基于性能参数退化的发动机推进剂加速退化试验建模

徐如远[1]，张生鹏[1]，王韶光[2]，蒲泽良[1]
（1.航天科工防御技术研究试验中心，北京 100854；2.32181 部队，西安 710032）

摘要：目的 针对某火箭弹发动机推进剂加速退化试验数据，建立性能参数退化模型，分别基于最大伸长率和最大抗拉强度等不同参数，计算推进剂的激活能和不同温度下的加速因子。**方法** 建立基于退化轨迹的性能参数退化模型，对发动机推进剂进行加速退化试验建模，利用最小二乘法计算性能变化参数，利用阿伦尼斯模型计算加速模型的参数，并得到激活能和加速因子。**结果** 针对推进剂加速试验数据，给出推进剂激活能和不同温度下加速因子的计算方法。采用基于退化轨迹的性能参数退化模型，可有效评估推进剂的寿命。**结论** 该方法可有效地对推进剂加速试验数据进行建模，给出激活能和加速因子，更能反映推进剂的寿命特征，为寿命评估提供支撑。

关键词：推进剂；加速退化试验；激活能；加速因子
中图分类号：TJ450；V417+.2 **文献标识码：**A **文章编号：**1672-9242(2022)04-0014-08
DOI：10.7643/ issn.1672-9242.2022.04.003

Modeling of Accelerated Degradation Test of Engine Propellant Based on Performance Parameter Degradation

XU Ru-yuan[1], *ZHANG Sheng-peng*[1], *WANG Shao-guang*[2], *PU Ze-liang*[1]
(1. Aerospace Science and Industry Corporation Defense Technology Research and Test Center, Beijing 100854, China;
2. 32181 Unit of PLA, Xi'an 710032, China)

ABSTRACT: According to the acceleration degradation test data of a rocket engine propellant, a performance parameter degradation model was established, and the activation energy of the propellant and the acceleration factor at different temperatures were calculated based on different parameters such as maximum elongation and maximum tensile strength. The performance parameter degradation model based on the degradation trajectory was established to model the acceleration degradation test of the engine propellant, the performance change constant was calculated by the least square method, and the parameters of the acceleration model were calculated by the Arrhenius model, and the activation energy and acceleration factor were obtained. It is further concluded that the life of the propellant under normal stress provides support. According to the propellant acceleration test data, the calculation method of propellant activation energy and acceleration factor at different temperatures is given. The performance parameter degradation model based on the degradation trajectory can effectively evaluate the life of the propellant.

收稿日期：2021-01-05；**修订日期：**2021-02-23
Received：2021-01-05；**Revised：**2021-02-23
作者简介：徐如远（1995—），男，硕士，工程师，主要研究方向为可靠性环境试验技术。
Biography：XU Ru-yuan (1995—), Male, Master, Engineer, Research focus: reliability environmental test technology.
引文格式：徐如远，张生鹏，王韶光，等. 基于性能参数退化的发动机推进剂加速退化试验建模[J]. 装备环境工程, 2022, 19(4): 014-021.
XU Ru-yuan, ZHANG Sheng-peng, WANG Shao-guang, et al. Modeling of Accelerated Degradation Test of Engine Propellant Based on Performance Parameter Degradation[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(4): 014-021.

This method can effectively model the propellant acceleration test data, give the activation energy and acceleration factor, and better reflect the life characteristics of the propellant and provide support for life evaluation.

KEY WORDS: propellant; accelerated degradation test; activation energy; acceleration factor

固体火箭发动机作为长期贮存、一次性使用的动力装置，其使用寿命的预估一直是推进剂技术界最为关心的问题之一。发动机中推进剂药柱的性能变化引起发动机使用性能的下降，对使用寿命起着决定性的作用。发动机推进剂的主要寿命表征参数为最大伸长率。由于加速试验[1-5]可在较短的时间内获得产品的寿命，因此受到了学者们的广泛关注。陈津虎等[6]利用加速老化试验在短时间内评估得到了减振器的贮存寿命。宣兆龙等[7]基于红外敏感器和威布尔分布的假设，进行了加速寿命试验方法研究，提出了加速寿命试验程序。

国内外学者在推进剂老化性能和寿命评估方面做了大量的研究工作。目前，对推进剂的加速试验考虑的应力一般是温度[8-9]，考虑到贮存环境中影响推进剂性能的热、氧因素，通过热空气加速老化法[10-11]对推进剂进行加速退化试验[12-13]。曲国庆等[14]利用 3 个高温老化温度对推进剂进行了加速试验，得出了安定剂含量随老化时间逐渐降低，且温度越高，下降越快的结论，以及常温下具体的安全贮存寿命。唐国金等[15]基于随机有限元法和高温加速老化试验对发动机药柱贮存寿命进行了预估，分析了不同贮存期的结构可靠度。高鸣等[16]基于推进剂力学性能和应力-强度干涉模型，计算了发动机的可靠性和可靠寿命。张昊等[17]从底层研究了推进剂结构和力学性能之间的关系。邹思斯等[18]考虑力-热耦合作用，综合线性和指数模型的特点，利用二元回归模型对推进剂的使用寿命进行了评估。张仕念等[19]利用 3 种失效模式之间的相关性，实现了推进剂贮存可靠性评估。张腊莹等[20]对推进剂老化的动力学性能进行了研究。

