

DOI:10.20189/j.cnki.CN/61-1527/E.202605009

基于自适应滤波的捷联惯组对准精度长时间保持方法

杨波, 钱井乐*, 山枫, 陈世伟

(火箭军工程大学, 西安 710025)

摘要:针对捷联惯组完成初始对准后其精度会随时间缓慢下降的问题,提出基于自适应滤波的对准精度长时间保持方法。首先,分析引起捷联惯组对准精度降低的误差源,建立捷联惯组初始对准的误差模型;然后,基于捷联惯组初始对准完成后实际速度为零的特点,利用惯组导航解算获得的速度信息构造量测,建立对准误差估计的状态空间模型;最后,针对捷联惯组速度噪声统计特性可能未知而影响保持精度的问题,采用带有量测噪声统计特性实时估计器的自适应滤波计算获得捷联惯组数学平台失准角的估计结果,利用该估计结果对捷联惯组进行数学平台失准角修正,实现对准精度的长时间保持。实验结果表明:经过长达3 600 s的时间,捷联惯组的航向角误差保持在 $1.1'$ 以内,俯仰角、横滚角误差分别保持在 $0.2'$ 、 $0.3'$ 以内,且当速度噪声统计特性未知或突变时,该方法仍具有较好的稳定性。

关键词:捷联惯组;对准精度保持;速度量测;数学平台失准角;自适应滤波

中图分类号:V249.3

文献标志码:A

开放科学标识码(OSID):

文章编号:2097-2741(2026)05-0097-07



听语音
与作者互动
聊科研

捷联惯组作为一种低成本、小型化的惯性导航系统,在航空、航天、航海以及陆地等领域内有着广泛的应用^[1]。捷联惯组在进入导航工作状态之前,必须先进行初始对准^[2],对准完成后随即转入静止导航状态,等待指令以执行下一步任务,这一过程通常持续几十秒至数十分钟,特殊情况下时长会进一步增加。由于惯性导航系统具有误差随时间不断积累的固有缺陷,导致捷联惯组的初始对准精度将随时间缓慢下降^[3],进而引起后续导航精度下降。因此,捷联惯组对准精度的保持,特别是航向精度的保持,一直是难点问题^[4]。

现有的捷联惯组对准精度保持方法通常利用外部信息进行辅助,例如,借助高精度的卫星导航信息或双天线卫星定向信息,可以有效修正补偿捷联惯组误差,以实现对准精度的长时间保持^[5-6]。然而,由于卫星导航信号通常易被干扰或遮挡^[7-8],导

致这种方法的自主性和抗干扰性有限。张梦影^[9]将磁强计作为辅助观测装置,实现捷联惯组方位精度长时间保持,但该方法受当地磁干扰影响较大,实用性不强,且方位精度保持效果有限,仅能保持在 $1^\circ/\text{h}$ 以内。王新宇^[10]综合利用惯组、卫导和里程计等多种设备,采用联邦滤波来实现载车行进间捷联惯导对准精度的保持,航向精度可保持在 $8.0'$ 左右,但在载体静止条件下不适用。由于多普勒雷达具有输出精度高、自主性强、不易被干扰等优势^[11-12],刘枫等^[13]利用里程计/多普勒雷达辅助捷联惯导进行运动基座对准,实现了强抗干扰性与高精度,航向误差收敛至 $1.9'$ 之内,但同样无法适用于载体静止条件。随着视觉导航被广泛应用于解决在卫星导航受干扰情况下的自主导航定位问题^[14-15],Wang等^[16]采用视觉传感器来约束惯组误差累积,取得了良好的误差补偿效果,但其需要大

收稿日期:2025-10-08

修回日期:2026-03-15

录用日期:2026-04-10

第一作者:杨波(1980—),男,副教授,主要从事导航制导与控制研究。

*通信作者:钱井乐(1989—),男,硕士研究生,主要从事导航制导与控制研究。

引用格式:杨波,钱井乐,山枫,等. 基于自适应滤波的捷联惯组对准精度长时间保持方法[J]. 火箭军工程大学学报,2026,40(5):97-103.
Yang Bo, Qian Jingle, Shan Feng, et al. Adaptive filtering-based long-term method for maintaining alignment accuracy of strapdown inertial unit[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2026, 40(5): 97-103.

