

## 一种双天线辅助的两段连续式对准以及误差分析

杨菊花<sup>③</sup> 张琳婧<sup>\*①②</sup> 陈光武<sup>①②</sup> 程鉴皓<sup>①②</sup> 李鹏<sup>①②</sup>

<sup>①</sup>(兰州交通大学自动控制研究所 兰州 730070)

<sup>②</sup>(甘肃省高原交通信息工程及控制重点实验室 兰州 730070)

<sup>③</sup>(兰州交通大学交通运输学院 兰州 730070)

**摘要:** 针对低精度微惯性测量单元/全球导航卫星系统 (IMU/GNSS) 松组合导航系统中初始方位难以精确得到和行进间航向容易发散的问题, 该文设计了一种双天线辅助的两段连续式对准方法。首先分析了初始方位误差对航向精度的影响; 其次, 由于GNSS测向系统精度高、无姿态漂移误差的特点, 基于双天线基线矢量推导了一种最小二乘算法的测姿模型, 进行初始对准; 最后针对行进间对准, 研究扩展了基于航向差值的1维量测以抑制航向发散。设计试验探讨了双天线基线矢量对初始对准与行进间航向精度的影响, 改进方法可以使得初始方位误差优于 $0.7^\circ$ , 行进间航向能够更准确地被跟踪。针对目标的初始对准与行进间对准, 双天线可提供辅助信息, 其效果优于单天线IMU/GNSS的组合, 且方法计算量适中。

**关键词:** 双天线; 对准; 基线

中图分类号: TN82

文献标识码: A

文章编号: 1009-5896(2021)02-0501-08

DOI: 10.11999/JEIT191021

## Two-segment Continuous Alignment and Error Analysis Method Based on Dual Antenna Assistance

YANG Juhua<sup>③</sup> ZHANG Linjing<sup>①②</sup> CHEN Guangwu<sup>①②</sup>  
CHENG Jianhao<sup>①②</sup> LI Peng<sup>①②</sup>

<sup>①</sup>(Institute of Automatic Control, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

<sup>②</sup>(Key Laboratory of Plateau Traffic Information Engineering and Control of Gansu Province, Lanzhou 730070, China)

<sup>③</sup>(School of Traffic and Transportation, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

**Abstract:** Considering the problem that it is difficult to obtain the initial position accurately in the low-precision Inertial Measurement Unit/Global Navigation Satellite System (IMU/GNSS) loose integrated navigation system and the course divergence is easy to travel. A two-segment continuous alignment method assisted by dual antennas is designed. Firstly, the influence of initial bearing error on heading accuracy is analyzed. Secondly, due to the characteristics of high accuracy and poor dynamic response of the GNSS direction-finding system, a least-squares attitude estimation model is derived based on the dual-antenna baseline vector for initial alignment. Finally, for the alignment between travels, the research extends the one-dimensional measurement based on the heading difference to suppress the heading error. The design experiment explores the influence of the dual antenna baseline vector on the initial alignment and the heading accuracy between travels. The improved method can make the initial azimuth error better than  $0.7^\circ$ . At the same time, the heading angle between travels can be tracked more accurately. For the initial alignment of the target and the alignment between the traveling, the dual antenna can provide auxiliary information, its effect is better than the single antenna IMU/GNSS combination, and the method calculation is moderate.

**Key words:** Dual antenna; Alignment; Baseline

收稿日期: 2019-12-23; 改回日期: 2020-09-13; 网络出版: 2020-09-28

\*通信作者: 张琳婧 0217673@stu.lzjtu.edu.cn

基金项目: 国家自然科学基金(61863024, 71761023), 甘肃省高等学校科研项目(2018C-11, 2018A-22), 甘肃省自然科学基金(18JR3RA130, 18JR3RA110)

Foundation Items: The National Natural Science Foundation of China (61863024, 71761023), Gansu Provincial University Research Project Funding (2018C-11, 2018A-22), The Natural Science Foundation of Gansu Province (18JR3RA130, 18JR3RA110)

