

文章编号: 1006-9941(2025)08-0898-09

HTPB/AOT/AP 自熄火固体推进剂燃烧性能及增压熄火机理

陈泽昕¹, 刘林林¹, 杨玉新², 李波标¹, 程材¹, 胡松启¹

(1. 西北工业大学, 固体推进全国重点实验室, 陕西 西安 710072; 2. 西安航天动力技术研究所, 陕西 西安 710025)

摘要: 为研究自熄火固体推进剂燃烧性能并揭示增压熄火机理, 使用丁二酸二辛酯磺酸钠(AOT)作为熄火控制剂制备了HTPB/AOT/AP自熄火固体推进剂, 并对推进剂燃速、燃烧波结构、火焰形态和熄火燃面形貌等进行了实验表征。实验结果表明: AOT使推进剂在10 MPa以下的压强指数由0.37降低至-1.36, 其中压强接近临界熄火压强时燃速由 $5.9 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ 降低至 $2.9 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$, 推进剂在压强增大至10 MPa时自熄火, 压强更高时仍无法自持燃烧; 压强接近临界熄火压强时, 推进剂燃面上覆盖了厚度约 $230 \mu\text{m}$ 的熔融层, 降低了推进剂燃面温度和气相温度梯度, 与不含AOT的推进剂相比, 自熄火固体推进剂燃面温度由865 K降低至420 K, 气相温度梯度由 $74.9 \text{ K} \cdot \mu\text{m}^{-1}$ 降低至 $0.19 \text{ K} \cdot \mu\text{m}^{-1}$; 揭示了自熄火固体推进剂增压熄火机理, 即AOT使推进剂表面覆盖较厚的熔融层, 阻碍气相火焰对燃面的热反馈, 降低燃面温度和凝聚相反应速率, 最终导致推进剂无法自持燃烧而熄火。

关键词: 自熄火固体推进剂; 丁二酸二辛酯磺酸钠(AOT); 燃烧性能; 增压熄火机理; 熔融层

中图分类号: TJ55; V512

文献标志码: A

DOI: 10.11943/CJEM2025140

0 引言

固体火箭发动机具有结构简单、可靠性高和推力大等优势, 在导弹武器及航天领域得到了广泛应用。然而固体推进剂既含有氧化剂又含有燃料, 具有极强的自持燃烧能力, 发动机点火后推进剂只能按照预定方案燃烧, 工作过程中无法熄火, 难以满足现代飞行器高可控性和灵活性等需求。因此发动机能量管理和推力可调技术已成为研究重点, 可有效提升飞行器射程及机动性^[1-2], 相关技术包括电控发动机^[3-5]、喉栓式发动机^[6-8]和双脉冲发动机^[9-11]等。然而, 电控发动机存在熄火临界压强低、所需电功率大和推进剂能量水平低等问题^[12]; 喉栓式发动机存在结构复杂、喉栓烧蚀严重和无法多次启动等问题^[6]; 双脉冲发动机存在脉冲次数有限、灵活性差和消极质量大等问题^[13]。

Petersen等^[14]首次将丁二酸二辛酯磺酸钠(AOT)添加至复合固体推进剂中, 制备了自熄火压强为15.8 MPa的端羟基聚丁二烯(HTPB)/AOT/高氯酸铵(AP)自熄火固体推进剂, 该推进剂燃速随压强升高而降低, 当压强增至临界值时燃烧自动中止, 表现为增压熄火特性。在此基础上, Petersen等^[15]提出了基于自熄火固体推进剂的自熄火固体火箭发动机基本构型, 该发动机通过可调喷管改变燃烧室压强实现可控熄火, 具有消极质量小、结构简单和灵活可控的优势。Kim等^[16]对HTPB/AOT自熄火固体推进剂进行了燃速测试, 结果表明压强升高至8 MPa后燃速压强指数降低至负值, 但未进一步研究产生该现象的原因。Yu等^[17]使用十二烷基三甲基氯化铵(DTAC)作为熄火控制剂, 制备了DTAC/3, 3-二叠氮甲基氧丁环与四氢呋喃共聚物(PBT)自熄火固体推进剂, 推测季铵盐的存在使PBT在燃烧过程中完全覆盖AP表面, 同时消耗AP初始分解产生的质子, 降低AP的分解速率导致推进剂熄火。高红旭等^[18]、周星等^[19]介绍了多种熄火控制剂种类及自熄火推进剂配方, 推进剂可在13.8 MPa下自熄火。

综上所述, 目前国内外集中研究了自熄火固体推进剂的制备及燃速特性, 但尚不明确自熄火固体推进剂的增压熄火机理, 为推进剂配方研制工作带来困

收稿日期: 2025-06-26; 修回日期: 2025-07-21

网络出版日期: 2025-08-23

作者简介: 陈泽昕(2001-), 男, 博士研究生, 主要从事自熄火固体推进剂研究。e-mail: czxin@mail.nwpu.edu.cn

通信联系人: 刘林林(1984-), 男, 副研究员, 主要从事复合固体推进剂研究。e-mail: ll@nwpu.edu.cn

引用本文: 陈泽昕, 刘林林, 杨玉新, 等. HTPB/AOT/AP自熄火固体推进剂燃烧性能及增压熄火机理[J]. 含能材料, 2025, 33(8):898-906.

CHEN Ze-xin, LIU Lin-lin, YANG Yu-xin, et al. Combustion Behavior and Pressurization-induced Extinguished Mechanism of HTPB/AOT/AP Self-extinguished Solid Propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2025, 33(8):898-906.

难。为此,本研究使用AOT作为熄火控制剂,制备了HTPB/AOT/AP自熄火固体推进剂并探索了推进剂燃烧性能,研究讨论了自熄火固体推进剂的增压熄火机理,该研究可为自熄火固体推进剂配方设计提供理论支撑和实验基础。

1 实验部分

1.1 材料

HTPB,羟值 $0.68\text{ mmol}\cdot\text{g}^{-1}$,数均分子量 $3250\text{ g}\cdot\text{mol}^{-1}$,黎明化工研究设计院有限责任公司;AP,黎明化工研究设计院有限责任公司;癸二酸二辛酯(DOS),分析纯,上海易恩化学技术有限公司;三(2-甲基氮丙啶)氧化膦(MAPO),95%,上海易恩化学技术有限公司;甲苯二异氰酸酯(TDI),98%,上海易恩化学技术有限公司;丁二酸二辛酯磺酸钠(AOT),96%,上海易恩化学技术有限公司。

1.2 推进剂制备

制备了S0和S1推进剂,S1推进剂为自熄火固体推进剂,S0推进剂配方在S1推进剂配方的基础上不添加熄火控制剂,其他组分质量分数等比例增加。S1推进剂HTPB粘合剂体系质量分数为18%,氧化剂Ⅱ类AP和Ⅲ类AP总质量分数为72%,熄火控制剂AOT质量分数为10%。

