

大长径比自由装填式固体发动机温度载荷响应分析*

Structure Response Analyses of Large Aspect Ratio Free Loading SRM under Temperature Loading

蒙上阳,董 勇,杨军辉,杨晓红

MENG Shang-yang, DONG Yong, YANG Jun-hui, YANG Xiao-hong

(中国人民解放军 63961 部队,北京 100012)

(PLA Troops of 63961, Beijing, 100012, China)

摘要:以某自由装填式发动机为例,采用三维粘弹性有限元方法,获取不同长径比发动机药柱在高温(+60℃)和低温(-40℃)时的结构响应,探讨不同长径比自由装填式固体火箭发动机药柱在温度载荷作用下的位移、应力和应变场变化规律。研究表明,对自由装填式固体火箭发动机长径比对位移场的影响最为显著,长径比分别为 14.5 和 8.0 时,发动机药柱的最大轴向位移高温时减小 44.1%、低温时减小 43.9%。大长径比自由装填式固体火箭发动机重点关注点火具安装及药柱支撑方式设计。

关键词:固体火箭 发动机 温度载荷 有限元方法

中图分类号:V512 文献标识码:A 文章编号:1005-9164(2011)02-0144-04

Abstract: A SRM with large aspect ratio free loading grain was taken as an example to investigate the displacement, stress and strain of large aspect ratio free loading solid rocket motor (SRM) grain under extreme temperature loading. The structure response in various aspect ratio of SRM was calculated by three-dimension viscoelastic finite element method. The changes of displacement, stress and strain fields in different aspect ratios were obtained under high temperature(+60℃) and low temperature(-40℃) loading. The results showed that the displacement of free loading grain was mainly affected by aspect ratio. Thus the methods of installing ignition instrument and supporting grain were very important in SRM design of large aspect ratio free loading grain.

Key words: solid rocket, motor, temperature loading, finite element method

陆军用小口径战术固体火箭发动机往往受到武器平台结构及联装载弹量等限制,通常采用加大长径比来提高总冲以增加射程,同时,为了提高发动机生产经济性、快速性以及便于贮存勤务处理等,发动机装药可以采用自由方式装填,如某些增程导弹、火箭弹,其长径比大多在 10 以上,有的长径比高达 15 左右。目前对大长径比自由装填式发动机的研究大都集中在点火瞬间压力变化^[1,2]和振动响应^[3]等方面,对大长径比自由装填式固体火箭发动机在温度载荷作用下的结构响应研究不够深入,特别是对大长径比

自由装填式发动机热响应,如位移、应力和应变场缺乏了解,导致在研制过程中由于结构设计缺陷等原因出现多次膛炸事故。同时,在发动机全寿命周期所遇到的各种载荷中,首先遇到的是温度载荷,由于壳体、包覆层和药柱的热膨胀系数不同,各自的变形也不同,它们相互之间又是以特定形式装配在一起的,它们的变形必然受到约束而产生热应力和热应变,特别在高温和低温时热应力和热应变值较大时有可能导致强度破坏。再者,战术火箭弹的使用环境温度变化很大,随着使用地域的不同,环境温差最高可达 100 多度,因此,极端温度载荷作用下发动机力学性能的好坏是衡量发动机性能优劣的重要指标之一。本文以某型大长径比自由装填式固体火箭发动机为研究对象,采用三维粘弹性有限元方法,在高温+60℃和低温-40℃作用下进行数值仿真,获取发动机药柱的

收稿日期:2011-01-17

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

*国防预研支撑项目(40404)和总装科研创新团队基金资助。

位移、应力和应变场,由此评估温度载荷下结构响应的特点,同时研究长径比变化对结构响应的影响,为大大自由装填式固体火箭发动机的设计和使用的参考。

1 发动机药柱有限元计算模型

1.1 粘弹性增量有限元方法

改性双基推进剂是一种强烈依赖于温度-时间的粘弹性材料,积分型本构方程可以很好地描述真实材料的粘弹性特性。在研究粘弹性材料的蠕变和延迟弹性时,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^[4]得积分型本构关系为:

$$\{\sigma(t)\} = [D] E(0) [\{\epsilon(t)\} - \{\epsilon_T(t)\}] + [D] \int_0^t [\{\epsilon(t-s)\} - \{\epsilon_T(t-s)\}] \frac{dE(s)}{ds} ds \quad (1)$$

