

未知环境下飞行器视觉/惯导组合测速测高方法*

苏昂^{1,2}, 雷志辉^{1,2}, 张跃强^{1,2}, 朱宪伟^{1,2}, 刘海波^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 国防科技大学 图像测量与视觉导航湖南省重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘要:针对未知环境下飞行器导航问题,提出一种基于视觉/惯导组合的测速测高方法。该方法构建包含前若干个成像时刻飞行器位置的惯导扩展状态方程,并采用一种基于摄像机两视图对极几何约束的线性视觉量测方程,通过卡尔曼滤波进行惯导速度修正,在此基础上利用多帧成像的立体视觉交会估计地面特征点坐标,进而得到飞行器相对高度。以飞行器典型巡航轨迹进行的仿真实验表明,该方法能够有效修正飞行器速度和相对高度误差,给出不随时间漂移的速度和相对高度测量结果,并很好地抑制飞行器位置误差的发散。

关键词:视觉导航;惯性导航;速度测量;高度测量;卡尔曼滤波

中图分类号: TP316 文献标志码: A 文章编号: 1001-2486(2014)01-0017-05

A velocity and height estimation method based on vision/inertial for aircraft in unknown environments

SU Ang^{1,2}, LEI Zhihui^{1,2}, ZHANG Yueqiang^{1,2}, ZHU Xianwei^{1,2}, LIU Haibo^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Hunan Key Laboratory of Videometrics and Vision Navigation, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For aircraft navigation in unknown environments, a velocity and height estimation method based on vision/inertial integrated navigation is proposed. An extended inertial navigation state equation was formulated, which contains several aircraft's positions at latest several imaging times, and a linear vision measurement equation based on two view epipolar geometry constraints was adapted to correct inertial velocity error using a Kalman filter. And then, the coordinates of ground features were estimated by the stereo vision method, which was used to estimate the height of the aircraft. Simulation has been implemented by using the typical cruise trajectory of the aircraft, and the result shows that our method works well for correcting the velocity and height errors, which enables the velocity and height not to drift with time. As a result, it can also suppress the position error of the aircraft.

Key words: vision navigation; inertial navigation; velocity measurement; height measurement; Kalman filter

根据摄像机视场中特征点绝对坐标是否已知,视觉导航一般分为两种:一种基于摄像机对绝对坐标已知的特征点进行观测估计载体绝对位姿;一种基于摄像机对未知坐标特征点的连续观测提供载体相对位姿量测信息^[1]。应用于导弹巡航以及航天器返回再入与着陆的景象匹配导航即为第一种视觉导航的典型代表^[2-5]。与前者相比,第二种视觉导航无需事先获悉场景绝对坐标信息^[5-8],特别适合未知环境下的导航。这类视觉导航方法有视觉里程计(Visual Odometry, VO)、并行定位与成图(Simultaneous Localization and Mapping, SLAM)^[10-12]等。由于成像过程中场景深度信息丢失,未知场景下视觉导航首先需

要估计像空间到真实空间的尺度因子,才能得到所需的导航参数,一般可采用双目摄像机或与其他传感器组合来解决。双目视觉导航精度受限于基线长度,视角变化,外界光照变化等因素引起的图像特征跟踪不稳定可能导致纯视觉导航存在漂移甚至算法失效的问题。由于图像处理算法复杂,纯视觉导航的输出频率也较低。而惯性导航具有精度高、可靠性好、输出频率高的优点,弥补了纯视觉方法的不足。因此,视觉/惯导组合导航逐渐成为研究的热点。

Kim采用SLAM算法将载体状态和特征点坐标同时作为待估量,构建EKF融合惯导和摄像机的测量信息,实现了未知环境下无人机导航与标

* 收稿日期:2013-05-03

基金项目:国家自然科学基金资助项目(60904084);国家重点基础研究发展计划项目(2013CB733100)

作者简介:苏昂(1987—),男,河南扶沟人,博士研究生,E-mail:suang2008@126.com;

