

doi: 10.7690/bgzd.2016.05.003

基于遥测参数的雷达寻的反舰导弹脱靶量估算方法

赵冰¹, 王天泉¹, 樊鹏飞²(1. 中国人民解放军 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125000;
2. 海军航空工程学院兵器科学与技术系, 山东 烟台 264001)

摘要: 笔者针对光学测量、无线电测量以及 GPS 测量等常用脱靶量测量方法的局限性, 研究了利用导弹姿态角、速度以及雷达框架角估算反舰导弹脱靶量的方法, 用坐标转换的方法推导了视线角与已知遥测参数的函数关系, 给出了脱靶量估算的数学模型, 并利用以往靶场试验的遥测数据对脱靶量进行了估算验证。经复算验证和比对分析表明: 估算方法正确, 适用于雷达点源目标的脱靶量估算, 估算精度与 GPS 测量精度相当, 既是对传统脱靶量测量方法的辅助和补充, 又是对通过测量得到的脱靶量数据的检验和验证, 可以应用于靶场试验。

关键词: 脱靶量; 遥测; 导弹; 雷达; 误差**中图分类号:** TJ760.6 **文献标志码:** A

Estimation Methods of Radar-seeker Missile Miss Distance Based on Telemetry Data

Zhao Bing¹, Wang Tianquan¹, Fan Pengfei²(1. No. 92941 Unit of PLA, Huludao 125000, China;
2. Department of Ordnance Science & Technology, Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

Abstract: Aiming at the limit of common miss distance measuring methods in common using, including optics-measuring, radio-measuring and GPS-measuring, estimation method of anti-ship missile miss distance based on the missile attitude angle, speed, and radar framework angle is studied. The estimation method and mathematical model are given through coordinate transformation by deducing the function of angle of sight and the known telemetry parameters. Miss distance is analyzed through using the previous telemetry data of range test, which shows the estimation method is correct, it is suitable for point radar garget, and that estimate accuracy is the same with GPS measuring accuracy. It not only is an auxiliary and a complement to traditional miss distance measurement method, but also is an inspection and a verification to the miss distance obtained by measuring data. The estimation method can be applied in range test.

Keywords: miss distance; telemetry; missile; radar; error

0 引言

脱靶量是导弹飞行试验中的关键测量参数, 直接反映导弹的命中精度。对于反舰导弹, 通常采用以标准靶标载体外廓尺寸为基准设定命中框, 在命中框内布设拦截网, 通过事后检靶的方法确定导弹是否命中目标; 因此, 目测检靶是脱靶量测量最简单, 最直观, 也是最准确的方法^[1-2]。但在某些特定条件下, 如为了保护高价值的试验靶船, 降低试验消耗, 试验方案通常设计为: 导弹不向目标俯冲攻击, 而是平飞过靶, 检靶的方法就无法得出是否命中中的结论, 必须利用脱靶量测量装置给出导弹脱靶量, 从而对导弹是否命中进行综合评定。目前常用的脱靶量测量方法主要有光学测量法、无线电测量法以及 GPS 测量法, 这些方法依靠对导弹外弹道的测量来获取脱靶量, 精度较高, 但也存在局限性: 如光学测量距离较近, 且受海面环境和气象条件影响较大^[3]; 无线电测量设备放置在靶体上, 被毁伤

风险高, 试验成本较大; 弹上 GPS 设备为一次性使用设备, 试验消耗较高, 另外 GPS 接收机的数据率不高, 当导弹或目标运动速度较大时, 需要对定位信息进行差值处理, 影响导弹脱靶量的测量精度^[4]。为此, 笔者结合靶场实际使用需求研究了利用遥测参数估算雷达寻的反舰导弹脱靶量的方法。

1 基本方法

脱靶量是在靶平面内, 导弹实际弹道相对于理论弹道的偏差。可见, 脱靶量就是靶平面内的制导误差^[5]。

对于雷达寻的体制的反舰导弹, 在制导平面内, 制导误差可以用导弹落点相对雷达瞄准点的位置偏差来描述, 记作:

$$\Delta L = \Delta L_1 - \Delta L_2 \quad (1)$$

式中: ΔL_1 为导弹落点位置; ΔL_2 为雷达瞄准点位置。

因此, 制导误差就是通过对末端雷达视线轴

收稿日期: 2016-01-24; 修回日期: 2016-03-16

作者简介: 赵冰(1965—), 男, 辽宁人, 本科, 高级工程师, 从事导弹试验与鉴定研究。

与导弹速度轴的偏差，推算出导弹相对雷达瞄准点的位置偏差^[6-7]。

导弹落点对于雷达瞄准点的位置偏差采用以下方法获得：

1) 根据遥测信号雷达最后一帧有效输出的雷达框架角 ϕ_h 、 ϕ_f 信息以及对应时刻的惯导输出姿态角 ψ 、 ϑ 、 γ 信息，确定最后时刻的视线方位角 q_h 和视线高低角 q_f ，即雷达最后时刻的瞄准点；

