文章编号:1004-2474(2018)03-0428-04

大方位失准角条件下的GPS/INS动基座初始对准

王志伟[1],秦俊奇[1],杨功流[2],石志勇[1],狄长春[1],王风杰[3]

(1. 陆军工程大学 火炮工程系,河北 石家庄 050003;2. 北京航空航天大学 仪器与光电工程学院,北京 100191;
3. 陕西华阴63870部队,陕西 华阴 714200)

摘　要:针对大失准角条件下初始对准难的问题,提出了一种新的大方位失准角下的GPS/INS组合导航初始对准方法。充分利用GPS提供的外部信息,以失准角的正余弦函数误差为状态变量,分析了GPS杆臂对初始对准的影响。并以上述工作为基础,提出了改进的滤波补偿算法。所提方法不仅可补偿大方位失准角,且可在方位角计算精度较低情况下直接进行导航解算,不需等待对准过程结束。在车载试验中,将该方法与传统小失准角前提下的对准方法进行了对比,并对对比结果作了分析。结果表明,在大失准角情况下,该方法可在100 s左右完成对准,失准角可收敛到1°内,导航位置误差可控制在2 m内。

关键词:组合导航;大失准角;动基座;杆臂;初始对准

中图分类号:U666.1　　**文献标识码**:A　　**DOI**:10.11977/j.issn.1004-2474.2018.03.028

Initial Alignment of GPS/INS Moving Base With Large Misalignment Angle

WANG Zhiwei[1], QIN Junqi[1], YANG Gongliu[2], SHI Zhiyong[1], DI Changchun[1], WANG Fengjie[3]

(1. Dept. of Artillery Engineering, The Army Engineering University, Shijiazhuang 050003, China; 2. School of Instrumentation Science and Opto-electronicsEngineering, Beihang University, Beijing 100191, China; 3. Unit 63870 of PLA Huayin, Huayin 714200, China)

Abstract: In view of the difficulty of initial alignment under the condition of large misalignment angle, a new initial alignment method of GPS/INS navigation system is proposed in this paper. Taking full advantage of the external information provided by GPS and using the error of the cosine function of the misalignment angle as the state variables, the effects of the GPS lever arm on the initial alignment are analyzed. On the basis of the above work, an improved filter compensation algorithm is proposed. The proposed method can not only compensate for the azimuth misalignment angle, but also can directly solve for navigation under the condition of the low precision of azimuth calculation, without waiting for the alignment process to be end. In the on-vehicle test, the comparison between the new method and the traditional alignment method under the premise of small misalignment angle is carried out and the results are analyzed. The results show that this method can complete the alignment within about 100 s under the condition of large misalignment angle, the misalignment angle can converge within 1°, and the navigation position error can be controlled within 2 m.

Key words: integrated navigation; large misalignment angle; rocking base; lever arm; initial alignment

0　引言

惯性导航作为一种独立自主的导航手段,已被广泛应用于民品和军品中。但单独的惯性导航达不到长时高精度导航的目的,需来自外部的信息对惯导信息进行实时修正,以提高导航精度。现阶段常用GPS/INS组合导航方式,卫星导航不仅精度高,且成本低。

在GPS/INS组合导航系统中,GPS不仅可修正惯导信息提高导航精度,且可为惯导系统提供初始的位置和速度信息。但姿态信息不能从GPS直接获取。

在飞机、船舶和车辆的组合导航系统初始对准过程中,都会遇到大方位失准角问题[1]。针对该问题国内、外许多专家学者做了大量研究,Pham[2]提出,在游移坐标系下的Kalman滤波算法,将方位失准角定义为游移角误差,最后在机载平台上完成了粗对准;文献[3]提出了大方位失准角下的ψ角模型;文献[4]提出了针对大方位失准角非线性误差模

收稿日期:2017-08-04
基金项目:国防预研基金资助项目(9140A09040112JB34111)
作者简介:王志伟(1990-),男,陕西华阴人,博士,主要从事惯性导航的研究。E-mail:wzw505869351@126.com。通信作者:秦俊奇(1961-),教授,博士生导师,主要从事故障诊断技术及组合导航技术的研究。E-mail:Qjq1961@yeah.net。

