

点火载荷下翼柱型装药结构完整性数值分析*

龚建良¹, 金秉宁², 龚婉军¹, 邓哲¹, 张正泽¹

(1. 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065; 2. 西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点实验室, 陕西 西安 710072)

摘要:针对固体火箭发动机翼柱型装药在点火载荷下结构完整性问题,提出了一种考虑三维损伤黏弹性本构性的数值模拟方法。基于商业有限元软件的二次开发平台,编写用户子程序,展开有限元数值计算,获取翼柱型装药在固化降温、点火载荷下装药结构的应力、应变与位移场分布。结果表明,在温度载荷与点火载荷下,药柱内表面变形模式是不同的。然而,不管在温度载荷或点火载荷下,在翼槽处装药 Von Mises 应力与 Von Mises 应变高于其他部位。此方法可应用于固体火箭发动机装药结构完整性安全评估。

关键词:固体火箭发动机;黏弹性本构关系;结构完整性分析;翼柱型装药;应变软化

中图分类号:V435 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2022)01-108-06

Numerical analysis on structural integrity of finocyl grain under ignition loading

GONG Jianliang¹, JIN Bingning², GONG Wanjun¹, DENG Zhe¹, ZHANG Zhengze¹

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. Science and Technology on Combustion Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to study the structural integrity analysis of finocyl grain for solid rocket motor under the ignition loading, a numerical simulation method with considering the three-dimensional damage viscoelastic constitutive was proposed. The commercial finite element software was taken to the secondary development, and the user subroutine was written. Therefore, the numerical simulation was carried out. The distribution of stress, strain and displacement field of finocyl grain were obtained under the condition of the temperature loading and ignition pressure. Results show that the deformation mode of inner surface of grain is different under the temperature loading and ignition loading. However, regardless of the temperature loading or ignition loading, both the Von Mises stress and Von Mises strain in the fin-slot region of grain are higher than those in other parts. This method can be applied to the security assessment of structural integrity analysis of solid rocket motor.

Keywords: solid rocket motor; viscoelastic constitutive relation; structural integrity analysis; finocyl grain; strain soften

固体火箭发动机具有高质量比、高可靠性、发射迅速等优点,在导弹与运载火箭中应用广泛^[1]。固体火箭发动机翼柱型装药采用可拆卸芯模实现高装填比设计,且容易满足发动机内弹道性能要求。翼柱型装药结构完整性在装药设计中是必不可少的方面,由于翼柱型装药几何结构复杂,难以采用试验方法进行分析,因此,在固体火箭发动机安全与可靠设计中采用数值仿真方法精确评估装药结构完整性具有重要作用^[2]。

针对固体火箭发动机装药结构完整性数值分析,国内外学者已经开展有意义的研究,文献[3-4]针对复合固体推进剂,建立损伤黏弹性本构模型,采用用户子程序扩展至商业有限元软件 Abaqus 中,开展结构试件有限元计算,进行双轴

拉伸试验验证,模型预估精度较高。文献[5]针对含应力释放槽的装药,采用 Nastran 有限元软件与 8 节点 HEXA 单元,通过详细分析应力应变场分布规律,确定装药最优几何尺寸,结果表明应力释放缓冲片的最小外径对环向应力影响较大,最大外径对轴向、法向应力影响明显。文献[6-7]为了解决复合固体推进剂不可压缩性问题,引入缩减积分单元,建立热黏弹性模型,研究不同点火压力下装药瞬态结构完整性,详细分析不同泊松比对装药内部应力应变场分布的影响规律。文献[8]针对翼柱型装药,研究不同轴向过载条件对药柱结构完整性的影响规律。文献[9]针对伞盘型装药,研究装药结构尺寸对药柱 Von Mises 应变与体积装填分数的影响规律,确定装药关键几何参数。文献[10]针对改性双基推进剂,建立

