

舰载机惯导快速传递对准的联邦滤波器设计

王勇军,徐景硕,高 扬

(海军航空工程学院 青岛校区航空仪电控制系,山东 青岛 266041)

摘 要:针对舰载机快速反应的要求,提出速度+姿态+角速度匹配的快速传递对准方法。基于联邦滤波的分散化并行滤波思想,设计了一种基于高斯马尔可夫估计的最优加权最小二乘的传递对准联邦滤波器,有效解决集中卡尔曼滤波进行传递对准时存在的状态维数高、计算量大和滤波更新率低的问题。给出了此方法的数学模型,设计了快速传递对准联邦滤波器结构和信息融合算法,并在舰载条件下进行了仿真验证。仿真结果表明,采用该文提出的联邦滤波器与集中滤波器精度相当,且快速性好。主滤波器在4 s内完成了对失准角的估计,而子滤波器在1 s内就完成了对舰体静、动态挠曲变形角的估计,估计精度均在 $2'$ 以内,计算量也减小了。

关键词:捷联惯导系统;快速传递对准;联邦滤波;舰体变形;Gauss-Markov估计

中图分类号:V249.32

文献标识码:A

Design of Federated Filter of Rapid Transfer Alignment for SINS of the Carrier Plane

WANG Yongjun, XU Jingshuo, GAO Yang

(Dept. of Aeronautical Instrument and Electric Control System, Qingdao Campus of Naval Aeronautical and Astronautical University, Qingdao 266041, China)

Abstract: The rapid transfer alignment method of velocity plus attitude plus angular rate matching is proposed to adapt to quick reaction capability needs of the carrier plane. The centralized Kalman filter causes problems of high state dimensions, heavy calculation burden and difficulties to meet a high filtering updating rate desired by rapid transfer alignment. According to the idea of distributed parallel filtering, the optimal weighted least squares estimation transfer alignment filter based on Gauss-Markov is designed. The mathematic model of this method is established. The structure of federated filter of rapid transfer alignment and fusion algorithm of federated filtering is brought forth and is applied to shipborne SINS. Simulation results show that alignment precision and rapidity of the federated filter is equal to those of the centralized Kalman filter. Main filter can estimate misalignment angle in 4 s, while sub-filter can estimate dynamic and static flexure deformation in 1 s. Meanwhile, both of estimation accuracy have up to $2'$ and amount of calculation is greatly decreased.

Key words: strapdown inertial navigation system (SINS); rapid transfer alignment; federated filter; shipbody flexure deformation; Gauss-Markov estimation

0 引言

舰载机捷联惯导系统初始对准的快速性和准确性,直接关系到舰载机的快速反应能力。由于受自身庞大体型和海浪等因素制约,舰船无法作出大强度的机动运动,舰载惯导传递对准一般在舰船低幅度线运动和角运动的条件下进行。就可观测性而言,舰载惯导传递对准的最佳匹配方式是线运动和角运动的组合参数匹配。舰载惯导传递对准的精度^[1]主要受舰体动、静态变形和惯性器件误差等因素的影响。Titterton^[2]论证了舰体会因海浪等因素

产生明显挠曲变形。舰体挠曲变形可分为动态变形和静态变形两种。动态变形主要受海浪冲击等因素影响,而静态变形主要受所承载的货物和日晒等因素影响,且实验表明,舰体动静态变形的共同效应可引起以上的姿态误差。显然这对于舰载机惯导而言,如此大的姿态误差是不能接受的。消除或减小这种误差的方法^[3]主要有两种:

1) 对舰体挠曲变形进行精确建模。

2) 寻找合适的滤波器估计出对准误差。由于受多种条件影响,很难实现对挠曲变形的精确建模,

收稿日期:2013-04-09

基金项目:海军航空工程学院研究生创新基金资助(20130503002)

