

## 材料性能对固体发动机结构完整性的影响\*

蒙上阳,唐国金,雷勇军

(国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

**摘要** :基于描述粘弹性材料特性的 Burgers 模型的本构关系以及基于该本构关系下的有限元方法,根据温度载荷和内压载荷的特点,分别建立了分析某固体发动机材料性能参数对结构完整性影响的有限元模型。应用 MSC/NASTRAN 结构分析软件,详细分析了在温度和内压载荷作用下固体发动机材料性能参数对结构完整性的影响。在温度载荷的作用下,主要影响结构完整性的是推进剂的泊松比与热膨胀系数;在内压载荷作用下,主要影响结构完整性的是包覆层和推进剂的泊松比以及推进剂的初始模量。所得的结论可为固体发动机的生产设计提供参考。

**关键词** :固体发动机;粘弹性;有限元法;结构完整性

中图分类号 :O34 文献标识码 :A

## Effects of Solid Rocket Motor Material Properties on the Structure Integrity

MENG Shang-yang, TANG Guo-jin, LEI Yong-jun

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** :Based on the constitutive relationship of viscoelastic material using the Burgers model and the corresponding viscoelastic finite element method, the finite computational models are established to value the effects of solid rocket motor material parameters on the structure integrity. They include the three-dimension model and the plane strain model. In the case of thermal loading, the three-dimension model is necessary, but the plane strain model is accurate enough in the case of internal pressure. Then, the effects of solid rocket motor material parameters on its structure integrity are respectively compared and analyzed under internal pressure and thermal loading by the use of MSC/NASTRAN software system. Under thermal loading, the main factors affecting the motor structure integrity are the propellant Poisson's ratio and thermal expansion coefficient. Under the internal pressure, the main factors are the motor liner Poisson's ratio, propellant initial elastic modulus and Poisson's ratio. These conclusions would be useful for to the design of solid rocket motors.

**Key words** :solid rocket motor; viscoelasticity; finite element method; structure integrity

固体发动机设计除满足战术技术性能要求外,还要满足结构完整性的要求。美国 NASA《空间飞行器设计规范》早在 1972 年就已指出:引起热试或发射失败的主要原因是由于结构完整性破坏。随着计算机技术的发展,国内外从事固体发动机结构完整性分析的学者,开始采用三维线粘弹性有限元方法进行发动机结构完整性分析,如文献 [1] 分析了发动机在固化降温时的温度场与应力场,文献 [2~4] 分析了药柱在固化降温与内压载荷作用下发动机的结构完整性,文献 [6] 还分析了药型对结构完整性的影响。影响发动机结构完整性的因素很多,除载荷与发动机药型外,主要是发动机材料性能参数。壳体、绝热层、包覆层与推进剂材料的性能参数对结构完整性影响是不同的,另外工程实际中有些材料的性能参数难以精确测量,因此,考察构成发动机各种材料的性能参数对结构完整性的影响是十分有意义的。本文详细探讨了在温度与内压载荷作用下发动机各种材料性能参数对结构完整性的影响,所得结论可为发动机生产选材及提高承载能力提供参考。

\* 收稿日期 :2002 - 03 - 05  
基金项目 :国防科技大学基础研究资助项目(JC02 - 01 - 004)  
作者简介 :蒙上阳(1966—)男,博士生。

## 1 线粘弹性体有限元分析方法

### 1.1 线粘弹性本构关系

MSC/NASTRAN 结构分析软件进行粘弹性分析时是用 Burgers 模型来表征非晶态聚合物粘弹性行为的主要特征。固体推进剂属于高分子聚合物,因此可用 Burgers 模型描述其主要的粘弹性特征,由文献 [5] 得其本构关系为:

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

式中  $\Delta\sigma = \{\Delta\sigma_x \ \Delta\sigma_y \ \Delta\sigma_z \ \Delta\tau_{xy} \ \Delta\tau_{yz} \ \Delta\tau_{zx}\}^T$  为应力增量向量; $D_{ec}$  为材料的弹性-蠕变矩阵,具体表达式见文献 [5]; $\Delta\varepsilon = \{\Delta\varepsilon_x \ \Delta\varepsilon_y \ \Delta\varepsilon_z \ \Delta\gamma_{xy} \ \Delta\gamma_{yz} \ \Delta\gamma_{zx}\}^T$  为应变增量向量; $\Delta\varepsilon' = \{\Delta\varepsilon'_x \ \Delta\varepsilon'_y \ \Delta\varepsilon'_z \ \Delta\gamma'_{xy} \ \Delta\gamma'_{yz} \ \Delta\gamma'_{zx}\}^T$  为拟应变增量向量。

