

In-Flight Calibration for Installation Errors in A Multi-IMU Redundancy System *

ZHANG Jinliang, QIN Yongyuan*, WU Feng

(College of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: An in-flight calibration algorithm is proposed to estimate installation errors between IMUs in a multi-IMU redundancy system, where more than two IMUs are installed parallel to each other. One IMU, which is deeply integrated with GPS pseudo-range and pseudo-range rate, is chosen as the installation reference, and its attitude is further improved through a series of aircraft maneuver before calibration to provide precise attitude reference. At the beginning of calibration, the reference binds real-time navigation parameters to other IMUs, which will then run attitude update procedure, but the velocity and position is still provided by the reference. Then a Kalman filter is designed taking advantage of SINS attitude error model and taking attitude difference to the reference as measurement. Simulation result shows that the proposed algorithm can precisely estimate the calibration errors just through rough roll and turning maneuver, and the precision can achieve arc second level.

Key words: Multi-IMU; GPS; redundancy system; deep integration; installation errors; in-flight calibration

EEACC:7220

doi:10.3969/j.issn.1004-1699.2013.03.015

多惯组冗余系统安装误差的空中标定技术 *

张金亮, 秦永元*, 吴枫

(西北工业大学自动化学院, 西安 710129)

摘要: 以多组平行安装的捷联惯导构成的冗余系统为研究对象, 提出了一种 GPS 辅助条件下惯导间安装误差的空中标定算法。该算法以其中一套惯导系统为安装基准, 与 GPS 伪距、伪距率信息深组合后的导航结果为真实参考信息, 标定前利用飞机机动提高基准惯导的姿态精度, 标定开始时刻将基准惯导的导航信息装订给待标定惯导作为导航初值并进行姿态更新, 利用待标定惯导的导航误差模型建立卡尔曼滤波器, 量测量取为组合姿态与待标定惯导姿态的姿态误差, 通过姿态匹配的方式对两套惯组之间安装误差进行标定。仿真结果显示, 该方法不需要飞机做精确的角机动, 只利用简单的摇翼和盘旋机动就可以对安装误差进行精确标定, 且标定精度可达到角秒级水平。

关键词: 多惯导; GPS; 冗余系统; 深组合; 安装误差; 空中标定

中图分类号: U666.1

文献标识码: A

文章编号: 1004-1699(2013)03-0367-05

以捷联惯导为主系统的多系统组合导航可有效提高导航精度和可靠性, 成为目前航空领域最为理想的导航方案^[1]。随着我国航空技术的发展尤其是大型运输机和客机等项目的研发, 对惯导系统可靠性的提出了更高要求。在现有工业水平条件下, 提高惯导系统可靠性多采用冗余设计方案——在一套惯导中冗余配置多个惯性测量元件或者安装多套成熟的惯导系统, 前者称为元件级冗余, 后者称为系统级冗余^[2-3]。考虑到元件级冗余内部结构复杂, 设计周期长, 一旦出现故障整个系统需要重新调试测试, 维护周期长, 因此当今世界上的航空惯导仍然

以系统级冗余配置为主, 国外 100 多条国际航线上使用的民用惯导系统 LTN251, 采用两套惯导系统来提高惯导系统的可靠性, 波音公司的 757/767 采用了三套惯组平行安装的方式构成冗余系统。

采用多惯导冗余配置的一个主要问题是多套惯导在首次或再次安装到飞机上时相互之间存在安装误差^[4-6], 会使得各惯组量测到的比力和角速度有一定差异, 且机动越大差异越明显^[7-8]。单从导航解算来看, 这种差异不影响每套惯导各自的导航精度。但当多套惯导视为一个整体进行故障检测时, 这种差异就会造成错误的故障检测, 使整

项目来源: 国家自然科学基金项目(61273333); 总装备部惯性预研基金项目(51309040501)

收稿日期: 2012-12-28 修改日期: 2013-03-24

个系统的可靠性降低。基于上述分析,本文提出了一种针对冗余多惯组系统间安装误差的空中标定技术,以一套惯导系统为安装基准,与GPS的伪距、伪距率信息组合导航提供姿态、速度、位置参考^[9-13]。其余待标定惯导与基准惯导之间通过卡尔曼滤波器^[14],利用姿态匹配方案对安装误差角进行估计。

