

固体推进剂低温点火结构完整性数值模拟

宋本耀¹, 朱俊捷², 杨杨¹, 杨斌¹, 易畅¹, 曹頔¹

(1. 上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海航天技术基础研究所, 上海 201109)

摘要: 固体火箭推进剂低温点火瞬间, 低温和高速加载的点火压力载荷可能会导致推进剂结构完整性发生破坏。针对目前低温点火冲击试验方案设计存在不足的问题, 本文利用 Abaqus 有限元分析软件对一种 $\Phi 25\sim 37$ mm 内孔装药形式的低温点火冲击试验试件进行了数值仿真研究, 定量获得了该端羟基聚丁二烯 (hydroxyl terminated polybutadiene, HTPB) 固体推进剂试件结构完整性不被破坏的最大内压极限值和肉厚系数对推进剂等效应力应变的分布影响。研究表明, 在 -40 °C 和 10 MPa 的低温点火试验工况下该固体推进剂结构完整性不会被破坏, 与试验结论一致; 当内压增加至 42.2 MPa 时推进剂表面等效应力超过抗拉强度, 推进剂结构完整性损坏; 同一工况下, 推进剂表面等效应力应变随着肉厚系数增大而增加, 其值为 2.6 时, 推进剂表面等效应力因超过其抗拉强度, 结构完整性损坏。本文研究方法和结果可为相关试验方案的优化设计提供指导。

关键词: 低温点火; HTPB 固体推进剂; 有限元分析; 结构完整性

中图分类号: V 512 文献标志码: A

Numerical simulation on structural integrity of low temperature ignition of solid propellant

SONG Benyao¹, ZHU Junjie², YANG Yang¹, YANG Bin¹, YI Chang¹, CAO Di¹

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;
2. Shanghai Basic Research Institute of Space Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: The ignition pressurization load of low temperature and high speed loading at the moment of low temperature ignition of solid rocket propellant may lead to the destruction of propellant structural integrity. In view of the lack of reasonable test scheme design in the current low temperature ignition impact test, this paper used Abaqus finite element analysis software to carry out numerical simulation research on a low temperature ignition impact test specimen in the form of $\Phi 25\sim 37$ mm inner hole

收稿日期: 2023-09-25

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(52306215)

第一作者: 宋本耀(2000-), 男, 硕士研究生. 研究方向: 推进剂安全性能. E-mail: 393937006@qq.com

通信作者: 杨杨(1989-), 女, 讲师. 研究方向: 推进剂安全性能. E-mail: yangyang@usst.edu.cn

引文格式: 宋本耀, 朱俊捷, 杨杨, 等. 固体推进剂低温点火结构完整性数值模拟[J]. 上海理工大学学报, 2024, 46(6): 638-646.

Citation: SONG Benyao, ZHU Junjie, YANG Yang, et al. Numerical simulation on structural integrity of low temperature ignition of solid propellant[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2024, 46(6): 638-646.

charge. The maximum internal pressure limited of the hydroxyl terminated polybutadiene(HTPB) solid propellant specimen whose structural integrity was not destroyed and the influence of thickness coefficient on the distribution of equivalent stress and strain of the propellant were quantitatively obtained. The results show that the structural integrity of the solid propellant will not be destroyed under the low temperature ignition test conditions of $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ and 10 MPa, which is consistent with the test conclusion. When the internal pressure increases to 42.2 MPa, the surface equivalent stress of the propellant exceeds its tensile strength, and the structural integrity of the propellant is damaged. Under the same typical working condition, the equivalent stress and strain of propellant surface increase with the increase of thickness coefficient. When thickness coefficient is 2.6, the equivalent stress of propellant surface is damaged due to exceeding its tensile strength and structural integrity. The research methods and results in this paper can provide guidance for the optimization design of related test schemes.

Keywords: *low temperature ignition; HTPB solid propellant; finite element analysis; structural integrity*

随着固体推进剂的日益发展, 其在发动机中的工作压强越来越高, 同时还需满足载荷环境条件变化时宽温度范围的安全性要求。特别是对于低温 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 或更低温度下, 固体推进剂药柱会变脆变硬甚至转变为玻璃态, 产生微裂纹和孔穴等损伤, 降低其力学性能, 发动机点火冲击将对固体推进剂结构完整性产生破坏^[1-2], 造成推力特性改变及爆炸等事故的发生。因此, 有必要进行固体火箭发动机低温点火条件下的药柱结构完整性分析研究^[3-7]。

目前, 发动机药柱结构完整性评估主要依赖数值仿真结合推进剂拉伸试验进行力学性能的验证^[8-10]。吴晗旭^[11]提出了含损伤非线性 ZWT 本构模型三维离散方法, 数值模拟了定应变下推进剂单轴拉伸试验, 并将仿真结果与试验结果对比, 验证了该本构模型的正确性。刘中兵等^[12]对比了三维弹性和三维线粘弹性模型, 证明两种模型固化降温 and 点火增压引起的最大等效应变是相互叠加的, 认为当发动机进行低温点火试车时, 在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 8 MPa 点火压力共同作用下, 内孔表面将是药柱最危险部位。在模型改进的基础上, 为了获得低温点火下药柱结构完整性的可信破坏判据, 颜彬^[13]以一经典文献为案例, 首先验证了模型的正确性, 然后使用该模型对某一具体型号固体火箭发动机装药在固化冷却和常温、低温、高温点火试车时的结构完整性进行了数值模拟, 得出危险点位置, 进行结构完整性分析。吕志^[14]

