

文章编号:1000-8055(2012)08-1861-06

固体装药结构界面应力分析

郑晓亚¹, 柳 青², 王卫祥²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

2. 中国航天科工集团 第九总体设计部, 武汉 430040)

摘 要: 研究了基于热黏弹性接触理论计算固体装药结构界面应力的数值方法,给出了一种快速判断界面是否脱黏的工程实用方法.以某固体装药结构为例,采用接触算法模拟固体装药多层结构复杂的边界条件,计算了挂飞工况下固体装药结构应变场特征,研究了壳体/绝热层界面应力的分布规律,结果表明:应变场云图符合工程实际,壳体/绝热层界面黏接良好,不会发生脱黏现象.

关 键 词: 固体装药; 界面; 黏弹性接触; 人工脱黏层; 有限元法

中图分类号: V512

文献标志码: A

Interface stress analysis of solid motor grain structure

ZHENG Xiao-ya¹, LIU Qing², WANG Wei-xiang²

(1. School of Astronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The 9th Designing of China Aerospace Science Industry, Wuhan 430040, China)

Abstract: The numerical method based on thermal viscoelastic contact theory was studied. It provided a convenient method to judge whether interface debond occurred or not. A solid motor grain structure was taken as an example, and contact arithmetic was applied to simulate multilayer complicated boundary of solid motor grain structure. Strain field was computed under flight condition, and distribution rule of interface stress between case and insulation was researched. Results show that strain field contour agrees with the fact. Interface between case and insulation is ideal and is unable to debond.

Key words: solid motor grain; interface; viscoelastic contact theory; stress release boot; finite element method

固体装药结构,狭义上是指单一的固体推进剂药柱;广义上是指包含固体推进剂药柱、绝热层、衬层、人工脱黏层以及壳体等多层结构.固体装药结构存在很多界面,如壳体/绝热层界面、绝热层/衬层界面、衬层/推进剂界面等.界面黏接质量是影响固体火箭发动机结构完整性的关键因素之一^[1].

20 世纪 90 年代, Fraises^[2], Srinivas^[3] 首次采用断裂力学研究黏弹性材料界面脱黏的扩展问

题.之后,我国学者陆续开展了一些界面脱黏研究.史宏斌等研究了含缺陷药柱对人工脱黏层附近的推进剂与包覆层界面的影响^[4].许萌萌等采用奇异裂纹单元研究了轴对称发动机药柱界面裂纹发生扩展的可能性^[5].蒙上阳等采用奇异裂纹元讨论了发动机药柱表面裂纹、界面裂纹在内压与轴向过载联合作用下裂纹的稳定性^[6-9].目前,对于固体装药界面脱黏的研究主要还是基于断裂力学开展界面裂纹的研究.

收稿日期:2011-09-07

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1861_026.html

作者简介:郑晓亚(1980—),女,湖北孝感人,讲师,博士,主要从事结构完整性方面的研究.

从结构力学角度来说,界面应力是造成脱黏的主要原因,当界面黏接应力大于界面强度,就产生脱黏.本文基于接触算法模拟固体装药界面实际黏接状态,在三维线黏弹性理论以及边界非线性理论基础上,利用 MARC 有限元分析软件计算了某固体装药结构在挂飞工况下结构应变场,以发动机壳体/绝热层第一界面为研究对象,着重探讨该界面间的应力分布规律.

1 数值计算方法

1.1 热黏弹性有限元方法

假设固体火箭发动机推进剂为各向同性,且为热流变简单材料,设当前应力是整个应变增量谱响应的叠加,即根据 Boltzmann 叠加原理,则三维积分型热黏弹性本构关系可以写成^[10]

$$\sigma(t) = DE(0)[\varepsilon(t) - \varepsilon_T(t)] + D \int_0^t [\varepsilon(\xi - \xi') - \varepsilon_T(\xi - \xi')] \frac{dE(\xi')}{d\xi'} d\xi' \quad (1)$$

$$\xi = \int_0^t \frac{d\eta}{da_T[T(\eta)]} \quad \xi' = \int_0^{\tau} \frac{d\eta}{da_T[T(\eta)]} \quad (2)$$

式中 σ 为应力矩阵; ε 为总应变矩阵; ε_T 为温度应变矩阵; D 为材料参数矩阵; $E(0)$ 为 $t = 0$ 时刻的初始模量; ξ 和 ξ' 为等效时间; $a_T[T(\eta)]$ 为时间-温度移位因子.

