

# 固体火箭发动机药柱抗蠕变增强结构优化设计

刘孟洋<sup>1</sup> 高经纬<sup>1</sup> 严波<sup>1</sup> 张晓飞<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

(2. 湖南大学 电气与信息工程学院, 长沙 410082)

**摘要:** 针对长期立贮固体火箭发动机(Solid Rocket Motor, SRM)产生的蠕变问题,提出一种在不改变药柱基本结构的前提下,通过在药柱基质中植入特定形状的功能性可燃芯模(即“增强结构”)抑制药柱蠕变。首先,通过三维数值模拟方法分析固化降温和立式自重耦合作用下药柱蠕变分布规律。随后,采用变密度法中的固体各向同性材料惩罚模型(Solid Isotropic Material with Penalization, SIMP)对增强结构进行拓扑优化设计,确定植入增强结构的基本几何构型。最后,对比分析拓扑优化后增强结构的抗蠕变作用,得到最终优化设计结果。结果表明,在特定工况下,与无增强结构相比,含增强结构的固体火箭发动机药柱总变形、应力、应变下降明显,能有效抑制药柱蠕变。

**关键词:** 固体火箭发动机; 蠕变; 拓扑优化; 有限元方法

**中图分类号:** V512 **DOI:** 10.16579/j.issn.1001.9669.2025.03.015

## 0 引言

在整个寿命周期里,固体火箭发动机绝大多数时间处于贮存状态,药柱长期受重力影响会产生蠕变现象。特别是在立式贮存的过程中,推进剂将一直处于承受较高应力的状态,可能导致药型变化、药柱性能老化以及安全系数降低等问题。林聪妹等<sup>[1-2]</sup>用电子万能试验机和动态力学分析仪分别研究了三氨基三硝基苯基高聚物黏结炸药及其改性配方的蠕变行为,得到了推进剂蠕变柔量主曲线;邓旷威等<sup>[3]</sup>采用MSC.Marc软件计算了卧式与立式贮存工况下固体火箭发动机的最大主应力,得到了蠕变损伤程度与应力大小正相关的结论;WANG等<sup>[4]</sup>开展了等应力幅值往复拉伸试验和相互作用试验,验证了加载应力与蠕变破坏时间成对数线性关系;贾卫东等<sup>[5]</sup>研究了固体火箭发动机界面在长期贮存过程中可能出现的脱粘情况及不同脱粘情况对发动机工作安全性的影响;王永帅等<sup>[6]</sup>对舰载立式贮存导弹发动机蠕变损伤进行研究,通过有限元计算,得出蠕变占药柱总变形的60%以上。大量研究结果均表明,在经历长期贮存后,发动机受蠕变效应影响严重,迫切需要探究适当方式来抵消蠕变效应产生的不良影响,提高发动机的寿命上限。

近年来,学者们开展了采用特殊药柱结构以抑制蠕变方面的研究。如李磊等<sup>[7]</sup>开展了环形槽装药几何

参数的灵敏度分析研究,获得了不同参数对药柱应变的影响;国锋楠等<sup>[8]</sup>对含有可燃芯模结构的环形槽药柱结构进行了分析,给出了可燃芯模的实现途径;蒙上阳等<sup>[9-11]</sup>开展了不同载荷条件下含伞盘结构的药柱结构设计工作,给出了伞盘曲面结构、伞盘深度、伞盘宽度对药柱应变的影响,并进行了伞盘结构的优化。这些特殊结构,通过改变药柱结构形式,在一定程度上达到了减小蠕变的目的,但其在工艺实现过程中存在诸多困难,同时,在外载荷作用下,存在应力、应变集中问题,易出现裂纹等缺陷<sup>[12]</sup>。

本文提出了一种在不改变长期立贮固体火箭发动机药型的前提下,通过在药柱中植入特定形状的功能性可燃芯模(即“增强结构”),来抑制药柱蠕变的新方法。首先,通过三维数值模拟得到长期立贮固体火箭发动机药柱在固化降温和立式自重载荷耦合作用下的蠕变分布规律;其次,对增强结构进行拓扑优化,得到增强结构的构型和基本尺寸;最后,对比分析拓扑优化后增强结构的抗蠕变作用,得到最终优化设计结果,并对固体火箭发动机进行几何重构和静力学验证。

## 1 固体火箭发动机药柱蠕变分布

### 1.1 固体火箭发动机有限元模型

利用Ansys Spaceclaim软件建立某型全尺寸固体火箭发动机三维几何模型<sup>[13]</sup>,如图1所示。模型主要

收稿日期: 2024-05-20 修回日期: 2024-07-26

基金项目: 国家自然科学基金项目(52375278)

作者简介: 刘孟洋,女,2000年生,山东青岛人,在读硕士研究生;主要研究方向为结构优化设计;E-mail:1519370554@qq.com。

严波(通信作者),男,1973年生,湖南湘潭人,博士,教授;主要研究方向为结构损伤防护;E-mail:boyan@nudt.edu.cn。

引用格式: 刘孟洋,高经纬,严波,等. 固体火箭发动机药柱抗蠕变增强结构优化设计[J]. 机械强度,2025,47(3):121-128.