* 收稿日期:2020-01-17

作者简介:龚建良(1986—),男,福建福安人,副研究员,博士研究生,E-mail:271373251@qq.com

含损伤的黏弹性模型,与单向拉伸试验数据比较分析,结果吻合良好。同时,基于商业有限元软件 Abaqus,通过二次开发实现装药结构完整性数值分析。文献[11]建立增量型的三维非线性黏弹性本构模型,采用商业有限元软件的二次开发接口,实现装药结构完整性数值计算。文献[12]研究药柱/壳体黏接高度对自由装填药柱结构完整性的影响规律。文献[13]研究温度交变载荷对翼柱型装药结构完整性的影响规律。文献[14]研究泊松比对装药结构完整性的影响规律。

综上所述,国内外已经分析了材料属性、几何结构、外部载荷对装药结构完整性的影响。然而翼柱型装药在点火载荷下结构完整性的分析不够深入。本文针对前翼柱型装药,采用损伤黏弹性本构模型,开展在点火载荷下结构完整性分析。

1 本构模型

复合固体推进剂具有能量水平高、力学性能好、燃速范围宽、燃烧稳定、工艺性能好等优点,是固体火箭发动机主要选择的推进剂。复合固体推进剂由多种组分组成的复合材料,固体质量分数高达 88%,比表面积大,表现出力学行为复杂,如黏弹性、大应变、Mullin 效应与体积膨胀等,目前尚无合适的本构模型,能够完全描述复合固体推进剂的全部力学特性,因此需要考虑复合固体推进剂的主要特性,建立合适的本构模型描述复合固体推进剂的力学行为,提高装药结构完整性的预估精度。复合固体推进剂在固化成型、点火、运输、贮存条件下,存在各种力学载荷与温度载荷,容易诱发装药内部各种形式的损伤,如黏合剂微小裂纹、黏合剂与高氯酸铵 (Ammonium Perchlorate, AP) 粒子界面脱黏等,因此需要采用损伤黏弹性本构模型才能正确描述复合固体推进剂的力学属性^[15]。

考虑黏弹性复合固体推进剂的力学响应特点,应力应变依据式(1)与式(2)分解为偏响应与体响应。采用 Von Mises 应变为损伤准则,建立软化函数 $g(\varepsilon_{\text{mises}})$ 描述偏响应与体响应的损伤程度,具体表达式分别如式(3)与式(4)^[15]所示。

$$\varepsilon_{ij} = e_{ij} + \frac{1}{3}\delta_{ij}\varepsilon_k \quad (1)$$

$$\sigma_{ij} = s_{ij} + \frac{1}{3}\delta_{ij}\sigma_{kk} \quad (2)$$

$$s_{ij} = g(\varepsilon_{\text{mises}}) \int_0^t 2G(\xi - \xi') \frac{\partial e_{ij}}{\partial t'} dt' \quad (3)$$

$$\sigma_{kk} = g(\varepsilon_{\text{mises}}) \int_0^t 3K(\xi - \xi') \frac{\partial (\varepsilon_{kk} - 3\alpha_0 \Delta T)}{\partial t'} dt' \quad (4)$$

$$G(t) = G_\infty + \sum_{n=1}^k G_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \quad (5)$$

$$K(t) = K_\infty + \sum_{n=1}^k K_n e^{-\frac{t}{\tau_n}} \quad (6)$$

其中: e_{ij} 、 ε_{kk} 分别为偏应变与体应变; s_{ij} 、 σ_{kk} 分别为偏应力与体应力; δ_{ij} 为克罗内克符号,当 $i = j$ 、 $\delta_{ij} = 1$,当 $i \neq j$ 时 $\delta_{ij} = 0$; T 为温度; $G(t)$ 是剪切松弛模量; $K(t)$ 是体积松弛模量; α_0 是热膨胀系数; $\varepsilon_{\text{mises}}$ 是 Von Mises 应变,由三个主应变 ε_1 、 ε_2 、 ε_3 确定,具体表达式如式(7)所示。

$$\varepsilon_{\text{mises}} = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2} \quad (7)$$

缩减时间 ξ 与 ξ' 由时温转化因子 α_T 确定,具体表达式为:

$$\begin{cases} \xi = \int_0^t \frac{d\eta}{a_T(\eta)} \\ \xi' = \int_0^{t'} \frac{d\eta}{a_T(\eta)} \end{cases} \quad (8)$$

