

伞盘结构对大长径比发动机药柱结构完整性的影响*

申志彬¹, 姜人伟¹, 职世君²

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471000)

摘要:为了提高大长径比发动机药柱结构完整性水平,基于三维黏弹性有限元法,计算某大长径比固体发动机在温度和内压荷载联合作用下的结构响应;研究伞盘结构及其位置对药柱最大 Von Mises 应变的影响规律;讨论当伞盘位于药柱中部时,伞盘最大 Von Mises 应变随伞盘宽度、深度以及顶部圆弧半径比的变化规律。结果表明,伞盘位于药柱中部时可以有效地降低大长径比药柱的最大 Von Mises 应变,增加伞盘宽度、深度或选取合适的半径比均可降低伞盘结构的最大 Von Mises 应变。所得结论可为固体发动机设计提供参考。

关键词:固体发动机;大长径比;药柱;伞盘;应力应变分析

中图分类号:V435 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2017)01-148-05

Effects of umbrella slot on the structure integrity of solid rocket motor grain with large aspect ratio

SHEN Zhibin¹, JIANG Renwei¹, ZHI Shijun²

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. China Airborne Missile Academy, Luoyang 471000, China)

Abstract: To improve the structural integrity of solid rocket motor grain with large aspect ratio, based on three-dimensional viscoelastic finite element method and taking into account of the temperature load and pressure load, the structural response of a solid rocket motor with large aspect ratio was analyzed, the effects of the umbrella slot and its location on maximum Von Mises strain of the grain were studied, and the variations of the maximum Von Mises strain of the umbrella slot with its width, depth and radius ratio were discussed when the umbrella slot was in the middle of the grain. The results show that the Von Mises strain is reduced when the umbrella slot is in the middle of the grain; increasing the width, depth or choosing the best radius ratio can reduce the maximum Von Mises strain of the umbrella slot. The conclusions are beneficial for designing the grain configuration of solid rocket motor.

Key words: solid rocket motor; large aspect ratio; grain; umbrella slot; stress and strain analysis

相比于液体火箭发动机,固体火箭发动机具有结构简单、可靠性高、体积比冲高、贮存长久等优点^[1],因此,近年来固体发动机已被广泛用于导弹武器和航天运载领域。固体发动机在生产和使用过程中,药柱所承受的主要荷载为固化降温带来的温度荷载和点火试车或发射时所承受的燃气内压荷载^[2-3],在这两种荷载的联合作用下,药柱将产生较大的应力应变,因此,准确分析发动机药柱在温度荷载和压力荷载作用下的应力应变,并设法在不改变内弹道性能的前提下通过调整药柱的结构尺寸来降低其应力应变,对保证发动机结构完整性具有重要意义。

伞盘特指锥柱形药柱中的环向槽结构,它具有调节燃面改善药柱受力状态的作用,通常设计

在发动机头部、尾部或中部^[4]。但是伞盘结构的药柱在荷载作用下,伞盘部位应力应变较大,极易出现裂纹,是发动机设计的难点之一。蒙上阳等^[5]讨论了在低温环境下固体发动机药柱伞盘宽度、深度以及发动机人工脱粘层深度对伞盘部位 Von Mises 应变的影响。李磊等^[6-7]在此基础上,研究了伞盘顶部圆弧半径比对伞盘结构 Von Mises 应变的影响,并且讨论了伞盘深度和脱粘深度的互相影响作用。以上研究都只是考虑了伞盘位于发动机药柱头部/尾部的情况,并没有讨论伞盘位于发动机药柱中部时的情况,且也没有研究发动机伞盘对药柱整体 Von Mises 应变的影响,因此所得的结论有一定的局限性。

一般情况下,固体发动机外径会受到火箭/导

* 收稿日期:2015-08-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1404106);中国博士后科学基金资助项目(2014M552684)

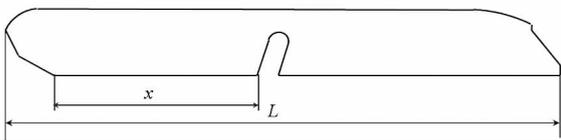
作者简介:申志彬(1983—),男,河南鹤壁人,讲师,博士,E-mail:zb_shen@yeah.net

