

# 基于双捷联算法的 POS 误差在线标定方法

刘占超<sup>1,2</sup>, 房建成<sup>1,2,\*</sup>

1. 北京航空航天大学 惯性技术重点实验室, 北京 100191

2. 北京航空航天大学 新型惯性仪表与导航系统技术国防重点学科实验室, 北京 100191

**摘要:** 为了提升位置和姿态测量系统(POS)的精度,结合 POS 工作过程中典型的匀速直线运动,提出了一种准实时的 POS 误差在线标定方法。首先设计了基于双捷联算法的在线标定方案,对系统误差方程进行简化处理,求出中时期导航条件下的系统误差状态转移阵。然后根据 POS 的两段相邻匀速直线运动导航误差,对系统误差参数进行在线标定,并通过可观性分析得出 POS 运动与系统误差在线标定效果之间的对应关系。车载试验和飞行试验结果表明,在 POS 正常遥感作业过程中,本文提出的在线标定方法能够有效提升系统精度。

**关键词:** 航空遥感; 位置和姿态测量系统; 在线标定; 误差模型; 可观性; 双捷联算法

**中图分类号:** V243.5 **文献标识码:** A

位置和姿态测量系统(Position and Orientation System, POS)是航空遥感系统的重要组成部分,它由惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)、GPS 接收机、数据处理导航计算机和后处理软件等组成。POS 通过数据的高精度融合能够实现对航空遥感载荷运动误差的厘米级、亚角分级测量。由于转台标定只能对 IMU 常值误差进行标定补偿,无法对历次开机误差进行标定<sup>[1]</sup>,而且 IMU 一般集成于合成孔径雷达、测绘相机等航空遥感载荷内部,不便于拆装,给系统重复标定带来困难,因此如何有效实现系统误差的在线标定是提升 POS 精度的关键。

POS 的运动轨迹是根据载荷的遥感作业需要而事先设计好的。根据合成孔径雷达、激光雷达、高光谱相机等航空遥感载荷的工作原理,载机在成像阶段要保持匀速直线飞行,但由于载机受

阵风、气流等影响不可能保持理想的匀速直线飞行,造成一定程度的运动误差,而通过 POS 测量出非理想匀速直线运动的误差,并在载荷成像时进行误差补偿,能够有效提升遥感载荷的成像质量。

对基于惯性器件的系统来说,通过引入 GPS 导航结果<sup>[2-4]</sup>、主系统导航信息<sup>[1,5]</sup>、磁传感器<sup>[6-7]</sup>、里程仪<sup>[8]</sup>等外部信息源,采用先进滤波方法对系统误差进行估计是在线标定的常用方法,也可通过转位机构实现现场多位置标定<sup>[9]</sup>,以及直接进行滤波估计<sup>[10-11]</sup>等。传递对准过程中通过引入主系统导航信息能够实现子系统误差的在线标定,具有可匹配信息多、误差参数估计全面等优点,但传递对准需要设计特定的飞行机动方案来提升系统可观测度,还要消除参数传递过程中的误差因素,如杆臂误差、安装误差、振动及机翼变

收稿日期: 2011-11-16; 退修日期: 2012-01-20; 录用日期: 2012-03-14; 网络出版时间: 2012-03-22 16:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120322.1644.003.html

基金项目: 国家“973”计划(2009CB724002); 国家杰出青年科学基金(60825305); 国家自然科学基金创新研究群体科学基金(61121003)

\* 通讯作者. Tel.: 010-82339487 E-mail: fangjiancheng@buaa.edu.cn

引用格式: Liu Z C, Fang J C. Online calibration of POS error based on double strapdown algorithm. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 32(9): 1679-1687. 刘占超, 房建成. 基于双捷联算法的 POS 误差在线标定方法. 航空学报, 2012, 32(9): 1679-1687.

形影响等。文献[10]和文献[11]在空中对准过程中通过滤波方法实现对系统误差的在线标定。文献[12]提出了一种在线测量陀螺常值漂移的方法,该方法能够较为有效地测量出所有导航陀螺每次启动后的常值漂移量及其缓慢变化,提升系统精度,但需要有专门的转位机构,能够标定的误差参数不全面。

通过上述分析可以看出,现有方案多数存在滤波算法复杂、计算量大、硬件系统或标定过程复杂、需要特定的飞行机动等问题。文献[13]和文献[14]提出了在静基座上直接对系统误差参数进行辨识的方法。基于以上研究基础,本文给出一种无需额外飞行机动、计算量小、可在遥感作业飞行过程中实现对系统误差参数进行在线标定的方法。

## 1 总体方案

POS的典型工作过程如图1所示。系统在飞机起飞前通电预热,并进行一定时间的静态测试。静态测试后飞机起飞,在遥感作业区域上空来回做匀速直线运动。任务完成后,飞机返回地面,再完成一定时间的静态测试,整个工作过程结束。

