

温度冲击下变截面圆孔装药的热力耦合分析

刘远祥¹, 卢莹莹¹, 胡少青¹, 傅学金¹, 李宏岩^{1,2}, 张皓媛¹

(1. 中国兵器工业集团有限公司 西安近代化学研究所, 西安 710065;

2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为研究温度冲击载荷对某改性双基推进剂装药结构完整性的影响,基于热力耦合基本理论,开展了不同温度下改性双基推进剂力学松弛试验,得到了不同温度下松弛模量的6阶Prony级数及以293.15 K为参考温度的时温等效W. L. F(Williams-Landel-Ferry)方程。利用Ansys有限元软件对由333.15 K降低至218.15 K的温度冲击条件下装药结构完整性进行分析,结果表明:装药的温度和应变在温度冲击前期变化较剧烈,至12000 s时基本达到平衡,装药前端面两个拐角处在温度冲击前期发生破坏;为验证仿真计算结果,开展了由333.15 K降低至218.15 K的温度冲击试验。在温度冲击过程中,药柱沿轴向和径向出现裂纹,起裂点为推进剂装药前端两个拐角。温度冲击试验结果验证了仿真计算的准确性,说明该计算过程可用于装药结构完整性分析。

关 键 词: 改性双基推进剂; 结构完整性; 热力耦合; 有限元分析; 温度冲击

中图分类号: V435

文献标志码: A

Thermal coupling analysis of variable cross-section circular hole grain under temperature impact

LIU Yuanxiang¹, LU Yingying¹, HU Shaoqing¹, FU Xuejin¹,
LI Hongyan^{1,2}, ZHANG Haoyuan¹

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute,

China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China;

2. College of Aerospace, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the influence of temperature impact load on the structure integrity of a modified double-base propellant grain, mechanical relaxation tests of the modified double-base propellant at different temperatures were carried out based on the basic theory of thermo-structure coupling. The sixth order Prony series of relaxation modulus at different temperatures and the time-temperature equivalent W. L. F (Williams-Landel-Ferry) equation with 293.15 K as the reference temperature were obtained. Ansys finite element method software was used to analyze the structure integrity of the grain under the temperature impact condition from 333.15 K to 218.15 K. The results showed that the temperature and strain of the grain changed sharply in the early stage of temperature impact, and basically reached balance at 12000 s. Two corners of the grain front face were damaged in the early stage of temperature impact. In order to verify the simulation results, from 333.15 K to 218.15 K temperature

收稿日期: 2020-12-12

作者简介: 刘远祥(1995—),男,硕士生,主要从事固体火箭发动机结构完整性研究。

通信作者: 李宏岩(1983—),男,副研究员,硕士,主要从事固体火箭发动机设计。E-mail:chipsme@126.com

引用格式: 刘远祥,卢莹莹,胡少青,等. 温度冲击下变截面圆孔装药的热力耦合分析[J]. 航空动力学报,2021,36(4):851-860. LIU Yuanxiang, LU Yingying, HU Shaoqing, et al. Thermal coupling analysis of variable cross-section circular hole grain under temperature impact[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(4): 851-860.

impact test was carried out. The results showed that: in the process of temperature impact, the propellant column cracks appeared along the axial and radial directions, and the crack initiation points were at the front two corners of the propellant grain. The temperature impact test results verified the accuracy of the simulation calculation, which showed that the calculation process can be used to analyze the structural integrity of grain.

Key words: modified double-base propellant; structure integrity; thermo coupling; finite element analysis; temperature impact

固体火箭发动机凭借其能量密度高、体积小、结构简单、成本低等优点,已广泛应用于运载火箭、导弹等装备的动力系统中。改性双基推进剂装药凭借其比冲高、低特征信号、燃气清洁等特点,已成为固体火箭发动机的主要动力来源之一。在固体火箭发动机贮存和使用的过程中,固体推进剂装药会受到各种复杂载荷的综合作用,其中受温度载荷的影响较为突出:温度升高会加速推进剂降解及组分迁移,温度降低会使推进剂变得硬而脆,延伸率降低,易产生裂纹等缺陷^[1]。

国内外已有多名研究学者指出了固体火箭发动机装药结构完整性的破坏是导致发动机出现故障的主要原因,认为装药结构完整性分析对于固体火箭发动机设计具有重大意义^[2-7]。Chyuan^[8-9]基于线性黏弹性本构方程,利用 Nastran 有限元程序计算了温度载荷下推进剂装药的应变,对装药结构完整性进行了分析;Zak^[10]认为固体推进剂的黏弹性对温度的敏感性较强,基于此提出了一种研究固体推进剂装药在温度载荷下力学响应的数值方法,并用该方法对推进剂装药的热应力、应变进行了分析;Yildirim 等^[11]认为温度载荷会对长期贮存的固体推进剂装药结构完整性产生较大的影响,运用数值计算方法对温度载荷下的应力应变分布情况进行了研究;为研究 HTPB(丁羟四组元)复合推进剂装药在温度载荷下的结构完整性,Xu 等^[12]建立了一个热-损伤-黏弹性本构模型,并利用不同温度下的力学试验对模型进行了验证,结果显示模型准确性较高;杨军辉等^[13]运用三维热黏弹性本构理论,研究了推进剂装药在极端温度下的结构完整性。虽然已有多名学者针对温度载荷对固体推进剂装药结构完整性影响较大的问题开展了研究,但大部分学者或是直接对装药施加定温边界条件,没有考虑对流换热的影响^[14],或是为了简化计算,只考虑了最终的稳态结果^[15],使得仿真计算的结果与实际情况有一定的偏差。

本文将以改性双基推进剂装药为研究对象,

热传导边界条件、热黏弹性本构方程等理论为基础,通过力学试验拟合本构方程,运用 UG8.5 (Unigraphics)建模软件及 Ansys Workbench 有限元软件对某变截面圆孔装药温度冲击过程进行数值计算,最后通过温度冲击环境试验结果与仿真计算结果对比,验证数值计算方法的准确性。

