

# 温度载荷对固体火箭发动机药柱表面裂纹稳定性影响\*

## Effects of Thermal Loading on Stability of the Surface Crack in Solid Rocket Motor Grains

蒙上阳<sup>1</sup>,路廷镇<sup>2</sup>,辛 健<sup>2</sup>,苏志军<sup>2</sup>,刘 飞<sup>2</sup>MENG Shang-yang<sup>1</sup>, LU Ting-zhen<sup>2</sup>, XIN Jian<sup>2</sup>, SU Zhi-jun<sup>2</sup>, LIU Fei<sup>2</sup>

(1.中国人民解放军 6396 部队,北京 100012; 2.中国人民解放军 9663 部队,北京 102206)

(1. PLA Troops of 63961, Beijing, 100012, China; 2. PLA Troops of 96630, Beijing, 102206, China)

**摘要:**为了探讨环境温度对固体火箭发动机点火发射时药柱内表面裂纹稳定性的影响,以翼锥-过渡伞盘-圆柱组合药型的发动机为例,采用三维有限元方法,在发动机药柱的危险截面上沿危险方向预设裂纹,在裂纹尖端构建奇异三维裂纹元,计算在不同环境温度下点火发射时裂纹的应力强度因子。结果表明,药柱表面裂纹在伞盘顶端和圆柱段表面不会以张开方式扩展,伞盘顶端裂纹不会以滑开方式扩展,圆柱中段表面裂纹除低温外,在高温和常温点火发射时均自动止裂;伞盘裂纹若扩展将以撕开方式失稳扩展,低温较高温点火发射危险,圆柱中段表面裂纹可能以撕开方式扩展,高温较低温更为危险。

**关键词:** 发动机 固体火箭 有限元法 奇异裂纹元 应力强度因子 温度载荷

中图分类号: V512 文献标识码: A 文章编号: 1005-9164(2008)01-0052-03

**Abstract** In order to judge the stability of the surface crack in solid rocket motor (SRM) grains while the SRM was launched in different environmental temperature. A SRM with the grain configuration of fin cone and umbrella-type trays and column was taken as example. Three-dimension finite elements calculation models of the surface crack were established and three-dimension singular crack elements near the crack tip were set up to simulate the surface crack propagation. Under joint action of thermal loading, working pressure and axial acceleration overloading, aimed at different surface crack depths, the stress intensity factors were calculated respectively and the calculated results could be used to judge the crack stability. The results showed that the umbrella slot and the column section surface cracks would not expend with the opening model. The umbrella slot surface crack would not expend with the sliding model. Except low temperature, under high temperature and normal temperature, the column section cracks would auto stop to expend with the sliding model. If the umbrella slot surface cracks expend, they would expend with the tearing model, and launching in low temperature was more dangerous than high temperature. The column section cracks would expend with tearing model, and launching in high temperature was more dangerous than low temperature.

**Key words** motor, solid rocket, finite element method, singular crack element, stress intensity factor, thermal loading

固体火箭发动机在整个生命周期中要经历浇铸、固化降温、脱模、装配运输、贮存和勤务处理等过程,在这些过程中都可能出现药柱裂纹。药柱含裂纹的发动机在点火发射时可能会引起发动机的内弹道性能

改变,从而导致穿火或轰爆等事故。因此,发动机药柱表面裂纹的力学行为研究一直是工程部门关注的课题。例如针对平面裂纹的研究主要有规则裂纹模型实验与裂纹腔内压力特性<sup>[1]</sup>、平板穿透裂纹扩展的特性<sup>[2]</sup>及二维裂纹的稳定性<sup>[3]</sup>等。随着研究的不断深入,发动机药柱三维裂纹稳定性的研究也取得了不少成果,如在内压作用下的表面裂纹处理<sup>[4]</sup>、脱粘裂纹稳定性<sup>[5]</sup>和药柱裂纹修复<sup>[6]</sup>的研究等。由于推进剂药