### 1.2 固体发动机材料性能参数的获得

固体发动机有限元计算需要的材料性能参数包括壳体、包覆层、绝热层和推进剂的热膨胀系数、导热系数、比热和密度,以及壳体和绝热层材料的弹性模量、泊松比,可通过实验测定。对于包覆层和推进剂,反映其粘弹性力学性能的参数即 Burgers 模型中的弹性模量  $K_e$ 、主蠕变模量  $K_p$ 、主蠕变阻尼  $C_p$  和次蠕变阻尼  $C_s$ 。这些参数通常只能在某一恒定拉伸速率下若干对应的松弛模量测量值的形式给出,故须先对实验测得的松弛模量值进行数值拟合,再由粘弹性材料的蠕变柔量和松弛模量之间的卷积关系确定 [5]。

### 1.3 有限元方法

在线粘弹性有限元分析中,采用八节点六面体等参单元,对固体发动机进行三维有限元计算,分析发动机位移场、应力场与应变场时,对于任一个单元,时刻  $t_K$  和  $t_{K+1}$  的位移和应变增量向量为 [7]:

$$\Delta u_{K+1} = N \Delta u_{iK+1} \quad (2)$$

$$\Delta \varepsilon_{K+1} = B \Delta u_{iK+1} \quad (3)$$

式中  $\Delta u_{iK+1} = u_{iK+1} - u_{iK}$  为单元节点位移增量向量。

根据虚功原理,得:

$$\int_V \delta \varepsilon^T \Delta \sigma_{K+1} dV = \int_V \delta u^T \Delta p_{K+1} dV + \int_S \delta u^T \Delta P_{K+1} ds \quad (4)$$

其中  $\delta \varepsilon^T$  为虚应变; $\delta u^T$  为虚位移; $\Delta p_{K+1}$  为  $t_{K+1}$  时的体力增量向量; $\Delta P_{K+1}$  为  $t_{K+1}$  时作用在边界上的面力或集中力的增量向量。

将式 (1) 代入上式,可导出表征结构总体平衡的方程:

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

其中

$$K = \int_V B^T D_{ec} B dV$$

$$\Delta Q_{K+1} = \int_V N^T \Delta p_{K+1} dV + \int_S N^T \Delta P_{K+1} ds + \int_V B^T D_{ec} \Delta \varepsilon'_{K+1} dV$$

### 1.4 结构完整性评估准则

在温度载荷和内压载荷作用下,有限元计算结果表明危险点处于药柱中,而药柱的破坏准则采用八面体剪应变准则较为合理 [6],根据 NASTRAN 软件的特点,选用与八面体剪应变准则等效的密赛斯 (Von Misses) 应变准则作为判据。

## 2 计算模型

本文以某固体发动机为例进行分析,该发动机药形为星形翼锥体结构,根据发动机几何结构及载荷(温度与工作内压)的对称性,如图 1 所示取发动机总体结构的 1/12 作为研究对象,用 MSC/PATRAN 建立发动机的三维有限元模型,划分规模为 15 894 个单元,20 158 个节点。