1 热力耦合基本理论

根据 Boltzmann 线性叠加原理,固体推进剂装药真实的受载过程可以分为多个微小应变的加载过程。当推进剂装药的外部温度有所改变时,其内部每一点的温度都将升高或降低,使得该点产生膨胀或收缩的趋势,但是彼此之间的位置关系又限制了其间的膨胀或收缩,最终导致了应力的产生,这种由于温度变化而产生的应力,称为温度应力。温度应力通常存在于以下两种情况中:①定常温度场,多组分材料;②非定常温度场,单组分材料;③非定常温度场,多组分材料。温度应力的求解步骤包括:①根据初始条件、热传导边界条件、以及热传导方程求解出内部温度场;②应用推进剂的热黏弹性本构模型针对温度场求解出温度应力问题。其求解的主要困难在于推进剂内部的应力和热相互耦合,相互影响。工程上常忽略应力应变对温度场的影响,使力学响应与温度响应解耦,最终使问题得到简化。

1.1 热传导边界条件

瞬态温度场满足以下热传导微分方程^[16]

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\kappa_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) - \rho Q = 0 \tag{1}$$

式中 $i=1,2,3$; T 为温度; ρ 为密度; c 为比热容; κ 为导热系数; Q 为单位体积热生成率。

热传导边界条件一般分为如下 3 种情况:

1) 第 1 类,在边界上给予恒定温度 $\bar{T}(\Gamma,t)$

$$T = \bar{T} \tag{2}$$

2) 第 2 类,在边界上给予恒定热流量 $q(\Gamma,t)$

$$\kappa_i \frac{\partial T}{\partial x_i} n_i = q \tag{3}$$

3) 第 3 类,在边界上给予对流换热条件(给出表面传热系数 h)

$$\boldsymbol{\kappa}_i \frac{\partial T}{\partial x_i} \boldsymbol{n}_i = h(T_a - T) \tag{4}$$

式中 $i=1,2,3$, $\boldsymbol{\kappa}_i$ 为材料沿物体三个主方向(x 、 y 、 z)的导热系数; $\boldsymbol{n}_i$ 为边界外法线的方向余弦; h 为表面传热系数; T_a 为对流换热初始温度。

1.2 热黏弹性本构方程

忽略应力应变对温度场的影响之后,得到推进剂装药的本构模型如下^[17]:

$$\sigma(t) = \int_0^t E[T_0, \xi(t) - \xi(\tau)] \frac{\partial}{\partial t} [\epsilon(\tau) - \epsilon^T(\tau)] d\tau \tag{5}$$

式中 T 和 t 分别为实时温度和时间; T_0 为主曲线参考温度,一般取 293.15 K; $\epsilon^T(\tau)$ 为热应变,可以用线膨胀系数和温度变化来表示

$$\epsilon^T(\tau) = \alpha_0(T(t) - T_0) \tag{6}$$

$\xi(t)$ 为时间折减因子,可由下式表示:

$$\xi(t) = \frac{1}{\alpha_T} \tag{7}$$

α_T 为温度移位因子,可以由 W. L. F 经验公式得出,公式如下:

$$\lg \alpha_T = \frac{-C_1(T - T_0)}{C_2 + (T - T_0)} \tag{8}$$

式中 C_1 、 C_2 为材料常数。

1.3 温度场及应变场求解方法

在热力耦合计算过程中,总应变 ϵ 分为两部分:一部分是由温度引起的自由膨胀应变 ϵ_T ,另一部分是由约束应力所产生的应变 ϵ_σ 。其中,温度引起的自由膨胀应变 ϵ_T 可以表示为

$$\epsilon_T = \chi \Delta T \tag{9}$$

式中 χ 为热膨胀系数。

则由约束应力所产生的应变 ϵ_σ 可以表示为

$$\epsilon_\sigma = \epsilon - \chi \Delta T \tag{10}$$

将 ϵ_σ 代入到热黏弹性本构方程中,运用有限元法联立求解力学平衡方程与热传导微分方程,即可得到温度场以及应力应变场。

2 计算模型及计算方法

2.1 有限元模型

本文研究对象为某改性双基推进剂装药,装药药形为圆孔与外锥组合,采用三元乙丙包覆层对圆孔装药进行部分包覆,整个装药关于轴线完全对称,具体结构如图 1 所示。在装药承受温度载荷的过程中,热传导只沿径向和轴向进行,环向

不存在热传导。为简化计算,作如下假设:①固体推进剂及包覆层为均匀的各向同性黏弹性材料,内部不存在缺陷;②推进剂及包覆层的泊松比不随温度变化;③包覆层的模量不随温度和时间变化;④外部环境的变化为瞬态过程,即不考虑外部环境的升降温过程。

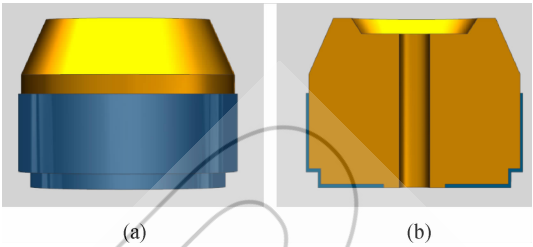


图 1 装药结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of grain structure

考虑到模型的对称性,为节约计算时间,选取模型的 1/12 进行数值计算,计算模型如图 2 所示。图中 6 个点 A、B、C、D、E、F 分别表示推进剂装药底端、顶端及外侧未包覆的 6 个突变点。本文温度循环采用对流换热方式,需要对换热面进行重点关注,因此在生成网格时,需要对换热面进行网格加密处理,加密处理后的网格如图 3 所示。

