

doi: 10.7690/bgzdh.2026.03.004

机载光电载荷传递对准及误差动态补偿算法

张璐¹, 全鹏², 李茂¹, 雷超¹, 陈思宇¹, 王宇倩¹

(1. 中国兵器装备集团自动化研究所有限公司无人机事业部, 四川 绵阳 621000;

2. 陆军装备部驻重庆地区军事代表局驻广元地区军事代表室, 四川 广元 628017)

摘要: 针对机载光电载荷在复杂动态环境下, 因器件噪声累积以及安装误差无法静态对准导致的性能短板问题, 提出一种基于多源动态误差补偿的传递对准算法。构建无人机主惯导与光电载荷微惯导的“速度+姿态”匹配模型, 利用高精度主惯导系统的导航信息, 对低精度子惯导系统进行误差校正。结合 21 维状态空间方程与量测方程, 实现对姿态失准角、传感器零偏、安装误差及挠曲变形等多源误差的实时估计与补偿。仿真实验结果表明: 该方法能显著提升对准精度; 在补偿杆臂效应后, 速度误差可稳定控制在 0.01 m/s 以内; 挠曲变形角补偿显著减小了各方向失准角的波动幅度, 增强了系统稳定性, 并将失准角有效控制在较低水平。该误差补偿策略有效。

关键词: 机载光电载荷; 传递对准; 误差动态补偿; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V279 **文献标志码:** A

Algorithm of Airborne Optoelectronic Load Transfer Alignment and Error Dynamic Compensation

Zhang Lu¹, Quan Peng², Li Mao¹, Lei Chao¹, Chen Siyu¹, Wang Yuqian¹

(1. Department of UAV, Automation Research Institute Co., Ltd. of China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China; 2. PLA Presentation Office in Guangyuan District, PLA Representation Bureau of Army Equipment Department in Chongqing, Guangyuan 628017, China)

Abstract: A transfer alignment algorithm based on multi-source dynamic error compensation is proposed to solve the problem that the performance of airborne optoelectronic payload is short due to the accumulation of device noise and the inability of static alignment caused by installation error in complex dynamic environment. The "velocity + attitude" matching model between the main inertial navigation system of UAV and the micro-inertial navigation system of photoelectric payload is constructed, and the navigation information of the high-precision main inertial navigation system is used to correct the error of the low-precision sub-inertial navigation system. Combined with the 21-dimensional state space equation and measurement equation, the real-time estimation and compensation of multi-source errors, such as attitude misalignment angle, sensor bias, installation error and flexure deformation, are realized. Simulation results show that the proposed method can significantly improve the alignment accuracy. After compensating the lever arm effect, the speed error can be controlled within 0.01 m/s. The flexure deformation angle compensation significantly reduces the fluctuation amplitude of the misalignment angle in each direction, enhances the system stability, and effectively controls the misalignment angle at a lower level. The error compensation strategy is effective.

Keywords: airborne electro-optical payload; transfer alignment; error dynamic compensation; extended Kalman filter

0 引言

在现代战场环境下, 武器装备的快速反应和精确打击能力重要性日益凸显。作为实现精确打击的关键载荷, 随着载机的不断升级, 光电吊舱的目标跟踪精度要求越来越高^[1]。高性能无人机对高精度目标跟踪的需求, 进一步决定了快速、准确的初始对准成为提升机载光电载荷系统导航精度的核心关键^[2]。这不仅能显著增强飞机的响应速度和打击效率, 而且能有效提高其在复杂多变战场环境中的生存能力。受限于机载设备的体积和重量, 系统内部

常采用成本低、体积小、功耗低的微型惯导^[3-4]。尽管微型惯导具有诸多优势, 但在复杂动态环境下, 其性能存在明显短板。具体表现: 1) 器件噪声干扰导致定位误差随时间迅速累积, 长时间独立工作导航精度严重下降; 2) 微型惯导无法实现静态初始对准。鉴于此, 在飞行过程中, 借助飞机动基座平台上高精度的主惯性导航系统作为基准信息源, 以帮助光电载荷迅速获取初始导航信息的动基座传递对准技术应运而生^[5]。

在低精度的光电载荷子惯导系统中, 借助高精度无人机主惯导系统 (master inertial navigation

收稿日期: 2024-11-08; 修回日期: 2024-12-08

第一作者: 张璐(2001—), 女, 吉林人, 硕士。

system, MINS)的导航信息进行辅助,可快速校准子惯导系统(slave inertial navigation system, SINS)的相关误差,从而提升其定位精度。由于安装位置、姿态不匹配、载机弯曲变形等问题,导致载机运动时主子惯导之间导航信息不完全匹配,直接使用MINS导航信息辅助SINS传递对准将会引入新的误差源,导致传递对准精度降低^[6]。在实际工况中,无人机与光电载荷微惯导的协同导航需从子惯导的误差模型出发,结合无人机与光电载荷之间的相对运动模型,建立系统的状态方程和量测方程。通过相关滤波算法对系统各项误差进行实时估计和补偿,以实现高精度的传递对准。这种技术能够有效缩小目标搜索区域,从而大幅提升目标捕获效率。改进不仅直接关系到飞机的快速反应能力,而且对其打击精度有着决定性影响^[7]。此外,随着现代战争对信息化和智能化要求的不断提高,传递对准技术的优化需适应多样化的任务需求,例如在高动态飞行状态或恶劣天气条件下的稳定性和可靠性;因此,优化机载惯性导航系统的对准过程对提升整体作战效能具有重要意义。

