

圆孔装药固体火箭发动机的慢速烤燃特性研究

叶青, 余永刚

(南京理工大学 能源与动力工程学院, 南京 210094)

摘要: **目的** 研究圆孔装药固体火箭发动机的慢速烤燃特性。**方法** 针对装填高能推进剂的固体火箭发动机, 建立了二维瞬态慢速烤燃模型。其中 AP/HTPB 推进剂的化学动力学模型为两步总包反应模型。在升温速率分别为 3.6、7.2、10.8 K/h 的工况下, 进行固体火箭发动机的烤燃数值模拟, 并具体分析慢速烤燃工况下固体火箭发动机的传热特性和烤燃着火特性。**结果** 3 种慢速烤燃工况 (3.6、7.2、10.8 K/h) 对应的着火响应时间分别为 30.96、22.19、18.70 h, 着火温度分别为 518.84、518.85、519.59 K。随着慢速升温速率的提高, 烤燃着火中心向推进剂外壁面和右侧端面移动, 着火区域由椭圆形变为半椭圆形。**结论** 在圆孔装药的固体火箭发动机的慢速烤燃过程中, 前期主导推进剂温度变化的是外界热传导, 后期则是由推进剂的自热反应主导。

关键词: 热安全性; 烤燃; 推进剂; 烤燃数值模拟

中图分类号: TJ450; V435

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)03-0026-06

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.03.004

Slow Cook-Off Characteristics of Solid Rocket Motor with Round-hole Charge

YE Qing, YU Yong-gang

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

ABSTRACT: In order to research on slow Cook-off Characteristics of Solid Rocket Motor with Round-hole Charge. The thermal safety of solid rocket motor has attracted more and more attention with the high energy of propellant. In this paper, a two-dimensional transient slow cook-off model is established for solid rocket motor filled with high energy propellant. The chemical kinetic model of AP/HTPB propellant is a two-step overall reaction model. Under the working conditions of heating rate of 3.6, 7.2 and 10.8 K/h respectively, the numerical simulation of solid rocket motor is carried out, and the heat transfer characteristics and ignition characteristics of solid rocket motor under slow cook-off working conditions are analyzed in detail. The ignition response times corresponding to the three slow cook-off conditions are 30.96, 22.19 and 18.70 h respectively, and the ignition temperatures are 518.84, 518.85 and 519.59 K respectively. With the increase of the slow heating rate, the ignition center of cook-off moves to the outer wall and the right end face of the propellant, and the ignition region changes from an ellipse to a semi-ellipse. The numerical results of cook-off show that in the slow cook-off process of solid rocket motor with

收稿日期: 2021-12-24; 修订日期: 2022-01-24

Received: 2021-12-24; Revised: 2022-01-24

作者简介: 叶青 (1993—), 女, 博士, 工程师, 主要研究方向为固体火箭发动机热安全性。

Biography: YE Qing (1993—), Female, Doctor, Engineer, Research focus: thermal safety of solid rocket motor.

通讯作者: 余永刚 (1963—), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为含能材料的燃烧理论与控制技术。

Corresponding author: YU Yong-gang (1963—), Male, Doctor, Professor, Research focus: combustion theory and control technology of energetic materials.

引文格式: 叶青, 余永刚. 圆孔装药固体火箭发动机的慢速烤燃特性研究[J]. 装备环境工程, 2022, 19(3): 026-031.

YE Qing, YU Yong-gang. Slow Cook-off Characteristics of Solid Rocket Motor with Round-hole Charge[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(3): 026-031.

round-hole charge, the external heat conduction dominates the temperature change of propellant in the early stage, and the self-heating reaction of propellant dominates in the later stage.

KEY WORDS: thermal safety; cook-off; propellant; numerical simulation

固体推进剂通常用作太空运载火箭、航天器、导弹的推进燃料^[1-3]。现有多种推进剂,可满足各种应用环境下的特殊要求。复合推进剂由氧化剂、粘合剂、固化剂、金属燃料、燃烧催化剂和其他组分组成^[4-6]。高氯酸铵^[7-11](AP)是复合推进剂中使用最广泛的氧化剂,基于 AP 的固体推进剂能量密度高,燃烧性能较好。固体推进剂在常温常压环境下相对稳定,一旦受到热刺激引起燃烧或爆炸时,将会对固体火箭发动机的安全存储和使用造成巨大危害^[12]。因此,固体火箭发动机的热安全性问题日益引起重视。

