

# 基于立体成像机载光电相机的目标定位

刘志明<sup>1,2,\*</sup>, 张雪菲<sup>1,2</sup>, 匡海鹏<sup>1,2</sup>, 李清军<sup>1,2</sup>, 乔川<sup>1</sup>

<sup>1</sup>中国科学院航空光学成像与测量重点实验室, 吉林 长春 130033;

<sup>2</sup>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** 受激光测距机作用距离和脉冲频率等的限制, 主动测距方法无法在高空斜视远距离大区域成像模式中得以应用。针对该问题, 提出了一种对同一目标区域进行多次立体成像测量的定位算法。利用机载定位系统测出平台位置、姿态信息, 以及相机框架轴角信息, 建立目标区域地理坐标与图像像素点间的映射关系, 利用地球椭球模型求解目标初始地理信息, 应用卡尔曼滤波器对数据进行自回归预测, 采用蒙特卡罗法仿真分析误差对定位精度的影响。结果表明, 立体成像 40 次后目标的定位精度优于 20 m, 立体成像 180 次后目标的定位精度优于 10 m。采用飞行实验数据验证了该目标定位算法的有效性, 在飞行高度为 9800 m、倾斜角为 78° 时, 立体成像 40 次后目标的定位精度优于 35 m, 可满足工程应用需求。

**关键词** 测量; 机载光电相机; 目标定位; 立体成像; 卡尔曼滤波

中图分类号 V249

文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201939.1112003

## Target Location Based on Stereo Imaging of Airborne Electro-Optical Camera

Liu Zhiming<sup>1,2,\*</sup>, Zhang Xuefei<sup>1,2</sup>, Kuang Haipeng<sup>1,2</sup>, Li Qingjun<sup>1,2</sup>, Qiao Chuan<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China;

<sup>2</sup>Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China

**Abstract** The active ranging method cannot be applied to high-altitude inclined-angle large-area aerial imaging because of the limits of operating range and impulse frequency of the laser range finder. Aiming at the problem, the location algorithm based on multiple stereo imaging measurements is developed for the same target region. According to platform position and attitude information measured by airborne position and orientation system (POS) and outer and inner gimbal angle of aerial camera, a mapping relation between the geographical position of target area and image pixels is built. The ellipsoidal earth model is used to solve the initial geographical positions of the points in target area, and Kalman filter is applied to autoregressive prediction. The influence of measurement error on location accuracy is analyzed with Monte Carlo method. The simulation results show target location accuracy is less than 20 m and 10 m after stereo imaging for 40 times and 180 times, respectively. The validity of the target location algorithm is verified by flight tests in which the aircraft flies at altitude of 9800 m and target inclined angle is 78°. Target location accuracy through stereo imaging for 40 times is less than 35 m, which meets the requirement of engineering applications.

**Key words** measurement; airborne electro-optical camera; target location; stereo imaging; Kalman filter

**OCIS codes** 120.0280; 280.0280; 120.2830

## 1 引 言

高空斜视远距离大区域成像主要应用于危险目标区域或非领空地区的侦测与监视活动, 光电相机

除了可以获取目标区域的高分辨特征目标图像以外, 还能对区域内的目标进行精确定位, 大大拓展了其综合能力。精确的位置信息对于联合和协同控制、增强图像判断等能力均具有积极重要的作

收稿日期: 2019-05-09; 修回日期: 2019-06-15; 录用日期: 2019-07-24

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(61405192)、吉林省科技发展计划(20140520114JH)

\* E-mail: 48248847@qq.com

用<sup>[1-4]</sup>。

近年来,国内外学者在光电平台和空天测绘领域针对目标定位进行了大量系统的研究,提出了许多算法。机载光电平台通常采取激光测距的手段对15 km 以内的目标进行跟踪并测算出其位置信息<sup>[5-7]</sup>,但对50 km 以外的区域内目标进行定位时,激光测距的手段基本失效。周前飞等<sup>[8]</sup>采用目标检测算法建立了机载光电成像平台的多目标自主定位系统,实现了同时对多个目标的准实时定位。杜言鲁等<sup>[9]</sup>针对航空相机未配备激光测距机的情况,提出一种基于机载定位系统(POS)的直接对地目标定位算法,然而该方法无法解决航空相机与载机之间由减震器带来的影响。乔川等<sup>[10]</sup>利用齐次坐标变换法提出一种基于地理位置信息的配准算法,当飞行高度小于2000 m、倾角大于18°时,该算法有很好的效果,但对于高空大倾角远距离成像的精度不高。此外,还有研究采用双目视觉及多传感器或多视角立体视觉的手段,应用共线方程解决目标的精密定位问题<sup>[11-15]</sup>,此类方法对于近处小倾角目标的定位精度较高,但其硬件成本较高。Minaeian 等<sup>[16]</sup>提出了一种基于视觉检测和地理信息系统的定位方法,并将其用于一架无人机与多地面站的协作。Morbidì 等<sup>[17]</sup>提出了一种主动跟踪目标的策略,即规划航迹飞行,以最大限度地减小移动目标定位的不确定性。随着电子计算技术的迅速发展和广泛应用,卡尔曼滤波在工程实践中,特别是在航空航天的导航制导控制等领域发挥了巨大作用<sup>[18]</sup>。

针对目前尚无主动测距设备可应用于高空斜视远距离大区域成像的问题,本文提出了一种不依赖距离测量设备的立体成像对地目标定位算法。首先,根据相机的位置、姿态信息,以及相机的框架角信息,利用地球椭球模型和齐次坐标变换建立被测区域内的目标与相机探测器各像素点的映射关系方程;其次,随着载机的持续飞行,实时控制视轴指向,对目标区域进行多次扫描成像,并通过立体成像算法完成区域内目标点的图像目标配准和多次定位;最后,应用扩展卡尔曼滤波器对数据进行自回归预测,利用蒙特卡罗法对数据进行仿真校验,并采用飞行实验验证了该算法的有效性。

## 2 基于立体成像的区域定位算法

### 2.1 物像关系映射方程

物像映射需要经过5个基本坐标变换,涉及的

坐标系包括:大地坐标系( $B_1$ )、地球直角坐标系( $B_2$ )、载机地理坐标系( $B_3$ )、载机坐标系( $B_4$ )和相机坐标系( $B_5$ )。

