

引用格式:吴昊,石章松,吴中红.基于机载激光雷达的目标定位误差特性分析[J].电光与控制,2020,27(4):20-25,54. WU H, SHI Z S, WU Z H. Characteristic analysis of target positioning errors based on airborne lidar[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(4):20-25, 54.

基于机载激光雷达的目标定位误差特性分析

吴昊, 石章松, 吴中红
(海军工程大学, 武汉 430033)

摘要:为提高远程大口径舰炮对岸目标精确打击中的定位精度,开展了基于机载激光雷达系统的目标定位误差特性分析研究。首先给出了基于机载激光雷达的目标定位流程,建立了目标定位模型;然后分析了影响目标定位精度的各种误差源,建立了基于蒙特卡罗方法的误差特性分析模型;最后通过数值仿真定量分析了误差源对目标定位精度的影响,并提出了提高目标定位精度的措施,为远程大口径舰炮对岸目标精确打击定位精度的提升提供了参考和依据。

关键词:大口径舰炮;机载激光雷达;目标定位;误差分析

中图分类号: TN958.98 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2020.04.005

Characteristic Analysis of Target Positioning Errors Based on Airborne Lidar

WU Hao, SHI Zhangsong, WU Zhonghong
(Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: In order to improve the positioning accuracy in the precise strike of targets on the opposite shore by using the remote large-caliber naval guns, an analysis is made to the characteristics of the target positioning error based on the airborne lidar system. Firstly, the target positioning process based on the airborne lidar is given, and the target positioning model is established. Then, all the error sources that affect the target positioning accuracy are analyzed, and the model analyzing the characteristics of the error based on Monte Carlo method is established. Finally, through numerical simulation, the influence of error source on the target positioning accuracy is quantitatively analyzed, and the measures to improve the target positioning accuracy are proposed. The study provides a reference for the improvement of positioning accuracy in the precise strike of targets on the opposite shore by using the remote large-caliber naval guns.

Key words: large-caliber naval gun; airborne lidar; target positioning; error analysis

0 引言

近年来,为应对周边复杂的军事斗争环境,海军对舰艇武器装备提出了更高的要求。高效且精确地打击陆上或海上多种目标的能力是积极应对威胁及冲突的重要手段之一^[1]。其中,利用远程大口径舰炮发射半主动激光制导弹药以其具有高精度、简单结构、强抗干扰能力以及打击成本低等突出优点,目前正被广泛应用于对岸作战中的定点清除及对大纵深敌方目标的毁伤打击^[2]。而无人机又具有速度快、有效载荷大、侦察效率高、续航能力强等特点,能够为制导弹药提供精准

的目标位置信息^[3]。同时,激光扫描雷达技术作为近年来逐渐发展起来的一项高新技术,可以高分辨率、大面积、快速地获取地面和地物的高精度三维信息^[4]。

而当前,机载激光雷达主要用于航空测绘、目标自动监测及识别、空气质量监测、森林火灾监测和地形勘测等方面,在军事目标定位与跟踪上,尤其是为舰炮打击提供精准目标位置信息上应用较少。因此,针对上述不足,结合无人机和激光雷达两者的优点,本文采取机载激光扫描系统(激光雷达)实施对目标的侦察定位,无人机通过激光雷达系统对目标进行识别、探测,再结合无人机自身的位置和姿态等相关信息,可以计算出目标的真实位置值(大地坐标系),以便指挥中心对目标采取相关行动^[5]。

但在对目标进行定位的过程中,还存在无人机位置和姿态角等方面的误差源,因此,为了进一步研究目

收稿日期:2019-04-25 修回日期:2019-05-20

基金项目:国家自然科学基金(61773395)

作者简介:吴昊(1992—),男,湖北武汉人,硕士,研究方向为舰艇火力指挥与控制。

标定位过程中主要的误差来源对目标定位结果的精度影响情况,本文对机载激光雷达的目标定位总体方案进行了阐述,并进行了误差特性分析,提出提高目标定位精度的措施,为下一步远程大口徑舰炮发射制导弹药提供精确目标指示信息保障。

1 机载激光雷达系统目标定位流程规划

1.1 相关坐标系的定义

本文主要涉及的坐标系有: G 系——大地直角坐标系($O_g-x_g y_g z_g$)、 C 系——大地坐标系($O_c-x_c y_c z_c$)、 S 系——地理坐标系($O_s-x_s y_s z_s$)、 A 系——载机坐标系($O_a-x_a y_a z_a$)、 B 系——基座坐标系($O_b-x_b y_b z_b$),各坐标系定义如图1所示。