以第二炮兵工程学院教研室的推进剂拉伸及断裂实验结果验证了模型的准确性, 分析了低温点火冲击下五角星型药柱模型的危险点, 在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 20 MPa 点火压力共同作用下, 五角星过渡圆弧处结构完整性被破坏, 产生裂纹。

综上, 数值仿真是固体推进剂结构完整性研究的有效手段, 目前推进剂结构完整性数值仿真研究主要利用推进剂拉伸试验进行验证, 缺少设计合理的气体围压条件下结构完整性验证试验。张怀龙等^[15-16]利用推进剂中止熄火的原理, 设计了一种中止压力可控的模拟点火冲击试验装置, 以点火药燃烧产生的燃气压力模拟推进剂受到的低温点火冲击, 推进剂试件采用 $\phi 25\sim 37\text{ mm}$ 内孔装药形式, 开展了在 $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 10 MPa 的试验压力下推进剂结构完整性试验。然而, 该药柱结构虽进行了理论低温点火冲击试验, 但缺少构件合理性分析和结构完整性影响研究。为了进一步分析低温点火冲击对固体推进剂试件结构完整性的影响规律, 指导相关试验方案的优化设计, 有必要开展推进剂结构完整性数值模拟研究, 获得推进剂试件在低温点火冲击下的等效应力应变分布, 对推进剂结构完整性试验结果进行合理性解释, 并研究推进剂的内压极限值问题, 以避免试验研究带来的安全性风险。

本文主要针对固体推进剂结构完整性问题, 以文献 [15-16] 中模拟点火冲击试验装置推进剂试件为研究对象, 采用 Abaqus 有限元分析软件开展

了低温点火冲击条件下的数值模拟研究, 采取了固体推进剂结构完整性研究中广泛使用的三维线粘弹性模型, 利用固体推进剂药柱结构完整性破坏判据研究该推进剂的内压极限值问题, 并研究了肉厚系数对药柱表面等效应力和应变的影响。本文的研究方法与结果可为相关试验方案的优化设计提供指导。

1 固体推进剂结构完整性失效判据

当发动机点火时, 药柱受燃气内压的作用, 产生点火增压载荷, 增压载荷使药柱内表面产生较大的应力和应变, 也可能导致表面出现裂纹。增压载荷引起的应力和应变主要和药柱的肉厚系数以及内孔形状有关。肉厚系数越大, 应力和应变也越大, 内孔形状越复杂, 应力和应变的影响越严重。一般情况下, 由于燃烧初期药柱的肉厚系数最大, 内孔过渡圆弧最小, 应力集中现象最严重, 因此燃烧初期最易出现强度问题。

固体发动机推进剂药柱表面产生宏观裂纹主要是由于高应力和高应变引起的。固体推进剂由药柱、绝热层和壳体组成, 一般来说, 高应变主要发生于药柱内孔或几何形状突变处; 高应力通常发生于材料不连续处, 如推进剂药柱与绝热层、壳体界面分离点处^[13]。因此, 推进剂结构破坏准则一般采用等效应变准则和等效应力准则^[17-18]

$$\varepsilon_V < \varepsilon_m \quad (1)$$

$$\sigma_V < \sigma_m \quad (2)$$

式中: ε_V 和 σ_V 分别为推进剂等效应变值和等效应力值; ε_m 和 σ_m 分别为推进剂的最大延伸率和抗拉强度, 可通过单向拉伸试验获得。只有当同时满足式(1)和(2)条件时, 材料不会失效, 推进剂结构完整性得以保证, 否则推进剂的结构完整性会损坏。

2 低温点火冲击有限元模拟方法

2.1 粘弹性模型

固体推进剂在一定温度范围内和一定加载条件下兼具粘性和弹性效应的特性。为了解决具有粘弹性的固体推进剂的应力和应变分析问题, 本文利用 Abaqus 软件, 采用广义麦克斯韦粘弹性模型计算固体推进剂在载荷作用下的等效应力应变分布。

广义麦克斯韦模型由 n 个并联的麦克斯韦元件与一个弹簧元件并联构成, 如图 1 所示^[14], 其本构关系为:

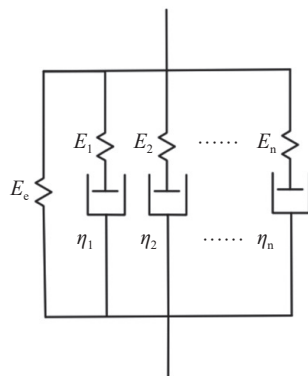


图1 广义麦克斯韦模型

Fig.1 Generalized maxwell model

$$\sigma(t) = \left(E_e + \sum_{i=1}^n \frac{E_i \frac{d}{dt}}{\frac{d}{dt} + \frac{1}{\tau_i}} \right) \varepsilon(t) \quad (3)$$

式中: $\sigma(t)$ 是作用到模型上的等效应力; E_e 表示弹簧元件的弹性模量; i 表示麦克斯韦元件编号; E 表示弹性模量; t 表示时间; η 表示粘度; $\tau_i = \eta_i / E_i$ 。

