

文章编号: 1006-9941(2015)10-0924-06

AP/HTPB 复合固体推进剂慢烤燃特性的数值模拟

杨后文, 余永刚, 叶锐

(南京理工大学能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要: 为了研究热载荷作用下高氯酸铵(AP)/端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂的热安全性, 针对某固体火箭发动机建立了二维烤燃简化模型。其中, AP/HTPB 推进剂的慢烤燃过程采用两步总包反应描述。理论计算结果与实验数据吻合较好。在此基础上, 分别对该发动机在升温速率为 1.8, 3.6, 7.2 K·h⁻¹ 下的慢速烤燃行为进行了数值预测。结果表明, 三种升温速率下, AP/HTPB 推进剂的最初着火位置均发生在药柱内壁纵向 1 mm 肉厚的环形区域内, 且随着升温速率的增大, 最初着火位置由中心区向药柱壳体端面移动。升温速率从 1.8 K·h⁻¹ 增加到 7.2 K·h⁻¹ 时, 着火温度从 592 K 升到 595 K, 变化不大, 但是着火延迟期却从 31.48 h 缩短到 14.87 h。

关键词: AP/HTPB 固体推进剂; 热安全性; 慢速烤燃; 数值模拟

中图分类号: TJ55; V512; O64

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.10.002

1 引言

高氯酸铵(AP)/端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂由于其燃烧的稳定性和燃烧速率的可控性, 广泛用于固体火箭发动机中。但在运输、储存、使用过程中, 由于环境温度变化或周围热源的影响, 可能引起推进剂内部温度升高, 发生失控的化学反应和能量释放, 造成严重的灾难性事故。近年, 含能材料的热安全性问题日益引起了人们的高度关注, 国内外学者针对炸药和推进剂的烤燃特性进行了广泛研究。冯晓军等^[1]利用自行研制的烤燃实验装置, 研究了 JB-B、TNT 和 R852 三种炸药尺寸对慢速烤燃响应特性的影响。Howard 等^[2]对 LX-10 炸药慢速烤燃(2 °C·h⁻¹)过程进行了数值模拟, 并在计算中考虑了炸药和壳体间空气层对烤燃过程的影响。王沛等^[3]研究了四种边界条件下固黑铝炸药(GHL)的热反应规律, 结果表明, 慢速烤燃下炸药点火时的环境温度比快速烤燃低。向梅等^[4]利用有限元程序 LS-DYNA3D 对不同升温速率下复合炸药的烤燃过程进行了数值模拟, 他们认为

升温速率较小时, 复合药柱的热安全性取决于内部高能炸药的特性。关于 AP/HTPB 推进剂的慢烤燃行为已有大量的实验研究。Ferschl 等^[5]利用超小型烤燃弹(SSCB)装置研究了 AP/HTPB 推进剂的烤燃特性与热化学性能之间的关系。他们认为推进剂烤燃响应的剧烈程度与它的高爆热性质有关, 当提高推进剂中增塑剂的含量时, AP/HTPB 推进剂的烤燃响应程度减弱。Komai 等^[6]利用差示扫描量热分析仪(DSC)测量了 AP/HTPB 推进剂在不同升温速率下的着火温度。结果表明, 着火温度随着升温速率的增大而提高。Rodrigo 等^[7]利用慢烤装置(SCO)重点研究了在 6 °C·h⁻¹ 升温速率下, AP/HTPB 推进剂的慢烤燃特性。陈中娥等^[8-9]则联合使用差示扫描-热重联用仪(DSC-TG)、扫描电镜(SEM)和慢烤试验, 研究了 AP/HTPB 推进剂的热分解特性与慢速烤燃行为的关系。结果表明, AP 低温分解形成的大量孔隙, 是导致 AP/HTPB 推进剂慢速烤燃响应剧烈的重要原因, 并在此结论基础上提出了改善 AP/HTPB 推进剂慢速烤燃响应的技术途径。廖林泉等^[10]通过真空安全性测试, 研究了 3 种 HTPB 推进剂配方在 75 °C 下的热安全性, 结果表明, AP/HTPB 推进剂的热安全性与 AP 粒度有关, 粒度越小, 发生分解反应的活性越高。赵孝彬等^[11]则采用慢速烤燃试验装置结合热电偶测温及传感器测压技术, 研究了配方组成、燃速、升温速率、约束条件、自由体积等对 HTPB 推进剂慢速烤燃特性的影响。综上所述, 目前国内外对含能材料的烤燃计算主要以炸药为主, 而针对 AP/HTPB

