

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2021.06.008

车载惯导系统抗扰动自对准方法对比研究

赵彤¹, 李群¹, 蒲小平², 吴亮华¹, 胡奇林¹

(1. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074;

2. 空军装备部, 北京 100843)

摘要: 自对准技术是陆基机动平台及装备用惯导系统的一项关键技术, 其核心在于惯导系统如何在风扰、发动机振动、人员走动等各种干扰下实现快速、高精度对准。针对目前常用的惯性系解析自对准、Kalman 滤波估计自对准和惯性系奇异值分解(SVD)自对准等三种方法进行了研究和对比分析, 根据三种对准方法各自的实现原理, 提出了一种有针对性的抗扰动优化方法, 并通过了数学仿真分析和车载试验验证。结果表明, 在车载使用环境下, 后两种方法都能获得较为准确的姿态信息, 惯性系 SVD 方法可以达到与 Kalman 滤波方法相当的对准精度和收敛速度, 且无需先验信息即可获得最优解, 表现出了较好的工程应用优势。

关键词: 奇异值分解(SVD); 惯性系; 抗扰动; 对准

中图分类号: U666

文献标志码: A

文章编号: 2095-8110(2021)06-0060-07

Comparative Study on Anti Disturbance Self Alignment Methods for Inertial Navigation System on Vehicles

ZHAO Tong¹, LI Qun¹, PU Xiao-ping², WU Liang-hua¹, HU Qi-lin¹

(1. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China;

2. Airforce Equipment Department, Beijing 100843, China)

Abstract: Self alignment technology is a key technology of Inertial Navigation Systems(INS) for land-based mobile platforms and weapons. Its core lies in how the inertial navigation system can achieve rapid and high-precision alignment under various disturbances such as wind disturbance, engine vibration and personnel walking. In this paper, three commonly used methods of inertial frame analytical self-alignment, Kalman filter estimation self-alignment and inertial frame SVD self-alignment are studied and compared. According to the realization principles of the three alignment methods, a targeted anti-interference optimization method is proposed, which is verified by mathematical modeling simulation analysis and vehicle experiment. The results show that the latter two methods can obtain more accurate attitude information in vehicle environments. The inertial frame SVD method can achieve the same alignment accuracy and convergence speed as the Kalman filter method, and can obtain the optimal solution without prior information, which shows good engineering application advantages.

Key words: SVD; Inertial frame; Anti disturbance; Alignment

收稿日期: 2020-12-22; 修订日期: 2021-06-15

基金项目: 装发预研课题(6141B070503)

作者简介: 赵彤(1995-), 女, 硕士研究生, 主要从事惯性导航方面的研究。

通信作者: 李群(1972-), 男, 研究员, 主要从事惯性导航方面的研究。

0 引言

陆基机动平台及装备用惯导系统进入正常导航前需要具备较高的初始姿态精度,利用经纬度位置信息、重力加速度和地球自转角速度等信息进行自主对准。车载惯导系统^[1]初始自对准一般包括粗对准和精对准 2 个阶段,粗对准根据陀螺和加表测量信息解算出粗略的初始姿态阵^[2-3];精对准采用滤波估计方法,根据惯导系统误差模型,利用零速信息,通过 Kalman 滤波器对惯性器件误差和姿态误差角进行最优估计和校准,从而得到惯导系统更为精确的初始姿态。实际工程应用中,当车辆受到大幅度干扰,如发动机启动、风扰和人员走动等情况时,车辆将不再处于绝对零速状态,自对准精度将受到影响。因此,车载惯导自对准的抗干扰能力是决定其环境适应性和导航精度的关键,需开展深入研究。

除目前广泛应用的滤波估计方法外,确定性姿态算法^[4-6]也是近年来广泛研究的初始对准方法。20 世纪 60 年代以来,G. Wahba 提出了利用观测矢量进行星体姿态确定的最小二乘优化问题^[7];Daveport 提出了各种 Q-method 方法^[8],利用四元数优化获得姿态阵。

本文对目前常用的惯性系解析自对准、Kalman 滤波估计自对准和惯性系奇异值分解^[9](Singular Value Decomposition, SVD)自对准等三种方法进行了研究和对比分析,根据三种对准方法各自的实现原理,提出了一种有针对性的抗扰动优化方法,并通过了数学仿真分析和车载试验验证,最终得出了研究成果。