## 1 引言

随着微机电系统(Micro Electro Mechanical Systems, MEMS)的发展,基于MEMS的惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)因为具有低成本、自主性强的优势而在智能交通领域中被广泛应用。由于MEMS-IMU逐次启动的零偏范围变化较大<sup>[1]</sup>,在使用前对系统进行对准是必要的环节。静态对准对环境要求比较高,行进间对准可有效提高载体的机动能力,但需要外部设备提供辅助信息。外部辅助有诸如磁强计、单天线、多天线等设备,或者机动辅助等运行方式,都有其适用环境与限制。全球导航卫星系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)与IMU的组合算法已经相对成熟<sup>[2-5]</sup>,但存在两点不足,其一低精度SINS误差累积较大,其二运载体姿态的观测能力不强,特别是航向角的可观性较弱。基于此两点,本文对方位误差进行较全面的分析,结合卡尔曼滤波,设计了一种两段连续式对准方法,使用双天线设备,辅助低精度IMU完成导航前一刻的自主对准,抑制了航向的发散,增加了系统的可靠性。

针对车载,由于其横滚旋转幅度较小,所以先不考虑挠曲变形。在GNSS测向系统正常工作的前提下,单幅天线无法测得运载体静态姿态,双幅天线无论运载体静态或行进状态都可以同时测得运载体航向角与俯仰角,3幅天线则可同时测得运载体3个姿态角。理论上,天线数量越多,布设越均匀,解算精度则越高,但基于成本和精度需要的实际考量,本文的GNSS基线测向系统为双天线布局。由于双天线相较于单天线可静态定向,较里程计测速精度高,较磁强计受干扰范围较少,所以利用双天线设备辅助IMU完成对准。针对GNSS测向系统,文献<sup>[6]</sup>通过GNSS测向获得航向角,实现与低精度SINS初始对准的互辅解算。文献<sup>[7]</sup>探讨了两种多天线定姿方法,文献<sup>[8]</sup>设计了一种短基线旋转定向方法。针对自主对准,文献<sup>[9]</sup>研究了一种双天线与低成本IMU组合的姿态确定方法,文献<sup>[10]</sup>研究了飞行载体的对准,文献<sup>[11]</sup>使用GNSS天线、MEMS陀螺与磁力计组合实现姿态确定。目前文献研究较多地集中在静态或者行进间对准的单个环节,本文使用双天线布局,针对低精度IMU/GNSS的车载组合导航系统,在文献<sup>[7]</sup>的基础上,推导了基于双天线基线矢量的最小二乘定姿模型,其次给出了一种包含姿态量测的卡尔曼滤波器,最后实现了车载的两段连续对准,并在此基础上进行了车载的静态对准测试与行进间的组合导航测试。

## 2 方位误差分析

本文采用当地地理坐标系为参考坐标系,坐标系转换如文献<sup>[12]</sup>。将初始对准定义为运载体坐标系向导航计算机坐标系旋转的过程<sup>[1]</sup>。初始方位误差存在的原因是计算空间与真实空间不一致,即计算所用的导航坐标系与真实导航坐标系存在偏差量 $\varphi$ ,称其为失准角误差。

首先,GNSS测向系统作为利用多个天线的基线解算结果确定运载体姿态的设备,具有精度高、无姿态漂移误差的特点,具体实现方式是在载体上配置两个天线与解算板卡,利用双频载波相位差分测量技术,求解得到基线矢量;其次,使用基线矢量通过坐标转换得到载体的方位角信息。理想条件下,GNSS测量基线与运载体水平面坐标在空间上共面。实际上,首先GNSS天线的安装位置存在一个高程差,在运载体有横滚运动时,将测量点投影到地理坐标系上,会导致方位出现一个小角度误差。其次,GNSS天线本身的安装位置使得测量基线产生方位偏差,从而导致一个系统误差。对于低精度SINS和中低速运动的运载体来说,天线高程差、基座高程差与初始方位误差对运载体的对准精度均有影响。初始方位误差在 $0^\circ \sim 5^\circ$ 的范围内,2 min内位置误差可达数十米,在 $180^\circ$ 方位误差的情况下,位置误差可达数百米<sup>[13]</sup>。

本文将初始对准问题转换为最优初始姿态的求取,使用双天线设备与最小二乘算法,补偿姿态误差量得到最优初始姿态。在得到估计失准角偏差量后,进行方位角的补偿,如式(1),其中 $\varphi_b$ 为计算得到的方位角, $\varphi$ 为真实方位角, $\Delta$ 表示误差量,失准角微分方程如式(2)

$$\Delta\varphi = \varphi_b - \varphi \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\varphi}_x &= \omega_{ie} \sin L \cdot \varphi_y - \omega_{ie} \cos L \cdot \varphi_z \cdot \varepsilon_x + \omega_x \\ \dot{\varphi}_y &= -\omega_{ie} \sin L \cdot \varphi_x + \varepsilon_y + \omega_y \\ \dot{\varphi}_z &= \omega_{ie} \cos L \cdot \varphi_x + \varepsilon_z + \omega_z \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

