

基于激光标靶和捷联惯导系统组合 位姿测量方法

郭庆尧, 林嘉睿, 任永杰, 高扬

天津大学精密测试技术及仪器国家重点实验室, 天津 300072

摘要 为解决 6D 激光标靶在受非引力外力作用的环境下姿态测量失效的问题, 提出了一种基于激光标靶和捷联惯导系统(SINS)的组合位姿测量方法。通过推导卡尔曼滤波状态方程与观测方程, 建立组合测量系统的卡尔曼滤波模型, 利用卡尔曼滤波校正位姿误差和惯性测量单元(IMU)随机误差。在卡尔曼滤波模型中加入故障检测方法, 使组合系统具有自监控功能。当激光标靶姿态失效时, 仅使用校正后的 SINS 数据, 保证系统的可靠性。最后, 对所提方法进行仿真验证。仿真结果表明, 该方法能有效地解决激光标靶姿态角测量失效问题, 提高系统抗干扰性和动态性能。

关键词 测量; 激光标靶; 捷联惯导系统; 卡尔曼滤波; 故障检测

中图分类号 V241.62+5

文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP55.011202

Combined Pose Measurement Method Based on Laser Target and Strapdown Inertial Navigation System

Guo Qingyao, Lin Jiarui, Ren Yongjie, Gao Yang

State Key Laboratory of Precision Measurement Technology and Instruments, Tianjin University,
Tianjin 300072, China

Abstract Under the environment affected by non-gravitational external force, the pose measurement of a 6D laser target becomes invalid. In order to solve this problem, a pose measurement method based on laser target combined with strapdown inertial navigation system (SINS) is proposed. By deriving the Kalman filtering state equation and observation equation, Kalman filtering model of combined measurement system is established. The pose error and the random error of the inertial measurement unit (IMU) are both corrected by the Kalman filtering. The fault detection method is introduced into the Kalman filtering model, so that the combined system achieves the ability of self-monitoring. When the pose data of the laser target become invalid, the system can only use the corrected SINS data to ensure the reliability of the system. Finally, the method is verified by the simulation experiment. The simulation results show that this method can effectively solve the invalid problem of pose angle measurement of the laser target and improve the anti-interference and dynamic performance of the system.

Key words measurement; laser target; strapdown inertial navigation system; Kalman filtering; fault detection

OCIS codes 120.4640; 120.2440; 150.6910

1 引言

随着国民经济的高速发展, 以及各种重大型工

程项目建设的不断推进和创新, 位姿测量系统的应用越来越广泛^[1-2]。其中, 在隧道掘进过程中, 位姿导向系统已经成为确保盾构机沿预定轨迹行驶且不

收稿日期: 2017-06-14; **收到修改稿日期:** 2017-07-31

基金项目: 国家自然科学基金(51775380, 51475329)、中国科协“青年人才托举工程”(2016QNRC001)

作者简介: 郭庆尧(1993—), 男, 硕士研究生, 主要从事视觉测量与组合导航方面的研究。

E-mail: 15822103952@163.com

导师简介: 林嘉睿(1984—), 男, 博士, 讲师, 主要从事激光及光电测试技术方面的研究。

E-mail: linjr@tju.edu.cn (通信联系人)

偏离的重要手段^[3]。近年来,国内自主研发的激光标靶位姿测量系统已被广泛应用于国内多个省市的隧道掘进现场^[4-5],精度可以满足自动导向测量要求^[6]。但是,目前激光标靶所采用的位姿测量方法仍面临动态性能差的问题,主要表现在抗震性差、环境适应性弱、数据更新较慢等方面。在诸如硬岩掘进等高频振动条件下,非引力干扰加速度会造成激光标靶内部倾角传感器测量失真,导致激光标靶姿态测量部分失效,进而导致整个工程的失败。因此,亟待解决激光标靶姿态测量失效问题。

捷联惯性导航系统(SINS)具有高度的自主性,仅依靠惯性测量单元(IMU)便可测量位姿,且IMU在抗干扰性及数据更新率方面均有较大优势^[7-8]。随着微机电技术的发展,微机电IMU的性能得到了极大的提高,保证SINS在短时间内的姿态测量具有较高精度^[9]。但由于IMU自身的累计误差,使用时需与观测系统组合来校正自身误差,常见的组合方法为卡尔曼组合。传统的组合模型观测方差确定^[10-12],无法判断子系统观测信息是否失效。当激光标靶姿态测量失效时,组合系统跟踪失效信息,无法解决激光标靶姿态测量失效问题。而基于状态残差检验的故障检测方法可在每次滤波中判断观测信息的有效性,将失效系统信息隔离^[13]。因此,采用故障检测方法可以将激光标靶失效信息隔离,并且可以利用SINS的短时高精度姿态信息替代激光标靶失效信息。通过以上分析,若在传统卡尔曼滤波中加入故障检测方法,将SINS与激光标靶组合使用,原有测量系统的抗干扰性和动态性能必将有所提升。