作者简介:王勇军(1978-),男,四川平昌人,工程师,博士生,主要从事惯导对准和组合导航的研究。

一般采用滤波器设计的方式来解决此问题。“速度+姿态”的匹配方法早在 1989 年由 Kain 和 Cloutier^[4] 率先提出,并因其速度快和精度高以及机动方式简单等突出优点获得了广泛应用^[5-8]。但由于此方法的对准时间很短(数秒到数十秒),无法估计器件误差,对挠曲变形角的估计^[9]也需上百秒时间。“速度+角速率”匹配^[2,10]能在较短时间内估计出仪器误差,但此方法对挠曲变形角较敏感。综合以上因素,为了实现快速传递对准,本文拟采用速度+姿态+角速度匹配方法,旨在短时间内快速估计出姿态误差角、舰体动静态变形角,完成传递对准,提高舰载机的快速反应能力。同时,考虑到采用此方法时滤波阶数将达到 21 维,计算量大,滤波更新速度不能满足快速传递对准的要求,本文设计了一种快速传递对准联邦滤波器,旨在有效降低滤波阶数,减小滤波计算量,获得良好的快速性和准确性。舰载条件下的数学仿真验证了此方法的可行性,并在相同仿真条件下与传统的集中式卡尔曼滤波进行了比较。

1 快速传递对准模型建立

1.1 快速传递对准思路

设主、子惯导的导航坐标系为东北天地理坐标系,舰体(机体)坐标系方向为右前上。由于姿态误差角和挠曲变形角的存在,舰载机惯导确定的姿态矩阵为

$$\hat{C}_{b_m}^n = C_n^c C_{b_m}^n C_{b_m}^{b_m} = [I - (\varphi^n \times)] C_{b_m}^n [I - (\lambda^n + (\Psi \times))] \quad (1)$$

式中 $C_{b_m}^n$ 由舰船主惯导提供,只要估计出姿态误差角 φ 和舰体变形角 λ 和 Ψ ,便可得出舰载机惯导的姿态矩阵。

由于采用“速度+姿态+角速度”匹配传递对准方案运用卡尔曼滤波器时存在状态变量维数高、计算量大等问题,基于联邦滤波的状态维数低和并行结构计算量小的特点,本文将快速传递对准中的速度匹配、姿态匹配和角速度匹配视为 3 个分立的子系统,采用基于 Gauss-Markov 的最优加权最小二乘的联邦信息融合算法对这 3 个子系统的公共状态进行信息融合从而得到全局估计,则能在保证达到快速传递对准效果的同时降低滤波计算量提高滤波更新率。

1.2 联邦滤波器结构

将子惯导(舰载机惯导)视为公共参考系统,而

将舰船主惯导的速度匹配量、姿态匹配量和角速度匹配量视为 3 个分立子系统的输出,采用 3 个子滤波器分别对速度匹配、姿态匹配和角速度匹配子系统进行滤波,不考虑对子系统进行反馈校正(信息分配),采用联邦滤波算法对 3 个子系统的公共状态进行信息融合得到全局次优估计。快速传递对准的联邦滤波器结构如图 1 所示,图中 $\hat{X}_F$ 为公共状态的全局次优估计。

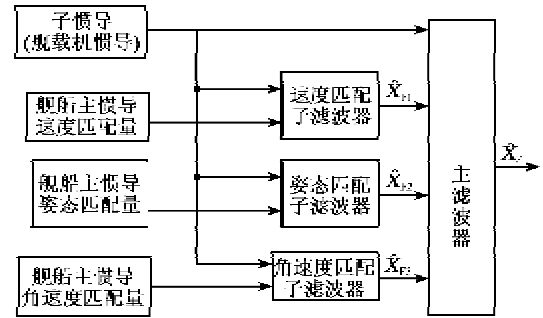


图 1 快速传递对准联邦滤波器结构

1.3 信息融合算法

设 δX_{Fi} 为子滤波器 i ($i=1,2,3$) 最优估计的估计误差,即 $\delta X_{Fi} = \hat{X}_{Fi} - X_F$, X_F 为系统公共状态真值,并设 P_{Fi} 为局部最优估计误差的方差阵。假设各子滤波器的估计不相关,则有

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_{F1} \\ \hat{X}_{F2} \\ \hat{X}_{F3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I \\ I \\ I \end{bmatrix} X_F + \begin{bmatrix} \delta X_{F1} \\ \delta X_{F2} \\ \delta X_{F3} \end{bmatrix} \quad (2)$$

