

doi:10.3788/gzxb20154405.0512001

# 基于姿态跟踪的 LINS 晃动基座初始对准

李汉舟<sup>1</sup>, 潘泉<sup>1</sup>, 王小旭<sup>1</sup>, 张娟妮<sup>2</sup>, 邓麟<sup>2</sup>

(1 西北工业大学 自动化学院, 西安 710072)

(2 航天科技集团第 16 研究所, 西安 710100)

**摘要:**为了提高激光捷联惯性导航系统在晃动基座上的初始对准准确度,将惯性仪表数据的低频波动看作载体真实姿态晃动的反映,采用对准算法跟踪这种姿态变化.粗对准在惯性坐标系进行,利用惯性系对准对姿态变化敏感的特性,跟踪载体姿态角变化,确保粗对准误差为小角度;精对准采用标准 Kalman 滤波,避免了复杂的非线性算法,将两个水平加速引入 Kalman 滤波的量测向量,利用水平加速度对姿态角变化的敏感性,提高了 Kalman 滤波对准算法跟踪载体姿态变化的能力.提出了一种晃动基座对准准确度的考核方法,通过激光捷联惯性导航系统车载晃动对准和跑车试验,表明所提对准算法可以在风扰、发动机工作、人员晃动等干扰条件下,实现自对准,对准时间 180 s,对准重复性为  $0.04^\circ$ ,跑车水平定位误差达到 770 m/h,满足高精度惯性导航设备要求.

**关键词:**激光惯性导航系统;初始对准;Kalman 滤波;晃动基座;姿态跟踪;激光陀螺

中图分类号:U666.1

文献标识码:A

文章编号:1004-4213(2015)05-0512001-6

## LINS Initial Alignment Algorithm Based on the Attitude Tracking Approach for a Rocking Base

LI Han-zhou<sup>1</sup>, PAN Quan<sup>1</sup>, WANG Xiao-xu<sup>1</sup>, ZHANG Juan-ni<sup>2</sup>, DENG Lin<sup>2</sup>

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

(2 The 16th Institute of the Ninth Academy, China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to improve the accuracy, a high precision alignment of laser inertial navigation system was proposed based on the attitude tracking approach for a rocking base. The low frequency changes of the attitude angle could be considered as a useful signal that reflects the true motion of the base, which should not be removed, but should be tracked. The coarse alignment was carried out in the inertial coordinate system, which was sensitive to attitude change and could track the attitude swaying. The alignment errors were ensured to be a small value after the coarse alignment. The standard Kalman filter was employed in fine alignment to avoid to use the complex nonlinear algorithm. Two horizontal accelerations were added into the measurement vector besides of two level velocities, which can improve the tracking capability of Kalman filter. The alignment accuracy was checked by the repetitiveness of the final alignment results with the alignment from different starting time to the same end time. A high precision laser strapdown inertial navigation system was used to verify the algorithm. It is shown that the alignment precision is about  $0.04^\circ$  by the alignment experiment on rocking vehicle, and the alignment time needs 180 s, the level position error is 770 m/h, and the proposed algorithm can satisfy with need of the high precision laser inertial navigation alignment.

**Key words:** Laser inertial navigation; Initial alignment; Kalman filter; Rocking base; Attitude tracking; Laser gyro

**OCIS Codes:** 120.5790; 140.3370; 060.2800; 280.3420

基金项目:国家自然科学基金重点项目(No. 61135001)和国家自然科学基金青年项目(No. 61203234)资助

第一作者:李汉舟(1973-),男,研究员,博士研究生,主要研究方向为高精度惯性导航系统、机器视觉. Email:mr\_lihanzhou@sina.com

导师:潘泉(1961-),男,教授,博导,主要研究方向为信息融合、多目标跟踪、控制与估计. Email:quanpan@nwpu.edu.cn

收稿日期:2014-11-04;录用日期:2014-12-22

<http://www.photon.ac.cn>

## 0 引言

随着对激光陀螺相关技术不断深入研究<sup>[1-2]</sup>,激光惯性导航系统(Laser Inertial Navigation System, LINS)在我国已经由探索阶段走向工程实用阶段,二频机抖激光陀螺惯性导航系统(Inertial Navigation System, INS)逐渐成为国内高精度惯性导航产品的首选方案<sup>[3]</sup>.