型，并且可在粗对准和精对准之间转换，但该模型需一系列复杂的非线性运算；Rogers[5-6] 在游移坐标系下比较了两种大方位失准角对准方案的优劣，并给出了两种方案的机载实验数据对比；文献[7]以利用 GPS 所提供的外部信息，将平台方位失准角的正余弦函数作为状态变量，提高了失准角的可观测度；文献[8-9]提出了一种不同的大失准角误差模型，该模型利用水平坐标系将方位失准角和其余 2 个失准角分开研究，该方法收敛速度快，精度高，但该方法未考虑 GPS 的外部高精度信息，且无实验验证。

本文借鉴文献[8]的思路，建立了水平坐标系，分离出方位失准角，并在测量中加入了 GPS 高精度外部信息，采用滤波估计和参数补偿同时进行的方法进行对准。结果表明，该方案可在方位失准角为 2 500′时对其进行估计和补偿，且有很高的效率和精度。采用该方案可直接进行导航，而不需等待对准结束。所以在很大程度上提高了车辆导航准备阶段的效率。

1　大方位失准角下的 GPS/INS 系统误差模型

1.1　大方位失准角下的误差模型

首先，将捷联矩阵 $\boldsymbol{C}_b^n$ 分解为 $\boldsymbol{C}_b^h$ 和 $\boldsymbol{C}_h^n$，且

$$\boldsymbol{C}_b^n = \boldsymbol{C}_b^h \boldsymbol{C}_h^n \tag{1}$$

其中

$$\boldsymbol{C}_b^h = \begin{bmatrix} \cos\beta & -\sin\beta & 0 \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$\boldsymbol{C}_h^n = \begin{bmatrix} \cos\alpha & \sin\gamma\sin\alpha & \cos\gamma\sin\alpha \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ -\sin\alpha & \sin\gamma\cos\alpha & \cos\gamma\cos\alpha \end{bmatrix}。$$

式中：α 为俯仰角；γ 为横滚角；β 为方位角；h 系为水平坐标系，即在 h 系内不包含横滚和俯仰运动。

假设 γ 和 α 为小角，β 为大角，则

$$\hat{\boldsymbol{C}}_b^h = (\boldsymbol{I}_{3\times3} - (\boldsymbol{\varphi}\times))\boldsymbol{C}_b^h, \tag{2}$$

$$(\boldsymbol{\varphi}\times) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \varphi_y \\ 0 & 0 & -\varphi_x \\ -\varphi_y & \varphi_x & 0 \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$\hat{\boldsymbol{C}}_h^n = \boldsymbol{C}_h^n + \delta\boldsymbol{C}_h^n = \boldsymbol{C}_h^n + \begin{bmatrix} \delta\cos\beta & -\delta\sin\beta & 0 \\ \delta\sin\beta & \delta\cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\delta\boldsymbol{C}_b^n = \hat{\boldsymbol{C}}_b^n - \boldsymbol{C}_b^n = \hat{\boldsymbol{C}}_h^n \hat{\boldsymbol{C}}_b^h - \boldsymbol{C}_b^n \tag{5}$$

式中 φ_x 和 φ_y 分别为 φ 的横滚和俯仰分量。

将式(2)～(4)代入式(5)并忽略二阶小量得

$$\delta\boldsymbol{C}_b^n = (\boldsymbol{C}_h^n + \delta\boldsymbol{C}_h^n)(\boldsymbol{I}_{3\times3} - (\boldsymbol{\varphi}\times))\boldsymbol{C}_b^h - \boldsymbol{C}_b^n \approx [\delta\boldsymbol{C}_h^n - \boldsymbol{C}_h^n(\boldsymbol{\varphi}\times)]\boldsymbol{C}_b^h \tag{6}$$

