

固体火箭发动机可靠性问题探讨

戴 祖 明

一、前 言

固体发动机可靠性是指在给定的工作条件下发动机能使其参数保持在允许范围内,并不发生导致火箭飞行失败的故障的能力,这就是说,包括了性能可靠性和结构可靠性二方面。

可靠性工程在国外是五十年代发展起来的一门学科。首先是美国国防部可靠性顾问小组(AGREE)研究电子产品的可靠性开始,随之很快推广到其它领域,在军事上解决了民兵-Ⅰ的可靠性问题,基本思想是将统计方法同工程问题结合在一起,如将相关分析,回归分析,方差分析,随机过程理论,贝叶斯方法,运筹学等统计分析日益应用于可靠性工作中,取得了明显的效果。

由于固体发动机是一次使用的不可修复产品,而发动机本身的一些工作过程还在研究(如点火过程,燃烧理论,烧蚀机理等),所以某些环节还无成熟的设计方法,主要通过试验改进设计,但一般讲固体发动机的制造成本又很高,试验耗费大,试验后不能再用,所以还不能作大量的试验,这些特点对于可靠性研究和评定带来一定困难,在液体火箭发动机可靠性研究方面有关单位已总结了一些方法,而对固体发动机的可靠性还研究不多,本文仅对开展这一工作进行初步探讨及提出一些粗浅看法,作为抛砖引玉。

二、性能可靠性的评定

固体发动机的性能参数是否符合要求值,即计算参数落在某指定范围内的概率,必需进行性能可靠性的评定,在评定时样本的选取应按设计定型状态,生产稳定的发动机在正常试验条件下进行试验时测得的数据为评定的依据。如果状态不一样,例如壁厚不同,应将性能参数的均值与方差进行一致性检验。

对于发动机地面试验数据首先要检验是否属正态分布,我们将 $\times \times$ 发动机37发地面试验数据九个参数($P_{\max}$ 、 $F_{\max}$ 、 $F_{\min}$ 、 t_{ig} 、 $t_{i'g}$ 、 t_b 、 I_F 、 I_S 、 W_p)进行了正态性检验,采用Shapiro-Wilk方法,检验结果均符合正态分布。

其中: $P_{\max}$ ——最大工作压力

$F_{\max}$ ——最大推力

$F_{\min}$ ——最小推力

t_{ig} ——点火延迟时间

$t_{i'g}$ ——点火器延迟时间

t_b ——燃烧时间

I_F ——总冲量

I_s ——比冲

W_p ——装药重量

发动机参数值的允许限有二种情况:

给定允许上限: $X \leq M$ M ——上限

给定允许下限: $X \geq L$ L ——下限

当 μ 、 σ 未知时, 只能用几次观测数据算得的 μ 、 σ 的估计值 $\bar{X}$ 、 S 来评定, 即计算系数 k :

$$k = \frac{\bar{X} - L}{S} \text{ 或 } k = \frac{M - \bar{X}}{S}$$

直接从“单边限制下的容许系数 K 值表”即可查得一定置信度下的可靠性。

$\times \times$ 发动机的九个性能参数可靠性评定结果见表1,^[3]置信度=0.9。

可知除 $F_{\min}$ 外其余8个参数的可靠性值均大于98%, 而 $F_{\max}$ 有余量, 所以可适当调整燃速以提高 $F_{\min}$ 可靠性。

表 1

$P_{\max}$	$F_{\max}$	$F_{\min}$	t_{ig}	t'_{ig}	w_p	t_b		I_F	I_s
						下限	上限		
99.76%	0.9475	72.27%	>0.99	>0.99	98.06%	0.9576	99.61%	98.09%	98.61%

三、结构可靠性分析

对固体发动机而言, 结构可靠性表现为成功或失败二种情况, 设进行 n 次试验, 其中失败 K 次, 成功 $n-K$ 次, 我们可以将 $\frac{n-K}{n}$ 看作产品可靠性 q 的一个估计值, 但在实际工作