基于该思想,本文就如何通过引入故障检测的组合位姿测量方法来解决原有激光标靶测量姿态角失效的问题展开研究。为了实现数据的融合,本文采用反馈式卡尔曼滤波,并利用得到的滤波估计值校正位姿和IMU误差,构建SINS系统误差方差,并推导卡尔曼滤波基本方程。构造姿态残差及统计量,将其引入到卡尔曼滤波过程中,得到最终的组合位姿测量方法。最后,进行仿真实验,结果验证了所提方法的可行性。

2 激光标靶与SINS组合测量系统

将IMU安装到激光标靶内部,便可建立起激光标靶与SINS组合测量系统。图1为组合测量系统概念图。

2.1 激光标靶测量系统

激光标靶测量系统位置信息由全站仪得到,姿

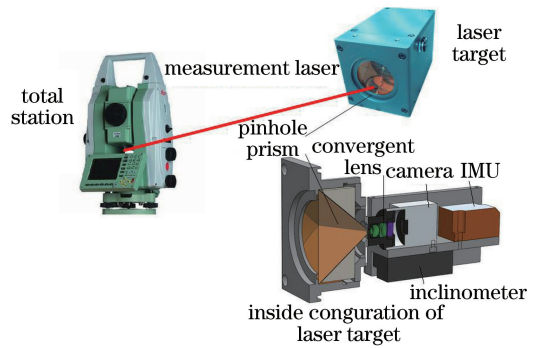


图1 激光标靶/SINS组合测量系统概念图

Fig. 1 Concept map of combined measurement system based on laser target/SINS

态信息由激光标靶解算得到。俯仰角与滚转角完全依赖倾角传感器的输出,方位角的求解需要倾角传感器的输出、成像系统的光斑坐标、标定数据和全站仪角度等多个信息的融合^[14]。

由倾角传感器测量原理可知^[15],当载体受非引力加速度干扰时,倾角传感器测量失准。由图1激光标靶内部构造可知,当倾角传感器失准时,激光标靶姿态测量失准甚至失效。

2.2 SINS测量系统

SINS依靠IMU中的陀螺仪和加速度计输出的角速度和加速度,通过导航算法得到离散时间上的姿态、速度、位置等导航解^[8]。

2.2.1 姿态算法

SINS姿态估计依靠陀螺仪的输出。本研究采用四元数更新算法进行姿态更新,四元数微分方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

式中 q_0, q_1, q_2, q_3 为四元数 q 的4个分量, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为 ω_{nb}^b 的三个分量, n 为导航坐标系, b 为IMU自身坐标系。

IMU的输出 ω_{ib}^b 与 ω_{nb}^b 的转换关系为

$$\omega_{ib}^b = \omega_{nb}^b + \mathbf{R}_n^b (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n), \quad (2)$$

式中 i 表示地心惯性坐标系; e 表示地球坐标系; \mathbf{R}_n^b 为 n 系到 b 系的旋转矩阵, \mathbf{R}_n^b 可由(1)式更新的四元数转换得到, \mathbf{R}_n^b 由 \mathbf{R}_n^b 转置得到; ω_{ie}^n 表示在导航坐标系下的地球自转角速度矢量; ω_{en}^n 表示在导航坐标系下载体在地球表面运动的角速度矢量。

为方便理解,将更新的四元数转换为欧拉角,转换关系为

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan \frac{2(q_0 q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)} \\ \arcsin [2(q_0 q_2 - q_3 q_1)] \\ \arctan \frac{2(q_0 q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中 φ 为滚转角, θ 为俯仰角, ψ 为方位角。