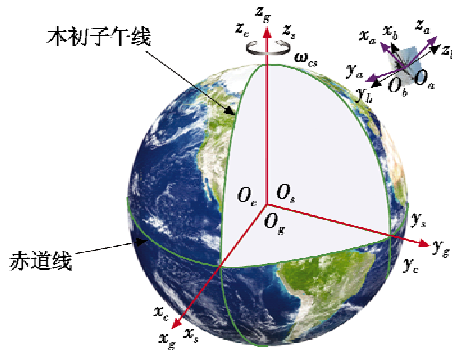


图1 常用坐标系示意图
Fig.1 The main coordinate systems

1.2 激光雷达目标探测系统构成

本文采用的是基于高速扫描振镜的机载激光雷达扫描系统,下面结合激光雷达的工作原理结构框图来介绍其结构和原理。机载激光雷达的系统构造如图2所示。

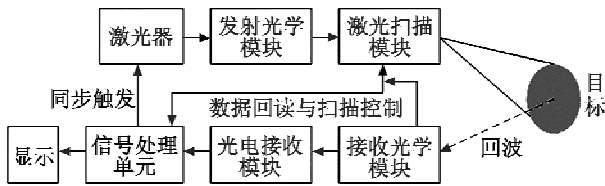


图2 激光雷达系统结构框图
Fig.2 Block diagram of lidar system

扫描与定位的过程中,激光束的指向位置信息可以通过扫描振镜进行实时回读与获取,即目标被捕获时刻的激光方位信息^[6],这样就能获取以振镜转轴中心点为原点、方位角为 α 、俯仰角为 λ 的目标方位信息。同时利用目标回波脉冲信号以及测量脉冲延时,可以获得距离信息 R ^[7]。综上,即得目标的位置坐标信息 $O(R, \alpha, \lambda)$, R, α, λ 分别为目标与载机基座系之间的相对距离、方位角及俯仰角。机载激光雷达系统目标定位的总体方案如图3所示。

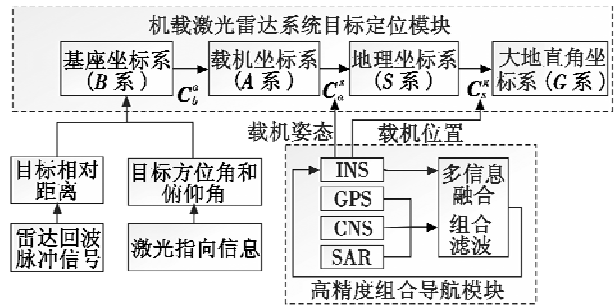


图3 机载激光雷达系统目标定位总体方案
Fig.3 Overall plan for target positioning of airborne lidar system

2 目标定位算法研究

2.1 机载激光雷达目标定位问题定义

目前,随着科技的发展,无人机在攻击/打击目标、情报监视、电子战、对地支援等军事领域都得到了比较成功的应用。无人机在执行侦察、定位和攻击等任务的过程中,根据作战流程,主要划分为目标搜索、目标定位与跟踪和目标打击等子系统^[8],各子系统之间关系如图4所示。

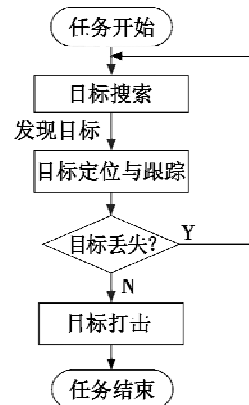


图4 机载激光雷达系统执行作战任务过程中各子系统之间的关系

Fig.4 The relationship between subsystems of airborne lidar system in carrying out the mission

2.2 目标定位计算过程

根据上述坐标系的相关定义并且结合齐次坐标转换法^[9],本文设计的机载激光雷达系统目标定位的具体过程分为以下3个步骤。

1) 由测量得到的 R, α, λ ,求得目标在基座坐标系中的坐标 (x_b, y_b, z_b) 为

$$\begin{cases} x_b = R \sin \lambda \\ y_b = R \cos \lambda \sin \alpha \\ z_b = R \cos \lambda \cos \alpha \end{cases} \quad (1)$$

2) 采用齐次坐标转换法,完成基座坐标系(B 系)坐标 (x_b, y_b, z_b) 到大地直角坐标系(G 系)坐标 (x_g, y_g, z_g) 之间的坐标变换。

$$[x_g \ y_g \ z_g \ 1]^T = C_s^g C_a^s C_b^a [x_b \ y_b \ z_b \ 1]^T = Q_0^{-1} Q_1^{-1} Q_2^{-1} Q_3^{-1} Q_4^{-1} Q_5^{-1} Q_6^{-1} Q_7^{-1} Q_8^{-1} Q_9^{-1} [x_b \ y_b \ z_b \ 1]^T. \quad (2)$$