1 SINS 导航误差模型

SINS 导航算法采用基于四元数的双子样旋转矢量算法,其导航误差模型如下^[15]。

姿态误差:

$$\dot{\phi} = -\omega_{in}^n \times \phi + \delta\omega_{in}^n - C_b^n \delta\omega_{ib}^b \quad (1)$$

速度误差:

$$\delta\dot{v}^n = -\phi \times f^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) \times v^n + C_b^n \delta f^b \quad (2)$$

位置误差:

$$\delta\dot{p} = [\delta L \quad \delta\lambda \quad \delta h]^T = \begin{bmatrix} \frac{\delta v_N}{R_M+h} - \frac{v_N}{(R_M+h)^2} \delta h \\ \frac{\delta v_E}{(R_N+h)\cos L} + \frac{v_E \sin L \delta L}{(R_N+h)\cos^2 L} - \frac{v_E \sec L \delta h}{(R_N+h)^2} \\ \delta v_U \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $v^n = [v_E \quad v_N \quad v_U]^T$ 为飞机速度, $p = [L \quad \lambda \quad h]^T$ 为飞机位置(L, λ, h 分别为纬度、经度和高度), R_M, R_N 为地球子午圈半径和卯酉圈半径。 f 为载体所受比力, C_b^n 为载体系 b 到导航系 n 的转换矩阵。 ϕ 为飞机平台失准角误差。 $\delta(\cdot)$ 为相应物理量误差, ω_{ab}^c 表示 b 参考系相对 a 参考系旋转角速度在 c 系下的投影, a, b, c 分别指代不同的参考系。

设陀螺量测误差 $\delta\omega_{ib}^b$ 由标度因数误差 dK_g 、常值零偏 ϵ^b 和白噪声 w_g^b 构成,即

$$\begin{cases} \delta\omega_{ib}^b = \epsilon^b + w_g^b + [\omega_{ib}^b] dK_g \\ \dot{\epsilon}^b = 0, \quad d\dot{K}_g = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中 $[\omega_{ib}^b]$ 为 ω_{ib}^b 元素构造的对角阵。

设加计量测误差 δf^b 由常值偏置 ∇^b 和白噪声 w_a^b 构成,即

$$\delta f^b = \nabla^b + w_a^b, \quad \dot{\nabla}^b = 0 \quad (5)$$

2 SINS 与 GPS 深组合算法

在 ECEF 地球直角坐标系中,第 i 颗卫星的位置坐标表示为 $p_{si} = [x_{si} \quad y_{si} \quad z_{si}]^T$, 飞机的位置坐标表示为 $p_v = [x_v \quad y_v \quad z_v]^T$, 则飞机到第 i 颗卫星的矢量 r_i 及其变化率 \dot{r}_i 为

$$r_i = p_{si} - p_v, \quad \dot{r}_i = \dot{p}_{si} - \dot{p}_v$$

相应的距离 d_i 和距离变化率 \dot{d}_i 可表示为

$$d_i = \|r_i\|, \quad \dot{d}_i = d_i^{-1} (r_i^T \dot{r}_i) \quad (6)$$

对 GPS 而言,由于接收机与卫星时钟之间存在钟差 t_u 造成的距离误差 $l = ct_u$, 因此接收机计算得到的距离被称为伪距,距离变化率被称为伪距率,分别用 $\rho_{gps,i}$ 和 $\dot{\rho}_{gps,i}$ 表示

$$\begin{cases} \rho_{gps,i} = d_i + l = \|r_i\| + l \\ \dot{\rho}_{gps,i} = \dot{d}_i + \dot{l} = d_i^{-1} (r_i^T \dot{r}_i) + \dot{l} \end{cases} \quad (7)$$

