

文章编号:1006-9941(2019)09-0735-08

HTPE 推进剂烤燃试验尺寸效应及数值模拟

宋柳芳^{1,2},李尚文²,王拯²,武卓^{1,2},李洪旭^{1,2}

(1. 航天化学动力技术重点实验室, 湖北 襄阳 441003; 2. 湖北航天化学技术研究所, 湖北 襄阳 441003)

摘要: 以端羟基聚醚(HTPE)推进剂为研究对象,对不同尺寸的试验件开展了慢速烤燃和快速烤燃试验。利用 Fluent 软件对上述慢烤和快烤试验进行了模拟,分析了试验件响应时内部温度的分布情况。结果表明,各试验件慢烤试验响应温度无显著差异,但响应剧烈程度明显不同。小、中、大型试验件的响应温度分别为 134.9、136.4、140.1 °C,响应等级分别为燃烧、爆炸和爆轰。快烤试验均呈现出较为温和的响应结果,小、中、大型试验件的响应等级分别为燃烧、燃烧和爆燃。数值模拟表明,三种尺寸试验件慢烤试验的着火点位置略有差异,小型试验件着火点位于药柱中心点处,中型和大型试验件着火点分别位于其内孔壁喇叭孔上方和翼形孔上方。小型和中型试验件快烤试验的着火点位于其药柱和端盖夹角的环形区域,而大型试验件快烤试验在其壳体中段多处同时发生点火。固体发动机烤燃特性的试验研究中,对小型模拟试验件的合理化设计必须充分考虑药柱结构及尺寸大小对传热机制的影响。

关键词: 端羟基聚醚(HTPE)推进剂;烤燃试验;尺寸效应;数值模拟

中图分类号: TJ55; V512; O64

文献标志码: A

DOI:10.11943/CJEM2019003

1 引言

固体火箭发动机广泛应用于火箭弹、导弹武器系统以及航天发射等军用民用领域。在其贮存、维护及使用过程中可能受到热刺激,发生不可控的化学反应和能量释放,导致其燃烧或爆炸,丧失功能并造成严重的生命财产损失。

烤燃试验是研究和评估含能材料热安全性的一种常用方法。目前常用的烤燃试验方法包括一维热爆炸(ODTX)试验^[1]、小型烤燃弹(SCB)试验^[2]以及 Sandia 实验室的新型烤燃装置(SITI)试验^[3]等。Butcher 等^[4]研究了试件约束条件及燃速对高氯酸铵(AP)/端羟基聚丁二烯(HTPB)推进剂慢速烤燃响应特性的影响,结果表明,试验响应温度与约束条件和燃速无关,而更强的约束条件及更高的燃速导致了更为剧烈的响应结果。陈中俄等^[5]结合热重分析试验与烤燃试验,对比

分析了 HTPB 与硝酸酯增塑的聚醚(NEPE)推进剂热分解特性与慢烤响应特性的关系,结果表明,AP 热分解过程形成的大量孔洞对推进剂的慢烤响应特性有显著影响。Caro 等^[6]对使用端羟基聚醚(HTPE)和 HTPB 粘合剂的 AP 复合推进剂进行了慢烤试验,研究了粘合剂对慢烤响应特性的影响,结果表明,慢烤过程中 HTPB 推进剂变硬变脆,而 HTPE 推进剂变软,并在更低温度开始分解,响应结果更为温和。陈朗等^[7]建立了炸药的多点测温烤燃试验方法,精确定位了内部测温点的位置,监测了 PBXC10 炸药在不同升温速率下不同位置的烤燃温度-时间变化曲线。赵孝彬等^[8]利用热电偶测温及传感器测压技术针对 HTPE 及聚叠氮缩水甘油醚(GAP)推进剂开展了一系列慢烤试验,研究了配方组成、燃速、约束强度、自由体积及升温速率等因素对固体推进剂慢烤响应特性的影响。Hedman 等^[9]研究了 AP 复合推进剂烤燃试验点火前的热分解特性,测定了试验升温速率下的点火温度,结果表明,试验响应时间与推进剂配方、试样尺寸、热扩散率及加热速率有关。杨后文等^[10]通过数值模拟的方法,采用 HTPB/AP 复合固体推进剂的两步总包反应机理对某固体火箭发动机的慢烤特性进行了研究。杨筱等^[11]以 HTPE 推进剂为研究对象,通过数值模拟,研究了推进剂装药尺寸及结

收稿日期: 2018-12-26; 修回日期: 2019-03-06

网络出版日期: 2019-05-29

作者简介: 宋柳芳(1993-),女,硕士研究生,主要从事低易损性固体推进剂研究。e-mail: songliufang@126.com

通信联系人: 李洪旭(1973-),男,研究员,主要从事固体推进剂技术研究。e-mail: lihongxuxiangfan@163.com

引用本文: 宋柳芳,李尚文,王拯,等. HTPE 推进剂烤燃试验尺寸效应及数值模拟[J]. 含能材料,2019,27(9):735-742.

SONG Liu-fang, LI Shang-wen, WANG Zheng, et al. Size Effect and Numerical Simulation of Cook-off Tests for HTPE Propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials(Hanneng Cailiao), 2019, 27(9):735-742.

