

文章编号 1004-924X(2020)10-2323-14

机载光电平台的对地多目标定位

白冠冰, 宋悦铭*, 左羽佳, 王 宣, 孙明超

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:为实现无人机机载光电设备对多个目标的准确定位,提出了基于数字高程模型的多目标定位系统,建立了一种基于目标矢量的多目标定位模型。通过目标检测得到视场中各目标的像素坐标,解算出各目标的视轴矢量,融合无人机和光电侦察平台中各传感器的测量数据,计算出各目标的地理位置信息。实验结果表明,在 3 000 m 飞行高度下,对主目标的定位误差约为 16 m,对次目标的定位误差约为 26 m。分析了改进的滤波模型的效果,滤波后主目标定位误差减小到 7 m,次目标定位误差减小到约 11 m。通过飞行实验验证,证明工程效果与仿真实验结果基本一致。该方法具有定位实时性好,误差小,便于工程应用的优势。

关键词:多目标定位;目标矢量;机载光电平台;无人机;误差分析;滤波

中图分类号:V249 文献标识码:A doi:10.37188/OPE.20202810.2323

Multi-target geo-location based on airborne optoelectronic platform

BAI Guan-bing, SONG Yue-ming*, ZUO Yu-jia, WANG Xuan, SUN Ming-chao

(Chinese Academy of Sciences, Changchun Institute of Optics
Fine Mechanics and Physics, Changchun 130033, China)

*Corresponding author, E-mail: grace_ntang@126.com

Abstract: A multi-target positioning system based on a digital elevation model is proposed to realize the accurate positioning of multiple targets using the on-board optoelectronic equipment of an UAV. A multi-target positioning model based on the target vector is developed. The pixel coordinates of each target in the field of view are obtained through target detection. The boresight vector of each target can be obtained. The measurement data of each sensor in the drone and optoelectronic reconnaissance platform are combined to calculate the geographical position information of each target. For a flight height of 3000 m, the experimental results show that the positioning error for the main target is approximately 16 m, whereas that for the secondary target is approximately 26 m. The effect of the improved filtering model is analyzed. After filtering, the positioning error of the main target is reduced to 7 m, whereas that of the secondary target is reduced to approximately 11 m. The verification of the flight experiment demonstrates that the engineering effect is basically consistent with the simulation experiment result. This method has the advantages of good real-time positioning, a small error, and facile engineering application.

收稿日期:2020-03-02;修订日期:2020-04-29.

基金项目:吉林省重点科技研发项目资助(No. 20180201054SF)

Key words: multi-target positioning; target vector; airborne optoelectronic platform; UAV; error analysis; filtering

1 引言

作为侦察测量领域的重要工具,机载光电侦察测量设备在航空侦察及民用防护等领域发挥着重要作用。目标定位是通过测量解算得到目标位置信息的过程,是光电平台的一种重要功能。目前机载光电测量设备传统的定位方法是单点定位,即通过飞机导航系统测姿及光电平台的测角和激光测距对侦察区域图像中心十字丝指向的目标进行定位^[1-4]。随着多目标检测识别和跟踪等技术的发展,光电平台时常需要对视场中的多个目标同时进行定位。传统的单点定位难以适应光电设备的需求。因此,如何实现光电设备的多目标实时高精度定位成为航空侦察领域的发展方向之一。

为实现光电侦察设备对目标的高精度定位,广大学者对各种定位算法进行了探讨和研究。王宣^[5]通过传统定位算法得到主目标的位置信息,以主目标的高度为基准,根据次目标的图像点信息,最终得到多个目标的位置信息,该方法适合于平坦地面的多目标定位,在高度跨度大的区域,定位误差较大。阎明等根据光电平台得到其他目标与主目标的角度关系,结合飞机的高度得到各目标相对平台的距离,从而实现对各目标的定位。Han^[6]等提出使用 SIFT 算法提取出目标在多帧图像下的特征点,通过三维重建完成对目标的定位,该方法需要进行特征点匹配,运算复杂度比较高,难以实现实时定位。Eric J. Stich^[7]等提出采用基于 WGS-84 坐标系的椭球模型对地面目标进行定位。但由于这种方法未考虑到目标区域的高程信息,因此当目标区域的地形起伏很大时会出现较大的定位误差。Farmani^[8]等提出一种基于扩展卡尔曼滤波的多目标定位方法,结合动态加权图确定目标密集区域,然后采用模型预测控制算法进行姿态优化,以提高多目标定位精度。

本文分析了各种多目标定位方法的优缺点^[9-10]后,结合现在数字地图的广泛应用性,本文提出了一种基于数字高程模型(Digital Elevation Model, DEM)的多目标定位方法,该方法的基本

原理如下:首先根据飞机导航系统给出的姿态信息、光电平台的测角信息和目标在图像中的位置信息,可得到多个目标的视轴指向矢量,然后依据 DEM 信息构建基于目标的椭球模型,得到各目标的位置信息,最终实现对同一视场中多个目标的实时定位。该方法相比现有的多目标定位方法,减小了地面起伏导致的定位误差,可有效提高位置测量精度,且具有更广泛的战场适用性。

2 基本工作原理

多目标定位系统主要由光电平台、飞机导航系统和 DEM 数据存储单元等部分组成,其中光电平台安装于飞机机头,采用两轴四框架结构,内部有成像载荷,激光测距机,测角编码器等。多目标定位的基本原理如图 1 所示,在飞机飞行过程中,光电平台在搜索到感兴趣区域后,主目标会被锁定到视场中心区域,此时定位系统采集测角系统输出的俯仰角和方位角,POS 输出的飞机姿态和位置,激光测距机输出的距离信息,通过坐标转换运算,得到主目标的地理位置信息。而对于视场中的次目标,通过目标检测模块可得到次目标在视场像面中的图像坐标值 (x_i, y_i) ,由此可计算出次目标的目标矢量 L_i ,根据测量得到的角度信息对目标矢量进行坐标转换,结合 DEM 高程数