刘海波(通信作者),男,讲师,博士,E-mail:liuhaibo@nudt.edu.cn

志点坐标估计。但随着观测特征点数量增加,待估量维度增大,算法的计算复杂度也急剧增大^[13-14]。Mourikis 根据探测器位姿参数估计序列图像中未知特征点的坐标,然后构建 EKF 修正探测器着陆过程中的惯导误差^[4]。以上两种方法都采取对视觉量测方程泰勒展开后取一阶近似的方法构建组合导航滤波器。Bayard 针对未知坐标特征直接构建了一种线性视觉量测方程,再通过 KF 修正惯导误差,并以深空探测器绕飞小行星为背景进行了仿真实验^[15]。

1 惯性导航系统模型

如图 1 所示,涉及的所有坐标系均为右手坐标系, F_C 为地面固连坐标系,其 xy 平面表示地面; F_B 表示飞行器坐标系,其原点位于飞行器质心, y 轴为飞行器纵轴向前, x 轴为飞行器横轴向右; F_C 表示飞行器摄像机坐标系,其原点位于摄像机光心, z 轴为光轴, x, y 轴分别为成像靶面横纵坐标轴。 p 为 F_C 系中的飞行器位置向量, c 为 F_B 系中的摄像机安装位置向量, r 为 F_C 系中的特征点视线向量, f 为 F_C 系中的特征点位置向量。

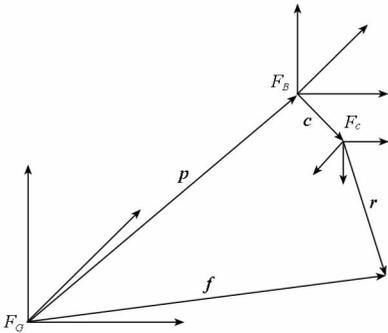


图 1 坐标系和符号定义
Fig. 1 Frames and definitions

不考虑地球自转,认为地面固连坐标系 F_C 为惯性系,则惯性导航状态方程

$$X_{k+1} = FX_k + Bu_k + Gn_k \quad (1)$$

其中

$$X = [p^T \quad \dot{p}^T \quad b^T]^T, \quad F = \begin{bmatrix} I & \tau_1 \cdot I & \tau_1^2/2 \cdot I \\ 0 & I & \tau_1 \cdot I \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} \tau_1^2/2 \cdot C_B^G \\ \tau_1 \cdot C_B^G \\ 0 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \tau_1^2/2 \cdot C_B^G & 0 \\ \tau_1 \cdot C_B^G & \tau_1^2/2 \cdot C_B^G \\ 0 & \tau_1 \cdot C_B^G \end{bmatrix}$$

τ_1 为惯导积分周期, u_k 为与飞行器坐标系固连加速度计的测量值, C_B^G 为飞行器坐标系到地面坐标系的旋转矩阵, b 为加速度计偏差, $n_k = [n_a^T \quad n_{wa}^T]^T$ 为加速度计测量噪声, n_a 为随机噪

声, n_{wa} 为随机游走噪声, I 为 3 阶单位阵。

未知环境下摄像机视场中特征点坐标不可知,因此摄像机量测信息只包含飞行器相对位姿变化。为构建视觉量测方程,增加前 N 个成像时刻的飞行器位置,构建扩展状态如下:

$$\xi_k = [p_k^T \quad \dot{p}_k^T \quad b^T \quad p_N^T \quad \cdots \quad p_1^T]^T$$

那么扩展状态方程为

$$\xi_{k+1} = S \cdot \bar{F} \cdot \xi_k + \bar{B} \cdot u_k + \bar{G} \cdot n_k \quad (2)$$

其中

$$\bar{F} = \begin{bmatrix} F & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I \end{bmatrix}$$

$$\bar{B} = [B^T \quad 0]^T, \quad \bar{G} = [G^T \quad 0]^T$$

当摄像机成像时刻到来时

$$S = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \ddots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I & 0 \end{bmatrix}$$

