

# 基于状态监测和老化试验的火箭发动机寿命 评估方法研究

谢镇波, 李洪伟, 贾明明

(海军航空工程学院 青岛校区, 山东 青岛 266041)

**摘要:** 通过分析某型固体火箭发动机的结构,对发动机状态监测系统的微型传感器进行了合理布局,从而得到危险区域的最大应变值。采用加速老化试验,得到推进剂在不同老化温度下延伸率随老化时间的变化曲线。通过化学反应速率,建立不同老化温度下力学性能参数和老化时间的关系,从而确定某贮存温度下推进剂延伸率与贮存时间的关系。将发动机危险点处最大应变与贮存时间的变化关系进行比较,得到推进剂的贮存寿命。

**关键词:** 固体火箭发动机; 状态监测; 老化试验; 寿命

**中图分类号:** V216.5; V238      **文献标识码:** A

**文章编号:** 1672-9242(2012)04-0015-04

## Study of Life Estimation Method for Solid Rocket Motor Based on State Monitoring and Aging Test

XIE Zhen-bo, LI Hong-wei, JIA Ming-ming

(Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China)

**Abstract:** The maximal strain value in danger zone of solid rocket motor was determined through structural analysis and state monitoring using micro-sensors. Accelerated aging test was carried out to get tension curve and elongation percentage of the propellant under different aging temperature and time. Relation between mechanical property parameter and aging time was established with chemical reaction speed. The relation between elongation percentage and storage period of propellant at certain temperature was determined. Propellant's storage life was determined by checking the maximal strain in motor and storage period.

**Key words:** solid rocket motor; state monitoring; aging test; life

固体火箭发动机全寿命周期要经过生产制造、长途运输、长期贮存、勤务处理、战斗值班和发射等重要历程。在全寿命周期中都有可能发生故障,很难准确评估当前状态的可靠性及预测其剩余寿命,无法准确预测故障发生的时间、地点、原因,同时也无法明确责任<sup>[1]</sup>。

收稿日期: 2012-03-02

作者简介: 谢镇波(1980—),男,山东荣成人,硕士,讲师,主要从事航空航天飞行器动力装置状态监控和寿命可靠性研究。

大部分固体发动机都要经过很多年的贮备才会使用或销毁。因此,需开展固体火箭发动机的寿命和可靠性评估方法研究<sup>[2-6]</sup>,探索和验证固体火箭发动机状态参数(尤其是粘接面参数)的监测技术,从而预先判断发动机的寿命期限。

## 1 某型固体火箭发动机结构分析

发动机结构分析的基础是建立有限元模型。某型发动机药型为大锥角五角星形结构,对发动机三维有限元进行分析。建立发动机实际结构的三维有限元模型,可以得到整体及发动机两端的响应信息,准确地确定发动机的危险点所在,确定发动机状态监测系统微型传感器的布局 and 数量。分析整个发动机的位移场、应力场和应变场的情况,合理布局监测系统的监测点,可以提高状态参数监测的精度,精确地反映发动机在工作过程中状态的变化。

### 1.1 有限元计算模型

发动机的几何构型和载荷均具有轴对称性,取其中轴对称部分的1/10建立有限元计算模型。整个发动机的构成有壳体、绝热层和推进剂,其中推进剂被厚度不一的绝热层包覆,如图1和图2所示。



图1 发动机前部示意

Fig. 1 Sectional view of motor foreside

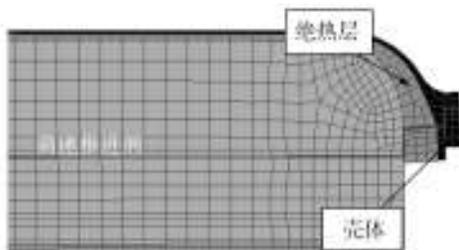


图2 发动机后部示意

Fig. 2 Sectional view of motor backside

发动机前部是低燃速推进剂,后部为高燃速推进剂,低燃速推进剂段约为1200 mm。用MSC/PATRAN2005建模,以八节点六面体单元划分,划分规模:单元总数为18 300个,节点数为22 722个。

假设固体推进剂是均匀、各向同性的线性黏弹性材料,固体推进剂的泊松比为常数,不考虑烧蚀效应。

根据工程实际经验以及MSC/NASTRAN软件的分析能力,计算轴向过载12g以及内压从点火增压至峰值13.8 MPa(如图3所示)时,发动机推进剂的应变场变化情况。分析发动机在低温(-35℃)环境下点火发射的结构时,设温度为线性变化,并假设在每一个瞬时整个发动机温度场是均匀的。发动机药柱的力学性能参数可从资料中查询。

