

# 固体火箭发动机人工脱粘层最佳深度的获取方法\*

## A Method of Obtaining the Suitable Debonded Length of the Stress Release Boot of Solid Rocket Motor

蒙上阳<sup>1,2</sup>唐国金<sup>1</sup>雷勇军<sup>1</sup>Meng Shangyang<sup>1,2</sup>Tang Guojin<sup>1</sup>Lei Yongjun<sup>1</sup>

(1. 国防科学技术大学航天与材料工程学院 湖南长沙 410073;

2. 桂林陆军学院 广西桂林 541002)

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defence Technology, Changsha, Hunan, 410073, China; 2. Guilin Military College, Guilin, Guangxi, 541002, China)

**摘要** 基于三维线性粘弹性有限元方法,利用 MSC/NASTRAN有限元分析软件,以某含伞盘的星形与圆柱形组合药型的发动机为例,对温度载荷作用下发动机前人工脱粘层的深度进行调整.通过建立各种脱粘层深度发动机的三维有限元模型,计算在温度载荷作用下脱粘层不同深度时伞盘最大 Von Mises应变值.根据最大 Von Mises应变变化的规律,结合生产实际找出人工脱粘层的最佳深度.

**关键词** 固体火箭发动机 人工脱粘层 最佳深度 粘弹性 有限元法

中图法分类号 V 435

**Abstract** The stress release boot is always used in the solid rocket motor grain to relieve stress-strain concentration under thermal loading. Determining the debonded length of the release boot is one of the important problems in the grain design. In this paper, a method of obtaining the suitable debonded length is present. The three-dimension viscoelastic finite element models of the motor grain with different debonded length are established. Under thermal loading, the strain field of the umbrella slot is studied. The results show that serious stress-strain concentrates in the umbrella slot tip. The maximum Von Mises strain of umbrella slot tip variation with the debonded release boot is obtained. Then the suitable debonded length of the release boot could be determined. This analytical method and these conclusions are useful in designing solid rocket motor.

**Key words** solid rocket motor, stress release boot, suitable debonded length, viscoelasticity, finite element method

固体火箭发动机在固化降温、低温试验或点火发射时,复杂的药型结构容易导致严重的应力应变集中.在多种形状组合药型中,2种药型之间通常是通过伞盘来过渡,而伞盘往往是应力应变集中最为严重的部位.从固体火箭发动机全寿命周期来看,温度载荷是发动机主要的载荷之一<sup>[1]</sup>,发动机在生产中首先遇到的是固化降温时的温度载荷,并且固化后的发动机要求能够通过温度循环试验的检验,试验中的发动机要承受超高温和超低温的循环作用,发动机处于超低温

时,含伞盘药型的发动机的伞盘顶部推进剂容易开裂,若裂纹失稳扩展会导致发动机发生穿火或轰爆等灾难性事故<sup>[2]</sup>.因此,如何降低温度载荷时伞盘的应力应变集中水平一直是工程部门重点关注的问题之一.

降低伞盘的应力应变水平的方法很多,直接的方法就是改变伞盘的结构尺寸,但这无疑会导致发动机内弹道性能的变化.由于伞盘大都位于发动机两端,因此,脱粘层对伞盘的应力应变分布有较大的影响,通过调整脱粘层深度来降低伞盘的应力应变集中水平是一个可取的方法.人工脱粘层的设置就是为了降低温度载荷时发动机两端的应力应变集中水平,以往大多通过试验、工程经验和大略的计算来确定脱粘层

2003-10-08收稿, 2004-01-02修回.

\* 国防科技大学预研基金(JC02-01-004)和湖南省自然科学基金(02JJY 2009)资助项目.

的深度,这不仅需要耗费大量的资金,而且所得脱粘层深度不一定最优.目前基于粘弹性有限元方法的发展给复杂药型的设计提供了理论支持<sup>[3-9]</sup>,通过数值仿真可以评估发动机在各种载荷作用下的结构完整性,可得到人工脱粘层的最佳深.本文基于三维线性粘弹性有限元方法,以某含伞盘的星形与圆柱形组合药型的发动机为例,通过数值计算确定脱粘层的最佳深度.