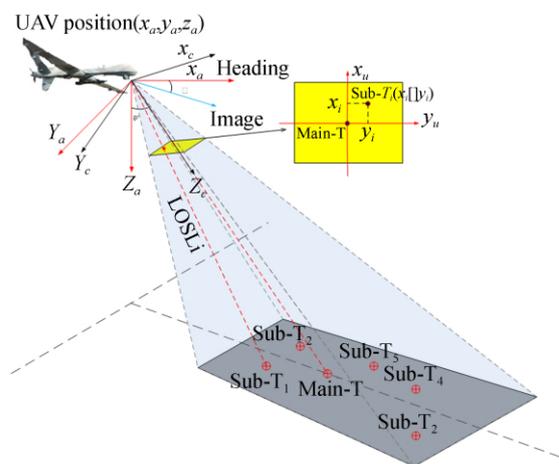


图 1 多目标定位原理示意图

Fig. 1 Schematic diagram of multi-target localization

据和地球椭球模型,可计算得到各个次目标的位置信息。

3 多目标定位的关键技术

3.1 基础坐标变换

3.1.1 坐标系建立

建立合适的辅助坐标系是定位解算的基础,本文建立了六个辅助坐标系,分别为大地坐标系,地球直角坐标系,载机地理坐标系,载机坐标系,基座坐标系以及相机坐标系。具体描述如下:(1)大地坐标系 $C(M, L, H)$:建立的基准为国际地球参考系统 WGS-84 系统,采用经纬度和大地高 (M, L, H) 表示空间任一点的位置,其中 L 代表经度, M 代表纬度, H 代表大地高。(2)地球直角坐标系 $G(O_g-X_g Y_g Z_g)$:根据参考椭球面建立的笛卡尔直角坐标系,原点为参考椭球面的中心点; Z 轴由原点指向地球北极; X 轴由原点指向本初子午圈与赤道圈在椭球面上的交点; Y 轴与 X 轴, Z 轴形成右手坐标系法则。地球直角坐标系中空间任一点的坐标值用 (x_g, y_g, z_g) 表示。(3)地理坐标系 $S(O_s-X_s Y_s Z_s)$:原点即为载机的位置点,为北东地坐标系。 X 轴指向正北方向, Z 轴指向垂直向下, Y 轴与 X, Z 轴构成右手笛卡尔坐标系。在地理坐标系中任一点的坐标表示为: (x_s, y_s, z_s) 。(4)载机坐标系 $A(O_a-X_a Y_a Z_a)$:载机坐标系与载机地理坐标系具有相同的原点,其 X 轴指向机头方向, Z 轴指向载机垂直向下, Y 轴与 X, Z 轴共同组成右手坐标系。(5)基座坐标系 $B(O_b-X_b Y_b Z_b)$:原点与载机坐标系重合, Z 轴垂直安装基准水平面向下, X 轴指向机头, Y 轴与 X, Z 轴共同组成右手坐标系。(6)相机坐标系 $T(O_t-X_t Y_t Z_t)$:原点位于相机的投影中心位置, Z 轴为视轴线指向方向, Z 轴垂直向下时, X 轴指向飞机正前方, Y 轴与 X, Z 轴共同组成右手坐标系^[11-13]。

3.1.2 坐标系转换过程

大地坐标系是以 WGS-84 参考椭球模型为基准建立的,因此空间一点的大地坐标值表示 (M, L, H) 到地球直角坐标系 (X, Y, Z) 的转换可以通过几何关系得到:

$$\begin{aligned} X &= (N + H)\cos M\cos L, \\ Y &= (N + H)\cos M\sin L, \\ Z &= (N(1 - e^2) + H)\sin M, \end{aligned} \quad (1)$$

其中: e 表示第一偏心率 $e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$, H 表示目标高度信息, WGS-84 椭球模型下,地球长半轴 $a = 6\,378\,137\text{ m}$,短半轴 $b = 6\,356\,752\text{ m}$ 。 N 为该点处对应的卯酉圈曲率半径: $N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 M}}$ 。

根据组合导航系统(POS)给出的飞机经纬高信息 (M_a, L_a, H_a) ,可使用公式(1)得到其地球直角坐标表示 (X_a, Y_a, Z_a) 。

根据图 2(a)中地球直角坐标系与地理坐标系的定义和位置关系,根据空间坐标系转换原理,得到地理坐标系转换到地球直角坐标系的过程为:绕 Y_s 轴旋转角度 $90^\circ + M_a$,之后绕 Z_s 轴旋转角度 $-L_a$,最后分别沿 X_s, Y_s, Z_s 平移 (X_a, Y_a, Z_a) ,由此可完成转换过程,具体的转换矩阵可表示如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}'_s(M_a, L_a) &= \mathbf{R}(M_a)\mathbf{R}(L_a) = \\ &= \begin{bmatrix} -C_{L_a}C_{M_a} & -S_{L_a} & -C_{L_a}C_{M_a} & 0 \\ -S_{L_a}S_{M_a} & C_{L_a} & -S_{L_a}C_{M_a} & 0 \\ C_{M_a} & 0 & -S_{M_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_s(M_a, L_a, H_a) &= \mathbf{R}(M_a)\mathbf{R}(L_a)\mathbf{R}(H_a) = \\ &= \begin{bmatrix} -C_{L_a}C_{M_a} & -S_{L_a} & -C_{L_a}C_{M_a} & X_a \\ -S_{L_a}S_{M_a} & C_{L_a} & -S_{L_a}C_{M_a} & Y_a \\ C_{M_a} & 0 & -S_{M_a} & Z_a \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (3)$$

其中: $C_L = \cos L, S_L = \sin L, \mathbf{R}'$ 用于空间矢量的坐标转换,而 \mathbf{R} 用于空间点坐标的坐标转换。 (M_a, L_a, H_a) 表示飞机位置信息。

根据图 2(b)中给出的关系可知,载机坐标系是地理坐标系经过一定的姿态角度转换得到,飞机组合导航系统可实时测量飞机三轴姿态角(航向、俯仰、横滚) $(\lambda, \theta, \kappa)$,由此可得到二者的转换过程:载机坐标系先绕 Z_a 轴旋转角度 $-\lambda$,之后绕旋转后的 Y_a 轴旋转角度 $-\theta$,最后绕 X_a 轴旋转角度 $-\kappa$,转换矩阵可表示如式(4)所示。

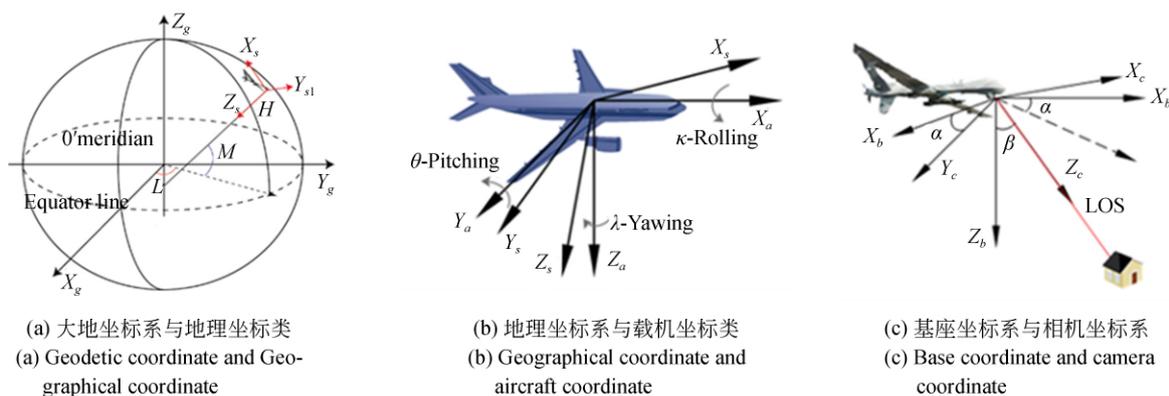


图 2 各标系定义及其关系

Fig. 2 Definition of coordinate systems and their relations

光电平台在安装到飞机上时,光电平台的基准坐标系与载机的坐标系会存在对准的偏差角,这些角度可在安装完成后通过地面标校得到,安

装的方位、俯仰和横滚偏差角分别表示为 (f, t, p) , 转换过程与公式(4)方式类似。其转换矩阵可表示如式(5)所示:

$$R_s^a(\lambda, \theta, \kappa) = R(\lambda)R(\theta)R(\kappa) = \begin{bmatrix} C_\lambda C_\theta & C_\lambda S_\theta S_\kappa - S_\lambda C_\kappa & C_\lambda S_\theta C_\kappa + S_\lambda S_\kappa & 0 \\ S_\lambda C_\theta & S_\lambda S_\theta S_\kappa + C_\lambda C_\kappa & S_\lambda S_\theta C_\kappa - C_\lambda S_\kappa & 0 \\ -S_\theta & C_\theta S_\kappa & C_\theta C_\kappa & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$R_b^a(f, t, p) = R(f)R(t)R(p) = \begin{bmatrix} C_f C_t & C_f S_t S_p - S_f C_p & C_f S_t C_p + S_f S_p & 0 \\ S_f C_t & S_f S_t S_p + C_f C_p & S_f S_t C_p - C_f S_p & 0 \\ -S_t & C_t S_p & C_t C_p & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

