

文章编号: 2095-4980(2018)01-0087-04

# 靶场脱靶量计算方法及其适用性分析

潘 昶

(92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125001)

**摘 要:** 在导弹飞行试验中, 脱靶量是检验导弹性能的一个重要指标, 实时脱靶量计算在试验任务中的快速判决起到了重要作用。通过总结任务实时脱靶量计算情况, 对基于落点的脱靶量计算方法的适用性和精确度进行了分析。分析结果表明, 脱靶量计算算法在中靶时刻只有地球引力、空气阻力、做自由落体运动情况下, 计算结果误差小, 为快速判决起到重要作用, 可以推广使用。

**关键词:** 脱靶量; 导弹; 试验

**中图分类号:** TN953

**文献标志码:** A

**doi:** 10.11805/TKYDA201801.0087

## Calculation method of missile miss distance on range

PAN Chang

(92941 Unit of PLA, Huludao Liaoning 125001, China)

**Abstract:** During missile tests, miss distance is an important technical criterion of the missile. The computing results of the missile miss distance are summarized through the impact point prediction. The applicability and accuracy of the method are analyzed. The analysis results show that the miss distance calculation algorithm is suitable for free fall cases only with gravity and air resistance with small calculation error. It plays a very important role for quick decision and can be widely applied.

**Keywords:** miss distance; missile; test

试验中的脱靶量是指导弹与目标之间的最小相对距离, 表示导弹命中目标的误差大小, 或称作命中精确度。它是考核导弹的命中精确度等战术技术指标的重要参数, 在导弹试验中占有重要地位, 可作为导弹飞行快速判决分析的依据<sup>[1]</sup>。任务过程中存在某些异常情况, 比如: 通过实时处理得到的导弹航迹判断是飞行正常, 但从图像看, 导弹实时落点距靶位点较远; 或者遥外测数据的实时处理结果不能真实反映导弹实际飞行状态, 从而无法有效判断导弹飞行是否正常。这些异常情况下需要实时分析脱靶量等信息, 试验总体作出快速判读结果为后续的试验决策起到重要参考作用<sup>[2]</sup>。鉴于脱靶量在武器装备试验鉴定中的重要作用, 人们一直在寻求更加有效的方法和手段, 提高弹靶遭遇段的脱靶量精确度。随着新武器装备试验向大射程、大空域、高速度等方向发展, 对脱靶量计算提出了更高的要求。

### 1 脱靶量计算方法

脱靶量是导弹过靶时弹靶间高度和侧向偏差, 命中时刻为导弹过靶(即导弹穿过 YOZ 平面)的时刻<sup>[3]</sup>。目前靶场试验中, 由于全球定位系统(Global Positioning System, GPS)技术具有测量快捷、可靠性高、定位精确度高、不受能见度限制等特点, 在导弹和靶船上分别加装 GPS。基于 GPS 的导弹测量数据和靶船实时定位数据, 实时计算脱靶量主要分 2 步: 第 1 步, 利用最后获得的导弹 GPS 实测弹道的位置和速度数据, 通过落点估算导弹中靶(过靶船高度平面)时刻的位置; 第 2 步, 通过估算的导弹中靶时刻位置和实测的靶船中心点位置和航向, 求解导弹在靶船测量坐标系下的相对位置偏差——即实时脱靶量数据。

#### 1.1 落点实时预报

求脱靶量, 首先要用 GPS 最后实测弹道的位置和速度, 估算导弹过靶时刻落点。在实时落点预报中, 将导

弹被动段的运动视为质点运动,被动段轨迹方程的初值条件取导弹瞬时点在发射坐标系下的速度与位置,作为关机点或头体分离点时刻的运动参数<sup>[4-6]</sup>。利用测试获得的导弹质量变化与空气阻力参数,算出某一时段内的弹道状态。“龙格-库塔”方法是一种在工程上应用广泛的高精确度单步算法,采取措施对误差进行抑制,所以其实现原理也较复杂。“龙格-库塔”方法的理论基础来源于泰勒公式和使用斜率近似表达微分,它在积分区间多预计算出几个点的斜率,然后进行加权平均,用做下一点的依据,从而构造出精确度更高的数值积分计算方法。如果预先求 2 个点的斜率就是二阶“龙格-库塔”法,如果预先取 4 个点就是四阶“龙格-库塔”法。靶场的落点计算采用四阶“龙格-库塔”法,以数据采样点频率为步长进行数值积分计算,主要考虑了地球引力、哥氏力、牵引力等影响<sup>[7-8]</sup>。

