

# 固体发动机装药热安全性数值分析

刘文一, 焦冀光

(91550部队91分队, 辽宁 大连 116023)

**摘要:** **目的** 研究固体火箭发动机遭受火烤时的安全性。**方法** 建立发动机有限元模型, 计算推进剂在慢速烤燃和快速烤燃工况下的温度分布和爆炸延迟时间。**结果** 推进剂慢烤47 h后达到临界温度, 其值为352 ℃; 快烤推进剂加热697 s后达到临界温度, 临界温度为355 ℃。**结论** 推进剂在快速烤燃模式下的热扩散速率大于慢速烤燃工况下, 但是温度梯度则相反。两种工况下推进剂达到临界温度后开始反应的位置不同, 推进剂厚度决定了其储热能力。

**关键词:** 固体推进剂; 火烤; 爆炸延迟时间

**DOI:** 10.7643/issn.1672-9242.2016.02.023

**中图分类号:** TJ71      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2016)02-0129-05

## Numerical Analysis on the Thermal Safety of Solid Rocket Motor Propellant

LIU Wen-yi, JIAO Ji-guang

(Unit 91 of PLA 91550, Dalian 116023, China)

**ABSTRACT:** **Objective** To investigate the safety of solid rocket motor (SRM) when it was cook-off. **Methods** Finite element model of solid SRM was established, and the temperature distribution and the explosion delay time of propellant in fast cook-off mode and slow cook-off mode were computed. **Results** Propellant reached its critical temperature (352 ℃) after 47 h slow cook-off, while it reached its critical temperature (355 ℃) after 697 s fast cook-off. **Conclusion** It was proven that the thermal diffusivity in fast cook-off mode was greater than that in slow cook-off mode, while the temperature gradient had an opposite trend. The reaction position of propellant was different in the two different working modes when it reached critical temperature, and the thermal storage capacity of propellant was dependent on its thickness.

**KEY WORDS:** solid propellant; cook-off; explosion delay time

固体发动机是固体导弹的核心组成部分,也是弹上最大的火工品和危险源,在正常的贮存、处理和运输时,其性能稳定,但在意外受热情况下由于装药自身的自加热过程会导致推进剂燃烧或爆炸,因此有必要对其进行热安全性分析。

目前,国内针对外对固体发动机的热安全性进行了广泛研究,对于小型发动机主要以实验为主,对于大型发动机,进行实验较为困难。美国针对标准-3导弹,进行了快烤和慢烤实验,国内有学者数值模拟了小型固体发动机在慢烤工况下的变化情况,得到了升

收稿日期: 2015-12-05; 修订日期: 2016-01-27

Received: 2015-12-05; Revised: 2016-01-27

作者简介: 刘文一(1982—),男,甘肃甘谷人,硕士,工程师,主要研究方向为航天推进和结构分析。

**Biography:** LIU Wen-yi(1982—), Male, from Gangu, Gansu, Master, Engineer, Research focus: propulsion and structure analysis of spacecraft.

温速率和着火位置的变化关系<sup>[1]</sup>。为了研究大型发动机的热安全性,文中计算了发动机装药在快烤和慢烤情况下的温度分布、临界温度和时间。

## 1 建模理论

### 1.1 发动机与外界的热交换

当发动机置于温度为 $T_a$ 的空气环境中,发动机壳体外表面通过空气与环境交换热量,用牛顿冷却公式描述单位面积换热率<sup>[2]</sup> $q_{\text{conv}}$ :

$$q_{\text{conv}}=h_a(T_a-T_{r=r_c}) \quad (1)$$

式中: $T_a$ 为环境空气温度; $r$ 为半径; $r_c$ 为壳体外表半径; $T_{r=r_c}$ 为壳体外表面温度; $h_a$ 为换热系数,静止时取 $h_a \approx 10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

当发动机置于火焰环境中,火焰进入发动机壳体表面的热流密度主要由热辐射和对流换热两部分组成,单位表面积由辐射产生的热流密度为:

$$q_{\text{rad}}=\varepsilon_c \varepsilon_f \sigma [T_f^4 - (T_{r=r_c})^4] \quad (2)$$