松弛模量 $E(\xi)$ 用 Prony 级数表示,即

$$E(\xi) = E_\infty + \sum_{n=1}^N E_n e^{-\frac{\xi}{\tau_n}} \quad (3)$$

式中 E_∞ 为 $\xi \rightarrow \infty$ 时的松弛模量; E_n 为松弛时间 τ_n 对应的弹性模量.

设 $\xi' = \xi - \tau$, 由式(1)得到 t 时刻的应力

$$\sigma(t) = D \left(E_\infty + \sum_{n=1}^N E_n \right) [\varepsilon(t) - \varepsilon_T(t)] + D \sum_{n=1}^N \frac{E_n}{\tau_n} \int_0^t [\varepsilon(\tau) - \varepsilon_T(\tau)] e^{-\frac{\xi - \tau}{\tau_n}} d\tau \quad (4)$$

将式(4)积分型本构方程在时间域中离散,将时间 $[0, t]$ 划分为 $[t_0, t_1], [t_1, t_2], \dots, [t_{m-1}, t_m], \dots, [t_{N-1}, t_N]$ 共 N 个步长, $h = t_m - t_{m-1}$, 增量型本构方程

$$\Delta \sigma(t_m) = D \left\{ \left[E_\infty + \sum_{n=1}^N \beta_n(h) E_n \right] \cdot \{ [\Delta \varepsilon(t_m)] - [\Delta \varepsilon_T(t_m)] \} - \sum_{n=1}^N \alpha_n(h) \sigma^n(t_{m-1}) \right\} \quad (5)$$

式中 $\Delta \sigma$ 为应力增量矩阵; $\Delta \varepsilon$ 为应变增量矩阵; $\Delta \varepsilon_T$ 为温度增量矩阵,且

$$\beta_n(h) = \frac{\tau_n}{h} (1 - e^{-\frac{h}{\tau_n}}) \quad \alpha_n(h) = 1 - e^{-\frac{h}{\tau_n}} \quad (6)$$

$$\sigma^n(t_{m-1}) = DE_n [\varepsilon(t_{m-1}) - \varepsilon_T(t_{m-1})] + D \left(\frac{-E_n}{\tau_n} \right) \int_0^{t_{m-1}} [\varepsilon(\tau) - \varepsilon_T(\tau)] e^{-\frac{\xi_{m-1} - \tau}{\tau_n}} d\tau \quad (7)$$

将增量型本构方程代入虚功方程,得到表征结构总体平衡的迭代方程

$$K \Delta u_m = \Delta Q_m - Q_{0m} \quad (8)$$

其中

$$K = \int_V B^T D \left[E_\infty + \sum_{n=1}^N \beta_n(h) E_n \right] B dV \quad (9)$$

$$\Delta Q_{0m} = - \int_V B^T \sum_{n=1}^N \alpha_n(h) [\sigma^n(t_{m-1})] dV \quad (10)$$

$$\Delta Q_m = \int_V B^T D \left[E_\infty + \sum_{n=1}^N \beta_n(h) E_n \right] \Delta \varepsilon_T(t_m) \cdot dV + \int_V N^T \Delta p_m dV + \int_S N^T \Delta P_m dS \quad (11)$$

式中 K 为刚度矩阵; ΔQ 为外载荷增量矩阵; Q_{0m} 为初始外载荷增量矩阵; N 为形函数矩阵; B 为几何矩阵; Δp 为体力增量矩阵; ΔP 为作用在边界上的面力或集中力增量.

1.2 热黏弹接触有限元方法

固体装药结构是多层结构,同时为了降低温度载荷下发动机两端的应力应变集中水平,往往设置人工脱黏层,这样使得固体装药界面较多且黏接状态复杂.从推进剂的固化降温到实际飞行过程中,固体装药结构又要经历一系列的载荷,如温度载荷、燃气压强和惯性过载.因此,固体装药结构分析实质上是热黏弹接触问题的分析.热黏弹性接触有限元方法是在热黏弹性有限元的每一个增量步内确定接触状态,在刚度矩阵式(9)基础上进行修正.求解黏弹性接触问题的具体步骤如下^[11]:

- 1) 将总的求解时间区间分成若干增量步.
- 2) 对任一增量步 $[t_{m-1}, t_m]$, 在初始条件下计算等效载荷.
- 3) 求解该步的增量位移.
- 4) 进行接触迭代循环,得出该步的接触位移、接触应力.
- 5) 确定接触状态(黏连、滑移、未接触),以及在此基础上的单元应变增量以及应变增量的差值.