式(6)可表示为

$$\delta\boldsymbol{C}_b^n = \boldsymbol{D}\boldsymbol{C}_b^h = \begin{bmatrix} \delta\cos\beta & -\delta\sin\beta & -\varphi_x\sin\beta - \varphi_y\cos\beta \\ \delta\sin\beta & \delta\cos\beta & \varphi_x\cos\beta - \varphi_y\sin\beta \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{bmatrix}\boldsymbol{C}_b^h \tag{7}$$

式(7)中，由于方位失准角 β 为大角，所以其正余弦函数是非线性的，但是 $\delta\sin\beta$ 和 $\delta\cos\beta$ 可近似为线性的，令 $\eta_1 = \delta\sin\beta$，$\eta_2 = \delta\cos\beta$。

$\boldsymbol{D}$ 可由 φ_x、φ_y、η_1、η_2 表示为

$$\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} \eta_2 & -\eta_1 & -\varphi_x\sin\beta - \varphi_y\cos\beta \\ \eta_1 & \eta_2 & \varphi_x\cos\beta - \varphi_y\sin\beta \\ \varphi_y & -\varphi_x & 0 \end{bmatrix} \tag{8}$$

对式(8)求导可得

$$\dot{\boldsymbol{D}} = [\boldsymbol{D}(\boldsymbol{\omega}_{nh}^h\times) + (\delta\boldsymbol{\omega}_{nb}^n\times)\boldsymbol{C}_h^n] \tag{9}$$

式中$(\boldsymbol{\omega}_{nh}^h\times)$和$(\delta\boldsymbol{\omega}_{nb}^n\times)$分别为 $\boldsymbol{\omega}_{nh}^h$ 和 $\delta\boldsymbol{\omega}_{nb}^n$ 的反对称阵。

$$\boldsymbol{\omega}_{nh}^h = [0 \quad 0 \quad \dot{\beta}]^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

$$\dot{\beta} = \omega_y\sin\gamma\sec\alpha + \omega_z\cos\gamma\sec\alpha \tag{11}$$

$$\delta\boldsymbol{\omega}_{nb}^n = [\delta\omega_e \quad \delta\omega_n \quad \delta\omega_u]^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{D}\boldsymbol{C}_b^h\boldsymbol{\omega}_{ib}^b + \boldsymbol{C}_b^h\delta\boldsymbol{\omega}_{ib}^b - (\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) \tag{12}$$

式中 ω_y 和 ω_z 为载体转速。

将式(10)、(11)代入式(9)可得姿态误差方程为

$$\begin{cases} \varphi_x = -\dot{\beta}\varphi_y - \cos\beta\delta\omega_n - \sin\beta\delta\omega_e \\ \varphi_y = -\dot{\beta}v_x + \sin\beta\delta\omega_n - \cos\beta\delta\omega_e \\ \dot{\eta}_1 = \dot{\beta}\eta_2 - \cos\beta\delta\omega_u \\ \dot{\eta}_2 = -\dot{\beta}\eta_1 + \sin\beta\delta\omega_u \end{cases} \tag{13}$$

速度误差 $\delta v^n = v^n - \hat{v}^n$，$v^n$ 为真实速度，$\hat{v}^n$ 为量测速度。对速度误差方程两侧求导可得

$$\delta\dot{v}_e^n = \boldsymbol{D}\,\boldsymbol{C}_b^h f^b + \boldsymbol{C}_b^h\delta f^b - (\delta\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)\times\delta v_e^n - (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n)\times v_e^n + \delta g^n \tag{14}$$

在大失准角条件下，只有 $\delta\boldsymbol{C}_b^n$ 影响速度误差，而位置误差和惯性器件误差对其无影响。

1.2　量测模型

在小失准角对准方法中，滤波过程采用的是速度加位置匹配方式。然而在大失准角条件下的量测方程与小失准角对准方法的量测方程会有一定差别，主要是由 GPS 天线到惯导间的杆臂造成。两者间的位置关系为

$$P_{\text{INS}} = P_{\text{GPS}} - \boldsymbol{T}\boldsymbol{C}_b^n la^b \tag{15}$$