中由于试验次数 n 的限制及抽样的随机性, 以 $\frac{n-K}{n}$ 对产品可靠性评估有较大偏差, 如按二项分布考虑, n 次试验失败 K 次的概率为:

$$P(K) = C_n^k P^k q^{n-k} = C_n^k p^k \cdot (1-P)^{n-k}$$

$$\text{平均失败次数} \quad \bar{N} = \sum_{k=0}^n K \cdot P(k) = n \cdot P$$

其中 P 为产品不可靠度, $q=1-P$ 为可靠度。

当 n 很大, P 很小(即产品可靠度很大), $nP=\lambda$, 对二项分布

$$P(k) = \frac{\lambda^k e^{-\lambda}}{k!}$$

按照经典方法, 如取置信度为0.9, 若要求产品可靠度99%以上, 则需要试验231次, 一次也不失败, 要验证可靠度95%, 也要试45次不失败, 这对于试验耗费大的产品, 显然是行不通的, 于是提出一种金字塔式试验程序, 即较低“级”产品经大量的模拟使用试验, 发现问题, 改进设计与工艺, 为较高“级”产品的高可靠性打下基础, “级”越高, 试验数量越少, 把模拟使用试验的数据与实际使用试验数据结合起来考虑, 最终对整个发动机的可靠性



进行综合评定，否则，单靠很少几次的整机地面试验或飞行试验的成败来评定固体发动机的高可靠性是行不通的。七机部 708 所及一院 14 所提出复杂系统金字塔式的可靠性评定贝叶斯方法来处理^[2,6]在统计产品及其部件的成败次数时可按如下原则：曾发生过的失败，在找到原因，采取改进措施，确实排除后，不计入失败次数，未找到原因的失败，均应计入，因此，在试验过程中出现失败并不可怕，重要的是找出故障原因，并采取切实有效措施。故障的分析和预测是可靠性物理的一个内容，即研究有关失效的物理原因，提出了几种模型，如最弱环模型，反应速度模型，应力-强度模型，累积损伤模型等。

固体发动机的典型故障如下：

1. 装药脱粘引起压力急升爆炸；
2. 热防护层破坏或烧穿；
3. 点火压力峰过高引起结构破坏；
4. 点火延迟或点不着；
5. 喷管非金属件碎裂飞出；
6. 密封件失效引起穿火。

一般由试验后残骸及记录的曲线即可分析出故障所在，然而要分析失效机理及采取有效预防措施则往往不太容易。在研制××发动机时，多次出现发动机点火爆炸，从应力-强度模型分析，认为是强度不够引起破坏，但提高强度后故障仍未消除，进一步从累积损伤模型分析，则发现是由于断裂破坏造成，因而在强度和韧性二者作合理匹配后，就解决了这个问题。

固体发动机从研制到生产的过程中，它的可靠性是分阶段逐步改进的，每次试验暴露出问题后，往往进行改进，再做试验，所以，下一阶段可靠性比之上一阶段应有提高，即可靠性在不断增长。从统计学观点，它们不属于一个母体，于是提出了所谓“变动统计”的概念，即利用以前诸阶段的试验数据，来评估产品的可靠性，这样尽管到某一阶段所作的试验数量不多，即在小子样的条件下，仍可得出满意的结果。

下面讨论一下研制过程中进行改进时的可靠性增长计算的一种方法。设 n 次试验作 V 次改进 ($V < n$)，

试验程序为 $j = 1, 2, 3, \dots, n$

改进程序为 $i = 1, 2, 3, \dots, V$

则可靠性 $q_j = q_0 + \sum_{i=1}^j \Delta q_i$

Δq_i —— 作 i 次改进时可靠性变化

可以认为

$$\Delta q_i = \alpha_i(1 - q_{i-1}) - \beta_i q_{i-1}$$

$$\text{若 } \alpha_i = \alpha k_i \quad \beta_i = \beta k_i$$

α 、 β ——每一改进有效或无效系数

$$\text{则 } q_j = q_i = q_{i-1} + \alpha k_i(1 - q_{i-1}) - \beta k_i q_{i-1}$$

最后可化成

$$q_j = q_i = \lambda - (\lambda - q_0) \prod_{i=1}^j \left(1 - \frac{\alpha}{\lambda} k_i\right)$$