通过以上更新算法可知,在给定初始姿态的情况下,对每次采样累加便可以得到载体的实时姿态。

2.2.2 位置算法

取东北天坐标系作为导航坐标系,得到位置更新方程:

$$\mathbf{p}_i^n = \mathbf{p}_{i-1}^n + \mathbf{v}_{i-1}^n \Delta t, \quad (4)$$

式中 $\mathbf{p}_i^n = [x_i \ y_i \ z_i]^T$ 为当前导航坐标系下的位置; $\mathbf{p}_{i-1}^n = [x_{i-1} \ y_{i-1} \ z_{i-1}]^T$ 为上一时刻导航坐标系下的位置; $\mathbf{v}_{i-1}^n = [v_{i-1}^x \ v_{i-1}^y \ v_{i-1}^z]^T$ 为上一时刻导航坐标系下的速度; Δt 为 IMU 采样周期。

由于位置更新需要知道上一时刻的速度,因此给出速度更新算法。取东北天坐标系作为导航坐标系,得到速度方程:

$$\dot{v}^n = \mathbf{R}_b^n f^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times v^n + g^n, \quad (5)$$

式中 f^b 为 IMU 中加速度计输出的比力加速度; v^n 表示运载载体在导航坐标系下的速度; g^n 表示重力加速度。

通过以上分析可知,当给定初始位置和初始速度之后,通过以上位置算法便可以得到载体的实时位置信息。

3 组合系统数据融合

激光标靶测量系统位姿测量精度高,没有累积误差,可以定期校正 SINS 估计的位姿和 IMU 累积误差,防止估计发散,提高估计精度。根据文献[9]中的 IMU 误差模型,可建立 SINS 误差状态方程为

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{\phi}_I \\ \delta \dot{v}_I \\ \delta \dot{p}_I \\ \dot{\epsilon}_{gb} \\ \dot{\epsilon}_{ab} \\ \dot{\epsilon}_{gr} \\ \dot{\epsilon}_{ar} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{\phi\phi} & \mathbf{F}_{\phi v} & \mathbf{F}_{\phi p} & -\mathbf{R}_b^n & 0 & -\mathbf{R}_b^n & 0 \\ \mathbf{F}_{v\phi} & \mathbf{F}_{vv} & \mathbf{F}_{vp} & 0 & \mathbf{R}_b^n & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{F}_{p\phi} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_g} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_a} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta \phi_I \\ \delta v_I \\ \delta p_I \\ \epsilon_{gb} \\ \epsilon_{ab} \\ \epsilon_{gr} \\ \epsilon_{ar} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\mathbf{R}_b^n & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{R}_b^n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_g \\ \boldsymbol{\omega}_a \\ \boldsymbol{\omega}_{gr} \\ \boldsymbol{\omega}_{ar} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

状态向量 $\delta \mathbf{x}_I = [\delta \phi_I \ \delta v_I \ \delta p_I \ \epsilon_{gb} \ \epsilon_{ab} \ \epsilon_{gr} \ \epsilon_{ar}]^T$, 各分量为东北天方向上的姿态角误差、速度误差、位置误差、陀螺仪常值漂移、加速度计常值漂移、陀螺仪动态误差、加速度计动态误差; 状态转移矩阵中各分量 F_{mn} 参考文献[16]; \mathbf{R}_b^n 为载体坐标系到导航坐标系的方向余弦矩阵; τ_g, τ_a 分别为陀螺仪和加速度计一阶马尔科夫时间常数; \mathbf{I} 为单位矩阵; 状态误差 $\mathbf{W}_I = [\boldsymbol{\omega}_g \ \boldsymbol{\omega}_a \ \boldsymbol{\omega}_{gr} \ \boldsymbol{\omega}_{ar}]^T$, 各分量分别为陀螺仪随机游走噪声、加速度计随机游走噪声、陀螺仪动态误差噪声、加速度计动态误差噪声。

向激光标靶中加入高斯白噪声,则激光标靶与 SINS 组合估计误差状态方程为

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{x}_I \\ \delta \dot{x}_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_I & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x_I \\ \delta x_S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}_I & 0 \\ 0 & \mathbf{I} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{W}_I \\ \mathbf{W}_S \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$\delta \mathbf{x}_S = [\delta \phi_S \ \delta p_S]^T$, 各分量分别为激光标靶姿态角误差、位置误差; $\mathbf{W}_S = [\boldsymbol{\omega}_{\phi_S} \ \boldsymbol{\omega}_{p_S}]^T$, 各分量分别为激光标靶姿态角白噪声、位置白噪声。

定义如下公式:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \phi_I \\ p_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ P \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \phi_I \\ \delta p_I \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \phi_S \\ p_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ P \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta \phi_S \\ \delta p_S \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta \phi_S \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases}, \quad (8)$$