光电设备在对感兴趣区域进行侦察时,相机随转台转动,使视轴线 LOS 指向视场中心目标,此时相机坐标系相对基座坐标系有方位角 α 和俯仰角 β 。转换矩阵可表示为:

$$R_b^c(\alpha, \beta) = R(\alpha)R(\beta) = \begin{bmatrix} C_\alpha C_\beta & -S_\alpha & C_\alpha S_\beta & 0 \\ S_\alpha C_\beta & C_\alpha & S_\alpha S_\beta & 0 \\ -S_\beta & 0 & C_\beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (6)$$

3.2 多目标定位模型的建立

3.2.1 主目标定位

如图 1 所示,主目标位于视场中心,在相机坐标系中的齐次坐标表示为: $T_m = [x_m^c \ y_m^c \ z_m^c \ 1]^T = [0 \ 0 \ r \ 1]^T$, 其中 r 表示目标与光电平台的距离,可由激光测距机测得。经过从相机坐标系到大地直角坐标系的坐标系,可计算得到目标的地理信息。如图 3 所示。

根据齐次坐标转换方法,可以得到主目标在

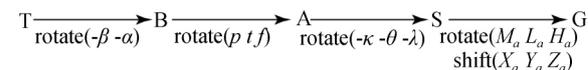


图 3 坐标转换过程

Fig. 3 Coordinate transformation process

地球直角坐标系下的坐标值^[14]:

$$T_m^g = \begin{bmatrix} x_m^g \\ y_m^g \\ z_m^g \\ 1 \end{bmatrix} = R_s^g \cdot R_a^s \cdot R_b^a \cdot R_t^b \cdot T_m^c. \quad (7)$$

目标的地理信息(即经纬高)可根据其地球直角坐标系下的坐标值,采用迭代法进行求解。规定北半球纬度为正,南半球纬度为负;东经为正,西经为负。迭代公式的初值由公式(8)给出,使用公式(9)进行迭代。

$$N_0 = a$$

$$H_0 = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} - \sqrt{ab}$$

$$M_0 = \tan^{-1} \left[\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \left(1 - \frac{e^2 N_0}{(N_0 + H_0)} \right)^{-1} \right], \quad (8)$$

$$N_i = a \sqrt{1 - e^2 \sin^2 M_{i-1}}$$

$$H_i = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{\cos M_{i-1}} - N_i$$

$$M_i = \tan^{-1} \left[\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \left(1 - \frac{e^2 N_i}{(N_i + H_i)} \right)^{-1} \right]. \quad (9)$$

经过 4~5 次迭代后,该方法可保证 H 的计算精度达到 0.001 m, 纬度 M 的计算误差达到 0.000 01'' 级别, 精度可满足机载定位需求。

经度计算方式如下:

$$L = \tan^{-1} \left(\frac{y_m^g}{x_m^g} \right), \quad (10)$$

其中,

$$L_m = \begin{cases} L, & x_m^g > 0 \\ L + \pi, & x_m^g < 0, L < 0. \\ L - \pi, & x_m^g < 0, L > 0 \end{cases} \quad (11)$$

采用上述方法可计算得到主目标的地理信息 (M_m L_m H_m)。

3.2.2 基于 DEM 的次目标定位

对光电平台视场中次目标的定位方法基本原理为:通过坐标转换得到目标矢量,再经过计算目标矢量与椭球面的交点坐标,进而得到次目标的位置信息。

如图 4 所示,拍摄时次目标(Sub-target)的图像在图像中的像素点坐标为 (x_u, y_u) , 成像探测器像元尺寸为 σ , 成像时相机的焦距为 τ 。根据光学系统成像原理,原点 O 与像点 m 和次目标点共线, 由此可得到次目标的目标矢量(Tar-vector)在相机坐标系下的坐标表示: $T'_{si} = [\sigma x_u \ \sigma y_u \ \tau \ 1]^T$ 。

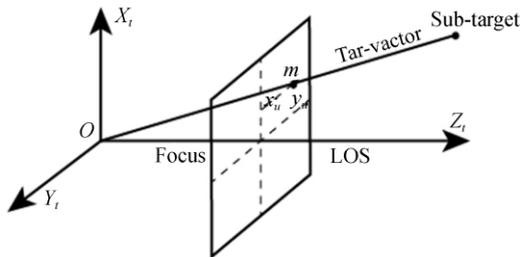


图 4 次目标成像原理图

Fig. 4 Diagram of sub-target imaging principle

根据章节 3.1.2 中的坐标转换过程,得到目标矢量在地球直角坐标系下的坐标表示:

$$T'_{si} = \begin{bmatrix} l_{si}^g \\ m_{si}^g \\ n_{si}^g \\ 1 \end{bmatrix} = R'_{s'} \cdot R_s \cdot R_a^a \cdot R_t^t \cdot T'_{si}. \quad (12)$$

飞机在地球直角坐标中的坐标表示可通过 POS 系统得到, $O_E = [x_a \ y_a \ z_a]^T$, 次目标在地球直角坐标系下的坐标表示为 $[x_i^E \ y_i^E \ z_i^E]^T$, 根据空间直线原理,有:

$$\frac{x_i^E - x_a}{l_{si}^g} = \frac{y_i^E - y_a}{m_{si}^g} = \frac{z_i^E - z_a}{n_{si}^g}. \quad (13)$$

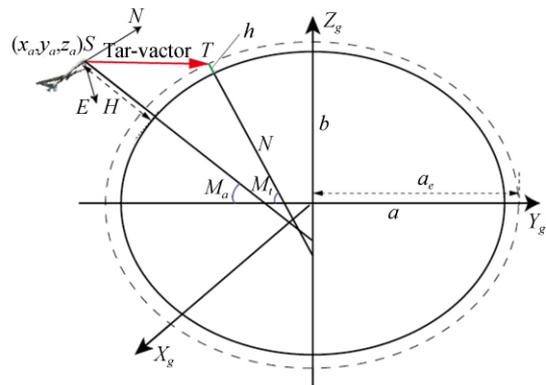


图 5 次目标定位原理图

Fig. 5 Schematic of the sub-target positioning

假设拍摄目标高度为 h , 如图 5 所示, 则根据地球椭球面计算公式, 建立新的目标椭球面公式如式(4):

$$\frac{(x_i^E)^2}{(a+h)^2} + \frac{(y_i^E)^2}{(a+h)^2} + \frac{(z_i^E)^2}{(b+h)^2} = 1. \quad (14)$$

结合式(13)和式(14)可得到目标位置计算方程式如式(15):

$$(b+h)^2 \left[(x_i^E)^2 + \left(\frac{m_{si}^g}{l_{si}^g} (x_i^E - x_a) - y_a \right)^2 \right] + (a+h)^2 \left(\frac{n_{si}^g}{l_{si}^g} (x_i^E - x_a) - z_a \right)^2 - (a+h)^2 (b+h)^2 = 0. \quad (15)$$

式(15)为关于 x_i^E 的一元二次方程, 可解出两个解, 选取离飞机近的点为目标解, 然后将其代入式(13), 可得到次目标在地球直角坐标系下的坐标 (x_{si}, y_{si}, z_{si}) 。根据章节 2.2.1 中的方法, 可

得到其经纬高信息(M_{si}, L_{si}, H_{si})。

传统多目标定位算法假定侦察目标区域为平坦地面,因此,在对次目标位置进行解算时,假定其高度 h 与主目标相同,并以此为前提完成对次目标位置的解算^[5]。该方法在用于地势高度起伏

比较明显区域的目标时,会导致很明显的定位偏差。如图 6(a)所示,次目标点的位置位于红色点位,但是使用传统多目标定位方法时,解算出的次目标点位置为绿色点,这明显影响了定位的效果(彩图见期刊电子版)。