1 自对准方法

常用的初始对准方法包括解析对准^[10-11]与 Kalman 滤波对准。

1.1 惯性系解析对准方法

本算法以惯性空间为参考基准,可以使捷联惯导系统在晃动基座环境下实现很好的对准精度。本文采用北天东坐标系, n 系为导航坐标系, b 系为载体坐标系, C_b^n 表示 b 系到 n 系的姿态矩阵。根据方向余弦阵的链乘原理,矩阵 C_b^n 分解为

$$C_b^n = C_{n_0}^n C_{b_0}^{n_0} C_b^{b_0} = (C_n^{n_0})^T C_{b_0}^{n_0} C_b^{b_0} \quad (1)$$

此时,姿态矩阵 C_b^n 的求解转化为 $C_n^{n_0}$ 、 $C_{b_0}^{n_0}$ 和 $C_b^{b_0}$ 这 3 个矩阵的求解。其中, n_0 系表示初始导航坐

标系, b_0 系表示初始载体坐标系; $C_{n_0}^n$ 表示初始导航坐标系到当前时刻导航坐标系的姿态矩阵; $C_{b_0}^{b_0}$ 表示初始载体坐标系到当前时刻载体坐标系的姿态矩阵; $C_{b_0}^{n_0}$ 表示初始载体坐标系到初始导航坐标系的姿态矩阵。

1) $C_n^{n_0}$ 和 $C_b^{b_0}$ 的求解

矩阵 $C_n^{n_0}$ 是地球自转引起的,矩阵 $C_b^{b_0}$ 是由载体机动或外部干扰引起的时变姿态矩阵,均可采用四元数更新方法,微分方程为

$$\dot{C}_{n(t)}^{n_0} = C_{n(t)}^{n_0} (\omega_{in}^n(t) \times) \quad (2)$$

$$\dot{C}_{b(t)}^{b_0} = C_{b(t)}^{b_0} (\omega_{ib}^b(t) \times) \quad (3)$$

式中, $\omega_{in}^n(t) = \omega_{ie}^n(t) + \omega_{en}^n(t)$,载体无移动,所以近似认为 $\omega_{in}^n(t) \approx \omega_{ie}^n(t)$;初始时的姿态矩阵为单位阵 $C_{n(t)}^{n_0}(0) = I_{3 \times 3}$, $C_{b(t)}^{b_0}(0) = I_{3 \times 3}$ 。

2) $C_{b_0}^{n_0}$ 的求解

$C_{b_0}^{n_0}$ 为常值矩阵,初始对准的关键在于求解 $C_{b_0}^{n_0}$,静止时公式为

$$C_b^n f_{sf}^b = -g^n \quad (4)$$

将式(1)代入式(4)得

$$(C_n^{n_0})^T C_{b_0}^{n_0} C_b^{b_0} f_{sf}^b = -g^n \quad (5)$$

其中, $g^n = [0 \quad -g \quad 0]^T$ 。

两边同时乘以矩阵 $C_n^{n_0}$,得

$$C_{b_0}^{n_0} C_b^{b_0} f_{sf}^b = -C_n^{n_0} g^n \quad (6)$$

可表示为

$$C_{b_0}^{n_0} v_{tl}^{b_0} = u_{tl}^{n_0} \quad (7)$$

其中

$$u_{tl}^{n_0} = -\int_0^t C_n^{n_0} g^n dt, v_{tl}^{b_0} = \int_0^t C_b^{b_0} f_{sf}^b dt$$

取 2 个适当间隔的不同时刻,工程上自对准时间设定为 300s(一般取 $t_l = 150s$, $t_m = 300s$)。

再利用双矢量定姿算法进行矩阵运算,即可求得常值矩阵:

$$C_{b_0}^{n_0} = \begin{bmatrix} (u_{t_l}^{n_0})^T \\ (u_{t_l}^{n_0} \times u_{t_m}^{n_0})^T \\ (u_{t_l}^{n_0} \times u_{t_m}^{n_0} \times u_{t_l}^{n_0})^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (v_{t_l}^{b_0})^T \\ (v_{t_l}^{b_0} \times v_{t_m}^{b_0})^T \\ (v_{t_l}^{b_0} \times v_{t_m}^{b_0} \times v_{t_l}^{b_0})^T \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, $v_{t_l}^{b_0} = \int_0^{t_l} C_b^{b_0} f_{sf}^b dt$, $u_{t_l}^{n_0} = -\int_0^{t_l} C_n^{n_0} g^n dt$ 为 $t = t_l$ 时计算的值; $v_{t_m}^{b_0} = \int_0^{t_m} C_b^{b_0} f_{sf}^b dt$, $u_{t_m}^{n_0} = -\int_0^{t_m} C_n^{n_0} g^n dt$ 为 $t = t_m$ 时计算的值。