构对其烤燃特性的影响,结果表明,烤燃响应时间和温度受装药尺寸及结构影响较大。

目前针对固体推进剂热安全性烤燃试验的研究主要利用小尺寸试验弹开展,而对于大尺寸发动机烤燃试验的研究鲜有报道。然而,各种小型烤燃弹均在不同程度上对发动机的结构进行了简化,试验所得响应结果难以全面、准确地反映固体发动机的热安全特性。

为此,考虑到数值模拟可以分析试验无法观测到的反应细节,减少试验数量,缩短研制周期,降低成本,本研究以HTPE推进剂为研究对象,对不同尺寸的试验件分别进行了慢速和快速烤燃试验,并通过数值模拟研究了烤燃试验的尺寸效应,以为固体发动机的热安全性评估及其结构的低易损性优化设计奠定基础。

2 实验部分

2.1 材料参数测定

材料密度采用德国赛托里斯公司的LA230S型密度天平,根据航天行业标准QJ 917A-1997《复合固体推进剂及衬层、绝热材料的密度测定方法》进行测试。

推进剂反应热采用长沙瑞方能源科技有限公司的RF-C7000(TJ)Z型真空弹精密调温型自动量热计进行测试。

材料不同温度下的比热容及热导率采用德国耐驰公司的LFA447型激光热扩散系数测试仪进行测试。推进剂测试温度分别为25, 50, 75, 100 °C;绝热层测试温度分别为25, 50, 75, 100, 125 °C。

推进剂热反应动力学参数采用德国耐驰公司的STA449 43型差示扫描-热重联用仪(DSC-TG)进行测试,试样约2 mg,氮气氛围,温度40~500 °C,升温速率分别为2, 5, 10, 20 °C·min⁻¹。

2.2 烤燃试验

2.2.1 烤燃试验件准备

小型试验件参考简单易行的SCB试验小型烤燃弹结构进行设计,用于推进剂配方低易损性的表征及参数的测定,其药柱直径100 mm,长200 mm,外部为钢壳体,如图1a所示。为初步探索固体发动机的烤燃特性,扩大试验件尺寸,模拟典型的固体发动机结构对中型试验件进行设计,内孔简化设计为喇叭孔,含绝热层,如图1b所示(中型试验件),药柱直径160 mm,长400 mm,内孔上端直径50 mm,底端直径110 mm。大型试验件尾端设计为典型的翼柱药形结构,药柱直

径160 mm,长1600 mm,内孔直径50 mm,三维视图如图1c所示。为探究烤燃过程中试验件内部的温度变化情况,并为数值模拟计算提供依据,浇注时在小型和中型试验件药柱内预先设置测温点。小型试验件测温点A、B分别位于药柱中心(深度100 mm)及1/2半径处(深度50 mm),中型试验件测温点C、D分别位于中心孔(深度200 mm)及1/2药柱肉厚处(深度100 mm)。

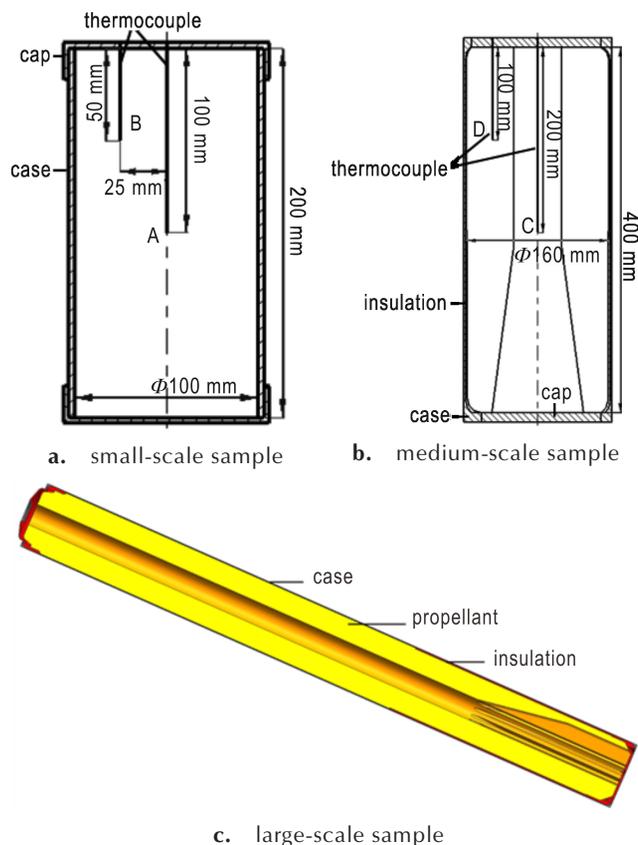


图1 试验件结构示意图

Fig.1 Schematic drawing of samples

2.3.2 慢速烤燃试验

慢速烤燃试验参照航天行业标准QJ20152-2012《固体推进剂慢速烤燃试验方法》^[12]开展,在试验件四周距中心1 m处布置四块1 m×1 m×3 mm的见证板,试验现场布置示意图如图2所示。设置加热器加热程序以1 °C·min⁻¹的升温速率快速升温至一定温度,然后以3.3 °C·h⁻¹的速率线性升温至试验件发生响应,利用热电偶监测试验件壳体实时温度。