现有研究在机载光电载荷传递对准方面虽有探索,但多存在局限:部分研究仅针对单一误差源进行补偿,未能统筹姿态失准角、传感器零偏、安装误差及挠曲变形等多源误差的耦合影响;一些方法采用常规卡尔曼滤波处理线性系统,难以适配无人机高动态飞行中的非线性特性;某些研究基于载体刚性结构假设构建模型,忽略了吊舱与载机软连接产生的高频挠曲变形,导致模型与实际工况存在偏差。笔者提出一种针对多源误差的机载光电载荷传递对准算法,设计无人机与光电载荷微惯导的“速度+姿态”匹配模式,核心在于利用扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)技术,结合21维状态空间方程与量测方程,实现对多源误差的实时估计与补偿。通过无人机主惯导对光电载荷子惯导的校正,有效抑制子惯导的导航误差,从而实现光电载荷系统的高精度对准。同时,该算法充分考虑多源误差的复杂性,包括传感器噪声、安装偏差以及动态环境干扰等因素,进一步提升了对准过程的鲁棒性和适应性。该方法的实现不仅为无人机在复杂战场环境中的精准导航提供了技术支持,而且为未来光电载荷系统的模块化设计和性能升级奠定了基础。

1 误差分析及建模

鉴于光电载荷的承载限制,通常仅能搭载微型

惯导传感器。为提升其导航定位精度,需运用传递对准技术,利用无人机导航信息对微惯导误差进行有效补偿。这主要通过设计无人机与光电载荷微惯导的“速度+姿态”匹配模式,并建立相应的卡尔曼滤波状态与量测方程来实现。

1.1 传递对准原理及误差模型

动基座传递对准的核心在于利用高精度主惯导系统的导航信息,对低精度子惯导系统进行误差校正^[8],从而实现光电载荷在动态环境下的快速、高精度初始对准。1989年Kain等^[9]提出了“速度+姿态”匹配方法。该方法通过对比主惯导和子惯导的速度与姿态输出,并将其作为量测信息,通过信息融合算法估算并补偿子惯导系统的误差参数。此方法在保证高对准精度的同时,对载体弹性变形和振动等外部干扰具有较强的鲁棒性,综合性能表现优异,使其成为传递对准的优选方案之一^[10]。对于无人机电载微型惯导,载机在飞行过程中易于实现速度与姿态激励,且能够获得理想的估计效果,这构成了笔者选择“速度+姿态”匹配传递对准方案的核心考量。

主惯导系统通常安装于无人机平台,提供高精度的导航参数,包括速度 V_m 和姿态矩阵 C_m ,而子惯导安装于光电载荷,其输出的速度为 V_s ,姿态矩阵为 C_s 。理想情况下,子惯导的输出应与主惯导一致。然而,在实际动态环境中存在显著误差,子惯导受平台运动以及微型传感器性能影响,存在速度误差 δV_s 和姿态误差 ϕ_s 。并且由于主、子惯导分别安装在运载平台和分布式载荷上,所以主、子惯导之间的角位置差异(即安装误差角和挠曲变形角)、线位置差异(即杆臂效应)等误差因素均会影响两者导航参数的匹配精度,进而导致传递对准精度下降^[11]。传递对准的目标就是利用主惯导的基准信息,通过数学模型和滤波算法对这些误差进行估算和校正。

1.2 挠曲变形角误差

无人机的振动或受到风干扰等因素的影响,会产生动态挠曲变形,导致惯性组件安装部位产生高频小幅值的振动变形。在机载吊舱的设计中,为了降低震动对吊舱性能的影响,通常会采取减震措施。例如,通过在吊舱与无人机之间采用加减震器的软连接方式,可以有效地减少震动传递;然而,这种软连接的设计也会导致挠曲变形角的产生,如图1