对这种模型施加阶跃等效应变 ε_0 时, 每个麦克斯韦元件皆有阶跃等效应变 ε_0 , 等效应力响应为

$$\frac{\sigma(t)}{\varepsilon_0} = E(t) = E_e + \sum_{i=1}^n E_i \exp\left(-\frac{t}{\tau_i}\right) \quad (4)$$

2.2 有限元数值模拟验证

为验证本文模拟方法的有效性, 选用参考文献[19]中的算例进行验证。该算例中药柱模型及网格划分如图2所示, 药柱内半径为 100 mm, 外半径为 177 mm, 壳体厚度为 3 mm, 在壳体内侧和药柱外侧处施加接触条件。为加快模拟运算速度, 利用药柱的对称性, 只考虑结构的四分之一。

壳体弹性材料的杨氏模量为 2×10^5 MPa, 泊松比为 0.3。药柱的松弛模量 Prony 级数表达式^[19]为

$$E(t) = 0.705886 + 0.168169e^{(-t/30130.7)} + 0.098714e^{(-t/3013.07)} + 1.930384e^{(-t/301.307)} \quad (5)$$

剪切模量和松弛模量之间的关系为

$$G(t) = \frac{E(t)}{2(1+\nu)} \quad (6)$$

式中, ν 表示推进剂药柱的泊松比, 取值为 0.495。

通过式(6)计算得到剪切模量的 Prony 级数表达式:

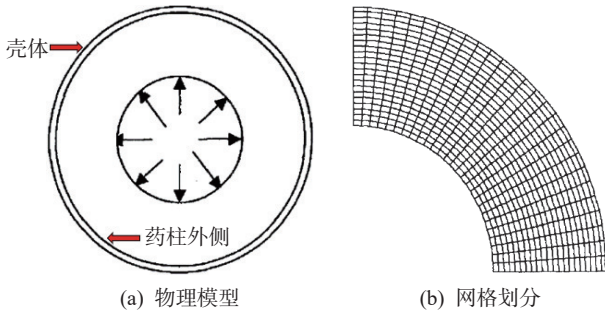
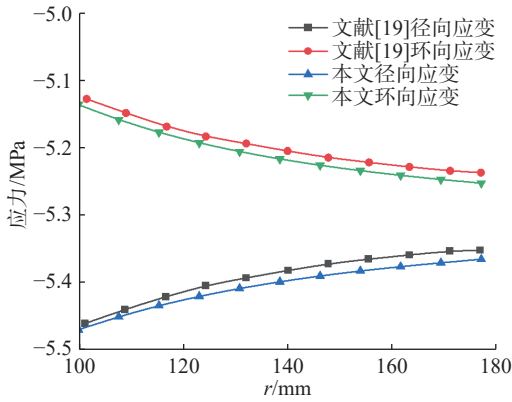


图 2 固体推进剂药柱物理模型与网格划分

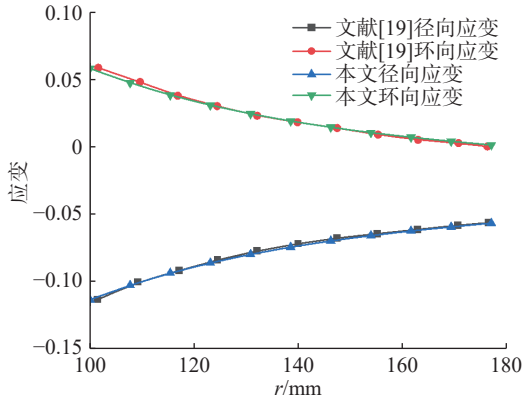
Fig.2 Physical model and grid division of solid propellant grain

$$G(t) = 0.236\ 082 + 0.0562\ 44e^{(-t/3\ 0130.7)} + 0.033\ 015e^{(-t/3\ 013.07)} + 0.645\ 613e^{(-t/301.307)} \quad (7)$$

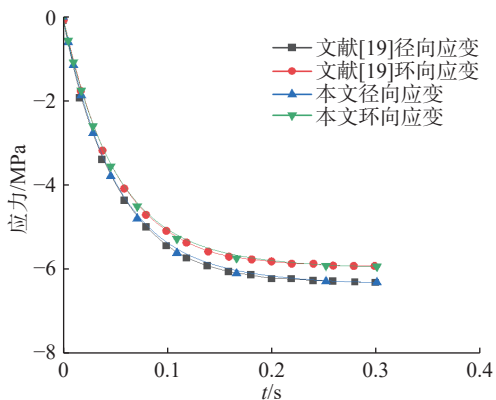
文献 [19] 中的算例中并没有考虑温度的变



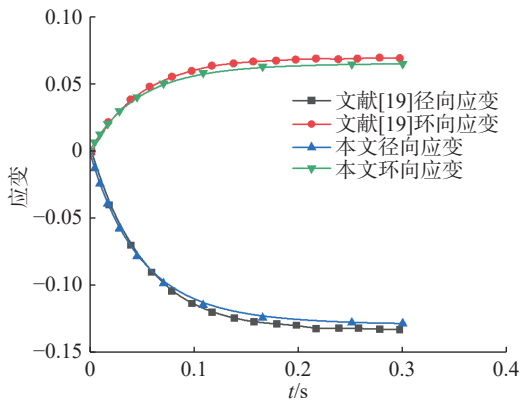
(a) 0.1 s 时等效应力 σ_r 随径向坐标的变化曲线



(b) 0.1 s 时等效应变 ϵ_r 随径向坐标的变化曲线



(c) 半径 101 mm 处等效应力 σ_r 随时间的变化曲线



(d) 半径 101 mm 处等效应变 ϵ_r 随时间的变化曲线

图 3 本文与参考文献 [19] 的模拟结果对比

Fig.3 Comparison of simulation results of this paper and reference [19]

