

武器装备

复合固体推进剂定应变-温度循环加速 试验方法研究

魏小琴^{1,2,3}, 李晗^{1,2}, 赵阳^{1,2}, 李泽华^{1,2}, 赵方超^{1,2}

(1. 西南技术工程研究所, 重庆 400039; 2. 中国兵器装备集团弹药贮存环境效应重点实验室, 重庆 400039; 3. 漠河大气环境材料腐蚀国家野外科学观测研究站, 黑龙江 漠河 165301)

摘要: **目的** 建立复合固体定应变-温度循环加速试验方法。**方法** 采用 MSC.PATRAN 有限元分析软件, 仿真计算某型贴壁浇铸固体火箭发动机从零应力温度(68℃)固化降温至常温(20℃)的极值点 von Mises 应变最大值, 利用自制应变加载装置对复合固体推进剂施加定应变。分析固体火箭发动机长期库房贮存温度变化规律, 在兼顾模拟性和加速性的基础上, 设计并开展复合固体推进剂在 4 组不同应力水平下的温度循环加速试验。选用合适的性能退化模型和加速寿命模型, 评估复合固体推进剂的可靠库房贮存寿命。

结果 某型固体火箭发动机从零应力温度固化降温至常温的极值点 von Mises 应变最大值为 9.4%, 复合固体推进剂 4 组温度循环加速试验的最高试验温度分别为 75、75、60、60℃, 温差分别为 5、10、15℃, 单个循环时长均为 24 h。复合固体推进剂在 4 组温度循环加速试验条件下的老化性能参数均为最大抗拉强度保留率, 且在置信度为 0.9 时, 其退化规律均符合指数型性能老化数学模型。结合失效临界值, 计算出置信度 0.9 时的最低加速寿命分别为 59、100、203、342 d。基于修正 Coffin-Manson 模型, 利用多元回归分析方法, 计算得到复合固体推进剂在长期库房贮存环境(最高温度 298 K, 年平均温差 15 K)下, 置信度 0.9 时的最低贮存寿命为 20 a。**结论** 在兼顾模拟性和加速性的基础上, 建立了复合固体推进剂定应变-温度循环加速试验方法, 并利用指数型性能退化模型和修正 Coffin-Manson 加速寿命模型, 快速获得复合固体推进剂的最低库房贮存寿命, 为下一步开展固体火箭发动机装药贮存寿命预估奠定基础。

关键词: 复合固体推进剂; 定应变; 温度循环; 加速试验方法; 修正 Coffin-Manson 模型; 可靠贮存寿命
中图分类号: V512 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9242(2022)05-0065-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.05.008

Accelerated Test Method of Composite Solid Propellant with Constant Strain-Temperature Cycle

WEI Xiao-qin^{1,2,3}, LI Han^{1,2}, ZHAO Yang^{1,2}, LI Ze-hua^{1,2}, ZHAO Fang-chao^{1,2}

(1. Southwest Institute of Technology and Engineering, Chongqing 400039, China; 2. Key Laboratory of Ammunition Storage Environmental Effects of China South Industries Group Co., Ltd., Chongqing 400039, China; 3. Mohe National Field Scientific Observation and Research Station for Atmospheric Environmental Material Corrosion, Heilongjiang Mohe 165301, China)

收稿日期: 2021-11-29; 修订日期: 2021-12-23

Received: 2021-11-29; Revised: 2021-12-23

作者简介: 魏小琴(1981—), 女, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为装备环境适应性。

Biography: WEI Xiao-qin (1981—), Female, Master, Senior engineer, Research focus: equipment environmental adaptability.

通讯作者: 赵方超(1987—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为装备环境适应性。

Corresponding author: ZHAO Fang-chao(1987—), Male, Doctor, Senior engineer, Research focus: equipment environmental adaptability.

引文格式: 魏小琴, 李晗, 赵阳, 等. 复合固体推进剂定应变-温度循环加速试验方法研究[J]. 装备环境工程, 2022, 19(5): 065-072.

WEI Xiao-qin, LI Han, ZHAO Yang, et al. Accelerated Test Method of Composite Solid Propellant with Constant Strain-Temperature Cycle[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(5): 065-072.