1.2 Kalman 滤波自对准方法

目前,Kalman 滤波技术应用广泛,是一种线性

最小方差估计算法。在惯导系统初始对准中,通常利用 Kalman 滤波器对系统的初始姿态角、速度、位置和惯性器件误差进行建模并估计,通过反馈修正实时对误差进行补偿。通常粗对准获得的方位角误差在 3° 以内,可以实现姿态误差方程小角度近似,一般采用速度匹配的方式进行对准。

Kalman 滤波模型如下

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{w}(t) \\ \mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{v}(t) \end{cases} \quad (9)$$

根据姿态、速度和位置误差方程,列出 Kalman 滤波 12 维状态变量

$$\mathbf{X} = [\delta\mathbf{V}_n \quad \delta\mathbf{V}_u \quad \delta\mathbf{V}_e \quad \phi_n \quad \phi_u \quad \phi_e \quad \mathbf{V}_x \quad \mathbf{V}_y \quad \mathbf{V}_z \quad \boldsymbol{\varepsilon}_x \quad \boldsymbol{\varepsilon}_y \quad \boldsymbol{\varepsilon}_z]^\top \quad (10)$$

其中, $\delta\mathbf{V}_n, \delta\mathbf{V}_u, \delta\mathbf{V}_e$ 分别为北、天、东速度误差; ϕ_n, ϕ_u, ϕ_e 分别为地理系北向、天向、东向失准角; $\mathbf{V}_x, \mathbf{V}_y, \mathbf{V}_z$ 为加速度计在载体系的零位误差; $\boldsymbol{\varepsilon}_x, \boldsymbol{\varepsilon}_y, \boldsymbol{\varepsilon}_z$ 为陀螺在载体系的零位误差。

滤波观测量为

$$\mathbf{Z} = [\delta\mathbf{V}_n \quad \delta\mathbf{V}_u \quad \delta\mathbf{V}_e]^\top \quad (11)$$

1.3 基于 SVD 的惯性系自对准方法

给定三维空间中有 m 个不共面的矢量,在 2 个直角坐标系下的投影分别表示为 \mathbf{r}_i 和 $\mathbf{b}_i (i = 1, 2, \dots, m)$, 并满足

$$\mathbf{b}_i = \mathbf{A}\mathbf{r}_i + \Delta\mathbf{b}_i \quad (12)$$

其中, $\Delta\mathbf{b}_i$ 为量测噪声。由于存在误差,所以多矢量定姿的实质是找到姿态矩阵 \mathbf{A} 使测量误差最小,并满足最小二乘最优估计,构造损失函数

$$J(\mathbf{A}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \omega_i |\mathbf{b}_i - \mathbf{A}\mathbf{r}_i|^2 = \min \quad (13)$$

其中, ω_i 为权重系数,一般取 $\omega_i = 1$ 。

损失函数进一步展开可得

$$\begin{aligned} J(\mathbf{A}) &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \omega_i |\mathbf{b}_i - \mathbf{A}\mathbf{r}_i|^2 \\ &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^m \omega_i (\mathbf{b}_i^\top \mathbf{b}_i + \mathbf{r}_i^\top \mathbf{r}_i) - \sum_{i=1}^m \omega_i \mathbf{b}_i^\top \mathbf{A}\mathbf{r}_i \end{aligned} \quad (14)$$

第一项为已知量,与 \mathbf{A} 阵无关,为使损失函数 $J(\mathbf{A})$ 达到最小,等价于第二项最大,重新构造函数

$$J'(\mathbf{A}) = \sum_{i=1}^m \omega_i \mathbf{b}_i^\top \mathbf{A}\mathbf{r}_i = \max \quad (15)$$

