

立式贮存固体火箭发动机装药可靠性及影响因素研究^{*}

王 鑫¹, 赵汝岩¹, 高 鸣², 李金飞¹, 刘 磊¹

(1. 海军航空大学 岸防兵学院, 山东 烟台 264001;

2. 海军装备研究院, 北京 100161)

摘 要: 为了研究立式贮存对发动机药柱贮存可靠性的影响, 开展基于全寿命周期载荷的固体火箭发动机药柱可靠性研究。在通过高温加速老化试验获取贮存温度下推进剂延伸率随贮存时间的变化规律基础上, 开展考虑老化、温差、重力和弹射过载与内压联合载荷下的发动机随机有限元分析, 获取药柱危险点应变均值和标准差变化规律, 并计算不同工况下药柱可靠度, 得到老化时间和静态立式贮存次数对贮存可靠性的影响; 进而开展发动机实测振动载荷数值模拟和动态疲劳损伤计算, 得到动态立贮次数与药柱可靠性的关系, 最后进行灵敏度分析, 获取影响因素重要度。结果表明: 药柱点火可靠度与立贮次数之间可用负指数函数进行表示, 以0.9为可靠性下限, 老化0, 5, 10和15年后发动机可允许的动态立贮次数分别为19, 11, 2和0次。

关键词: 固体火箭发动机; 立式贮存; 加速老化试验; 随机有限元; 可靠性; 灵敏度分析; 药柱

中图分类号: V435 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2020) 08-1823-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190224

Reliability and Influencing Factors of Solid Rocket Motor Grain under Vertical Storage

WANG Xin¹, ZHAO Ru-yan¹, GAO Ming², LI Jin-fei¹, LIU Lei¹

(1. Coast Defense College, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;

2. Naval Academy of Armament, Beijing 100161, China)

Abstract: To study the effects of vertical storage on the storage reliability of motor grain, the grain reliability of a solid rocket motor based on life-cycle loadings is carried out. On the basis of the variation rules of propellant elongation with storage time at storage temperature obtained by accelerated aging test at high temperature, the stochastic finite element analysis of motor grain under the combination of aging, temperature difference, gravity, ejection overload and pressure is carried out, and the average and standard value of grain strain of dangerous location are also obtained. Then by calculating the reliability under different conditions, the effects of aging year and storage times on reliability were also obtained. Moreover, the numerical modeling and the calculation of dynamic fatigue damage under actual vibration loadings are carried out, and then the relationship of dynamic vertical times and reliability is obtained. Finally, sensitive analysis is carried out to acquire the order of importance of all parameters. Result shows that it can be represented by a negative exponential function between the ignition reliability and vertical storage times, the allowable dynamic vertical storage times of the motor with 0.9 reliability lower limit during 0, 5, 10 and 15 years of aging time is 19, 11, 2, and 0, respectively.

^{*} 收稿日期: 2019-04-31; 修订日期: 2019-06-17。

基金项目: 预研重点基金 (9140A28010215JB14073)。

作者简介: 王 鑫, 博士生, 研究领域为固体火箭发动机可靠性评估。E-mail: 947017371@qq.com

引用格式: 王 鑫, 赵汝岩, 高 鸣, 等. 立式贮存固体火箭发动机装药可靠性及影响因素研究[J]. 推进技术, 2020, 41(8): 1823-1830. (WANG Xin, ZHAO Ru-yan, GAO Ming, et al. Reliability and Influencing Factors of Solid Rocket Motor Grain under Vertical Storage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1823-1830.)

Key words: Solid rocker motor; Vertical storage; Accelerated aging test; Stochastic finite element; Reliability; Sensitive analysis; Grain

1 引言

可靠性工程一直是各行各业研究和关注的课题,对于固体火箭发动机而言,其全寿命周期载荷较为复杂,且其贮存时间又占据着全寿命的绝大部分,因此开展固体发动机贮存可靠性研究具有重要意义。同时,根据国内外多年使用与研究经验,固体发动机可靠性主要由药柱决定,只要药柱在贮存过程中不发生结构性破坏与失效,并且在发射过程中保证结构完整性,发动机一般情况下可以满足要求。基于此,国内外研究学者对于固体发动机可靠性的研究主要集中在药柱的结构完整性上^[1-2]。