3 低温点火冲击计算模型

3.1 推进剂模型及材料力学参数

为了与低温点火试验作对比, 选择参考文

献 [15-16] 所述的试验试件作为研究对象进行仿真分析。文献 [15-16] 设计了一种终止压力可控的模拟点火冲击试验装置, 将推进剂药柱置于该点火装置进行模拟点火冲击试验, 其中推进剂药柱的

$$P(t) = 6.323\ 8(1 - e^{-20t}) \quad (8)$$

化, 研究了平面应变状态下的药柱力学响应状态, 只给出了增压载荷的变化, 同时文献 [13] 和文献 [20] 都使用过该算例作为验证模型, 增压载荷按指数方式加载。文献 [19] 给出了泊松比为 0.495 的固体推进剂在 0.1 s 内, 压强载荷增加至 5.47 MPa 时等效应力应变随径向坐标的变化曲线, 以及半径 101 mm 处, 等效应力应变随时间的变化曲线。本文方法得到的结果与参考文献 [19] 模拟结果的比较如图 3 所示, 可以看出本文方法与参考文献 [19] 在相同时刻等效应力应变随径向坐标的分布以及相同坐标处等效应力应变随时间的分布仿真结果均吻合, 验证了本文数值模拟方法的可靠性。

献 [15-16] 所述的试验试件作为研究对象进行仿真分析。文献 [15-16] 设计了一种终止压力可控的模拟点火冲击试验装置, 将推进剂药柱置于该点火装置进行模拟点火冲击试验, 其中推进剂药柱的

外径与试验装置内径相同,因此模拟中计算模型不包括绝热层和壳体等结构。在计算精度允许的范围内,工程中为了方便计算,通常做一些基本的假设,本文假设推进剂药柱是均匀且各向同性的线性粘弹性材料,外壁施加完全固定约束,在两端约束轴向位移。药柱模型为三维环型药柱,药柱外半径 r_1 为18.5 mm,药柱内半径 r_2 为12.5 mm,药柱肉厚系数 $m=r_1/r_2=1.48$,药柱长度为21 mm。对整体模型进行网格划分,药柱的基本尺寸和网格划分情况如图4所示。

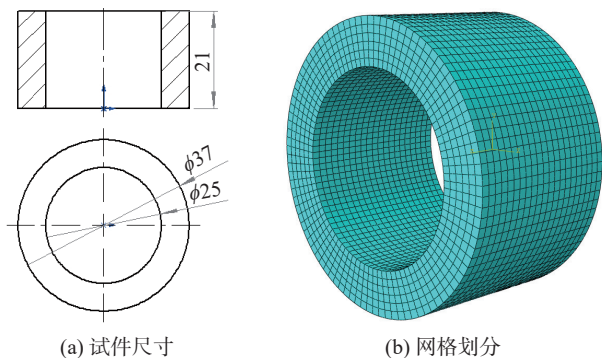


图4 固体推进剂药柱物理模型及网格划分

Fig.4 Physical model and grid division of solid propellant grain

本文采用表1所示的HTPB固体推进剂材料参数^[13]进行计算,该推进剂剪切模量 Prony 级数为

$$G(t) = 4.10469 \left(0.1461 + 0.1178e^{(-t/0.04)} + 0.168e^{(-t/0.4)} + 0.2494e^{(-t/4)} + 0.3187e^{(-t/40)} \right) \quad (9)$$

表1 HTPB 固体推进剂的材料参数

Tab.1 Material parameters of HTPB solid propellant

材料参数	数值
密度 $\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1.75×10^3
泊松比 μ	0.495
比热 $C/(\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	1256.1
导热系数 $\lambda/(\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1})$	1.07×10^{-2}
初始弹性模量 E_0/MPa	12.315
热膨胀系数 $\alpha/(\text{K}^{-1})$	6.3×10^{-5}

Williams-Landel-Ferry 方程为

$$\lg \alpha_T = \frac{6.857(T - 297.15)}{146.43 + T - 297.15} \quad (10)$$

式中: α_T 表示平移因子, α_T 是温度的函数; T 表示温度。

本文以文献[13]中给出的HTPB固体推进

剂力学参数为据来判断结构完整性,具体参数见表2。

表2 -40°C 的HTPB固体推进剂力学参数

Tab.2 Mechanical parameters of HTPB solid propellant at -40°C

力学参数	数值
抗拉强度 σ_m/MPa	1.91
最大延伸率 ϵ_m	0.36

3.2 计算工况及边界条件

本文对HTPB固体推进剂药柱进行低温点火模拟分析,计算工况选取如下,工况I:冷却降温,温度载荷设置为从初始温度 58°C (浇筑初始零应力温度)经过24 h线性降低至 -40°C ;工况II:点火增压载荷设置为在2.5 ms内,药柱内表面压强从0 MPa线性增加至10 MPa。因为固体推进剂的泊松比都大于0.475,属于近似不可压缩的物体,所以在网格属性的划分处理中和普通材料不同。在网格属性设置中,节点类型选择自由节点,单元类型选择C3D20RH单元,单元几何阶层选择二次减缩积分、杂交公式^[21]。药柱在降温和增压过程的边界条件设置为:药柱外壁施加完全固定约束,在两端约束轴向位移。