令 $Z = [\hat{X}_{F1}^T \ \hat{X}_{F2}^T \ \hat{X}_{F3}^T]^T$, $V = [\delta X_{F1}^T \ \delta X_{F2}^T \ \delta X_{F3}^T]^T$, $H = [I \ I \ I]^T$, 则有

$$Z = HX_F + V \quad (3)$$

当各子滤波器的估计误差互不相关时,有

$$E[VV^T] = R = \begin{bmatrix} P_{F1} & & \\ & P_{F2} & \\ & & P_{F3} \end{bmatrix} \quad (4)$$

根据 Gauss-Markov 估计理论^[11],在已知量测向量 Z 和量测噪声方差阵 R 的情况下, X_F 的 Gauss-Markov 估计及估计误差的方差阵分别为

$$\hat{X}_F = [H^T R^{-1} H]^{-1} H^T R^{-1} Z \quad (5)$$

$$E[\tilde{X}_F \tilde{X}_F^T] = (H^T R^{-1} H)^{-1} \quad (6)$$

将式(3)、(4)代入式(5)、(6)并整理得

$$P_g = E[\tilde{X}_F \tilde{X}_F^T] = (H^T R^{-1} H)^{-1} = \left(\sum_{i=1}^3 P_{Fi}^{-1} \right)^{-1} \quad (7)$$

$$\hat{X}_F = P_g \left(\sum_{i=1}^3 P_{Fi}^{-1} \hat{X}_{Fi} \right) \quad (8)$$

式(7)、(8)即为基于 Gauss-Markov 估计的联

邦滤波信息融合算法。

2 各子系统状态空间模型建立

2.1 舰体挠曲变形模型

舰体挠曲变形分为静态和动态变形,分别用 Ψ 和 λ 表示。静态角变形满足:

$$\dot{\Psi}=0 \quad (9)$$

舰体动态角变形通常用二阶马尔柯夫过程^[12]来表示,即

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_i = \omega_{fi} \\ \dot{\omega}_{fi} = -\beta_i^2 \lambda_i - 2\beta_i \omega_{fi} + W_{\lambda_i} \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\beta_i = 2.146/\tau_i$; $\sigma_i^2 = 4\beta_i^2 \sigma_{\lambda_i}^2$; W_{λ_i} 为服从均值为 0, 方差为 σ_i^2 的正态分布; τ_i 为挠曲变形相关时间, $i = x, y, z$ 。

$$\dot{\mathbf{X}}_V = \begin{bmatrix} -(\omega_{in}^n \times) & 0_{3 \times 3} & -C_{b_s}^n & 0_{3 \times 6} \\ [(C_{b_s}^n f^{b_s}) \times] - [(2\omega_{in}^n + \omega_{en}^n) \times] & 0_{3 \times 3} & C_{b_s}^n & 0_{3 \times 3} \\ 0_{9 \times 15} & & & \end{bmatrix} \mathbf{X} + \mathbf{W}_V \quad (15)$$

式中 $\mathbf{W}_V = [-C_{b_s}^n \epsilon_{\omega}^{b_s} \quad C_{b_s}^n \nabla_{\omega}^{b_s} \quad 0_{9 \times 1}]^T$ 为系统噪声。

设舰船主惯导输出的速度为 $\hat{V}_{en}^n$, 舰载机惯导输出速度为 $\hat{V}_e^n$, 杆臂速度为 $\hat{V}_{LA}^n$, 则速度匹配的量测为

$$\begin{aligned} Z_V &= \hat{V}_{en}^n - (\hat{V}_{en}^n + \hat{V}_{LA}^n) = (V_{en}^n + V_{LA}^n + \delta V_e^n) - \\ &= (V_{en}^n + \delta V_{en}^n + V_{LA}^n) = \delta V_e^n + V_V = \\ &= \mathbf{H}_V \mathbf{X}_V + V_V \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $\mathbf{H}_V = [0_{3 \times 3} \quad \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 9}]$; $V_V = -\delta V_{en}^n$ 为速度匹配量测噪声。