LIU Mengyang, GAO Jingwei, YAN Bo, et al. Optimization design of anti-creep reinforcement structure for solid rocket motor propellant grain[J]. Journal of Mechanical Strength, 2025, 47(3): 121-128.

由壳体、绝热层、衬层和药柱四部分构成。由于衬层厚度相对于绝热层及壳体较薄,且衬层-绝热层界面所受应力应变一般远小于药柱-衬层界面,因此为简化模型,可以仅保留绝热层部位。由于发动机结构具有几何对称性,且主要关注立式贮存条件下固体火箭发动机的内部情况,其分布差距主要沿发动机轴向变化,因此,为提高计算效率,仅采用固体火箭发动机 1/4 模型进行计算。



图 1 固体火箭发动机 1/4 模型

Fig. 1 Quarter-scale model of solid rocket motor

利用 Hypermesh 软件对几何模型进行网格划分,采用六面体网格,共有节点 115 431 个,单元 45 843 个。

指定壳体材料为高强度钢,绝热层材料为橡胶,药柱为端羟基聚丁二烯(Hydroxyl-Terminated Polybutadiene, HTPB)推进剂。根据文献[14],得到发动机壳体、绝热层(衬层)和药柱的原始材料参数如表 1 所示。

表 1 固体火箭发动机材料参数

Tab. 1 Material parameters of solid rocket motor

材料参数 Material parameter	壳体 Case	绝热层 Insulation	药柱 Propellant grain
弹性模量 Elastic modulus/MPa	$2.1 \times 10^5$	3.5	3.6
泊松比 Poisson ratio	0.3	0.499 5	0.496
热膨胀系数 Expansion coefficient/ $^{\circ}\text{C}^{-1}$	$1.2 \times 10^{-5}$	$1.3 \times 10^{-5}$	$1 \times 10^{-5}$
密度 Density/( $\text{kg}/\text{cm}^3$ )	7 800	1 260	1 800

由于 HTPB 推进剂具有明显的黏弹性特征,其模量既是时间的函数也是温度的函数,经典的弹性、弹塑性模型无法反应形变的时间效应<sup>[15]</sup>。因此,采用广义 Maxwell 模型进行计算,通过定应变松弛试验,获取了松弛模量主曲线<sup>[16]</sup>,拟合了 5 项 Prony 级数如式(1)所示,式中的各项参数见表 2。

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

式中, $t$ 为松弛时间; $E_i$ 、 $\tau_i$ 为待定系数; $E_0$ 为推进剂初始模量, $E_0 = 3.6 \text{ MPa}$ 。

表 2 Prony 级数

Tab. 2 Prony series

$i$	1	2	3	4	5
$E_i/\text{MPa}$	2.90	2.39	1.14	0.66	0.36
$\tau_i/\text{s}$	0.01	0.04	1.19	19.51	1 010.67

描述推进剂材料时间-温度等效因子的 Williams-Landel-Ferry(WLF)方程为

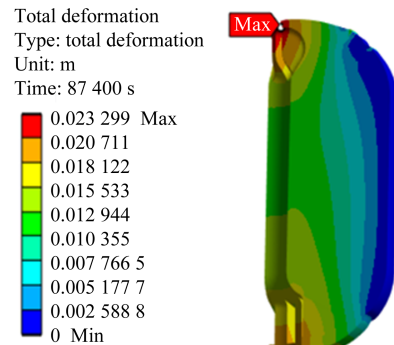
$$\lg \alpha_T = \frac{-C_1(T - T_0)}{C_2 + (T - T_0)} \quad (2)$$

式中, $C_1=3.090 3$ , $C_2=135.583$ ;  $T_0$ 为参考温度, $T_0=298 \text{ K}$ 。

考虑发动机经历固化降温后贮存,且固化降温后产生的预应变和预应力不可忽视,并持续影响后续立式贮存,因此施加载荷包括温度载荷和重力载荷。温度载荷由零应力温度  $58 \text{ }^{\circ}\text{C}$  开始,经 24 h 缓慢降温至  $20 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。同时,对模型整体施加重力载荷,方向由头部指向尾部为正,即沿 X 轴方向为正。由于蠕变变形成指数上升,在短时间内可达到极限值的 95% 以上,考虑到计算时间与效率问题,仅对其施加 1 000 s 的重力载荷。边界条件为对壳体施加固定约束、对称面施加无摩擦约束。

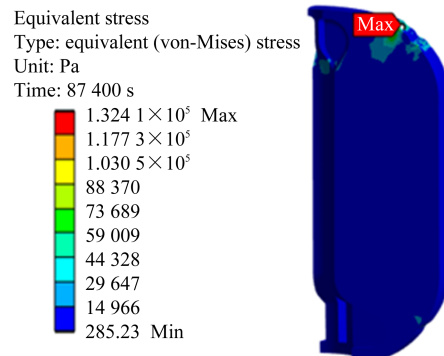
## 1.2 药柱蠕变分布规律

在药柱的蠕变分析中,重点关注其在长时间载荷作用下的应力、应变及变形行为<sup>[17]</sup>。经计算,得到在固化降温 and 立式自重载荷耦合作用下固体火箭发动机药柱的总变形、等效力和等效弹性应变云图如图 2 所示。



