

文章编号: 1006-9941(2017)03-0191-07

环境氧含量和压力对铝镁贫氧推进剂燃烧性能的影响

相恒升, 陈 雄, 周长省, 赖华锦

(南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094)

摘 要: 为研究不同海拔处大气氧含量(氧体积分数)变化对铝镁贫氧推进剂燃烧特性的影响,采用激光辐射点火,使用高速摄影仪记录推进剂的点火与燃烧过程,并利用红外测温仪测量推进剂的表面温度及火焰温度,研究了环境氧含量与压力对推进剂的点火过程、火焰温度和燃速的影响。结果表明,环境气体氧含量高于推进剂热解产物中氧含量时,点火气相化学反应主要发生在推进剂热解产物与环境气体的扩散区,初现焰远离推进剂表面,但随着压力增加,扩散区与推进剂表面之间距离减小;火焰温度与环境氧含量和压力线性正相关;压力与环境氧含量增加时,铝镁贫氧推进剂燃速增加,压力和环境氧含量对铝镁贫氧推进剂燃速的影响符合 B 数理论,压力是影响推进剂燃速的主要因素,但随着压力增加,压力对燃速的影响相对减小,压力从 0.1 MPa 增加到 1.5 MPa 时,压力和环境氧含量的燃速敏感系数比从 200 下降到 40。

关键词: 军事化学与烟火技术; 贫氧推进剂; 环境氧含量; 火焰温度; 燃速

中图分类号: TJ55; V512

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.03.003

1 引 言

固体燃料冲压发动机以贫氧推进剂为燃料,工作时利用大气中的氧气助燃^[1],由于随着海拔高度增加大气中氧含量减小,从大气中获取氧气使固体燃料冲压发动机性能受大气条件限制。贫氧推进剂自身不含氧化剂,或者氧化剂含量大大低于常规固体火箭推进剂中的氧化剂含量^[2],如铝镁贫氧推进剂。大气中氧含量变化势必影响贫氧推进剂燃烧性能,因此研究环境氧含量变化对贫氧推进剂燃烧性能的影响有重要意义。

铝镁贫氧推进剂可以大幅度提高冲压发动机的性能,已被广泛应用于固体燃料冲压发动机^[3]。陈超等^[4]研究了铝粉粒径对高铝含量贫氧推进剂一次燃烧性能的影响,揭示了铝粉在推进剂中的燃烧机理。郑磊等^[5]研究了镁粉粒度对镁/聚四氟乙烯(Mg/PTFE)贫氧推进剂燃烧性能的影响,发现铝粉粒度影响推进剂燃速和燃烧火焰温度。聂芝侠等^[6]实验研究了氧化剂级配、催化剂及金属总含量等对推进剂燃速与压力指数的影响。冯喜平等^[7]采用数值模拟的方法分析了旋流对贫氧推

进剂燃烧效率的影响。然而关于环境氧含量与压力对铝镁贫氧推进剂燃烧性能的影响还少有报道。

本研究采用激光辐射点火,使用高速摄影仪记录推进剂点火与燃烧过程,利用红外测温仪测量推进剂表面温度以及火焰温度,讨论了不同压力和环境氧含量下推进剂点火过程,利用 B 数理论分析了环境氧含量和压力对燃速的影响,研究结果可为大海拔跨度使用的固体燃料冲压发动机设计提供参考。

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,其主要配方(质量分数)为:铝粉 20%,球形铝粉 FLQT2,平均粒径 24 μm ;镁粉 20%,平均粒径 29.97 μm ;端羟基聚丁二烯(HTPB)体系 20%;高氯酸铵(AP)36%,粒径 100~120 μm ;小分子物质 4%;试样中不含催化剂。样品尺寸为 $\Phi 4 \text{ mm} \times 7 \text{ mm}$,为防止样品侧面燃烧,样品圆柱面用硅橡胶包覆。

2.2 实验装置

实验装置主要由 CO_2 激光器、燃烧室和数据采集设备组成,其组成示意图如图 1 所示。燃烧室两侧为钢化玻璃透明窗(燃烧室详细介绍见文献[8]),燃烧室激光透镜下有火焰阻焰装置^[9],燃烧室与高压气瓶相连,通过更换不同氧含量的高压气瓶调节燃烧室内

收稿日期: 2016-06-27; 修回日期: 2016-09-23

基金项目: 国家自然科学基金资助(51606098)

作者简介: 相恒升(1989-),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: xhswork@163.com