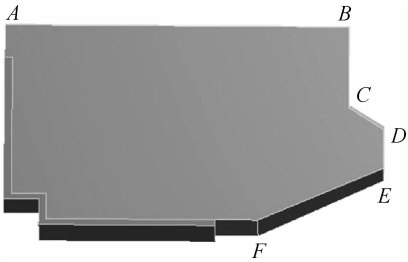


图 2 装药计算模型

Fig. 2 Calculation model of grain

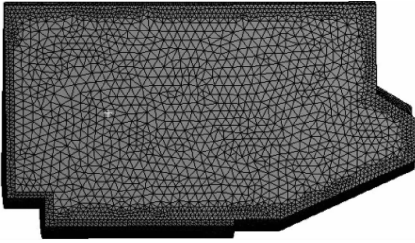


图 3 网格示意图

Fig. 3 Schematic diagram of grids

2.2 物性参数

改性双基推进剂作为一种黏弹性材料,其力

学性能与温度和应变率有较大关系。本文以常温 293.15 K 为参考温度,使用 6 阶 Prony 级数将其松弛模量表示为

$$E(t) = E_{\infty} + \sum_{i=1}^n E_i e^{-\frac{t}{\tau_i}}$$

(11)

其中 i 表示模型中第 i 个 Maxwell 单元, E_i 表示第 i 个 Maxwell 单元的松弛模量, τ_i 表示第 i 个 Maxwell 单元的松弛时间。

参考《GJB770B-2005》试验标准,开展常温 293.15 K 下的应力松弛试验,使用 Origin 软件对结果进行后处理,对松弛模量进行 6 阶 Prony 级数拟合,得到各阶参数取值如表 1 所示,拟合结果与试验数据对比如图 4 所示。由图 4 可以发现,试验数据与拟合曲线基本重合,说明拟合结果精度较高。

表 1 各阶参数取值

Table 1 Parameter value of each order

i	E_i/MPa	τ_i/s
1	0.27	0.01
2	0.43	0.1
3	12.15	1
4	4.99	10
5	2.41	100
6	0.13	1000
∞	2.01	∞

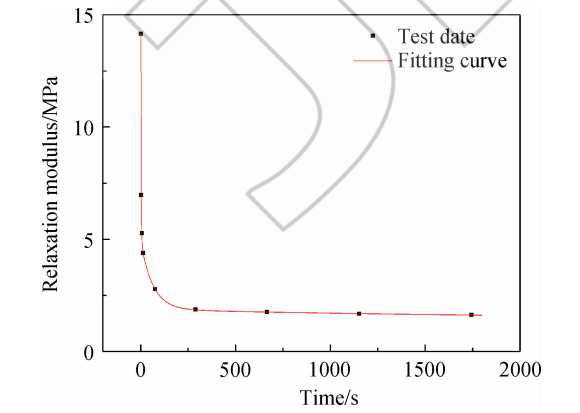


图 4 松弛模量随时间变化对比

Fig. 4 Comparison of relaxation modulus with time

根据试验测试结果及相关文献^[18-19],本论文中推进剂装药的主要性能参数如表 2 所示。为得到不同温度下改性双基推进剂的本构模型,从而为仿真计算提供理论依据,以不同温度下的

力学松弛试验为基础,使用 Origin 软件对试验结果进行后处理,选取 293.15 K 为参考温度,拟合得到该推进剂的时温等效方程,推进剂的时温等效因子由 W. L. F 方程表示为

$$\lg a_T = \frac{-17.44(T-20)}{51.6+(T-20)}$$

(12)

表 2 材料性能参数

Table 2 Material performance parameters

材料参数	推进剂	包覆层
密度/(kg/m ³)	1780	1260
线膨胀系数/K ⁻¹	0.000143	0.000154
导热系数(W/(m·K))	0.3	0.3
比热容/(J/(kg·K))	1256.1	1500
弹性模量/MPa	$E(t)$	5
泊松比	0.499	0.49

2.3 边界条件

由于目前战场环境愈加剧烈,固体火箭发动机的工作温度高至 333.15 K(+60℃),低至 218.15 K(−55℃)。因此,在温度冲击过程中,改性双基推进剂装药初始温度为 333.15 K,气流温度恒定为 218.15 K。该推进剂装药的包覆层底面及装药的底面与工装相连,设定其轴向位移为零,其余表面均为自由面,在药柱及包覆层的对称面上施加无摩擦约束。忽略放入烘箱过程中的热量散失,计算的边界条件采用第 3 类边界条件:对固体推进剂装药的所有换热面施加对流换热边界条件,由于烘箱内部空气对流速度较低,参考相关文献^[20],表面传热系数取为 100 W/(m²·K)。

3 计算结果及分析

3.1 温度冲击计算结果及分析

在推进剂装药的温度冲击过程中,由温度载荷引起的应变随温度冲击时间不断变化,因此需选取不同时间点下的温度分布图和应变分布图,来分析推进剂装药在温度冲击过程中的结构完整性。由于装药的温度、应变在温度冲击前期变化比较剧烈,故选取时间 $t=100,500,1200,3600,7200,12000\text{ s}$ 这 6 个时间点作为参考,其温度冲击过程的温度分布图如图 5 所示,应变分布云图如图 6 所示。在对结果进行分析的过程中,需考虑装药环向的应变,因此结果中选取以轴向为法向的正应变进行分析。