收稿日期: 2015-01-04; 修回日期: 2015-02-02

基金项目: 国家自然科学基金(51176076)及江苏省研究性培养创新工程项目(SJLX15_0170)

作者简介: 杨后文(1990-), 男, 硕士, 研究方向: 固体推进剂燃烧理论与燃烧技术。e-mail: njust801yhw@163.com

通信联系人: 余永刚(1963-), 男, 教授, 研究方向: 含能材料燃烧推进理论与技术。e-mail: yyg801@njust.edu.cn

复合固体推进剂慢烤燃特性的研究主要集中在实验分析上,相应的数值模拟研究还很少。

本研究针对某固体火箭发动机建立了一种二维简化烤燃模型,采用基于 Beckstead-Derr-Price (BDP) 多火焰结构^[12]的两步总包反应机理来描述 AP/HTPB 推进剂的慢烤燃过程,分别对 AP/HTPB 推进剂在升温速率为 1.8, 3.6, 7.2 K·h⁻¹ 下的慢烤燃行为进行数值模拟,得到了 AP/HTPB 推进剂最初的着火位置、着火延迟期以及着火温度。研究结果对分析相关固体推进剂的烤燃特性和热安全性具有一定的参考价值。

2 理论模型

2.1 基本假设

固体火箭发动机一般由壳体、绝热层和推进剂装药三部分组成,本研究根据某发动机尺寸建立一种二维简化烤燃模型,并采用如下简化假设:

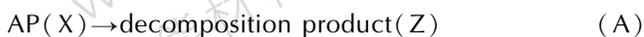
- (1) AP/HTPB 推进剂为均质、各向同性的致密材料;
- (2) 推进剂在整个模拟过程中为固态,不考虑相变影响;
- (3) 各材料的物性参数及化学动力学参数为常量,不随温度变化;
- (4) 推进剂的自热反应遵循与压力相关的一阶、二阶 Arrhenius 定律。

2.2 基本方程

当发动机四周壁面受到热作用时,温度逐渐升高,热量向系统内部传递,使推进剂温度不断升高,最终发生着火。整个过程中,系统内部热传递、热交换和热分解过程可用如下方程^[13]描述:

$$\rho_i c_i \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda_i \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right) + q_i \quad (1)$$

式中, $i=1, 2, 3$, 分别表示壳体、绝热层和固体推进剂。 ρ_i 、 c_i 、 λ_i 、 q_i 分别为对应材料的密度, kg·m⁻³; 比热容, J·kg⁻¹·K⁻¹; 导热率, W·m⁻¹·K⁻¹ 和内热源, $q_1 = q_2 = 0$, q_3 为固体推进剂自热反应放热率。针对 AP/HTPB 推进剂的烤燃特性,将文献[14-16]中提出的两步总包反应引入到烤燃理论分析中,包括 AP 分解吸热反应和粘合剂与 AP 分解产物的最终放热反应:



式中,反应(A)和(B)的化学反应速率 R_1 和 R_2 分别为

$$R_1 = A_1 \exp(-E_1/RT) \rho_x \rho^{1.744} \quad (2)$$

$$R_2 = A_2 \exp(-E_2/RT) \rho_x \rho_y \rho_z^{1.75} \quad (3)$$

式中, A_1 、 A_2 为指前因子, s⁻¹; E_1 、 E_2 为反应活化能, kJ·mol⁻¹; R 为通用气体常数, J·mol⁻¹·K⁻¹; ρ_x 、 ρ_y 、 ρ_z 分别为 AP、HTPB 和 AP 分解产物 Z 的密度, kg·m⁻³; p 为压力, Pa, 按照理想状态方程 $pV = nRT$ 计算。根据以上两步反应, AP/HTPB 推进剂自热反应的能量方程和组分方程^[17]如下:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T}{\partial r} + \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right) + R_1 Q_1 + R_2 Q_2 \quad (4)$$

$$\rho \frac{Dm_1}{Dt} = -R_1 \quad (5)$$

$$\rho \frac{Dm_2}{Dt} = -R_2 \quad (6)$$

$$\rho \frac{Dm_3}{Dt} = R_1 - \beta R_2 \quad (7)$$

式中, ρ 为 AP/HTPB 推进剂的密度, kg·m⁻³; Q_1 和 Q_2 分别为反应(A)和反应(B)的反应热, kJ·kg⁻¹; m_1 、 m_2 分别为 AP 和 HTPB 的质量分数, m_3 为 AP 分解产物的质量分数, $m_1 = \rho_x/\rho$, $m_2 = \rho_y/\rho$, $m_3 = \rho_z/\rho$; β 为 AP 和 HTPB 的质量当量比 ($\beta = 88/12$)。

2.3 边界条件与初始条件

四周壁面为温度边界条件:

$$t > 0, T_s = T_0 + kt \quad (8)$$

式中, t 为时间, s; T_s 为壁面温度, K; T_0 为初始壁温, K; k 为升温速率, K·s⁻¹。

壳体、绝热层、推进剂等任意两种材料的交界面满足温度连续性和热流连续性条件:

$$T_a = T_b \quad (9)$$

$$\lambda_a \nabla T_a = \lambda_b \nabla T_b \quad (10)$$

式中, T_a 、 T_b 与 λ_a 、 λ_b 分别为相接触两种材料的温度与导热系数。

初始条件为:

$$T_0 = 300 \text{ K}, m_1 = 0.88, m_2 = 0.12, m_3 = 0 \quad (11)$$

3 计算结果与分析

3.1 计算方法及基本参数

采用基于有限体积法的计算流体力学软件 FLUENT^[18] 对固体发动机的慢烤燃模型进行数值模拟。AP/HTPB 推进剂的自热反应和边界条件通过用户自定义标量 (UDS) 和自定义函数 (UDF) 加载到 FLUENT 中进行计算。采用 PISO 算法^[18], 即压力的隐式算子分割算法。密度、能量和组分方程的离散采用二阶迎风格式。计算所需的物性参数与动力学参数^[17, 19-20] 见表 1 和表 2。

表 1 材料的物性参数

Table 1 Physical property parameters of materials

material	ρ /kg · m ⁻³	c_p /J · kg ⁻¹ · K ⁻¹	λ /W · m ⁻¹ · K ⁻¹
shell	7850	462	42
heat-insulating layer	1450	840	0.168
epoxy resin board	1800	1200	0.15
AP/HTPB propellant	1826	1255	0.389

Note: ρ is density, c_p is specific heat capacity, λ is thermal conductivity.

表 2 AP/HTPB 化学动力学参数

Table 2 Chemical reaction kinetic parameters of AP/HTPB

reaction step	A/s^{-1}	$E/kJ \cdot mol^{-1}$	$Q/kJ \cdot kg^{-1}$
first-step	800	137.18	-297
second-step	1100	178.75	9643.2

Note: A is pre-exponential constant, E is activation energy, Q is reaction heat.

