

doi:10.3788/gzxb20174609.0912003

基于机载光电平台的双机交会定位方法

左羽佳^{1,2}, 白冠冰^{1,2}, 刘晶红¹, 宋悦铭¹, 孙明超¹

(1 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(2 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要:根据现有无人机光电定位方法对动态目标定位的局限性, 借鉴光电经纬仪角度交会定位方法, 提出改进的基于机载光电平台的双机交会定位系统. 介绍了交会定位系统的构成及其工作原理, 构建辅助坐标系, 对视轴向量进行齐次坐标转换, 建立双机交会定位模型. 研究了交会定位中载机相对目标位置对定位精度的影响, 给出了理想的测量位置, 得到最优定位位置, 最优交会角为 69.984° . 最优位置下, 当目标距离双机基线 20 km 时, 定位均方根误差为 38.043 4 m. 分析了卡尔曼滤波对定位结果的影响, 建立合适的滤波模型, 滤波后的定位均方根误差减小到 13.584 2 m.

关键词:无人机; 机载光电平台; 交会定位; 坐标转换; 精度分析; 交会角; 卡尔曼滤波

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2017)09-0912003-11

Two-UAV Intersection Localization Based on the Airborne Optoelectronic Platform

ZUO Yu-jia^{1,2}, BAI Guan-bing^{1,2}, LIU Jing-hong¹, SONG Yue-ming¹, SUN Ming-chao¹

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

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To address the limitation of existing unmanned aerial vehicle photoelectric localization method used for moving objects, this paper proposes an improved two-unmanned aerial vehicle intersection localization system based on airborne optoelectronic platforms by using the crossed-angle localization method of photoelectric theodolites for reference. This paper introduces the makeup and operating principle of intersection localization system, creates auxiliary coordinate systems, transforms the light of sight vectors into homogeneous coordinates, and establishes a two-unmanned aerial vehicle intersection localization model. In this paper, the influence of the positional relationship between unmanned aerial vehicles and the target on localization accuracy has been studied in details to obtain an ideal measuring position and the optimal localization position where the optimal intersection angle is 69.984° . Given the optimal position, the localization root-mean-square error will be 38.043 4 m when the target is 20 km away from unmanned aerial vehicle baselines. Finally, the influence of Kalman filtering on localization results is analyzed, and an appropriate filtering model is established to reduce the localization root-mean-square error to 13.584 2 m.

Key words: Unmanned aerial vehicle, Airborne optoelectronic platform; Intersection localization; Coordinate transformation; Accuracy analysis; Intersection angle; Kalman filtering

OCIS Codes: 120.0280; 280.4788; 280.4991; 110.5200

0 引言

光电测量设备作为定位领域的重要工具, 在军事和民用中发挥着重要作用. 根据基座不同, 现代光测设备可分为地面光电经纬仪、海上测量船以及机载光电平台. 而在实际侦察定位应用中, 光电经纬仪及海上测

基金项目: 国家自然科学基金(Nos. 61308099, 61304032)资助

第一作者: 左羽佳(1987-), 女, 博士研究生, 主要研究方向为机载光电测量. Email: mzuoyujia0617@126.com

导师(通讯作者): 刘晶红(1967-), 女, 研究员, 硕士, 主要研究方向为机载光电成像与测量. Email: liujing1577@126.com

收稿日期: 2017-03-14; 录用日期: 2017-05-27

<http://www.photon.ac.cn>

0912003-1

量船设备经常受到作用距离等因素的影响,无法对目标进行全程跟踪定位,在这样的背景下,机载光电平台借助于无人机的高机动灵活性,在侦察定位领域发挥着越来越重要的作用.近些年来,随着无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV)技术的快速发展,无人机携带光电设备进行勘察,监测等方面的应用越来越广泛,无人机定位方面的研究越来越多^[1-3].传统机载光电平台定位方法是单站 REA(距离、俯仰角、方位角)方法,即利用光电平台测量出目标相对平台的距离 R ,俯仰角 E ,方位角 A ,结合飞机全球定位系统(Global Positioning System, GPS)和惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)测得位置和姿态信息完成对目标的定位.该方法定位精度有限且依赖于激光测距仪,而激光测距仪在作用距离方面有一定限制,这也限制了该方法的使用范围^[3].因此需要提出新的定位方法来满足高精度定位要求.

H. R. Hosseini 等^[4]使用装备有实时动态测量(Real Time Kinematic, RTK) GPS 的无人机进行估算定位,定位结果使用扩展卡尔曼滤波进行滤波处理,定位结果平滑,设备简单易实现,但定位精度有限. Gianpaolo Conte 等^[5]使用微型飞行器(Micro Aerial Vehicle, MAV)完成目标定位,适用于近距离,对地面目标的定位要求. Eric W. Frew^[6]采用双机协同定位方法实现对地面目标的定位.周前飞等^[7]提出在平坦地面估算目标距离光电平台距离,进而实现多目标定位,该方法只适用于平坦的地区,且定位精度有限. Xu Cheng 等^[8]采用两点交会定位方法完成对地面静止目标的定位,并提出使用最小二乘迭代来提高目标定位精度. James A. Ross 等^[9]使用实时算法完成对地面目标的识别和定位,并用试验证明了 GPS 精度对定位精度有非常大的影响. Rajnikant Sharma 等^[10]在假设地面目标高度为 0 的条件下定位地面移动目标,并适用扩展卡尔曼滤波方法提高定位精度,该方法适用于地面平坦区域的定位.以上方法针对近距离地面目标定位较多,针对远距离对空中目标的定位方法的研究比较少^[11].

针对上述问题,本文提出了一种改进的交会定位方法.借鉴地面光电经纬仪与海上测量船的交会测量方法^[12],利用两台具有测角功能的光电平台同时测量目标相对平台坐标系的俯仰角和方位角,将该角度信息和载机的位置和姿态等信息融合得到载机到目标的视轴线(Line of Sight, LOS)相对于大地直角坐标系的方位/俯仰角信息,然后通过交会测量算法得到目标的位置信息.该系统不受定位目标运动特性的影响,可实现对空中或地面动态目标的实时定位;定位解算不需要目标与平台的距离参数,光电平台中无需装配激光测距仪,可有效减小载机的负载,摆脱了激光测距仪的测量距离限制,提高了定位的适用范围.