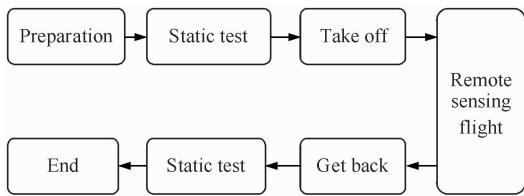


图1 POS典型工作过程

Fig. 1 Course of typical POS task work

POS的一次典型飞行轨迹如图2所示,飞机起飞后,直接飞向距离机场20~65 km的遥感区域,在距离地面2.6 km的高度平飞,通过来回匀速直线运动进行约1.5 h的遥感作业,之后做机动飞行后返回地面。

基于以上POS的典型工作过程,本文具体方案如图3所示。在POS系统当中设置两套捷联算法,即捷联算法A和捷联算法B。捷联算法A进行正常的惯性/GPS组合导航,捷联算法B作

纯惯性导航解算。在线标定过程中,捷联算法A用于捷联算法B的初始化及位置和速度误差计算,捷联算法B用于系统误差在线标定。

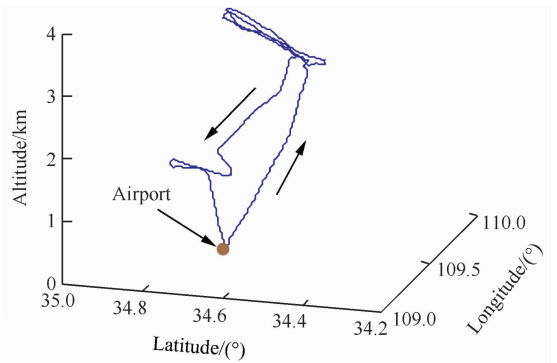


图2 POS典型工作轨迹

Fig. 2 Trajectory of typical POS task work

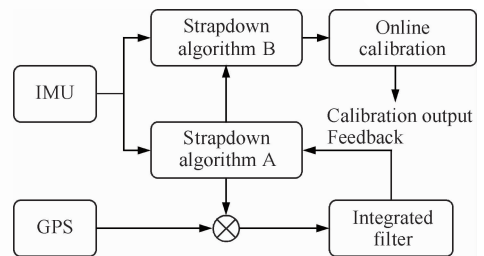


图3 在线标定方案

Fig. 3 Scheme of online calibration

非匀速直线运动阶段,捷联算法B不工作。在系统进入一段匀速直线运动时,捷联算法B启动,并利用捷联算法A的导航结果进行初始化,然后开始纯惯性导航解算直至该段匀速直线运动过程结束。通过实时地将捷联算法B的导航结果与捷联算法A的导航结果进行比对,可以获得捷联算法B的实时导航误差。由于系统每次匀速直线运动一般能够维持5 min以上,而且在一次匀速直线运动结束后飞机转弯进入下一次匀速直线运动。通过捷联算法B的速度误差输出及导航误差模型,实现对系统误差的在线标定。

## 2 系统误差模型

系统误差模型包含捷联算法A的误差模型与捷联算法B的误差模型。

捷联算法A的误差模型为常规组合导航误  
© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

差模型,综合惯导系统速度误差、位置误差和平台失准角误差方程,可得如下系统方程<sup>[15]</sup>:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{X}(t)$  为状态变量,包括 3 个平台失准角、3 个速度误差、3 个位置误差、3 个陀螺常值漂移和 3 个加速度计常值偏置;  $\mathbf{F}(t)$  为状态矩阵;  $\mathbf{G}(t)$  为噪声驱动阵;  $\mathbf{W}(t)$  为系统噪声。

以位置和速度为观测量,系统量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{Z}(t)$  为量测量;  $\mathbf{H}$  为量测阵;  $\mathbf{V}(t)$  为量测噪声。

由于捷联算法 B 的有效工作时间很短,而且其运动过程基本是匀速直线运动,所以可以忽略系统误差传播方程中的傅科周期和地球周期,并对北向、东向两个水平通道的误差传播特性进行单独考虑。首先选取系统导航坐标系为当地东北-天地理坐标系,载体体系为右-前-上坐标系,并假设 POS 以恒定速度在固定高度上运动,则两个水平通道的误差传播特性可以用下面两组简化后的微分方程来表示<sup>[16-17]</sup>。

对于北向通道,有以下微分方程成立:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_x = \left(-\omega_{ie} \cos \varphi - \frac{v_E}{R}\right)\phi_z - \frac{\delta v_N}{R} + \epsilon_E \\ \dot{\phi}_z = \epsilon_U \\ \delta \dot{v}_N = g\phi_x + \nabla_N \\ \delta \dot{x}_N = \delta v_N \end{cases} \quad (3)$$

对于东向通道,有以下微分方程成立:

$$\begin{cases} \dot{\phi}_y = -\frac{v_N}{R}\phi_z + \frac{\delta v_E}{R} + \epsilon_N \\ \dot{\phi}_z = \epsilon_U \\ \delta \dot{v}_E = -g\phi_y + \nabla_E \\ \delta \dot{x}_E = \delta v_E \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\phi_x$ 、 $\phi_y$  和  $\phi_z$  为平台水平失准角;  $v_E$  和  $v_N$  为载体东向和北向运动速度;  $\delta v_E$  和  $\delta v_N$  为载体东向和北向速度误差;  $\epsilon_E$ 、 $\epsilon_N$  和  $\epsilon_U$  为平台东向、北向和天向等效陀螺漂移;  $\nabla_E$  和  $\nabla_N$  为平台东向和北向等效加速度计偏置;  $\varphi$  为当地地理纬度;  $R$  为地球等效为理想球体时的半径;  $\omega_{ie}$  为地球自转角速度;  $g$  为当地重力加速度大小;  $\delta x_E$  和  $\delta x_N$  为东向和北向位置误差。