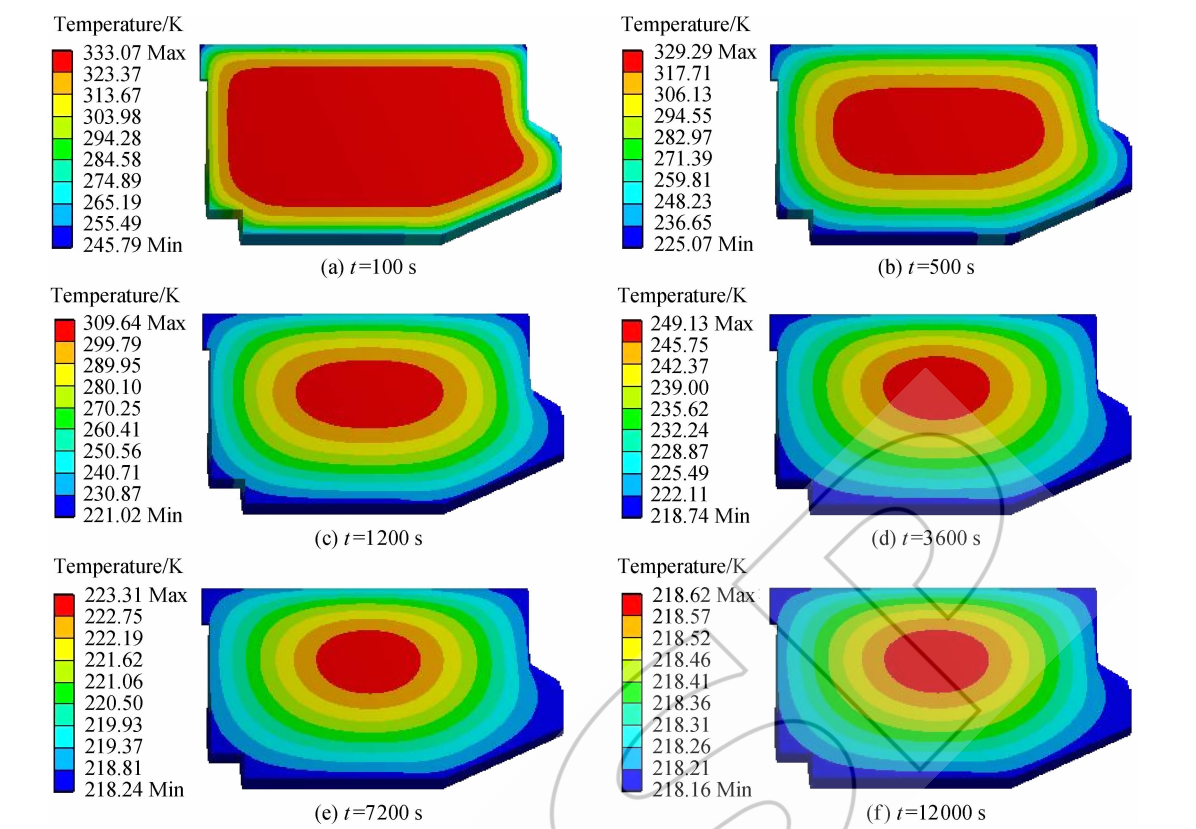


图 5 不同时间温度分布图

Fig. 5 Contour of temperature distribution at different times

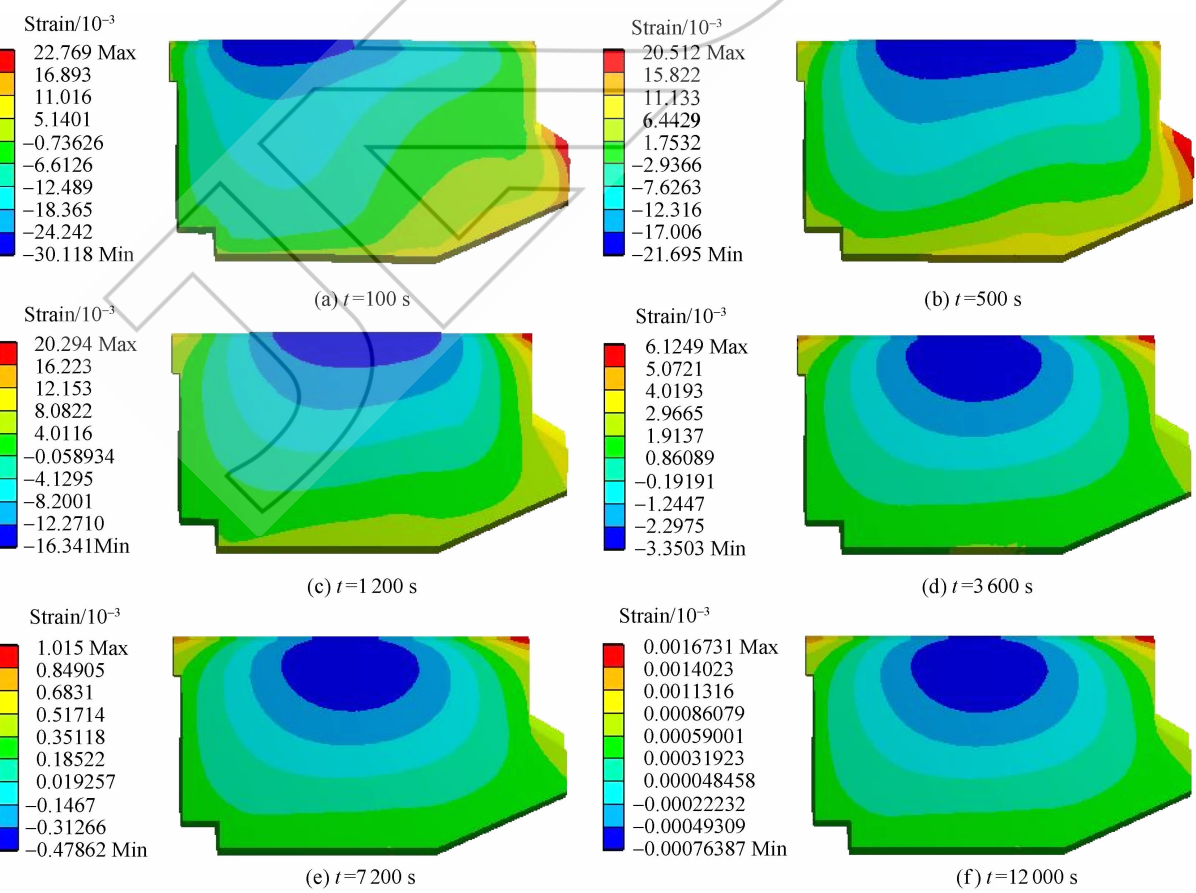


图 6 不同时间正应变分布图

Fig. 6 Contour of normal strain distribution at different times

由于在装药结构完整性分析过程中需要将仿真计算结果中的应变值与单轴拉伸力学试验结果中的断裂伸长率进行对比分析,而单轴拉伸力学试验中的应变为正应变,因此,为使对比结果更为清晰,在对计算结果进行分析的过程中,选取环向正应变来分析装药的变形。