S0推进剂制备工艺:按序依次加入烘干后的粘

合剂、工艺助剂和固化剂,在 $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下混合为均匀的推进剂药浆后真空浇注到模具中,置于 $60\text{ }^{\circ}\text{C}$ 恒温箱内固化5~7 d,固化完成后脱模切制为特定尺寸的试样以供后续测试。S1推进剂制备时首先将AOT溶解在DOS中形成均匀溶液,依次加入粘合剂、工艺助剂和固化剂,后续制备流程与S0推进剂相同。

1.3 推进剂燃烧性能测试方法

使用图1所示的燃烧诊断系统获得S0和S1推进剂的燃速、燃烧波结构、火焰形态和燃面动态形貌。测试时首先将燃烧器增压至预定压强,使用镍铬合金丝点燃推进剂试样,燃烧过程中采集压强和热电偶热电势等信号。推进剂试样燃烧时燃烧器压强存在微小的动态变化,通过压强信号动态变化时间即可获得试样燃烧时间,并根据试样长度计算得到燃速;将直径为 $80\text{ }\mu\text{m}$ 的D型钨铍热电偶嵌入药条内部并包覆,随着推进剂平行层燃烧退移,热电偶测点可视为从药柱的固相区逐渐接近燃面,并通过气相区最终进入火焰区,通过采集热电偶热电势并结合该压强下推进剂燃速,可获得推进剂从固相区到火焰区的温度分布曲线;使用高速摄像机(HX-3E,日本NAC公司)拍摄推进剂燃烧火焰和燃面动态变化的图像序列。

S0推进剂使用降压熄火燃烧器获得熄火燃面,燃烧器结构如图2所示。燃烧器用特定厚度的铝片密封,试样燃烧产生大量气体使燃烧室增压到铝片爆破压强后铝片破开,燃烧室快速降压使试样熄火,铝片的爆

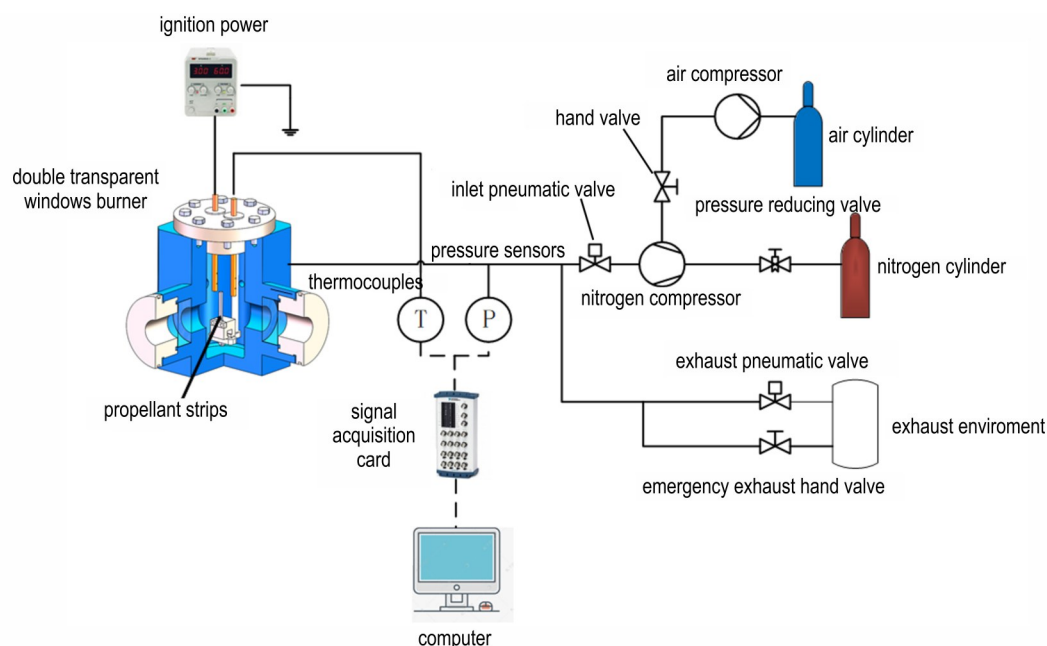


图1 燃烧诊断系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of the combustion diagnostic system

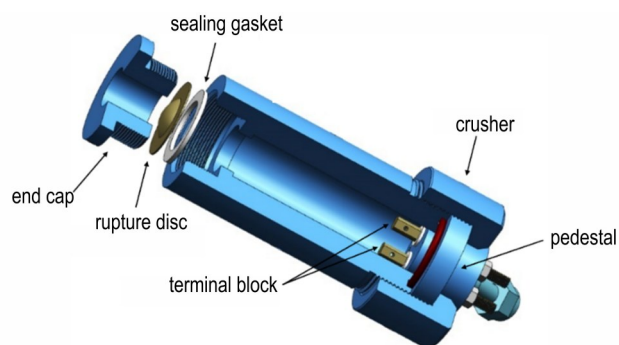


图2 降压熄火燃烧器结构

Fig.2 Structure of the pressure-reduced extinguished burner

破压强即推进剂降压熄火压强。S1推进剂熄火燃面通过在燃烧器内燃烧自增压至熄火压强后自熄火获得。

使用超景深显微镜(VHX-2000,基恩士有限公司)获得推进剂熄火燃面全景深二维和三维形貌图像,使用场发射扫描电子扫描显微镜(SEM, ZEISS Sigma 300)获得推进剂不同压强下的熄火表面微观结构,并对选定区域进行面扫描能谱分析(EDS,牛津电制冷能谱仪)。

2 结果与讨论

2.1 推进剂燃速特性

测试S0和S1推进剂在20MPa内的燃速,并使用维耶里公式 $r = ap^n$ 拟合^[20]得到燃速公式和压强指数 n ,结果如图3所示。

图3表明,随着压强升高,S0推进剂燃速呈先增大后减小的趋势,压强为10 MPa时燃速达到最大 $6.4 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$,这是由于压强大于10 MPa时融化的粘合剂覆盖部分AP颗粒导致燃速下降^[21];S1推进剂燃速则随压强升高持续减小,压强由9 MPa升高至10 MPa时推进剂由稳定燃烧转变为非稳定燃烧导致推进剂熄火,压强