利用地球球面坐标和地球直角坐标的转换关系,将惯导解算位置 L, λ, h 转换到地球直角坐标系下,表示为 $p_{ins,v}$

$$p_{ins,v} = \begin{bmatrix} x_{ins,v} \\ y_{ins,v} \\ z_{ins,v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_N+h) \cos L \cos \lambda \\ (R_N+h) \cos L \sin \lambda \\ [R_N(1-e)^2+h] \sin L \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中 e 为地球扁率。同理,利用转换矩阵 C_n^e 转换 $v_{ins,v}^n$ 可得到地球直角坐标系下速度 $v_{ins,v}^e$ 为

$$v_{ins,v}^e = C_n^e v_{ins,v}^n \quad (9)$$

式中

$$C_n^e = \begin{bmatrix} -\sin \lambda & -\sin L \cos \lambda & \cos L \cos \lambda \\ \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \sin \lambda \\ 0 & \cos L & \sin L \end{bmatrix}$$

对式(8)求偏微分可得 $(\delta x_{ins,v} \quad \delta y_{ins,v} \quad \delta z_{ins,v})$ 与 $(\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h)$ 之间的转换关系为

$$[\delta x_{ins,v} \quad \delta y_{ins,v} \quad \delta z_{ins,v}]^T = C_{err} [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h]^T \quad (10)$$

式中

$$C_{err} = \begin{bmatrix} -(R_N+h) \sin L \cos \lambda & -(R_N+h) \cos L \sin \lambda & \cos L \cos \lambda \\ -(R_N+h) \sin L \sin \lambda & (R_N+h) \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda \\ [R_N(1-e)^2+h] \cos L & 0 & \sin L \end{bmatrix}$$

利用惯导位置 $p_{ins,v}$ 和速度 $v_{ins,v}^e$ 构造飞机到第 i 颗卫星的计算矢量 $r_{ins,i}$ 及计算矢量变化率 $\dot{r}_{ins,i}$ 为

$$r_{ins,i} = p_{si} - p_{ins,v}, \quad \dot{r}_{ins,i} = \dot{p}_{si} - \dot{p}_{ins,v}$$

利用惯导结果构造伪距 $\rho_{ins,i}$ 和伪距率 $\dot{\rho}_{ins,i}$, 并分别在 $X_p = p_{ins,v}$ 和 $X_v = v_{ins,v}^e$ 处一阶泰勒展开,得到

$$\rho_{ins,i} = \|r_{ins,i}\|, \quad \dot{\rho}_{ins,i} = \rho_{ins,i}^{-1} (r_{ins,i}^T \dot{r}_{ins,i}) \quad (11)$$

$$\begin{cases} \rho_{gps,i} = \rho_{ins,i} + M_i \delta X_p + \delta l \\ \dot{\rho}_{gps,i} = \dot{\rho}_{ins,i} + G_i \delta X_p + H_i \delta X_v + \dot{\delta l} \end{cases} \quad (12)$$

式中

$$\begin{aligned} M_i &= \left. \frac{\partial \rho_{gps,i}}{\partial X_p} \right|_{p_{ins,v}} = -\rho_{ins,i}^{-1} r_{ins,i}^T \\ H_i &= \left. \frac{\partial \dot{\rho}_{gps,i}}{\partial X_v} \right|_{p_{ins,v}, v_{ins,v}^e} = -\rho_{ins,i}^{-1} r_{ins,i}^T \\ G_i &= \left. \frac{\partial \dot{\rho}_{gps,i}}{\partial X_p} \right|_{p_{ins,v}, v_{ins,v}^e} = \frac{r_{ins,i}^T \dot{r}_{ins,i}}{\rho_{ins,i}^3} r_{ins,i}^T - \frac{\dot{r}_{ins,i}^T}{\rho_{ins,i}} \end{aligned}$$

设 δl 的误差模型为

$$\delta l = w(t), \quad w(t) \sim N(0, \sigma^2) \quad (13)$$

在惯导导航误差模型和 GPS 的误差模型基础上,构造深组合卡尔曼滤波器,取滤波器状态量

$$\mathbf{x} = [\boldsymbol{\phi}^T \quad \delta \mathbf{v}^{nT} \quad \delta \mathbf{p}^T \quad \boldsymbol{\varepsilon}^{bT} \quad \nabla^{bT} \quad \delta l \quad \delta l]^T$$

根据式(1)~式(5)和式(13)构造卡尔曼滤波器系统方程为

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \quad (14)$$

量测量取为惯导构造伪距 $\rho_{ins,i}$ 、伪距率 $\dot{\rho}_{ins,i}$ 与 GPS 伪距 $\rho_{gps,i}$ 、伪距率 $\dot{\rho}_{gps,i}$ 的差值,设在 t_k 时刻有 m 颗卫星为有效量测,得量测 \mathbf{z}_k 为