2.3.3 快速烤燃试验

快速烤燃试验参照航天行业标准QJ 20153-2012《固体推进剂快速烤燃试验方法》^[13]开展,如图3所示。在距试验件表面20~30 mm处设置温度传感器,并将见证板布置于距试验件中心半径1 m的圆周上。

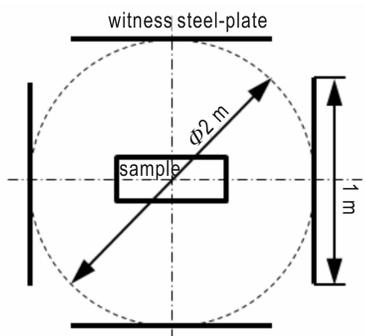


图2 慢速烤燃试验现场布置示意图

Fig. 2 Schematic drawing of experimental setup for slow cook-off test

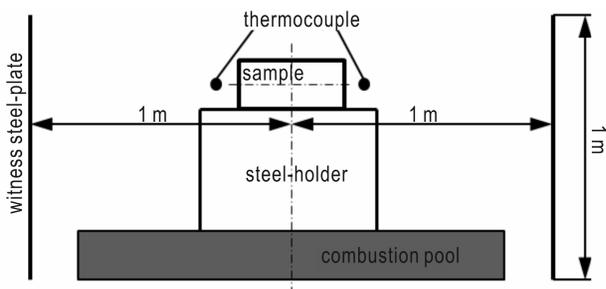


图3 快速烤燃试验现场布置示意图

Fig. 3 Schematic drawing of experimental setup for fast cook-off test

3 数值模拟

3.1 计算模型

根据试验件结构建立三维计算物理模型,为提高计算速度,考虑试样的对称性,小型和中型试验件建立1/4模型,大型试验件建立1/9模型。为简化计算,对烤燃模型做以下基本假设:(1)推进剂为均相固体,不发生相变;(2)试验件内密封气体为理想气体;(3)推进剂化学反应为零级放热反应,且遵循Arrhenius方程^[14]。

根据以上假设,在直角坐标系中,推进剂烤燃过程中热反应的质量、动量、能量运输方程用通用表达式表达^[15]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho c T) = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + S \quad (1)$$

式中, ρ 为推进剂密度, $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$; c 为比热容, $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$; T 为温度, K ; t 为时间, s ; λ 为热导率, $\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$; S 为推进剂自热反应源项,可用Arrhenius方程表示:

$$S = \rho Q A \exp \left(- \frac{E_a}{RT} \right) \quad (2)$$

式中, Q 为反应热, $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$; A 为指前因子, s^{-1} ; E_a 为活化能, $\text{J}\cdot\text{mol}^{-1}$; R 为通用气体常数, $8.314 \text{ J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ 。

有孔试验件内的空气区域受到温差、密度差以及重力作用而存在自然对流传热,对流传热单位面积换热率可用牛顿冷却定律^[16]表示:

$$q = h(T_f - T_w) \quad (3)$$

式中, q 为对流传热单位面积换热率 $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$; h 为对流传热系数, $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$; $(T_f - T_w)$ 为固体壁面与流体之间的温差, K 。

3.2 计算方法及相关参数

利用Fluent^[16]软件数值模拟HTPE推进剂烤燃试验,推进剂热反应源项 S 及加热边界条件通过C语言编写为用户自定义函数(UDF)加载到软件中进行计算。计算中设置壳体外表面积为加热边界,加载实际试验中测得的壳体的温度-时间曲线。不同材料间的接触面满足温度连续性和热流连续性条件,设置为耦合边界。

试验件钢壳体及空气的各项物理参数由Fluent软件数据库提供,如表1所示。推进剂及绝热层各项物理化学参数通过实验测得。推进剂热反应动力学参数由不同升温速率下的DSC曲线峰温计算而得,并通过与小型试验件烤燃试验的测温曲线对比以修正^[9]。

表1 钢壳体及空气物理参数

Table 1 Physical parameters of the steel and air

material	$\rho / \text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	$c / \text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$	$\lambda / \text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
air	-	1006.3	0.0242
steel	8030	502.48	16.27

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

4 试验结果与分析

4.1 材料物理化学参数

测试得绝热层密度为 $1042 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$,推进剂密度为 $1734 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$,装药密度均匀一致。推进剂分解热为 $6507.9 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}$ 。

不同温度下推进剂与绝热层比热容及热导率测试结果如表2所示,每个温度下测试三次取其平均值。由表2可见,推进剂与绝热层热导率随温度变化很小,故取其平均值分别为 $0.351, 0.238 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$ 。而比热容则均呈现出随温度升高而增大的趋势,采用比热容对温度进行线性拟合,其线性相关系数平方 R^2 大于 0.90000 ,因此,推进剂与绝热层比热容随温度的变化规律可分别表示为:

$$c_p = 584.55 + 1.380T, R^2 = 0.96276 \quad (4)$$

$$c_i = 930.07 + 3.928T, R^2 = 0.98709 \quad (5)$$

式中, c_p 为推进剂比热容, $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$; c_i 为绝热层比热