1 双机交会定位系统构成及其工作原理

系统主要由两架无人机、无人机所携带的机载光电平台、GPS、INS 等组成,如图 1 所示,光电平台搜索到目标后将目标锁定到视场中心,两架平台同时测量视轴相对航姿测量系统的俯仰和方位角,同时 GPS/INS 组合定位系统输出两架无人机的位置和姿态信息,通过齐次坐标转换方法,将双机输出的测量信息融合到统一的坐标系下,利用交会算法解算出目标的坐标.

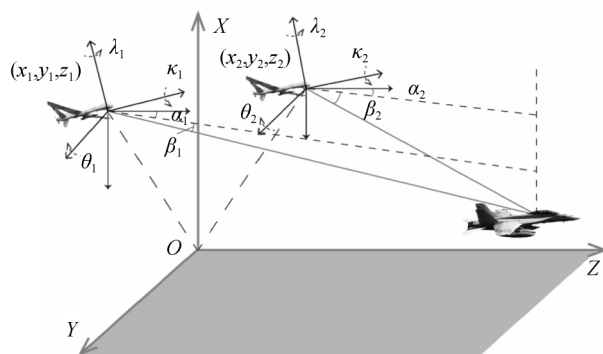


图 1 双机交会定位原理

Fig. 1 Schematic diagram of intersection location of double planes

2 双机交会定位系统关键技术

2.1 构建空间坐标系

本文系统构建了五个空间坐标系,具体描述为:1) 大地坐标系 $C(B, L, H)$:采用的坐标基准为国际地球

参考系统 WGS-84 系统,采用经纬度和大地高(B, L, H)表示空间任一点的位置. 2) 大地直角坐标系 $G(O_g - X_g Y_g Z_g)$:如图 2(a)所示,大地直角坐标系 G 是一个惯性坐标系,采用 (x, y, z) 描述空间位置,原点在地球质心, Z_g 轴指向地球的北极, X_g 轴由原点指向格林尼治子午面与地球赤道交点, Y_g 轴与 $X_g O_g Z_g$ 平面垂直并与 Z_g 轴, X_g 轴构成笛卡尔坐标系^[13]. 3) 载机地理坐标系 $S(O_s - X_s Y_s Z_s)$:如图 2(a)所示,地理坐标系原点是载机在某一时刻的位置 $(\lambda_s, \alpha_s, h_s)$, Z_s 指向正北方向, X_s 由原点指向天顶, Y_s 与 Z_s, X_s 构成右手坐标系. 图 2(a)表示大地直角坐标系与载机地理坐标系的定义规则及其关系. 4) 载机坐标系 $A(O_a - X_a Y_a Z_a)$:如图 2(b)所示,载机坐标系原点与载机地理坐标系重合, X_a 指向飞机正上方, Z_a 指向机头, Y_a 与 X_a, Z_a 形成右手坐标系,该坐标系三轴初始方向与载机地理坐标系相同. 但是载机坐标系在飞行中三轴相对载机地理坐标系会发生旋转,关系如图 2(b)所示,三轴姿态角为 λ, θ, κ ,由惯性导航系统测得. 图 2(b)表示载机地理坐标系与载机坐标系的定义规则及其关系. 5) 摄像机坐标系 $T(O_t - X_t Y_t Z_t)$:摄像机坐标系原点为视轴线与平台框架水平横轴的交点, Z_t 轴为摄像机光轴指向目标,当 Z_t 轴在初始位置时(即位于水平位置), X_t 轴指向天顶, Y_t 轴与 Z_t 轴, X_t 轴构成右手坐标系,初始位置与载机坐标系重合,但是在对目标定位时,摄像机光轴指向目标,导致其坐标系发生旋转. 图 2(c)表示摄像机坐标系与载机坐标系的定义规则及其关系.

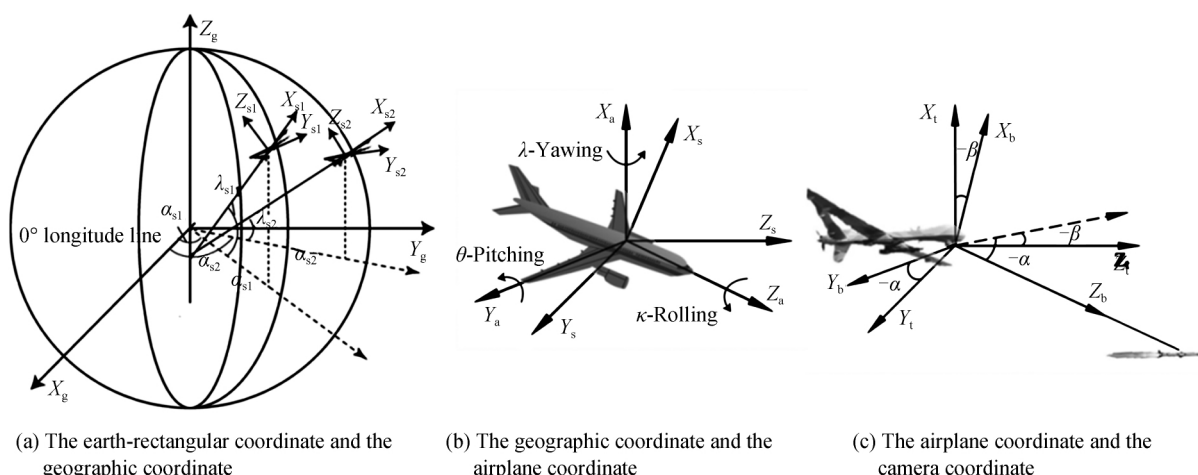


图 2 各坐标系的定义及其关系

Fig. 2 Definition of each coordinate frame and correlation diagram

大地坐标系 C 到大地直角坐标系 G 的转换公式为

$$\begin{cases} x_g = (N+H)\cos B\cos L \\ y_g = (N+H)\cos B\sin L \\ z_g = [N(1-e^2)+H]\sin B \end{cases} \quad (1)$$

