

融合多源试验信息的导弹命中精度 综合评定方法

李晓斌¹, 韩世龙², 卢道伟¹

(1. 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125000;

2. 火箭军工程大学, 陕西 西安 710025)

摘要: 为解决导弹大射程命中精度评估中子样数不足的问题, 提出将小射程飞行试验信息折合为大射程飞行试验样本、序贯选取仿真试验信息和采用 Bayes 方法融合飞行试验信息与仿真试验信息得到混合样本的方法, 进行导弹纵向和横向偏差的均值和方差估计, 进而开展导弹命中精度的综合评定。算例结果表明: 该方法可用于导弹大射程命中精度评估。

关键词: 命中精度; Bayes 方法; 精度折合; 精度评估

中图分类号: TP391.9

文献标志码: A

文章编号: 2097-2741(2024)04-047-007

Multi-source Test Information Fusion-based Comprehensive Evaluation Method for Missile Hit Accuracy

Li Xiaobin¹, Han Shilong², Lu Daowei¹

(1. Troops No. 92941, Huludao 125000, Liaoning;

2. Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, Shaanxi)

ABSTRACT: In order to address the issue of insufficient medium subsamples for evaluating missile long-range hit accuracy, a method converting short-range flight test data into long-range flight test samples and sequentially selecting simulation test information was proposed. Additionally, mixed samples fusing the flight data and simulation test data were evaluated by Bayes method to obtain the mean and variance estimation of missile longitudinal and lateral deviations. Accordingly, the missile hit accuracy could be comprehensively evaluated. Calculation results verified that the proposed method could be used to evaluate missile long-range hit accuracy.

KEYWORDS: hit accuracy; Bayes method; accuracy conversion; accuracy evaluation

由于受试验周期、经费限制, 导弹试验次数有限, 且每次试验条件不同, 导致现场试验子样数不足, 造成导弹精度评估困难。导弹命中精度评估属于典型小子样问题, 如何进行误差源分析和误差处理、如何有效挖掘和利用验前信息、如

何实现异质多源信息融合、采取怎样的评定方法等, 都是非常值得深入研究的课题, 文献[1]对上述问题进行了全面综述研究。导弹命中精度评定应基于大量全程飞行试验落点偏差统计, 但全程飞行试验常常难以开展, 因此, 需要进行弹道精

收稿日期: 2024-02-02

第一作者: 李晓斌 (1975—), 男, 博士, 正高级工程师, 主要从事装备试验鉴定研究。E-mail: 18642999032@163.com

引用格式: 李晓斌, 韩世龙, 卢道伟. 融合多源试验信息的导弹命中精度综合评定方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2024, 38 (4): 47-53.

度折合, 文献[2]提出了2种弹道精度折合方法: 一是利用制导工具误差分离方法, 二是利用特殊试验弹道的测量信息。文献[3]系统研究了导弹精度评估问题, 以多源信息融合为主线, 提出了基于遥外弹道差的 Bayes 多参数融合模型, 完成了对导弹全程飞行的精度评估。文献[4]提出: 开展导弹命中精度评估还需要充分利用各种验前信息, 如各分系统试验信息、不同试验阶段试验信息、不同试验手段试验信息等, 利用验前信息与现场试验信息进行融合评估可提高评估的可信性和有效性, 其中 Bayes 方法在工程中应用较为广泛。针对多源试验信息融合过程中引入大量仿真信息时, 现场试验信息可能会被“淹没”的问题, 文献[5]提出应当在试验数据相容性检验基础上进行融合, 并结合可信度改进了 Bayes 算法, 以避免“淹没”现象发生。文献[6]充分利用仿真信息作为验前信息, 结合多层先验信息融合方法实现反舰导弹的综合评估。文献[7]从仿真手段和验前信息2个角度切入, 讨论了参数 Bootstrap 方法和 Bayes 方法在小子样试验密集度估计中的应用。文献[8]为避免引入大量验前信息而“淹没”现场试验信息的问题, 利用重要度抽样思想提出一种改进的权重分配方案, 得到改进 Bootstrap 法, 提高落点密集度的点估计和区间估计的可信性。

