

文章编号: 1006-9941(2017)10-0817-05

负压环境下铝镁贫氧推进剂激光点火及燃烧特性

赖华锦, 陈 雄, 周长省, 相恒升

(南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为研究不同负压对铝镁贫氧推进剂的点火及燃烧特性的影响,在负压环境下(0.01, 0.02, 0.04, 0.06, 0.08, 0.1 MPa)和不同热流下(1.26, 1.86, 2.23, 2.79 W·mm⁻²)采用 CO₂ 激光点火系统对铝镁贫氧推进剂进行点火实验,使用高速摄影仪记录点火燃烧过程,使用两个光电二极管同时监测激光和火焰信号得到其点火延迟时间,研究了负压对推进剂点火延迟时间、燃烧过程和燃速的影响。结果表明,压强影响推进剂热解气体的扩散,压强为 0.08 MPa 时,初焰为圆柱状,随着压强降低至 0.02 MPa,初焰为圆球状;随着压强的降低,推进剂点火延迟时间增加,但随着热流密度的增大,压强对点火延迟时间的影响显著降低;压强对推进剂燃速影响较大,随着压强的降低,推进剂燃速降低,当压强从 0.1 MPa 降至 0.01 MPa 时,燃速降低 47%;同时,在负压环境下,Vielle 燃速公式更适用于表征铝镁贫氧推进剂的燃速特性。

关键词: 铝镁贫氧推进剂; 激光辐射点火; 负压; 点火延迟

中图分类号: TJ55; V512

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.10.005

1 引言

作为推进系统中的动力来源,固体推进剂点火过程和燃烧性能的研究对推进系统的性能预估具有重要指导意义。铝镁贫氧推进剂是在复合推进剂的基础上加入了镁铝金属颗粒,保证较高热值的同时改善了点火和燃烧效率。由于其具有独特的点火特性和燃烧特性受到国内外学者的广泛关注^[1-3]。

铝镁贫氧推进剂可以大幅提高冲压发动机的比冲,近年来被广泛应用在固体燃料冲压发动机设计中。冲压发动机执行任务的环境越来越复杂,如在高海拔和高空环境中,气压低、空气密度低和含氧量低等因素影响着推进剂的点火和燃烧性能,如点火失效、燃烧火焰不稳定等^[4],因此研究负压环境下推进剂的点火和燃烧特性很有必要。Arkhipov V A 等^[5]在复合推进剂中分别添加超细铝粉(Alex)和微米级铝粉(ASD-4),在负压环境下进行点火实验,研究了铝粉粒径对燃速的影响,结果表明超细铝粉能使得推进剂燃速提高 1.5 倍以上。Zanotti C 等^[6]采用 CO₂ 脉冲激光器在负压环境下对复合推进剂进行点火,测量其点

火延迟时间和点火温度,并利用多普勒激光测速技术(LDV)测量了推进剂表面分解气体的逸出速度。Harayama M 等^[7]研究了铝镁贫氧推进剂在低于大气压条件下的自持点火和非自持点火和现象。Kakami A^[8]等研究了高氯酸铵/端羟基聚丁二烯(AP/HTPB)推进剂在负压环境下的燃速特性和燃烧表面温度,分析了热流密度和环境压强对推进剂燃速和燃烧表面热平衡的影响。以上研究多集中于复合推进剂点火和燃烧特性,然而负压对于铝镁贫氧推进剂的燃烧过程和燃速的影响还鲜有报道。

基于此,本研究采用 CO₂ 激光点火实验系统,研究铝镁贫氧推进剂在负压环境下的激光点火过程和燃烧特性。分析了负压对推进剂点火延迟时间、燃烧过程和燃速的影响,为其在固体燃料冲压发动机中的应用提供了理论基础。

2 实验部分

2.1 实验样品

铝镁贫氧推进剂由西安近代化学研究所提供, $\rho = 1.64 \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$;具体配方如表 1 所示。推进剂加工成 $\Phi 5 \text{ mm} \times 5 \text{ mm}$ 的圆柱形样品,为防止侧面燃烧,影响实验现象的观察,用硅橡胶将其侧面包覆。