表2 不同温度下材料物理参数测试数据

Table 2 Physical parameters of propellants and insulating materials at different temperatures

materials	T / °C	c / J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹				λ / W·m ⁻¹ ·K ⁻¹			
		1	2	3	average	1	2	3	average
propellant	25	978	1032	986	999	0.347	0.357	0.352	0.352
	50	1017	1039	1011	1022	0.348	0.348	0.348	0.348
	75	1055	1094	1069	1073	0.347	0.353	0.358	0.353
	100	1076	1086	1128	1097	0.343	0.339	0.366	0.349
insulation	25	1854	1895	1895	1881	0.234	0.237	0.238	0.236
	50	1999	2017	2019	2012	0.240	0.238	0.240	0.239
	75	2104	2054	2188	2115	0.240	0.231	0.249	0.24
	100	2196	2190	2225	2204	0.235	0.236	0.241	0.237
	125	2274	2227	2328	2276	0.239	0.232	0.243	0.238

Note: c is specific heat capacity. λ is thermal conductivity.

容, J·kg⁻¹·K⁻¹; T为温度, K。

不同升温速率下推进剂的DSC曲线如图4所示, 通过Kissinger法^[17]计算推进剂热分解参数:

$$\ln \frac{\beta}{T_{\max}^2} = \ln \frac{AR}{E_a} - \frac{E_a}{RT_{\max}} \quad (6)$$

式中, β为升温速率, K·min⁻¹; T_{max}为最大热分解温度, K; R为通用气体常数, 8.314 J·mol⁻¹·K⁻¹; A为指前因子, s⁻¹; E_a为表观活化能, J·mol⁻¹。

采用ln(β/T_{max}²)对1/T_{max}进行线性拟合, 结果如表3所示。从表3可以看出, R²值大于0.90000, 表明Kissinger法适用于对HTPE推进剂进行热分解动力学分析。

表3 Kissinger法计算HTPE推进剂热分解动力学参数

Table 3 Thermal decomposition kinetic parameters of HTPE propellant calculated by Kissinger method

β / K·min ⁻¹	T _{max} / K	fitting curve	E _a / J·mol ⁻¹	A / s ⁻¹	R ²
2	530.96				
5	555.65				
10	569.06	y = -12747.67x + 12.07	105984.09	2.23×10 ⁹	0.9810
20	583.76				

Note: β is the heating rate. T_{max} is maximum thermal decomposition temperature. E_a is apparent activation energy. A is pre-exponential factor. R² is linearly correlation coefficient.

4.2 慢速烤燃试验

各试验件慢烤试验壳体的温度-时间曲线如图5所示, 从图5可知, 小型试验件响应温度134.9 °C, 中型试验件响应温度136.4 °C, 而大型试验件响应温度为140.1 °C。随尺寸的增大, 慢烤响应温度略微升高, 但由于三种试验件的药柱肉厚相近, 响应温度相差较小。小型试验件慢烤试验响应后壳体及现场照片如图6所示, 由图6可见, 试样两端盖冲开, 壳体完整, 见证板未移动, 试验响应温和, 响应等级判定为燃烧。中

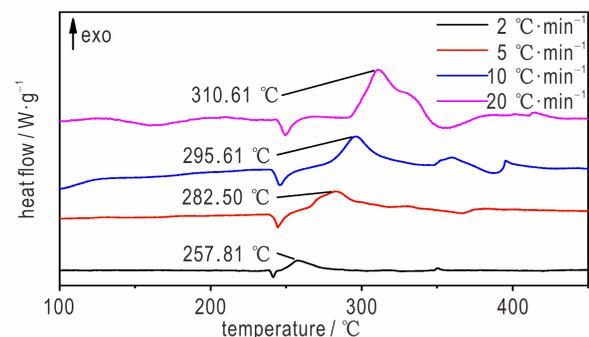


图4 HTPE推进剂不同升温速率下的DSC曲线

Fig.4 DSC curves of HTPE propellant at different heating rates

型试验件慢烤试验响应后见证板及壳体照片如图7所示, 由图7可知, 试验件壳体撕裂, 端盖处断开, 两块见证板被壳体击中撕裂, 弯曲变形, 响应等级判定为爆炸。大型试验件慢烤试验响应后壳体碎片及见证板照片如图8所示, 由图8可知, 试验件慢烤试验响应后仅收集到少量壳体碎片, 见证板被撕裂, 有穿孔, 响应等级判定为爆轰。由此可见, 对于同一种HTPE推进剂, 不同尺寸结构试验件的慢烤响应特性存在明显差异, 且响应剧烈程度随尺寸的增大呈上升趋势。

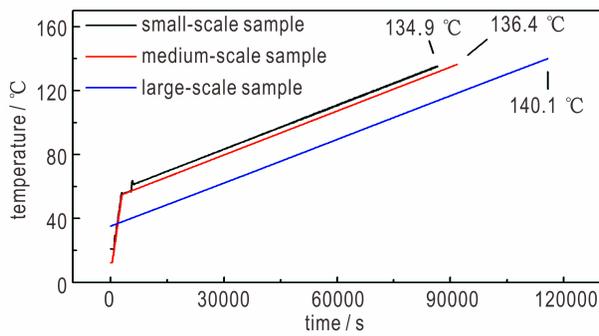


图5 各试验件慢烤试验壳体温度-时间曲线

Fig.5 Temperature-time curve of each sample's case during the slow cook-off tests