ABSTRACT: This paper is to establish a accelerated test method of composite solid constant strain-temperature cycle. The finite element analysis software MSC.PATRAN was used to simulate and calculate the maximum von Mises strain at the extreme point where a certain type of case-bonded casting solid rocket motor solidifies and cools from zero stress temperature (68 °C) to normal temperature (20 °C). The self-made strain loading device was used to apply a certain strain to the composite solid propellant. The temperature change law of the long-term warehouse storage of the solid rocket motor was analyzed, and then the temperature cycle acceleration test of composite solid propellant under four groups of different stress levels were designed and carried out on the basis of taking into account simulation and acceleration. Appropriate performance degradation model and accelerated life model were selected to evaluate the reliable warehouse storage life of composite solid propellant. The maximum von Mises strain at the extreme point where a certain type of case-bonded casting solid rocket motor solidifies and cools from zero stress temperature to normal temperature was 9.4%. The highest test temperatures of the 4 groups of temperature cycle accelerated tests of composite solid propellants were 75, 75, 60, 60 °C, and the temperature differences were 5, 10, 15 °C, and the duration of a single cycle was 24 h. The aging performance parameters of composite solid propellant under four temperature cycle accelerated test conditions were the maximum tensile strength retention rate, and the degradation law of the maximum tensile strength retention rate was conformed to the exponential performance aging mathematical model when the confidence level was 0.9. Combined with the critical value of failure, the minimum accelerated life with a confidence level of 0.9 is calculated to be 59, 100, 203, and 342 d, respectively. Based on the modified Coffin-Manson model and using the multiple regression analysis method, it was calculated that the minimum storage life of the composite solid propellant in the long-term warehouse storage environment (the maximum temperature was 298 K, and the annual average temperature difference was 15 K) with a confidence level of 0.9 was 20 years. On the basis of taking into account simulation and acceleration, a constant strain-temperature cycle accelerated test method for composite solid propellants was established, and the exponential performance degradation model and the modified Coffin-Manson accelerated life model were used to quickly obtain the minimum warehouse storage life of composite solid propellants and lay the foundation for the storage life estimation of solid rocket motors.

KEY WORDS: composite solid propellant, constant strain, temperature cycle, accelerated test method, modified Coffin-Manson model; reliable storage life

固体火箭发动机在库房长期贮存时,由于弹衣包装和壳体包覆,发动机装药一般不直接接触外界环境介质,主要在环境温度的作用下发生损伤。如固体推进剂的粘合剂、某些添加剂热降解^[1-8],粘合剂与氧化剂相互作用^[9-11],固体推进剂内部疏松,甚至产生裂纹,固体推进剂/衬层/绝热层/壳体等粘接界面发生脱粘等^[12-14],引起固体火箭发动机贮存性能下降,甚至失效。

国内外针对固体火箭发动机贮存性能老化试验方法开展了大量研究^[15-17],部分已形成相关标准。如美国军用规范 MIL-R-23139B 规定固体火箭发动机在其规定的极限高、低温下分别贮存 6 个月后,如果静止试验的工作性能符合要求,则其最低贮存寿命为 5 a。意大利规定“阿斯派德”导弹固体火箭发动机在 71 °C 条件下贮存 13 周,相当于在意大利的自然环境下贮存 7~8 a。我国 GJB9722—2020^[18]、QJ 2338A—2002^[19]等主要采用经验估计与少量贮存固体火箭发动机定期点火试车相结合的概略估计方法,这些方法均需开展发动机静止点火试验,费用较高。

固体火箭发动机在长期贮存过程中,粘接界面发生断裂失效时,通常都断裂在推进剂上,界面处很少出现断裂现象,可近似认为发动机装药老化主要表现

为复合固体推进剂老化。QJ 2328A—2002^[20]提出无应变推进剂开展 4~5 个恒定温度加速老化试验方法,并基于传统 Arrhenius 方程外推固体推进剂贮存寿命。这种方法存在 2 方面缺陷:1) 试验对象大多为方坯药,但研究发现,方坯药与发动机装药贮存寿命有差别^[21]。因为固体推进剂内的氧化剂、铝粉等固体颗粒与粘合剂之间总存在空隙,在应变作用下,这些细观缺陷会扩展、聚集,最后发展成宏观裂纹。2) 加速老化温度为恒定温度,且认为活化能与温度无关,并未考虑实际贮存温度的昼夜温差、日间温差、季节温差引起推进剂反复膨胀与收缩而出现的裂纹、脆变、汗析等损伤^[22],也忽略了温度对活化能的影响,因此外推结果与实际贮存寿命有偏差。鉴于此,人们开始研究温度循环加速试验方法^[23-24],但有的试验方法在短时间内反复经历极大温差,可能会加大低温效应和疲劳累积效应^[25],容易出现其他失效模式或失效机理,有的需用至少 2 a 库房贮存试验结果进行相关性分析,耗时较长。

本文通过仿真计算固体火箭发动机固化降温过程的应变变量,结合库房贮存环境温度变化规律,建立了定应变-温度循环加速试验方法,并开展试验验证。利用指数型老化数学模型和修正 Coffin-Manson 加速

寿命模型, 快速预估了复合固体推进剂 0.9 置信度下的最低贮存寿命, 为下一步开展固体火箭发动机装药贮存寿命预估提供研究思路。

1 试验

1.1 样品

三组元复合固体推进剂, 主要成分为粘合剂端羟基环氧乙烷四氢呋喃共聚醚, 氧化剂高氯酸铵, 能量添加剂铝粉, 即 PET/AP/Al。按 GJB 770B—2005《火药试验方法》B 型拉伸样尺寸要求, 制成哑铃状试件, 尺寸为 120 mm×25 mm×10 mm, 工程标距为 70 mm。