2.3 姿态匹配子系统状态空间模型

取系统状态变量为 $\mathbf{X}_A = [\varphi^{nT} \quad \epsilon_{b_s}^{b_sT} \quad \lambda \quad \omega_f]^T$, 则由式(10)、(11)、(13)可得姿态匹配的状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_A = \begin{bmatrix} -(\omega_{in}^n \times) & -C_{b_s}^n & 0_{3 \times 6} \\ 0_{3 \times 12} & & \\ 0_{3 \times 9} & & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 6} & -\beta^2 & -2\beta \end{bmatrix} \mathbf{X}_A + \mathbf{W}_A \quad (17)$$

其中

$$\beta = \begin{bmatrix} \beta_x \\ \beta_y \\ \beta_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

$$\beta^2 = \begin{bmatrix} \beta_x^2 & & \\ & \beta_y^2 & \\ & & \beta_z^2 \end{bmatrix} \quad (19)$$

2.2 速度匹配子系统状态空间模型

鉴于传递对准时间较短且 $\delta\omega_{in}^n$ 、 $\delta\omega_{en}^n$ 和 $\delta\omega_{LA}^n$ 值很小, 忽略其影响, 则舰载机捷联惯导姿态和速度误差方程^[13]简化为

$$\dot{\varphi}^n = -\omega_{in}^n \times \varphi^n - C_{b_s}^n \tilde{\epsilon}^{b_s} \quad (11)$$

$$\delta \hat{V}_e^n = (C_{b_s}^n f^{b_s}) \times \varphi^n - (2\omega_{in}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V_e^n +$$

$$C_{b_s}^n \tilde{\nabla}^{b_s} \quad (12)$$

$$\epsilon_{b_s}^{b_s} = 0 \quad (13)$$

$$\nabla_{b_s}^{b_s} = 0 \quad (14)$$

取系统状态变量为 $\mathbf{X}_V = [\varphi^{nT} \quad \delta V_e^{nT} \quad \epsilon_{b_s}^{b_sT} \quad \nabla_{b_s}^{b_sT} \quad \Psi^T]^T$, 则由式(9)、(11)~(14)可得速度匹配的状态方程为

$$\mathbf{W}_A = [-C_{b_s}^n \epsilon_{\omega}^{b_s} \quad 0_{6 \times 1} \quad \mathbf{W}_{\lambda}]^T \quad (20)$$

式中 $\mathbf{W}_A$ 为系统噪声。

设舰载机惯导确定的俯仰、倾斜和航向角分别为 $\theta_s, \gamma_s, \phi_s$, 舰船主惯导确定的相应的姿态角分别为 $\theta_m, \gamma_m, \phi_m$, 则姿态匹配的量测^[8]为

$$\mathbf{Z}_\Lambda = \begin{bmatrix} Z_\phi \\ Z_\gamma \\ Z_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\phi \\ \delta\gamma \\ \delta\theta \end{bmatrix} + \mathbf{V}_\Lambda = \mathbf{H}_\Lambda \mathbf{X}_\Lambda + \mathbf{V}_\Lambda \quad (21)$$

其中

$$\mathbf{H}_\Lambda = [\mathbf{H}_1 \quad 0_{3 \times 3} \quad \mathbf{H}_2 \quad 0_{3 \times 3}] \quad (22)$$

$$\mathbf{H}_1 = \begin{bmatrix} \frac{-T_{12} T_{32}}{T_{12}^2 + T_{22}^2} & \frac{-T_{22} T_{32}}{T_{12}^2 + T_{22}^2} & 1 \\ \frac{T_{21} T_{33} - T_{23} T_{31}}{T_{31}^2 + T_{33}^2} & \frac{T_{13} T_{31} - T_{11} T_{33}}{T_{31}^2 + T_{33}^2} & 0 \\ \frac{-T_{22}}{\sqrt{1 - T_{32}^2}} & \frac{T_{12}}{\sqrt{1 - T_{32}^2}} & 0 \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\mathbf{H}_2 = \begin{bmatrix} \frac{T_{13} T_{22} + T_{23} T_{12}}{T_{12}^2 + T_{22}^2} & 0 & \frac{-(T_{22} T_{11} + T_{12}^2)}{T_{12}^2 + T_{22}^2} \\ \frac{T_{31} T_{32}}{T_{31}^2 + T_{33}^2} & 1 & \frac{-T_{32} T_{33}}{T_{31}^2 + T_{33}^2} \\ \frac{T_{33}}{\sqrt{1 - T_{32}^2}} & 0 & \frac{-T_{31}}{\sqrt{1 - T_{32}^2}} \end{bmatrix} \quad (24)$$

