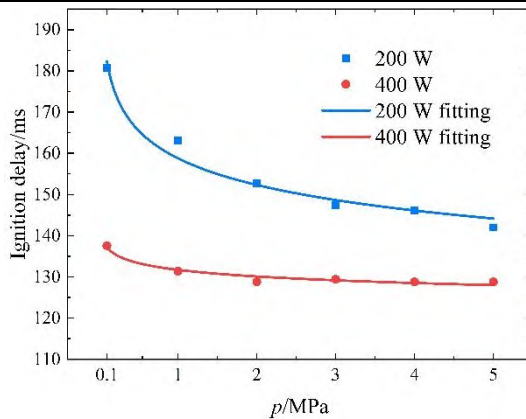


图 5 不同压力条件下点火延迟的变化规律

Fig.5 Variation of ignition delay time with pressure

表 2 不同点火延迟时间  $t$  (ms) 随压力  $p$  (MPa) 变化规律公式

Table 2 Formula of variation of ignition delay time  $t$  (ms) with pressure  $p$  (MPa)

点火功率/W	拟合公式	$R^2$
200	$t = 0.16 p^{-0.060}$	0.97
400	$t = 0.13 p^{-0.018}$	0.96

通过观察可以发现，点火激光功率为 400 W 时，此推进剂的点火延迟变化幅度不大，尤其在高压条件下 (>1 MPa) 基本保持稳定。由此计算出两种不同功率下推进剂点火延迟的缩短量 ( $\Delta t$ ) 随环境压力  $p$  的变化规律，如图 6 所示，以便掌握本实验工况外该推进剂点火延迟的大致数据及点火功率对点火延迟的提升幅度受压力的影响情况。

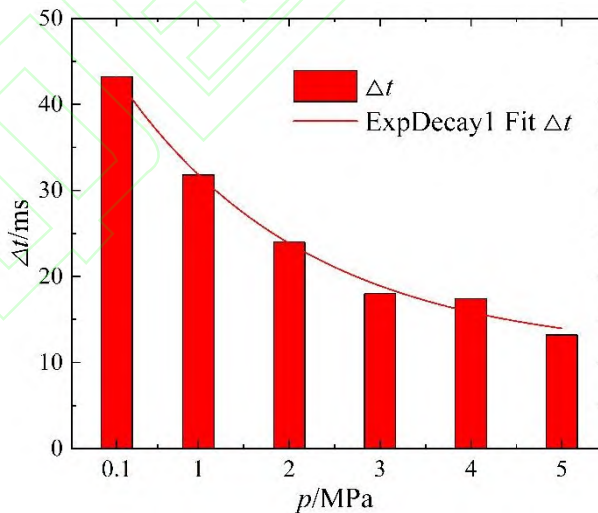


图 6  $\Delta t$  随  $p$  的变化规律

Fig.6 Variation law of  $\Delta t$  with  $p$

受推进剂组分不均匀性影响，在不同压力条件下点火延迟时间存在一定浮动，造成图 6 中 3~4 MPa 的点火延迟缩短量较为接近，但总体趋势同样遵循指数递减关系。结合图 5 可知，点火功率或环境压力的增大都能有效加速推进剂点火过程，缩短点火延迟。但相同压力条件下此推进剂点火延迟与点火功率之间并不呈简单的线性关系，其原因为推进剂各组分的光子吸收效率及能量转移等深层化学反应

过程受温度、压力等实验参数的影响，一般并不能以简单的线性关系描述。如本实验所研究的推进剂在 400 W 激光点火时的点火延迟相比 200 W 时明显缩短，在常压下缩短 1/3 以上，但在较高压力环境下（如 5 MPa 时），此点火延迟的变化幅值明显减小。因此可以推断出，随着环境压力的增加，点火延迟会趋近于一稳定值，且增大点火功率能够有效的减小点火延迟。但点火功率较小时，点火延迟受环境压力的影响较为明显，变化范围较大，即在低功率点火时，此推进剂的点火延迟可控性较高。采用较大的点火能量时，环境压力对点火延迟影响较小，尤其是在高压工作环境中（>1 MPa），其影响几乎可以忽略。因此，在工程应用中若需要调节点火延迟，可采用较低功率激光点火；若要求固定点火延迟，则可选择较高的激光点火能量，其具体数值可根据本文方法确定或推算得出。