高精度 LINS 导航准确度很大程度上由初始对准准确度决定. LINS 初始对准时一般要求载体静止,但是在实际工况条件下,由于载体受到发动机转动、人员上下、装载货物、海浪涌动等各种干扰因素的影响,载体不可能处于绝对静止状态,从而导致初始对准准确度下降.因此,晃动基座的初始对准是 LINS 核心技术之一.由于载体的晃动引起粗对准准确度下降,对准问题成为非线性滤波问题<sup>[4-5]</sup>.为了减小数据波动,文献[6-8]采用预滤波技术,对陀螺和加速度计数据先做低通滤波,然后进行初始对准.这种做法会增大计算量和姿态信号时间延迟.近年来,基于惯性坐标系的初始对准<sup>[9-11]</sup>也被用于解决晃动基座的初始对准问题,但这是一种类似开环的计算方法<sup>[9-10]</sup>,由于算法缺乏阻尼,对准准确度不高.

针对 LINS 晃动基座对准问题,本文认为载体晃动是一种低频扰动,而姿态角低频波动反应了载体真实运动,是一种有用信号,不应该把这些真实的低频信号滤除.否则,数据虽然显得平滑,但已经不能反映载体的真实姿态角,反而造成对准误差.为了能让对准结果反应这种晃动,对准算法应具有一定的跟踪能力,及时反映载体低频晃动.因此,本文设计了一套满足工程实用的晃动基座快速初始对准方案:粗对准采用惯性坐标系;在小失准角条件下,精对准采用 Kalman 滤波,从而避免使用扩展卡尔曼滤波(Extended Kalman Filter, EKF)、无迹卡尔曼滤波(Unscented Kalman Filter, UKF)或者粒子滤波(Particle Filter, PF)等非线性滤波方法,同时利用水平加速度计对载体姿态变化的敏感特性,来提高 Kalman 滤波跟踪载体姿态晃动的能力.提出了一种新的晃动基座对准准确度评价准则,采用高精度 LINS 进行车载晃动基座对准试验和导航试验,试验表明该对准方法可在 180 s 内可实现初始对准,对准准确度可以达到理论准确度.

## 1 基于惯性坐标系的粗对准

惯性坐标系对准对载体晃动比较敏感,可以迅速跟踪姿态变化,把粗对准误差控制在小角度.利用惯性系做初始对准的基本思想是将姿态矩阵  $C_b^i(t)$  分解成几个以惯性坐标系为基准的姿态矩阵,从而把姿态时

变矩阵  $C_b^i(t)$  的求解转换成一个基于惯性常值矩阵的求解,分解方法为

$$C_b^i(t) = C_{i_0}^i(t) C_{i_0}^b C_b^i(t) \quad (1)$$

引入的两个过渡惯性基准坐标系分别为

1) 初始时刻惯性坐标系( $i_0$ 系):在初始对准起始时刻,  $ox_{i_0}$  轴在当地子午面内且平行于赤道平面,  $oz_{i_0}$  轴指向地球自转方向,  $oy_{i_0}$  由右手坐标确定;

2) 初始时刻 LINS 惯性坐标系( $i_{b_0}$ 系):在初始对准起始时刻  $i_{b_0}$  系重合于  $b$  系,在惯性空间凝结.

式(1)表明,载体晃动条件下,姿态转换矩阵  $C_b^i(t)$  的变化由两部分运动组成,一部分是地球自转引起的姿态变化  $C_{i_0}^i(t)$ ,由地球转速和时间  $t$  决定,即

$$C_{i_0}^i(t) = \begin{bmatrix} -\sin \omega_{ie} t & \cos \omega_{ie} t & 0 \\ -\sin L \cos \omega_{ie} t & -\sin L \sin \omega_{ie} t & \cos L \\ \cos L \cos \omega_{ie} t & \cos L \sin \omega_{ie} t & \sin L \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $L$  为纬度,  $\omega_{ie}$  为地球转速,  $t$  为对准时间.另一部分是载体相对于惯性系的运动  $C_b^i(t)$ ,可由陀螺输出信号得到

$$\dot{C}_b^i(t) = C_b^i(t) (\omega_{i_0}^b \times) \quad (3)$$

式中,  $(\omega_{i_0}^b \times)$  表示由陀螺测量输出构成的反对称矩阵.而  $C_{i_0}^i$  是一个常值矩阵,它代表了两个惯性坐标系的转换关系.由于

$$f_{i_0} = C_b^i f^b \quad (4)$$

$$g_{i_0} = C_n^i g^n \quad (5)$$

式中,  $f^b$  由加速度计测量得到,  $g^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T$ , 则  $g_{i_0}$  与  $f_{i_0}$  的关系表示为