采用WGS-84坐标系来描述目标点的坐标。如图1所示,空间任意一点 $D$ 在大地坐标系下用经度 $L_D$ 、纬度 $M_D$ 、大地高度 $H_D$ 表示。地球直角坐标系与大地坐标系的空间表示一致,只是将大地坐标系转化为笛卡尔直角坐标系。空间任意一点 $D$ 在地球直角坐标系下用 $(x_D, y_D, z_D)$ 表示,其坐标方程为

$$\frac{x_D^2}{R_1^2} + \frac{y_D^2}{R_1^2} + \frac{z_D^2}{R_2^2} = 1, \quad (1)$$

式中: $R_1=6378137$  m 为地球半长轴; $R_2=6356752$  m 为地球半短轴。

点 $D$ 由大地坐标系向地球直角坐标系转换的关系为

$$\begin{bmatrix} x_D \\ y_D \\ z_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_0 + H_D) \cos M_D \cos L_D \\ (R_0 + H_D) \cos M_D \sin L_D \\ [R_0(1 - e^2) + H_D] \sin M_D \end{bmatrix}, \quad (2)$$

式中: $R_0 = \frac{R_1}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 L_D}}$  为卯酉圈曲率半径; $e =$

$\frac{\sqrt{R_1^2 - R_2^2}}{R_1}$  为地球椭球第一偏心率。

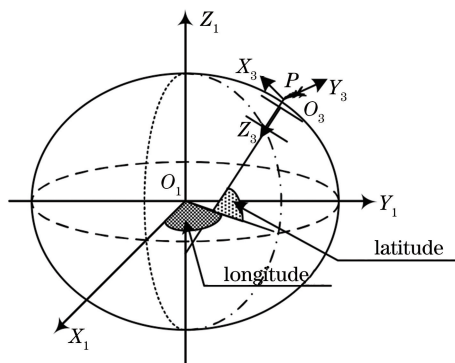


图1 地球坐标系

Fig. 1 Geodetic coordinate system

图1中用 $O_1-X_1Y_1Z_1$ 表示大地坐标系 $B_1$ 。设载机点 $P$ 在大地坐标系下的经度、纬度、高度分别表示为 $L_P, M_P, H_P$ 。用 $O_3-X_3Y_3Z_3$ 表示载机地理坐标系 $B_3$ ,坐标轴 $X_3$ 和 $Y_3$ 分别指向正北和正东,坐标轴 $Z_3$ 与椭球切面垂直(方向向下)。用 $C_1^{(3)}$ 表示大地坐标系向载机地理坐标系转换,则大地坐标系向载机地理坐标系的转换过程包括两次平移和两次旋转,其转换矩阵为

$$C_1^{(3)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & R_0 + H_P \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -\sin M_P & 0 & \cos M_P & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\cos M_P & 0 & -\sin M_P & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos L_P & \sin L_P & 0 & 0 \\ -\sin L_P & \cos L_P & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & R_0 e^2 \sin M_P \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \circ \quad (3)$$

如图 2 所示,用  $O_4-X_4Y_4Z_4$  表示载机坐标系  $B_4$ ,  $X_4$  和  $Y_4$  坐标轴分别指向机头和右翼方向,  $Z_4$  沿机腹向下。设载机的横滚角为  $\psi$ , 俯仰角为  $\theta$ , 航

向角为  $\kappa$ 。用  $C_3^{(4)}$  表示  $B_3$  坐标系向  $B_4$  坐标系的转换, 则载机地理坐标系向载机坐标系的转换过程包括三次旋转, 其转换矩阵为

$$C_3^{(4)} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ 0 & -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \kappa & \sin \kappa & 0 & 0 \\ -\sin \kappa & \cos \kappa & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \circ \quad (4)$$

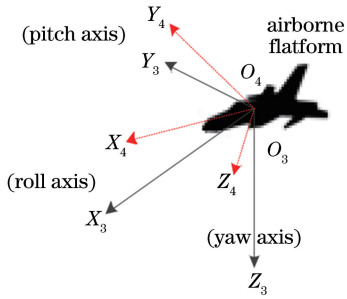


图 2 地理坐标系和载机坐标系的示意图

Fig. 2 Diagram of geographic coordinate system and aerial carrier coordinate system

用  $O_5-X_5Y_5Z_5$  表示载机坐标系  $B_5$ 。如图 3 所示, 忽略安装偏差, 则相机坐标系的  $X_5$  坐标轴与  $X_4$  重合,  $Y_5$  指向右侧方向,  $Z_5$  为相机视轴。相机为两轴框架, 框架存在滚动角  $\beta$  和方位角  $\alpha$ 。用  $C_4^{(5)}$  表示  $B_4$  坐标系向  $B_5$  坐标系的转换, 则载机坐标系向相机坐标系的转换过程包括两次旋转, 其转换矩阵为

$$C_4^{(5)} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & \sin \beta & 0 \\ 0 & -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \circ \quad (5)$$

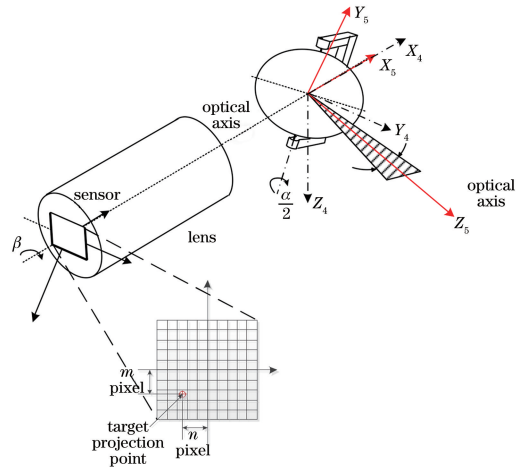


图 3 相机坐标系

Fig. 3 Camera coordinate system

探测器上任意一点  $T$  在相机坐标系下的向量坐标可表示为

$$\mathbf{T}_1 = [x_1 \quad y_1 \quad z_1]^T = [m \times a \quad n \times a \quad -f]^T, \quad (6)$$

