DOI: 10.3969/j.issn.1672-2337.2022.02.003

炮位侦校雷达定位精度影响因素分析

秦鹏程¹,王 锐¹,姜 洋²

(1. 陆军炮兵防空兵学院, 安徽合肥 230031; 2. 中国兵器工业第 206 研究所, 陕西西安 710000)

摘 要:炮位侦察校射雷达弹道外推算法受多种因素影响。为满足弹道外推分析、进一步提高外推精 度的需求,详细建模分析地球曲率、时间不同步、弹道模型误差、信嗓比变化等影响炮位侦校雷达定位精度 的因素。结合精密雷达测量数据和无迹卡尔曼滤波外推算法进行仿真,量化评价各因素对外推精度的影 响。通过理论建模与仿真实验,将考虑各种影响因素与否的情况详细分析对比,得到各因素对定位精度影 响程度从大到小依次为:地球曲率、时间不同步、弹道模型误差、信嗓比变化。在此基础上,提出了考虑多种 因素的炮位侦校雷达弹道外推改进方法。

关键词: 炮位侦校雷达; 定位精度; 地球曲率; 时间不同步

中图分类号:TN959 **文献标志码:**A **文章编号:**1672-2337(2022)02-0136-06

Analysis on the Factors Influencing Positioning Accuracy of Firefinder Radar

QIN Pengcheng¹, WANG Rui¹, JIANG Yang²

(1. Army Academy of Artillery and Air Defense, Hefei 230031, China;

2. The 206th Research Institute of China Ordnance Industries, Xi'an 710000, China)

Abstract: The extrapolation algorithm of the firefinder radar is affected by many factors. To meet the needs of the subsequent ballistic analysis, the factors which affects the positioning accuracy in the firefinder radar data processing system are analyzed in detail, such as earth curvature, asynchronous time, model error, signal to noise ratio, et al. Simulation is carried out by combining high precision radar measurement data and seven-state filtering algorithm. The effects of various influencing factors on extrapolation precision are quantitatively evaluated. The sequence of these factors is given according to their influence degrees on the positioning accuracy as : earth curvature, asynchronous time, model error, and signal to noise ratio. On this basis, an improved method of trajectory extrapolation for firefinder radar is proposed.

Key words: firefinder radar; positioning accuracy; earth curvature; the asynchronous time

0 引 言

炮位侦校雷达是保障炮兵全天候、全天时获 取战场情报信息不可或缺的重要侦察装备。弹道 外推算法是炮位侦校雷达实现炮位侦察校射功能 的关键^[1],算法的适用性和优劣直接影响弹道外 推的精度。在弹道外推过程中,任何数据都要受 到设备或仪器、方法、环节和人员等因素的影响, 因此所得到的外推结果存在误差。

现将主要误差因素描述如下:

1) 地球曲率:在建立炮位侦校雷达数据处理 系统时,通常将地球表面看作水平面,而实际上由 于地球表面是球面,外推炮位与真实炮位存在高 程差;2)时间不同步误差:测量数据因采样时间不 同步间隔(不一致)引起的误差称为时间不同步误 差。当前弹道测量系统的各设备和计算机均应工 作在统一时间基准上,时间不同步会产生测量误 差和数据处理误差;3)弹道模型误差:建立弹道方 程最初的目的主要是为了编制射表,因此弹道方 程只是较好地拟合了火炮射程,但对整条弹道曲 线的空间位置拟合效果并不理想。即弹道模型和 真实弹道并不完全重合,存在模型误差;4)信噪比 变化:雷达的检测能力测量误差实质上受信噪比 影响,雷达量测信噪比受雷达与目标距离的影响, 并随着距离的增加而减小。

收稿日期: 2021-03-08;修回日期: 2021-06-24

基金项目:十三五装备预研重点项目(No. 3011020211);陆军炮兵防空兵学院自主立项课题(No. RFXY190101048)

本文结合精密雷达测量数据和七态滤波外推 算法^[2-3]对以上误差因素进行详细建模和量化分 析,为算法优化奠定了基础。

1 建模分析

1.1 地球曲率对定位精度的影响

炮位侦察过程中,考虑地球曲率所引起的外 推落点高程差可概略用下式计算。

$$H = \sqrt{\left(r^2 + L^2\right)} - r \tag{1}$$

式中,r为地球半径,L为雷达到炮位的距离。

如图 1 所示, 雷达在利用 P₁…P₁₉ 采样点进 行外推时,将地球表面当做一个水平面。外推炮 位在 c, 而实际上由于地球表面是球面, 炮位并未 在 c 点而是继续下落到 G 点, 在原来假设落点处 实际还存在一个弹道高度 cc′。从平面几何可知:

$$R_c \approx RG = L$$
 (2)

$$cc' = \sqrt{(Rc^2 + RO^2) - Oc'}$$
(3)