### 1 计算模型及方法

#### 1.1 线粘弹性本构关系

MSC/NASTRAN 结构分析软件采用的粘弹性本构关系为<sup>[10]</sup>:

$$\Delta\sigma = D_{ec}(\Delta X - \Delta X' - \Delta X), \quad (1)$$

式中,  $\Delta\sigma = \{\Delta\sigma_x, \Delta\sigma_y, \Delta\sigma_z, \Delta\sigma_{xy}, \Delta\sigma_{yz}, \Delta\sigma_{zx}\}^T$  为应力增量向量;  $D_{ec}$  为材料的弹性蠕变矩阵(具体表达式见参考文献[9]);  $\Delta\epsilon = \{\Delta\epsilon_x, \Delta\epsilon_y, \Delta\epsilon_z, \Delta\epsilon_{xy}, \Delta\epsilon_{yz}, \Delta\epsilon_{zx}\}^T$  为拟应变增量向量;  $\Delta\epsilon' = \{\Delta\epsilon'_x, \Delta\epsilon'_y, \Delta\epsilon'_z, \Delta\epsilon'_{xy}, \Delta\epsilon'_{yz}, \Delta\epsilon'_{zx}\}^T$  为拟应变增量向量;  $\Delta X = T\Delta T\{1, 1, 1, 0, 0, 0\}^T$  为热应变增量;  $T$  为热膨胀系数.

#### 1.2 有限元方法

采用八节点六面体等参单元对固体发动机进行三维粘弹性有限元分析,对于任一个单元,时刻与间的位移和应变增量向量为<sup>[4]</sup>:

$$\Delta u_{k+1} = N\Delta u_{k+1}, \quad (2)$$

$$\Delta\epsilon_{k+1} = B\Delta u_{k+1}, \quad (3)$$

式中,  $\Delta u_{k+1} = u_{k+1} - u_k$  为单元节点位移增量向量;  $N$  为形函数矩阵;  $B$  为应变矩阵.

根据虚功原理,得:

$$\int_V W\epsilon^T \Delta\sigma_{k+1} dV = \int_V WU^T \Delta p_{k+1} dV + \int_S WU^T \Delta p_{k+1} ds, \quad (4)$$

式中,  $W\epsilon^T$  为虚应变;  $WU^T$  为虚位移;  $\Delta p_{k+1}$  为  $k$  与  $k+1$  间的体力增量向量;  $\Delta p_{k+1}$  为  $k$  与  $k+1$  间的边界上的面力或集中力的增量向量.

将(1)式代入式(4),可导出表征结构总体平衡的方程:

$$K\Delta u_{k+1} = \Delta Q_{k+1}, \quad (5)$$

其中,  $K = \int_V B^T D_{ec} B dV$ ;

$$\Delta Q_{k+1} = \int_V N^T \Delta p_{k+1} dV + \int_S N^T \Delta p_{k+1} ds + \int_V B^T D_{ec} \Delta\epsilon'_{k+1} dV + \int_V B^T D_{ec} \Delta\epsilon_T dV.$$

#### 1.3 结构完整性评估准则

固体火箭发动机在温度载荷的作用下,有限元计

算结果表明,最大应变一般处于药柱中,药柱的破坏准则一般采用八面体剪应变准则较为合理.八面体剪应变的表达式为

$$V_8 = \frac{2}{3} ((X_1 - X_2)^2 + (X_2 - X_3)^2 + (X_3 - X_1)^2 + 6(X_1^2 + X_2^2 + X_3^2))^{0.5}, \quad (6)$$

在简单拉伸情况下,  $X_1 = X_2 = -\nu X_3$ ,  $X_1 = X_2 = X_3 = 0$ , 于是  $V_8$  的临界值  $V_{8m}$  与最大拉伸延伸率  $X_m$  的关系为

$$V_{8m} = \frac{8}{3} (1 + \nu) X_m. \quad (7)$$

Von Mises 应变表达式为

$$X_m = \frac{2}{3} ((X_1 - X_2)^2 + (X_2 - X_3)^2 + (X_3 - X_1)^2 + 6(X_1^2 + X_2^2 + X_3^2))^{0.5}, \quad (8)$$