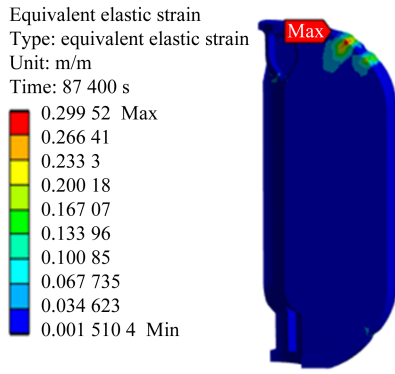
(a) 总变形云图

(a) Total deformation nephogram



(b) 等效力云图

(b) Equivalent stress nephogram



(c) 等效弹性应变云图

(c) Equivalent elastic strain nephogram

图 2 固化降温 and 立式自重载荷耦合作用下的药柱计算结果

Fig. 2 Calculation results of propellant grain under the coupled effect of solidification cooling and vertical self-weight loading

经过固化降温 and 长期立式贮存后,在重力载荷作用下,固体火箭发动机药柱发生蠕变变形,药柱整体发生沉降,使得固体火箭发动机两端及侧面粘接界面产生应力、应变。其中最大变形位于前翼,最大总变形量为 23. 299 mm。整体来看前翼和后翼尤其是上端面的变形问题最为严重,应着重关注。药柱中孔及人工脱粘层应力较大,最大等效应力为 0. 132 41 MPa,最大等效弹性应变为 0. 299 52,位于上人工脱粘层前缘。这是由于药柱变截面导致的应力应变集中。可见,在长期立贮过程中,药柱承受着一定的内部压力,使得药柱的蠕变问题越发严重<sup>[18]</sup>,迫切需要在其内部植入增强结构,以起到释放应力和承受压力的作用。

## 2 药柱增强结构拓扑优化

### 2.1 优化设计方案

针对长期立贮固体火箭发动机产生的蠕变问题,本文提出在药柱中植入增强结构的新方法,以达到抑制蠕变的效果。考虑到工艺实现问题,增强结构采用可浇注可燃芯模材料,装药完成后无需脱模,在发动机工作过程中随药柱一同燃烧消融。在材料选取过程中,选择了烧蚀率大、与药柱粘接性能良好的材料,同时烧蚀后残渣少,减少对发动机内弹道的影响。增强结构的材料参数如表 3 所示。

表 3 增强结构材料参数

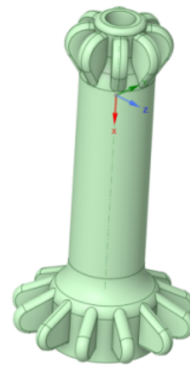
Tab. 3 Material parameters of the reinforcement structure

材料参数 Material parameter	增强结构 Reinforcement structure
弹性模量 Elastic modulus/MPa	40
泊松比 Poisson ratio	0.4
热膨胀系数 Expansion coefficient/ $^{\circ}\text{C}^{-1}$	$4 \times 10^{-6}$
密度 Density/( $\text{kg}/\text{cm}^3$ )	2 100

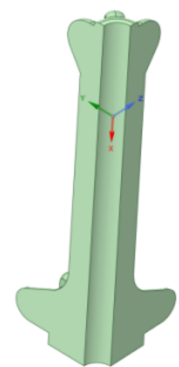
#### 2.1.1 设计区域

由第 1.2 节静力分析可知,在固化降温 and 立式自

重载荷耦合作用下,固体发动机药柱在前翼和后翼附近的蠕变量达到最大值,等效应力及等效弹性应变最大值位于人工脱粘层端部。综合分析药柱的应力、应变和变形情况,其前翼和后翼部位为蠕变控制的关键部位。考虑增强结构在药柱浇注以及贮存期间的工作要求,初步确定设计区域为发动机药柱内侧表面所围成的几何区域,如图 3 所示。设计区域的外表面与药柱内壁紧密贴合,作为药柱浇注成形的模具。由于设计区域中心部分的支撑作用较弱,在初始设计中直接挖除,直径暂定为 200 mm。考虑对称性,在计算中仅取 1/4 模型进行计算。



(a) 完整设计区域  
(a) Full design region



(b) 1/4 设计区域  
(b) 1/4 design region

图 3 增强结构设计区域

Fig. 3 Design region of the reinforcement structure

#### 2.1.2 优化设计工况

根据增强结构在药柱浇注以及贮存期间的工作要求,一共考虑了 3 种优化设计工况,分别是药柱浇注、固化降温 and 蠕变发展。在药柱浇注工况下,推进剂尚未凝固,增强结构主要承担流体压力。在固化降温阶段,增强结构主要承担温度应力。在蠕变发展阶段,增强结构除了承担温度应力以外,还需承担药柱蠕变引起的应力增量。

#### 2.1.3 优化目标及响应约束

设计目标是在多种载荷工况和约束条件下对发动机药柱蠕变量进行有效控制,同时使增强结构自身质量尽可能降低,以减小增强结构对发动机内弹道性能的影响。考虑到增强结构自身的加工以及其燃烧对发动机内弹道的影响,增强结构优化设计还需要考虑最小尺寸和最大尺寸约束。因此,增强结构优化设计是在考虑质量约束和制造约束条件下的柔度优化问题。