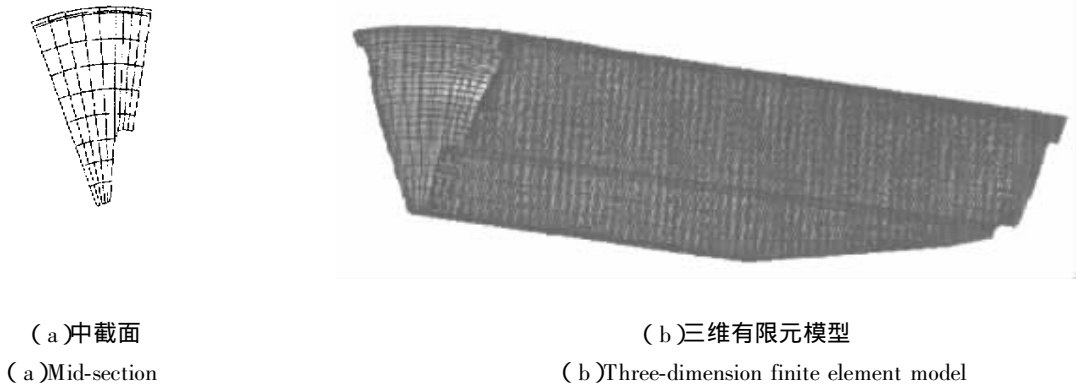


图1 固体发动机的有限元模型

Fig.1 Finite element model of solid rocket motor

### 3 温度载荷作用下材料性能参数对结构完整性的影响

固体发动机在生产中首先遇到的是温度载荷,如固化降温与低温试验时的温度载荷。由于壳体、包覆层、绝热层和推进剂的热膨胀系数不同,且相互之间是粘结在一起的,因此在温度载荷作用下,包覆层、绝热层和药柱内会因变形受到约束而产生热应力和热应变。

复合推进剂的零应力温度一般比固化温度约高 8℃,双基推进剂约高 15℃<sup>[6]</sup>。本文所研究的发动机固化温度约为 +50℃,推进剂为丁羟推进剂,故零应力温度为 +58℃。其次,计算时根据生产工艺,温度从 +58℃线性降至 +20℃,历时二天(48小时)。低温实验时,将固化后的发动机置于恒温室中,将温度降至 -45℃,历时一天(24小时)。

根据三维粘弹性有限元计算结果,温度载荷作用下发动机的危险点如图 2 所示,即前脱粘层末端(点 1)、后脱粘层末端(点 2)、后段沟槽表面(点 3)及沟槽中段表面(点 4),其中全局最大 Von Mises 应变位于沟槽中段表面(点 4),其截面如图 3 所示。当固体火箭发动机材料性能参数发生变化时,这些应变集中点的应变变化规律反映了材料性能参数变化对结构完整性的影响规律。

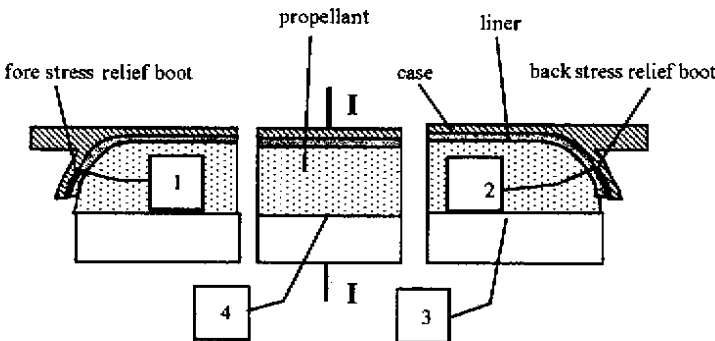


图2 应变集中区域

Fig.2 The positions of the strain concentration  
 1 fore degum tip zone 2 back degum tip zone,  
 3 back slot surface 4 midslot surface

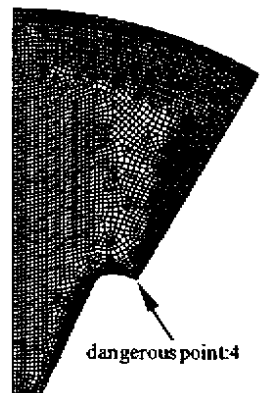


图3 危险截面(I-I截面)及危险点位置

Fig.3 The dangerous section(I-I section) and  
 the position of dangerous point

#### 3.1 推进剂模量对结构完整性的影响

取推进剂的初始模量  $E_p$  为 8.0MPa、泊松比  $\nu_p$  为 0.4980、热膨胀系数  $\alpha_p$  为  $8.60 \times 10^{-5}$ ,壳体的泊松比  $\nu_s$  为 0.30。首先,计算药柱从 +58℃到 -45℃降温后的应力应变场。其次,改变推进剂的初始

模量,且包覆层的模量也作相应比例的改变,计算 103℃(由 +58℃到 -45℃)的温差下发动机的应力应变场,结果如图 4 所示。初始模量的变化对计算结果几乎没有影响,最大误差不超过 1.0%,由此可见,在固化降温和低温试验时,推进剂模量的变化对发动机的结构完整性影响不大,其原因是发动机壳体的模量比推进剂的模量大四个数量级左右。