式中 $[\phi_I \ p_I]^T$ 为 SINS 估计的姿态和位置; $[\phi_S \ p_S]^T$ 为激光标靶测量的姿态和位置; $[\phi \ p]^T$ 为真实的姿态和位置; $\Delta \phi_S$ 为由激光标靶加速运动引起的姿态误差。因此可推出组合系统观测方程为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \phi_I - \phi_S \\ p_I - p_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta \phi_I - \delta \phi_S \\ \delta p_I - \delta p_S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \phi \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{\phi_S} \\ \boldsymbol{\omega}_{p_S} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{I} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\mathbf{I} & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\mathbf{I} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta x_I \\ \delta x_S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta \phi \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{\phi_S} \\ \boldsymbol{\omega}_{p_S} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

将(7)式和(9)式离散化可得:

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k/k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases}, \quad (10)$$

对(10)式进行卡尔曼滤波可以得出每次迭代的估计量 X_k 。再将估计量反馈到 SINS 中,这样便得到了稳定不发散的位姿估计,同时校正了 IMU 的累积误差。

4 激光标靶系统的故障检测

激光标靶中的倾角传感器在有非引力加速度干扰时输出失真,因此在进行数据融合时,必须首先判断激光标靶姿态数据是否可用,防止融合数据跟踪失效数据。利用激光标靶与 SINS 估计的姿态残差进行故障检测,以判断数据融合时激光标靶输出姿态是否有效。

对(10)式进行卡尔曼滤波时,残差为

$$r_k = Z_{(\phi)k} - H_{(\phi)k} \hat{X}_{(\phi)k/k-1}. \quad (11)$$

将(9)式的姿态部分代入(11)式可得:

$$r_k = \delta\phi_I + \delta\hat{\phi}_I - \delta\phi_S - \delta\hat{\phi}_S + \Delta\phi_S, \quad (12)$$

由(12)式可以看出 $\Delta\phi_S$ 通过观测量引入卡尔曼滤波。当激光标靶处于准静态时, $\Delta\phi_S$ 为 0,此时残差 r_k 为零均值白噪声,方差为

$$A_k = H_{(\phi)k} P_{(\phi)k/k-1} H_{(\phi)k}^T + R_{(\phi)k}. \quad (13)$$

激光标靶处于加速运动时, r_k 均值不再为零,而产生了偏差 $E(r_k) = u$ 。因此,可以通过对 r_k 的均值来检验是否受到干扰加速度。现作如下二元假设:

$$H_0: E(r_k) = 0, E(r_k r_k^T) = A_k, \quad (14)$$

$$H_1: E(r_k) = u, E[(r_k - u) \cdot (r_k - u)^T] = A_k, \quad (15)$$

式中 H_0 表示无故障, H_1 表示有故障。在残差 χ^2 检验理论中, $\lambda_k = r_k^T A_k^{-1} r_k$ 为故障检测函数,易证明,本文 $\lambda_k \sim \chi^2(3)$ 。

故障判定准则为

$$\begin{cases} \lambda > T_D, \text{ invalid} \\ \lambda \leq T_D, \text{ valid} \end{cases}, \quad (16)$$

式中 T_D 是预先设置的门限。由奈曼-皮尔逊准则可知,当限定误警率 $P_f = \alpha$ 时,由 $P_f = P(\lambda_k > T_D / H_0) = \alpha$ 可以解出门限 T_D ,使漏检率 $P[\lambda_k \leq T_D / H_1]$ 最小,因而 T_D 可由误警率 P_f 确定。误警率 $P_f = \alpha$ 为

$$P_f = 1 - \int_0^{T_D} \chi^2(\lambda, n) d\lambda. \quad (17)$$

当确定自由度 n 和给定误警率 P_f 后,查找 χ^2 分布表便可以求出门限值 T_D 。

通过以上论证,得出融合策略为:

1) 在数据融合之前,根据上述的故障检测方法判断激光标靶是否处于故障状态。如果未处于故障状态,则对(10)式进行卡尔曼融合,如果处于故障状态,则使用 SINS 的估计值。

2) 利用激光标靶未失效时的测量数据来估计 IMU 的零偏,实时校正补偿其随机漂移误差;当激光标靶产生测量失效时,经过误差补偿过的 IMU 数据能够保证位姿系统的测量精度。