3.2 计算结果与实验数据的对比

为了验证本文所建模型的正确性,根据文献[6]中对 AP/HTPB 推进剂的热烤装置进行建模,得出不同升温速率 k 下的着火温度 T_c ,并与实验数据[6]相比较,如图 1 所示。由图 1 可知,数值模拟结果与实验测量结果基本吻合,证明本研究采用的两步反应机理模型能够较好地反映烤燃过程特性。

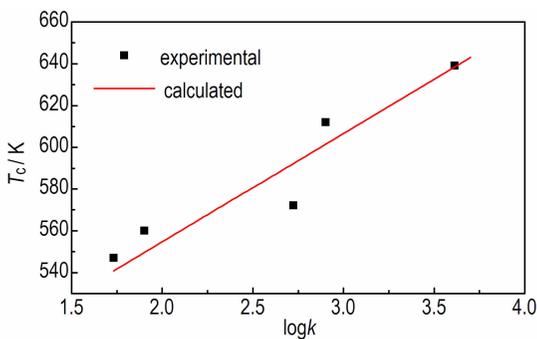
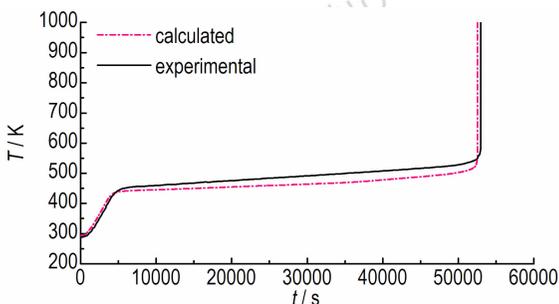
图 1 $\log k$ 与 T_c 的关系Fig. 1 The relation of $\log k$ and T_c 

图 2 AP/HTPB 推进剂内部的温度时程曲线

Fig. 2 History curves of internal temperature of AP/HTPB propellant

另外,本研究还针对文献[7,17]中的慢烤试验装置建立模型,模拟在升温速率为 $6 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 下 AP/HTPB 推进剂的慢烤燃过程,计算推进剂内部温度随时间的变化,将计算结果与实验结果[7,17]进行对比,如图 2 所示。数值计算得到的着火温度为 520K,着火延迟期为 52426 s,而实验测量得到的着火温度为 532 K,着火延迟期为 54420 s,着火温度与着火延迟期的计算误差分别为 2.26% 和 3.66%。由此可见,本研究所采用的模型是合理可行的,可用于发动机慢烤燃特性的数值预测。

3.3 固体火箭发动机慢烤燃特性的数值预测

图 3 为某模拟发动机[21]结构简图,外径 $\Phi_1 = 60 \text{ mm}$,壳体厚度 $\delta_1 = 2 \text{ mm}$,推进剂装药外径 $\Phi_2 = 54 \text{ mm}$,内径 $\Phi_3 = 8 \text{ mm}$,长 450 mm,壳体与推进剂之间有 1 mm 厚绝热层,发动机内密封气体假设为空气。不考虑喷管部分对计算的影响,由于药柱中心的空气腔直径很小,仅考虑导热效应。燃烧室出口用 5 mm 厚的环氧树脂板密封。四周壁面为温度边界条件,初始温度为 300 K。计算时,首先以 $0.05 \text{ K} \cdot \text{s}^{-1}$ 的升温速率将壁面温度升至 450 K,然后保持该温度一段时间,再分别以 $1.8, 3.6, 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 的升温速率加热壁面,直至发生着火反应。

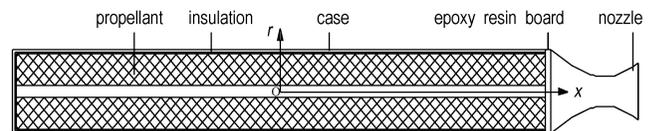


图 3 固体火箭发动机结构简图

Fig. 3 Schematic drawing of solid rocket motor

图 4 为升温速率为 $1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 条件下,发动机横向截面在不同时刻的温度分布云图。可见,在外界热源作用下,由于壳体的导热系数与绝热层和推进剂的导热系数相差较大,壁面温度向内部传导缓慢,4500 s 时,壳体温度高于 AP/HTPB 推进剂内部温度,系统最大温差接近 40 K。56620 s 时,由于升温速率较慢,外壁热量有足够的时间传向内部,系统整体温差减小。随着 AP/HTPB 推进剂温度的升高,推进剂缓慢的自热反应速率逐渐增加,产生的热量来不及向周围释放,使得内部药柱温度升高较快。102210 s 时,AP/HTPB 推进剂内部温度已经高于壳体温度。113335 s 时,推进剂内壁面中心区域附近温度最高,即达到着火温度,最初着火位置发生在药柱内壁纵向 1 mm 肉厚的环形区域内。