式中:  $a$  为探测器单个像素的尺寸;  $f$  为相机焦距;  $m, n$  分别代表探测器上的列数和行数, 以中心点为零, 上正下负, 左负右正;  $[x_1 \quad y_1 \quad z_1]$  表示点  $T$  在相机坐标系下的向量坐标。

设点  $T$  在大地坐标系下的经度表示为  $L_T$ , 纬度表示为  $M_T$ , 高度表示为  $H_T$ 。点  $T$  在地球直角坐标系下用  $(x_2, y_2, z_2)$  表示。若求解探测器上任意点  $T$  在地球直角坐标系下的坐标, 需先将相机坐

标系转换为载机坐标系,转换矩阵用  $C_5^{(4)}$  表示,再将载机坐标系转换为载机地理坐标系,转换矩阵用  $C_4^{(3)}$  表示,然后将载机地理坐标系转换为大地坐标系,转换矩阵用  $C_3^{(1)}$  表示,最后采用(2)式将大地坐标系转换为地球直角坐标系。探测器上任意点在地球直角坐标系的坐标可表示为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} L_T \\ M_T \\ H_T \\ 1 \end{bmatrix} = C_3^{(1)} \times C_4^{(3)} \times C_5^{(4)} \times \begin{bmatrix} T_1 \\ \\ \\ 1 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_2 + H_T) \cos M_T \cos L_T \\ (R_2 + H_T) \cos M_T \sin L_T \\ [R_2(1 - e^2) + H_T] \sin M_T \end{bmatrix} \end{cases}, \quad (7)$$

式中: $R_2 = \frac{R_1}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 M_T}}$  为卯酉圈曲率半径。

已知载机(相机)的经度  $L_P$ 、纬度  $M_P$ 、大地高度  $H_P$ ,由(2)式可以求出载机(相机)在地球直角坐标系下的坐标为

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_3 + H_P) \cos M_P \cos L_P \\ (R_3 + H_P) \cos M_P \sin L_P \\ [R_3(1 - e^2) + H_P] \sin M_P \end{bmatrix}, \quad (8)$$

式中: $R_3 = \frac{R_1}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 M_P}}$  为卯酉圈曲率半径。

设地面目标点  $g$  的经度为  $L_g$ , 纬度为  $M_g$ , 大地高度为  $H_g$ , 在地球直角坐标系下用  $(x_3, y_3, z_3)$  表示, 向量  $[x_3 \ y_3 \ z_3]^T$  表示的点与  $[x_2 \ y_2 \ z_2]^T$  和  $[x_1 \ y_1 \ z_1]^T$  表示的点共线(三点共线), 满足共线方程:

$$\frac{x_2 - x_3}{x_2 - x_1} = \frac{y_2 - y_3}{y_2 - y_1} = \frac{z_2 - z_3}{z_2 - z_1}. \quad (9)$$

由地球椭球模型估计出目标大地高度  $H_g$ , 地球椭球模型表达式为

$$\frac{x_3^2}{(R_1 + H_g)^2} + \frac{y_3^2}{(R_1 + H_g)^2} + \frac{z_3^2}{(R_2 + H_g)^2} = 1. \quad (10)$$

由(9)式和(10)式解出地面目标点  $[x_3 \ y_3 \ z_3]^T$ 。由于目标大地高度是估计值, 所以解算出的目标点坐标存在较大误差。

根据地球椭球模型, 北半球的纬度为正, 将目标点  $[x_3 \ y_3 \ z_3]^T$  转换为大地坐标的方程求解纬度和高度:

$$\begin{cases} (R_3)_0 = R_1 \\ (H_g)_0 = (x_3^2 + y_3^2 + z_3^2)^{\frac{1}{2}} - (R_1 R_2) \frac{1}{2} \\ (M_g)_0 = \arctan \left\{ \frac{z_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} \left[ 1 - \frac{e^2 (R_3)_0}{(R_3)_0 + (H_g)_0} \right]^{-1} \right\} \\ (R_3)_i = R_1 [1 - e^2 \sin^2 (M_g)_{i-1}]^{-\frac{1}{2}} \\ (H_g)_i = \frac{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}}{\cos (M_g)_{i-1}} - (R_3)_i \\ (M_g)_i = \arctan \left\{ \frac{z_3}{\sqrt{x_3^2 + y_3^2}} \left[ 1 - \frac{e^2 (R_3)_i}{(R_3)_i + (H_g)_i} \right]^{-1} \right\} \end{cases}, \quad (11)$$

式中: $(R_3)_0$  为  $R_3$  的初值; $(H_g)_0$  为地面目标点  $g$  大地高度的初值; $(M_g)_0$  为地面目标点  $g$  纬度的初值; $(R_3)_i$  为  $i$  次迭代后的  $R_3$  值; $(H_g)_i$  为地面目标点  $g$  大地高度的  $i$  次迭代值; $(M_g)_i$  为地面目标点  $g$  纬度的  $i$  次迭代值。

通常情况下, 迭代 4 次及以上, 纬度精度就可以精确到  $0.00001''$  (甚至更优), 高度精度可以精确到  $0.001 \text{ m}$  (甚至更优)。根据地球椭球模型, 东半球的经度为正, 西半球的经度为负, 经度可由下列方程求解:

$$L_1 = \begin{cases} L_0, & x_g > 0 \\ L_0 + \pi, & x_g < 0, L_0 < 0 \\ L_0 - \pi, & x_g < 0, L_0 > 0 \end{cases}, \quad (12)$$

式中: $L_0 = \arctan \left( \frac{y_3}{x_3} \right)$ 。

迭代后令  $M_1 = (M_g)_i, H_1 = (H_g)_i$ , 得到大地坐标系下的目标估计值为  $[L_1 \ M_1 \ H_1]^T$ 。

## 2.2 基于立体成像的多点测量

为了完成目标的精确定位, 需要尽量准确地获取目标的大地高度信息。采用对同一目标点或区域

进行多次重复成像的方式,通过卡尔曼滤波估计来完成大地高度向真值的收敛。如图 4 所示,载机沿航线持续飞行,目标点或区域不变,而载机的位置、姿态和相机的框架角一直在变化。假设对目标进行  $y$  次成像,由 2.1 节的物像映射关系可知,目标在探测器上会有  $y$  个映射点,可以采用图像配准等方法将  $y$  次目标映射进行比对,获取探测器的坐标信息  $(m_y, n_y)$ ,并将其作为卡尔曼滤波器的观测量,将目标估计值  $[L_1 M_1 H_1]^T$  作为卡尔曼滤波器的状态初值,经过多次成像滤波迭代后,  $[(L_1)_y (M_1)_y (H_1)_y]^T$  会逐渐向真值逼近,从而提高目标点的定位精度。