图6 小型试验件慢烤试验响应后照片

Fig.6 Photos of small-scale samples after slow cook-off test



图7 中型试验件慢烤试验响应后照片

Fig.7 Photo of medium-scale sample after slow cook-off test



图8 大型试验件慢烤试验响应后见证板照片

Fig.8 Photos of large-scale samples after slow cook-off test

4.3 快速烤燃试验

快烤试验壳体表面两支温度传感器监测到的温度曲线如图9所示,以约 $10\text{ }^{\circ}\text{C}\cdot\text{s}^{-1}$ 的升温速率快速升温到 $900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,燃油处于稳定燃烧状态,温度趋于稳定。各尺寸试验件快烤试验响应后照片如图10所示。小型试验件快烤试验发生响应后一端端盖冲开,筒体完好,其响应等级判定为燃烧。中型试验件快烤试验发生

响应后壳体开裂,飞行 4.2 m ,响应等级判定为燃烧。大型试验件快烤试验发生响应后其壳体中段碎裂,一块见证板原地倾倒,其余未移动,响应等级判定为爆燃。由此可见,试验件尺寸结构对快烤试验的响应程度影响较小,但其响应等级仍随尺寸的增大略微加剧。

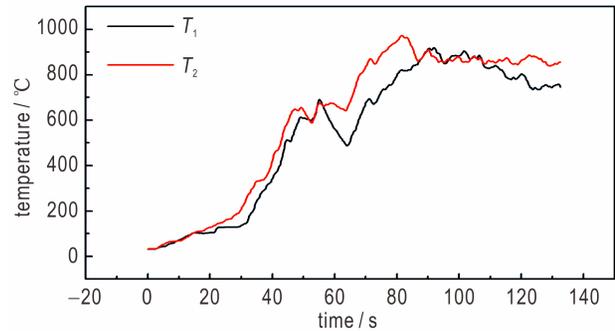


图9 快烤试验温度-时间曲线

Fig.9 Temperature dependence on time for fast cook-off tests



a. small-scale sample



b. medium-scale sample



c. large-scale sample

图10 各试验件快烤试验响应后照片

Fig.10 Photos of the cases after fast cook-off tests

5 计算结果分析

5.1 慢速烤燃计算与试验结果对比

慢速烤燃数值模拟计算与试验的温度-时间曲线对比如图11所示。由图11a、图11b可见,小型试验件药柱中心A点及 $1/2$ 半径B点两处的计算曲线均与试验曲线吻合,B点中期略有偏移,但差别很小,可能与试验过程中AP晶型转变及推进剂相变、热分解等物理化学变化有关。试验的推进剂点火时间为 86120 s ,计算点火时间为 86442 s ,两者相对误差 0.37% ,计算与试验结果一致,推进剂热分解动力学活化能及指前因子修正为 $118900\text{ J}\cdot\text{mol}^{-1}$ 和 $1.03\times 10^9\text{ s}^{-1}$ 。将所获模型参数应用于中型试验件慢烤数值模拟计算,由图11c、