由温度变化云图可以发现,推进剂装药边缘的部分降温速率较快,温度传播方向基本垂直于对流换热面,历经 12 000 s 后,温度分布基本达到平衡状态。由应变变化云图可以发现,温度冲击前期推进剂装药外表面主要表现为拉伸应变,最大值为 0.024,内孔及推进剂内部则主要表现出压缩应变,最大值为 0.03。时间达到 12 000 s 左右时,压缩应变主要存在于推进剂内孔中心处,其余部位主要表现为拉伸应变,且两者数值均趋于零。

由应变分布图可知,推进剂装药内表面及顶端的应变变化情况较复杂,是影响装药结构完整性的主要因素。选取 200 s 和 1 000 s 两个不同时刻,图 7 所示特征路径上不同位置的应变进行对比分析,图中 1、2 分别表示路径起点和终点。对比结果如图 8 所示。从图中可以看出,拉伸应变

的主要转折点包括图 2 中的 A、B、C、D、E、F 这 6 个装药外形突变点,故需对 6 个转折点重点考虑。在温度冲击进行至 $t=200\text{ s}$ 时,D 点的应变值最大,为 0.0244;在温度冲击进行至 1 000 s 时,B 点的应变值最大,为 0.0203。

为分析该推进剂装药在温度冲击条件下的装药结构完整性,选取图 2 中 6 个典型位置 A、B、C、D、E、F,对 6 个位置处的温度和应变随时间的变化规律进行对比分析。6 个位置的温度、应变随时间的变化曲线如图 9 和图 10 所示。由图 9 和图 10 可以发现,该推进剂装药 6 个典型位置的温度随时间的变化规律基本一致:起始时刻迅速降低,到 9 000 s 时基本趋于平衡状态,其中 C 点和 F 点的温度变化速度相比于其他点相对较慢。而 6 个位置应变随时间的变化规律则相对比较复杂,B 点出现了上升-下降-上升-下降的变化趋势,其余点则主要表现为上升-下降的变化趋势,这是由于 B 点在温度冲击过程中伴有一定程度的应

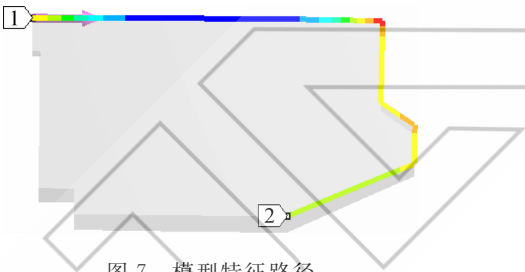


图 7 模型特征路径
Fig. 7 Characteristic path of the model

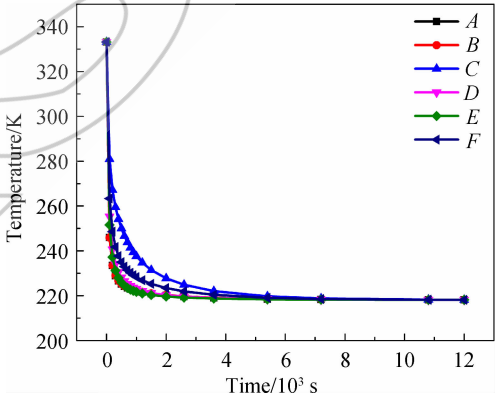


图 9 温度随时间变化曲线
Fig. 9 Temperature curves over time

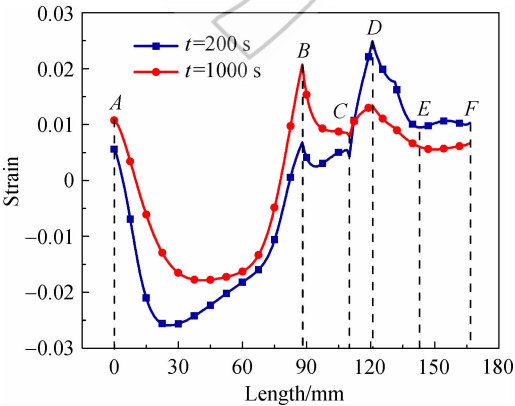


图 8 应变沿特征路径分布
Fig. 8 Strain distribution along the characteristic path

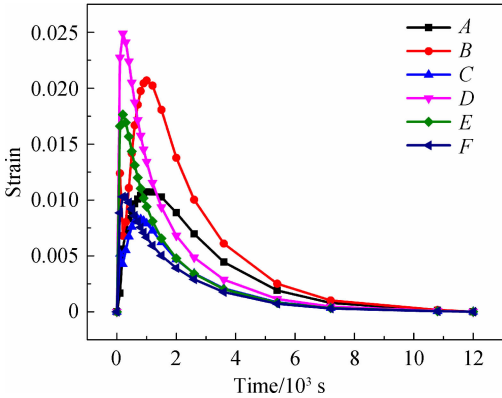


图 10 应变随时间变化曲线
Fig. 10 Strain curves over time

力释放。此外,在整个温度冲击过程中, B 点和 D 点在 $t=1000\text{ s}$ 和 $t=200\text{ s}$ 两个不同时刻附近分别出现了极大应变值。

由此可见,为研究该推进剂装药的结构完整性,需将不同时刻、温度下计算所得的不同位置处的应变与对应温度下该推进剂的断裂伸长率进行对比。在温度冲击过程中,由图 8 可知,推进剂装药 6 个典型位置所受载荷主要表现为拉应力,且在相同温度下该推进剂的压缩断裂伸长率远大于拉伸断裂伸长率,故只需要将 6 个典型位置的应变与相应温度下该推进剂的拉伸断裂伸长率进行对比即可。