其中, $L$ 为当地地理纬度, $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$ 为陀螺随机游走, $\omega_{ie}$ 为地球自转角速度矢量, $[\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]$ 为陀螺常值漂移, $[\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z]$ 为3个失准角。将方位角的误差分为失准角误差与姿态测量误差两部分,如式(3)

$$\left. \begin{aligned} \Delta\varphi &= \text{tg}\theta(\sin L \cdot \varphi_x - \cos L \cdot \varphi_y) + \varphi_z \\ \Delta\theta &= \sin L \cdot \varphi_y - \cos L \cdot \varphi_x \\ \Delta\gamma &= -(\sin L \cdot \varphi_x + \cos L \cdot \varphi_y) / \cos\theta \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

其中, $[\varphi, \theta, \gamma]$ 分别为航向角、俯仰角、横滚角。

## 3 方位对准

### 3.1 静态对准

利用双天线的观测数据,即基线矢量在当地地

理坐标系中的分量，可得运载体航向角与俯仰角，如式(4)

$$\left. \begin{aligned} y &= -\arctan(x_{AB}/y_{AB}) \\ p &= \arctan(z_{AB}/\sqrt{x_{AB}^2 + y_{AB}^2}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$\sigma_y = \sqrt{y_{AB}^2 \sigma_{x_{AB}}^2 + \sin^2(y) \sigma_{y_{AB}}^2} / (x_{AB}^2 + y_{AB}^2) = \sqrt{\cos^2(y) \sigma_{x_{AB}}^2 + \sin^2(y) \sigma_{y_{AB}}^2} / S_{AB} \cos(p) \quad (5)$$

$$\sigma_p = \sqrt{(\sin p \cos y)^2 \sigma_{x_{AB}}^2 + (\sin p \sin y)^2 \sigma_{y_{AB}}^2 + (\cos p)^2 \sigma_{z_{AB}}^2} / S_{AB} \quad (6)$$

其中， $S_{AB}$ 为基线长度， $\sigma$ 表示误差估计值，可由GNSS定位模型得到。静态对准，低精度IMU陀螺仪无法敏感地测得地球自转角速率，使用加速度计实现运载体的水平方位校准，如式(7)

$$p = -\arctan(f_y/f_z) \quad (7)$$

其中， $f$ 为加速度计在载体坐标系 $b$ 系下的水平分量输出，利用主、从天线之间形成的基线，经过旋转矩阵 $C_b^n$ 转换可得到

$$[b_1, b_2, \dots, b_i]^T = C_b^n [S_1, S_2, \dots, S_i]^T \quad (8)$$

其中， $b_i, S_i$ 分别为在 $b$ 系和 $n$ 系下的第 $i$ 条基线矢量，建立误差方程模型如式(9)–式(11)

$$V = AX - L \quad (9)$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial C_b^n}{\partial y} S & \frac{\partial C_b^n}{\partial p} S & \frac{\partial C_b^n}{\partial r} S \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$L = b - C_b^n(0)S \quad (11)$$

其中， $A$ 为系数矩阵；待估状态量 $X = [\delta y, \delta p, \delta r]^T$ 为姿态误差； $L$ 为第 $i$ 条基线矢量的观测值，即在载体系下的基线矢量差值； $C_b^n(0)$ 为由式(4)、式(7)的姿态初值转换而来的旋转矩阵；最小二乘递推公式如式(12)和式(13)

$$X = (A^T P A)^{-1} A^T P L \quad (12)$$

$$P = (C_b^n Q_s C_b^n + Q_b)^{-1} \quad (13)$$

其中， $P$ 为权矩阵， $Q_s$ 与 $Q_b$ 分别为 $S$ 和 $b$ 的协方差阵。

### 3.2 行进间对准

针对航向误差难以抑制的问题，本文在载体系下推导基于卡尔曼滤波的车载行进间滤波模型，首先将GNSS双天线安装至基线方向平行于载体系的 $Y$ 轴，即可利用GNSS测向结果辅助IMU完成组合导航。理论上，一个运载体由IMU与双天线测得的航向角是相同的，但由于IMU漂移较大，导致IMU计算得到的航向角与双天线测得的航向角不一致。