经调研得知，国内外学者主要通过高温对推进剂进行加速，并通过性能参数变化情况，评估推进剂的贮存寿命。然而在定寿延寿工作过程中，更为关注是试验得到的产品加速因子和激活能，并非单个试验的贮存寿命结果。因此，本文对某型号延寿工程的推进剂进行加速试验数据分析，求取激活能和不同温度下的加速因子，为后续验证性试验提供支撑具有重要意义。

本文首先对推进剂的失效机理和影响因素进行分析，其次对基于退化轨迹的性能退化模型进行介绍，给出性能变化常数和加速因子的计算方法。然后以一个实际案例进行分析计算，分别基于最大伸长率和最大抗拉强度进行计算，并求取加速因子。最后给出发动机推进剂的激活能和加速因子。

1　发动机推进剂分析

1.1　推进剂失效机理

为评估推进剂的寿命，研究推进剂的失效模式和失效机理[21-24]至关重要。发动机推进剂的失效机理取决于粘合剂的分子结构、固化剂种类、固化温度和时间、环境温度和湿度等。粘合剂体系的后固化、氧化交联和降解断链[25]是端羟基聚丁二烯推进剂的主要失效机理。后固化导致推进剂交联密度增加，最大抗拉强度上升，最大伸长率下降。氧化交联是推进剂重要的化学老化反应，具体表现为该类聚合物双键部位的氧化交联，使最大抗拉强度上升，伸长率下降。推进剂中降解断链与固化系统和环境因素均有关系，降解断链能导致最大抗拉强度下降，最大伸长率上升。

1.2　推进剂老化因素

引起推进剂老化的因素分为内部因素和外部因素。内部因素为粘合剂高聚物结构特征、氧化剂和其他组分的影响。粘合剂高聚物结构的影响主要包括化学结构、链结构、物理结构 3 个方面。氧化剂作为推进剂的主要成分，对固体推进剂的老化性能有显著影响。除了粘合剂和氧化剂外，推进剂的其他组分（如固化剂种类、增塑剂和燃速催化剂种类与含量、稀释剂种类与含量等）对其老化性能也有影响。推进剂老化的外部因素主要为温度、湿度、受力状态和表面效应等，其中最重要的影响因素为温度和湿度。固体推进剂药柱在加速老化过程中，必然要经受环境温度的作用。高温加速老化试验表明，温度越高，性能变化越严重，即老化速率越大。

2　基于退化轨迹的性能退化模型

2.1　加速试验流程

本文的加速试验流程如下：首先对加速因子进行预估，利用火工品试验方法对发动机整机的加速因子进行预估，将 70 ℃设定为推进剂加速老化试验温度的上限。为了使试验更精确，设置 40、50、60、70 ℃ 4 个温度点，累积试验时间为 112 d，中间设置 9 个性能测试点。在完成试验后，统计加速试验的数据，进行曲线拟合。利用基于退化轨迹的方法进行数据分析，判断数据是否具有线性相关性。基于阿伦尼乌斯模型对推进剂进行加速退化建模，得到推进剂基于不同参数下的激活能和不同温度下的加速因子。根据加

速因子对其他产品进行验证性老化试验，判断是否能够满足产品延长寿命的要求，并制定相应的整修措施。

2.2　性能退化模型

因现代产品设计、制造水平及使用材料的不断提升，可靠性不断提高，寿命越来越长，利用加速寿命试验很难得到理想的结果。性能退化过程中蕴含着大量的寿命与可靠性信息，可利用产品的性能参数信息去求解产品的寿命。基于性能退化的建模方法如图 1 所示。

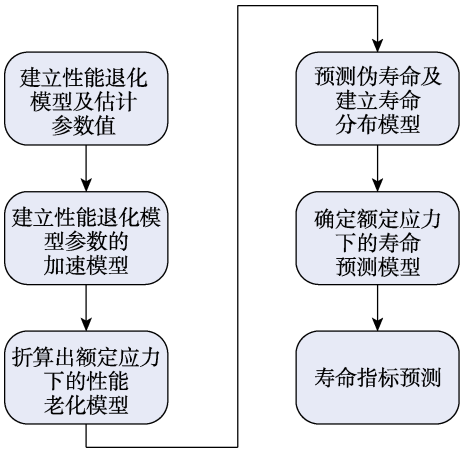

图 1　基于性能退化的建模方法流程

Fig.1 Modeling method flow based on performance degradation

参照 QJ 2328A—2005《复合固体推进剂高温加速老化试验方法》等对发动机材料试验开展加速试验，可基于性能参数退化轨迹方法实现对复合固体推进剂的加速试验统计分析。性能参数退化轨迹方法中，数据处理常用的 3 个老化模型见式（1）—（3）。

$$P = P_0 + K\lg t \tag{1}$$

$$P = P_0 + Kt \tag{2}$$

$$P = P_0 \mathrm{e}^{-Kt} \tag{3}$$

式中：P 为产品某一时刻的性能；P_0 为性能初始值；K 为与温度有关的性能变化速度常数；t 为老化时间。

在老化过程中，假定产品性能变化服从阿伦尼斯模型，阿伦尼斯模型总结了由温度应力决定的化学反应速率依赖关系的规律，为加速寿命试验提供了理论依据。本项目以温度作为加速应力，故采用阿伦尼斯模型，其一般方程见式（4）。

$$\frac{\mathrm{d}M}{\mathrm{d}t} = A\exp\left(-\frac{E_\mathrm{a}}{k_0 T}\right) \tag{4}$$