改性双基推进剂作为一种典型的黏弹性材料,其力学性能具有显著的率相关效应,在不同应变率下力学响应特性通常差异较大,因此需要在一致的应变率条件下进行结构分析。根据仿真计算结果,不同位置在不同时刻的应变率不同,6 个典型位置的最大应变率基本在 $0.009\sim0.015\text{ s}^{-1}$ 范围内。因此,选取该推进剂在 0.012 s^{-1} 应变率下的断裂伸长率作为参考断裂伸长率,用来与不同位置不同时刻的应变作对比。

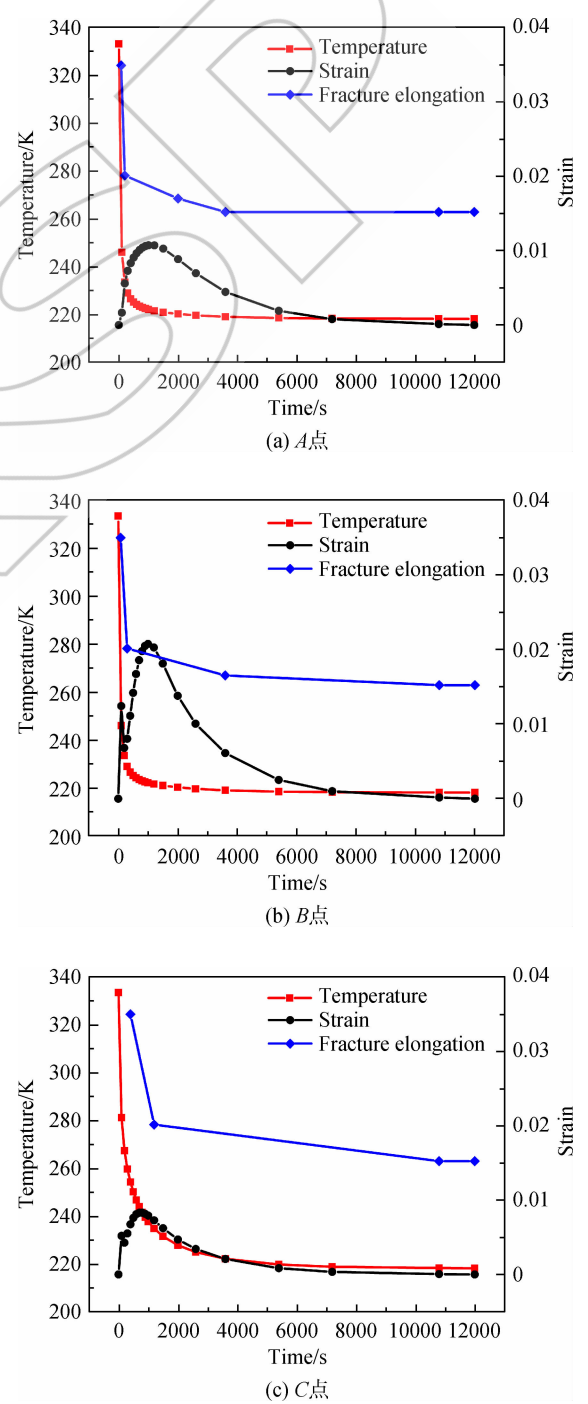
参考《GJB770B-2005》中的方法 413.1,对该改性双基推进剂开展应变率为 0.012 s^{-1} ,不同温度下的单轴拉伸试验,得到该改性双基推进剂在不同温度下的断裂伸长率,如表 3 所示。由表 3 可以发现,温度较低时,断裂伸长率较低,温度较高时,断裂伸长率较高。由图 6 可以发现,在温度冲击过程中,应变值均未超过 0.05,参考表 3,当温度大于 273.15 K 时,推进剂的断裂伸长率大于 0.05,说明温度冲击过程中,当温度大于 273.15 K 时,推进剂装药的结构完整性不会受到破坏。

表 3 不同温度下推进剂的断裂伸长率
Table 3 Fracture elongation of propellant at different temperatures

温度 /K	断裂伸长率
218.15	0.0152
233.15	0.0201
253.15	0.0349
273.15	0.0664
293.15	0.4592
323.15	0.4708
333.15	0.4997

故只需要将 6 个典型位置在低温时的应变与对应温度断裂伸长率作对比,即可判断该推进剂装药在整个温度冲击过程中的结构完整性。

6 个典型位置 A 、 B 、 C 、 D 、 E 、 F 的温度、应变随时间的变化关系及不同温度下该推进剂的拉伸断裂伸长率参考曲线如图 11 所示。从图中可以发现, B 、 D 两个位置在某些时刻下的应变值超过了对应温度下的断裂伸长率,导致结构完整性发生了破坏。以时间为参考,当温度冲击进行至 200 s 左右时, D 点应变值已超过对应温度下的断裂伸长率,说明此时 D 点已经出现裂纹;当温度