量数据在线运算,且视觉传感器受环境影响巨大,视觉导航通常无法适用于载体静止条件。综上所述,以上研究大多利用外部设备进行辅助,一旦外部设备出现故障或受噪声干扰,惯组对准精度保持效果会受到明显影响。

因此,本文在不额外增加辅助设备的前提下,着重解决现有捷联惯组对准精度保持方法自主性和抗干扰性不高,以及精度保持效果有限的问题,提出利用已知速度信息辅助捷联惯组实现对准精度的长时间保持,并引入自适应滤波算法抑制外部噪声干扰对对准精度的影响。该对准精度保持方法仅利用对准时捷联惯组的固有属性,既不依赖于其他任何外部设备,也不需要从外部获取任何信息,自主性和隐蔽性更强,且能够较好地适应外部扰动,环境适应性强,从而达到更好的精度保持效果。

1 捷联惯组初始对准的误差模型

捷联惯组初始对准误差即对准过程中数学平台姿态误差。根据惯性导航原理可知,在对准精度保持过程中如果捷联惯组位置保持不变,则可以不考虑位置误差。因此,捷联惯组数学平台姿态误差主要与惯性器件误差、速度误差相关。据此,可以根据惯性导航误差基本方程,获得如下简化的捷联惯组数学平台姿态误差方程与速度误差方程。

1.1 捷联惯组数学平台姿态误差方程

选取东北天地理坐标系作为导航坐标系。由于受到惯性器件误差等因素的影响,捷联惯组所建立的数学平台不可避免地存在偏差角 φ ,即数学平台姿态误差,也称为数学平台失准角。设偏差角 φ 在导航坐标系 n 系的投影 $\boldsymbol{\varphi}^n = [\varphi_E \ \varphi_N \ \varphi_U]^T$ 。其中, φ_E 、 φ_N 、 φ_U 分别表示捷联惯组数学平台沿东向、北向、天向的失准角,其满足以下方程。

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_E &= \varphi_N(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_N + h}) - \varphi_U(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h}) - \frac{\delta v_N}{R_M + h} - T_{11} \epsilon_{bx} - T_{12} \epsilon_{by} - T_{13} \epsilon_{bz} - T_{11} \omega_{gx} - T_{12} \omega_{gy} - T_{13} \omega_{gz} \quad (1) \\ \dot{\varphi}_N &= -\varphi_E(\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_N + h}) - \frac{\varphi_U v_N}{R_M + h} + \frac{\delta v_E}{R_N + h} - T_{21} \epsilon_{bx} - T_{22} \epsilon_{by} - T_{23} \epsilon_{bz} - T_{21} \omega_{gx} - T_{22} \omega_{gy} - T_{23} \omega_{gz} \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_U &= \varphi_E(\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h}) + \frac{\varphi_N v_N}{R_M + h} + \frac{\delta v_E \tan L}{R_N + h} - T_{31} \epsilon_{bx} - T_{32} \epsilon_{by} - T_{33} \epsilon_{bz} - T_{31} \omega_{gx} - T_{32} \omega_{gy} - T_{33} \omega_{gz} \quad (3) \end{aligned}$$

式中: L 、 h 分别为捷联惯组所在位置的纬度和高度; v_E 、 v_N 分别为捷联惯组的东向和北向速度; ω_{ie} 为地球自转角速度; R_M 、 R_N 分别为当地子午圈、与子午面垂直的卯酉圈主曲率半径; δv_E 、 δv_N 分别为捷联惯组的东向、北向速度误差; ϵ_{bx} 、 ϵ_{by} 、 ϵ_{bz} 分别为载体 x 、 y 、 z 轴上陀螺仪的随机常值漂移; ω_{gx} 、 ω_{gy} 、 ω_{gz} 分别为 x 、 y 、 z 轴上陀螺仪的白噪声。 T_{ij} ($i, j = 1, 2, 3$) 为捷联惯组姿态矩阵 C_b^n 第 i 行第 j 列的元素。

1.2 捷联惯组速度误差方程

由于各种误差的存在,导致捷联惯组实际输出的速度 $\hat{\mathbf{v}}$ 与真实速度 $\mathbf{v}$ 之间存在偏差 $\delta \mathbf{v}$,其在 n 系的投影 $\delta \mathbf{v}^n = [\delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U]^T$ 。根据捷联惯组导航解算编排方程,考虑惯性器件误差与数学平台姿态误差的影响,可推导获得速度偏差 $\delta \mathbf{v}$ 满足以下方程。