λ 、 q_0 、 α 值的求解是基于下列条件，即

$$\nabla(L(\Pi)) = 0$$

$$\text{此处 } \Pi = \begin{pmatrix} \alpha \\ q_0 \\ \lambda \end{pmatrix}$$

$$L = \prod_{i=1}^v (1 - q_i)^{m_i} q_i^{n_i} - m_i$$

通常在地面试验阶段 $q_0 = 0.2 \sim 0.4$

在飞行试验阶段 $q_0 = 0.4 \sim 0.6$

$$\lambda \approx 1, \alpha = 0.05 \sim 0.08$$

这里举一个实例，某发动机在研制时进行81次地面热试车，如表2所示〔7〕。

表 2

i	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
n_i	3	1	5	2	1	1	1	4	3	1	11	8	6	18	2	2	1	7	3	1
m_i	1	1	3	1	1	1	1	0	0	0	2	2	2	2	0	0	0	1	2	0
K_i	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	2	1	1	2

n_i ——在*i*及*i*+1次改进中试验数， $\sum n_i = 81$

m_i —— n_i 次试验中失败数， $\sum m_i = 20$

k_i ——改进变化数。 $\sum k_i = 21$

其可靠度变化经计算如图1。

结果如下： $q_0 = 0.368$ $q_n = 0.85$ $\alpha = 0.071$ $\lambda = 0.993$ 当已知 q_0 、 α 、 λ 后，也可用下述公式直接计算：

$$q_j = \lambda - (\lambda - q_0)e^{-\vartheta \cdot j}$$

$$\text{此处 } \vartheta = \frac{\alpha}{\lambda} k_n$$

k_n ——每进行一次试验的平均改进数

$$\text{上例 } k_n = \frac{21}{81} = 0.259$$

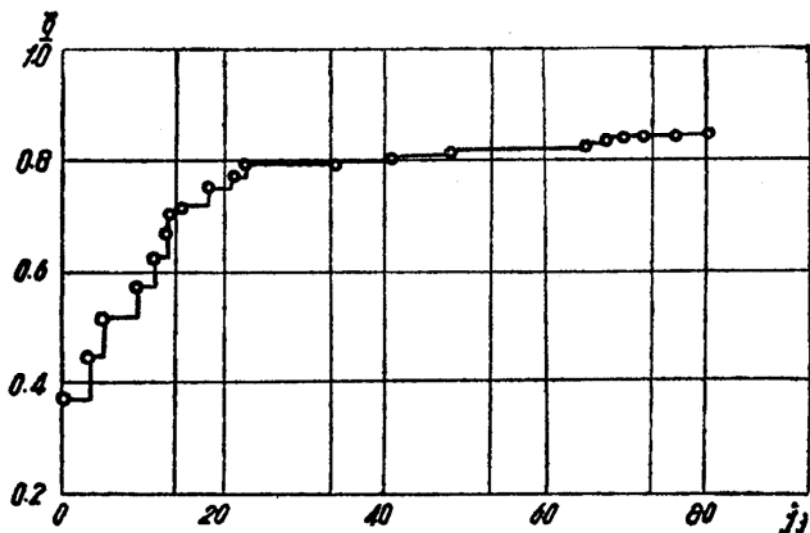


图 1

$$a = \frac{0.071}{0.993} \times 0.259 = 0.0185$$

$$q_j = 0.993 - (0.993 - 0.368)e^{-0.0185 \times 81} = 0.853$$

当产品不再作改进时，即设计定型阶段，就可进行鉴定试验，最终的可靠度评定可以把改进试验的数据同鉴定试验数据进行综合，简单的一种综合方法是把改进试验最后获得的可靠度 q_n 看作是 n_e 次试验失败 m_e 次的可靠度，并看作是鉴定试验的同一母体的二个独立取样，这样就可得综合后的可靠度：

$$q = 1 - \frac{m_e + m_f}{n_e + n_f}$$

其中 n_f ——鉴定试验台数

m_f ——鉴定试验失败数

n_e ——改进试验折算台数

m_e ——改进试验折算失败数

四、可靠性试验

为评价产品可靠性，必须进行可靠性试验，对一般产品而言可靠性试验主要为寿命试验与环境试验，采取抽样方法在一批产品中取出若干样品模拟使用情况进行试验，并采用定数截尾或定时截尾方法，还有产品的平均无故障工作时间 (MTBF) 评定试验，这些都已有成熟的方法与规定，对固体发动机可靠性试验应包括那些内容，还没有系统的资料可参考，这里提出一些初步看法。

1. 鉴定试验

地面热试车——将设计定型状态发动机根据使用温度范围按高、低、常三个温度在经过鉴定的试验台上进行点火试验，录取内弹道参数，并将试车后发动机分解测量。按前面所述

方法评定其可靠性。

飞行试验——用模型弹考核发动机飞行状态下可靠性，根据遥测与外弹道数据及残骸来判断。

2. 环境试验

这是一种模拟试验，即模拟产品使用条件（如冲击、过载、振动等）在实验室进行试验，美国已制订了相应的军用标准给以规定，我们则尚无统一标准。 $\times\times$ 发动机已进行多种环境试验，其试验条件基本是按导弹的飞行、贮存、运输等条件进行。