所示。在设计和使用过程中，需要对这些挠曲变形角进行精确的估计和补偿，以确保吊舱的导航精度和飞行性能^[12-13]。

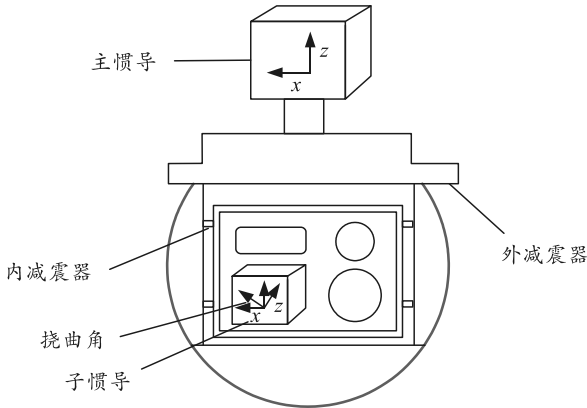


图 1 光电吊舱挠曲角

由于环境因素的不确定性，挠曲变形很难用精确的数学模型进行描述，笔者将其等效为二阶马尔可夫过程，以某轴为例，其挠曲变形的二阶马尔可夫模型为^[14]：

$$\begin{cases} \dot{\vartheta}_i = \xi_i \\ \dot{\xi}_i = -\beta_i^2 \vartheta_i - 2\beta_i \xi_i + \eta_i \end{cases}, \quad i = x, y, z. \quad (1)$$

式中： $\vartheta = [\vartheta_x \ \vartheta_y \ \vartheta_z]^T$ 为挠曲角； $\xi = [\xi_x \ \xi_y \ \xi_z]^T$ 为挠曲角速率； $\eta = [\eta_x \ \eta_y \ \eta_z]^T$ 为方差。

σ_η 、 σ_ϑ 、 β 和 τ_i 关系如下：

$$\sigma_{\eta_i} = (4\beta_i^3 \sigma_{\vartheta_i})^2, \quad \beta_i = 2.146/\tau_i. \quad (2)$$

$\sigma_s = [\sigma_{\vartheta_x} \ \sigma_{\vartheta_y} \ \sigma_{\vartheta_z}]^T$ 为高斯白噪声； $\beta = [\beta_x \ \beta_y \ \beta_z]^T$

为与相关时间有关的模型参数； $\sigma_\eta = [\sigma_{\eta_x} \ \sigma_{\eta_y} \ \sigma_{\eta_z}]^T$ 为挠曲角方差。

在补偿挠曲变形角时，通常将安装误差角 μ 、挠曲变形角 θ 及其变化率 ω 扩充为状态量，并接合子惯导的误差模型作为状态模型。进而通过比较主、子惯导的姿态、速度、角速度、加速度或位置等导航参数，对各状态量进行估计与补偿，以确保吊舱的导航精度和飞行性能。

1.3 杆臂效应

杆臂效应原理如图 2 所示。

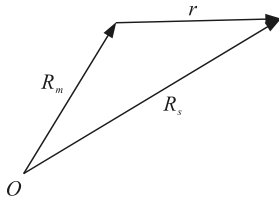


图 2 杆臂效应原理

在机载吊舱的传递对准过程中，主惯导一般安装在载机的中心位置，而子惯导安装在吊舱上，外挂于载机腹部，这种安装位置的差异不可避免地会引起杆臂效应^[1]。由于器件内部的杆臂效应相比于安装外部的杆臂效应影响较小，因此在研究中可以忽略不计，主要关注外部主惯导和子惯导之间的杆臂效应。对其进行建模和补偿研究，是提高传递对准精度的关键步骤^[15]。

由其几何关系可知：

$$R_s = R_m + r. \quad (3)$$

两边对惯性坐标系求导，根据哥式定理得：

$$\frac{dR_s}{dt} \Big|_i = \frac{dR_m}{dt} \Big|_i + \frac{dr}{dt} \Big|_i = \frac{dR_m}{dt} \Big|_i + \frac{dr}{dt} \Big|_m + \omega_{im} \times r. \quad (4)$$

两边同时在惯性系下对时间求微分得加速度方程：

$$\frac{d^2 R_s}{dt^2} \Big|_i = \frac{d^2 R_m}{dt^2} \Big|_i + \frac{d^2 r}{dt^2} \Big|_m + 2\omega_{im} \times \frac{dr}{dt} \Big|_m + \frac{d\omega_{im}}{dt} \Big|_i \times r + \omega_{im} \times (\omega_{im} \times r). \quad (5)$$

研究杆臂效应时认为载体是刚性结构，则

$$\left(\frac{d^2 r}{dt^2} \right) \Big|_m = 0, \quad \left(\frac{dr}{dt} \right) \Big|_m = 0, \quad \text{代入得：}$$

$$\frac{d^2 R_s}{dt^2} \Big|_i = \frac{d^2 R_m}{dt^2} \Big|_i + \frac{d\omega_{im}}{dt} \Big|_i \times r + \omega_{im} \times (\omega_{im} \times r). \quad (6)$$

又因为：

$$\left. \begin{aligned} \left(\frac{d^2 R_s}{dt^2} \right) \Big|_i &= f_s + g_s \\ \left(\frac{d^2 R_m}{dt^2} \right) \Big|_i &= f_m + g_m \end{aligned} \right\}. \quad (7)$$