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_E &= -f_U \varphi_N + f_N \varphi_U + \delta v_E \frac{v_N \tan L - v_U}{R_N + h} + \delta v_N (2\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_N + h}) - \delta v_U (2\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h}) + T_{11} \nabla_{bx} + T_{12} \nabla_{by} + T_{13} \nabla_{bz} + T_{11} \omega_{ax} + T_{12} \omega_{ay} + T_{13} \omega_{az} \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_N &= f_U \varphi_E - f_E \varphi_U - 2\delta v_E (\omega_{ie} \sin L + \frac{v_E \tan L}{R_N + h}) - \delta v_N \frac{v_U}{R_M + h} - \delta v_U \frac{v_N}{R_M + h} + T_{21} \nabla_{bx} + T_{22} \nabla_{by} + T_{23} \nabla_{bz} + T_{21} \omega_{ax} + T_{22} \omega_{ay} + T_{23} \omega_{az} \quad (5) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta \dot{v}_U &= -f_N \varphi_E + f_E \varphi_N + 2\delta v_E (\omega_{ie} \cos L + \frac{v_E}{R_N + h}) + \delta v_N \frac{2v_N}{R_M + h} + T_{31} \nabla_{bx} + T_{32} \nabla_{by} + T_{33} \nabla_{bz} + T_{31} \omega_{ax} + T_{32} \omega_{ay} + T_{33} \omega_{az} \quad (6) \end{aligned}$$

式中: f_E 、 f_N 、 f_U 分别为加速度计输出在东向、北向、天向的投影分量, ∇_{bx} 、 ∇_{by} 、 ∇_{bz} 分别为载体 x 、 y 、 z 轴上加速度计的随机常值误差; ω_{ax} 、 ω_{ay} 、 ω_{az} 分别为载体 x 、 y 、 z 轴上加速度计的白噪声。

2 对准误差估计的状态空间模型

根据所描述的捷联惯组初始对准误差模型,选取捷联惯组初始对准的各种误差作为系统状态,即可建立对准误差估计的状态方程。同时,利用捷联惯组导航解算输出的速度信息构造速度量测,以此建立对准误差估计的量测方程。从而,获得捷联惯组对准误差估计的如下状态空间模型。

因此,选取捷联惯组数学平台东向、北向、天向失准角 $\varphi_E, \varphi_N, \varphi_U$, 东向、北向、天向速度误差 $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$, x, y, z 轴上陀螺仪逐次启动漂移 $\epsilon_{bx}, \epsilon_{by}, \epsilon_{bz}$, x, y, z 轴上加速度计的随机常值误差 $\nabla_{bx}, \nabla_{by}, \nabla_{bz}$, 作为对准误差估计的系统状态 $\mathbf{X}$, 即

$$\mathbf{X} = [\varphi_E \ \varphi_N \ \varphi_U \ \delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U \ \epsilon_{bx} \ \epsilon_{by} \ \epsilon_{bz} \ \nabla_{bx} \ \nabla_{by} \ \nabla_{bz}]^T \quad (7)$$

然后,根据所建立的捷联惯组初始对准误差模型,并结合描述系统状态 $\mathbf{X}$ 的式(7),可列写出对准误差估计的状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{F}$ 为系统状态矩阵; $\mathbf{G}$ 为系统噪声驱动阵; $\mathbf{W}$ 为系统白噪声序列, $\mathbf{W} = [\omega_{gx} \ \omega_{gy} \ \omega_{gz} \ \omega_{ax} \ \omega_{ay} \ \omega_{az}]^T$ 。其中,系统状态矩阵 $\mathbf{F}$ 为一个 15×15 的矩阵,系统噪声驱动阵 $\mathbf{G}$ 为一个 15×6 的矩阵,均可根据式(1)~(6)推导获得。

在初始对准过程中,由于捷联惯组的实际速度为零,因此,捷联惯组导航解算的速度即为速度误差,从而将其作为量测,即量测 $\mathbf{Z}$ 为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} v_{ES} \\ v_{NS} \\ v_{US} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: v_{ES} 、 v_{NS} 、 v_{US} 分别为捷联惯组导航解算输出的东向、北向、天向速度。