以下以东向通道为例进行系统误差传播特性

推导。将上述东向通道微分方程写成状态空间形式,假设

$$\mathbf{X}_E = [\phi_y \quad \phi_z \quad \delta v_E \quad \delta x_E \quad \epsilon_N \quad \epsilon_U \quad \nabla_E]^T \quad (5)$$

$$\mathbf{F}_E = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{v_N}{R} & \frac{1}{R} & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

则有

$$\dot{\mathbf{X}}_E = \mathbf{F}_E \mathbf{X}_E \quad (7)$$

对于状态空间方程式(7),其解析解可以用状态转移阵  $\Phi_E(t)$  来表示,即

$$\mathbf{X}_E(t) = \Phi_E(t)\mathbf{X}_E(0) \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{X}_E(0)$  为系统东向通道导航初始状态即初始误差大小;状态转移阵  $\Phi_E(t)$  可由式(9)得到。

$$\Phi_E(t) = L^{-1}(s\mathbf{I} - \mathbf{F}_E)^{-1} \quad (9)$$

式中:  $s$  为拉普拉斯算子;  $L^{-1}$  为拉普拉斯反变换。求解后,  $\Phi_E(t)$  第 3 行各元素的表达式为

$$\begin{cases} \Phi_{E31}(t) = \omega_s R \sin(\omega_s t) \\ \Phi_{E32}(t) = -v_N(1 - \cos(\omega_s t)) \\ \Phi_{E33}(t) = \cos(\omega_s t) \\ \Phi_{E34}(t) = 0 \\ \Phi_{E35}(t) = R(1 - \cos(\omega_s t)) \\ \Phi_{E36}(t) = -v_N \left(t - \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s}\right) \\ \Phi_{E37}(t) = \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s} \end{cases} \quad (10)$$

式中:  $\Phi_{Eij}(t)$  为状态转移矩阵  $\Phi_E(t)$  第  $i$  行第  $j$  列的元素值;  $\omega_s = \sqrt{g/R}$ 。则系统任意时间  $t$  的东向通道速度误差为

$$\delta v_E(t) = [\Phi_{E31}(t) \quad \Phi_{E32}(t) \quad \cdots \quad \Phi_{E37}(t)]\mathbf{X}_E(0) \quad (11)$$

对于北向通道,假设

$$\mathbf{X}_N = [\phi_x \quad \phi_z \quad \delta v_N \quad \delta x_N \quad \epsilon_E \quad \epsilon_U \quad \nabla_N]^T \quad (12)$$

进行类似求解后可得北向通道状态转移阵  $\Phi_N(t)$  第 3 行各元素值如下:

$$\begin{cases} \Phi_{N31}(t) = -\omega_s R \sin(\omega_s t) \\ \Phi_{N32}(t) = (v_E + R\omega_{ie} \cos \varphi)(1 - \cos(\omega_s t)) \\ \Phi_{N33}(t) = \cos(\omega_s t) \\ \Phi_{N34}(t) = 0 \\ \Phi_{N35}(t) = -R(1 - \cos(\omega_s t)) \\ \Phi_{N36}(t) = (v_E + R\omega_{ie} \cos \varphi) \left( t - \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s} \right) \\ \Phi_{N37}(t) = \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s} \end{cases} \quad (13)$$

系统任意时间  $t$  的北向通道速度误差为

$$\delta v_N(t) = [\Phi_{N31}(t) \quad \Phi_{N32}(t) \quad \cdots \quad \Phi_{N37}(t)] \mathbf{X}_N(0) \quad (14)$$

式中:  $\mathbf{X}_N(0)$  为系统北向通道导航初始状态即初始误差大小。

从以上分析推导过程可以看出,模型成立条件是载体必须静止或做匀速直线运动,系统陀螺漂移和加速度计偏置在工作过程中稳定,平台初始失准角为小角度。

### 3 在线标定方案

由第2节得出的系统中时期导航速度误差式(11)和式(14),忽略初始速度误差,可知以下几组误差在传播过程中相互耦合:

$$\begin{cases} \omega_s R \sin(\omega_s t) \phi_y \\ \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s} \nabla_E \\ -\omega_s R \sin(\omega_s t) \phi_x \\ \frac{\sin(\omega_s t)}{\omega_s} \nabla_N \\ -v_N(1 - \cos(\omega_s t)) \phi_z \\ R(1 - \cos(\omega_s t)) \epsilon_N \\ (v_E + R\omega_{ie} \cos \varphi)(1 - \cos(\omega_s t)) \phi_z \\ -R(1 - \cos(\omega_s t)) \epsilon_E \end{cases}$$