1.2 定应变仿真计算与加载设计

贴壁浇铸的固体火箭发动机在浇铸后的固化降温期间, 推进剂药柱的体积会发生收缩。由于推进剂热膨胀系数比壳体材料高 1 个数量级左右, 推进剂收缩受到壳体约束, 会产生热应力和热应变, 因此必须考虑固化降温对推进剂贮存性能下降的影响。推进剂在温度载荷作用下为多轴应力状态, 但多轴应力状态给加速试验模拟带来了较大困难, 且试验结果离散性比较大, 不宜采用应力加载方式来模拟推进剂在发动机中的受力状态。

推进剂药柱具有近似不可压特性, 根据 von Mises 应变准则, 最大 von Mises 应变可直接用最大延伸率 ϵ_m 。由于推进剂单轴拉伸应变与多轴应变下的 von Mises 应变相当接近, 误差不超过 1%, 因此可提取极值点的 von Mises 应变 (可反映药柱承受应力水平高低), 直接以单轴拉伸, 将应变值与 von Mises 应变值相等即可, 为加速试验模拟带来很大方便。本文应用 MSC.PATRAN 有限元结构分析软件, 建立固体火箭发动机三维有限元模型, 仿真计算其固化降温至常温 20 °C 的最大应变场, 为复合固体推进剂加速老化试验的预应变加载提供支撑。

推进剂属于高分子材料, 具有粘弹性特性, 并具有拉压同性的特性。为了施加载荷方便, 将预应变以拉应变的方式施加。本文设计了一套复合固体推进剂应变量加载装置^[22] (见图 1), 将复合固体推进剂哑铃型试样工程标距伸长至特定长度, 对复合固体推进剂施加预应变。

1.3 温度循环加速试验设计

首先, 构建自然环境条件下的日温度-时间曲线。研究认为, 日温度与时间之间表现为正弦曲线, 可用式 (1) 进行表达。

$$T_z = \frac{1}{2}(T_{\max} + T_{\min}) + \frac{1}{2}(T_{\max} - T_{\min})\sin\left(\frac{z-6}{12}\pi\right) \quad (1)$$

式中: T_z 表示各时刻自然环境温度值, K; T_{\max} 表示 1 年间自然环境温度最大值, K; T_{\min} 表示 1 年

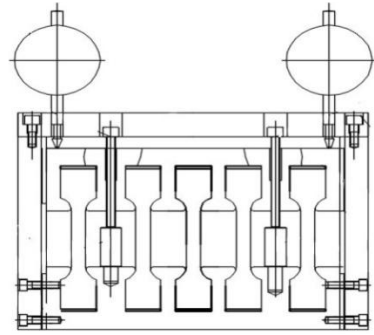


图 1 复合固体推进剂定应变加载

Fig.1 Constant strain loading of composite solid propellant

间自然环境温度最小值, K; z 表示某一自然时刻, 即产品贮存在自然环境中的时间点, h。

其次, 分析固体火箭发动机为期 1 a 的库房贮存环境温度数据, 计算 1 a 内日平均温度的最大变化量, 见式 (2)。

$$\Delta T_{\text{自然}} = T_{\max \text{ 库房}} - T_{\min \text{ 库房}} = 15 \text{ K} \quad (2)$$

最后, 按照库房贮存环境日温度-时间曲线, 在提升温度应力水平的基础上, 构建温度循环加速试验曲线的温度-时间曲线, 见式 (3)。

$$T_j = T_{\text{mid}} + \frac{1}{2}(T_{\max} - T_{\min})\sin\left(\frac{j-6}{12}\pi\right) \quad (3)$$

式中: T_j 表示各时刻温度循环加速试验温度值, K; T_{mid} 表示温度循环加速试验温度中位值, K; j 表示温度循环加速试验时刻, h。

温度循环加速试验参数设置包括最高温度 T_{\max} 、最低温度 T_{\min} 、温度差 ΔT 、单个循环时长 t 和循环次数 N 。一般而言, 在实验室加速应力下, 复合固体推进剂失效机理应与实际贮存失效机理一致, 因此加速试验剖面的最高温度不应超过复合固体推进剂的最高破坏温度。

根据 QJ 2328—2205, PET 类复合固体推进剂常用的加速试验温度不超过 353 K, 与此同时, 黑色金属壳体在户外存放时, 实测最高局部温度为 348 K, 由此选择复合固体推进剂温度循环加速试验 T_{\max} 不超过 348 K。由于固体火箭发动机贮存 1 a 的最大日均温度差为 15 K, 日温度变化频率为 24 h, 为了更贴近实际贮存环境温度变化规律, 将温度循环加速试验的温度差 ΔT 设为不超过 15 K, 单个循环时长 t 设为 24 h。由此, 设置了 4 组不同应力水平的温度循环加速试验参数, 见表 1。