烤燃试验和烤燃数值仿真是研究和评估固体推进剂热易损性的常用方法^[13-17]。由于烤燃试验耗资高,费时长,危险性大,且不确定因素多,目前对固体推进剂的烤燃试验研究^[18-23],重点关注烤燃弹尺寸结构、加热方式、升温速率对试验结果的影响。大多采用小尺寸的烤燃弹进行试验测试,试验中的加热条件较为单一,难以研究不同加热环境对 AP/HTPB(高氯酸铵/端羟基聚丁二烯)推进剂烤燃特性的影响。固体火箭发动机的体积较大,装药结构复杂,烤燃温度场控制困难,现有的烤燃试验技术条件难以满足实际使用条件下固体火箭发动机的热安全性评估要求。基于此,本文针对圆孔装药的固体火箭发动机,开展慢速烤燃特性数值研究,并具体分析慢速烤燃工况下固体火箭发动机的传热特性和烤燃着火特性,研究结果可为固体火箭发动机热安全性分析提供参考。

1 计算模型

本文采用圆孔装药的固体火箭发动机的结构如图 1 所示,采用轴对称二维烤燃模型进行数值模拟。发动机总长 1405 mm,外径为 348 mm,喷管长 292 mm,喷管直径为 127.5 mm。

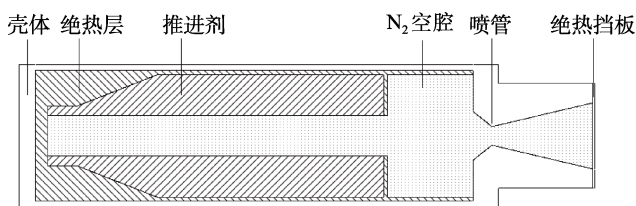
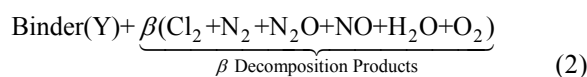
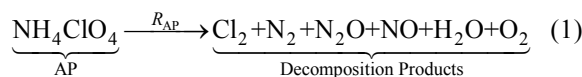


图 1 圆孔装药的固体火箭发动机结构^[24]

Fig.1 Schematic diagram of structure of a solid rocket motor with a round-hole charge^[24]

针对 AP 基的复合固体推进剂 (AP/HTPB) 的烤燃特性^[25],建立基于两步总包反应的烤燃模型:第一

步反应为 AP 的热分解反应,见式 (1);第二步反应为粘合剂与 AP 分解产物发生的最终放热反应,见式 (2)。



其中, β 为 AP 和粘合剂的质量当量比,第一步和第二步反应的化学反应速率 R_{AP} 和 R_{Binder} 分别为:

$$R_{\text{AP}} = A_{\text{AP}} \exp\left(-\frac{E_{\text{AP}}}{R_m T}\right) \rho_{\text{AP}} \quad (3)$$

$$R_{\text{Binder}} = A_{\text{Binder}} \exp\left(-\frac{E_{\text{Binder}}}{R_m T}\right) \rho_{\text{Binder}} \rho_{\text{DeP}} \quad (4)$$

式中: A_{AP} 、 A_{Binder} 为指前因子, s^{-1} ; E_{AP} 、 E_{Binder} 为反应活化能, kJ/mol ; ρ_{AP} 、 ρ_{Binder} 、 ρ_{DeP} 分别为 AP、粘合剂和 AP 分解产物 Z 的密度, kg/m^3 ; Q_{AP} 和 Q_{Binder} 分别为第一步和第二步反应的反应热, kJ/kg 。

$$q_p = R_{\text{AP}} Q_{\text{AP}} + R_{\text{Binder}} Q_{\text{Binder}} \quad (5)$$

固体火箭发动机内部的传热过程用式 (6) 描述:

$$\rho_i c_i \frac{\partial T_i}{\partial t} = \nabla \cdot (\lambda_i \nabla T_i) + q_i \quad (6)$$

式中:下标 $i=c, l, p, g$, 分别表示壳体、绝热层、固体推进剂和 N_2 空腔; ρ_i 为密度, kg/m^3 ; c_i 为比热容, $\text{J/(kg} \cdot \text{K)}$; λ_i 为导热率, $\text{W/(m} \cdot \text{K)}$; q_i 为内热源; T 为温度, K ; t 为时间, s 。