2) 根据惯导相应时刻的速度信息 v_x, v_y, v_z 求解导弹速度轴角度信息，得出导弹弹道偏角 ψ_c 以及弹道倾角 θ ；

3) 根据视线角及速度角矢量组成的三角函数关系求解雷达瞄准点与导弹落点位置的侧向偏差 Δz 和纵向偏差 Δy ，作为制导误差，如图1所示。

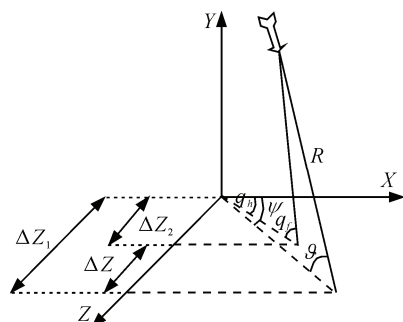


图1 雷达瞄准点与导弹落点侧向位置关系

弹上遥测参数包含了大量的内弹道信息，为制导误差估算提供了充分的数据支持。

制导误差估算需要的遥测参数信息如表1。

表1 遥测参数对照

参数	用途	来源
航向角 $\psi/(^\circ)$	求取视线角	惯导
俯仰角 $\vartheta/(^\circ)$	求取视线角	惯导
滚动角 $\gamma/(^\circ)$	求取视线角	惯导
$v_x, v_y, v_z/(m/s)$	求取弹道倾角和弹道偏角	惯导
弹目距离 R/m	求取落点位置偏差	雷达
雷达方位角 $\phi_h/(^\circ)$	求取视线角	雷达
雷达高低角 $\phi_f/(^\circ)$	求取视线角	雷达

表1中的参数均为遥测参数，其中导弹的3个姿态角和3个速度由弹上惯性测量装置提供，弹目距离以及雷达框架角由末制导雷达提供。

导弹视线方位角 q_h 和视线高低角 q_f 不能直接测量，但可根据表1中提供的导弹姿态角和雷达框架角等遥测信息采用坐标变换的方法间接求取。

2 求取视线角

2.1 参考坐标系的建立

将姿态角 ψ 、 ϑ 、 γ 和雷达框架角 ϕ_h 、 ϕ_f 设为变量，各变量的定义代表了不同坐标系的转换关系。为了求取视线角 q_h 和 q_f ，首先建立参考坐标系，通过坐标变换求取视线角与上述变量的函数关系。

根据上述欧拉角之间的关系，需要引入3个参考坐标系，即制导坐标系、弹体坐标系以及视线坐标系，在3个坐标系内，各欧拉角可准确描述。

坐标系的定义^[8-9]如下：

1) 制导坐标系 S_g 。

原点 O_g 取在导弹重心上； $O_g Y_g$ 垂直于当地水平面指向天， $O_g X_g$ 垂直于 $O_g Y_g$ 指向目标方向； $O_g - X_g Y_g Z_g$ 构成右手坐标系。

制导坐标系为基准坐标系，导弹的双平面导引律均建立在该坐标系上。

2) 弹体坐标系 S_b 。

原点 O_b 取在导弹重心上； $O_b X_b$ 轴与导弹纵轴一致，指向飞行方向； $O_b Y_b$ 位于导弹纵平面内，垂直于 $O_b X_b$ 轴向上； $O_b - X_b Y_b Z_b$ 构成右手坐标系。

3) 视线坐标系 S_s 。

原点 O_s 位于导弹重心； $O_s X_s$ 轴指向目标Mb； $O_s Z_s$ 位于水平面内，垂直于 $O_s X_s$ 向右， $O_s - X_s Y_s Z_s$ 构成右手坐标系。

2.2 坐标系转换

制导坐标系为基准导引坐标系，通过坐标系之间的转换关系，最终获得导引头测量的框架角在制导坐标系上的投影^[10-11]。

1) 视线坐标系与制导坐标系转换关系。

根据视线坐标系和制导坐标系的定义可知，视线坐标系可由制导坐标系依次绕Y轴、Z轴的2次正交旋转2个欧拉角，即视线方位角 q_h 、视线高低角 q_f 得到，其转换矩阵

$$C_g^s(q_h, q_f) = \begin{bmatrix} \cos q_f \cos q_h & \sin q_f & -\cos q_f \sin q_h \\ -\sin q_f \cos q_h & \cos q_f & \sin q_f \sin q_h \\ \sin q_h & 0 & \cos q_h \end{bmatrix} \quad (2)$$

