

粘接模式对温度载荷发动机药柱力学 响应影响仿真分析

张云, 杜韩东, 谢兰川, 王竟成, 滕玉凤, 张浩明

(西南技术工程研究所, 重庆 400039)

摘要: 目的 仿真分析温度载荷环境下固体发动机药柱的力学响应, 为药柱与壳体粘接模式方案优选提供指导。方法 利用瞬态热力耦合数值模拟方法, 对考虑药柱黏弹性本构性的缩比件模型进行仿真计算并试验验证, 将验证后的模拟方法应用于全尺寸装药结构力学响应数值计算, 分析不同药柱与壳体粘接模式装药结构在不同温度载荷环境下的应力应变变化情况。结果 不同尺寸缩比件模型的模拟计算结果与试验测量值的误差均小于 8%, 且试验前后探伤未发现药柱异常, 试验与计算结果吻合。侧面加底部粘接模式的全尺寸装药结构的药柱在 3 种温度载荷环境下, von Mises 应力、应变极值均大于底部粘接模式的药柱。结论 采用底部粘接模式比侧面加底部粘接模式对药柱结构完整性的安全系数有显著提高, 其中低温冲击试验中底部粘接模式优势尤为明显。

关键词: 发动机药柱; 温度载荷; 黏弹性; 粘接模式; 仿真分析; 应力; 应变

中图分类号: V512

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)12-0017-11

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.12.003

Simulation Analysis on Influence of Bonding Mode on Mechanical Response of Engine Grain under Temperature Load

ZHANG Yun, DU Handong, XIE Lanchuan, WANG Jingcheng, TENG Yufeng, ZHANG Haoming

(Southwest Institute of Technology and Engineering, Chongqing 400039, China)

ABSTRACT: The work aims to conduct a simulation analysis on the mechanical response of solid engine grains under temperature load environments to provide guidance for the optimization of grain-to-case bonding mode schemes. The transient thermal-mechanical coupling numerical simulation method was used to conduct simulation calculations on the scaled-down component models considering the viscoelastic constitutive properties of grains, and conduct experimental verification. The verified simulation method was applied to the numerical calculation of the mechanical response of full-scale charge structures. The stress and strain changes of charge structures with different grain-to-case bonding modes under different temperature load environments were analyzed. In scaled-down component models of different sizes, the errors between simulated and the experimental measured value were less than 8%. Moreover, no abnormal grains were found by flaw detection before and after the test. The calculation results matched the test results. For the grains of full-scale charge structures with side plus bottom bonding mode under three temperature load environments, the von Mises stress and von Mises strain extremes were all greater than those

收稿日期: 2024-10-17; 修订日期: 2024-11-25

Received: 2024-10-17; Revised: 2024-11-25

引文格式: 张云, 杜韩东, 谢兰川, 等. 粘接模式对温度载荷发动机药柱力学响应影响仿真分析[J]. 装备环境工程, 2024, 21(12): 17-27.

ZHANG Yun, DU Handong, XIE Lanchuan, et al. Simulation Analysis on Influence of Bonding Mode on Mechanical Response of Engine Grain under Temperature Load[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(12): 17-27.

of grains with bottom bonding mode. In conclusion, the safety factor of the structural integrity of the grain is significantly improved by adopting the bottom bonding mode compared with the side and bottom bonding mode. Among them, the advantage of the bottom bonding mode is particularly obvious in the low-temperature impact experiment.

KEY WORDS: engine grain; temperature load; viscoelastic; bonding mode; simulation analysis; stress; strain

贴壁浇注型装药结构作为固体发动机的重要构成部件之一,通常由药柱、壳体等组成,其药柱固定采用与壳体粘接模式。由于金属壳体的热膨胀系数比药柱低 1 个量级左右,在贮运期间的温度载荷作用下,导致药柱及各粘接界面产生较大的应力集中^[1-4]。当应力和应变超过一定限度时,可能导致药柱出现裂纹、断裂等问题,使发动机结构完整性遭到破坏,进而对发动机的整体效能、可靠性和安全性产生重要影响^[5-6]。合适的装药粘接方案设计能有效提高装药结构的完整性。目前,固体发动机装药结构力学响应分析主要依赖于理论分析和实验验证,但真实装药结构试验成本高,试验数据难以准确获取,一般无法完全复现,故采用数值计算方法分析装药结构响应,在固体发动机装药设计中具有重要作用。

针对温度载荷条件下固体发动机装药结构完整性数值分析,国内外学者开展了大量有意义的研究。杨庚等^[7]针对固体火箭发动机在贮存和高空低温的使用工况,基于热黏弹性本构,采用有限元法仿真分析了药柱在温度循环载荷下温度场及力学响应,确定了某圆管星孔药柱危险点。袁军^[8]基于正弦函数形式的交变温度模型,研究了交变环境温度作用下药柱的温度时滞与空间分布。程吉明等^[9]针对六角星形装药发动机建立了有限元分析模型,采用线黏弹性本构模型描述了固体推进剂的力学响应,仿真计算了挂载飞行温度边界条件下发动机药柱的结构响应特性。龚建良等^[10]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 ABAQUS 软件开展了有限元数值计算,获取了翼柱型装药在固化降温下装药结构的应力、应变与位移场分布。李晔鑫等^[11]研究了降温条件下药柱与壳体在有无粘接 2 种工况下发动机的受力情况,壳体与药柱间全粘接的发动机在低温点火下的药柱变形大,药柱结构超过应力应变极限,造成了结构破坏。黄波等^[12]对 3 种环境温度下的黏弹性药柱应力应变进行了仿真计算,并通过试验对仿真结果进行了验证分析。发动机药柱的结构完整性问题一直是比较热点的研究课题之一,但是目前的相关研究主要是对药柱黏弹性本构模型和特定温度载荷下药柱安全性仿真评估进行研究,而对温度载荷条件下用于指导药柱与壳体粘接模式方案优选的相关研究较少。

本文首先研究药柱黏弹性本构模型,将装药结构缩比件模型有限元仿真与温度冲击试验进行对比分析,验证建立的本构模型和有限元仿真模型的有效性,并把验证后的模型应用到全尺寸药柱结构力学响

应数值计算当中。通过对全尺寸装药结构在不同温度载荷条件下,不同药柱与壳体粘接模式药柱的力学响应计算,分析药柱内部应力应变场变化,为固体发动机药柱与壳体不同粘接模式优选提供参考。