因此

$$V_8 = \sqrt{2} X_m. \quad (9)$$

可见, Von Mises 应变准则与八面体剪应变准则本质上是等效的,该准则为

$$X_m \leq \frac{X_{8m}}{n}, \quad (10)$$

式中,  $n$  为安全系数,且

$$X_{8m} = \frac{2}{3} (1 + \nu) X_m. \quad (11)$$

#### 1.4 有限元计算模型

本文所研究的发动机纵向(Z方向)共有8个对称剖面,可将发动机均分成完全对称的16等份,每一份的夹角为  $\frac{c}{8}$ , 取其中1份建立三维有限元计算模型,共划分单元数为39000,节点数为46000,随着发动机脱粘深度的不同,有限元模型节点数略有增减.图1为发动机后部局部三维有限元计算模型示意图.

根据对称性,在垂直于对称剖面上设置位移简支条件,壳体的后端端面上设置位移简支条件.

试验测得推进剂松弛模量的 Prony 级数为

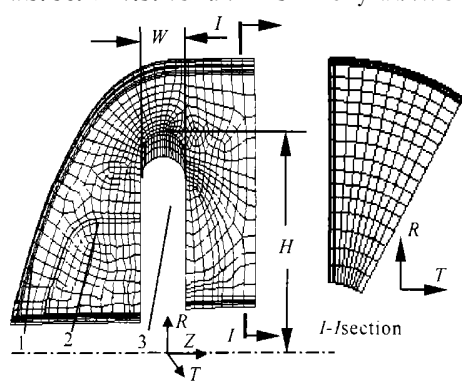


图1 发动机伞盘三维有限元模型局部示意图  
Fig. 1 Three-dimension finite element mesh of the umbrella slot of motor grain

1. 脱粘层; 2. 翼槽; 3. 伞盘; 1. debonded; 2. slot; 3. umbrella slot

$$E(t) = 7.06 + 3.68e^{-3.32 \times 10^{-5}t} + 5.99e^{-3.32 \times 10^{-4}t} + 8.93e^{-3.32 \times 10^{-3}t} \text{ M Pa}, \quad (12)$$

包覆层松弛模量的 Prony 级数为

$$E(t) = 5.65 + 2.74e^{-3.32 \times 10^{-5}t} + 4.75e^{-3.32 \times 10^{-4}t} + 6.96e^{-3.32 \times 10^{-3}t} \text{ M Pa}. \quad (13)$$

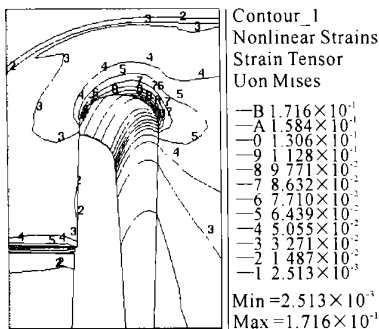
壳体和绝热层的弹性模量与泊松比分别为:  $2.06 \times 10^4 \text{ M Pa}$  0.3 和  $30.0 \text{ M Pa}$  0.490.

在温度循环试验中,发动机由高温至低温,再由低温到高温,如此循环二次,计算时设温度由  $50^\circ\text{C}$  降到  $-40^\circ\text{C}$ ,然后由  $-40^\circ\text{C}$  升到  $50^\circ\text{C}$ ,再由  $50^\circ\text{C}$  降到  $-40^\circ\text{C}$ ,每次升温或降温经历的时间均为 12 h,取最后一次由  $50^\circ\text{C}$  降到  $-40^\circ\text{C}$  的计算结果来分析伞盘的 Von Mises 应变分布.