#### 3.2.1 状态方程

对于低精度IMU，(1)忽略由于位置变化引起的重力加速度误差，(2)忽略地球自转引起的

其中， $A, B$ 表示两个天线，天线安装位置使得其基线方向(主天线的相位中心指向从天线的相位中心)与载体坐标系 $y$ 轴需要保持一致。对式(4)进行微分并忽略坐标分量之间的相关性，得到航向角误差与俯仰角误差如式(5)和式(6)

导航系旋转误差，得到简化后误差微分方程，如式(14)

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= -C_b^n \varepsilon^b \\ \delta \dot{V}^n &= C_b^n \phi \times f_{sf}^b + C_b^n \nabla^b \\ \delta \dot{p} &= \delta v \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

其中， $\phi$ 为导航系失准角矢量， $C_b^n$ 为 $b$ 系到 $n$ 系的旋转矩阵， $\varepsilon^b$ 为陀螺常值零偏， $f_{sf}^b$ 为测量加速度计比力矢量， $\nabla^b$ 为加速度计常值零偏。将式(14)拆开写作式(15)和式(16)

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi}_E &= -\varepsilon_E \\ \dot{\phi}_N &= -\varepsilon_N \\ \dot{\phi}_U &= -\varepsilon_U \\ \delta \dot{V}_E &= \phi_U f_N - \phi_N f_U + \Delta V_N \omega_{ie} + \nabla_E \\ \delta \dot{V}_N &= \phi_E f_U - \phi_U f_E - \Delta V_E \omega_{ie} + \nabla_N \\ \delta \dot{V}_U &= \phi_N f_E - \phi_E f_N + \nabla_U \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_E &= [1 \ 0 \ 0] \cdot C_b^n \cdot [\varepsilon_x^b \ \varepsilon_y^b \ \varepsilon_z^b]^T \\ &= C_{11} \varepsilon_x^b + C_{12} \varepsilon_y^b + C_{13} \varepsilon_z^b \\ \varepsilon_N &= [0 \ 1 \ 0] \cdot C_b^n \cdot [\varepsilon_x^b \ \varepsilon_y^b \ \varepsilon_z^b]^T \\ &= C_{21} \varepsilon_x^b + C_{22} \varepsilon_y^b + C_{23} \varepsilon_z^b \\ \varepsilon_U &= [0 \ 0 \ 1] \cdot C_b^n \cdot [\varepsilon_x^b \ \varepsilon_y^b \ \varepsilon_z^b]^T \\ &= C_{31} \varepsilon_x^b + C_{32} \varepsilon_y^b + C_{33} \varepsilon_z^b \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

其中， $f$ 为测量加速度计输出比力值， $\nabla$ 为加速度计常值零偏。基于式(15)与式(16)，选取失准角误差、3个速度误差、3个陀螺零偏与3个加速度计零偏作为系统状态量，如式(17)

$$X = [\phi_E, \phi_N, \phi_U, \delta V_E, \delta V_N, \delta V_U, \varepsilon_E, \varepsilon_N, \varepsilon_U, \nabla_E, \nabla_N, \nabla_U]^T \quad (17)$$

建立行进间对准状态空间模型如式(18)

$$\dot{X} = FX + GW \quad (18)$$

其中， $F$ 为系统一步状态转移矩阵，如式(19)， $G$ 为运载体行进间系统的噪声分配矩阵，如式(20)、式(21)， $W = [w_{gx}^b, w_{gy}^b, w_{gz}^b, w_{ax}^b, w_{ay}^b, w_{az}^b]^T$ 为系统噪声矩阵， $w_g^b$ 表示陀螺角速率白噪声， $w_a^b$ 表示加速度计比力白噪声