1 药柱黏弹性本构模型研究

1.1 模型建立

开展发动机装药结构完整性评估的前提是构建能够描述药柱力学行为的本构模型^[13]。将采用的复合固体推进剂视为线黏弹性材料,故采用线黏弹性本构方程表征其力学行为,其力学性能表现出与时间和温度有明显的相依性^[14-18]。本文在研究药柱材料的蠕变和延迟特性时,设当前应力是整个应变增量谱响应的叠加,则当前的应力张量取决于过去历程,可由 Stieltjes 积分表示,得应力松弛型的热黏弹性本构方程为:

$$\sigma_{ij}(t) = \int_0^{\infty} [\varepsilon_{kl}(\xi - \xi') - \delta_{kl} T \alpha_{kl}(\xi - \xi')] dG_{ijkl}(\xi') \quad (1)$$

式中: ε_{kl} 为施加总应变; T 为相对温度变化; α_{kl} 为材料热膨胀系数; G_{ijkl} 为材料松弛函数; ξ 、 ξ' 为等效时间,表达式为见式(2)(3)

$$\xi(t) = \int_0^t \frac{d\eta}{a_T[T(\eta)]} \quad (2)$$

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

式中: a_T 为时间-温度转换因子,由 Williams-Landel-Ferry 方程确定,见式(4)。

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

式中: C_1 和 C_2 为材料常数; T 为热力学温度; T_0 为参考温度。

当材料为各向同性时,松弛函数 G_{ijkl} 与方向无关,独立的系数只有 2 个,其表达式为:

$$G_{ijkl}(\xi) = \frac{1}{3} [3K(\xi) - 2G(\xi)] \delta_{ij} \delta_{kl} + G(\xi) (\delta_{ik} \delta_{jl} + \delta_{il} \delta_{jk}) \quad (5)$$

式中: $K(\xi)$ 为对应膨胀状态的体积模量; $G(\xi)$ 为对应剪切状态的松弛模量。设泊松比 ν 不随时间变化,体积模量 $K(\xi)$ 和剪切松弛模量 $G(\xi)$ 与松弛模量 $E(\xi)$ 的关系为:

$$E(\xi) = 3K(\xi)(1 - 2\nu) \quad (6)$$

$$E(\xi) = 2G(\xi)(1 + \nu) \quad (7)$$

1.2 模型参数

本文所研究的固体发动机药柱松弛模量通过松弛实验得到, 其松弛模量 $E(\xi)$ 用 Prony 级数表示^[19], 如式 (8) 所示。

$$E(\xi) = E_\infty + \sum_{n=1}^N E_n e^{-\frac{\xi}{\tau_n}} \quad (8)$$

式中: $E(\xi)$ 为时间 ξ 时刻的松弛模量; E_n 为

Prony 级数的系数; τ_n 为 Prony 级数的松弛时间; n 为 Prony 级数的项数。

在计算输入中, 需要输入黏弹性材料的斜变模量 G 和体积模量 K , 其与松弛模量 E 的关系为:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (9)$$

$$K = \frac{E}{3(1 - 2\nu)} \quad (10)$$

药柱弹性模量取 0.464, 在 20、70、-40 °C 下拟合后, 松弛模量 Prony 级数的具体形式见表 1~3。

表 1 20 °C 时 $E(\xi)$ 、 $G(\xi)$ 的各个系数
Tab.1 Coefficient of $E(\xi)$ and $G(\xi)$ under 20 °C

Parameter	1	2	3	4	5	∞
τ_n	0.428 612	4.286 123	42.861 23	428.612 3	4 286.123	—
E_n	7.901 17	1.134 424	0.892 555	0.579 945	0.402 189	0.911 641
G_n	2.698 487	0.387 439	0.304 834	0.198 069	0.137 359	—

表 2 70 °C 时 $E(\xi)$ 、 $G(\xi)$ 的各个系数
Tab.2 Coefficient of $E(\xi)$ and $G(\xi)$ under 70 °C

Parameter	1	2	3	4	5	∞
τ_n	0.387 496	2.324 973	13.949 839	83.699 03	502.194 2	—
E_n	4.386 538	0.374 421	0.390 571	0.269 66	0.322 405	0.837 886
G_n	1.498 135	0.127 876	0.133 392	0.092 097	0.110 111	—

表 3 -40 °C 时 $E(\xi)$ 、 $G(\xi)$ 的各个系数
Tab.3 Coefficient of $E(\xi)$ and $G(\xi)$ under -40 °C

Parameter	1	2	3	4	5	∞
τ_n	0.589 619	5.896 186	58.961 86	589.618 6	5 896.186	—
E_n	10.159 985	4.002 299	2.764 875	2.145 572	0.386 582	3.633 697
G_n	3.469 94	1.366 905	0.944 288	0.732 778	0.132 029	—

2 有限元仿真计算模型

2.1 装药结构模型

在 CATIA 中分别建立装药结构缩比件模型、装药结构全尺寸三维模型, 由壳体、端盖、药柱组成。在有限元计算中, 作以下假设: 实际装药结构主要由药柱、绝热层、壳体 3 部分组成, 相较于药柱、壳体, 绝热层厚度相对较薄, 其对药柱宏观力学响应的贡献处于次要地位, 为聚焦分析药柱力学响应, 认为绝热层与壳体理想粘接为壳体结构, 并略去药柱的实际药型结构, 将其视为实心圆柱^[20]; 考虑到实际情况药柱与壳体结构界面粘接牢固, 将边界条件简化为绑定约束^[21]; 固体推进剂是均匀、各向同性的线黏弹性材料, 推进剂泊松比为常数; 壳体为弹性材料; 材料粘接界面网格共节点, 满足变形连续条件。

1) 装药结构缩比件模型。为验证上述建立的黏弹性模型及有限元计算结果的准确性, 利用缩比件模型试验来预示全尺寸对象^[22]。开展装药结构缩比件模型有限元仿真计算, 并与温度冲击试验结果进行对比分析。建立的装药结构缩比模型中药柱尺寸包括 $\phi 150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$, $\phi 200 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 2 种, 壳体和端盖厚度均为 10 mm。在 Hypermesh 中建立网格模型, 采用 8 节点六面体计算单元对装药结构进行网格划分, 网格尺寸为 2 mm, 缩比模型的网格数量分别为 162 972 和 203 962。药柱尺寸 $\phi 200 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 的装药结构缩比件模型网格模型如图 1 所示。金属壳体端部进行完全固定约束, 药柱与金属壳体界面的接触采用底部端面粘接。