式中 $\{\sigma\}$ 、 $\{\epsilon\}$ 和 $\{\epsilon_T\}$ 分别为应力张量、应变张量和温度应变张量; $E(0)$ 为 $t = 0$ 时的初始模量; $E(t)$ 为松弛模量; $[D]$ 为粘弹性刚度矩阵。

为了解决积分函数只能在全历程积分才能求解的困难,有限元分析中通常采用增量型的本构关系,将松弛模量 $E(t)$ 用 Prony 级数表示,并将式(1)松弛型本构方程在时域中离散,可得增量型本构关系,再由虚功方程的增量形式得到表征结构总体平衡的迭代方程^[5]:

$$[K]_t \{\Delta u_i\}_t = \{\Delta Q\}_t - \{\Delta Q_0\}_t \quad (2)$$

式中 $\{\Delta u_i\}_t$ 为 t 时刻单元节点位移增量; $[K]_t$ 为 t 时刻非线性刚度矩阵; $\{\Delta Q\}_t$ 、 $\{\Delta Q_0\}_t$ 分别为 t 时刻节点外载荷增量和初始外载荷增量。

对于热流变简单材料,根据时间-温度等效原理,将以上各式中的时间 t 换成等效时间 ξ ,即

$$\xi(t) = \int_0^t \frac{d\tau}{a_T(T(\tau))} \quad (3)$$

其中 a_T 为时间-温度等效因子,由 Williams-Landel-Ferry 方程确定

$$a_T = 10^{-\frac{C_1(T-T_0)}{C_2+T-T_0}} \quad (4)$$

式中 C_1 和 C_2 为材料常数, T 为工作环境温度, T_0 为参考温度。

对于热流变简单材料,根据时间-温度等效原理,将以上各式中的时间 t 换成等效时间 ξ ,即

$$\xi(t) = \int_0^t \frac{d\tau}{a_T(T(\tau))} \quad (5)$$

其中 a_T 为时间-温度等效因子,由 Williams-Landel-Ferry 方程确定

$$a_T = 10^{-\frac{C_1(T-T_0)}{C_2+T-T_0}} \quad (6)$$

式中 C_1 和 C_2 为材料常数, T 为工作环境温度, T_0 为

参考温度。

1.2 发动机药柱有限元计算模型

以某型号大长径比自由装填式固体火箭发动机为例,由于温度载荷的轴对称性,根据如图 1 所示发动机药柱几何结构的循环对称性进行建模,沿纵向(Z 方向)共有 7 个对称剖面,将发动机均分成完全对称的 14 等份,取其中 1 份建立三维有限元计算模型,共划分 81510 个六面体单元,节点总数为 102223 个。

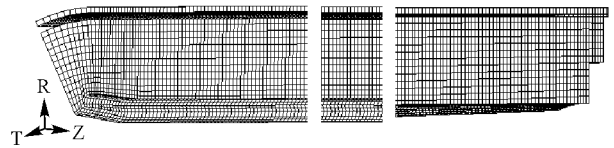


图 1 发动机药柱的三维有限元模型

Fig. 1 Three-dimension finite element model of the SRM grain

根据对称性的特点,在垂直于对称剖面上设置位移简支条件,发动机壳体两端设置位移简支条件。

通过试验测量得推进剂松弛模量并拟合 Prony 级数,共取 15 项为:

$$E(t) = E_\infty + \sum_{n=1}^{15} E_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \quad (7)$$

时间-温度等效因子式(6)的参数 $C_1 = 14.7$ 和 $C_2 = 296.9$ 。

2 温度载荷作用下发动机药柱的位移、应力和应变分析

2.1 温度载荷作用下药柱的轴向位移场

计算不同长径比自由装填式发动机药柱分别在高温 $+60^\circ\text{C}$ 和低温 -40°C 时的轴向位移结果(图 2)显示,发动机药柱的位移最大位于发动机头部端面上。