根据慢速烤燃试验方法要求,固体火箭发动机的初始温度为 290 K,以 0.05 K/s 将发动机壳体升温至 400 K 后,保温 8 h。保温阶段结束后,固体火箭发动机的整体温度相对均匀,然后慢速加热壳体外表面。AP/HTPB 推进剂的化学反应动力学参数^[25]见表 1。固体火箭发动机的慢速烤燃数值模拟通过 FLUENT 软件进行。

表 1 AP/HTPB 推进剂化学反应的动力学参数

Tab.1 Kinetic parameters of AP/HTPB propellant chemical reaction

反应步	指前因子 A/s^{-1}	活化能 $E/(\text{kJ} \cdot \text{mol}^{-1})$	反应热 $Q/(\text{kJ} \cdot \text{kg}^{-1})$
AP 分解	800	137.18	-297
粘合剂反应	1100	178.45	9643.2

2 烤燃着火过程分析

烤燃数值计算中, 分别对壳体内壁点 $A(1170, 161)$ mm、绝热层中部点 $B(600, 154)$ mm、AP/HTPB 推进剂内点 $C(600, 100)$ mm、推进剂肩部点 $D(885, 145)$ mm 及喷管喉部点 $E(1270, 0)$ mm 进行监测。以 3.6 K/h 的烤燃工况为例, 温度监测结果如图 2 所示。 A 、 E 的温升曲线趋势基本一致, B 、 C 、 D 的升温速率在约 18 h 后, 与 A 、 E 的温升曲线相比, 斜率变缓, 升温速率下降。图 3 为监测点 D 各组分含量的变化曲线, ω_{AP} 、 ω_{Binder} 、 ω_{DeP} 分别代表 AP、HTPB 粘合剂以及 AP 分解的中间产物的含量。由图 3 发现, D 点升温速率下降的时候, 推进剂的 AP 分解反应速率加快。这是因为 AP 分解反应为吸热反应, AP 分解速率加快, 吸收了一定的热量, 导致推进剂温升变慢。随后当推进剂肩部的温度上升到着火温度时, AP 分解的中间产物与 HTPB 反应速率急速加快, 释放大热量, 并着火。

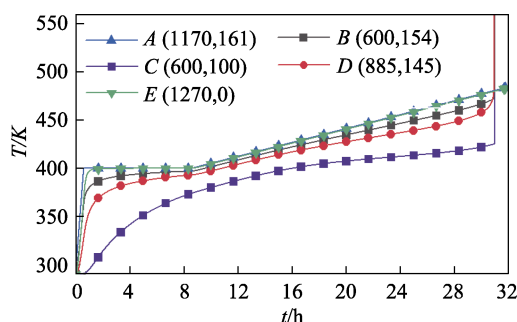


图 2 5 个监测点温度随时间的变化曲线 ($k_s=3.6$ K/h)
Fig.2 Temperature change curve of 5 monitoring points with time ($k_s=3.6$ K/h)

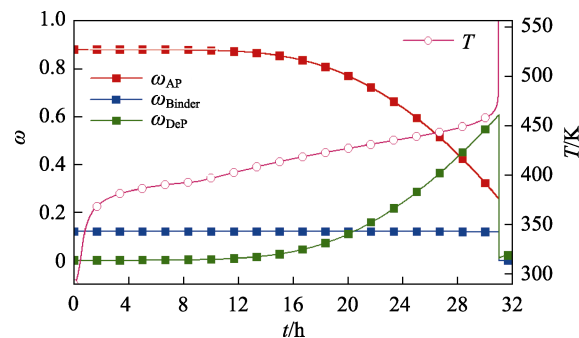


图 3 监测点 D 的组分含量和温度随时间的变化曲线 ($k_s=3.6$ K/h)

Fig.3 Component content and temperature curve of point D with time ($k_s=3.6$ K/h)

为分析慢速烤燃过程固体火箭发动机的传热过程, 以 3.6 K/h 工况为例, 选取固体火箭发动机温度云图的 4 个时间点进行分析研究, 见图 4。在 $t=8.33$ h 时, 推进剂的温度为 $351\sim 395$ K, 推进剂的锥形段温度较低, 见图 4a。在 $t=16.67$ h 时, 固体火箭发动机慢速加热了 8 h, 观察此时推进剂内部的温度分布, 发现推进剂外壁有一薄壁高温区。同时, 由于持续不断地径向慢速传热, 锥形段的低温区已消失, 推进剂温度分布呈现径向由外至内递减的规律, 见图 4b。当 $t=25.00$ h 时, 与 16.67 h 相比, 推进剂内部温差明显增大。图 4c 显示, 推进剂的高温区域明显缩小, AP 组分的吸热分解反应也持续发生。