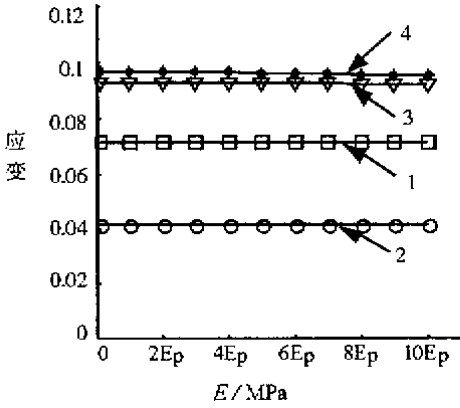


图 4 推进剂模量变化时 Von Misses 应变的影响  
Fig.4 Effects of propellant modulus on the value of Von Misses strain

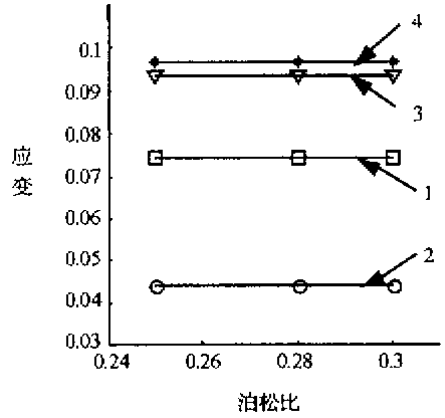


图 5 壳体泊松比对 Von Misses 应变的影响  
Fig.5 Effects of Poisson's ratio on the value of Von Misses strain

### 3.2 壳体和推进剂的泊松比对结构完整性的影响

首先分析壳体泊松比的影响。各应变集中点的 Von Misses 应变随壳体的泊松变化情况如图 5 所示,壳体泊松比的变化对结构完整性几乎不产生影响。由于壳体是温度载荷作用时的主要承载部件,所以壳体的泊松比对推进剂的 Von Misses 应变影响非常小。

其次分析推进剂泊松比变化的影响,虽然精确测量推进剂的泊松比很困难,但其大致范围在 0.4900 ~ 0.4995 之间,如图 6 所示,各危险点 Von Misses 应变随泊松比的增大而增大。由此可见,推进剂的泊松比变化对结构完整性影响较大,这是因为推进剂为近似不可压的材料,所以某一方向的应变对与之垂直方向的应变影响较大。

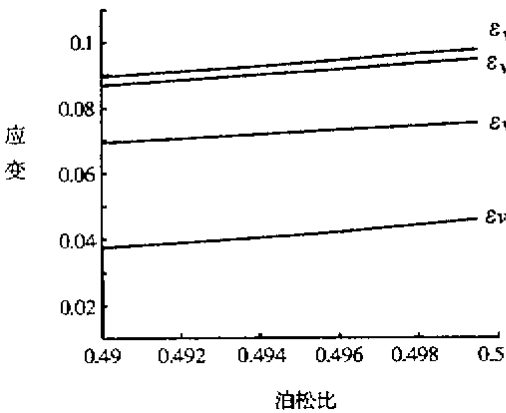


图 6 Von Misses 应变随推进剂泊松比变化的曲线  
Fig.6 The value of Von Misses strain variation with propellant Poisson's ratio

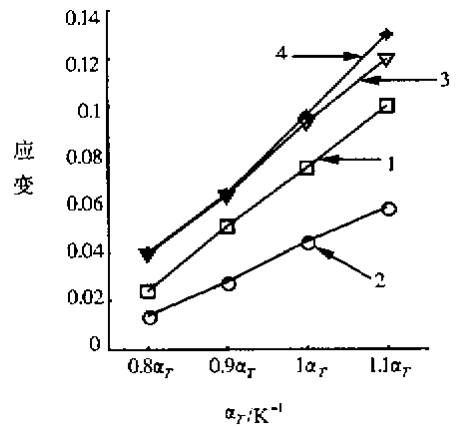


图 7 推进剂热膨胀系数对 Von Misses 应变的影响  
Fig.7 Effects of propellant thermal expansion coefficient on the value of Von Misses strain