式中 $\mathbf{V}_\Lambda$ 为姿态匹配量测噪声。

2.4 角速度匹配子系统状态空间模型

取系统状态变量为 $\mathbf{X}_R = [\varphi^a \quad \varepsilon_a^b \quad \lambda \quad \omega_f \quad \Psi^T]^T$, 则由式(9)~(11)、(13)可得角速度匹配的状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}_R = \begin{bmatrix} -(\omega_m^a \times) & -C_{b_f}^a & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & -\beta^a & -2\beta & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \times \mathbf{X}_R + \mathbf{W}_R \quad (25)$$

设舰船主惯导陀螺和舰载机惯导陀螺输出的角速度分别为 ω_m^a 和 ω_f^b , 则角速度匹配的量测为

$$\begin{aligned} Z_R &= \omega_f^b - \omega_m^a = (C_{b_f}^a \omega_m^a + \omega_f + \varepsilon_b^b + \varepsilon_a^a) - \\ &\quad \omega_m^a = -(\lambda + \Psi) \times \omega_m^a + \omega_f + \varepsilon_b^b + \\ &\quad \varepsilon_a^a = \mathbf{H}_R \mathbf{X}_R + \mathbf{V}_R \end{aligned} \quad (26)$$

式中: $\mathbf{V}_R = \varepsilon_a^a$ 为角速度匹配量测噪声; $\mathbf{H}_R = [0_{3 \times 3} \quad I_{3 \times 3} \quad -(\omega_m^a \times) \quad I_{3 \times 3} \quad -(\omega_m^a \times)]$ 。

3 仿真验证

3.1 主子滤波器的算法说明

速度匹配、姿态匹配、角速度匹配3个子系统滤波器均采用常规卡尔曼滤波算法。由第2节可知, φ^a 和 ε_b^b 为3个子系统的公共状态 $\mathbf{X}_F$, 即 $\mathbf{X}_F = [\varphi^a \quad \varepsilon_b^b]^T$ 。设速度匹配子系统、姿态匹配子系统及角速度匹配子系统各自的公共状态的局部最优估计及估计误差的方差阵相应为 $\hat{\mathbf{X}}_{F1}$ 和 $\mathbf{P}_{F1}$, $\hat{\mathbf{X}}_{F2}$ 和 $\mathbf{P}_{F2}$, $\hat{\mathbf{X}}_{F3}$ 和 $\mathbf{P}_{F3}$, 则依据式(7)、(8)的联邦主滤波器的信息融合算法可完成对 $\mathbf{X}_F$ 的全局次优估计。

3.2 仿真条件设置

设舰体沿右前上3个方向的静态变形角初值分别为 18° 、 60° 和 30° , 动态变形的相关时间分别为 1 000 s, 3 000 s, 2 000 s。仿真环境以中等海况^[14-15]为例, 船体运动模型参数设为

$$\begin{cases} \theta = 5^\circ \cos(2\pi t/6 + \pi/4) \\ \gamma = 5^\circ \cos(2\pi t/8 + \pi/7) \\ \phi = 30^\circ + 6^\circ \cos(2\pi t/9 + \pi/3) \end{cases} \quad (27)$$

设舰载机惯导的陀螺零偏为 $0.01^\circ/\text{h}$, 陀螺随机游走系数为 $0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}$, 加速度计零偏为 $1 \times 10^{-5}g$ (g 为重力加速度), 加速度计量测白噪声标准差为 $1 \times 10^{-5}g \cdot \sqrt{\text{s}}$ 。速度匹配量测噪声、姿态匹配量测噪声及角速度匹配量测噪声的标准差分别设为 0.1 m/s 、 0.01° 和 $0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}$ 。卡尔曼滤波周期为 50 ms。仿真结果如图 2~5 所示。