表 1 复合固体推进剂温度循环加速试验条件设置

Tab.1 Setting of temperature cycle accelerated test conditions for composite solid propellant

应力水平	T_{\max}/K	T_{\min}/K	$\Delta T/\text{K}$	t/h	N/d
1	348	343	5	24	35
2	348	338	10	24	63
3	333	328	5	24	70
4	333	318	15	24	84

将已施加预应变的复合固体推进剂拉伸试样在标准环境（296 K、RH 值为 55%）中调节 3 h，放入防静电铝塑袋，利用真空包装机进行密封后，分别放入 4 个防爆型温度循环试验箱中，按照表 1 设置试验条件，开展温度循环加速试验。某应力水平下的加速试验曲线见图 2。

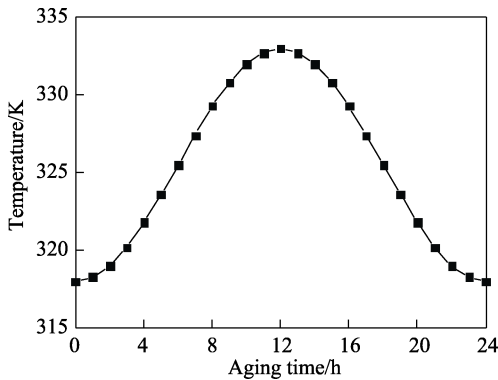


图 2 某应力水平下温度循环加速试验曲线
Fig.2 Temperature cycle accelerated test curve at a certain stress level

在 9~10 个不同老化周期，从 4 个试验箱各取出 1 个加载工装，拆下 5 个平行拉伸样，在标准环境中调节 3 h。然后根据 GJB 770A—1997 方法 413.1《抗拉强度、断裂强度、伸长率和断裂伸长率 单向拉伸法》，利用万能材料试验机，以 50 mm/min 速率测试最大抗拉强度，并采用格鲁布斯法，剔除异常数据后，以最大抗拉强度平均值作为该加速试验时间的最大抗拉强度。

2 结果与讨论

2.1 定应变仿真计算结果

模拟的固体火箭发动机药型为两段式结构，前段为圆管型，后段为星形结构，几何构型具有循环对称性，温度载荷也具有轴对称性，因此其响应也必然是轴对称的。选取发动机药柱轴对称的 1/10，将其划分为三维有限元模型，并对药柱由零应力温度（68 °C）固化降温至常温（20 °C）的整个过程进行数值仿真，结果见图 3。

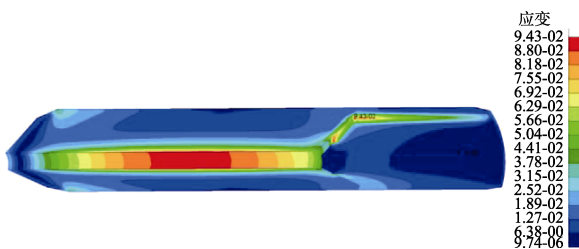


图 3 常温 20 °C 时复合固体推进剂药柱 von Mises 应变场分布云图

Fig.3 Cloud diagram of von Mises strain field distribution of composite solid propellant grains at room temperature 20 °C

从图 3 可知，常温 20 °C 载荷导致推进剂药柱收缩，推进剂药柱前段圆柱中部、圆管段与星角段相交处中部、后段星角段前端均存在 von Mises 应变集中，在发动机药柱前圆管段中部对应处的 von Mises 应变为 9.2%，圆管段与星角段相交处中部的 von Mises 应变为 9.3%，后段星角前端的 von Mises 应变为 9.4%。

在易于施加载荷且仿真误差小的基础上，以极值点 von Mises 应变量为特征参量，将后段星角前端部位的 9.4% 应变量为最大的贮存应力等效加载量。由于推进剂药柱的应力松弛和应变蠕变始终存在，本文采用的固定应变方式只模拟了应力松弛效应，未模拟应变蠕变效应，可能存在一定误差。

2.2 定应变加载结果

根据仿真分析结果，复合固体推进剂固化降温过程的最大应变量为 9.4%。复合固体推进剂哑铃型试样工程标距为 70 mm，计算拉应变的伸长量为 6.58 mm。将 5 件复合固体推进剂哑铃型试样放入一套定应变加载工装内，使试样一端固定在下横梁框架中，另一端固定在上横梁框架中。通过内六角扳手调节拉紧滑块上的 2 个加载螺杆，将拉伸试样的工程标距由 70 mm 伸长至 76.58 mm，并由百分表的示数来判断固体推进剂应变加载大小是否达到设定的形变值，控制精度可达 0.01 mm。再以数显游标卡尺复测各试样标距，保证了加载的准确性。