由上述各项误差的系数可知,水平失准角与等效加速度计偏置误差随时间同节拍传播,误差不能分离,方位失准角与等效东向和北向陀螺漂移误差随时间同节拍传播,误差不能分离。

在 POS 设计过程中采用了高精度石英挠性加速度计,其温度补偿后的精度达  $5 \mu g$ ,可以忽略其短时间内引起的速度导航误差,实现等效加速度计偏置与平台水平失准角误差之间的解耦。对于天向等效陀螺漂移,由于其随时间传播的阶

数较高,短时间内引起的误差较小,在线标定过程中不加以考虑。

通过上述分析和近似处理,在线标定中主要考虑平台失准角误差和水平等效陀螺漂移误差。根据式(11)和式(14),重新定义系统误差状态为

$$\mathbf{X}_p = [\phi_x \quad \phi_y \quad \phi_z \quad \epsilon_E \quad \epsilon_N]^T \quad (15)$$

则有误差传播方程

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}'_E(t) \\ \mathbf{F}'_N(t) \end{bmatrix} \mathbf{X}_p = \begin{bmatrix} \delta v_E(t) \\ \delta v_N(t) \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中:矩阵  $\mathbf{F}'_E$  与  $\mathbf{F}'_N$  表示式(11)和式(14)误差关系在新的系统误差状态  $\mathbf{X}_p$  下的表示。

由式(10)和式(13)可知,载体速度变化会影响方位失准角的误差传播特性,载体姿态的变化影响捷联安装的水平等效陀螺漂移,所以两段相邻匀速直线运动特性的变化会影响系统误差传播特性,进而影响系统误差可观测性。根据式(16)将两段匀速直线运动的误差传播方程联合,可得

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}'_E(t_1) \\ \mathbf{F}'_N(t_1) \\ \mathbf{F}'_E(t_2) \\ \mathbf{F}'_N(t_2) \end{bmatrix} \mathbf{X}_p = \begin{bmatrix} \delta v_E(t_1) \\ \delta v_N(t_1) \\ \delta v_E(t_2) \\ \delta v_N(t_2) \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中:  $t_1$  与  $t_2$  为两段匀速直线的导航时间。

矩阵的条件数反映了一个矩阵的结构情况,大的条件数表示矩阵的行向量或列向量独立性弱,利用条件数可以定义系统误差的可观测程度<sup>[18-20]</sup>,本文通过计算式(17)误差方程系数矩阵的条件数随前后两段匀速直线运动航向角之差  $dH$  和速度大小之差  $dV$  的变化关系来定量描述系统可观测性。需要说明的是,对于整个系统来说,飞行轨迹确定后,系统误差的可观测程度就是确定的,这里讨论的航向角之差  $dH$  和速度大小之差  $dV$  反映的即是飞行轨迹的变化。

图4表示前后两段匀速直线运动的速度大小相同但航向不同时的误差方程系数矩阵条件数变化,由仿真结果可知,航向角相差  $180^\circ$  时系数矩阵的条件数最小,系统误差可观测性最好。图5表示前后两段匀速直线运动速度大小之差与误差方程系数矩阵条件数间的变化关系。由图示结果可知,前后速度之差越大,条件数越小,系统误差可观测性越好。当前后两段匀速直线运动的航向角相差  $30^\circ$  以上时,速度之差对系数矩阵条件数的影响不大。

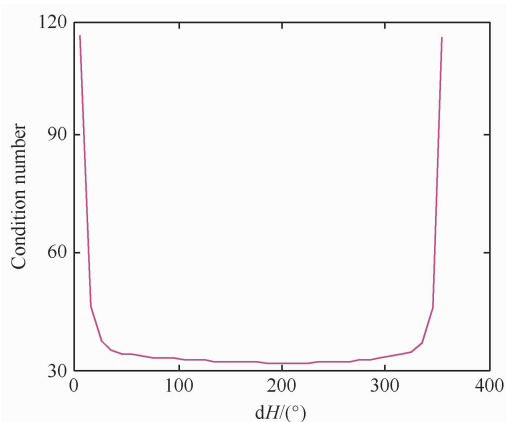


图 4 条件数随航向角之差的变化

Fig. 4 Condition number vs heading difference change

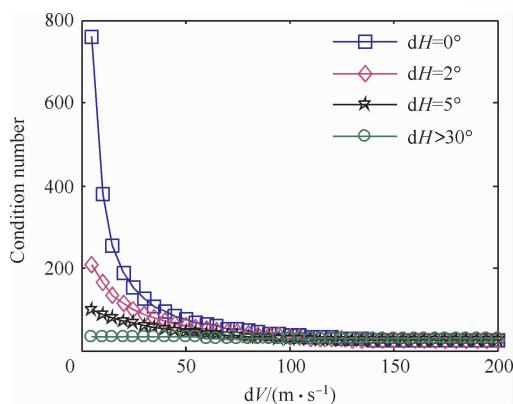


图 5 条件数随速度差的变化

Fig. 5 Condition number vs velocity difference change

根据上述分析,将两段匀速直线运动相结合,参照总体方案所述,在第 1 段匀速直线运动开始后初始化捷联算法 B,并在该匀速直线运动期间计算捷联算法 B 的速度误差,获得对应导航时长的如式(16)所示的误差方程,在下一段匀速直线运动开始后,重新初始化捷联算法 B,并获得另外一组如式(16)所示的误差方程,根据式(17)将对应两段匀速直线运动的误差方程结合,采用最小二乘法对两组误差方程进行联合求解,获得系统误差参数。根据标定出的误差参数进行系统误差补偿的方法与常规组合导航方法相同<sup>[11]</sup>。

