

结构可靠性评估方法在战术导弹 固体火箭发动机研制中的应用

施 灵

(航空航天部810所)

摘 要: 结合某型号战术导弹固体火箭发动机的研究, 根据发动机研制的特点, 有比较地采用目前国内外在可靠性评估方面常用的几种结构可靠性评估方法, 进行大量计算、比较。最后, 提出较有效的评估方法。

主题词: 固体火箭发动机, 结构可靠性, 可靠性设计, 可靠性预计

THE APPLICATION OF STRUCTURAL RELIABILITY ASSESSMENT TO THE DEVELOPMENT OF SOLID ROCKET MOTORS OF TACTICAL MISSILES

Shi Ling

(The 810th Research Institute)

Abstract: In this paper, according to the characteristics of the development of rocket motors and based on the development of some solid rocket motor, several structure reliability assessments commonly used at present in the reliability evaluation of mechanical products at home and abroad are adopted. With a large number of computations and by comparison, a more effective evaluation method is presented.

Keywords: Solid rocket engine, Structural reliability, Reliability design, Reliability prediction

1 引言

固体火箭发动机的可靠性是发动机重要的质量指标之一,在发动机型号研制的各阶段都要对发动机进行可靠性评估,以验证是否达到预定的可靠性要求。

本文结合某型号战术导弹固体火箭发动机的研制,利用发动机各研制阶段的数据,进行发动机的结构可靠性评估。评估时,根据型号发动机研制的特点及评估方法的使用条件,有比较地采用目前国内外常用的多种评估方法,进行大量计算、比较,最后提出较有效的评估方法,作为结构可靠性评估方法在战术导弹固体火箭发动机型号研制中应用的探讨。

2 评估方法

2.1 经典法

这种评估方法仅仅基于试验结果的统计分析,认为试验是互相独立的,每一次试验都得出两种可能结果之中的一种,即成功或失败。成功次数的出现概率由二项分布律确定,即系统可靠性的置信下界由下式确定:

$$\sum_{x=S}^n \binom{n}{x} R_{L,c}^x (1 - R_{L,c})^{n-x} = 1 - r \quad (1)$$

当 $F = 0$ 时, $R_{L,c} = (1 - r)^{\frac{1}{n}}$

式中: n 为试验数;

S 为成功数;

F 为失败数;

r 为置信度;

$R_{L,c}$ 为可靠性置信下界。

2.2 考虑可靠性增长变化的最大似然法

设产品研制分 N 个阶段,在每一个阶段中试验状态相同。根据结果,排除失效隐患,修改设计、工艺,进入下一阶段。在每一阶段中,记下随机失效数 g_i ,已排除的结构失效数 F_i ,试验成功数 S_i 和试验总数 n_i 。

用 q_0 表示随机失效的出现概率,并且在所有的阶段中这个概率固定不变,用 q_i 表示第 i 阶段结构失效的概率。再假设,由于结构失效的数目有限, q_i 量是非递增的,即:

$$q_1 \geq q_2 \geq \dots \geq q_i \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (2)$$

用经典的极大似然法确定每一阶段的可靠性估计 R_i , 有:

$$q_0 = \frac{\sum_{i=1}^N g_i}{\sum_{i=1}^N n_i} \quad (3)$$

$$q_i = \frac{(1 - q_0)F_i}{F_i + S_i} \quad (4)$$

这里需检查 q_i 是否满足 (2) 式, 若不满足, 需作阶段联合, 再作估计, 一直到满足 (2) 式为止。这样, 系统的可靠性估计用下式确定:

$$R_i = 1 - q_0 - q_i \quad (5)$$

2.3 考虑可靠性动态模型解析式时的最大似然法

可靠性动态模型选为 Lloyd-Lipow 增长模型。模型假定:

- 产品研制分 N 个阶段
 - 各阶段试验结果是统计独立的
 - 每阶段置 n_i 个产品做试验, 每次试验只记录产品或是成功或是失败
 - 在每个阶段中, 产品都有一个确定的可靠度
 - 各个阶段的试验结果的信息都被用来改进产品, 然后再作下一阶段的试验
- 增长模型为:

$$R_i = R_\infty - \frac{\alpha}{i} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (6)$$

