

文章编号:1000-8055(2013)04-0935-06

含裂纹药柱老化结构分析

张建伟, 职世君, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为讨论不同贮存年限的含裂纹固体火箭发动机药柱的稳定性, 基于黏弹性断裂力学, 采用有限单元法, 于药柱星角裂纹尖端处设奇异裂纹元, 计算了弹射和点火情况下的 J 积分, 对比了不同形状和不同贮存年限裂纹 J 积分的变化。结果表明: 发动机在弹射工况下, 裂纹 J 积分随贮存年限的增加而减小, 裂纹的扩展机会越小; 在点火工况下, 裂纹 J 积分随着贮存时间的增加而增大, 裂纹的扩展机会越大, 裂纹不稳定。

关 键 词: 固体火箭发动机; 药柱; 老化; 裂纹; J 积分

中图分类号: V435

文献标志码: A

Structural analysis of aged grain of solid rocket motor with crack

ZHANG Jian-wei, ZHI Shi-jun, SUN Bing

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to study the structure stability of the solid rocket motor grain with a crack with different storage time, the theory of viscoelastic fracture mechanics and finite element method were adopted to calculate the J integral of the crack when the solid rocket motor was under the ejection load and the ignition load. The singular crack elements were employed when the J integral of the crack was calculated. The results of J integral of cracks with various shapes and in different storage time were discussed. The results show that the J integral of the crack decreases with storage time and crack propagation is not likely to happen when the motor is under the ejection load. However, when the motor is under the ignition load, the J integral of the crack increases with storage time and the crack is more unstable and is more likely to propagate.

Key words: solid rocket motor; grain; aging; crack; J integral

在固体火箭发动机自然贮存过程中, 由于物理、化学老化, 运输、勤务处理时可能会使药柱产生裂纹, 裂纹在固体推进剂中的存在是个严重的安全隐患, 它可导致燃面增大、压力增高, 严重者可引起发动机窜火、爆炸。工程上对含裂纹的发动机的处理往往偏于保守, 发动机只要有裂纹就报废, 这无疑会造成很大浪费。随着计算力学和断裂力学的发展, 采用数值仿真的方法来估计推进剂药柱的结构完整性变得更加可行。国内外的很多

学者都对含裂纹的固体推进剂进行了大量的试验和理论研究。Liu 等^[1-5]对复合固体推进剂的累积损伤和裂纹扩展问题实行了大量的多手段试验研究和理论分析, 作者采用断裂力学、三维有限元等方法对裂纹扩展机理进行研究, 建立了复合推进剂的随机扩展模型。屈文忠^[6]依据 Schapery 的黏弹性断裂理论, 对国产端羟基聚丁二烯 (HTPB) 复合推进剂进行了 I 型裂纹扩展试验研究。分析了裂纹扩展的特性, 表明裂纹扩展开始时存在临界

收稿日期: 2012-04-25

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.935_030.html

作者简介: 张建伟 (1976—), 男, 河南浚县人, 讲师, 博士, 主要研究方向为固体火箭发动机。

应力强度因子 K_{Ic} 。目前,对含裂纹药柱的结构完整性评估时,采用断裂判据的研究比较多,但往往没有考虑固体火箭发动机贮存年限的影响^[7-9]。随着贮存年限的增加,药柱的材料性能势必发生变化^[10-15],对含裂纹药柱的结构完整性必然有影响,因此有必要对含裂纹药柱在不同贮存年限不同工况下的稳定性进行评估。发动机最恶劣的工况无疑是点火发射时,所以本文根据推进剂材料老化参数的变化,对不同贮存年限发动机在弹射及点火工况下裂纹 J 积分的变化进行了计算,为含裂纹的发动机装药判废提供参考。

1 计算方法及老化试验数据

1.1 J 积分

考虑任意一个围绕裂纹尖端的逆时针回路 Γ , J 积分的数学表达式如下^[16]:

$$J = \int_{\Gamma} \left(\omega dx_2 - T_i \frac{\partial u_i}{\partial x_1} \right) ds \quad (1)$$