式中: $\sigma=5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ ,为斯忒藩-玻尔兹曼常数; $T_f$ 为火焰温度; $\varepsilon_c$ 、 $\varepsilon_f$ 为火焰辐射率和壳体表面辐射率。如果假设辐射热能被壳体表面全部吸收,则 $\varepsilon_c=1$ 。将热辐射和对流换热两部分热流密度相加,则火焰环境下总热流密度 $q_1$ 为:

$$q_1=q_{\text{conv}}+q_{\text{rad}}=h_a(T_a-T_{r=r_c})+\varepsilon_c \varepsilon_f \sigma [T_f^4 - (T_{r=r_c})^4] \quad (3)$$

因此,发动机壳体外表面热交换边界条件为:

$$\lambda_c \frac{\partial T^c}{\partial r} \Big|_{r=r_c} = q_c \quad (4)$$

式中: $\frac{\partial T^c}{\partial r}$ 为壳体温度沿外表面法向导数; $q_c$ 为壳体表面热流密度。

### 1.2 发动机热爆炸延迟时间

固体发动机为由装药、绝热层和发动机壳体组成的放热系统,系统内部因装药热分解释放热量,外部为外界热源通过壳体与系统进行热交换,导致系统温度变化,对装药热分解和热量释放速率产生影响。在发生热爆炸之前,系统热分解、传热及热交换过程可用方程(5)~(7)描述<sup>[3~4]</sup>:

装药

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_p C_p T^p) = \nabla(\lambda_p \nabla T^p) + q_1 \quad (5)$$

壳体、绝热层

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_c C_c T^c) = \nabla(\lambda_c \nabla T^c) \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_i C_i T^i) = \nabla(\lambda_i \nabla T^i) \quad (7)$$

式(5)~(7)中: $\nabla$ 为汉密尔顿算符; $T$ 为温度; $t$ 为时间; $\lambda$ 为导热系数; $\rho$ 为密度; $C$ 为比热容;上标或下标 $p, c, i$ 分别代表装药、壳体和绝热层; $q_1$ 为内热源单位体积放热率,用Arrhenius定律描述:

$$q_1=V \rho Q A \exp(-E/RT^p) \quad (8)$$

热损失可用牛顿冷却定律描述:

$$q_2=HS(T-T_0) \quad (9)$$

式中: $V$ 为装药体积; $Q$ 为装药反应热; $H$ 为换热系数; $S$ 为系统表面积; $\rho$ 为装药密度; $A$ 为化学反应常数; $E$ 为装药活化能; $R$ 为通用气体常数。

临界状态热量得失相等: $q_1=q_2$ ,同时临界状态为温度的极值点,得失热量对温度的导数相等,利用Semenov假设: $T \approx T_0$ ,则临界时刻的温升为:

$$\Delta T=(T-T_0)=(RT^c)/E \approx RT_0^2/E \quad (10)$$

令无量纲温度:

$$\theta=(T-T_0) \frac{E}{RT^p} \quad (11)$$

则临界爆炸条件为 $\theta_c=1$ 。

根据热爆炸理论,当体系热平衡达到热爆炸的临界条件时体系的温度就会迅速上升,经过一段延迟期后发生爆炸,而从加热至一定温度到推进剂爆炸所经历的时间则称为该温度下爆炸的延迟期 $\tau$ ,根据热爆炸理论延迟期为<sup>[5]</sup>:

$$\tau \approx \frac{CRT_0^2 \exp(-E/RT^p)}{QAE} \quad (12)$$

根据热交换和点火时间理论,需在有限元计算时设定边界条件和计算步长,控制热传递的方向和计算时间。

## 2 计算及结果分析

### 2.1 计算模型

发动机装药为等截面六星孔型,基于药柱的几何对称性,计算时取1/6模型建立三维有限元模型,共划分10272个单元<sup>[6]</sup>。其有限元模型如图1所示,计算中采用的发动机材料热性能参数见表1。