式中：$\frac{\mathrm{d}M}{\mathrm{d}t}$ 为化学反应速率；A 为常数；E_a 为激活能，eV；k_0 为波尔兹曼常数，k_0=8.617×10^{-5} eV/K。

加速因子的计算公式见式（5）。

$$A = \frac{t_\mathrm{u}}{t_\mathrm{e}} = \exp\left[\frac{E_\mathrm{a}}{k_0}\left(\frac{1}{T_\mathrm{u}} - \frac{1}{T_\mathrm{e}}\right)\right] \tag{5}$$

则：

$$K = Z\mathrm{e}^{-\frac{E}{RT}} \tag{6}$$

式中：E 为活化能；Z 为频率因子；R 气体常数。

2.3　性能变化常数 K 的计算

令 $X = \lg t, Y = P, b = K$，则第一个性能老化模型可表示为：

$$Y = a + bX \tag{7}$$

利用最小二乘法进行参数估计，可得。

$$b = \frac{L_{XY}}{L_{XX}} \tag{8}$$

$$a = \bar{Y} - b\bar{X} \tag{9}$$

$$\gamma = \frac{L_{XY}}{\sqrt{L_{XX} \cdot L_{YY}}} \tag{10}$$

式中：$L_{XX} = \sum_{i=1}^{n}(X_i - \bar{X})^2$，$L_{YY} = \sum_{i=1}^{n}(Y_i - \bar{Y})^2$，$L_{XY} = \sum_{i=1}^{n}(X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})$，$\bar{X} = \frac{\sum_{i=1}^{n} X_i}{n}$，$\bar{Y} = \frac{\sum_{i=1}^{n} Y_i}{n}$。求得的 b 便为性能变化速度常数 K。

2.4　相关性检验

利用求得的相关系数 γ 进行相关性检验，查相关系数表，得自由度 f=n－2 的 γ_b，并将之与 γ 值进行比较。如果 γ 的绝对值大于 γ_b，则 X 与 Y 的线性关系成立；如果 γ 的绝对值小于 γ_b，则 X 与 Y 的线性关系不成立，应更换其他老化数学模型。相关系数的临界值见表 1。

表 1　相关系数的临界值

Tab.1 Correlation coefficient critical value table

自由度	置信概率%			
	50	80	90	95
1	0.707	0.951	0.988	0.997
2	0.500	0.8	0.9	0.95
3	0.404	0.678	0.805	0.878
4	0.347	0.608	0.729	0.811
5	0.309	0.552	0.669	0.754
6	0.281	0.507	0.622	0.707
7	0.260	0.472	0.582	0.666
8	0.242	0.443	0.549	0.632

2.5　阿伦尼斯模型参数计算

由式（8）可计算出不同老化试验温度下的性能变化速度常数 $K\tau$。即 $T_1, T_2, \cdots, T_i$ 对应着 $K_1, K_2, \cdots, K_i$，

其中 $i=1,2,\cdots,n$ 。

令 $X_1=\frac{1}{T},Y_1=\ln K,a_1=\ln Z,b_1=\frac{-E}{R}$，则阿伦尼斯公式可以用直线方程 $Y_1=a_1+b_1X_1$ 来表示。利用最小二乘法求出参数 a_1、b_1 和相关系数 r_1，相关性检验方法如 2.4 节所示。

2.6　外推计算

将 X_1、Y_1 所取代的参数代入回归方程 $Y_1=a_1+b_1X_1$ 中，则有：

$$\ln K=a_1+b_1\frac{1}{T} \tag{11}$$

将储存温度 T_s 代入，可得到：

$$K_s=\exp(a_1+b_1\frac{1}{T_s}) \tag{12}$$

再将反应速度常数 K 代入公式中，即可求得在储存温度下的寿命方程：

$$t=10^{\frac{|P-P_0|}{K}} \tag{13}$$

式中：t 表示寿命；P 为性能参数的极限值。

第 2 个老化模型是一个典型的直线方程，不需要做变换即可按照上文步骤进行计算。第 3 个老化模型可两边取对数，得：

$$\ln P=\ln P_0-Kt \tag{14}$$

令 $X_2=t,Y_2=\ln P,a_2=\ln P_0,b_2=-K$，则第三个老化模型可以用线性方程 $Y_2=a_2+b_2X_2$ 表示。

3　仿真算例

3.1　试验概况

某型号火箭弹发动机上应用的固体推进剂为端羟基聚丁二烯（HTPB）推进剂，且其高温耐受应力极限为 80 ℃。本文选取已贮存一定年份的推进剂在 40、50、60、70 ℃等不同温度点下分别进行 7、8、9、8 个循环，总试验时间为 105 d。每个试验循环后，对推进剂的最大伸长率和最大抗拉强度等力学性能进行检测，不同温度下的试验数据如图 2 所示。