其中 u_i 为位移矢量的分量; ds 为积分路径 Γ 上的微小增量; ω 为应变能密度因子,其定义为

$$\omega = \int_0^{\varepsilon_{ij}} \sigma_{ij} d\varepsilon_{ij} \quad (2)$$

其中 σ_{ij} 和 ε_{ij} 分别为应力张量和应变张量。

T_i 为张力矢量,张力是垂直于围路的应力矢量。换句话说,如果以围路中的物体构筑一个自由体,则 T_i 将是作用在其边界上的正应力。张力矢量可通过应力来计算

$$T_i = \sigma_{ij} n_j \quad (3)$$

其中 n_j 为 Γ 的单位法矢量。

实际中,表达式(1)并不适合于数值计算,因为在围路上计算应力和应变并不现实可行。而且,当积分回路非常靠近裂纹尖端时,所得到的结果并不总是一致的。为此提出了等效积分区域法来对 J 积分进行数值计算,如图1所示。通过散度定理,用裂纹尖端附近一个有限区域内来代替积分回路进行 J 积分的计算。基于这样的思路,公式

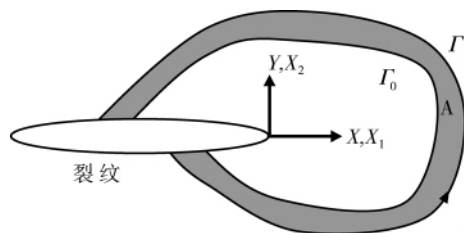


图1 围绕裂纹尖端的封闭积分区域

Fig.1 Domain of integration around the crack tip

(1)可转化为

$$J = \int_A \left(\sigma_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_1} - \omega \delta_{1i} \right) \frac{\partial q}{\partial x_i} dA \quad (4)$$

1.2 奇异性裂纹单元

由于连续体裂纹尖端附近应力具有奇异性,用普通有限元法,即使将网格分得特别密也难以达到足够的精度。因此需要在裂纹尖端处设置奇异单元。裂纹尖端的应力场与位移场的表达式^[17]为

$$\sigma_{ij}^{(N)} = \frac{K_N}{\sqrt{2\pi r}} f_{ij}^{(N)}(\theta) \quad (5)$$

$$u_i^{(N)} = K_N \sqrt{\frac{r}{\pi}} g_i^{(N)}(\theta) \quad (6)$$

其中 σ_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) 为应力分量; u_{ij} ($i=1, 2, 3$) 为位移分量; $N=I, II, III$, 表示裂纹的类型; $f_{ij}(\theta)$ 和 $g_i(\theta)$ 是极角 θ 的函数。

要确保有限元法收敛,有限元计算的近似位移场及其1阶导数应处处任意地接近真实场,而裂尖附近位移场精确解(式(5))的1阶导数在裂纹尖端无界,即裂尖的应力状态具有 $1/\sqrt{r}$ 阶奇异性,常规单元的位移模式不能描述尖端处的奇异性,不满足收敛性条件,用传统方法在裂尖附近把单元加得很密也难以达到足够的精度,而且单元加密使计算量增大。在裂纹尖端使用奇异单元是解决这个问题的一种有效方法,在有限元法中,为了模拟这种裂纹尖端的奇异性,以解析的裂纹尖端渐近行为套入内插函数,使得位移在裂纹尖端附近具有 $\sqrt{r}$ 行为,则应力具有 $1/\sqrt{r}$ 的奇异行为构成一种特殊单元,这种单元称为奇异单元。

1.3 老化试验数据

采用文献[18]中的相关数据。

其中泊松比随贮存年限的变化关系为

$$\nu(t) = -0.00245(e^{\frac{t}{13.18544}} + e^{\frac{t}{13.18483}}) + 0.50372 \quad (7)$$

最大延伸率随贮存年限的变化关系为

$$\varepsilon_{\max} = 0.462 \exp\left(-173.24134t \exp\left(-\frac{4049.98127}{T}\right)\right) \quad (8)$$

其中 T 为贮存温度。

松弛模量关系式为

$$E(t) = E_0 (0.244 + 0.2487e^{-t} + 0.3361e^{-0.1t} + 0.1218e^{-0.01t} + 0.0493e^{-0.001t}) \quad (9)$$

其中 E_0 为推进剂的瞬时模量, E_0 随贮存年限变

化关系为

$$E_0(t) = 4.04994 + 361.0856t \exp\left(-\frac{3496.9776}{T}\right) \quad (10)$$