式中：la^b 为在体系中的杆臂；$\boldsymbol{T}$ 为东北天坐标系和经纬度坐标系之间的转换矩阵，且

$$\boldsymbol{T} = \begin{bmatrix} 1/(R_n + h) & 0 & 0 \\ 0 & 1/(R_e + h)\cos L & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \tag{16}$$

利用式(15)忽略二阶小量，建立位置观测量为

$$\begin{aligned} \delta P_{\text{meas}} = {} & \hat{P}_{\text{INS}} + \boldsymbol{T}\hat{\boldsymbol{C}}_b^n \hat{la}^b - P_{\text{GPS}} = \\ & \delta P_{\text{INS}} + P_{\text{INS}} - P_{\text{GPS}} + \boldsymbol{T}(\delta \boldsymbol{C}_b^n + \boldsymbol{C}_b^n) \cdot \\ & (\delta la^b + la^b) \approx \delta P_{\text{INS}} + \boldsymbol{T}\delta \boldsymbol{C}_b^n la^b + \\ & \boldsymbol{T}\boldsymbol{C}_b^n \delta la^b \end{aligned} \tag{17}$$

将式(7)代入式(17)可得

$$\delta P_{\text{meas}} = \delta P_{\text{INS}} + \boldsymbol{T}\boldsymbol{D}\boldsymbol{C}_b^h la^b + \boldsymbol{T}\boldsymbol{C}_b^n \delta la^b \tag{18}$$

分析式(18)可知，在杆臂 $la^b \neq 0$ 时，大方位角误差可被直接观测，其可观测度大小与杆臂的长度有关。且从理论上讲，如果使用错误的杆臂信息或将其直接忽略，会导致滤波发散。

对比式(18)与文献[12]中提出的超短基线(SSBL)量测可看出，在大失准角的情况下，利用 GPS 量测的对准结果明显优于利用 SSBL 量测的结果。这是因为 SSBL 在滤波过程中提供的是直接位置信息，而 GPS 提供的是带有杆臂补偿的位置信息，这对提高方位误差角的可观测度有很大帮助。

除位置观测量外，GPS 还可提供速度观测量，GPS 天线和惯导间的速度关系为

$$v_{\text{INS}} = v_{\text{GPS}} - \boldsymbol{T}\dot{\boldsymbol{C}}_b^n la^b \tag{19}$$

则

$$\begin{aligned} \delta v_{\text{meas}} = {} & \hat{v}_{\text{INS}} + \boldsymbol{T}\dot{\hat{\boldsymbol{C}}}_b^n \hat{la}^b - \boldsymbol{v}_{\text{GPS}} \approx \\ & \delta v_{\text{INS}} + \delta \dot{\boldsymbol{C}}_b^n la^b + \dot{\boldsymbol{C}}_b^n \delta la^b \end{aligned} \tag{20}$$

因为有 $\dot{\boldsymbol{C}}_b^n = \boldsymbol{C}_b^n(\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times)$，并将式(7)代入式(20)可得

$$\begin{aligned} \delta v_{\text{meas}} = {} & \delta v_{\text{INS}} + [\boldsymbol{D}(\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times) + \delta(\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times) \boldsymbol{C}_h^n] \cdot \\ & \boldsymbol{C}_b^h la^b + \boldsymbol{C}_b^n(\boldsymbol{\omega}_{nb}^b \times) \delta la^b \end{aligned} \tag{21}$$

与位置量测量不同，在速度量测量中，方位失准角不仅与杆臂有关，且与载体的旋转角速度有耦合关系。所以失准角的可观测度与上述两个变量都有关，且较高的载体转速会加快滤波的收敛速度。

综上所述，GPS 所提供的速度和位置观测量使得大的方位失准角变得直接可观测，并且可以在较少的机动条件下完成对准任务。另外，加长杆臂对提高滤波收敛速度和对准效率将会有一定帮助。