用最大似然法求出 α 、 R_∞ 的估计 $\hat{\alpha}$ 、 $\hat{R}_\infty$ 。

$$\begin{cases} \hat{\alpha} = \frac{\frac{1}{\bar{n}} \left(\sum_{i=1}^N i S_i - \frac{N+1}{2} \sum_{i=1}^N S_i \right)}{\frac{N+1}{2} C_1 - N} \\ \hat{R}_\infty = \frac{\frac{1}{\bar{n}} \left(\frac{C_1}{N} \sum_{i=1}^N i S_i - \sum_{i=1}^N S_i \right)}{\frac{N+1}{2} C_1 - N} \end{cases} \quad (7)$$

$$\text{式中 } C_1 = \sum_{i=1}^N \frac{1}{i}; \quad \bar{n} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N n_i;$$

n_i 为 i 阶段的试验数; S_i 为 i 阶段的成功数; R_i 为 i 阶段的可靠度。

令 $D_i = \frac{i}{n_i} \left(R_\infty - \frac{\alpha}{i} \right) \left(1 - R_\infty + \frac{\alpha}{i} \right)$, 用 (7) 式定下的初值 $\hat{R}_\infty$ 、 $\hat{\alpha}$ 来计算 D_i 值后, 令:

$$\begin{cases} Y_{11} = \sum_{i=1}^N \frac{i}{D_i} & Y_{12} = - \sum_{i=1}^N \frac{1}{D_i} \\ Y_{21} = \sum_{i=1}^N \frac{1}{D_i} & Y_{22} = - \sum_{i=1}^N \frac{1}{iD_i} \\ Y_{01} = \sum_{i=1}^N \frac{iS_i}{D_i n_i} & Y_{02} = \sum_{i=1}^N \frac{S_i}{n_i D_i} \end{cases} \quad (8)$$

解下列方程组:

$$\begin{cases} Y_{11}R_{\infty} + Y_{12}\alpha = Y_{01} \\ Y_{21}R_{\infty} + Y_{22}\alpha = Y_{02} \end{cases} \quad (9)$$

求出 R_{∞} 、 α ，反复上述过程进行迭代，直至满足精度为止。

2.4 可靠性增长的贝叶斯法

产品研制分 N 个阶段，诸阶段产品的可靠性为 $R_1, R_2, \dots, R_N$ 。若各阶段经过改进设计或工艺，可靠性有所增长，即：

$$R_1 < R_2 < \dots < R_N \quad (10)$$

选验前分布为贝塔分布，利用贝叶斯公式，由下式求得可靠性置信下界：

$$\int_0^{R_{N,L}} f(R_N) dR_N = 1 - r \quad (11)$$

式中 $R_{N,L}$ 为可靠性置信下界，

$f(R_N)$ 为第 N 阶段可靠度 R_N 的边缘密度函数，

r 为置信度。

为便于工程使用，用下式求得可靠性置信下限的近似解 $\tilde{R}_{N,L}$ 。

$$\begin{cases} n = \frac{A-B}{B-A^2} \\ F = n(1-A) \\ I_{\tilde{R}_{N,L}}(S, F) = 1 - r \end{cases} \quad (12)$$

式中 n 为折合试验数； F 为折合失败数；

A, B 分别为一、二阶矩。

利用二项分布表求出可靠性置信下限 $\tilde{R}_{N,L}$ 。

2.5 Lindstrom-Maddens 方法^[3]

设系统有 N 个单元， i 单元中取 n_i 个样品做试验，失效 F_i 个 ($i=1, 2, \dots, N$)，则得到

系统可靠度的最大似然点估计， $\hat{R} = \prod_{i=1}^N \frac{n_i - F_i}{n_i}$ ，令： $n_N = M_{in}\{n_1, n_2, \dots, n_N\}$ ，把 $\hat{f}_s = n_N$

$(1 - \hat{R})$ 看作整个系统在进行 n_N 次试验中有 $\hat{f}_s$ 个失效，查二项分布表^[2]可得系统可靠度的置信下限。

2.6 变量分析法

2.6.1 确定用于可靠性模型的参数

确定参数的基本准则如下:

- 参数必须对飞行有意义。也就是说, 当该性能参数的变动超出了允许范围时, 会立即导致飞行失败。
- 参数必须是单一的, 以免在性能测量中重复。
- 参数在试验期间和试验后都是可测的。
- 必须能用这些参数来评定在分析预定范围内的所有主要的飞行功能, 即必须能用这些参数来评定整个发动机。