2 计算模型

在发动机药柱翼槽的前端凸面处,将包含裂纹的部分切出,并在该部分上对裂纹进行网格划分,其中,裂纹面为半椭圆形,裂纹尖端采用奇异网格划分,然后再将该部分与药柱进行绑定,其接触面为映像关系,通过节点对面的投影及插值处理进行数值传递。图2为发动机药柱含裂纹网格模型。为考虑不同椭圆形状对裂纹计算结果的影响,取椭圆的短轴与长轴之比 a/b 分别为 $1/3, 1/2, 1/1$, 为叙述方便,分别对应裂纹1、裂纹2和裂纹3。在计算裂纹 J 积分时,规定裂纹尖端线节点从左起编号为1。图3所示为药柱裂纹设置示意图。裂纹深度(即短轴)取 $a=2\text{ mm}$, 裂纹初始扩展方向为裂纹尖端线法线方向。

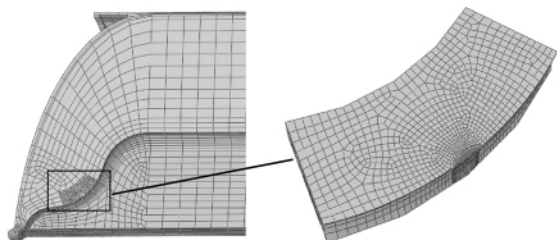


图2 发动机药柱裂纹网格划分

Fig. 2 Grids of solid rocket motor with a crack

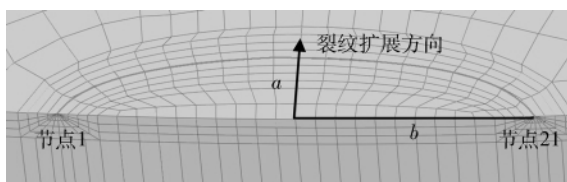


图3 药柱裂纹设置示意图

Fig. 3 Sketch of a crack in finite element method (FEM)

在计算中主要考虑了发动机所经历弹射和点火发射过程。弹射时,发动机承受 10 g 的加速度载荷。点火时,发动机受内压载荷作用,压力峰值为 6 MPa , 同时受约 5 g 的加速度载荷。

3 计算结果及分析

分别取发动机贮存 $0, 5, 10, 15$ 年时在弹射和

点火发射时的计算结果进行对比,分析不同裂纹形状及贮存年限对裂纹 J 积分的影响。

3.1 弹射时3种裂纹的 J 积分变化

固体发动机在受弹射加速度载荷作用时,3种裂纹在贮存 $0, 5, 10, 15$ 年时裂纹 J 积分在各节点的分布情况如图4到图7来表示。其中,由于裂纹3只有19个节点,为显示裂纹节点 J 积分分布的对称性,将裂纹的起始节点编号设为2。从不同贮存年限来看,在不同贮存年限,3个裂纹节点 J 积分的分布规律整体上基本一致,差别主要体现在数值大小上,随着贮存年限的增加,整体上 J 积分值都有所下降,可见发动机在弹射工况下,裂纹 J 积分随贮存年限的增加而减小。这主要因为在弹射工况下,固体装药主要受到是轴向加速度载荷,在该载荷作用下,松弛模量的影响要大于泊松比。因此,当贮存年限增加,推进剂变硬,松弛模量变大时,所计算的 J 积分值逐渐降低。根据国内外文献调研情况,固体推进剂 J 积分数量级一般在 0.8 N/mm 左右,在弹射加速度载荷下,深度为 2 mm 的裂纹所计算的 J 积分结果与之相差较远,因此可认定该3种裂纹为 2 mm 深时,在弹射工况下不会扩展。

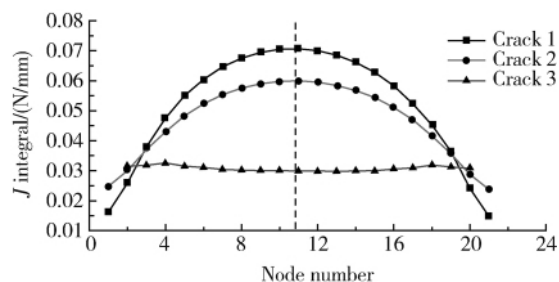


图4 贮存0年弹射工况下各裂纹节点 J 积分分布

Fig. 4 Distributions of different cracks under ejection condition when the motor is stored 0 year

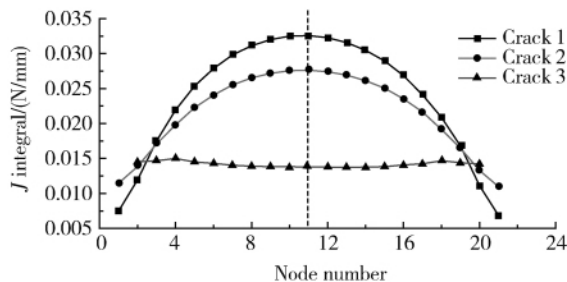


图5 贮存5年弹射工况下各裂纹节点 J 积分分布

Fig. 5 Distributions of different cracks under ejection condition when the motor is stored 5 years