考虑复合固体推进剂各向同性的损伤函数,以单向拉伸曲线的脱湿点为界限,在脱湿点之前是线黏弹性,在脱湿点之后是非线性黏弹性,损伤函数以应变软化函数的形式给出,即

$$g(\varepsilon_{\text{mises}}) = \begin{cases} 1.0 & \varepsilon_{\text{mises}} \leq \varepsilon_{\text{debond}} \\ \alpha_1 - \alpha_2 \sqrt{\varepsilon_{\text{mises}}} & \text{其他} \end{cases} \quad (9)$$

其中:参数 α_1 、 α_2 由单向拉伸曲线拟合确定,依据典型配方端羟基聚丁二烯 (Hydroxy Terminated PolyButadiene, HTPB) 复合固体推进剂单项拉伸数据确定 $\alpha_1 = 1.54$, $\alpha_2 = 1.72$; $\varepsilon_{\text{debond}}$ 是单向拉伸曲线的脱湿点应变,采用切线法确定 $\varepsilon_{\text{debond}} = 10.1\%$ 。表 1 给出了典型 HTPB 复合固体推进剂配方的各组分含量。

表 1 典型 HTPB 复合固体推进剂各组分含量

Tab. 1 Gradients composition of the classic HTPB propellant

组分	质量分数/%
黏合剂	12.0
AP 含量	69.5
AL 含量	18.5

温度对复合固体推进剂力学响应的影响,采用时温转化 WLF (William-Landel-Ferry) 方程转化为时间的影响,具体表达式为:

$$\lg\alpha_T = -\frac{C_1(T - T_0)}{C_2 + T - T_0} \quad (10)$$

其中: C_1 、 C_2 是材料参数; T_0 是参考温度, 其参数在下节给出。

2 应力更新方程与一致切线刚度矩阵

依据复合固体推进剂单向拉伸曲线数据, 引入软化函数 $g(\varepsilon_{\text{mises}})$, 并确定相关参数, 描述复合固体推进剂的损伤特征, 建立三维损伤黏弹性本构模型。由于复合固体推进剂属于黏弹性材料, 其材料力学响应与加载历史、时间、温度是相关的, 为了便于展开有限元数值计算, 采用增量法数值求解有限元方程。基于商业有限元软件平台, 通过二次开发功能, 建立三维黏弹性本构模型的数值计算方程, 编写用户子程序, 实现三维损伤黏弹性本构模型计算。本构模型数值计算需要提供应力更新方程与一致切线刚度矩阵^[3]。具体如下: 文献[3]引入伪应变 $\varepsilon_{ij}^R(t)$, 如式(11)所示; 依据 t 时刻 $\varepsilon_{ij}^R(t)$ 、应变增量 $\Delta\varepsilon_{ij}^R(t + \Delta t)$, 确定 $t + \Delta t$ 时刻应力 $\sigma_{ij}(t + \Delta t)$, 如式(12)所示。一致切线刚度矩阵 D_{ijkl}^T 的形式见式(14), 详细的数值处理过程请参见文献[3]。

$$\varepsilon_{ij}^R(t) = \int_0^t 2G(\xi - \xi') \frac{\partial e_{ij}}{\partial t'} dt' + \frac{1}{3} \delta_{ij} \int_0^t 3K(\xi - \xi') \frac{\partial(\varepsilon_{kk} - 3\alpha_0 \Delta T)}{\partial t'} dt' \quad (11)$$

$$\sigma_{ij}(t + \Delta t) = g(\varepsilon_{\text{mises}}(t + \Delta t)) \varepsilon_{ij}^R(t + \Delta t) \quad (12)$$

$$D_{ijkl}^T(t + \Delta t) = \frac{\partial \sigma_{ij}(t + \Delta t)}{\partial \varepsilon_{kl}(t + \Delta t)} = \frac{\partial \sigma_{ij}(t + \Delta t)}{\partial \varepsilon_{pq}^R(t + \Delta t)} \frac{\partial \varepsilon_{pq}^R(t + \Delta t)}{\partial \varepsilon_{kl}(t + \Delta t)} \quad (13)$$

$$D_{ijkl}^T(t + \Delta t) = g(\varepsilon_{\text{mises}}(t + \Delta t)) \frac{\partial \varepsilon_{pq}^R(t + \Delta t)}{\partial \varepsilon_{kl}(t + \Delta t)} \quad (14)$$