## 1.2 落点实时预报计算公式

落点实时预报计算公式为:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{bmatrix} = \frac{-K_d C_{xd} \rho V}{\rho_0} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_x + \dot{V}_{cx} + \dot{V}_{ex} \\ g_y + \dot{V}_{cy} + \dot{V}_{ey} \\ g_z + \dot{V}_{cz} + \dot{V}_{ez} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $\begin{bmatrix} \dot{V}_{cx} \\ \dot{V}_{cy} \\ \dot{V}_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11} & d_{12} & d_{13} \\ d_{21} & d_{22} & d_{23} \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}$  为哥氏加速度,  $d_{11}=d_{22}=d_{33}=0, d_{12}=-d_{21}=2\omega_{ez}, d_{31}=-d_{13}=2\omega_{ey}, d_{23}=-d_{32}=2\omega_{ex}$ ;

$\begin{bmatrix} \dot{V}_{ex} \\ \dot{V}_{ey} \\ \dot{V}_{ez} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} \\ c_{21} & c_{22} & c_{23} \\ c_{31} & c_{32} & c_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix}$  为牵连加速度,  $c_{11}=\omega_e^2-\omega_{ex}^2, c_{12}=c_{21}=-\omega_{ex}\omega_{ey}, c_{13}=c_{31}=-\omega_{ex}\omega_{ez}, c_{22}=\omega_e^2-\omega_{ey}^2,$

$c_{23}=c_{32}=-\omega_{ey}\omega_{ez}, c_{33}=\omega_e^2-\omega_{ez}^2,$   $\begin{bmatrix} \omega_{ex} \\ \omega_{ey} \\ \omega_{ez} \end{bmatrix} = \omega_e \begin{bmatrix} \omega_{ex}^0 \\ \omega_{ey}^0 \\ \omega_{ez}^0 \end{bmatrix}$  为地球自转角速度,  $\begin{bmatrix} \omega_{ex}^0 \\ \omega_{ey}^0 \\ \omega_{ez}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos B_0 \cos A_0 \\ \sin B_0 \\ -\cos B_0 \sin A_0 \end{bmatrix}; \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_x^0 & \omega_{ex}^0 \\ r_y^0 & \omega_{ey}^0 \\ r_z^0 & \omega_{ez}^0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} g_r \\ g_\omega \end{bmatrix}$

为引力加速度;  $V$  为导弹运动速度;  $\rho$  为空气密度;  $\rho_0 \approx 0.12492$ ;  $K_d C_{xd}$  为阻力系数;  $(A_0, B_0)$  为发射坐标原点。

## 2 仿真计算及结果分析

截取 200 个记录下来的 GPS 数据,根据 GPS 的设备测量精确度,加入均值为 0,方差为 10 的符合正态分布的随机误差,计算脱靶量。把未加误差的 GPS 数据计算的脱靶量作为真值,统计计算误差,如表 1 所示。

在某任务中,采用本文方法计算的实时脱靶量数据如表 2 所示:

表 1 脱靶量数据误差仿真结果

Table1 Simulation results of miss distance data error

|                  | $t_x$    | $t_y$    | $t_z$     |
|------------------|----------|----------|-----------|
| true value       | 3.723 1  | 0.223 1  | -4.848 9  |
| 1                | 10.425 7 | -0.016 5 | -0.932 6  |
| 2                | 3.889 9  | -2.327 0 | -12.105 8 |
| 3                | 2.008 2  | -0.080 7 | -17.294 6 |
| 4                | 5.443 2  | -0.782 6 | -10.357 1 |
| 5                | 7.394 7  | -1.701 9 | -15.163 8 |
| 6                | 8.730 5  | -1.636 7 | -3.326 1  |
| ...              | ...      | ...      | ...       |
| 200              | 11.270 9 | 0.741 4  | -0.289 0  |
| average of error | 8.045 8  | 1.474 0  | 4.786 4   |

表 2 脱靶量情况统计

Table2 Statistics of miss distance

| task ID                                              | 1                          | 2                            | 3                          | 4                            |
|------------------------------------------------------|----------------------------|------------------------------|----------------------------|------------------------------|
| final missile height                                 | $h=24.184$<br>difference   | $h=36.871$<br>non difference | $h=193.513$<br>difference  | $h=76.359$<br>non difference |
| GPS miss distance of statistics                      | non difference             | non difference               | difference                 | difference                   |
| GPS calculation results of real time miss distance/m | $X=3.334$<br>$Z=1.485$     | $X=22.205$<br>$Z=-3.239$     | $X=-21.828$<br>$Z=2.738$   | $X=5.622$<br>$Z=0.692$       |
| actual target test result/m                          | $X=2.850$<br>$Z=-1.000$    | $X=23.800$<br>$Z=-1.800$     | $X=-20.900$<br>$Z=1.000$   | $X=7.500$<br>$Z=2.500$       |
| miss distance error/m                                | $D_X=0.484$<br>$D_Z=2.485$ | $D_X=1.595$<br>$D_Z=1.439$   | $D_X=0.928$<br>$D_Z=1.738$ | $D_X=7.878$<br>$D_Z=1.808$   |

由表 2 可见, 序号 4 的中心机实时外推 GPS 脱靶量与捡靶脱靶量在  $X$  方向有较大误差, 为 7.878 m。为查找问题, 将中心机实时接收的与事后的导弹 GPS 数据以及靶船数据分别进行比较, 在排除了数据源造成的误差前提下, 从遥测数据以及导弹的后期受力情况进行了分析, 考虑导弹在被动段飞行过程中, 推力、气动力、控制力消失, 导弹除受地球引力外不再受任何控制力的推动, 只在惯性力作用下作自由抛体运动。设想造成落点偏差的原因是导弹在接近中靶时刻导弹的运动如果不是自由落体运动, 则有可能是受其他扰动力的影响<sup>[6]</sup>。为了分析原因, 将该次任务的地心坐标系数据转换到目标坐标系, 通过对速度微分求得加速度。发现在此次任务中, 即将中靶时刻的加速度远远大于其他任务导弹飞行试验的加速度, 如表 3 所示, 并以序号 2、序号 4 为例将加速度画出曲线图, 如图 1 和图 2 所示。

表 3 导弹飞行试验任务加速度对比

| Table 3 Comparison of acceleration in missile flight task |                                                |                                                |
|-----------------------------------------------------------|------------------------------------------------|------------------------------------------------|
|                                                           | $X$ direction/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ) | $Z$ direction/( $\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$ ) |
| No.1 missile flight test                                  | 15                                             | -18                                            |
| No.2 missile flight test                                  | 18                                             | -19                                            |
| No.3 missile flight test                                  | 14                                             | 17                                             |
| No.4 missile flight test                                  | -19                                            | -17                                            |