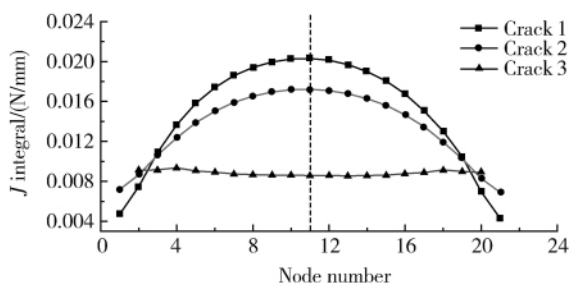


图6 贮存10年弹射工况下各裂纹节点 J 积分分布

Fig. 6 Distributions of different cracks under ejection condition when the motor is stored 10 years

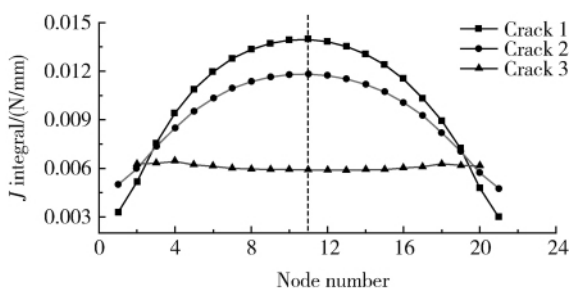


图7 贮存15年弹射工况下各裂纹节点 J 积分分布

Fig. 7 Distributions of different cracks under ejection condition when the motor is stored 15 years

从节点的分布规律来看,在起始节点和终止结点处,裂纹1的 J 积分低于裂纹2低于裂纹3,而中间节点处,裂纹1的 J 积分高于裂纹2高于裂纹3.裂纹1和裂纹2由于是椭圆形分布,因此裂纹 J 积分呈中间高两端低分布,在扩展时,首先是中间节点处产生扩展,然后两边逐渐扩展.而裂纹3由于是圆形分布,裂纹扩展趋势发生了变化,裂纹易于先从两端开始扩展,然后过渡到裂纹中间节点处,因此裂纹3的各节点的 J 积分值,呈两边高中间低的分布.

3.2 点火时3种裂纹的 J 积分变化

固体发动机在点火发射时,受点火内压和轴向加速度作用,3种裂纹在不同贮存年限的裂纹 J 积分计算结果如图8到图10所示.从图中可以看出,由于裂纹1和裂纹2的形状为椭圆形,裂纹节点 J 积分的分布为中间高两端低,而裂纹3形状为圆形,裂纹节点 J 积分的分布为中间低两端高,这点和弹射时的分布规律一致.随着贮存时间的增加,裂纹节点 J 积分增长速度增大,且沿裂纹尖端线节点路径 J 积分值分布的坡度增大.这一点与弹射工况下刚好相反,主要是在轴向加速度载荷下, J 积分的计算值受泊松比变化的影响远小于松弛模量的影响,而在点火工况下,发

动机受内压载荷作用,推进剂泊松比变化对计算结果产生的影响要明显大于松弛模量所起的作用.随着贮存年限的增加,泊松比逐渐减小,而引起 J 积分增大.这说明贮存时间越长的发动机药柱出现裂纹时,裂纹的扩展机会越大.从各节点 J 积分数值来看,该处裂纹即使深度只有2 mm时,扩展机率仍然非常大,如果在贮存过程中,发动机药柱该处出现裂纹,则应谨慎处理.