固体发动机药柱结构完整性受其载荷历程、材料参数、自身结构等多方面因素共同决定,由于各阶段各属性的不确定性,将参数看作常数进行确定性有限元分析所获取的可靠性指标并不准确,因此采用不确定性分析方法来分析药柱的结构完整性已成为主要研究方向。朱卫兵^[3]进行了发动机在轴向过载和公路运输随机振动条件下的可靠性分析和累积损伤计算。唐国金等^[4]利用随机有限元方法和推进剂老化试验结果,分析了不同贮存期药柱的结构可靠度。田四朋^[5]和 Bing Long 等^[6]分别采用三维粘弹性响应面随机有限元和积分型随机有限元方法,对不同载荷下固体发动机药柱的可靠性进行了分析。高鸣等^[7]以药柱力学性能变化引起发动机点火可靠性降低为依据,预估了发动机寿命。陈海建等^[8]将蒙特卡洛随机有限元、RBF神经网络方法相结合,杨继坤等^[9]将GM-RBF网络模型、修正的阿伦尼乌斯方程和加速老化试验结果相结合,分别组合预测了发动机寿命。

在以上的研究中,虽然采用随机有限元分析方法减少了由于参数不确定性带来的结果误差,但是对于立式贮存固体发动机而言,其长期往复的动态立式贮存过程不可忽视,药柱在贮存过程中由于自身重力和周期性的振动载荷会产生不可恢复的累积损伤,进而影响后续的发射过程。因此仅以老化时间作为衡量发动机贮存过程的影响并不完全准确,基于此,王永帅等^[10]对舰载导弹固体发动机蠕变损伤进行研究,得出发动机蠕变规律。袁军等^[11]开展了大型固体发动机立式贮存状态下固化降温、重力和内压联合作用的仿真分析,并将结果与立式贮存试验进行对比,二者趋势一致。曲凯等^[12]开展了界

面定应力往复剪切试验,进行了发动机在不同海况下的有限元计算,并基于雨流计数法和 Miner 线性累积损伤理论计算了界面累积损伤。笔者^[13]之前针对 HTPB 推进剂开展了蠕变-疲劳交互试验,拟合了损伤本构方程,进而获取了发动机周期性动态立贮半年时间的耦合损伤。

本文基于立式贮存固体火箭发动机的特殊性,结合推进剂高温加速老化试验和发动机贮存过程中联合载荷作用下的有限仿真分析,获取了药柱贮存可靠性与立式贮存次数之间的关系,并获取影响计算结果的重要因素,为发动机可靠性设计、动态立式贮存方案规划与寿命评估提供一定的依据。

2 可靠性评估模型

2.1 加速老化试验

本文以固体火箭发动机为研究对象,其全寿命周期需经历固化降温、老化贮存、往复的立式贮存和周期振动,以及最后的点火发射载荷。药柱所用材料为 HTPB 复合固体推进剂,试验依照 QJ2328A-2005《复合固体推进剂高温加速老化试验方法》规定执行,标准中给出了三种模型来处理老化数据,即

$$P = P_0 + Kt \quad (1)$$

$$P = P_0 \exp(-Kt) \quad (2)$$

$$P = P_0 + K \lg t \quad (3)$$

式中 P_0 为初始性能, P 为某一时刻性能, K 为与温度相关的速率常数,认为其服从阿伦尼乌斯方程。

$$K = A \exp(-E/(RT)) \quad (4)$$

式中 A 为频率因子, R 为气体常数, E 为活化能。

按照标准中数据处理方法,给出贮存温度 T_s 下 K 的上限值

$$K_s = \exp(\xi + \zeta/T_s + t_\alpha S) \quad (5)$$

式中 S 为 $\ln K$ 的标准差, t_α 为置信概率为 $1 - \alpha$ 时 t 分布值, ξ 和 ζ 为待定系数。

随后,即可得到贮存温度下老化性能随时间的变化规律。

2.2 可靠度指标求解

令 $I(t)$ 和 $S(t)$ 分别表示 t 时刻与强度和结构相关的随机参数,药柱破坏准则采用 Von-Mises 应变准则。因此,对于固体发动机而言,二者分别表示 t 时刻固体推进剂的最大延伸率和发动机药柱的最大 Von-Mises 应变。则可靠度可表示为

$$R(t) = P(Z(t) > 0) = P(I(t) - S(t) > 0) \quad (6)$$

设定 $I(t)$ 和 $S(t)$ 服从正态分布, 并且相互独立, 则可靠度指标可表示为

$$\beta(t) = \frac{\mu_z(t)}{\sigma_z(t)} = \frac{\mu_I(t) - \mu_S(t)}{\sqrt{\sigma_I^2(t) + \sigma_S^2(t)}} \quad (7)$$

失效概率为

$$P(t) = 1 - \Phi(\beta(t)) \quad (8)$$

式中 $\Phi(\cdot)$ 为标准正态分布的累积分布函数。

基于此, 可以根据加速老化试验和随机有限元分析获取推进剂最大延伸率和药柱危险点位置最大 Von-Mises 应变的变化规律, 进而求得各个时刻的药柱可靠度。

3 发动机药柱可靠性评估

3.1 推进剂力学性能变化规律

试验条件选取 50℃, 60℃ 和 70℃ 三个试验温度, 试验同时进行, 并逐月选取 14 个测点, 每个试验温度、每个时间测点选取 5 个试件, 取平均值作为最后结果, 并根据各组试验数据记录标准差。