① C_g^s 是大地直角坐标系 (G 系) 转换到地理坐标系 (S 系) 的变换矩阵, 即

$$C_g^s = Q_3 Q_2 Q_1 Q_0 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -h_s - R_N \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \lambda_s & 0 & \sin \lambda_s & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \lambda_s & 0 & \cos \lambda_s & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha_s & \sin \alpha_s & 0 & 0 \\ -\sin \alpha_s & \cos \alpha_s & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & R_N e^2 \sin \lambda_s \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: α_s, λ_s, h_s 分别是无人机大地经纬度以及高度值; e 是地球第一偏心率; R_N 是卯西圈曲率半径, 即

$$R_N = \frac{a}{\sqrt{1 - e_1^2 \sin^2 B}} \quad (4)$$

式中: a 是地球长半轴; e_1 是第一离心率; B 是大地纬度。

② C_s^a 是由地理坐标系 (S 系) 转换到载机坐标系 (A 系) 的变换矩阵, 即

$$C_s^a = Q_6 Q_5 Q_4 = \begin{bmatrix} \cos \varphi_{as} & \sin \varphi_{as} & 0 & 0 \\ -\sin \varphi_{as} & \cos \varphi_{as} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \theta_{as} & 0 & -\sin \theta_{as} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta_{as} & 0 & \cos \theta_{as} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi_{as} & \sin \psi_{as} & 0 \\ 0 & -\sin \psi_{as} & \cos \psi_{as} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, $\varphi_{as}, \theta_{as}, \psi_{as}$ 分别为载机的横滚角、俯仰角和偏航角。

③ C_a^b 是由载机坐标系 (A 系) 转换到基座坐标系 (B 系) 的变换矩阵, 即

$$C_a^b = Q_9 Q_8 Q_7 = \begin{bmatrix} \cos \Delta\varphi_{ba} & \sin \Delta\varphi_{ba} & 0 & 0 \\ -\sin \Delta\varphi_{ba} & \cos \Delta\varphi_{ba} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \Delta\theta_{ba} & 0 & -\sin \Delta\theta_{ba} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \Delta\theta_{ba} & 0 & \cos \Delta\theta_{ba} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\psi_{ba} & \sin \Delta\psi_{ba} & 0 \\ 0 & -\sin \Delta\psi_{ba} & \cos \Delta\psi_{ba} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $\Delta\varphi_{ba}, \Delta\theta_{ba}, \Delta\psi_{ba}$ 分别为减震器的横滚角、俯仰角和偏航角。

3) 实现从大地直角坐标系 (G 系) 到大地坐标系 (C 系) 的坐标变换, 求出目标位于大地坐标系中的坐标值 (B, L, H)。

目标的精度值为

$$B = \arctan \frac{y_g}{x_g}. \quad (7)$$

目标的维度值 L 和高度值 H 可以通过迭代法来求得, 取迭代公式为

$$\begin{cases} R_{Ni} = R_e \sqrt{1 - e^2 \sin^2 L_{i-1}} \\ H_i = \frac{\sqrt{x_g^2 + y_g^2}}{\cos L_{i-1}} - R_{Ni} \\ L_i = \arctan \left[\frac{z_g}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2}} \left(1 - \frac{e^2 R_{Ni}}{R_{Ni} + H_i} \right)^{-1} \right] \end{cases} \quad (8)$$

直到

$$\begin{cases} H_i - H_{i-1} < \varepsilon_1 \\ L_i - L_{i-1} < \varepsilon_2 \end{cases} \quad (9)$$

式中, ε_1 和 ε_2 取决于要求的相关精度。

迭代初值为

$$\begin{cases} R_{N0} = R_e \\ H_0 = \sqrt{x_g^2 + y_g^2 + z_g^2} - \sqrt{R_e R_p} \\ L_0 = \arctan \left[\frac{z_g}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2}} \left(1 - \frac{e^2 R_{N0}}{R_{N0} + H_0} \right)^{-1} \right] \end{cases} \quad (10)$$