图 5 为推进剂组分分布云图, 发现推进剂 AP 组分分解反应集中在推进剂的肩部。 $t=30.96$ h 时, 固体火箭发动机内部径向热传导方向依然为由外至内, 推进剂外壁的高温区域方位进一步缩小。推进剂右侧端面位置出现高温点 ($T>500$ K), 较高的温度促进了推

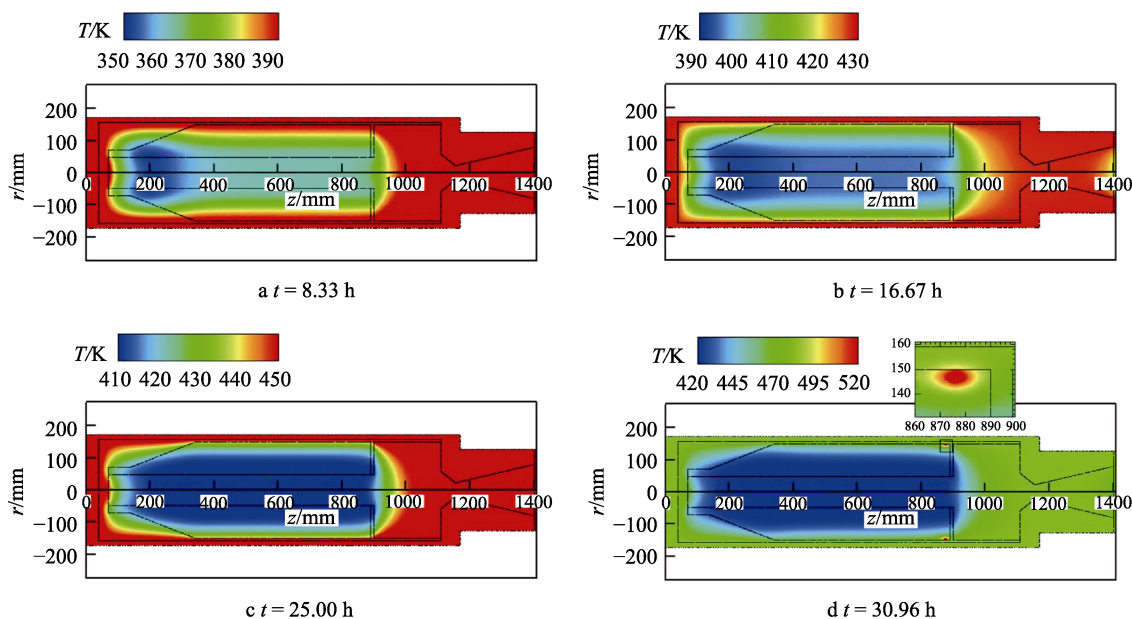
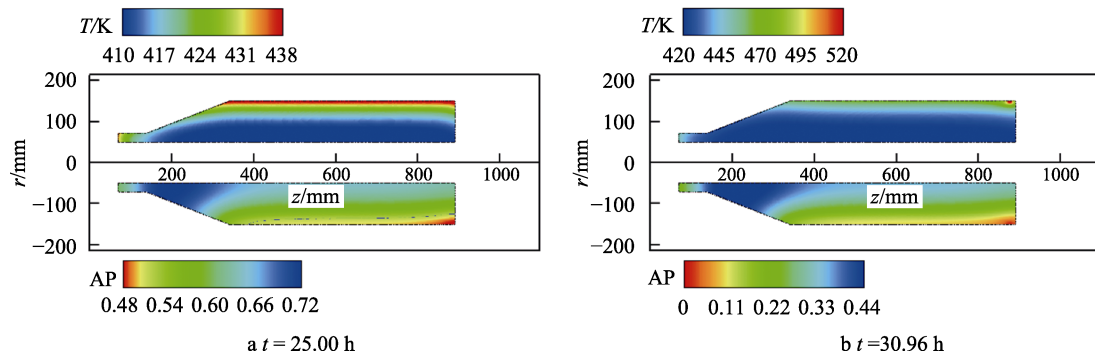