2) 全尺寸装药结构模型。全尺寸装药结构模型药柱尺寸为 $\phi 390 \text{ mm} \times 900 \text{ mm}$, 壳体和端盖厚度均为 17.5 mm。在 Hypermesh 软件中建立网格模型, 网格

尺寸为 2 mm, 模型的网格单元总数量为 508 514, 如图 2 所示。将网格模型导入 ANSYS 中, 并建立装药结构整体的瞬态热-结构耦合模型。金属壳体端部进行完全固定约束, 对药柱与金属壳体界面的接触采用 2 种粘接接触方式。其中, 底部粘接模式为药柱底部端面与壳体接触面粘接固定, 侧面和底部粘接模式为药柱侧面和底部端面同时与壳体侧面和底部接触面粘接固定。

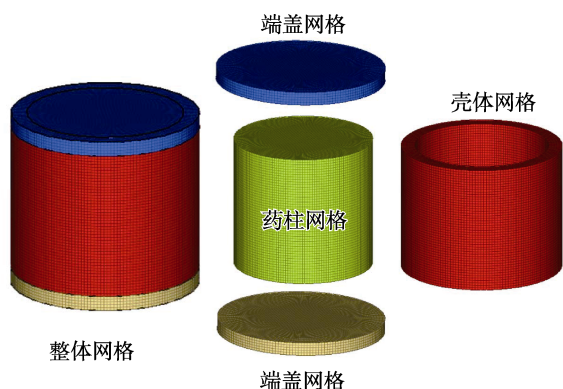


图 1 缩比件模型装药结构网格模型

Fig.1 Grid model of charge structure of scaled-down component model

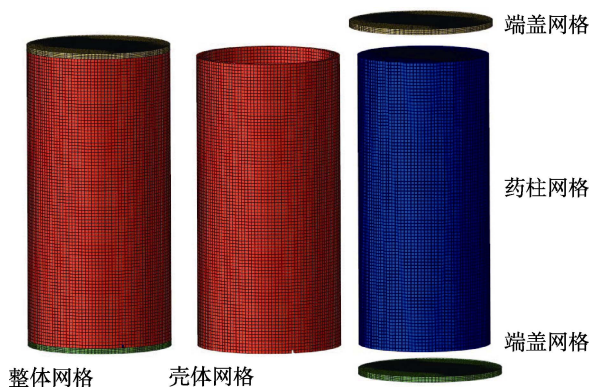


图 2 全尺寸装药结构网格模型

Fig.2 Grid model of full-scale charge structure

2.2 计算材料力学性能参数

有限元模型涉及 2 种材料, 药柱为各向同性黏弹性材料, 其性能参数通过试验测量获取提供, 超过试验测试温度的物性参数通过外推法获取。发动机壳体为弹性材料, 各材料性能参数见表 4。药柱热性能参数如表 5, 药柱强度参数如表 6。

表 4 材料的力学性能参数

Tab.4 Mechanical property parameters of materials

部件	弹性模量/ MPa	泊松比	密度/ (kg·m ⁻³)	热膨胀系数/K
药柱	3.19×10 ²	0.465	1.73×10 ³	8.01×10 ⁻⁵ (-30~40 °C)
壳体	2.06×10 ⁵	0.3	7.8×10 ³	1.2×10 ⁻⁵

表 5 药柱热性能参数

Tab.5 Thermal performance parameters of grains

温度/°C	比热容/(J·g ⁻¹ ·K ⁻¹)	热导率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	数据获取方式
-55	0.355	0.336	
22	1.05	0.403	外推法
30	1.13	0.404	
40	1.22	0.413	
50	1.19	0.393	试验测试
60	1.18	0.373	
70	1.15	0.349	

表 6 药柱强度参数

Tab.6 Strength parameters of grains

温度/ °C	抗压强度/ MPa	抗拉强度/ MPa	抗剪强度/ MPa	数据获 取方式
70	3.14	1.24	1.12	外推法
50	4.19	1.38	1.54	
22	5.64	1.94	2.05	试验测试
-40	13.86	2.84	4.84	
-55	15.73	3.53	5.39	外推法

2.3 温度载荷工况及药柱破坏判据

2.3.1 温度载荷工况

缩比件模型温度载荷工况: 由于条件限制, 仅进行药柱零应力温度 (60 °C) 固化到常温 (22 °C) 试验。因此有限元模型温度载荷为: 零应力温度 (60 °C) 固化到常温 (22 °C), 保温 24 h, 降温速率为 10 °C/min。

全尺寸装药结构温度载荷包括 3 种工况, 分别为:

1) 高低温冲击载荷: 室温 21 °C→高温 60 °C→低温-50 °C→室温, 循环次数 3 次, 升降温速率 10 °C/min, 保温 10 h。

2) 高温冲击载荷: 室温→70 °C, 升温速率 10 °C/min, 保温 48 h。

3) 低温冲击载荷: 室温→-55 °C, 降温速率 10 °C/min, 保温 24 h。

2.3.2 药柱破坏判据

在温度载荷下, 工程中一般使用许用应力、应变准则, 其中许用应力、应变可由试验得到^[23-25]。本文以应力作为失效判据, 认为计算应力小于许用应力, 材料不失效:

$$\sigma_e < \sigma_m \tag{11}$$

式中: σ_m 为许用应力; σ_e 为计算应力。

3 缩比件模型有限元计算结果与试验验证

3.1 缩比件模型试验方法

对缩比件模型进行温度冲击试验, 由于条件限

制, 仅进行零应力温度 (60 °C) 固化到常温 (22 °C) 试验, 验证零应力温度固化到常温的有限元计算结果与试验结果是否相符。温度冲击试验采用温度速变试验箱, 如图 3 所示, 型号为银河 KWGDS62, 该设备采用防爆设计, 并可远程控制。试验过程进行防潮保护, 试验前后分别对药柱进行无损探伤, 探伤设备选用工业 CT, 主要检测药柱内部是否出现裂纹, 采用的仪器型号为 MG450, 电压为 440 kV, 电流为 8 mA。