试验结果如图 1 和图 2 所示, 随着老化时间的延长, 推进剂延伸率逐渐降低, 初始模量逐渐增大。

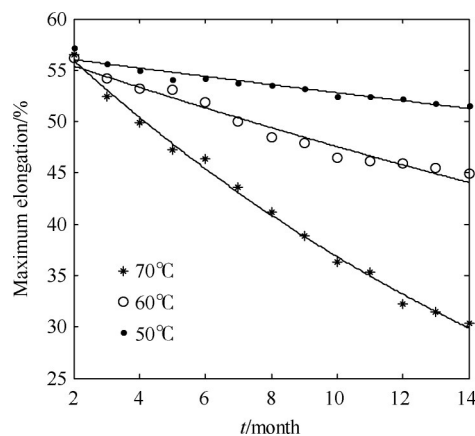


Fig. 1 Variation of the maximum elongation

对推进剂力学性能试验结果进行处理, 采用式 (2) 表示最大延伸率 ε 变化规律, 将拟合结果列于表 1 中。

Table 1 Calculation results of the maximum elongation		
$T/^\circ\text{C}$	Fitting equation	ψ
50	$\varepsilon = \exp(4.0408 - 0.0074t)$	0.9975
60	$\varepsilon = \exp(4.0530 - 0.0191t)$	0.9843
70	$\varepsilon = \exp(4.1294 - 0.0523t)$	0.9853

Notes: ψ is correlation coefficient, the same as Table 3 and Table 4 below.

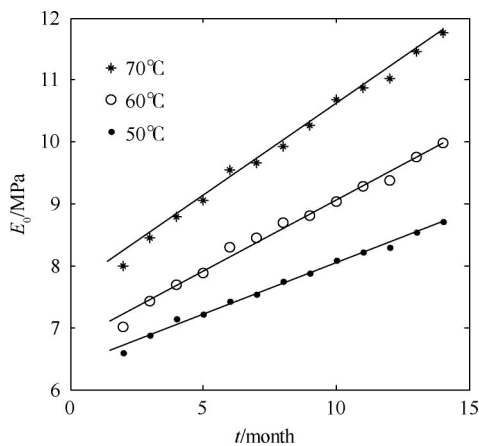


Fig. 2 Variation of the initial modulus

最后推导出贮存温度下推进剂最大延伸率随时间的变化规律。

$$\varepsilon_m = 60.4 \times \exp(-\exp(30.3979 - 10836/T_s) \times t) \quad (9)$$

同时为后续仿真和可靠度计算提供依据, 给出贮存温度下初始模量 E_0 和延伸率标准差 δ_ε 随老化时间的变化方程, 各老化温度下随时间呈线性关系较为明显, 因此采用式 (1) 进行拟合, 即

$$E_0 = 5.937 + \exp(8.4118 - 3311/T_s) \times t \quad (10)$$

$$\delta_\varepsilon = 0.008 + \exp(12.221 - 5994.1/T_s) \times t \quad (11)$$

3.2 三维粘弹性有限元分析

3.2.1 模型建立

固体火箭发动机燃烧室由壳体、绝热层、衬层及药柱等几部分组成, 具有三维对称结构, 因此选取可计算的最小结构 (1/16 模型) 进行计算, 发动机结构如图 3 所示。



Fig. 3 Structure of 1/16 motor

3.2.2 边界及载荷

考虑固体发动机全寿命周期中的固化降温、老化贮存、立式贮存 (包括静态贮存和动态贮存) 以及点火发射几个阶段, 除了动态立式贮存阶段经受不对称但具有一定周期性的振动载荷外, 其余阶段均为对称性载荷, 因此单独进行振动载荷下的有限元分析, 其余阶段均采用 1/16 模型进行计算, 计算过程中, 0° 和 22.5° 面施加对称约束, 壳体施加固定约束, 各组件之间施加绑定约束, 并设置前后人工脱粘结构, 人工脱粘层应力释放。

仿真过程主要分为以下两种载荷工况: (I) 固化

降温-老化贮存-静态立贮-点火发射;(II)固化降温-低频振动。即在发动机固化降温的基础上,考虑老化、立贮、振动等对点火发射的影响,仅通过调整不同分析步推进剂模量值以实现老化因素的关联,并未考虑其它因素,立式贮存通过添加前期推进剂蠕变试验结果拟合得到的蠕变参数来实现。

