

AP/HTPE 星形装药固体火箭发动机 三维烤燃特性研究*

何凯乐, 余永刚

(南京理工大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了有效提高火箭、导弹武器在高温环境下的热安全性, 增强其战场生存能力, 基于AP基推进剂的烤燃反应机理, 建立了装填星形孔高氯酸铵/端羟基聚酯(AP/HTPE)复合固体推进剂的三维非稳态固体火箭发动机烤燃模型。针对慢速和快速两种不同的热载荷条件, 分别采用3.6~10.8K/h的慢烤升温速率和1.45~1.95K/s的快速烤燃升温速率对固体火箭发动机进行多工况的烤燃数值模拟。结果表明: 发动机着火延迟时间和升温速率呈负相关趋势。升温速率的变化对发动机着火温度无显著影响。在快速烤燃条件下, 升温速率的不同使得发动机着火位置出现跳跃性变化。

关键词: 固体火箭发动机; 热安全性; 烤燃; 数值计算; AP/HTPE

中图分类号: V450 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 10-2205097-11

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2205097

3D Cook-off Characteristics Study of Solid Rocket Motor with AP/HTPE Star-Charged

HE Kai-le, YU Yong-gang

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

Abstract: In order to effectively improve the thermal safety of rocket and missile weapons in high temperature environments and enhance their battlefield survivability, a 3D unsteady solid rocket motor cook-off model loaded with a star-shaped hole ammonium perchlorate/terminal hydroxyl polyether (AP/HTPE) composite solid propellant was developed based on cook-off reaction mechanism of AP-based propellants. Numerical simulations of solid rocket motors were carried out for slow and rapid heat load conditions, using slow cook-off heating rates of 3.6K/h to 10.8K/h and rapid cook-off heating rates of 1.45K/s to 1.95K/s for multiple operating conditions respectively. The results show that there is a negative correlation between the motor ignition delay time and the heating rate. Changes in the heating rates had no significant effect on the ignition temperature. Under the condition of fast cook-off, the difference of heating rate causes the motor ignition position to change jumpingly.

Key words: Solid rocket motor; Thermal safety; Cook-off; Numerical simulation; AP/HTPE

1 引言

提高固体火箭发动机在高温环境下的热安全

性,可有效增强其战场生存能力,该问题引起了国内外学者的高度重视。烤燃试验和烤燃数值模拟是研究含能材料热安全性的重要方法,对固体火箭发动

* 收稿日期: 2022-05-30; 修订日期: 2022-11-24。

作者简介: 何凯乐, 硕士生, 研究领域为含能材料烤燃特性分析。

通讯作者: 余永刚, 博士, 教授, 博士生导师, 研究领域为现代兵器发射理论与技术。E-mail: yugnjst801@163.com

引用格式: 何凯乐, 余永刚. AP/HTPE 星形装药固体火箭发动机三维烤燃特性研究[J]. 推进技术, 2023, 44(10): 2205097. (HE Kai-le, YU Yong-gang. 3D Cook-off Characteristics Study of Solid Rocket Motor with AP/HTPE Star-Charged[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(10):2205097.)

机的热安全性评估也同样适用。烤燃试验通过对实物进行烤燃,可直观地观察到烤燃响应的着火延迟时间,宏观地确定烤燃响应的等级。但试验具有耗资大、周期长、危险性高等不足。烤燃数值模拟则是通过计算机对试验对象的烤燃过程进行模拟,以数据和图表的方式获取烤燃过程中的各项烤燃特性参数,可在低成本、低危险性的条件下更好地评估其热安全性^[1]。

针对烤燃试验,国内外学者开展了广泛的研究。1982年,美国颁布首个钝感弹药标准 DOD-STD-2015,明确了快速烤燃和慢速烤燃试验的基本安全性试验要求。Kabik等^[2]根据含能材料烤燃试验反应的相应等级,研究出一种黑索金(RDX)和奥克托今(HMX)的耐燃高能混合炸药配方。Pakulak^[3]开展了20g装药小型烤燃弹实验,成为研究炸药烤燃的标准实验。20世纪90年代,国内学者胡晓棉等^[4]设计了有关直列式火工品安全性烤燃试验的装置,对直列式火工品和小尺寸弹药进行了小范围烤燃试验,建立了烤燃细观计算模型。王晓峰等^[5]采用加热炉对螺纹密封烤燃弹以2℃/min的升温速率开展烤燃实验,根据爆炸声和温度变化等宏观地确定烤燃的响应等级。肖游等^[6]针对多种复合装药进行了慢速烤燃试验及数值模拟,得到合理设计复合装药结构可有效降低烤燃弹的响应等级且爆轰威力不减的结论。

固体火箭发动机的烤燃特性研究,主要在于对其内部固体推进剂烤燃特性的探索。Buckmaster等^[7]针对一种复合推进剂模型,讨论了贝克莱数对火焰结构的影响,认为化学计量等值面与燃面的交点在偏向AP的一侧,且该情况对气相热反馈有较大影响。Surzhikov等^[8]为研究AP/HTPB推进剂在燃烧过程中出现的气固耦合情况,建立了相关的计算模型以探索在正弦振荡型压力变化及贫燃下的燃烧特性。Weigand等^[9]对装填AP/HTPB推进剂的固体火箭发动机进行不同升温速率的烤燃试验,得到了相应的烤燃特性参数。Kim等^[10]对装填有AP/HTPB、AP/HTPE推进剂的固体火箭发动机进行了烤燃数值计算,验证了基于BDP的AP基烤燃模型,得到了该模型可通用更大类型同类发动机的结论。李高春等^[11]在热传导方程中加入化学反应源项,数值模拟了固体火箭发动机在外热源作用下的加热过程。得到推进剂产生热危险性的临界温度为520~525K。杨后文等^[12]针对装填AP/HTPB推进剂的固体火箭发动机建立了二维烤燃模型,得到慢速烤燃下推进剂着

火位置的变化以及升温速率对不同烤燃特性参数的影响。叶青等^[13-14]建立了二维大尺寸固体火箭发动机烤燃模型,对装填AP/HTPB推进剂的固体火箭发动机开展了不同热环境下的烤燃数值计算。邓玉成等^[15]通过对一种中小型试件开展慢速烤燃试验并与根据试验结果建立的数值计算模型进行对比,确定了在该工况下试件的烤燃响应等级、着火温度等相关参数。