#### 4 试验验证

为说明本文在线标定方案的有效性,以下分别通过地面车载试验和飞行试验数据的在线标定

与补偿进行验证。

由于空中没有高精度姿态基准,所以只能采用纯惯性导航位置和速度对时间的误差曲线间接验证系统在线标定精度。试验过程中,捷联算法 B 作纯惯性导航解算,并实时与捷联算法 A 的导航结果求差作为捷联算法 B 的导航误差。通过捷联算法 B 在线标定前后的速度误差和水平定位误差对比进行在线标定精度评价。

#### 4.1 车载试验

为了模拟 POS 工作过程中来回做匀速直线运动的典型航迹,在北京市昌平区小汤山镇附近一段长约 2.7 km 的平直路段进行车载模拟试验。试验过程中保持试验车辆匀速直线行驶 5 min 以上,然后在路线尽头转弯 180°进入下一段匀速直线运动,车辆行驶路线如图 6 所示。

车载试验 POS 的陀螺仪是常值漂移为 0.1 (°)/h、随机漂移为 0.05 (°)/h 的光纤陀螺,加速度计偏置和随机误差均在 5  $\mu\text{g}$  以内。

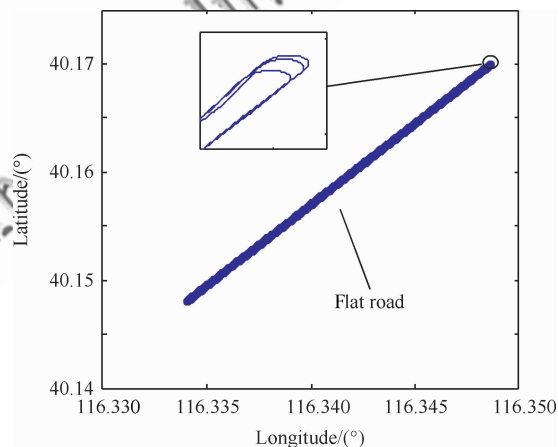


图 6 车载试验轨迹

Fig. 6 Vehicle test trajectory

表 1 为车载试验系统误差参数辨识结果,图 7 为其中一段匀速直线运动的水平速度输出,其中  $V_1$  为捷联算法 A 的水平速度输出, $V_2$  为捷联算法 B 的水平速度输出。图 8 为捷联算法 B 的水平速度误差曲线, $D_1$  为在线标定前的速度误差, $D_2$  为在线标定后的速度误差。系统 300 s 速度误差由在线标定前的 0.13 m/s 下降到在线标定后的 0.01 m/s。

表 1 车载试验在线标定结果

Table 1 Online calibration results with vehicle test

Error source	Value/( $^{\circ}$ )	Error source	Value/ (( $^{\circ}$ ) $\cdot$ h $^{-1}$ )
$\phi_x$	0.066 8	$\epsilon_E$	-0.081 3
$\phi_y$	-0.000 5	$\epsilon_N$	0.100 9
$\phi_z$	1.523 8		

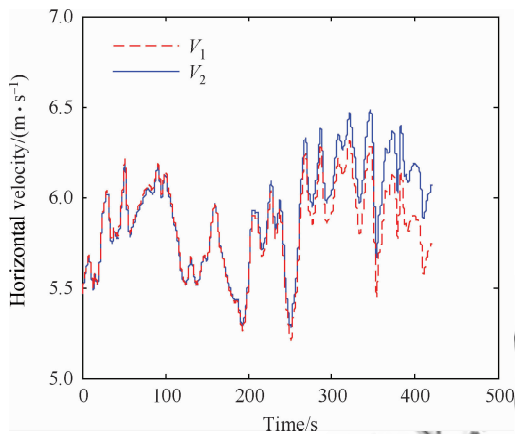


图 7 车载试验水平速度输出

Fig. 7 Horizontal velocity output in vehicle test

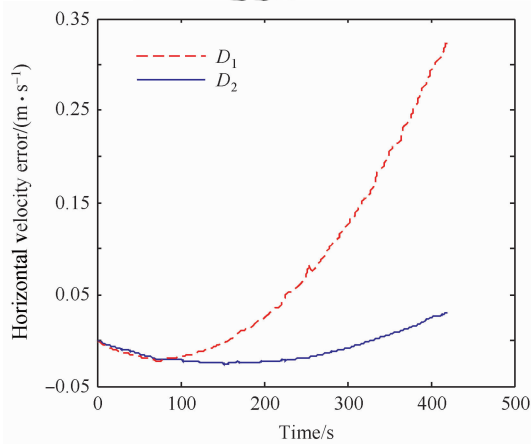


图 8 车载试验中水平速度误差对比(捷联算法 B)