因此,式(9)可变形为

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \delta v_E \\ \delta v_N \\ \delta v_U \end{bmatrix} \quad (10)$$

此时,结合对准误差估计的系统状态 $\mathbf{X}$, 式(10)可写为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \mathbf{V} \quad (11)$$

式中: $\mathbf{V}$ 为量测白噪声序列, $\mathbf{V} = [\omega_{\delta v_E} \ \omega_{\delta v_N} \ \omega_{\delta v_U}]^T$, $\omega_{\delta v_E}$ 、 $\omega_{\delta v_N}$ 、 $\omega_{\delta v_U}$ 分别为捷联惯组的东向、北向、天向速度噪声; $\mathbf{H}$ 为量测矩阵,其具体形式为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式(8)和式(11)即为捷联惯组对准误差估计的状态空间模型,获得对准误差估计的状态空间模型后,即可采用相关估计滤波算法对系统状态进行有效估计。一旦获得系统状态的估计值,即获得捷联惯组数学平台失准角的估计值,再通过对失准角进行修正即可实现捷联惯组对准精度的长时间保持。

3 基于自适应滤波的对准误差估计算法

为了实现对上述状态空间模型中所描述系统状态 $\mathbf{X}$ 的有效估计,通常可以采用卡尔曼滤波方法。传统的卡尔曼滤波方法要求系统噪声与量测噪声的统计特性已知,但在实际应用中,所研究对象的量测噪声统计特性通常未知,且即便已知也可能随外界环境变化而发生较大变化,如外部振动干扰或晃动干扰等。此时,卡尔曼滤波精度将会明显受到影响。因此,采用自适应滤波算法进行捷联惯组对准误差的估计,从而较好地适应系统实际变化,有效提高滤波精度。

假设离散型的状态方程描述为

$$\mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \quad (13)$$

式中: $\mathbf{X}_k$ 为被估计状态 $\mathbf{X}$ 在第 k 时刻的值; $\Phi_{k,k-1}$ 为第 $k-1$ 至 k 时刻一步转移矩阵,其可以根据连续型的状态方程(8)中系统状态矩阵 $\mathbf{F}$ 计算获得; $\mathbf{W}_{k-1}$ 为第 $k-1$ 时刻系统白噪声序列,其噪声的均方误差阵为 $\mathbf{Q}_{k-1}$ 。

离散型的量测方程可描述为

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \quad (14)$$

式中: $\mathbf{Z}_k$ 为第 k 时刻的量测值; $\mathbf{H}_k$ 为第 k 时刻量测矩阵; $\mathbf{V}_k$ 为第 k 时刻的量测白噪声序列,其噪声的均方误差阵为 $\mathbf{R}_k$ 。

第 k 时刻状态的估计值 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 可以通过下述自适应滤波算法计算获得,其表达式为

$$\mathbf{e}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \Phi_{k,k-1} \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \quad (15)$$

$$d_k = (1-b)/(1-b^{k+1}) \quad (16)$$

$$\hat{\mathbf{R}}_k = (1-d_k) \hat{\mathbf{R}}_{k-1} + d_k [\mathbf{e}_k \mathbf{e}_k^T - \mathbf{H}_k (\Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1}) \mathbf{H}_k^T] \quad (17)$$

$$\mathbf{K}_k = (\Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k,k-1})^{-1}$$

$$\mathbf{Q}_{k-1})\mathbf{H}_k^T[\mathbf{H}_k(\Phi_{k,k-1}\mathbf{P}_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T+\mathbf{Q}_{k-1})\mathbf{H}_k^T+\hat{\mathbf{R}}_k]^{-1} \quad (18)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_k=\Phi_{k,k-1}\hat{\mathbf{X}}_{k-1}+\mathbf{K}_k\mathbf{e}_k \quad (19)$$

$$\mathbf{P}_k=(\mathbf{I}-\mathbf{K}_k\mathbf{H}_k)(\Phi_{k,k-1}\mathbf{P}_{k-1}\Phi_{k,k-1}^T+\mathbf{Q}_{k-1}) \quad (20)$$

