

## 针对不同视场辅助信标的无人机目标定位方法\*

朱惠民<sup>1,2</sup>, 贾正荣<sup>1</sup>, 王航宇<sup>3</sup>, 孙世岩<sup>1</sup>

(1. 海军工程大学 兵器工程学院, 湖北 武汉 430033; 2. 中国人民解放军92941部队, 辽宁 葫芦岛 125000;

3. 海军工程大学, 湖北 武汉 430033)

**摘要:**针对无人机在单站测角测距的目标定位过程中受无人机姿态角误差影响较大的问题,提出一种对辅助信标进行探测并与惯性传感器相结合的无人机姿态求解方法。建立基于容积卡尔曼滤波的惯性传感器姿态求解模型,采用梯度下降法对基于辅助信标的无人机位姿参数进行求解,并综合它们的结果对无人机的姿态偏差进行估计和校正,最后完成了不同视场条件下的目标定位和仿真计算。结果表明,所提方法对无人机目标定位精度有明显提高。

**关键词:**辅助信标;目标定位;容积卡尔曼滤波;梯度下降法;无人机位姿估计

**中图分类号:**TP274 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)03-125-12

## Target location method of unmanned aerial vehicle direct at aided beacon in different field of view

ZHU Huimin<sup>1,2</sup>, JIA Zhengrong<sup>1</sup>, WANG Hangyu<sup>3</sup>, SUN Shiyuan<sup>1</sup>

(1. College of Weaponry Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China;

2. The PLA Unit 92941, Huludao 125000, China; 3. Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

**Abstract:** Aimed at the problem that the UAV's (unmanned aerial vehicle's) single station angle and distance measurement are greatly affected by the UAV's attitude angle error, a method was proposed to solve the UAV's attitude by detecting the auxiliary beacon and combining with the inertial sensor. The attitude solving model of inertial sensor based on cubature Kalman filter was established. By using the gradient descent method, the attitude parameters of UAV based on auxiliary beacons were solved, and the results were comprehensively used to estimate and correct the attitude error of UAV. Finally the targets' location and simulation calculation under different fields of view were completed. The results show that the proposed method can improve the precision of UAV target location.

**Keywords:** auxiliary beacons; target location; cubature Kalman filter; gradient descent method; attitude estimation of unmanned aerial vehicle

无人机对陆目标进行测角测距时定位精度受无人机的姿态角误差影响十分明显,且距离越远,定位精度越低。而无人机姿态估计一直都是行业内研究的热点和难点,无人机涉及六个自由度的位置估计,目前对无人机的位姿估计主要是以多传感器相结合的方式,如全球定位系统(Global Positioning System, GPS)、高度计、气压计、惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)等,其中IMU是最基本的姿态测量传感器,通常用于水面舰艇、潜艇、飞机等,测量精度高,但是体积大、价格昂贵。而体积较小、重量较轻的惯性传感器,随着使用时间的推移,惯性测量误差累积将越来越大。

随着微机电系统(Micro-Electro-Mechanical

System, MEMS)的发展,以陀螺仪、加速度计等惯性测量单元相结合的微机电系统惯性测量单元(Micro-Electro-Mechanical System - Inertial Measurement Unit, MEMS-IMU)目前已极其广泛地应用在诸多的小型、微型无人平台上,用以进行平台相对位姿估计。然而, MEMS-IMU对姿态的测量误差从 $1^\circ/\text{h}$ 到 $0.06^\circ/\text{min}$ ,当目标距无人机10 km时, $1^\circ$ 的姿态角误差引起的目标定位精度误差约为 $(378\text{ m} \times 420\text{ m} \times 35\text{ m})^{[1]}$ 。

许多学者针对基于惯性测量设备的无人平台定位问题展开了研究。Li等<sup>[2]</sup>针对GPS拒止环境中的陆地车辆精确定位问题,提出了一种结合低成本多传感器的方法,采用联合卡尔曼滤波

\* 收稿日期:2018-04-17

基金项目:国防科技基金资助项目(B09-2101035)

作者简介:朱惠民(1989—),男,云南昭通人,博士研究生, E-mail:415745291@163.com;

王航宇(通信作者),男,教授,博士,博士生导师, E-mail:15927463438@163.com

(Federated Kalman Filter, FKF) 进行信息融合,对姿态误差进行估计。Fourati 等<sup>[3]</sup>为刚性运动的姿态估计提出了一种可行的四元互补观测器,在没有 GPS 数据的条件下进行姿态估计,可以有效地克服无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)的局限性。Cho 等<sup>[4]</sup>针对室内传感器观测不足的问题,对 IMU 方向的初始预测投影进行改进,用于补偿姿态误差,并提出了一种可以检测补偿退化情况的算法。Allotta 等<sup>[5]</sup>采用 MEMS、IMU、磁强计以及光纤陀螺组成的多传感器单元对水下航行器(Autonomous Underwater Vehicle, AUV)的姿态进行估计,并对滤波器提出了改进方案。Barba 等<sup>[6]</sup>提出了一种基于进化计算的 MEMS 最佳形状设计方法,针对 MEMS 运动在车辆、信息设备以及医疗设备上测量时产生的冲突程度提出了最小化的解决方案。此外, Guggenheim 等<sup>[7]</sup>为降低制造 MEMS 传感器的成本,提出了一种六自由度力矩传感器设计方法,使微惯性测量单元能够被更加广泛地使用。

不仅如此,融合多传感器的姿态量测技术也逐渐在众多领域中被使用: von Marcard<sup>[8-11]</sup>等结合视觉信息,对惯性测量单元进行补偿,进行了室内环境人体结构捕捉、机器人姿态修正等; 闵华松等<sup>[13]</sup>为基于 RGBD-Slam 的定位失败问题,在定位算法的基础上提出了结合 IMU 和 Kinect 的机器人运动状态比较与融合的姿态估计方法,利用多传感器得到的姿态估计结果构建预测模型和观测模型,提高了机器人的定位精度; 马可铎等<sup>[13]</sup>提出了一种基于视觉的相对位姿估计算法,用于解决近距离的编队飞行位姿估计问题。符小卫<sup>[14-15]</sup>等对无人机用于目标定位和跟踪有了一定的研究基础,证明了无人机目标定位的可行性。

基于上述硬件发展水平和滤波算法的研究成果,本文提出一种基于光电传感器与 MEMS-IMU 相结合的无人机位姿求解模型,并对姿态偏差进行估计和校正,对地面目标进行精确定位。

### 1 问题描述

无人机空中进行搜索时,对地面场景选定一个标志性坐标点,作为辅助信标,该辅助信标的坐标精度是非常高的,既可以是战前侦察对该区域进行测量选择的制高点,也可以是通过无人机进行投放的位置信号发射器或者是地面侦查人员发射的定位信息,如图 1 所示。

在  $t_0$  时刻,无人机捕获到辅助信标的位置,并测量得到与它的距离和角度信息;在经过时间

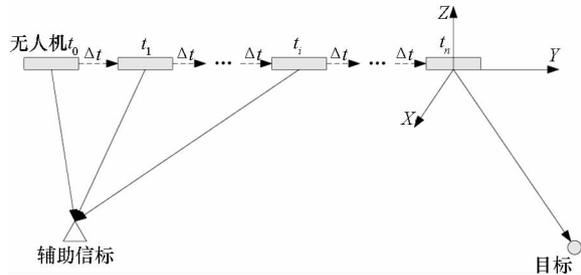


图 1 基于不同视场辅助信标的目标定位作战样式  
Fig. 1 Target location combat style based on auxiliary beacons in different field of view

约束  $\Delta t$  的飞行距离后,本体感知传感器姿态角漂移量都超过了目标定位精度对无人机姿态量测误差所提出的最低要求,此时,通过机上有效载荷对辅助信标进行再次量测,得到  $t_1$  时刻的距离和角度信息。根据机上惯性导航以及 GPS 等定位系统的测量,在  $\Delta t$  的时间段内,无人机的位移的测量值是  $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ ,从而解算得到此刻辅助信标与无人机之间的距离和角度信息的真实值应该为  $(d'_{t1}, B'_{t1}, \varepsilon'_{t1})$ ,并且能够反推出无人机此时所在位置的真实值应该为  $(\Delta x', \Delta y', \Delta z')$ ,对无人机的位置误差进行修正。

采用光电传感器进行目标探测和跟踪,同时通过惯性传感器和激光传感器进行姿态的估计与更新,经过  $n$  个  $\Delta t$  后,无人机捕获到目标。由于前期在不停地对无人机进行姿态的校正,能够得到较为准确的目标位置。