其他时刻

$$S = I_{3N+9}$$

2 视觉量测模型与组合导航

2.1 视觉量测方程

设特征点 f 在 t_1 和 t_2 两个时刻成像的坐标分别为 (x_1, y_1) 和 (x_2, y_2) ,摄像机等效焦距为 f_c 。那么在 t_1 时刻有

$$r_1 = R_{BC} (R_{CB1} (f - p_1) - c) \quad (3)$$

其中 R_{CB1} 为 t_1 时刻地面坐标系到飞行器坐标系的旋转矩阵,由飞行器姿态角确定, R_{BC} 为飞行器坐标系到摄像机坐标系的旋转矩阵,由摄像机安装角确定。摄像机与飞行器固连安装,安装角可事先测得。本文主要关注视觉/惯导测速测高问题,因此认为飞行器姿态角由惯导陀螺仪给出,构建视觉量测方程时视为已知量。设摄像机安装时光轴指向地面,那么有 $r_{1z} > 0$,则式(3)可写为

$$r_1 = \begin{bmatrix} r_{1x} \\ r_{1y} \\ r_{1z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{1x}/r_{1z} \\ r_{1y}/r_{1z} \\ 1 \end{bmatrix} r_{1z} = \begin{bmatrix} x_1/f_c \\ y_1/f_c \\ 1 \end{bmatrix} r_{1z} \quad (4)$$

记

$$\begin{cases} z_{\alpha 1} = \tan \alpha_1 = \frac{x_1}{f_c} \\ z_{\beta 1} = \tan \beta_1 = \frac{y_1}{f_c} \end{cases}$$

则由式(3)、(4)可得到

$$\mathbf{f} = \mathbf{R}_{GB1}^T \mathbf{R}_{BC}^T \begin{bmatrix} z_{\alpha 1} \\ z_{\beta 1} \\ 1 \end{bmatrix} \mathbf{r}_{1z} + \mathbf{p}_1 + \mathbf{R}_{GB1}^T \mathbf{c} \quad (5)$$

同理在 t_2 时刻,有

$$\mathbf{f} = \mathbf{R}_{GB2}^T \mathbf{R}_{BC}^T \begin{bmatrix} z_{\alpha 2} \\ z_{\beta 2} \\ 1 \end{bmatrix} \mathbf{r}_{2z} + \mathbf{p}_2 + \mathbf{R}_{GB2}^T \mathbf{c} \quad (6)$$

记

$$\mathbf{e}_1 = \mathbf{R}_{GB1}^T \mathbf{R}_{BC}^T \begin{bmatrix} z_{\alpha 1} \\ z_{\beta 1} \\ 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{e}_2 = -\mathbf{R}_{GB2}^T \mathbf{R}_{BC}^T \begin{bmatrix} z_{\alpha 2} \\ z_{\beta 2} \\ 1 \end{bmatrix}$$

并由式(5)减(6)得

$$\mathbf{D} \begin{bmatrix} \mathbf{p}_2 \\ \mathbf{p}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{E} \begin{bmatrix} \mathbf{r}_{2z} \\ \mathbf{r}_{1z} \end{bmatrix} + (\mathbf{R}_{GB1}^T - \mathbf{R}_{GB2}^T) \mathbf{c} \quad (7)$$

其中

$$\mathbf{D} = [\mathbf{I} \quad -\mathbf{I}], \quad \mathbf{E} = [\mathbf{e}_2 \quad \mathbf{e}_1]$$

式(7)中 \mathbf{r}_{1z} 和 \mathbf{r}_{2z} 为未知量, \mathbf{e}_1 和 \mathbf{e}_2 分别表示两个时刻摄像机对同一特征点成像的视线向量。若设 $\mathbf{e}_3 = \mathbf{e}_1 \times \mathbf{e}_2$, 有 $\mathbf{e}_3^T \mathbf{E} = 0$, 那么在式(7)两边同时乘以 \mathbf{e}_3^T 可消去 \mathbf{r}_{1z} 和 \mathbf{r}_{2z} 得式(8)。该式构成了对飞行器位置 \mathbf{p}_1 和 \mathbf{p}_2 的视觉量测, 其几何意义为摄像机两视图成像的对极几何约束^[16]。

$$\mathbf{e}_3^T \mathbf{D} \begin{bmatrix} \mathbf{p}_2 \\ \mathbf{p}_1 \end{bmatrix} = \mathbf{e}_3^T (\mathbf{R}_{GB1}^T - \mathbf{R}_{GB2}^T) \mathbf{c} \quad (8)$$

利用对极几何约束构建线性化的视觉量测方程, 并与惯导进行组合导航, 最早由 Bayard 提出^[15], 在其论文中还提出一种 QR 分解的方法构建该量测方程, 在此不再详述。