对式(15)作进一步变化,可得

$$J'(\mathbf{A}) = \text{tr}(\mathbf{A} \sum_{i=1}^m \omega_i \mathbf{r}_i (\mathbf{b}_i)^\top) = \text{tr}(\mathbf{A}\mathbf{B}^\top) = \max \quad (16)$$

此时,记 $\mathbf{B} = \sum_{i=1}^m \omega_i \mathbf{b}_i (\mathbf{r}_i)^\top$, 假设 \mathbf{B} 矩阵奇异值

个数等于其维数, \mathbf{B} 可逆。对 \mathbf{B} 矩阵应用 SVD 算法, $\mathbf{B} = \mathbf{U}\mathbf{D}\mathbf{V}^\top$ 。

其中, $\mathbf{D} = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3)$, $\sigma_i = \sqrt{\lambda_i}$ 为矩阵 \mathbf{B} 的奇异值; \mathbf{U} 和 \mathbf{V} 分别为左右奇异向量。

通过矩阵 \mathbf{B} 的奇异值分解,可得最优姿态矩阵 $\mathbf{A} = \mathbf{U} \cdot \text{diag}(1, 1, \det(\mathbf{U}\mathbf{V})^\top) \mathbf{V}^\top$ 。

惯性系 SVD 算法利用奇异值分解实时求解最优姿态阵 $\mathbf{C}_{b_0}^{n_0}(t)$, 进而得到姿态阵 $\mathbf{C}_b^n(t)$, 计算过程如下:

- 1) 首先根据惯性系解析对准模型中式(2)和式(3), 利用陀螺输出和加速度计输出计算 $\mathbf{C}_b^{b_0}$ 和 $\mathbf{C}_n^{n_0}$;
- 2) 根据式(17)和式(18)计算比力观测矢量 \mathbf{r}_k 和 \mathbf{b}_k

$$\mathbf{r}_k = \mathbf{f}^{n_0}(t) = \mathbf{C}_n^{n_0}(t) \mathbf{g}^n \quad (17)$$

$$\mathbf{b}_k = \mathbf{f}^{b_0}(t) = \mathbf{C}_{b_0}^{b_0}(t) \mathbf{f}^{b_0}(t) \quad (18)$$

根据式(19)和式(20)计算每一时刻矩阵 \mathbf{B}_k

$$\Delta\mathbf{B} = \mathbf{b}_k (\mathbf{r}_k)^\top \quad (19)$$

$$\mathbf{B}_k = \mathbf{B}_{k-1} + \Delta\mathbf{B}_k \quad (20)$$

矩阵 \mathbf{B}_k 运用递推累加的形式来更新,递推的初值设置为 0, $\mathbf{B}_0 = \mathbf{0}_{3 \times 3}$ 。

3) 将三维矩阵 \mathbf{B}_k 奇异值分解为 $\mathbf{B} = \mathbf{U}\mathbf{D}\mathbf{V}^\top$, 利用 SVD 方法求得最优姿态阵 $\mathbf{C}_{b_0}^{n_0} = \mathbf{U}\mathbf{V}^\top$ 。

4) 最后,根据式(1)可得 $\mathbf{C}_b^n(t)$, 实时计算出载体姿态。

2 抗扰动处理

三种算法在抗扰动性能上都存在各自的缺点,在原有基础上分别对三种算法进行抗扰动处理^[12-13]。

1) 对于适用于晃动基座的惯性系解析对准,根据双矢量定姿的原理^[14-15],取适当间隔的 2 个不同时刻,利用 2 个时刻的测量信息求取姿态矩阵。当外界受到大的干扰影响时,仅取 2 个时刻的测量信息对准结果必然受到影响。为了降低晃动对精度的影响,本文在原有基础上进行了改进,将原来对准时选取的 2 个点改成两段时间平均后的点 ($t_l = 120\text{s} \sim 180\text{s}, t_m = 240\text{s} \sim 300\text{s}$)。

对一套精度为 $0.003(^{\circ})/\text{h}$ 的激光陀螺捷联惯导系统进行试验验证,将惯导系统安装在试验车上,车辆处于受干扰状态(发动机怠速启动、人员上下)。每次对准时间 5min,一次上电测试 20 次。改进前后自对准航向角重复性精度对比图如图 1 所示。