图 4 固体火箭发动机不同时刻的温度云图 ($k_s=3.6$ K/h)

Fig.4 Temperature cloud distribution of the solid rocket motor at different times ($k_s=3.6$ K/h)

图 5 AP/HTPB 推进剂烤燃后期的温度云图和 AP 组分云图 ($k_s=3.6$ K/h)Fig.5 Temperature and AP component cloud distribution at the late stage of AP/HTPB propellant cook-off ($k_s=3.6$ K/h)

进剂的反应,使温度进一步上升,该过程是一个缓慢而持续的正反馈机制。当温度上升到临界值,推进剂的反应速率急剧上升,释放大热量,使得推进剂着火,最终发生着火时刻为 30.96 h,着火温度为 518.84 K,着火区域(z, r)为(868~884, 143~150) mm,中心位置(z, r)坐标为(876, 146.5) mm。

3 慢速升温速率对烤燃特性影响

升温速率为 7.2 K/h 时,固体火箭发动机在不同时刻的温度分布如图 6 所示。由图 6 可见,在慢速烤燃的前期,随着升温速率的提高,热量由发动机壳体传递至推进剂的速度相对 3.6 K/h 工况更快了。在 7.2 K/h 的 $t=16.67$ h 时刻,推进剂温度为 397~442 K,不仅温度升高了,推进剂的内部温差也扩大了近 1.5 倍。此时,推进剂外壁面的 AP 组分已经发生分解反应,并形成相应的外层高温区(见图 6a)。随着自热反应速率的增大,在固体火箭发动机的右侧端面出现

了高温区域,并最终发生着火,着火响应时间为 22.19 h,着火区域(z, r)为(876~890, 144~150) mm,中心位置坐标(z, r)为(883, 147) mm。

升温速率为 10.8 K/h 时,固体火箭发动机在不同时刻的温度分布如图 7 所示。发现随着时间推移,推进剂外壁面的温度不断升高,同时高温区不断缩小,直到形成高温的着火位置,此时推进剂外壁面温度超过壳体温度。推进剂由向周围吸热转变为向周围放热。固体火箭发动机发生着火的时间约为 18.69 h,着火区域(z, r)为(878~890, 145~150) mm,中心位置坐标(z, r)为(884, 147.5) mm。

由图 4d、图 6b 和图 7b 可发现,3 种慢烤工况下,着火位置均出现在推进剂的肩部,且随着升温速率的增大,着火位置向推进剂与绝热层交界处移动。着火位置的局部放大图显示,着火区域的二维截面随着升温速率的提高,由椭圆形缩小为半椭圆形。将不同加热速率下的烤燃响应特征参数列出,见表 2。着火特征参数显示,随着慢速升温速率由 3.6 K/h 增大到

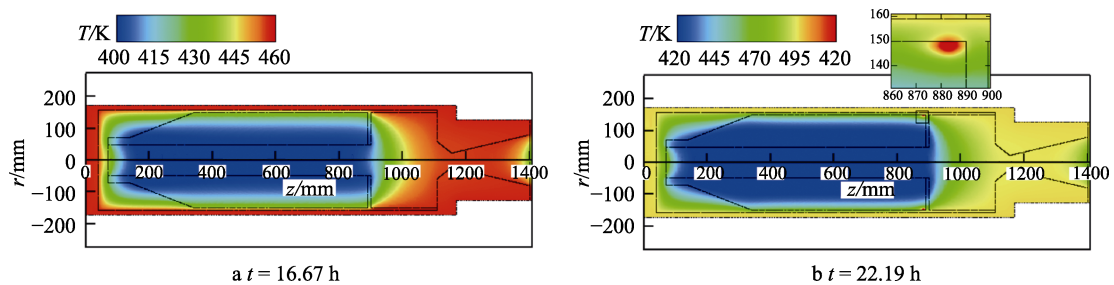
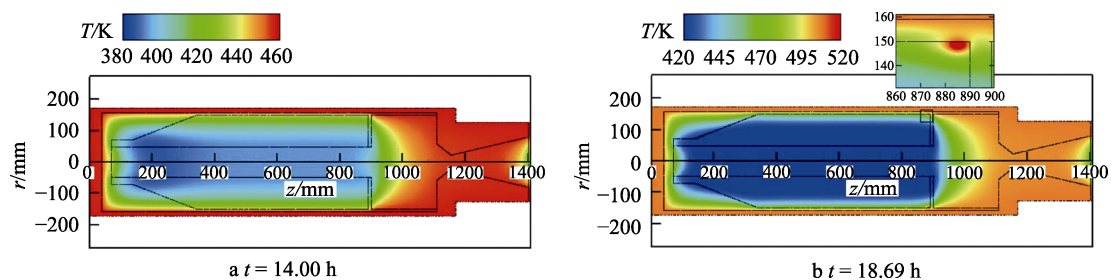
图 6 固体火箭发动机不同时刻的温度云图 ($k_s=7.2$ K/h)Fig.6 Temperature cloud distribution of the solid rocket motor at different times ($k_s=7.2$ K/h)图 7 固体火箭发动机不同时刻的温度云图 ($k_s=10.8$ K/h)Fig.7 Temperature cloud distribution of the solid rocket motor at different times ($k_s=10.8$ K/h)

