

固体火箭发动机使用寿命预测

刘宝芬

摘 要

本文分析了影响固体发动机贮存寿命的诸因素,并介绍了国外预测固体发动机使用寿命的诸方法。最后,作者针对我国固体发动机使用寿命的测试问题提出了自己的看法。

一、序 言

预测固体火箭发动机的使用寿命,确定武器系统的更新时间,无论从军事和经济观点都是非常重要的。但准确地预测其寿命,也是非常实际而困难的课题。因为作为固体导弹动力系统的固体火箭发动机是一个复杂的粘结结构,推进剂通过包覆层、绝热层粘结到金属或复合材料壳体上。而推进剂本身也是一个含有高固体填料的聚合物系统。发动机壳体、喷管及一些附属件往往也是由多种构件经粘接或镶嵌而成的。要保证固体火箭发动机高度的工作可靠性,必须使该结构体系在经受各种环境条件之后,尚能保持其设计规定的使用性能,否则就会引起结构的破坏,点火性能或弹道性能改变,甚至引起严重的后果。因此,监视固体火箭发动机在贮存及服役期间的各种变化,一直是人们所关心的问题。其目的在于正确评估发动机及其零部件的使用寿命。对某些易于老化的零部件及时采取改进及定期更换的措施。从使用观点出发,发动机的各个部件最好是接近等寿命设计,追求最佳经济效益。因此,了解固体发动机在各种条件下的老化特性、预测其使用寿命,是很重要的课题。

二、贮存对固体发动机的影响

发动机在贮存期间,各部件有可能受到环境条件如温度、湿度、盐雾、油雾、霉菌以及各种载荷的影响,会有不同程度的老化。下面列举一些主要影响^[1~6]:

1. 由于气体聚集而引起药柱裂纹

固体推进剂,特别是双基推进剂由于化学分解产生气体,主要是 N_2 、 CO_2 及氮的氧化物等,这些气体既可催化推进剂进一步分解,又可通过扩散而逸出。在一定条件下,当气体产生速度超过其扩散速度时,药柱内部压力就会不断增加,当超过推进剂强度时,在药柱内部就会产生裂纹。因此,在给定温度下,给定推进剂配方,有一个极限肉厚。低于此肉厚,药柱不会产生裂纹。

2. 水份的影响

水能引起无机氧化剂的溶解(如高氯酸铵在相对湿度为65—75%时就开始溶解);又可引起粘合剂的水解,使固体推进剂的力学性能降低;同时水份通过扩散过程进入固体推进剂或推进剂/包覆层的界面,引起界面粘结力的下降。因此,在发动机贮存和使用时,应对环境

的湿度有具体的要求。

3. 推进剂的老化

影响推进剂老化性能的主要机理是：后固化、氧化交联和链断裂。推进剂在贮存时，固化反应继续进行，从而使交联密度增加；由于附加网络交联的形成，引起推进剂模量的增加，延伸率下降。聚合物发生链断裂，断裂链的活泼游离端发生新的结合。推进剂的表面氧化交联使其表面变硬和退色；而由于链的断裂或交联降解以及热分解会引起推进剂变软。长期低温贮存，会使推进剂脆化。总之，推进剂的老化会使其力学性能发生变化，有时强度或模量的改变使推进剂的性能低于发动机设计的要求，使发动机结构破坏。

4. 推进剂/包覆层/绝热层/壳体之间的粘结破坏。

在贮存过程中，许多因素可以破坏推进剂/包覆层/绝热层/壳体各界面之间的粘结：如承受的力超过其粘结强度；推进剂的强度降低；可溶成分如燃速催化剂、增塑剂、固化剂、水份等在界面间的迁移等。

推进剂/包覆层之间的粘结通常对它们各自的强度变化是敏感的。如包覆层或推进剂的强度变弱，它们之间的粘结强度也将减弱。

另外，包覆层的配方往往由推进剂的粘合剂、固化剂和惰性填料组成。推进剂与包覆层中的固化剂在不同条件下可以互相迁移，使推进剂或包覆层产生后固化、变硬、变脆，甚至发生破坏。

5. 热应力的影响

壳体粘结式推进剂药柱与壳体之间，由于热膨胀系数不同而在推进剂中引起热应力和应变，在内孔表面达到最大值。长期受应力可导致拉伸强度及模量明显下降，这些问题由于温度循环而恶化，更由于持续加载和循环加载。药柱在重复多次热循环或振动后，由于微裂纹和分子链断开的逐步发展和传播，而造成累积损伤，最后会破坏药柱的完整性。