2.2 实验装置

激光点火实验平台主要由 CO₂ 激光器、燃烧室、

收稿日期: 2017-05-19; 修回日期: 2017-07-23

基金项目: 国家自然科学基金资助(51606098)

作者简介: 赖华锦(1992-),男,硕士研究生,主要从事固体推进剂激光点火与燃烧性能研究。e-mail: joaquin920@163.com

表 1 铝镁贫氧推进剂配方

Table 1 The formulation of Al/Mg fuel-rich propellant

components	AP	HTPB	Al	Mg	others
mass fraction/%	36	20	20	20	4
particles diameter/ μm	100 ~ 120	—	24 ¹⁾	30 ¹⁾	—

Note: 1) indicates the average particle size.

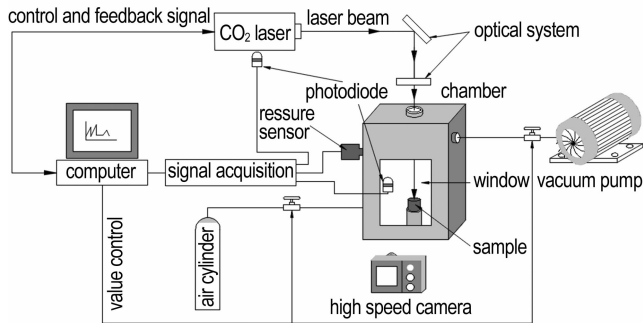


图 1 激光点火实验平台示意图

Fig. 1 Schematic of the laser ignition experimental platform

控制器与数据采集卡组成,其示意图如图 1 所示。激光器产生激光波长为 $10.6 \mu\text{m}$, 激光光斑直径为 $\Phi 3.5 \text{ mm}$; 燃烧室尺寸为 $150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm} \times 300 \text{ mm}$, 前后有玻璃视窗; 真空泵, 中科科仪 RVP-6, 极限压力为 $4 \times 10^{-2} \text{ Pa}$; 高速摄影仪, 三洋 HD2000, 拍摄速度为 240 帧/s。

2.3 实验过程

真空泵与燃烧室连接, 放置好实验样品后保持燃烧室密闭。用真空泵抽取燃烧室内气体, 使燃烧室内压强达到实验所需的负压环境。控制器调节激光功率和激光加载时间, 激光经过光路调节模块后垂直入射到燃烧室内实验样品上。为获得推进剂的点火延迟时间, 用两个光电二极管监测激光出光信号和推进剂火焰信号, 将光信号转换为电压信号后经采集卡记录在计算机中。光电二极管响应时间极短, 所造成的点火延迟时间误差可忽略不计。在推进剂燃烧过程中, 反应产生的气体会造成燃烧室内压强变化。为使燃烧室内压强保持恒定, 采集卡通过压力传感器实时监测燃烧室压强, 传输到计算机中与实验前设定的工作压强对比, 计算机计算出反馈数据到控制器中, 控制器控制电磁阀的关闭控制真空泵抽气速率, 使得燃烧室内压强保持恒定。使用高速摄影仪拍摄推进剂的点火和燃烧过程, 通过慢放录像得到推进剂燃烧总时间, 从而计算出推进剂线性燃速。

实验在常温 ($25 \text{ }^\circ\text{C}$) 下进行, 激光热流密度分别

为 $1.26, 1.86, 2.23, 2.79 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$, 激光加载时间为 1.8 s ; 燃烧室内压强分别为 $0.01, 0.02, 0.04, 0.06, 0.08, 0.1 \text{ MPa}$ 。为减小实验误差, 保证实验数据的准确性, 每个工况进行 5 次重复点火实验。

3 结果与讨论

3.1 推进剂点火燃烧过程

当热流密度为 $2.23 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 时, 由高速摄影仪得到的不同压强下铝镁贫氧推进剂激光点火及燃烧过程如图 2 所示。

