

文章编号: 1673-1522 (2008) 05-0531-04

战术导弹飞行可靠性的评定方法

王国田¹, 焦淑瑜²

(1. 海军装备部兵器部, 北京 100841; 2. 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125001)

摘要: 结合导弹飞行可靠性评定实例, 采用贝叶斯法对导弹飞行可靠性进行了评估, 对验前信息进行了数据融合, 充分利用了地面试验数据, 有效地扩大了试验子样, 验证了贝叶斯法的科学性、合理性、实用性。

关键词: 导弹武器系统; 可靠性评定; 贝叶斯法

中图分类号: TJ760.6⁺2

文献标志码: A

目前, 对导弹飞行可靠性的评定常常限定于定型飞行试验, 即使用经典法对导弹武器系统的导弹飞行可靠性进行评定。由于飞行试验中通常使用小子样的试验方法, 因而统计数据量达不到可靠性试验统计所需的寿命单位, 必然导致统计结果不够科学^[1, 2]。与此同时, 在导弹武器系统的研制性试验阶段积累的大量试验数据却不能被充分利用。

本文将研制性试验中的可靠性数据, 通过数据融合作为可靠性评定的验前信息, 用贝叶斯法对定型批导弹的可靠性水平进行评估, 既解决了样本量的问题, 又解决了环境的真实性问题, 为整个导弹武器系统可靠性的评定提供了合理依据。

1 可靠性数据的融合

导弹飞行可靠性评定的最终指标为导弹飞行可靠度 R 。导弹系统是一个复杂的系统, 组成系统的各分系统既有成败型系统, 又有指数型系统, 导弹的飞行过程作为一个系统, 其故障分布为成败型。因此, 要进行系统可靠性综合评定, 首先要对试验数据进行综合与转换。由于试验过程中所采集的各分系统数据类型不完全相同, 因此还要将不同试验环境、不同批次的试验数据最终整合为评定飞行可靠度 R 所需的数据类型, 必定要使用数据融合技术。

1.1 产品类型及可靠性分布

导弹武器系统的各分系统故障分布类型主要有

指数型和成败型两种。根据单元产品类型的可靠性分布,把导弹系统的弹体、发动机作为成败型系统;驾驶员(含高度表)、雷达、定时器、引信作为指数型系统;电气分系统是由继电器、接触器、电池等组成,因电池是一次性使用,在技术准备时也不工作,故在地面试验时电气分系统数据也是指数型^[3]。

成败型系统试验数据为成败型数据:记 (N, S) , N 为试验数, S 为成功数,则失败数 $F=N-S$;指数型系统试验数据为指数寿命型数据:记 (τ, Z) , τ 为试验时间, Z 为 τ 时间内失效数,则等效任务数 $\eta=\tau/t_0$, t_0 为任务时间。

1.2 试验数据的转换与综合

可靠性数据转换包括指数型数据和成败型数据的相互转换,其核心为在同一置信水平下,两类数据之间相互折合,且折合前后的 R_L 值保持一致(或在误差允许的范围内)。基本思想是:已知指数型试验数据 (η, Z) ,由矩匹配方法,用成败型可靠度 R 的密度函数去折合指数型可靠度的密度函数,从而计算出等效成败型数据 (N, S) 。

在导弹武器系统的各试验阶段中获得的试验数据大部分是分系统试验数据。为了求得系统的试验

数据,要将分系统试验数据综合为系统数据。由于导弹武器系统是若干个成败型、指数型分系统混合串联系统。因此,综合分系统试验数据为系统试验数据时就有多种方法:一种是将不同类型的分系统转为同一类型的分系统再进行综合;另一种是直接综合。

在数据综合的过程中,若存在故障(或失效数)为零,且完成的任务数最小的单元,都要采取信息压缩^[4]。

1.3 地面试验数据综合为飞行试验数据

为了充分利用地面试验的信息,需要将不同环境下的试验数据折算成同一环境下的试验数据,也就是将地面试验数据与飞行试验数据进行综合。为此,首先要求出飞行试验环境与地面试验环境的环境因子;其次进行环境因子折算;最后再进行试验数据综合^[5]。

1) 确定环境因子

飞行试验结果 (s_1, f_1) ,地面试验结果 (s_2, f_2) , $s_i, f_i (i=1,2)$ 分别为成功数和失败数。

置信度为 γ 时, R_i 的概率密度为

$$g_i(R_i) = \mu_i \beta(R_i | f_i, s_i' + 1) + (1 - \mu_i) \beta(R_i | f_i + 1, s_i)。$$