三、预测固体发动机使用寿命的方法

确定固体发动机的使用寿命是多年来发动机设计、使用部门非常关心的问题。由于问题的复杂性、影响因素很多，至今，各国对使用寿命预测这一课题展开了十分广泛的研究。

六十年代，美国对各类导弹的新型发动机都实行广泛的监视计划^[7-10]。如对民兵武器系统在1959年设计了全面的老化监视方案，该方案的总目标是评价各分系统的贮存性能，以检测任何与老化有关的降解，并进一步预测系统的未来性能。监视计划由三部份组成：（1）全尺寸发动机监视计划；（2）实验室和部件监视计划；（3）服役发动机监视计划。根据以上三部份计划得到的大量数据，进行统计分析，与零时间（开始贮存时）的数据进行比较，而做出延长二年使用寿命的判断。民兵推进系统设计要求为三年，设计目标为十年，而实际使用寿命估计超过十四年。如对民兵第一级推进剂TP-H1011和TP-H1043截至1982年已进行了16年的监视试验^[11, 12, 13]，对第二级发动机的推进剂ANB-3066已进行了14.5年监视试验^[14]，都得出推进剂在未来两年内不会发生明显老化趋势的结论。同样，对推进剂/包覆层/绝热层/壳体粘结结构及绝热材料通过解剖试验也做出下二年内变化趋势的判断^[15, 16]。

但这种监视方法存在一些缺点^[17]：如（1）已知的和评定的失效模式是不可靠的；（2）未知实际的失效极限；（3）推进剂的性能不能清楚地加以确定；（4）预测寿命是基于下列假设：即未来的变化速率与现在的变化速率相同。

七十年代初，为了适应民兵导弹将要停止生产的形势，考虑到民兵的老化监视计划存在的缺点，而重新恢复固体发动机生产线直到拿出合格产品至少需42个月的时间。因此，为了扩大使用寿命预测能力，能提前48个月对使用寿命做出预报，而执行了长期使用寿命分析计划^[17]。

长期使用寿命分析计划的主要内容包括：

1. 对发动机进行结构分析，确定其主要失效模式^[18]。

民兵第一级发动机最主要失效模式为前封头推进剂/包覆层脱粘；第三级发动机的失效模式为药柱翼槽裂纹开始与扩展及后中心孔脱粘、推力中止孔脱粘等，其中以裂纹开始为主要失效模式。

2. 对主要失效模式建立失效极限及结构模型。并利用过载试验及发动机解剖数据及工程分析认可和修正结构模型^[19-22]。

3. 利用统计学由失效模式的失效概率求得发动机失效概率，从而进行长时间使用寿命预测^[23]。这个方法也可称为R/C分析法，这也是一种可靠性分析常用的方法^[24]。R为“要求”指施加于发动机上的应力；C为“能力”指发动机承受这种要求的能力。统计分析方法的主要步骤如下：

(1) 对每一失效模式建立线性要求函数和能力函数；

(2) 对要求和能力进行分析计算每个失效模式的失效概率；

平均失效概率的公式 $\bar{P}_F = 1 - \Phi\left[\frac{(\bar{C} - \bar{R})}{\sqrt{S_C^2 + S_R^2}}\right]$

式中 $\Phi(\quad)$ 为累积正态分布函数。

90%置信度时的失效概率：

$$P_{F, 90\%} = \bar{P}_F + t_{0.1, n-1} (\text{Var}P)^{1/2}$$

$t_{0.1, n-1}$ 是在有 $(n-1)$ 个自由度的0.1%点上的t分布。

$$\text{Var}P = \frac{1}{2\pi} \exp\left[-\left(\frac{\bar{C} - \bar{R}}{\sqrt{S_C^2 + S_R^2}}\right)^2\right] \times \left\{ \frac{1}{(S_C^2 + S_R^2)} \left(\frac{S_C^2}{n_C} + \frac{S_R^2}{n_R}\right) + \frac{(\bar{C} - \bar{R})^2}{(S_C^2 + S_R^2)^3} \left(\frac{S_C^2}{2n_C} + \frac{S_R^2}{2n_R}\right) \right\}$$

n_C, n_R 分别为能力和要求函数的关键参数的数目。

(3) 老化回归统计分析

为了计算要求函数和能力函数的未来值，必须求出失效模式的每个关键参数的老化回归方程，特别是关键参数在任一未来时间的平均值及标准偏差。

在时间 t_i 时得到的某个关键参数的一系列观测值 Y_i ，然后用线性回归分析得到此关键参数在时间 t 时的未来平均值 $\bar{Y}_t$ 及其标准偏差 S_t 。

$$\bar{Y}_t = \bar{Y} + b(t - \bar{t})$$

$$S_t = S_y \left[1 + \frac{1}{n} + \frac{(t - \bar{t})^2}{\sum (t_i - \bar{t})^2} \right]^{1/2}$$