## 2 无人机姿态估计方法

### 2.1 基于 IMU 的无人机姿态估计

陀螺仪输出三轴角速率,可以通过对角速率积分得到平台的姿态角信息,其特点是动态性能良好,但是精度较低,且存在常值漂移,其测量误差会随着时间漂移,不适合长时间载体姿态确定。

#### 2.1.1 状态方程

欧拉角法具有简便直观、物理含义明确的优点,且不存在冗余参数,虽然在俯仰角为  $90^\circ$  时存在奇异,但对无人机而言,俯仰角基本不会到达  $90^\circ$ ,因此本文采用欧拉角法对姿态运动学进行描述。取状态向量为  $\mathbf{X} = (\psi, \theta, \phi)^T$ ,其中,  $\psi$  为偏航角、 $\theta$  为俯仰角、 $\phi$  为滚动角。

设陀螺仪输出的角速度为  $(\omega_{b,x}, \omega_{b,y}, \omega_{b,z})^T$ ,则有:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\psi \tan\theta & \cos\psi \tan\theta \\ 0 & \cos\psi & -\sin\psi \\ 0 & \sin\psi / \cos\theta & \cos\psi / \cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_{b,x} \\ \omega_{b,y} \\ \omega_{b,z} \end{pmatrix} = \mathbf{D} \begin{pmatrix} \omega_{b,x} \\ \omega_{b,y} \\ \omega_{b,z} \end{pmatrix} \quad (1)$$

考虑常值误差和测量噪声,式(1)变为:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \mathbf{D} \begin{pmatrix} \omega_{b,x} \\ \omega_{b,y} \\ \omega_{b,z} \end{pmatrix} - \mathbf{D} \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中,  $(v_1, v_2, v_3)^T$  为陀螺输出数据中的测量噪声。无人机的状态变化可以表示为:

$$\begin{pmatrix} \psi \\ \theta \\ \phi \end{pmatrix}_{k+1} = \begin{pmatrix} \psi \\ \theta \\ \phi \end{pmatrix}_k + \Delta t \begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix}_k \quad (3)$$

将式(3)代入式(2),有:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{I}\mathbf{X}_k + \Delta t \mathbf{D} \begin{pmatrix} \omega_{b,x} \\ \omega_{b,y} \\ \omega_{b,z} \end{pmatrix}_k - \Delta t \mathbf{D} \begin{pmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{pmatrix}_k \quad (4)$$

式中,  $\mathbf{I}$  为单位矩阵。

## 2.1.2 容积卡尔曼滤波

假设一个非线性系统:

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k) + w_k \\ \mathbf{z}_k = h(\mathbf{x}_k) + v_k \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $\mathbf{x}_k \in \mathbf{R}^n$  为  $k$  时刻系统的状态向量,  $f$  为  $n$  维向量函数,  $\mathbf{z}_k \in \mathbf{R}^m$  为  $k$  时刻系统的观测向量,  $h$  为  $m$  维向量函数,  $w_k$  为均值为零、协方差为  $\mathbf{Q}_k$  的  $n$  维随机过程噪声,  $v_k$  为均值为零、协方差为  $\mathbf{R}_k$  的  $m$  维随机量测噪声,且  $w_k$ 、 $v_k$  互不相关。容积卡尔曼滤波(Cubature Kalman Filter, CKF)的核心思想是通过三阶容积积分原理,计算函数的标准加权高斯积分。标准的CKF步骤如下:

**步骤1:**初始化。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}_{0|0} = E(\mathbf{x}_0) \\ \mathbf{P}_{0|0} = E[(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_{0|0})(\mathbf{x}_0 - \hat{\mathbf{x}}_{0|0})^T] \end{cases} \quad (6)$$

**步骤2:**时间更新。

1) 设  $k-1$  时刻协方差矩阵  $\mathbf{P}_{k-1|k-1}$  正定,对其进行因式分解得到  $\mathbf{S}_{k-1|k-1}$ ,即:

$$\mathbf{P}_{k-1|k-1} = \mathbf{S}_{k-1|k-1} \mathbf{S}_{k-1|k-1}^T \quad (7)$$

2) 容积点估计:

$$\mathbf{X}_{k-1|k-1}^i = \mathbf{S}_{k-1|k-1} \boldsymbol{\zeta}_i + \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1} \quad (8)$$

式中,  $\boldsymbol{\zeta}_i = \sqrt{\frac{L}{2}} [\boldsymbol{\Delta}]_i, i=1, 2, \dots, L, [\boldsymbol{\Delta}]_i \in \mathbf{R}^{n \times 1}$  表示矩阵  $[\mathbf{I}^{n \times n}, -\mathbf{I}^{n \times n}] \in \mathbf{R}^{n \times L}$  的第  $i$  列元素,  $\mathbf{I}^{n \times n}$  表示  $n$  维单位矩阵。

3) 容积点传播:

$$\mathbf{X}_{k-1|k-1}^{*i} = f(\mathbf{X}_{k-1|k-1}^i) \quad (9)$$

4) 求解状态一步预测值:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \mathbf{X}_{k-1|k-1}^{*i} \quad (10)$$

5) 计算预测误差协方差矩阵:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k|k-1} &= \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \mathbf{X}_{k-1|k-1}^{*i} (\mathbf{X}_{k-1|k-1}^{*i})^T - \\ &\quad \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} (\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})^T + \mathbf{\Gamma}_{k-1} \mathbf{Q}_{k-1} (\mathbf{\Gamma}_{k-1})^T \end{aligned} \quad (11)$$

式中,  $\mathbf{Q}_{k-1}$  表示系统噪声协方差矩阵,  $\mathbf{\Gamma}_{k-1}$  表示系统测量的估计值。

**步骤3:**量测更新。

1) 预测误差协方差矩阵分解:

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{S}_{k|k-1} \mathbf{S}_{k|k-1}^T \quad (12)$$

2) 容积点估计:

$$\mathbf{X}_{k|k-1}^i = \mathbf{S}_{k|k-1} \boldsymbol{\zeta}_i + \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} \quad (13)$$

3) 容积点传播:

$$\mathbf{Z}_{k-1|k-1}^{*i} = h(\mathbf{X}_{k-1|k-1}^i) \quad (14)$$

4) 计算量测预测值:

$$\hat{\mathbf{z}}_{k|k-1} = \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \mathbf{Z}_{k-1|k-1}^{*i} \quad (15)$$

5) 新息方差  $\mathbf{P}_{k|k-1}^{zz}$  与协方差矩阵  $\mathbf{P}_{k|k-1}^{xz}$  估计:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_{k|k-1}^{zz} &= \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \mathbf{Z}_{k|k-1}^i (\mathbf{Z}_{k|k-1}^i)^T - \\ &\quad \hat{\mathbf{z}}_{k|k-1} (\hat{\mathbf{z}}_{k|k-1})^T + \mathbf{R}_k \end{aligned} \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1}^{xz} = \frac{1}{L} \sum_{i=1}^L \mathbf{X}_{k|k-1}^i (\mathbf{Z}_{k|k-1}^i)^T - \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} (\hat{\mathbf{z}}_{k|k-1})^T \quad (17)$$

其中,  $\mathbf{R}_k$  表示量测噪声协方差矩阵。

**步骤4:**状态更新。

1) 求解 Kalman 增益:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1}^{xz} (\mathbf{P}_{k|k-1}^{zz})^{-1} \quad (18)$$

2) 计算状态估计值  $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$  及误差协方差矩阵  $\mathbf{P}_{k|k}$ :

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \hat{\mathbf{z}}_{k|k-1}) \\ \mathbf{P}_{k|k} = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{k|k-1}^{zz} (\mathbf{K}_k)^T \end{cases} \quad (19)$$

## 2.2 基于辅助信标的无人机姿态求解方法

IMU 输出存在漂移,若单纯使用 IMU 输出进行无人机姿态估计,其精度会随时间不断恶化,因此需要借助外界信息对无人机姿态进行修正。其中,辅助信标可以通过预先信息准备选定,提供精确的绝对位置,能够用于求解无人机姿态。

当辅助信标位于无人机视场内时,无人机可以根据测得的辅助信标的相对位置,结合已知的精确辅助信标位置,对自身姿态进行求解。

在求解过程中,需要涉及三个参考坐标系,分别为载体坐标系、观测坐标系、稳定地理坐标系。

其中,载体坐标系固连于无人机上,随无人机姿态改变而变化,其坐标原点即无人机质心;观测坐标系中心为无人机激光传感器的观测中心,坐标轴与载体坐标系平行,其坐标原点为传感器光学镜头焦点;稳定地理坐标系中心固连于大地上一点,以下均认为稳定地理坐标系为惯性系。