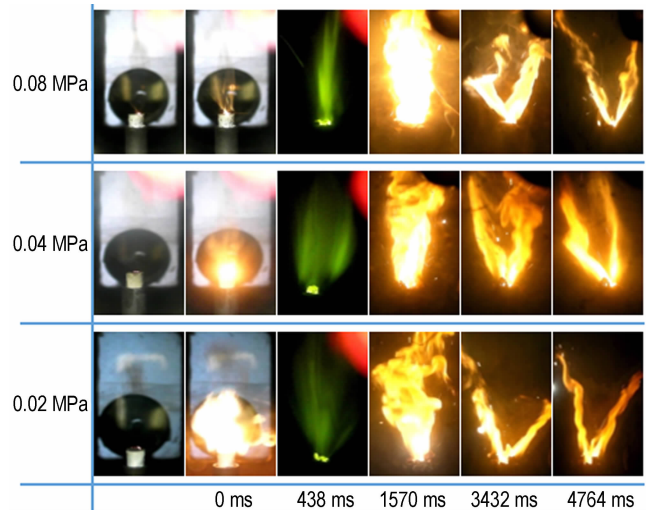


图 2 不同负压下铝镁贫氧推进剂的点火及燃烧过程

Fig. 2 Ignition and combustion process of Al/Mg fuel-rich propellant at different subatmospheric pressures

以推进剂表面出现初焰为零时间, 描述铝镁贫氧推进剂的点火过程及火焰传播过程。从图 2 可看出, 在点火形成前期, 推进剂吸收激光能量, 受热分解出热解气体, 热解气体扩散至推进剂表面上方及四周, 推进剂表面的金属颗粒吸收激光能量并形成火星。火星达到足够温度并接触表面热解气体后引燃气体, 形成初始火焰。在三个不同负压环境下形成的初始火焰形状不尽相同。在压强为 0.08 MPa 时, 在推进剂上方形成圆柱状初始火焰; 在压强为 0.04 MPa 时, 在推进剂表面形成光斑状初始火焰; 在压强为 0.02 MPa 时, 在推进剂上方, 以推进剂表面为边界形成圆球状初始火焰。

造成初始火焰形状和明亮度的差异可能是由于环境压强影响了热解气体的扩散。在压强为 0.08 MPa 时, 热解气体由于浮力作用, 还是以轴向扩散为主, 形成一个柱状扩散区; 当压强降低到 0.04 MPa 时, 由

于推进剂四周空气稀薄,浮力作用减弱,使得轴向扩散减少,热解气体在析出推进剂表面后在上方区域进行无规则扩散,随着压强的继续降低(0.02 MPa),这种无规则扩散效应越来越明显。这与南宝江等^[9]的结论吻合。在初焰形成后,推进剂燃烧剧烈会形成刺眼的光,通过在高速摄影镜头前放置一块减光片,可以更清晰地观察火焰的形状,也可看出压强越低,火焰形状呈更明显的扩散状。

在 1570 ms 时,压强为 0.08 MPa 的环境下火焰更为粗壮,且更为明亮;而在压强为 0.04 MPa 和 0.02 MPa 的环境下火焰更晦暗且上半部分摆动剧烈,比较紊乱。造成这种现象的原因可能是当压强较大时,相应的氧气含量更多,使得燃烧更充分,火焰更为明亮粗壮;压强较低时,氧气含量相对较少,使得火焰较为晦暗,且空气较稀薄,容易造成火焰摆动紊乱。

3432 ms 以后,可以明显看到火焰会出现分离现象,形成多股火焰形态,呈 V 字形。这是由于铝镁贫氧推进剂火焰模型与含黑索今的改性双基推进剂(RDX-CMDB)类似,属于发散模型^[10]。这种现象在压强为 0.02 MPa 时表现得更为明显,可能是因为推进剂中的铝颗粒瞬间受热团聚形成铝液滴随燃气流动,形成火焰射流^[11]。