式中： f_s 和 f_m 分别为 SIMU 和 MIMU 测量的比力； g_s 和 g_m 分别为当地重力加速度， g_s 和 g_m 可以认为相等，即 $g_s = g_m$ 。代入得杆臂效应误差基本方程：

$$f_s = f_m + \dot{\omega}_{im} \times r + \omega_{im} \times (\omega_{im} \times r). \quad (8)$$

杆臂效应引起的 SIMU 和 MIMU 之间加速度差值，假设杆臂长度已知，可以利用式(8)计算杆臂加速度，补偿 SIMU 比力输出。

由于杆臂加速度的存在，MINS 和 SINS 分别计算的速度不同，速度之差被称为杆臂速度，在地球坐标系下同时对式(3)两边求导可以得到：

$$\frac{dR_s}{dt} \Big|_e = \frac{dR_m}{dt} \Big|_e + \frac{dr}{dt} \Big|_e = \frac{dR_m}{dt} \Big|_e + \frac{dr}{dt} \Big|_m + \omega_{em} \times r \quad (9)$$

将式(9)在导航坐标系下投影，且 $\left(\frac{dr}{dt} \right) \Big|_m = 0$ ，

可知：

$$\frac{dR_s}{dt} \Big|_e^n = \frac{dR_m}{dt} \Big|_e^n + \omega_{em}^n \times r^n = \frac{dR_m}{dt} \Big|_e^n + C_m^n (\omega_{em}^m \times r^m). \quad (10)$$

式中: $(dR_s/dt)_e^n = v_s^n$ 为子惯导速度; $(dR_m/dt)_e^n = v_m^n$ 为主惯导速度。则简化为:

$$v_s^n = v_m^n + C_m^n (\omega_{em}^m \times r^m)。(11)$$

最终定义杆臂速度为 $v_r^n = v_s^n - v_m^n$, 得到杆臂速度的表达式:

$$v_r^n = C_m^n (\omega_{em}^m \times r^m)。(12)$$

式中 $\omega_{em}^m = \omega_{im}^m - \omega_{ie}^m$, 通过对 MINS 的速度补偿得到 SINS 的速度, 进而得到滤波器的量测速度。

1.4 捷联惯导误差模型

捷联惯性导航系统的捷联算法误差模型由姿态误差方程、速度误差方程和位置误差方程组成^[16]。

1) 姿态误差模型:

$$\dot{\phi} = \phi \times \omega_m^n + \delta\omega_m^n - \delta\omega_{ib}^b。(13)$$

式中: ϕ 为 n' 系相对 n 系的转角即为姿态误差角;

ω_m^n 为 n 系相对 i 系转动的角速度在 n 系中的投影;

$\delta\omega_{ib}^b$ 为陀螺仪测量误差。

2) 速度误差模型:

$$\begin{aligned} \delta\dot{V}^n = & (C_b^n f^b) \times \phi^n + V^n \times (2\delta\omega_{ie}^n + \delta\omega_{en}^n) - \\ & (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta V^n + C_b^n \tilde{f}^b。 \end{aligned} (14)$$

式中: V^n 为 n 系中的速度矢量; δV^n 为 V^n 的误差; f^b 为捷联式惯性导航系统的加速度计在 b 系中测量得到的比力; ω_{ie}^n 为 n 系相对于 i 系的角速度在 n 系上的投影; $\delta\omega_{ie}^n$ 为误差; ω_{en}^n 为 n 系相对于 e 系的角速度; $\delta\omega_{en}^n$ 为误差。

3) 位置误差模型:

$$\delta\dot{L} = \frac{1}{R_M + h} \delta v_N - \frac{v_N}{(R_M + h)^2} \delta h; (15)$$

$$\delta\dot{\lambda} = \frac{\sec L}{R_N + h} \delta v_E + \frac{v_E \sec L \tan L}{R_N + h} \delta L - \frac{v_E \sec L}{(R_N + h)^2} \delta h; (16)$$

$$\delta\dot{h} = \delta v_U。 (17)$$

式中: R_M 和 R_N 分别为子午圈曲率半径和卯酉圈曲率半径; h 为当地高度; L 为纬度; $\delta\dot{L}$ 、 $\delta\dot{\lambda}$ 和 $\delta\dot{h}$ 分别为纬度误差、经度误差和高度误差。

2 快速传递对准算法

考虑到快速性和精度, 传递对准通常分为粗对准和精对准 2 个阶段。1) 在粗对准中, 将 MINS 的姿态直接传递给分布式 SINS, 从而快速获得 SINS 的粗姿态^[17]。粗对准过程简单易行, 但要求尽可能

快, 并为后续精对准提供良好的初始条件。2) 精对准阶段则基于粗对准结果, 进一步融合多源传感器数据(如角速率、比力), 通过高维状态空间建模(如 21 维状态 EKF)、动态误差耦合补偿机制, 系统性估计并修正姿态偏差、传感器零偏及安装参数误差。工作原理如图 3 所示。