式中 $b = \frac{\sum (t_i - \bar{t})(Y_i - \bar{Y})}{\sum (t_i - \bar{t})^2}$ 即回归线的斜率， S_y 为剩余标准偏差。

由上式计算的 $\bar{Y}_t$ 值只考虑了化学老化,但考虑到由粘弹性(机械老化)所引起的机械响应, $\bar{Y}_t$ 值还需用时间——温度叠加原理根据主曲线加以修正。

(4) 发动机失效概率随时间的变化

将各个失效模式的失效概率综合起来,如以民兵第一级为例,其主要失效模式有四个: a)脱粘开始; b)脱粘传播, c)裂纹开始; d)裂纹传播。这些失效模式的失效概率为一串联系系统。因此发动机的失效概率 $P(M_f)$ 的数学表达式为:

$$P(M_f) = 1 - (1 - P(D_f))(1 - P(C_f))$$

式中 $P(D_f)$, $P(C_f)$ 分别为脱粘和裂纹的失效概率。

$$P(D_f) = P(D_i) \times P(D_p/D_i)$$

$$P(C_f) = P(C_i) \times P(C_p/C_i)$$

式中 $P(D_i)$, $P(C_i)$ 分别为脱粘开始和裂纹开始的失效概率; $P(D_p/D_i)$, $P(C_p/C_i)$ 分别为脱粘扩展和裂纹扩展的失效概率。

通过分析,得知一旦脱粘开始就将发生扩展,但裂纹扩展将不会超过3.5英寸(88.9毫米)的最大允许深度,因此当 $P(D_p/D_i) = 1$, $P(C_p/C_i) = 0$ 时则得到

$$P(M_f) = P(D_i)$$

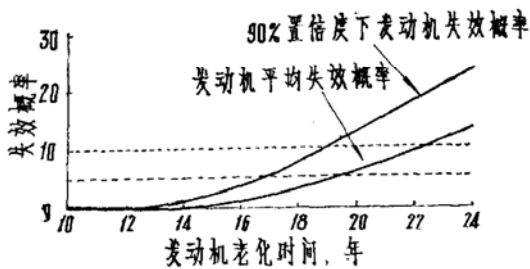


图1 民兵第一级发动机的失效概率——时间曲线

即发动机的失效概率与脱粘开始这一失效模式的失效概率相同。

根据以上分析,即可得到发动机失效概率与时间的关系,以曲线表示如图1,根据曲线即可确定其使用寿命。

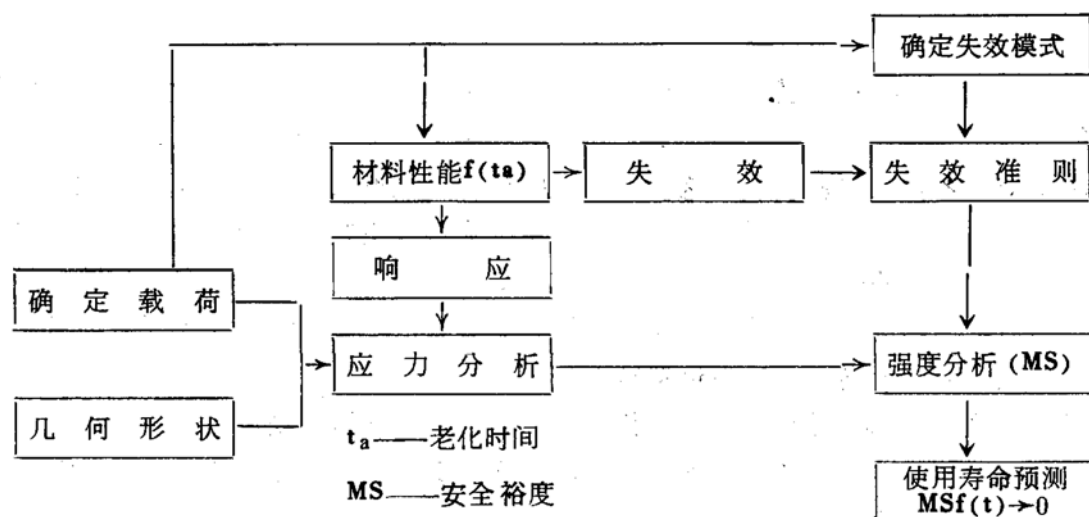
对民兵第三级发动机赫克力斯公司用过载试验法预测了其使用寿命^[25]。用不同老化程度的全尺寸或缩比尺寸发动机经受模拟环境和工作载荷,通过试验确证发动机的主要失效模式为翼槽裂纹和后中心孔人工脱粘。其中以槽尖裂纹为最主要失效模式,发生在点火瞬间及稍后的时间。用R/C分析法计算出当成功概率为99%, 90%置信度时,民兵Ⅱ第三级的使用寿命为234月(19.5年)。