5 仿真验证

5.1 仿真轨迹及滤波参数说明

卡尔曼滤波的好坏很大程度上取决于滤波参数的选择。状态噪声方差 Q_k 由 IMU 的参数决定,IMU 参考挪威 SENSOR 公司的 STIM300^[9]。观测噪声方差矩阵 R_k 由原激光标靶测量方差决定^[4]。状态初值 X_0 由初始状态可知;估计误差协方差矩阵初值 P_0 的选取不影响最终协方差矩阵的数值,取典型值^[15]。根据第 4 节所述门限选取方法:本研究中故障检测函数 λ 属于自由度为 3 的 χ^2 分布,选择误警率为 0.01,查表得到门限值为 11.34。

采用两条激光标靶运动仿真轨迹。轨迹 1 用来验证卡尔曼组合模型是否发散;轨迹 2 用来验证所提出的方法能否解决倾角仪失效问题,是否具有抗干扰性。设东北天为参考坐标系,起始位置设为(0, 0, 0),运动方向向北。为了直观表征不同轨迹下的运动状态,给出运动状态图,如图 2 所示。

向轨迹真值加入激光标靶测量白噪声和角度失准值便可以得到激光标靶的仿真数据。其中位置噪声标准差为 2 mm,姿态噪声标准差为 0.01°,姿态失效时对应的失准值为 0.292°。

5.2 组合系统时间同步及仿真结果

时间同步是将组合系统内各子系统时间基准统一到同一时钟,保证各传感器在某一时刻获得的数据是对应同一时刻的。图 1 中的 IMU、相机、倾角仪等数字传感器可通过微处理器控制与触发。系统启动时刻,激光标靶内部微处理器同时发送脉冲触发各传感器,将传感器时钟统一到同一时间基准。按各传感器设定时序,通过微处理器定时系统定时触发各传感器,采集传感器数据。这样便通过硬件完成了组合系统时间同步。考虑到微处理器晶振不稳定性为 5×10^{-6} ,每天的累积时钟误差小于 0.432 s,换算成本研究的 SINS 角度累积误差为每天 0.0006°,远小于测量角度误差。所以,晶振造成的时钟误差可忽略不计。

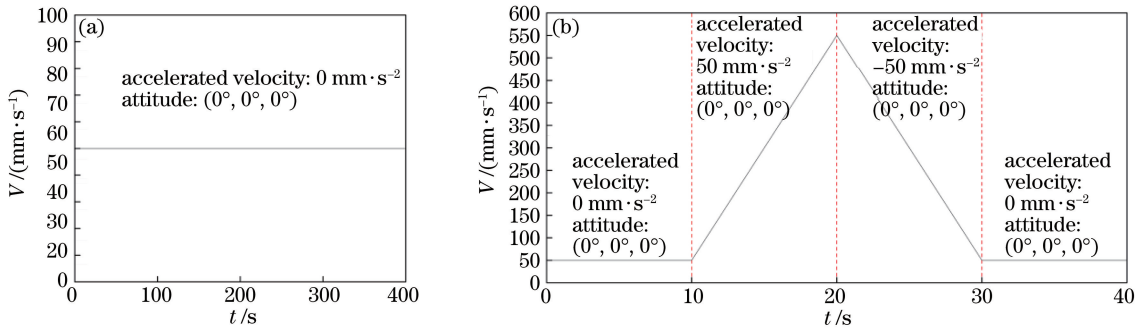


图2 运动状态。(a)轨迹1;(b)轨迹2

Fig. 2 Motion state. (a) Orbit 1; (b) orbit 2

为了在仿真中模拟上述方法,按各子系统的设计时序,通过软件中的数据同步触发模块获取对应时间点数据。就本仿真实验,设 SINS 频率为 125 Hz,激光标靶位姿输出频率为 1 Hz,则在软件中隔 125 个 SINS 数据同步触发获取一次激光标靶数据,并在此时间点上进行数据融合,实现仿真实验时间同步。对轨迹 1 的仿真结果如图 3、4 所示。

由图 3、4 可以看出,在激光标靶未发生故障的情况下,组合系统位姿估计长时间未发散,说明所建立的测量模型正确。另外,多次仿真结果表明,组合方法得到的数据能同时得到高精度姿态与高数据更新率。

仿真参考的 STIM300 中加速度计的零偏不稳

定性、速度随机游走等随机噪声方差较大,且 1 s 的融合周期相对较长,导致组合测量位置误差变大,由图 4 可见组合测量方法的位置精度不如以前方法。由于主要目的是解决姿态失效问题,以下只给出姿态仿真部分。轨迹 2 的仿真结果如图 5、6 所示。