图 3 结果显示,全局的最大轴向位移均位于发动机前端,随着长径比增加,其值基本上呈线性上升的趋势。高温时端部最大伸长值位移分别为 5.22mm、4.58mm、3.84mm 和 2.92mm;低温时端部最大收缩值分别为 7.83mm、6.88mm、5.75mm 和 4.39mm。当长径比减小 44.8%,高温时药柱最大轴向位移值减小 44.1%,低温时减小 43.9%,由此可见,在温度载荷的作用下,长径比的变化显著地影响了发动机药柱的位移场。发动机点火通常装于药柱前端,药柱过大伸缩容易影响药柱与点火具之间的相对位置而导致点火故障。同时,过大的伸缩量不仅要考虑药柱头部支撑的可靠性,而且发动机燃烧室的空间也应预留充足,不然药柱伸缩空间不足可能产生过大的热应力导致药柱结构破坏。

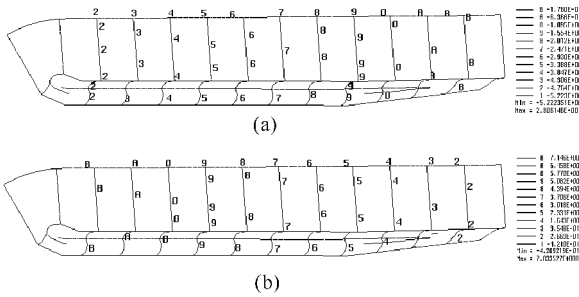


图2 长径比为 14.5 时的发动机药柱高温(a)和低温(b)时的位移幅值场等值线

Fig. 2 The displacement contour of SRM grain in the high (a) and low (b) temperature

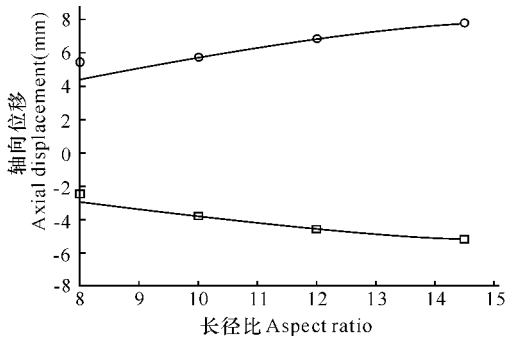


图3 不同长径比发动机药柱高温和低温时最大轴向位移变化规律

Fig. 3 The maximal axial displacement value of SRM grain variation with the aspect ratio under high and low temperature loading.

□: 高温 +60°C, ○: 低温 -40°C.

□: High temperature +60°C, ○: Low temperature -40°C.

2.2 温度载荷作用下药柱的 von Mises 应力场

自由装填式的发动机药柱侧面和端面均为包覆层包覆,改性双基推进剂与包覆层的热膨胀系数不同,因此在温度载荷的作用下将产生热应力,药柱的热应力水平通常是评估药柱强度的重要指标之一。如图 4 所示,药柱星槽底部应力集中明显,同时由图 5 所示的药柱星槽底部 von Mises 应力随着轴向的变化规律可知,整个星槽底部高温和低温的 von Mises 应力始终维持较高的水平,并总体呈缓缓下降的趋势,但是末端 100mm 后下降较快。

高温载荷作用下,长径比为 14.5、12.0、10.0 和 8.0 时,星槽底部最大 von Mises 应力值分别为 0.0325MPa、0.0321MPa、0.0313MPa 和 0.0304MPa; 低温时分别为 0.0488MPa、0.0481MPa、0.0470MPa 和 0.0456MPa。计算表明,长径比减小 44.8%,高温时 von Mises 应力仅减小 6.5%、低温减小 6.6%,可见长径比的变化对发动机药柱的 von Mises 应力场影响很小。药柱高温 von Mises 应力强度为 4MPa、低温应力强度为 10MPa,