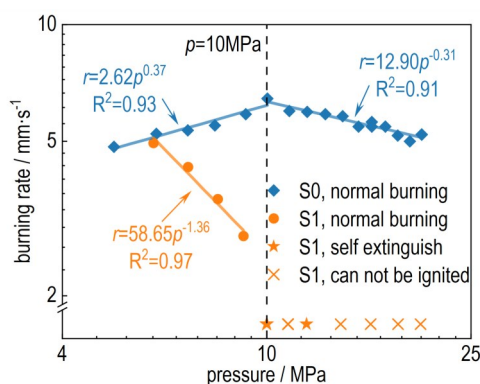


图3 S0和S1推进剂燃速

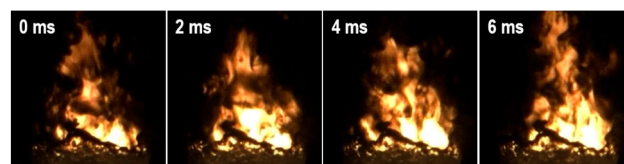
Fig.3 Burning rate of S0 and S1 propellants

继续升高推进剂仍无法自持燃烧,表现为增压熄火特性。S0推进剂在压强低于10 MPa时燃速压强指数为0.37,压强高于10 MPa时燃速压强指数为-0.31。AOT使推进剂在10 MPa以下的燃烧压强指数由0.37降低至-1.36,压强接近临界熄火压强时燃速由 $5.9 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$ 降低至 $2.9 \text{ mm} \cdot \text{s}^{-1}$,降幅达51%。

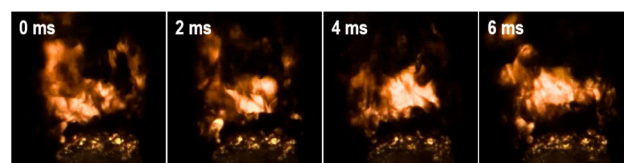
2.2 推进剂燃烧火焰及燃面高速摄影

因两种推进剂均可在6 MPa下稳定燃烧,S1推进剂在10 MPa下自熄火,为对比推进剂的燃烧特性及自熄火过程,拍摄了S0和S1推进剂在6 MPa及10 MPa下燃烧火焰图像序列,拍摄帧率为1000 fps,曝光时间为 $100 \mu\text{s}$,结果如图4所示。

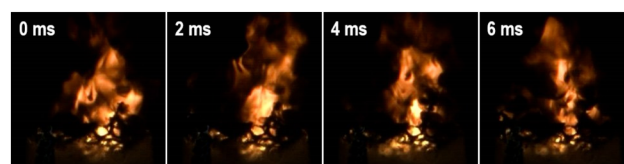
图4a~b表明,S0推进剂点火后维持稳定燃烧,火焰明亮且燃烧剧烈,压强由6 MPa升高至10 MPa后燃烧火焰宽度增加,亮度没有明显变化。压强为6 MPa时S1推进剂燃烧稳定,火焰明显,由于AOT降低了推进剂的氧系数,因此火焰亮度低于S0推进剂(图4c)。如图4d所示,压强升高至10 MPa时,S1推进剂可在点火初始时刻维持局部燃烧,撤去点火热源后转变为不



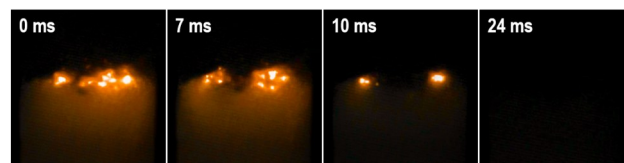
a. S0 propellant burning at 6 MPa



b. S0 propellant burning at 10 MPa



c. S1 propellant burning at 6 MPa



d. S1 propellant burning at 10 MPa

图4 S0和S1推进剂燃烧火焰图像序列

Fig.4 Flame image sequence of S0 and S1 propellants

稳定燃烧状态,无法自持燃烧而熄火。

为直观地表征推进剂在不同压强下的燃烧火焰形貌和燃烧状态,将火焰图像序列转换为灰度图像序列,累加各像素的亮度值并进行归一化处理,获得燃烧时间-归一化亮度曲线,并对曲线进行短时傅里叶变换(Short-Time Fourier Transform,STFT),结果如图5所示。

复合固体推进剂正常燃烧时扩散火焰受湍流影响波动大,亮度曲线呈现高强度的高频信号;局部燃烧火

焰亮度低、火焰形貌波动小,亮度曲线呈现低强度的低频信号。图5a~c存在较多100 Hz以上的高频信号,并且火焰亮度高、变化幅度小,表明6 MPa下S0和S1推进剂燃烧稳定;与图5a相比,图5c高频信号占比更大,这是由于S1推进剂燃烧火焰更细长,受湍流影响大;图5d信号集中在低频区间,点火燃烧后火焰亮度迅速下降,推进剂无法维持局部燃烧且燃烧不稳定,在无点火热源时推进剂自熄火。

