

联邦滤波在光纤陀螺捷联惯导系统传递对准中的应用

何小飞, 王 巍, 黄继勋

(中国航天电子技术研究院, 北京 100094)

摘 要: 对舰载武器光纤陀螺捷联惯导系统相对舰船综合导航信息系统的动基座传递对准技术进行了研究, 提出了将挠曲变形、时间延迟作为系统状态, 并给出了系统状态方程和量测方程。采用联邦滤波作为信息融合算法的传递对准方法, 对系统方程中的状态变量进行了可观测度分析, 并推导了速度、姿态匹配子滤波器方程及主滤波器方程。最后进行了仿真试验, 试验结果表明: 该传递对准方法使方位精度提高 20% 以上; 该方法能够有效解决舰船条件下光纤陀螺捷联惯导系统的传递对准。

关键词: 光纤陀螺; 传递对准; 惯性系统; 联邦滤波

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)04-0993-05

Application for transfer alignment of FOG SINS based on federated filter

He Xiaofei, Wang Wei, Huang Jixun

(China Aerospace Academy of Electronic Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Researched on the moving base transfer alignment of the ship synthesize navigation information system on the shipborne weapons associating integrated navigation information system of the warship, put forward flexure and time delay as system state, and gave system state equation and measurement equation. This paper used federal filter as the information fusion algorithm for transfer alignment program, variable of system equation was analyzed by method of PWCS, the velocity and attitude matching sub-filters equation and major filter equation were deduced. At last, this method was simulated and the result of simulation showed azimuth misalignment used federated filter was better than traditional filter 20 percent; application for federated filter could resolve the problem of transfer alignment for FOG SINS about the ship is effectively.

Key words: FOG; transfer alignment; INS; federated filter

收稿日期: 2013-03-04; 修订日期: 2013-03-12

基金项目: 总装“十二五”预研课题(51309030103)

作者简介: 何小飞(1978-), 男, 高级工程师, 主要从事光纤陀螺捷联惯性导航技术方面的研究。Email: czj_0@163.com

0 引言

中低精度光纤陀螺捷联惯导系统(简称光纤惯导)具有启动快、体积小、功耗低、可靠性高等优点,在战术武器中获得了广泛的应用。舰载战术武器由舰船发射,因此,快速而准确地在舰船上对战术武器惯性导航系统进行传递对准,成为工程应用中必须突破的关键技术之一。通常可在舰载武器光纤惯导(子惯导)附近增加局部基准,利用子惯导和局部基准各自的速度姿态信息,结合卡尔曼滤波技术可实现子惯导的传递对准。但在实际应用中受发射架空间限制等因素影响,无法在子惯导附近加装局部基准,只能采用以舰船综合导航信息系统作为主惯导对光纤惯导进行传递对准。在此条件下存在以下问题:一是主、子惯导间的安装距离较远(如大于 100 m),使主、子惯导之间存在较明显的挠曲变形;二是舰船综合导航信息系统通常采用以太网传输数据,时间延迟较大;三是舰船综合导航信息系统的速度信息和姿态发送频率不一致。忽略这些因素会对对准的精度和快速性产生不利影响;而通过扩充集中卡尔曼滤波器状态量的方法又存在滤波器阶数高、计算量大,滤波稳定性和快速性下降的问题。Carlson 提出的联邦滤波算法^[1]是信息融合中常用的一种分散化卡尔曼滤波。联邦滤波器由若干个子滤波器和一个主滤波器构成,子滤波器根据不同量测信息分别进行时间更新和量测更新,主滤波器负责将各子滤波器的估计结果进行融合得到全局最优估计,并将估计信息按照一定的方式分配给各个子滤波器,其设计灵活,计算量小,具有高度的容错性,有效解决了传统集中式滤波器的一些局限。