$$g_{i_0} = C_{i_0}^i f_{i_0} \quad (6)$$

选取  $t_i$  和  $t_m$  两个时刻的重力加速度矢量,可得

$$C_{i_0}^i = \begin{bmatrix} (g_{i_0}^{t_i})^T \\ (g_{i_0}^{t_i} \times g_{i_0}^{t_m})^T \\ (g_{i_0}^{t_i} \times g_{i_0}^{t_m} \times g_{i_0}^{t_i})^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (f_{i_0}^{t_i})^T \\ (f_{i_0}^{t_i} \times f_{i_0}^{t_m})^T \\ (f_{i_0}^{t_i} \times f_{i_0}^{t_m} \times f_{i_0}^{t_i})^T \end{bmatrix}^{-1} \quad (7)$$

晃动情况下,加速度计输出噪音干扰较大,为了提高准确度可对式(6)积分,即

$$V_{i_0} = \int_{t_i}^t C_{i_0}^i f_{i_0} dt = C_{i_0}^i V_{i_0} \quad (8)$$

则

$$C_{i_0}^i = \begin{bmatrix} (V_{i_0}^{t_i})^T \\ (V_{i_0}^{t_i} \times V_{i_0}^{t_m})^T \\ (V_{i_0}^{t_i} \times V_{i_0}^{t_m} \times V_{i_0}^{t_i})^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} (V_{i_0}^{t_m})^T \\ (V_{i_0}^{t_i} \times V_{i_0}^{t_m})^T \\ (V_{i_0}^{t_i} \times V_{i_0}^{t_m} \times V_{i_0}^{t_i})^T \end{bmatrix}^{-1} \quad (9)$$

## 2 基于 Kalman 滤波的精对准

在满足小失准角条件下, Kalman 滤波初始对准方法从准确度和速度上都可以满足工程实际需要.常见 Kalman 滤波初始对准算法状态向量一般为 5 阶或 10 阶,即:  $X = [\delta V_e \quad \delta V_n \quad \psi \quad \theta \quad \gamma \quad \nabla_x^b \quad \nabla_y^b \quad \epsilon_x^b \quad \epsilon_y^b \quad \epsilon_z^b]^T$  或  $X = [\delta V_e \quad \delta V_n \quad \psi \quad \gamma \quad \theta]^T$ , 以水平速度误差  $Z$

$=[\delta V_e \ \delta V_n]^T$  作为观测量<sup>[12-13]</sup>,其中, $\delta V_e$  为东向速度误差; $\delta V_n$  为北向速度误差; $\psi$  为航向角; $\gamma$  为横滚角; $\theta$  为俯仰角; $\nabla_x^b$  和  $\nabla_y^b$  是加速度计偏置; $\epsilon_x^b$ 、 $\epsilon_y^b$  和  $\epsilon_z^b$  为陀螺偏置.若选择 5 阶状态变量,系统完全可观<sup>[12]</sup>;选择 10 阶状态变量时,只有 7 个状态可观<sup>[13]</sup>.提高系统可观性可以提高对准准确度,缩短对准时间<sup>[14]</sup>.为了提高系统可观性,一个简单有效的方法是把水平加速度也纳入量测方程,系统将有 8 个状态可观<sup>[15]</sup>,对准过程收敛速度和准确度提高.另外在载体晃动情况下,LINS 敏感到重力加速度的信噪比远远高于敏感到的地球自转角速度的信噪比,因此加入两个水平加速度做观测量会加强算法对晃动载体姿态角变化的敏感性.

使用的 Kalman 滤波对准状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}\mathbf{X}(t) + \mathbf{w}(t) \quad (10)$$

$$\mathbf{X} = [\delta V_e \ \delta V_n \ \psi \ \theta \ \gamma \ \nabla_x^b \ \nabla_y^b \ \epsilon_x^b \ \epsilon_y^b \ \epsilon_z^b]^T \quad (11)$$

式中, $\mathbf{w}(t)$  为系统噪声.

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{1,1} & \mathbf{F}_{1,2} \\ \mathbf{0}_{5 \times 5} & \mathbf{0}_{5 \times 5} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{F}_{1,1} = \begin{bmatrix} 0 & 2\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & -g_0 \\ -2\omega_{ie} \sin L & 0 & 0 & g_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_{ie} \cos L & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_{ie} \cos L & 0 & -\omega_{ie} \sin L \\ 0 & 0 & 0 & -\omega_{ie} \sin L & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{F}_{1,2} = \begin{bmatrix} C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (14)$$

量测方程为

$$\mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t) =$$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -g_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & g_0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}(t) + \mathbf{v}(t) \quad (15)$$

$$\mathbf{Z} = [\delta V_e \ \delta V_n \ A_e \ A_n]^T \quad (16)$$

式中: $g_0$  为重力加速度, $\mathbf{v}(t)$  为量测噪声, $A_e$  为东向加速度计输出, $A_n$  为北向加速度计输出.