图 3 温度速变试验箱

Fig.3 Temperature rapid change test chamber

试验过程为:

1) 试验初始检测。检查项目包括对缩比件模型药柱进行探伤, 检测药柱完整性; 试验件的药柱尺寸、药面深度、装药壳体尺寸测量。

2) 试验件进箱。用手动叉车将放在木质工装上的试验件叉起推至试验箱, 并满足试验件及木质工装与试验箱壁、箱底及箱顶之间至少应保持 15 cm 的间距, 进箱过程做好试验件的防静电处理。

3) 试验程序设置。按试验箱操作规程, 确定试验设备一切正常后, 在远程终端电脑进行程序设定。按照零应力温度 (60 °C) 固化到常温 (22 °C) 试验技术要求进行程序设定, 进行保存和下载。

4) 试验运行。再次检查试验程序无误后, 运行试验程序并自动记录试验原始数据。在试验运行过程中, 手动记录设备运行数据。

5) 试验结束检测。检查项目包括对缩比件模型药柱进行探伤, 检测药柱是否存在裂纹; 试验件的药柱尺寸、药面深度、装药壳体尺寸测量, 以及药柱与壳体最大间隙测量。

3.2 缩比件模型有限元计算结果

对采用上述黏弹性模型的缩比模型开展位移场、应力场仿真计算, 以验证建立的黏弹性模型和有限元仿真模型的有效性。

3.2.1 温度载荷下缩比件位移场仿真结果

1) 缩比件模型 $\phi 150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 。药柱的位移幅值云图如图 4a 所示。零应力温度固化到常温后, 药

柱最大位移值为 1.25 mm, 壳体位移值为 0.2 mm, 其最大间隙为 1.05 mm。

2) 缩比件模型 $\phi 200 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 。药柱位移幅值云图如图 4b 所示。零应力温度固化到常温后, 药柱最大位移值为 2.14 mm, 壳体位移值为 0.9 mm, 其最大间隙为 1.24 mm。

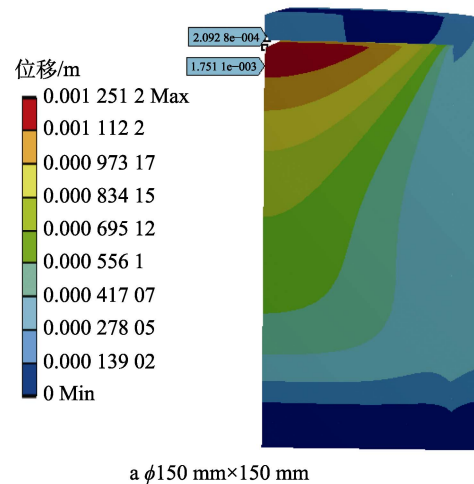
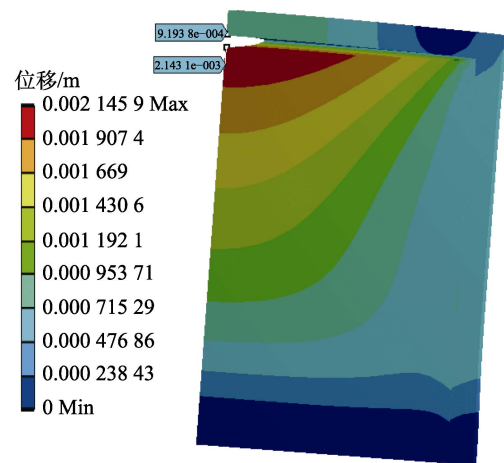
a $\phi 150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ b $\phi 200 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$

图 4 药柱缩比件模型位移幅值场云图

Fig.4 Field contour of displacement amplitude of grain scaled-down component model

3.2.2 温度载荷下缩比件应力场仿真结果

1) 缩比件模型 $\phi 150 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 仿真结果。药柱最大应力发生在 3 540 s 时刻, 即温度 60 °C 固化到常温 (22 °C) 后, 常温保存 0.92 h 阶段, 如图 5a 所示。最大 von Mises 应力为 0.94 MPa, 位置位于药柱底部, 该危险位置处于受压状态, 小于药柱压缩强度 5.64 MPa, 结构安全。

2) 缩比件模型 $\phi 200 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 仿真结果。药柱最大应力发生在 910 s 时刻, 即温度 60 °C 固化到常温 (22 °C) 后, 常温保存 0.19 h 阶段, 如图 5b 所示, 最大 von Mises 应力为 1.16 MPa, 位置位于药柱底部, 该危险位置处于受压状态, 小于药柱压缩强度 5.64 MPa, 结构安全。

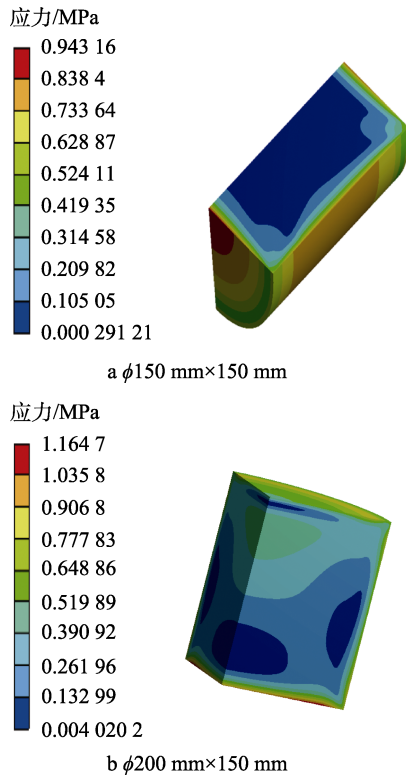


图5 药柱缩比件模型 von Mises 应力极值云图
Fig.5 Extreme value contour of von Mises stress of grain scaled-down component model

3.3 缩比件模型仿真结果与试验结果对比

零应力温度 (60 °C) 固化到常温 (22 °C) 后, 药柱缩比件药柱与壳体最大间隙仿真与试验对比见表 7。缩比件模型 φ150 mm×150 mm、φ200 mm×150 mm 仿真试验最大间隙值与试验测量值误差均小于 8%, 试验值与有限元计算值较好吻合, 误差在合理范围内。试验前, 对缩比件模型药柱进行探伤, 药柱结构完整。温度冲击试验结束后, 再次对缩比件模型药柱探伤, 未发现异常, 说明药柱结构完整, 与有限元应力场计算结果吻合。由此说明建立的黏弹性模型和有限元仿真模型能够准确模拟药柱温度载荷下的结构响应。