式中, R_e, R_p 分别为地球的长半径与短半径。

利用以上 3 个步骤即可完成目标定位过程, 并且求出目标在大地坐标系中的位置。但是, 在目标定位计算过程中, 一些参数选用的数据值会存在一定测量误差, 因此, 还必须对目标定位过程中的误差源进行分析, 提高目标的定位精度, 为舰炮发射制导弹药提供精准的信息保障。

3 目标定位误差模型

采用蒙特卡罗方法^[10]对机载激光雷达的目标定位过程进行误差特性分析, 以确定在计算目标大地坐标过程中, 每个环节的参数误差对机载雷达系统目标的最终定位精度的影响程度。

经梳理, 机载激光雷达系统目标定位过程中主要的误差源有: 1) 无人机的位置信息 (α_s, λ_s, h_s), 即载机的经度、纬度及高度, 为测量值; 2) 无人机的姿态角 ($\theta_{as}, \varphi_{as}, \psi_{as}$), 即俯仰角、横滚角和航向角, 为测量值; 3) 减震器的振动角 ($\Delta\theta_{ba}, \Delta\varphi_{ba}, \Delta\psi_{ba}$), 即载机坐标系与基座坐标系之间因震动干扰而形成的姿态角, 分别为减震器俯仰角、横滚角和偏航角; 4) 定位目标相对无人机的方位角、俯仰角和距离 (α, λ, R), 为测量值。

通过蒙特卡罗方法, 建立如下的误差传递模型

$$\Delta Y = G(x_1 + \Delta x_1, x_2 + \Delta x_2, \dots, x_n + \Delta x_n) -$$

$$G(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (11)$$

式中： G 为坐标转换的计算法则； x_i 为目标定位过程中各参数的测量真值； Δx_i 为各参数的测量误差值。

假定目标的大地坐标的求解过程为

$$[B, L, H]^T = G(X) \quad (12)$$

根据误差的传递模型及求解过程，就可以求出目标定位误差模型为

$$[\Delta B, \Delta L, \Delta H]^T = G(X + \Delta X) - G(X) \quad (13)$$

式中： (B, L, H) 为目标的大地坐标值； $(\Delta B, \Delta L, \Delta H)$ 为目标的定位误差； G 为坐标转换过程； $X, \Delta X$ 分别为坐标解算过程中所涉及的参数及误差。

4 仿真分析及提高目标定位精度的措施

假定在计算机载激光雷达目标定位的过程中，各个参数误差 $\Delta X \sim N(0, \sigma_{\Delta X}^2)$ 。定位仿真过程中会涉及的误差数据如表1所示。

表1 机载激光雷达系统目标定位过程采用的误差数据表

Table 1 Error data used in the target positioning process of airborne lidar system

参数	真值	误差 $\sigma_{\Delta X}$
载机的经度 $\alpha_s / (^\circ)$	115	0.000 2
载机的纬度 $\lambda_s / (^\circ)$	30	0.000 2
载机的高度 h_s / m	7000	10
载机俯仰角 $\theta_m / (^\circ)$	3.5	0.2
载机横滚角 $\varphi_m / (^\circ)$	5	0.2
载机偏航角 $\psi_m / (^\circ)$	11	0.2
减震器俯仰角 $\Delta\theta_m / (^\circ)$	0	0.15
减震器横滚角 $\Delta\varphi_m / (^\circ)$	0	0.15
减震器偏航角 $\Delta\psi_m / (^\circ)$	0	0.15
目标相对于无人机的方位角 $\alpha / (^\circ)$	30	0.02
目标相对于无人机的俯仰角 $\lambda / (^\circ)$	-48	0.02
目标相对于无人机的距离 R / m	7500	2

不考虑各个参数的误差情况，即误差 $\sigma_{\Delta X}$ 全部取值为0，再将表1中的测量真值代入前文的定位方程之中，可以得到目标位置的经度为115.011 2°，纬度为30.045°，高度为1508.7 m，把这些数据作为目标的真实位置值，并在该基础上加入对应的参数误差之后，通过9999次蒙特卡罗仿真试验，得到目标定位结果的空间分布图，如图5所示。

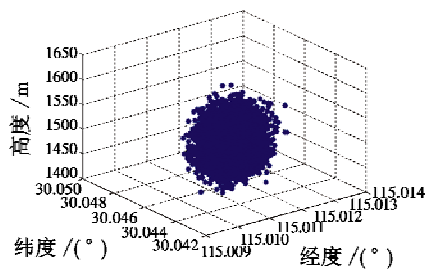
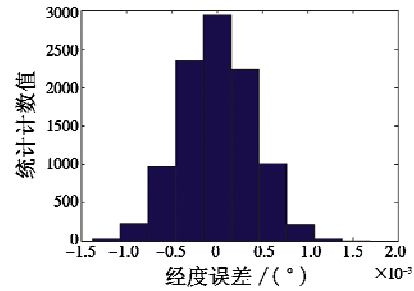