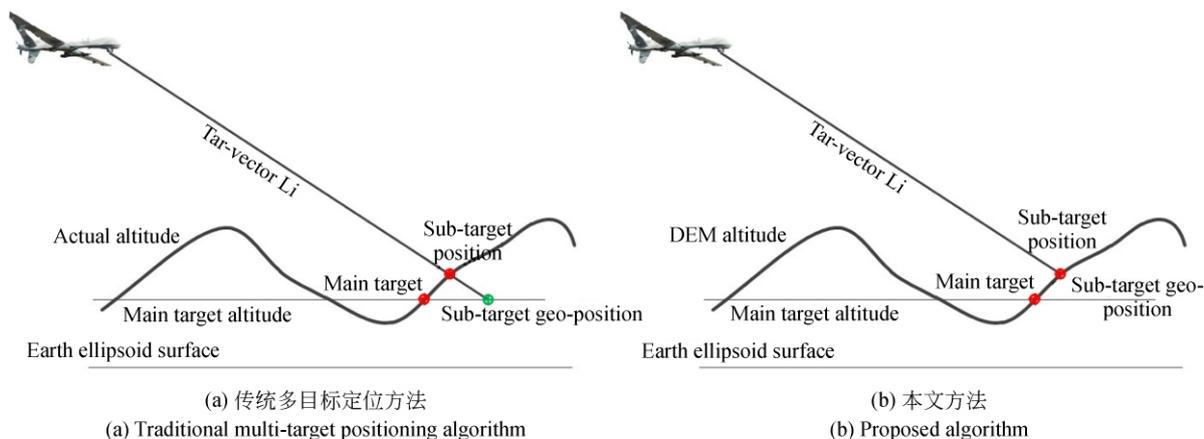


图 6 山丘区域次目标定位效果图

Fig. 6 Schematic of sub-target geo-position in mountainous regions

为解决上述问题,提高多目标定位中次目标的定位精度,本文提出在定位方法中加入数字高程模型。数字高程模型(DEM)是针对地形的数字建模过程,它利用有限的高程数据实现对复杂地面的近似模拟,可表征地表高度信息。目前在全球应用比较广泛的 DEM 数据主要有美国地质调查局的 GTOP30 数据,美国国家航空局(NASA)和美国国防部国家测绘局(NIMA)的联合数据 SRTM 以及 NASA 和日本经济产业省的(METI)联合的 ASTER GDEM,其中 ASTER GDEM 成像较新,空间分辨率较高,目前应用也最为广泛,其分辨率可达到 $1'' \times 1''$ (相当于 30 m 栅格分辨率),采用 GeoTiff 图片格式,每个文件覆盖地球表面 $1^\circ \times 1^\circ$ 。可通过 Matlab 等软件来读取 DEM 图片中各点的高度信息^[15]。

使用 DEM 信息对次目标定位的原理如图 6(b)所示,根据 DEM 信息,可以准确地获取目标位置的**实际高度 h

,然后通过图 5 所示的求解方法来计算目标的地理位置信息,该方法可以有效减少地形起伏对次目标定位精度的影响。基于 DEM 的目标定位方法的具体解决方案原理如图 7 所示。该方法可有效降低地势起伏对次目标定位精度的影响。

基于数字高程模型对次目标定位可通过迭代收敛的方法实现。如图 7 所示,取侦察区域的 DEM 中的最大值 H_{max} 作为运算初始值 H_0 ,通过定位算法,计算得到其对应经纬度(M_0, L_0),根据 DEM 模型可查找出该经纬度对应的高度信息 h_0 ,若 $H_0 - h_0 > 0$,则取 $H_1 = H_0 - \epsilon_h$,由此可进行迭代运算。经过 n 次迭代后直到出现 $H_n - h_n < 0$ 为止,由此可得到次目标的位置信息(M_{si}, L_{si}, H_{si})。通过该方法可将次目标的高度误差控制在 ϵ_h 以内,可有效提高目标定位精度。

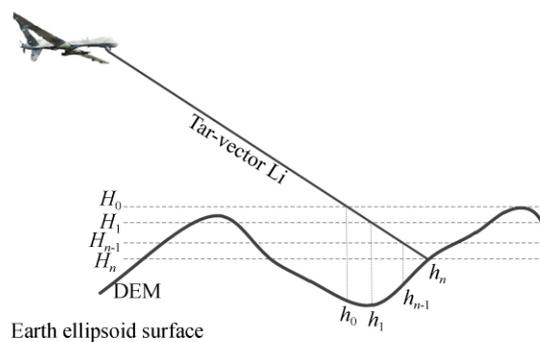


图 7 基于 DEM 的定位方法原理图

Fig. 7 Diagram of geo-position based on DEM

然而,通常在获取目标区域数字高程模型时,难以避免会存在一定误差值,例如 NASA 与 METI 发布的全球数字高程信息 ASTER-GDEM-V2,其高程精度在不同区域误差可达 5~30 m 不等,这些高程误差无疑将影响次目标的定位精度。为减小这一误差的影响,本文结合机载光电设备特点,对高程误差进行修正,以提高定位精度。

从章节 2.2.1 中可知,光电侦察吊舱可实现对主目标的定位,并由此可得到主目标的高度信息,在实际应用时,该高程信息存在误差 φ_1 ,该误差值可通过飞行前的仿真分析得到,假设该目标区域数字高程均方根误差 φ_2 ,本文引入误差系数 ω ,令:

$$\omega = \frac{\varphi_1}{\varphi_1 + \varphi_2}. \quad (16)$$

由此可认为主目标修正后的目标高度:

$$H = \omega H_1 + (1 - \omega) H_2, \quad (17)$$

其中: H_1 表示主目标测量高度, H_2 表示主目标在数字高程模型中的高度值。

本文进行多目标定位是针对光电侦察设备同一视场的多个目标,由于视场区域较小,有理由认为这一区域的数字高程误差值相同,因此可得到该区域任意位置修正后的高程信息为:

$$h' = h + (H - H_2) = h + \omega(H_1 - H_2). \quad (18)$$

多目标定位方法过程如图 8 所示。结合 DEM 信息和主目标高程数据,经过迭代运算,可得到次目标的位置信息 (M_{si}, L_{si}, H_{si}) 。

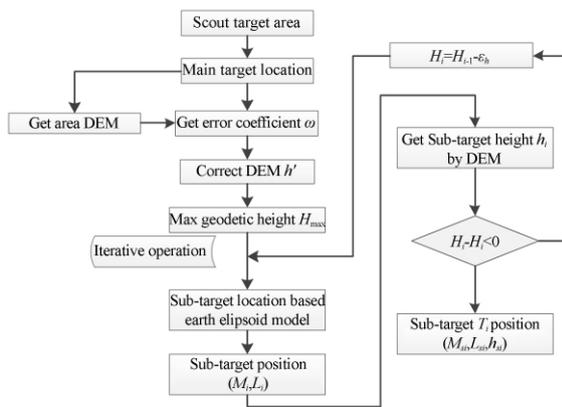


图 8 本文多目标定位算法流程图

Fig. 8 Process of multi-target positioning method by this paper

3.3 多目标定位的自适应滤波

基于 DEM 的多目标定位精度受测量单元误

差噪声的影响,采用合适滤波方法可对噪声信号有一定抑制作用,从而提高定位精度。分析各种定位算法的优缺点,考虑本文算法可用于动态或静态目标,本文采用卡尔曼滤波算法进行数据融合处理,以提高定位精度,而结合实际测量噪声的不确定性,为提高滤波模型的准确性,减小滤波发散风险,本文采用优化的自适应滤波方法^[16-17]。