经过试验验证对比可得,均值改进后的对准方

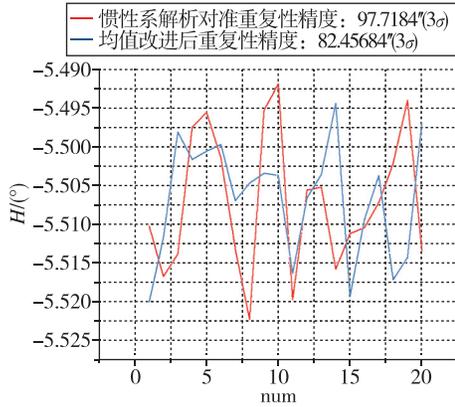


图 1 惯性系解析对准及改进后重复性对比图

Fig. 1 Comparison of repeatability accuracy of inertial frame analytical alignment with that of improved heading angle

法比传统方法精度提升了 $15'' (3\sigma)$, 抗晃动性能得以提升。

2) 基于速度匹配的 Kalman 滤波估计, 在车辆晃动的影响下, 对准航向角收敛时存在噪声引起的震荡。本文在原有算法的基础上进行改进, 采用速度积分匹配的方式, 能够起到平滑作用, 对系统的误差模型进行调整, Kalman 滤波 15 维状态变量和量测量如下:

$$\mathbf{X} = [\delta l_n \quad \delta l_u \quad \delta l_e \quad \delta V_n \quad \delta V_u \quad \delta V_e \quad \phi_n \quad \phi_u \quad \phi_e \quad \mathbf{v}_x \quad \mathbf{v}_y \quad \mathbf{v}_z \quad \boldsymbol{\varepsilon}_x \quad \boldsymbol{\varepsilon}_y \quad \boldsymbol{\varepsilon}_z]^T \quad (21)$$

$$\mathbf{Z} = [\delta l_n \quad \delta l_u \quad \delta l_e]^T \quad (22)$$

式中

$$\begin{cases} \delta l_n = \int \delta v_n dt \\ \delta l_u = \int \delta v_u dt \\ \delta l_e = \int \delta v_e dt \end{cases}$$

$\delta l_n, \delta l_u, \delta l_e$ 分别为北、天、东速度误差积分。

在与 1) 相同条件下进行试验验证, 速度匹配和速度积分匹配对比图如图 2 所示。

速度积分匹配与速度匹配相比, 经试验验证, 航向角收敛更加平滑, 收敛速度更快, 精度更高, 抗扰动能力更强。

3) 选择比力矢量作观测量, 航向角收敛时也存在震荡。为了提升 SVD 算法的性能, 本文通过姿态阵更新隔离外界角运动干扰, 对比力矢量积分并增加低通滤波器降低线振动的影响, 从而提升系统的抗晃动能力。

改进后的算法原理图如图 3 所示。

改进措施如下:

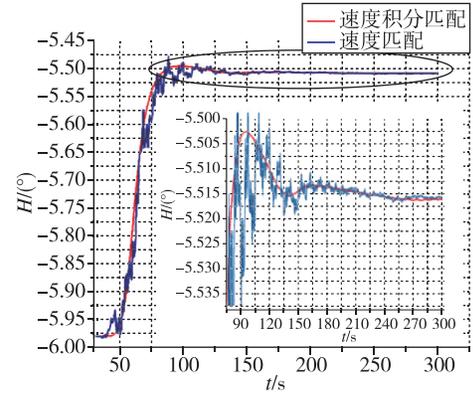


图 2 Kalman 速度积分匹配与速度匹配航向角收敛对比图

Fig. 2 Comparison of course angle convergence between velocity integral matching with velocity matching