表2 不同慢速升温速率下的着火特征参数
Tab.2 Ignition characteristic parameters at different slow heating rates

序号	升温速率/(K·h ⁻¹)	着火响应时间/h	着火温度/K	壳体温度/K	着火区域范围/mm
1	3.6	30.96	518.84	479.56	(868~880, 143~150)
2	7.2	22.19	518.85	496.82	(875~887, 145~150)
3	10.8	18.70	519.59	508.77	(877~890, 146~150)

10.8 K/h, 着火响应时间由 30.96 h 缩短为 18.70 h, 着火温度由 518.84 K 增大至 519.59 K, 增幅较小。着火区域范围逐渐缩小, 且可发现着火中心位置向推进剂外壁及右侧端面移动。

4 结论

1) 在圆孔装药的固体火箭发动机慢速烤燃工况 (3.6 K/h) 中, 前期推进剂温度变化受外界热传导的影响较大, 后期则由推进剂的自热反应主导。当着火位置的 AP 组分基本分解完全时, 推进剂温度也上升到着火温度附近, 推进剂迅速反应, 释放大量热量, 使得推进剂温度迅速上升, 并发生着火。

2) 在 3.6~10.8 K/h 慢速烤燃工况中, 随着升温速率的提高, 着火中心位置向推进剂与绝热层交界面移动, 且着火区域的二维截面由椭圆形变为半椭圆形。着火响应时间显著缩短, 但着火温度变化很小。3 种慢速烤燃工况对应的着火响应时间别为 30.96、22.19、18.70 h, 对应的着火温度分别为 518.84、518.85、519.59 K。

参考文献:

- [1] 阮崇智. 大型固体火箭发动机研制的关键技术[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(1): 23-28.
RUAN Chong-zhi. Critical Techniques in Development of Large-Size Solid Rocket Motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(1): 23-28.
- [2] AHMED A F, HOA S V. Thermal Insulation by Heat Resistant Polymers for Solid Rocket Motor Insulation[J]. Journal of Composite Materials, 2012, 46(13): 1549-1559.
- [3] TRACHE D, MAGGI F, PALMUCCI I, et al. Thermal Behavior and Decomposition Kinetics of Composite Solid Propellants in the Presence of Amide Burning Rate Suppressants[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2018, 132(3): 1601-1615.
- [4] SURESH BABU K V, RAJU P K, THOMAS C R, et al. Studies on Composite Solid Propellant with Tri-Modal Ammonium Perchlorate Containing an Ultrafine Fraction[J]. Defence Technology, 2017, 13(4): 239-245.
- [5] CHATURVEDI S, DAVE P N. Solid Propellants: AP/HTPB Composite Propellants[J]. Arabian Journal of Chemistry, 2019, 12(8): 2061-2068.
- [6] KOMAI I, SATO W. Reaction Mechanisms in Slow

Cook-Off Tests of GAP/AP Propellants[C]//Minutes of the IMEMTS Symposium, Bristol: Fraunhofer Institut, 2006.