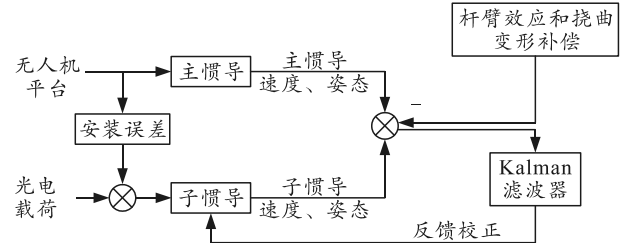


图3 高精度动基座传递对准原理

2.1 机载吊舱惯导系统传递对准方程

选取 21 维状态向量:

$$X = [\phi, \delta v, \varepsilon, \nabla, \mu, \theta, \omega]。(18)$$

式中: $\phi = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U]$ 为载体姿态矩阵对应的失准角;

$\delta v = [\delta v_E \ \delta v_N]$ 为东向、北向速度误差;

$\varepsilon = [\varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]$ 为陀螺常值漂移; $\nabla = [\nabla_x \ \nabla_y]$ 为加表常值漂移;

$\mu_{b,ba}^{ba}$ (简记 μ) 为安装误差; $\theta_{ba,bs}^{bs}$ (简记 θ) 为挠曲变形角;

$\omega_{ba,bs}^{bs}$ (简记 ω) 为角速率。

系统状态方程:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= -\omega_m^n \times \phi - C_{bs}^n \varepsilon \\ \delta\dot{v} &= f^n \times \phi + C_{bs}^n \nabla \\ \dot{\varepsilon} &= 0 \\ \dot{\nabla} &= 0 \\ \dot{\mu} &= 0 \\ \dot{\theta} &= \omega \\ \dot{\omega} &= -\beta^2 \theta - 2\beta \omega + n \end{aligned} \right\}。(19)$$

式中: $\dot{\phi}$ 为状态变量 ϕ 的导数; $\delta\dot{v}$ 为状态变量 δv 的导数; $\dot{\varepsilon}$ 为状态变量 ε 的导数; $\dot{\nabla}$ 为状态变量 ∇ 的导数。

系统量测方程:

$$\left. \begin{aligned} z_\phi &= \phi - C_{bs}^n C_{ba}^{bs} \mu - C_{bs}^n \theta \approx \phi - C_{bs}^n \mu - C_{bs}^n \theta \\ z_v &= \delta v - C_m^n (\omega_{em}^m \times r^m) \end{aligned} \right\}。(20)$$

式中: z_ϕ 为状态变量 ϕ 的量测值; C_{bs}^n 为 b 系到 n 系的旋转矩阵; z_v 为状态变量 δv 的量测值; ω_{em}^m 为当地 m 系相对于 i 系的旋转角速率; f^n 为子惯导在 n 系下的比力。

通过状态方程和量测方程迭代更新卡尔曼增益, 实时补偿动态误差。

2.2 EKF 算法

如图 4 所示，在传递对准过程中，系统固有的非线性特征使得传统的卡尔曼滤波算法难以有效应对其复杂的计算需求^[18-19]。

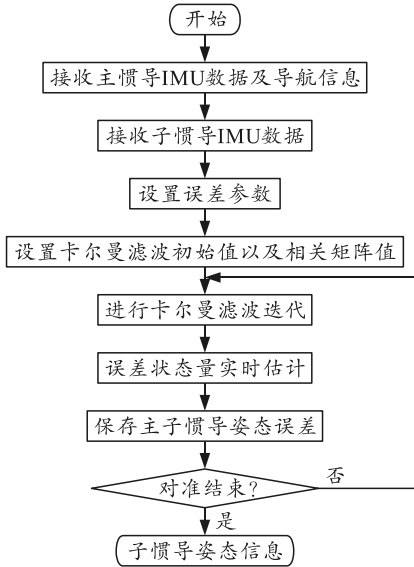


图 4 传递对准流程

笔者选择 EKF 算法作为非线性滤波的核心算法，主要基于其计算简便性和高可靠性。该算法的核心思路是借助一阶泰勒展开式对非线性系统进行线性化处理^[20]。具体而言，对于非线性系统函数，在参考点处进行泰勒级数展开，保留一阶项，舍去高阶项，以此控制计算量。通过这种方式，将非线性系统近似转化为线性系统，运用卡尔曼滤波框架来估计系统状态^[21]。从本质上讲，EKF 是对非线性模型线性化后的卡尔曼滤波器，能够在一定程度上保证非线性系统的估计精度。其具体步骤如下：

1) 考虑非线性离散系统^[22]：

$$\left. \begin{aligned} x_k &= f(x_{k-1}) + w_{k-1} \\ z_k &= h(x_k) + v_k \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

式中 $w_{k-1} \in R^n$ 、 $v_k \in R^m$ 分别为服从 $N(0, Q_k)$ 和 $N(0, R_k)$ 分布的高斯白噪声。

2) 初始化：

$$\left. \begin{aligned} \hat{x}_{k|k} &= E[x_0] \\ P_0 &= E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \end{aligned} \right\} \quad (22)$$