### 3.1.2 环境压力对退移速率的影响

通过标定高空间分辨率（像素尺寸为 80 μm）的推进剂燃烧图像进行处理，获得推进剂的厚度  $l$ ，记录点燃及燃灭的时刻（ $t_0$  和  $t_1$ ），可求得平均退移速率  $r=l/(t_1-t_0)$ 。在不同工作压力环境下，推进剂的燃烧效率存在差异，推进剂退移速率和压力之间的关系可用 Summerfield 燃速公式<sup>[21]</sup>表征

$$\frac{1}{r} = \frac{a_s}{p} + \frac{b_s}{p^{1/3}} \quad (1)$$

式中： $r$  为推进剂退移速率，mm/s； $p$  为压强，MPa； $a_s$ 、 $b_s$  为燃速系数。图 7 给出了对 0.1~5 MPa 的压力条件下的退移速率数据点进行拟合所得曲线。由拟合曲线可计算出在激光功率为 200 和 400 W 时，Summerfield 燃速公式的  $a_s$ 、 $b_s$  值，如表 3 所示。

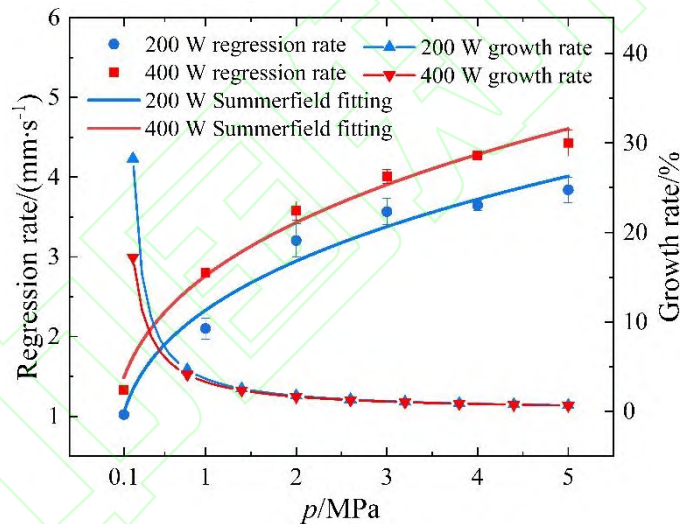


图 7 不同压力条件下退移速率的变化规律

Fig.7 Variation law of regression rate under different pressure conditions

表 3 燃速公式的参数

Table 3 Parameters of burning rate formula

激光功率/W	$a_s$	$b_s$	$R^2$
200	0.00458	0.42468	0.99371
400	-0.01364	0.37591	0.99777

从表 3 可以看出，在该实验条件下，实验数据严格遵循 Summerfield 燃速公式 ( $R^2$  值均高于 0.99)，能够表征该推进剂在不同压力环境下的退移速率特性。随着压力环境的升高，退移速率增大，可以通过燃速公式计算对应的退移速率。随着工作环境压力的升高，退移速率曲线先增高后趋于平缓，原因是环境压力的增大导致火焰燃烧更充分，对燃面的热反馈更高，进一步加快推进剂的热分解速率，同



时也受推进剂自身反应速率的影响,不能无限制的增大。定义环境压力每增加 0.1 MPa 时退移速率的相对增长比例为退移速率增长率(如图 7 所示)。可以看出,当发动机工作环境大于 4 MPa 时,退移速率的增长率小于 1%。再增大环境压强,退移速率增长缓慢,趋近于该推进剂燃烧速率极限。