式中: $\mathbf{e}_k$ 为第 k 时刻滤波残差; d_k 为第 k 时刻权重系数; $\hat{\mathbf{R}}_k$ 为第 k 时刻量测噪声均方误差阵的估计值; $\mathbf{K}_k$ 为第 k 时刻滤波增益矩阵; $\mathbf{P}_k$ 为状态估计 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 的均方误差阵; $\mathbf{I}$ 为单位矩阵; b 为调节因子, $0 < b < 1$ 。

根据式(15)~(17)不难看出,相比于传统的卡尔曼滤波算法,上述自适应滤波算法的关键是具有量测噪声统计特性实时估计功能,其可被称为“量测噪声统计特性实时估计器”。该自适应滤波在利用观测数据进行递推滤波的同时,利用上述量测噪声统计特性实时估计器不断地估计、修正验前信息所确定的量测噪声统计特性,从而达到适应系统实际变化、抑制滤波发散、提高滤波精度的目的。

根据对准误差估计的状态空间模型以及式(13)~(20),可以实现捷联惯组对准误差的实时估计,即通过计算获得第 k 时刻状态估计 $\hat{\mathbf{X}}_k$ 。此时,利用该估计值对捷联惯组的数学平台失准角进行实时修正,即可有效确保捷联惯组对准精度的长时间保持。

4 实验验证

仿真生成捷联惯组中陀螺仪、加速度计的输出数据,在充分考虑惯性器件误差、初始状态误差的基础上,对所提的捷联惯组对准精度保持方法开展验证。

设置捷联惯组中惯性器件的精度为导航级精度。其中,白噪声的随机游走比常值误差低一个数量级,即陀螺仪逐次启动漂移为 $0.01^\circ/\text{h}$,其白噪声的随机游走为 $0.001^\circ/\sqrt{\text{h}}$;加速度计随机常值误差为 $3 \times 10^{-5}g$,其白噪声的随机游走为 $5 \times 10^{-6}g \cdot \sqrt{s}$;初始对准结束时,捷联惯组的方位误差为 $2.5'$,水平姿态误差为 $0.3'$ 。陀螺仪和加速度计输出频率均为 200 Hz,捷联惯组导航解算频率为 100 Hz,对准误差估计频率为 1 Hz,对准精度保持时间为 3 600 s。为充分验证所提方法的有效性,分别基于速度量测噪声均方差未知、均方差发生较大变化两种情况,采用自适应滤波与卡尔曼滤波对捷联惯组对准精度保持效果进行仿真验证。此外,在速度量测噪声均方差发生较大变化的情况下,分别采用自

适应滤波与对于噪声统计特性时变同样适用的渐消记忆滤波,对精度保持效果进行进一步验证。

1)假设捷联惯组的速度量测噪声均方差事先未知,基于上述仿真条件分别采用自适应滤波与卡尔曼滤波进行验证,结果如图 1 所示。

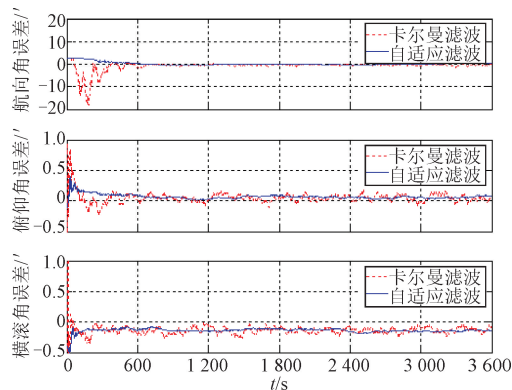


图 1 速度噪声均方差未知时基于自适应滤波与卡尔曼滤波的捷联惯组对准精度保持误差曲线

Fig. 1 Error curves of SIMU alignment accuracy based on adaptive and Kalman filtering when the mean square error of the velocity noise is unknown

由图 1 可以看出,当捷联惯组的速度量测噪声均方差事先未知时,所提方法航向角误差保持在 $0.8'$ 以内,俯仰角、横滚角误差则分别保持在 $0.1'$ 与 $0.2'$ 以内,在 3 600 s 保持时间内,捷联惯组的 3 个姿态角误差均能保持良好的收敛效果。而基于卡尔曼滤波的方法精度变化跳动较大,在仿真初期由于量测噪声未知,导致姿态误差出现较大变化,特别是航向角误差最大达 $18.1'$,滤波稳定后则保持在 $2.2'$ 左右,俯仰角、横滚角误差分别保持在 $0.2'$ 与 $0.3'$ 以内。由此可见,尽管两种方法的误差都能保持收敛,但前者的保持精度明显更高。上述仿真结果表明,当量测噪声统计特性未知时,自适应滤波能够有效适应系统实际变化,有效提高滤波收敛速度和精度,非常适用于捷联惯组对准精度长时间保持场合下。

