

doi: 10.7690/bgzd.2021.09.007

基于多阶段试验信息融合的防空导弹飞行可靠性综合评估方法

雷 鸣, 张 艳

(中国人民解放军 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125000)

摘要: 针对防空导弹性能鉴定试验阶段导弹飞行可靠度评估试验子样不足问题, 进行多阶段试验信息融合方法研究。综合分析性能鉴定试验前进行的飞行试验、导弹可靠性鉴定试验阶段的数据, 得到可用于导弹飞行可靠度评估的子样数, 结合性能鉴定试验中获取的子样数, 运用二项分布经典评估方法对导弹飞行可靠度进行置信下限评估。评估结果表明: 多阶段试验信息融合结果合理, 在性能鉴定试验中具有较高的应用价值。

关键词: 防空导弹; 性能鉴定试验; 可靠性; 信息融合; 综合评估

中图分类号: TJ76 **文献标志码:** A

Flight Reliability Comprehensive Evaluation Method of Air Defense Missile Based on Multistage Testing Information Fusion

Lei Ming, Zhang Yan

(No. 92941 Unit of PLA, Huludao 125000, China)

Abstract: Aiming at the problem of insufficient sample in air defense missile reliability evaluation test during the performance qualification test, the multistage testing information fusion method was studied in this paper. By analyzing the experimental data of the flight test before the performance qualification test and the missile reliability qualification test stage, the number of missile samples for reliability evaluation was obtained. Combined with the number of samples obtained from the performance qualification test, the confidence limit of missile reliability was evaluated by classical binomial distribution evaluation method. The evaluation results show that the results of multistage testing information fusion are reasonable, and have high application value in the performance qualification test.

Keywords: air defense missile; performance qualification test; reliability; information fusion; comprehensive evaluation

0 引言

在性能鉴定试验的可靠性试验中, 对导弹飞行可靠度评估一般是利用性能鉴定试验阶段导弹飞行试验数据, 采用 GB/T 4087—2009 数据的统计处理和解释二项分布可靠性单侧置信下限评估方法进行评估^[1-2]。随着武器装备性能的提升, 防空导弹飞行可靠度指标也越来越高, 需要的试验子样数也越来越多, 仅依靠性能鉴定试验中的试验样本难以满足评估需求。为了解决这一问题, 需利用性能鉴定试验前与导弹飞行可靠度有关的试验信息。在性能鉴定试验前进行的飞行试验, 由于会出现各种问题, 导弹技术状态也会随之调整, 能够利用的只有与性能鉴定状态一致的试验样本, 故样本数量难以保证; 因此, 为了对导弹飞行可靠度进行评估, 需要研究如何利用各阶段导弹可靠性试验信息, 通过多阶段试验信息融合方法, 解决试验子样不足的问题。

1 存在的问题及解决总体思路

根据二项分布可靠性单侧置信下限评估方法,

以置信度 $\gamma=0.8$ 评估为例, 防空导弹可靠性评估在不同指标下所需的试验样本如表 1 所示。从表 1 可以看出: 在最低可接受值为 0.9 的情况下, 失败数为 0 时, 达到评估目的的样本数最少为 16 发; 失败数为 1 时, 达到评估目的的样本数最少为 29 发, 随着最低可接受值的增加, 需要的样本数也越来越多。显然, 以目前的试验样本量, 特别是在飞行试验中出现故障情况下, 仅通过性能鉴定试验的样本难以达到评估目的。

表 1 防空导弹可靠性评估所需试验样本数 ($\gamma=0.8$)

| 试验子样数(N) | 失败子样数(F) | 最低可接受值(θ_1) | 试验子样数(N) | 失败子样数(F) | 最低可接受值(θ_1) |
|----------|----------|----------------------|----------|----------|----------------------|
| 16 | 0 | 0.904 | 29 | 1 | 0.900 |
| 18 | 0 | 0.914 | 33 | 1 | 0.912 |
| 20 | 0 | 0.922 | 37 | 1 | 0.921 |
| 23 | 0 | 0.932 | 42 | 1 | 0.930 |

为了解决试验样本量问题, 需要充分利用各阶段试验信息, 通过对各阶段试验信息的综合利用, 达到导弹可靠性评估目的。目前, 在性能鉴定试验前进行的与导弹飞行可靠性有关的试验为各阶段验