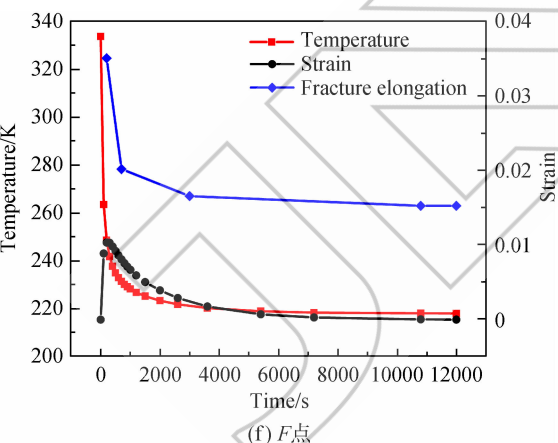
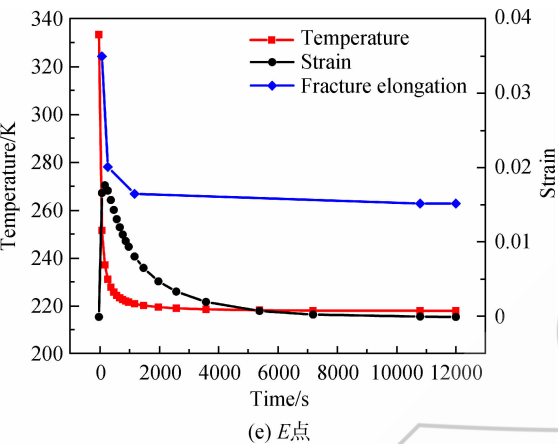
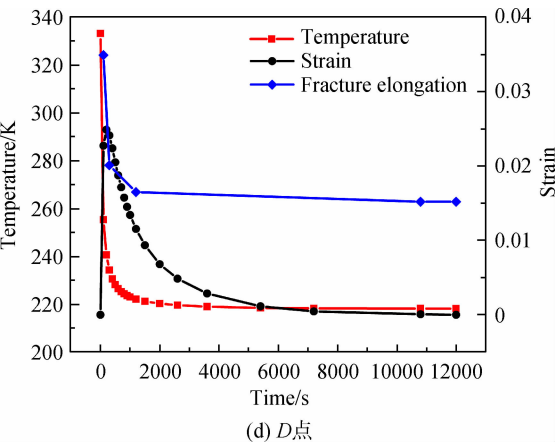


图 11 不同位置应变值与断裂伸长率对比
Fig. 11 Comparison of strain at different positions and fracture elongation

冲击进行至 1000 s 左右时, B 点应变值已超过对应温度下的断裂伸长率, 说明此时 B 点出现裂纹。裂纹产生后, 会沿一定的方向传递, 因此该推进剂装药的结构完整性已经破坏, 而破坏的起点则是 B、D 两点, 即该推进剂装药前端面的两个拐点。

3.2 温度冲击试验结果及分析

为验证上述温度冲击过程中推进剂装药结构

完整性仿真计算的准确性, 对该推进剂装药开展了温度冲击试验。温度冲击试验在烘箱中进行, 具体工况与文中第 3.1 节仿真计算分析一致: 装药初始温度为 333.15 K, 采用对流换热方式, 气流温度恒定为 218.15 K, 温度冲击试验时长为 36 000 s。

温度冲击试验结束后, 将推进剂装药取出, 发现推进剂装药外表面出现裂纹, 说明在温度冲击试验过程中, 推进剂装药某些位置的应变达到甚至超过了该推进剂在相应温度下的断裂伸长率, 装药形貌如图 12 所示。从图中可以发现, 推进剂装药的裂纹主要沿轴向和径向分布, 未出现环向裂纹, 说明产生的初始裂纹沿轴向和径向传播, 直至装药最终完全裂开。

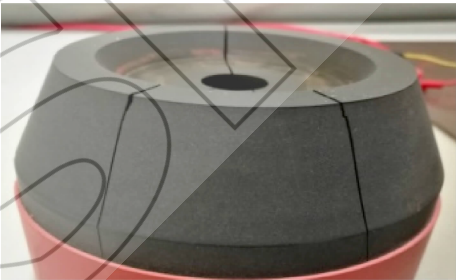


图 12 温度冲击试验后装药形貌
Fig. 12 Grain morphology after temperature impact

为分析初始裂纹产生的位置, 将温度冲击试验后尚未彻底裂开的推进剂装药沿裂纹剖开, 剖面如图 13 所示。从图中可以发现, 剖面大致可以分为两个区域: 平滑区和“褶皱”区。由于低温时改性双基推进剂的断裂表现为脆断, 其断裂面比较平整, 因此图 13 中的平滑区表示温度冲击试验中发生开裂的区域, “褶皱”区则表示温度冲击试

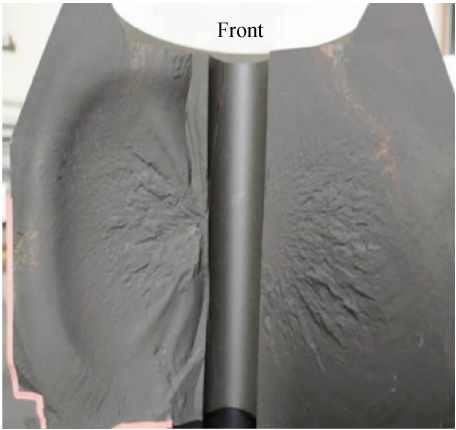


图 13 剖开后推进剂装药形貌
Fig. 13 Propellant grain morphology after dissection

验结束后解剖时开裂的区域。此外,从剖面可以发现,越靠近装药前端的区域,平滑程度越高,说明初始裂纹主要产生于装药的前端面。考虑到突变角度越大,应力集中越明显的现象,可以推断试验过程中初始裂纹产生的位置为推进剂装药前端面两个拐点处,即 B 、 D 两个位置处。

由此可见,温度冲击试验的结果与仿真计算的结果基本一致,验证了本构模型参数的精度及温度冲击仿真计算过程的准确性。

4 结 论

本文以改性双基推进剂的力学松弛试验为基础,基于热力耦合基本理论,通过 Origin 数据处理软件、NX 建模软件及 Ansys 有限元软件对某改性双基推进剂的本构模型参数进行了拟合,并对该改性双基推进剂的变截面圆孔装药在温度冲击条件下的结构完整性进行了分析研究,最后通过温度冲击试验对拟合的模型参数及仿真计算结果进行了验证。主要得出以下结论:

1) 仿真计算结果显示,温度冲击起始时刻推进剂装药外表面温度变化较剧烈,应变较大,温度冲击时长达到 12000s 时,推进剂装药内部的温度和应变分布达到平衡。

2) 将温度冲击仿真计算过程中不同时刻下 6 个典型位置 A 、 B 、 C 、 D 、 E 、 F 的应变与相应温度下改性双基推进剂的断裂伸长率进行对比,结果显示,在 $t=200\text{ s}$ 左右时, D 点发生破坏,在 $t=1000\text{ s}$ 左右时, B 点发生破坏。

3) 温度冲击试验结果显示,推进剂装药在温度冲击试验中出现裂纹,且裂纹均沿轴向和径向传播,起裂点为推进剂装药前端内孔处,试验结果与仿真计算结果基本相同,说明文中拟合所得的本构模型参数精度较高,使用的数值仿真计算方法准确度较高,能够较准确地预估改性双基推进剂装药在温度冲击条件下的结构完整性,具有一定的工程价值。

参考文献:

[1] 侯林法. 复合固体推进剂[M]. 北京: 宇航出版社, 1994: 341-346.