烤燃试验和烤燃数值模拟作为含能材料热安全性研究的重要方法,研究对象目前主要以炸药为主,对固体火箭发动机及固体推进剂的热安全性研究仍多聚焦在小型试样烤燃试验和数值计算上,且进行试验的相关固体推进剂种类较少。对复杂装药结构固体火箭发动机烤燃特性分析尚处于起步阶段,存在诸多问题亟待解决。

本文针对固体火箭发动机复杂装药结构,建立了星形孔AP/HTPE复合推进剂的三维固体火箭发动机烤燃模型,根据文献[3]中的实验设计思路,并结合文献[16]中小尺寸柱状HTPE推进剂烤燃试验结果,开展模型合理性验证及烤燃数值计算,揭示了AP/HTPE复合推进剂在不同升温速率下的非线性烤燃响应特性。

2 方法

2.1 物理模型

针对该固体火箭发动机烤燃模型有假设如下:

- (1) 烤燃模型各部分接触热阻忽略不计;
- (2) 推进剂为固态。即不考虑相变影响;
- (3) 推进剂是均质的、各向同性的致密材料;
- (4) 材料物性参数和化学动力学参数为常量;
- (5) 推进剂自热反应符合 Arrhenius 定律。

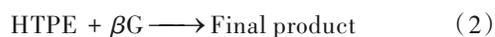
2.2 数学模型

根据AP/HTPE推进剂的烤燃特性,建立基于两步总包反应的烤燃模型。反应具体过程如下:

AP热分解过程为



设AP分解产物为G,HTPE与AP分解产物的反应为



令两步反应的化学反应速率 R_1 和 R_2 分别为

$$R_1 = A_1 \exp\left(\frac{-E_1}{RT}\right) \rho_x p^{1.744} \quad (3)$$

$$R_2 = A_2 \exp\left(\frac{-E_2}{RT}\right) \rho_y \rho_z p^{1.750} \quad (4)$$

推进剂 AP, HTPE 与分解产物 G 的组分方程为

$$\rho \frac{dX}{dt} = -R_1 \quad (5)$$

$$\rho \frac{dY}{dt} = -R_2 \quad (6)$$

$$\rho \frac{dZ}{dt} = R_1 - \beta R_2 \quad (7)$$

式中 β 为 AP 与 HTPE 粘结剂的质量当量比; A_1, A_2 为指前因子, s^{-1} ; E_1, E_2 为活化能, kJ/mol ; R 为气体常数, $J/(mol \cdot K)$; ρ_x, ρ_y, ρ_z 分别为 AP, HTPE 和分解产物 G 的密度, kg/m^3 ; p 为压强, Pa ; X, Y, Z 为三者的质量分数, $X = \rho_x/\rho, Y = \rho_y/\rho, Z = \rho_z/\rho$ 。

本文采取对固体火箭发动机壳体外壁以不同加热速率升温的方式进行烤燃数值计算。壳体外壁受热后, 热量逐步向发动机内部传递, 导致推进剂内部升温, 发生自热反应。固体火箭发动机热交换过程中能量方程为

$$\rho_i c_i \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda_i \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + q_i \quad (8)$$

式中 $i = 1, 2, 3$ 表示壳体、绝热层和推进剂; ρ_i 为各项的密度, kg/m^3 ; c_i 为比热容, $J/(kg \cdot K)$; T 为温度, K ; t 为时间, s ; λ_i 为导热系数, $W/(m \cdot K)$; q_i 为内热源, 其中壳体、绝热层的内热源 $q_1 = q_2 = 0$; 推进剂的内热源 $q_3 = R_1 Q_1 + R_2 Q_2$; Q_1 和 Q_2 为推进剂两步反应中的反应热, kJ/kg 。

2.3 边界条件及初始条件

本文以不同的升温速率描述固体火箭发动机壳体外壁面的温度边界条件为

$$T_s = T_0 + kt \quad (t > 0) \quad (9)$$

慢速烤燃时, 以 $0.05K/s$ 的升温速率将壳体外壁的温度快速升至 $300K$ 并保温 $4h$ 。随后再以试验要求升温速率对其加热, 得到以分段函数形式表示的壳体外壁面温度边界条件

$$T_s(t) = \begin{cases} T_0 + 0.05t & 0 < t \leq 200 \\ 300 & 200 < t \leq 14600 \\ 300 + kt - 14600k & t > 14600 \end{cases} \quad (10)$$

式中 T_s 为外壁面温度, K ; T_0 为初始环境温度, K ; k 为升温速率, K/s 。

发动机内任意两种材料之间的交界面满足热流连续性条件和温度连续性条件

$$T_1 = T_2 \quad (11)$$

$$\lambda_1 \frac{\partial T_1}{\partial r} = \lambda_2 \frac{\partial T_2}{\partial r} \quad (12)$$

式中 $T_1, T_2, \lambda_1, \lambda_2$ 分别表示任意两种材料交界面的温度和导热系数。

火箭发动机内 AP/HTPE 推进剂和其空腔内填充的氮气所接触的面为固-气边界, 文中该种边界的边界条件均设置为 Wall 边界。发动机左端面的壳体和喷管端面的环氧树脂挡板设置为绝热边界, 即

$$-\lambda_m \frac{\partial T_m}{\partial r} = 0 \quad (13)$$

$$-\lambda_n \frac{\partial T_n}{\partial r} = 0 \quad (14)$$

式中 $T_m, T_n, \lambda_m, \lambda_n$ 分别表示壳体和挡板的温度和导热系数。

装填 AP/HTPE 推进剂的固体火箭发动机数值计算的初始条件为

$$T_0 = 290K, X = 0.88, Y = 0.12, Z = 0 \quad (15)$$

2.4 数值验证

为验证所建立烤燃模型的合理性, 本文针对文献[16]中开展的小尺寸柱状 HTPE 推进剂烤燃试验进行三维数值模拟, 并与实验结果进行比较。实验装置的 $1/4$ 网格划分如图 1 所示, 该试件壁厚 $3mm$, 总长 $38mm$, 内壁直径 $19mm$ 。试件所处环境温度为 $298K$ 。数值计算中涉及的化学反应动力学参数在表 1 中给出。

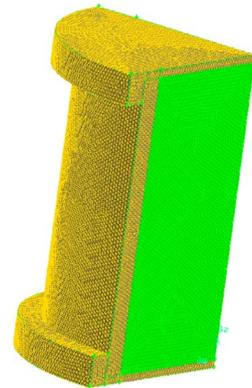


Fig. 1 Grid division diagram of the experimental device

Table 1 Chemical reaction kinetic parameters of AP/HTPE propellant^[10]

