

doi: 10.7690/bgzdh.2016.01.025

舰空导弹飞行试验目标毁伤部位计算方法

裴 喆, 杨志群

(中国人民解放军 92941 部队 92 分队, 辽宁 葫芦岛 125000)

摘要: 为解决海上靶场舰空导弹拦截目标飞行试验中战斗部毁伤效果分析困难的问题, 提出计算战斗部破片毁伤目标部位的方法。该方法依据杆条或聚焦破片战斗部动态飞散角的唯一性, 利用外弹道光测同帧画幅测量数据、目标几何参数等计算动态飞散角进而确定毁伤部位。在建立相关数学模型的基础上给出计算方法的原理和步骤, 并利用蒙特卡罗统计法仿真分析相关测量因素对毁伤部位计算精度的影响。仿真结果表明: 在双站单侧布站合理、经纬仪测角精度和采样周期一定的情况下, 同帧画幅获取数量以及事后画幅判读误差对计算精度影响较大。目标毁伤部位计算方法正确, 计算精度可以满足舰空导弹飞行试验毁伤效果分析需要。

关键词: 战斗部毁伤; 同帧画幅; 外弹道光测; 蒙特卡罗; 飞行试验

中图分类号: TJ761.7 **文献标志码:** A

A Method of Calculating the Damaging Position of Target in Ship-to-Air Missile Flight Test

Pei Zhe, Yang Zhiquan

(No. 92 Team, No. 92941 Unit of PLA, Huludao 125000, China)

Abstract: In order to overcome the difficulty of analyzing warhead damage effect in ship-to-air missile flight test, a method of calculating warhead fragments damaging position of target is put forward. According to the property that dynamic scattering angle of rod warhead or focused fragment warhead is sole, the method calculates the dynamic scattering angle using optical identical frames measurement data of exterior trajectory, geometric parameters of target, etc, and then calculates the damaging position. Based on related mathematical models, the principle and steps of the method are given, and influences of relevant measurement factors to the calculating accuracy are analyzed by Monte-Carlo statistical simulation. The simulation results show that the accuracy is influenced seriously by the number and distinguish errors of identical frames, when two theodolites are distributed reasonably and the accuracy and sampling cycle of optical measurement are fixed. The conclusion is that the calculating method is validity and the accuracy can meet the need of damage analyzing.

Keywords: warhead damage; optical identical frames; optical measurement of exterior trajectory; Monte-Carlo; flight test

0 引言

海上靶场进行舰空导弹拦截目标飞行试验时无法回收目标残骸, 给战斗部毁伤效果分析带来困难。利用试验测量数据计算战斗部破片毁伤目标部位成为分析毁伤效果的重要环节, 公开文献未见对该问题的专门研究。虽然文献[1]中提到了该问题, 但未给出具体的计算方法以及精度分析。为此, 笔者以舰空导弹拦截反舰导弹类靶标为例, 提出利用同帧画幅光测数据计算目标毁伤部位的计算方法, 并仿真分析经纬仪测量及事后处理中相关误差因素对计算精度的影响。

1 相关数学模型

1.1 光学同帧画幅测量模型

舰空导弹飞行试验时需要利用外弹道光测记录导弹和目标的飞行位置^[2]。沿海岸单侧布站时通常

采用光学经纬仪同帧画幅法测量弹目交会段数据, 因为同帧画幅法可有效减小测量误差^[3-4]。在地面坐标系 $oxyz$ 中建立同帧画幅测量模型^[4], 如图 1 所示。

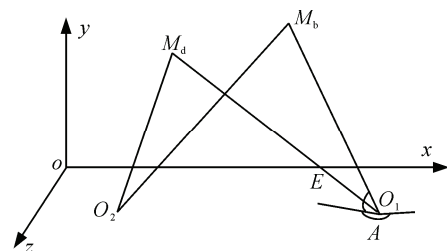


图 1 光学同帧画幅测量模型

图中: O_1 和 O_2 表示双站经纬仪, 测角型经纬仪只测量方位角 A 和俯仰角 E ; M_d 和 M_b 分别表示导弹和目标; 用 (x_d, y_d, z_d) 和 (x_b, y_b, z_b) 分别表示导弹和目标光测点的坐标, 计算光测点坐标可用传统的水平投影法和垂直投影法^[5], 笔者采用水平投影法。