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \rho_{ins,i} - \rho_{gps,i} \\ \dot{\rho}_{ins,i} - \dot{\rho}_{gps,i} \end{bmatrix} = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (15)$$

式中 \mathbf{v}_k 主要由 GPS 伪距、伪距率量测噪声和式线性化误差引起。在组合滤波中,将这些误差按白噪声处理,均值为 $\mathbf{0}$,方差为 \mathbf{R}_k 。 \mathbf{H}_k 由式(12)及式(9)、式(10)构造得到。

上述式(14)和式(15)构成了捷联惯导与 GPS 的深组合卡尔曼滤波算法。

3 安装误差标定算法

作为安装基准的捷联惯导与 GPS 深组合,用以提供飞机的姿态、速度和位置参考。在标定前飞机通过做一系列加减速、盘旋、俯仰等机动可对基准惯导的姿态误差做有效估计和补偿,提高基准惯导的姿态精度。在标定开始时刻,将基准惯导姿态、速度和位置的组合结果装订给待标定惯导系统,此后,在标定过程中待标定惯导在基准惯导提供速度和位置条件下,只作姿态更新解算。将式(1)姿态误差方程中与速度误差和位置误差有关项忽略,可得待标定惯导系统的姿态误差方程为:

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}_2 = \boldsymbol{\phi}_2 \times \boldsymbol{\omega}_{in}^n - \mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\varepsilon}^b \quad (16)$$

设待标定惯导偏离基准惯导的安装误差用 $\boldsymbol{\delta}$ 表示为 $\boldsymbol{\delta} = [\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_z]^T$,同时陀螺误差 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 由常值零偏 $\boldsymbol{\varepsilon}_w^b$ 、随机噪声 $\boldsymbol{\varepsilon}_w^b$ 和标度因素误差 $d\mathbf{K}_g$ 组成,取状态量 $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\phi}_2^T \quad \boldsymbol{\varepsilon}_w^{bT} \quad \boldsymbol{\delta}^T \quad d\mathbf{K}_g^T]^T$,构造卡尔曼滤波器的系统方程为

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}_{in}^n & -\mathbf{C}_b^n & \mathbf{0} & -\mathbf{C}_b^n [\boldsymbol{\omega}_{ib}^b] \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{x} + \begin{bmatrix} -\mathbf{C}_b^n \boldsymbol{\varepsilon}_w^b \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (17)$$

设基准惯导姿态矩阵真实值为 \mathbf{C}_{b1}^n ,计算值为 $\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n$,失准角为 $\boldsymbol{\phi}_1$,可得

$$\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n = [I - (\boldsymbol{\phi}_1 \times)] \mathbf{C}_{b1}^n \quad (18)$$

设待标定惯导姿态矩阵真实值为 \mathbf{C}_{b2}^n ,计算值为 $\hat{\mathbf{C}}_{b2}^n$,失准角为 $\boldsymbol{\phi}_2$,可得

$$\hat{\mathbf{C}}_{b2}^n = [I - (\boldsymbol{\phi}_2 \times)] \mathbf{C}_{b2}^n \quad (19)$$

在安装误差角 $\boldsymbol{\delta}$ 为小角的前提下有

$$\mathbf{C}_{b1}^{b1} = I + (\boldsymbol{\delta} \times) \quad (20)$$

由 $\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n$ 和 $\hat{\mathbf{C}}_{b2}^n$ 构造卡尔曼滤波器的量测量,可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{z}_c &= \hat{\mathbf{C}}_{b1}^n (\hat{\mathbf{C}}_{b2}^n)^T = [I - (\boldsymbol{\phi}_1 \times)] \mathbf{C}_{b1}^n \mathbf{C}_{b1}^{b2} \mathbf{C}_{b1}^{b1} [I + (\boldsymbol{\phi}_2 \times)] = \\ &= [I - (\boldsymbol{\phi}_1 \times)] \mathbf{C}_{b1}^n [I - (\boldsymbol{\delta} \times)] \mathbf{C}_{b1}^{b1} [I + (\boldsymbol{\phi}_2 \times)] = \\ &= [I - (\boldsymbol{\phi}_1 \times)] [I - (\mathbf{C}_{b1}^n \boldsymbol{\delta} \times)] [I + (\boldsymbol{\phi}_2 \times)] \end{aligned} \quad (21)$$