各子阶段载荷及材料参数如表2所示,表中仅给出了未老化推进剂的松弛结果,松弛模量通过松弛试验以 Prony 级数形式拟合得到。

Table 2 Material and loading parameters of motor

Parameter		Pattern	$\bar{X}$	σ_X
Gravity	$g/(\text{mm}\cdot\text{s}^{-2})$	Certain	9800	—
Temperature	$T/^\circ\text{C}$	Normality	30	1.8
Initial modulus	E_0/MPa	Normality	5.973	0.15
Infinite modulus	E_∞/MPa	Normality	1.037	0.01037
Density	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	Certain	1800	—
Poisson's ratio	ν	Normality	0.495	1.465×10^{-3}
Creep 1	A	Normality	0.028	8.4×10^{-4}
Creep 2	m	Normality	-0.8294	0.04147
Creep 3	n	Normality	1.14	0.0114

Notes: $\bar{X}$ and σ_X express the mean value and standard difference of all parameters.

后续分别开展工况(I)和(II)的确定性有限元分析和工况(I)的随机有限元分析,前者输入表2中的均值,后者输入表2中均值与标准差的抽样结果。通过工况(I)确定性有限元分析可以获取药柱危险点位置,随机有限元分析可以计算不同老化时间和立贮次数下点火应变均值和标准差,在结合推进剂老化试验获取的延伸率结果计算药柱可靠性的同时,还可以与确定性有限元分析结果相互验证,其中立贮时间为0时表示发动机固化降温后直接点火发射;利用工况(II)确定性有限元分析可以获取发动机药柱动态立贮的累积损伤,并通过损伤比例推导动态立贮的可靠度,由于疲劳损伤一般随立贮时间呈线性关系,因此此处未考虑老化因素的影响。

3.3 确定性有限元分析结果

对工况(I)中老化时间和立贮次数进行修改,药柱点火过程危险点位置不发生变化,记为点O,以老化15年发动机立式贮存3次这一具体工况为例,给出点火发射后的应变云图,如图4所示。

对工况(II)进行有限元分析时,振动载荷选取位于导弹发射箱内的传感器监测结果,由于监测装置的存储限制,对振动载荷进行间断监测,仅选取60s作为最终计算结果。立式值班过程发动机三轴加速

度如图5所示,其中 a_x 、 a_y 和 a_z 分别为纵摇、横摇及垂向加速度。

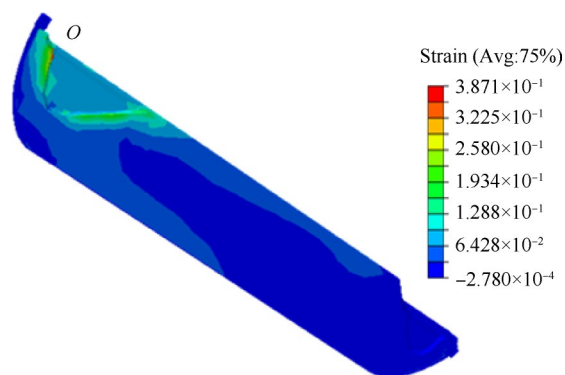


Fig. 4 Cloud of Von-Mises strain

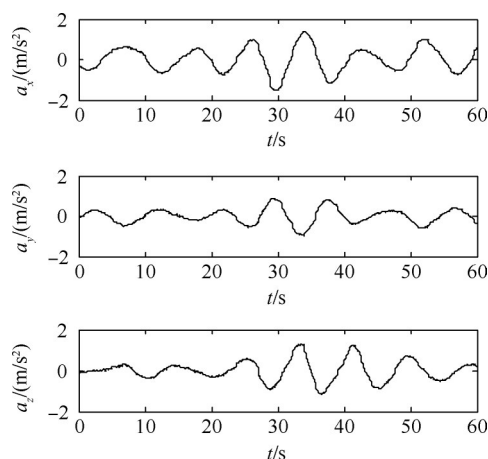


Fig. 5 Monitoring results of three direction acceleration

经仿真可得,药柱内部各点产生周期性的应力和应变,药柱头部和尾部应力幅值大于中孔位置,且各处应力幅值在一个数量级之内,各点疲劳损伤相差不大。因此,以危险点O为基础计算药柱疲劳损伤,并绘制应力-时间曲线如图6所示。