因此 von Mises 应力强度满足要求。

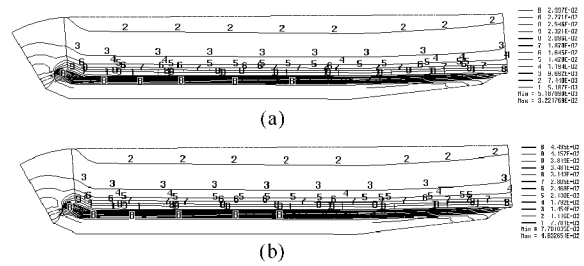


图4 长径比为 14.5 时的发动机药柱在高温(a)和低温(b)时的 von Mises 应力场等值线

Fig. 4 von Mises stress contour of SRM grain in the high (a) and low (b) temperature

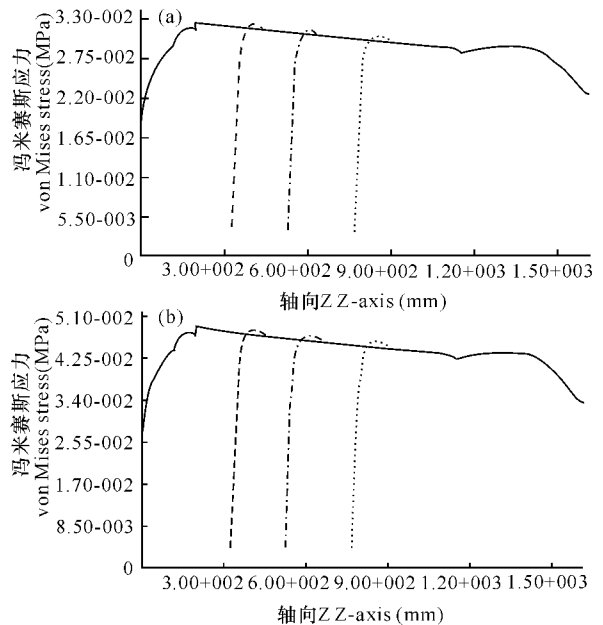


图5 不同长径比发动机药柱高温(a)和低温(b)时的 von Mises 应力值沿轴向分布规律

Fig. 5 von Mises stress of variable aspect ratio SRM grain variation with the axial line under high (a) and low (b) temperature loading

—: 长径比 14.5; ---: 长径比 12.0; - · - · -: 长径比 10.0; ·····: 长径比 8.0。

—: Aspect ratio 14.5; ---: Aspect ratio 12.0; - · - · -: Aspect ratio 10.0; ·····: Aspect ratio 8.0.

2.3 温度载荷作用下药柱的 von Mises 应变场

图 6 结果显示,发动机药柱的 von Mises 应变主要位于推进剂药柱中,并且最大 von Mises 应变位于药柱的星槽底部。同时由图 7 不同长径比的发动机低温点火发射时药柱最大 von Mises 应变值沿星槽底部轴向的变化规律可知,与 von Mises 应力场分布特点类似,整个星槽底部始终维持较高的 von Mises 应变集中,并且沿轴向增长的趋势缓慢,但末端 100mm 后下降较快。

高温载荷作用下,长径比为 14.5、12.0、10.0 和 8.0 时,星槽底部最大 von Mises 应变值分别为 0.128%、0.126%、0.123% 和 0.119%; 低温时分别为 0.192%、0.189%、0.184% 和 0.179%。计算表

明,长径比减小 44.8%,药柱星槽内最大 von Mises 应变高温时下降 7.0%、低温时下降 6.8%,可见长径比的变化对发动机药柱的 von Mises 应变场影响很小。另外,高温药柱的 von Mises 应变强度为 12%,低温为 10%,因此药柱 von Mises 应变强度足够。