由图 5 可以看出,所提出的方法一方面具有很好的抗干扰性,另一方面具有自动判断激光标靶姿态测量是否有效的功能,提高了原有系统的抗干扰性。多次仿真结果表明,激光标靶在 20 s 的故障时间内,姿态精度优于 0.02° ,具有较高的精度。由图 6 可以看出,如果未加入故障诊断方法,组合系统虽然提高了数据更新率,但是无法解决姿态角失效的问题。因此结果验证了本方法中故障检测的必要性。

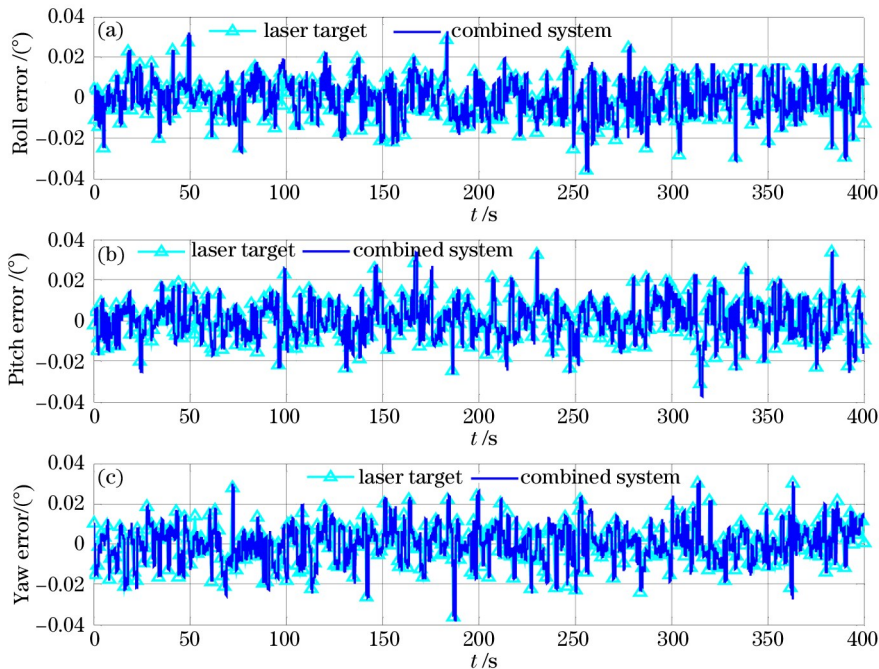


图3 轨迹1姿态误差。(a)滚转角;(b)俯仰角;(c)方位角

Fig. 3 Attitude errors of orbit 1. (a) Roll angle; (b) pitch angle; (c) yaw angle

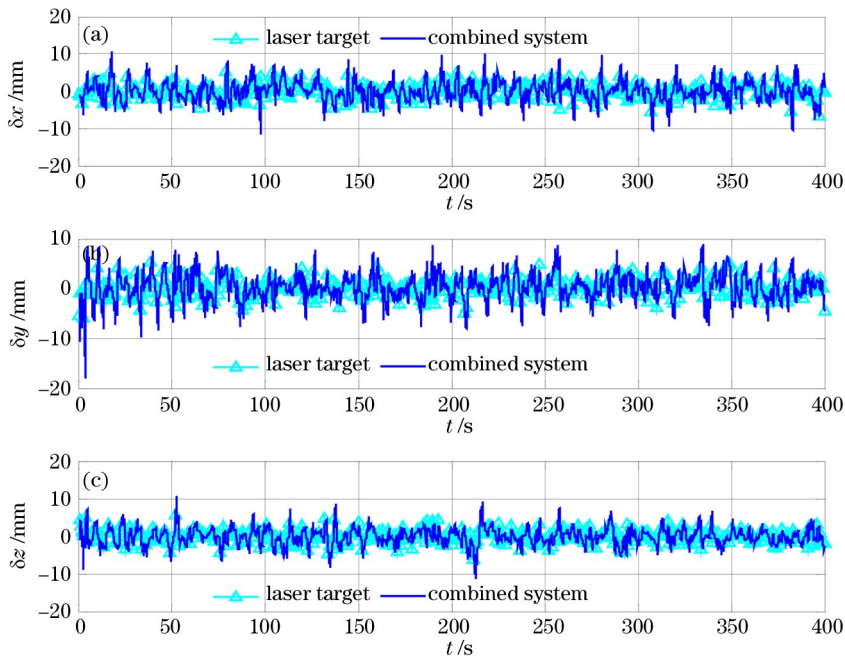
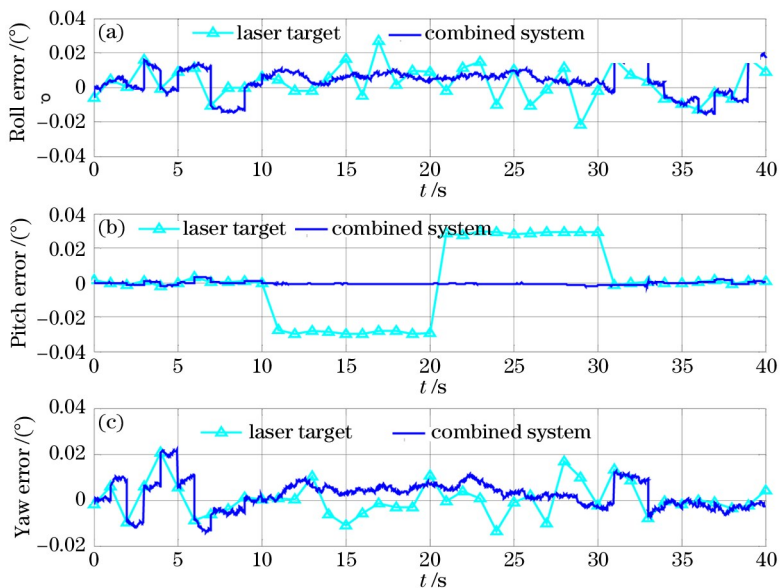
图4 轨迹1位置误差。(a) δx ; (b) δy ; (c) δz Fig. 4 Position errors of orbit 1. (a) δx ; (b) δy ; (c) δz 