基于雨流计数法^[14-15]和疲劳本构方程^[13]计算其疲劳损伤 D_f 。经计算,动态立贮半年发动机药柱的疲劳

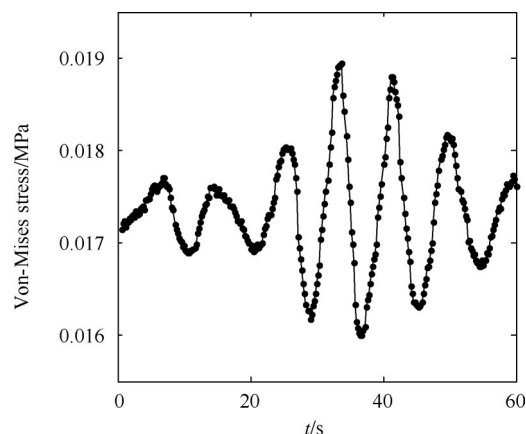


Fig. 6 Stress-time curve of point O

损伤 D_f 为 0.0151。结果表明,药柱在周期性载荷作用下贮存半年,寿命比正常老化贮存降低 1.51%。

3.4 随机有限元分析结果

随机有限元分析中选取 Monte Carlo 中的超立方拉丁法进行,相比于直接法,提高了抽样效率,避免重复抽样^[7]。将载荷和推进剂力学性能中的部分参数看作正态分布随机变量,其余变量看作常值,如表 2 所示。以表 2 中随机结构参数为输入,进行不同老化时间和立贮次数后点火发射下的随机有限元分析。由于计算过程涉及多个载荷步,且计算工况较多,一次完整计算耗时较长,因此将抽样数量定为 100。

3.4.1 抽样过程

以未老化发动机立式贮存半年后点火发射为例进行分析,图 7 为推进剂泊松比的抽样过程。100 次抽样结果服从正态分布,均值为 0.4949985,标准差为 0.001442,二者与输入值相差无几,认为抽样结果较好。

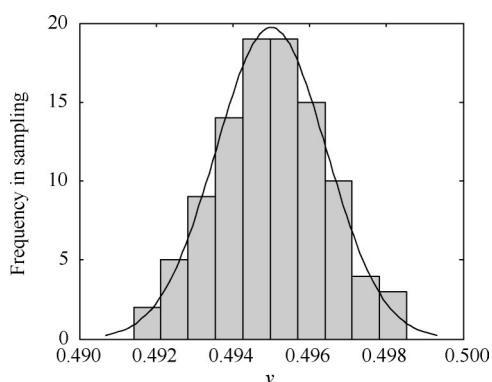


Fig. 7 Sampling process of ν

3.4.2 计算结果

100 次抽样并进行联合载荷下的仿真后,危险点 Von-Mises 应变概率分布如图 8 所示。

未老化发动机立贮半年后危险点应变平均值为 0.4582,标准差为 0.0369。同时未老化时推进剂的最大延伸率为 0.604,标准差为 0.008,则经计算可得到

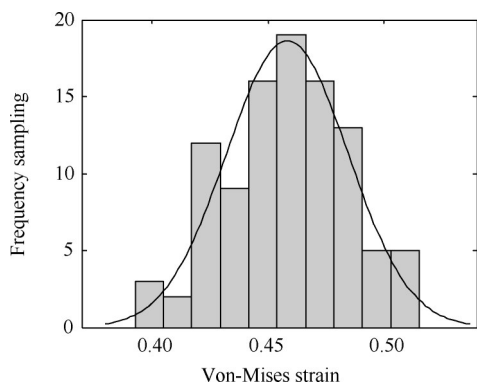


Fig. 8 Max strain probability distribution of grain

可靠性指标和可靠度分别为

$$\beta = \frac{\mu_z}{\sigma_z} = \frac{0.604 - 0.4582}{\sqrt{0.0369^2 + 0.008^2}} = 3.8582$$

$$R = \Phi(3.8582) = 0.9999$$

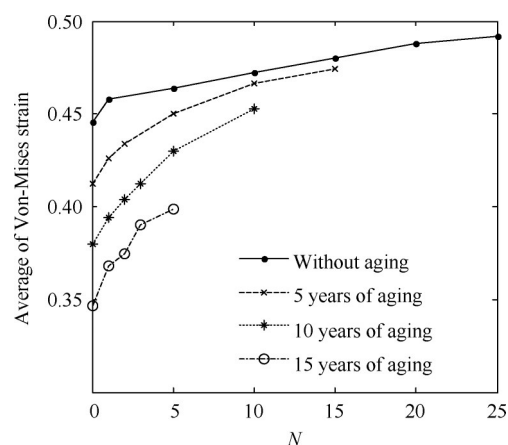
结果表明,未老化发动机经一次静态立式贮存后可以实现安全点火,且点火可靠性较高。另外,该工况下确定有限元应变结果为 0.4562,与随机有限元相对误差为 0.44%,且各不同工况下二者相对误差均值小于 1.5%,也进一步验证了抽样方法和抽样次数的可行性。