通信联系人: 陈雄(1977-),男,教授,主要从事计算流体力学及新型推进剂技术研究。e-mail: chenxiong@njjust.edu.cn

氧含量。CO₂ 激光器, 最高输出功率为 200 W, 激光波长 10.6 μm, 光斑直径 3.7 mm, 上海御鸿激光制造; 红外测温仪, MODLINE 5R-3015 型; 高速摄影仪, 三洋 HD2000, 拍摄速度为 240 fps。

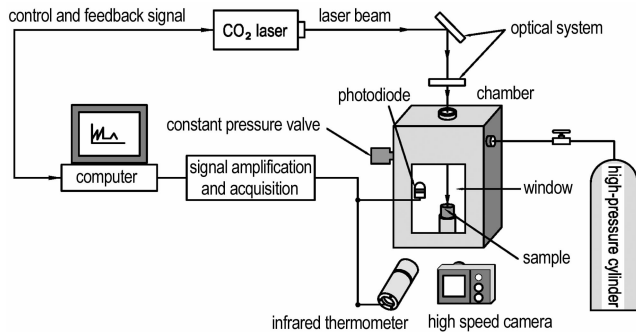


图 1 实验装置示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the experimental setup

2.3 实验过程

CO₂ 激光器采用点射模式将推进剂样品点燃, 激光器工作时间为 (100±5) ms, 由于激光工作时间远小于推进剂燃速, 所以可忽略激光对推进剂燃速的影响。高速摄影仪记录推进剂点火与燃烧过程, 红外测温仪记录推进剂燃烧过程中红外测温仪镜头焦点位置处温度变化过程, 点火前红外测温仪镜头焦点在推进剂表面。由于红外光线无法透过钢化玻璃, 红外测温仪测温时采用比色测温模式, 具体原理见文献 [10]。通过更换与燃烧室相连的高压气瓶使燃烧室内氧含量依次为 10%、14%、18% 和 21%。试验过程中恒压阀可保证在推进剂燃烧过程中不断有新鲜环境气体流入燃烧室的同时燃烧室压力不变。

铝镁贫氧推进剂被激光点燃后火焰传播至整个样品表面计为推进剂开始燃烧时刻, 推进剂火焰高度降至稳定燃烧时火焰高度的一半时认为推进剂燃烧结束, 从高速摄影仪拍摄到的推进剂燃烧过程中计算出推进剂燃速^[5,11-13]。每种氧含量下分别调节燃烧室压力为 0.1 (常压), 0.35, 0.6, 0.85, 1.1, 1.3, 1.5 MPa。燃烧室内氧含量记为 φ_{O_2} , 燃烧室压力记为 p 。每种工况进行 6 次试验, 试验温度为室温, 25 °C。

3 结果与讨论

3.1 点火过程与燃烧

不同压力与不同环境氧含量下铝镁贫氧推进剂点火与燃烧过程如图 2 所示, 图中 0 ms 是视频中推进剂初次出现火焰的时刻, 视频中初次出现的火焰简称初

现焰, 假设初现焰即为推进剂点火时的第一个火焰。

由图 2 可见, 当 $p=0.1$ MPa、 $\varphi_{O_2}=10\%$ 时, 初现焰紧靠推进剂表面出现, 火焰从推进剂表面开始向外传播; 当 $p=0.1$ MPa、 $\varphi_{O_2}=21\%$ 时, 球形初现焰出现在推进剂上方, 距推进剂表面约 15 mm, 火焰向推进剂表面传播; 当 $p=0.1$ MPa、 $\varphi_{O_2}=18\%$ 时, 初现焰同时出现在推进剂表面与推进剂上方, 之后这两个位置处的火焰相互靠近, 在 6.25 ms 时两处火焰会合。然而, 随着压力的增加, 如图 2 中 $p=0.35$ MPa 与 1.1 MPa 时, 即使在高环境氧含量条件下点火铝镁贫氧推进剂的初现焰距离推进剂表面也较近。

利用图 3 所示的推进剂热解产物与环境气体的扩散模型可以解释上述现象。图 3 中 A 区是在激光辐射作用下铝镁贫氧推进剂热解产物的分散区, C 区是环境气体, B 区是推进剂的热解产物与环境气体的扩散区。基于图 3 的扩散模型分析出现上述现象的原因为: 由于铝镁贫氧推进剂含有一定量的 AP, 其热解产物中既含有氧化性气体也有还原性气体, 根据该铝镁贫氧推进剂的配方计算得热解产物中氧含量为 18.7%。当环境气体氧含量低于推进剂热解产物中氧含量时, B 区中的氧化性气体被环境气体稀释, 使 B 区中的氧含量比 A 区低, 初现焰出现在氧含量高的 A 区, 所以 $p=0.1$ MPa、 $\varphi_{O_2}=10\%$ 时初现焰出现在推进剂表面。随着铝镁贫氧推进剂不断热解, 火焰从 A 区向上传播; 当环境气体氧含量高于推进剂热解产物中氧含量时, B 区氧含量比 A 区高, 所以铝镁贫氧推进剂在 $p=0.1$ MPa、 $\varphi_{O_2}=21\%$ 环境中点火时初现焰出现在远离推进剂表面的 B 区, 火焰从 B 区向 A 区传播; 当环境气体氧含量为 18% 时, 与热解产物氧含量 18.7% 相差不大, 所以初现焰同时出现在 A 区与 B 区。但随着压力增加, 如 $p=0.35$ MPa 与 1.1 MPa 时, 推进剂热解产物扩散过程减弱, B 区与推进剂表面的距离减小, 使初现焰靠近推进剂表面。