3. 超载试验

为暴露产品的薄弱环节，对其可靠性进行摸底，有必要作超载试验。液体火箭发动机曾作大推力（超过额定值的20~30%）及长时间（超过额定工作时间一倍或更多）的地面试车，对固体发动机有一定困难，但如将试车温度上下限适当扩大（如在 $-40^{\circ}\text{C}\sim+50^{\circ}\text{C}$ 使用的发动机在 -45°C 及 $+55^{\circ}\text{C}$ 二个状态下进行试验），从某种意义上讲就是超载试验。扩大低温范围加长了工作时间，对低温点火，热防护以及装药的低温性能作了严格考核，而扩大高温范围增大了工作压力，对发动机强度又加严考核，通过这种试验可以较明显地暴露出薄弱环节，此外，还可以进行高、低温循环试验，也是条件较苛刻的一种试验。英“海标枪”固体发动机要求40昼夜温度循环（一昼夜一个循环），再在高温下放三个月，然后再进行地面试车。

4. 寿命试验

固体推进剂及非金属材料都有老化现象存在，随着存放时间增加其机械和理化性能都要起变化，到一定程度就不能使用，对这类材料要作自然老化或加速老化试验，得出其使用寿命。

对于固体发动机的某些组件（如推力矢量控制部件）可作无替换定时寿命试验（ n 、 T ），其可靠度函数服从威布尔分布：

即 $q(T) = e^{-\lambda_0 T^k}$ λ_0, k ——可靠度分布参数

五、提高可靠性途径

从已研制的几个发动机故障情况分析结果，有设计问题，也有生产质量及管理问题。提高产品可靠性首先应从设计入手，因为设计奠定产品固有可靠性。从方案构思开始就要有可靠性设计这一明确指导思想。在方案论证时应有可靠性指标要求，在初步设计时应进行可靠性分配。把总的可靠性指标分配到各个部件及另组件，在具体设计时可采用减额设计、安全系数设计，各分设计（用二个电爆或双桥电路等）、安全设计、防震防湿设计等技术。

我们认为还应遵循下述原则以提高可靠性：

1. 正确处理性能和结构可靠性关系。

有时二者是有矛盾的，为了提高性能，往往降低了结构可靠性。

如 $\times\times$ 发动机的尺寸重量均与国外同类型的相同，而性能要求提高4%，如结构上不作改进，显然其可靠性要降低。

2. 尽量采用经过考验的设计方法与结构形式，选用定型的或有予研成果的元器件和原材料。

3. 尽一切可能简化结构，减少另件数量，因为对串联模型来说系统可靠度是各部件可

靠度乘积, 即 $q = q_1 q_2 q_3 \cdots = \prod_{i=1}^n q_i$ 。除设计上保证以外, 在产品的试制生产过程中必须严格

进行全面质量控制, 从原材料进厂验收到工艺设计、生产、检验等各个环节都要卡关, 这里主要是管理问题, 在生产中甚至错投料的情况发生, 到发动机试验后出了问题才发现, 这种情况应该是不允许的。同时, 为提高可靠性, 必须建立质量信息反馈, 使产品在各个阶段的质量情况都能清楚掌握, 国外各企业都有数据库。

最后, 对固体发动机而言, 完善检测手段, 加强无损探伤对提高可靠性十分重要, 尤其是装药内部气泡、裂纹、界面的脱粘、非金属粘结的检测, 美国已采用实时照相及电视检测固体发动机缺陷, 这方面我们落后了一大段, 应迎头赶上。

参 考 资 料

1. 全面质量管理及其统计方法 七〇八所
2. 金字塔式评定产品可靠性的一种统计方法 何国伟等
3. $\times \times$ 发动机整机性能可靠性评定 七〇八所王泰俭
4. 有关液体火箭发动机设计可靠性几个问题 七机部11所
5. “变动统计”的两种分析方法 七〇八所何国伟
6. 可靠性评定的贝叶斯方法 十四所周源泉
7. Статистическая Оценка Надёжности Ракеты с РДТТ при Опытной Оработки
8. “可靠性工程”笔记