由于实际构造量测量时 \mathbf{C}_{b1}^n 不可得,只能用 $\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n$ 近似,且

$$\mathbf{C}_{b1}^n \boldsymbol{\delta} = [I + (\boldsymbol{\phi}_1 \times)] \hat{\mathbf{C}}_{b1}^n \boldsymbol{\delta} \quad (22)$$

将式(22)代入式(21)并忽略高阶小项得到

$$\mathbf{z}_c = I + [(\boldsymbol{\phi}_2 - \hat{\mathbf{C}}_{b1}^n \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\phi}_1) \times] \quad (23)$$

在式(23)基础上,利用 \mathbf{z}_c 构造误差角量测量 \mathbf{z}_ϕ :

$$\mathbf{z}_\phi = \boldsymbol{\phi}_2 - \hat{\mathbf{C}}_{b1}^n \boldsymbol{\delta} - \boldsymbol{\phi}_1 \quad (24)$$

构造公式为

$$\mathbf{z}_\phi = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} z_c(3,2) - z_c(2,3) \\ z_c(1,3) - z_c(3,1) \\ z_c(2,1) - z_c(1,2) \end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{\phi}_1$ 为基准惯导的失准角误差,与 GPS 深组合后远小于 $\boldsymbol{\phi}_2$,可归入量测噪声中,将式(24)整理为

$$\mathbf{z}_\phi = \mathbf{H}\mathbf{x} + \mathbf{V} \quad (25)$$

式中 $\mathbf{H} = [\mathbf{I}_3 \quad \mathbf{0}_{3 \times 3} \quad -\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}]$, \mathbf{V} 为量测噪声。

式(17)和式(25)构成了两组惯导间安装误差空中标定的卡尔曼滤波算法。分析式(17)和式(25)可知姿态误差 $\boldsymbol{\phi}_2$ 与安装误差 $\boldsymbol{\delta}$ 之间关系只体现在量测方程中,主要受 $\hat{\mathbf{C}}_{b1}^n$ 的影响,可知最终惯导之间安装误差的标定精度主要取决于载体的姿态变化情况。算法流程可用图1描述。

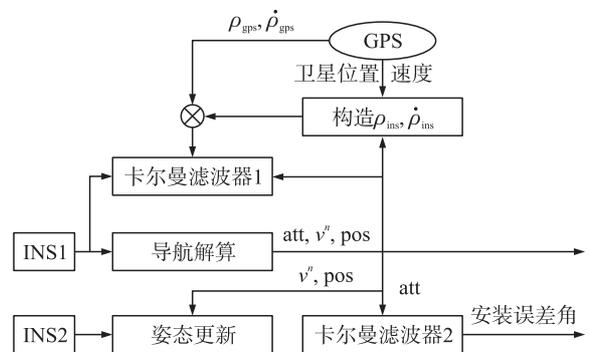


图1 惯组间安装误差空中标定算法

4 仿真分析

基准惯导先与 GPS 进行深组合。GPS 的伪距测量噪声标准差设为 10 m,伪距率测量噪声标准差设

为 0.1 m/s 。GPS 接收机钟差 t_u 初值设置为 1 ms 。钟差变化率设为白噪声服从 $\dot{t}_u \sim N(0, 0.0001)$ 。基准惯导与待标定惯导参数设置为陀螺零偏设置为 $0.01^\circ/\text{h}$ ，陀螺角随机游走设置为 $0.01^\circ/\sqrt{\text{h}}$ ，加计零偏设置为 $100 \mu\text{g}$ ，加计速度随机游走设置为 $10 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ ，并设待标定惯导偏离基准惯导的安装误差角为 $\delta = [10' \ 15' \ 20']^T$ 。系统误差设置为组合开始时刻飞机姿态设为俯仰角 0° ，横滚角 0° ，方位角 0° 。飞机速度设为 100 m/s 。飞机位置设为纬度 34° ，经度 108° ，高度 5000 m 。初始姿态误差设为 $\phi_0 = [10' \ 10' \ 20']^T$ ，初始速度误差设东北天三个方向各 0.5 m/s ，初始位置误差设为三个方向各 100 m 。