为了验证在量测向量中增加水平加速度以后的对准效果,采用 LINS 在试验车上进行对准试验,对准时间 180 s.试验时风力 2~3 级,关闭载车发动机,采集 LINS 输出对准原始数据,分别用  $\mathbf{Z} = [\delta V_e \ \delta V_n]^T$  和  $\mathbf{Z} = [\delta V_e \ \delta V_n \ A_e \ A_n]^T$  两种不同量测进行对准,对比结果见图 1.可见,尽管量测不同,但水平姿态角对准结果相同,都能在几秒钟内就达到稳态,两条曲线基本重合;另外,这两种量测方程的航向对准最终结果基

本相同,但是对准过程有差异:以  $\mathbf{Z} = [\delta V_e \ \delta V_n]^T$  作为观测量,航向对准曲线基本没有超调量,其上升时间约为 50 s,曲线总体比较光滑.这是因为速度是加速度积分的结果,以速度作为量测,可以起到对加速度滤波的作用.而以  $\mathbf{Z} = [\delta V_e \ \delta V_n \ A_e \ A_n]^T$  为测量时,航向对准曲线的上升时间约为 10 s,阶跃响应速度更快一些,这表明其跟踪载体姿态变化的能力得到加强,虽然在动态响应阶段有较大的毛刺,但进入稳态响应阶段后比较光滑.两种方法的最终航向对准结果在 100 s 以后趋于一致,相差不到 0.004°.

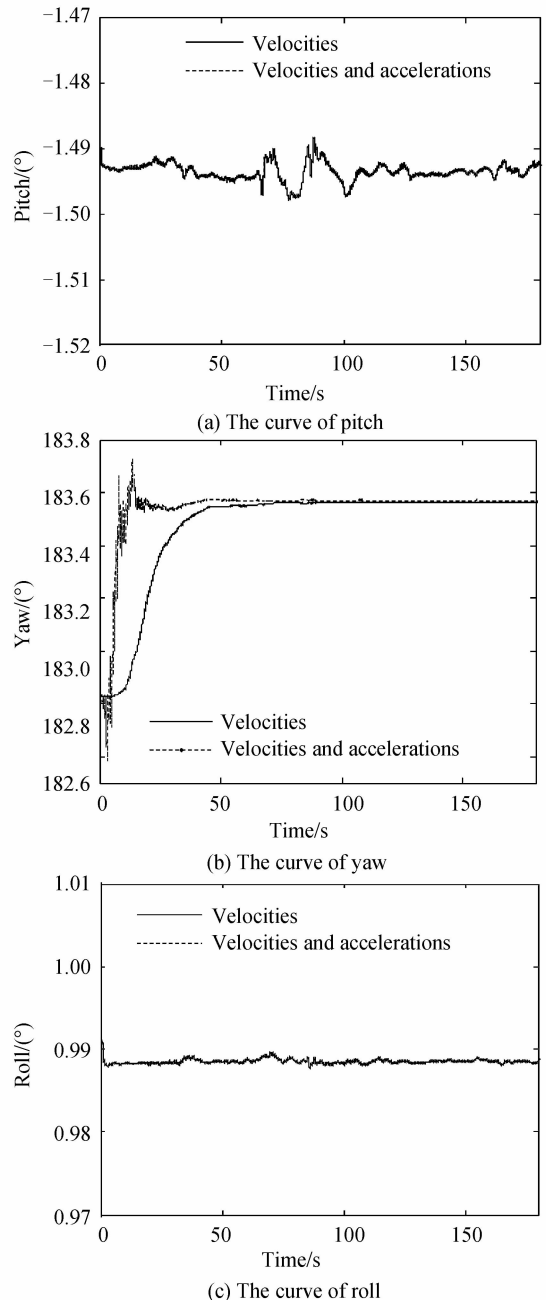


图 1 不同量测方程的对准结果比较

Fig. 1 The comparison results of the different measure equation

Kalman 滤波对准试验没有包含粗对准过程,由图

1 可见,精对准可以在 150 s 内完成. 而惯性系粗对准在 15~30 s 内,航向对准准确度可以达到 $\pm 2^\circ$ 以内. 因此采用本文对准方法可以在 180 s 内完成晃动基座的全部对准过程.