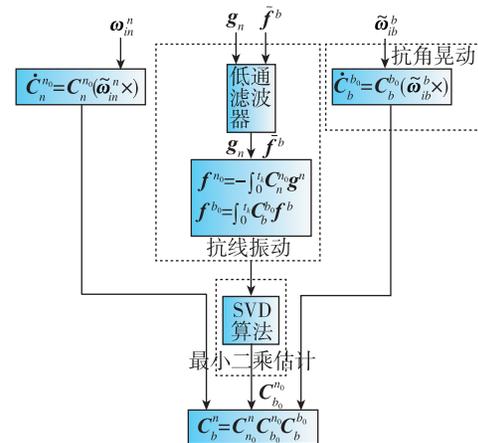


图 3 惯性系 SVD 算法原理图

Fig. 3 Schematic diagram of inertial frame SVD algorithm

(1) 隔离角晃动干扰

利用 ω_{ib}^b 实时更新姿态阵 $C_b^{b_0}$ 以隔离由载体运动引起的姿态变化, 进而消除由于外界干扰造成的姿态变化对初始对准过程的影响。

(2) 隔离线振动干扰

a) 比力积分

晃动过程中可以认为载体速度 \mathbf{V}^n 和 ω_{en}^n 扰动符合周期特性, 为避免干扰, 获得更精确的结果, 对比力进行积分, 即构造惯性系速度作为观测矢量, 可起到抵消平滑的作用。

$$\mathbf{r}_k = \int_0^{t_k} \mathbf{f}^{n_0}(t) dt = - \int_0^{t_k} \mathbf{C}_n^{n_0}(t) \mathbf{g}^n dt \quad (23)$$

$$\mathbf{b}_k = \int_0^{t_k} \mathbf{f}^{b_0}(t) dt = \int_0^{t_k} \mathbf{C}_b^{b_0}(t) \mathbf{f}^b(t) dt \quad (24)$$

b) 低通滤波器

选择惯性系速度作为观测向量, 为进一步消除线振动干扰的影响, 增加一个数字滤波器以过滤掉

噪声干扰,保留正常信号。 g^n 和 f^b 为低频信号,远低于 V^n 等干扰量的频率,通过数字滤波器的方式,建立在对晃动干扰频谱分析的基础上。选择二型结构 IIR 低通滤波器,设计指标为: 采样频率 200Hz,通带截止频率 10Hz,阻带截止频率 20Hz,通带衰减 1dB,阻带衰减 80dB,10 阶 IIR 低通滤波器。具体系数由 Matlab 工具箱辅助获得。

与方法 1) 相同条件下进行试验验证,对加速度计数据做出频谱特性分析,如图 5 所示,滤波器处理前后航向角收敛对比图如图 6 所示。

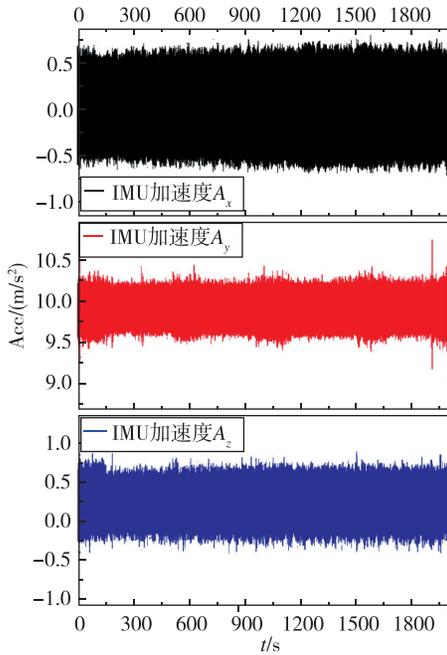


图 4 车载怠速条件下加速度计输出曲线图
Fig. 4 Output curve of accelerometer under vehicle idling condition

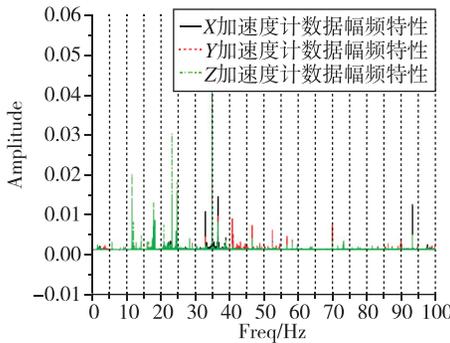


图 5 车载怠速条件下加速度计幅频特性图
Fig. 5 Spectrum characteristic diagram of accelerometer under vehicle idling condition

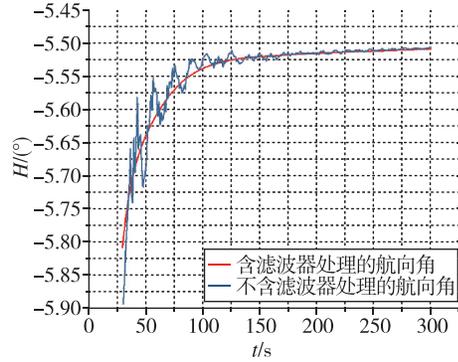


图 6 滤波器处理前后航向角收敛对比图
Fig. 6 Comparison of course angle convergence between velocity observation vector and force observation vector in inertial frame