2.3 温度循环加速试验结果分析

2.3.1 力学性能变化规律分析

固体火箭发动机装药在长期贮存时，贮存性能变化最为明显的就是固体推进剂的力学性能，因此人们常常通过监测固体推进剂力学性能的好坏来预估发动机装药贮存寿命。力学性能测试结果表明，在整个试验过程中，最大伸长率基本上在初始值附近波动，虽然最终也会低于初始值，但下降幅度仅为 10%~17%，不作为特征性能参数。随着老化时间延长，4 组不同应力水平的最大抗拉强度呈现出单调下降的趋势，可作为特征性能参数。由此，采用初值法，对 4 组不同应力水平的 PET 推进剂最大抗拉强度数据进行无量纲化处理^[24]，获得最大拉伸强度保留率变化数据 $\sigma_m(n)$ ，见表 2。

从表 2 可知，随着老化时间延长，4 组应力水平的最大抗拉强度保留率在老化前期下降很快。在老化 7 d 时，下降 12%~31%。随后性能下降速率变慢，呈现波动下降趋势，与复合固体推进剂实际长期贮存的最大抗拉强度保留率变化规律一致，说明本文建立的温度循环试验方法并未改变其老化机理。4 组应力水平的最大抗拉强度保留率下降程度排序为：应力水平 1 > 应力水平 2 > 应力水平 3 > 应力水平 4，说明最大抗拉强度保留率与温度高度相关，也即试验温度越

表 2 复合固体推进剂 4 组应力水平的最大抗拉强度保留率数据

Tab.2 Maximum tensile strength retention rate of composite solid propellant at different stress levels

Stress level 1		Stress level 2		Stress level 3		Stress level 4	
Aging time/d	$\sigma_m(n)$	Aging time/d	$\sigma_m(n)$	Aging time/d	$\sigma_m(n)$	Aging time/d	$\sigma_m(n)$
0	1	0	1	0	1	0	1
1	0.872 0	1	0.860 8	7	0.872 3	7	0.880 7
2	0.816 3	2	0.693 5	14	0.841 2	21	0.807 7
5	0.789 8	10	0.683 6	21	0.868 4	28	0.790 7
7	0.698 4	14	0.648 4	28	0.779 6	42	0.816 6
14	0.647 3	21	0.696 6	35	0.812 4	49	0.839 4
21	0.661 7	28	0.65	42	0.782 6	56	0.838 3
28	0.648 6	42	0.622	49	0.7	77	0.801 7
35	0.639 5	49	0.621 3	56	0.707 5	84	0.820 4
		63	0.610 9	63	0.803 3	—	—
		—	—	70	0.817	—	—

高, 最大抗拉强度保留率下降越快。

2.3.2 性能老化数学模型分析

根据 QJ 2328A—2005, 选择指数模型作为复合固体推进剂性能老化模型:

$$P_t = P_0 e^{-Kt} \quad (4)$$

式中: P_t 为 t 时刻的老化特征参数值, 即最大抗

拉强度保留率 $\sigma_m(n)$; P_0 为常数; K 为速率常数, d^{-1} ; t 为老化时间, d 。

利用上述模型, 对表 2 数据进行拟合, 获得反应速率常数 K 和相关系数 r 。根据相关系数检验临界值表, 取自由度 f 为 $n-2$, 分别给出查表值, 见表 3。

表 3 复合固体推进剂不同应力水平的性能老化数学模型拟合参数与可靠寿命

Tab.3 Performance degradation model fitting parameters and reliable life of composite solid propellants at different stress levels

应力水平	拟合曲线	K	P_0	$r_{\text{计算}}$	$f=n-2$	$r_{\text{表}}$	加速寿命 (置信度 0.9) /d
1	$P_t = 0.845 6e^{-0.010 2t}$	0.010 2	0.845 6	0.817 4	7	0.7977 (置信度 0.99)	59
2	$P_t = 0.789 0e^{-0.005 2t}$	0.005 2	0.789 0	0.718 4	8	0.6319 (置信度 0.95)	100
3	$P_t = 0.902 0e^{-0.003 0t}$	0.003 0	0.902 0	0.694 8	9	0.6021 (置信度 0.95)	203
4	$P_t = 0.892 9e^{-0.001 5t}$	0.001 5	0.892 9	0.591 0	7	0.5822 (置信度 0.9)	342

从表 3 可知, $r_{\text{计算}} > r_{\text{表}}$, 说明置信度为 0.9 时, 复合固体推进剂在 4 组温度循环加速试验条件下的最大抗拉强度保留率均符合指数型性能老化数学模型。

2.3.3 加速寿命预估

将 4 组应力水平的性能老化数学模型转变为一元线性回归模型 $y=ax+b$, 其中 y 为 $\ln P$, a 为 $-K$, x 为 t , b 为 $\ln P_0$ 。按照文献方法^[26], 采用最小二乘法, 对 4 组一元线性回归模型进行参数估计, 其中 y 均值

$$\hat{y}$$

$$\hat{y} \text{ 的方差估计值为 } s_{\hat{y}}^2 = s_y^2 \left[\frac{1}{n} + \frac{(x_p - \bar{x})^2}{\sum x_i^2 - (\sum x_i)^2 / n} \right], \hat{y}$$