Step	A/s^{-1}	$E/(kJ \cdot mol^{-1})$	$Q/(kJ \cdot kg^{-1})$
1	900	103.93	-297.0
2	1300	120.55	9643.2

采用 $1K/min$ 和 $2K/min$ 的升温速率开展相应的数值计算。计算结果和文献中结果的对比情况在表 2 中列出。数值计算得到 $1K/min$ 和 $2K/min$ 下的着火延迟时间和着火温度分别为 $143.5min$, $440.5K$ 和 $71.2min$, $439.8K$, 与文献中结果的误差均在 3% 以内, 数据吻合程度较好, 说明所建立的计算模型是合理可行的。

Table 2 Comparison of numerical results and experimental results

$k/(K \cdot \text{min}^{-1})$	t_d/min			T_s/K		
	Exp	Sim	Err/%	Exp	Sim	Err/%
1	139.8	143.5	2.6	438.0	440.5	0.6
2	73.3	71.2	2.9	444.6	439.8	1.1

2.5 烤燃计算方法及参数设置

本文采用 Fluent 软件对所建立的固体火箭发动机烤燃模型开展数值计算。针对烤燃模型的两步化学反应速率和固相能量方程,并结合所设定的加热边界条件进行编程,通过用户自定义函数(UDF)导入 Fluent 软件,从而实现对外热源加热和内部推进剂的自热反应。结合热安全性试验评估要求,本文取升温速率为 3.6, 7.2, 10.8K/h 的三种慢速烤燃工况和升温速率为 1.45, 1.75, 1.95K/s 三种快速烤燃工况以及 1K/min 的升温工况对火箭发动机开展烤燃数值模拟,分析其三维烤燃特性。发动机材料物性参数见表 3。

Table 3 Parameters of Material^[17]

Material	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	$c_p/(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	$\lambda/(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$
Shell	8030	502.48	16.270
Insulation	950	2860	0.276
Baffle	1800	1200	0.150
Propellant	1739	1255	0.389

建立的 AP/HTPE 推进剂装药固体火箭发动机三维结构简图和六翼星形孔推进剂的截面图如图 2 和图 3 所示,发动机尺寸见表 4。

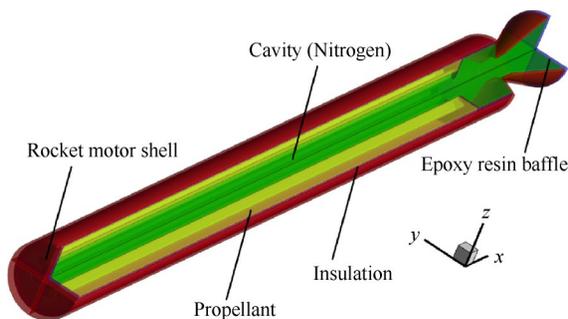


Fig. 2 Sketch of the 3D structure of a solid rocket motor

计算过程中,分别在发动机各处设置监测点用以监测各处温度的变化情况。各监测点的位置及坐标见表 5。

2.6 网格独立性检验

考虑到该型火箭发动机的三维结构,为节省计算资源,本文采用 Gambit 软件对其 1/4 的发动机结构

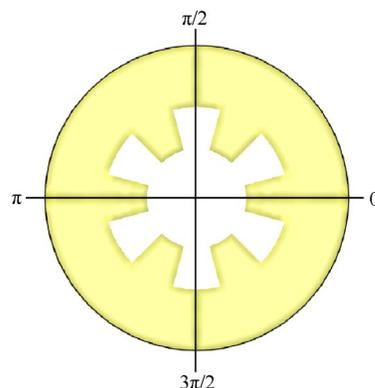


Fig. 3 Propellant cross section diagram

Table 4 Dimensions of the solid rocket motors

项目	尺寸/mm
发动机外径	74
推进剂外径	66
推进剂内径	21.56
壳体左端厚度	8
绝热层左端厚	6
发动机总长	905
推进剂长度	730
喷管喉部直径	24.50
壳体侧面厚度	2
绝热层侧面厚	2

Table 5 Distribution of motor monitoring points

监测点	监测点位置	监测点坐标 (x, y, z)/mm
A	壳体中部	(350, 0, 36)
B	绝热层中部	(350, 0, 34)
C	推进剂外表面	(350, 0, 33)
D	推进剂沟槽底部	(350, 5.39, 9.34)
E	推进剂沟槽顶部	(350, 17.15, 9.90)
F	推进剂左端面 1	(15, 0, 32)
G	推进剂左端面 2	(15, 16, 27.71)
H	推进剂左端面 3	(15, 30.91, 8.28)

进行建模及网格划分。通过改变网格尺寸得到三套不同加密程度的网格(Mesh 1~3)。三套网格对应的网格数分别为 712638, 947499, 1417214。

对以上三套网格在升温速率 1.45K/s 的快速烤燃工况下进行数值计算,得到如图 4 所示的监测点 A 的温度随时间变化曲线。 $t=120\text{s}$ 时, Mesh 3 中监测点的温度为 358.53K, 而 Mesh 2, Mesh 1 在该时刻下监测点的温度分别为 358.65K, 359.75K, 误差分别为 0.03%, 0.34%。此结果表明, Mesh 2 与 Mesh 3 的数值计算结果吻合较好,故为兼顾计算精度和计算时长最终选定 Mesh 2 进行数值计算。确定后的星形孔装药固体火箭发动机计算域见图 5。

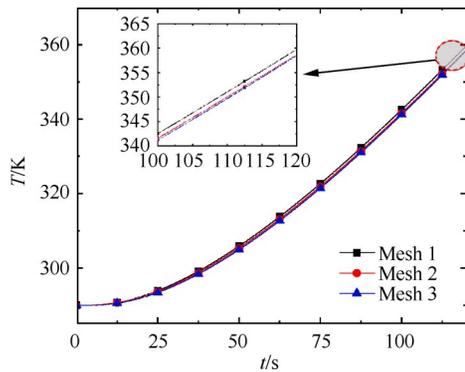


Fig. 4 Temperature-time curve of monitoring point A under three grid divisions

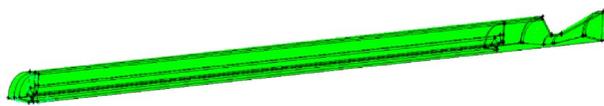


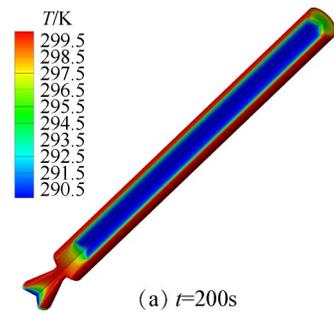
Fig. 5 Solid rocket motor calculation domain