### 3 车载晃动对准试验

由于对准过程中载体姿态角本身的变化,不便于用其他仪器测量,也无法像静态对准那样,以均方差作为准确度评判准则. 考虑到载体姿态在某一确定时刻为确定值,提出一种适用于晃动基座对准准确度评价的方法:以不同起始时刻为起点,做对准计算到同一终止时刻,以终止时刻的对准结果重复性作为对准准确度. 这种评价方法对 KF、UKF、EKF 等以 Kalman 滤波为基础的对准算法更有效. 因为以 Kalman 滤波为基础的对准算法理论上可以做到最小方差无偏估计,但实际上由于模型不准确,以及滤波参量、初始状态(粗对准结果)的不同,导致状态向量最终收敛结果也有差异. 因此,这种考核方法不仅能够考核精对准准确度,还能间接考核粗对准准确度.

为了验证本文对准算法的有效性,采用一套导航级 LINS (陀螺漂移  $0.007^\circ/\text{h}$ ,加速度计准确度  $2 \times 10^{-5} \text{ g}$ ) 分别进行车载晃动基准对准试验和跑车试验.

#### 3.1 车载晃动对准试验

试验选择在大风天气,试验当天有 5~6 级风,将试验车停放在公路旁边,测试数据时打开汽车发动机,试验人员不下车,但故意在车内动作,人为干扰对准过程;同时公路上有大量汽车行驶,其速度约为 60~80 km/h,每当一辆汽车驶过,气流会对试验车造成冲击,车上试验人员可以感到车体明显晃动. 取一组典型数据,选择对准起始时刻分别为第 0 s, 30 s, 60 s, 90 s, 120 s, 终止时刻均为第 300 s, 进行 5 次对准试验,试验结果见表 1. 试验表明,在上述实际工况条件下,5 次不同起点对准航向重复性为  $0.043^\circ(1\sigma)$ , 达到该 LINS 的理论航向对准准确度.

表 1 车载基准晃动对准结果

Table 1 The alignment results on the rocking vehicle

No	Start time/s	Align time/s	Yaw/ $^\circ$	Pitch/ $^\circ$	Roll/ $^\circ$
1	0	300	304.908	1.46421	0.68305
2	30	270	304.918	1.46423	0.68304
3	60	240	304.871	1.46423	0.68301
4	90	210	304.822	1.46424	0.68303
5	120	180	304.835	1.46425	0.68302
$1\sigma$	\	\	$4.3 \times 10^{-2}$	$1.48 \times 10^{-5}$	$1.58 \times 10^{-5}$

图 2 给出了起始点为 0 s, 60 s, 120 s 的对准过程. 必须说明,在图 2 中,粗对准和精对准切换时,会出现一个尖峰冲击,这个冲击并不是载车晃动的真实姿态,而是算法切换造成的. 从图 2 可见,本文提出的粗对准

和精对准都可以抑制汽车发动机的高频干扰;在 140 s 时,一辆车驶过造成的气流明显冲击试验车,引起横滚角的明显跳变,俯仰角此时也有一个较大的波动;在 200 s 时一个车内试验人员从车后部走到车前部,20 s 后再回到车后部,这个过程从俯仰角对准曲线可以明显观察到;事实上,这两次较大的扰动,都是载体姿态的真实变化,并不是噪音干扰,不应被滤除,本算法能够很好地跟踪这些载体姿态突变. 另外,尽管 5 次对准算法起始点不同,两个水平姿态角都基本能够收敛到同一结果;由于粗对准结果不同,不同起始时刻航向角的收敛过程不尽相同,而且收敛误差大于两个水平姿态角. 这是由于捷联惯性导航系统(Strapdown Inertial