由于交会段时间很短(小于 100 ms), 通常认为

收稿日期: 2015-09-13; 修回日期: 2015-10-20

作者简介: 裴 喆(1979—), 男, 山西人, 硕士, 工程师, 从事导弹引战系统试验鉴定研究。

导弹和目标均作匀速直线运动^[4,6]。光测随机误差一般服从均值为零的正态分布^[5]；因此，可利用最小二乘直线拟合的方法对弹目三维方向光测数据进行消除误差及平滑处理，得到弹目的速度和位移初值。

1.2 战斗部破片动态飞散模型

导弹飞行时战斗部爆炸形成的破片飞散区，称为动态飞散区。动态飞散区由静态飞散区叠加导弹速度获得；因此在弹体坐标系 $o_d x_d y_d z_d$ 中表示较为方便，其模型如图 2。由于导弹和靶弹的发动机尾焰为光测点，将弹体坐标系原点设在发动机尾喷口。

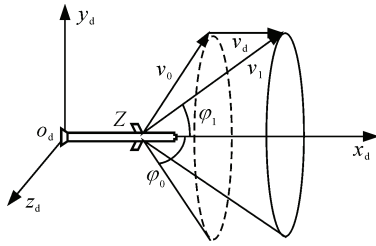


图 2 战斗部破片动态飞散模型

图中：Z 点表示战斗部中心； v_0 和 v_1 分别为静态和动态初速； φ_0 和 φ_1 分别为静态和动态飞散角。反导型舰空导弹常用杆条或聚集破片战斗部，对目标实施“切割”毁伤^[6-7]，其 φ_1 具有唯一性，表达式为

$$\varphi_1 = \arctan\left(\frac{v_0 \sin \varphi_0}{v_0 \cos \varphi_0 + v_d}\right) \quad (1)$$

2 目标毁伤部位计算方法

2.1 计算原理

弹目遭遇时，引信探测到目标并启动，经引战配合延时后战斗部爆炸，破片飞散命中并毁伤目标。根据杆条或者聚集破片战斗部动态飞散角唯一性特点，利用光测数据、弹目几何尺寸、破片飞散参数计算出动态飞散角，即可确定破片毁伤目标部位。

2.2 计算方法及步骤

计算方法及步骤如下：

1) 计算战斗部运动轨迹。

首先，将战斗部 Z 点的弹体坐标 (x_{dz}, y_{dz}, z_{dz}) 转换为地面坐标 (x_z, y_z, z_z) ，变换公式^[8]如下：

$$\begin{bmatrix} x_z \\ y_z \\ z_z \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{dg} \cdot \mathbf{M}_{rd}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} x_{dz} \\ y_{dz} \\ z_{dz} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中：

$$\mathbf{M}_{dg} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_d \cos \theta_d & -\cos \varphi_d \sin \theta_d & \sin \varphi_d \\ \sin \theta_d & \cos \theta_d & 0 \\ -\sin \varphi_d \cos \theta_d & \sin \varphi_d \sin \theta_d & \cos \varphi_d \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_{rd} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中： \mathbf{M}_{dg} 为导弹速度坐标系与地面坐标系的转换矩阵； φ_d 和 θ_d 分别为速度偏角和弹道倾角，可根据拟合重建的导弹原点坐标序列 $(x_{dn}(t), y_{dn}(t), z_{dn}(t))$ 计算得到^[8]； \mathbf{M}_{rd} 为导弹速度坐标系与弹体坐标系的转换矩阵； α 和 β 分别为攻角和侧滑角，由试验中导弹遥测实时记录。由于舰空导弹和反舰导弹类靶标结构上为轴向对称，可不考虑滚动角对毁伤的影响。

然后，将 $(x_{dn}(t), y_{dn}(t), z_{dn}(t))$ 与战斗部坐标 (x_z, y_z, z_z) 对应相加，即得战斗部运动轨迹 $(x_{zn}(t), y_{zn}(t), z_{zn}(t))$ ，记为直线 $l_z(t)$ ，表示为：

$$\left. \begin{aligned} x_{zn}(t) &= v_{xd}t + x_{d0} + x_z \\ y_{zn}(t) &= v_{yd}t + y_{d0} + y_z \\ z_{zn}(t) &= v_{zd}t + z_{d0} + z_z \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中 (v_{xd}, v_{yd}, v_{zd}) 和 (x_{d0}, y_{d0}, z_{d0}) 分别表示拟合得到的导弹速度和位移初值。