为此,文中针对上述应用背景下的传递对准问题进行研究,提出了将舰船挠曲变形角和信息传输时间延迟引入为状态变量,同时将速度信息和姿态信息分别作为子滤波器观测量的联邦滤波传递对准方案,实现了主、子滤波器的最优融合。经过多次舰载环境下传递对准试验考核,该滤波算法不仅实现了对准的精度和快速性要求,且避免了采用集中卡尔曼滤波因状态向量增加带来计算量增大和滤波稳定性下降的问题。

1 传递对准误差模型

1.1 挠曲变形建模

由于舰船是一种非绝对刚体,舰载设备相关物理

坐标基准都会出现一定的失调角。舰船甲板的动态变形是一种随机扰动干扰,白噪声驱动的二阶马尔科夫过程正是这样的一种干扰。一般选用二阶马尔科夫过程作为载体动态变形的模型,且认为各个轴的动态变形过程是相互独立的,通过仿真发现二阶马尔科夫过程在应用中可以得到较为满意的结果。

假设挠曲变形角为 $\mu(t)$,它是白噪声激励的二阶马尔科夫过程,设挠曲变形角速率为 $\eta(t)$,即 $\eta(t) = \dot{\mu}(t)$ 。则挠曲变形角速率运动方程为^[2]:

$$\dot{\eta}(t) = -\beta_i^2 \mu_i(t) - 2\beta_i \eta_i(t) + \omega_i(t) \quad (i=x, y, z) \quad (1)$$

式中: $\beta_i = 2.146/\zeta_i$ ($i=x, y, z$); $\omega_i(t)$ 一般认为是具有一定方差的白噪声,其方差满足 $Q_i = 4\beta_i^3 \sigma_i^2$ ($i=x, y, z$), σ_i^2 ($i=x, y, z$)为三个动态变形角 $\mu_i(i=x, y, z)$ 的方差。 ζ_i 为三个轴上弹性变形的相关时间,值的选取与所研究的载体变形的快慢有关。

根据以上变形量的分析,可将挠曲变形角构建到卡尔曼滤波器状态变量中,从而可以对舰船甲板的变形量进行估计。

1.2 状态方程与量测方程

失准角 ϕ 方程为^[3-5]:

$$\dot{\phi} = -\omega_{in}^{n'} \times \phi + \Delta \varepsilon^{n'} \quad (2)$$

式中: $\omega_{in}^{n'}$ 为子惯导的计算值; ϕ 为主、子惯导相对失准角; $\Delta \varepsilon^{n'}$ 为子惯导系统陀螺漂移。

速度误差方程为:

$$\delta \dot{V} = f^{n'} \times \phi - (2\omega_{ie}^{n'} + \omega_{en}^{n'}) \times \delta V - (2\delta\omega_{ie}^{n'} + \delta\omega_{en}^{n'}) \times V^{n'} + \nabla^{n'} \quad (3)$$

式中: $f^{n'}$ 为子惯导感受的比力; $\omega_{ie}^{n'}$ 和 $\omega_{en}^{n'}$ 为子惯导计算值,分别表示地球旋转角速率和载体运动而引起的相对地球的旋转角速度; $V^{n'}$ 为子惯导计算的速度; δV 为子惯导和主惯导经过杆臂速度补偿后的速度差值; $\nabla^{n'}$ 为加速度计偏置。

速度误差量测方程为:

$$Z_v = V^{n'} - V^n + v_v = \delta V^{n'} + v_v \quad (4)$$

式中: $V^{n'}$ 为子惯导上的惯组速度输出值(扣除杆臂速度); V^n 为主惯导的速度输出值; v_v 为量测噪声。

姿态角量测方程为:

$$Z_\phi = \phi - C_m^n (\mu + \theta) + v_\phi \quad (5)$$

式中: ϕ 为估计导航坐标系相对真实导航坐标系的姿态失准角; C_m^n 为方向余弦矩阵; θ 为固定安装误差

角矢量; μ 为挠曲变形角矢量; v_ϕ 为姿态测量噪声。

2 传递对准系统联邦滤波器设计

2.1 可观性分析

在卡尔曼滤波估计过程中,不同状态量的可观性是不同的,为了更直观地评价各状态量的可观性水平,常引入可观测度的概念。可观测度是衡量系统状态量可观性的一种数量化表达。这里利用分段线性定常系统(Piece-wise constant system, PWCS)可观性分析方法来分析速度量测方程与姿态量测方程所示状态量的可观性。参考文献[6]通过对不同的量测信息进行分析,证明同一状态量的可观性有很大不同。因此,将水平角和方位角误差分开讨论,即可从速度量测信息中分析水平稳态误差,从姿态量测信息中分析方位稳态误差。在此分析基础上引入联邦滤波方法,分别设计速度匹配子滤波器和姿态匹配子滤波器。

2.2 速度匹配子滤波器

将速度误差、失准角、加速度计零偏和陀螺仪常值漂移 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ 作为状态向量,滤波器的状态变量为 10 维:

$$X_v = [\delta V_e, \delta V_n, \phi_e, \phi_n, \phi_u, \nabla_x, \nabla_y, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T \quad (6)$$

观测向量为:

$$Z_v = [\delta V_e \quad \delta V_n] \quad (7)$$

由速度误差方程和失准角误差方程组成的速度匹配子滤波器数学模型为:

$$\dot{X}_v = F_v X_v + G_v W_v \quad Z_v = H_v X_v + v_v \quad (8)$$

式中:

$$F_v = \begin{bmatrix} p_1 & p_2 & 0 & -f_u & f_n & C_{11}^s & C_{12}^s & 0 & 0 & 0 \\ p_3 & 0 & f_u & 0 & -f_e & C_{21}^s & C_{22}^s & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{1}{R} & 0 & p_4 & p_5 & 0 & 0 & C_{11}^s & C_{12}^s & C_{13}^s \\ \frac{1}{R} & 0 & p_6 & 0 & -\frac{V_n}{R} & 0 & 0 & C_{21}^s & C_{22}^s & C_{23}^s \\ \frac{\tan L}{R} & 0 & p_7 & \frac{V_n}{R} & 0 & 0 & 0 & C_{31}^s & C_{32}^s & C_{33}^s \\ & & & & & & & & & 0_{5 \times 10} \end{bmatrix}$$

其中, $p_1 = \frac{V_n}{R} \tan L - \frac{V_u}{R}$, $p_2 = 2w_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R} \tan L$, $p_3 = -2(w_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R} \tan L)$, $p_4 = w_{ie} \sin L + \frac{V_e}{R} \tan L$, $p_5 = -(w_{ie} \cos L + \frac{V_e}{R})$, $p_6 = -p_4$, $p_7 = -p_5$ 为子惯导姿

态矩阵, C_{ij}^s 为地球半径, L 为当地地理纬度。

2.3 姿态匹配子滤波器

由于挠曲变形对主子惯导的姿态角影响比较显著,在姿态匹配子滤波器中将安装误差角和弹性变形角列入状态变量,同时将三个方向陀螺仪常值漂移扩充为状态向量。另外,姿态信息传输延迟对姿态量测量误差的影响较大,且时间延迟为常数^[7],因此将时间延迟扩充为状态变量,该子滤波器的状态变量为 16 维:

$$X_\theta = [\phi_e, \phi_n, \phi_u, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z, \theta_x, \theta_y, \theta_z, \mu_x, \mu_y, \mu_z, \dot{\mu}_x, \dot{\mu}_y, \dot{\mu}_z] \quad (9)$$

式中: $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 为固定安装误差角; μ_x, μ_y, μ_z 为弹性变形角; $\dot{\mu}_x, \dot{\mu}_y, \dot{\mu}_z$ 为弹性变形角速率; τ 为姿态信息延迟时间。

观测向量为:

$$Z_\phi = [\tilde{\phi}_e, \tilde{\phi}_n, \tilde{\phi}_u] \quad (10)$$

$$\dot{X}_\theta = F_\theta X_\theta + G_\theta W_\theta \quad Z_\phi = H_\theta X_\theta + v_\theta \quad (11)$$

$$F_\theta = \begin{bmatrix} F_1 & \tau F_2 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & F_3 & F_4 \end{bmatrix}$$