Fig. 8 Comparison of horizontal velocity error in vehicle test (Strapdown algorithm B)

图 9 为在线标定前后捷联算法 B 位置误差比较曲线,  $P_1$  表示未进行在线标定时位置误差随时间的变化,  $P_2$  表示在线标定后位置误差随时间的变化, 图 9 中系统 300 s 定位误差由 22.4 m 下降到 6.1 m, 且在线标定后的定位误差发散趋势变慢。

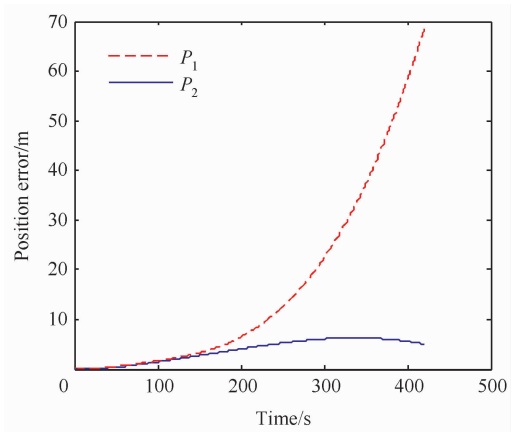


图 9 车载试验中位置误差对比(捷联算法 B)

Fig. 9 Comparison of position error in vehicle test (Strapdown algorithm B)

## 4.2 飞行试验

飞行试验载机采用国产 Y12 飞机, POS 的陀螺仪是常值漂移为  $1 (^{\circ})/h$ 、随机漂移为  $0.5 (^{\circ})/h$  的挠性陀螺, 加速度计偏置和随机误差均在  $5 \mu g$  以内。

试验系统如图 10 所示。图 11 为载机飞行的



图 10 飞行试验用飞机及 POS

Fig. 10 Plane and POS in flight test

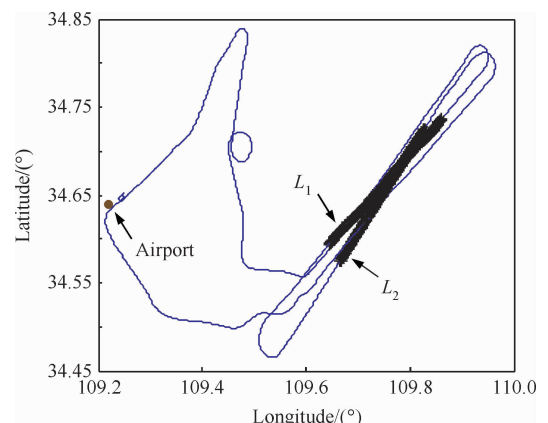


图 11 飞行试验轨迹

Fig. 11 Flight test trajectory

平面运动轨迹,  $L_1$  与  $L_2$  为用于本文在线标定的两段运动方向几乎相反的匀速直线运动过程。图 12 为匀速直线运动过程  $L_2$  段的水平速度输出曲线。

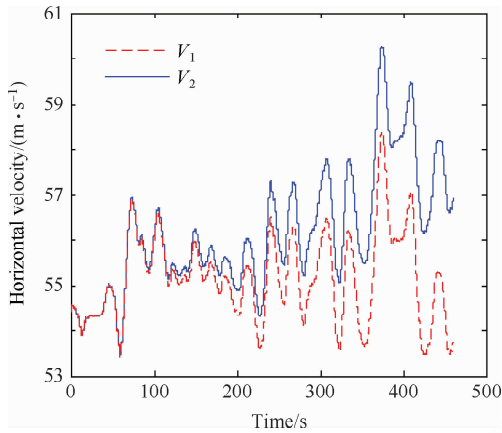


图 12 飞行试验水平速度输出

Fig. 12 Horizontal velocity output in flight test

表 2 为飞行试验系统误差参数的辨识结果, 图 13 为捷联算法 B 的水平速度误差曲线, 系统 300 s 速度误差由在线标定前的 1.24 m/s 下降到在线标定后的 0.04 m/s。

表 2 飞行试验在线标定结果

Table 2 Online calibration results with flight test

Error source	Value/( $^{\circ}$ )	Error source	Value/(( $^{\circ}$ ) $\cdot$ h $^{-1}$ )
$\phi_x$	0.049 5	$\epsilon_E$	-0.152 3
$\phi_y$	-0.211 6	$\epsilon_N$	0.720 9
$\phi_z$	-15.226 1		

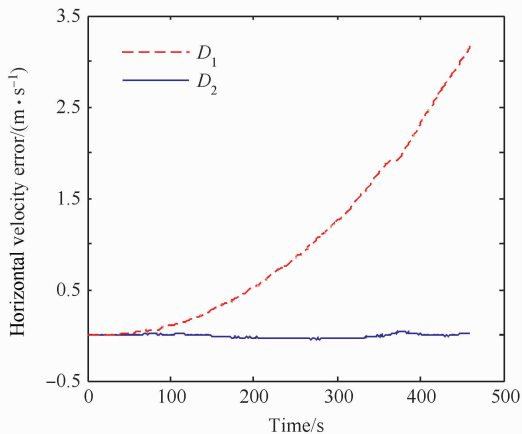


图 13 飞行试验中水平速度误差对比(捷联算法 B)