图 2 中铝镁贫氧推进剂稳定燃烧时的火焰是在高速摄影仪镜头前加滤光片拍摄到的。铝镁贫氧推进剂稳定燃烧时火焰基本为柱状。相同压力下随着环境氧含量的增加, 推进剂火焰尺寸逐渐变大, 燃烧更剧烈。

$p=0.1$ MPa、 φ_{O_2} 为 10%~21% 时铝镁贫氧推进剂无法稳定燃烧, 点火之后慢慢熄灭。分析原因为: 当压力小时, 推进剂燃烧时火焰“吹离效应”^[14] 明显, 燃烧产生的热量反馈到推进剂表面少, 推进剂表面热损失大于火焰反馈热, 推进剂表面温度逐渐降低, 最终导致熄火。

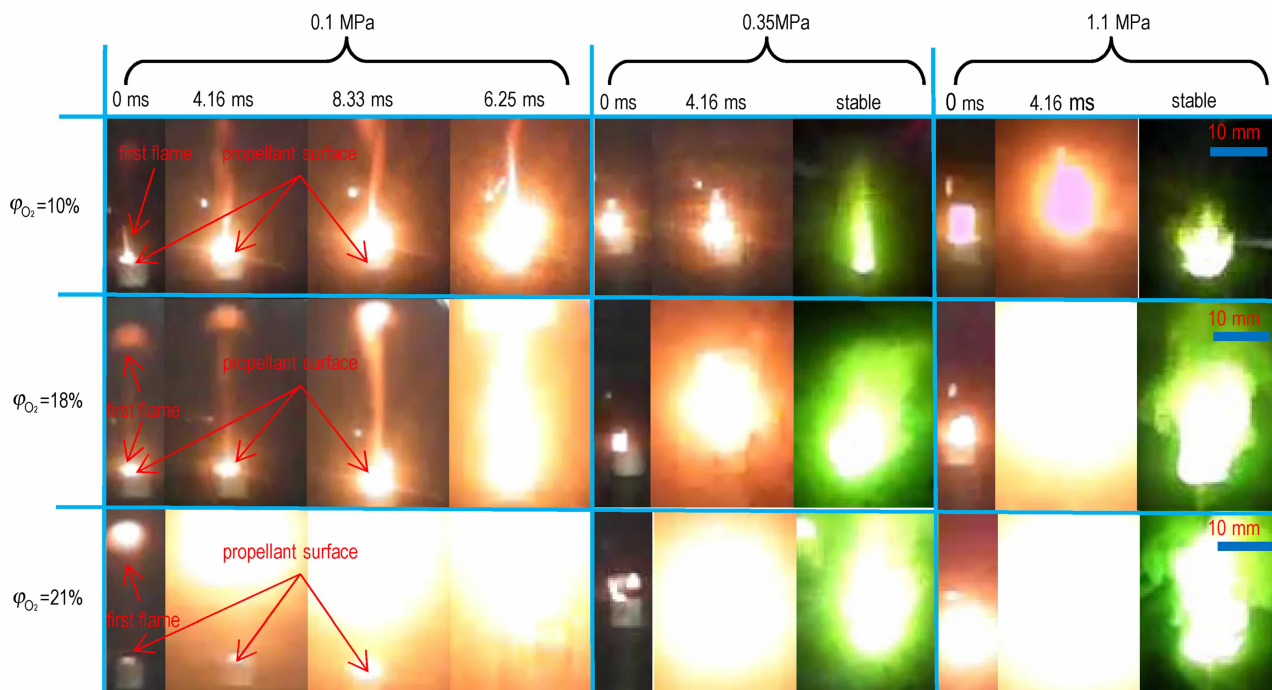


图2 不同压力与环境氧含量下铝镁贫氧推进剂点火与燃烧过程

Fig. 2 Ignition and combustion process of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at different pressure and different environment oxygen content