卡尔曼滤波“当前”状态是根据上一状态量解算出来的,设采样时间为 T ,则目标的运动状态方程:

$$\mathbf{X}(k) = \mathbf{A}\mathbf{X}(k-1) + \mathbf{B}\mathbf{U}(k-1) + \mathbf{W}(k-1), \quad (19)$$

其中 $\mathbf{X}(k)$ 表示在 k 时刻目标的状态量:

$$\mathbf{X}(k) = [x(k), v_x(k), y(k), v_y(k), z(k), v_z(k)]^T,$$

其中状态变量 $x(k), v_x(k), y(k), v_y(k), z(k), v_z(k)$ 分别表示目标在经度、纬度和高度方向的位置和速度。由于系统没有控制量,因此 $\mathbf{B}(k) = 0$, \mathbf{A} 表示系统状态转移矩阵:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$\mathbf{W}(k)$ 表示系统的状态噪声,分布类型为高斯噪声序列,其期望值为 $q(k)$,协方差为 $Q(k)$ 。

系统的观测方程如下:

$$\mathbf{Y}(k) = \mathbf{H}\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k), \quad (20)$$

其中: $\mathbf{Y}(k)$ 为系统测量值,表示目标在 k 时刻的测量值, $\mathbf{Y}(k) = [y_x(k), y_y(k), y_z(k)]^T$, 分别表示测量得到的经纬高信息, \mathbf{H} 表示系统观测矩阵:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$\mathbf{V}(k)$ 表示观测噪声,分布类型为高斯噪声序列,其期望值为 $v(k)$,协方差为 $\mathbf{R}(k)$ 。由此可得卡尔曼滤波器的递推方程如下:

$$\mathbf{X}(k/(k-1)) = \mathbf{A}(k)\mathbf{X}(k-1),$$

$$\mathbf{P}(k/(k-1)) = \mathbf{A}(k)\mathbf{P}(k-1)\mathbf{A}^T(k) + \mathbf{Q},$$

$$\begin{aligned} \mathbf{K}(k) &= \frac{\mathbf{P}(k/(k-1)) \mathbf{H}^T(k)}{\mathbf{H}(k) \mathbf{P}(k/(k-1)) \mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)}, \\ \mathbf{X}(k) &= \mathbf{X}(k/k-1) + \mathbf{K}(k)(\mathbf{Y}(k) - \mathbf{H}\mathbf{X}(k/k-1)), \\ \mathbf{P}(k) &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k))\mathbf{P}(k/(k-1)). \end{aligned} \quad (21)$$

由以上公式可知,噪声是卡尔曼滤波器的重要组成部分,噪声值估计的准确性将影响滤波器的性能。一般情况下,标准卡尔曼滤波默认观测噪声和系统噪声为高斯白噪声,而实际应用中,噪声值是难以预估的,本文根据统计学原理,采用相当数量误差的算术平均值代替误差的期望,利用这些误差和其期望得到误差的近似方差值。根据统计学原理,这样的代替是一种无偏估计。

$$\begin{aligned} \mathbf{q}(k) &= \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{X}(k) - \mathbf{A}(k)\mathbf{X}(k-1)), \\ \mathbf{q}_w(k) &= \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{X}(k) - \mathbf{A}(k)\mathbf{X}(k-1) - \mathbf{q}(k)), \\ \mathbf{r}(k) &= \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{X}(k) - \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k/k-1)), \\ \mathbf{r}_w(k) &= \frac{1}{k} \sum_{j=1}^k (\mathbf{X}(k) - \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k/k-1) - \mathbf{r}(k)). \end{aligned} \quad (22)$$

使用公式(21)可推算出可替代估计的观测噪声和系统噪声的统计量。其中 $\mathbf{q}(k)$ 可表示为系统噪声的期望, $\mathbf{r}(k)$ 可表示为观测噪声的期望,将 $\mathbf{q}_w(k)$ 中每个元素的平方作为矩阵对角元素,其他元素均设置为 0 的矩阵即为 $\mathbf{Q}(k)$, 将 $\mathbf{r}_w(k)$ 中每个元素的平方作为矩阵对角元素,其他元素均设置为 0 的矩阵即为 $\mathbf{R}(k)$ 。对于时变系统而言,新旧数据不可一概而论,应逐渐剔除过于陈旧的数据,增大新数据的权重,本文采用一种简便实用的方法完成新旧数据的剔除,根据数据的特点,可使用当前状态前的 200 帧数据完成对噪声统计的无偏估计,这样可随着新数据的采集不断剔除旧数据,由此可实现对噪声的实时、准确估计,从而准确完成对状态量的估计。

4 实验与分析

定位误差分析是判断一种定位方法科学与否的重要依据。本文进行了多种仿真模拟实验和实际飞行实验,以充分体现算法的性能。从算法的

理论分析和其他文献的研究中可知,多目标定位算法中主目标的定位精度主要受各测量单元精度和测量距离的影响,且针对此方向的研究较多,本文不再进行过多阐述。影响次目标定位误差的环节除了上述主目标的影响因素外,还包含目标位置高度误差、测量斜距等,针对此方向的研究较少。本文将对此进行着重分析。

4.1 算法仿真试验及有效性验证

首先通过仿真模拟的方法来验证本文算法的可行性及定位精度。为尽量模拟实际工程应用环境,本文采用蒙特卡洛法进行模拟分析,蒙特卡洛法是通过计算机产生符合条件的随机数据,用于替代实际试验中难以获得的数据^[18]。试验中采用的各参数的误差分布均是根据各测量单元产品说明书提供的标定值^[19]确定的,如表 1 所示。试验中采用的数字高程模型为 NASA 发布的 ASTER GDEM-V2,为真实地球高程模型,分辨率可达到 $1'' \times 1''$ (经度,纬度),每张图片覆盖范围为 $1^\circ \times 1^\circ$,包含 $3\,600 \times 3\,600$ 个点高度信息,根据经纬度位置信息,使用 Matlab 等软件可读取 DEM 图片中对应点的高度信息。其在试验测量区域的平均误差为 15 m。

表 1 随机误差分布表

Tab. 1 Distribution of random errors

误差名称	随机分布	误差值 σ
脱靶量 x	正态分布	2 pixel
脱靶量 y	正态分布	2 pixel
相机焦距	正态分布	0.1 mm
UAV 经度	正态分布	$1 \times 10^{-4} (^\circ)$
UAV 纬度	正态分布	$1 \times 10^{-4} (^\circ)$
UAV 高度	正态分布	10 m
UAV 俯仰	正态分布	$0.02 (^\circ)$
UAV 横滚	正态分布	$0.02 (^\circ)$
UAV 航向	正态分布	$0.05 (^\circ)$
平台俯仰角	均匀分布	1 mrad
平台方位角	均匀分布	1 mrad

为验证本文方法在对地势起伏明显区域的目标定位时的精度,在一片地势高度变化明显的区域图像中选取高度不同的各目标进行定位,仿真中载机和平台参数如表 2 所示。

表 2 地理信息定位名义值

Tab.2 Data in geo-location program

参数名称	无人机位置			无人机姿态			平台角度		相机参数	
	$M_a/(^\circ)$	$L_a/(^\circ)$	H_a/m	$\theta/(^\circ)$	$\kappa/(^\circ)$	$\lambda/(^\circ)$	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$	τ/mm	$\sigma/\mu m$
数值	42.109 5	124.323 1	3 000	0.3	0.01	120.3	30.1	60.2	50	2.8