图5 目标定位结果空间分布图

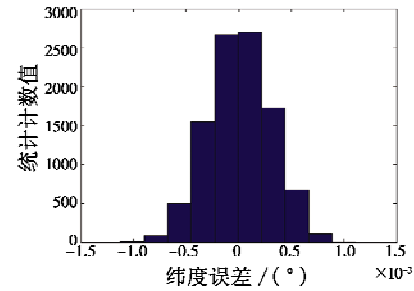
Fig.5 Spatial distribution map of target positioning

由图5可知，目标的空间定位结果呈中心分布，表现为外围点较为稀疏，中心点相对集中。从概率论可知，中心点越密集的区域，其定位结果出现的可能性就越大，即目标在其真实坐标点附近出现的概率较大。

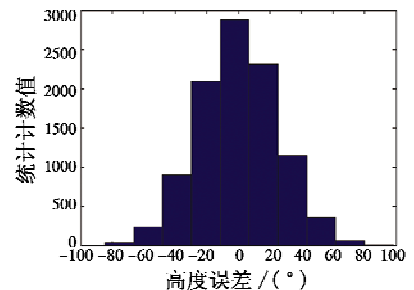
对9999次蒙特卡罗方法仿真得到的目标经纬度及高度开展相关误差统计及分析，可以获得如图6所示的误差分布直方图。



(a) 经度误差分布



(b) 纬度误差分布



(c) 高度误差分布

图6 误差分布直方图

Fig.6 Error distribution histogram

根据图6可得，目标经纬度及高度的误差分布都近似服从于 $\mu = 0$ 的正态分布，并可得到定位误差：经度误差约为0.000 411°，纬度误差约为0.000 298°，高度误差约为29.187 m，通过坐标换算，折算后空间定位误差约为46.789 m。

由目标定位的过程可知，定位的最终误差与 $\alpha_s, \lambda_s, h_s, \Delta\alpha_s, \Delta\lambda_s, \Delta h_s, \theta_m, \varphi_m, \psi_m, \Delta\theta_m, \Delta\varphi_m, \Delta\psi_m, \Delta\theta_m, \Delta\varphi_m, \Delta\psi_m, \Delta\theta_m, \Delta\varphi_m, \Delta\psi_m, \alpha, \lambda, R, \Delta\alpha, \Delta\lambda, \Delta R$ 等误差源相关，仿真过程采取单一变量法，只改变以上某一类型参数的测量值或者其误差值，然后代入目标定位过程进行仿真分析，可以分析并计算出目标定位过程中各参数及其误差对最终定位误差的影响。

1) 载机的位置 α_s, λ_s, h_s 及其误差 $\Delta\alpha_s, \Delta\lambda_s, \Delta h_s$ 对目标定位精度的影响情况,如图7所示。

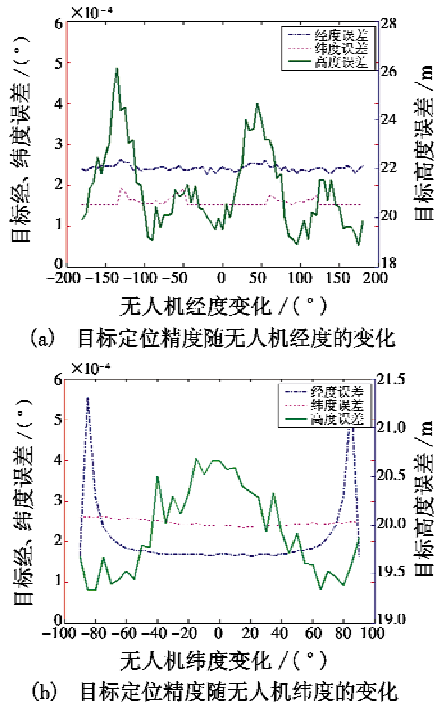


图7 目标定位精度随无人机经、纬度的变化情况
Fig.7 Target positioning accuracy changes with the latitude and longitude of the drone

由图7可知:无人机的经度 α_s 在区间 $(-180^\circ, 180^\circ)$ 变化时,目标的经、纬度及高度误差的变化均不大;当无人机纬度 λ_s 在区间 $(-90^\circ, 90^\circ)$ 变化时,经度误差在载机接近地球南北两极时会明显变大,相反地,目标高度误差及纬度误差变化并不大。