- 6) 修正节点力,直至满足指定精度.
- 7) 到下一个时间区间进行计算,直至加载历程完成.

对于黏弹性接触问题是一个反复迭代循环的过程.挂飞状态下主要考核的载荷是环境温度载荷和横向过载.由于固化降温时间越长,推进剂力学性能趋近于平衡模量^[12],横向过载作用的时间很短,黏弹性模型与玻璃态模型结果相差小于 3%^[8],推进剂力学性能选用玻璃态弹性模量.这样,将复杂热黏弹性接触问题退化为热弹性接触问题.

2 计算模型及力学性能参数

2.1 计算模型

建模中将除固体装药结构以外的部件统一简化为集中质量单元,其引起的惯性力通过前裙和后端面传递到固体装药结构上,进而传递到吊挂点处.根据计算载荷和结构的对称性,取 1/2 进行建模,其中集中质量单元用三角符号表示,结构简图见图 1.

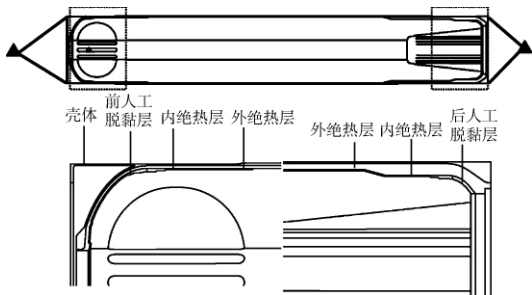


图 1 固体装药结构简图
Fig. 1 Structure sketch of solid motor grain

固体装药由壳体、内外绝热层、人工脱黏层、衬层和推进剂组成.衬层紧紧包覆推进剂,力学性能与推进剂材料相似且厚度很薄,将衬层归到推进剂中.人工脱黏层的力学性能与绝热层相近.图 2 为固体装药结构的有限元计算模型,整个计算模型划分了 111 501 个节点,80 565 个单元.

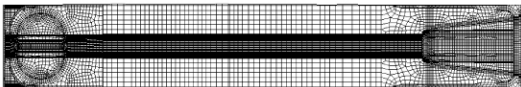


图 2 固体装药结构有限元网格
Fig. 2 Finite element grid of solid motor grain structure

2.2 材料性能参数

推进剂松弛模量的 Prony 级数为

$$E(t) = 0.8932 + 86.5266e^{-100t} + 22.4347e^{-10t} + 9.54198e^{-t} + 2.42352e^{-0.1t} + 2.22893e^{-0.01t} + 0.2323e^{-0.001t} + 0.8793e^{-0.0001t} \quad (12)$$

固体装药材料性能参数见表 1.

表 1 力学性能参数

Table 1 Mechanical performance parameters

部件	壳体	绝热层	推进剂
弹性模量/MPa	210 000	3.0	
泊松比	0.3	0.49	0.498
密度(g/cm ³)	7.80	1.24	1.743
热胀系数/10 ⁻⁵ (1/K)	1.1	29.5	8.6

2.3 边界条件

由于采用半模进行分析,对称面上施加对称约束,两个吊挂处施加固支约束.固体装药部件界面间根据实际情况施加 T 边界或者 G 边界. T 边界表示部件间接触, G 边界表示部件间黏接,无相对位移.

2.4 计算工况

推进剂零应力温度为 63℃,取挂飞最恶劣环境温度-58℃,横向过载 8g.

3 计算结果及分析

3.1 应变场特征

推进剂的 VonMises 应变见图 3.为了描述应变在推进剂内部的变化趋势,给出 3 条特征曲线,见图 4,VonMises 应变沿 3 条特征曲线的分布规律见图 5.