3 结果与讨论

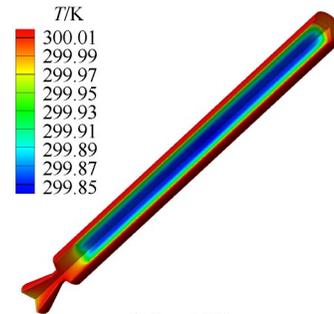
3.1 慢速烤燃特性分析

本节对星形孔 AP/HTPE 推进剂的固体火箭发动机开展慢速烤燃数值计算。图6是升温速率3.6K/h下的数值计算结果。从图中可以看出,快速升温200s后,发动机整体最大温差在10K左右,保温4h后的发动机整体温度较为一致,温差在1K范围内。慢速烤燃过程开始后,热量不断从壳体外壁向内部传导。受绝热层和推进剂低导热性能的影响,热量传递较慢,且在发动机内形成了一定的温度梯度。随着烤燃过程的进行,热量逐渐渗入推进剂内部,推进剂自热反应不断进行,温度梯度逐渐消除。 $t=9.78\text{h}$,推进剂内部温度已超过壳体温度,并且自热反应速率不断加快,放热反应占据主导地位,释放出大量的热量。 $t=10.95\text{h}$,在推进剂中部的星形孔附近出现了高温区域并引发着火,着火温度为395.87K。着火发生时刻推进剂温度云图如图7所示,着火位置 (x, y, z) 位于推进剂星形孔处突出的顶部,坐标约为 $(369, 5.39, 9.34)\text{mm}$ 。

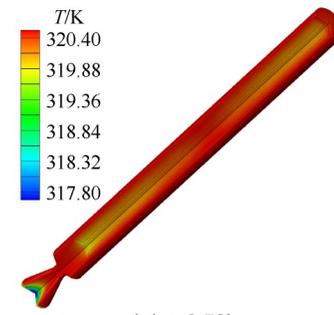
升温速率为7.2K/h时,发动机温升情况和3.6K/h时相似,热量自发动机壳体外壁向内传导,图8给出了部分监测点在该升温速率下的温升曲线,从图中可以观察到,在快速升温过程中,推进剂温度始终较低也较晚达到300K,这是由于推进剂低导热系数造成的。其中D点由于处于推进剂内孔壁附近,因此其同期温度在推进剂内各监测点中处于最低。经过4h保温后,发动机各处的温度逐渐趋于一致,温差不超过1K。在7.2K/h的慢烤过程中,监测点D的温度尽管长期处于较低水平,但到7.54h左右,监测点D的温



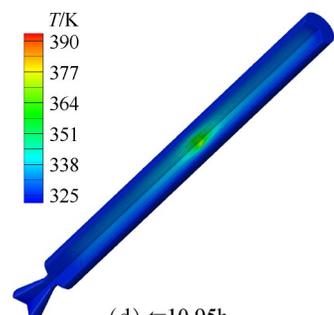
(a) $t=200\text{s}$



(b) $t=4.06\text{h}$



(c) $t=9.78\text{h}$

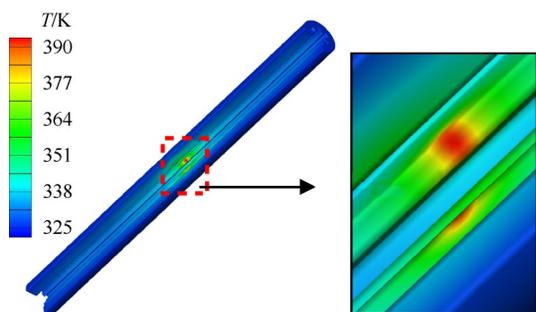


(d) $t=10.95\text{h}$

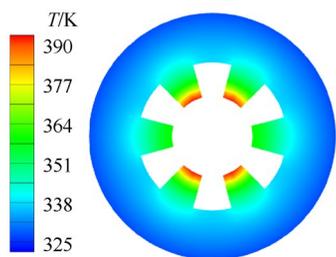
Fig. 6 Cloud diagram of motor temperature at different times at heating rate of 3.6K/h

度开始迅速上升并超过壳体外壁温度。随后受推进剂自热反应速率加快的影响,该处温度进一步提高,在附近出现高温区域并引发着火。

从图8中还可以看出,监测点D的着火温度较实际着火温度低,这是由于该时刻下监测点D的位置尚未到达着火点,但推进剂内部已有温度过高、率先发生着火的位置,监测点D被其引燃所致。图9、图10给出了7.2K/h升温速率下的数值计算结果,根据结果显示,该工况下,固体火箭发动机的着火延迟时间为



(a) Overall temperature cloud diagram



(b) Cloud diagram of ignition section

Fig. 7 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition (3.6K/h)

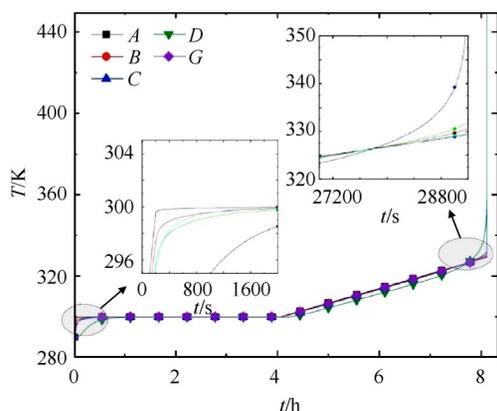
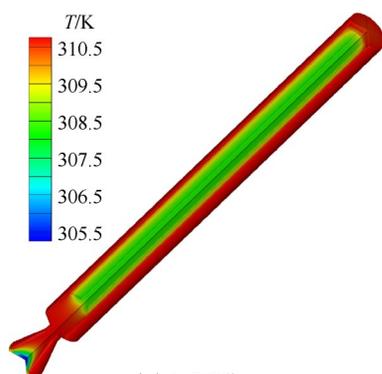


Fig. 8 Temperature-time curves at selected monitoring points (7.2K/h)

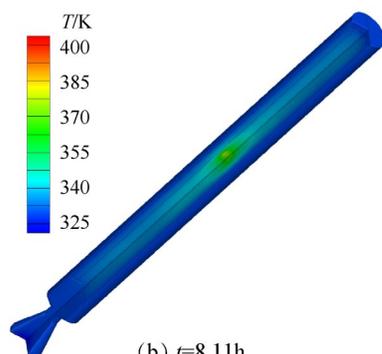
8.11h,着火温度为 401.37K。着火位置 (x, y, z) 和升温速率 3.6K/h 时相近,坐标约为(368, 5.39, 9.34)mm。根据着火时刻着火位置的二维截面可知,着火位置率先出现在推进剂星形孔处突出的顶部。