经过试验可得,滤波器处理后的航向角收敛更加平滑。

3 车载试验验证

最后对三种抗扰动自对准方法进行车载对比试验,试验条件和过程与前文所述一致,每次对准时间 5min,一次上电测试 20 次。利用三种抗扰动自对准方法对相同的实测数据进行仿真分析,试验车和惯导系统图片如图 7 和图 8 所示,试验结果如下。



图 7 试验车照片

Fig. 7 Photo of test vehicle



图 8 捷联惯导系统照片

Fig. 8 Photo of the strap-down inertial navigation system

1)对相同实测数据进行仿真分析,三种自对准方法航向角重复性精度对比图如图 9 所示,惯性系解析、Kalman 滤波估计和惯性系 SVD 三种方法的航向角均值分别为 -5.5078° 、 -5.5052° 和 -5.5074° 。

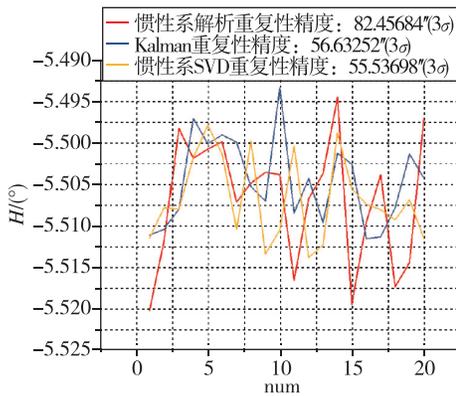


图 9 三种自对准方法重复性精度对比图

Fig. 9 Comparison of repeatability accuracy of the three self alignment methods

2)为方便比较,将惯性系 SVD 解析对准 30s 时刻的航向角作 Kalman 滤波自对准方法的初始航向角,惯性系 SVD 继续进行解算,给出 30~300s 时间内 Kalman 滤波估计自对准和惯性系 SVD 解析自对准航向角收敛速度对比图如图 10 所示。

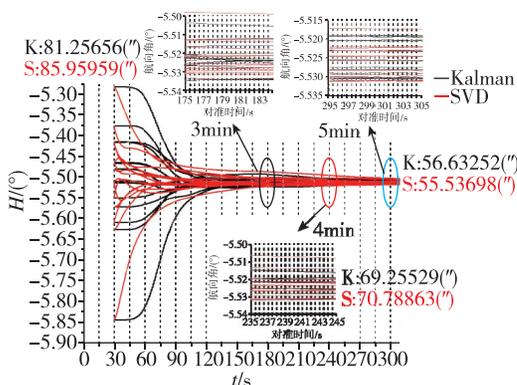


图 10 SVD 和 Kalman 航向角 3min/4min/5min 收敛对比图

Fig. 10 Comparison of SVD and Kalman heading angle convergence for 3/4/5min

车载晃动基座条件下,对惯性系解析自对准、Kalman 滤波估计自对准和惯性系 SVD 自对准三种结果进行对比分析。由图 9 可知,后两者重复性精度要优于前者;由图 10 可知,惯性系 SVD 与 Kalman 滤波估计相比对准精度相当,收敛速度相当。

从惯性系解析自对准、Kalman 滤波估计自对

准和惯性系 SVD 自对准三者的计算过程和试验结果对比可得:

1)传统惯性系解析自对准的计算过程简单,计算量小,但抗扰动能力相对弱,对准精度相对低,对于对准精度要求不是很高或者纯静态情况下可以采用;

2)Kalman 滤波估计自对准方法目前应用最广泛,计算量大于惯性系解析对准,对准精度高,抗扰动能力强,但需要姿态初值和滤波参数;