3 装药几何模型

针对某型号固体火箭发动机前翼柱型装药结构的几何特征与载荷形式, 建立装药计算的几何模型, 由壳体、绝热层、药柱、前人工脱黏层、后人工脱黏层组成。考虑几何模型与载荷的对称性, 建立 1/20 的几何模型, 并做如下假设:

1) 假设壳体、绝热层、人工脱黏层与药柱界面是完全黏接的。

2) 药柱是黏弹性材料, 泊松比取定值, 为 0.499 5。

3) 不考虑发动机点火过程冲击压力对药柱内孔初始位置变化, 以装药芯模外表面为基准, 建立装药内孔的几何模型。

4) 不考虑壳体前裙与后裙端面变形, 约束所有自由度。

与非结构化网格比较, 结构化网格具有网格数量少、速度快、精度高的优点, 采用六面体结构化网格划分装药几何模型, 网格总数是 39 356, 在翼槽与人脱分离点处进行网格加密, 如图 1 所示。

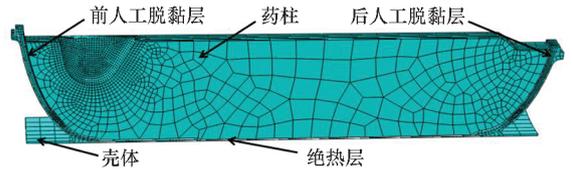


图 1 模型网格划分

Fig. 1 Mesh generation of model

依据发动机在火箭中的安装位置, 建立相类似的约束条件。壳体前后裙与舱段连接, 因此在壳体前裙与后裙端面约束所有自由度。在装药几何模型的两边侧面, 采用对称条件。依据复合固体推进剂固化条件, 确定零应力温度是 58 °C; 在发动机静止点火试验中, 0.2 s 内建立平衡压强 8 MPa。装药模型各材料具体参数, 如表 2 所示; 推进剂弹性松弛模量, 如式(15)所示; 温度的影响采用 WLF 方程, 如式(16)^[16]所示。

$$E(t) = 0.95 + 1.459e^{-\frac{t}{0.00001}} + 1.805e^{-\frac{t}{0.000075}} - 0.041e^{-\frac{t}{0.000849}} + 0.903e^{-\frac{t}{0.00849}} - 0.333e^{-\frac{t}{0.1183}} + 0.583e^{-\frac{t}{1.183}} - 0.261e^{-\frac{t}{7.9983}} + 0.352e^{-\frac{t}{119.95}} + 0.058e^{-\frac{t}{123000}} + 0.214e^{-\frac{t}{190000}} \quad (15)$$

$$\lg\alpha_T(T) = \frac{-15.029(T - 293.15)}{182.86 + T - 293.15} \quad (16)$$

表 2 装药模型内各材料属性

Tab. 2 Material properties of grain model

材料属性	推进剂	绝热层	壳体
热膨胀系数/ K^{-1}	0.63×10^{-4}	0.63×10^{-4}	0.11×10^{-4}
泊松比	0.499 5	0.495	0.29
松弛模量/MPa	式(15)	12.2	2.06×10^5

4 结构完整性计算与分析

4.1 温度载荷

前翼柱型装药在 +20 °C 温度载荷下, 装药应

力与应变分布如图 2、图 3 所示,由图 2~3 可知药柱 Von Mises 应力最大值为 0.032 MPa,药柱 Von Mises 应变最大值为 4.8%,翼槽处应力与应变高于其他部位。在 +20 °C 温度载荷下,获取装药位移分布,如图 4 所示。由图 4 可知前后人工脱黏层端部位移较大,最大值为 2.64 mm,位于盖层端部。这是因为推进剂在固化降温后,底层与盖层自由分开,盖层向药柱中央方向收缩,对药柱起到应力释放作用。

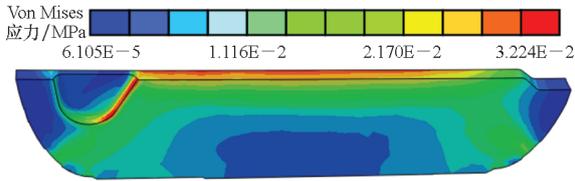


图 2 在温度载荷下药柱 Von Mises 应力分布
Fig.2 Von Mises stress distribution of grain under temperature loading