2.6.2 可靠性评估

进行各分系统的设计数据和性能数据分析, 用应力-强度分析法或允许极限统计分析法求出各分系统的可靠性置信下限, 再由下式确定系统的可靠性评定值:

$$R_s = \mu(R_1 \cdot R_2 \cdots R_N) \quad (13)$$

式中: R_s 为系统可靠性评定值

$R_1, R_2, \dots, R_N$ 为各分系统的可靠性评定值

$$\mu = 1 + \text{评定误差}$$

评定误差是根据失效率查多个分系统二项分布表所得的可靠度值与各个独立分系统可靠度值相乘所得的可靠度值作比较而求得。

3 应 用

下面结合某型号战术导弹固体火箭发动机的研制, 用上述诸方法进行了结构可靠性评估。该型号导弹发动机的整个研制过程分为三个阶段, 即: 初样、试样和定型阶段。初样阶段共试验45发, 失败7发。试样阶段共试验87发, 失败4发。定型阶段共试验66发, 失败2发。计算结果如下表:

置信度为80%

评 估 方 法	方 法 1	方 法 2	方 法 3	方 法 4	方 法 5	方 法 6
可靠度	0.9363	0.9697	0.9781	0.9669	0.9723	0.9853

4 分析与结论

在固体火箭发动机型号研制中, 解决其结构可靠性评估的主要途径是扩大子样的统计信息。经典法是成败型的计数法, 它要求试验的产品是属同一母体或是同属一个研制阶段的产品, 即它要求产品的设计、材料、加工工艺及试验测试参数都相同的情况下对产品的可靠性作出评估。然而, 实际发动机研制一般都要经过几个阶段。在各个不同研制阶段中, 产品都可能有设计修改和加工工艺的改变, 经历几次试验-失败-改进等反复过程。所以各个阶段的

产品无论在设计、材料、工艺等各方面都可能有所不同。因此,就不能把不同阶段的产品看成同一母体。这样,这种方法就丢掉了前面各研制阶段的试验信息,用它作出的评估是十分保守的。而考虑可靠性增长变化的最大似然法、考虑可靠性动态模型解析式时的最大似然法及可靠性增长的贝叶斯法,这三种方法明显改善了经典法的十分保守的评估结果,它们是把各研制阶段的试验信息联系起来而作的变动统计分析,从而使不同阶段的试验信息得到了利用。但各研制阶段的统计计算还是计数型的。L-M方法是采用金字塔式的评定程序,即充分利用分系统、部件、组件,直至材料、元器件的试验信息,为上面级的可靠性评估提供了许多信息。但它只限于同一母体的评估,把其它各研制阶段的试验信息都放弃了。变量分析法,即由发动机各分系统设计鉴定试验和整机静止试车中得到的变量数据和它们的分布来分析评估的方法,与上述其它方法相比,它充分利用了各研制阶段的数据,实现了将成败型的计数计算改为计量型的计算,因而获得了更多的评估信息,也更能真实地反映了实际研制情况。此外,有文献表明,变量分析法可用于极小子样(试验数小于6)的可靠性评估。因此,本文认为,它是一种较好的评估方法。

通过上述分析、应用及型号研制经验的判断,有如下结论:

考虑可靠性增长变化的最大似然法、考虑可靠性动态模型解析式时的最大似然法、可靠性增长的贝叶斯法、L-M法及变量分析法均能改善用经典法计算结果过于保守的问题,其中,变量分析法是一种较好的方法。

上述分析仅作为结构可靠性评估方法在战术导弹固体火箭发动机型号研制中应用的探讨,随着型号研制经验的不断丰富和可靠性理论研究的继续深入,将研究出更能有效地反映实际型号研制的结构可靠性评估方法。

参 考 文 献

- [1] 邱玉生,王宏义.研制产品可靠性增长评定手册.航天部二院二一〇所
- [2] Confidence Limits for Attributes Data. AD-696967
- [3] 周延昆.可靠性十二项实用新技术.华东师大数理统计系,1985.6
- [4] Meyer R C.用变量分析法对固体火箭发动机作可靠性评定.空间工程试验技术,1982,11(6)
- [5] 某型号战术导弹固体火箭发动机地面试车及飞行试验数据集.上海航天局八一〇研究所四室

(上接第65页)

参 考 文 献

- [1] 王光林,蔡峨.固体火箭发动机设计.航空教材编审室,1985
- [2] 李锐.浅析我国弹射救生系统在不利姿态下的救生能力.航空救生技术,1987.1
- [3] 沈尔康等.航空弹射救生装备.航空工业出版社,1988
- [4] Stone W J著,杜国泰译.垂直定位座椅转向系统的性能与设计.航空救生技术,1980.1
- [5] 邵青成等.敞开式弹射座椅发展趋向——CREST计划浅析.航空救生技术,1987.1
- [6] 杨久珊.弹射座椅的射流推力矢量控制系统.航空救生技术,1980.1