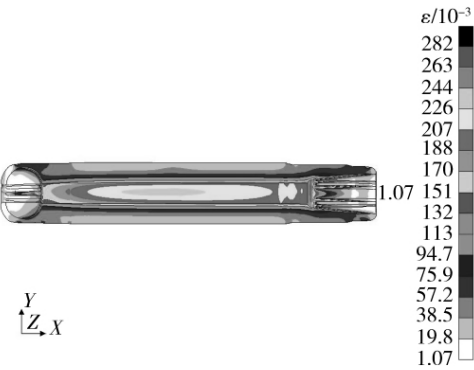


图 3 推进剂 VonMises 应变云图
Fig. 3 VonMises strain contour of propellant

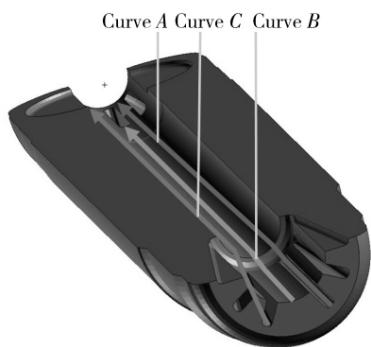


图 4 推进剂内型面特征曲线定义

Fig. 4 Special curves definition of propellant internal wall

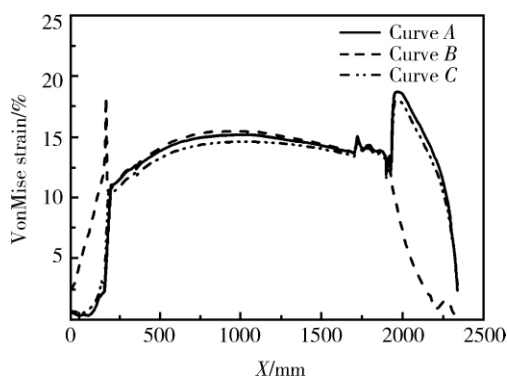


图 5 推进剂内型面 VonMises 应变沿轴向分布规律

Fig. 5 Distribution rule of vonmises strain on propellant internal wall along axis

从上述计算结果还可以看出:推进剂的高应变集中在两个区域:一是位于圆盘形沟槽根部, VonMise 应变为 18.3%;二是位于星孔沟槽根部, VonMise 应变为 18.9%,推进剂中部直段的应变变化趋势比较平稳, VonMise 应变在 15.5% 左右. 高应变出现的位置符合工程实际,若以推进剂材料的最大延伸率作为判据,低温下推进剂最大延伸率可达到 40%,大于推进剂的最大 VonMise 应变,说明在挂飞工况下推进剂内型面不会产生裂纹.

3.2 壳体/绝热层界面应力

为了便于描述界面黏接应力的变化规律,在外绝热层表面定义了 3 条特征曲线,见图 6. 壳体/绝热层界面径向扯拉应力云图见图 7,单位是 MPa. 径向扯拉应力沿 3 条特征曲线的变化规律见图 8 和 9. 壳体/绝热层界面轴向剪切应力云图见图 10(单位为 MPa). 轴向剪切应力沿特征曲线的变化规律见图 11.

从上述计算结果可以看出:对于壳体/绝热层

界面,径向扯拉应力在前后人工脱黏分离点以及吊挂区域表现为高应力特征,从径向扯拉应力量值来看,最高为 0.179 MPa,位于前人工脱黏分离区. 由于存在前后人工脱黏层,使得固体推进剂前后缘的变形不再受到外绝热层以及壳体的约束,固体推进剂连同内绝热层以及前后人工脱黏层发生往里的收缩变形,对外绝热层在前后人工脱黏分离点处有明显的扯拉效应,产生局部应力尖峰. 固体装药产生的惯性载荷通过内外绝热层传递到壳体,在吊挂区域同样也表现为明显的扯拉效应,产生局部应力尖峰. 沿环向、径向扯拉应力逐渐增大,到吊挂区域达到最大,然后一直减小,同时后吊挂区域的径向扯拉应力要大于前吊挂区域,主要原因是后吊挂点离弹的质心近一些,传递到后吊挂的载荷也相应大一些.