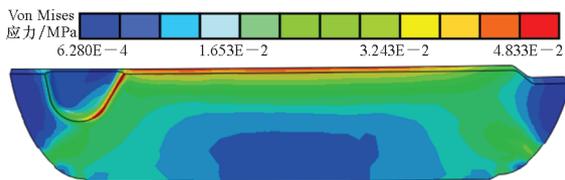
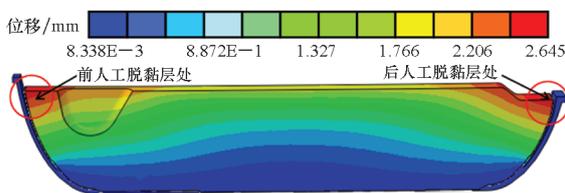
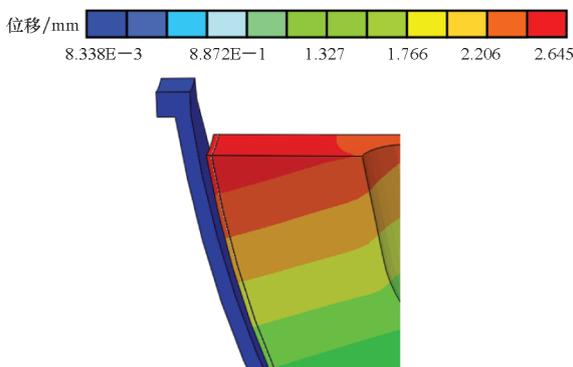


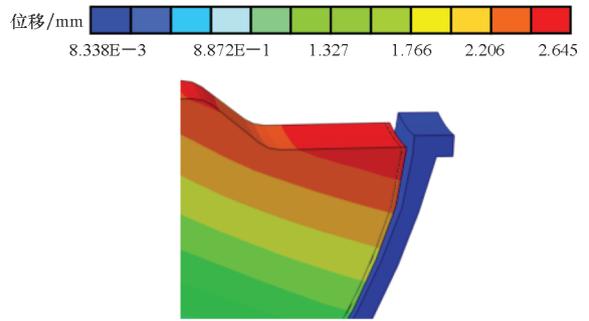
图 3 在温度载荷下药柱 Von Mises 应变分布
Fig.3 Von Mises strain distribution of grain under temperature loading



(a) 药柱与绝热层
(a) Grain and insulator



(b) 前人工脱黏层
(b) Fore stress release boot



(c) 后人工脱黏层
(c) Rear stress release boot

图 4 在温度载荷下药柱与绝热层位移分布
Fig.4 Displacement distribution of grain and insulator under temperature loading

4.2 点火载荷

在固化降温与压力联合的点火载荷下,展开 +20 °C 装药结构完整性。图 5 获取药柱 Von Mises 应力分布,最大应力为 0.307 MPa,位于翼槽处,小于复合固体推进剂拉伸强度指标 0.6 MPa。内表面路径如图 6 所示,图 7 给出了药柱内表面 Von Mises 应变沿轴向分布药柱。最大应变为 34.5%,位于翼槽处,满足复合固体推进剂研制任务提出的拉伸应变指标小于 45%的要求,且符合安全系数要求。由此可知,在点火载荷下,翼槽部位是装药应力与应变极大值部位,其 Von Mises 应力与应变满足强度要求,具有一定安全余量。通过 +20 °C 地面静止点火试验结果,如图 8 所示,由发动机试验后内弹道曲线可知,试验曲线与计算曲线是吻合的,装药结构完整性是安全的。

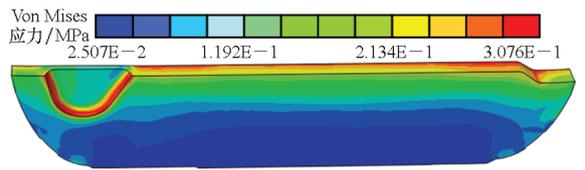


图 5 在点火载荷下药柱 Von Mises 应力分布
Fig.5 Von Mises stress distribution of grain under ignition loading