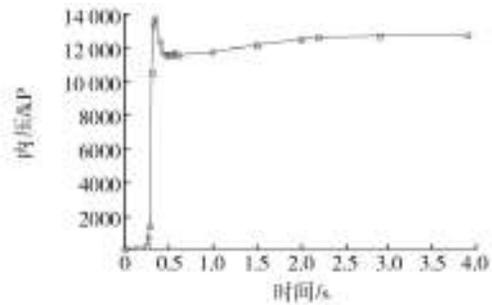


图3 发动机点火增压曲线

Fig. 3 Supercharging curve during motor firing

### 1.2 计算结果分析

图4为未经老化试验的发动机内推进剂的应变场分布。发动机点火345 ms,增压至内压峰值13.8 MPa,由于峰值时间很短,通常其平衡内压为12.7 MPa,计算轴向过载为12g时发动机的Von Mises应变场。其分布规律如图5所示,全局Von Mises应变最大值位于发动机的头部约140 mm处,该处为低燃速推进剂。高燃速推进剂段的最大Von Mises应变位于两种推进剂的交接部,约在距离发动机前端1400 mm处。

计算结果表明,在内压与轴向过载联合作用下,发动机沟槽底部存在应变集中,由此可以确定发动机工作时的危险部位,在药柱最大应变区域安装合适数量的微型应变传感器进行状态监测,并记录最大应变随存储时间和老化时间的变化情况,据此可以对发动机的贮存寿命进行预估。

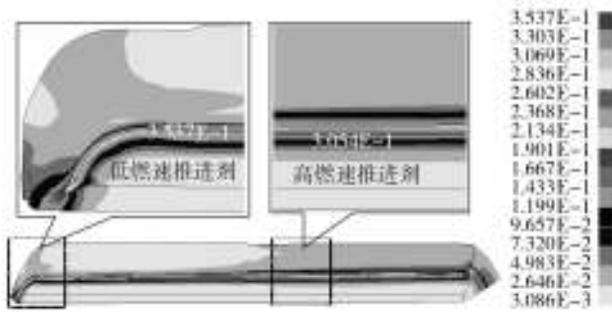


图4 未老化时发动机的 Von Mises 应变场

Fig. 4 Von Mises strain field of new motor

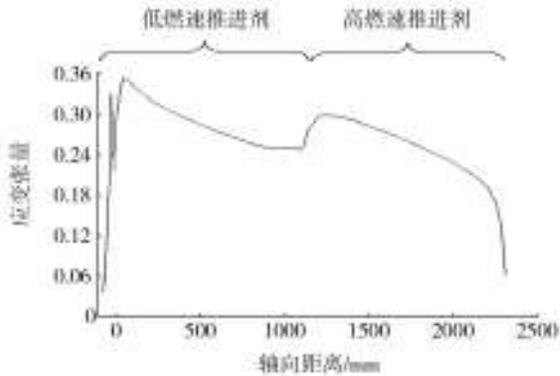


图5 发动机沟槽底部 Von Mises 应变沿轴向分布规律

Fig. 5 Regularities of Von Mises strain distribution along the axial direction at the bottom of motor

## 2 推进剂延伸率与老化时间、贮存时间的关系

### 2.1 延伸率与老化时间的关系

高燃速推进剂以老化试验参数作为判据来预估发动机寿命。低燃速推进剂则从工程实际出发,老化温度为 50 °C 和 70 °C 时,采用老化 6 周后的试验结果;老化温度为 60 °C 时,采用老化 12 周后的试验值来拟合老化速率  $v$ 。各老化温度下最大延伸率随老化时间的变化曲线如图 6 所示。

### 2.2 延伸率与贮存时间关系

设最大延伸率与化学反应速率及老化时间的关系为<sup>[7-8]</sup>:

$$\varepsilon_{\max} = A \cdot \exp(-vt) \quad (1)$$

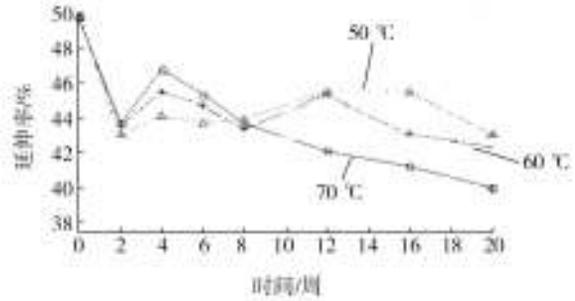


图6 推进剂最大延伸率随老化时间的变化规律

Fig. 6 Regularities of the maximum propellant elongation percentage varying with ageing time