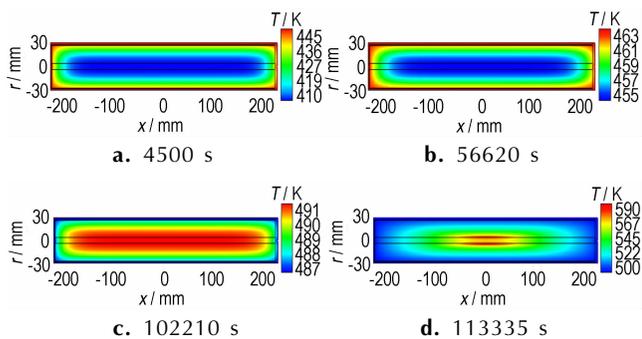


图4 升温速率为 $1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时发动机横向截面的温度分布云图
 Fig.4 Temperature distribution on transverse section of motor at a heating rate of $1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$

图5为升温速率 $3.6 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 条件下,发动机横向截面的温度分布云图。该升温速率下,系统温度分布情况与升温速率为 $1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时相似,只是最初着火位置与着火延迟期有所差别。5400 ~ 45800 s,由于加热速率较慢,系统温差逐渐减小。69130 s时,药柱内部由于缓慢的自热反应,温度已经高于壳体温度。73106 s时,AP/HTPB 推进剂高温区域集中在药柱内壁纵向1 mm 肉厚的环形区域内,该区域距离药柱内壁面中心100 mm 附近,这一区域即为该升温速率下的最初着火位置。

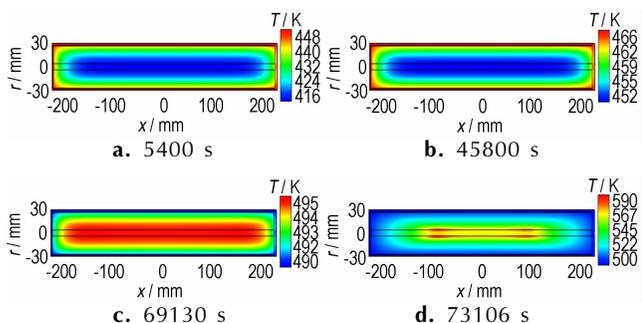


图5 升温速率为 $3.6 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时发动机横向截面的温度分布云图
 Fig.5 Temperature distribution on transverse section of motor at a heating rate of $3.6 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$