4 低温点火冲击有限元模拟结果与分析

4.1 低温点火模拟结果分析

工况I施加温度载荷等效应力应变分布结果如图5所示。从图5可以看出,经过24 h的冷却降温后会使得药柱壁面内侧产生应力应变集中,等效应力最大值为0.29 MPa,小于抗拉强度1.91 MPa,等效应变最大值为0.0107,小于最大延伸率0.36,因此不足以导致药柱结构完整性破坏。等效应力应变随直径变化如图6所示,等效应力应变随径向坐标的增加而减小。

在温度载荷基础上,考虑点火增压载荷,工况II的计算结果如图7所示。从图7可以看出,等效应力在药柱的内侧最大,达到了0.68 MPa,低于该温度下的抗拉强度1.91 MPa,等效应变最高是0.0248,小于最大延伸率0.36。药柱的整体位移分布如图8所示,可以看到位移的分布具有轴对称性,且具有明显的位移梯度。因此,综合

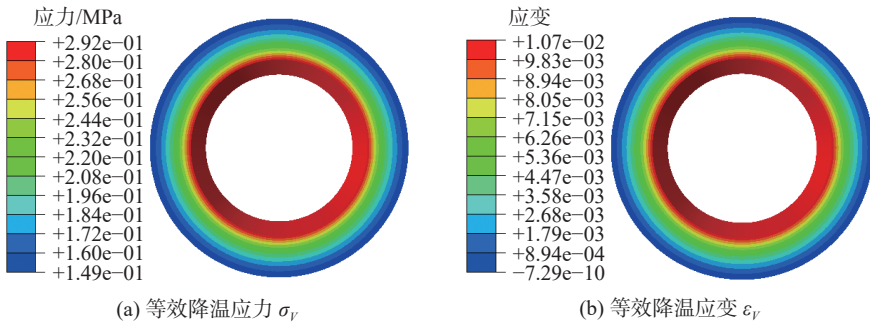


图 5 降温等效应力应变

Fig.5 Von-Mises stress/strain under cooling condition

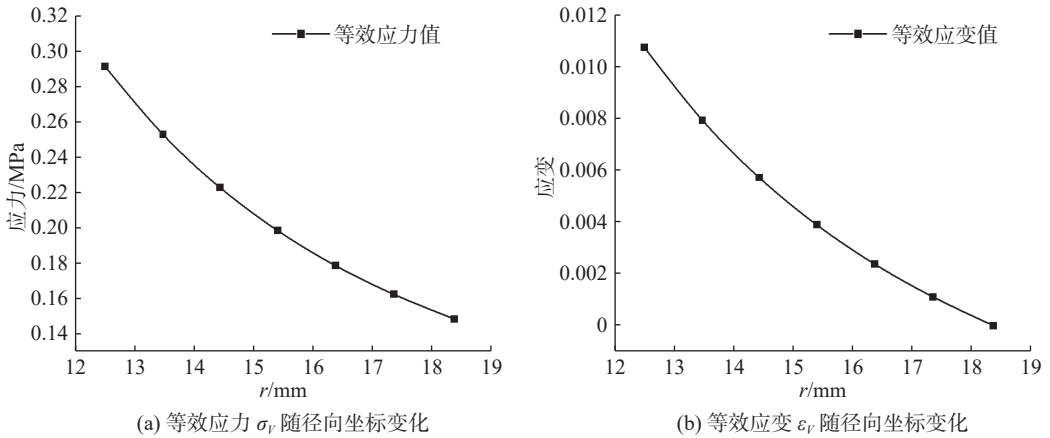


图 6 降温等效应力应变随直径变化

Fig.6 Von-Mises stress/strain change with diameter under cooling condition

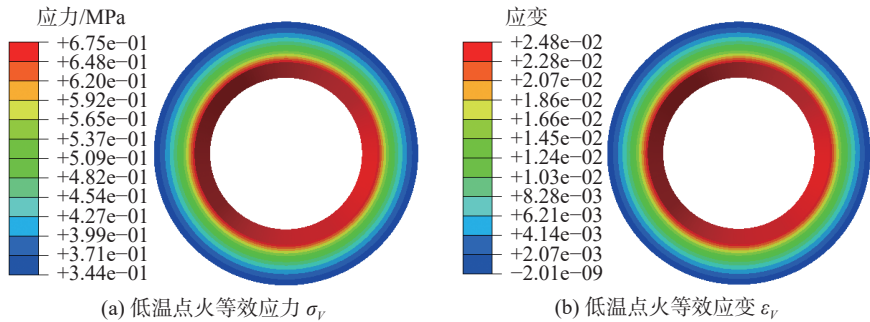


图 7 低温点火等效应力应变

Fig.7 Von-Mises stress/strain under low temperature ignition condition

评价在 $-40\text{ }^\circ\text{C}$ 和 10 MPa 点火压力的条件下, 药柱结构完整性不会被破坏, 这与文献 [16] 的低温点火冲击试验结果相吻合, 文献 [16] 通过电子显微镜观察, 在 $-40\text{ }^\circ\text{C}$ 和 10 MPa 载荷作用下, 该推进剂的内表面结构保持完整, 没有产生裂纹。