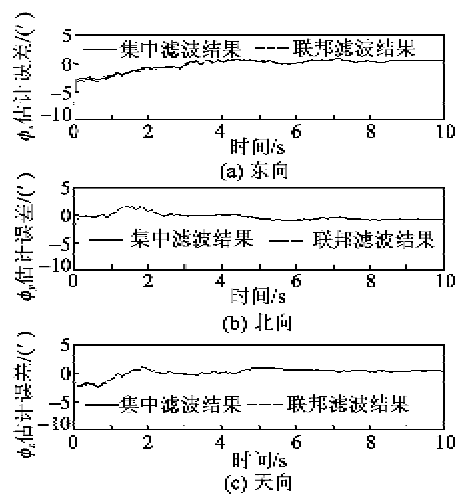


图2 失准角估计误差

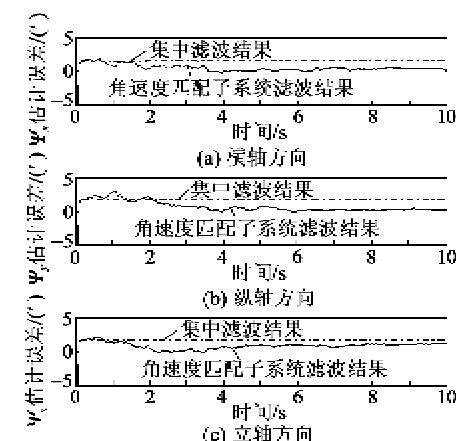


图3 舰体静态变形角估计误差

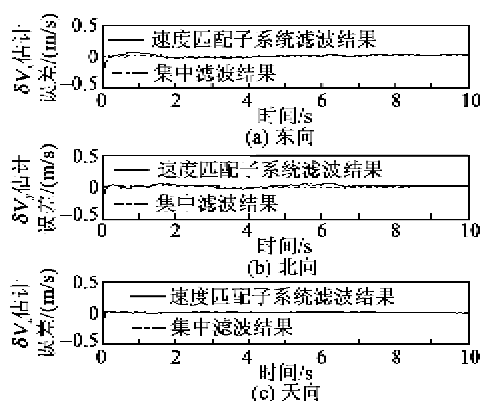
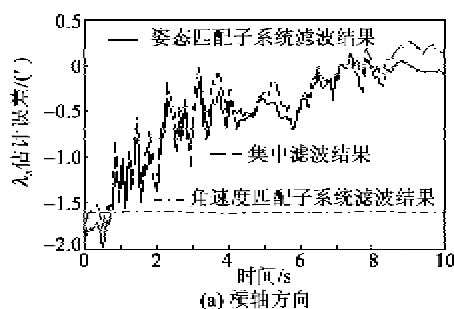


图4 速度误差估计误差



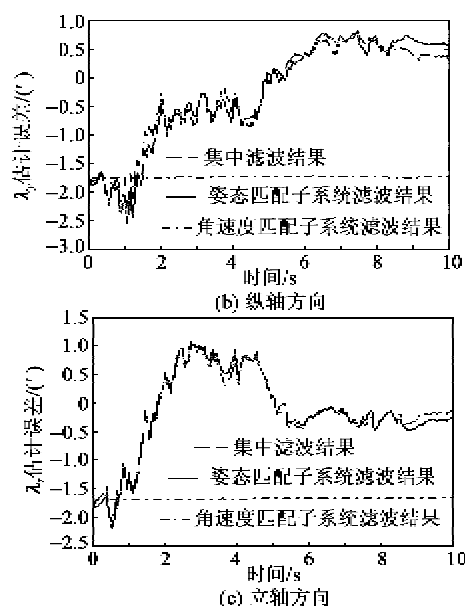


图5 舰体动态变形角估计误差

从图2~5可看出,传递对准联邦滤波器与传统的集中卡尔曼滤波器精度相当,在4 s的时间内就完成了对失准角的估计,东向、北向和天向失准角估计误差分别为 $0.5'$ 、 $0.2'$ 和 $-1.67'$ 。角速度匹配子滤波器在1 s时间里就完成了对舰体动、静态变形角的估计,估计精度 $<2'$,速度匹配子滤波器在1 s的时间里完成了对速度误差的估计,估计精度 <0.02 m/s,而集中卡尔曼滤波器在10 s内无法完成对舰体挠曲变形角的估计。