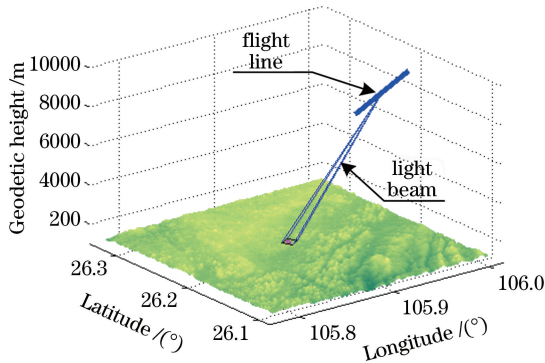


图 4 载机飞行测量目标图

Fig. 4 Target in aircraft flight measurement

### 2.3 卡尔曼滤波器

对于无控制的离散线性系统,其状态方程和测量方程可分别表示为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = f(\mathbf{X}_{k-1}, \mathbf{W}_{k-1}) = \Phi_{k|k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \Gamma_{k|k-1} \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = h(\mathbf{X}_k) + \mathbf{V}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases}, \quad (13)$$

式中:  $k$  表示时间的离散量;  $\mathbf{X}_k$  和  $\mathbf{X}_{k-1}$  分别表示  $k$  时刻和  $k-1$  时刻的系统状态量;  $\Phi_{k|k-1}$  表示状态转移矩阵;  $\Gamma_{k|k-1}$  表示噪声驱动矩阵;  $\mathbf{Z}_k$  表示  $k$  时刻的系统观测量;  $\mathbf{H}_k$  表示系统的观测矩阵;  $\mathbf{W}_k$  表示过程噪声;  $\mathbf{V}_k$  表示测量噪声。

由于目标是固定不动的,因此状态转移矩阵

$$\Phi_{k|k-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{ 其协方差矩阵 } \mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}。 \mathbf{Z}_k \text{ 可通过图像配准的方式得到,为目}$$

标点在探测器上的坐标点  $(m, n)$ 。  $\mathbf{H}_k = \frac{1}{a} [x_1 y_1]^T$  为地面目标点通过坐标转换在相机坐标系下探测器上的位置投影。

根据卡尔曼滤波理论,  $\mathbf{X}_k$  的估计值  $\hat{\mathbf{X}}_k$  及其协方差矩阵  $\mathbf{P}_k$  的求解过程如图 5 所示。

一步状态预测可表示为

$$\hat{\mathbf{X}}_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1}。 \quad (14)$$

一步状态协方差矩阵预测可表示为

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \Phi_{k|k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k|k-1}^T + \Gamma_{k|k-1} \mathbf{Q}_{k-1} \Gamma_{k|k-1}^T。 \quad (15)$$

滤波增益矩阵可表示为

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (16)$$

式中:  $\mathbf{P}_{k|k-1}$  为一步状态协方差矩阵预测;  $\mathbf{R}_k$  为测量噪声的协方差矩阵。

状态量估计可表示为

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k|k-1})。 \quad (17)$$

状态量协方差估计可表示为

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I}_j - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1} (\mathbf{I}_j - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T, \quad (18)$$

式中:  $\mathbf{I}_j$  为  $j \times j$  阶单位矩阵。

可以看出,只要给定 0 时刻的初始状态估计量  $\hat{\mathbf{X}}_0$  及其协方差矩阵  $\mathbf{P}_0$ ,就可根据  $k$  次的观测量  $\mathbf{Z}_k$  采用递推计算的方式得到  $k$  次的状态估计量  $\hat{\mathbf{X}}_k$  及其协方差矩阵  $\mathbf{P}_k (k=1, 2, \dots)$ 。

## 3 误差分析

### 3.1 定位算法误差仿真分析

设目标位置在北纬  $43.300000^\circ$ , 东经  $84.200000^\circ$ , 高度  $1551.00 \text{ m}$ ; 载机的飞行高度为海拔  $10000 \text{ m}$ , 倾角为  $45^\circ$ , 倾斜角度为垂直向下  $0^\circ$ 。相机的 POS 测量误差与各个角的测量误差如表 1 所示。

表 1 地理定位测量误差

Table 1 Measurement error in geo-location

Error type		Error value ( $\sigma$ )
Platform position	Latitude (north)	0.00009° (10 m)
	Longitude (east)	0.00012° (10 m)
	Altitude (down)	20 m
Platform attitude	Yaw	0.08°
	Pitch	0.03°
	Roll	0.03°
Gimbal angle	Roll	0.01°
	Pitch	0.01°