2)假设捷联惯组的速度量测噪声均方差事先已知,但在精度保持过程中发生较大变化(噪声均方差突变为原来的 20 倍),基于上述仿真条件分别采用自适应滤波与卡尔曼滤波进行验证,结果如图 2 所示。

由图 2 可以看出,当捷联惯组的速度量测噪声均方差发生较大变化时,所提方法依然能够取得良好的保持效果,航向角误差保持在 $1.1'$ 以内,俯仰角、横滚角误差则分别保持在 $0.2'$ 与 $0.3'$ 以内,且在长达 3 600 s 的时间内,3 个姿态角误差始终保持

良好的收敛效果,并未因速度噪声均方差突变而受到明显影响。而基于卡尔曼滤波的方法受噪声均方差突变的影响,导致其精度跳动比较大,仿真初期姿态误差出现了较大变化,航向角误差最大达 $79.6'$,俯仰角、横滚角误差最大则分别达 $1.2'$ 与 $1.5'$;滤波结果相对稳定后,航向角误差保持在 $6.5'$ 以内,俯仰角、横滚角误差分别保持在 $0.8'$ 与 $1.2'$ 以内。由此可见,当捷联惯组的速度噪声特性发生较大变化时,基于自适应滤波的保持精度依然明显高于基于卡尔曼滤波。

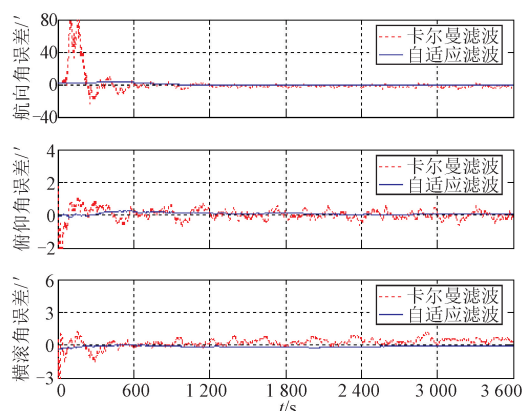


图2 速度噪声均方差突变时基于自适应滤波与卡尔曼滤波的捷联惯组对准精度保持误差曲线

Fig.2 Error curves of SIMU alignment accuracy based on adaptive and Kalman filtering under sudden change in the mean square error of the velocity noise

3) 假设捷联惯组的速度量测噪声均方差事先已知,但是在精度保持过程中发生较大变化(噪声均方差突变为原来的20倍),基于上述仿真条件分别采用自适应滤波与渐消记忆滤波进行验证,结果如图3所示。

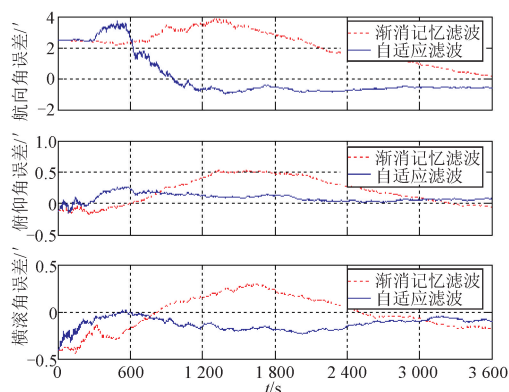


图3 速度噪声均方差突变时基于自适应滤波与渐消记忆滤波的对准精度保持误差曲线

Fig.3 Error curves of SIMU alignment accuracy based on adaptive and fading memory filtering under sudden change in the mean square error of the velocity noise