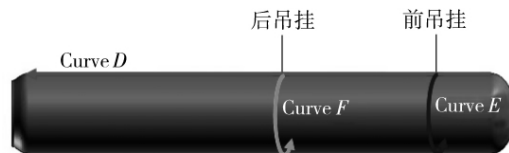


图 6 外绝热层表面特征曲线定义

Fig. 6 Special curves definition of insulation external wall

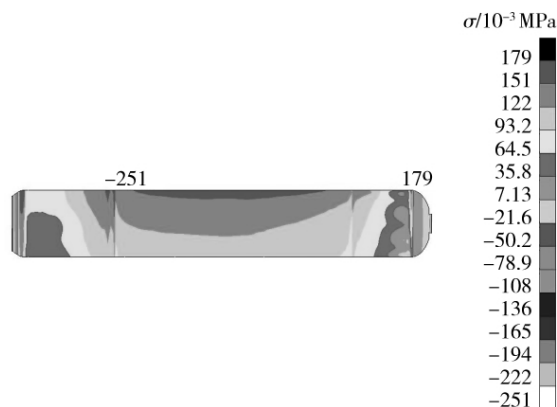


图 7 壳体/绝热层界面径向扯拉应力云图

Fig. 7 Contact normal stress contour of interface between case and insulation

从上述计算结果可以看出:对于壳体/绝热层界面,轴向剪切应力也在前后人工脱黏分离区域表现为高应力特征. 从轴向剪切应力量值来看,基本在 0.08 MPa 以内. 轴向剪切应力来源两个因素,一是传递到前裙和后端面上的惯性力引起,横向惯性力作用在前裙和后端面上产生附加的弯矩,在壳体与外绝热层界面产生剪切效应,但仅为次要因素;二是固体推进剂等收缩变形引起,收缩变形不仅产生明显的扯拉效应还会附加剪切效

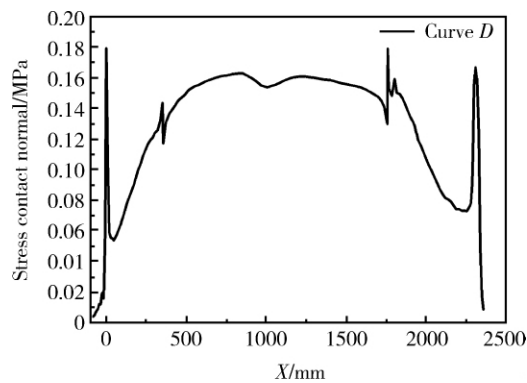


图8 径向扯拉应力沿特征曲线D的分布规律

Fig. 8 Distribution rule of contact normal stress along curve D

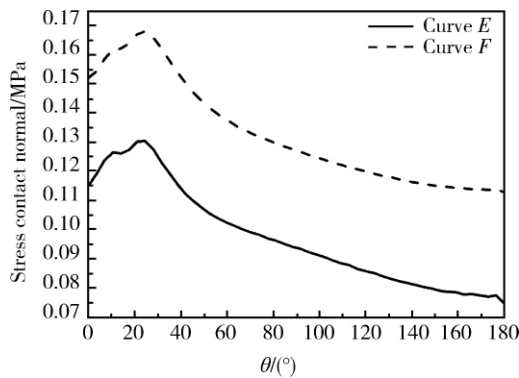


图9 径向扯拉应力沿特征曲线E和F的分布规律

Fig. 9 Distribution rule of contact normal stress along curves E and F

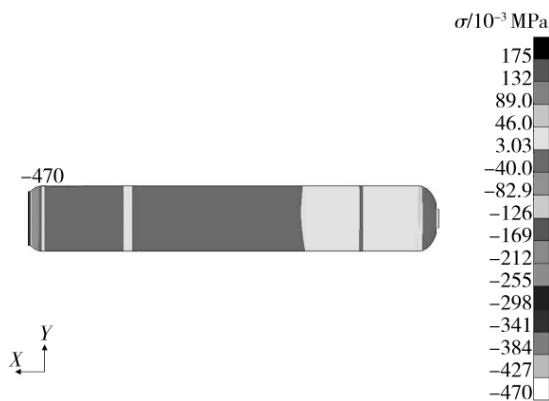


图10 壳体/绝热层界面轴向剪切应力云图

Fig. 10 Contact shear stress contour of interface between case and insulation

应,特别是在前后人工脱黏分离点表现极其显著.

综上所述,对于壳体/绝热层界面,径向扯拉破坏是造成该界面可能脱黏最主要的因素.从量值来看,最高的径向扯拉应力和轴向剪切应力都小0.2 MPa.界面扯拉强度极限是1.5 MPa,剪切

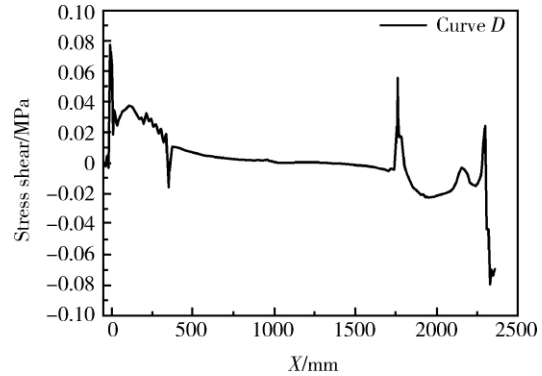


图11 轴向剪切应力沿特征曲线D的分布规律

Fig. 11 Distribution rule of contact shear stress along curve D

强度极限是1.0 MPa,因此,在挂飞工况下该界面黏接性能良好,不会发生脱黏现象.