导弹命中精度评定通常基于二维正态分布假设, 传统方法(如 GJB 6289—2008^[9]和 GJB 8271.2—2015^[10])采信飞行试验结果, 需要一定的子样数, 子样数与评估结果置信度成正比。在实际工程应用中, 受试验条件、研制经费和周期的限制, 同一设计状态下的命中精度飞行试验结果一般为极小子样(1~3)或大射程子样数为零, 无法完成命中精度评定。导弹仿真试验可提供大样本命中精度仿真试验结果, 但直接融合飞行和仿真试验信息时, 仿真信息会淹没飞行信息。为解决导弹大射程命中精度评估子样数不足的问题, 本文提出将非标准条件(小射程、攻击非真实目标)的飞行试验信息折合为标准条件(大射程、攻击真实目标)的飞行试验样本, 序贯选取仿真试验信息, 采用 Bayes 方法融合飞行仿真试验信息得到混合样本, 进而进行导弹命中精度综合评定。

1 导弹命中精度综合评定方法

导弹命中精度通常用制导控制误差(x, z)表

征, 制导控制误差受大量随机因素的影响, 包括目标、导弹、武器控制系统、环境条件等。大量实验和实践证明, 制导控制误差服从正态分布, 其概率密度为^[1]

$$f(x, z) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_z\sqrt{1-\rho_{xz}^2}} \exp \left\{ -\frac{(x-\mu_x)^2}{\sigma_x^2} - \frac{2\rho_{xz}(x-\mu_x)(z-\mu_z)}{\sigma_x\sigma_z} + \frac{(z-\mu_z)^2}{\sigma_z^2} \right\}$$

式中: σ_x 、 σ_z 分别为 x 、 z 的标准差; μ_x 、 μ_z 为 x 、 z 的数学期望; ρ_{xz} 为 x 、 z 的相关系数。导弹命中精度评估的关键是估计导弹落点偏差的均值和方差。

导弹命中精度评估需要综合利用飞行试验和仿真试验信息, 而飞行试验受射程、安全性等限制, 一般获得的为非标准条件的飞行试验信息, 需要折合为标准条件下的飞行试验样本; 同时, 考虑仿真试验信息不能淹没飞行试验信息, 需要序贯选取仿真试验样本。导弹命中精度综合评定方法流程详见图1。

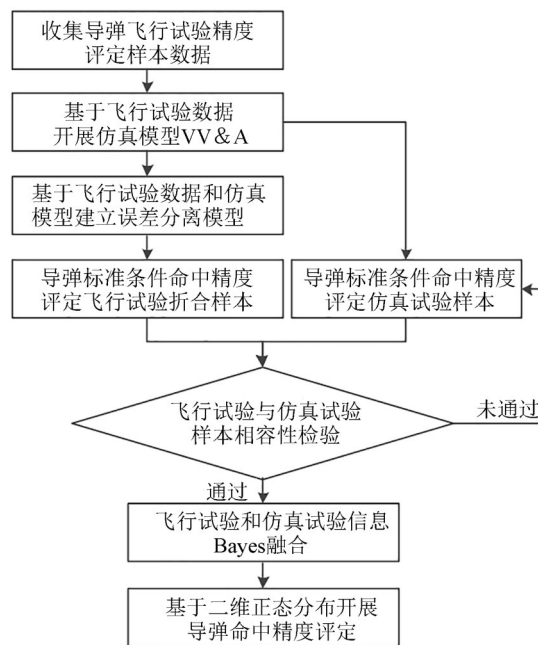


图1 导弹命中精度综合评定方法流程

Fig. 1 Process of comprehensive evaluation method for missile hit accuracy

本文提出的导弹命中精度综合评定方法具体分为以下步骤:

1) 收集导弹飞行试验样本数据, 包括飞行试验遥外测数据和落点偏差, 基于飞行试验数据和仿真模型建立导弹落点偏差误差模型, 开展标准条件下精度评定的飞行试验折合样本;

2) 基于飞行试验数据对导弹仿真模型 (主要是半实物仿真系统) 开展校核 (Verification)、验证 (Validation) 和确认 (Accreditation) 工作 (简称 VV&A), 采用 VV&A 的仿真系统获得标准条件下仿真试验样本, 采用序贯方法得到参与精度评定的仿真样本数据, 样本量不大于飞行试验折合样本量;

3) 可采用秩和检验法或游程法对飞行试验折合样本和序贯仿真试验样本进行相容性检验;

4) 对通过相容性检验的飞行试验和仿真试验样本数据, 采用 Bayes 方法融合得到导弹纵向和横向偏差的均值和方差估计;