表 7 缩比件模型壳体与药柱间隙仿真与试验对比表
Tab.7 Comparison of simulation and test between shell of scaled-down component model and grain

缩比件类别	仿真/mm	试验/mm	误差/%
φ150 mm×150 mm	1.05	0.98	7.1
φ200 mm×150 mm	1.24	1.15	7.8

4 发动机装药全尺寸结构力学响应仿真

分别开展装药全尺寸结构在高低温、高温、低温

3 种温度冲击环境下底部固定、侧面与底部固定 2 种粘接工况下的力学响应模拟计算, 对比分析应力、应变场, 为固体发动机的药柱与壳体不同粘接模式设计提供参考。

4.1 结果

4.1.1 高低温冲击环境

1) von Mises 应力场。高低温冲击环境下药柱的最大 von Mises 应力云图如图 6 所示。图 6a 为底部固定时药柱最大 von Mises 应力云图, 发生在 3 490 s 时刻(第 3 个温度循环冲击中高温 60 °C→低温-50 °C 阶段, 环境温度为-42.7 °C), 为 1.28 MPa, 位于药柱底部中心, 该点处于受压状态。图 6b 为底部和侧面固定时药柱最大 von Mises 应力云图, 发生在 3 590 s 时刻(第 3 个温度循环冲击中低温-50 °C→室温阶段, 环境温度为-40.7 °C), 为 1.37 MPa, 位于药柱底部边缘, 该点同样处于受压状态。2 种工况下, 最大 Mises 应力均小于药柱压缩强度 4.19 MPa, 结构安全。

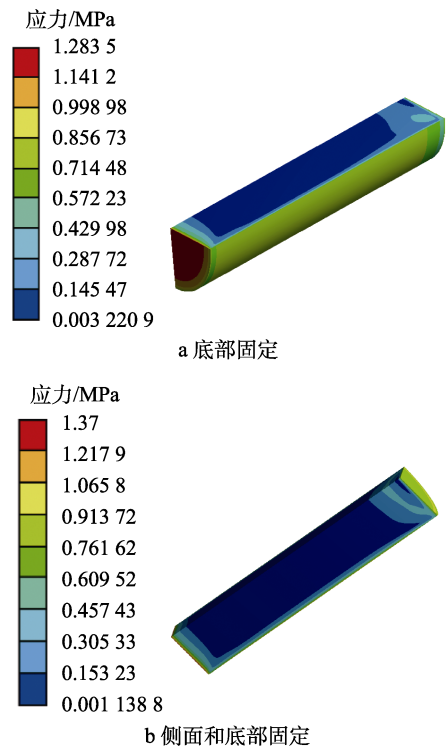


图 6 高低温冲击环境下药柱最大应力云图
Fig.6 Maximum von Mises stress contour of grain under high and low temperature impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

2) von Mises 应变场。高低温冲击环境下药柱的最大 von Mises 应变分布云图如图 7 所示。图 7a 为底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图, 最大值为 0.39%, 主要分布在药柱底部中心处。图 7b 为侧面和底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图, 最大值为 0.42%, 同样分布在药柱底部中心处。

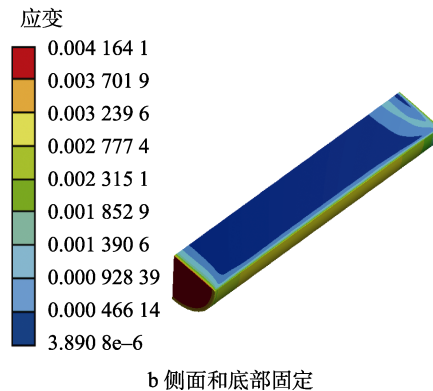
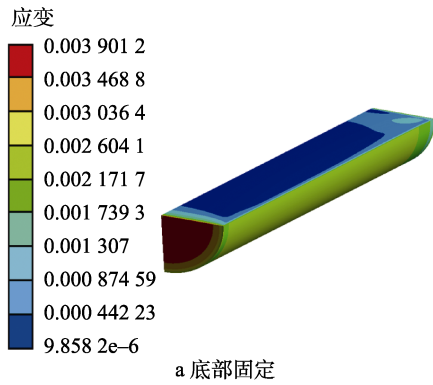


图 7 高低温冲击环境下药柱最大 von Mises 应变分布云图
Fig.7 Maximum von Mises strain contour of grain under high and low temperature impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

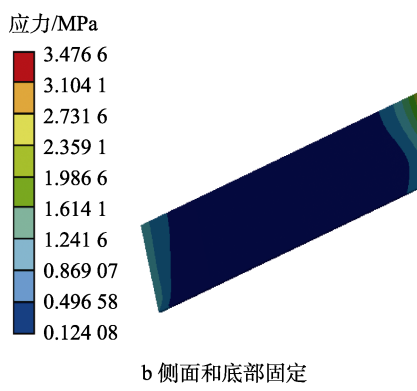
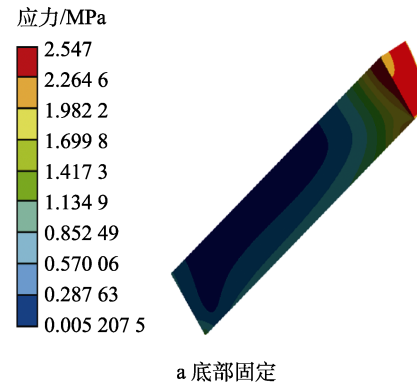


图 8 高温冲击环境药柱最大 von Mises 应力云图
Fig.8 Maximum von Mises stress contour of grain under high temperature impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

4.1.2 高温冲击环境

1) von Mises 应力场。高温冲击环境下, 药柱的最大 von Mises 应力云图如图 8 所示。最大 von Mises 应力发生在 50 000 s 时刻, 即高温冲击后, 高温 70 °C 保温 13.81 h 阶段。图 8a 为底部固定时药柱最大 von Mises 应力云图, 为 2.55 MPa, 位于药柱顶部, 该点处于受压状态。图 8b 为底部和侧面固定时药柱最大 von Mises 应力云图, 为 3.48 MPa, 位于药柱顶部, 该点同样处于受压状态。2 种工况下最大 von Mises 应力均小于药柱压缩强度 4.19 MPa, 结构安全。