大地直角坐标系 G 到大地坐标系 C 变换公式为

$$\begin{aligned} L &= a \tan \left(\frac{y_g}{x_g} \right) \\ B &= a \tan \left(\frac{z_g + e_1^2 b \sin^3 L}{\sqrt{x_g^2 + y_g^2} - e^2 a \cos^3 L} \right) \\ H &= \frac{\sqrt{x_g^2 + y_g^2}}{\cos B} - N \end{aligned} \quad (2)$$

式中, a 表示参考椭球长半轴长度, b 为参考椭球短半轴长度.

$$\text{第一偏心率 } e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$$

$$\text{第二偏心率 } e_1 = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{b^2}}$$

$$\text{卯酉圈曲率半径 } N = \frac{a}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 B}}$$

如图 2(c) 所示, 根据齐次坐标转换原理, 摄像机坐标系 T 绕 Y_t 轴旋转 $-\beta$, 绕 X_t 轴旋转 $-\alpha$ 后转换到载机坐标系 A

$$R_t^a(\alpha, \beta) = R(\alpha)R(\beta) = \begin{bmatrix} C_\beta & 0 & S_\beta & 0 \\ S_\alpha S_\beta & C_\alpha & -S_\alpha C_\beta & 0 \\ -C_\alpha S_\beta & S_\alpha & C_\alpha C_\beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $C_\alpha = \cos \alpha$, $S_\alpha = \sin \alpha$, 角度 α, β 表示目标在载机坐标系中的位置角.

根据图 2(b), 载机坐标系 A 绕 Z_a 轴旋转 κ , 绕 Y_a 轴旋转 θ , 绕 X_a 轴旋转 λ 后转换到地理坐标系 S

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

λ, θ, κ 表示载机坐标系相对地理坐标系的三轴姿态角(方位、俯仰、横滚).

如图 2(a) 地理坐标系 S 沿 X_s 轴平移 h_s , 绕 Y_s 轴旋转 λ_s , 绕 Z_s 轴旋转 $-\alpha_s$, 沿 Z_s 轴平移 $-Ne^2 \sin \lambda_s$ 后转换到大地直角坐标系 G

$$R_s^g(h_s, \lambda_s, \alpha_s, -Ne^2 \sin \lambda_s) = \begin{bmatrix} C_{\alpha_s} C_{\lambda_s} & -S_{\alpha_s} & -C_{\alpha_s} S_{\lambda_s} & h_s \\ S_{\alpha_s} C_{\lambda_s} & C_{\alpha_s} & -S_{\alpha_s} S_{\lambda_s} & 0 \\ S_{\lambda_s} & 0 & C_{\lambda_s} & -Ne^2 \sin \lambda_s \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.2 建立双机交会定位模型

如图 2(c) 所示, 机载光电平台跟踪目标时, 调整摄像机的角度, 将目标锁定到视场中心. 此时, 视轴与摄像机坐标系 Z_t 轴指向目标. 定位时, 双机输出同一时刻的测量数据转换到统一的坐标系中进行处理. 视轴向量在摄像机坐标系中的坐标表示为 $L_i = [0, 0, f, 1]^T$, f 表示相机的焦距. 通过坐标转换可得到视轴向量在大地直角坐标系下的表示, 然后利用交会算法得到目标位置表示. 坐标转换过程如图 3 所示.

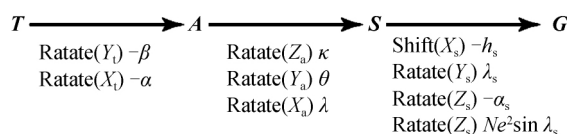


图 3 坐标转换流程图

Fig. 3 Chart of coordinate transformation process

式中, α, β 表示摄像机相对载机转动的方位角和俯仰角, 可通过光电码盘测量得到; λ, θ, κ 表示载机相对地理坐标系的姿态角, 由惯性导航系统测量得到; $(\lambda_s, \alpha_s, h_s)$ 由 GPS 测量得到, N 为卯酉圈曲率半径, e 表示偏心率. GPS 定位系统测量的数据 $(B, L, H) = (\lambda_s, \alpha_s, h_s)$ 表示大地坐标系下的坐标.

为方便表示, 对两架载机各自测得的参数用 i 进行标注, 其中 $i=1, 2$, 根据图 3, 计算视轴向量 L_{gi} 在大地直角坐标系中的向量表示

$$L_{gi} = \begin{bmatrix} l_{gi} \\ m_{gi} \\ n_{gi} \\ 1 \end{bmatrix} = R_g^t R_s^a R_a^t L_i \quad (6)$$

视轴的直线方程 L_i 在大地直角坐标系中可描述为

$$L_i: \begin{cases} x = x_i + l_{gi} k_i \\ y = y_i + m_{gi} k_i \\ z = z_i + n_{gi} k_i \end{cases} \quad (7)$$

式中 (x_i, y_i, z_i) 表示某一时刻载机在大地直角坐标系中的坐标值,通过 GPS 系统可获得其大地坐标系下的表示 $(\lambda_{si}, \alpha_{si}, h_{si})$,经过式(1)坐标变换得到.

在实际定位解算过程中,受惯性导航系统,光电测角码盘等测量误差的影响,解算得到的视轴向量与实际视轴有偏差,这将导致解算得到的视轴在空间上无法交于一点,如图 4 所示.而光电平台的工作距离可达几千米到几十千米,在这种远距离测量情况下偏差更大.在这种情况下采取常规的交会定位方法会导致误差增大.本文采用最小二乘估计原理解算.基本思想为:对与空间上两条视轴线求取一点 $T(x_m, y_m, z_m)$,使得点 T 到两视轴线的距离之和 D 最小,则 T 为估算得到的目标坐标.