2) 弹体坐标系与制导坐标系转换关系。

根据弹体坐标系和制导坐标系的定义可知：弹体坐标系可由制导坐标系依次绕Y轴、Z轴和X轴

正交旋转 3 个欧拉角，即航向角 ψ 、俯仰角 ϑ 、滚

$$C_g^b(\psi, \vartheta, \gamma) = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta & -\cos \vartheta \sin \psi \\ -\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma \\ \sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma \end{bmatrix} \quad (3)$$

3) 视线坐标系与弹体坐标系转换关系。

根据视线坐标系和弹体坐标系的定义和导引头框架角定义，视线坐标系和弹体坐标系之间的关系

$$C_b^s(\varphi_h, \varphi_f, \gamma_\varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi_h \cos \varphi_f & \sin \varphi_f & -\cos \varphi_f \sin \varphi_h \\ -\sin \varphi_f \cos \varphi_h \cos \gamma_\varphi + \sin \varphi_h \sin \gamma_\varphi & \cos \varphi_f \cos \gamma_\varphi & \sin \varphi_h \sin \varphi_f \cos \gamma_\varphi + \cos \varphi_h \sin \gamma_\varphi \\ \sin \varphi_h \cos \gamma_\varphi + \sin \varphi_f \cos \varphi_h \sin \gamma_\varphi & -\cos \varphi_f \sin \gamma_\varphi & \cos \varphi_h \cos \gamma_\varphi - \sin \varphi_f \sin \varphi_h \sin \gamma_\varphi \end{bmatrix} \quad (4)$$

由矩阵的转换关系可知：

$$C_g^s = C_b^s \cdot C_g^b \quad (5)$$

按照对应项相等的原则，可求得视线高低角和视线方位角的函数表达式为：

$$q_f = \arcsin(\cos \phi_f \cos \phi_h \sin \vartheta + \sin \phi_f \cos \vartheta \cos \gamma + \cos \phi_f \sin \phi_h \cos \vartheta \sin \gamma); \quad (6)$$

$$q_h = \arcsin\{[-\cos \phi_f \cos \phi_h \cos \vartheta \sin \psi + \sin \phi_f \cos \vartheta (\sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma) - \cos \phi_f \sin \phi_h (\cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma)] / \cos q_f\} \quad (7)$$

经过坐标转换，最终求得视线高低角以及视线方位角在制导坐标系下的投影。

3 脱靶量估算模型

利用惯导测量的制导坐标系下速度信息，求解出导弹的弹道偏角和弹道倾角：

1) 弹道偏角：

$$\psi_c = -\sin^{-1}\left(\frac{v_z}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}}\right) \quad (8)$$

若 $v_x < 0$ ， $v_z > 0$ ，则 $\psi_c = -\pi - \psi_c$ ；

若 $v_x < 0$ ， $v_z < 0$ ，则 $\psi_c = \pi - \psi_c$ 。

2) 弹道倾角：

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2}}\right) \quad (9)$$

3.1 侧向制导误差

1) 导弹落点相对位置。

由于侧向末制导控制为纯比例导引下的过载控制，末端无入射角约束；因此，末端弹道形态近似于直线攻击，可以用 R 处的导弹落点表征导弹的最终落点。

$$\Delta z_1 = -R \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\psi_c) \quad (10)$$

动角 γ 得到，其转换矩阵

由依次绕 Y 轴、 Z 轴和 X 轴正交旋转 3 个欧拉角，即理论观测高低角 φ_h 、理论观测方位角 φ_f 、及空间观测扭角 γ_φ 得到，其转换矩阵

2) 雷达瞄准点侧向位置。

$$\Delta z_2 = -R \cdot \cos(q_f) \cdot \sin(q_h) \quad (11)$$

3) 侧向制导误差。

基于以上瞄准点位置和落点位置均为同一时刻与导弹的相对位置，可以得出侧向平面的制导精度：

$$\Delta z = \Delta z_1 - \Delta z_2 = -R \cdot \{\cos(\theta) \cdot \sin(\psi_c) - \cos(q_f) \sin(q_h)\} \quad (12)$$

3.2 纵向制导误差

纵向(靶高)制导精度：

$$\Delta y = -R \times \sin(\theta) + R \times \sin(q_f) \quad (13)$$

其中，负号代表靶上，正号代表靶下。

从式 (12) 和式 (13) 可以看出：导弹落点位置偏差是导弹速度分量、导弹姿态角和雷达框架角以及弹目距离等变量的函数。基于雷达和惯性测量装置的工作原理和性能指标，雷达的测距精度较高。作为过程参数，雷达输出的框架角和惯导测量的速度以及姿态角信息参与导弹制导控制，均有良好的测量精度；因此计算出的制导误差精度较高，可以满足脱靶量估算的精度要求。