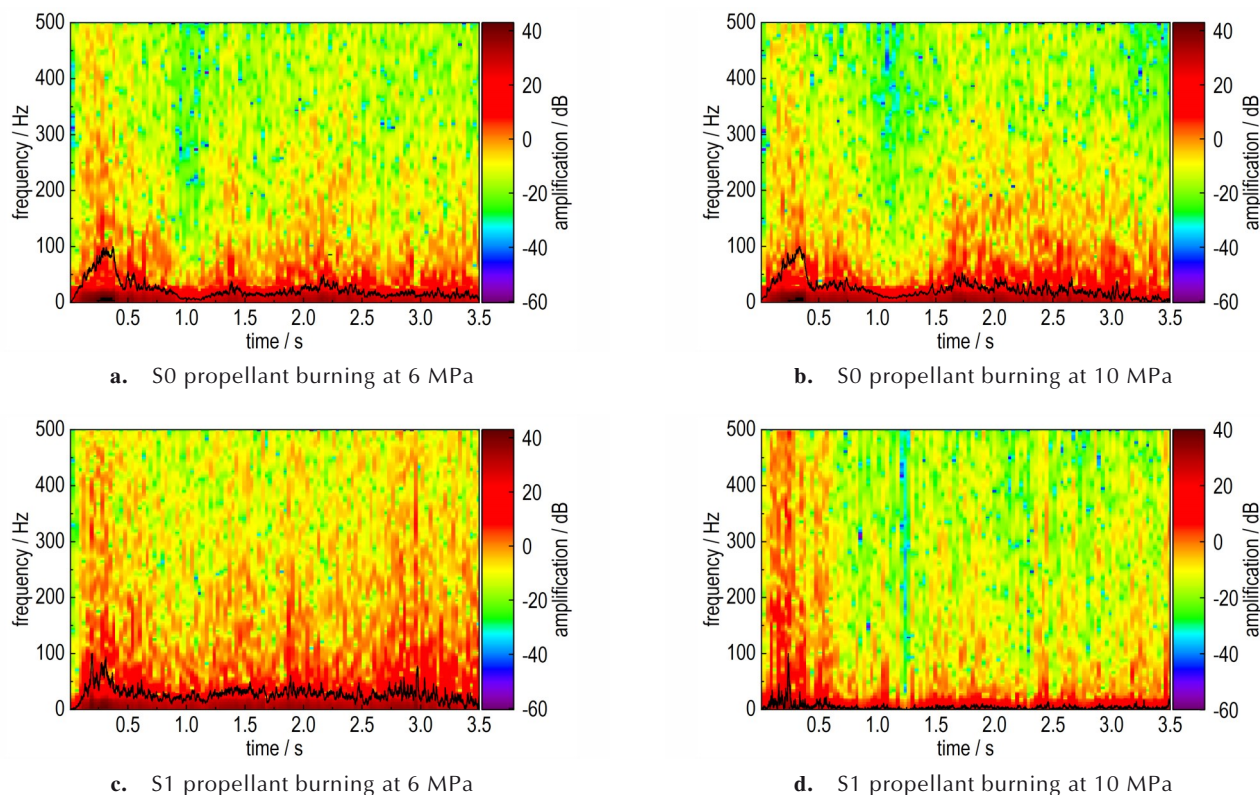


图5 S0和S1推进剂燃烧火焰时间-归一化亮度曲线STFT图像

Fig.5 STFT image of S0 and S1 propellants flame time-normalized brightness curve

拍摄获得了S0与S1推进剂燃烧过程中燃面形貌图像序列,拍摄帧率2000 fps,曝光时间8 μ s。结果如图6所示。

图6表明两种推进剂火焰及燃面形貌具有显著差异,S0推进剂火焰分布均匀且亮度高,燃面清晰平直,燃烧过程稳定,燃面上清晰可见凹陷的AP颗粒。S1推进剂火焰亮度低,燃面上观察不到凹陷的AP,燃烧过程中出现周期性的局部熄火-复燃现象,如图6b所示,1 ms时燃面出现局部暗斑,暗斑区域火焰远离燃面,2 ms后暗斑消失,局部熄火区域着火复燃。这种现象说明AOT的加入使推进剂局部燃烧反应被抑制,但邻近区域燃烧火焰热反馈足以维持较高的燃面温度使推进剂复燃。

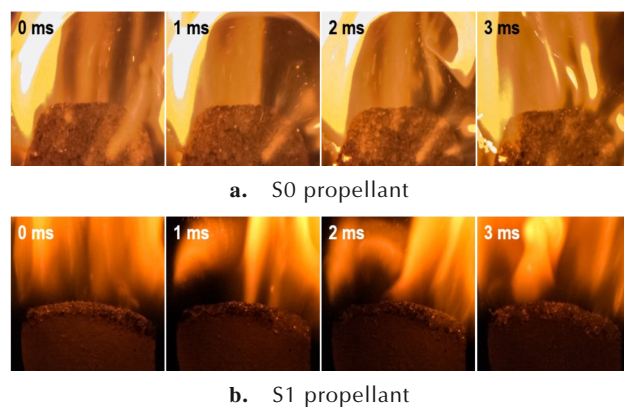


图6 S0和S1推进剂燃面高速图像序列

Fig.6 High-Speed image sequence of S0 and S1 propellants burning surface

2.3 推进剂燃烧波结构

为分析自熄火压强范围内推进剂燃烧特性, 获得了 S0 推进剂和 S1 推进剂在 2 MPa、6 MPa 和 10 MPa 下的燃烧波结构, 结果如图 7 所示。

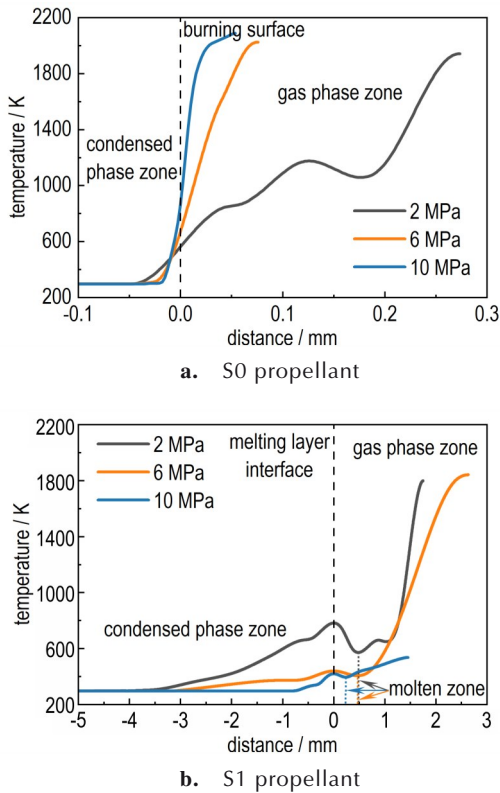


图 7 S0 和 S1 推进剂燃烧波结构
Fig.7 Combustion wave structure of S0 and S1 propellant

由图 7 可知, 推进剂燃烧过程中凝聚相受热传导温度缓慢增加, 在此过程中推进剂凝聚相分解反应占主导, 进入气相区后凝聚相分解产物燃烧放热使温度迅速增加至燃烧温度。根据图 7 的燃烧波结构数据, 按照王瑛等^[22]提出的方法, 获得了凝聚相预热区厚度 L_s 、熔融层厚度 L_m 、燃面温度 T_s 、火焰温度 T_f 、凝聚相温

度梯度 $(dt/dx)_-$ 和气相温度梯度 $(dt/dx)_+$, 同时使用 NASA CEA 计算了理论燃烧火焰温度 $T_{f,t}$ 。计算结果见表 1, 表 1 中 p 为推进剂燃烧压强。

由图 7 可知, S0 和 S1 推进剂在 2 MPa 下曲线趋势与其他压强下曲线趋势存在差异, 这是由于该压强下推进剂存在燃烧不稳定现象, 化学反应不彻底, 导致气相火焰区参数波动较大。S1 推进剂燃面附近温度呈现先降低后升高的趋势, 这是由于 AOT 的加入降低了粘合剂体系的熔点, 粘合剂体系融化吸热导致温度下降, 在燃面上形成熔融层, 这与 Yu 等^[17]得到的结论一致。熔融层上表面与气相火焰区接触, 热电偶测温触电进入气相火焰区后温度继续上升, 因此燃面附近温度下降段对应的距离即为熔融层厚度。

由表 1 可知, 压强由 2 MPa 升高至 10 MPa, S0 推进剂燃面温度由 563 K 升高至 865 K, 增幅为 54%, 凝聚相和气相温度梯度分别增大至 $45.6\text{ K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$ 和 $74.9\text{ K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$; 压强由 2 MPa 升高至 10 MPa, S1 推进剂燃面温度由 783 K 降低至 420 K, 降低了 46%, 凝聚相和气相温度梯度分别减小至 $0.15\text{ K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$ 和 $0.19\text{ K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$, 分别只有 2 MPa 时的 44% 和 7%, 表明 AOT 的加入抑制了推进剂凝聚相反应, 延长气相反应时间和距离, 因此气相温度梯度减小、火焰更细长(图 4c)。