式中: $F_\theta = \begin{bmatrix} F_1 & \tau F_2 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 4} \\ 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & 0_{4 \times 3} & F_3 & F_4 \end{bmatrix}$ 。其中,

$$F_1 = \begin{bmatrix} 0 & p_4 & p_5 \\ p_6 & 0 & -V_n/R \\ p_7 & V_n/R & 0 \end{bmatrix}, F_2 \text{ 为子惯导姿态矩阵}, F_3 =$$

$$\begin{bmatrix} -\beta_x^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_y^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_z^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, F_4 = \begin{bmatrix} -2\beta_x & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -2\beta_y & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -2\beta_z & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}。C_m^n \text{ 为主}$$

惯导姿态矩阵, $H_\theta = [I_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 3} \quad -C_m^n \quad -C_m^n \quad 0_{3 \times 4}]$ 。

2.4 主滤波器

取公共状态变量为 $X_m = [\phi_e \quad \phi_n \quad \phi_u \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$, 主滤波器的系统方程如下:

$$\dot{X}_m = F_m X_m + G_m W_m \quad (12)$$

式中: $F_m = \begin{bmatrix} F_1 & F_2 \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}$, 主滤波器没有观测信息,因此没有观测方程。

根据估计误差协方差的定义: $P_i = E[(X_i - \hat{X}_i)(X_i - \hat{X}_i)^T]$,

$$P_{i,k-1} = \alpha_i^{-1} P_{k-1}, Q_{i,k-1} = \alpha_i^{-1} Q_{k-1}, X_{i,k-1} = X_{k-1}$$

将各局部滤波器和主滤波器得到的估计和协方差矩阵进行融合处理,得到全局估计 \hat{X}_g 和协方差矩阵 P_g :

$$\hat{X}_g = P_g \sum_{i=1}^n P_{i,k}^{-1} \alpha_i^{-1} X_{i,k} \quad (13)$$

$$P_g = \left(\sum_{i=1}^n P_{i,k}^{-1} \right)^{-1} \quad (14)$$

通过以上分析设计了具有融合反馈结构的联邦滤波器,首先确定主滤波器信息分配系数 α_m (一般设为 0),然后按照信息守恒原理 $\sum_{i=1}^2 \alpha_i = 1$,两个子滤波器之间相互独立工作,并行进行实时递推计算,由主滤波器负责融合,在子滤波器中平均分配信息,解决了舰船综合导航信息系统中速度和姿态信息更新频率不一致问题。整个传递对准系统联邦滤波器的结构如图 1 所示^[8-9],融合后向子滤波器反馈分配信息 \hat{X}_g 和 P_g 。

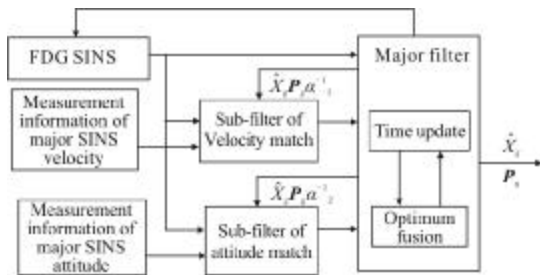


图 1 “速度+姿态”联邦滤波器结构

Fig.1 Structure of federal filtering with velocity and attitude

3 传递对准仿真

为了验证联邦卡尔曼滤波器相关参数选取的合理性并与传统卡尔曼滤波器进行比对,进行了数字仿真,在仿真实验中模拟舰船运动中较典型的“匀速直行+正弦摇摆”运动方式。根据统计值,挠曲变形的相关时间取 [80 s, 50 s, 100 s],陀螺的常值漂移为 0.1 (°)/h,随机漂移为 0.05 (°)/h,加速度的常值零偏为 0.1 mg,随机漂移为 0.05 mg,三个初始的失准角为 [1.3°, 1.3°, 1.6°],仿真结果如图 2 所示。