3)惯性系 SVD 自对准的计算量和对准精度与 Kalman 滤波估计自对准相当,抗扰动能力强,无需姿态初值且不需要建立模型和设置参数,可以实现短时间对准。

4 结论

本文对惯性系解析、Kalman 滤波估计和惯性系 SVD 三种车载抗扰动自对准方法进行对比研究,结果表明,三种方法各有优点,惯性系解析自对准方法计算简单,适用于低精度要求或纯静态条件;惯性系 SVD 自对准方法既可以利用陀螺输出进行姿态阵计算隔离外界角晃动,同时又具备滤波作用,可以达到与 Kalman 滤波方法相当的对准精度,具有快速收敛性、无需先验信息即可获得最优解、工程适用性高等优点。

参考文献

- [1] Syed Z, Aggarwal P, Yang Y, et al. Improved vehicle navigation using aiding with tightly coupled integration [C]// Proceedings of 2008 IEEE 67th Vehicular Technology Conference-Spring, Singapore, 2008: 3077-3081.
- [2] 严恭敏, 秦永元, 卫育新, 等. 一种适用于 SINS 动基座初始对准的新算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(3): 634-637.
Yan Gongmin, Qin Yongyuan, Wei Yuxin, et al. New initial alignment algorithm for SINS on moving base[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(3): 634-637(in Chinese).
- [3] 秦永元, 严恭敏, 顾冬晴, 等. 摇摆基座上基于 g 信息的捷联惯导粗对准研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 681-684.
Qin Yongyuan, Yan Gongmin, Gu Dongqing, et al. Research on information-based strapdown inertial navigation alignment on swing base[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University Polytechnical University, 2005, 23(5): 681-684(in Chinese).

- [4] Meng X, Li X. Parameter identification for SINS coarse alignment based on apparent velocity[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2016, 24(6): 730-735.
- [5] Gao S, Zhong Y, Wei W, et al. A novel self-alignent method for SINS based on three vectors of gravitational apparent motion in inertial frame [J]. *Measurement*, 2015, 62: 47-62.
- [6] Mundla N, Samrat L, Anumandla K K, et al. Design and implementation of a real time co-processor for denosing fiber optic gyroscope signal[J]. *Digital Signal Processing*, 2013, 23: 1813-1825.
- [7] Wahba G. A least squares estimate of satellite attitude [J]. *SIAM Review*, 1965, 7(3): 409.
- [8] Bar-Itzhack I Y. REQUEST: a recursive QUEST algorithm for sequential attitude determination [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(5): 1034-1038.
- [9] 严恭敏, 陈若彤, 郭鹁. 多矢量定姿的 SVD 和 QUEST 算法等价性分析[J]. *中国惯性技术学报*, 2019, 27(5): 568-572.
Yan Gongmin, Chen Ruotong, Guo Kun. Equivalence analysis between SVD and QUEST for multi-vector attitude determination[J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2019, 27(5): 568-572(in Chinese).
- [10] Liu X, Liu J, Song Q, et al. A novel self-alignment method for SINS based on three vector of gravitational apparent motion in inertial frame [J]. *Measurement*, 2015, 64(3): 784-794.
- [11] 练军想, 汤勇刚, 吴美平, 等. 捷联惯导惯性系动基座对准算法研究[J]. *国防科技大学学报*, 2007, 29(5): 95-99.
Lian Junxiang, Tang Yonggang, Wu Meiping, et al. Study on SINS alignment algorithm with inertial frame for swaying bases[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2007, 29(5): 95-99(in Chinese).
- [12] Zhu L, Cheng X. An improved initial alignment method for rocket navigation system[J]. *Journal of Navigation*, 2013, 66(5): 737-749.
- [13] 王跃刚, 杨家胜. 晃动基座下捷联惯导的抗干扰自对准算法[J]. *控制与决策*, 2014(3): 546-550.
Wang Yuegang, Yang Jiasheng. Anti-jamming self-alignment algorithm for strapdown inertial navigation under swaying base[J]. *Control and Decision*, 2014(3): 546-550(in Chinese).
- [14] 赵长山, 秦永元, 白亮. 基于双矢量定姿的摇摆基座粗对准算法分析与实验[J]. *中国惯性技术学报*, 2009, 17(4): 436-440.
Zhao Changshan, Qin Yongyuan, Bai Ling. Analysis and test of swaying-based analytic coarse alignment [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2009, 17(4): 436-440(in Chinese).
- [15] Wu M, Wu Y, Hu X, et al. Optimization-based alignment for inertial navigation systems: theory and algorithm [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(1): 1-17.

(编辑:孟彬)