若对摄像机视场中的特征点进行连续跟踪, 则扩展状态 ξ 中任意相邻两个位置观测到的任一特征点, 都可利用式(8)建立视觉量测。量测方程可写为如下形式

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \cdot \xi_k + \mathbf{v}_k$$

其中 \mathbf{v}_k 为量测噪声。

2.2 卡尔曼滤波组合导航

视觉量测信息和惯导通过卡尔曼滤波进行融合。在摄像机成像间隔时间内, 仅进行惯导更新, 状态估计误差协方差矩阵 \mathbf{P} 逐渐累积。在摄像机成像时刻, 利用视觉量测信息对惯导进行卡尔曼滤波修正, 并用 \mathbf{S} 矩阵更新惯导扩展状态。组合导航滤波流程如图 2 所示, 其中 \mathbf{M} 为状态一步预测误差协方差, \mathbf{K} 为滤波增益矩阵, \mathbf{Q} 为加速度计噪声协方差矩阵, \mathbf{R} 为视觉量测噪声协方差矩阵。

考虑到特征点跟踪算法有延时, 摄像机成像

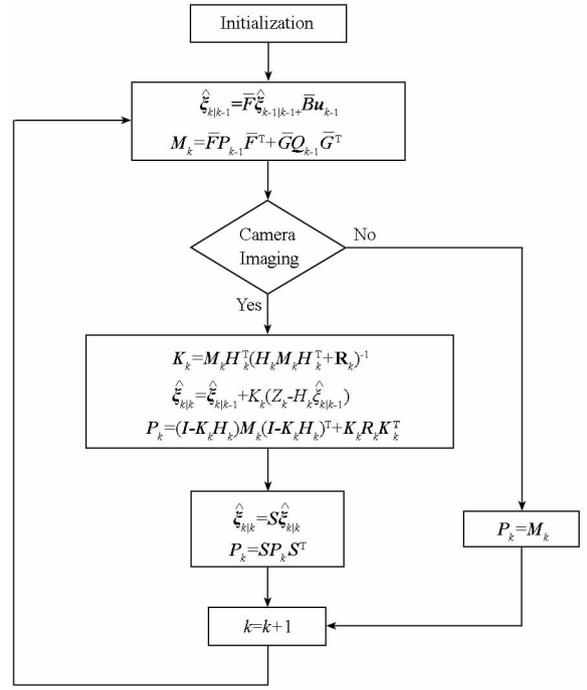


图 2 组合导航卡尔曼滤波流程图

Fig. 2 Flowchart of Kalman filter

后不能立即给出当前帧跟踪到的特征点图像坐标。为保证组合导航滤波的实时性, 可采取一种延迟滤波的策略^[6,15], 在构建视觉量测方程时, 不考虑对当前飞行器位置的视觉量测, 只对扩展状态 ξ 中前 N 个成像时刻任意两个相邻位置建立视觉量测, 然后进行组合导航滤波。

由于摄像机对地成像视场中, 特征点绝对坐标未知, 视觉量测不能修正惯导系统的绝对位置误差。但是利用对未知坐标特征点连续跟踪提供的相对量测信息, 能够修正惯导速度误差, 并在一定程度上减弱惯导位置误差的发散。

3 相对高度修正方法

在视觉/惯导组合导航修正速度误差的基础上, 利用扩展状态 ξ 中不同飞行器位置上对同名特征点的视觉量测信息, 可通过立体视觉交会估计特征点在惯性系中的坐标。将式(3)写为

$$\mathbf{r}_1 = \mathbf{R}_{BC} \mathbf{R}_{GB1} (\mathbf{f} - \mathbf{p}_1) - \mathbf{R}_{BC} \mathbf{c} \quad (9)$$

设 γ_1^i 和 t^i 分别表示矩阵 $\mathbf{R}_{BC} \mathbf{R}_{GB1}$ 和 $\mathbf{R}_{BC} \mathbf{c}$ 的第 i 行, 则

$$\mathbf{r}_{1z} = \gamma_1^3 (\mathbf{f} - \mathbf{p}_1) - t^3 \quad (10)$$

且有

$$z_{\alpha 1} \mathbf{r}_{1z} = \gamma_1^1 (\mathbf{f} - \mathbf{p}_1) - t^1; \quad z_{\beta 1} \mathbf{r}_{1z} = \gamma_1^2 (\mathbf{f} - \mathbf{p}_1) - t^2 \quad (11)$$