收稿日期: 2021-05-17; 修回日期: 2021-06-16

作者简介: 雷 鸣(1966—), 男, 湖北人, 高级工程师, 从事导弹武器系统试验总体研究。E-mail: 13358843696@189.cn。

证性飞行试验、可靠性鉴定试验(在可靠性实验室进行)等,可综合利用的试验信息只能从这些试验中提取^[3-4]。其总体思路是:首先分析各阶段试验中导弹分系统技术状态是否与性能鉴定试验技术状态一致,在技术状态一致的基础上,分析统计导弹各分设备可利用的试验数据,按照导弹飞行可靠性任务剖面中各分设备的相互关系,对各分设备数据进行综合,得出导弹飞行可靠性试验数据;然后与性能鉴定试验结果进行一致性检验,如果检验通过,则可综合利用可靠性试验数据,运用二项分布经典评估方法对导弹飞行可靠度进行置信下限评估。

2 防空导弹可靠性综合评估方法

2.1 防空导弹发射飞行可靠性任务剖面

导弹发射飞行可靠性任务剖面为:从导弹加电开始到与目标遭遇或自毁结束。导弹发射飞行任务可靠性模型为弹上各分设备串联模型,弹上设备包括天线罩、导引头、引信、惯测装置、弹上信息处理器、触发器和安执装置、战斗部、发动机、舵机舱、燃气舵组件、舱段分离装置、弹体结构以及贮运发射箱等。导弹发射飞行可靠性任务剖面如图 1。

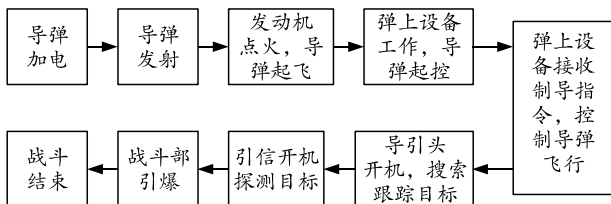


图 1 导弹发射飞行可靠性任务剖面

2.2 防空导弹可靠性鉴定试验

防空导弹可靠性鉴定试验是在实验室环境下等

效模拟导弹发射飞行所需的各种应力环境,导弹(或弹上分系统)在模拟的环境下工作,用以考核导弹(或弹上分系统)的可靠性。被试品技术状态要求与性能鉴定技术状态一致;因此,试验信息也可用于导弹飞行可靠性综合评估,一般开展导弹(不含战斗部和发动机)及弹上设备可靠性鉴定试验^[5-6]。考虑到导弹进行发射准备时是箱弹状态,飞行时是导弹状态,为了提高试验模拟的真实性,导弹可靠性鉴定试验分为发射准备可靠性试验和飞行可靠性试验 2 部分进行考核:第一阶段以箱弹状态模拟发射准备,进行发射准备可靠性鉴定试验;第二阶段以导弹状态模拟飞行,进行飞行可靠性鉴定试验。通过实验室内给箱弹或导弹施加温度、湿度、振动和电应力,模拟箱弹发射准备或者导弹飞行任务,一次箱弹发射准备模拟相当于箱弹完成一次发射准备任务,一次导弹飞行模拟相当于导弹完成一次飞行任务;因此,箱弹发射准备次数等效于发射准备模拟试验次数,导弹飞行任务次数等效于飞行模拟试验次数。

导弹可靠性鉴定试验采用成败型试验方案^[7]:

$$\sum_{r=0}^c \binom{n}{r} R^{n-r} (1-R)^r = \beta$$

按照上式,根据导弹的可靠度检验下限(参加试验的所有分系统按照可靠性模型计算得到)、试验故障数计算试验次数。第一阶段进行箱弹发射准备模拟试验,第二阶段进行导弹飞行模拟试验。

弹上设备可靠性鉴定试验一般选择 GJB 899A—2009 中规定的方案 20-1 短时高风险方案进行^[8-9],可靠性鉴定试验的方案参数见表 2。

表 2 弹上设备可靠性鉴定试验方案参数

| 产品 | 统计试验方案 | 鉴别比 <i>d</i> | 生产方风险 <i>a</i> /% | 使用方风险 <i>β</i> /% | 拒收故障数 | 接收故障数 | 试验时间(<i>θ</i> ₁ 的倍数) |
|------|--------|--------------|-------------------|-------------------|-------|-------|----------------------------------|
| 弹上设备 | 20-1 | 4.15 | 30 | 20 | 1 | 0 | 1.61 |