由图3可以看出,当捷联惯组的速度量测噪声均方差发生较大变化时,自适应滤波与渐消记忆滤波均能取得较好的对准精度保持效果,并未因噪声统计特性突变而受到较大影响,但是前者的误差收敛效果明显优于后者。基于自适应滤波的航向角误差在第800 s左右已收敛保持在 $1.1'$ 以内,俯仰角误差在第600 s左右收敛保持在 $0.2'$ 以内,横滚角误差则在第300 s左右即收敛保持在 $0.3'$ 以内。而基于渐消记忆滤波的航向角误差在第1800 s左右才开始收敛,直至仿真结束仍未真正达到稳态;俯仰角误差在第2100 s左右开始收敛,最终保持在 $0.1'$ 以内;横滚角误差则在第2000 s左右开始收敛,最终保持在 $0.3'$ 以内。由此可见,当捷联惯组的噪声统计特性发生较大变化时,从误差收敛速度和收敛精度两个角度来看,基于自适应滤波的对准精度保持效果优于基于渐消记忆滤波。因此,当量测噪声统计特性发生突变时,基于自适应滤波的精度保持方法稳定性更好、精度更高,这一特点非常适用于存在外部振动干扰或晃动干扰的情况。

5 结论

为了克服捷联惯组完成初始对准后其对准精度会随时间缓慢下降的问题,提出了一种基于自适应滤波的对准精度长时间保持方法。该方法精度高、稳定性好,独立自主性和抗干扰性强,环境适应性好,工程易于实现,仅靠捷联惯组本身就可以实现对准精度的长时间保持。因此,在民用和军事领域内将具有广阔的应用前景。然而,所提方法尚未在振动、晃动等环境下考察对准精度的保持效果。振动环境是捷联惯组对准过程中最常见的一种外部扰动,例如装甲车、发射车等车载捷联惯组在对准时车辆可能处于怠速状态,此时发动机工作带来的振动必会影响对准精度的保持;同样,晃动干扰也是捷联惯组在对准过程中比较常见的扰动形式,例如人员上下车、开关车门等会引起车辆产生晃动。因此,下一步将重点在振动、晃动等干扰环境下进一步深入研究本方法的适用效果,并针对出现的问题对方法进行改进完善,从而更好地适用于工程实际应用。

参考文献

- [1] 罗莉,黄玉龙,常路宾,等.捷联惯导系统初始对准研究现状及展望[J].中国舰船研究,2022,17(5):