5) 基于二维正态分布开展导弹命中精度的估计。

鉴于导弹数学仿真试验结果置信度偏低的问题, 精度评定的仿真样本数据可采用导弹半实物仿真试验系统获得。导弹半实物仿真试验系统主要包括微波暗室、仿真机、转台、目标模拟设备、面阵及馈电系统等, 导弹导引头、综控机采用实装, 导弹运动学模型、动力系统模型、气动模型、导航模型和制导控制模型要经过与飞行试验数据的 VV&A 工作, 这样得到的仿真试验数据才真实可信。

2 飞行试验样本大射程折合方法

由于导弹不一定进行标准条件下 (最大射程) 的飞行试验, 需要将小射程试验折合为大射程标准条件下试验结果, 进行命中精度的评定。以惯性制导与导引头复合制导的对地攻击导弹为例, 建立飞行试验样本折合方法。

标准试验条件指根据导弹武器研制总要求中的典型作战环境规定的导弹射程、环境和目标特性等条件; 实际试验条件指与标准试验条件不一致的试验条件; 目标特性误差指因实际目标特性与理想目标特性存在差异而导致的导引头制导误差, 如雷达目标角闪烁误差等; 导引头头罩烧蚀误差指由于雷达天线罩、光学头罩烧蚀导致的导引头制导误差; 误差折合系数指标准试验条件制导误差与实际试验条件下制导误差的比值。

以 x 方向为例, 进行大射程标准条件下飞行试验样本折合时需要考虑的制导误差包括: 制导方法误差 x_z 、惯性导航误差 x_g 和导引头末制导误差 x_d , 其中导引头末制导误差又可分为导引头本身的

制导误差 x_{d1} 、目标特性造成的制导误差 x_{d2} 和导引头头罩烧蚀造成的制导误差 x_{d3} 。 x_z 和 x_g 作为系统误差处理, x_{d1} 、 x_{d2} 、 x_{d3} 作为随机误差处理, 不同试验条件下误差 x_g 、 x_{d2} 、 x_{d3} 传递系数模型为

$$\begin{cases} X_g = \frac{\sigma x_g^B}{\sigma x_g^T} x_g \\ X_{d2} = \frac{\sigma x_{d2}^B}{\sigma x_{d2}^T} x_{d2} \\ X_{d3} = \frac{\sigma x_{d3}^B}{\sigma x_{d3}^T} x_{d3} \end{cases}$$

式中: x_g^B 、 x_g^T 分别为标准试验条件下和实际试验条件下因惯性导航误差而引起的导弹落点偏差统计值; x_{d2}^B 、 x_{d2}^T 分别为标准试验条件下和实际试验条件下因目标特性不同而引起的导弹落点偏差统计值; x_{d3}^B 、 x_{d3}^T 分别为标准试验条件下和实际试验条件下因导引头头罩烧蚀而引起的导弹落点偏差统计值。上述统计值通过仿真试验和地面试验的方法确定。

在开展飞行试验样本折合时, 需依据导弹飞行试验遥测数据、外测数据和脱靶量测量结果, 在试验条件分析的基础上完成误差分离, 具体步骤如下。

1) 制导方法误差分离。可由遥测弹道递推仿真计算的落点与理论目标点求差得到制导方法误差 $|x_z|$, 为定值。

2) 惯性导航误差分离。根据多次遥外测数据, 通过仿真计算得到惯性导航误差 $|x_g|$, 为定值。

3) 导引头末制导误差分离。根据导引头关机点之前的遥外测数据, 仿真计算得到导引头末制导误差 x_d 。

对于导引头本身的制导误差 x_{d1} 通过多次飞行试验测量, 可分析得到 $|x_{d1}|$, 为定值。导引头制导误差 x_{d2} 和 x_{d3} 的计算分 3 种情况。

1) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件不存在目标特性误差, 则目标特性制导误差 x_{d2} 和导引头头罩烧蚀制导误差 x_{d3} 计算公式为

$$\begin{cases} x_{d2} = 0 \\ x_{d3} = x - \operatorname{sgn}(x) (|x_z| + |x_g| + |x_{d1}|) \end{cases}$$

式中: $\operatorname{sgn}(x)$ 为实测数据 x 的符号, 当 $x \geq 0$ 时 $\operatorname{sgn}(x) = 1$, 当 $x < 0$ 时 $\operatorname{sgn}(x) = -1$ 。

2) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件不存在导引头头罩烧蚀误差, 则 x_{d2} 和 x_{d3} 的计算公式为

$$\begin{cases} x_{d3} = 0 \\ x_{d2} = x - \operatorname{sgn}(x)(|x_z| + |x_g| + |x_{d1}|) \end{cases}$$

3) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件存在导引头头罩烧蚀误差和目标特性误差, 难以准确分离, 则将目标特性制导误差和导引头头罩烧蚀制导误差作为整体 x_{d23} 处理, 计算公式为

$$x_{d23} = x - \operatorname{sgn}(x)(|x_z| + |x_g| + |x_{d1}|)$$

飞行试验样本折合时需要考虑标准试验条件和实际试验条件, 分以下 3 种情况。

1) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件不存在目标特性误差, 直接代入标准试验条件下目标特性引起的导弹落点偏差统计值 σx_{d2}^B , 则折合偏差为

$$X = \operatorname{sgn}(x)(|x_z| + \frac{\sigma x_g^B}{\sigma x_g^T}|x_g| + |x_{d1}| + \sigma x_{d2}^B) + \frac{\sigma x_{d3}^B}{\sigma x_{d3}^T}x_{d3}$$

2) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件不存在导引头头罩烧蚀误差, 直接代入标准试验条件下导引头头罩烧蚀引起的导弹落点偏差统计值 σx_{d3}^B , 则折合偏差为

$$X = \operatorname{sgn}(x)(|x_z| + \frac{\sigma x_g^B}{\sigma x_g^T}|x_g| + |x_{d1}| + \sigma x_{d3}^B) + \frac{\sigma x_{d2}^B}{\sigma x_{d2}^T}x_{d2}$$

3) 如果与标准试验条件相比, 实际试验条件存在导引头头罩烧蚀误差和目标特性误差, 难以准确分离, 则折合偏差为

$$X = \operatorname{sgn}(x)(|x_z| + \frac{\sigma x_g^B}{\sigma x_g^T}|x_g| + |x_{d1}|) + \sqrt{\frac{(\sigma x_{d2}^B)^2 + (\sigma x_{d3}^B)^2}{(\sigma x_{d2}^T)^2 + (\sigma x_{d3}^T)^2}}x_{d23}$$

z 方向飞行试验的落点偏差折合过程与 x 方向相同。

3 仿真试验样本序贯选取方法

在综合仿真试验信息和飞行试验信息进行评定时, 为防止仿真试验信息淹没飞行试验信息, 需要从 n 个仿真样本 $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_n, y_n)$ 中序贯选取 m 个样本 $(u_1, v_1), (u_2, v_2), \dots, (u_m, v_m)$ 参与评定。具体方法如下。

Step1 确定第 1 个序贯样本点。计算每个样本点距样本均值的距离 r_i :

$$r_i = \sqrt{\left(x_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i\right)^2 + \left(y_i - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i\right)^2}, \quad i = 1, 2, \dots, n$$

计算 r_i 的最小值 r_j :

$$r_j = \min(r_1, r_2, \dots, r_i, \dots, r_n)$$

令 r_j 对应的 (x_j, y_j) 为第 1 个序贯样本点 (u_1, v_1) :

$$\begin{cases} u_1 = x_j \\ v_1 = y_j \end{cases}$$

Step2 确定第 k ($k \geq 2$) 个序贯样本点。计算每个样本点 (x_j, y_j) 距 $k-1$ 个序贯样本点 $(u_1, v_1), (u_2, v_2), \dots, (u_{k-1}, v_{k-1})$ 的距离 r_{ij} :

$$r_{ij} = \sqrt{(x_i - u_j)^2 + (y_i - v_j)^2}, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ j = 1, 2, \dots, k-1$$

计算 r_{ij} 的最小值 $r_{i, \min}$:

$$r_{i, \min} = \min(r_{i1}, r_{i2}, \dots, r_{ij}, \dots, r_{i(k-1)})$$

计算 n 个 $r_{i, \min}$ 的最大值 $r_{o, \max}$:

$$r_{o, \max} = \max(r_{1, \min}, r_{2, \min}, \dots, r_{i, \min}, \dots, r_{n, \min})$$