3) 时间更新：

$$\left. \begin{aligned} \Phi_{k|k-1} &= (\partial f / \partial x)|_{x=\hat{x}_{k-1}} \\ \hat{x}_{k|k-1} &= f(\hat{x}_{k-1}) \\ P_{k|k-1} &= \Phi_{k|k-1} P_{k-1} \Phi_{k|k-1}^T + Q_k \end{aligned} \right\} \quad (23)$$

4) 量测更新：

$$\left. \begin{aligned} H_k &= (\partial h / \partial x)|_{x=\hat{x}_{k|k-1}} \\ z_{k|k-1} &= h(\hat{x}_{k|k-1}) \\ K_k &= P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{x}_{k|k} &= \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - z_{k|k-1}) \\ P_{k|k} &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

3 仿真分析

笔者基于“速度+姿态”匹配模型开展传递对准仿真实验，重点对比分析了未补偿与已补偿静态杆臂及挠曲变形角误差的传递对准算法性能差异。利用 Matlab 编写轨迹生成器程序模拟无人机的飞行过程，生成主惯导的惯性测量数据。通过添加杆臂效应、挠曲变形以及惯性器件误差等误差因素，得到子惯导的惯性测量数据。

3.1 仿真条件

传递对准解算频率为 100 Hz，主、子惯导数据更新频率均为 100 Hz，同时将传递对准相关仿真参数设定如表 1 所示。

表 1 传递对准仿真参数设置

参数	参数值	
	MINS	SINS
陀螺仪常值随机漂移/(°/h)	5	15
陀螺仪随机游走系数/(°)/√h)	0.2	0.5
加速度计常值偏置/mg	0.2	10
加速度计随机噪声/(μg)/√Hz)	10 ⁻³	100
安装误差角/(°)	[10 20 30]	
杆臂长度/m	[1.0 1.5 2.0]	

为充分激发系统动态特性，设计了包含多运动模态的飞行轨迹仿真飞行的参数为：初始位置(108°E, 34°N, 381 m)，初始姿态角(0, 0, 0)，初始速度(0, 180 m/s, 0)。整个仿真飞行持续 60 s，设定采样周期 0.01 s，定义横滚、俯仰、航向频率均为 0.5 Hz，横滚、俯仰与航向幅度[20°, 30°, 30°]。横滚角在 13~15 s 和 39~41 s 间摇摆，俯仰角在 15~17 s 和 41~43 s 间摆动，航向角于 17~19 s 和 43~45 s 内变化，通过余弦函数生成对应时间段的角速度序列。构造含时间步长、速度、角速度与加速度的数组完成轨迹仿真，如图 5 所示。

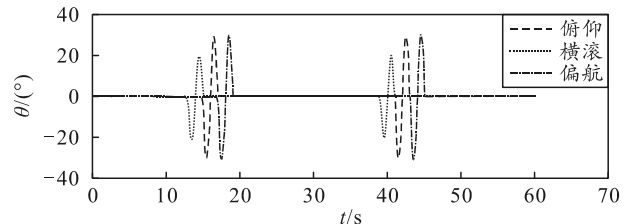


图 5 仿真数据姿态变化

挠曲角标准差 $\sigma=[6', -10', 7']$ ，相关时间 $\tau=[0.5\text{ s}, 0.4\text{ s}, 10\text{ s}]$ ，挠曲变形角和挠曲变形角速率如图 6 所示。