### 3.2 不同压力工况下推进剂燃烧温度分析

#### 3.2.1 双波段发射光谱测温原理

本文采用的双波段发射光谱测温是一种非接触式测温,其原理是将所拍摄的凝聚相光信号看作黑体辐射,也称辐射测温技术,是以普朗克辐射定律为基础,描述了发射光谱强度在不同温度下随波长变化的规律<sup>[22-23]</sup>,具体表达式为

$$M(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{hc/k\lambda T} - 1} = \frac{C_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{C_2/\lambda T} - 1} \quad (2)$$

式中:  $M(\lambda, T)$  为单色辐出度,  $\lambda$  为波长,  $T$  为温度,  $h$  为普朗克常数,  $k$  为玻尔兹曼常数,  $c$  为光速,  $C_1 = 2\pi hc^2$  为第一辐射常数,  $C_2 = hc/k$  为第二辐射常数。

在实际测试中由于物体不完全为黑体,需要考虑其光谱发射率  $\varepsilon(\lambda, T)$ , 则普朗克辐射定律应修正为

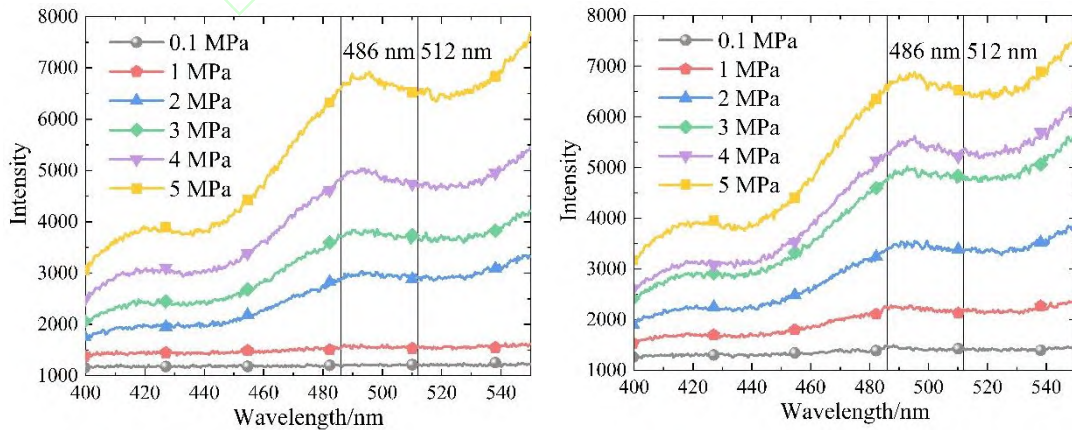
$$M(\lambda, T) = \varepsilon(\lambda, T) \cdot \frac{C_1}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{C_2/\lambda T} - 1} \quad (3)$$

对于温度的求解,可以通过双波长比值法来计算燃烧温度。当选择波长  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  相差很小时,可将辐射源近似为灰体,即可认为  $\varepsilon(\lambda_1, T) \approx \varepsilon(\lambda_2, T)$ 。通过计算不同波长下式(3)的比值可得到温度  $T$  的函数表达式

$$T = C_2 \left( \frac{1}{\lambda_2} - \frac{1}{\lambda_1} \right) \left[ \ln \left( \frac{M(\lambda_1, T)}{M(\lambda_2, T)} \right) + 5 \ln \left( \frac{\lambda_1}{\lambda_2} \right) \right]^{-1} \quad (4)$$

#### 3.2.2 不同压力条件下推进剂燃烧温度变化

推进剂燃烧的过程通常分为点火、燃烧、熄灭 3 个阶段。在点火之后,燃面反应愈发剧烈,温度迅速上升,当燃烧达到一定程度时温度达到平台期,燃烧温度相对稳定,之后可燃物消耗殆尽,燃烧熄灭,温度下降。由于燃烧过程中的能量交换十分迅速,采用高时间分辨的光谱可以较快地响应并近似“冻结”地捕捉其燃烧状态。本工作中设定光纤光谱仪的触发时间为触发激光器后 300 ms,曝光时间为 1 ms。不同实验条件下的推进剂燃烧光谱图如图 8 所示,发射光谱强度随压强的升高而增大,由此反映出固体推进剂燃烧的发光剧烈程度在不断提升。从高速相机拍摄到的图像数据中也可定性的证实。