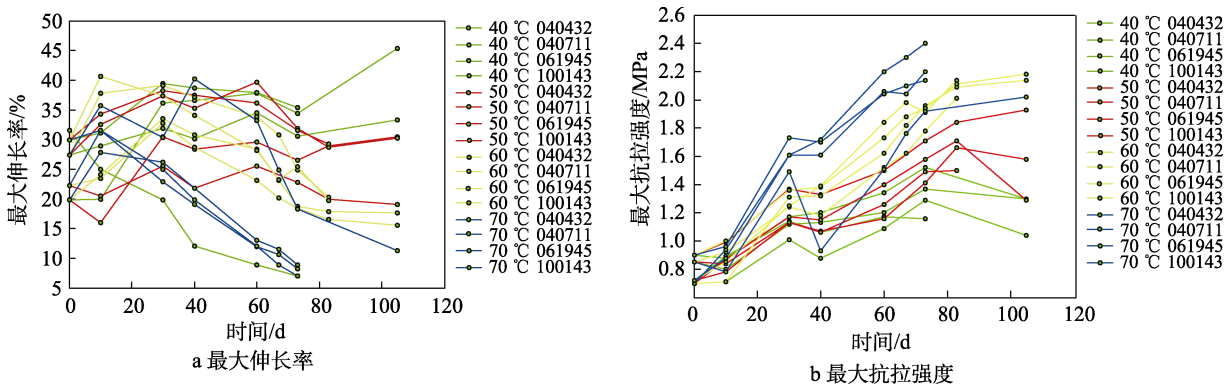

图 2　不同温度下最大伸长率和最大抗拉强度数据对比

Fig.2 Comparison of maximum elongation (a) and maximum tensile strength (b) data at different temperatures

由图 2 可知，在不同老化温度下，最大抗拉强度均表现出上升的趋势，最大伸长率在 40 ℃下。表现出上升的趋势，在 50、60、70 ℃老化温度下，表现为先上升、后下降的趋势。经分析可知，发动机的储存和解剖作业是在高温高湿的环境下进行的，有一定的水分会浸入装药内部，经过短期的高温低湿作用，推进剂的性能得到了一定的恢复。因此，需对最大伸长率进行一定的裁剪处理，去除上升段，最大抗拉强度的性能参数数据不需要裁剪。

对不同年份解剖的推进剂表面硬度进行测量，得到的数据见表 2。可以发现，装药推进剂及包覆层的表面硬度在长期储存后明显增大，并且表面硬度对力学性能指标有影响，出厂时的最大伸长率和最大抗拉强度性能指标不再适用，可根据工程实际情况进行调整。因性能指标具有一定的不确定性，本文不考虑性能指标的计算，仅分析基于不同性能参数的推进剂激活能大小和不同温度的加速因子。

表 2　不同年份解剖的推进剂表面硬度

Tab.2 Surface hardness of propellant dissected in different years

时间/a	0	9	13	15
硬度(邵氏度)	70	80	83	83

3.2　基于最大伸长率的推进剂加速因子计算

3.2.1　确定性能退化模型及参数估计

发动机推进剂的最大伸长率随加速试验时间的延长，呈现先升后降的趋势。对前面上升段进行裁剪，裁剪 50 ℃所有产品和 60 ℃ 040432、040711、061945 产品加速老化试验数据的前 2 个点，60 ℃ 100143 产品的第 1 个点，70 ℃老化温度下所有产品的第 1 个点，得到不同温度下数据处理前后的对比，如图 3 所示。利用裁剪后的数据建立线性退化轨迹模型，对不同温度下各数据进行曲线拟合，拟合情况如图 4 所示。设显著性水平为 0.2，置信概率为 80%，计算不

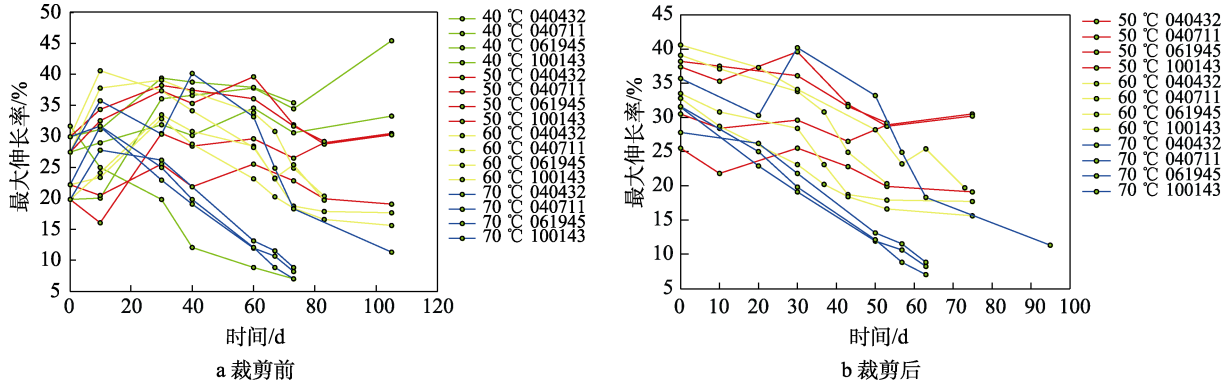

图 3 裁剪前后不同温度下最大伸长率数据对比

Fig.3 Comparison of maximum elongation data at different temperatures (a) before and (b) after cutting