图 6 药柱内表面路径
Fig.6 Path of inner surface of the grain

在联合载荷下,内表面位移也是结构完整性分析关注的一个方面,图 9 获取了 +20 °C 药柱内

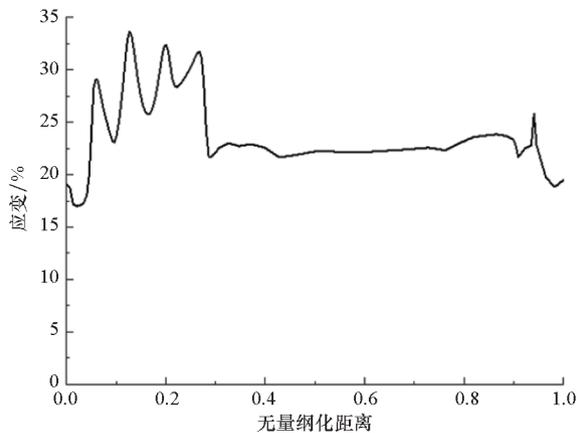


图 7 在点火载荷下药柱内表面沿路径 Von Mises 应变
Fig. 7 Von Mises strain along path of inner surface of grain under ignition loading

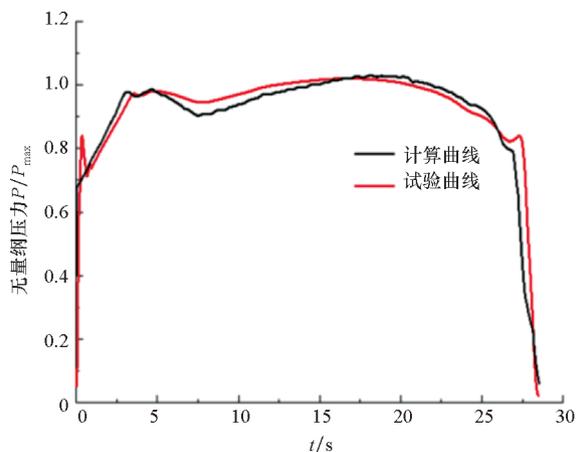


图 8 +20 ℃ 下发动机内弹道计算曲线与试验曲线
Fig. 8 Comparison with experimental data and computational data at room temperature +20 ℃

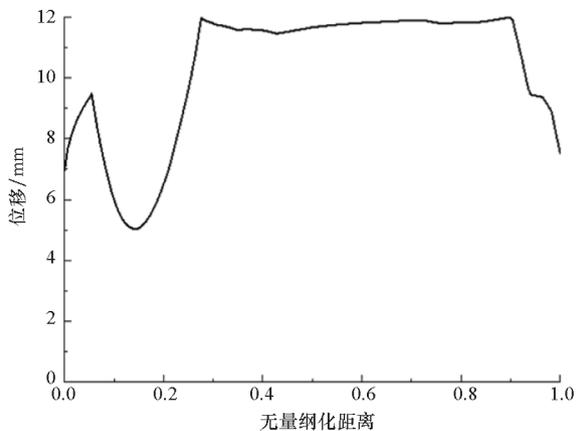


图 9 在点火载荷下药柱内表面沿路径位移分布
Fig. 9 Displacement along path of inner surface of grain under ignition loading

表面位移沿轴向分布结果,路径如图 6 所示。由图 9 可知,药柱在点火载荷下最大位移为 11.9 mm,位于药柱圆柱段,这与图 3 温度载荷下

药柱最大位移在药柱两端是不同的。因此,前翼柱型装药在温度载荷与点火载荷下,内表面位移变形模式是不同的。

5 结论

本文引入软化函数,采用损伤黏弹性本构模型描述复合固体推进剂的力学属性,建立装药结构完整性分析方法,分析前翼柱型装药在温度载荷与点火载荷下装药的变形与应力场分布。得到如下结论:

1) 在温度载荷与点火载荷下,药柱内表面变形模式是不同的。在温度载荷下,最大位移 2.64 mm,位于前后端部;在点火载荷下,最大位移 11.9 mm,位于药柱圆柱段。