Kelley F. N. 和 Trout J. L.^[26]认为推进剂弹道性能的变化如点火、燃速、总冲等性能的变化,在大型固体发动机老化中不是主要因素,因为其变化范围不大。而结构破坏经常是突然发生的,常常会引起严重的后果。而在进行新的设计时,有时为了追求较高的性能,往往又压低了安全裕度,这样就更增加了结构破坏的危险性。

Kelley F. N. 等人以药柱及壳体-药柱复合系统的结构破坏作为确定使用寿命结束的主要条件,并提出了一个适用于各类发动机的逻辑方框图表明预测使用寿命的基本方法(图2):

$$MS = \frac{1}{FS} \left[\frac{\text{结构能力}}{\text{结构要求}} - 1 \right]$$

式中 MS 为结构安全裕度, FS 为安全系数,由经验方法得出。通过应力分析和强度分析得到每一失效模式的安全裕度与时间的变化曲线,将此曲线延长至安全裕度为零时,必将产生结构破坏,即可确定使用寿命(图3)。



Bills K.W.和Depreu D.O.提出了预测固体发动机使用寿命的化学动力学方法^[27]。他们认为现有的使用寿命预测方法存在的问题是费用昂贵和预测期短，而动力学方法能克服以上问题。而且动力学方法可以处理含有多种同时发生的化学和物理变化过程，将所有有关的独立过程的动力学数据综合起来，就得到了一个准确的预示老化模型。

用动力学方法预测老化速度的步骤见图4，推进剂/包覆层/绝热层系统的各种可能的失效模式是由老化期间进行的化学变化和物理变化之间复杂相互作用而决定的。而基于化学动力学预测使用寿命的方法可以处理各种类型

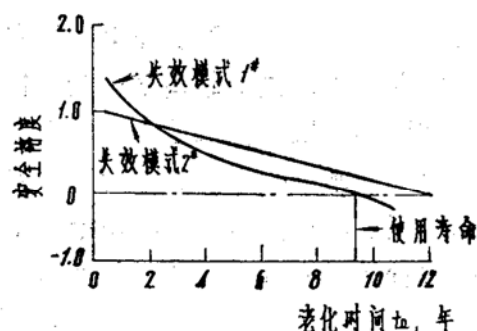
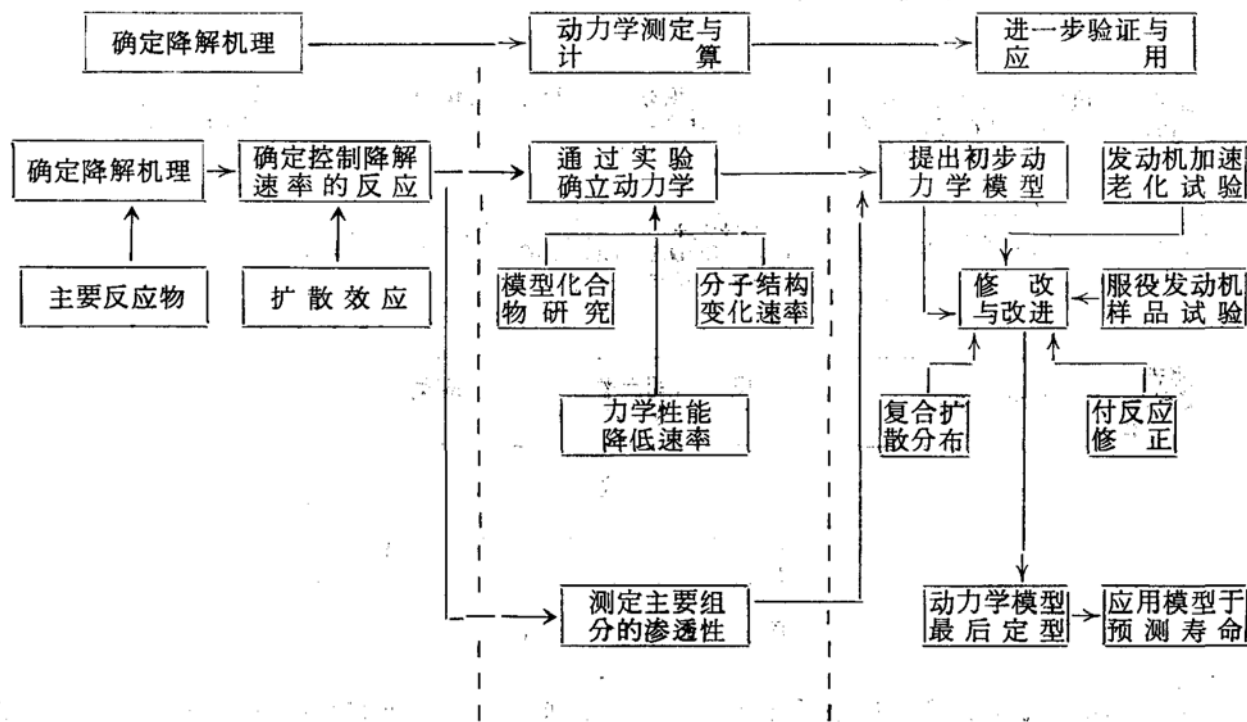