则 $K = R_1 / R_2$ 的概率密度为

$$f(K) = \int_0^1 R_2 g_1(KR_2) g_2(R_2) dR_2。$$

用 $\Gamma(K|\alpha, \beta) = \beta^\alpha [\Gamma(\alpha)]^{-1} K^{\alpha-1} e^{-\beta K}$, ($K > 0$) 作为近似分布来拟合 K 的精确概率密度, 拟合的条件是 $\Gamma(K|\alpha, \beta)$ 的一、二阶矩相等。因 $\Gamma(K|\alpha, \beta)$ 的一、二阶矩分别为: α/β 、 $\alpha(\alpha+1)/\beta^2$ 。记 K 的一、二阶精确分布的矩为: $\mu \approx EK$, $v \approx EK^2$ 。定义 K_μ 的近似值 \tilde{K}_μ 满足 $\int_0^{\tilde{K}_\mu} \Gamma(K|\alpha, \beta) dK = \gamma$, 故 $\alpha = \mu\beta$, $\beta = \mu/(v - \mu^2)$ 。

$$I_{\beta\tilde{K}_\mu}(\alpha) = \gamma , \tag{1}$$

式中: $I_x(\alpha)$ 是不完全 Γ 函数; μ 、 v 的值可用如下方法求出

$$\begin{cases} \mu = \frac{(f_1 + 1 - \mu_1)n_2(f_2 - 1 + \mu_2)}{f_2(f_2 - 1)(n_1 + 1)} \\ v = \frac{(f_1 + 1)(f_1 + 2 - 2\mu_1)n_2(n_2 - 1)(f_2 - 2 + 2\mu_2)}{(n_1 + 1)(n_1 + 2)f_2(f_2 - 1)(f_2 - 2)} \end{cases}。 \tag{2}$$

故 \tilde{K}_μ 可用下述近似

$$\tilde{K}_\mu = \chi_{2\alpha, \gamma}^2 / 2\beta。 \tag{3}$$

对于成败型数据, 从工程角度来说, 计算起来过于繁杂。因此, 通常情况下, 可将成败型数据转换为指数型数据, 借助指数型产品的环境因子进行数据折算。

2) 对试验数据进行环境因子折算

对导弹飞行可靠性进行评估时, 通常考核的是飞行环境条件下其可靠性所达到的程度, 因而要将地面环境下的试验信息折合到飞行环境下。给定置信度 γ , 求得置信上限 K_μ , 即环境因子, 利用环境因子将地面数据转为飞行试验数据, 即: (n_2, f_2) 转换为 $(n_2 / K_\mu, f_2)$ 。

3) 将两种环境下试验数据综合

综合为飞行试验环境下的数据 N_{11}, F_{11} (N_{11} 为

试验总数, F_{11} 为试验失败数) 由下式确定:

$$\begin{cases} F_{11} = f_1 + f_2 \\ N_{11} = n_1 + \frac{n_2}{K_\mu} \end{cases} \tag{4}$$

由上式求得 N_{11} 、 F_{11} 后, 可求得飞行条件下可靠性下限 R_{LB} 。

2 导弹飞行可靠性评定

可靠性评定是利用可靠性试验得到的有限样本数, 评定每个可靠性指标可能达到的下限值 (或上限值), 由于采用有限样本信息, 给出的评定结论是一定置信度条件下的评定结论^[6,7]。即给定置信度 γ 条件下, 对于可靠度 R , 满足公式 $P(R \geq R_L) \geq \gamma$ 的下限值 R_L , 称为给定置信度 γ 的可靠性置信下限。可靠性评定结果是评判导弹武器系统作战效能的重要依据, 常采用经典法和贝叶斯法两种评定方法^[8]。

2.1 经典法

经典法是利用定型试验样本信息对定型批导弹的飞行可靠度进行统计推断, 在导弹武器系统定型试验阶段, 主要进行导弹飞行试验, 以便在真实的飞行环境中对导弹的飞行可靠度做出科学的验证。已知试验结果为 (N, S) , N 为试验数, S 为成功数, 失败数则是 $F = N - S$ 。