S0 和 S1 推进剂正常燃烧时燃面温度相差约 200 K, 但凝聚相预热区厚度和凝聚相温度梯度均相差两个数量级, 表明 AOT 显著增加了推进剂的导热系数, 更多粘合剂体系吸收气相火焰区产生的热量而融化形成熔融层。S0 和 S1 推进剂燃面温度和气相温度梯度与推进剂燃速成正相关, 符合 Beckstead 和 Ramohalli 等^[23-24]提出的复合固体推进剂燃烧理论模型。

研究表明 HTPB/AP 推进剂 6 MPa 时 AP 颗粒凹于燃面^[23], 熔融层流动覆盖部分 AP 颗粒表面, 根据徐温干双区模型^[25]可知推进剂燃速降低。值得注意的是,

表 1 燃烧波结构具体参数
Table 1 Specific parameters of the combustion wave structure

propellant	p / MPa	$L_s / \mu\text{m}$	$L_m / \mu\text{m}$	T_s / K	T_f / K	$T_{f,t} / \text{K}$	$(dt/dx)_- / \text{K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$	$(dt/dx)_+ / \text{K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$
S0	2	47	—	563	1941	2253	8.0	8.5
	6	47	—	673	2027	2256	21.6	26.2
	10	36	—	865	2088	2257	45.6	74.9
S1	2	4170	478	783	1799	1851	0.34	2.8
	6	3102	470	440	1842	1853	0.14	1.06
	10	783	233	420	—	1854	0.15	0.19

Note: p is combustion pressure of the propellant, L_s is thickness of condensed phase preheating zone, L_m is thickness of molten layer, T_s is temperature of burning surface, T_f is temperature of combustion flame, $T_{f,t}$ is theoretical temperature of combustion flame, $(dt/dx)_-$ is temperature gradient of condensed phase, $(dt/dx)_+$ is temperature gradient of gas phase.

熔融层局部覆盖燃面,其在燃面上分布不完全均匀,因此 L_m 代表燃面上被覆盖区域的熔融层厚度而非熔融层平均厚度。10 MPa 时 AP 颗粒凹陷程度更大,火焰更接近燃面,熔融层温度升高降低粘度和表面张力,使大部分凹陷的 AP 颗粒被熔融层覆盖,少量未被熔融层覆盖的 AP 颗粒维持局部燃烧,因此当压强由 2 MPa 升高至 10 MPa 时,熔融层厚度由 478 μm 降至 233 μm 。图 4d 所示的局部燃烧火焰和图 6b 所示的局部暗斑均由熔融层覆盖 AP 颗粒引起局部熄火导致,局部燃烧火焰无法使推进剂燃面维持较高的温度,降低了凝聚相反应速率,推进剂最终无法自持燃烧而熄火。

S1 推进剂燃面上存在较厚的熔融层,此时粘合剂体系熔融速率与熔融层分解燃烧消耗速率相等。若降低压强,气相火焰区与燃面距离增大,燃烧火焰对燃面的热反馈减小,导致粘合剂体系熔融速率降低,熔融层逐渐减少,削弱了熔融层对燃面热反馈的阻碍效应,燃面温度升高使推进剂燃速增大。S1 推进剂燃速范围为 $5.9\sim 2.9\text{ mm}\cdot\text{s}^{-1}$,熔融层厚度范围为 $478\sim 233\text{ }\mu\text{m}$,因此可在较短时间内使粘合剂体系熔融速率与熔融层分解燃烧消耗速率达到新的平衡,因此 S1 推进剂可在压强不高于 10 MPa 时自持燃烧。

2.4 推进剂熄火燃面形貌

超景深显微镜镜头可以在设定的上下限范围内连续拍照并记录 Z 轴高度,合成图像序列中的合焦区域,生成具有深度信息的全景深三维图像,S0 和 S1 推进剂燃烧前和于 10 MPa 熄火后的燃面三维全景深图如图 8 所示,三维全景深图均拍摄熄火样品的中心区域以排除包覆层对燃烧的影响。

图 8 表明两种推进剂初始燃面均存在大量未燃烧的 AP 颗粒,因加入 AOT 使 S1 推进剂粘合剂体系流动性增强粘度更小,因此初始燃面更平整。图 8b 和图 8c 表明 S0 推进剂在 10 MPa 下熄火后,AP 颗粒凹陷于燃面,图 8e 所示 S1 推进剂在 10 MPa 下熄火燃面更平整,表面覆盖一层冷却凝固后的熔融层,大部分 AP 颗粒被熔融层覆盖,只有少量 AP 颗粒暴露在燃面上维持局部燃烧,图 8f 所示熔融层流入凹陷的粗粒度 AP 颗粒内覆盖其表面,表明推进剂自熄火由熔融层覆盖燃面导致。

使用场发射扫描电子显微镜拍摄推进剂熄火前后微观形貌及元素空间分布,结果如图 9 所示。S0 推进剂分析 C、Cl 和 O 元素的分布,C 元素分布代表粘合剂 HTPB 的分布,O 和 Cl 元素分布代表氧化剂 AP 的分布;S1 推进剂分析 C、Cl 和 Na 元素的分布,Na 元素分