图8展示了机载激光雷达系统目标的定位精度随无人机的定位精度变化的相关情况,当无人机的定位精度由 0° 变为 0.0003° 时,计算得到目标的定位误差由 48.358 m 变为 67.756 m ,成正比。

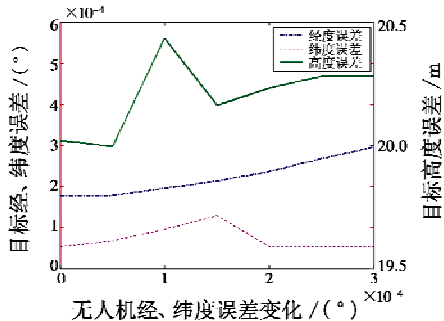


图8 目标的定位精度随载机定位精度的变化情况
Fig.8 Target positioning accuracy changes with carrier positioning accuracy

2) 无人机的姿态角 $\theta_{as}, \varphi_{as}, \psi_{as}$ 及其误差 $\Delta\theta_{as}, \Delta\varphi_{as},$

$\Delta\psi_{as}$ 对目标定位精度的影响情况。

通常载机在捕获到目标并进行定位的过程中,飞行过程较为平稳,因此其横滚角和俯仰角都在很小的范围内浮动。故只需要分析载机航向角及其测量误差的变化对目标定位精度的影响情况,如图9所示。

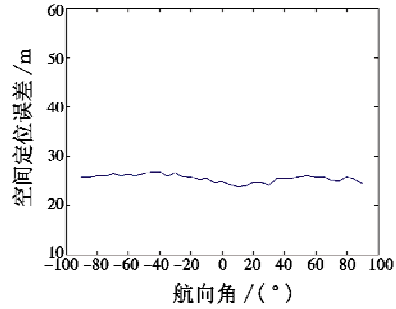


图9 目标的定位精度随载机航向角的变化情况
Fig.9 Target positioning accuracy vs the heading angle of the drone

由图9可知,载机的航向角对目标的定位精度影响程度比较小。图10所示为不同载机航向角下目标经、纬度和高度误差变化情况。

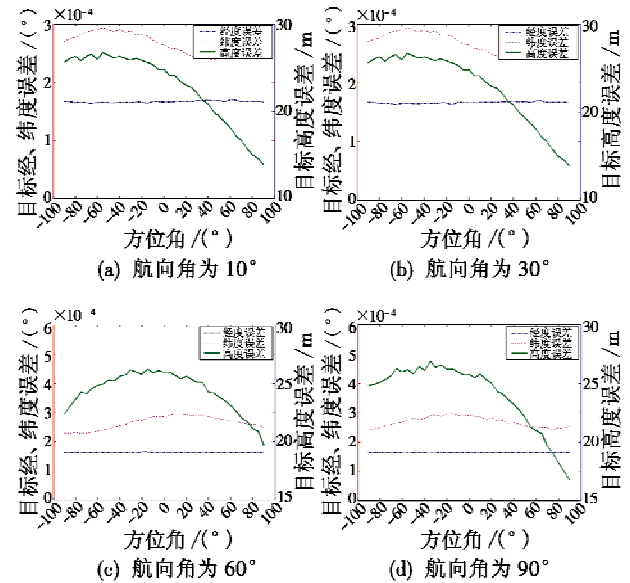


图10 不同载机航向角下目标经、纬度和高度误差变化情况
Fig.10 Change of target latitude, longitude and height error under different heading angles of drones

由图10可知,在研究航向角对定位经、纬度的影响情况时,当某一航向角对应得到的经度误差是最小值时,其纬度误差刚好是最大值;相反地,当某一航向角相应目标定位的经度误差是最大值时,其纬度误差刚好又是最小值。

3) 减震器振动角 $\Delta\theta_{bc}, \Delta\varphi_{bc}, \Delta\psi_{bc}$ 对目标定位精度的影响情况,见表2。

表2 目标定位精度随减震器振动角的变化情况
Table 2 Target positioning accuracy changes with the vibration angle of the damper

减震器振动角/(°)	目标的定位误差		
	经度/(°)	纬度/(°)	高度/m
0	0.000421	0.000365	19.895
0.03	0.000426	0.000368	19.987
0.06	0.000428	0.000374	20.132
0.09	0.000432	0.000379	20.725
0.12	0.000435	0.000382	21.294
0.15	0.000446	0.000386	21.850