(a) 200 W

(b) 400 W

图 8 不同压力条件下 AIO 光谱强度曲线

Fig.8 Spectral intensity curves of AIO under different pressure conditions

实验前, 分别使用标准钨灯 (63976, Oriel Instruments) 和汞氙灯对光谱仪强度响应曲线和波长进行标定。如前所述由于铝燃烧过程中存在大量中间产物 AIO, 且最大浓度位于火焰锋面和颗粒之间的高温反应区域, 是反应热的主要来源<sup>[22]</sup>。故选取 AIO 特征峰 486 和 512 nm 作为辐射测温的波长, 对该推进剂燃烧高温区的温度进行计算。由于固体推进剂的制作工艺, 其燃料部分无法做到完全均匀分布, 因此在相同实验条件下, 燃烧温度存在一定的数据浮动, 计算相同实验条件下 10 组燃烧温度, 得出不同压力条件下的燃烧温度分布图如下。

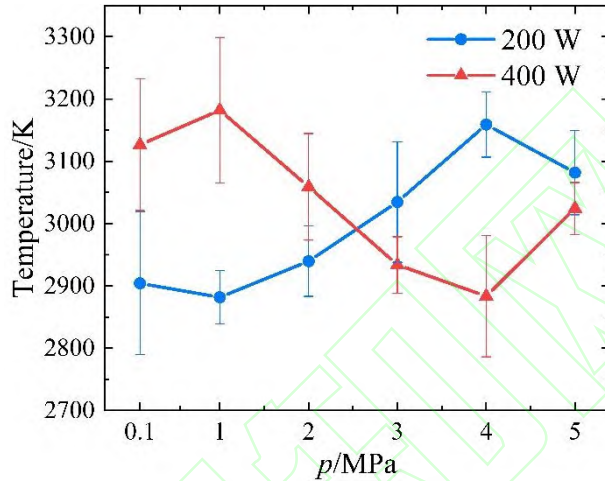


图 9 不同压力条件下燃烧温度

Fig.9 Combustion temperature diagram under different pressure conditions

由图 9 可见, 常压下 200 W 和 400 W 的点火条件下燃烧最高温度均在约 3 000 K, 但大功率点火时燃烧温度明显偏高, 最高可达到 3300 K。原因在于较高的激光能量作用于燃面, 加速了推进剂的气相反应速率, 使得反应更快更充分, 燃烧温度也相对较高。此外, 尽管两种点火功率下, 推进剂的燃烧温度均在 3 000 K 左右起伏, 但点火功率为 200 W 时, 该推进剂的燃烧温度均值随环境压力的升高总体呈上升趋势, 在 4 MPa 时达到峰值。而当点火功率为 400 W 时, 燃烧温度存在一定的波动, 且在环境压力大于 3 MPa 时, 出现较高点火能量的燃烧温度低于低能量点火的燃烧温度的情况。分析其原因认为, 一方面受推进剂组分分布均匀性的影响, 燃烧存在如震荡等不稳定现象, 实验所采集的光谱数据未对应推进剂燃烧的最高温度阶段; 另一方面火焰中最高燃烧温度应位于火焰锋面和团聚物表面位置, 在较高压力条件下, 燃烧室存在较大的烟雾, 可能对光谱数据采集产生影响, 因此出现在高环境压力条件下燃烧温度不增反降的现象。基于上述结果可总结得到该推进剂的燃烧温度与压力正相关, 且在高压、高能量密度点火条件下的最高燃烧温度应高于 3 300 K。

此外值得说明的是, 上述的光谱测试结果和分析也验证了此双波段发射光谱技术用于诊断高温高压等极端条件下 (如火箭发动机等状态) 温度场的可行性和可信度。当然, 此技术在测量精度以及空间分辨率上还需提高, 在下一步的研究中, 拟提高光谱采集的时间和空间分辨率, 以提高温度的时空分辨率和准确性, 进而更精准的了解和掌握此推进剂的燃烧过程和机理。