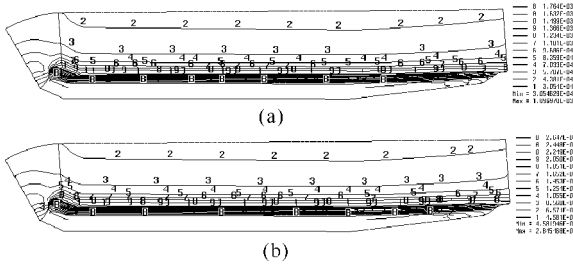


图 6 发动机药柱低温(a)和高温(b)时的 von Mises 应变场等值线

Fig. 6 von Mises strain contour of SRM grain in high (a) and low (b) temperature

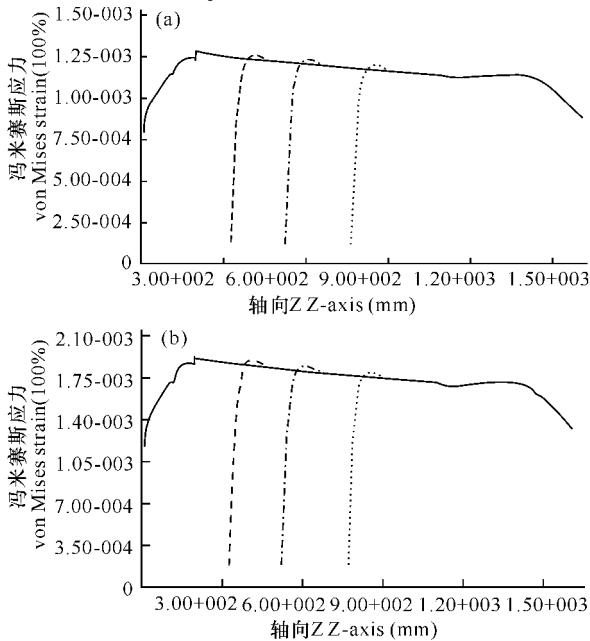


图 7 不同长径比发动机药柱高温(a)和低温(b)的 von Mises 应变值沿轴向的分布规律

Fig. 7 von Mises strain of variable aspect ratio SRM grain variation with the axial line under high (a) and low (b) temperature loading

——:长径比 14.5; - - - -:长径比 12.0; - · - · -:长径比 10.0; ·····:长径比 8.0。

——:Aspectratio 14.5; - - - -: Aspect ratio 12.0; - · - · -: Aspect ratio 10.0; ·····: Aspect ratio 8.0.

3 结论

本文根据不同长径比自由装填式固体火箭发动机在极端温度载荷作用下的位移场、von Mises 应力

场和 von Mises 应变场的分布规律,探讨了自由装填式发动机药柱的长径比对位移、应力和应变场分布的影响,主要结论有:

(1)发动机长径比增加,温度对药柱形变影响极大。长径比分别为 14.5 和 8.0 时,发动机药柱的最大轴向位移高温时减小 44.1%、低温时减小 43.9%。可见,温度载荷作用下,长径比的变化对自由装填式发动机药柱的位移场影响显著。

(2)发动机长径比增加,药柱星槽底部 von Mises 应力和应变沿轴向仅微微增加。长径比分别为 14.5 和 8.0 时,发动机药柱星槽底部最大 von Mises 应力值高温和低温时减小约 6.5%、最大 von Mises 应变值高温和低温时下降约 7.0%。可见,温度载荷作用下,长径比的变化对自由装填式发动机药柱的 von Mises 应力和应变场影响不大。

温度载荷作用下,发动机长径比的变化,对自由装填式发动机药柱的 von Mises 应力和应变场影响较小,因此,大长径比自由装填式发动机热应力、热应变强度满足要求。但是温度的变化对不同长径比自由装填式发动机药柱的位移场影响极大,特别是战术导弹、火箭弹用的大长径比发动机环境温度变化大,高温和低温较常温时轴向伸缩量相差数毫米,伸缩空间不足或支撑方式不当会导致过大的热应力。因此,应着重关注头部点火器的安装与药柱的支撑方式设计,以确保发动机安全可靠点火、药柱伸缩空间足够且支撑可靠。

参考文献:

[1] 钟涛,王中伟,张为华.大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程分析[J].固体火箭技术,2005,28(1):20-22,64.
 [2] 钟涛,王中伟,张为华.大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程性能散布分析[J].固体火箭技术,2005,28(2):98-100.
 [3] 易兴利,黄德武,赵德全.大长径比火箭弹在瞬态冲击下的振动响应[J].弹箭与制导学报,2003,23(3):39-42.
 [4] 杨挺青,罗文波,徐平,等.粘弹性理论与应用[M].北京:科学出版社,2004.
 [5] 蒙上阳,许萌,章曙,等.基于粘弹性有限元方法的固体导弹发动机寿命预估[J].广西科学,2010,17(1):56-60.

(责任编辑:邓大玉)