### 4.2 车载试验

#### 4.2.1 静态对准

在真实的物理环境下，不仅存在惯性器件误差，而且噪声与振动的影响会更大，航向的误差与收敛时间都会不确定性地增加。双天线辅助低精度IMU的组合导航系统主要由2个GPS天线、1块GPS的OEM板卡、1个IMU模块、采集单元、解算单元、电源模块组成。其中IMU精度为陀螺仪漂移 $0.005^\circ/\text{s}$ ，加速度计零偏 $200\ \mu\text{g}$ ，采样率 $100\ \text{Hz}$ ，采用高精度OEM7系列NovAtel接收机数据作为真值，采样率 $20\ \text{Hz}$ ，进行试验比对。设定基线长度，将双天线设备固定在车载设备上，系统上电，在GPS双天线都能收到6颗以上的卫星信号时，开始采集数据。首先进行3 min的解析粗对准，验证改进方法的两个效果，其一为方位精度，其二为方位

波动范围，前者用真值的平均值作参考，后者用与真值比对的标准偏差做参考。

将基线划分为两个范围，并间隔 $0.2\ \text{m}$ 设置7组基线值，短基线范围为 $0.3\sim 1\ \text{m}$ ，长度依次为 $0.3\ \text{m}$ ， $0.5\ \text{m}$ ， $0.7\ \text{m}$ ， $0.9\ \text{m}$ 。中长基线范围 $1\sim 2\ \text{m}$ ，长度依次为 $1.1\ \text{m}$ ， $1.3\ \text{m}$ ， $1.5\ \text{m}$ 。作表2进行不同基线之间的航向、俯仰的误差与标准偏差的对比，可得， $0.7\ \text{m}$ 的基线与 $1.5\ \text{m}$ 的基线解算效果经度较高。短基线的航向误差在 $0.2\ \text{m}/0.7^\circ$ 左右，航向标差逐渐减小，即基线长度越长，航向角越稳定。中长基线的航向误差在 $0.2\ \text{m}/0.9^\circ$ 左右，航向标差无明显变化趋势，基本保持稳定。

将高精度OEM7系列NovAtel接收机的静态对准航向均值 $10.3712^\circ$ 与俯仰均值 $-1.3304^\circ$ 视作真值，图5较清楚的显示了 $0.7\ \text{m}$ 基线与 $1.5\ \text{m}$ 基线与

表 1 仿真方位误差

序号	仿真条件 初始方位误差	陀螺漂移 $0^\circ/\text{h}$ ，加表漂移 $200\ \mu\text{g}$		陀螺漂移 $0.05^\circ/\text{h}$ ，加表漂移 $200\ \mu\text{g}$	
		50 s	100 s	50 s	100 s
1	$0^\circ$	-0.0259	-0.0132	0.1852	0.1744
2	$1^\circ$	-0.0456	-0.0164	0.1896	0.1801
3	$2^\circ$	-0.0459	-0.0221	0.2106	0.2087
4	$3^\circ$	0.0536	-0.0049	0.2235	0.2151
5	$4^\circ$	0.0566	0.0549	0.2446	0.2158
6	$5^\circ$	0.0928	0.0643	0.2710	0.2502

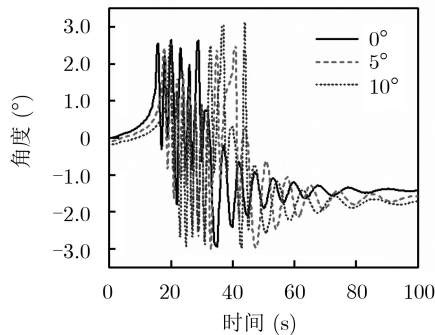


图 3 静态仿真航向角

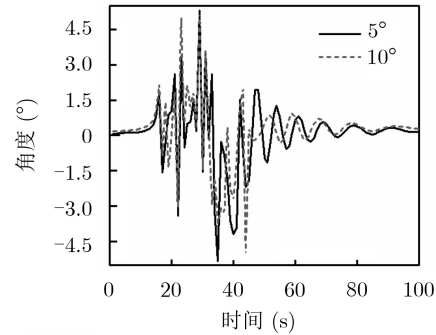


图 4 静态仿真航向误差

表 2 不同基线的航向、俯仰误差与标差对比

序号	单位( $^\circ$ )				单位(m)		基线长度
	航向(均值)	航向误差	俯仰(均值)	俯仰误差	航向标差	俯仰标差	
1	12.7585	2.3973	-1.9938	0.6634	0.6986	1.3569	0.3
2	11.6900	1.3188	-0.4225	0.8879	0.5072	1.2269	0.5
3	10.9793	0.6081	-0.2156	1.1148	0.3144	0.7169	0.7
4	12.5680	2.1968	-0.1551	1.1753	0.2661	0.5105	0.9
5	12.6673	2.2961	-0.5753	0.7551	0.2333	0.4548	1.1
6	11.7562	1.383	-0.3468	0.9836	0.1757	0.3178	1.3
7	10.8113	0.4401	-0.2260	1.1044	0.1601	0.3331	1.5
8	12.0038	1.6326	-0.2109	1.1195	0.1555	0.3028	1.7