Fig. 13 Comparison of horizontal velocity error in flight test (Strapdown algorithm B)

图 14 表示在线标定前后的捷联算法 B 位置误差对比曲线, 从图中可以看出, 系统 300 s 定位误差由 125.1 m 下降到 16.1 m, 说明本文在线标定方案在 POS 实际飞行应用当中是有效的。

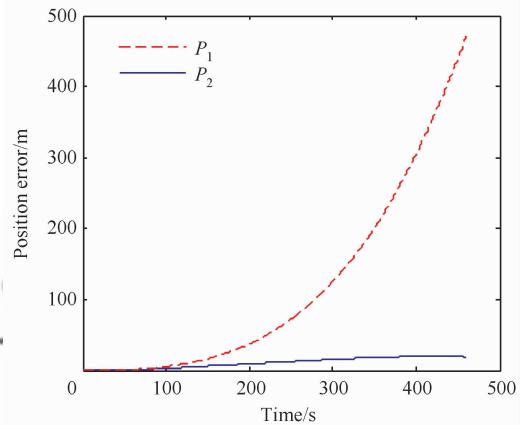


图 14 飞行试验中位置误差对比(捷联算法 B)

Fig. 14 Comparison of position error in flight test (Strapdown algorithm B)

上述车载试验和飞行试验结果表明, 本文在线标定方案在紧密结合 POS 典型匀速直线运动过程的基础上, 有效提升了系统精度。

由于本文在线标定的速度误差中包含了捷联算法 A 的误差, 而且理想的匀速直线运动并不存在, 所以本文在线标定的精度比考虑了噪声特性的卡尔曼滤波等组合导航方法的标定精度略差。

## 5 结论

1) 通过对系统误差模型进行简化, 结合 POS 典型工作轨迹进行在线标定, 是一种有效提升 POS 精度的手段, 车载试验和飞行试验结果验证了本文在线标定方案的有效性。

2) 本文在线标定方案算法简单, 计算量小, 而且具有准实时性, 可在 POS 正常遥感作业过程中实现误差在线标定, 适合于工程应用。

3) 由于 POS 的匀速直线运动并不是理想的, 进而导致简化误差模型成立的条件不完全满足, 但本文在线标定方案能够取得一定效果, 说明非理想匀速直线运动导致的模型误差是可以接受的。