4 结束语

通过仿真结果可知,速度+姿态+角速度匹配传递对准能在不到5 s的时间内完成对失准角、舰体动、静态变形角的估计,估计精度均在 $2'$ 以内。采用并行结构的联邦滤波运算,可有效降低滤波阶数,减少运算量和提高运算效率。基于 Gauss-Markov 估计的联邦滤波信息融合算法能在子滤波器局部最优估计的基础上获得最优加权最小二乘估计,仿真证明其精度与传统的集中卡尔曼滤波器的精度相当。采用此方案可获得良好的快速性、精确性和鲁棒性,能有效提高舰载机的快速反应能力。

参考文献:

- [1] TITTERTON D H, WESTON J L. Dynamic shipboard alignment techniques [C]//Germany: Proceedings of DGON Symposium on Gyro technology, 1987: 9-27.
- [2] ROGERS R M. Velocity-plus-rate matching for improved tactical weapon rapid transfer alignment [C]//UNJ SA, AIAA Guidance, 1991, 1580-1588.
- [3] SPALDING K. An efficient rapid transfer alignment filter [C]//Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992, 1276-1286.
- [4] KAIN J E, CLOUTIER J R. Rapid transfer alignment for tactical weapon application [C]//AIAA Guidance, Navigation and control Conference, 1989, 1290-1300.
- [5] APACHE O S, MOSSMAN D. Avionics architecture for performing fire control research in AH-64 aircraft [C]//S. L. Digital Avionics Systems Conference, Seattle, WA, 1992. Proceedings. IEEE/ATAA 11th, 1992, 210-218.
- [6] 陈璞, 雷宏杰. 弹载捷联惯性制导系统传递对准技术试验验证 [J]. 中国惯性技术学报, 2007, 15(1): 9-11.
CHEN Pu, LEI Hongjie. Flight test analysis of an improved transfer alignment for missile strapdown inertial guidance system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2007, 15(1): 9-11.
- [7] SUN Changyue, DENG Zhenglong. Transfer alignment for harmonization airborne sensors [C]//Chongqing: China the 7th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2008, 4999-5003.
- [8] 陈凯, 鲁浩, 闫杰. 传递对准姿态匹配的优化算法 [J]. 航空学报, 2008, 29(4): 981-987.
CHEN Kai, LU Hao, YAN Jie. Optimal algorithm of attitude matching in transfer alignment [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(4): 981-987.
- [9] 王勇军. 舰载机惯导对准技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2007: 39-45.
- [10] 林杰, 付梦印, 邓志红, 等. 主从滤波器设计及其在传递对准中的应用 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1447-1450.
LIN Jie, FU Mengyin, DENG Zhihong, et al. Design of master-slave filter and its application to transfer alignment [J]. Control Theory & Applications, 2011, 28(10): 1447-1450.
- [11] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2004: 190-204.
- [12] DANIK, BORIS. Shipboard reference for an aircraft navigation system; U. S, 4032759 [P]. 1977.
- [13] 秦永元. 惯性导航 [M]. 北京: 科学出版社, 2006.
- [14] 黄昆, 杨功流, 刘玉峰. 舰载角速度匹配传递对准方法研究 [J]. 中国惯性技术学报, 2006, 14(1): 17-26.
HUANG Kun, YANG Gongliu, LIU Yufeng. Attitude plus angular rate matching method for shipboard transfer alignment [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2006, 14(1): 17-26.
- [15] GATES P J, LYNN N M. Ship, submarines and the sea [M]. London: Brassey's (UK), 1990.