真值航向的对比, 将航向误差控制在 $0.5^\circ$ 附近, 图6为0.7 m基线与1.5 m基线下航向的标准偏差。可得到两个结论: (1)基线越长, 测得的航向角越稳定; (2)证明了上文所述静态对准方法可以控制航向误差优于 $0.7^\circ$ , 满足精度需求。

### 4.2.2 行进间对准

在上述静态对准的基础上进行行进间的组合导航测试, IMU精度为陀螺仪漂移 $0.005^\circ/s$ , 加速度计零偏 $200\text{ mg}$ 。使用实测车载动态数据, 进行半物理仿真实验, 结果如图7, 图8所示。如图7中, 传统组合导航的航向在70 s以后开始收敛, 即行进间前1 min左右的航向数据误差过大, 改进行进间对准在经过静态对准后航向一开始即为收敛, 在运载体有大幅度转弯的时候能较好地跟踪航向的变化, 如图8中, 航向修正后相应的速度也会被修

正, 图9和图10为北向速度与东向速度的误差对比, 其中: 方案1为加入航向量测; 方案2为未加入航向量测。

### 4.3 试验分析

从算法复杂度进行分析, 上文方法精度更高, 且未增加更多的计算量, 满足使用线性滤波算法进行数据融合的条件。从算法精度进行分析, 可控制航向静态对准误差优于 $0.7^\circ$ , 由表3, 改进方法可