沿着推进剂直径方向设置等效应力应变检测路径, 等效应力应变随直径的变化结果如图 9 所示。从图 9 可以看出, 第一个点的纵坐标值最大, 即药柱的内表面点的等效应力应变都是最大值, 所以本文选取第一个点作为特征点进行进一步研究。

4.2 内压极限值分析

虽然在 $-40\text{ }^\circ\text{C}$ 和 10 MPa 点火压力的工况下该推进剂的结构完整性不会被破坏, 但是除了温度载荷和点火增压载荷会破坏推进剂结构完整性, 飞行加速度、运输和飞行中的振动、冲击会增加推进剂的燃烧速度, 从而使推进剂内部压力增加, 同样会破坏推进剂的结构完整性。因此在 $-40\text{ }^\circ\text{C}$ 低温点火条件下, 逐步增加药柱内表面压强, 探究该推进剂所能承受的极限内压。

不同内压下特征点的应力应变结果如图 10 所示, 红色极限点的横坐标表示抗拉强度 1.91 MPa

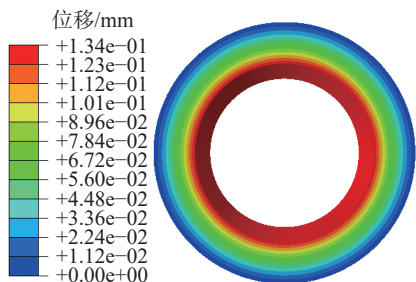


图8 整体位移分布

Fig.8 Overall displacement distribution

下的最大内压值。从图10可以看到等效应力和应变值基本呈线性增加，42.2 MPa内压下，推进剂等效应力超过抗拉强度，虽然等效应变值还未超过最大延伸率，但当等效应力应变任一值超过该温度下的许用值时，即认为药柱的结构完整性被破坏。42.2 MPa内压下的等效应力应变如图11所示。

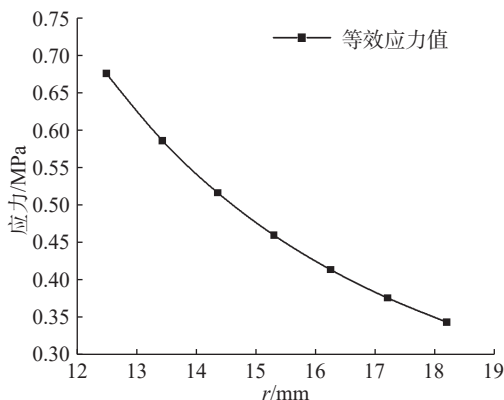
从图11可以看到此时固体推进剂内表面最大等效应变值是0.0703小于最大延伸率，但最大等效应力值已经高达1.91 MPa，抗拉强度也是

1.91 MPa，如果超过这个压力，固体推进剂的结构完整性会被破坏，内部将会产生裂纹，存在严重的安全隐患。

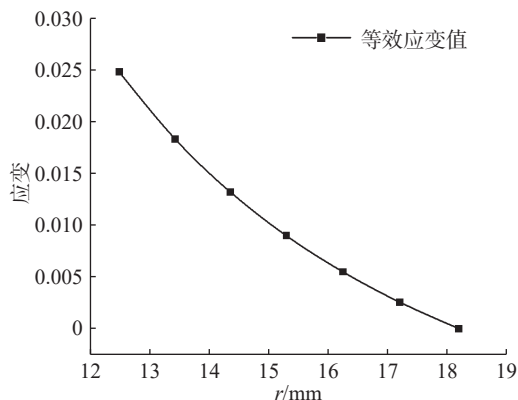
4.3 肉厚系数对固体推进剂等效应力应变影响分析

固体推进剂药柱表面的应力分布不仅取决于点火条件，还与药柱的形状参数有关。因此本节研究 m 对等效应力应变分布的影响规律。在工况 I 即 $-40\text{ }^\circ\text{C}$ 和 10 MPa 点火压力条件下，不同 m 对应的药柱特征点处计算等效应力应变最大值计算结果如图12所示。

从图12可以看出，特征点等效应力和应变最大值随 m 的增加而增加。当 m 为 2.6 时，药柱的计算等效应力最大值达到了 1.93 MPa ，此时推进剂表面等效应力值已经超过该温度下的极限等效应力值 1.91 MPa ，此时进行低温点火，推进剂的结构完整性会被破坏。因此在设计推进剂尺寸时应考虑 m 数值大小，防止点火时药柱表面的应力超过极限值。 m 为 2.6 时，药柱的等效应力应变分