把式(10)代入式(11)得

$$\mathbf{A}_1 \mathbf{f} = \mathbf{b}_1 \quad (12)$$

其中 $A_1 \in R^{2 \times 3}$, $b_1 \in R^{2 \times 1}$, 且

$$A_1 = \begin{bmatrix} z_{\alpha 1} \\ z_{\beta 1} \end{bmatrix} \gamma_1^3 - \begin{bmatrix} \gamma_1^1 \\ \gamma_1^2 \end{bmatrix}; \quad b_1 = A_1 p_1 - \begin{bmatrix} t^1 \\ t^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} z_{\alpha 1} \\ z_{\beta 1} \end{bmatrix} t^3$$

式(12)描述了 t_1 时刻摄像机对特征点 f 成像的共线方程, 联立扩展状态 ξ 中摄像机各时刻对同一特征点成像的共线方程, 可解出该特征点坐标。假设地面局部为平面, 计算当前飞行器高度与所有特征点高程之差的平均值, 作为当前飞行器相对高度的修正量, 进而完成飞行器相对高度测量。

4 仿真实验

以航空飞行器典型巡航轨迹进行仿真实验, 为检验算法对实际飞行过程中存在大范围机动以及姿态变化的适应性, 设计飞行轨迹由式(13)、(14)给出, A_x 、 A_y 、 A_z 分别为飞行器俯仰角、滚转角和偏航角, $\omega_1 = \frac{\pi}{60}$, $\omega_2 = \frac{\pi}{30}$ 。

$$\begin{cases} x = 30t \\ y = 500 \sin \omega_1 t \\ z = 500 + 20 \sin \omega_2 t \end{cases} \quad (13)$$

$$\begin{cases} A_x = 5 \cos \omega_2 t \\ A_y = 5 \sin \omega_1 t \\ A_z = 5 \cos \omega_1 t \end{cases} \quad (14)$$

组合导航仿真时, 设加速度计常值初始误差为 $0.5mg(1\sigma)$, 随机误差为 $0.25mg(1\sigma)$, 随机游走误差驱动白噪声为 $0.25mg(1\sigma)$ 。飞行器姿态角误差为 $0.1^\circ(1\sigma)$, 初始位置误差为 $50m$, 初始速度误差为 $1.2m/s$ 。摄像机视场角为 50° , 成像靶面 1024×1024 像素, 地面特征点间隔 $50m$, 随机分布在惯性系 xy 平面上。在 $500m$ 高度摄像机视场中约 $45 \sim 70$ 个特征点, 特征点图像坐标加入 1 像素 (1σ) 量测噪声。仿真时间为 $1200s$, 设惯导更新周期为 $0.01s$, 摄像机量测周期为 $4s$, 扩展状态 ξ 中 N 为 5 , 因此从第 $20s$ 开始视觉量测介入, 与惯导进行组合导航滤波。

视觉/惯导组合导航的飞行器速度误差分别如图 3 ~ 图 5 所示。从第 $20s$ 开始, 随着视觉量测的介入, 飞行器速度误差迅速收敛, 由初始的 $1.2m/s$ 收敛至不大于 $0.25m/s$ 。

视觉/惯导组合导航的飞行器水平位置和相对高度误差分别如图 6 ~ 图 8 所示。在视觉量测介入组合导航前的 $20s$, 由于加速度计量测误差和初始速度误差的存在, 纯惯导输出的飞行器位置误差由初始的 $50m$ 逐渐累积到约 $75m$ 。从第 $20s$ 开始, 随着视觉量测的介入, 并对飞行器相对