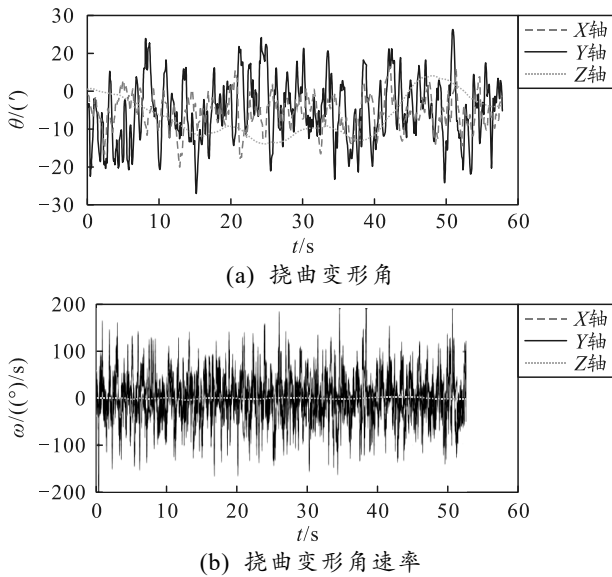


图 6 仿真生成挠曲角

3.2 仿真结果

为了验证推导的杆臂误差补偿方法的有效性，笔者在有杆臂条件下用有补偿和无补偿的算法分别做了仿真对比，得到速度误差变化如图 7 所示。

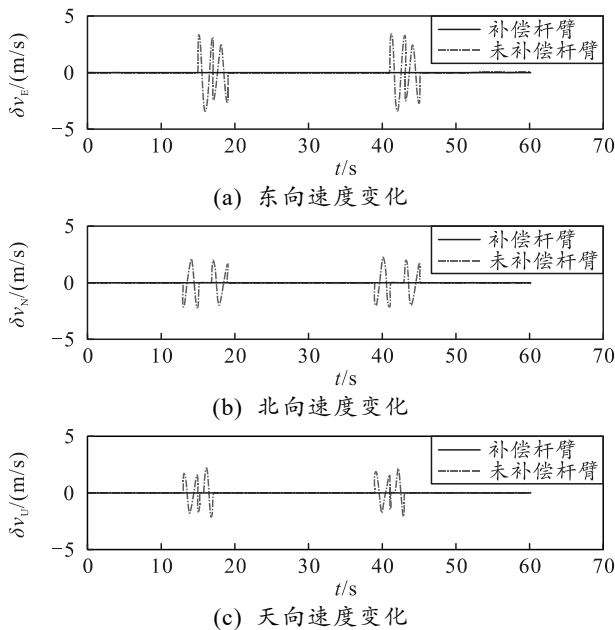


图 7 速度误差变化

从图 7 的仿真结果可知：补偿杆臂效应后，在载体无机动转向时，杆臂速度与杆臂加速度值趋于 0，此时补偿前后的速度误差差异不显著。当载体进行机动转向时，杆臂效应补偿的优势则得以充分体现：未补偿杆臂效应的速度误差波动幅度约达

3 m/s，经过补偿后，速度误差虽仍有波动，但能稳定维持在 0.01 m/s 以内。仿真结果表明：笔者所采用的补偿算法能够有效削弱杆臂效应引发的误差，充分验证了该补偿方法的有效性。

如表 2 所示，为了验证挠曲变形补偿方法的有效性，笔者在杆臂效应和挠曲变形同时存在时分别用有挠曲变形补偿和无补偿的传递对准方法进行了仿真验证。仿真结果如图 8 所示。

表 2 挠曲变形角补偿前后失准角误差对比

方向	未补偿挠曲变形角 (最大绝对值)/(°)	补偿挠曲变形角后 (最大绝对值)/(°)	误差抑制率 (峰值)/%
ϕ_E	25	8	68.0
ϕ_N	40	9	77.5
ϕ_U	156	35	77.6

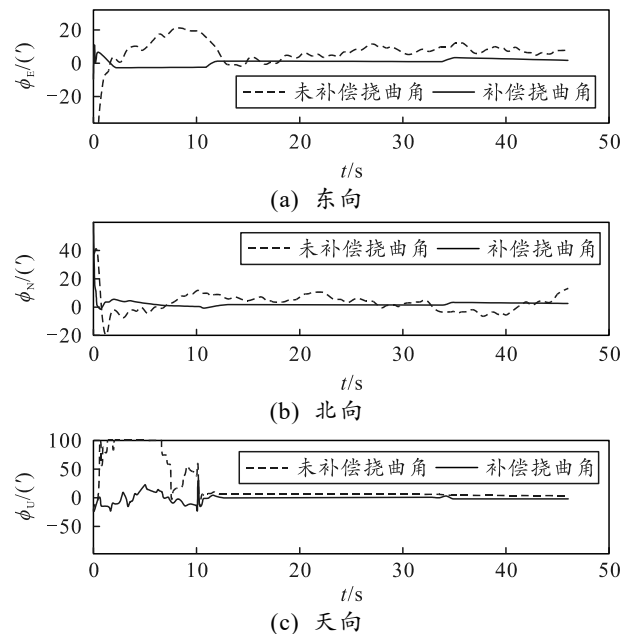


图 8 有无补偿挠曲变形角时失准角误差曲线

图 8 和表 2 中可以看出： ϕ_E 方向，未补偿曲线在初始阶段(约 0~10 s)波动较大，随后趋于平稳，但仍存在一定幅度的振荡。补偿曲线则在整个时间段内保持相对平稳，波动幅度显著小于未补偿曲线，并且峰值误差降低了约 68%，表明补偿后该方向受挠曲变形影响小，稳定性更佳。

在 ϕ_N 方向，整个时间段内，未补偿曲线的起伏较大，特别是在初期波动明显。补偿曲线则始终保持在较低数值且波动微弱，峰值误差降低了约 80%，说明补偿后此方向失准角受挠曲变形干扰大幅降低。

在 ϕ_U 方向，起始阶段两条曲线均接近 0。未补偿曲线在初期(约 0~10 s)显示出明显的剧烈波动，波动幅度较大，随后在约 10 s 后迅速收敛并保持在接近 0 的平稳状态。补偿曲线在初期也存在波动，

但在约 10 s 时出现一个尖峰, 随后迅速回落并趋于平稳, 且在大部分时间与未补偿曲线的波动趋势相似, 并最终收敛到接近 0 的较小值, 峰值误差降低了约 77.6%。总体而言, 补偿后该方向的失准角能够得到较好的控制。