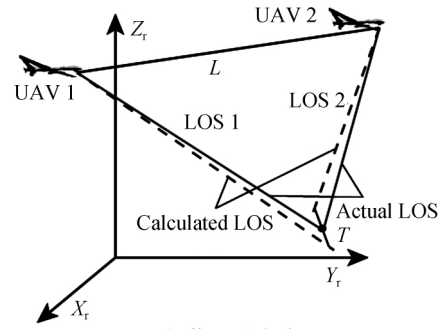


图 4 解算视轴偏差图

Fig. 4 The deviation of calculated LOS and actual LOS

根据空间几何知识,距离和 D 计算公式为

$$D = \sqrt{\sum_{i=1}^2 [(x_m - x_i^F)^2 + (y_m - y_i^F)^2 + (z_m - z_i^F)^2]} \quad (8)$$

其中 (x_i^F, y_i^F, z_i^F) 表示点 T 到视轴线的垂足坐标,根据直线方程推出

$$\begin{cases} x_i^F = x_i + l_{gi} [l_{gi}(x_m - x_i) + m_{gi}(y_m - y_i) + n_{gi}(z_m - z_i)] \\ y_i^F = y_i + m_{gi} [l_{gi}(x_m - x_i) + m_{gi}(y_m - y_i) + n_{gi}(z_m - z_i)] \\ z_i^F = z_i + n_{gi} [l_{gi}(x_m - x_i) + m_{gi}(y_m - y_i) + n_{gi}(z_m - z_i)] \end{cases} \quad (9)$$

根据最小二乘原理,将 D 分别对 x_m, y_m, z_m 求偏导令其值为0,即

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^2 [(1 - l_{gi}^2)(x_m - x_i) - l_{gi}m_{gi}(y_m - y_i) - l_{gi}n_{gi}(z_m - z_i)] = 0 \\ \sum_{i=1}^2 [-l_{gi}m_{gi}(x_m - x_i) + (1 - m_{gi}^2)(y_m - y_i) - m_{gi}n_{gi}(z_m - z_i)] = 0 \\ \sum_{i=1}^2 [-l_{gi}n_{gi}(x_m - x_i) + m_{gi}n_{gi}(y_m - y_i) + (1 - n_{gi}^2)(z_m - z_i)] = 0 \end{cases} \quad (10)$$

整理式(10),得到关于 (x_m, y_m, z_m) 的线性方程: $AM=b$,其中

$$A = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^2 (1 - l_{gi}^2) & -\sum_{i=1}^2 l_{gi}m_{gi} & -\sum_{i=1}^2 l_{gi}n_{gi} \\ -\sum_{i=1}^2 l_{gi}m_{gi} & \sum_{i=1}^2 (1 - m_{gi}^2) & -\sum_{i=1}^2 m_{gi}n_{gi} \\ -\sum_{i=1}^2 l_{gi}n_{gi} & -\sum_{i=1}^2 m_{gi}n_{gi} & \sum_{i=1}^2 (1 - n_{gi}^2) \end{bmatrix},$$

$$M = \begin{bmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{bmatrix}, b = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^2 [(1 - l_{gi}^2)x_i - l_{gi}m_{gi}y_i - l_{gi}n_{gi}z_i] \\ \sum_{i=1}^2 [-l_{gi}m_{gi}x_i + (1 - m_{gi}^2)y_i - m_{gi}n_{gi}z_i] \\ \sum_{i=1}^2 [-l_{gi}n_{gi}x_i - m_{gi}n_{gi}y_i + (1 - n_{gi}^2)z_i] \end{bmatrix},$$

由于 LOS 1 与 LOS 2 并不重合或平行,所以矩阵 A 为非奇异矩阵,方程有唯一解,目标点坐标值

$$M = \begin{bmatrix} x_m \\ y_m \\ z_m \end{bmatrix} = A^{-1}b \quad (11)$$

式中, (x_m, y_m, z_m) 表示目标在大地直角坐标系中的坐标表示,将 x_m, y_m, z_m 带入式(2)分别替换 $x_g, y_g,$

λ_g , 可得到目标 M 在大地坐标系下的坐标值 (B_m, L_m, H_m) 。

3 精度分析与仿真实验

定位精度分析是衡量一种定位算法优劣的重要环节,影响算法定位精度的因素主要分为两个部分,一是测量参数的误差,由式(3)可知,目标解算过程中需要融合各种测量参数,测量参数的误差毫无疑问的影响最终的定位精度。二是载机相对目标的测量位置,交会测量过程中,测量平台相对目标的位置对测量精度具有重要影响。在实际应用中,由于现代科技发展和设计工艺有一定局限性,加上设备的生产成本限制,设备的测量精度只能达到一定程度,在这种情况下,载机与目标的位置关系成为影响定位精度的重要因素。

3.1 载机位置对定位精度影响

载机测量位置的不同对测量定位精度具有重要影响,在实际应用中,无人机在对目标定位时,需要与目标保持足够的距离以保证侦察的隐蔽性。结合以上背景,本文从以下几个方面分析不同的测量方位对定位精度的影响,得到相应的分析数据,为实际工程应用提供参考。实验中采用的各传感器的测量误差根据设备产品说明书提供的最大标定误差确定,本文假设系统中双机采用相同的测量设备,即各参数误差标准一致,如表 1。

表 1 随机误差分布表
Table 1 Distribution Table of random error

Name of error variable	Random distribution	Error σ
Miss distance x	Normal distribution	$4.8 \times 10^{-5}/\text{m}$
Miss distance y	Normal distribution	$4.8 \times 10^{-5}/\text{m}$
UAV longitude	Normal distribution	$2 \times 10^{-4}/(^{\circ})$
UAV latitude	Normal distribution	$2 \times 10^{-4}/(^{\circ})$
UAV altitude	Normal distribution	$10/\text{m}$
UAV pitch	Normal distribution	$0.01/(^{\circ})$
UAV roll	Normal distribution	$0.01/(^{\circ})$
UAV yaw	Normal distribution	$0.05/(^{\circ})$
Camera pitch	Uniform distribution	$0.01/(^{\circ})$
Camera azimuth	Uniform distribution	$0.01/(^{\circ})$

本文仿真在参考坐标系中进行,参考坐标系中 X 轴表示高度, YOZ 面表示水平面。鉴于本文讨论的方法主要针对远距离目标定位,为了使仿真试验与实际应用一致,在仿真试验中目标与双机基线的距离为 20 km。由于仿真主要针对无人机与目标的相对位置对定位精度影响,且目标和载机在大地直角坐标系中坐标值太大且复杂,不易表示,因此在仿真中设计了大地直角坐标系的平移坐标系作为参考坐标系。该参考坐标系原点为参考椭球面上某一点,三轴与大地直角坐标系平行,从而保证其不影响仿真结果。