弹总体限制,因此,主要通过增大长径比来提高其总体性能^[8-9]。大长径比固体发动机在药柱的中部一般会出现较大的应力集中,设计人员常通过设计中部伞盘来缓解药柱的应力应变水平。

1 发动机计算模型

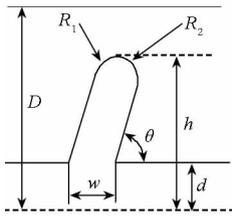
1.1 几何形状

所研究的大长径比固体发动机,其伞盘结构位于药柱中部,伞盘顶部采用双圆弧结构,如图 1 所示。该发动机的主要尺寸参数有:药柱长度 L , 外径 D , 内径 d , 伞盘宽度 w , 伞盘深度 h , 伞盘顶部前圆弧半径 R_1 与后圆弧半径 R_2 , 伞盘与水平方向夹角 θ 以及伞盘距离发动机头部距离 x 等。



(a) 纵向剖面

(a) Longitudinal sectional drawing



(b) 伞盘结构

(b) Umbrella slot structure

图 1 某发动机剖面示意图

Fig. 1 Sectional drawing of a certain motor

发动机初始尺寸为 $L = 1050 \text{ mm}$, $D = 200 \text{ mm}$, $d = 54 \text{ mm}$, $w = 25 \text{ mm}$, $h = 50 \text{ mm}$, $R_1 = R_2 = 12.5 \text{ mm}$, $\theta = 70^\circ$, $x = 400 \text{ mm}$ 。

发动机初始有限元模型共划分 43 000 个六面体单元,52 000 个节点,在伞盘部位进行网格加密,如图 2 所示。

1.2 材料参数

假设发动机壳体、绝热层为弹性材料,推进剂药柱为黏弹性材料,且其泊松比为常数。本文采用 MSC. Patran 进行前后处理,采用 MSC. Marc 求解器进行分析计算。MSC. Marc 采用如下热黏弹性本构模型:

$$S_{ij}(t) = \int_{-\infty}^t 2G(\xi - \xi') \frac{\partial e_{ij}(\tau)}{\partial \tau} d\tau \quad (1)$$

$$\sigma_{kk}(t) = \int_{-\infty}^t 3K(\xi - \xi') \frac{\partial}{\partial \tau} (\epsilon_{kk} - 3\alpha^T \theta) d\tau \quad (2)$$

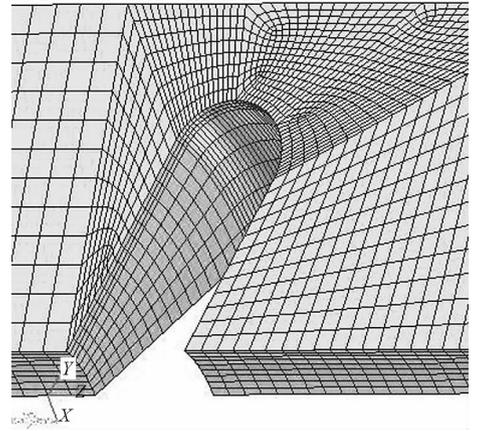


图 2 伞盘结构的有限元模型

Fig. 2 Finite element model of the umbrella slot

其中, S_{ij} 和 e_{ij} 分别为应力和应变偏张量; σ_{kk} 和 ϵ_{kk} 分别为应力和应变球张量; G 和 K 分别为剪切模量和体积模量; τ 为表示时间的积分变量; α^T 为热膨胀系数; $\theta = T - T_0$ 为温度改变量。折算时间 ξ 和 ξ' 的形式如下:

$$\xi = \xi(t) = \int_0^t \frac{dt'}{a_T [T(t')]} \quad (3)$$

$$\xi' = \xi'(\tau) = \int_0^\tau \frac{dt'}{a_T [T(t')]} \quad (4)$$

其中, a_T 为温度移位因子,它满足 WLF 方程:

$$\lg a_T = \frac{-C_1(T - T_s)}{C_2 + T - T_s} \quad (5)$$

这里, $C_1 = 20.012$, $C_2 = 573.037$ 以及参考温度 $T_s = 293.15 \text{ K}$ 。

在泊松比 ν 不随时间变化的前提下,剪切松弛模量 $G(t)$ 和体积松弛模量 $K(t)$ 与拉压松弛模量 $E(t)$ 存在如下关系:

$$E(t) = 2G(t)(1 + \nu) = 3K(t)(1 - 2\nu) \quad (6)$$

$E(t)$ 一般采用如下 Prony 级数形式描述:

$$E(t) = E_0 - \sum_{i=1}^{n_E} E_i (1 - e^{-t/\tau_i}) \quad (7)$$

其中, n_E 表示求和的项数, E_i ($i = 0, 1, 2, \dots, n_E$) 表示 $E(t)$ 的系数,这里取 $n_E = 5$, $E(t)$ 的系数大小见表 1。