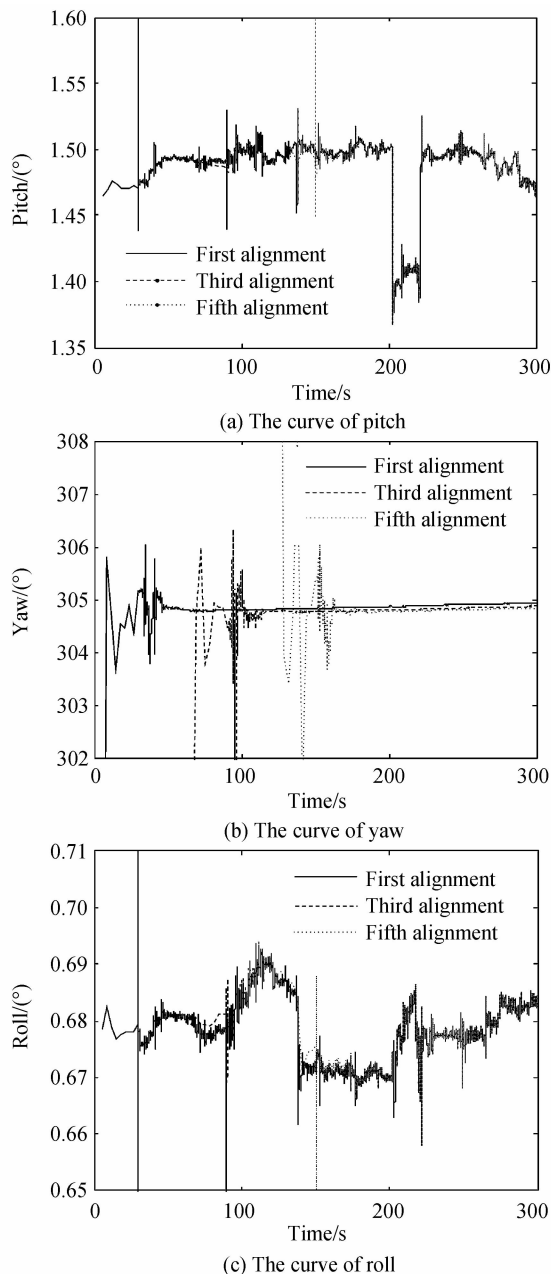


图 2 车载晃动基座不同起始点的 3 次对准过程曲线  
Fig. 2 Three times of the alignment results on the rocking vehicle base with different starting time

Navigation System, SINS) 的误差传播特性决定的。另外,第五次对准试验对准时间最短,仅为 180 s,其对准效果与前 4 次相比没有明显差异,这说明本文对准算法可以在 180 s 内实现初始对准。

### 3.2 跑车试验

车载导航试验中,为了考核本算法在更大晃动幅度条件下的对准效果,在初始对准时,人为干扰对准过程,在对准开始后 80 s 左右开车门,在 90 s 左右摇晃车体,然后有两名试验人员先后上车,在 170 s 左右打开发动机,整个对准过程为 180 s,对准曲线见图 3。可见对准算法可以跟踪载车姿态变化过程,两个人员上车使车体俯仰角变化了  $0.24^\circ$ ,横滚角变化幅度最大

达到  $0.4^\circ$ ;从图 3 (a)和图 3(c)还可以看到,170 s 后发动机工作后,水平姿态角产生高频抖动,振荡幅度约为  $0.002^\circ$ ;开关车门和人员上车对航向角有少量影响,而发动机工作对航向角基本没有影响。

对准结束后,启动导航试验车,在西安市南郊附近一条“L”型路线上进行导航试验,试验路线弯道较多,平均车速保持在 70 km/h 左右,以便尽可能激励出 LINS 的动态误差,导航试验持续约 3500 s,行驶里程 62.5 km。行驶过程的水平速度曲线和姿态曲线见图 4 (a)和图 4(b),LINS 导航结果与随车携带的 GPS 导航结果比较见图 4(c)。从 4(c)可以看出:初始阶段 LINS 导航结果与 GPS 导航结果比较接近,在经过几个弯道后,LINS 定位误差虽然逐渐增加,但是仍与 GPS 导航曲线契合较好。在导航过程中每隔 7 min 左右,达到一个标志点,同时记录 GPS 数据和 LINS 时间标签用于计算定位误差,结果见表 2。从表 2 可以看出,本次试验最大定位误差出现在 2 048 s 左右,水平定位误差为