2) 采用本文前翼柱型装药,通过 +20 ℃ 地面静止试车,计算曲线与试验曲线是吻合的,确认了装药结构完整性的安全性。

3) 本文采用的装药结构完整性分析方法,验证了方法的合理性与可靠性,可应用于固体火箭发动机工程设计阶段装药安全性评估。

参考文献 (References)

[1] 于剑桥,文仲辉,梅跃松. 战术导弹总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2010.
YU J Q, WEN Z H, MEI Y S. Overall design of tactical missile [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2010. (in Chinese)

[2] 王元有. 固体火箭发动机设计[M]. 北京:国防工业出版社,1984.
WANG Y Y. Design of solid rocket motor [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984. (in Chinese)

[3] HINTERHOELZL R M, SCHAPER Y R A. FEM implementation of a three-dimensional viscoelastic constitutive model for particulate composites with damage growth [J]. Mechanics of Time-Dependent Materials, 2004, 8 (1): 65 - 94.

[4] HA K, SCHAPER Y R A. A three-dimensional viscoelastic constitutive model for particulate composites with growing damage and its experimental validation [J]. International Journal of Solids and Structures, 1998, 35 (26/27): 3497 - 3517.

[5] CHEN J T, LEU S Y. Finite element analysis, design and experiment on solid propellant motors with a stress reliever [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1998, 29(2): 75 - 86.

[6] 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.

[7] 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.
- [8] 刘中兵, 利凤祥, 李越森, 等. 高过载条件下固体推进剂药柱结构完整性分析计算[J]. 固体火箭技术, 2003, 26(2): 12-16.
LIU Z B, LI F X, LI Y S, et al. A calculation analysis for structural integrity of solid propellant grains under high overload[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2003, 26(2): 12-16. (in Chinese)
- [9] 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: 国防科技大学, 2011.
LI L. Shape improvement and optimization of solid rocket motor grain based on structural integrity analysis [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [10] 孟红磊. 改性双基推进剂装药结构完整性数值仿真方法研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2011.
MENG H L. Research on numerical simulation method of structure integrity analysis for modified double base propellant grain [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2011. (in Chinese)
- [11] 邓斌, 申志彬, 谢燕, 等. 含损伤粘(黏)弹性本构及其在有限元分析中的实现[J]. 推进技术, 2013, 34(5): 699-705.
DENG B, SHEN Z B, XIE Y, et al. Viscoelastic constitutive model with damage evolution and its implementation in finite element analysis [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(5): 699-705. (in Chinese)
- [12] 邓康清, 张路, 庞爱民, 等. 自由装填式固体火箭发动机药柱低温点火结构完整性分析[J]. 固体火箭技术, 2018, 41(4): 428-434.
DENG K Q, ZHANG L, PANG A M, et al. Analysis on structural integrity of a free loading solid propellant grains under ignition loading at low temperature[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2018, 41(4): 428-434. (in Chinese)
- [13] 檀叶, 吴迪, 何景轩. 温度交变载荷对药柱结构完整性的影响分析[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(5): 569-572.
TAN Y, WU D, HE J X. Influence of temperature load on structural integrity of propellant grains[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(5): 569-572. (in Chinese)
- [14] 孙俊丽, 龙达峰, 王志军, 等. 泊松比对低温点火下装药结构完整性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 39(3): 72-76, 80.
SUN J L, LONG D F, WANG Z J, et al. Analysis of relation between Poisson's ratio and grain structural integrity under the low temperature ignition environment [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2019, 39(3): 72-76, 80. (in Chinese)
- [15] 龚建良, 樊学忠, 李宏岩, 等. 单室双推力发动机装药的瞬态结构完整性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(6): 78-82.
GONG J L, FAN X Z, LI H Y, et al. Transient structural integrity analysis of single chamber dual thrust engine charge[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(6): 78-82. (in Chinese)
- [16] 利凤祥, 刘中兵, 李越森, 等. 药柱结构对其抗轴向过载能力的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 165-169.
LI F X, LIU Z B, LI Y S, et al. Effects of the structure of grains on their capability of resisting axial acceleration load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 165-169. (in Chinese)