

## 某固体推进剂湿热老化模型

赵 峰, 常新龙

(中国人民解放军第二炮兵工程学院, 西安 710025)

**摘 要:** 通过对常用失效物理模型的分析 and 总结, 结合量子力学理论关于电子产品老化反应速率与环境温、湿度的关系, 以推进剂力学性能参数为研究对象, 建立了固体推进剂贮存使用寿命的湿热老化模型, 并通过试验数据拟合得到具体的经验公式。该模型可作为湿热环境下固体火箭推进剂贮存使用寿命预估的理论依据, 也可作为固体火箭发动机剩余寿命计算的参考模型。

**关键词:** 固体推进剂; 老化模型; 湿热老化

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 01-0059-04

## Hygrothermal aging life model of a composite solid propellant

Zhao Feng, Chang Xinlong

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China)

**Abstract:** By studying and summing up the common failure physical models and combining with the quantum mechanics theory on the relationship between the electronic equipment aging reaction rate and temperature-humidity, a hygrothermal aging life model for solid propellant storage and usage is established with the propellant mechanical properties as the research object. Further more, experiential formula was obtained by fitting experimental datum. The model can be used as a theory base for the prediction of the storage life time span of solid rocket propellant under hygrothermal environment, or as a reference model for the calculation of the residual life of SRM.

**Key words:** solid propellant; aging life model; hygrothermal aging

收稿日期: 2007-04-24; 修回日期: 2007-08-29。

作者简介: 赵峰 (1978—), 男, 硕士研究生, 研究领域为火箭发动机环境损伤与可靠性。

## 1 引言

固体推进剂在长期贮存过程中, 由于各种因素的影响, 其性能会逐渐变化, 最后达不到使用指标, 失去使用价值, 这种现象称为固体推进剂的老化。性能良好的固体推进剂除了满足能量特性、力学性能和弹道性能外, 还应有良好的贮存性能, 以便在长期的贮存过程中仍能保持良好的力学性能和弹道性能。在实际使用中, 如果能较准确地预估出固体火箭推进剂的贮存使用寿命, 将对装备的合理更新和提高装备的综合性能产生积极影响, 而如何选取合适的寿命模型则是寿命预估的关键。本文首先分析常用的计算固体推进剂贮存寿命的阿累尼乌斯模型, 结合量子力学理论关于电子产品老化反应速率与湿度的关系, 推导出反应论失效物理模型, 最后以实验数据来验证该模型的可行性。

## 2 常见的反应论模型

加速寿命试验中最常见的反应论模型是 Arrhenius 模型。该模型常采用热空气加速老化的试验, 从试验所得高温数据去推算常温下的贮存期。推进剂的性能变化符合阿累尼乌斯方程:

$$K=Ae^{-EA/RT} \quad (1)$$

式中,  $K$  为反应速率;  $A$  是与温度无关的常数;  $EA$  为反应活化能 (eV);  $R$  为玻尔茨曼常数;  $T$  为绝对温度 (开尔文)。

假定在老化时间  $t$  内, 推进剂性能变化了  $D$ , 则其平均反应速率应为  $D/t$ , 于是:

$$K=D/t \quad (2)$$

$$\text{则} \quad D/t=Ae^{-EA/RT} \quad (3)$$

两边取对数, 使  $D/A=A'$  型方程两端取自然对数, 则方程 (3) 可线性化为:

$$\ln t=\ln A'+EA/RT \quad (4)$$

在温度  $T_1$  时, 选取 2 倍 (或 1/2 倍) 的性能变化下的时间  $t_1$  代入  $\ln t$  中, 得  $\ln t_1$ 。多取几组数据作  $\ln t-1/T$  图可得到一条直线, 利用该直线可

求得贮存时间。

这种估算贮存期的方法, 是以阿累尼乌斯方程推导出来的, 故要求老化性能是时间的函数, 并呈直线关系。大量的相关资料表明: 在热空气老化范围内,  $\ln t$  与  $1/T$  的线性关系良好, 但外推到室温推算结果就与实际情况有一定差异<sup>[4]</sup>, 这种差异主要是由常温环境下推进剂的老化机理和实验环境下推进剂的老化机理的差异而引起的。同时这种模型没有考虑到环境中的湿度因素, 尽管火箭发动机从出厂到装备部队整个过程中比较重视防湿和密封措施, 但是导弹武器装备在使用过程, 火箭发动机有可能长期处于湿热环境中, 因此湿度对火箭发动机药柱贮存性能的影响不容忽视。