4 结 论

本文给出了固体装药结构界面脱黏的一种快速判断方法.建立了某固体装药的三维计算模型,采用接触算法模拟固体装药多层结构复杂的边界条件,得到了固体装药结构的应变场,应变分布云图符合工程实际,说明计算方法具有可信度.着重研究了壳体/绝热层界面应力的分析规律,获得了界面径向扯拉应力和轴向剪切应力的量值以及沿特征曲线的变化规律,为工程设计人员提供一定的参考价值.

参考文献:

- [1] 王维民,庄福康. 固体发动机燃烧室壳体/绝热层界面脱黏类型及解决的技术途径[J]. 推进技术, 1996, 17(1): 89-91.
WANG Weiming, ZHUANG Fukang. Analysis and preventive of debond between case and insulation in solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Technology, 1996, 17(1): 89-91. (in Chinese)
- [2] Fraisse P. Use of J -integral as fracture parameter in simplified analysis of bonded joints[J]. Int. J. Fracture, 1993, 63(1): 47-59.
- [3] Srinivas M V. Interfacial crack propagation in athin viscoelastic film bonded to an elastic substrate[J]. Int. J. Fracture, 1994, 65(1): 31-47.
- [4] 史宏斌,候晓,朱祖念. 含缺陷药柱人工脱黏层前缘应力分析[J]. 固体火箭技术, 1999, 22(3): 46-49.
SHI Hongbin, HOU Xiao, ZHU Zunian. Stress analysis of flap of imperfect grain in consideration of various materials [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1999, 22(3): 46-49. (in Chinese)
- [5] 许萌萌,胡春波,何国强. 固体火箭发动机界面脱黏裂纹分析[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(2): 121-124.

- XU Mengmeng, HU Chunbo, HE Guoqiang. Analysis on interfacial debond crack of SRM[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(2): 121-124. (in Chinese)
- [6] 蒙上阳, 唐国金, 雷勇军. 固体发动机药柱的裂纹稳定性分析[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 335-338.
- MENG Shangyang, TANG Guojin, LEI Yongjun. Stability analysis of the crack in solid rocket motor grain[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 335-338. (in Chinese)
- [7] 蒙上阳, 唐国金, 雷勇军. 固体发动机包覆层与推进剂界面脱粘裂纹稳定性分析[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(1): 46-49.
- MENG Shangyang, TANG Guojin, LEI Yongjun. Stability analysis of onterfacial debonded crack between propellant and liner of solid rocket motor grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(1): 46-49. (in Chinese)
- [8] 袁端才, 雷勇军, 唐国金, 等. 长期贮存的固体发动机药柱脱粘界面裂纹分析[J]. 国防科技大学学报, 2006, 28(3): 19-23
- YUAN Duancai, LEI Yongjun, TANG Guojin, et al. Analysis of the interfacial crack in debonded layer of long term storage solid motor grain[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(3): 19-23. (in Chinese)
- [9] 蒙上阳, 胡光宇, 刘兵, 等. 固体火箭发动机药柱裂纹的 J 积分分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 646-649.
- MENG Shangyang, HU Guangyu, LIU Bing, et al. Analysis of stability of crack in solid rocket motor grain with J -integral. [J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(6): 646-649. (in Chinese)
- [10] 张义同. 热粘弹性理论[M]. 天津: 天津大学出版社, 2002.
- [11] 江晓禹, 孔祥安. 高分子材料的粘弹性摩擦接触力学研究[J]. 高分析材料科学与工程, 2000, 16(1): 16-19.
- JIANG Xiaoyu, KONG Xiangnan. Mechanical research on viscoelastic frictional contact of polymer[J]. Polymer Materials Science and Engineering, 2000, 16(1): 16-19. (in Chinese)
- [12] 朱祖念. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.