2) 计算目标特征点运动轨迹。

首先，建立目标特征点坐标模型。由于杆条或聚焦破片战斗部对目标进行“切割”毁伤，可将目标简化为由一组代表目标易损部件的等效直杆组成，称为目标直杆式毁伤模型^[9]。反舰导弹类靶标外形通常近似为一细长圆柱体，可简化为一根直杆。从目标机体坐标系原点开始向弹头方向，选取各特征点 $b_j (j=1, 2, \dots, n)$ ，并对其机体坐标进行编号，记为 (x_{bj}, y_{bj}, z_{bj}) ，再将 (x_{bj}, y_{bj}, z_{bj}) 转换为地面坐标 $(x_{bj0}, y_{bj0}, z_{bj0})$ ，坐标变换与式 (2) 同理。变换前需计算目标航向角 φ_b 和目标飞行轨迹倾角 θ_b ，方法与计算 φ_d 和 θ_d 同理。

然后，根据拟合的目标速度 (v_{xb}, v_{yb}, v_{zb}) 和位移初值 (x_{b0}, y_{b0}, z_{b0}) ，计算各特征点 b_j 的运动轨迹 $(x_{bjn}(t), y_{bjn}(t), z_{bjn}(t))$ ，记为直线 $l_{bj}(t)$ ，方法与式 (5) 同理。

3) 计算破片毁伤目标部位。

首先，记 t 时刻战斗部 Z 点和目标各特征点 b_j 之间的直线为 $l_{zbj}(t)$ ，计算直线 $l_z(t)$ 和直线 $l_{zbj}(t)$ 之间的夹角序列 $\varphi_{zbj}(t)$ 。已知直线 $l_z(t)$ 的方向数为 (v_{xd}, v_{yd}, v_{zd}) ，直线 $l_{zbj}(t)$ 的方向数 $(m_{zbj}(t), n_{zbj}(t), k_{zbj}(t))$ 表示为：

$$\left. \begin{aligned} m_{z_{bj}}(t) &= x_{b_{jn}}(t) - x_{z_n}(t) \\ n_{z_{bj}}(t) &= y_{b_{jn}}(t) - y_{z_n}(t) \\ k_{z_{bj}}(t) &= z_{b_{jn}}(t) - z_{z_n}(t) \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

则夹角 $\varphi_{z_{bj}}(t)$ 表示为

$$\varphi_{z_{bj}}(t) = \arccos \frac{|m_{z_{bj}}(t)v_{xd} + n_{z_{bj}}(t)v_{yd} + k_{z_{bj}}(t)v_{zd}|}{\sqrt{(m_{z_{bj}}^2(t) + n_{z_{bj}}^2(t) + k_{z_{bj}}^2(t)) \cdot (v_{xd}^2 + v_{yd}^2 + v_{zd}^2)}} \circ \quad (7)$$

然后，确定破片命中目标时间 t_{φ_j} ，那么 $\varphi_{z_{bj}}(t_{\varphi_j}) = \varphi_1$ 对应的目标特征点 (x_{bj}, y_{bj}, z_{bj}) 即为破片毁伤目标部位。命中时间 t_{φ_j} 由引信启动时间、引战配合延时、传爆扩爆延时、破片飞行时间确定。引信启动时间由试验遥测参数精确记录，引战配合延时和传爆扩爆延时为确定的设计值，破片飞行时间可理论计算得到^[6]；因此，最终确定的命中时间 t_{φ_j} 精度较高。

3 目标毁伤部位计算精度仿真

3.1 参数设置

3.1.1 弹目交会参数

设交会段弹目直线运动方程分别如式 (8) 和式 (9) 所示，坐标单位为 m，时间单位为 s。

$$\left. \begin{aligned} x_{d0} &= 800t + 1000 \\ y_{d0} &= -50t + 553 \\ z_{d0} &= 20t + 10 \end{aligned} \right\}; \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} x_{b0} &= -300t + 12000 \\ y_{b0} &= 50 \\ z_{b0} &= 10t + 109.6 \end{aligned} \right\} \circ \quad (9)$$

设战斗部 $v_0 = 2000 \text{ m/s}$ ， $\varphi_0 = 90^\circ$ ；导弹攻角 α 和侧滑角 β 均设为 5° 。经计算， $\varphi_1 = 68.2^\circ$ ，目标毁伤部位的机体坐标为 $(2 \text{ m}, 0, 0)$ 。