解算弹道方程时,根据落点高程来确定落点。因此,高程差的存在对定位精度存在较大影响。 考虑到地球曲率的影响,在外推到炮位高程时,再 继续向下递推 H。



图 1 地球表面曲率对坐标转换的影响

1.2 时间不同步误差

理想条件下,某炮位侦校雷达采样点间隔取 固定值 0.3 s,但由于发射机电路及波导系统对发 射脉冲的延时作用,造成扫描起始时刻超前于天 线口辐射的时刻,可能造成实际采样间隔大于 0.3 s,以某炮位侦校雷达为例,其实际采样步长接近 0.4 s。靶场试验证明:采样点间隔取 0.4 s,外推 结果更接近真实炮位,由于雷达系统不同,采样步 长可能会有所不同。

1.3 真实弹道与模型匹配情况

射表用的弹道模型存在模型误差,并且外推 距离越远,外推误差越大^[4],如图2所示。



图 2 模型误差影响外推精度示意图

外推距离受遮蔽角影响,遮蔽角越大,雷达起 始波束俯仰角增大,开始采样时间距发射时间越 长,外推距离增加,模型误差累积越多,雷达的侦 察定位精度误差就会越明显。

图 3 为遮蔽角影响外推精度示意图。正常情况下,起始波束到截止波束的角度为固定值。S₁和 S₂分别为不同遮蔽角下起始波束俯仰角低和高时的外推起点,外推距离分别为点 S₁、S₂到外推炮位的弹道曲线长度。从图中可以看出,在作用距离和火炮射角相同的情况下,遮蔽角越大,截止波束俯仰角就越大,外推距离也就越远,导致外推误差越大。其弹丸位置对应的俯仰角可用下式表示:

$$A = \frac{180 \cdot \arcsin\left(\frac{y}{d-x}\right)}{\pi} \tag{4}$$

式中, *x* 为弹丸北向坐标, *y* 为弹丸高度, *d* 为炮 位距雷达距离, *A* 为弹丸位置对应的俯仰角。





图 4 为雷达作用距离影响外推精度示意图。 S₁和 S₂分别为近作用距离和远作用距离时的外 推起点,外推距离分别为点 S₁、S₂到外推炮位的 弹道曲线长度。从图中可以看出,在火炮射角和 雷达起始波束俯仰角相同的条件下,雷达的作用 距离越远,外推距离就会越远,导致外推误差也就 越大。



图 4 雷达作用距离影响外推精度示意图

以上情况均以侦察作业为例,其分析结果同 样适用于校射作业。

1.4 弹丸与雷达距离决定信噪比

设雷达的发射功率为 P_t ,天线增益为 G_t ,则 在自由空间工作时,距离天线R处目标的功率密 度 S_1 为

$$S_1 = \frac{P_t G_t}{4\pi R^2} \tag{5}$$

假设目标可将接收到的功率无损耗、均匀地 辐射出来,用目标的散射截面积σ来表征其散射特 性,接收天线的有效接收面积为A_r,则在雷达接 收处接收回波功率为

$$P_{\rm r} = \frac{\sigma S_1 A_{\rm r}}{4\pi R^2} = \frac{P_{\rm t} G_{\rm t} \sigma A_{\rm r}}{(4\pi R^2)^2}$$
(6)

由式(6)可以看出,接收的回波功率反比于目标和雷达站间的距离 *R* 的四次方。

若误差的度量是测量值(估计值)和真实值之间差的均方根值(RMS),雷达测量 *M*的理论均方 根误差 δ*M*可表示为

$$\delta M = \frac{kM}{\sqrt{2E_{\rm r}/N_0}} \tag{7}$$

式中, k 是大约为1的常数, E_r 是接收信号能量, N_0 是单位带宽噪声功率。

从一个简单的信号脉冲波形来看,若其宽度 为 τ ,则接收信号能量 $E_r = P_r \cdot \tau$,噪声功率N和 噪声功率谱密度 N_0 之间的关系为 $N = N_0 B_n$ 。 一般情况下可认为 $B_n = 1/\tau$,这样可得到信号功 率比的表达式如下:

$$\frac{P_{\rm r}}{N} = \frac{P_{\rm r}}{N_0 B_n} = \frac{P_{\rm r} \cdot \tau}{N_0} = \frac{E_{\rm r}}{N_0} \tag{8}$$