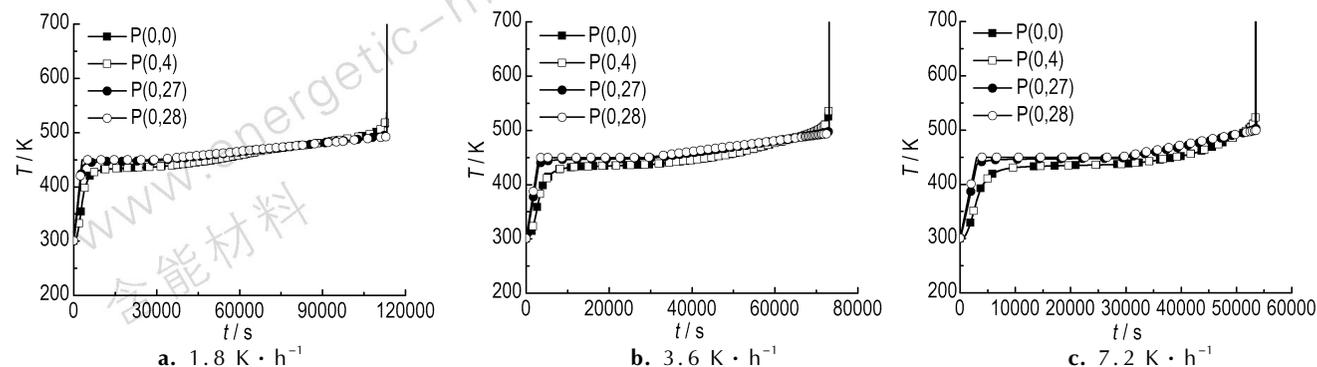


图7 不同升温速率下各特征点温度随时间的变化关系

Fig.7 Curves of change in temperature with time for various feature points with different heating rates

图6是升温速率为 $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时,不同时刻发动机横向截面的温度分布云图。5000 s 时,外壁温度高于药柱内部温度。随着传热的进行,47000 s 时,推进剂内部温度与壳体之间温差缩小。由于壳体、绝热层和环氧树脂板之间物性的差别以及较大的长径比,52860 s 时,AP/HTPB 推进剂在距离药柱内壁中心200 mm 附近已经发生了缓慢的自热反应,温度逐渐高于周围温度。53547 s 时,最高温度区域首先出现在偏向于左端壳体一侧的药柱内壁面上,纵向肉厚约为1 mm,横向距离药柱内壁中心180 mm 附近,这一区域即为 $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 升温速率下的最初着火位置。

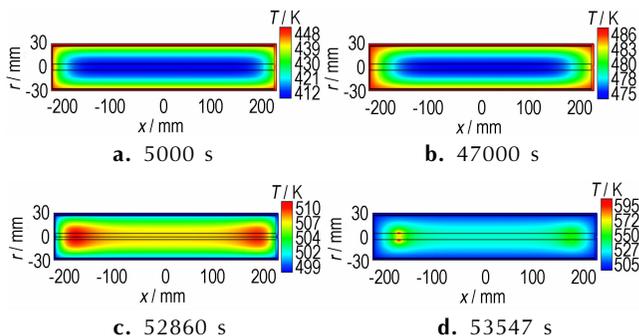


图6 升温速率为 $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时发动机横向截面的温度分布云图
 Fig.6 Temperature distribution on transverse section of motor at a heating rate of $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$

图7给出了不同升温速率下,空气腔中心(0,0)、药柱中心(0,4)、药柱外表面(0,27)、绝热层外表面(0,28)四个特征点的温度历程曲线。由图7可知,起初壁面升温速率相对较快,由于壳体的导热系数与绝热层和推进剂的导热系数相差较大,壁面温度向内部传导缓慢,因而,壳体与绝热层和推进剂交界面存在较大的温度梯度。在缓慢升温速率下,推进剂内部温度与壁面温度差距减小,随着壁面温度的缓慢升高,AP/HTPB推进剂内部开始发生缓慢的自热反应,导致

推进剂内部温度逐渐高于壁面温度,最终在内部发生着火。当升温速率分别为 $1.8, 3.6, 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时, AP/HTPB 推进剂的着火延迟期分别为 113335 s (31.48 h), 73106 s (20.31 h), 53547 s (14.87 h), 相应的着火温度分别为 592, 594, 595 K。可见,在 $1.8 \sim 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 范围内,升温速率对点火温度影响较小,但着火延迟期随着升温速率的增大而大幅缩短。

4 结 论

根据 AP/HTPB 推进剂在 3 种升温速率下慢烤燃过程的数值模拟结果,可得出以下结论:

(1) 根据文献[6]和文献[7,17]中 AP/HTPB 推进剂的烤燃实验装置建立模型,分别对相应边界条件下 AP/HTPB 推进剂的烤燃过程进行数值模拟,计算结果与实验数据吻合较好,证明了所建的慢烤燃模型是合理可行的。