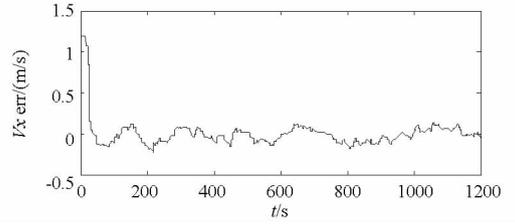


图 3 组合导航 x 方向速度误差曲线

Fig. 3 Velocity error of x axis

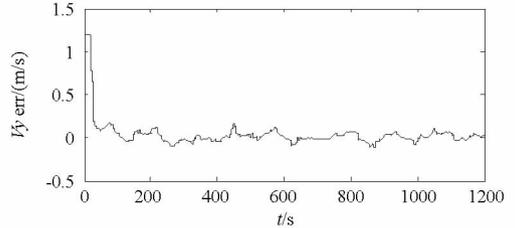


图 4 组合导航 y 方向速度误差曲线

Fig. 4 Velocity error of y axis

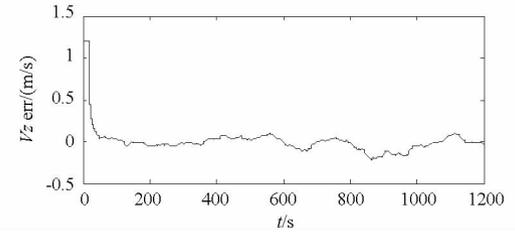


图 5 组合导航 z 方向速度误差曲线

Fig. 5 Velocity error of z axis

高度进行修正, 飞行器相对高度误差快速收敛至不大于 $2m$, 且由于扩展状态 ξ 中保存了前 $20s$ 中 N 个时刻的视觉量测信息, 飞行器水平位置误差被拉回到约 $50m$ 。

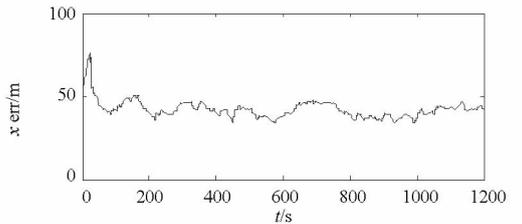


图 6 组合导航 x 方向位置误差曲线

Fig. 6 Position error of x axis

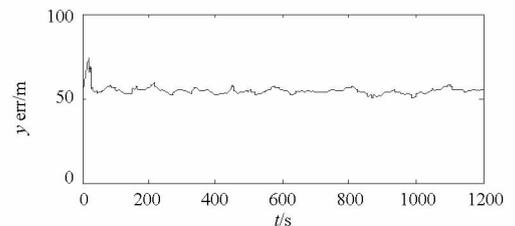


图 7 组合导航 y 方向位置误差曲线

Fig. 7 Position error of y axis

视觉/惯导组合导航的飞行器加速度计偏差估计值与真实值对比分别如图 9 ~ 图 11 所示。其中加速度计偏差真实值以虚线表示, 加粗实线为加速度计偏差组合导航滤波估计值。加速度计

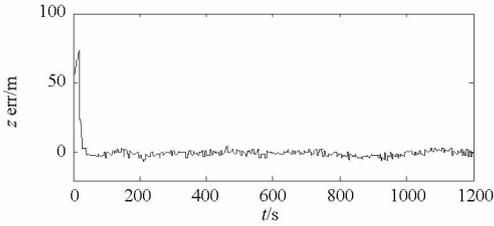
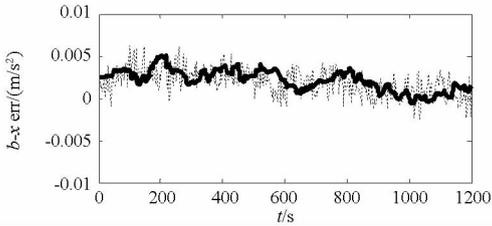
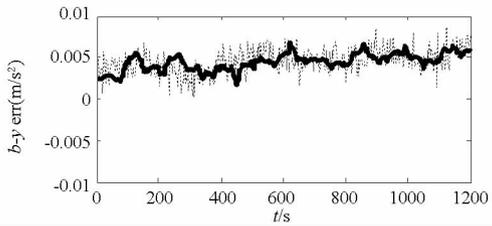
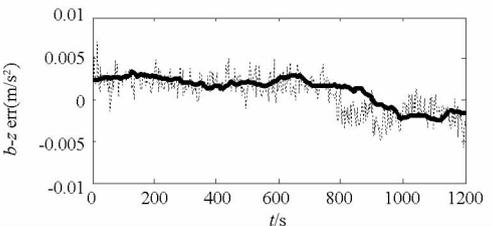