### 3.3 不同压力条件下团聚物粒径变化规律

为分析不同压力条件下燃烧颗粒团聚问题, 取不同压力环境下相同时刻高速相机拍摄的燃烧图像, 对其进行形态学处理, 识别图中发光颗粒面积的大小, 用以表征推进剂金属熔融颗粒脱离燃面时的尺寸。通过分析团聚物粒径的平均面积, 得出脱离燃面的团聚物平均面积与压力的关系, 如图 10 所示。随着环境压力的增大, 颗粒的数密度增大, 脱离燃面的团聚物颗粒的平均直径呈指数规律减小。

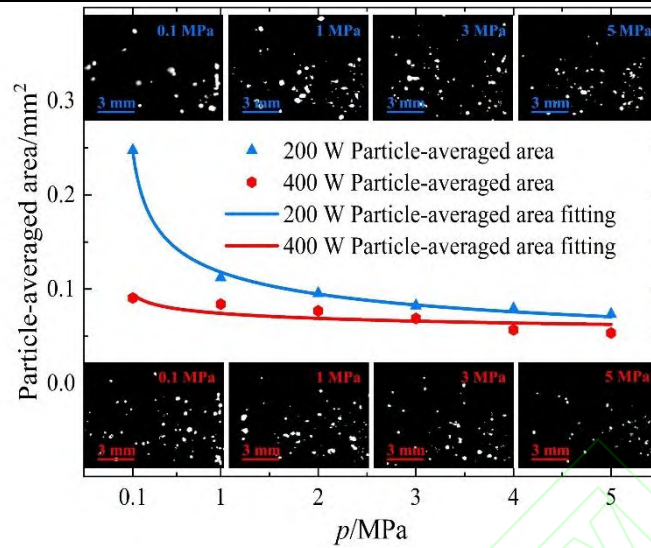


图 10 不同压力条件下凝聚相颗粒平均面积

Fig.10 Average area of condensed phase particles under different pressure conditions

通过对两种点火功率下团聚物平均粒径变化规律分析,发现增大点火功率可有效减小燃烧时团聚物粒径,使金属铝能够更加充分地燃烧,提高铝的燃烧效率。当点火功率一定,随着环境压力的增加燃烧传热传质过程加快。在此环境下,铝颗粒更容易转化为熔融态,且由于燃烧对于表面热反馈的增强,使得熔融铝具有更小的附着力以及受到更大的推力,在燃面停留时间缩短,与其他熔融体的融合概率减少,这也说明了在高压高燃速状态下脱离燃面的团聚物平均尺寸会变小的原因。

从高速摄影的实时监测图像来看,随着环境压力的升高,氧化铝烟尘浓度越来越大,表明反应愈发剧烈。大量的固体燃料转化为气相,实现能量的转化。该过程转化越完全,该推进剂的燃烧效率越高。因此在实际应用中,要提高燃烧效率、控制燃烧时团聚物粒径尺寸、避免不充分燃烧产生的大量熔渣对发动机内部结构的破坏,可以通过增大点火功率及环境压力来实现。

## 4 结论

本文以含铝固体推进剂为研究对象,在 0.1~5 MPa 环境压力下对其开展了点火延迟、退移速率、燃烧温度以及铝颗粒团聚物粒径的研究,结论如下:

(1) 通过精确的时序时间计算推进剂的点火延迟及退移速率,得出此新型推进剂随着压力的增大,点火延迟呈指数规律下降,且环境压力大于 1 MPa 时,点火功率增加对点火延迟的影响占主导作用,同时退移速率加快,随压力的变化符合 Summerfield 燃速公式;

(2) 采用双波段发射光谱技术,基于辐射测温原理对该推进剂平均燃烧温度进行了测量分析,得出该推进剂的燃烧温度随着压力的升高而升高,且在高压、高能量密度点火条件下的最高燃烧温度应高于 3 300 K,该结果同时验证了该光谱测温技术的可行性;