发动机由推进剂装药、绝热层和壳体组成,整体串联在导弹上,受热时壳体柱段受影响最大,因此计

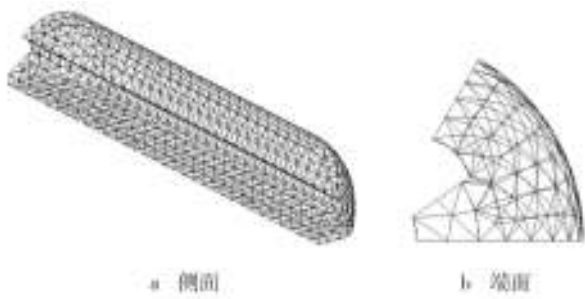


图1 装药有限元模型

Fig.1 Finite element model of propellant

表1 发动机热性能参数

Table 1 Thermal property parameters of SRM

	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	导热系数/(W·(m·K) <sup>-1</sup> )	比热/(J·(kg·K) <sup>-1</sup> )
壳体	1523	0.68	2523
绝热层	1023	0.16	1523
装药	1150	0.37	2125

算时设置发动机壳体外表面为受热边界,前、后封头为环境温度<sup>[7]</sup>,并做如下假设:轴向传热忽略不计,只作径向一维传热计算<sup>[8]</sup>;不考虑推进剂、绝热层和壳体之间的接触热阻<sup>[9]</sup>。

## 2.2 慢速烤燃

慢速烤燃要求环境温度均匀,且以3.3℃/h速率上升<sup>[10]</sup>,计算时在壳体外部设置瞬态温度场,计算初温为30℃<sup>[11]</sup>,温升步长为3.3℃<sup>[12]</sup>,计算时长为60h。计算得到推进剂在计算时域内最高温度变化情况如图2所示。

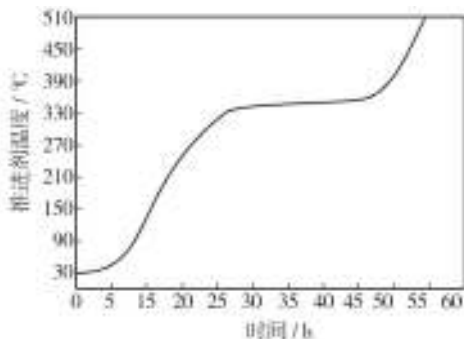


图2 慢速烤燃时推进剂最高温度随时间变化情况

Fig.2 Variation curve of propellant maximum temperature with time in slow cook-off mode

从图2看出,在前5h里,推进剂温度缓慢上升,且上升速率恒定;5~25h内,推进剂升温速率加快;25~47h内推进剂温度基本保持不变;从47h开始,温度急

剧上升。因此可认为25~47h为推进剂爆炸延迟期,47h后推进剂内部发生放热反应而爆炸,临界温度为352℃。

慢速烤燃18,50h时推进剂的温度分布如图3所示。18h为推进剂爆炸延迟期,推进剂处于吸热储能状态,因此其靠近绝热层的推进剂温度梯度较大,其温度在150~143℃之间。

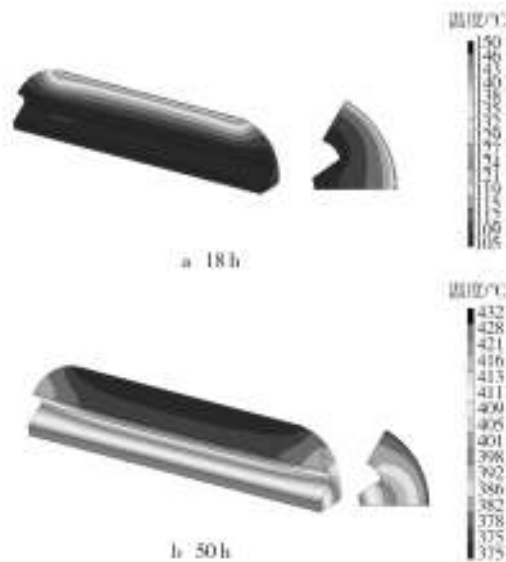


图3 慢速烤燃时推进剂温度分布

Fig.3 Temperature distribution of propellant in slow cook-off mode

图3b为50h时推进剂温度分布,此时推进剂温度已经超过了临界温度,推进剂内部温度和温度梯度都要大于靠近绝热层部分。这是由于推进剂为含能材料,将其加热至临界温度后,推进剂从星孔尖部开始放热反应,从而导致推进剂升温速率要大于壳体外部加热速率。