3.4.3 静态立贮次数与可靠度关系

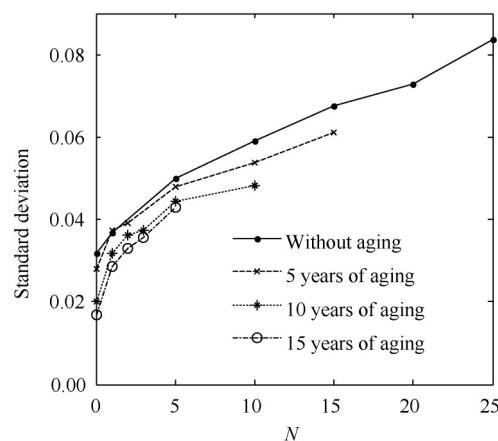
在此基础上,计算不同老化时间和不同立贮次数下药柱可靠度指标,根据延伸率大于 40% 作为药柱初始寿命依据,得出其贮存寿命大于 15 年,因此计算工况中老化时间分别取为 0, 5, 10 和 15 年,各老化贮存后的立贮次数(周期为半年)取 0~25 次不等,记为 N 。

各工况下应变均值和标准差随 N 变化规律如图 9 所示。

经过计算发现,同等立贮次数下,随着老化时间



(a) Strain average



(b) Strain standard deviation

Fig. 9 Variation of strain at different cases

的增加,危险点应变均值和标准差均降低;同等老化时间下,随着立贮次数的增加,危险点应变均值和标准差均增加。

根据可靠度指标和可靠度计算方法,求解各工况下指标如图 10 所示。随着立贮次数和老化时间的增加,发动机可靠度指标逐渐降低,可靠性减小。

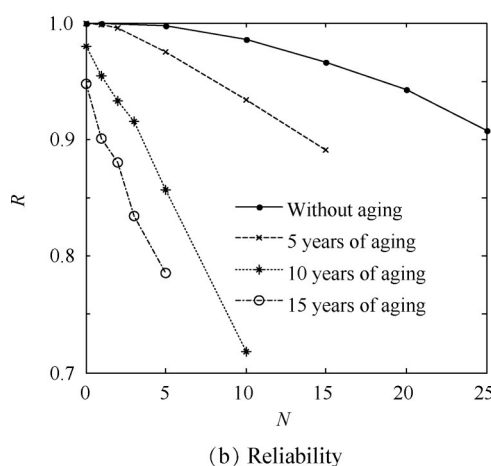
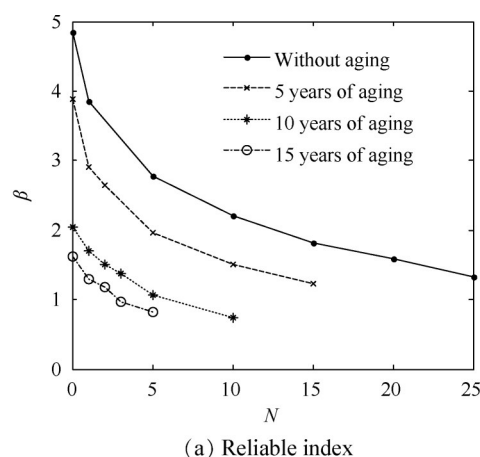


Fig. 10 Variation of reliable index and reliability with N under vertical static storage

对图 10(a)各点进行拟合,采用式(12)可较好地反应可靠性指标的变化趋势。

$$\beta(N) = C_1 \exp(C_2 N) + C_3 \exp(C_4 N) \quad (12)$$

将不同老化时间下各参数拟合值及相关系数结果列于表 3 中。

结果表明,相关系数拟合值超过 99%,拟合结果

Table 3 Parameters of reliable index under static storage

Time/year	C_1	C_2	C_3	C_4	ψ
0	1.618	-0.764	3.231	-0.03643	0.9992
5	1.331	-0.8397	2.531	-0.04968	0.9956
10	0.508	-0.5287	1.531	-0.08234	0.9968
15	0.4748	-0.7636	1.150	-0.06982	0.9902

较好。若以 0.95 为可靠性下限,各老化时间下的立贮次数分别为 18, 8, 1 和 0,若以 0.9 为可靠性下限,立贮次数分别为 25, 13, 3 和 1。同时,发动机老化 15 年后不经立式贮存时进行点火发射可靠性为 0.9352,若对其进行一次静态立贮后点火,其可靠性降为 0.901。

3.4.4 考虑动态立贮的可靠度求解

令疲劳损伤值为 D_f ,动态立贮一次发动机药柱疲劳损伤值前面已经给出,即 $D_0 = 0.15$ 。由于疲劳损伤随立贮时间线性增加,在此认定损伤与可靠性指标呈负线性关系。因此,动态立贮下发动机药柱的可靠度指标 β_f 可表示为

$$\beta_f = \beta(1 - D_f) \quad (13)$$

$$D_f = D_0 \times N \quad (14)$$

基于式(13)和式(14)可求得动态立贮条件下的药柱可靠度。动态立贮条件下,各计算工况可靠性指标和可靠度相比于静态立贮均有所降低,但整体趋势一致,如图 11 所示,并对方程参数进行修正,如表 4 所示。