### 3.3 推进剂热膨胀系数对结构完整性的影响

在研究膨胀系数  $\alpha_T$  对发动机结构完整性的影响时,取推进剂泊松比  $\nu_p$  为 0.4980,壳体泊松比  $\nu_s$  为 0.28,计算推进剂的热膨胀系数变化时危险点的 Von Misses 应变,结果如图 7 所示,推进剂的热膨胀系数对发动机结构完整性有较大的影响,Von Misses 应变随热膨胀系数增大得很快。

## 4 内压载荷作用下材料性能参数对结构完整性的影响

由发动机在内压载荷作用下的三维线粘弹性有限元计算结果知,全局最大 Von Misses 应变位于沟槽中段表面(点4),故可取过 Von Misses 应变最大点的截面(I-I截面)作为研究对象,计算模型如图3所示。在计算中发动机建压时间取 60ms,并假设在整个过程中内孔边界不变动,即不考虑内孔的燃烧。

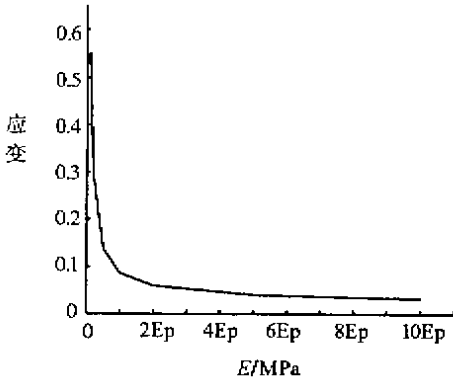


图8 危险点 Von Misses 应变随推进剂模量变化

Fig.8 The value of dangerous point Von Misses strain variation with the propellant modulus

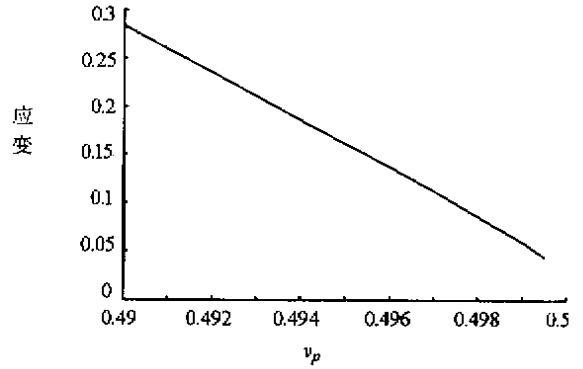


图9 危险点 Von Misses 应变随推进剂泊松比变化

Fig.9 The value of dangerous point Von Misses strain variation with the propellant Poisson's ratio

### 4.1 推进剂初始模量对结构完整性的影响

在内压作用下,分析推进剂的模量对结构完整性的影响时,取推进剂泊松比  $\nu_p$  为 0.4980,壳体泊松比  $\nu_s$  为 0.28,按线粘弹性模型计算推进剂的初始模量对危险点的 Von Misses 应变的影响,结果如图8所示。推进剂的初始模量降低到原值的 50%后,危险点的 Von Misses 应变增长很快,可见对于模量较低的推进剂,内压是影响其结构完整性的主要原因。因此在推进剂的研制上,在综合考虑其它性能的前提下,应适当提高推进剂的初始模量。

### 4.2 推进剂泊松比对结构完整性的影响

取壳体泊松比  $\nu_s = 0.28$ ,计算危险点的 Von Misses 应变随推进剂泊松比  $\nu_p$  的变化情况,如图9所示。推进剂泊松比的影响非常明显,随着推进剂泊松比的增加,药柱沟槽表面中点 Von Misses 应变拟线性减小。当推进剂泊松比变化 2%时,危险点的 Von Misses 应变变化为 65%左右,可见泊松比的影响比温度载荷情形要大得多,因此,在选择推进剂基体时应选用泊松比大的材料。

### 4.3 包覆层模量对结构完整性的影响

药柱的 Von Misses 应变随包覆层的初始模量的变化规律如图10所示,由于包覆层很薄,其模量的变化对药柱的 Von Misses 应变的影响自然不大,当包覆层初始模量变化幅度为 100 倍时,药柱的 Von Misses 应变值改变仅为 17%。因此,在选材时可从便于粘贴等工艺要求来调整包覆层的模量。