由表2可知,当减震器振动角($\Delta\theta_{ba}, \Delta\phi_{ba}, \Delta\psi_{ba}$)从0°变化到0.15°时,目标的定位误差变化很小,由此可知振动角的改变对机载激光雷达系统目标定位精度的影响很小。

4) 载机坐标系下目标的位置(α, λ, R)精度对目标定位精度的影响情况。

如表3所示,当俯仰角 λ 从10°变化到90°时,目标定位的经度和纬度误差都在逐渐增大,但高度误差却在逐渐变小。

表3 相对俯仰角变化情况下的目标定位误差
Table 3 Target positioning error when the relative pitch angle changes

相对俯仰角/(°)	目标的定位误差		
	经度/(°)	纬度/(°)	高度/m
10	0.000486	0.000361	29.178
20	0.000489	0.000359	28.852
30	0.000490	0.000363	27.132
40	0.000492	0.000367	25.970
50	0.000497	0.000369	23.863
60	0.000504	0.000372	22.529
70	0.000508	0.000374	20.109
80	0.000509	0.000378	18.237
90	0.000511	0.000380	16.101

在研究相对距离 R 对目标定位的影响情况时,随着距离不断增大,目标定位的经、纬度误差及高度误差都会随之增大,且成正比,其变化曲线如图11所示。

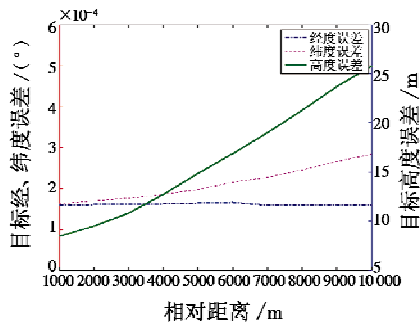


图11 目标定位精度与相对距离的关系

Fig. 11 Target positioning accuracy vs relative distance

根据以上的仿真分析可得,对目标定位精度有较大影响的因素依次为载机姿态误差、载机位置误差以

及目标相对位置的关系。针对上述参数对无人机目标定位精度的影响情况,结合当前的主流手段,对提升机载激光雷达目标定位精度提出一些可行的主要措施。

1) 在定位过程中,尽可能采用测量精度较高的相关设备,这样不仅可以提升每个测量环节数据的精准度,还可以使得目标定位的精度提高、误差变小,尤其是采用高精度的姿态测量仪器。

2) 结合当前精度较高、发展较快、前景广阔的SINS/GPS组合导航定位系统,将其装载到无人机上,可以得到高精度的载机位置信息,从而实现目标定位精度的提升。

3) 在数据分析和处理的层面上,可对计算以及测量得到的数据开展小波分析处理或Kalman滤波等数据处理。

4) 可以参考载机航向角与偏航角组合对目标定位精度的影响以及载机与目标的相对距离来设定载机的飞行轨迹,通过航路规划来提升目标定位的精准度。

5 结论

远程大口径舰炮发射制导弹药对岸打击需要精确的目标信息保障,为此本文设计了机载激光雷达目标定位的总体方案,并利用齐次坐标转换法完成了目标定位的计算过程。在算法和方案设计的基础上,利用蒙特卡罗方法,仿真分析了定位方法中存在的误差源对目标定位的影响情况,通过对载机定位误差、载机姿态导航误差、减震器振动角、目标相对载机的方位角、俯仰角和距离等影响因素的仿真比较,找出了对目标定位影响较为明显的误差源,并根据仿真结果提出了切实可行的提升目标定位精度的手段和方法,为后续基于机载激光雷达的远程大口径舰炮对岸精确打击技术研究奠定了相关理论基础。

参考文献

- [1] 孙世岩,朱惠民,宋敬,等. 舰炮制导弹药发展研究[J]. 火力与指挥控制, 2016,41(12):1-4, 8.
- [2] 吴中红,石章松. 对岸火力支援前沿侦察系统关键技术与作战样式[J]. 火炮发射与控制学报, 2015, 36(1):91-96.
- [3] 谢汉桥,郭青松,陈军,等. 中小型无人机作战用途及其弹药关键技术研究[J]. 飞航导弹, 2016(8):23-27.
- [4] KAR S P, RATH P. A continuum mixture model for moving pulsed laser phase change process[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2019, 140:388-396.
- [5] 何静,刘冉,肖宇峰,等. 融合RFID相位差和激光扫描的动态目标定位[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(2):81-88.