式中:  $\varepsilon_{\max}$  为最大延伸率;  $A$  为常数;  $v$  为化学反应速率;  $t$  为时间。

建立贮存温度与化学反应速率的关系。老化过程中,假定固体推进剂中的物理化学性能变化遵循 Arrhenius 方程,即:

$$v = H \cdot \exp\left[-\left(\frac{E}{R}\right)\frac{1}{T}\right] \quad (2)$$

式中:  $v$  为温度  $T$  时的反应速率;  $E$  为活化能;  $H$  为频率因子;  $R$  为气体常数。

最后,确立任一贮存温度下力学性能参数与贮存时间的关系。由式(1)和式(2)可得任一贮存温度  $T_s$  下最大延伸率  $\varepsilon_{\max}$  与贮存时间  $t$  的关系:

$$\varepsilon_{\max} = A_{T_s} \exp\left[-H \exp\left(-\frac{E}{RT_s}\right)t\right] \quad (3)$$

式中:  $A_{T_s}$  为对应贮存温度  $T_s$  时的常数。

对于高燃速推进剂,根据老化试验结果可以拟合得到式(2)中的  $H$  和  $\frac{E}{R}$ , 则 20 °C 时延伸率  $\varepsilon_{\max}$  与贮存时间  $t$  的关系为:

$$\varepsilon_{\max} = 0.432\ 96 \exp\left[-1\ 925\ 400 \exp\left(-\frac{6572.8}{T_s}\right)t\right] \quad (4)$$

以高燃速推进剂延伸率下降 10%, 15% 和 20% 作为失效判据时,发动机的寿命分别为 302.4 周、466.45 周和 640.5 周。

对于低燃速推进剂,这里采用老化试验后面的几组数据结果,得到 20 °C 时延伸率  $\varepsilon_{\max}$  与贮存时间  $t$  的关系为:

$$\varepsilon_{\max} = 0.549\ 68 \exp\left[-62\ 863 \exp\left(\frac{5448.7}{T_s}\right)t\right] \quad (5)$$

以低燃速推进剂延伸率下降10%、15%和20%作为失效判据时,发动机的寿命分别为198周(约3年零10个月)、305周(约5年零10个月)和419周(约8年零1个月)。

### 3 推进剂的贮存寿命

应用状态监测系统的微型传感器监测某型固体火箭发动机药柱不同老化温度和老化时间下危险区域的应变,并挑出最大应变值。由于各老化温度下不同老化时间的试验参数不足,因此,文中采用已有危险点处的最大监测应变值作为计算依据,见表1。

表1 各老化时间与老化温度下危险点的最大监测应变值  
Table 1 The maximum strain in the dangerous position at the ageing time and ageing temperature

老化时间/周	低燃速推进剂应变值/%			高燃速推进剂应变值/%		
	70 °C	60 °C	50 °C	70 °C	60 °C	50 °C
0	35.37	35.37	35.37	30.54	30.54	30.54
6	29.81	33.43	34.56	25.52	28.78	29.81
10	26.78			22.76		
14		31.92	33.54		27.41	28.89
16	20.29			16.90		
20		27.54	31.25		23.44	27.19

根据表1中高、低燃速推进剂在同一贮存温度下不同贮存时期的最大应变,由式(1)拟合得到A与v,进而得到不同老化温度下力学性能参数ε<sub>v</sub>与老化时间t的关系中的A与v两参数,即可得到不同老化温度时的化学反应速率,见表2。

表2 低、高燃速推进剂的A与v  
Table 2 The constant A and v of low and high burning rate propellant

参数	低燃速推进剂			高燃速推进剂		
	70 °C	60 °C	50 °C	70 °C	60 °C	50 °C
A	0.358	0.358	0.356	0.310	0.310	0.307
v/(g·s <sup>-1</sup> )	0.033	0.012	0.006	0.035	0.012	0.006

由表2中不同老化温度下的化学反应速率v,对式(2)进行数据拟合可确定式中的H和(E/R),A取平均值,从而可得到贮存温度与反应速率的关系。于

是,低燃速推进剂贮存温度T<sub>s</sub>=293.15 K时,最大应变ε<sub>v</sub>与贮存时间t的关系为:

$$\varepsilon_v = 0.35731 \times \exp[-4.5859 \times 10^{10} \times \exp\left(\frac{-9.6043 \times 10^3}{T_s}\right)t] \quad (6)$$

高燃速推进剂贮存温度为T<sub>s</sub>=293.15 K时最大应变ε<sub>v</sub>与贮存时间t的关系为:

$$\varepsilon_v = 0.30850 \times \exp[-9.4129 \times 10^{10} \times \exp\left(\frac{-9.8306 \times 10^3}{T_s}\right)t] \quad (7)$$

将推进剂老化试验所得的最大延伸率与计算所得的最大应变在贮存温度为20 °C时随老化时间的变化进行比较,即可得到贮存寿命。考虑到发动机工作时某些不确定的因素,预估寿命时通常将计算所得的最大应变乘以一个类似安全系数性质的常数或者加上一定的余量,余量一般取初始应变的20%至30%。当取不同的余量时,预估发动机的寿命见表3。