3.1.1 基线长度对定位精度的影响。

仿真保持双机等距等高跟踪条件下(即双机与目标成等腰三角形),如图 5 所示。

目标与双机位置基线的距离为 20 km 保持不变,改变双机基线长度 Long,得到分析结果如图 6。

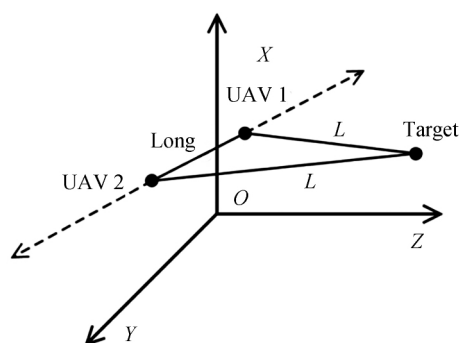


图 5 载机与目标位置关系

Fig. 5 Graph of the positional relationship between aerial carriers and target

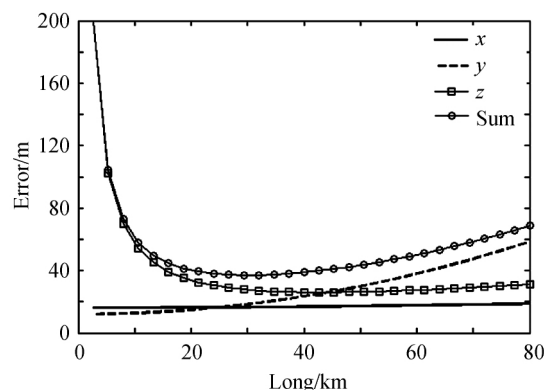


图 6 误差随基线长度变化曲线

Fig. 6 The variation of the error with the baseline

图中 x, y, z 曲线表示参考坐标系下 x, y, z 轴向的定位误差 $\Delta x, \Delta y, \Delta z$, Sum 曲线表示实际目标位置与测量点的误差半径, 即 $\text{Sum} = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}$, 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 100 次仿真实验误差的均方根^[14]. 由实验结果可知, 在双机等距等高跟踪, 目标距离双机基线 20 km 的位置条件下, 当基线长度 $\text{Long} = 29.4$ km 时, 交会角 φ 为 69.984° , 定位精度最高, $\Delta x = 15.11$ m, $\Delta y = 21.75$ m, $\Delta z = 27.31$ m, $\text{Sum}(\min) = 38.0434$ m. 基线长度 Long 在 (10 km ~ 65 km) 范围时, 交会角范围为 $(28.1^\circ \sim 116.8^\circ)$, 总误差及各个误差分量均在 60 m 以下.

为证明最佳交会角在目标距离基线变化的情况下仍适用, 仿真了不同的距离下误差随交会角的变化, 如图 7.

如图 7 所示, 得到在目标与双机基线距离分别为 20 km、10 km、5 km、2.5 km 和 2 km 下的误差曲线图, 由图 7 可知, 20 km 条件下仿真得出的最佳交会角和合适的交会角范围能够适用于其他测量距离情况.

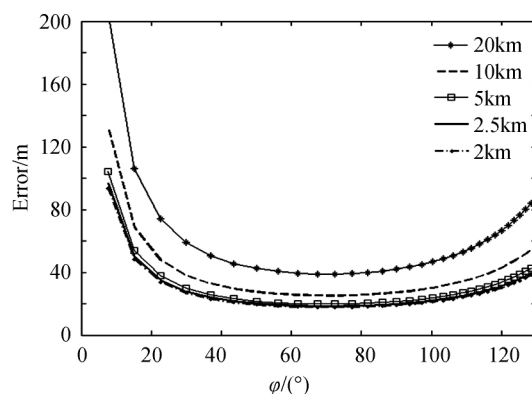


图 7 不同距离下误差随交会角变化曲线

Fig. 7 The variation of the error with the intersection angle at different distances

3.1.2 非等距等高跟踪下的定位精度

由上文可知, 在保持目标与双机基线距离 20 km 不变条件下, 基线长度 $\text{Long} = 29.4$ km 时, 定位精度最高. 仿真双机在此条件下沿基线延长线方向移动, 如图 8.

如图 8 所示, 仿真目标点坐标 (3 000, 0, 20 000), 载机 1 从 (3 000, -54 700, 0) 沿直线匀速移动到 (3 000, 25 300, 0), 载机 2 以相同速度从 (3 000, -25 300, 0) 沿直线移动到 (3 000, 54 700, 0), 得到定位精度如图 9.

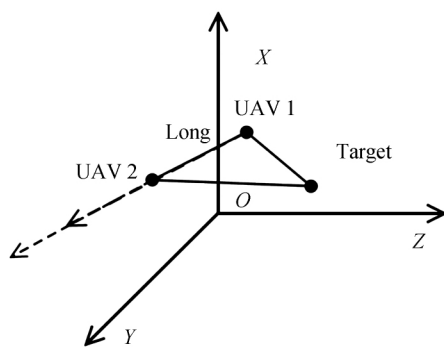


图 8 载机与目标位置关系

Fig. 8 Graph of the positional relationship between aerial carriers and target

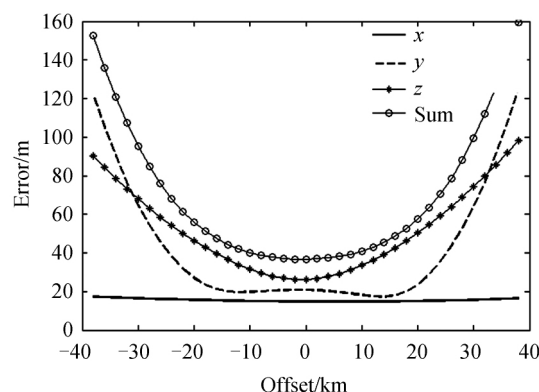


图 9 误差随偏移量变化曲线

Fig. 9 The variation of the error with the offset

仿真结果表明, 随偏移量 Offset 的增大, 定位误差也逐渐增加, 偏移量为 0 (即双机与目标等距) 的情况下, 总定位误差 Sum 最小, 此时 $\text{Sum} = 38.0434$ m. 偏移为 10 km 时总定位误差 Sum 达到 42.3297 m. 偏移量为 20 km 时 Sum 则达到 61.7726 m.