- 信息系统与技术,2010,1(1):1-4.
- [2] HOLLING C S. Resilience and stability of ecological systems [J]. Annual Review of Ecology and Systematics, 1973, 4:1-23.
- [3] ROSE A, LIAO S Y. Modeling regional economic resilience to disasters;a computable general equilibrium analysis of water service disruptions [J]. Journal of Regional Science, 2005, 45(1):75-112.
- [4] PIMM S L. The complexity and stability of ecosystems [J]. Nature, 1984, 307:321-326.
- [5] REGGIANI A, DE GRAAFF T, NIJKAMP P, et al. Resilience:an evolutionary approach to spatial economic systems [J]. Networks and Spatial Economics, 2002, 2(2):211-229.
- [6] GILLY J P, KECHIDI M, TALBOT D. Resilience of organisations and territories;the role of pivot firms [J]. European Management Journal, 2014, 32(4):596-602.
- [7] LARKIN S, FOX-LENT C, EISENBERG D A, et al. Benchmarking agency and organizational practices in resilience decision making [J]. Environment Systems and Decisions, 2015, 35(2):185-195.
- [8] WOODS D D. Four concepts for resilience and the implications for the future of resilience engineering [J]. Reliability Engineering and System Safety, 2015, 141:5-9.
- [9] 刘晓,赵海,张君,等. 互联网拓扑结构中的弹性网络特征 [J]. 东北大学学报:自然科学版,2016,37(4):486-489,495.
- [10] 林俊宇,王慧强,马春光,等. 一种基于 DAG 动态重构的认知网络服务迁移方法 [J]. 软件学报,2014,25(10):2373-2384.
- [11] 伍文,孟相如,刘芸江,等. IP 网络弹性路由层拓扑生成优化算法 [J]. 电子科技大学学报,2014,43(5):769-774.
- [12] 齐小刚,张碧雯,刘立芳,等. 复杂信息网络的弹性评估和优化方法研究 [J]. 计算机科学与探索,2018,12(8):1252-1262.
- [13] Defense Science Board. Resilient military systems and the advanced cyber threat [R]. Washington DC:Office of the Under Secretary of Defense for Acquisition, Technology and Logistics, 2013.
- [14] Office of the Chief Scientist of the U. S. Air Force. Technology horizons;a vision for air force science & technology during 2010-2030 [R]. Washington DC:U. S. Department of the Air Force, 2010.
- [15] 蓝羽石,周光霞,王珩,等. 韧性指挥信息系统构建机理及实现研究 [J]. 指挥与控制学报,2015,1(3):284-291.
- [16] 崔琼,李建华. 网络化指挥信息系统韧性问题探析 [J]. 空军工程大学学报:军事科学版,2016,16(2):40-43.
- [17] 石建伟,刘俊先,姜志平,等. 基于超网络的军事体系韧性评估 [J]. 指挥与控制学报,2017,3(3):213-217.
- [18] 崔琼,李建华. 网络化指挥信息系统弹性度量方法 [J]. 军事运筹与系统工程,2016,30(4):18-24,48.
- [19] 崔琼,李建华,王宏,等. 基于节点修复的网络化指挥信息系统弹性分析模型 [J]. 计算机科学,2018,45(4):117-121,136.
- [20] 席裕庚. 动态不确定环境下广义控制问题的预测控制 [J]. 控制理论与应用,2000,17(5):665-670.
- [21] 罗刚毅,钱柱中,陆桑璐. 一种基于网络感知的虚拟机再调度算法 [J]. 计算机学报,2015,38(5):932-943.
- [22] 陈磊,章兢,蔡立军,等. 基于网络感知的两阶段虚拟机分配算法 [J]. 湖南大学学报:自然科学版,2016,43(4):120-132.
- [23] 郑小禄,黄宁,徐侃. 基于超限学习机的通信网络弹性预测方法 [J]. 通信技术,2018,51(1):92-100.
- (上接第 25 页)
- [6] 赵弋峰. 激光运动目标空间定位与 KF 算法跟踪研究 [D]. 西安:西安电子科技大学,2016.
- [7] 吕昊,王兰. 激光雷达在运动目标定位中的应用 [J]. 激光杂志,2016,37(9):72-75.
- [8] 蔡明兵,刘晶红,徐芳. 无人机侦察多目标实时定位技术研究 [J]. 中国光学,2018,11(5):812-821.
- [9] 贺若飞,田雪涛,刘宏娟,等. 基于蒙特卡罗卡尔曼滤波的无人机目标定位方法 [J]. 西北工业大学学报,2017,35(3):435-441.
- [10] 邵慧. 无人机高精度目标定位技术研究 [D]. 南京:南京航空航天大学,2014.