设激光传感器观测中心相对于无人机中心的位置在无人机载体坐标系内为  $\mathbf{X}_{\text{offset},p}$ ;已知辅助信标精确位置在稳定地理坐标系内的坐标为  $\mathbf{X}_{\text{flag},g}$ ;无人机位置在稳定地理坐标系内为  $\mathbf{X}_{\text{uav},g}$ 。

当无人机激光传感器照射辅助信标时,可以得到辅助信标相对激光传感器中心位置在观测坐标系内、以球坐标表示为  $(\rho, \beta, \varepsilon)$ ,其中  $\rho$  为辅助信标相对观测坐标系中心的距离,  $\beta$  为激光传感器水平角,  $\varepsilon$  为激光传感器高低角。从而可以得到辅助信标在观测坐标系内的坐标  $\mathbf{X}_{\text{flag},ob} = (x_{\text{flag},ob}, y_{\text{flag},ob}, z_{\text{flag},ob})^T$ ,即:

$$\mathbf{X}_{\text{flag},ob} = \begin{pmatrix} \rho \cos \beta \cos \varepsilon \\ \rho \sin \beta \cos \varepsilon \\ \rho \sin \varepsilon \end{pmatrix} \quad (20)$$

对于偏航角  $\psi$ 、俯仰角  $\theta$  与滚转角  $\phi$  的无人机,可以得到从稳定地理坐标系到无人机载体坐标系的变换矩阵  $\mathbf{M}_{gp}(\psi, \theta, \phi)$ ,进而有:

$$\mathbf{M}_{gp}(\mathbf{X}_{\text{flag},g} - \mathbf{X}_{\text{uav},g}) = \mathbf{X}_{\text{flag},ob} - \mathbf{X}_{\text{offset},p} \quad (21)$$

$$\frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \psi} = 2(\mathbf{M}\mathbf{X}_a - \mathbf{X}_b)^T \begin{pmatrix} -\cos \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & -\sin \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ -\cos \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & -\sin \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & 0 \end{pmatrix} \mathbf{X}_a \quad (28)$$

$$\frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \theta} = 2(\mathbf{M}\mathbf{X}_a - \mathbf{X}_b)^T \begin{pmatrix} -\sin \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & -\cos \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & -\sin \theta \sin \phi - \cos \theta \cos \phi \\ 0 & 0 & 0 \\ \sin \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & -\cos \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & \cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi \end{pmatrix} \mathbf{X}_a \quad (29)$$

$$\frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \phi} = 2(\mathbf{M}\mathbf{X}_a - \mathbf{X}_b)^T \begin{pmatrix} \sin \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & -\cos \psi (\cos \theta \sin \phi - \sin \theta \cos \phi) & -\sin \theta \sin \phi - \cos \theta \cos \phi \\ 0 & 0 & 0 \\ -\sin \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & \cos \psi (\sin \theta \sin \phi + \cos \theta \cos \phi) & \sin \theta \cos \phi - \cos \theta \sin \phi \end{pmatrix} \mathbf{X}_a \quad (30)$$

从而构建迭代序列  $\xi_k = (\psi_k, \theta_k, \phi_k)^T$ ,有:

$$\xi_k = (\psi, \theta, \phi)^T + \eta \left( \frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \psi} \Big|_{\psi_k}, \frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \theta} \Big|_{\theta_k}, \frac{\partial \mathbf{I}}{\partial \phi} \Big|_{\phi_k} \right) \quad (31)$$

其中,  $\eta \in [0, 1]$  为速率系数。给定  $\delta > 0$ ,当

$$\|\xi_{k+1} - \xi_k\| < \delta \quad (32)$$

时,迭代终止,以  $\xi_{k+1}$  作为结果。

### 3 基于辅助信标的无人机目标定位

无人机在执行目标跟踪任务时,由于战场环

境复杂、无人机视场受限、激光传感器距离受限等因素,无法保持所有时间内目标与辅助信标均位于无人机视场内,因此,无人机通过辅助信标对自身的姿态求解与对目标的跟踪一般是异步进行的,一般先观测辅助信标,后跟踪目标。当无人机跟踪目标时,只能综合当前通过 IMU 输出、滤波得到的姿态(以下简称滤波姿态)与之前通过辅助信标求解得到的姿态(以下简称辅助姿态)进行目标位置的求解与目标跟踪。

在式(21)中,仅有变换矩阵  $\mathbf{M}_{gp}$  未知,因此可以求解得到变换矩阵,即求解得到无人机姿态  $(\psi, \theta, \phi)$ 。具体求解方法如下。

对于线性变换矩阵  $\mathbf{M}$ ,有向量  $\mathbf{X}_a^*$  与  $\mathbf{X}_b^*$  满足:

$$\mathbf{M}\mathbf{X}_a^* = \mathbf{X}_b^* \quad (22)$$

从而有:

$$\|\mathbf{X}_a^*\| = \|\mathbf{X}_b^*\| \quad (23)$$

设:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_a = \mathbf{X}_a^* / \|\mathbf{X}_a^*\| \\ \mathbf{X}_b = \mathbf{X}_b^* / \|\mathbf{X}_b^*\| \end{cases} \quad (24)$$

有:

$$\mathbf{M}\mathbf{X}_a = \mathbf{X}_b \quad (25)$$

其中,  $\mathbf{M}$  由参数  $(\psi, \theta, \phi)$  决定,且形式为:

$$\mathbf{M} = \begin{pmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (26)$$

构建二次指标:

$$\mathbf{I}(\psi, \theta, \phi) = (\mathbf{M}\mathbf{X}_a - \mathbf{X}_b)^T (\mathbf{M}\mathbf{X}_a - \mathbf{X}_b) \quad (27)$$

有  $\mathbf{I}(\psi, \theta, \phi) = 0$  与  $\mathbf{M}\mathbf{X}_a = \mathbf{X}_b$  同解。然而,解析法求解  $\mathbf{I}(\psi, \theta, \phi) = 0$  较为困难,因而通过梯度下降法求解,有梯度:

境复杂、无人机视场受限、激光传感器距离受限等因素,无法保持所有时间内目标与辅助信标均位于无人机视场内,因此,无人机通过辅助信标对自身的姿态求解与对目标的跟踪一般是异步进行的,一般先观测辅助信标,后跟踪目标。当无人机跟踪目标时,只能综合当前通过 IMU 输出、滤波得到的姿态(以下简称滤波姿态)与之前通过辅助信标求解得到的姿态(以下简称辅助姿态)进行目标位置的求解与目标跟踪。

在滤波姿态与辅助姿态中,滤波姿态在每一

时刻均能获得,但是存在一定的量测漂移,体现为无法滤波消除的系统误差;而辅助姿态虽然精度较高,但是无法在跟踪目标时同步获得。辅助姿态可以帮助估计滤波姿态的偏差,因此,拟采用基于之前得到的辅助姿态与对应滤波姿态进而估计未来滤波姿态偏差的方法,进行姿态校正。在这一过程中,涉及两个问题:一是通过辅助姿态与滤波姿态进行姿态偏差估计;二是通过姿态偏差的估计,对跟踪目标时的无人机姿态进行校正。

### 3.1 姿态偏差估计

设  $t \in T_b$  时间段内,辅助信标位于无人机视场内,且无人机通过观测辅助信标进行姿态解算,得到辅助姿态序列  $(t, \psi_s, \theta_s, \phi_s)_s^T$ 。设同一时间段内通过 IMU 输出、滤波得到的滤波姿态序列为  $(t, \psi_f, \theta_f, \phi_f)_f^T$ , 从而有姿态差值  $\Delta \xi(t) = (\Delta \psi, \Delta \theta, \Delta \phi)^T$  为:

$$\Delta \xi(t) = \begin{pmatrix} \psi_f(t) - \psi_s(t) \\ \theta_f(t) - \theta_s(t) \\ \phi_f(t) - \phi_s(t) \end{pmatrix} \quad (33)$$

为了在无法得到辅助姿态时给出姿态差值,进而进行滤波姿态校正,需要根据  $\Delta \xi$  的量测得到姿态偏差的规律,进而得到  $T_b$  时间之外的姿态偏差。