4 复算验证

笔者利用遥测数据对多型雷达寻的反舰导弹靶场飞行试验结果进行了脱靶量估算，用估算结果与已知的脱靶量数据进行比对分析，以验证脱靶量估算方法的正确性和实用性。

笔者选取 20 个有效试验样本，样本中涉及全高弹道、全低弹道等弹道形态以及点源雷达靶、体目标雷达靶和实体靶等 3 种靶标。笔者采取将脱靶量估算结果与检靶数据、光学测量脱靶量数据以及 GPS 测量脱靶量数据分别比对的方法给出误差量级和适用范围。通过比对分析可以得出如下结论：

1) 对于点源雷达靶目标, 与实际命中点相比, 估算脱靶量最大误差小于 3 m; 与光学测量脱靶量数值相比, 估算脱靶量精度略低; 与 GPS 测量脱靶量数值相比, 估算脱靶量量级相当。

2) 对于体目标雷达靶和实体靶, 估算给出的脱靶量误差较大。原因是导引末段, 受目标角闪烁特性的影响, 雷达跟踪点跳变, 输出的雷达框架角不稳定, 导致估算误差变大。

3) 估算误差与 R 取值有关。弹目距离 R 取值过小, 误差增大, 原因是雷达在跟踪末段, 框架角测量误差增大, 导致估算误差较大。

可见, 本脱靶量评估方法适用于雷达点源目标, 只要 R 取值合理, 误差与 GPS 测量方法相当, 可作为常规脱靶量测量方法的辅助手段和备用方案。

5 结束语

比对分析结果证明, 该估算方法正确。对于点源目标, 脱靶量估算误差虽低于光测精度, 但与 GPS 测量方法量级相当, 既是对传统脱靶量测量方法的辅助和补充, 又是对通过测量得到的脱靶量数据的检验和验证; 因此, 该脱靶量估算方法可以用于靶场试验。

(上接第4页)

参考文献:

- [1] 张相炎, 郑建国, 杨军荣. 火炮设计理论[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2005.
- [2] 黄德耕, 吴祚宝. MZCAD 系统: 火炮高低机计算机辅助设计[J]. 兵工自动化, 1989(3): 42-47.
- [3] 孟昕. 舰炮高低机精度预计与设计[J]. 舰船科学技术, 2003, 2(25): 42-45.
- [4] 赵瑞学. 某型多管火箭炮高低机构设计[D]. 南京: 南

参考文献:

- [1] 裴喆, 杨璐. 基于遥测参数的导弹脱靶量估算方法[J]. 遥测遥控, 2012, 33(1): 47-50.
 - [2] 郭宁. 基于引信多普勒频率信号的脱靶量估算方法[J]. 现代防御技术, 2007, 35(2): 32-33.
 - [3] 李秋顺. 光学测量处理脱靶量研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 28(3): 255-259.
 - [4] 魏国华, 吴嗣亮, 王菊, 等. 脱靶量测量技术综述[J]. 系统工程与电子技术, 2004, 26(6): 768-772.
 - [5] 肖顺达. 飞行自动控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 278-289.
 - [6] 马金铎, 周绍磊, 程继红. 导弹控制系统原理[M]. 北京: 航空工业出版社, 1994: 176-180.
 - [7] 杨榜林, 月全发. 军事装备试验学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 367-372.
 - [8] Robert M. Rogers. Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems[M]. 2nd ed. London: Institute of Electrical Engineers, 2007: 3-4.
 - [9] 边少锋, 柴洪洲, 金际航, 等. 大地坐标系与大地基准[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 159-162.
 - [10] 张华海, 郑南山, 王军, 等. 由空间直角坐标系计算大地坐标的简便公式[J]. 全球定位系统, 2002, 18(4): 25-29.
 - [11] Bowring B. Transformation from spatial to geographical coordinates[J]. Survey Review, 2010, 66(1): 1-15.
- *****
京理工大学, 2006.
- [5] 杜小勇, 李曼, 王珊. 本体学习研究综述[J]. 软件学报, 2006, 9(17): 1837-1847.
 - [6] Rezayat M. Knowledge-based product development using XML and KCs[J]. Computer-Aided Design, 2000, 32(2): 299-309.
 - [7] Yang Liu, Qian Linfang, Ding Shengchun, Xu Yadong. Ontology-based design knowledge representation for complex product[C]. Advances in Intelligent Systems and Computing, 2014, 278: 277-287.