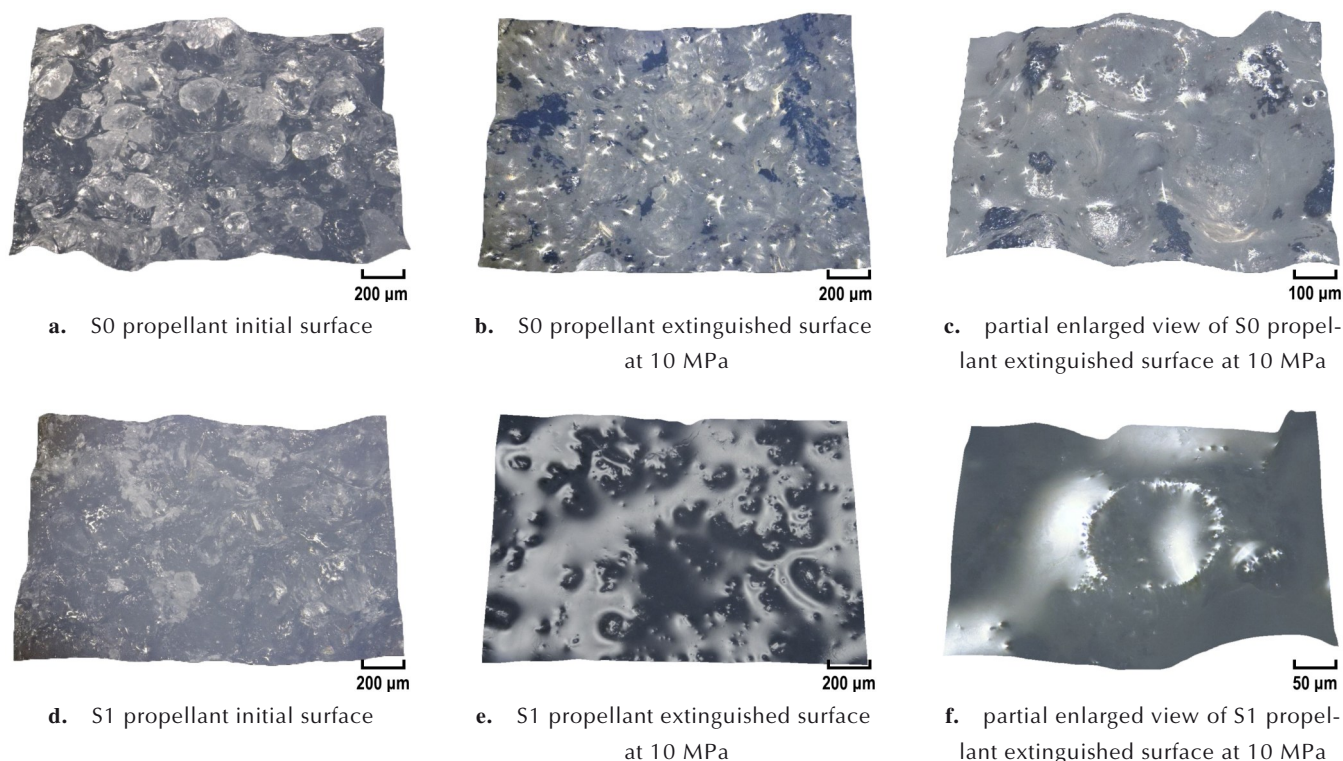


图 8 S0 和 S1 推进剂熄火燃面三维图像

Fig.8 Three-dimensional images of S0 and S1 propellants extinguished surface

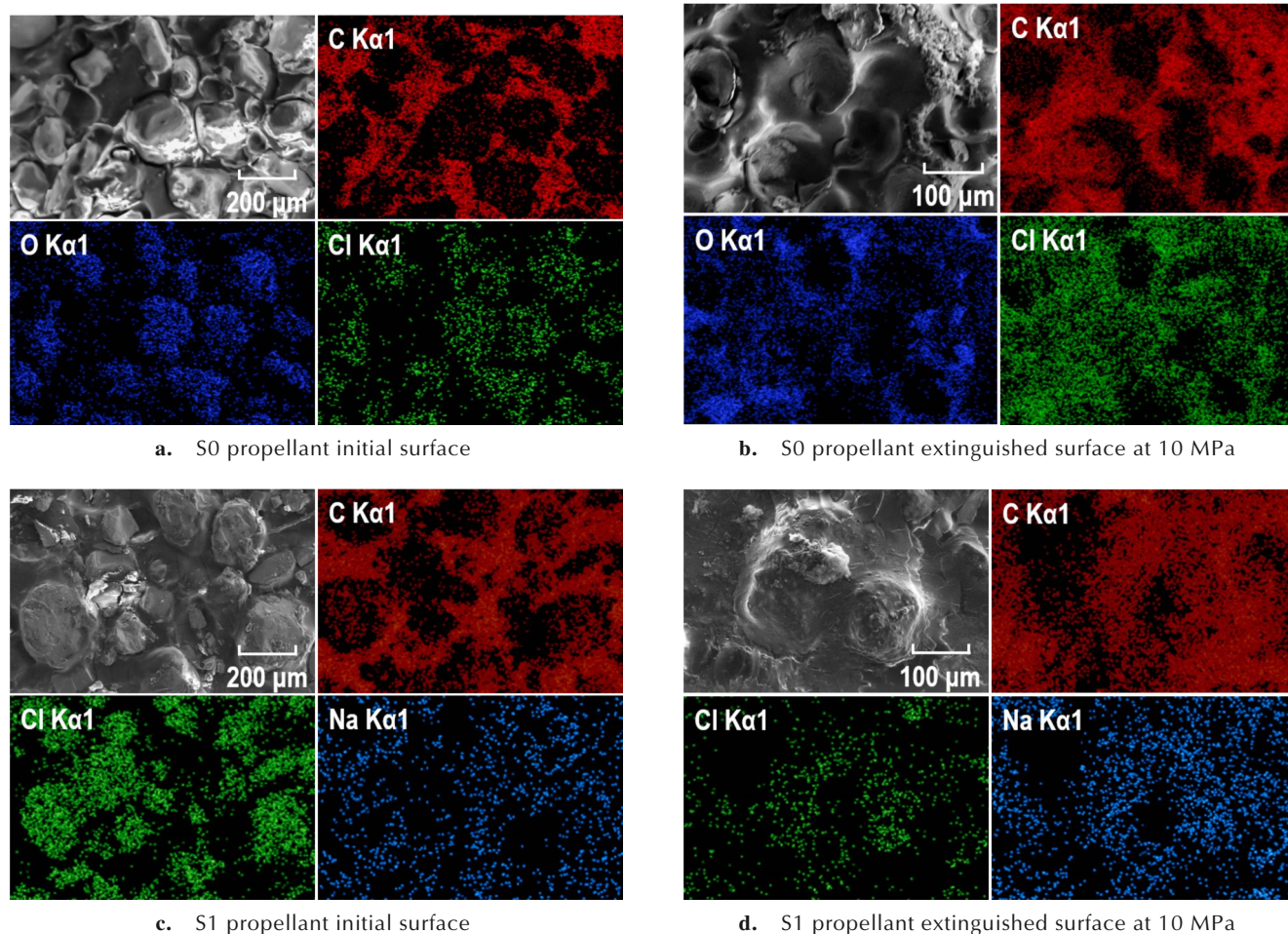


图9 S0和S1推进剂燃面SEM-EDS图像

Fig.9 SEM-EDS images of S0 and S1 propellant burning surface

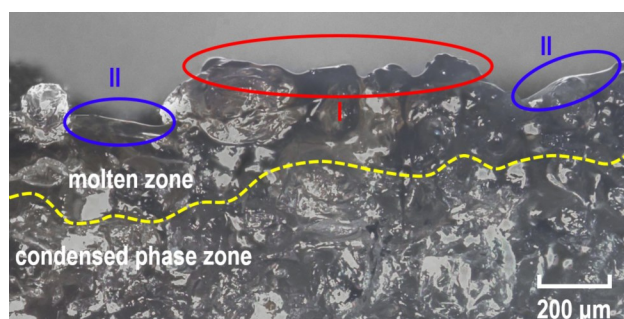
布代表熄火控制剂AOT的分布。图9部分区域能谱图均无元素分布,这是由于此区域凹陷使EDS无法聚焦得到结果。