1.3 滤波补偿过程

利用第 1.1、1.2 节中的内容建立状态方程和量测方程，状态变量为

$$\boldsymbol{X} = [\delta P_{\text{INS}} \ \ \delta v_{\text{INS}} \ \ \delta \sin\beta \ \ \delta \cos\beta \ \ \varphi_x \ \ \varphi_y \ \ \delta f \ \ \delta\omega \ \ la] \tag{22}$$

式中：$\delta\omega$ 为陀螺常值漂移；δf 为加速度计零偏。将 $\delta\omega$、δf 视为常值。

为了加快滤波收敛速度和精度，这里采用边滤波边补偿的方法进行参数估计，即在滤波过程中，每次更新后都将新息反馈到惯性器件和导航系统中。补偿过程为

$$\begin{cases} P_{\text{INS}} = \hat{P}_{\text{INS}} - \delta P_{INS} \\ v_{\text{INS}} = \hat{v}_{\text{INS}} - \delta v_{\text{INS}} \\ \boldsymbol{C}_b^n = \hat{\boldsymbol{C}}_b^n - \boldsymbol{D}\boldsymbol{C}_b^h \\ f^b = \hat{f}^b - \delta f^b \\ \omega^b = \hat{\omega}^b - \delta\omega^b \\ la^b = \hat{la}^b - \delta la^b \end{cases} \tag{23}$$

位置、速度、惯性器件零偏和常值漂移以及杆臂的补偿过程是利用滤波新息直接进行的。而姿态的补偿要利用所估计的 φ_x、φ_y、η_1、η_2 及当前 γ 和 α，计算出式(7)中的 $\delta\boldsymbol{C}_b^n$，然后代入式(23)中。为了确保 $\boldsymbol{C}_b^n$ 的正交性，每次补偿完后都要进行正交化处理。

2 试验结果

下面主要通过试验的方法对以上提出的新方法进行仿真验证。

2015 年 12 月～2016 年 1 月在陕西进行试验，试验对象为某型自行火炮的炮载捷联惯导系统。试验要求天气状况良好，且周围没有较高的建筑物和树木。

图 1 为总试验时间 1 932 s 的载体路径。图 2 为试验炮车外搭载的 GPS 天线和炮车内用于处理数据的便携装置。惯导和 GPS 的采集频率约为 400∶1，数据均存储在便携装置中的笔记本电脑里。