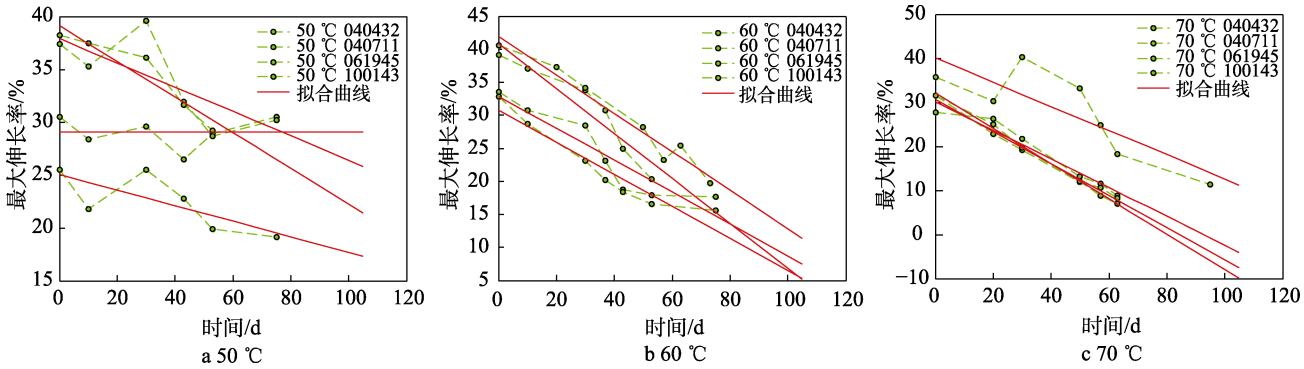

图 4 不同温度下最大伸长率的曲线拟合情况

Fig.4 Curve fitting of maximum elongation at different temperatures

同温度下不同发动机装药加速试验数据的相关性满足情况，结果见表 3。

因弹号 040432 的 50 ℃加速老化试验数据相关系数过低，无法进行采信，应予以剔除。综合利用各拟合曲线的数据，计算不同温度点下参数估计值，见表 4。

表 3　不同温度下不同发动机装药加速试验数据的相关性

Tab.3 Correlation of accelerated test data of different engine charges at different temperatures

产品弹号	50 ℃		60 ℃		70 ℃		结果
	相关系数	判定标准	相关系数	判定标准	相关系数	判定标准	
040432	0.011 3	≥0.608	0.927 2	≥0.552	0.976 3	≥0.608	50 ℃时不相关
040711	0.746 4	≥0.608	0.945 8	≥0.608	0.841 3	≥0.552	均相关
061945	0.749 4	≥0.608	0.955 7	≥0.552	0.997	≥0.608	均相关
100143	0.949 8	≥0.678	0.981 0	≥0.552	0.998 6	≥0.608	均相关

表 4　不同温度点下参数估计值

Tab.4 Estimated values of parameters at different temperature points

温度/℃	P_0	K
50	34.001	–0.118 9
60	36.592 2	–0.278 4
70	33.235	–0.340 8

3.2.2　加速因子求解

用相关系数 r 检验来验证不同温度应力下性能变化常数 K 与温度的线性相关性。自由度 f=1，计算求得性能变化常数 K 与温度的相关系数为 0.947 9。若置信度为 0.8，则相关系数的临界值为 r_0=0.951；若置信度为 0.5，则相关系数的临界值为 r_0=0.707，因此性能变化常数 K 与温度是高度相关的。利用阿伦尼斯模型计算出的激活能为 0.501 6 eV，加速模型拟合情况如图 5 所示。

火箭弹发动机的基准工作温度为 20 ℃，在激活能取 0.501 6 eV 的情况下，各温度点对于基准贮存温度的加速因子见表 5。

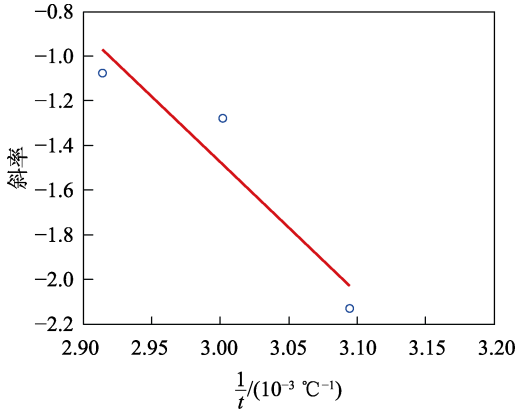

图 5　加速模型拟合情况
Fig.5 Speed up model fitting

表 5　各温度点对于基准贮存温度的加速因子
Tab.5 Acceleration factor of each temperature point to the reference storage temperature