故 δM 正比于 R^{-2} , 可表示为

$$M \propto E_{\rm r}^{-\frac{1}{2}} \propto R^{-2}$$
 (9)

引入零均值高斯白噪声V,其方差为Q,则量 测方程为

$$Z = h(x) + V$$
 (10)
由式(9)可知

$$\boldsymbol{Q} = \operatorname{diag}\left\{\frac{a_1}{R^4}, \frac{a_2}{R^4}, \frac{a_3}{R^4}\right\}$$
(11)

式中,*a*₁、*a*₂、*a*₃分别为观测量中距离、方位角、俯仰角噪声方差与以弹丸距雷达距离四次方为分母函数的系数,表示两者之间的正比关系。

2 仿真实验

2.1 仿真条件

以 122 榴弹为例,利用靶场弹道精密测量雷达 数据进行数值仿真计算。主要仿真条件如下:

1) 弹丸发射条件:初速 $v_0 = 700 \text{ m/s}$,射角 $\theta_0 = 19.5^\circ$;2) 取雷达测量误差: $\sigma_r = 6.5 \text{ m}$, $\sigma_{\beta} = \sigma_{\epsilon} = 1.5 \text{ mil}$;3) 雷达距离炮位 15 km,雷达初始采 样点的俯仰角为 3.1°,采样间隔 300 ms,从初始采 样点继续探测 18 个弹道点后采样中止。采用两点 差分法对状态进行初始化。

建立考虑弹道系数的七维状态向量、三维量 测模型,在此过程中使用经典的动力学模型^[4]。 分别利用扩展卡尔曼滤波(EKF)、无迹卡尔曼滤 波(UKF)^[5]进行滤波处理,得到外推起点,用龙 格-库塔法^[6]外推发射点。进行10000次蒙特卡洛 仿真实验,统计结果并分析。

2.2 地球曲率对定位精度的影响

对地球曲率影响下的坐标变换进行建模,代 入弹道外推算法中,通过比较考虑地球曲率的弹 道外推算法在不同雷达和炮位距离条件下定位的 圆中心概率误差(Ecp)^[6],研究地球曲率对定位精 度的影响,如表1所示。

由表1可以看出,雷达距离炮位越远,地球曲 率对定位精度的影响越大,采用考虑地球曲率模 型的算法估计精度优势越明显。以UKF算法为 例,当雷达距离炮位15 km时,新算法定位精度提 高 83.2%;当雷达距离炮位40 km时,新算法定位 精度提高168.3%。

表 1 雷达与炮位在不同距离条件下受地球曲率的影响				
距离/	考虑地球曲率		未考虑曲率	
km	EKF	UKF	EKF	UKF
15	83.2148	57.3158	130.6166	106.6624
20	91.8860	73.0524	170.6163	139.2440
25	103.5570	86.5159	221.9408	192.0672
30	121.2092	106.9191	275.0015	255. 306 9
40	153.0385	142.5110	382 . 472 1	378.6188
50	190.4603	178.8330	509.8930	501.3691

2.3 时间不同步对定位精度的影响

仿真中取采样步长 0.3 s,而由于存在采样时 间不同步,实际采样步长为 0.4 s。对造成时间不 同步的采样时间误差进行研究,通过仿真实现了 采样间隔和滤波间隔不同步条件下的滤波,求其 圆中心概率误差(Ecp),得到表 2。

表 2 时间不同步对定位精度的影响

条件	采样间隔 0.4 s 滤波间隔 0.4 s		采样间隔 0.4 s 滤波间隔 0.3 s	
滤波	EKF	UKF	EKF	UKF
Ecp	83.48	57.97	121.15	118.96

可以看出:考虑时间不同步的外推算法(以 UKF 算法为例)定位精度提高了 127.2%。为进 一步分析以上结论,对滤波终点的位置、速度、弹 道系数误差进行比较,如图5、图6所示。

图 5、图 6 分别为用 EKF、UKF 算法对是否考 虑采样点时间不同步进行数据处理的结果,将精 密测量雷达数据作为采样点真实位置、速度,结合 动力学方程得到真实弹道系数^[6]。由图 5、图 6 可 以看出:时间不同步对弹道系数的估计精度没有 明显影响,但随着处理采样点个数的增加,位置误