表 1 $E(t)$ 的各个系数

Tab1 Each coefficient of $E(t)$

	1	2	3	4	5
E_i	49.22	16.51	4.69	1.97	1.09
τ_i	0.007	0.18	4.74	126.58	3375.27

注:初始模量 $E_0 = 74.47 \text{ MPa}$ 。

发动机各部件的其他材料参数见表 2。

表 2 各部件材料参数

Tab. 2 Material coefficient of each component

	弹性模量/ MPa	泊松比	热膨胀系数/ (1/°C)
壳体	2.00×10^5	0.30	1.10×10^{-5}
绝热层	60	0.498	2.95×10^{-4}
药柱		0.498	9.65×10^{-5}

1.3 边界条件与载荷

考虑对称性,约束发动机对称剖面上所有节点的环向位移;同时约束壳体前端节点的轴向刚体位移。

复合固体推进剂的固化温度为 50 °C,其零应力温度为 58 °C。假设固体推进剂药柱从零应力温度以 1 °C/h 降至 20 °C,再以 10 °C/h 降至 -40 °C,然后进行点火试车,压力峰值为 12.0 MPa,点火增压时间为 0.1 s。

1.4 结构完整性分析判据

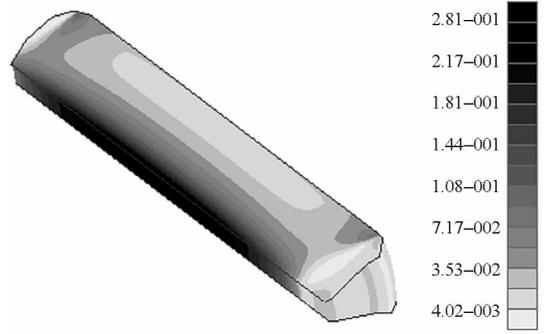
在温度和内压载荷作用下,发动机壳体为主要的承力部件,药柱只要能随它变形而不至于产生裂纹与脱粘就能保持结构完整,因此,宜采用八面体剪应变准则作为药柱的破坏判据^[1]。根据 MSC. Marc 软件的特点,本文选用与八面体剪应变准则等效的 Von Mises 应变准则作为药柱的失效判据^[10]。

2 伞盘及发动机大长径比对药柱结构完整性的影响

2.1 伞盘对药柱结构完整性的影响

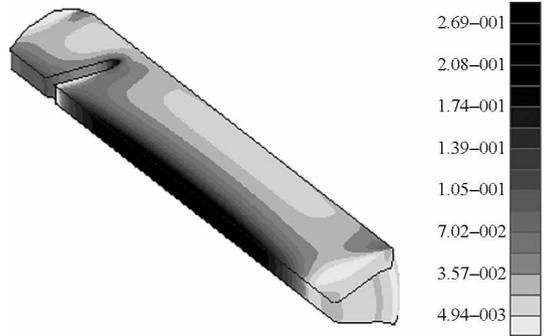
在三维锥柱形发动机药柱中设计伞盘结构不但可以调节燃面,而且还可以有效地减小药柱的 Von Mises 应变水平。

图 3 为无伞盘药柱和含伞盘药柱的 Von Mises 应变云图。从图中可以看出,无伞盘时药柱最大的 Von Mises 应变为 28.1%,应变最大位置出现在药柱内孔中部。为了降低大长径比发动机药柱内孔中部的应变水平,在药柱中部设计了伞盘结构,这时药柱的最大 Von Mises 应变降为了 26.9%。这说明伞盘结构可以降低发动机药柱的 Von Mises 应变,从而改善发动机的结构完整性,有效解决大长径比发动机药柱中部应变较大的难题。