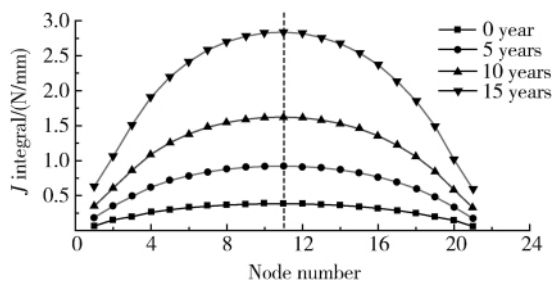


图8 裂纹1不同贮存年限 J 积分变化曲线

Fig. 8 J -integral curves of crack 1 in different storage time

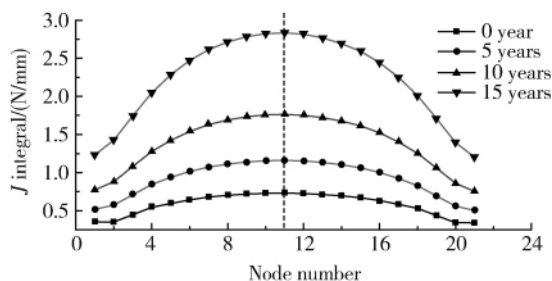


图9 裂纹2不同贮存年限 J 积分变化曲线

Fig. 9 J -integral curves of crack 2 in different storage time

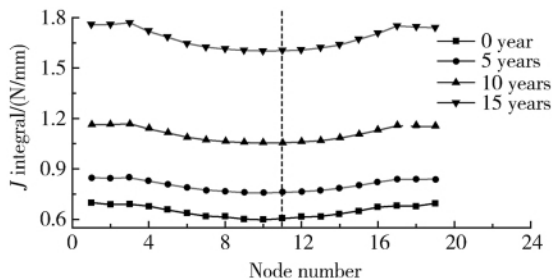


图10 裂纹3不同贮存年限 J 积分变化曲线

Fig. 10 J -integral curves of crack 3 in different storage time

为考虑裂纹深度对裂纹的影响,取裂纹深度分别为3,4 mm,5 mm,计算裂纹 J 积分的分布.裂纹长宽比取 $a/b=1/3$.不同深度的裂纹在点火发射工况下的 J 积分分布,如图11~图13所示.

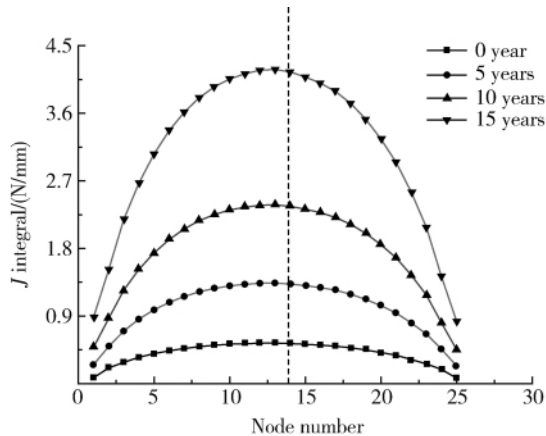


图 11 裂纹深度为 3 mm 不同贮存年限 J 积分分布曲线

Fig. 11 Distributions of J -integral in different storage time when the crack depth is 3 mm

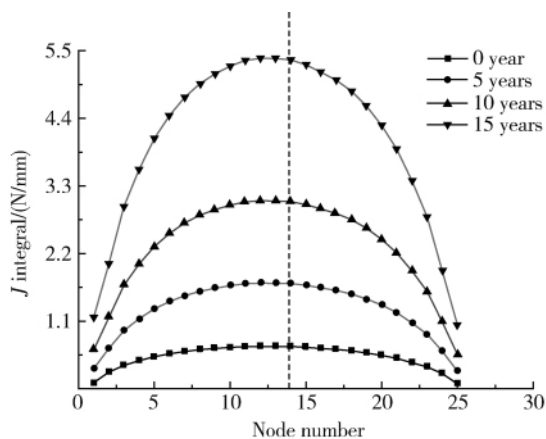


图 12 裂纹深度为 4 mm 不同贮存年限 J 积分分布曲线

Fig. 12 Distributions of J -integral in different storage time when the crack depth is 4 mm

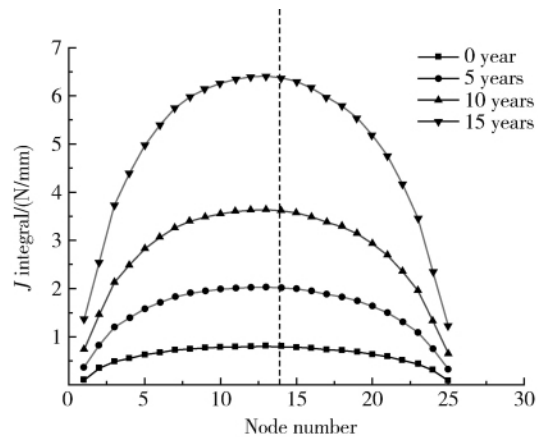


图 13 裂纹深度为 5 mm 不同贮存年限 J 积分分布曲线

Fig. 13 Distributions of J -integral in different storage time when the crack depth is 5 mm

从图 11~图 13 中可以看出,在点火工况下,裂纹各节点 J 积分分布与裂纹形状对应,裂纹中间节点处 J 积分值最大,向两边递减,说明裂纹中间节点处较两端易扩展.随着裂纹深度增加, J 积分值变大,且贮存时间越久,裂纹深度对 J 积分值所产生的影响越大.可见若发动机装药出现裂纹,裂纹越深,贮存时间越久,则危险性越大.