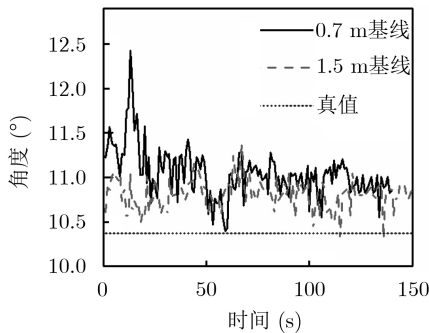


图5 0.7 m与1.5 m基线与真值航向的对比

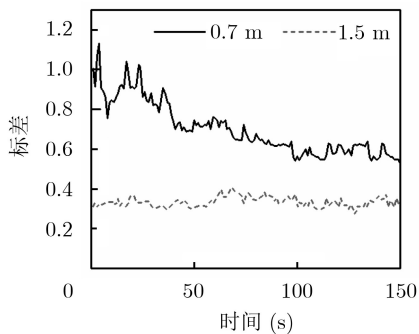


图6 0.7 m与1.5 m基线的航向标差

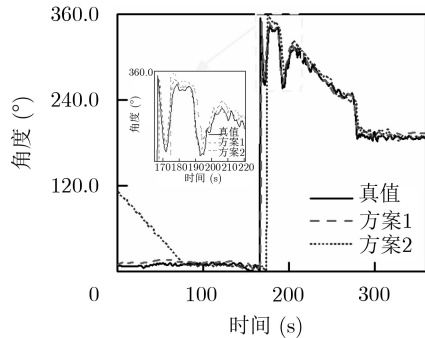


图7 动态半仿真航向角

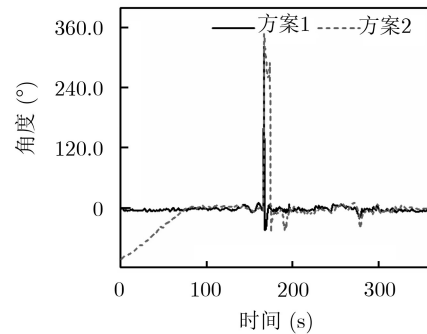


图8 动态半仿真航向误差

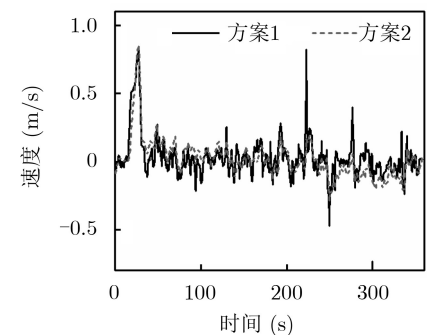


图9 北向速度误差

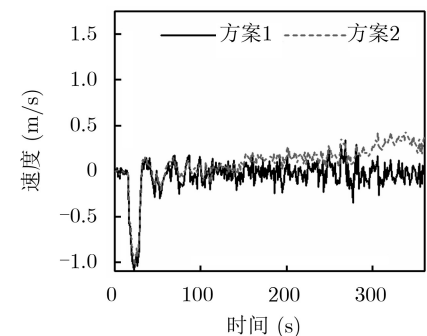


图10 东向速度误差

表3 航向、速度的误差均值与RMS

方法	航向( $^\circ$ )	东向速度(m/s)	北向速度(m/s)
误差均值	改进前	21.3608	0.1874
	改进后	5.5263	0.1103
RMS	改进前	50.0653	0.3035
	改进后	17.3301	0.2495

将行进间航向误差降低70%，东向速度误差降低40%，北向速度误差降低10%。从方法的使用便利程度上进行分析，不需要增加除过GNSS与IMU设备之外的传感器，不需要通过机动辅助、设备旋转等步骤完成对准。

## 5 结论

针对低精度IMU/GNSS组合导航系统中初始方位难以精确得到和行进间航向容易发散的问题，提出了一种两段连续式对准方法。采用双天线设备辅助低精度IMU，将初始对准的转化为初始最优姿态求取的问题，基于基线矢量推导了最小二乘算法的姿态测量模型，扩展1维量测建立卡尔曼滤波模型，并提供了理论依据与具体实现步骤。试验表明，基于双天线基线矢量测姿的方法可以将初始对准误差控制在 $0.7^\circ$ 以内。同时，增加航向差值量测的滤波器提高了组合导航精度，能够解决低精度IMU/GNSS组合导航系统中航向易发散、难以准确跟踪的问题，保证系统的可靠性。