(3) 对不同燃烧环境下团聚物发光面积的测试分析结果表明,随着环境压力的增加,反应剧烈,燃速升高,脱离燃面的团聚物的尺寸明显变小;在实际应用中可以通过增大点火功率及环境压力来减小脱离燃面的凝聚相产物。

衷心感谢中国科学院力学研究所郭大华高级工程师、孟东东工程师、北京控制工程研究所攸兴杰工程师在此工作中于机械设计和数字控制方面的大力支持。

## 参考文献

- [1] 固体火箭技术编辑部. 2021 年固体推进动力领域发展综述[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(2): 167-180. DOI: 10.7673/j.issn.1006-2793.2022.02.001.  
Editorial Department of JSRT. Development review of solid propulsion technology in 2021[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(2): 167-180. DOI: 10.7673/j.issn.1006-2793.2022.02.001.
- [2] 田维平, 王立武, 王伟. 固体火箭发动机技术发展和面临的关键技术问题[J]. 固体火箭技术, 2021, 44(1): 4-8. DOI:10.7673/j.issn.1006-2793.2021.01.002.  
TIAN W P, WANG L W, WANG W. Technological development and key technical problems in solid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2021, 44(1): 4-8. DOI:10.7673/j.issn.1006-2793.2021.01.002.
- [3] 刘继宁, 李苗苗, 陶锴, 等. 固体推进剂铝基燃料高效燃烧的研究进展[J]. 上海航天, 2019(S1): 6. DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.S1.001.  
LIU J N, LI M M, TAO K, et al. Research progress on high combustion performance of aluminum based fuel in solid propellant[J]. Aerospace Shanghai, 2019(S1): 6. DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.S1.001.
- [4] GILL R J, BADIOLA C, DREIZIN E L. Combustion times and emission profiles of micron-sized aluminum particles burning in different environments[J/OL]. Combustion and Flame, 2010, 157(11): 2015-2023. DOI:10.1016/j.combustflame.2010.02.023.
- [5] MOHAN S, FURET L, DREIZIN E L. Aluminum particle ignition in different oxidizing environments[J/OL]. Combustion and Flame, 2010, 157(7): 1356-1363. DOI:10.1016/j.combustflame.2009.11.010.
- [6] BADIOLA C, GILL R J, DREIZIN E L. Combustion characteristics of micron-sized aluminum particles in oxygenated environments[J/OL]. Combustion and Flame, 2011, 158(10): 2064-2070. DOI:10.1016/j.combustflame.2011.03.007.
- [7] TAO H. Shock wave ignition of aluminum particles[J]. Journal De Physique IV, 2002, 12(7): 105-112. DOI:10.1051/jp4:20020272.
- [8] 胡栋, 叶松, 吴旌贺, 等. 铝粉点火微观机理的光谱研究[J]. 高压物理学报, 2006(3): 237-242. DOI: 10.3969/j.issn.1000-5773.2006.03.003.  
HU D, YE S, WU J H, et al. The spectro-studies on micro-mechanism of shock ignition for aluminium [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2006(3): 237-242. DOI: 10.3969/j.issn.1000-5773.2006.03.003.
- [9] ROBERTS T A, BURTON R L, KRIER H. Ignition and combustion of aluminum/magnesium alloy particles in O<sub>2</sub> at high pressures[J]. Combustion & Flame, 1993, 92(93): 125-143. DOI:10.1016/0010-2180(93)90203-F.
- [10] FOELSCHE R O, BURTON R L, KRIER H. Ignition and combustion of aluminum particles in H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> combustion products[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 14(6): 1001-1008. DOI:10.2514/2.5365.
- [11] BELYAEV A F, FROLOV Yu V, KOROTKOV A I. Combustion and ignition of particles of finely dispersed aluminum[J/OL]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 1971, 4(3): 182-185. DOI:10.1007/BF00750857.
- [12] FRIEDMAN R, MACEK A. Combustion studies of single aluminum particles[J]. Symposium on Combustion, 1963, 9(1): 703-712. DOI:10.1016/S0082-0784(63)80078-8.
- [13] TAKAHASHI K, OIDE S, KUWAHARA T. Agglomeration characteristics of aluminum particles in AP/AN composite propellants[J/OL]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2013, 38(4): 555-562. DOI:10.1002/prop.201200187.
- [14] ANAND K V, ROY A, MULLA I, et al. Experimental data and model predictions of aluminium agglomeration in ammonium perchlorate-based composite propellants including plateau-burning formulations[J/OL]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 2139-2146. DOI:10.1016/j.proci.2012.07.024.
- [15] 刘佩进, 白俊华, 杨向明, 等. 固体火箭发动机燃烧室凝相粒子的收集与分析[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 4. DOI:10.3969/j.issn.1006-2793.2008.05.009.  
LIU P J, BAI J H, YANG X M, et al. Collection and analysis on the condensed-phase particles in the chamber of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 4. DOI:10.3969/j.issn.1006-2793.2008.05.009.