3.1.3 等距非等高跟踪下的定位精度

为分析算法在双机与目标非等高情况下定位精度变化, 仿真载机位置按照图 10 中轨迹匀速变化.

如图 10 所示, 仿真目标点坐标 (3 000, 0, 20 000), 载机 1 从 (3 000, -14 700, 0) 沿圆弧匀速移动到 (23 000, -14 700, 20 000), 载机 2 以相同速度从 (3 000, 14 700, 0) 沿圆弧移动到 (23 000, 14 700, 20 000). 得到分析结果如图 11 所示.

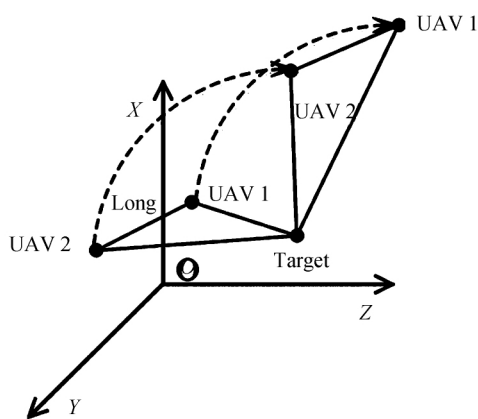


图 10 载机与目标位置关系

Fig. 10 Graph of the positional relationship between aerial carriers and target

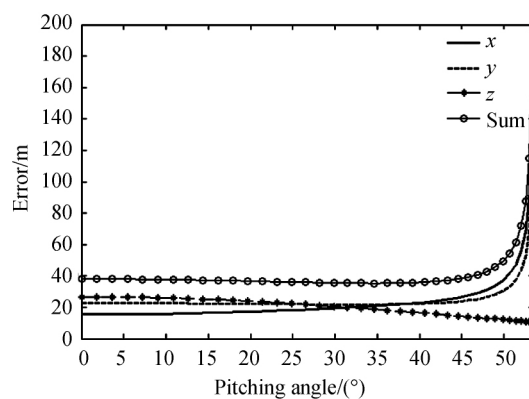


图 11 误差随俯仰角的变化曲线

Fig. 11 The variation of the error with the pitching angle

仿真结果表明,当双机平行跟踪,俯仰角在 45° 内时,各误差量均趋于平稳,此时适合对目标进行定位,俯仰角大于 45° 时,误差值随俯仰角增大而急剧增大。

3.1.4 非等高跟踪下的定位精度

保持目标与双机基线距离 20 km,基线长度 $Long=29.4$ km 的条件下,载机 1,2 以基线中点为圆心沿图 12 所示方向匀速移动,分析在双机非等高位置对目标跟踪定位的误差变化情况。

仿真目标点坐标 $(23\ 000, 3\ 000, 20\ 000)$, 载机 1 从 $(23\ 000, -11\ 700, 0)$ 沿圆弧匀速移动到 $(37\ 700, 3\ 000, 0)$, 载机 2 以相同速率从 $(23\ 000, 17\ 700, 0)$ 沿圆弧移动到 $(8\ 300, 30\ 00, 0)$, 即双机位置以基线中点为中心从水平位置旋转到垂直位置。

双机与目标位置以如图 11 所示位置变化时,随载机 1 的测量俯仰角变化定位误差曲线如图 13,俯仰角在 25° 以内变化时,误差曲线比较平稳,为适合定位位置。当俯仰角大于 25° 时,误差曲线增长迅速,不适合选作定位位置。

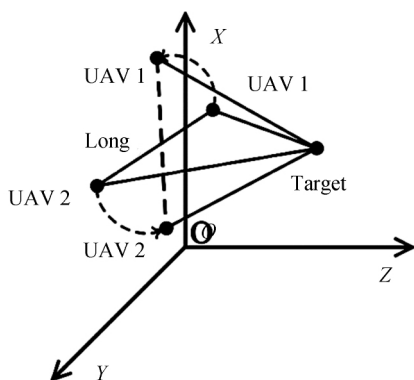


图 12 载机与目标位置关系

Fig. 12 Graph of the positional relationship between aerial carriers and target

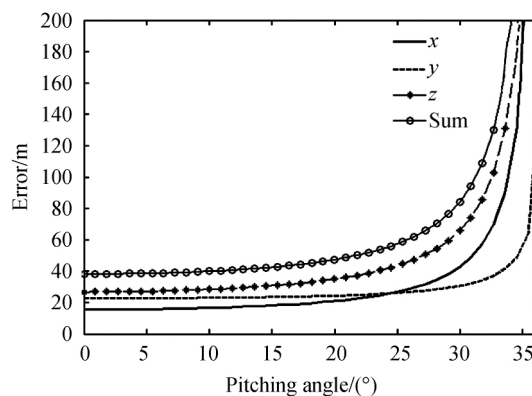


图 13 误差随位置变化曲线

Fig. 13 The variation of the error with the position

3.1.5 基线与俯仰角均变化条件下的定位精度

根据图 13 的仿真结果可知,双机在等高跟踪目标情况下定位精度最高,而由图 9 的仿真结果得到双机在与目标等距时有最高的定位精度。考虑到实际工程中,双机工作时通常为等距等高跟踪定位目标,本文仿真了目标距离目标基线 20 km 时,基线长度与俯仰角均变化情况下定位精度变化的情况,得到仿真结果如图 14。

由图 14 可知,在跟踪俯仰角为 0 ,基线长度为 29.4 km 时,定位精度最高,定位误差 $Sum=38.043\ 4$ m,基线长度小于 29.4 km 时,双机与目标有一定的俯仰角时定位精度较高;但精度达不到最小误差 38.043 4 km;基线长度大于 29.4 km 后,定位误差随俯仰角增大而增加。

根据以上仿真信息,可得出如下结论:

1) 基于本文定位算法,双机交会系统相对目标的最佳定位位置是双机与目标在同一水平线,载机1与载机2相对目标的方位角互为相反数,即双机与目标位置相等,且交会角为 69.984° . 本文仿真目标到双机基线距离为 20 km,此时最佳测量位置的基线长度为 29.4 km,此时 x 轴向误差 Δx 为 15.11 m, y 轴向误差 Δy 为 21.75 m, z 轴向误差 Δz 为 27.31 m,误差半径 $\text{Sum}=38.0434$ m.