## 参 考 文 献

- [1] Zhang X Y, Zhang C X, Song N F. Online calibration of FOG strapdown system based on integrated navigation technology. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1656-1659. (in Chinese)  
张小跃, 张春熹, 宋凝芳. 基于组合导航技术的光纤捷联系统在线标定. *航空学报*, 2008, 29(6): 1656-1659.
- [2] Crassidis J L. Survey of nonlinear attitude estimation methods. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(1): 12-28.
- [3] Lu Z D, Wang L. In-flight calibration method for SINS. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, 15(2): 136-138. (in Chinese)  
陆志东, 王磊. 捷联惯导系统的空中标定方法. *中国惯性技术学报*, 2007, 15(2): 136-138.
- [4] Zhou F, Meng X Y. In-flight alignment research for airborne INS/GPS based on adaptive unscented Kalman filter algorithm. *Systems Engineering and Electronics*, 2010, 32(2): 367-371. (in Chinese)  
周峰, 孟秀云. 基于自适应 UKF 算法的机载 INS/GPS 空中对准研究. *系统工程与电子技术*, 2010, 32(2): 367-371.
- [5] Chen P, Lei H J. Flight test analysis of an improved transfer alignment for missile strapdown inertial guidance system. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, 15(1): 9-11. (in Chinese)  
陈璞, 雷宏杰. 弹载捷联惯性制导系统传递对准技术试飞验证. *中国惯性技术学报*, 2007, 15(1): 9-11.
- [6] Lai K L, Crassidis J L, Harman R R. Real-time attitude-independent gyro calibration from three-axis magnetometer measurements. *AIAA-2004-4855*, 2004.
- [7] Qin W, Yuan W Z, Chang H L, et al. In-flight on-line calibration method for MEMS gyroscope based on adaptive unscented Kalman filter algorithm. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2011, 19(2): 170-174. (in Chinese)  
秦伟, 苑伟政, 常洪龙, 等. 基于自适应 UKF 算法的 MEMS 陀螺空中在线标定技术. *中国惯性技术学报*, 2011, 19(2): 170-174.
- [8] Wei Y X, Bai J Q. Method of vehicular SINS/DR integrated navigation system's on-line calibration. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2009, 17(6): 651-653. (in Chinese)  
卫育新, 白俊卿. 车载 SINS/DR 组合导航系统的在线标定方法. *中国惯性技术学报*, 2009, 17(6): 651-653.
- [9] Qian W X, Liu J Y, Zhao W, et al. SINS initial alignment based on revolving base. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 928-932. (in Chinese)  
钱伟行, 刘建业, 赵伟, 等. 基于转动基座的 SINS 初始对准方法研究. *宇航学报*, 2008, 29(3): 928-932.
- [10] Cao J J, Fang J C, Sheng W. A fast in-flight alignment method for MIMU under large attitude errors. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(6): 1395-1400. (in Chinese)  
曹娟娟, 房建成, 盛蔚. 大失准角下 MIMU 空中快速对准技术. *航空学报*, 2007, 28(6): 1395-1400.
- [11] Zhang X Y, Yang G L, Zhang C X. Online calibration based on in-flight alignment and optimal design. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(2): 220-222. (in Chinese)  
张小跃, 杨功流, 张春熹. 基于空中对准过程的在线标定及优化设计. *北京航空航天大学学报*, 2011, 37(2): 220-222.
- [12] Gong X L, Fang J C. Improved method for measuring gyro constant drift online in SINS. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2011, 32(4): 756-762. (in Chinese)  
宫晓琳, 房建成. 一种改进的在线测量 SINS 陀螺常值漂移的方法. *仪器仪表学报*, 2011, 32(4): 756-762.
- [13] Qin Y Y. Inertia navigation. Beijing: Science Press, 2006: 363-373. (in Chinese)  
秦永元. 惯性导航. 北京: 科学出版社, 2006: 363-373.
- [14] Zhao C S, Qin Y Y, Zhou Q. Modified two-position parameter identification alignment method. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2009, 17(6): 631-635. (in Chinese)  
赵长山, 秦永元, 周琪. 参数辨识双位置对准改进算法. *中国惯性技术学报*, 2009, 17(6): 631-635.
- [15] Xu F, Fang J C. Velocity and position error compensation using SINS/star integration based on evaluation of transition matrix. *Aerospace Control*, 2007, 25(6): 27-35. (in Chinese)  
徐帆, 房建成. 基于状态转移阵的 SINS/星光组合速度位置误差估计方法. *航天控制*, 2007, 25(6): 27-35.
- [16] Rogers R M. Applied mathematics in integrated navigation systems. 3rd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2007: 101-120.
- [17] Titterton D H, Weston J L. Strapdown inertial navigation technology. 2nd ed. London: Peter Peregrinus Ltd., 2004: 335-375.
- [18] Gao S S, Wang H W, Ni L Q. Application of local observability theory in rapid transfer alignment of INS. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2007, 15(6): 642-645. (in Chinese)  
高社生, 王海维, 倪龙强. 局部可观测理论在惯导系统快速传递对准中的应用. *中国惯性技术学报*, 2007, 15(6): 642-645.
- [19] Yu J C, Chen J B, Xu X Q, et al. Multiposition observability analysis of strapdown inertial navigation system. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2004, 24  
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>



(2); 150-153. (in Chinese)

于家成, 陈家斌, 徐学强, 等. 捷联惯导系统多位置可观性分析. 北京理工大学学报, 2004, 24(2): 150-153.

- [20] Tang Y G, Wu Y X, Wu M P. INS/GPS integration: global observability analysis. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2009, 58(3): 1129-1142.

#### 作者简介:

刘占超 男, 博士研究生。主要研究方向: 惯性导航与组合导航

技术。

Tel: 010-82339550

E-mail: liuzhanchao@aspe.buaa.edu.cn

房建成 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 惯性技术、组合导航及航天器姿态控制技术。

Tel: 010-82339487

E-mail: fangjiancheng@buaa.edu.cn

## Online Calibration of POS Error Based on Double Strapdown Algorithm

LIU Zhanchao<sup>1, 2</sup>, FANG Jiancheng<sup>1, 2, \*</sup>

1. Science & Technology on Inertial Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Novel Inertial Instrument & Navigation System Technology, Beihang University, Beijing 100191, China

**Abstract:** In order to improve the performance of position and orientation system (POS), a new online calibration method is proposed based on the typical uniform rectilinear motion of POS. First, an online calibration scheme based on double strapdown algorithm is designed, and the simplified system error model is introduced. Then the system error state transfer matrix is derived under medium term navigation conditions. Subsequently, online calibration of system error parameters is carried out according to the neighborhood uniform rectilinear motion navigation error of POS, and through the observability analysis of system error states, the corresponding relationship between POS motion and online calibration precision is established. Vehicle test and flight test results show that the new online calibration method proposed in this paper can effectively improve system accuracy during the normal remote sensing task of POS.

**Key words:** airborne remote sensing; position and orientation system; online calibration; error model; observability; double strapdown algorithm

**Received:** 2011-11-16; **Revised:** 2012-01-20; **Accepted:** 2012-03-14; **Published online:** 2012-03-22 16:44

**URL:** www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120322.1644.003.html

**Foundation items:** National Basic Research Program of China (2009CB724002); National Science Fund for Distinguished Young Scholars (60825305); Foundation for Innovative Research Groups of the National Natural Science Foundation of China (61121003)

\* **Corresponding author.** Tel.: 010-82339487 E-mail: fangjiancheng@buaa.edu.cn