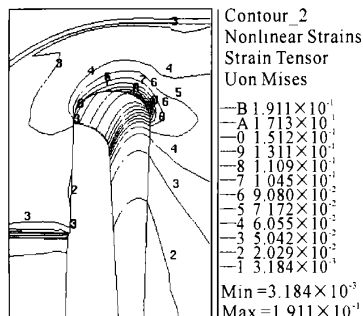
## 2 温度载荷作用下伞盘的 Von Mises 应变值

将长度作无量纲化处理,所有长度量均除以发动机伞盘深度,于是可得伞盘深度为 1,宽度为 0.16. 计算脱粘层深度改变时,伞盘最大 Von Mises 应变值的变化规律.图 2(a)、(b)和 (c)所示为脱粘深度 0.36 时,温度分别为  $-20^\circ\text{C}$ 、 $-30^\circ\text{C}$  和  $-40^\circ\text{C}$  伞盘的 Von Mises 应变场,计算结果表明,发动机全局最大的 Von Mises 应变位于伞盘顶端.从伞盘的 Von Mises 应变等值线图可以看出,应变集中部位的应变梯度很大, $-40^\circ\text{C}$  时达 21.66%.

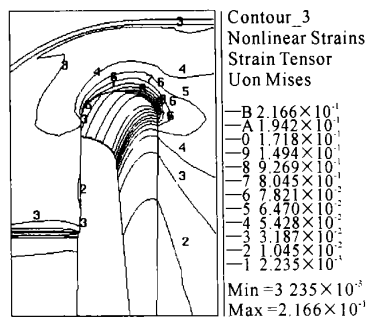
如图 3 所示为温度分别是  $-20^\circ\text{C}$ 、 $-30^\circ\text{C}$  和  $-40^\circ\text{C}$  时,伞盘最大 Von Mises 应变值随着脱粘层深度



(a)



(b)



(c)

图 2 不同温度时伞盘的 Von Mises 应变等值线

Fig. 2 The Von Mises strain contour of different temperature

(a) 前伞盘  $-20^\circ\text{C}$  时的应变等值线; (b) 前伞盘  $-30^\circ\text{C}$  时的应变等值线; (c) 前伞盘  $-40^\circ\text{C}$  时的应变等值线.

(a) Strain contour of temperature  $-20^\circ\text{C}$ ; (b) Strain contour of temperature  $-30^\circ\text{C}$ ; (c) Strain contour of temperature  $-40^\circ\text{C}$ . 变化的曲线.图 3 表明,由原脱粘层深度 0.3 继续脱粘,伞盘的最大 Von Mises 应变值呈下降趋势,在脱粘层深度达 0.6 时,伞盘的最大 Von Mises 应变值下降趋势较缓,超过 0.6 以后,下降趋势显著增加.若不考虑其它因素,足够长的脱粘深度(如超过 0.8)可以极大地缓解伞盘的应力应变集中水平.因此,可不改变药型结构,通过加深脱粘层深度来降低伞盘的应变集中水平.

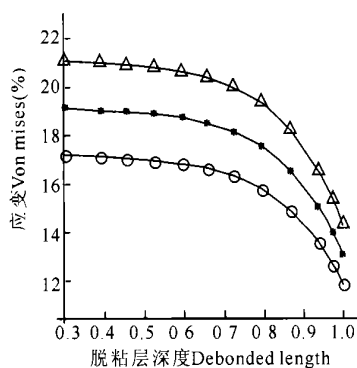


图 3 伞盘最大 Von Mises 应变随脱粘层深度变化曲线

Fig. 3 The Von Mises strain variation with debonded length

○:  $-20^\circ\text{C}$ ; □:  $-30^\circ\text{C}$ ; △:  $-40^\circ\text{C}$ .

## 3 结束语

计算结果表明,加深脱粘层的深度可以使伞盘的应力应变集中程度得到缓解,并且脱粘层的深度越深,伞盘顶端的 Von Mises 应变下降幅度越大.可以通过低温试验确定发动机伞盘最大允许的应力应变值,因而可以通过调整脱粘层深度,使发动机在更低的温度下伞盘的应力应变水平与其安全时的应力应

(下转第 112 页 Continue on page 112)