在 $1-\alpha$ 置信水平下的置信区间为 $\left\{ \hat{y}_p - t_{\alpha} s_{\hat{y}}, \hat{y}_p + t_{\alpha} s_{\hat{y}} \right\}$, 估计标准误差为

$$s_y = \sqrt{\frac{\sum y^2 - \hat{b}_0 \sum y - \hat{b}_1 \sum xy}{n-2}}$$

由于复合固体推进剂最大抗拉强度保留率的失效临界值为 0.362 5, 根据 4 组应力水平的一元线性

回归模型, 以 \hat{y}_p 的下限值 (即 $\hat{y}_p - t_{\alpha} s_{\hat{y}}$) 求 \hat{x}_p , 获

得 4 种温度循环加速试验达到失效临界值的最低试验时间。由此, 求得在置信度 0.9 时, 4 种温度循环加速试验达到失效临界值的最低加速寿命时间分别为 59、100、203、342 d。

2.3.4 基于修正 Coffin-Manson 模型的贮存寿命评估

加速寿命模型一般性的基本假设为: 在各加速应力水平下, 产品的失效机理保持不变; 存在有规律的加速过程, 产品性能退化量或寿命特征量与应力之间存在一个确定的函数关系, 即加速模型的存在性; 在各加速应力水平下, 产品的退化过程服从同族随机过程, 即应力水平变化时, 产品退化过程模型的类型不变, 改变的只是模型的参数。

对于固体推进剂, 上述一般性的基本假设可以进一步明确。

1) 在温度循环应力下, 固体推进剂寿命分布服从威布尔分布, 分布函数为:

$$F_i(t) = 1 - \exp\left\{-\left(\frac{t}{\eta_i}\right)^{m_i}\right\} \quad (5)$$

式中： m_i 为形状参数， $m_i > 0$ ； η_i 为尺度参数（特征寿命）， $\eta_i > 0$ 。

2) 推进剂剩余寿命仅依赖于当时已累积失效部分和当时应力水平，而与累积方式无关。

3) 在贮存环境应力水平和 4 组加速试验应力水平下，固体推进剂失效机理不变，也即威布尔分布的形状参数不变，即 $m_{\text{贮存}} = m_{\text{应力水平 1}} = m_{\text{应力水平 2}} = m_{\text{应力水平 3}} = m_{\text{应力水平 4}}$ 。

Coffin-Manson 模型用来模拟温度循环应力导致的产品疲劳失效，已被成功用于模拟焊点受到连续温度冲击后的裂纹扩展过程。由于固体推进剂温度循环试验条件为 4 组，不满足参数法的使用条件，因此采用非参数方法，利用修正 Coffin-Manson 模型，对复合固体推进剂库房贮存寿命进行计算：

$$N = f^{-a} \Delta T^{-\beta} G(T_{\max}) \quad (6)$$

式中： N 为临界循环次数，也即贮存寿命， d ； f 为循环频率 $f = 1/t = 1/24$ ； ΔT 为温差，K； $G(T_{\max})$ 为温

度循环试验中最高温度 T_{\max} 时的阿伦尼斯方程， $G(T_{\max}) = Ae^{E/KT_{\max}}$ ； K 为波兹曼常数， $K = 8.6173 \times 10^{-5}$ J/K； A 为常数； E 为温度循环试验最高温度的活化能，kJ/mol； T_{\max} 为温度循环试验中最高温度，K。

对于修正的 Coffin-Manson 模型，两边取对数，并使之线性化，整理后得到：

$$\ln N = -a \times \ln f - \beta \times \ln \Delta T + \frac{E}{K} \times \frac{1}{T_{\max}} + \ln A \quad (7)$$

按下述步骤，计算某一置信度下固体推进剂的最低库房贮存寿命：

1) 针对 4 组加速应力水平试验的置信度 0.9 下的最低加速寿命时间（也即临界循环次数 N ），对线性化后的修正 Coffin-Manson 模型进行多元线性回归分析，计算该模型的未知参数 A 、 E 、 a 、 β 。

2) 将库房贮存的应力水平值代入修正 Coffin-Manson 模型，即可得到库房贮存试验中置信度 0.9 的最低贮存寿命。

由此将表 3 的 4 组温度循环加速试验数据代入修正 Coffin-Manson 模型，见表 4。

表 4 复合固体推进剂不同应力水平的修正 Coffin-Manson 模型参数
Tab.4 Modified Coffin-Manson model parameters of composite solid propellants at different stress levels

应力水平	N/d	f	$\Delta T/K$	T_{\max}/K	$K/(10^{-5} \text{ J} \cdot \text{K}^{-1})$	计算值
1	59	1/24	5	75	8.617 3	$A = 5.951 4 \times 10^{-18}$ $E = 0.801 4$ $a = 5.131 8$ $\beta = -0.686 8$
2	100	1/24	10	75	8.617 3	
3	203	1/24	5	60	8.617 3	
4	342	1/24	15	60	8.617 3	