令 $r_{o, \max}$ 对应的 (x_o, y_o) 为第 k 个序贯样本点 (u_k, v_k) :

$$\begin{cases} u_k = x_o \\ v_k = y_o \end{cases}$$

Step3 重复 Step2, 直到计算得到 (u_m, v_m) 。

二维空间序贯试验设计基本原理见图 2。

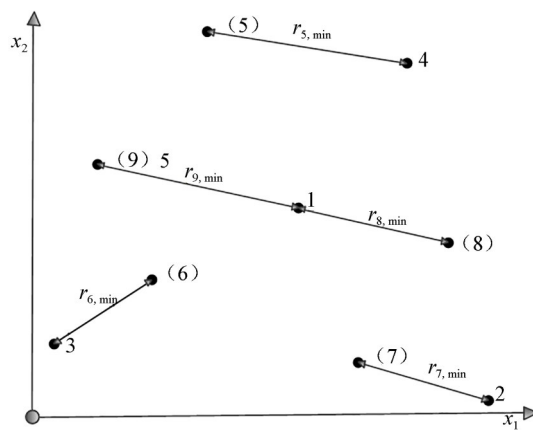


图 2 序贯试验设计基本原理

Fig. 2 Basic principle of sequential trial

图 2 中已确定 4 个序贯设计点 (1, 2, 3, 4), 现从 (5)、(6)、(7)、(8)、(9) 中确定第 5 个序贯设计点, 计算得到每个点的最小值 $r_{i, \min}$ 结果为

$$r_{9, \min} > r_{5, \min} > r_{8, \min} > r_{7, \min} > r_{6, \min}$$

$$r_{1, \min} = r_{2, \min} = r_{3, \min} = r_{4, \min} = 0$$

从这 9 个 $r_{i, \min}$ 中选择最大值 $r_{9, \min} = r_{o, \max}$, 故将点 (9) 作为第 5 个序贯设计点, 其他设计点以此

类推。

4 混合试验样本 Bayes 融合方法

导弹命中精度评定的关键是得到导弹落点偏差的均值和方差的估计, 需要足够的试验样本保证计算精度, 而飞行试验的样本相对较少。因此, 导弹精度评定需要将飞行试验和仿真试验数据进行融合, 利用 Bayes 方法对其进行综合评估。

正态分布参数 Bayes 估计利用多阶段试验的正态分布 Bayes 递推估计方法, 若 N 个阶段后, 有 $\pi(\mu, \sigma^2 | \bar{x}^{(N)}, u^{(N)}) \sim N(\mu_N, \eta_N \sigma^2) \cdot \Gamma^{-1}(\alpha_N, \beta_N)$ 式中: $N(\cdot)$ 为正态分布, $\Gamma^{-1}(\cdot)$ 为逆 Gamma 分布; 上标 (N) 代表第 N 次; 参数 μ_N 、 η_N 、 α_N 、 β_N 由递推公式计算^[4-5]:

$$\begin{cases} \bar{x}^{(N)} = \frac{1}{n^{(N)}} \sum_{i=1}^{n^{(N)}} x_i^{(N)} \\ u^{(N)} = \frac{1}{n^{(N)}} \sum_{i=1}^{n^{(N)}} (x_i^{(N)} - \bar{x}^{(N)})^2 \\ \mu_N = \frac{n^{(N)} \bar{x}^{(N)} + \frac{\mu_{N-1}}{\eta_{N-1}}}{n^{(N)} + \frac{1}{\eta_{N-1}}} \\ \eta_N = \frac{\eta_{N-1}}{1 + n^{(N)} \eta_{N-1}} \\ \alpha_N = \alpha_{N-1} + \frac{n^{(N)} u^{(N)}}{2} + \frac{n^{(N)} (\bar{x}^{(N)} - \mu_{N-1})^2}{2 (n^{(N)} \eta_{N-1} + 1)} \\ \beta_N = \beta_{N-1} + n^{(N)} / 2 \end{cases}$$

样本均值 μ 和方差 σ^2 的 Bayes 点估计为

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \mu_N \\ \hat{\sigma}^2 = \frac{\alpha_N}{\beta_N - 1} \end{cases}$$

当 $N = 1$ 时, 飞行试验参数 μ_1 、 α_1 、 β_1 的计算公式为

$$\begin{cases} \bar{x}^{(1)} = \frac{1}{n^{(1)}} \sum_{i=1}^{n^{(1)}} x_i^{(1)} \\ u^{(1)} = \frac{1}{n^{(1)}} \sum_{i=1}^{n^{(1)}} (x_i^{(1)} - \bar{x}^{(1)})^2 \\ \mu_1 = \bar{x}^{(1)} \\ \alpha_1 = (n^{(1)} u^{(1)}) / 2 \\ \beta_1 = (n^{(1)} - 1) / 2 \end{cases}$$