3.2 负压对点火延迟时间的影响

铝镁贫氧推进剂在四个热流密度下的点火延迟时间随压强变化规律如图 3 所示。

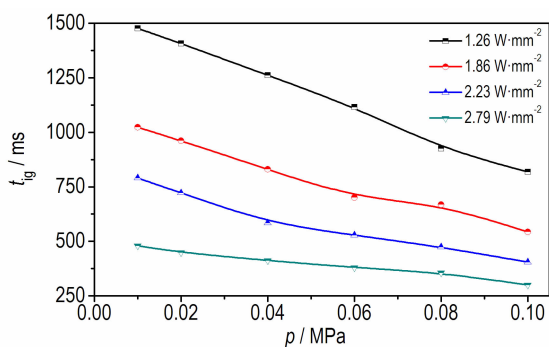


图 3 推进剂点火延迟时间与压强的关系

Fig. 3 The ignition delay time values as a function of pressure

从图 3 可看出,在相同热流密度条件下,随着压强的增加,点火延迟时间减小。固体推进剂点火延迟时间 t_{ig} 主要由两部分组成,即 $t_{ig} = t_1 + t_2$, t_1 是推进剂固相加热时间,随着热流密度的降低, t_1 增加; t_2 是推进剂热解气体反应时间,随着压强的降低,扩散作用增强, t_2 增加^[12]。

从图 3 中还可看出,在热流密度为 $1.26 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 时,压强降低到 0.08 MPa 以下就出现了明显的点火延迟时间增加;而在热流密度为 $2.23 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 时,压强降低到 0.04 MPa 以下才出现明显的点火延迟时间的增加,这是由于热分解与气相扩散之间的平衡关系造成的。在热流密度从 $1.26 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 增加到 $2.23 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 时,固相热分解速率加快,能够更及时的补充加质区中气体的浓度;在压强高于 0.04 MPa 时,点火延迟时间变化平缓,但压强低于 0.04 MPa 时,由于气相扩散效应增强,加质区达到气相反应所需浓度需要更长时间,从而造成点火延迟时间明显增加。

当外部热流密度较高时,点火延迟曲线趋于平缓,压强对点火延迟时间影响较小,是由于推进剂热解气体扩散反应时间 t_2 远小于推进剂固相加热时间 t_1 ,所以压强对于点火延迟时间的影响远没有热流密度对点火延迟时间的影响那么明显,在大热流密度下进行点火时,压强对点火延迟时间的影响甚至可以忽略不计。

3.3 负压对燃速的影响

当热流密度为 $2.23 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$ 时,通过回放高速摄影机拍摄的推进剂燃烧过程的序列图像,计算得到各压强下铝镁贫氧推进剂的线性燃速,如表 2 所示。

表 2 不同负压环境下推进剂的燃速

Table 2 The burning rate (\dot{r}) of propellant at different subatmospheric pressures (p)

p/MPa	0.01	0.02	0.04	0.06	0.08	0.1
$\dot{r}/\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$	0.526	0.614	0.682	0.752	0.848	0.99

从表 2 中看出,随着压强的降低,推进剂燃速降低。当环境压强从 0.1 MPa 下降到 0.01 MPa 时,燃速降低 47%。这可能是热反馈的能量与效率不同导致的:(1)在较低的负压环境下,氧气浓度较低,推进剂燃烧剧烈程度减弱,使得火焰温度较低,从而火焰区到固相区的热反馈能量降低;(2)在较低的负压环境下,气体热导率降低,使得火焰区到固相区的热反馈效率降低。由于推进剂固相热分解是吸热反应,热反馈能量和效率的降低使得固相热分解速率减小,从而导致了燃速的降低。

常用的表征推进剂燃速的公式有 Vielle 燃速公式和 Summerfield 燃速公式^[13],如下:

Vielle 燃速公式: $\dot{r} = a_v \cdot p^n$

$$\text{Summerfield 燃速公式: } \frac{1}{\dot{r}} = \frac{a_s}{p} + \frac{b_s}{p^{1/3}}$$

式中, \dot{r} 为推进剂燃速, $\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$; p 为压强, MPa ; a_v 为 Vielle 公式的燃速系数; n 为燃速压强指数; a_s 和 b_s 为 Summerfield 公式的燃速系数。