(a) 无伞盘药柱

(a) Grain without umbrella slot



(b) 含伞盘药柱

(b) Grain with umbrella slot

图 3 药柱 Von Mises 应变云图

Fig. 3 Von Mises strain fringe of grain

2.2 伞盘位置对药柱结构完整性的影响

图 4 给出了发动机药柱最大 Von Mises 应变随伞盘位置的变化规律。可以看出,随着伞盘距离发动机头部距离 x 的增大,药柱最大 Von Mises 应力先减小后增大。当 x/L 约等于 0.5 时,即伞盘结构在发动机药柱中部的时候,最大 Von Mises 应变最小,只有 23.0% 左右。与无伞盘时药柱的最大 Von Mises 应变 28.1% 相比,最大 Von Mises 应变相对降低了约 18%。因此,对于头尾

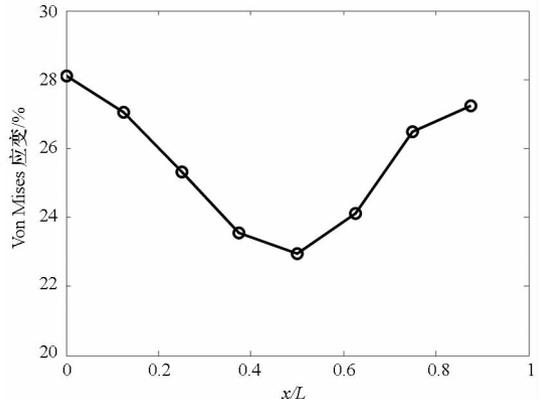


图 4 最大 Von Mises 应变随伞盘位置变化规律

Fig. 4 Variation of maximum Von Mises strain with the location of the umbrella slot

部结构差别不大的大长径比发动机,将伞盘结构设计在发动机药柱中部可以明显地改善其结构完整性。

2.3 发动机长径比对伞盘药柱结构完整性的影响

图 5 给出了无伞盘和有伞盘 ($x/L = 0.5$) 时,药柱最大 Von Mises 应变随发动机长径比的变化曲线。从图中可以看出,随着长径比的增加,无伞盘药柱的 Von Mises 应变会增大,并趋于一个稳定值;有伞盘药柱的 Von Mises 应变也会随着长径比的增大而增大,并逐渐趋于无伞盘药柱结果。这是因为当发动机药柱长径比足够大时,药柱整体可以看成是一个平面应变问题,因此,药柱的应变最终趋于一恒定值。

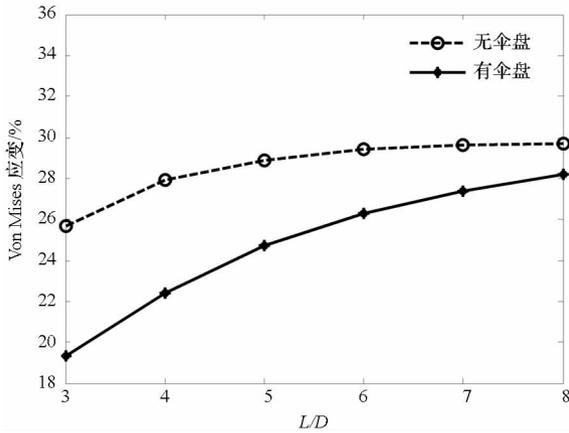


图 5 药柱最大 Von Mises 应变随长径比的变化规律
Fig. 5 Variation of maximum Von Mises strain with aspect ratio

3 伞盘形状设计

对于防空发动机,一般要经历低温试验和低温点火试车的严峻考验,以验证其设计是否合理。对于含伞盘结构的固体发动机,应力集中发生在伞盘的顶部,因此,在试验过程中伞盘顶部极易出现裂纹。出现裂纹的原因既有工艺因素也有设计因素,为了避免裂纹的出现,需要对伞盘结构做出进一步优化,以提高发动机的安全系数。

文献[5, 7]讨论了当伞盘结构在发动机头部/尾部时,伞盘的宽度、深度以及伞盘曲面形式对伞盘顶部 Von Mises 应变的影响,并且还考虑了脱粘深度对药柱应变的影响。但是,当伞盘结构位于药柱中部时,其给出的规律是否适用还需要深入研究。