综上, 在杆臂效应和挠曲变形同时存在时, 挠曲变形角补偿显著减小了各方向失准角的波动幅度, 增强了系统稳定性, 并能将失准角有效控制在较低水平。这相较于未补偿情况效果更为突出, 充分证明了该方法能够显著降低挠曲变形对失准角的负面影响。

4 结束语

笔者提出一种基于多源动态误差补偿的传递对准方法, 实现了对姿态失准角、传感器零偏、安装误差及挠曲变形等多源误差的实时估计与补偿, 有效解决了微型惯导在复杂动态环境下, 因器件噪声累积和无法静态对准而导致的性能短板。

仿真实验结果清晰展现了该方法的显著优势: 通过对比补偿与未补偿误差源 2 种情况下的失准角估计曲线, 验证了进行多源误差动态补偿的传递对准在精度上的显著提升——速度误差可稳定控制在 0.01 m/s 以内, 各方向失准角波动幅度大幅减小。充分验证了所提误差补偿策略的有效性, 极大地提升了对准性能。

该研究成果为机载光电载荷设备的精准定位与稳定运行提供了有力的技术支持, 满足了无人机在现代信息化战场中对快速反应和精确打击的需求, 构建的多源误差耦合补偿机制也为解决动态环境下惯性导航系统的误差累积问题提供了新的思路。同时, 该算法对硬件资源要求较低, 适配机载设备小型化、低功耗的特点, 具备较强的工程应用价值, 为后续开展实机测试和实际场景应用奠定了坚实基础, 对推动机载光电载荷导航技术乃至无人机整体作战效能的提升具有重要意义。

参考文献:

[1] 王其朋. 机载光电吊舱传递对准方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020.

[2] ADRIANO F, FELIPE O S, ETTORE A. Influence of Integration Schemes and Maneuvers on the Initial Alignment and Calibration of AUVs: Observability and Degree of Observability Analyses[J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2022, 22(9): 3287.

[3] CUI X, MEI C, QIN Y, et al. A unified model for transfer alignment at random misalignment angles based on

second-order EKF[J]. *Measurement Science & Technology*, 2017, 28(4): 1-10.

[4] SOYSAL U, MARTY F, GÉHIN E, et al. Fabrication, electrical characterization and sub-ng mass resolution of sub- μm air-gap bulk mode MEMS mass sensors for the detection of airborne particles[J]. *Microelectronic Engineering*, 2020, 221(c): 111190.

[5] YANG J, WANG X L, WANG B, et al. A high-accuracy system model and accuracy evaluation method for transfer alignment[J]. *Measurement Science and Technology*, 2024, 35(7): 076306.

[6] 荣文婷. 舰载武器惯导系统传递对准性能评估方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.

[7] CHEN W, YANG Z, GU S, et al. Adaptive transfer alignment method based on the observability analysis for airborne pod strapdown inertial navigation system[J]. *Scientific reports*, 2022, 12(1): 946.

[8] TOSONI L, PHAMM T, MASSIONI P, et al. Rapid transfer alignment for large and time-varying attitude misalignment angles[J]. *Control Systems Letters*, 2023, 7(1): 1.

[9] KAIN J, CLOUTIER J. Rapid transfer alignment for tactical weapon applications[C]//Guidance, Navigation and Control Conference. U.S.A.: Boston, MA, AIAA, 1989.

[10] GONG X, CHEN L. A conditional cubature Kalman filter and its application to transfer alignment of distributed position and orientation system[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2019, 95: 105405.

[11] 谷雨, 司帆, 赵剡, 等. 一种改进的机载武器传递对准中杆臂效应动态补偿方法[J]. *弹箭与控制学报*, 2018, 38(1): 41-44, 48.

[12] CUI X, YAN G, FU Q, et al. A Unified Nonsingular Rapid Transfer Alignment Solution for Tactical Weapon Based on Matrix Kalman Filter[J]. *Access*, 2018, 6: 78700-78709.

[13] GONG X L, LIU H, FANG J, et al. Multi-Node Transfer Alignment Based on Mechanics Modeling for Airborne DPOS[J]. *Sensors*, 2018, 18(2): 669-679.

[14] CAO Q, ZHONG M Y, GU O. Non-linear estimation of the flexural lever arm for transfer alignment of airborne distributed position and orientation system[J]. *IET Radar, Sonar & Navigation*, 2017, 11(1): 41-51.

[15] ZHOU Q B, FEHR J, BESTLE D, et al. Simulation of generally shaped 3D elastic body dynamics with large motion using transfer matrix method incorporating model order reduction[J]. *Multibody System Dynamics*, 2023, 59(3): 269-292.

[16] 严恭敏. 捷联惯导算法及车载组合导航系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.

[17] ZOU W, FU Q W, WEN Z H. A Transfer Alignment Algorithm Based on Grading Correction With Large Misalignment Angle[J]. *Instrumentation and Measurement*, 2025, 74(1): 1-11.