可以看出,传统卡尔曼滤波算法的姿态角估计误差的水平姿态收敛状况为:27s 误差就收敛到 0.05°附近,方位角收敛状态为:60s 误差就收敛到 0.15°附近;联邦滤波算法(时间延迟未扩充到状态变量中)姿态角估计误差的水平姿态收敛状况为:24s 误差就收敛到

0.05°附近;方位角收敛状态为:45s 误差就收敛到 0.12°附近;状态变量带时间延迟的姿态角估计误差的水平姿态收敛状况为:23s 误差就收敛到 0.05°附近;方位角收敛状态为:43s 误差就收敛到 0.1°附近。

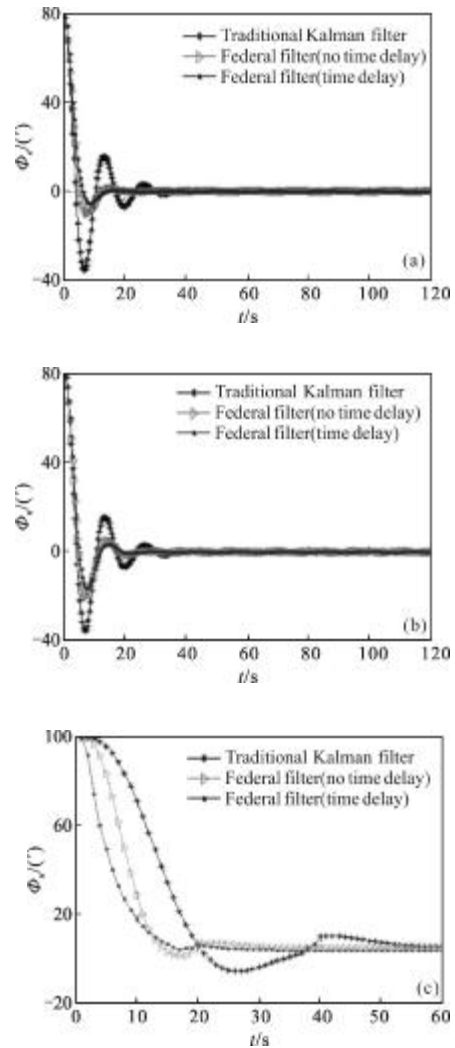


图 2 传递对准仿真结果

Fig.2 Simulation results of transfer alignment

由仿真结果可见,联邦滤波算法对失准角估计精度和估计时间要优于传统卡尔曼滤波算法,航向失准角估计精度提高 20%以上;同时,对主惯导姿态信息时间延迟进行补偿后,方位角滤波收敛速度明显加快,且滤波估计精度显著提高。

4 试验验证

为验证上述联邦滤波传递对准方案及算法的性能,采用某典型的中精度光纤陀螺惯导作为子惯导进行试验,其光纤陀螺零偏误差为 0.1 (°)/h(1σ),加

速度零偏误差为 $10-4\text{ g}(1\sigma)$, 主惯导为舰上综合导航信息系统。舰体上主、子惯导之间的安装距离矢量 $d=[150.0\ 2.0\ 10.0]$ (单位:m), 挠曲变形时间与第 3 节仿真时设置一致。任务要求: 水平对准误差小于 $3'$, 方位对准误差小于 $6'$, 对准时间小于 2 min 。

采用文中设计的“速度+姿态”匹配的联邦滤波传递对准方法在海上舰载环境进行了多次传递对准试验, 试验过程中以舰上综合导航信息系统作为基准来衡量对准结果, 由于试验过程中无法获得子惯导与主惯导之间安装误差的真实值, 试验中仅考核三个失准角估计结果的重复性。试验结果见表 1(扣除估计的均值), 其中一次试验的典型姿态误差曲线如图 3 所示。可见, 在海态环境下该传递对准过程可在 2 min 内完成, 对准精度为水平误差角约 $2'(1\sigma)$, 方位误差小于 $4'(1\sigma)$, 可满足使用要求。