由于易于实现、收敛稳定,变密度拓扑优化方法是目前最成熟、应用最广泛的拓扑优化方法<sup>[19]</sup>。因此,增强结构优化设计基于固体各向同性材料惩罚模型(Solid Isotropic Material with Penalization, SIMP)变

密度法,利用 Ansys WorkBench 软件进行,惩罚系数取为 3,优化目标设置为 min Compliance,即系统结构刚度最大化,药柱内侧位移值为模型边界约束。

增强结构在发动机点火时可以完全自耗,但考虑到其对内弹道的影响,以及材料价格问题,应在增强结构刚度达到要求的情况下对药量进行严格控制,以保证安全性和实用性,因此在拓扑优化时取质量约束响应为 15%。

## 2.2 拓扑优化

### 2.2.1 药柱浇注设计工况

在药柱浇注设计工况,对增强结构外表面施加静水压力,压力量值根据推进剂密度进行计算,底部的最大压力值约为 0.406 MPa,顶部的压力值为 0(图 4)。

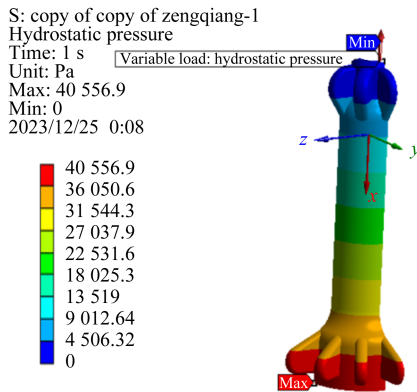


图 4 药柱浇注工况的静水压力

Fig. 4 Static hydrostatic pressure under propellant grain casting condition

药柱浇注阶段的拓扑优化结果如图 5 所示。增强结构由初始设计区域的实体模型转变为空心薄壁结构,前翼和中段部分仅需厚约 20 mm 的薄壁结构进行支撑即可,后翼部分除了外侧薄壁结构以外,尚需设置若干横向肋板和纵向肋板,以保证该部分的结构刚度。

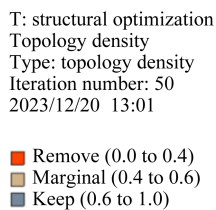


图 5 药柱浇注设计工况的拓扑优化结果

Fig. 5 Topology optimization results under propellant grain casting design condition

### 2.2.2 固化降温设计工况

在固化降温阶段,采用子模型技术进行模型转换。将药柱固化降温对增强结构所产生的作用以边

界约束形式施加到增强结构子模型上(图 6),并对子模型网格进行细化,以得到更精确的拓扑优化结果。

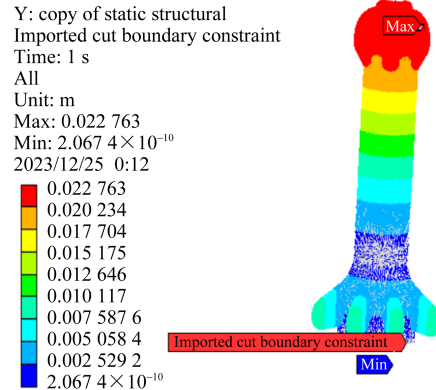


图 6 固化降温设计工况的子模型边界约束

Fig. 6 Sub-model boundary constraints under solidification cooling design condition

固化降温阶段的拓扑优化结果如图 7 所示。增强结构由初始设计区域的实体模型转变为空心薄壁结构,前翼、后翼及部分中段区域需厚约 20 mm 的薄壁结构进行支撑,部分中段区域除了外侧薄壁结构以外,需设置若干横向肋板,以保证该部分的结构刚度。

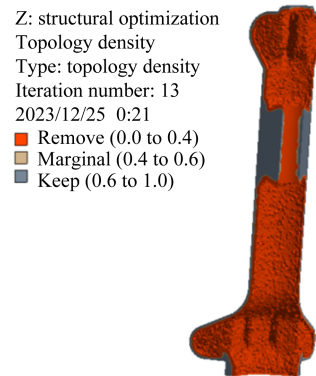


图 7 固化降温设计工况的拓扑优化结果

Fig. 7 Topology optimization results under solidification cooling design condition

### 2.2.3 蠕变发展设计工况

在蠕变发展阶段,采用与固化降温阶段相同的处理方法进行子模型分析和拓扑优化(图 8)。经过迭代计算,优化过程得到收敛,优化后的结构质量为初始质量的 15%。

蠕变发展阶段的拓扑优化结果如图 9 所示,拓扑优化结果与固化降温阶段较为接近。增强结构由初始设计区域的实体模型转变为空心薄壁结构,前翼、后翼及部分中段区域需厚约 20 mm 的薄壁结构进行支撑,部分中段区域除了外侧薄壁结构以外,尚需设置若干横向肋板,以保证该部分的结构刚度。