4 结 论

1) 当发动机装药该处裂纹的裂纹尖端线为半圆时,裂纹两端易先扩展,随后裂纹中间扩展,即裂纹尖端线有向椭圆的扩展趋势.当裂纹尖端线为椭圆形状时,裂纹中间易先扩展,随后裂纹两端处扩展.

2) 随贮存年限的增加,发动机在弹射工况下,裂纹的扩展可能性越小,而在点火工况下,裂纹的扩展机会越大,裂纹不稳定.

3) 在发动机贮存过程中,药柱内表面产生裂纹可能是由于推进剂老化、温度变化引起的药柱内部应力作用、勤务处理时的撞击等因素产生.通过分析可知,考虑贮存过程中药柱老化性能对裂纹的影响是必要的,在发动机结构完整性分析工作中是不可或缺的.

参考文献:

- [1] Liu C T. Crack growth behavior in a composite propellant with strain gradients: Part II [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1990, 27(6): 647-659.
- [2] Liu C T. Acoustic evaluation of damage characteristics in a composite solid propellant [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1992, 29(5): 709-712.
- [3] Liu C T. Three-dimensional finite element analysis of crack-defect interaction [R]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1992, 29(5): 713-717.
- [4] Liu C T, Yang J N. Probabilistic crack growth model for application to composite solid propellants [J]. Journal of spacecraft and rockets, 1994, 31(1): 79-84.
- [5] Liu C T. Cumulative damage and crack growth in solid propellant [J]. AD-A323684, 1997.
- [6] 屈文忠. 国产 HTPB 复合推进剂裂纹扩展特性的实验研究 [J]. 推进技术, 1994, 15(6): 88-92.
QU Wenzhong. Experimental research on crack growth behavior in HTPB composite propellant [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(6): 88-92. (in Chinese)
- [7] 邢耀国, 熊华, 董可海, 等. 聚硫推进剂燃烧条件下裂纹扩展过程的研究 [J]. 推进技术, 2000, 21(3): 71-74.
XING Yaoguo, XIONG Hua, DONG Kehai, et al. Propagating process of cracks on polysulfide propellant during combustion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000,

- 21(3):71-74. (in Chinese)
- [8] 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 the interfacial debonded crack between propellant and liner of solid rocket motor grains[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2004, 27(1): 46-49. (in Chinese)
- [9] 职世君,孙冰,张建伟. 固体推进剂复合型裂纹扩展数值计算[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 28-31.
ZHI Shijun, SUN Bing, ZHANG Jianwei. Numerical computation of mixed mode crack propagation in solid propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(1): 28-31. (in Chinese)
- [10] Kelley F N, Trout J L. Elements of solid rocket service life prediction[R]. AIAA-72-1085, 1972.
- [11] Christiansen A G, Layton L H, Carpenter R L. HTPB propellant aging[J]. Journal Spacecraft and Rockets, 1981, 18(3): 211-215.
- [12] Schubert H, Menke K. Service life determination of rocket motors by comprehensive property analysis of propellant grains[R]. AD-A330303, 1997.
- [13] 刑耀国,马银民,董可海. 用长期贮存定期检测法预测药柱使用寿命[J]. 推进技术, 1999, 20(5): 39-43.
XING Yaoguo, MA Yinmin, DONG Kehai. Prediction of service life of storage grain using periodical check method[J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5): 39-43. (in Chinese)
- [14] Kivity M, Hartman G, Achlama A M. Aging of HTPB propellant[R]. AIAA-2005-3802, 2005.
- [15] Gary L. Solid propellant aging kinetics[R]. AIAA-2009-5423, 2009.
- [16] 王自强,陈少华. 高等断裂力学[M]. 北京: 科学出版社, 2009.
- [17] 沈成康. 断裂力学[M]. 上海: 同济大学出版社, 1996.
- [18] 职世君,孙冰,张建伟. 考虑泊松比的固体发动机装药贮存寿命预估[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 593-597.
ZHI Shijun, SUN Bing, ZHANG Jianwei. Storage life prediction for solid rocket motor grain in consideration of Poisson's ratio[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(5): 593-597. (in Chinese)