[2] 陶金福, 张振鹏, 王慧玉, 等. 固体火箭-冲压组合发动机燃烧效率的实验研究[J]. 北京航空学院学报, 1983, 1(1): 63-74.

TAO Jinfu, ZHANG Zhenpeng, WANG Huiyu, et al. Experimental study on combustion efficiency of solid rocket-ramjet engine[J]. Journal of Beijing Institute of Aeronau-

tics, 1983, 1(1): 63-74. (in Chinese)

[3] 李唯暄, 陈雄, 周省长, 等. 旋转燃烧室对固体燃料冲压发动机药柱表面传热以及燃速的影响[J]. 航空动力学报, 2019, 34(4): 937-949.

LI Weixuan, CHEN Xiong, ZHOU Changsheng, et al. Effect of rotating combustor on surface heat transfer and burning rate of solid fuel ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(4): 937-949. (in Chinese)

[4] 王玉峰, 李高春, 刘著卿, 等. 变温环境下固体药柱的温度应力分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(9): 2223-2230.

WANG Yufeng, LI Gaochun, LIU Zhuqing, et al. Thermal stress analysis of solid grain under condition of varying temperature[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(9): 2223-2230. (in Chinese)

[5] 董岩, 余为众, 吕希诚. 固体火箭冲压发动机二次燃烧室流场数值计算和试验研究[J]. 推进技术, 1995, 16(1): 27-32.

DONG Yan, YU Weizhong, LÜ Xicheng. Numerical calculation and experimental study of flow field in secondary combustor of solid rocket ramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(1): 27-32. (in Chinese)

[6] 白涛涛, 张泽远, 邢国强, 等. 带侵蚀效应的三维双燃速装药固体火箭发动机点火过程[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1256-1262.

BAI Taotao, ZHANG Zeyuan, XING Guoqiang, et al. Ignition process of three dimensional double burning rate charge solid rocket motor with erosion effect[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1256-1262. (in Chinese)

[7] CHYUAN S W. A study of loading history effect for thermo-viscoelastic solid propellant grains[J]. Journal of Computers and Structures, 2000, 77(6): 735-745.

[8] CHYUAN S W. Numerical study of solid propellant grains subjected to unsteady state thermal loading[J]. International Journal of Computer Applications in Technology, 2005, 24(2): 98-108.

[9] CHYUAN S W. Nonlinear thermo-viscoelastic analysis of solid propellant grains subjected to temperature loading[J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2002, 38(11): 13-30.

[10] ZAK A R. Structural analysis of realistic solid propellant materials[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1968, 5(3): 270-275.

[11] YILDIRIM H C. Structural assessment of a solid propellant rocket motor; effects of aging and damage[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(8): 635-641.

[12] XU J S, CHEN X, WANG H L, et al. Thermo-damage-viscoelastic constitutive model of HTPB composite propellant[J]. International Journal of Solid and Structures, 2014, 51(18): 3209-3217.

[13] 杨军辉, 雷勇军, 蒙上阳. 某发动机药柱极端口温度发射结构完整性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34(6): 95-98.

YANG Junhui, LEI Yongjun, MENG Shangyang. An analysis of structural integrity for solid propellant grain at extreme temperature launching[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014, 34(6): 95-98. (in

Chinese)

[14] 徐新琦,于胜春. 固化降温过程中推进剂药柱的瞬态响应分析[J]. 固体火箭技术,2004,27(3):180-183.
XU Xinqi, YU Shengchun. Transient response analysis of propellant column during solidification and cooling[J]. Solid Rocket Technology,2004,27(3):180-183. (in Chinese)

[15] 张亮,邢国强. 某发动机装药结构完整性分析[J]. 航空兵器,2012(2):29-32.
ZHANG Liang, XING Guoqiang. The analysis for grain structural integrity of a certain solid rocket motor[J]. Aero Weaponry,2012(2):29-32. (in Chinese)

[16] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京:清华大学出版社,2003.

[17] 孔胜如,邢国强. 固化降温过程中几何参数对车轮形药柱结构完整性的影响分析[J]. 航空兵器,2011(3):60-64.
KONG Shengru, XING Guoqiang. Effect analysis of geometric parameters on the structural integrity of wheel-shaped grain in solidified temperature-reducing process [J]. Aero Weaponry,2011(3):60-64. (in Chinese)

[18] 许进升,郑健,鞠玉涛. 温度冲击速率对变截面药柱结构完整性的影响[J]. 江苏航空,2010(增刊 1):127-130.
XU Jinsheng, ZHENG Jian, JU Yutao. Influence of temperature shock rate on structural integrity of variable cross section charge column[J]. Jiangsu Aeronautics,2010(Suppl. 1):127-130. (in Chinese)

[19] 潘文庚,王晓鸣,陈瑞,等. 环境温度对发动机药柱影响分析[J]. 南京理工大学学报,2009,33(1):117-121.
PAN Wengeng, WANG Xiaoming, CHEN Rui, et al. Effect of environmental temperature on storage rocket motor grain[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology,2009,33(1):117-121. (in Chinese)

[20] 郑亚. 固体火箭发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.

(编辑:王碧琚)