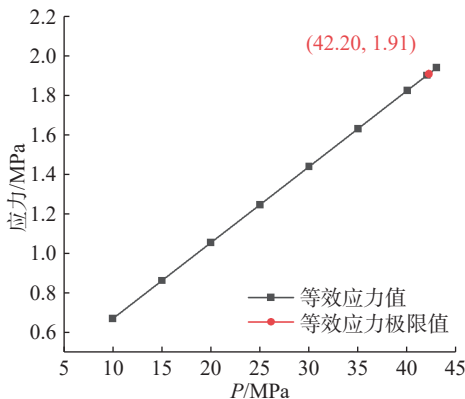
(a) 等效应力 σ_r 随径向坐标变化



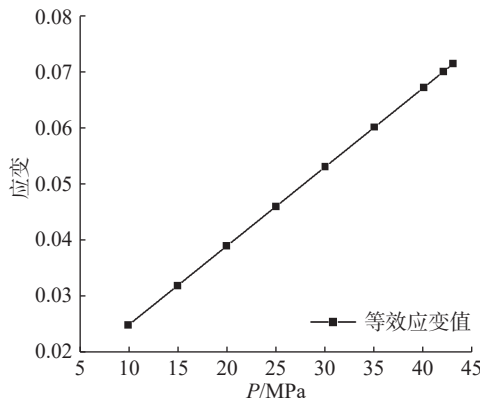
(b) 等效应变 ϵ_r 随径向坐标变化

图9 低温点火等效应力应变随直径变化

Fig.9 Von-Mises stress/strain change with diameter under low temperature ignition condition



(a) 等效应力 σ_r 随内压变化



(b) 等效应变 ϵ_r 随内压变化

图10 不同内压下特征点的等效应力应变

Fig.10 Von-Mises stress/strain of feature points under different internal pressure

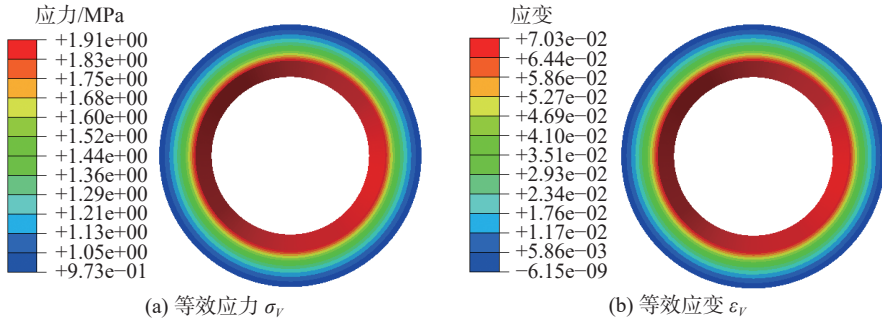


图 11 42.2 MPa 内压下固体推进剂低温点火模拟结果

Fig.11 Simulation results of low temperature ignition of solid propellant under 42.2 MPa internal pressure

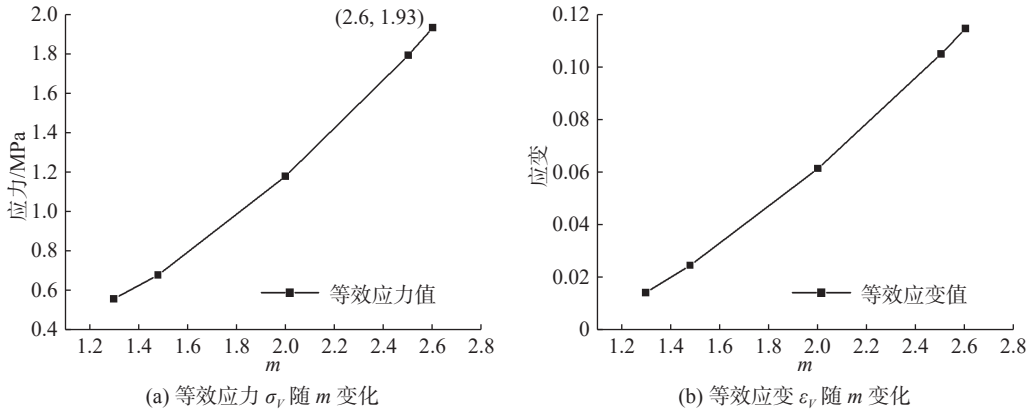


图 12 不同 m 对应的特征点的等效应力应变值

Fig.12 Stress and strain values of feature points with different m numbers

布如图 13 所示。通过对比图 7 和图 13 药柱等效应力应变图, 可以看到不同 m 的药柱等效应力应变

随半径的变化规律相同, 即等效应力应变在药柱内表面最大, 沿着半径方向逐渐减小。

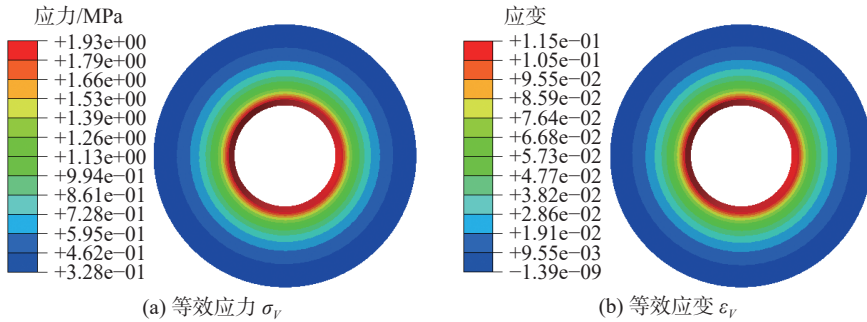


图 13 低温点火模拟等效应力应变 (m=2.6)