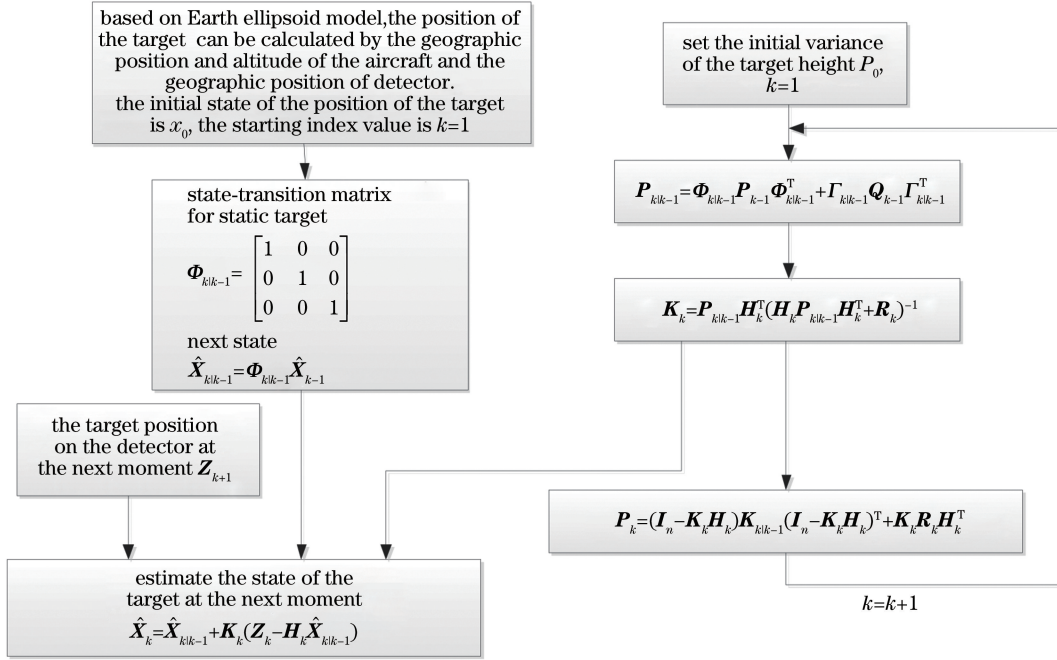


图 5 卡尔曼滤波流程图

Fig. 5 Flow chart of Kalman filter

假设目标区域的地形起伏量海拔高度小于 1500 m,此时  $P_1$  初值设为

$$P_1 = [\text{diag}(0.015, 0.015, 1500)]^2, \quad (19)$$

式中:  $\text{diag}(\cdot)$  表示对角矩阵。

在图像配准精度优于 2 pixel 时,测量的随机噪声的协方差矩阵为

$$R = [\text{diag}(2, 2)]^2. \quad (20)$$

设基于地球椭球模型获取的目标位置为  $(43.303653^\circ\text{N}, 84.195190^\circ\text{E}, 1000.00 \text{ m})$ ,根据地球椭球模型,其地理定位误差可表示为

$$\varepsilon = \sqrt{[\varepsilon_1(R_3 + H_g)\cos M_g]^2 + [\varepsilon_2(R_4 + H_g)]^2 + \varepsilon_3^2}, \quad (21)$$

式中:  $R_3 = \frac{R_1}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 M_g}}$  和  $R_4 =$

$\frac{R_1(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 M_g)^{3/2}}$  分别为目标所对应的卯酉圈和子午圈的曲率半径;  $\varepsilon_2, \varepsilon_1, \varepsilon_3$  分别为目标定位的纬度误差、经度误差和大地高误差。

仿真时,成像次数取 180 次,其误差收敛情况如图 6 所示。在 40 次成像后,北东下各方向定位误差与三轴矢量误差值均小于 10 m,在 180 次成像后误差达到了 2.86 m。定位结果收敛到  $(43.299979^\circ\text{N}, 84.199981^\circ\text{E}, 1550.39 \text{ m})$ ,与目标设定值  $(43.300000^\circ\text{N}, 84.200000^\circ\text{E}, 1551.00 \text{ m})$  的水平误差只有 2.86 m,高度误差仅有 0.69 m。

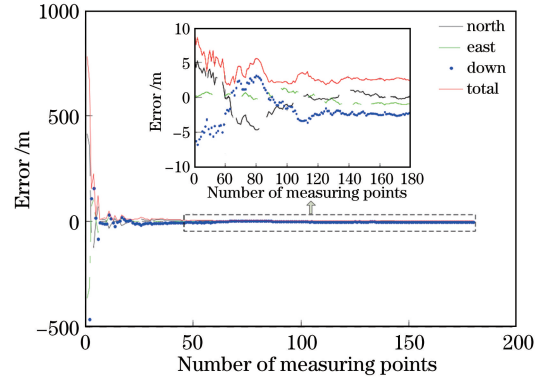


图 6 定位误差收敛曲线图

Fig. 6 Convergence curve of geo-location error

### 3.2 目标高度初始随机误差仿真分析

用蒙特卡罗法分析目标定位误差,用  $\frac{1}{N} \sum_{u=1}^N \varepsilon_u$  表示定位误差,其中,  $N$  是仿真的次数,  $\varepsilon_u$  是第  $u$  次仿真代入的服从正态分布的随机误差。测量误差如表 1 所示,当  $N$  等于 1000 次时,仿真结果如图 7 所示,可知不同的高度误差在 40 次成像以后均可以有效收敛在真值附近。

### 3.3 飞行高度及相机斜视倾角对定位精度的影响

仿真载机的高度和目标斜视倾角对定位精度的影响。测量误差如表 1 所示,当  $N$  等于 1000 时,固定倾角下,高度变化对定位精度的影响的仿真分析如图 8(a) 所示;固定高度,倾角变化对定位精度的影响的仿真分析如图 8(b) 所示。高度与倾角均变

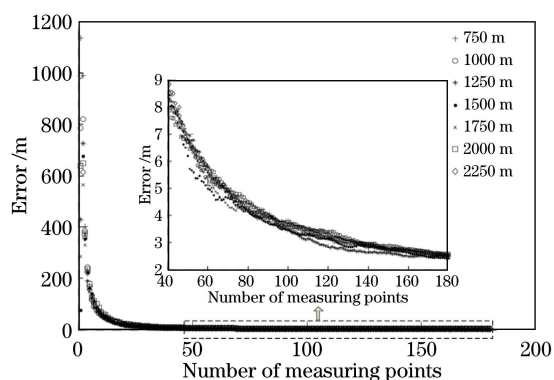
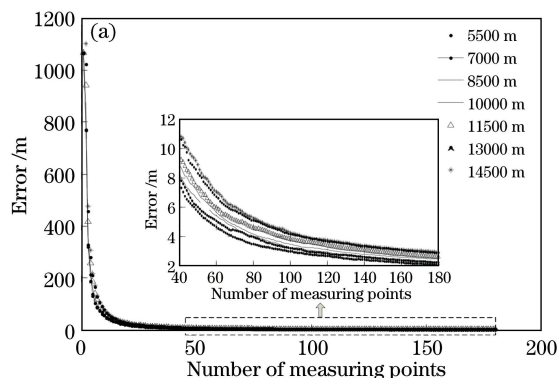