飞行轨迹中机动条件设置为：

150 ~ 170 s：以 5 m/s^2 加速度加速到 200 m/s 。

200 ~ 235 s：倾斜 15° 后以 $2^\circ/\text{s}$ 角速度协调转弯，最后改平。

250 ~ 300 s：抬头 15° 后进入爬升，最后改平。

380 ~ 400 s：以 $5^\circ/\text{s}$ 角速度来回摇翼，最后改平。

405 ~ 455 s：倾斜 15° 后以 $2^\circ/\text{s}$ 角速度协调转弯，最后改平。

480 ~ 520 s：抬头 15° 后进入爬升，最后改平。

550 ~ 570 s：以 $5^\circ/\text{s}$ 角速度来回摇翼，最后改平。

在上述机动设置条件下，得基准惯导与 GPS 深组合后的姿态误差如图 2 所示，图 2 的纵坐标单位为角分。

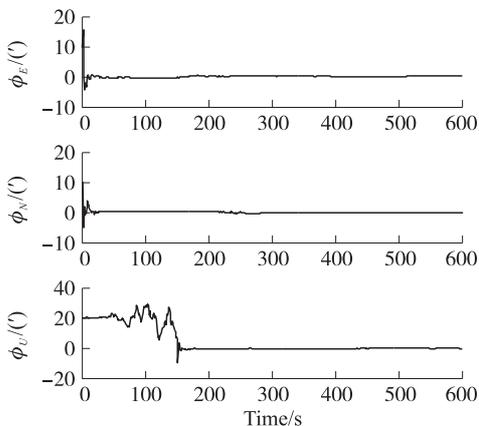


图2 基准惯导深组合姿态误差

从图 2 可以看出，在经过前三次加速、转弯和爬坡机动后，基准惯导的姿态精度以达到角分以下水平，在 350 s 以后，基准惯导的水平姿态误差可以保持在 $0.1'$ 以下，方位误差在 $0.3'$ 以下，可作为真实姿态参考，对待标定惯导的安装误差进行标定。

在 350 s 时刻，将基准惯导与 GPS 深组合后的姿态、速度、位置信息装订给待标定惯导，此后待标定惯导进行姿态更新，速度和位置由基准惯导提供，在此基础上，利用本文安装误差标定算法，对两套惯导间的安装误差进行空中在线标定，标定结果和标定误差分别如图 3 和图 4 所示，其中图 3 纵坐标单位为角分，图 4 纵坐标单位为角秒。