当 $N = 2$ 时, 仿真试验参数 μ_2 、 α_2 、 β_2 的计算公式为

$$\begin{cases} \bar{x}^{(2)} = \frac{1}{n^{(2)}} \sum_{i=1}^{n^{(2)}} x_i^{(2)} \\ u^{(2)} = \frac{1}{n^{(2)}} \sum_{i=1}^{n^{(2)}} (x_i^{(2)} - \bar{x}^{(2)})^2 \\ \mu_2 = \frac{n^{(1)} \bar{x}^{(1)} + n^{(2)} \bar{x}^{(2)}}{n^{(1)} + n^{(2)}} \\ \alpha_2 = \frac{n^{(1)} u^{(1)} + n^{(2)} u^{(2)}}{2} + \frac{n^{(2)} (\bar{x}^{(2)} - \bar{x}^{(1)})^2}{2 (n^{(2)} / n^{(1)} + 1)} \\ \beta_2 = \frac{n^{(1)} + n^{(2)} - 1}{2} \end{cases}$$

导弹落点偏差均值 μ 和方差 σ^2 的 Bayes 点估计为

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \mu_2 \\ \hat{\sigma}^2 = \frac{\alpha_2}{\beta_2 - 1} \end{cases}$$

5 导弹命中精度综合评定示例

假设某型导弹通过飞行试验获得 3 组共 10 个子样的小射程飞行试验落点偏差见图 3, 通过仿真试验获得 30 个子样的大射程飞行试验落点偏差见图 4, 估计该型导弹大射程条件下圆概率误差 (Circular Error Probable, CEP)。

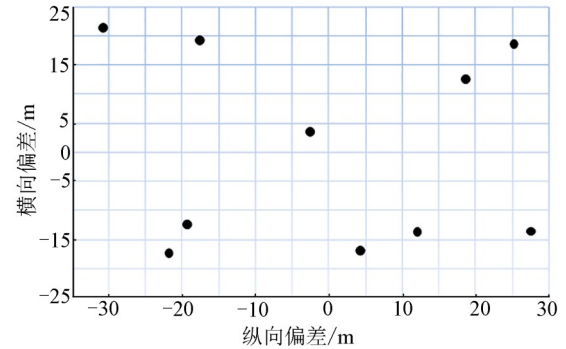


图 3 小射程飞行试验落点偏差

Fig. 3 Landing point deviations of short-range flight test

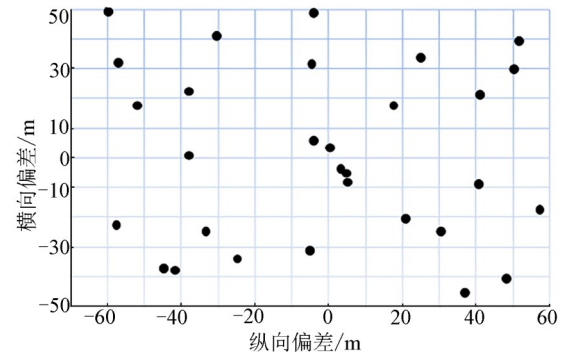


图 4 大射程仿真试验落点偏差

Fig. 4 Landing point deviations of long-range simulation test

5.1 飞行试验样本大射程折合

采用飞行试验样本折合方法,开展标准试验条件下大射程样本折合。假设依据导弹飞行试验遥测数据、外测数据和脱靶量测量结果,在试验条件分析的基础上完成误差分离,结果为:制导方法误差为 $|x_g| = 1.5 \text{ m}$, $|z_g| = 1.0 \text{ m}$;惯性导航误差 $|x_g| = |z_g| = 2.0 \text{ m}$;导引头本身的制导误差为 $|x_{d1}| = 1.0 \text{ m}$, $|z_{d1}| = 0.8 \text{ m}$;惯性导航误差传递系数为 $\sigma x_g^B / \sigma x_g^T = \sigma z_g^B / \sigma z_g^T = 2.0$;目标特性误差传递系数为 $\sigma x_{d2}^B / \sigma x_{d2}^T = \sigma z_{d2}^B / \sigma z_{d2}^T = 2.0$;导引头头罩烧蚀误差传递系数为 $\sigma x_{d3}^B / \sigma x_{d3}^T = \sigma z_{d3}^B / \sigma z_{d3}^T = 2.0$;标准试验条件下因目标特性不同引起的导弹落点偏差统计值为 $\sigma x_{d2}^B = 15 \text{ m}^2$, $\sigma z_{d2}^B = 10 \text{ m}^2$;标准试验条件下因导引头头罩烧蚀引起的导弹落点偏差统计值为 $\sigma x_{d3}^B = 10 \text{ m}^2$, $\sigma z_{d3}^B = 6 \text{ m}^2$ 。标准试验条件下飞行试验落点偏差折合结果见图5。