图5 轨迹2姿态误差。(a)滚转角;(b)俯仰角;(c)方位角

Fig. 5 Attitude errors of orbit 2. (a) Roll angle; (b) pitch angle; (c) yaw angle

6 结 论

本文提出了激光标靶与 SINS 组合位姿测量方法。利用激光标靶未失效时的高精度, 弥补 SINS 误差随时间累积的缺陷。利用 SINS 的抗干扰性解决原有测量方法在有干扰加速度环境下姿态失效的问题。为了验证所提方法的可行性, 进行了仿真验证。仿真结果表明, 所提出的方法在保证精度的情况下提升了激光标靶测量

系统的抗干扰性和动态性能, 具有很大的工程应用价值。

由于硬件平台还在持续完善中, 本研究处于方法研究阶段。为了使后续实验数据与仿真数据可以用于同一个数学模型, 仿真数据为按照真实情况中需要考虑的误差。基于当前工作, 今后需要进行以下研究: 搭建硬件平台和同步触发控制系统, 采集子系统实验数据进行实验验证; 根据实验结果不断修正仿真模型, 进而再进行实验验证。

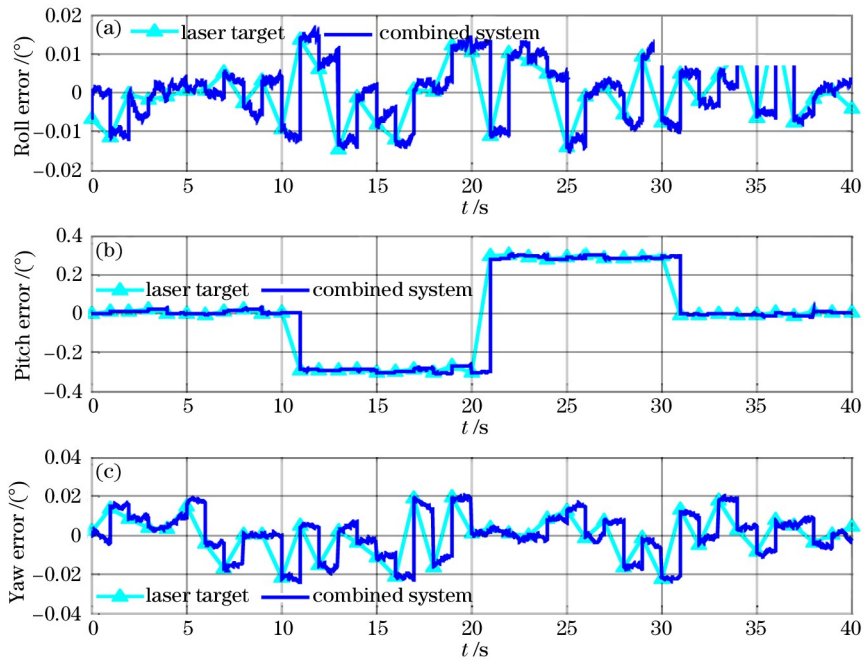


图 6 轨迹 2 未引入故障检测姿态误差。(a)滚转角;(b)俯仰角;(c)方位角

Fig. 6 Attitude errors of orbit 2 without failure detection. (a) Roll angle; (b) pitch angle; (c) yaw angle