3.1 伞盘宽度对伞盘结构 Von Mises 应变的影响

分别利用初值对伞盘宽度和深度做无量纲处理。当伞盘结构位于药柱中部时,图 6 给出了当

伞盘深度与半径比保持不变时,伞盘宽度 w 对伞盘结构最大 Von Mises 应变的影响。

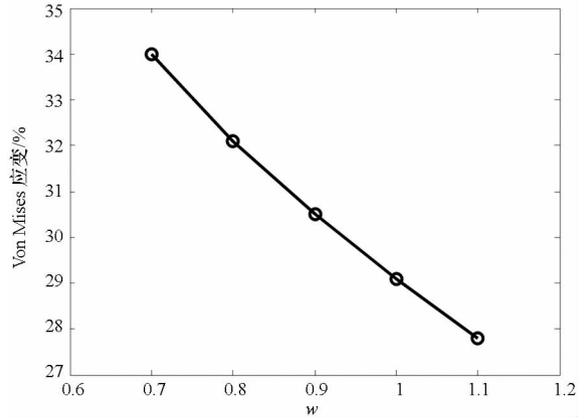


图 6 伞盘 Von Mises 应变随伞盘宽度变化规律
Fig. 6 Variation of Von Mises strain with the width of the umbrella slot

从图中可以看出,随着伞盘宽度的增大,结构的 Von Mises 应变不断减小。这与文献[5, 7]当伞盘位于发动机头部/尾部时的结论一致,但是增加伞盘宽度的同时会减少发动机药柱的装药量,如果发动机的设计指标对装药量有严格要求,通过增加宽度来降低结构的应变就会有一定的局限性。

3.2 伞盘深度对伞盘结构 Von Mises 应变的影响

伞盘深度也会对伞盘结构的最大 Von Mises 应变产生影响。图 7 为在伞盘宽度和半径比不变情况下,伞盘 Von Mises 应变随伞盘深度变化曲线。从图中可以发现伞盘结构的最大 Von Mises 应变随着伞盘深度的增加而降低,这也和文献[5, 7]中的结论一致。同样,如果依靠增加伞盘深度来降低伞盘结构的应变,也会减少发动机药柱的装药量。

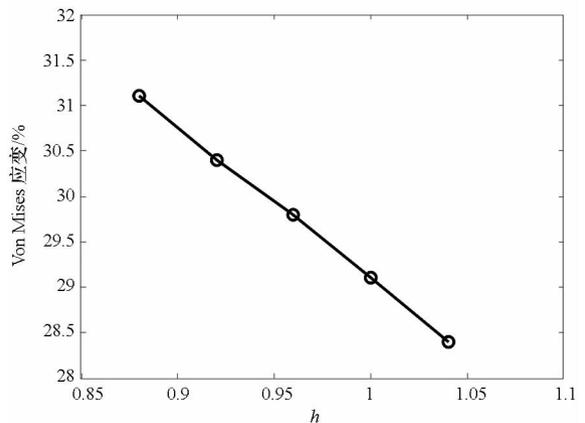


图 7 伞盘 Von Mises 应变随伞盘深度变化规律
Fig. 7 Variation of Von Mises strain with the depth of the umbrella slot

3.3 双圆弧曲面结构最佳半径比的确定

3.1 节与 3.2 节讨论了当伞盘位于药柱中部时,伞盘宽度和深度对伞盘结构最大 Von Mises 应变的影响。考虑装药量的限制,二者可调整的范围都比较小,对发动机结构完整性的改善有限。对于双圆弧伞盘结构,其圆弧半径比 R_1/R_2 对伞盘 Von Mises 应变有较大的影响。为了研究不同半径比对最大 Von Mises 应变的影响规律,在伞盘宽度和深度不变情况下,取多个不同的半径比进行计算比较。图 8 所示为伞盘结构最大 Von Mises 应变与半径比的关系。

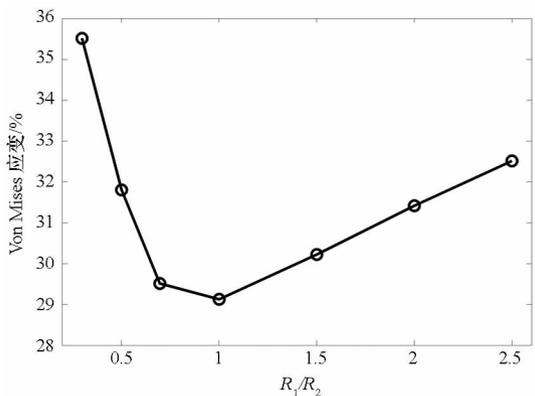


图 8 伞盘 Von Mises 应变随伞盘顶弧半径比变化规律
Fig. 8 Variation of Von Mises strain with the radius ratio of the umbrella slot's top arc