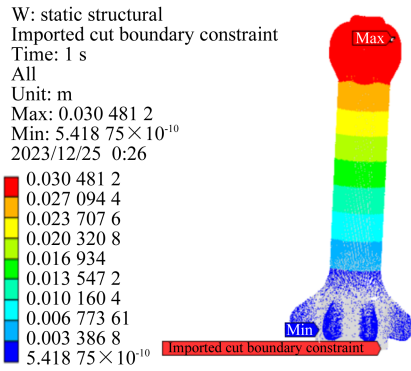


图 8 蠕变发展设计工况的子模型边界约束

Fig. 8 Sub-model boundary constraints under creep development

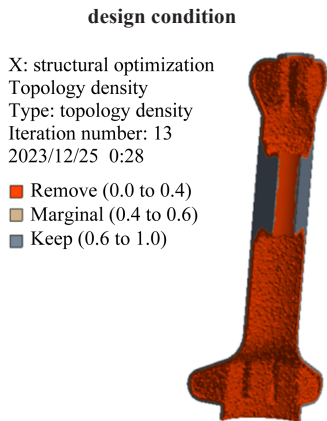


图 9 蠕变发展设计工况的拓扑优化结果

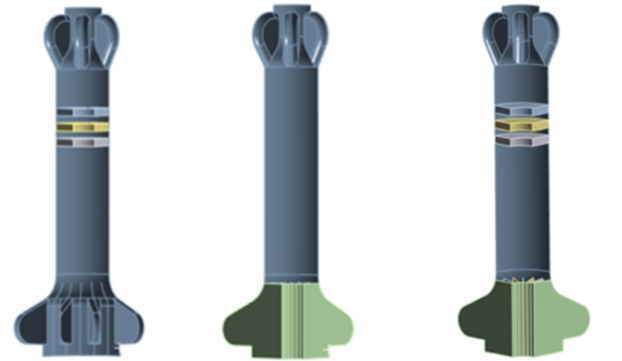
Fig. 9 Topology optimization results under creep development

### 2.3 优化结果分析及验证

#### 2.3.1 增强结构构型

由优化结果可见,不同工况下的固体火箭发动机受力情况不同,得到的增强结构构型也有一定的差异。综合分析药柱浇注、固化降温和蠕变发展 3 个阶段的拓扑优化结果,增强结构的有效构型为空心薄壁结构,并需要在后翼或中段部分设置若干纵肋和横肋,以增强结构刚度。因此,选取以下 3 种可能的结构构型进行对比分析。其中,构型 A 为 20 mm 空心薄壁

结构,中端部分设置若干 50 mm 横肋;构型 B 为 20 mm 空心薄壁结构,后翼位置设置 20 mm 若干纵肋;构型 C 为 5 mm 空心薄壁结构,后翼设置若干 20 mm 纵肋,中端部分设置若干 50 mm 横肋。3 种构型质量相当,均符合拓扑优化的约束条件,且对药柱抗蠕变效应有一定的效果,增强结构构型的三维模型如图 10 所示。



(a) 构型 A (b) 构型 B (c) 构型 C  
(a) Configuration A (b) Configuration B (c) Configuration C

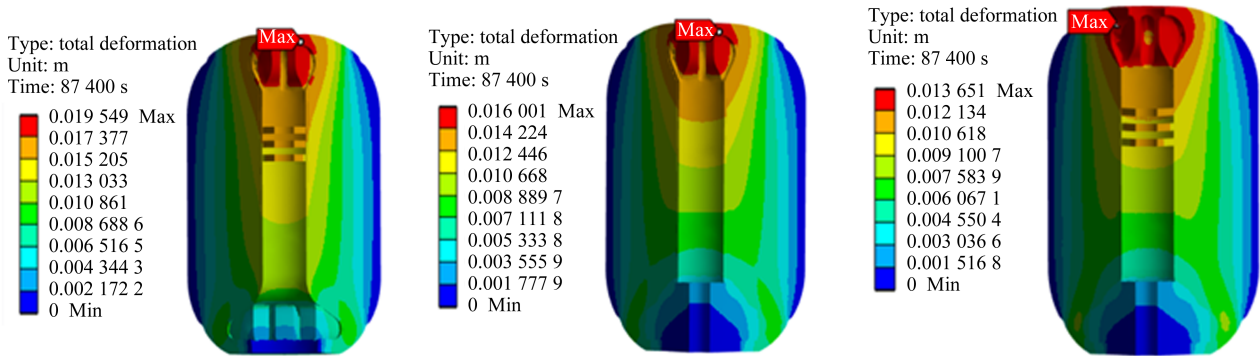
图 10 优化后的增强结构三维模型

Fig. 10 3D models of the reinforcement structure after optimization

#### 2.3.2 计算结果对比

将上述 3 种构型的增强结构对固体火箭发动机药柱抗蠕变作用进行对比分析。分别将优化后的 3 种增强结构导入到固体火箭发动机模型中,施加与第 2.1 节相同的载荷与约束,进行静力学仿真分析,计算后得到含增强结构的固体火箭发动机药柱的总变形、等效应力、等效弹性应变云图。

含 3 种增强结构的固体火箭发动模型在长期立贮作用下的药柱总变形结果如图 11 所示。可见 3 种模型的总变形趋势基本一致,最大总变形出现在前翼上端部,分别为 19.549、16.001、13.651 mm,与无增强结构的药柱总变形相比均有一定程度的减小。其中,构型 C 的下降程度最为明显。