参 考 文 献

- [1] Jia Z, Ma X, Liu W, *et al.* Pose measurement method and experiments for high-speed rolling targets in a wind tunnel[J]. *Sensors*, 2014, 14(12): 23933-23953.
- [2] Guan Ruifen, Yang Linghui, Wang Lijun, *et al.* Position and attitude precision measurement of spatial objects based on orthogonal cylindrical imaging[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(11): 1112003.
关瑞芬, 杨凌辉, 王丽君, 等. 基于正交柱面成像的空间物体位姿精密测量[J]. *光学学报*, 2016, 36(11): 1112003.
- [3] Pan Minghua, Zhu Guoli. Study of measure methods of the automatic guiding system of shield machine[J]. *Construction Technology*, 2005, 34(6): 34-36.
潘明华, 朱国力. 盾构机自动导向系统的测量方法研究[J]. *施工技术*, 2005, 34(6): 34-36.
- [4] He Feiyan, Lin Jiarui, Gao Yang, *et al.* Optimized pose measurement system combining monocular vision with inclinometer sensors[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, 36(12): 1215002.
何斐彦, 林嘉睿, 高扬, 等. 单目视觉与倾角仪组合优化的位姿测量系统[J]. *光学学报*, 2016, 36(12): 1215002.
- [5] Huang Yiwan. Research of electronic laser target measurement system based on ARM[D]. Wuhan: Huazhong University of Science & Technology, 2012: 1-12.
- [6] He Boning. Analysis on the precision of automatic guiding systems of shield machines[J]. *Modern Tunneling Technology*, 2011, 48(1): 146-149.
贺泊宁. 盾构自动导向系统精度分析[J]. *现代隧道技术*, 2011, 48(1): 146-149.
- [7] Yan Gongmin, Li Sihai, Qin Yongyuan. Inertial instrument test and data analysis[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 1-8.
严恭敏, 李四海, 秦永元. 惯性仪器测试与数据分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 1-8.
- [8] Qin Yongyuan. Inertial navigation[M]. Beijing: Science Press, 2014: 331-355.
秦永元. 惯性导航[M]. 北京: 科学出版社, 2014: 331-355.
- [9] Sensoror A S. TS1524 rev. 20 STIM300[EB/OL]. http://www.sensoror.com/media/99614/ts1524_r20%20datasheet%20stim300.pdf.
- [10] Wang Jiao, Yang Linghui, Huang Zhe, *et al.* Indoor integrated navigation algorithm based on photoelectric scanning and strapdown inertial navigation system[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2016, 53(10): 101201.
王娇, 杨凌辉, 黄喆, 等. 基于光电扫描/捷联惯导系统的室内组合导航算法研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2016, 53(10): 101201.

- [11] Gonzalez R. NaveGo: a simulation framework for low-cost integrated navigation systems [J]. *Control Engineering & Applied Informatics*, 2015, 17(2): 110-120.
- [12] Huang Zhe, Yang Linghui, Zhao Ziyue, *et al.* Research on optoelectronic scanning dynamic coordinate measurement algorithm based on extended Kalman filter[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2016, 53(5): 051201.
黄喆, 杨凌辉, 赵子越, 等. 基于扩展卡尔曼滤波的光电扫描动态坐标测量算法研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2016, 53(5): 051201.
- [13] Qin Yongyuan. Kalman filter and integrated navigation theory [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998: 361-364.
秦永元. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998: 361-364.
- [14] Gao Y, Lin J, Yang L, *et al.* Development and calibration of an accurate 6-degree-of-freedom measurement system with total station [J]. *Measurement Science and Technology*, 2016, 27(12): 125103.
- [15] Husak M. Model of tilt sensor system [C]. *International Conference on Electronics, Circuits and Systems*, 2002, 1: 227-230.
- [16] Titterton D, Weston J. Strapdown inertial navigation technology [J]. *Aerospace & Electronic Systems Magazine*, 2004, 20(7): 33-34.