(2) 在 $1.8, 3.6, 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 三种升温速率下, AP/HTPB 推进剂的最初着火位置均发生在药柱内壁纵向 1 mm 肉厚的环形区域内。当加热速率较小时 ($1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$), AP/HTPB 推进剂最初的着火位置为药柱内壁中心处附近。随着升温速率的增大,最初着火位置由中心区向药柱壳体端面移动。

(3) 当升温速率分别为 $1.8, 3.6, 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 时, AP/HTPB 推进剂的着火延迟期分别为 31.48, 20.31, 14.87 h, 相应的着火温度分别为 592, 594, 595 K。可见,在 $1.8 \sim 7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ 范围内,升温速率对着火温度影响较小,但着火延迟期随着升温速率的增大而大幅缩短。

参考文献:

- [1] 冯晓军, 王晓峰, 韩助龙. 炸药装药尺寸对慢速烤燃响应的研究[J]. 爆炸与冲击, 2005, 25(3): 285-288.
FENG Xiao-jun, WANG Xiao-feng, HAN Zhu-long. The study of charging size influence on the response of explosives in slow cook-off test[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2005, 25(3): 285-288.
- [2] Howard W M, McClelland M A, Nichols A L. ALE3D simulations of gap closure and surface ignition for cookoff Modeling[C] //13th International Detonation Symposium, Norfolk, VA, United States, 2006.
- [3] 王沛, 陈朗, 冯长根. 不同升温速率下炸药烤燃模拟计算分析[J]. 含能材料, 2009, 17(1): 46-49, 54.
WANG Pei, CHEN Lang, FENG Chang-gen. Numerical simulation of cook-off for explosive at different heating rates[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2009, 17(1): 46-49, 54.
- [4] 向梅, 黄毅民, 饶国宁, 等. 不同升温速率下复合药柱烤燃实验与数值模拟研究[J]. 爆炸与冲击, 2013, 33(4): 394-400.
XIANG Mei, HUANG Yi-min, RAO Guo-ning, et al. Cook-off test and numerical simulation for composite charge at different heating rates[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2013, 33(4): 394-400.
- [5] Ho S Y, Ferschl T, Foureur J. Correlation of cook-off behavior of rocket propellants with thermo-mechanical and thermochemical properties[R], ADA274983, 1993.
- [6] Komai I, Sato W. Reaction mechanism in slow cook-off Test of GAP-AP propellants [C] // Insensitive Munitions and Energetic Materials Symposium (IMEMTS), Bristol, UK, 24-28 April, 2006.
- [7] Rodrigo I. Caro, John M. Bellerby. 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.
- [8] 陈中娥, 唐承志, 赵孝彬. HTPB/AP 推进剂的慢速烤燃特征[J]. 含能材料, 2006, 14(2): 155-157.
CHEN Zhong-e, TANG Cheng-zhi, ZHAO Xiao-bin. Characteristics of HTPB/AP propellants in slow cook-off[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2006, 14(2): 155-157.
- [9] 陈中娥, 唐承志, 赵孝彬. 固体推进剂的慢速烤燃行为与热分解特性的关系研究[J]. 含能材料, 2005, 13(6): 393-396.
CHEN Zhong-e, TANG Cheng-zhi, ZHAO Xiao-bin. Relationship between slow cook-off behaviour and thermal decomposition characteristics of solid propellant[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2005, 13(6): 393-396.
- [10] 廖林泉, 胥会祥, 李勇宏, 等. HTPB 推进剂危险性实验研究[J]. 火炸药学报, 2010, 33(4): 28-31.
LIAO Lin-quan, XU Hui-xiang, LI Yong-hong, et al. Experimental study on hazard of HTPB propellants[J]. *Chinese Journal of Explosives and Propellants*, 2010, 33(4): 28-31.
- [11] 赵孝彬, 李军, 程立国, 等. 固体推进剂慢速烤燃特性的影响因素研究[J]. 含能材料, 2011, 19(6): 669-672.
ZHAO Xiao-bin, LI Jun, CHENG Li-guo, et al. Influence factors of slow cook-off characteristic for solid propellant[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2011, 19(6): 669-672.
- [12] 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.
- [13] 陈广南, 张为华. 固体火箭发动机撞击与热安全性分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 189-191.
CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua. Safety analyses for solid rocket motors under insults of impact and heat [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2008: 189-191.
- [14] ZHOU X U, Jackson T L, Buckmaster J. Oscillations in propellant flames with edges[J]. *Combustion and Flame*, 2003, 133(1-2): 157-168.
- [15] Hegab A, Jackson T L, Buckmaster J, et al. Nonsteady burning of periodic sandwich propellants with complete coupling between the solid and gas phases [J]. *Combustion and Flame*, 2001, 125(1): 1055-1070.
- [16] Wang X, Jackson T L, Massa L. Numerical simulation of heterogeneous propellant combustion by a level set method[J]. *Combustion Theory and Modelling*, 2004, 8(2): 227-254.
- [17] Ki-hong Kim, Chang-kee Kim, Ji-chang Yoo. Test-based thermal decomposition simulation of AP/HTPB and AP/HTPE propellants [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(4): 822-827.
- [18] 江帆, 黄鹏. Fluent 高级应用与实例分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008: 42-45.
JIANG Fan, HUANG Peng. Fluent advanced application and example analysis [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 42-45.
- [19] Gwak M, Jung T, Yoh J J. Friction-induced ignition modeling of energetic materials[J]. *Journal of Mechanical Science and Tech-*