2) von Mises 应变场。高温冲击环境下药柱最大 von Mises 应变分布云图如图 9 所示。图 9a 为底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图, 最大值为 0.78%, 分布在药柱顶部靠近边缘处。图 9b 为侧面和底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图, 最大值为 1.06%, 同样分布在药柱顶部靠近中心处。

4.1.3 低温冲击环境

1) von Mises 应力场。低温冲击环境下药柱最大 von Mises 应力云图如图 10 所示。最大 von Mises 应力发生在 50 000 s 时刻, 即低温冲击后, 低温 -55 °C 保温 13.76 h 阶段。图 10a 为底部固定时药柱的最大 von Mises 应力云图, 为 2.22 MPa, 位于药柱底部中心, 该点处于受拉状态。图 10b 为底部和侧面固定时药柱最大 von Mises 应力云图, 为 4.18 MPa, 位于药

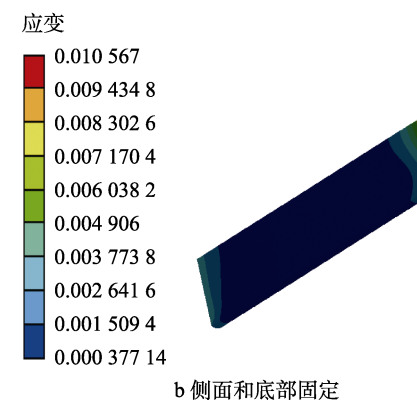
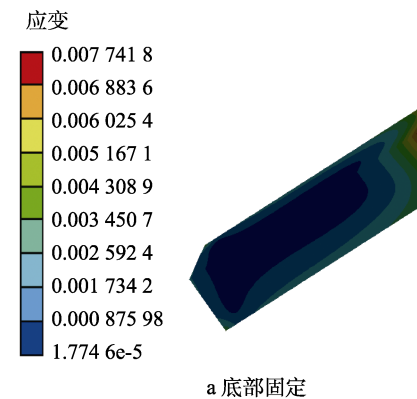


图 9 高温冲击环境下药柱最大 von Mises 应变分布云图
Fig.9 Maximum von Mises strain contour of grain under high impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

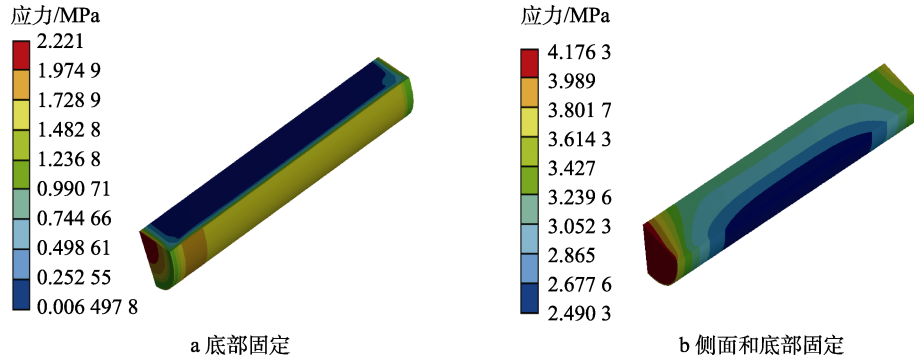


图 10 低温冲击环境下药柱最大 von Mises 应力云图

Fig.10 Figure5 Maximum von Mises stress contour of grain under low temperature impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

柱底部，该点同样处于受拉状态。底部固定时最大 Mises 应力小于药柱拉伸强度 2.84 MPa，结构安全。底部和侧面固定时，最大 Mises 应力大于药柱拉伸强度 2.84 MPa，结构存在破坏风险。

2) von Mises 应变场。低温冲击环境下，药柱的最大 von Mises 应变分布云图如图 11 所示。图 11a 为底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图，最大值为 0.67%，分布在药柱底部边缘与壳体接触处。图 11b

为侧面和底部固定时药柱最大 von Mises 应变云图，最大值为 1.27%，同样分布在药柱底部边缘与壳体接触处。

4.2 分析

药柱底部固定、底部和侧面固定 2 种粘接模式分别在高低温冲击、高温冲击、低温冲击环境下的 von Mises 应力和 von Mises 应变极值对比如图 12 所示。

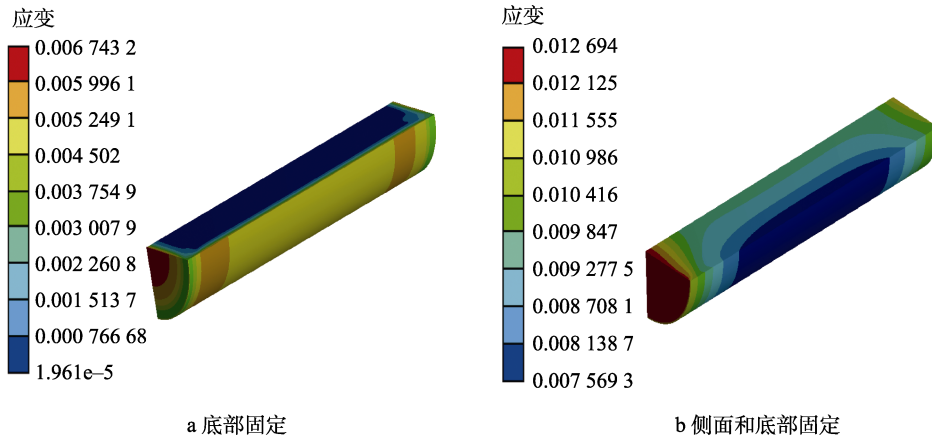


图 11 低温冲击环境下药柱最大 von Mises 应变分布云图

Fig.11 Maximum von Mises strain contour of grain under low temperature impact environment: a) bottom fixed; b) side and bottom fixed