(a) 构型 A (b) 构型 B (c) 构型 C  
(a) Configuration A (b) Configuration B (c) Configuration C

图 11 总变形云图

Fig. 11 Total deformation nephogram

图 12 给出了 3 种模型的等效应力云图。可见不同构型的增强结构不仅会使药柱等效应力在数值上存在差异,且最大等效应力出现的位置也有很大的不同。其中,构型 A 会导致药柱后翼底部产生应力集中,无法达到释放药柱内部应力的作用,不符合设计要求;含构型 B 和构型 C 的药柱最大等效应力为 0.101 MPa 和 0.094 3 MPa,较无增强结构药柱下降

约 23.75% 和 28.77%,对发动机内部应力有一定的释放作用。

含不同构型增强结构的药柱等效应变云图如图 13 所示。可见,与总变形情况相同,增加增强结构后,药柱内部应变水平均有降低趋势,最大弹性应变分别为 0.274 61、0.274 38、0.214 31,构型 C 对于减小药柱等效应变的效果明显优于构型 A、构型 B。

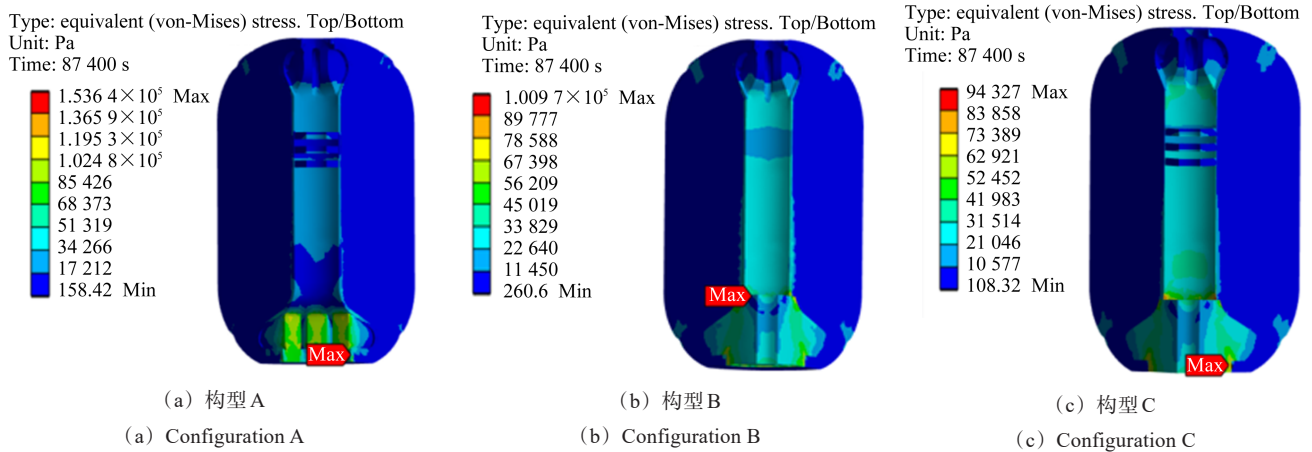


图 12 等效应力云图

Fig. 12 Equivalent stress nephogram

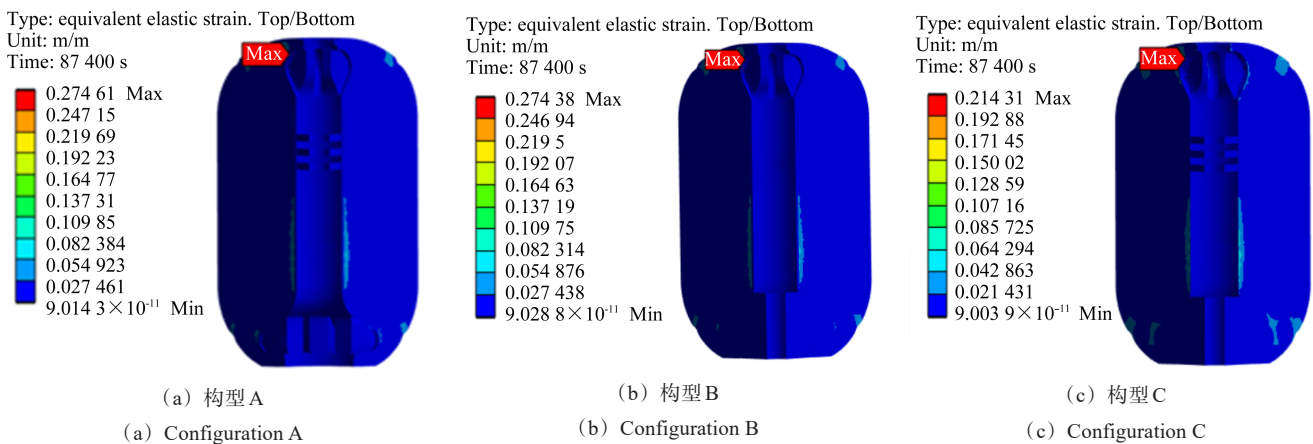


图 13 等效弹性应变云图

Fig. 13 Equivalent elastic strain nephogram

### 2.3.3 结果验证

综合对比分析 3 种构型对药柱总变形、等效应力、等效弹性应变的影响,发现构型 C 增强结构对于长期立贮固体火箭发动机药柱降低应力、应变,尤其是减小蠕变变形的效果最为显著,因此选择构型 C 作为增强结构的优化设计最终方案,得到含增强结构的固体火箭发动机模型(图 14)。