图9表明燃烧前两种推进剂表面存在大量未燃烧的AP颗粒,C元素与Cl元素有明显的分界面,S1推进剂燃面更平整,这与图8a和图8d观察到的结果一致。S0推进剂在10 MPa下熄火后,AP颗粒凹陷于燃面,少量凹陷的AP颗粒中心区域有絮状颗粒,此区域同时分布C元素与Cl元素,表明AP颗粒被局部覆盖,这与徐温干等^[25]观察到的被粘合剂覆盖的AP颗粒形貌一致。S1推进剂自熄火后燃面更平整,C、Cl、Na元素分布区域重合,Cl含量与燃烧前表面相比显著下降,燃面上存在较多絮状物质,表明大部分AP颗粒被熔融层覆盖,这与图8e观察到的燃面形貌一致。两种推进剂在10 MPa时熔融层均会覆盖AP颗粒表面,但S1推进剂粘合剂体系融点和粘度更低,熔融层更容易流向AP颗粒的凹陷处,增加AP颗粒被覆盖区域的比例,因此

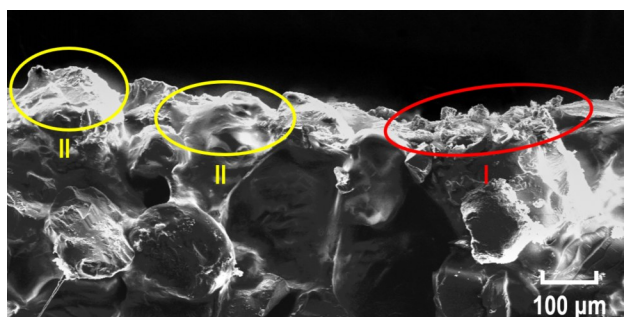
相同压强下S1推进剂燃速低于S0推进剂。

将S1推进剂在10 MPa下熄火样品沿燃面法向剖切,拍摄截面全景深图像和SEM图像,结果如图10所示。

由图10a~b可知,燃面可根据是否被熔融层完全覆盖分为两个区域,I区为局部燃烧区,对应图8e未被熔融层完全覆盖的区域,该区域的AP颗粒仍暴露在燃面上,在推进剂自熄火前维持局部燃烧;II区为熔融层覆盖区,该区域的AP颗粒完全被熔融层覆盖,凝聚相分解反应在自熄火前中止。根据图8e和图9d可知,推进剂燃面上I区占比少,局部燃烧产生的热量不足维持较高的燃面温度导致熄火。由于粘合剂体系均匀分布在AP颗粒间隙中,经历受热融化-冷却凝固过程后包裹AP颗粒形成平整的凝固层,AP颗粒间不规则间隙被熔融层填满,因此剖切表面更平整,可在图10a中清晰地分辨出熔融层界面,由黄色虚线表示。在推进剂燃面上取多个点,各点向其法线方向延伸至



a. microscopic image



b. SEM image

图10 S1推进剂沿燃面法向表面形貌

Fig.10 Surface morphology of S1 propellant along normal burning surface

熔融层界面距离的平均值即为熔融层平均厚度,经计算该熔融层平均厚度为 $238\ \mu\text{m}$,这与燃烧波测试得到的熔融层厚度十分接近($233\ \mu\text{m}$),进一步说明了燃面附近温度降低由粘合剂体系吸热相变引起,较厚的熔融层也为推进剂自熄火提供了必要条件。

3 结论

(1) AOT将推进剂在 $10\ \text{MPa}$ 以下的燃速压强指数由 0.37 降低至 -1.36 ,压强接近临界熄火压强时燃速由 $5.9\ \text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$ 降低至 $2.9\ \text{mm}\cdot\text{s}^{-1}$,降幅达 51% 。自熄火固体推进剂在压强升高至 $10\ \text{MPa}$ 时自熄火,并且在更高压强下无法自持燃烧,表现为增压熄火特性。

(2) 当压强为 $10\ \text{MPa}$ 时, AOT使推进剂由整体燃烧转变为局部燃烧。 $10\ \text{MPa}$ 时自熄火固体推进剂燃面温度为 $420\ \text{K}$,与 $2\ \text{MPa}$ 时相比降低了 46% ,并且远低于不含 AOT 推进剂的 $865\ \text{K}$; $10\ \text{MPa}$ 时自熄火固体推进剂凝聚相和气相温度梯度分别为 $0.15\ \text{K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$ 和 $0.19\ \text{K}\cdot\mu\text{m}^{-1}$,分别降低至 $2\ \text{MPa}$ 时的 44% 和 7% 。AOT使推进剂表面产生厚度约 $230\ \mu\text{m}$ 的熔融层,抑制了推进剂凝聚相反应。

(3) AOT可显著增加推进剂表面熔融层厚度和流

动性,熔融层流入凹陷的 AP 内覆盖大部分 AP 表面,阻碍气相火焰对凝聚相的热反馈,降低燃面温度和凝聚相分解反应速度,最终推进剂无法自持燃烧而熄火。

参考文献:

- [1] 侯晓,付鹏,武渊. 固体火箭发动机能量管理技术及其新进展[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(1): 1-6.
HOU Xiao, FU Peng, WU Yuan. Energy management technology of SRM and its development[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2017, 40(1): 1-6.
- [2] 刘佩进,何伟. 新型推进剂的制备与能量调控[J]. 含能材料, 2023, 31(9): 859-861.
LIU Pei-jin, HE Wei. Preparation and energy release control of new propellants[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials*, 2023, 31(9): 859-861.
- [3] VILLARREAL J K, LOEHR R D. Electrically operated propellants: US 8950329[P]. 2015-2-10.
- [4] KOEHLER F, LANGHENRY M, SUMMERS M, et al. Electric propellant solid rocket motor thruster results enabling small satellites[C]. Logan: 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2017.
- [5] 张伟,王志文,鲍立荣,等. 一种低点火延迟时间 ADN 基电控固体推进剂及其制备方法: CN 114835535A[P]. 2022-08-02.
ZHANG Wei, WANG Zhi-wen, BAO Li-rong, et al. A ADN-based electronically controlled solid propellant with low ignition delay time and preparation method: CN114835535A [P]. 2022-08-02.
- [6] 武婷文. 喉栓式变推力固体火箭发动机稳态与瞬态工作特性研究[D]. 航天动力技术研究院, 2023.
WU Ting-wen. Study on steady-state and transient working characteristics of throat bolt variable thrust solid rocket motor[D]. Academy of Aerospace Solid Propulsion Technology, 2023.
- [7] SONG An-chen, WANG Ning-fei, LI Jun-wei, et al. Transient flow characteristics and performance of a solid rocket motor with a pintle valve[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, 33(12): 3189-3205.
- [8] HA D S, KIM J J, KIM H J. Dynamic characteristics of the aerospike-shaped pintle nozzle for variable thrust[C]//AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. 2019: 3881.
- [9] LI Ying-kun, CHEN Xiong, XU Jin-sheng, et al. Three-dimensional multi-physics coupled simulation of ignition transient in a dual pulse solid rocket motor[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 46-65.
- [10] KIM S. A study of rupture pressure for membrane type pulse separation device of dual pulse rocket motor[J]. *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2022, 26(1): 98-106.
- [11] ZHANG K, WANG C, TIAN W. Study on the ablation mechanism of the first pulse insulation layer in a double-pulse solid rocket motor[J]. *Aerospace*, 2022, 9(10): 590.
- [12] 夏广庆,官上伟,鹿畅,等. 电控固体推力器研究现状及关键技术[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 6-18.
XIA Guang-qing, GUAN Shang-wei, LU Chang, et al. Research status and key technology of electrically controlled solid thruster[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10): 6-18.
- [13] 马帅,郭健鑫,周磊,等. 固体火箭发动机技术发展综述[J]. 火箭推进, 2023, 49(2): 1-14.