图 11 给出了升温速率为 10.8K/h 下,着火发生前推进剂内 AP 含量的分布云图。从图中可以看出,在推进剂头部、中部、尾部都出现了聚集性的点状低 AP 含量区域,其中中部的点状区域数量最多。说明在着火时刻出现之前,这些区域的自热反应已经进行得较为彻底,AP 含量所剩无几,放热反应占据主导地位,释放出的热量在此堆积,导致这些区域先于其他部分发生着火。

图 12、图 13 给出了 10.8K/h 升温速率下的数值计算结果,在升温速率 10.8K/h 的工况下,固体火箭发动

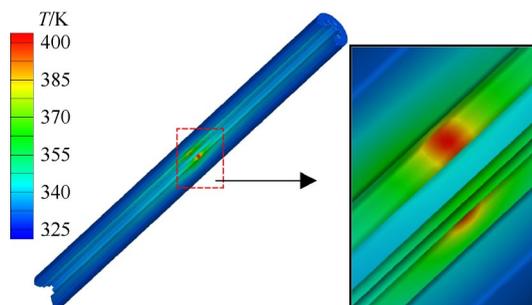


(a) $t=5.56h$

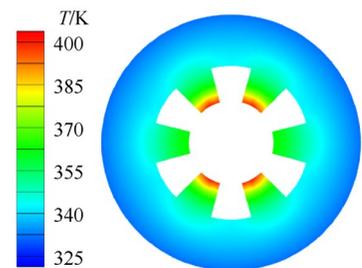


(b) $t=8.11h$

Fig. 9 Cloud diagram of motor temperature at different times at heating rate of 7.2K/h



(a) Overall temperature cloud diagram



(b) Cloud diagram of ignition section

Fig. 10 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition(7.2K/h)

机的着火延迟时间为 7.06h,着火温度为 390.69K。着火位置 (x, y, z) 和前两种慢烤工况时相近,坐标约为(369, 5.39, 9.34)mm。根据着火时刻的二维截面可知,着火位置率先出现在推进剂星形孔处突出的顶部。星形孔 AP/HTPE 推进剂的固体火箭发动机慢速

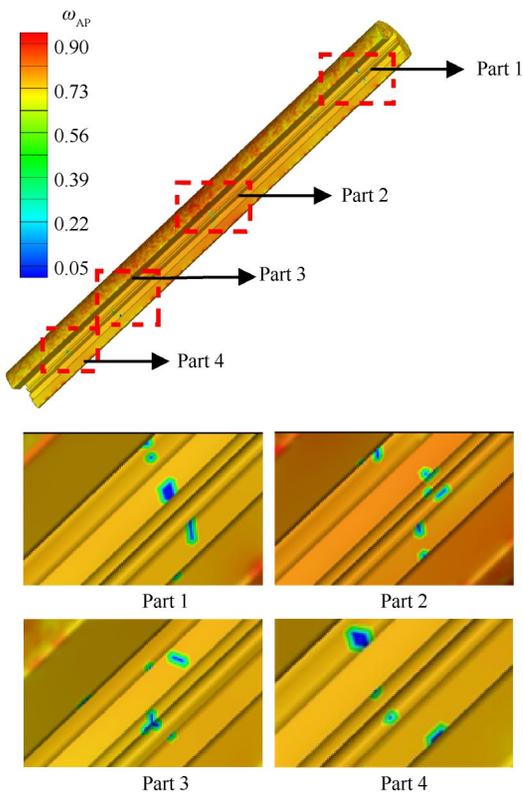


Fig. 11 Cloud diagram of the AP content of propellant before the fire

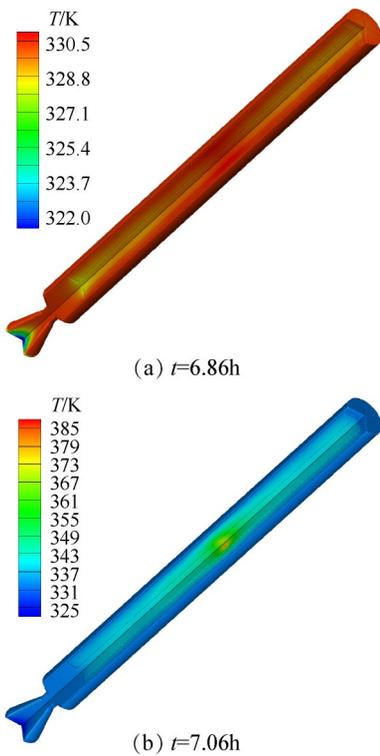


Fig. 12 Cloud diagram of motor temperature at different times at heating rate of 10.8K/h

烤燃响应特性参数见表6。

根据以上三种慢速烤燃工况的数值计算结果可得,在不同升温速率下,着火位置总是发生在推进剂

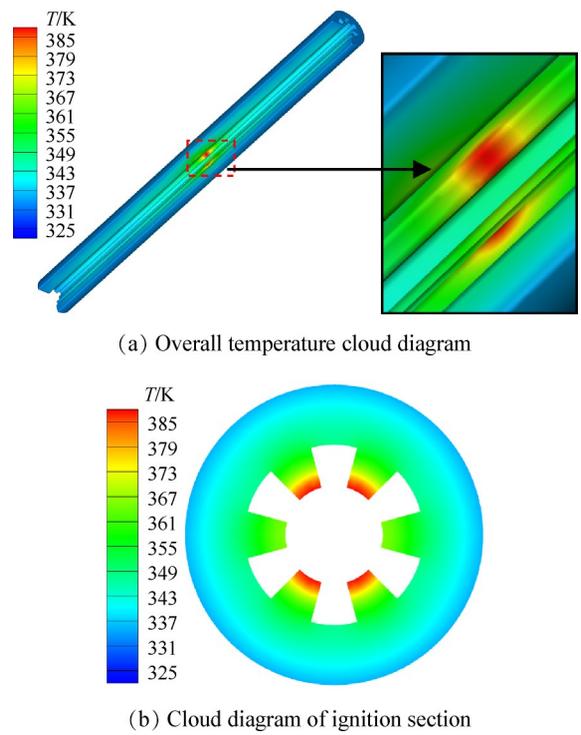


Fig. 13 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition (10.8K/h)