收稿日期: 2007-09-11

作者简介: 蒙上阳 (1966-),男,博士,主要从事结构完整性断裂损伤研究。

\* 国防预研支撑项目 (40403)资助。

柱是粘弹性材料,具有强烈的时间温度依赖性。因此,研究药柱裂纹时不仅有必要建立三维有限元模型,并且在裂纹尖端用奇异单元描述其奇异性,而且载荷除了内压还要考虑环境温度的影响。本文以翼锥-过渡伞盘-圆柱组合药型为例,建立整个发动机的三维有限元模型,通过对无缺陷固体火箭发动机在不同环境温度下点火发射时的三维有限元分析,确定发动机全局危险位置,预设最易扩展的纵向表面裂纹,探讨不同环境温度下点火发射时固体火箭发动机药柱表面裂纹的稳定性。

### 1 奇异裂纹元

由断裂力学<sup>[7]</sup>分析知,裂纹尖端的应力场与位移场的表达式为:

$$\epsilon_{ij}^{(N)} = \frac{K_N}{2Cr} f_{ij}^{(N)}(\theta), \tag{1}$$

$$u_i^{(N)} = K_N \frac{r}{c} g_i^{(N)}(\theta), \tag{2}$$

其中,  $\epsilon_{ij}(i, j = 1, 2, 3)$  为应力分量,  $u_i(i = 1, 2, 3)$  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  $\theta$  的函数。

由(2)式可见,裂尖附近位移场的一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。为了模拟裂纹尖端的奇异性,以解析的裂纹尖端渐近行为套入内插函数<sup>[8]</sup>,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,构成一种特殊的奇异裂纹元。

如图1所示为沿  $r$  轴方向的奇异行为,六结点楔形体奇异单元的形函数为:

$$N_1(a, Z, Y) = N_1(a, Z)Y, N_2(a, Z, Y) = N_2(a, Z)Y, N_3(a, Z, Y) = N_3(a, Z)Y, N_4(a, Z, Y) = N_1(a, Z)(1 - Y), N_5(a, Z, Y) = N_2(a, Z)(1 - Y), N_6(a, Z, Y) = N_3(a, Z)(1 - Y)$$

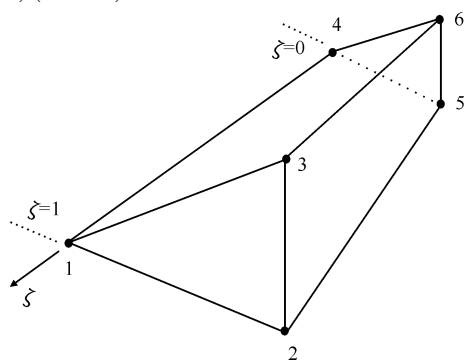


图1 六节点楔形体单元

Fig. 1 Six-node wedge element

如图2所示,在裂纹尖端用8个楔形体奇异单元围绕一圈构建三维奇异裂纹元(简称为体裂纹元),每个

奇异裂纹体单元的奇异边为  $1-1$  边。对包含裂纹尖端的单元用裂纹元模拟,对于不含裂纹尖端的单元则用一般的单元模拟,组合刚度矩阵后,即可以求得整个位移场、应力场与应变场,再用裂纹元的位移量,套用(2)式即可求得  $K_I$ 、 $K_{II}$  与  $K_{III}$  应力强度因子。