图 5 EKF 中考虑时间不同步误差与否的对比



图 6 UKF 中考虑时间不同步误差与否的对比 差、速度误差逐渐增大,造成外推精度的降低。

2.4 弹道模型误差对定位精度的影响

为研究模型误差,利用经典动力学模型和精 简动力学模型[4]结合四阶龙格-库塔方程仿真弹 道。标准条件下一条弹道由弹道系数(C_b)或阻力 系数(α)、初速(v_0)和仰角(θ_0)唯一确定。阻力系 数(α)利用精简动力学方程求取:

$$\begin{bmatrix} a_{x} \\ a_{y} \\ a_{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{\alpha}v_{x} \\ P_{\alpha}v_{y} - g \\ P_{\alpha}v_{z} \end{bmatrix}$$
(12)

初速 (v_0) 、仰角 (θ_0) 取精密弹道数据采样点初 值的对应值。得到各弹道和仿真弹道对应点的位 置误差如图7、图8所示。



通过计算得到图 7、图 8 中数据弹道系数为 0.5714,阻力系数为 0.07。为方便观察,图 7(b) 对图 7(a)部分弹道进行放大。从以上仿真结果中 可以看出:1)仿真弹道在上升沿时有较高的精度, 与真实弹道的位置误差较小,在上升到弹道顶点 附近时误差开始变大。2)在到达顶点之前,即上 升沿经典和精简两种动力学模型都有较高的拟合 程度。因此,相对炮位校射仿真,在进行炮位侦察 仿真时,精度较高。而在全弹道的位置误差分析 中,经典动力学模型位置误差较小,拟合程度 较高。

为研究遮蔽角对定位精度的影响,利用精密 弹道数据,变换俯仰角大小进行仿真。在炮位距 雷达 R = 15 km时,因为雷达从第三秒开始采样, 可仿真最小俯仰角为 2.6460°,俯仰角从 3°开始每 间隔 0.5°采样,得到仿真结果如表 3 所示。

表 3 雷达距炮位 15 km 时不同俯仰角对应的定位精度

弾丸北向 坐标	弹丸高程 y/m	俯仰 角/(°)	EKF	UKF
1830.75	608.70	2.64	72.12	51.02
2056.00	677.79	3.0	81.29	55.23
2 370. 43	771.58	3.5	95.00	66.25
2677.40	859.89	4.0	102.9	73.81

当炮位距雷达 R=40 km 时,可仿真最小俯仰 角为 1°,俯仰角从 1°开始每间隔 0.5°采样,得到仿 真结果如表 4 所示。

表 4 雷达距炮位 40 km 时不同俯仰角对应的定位精度

弾丸北向 坐标	弾丸高程 y/m	俯仰 角/(°)	EKF	UKF
2011.24	664.19	1.00	143.37	133.18
3070.48	967.84	1.50	193.17	180.22
4 241. 52	1 247.93	2.00	219.45	215.72
5616.05	1 500.07	2.50	274.80	281.79
7 700. 99	1 690. 50	3.00	544.16	521.82

由表 3、表 4 可以看出:1)其他条件不变,外推 误差随着俯仰角增大而增大;2)相同俯仰角条件 下,雷达与炮位距离越远,定位精度越差。

2.5 定位精度与信噪比的关系

当雷达与弹丸相距为 X 时,取雷达测量误差: $\sigma_r = 6.5 \text{ m}, \sigma_{\beta} = \sigma_{\epsilon} = 1.5 \text{ mil}$ 。由式(9)可假设,雷达弹丸距离为 R 时,雷达测量噪声:

$$\begin{cases} \sigma_{\rm r} = 6.5 \cdot \left(\frac{R}{X}\right)^2 \text{ (m)} \\ \sigma_{\beta} = 1 \cdot \left(\frac{R}{X}\right)^2 \text{ (mil)} \\ \sigma_{\varepsilon} = 1.5 \cdot \left(\frac{R}{X}\right)^2 \text{ (mil)} \end{cases}$$
(13)

表 5 列出了初始弹丸与雷达距离,以及对应的 是否考虑信噪比变化的雷达定位精度。由表 5 可 知:考虑目标信噪比变化时,由于模型更符合实际 情况,因而炮位侦校雷达定位精度比不考虑雷达 定位精度要提高 10%左右。