利用多元回归分析方法，计算置信度 0.9 的修正 Coffin-Manson 模型中的未知参数值，计算结果见表 4，即固体推进剂置信度 0.9 的修正 Coffin-Manson 模型为：

$$N = 5.951 4 \times 10^{-18} f^{-5.131 8} \Delta T^{0.686 8} e^{0.801 4/KT_{\max}} \quad (8)$$

当固体火箭发动机贮存期内最高温度为 298 K (25 °C)，年均温差为 15 K 时，代入上述修正 Coffin-Manson 模型中，求得该贮存环境下置信度 0.9 时的复合固体推进剂最低库房贮存寿命为 20 a。

3 结论

1) 在兼顾模拟性和加速性的基础上，建立了复合固体推进剂定应变-温度循环加速试验方法，其特征老化性能参数最大抗拉强度随时间的延长而下降，与实际长期贮存试验的性能变化规律一致，并未改变其贮存老化机理。

2) 基于指数型性能老化数学模型和修正 Coffin-Manson 加速寿命模型，利用多元回归分析方法，在置信度为 0.9 时，快速评估固体推进剂的最高贮存温度为 298 K (25 °C)，年平均最大温差为 15 K

时的最低库房贮存寿命为 20 a。

参考文献：

- [1] 赵永俊, 张伟, 张兴高, 等. NEPE 推进剂贮存老化性能研究[J]. 含能材料, 2007, 15(4): 332-335.
ZHAO Yong-jun, ZHANG Wei, ZHANG Xing-gao, et al. Aging Properties of NEPE Propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2007, 15(4): 332-335.
- [2] JUDGE M D. The Application of Near-Infrared Spectroscopy for the Quality Control Analysis of Rocket Propellant Fuel Pre-Mixes[J]. Talanta, 2004, 62(4): 675-679.
- [3] YAN Qi-long, KÜNZEL M, ZEMAN S, et al. The Effect of Molecular Structure on Thermal Stability, Decomposition Kinetics and Reaction Models of Nitric Esters[J]. Thermochemica Acta, 2013, 566: 137-148.
- [4] CHATTOPADHYAY D K, WEBSTER D C. Thermal Stability and Flame Retardancy of Polyurethanes[J]. Progress in Polymer Science, 2009, 34(10): 1068-1133.
- [5] GOTTLIEB L, BAR S. Migration of Plasticizer between Bonded Propellant Interfaces[J]. Propellants, Explosives, Pyrotechnics, 2003, 28(1): 12-17.