有无增强结构的固体火箭发动机静力学计算结果如表 4 所示,与无增强结构相比,含增强结构的固体火箭发动机药柱在长期立贮状态下总变形量大幅度变小,由 23.299 mm 降低为 13.651 mm,下降约

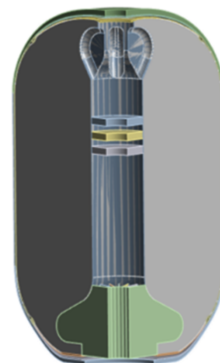


图 14 含增强结构的固体火箭发动机模型

Fig. 14 Solid rocket motor model with the reinforcement structure

41.41%。可见增强结构可有效消除长期重力载荷作用下发动机药柱内部产生的蠕变位移。同时,其等效应力和等效弹性应变也有降低趋势。最大等效应力由 0.132 41 MPa 降低为 0.094 32 MPa,下降约 28.77%;最大等效弹性应变由 0.299 52 降低为 0.214 31,下降约 28.45%。最大应力位置由脱粘层变为前翼位置,且整体分布更加符合理想效果,增强结构对于药柱内部应力有较好的释放作用。因此,增强结构对于降低固体火箭发内部应力、应变,尤其是减小蠕变变形有较好的效果。

表 4 静力学分析结果对比  
Tab. 4 Comparison of static analysis results

结果对比 Comparison of results	无增强结构 Structure without reinforcement	有增强结构 Structure with reinforcement	优化百分比 Optimized percentage/%
总变形 Total deformation/mm	23.299	13.651	41.41
等效应力 Equivalent stress/MPa	0.132 41	0.094 32	28.77
等效弹性应变 Equivalent elastic strain	0.299 52	0.214 31	28.45

### 3 结论

以长期立贮固体火箭发动机为研究对象,为解决蠕变效应对其力学性能的影响,延长贮存寿命,进行了创新设计,提出在其中加入增强结构的新方法,以改善内部应力、应变环境。为达到最优效果,对增强结构进行了拓扑优化,得到如下结论:

1) 经过固化降温 and 长期立式贮存后,固体火箭发动机药柱最大变形位于前翼,最大总变形量为 23.299 mm。最大等效应力为 0.132 41 MPa,位于上脱粘层。最大等效弹性应变为 0.299 52,位于人工脱粘层前缘。蠕变效应对长期贮存固体火箭发动机的力学性能有严重影响。

2) 在静力学分析基础上,进行药柱抗蠕变增强结构设计,对其进行了多工况下的变密度拓扑优化。综合药柱浇注、固化降温 and 蠕变发展 3 个阶段的优化结果,设计了 3 种质量相当,均符合拓扑优化约束条件,且对药柱抗蠕变效应有一定效果的增强结构构型,并分别对其进行仿真计算。

3) 对比分析拓扑优化后增强结构的抗蠕变作用,得到最终设计构型为空心薄壁结构,并在后翼和中段部分设置若干横肋和纵肋,以增强结构刚度。对固体火箭发动机进行几何重构,并进行静力学验证。与无增强结构相比,含增强结构的固体火箭发动机在长期立贮状态下总变形大幅度减小,药柱内部应力和应变