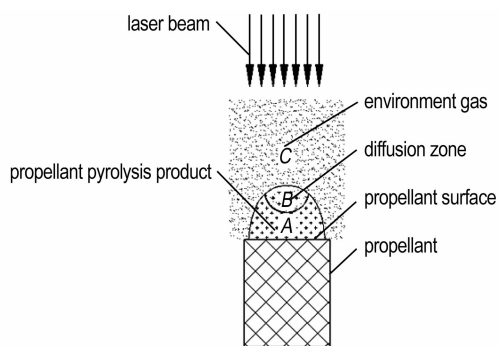


图3 推进剂热解产物与环境气体的扩散模型

Fig. 3 Model of the diffusion process between propellant thermal decomposition products and environment gas

3.2 压力与环境氧含量对火焰温度的影响

铝镁贫氧推进剂在不同压力与不同环境氧含量条件下点火过程中红外测温仪焦点处温度变化如图4所示,由图4可见,在激光辐射25 ms后推进剂表面达到1000 °C(因红外测温仪测量范围为1000 ~ 3000 °C,当被测物体温度小于1000 °C时红外测温仪电信号一直输出1000 °C的值),之后约6 ms推进剂表面温度上升到1150 ~ 1200 °C,此时出现一个温度平台,平台温度维持约12 ms。形成这个温度平台的原因因为铝镁贫氧推进剂在1150 ~ 1200 °C时开始热解,推进剂热

解吸收的能量约等于推进剂吸收的激光能量,所以此时推进剂表面温度基本不上升。这说明该铝镁贫氧推进剂的燃面温度约1150 ~ 1200 °C,此数值与热电偶测到的温度相近(热电偶测到的燃面温度约1135 ~ 1282 °C)。经过70 ms后火焰温度逐渐到达点火过程中的最高温度。100 ms时激光辐射消失,由于火焰温度梯度不能立即改变,原有的热平衡被打破,散热比产热多,火焰温度降低。经过约100 ms后热平衡重新建立,火焰温度开始上升,直至达到稳定。

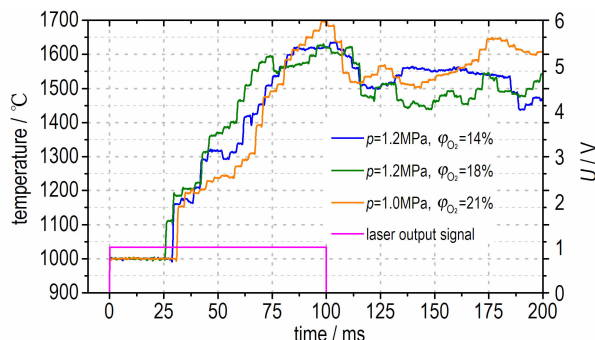


图4 不同压力与环境氧含量下铝镁贫氧推进剂点火过程中温度变化

Fig. 4 Temperature variation in the ignition process of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at different pressure and different environment oxygen content

不同压力与不同环境氧含量下铝镁贫氧推进剂稳定燃烧时火焰温度 T_f 如图 5 所示, 由图 5 可见, 相同压力下, 稳定燃烧时的火焰温度随环境氧含量增加线性增加, 这个变化趋势与 Quintiere 等^[15] 的研究结论相符。

$$\frac{T_f - T_\infty}{T_\infty} = K_p (1 - X_r) \varphi_{O_2} \left(\frac{\Delta h_c / r}{c_p T_\infty} \right) \quad (1)$$

式中, T_∞ 为环境温度, K; X_r 为火焰辐射系数; K_p 为系数; h_c 为燃烧热, $J \cdot kg^{-1}$; r 为化学计量燃料氧质量比; c_p 为定压比热, $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$ 。

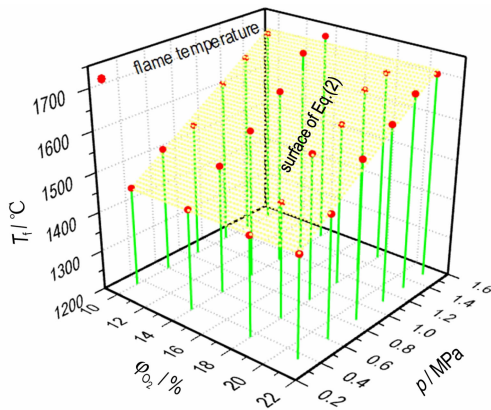


图 5 不同压力与环境氧含量下铝镁贫氧推进剂火焰温度

Fig. 5 Flame temperature of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at different pressure and different environment oxygen content

