

文章编号: 1001-2486(2003)03-0033-03

发动机粘接界面加速老化及寿命预测*

宋先邨

(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 介绍发动机粘接界面老化试验, 根据其力学特性的变化, 建立合适的数学模型, 并估算出贮存寿命。

关键词: 粘接界面; 加速老化; 寿命预测

中图分类号: TB332 **文献标识码:** B

Accelerated Aging and Life Forecast of Solid Rocket Motor with Bonded Interface

SONG Xiaocun

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aging test of bonded interface in solid rocket motor is discussed. The appropriate mathematical model is established according to the variance of its mechanical properties. Storage life is estimated using this model.

Key words: motor; accelerated aging; life forecast

固体火箭发动机加速贮存及寿命预测主要研究在贮存环境下的性能变化。固体火箭发动机的加速老化, 实际上主要指粘接界面加速老化, 预测发动机贮存寿命, 对固体火箭的研制、设计、生产、服役具有极其重要的价值。固体火箭研制定型, 需要评定其贮存寿命, 在没有充分的现场试验结果时, 通过加速贮存试验预测固体火箭使用寿命是一个重要的途径。在使用中, 如果由于不能准确预测寿命, 固体火箭发动机不到贮存寿命的期限就过早地退役, 则会造成很大的经济浪费; 反之如果超过贮存寿命期限使用, 又会造成灾难性的后果。开展固体火箭发动机加速贮存试验及预测寿命的研究对确保飞行器安全性可靠性具有重大意义。目前, 世界上发达国家非常重视固体火箭贮存寿命的研究。他们普遍采用的方法是固体火箭的大规模贮存试验。这种方法的优点是可比性好, 结果可靠性高; 缺点是耗资巨大, 试验周期长, 而且对不同装备不具有可扩展性。

国内固体火箭加速贮存寿命预测基础研究非常薄弱, 基本还停留在经验阶段。国内发动机生产单位, 由于受经费的限制, 很少深入开展发动机的加速老化研究。加速老化能了解其理化性能和力学性能降解, 由加速贮存试验结果, 建立数学模型并预测固体火箭的使用寿命。

1 试验实施及结果

粘接界面试样是模拟固体火箭发动机制作的, 由发动机壳体/衬层/推进剂/衬层/发动机壳体组成, 粘接面直径为 40mm, 壳体金属厚 10mm, 衬层/推进剂/衬层厚 3mm, 界面受扯离载荷。加速贮存试验选择扯离强度作为性能指标。根据其材料的特点, 确定加速贮存试验温度点 4 个, 相邻温度间隔 10℃, 即 70℃、60℃、50℃及 40℃。加速贮存试验试样置于 DU-65 电热恒温油浴箱内恒温贮存。按先期时间短、后期时间长取出。取出试样置于干燥器内 24h 后, 在 WDW-100B 微机控制万能试验机上做扯离强度试验, 绘制出应力应变曲线, 由曲线判读出扯离强度 σ_m , 其结果见表 1。试验结果表明, 强度随温度升

* 收稿日期: 2002-12-31

基金项目: 国家部委重点预研项目 (EP000285)

作者简介: 宋先邨 (1954-), 男, 高级工程师。

高而增大,这是该材料老化性能所致,符合HTPB材料特性。

2 加速贮存试验结果处理公式

使用寿命计算,由加速老化试验数据服从阿累尼沃斯方程,数学模型为:

$$P = P_0 e^{-Kt} \quad (1)$$

式中: P 为某一时刻的性能; P_0 为常数; K 为与温度有关的性能变化速度常数; t 为老化时间(周)。

令: $X = t$, $Y = \ln P$, $a = \ln P_0$, $b = -K$, 则公式(1)可用直线方程 $Y = a + bX$ 表示。

性能变化速度常数 K 与热力学温度 T 相关的阿累尼沃斯方程为:

$$K = Z e^{-E/RT} \quad (2)$$

式中: Z 为频率因子; E 为表面活化能 ($\text{J} \cdot \text{mol}^{-1}$); R 为摩尔气体常数 ($\text{J} \cdot \text{K}^{-1} \cdot \text{mol}^{-1}$); T 为热力学温度(K)。

在加速老化试验中,每个老化温度下可获得一组老化时间 t_i 与性能 P_i 的数据 ($i = 1, 2, \dots, n$)。

令: $X_1 = 1/T$; $Y_1 = \ln K$; $a_1 = \ln Z$; $b_1 = -E/R$, 则公式(2)可用直线方程 $Y_1 = a_1 + b_1 X_1$ 表示。

用最小二乘法可求出系数 a_1, b_1 和相关系数 γ_1, γ_1 进行相关性检验。

$$b_1 = L_{XY}/L_{XX}, \quad a_1 = Y - b_1 X, \quad \gamma_1 = L_{XY}/\sqrt{L_{XX} \cdot L_{YY}} \quad (3)$$

式(3)中:

$$L_{XX} = \sum_{i=1}^n (X_i - X)^2, \quad L_{YY} = \sum_{i=1}^n (Y_i - Y)^2$$

$$L_{XY} = \sum_{i=1}^n (X_i - X)(Y_i - Y), \quad X = \left[\sum_{i=1}^n X_i \right] / n, \quad Y = \left[\sum_{i=1}^n Y_i \right] / n$$