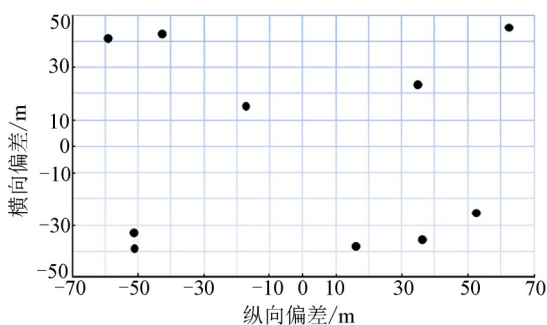


图5 折合后的大射程飞行试验落点偏差

Fig. 5 Converted landing point deviations of long-range flight test

5.2 仿真试验样本序贯选取

为防止仿真试验信息淹没飞行试验信息,要求参与精度评定的仿真试验子样数不大于飞行试验,需要从30个仿真样本 $(x_1, y_1), (x_2, y_2), \dots, (x_{30}, y_{30})$ 中序贯选取10个样本 $(u_1, v_1), (u_2, v_2), \dots, (u_{10}, v_{10})$ 参与试验评定,采用仿真试验样本序贯选取方法,得到大射程仿真试验落点偏差序贯样本见图6。

5.3 混合试验样本Bayes融合

采用正态分布参数Bayes估计方法计算纵向和横向落点偏差的均值和均方差。纵向落点偏差的均值和均方差的Bayes点估计为

$$\begin{cases} \hat{\mu}_x = \mu_2 = -0.831 \text{ m} \\ \hat{\sigma}_x = \sqrt{\frac{\alpha_2}{\beta_2 - 1}} = 45.987 \text{ m}^2 \end{cases}$$

横向落点偏差的均值和均方差的Bayes点估计为

$$\begin{cases} \hat{\mu}_z = \mu_2 = 4.289 \text{ m} \\ \hat{\sigma}_z = \sqrt{\frac{\alpha_2}{\beta_2 - 1}} = 36.844 \text{ m}^2 \end{cases}$$

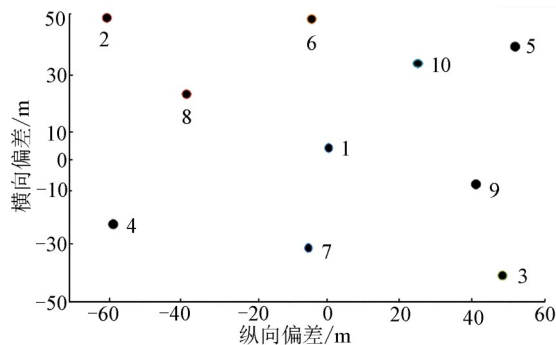


图6 大射程仿真试验落点偏差序贯样本

Fig. 6 Sequential samples of landing point deviations of long-range simulation test

5.4 导弹命中精度估计

导弹圆概率误差定义为,以目标点为圆心,弹着点落入其中的概率为50%的圆半径,即

$$\frac{c}{2\pi} \int_0^{\text{CEP}} \int_0^{2\pi} r \exp[-br^2 + ar^2 \cos 2\varphi + r(\frac{\hat{\mu}_x}{\hat{\sigma}_x^2} \cos \varphi + \frac{\hat{\mu}_z}{\hat{\sigma}_z^2} \sin \varphi)] d\varphi dr = 0.5$$

式中:

$$a = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{\hat{\sigma}_z^2} - \frac{1}{\hat{\sigma}_x^2} \right)$$

$$b = \frac{1}{4} \left(\frac{1}{\hat{\sigma}_z^2} + \frac{1}{\hat{\sigma}_x^2} \right)$$

$$c = \frac{1}{\hat{\sigma}_x \hat{\sigma}_z} \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\hat{\mu}_x^2}{\hat{\sigma}_x^2} + \frac{\hat{\mu}_z^2}{\hat{\sigma}_z^2} \right) \right]$$