该试验方案属于定时截尾试验方案,当产品无故障完成试验时,则作出接受判决;当产品出现 1 个以上(包括 1 个)故障时,则作出拒收判决。

试验过程中,需要考虑各种应力,主要包括:

1) 温度应力。

温度应力根据导弹系统在阵地值班状态,模拟实战时导弹可能遇到的春、夏、秋、冬气象环境,具体的应力水平和持续时间如下:

- 秋天: +20 °C;
- 冬天: -30 °C;
- 春天: -10 °C;

夏天: +60 °C;

温变率: ±5 °C/min。

导弹在秋、冬、春、夏各气候段的冷热浸时间均为 4 h。

2) 湿度应力。

在试验剖面的+60 °C 温度段保持 1 h 后施加相对湿度 80%,在+60 °C 温度段结束前 1 h 停止加湿,并开始去湿。其他温度段湿度不加控制。

3) 振动应力。

发射准备(随机)振动以箱弹的形式进行,振动方向为 X 方向,每次振动时间为 30 min,同一温度

段每2次振动间隔时间为30 min。

飞行(随机)振动以导弹的形式进行,采用 X 向、 Y 向同时激振的多维振动模拟飞行过程中导弹受到的 X 、 Y 方向振动应力,每次飞行振动时间为1.5 min, +20 °C、-30 °C、-10 °C、+60 °C温度段每2次振动间隔时间为38.5 min、28.5 min、28.5 min、58.5 min。

4) 电应力。

每次振动前开始加电,加电时间能够满足振动测试要求。在每个温度段第一次加电前连续进行3次通断电操作,以考核产品在不同温度条件下的瞬时启动能力。通电过程中各有1/4的时间施加设计上的、下拉偏电压,上、下拉偏电压的范围为标称电压的±10%。

2.3 多阶段可靠性数据综合方法

导弹飞行可靠性是由弹上各设备的可靠性及其相互之间的串并联关系决定;因此,在基于技术状态一致、试验环境条件基本等效情况下获取的各弹上设备可靠性数据,可通过对弹上所有设备的可靠性进行综合,获取导弹的可靠性信息。可靠性综合利用的试验阶段数据,主要有性能鉴定试验前进行的各阶段飞行试验信息及可靠性鉴定试验信息,信息综合时须遵守以下原则:

- 1) 导弹或分系统技术状态必须与性能鉴定阶段状态一致;
- 2) 导弹试验信息优先于分系统信息;
- 3) 飞行试验信息优于实验室信息;
- 4) 综合出的可靠性数据量与性能鉴定试验数据量不能差距较大,一般情况下不大于试验数据。

导弹飞行可靠性模型为弹上设备串联模型,可根据式(1)和式(2)对性能鉴定前进行的飞行试验、可靠性鉴定试验阶段的可靠性数据进行综合^[10]:

$$N = \left(\prod_{j=1}^l \frac{N_j}{S_j} \prod_{k=1}^m \exp\left(\frac{z_k}{\eta_k}\right) - 1 \right) / \left(\sum_{j=1}^l \frac{F_j}{S_j N_j} + \sum_{k=1}^m \frac{z_k}{\eta_k^2} \right); \quad (1)$$

$$F = N \left[1 - \prod_{j=1}^l \frac{S_j}{N_j} \prod_{k=1}^m \exp\left(-\frac{z_k}{\eta_k}\right) \right]. \quad (2)$$

式中: N_j 为成败型分系统试验数; S_j 为成败型分系统成功数; F_j 为成败型分系统失败数; η_k 为指数型分系统等效任务数; z_k 为指数型分系统故障数; N 为导弹发射飞行可靠度综合试验次数; F 为导弹发射飞行可靠度综合试验失败次数。