目前关于压力对推进剂火焰温度影响的相关理论研究较少, 观察图 5 发现环境氧含量相同时火焰温度与压力成正相关。火焰温度随压力增加而增加主要是因为环境氧含量相同时增加压力实际增加了氧浓度, 燃烧时反应更剧烈, 致火焰温度升高, 所以推进剂火焰温度与压力之间的关系应与火焰温度与环境氧含量之间的关系相似, 即火焰温度与压力正相关, 结合式 (1) 可知推进剂火焰温度与压力和环境氧含量线性正相关, 式 (2) 是推进剂火焰温度与压力和环境氧含量采用线性关系拟合的结果

$$T_f = 0.87637 \varphi_{O_2} + 228.21 p + 1366.23 \quad (2)$$

式中, T_f 为火焰温度, $^{\circ}C$; p 为绝对压强, MPa。

式 (2) 与实验结果拟合得较好, 图 5 中黄色半透明面是式 (2) 的拟合平面。式 (2) 中含有常数项 $1366.23^{\circ}C$, 分析原因可能是, 铝镁贫氧推进剂含有一定量的氧化剂, 在环境氧含量为 0 的氛围中也可以短暂燃烧。本次实验测到的铝镁贫氧推进剂在纯氮气氛围、0.1 MPa 下燃烧时火焰最高温度为 $1397.3^{\circ}C$, 此

数值与按式 (2) 计算得到的数值非常接近, 说明可用式 (2) 计算不同压力和环境氧含量下的铝镁贫氧推进剂火焰温度。

3.3 铝镁贫氧推进剂燃速分析

3.3.1 燃速 B 数理论分析

常用的推进剂燃速公式是 Vieille 燃速公式和 Summerfield 燃速公式^[2,11], 但是这两种公式皆仅考虑了压力对推进剂燃速的影响。Esfahani^[16] 提出了一种考虑环境氧含量的改进型的阿累尼乌斯燃速公式, 但并未考虑压力对推进剂燃速的影响。Quintiere^[15] 提出了一种综合考虑压力和环境氧含量对含能材料燃速影响的理论——B 数理论。B 数理论定义了单位质量空气参与燃烧时火焰生成热量与散热量之比, 考虑了空气中氧含量及压力变化对推进剂燃烧时产热与散热的影响, 得到了不同压力与不同环境氧含量下燃面处能量平衡方程, 进而得到燃速与压力和环境氧含量的关系。

根据 B 数理论, 无外加热源加热, 推进剂稳定燃烧时推进剂燃面处能量方程为^[15]:

$$\dot{r} \rho_s L = \frac{h_c}{c_p} \left(\frac{\zeta}{e^{\zeta} - 1} \right) [\varphi_{O_2} (\Delta h_c / r) (1 - X_r) - c_p (T_v - T_\infty)] + q_{f,r} - \sigma (T_v^4 - T_\infty^4) \quad (3)$$

式中, ρ_s 为推进剂固相密度, $kg \cdot m^{-3}$; L 为推进剂汽化能, $J \cdot kg^{-1}$; h_c 为对流换热系数, $W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$; $q_{f,r}$ 为火焰对推进剂燃面瞬时辐射热流密度, $W \cdot m^{-2}$; T_v 为推进剂表面汽化温度, K; σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数; $\zeta = \dot{r} \rho_s c_p / h_c$ 。

假设推进剂稳定燃烧时火焰形状为圆柱体 (此假设与图 2 稳定燃烧时的火焰形状基本相符), 火焰高度按照湍流火焰计算, 火焰对推进剂燃面瞬时辐射热流密度 $q_{f,r}$ 为^[17]:

$$q_{f,r} = \sigma (1 - e^{-\kappa_f l_{m,f}}) (T_f^4 - T_v^4) \quad (4)$$

式中, $l_{m,f}$ 为火焰平均辐射长度, m; κ_f 为火焰吸收系数。

压力影响火焰吸收系数 κ_f , κ_f 与压力的平方有关^[18]:

$$\kappa_f = \kappa_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^2 \quad (5)$$

式中, p_0 为 0.1 MPa; κ_0 为压力等于 0.1 MPa 时火焰吸收系数。

自然对流换热水平平面向上 (冷面向下) 时, 根据努塞尔数、格拉晓夫数与普朗特数之间的关系^[19] 得

$$\frac{h_c l}{k} \sim \left[\left(\frac{\rho_g}{\mu} \right)^2 g \frac{\Delta T l^3}{T} \right]^{1/4} \Rightarrow h_c \sim \rho_g^{1/2} \sim p^{1/2} \quad (6)$$

式中, k 为导热系数, $W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$; l 为特征长度, m ; ρ_g 为火焰密度, $kg \cdot m^{-3}$; μ 为动力粘度, $Pa \cdot s$ 。