- [16] 曹向宇. 固体推进剂中铝颗粒温度测量方法及燃烧特性试验研究[D]. 国防科技大学, 2018:51-52. DOI:10.27052/d.cnki.gzjgu.2018.001156.  
CAO X Y, Experimental study on temperature measurement and combustion characteristics of aluminum particles in solid propellant[D]. National University of Defense Technology, 2018:51-52. DOI:10.27052/d.cnki.gzjgu.2018.001156.
- [17] 郝海霞, 裴庆, 赵凤起, 等. 固体推进剂激光点火性能研究综述[J]. 含能材料, 2009, 17(4): 491-498. DOI:10.3969/j.issn.1006-9941.2009.04.028.  
HAO H X, PEI Q, ZHAO F Q, et al. Summarization of laser ignition characteristics of solid propellants[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2009, 17(4): 491-498. DOI:10.3969/j.issn.1006-9941.2009.04.028.
- [18] 敖文, 刘佩进, 吕翔, 等. 固体推进剂燃烧过程铝团聚研究进展[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 10. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.04.001.  
AO W, LIU P J, LYU X, et al. Review of aluminum agglomeration during the combustion of solid propellants[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 10. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.04.001.
- [19] BECKSTEAD M W, LIANG Y, PUDDUPPAKKAM K V. Numerical simulation of single aluminum particle combustion (Review)[J]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2005,41(6):622-638. DOI: 10.1007/s10573-005-0077-0.
- [20] BUCHER P, YETTER R A, DRYER F L, et al. PLIF species and ratiometric temperature measurements of aluminum particle combustion in O<sub>2</sub>, CO<sub>2</sub> and N<sub>2</sub>O oxidizers, and comparison with model calculations[J/OL]. Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(2): 2421-2429. DOI: 10.1016/S0082-0784(98)80094-5.
- [21] 张炜, 朱慧. 铝镁贫氧推进剂低压燃烧性能表征方法研究[J]. 含能材料, 2002(3): 125-127. DOI: 10.3969/j.issn.1006-9941.2002.03.009.  
ZHANG W, ZHU H. Characterization methods of combustion properties of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at low pressure[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2002(3): 125-127. DOI: 10.3969/j.issn.1006-9941.2002.03.009.
- [22] 张林, 张志杰, 李岩峰. 双波段比色测温技术的应用[J/OL]. 现代电子技术, 2019, 42(8): 1-5. DOI:10.16652/j.issn.1004-373x.2019.08.001.  
ZHANG L, ZHANG Z J, LI Y F, et al. Application of dual-waveband colorimetric temperature measurement technology[J/OL]. Modern Electronics Technique, 2019, 42(8): 1-5. DOI:10.16652/j.issn.1004-373x.2019.08.001.
- [23] 闫白, 郝晓剑, 周汉昌. 基于比色法的纯镁及镁合金燃点测试系统[J]. 激光与光电子学进展, 2013, 50(11): 197-200. DOI:10.3788/LOP50.112301.  
YAN B, HAO X J, ZHOU H C, et al. Ignition test system of pure magnesium and magnesium alloys based on colorimetric method[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2013, 50(11): 197-200. DOI:10.3788/LOP50.112301.