基准贮存温度/℃	40 ℃	50 ℃	60 ℃	70 ℃
20	3.55	6.32	10.84	18.05

3.3　基于最大抗拉强度的推进剂加速因子计算

3.3.1　确定性能退化模型及参数估计

利用加速老化试验后测试得到的数据建立线性退化轨迹模型，对不同温度下各数据进行曲线拟合，拟合情况如图 6 所示。设显著性水平为 0.2，置信概率为 80%，计算不同温度下不同发动机装药加速试验数据的相关性满足情况，结果见表 6。综合利用各拟合曲线的数据，计算不同温度点下参数估计值，结果见表 7。

3.3.2　加速因子求解

用相关系数 r 检验来验证不同温度应力下性能变化常数 K 与温度的线性相关性。取显著性水平为 0.2，置信概率为 80%，自由度 f=2，相关系数临界值为 r_0=0.8，计算求得性能变化常数 K 与温度的相关系数为 0.941 8。利用阿伦尼斯模型计算出的激活能结果为 0.895 8 eV，加速模型拟合情况如图 7 所示。

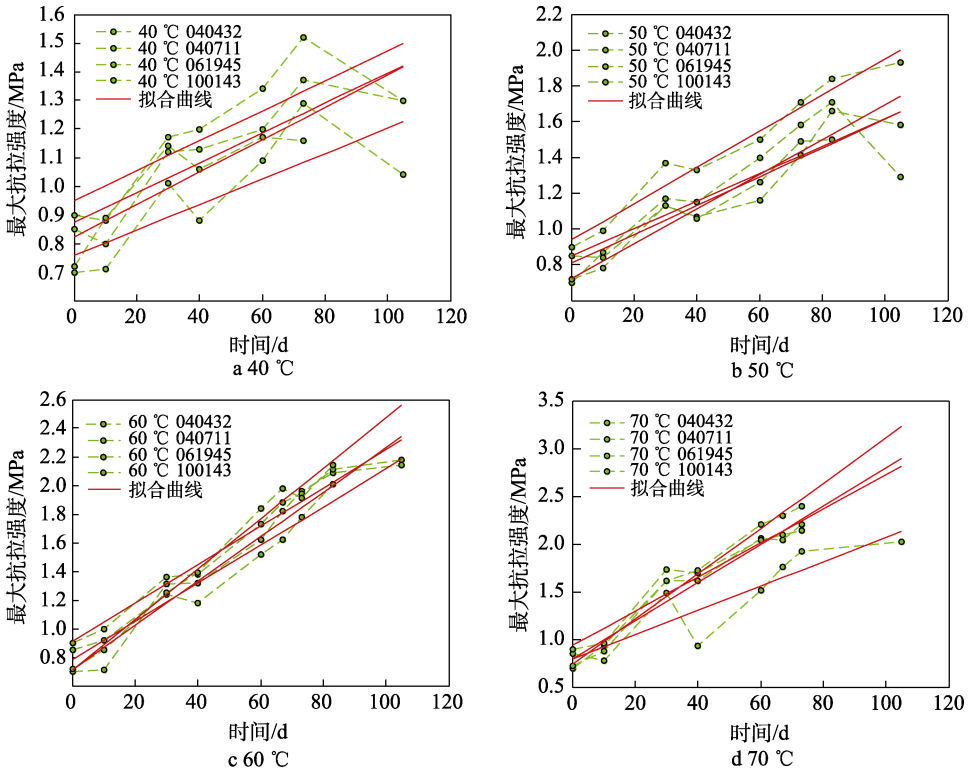

图 6　不同温度下最大抗拉强度数据的曲线拟合情况
Fig.6 Curve fitting of the maximum tensile strength data at different temperatures

表 6　不同温度下不同发动机装药最大抗拉强度试验数据的相关性
Tab.6 correlation of Test Data of Maximum Tensile Strength of Different Engine Charges at Different Temperatures

产品弹号	40 ℃		50 ℃		60 ℃		70 ℃		结果
	相关系数	判定标准	相关系数	判定标准	相关系数	判定标准	相关系数	判定标准	
040432	0.769 6	≥0.552	0.827 4	≥0.507	0.977 0	≥0.472	0.981 2	≥0.552	均相关
040711	0.894 8	≥0.552	0.946 1	≥0.507	0.979 3	≥0.507	0.899 4	≥0.507	均相关
061945	0.824 1	≥0.552	0.983 4	≥0.507	0.987 6	≥0.472	0.967 1	≥0.552	均相关
100143	0.876 1	≥0.608	0.979 1	≥0.552	0.994 1	≥0.507	0.992 1	≥0.552	均相关

表 7　不同温度点下参数估计值

Tab.7 Estimated values of parameters at different temperature points

温度/℃	P_0	K
40	0.851 0	0.005 1
50	0.830 5	0.008 9
60	0.780 4	0.015 0
70	0.817 1	0.018 6