图 7 目标高度初始随机误差对定位的影响

Fig. 7 Influence of initial random error of target height on geo-location

化条件下的仿真分析如图 9 所示。仿真分析结果显示,在不同的情况下,定位精度均可收敛,且在 40 次成像后有良好的效果。



基于表 1 的系统误差,采用蒙特卡罗法进行 10000 次测量,将本文算法与基于地球椭球模型的仿真数据进行对比,如图 10 所示。当飞行高度为 10000 m、目标倾角为  $68.2^\circ$  时,地面起伏 30 m,基于地球椭球模型的定位高度的圆概率误差(CEP)约为 130 m,本文算法的定位高度 CEP 约为 15 m。

从仿真结果可以得出以下结论:

1) 如图 8(a)、图 9(a)所示,倾斜成像时,若倾斜角相同,载机飞行高度越高,作用距离越远,定位精度误差越大,但 40 次卡尔曼滤波迭代后,误差均可以收敛在 10 m 以内;

2) 如图 8(b)、图 9(b)所示,在相同的飞行高度下,过小或过大的斜视倾角都会在一定程度上降低目标的定位精度,最佳的倾角范围为  $25^\circ \sim 45^\circ$ ,但 40 次卡尔曼滤波迭代后,误差均可以收敛在 20 m

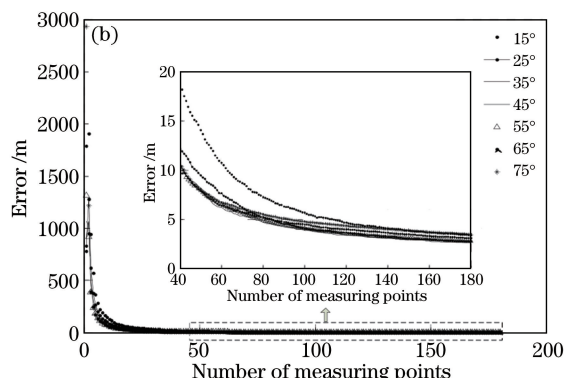


图 8 载机高度与目标倾角对定位的影响。(a)在  $45^\circ$  倾角时高度变化对定位误差的影响;

(b)在 10 km 高度时倾角变化对定位误差的影响

Fig. 8 Influences of flight height and off-nadir looking angle on geo-location. (a) Geo-location error curves under different flight heights when the off-nadir looking is  $45^\circ$ ; (b) geo-location error curves under different off-nadir looking angles when aircraft flies at a geodetic height of 10 km

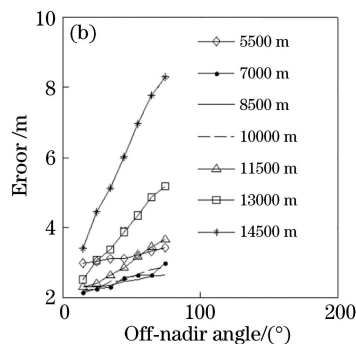
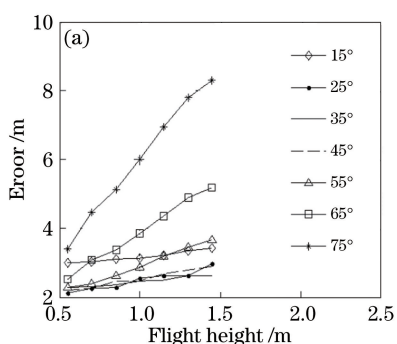


图 9 载机高度与目标倾角对定位的影响。(a)倾角为  $15^\circ \sim 75^\circ$  时,高度变化对定位误差的影响;

(b)高度为 5500~14500 m 时,倾角变化对定位误差的影响

Fig. 9 Influences of flight height and off-nadir angle on geo-location. (a) Geo-location error curves under different flight heights when the off-nadir angle is changed from  $15^\circ$  to  $75^\circ$ ; (b) geo-location error curves under different off-nadir angles when the flight height is changed from 5500 m to 14500 m

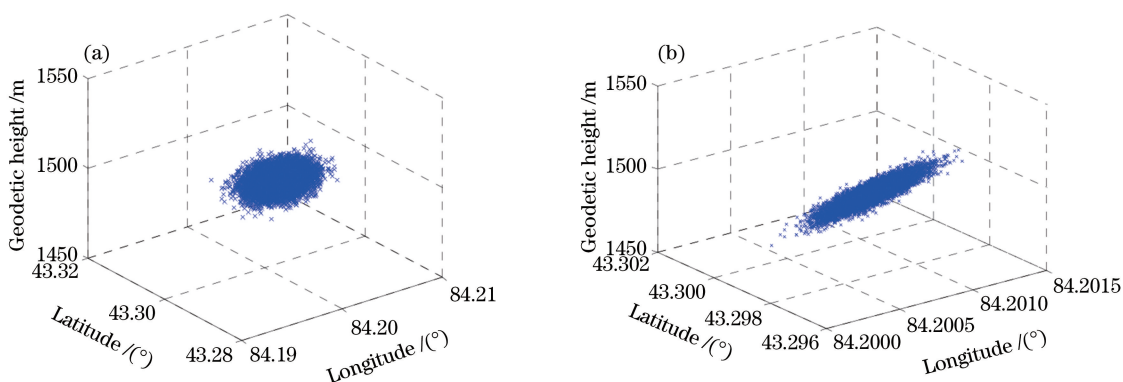


图 10 两种算法定位 CEP 仿真结果对比。(a)基于地球椭球模型的仿真数据;(b)本文算法仿真数据

Fig. 10 Comparison of CEP for two algorithms by simulation. (a) Simulated data obtained by Earth ellipsoid model; (b) simulated data obtained by proposed method

以内;

3) 如图 7 所示,2000 m 以内的目标高度初始值误差在经过一定次数的卡尔曼滤波迭代后收敛到真值附近,40 次卡尔曼滤波迭代后误差均可以收敛在 10 m 以内;

4) 即使目标高度初始误差值为 2200 m,卡尔曼滤波算法也可以将误差向常数收敛。

#### 4 实验及结果

在飞行实验中,载机的飞行高度约为 9800 m。光电相机的倾斜角度为  $67^{\circ} \sim 78^{\circ}$ ,载机的飞行轨迹规划示意图如图 11 所示。载机从  $W_1$  沿着飞行轨迹直线飞行,一段距离后转弯,再次平飞,最后在  $W_2$  处完成该航段飞行进入下一航迹。在图 11 中,相机可在任意蓝色直线段部分对目标区域进行多次立体成像测量,在该直线段行程内,相机可以完成 40 次以上的立体成像,实验航拍图像如图 12 所示,每次成像周期约 3 s,40 次成像所需时间为 120 s 左右,飞行距离为 20 km 左右,目标距离约为 30 km,起点和终点的最大交会角大于  $35^{\circ}$ 。