Fig.13 The simulation results of Von-Mises stress/strain under low temperature ignition condition (m=2.6)

5 结 论

为了指导低温点火冲击试验方案的优化设计, 本文使用 Abaqus 有限元分析软件对一种 $\phi 25 \sim 37$ mm 内孔装药形式的低温点火冲击试验试件进行了数值仿真研究, 定量获得了该推进剂试件结构完整性不被破坏的最大内压极限值和肉厚系数对推进剂等效应力应变的分布影响, 得到的主要结论如下:

- a. -40 °C 低温和 10 MPa 点火增压载荷耦合作用下, 所研究的 HTPB 环形药柱等效应力应变最大值出现在药柱内侧表面, 最大值分别为 0.68 MPa 和 0.0248, 均低于该点火温度下的最大允许值, 推进剂结构完整性满足要求, 与文献 [16] 的低温点火冲击试验结果相吻合。
- b. 在 -40 °C 温度和药柱尺寸不变, 逐渐增加内压的条件下, 药柱等效应力应变呈线性增加的趋势, 压力增至 42.2 MPa 时, 药柱内表面特征点

处应力达到 1.91 MPa, 达到了该温度下的抗拉强度, 超过该压力条件, 药柱结构完整性将遭到破坏。因此, $\Phi 25 \sim 37$ mm 内孔装药形式的低温点火冲击推进剂试件在文献 [16] 中止压力可控的模拟点火冲击试验装置的试验范围内(最高压力 15 MPa), 推进剂结构完整性不会被损坏。

c. 保持 -40 °C 和 10 MPa 点火压力的工况不变, 药柱内表面特征点等效应力应变值随着肉厚系数增加而增加, 当肉厚系数为 2.6 时, 药柱内表面特征点处等效应力达到 1.93 MPa, 超过该温度下的等效应力极限值, 药柱结构完整性遭到破坏。因此, 在模拟低温点火冲击试验中设计肉厚系数为 2.6 左右的推进剂试件时, 可观察到推进剂产生裂纹的情况。

参考文献:

- [1] 葛东明. 临近空间高超声速飞行器鲁棒变增益控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
- [2] 陈雄, 许进升, 郑健. 固体推进剂黏弹性力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2016.
- [3] FIORENTINI L, SERRANI A. Adaptive restricted trajectory tracking for a non-minimum phase hypersonic vehicle model[J]. *Automatica*, 2012, 48(7): 1248–1261.
- [4] ZONG Q, WANG J, TIAN B L, et al. Quasi-continuous high-order sliding mode controller and observer design for flexible hypersonic vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1): 127–137.
- [5] SIGTHORSSON D, JANKOVSKY P, SERRANI A, et al. Robust linear output feedback control of an airbreathing hypersonic vehicle[J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2008, 31(4): 1052–1066.
- [6] ZHANG Z, HU J. Stability analysis of a hypersonic vehicle controlled by the characteristic model based adaptive controller[J]. *Science China Information Sciences*, 2012, 55(10): 2243–2256.
- [7] XU H J, MIRMIRANI M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(5): 829–838.
- [8] AMOS R. Viscoelastic analysis of cast double base propellant rocket motor grains[C]//Proceedings of the 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey: AIAA, 1993.
- [9] 侯晓, 张旭, 刘向阳, 等. 固体火箭发动机药柱结构完整性研究进展 [J]. 宇航学报, 2023, 44(4): 566–579.
- [10] 兰薇薇. 固体火箭发动机药柱结构完整性分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2008.
- [11] 吴晗旭. 考虑推进剂材料力学性能非均匀性的装药结构完整性分析 [D]. 太原: 中北大学, 2022.
- [12] 刘中兵, 周艳青, 张兵. 固体发动机低温点火条件下药柱结构完整性分析 [J]. 固体火箭技术, 2015, 38(3): 351–355.
- [13] 颜彬. 固体火箭发动机复合推进剂装药结构完整性分析 [D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
- [14] 吕志. 固体推进剂药柱裂纹扩展分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
- [15] 张怀龙, 菅晓霞, 周伟良, 等. 固体火箭推进剂的模拟低温点火冲击试验加载方法研究 [J]. 兵工学报, 2018, 39(4): 717–723.
- [16] ZHANG H L, WANG Y, JIAN X X, et al. Simulation dynamic shock of ignition process on solid propellant with quenched combustion method[J]. *Journal of Energetic Materials*, 2020, 28(1): 62–70.
- [17] AMOS R. On a viscoplastic characterisation of solid propellant and the prediction of grain failure on pressurisation cold[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Salt Lake City: AIAA, 2001: 3719.
- [18] 龙兵, 高双胜, 金伟. 固体推进剂药柱点火瞬态裂纹尖端场研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2021, 41(4): 15–19.
- [19] 张海联. 固体火箭发动机药柱的粘弹性不确定结构分析 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2002.
- [20] 邓斌. 考虑变泊松比、老化和损伤的固体发动机药柱粘弹性分析 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2014.
- [21] 杨俊生. 有限元分析网格单元的选用原则 [J]. *河南科技*, 2020, (17): 35–37.

(编辑: 黄 娟)