- nology, 2009, 23(7): 1779-1787.
- [20] 原渭兰, 潘浪. 一种舰载导弹固体火箭发动机烤燃过程的数值计算方法[J]. 舰船科学技术, 2009, 31(7): 129-132.
YUAN Wei-lan, PAN Lang. An numerical calculation method on cook-off of solid rocket motor of ship-based missiles[J]. *Ship Science and Technology*, 2009, 31(7): 129-132
- [21] 武晓松, 陈军, 王栋, 等. 固体火箭发动机工作过程数值仿真[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006: 93-97.
WU Xiao-song, CHEN Jun, WANG Dong, et al. Numerical simulations of working progress of solid rocket engine[M]. Beijing: Higher Education Press, 2006: 93-97.

Numerical Simulation of Slow Cook-off Characteristic for AP/HTPB Composite Solid Propellant

YANG Hou-wen, YU Yong-gang, YE Rui

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

Abstract: To research the thermal safety problem of AP/HTPB composite solid propellant under the action of thermal loading, a two-dimensional simplified model about cook-off of solid rocket motor was established. Among them, the process of slow cook-off for AP/HTPB propellant was described by using two-step global reactions. The theoretical calculation results were in good agreement with the experimental data. On this basis, the numerical predictions of slow cook-off behavior for the motor were conducted at heating rates of $1.8, 3.6 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ and $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$, respectively. Results show that with different of heating rates, the initial ignition locations of AP/HTPB propellant are occurred in the annular region on the inner wall of the propellant at the longitudinal distance of about 1 mm, and the initial ignition location moves from the central to the grain shell end surface with the increase of heating rate. When the heating rate increases from $1.8 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$ to $7.2 \text{ K} \cdot \text{h}^{-1}$, the ignition temperature increases from 592 K to 595 K, revealing a little temperature change, but the ignition delay time shortens from 31.48 h to 14.87 h.

Key words: AP/HTPB solid propellant; thermal safety; slow cook-off; numerical simulation

CLC number: TJ55; V512; O64

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.10.002



《含能材料》“观点”征稿

为了丰富学术交流形式,及时传递含能材料领域同行们的学术观点和思想,《含能材料》开设了“观点”栏目。“观点”栏目的来稿应观点鲜明、内容新颖、形式上短小精悍。欢迎含能材料各领域的专家积极来稿。来稿时请附个人简介及主要研究工作介绍。

《含能材料》编辑部