系统的随机噪声均来自 POS 与各角度编码器产生的高斯白噪声,数据精度如表 1 所示。图 12 中的  $T_1$ 、 $T_2$  点的精确位置通过单基站 GPS 差分系统获得,其位置精度标准差小于 0.1 m。目标与载机的距离约为 45 km,目标位置的高度初值误差约为 800 m,采用本文算法进行定位收敛后,结果如表 2 和图 13 所示: $T_1$  点的水平定位误差约为 19.5 m,高程误差约为 22.27 m,CEP 约为 29.6 m; $T_2$  点的水平误差约为 21.3 m,高程误差约为 24.55 m,CEP 约为 32.5 m。采用基于地球椭球模型的算法对其定位, $T_1$  点的水平定位误差约为 212.34 m,高程误差

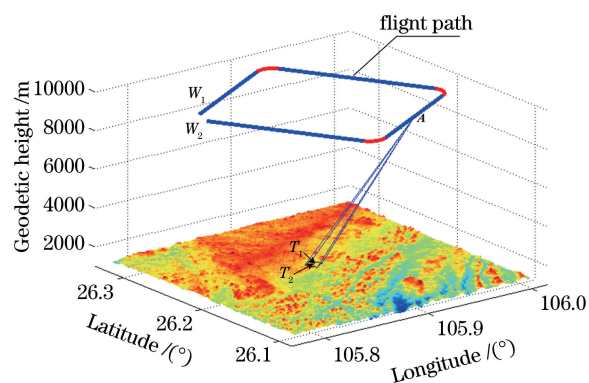


图 11 载机的飞行轨迹规划示意图

Fig. 11 Schematic of flight path planning of aerial carrier  
约为 243.55 m,CEP 约为 323.1174 m; $T_2$  点的水平误差约为 211.3 m,高程误差约为 234.15 m,CEP 约为 315.4 m。

表 2 飞行实验的定位结果

Table 2 Positioning results of flight test

Target point	$T_1$	$T_2$	
Geographical position standard value	26.217705°N	26.222351°N	
	105.889600°E	105.891025°E	
	1367.31 m	1384.87 m	
Geo-location	Stereo imaging	26.217713°N	26.222396°N
		105.889424°E	105.890849°E
		1389.84 m	1409.41 m
Error	Ellipsoid model	26.213463°N	26.220463°N
		105.889660°E	105.891060°E
		1627.4 m	1622.4 m
Error	Stereo imaging	30 m	32.5 m
	Ellipsoid model	323.1174 m	315.4 m



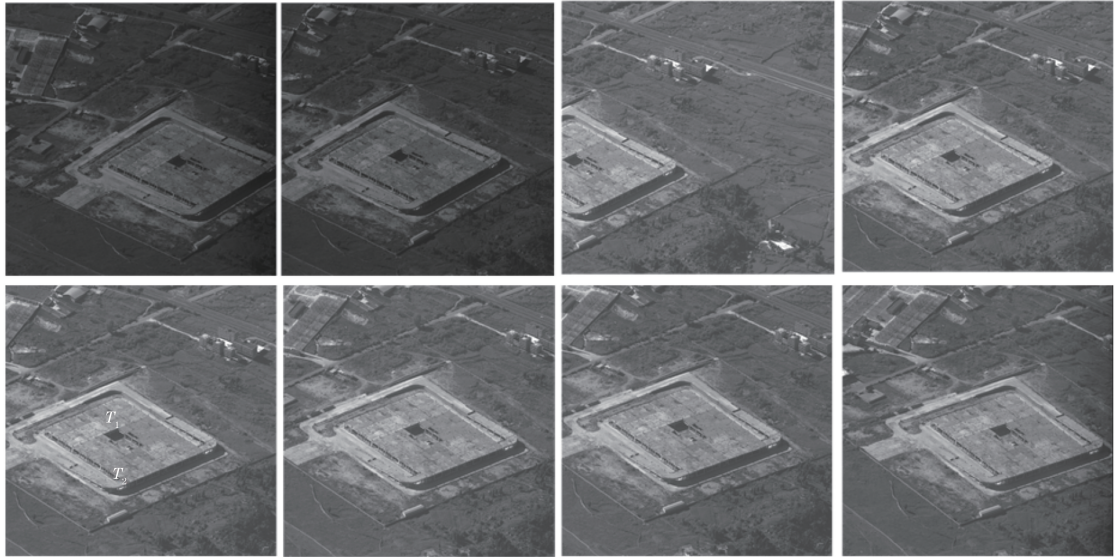


图 12 不同航点同一目标的 8 张航拍图像

Fig. 12 Eight aerial remote sensing images of same target at different points

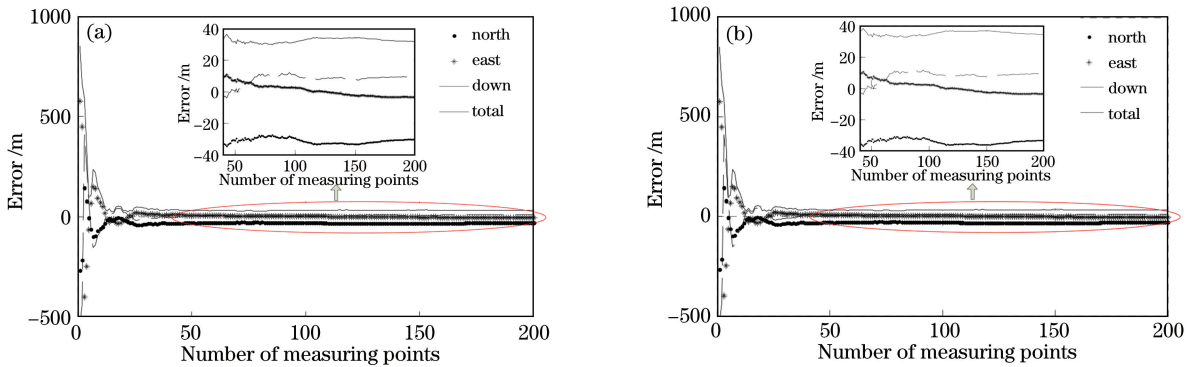


图 13 实验航拍数据。(a)  $T_1$  点; (b)  $T_2$  点

Fig. 13 Results of geo-location in flight test. (a)  $T_1$  point; (b)  $T_2$  point