3.1.2 相关误差参数

影响目标毁伤部位计算精度的误差因素主要包括：2 台经纬仪单侧布站关系、经纬仪测量误差、事后画幅光点判读误差、同帧画幅获取数量。

舰空导弹试验时经纬仪一般沿海岸单侧布站。同测布站时双站在遭遇点的交会角在 $[60^\circ, 120^\circ]$ 范围内精度较高^[10]。因此，笔者设计 2 种布站方案：第 1 种方案交会角约为 90° ，第 2 种方案交会角约为 60° ，2 种方案双站与遭遇点的距离约为 20 km。

经纬仪测量误差包括系统误差和随机误差。系统误差包括时间误差、跟踪部位误差、大气折射误差等，这些系统误差一般可进行修正^[5,11]；随机误差主要指经纬仪测角误差无法修正，但是服从一定

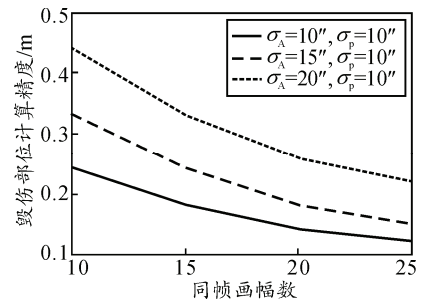
的统计特性^[11]。笔者在此不讨论系统误差的修正，只讨论测角误差对计算精度的影响。设方位角和俯仰角测角精度 $\sigma_A = \sigma_E$ ，仿真时取 $10''$ 、 $15''$ 、 $20''$ 。

事后画幅光点判读误差必须考虑，当跟踪目标成像较好时，判读结果平稳且精度较高；目标成像不好时，判读结果摆动且精度较低^[12]。由多次判读得到的测量值是以算术平均值为中心集中分布^[12]。可以认为判读误差服从均值为零的正态分布^[13]，仿真时将判读精度 σ_p 折算为角度， σ_p 取 $10''$ 。

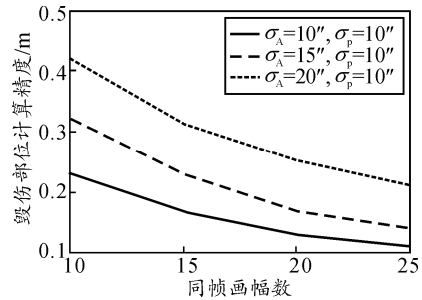
由最小二乘拟合原理可知，同帧画幅数越多，拟合精度越高。同帧画幅实际获取数量与布站方案、经纬仪采样周期、测量距离、经纬仪视场大小、弹目飞行速度等因素有关。光测采样周期设为 10 ms，仿真时同帧画幅数 N 取 10、15、20、25。

3.2 目标毁伤部位计算精度仿真分析

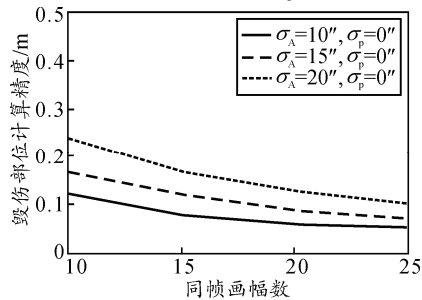
由于相关误差因素影响，致使目标毁伤部位的目标机体坐标计算值偏离真值，所以计算精度定义为 1 倍的标准差。根据反舰导弹毁伤效果分析需要，毁伤部位计算精度指标应不大于 0.2 m。



(a) 布站方案 1, $\sigma_p = 10''$



(b) 布站方案 2, $\sigma_p = 10''$



(c) 布站方案 2, $\sigma_p = 0''$

图 3 目标毁伤部位计算精度

测角精度 σ_A 、判读精度 σ_p 、同帧画幅数 N 取上述设定值, 每次取值采用蒙特卡罗统计法仿真 1 000 次, 仿真结果如图 3 所示。

分析图 3 可得以下结论:

① 经纬仪布站方案的影响: 比较图 3(a)和(b)可知, 2 种布站方案对应的计算精度基本相同, 这是因为海上飞行试验时经纬仪与弹目遭遇点距离一般较远, 致使测量距离对精度的影响比双站交会角对精度的影响更大。

② 测角精度 σ_A 的影响: σ_A 对计算精度影响较大, 虽然同帧画幅法可降低 σ_A 的影响, 但是 σ_A 应尽量不大于 $15''$ 。

③ 事后判读精度 σ_p 的影响: 比较图 3(b)和(c)可知, σ_p 对计算精度影响很大。实际采用红外经纬仪测量, 且导弹或靶弹尾焰较大时, σ_p 会明显增大。