图 11d 所示的药柱中心孔 C 点及肉厚 1/2 的 D 点两处计算与试验的温度-时间曲线对比图可见,两个测温点

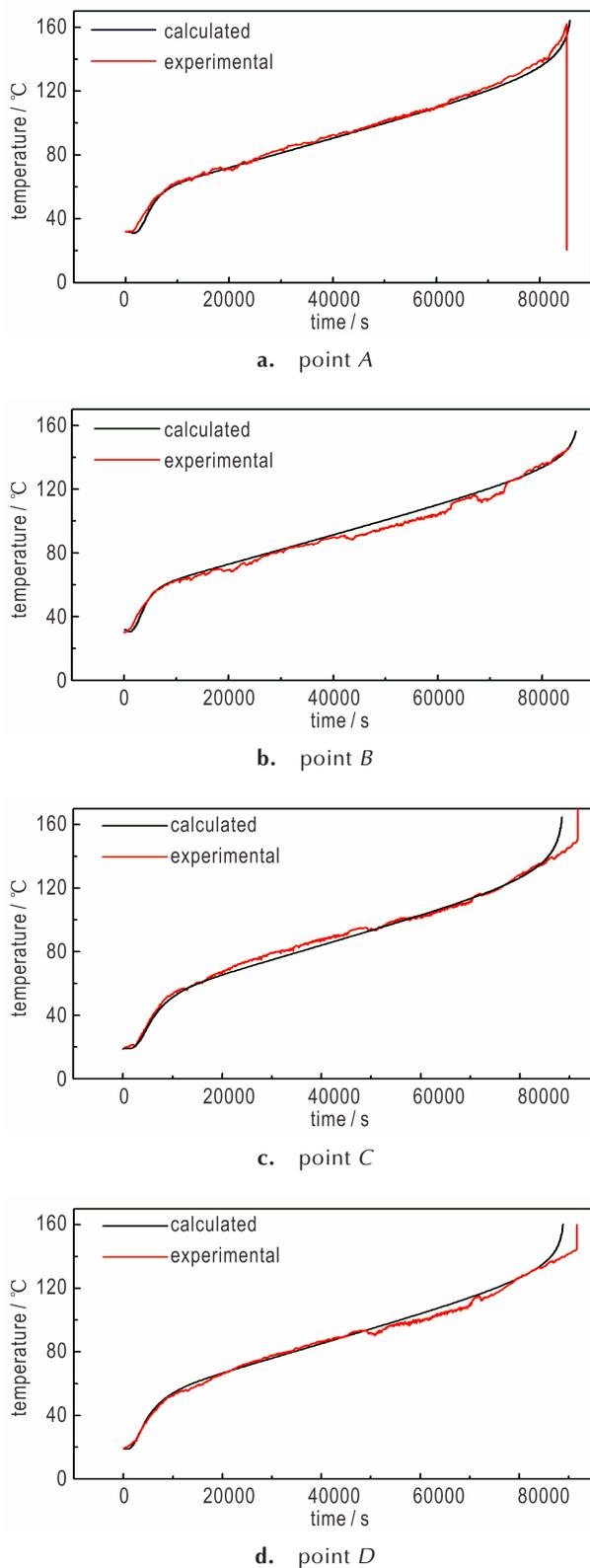


图 11 慢速烤燃模拟与试验温度-时间曲线对比图

Fig. 11 Comparison of slow cook-off temperature-time curves between simulations and experiments

的温度计算曲线与试验曲线基本吻合,计算响应时间 88910 s 略提前于试验响应时间 91752 s,二者相对误差 3.10%。大型试验件慢烤模拟计算响应时间 111242 s,与试验响应时间 115805 s 相对误差 3.94%。小、中、大型试验件计算与试验结果基本一致,表明该模型适用于该 HTPF 推进剂烤燃试验的数值模拟计算,可用于各试验件的快速和慢速烤燃过程模拟。

5.2 慢速烤燃模拟结果

将所获模型参数应用于各试验件的慢速烤燃数值模拟计算,点火前后瞬间温度分布云图如图 12 所示。由图 12 可见,小型试验件着火点位于其几何中心点,中型和大型试验件相似,均在其内孔壁发生点火,中型试验件着火点在其喇叭孔上方,大型试验件在其翼形孔上方。由此可见,在 $3.3\text{ }^{\circ}\text{C}\cdot\text{h}^{-1}$ 的慢速升温速率下,热量在试验件内部充分传递,整体温度分布均匀,当推进剂发生剧烈的自热反应时,热量在难以散发的中心处聚集,最终点火引发大量推进剂瞬间响应。小型试验件在其药柱中心处点火后,由于推进剂为热的不良导体,且装药量较小,压强增大速率相对缓和,而端盖顶面与侧面的直角连接处较为薄弱,被率先冲开后压力得以释放,因此响应温和。中型试验件在其内孔壁处点火后,孔内空气温度瞬间升高,由于高温空气的自然对流传热效应,且此时药柱整体温度较高,孔壁处大量的推进剂被瞬间点燃,壳体被迅速增大的气体压力撕裂。大型试验件与中型试验件半径一致,结构相近,点火前温度分布情况基本相同,但由于其长度为中型试验件的四倍,响应瞬间孔壁处更大量的推进剂参与反应,从而形成更大的气体压力导致壳体瞬间解体,造成更为剧烈的响应。因此,在固体发动机慢速烤燃特性的试验研究中,对小型模拟试验件的合理化设计必须充分考虑全尺寸发动机药形结构及尺寸大小的影响。

5.3 快速烤燃模拟结果

将快速烤燃火烧试验简化为快速升温试验,试验件加热边界条件设置为以 $10\text{ }^{\circ}\text{C}\cdot\text{s}^{-1}$ 的升温速率快速升温到 $900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 后,保持温度不变。各试验件快烤点火时温度分布云图如图 13 所示,为便于观察,设置试验件左对称面不可见。由图 13 可见,小型试验件着火点位于药柱与一端端盖的夹角区域,中型试验件着火点位于药柱与上端盖夹角的环形区域。大型试验件则由于其壳体两端绝热而中段无绝热层,导致与中段壳体直接接触的药柱边缘层多处同时发生点火,故发生如图 10c 所示大型试验件中段壳体碎裂的响应结果。由此可见,快烤试验中,壳体外部温度快速升高,热量无