### 4.4 包覆层泊松比对结构完整性的影响

取推进剂的泊松比  $\nu_p = 0.4980$ ,包覆层的泊松比  $\nu_L$  变化时,危险点的 Von Misses 应变  $\epsilon_{v4}$  和包覆层自身最大应变  $\epsilon_{vL}$  随包覆层泊松比  $\nu_L$  变化的规律如图11所示。可见药柱、包覆层危险点的 Von Misses 应变随着包覆层泊松比的增加而近似线性减小。包覆层泊松比不仅对药柱危险点的 Von Misses 应变影响很大,而且对自身的 Von Misses 应变影响更为显著,当包覆层的泊松比过小(小于 0.4700)时,包覆层自身的 Von Misses 应变很大并超过了药柱危险点的 Von Misses 应变,其原因是当包覆层泊松比较小(小于 0.45)时,包覆层有较大的体积应变,而整个药柱是通过包覆层与发动机壳体粘结的,包覆层易于被压缩,致使药柱在内压作用下变形增大,从而导致药柱危险点应变增大。这是一个值得注意而又通常被忽视的问题,因此,包覆层应选用泊松比较大(大于 0.49)的材料。

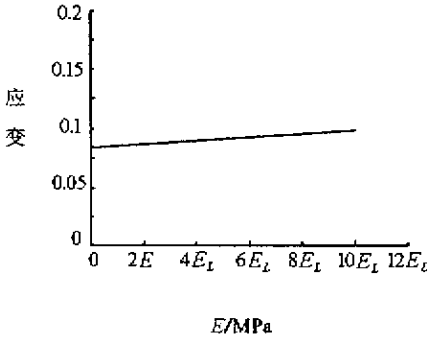


图 10 药柱 Von Misses 应变随包覆层模量变化的曲线

Fig.10 The value of dangerous point Von Misses strain variation with the liner modulus

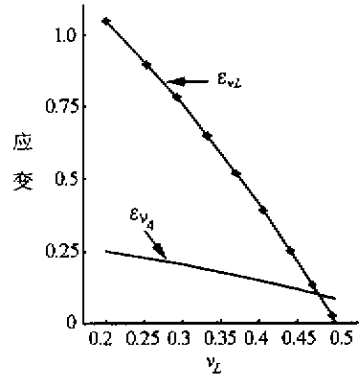


图 11 Von Misses 应变随包覆层泊松比变化的曲线

Fig.11 The value of Von Misses strain variation with the liner Poisson's ratio

## 5 结论

(1)在温度载荷作用下,推进剂的模量对发动机的结构完整性影响很小,因此,在简化计算时可将推进剂视为线弹性体。药柱危险点的 Von Misses 应变随推进剂泊松比的增大而增大。推进剂热膨胀系数的改变会导致药柱危险点的 Von Misses 应变变化很大。壳体泊松比对结构完整性几乎不产生影响。

(2)在内压作用下,对于初始模量较低的推进剂,内压会导致药柱产生很大的应变,推进剂泊松比越大,药柱危险点的 Von Misses 应变越小,并且其影响远比温度载荷作用时要大,包覆层模量对药柱危险点的 Von Misses 应变影响较小,药柱与包覆层的 Von Misses 应变都随着包覆层泊松比的增加而减小,但包覆层的泊松比对自身的 Von Misses 应变影响较对药柱危险点的 Von Misses 应变的影响要大得多。

总之,壳体主要应满足强度要求,包覆层的泊松比不能过低,固体发动机的选材注意适当提高推进剂的初始模量与泊松比,推进剂泊松比是决定发动机承载能力的关键因素之一。

## 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[J]. 推进技术,1997(2).
- [2] 李录贤,叶天麒,沈亚鹏,左建政,朱祖念,张善祁,王至存. 三维药柱的热粘弹性有限元分析[J]. 推进技术,1997(3).
- [3] 王锴,田维平. 固体火箭发动机前、后翼药柱三维有限元分析[J]. 推进技术,1997(4).
- [4] Jana M K, Rengathan K, Rao G V. A Method of Non-linear Viscoelastic Analysis of Solid Propellant Grains for Pressure Load[J]. Computers and Structures, 1994, 52(1): 64-67.
- [5] Lee S H. MSC/NASTRAN Nonlinear Analysis[M]. The Macneal-Schwengler Corporation, 1992.
- [6] 陈汝训主编. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [7] 唐国金,周建平. 自由装填药柱的结构完整性分析[J]. 固体火箭技术,1994,18(2):13-19.