- [6] LIU Lin-lin, HE Guo-qiang, WANG Ying-hong. Thermal Reaction Characteristics of the Boron Used in the Fuel-Rich Propellant[J]. Journal of Thermal Analysis and Calorimetry, 2013, 114(3): 1057-1068.
- [7] 丁超, 吴婉娥, 马瑞. NEPE 推进剂主要组分分解机理的分子模拟研究进展[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2017, 15(4): 1-6.
DING Chao, WU Wa-ne, MA Rui. Molecular Simulation Research Progress in Decomposition Mechanism of Main Components of NEPE Propellant[J]. Chemical Propellants & Polymeric Materials, 2017, 15(4): 1-6.
- [8] 唐岩辉, 董可海, 于向财, 等. NEPE 推进剂失重和热稳定性研究[J]. 装备制造技术, 2018(1): 184-186.
TANG Yan-hui, DONG Ke-hai, YU Xiang-cai, et al. NEPE Propellant Weightlessness and Thermal Stability Study[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(1): 184-186.
- [9] 魏小琴, 杨万均, 罗天元, 等. X 射线光电子能谱在 HTPB 推进剂老化机理研究中的应用[J]. 装备环境工程, 2013, 10(5): 52-57.
WEI Xiao-qin, YANG Wan-jun, LUO Tian-yuan, et al. Application of X-Ray Photoelectron Spectroscopy in Investigating Aging Mechanism of HTPB Propellant[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(5): 52-57.
- [10] 肖旭, 彭松, 李军, 等. HTPE 推进剂的老化性能研究[J]. 固体火箭技术, 2019, 42(3): 414-418.
XIAO Xu, PENG Song, LI Jun, et al. Ageing Properties of HTPE Propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2019, 42(3): 414-418.
- [11] 任宁莉, 赵新强, 邓凯, 等. HTPB 固体推进剂老化性能检测新方法[J]. 推进技术, 2011, 32(5): 728-731.
REN Ning-li, ZHAO Xin-qiang, DENG Kai, et al. A New Method for Detecting the Aging Property of HTPB Solid Propellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(5): 728-731.
- [12] 杨秀兰, 钟发春, 徐涛, 等. 高能固体推进剂层间界面结构的 XPS 研究[J]. 化学推进剂与高分子材料, 2011, 9(1): 55-57.
YANG Xiu-lan, ZHONG Fa-chun, XU Tao, et al. XPS Study on Interfacial Structure of High Energy Solid Propellant between Layers[J]. Chemical Propellants & Polymeric Materials, 2011, 9(1): 55-57.
- [13] 郭翔, 张清杰, 翟鹏程, 等. 基于 Micro-CT 的 NEPE 推进剂装药界面微观结构[J]. 固体火箭技术, 2017, 40(2): 194-198.
GUO Xiang, ZHANG Qing-jie, ZHAI Peng-cheng, et al. Mesoscopic Structure of NEPE Propellant Grain Interface Based on Micro-CT Technique[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2017, 40(2): 194-198.
- [14] 郭洪涛, 曹付齐. 界面粘接结构贮存过程中的脱粘分析[J]. 粘接, 2013, 34(6): 47-49.
GUO Hong-tao, CAO Fu-qi. Debond Analysis of Interface Bonding Structure during Storage[J]. Adhesion, 2013, 34(6): 47-49.
- [15] 刘海峰, 邢耀国, 董可海, 等. 贮存条件下固体发动机的状态监测与理论计算[J]. 实验室研究与探索, 2008, 27(3): 12-15.
LIU Hai-feng, XING Yao-guo, DONG Ke-hai, et al. State Surveillance and Theoretical Calculation of Solid Rocket Engine under Temperature Changing Environment[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2008, 27(3): 12-15.
- [16] 张兴高, 张炜, 王春华, 等. 定应变作用下 NEPE 推进剂老化特性及寿命预估研究[J]. 国防科技大学学报, 2009, 31(3): 20-24.
ZHANG Xing-gao, ZHANG Wei, WANG Chun-hua, et al. The Aging Property and Life Prediction of NEPE Propellant under Constant Strain[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(3): 20-24.
- [17] 唐庆明, 裴哲, 吴建业. 固体火箭发动机的寿命研究[J]. 战术导弹技术, 2006(2): 30-32.
TANG Qing-ming, PEI Zhe, WU Jian-ye. Research on the Life of Solid Rocket Engine[J]. Tactical Missile Technology, 2006(2): 30-32.
- [18] GJB 9722—2020, 固体火箭发动机贮存寿命评估方法[S].
GJB 9722—2020, Evaluation Method for Storage Life of Solid Rocket Motors[S].
- [19] QJ 2338A—2002, 固体火箭发动机贮存试验方法[S].
QJ 2338A—2002, Solid Rocket Motor Storage Test Method[S].
- [20] QJ 2328A—2005, 复合固体推进剂高温加速老化试验方法[S].
QJ 2328A—2005, The Aging Method of Composite Solid Propellant[S].
- [21] 张昊, 彭松, 庞爱民. 固体推进剂应力和应变与使用寿命关系[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 372-375.
ZHANG Hao, PENG Song, PANG Ai-min. Relationship between Stress-Strain and Service Life of Solid Propellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 372-375.
- [22] LÉVÊQUE D, SCHIEFFER A, MAVEL A, et al. Analysis of how Thermal Aging Affects the Long-Term Mechanical Behavior and Strength of Polymer-Matrix Composites[J]. Composites Science and Technology, 2005, 65(3-4): 395-401.
- [23] 丁彪, 张旭东, 刘著卿, 等. HTPB 推进剂交变温度加速老化与自然贮存相关性[J]. 含能材料, 2011, 19(1): 50-54.
DING Biao, ZHANG Xu-dong, LIU Zhu-qing, et al. Correlation between Alternating Temperature Accelerated Aging and Real World Storage of HTPB Propellant[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2011, 19(1): 50-54.

- 50-54.
- [24] 魏小琴, 吴护林, 张伦武, 等. HTPB 推进剂自然环境加速老化试验方法研究[J]. 装备环境工程, 2018, 15(12): 104-108.
- WEI Xiao-qin, WU Hu-lin, ZHANG Lun-wu, et al. Natural Environmental Accelerated Aging Test Method of HTPB Propellant[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(12): 104-108.
- [25] 王玉峰, 黄卫东, 李金飞, 等. 复合固体推进剂交变温度载荷下的老化动力学[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(2): 78-82.
- WANG Yu-feng, HUANG Wei-dong, LI Jin-fei, et al. Aging Kinetics of Composite Solid Propellant under Cycling Temperature Loading[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2016, 36(2): 78-82.
- [26] 张林泉. 线性回归模型的置信区间与预测区间应用分析[J]. 吉首大学学报(自然科学版), 2013, 34(6): 15-18.
- ZHANG Lin-quan. Application of Confidence Intervals and Prediction Intervals of Linear Regression[J]. Journal of Jishou University (Natural Sciences Edition), 2013, 34(6): 15-18.

责任编辑: 刘世忠