图3 使用寿命预测



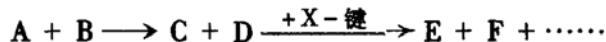
的失效模式。

首先,通过初步实验室试验及老化研究来确定主要的老化过程,该过程可能是由化学变化也可能是由于物理变化而引起的。对民兵Ⅱ第二级第三级发动机的老化研究表明:至少有四个引起发动机老化的主要因素,这就是:后固化、推进剂氧化交联、包覆层水解降解以及由于增塑剂损失而引起的绝热层收缩。其中包覆层降解是主要的占统治地位的降解过程,其次是人工脱粘片的收缩;二个过程结合在一起是限制寿命的破坏机理。包覆层降解机理可在实验室对不同老化环境下的样品进行红外和核磁共振分析来确定。人工脱粘片收缩是由测定粘结样品在贮存过程中增塑剂的变化来确定。

降解机理确定后,就进行动力学的测定与计算,如民兵导弹发动机在 $110\sim 210^{\circ}\text{F}(43.3^{\circ}\sim 98.9^{\circ}\text{C})$,相对湿度为 $0-100\%$ 范围内由交联密度的变化及包覆粘结样品的粘结强度变化的结果确定反应级数及计算活化能。

推进剂/包覆层/绝热层系统的最终老化模型是将各个过程所测定的速度常数和活化能综合起来,编制一个预测使用寿命的计算机程序。

化学动力学方法能包括所有与降解有关的过程,如水解、热、氧化和扩散等老化过程。老化过程由于有扩散过程参加而更为复杂。文献〔27〕以北极星A3第一级发动机为例,研究了当有水、氧存在时,由于硝基增塑剂的扩散而引起绝热层脱粘的老化过程。推进剂中的硝基增塑剂迁移到绝热层,在那里与大气中的氧和水份接触,而空气是通过玻璃纤维壳体扩散到绝热系统中,增塑剂的水解和氧化降解使各种产物包括酸性产物如硝酸、甲酸、乙酸的含量提高。已经表明,这些酸性产物使绝热层和壳体之间粘结性能下降而引起壳体——绝热层脱粘。这些过程是一系列连续的互相竞争的反应,用数学处理,得到其总的反应动力学:



迁移物质 反应中间产物 降解产物

北极星A3发动机壳体—绝热层粘结的老化预测见图5

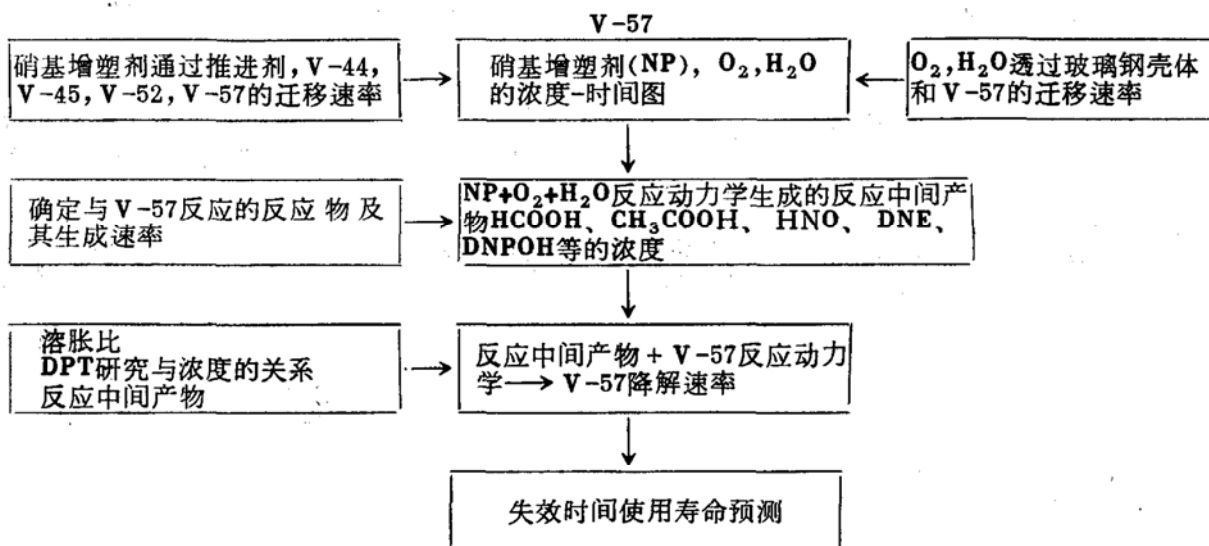


图5 北极星A3老化预测图

Campbell J. A. 等人也采用化学动力学方法预测了发动机的使用寿命〔28〕。该发动机为凯夫拉纤维缠绕壳体,直径1.65米,装药为84%固体的PEG/FEFO推进剂。从过去的研究表

明：推进剂/包覆层/绝热层系统由于分解气体集聚而产生裂缝是最主要的失效模式。从解剖发动机取得的样品的化学和力学性能数据计算出活化能及半寿命期，研究表明PEG/FEFO推进剂在60°—80°F（15.6°—26.7℃）环境温度下，推进剂降解可忽略不计。这说明PEG/FEFO推进剂系统在常温下是稳定的。

Heller R.A.与Singh M.P.等人用概率统计的方法预测固体发动机的热贮存寿命^[29,30]。为了计算方便，简化了某些条件。把发动机简化为一长中空粘弹性圆柱体放置在有绝热层的薄钢壳体内，考虑了环境温度变化、化学老化及累积损伤诸因素在推进剂中引起的热应力及应变；材料的初始强度的统计变化，由于热应力的幅值变化而逐渐降低，当环境应力超过其降低了的强度的概率相当高时，就认为达到了设计使用寿命。

即： $P_f = P(R' \leq S) = P[(R' - S) \leq 0]$

P_f 为失效概率， R' 为经老化，粘弹效应和累积损伤修正后的剩余强度， S 为所施加的热应力，也考虑了复合或松弛模量中的老化及粘弹变化的修正。

当应力与强度的差值小于零的概率可写为

$$P_f = \int_0^{\infty} F_r(s) f_s(s) ds$$

$F_r(s)$ 为强度小于应力 S 的概率， $f_s(s)$ 为应力峰值的密度函数。

根据上式Heller R.A.和Singh M.P. 计算了典型推进剂在美国西南部环境温度条件下的失效概率与时间的关系(图6)。由图6可以看出，七年之内失效概率增加到 10^{-3} 。即失效概率为千分之一时的发动机贮存寿命为七年。

Cost T.L. 等人也采用概率方法预测某些战术导弹固体发动机的使用寿命^[31]。这些装有“无烟”推进剂的发动机以气体聚集产生裂纹或裂缝为限制其使用寿命的主要因素。并研究了发动机尺寸、辐射和材料性能变化对使用寿命的影响。作者认为用概率方法预测使用寿命看来对于环境条件和材料性能变化范围大的，有“气体生成问题”的情况下是一个适用的方法。

航空喷气公司的Svob G.J.及Bills K.W. 提出了一个适用于战术导弹发动机的预测监视方法^[32]。由于战术发动机一般比较小，有可能用足够数量的全尺寸老化发动机进行化学/结构过载试验，可以对数据进行统计处理及外推至使用寿命结束。

赛奥科尔公司的Stephens W.D., Schwarz W.W.等人研究了用傅立叶变换红外光谱仪(FTIS)预测火箭发动机的使用寿命^[33,34]。FTIS是红外光谱技术的一个新方法。该仪器利用了三种基本技术。即：Michelson干涉仪、傅立叶变换数学和现代高速微型计算机。当傅立叶变换数学应用到干涉仪的输出(干涉图)时，就能以通常的红外光谱形式显示出来。并且在高速微型计算机问世之后，才使这种费时、复杂的变换数学得到了实际应用，而使傅立叶变换红外光谱成为一种实用的实验室工具。