将 X_1, Y_1 所取代的参数代入直线方程 $Y_1 = a_1 + b_1 X_1$ 中,则有:

$$\ln K = a_1 + b_1 \cdot 1/T \quad (4)$$

将贮存温度 T_s 代入式(4)中得到:

$$K_s = \exp(a_1 + b_1 \cdot 1/T_s) \quad (5)$$

求得的反应速度常数 K_s 没有考虑预测过程中存在的随机误差。为求反应速度常数 K_s 的置信界限,先求 Y_1 值的标准差 S_y :

$$S_y = S \cdot \sqrt{1 + 1/m + (X_s - X_1)^2 / L_{X_1 X_1}} \quad (6)$$

式中: $S = \sqrt{(L_{Y_1 Y_1} - b L_{X_1 Y_1} / (m - 2))}$ 为 Y_1 的剩余标准差,于是,贮存温度 T_s 时性能变化速度常数的上限:

$$K_s = \exp(a_1 + b_1 \cdot 1/T_s \pm t_\alpha \cdot S_y) \quad (7)$$

式中: t_α 可由置信概率 80% (显著性水平 α 为 0.2), $f = m - 1$ 在 t 分布表中查得^[3]。

若几个试验温度下的 a_i 值变化较大,且无规律,则求其平均值作为计算值 a_s ,亦可为初始性能。

线性化后的回归方程 $\ln P = a_s - K_s X_s$, 则有

表 1 粘接界面壳体/衬层/推进剂/衬层/壳体加速贮存试验扯离强度 σ_m 结果

Tab. 1 Tearing strength σ_m of bonded interface (shell/ underlayer/ solid propellant/ shell)

老化时间 (d)	应力水平 数值	σ_m (MPa)			
		70℃	60℃	50℃	40℃
2		1.954	1.954	1.954	1.954
10		1.985	1.982	1.971	1.958
20		2.022	2.007	1.990	1.962
30		2.171	2.026	2.001	1.966
45		2.233	2.044	2.019	1.970
60		2.346	2.063		
75		2.455	2.091	2.031	1.984
90		2.532			
95			2.123		
110		2.653			
115				2.040	1.988
125			2.152		
145		2.705			
165				2.061	1.990
170			2.206		
205				2.070	
215					1.995
250				2.082	
270					1.997

$$X_S = (a_s - \ln P) / K_S \tag{8}$$

或

$$X_S = (\ln P_0 - \ln P) / K_S \tag{9}$$

将性能变化后的数值 P 及 a_s, K_S 代入(8)或(9)式,即可求得 S 下的使用寿命 X_S 。

由上面公式,计算回归方程和阿累尼沃斯方程参数分别见表 2 和表 3 (表中 γ_1, γ_2 为相关系数, P_2 为置信概率),按照阿累尼沃斯方程求出不同贮存温度、不同性能变化率固体火箭发动机使用寿命,见表 4。

固体火箭发动机使用寿命预测时,涉及贮存温度和材料加速老化性能的变化量,而性能的变化量有强度和应变等,应按较为保守的思想综合多因素确定。

表 2 粘接界面壳体/衬层/推进剂/衬层/壳体扯离强度的回归方程

Tab. 2 The regression equation of tearing strength σ_m of bonded interface(shell/ underlayer/ solid propellant/ shell)

老化温度(°C)	a_2	b_2	γ_2	$P_2(\%)$
70	0.6811174	0.01757780	0.9751784	> 95
60	0.6804619	0.00486446	0.9876932	> 95
50	0.6830764	0.00158463	0.9399610	> 95
40	0.6736090	0.00056458	0.9247914	> 95

表 3 粘接界面壳体/衬层/推进剂/衬层/壳体扯离强度的阿累尼沃斯方程参数

Tab. 3 Parameters of Arrhenius equation of tearing strength of bonded interface(shell/ underlayer/ solid propellant/ shell)

a_1	b_1	γ_1	$P_2(\%)$
31.58224	- 12 254.80	- 0.9970480	> 95

表 4 固体火箭发动机使用寿命预测

Tab. 4 Life forecast of solid rocket motor

性能变化(%)	贮存温度(°C)	30	29	28	27	26	25
	贮存寿命(年)						
10		10.34	11.76	13.38	15.24	17.38	19.82
11		11.32	12.87	14.65	16.69	19.03	21.71
12		12.29	13.98	15.91	18.13	20.66	23.57
13		13.26	15.80	17.16	19.55	22.28	25.42
14		14.21	16.16	18.40	20.96	23.89	27.25
15		15.16	17.24	19.62	22.35	25.48	29.07

3 结论

固体火箭发动机粘接界面加速老化试验结果表明,扯离强度变化 10%,仓库温度 30 °C 状态下,贮存大于 10 年;若扯离强度变化 15%,仓库温度 25 °C 状态下,贮存大于 29 年;降低仓库温度,可大幅提高贮存寿命。本试验对一种常见的固体火箭发动机粘接界面进行加速老化试验,故试验数据和处理结果仅作为该种发动机贮存寿命的参考依据。

参考文献:

[1] 罗怀德. 固体推进剂使用寿命快速预测探讨研究[J]. 固体火箭技术, 2000, 23 (1).
 [2] 硫化橡胶与金属粘合强度的测定拉伸法[S]. GB11211- 89.
 [3] 复合固体推进剂贮存老化试验方法[S]. QJ2328- 92