为充分体现误差特性,对图像中每个目标点均采用蒙特卡洛法,取 100 次随机变量进行仿真计算,得到仿真结果如图 9 所示。

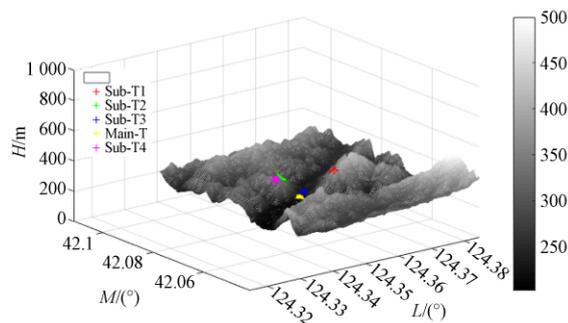


图 9 基于 DEM 的定位结果

Fig. 9 Location results based on DEM

图中 Main-T 表示主目标,Sub-Ti 为各个次目标。主目标高度误差为 7.2 m,根据公式(18),得到修正后 DEM 误差为 9.73 m。相比原高程模型,精度提高了 5.3 m。

为证明本文算法相比传统的多目标定位方法^[5]的优势,在相同的目标位置区域采用传统的多目标定位方法进行模拟,得到仿真结果如图 10 所示。

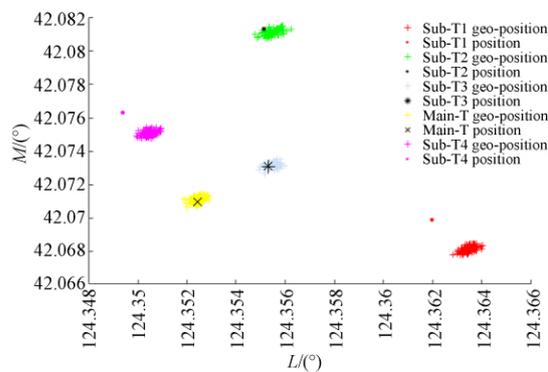


图 10 传统方法定位结果

Fig. 10 Location results based on traditional method

试验中,目标定位精度通常采用平面均方根误差(RMS)进行评价。根据 WGS-84 坐标系,假定目标位置真值为 (M_m, L_m, H_m) ,则其对应的子午圈半径可表示为:

$$N_L = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 M)^{3/2}}$$

进而可得到评价目标定位精度的平面误差:

$$\sigma_r = \sqrt{[\sigma_M(N + H_m) \cos M_m]^2 + [\sigma_L(N_L + H_m)]^2} \quad (23)$$

仿真试验得到的结果汇总如表 3 所示。

表 3 定位误差结果

Tab.3 Location error

数据名称	Main target	Sub-target1	Sub-target2	Sub-target3	Sub-target4
实际值 经度/(°)	124.352 3	124.362 0	124.355 2	124.355 4	124.349 3
实际值 纬度/(°)	42.070 8	42.069 9	42.081 4	42.073 2	42.076 2
实际值 高/m	227.31	363.49	256.73	234.42	325.74
与主目标高度差/m	0	136.18	29.42	7.11	98.43
传统方法的 RMS 误差	16.56	212.06	60.51	37.12	156.53
基于原高程模型的 RMS 误差	16.53	33.36	32.28	31.15	32.61
基于修正高程模型的 RMS 误差	16.47	25.11	24.97	25.12	26.34

从表 3 中结果可知:(1)采用本文算法目标定位算法结合 ASTER GDEM-V2 高程模型,可实

现对地表区域的多目标定位,验证了算法的有效性。(2)本文的多目标定位方法相比于传统方法,主目标定位精度基本保持一致,而各个次目标的定位精度均有明显的提升,且经过修正高程模型,定位精度可得到进一步提高。体现出本文算法的优势。

测试区域地面起伏越明显,即次目标与主目标的高度差越大,则传统多目标定位误差越大,而基于 DEM 的多目标定位精度则基本不受影响,为进一步量化分析这一结论,本文通过仿真试验分析了高度差对两种定位算法的精度影响。

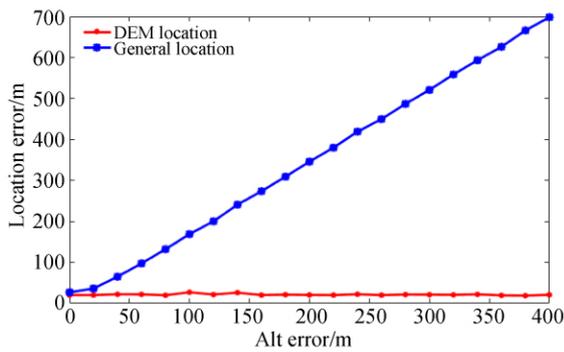


图 11 定位误差随目标区域高程变化图

Fig. 11 Location error curve with altitude difference

图 11 中蓝色曲线表示传统多目标定位方法次目标定位结果随高度差的变化曲线,红色曲线表示基于 DEM 定位方法的结果(彩图见期刊电子版),为避免偶然误差,采用蒙特卡洛法,实验中每个点的误差值为 1 000 次仿真实验误差值的均方根。通过分析图 11 两种方法误差曲线图可知,随着次目标与定位主目标的高度差距变大,传统多目标定位方法的定位误差基本呈线性增大,而基于 DEM 的多目标定位方法误差稳定,不受地势变化的影响,其误差量主要受视轴指向误差影响,在地势平坦区域,两种定位方法效果相似,但在地势崎岖的山区或丘陵地带,本文方法具有十分明显的优势。

4.2 俯仰角和测角误差对定位精度影响

机载光电平台的一般工作方式是:无人机挂载光电设备在空中平稳飞行,地面控制人员操作光电平台进行方位和俯仰角变化,对感兴趣位置进行侦察测量^[20]。在进行定位解算时,由于飞机导航系统、光电平台测角单元及提取像素坐标等

误差的存在,导致解算得到的视轴线与实际视轴线存在一定的误差角,称为视轴指向误差,从理论计算方法可知,视轴指向误差只与各测量参数误差有关,不受目标位置变化影响。经分析,随着光电平台俯仰角度的变化,视轴指向俯仰角会发生变化,此时,相同视轴指向误差角下,定位误差将发生变化。

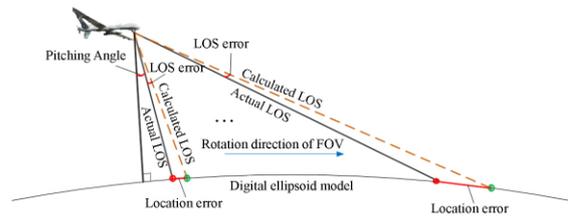


图 12 定位误差随视轴俯仰角变化示意图

Fig. 12 Schematic of location error changing with pitching angle

如图 12 所示,随着视轴线仰角的增大,相同的视轴线误差会导致更大。为量化分析这一结果,进行了试验验证。仿真中飞机的位置和姿态如表 2 所示,仿真平台俯仰角从 0 开始逐渐增大,得到主目标和次目标随俯仰角变化的定位误差曲线,如图 13 所示。

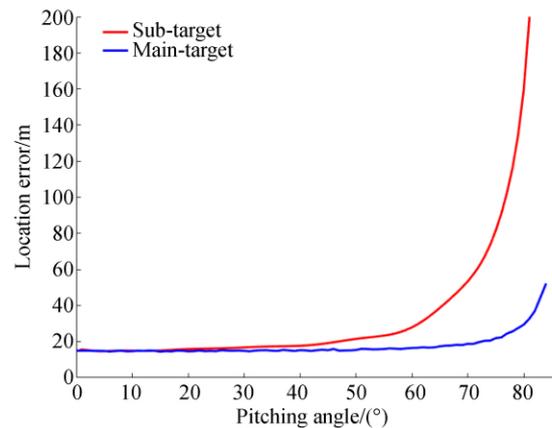


图 13 定位误差曲线

Fig. 13 Location error curve

图 13 中红色曲线表示使用本文方法得到的次目标定位误差随俯仰角变化的误差曲线,蓝色曲线则表示主目标的定位误差曲线(彩图见期刊电子版)。实验结果表明,当俯仰角度较小(角度值小于 50°)时,主目标与次目标定位误差较稳