Table 6 Ignition characteristic parameters at different slow cook-off rates

$k/(K/h)$	T_i/K	t_i/h	$(x, y, z)/mm$
3.6	395.87	10.95	(369, 5.39, 9.34)
7.2	401.37	8.11	(368, 5.39, 9.34)
10.8	390.69	7.06	(369, 5.39, 9.34)

中部星形孔的内壁面上,具体位于星形孔处推进剂突出的顶部。这是由于慢速烤燃条件下,热量有足够的时间渗入推进剂内部,并在推进剂内部引发自热反应,释放大量的热,且该热量难以在短时间内快速向周围扩散,只能堆积在星形孔附近,从而导致局部温度过高,引发着火。另外,随着升温速率的增大,着火延迟时间不断缩短。而对于着火温度而言,升温速率对其的影响则不够明显。

3.2 快速烤燃特性分析

本节针对装填星形孔 AP/HTPE 推进剂的固体火箭发动机开展快速烤燃数值计算,通过对升温速率为 1.45, 1.75, 1.95K/s 以及 1K/min 的四种烤燃工况下的计算,分析讨论固体火箭发动机着火延迟时间、着火温度以及着火位置等烤燃特性。

以升温速率 1.45K/s 的快速烤燃工况为例,图 14 给出了不同时刻下固体火箭发动机的温度变化情况。从图中可以看出,星形孔 AP/HTPE 推进剂在整个传热过程中,由于快速烤燃工况下外壁升温迅速,

发动机壳体外壁的热量被低导热性能的绝热层挡在推进剂外表面,热量难以迅速向推进剂内部渗透,使得热量大量堆积在此,从而导致在整个烤燃过程中,热量难以向内快速扩散,从而使得推进剂外表面的温度始终高于内部,在推进剂柱体上也形成了一定的温度梯度。

$t=137.1\text{s}$ 时,发动机壳体外壁面的高温区域越过绝热层逐渐传至推进剂的外表面上,并且在推进剂头部端面的边缘附近率先发生着火,可能的原因是因为推进剂头部端面被绝热层从两面包覆,热量在此处传热不良,积累过多而发生着火的。着火时刻的着火温度为 427.71K ,着火位置 (x,y,z) 的坐标约在 $(14.1,22.5,24.1)\text{mm}$ 。

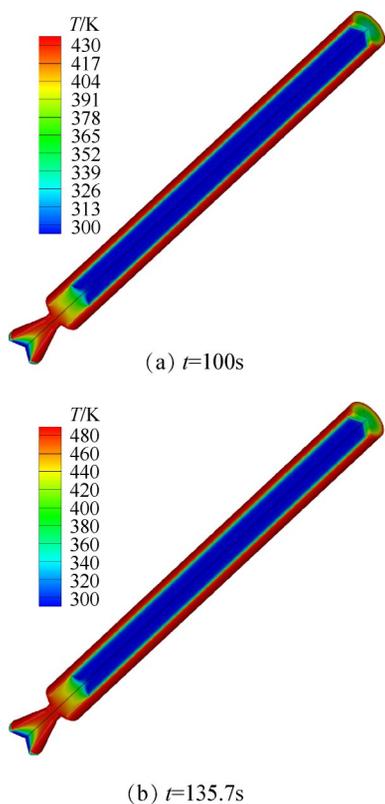


Fig. 14 Cloud diagram of motor temperature at different times at heating rate of 1.45K/s

根据图 15 所示,着火发生时,推进剂的着火位置出现在推进剂头部的边缘附近,着火区域的二维截面图中,着火位置呈点状环形分布在推进剂外表面,截面着火位置的形状为倒三角形且向推进剂内部的纵向深度不大。

图 16 和图 17 给出了在 1.75K/s 的升温速率下,部分监测点处的温度变化以及监测点 D, G 处的 AP 含量变化情况。从图中温升曲线可以看出,监测点 A, B

的温度在着火发生之前始终处于较高水平。监测点 C, E, G 分别表示推进剂中部外表面、推进剂星形孔沟槽顶部以及着火位置附近的温度变化情况。从温升曲线中可以看出,同处于发动机外表面附近的 C, G 两点的温升情况较为一致,温差始终较小。而发动机内外部存在较大温差。截至着火时刻发生时, E 点温度仅为 291.36K ,该温度和烤燃计算开展之前相差不大。

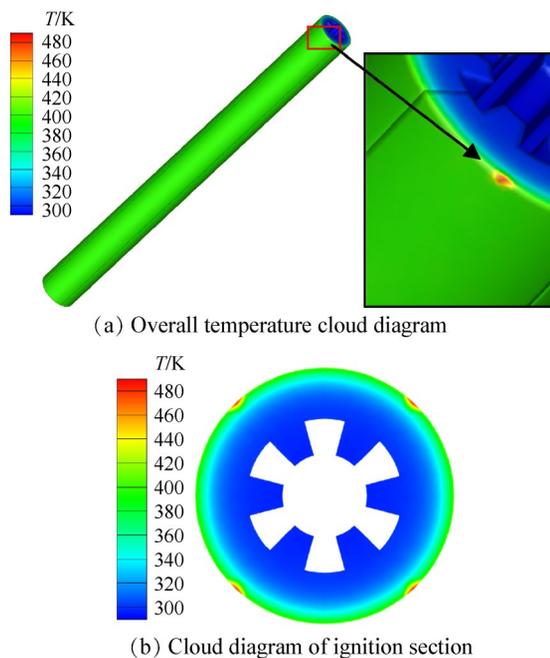


Fig. 15 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition (1.45K/s)

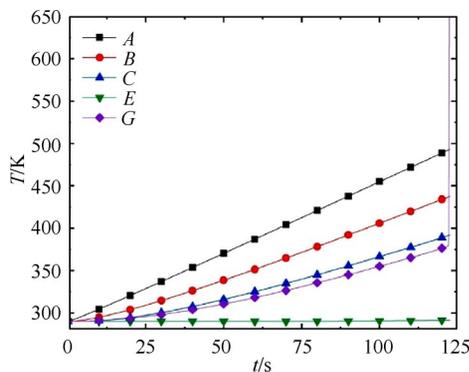


Fig. 16 Temperature-time curves at selected monitoring points (1.75K/s)

从 D, G 两点位置的 AP 含量随时间的变化曲线可以看出,造成这一现象的原因不仅与推进剂具有低导热性能的特质,使得进入推进剂外表面的热量难以向内传播有关,还与推进剂不同部位自热反应进行的快慢有关。热量在外表面的积累加速了 AP 的分解,从而使得推进剂自热反应速率快速提高,反应放出大量的热,进一步提高内外温差,最终使得率先