- MA Shuai, GUO Jian-xin, ZHOU Lei, et al. Review on technology development of solid rocket motor[J]. *Journal of Rocket and Propulsion*, 2023, 49(2): 1–14.
- [14] PETERSEN E L, SEAL S, STEPHENS M, et al. Self-extinguishable solid propellant: US 8114229B1[P]. 2012-02-14.
- [15] PETERSEN E L, SEAL S, STEPHENS M, et al. Solid propellant rocket motor having self-extinguishing propellant grain and systems therefrom: US 8336287B1[P]. 2012-12-25.
- [16] KIM M, CHOI J, KIM J, et al. Characteristics of HTPB/AP/AOT solid propellant[J]. *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 2018, 22(1): 7–15.
- [17] YU Hai-yang, WANG Li-min, HUANG Lei, et al. The characteristics and mechanism in combustion extinguished process based on self-extinguished solid propellants [C]//*Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2023, 2478(3): 032068.
- [18] 高红旭, 王瑛, 赵凤起. 自熄火固体推进剂的燃烧性能[C]//中国化学会. 中国化学会第30届学术年会摘要集-第四十六分会: 燃烧化学. 西安近代化学研究所燃烧与爆炸技术重点实验室, 2016: 41.
- GAO Hong-xu, WANG Ying, ZHAO Feng-qi. The combustion characteristics of self-extinguishing propellant [C]//Chinese Chemical Society. Abstract collection of the 30th annual conference of the Chinese chemical society-46th branch: combustion chemistry. Key Laboratory of Combustion and Explosion Technology, Xi'an Institute of Modern Chemistry, 2016: 41.
- [19] 周星, 余海洋, 邓蕾, 等. 一种高压可控自熄火固体推进剂及其制备方法: CN 115894140A[P]. 2023-04-04.
- ZHOU Xing, YU Hai-yang, DENG Lei, et al. High-pressure controllable self-extinguishing solid propellant and preparation method: CN 115894140A[P]. 2023-04-04.
- [20] 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*, 2002, 10(3): 125–127.
- [21] ELBASUONY S A, SADEK M A, WAFY T Z, et al. Generating plateau burning segments for composite solid rocket propellants[J]. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, 2020, 45(1): 112–117.
- [22] 王瑛, 孙志华, 赵凤起, 等. NEPE推进剂燃烧机理研究[J]. 火炸药学报, 2000, (04): 24–26.
- WANG Ying, SUN Zhi-hua, ZHAO Feng-qi, et al. Study on combustion mechanism of NEPE propellant. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2000, (04): 24–26.
- [23] BECKSTEAD M W, DERR R L, PRICE C F. A model of composite solid-propellant combustion based on multiple flames[J]. *AIAA Journal*, 1970, 8(12): 2200–2207.
- [24] RAMOHALLI K. Composite propellant combustion modeling studies [C]//*International Symposium on Space Technology and Science*. 1977.
- [25] 徐温干, 李葆萱, 王克秀. 含负压力指数的复合固体推进剂的稳态燃烧机理[J]. 宇航学报, 1983, (03): 1–19.
- XU Wen-gan, LI Bao-xuan, WANG Ke-xiu. The steady state burning mechanism of composite solid propellants including those with negative pressure exponents[J]. *Journal of Astronautics*, 1983, (03): 1–19.

Combustion Behavior and Pressurization-induced Extinguished Mechanism of HTPB/AOT/AP Self-extinguished Solid Propellant

CHEN Ze-xin¹, LIU Lin-lin¹, YANG Yu-xin², LI Bo-biao¹, CHENG Cai¹, HU Song-qi¹

(1. National Key Laboratory of Solid Propulsion, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology Institute, Xi'an 710025, China)

Abstract: To study the combustion performance of self-extinguishing solid propellants and the pressurization-induced extinguishing mechanism, HTPB/AOT/AP self-extinguished solid propellants were prepared by using sodium dioctyl sulfosuccinate (AOT) as extinguishing agent. Experimental characterizations of burning rate, combustion wave structure, flame morphology and flame quenching burning surface topography of the propellants were carried out. Results show that AOT reduces the pressure exponent of propellant below 10 MPa from 0.37 to -1.36, and the burning rate decreases from 5.9 mm·s⁻¹ to 2.9 mm·s⁻¹ as the pressure approaches the critical extinguished pressure. AOT causes the propellant to self-extinguish when the pressure increases to 10 MPa, with unsustainable combustion observed at higher pressures. As the pressure approaches the critical extinction pressure, a molten layer with a thickness of 230 μm covers the burning surface of propellant, reducing the burning surface temperature from 865 K to 420 K and the gaseous phase temperature gradient from 74.9 K·μm⁻¹ to 0.19 K·μm⁻¹ compared with propellant without AOT. The pressurization-induced extinguishing mechanism of self-extinguishing solid propellant is revealed. AOT causes a thicker molten layer to cover the surface of propellant, obstructs the heat feedback from the gaseous flame to the burning surface, reduces the temperature of burning surface and the reaction rate of condensed phase, and ultimately results in extinguishment due to the failure to maintain self-sustained combustion.

Key words: self-extinguished solid propellant; sodium dioctyl sulfosuccinate (AOT); combustion behavior; pressurization-induced extinguished mechanism; molten layer

CLC number: TJ55;V512

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2025140

(责编: 姜梅)