这里采用多项式函数对姿态差值  $\Delta \xi$  进行拟合,得到姿态偏差估计函数。

设  $n$  阶系数向量  $H(t)$  为:

$$H(t) = \left( 1 \quad \dots \quad \frac{t^{n-1}}{(n-1)!} \right) \quad (34)$$

对于时间序列  $T_b = \{t_1, \dots, t_m\}$ , 有系数矩阵  $H$ :

$$H = \begin{pmatrix} H(t_1) \\ \vdots \\ H(t_m) \end{pmatrix} \quad (35)$$

设多项式函数系数向量为  $K_s$ ,  $K_s$  应满足:

$$HK_s = \Delta \xi \quad (36)$$

其中,  $\Delta \xi = (\Delta \xi(t_1) \quad \dots \quad \Delta \xi(t_m))^T$ 。进而可以解得  $K_s$  为:

$$K_s = (H^T H)^{-1} H^T \Delta \xi \quad (37)$$

对于  $t \notin T_b$ , 可以解得姿态偏差估计值  $\Delta \hat{\xi}(t)$ :

$$\Delta \hat{\xi}(t) = H(t) K_s \quad (38)$$

### 3.2 姿态校正

在解得姿态估计函数后,可以在跟踪目标时,基于姿态偏差的估计值  $\Delta \hat{\xi}(t)$ , 求解得到无偏差姿态的估计值  $\hat{\xi}(t)$  (以下简称校正姿态), 有:

$$\hat{\xi}(t) = \xi_f(t) - \Delta \hat{\xi}(t) \quad (39)$$

其中,  $\xi_f(t)$  为当前时刻姿态的滤波值, 进而可以通过  $\hat{\xi}(t)$  求解目标位置。

### 3.3 不同视场条件下的目标位置求解

通过无人机携带的图像传感器与激光传感器, 无人机可以在视场中辨识目标, 并对目标相对位置进行量测。通过目标位置量测值、无人机位置与无人机姿态, 可以求解得到目标的绝对位置。以下分析涉及载体坐标系、观测坐标系与稳定地理坐标系。

设激光传感器观测中心相对于无人机中心的位置在无人机载体坐标系内为  $X_{\text{offset}, p}$ ; 无人机位置在稳定地理坐标系内为  $X_{\text{uav}, g}$ ; 目标位置量测值在观测坐标系内、以球坐标表示为  $(\rho_t, \beta_t, \epsilon_t)$ , 进而得到直角坐标描述的目标位置在观测坐标系内为  $X_{\text{target}, ob}$ ;  $\xi = (\psi, \theta, \phi)^T$  为无人机姿态, 进而得到从稳定地理坐标系到无人机载体坐标系的变换矩阵为  $M_{gp}(\psi, \theta, \phi)$ ; 目标位置在稳定地理坐标系内的坐标为  $X_{\text{target}, g}$ 。从而有关系:

$$M_{gp}(X_{\text{target}, g} - X_{\text{uav}, g}) = X_{\text{target}, ob} - X_{\text{offset}, p} \quad (40)$$

进而可以解得目标位置在稳定地理坐标系内坐标为:

$$X_{\text{target}, g} = M_{gp}^T (X_{\text{target}, ob} - X_{\text{offset}, p}) + X_{\text{uav}, g} \quad (41)$$

其中, 影响目标位置精度的因素有无人机位置  $X_{\text{uav}, g}$  以及无人机姿态  $\xi$ 。显然, 采用辅助姿态、滤波姿态、校正姿态进行目标位置求解, 误差水平存在差异。

## 4 仿真实验

为验证方法有效性, 进行仿真分析, 分别在目标静止与目标运动两种条件下进行目标位置求解。

仿真流程如图 2 所示。其中, 无人机与目标根据预定的航路与路径规划方案运动, 在每个时间步长内, 无人机根据 IMU 输出信息解算滤波姿态; 判断无人机与目标、辅助信标的距离是否小于激光传感器的最大作用距离; 首先进行无人机姿态解算, 当可以观测辅助信标时, 解算辅助姿态, 得到辅助序列, 并基于辅助姿态序列构建姿态偏差估计函数; 当建立姿态偏差估计函数后, 若能够观测目标, 则根据目标位置观测值、无人机位置、校正姿态求解目标位置, 对于运动目标, 则进行跟踪, 对于静止目标, 则进行位置回归。为验证方法性能, 分别通过校正姿态与滤波姿态求解目标位置, 对比两种结果相对目标真实位置的距离偏差。

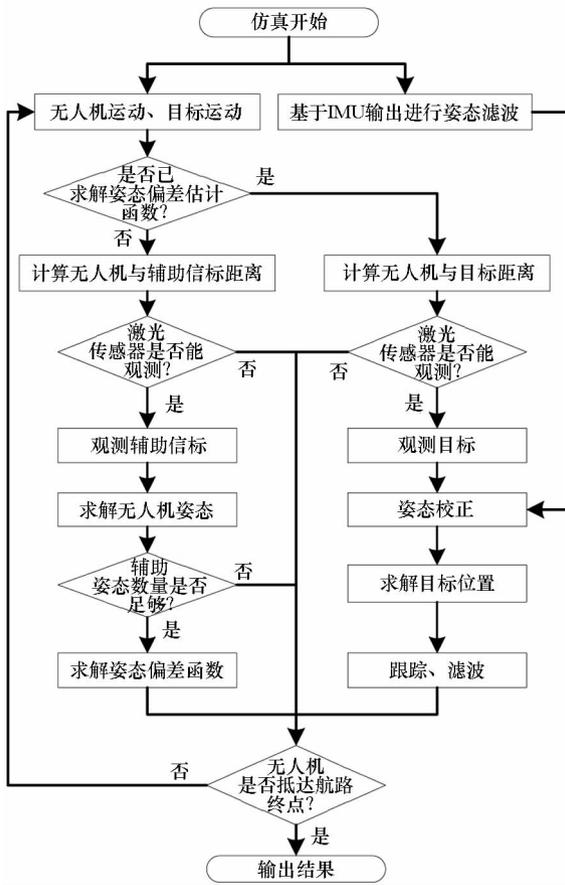


图 2 仿真流程

Fig. 2 Simulation process

在仿真开始前,需要设定的初始条件包括:地形信息、航路信息、辅助信标位置、IMU 漂移误差、IMU 随机误差、激光传感器观测距离、激光传感器观测误差、无人机位置量测误差。

### 4.1 目标静止条件下的仿真分析

#### 4.1.1 场景想定

仿真初值设定如下:航路起点坐标为(23 200 m, 11 100 m, 500 m);航路终点坐标为(1067 m, 8100 m,

500 m);辅助信标坐标为(10 130 m, 5100 m, 54.49 m);目标坐标为(4533 m, 4300 m, 8.75 m);无人机速度为 40 m/s;无人机最小转弯半径为 100 m;IMU 输出漂移为(12°/h, 8°/h, 8°/h);IMU 输出误差为(0.4°/s, 0.3°/s, 0.3°/s);激光传感器观测距离为 10 000 m;激光传感器距离误差为 80 m, 水平角误差为 0.057 3°, 高低角误差为 0.057 3°;无人机位置误差为(12 m, 12 m, 3 m)。

在目标静止的条件下进行仿真分析,场景想定如图 3 所示。其中,地形为沿海山地,选取地形中最高山峰作为辅助信标;无人机从航路起点飞行至航路终点,飞行过程中,首先通过观测辅助信标进行姿态偏差估计,之后根据校正姿态进行目标位置观测与求解。

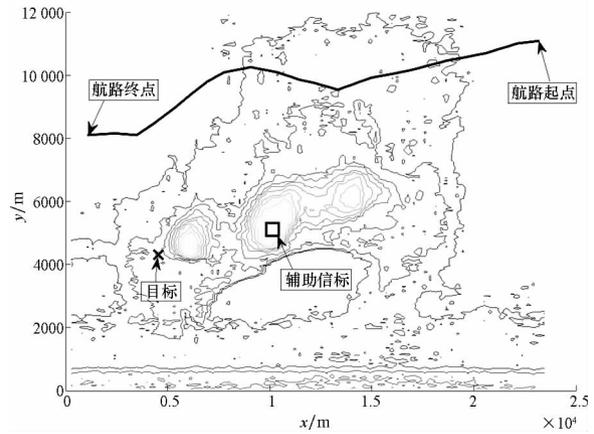
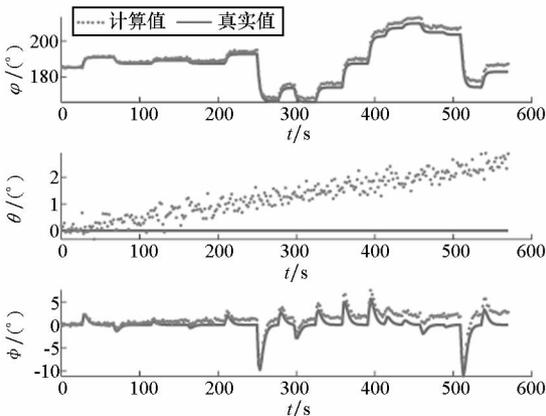