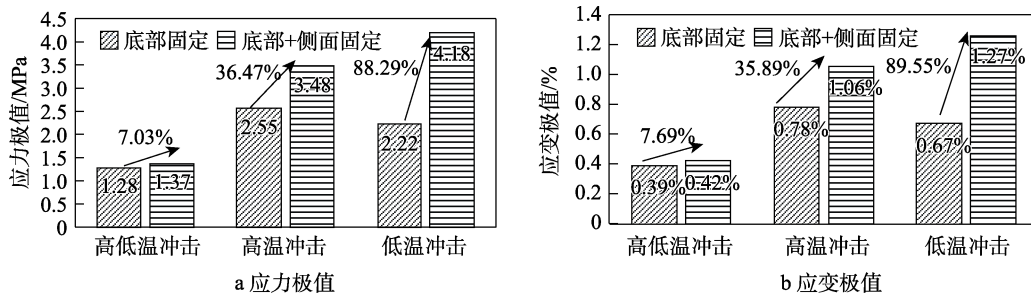


图 12 3 种温度冲击环境下 2 种粘接模式应力应变极值对比

Fig.12 Comparison chart of extreme values of stress and strain of two bonding modes under three temperature impact environment

侧面加底部粘接模式的药柱在高低温冲击、高温冲击、低温冲击 3 种冲击环境下，von Mises 应力极值、von Mises 应变极值均大于底部粘接模式的药柱。

其中，von Mises 应力极值、von Mises 应变极值在高低温冲击环境下分别增加了 7.03%、7.69%，在高温冲击环境下分别增加了 36.47%、35.89%，在低温冲击

击环境下分别增加了 88.29%、89.55%。可以看出, 不同粘接模式下, 药柱的 von Mises 应力极值和 von Mises 应变极值, 在相同温度冲击环境下的变化大小基本相同, 说明药柱材料力学行为接近线弹性, 证明了本文所构建的药柱线黏弹性本构模型的有效性。同时说明在 3 种环境温度冲击下, 底部粘接模式的药柱结构完整性要优于侧面和底部粘接模式的药柱。

药柱采用等效 Von-Mise 应力准则进行结构完整性评估, 结果见表 8。经计算, 底部粘接模式药柱在 3 种冲击环境下均满足结构完整性要求。侧面和底部粘接模式的药柱在高低温冲击、高温冲击环境下满足结构完整性要求, 低温冲击环境下不满足结构完整性要求。其中, 高低温冲击、高温冲击、低温冲击 3 种温度冲击环境下, 底部粘接模式药柱安全系数比侧面加底部粘接模式药柱安全系数分别提高了 6.9%、36.67%、88.24%, 说明药柱粘接模式对药柱的安全系数有显著影响, 调整药柱粘接模式可以提高药柱的安全系数。

表 8 全尺寸药柱各工况条件下安全系数
Tab.8 Safety factor of full-size grain under various working conditions

药柱与壳体 粘接模式	温度载 荷工况	Mises 应力极 值/MPa	极值点 状态	许用应力 /MPa	安全 系数
底部固定	高低温 冲击	1.28	受压	4.19	3.27
	高温 冲击	2.55	受压	4.19	1.64
	低温 冲击	2.22	受拉	2.84	1.28
侧面+ 底部固定	高低温 冲击	1.37	受压	4.19	3.06
	高温 冲击	3.48	受压	4.19	1.2
	低温 冲击	4.18	受拉	2.84	0.68

5 结论

本文建立了考虑药柱黏弹性本构性的瞬态热力耦合仿真计算模型, 对全尺寸药柱结构进行力学响应仿真分析, 为药柱与壳体粘接模式方案优选提供了指导。主要得到以下结论:

1) 根据考虑药柱黏弹性本构性的缩比件模型有限元计算与试验值对比, 验证了建立的黏弹性本构模型的有效性, 证明了本文建立的瞬态热力耦合有限元模型能够准确模拟药柱温度载荷下的结构响应。

2) 通过构建装药结构全尺寸仿真模型, 模拟了装药结构力学响应, 结果表明, 侧面加底部粘接模式

的药柱在 3 种温度载荷环境下, von Mises 应力、von Mises 应变极值均大于底部粘接模式的药柱, 低温冲击试验中底部粘接模式优势尤为明显, 证明了采用底部粘接模式比侧面加底部粘接模式对药柱结构完整性的安全系数有显著提高。

3) 药柱与壳体粘接模式对装药结构完整性有较大影响, 需要对粘接模式进行优选, 优选后的药柱底部粘接固定模式全尺寸装药结构模型, 在 3 种温度载荷条件下, 其结构安全系数均大于 1.28, 结构完整性较好。

参考文献:

- [1] 洪东, 鲍福廷, 郭颜红, 等. 固化降温工艺对固体发动机药柱温度场和结构完整性的影响[J]. 固体火箭技术, 2023, 46(5): 755-762.
HONG D, BAO F T, GUO Y H, et al. Influence of Cooling Process during Curing on Temperature Field and Structural Integrity of SRM Grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2023, 46(5): 755-762.
- [2] 李倩格, 乌布力艾散·麦提图尔荪, 吴艳青, 等. 低温点火条件下固体发动机组合药柱的粘接界面力学响应分析[J]. 固体火箭技术, 2022, 45(4): 532-539.
LI Q G, MAIMAITIUSUN W, WU Y Q, et al. Mechanical Response Analysis of Bonding Interface of Solid Motor Mixed Grain under Low Temperature Ignition[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2022, 45(4): 532-539.
- [3] 周东谟, 刘向阳, 张鹏军, 等. 定应变下固体火箭发动机药柱概率贮存寿命预估研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2121-2129.
ZHOU D M, LIU X Y, ZHANG P J, et al. Study on Probabilistic Storage Life Prediction of Solid Rocket Motor Grain under Constant Strain[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 2121-2129.
- [4] 龚建良, 李鹏, 张正泽, 等. 固体火箭发动机装药结构完整性研究进展[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(2): 434-441.
GONG J L, LI P, ZHANG Z Z, et al. Recent Progress Upon Structural Integrity Analysis of Solid Rocket Motor Grain[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(2): 434-441.
- [5] 周红梅, 高劼, 齐强, 等. 长期贮存条件下固体发动机药柱应力分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2010, 25(1): 54-56.
ZHOU H M, GAO J, QI Q, et al. Stress Analysis of SRM Grain under Random Temperature Loading[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2010, 25(1): 54-56.
- [6] 李翥, 徐秉恒, 郭运强, 等. 固体火箭发动机药柱低温损伤研究进展[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(6): 808-816.
LI Z, XU B H, GUO Y Q, et al. Research Progress on Low Temperature Damage of SRM Grain[J]. Journal of