1) 点估计

不论是矩估计还是极大似然估计， R 的估计量都为

$$\hat{R} = S/N \tag{5}$$

2) 区间估计

在给置信度为 γ 时，则用不完全 β 函数表示可靠性下限 R_{LC} 时：

$$I_{R_{LC}}(S, F+1) = 1-\gamma \tag{6}$$

给定置信度 γ ，根据 N, F 查二项分布表即可求得 R_{LC} 。

2.2 贝叶斯法

设系统可靠性服从 β 分布，其验前分布密度为 $\beta(R|S_0, F_0)$ ，式中 S_0 为验前成功数， F_0 为验前失败数，则验前试验数 $N_0 = S_0 + F_0$ ，经过 N 发试验，试验结果为 (N, S) ，其验后分布为 $\beta(R|S+S_0, F+F_0)$ 。

1) 点估计

$\hat{R} = E(R|s, f) = \frac{s+s_0+a}{n+n_0+a+b}$ ，通常设定 $a = b = 0.5$ ，则其贝叶斯估计为

$$\hat{R} = E(R|s, f) = \frac{s+s_0+0.5}{n+n_0+1} \tag{7}$$

2) 区间估计

在置信度为 γ 时，则可靠性下限 R_{LB} 由下式确定：

$$I_{R_{LB}}(S+S_0, F+F_0) = 1-\gamma \tag{8}$$

实际使用时并不去计算上式，而是给定置信度 γ ，查二项分布表求得 R_{LB} 。

3 实例分析

根据研制阶段各次靶场飞行试验及定型试验收集到的现场试验数据和 2 节提供的方法，对导弹飞行可靠性进行评定。以导弹定型阶段共发射导弹 7 枚，5 发飞行试验成功为例。对导弹飞行可靠性评定结果如下：

3.1 经典法

首先根据式(5)，运用点估值的方法，得出直接估计的飞行可靠性点估计值 $\hat{R}_{LC} = 0.7143$ ；然后根据式(6)，求出飞行可靠性下限 $R_{LC} = 0.6548$ 。

3.2 贝叶斯法

应用贝叶斯法，利用导弹研制阶段的试验信息作为验前信息，在进行可靠性评估之前，先要对研制阶段和定型阶段的导弹批进行母体一致性检验，只有两批次导弹来自同一母体的前提下才可应用贝叶斯方法。在研制阶段，获得的导弹在实验室条件下弹上各分系统的试验情况如表 1 所列数据为例进行计算：

表 1 地面试验弹上设备可靠性数据统计表

分系统	电气	定时器	驾驶仪	雷达	引信
工作时间/h	63.62	19.52	38.87	41.55	12.23
故障数	1	0	0	1	0

首先，通过认定任务时间、试验信息压缩、数

据转换等过程，将 5 个分系统指数型数据转换为成
败型数据，转换结果如表 2 所示。

由于系统中有零失效的单元存在，因而使用经
典法对数据进行综合。结果如下：

$$N' = \frac{\prod_{i=1}^{m+1} n_i - 1}{\sum_{i=1}^{m+1} \left(\frac{1}{s_i} - \sum_{i=1}^{m+1} \left(\frac{1}{n_i}\right)\right)} = 26, \quad S' = N' \prod_{i=1}^{m+1} \frac{s_i}{n_i} = 23。$$

表 2 地面试验数据转换结果

测试分系统	指数型数据(η, Z)	成败型数据(n, s)
电气	(15.23, 0)	(15.23, 15.23)
定时器	(15.23, 0.35)	(15.08, 13.53)
驾驶仪	(69.62, 1)	(67.54, 67.54)
雷达	(21.52, 0)	(21.52, 21.52)
引信	(40.87, 0)	(40.87, 40.87)

接下来，计算环境因子。

以导弹研制阶段共发射导弹 8 枚，6 发成功为
例计算。研制阶段导弹飞行试验数据为：
(n₁, f₁) = (8, 2)；地面试验数据经过整理后有：
(n₂, f₂) = (26, 3)，由式(2)得 μ = 3.1, ν = 25，代入公
式(1)得 β = 0.20, α = 0.62。取 γ = 0.8，由公式(3)
得到研制阶段的环境因子为 $\tilde{K}_\mu = 1.9$ 。

最后，进行系统数据综合。

将研制阶段试验数据综合为飞行试验环境下数
据，由式(4)得 (F₁₁, N₁₁) = (5, 21)。以地面试验数据
作为验前信息，得导弹飞行可靠性验前信息为
(S₀, F₀, N₀) = (16, 5, 21)。定型试验阶段，导弹的飞行
可靠性数据为 (S₁, F₁, N₁) = (5, 2, 7)。