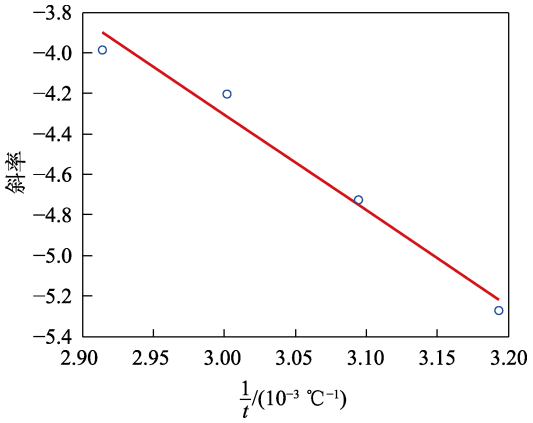

图 7　加速模型拟合情况

Fig.7 Speed up model fitting

火箭弹发动机的基准工作温度为 20 ℃，在激活能取 0.895 8 eV 的情况下，各温度点对于基准贮存温度的加速因子见表 8。

表 8　各温度点对于基准贮存温度的加速因子

Tab.8 The acceleration factor of each temperature point to the reference storage temperature

基准贮存温度/℃	40 ℃	50 ℃	60 ℃	70 ℃
20	9.630 0	26.902 0	70.657 1	175.422 5

4　结语

加速寿命试验中，推进剂的最大伸长率、最大抗拉强度有比较明显退化趋势，是其寿命的表征参数。通过建立性能参数退化轨迹模型及加速模型，对选取的特征参数进行基于最小二乘法的拟合，求解出了其激活能。固体推进剂以最大伸长率为贮存特征参数的激活能为 0.501 6 eV，40、50、60、70 ℃下的加速因子分别为 3.55、6.32、10.84、18.05；固体推进剂以最大伸长率为贮存特征参数的激活能为 0.895 8 eV，40、50、60、70 ℃下的加速因子分别为 9.63、26.902 0、70.657 1、175.422 5。

参考文献：

[1]　姚军，韩娜，傅玲莉. 加速贮存寿命试验及可靠性评估[J]. 装备环境工程, 2019, 16(3): 71-75.
YAO Jun, HAN Na, FU Ling-li. Accelerate Storage Life Test and Reliability Evaluation[J]. Equipment Environmental Engineering, 2019, 16(3): 71-75.

[2]　赵婉. 航天火工装置贮存可靠性评估方法探讨[C]//第 7 届国际可靠性、维修性、安全性学术会议论文集. 北京: 中国宇航学会, 2007.
ZHAO Wan. Discussion on the Storage Reliability Evaluation Method of Aerospace Pyrotechnic Device[C]//Proceedings of the 7th International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Beijing: Chinese Society of Astronautics, 2007.

[3]　王亚辉，李晓钢. 基于步进应力的火工品加速贮存试验研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(1): 38-40.
WANG Ya-hui, LI Xiao-gang. Study on Accelerated Storage Life Test of Initiating Explosive Device Based on Step Stress Method[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(1): 38-40.

[4]　张仕念，何敬东，颜诗源，等. 导弹贮存延寿的技术途径及关键技术[J]. 装备环境工程, 2014, 11(4): 37-41.
ZHANG Shi-nian, HE Jing-dong, YAN Shi-yuan, et al. Basic Approaches and Key Techniques for Missile Storage Life Extension[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(4): 37-41.

[5]　杨学印，李宝玉，陈文辉，等. 基于步降应力加速贮存试验的电缆网贮存寿命评估[J]. 装备环境工程，2018, 15(4): 87-90.
YANG Xue-yin, LI Bao-yu, CHEN Wen-hui, et al. Storage Life Assessment of Cable Network Based on Step-down-Stress Accelerated Storage Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2018, 15(4): 87-90.

[6]　陈津虎，金锐，李星，等. 某型硅橡胶减振器的加速贮存试验技术研究[J]. 强度与环境, 2013, 40(1): 54-57.
CHEN Jin-hu, JIN Rui, LI Xing, et al. Research of Accelerated Storage Test of Silicone-Rubber Vibration Isolator[J]. Structure & Environment Engineering, 2013, 40(1): 54-57.

[7]　宣兆龙，程泽，刘亚超. 红外敏感器加速寿命试验方法研究[J]. 装备环境工程, 2012, 9(6): 44-46.
XUAN Zhao-long, CHENG Ze, LIU Ya-chao. On Accelerated Life Test Method of High-Power Infrared Sensor[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(6): 44-46.

[8]　余淑华，魏小琴，刘彬，等. 丁羟推进剂库房贮存与加速老化规律研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(6): 31-33.
YU Shu-hua, WEI Xiao-qin, LIU Bin, et al. Study of Storage and Accelerated Aging Rule of HTPB Propellant[J]. Equipment Environmental Engineering, 2011, 8(6): 31-33.

[9]　李健，汪金华，陆陪永. 温度步进应力加速寿命试验研究[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2007, 25(1): 1-4.
LI Jian, WANG Jin-hua, LU Pei-yong. Research of Temperature Stepped Stress Accelerated Life Testing[J]. Electronic Product Reliability and Environmental Testing,

2007, 25(1): 1-4.

[10] DING S, KHARE A, LING M T K, et al. Polymer Durability Estimates Based on Apparent Activation Energies for Thermal Oxidative Degradation[J]. Thermochimica Acta, 2001, 367-368: 107-112.

[11] ANTON C, ELLISON D S. Cartridge Actuated Devices (CAD) Service Life Determination and Extension by Microcalorimetry[C]//29th International Pyrotechnics Seminar. UK: [s. n.], 2002.