定,且二者误差值相差不大。但随着俯仰角的逐渐变大,两者的定位误差开始有增大趋势,且次目标定位精度开始对俯仰角更敏感。在飞机飞行高度为 3 000 m 条件下,当俯仰角小于 70°时,主目标定位精度在 20 m 以内,俯仰角小于 60°时,次目标定位精度也较平缓,在 30 m 以内,俯仰角从 60°~70°时,次目标定位精度达到 50 m,且上升趋势已十分明显,达到 80°时,主目标定位精度仍能 29.2 m,次目标定位误差较大,达到 140 m。在实际飞行侦察中,在进行多目标定位时,应保持俯仰角在 70°以内,可达到较理想的定位结果,若目标距离太远,俯仰角太大时,可考虑适当升高飞行高度,以减小俯仰角,提高定位精度。

此外,视轴指向测角误差是光电平台中影响定位精度的主要因素,针对主目标算法分析测角误差对定位精度影响的文献较多,在此不再详述,本文主要分析次目标受测角误差的影响。通过对比分析和仿真试验,得到不同测角误差下对次目标的定位误差曲线如图 14。

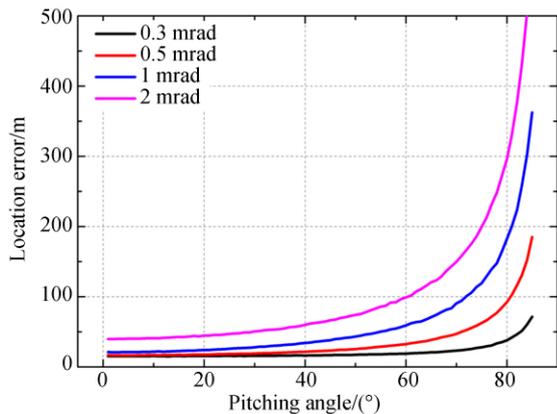


图 14 不同测角误差的定位误差图

Fig. 14 Location error curves for different angle measurement errors

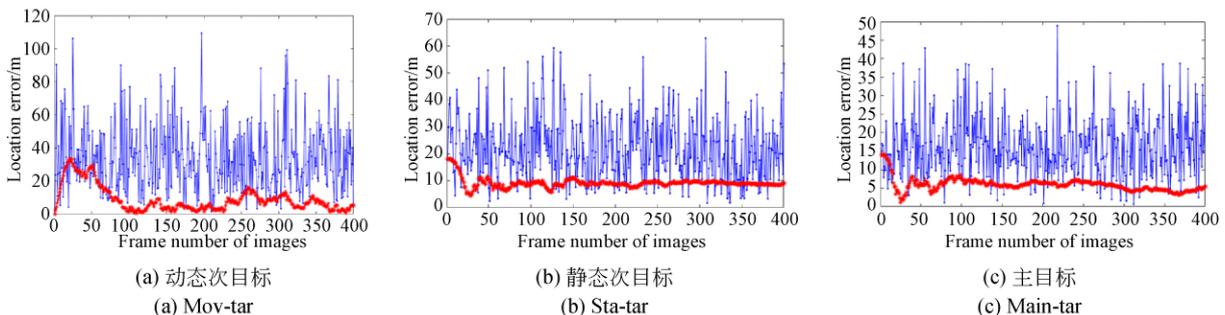


图 16 滤波前后的定位误差

Fig. 16 Location errors before and after filtering

由图 14 曲线可知,随着测角误差增大,对次目标的定位误差也会随着增加,且误差值会更加敏感于俯仰角的变化。

4.3 滤波实验

为验证章节 3.3 中滤波器对不同类型目标的滤波效果,本文通过试验分析了对三种目标的滤波结果,分别为静态主目标(Main-tar),静态次目标(Sta-tar)和动态次目标(Mov-tar),采用本文滤波算法对第一幅图像为起始时刻的 400 帧图像进行试验,得到滤波前后的三个目标的轨迹如图 15 所示。

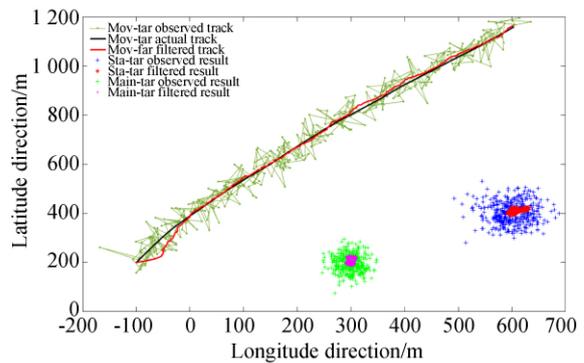


图 15 3 个目标定位轨迹

Fig. 15 Localization track of the three targets

图 16 为滤波前后各个目标的平面定位误差随图像帧数变化曲线。图 16(a)、(b)、(c)分别为动态次目标、静态次目标和静态主目标的定位误差曲线。红色曲线表示滤波后的结果,蓝色则表示滤波前结果(彩图见期刊电子版)。

由图 16 误差分布可知,经过滤波后三个目标定位误差相比原始测量值明显减小,滤波前 mov-tar, sta-tar, main-tar 的定位误差分别为 26.36 m, 25.11 m, 16.47 m, 滤波后误差分别达到 11.13 m,

10.48 m, 6.51 m。从图 16 中图像帧数可以看出, 滤波前定位误差值较发散, 对于两个静态目标, 前 30 帧为滤波器的数据积累过程, 此时误差较大, 30 帧后数据快速收敛并趋于稳定平滑, 这一结果也在图 14 中得到验证, 滤波后的定位结果明显更聚集。对于动态目标, 滤波器的数据收敛速度较慢, 前 70 帧为数据收敛过程, 之后则趋于稳定, 图 15 为模拟运动轨迹图, 黑色曲线表示目标实际运动轨迹, 实心点曲线表示测量得到的目标轨迹, 红色曲线表示滤波后轨迹(彩图见期刊电子版), 由图可知, 原始测量点位置明显比较分散, 滤波后的轨迹则更为平滑, 且与实际运动轨迹更贴合。

4.4 飞行定位试验

为验证本文方法的实用效果, 进行了对多个地面运动目标的实时多目标定位试验, 试验中对四辆汽车进行跟踪定位, 四辆汽车均带有 Geo Explorer 3000 系列 GPS 接收机作为测量仪器, 定位精度可达 50 cm, 可将其近似看作位置真值。系统选用的数字高程模型在实验区域的高程误差为 10m, 选用 DSP 芯片 TMS320F28335 作为解算芯片, 定位解算时间为 1 ms, 可满足实时性要求。在 3 000 m 飞行高度, 俯仰角约 40°条件下对三辆汽车进行定位测量, 跟踪过程图像如图 17 所示(图像部分区域)。为证明本文算法可适应复杂的地形区域, 本文选取的试验区域为有复杂高度变化的立交桥路段。



图 17 多运动目标航拍视频图像

Fig. 17 Multiple moving targets in aerial video imagery

由图 17 试验图像可明显看出, 主目标(Main-tar)与次目标 1(Sub-tar1)高度基本一致, 而次目标 2(Sub-tar2)和次目标 3(Sub-tar3)均位于立交桥上, 与主目标有明显高程差。采用不同的定位