同样地,若以 0.95 为可靠性下限,各老化时间下的立贮次数分别为 14, 7, 1 和 0,若以 0.9 为可靠性下

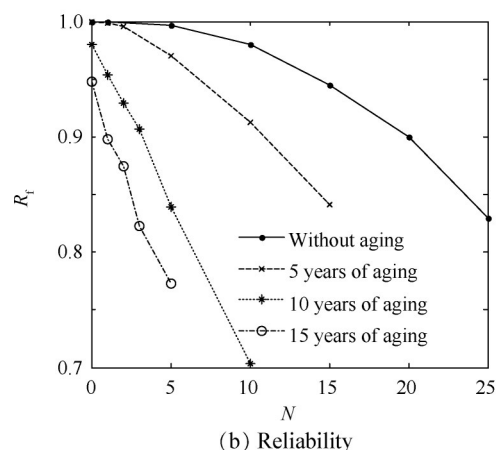
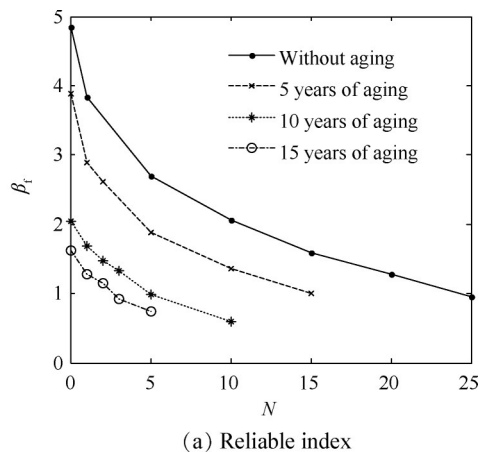


Fig. 11 Variation of reliable index and reliability with N under dynamic vertical storage

Table 4 Parameters of reliable index under dynamic storage

Time/year	C_1	C_2	C_3	C_4	ψ
0	1.4030	-0.9071	3.449	-0.05093	0.9998
5	1.1560	-1.0210	2.712	-0.06808	0.9969
10	0.2054	-1.5080	1.841	-0.11620	0.9981
15	0.4080	-0.8384	1.217	-0.09959	0.9992

限,立贮次数分别为 19,11,2 和 0。同时,发动机老化 15 年后不经立式贮存时进行点火发射,可靠性仍然为 0.9352,若对其进行一次静态立贮后点火,其可靠性降为 0.8982。

因此对需立式贮存的发动机应准确把握其前期老化时间,并根据可靠性来确定可允许的立式贮存次数,以免引起贮存后点火失败的风险。

3.4.5 灵敏度分析

为了考察各随机参数对发动机点火发射过程危险点应变的影响,开展不同工况下应变灵敏度分析,以未老化无立贮、未老化立贮 1 次,20 次和老化 5 年,10 年立贮 1 次五种贮存条件后点火发射为例,给出灵敏度分析结果,如图 12 所示。

从图 12(a)~(c)可以看出,随着立贮次数从无到有,到再度增加, T 的影响逐渐降低, m 影响逐渐增大,并伴随着 A , n 和 E 逐渐对结果产生影响;从图 12

的(b),(d)和(e)可以看出,随着老化时间的增加, v 影响逐渐降低, m 影响缓慢增加。从整体来看,各工况下 v 对 Von-Mises 应变影响最大,有立贮时 m 产生较大影响,在老化时间足够长或者立贮次数足够大时, E 影响逐渐显现。

因此应密切关注敏感参数,尤其对蠕变参数 m 和 v 值应准确获取,可为发动机可靠性设计提供一定的依据。

4 结 论

本文开展立式贮存固体发动机可靠性评估及影响因素分析工作,得出以下结论:

(1)老化试验表明,随着老化时间的增加,推进剂模量逐渐增加,延伸率逐渐降低,二者标准差逐渐增加。仿真结果表明,在联合载荷的作用下,药柱危险点应变发生在前翼附近,中孔位置应变次之;动态立贮半年的疲劳损伤为 0.0151。

(2)100 次超立方拉丁抽样满足要求,且随着老化时间的增加,应变均值和标准差减小;随着立贮次数增加,应变均值和标准差增加。

(3)可靠性指标随立贮次数的关系可用负指数函数进行表示,相关系数较高。发动机老化一定时间后可许用的动态立贮次数低于静态立贮次数。以 0.9 为可靠性下限,老化 0,5,10 和 15 年后发动机可允许的动态立贮次数分别为 19,11,2 和 0 次。

(4)泊松比和蠕变参数 m 对点火应变影响一直较大,随着立贮次数的增加,模量等参数的影响也逐渐得以体现。需准确把握重要参数,并适当考虑变泊松比下的装药仿真研究。

文中选取振动载荷时间较短,后续应考虑建立发动机振动载荷谱,以更有效地模拟实际值班情况。

致 谢:感谢预研重点基金的资助。

参考文献

[1] Marimuthu R, Nageswara B. Development of Efficient Finite Elements for Structural Integrity Analysis of Solid Rocket Motor Propellant Grains[J]. *International Journal of Pressure Vessels and Piping*, 2013, 111: 131-145.