表 1 光纤陀螺捷联惯导传递对准试验结果

Tab.1 Test results of transfer alignment with FOG SINS based on ship

Times	Finish time/s	Estimation of pitch angle/($^{\circ}$)	Estimation of roll angle/($^{\circ}$)	Estimation of course angle/($^{\circ}$)
1	97	1.53	-1.39	4.05
2	102	-0.17	-0.49	0.25
3	84	-1.37	2.21	-2.15
4	97	2.83	0.31	-3.25
5	85	1.43	1.41	-1.15
6	95	-2.27	-1.29	6.25
7	75	-0.77	0.31	-2.35
8	68	-1.17	-1.09	-2.45
Variance(1σ)		1.75	1.31	3.45

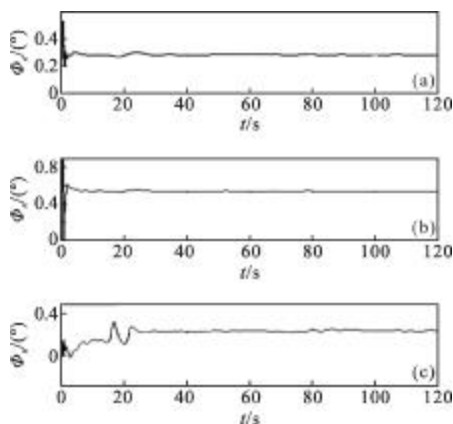


图 3 光纤陀螺捷联惯导传递对准试验过程中典型姿态误差曲线
Fig.3 Error curves of classic attitude based on transfer alignment of FOG SINS

5 结 论

文中研究了舰载武器光纤陀螺捷联惯导相对舰船综合导航信息系统的传递对准技术, 针对主、子惯导之间距离远、舰船存在较大形变和信息延迟较大的情况, 提出了将挠曲变形角误差和姿态信息延迟增列为系统状态向量, 并采用联邦滤波算法实现了对舰载武器用光纤陀螺惯导系统的传递对准。仿真研究和试验验证结果都表明该传递对准方法可以在较短时间内实现角分级的对准精度, 且能够适应舰船挠曲变形、舰船综合导航信息系统信息延迟和速度、姿态信息输出频率不一致等条件下的传递对准。

参考文献:

- [1] Carlson N A. Federated filter for fault-tolerant integrated navigation systems [J]. Plans, 1998: 110-119.
- [2] Hu Jian, Zhou Bailing, Cheng Xianghong. Study on transfer alignment with the flexure of the carrier [J]. Ship Electronic Engineering, 2006, 26 (3): 65-68. (in Chinese)
- [3] Goshen-Meskin D, Bar-Itzhack I Y. Unified approach to inertial navigation system error modeling [J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15 (3): 648-653.
- [4] Wang Wei. Fiber Optic Gyro Inertial System [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2010. (in Chinese)
- [5] Ma Shan, Wang Xinlong. Rapid precise transfer alignment of space based missile on moving base [J]. Infrared and Laser Engineering, 2007, 36(S): 503-507. (in Chinese)
- [6] Wan Dejun, Fang Jiancheng. Inertial Navigation System Alignment [M]. Nanjing: Southeast University Publishing House, 1998: 70-75. (in Chinese)
- [7] Huang Guogang, Dai Hongde, Chen Ming. Measurement time-delay error compensation in rapid transfer alignment[J]. Measurement and Control Technology, 2009, 28 (8): 55-57. (in Chinese)
- [8] Shen Yeqing, Gong Huajun, Xiong Yan. Object tracking in precision guided system and Kalman filtering [J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(S): 105-110. (in Chinese)
- [9] Wang Fenglin, Wen Xiulan, Lin Jian, et al. Federated Kalman filter for rate azimuth inertial platform/log/gravity matching integrated navigation system [J]. Journal of Southeast University, 2009, 39(S): 49-54. (in Chinese)