由图 8 可知,伞盘结构最大 Von Mises 应变随半径比变化存在一个极小值,此时的半径比是最佳半径比,约为 1.0,换言之,即两个圆弧半径相等时为最佳尺寸。这是由于,当两个圆弧中的任一个圆弧半径增大(或减小)时,另一个圆弧的半径将相对变小(或增大),这加剧了半径相对较小圆弧处的应力集中程度,从而使其 Von Mises 应变增大。因此,当两个圆弧半径取相等值时为最佳尺寸,这与文献[7]中伞盘位于发动机头部/尾部时的结论不同,主要是因为当伞盘位于发动机头/尾部时其还会受到人工脱粘层的影响。

4 结论

利用 MSC. Patran/Marc 有限元软件研究了伞盘结构对某大长径比发动机在低温点火试车工况下的结构完整性的影响规律,得到以下结论:

1) 伞盘结构可以降低发动机药柱的 Von Mises 应变水平,改善发动机的结构完整性;对于头尾部差别不大的大长径比发动机,伞盘位于药柱中部时效果最明显。

2) 增加伞盘的宽度和深度都可以降低伞盘结构药柱的 Von Mises 应变水平。

3) 当伞盘位于药柱中部时,伞盘顶部圆弧半径比存在最佳值 1.0,使得伞盘结构 Von Mises 应变最小。

参考文献 (References)

[1] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究 [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.
CHEN Ruxun. Study and design of solid rocket motor [M]. Beijing: China Aerospace Press, 1991. (in Chinese)

[2] Chyuan S W. Dynamic analysis of solid propellant grains subjected to ignition pressurization loading [J]. Journal of Sound and Vibration, 2003, 268(3): 465-483.

[3] Chyuan S W. Nonlinear thermoviscoelastic analysis of solid propellant grains subjected to temperature loading [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2002, 38(7): 613-630.

[4] 王铮, 胡永强. 固体火箭发动机 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.
WANG Zheng, HU Yongqiang. Solid rocket motor [M]. Beijing: China Aerospace Press, 1993. (in Chinese)

[5] 蒙上阳, 唐国金, 雷勇军. 低温环境下固体火箭发动机药柱伞盘结构设计 [J]. 推进技术, 2004, 25(5): 397-400.
MENG Shangyang, TANG Guojin, LEI Yongjun. Design for the umbrella slot configuration of the solid rocket motor grain under low temperature condition [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(5): 397-400. (in Chinese)

[6] 李磊, 雷勇军, 申志彬, 等. 温度载荷下伞盘深度与脱粘深度对药柱应变的影响 [J]. 固体火箭技术, 2010, 33(3): 285-288.
LI Lei, LEI Yongjun, SHEN Zhibin, et al. Influence of umbrella slot depth and debonded depth on strain of grain under temperature load [J]. Journal of Solid Rocket and Technology, 2010, 33(3): 285-288. (in Chinese)

[7] 李磊, 唐国金, 雷勇军, 等. 固体火箭发动机药柱伞盘结构应力应变分析 [J]. 推进技术, 2008, 29(4): 477-480.
LI Lei, TANG Guojin, LEI Yongjun, et al. Stress and strain analysis for the umbrella slot configuration of solid rocket motor grain [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 477-480. (in Chinese)

[8] 蒙上阳, 董勇, 杨军辉, 等. 大长径比自由装填式固体发动机温度载荷响应分析 [J]. 广西科学, 2011, 18(2): 144-147.
MENG Shangyang, DONG Yong, YANG Junhui, et al. Structure response analyses of large aspect ratio free loading SRM under temperature loading [J]. Guangxi Sciences, 2011, 18(2): 144-147. (in Chinese)

[9] 钟涛. 大长径比固体火箭发动机点火瞬态过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
ZHONG Tao. Investigation of the ignition transient in large aspect ratio solid rocket motors [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)

[10] 李磊. 基于结构完整性分析的固体火箭发动机药形改进与优化设计 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011.
LI Lei. Shape improvement and optimization of solid rocket motor grain based on structural integrity analysis [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)