当存在 $F_j=0$ 时,对成败型有失败数,即 $F_j \neq 0$

的分系统试验数据按试验数由大到小进行排序,假设试验数为 N_j ,成功数为 S_j ,失败数为 $F_j(1 \leq j \leq l'$ (l' 为 $F_j \neq 0$ 的成败型分系统数量));对无失败数即 $F_j=0$ 的分系统排在有失败数分系统的后面,试验数为 N_j ,成功数为 S_j ,失败数为 $F_j(l'+1 \leq j \leq l$ (l 为成败型分系统的数量)),则后 $l-l'$ 个分系统进行一次信息压缩为一个分系统,即 $N(2)=\min(N(j))(l'+1 \leq j \leq l)$, $S(2)=N(2)$,同时令 $N(1)=N_{l'}$, $S(1)=S_{l'}$;最后,对试验信息($S(1)$, $N(1)$)、($S(2)$, $N(2)$)按照式(3)进行压缩:

$$(S_r, N_r) = \begin{cases} (S(2), N(1) \cdot N(2) / S(1)) & S(1) > N(2) \\ (S(2), N(1)) & S(1) = N(2) \\ (S(1) \cdot S(2) / N(2), N(1)) & S(1) < N(2) \end{cases}. \quad (3)$$

当存在 $z_k=0$ 时,对指数型有故障数,即 $z_k \neq 0$ 的分系统试验数据按等效任务次数由大到小进行排序,假设等效任务次数为 η_k ,故障次数为 $z_k(1 \leq j \leq m'$ (m' 为 $z_k \neq 0$ 的指数型分系统数量));对无故障数即 $z_k=0$ 的分系统排在有故障分系统后面,等效任务次数为 η_k ,($m'+1 \leq j \leq m$ (m 为指数型分系统的数量)),则后 $m-m'$ 个分系统进行一次信息压缩为一个分系统,即 $\eta(2)=\min(\eta(j))(m'+1 \leq j \leq m)$, $z(2)=0$,同时令 $\eta(1)=\eta_{m'}$, $z(1)=z_{m'}$,再将指数型数据转换为成败型数据($S(1)$, $N(1)$)、($S(2)$, $N(2)$),对其按成败型试验信息方法压缩。

当既存在成败型无失败试验数据,又存在指数型无故障试验数据时,首先将指数型数据转换为成败型数据,然后对成败型数据统一排序,按照信息压缩法进行。

2.4 试验信息的一致性检验

将综合得到的试验结果与性能鉴定试验结果进行一致性检验,如果检验通过,则可进行综合评估。检验方法为^[11]:

假设综合的试验结果为 $(n_1, s_1, f_1) \in X$, $(n_2, s_2, f_2) \in Y$,其中: n_1 、 n_2 为试验总次数; s_1 、 s_2 为试验成功数; f_1 、 f_2 为试验失败数。

假设 H_0 : X 与 Y 来自同一总体,检验统计量为 $K = ((s_2 f_1 - s_1 f_2)^2 (n_1 + n_2)) / ((s_1 + s_2)(f_1 + f_2) n_1 n_2)$ 。(4)

依分布收敛到自由度为1的 χ^2 分布。若给定检验水平 α ,有:

$K > \chi_1^2(\alpha)$ 拒绝 H_0 ;否则,接受 H_0 。式中 $\chi_1^2(\alpha)$ 为自由度为1的 α 分位数。

需要注意的是,统计量 K 中的 s_1 , f_1 , s_2 , f_2

应满足大于 5, 在小样本的前提下, 一般难以实现, 修正的统计量 K 为:

$$K = \left(\left[|s_2 f_1 - s_1 f_2| - (n_1 + n_2) / 2 \right]^2 (n_1 + n_2) \right) / \left((s_1 + s_2)(f_1 + f_2)n_1 n_2 \right) \quad (5)$$

2.5 可靠性评估方法

在分析确认综合试验数据与性能鉴定试验阶段试验数据基本一致的前提下, 利用综合试验数据和性能鉴定飞行试验可靠性数据, 运用二项分布经典评估方法对导弹发射飞行可靠度进行置信下限评估:

$$\left. \begin{aligned} I_{R_{L,C}}(S, F+1) &= 1 - \gamma & F_1 &\neq 0 \\ R_{L,C} &= (1 - \gamma)^{1/N_1} & F_1 &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中: S 为综合试验数据中试验成功数与性能鉴定试验阶段导弹飞行试验成功数之和; F 为综合试验数据中试验失败数与性能鉴定试验阶段导弹飞行试验失败数之和; N 为综合试验数据中试验总数与性能鉴定试验阶段导弹飞行试验次数之和; γ 为置信度为 0.8; $R_{L,C}$ 为导弹发射飞行可靠度经典评估置信下限; $I_{R_{L,C}}(\alpha, \beta)$ 为参数 (α, β) 的 Beta 函数。