也有降低趋势,验证了优化方案的有效性。

### 参考文献(References)

- [1] 林聪妹,刘世俊,涂小珍,等. TATB 基 PBX 及其改性配方的蠕变性能[J]. 含能材料,2013,21(4):506-511.  
LIN Congmei, LIU Shijun, TU Xiaozhen, et al. Creep properties of TATB-based polymer bonded explosive and its modified formulation[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2013, 21(4):506-511. (In Chinese)
- [2] 林聪妹,刘佳辉,刘世俊,等. F2311 含量对 TATB 基 PBX 蠕变性能的影响[J]. 含能材料,2014,22(6):798-803.  
LIN Congmei, LIU Jiahui, LIU Shijun, et al. Influence of F2311 content on creep performance of TATB-based polymer bonded explosive[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2014, 22(6):798-803. (In Chinese)
- [3] 邓旷威,申志彬,樊自建,等. 长期贮存 HTPB 推进剂蠕变特性分析[J]. 固体火箭技术,2023,46(3):426-432.  
DENG Kuangwei, SHEN Zhibin, FAN Zijian, et al. Analysis on creep characteristics of HTPB propellant in long-term storage[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2023, 46(3):426-432. (In Chinese)
- [4] WANG X, ZHAO R Y, YANG M. Study on constitutive equation of cumulative damage of HTPB propellant[J]. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2019, 358(5):052006.
- [5] 贾卫东,周建,刘亚冰,等. 长期贮存固体火箭发动机界面脱粘安全性研究[J]. 战术导弹技术,2013(5):101-106.  
JIA Weidong, ZHOU Jian, LIU Yabing, et al. Research on the safety of long term storage solid rocket motor with debonded layer[J]. Tactical Missile Technology, 2013(5):101-106. (In Chinese)
- [6] 王永帅,董可海,张波,等. 舰载导弹发动机药柱蠕变损伤研究[J]. 兵工自动化,2017,36(6):80-84.  
WANG Yongshuai, DONG Kehai, ZHANG Bo, et al. A study on creep damage of a shipborne missile motor grain[J]. Ordnance Industry Automation, 2017, 36(6):80-84. (In Chinese)
- [7] 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 Technology, 2010, 33(3):285-288. (In Chinese)
- [8] 国峰楠,李一鸣,李锋锐,等. 可燃芯模材料对环形槽药柱结构完整性影响分析[J]. 固体火箭技术,2023,46(5):747-754.  
GUO Fengnan, LI Yiming, LI Fengrui, et al. Influence of the combustible mold materials on structural integrity of ring groove grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2023, 46(5):747-754. (In Chinese)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 李磊, 段静波, 申志彬, 等. 基于参数化建模的药柱伞盘结构形状优化[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(5): 584-589.
- LI Lei, DUAN Jingbo, SHEN Zhibin, et al. Shape optimization of grain umbrella slot based on parameterized modeling[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011, 34(5): 584-589. (In Chinese)
- [12] 王峥, 胡永强. 固体火箭发动机[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993: 47-52.
- WANG Zheng, HU Yongqiang. Solid rocket motor[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1993: 47-52. (In Chinese)
- [13] 崔家源. 复杂载荷作用下固体火箭发动机药柱损伤评估方法研究[D]. 西安: 火箭军工程大学, 2022: 24-25.
- CUI Jiayuan. Study on the evaluation method of cumulative damage of solid rocket motor grain under complex loads[D]. Xi'an: Rocket Force University of Engineering, 2022: 24-25. (In Chinese)
- [14] ZHANG J B, JU Y T, ZHOU C S. Research on creep characteristics of the double-base solid propellant[J]. Advanced Materials Research, 2012, 591/592/593: 1062-1066.
- [15] 吴轩, 郑健, 许进升, 等. HTPB 固体推进剂蠕变损伤模型研究[J]. 火炸药学报, 2023, 46(3): 260-265.
- WU Xuan, ZHENG Jian, XU Jinsheng, et al. Research on creep damage model of HTPB solid propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2023, 46(3): 260-265. (In Chinese)
- [16] BIHARI B, RAO N, GUPTA M, et al. A study on creep behavior of composite solid propellants using Kelvin-Voigt model[J]. Central European Journal of Energetic Materials, 2017, 14(3): 742-756.
- [17] 张建伟. 固体火箭发动机药柱结构完整性分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2021: 58-60.
- ZHANG Jianwei. Structural integrity analysis of solid rocket motor grain[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 2021: 58-60. (In Chinese)
- [18] 王鑫, 高鸣, 伍鹏, 等. 固体推进剂药柱立式贮存的蠕变效应[J]. 火炸药学报, 2019, 42(2): 160-168.
- WANG Xin, GAO Ming, WU Peng, et al. Research on creep effect of solid propellant grain under vertical storage[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2019, 42(2): 160-168. (In Chinese)
- [19] 苏建河, 尤军锋. ANSYS 程序优化技术在固体火箭发动机设计中的应用[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(5): 337-340.
- SU Jianhe, YOU Junfeng. Application of ANSYS program optimization techniques to solid rocket motor design[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(5): 337-340. (In Chinese)

## Optimization design of anti-creep reinforcement structure for solid rocket motor propellant grain

LIU Mengyang<sup>1</sup> GAO Jingwei<sup>1</sup> YAN Bo<sup>1</sup> ZHANG Xiaofei<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

(2. College of Electrical and Information Engineering, Hunan University, Changsha 410082, China)

**Abstract:** To address the creep issue that arises during the long-term vertical storage of solid rocket motor (SRM), a method was proposed that involved embedding a specially shaped functional combustible core model (reinforcement structure) into the propellant grain matrix without altering the basic structure of the grain. Initially, the distribution patterns of creep in the propellant grain under the coupled effect of solidification cooling and vertical self-weight were analyzed by using three-dimensional numerical simulation methods. Subsequently, the reinforcement structure was designed by using the solid isotropic material with penalization (SIMP) method for topology optimization, determining the geometric configuration of the embedded reinforcement structure. Finally, the final optimized design results were determined through comparative analysis of the anti-creep effect of the topology-optimized reinforcement structure. The research results demonstrate that the deformation stress and strain of the solid rocket motor propellant grain with the reinforcement structure are significantly reduced compared to those without the reinforcement structure, effectively suppressing the creep of the grain.

**Key words:** Solid rocket motor; Creep; Topology optimization; Finite element method

Corresponding author: YAN Bo, E-mail: boyan@nudt.edu.cn

Fund: National Natural Science Foundation of China (52375278)

Received: 2024-05-20 Revised: 2024-07-26