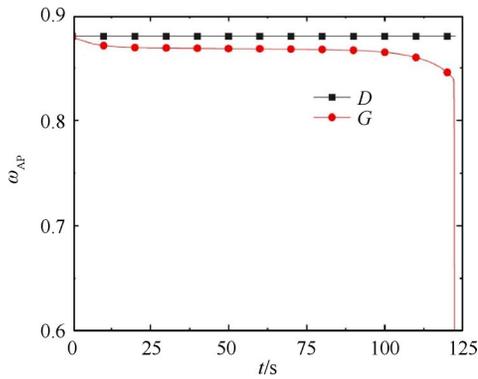


Fig. 17 Changes in AP content-time curves at monitoring point D and G (1.75K/s)

着火位置发生在推进剂外侧。

图18和图19分别给出了升温速率在1.75K/s时，固体火箭发动机的数值计算结果。在该工况下，固体火箭发动机发生烤燃响应的着火延迟时间为121.5s，着火温度为410.47K。率先发生着火的位置仍旧处于发动机头部端面附近。着火位置呈点状环形分布在推进剂外侧边缘位置上。着火位置(x, y, z)的坐标约在(14.1, 22.1, 24.4)mm。

图20和图21给出了升温速率为1.95K/s下固体火箭发动机的数值计算结果。从图中可以看出，发

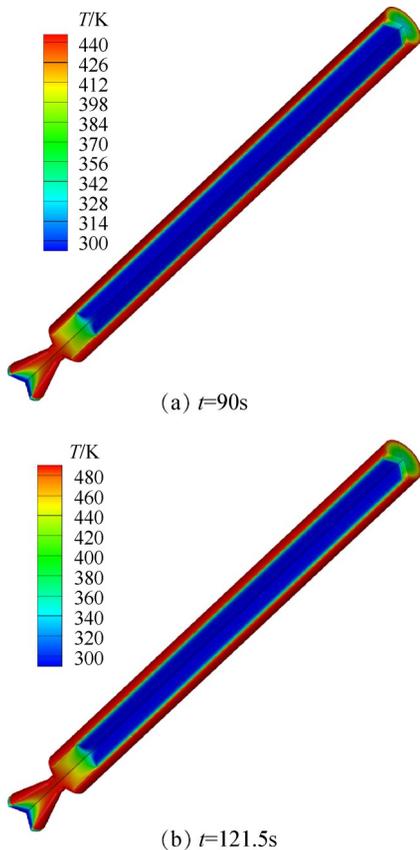
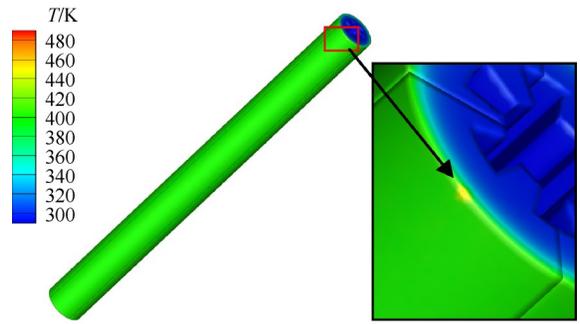
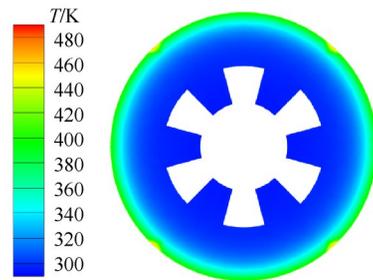


Fig. 18 Cloud diagram of motor temperature at different times at heating rate of 1.75K/s



(a) Overall temperature cloud diagram



(b) Cloud diagram of ignition section

Fig. 19 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition (1.75K/s)

动机发生烤燃响应的着火延迟时间为113.4s，着火温度为432.72K。与前两种快速烤燃工况不同的是，着火发生时，着火位置(x, y, z)发生了跳跃性的变化。着火位置出现在推进剂中部的外表面上，坐标约为(418.4, 21.6, 24.9)mm。从推进剂着火位置的二维截面上观察，着火位置呈点状环形分布在推进剂外侧边缘位置上，着火位置范围较小。三种快速烤燃工况下的各项烤燃特性参数已经在表7中给出。

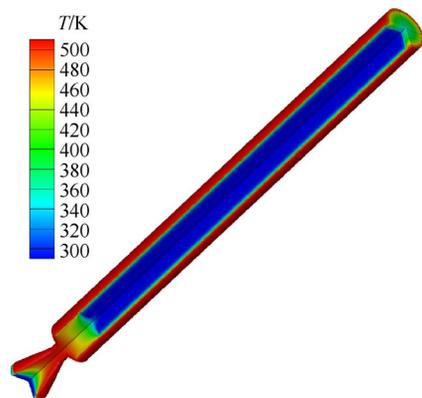


Fig. 20 Temperature cloud diagram of the motor at the moment of ignition (1.95K/s)

根据表7中前三项数据并结合上文各种工况下数值计算的结果可得，在三种快速烤燃升温速率下，升温速率的增大一定程度上缩短了着火延迟时间。

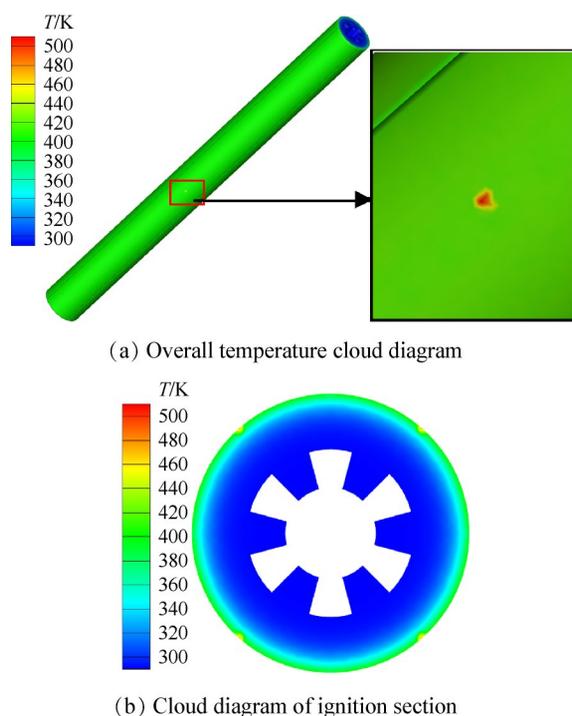


Fig. 21 Cloud diagram of propellant temperature at the moment of ignition (1.95K/s)