表 5 定位精度与信噪比的关系

距离	未考虑信噪比变化		考虑信噪比变化	
X/m	EKF	UKF	EKF	UKF
20 000	116.61	103.62	98.99	85.34
25 000	208.60	199.27	194.44	182.91
30 000	383.65	370.47	363.17	350.58

3 因素比较与优化方案

前面从外推精度、估计精度、弹道模型误差等 方面建模并量化分析了地球曲率、时间不同步、弹 道模型误差、信噪比变化等因素对炮位侦校雷达 外推过程的影响。为综合比较各因素对定位精度 的影响程度,在2.1节仿真条件的前提下,每次调整 其中一项进行 UKF 滤波处理。结合表 1~表 5,对 比外推结果,如表 6 所示。

由表6可以看出:各因素对定位精度的影响均 较大,无法忽略。其中,通过比较是否考虑各误差 因素的外推结果,可知各因素对定位精度影响幅 度依次为:地球曲率>时间不同步>弹道模型误 差>信噪比变化。在此基础上,提出优化方案如 表7所示。

地球曲率 时间不同步 弹道模型 信噪比 未考虑 考虑地 未考虑 考虑信 距离 变化/ 采样间 变化/ 俯仰/ 变化/ 距离/ 变化/ 地球曲 球曲率 Ecp Ecp 信噪比 噪比变 km % 隔/s % (°) % km % 率 Ecp 变化 Ecp 化 Ecp Ecp 15 96.66 57.31 **1**40.7 2.64 51.020 103.62 85.34 **↑**17.6 20 0.3 **†** 47.5 20 73.05 ↓ 105.2 3.0 55.23 ♦ 8.3 139.24 118.96 (有误差) ↑ 55.0 ↓ 29.9 25 192.06 86.51 3.5 66.25 199.27 182.91 25 ↑ 8.2 30 255.30 106.91 ↑ 58.1 4.0 73.81 ↓ 44.7 0.4 40 378.61 142.51 ★ 62.4 57.97 0 (无误差) 30 370.47 350.58 ↑ 5.4 ↑ 64.3 50 501.36 178.83

表 6 各因素对定位精度影响比较

表 7 炮位侦校雷达定位精度优化方案

影响因素	优化方案
地球曲率	解算弹道方程时,外推到炮位高程 后,计算雷达到炮位的距离L,再向 下推 H m(根据式(1))
采样时间不同步	数据处理中采用实际步长
弹道模型误差	通过反向滤波 ^[3] 进行降噪处理
信噪比变化	由式(11)建立噪声方差模型

4 结束语

本文通过研究炮位侦校雷达工作的原理,对 地球曲率变换、时间不同步、外推距离影响弹道模 型误差、弹丸与雷达距离和信噪比的关系等一系 列问题进行建模与仿真。通过理论分析和仿真实 验结果验证,得到了一些指导性的结论,可为炮位 侦校雷达优化数据处理系统提供参考。

参考文献:

[1] FISHBEIN W. Firefinder, a Radar Forty Years in the Making[J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44(2):817-829.

(上接第135页)



晋良念 男,1974 年生,四川成都人, 博士,桂林电子科技大学信息与通信 学院教授,主要研究方向为信号与信 息处理、隐藏目标探测理论与方法。



刘庆华 女,1974 年生,四川南江人, 博士,桂林电子科技大学信息与通信 学院教授,硕士生导师,主要研究方向 为自适应信号处理、阵列信号处理。

[2] 谢恺,秦鹏程.基于多普勒信息的炮位侦校雷达外推 算法研究[J].弹道学报,2018,30(4):53-58.

- [3] 谢恺,秦鹏程.基于七维状态向量反向无迹卡尔曼滤 波的弹道外推算法[J]. 兵工学报,2018,39(10): 1945-1951.
- [4] 谢恺,秦鹏程. 炮位侦校雷达弹道外推模型研究[C]// 第十五届全国雷达学术年会论文集,广州:中山大学, 2020:642-649.
- [5] NING Xiaolin, WANG Fan, FANG Jiancheng. An Implicit UKF for Satellite Stellar Refraction Navigation System[J]. IEEE Trans on Aerospace Electronic Systems, 2017, 53(3):1489-1503.
- [6] 国防科工委第三十一试验训练基地. GJB2421-95 地炮 雷达实验方法[S]. 华阴:国防科学技术工业委员 会,1995.

作者简介:



秦鹏程 男,1993 年出生,山东东营 人,硕士研究生,讲师,主要研究方向 为雷达信号处理与数据处理。