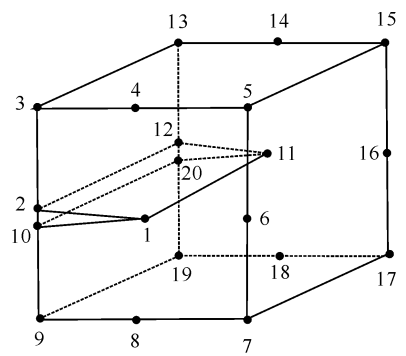


图2 体奇异裂纹单元

Fig. 2 Solid singular crack element

### 2 裂纹的稳定性分析

以最常见贴壁浇铸星式翼锥药形结构的固体火箭发动机为例,从工程实际出发,根据发动机在高温(50°C)、常温(20°C)和低温(-50°C)的环境温度下,即在温度、燃气内压和轴向过载复合载荷作用下点火发射时,分析发动机药柱伞盘-圆柱段表面应力应变集中区域的裂纹的稳定性。在这些应变集中处预设几种不同深度的裂纹,于裂纹尖端构建奇异三维裂纹单元,模拟裂纹扩展,计算裂纹的第一、第二和第三类应力强度因子随裂纹深度变化的规律。

#### 2.1 伞盘顶端表面裂纹的稳定性

发动机点火发射时,伞盘顶端表面存在 Von Mises 应变集中,因此,在伞盘应变最大部位,设置沿轴向的扩展裂纹,深度分别为 11.0mm、18.0mm 和 25.0mm 等。图3所示为裂纹深度 11.0mm 时的有限元局部模型。

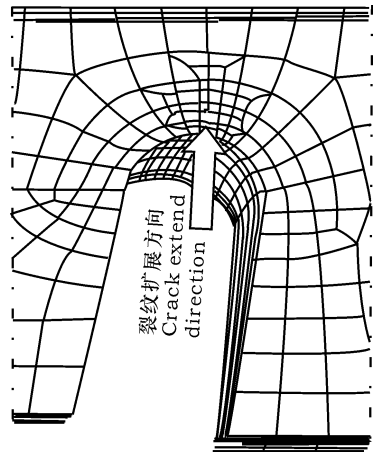


图3 伞盘表面含裂纹模型

Fig. 3 Finite element mesh of the umbrella slot with crack

发动机药柱在高温、常温和低温点火发射时的结构完整性分析表明,伞盘表面裂纹边缘的应力状态为三向受压状态,说明裂纹不会以张开方式(I型)扩展<sup>[3,4]</sup>。裂纹尖端附近存在的各方向剪应力可能导致裂纹以滑开方式或撕开方式扩展。预设裂纹沿轴向向顶端扩展,同样,裂纹元随着裂纹扩展深度的预设不断向前推移,由此计算对应各裂纹长度时的各类应力强度因子。

图4结果结果表明,伞盘顶端表面裂纹在高温、常温还是低温环境温度点火发射时,其第一类和第二类应力强度因子始终为零,表明该裂纹不会以张开方式和滑开方式扩展,裂纹只可能以撕开方式扩展,而且随着裂纹深度的增加,当裂纹深度为10.0mm后,第三类应力强度因子的增长趋势较为缓慢,并且在该处的裂纹低温会导致其第三类应力强度因子较常温和高温时高。

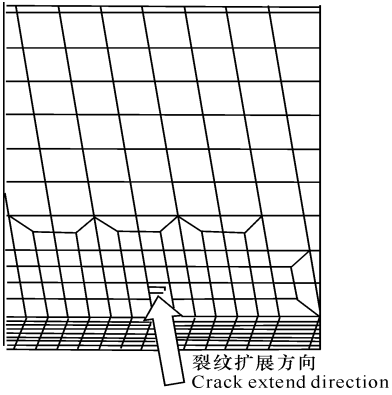


图5 圆柱段表面含裂纹模型

Fig. 5 Finite element mesh of the column section with crack

图6(a)结果显示,药柱中段表面裂纹的第一类应力强度因子为零,低温时第二类应力强度因子先升而后降,在深度约为26.0mm时下降至零,说明裂纹即使扩展,也会自动止裂。高温也有类似情况,但是深度约为43.0mm时,又出现第二类应力强度因子,但其值相对较小。