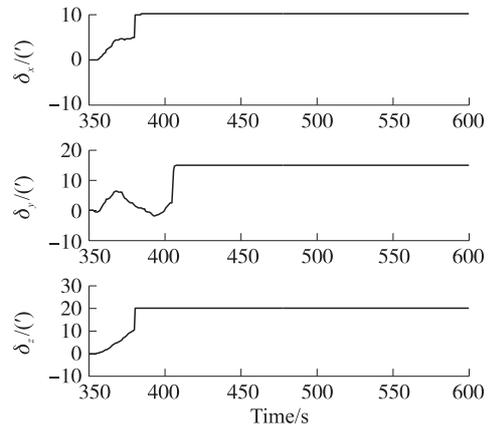


图3 安装误差标定结果

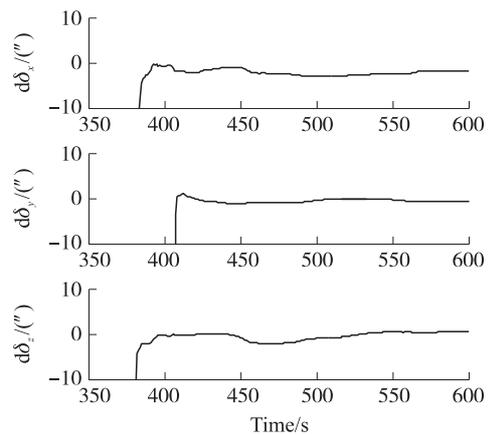


图4 安装误差标定误差

从图 3 和图 4 可以看出，在 380 s 摇翼机动的激励下， δ_x 和 δ_z 得到有效估计，在 405 s 协调转弯机动的激励下， δ_y 得到有效估计。估计精度达到角秒级水平，小于 $5''$ 。此后 480 s 爬坡和 550 s 的摇翼机动对安装误差的估计精度没有进一步的显著提高。可见，安装误差的精度主要受飞机机动条件的影响，沿两个轴向的角机动就可以对安装误差做出高精度的估计。将图 4 与图 2 比较可以发现，安装误差的最终标定精度甚至高于基准惯导的姿态精度，这与前面的算法分析一致，说明本文给出的标定算法不受姿态精度的约束，主要取决于标定过程中飞机的机动变化情况。

5 结论

本文针对多惯组冗余系统在安装过程中会产生未知安装误差这一问题，提出了一种基于 GPS 深组

合的空中在线标定方法,以基准惯导深组合后的姿态作为真实姿态参考,利用待标定惯导与基准惯导的姿态误差为量测量,通过姿态匹配卡尔曼滤波器对两套惯导间的安装误差进行空中在线标定。仿真结果表明,标定效果主要受飞机角机动的影响,在飞机可以提供两个轴向角机动的条件下,可以对三个安装误差角做精确而有效的估计,估计的精度可达到角秒级的水平。

参考文献:

- [1] Grewal M S, Weill L R, Andrews A P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration [M]. Wiley Interscience, Hoboken, New Jersey, 2007:20-25.
- [2] Gilmore J P, McKern R A. A Redundant Strapdown Inertial Reference Unit(SIRU)[J]. Spacecraft, 1972, 9(1):201-205.
- [3] 张婷,汪渤,韩之刚,等. 双捷联惯导的冗余技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(4):116-118.
- [4] Cho S Y, Park C G. Calibration of A Redundant IMU[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2004: 5104-5123.
- [5] 陆志东,王磊. 捷联惯导系统的空中标定方法[J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(2):136-138.
- [6] 游金川,秦永元,杨鹏翔,等. 制导弹箭捷联惯组在架标定方案研究[J]. 传感技术学报, 2011, 24(7):1001-1006.
- [7] 刘建业,华冰,赖际舟,等. 基于安装方式激励的捷联惯导在线标定算法研究及仿真分析[J]. 仪器仪表学报, 2008, 29(12): 2515-2520.
- [8] Shi Zhen, Yang Jie, Yue Peng, et al. A New Calibration and Compensation Method for Installation Errors of Accelerometers in Gyroscope Free Strap-down Inertial Navigation System[C]//2010 IEEE International Conference on Information and Automation. 2010:924-929.
- [9] Ma Y F. SINS/GPS Integrated Navigation System and Its Data Fusion Technology[D]. Nanjing: Southeast University, 2006.
- [10] 张品秀,黄操军,乔相伟. 基于自适应扩展 Kalman 滤波的 SINS/GPS 深组合研究[J]. 传感技术学报, 2010, 23(3):408-412.
- [11] Hu Yonghao, Wang Yangzhu, Zhao Qinqing. Research on Micro SINS/GPS Integration Navigation System Based on MEMS Sensors [C]//2012 International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. 2012:1289-1293.
- [12] Weidong Z. Study on SINS/GPS Tightly Integrated Navigation Based on Adaptive Extended Kalman Filter[C]//2010 IEEE International Conference on Information and Automation. 2010:2344-2347.
- [13] Fancheng Kong, Gelin D, Lei Cai. The Composed Correcting Kalman Filtering Method for Integrated SINS/GPS Navigation System[C]//2010 IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems. 2010:408-413.
- [14] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2012:33-50.
- [15] 秦永元. 惯性导航[M]. 北京:科学出版社, 2006:355-361.



张金亮(1984-),男,河北省保定市人,博士研究生,主要研究方向为惯性传感技术和组合导航, zhangjl84@163.com;



秦永元(1946-),男,江苏省常熟市人,汉族,教授,博士生导师,长期从事惯性导航和容错组合导航系统、最优估计理论、数字信号处理及 GPS 信号处理研究, qinyongyuan@nwpu.edu.cn;



吴枫(1983-),女,河南省平顶山市人,汉族,博士研究生,主要研究方向为惯性导航与组合导航, wufeng_nwpu@126.com。