## 2.3 快速烤燃

快速烤燃则要求将发动机直接置于874℃的火焰中<sup>[13]</sup>,且加热温度保持恒定。计算时在壳体外部设置稳态温度场,计算初温为25℃<sup>[14]</sup>,计算时长为800s<sup>[15]</sup>,计算得到推进剂最高温度变化情况如图4所示。

从图4可以看出,在前83s里,推进剂温度保持恒定的速率迅速上升;83~697s内推进剂温度基本保持不变;从698s开始,温度急剧上升。因此可认为83~697s为推进剂爆炸延迟期,697s后推进剂内部发生放热反应而爆炸,临界温度为355℃。

同样,计算得到了快速烤燃工况下爆炸前和爆炸后推进剂温度分布情况,如图5所示。

50s时推进剂处于持续升温阶段,推进剂靠近壳

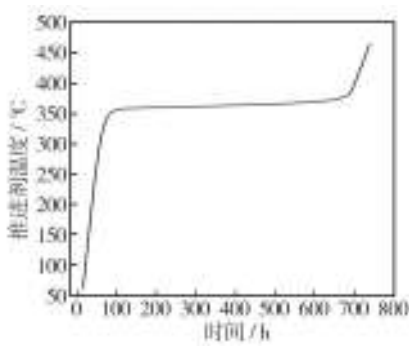


图4 快速烤燃时推进剂最高温度随时间变化情况

Fig.4 Variation curve of propellant maximum temperature with time in fast cook-off mode



图5 快速烤燃时推进剂温度分布

Fig.5 Temperature distribution of propellant in fast cook-off mode

体部分温度较高,且向推进剂内部大范围扩散,推进剂径向厚度越小,其高温范围越大,温度在 275~268 °C 之间。750 s 时推进剂已过了爆炸延迟期,推进剂开始放热反应,且靠近星孔的推进剂最先开始反应,温度沿推进剂径向由内向外扩散,此时推进剂升温速率要大于壳体外部加热速率。与慢烤不同,推进剂从星孔根部开始放热反应,这是由于在快烤工况下,推进剂径向厚度小的地方最先达到临界温度而开始放热反应。

### 3 结论

1) 慢速烤燃工况下,推进剂加热 25 h 后进入爆炸延迟期,47 h 后达到临界温度,其值为 352 °C;快速烤

燃工况下,推进剂加热 83 s 后进入爆炸延迟期,697 s 后达到临界温度,临界温度为 355 °C;

2) 推进剂在快速烤燃模式下的温度扩散速率大于慢速烤燃工况下,但是温度梯度则相反,

3) 两种工况下推进剂达到临界温度后开始反应的位置不同,慢速烤燃工况下,推进剂星孔尖部先达到临界温度,快速烤燃工况下,推进剂星孔根部先达到临界温度,推进剂沿温度传递的厚度决定了其储热能力。

### 参考文献:

[1] 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, 2005, 13(6): 393—396.

[2] 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. CHEN Guang-nan, ZHANG Wei-hua. Solid Rocket Motor Thermal Impact and Safety Analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.

[3] 邢耀国. 固体火箭发动机使用工程[M]. 北京:国防工业出版社,2010. XING Yao-guo. Using Project of Solid Rocket Motors[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.

[4] 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):53—54. LI Gao-chun, YUAN Shu-sheng, YUAN Song. Investigation on the Thermal Safety of Solid Rocket Motor[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2006, 29(1): 53—54.

[5] 冯长根. 热爆炸理论[M]. 北京:科学出版社,1988. FENG Chang-gen. Thermal Explosion Theory[M]. Beijing: Science Press, 1988.

[6] 沈伟,王文,张军,等. 长期贮存固体火箭发动机安全性评估[J]. 航空动力学报,2014,28(4):931—932. SHEN Wei, WANG Wen, ZHANG Jun, et al. Safety Evaluation for Long Stored SRM[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 28(4): 931—932.

[7] 刘文一,焦冀光. 舰载环境对固体发动机装药影响分析[J]. 弹箭与制导学报,2015,(6):16—19. LIU Wen-yi, JIAO Ji-guang. Analysis of Solid Rocket Motor Propellant in Marine Environment[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missile and Guidance, 2015, (6): 16—19.