- 301-313.
- Luo Li, Huang Yulong, Chang Lubin, et al. Development and prospects of initial alignment method for strap-down inertial navigation system [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2022, 17(5): 301-313.
- [2] 秦永元. 惯性导航(第三版)[M]. 北京: 科学出版社, 2020: 296-337.
- [3] 孙梦勃, 唐诗华, 李灏杨, 等. GNSS/SINS 组合导航的动基座初始对准[J]. 测绘通报, 2024(4): 69-75.
- Sun Mengbo, Tang Shihua, Li Haoyang, et al. Initial alignment of the moving base for GNSS/SINS combined navigation [J]. Bulletin of Surveying and Mapping, 2024(4): 69-75.
- [4] 贾勇, 刘生攀, 李岁芳. 定位定向系统长时间姿态精度保持方法与实现[J]. 科技与创新, 2023(4): 48-51.
- [5] 靳文鑫. 基于双天线惯性辅助的车载定位定向技术研究[D]. 北京: 北京交通大学, 2017: 67-71.
- Jin Wenxin. Research and implementation of vehicle positioning and orientation technology based on dual antenna with inertial assistant [D]. Beijing: Beijing Jiaotong University, 2017: 67-71.
- [6] 龙腾, 穆荣军, 苏炳志, 等. 双天线 GPS/MEMS-INS 深组合导航方法研究[J]. 宇航学报, 2021, 42(1): 92-102.
- Long Teng, Mu Rongjun, Su Bingzhi, et al. Research on dual-antenna GPS/MEMS-INS deeply-integrated navigation approach [J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(1): 92-102.
- [7] 张志利, 张克凡, 赵军阳. 基于高度计位置修正的 SINS/GNSS 车载重力测量方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39(2): 39-46.
- Zhang Zhili, Zhang Kefan, Zhao Junyang. SINS/GNSS vehicle gravity measurement method based on altimeter position correction[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(2): 39-46.
- [8] 徐洁阳, 刘洁瑜, 汪立新, 等. 基于自适应共识随机采样一致性的多传感器融合定位方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2025, 39(6): 124-136.
- Xu Jieyang, Liu Jieyu, Wang Lixin, et al. Consensus-adaptive random sample consensus-based multi-sensor fusion localization method[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2025, 39(6): 124-136.
- [9] 张梦影. MEMS 惯性导航定位系统方位角长时间精度保持技术[D]. 天津: 河北工业大学, 2018: 52-56.
- Zhang Mengying. Improving azimuth estimation accuracy for INS based on MEMS sensors [D]. Tianjin: Hebei University of Technology, 2018: 52-56.
- [10] 王新宇. 捷联惯性导航系统进间精度保持技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 67-69.
- Wang Xinyu. Maintain the accuracy of technology on inertial navigation system for marching vehicles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 67-69.
- [11] Gui Ronghua, Huang Bang, Wang Wenqin, et al. Generalized ambiguity function for FDA radar joint range, angle and doppler resolution evaluation [J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2022, 19: 3502305.
- [12] 戴宗武, 张少甫, 刘乃强, 等. 用于自主导航的 SAR/多普勒雷达一体化技术设计[J]. 兵工学报, 2022, 43(12): 3093-3102.
- Dai Zongwu, Zhang Shaofu, Liu Naiqiang, et al. SAR/Doppler radar integration design for autonomous navigation [J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(12): 3093-3102.
- [13] 刘枫, 杨波. 基于联邦卡尔曼滤波器的捷联惯导系统/里程计/多普勒雷达初始对准方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2023, 37(3): 10-16.
- Liu Feng, Yang Bo. SINS/odometer/Doppler radar initial alignment method based on federated Kalman filter[J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2023, 37(3): 10-16.
- [14] 谷美颖, 李航, 张家伟, 等. 基于视觉的无人机定位与导航方法研究综述[J]. 电子学报, 2025, 53(3): 651-685.
- Gu Meiyang, Li Hang, Zhang Jiawei, et al. A review of vision-based UAV localization and navigation methods [J]. Acta Electronica Sinica, 2025, 53(3): 651-685.
- [15] 曲格平, 杨波, 刘枫. 基于视觉里程计/惯性测量单元组合的车辆自主导航方法[J]. 火箭军工程大学学报, 2022, 36(4): 40-45.
- Qu Geping, Yang Bo, Liu Feng. Autonomous navigation method for vehicles based on visual odometry/inertial measurement unit integration [J]. Journal of Rocket Force University of Engineering, 2022, 36(4): 40-45.
- [16] Wang Zhangyu, Yu Guizhen, Zhou Bin, et al. A train positioning method based-on vision and millimeter-wave radar data fusion[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(5): 4603-4613.

Adaptive Filtering-Based Long-term Method for Maintaining Alignment Accuracy of Strapdown Inertial Unit

YANG Bo, QIAN Jingle^{*}, SHAN Feng, CHEN Shiwei

(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

ABSTRACT: To address the slow decrease in the alignment accuracy of a strapdown inertial measurement unit (SIMU) over time after completing the initial alignment, a long-term method for maintaining the alignment accuracy based on adaptive filtering was proposed. First, the error sources that cause a reduction in alignment accuracy of a SIMU were analyzed, and an initial alignment error model of the SIMU was established. Subsequently, based on the characteristic that the actual velocity was zero after the initial alignment was completed, measurements were conducted using the velocity information obtained from SIMU navigation calculations, and a state space model for estimating the alignment error was established. Finally, to solve the problem that the statistical characteristics of the SIMU velocity noise may be unknown, thus potentially affecting the ability to maintain the accuracy, an adaptive filtering algorithm with a real-time estimator of measurement noise statistical characteristics was employed to obtain estimation results for the mathematical platform misalignment angles of the SIMU. These estimation results were used to correct the mathematical platform misalignment angles of the SIMU, achieving long-term maintenance of the alignment accuracy. Experiment results show that after 3600 s, the heading angle error of the SIMU remains within $1.1'$, while pitch and roll angle errors stay within $0.2'$ and $0.3'$, respectively. Furthermore, this method has excellent stability when the statistical characteristics of the velocity noise are unknown or suddenly changed.

KEYWORDS: strapdown inertial measurement unit (SIMU), maintenance of alignment accuracy, velocity measurement, mathematical platform misalignment angle, adaptive filtering

(编辑:于福兴)