3 防空导弹可靠性评估实例分析

某型防空导弹发射飞行可靠度最低可接受值为 0.9, 性能鉴定飞行试验结果为成功 11 次, 失败 0 次, 仅通过性能鉴定飞行试验子样数不能直接给出导弹发射飞行可靠度是否满足指标要求的结论, 需要综合利用其他阶段的试验信息。在性能鉴定试验前进行了 2 次飞行试验, 试验结果分别为成功 6 次、失败 1 次和成功 10 次、失败 0 次; 另外, 进行的导弹可靠性鉴定试验结果为成功 26 次、失败 1 次。

通过分析, 参与可靠性鉴定试验的导弹(没有战斗部与发动机)分系统技术状态与性能鉴定试验一致; 各试验阶段战斗部技术状态一致, 由于性能鉴定前第一次飞行试验中, 发动机发生一次故障, 技术状态发生改变; 因此, 发动机可靠性试验数据不采用性能鉴定前第一次飞行试验阶段数据。从以上分析可以得出, 参与数据综合的试验信息为战斗部 $(N_{战}, F_{战}) = (16, 0)$, 发动机 $(N_{战}, F_{战}) = (10, 0)$ 和导弹可靠性鉴定试验数据 $(N_{导}, F_{导}) = (26, 1)$ 。根据式(1)和式(2)对 2 部分可靠性数据进行综合, 得 $(N_{合}, F_{合}) = (10.4, 0.4)$ 。

对综合得到的试验信息与性能鉴定试验信息进行一致性检验, 根据式(5)计算得 $K=0.833$, 取 $\alpha=0.2$, 则 $K < \chi_1^2(0.2) = 1.642$, 说明 2 组信息一致性较好, 通过检验。综合性能鉴定飞行试验可靠性数据 $(N_{导}, F_{导}) = (11, 0)$, 得到:

$$(N, F) = (N_{合} + N_{导}, F_{合} + F_{导}) = (22.4, 0.4)。$$

根据式(6)获得导弹发射飞行可靠度置信下限 $R_{L,C} = 0.912$ 。

4 结束语

笔者针对防空导弹性能鉴定试验发射飞行可靠度评估问题, 研究了利用性能鉴定前飞行试验、可靠性鉴定试验阶段试验信息的综合利用方法, 利用性能鉴定前进行的飞行试验、导弹可靠性鉴定试验阶段的数据进行综合, 得到可用于导弹飞行可靠度评估的子样数, 结合性能鉴定试验中获取的子样数, 运用二项分布经典评估方法对导弹发射飞行可靠度进行置信下限评估。评估结果科学合理, 为靶场对防空导弹可靠性评估提供了一种有效的方法, 也可为其他导弹可靠性评估提供有益的参考。

参考文献:

- [1] GB/T 4087—2009 数据的统计处理和解释二项分布可靠度单侧置信下限[S]. 2009: 60-82.
- [2] 高社生, 张玲霞. 可靠性理论与工程应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 47-56.
- [3] 李潇. 某型空空导弹可靠性摸底试验规划与验证[J]. 电子产品可靠性与环境试验, 2019, 37(1): 8-12.
- [4] 金碧辉. 系统可靠性工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 22-25.
- [5] 薛鲁强, 王成学, 王子程. 舰空导弹武器系统可靠性的实验设计[J]. 计算机仿真, 2013, 30(3): 50-53.
- [6] 孙盛远, 顾文彬, 庞海洋. 武器系统可靠性的分配方法[J]. 兵工装备研究, 2007, 26(4): 32-37.
- [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: 123-128.
- [8] GJB 899A—2009 可靠性鉴定和验收试验[S]. 2009: 97
- [9] 姚云峰, 于磊. 无人机可靠性验收方法[J]. 兵工自动化, 2019, 38(11): 85-88.
- [10] 王勤, 黄力伟, 苏琦. 舰载武器系统可靠性模型及其探索研究[J]. 火力与指挥控制, 2015, 40(1): 67-70.
- [11] 孔耀, 李逗, 孙悦. 基于信息融合的复杂系统可靠性综合评估[J]. 兵工自动化, 2019, 38(12): 68-73.