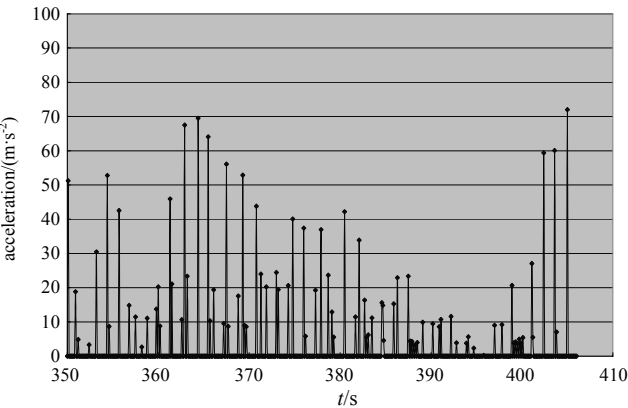


Fig.1 Acceleration in missile flight test of No.4  
图 1 某任务序号 4 导弹飞行试验加速度曲线图

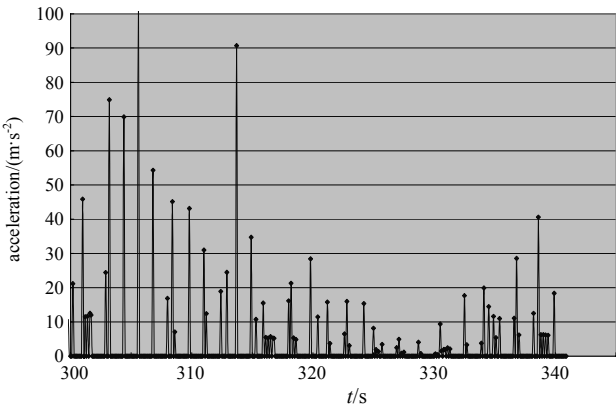


Fig.2 Acceleration in missile flight test of No.2  
图 2 某任务序号 2 导弹飞行试验加速度曲线图

从遥测参数导弹姿态发现某任务导弹序号 4 导弹姿态角在最后中靶时刻也较其他序号的导弹姿态角有一定差别, 如表 4 所示。

表 4 某任务弹体姿态角对比

| Table 4 Attitude angle comparison of acceleration in missile flight tasks |                                                    |                                                    |                                                      |
|---------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------|----------------------------------------------------|------------------------------------------------------|
|                                                                           | attitude angle of the projectile $\Phi/(^{\circ})$ | attitude angle of the projectile $\psi/(^{\circ})$ | attitude angle of the projectile $\Gamma/(^{\circ})$ |
| No.1 missile flight test                                                  | -22.40                                             | -1.05                                              | -0.037                                               |
| No.2 missile flight test                                                  | -29.20                                             | -1.20                                              | -0.065                                               |
| No.3 missile flight test                                                  | -26.50                                             | -1.10                                              | -0.046                                               |
| No.4 missile flight test                                                  | -48.42                                             | -3.24                                              | -3.250                                               |

3 结论

本文采用四阶“龙格-库塔”法, 以数据采样点频率为步长进行数值积分计算落点。该脱靶量计算算法原理相对简单, 误差小, 为快速判决起到很重要的作用, 但算法在某种特殊情况下也有一定局限性。由于算法模型主要考虑了地球引力、导弹质量变化与空气阻力等影响建立弹道动力学模型估算落点位置, 因此适用于只有地球引力、空气阻力等情况下的运动模型<sup>[8]</sup>。误差相对较大的序号 4 任务, 在接近中靶时刻具有突出的加速度和弹体姿态角, 如果把其他的弹体最后加速度作为真值(脱靶量误差小), 那么序号 4 中靶时刻有明显的除了地球引力与空气阻力之外的外力作用产生机动, 是造成脱靶量相比其他任务误差大的原因, 不适合该算法, 需要另外寻找相关数学模型。

参考文献:

[1] 李兴民,周敬国. 导弹脱靶量测量方法研究[J]. 战术导弹技术, 2004(2):22-25. (LI Xingmin,ZHOU Jingguo. Research on measurement of method of missile miss distance[J]. Tactical Missile Technology, 2004(2):22-25.)  
[2] 付军,刁世伦. 海上脱靶量测量技术探讨[J]. 科技信息, 2010,30(17):61-65. (FU Jun,DIAO Shilun. Discussion of miss distance measurement technology on the sea range[J]. Science & Technology Information, 2010,30(17):61-65.)