将 $\hat{\mu}_x = -0.831 \text{ m}$ 、 $\hat{\sigma}_x = 45.987 \text{ m}^2$ 、 $\hat{\mu}_z = 4.289 \text{ m}$ 、 $\hat{\sigma}_z = 36.844 \text{ m}^2$ 代入上式,迭代积分计算得到代入型点估计的CEP为46.206 m。

6 结论

本文提出导弹命中精度综合评定方法,综合应用Bayes方法融合仿真试验、小射程飞行试验等多源试验信息,解决了极小子样或零子样条件下导弹大射程命中精度评估难题。需要注意的是:为防止仿真信息淹没飞行信息,在采用Bayes方法融合仿真信息和飞行信息时,一般取仿真试验子样数小于等于飞行试验子样数;同时,参考导弹精度评定的仿真试验子样要求散布均匀,保证Bayes方法融合仿真信息和飞行信息来评估导弹精度的科学性。

参考文献:

- [1] 苏敬, 何华锋. 导弹武器命中精度评估研究综述[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(11): 1-7.
SU J, HE H F. Review of research on missile weapon hit precision evaluation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(11): 1-7.
- [2] 陈璇. 复合制导武器系统战技指标的融合评估方法研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011: 45-47.
CHEN X. Research on fusion evaluation method for tactic indexes of combined guidance weapon system[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011: 45-47.
- [3] 王正明, 卢芳云, 段晓君. 导弹试验的设计与评估[M]. 2版, 北京: 科学出版社, 2019: 458-478.
- [4] 金振中, 李晓斌. 战术导弹试验设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 111-114.
- [5] 张志辉, 蒯伟. 小子样试验数据融合算法研究[J]. 航天电子对抗, 2014, 30(2): 40-42.
ZHANG Z H, KUAI W. Data fusion algorithm in small sample test[J]. Aerospace Electronic Warfare, 2014, 30(2): 40-42.
- [6] SUN J, LI G L, XU C. Synthetical evaluation method of anti-ship missile in range trial in condition of small sample based on simulation information[J]. Systems Engineering Theory & Practice, 2014, 34(4): 1077-1088.
- [7] 郑小兵, 董景新, 张志国, 等. 弹道导弹落点密集度综合评定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(4): 499-504.
ZHENG X B, DONG J X, ZHANG Z G, et al. Comprehensive evaluation method for falling points dispersion of ballistic missile[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(4): 499-504.
- [8] 苏敬, 何华锋, 何耀民, 等. 基于验前信息相容性与一致性的导弹命中精度 Bootstrap 评估[J]. 电光与控制, 2021, 28(7): 99-102, 116.
SU J, HE H F, HE Y M, et al. Bootstrap evaluation of missile hit accuracy based on compatibility and consistency of prior information[J]. Electronics Optics & Control, 2021, 28(7): 99-102, 116.
- [9] 中国人民解放军总装备部. 地地弹道式导弹命中精度评定方法: GJB 6289—2008[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2008.
- [10] 中国人民解放军总装备部. 陆基巡航导弹武器系统性能评定方法 第2部分: 命中精度: GJB 8271.2—2015[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2015.

“复杂视频监控场景图像分析与数据挖掘”专题征稿

随着当前安全形势的日益严峻, 利用先进前沿的图像分析、数据挖掘等技术实现复杂视频监控场景的智能感知、智能决策等智能化分析, 对提高高效、准确、实时的监控服务质量具有重要意义, 为此, 亟需利用相关理论方法开展相关技术研究。其中涉及了诸多关键科学问题, 具有典型的多学科交叉融合特色, 必须充分借鉴前沿科技成果, 研究解决复杂视频监控场景图像分析与数据挖掘需要解决的突出矛盾和现实问题。

本专题聚焦复杂视频监控场景图像分析与数据挖掘领域的前沿热点问题, 围绕恶劣环境降质图像增强、多摄像机网络监控视频处理、遥感建筑物智能三维测图、视频数据深度挖掘分析、典型区域景象匹配适配、人员情绪智能分析处理等领域问题, 诚邀相关基础理论研究、实际工程应用和前沿科学问题探究等方面的国内专家、学者和科研人员积极投稿。

投稿方式

军网网址: <http://xb.epgc.mtn>

电子邮箱: depbxb@126.com

联系电话: 029-84744009

通信地址: 陕西省西安市灞桥区同心路2号学报编辑部

邮政编码: 710025

网 址: <http://www.epgc.mil.cn/catalog-98.shtml>

《火箭军工程大学学报》编辑部