## 5 结 论

提出一种基于立体成像的航空光电相机定位算法。该算法对同一目标进行多次立体成像,图像配准后采用扩展卡尔曼滤波算法提高定位精度,可以在没有激光主动测距和数字高程地图模型辅助的情况下,对远距离倾斜目标完成高精度定位。

用蒙特卡罗法仿真分析了高度和倾斜角对定位误差的影响。结果表明,随着测量误差的增大和随机误差不确定度的增加,卡尔曼滤波对目标定位的收敛速度和定位精度都会下降。仿真结果表明,当倾斜角小于  $60^\circ$  时,立体成像 180 次后的定位误差优于 4 m。在 POS 与相机框架角度传感器的精度满足所规定的误差范围时,立体成像 180 次后的定位误差会优于 10 m,40 次后的定位误差会优于 20 m。

飞行实验结果表明,当飞行高度为 9800 m、倾

斜角为  $78^\circ$  时,立体成像 40 次后的目标的定位精度优于 35 m,相比基于地球椭球模型的定位算法,本文算法的精度有很大提升。

## 参 考 文 献

- [1] Tan L G. Research of target automatic positioning technology in airborne photo-electricity survey equipment [D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences, 2012: 20-28.  
檀立刚. 机载光电侦察设备目标自主定位技术研究 [D]. 长春: 中国科学院大学, 2012: 20-28.
- [2] Zhan F J, Shen H H, Wang P, *et al.* Precise ground target location of subsonic UAV by compensating delay of navigation information [J]. Optics and Precision Engineering, 2015, 23(9): 2506-2512.  
展凤江, 沈宏海, 汪沛, 等. 导航信息滞后补偿实现高速无人机对地精确定位 [J]. 光学精密工程, 2015, 23(9): 2506-2512.

- [3] Sun C S, Ding Y L, Wang D J, *et al.* Backscanning step and stare imaging system with high frame rate and wide coverage [J]. *Applied Optics*, 2015, 54 (16): 4960-4965.
- [4] Held K J, Robinson B H. TIER II Plus airborne EO sensor LOS control and image geolocation[C]//1997 IEEE Aerospace Conference, February 1-8, 1997, Snowmass at Aspen, CO, USA. New York: IEEE, 1997: 377-405.
- [5] Wang Z F, Wang H, Han J. High accuracy ground target location using loitering munitions platforms [J]. *Proceedings of SPIE*, 2011, 8194: 819423.
- [6] Liu C L, Liu J H, Song Y M, *et al.* A novel system for correction of relative angular displacement between airborne platform and UAV in target localization[J]. *Sensors*, 2017, 17(3): 510.
- [7] Wang X, Liu J H, Zhou Q F. Real-time multi-target localization from unmanned aerial vehicles [J]. *Sensors*, 2017, 17(1): 33.
- [8] Zhou Q F, Liu J H, Xiong W Z, *et al.* Multi-target self-determination orientation system based on airborne photoelectric imaging platform [J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(1): 0112005.  
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): 0112005.
- [9] Du Y L, Ding Y L, Xu Y S, *et al.* Geo-location algorithm for TDI-CCD aerial panoramic camera[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(3): 0328003.  
杜言鲁, 丁亚林, 许永森, 等. TDI-CCD全景式航空相机对地目标定位的算法[J]. *光学学报*, 2017, 37 (3): 0328003.
- [10] Qiao C, Ding Y L, Xu Y S, *et al.* Image registration method based on geo-location information and precision analysis[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37 (8): 0828001.  
乔川, 丁亚林, 许永森, 等. 基于地理位置信息的图像配准方法及精度分析[J]. *光学学报*, 2017, 37 (8): 0828001.
- [11] Wang S, Xu X. 3D reconstruction based on horopter [J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37(5): 0515004.  
王珊, 徐晓. 基于双目单视面的三维重建[J]. *光学学报*, 2017, 37(5): 0515004.
- [12] Xu Q Y, Yang L H, Niu Z Y, *et al.* High-accuracy calibration of multi-camera positioning system based on precision angle reference[J]. *Acta Optica Sinica*, 2019, 39(1): 0115001.  
徐秋宇, 杨凌辉, 牛志远, 等. 精密角度基准下的多相机定位系统高精度标定[J]. *光学学报*, 2019, 39 (1): 0115001.
- [13] Sun L F, He Z S, Ji B F, *et al.* Modeling and tracking of maneuvering extended objects using high resolution sensors[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38 (2): 0228001.  
孙力帆, 何子述, 冀保峰, 等. 基于高精度传感器量测的机动扩展目标建模与跟踪[J]. *光学学报*, 2018, 38(2): 0228001.
- [14] Li Y Y, Wu H, Chang X L, *et al.* Multi-view stereo positioning error analysis based on spaceborne optics and SAR images [J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38 (5): 0528003.  
李莹莹, 吴昊, 常学立, 等. 基于星载光学和 SAR 影像的多视立体定位误差分析[J]. *光学学报*, 2018, 38(5): 0528003.
- [15] Mo D L, Zhang Y S, Wang T, *et al.* Imaging simulation of airborne linear whiskbroom camera[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(7): 0728002.  
莫德林, 张永生, 王涛, 等. 航空线阵摆扫式相机成像仿真[J]. *光学学报*, 2018, 38(7): 0728002.
- [16] Minaeian S, Liu J, Son Y J. Vision-based target detection and localization via a team of cooperative UAV and UGVs[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2016, 46(7): 1005-1016.
- [17] Morbidi F, Mariottini G L. Active target tracking and cooperative localization for teams of aerial vehicles[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, 21(5): 1694-1707.
- [18] Chiang K W, Lin C A, Duong T T. The performance analysis of the tactical inertial navigator aided by non-GPS derived references[J]. *Remote Sensing*, 2014, 6 (12): 12511-12526.