④ 同帧画幅数量的影响: 同帧画幅数对计算精度的影响也较大。随着同帧画幅数的增加, 计算精度非线性减小。画幅数少于 15 幅时, 增加画幅数可显著提高计算精度; 但画幅数多于 15 幅以后, 计算精度提高幅度有所降低。但由图 3(a)和(b)可知: 当 σ_A 不大于 $15''$ 时, 要满足计算精度小于 0.2 m, 实际测量应保证同帧画幅数不少于 20 幅。

4 结束语

研究表明: 该计算方法正确, 在经纬仪布站合理、测角精度不大于 $15''$ 、同帧画幅多于 20 幅、考虑事后判读误差的情况下, 毁伤部位计算精度可

(上接第 85 页)

从图 6 可知: 不同的 m 、 N 值组合, 飞机完好率有较大的变化, 在文中设定参数下, 最优组合为 $m=7$, $N=7$, 此时飞机完好率最大, 为 0.934 7。

5 结论

通过分析可知: 笔者构建的排队模型可以较为准确地模拟航材可修件的换修过程, 并且得到较为理想的仿真结果。

1) 飞机完好率随航材备件数量的增加而不断提高, 但提高的幅度越来越小;

2) 应综合考虑飞机完好率和航材成本确定航材备件数量;

3) 航材故障率和修复率对航材平均备用量有较大的影响, 可采取降低航材故障率以及提高修复率的方式, 减少航材可修件备用量的需求;

以满足导弹毁伤效果分析需要。

参考文献:

- [1] 刘波, 郑学合, 杨德有. 防空导弹飞行试验的引战配合性能分析方法[J]. 现代防御技术, 2003, 31(3): 24-27.
- [2] 卓宁. 靶场高精度脱靶量测量方案与仿真实现[J]. 兵工自动化, 2014, 33(3): 84-85.
- [3] 李秋顺. 光学测量处理脱靶量研究[J]. 光子学报, 1999, 28(3): 255-259.
- [4] 杨璐, 张军, 裴喆. 利用遭遇参数修正遥测与光测时统零点[J]. 遥测遥控, 2013, 34(4): 70-74.
- [5] 刘利生. 外弹道测量数据处理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 295-298, 273, 225-269.
- [6] 潘庆军, 黄早文, 杨行超. 离散杆式战斗部对飞机的毁伤计算与仿真[J]. 兵工自动化, 2006, 25(8): 38-39.
- [7] 叶小军, 胡传辉. 基于 LS-DYNA 连续杆战斗部对目标毁伤因素数值分析[J]. 兵工自动化, 2009, 28(11): 93-96.
- [8] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2008: 30-36.
- [9] 徐豫新, 焦阳, 王志军. 聚焦战斗部对战斗机毁伤效能计算模型[J]. 火箭与制导学报, 2007, 27(4): 131-133.
- [10] 石彦召, 朱新华, 郑百源, 等. 基于光电经纬仪的布站研究[J]. 探测与控制学报, 2009, 31(增刊): 86-89.
- [11] 高策, 乔彦峰. 光电经纬仪测量误差的实时修正[J]. 光学精密工程, 2007, 15(6): 846-851.
- [12] 柴敏, 胡绍林, 楼琳, 等. 光电经纬仪判读误差分析技术与应用[J]. 飞行器测控学报, 2006, 25(1): 80-85.
- [13] 杨志群. 导弹试验遥外测零点的分析与修正[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(3): 5-7.

4) 文中的分析过程和仿真结果, 对实际工作中航材可修件备用需求优化具有较好的指导作用。

由于文中未考虑串件维修的影响, 且存在部分前提和假设; 因此分析结果与实际情况会有一些偏差, 存在的这些问题可以作为后续工作的研究方向。

参考文献:

- [1] 马保国, 张继强, 刘长新. 航材可修件复合泊松需求下的库存决策[J]. 中国管理科学, 2004, 12(10): 176-180.
- [2] 何亚群, 谭学峰, 金福祿. 基于可用度的飞机可修件需求分析[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(6): 848-849.
- [3] 郑金忠, 陆四海. 基于排队论的航材可修件库存模型[J]. 物流技术, 2006, 90(11): 90-91.
- [4] 叶宗文. 维修行业中排队模型的应用[J]. 四川兵工学报, 2009, 30(10): 65-67.
- [5] 单志伟. ZB 综合保障工程[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 180-181.