从发动机中取出少量样品(0.5克)通过化学和光谱试验确定推进剂的物理性能要比测试

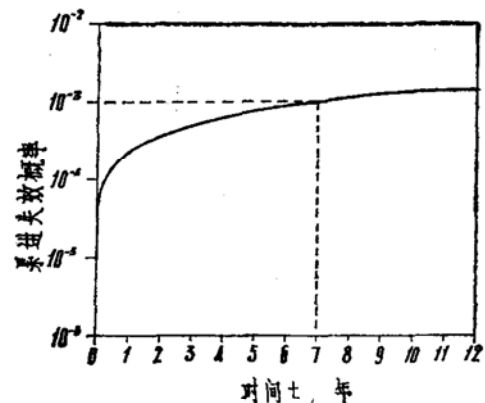


图6 失效概率与时间的关系

推进剂药块可以得到更为准确的结果。Schwarz W.W.用该方法研究了老化 101 月的推进剂样品。经光谱分析证明了固体推进剂的机械性能与其粘合剂的化学结构有关。文献^[34]对 FTIS 法进行了详细的研究,建立了二种复合推进剂的红外光谱与力学性能之间的关系。并由红外光谱数据总结出经验方程,可以预测推进剂的将来力学性能。这为 FTIS 技术预测火箭发动机贮存寿命走出了重要的一步。

目前,对 FTIS 方法正在进一步深入研究,试图成为一种阵地无损检测方法,用于确定推进剂的力学性能及预测使用寿命。

四、结 束 语

通过对国外固体发动机的监视计划及使用寿命预测工作的初步了解,感到下列几个问题值得我们在工作中予以注意:

1. 发动机研制工作在试样阶段时就需要有一个全面的、科学的关于固体发动机贮存监视方案。

由于固体发动机贮存监视工作,工作量大、周期长、得结果慢。因此应吸取国外的经验,重视发动机的贮存老化工作。如民兵导弹于 1957 年开始研制,而在 1958 年即对发动机监视计划提出要求,1959 年已确定了总的方案,这样作可以尽早地积累数据、得到结果;也可及时暴露发动机的薄弱环节,以便改进设计,提高产品的可靠性。

2. 要加强固体发动机可靠性研究,开展使用寿命预测工作。

固体发动机的使用寿命预测工作,因涉及学科和专业较广,影响因素多,如何获得可靠的数据和模型,难度也比较大,是当前世界上尚未能很好解决的问题。但也是产品定型、装备部队时应该解决的一个问题。因此必须加强固体发动机可靠性研究、开展固体发动机失效模式分析工作,为使用寿命预测工作打好基础。

3. 加强固体发动机的无损检测技术及分析测试仪器的研制开发工作。

要全面地对固体发动机进行监视,则性能好、精度高的测试仪表是必不可少的。目前国内在这方面比较薄弱。近年来,美国已将计算机辅助 X-射线断层成像(CT)检测技术用到大型固体火箭发动机上(如三叉戟导弹、MX 导弹)。CT 技术是一种用来观察物体内部某一横断面结构的方法。其检测能力远超过现有的射线照相法和高能实时显像系统。它可检测固体发动机的裂纹和脱粘,并且速度快、灵敏度高。目前美国该方法已通过可行性论证进入实用阶段^[35,36]。

另外,国外还从事于监视固体推进剂用的原位测试仪表的开发工作^[37]。测定推进剂药柱内部应力和应变及脱粘等仪表也相继得到应用。

总之,测试设备的问题是一个困难而复杂的问题,但也是很急需的,需要引起我们足够的重视。

4. 发动机内推进剂的性能和实验室样品的性能两者之间没有相关性,这一结论值得我们在确定贮存老化方案时参考。

国外通过大量试验特别是解剖试验,对发动机内推进剂与实验室样品的性能进行统计分析比较^[19],得出结论:发动机内推进剂的性能与实验室样品性能之间,在置信度为 95% 时,没有显著的相关性。同时在发动机药柱径向的不同部位上,推进剂性能有显著差异。

Bennett S.J.^[38]曾详细研究了推进剂药块与发动机内推进剂的力学性能存在差异的原

因。其主要原因是固化温度不同, 由于固化期间放热, 而推进剂药块与发动机的散热条件不同, 发动机内药柱温度可以比药块温度高 15°F (8.33°C), 而推进剂的力学性能随固化温度不同而变化。另外, 由于两者受力状态不同。经试验证明壳体粘结药柱受三维应力, 这些机械力可以提高和改变化学老化过程。因此, 不受力的推进剂药块的老化数据与发动机内受各种应力状态下的推进剂的老化数据不同。

总之, 从国外资料报道可以看出装药结构完整性是限制大多数固体发动机使用寿命的关键, 而其中以推进剂/包覆层/绝热层/壳体的粘结破坏是影响使用寿命的主要因素。因此, 对于壳体粘结式发动机来说, 预测固体火箭发动机的使用寿命比预测固体推进剂的使用寿命要更有意义些。