Table 7 Ignition characteristic parameters at different quick cook-off rates

$k/(K/s)$	T_i/K	t_i/s	$(x, y, z)/mm$
1.45	427.71	137.1	(14.1, 22.5, 24.1)
1.75	410.47	121.5	(14.1, 22.1, 24.4)
1.95	432.72	113.4	(418.4, 21.6, 24.9)
0.017	405.01	3758.4	(19, 0, 29.4)

发动机壳体温度始终维持在较高水平,推进剂内外温差较大,有一定的温度梯度存在。由于外壁传入的热量来不及向推进剂内部扩散,着火位置总是出现在推进剂外表面上。在升温速率为1.45K/s和1.75K/s工况下,着火位置出现在推进剂头部端面附近,升温速率为1.95K/s的工况下,着火位置出现在推进剂中部外表面,存在跳跃性变化。出现这种情况的原因可能是由临界升温速率效应造成的,即推进剂内传热方向与升温速率密切相关,不同的内外边界升温速率造成推进剂内部不同的温度分布,且存在非线性跃变现象,局部高温区进一步激发了推进剂自热反应,当自热反应加速放热达到推进剂着火温度时,即出现烤燃响应点。

表7还给出了0.017K/s升温速率下的烤燃计算结果。该升温速率介于典型慢速烤燃和典型快速烤燃之间。从表中数据可得,该升温速率下的着火延迟时间为3758.4s,符合升温速率越高、着火延迟时间

越短的宏观规律。着火温度为405.01K,与其他工况下的着火温度接近。着火位置发生在发动机靠近头部端面附近。

4 结论

本文建立了AP/HTPE复合推进剂装药的固体火箭发动机三维烤燃模型,并对其分别开展了慢速烤燃和快速烤燃下的烤燃数值计算研究,可以得到以下结论:

(1)基于AP/HTPE推进剂的烤燃特性建立了三维非稳态烤燃模型,并对一种小尺寸柱状烤燃试验进行数值模拟,计算结果与实验数据的误差均不超过3%,两者数据较为吻合,可以说明所建立的计算模型合理可行。

(2)采用3.6, 7.2, 10.8K/h三种升温速率进行慢速烤燃数值计算,得到固体火箭发动机的着火延迟时间分别为10.95, 8.11, 7.06h,对应的着火温度分别为395.87, 401.37, 390.69K。说明在慢速烤燃工况下,升温速率同推进剂着火延迟时间呈负相关,即升温速率越高,着火延迟时间越短。一定范围内,升温速率的高低对着火温度没有显著的影响。着火位置在推进剂中部的内孔壁面附近,且随升温速率的升高着火位置无明显变化。

(3)采用1.45, 1.75, 1.95K/s三种升温速率进行快速烤燃数值计算,得到固体火箭发动机的着火延迟时间分别为137.1, 121.5, 113.4s,对应的着火温度分别为427.71, 410.47, 432.72K。可以说明在快速烤燃工况下,升温速率同推进剂的着火延迟时间呈负相关,同样,快速烤燃条件下升温速率的高低对着火温度无显著影响,但对着火位置而言,在1.45K/s, 1.75K/s升温速率下,着火位置处于推进剂头部端面的肩部,但在升温速率1.95K/s的工况下,着火位置发生跳跃性变化,出现在推进剂中部的外表面上,该现象说明快速烤燃条件下星孔形AP/HTPE装药可能存在临界升温速率效应。

未来将针对发动机烤燃响应后推进剂燃烧对发动机壳体破裂的影响展开深入研究,以便更好地分析不同影响因素与烤燃特性参数之间的耦合规律,从而对固体火箭发动机热安全性做出科学合理的评估。

参考文献

- [1] 叶青, 余永刚. 考虑自然对流的某固体火箭发动机慢速烤燃特性数值分析[J]. 爆炸与冲击, 2019, 39

- (6): 3-12.
- [2] Kabik I, Ringbloom V D. Cook-Off Resistant Booster Explosive[P]. US: 4394197, 1983.
- [3] Pakulak J M. USA Small-Scale Cook-Off Bomb (SCB) Test [C]. Houston: Minutes of 21th Department of Defense Explosives Safety Board Explosives Safety Seminar, 1984.
- [4] 胡晓棉, 冯长根, 曾庆轩. 直列式火工品装药的热烤试验设计及其研究[J]. 北京理工大学学报, 1998, 18(5): 638-641.
- [5] 王晓峰, 戴蓉兰, 涂健. 传爆药的烤燃试验[J]. 火工品, 2001, 23(2): 5-7.
- [6] 肖游, 智小琦, 王琦, 等. 多种复合炸药装药的慢烤特性及其机理[J]. 高压物理学报, 2022, 36(2): 166-175.
- [7] Buckmaster J, Jackson T L, Yao J. An Elementary Discussion of Propellant Flame Geometry [J]. *Combustion and Flame*, 1999, 117(3): 541-552.
- [8] Surzhikov S T, Krier H. Quasi-One-Dimensional Model of Combustion of Sandwich Heterogeneous Solid Propellant [J]. *High Temperature*, 2001, 39(4): 586-595.
- [9] Weigand A, Unterhube R G, Kupzik K, et al. Solid Propellant Rocket Motor Insensitive Munitions, Testing and Simulation [C]. Munich: Proceedings of Insensitive Munitions & Energetic Materials Technology Symposium, 2010.
- [10] Kim K, Kim C, Yoh J. Test-Based Thermal Decomposition Simulation of AP/HTPB and AP/HTPE Propellants [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(4): 822-827.
- [11] 李高春, 袁书生, 袁嵩. 固体火箭发动机的热安全性研究[J]. 火炸药学报, 2006, 29(1): 52-55.
- [12] 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.
- [13] 叶青, 余永刚. 大尺寸固体火箭发动机快速烤燃特性的数值模拟[J]. 火炸药学报, 2018, 41(6): 621-626.
- [14] Ye Q, Yu Y G. Numerical Simulation of Cook-Off Characteristics for AP/HTPB [J]. *Defence Technology*, 2018, 14(5): 451-456.
- [15] 邓玉成, 李军, 任慧, 等. 不同结构尺寸丁羟发动机慢速烤燃特性[J]. 含能材料, 2022, 30(2): 155-162.
- [16] 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.
- [17] 杨后文. 复合固体推进剂烤燃特性的实验研究与数值模拟[D]. 南京: 南京理工大学, 2016.

(编辑:朱立影)