- Solid Rocket Technology, 2020, 43(6): 808-816.
- [7] 杨庚, 袁杰红, 孙海涛, 等. 温度循环载荷下药柱力学响应与累积损伤分析[J]. 推进技术, 2024, 45(11): 177-184.
YANG G, YUAN J H, SUN H T, et al. Mechanical Response and Cumulative Damage Analysis of Grain under Temperature Cyclic Loading[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(11): 177-184.
- [8] 袁军. 交变环境温度下固体发动机药柱温度场分析[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(6): 818-820.
YUAN J. Research on Temperature of Grain under Alternating Surroundings[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2015, 38(6): 818-820.
- [9] 程吉明, 李进贤, 冯喜平, 等. 挂载飞行温度边界下固体发动机药柱结构响应分析[J]. 固体火箭技术, 2019, 42(3): 351-355.
CHENG J M, LI J X, FENG X P, et al. Structural Analysis of SRM Grains under Mounted Flight Temperature Boundary Conditions[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2019, 42(3): 351-355.
- [10] 龚建良, 金秉宁, 龚婉军, 等. 点火载荷下翼柱型装药结构完整性数值分析[J]. 国防科技大学学报, 2022, 44(1): 108-113.
GONG J L, JIN B N, GONG W J, et al. Numerical Analysis on Structural Integrity of Finocyl Grain under Ignition Loading[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2022, 44(1): 108-113.
- [11] 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.
- [12] 黄波, 刘杰, 罗天元, 等. 固体发动机药柱应力应变仿真与试验验证研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(1): 15-19.
HUANG B, LIU J, LUO T Y, et al. Study on the Stress-Strain Simulation and Experimental Validation for the Solid Motor Grain[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(1): 15-19.
- [13] 邱欣, 李高春, 张春龙, 等. 基于主应力的固体火箭发动机界面累积损伤分布研究[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(3): 346-351.
QIU X, LI G C, ZHANG C L, et al. Cumulative Damage Distribution Analysis of Solid Rocket Motor Interface Based on Principal Stress[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(3): 346-351.
- [14] 陆传军, 王学仁, 强洪夫. 序贯载荷下考虑泊松比的药柱结构完整性分析[J]. 固体火箭技术, 2024, 47(4): 501-510.
LU C J, WANG X R, QIANG H F. Structural Integrity Analysis of Grain under Sequential Loads Considering Poisson's Ratio[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2024, 47(4): 501-510.
- [15] 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.
HOU X, ZHANG X, LIU X Y, et al. Research Progress on Structural Integrity of Solid Rocket Motor Grain[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(4): 566-579.
- [16] 王贵军, 周涛, 吴艳青, 等. 固体发动机药柱低温点火开裂失效的跨尺度分析[J]. 含能材料, 2024, 32(2): 142-151.
WANG G J, ZHOU T, WU Y Q, et al. Cross-Scale Analysis of Low Temperature Ignition Cracking Failure of Solid Rocket Motor Grain[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2024, 32(2): 142-151.
- [17] 刘旭, 陈跃良, 张珂, 等. 时间-温度-湿度对聚合物基复合材料性能影响研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(2): 20-24.
LIU X, CHEN Y L, ZHANG D, et al. Research on Effect of Time-Humidity-Temperature on Performance of Polymeric Matrix Composites[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(2): 20-24.
- [18] 刘伟, 黄波, 刘杰, 等. 固体装药头部人工脱粘层应力应变仿真分析[J]. 装备环境工程, 2015, 12(2): 30-34.
LIU W, HUANG B, LIU J, et al. The Stress-Strain Simulation Analysis of Solid Propellant Head Artificial Debond Layer[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(2): 30-34.
- [19] 王鹏博. 火箭发动机复合材料壳体/绝热层粘结性能研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2022.
WANG P B. Study on Bonding Properties of Composite Shell/Insulation Interface of the Rocket Motor[D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2022.
- [20] 周盼, 方成培, 王桂林, 等. 基于复杂应力状态下内聚力模型的固体火箭发动机粘接界面脱粘分析[J]. 固体火箭技术, 2020, 43(5): 554-559.
ZHOU P, FANG C P, WANG G L, et al. Debonding Analysis of Adhesive Interface in SRM Based on Complex Stress-State Cohesive Zone Model[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2020, 43(5): 554-559.
- [21] 徐伯起, 卢明章, 李高春, 等. 公路运输振动环境下发动机粘接界面受载情况分析[J]. 装备环境工程, 2021, 18(9): 20-26.
XU B Q, LU M Z, LI G C, et al. Analysis of Loading Condition of Bonding Interface under Road Transportation Vibration Environment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2021, 18(9): 20-26.
- [22] 张源, 王江涛, 周涛, 等. 固化降温-立式贮存下固体火箭发动机装药结构响应缩比关系研究[J/OL]. 推进技术, 2024: 1-15 [2024-08-07]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.2403012>.
ZHANG Y, WANG J T, ZHOU T, et al. Scaling Relationship of Structure Response of Solid Rocket Motor Grain under Curing and Cooling-vertical Storage

- Load[J/OL]. *Journal of Propulsion Technology*, 2024: 1-15[2024-08-07]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.2403012>.
- [23] 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.
- [24] 强洪夫, 王哲君. 固体火箭发动机装药结构完整性分析的基础问题及研究展望[J]. *含能材料*, 2024, 32(2): 118-123.
QIANG H F, WANG Z J. Basic Problems and Research Prospect of Structural Integrity Analysis of Solid Rocket Motor Charge[J]. *Chinese Journal of Energetic Materials*, 2024, 32(2): 118-123.
- [25] 周东谟, 韩王申, 钟山伟, 等. 考虑 NEPE 推进剂力学性能拉压不对称性的装药结构完整性分析[J]. *兵器装备工程学报*, 2024, 45(4): 90-99.
ZHOU D M, HAN W S, ZHONG S W, et al. Structural Integrity Assessment of NEPE Propellant Grain Considering the Tension-Compression Asymmetry of Propellant Mechanical Property[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2024, 45(4): 90-99.