图 3 场景想定一(静止目标)

Fig. 3 Scenario assumption No. 1 (Stationary target)

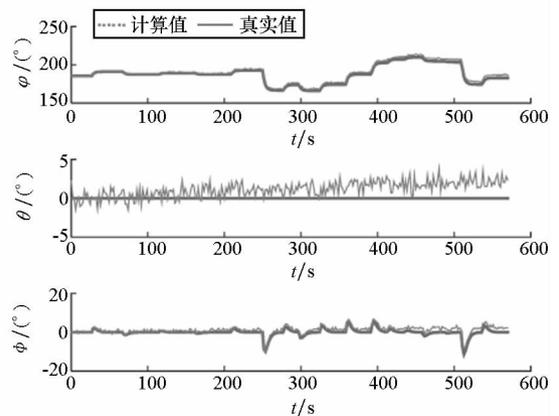
#### 4.1.2 仿真结果

分别采用一阶多项式与二阶多项式进行姿态偏差估计函数的构建。一阶多项式仿真计算结果如图 4 所示,二阶多项式仿真计算结果如图 5 所示。



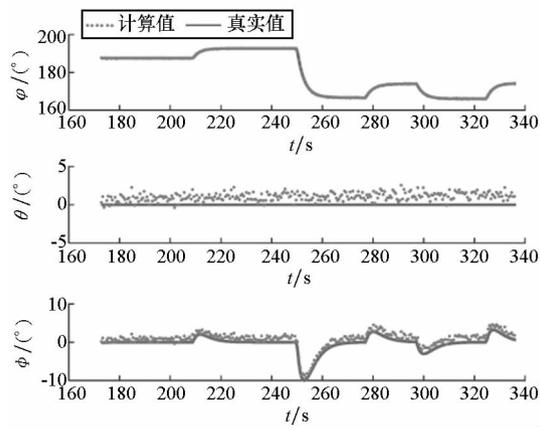
(a) IMU 输出值与真实姿态

(a) IMU output value and the true attitudes



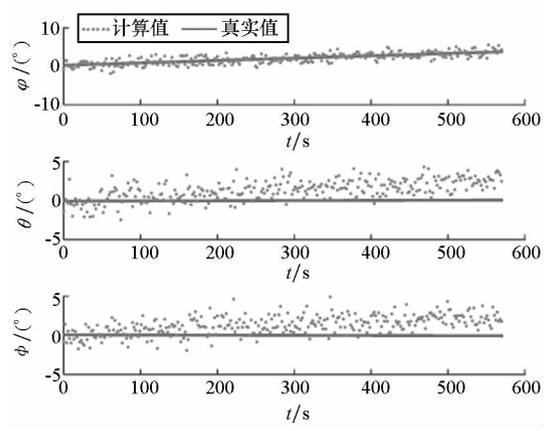
(b) 滤波姿态与真实姿态

(b) Filter attitudes and true attitudes



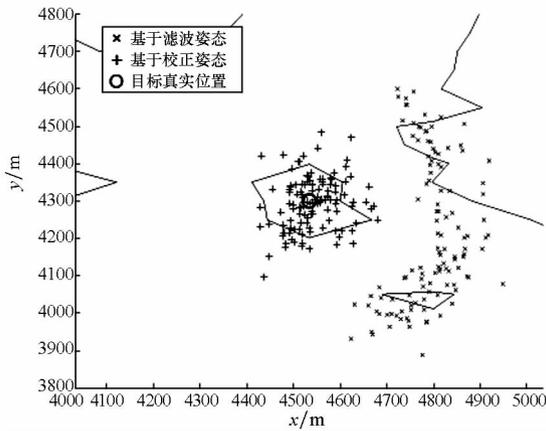
(c) 辅助姿态与真实姿态

(c) Auxiliary attitudes and true attitudes



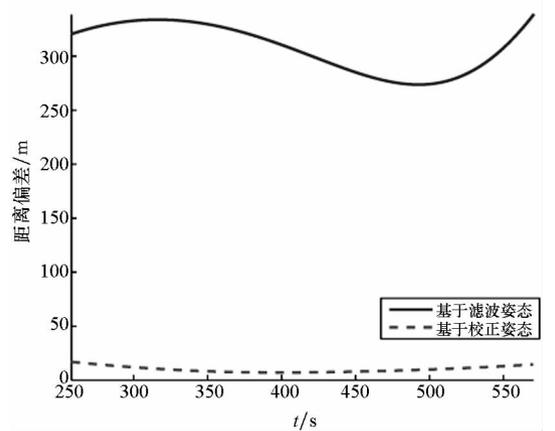
(d) 姿态偏差估计值与真实姿态偏差

(d) Estimated value of attitude error and the true attitude error



(e) 目标求解位置与真实位置

(e) The solved targets' position and the real position

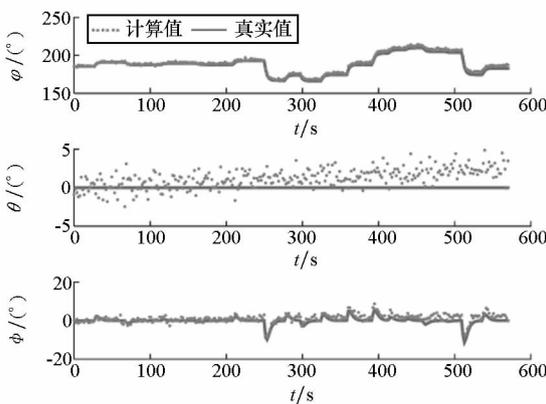


(f) 目标求解位置与真实位置的距离偏差

(f) Distance deviation between solved targets' position and the real position

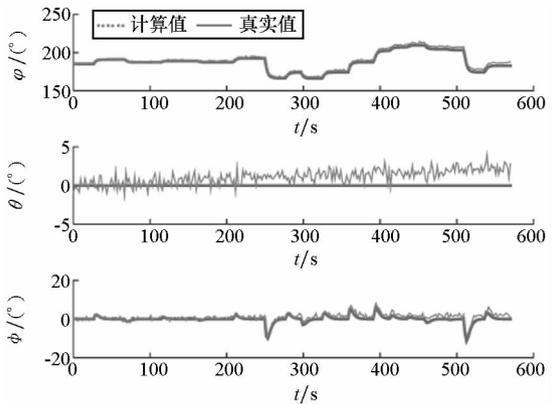
图4 一阶多项式仿真计算结果

Fig. 4 Simulation results of the first order polynomial



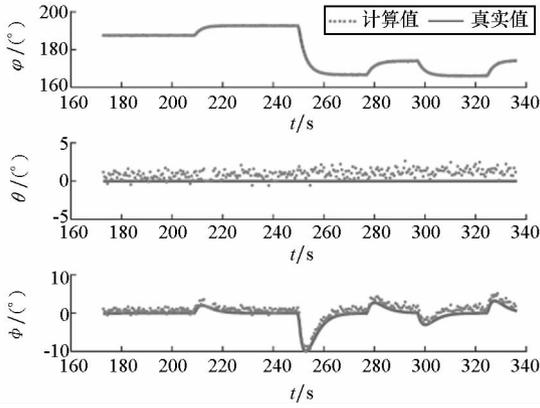
(a) IMU 输出值与真实姿态

(a) IMU output value and the true attitudes



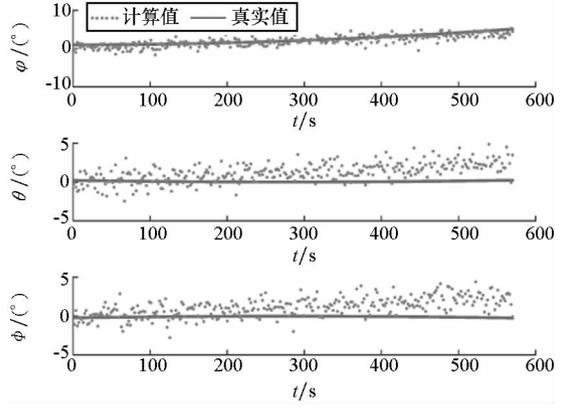
(b) 滤波姿态与真实姿态

(b) Filter attitudes and true attitudes