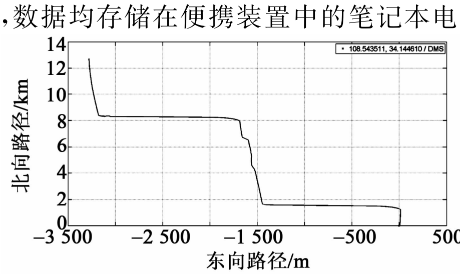


图 1 载体运行轨迹

(a) 炮车外搭载的GPS天线　(b) 炮车内用于处理数据的便携装置

图 2　GPS 天线和便携式数据处理设备

图 3～5 为不同方位失准角时本文所提方法的方位角对准结果。

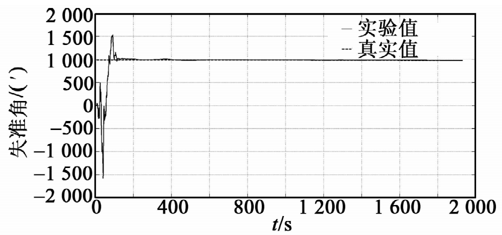


图 3　方位失准角为 1 000′的结果

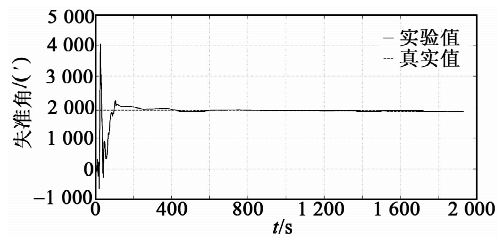


图 4　方位失准角为 1 800′的结果

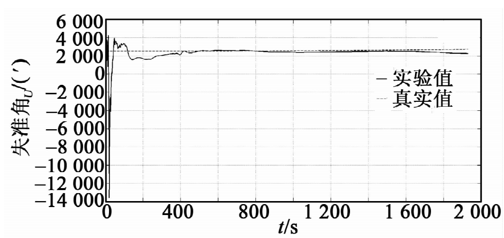


图 5　方位失准角为 2 500′的结果

在大失准角的情况下，普通小失准角对准方法无法估计出真实失准角，尤其是在失准角变得越来越大时，对准效果变差，最后发散。由图 3～5 可看出，本文所提方法可有效估计出大的方位失准角，当方位失准角为 2 500′时，可在 100 s 左右收敛到 200′内，在前两种情况下可以收敛到 1°内。图 6 为在大失准角前提下的导航位置误差。

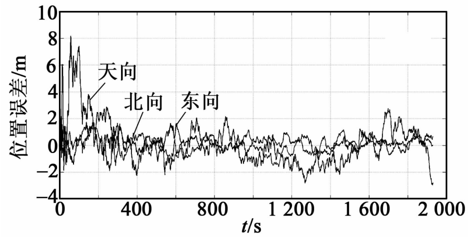
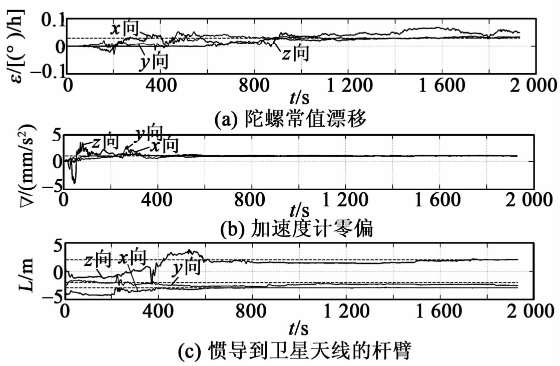


图 6　方位失准角为 2 500′时的位置误差

由图 6 可看出，水平方向的 2 个位置误差可控制在±2 m 内，且 400 s 后，基本可减少到±1 m 以内；而天向的位置误差在 400 s 前较大，在 400 s 后也可收敛到±2 m。达到了较高的精度，说明该方法可在大失准角的情况下直接进行导航。图 7 为对准过程中对其余状态变量的估计结果。其中，ε 为陀螺常值漂移，∇ 为加速度计零偏，L 为杆臂。



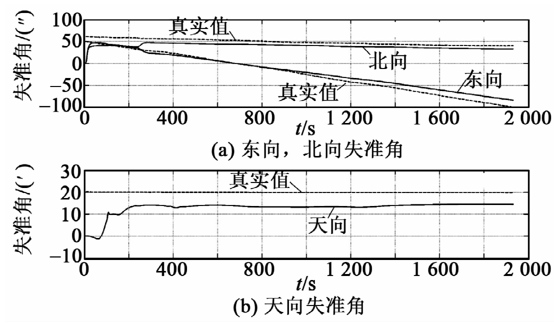
(a) 陀螺常值漂移

(b) 加速度计零偏

(c) 惯导到卫星天线的杆臂

图 7　杆臂和零偏估计值

由图 7 可看出，陀螺常值漂移估计结果收敛速度较慢，且天向陀螺常值漂移不能收敛；加速度计零偏虽可较好的收敛，但整体收敛要在 400 s 后，实时性较差。由图 7(c)可看出，天向杆臂收敛速度较慢，且 3 个方向的估计值与量测值均有亚米级的误差，这与载体的振动和惯导内杆臂都有一定关系。图 8 为在忽略杆臂时的对准结果。



(a) 东向，北向失准角

(b) 天向失准角

图 8　无杆臂条件下的对准结果

3　结束语

本文在建立了大失准角误差模型的基础上，将失准角的正余弦函数作为状态变量，分析了 GPS 天线与惯导间的杆臂对对准结果的影响，说明杆臂可以提高失准角可观测度，并通过边滤波边补偿的方式完成了大失准角下的对准。结果表明，所提方法可迅速有效估计出大的方位失准角，使导航可在大失准角的情况下直接进行，无需等到繁琐的初始对

(下转第 436 页)