[12] 冯静. 基于紧缩阈值加速退化试验的长寿命产品可靠性评估[J]. 电子学报, 2011, 39(6): 1253-1256.
FENG Jing. Reliability Assessment for Long-Life Products Based on ADT with Tightened Critical Values[J]. Acta Electronica Sinica, 2011, 39(6): 1253-1256.

[13] 邓爱民, 陈循, 张春华, 等. 加速退化试验技术综述[J]. 兵工学报, 2007, 28(8): 1002-1007.
DENG Ai-min, CHEN Xun, ZHANG Chun-hua, et al. A Comprehensive Review of Accelerated Degradation Testing[J]. Acta Armamentarii, 2007, 28(8): 1002-1007.

[14] 曲国庆, 江劲勇, 路桂娥, 等. 某固体推进剂热加速老化试验与贮存寿命预估[J]. 化工新型材料, 2018, 46(11): 249-251.
QU Guo-qing, JIANG Jin-yong, LU Gui-e, et al. Thermal Accelerated Aging and Storage Life Prediction of a Solid Propellant[J]. New Chemical Materials, 2018, 46(11): 249-251.

[15] 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.
TANG Guo-jin, SHEN Zhi-bin, TIAN Si-peng, et al. Probabilistic Storage Life Prediction of Solid Rocket Motor Grain[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(3): 301-306.

[16] 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.
GAO Ming, XU Ting-xue. Study on Reliability and Life Prediction of SRM Grain[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(3): 220-224.

[17] 张昊, 彭松, 庞爱民, 等. NEPE 推进剂老化过程中结构与力学性能的关系[J]. 火炸药学报, 2007, 30(1): 13-16.
ZHANG Hao, PENG Song, PANG Ai-min, et al. Relationship of Structure and Mechanical Properties in the Aging Process of NEPE Propellant[J]. Chinese Journal of Explosives & Propellants, 2007, 30(1): 13-16.

[18] 邹思斯, 严聪, 马岑睿, 等. 定应变下 HTPB 推进剂延伸率二元回归模型[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(4): 131-133.
ZOU Si-si, YAN Cong, MA Cen-rui, et al. The Dualistic Linear Regression Model of HTPB Propellant's Elongation under Constant Strain[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(4): 131-133.

[19] 张仕念, 易当详, 宋亚男, 等. 固体推进剂多失效模式相关的贮存可靠性评估[J]. 固体火箭技术, 2007, 30(6): 525-528.
ZHANG Shi-nian, YI Dang-xiang, SONG Ya-nan, et al. Evaluation on Storage Reliability of Solid Propellant Based on Correlative Failure Modes[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 525-528.

[20] 张腊莹, 衡淑云, 刘子如, 等. NEPE 类推进剂老化的动态力学性能[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 477-480.
ZHANG La-ying, HENG Shu-yun, LIU Zi-ru, et al. Dynamic Mechanical Properties for Aged NEPE Propellant[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(5): 477-480.

[21] 陈刚, 王小英, 张雪. 未老化 NEPE 推进剂/衬层粘接试件拉伸失效模式研究[J]. 固体火箭技术, 2012, 35(6): 787-791.
CHEN Gang, WANG Xiao-ying, ZHANG Xue. Study on the Failure Mode of Not Aging NEPE Propellant/Liner Bondline Sample[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2012, 35(6): 787-791.

[22] 李铎, 李强. 对 GAT0 类火箭发动机装药失效因素的分析[C]//2014 年兵器工业失效分析学术年会论文集. 杭州: 中国兵工学会, 2014.
LI Duo, LI Qiang. Analysis of Failure Factors of GAT0 Rocket Engine Charge[C]//Proceedings of the 2014 Annual Conference on Failure Analysis of Ordnance Industry. Hangzhou: China Ordnance Society, 2014.

[23] 韩波, 鞠玉涛, 周长省. HTPB 推进剂粘聚断裂研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(1): 89-93.
HAN Bo, JU Yu-tao, ZHOU Chang-sheng. Cohesive Fracture Investigation of HTPB Propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(1): 89-93.

[24] 韩波, 鞠玉涛, 周长省. HTPB 推进剂粘聚断裂研究[J]. 固体火箭技术, 2013, 36(1): 89-93.
HAN Bo, JU Yu-tao, ZHOU Chang-sheng. Cohesive Fracture Investigation of HTPB Propellant[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2013, 36(1): 89-93.

[25] 孙亚伦, 任慧, 焦清介, 等. 某镁铝贫氧推进剂吸湿与点火失效分析[J]. 含能材料, 2016, 24(12): 1145-1150.
SUN Ya-lun, REN Hui, JIAO Qing-jie, et al. Analysis on Moisture Absorption and Ignition Failure of Fuel-Rich Propellant Containing Magnesium-Aluminum[J]. Chinese Journal of Energetic Materials, 2016, 24(12): 1145-1150.

[26] 曹亮, 于晓辉, 徐波, 等. 高温条件下 HTPB 推进剂药柱老化研究[J]. 航空兵器, 2014, 21(3): 40-43.
CAO Liang, YU Xiao-hui, XU Bo, et al. Research on Grain Aging of HTPB Propellants under the High Temperature Condition[J]. Aero Weaponry, 2014, 21(3): 40-43.

责任编辑：刘世忠