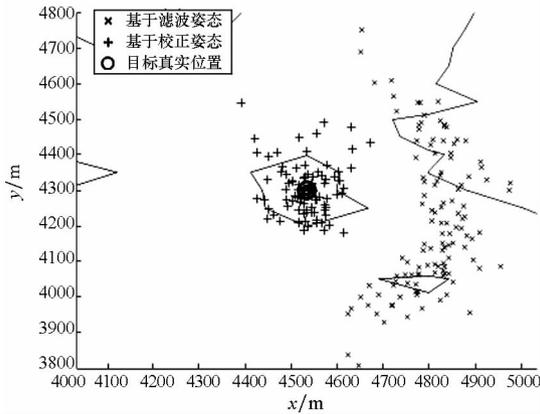
(c) 辅助姿态与真实姿态

(c) Auxiliary attitudes and true attitudes



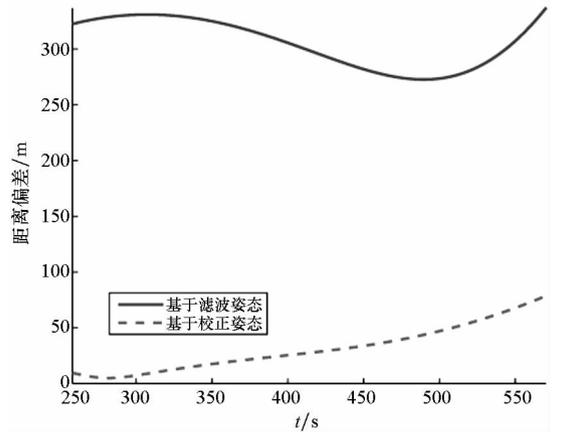
(d) 姿态偏差估计值与真实姿态偏差

(d) Estimated value of attitude error and the true attitude error



(e) 目标求解位置与真实位置

(e) The solved targets' position and the real position



(f) 目标求解位置与真实位置的距离偏差

(f) Distance deviation between solved targets' position and the real position

图 5 二阶多项式仿真计算结果

Fig. 5 Simulation results of the second-order polynomial

### 4.2 目标运动条件下的仿真分析

#### 4.2.1 场景想定

在目标运动的条件下进行仿真分析,场景想定如图 6 所示。其中,地形为沿海山地,选取地形中最高山峰作为辅助信标;目标从目标起点运动至目标终点;无人机从航路起点飞行至航路终点,飞行过程中,首先通过观测辅助信标进行姿态偏差估计,之后根据校正姿态进行目标位置观测与求解。

仿真初值设定如下:航路起点坐标为(23 200 m, 11 100 m, 500 m);航路终点坐标为(1067 m, 8100 m, 500 m);辅助信标坐标为(10 130 m, 5100 m, 54.49 m);目标坐标为(4533 m, 4300 m, 8.75 m);无人机速度为 40 m/s;无人机最小转弯半径为 100 m;IMU 输出漂移为(12°/h, 8°/h, 8°/h);IMU 输出误差为(1°/s, 1.2°/s, 1.2°/s);

激光传感器观测距离为 10 000 m;激光传感器距离误差为 80 m,水平角误差为 0.057 3°,高低角误差为 0.057 3°;无人机位置误差为(12 m, 12 m, 3 m)。

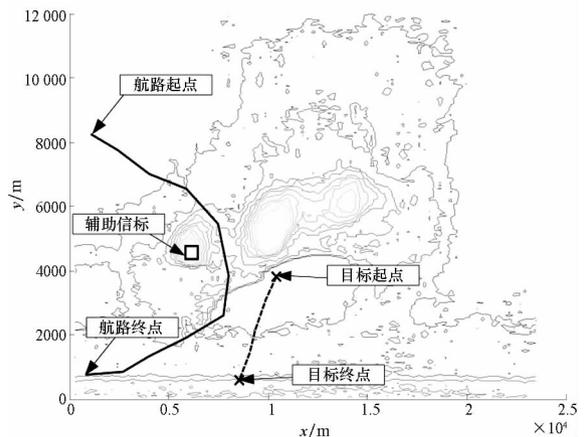


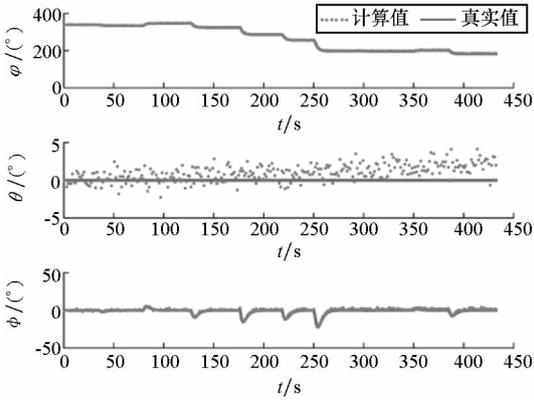
图 6 场景想定二(运动目标)

Fig. 6 Scenario assumption No. 2 (moving target)