计算点估计值，以 \hat{R}_{2B} 表示可靠性点估值，将
S₀、S₁、N₀、N₁ 代入式(7)得 $\hat{R}_{2B} = 0.7413$ ；计算综合
的可靠性下限估计（以 R_{2LB} 表示），由式(8)确定，
取 γ = 0.8，查二项分布表得 R_{2LB} = 0.7005。

4 结论

在置信度一致的情况下，应用贝叶斯法获得的
点估计值及估计下限高于经典法获得的数据。是因
为经过大量的研制性试验，定性阶段产品可靠度必
然会有提升。利用贝叶斯法，综合了研制阶段的全
部试验数据，扩大了样本量，从概率角度上讲，评
定结果更具说服力。

对于产品的可靠性来说，它具有一定的连续性，
任何一个试验阶段都不是孤立的。在评定的过程中，
如果把各个阶段孤立开计算，既浪费了大量的试验
样本，又切断了试验数据的连续性，导致试验评定
结果过于保守或冒进。改进后的贝叶斯法更加符合
可靠性数据管理真实性、连续性和完整性的要求，
能从导弹的整个试验过程客观评定其可靠性水平。

参考文献：

- [1] 金振中, 李守秀, 甄昕. 反舰导弹飞行可靠性验前信
息分析与综合[J]. 质量与可靠性, 2000, 28(3): 25-28.
- [2] 王江元, 王应建. 导弹武器系统可靠性评估与鉴定技
术应用研究[J]. 战术导弹技术, 2003, (6): 21-33.
- [3] 刘永生, 高翔, 严聪. 导弹武器系统可靠性分配方法
[J]. 空军工程大学学报: 自然科学版, 2002, 3(1): 33-
35.
- [4] 金星, 洪延姬. 系统可靠性评定方法[M]. 北京: 国防
工业出版社, 2005: 110-116.
- [5] 刘智洋. 利用设备变母体变环境数据的系统可靠性
综合评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 29(8):
254-257.

- [6] 周源泉, 翁朝曦. 可靠性评定[M]. 北京: 科学出版社, 1990.
- [7] 曲宝忠, 孙晓峰. 海军战术导弹试验与鉴定[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [8] 郭梅忠. 地地战术导弹飞行可靠性指标评定方法[J]. 战术导弹技术, 2002,7(4):12-16.

Research on the Flying Reliability Estimation for Tactical Missile

WANG Guo-tian¹, JIAO Shu-yu²

(1. The Weapons Branch of NED, Beijing 100841, China;

2. The 92941st Unit of PLA, Huludao Liaoning 125001, China)

Abstract: Combining with the example of the missile flying reliability estimation, the Bayesian method was used to estimate the flying reliability. Some kinds of data had been made full use of and the test samples had been enlarged effectively because system integration methods for test data had been set up under various circumstances and various distributions. The science and rationality were approved via the compare.

Key words: missile weapon system; reliability e estimation; Bayesian method

=====

(上接第 526 页)

参考文献:

- [1] 侯林法. 复合固体推进剂[M]. 北京: 宇航出版社, 1994:332-384.
- [2] 高鸣, 庞军. 贮存条件对导弹发动机装药的影响及分析[J]. 火炸药, 1995,18(2):7-10.
- [3] 贺南昌. 贮存温度对丁羟推进剂老化性能影响的研究[J]. 推进技术, 1987,8(6):58-63.
- [4] 张旭东, 曲凯, 王丕毅, 等. 高温高湿条件下复合固体推进剂药柱老化研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2008,23(3):285-287.
- [5] 丁世俊, 鲁国林, 刘月华. 恢复吸湿丁羟推进剂试件性能的研究[J]. 固体火箭技术, 1995,18(4):18-22.
- [6] 何耀东, 刘建全. 环境湿度对 HTPB 推进剂力学性能的影响[J]. 固体火箭技术, 1996,19(3):47-52.
- [7] QJ924-85. 复合固体推进剂单向拉伸试验方法[S]. 航天工业部标准, 1985.

Experiment Research on Effect of Wetting on the Solid Propellants' Mechanical Properties

WANG Yu-feng^a, HONG Liang^b, LI Gao-chun^a

(Naval Aeronautical and Astronautical University a. Department of Airborne Vehicle Engineering;

b. Department of Scientific Research, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: The change of solid propellant's mechanical properties was tested after wetting. The mechanical properties of solid propellant could be recovered by dryness. The degree of recovering was given. Finally, the humid aging mechanism was analyzed.

Key words: solid propellant; tensile strength; relative humidity