对不同负压环境下的燃速数据分别用 Vielle 公式和 Summerfield 公式进行回归分析, 得到回归曲线如图 4 所示。

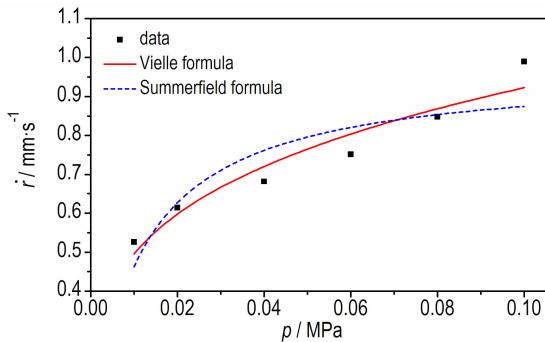


图 4 不同负压环境下推进剂燃速拟合曲线

Fig. 4 Fitting curves of burning rate at different subatmospheric pressures

由图 4 可知, Vielle 公式回归参数 $a_v = 1.718$, $n = 0.270$, 相关系数 $R^2 = 0.908$; Summerfield 公式回归参数 $a_s = 0.011$, $b_s = 1.030$, 相关系数 $R^2 = 0.744$ 。根据回归曲线及回归系数可看出 Vielle 燃速公式拟合曲线与实验数据较吻合。所以在负压环境下, Vielle 燃速公式更适用于表征铝镁贫氧推进剂的燃速特性。

4 结论

(1) 铝镁贫氧推进剂在负压环境下点火时, 压强影响了推进剂热解气体的扩散, 造成了初始火焰形状和明亮度的差异。压强为 0.08 MPa 时, 初焰为圆柱状; 随着压强降低至 0.02 MPa , 初焰为圆球状。压强越低, 扩散效应越明显。 3432 ms 后火焰出现分离, 这种现象在压强为 0.02 MPa 时表现更明显。

(2) 随着压强的降低, 推进剂点火延迟时间增加。当激光热流密度较高 ($>2.79 \text{ W} \cdot \text{mm}^{-2}$) 时, 压强对点火延迟时间的影响减弱, 是由于热解速率加快, 能更快补充加质区域扩散掉的气相产物, 达到着火所需浓度。

(3) 由于负压导致的火焰区到推进剂表面的热反馈能量降低和气体热导率降低, 使得推进剂的燃速随着压强的降低而减小。当压强从 0.1 MPa 降至

0.01 MPa 时, 燃速降低 47% 。所以在高海拔地区作业时, 可在推进剂中适当添加催化剂以增加燃速, 满足推进系统的性能要求。

(4) 分别用 Vielle 公式和 Summerfield 公式对燃速进行回归分析发现, Vielle 燃速公式更适用于表征负压环境下铝镁贫氧推进剂的燃速特性。其回归参数 $a_v = 1.718$, $n = 0.270$, 相关系数 $R^2 = 0.908$ 。

参考文献:

- [1] Brewster M Q, Mullen J C. Burning-rate behavior in aluminized wide-distribution AP composite propellants [J]. *Combustion Explosion & Shock Waves*, 2011, 47(2): 200-208.
- [2] 相恒升, 陈雄, 周长省, 等. 环境氧含量和压力对铝镁贫氧推进剂燃烧性能的影响 [J]. *含能材料*, 2017, 25(3): 191-197. XIANG Heng-sheng, CHEN Xiong, ZHOU Chang-sheng, et al. Effect of environment oxygen content and pressure on the combustion of aluminum-magnesium fuel-rich propellant [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2017, 25(3): 191-197.
- [3] 孙亚伦, 任慧, 焦清介, 等. 某镁铝贫氧推进剂吸湿与点火失效分析 [J]. *含能材料*, 2016, 24(12): 1145-1150. SUN Ya-lun, REN Hui, JIAO Qing-jie, et al. Analysis on moisture absorption and ignition failure of fuel-rich propellant containing magnesium-aluminum [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2016, 24(12): 1145-1150.
- [4] 吴勋. 高海拔环境对固体导弹的影响 [J]. *装备环境工程*, 2006, 3(3): 102-105. WU Xun. Inference of high altitude environment to solid missile [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2006, 3(3): 102-105.
- [5] Arkhipov V A, Gorbenko M V, Gorbenko T I, et al. Effect of ultrafine aluminum on the combustion of composite solid propellants at subatmospheric pressures [J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2009, 45(1): 40-47.
- [6] Zanotti C, Giuliani P. Composite propellant ignition and extinction by CO_2 laser at subatmospheric pressure [J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 1998, 23(5): 254-259.
- [7] Harayama M, Saito T, Iwama A. Ignition of composite solid propellant at subatmospheric pressures [J]. *Combustion and Flame*, 1983, 52(83): 81-89.
- [8] Kakami A, Hiyamizu R, Shuzenji K, et al. Laser-assisted combustion of solid propellant at low pressures [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(6): 1355-1360.
- [9] 南宝江, 吴平. 固体推进剂激光烧蚀推进流场分析 [J]. *推进技术*, 2012, 33(3): 495-498. NAN Bao-jiang, WU Ping. Flow field development process of solid propellant for laser ablative propulsion [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3): 495-498.
- [10] Yan Q, Li X, Wang Y, et al. Combustion mechanism of double-base propellant containing nitrogen heterocyclic nitroamines (I): The effect of heat and mass transfer to the burning characteristics [J]. *Combustion and Flame*, 2009, 116(3): 633-641.
- [11] 刘鑫, 刘佩进, 金秉宁, 等. 复合推进剂中铝燃烧实验研究 [J]. *推进技术*, 2016, 37(8): 1579-1585.

- LIU Xin, LIU Pei-jin, JIN Bing-ning, et al. An experimental investigation of aluminum combustion in composite propellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016,37(8): 1579-1585.
- [12] 江治,李疏芬,李凯,等. 含纳米金属粉的推进剂点火实验及燃烧性能研究[J]. 固体火箭技术, 2004,27(2): 117-120.
- JIANG Zhi, LI Shu-fen, LI Kai, et al. Research on the ignition and combustion properties of composite propellant containing nano metal powders[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2004,27(2): 117-120.
- [13] 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, 2002,10(3): 125-127.
- ZHANG Wei, ZHU Hui. Characterization methods of combustion properties of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at low pressure[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2002,10(3): 125-127.

Laser Ignition and Combustion Characteristics of Al/Mg Fuel-rich Propellant at Subatmospheric Pressures

LAI Hua-jin, CHEN Xiong, ZHOU Chang-sheng, XIANG Heng-sheng

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the effect of subatmospheric pressures on the ignition and combustion characteristics of Al/Mg fuel-rich propellant, the propellant was ignited by CO₂ laser with different heat fluxes (1.26, 1.86, 2.23, 2.79 W · mm⁻²) at subatmospheric pressures (0.01, 0.02, 0.04, 0.06, 0.08, 0.1 MPa). The ignition and combustion process of propellant was recorded by a high speed camera. The ignition delay time was obtained by two photodiodes which monitor the laser signal and flame signal. The effect of subatmospheric pressures on the ignition delay time, combustion process and linear burning rate of the propellant was discussed. Results show that the pressure influences the diffusion of the pyrolytic gases. The initial flame forms the shape of a cylinder when pressure is 0.08 MPa, as pressure decreases to 0.02 MPa, the shape of initial flame changes to be spherical. The reduction in pressure causes a longer ignition delay time, however, as the heat flux increases, the effect of pressure on the ignition delay time is significantly reduced. The burning rate decreases with the reduction of pressure and it decreases by 47% when the pressure drops from 0.1 MPa to 0.01 MPa. The Vieille burning rate formula shows a good agreement with burning rate data. Therefore, the Vieille burning rate formula is more suitable for characterization of Al/Mg fuel-rich propellant burning rate characteristics at subatmospheric pressures environment.

Key words: Al/Mg fuel-rich propellant; laser irradiation ignition; subatmospheric pressures; ignition delay time

CLC number: TJ55; V512

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.10.005