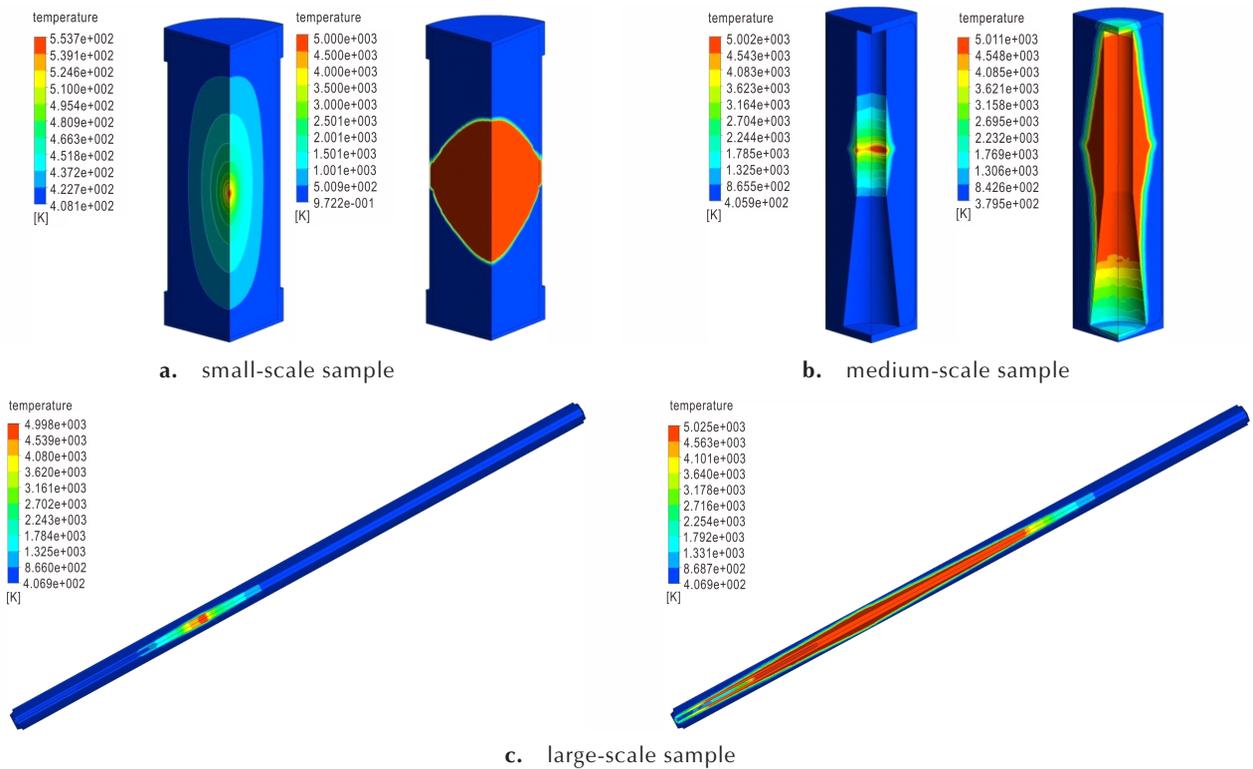


图 12 各试验件慢烤模拟响应瞬间前后温度分布云图

Fig.12 Temperature distribution of samples before and after slow cook-off test response

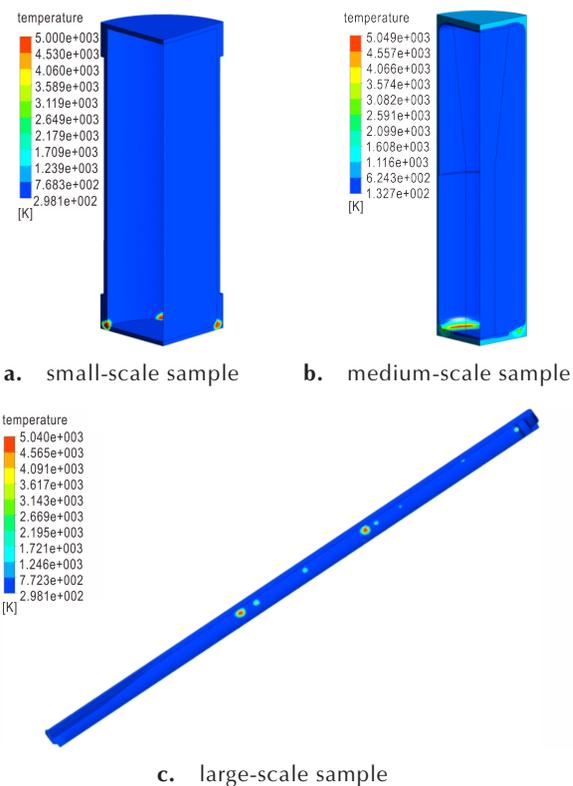


图 13 各试验件快烤试验模拟响应瞬间温度云图

Fig.13 Temperature distribution of samples at the moment before fast cook-off tests response

法在试验件内部充分传递,均在靠近壳体的区域快速聚集而引发响应。由于试验件着火点靠近壳体且整体温度低,内部存在较大的温度分布,发生响应时仅少量推进剂参与反应,随即导致壳体失效,呈现出相对温和的响应结果。

6 结论

(1)HTPE 推进剂小、中、大型试验件慢速烤燃试验中,响应温度由于其药柱肉厚相近而无显著差异。但各试验件着火点位置略有差异,响应剧烈程度明显不同。固体发动机烤燃特性的试验研究中,对于小型模拟试验件的合理化设计需充分考虑其药柱结构及尺寸大小对传热机制的影响。

(2)HTPE 推进剂快速烤燃试验中,各试验件均呈现出较温和的响应结果,差异较小。各试验件着火点位置受壳体结构影响,绝热层分布是关键影响因素之一。

(3)合理设计固体发动机药形、壳体结构及绝热层分布,使得烤燃过程中推进剂发生点火时着火点位置更靠近壳体、发动机整体温度分布更大以及着火点更不易迅速蔓延,将有利于获得更为温和的烤燃响应结果。

参考文献:

- [1] Schmitz G T, Faubion B D. ODTX test program [CP]. Mason and Hanger-Silas Mason Co., Inc., Amarillo, TX(USA), 1980.
- [2] Parker R. USA small-scale cook-off bomb (SCB) test [C]//Minutes of 21st Department of Defense Explosives Safety Board Explosives Safety Seminar, Houston. 1984.
- [3] Kaneshige M J, Renlund A M, Schmitt R G, et al. Cook-off experiments for model validation at Sandia National Laboratories [C]//12th International Detonation Symposium, Norfolk, VA, United States, 2002.
- [4] 张毅, 宁菲, 陈颖, 等. 野外火烧试验自适应加油控制技术研究 [J]. 装备环境工程, 2013(5): 126-129.
ZHANG Yi, NING Fei, CHEN Yin, et al. Self-adaptive refueling control technology of field fire test [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2013(5): 126-129.
- [5] 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 behavior and thermal decomposition characteristics of solid propellant [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2005, 13(6): 393-396.
- [6] Caro R. Hydroxy-terminated polyether binders for composite rocket propellants [D]. Bedfordshire: Cranfield University, 2007.
- [7] 陈朗, 马欣, 黄毅民, 等. 炸药多点测温烤燃实验和数值模拟 [J]. 兵工学报, 2011, 32(10): 1230-1236.
CHEN Lang, MA Xin, HUANG Yi-nin, et al. Multi-point temperature measuring cook-off test and numerical simulation of explosive [J]. *Acta Armamentarii*, 2011, 32(10): 1230-1236.
- [8] 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.
- [9] Hedman T D, Gross M L, Ford K P, et al. Experimental observation for the development of reaction kinetics in composite propellant slow cook-off [J]. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 2015, 14(1): 13-27.
- [10] 杨后文, 余永刚, 叶锐. AP/HTPB 复合固体推进剂慢烤燃特性的数值模拟 [J]. 含能材料, 2015, 23(10): 924-929.
YANG Hou-wen, YU Yong-gang, YE Rui. Numerical simulation of slow cook-off for AP / HTPB composite solid propellant [J]. *Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao)*, 2015, 23(10): 914-929.
- [11] 杨筱, 智小琦, 杨宝良, 等. 装药尺寸及结构对 HTPE 推进剂烤燃特性的影响 [J]. 火炸药学报, 2016, 39(6): 84-89.
YANG Xiao, ZHI Xiao-qi, YANG Bao-liang, et al. Influences of charging size and structure on cook-off characteristics of HTPE propellant [J]. *Chinese Journal of Explosive & Propellant*, 2016, 39(6): 84-89.
- [12] 国家国防科技工业局. QJ 20152-2012 固体推进剂慢速烤燃试验方法 [S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2013.
State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense. QJ 20152-2012: Test method for slow cook-off of solid propellant [S]. Beijing: Chinese National Institute of Standardization, 2013.
- [13] 国家国防科技工业局. QJ 20153-2012 固体推进剂快速烤燃试验方法 [S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2013.
State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense. QJ 20152-2012: Test method for fast cook-off of solid propellant [S]. Beijing: Chinese National Institute of Standardization, 2013.
- [14] 胡荣祖, 史启祯. 热分析动力学 [M]. 北京: 科学出版社, 2008: 1-18.
HU Rong-zu, SHI Qi-zhen. Thermal analysis kinetics [M]. Beijing: Science Press, 2008: 1-18.
- [15] 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 Defense Industry Press, 2008: 189-191.
- [16] ANSYS Fluent user's guide [M]. Canonsburg: ANSYS Inc, 2012.
- [17] Kissinger H E. Reaction kinetics in differential thermal analysis [J]. *Analytical Chemistry*, 1957, 29(11): 1702-1706.

Size Effect and Numerical Simulation of Cook-off Tests for HTPE Propellant

SONG Liu-fang^{1,2}, LI Shang-wen², WANG Zheng², WU Zhuo^{1,2}, LI Hong-xu^{1,2}

(1. Science and Technology on Aerospace Chemical Power Laboratory, Xiangyang 441003, China; 2. Hubei Institute of Aerospace Chemotechnology, Xiangyang 441003, China)

Abstract: The slow cook-off and fast cook-off tests of hydroxyl terminated polyether (HTPE) propellant have been carried out as a function of sizes of samples (3 types). The temperature distribution inside the samples during the tests has been analyzed by Fluent software. The results show that during the slow cook-off tests, there are few differences in the response temperature of the samples. If the response degree of slow cook-off tests increases significantly, the corresponding fast cook-off test increases slightly. The response levels for slow cook-off tests of HTPE propellants at small-scale, medium-scale and large-scale sample are combustion, explosion and detonation, respectively. In comparison, the corresponding response levels from the fast cook-off tests are combustion, combustion and deflagration, respectively. In the slow cook-off simulation, the ignition points of the three different size samples are all the same at the center of the propellants. In the fast cook-off simulation, the ignition point locations of small and medium sample are in the annular region of the angle between the propellant and cap, whereas there are multiple ignition points in the large sample located in the middle of the case. In the experimental study of the cook-off characteristics of solid rocket motor, the effect of the grain structure and sample size on heat transfer mechanism must be fully considered in the rational design of small-scale analog motor.

Key words: hydroxyl terminated polyether (HTPE) propellant; cook-off test; size effect; numerical simulations

CLC number: TJ55; V512; O64

Document code: A

DOI: 10.11943/CJEM2019003

(责编: 张琪)