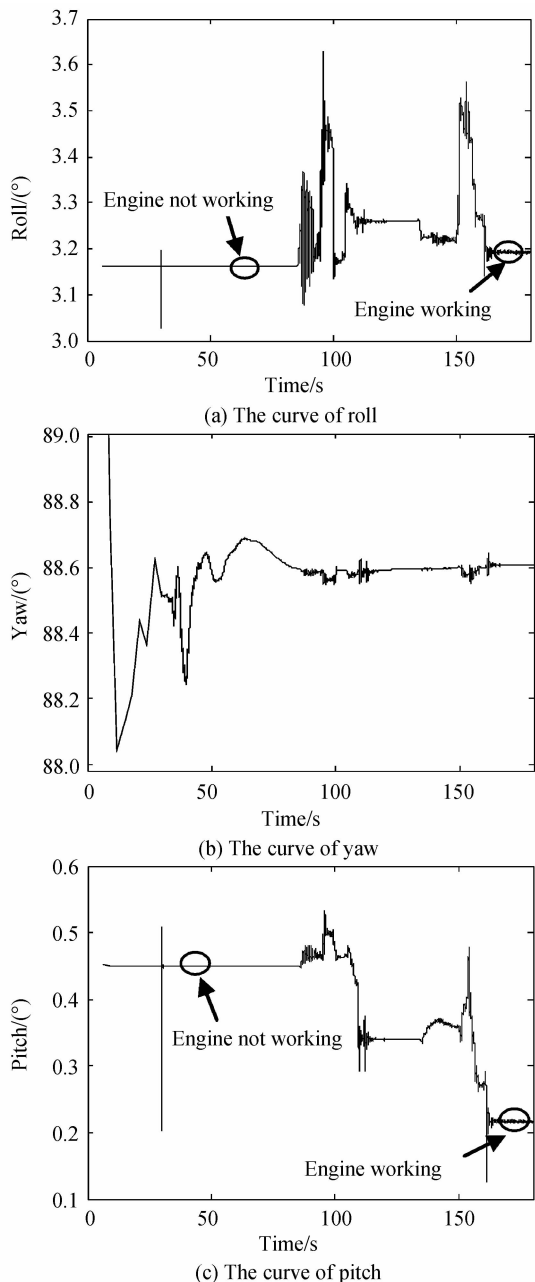
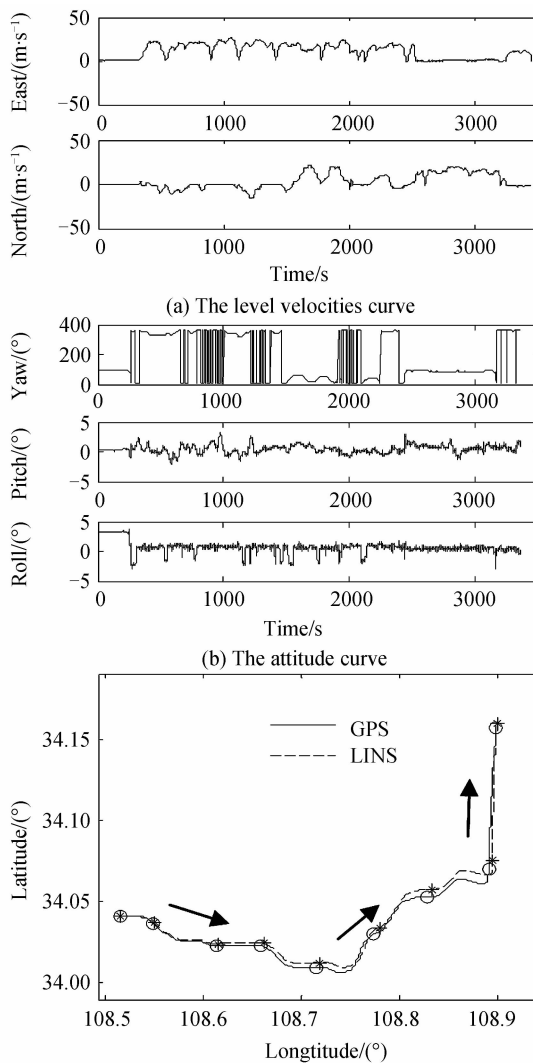


图 3 人为干扰条件下的对准过程

Fig. 3 The alignment process under man-made interference conditions



(c) The navigation results comparison between GP and LINS

图 4 LINS 跑车导航试验结果

Fig. 4 The LINS navigation experiment results

表 2 定位误差  
Table 2 The navigation errors

Time/s	East error/m	North error/m	Level error/m
0	4.446	1.024	4.563
460	$-1.227 \times 10^2$	$-4.052 \times 10^1$	$1.292 \times 10^2$
820	$-2.210 \times 10^2$	$-1.049 \times 10^2$	$2.446 \times 10^2$
1 040	$-2.968 \times 10^2$	$-1.760 \times 10^2$	$3.451 \times 10^2$
1 320	$-3.084 \times 10^2$	$-2.893 \times 10^2$	$4.229 \times 10^2$
1 695	$-5.289 \times 10^2$	$-4.466 \times 10^2$	$6.922 \times 10^2$
2 048	$-5.320 \times 10^2$	$-5.538 \times 10^2$	$7.679 \times 10^2$
2 520	$-4.016 \times 10^2$	$-5.961 \times 10^2$	$7.188 \times 10^2$
3 125	$-3.851 \times 10^1$	$-2.900 \times 10^2$	$2.925 \times 10^2$