式(1)、式(5)与式(6)说明 $q_{i,r}$ 为 $p^{1/2} \varphi_{O_2}$ 的函数^[20]; 式(3)右边第一项为火焰对燃面的对流换热热流密度 $q_{i,c}$, 根据式(6)与式(3)得 $q_{i,c}$ 为 $p^{1/2}$ 与 $p^{1/2} \varphi_{O_2}$ 的函数。假设汽化能不受压力与环境氧含量影响, 为常数, 图2表明 T_v 受压力与氧浓度的影响较小, 按常数计算。根据以上分析结合式(3)得到不同压力与环境氧含量下铝镁贫氧推进剂燃速经验公式形式为

$$\dot{r} = function(p^{1/2} \varphi_{O_2}) + function(p^{1/2}) + C \quad (7)$$

式中, C 为常数。

不同压力与环境氧含量下镁贫氧推进剂的燃速如图6所示, 采用式(7)的形式对实验数据进行回归分析, 得式(8)

$$\dot{r} = 0.01436 p^{1/2} \varphi_{O_2} + 0.58739 p + 1.88625 \quad (8)$$

式中, \dot{r} 单位为 $mm \cdot s^{-1}$ 。拟合报表中 Adj. R-Square = 0.97, 说明可用式(8)计算不同压力与不同环境氧含量下铝镁贫氧推进剂的燃速。图6中黄色半透明曲面为式(8)的拟合曲面。

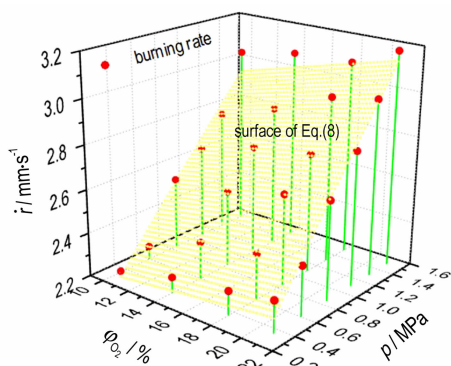


图6 不同压力与不同环境氧含量下铝镁贫氧推进剂燃速
Fig.6 Burning rate of aluminum-magnesium fuel-rich propellant at different pressure and different environment oxygen content

3.3.2 压力与氧含量对铝镁贫氧推进剂燃速的影响

式(8)表明压力和氧含量对铝镁贫氧推进剂燃速皆有影响, 为分析压力和环境氧含量对铝镁贫氧推进剂燃速影响程度, 定义燃速的压力敏感系数 α_p 、燃速的环境氧含量敏感系数 $\alpha_{\varphi_{O_2}}$ 及燃速的压力敏感系数与

燃速环境氧含量敏感系数比 γ , 称 γ 为燃速压氧敏感系数比,

$$\alpha_p = \left(\frac{\partial \ln \dot{r}}{\partial p} \right)_{\varphi_{O_2}} \quad (9)$$

$$\alpha_{\varphi_{O_2}} = \left(\frac{\partial \ln \dot{r}}{\partial \varphi_{O_2}} \right)_p \quad (10)$$

$$\gamma = \frac{\alpha_p}{\alpha_{\varphi_{O_2}}} \quad (11)$$

根据铝镁贫氧推进剂的燃速计算公式(8)得:

$$\gamma = \frac{1}{2} p^{-1} \varphi_{O_2} + 40.9046 p^{-1/2} \quad (12)$$

不同压力与环境氧含量下燃速压氧敏感系数比 γ 计算结果如图7所示, 由图7可见, $p=0.1$ MPa 时, γ 最大, 约为200, 随着压力增大, γ 不断减小, 当压力增加到1.5 MPa 时 γ 下降到约40。但是, 任意一实验条件下 $\gamma \gg 1$, 说明任意一实验条件下压力对燃速的影响大于环境氧含量对燃速的影响。随着压力增大, γ 减小, 这意味着随着压力的增加, 环境氧含量对燃速影响加强, 压力对燃速的影响开始相对减弱, 分析原因为: 压力对燃速的影响主要是影响推进剂燃烧时火焰“吹离效应”, 随着压力增大, 吹离效应减弱, 火焰对推进剂燃面热反馈增加, 从而燃速增加, 但当压力增加到一定程度时, 压力的增加已经不能明显减弱火焰的“吹离效应”, 然而随着压力增大, 氧浓度增加, 火焰温度上升, 火焰辐射对推进剂燃速影响相对加强, 从而使的高压下环境氧含量对燃速的影响相对加强。