算法对实际测量中各目标进行定位解算, 得到各目标的解算数据如表 4。由表中结果可知, 随着与主目标高程差的变大, 传统方法的定位误差明显变大, 本文方法则基本不受高程变化的影响, 且两种方法对比, 本文方法定位误差明显小于传统方法, 采用滤波方法后定位结果进一步降低, 得到实测结果与仿真结果表现基本一致, 这也证明了本文算法具有良好的工程适用性。

表 4 各种方法的定位结果

Tab. 4 Location errors by each method (m)

与主目标 高程差	0	0.9	10.3	31
算法误差	主目标	次目标 1	次目标 2	次目标 3
传统方法	18.9	31.3	49.2	73.6
本文方法	17.1	27.7	27.3	28.2
滤波后	8.3	11.8	11.5	12.3

5 结 论

为提高机载光电设备的侦察测量效率, 本文结合现有定位方法的优缺点, 提出了一种基于 DEM 的多目标定位方法, 建立了多目标定位模型, 并针对定位模型进行了误差分析, 提出一种提高定位精度的滤波算法。试验研究表明: (1) 在地势起伏区域, 本文算法定位精度明显优于传统的多目标定位方法, 经过修正高程模型, 次目标定位精度也可得到进一步提升; (2) 定位误差随俯仰角增大而变大, 且次目标定位精度开始对俯仰角更敏感。在飞机飞行高度为 3 000 m 条件下, 当俯仰角小于 70°时, 主目标定位误差小于 20 m, 次目标定位精度在 50 m 以内, 俯仰角为 80°时, 主目标定位精度为 29.2 m, 次目标定位误差则达到 140 m。 (3) 自适应滤波器对动目标和静目标均有良好滤波效果, 滤波前 mov-tar, sta-tar, main-tar 的定位误差分别为 26.36 m, 25.11 m, 16.47 m, 滤波后误差可达到 11.13 m, 10.48, 6.51 m。定位精度提升明显。 (4) 经过实际的多目标跟踪定位试验, 定位结果与仿真结果基本一致。证明了本文算法在实际应用时具有良好的定位效果。下一步将研究如何提高大倾斜角度下的定位精度。

参考文献:

- [1] 王家骥,金光,颜昌翔.机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J].光学精密工程,2005,13(2):105-116.
WANG J Q, JIN G, YAN CH X. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2005, 13(2):105-116. (in Chinese)
- [2] 张赫,乔川,匡海鹏.基于激光测距的机载光电成像系统目标定位[J].光学精密工程,2019,27(1):8-16.
ZHOU H, QIAO CH, KUANG H P. Target geo-location based on laser range finder for airborne electro-optical imaging system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(1): 8-16. (in Chinese)
- [3] DEMING R W.; PERLOVSKY L I. Concurrent multi-target localization, data association, and navigation for aswarm of flying sensors[J]. *Inf. Fusion*, 2007, 8, 316-330
- [4] 孙辉,李志强,韩松伟,等.机载光电平台目标交会定位[J].中国光学,2015,8(6),988-996.
SUN H, LI ZH Q, HAN S W, *et al.*. Target localization with intersection measurement for airborne electro-optical platform [J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(6), 988-996. (in Chinese)
- [5] WANG X., LIU J H. and ZHOU Q F. Real-time multi-target localization from unmanned aerial vehicles[J]. *Sensors*, 2017, 17(1), 33.
- [6] HAN K, SOUZA G N. Multiple targets geo-location using SIFT and stereo vision on airborne video sequences[C]. *In Proceedings of the 2009 IEEE RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems St. Louis, MO, USA*, 5327-5332, 2009.
- [7] ERIC J S. Geo-pointing and threat location techniques for airborne border surveillance[C]. *In Proceedings of IEEE International Conference on Technologies for Homeland Security (HST)*, 136-14, 2013.
- [8] MORBIDI F. MARIOTTNI G L. Active target tracking and cooperative localization for teams of aerial vehicles [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 21(5), 1694-1707, 2013.
- [9] 闫明,杜佩,王惠林,等.机载光电系统的地面多目标定位算法[J].应用光学,2012,33(4):717-720.
YAN M, DU P, WANG H L, *et al.*. Ground multi-target positioning algorithm for airborne opto-electronic system [J]. *Journal of Applied Optics*, 2012, 33(4): 717-720. (in Chinese)
- [10] 周前飞,刘晶红,熊文卓,等.机载光电成像平台的多目标自主定位系统研究[J].光学学报,2015,35(1):0215002.
ZHOU Q F, LIU J H, XIONG W ZH, *et al.*. Adaptive point cloud registration method based on geometric features and photometric features [J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(1): 0215002. (in Chinese)
- [11] WONSUK L, HYOCHOONG B, HENZEH L. Cooperative localization between small UAVs using a combination of heterogeneous Sensors[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 27(1). 105-111.
- [12] MARK C, MATTHEW W. Vision-based geolocation tracking system for uninhabited aerial vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, Dynamics*, 2010, 33(2), 521-531.
- [13] 檀立刚,戴明,刘晶红,等.机载光电测量设备目标自主定位误差分析[J].光学精密工程,2013,21(12):3133-3139.
TAN L G, DAI M, LIU J H, *et al.*. Error analysis of target automatic positioning for airborne photo-electric measuring device [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(12): 3133-3139. (in Chinese)
- [14] ZHAO B, CHEN X, ZHAO X, *et al.*. Real-time UAV autonomous localization based on smartphone sensors[J]. *Sensors*, 2018, 18(12): 4161.
- [15] 李振林,王晶. ASTER GDEM 与实测数据精度对比及其影响因素分析[J].测绘与空间地理信息,2013,36(11):150-153.
LI ZH L, WANG J. Comparative analysis of the accuracy between ASTER GDEM and measured elevation and influence factor analysis [J]. *Geomatics & Spatial Information Technology*, 2013 36(11): 150-153. (in Chinese)
- [16] LI X, CHEN J, DENG F, *et al.*. Profit-driven adaptive moving targets search with UAV Swarms [J]. *Sensors*, 2019, 19(7): 1545.
- [17] 黄小平,王岩.卡尔曼滤波原理及应用[M].北京:电子工业出版社,2015.
HUANG X P, WANG Y. *Kalman Filtering Principle and Application* [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015. (in Chinese)
- [18] 管坐攀,王乃祥,徐宁.基于蒙特卡罗模拟的机载

- 光电平台测角精度分析[J]. 电子测量与仪器学报, 2015, 29(3): 447-453.
- GUAN Z N, WANG N X, XU N. Analysis of angle accuracy of airborne photoelectric platform based on Monte Carlo simulation [J]. *Journal of Electronic Measurement and Instrumentation*, 2015, 29(3): 447-453. (in Chinese)
- [19] 代刚, 李枚, 苏伟, 等. 微惯性测量单元的误差整机标定和补偿[J]. 光学 精密工程, 2011, 19(7): 1620-1626.
- DAI G, LI M, SU W et. al. Error calibration and compensation of entire micro inertial measurement unit [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(7): 1620-1626. (in Chinese)
- [20] 张雪萍. POS 辅助航空摄影测量直接对地目标定位的关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2010.
- ZHANG X P. *Research on Key Technologies of Direct Georeferencing in POS-Supported Aerial Photogrammetry* [D]. Wuhan: Wuhan University, 2010. (in Chinese)

作者简介:



白冠冰(1991—),男,河南许昌人,博士,助理研究员,2013年于电子科技大学获得学士学位,2018年于中国科学院大学长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事机载光电测量定位方向研究。E-mail: 17743017276@163.com

通讯作者:



宋悦铭(1981—),男,吉林长春人,副研究员,2004年于吉林大学获得学士学位,2007年于吉林大学获得硕士学位,现为中国科学院长春光机所航测一部副主任,主要从事航空光电装备的总体论证和系统设计研究。E-mail: grace_nntang@126.com