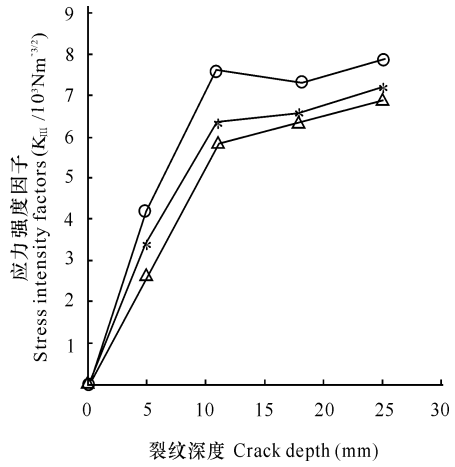


图4 伞盘顶端表面第三类应力强度因子随裂纹深度的变化曲线

Fig. 4 The tearing stress intensity factors variation with the umbrella slot crack depth  
 —△—: 高温 50°C; —\*—: 常温 20°C; —○—: 低温 -50°C.  
 —△—: High temperature 50°C; —\*—: Normal temperature 20°C; —○—: Low temperature -50°C.

2.2 圆柱段中段表面裂纹稳定性

发动机点火发射时,圆柱段中段表面存在 Von Mises 应变集中<sup>[4]</sup>,因此,设置沿轴向的扩展裂纹,裂纹深度分别为18.0mm 36.0mm 54.0mm 等。如图5所示为裂纹深度18.0mm时的有限元局部模型。

由于发动机药柱圆柱段表面裂纹边缘的受力状态为三向受压,说明裂纹不会以张开方式(I型)扩展。但裂纹尖端附近的剪应力可能导致裂纹以滑开方式或撕开方式扩展。预设裂纹沿轴向向顶端扩展,裂纹元随着裂纹扩展深度的预设不断向前推移,计算对应各裂纹长度时的各类应力强度因子。

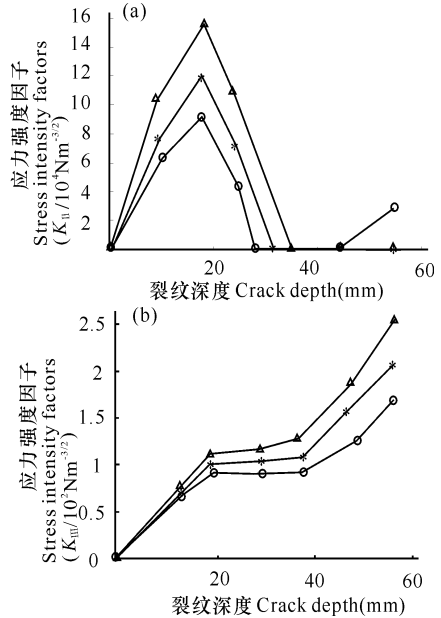


图6 圆柱段表面裂纹的应力强度因子随裂纹深度的变化曲线

Fig. 6 The stress intensity factors variation with the column section crack depth  
 (a) 第二类应力强度因子随裂纹深度的变化; (b) 第三类应力强度因子随裂纹深度的变化  
 (a) The sliding stress intensity factors variation with the depth; (b) The tearing stress intensity factors variation with the depth.  
 —△—: 高温 50°C; —\*—: 常温 20°C; —○—: 低温 -50°C.  
 —△—: High temperature 50°C; —\*—: Normal temperature 20°C; —○—: Low temperature -50°C.

图6(b)结果显示,无论是高温还是低温,第三类应力强度因子随裂纹深度增加而增加。  
 (下转第5页 Continue on page 57)

参考文献:

[1] 许戈文,李布青.合成香料产品技术手册[M].北京:中国商业出版社,1996 86.

[2] 济南市轻工业研究所.合成食用香料手册[M].北京:轻工业出版社,1985 35.

[3] 何坚,季儒英.香料概论[M].北京:中国石化出版社,1993 239.

[4] 勃拉图斯 NH.香料化学[M].刘树文,译.北京:轻工业出版社,1984 136.