2) 在实际工作中,由于目标与载机均在不断移动中,且目标运动轨迹不可预估,所以实际定位过程中很难保持在最佳测量位置实施定位.在双机保持平行,与目标位于同一水平面时,保持交会角在 $28.1^\circ \sim 116.8^\circ$ 范围内,可达到较理想的定位效果.

3) 保持交会角不变,双机平行位置,载机与目标俯仰角在 $0^\circ \sim 45^\circ$ 范围变化时,定位误差几乎保持不变,定位精度比较理想.当双机不在同一水平面时,即在实验4条件下进行测量时,载机1与目标俯仰角应保持在 0° 到 25° .

3.2 双机交会定位标准卡尔曼滤波

为提高定位精度,需要对目标的观测值进行滤波处理.本文系统针对的定位目标为空中或地面移动目标,采用卡尔曼滤波算法,以目标的三轴运动位置和速度为状态量,目标位置为观测量建立目标的动态定位模型^[15].

3.2.1 卡尔曼滤波模型建立

机载光电侦察平台一般从距离目标几千到上万米的位置对目标进行定位,针对一般的非高速机动目标,考虑到目标移动的速度及飞机的速高比不大,目标在三轴方向上的移动速度可近似看做匀速运动,设采样时间为 T ,目标运动的状态方程

$$X(k) = AX(k-1) + BU(k-1) + W(k-1) \quad (12)$$

式中, $X(k)$ 表示 k 时刻目标状态量, $X(k) = [x(k), v_x(k), y(k), v_y(k), z(k), v_z(k)]^T$, 状态变量 $x(k)$, $v_x(k)$, $y(k)$, $v_y(k)$, $z(k)$, $v_z(k)$ 表示目标在三轴上的位置和速度.系统没有控制量, $B(k) = 0$, 状态转移矩阵为

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

$W(k)$ 表示系统状态噪声,为零均值、白色,高斯噪声序列,其协方差为 $Q(k)$.

系统量测方程为

$$Y(k) = HX(k) + V(k) \quad (13)$$

式中, $Y(k)$ 表示系统测量值, $Y(k) = [y_x(k), y_y(k), y_z(k)]^T$, H 为系统观测矩阵

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

0912003-9

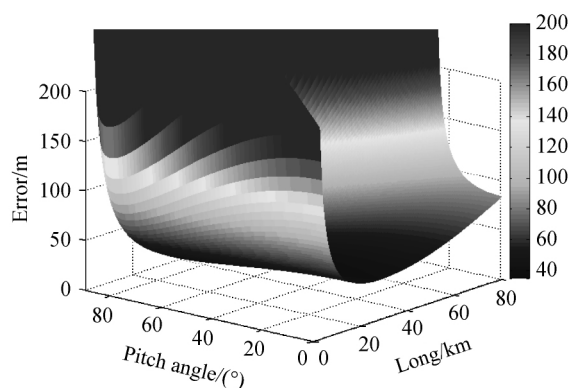


图14 定位误差与基线长度和俯仰角的关系

Fig. 14 The variation of the error with the baseline and pitching angle

$V(k)$ 表示观测噪声, 为零均值、白色、高斯噪声序列, 其协方差为 $R(k)$.

得到卡尔曼滤波器的递推方程为

$$X(k/(k-1)) = A(k)X(k-1) \quad (14)$$

$$P(k/(k-1)) = A(k)P(k-1)A^T(k) + Q \quad (15)$$

$$K(k) = P(k/(k-1))H^T(k)[H(k)P(k/(k-1))H^T(k) + R(k)]^{-1} \quad (16)$$

$$X(k) = X(k/(k-1)) + K(k)(Y(k) - HX(k/(k-1))) \quad (17)$$

$$P(k) = (1 - K(k)H(k))P(k/(k-1)) \quad (18)$$

3.2.2 滤波器初始化

卡尔曼滤波算法属于一种递推算法, 必须给定算法初值, 本文采用最佳定位位置进行试验, 所以观测噪声 $V(k)$ 为零均值、白色、高斯噪声, 其协方差 $R(k)$ 为常量, $R(k) = \text{diag}(r_{11}, r_{22}, r_{33}) = [15.1^2, 0, 0; 0, 21.7^2, 0; 0, 0, 27.3^2]$, 初始状态量 $X(1)$ 可根据初始观测量给出, 假设目标在三轴方向上匀速运动, 则有 $X(1) = [y_x(1), (y_x(2) - y_x(1))/T, y_y(1), (y_y(2) - y_y(1))/T, y_z(1), (y_z(2) - y_z(1))/T]$, 由于初始状态值由测量值给定, 因此初始状态协方差矩阵 $P(1)$ 可由测量方差相应地设定. 其中: $P(1) = \text{cov}(X_{\text{real}}(1) - X(1))$, $X_{\text{real}}(1)$ 表示初始时刻的真实值. 由于噪声向量互不相关, 可得到初始协方差阵

$$P(1) = \begin{bmatrix} r_{11} & \frac{r_{11}}{T} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{r_{11}}{T} & \frac{2r_{11}}{T^2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & r_{22} & \frac{r_{22}}{T} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{r_{22}}{T} & \frac{2r_{22}}{T^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & r_{33} & \frac{r_{11}}{T} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{r_{11}}{T} & \frac{2r_{33}}{T^2} \end{bmatrix},$$

采样周期 $T=1$ s, 滤波器从 $k=2$ 时刻开始工作.

3.2.3 实验结果

依照上述滤波方法, 仿真目标从初始位置 $(0, 14\ 700, 20\ 000)$ 开始以速度向量为 $(10, 20, 30)$ 的速度匀速运动, 得到滤波结果如图 14.