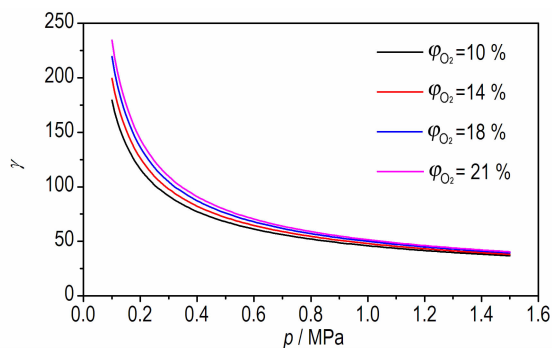


图7 不同环境氧含量时 γ 与 p 的关系
Fig.7 Relationship between γ and p with different environment oxygen content

压力和环境氧含量是通过改变火焰对推进剂固相区的热反馈来影响推进剂燃速, 设火焰对推进剂固相区反馈热流密度为 Λ_s , 假设火焰热反馈过程为一维传

热,以推进剂燃面为坐标原点建立动 x 坐标系,设推进剂初温与环境温度相同,得 A_s 的表达式为:

$$A_s = \lambda \left(\frac{dT}{dx} \right)_{s-} = \rho_s c_p \dot{r} (T_s - T_0) \approx \rho_s c_p \dot{r} (T_v - T_\infty) \quad (13)$$

式中, T_0 为推进剂初温, $^{\circ}\text{C}$; T_s 为推进剂燃面温度, $^{\circ}\text{C}$; 实验所用铝镁贫氧推进剂 $\rho_s = 1.64 \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$, $c_p = 1300 \text{ J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$, $T_v = 1200 \text{ }^{\circ}\text{C}$, $T_\infty = 25 \text{ }^{\circ}\text{C}$, 计算得:

$$A_s = 2.505 \times 10^6 (0.01436 p^{1/2} \varphi_{\text{O}_2} + 0.58739 p + 1.88625) \quad (14)$$

式中, A_s 的单位为 $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$ 。

从式(14)中可以发现压力是影响热反馈的主要因素,这从侧面说明压力是影响铝镁贫氧推进剂燃速的主要因素。

4 结 论

(1) 环境气体氧含量高于推进剂热解产物中氧含量时,铝镁贫氧推进剂点火时气相反应发生在推进剂热解产物与环境气体的扩散区,初现焰远离推进剂表面。但是随着压力增加,扩散区与推进剂表面距离减小。

(2) 激光辐射结束后铝镁贫氧推进剂火焰温度降低,但不会熄火(压力高于 0.25 MPa 时),70 ms 后火焰温度逐渐升高;推进剂火焰温度与环境氧含量和压力线性正相关。

(3) 环境氧含量和压力对铝镁贫氧推进剂燃速的影响符合 B 数理论,环境氧含量与压力增加时铝镁贫氧推进剂燃速增加;通过引入燃速压氧敏感系数比发现压力是影响推进剂燃速的主要因素,但是随着压力增加,压力对火焰“吹离效应”的减弱不明显,致使压力对燃速的影响相对减小;压力从 0.1 MPa 增加到 1.5 MPa 时,燃速压氧敏感系数比从 200 下降到 40。

参考文献:

- [1] 彭新. 富燃料固体推进剂瞬态燃烧试验研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011.
PENG Xin. Experimental research on transient burning for rich fuel solid propellant [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011.
- [2] 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.
- [3] 朱国强,薛谈顺,周长省,等. 铝镁贫氧推进剂激光点火特性

[J]. 弹道学报, 2013, 25(1): 85-88.

ZHU Guo-jiang, XUE Tan-shun, ZHOU Chang-sheng, et al. Laser ignition characteristics of aluminum-magnesium fuel-rich propellant [J]. *Journal of Ballistics*, 2013, 25(1): 85-88.