- [7] BECKSTEAD M W, PUDUPPAKKAM K, THAKRE P, et al. Modeling of Combustion and Ignition of Solid-Propellant Ingredients[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2007, 33(6): 497-551.
- [8] ROCCO J A F F, LIMA J E S, FRUTUOSO A G, et al. Thermal Degradation of a Composite Solid Propellant Examined by DSC[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2004, 75(2): 551-557.
- [9] 罗运军, 刘晶如. 高能固体推进剂研究进展[J]. 含能材料, 2007, 15(4): 407-410.
LUO Yun-jun, LIU Jing-ru. Research Progress of High Energy Solid Propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2007, 15(4): 407-410.
- [10] 张国涛, 周遵宁, 张同来, 等. 固体推进剂含能催化剂研究进展[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(3): 319-323.
ZHANG Guo-tao, ZHOU Zun-ning, ZHANG Tong-lai, et al. Advances on Energetic Catalysts for Solid Propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(3): 319-323.
- [11] 裴庆, 赵凤起, 罗阳, 等. 固体推进剂燃速测试技术研究进展[J]. 火炸药学报, 2015, 38(3): 9-14, 21.
PEI Qing, ZHAO Feng-qi, LUO Yang, et al. Research Progress in the Burning Rate Measurement Technology of Solid Propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2015, 38(3): 9-14, 21.
- [12] Carlin M J. TRIAL: Ordeal of the USS Enterprise 14 January 1969[M]. West Grove: Tuscarra Press, 2015.
- [13] KABIK I, RINGBLOOM V D. Cook-Off Resistant Booster Explosive: US4394197[P]. 1983-07-19.
- [14] DORIATH G. Energetic Insensitive Propellants for Solid and Ducted Rockets[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(4): 870-882.
- [15] ERNEUX T, ARIJS J, MEÏSMANS R. Cook-Off Studies of Propellants and Explosives[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1983, 8(6): 199-202.
- [16] SUMRALL T S. Large Scale Fast Cook-Off Sensitivity Results of a Melt Castable General Purpose Insensitive High Explosive[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1999, 24(2): 61-64.
- [17] HO S Y. Thermomechanical Properties of Rocket Propellants and Correlation with Cookoff Behaviour[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 1995, 20(4): 206-214.
- [18] 吕玺, 庞维强, 李军强, 等. HTPB 钝感推进剂的子弹撞击和快速烤燃特性[J]. 火炸药学报, 2019, 42(1): 79-83.

- LÜ Xi, PANG Wei-qiang, LI Jun-qiang, et al. Bullet Impact and Fast Cookoff Characteristics of HTPE Insensitive Solid Propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2019, 42(1): 79-83.
- [19] 王洪伟, 智小琦, 郝春杰, 等. 升温速率对限定条件下烤燃弹热起爆临界温度的影响[J]. 含能材料, 2016, 24(4): 380-385.
- WANG Hong-wei, ZHI Xiao-qi, HAO Chun-jie, et al. Effect of Heating Rate on the Critical Temperature of Thermal Initiation of Cook-Off Bomb in Defined Conditions[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2016, 24(4): 380-385.
- [20] 李文凤, 余永刚, 叶锐. 装药尺寸对高氯酸铵/端羟基聚丁二烯底排药烤燃特性的影响[J]. 兵工学报, 2017, 38(8): 1532-1540.
- LI Wen-feng, YU Yong-gang, YE Rui. Effect of Charge Size on Cook-Off Characteristics of AP/HTPB Base Bleed Propellant[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(8): 1532-1540.
- [21] 李文凤, 余永刚, 叶锐, 等. 不同升温速率下 AP/HTPB 底排装置慢速烤燃的数值模拟[J]. 爆炸与冲击, 2017, 37(1): 46-52.
- LI Wen-feng, YU Yong-gang, YE Rui, et al. Simulation of Cook-Off for AP/HTPB Composition Propellant in Base Bleed Unit at Different Heating Rates[J]. Explosion and Shock Waves, 2017, 37(1): 46-52.
- [22] GUAN Yi-wen, LI Jiang, LIU Yang, et al. Deposits Evolution and Its Heat Transfer Characteristics Research in Solid Rocket Motor[J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 184: 116266.
- [23] CARO R I, BELLERBY J M. Behavior of hydroxyl-Terminated Polyether (Htpe) Composite Rocket Propellants in Slow Cook-Off[J]. International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion, 2008, 7(3): 171-185.
- [24] GILLARD P, LONGUET B. Investigation of Heat Transfer and Heterogeneous Reactions during the Slow Cook Off of a Composite Propellant[J]. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2013, 26(6): 1506-1514.
- [25] KIM K H, KIM C K, YOO J C, et al. Test-Based Thermal Decomposition Simulation of AP/HTPB and AP/HTPE Propellants[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 822-827.