767.9 m, 达到该 LINS 正常定位水准, 满足导航级 LINS 定位准确度要求。

## 4 结论

针对晃动基座条件下的 SINS 初始对准问题, 本文基于初始对准算法跟踪载体的低频姿态变化, 把晃动信号作为有用信号来处理, 而不是尽量压低带宽滤除载体晃动信息。根据这个思路, 把具有良好跟踪性能的惯性坐标系对准算法作为粗对准, 以 Kalman 滤波为精对准, 同时把水平重力加速度引入 Kalman 滤波量测方程, 增强了 Kalman 滤波器对晃动载体姿态角变化的跟踪能力。高精度 LINS 试验表明, 提出的对准算法可以较好地跟踪载体晃动, 能够在 180 s 内实现车载晃动条件下的精对准, 对准准确度达到  $0.043^\circ$ , 1 h 导航定位准确度达到 767.9 m。

与现有方法相比, 本文提出的对准算法更加简单, 收敛速度快, 不需要额外的存储器, 对导航计算机也没有特殊要求, 具有一定的工程实用价值。试验证明本文提出的基于姿态跟踪观点能有效解决晃动基座初始对准问题, 可以此进一步研究具有良好跟踪性能的对准算法。

### 参考文献

- [1] LIU Yuan-zheng, WANG Jing-xian, MA Yang-hua, *et al.* Lock-in zone controlling for ring laser gyro[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2010, **39**(5):781-784.  
刘元正, 王京献, 马仰华, 等. 激光陀螺锁区最小化控制技术[J]. 光子学报, 2010, **39**(5):781-784.
- [2] WANG Peng-guo, ZHAO Juan, HU Qiang. Influence of low air pressure on the light path variations and loss of ring laser gyro[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2014, **43**(4): 04140041.

- 王朋国, 赵娟, 胡强. 腔内低气压对激光陀螺光路变动及其损耗的影响[J]. 光子学报, 2014, **43**(4): 04140041.
- [3] WANG Wei. Status and development trend of inertial technology[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, **39**(6): 723-728.  
王巍. 惯性技术研究现状及发展趋势[J]. 自动化学报, 2013, **39**(6): 723-728.
- [4] CHIANG Kai-wei, HUANG Yun-wen, NIU Xiao-ji. Rapid and accurate INS alignment for land applications[J]. *Survey Review*, 2010, **42**(317): 297-291.
- [5] ZHAO Lin, NIE Qin, GAO Wei. A comparison of nonlinear filtering approaches for inmotion alignment of SINS[C]. Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, 2007, Harbin China.
- [6] LIAN Jun-xiang, HU De-wen, WU Yuan-xin, *et al.* Research on SINS alignment algorithm based on FIR filters[J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2007, **16**(4): 437-442.
- [7] ELSHEIMY N, NASSAR S. Wavelet de-noising for IMU alignment [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2004, **19**: 32-39.
- [8] SUN Feng, SUN Wei. Mooring alignment for marine SINS using the digital filter[J]. *Measurement*, 2010, **43**: 1489-1494.
- [9] GAO Wei-H, ZHANG Xin, LI Zai-bing. Self-alignment method for strapdown inertial navigation system in moorage [C]. IEEE International Conference on Intelligent Computing and Intelligent Systems (ICIS) H, Xiamen China, 2010: 233-237.
- [10] VIDYA S V, BRAJNISH S, RAMESH K B, *et al.* Novel method for coarse alignment of strapdown INS on oscillatory base[J]. *Journal of Aerospace Sciences & Technologies*, 2009, **61**(1): 194-200.
- [11] GU Dong-qing, ELSHEIMY N, TAHER H, *et al.* Coarse alignment for marine SINS gravity in the inertial frame as a reference[C]. IEEE/ION Position Location and Navigations Symposium, Monterey, California, USA, 2008: 624-628.
- [12] JIANG Y F, LIN Y P. Error estimation of INS ground alignment through observability analysis [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1992, **28**(1): 92-96.
- [13] WANG Xin-long. Fast alignment and calibration algorithms for inertial navigation system [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, **13**: 204-209.
- [14] CHO S Y, LEE H K, LEE H K. Observability and estimation error analysis of the initial fine alignment filter for nonleveling strapdown inertial navigation system[J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2013, **135**(021005): 1-9.
- [15] WANG Li-dong, CAI Ling, LU Jun. Initial alignment method of sins in stationary state[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2004, **12**(2): 1-4.