- [4] 陈超,王英红,张放利. 铝粉粒径对高铝含量富燃料推进剂一次燃烧性能的影响[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 670-674.
CHEN Chao, WANG Ying-hong, ZHANG Fang-li. Effect on primary combustion performance of aluminum particle size in rich-fuel propellant with high alumina content [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33(6): 670-674.
- [5] 郑磊,潘功配,陈昕,等. 镁粉粒度对 Mg/PTFE 贫氧推进剂燃烧性能的影响[J]. 含能材料, 2010, 18(2): 180-183.
ZHENG Lei, PAN Gong-pei, CHEN Xin, et al. Effect of magnesium powder particle size on combustion properties of Mg/PTFE fuel-rich propellant [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2010, 18(2): 180-183.
- [6] 聂芝侠,李葆萱,胡松启,等. 镁铝富燃料推进剂燃烧性能研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 243-246.
NIE Zhi-xia, LI Bao-xuan, HU Song-qi, et al. Study on combustion performance of magnesium-aluminum fuel-rich propellants [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2008, 31(3): 243-246.
- [7] 冯喜平,周晓斯,郑亚,等. 铝镁推进剂固冲发动机两相燃烧数值模拟[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(4): 431-435.
FENG Xi-ping, ZHOU Xiao-si, ZHENG Ya, et al. Numerical simulation of two-phase combustion for Al/Mg-contained propellant solid rocket ramjet [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(4): 431-435.
- [8] 王鸿美,陈雄,赵超,等. NEPE 推进剂激光辐照下点火燃烧性能研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8): 1262-1267.
WANG Hong-mei, CHEN Xiong, ZHAO Chao, et al. Study on ignition and combustion characteristics of NEPE propellant under laser [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(8): 1262-1267.
- [9] 相恒升,陈雄,李映坤,等. 一种固体推进剂激光点火实验时的阻焰装置: 中华人民共和国, CN105021765A [P]. 2015-07-31.
XIANG Heng-sheng, CHEN Xiong, LI Ying-kun, et al. A kind of flameproof device of solid propellant laser ignition: People's Republic of China, CN105021765A [P]. 2015-07-31.
- [10] 徐朝启,何国强,刘佩进,等. 固体推进剂燃烧温度的双波长测试方法[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(5): 594-598.
XU Chao-qi, HE Guo-jiang, LIU Pei-jin, et al. A two-wavelength optical method for the high combustion temperature measurement of solid propellant [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2010, 33(5): 594-598.
- [11] 张炜,朱慧,方丁酉,等. 低压下贫氧推进剂燃烧性能测试方法研究[J]. 含能材料, 1999, 7(3): 118-121.
ZHANG Hui, ZHU Hui, FANG Ding-you, et al. A study on measurement of fuel-rich propellant combustion property at low pressure [J]. *Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 1999, 7(3): 118-121.
- [12] 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.
- [13] Li J, Litzinger T A. Laser-driven decomposition and combustion of BTTN/GAP [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1): 166-174.
- [14] 郭K, 萨默菲尔德, M. 固体推进剂燃烧基础 [M]. 北京: 宇航出版社, 1998.

- Kuo K K, Summerfield M. Fundamentals of solid-propellant combustion[M]. Beijing: CAPH, 1998.
- [15] Quintiere J G. Fundamentals of Fire Phenomena[M]. England: J. Wiley, 2006.
- [16] Kashani A, Esfahani J A. Interactive effect of oxygen diffusion and volatiles advection on transient thermal degradation of poly methyl methacrylate (PMMA) [J]. *Heat and Mass Transfer*, 2008, 44(6): 641–650.
- [17] Heskestad G. Luminous heights of turbulent diffusion flames[J]. *Fire Safety Journal*, 1983, 5(2): 103–108.
- [18] John L R, Peter K W, Heskestad G. Radiation fire modeling[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2000, 28(2): 2751–2759.
- [19] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 第4版. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- YANG Shi-ming, TAO Wen-quan. Heat Transfer[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2006.
- [20] Mcallister S, Fernandez-pello C, Urban D, et al. The combined effect of pressure and oxygen concentration on piloted ignition of a solid combustible[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(9): 1753–1759.

Effect of Environment Oxygen Content and Pressure on the Combustion of Aluminum-magnesium Fuel-rich Propellant

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

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

Abstract: To study the effect of environment oxygen content (oxygen volume fraction) at different altitudes on the combustion characteristics of aluminum-magnesium fuel-rich propellant, the laser radiation ignition was used. The ignition and combustion process of the propellant was recorded by a high-speed camera, and the surface temperature and flame temperature of the propellant were measured by an infrared thermometer. The effect of environment oxygen content and pressure on the ignition process, flame temperature and burning rate of the propellant was investigated. The results show that gas phase reaction of propellant ignition occurs mainly in the diffusion zone of propellant thermal decomposition products and environment gas, and the first flame is away from the propellant surface when the environment oxygen content is higher than oxygen content in thermal decomposition products, but the distance between the diffusion zone and the propellant surface decreases as the pressure increases. The flame temperature is in linearly positive proportion with the environment oxygen content and pressure. The burning rate of aluminum-magnesium fuel-rich propellant increases with the increase of pressure and environment oxygen content and the effect of them on burning rate is accord with *B*-number theory, the pressure is the main factor affecting the burning rate, however, as the pressure increases, the effect of pressure on the burning rate is relatively reduced. The burning rate sensitivity coefficient ratio of pressure and environment oxygen content is decreased from 200 to 40 when pressure is increased from 0.1 MPa to 1.5 MPa.

Key words: fuel-rich propellant; environment oxygen content; flame temperature; burning rate

CLC number: TJ55; V512

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2017.03.003