习能力。可以看到,探索小车在来回碰撞 5 次之后,接着后退几步,大幅度转动一个角度(任意),继续向前走,基本达到预期效果,该功能的实现可以在程序中加个计数器达到。如果机器人反复碰撞超过 5 次,就执行另外的命令。由于原来的可视化编程界面是基于感知行为理论为指导思想,在并行等待的命令中,有一个抑制的作用。当一个动作执行时,其他动作的优先级较低,除非其他触发事件触发执行,否则要改变其中的关系并不容易。

## 4 结束语

基于感知行为模式的探索机器人是一种智能型的机器人,通过以上 5 组实验证实该机器人的设计的确达到了预期的效果。对该课题的深入研究还可以控

制机器人完成更为复杂的一连串的动作,如走迷宫或机器人足球等。

## 参考文献

- 1 蔡自兴.机器人学.北京:清华大学出版社,2000.
- 2 孙迪生,王炎.机器人控制技术.北京:机械工业出版社,1997.
- 3 李人厚.智能控制理论和方法.西安:西安电子科技大学出版社,1999.
- 4 丁元杰.单片机原理及应用.北京:机械工业出版社,1999.
- 5 周长发.精通 Visual C++ 图像编程.北京:电子工业出版社,2000.

(责任编辑:黎贞崇)

(上接第 108 页 Continue from page 108)

变水平相当,从而得到脱粘层的最佳深度。

如本文所研究的发动机在  $-20^{\circ}\text{C}$  低温点火试验时性能良好,但低温  $-30^{\circ}\text{C}$  时前伞盘出现裂纹,因此考虑将低温  $-20^{\circ}\text{C}$  时前伞盘的  $V_{\text{on Mises}}$  应变作为最大允许值,则可以通过加深脱粘层深度使在低温  $-30^{\circ}\text{C}$  和  $-40^{\circ}\text{C}$  时伞盘的  $V_{\text{on Mises}}$  应变与  $-20^{\circ}\text{C}$  时的相当,以此确定脱粘层最佳深度,保证能够在  $-30^{\circ}\text{C}$  和  $-40^{\circ}\text{C}$  时发动机伞盘不出现裂纹。于是,可确定在低温  $-30^{\circ}\text{C}$  时伞盘的  $V_{\text{on Mises}}$  应变要达到  $-20^{\circ}\text{C}$  时的应力应变水平,脱粘层深度需要超过 0.83,在低温  $-40^{\circ}\text{C}$  时则要求脱粘深度超过 0.92。从而实现了在不改变原有药型结构,通过调整脱粘层深度使伞盘的应力应变值下降到安全允许值。

## 参考文献

- 1 朱智春,蔡峨.固体火箭发动机药柱三维温度场应力场有限元分析.推进技术,1997,18(2): 21~ 26.
- 2 蒙上阳,唐国金,雷勇军.固体发动机药柱的裂纹稳定性分析.推进技术,2002,23(4): 335~ 338.
- 3 唐国金,周建平.自由装填药柱的结构完整性分析.固体火

箭技术,1994,18(2): 13~ 19.

- 4 史红斌,朱祖念,张善祁.多种材料人工脱粘应力场分析.固体火箭技术,1995,18(1): 24~ 29.
- 5 Jana M K, Rengathan K, Venkateswara R G. A method of non-linear viscoelastic analysis of solid propellant grains for pressure load. Computers and Structures, 1994, 52(1): 61~ 67.
- 6 Jana M K, Rengathan K, Venkateswara R G. The effect of nonlinearities on the strain concentration factors in solid propellant grains. Computers and Structures, 1996, 58(2): 3071~ 311.
- 7 李录贤,叶天麒,沈亚鹏,等.三维药柱的热粘弹性有限元分析.推进技术,1997,18(3): 45~ 50.
- 8 王锐,田维平.固体火箭发动机前、后翼药柱三维有限元分析.推进技术,1997,18(4): 36~ 41.
- 9 蒙上阳,唐国金,雷勇军. MSC/N ASTRAN 软件在复杂结构力学特性分析中的应用.广西科学,2002,9(1): 27~ 30.
- 10 Sang H L. MSC/N ASTRAN nonlinear analysis. The Macneal-Schwengler Corporation, 1992.

(责任编辑:黎贞崇)