[8] 丁黎,王江宁,郑朝民,等. 绝热加速量热法研究高固体含量改性双基推进剂的热稳定性[J]. 固体火箭技术,2013,36(6):787—788.

- DING Li, WANG Jiang-ning, ZHENG Zhao-min, et al. Thermal Stability of Modified Double Base (MDB) Propellant with High Solid Content by Accelerating Rate Calorimeter[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(6): 787—788.
- [9] 陈晨, 路桂娥, 江劲勇. 双芳-3 发射药热安全性的实验研究[J]. 火炸药学报, 2014, 37(3): 71—72.
- CHEN Chen, LU Gui-e, JIANG Jing-yong. Experiment Research on the Thermal Safety of SF-3 Gun Propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellant, 2014, 37(3): 71—72.
- [10] 贺朝霞, 魏超, 曹蕾蕾. 喷管形式对固体火箭发动机热安全性的影响[J]. 中国科技论文, 2013(8): 798—799.
- HE Zhao-xia, WEI Chao, CAO Lei-lei. Effect of Nozzle Type on the Thermal Safety of Solid Propellant Rocket Motors[J]. China Science Paper, 2013(8): 798—799.
- [11] 牛跃听, 穆希辉, 姜志保. 某型火箭弹控制舱环境适应性研究[J]. 装备环境工程, 2014, 11(1): 86—92.
- NIU Yue-ting, MU Xi-hui, JIANG Zhi-bao. Research on Environmental Adaptability of a Guided Rocket[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(1): 86—92.
- [12] 杨喜存, 单军勇. 某温湿高度试验箱低温-高度试验温度漂移原因分析及对策[J]. 装备环境工程, 2014, 11(1): 101—104.
- YANG Xi-cun, SHAN Jun-yong. Analyzing the Causes of Temperature Excursion When Testing of Low Temperature-Altitude by a Temperature-Humidity-Altitude Testing Equipment and the Countermeasures[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(1): 101—104.
- [13] 周广猛, 刘瑞林, 许翔, 等. 高原环境对车辆动力性的影响及动力提升措施[J]. 装备环境工程, 2014, 11(3): 45—51.
- ZHOU Guang-meng, LIU Rui-lin, XU Xiang, et al. Effects of Plateau Environment on Power Performance of Vehicles and Measures to Improve Power Performance in Plateau[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(3): 45—51.
- [14] 穆希辉, 牛跃听, 马小兵, 等. 高过载条件下弹载控制系统贮存寿命研究展望[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 115—120.
- MU Xi-hui, NIUYue-ting, MA Xiao-bing, et al. Prospection on Storage Life of Missile-borne Control System under High Overload[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 115—120.
- [15] 赵保平, 孙建亮, 蔡骏文, 等. 航天动力学环境的最新进展与技术展望[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 8—14.
- ZHAO Bao-ping, SUN Jiang-liang, CAI Jun-wen, et al. Recent Development and Prospect of Aerodynamic Environmental Technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 8—14.
- [16] 张欢, 刘海平, 刘天雄, 等. 航天器火工冲击载荷减缓设计及验证[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 8—14.
- ZHANG Huan, LIU Hai-ping, LIU Tian-xiong, et al. Design and Verification of Pyrotechnic Shock Reduction Scheme of Spacecraft[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 8—14.

(上接第 128 页)

则第二部分[S].

GJB 92.2—1986, Rubber, Vulcanized—Directives for Determination of Storage Characteristics Using Accelerated Ageing or Air-oven Method, Part2[S].

- [14] 林总君, 高劫, 王丕毅. 不同湿、温度条件下硅橡胶密封圈贮存寿命研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2009, 24(2): 237—240.

LIN Zong-jun, GAO Jie, WANG Pi-yi. Research on Storage

Life of Silicon Rubber O-ring in Different Temperature and Humidity Condition[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2009, 24(2): 237—240.

- [15] 肖坤, 顾晓辉. 某弹用 O 型密封圈热氧老化试验与寿命评估[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(6): 59—61.

XIAO Kun, GU Xiao-hui. Thermal Oxidation Aging Test and Life Assessment of Bullet O-ring[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(6): 59—61.