## 3 反应论模型在预测固体推进剂贮存寿命中的应用

固体推进剂在贮存过程中, 由于受到贮存环境应力的影响, 其性能必然发生变化, 经过一段时间贮存的产品, 贮存寿命有多长, 这是人们关心的问题。假设  $t$  时刻推进剂力学性能为  $P$ , 这里所指的力学性能包括药柱强度、延伸率、弹性模量、硬度等, 以  $K$  表示反应速度, 则

$$\frac{dP}{dt}=K \quad (5)$$

在湿热环境中, 主要加速应力是热和湿度。根据量子力学理论<sup>[5]</sup>, 老化反应速度与温度符合阿累尼乌斯公式, 与温度以外的应力成  $\alpha$  次幂律关系, 有

$$K=\lambda(H-H_L)^\alpha e^{-\frac{B}{T}} \quad (6)$$

这里  $T$  为绝对温度;  $H$  为贮存环境湿度, 在贮存环境中, 由于推进剂受到物理化学反应的作用, 其含湿量会发生变化;  $H_L$  是推进剂在物理化学反应作用下含湿量的变化量;  $\lambda, \alpha, B$  为与温、湿度无关的常数。若  $P_0$  为推进剂力学性能的初始值, 在  $t=L$  时,

$$L=\frac{P_c-P_0}{K} \quad (7)$$

式中,  $L$  为推进剂在加速老化环境下的寿命;  $P_c$

为推进剂力学性能临界值。将公式 (6) 代入公式 (7), 则

$$L = \frac{P_c - P_0}{\lambda} (H - H_L)^{-\alpha} e^{\frac{B}{T}} \quad (8)$$

在  $t$  时刻,  $\frac{P_c - P_0}{\lambda}$  为常数, 令  $\frac{P_c - P_0}{\lambda} = A$ , 一般情况下, 物理化学反应对推进剂湿度的影响不大。若忽略物理化学反应对推进剂湿度的影响, 即  $H_L = 0$ , 则上式为

$$L = AH^{-\alpha} e^{\frac{B}{T}} \quad (9)$$

两边取对数, 对上式进行线性化, 则

$$\ln L = \ln A - \alpha \ln H + \frac{B}{T} \quad (10)$$

$\ln L$ 、 $\ln H$  和  $\frac{1}{T}$  构成一个三维空间 ( $\ln H$ ,  $\frac{1}{T}$ ,  $\ln L$ )。

当湿度恒定, 温度变化时, 公式 (9) 中  $AH^{-\alpha}$  为常数, 即为阿累尼乌斯方程, 亦即反应论失效物理模型。当温度恒定, 湿度变化时, 公式 (9)

中  $Ae^{\frac{B}{T}}$  为常数, 令  $Ae^{\frac{B}{T}} = D$ , 该式可表示为

$$L = DH^{-\alpha} \quad (11)$$

寿命与湿度  $\alpha$  次幂成反比例关系。

#### 4 参数拟合

对某固体推进剂选择不同的应力水平进行了加速老化试验, 试验过程分四组, 每组对样品进行了 5 次检测, 每次检测测试 3 个值, 取平均值与初始值之比作为该次检测的结果, 得到的数据见表 1。

表 1 某固体推进剂不同应力水平的老化寿命和力学性能与初始力学性能之比的关系

Tab.1 Relationships between the aging lifes and the ratios of the test and initial mechanical property values of a solid propellant at different humidity-temperature combinations

70°C, 70%RH		70°C, 90%RH		60°C, 70%RH		60°C, 90%RH	
d	P/P <sub>0</sub>						
2	0.8064	2	0.5383	4	0.8011	2.3	0.6678
5.5	0.6706	3.5	0.4845	8	0.7036	4.3	0.5526
9	0.6509	6	0.4629	12	0.6598	8.3	0.4678
13	0.6176	10	0.2668	16	0.6555	11.3	0.3557
16.6	0.5380	14	0.1626				

若以推进剂力学性能下降为原来的 1/2 作为其失效的判据<sup>[4]</sup>, 则  $P/P_0$  等于 0.5 时对应的老化时间就是该推进剂的老化寿命。在以上四组数据中, 对每一组数据进行线性拟合<sup>[4]</sup>, 得到加速老化时间和力学性能与初始值的比值  $P/P_0$  之间的关系, 由此算出该组推进剂的加速老化寿命。从而得到老化寿命与温度、湿度函数  $f(L, H, T_i)$  的四组数据为:

19.0181, 0.7, 343.15

3.4718, 0.9, 343.15

29.0144, 0.7, 333.15

6.8919, 0.9, 333.15

由这四组数据对公式 (9) 进行线性拟合, 得到  $A = 1.86 \times 10^{-8}$ ,  $\alpha = 6.2$ ,  $B = 6328$ , 即 (9) 式为

$$L = 1.86 \times 10^{-8} H^{-6.2} e^{\frac{6328}{T}} \quad (12)$$

上式即为该型号固体推进剂在湿热环境下的老化经验公式。

## 5 结束语

(1) 本模型是从量子力学推导过来的, 适用于固体推进剂在湿热环境中的寿命评估, 也可适用于其它湿热老化的寿命评估。

(2) 本模型利用实验数据得到, 推进剂在实验环境和实际贮存环境的老化机理有一定的差别, 因实验条件限制, 不能得到大量数据对本模型的参数进行拟合, 从而影响到模型的准确度。

(3) 参照自然贮存数据, 修正湿热老化模型, 以提高预估实际环境下贮存寿命的准确性。

(编辑: 王建喜)

(上接第6页)

(1) 瓦状塞式喷管的型面设计方法简单有效, 模型发动机在整个工作高度范围内具有较高的推力系数效率;

(2) 底部压强曲线反映出了气动特性状态由开放到闭合的转变过程, 以及底部闭合后底部压强保持恒定不变;

(3) 内喷管倾角增大, 底部压强增大, 底部状态发生转变的  $P_{\text{a}}$  和底部开始提供正推力的  $P_{\text{p}}$  数值逐渐减小;

(4) 底部加入二次流可以增加底部压强, 提高性能, 但其影响范围在 1%~2%, 试验模型的最佳二次流百分比为 1.5% 左右;

(5) 有无底部盖板会影响底部的气动特性, 没有底部盖板不利于底部形成闭合状态, 降低了底部压强, 气动性能下降;

(6) 底部引入二次流后, 底部压强呈现出由中心位置向两侧位置对称性逐渐减小的趋势。

### 参考文献:

[1] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European Investigation of Clustered Plug Nozzles[R]. AIAA 99-2350.

### 参考文献:

[1] 彭培根, 刘培谅. 固体推进剂性能及原理[M]. 长沙: 国防科技大学, 1986.  
 [2] 王治军. 导弹武器系统的可靠性与维修性[M]. 北京: 第二炮兵装备技术部, 1993.  
 [3] 吴翊, 李永乐, 胡庆军. 应用数理统计[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.  
 [4] Kivity M, Hartman G, Achlama A M. Aging of HTPB Propellant[R]. AIAA 2005-3802.

[2] Onofri M. Plug Nozzles: Summary of Flow Features and Engine Performance[R]. AIAA 2002-0584.  
 [3] Tomita T, Takahashi M, Tamura H. Flow Field of Clustered Plug Nozzles[R]. AIAA 97-3219.  
 [4] 戴梧叶. 塞式喷管的实验与数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.  
 [5] 覃粒子. 塞式喷管型面设计与优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.  
 [6] 王一白. 塞式喷管的性能实验与系统设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.  
 [7] 王长辉. 塞式喷管气动特性的实验和数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2005.  
 [8] 戴梧叶, 刘宇, 马彬, 等. “瓦”状塞式喷管的数值模拟与实验[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 292-297.  
 [9] Rao G. Spike Nozzle Contour for Optimum Thrust[J]. Ballistic Missile and Space Technology, 1961, Vol.2, 92-101.  
 [10] Angelino G. Approximate Method for Plug Nozzle Design [J]. AIAA Journal, 1964, 2(10): 1934-1935.  
 [11] Wang Y, Qin L, Liu Y, et al. Cold-flow Experimental Studies on Performance of the Tile-shaped Aerospike Nozzles [R]. AIAA 2007-5477.  
 [12] Tomita T, Takahashi M, Ododera T, et al. Effects of Base Bleed on Thrust Performance of a Linear Aerospike Nozzle[R]. AIAA 99-2586.

(编辑: 侯早)