### 4.2.2 仿真结果

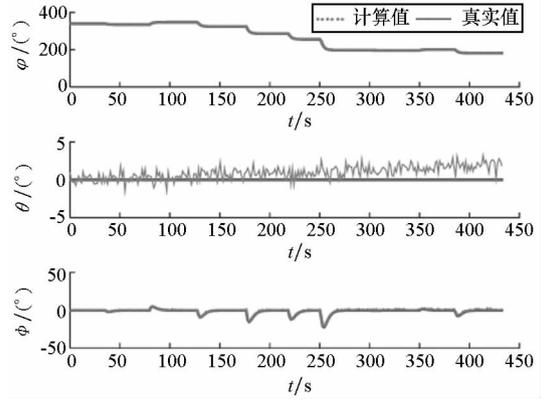
分别采用一阶多项式与二阶多项式进行姿态偏

差估计函数的构建。一阶多项式仿真计算结果如图7所示,二阶多项式仿真计算结果如图8所示。



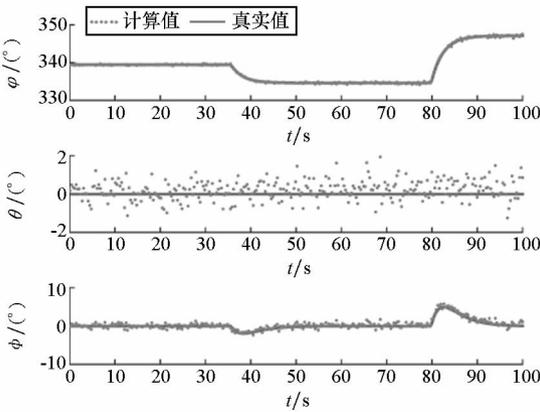
(a) IMU 输出值与真实姿态

(a) IMU output value and the true attitudes



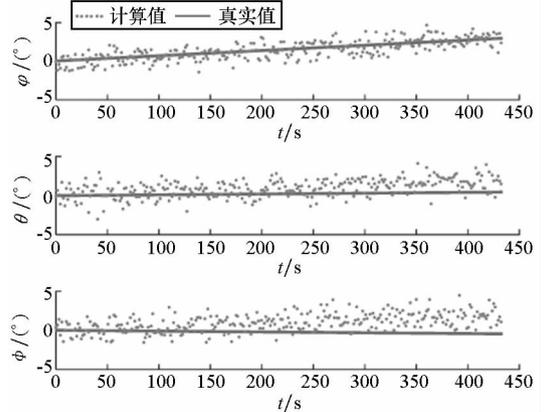
(b) 滤波姿态与真实姿态

(b) Filter attitudes and true attitudes



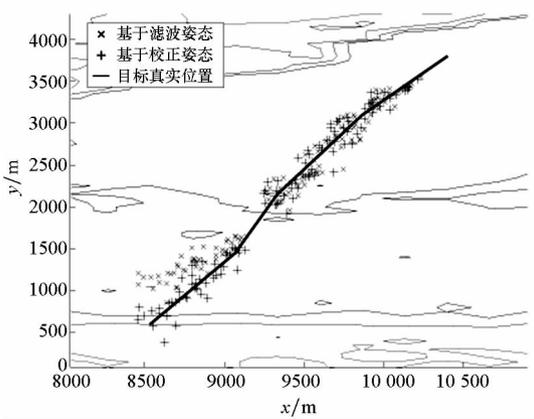
(c) 辅助姿态与真实姿态

(c) Auxiliary attitudes and true attitudes



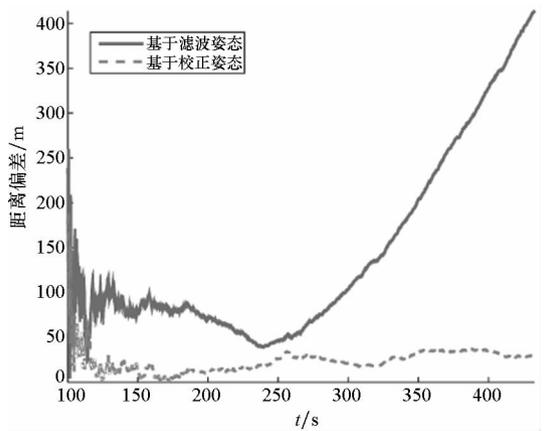
(d) 姿态偏差估计值与真实姿态偏差

(d) Estimated value of attitude error and the true attitude error



(e) 目标求解路径与真实路径

(e) The solved targets' path and the real path

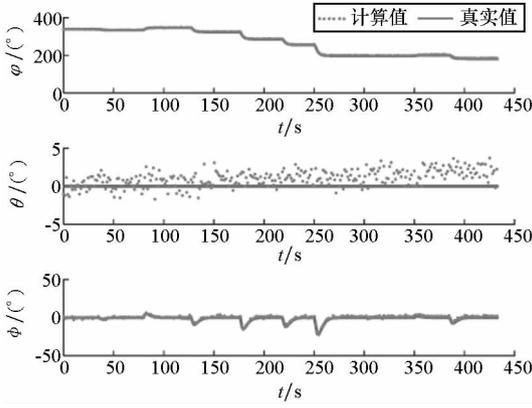


(f) 目标求解路径与真实路径的距离偏差

(f) Distance deviation between the solved targets' path and the real path

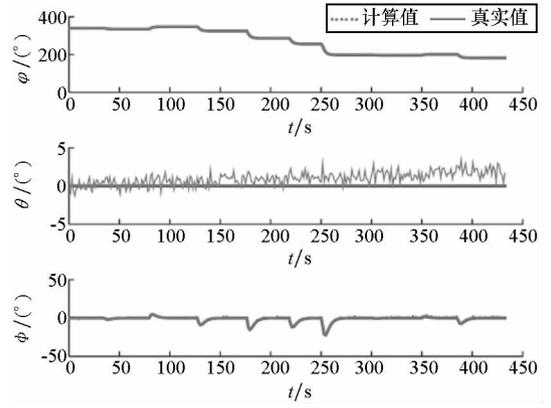
图7 一阶多项式仿真计算结果

Fig7 Simulation results of the first order polynomial



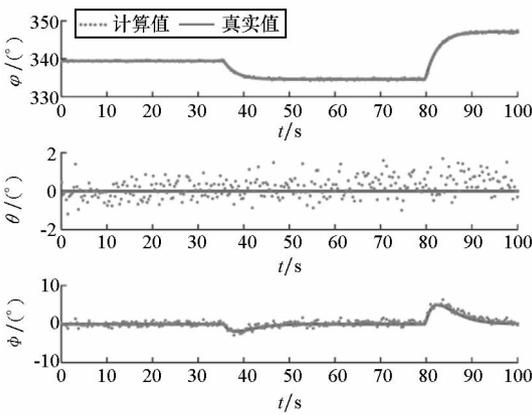
(a) IMU 输出值与真实姿态

(a) IMU output value and the true attitudes



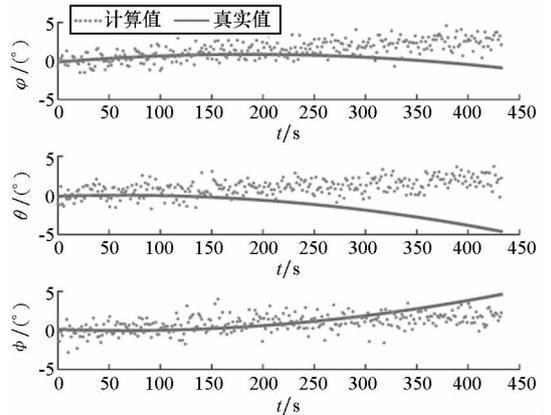
(b) 滤波姿态与真实姿态

(b) Filter attitudes and true attitudes



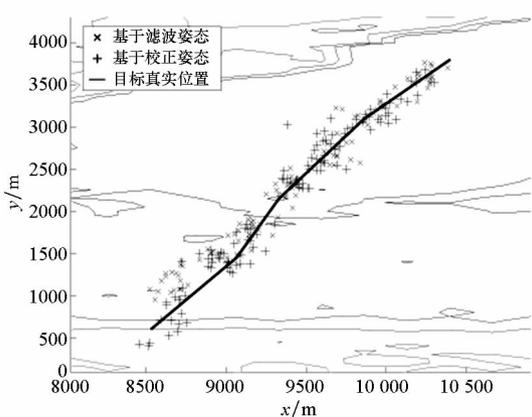
(c) 辅助姿态与真实姿态

(c) Auxiliary attitudes and true attitudes



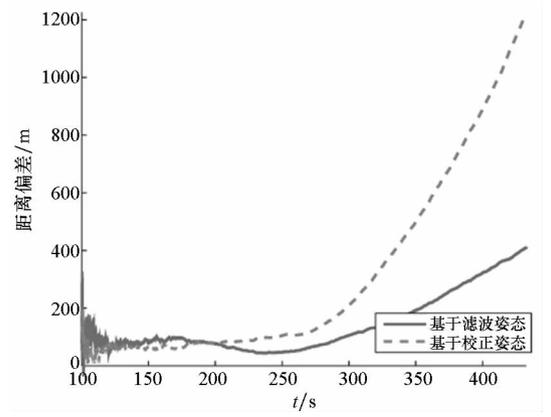
(d) 姿态偏差估计值与真实姿态偏差

(d) Estimated value of attitude error and the true attitude error



(e) 目标求解路径与真实路径

(e) The solved targets' path and the real path



(f) 目标求解路径与真实路径的距离偏差

(f) Distance deviation between the solved targets' path and the real path

图 8 二阶多项式仿真计算结果

Fig. 8 Simulation results of the second-order polynomial

### 4.3 多辅助信标分段校正条件下的仿真分析

采用二阶多项式进行姿态偏差估计函数的构建,分别通过多辅助信标分段校正与单辅助信标

一次校正的方法求解目标位置。

#### 4.3.1 场景想定

在目标运动的条件下进行仿真分析,场景想

定如图9所示。

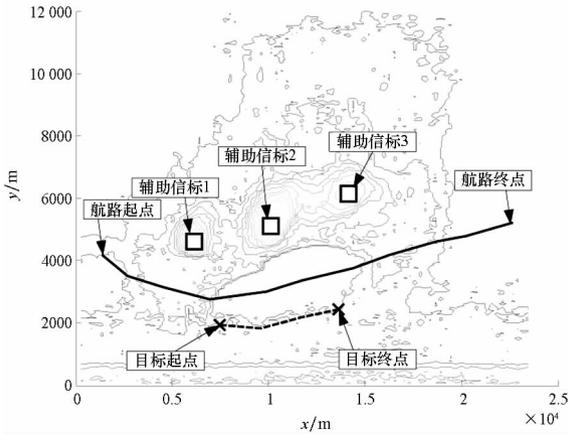


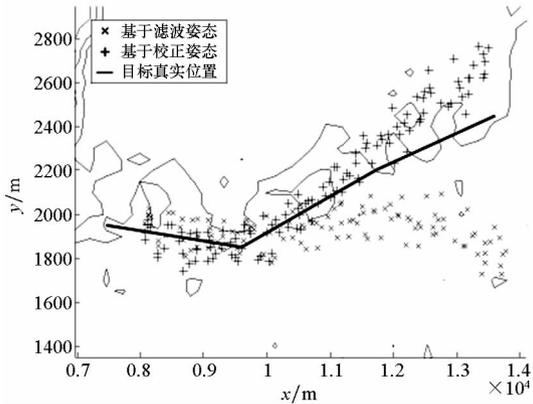
图9 场景想定三(多辅助信标分段校正)

Fig. 9 Scenario assumption No. 3

(sectional correction based on multi-auxiliary beacons)