图8 组合导航相对高度误差曲线

Fig. 8 Height error

偏差的估计值与噪声具有很好的一致性,验证了惯导模型的合理性以及视觉量测修正惯导误差的有效性。

图9 加速度计偏差 x 方向估计值与真实值对比Fig. 9 Comparison of estimated and real accelerometer bias error along x axis图10 加速度计偏差 y 方向估计值与实际值对比Fig. 10 Comparison of estimated and real accelerometer bias error along y axis图11 加速度计偏差 z 方向估计值与实际值对比Fig. 11 Comparison of estimated and real accelerometer bias error along z axis

综上所述,仿真结果与2.2节分析吻合。由于摄像机视场中,特征点绝对坐标未知,视觉量测不能修正飞行器初始绝对位置误差。但通过摄像机对地面未知坐标特征进行连续观测,视觉量测能够有效修正飞行器速度误差,进而能够明显抑制飞行器位置误差的发散。且在修正飞行器速度误差的基础上,通过多帧立体视觉交会能够有效修正飞行器相对高度误差。

5 结论

本文针对未知环境下的飞行器导航问题,提

出了一种基于视觉/惯导组合的测速测高方法。方法采用包含加速度计偏差的惯导模型,并在惯导噪声模型中同时考虑加速度计随机噪声和随机游走噪声。然后定义扩展状态包含前 N 个成像时刻飞行器位置,并以摄像机成像双视图对极几何约束构建线性视觉量测方程,通过卡尔曼滤波完成视觉/惯导组合的飞行器速度误差修正。在此基础上利用多帧立体视觉交会估计地面特征点坐标,得到飞行器相对高度。仿真实验表明该方法在未知环境下能够有效修正飞行器惯导速度误差和相对高度误差,给出不随时间漂移的速度和相对高度测量结果。

参考文献 (References)

- [1] Kendoul F. Survey of advances in guidance, navigation, and control of unmanned rotorcraft systems [J]. *Journal of Field Robotics*, 2012, 22(2): 315–378.
- [2] Li S, Cui P, Cui H. Vision-Aided inertial navigation for pinpoint planetary landing [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(6): 499–506.
- [3] Trawny N, Mourikis A I, Roumeliotis S I, et al. Vision-aided inertial navigation for pin-point landing using observations of mapped landmarks [J]. *Journal of Field Robotics*, 2007, 24(5): 357–378.
- [4] Mourikis A I, Trawny N, Roumeliotis S I, et al. Vision-aided inertial navigation for spacecraft entry descent and landing [J]. *IEEE Transactions On Robotics*, 2009, 25(2): 264–280.
- [5] Van Pham B, Lacroix S, Devy M. Vision-based absolute navigation for descent and landing [J]. *Journal of Field Robotics*, 2012, 29(4): 627–647.
- [6] Mourikis A I, Roumeliotis S I, Burdick J W. SC-KF mobile robot localization; a stochastic cloning kalman filter for processing relative-state [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2007, 23(4): 717–730.
- [7] Langelaan J W. State estimation for autonomous flight in cluttered environments [D]. Stanford, 2006.
- [8] Williams B G. Technical challenges and results for navigation of NEAR shoemaker [J]. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 2002, 23(1): 34–45.
- [9] Strelow D, Singh S. Motion estimation from image and inertial measurements [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2004, 23(12): 1157–1195.
- [10] Whyte H D, Bailey T. Simultaneous localization and mapping: part I [J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2006, 13(1): 99–110.
- [11] Bailey T, Whyte H D. Simultaneous localization and mapping (SLAM): part II [J]. *IEEE Robotics & Automation Magazine*, 2006, 13(2): 108–117.
- [12] Davison A J, Reid I D, Molton N D, et al. MonoSLAM: real-time single camera SLAM [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2007, 29(6): 1052–1067.
- [13] Kim J, Sukkarieh S. Autonomous airborne navigation in unknown terrain environments [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2004, 40(3): 1031–1044.
- [14] Kim J, Sukkarieh S. Real-time implementation of airborne inertial-SLAM [J]. *Robotics and Autonomous Systems*, 2007, 55(1): 62–71.
- [15] Bayard D S, Brugrolas P B. On-board Vision-based spacecraft estimation algorithm for small body exploration [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2008, 44(1): 243–260.
- [16] Hartley R, Zisserman A. Multiple view geometry in computer vision [M]. Second ed. Cambridge University Press, 2004.