参 考 文 献

1. Lifetime of rocket propellants, gun propellants and explosives charge. Proceedings of the Institut für Chemie der Treib Explosivstoffe (ICT) Jahrestagungs. NASA N72-29773. 1971.
2. Evans G. I. Gordon S., Considerations concerning the service life, handling and storage of double base solid propellant rocket motors. AIAA paper NO72-1086.
3. Solid propellant selection and characterization. NASA-SP-8064, 1971.
4. Stenson R., Chemical and physical factors governing the storage life of solid propellant rocket motors. AIAA paper 68-526.
5. Kelley Frank N., Solid propellant mechanical properties testing, failure criteria, and aging. Advances in chemistry series NOEB "Propellant manufacture, hazards, and testing" PP 188-243.
6. 菲茨杰拉德J.E.: 固体推进剂工程结构手册, 《航空兵器》编译组。
7. Larson E. L., A review of the minuteman propulsion surveillance program for assign rocket motor service life. AD-467048 1965
8. 梁保俊: 美国民兵导弹发动机的老化监视计划, 国外导弹与宇航, NO.5, PP27-35, 1971。
9. Shelf and service life test of rocket motors M16 E3 for mace (MGM-13A). AD-433091, 1964.
10. Stanbery Charles E., Lyles Laster L., AGM-69 SRAM explosive components surveillance program. summary report and FY74 service life estimate. AD-A014428. 1975.
11. Thompson J. A., Propellant surveillance report LGM-30F & G stage I (TP-H1011). AD-A123315, 1982.
12. Thompson J. A., Propellant surveillance report LGM-30 A. B. F. & G stage I (TP-H1043) AFT closure propellant. AD-A107877, 1981
13. Thompson J. A., Propellant surveillance report LGM-30 A & B stage 1 TP-H1011. AD-A081493, 1979.

14. Peterson Dan L.; Propellant surveillance report ANB-3066 propellant. AD-A102980, 1981.
15. Thompson J. A.; Surveillance report stage I dissected motors phase **Ⅷ**. AD-A098409, 1981.
16. Hansen N. M.; LGM-30B stage **Ⅰ** dissected motors test report. AD-A027137, 1976.
17. Lund Eugene F.; Minuteman long range service life analysis overview. AIAA paper 76-716.
18. Samsonov A. E.; Selection of critical failure mode for LRSLA overtesting. AIAA paper 76-717.
19. Bennett S. J.; LRSLA minuteman **Ⅲ** stage I material characterization program and result. AIAA paper 76-718.
20. Anderson G. P.; Minuteman stage I overtest results. AIAA paper 76-719.
21. Daniels A. S. et al; ICBM overtest technology. volume 1. AD-A017753, 1975.
22. Daniels A. S. et al; ICBM overtest technology. volume **Ⅰ**. AD-A017754, 1975.
23. Loyd D. K.; Long range service life analysis (LRSLA) system trend analysis life estimating procedure. AIAA paper 76-746.
24. Herrmann C. R. 等; R/C分析方法在评估固体火箭发动机设计可靠性中的应用。固体火箭发动机设计, №1, 1982
25. Browning S. C., Daniels A. S.; A service life prediction by overtest methodology for third stage minuteman **Ⅰ** (M5741) rocket motor. AIAA paper 75-1283.
26. Kelley F. N., Trout J. L.; Elements of solid rocket service life prediction. AIAA paper 72-1085.
27. Bills K. W. et al.; The chemical kinetic approach to service life prediction of propellant systems. AIAA paper 79-243.
28. Campbell J. A., Smith R. M., Veit P. W.; Service life evaluation of an advanced ballistic missile motor. AIAA paper 81-1547.
29. Heller R. A. et al; Thermal storage life of solid propellant motors. AIAA paper 81-1188.
30. Heller R. A. et al; Probability of solid propellant motor failure due to environmental temperatures. J. S. R. vol16, №3, PP140-146, 1979.
31. Cost T. et al; Service life analysis of rocket motors with internal gas generation. AIAA paper 81-1546.
32. Svob G. J., Bills K. W.; Predictive surveillance technique for air-launched rocket motors. J. S. R. vol21, №2, PP162-167, 1984
33. Stephens W. D. et al; Application of Fourier transform spectroscopy to

propellant service life prediction, AIAA paper 76-748.

34. Schwarz W. W., Fourier transform infrared spectroscopy. AD-A079996, 1979.
35. Barstein P. et al, Computerized tomography inspection of trident rocket motor, A capability demonstration. Materials evaluation vol.40, NO.12, PP1280-1284, 1982.
36. Tomography used to inspect Trident 2. Aviation Week and Space Technology, May 2. P.71, 1983.
37. Briar H. P. et al, Design and test of the operational In-Situ gage for solid propellant surveillance. AD-AO27581, 1976.
38. Bennett S. J., Carton/motor sample correlation. Final technical report. AD-771808, 1973.