表3 不同余量时发动机的寿命  
Table 3 The motor life in different margins

余量	预估寿命	
	低燃速推进剂	高燃速推进剂
20%	16年11个月	23年2个月
25%	13年8个月	16年1个月
30%	10年7个月	10年2个月

### 4 结语

以推进剂高温加速老化试验中所得的最大延伸率随贮存时间的变化规律为评估标准,利用固体火箭发动机状态监测系统,监控得到某型固体火箭发动机药柱危险点最大应变随贮存时间的实际变化规律,两者比较得到推进剂的贮存寿命。这种视情评估方法与根据经验以推进剂延伸率下降程度作为失效判据相比,对于提高发动机的使用可靠性更具有实际意义。

#### 参考文献:

[1] 邢耀国. 固体火箭发动机状态监测和失效判定技术的发展 (下转第26页)

见表2。经分析可知,贮存环境中对红外敏感器系统失效起主导作用的应力主要为温度、湿度、冲击与霉菌。考虑到试验实现的难易程度,笔者认为在进行红外敏感器贮存加速寿命试验时,应首选温度与湿度应力作为步进应力加速试验的加速应力,又考虑到有关湿度的加速寿命模型和理论尚不成熟,认为

试验中湿度应作为一个不变的应力来施加。一般情况下,湿热加速老化试验也总是将湿度固定在当地平均湿度这个点上<sup>[8]</sup>,所以可以不考虑湿度变化这个因素。基于此,笔者提出对此红外敏感器部件采取恒定相对湿度应力、步进温度应力的步进加速寿命试验方法。

表2 红外敏感器各部件的主要影响应力

Table 2 Main influencing stress of infrared sensor components

部件名称	温度	湿度	冲击	霉菌	电载荷	盐度
光学系统	●	●	●	●	○	○
光电及红外探测器	●	●	●	●	○	○
信号调理模块	●	●	○	○	○	○

注:●表示主要影响应力;○表示无影响或可忽略的应力。

#### 4 结语

文中运用逐层分析、归纳总结的方法,确定了某红外敏感器部件贮存加速寿命试验应力类型,为类似产品的加速寿命试验应力选取方法提供了参考。随着高可靠性、长寿命新型弹药产品的不断更新换代,为快速、准确地评价产品在实际贮存环境中的可靠性水平,今后应进一步加强对综合应力水平加速寿命试验的研究。

#### 参考文献:

[1] 张春华,温熙森,陈循. 加速寿命试验技术综述[J]. 兵工学报,2004,25(4):485—490.

[2] 葛广平. 我国加速寿命试验研究的现状与展望[J]. 数理统计与管理,2000,19(1):25—28.  
 [3] 张志华. 加速寿命试验及其统计分析[M]. 北京:北京工业大学出版社,2002:30—32.  
 [4] 茆诗松,汤银才,王玲玲. 可靠性统计[M]. 北京:高等教育出版社,2008:302—303.  
 [5] 黄婷婷,姜同敏. 加速寿命试验中统计加速模型综述[J]. 装备环境工程,2010,7(4):57—62.  
 [6] 郭芳筠,王德润,李海昌,等. 军械装备贮存可靠性工程[M]. 北京:解放军出版社,1999:234—235.  
 [7] 张生鹏,王晓红,李晓钢. 电子整机加速贮存试验方案设计[J]. 质量与可靠性,2011,152(2):24—28,49.  
 [8] 骆燕燕. 电磁继电器贮存加速寿命试验方法的研究[D]. 石家庄:军械工程学院,2005.

(上接第18页)

展和展望[J]. 海军航空工程学院学报,2006,21(5):35—37.  
 [2] 唐国金,周建平. 某装填式固体发动机药柱的寿命预估[C]//国防科技大学校庆40周年论文集.长沙:国防科技大学,1993.  
 [3] 刘军虎. EB固体火箭发动机药柱的寿命预估[D]. 长沙:国防科技大学,1997.  
 [4] 袁端才,唐国金,李海阳,等. 基于加速老化与三维黏弹性有限元分析的固体导弹发动机寿命预估[J]. 兵工学

报,2006,27(4):685—689.

[5] 周堃,罗天元,张伦武. 弹箭贮存寿命预测预报技术综述[J]. 装备环境工程,2005,2(2):6—11.  
 [6] 赵方超,罗天元,李超,等. 某型固体云爆剂加速老化试验与贮存寿命预测研究[J]. 装备环境工程,2011,8(6):34—37.  
 [7] 鲁国林,罗怀德. 定应变下丁羟推进剂贮存寿命预估[J]. 推进技术,2000,21(1):79—81.  
 [8] 张昊,罗怀德,杜娟. 线性活化能法预估推进剂贮存寿命研究[J]. 固体火箭技术,2002,25(2):56—58.