## 参考文献

- [1] 李杨, 孙伟强, 王兴岭, 等. 空间不一致在动态对准中影响分析及补偿方法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(5): 567–570. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.05.002](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.05.002).
- LI Yang, SUN Weiqiang, WANG Xingling, *et al.* Influence of space inconsistency on in-motion alignment and compensation method for large ship[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(5): 567–570. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.05.002](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.05.002).
- [2] HAO Yushi, XU Aigong, SUI Xin, *et al.* A modified extended Kalman filter for a two-antenna GPS/INS vehicular navigation system[J]. *Sensors*, 2018, 18(11): 3809. doi: [10.3390/s18113809](https://doi.org/10.3390/s18113809).
- [3] ISMAIL M and ABDELKAWY E. A hybrid error modeling for MEMS IMU in integrated GPS/INS navigation system[J]. *The Journal of Global Positioning Systems*, 2018, 16(1): 6. doi: [10.1186/s41445-018-0016-5](https://doi.org/10.1186/s41445-018-0016-5).
- [4] KHALAF W, CHOUAIB I, and WAINAKH M. Novel adaptive UKF for tightly-coupled INS/GPS integration with experimental validation on an UAV[J]. *Gyroscopy and Navigation*, 2017, 8(4): 259–269. doi: [10.1134/S2075108717040083](https://doi.org/10.1134/S2075108717040083).
- [5] 陈光武, 程鉴皓, 杨菊花, 等. 基于改进神经网络增强自适应UKF的组合导航系统[J]. 电子与信息学报, 2019, 41(7): 1766–1773. doi: [10.11999/JEIT181171](https://doi.org/10.11999/JEIT181171).
- CHEN Guangwu, CHENG Jianhao, YANG Juhua, *et al.* Improved neural network enhanced navigation system of adaptive UKF[J]. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2019, 41(7): 1766–1773. doi: [10.11999/JEIT181171](https://doi.org/10.11999/JEIT181171).
- [6] 庞春雷, 赵修斌, 余永林, 等. 低精度SINS初始对准/GPS双天线测向互辅算法[J]. 西安电子科技大学学报: 自然科学版, 2014, 41(6): 167–173. doi: [10.3969/j.issn.1001-2400.2014.06.028](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-2400.2014.06.028).
- PANG Chunlei, ZHAO Xiubin, YU Yonglin, *et al.* Interact arithmetic of low-accuracy SINS initial alignment and GPS orientation measurement with two antennas[J]. *Journal of Xidian University: Natural Science*, 2014, 41(6): 167–173. doi: [10.3969/j.issn.1001-2400.2014.06.028](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-2400.2014.06.028).
- [7] 张方照, 柴艳菊, 柴华, 等. 两种多天线GNSS定姿方法的精度分析[J]. 中国惯性技术学报, 2016, 24(1): 30–35. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2016.01.007](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2016.01.007).
- ZHANG Fangzhao, CHAI Yanju, CHAI Hua, *et al.* Analysis on precision of two attitude determination methods using GNSS multi-antenna data[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2016, 24(1): 30–35. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2016.01.007](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2016.01.007).
- [8] 蔡体善, 陈仁, 王鑫, 等. 北斗短基线双天线旋转快速定向方法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(3): 305–309. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.03.005](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.03.005).
- CAI Tijing, CHEN Ren, WANG Xin, *et al.* Fast orientation method by BeiDou short baseline dual-antennas rotation[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(3): 305–309. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.03.005](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.03.005).
- [9] LI Wanli, TANG Kanghua, LU Liangqing, *et al.* Optimization-based INS in-motion alignment approach for underwater vehicles[J]. *Optik*, 2013, 124(20): 4581–4585. doi: [10.1016/j.ijleo.2013.01.069](https://doi.org/10.1016/j.ijleo.2013.01.069).
- [10] KANG Taizhong, FANG Jiancheng, and WANG Wei. Quaternion-optimization-based in-flight alignment approach for airborne POS[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2012, 61(11): 2916–2923. doi: [10.1109/TIM.2012.2202989](https://doi.org/10.1109/TIM.2012.2202989).
- [11] EMEL'YANTSEV G I, STEPANOV A P, and BLAZHNOV B A. Attitude determination by INS/GNSS system aided by phase and magnetometer measurements for spinning vehicles[J]. *Gyroscopy and Navigation*, 2014, 5(4): 205–212. doi: [10.1134/S207510871404004X](https://doi.org/10.1134/S207510871404004X).
- [12] 周广涛, 王晴晴, 高远. 基于ZIHR航向角修正方法的行人导航算法[J]. 系统工程与电子技术, 2019, 41(1): 170–177. doi: [10.3969/j.issn.1001-506X.2019.01.24](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-506X.2019.01.24).
- ZHOU Guangtao, WANG Qingqing, and GAO Yuan. Pedestrian navigation algorithm based on ZIHR heading angle correction method[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2019, 41(1): 170–177. doi: [10.3969/j.issn.1001-506X.2019.01.24](https://doi.org/10.3969/j.issn.1001-506X.2019.01.24).
- [13] 何东旭, 葛磊, 张鑫, 等. 罗经方位对准的收敛时间分析[J]. 中国舰船研究, 2019, 14(5): 159–166. doi: [10.19693/j.issn.1673-3185.01522](https://doi.org/10.19693/j.issn.1673-3185.01522).

- HE Dongxu, GE Lei, ZHANG Xin, *et al.* Analysis on convergence time of gyrocompass azimuth alignment[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2019, 14(5): 159–166. doi: [10.19693/j.issn.1673-3185.01522](https://doi.org/10.19693/j.issn.1673-3185.01522).
- [14] 李杰, 杨雁宇, 冯凯强, 等. 一种融合互补滤波和卡尔曼滤波高精度姿态测量算法[J]. 中国惯性技术学报, 2018, 26(1): 51–55, 86. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.01.009](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.01.009).
- LI Jie, YANG Yanyu, FENG Kaiqiang, *et al.* High-precision attitude measurement algorithm based on complementary filtering and Kalman filtering[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2018, 26(1): 51–55, 86. doi: [10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.01.009](https://doi.org/10.13695/j.cnki.12-1222/o3.2018.01.009).
- 杨菊花: 女, 1978年生, 副教授, 研究方向为交通运输规划与管理.  
张琳婧: 女, 1994年生, 硕士生, 研究方向为组合导航与姿态估计.  
陈光武: 男, 1976年生, 教授, 研究方向为交通信息工程及控制.  
程鉴皓: 男, 1995年生, 硕士生, 研究方向为惯性导航与组合导航.  
李 鹏: 男, 1985年生, 博士生, 研究方向为交通信息工程及控制.

责任编辑: 余 蓉