[2] Raouf N, Pourtakdoust H, Ashouri Amin Abadi B, et al. Structural Reliability Analysis of Solid Rocket Motor with Ellipsoidal[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, 53(2): 389-392.

[3] 朱卫兵. 固体火箭发动机药柱结构完整性及可靠性分析[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2005.

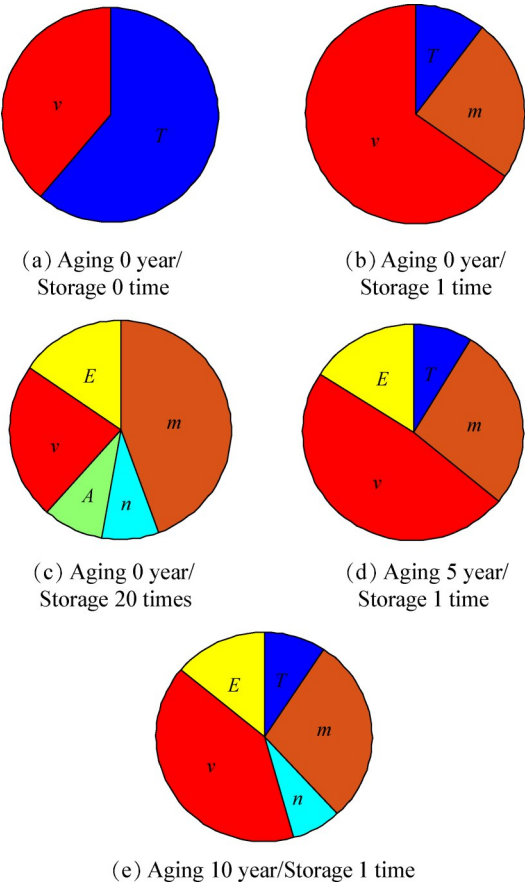


Fig. 12 Results of sensitivity analysis

- [4] 唐国金, 申志彬, 田四朋, 等. 固体火箭发动机药柱概率贮存寿命预估[J]. 兵工学报, 2012, 33(3): 301-306.
- [5] 田四朋. 固体火箭发动机药柱三维粘弹性响应面随机有限元分析[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(1): 17-20.
- [6] Bing Long, Xin Long Chang, Bin Jian, et al. Analysis on the Structural Reliability of Solid Rocket Motor Grains [C]. Xi'an: The 2012 2nd International Conference on Frontiers of Manufacturing Science and Measuring Technology, 2012.
- [7] 高 鸣, 徐廷学. 固体火箭发动机药柱可靠性及寿命预估研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 220-224.
- [8] 陈海建, 石伟峰. 导弹固体火箭发动机贮存寿命预测方法研究[J]. 现代防御技术, 2016, 44(3): 148-153.
- [9] 杨继坤, 徐廷学, 董 琪, 等. 固体火箭发动机装药贮存寿命预测方法[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 416-421. (YANG Ji-kun, XU Ting-xue, DONG Qi, et al. Propellant Storage Life Prediction for Solid Rocket Motor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 416-421.)
- [10] 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.
- [11] 袁 军, 任 萍, 何高让. 大型固体发动机燃烧室立式贮存研究[J]. 固体火箭技术, 2014, 37(6): 809-813.
- [12] 曲 凯, 张 杰, 张旭东. 舰船运动对固体火箭发动机粘接界面疲劳损伤研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(8): 986-990.
- [13] 王 鑫, 高 鸣, 陈思彤, 等. 艇载固体发动机药柱蠕变-疲劳损伤分析[J]. 推进技术, 2019, 40(4): 922-929. (WANG Xin, GAO Ming, CHEN Si-tong, et al. Creep-Fatigue Damage Analysis of Solid Rocket Motor Grain On-Board [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(4): 922-929.)
- [14] 刘 华, 李旭昌, 冯锦虎, 等. 固体推进剂药柱在振动载荷作用下的结构完整性分析[J]. 战术导弹技术, 2009, (5): 10-14.
- [15] 李高春, 董可海, 张 勇, 等. 环境温度作用下固体火箭发动机药柱的累积损伤规律[J]. 火炸药学报, 2010, 33(4): 19-22.

(编辑: 朱立影)