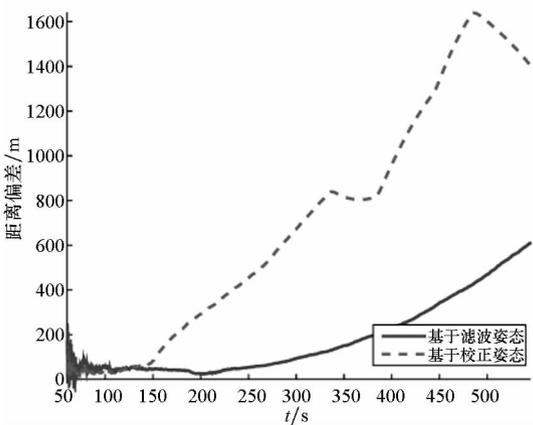
4.3.2 仿真结果

单辅助信标目标定位仿真计算结果如图10所示。



(a) 目标求解路径与真实路径

(a) The solved targets' path and the real path



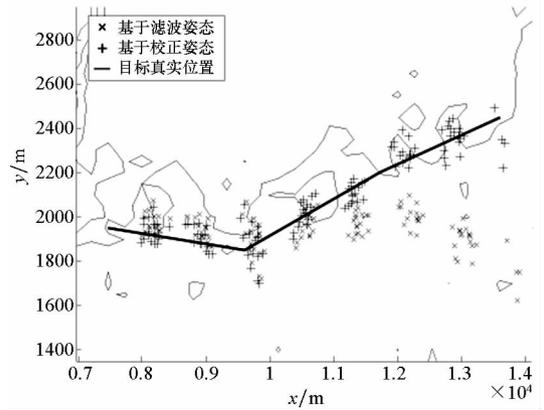
(b) 目标求解路径与真实路径的距离偏差

(b) Distance deviation between the solved targets' path and the real path

图10 单辅助信标目标定位仿真

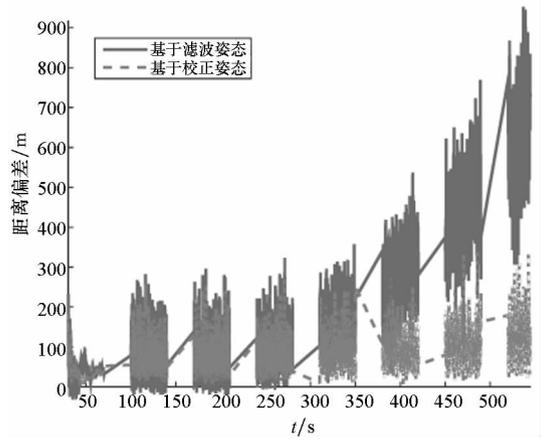
Fig. 10 Simulation of target location based on single auxiliary beacon

多辅助信标目标定位仿真计算结果如图11所示。



(a) 目标求解路径与真实路径

(a) The solved targets' path and the real path



(b) 目标求解路径与真实路径的距离偏差

(b) Distance deviation between the solved targets' path and the real path

图11 多辅助信标目标定位仿真

Fig. 11 Simulation of target location based on multi-auxiliary beacon

针对静止目标与运动目标,多次仿真并计算目标位置与真实位置距离偏差的平均值,作为衡量方法性能指标。分别采用4.1.1与4.2.1中的仿真初始条件进行500次仿真计算,得到结果如表1所示。

表1 目标位置求解误差

Tab. 1 The solved target location error

	m		
	基于滤波姿态	基于校正姿态(一阶)	基于校正姿态(二阶)
静止目标	264.56	9.34	27.34
运动目标	142.53	39.32	302.69

同时,分别采用多辅助信标多次校正与单辅

助信标单次校正的方法求解目标位置,并与目标真实位置对比,求解距离差值的均值,500 次仿真计算结果如表 2 所示。

表 2 多辅助信标分段校正与单辅助信标求解误差对比

Tab.2 The solved error comparison between multi-auxiliary beacon piecewise correction and single auxiliary beacon

	m		
	基于滤波姿态	单辅助信标	多辅助信标
求解误差	208.70	602.24	84.24

### 5 结论

根据仿真结果,可以得到如下结论:

1) 基于辅助信标求解无人机姿态,进而构建姿态偏差估计函数,对跟踪目标过程中的滤波姿态进行修正,能够明显提高目标位置求解精度;

2) 姿态偏差估计的精度与姿态偏差估计函数的选取有关,符合实际 IMU 漂移的函数对于偏差估计的精度至关重要,如果姿态偏差估计函数选取失当,反而会加大跟踪误差;

3) 采用姿态偏差估计函数进行滤波姿态的校正时,若单次连续跟踪目标时间过长,可能导致姿态偏差估计函数的误差增加,进而影响跟踪精度。

综上,为进一步提高方法的适用性与准确性,还需要针对无人机实际搭载的 IMU 进行多次实验,总结 IMU 漂移规律,选取合适的姿态偏差估计函数;同时,在可能的情况下设立多个信标或多次观测辅助信标校正姿态,避免一次连续跟踪目标时间过长以致姿态偏差误差较大。

### 参考文献 (References)

[1] 朱惠民,王航宇,孙世岩. 舰炮武器系统的无人机目标侦察模型与误差分析研究[J]. 指挥控制与仿真, 2017, 39(6): 113-118.  
ZHU Huimin, WANG Hangyu, SUN Shiyan. Error analysis of single UAV target position model based on shipborne weapon system [J]. Command Control and Simulation, 2017, 39(6): 113-118. (in Chinese)

[2] Li X, Xu Q M. A reliable fusion positioning strategy for land vehicles in GPS-denied environments based on low-cost sensors [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 64(4): 3205-3215.

[3] Fourati H, Manamanni N, Afilal L, et al. Complementary observer for body segments motion capturing by inertial and magnetic sensors [J]. IEEE/ASME Transactions on

Mechatronics, 2014, 19(1): 149-157.

[4] Cho H G, Yeon S, Choi H, et al. 3D pose estimation with one plane correspondence using kinect and IMU [C]// Proceedings of International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2015: 1970-1975.

[5] Allotta B, Costanzi R, Fanelli F, et al. Single axis FOG aided attitude estimation algorithm for mobile robots [J]. Mechatronics, 2015, 30: 158-173.

[6] Barba P D, Wiak S. Evolutionary computing and optimal design of MEMS [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20(4): 1660-1667.

[7] Guggenheim J W, Jentoft L P, Tenzer Y, et al. Robust and inexpensive six-axis force-torque sensors using MEMS barometers [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2017, 22(2): 838-844.

[8] von Marcard T, Pons-Moll G, Rosenhahn B. Human pose estimation from video and IMUs [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 2016, 38(8): 1533-1547.

[9] Ahrens S, Levine D, Andrews G, et al. Vision-based guidance and control of a hovering in unknown, GPS-denied environments [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2009: 2643-2648.

[10] 熊敏君, 卢惠民, 熊丹, 等. 基于单目视觉与惯导融合的无人机位姿估计 [J]. 计算机应用, 2017, 37(S2): 127-133.  
XIONG Minjun, LU Huimin, XIONG Dan, et al. Pose estimation of UAV based on monocular vision and inertial navigation [J]. Journal of Computer Applications, 2017, 37(S2): 127-133. (in Chinese)

[11] Bachrach A, He R J, Roy N. Autonomous flight in unstructured and unknown indoor environments [C]// Proceedings of the European Micro Aerial Vehicle Conference and Flight Competition, 2009: 1982-1991.

[12] 闵华松, 杨杰. 融合 IMU 的 RGBD-SLAM 算法改进研究 [J]. 计算机工程与设计, 2015, 36(1): 120-126.  
MIN Huasong, YANG Jie. Research of improved RGBD-SLAM algorithm fusing IMU [J]. Computer Engineering and Design, 2015, 36(1): 120-126. (in Chinese)

[13] 马可铎, 王惠南. 基于视觉的近距离编队对偶四元数相对位姿估计算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 25(2): 391-396.  
MA Kexin, WANG Huinan. Dual-quaternion relative position and attitude estimation algorithm of close formation flight based on vision [J]. System Engineering and Electronics, 2013, 25(2): 391-396. (in Chinese)

[14] 符小卫, 冯慧成, 高晓光. 通信距离约束下双无人机目标跟踪算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2013, 35(8): 1663-1668.  
FU Xiaowei, FENG Huicheng, GAO Xiaoguang. UAVs cooperative target tracking under communication range constraints [J]. System Engineering and Electronics, 2013, 35(8): 1663-1668. (in Chinese)

[15] Meng W, He Z R, Su R, et al. Decentralized multi-UAV flight autonomy for moving convoys search and track [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2017, 25(4): 1480-1487.