[5] 俞善信,张鲁西,曾盈.氯化铁催化合成肉桂酸正丙酯[J].佛山科学技术学院学报:自然科学版,1999,17(3): 43-45.

[6] 曾佑林,俞善信.硫酸铁铵催化合成肉桂酸正丙酯[J].

湖南轻工业高等专科学校学报,2000,2(2): 23-24

[7] 孟宪昌. SnCl<sub>4</sub>·5H<sub>2</sub>O催化合成肉桂酸正丙酯[J].上海化工,2001,26(5): 14-15, 18.

[8] 杨水金,蔡逢春,梁永光,等. TiSiW<sub>12</sub>O<sub>40</sub>/TiO<sub>2</sub>催化合成肉桂酸正丙酯[J].稀有金属,2003,27(2): 262-264.

[9] 钟桐生,文瑞明,俞善信.硫酸氢钠催化合成肉桂酸正丙酯[J].化学研究,2003,14(4): 45-46.

[10] 李静,王淑敏.微波辐射磷钨酸催化合成肉桂酸正丙酯[J].许昌学院学报,2003,22(5): 94-96.

[11] 马永梅,固旭.硫酸氢钠催化合成肉桂酸正丙酯[J].四川化工与腐蚀控制,2003,6(6): 12-15.

[12] 凌绍明,陆丹梅.硫酸氢钾催化合成肉桂酸甲酯[J].广东化工,2003,30(2): 12-14.

(责任编辑: 邓大玉)

(上接第 54 页 Continue from page 54)

应力强度因子呈增长的趋势.当裂纹深度超过 35.0mm 后,应力强度因子增加较快,所以当中存在裂纹要引起注意,以防在点火发射时裂纹失稳扩展,而且,高温较低温更为危险

3 结束语

通过计算固体火箭发动机在环境温度、燃气内压与轴向过载的作用下,药柱伞盘和圆柱段表面裂纹的各类应力强度因子,得到应力强度因子随裂纹深度的变化规律.结果表明:尽管燃气内压窜入裂纹腔内,但伞盘顶端和圆柱段表面裂纹的第一类应力强度因子始终为零,说明药柱表面裂纹在这些部位不会以张开方式扩展,这与药柱处于三向受压状态相吻合.

伞盘顶端裂纹不会以滑开方式扩展;圆柱段中段表面裂纹除低温外,在高温和常温点火发射时均自动止裂

伞盘裂纹若扩展将以撕开方式失稳扩展,低温较高温点火发射危险;中段表面裂纹可能以撕开方式扩展,高温较低温更为危险

本文根据固体火箭发动机的实际构型探讨发动机在不同环境温度点火发射时药柱表面裂纹的稳定性问题,其分析方法与结论对工程界评估含裂纹发动机的结构完整性具有一定的参考价值.

参考文献:

[1] 陈凤明,何国强,马泽恩,等.燃烧固体药柱内腔表面的典型裂纹及其力学行为[J].推进技术,1999,20(5): 21-24.

[2] 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,1994,6 88-9.

[3] 蒙上阳,唐国金,雷勇军.固体火箭发动机药柱的裂纹稳定性分析[J].推进技术,2002,23(4): 335-338.

[4] 袁端才,唐国金,蒙上阳,等.固体火箭发动机药柱表面裂纹的处理[J].固体火箭技术,2005,28(4): 260-264.

[5] 蒙上阳,唐国金,雷勇军.固体火箭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.

[6] 王明鉴,谢丽宽,邢耀国,等.固体火箭发动机药柱裂纹灌浆修补技术研究[J].固体火箭技术,2006,29(6): 412-415, 421.

[7] 沈成康.断裂力学[M].上海:同济大学出版社,1996.

[8] Thomas J R Hughes, J E Akin. Techniques for developing special finite shape function with particular reference to singularities[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1980(15): 733-751.

(责任编辑: 尹 闯 邓大玉)