由图 15 误差分布可以看出, 经过卡尔曼滤波后定位误差相比原始的测量值明显减小, 滤波前的定位误差为 $38.043\ 4$ m, 滤波后定位误差可达 $13.584\ 2$ m. 定位精度有明显的提升, 从采样时间看, 开始的 20 s 处于数据积累过程, 因此定位结果相对发散, 20 s 后数据快速收敛, 误差值也相对滤波之前更为平滑.

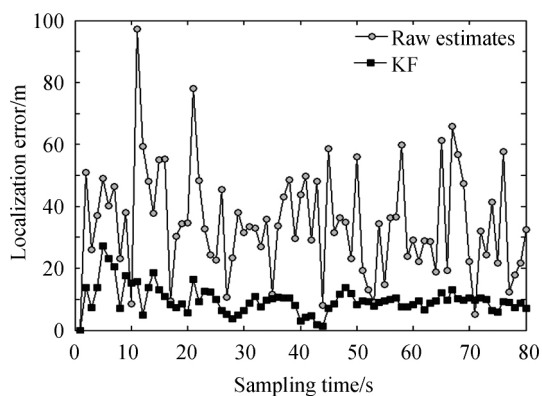


图 15 卡尔曼滤波后的定位误差

Fig. 15 Localization errors after KF

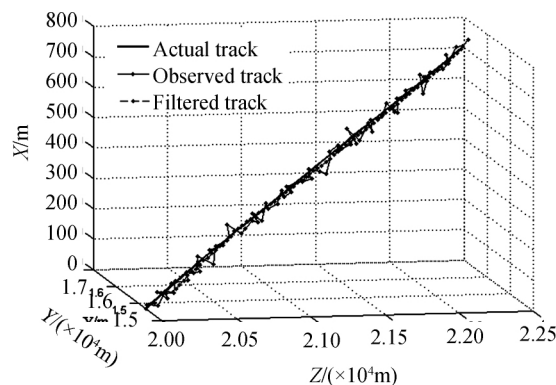


图 16 定位轨迹图

Fig. 16 Curve of localization track

图 16 为模拟目标运动轨迹图,黑色曲线表示目标实际运动轨迹,实心点的曲线表示测量出的目标轨迹,实心虚线则表示滤波后运动轨迹。从图中可以看出,测量点位置相对比较分散,而滤波后的轨迹则更为平滑,且与实际运动轨迹更贴合。

4 结论

针对现有机载光电定位方法的局限性,本文基于常规地面交会定位方法提出一种改进型双机交会定位算法,构建了双机交会系统的定位模型,针对双机位置对定位精度的影响做了详细的研究,得到最优定位位置,量化研究了不同位置下的定位精度,为定位中无人机航迹规划研究提供基础。在最优定位位置条件下,当目标距离双机基线位置 20 km 时,定位精度可达到 38.043 4 m。针对运动轨迹较为平滑的目标,文章采用卡尔曼滤波方法,定位精度可提高到 13.584 2 m。

参考文献

- [1] SHAO Xiao, TAO Jian-wu. Location method of static object based on monocular vision[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2016, **45**(10): 1012003.
邵校,陶建武. 基于单目视觉的静止目标定位方法[J]. *光子学报*, 2016, **45**(10): 1012003.
- [2] SHAO Hui. Research on high precision target localization technology in UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
邵慧. 无人机高精度目标定位技术[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
- [3] 樊邦奎,段连飞,赵炳爱,等. 无人机侦察目标定位技术[M]. 北京:国防工业出版社,2014.
- [4] HOSSEINPOOR H R, SAMDZADEGAN F, DADRASJAVAN F. Precise target geolocation and tracking based on UAV video imagery[J]. *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2016, **XLI-B6**: 243-249.
- [5] GIANPAOLO C, MARIA H, PIOTR R, *et al.* High accuracy ground target geo-location using autonomous micro aerial vehicle platforms[C]. In Proceedings of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, America, 2008.
- [6] FREW E W. Sensitivity of cooperative target geolocalization to orbit coordination[J]. *Journal of Guidance, control, and Dynamics*, 2008, **1**(4): 1028-1040.
- [7] ZHOU Qian-fei, LIU Jing-hong, XIONG Wen-zhuo, *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助定位系统研究[J]. *光学学报*, 2015, **35**(1): 0112005.
- [8] XU Cheng, HUANG Da-qiang, HAN Wei. High precision passive target localization based on airborne electro-optical payload[C]. In Proceedings of 14th International Conference on Optical Communications and Networks (ICOON), Nanjing, China, 2015. pp. 1-3.
- [9] JAMES A R, BRIAN R G, GREGORY L S, *et al.* Vision-based target geolocation and optimal surveillance on an unmanned aerial vehicle[C]. In Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Honolulu, Hawaii, America, 2008.
- [10] RAJNIKANT S, JOSIAH Y, HYUKSEONG K, *et al.* Vision based mobile target geo-localization and target discrimination using bayes detection theory[J]. *Distributed Autonomous Robotic Systems*, 2014, **104**: 59-71.
- [11] HU Tian-xiang. Double UAV cooperative localization and remote location error analysis[C]. In Proceedings of 5th International Conference on Advanced Design and Manufacturing Engineering, Shenzhen, China, 2015: 76-81.
- [12] ZHANG Tong-shuang, FU Min-hui, ZHONG De-an, *et al.* Marine angle intersection method based on MLE algorithm and its precision analysis[J]. *Telecommunication Engineering*, 2013, **53**(8): 1033-1038.
张同双,傅敏辉,钟德安,等. 基于 MLE 算法的海上角度交会测量方法及其精度分析[J]. *电讯技术*, 2013, **53**(8): 1033-1038.
- [13] WANG Jia-qi, JIN Guang, YAN Chang-xiang. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device[J]. *Optics and precision Engineering*, 2005, **13**(2): 105-116.
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.
- [14] GUAN Zuo-nian, WANG Nai-xiang, XU Ning. 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.
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.
- [15] 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.

Foundation item: The National Natural Science Foundation of China (Nos. 61308099, 61304032)