



机载惯性导航系统仿真实验平台设计与测试

张且且, 陈昊悦*, 李志敏

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要: 基于 FlightGear 与 MATLAB 仿真软件设计并搭建了机载惯性导航系统半实物仿真实验教学平台。该实验教学平台可通过操控飞行控制设备控制 FlightGear 飞行模拟软件模拟飞行, 并根据生成的飞行轨迹实时生成惯性导航系统加速度计和陀螺仪传感器的仿真数据; 通过设置不同的误差参数模拟不同精度等级的惯性导航设备; 基于仿真数据开展惯性导航、惯性/卫星组合导航算法的研究。该实验教学平台可增强学生的实践动手能力及知识应用能力, 帮助学生加深对机载惯性导航系统工作原理、误差特性以及惯性/卫星组合导航的工作原理和定位性能的深入理解, 还可以基于该平台开展惯性基导航算法的创新性实验研究, 培养其创新意识。

关键词: 捷联惯性导航; 飞行模拟; 传感器仿真; 实验平台

中图分类号: V249.3; TP391.9

文献标志码: A

DOI: 10.12179/1672-4550.20240457

Design and Testing of Simulation Experiment Platform for Airborne Inertial Navigation System

ZHANG Qieqie, CHEN Haoyue*, LI Zhimin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: Based on FlightGear and MATLAB simulation software, a hardware-in-the-loop simulation experiment teaching platform for airborne inertial navigation systems is designed and constructed. The experimental teaching platform can control the FlightGear flight simulation software by operating flight control equipment to simulate flight, and generate real-time simulation data from accelerometer and gyroscope sensors of the inertial navigation system according to the generated flight trajectory. It can simulate inertial navigation devices with different accuracy levels by setting different error parameters, and carry out the research on inertial navigation and inertial/satellite integrated navigation algorithms based on the simulation data. The experimental teaching platform can enhance students' practical ability and knowledge application ability, help students deepen their understanding of the working principles and error characteristics of airborne inertial navigation systems, as well as the working principles and positioning performance of inertial/satellite integrated navigation. It can also carry out innovative experimental research on inertial-based navigation algorithms based on the platform to cultivate students' innovation awareness.

Key words: SINS; flight simulation; sensor simulation; experimental platform

在现代航空领域, 机载导航系统作为飞机的重要组成部分, 为飞机提供实时、准确的位置、速度和姿态等导航信息, 对确保飞行安全、提升飞行效率、实现自动控制等方面具有至关重要的作用。惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 作为机载导航系统的核心设备, 发挥着举足轻重的作用。INS 基于加速度计和陀螺仪来实时

计算飞行器的位置、速度和姿态, 它独立于外部信号源, 能在恶劣的环境中保持高精度、连续性和可靠性, 使其能够在失去 GPS 等外部导航信号时, 依然继续发挥作用, 为飞行器提供精准的导航支持^[1-4]。然而, 其算法的可靠性与稳定性需要通过系统的分析、调试与优化来保证。实际实验往往面临周期长、成本高、耗时多等问题^[5], 使得

收稿日期: 2024-09-12

基金项目: 教育部产学合作协同育人项目 (23080461111955, 230804601090902, 230804601161245); 国家自然科学基金青年基金项目 (62203216); 江苏省自然科学基金项目 (BK20220886)。

作者简介: 张且且, 博士, 副教授, 主要从事组合导航方面的研究。E-mail: zhangqieqie@nuaa.edu.cn

* 通信作者: 陈昊悦, 硕士, 硕士研究生, 主要从事组合导航方面的研究。E-mail: chenhaoyue@nuaa.edu.cn

频繁开展实地试验变得不切实际。飞行仿真技术通过构建高保真虚拟环境,模拟真实飞行场景,这不仅为飞行员提供高效、低成本的训练平台,更为验证导航算法和系统性能提供了理想的测试平台。因此,为有效节约资源,开发并利用仿真实验平台对导航算法进行反复测试和优化,已成为提高效率、降低成本的重要途径^[6]。

目前,惯性导航仿真实验平台在国内外的研究主要集中在实验教学和应用领域。在高校教育中,惯性导航仿真实验平台被广泛应用于惯性导航、卫星导航、组合导航等相关专业的实验教学^[7-9]。通过仿真平台,学生可以模拟和实验不同惯性导航系统的工作原理和性能特点,从而深化对理论知识的理解,并提升实践能力。同时,科研机构和企业也广泛利用仿真平台进行惯性导航系统的研究与开发工作,涵盖惯性导航系统设计优化^[10]、故障诊断^[11]、误差补偿算法^[12]等方面。这些研究成果不仅推动了惯性导航技术在国内的应用发展,还为相关产业的技术创新提供支持。

为帮助相关专业学生快速深入地了解 and 掌握机载惯性导航系统的工作原理和实际应用,同时提升其实际操作与解决问题的能力,增加学生的参与感以及学习的积极性,本文基于 FlightGear 飞行模拟软件与 MATLAB 仿真软件设计并搭建了机载惯性导航系统半实物仿真实验教学平台。该实验平台通过采用 FlightGear 飞行模拟软件生成飞行导航信息,采用 MATLAB 仿真软件生成惯性导航传感器的原始测量数据,从而为学生提供一个机载惯性导航系统的仿真实验环境。利用该实验平台学生可以开展机载惯性导航及惯性/卫星组合导航仿真实验,从而了解机载惯性导航的工作原理、误差特性、不同精度等级惯性设备的导航性能、惯性/卫星组合导航的工作原理和定位性能等。此外,该平台具备开放性和可扩展性,可以支持学生进行创新实验和研究,探索新的导航技术和方法,为未来的科研和工程应用打下基础。

1 机载惯性导航系统仿真实验平台搭建

本仿真实验平台结合 FlightGear 与 MATLAB 仿真软件,旨在实现机载惯性导航系统及组合导航系统仿真实验教学。如图 1 所示,该仿真实验平台分为飞行模拟实验平台和惯性导航仿真实验平台两部分。飞行模拟实验平台包括模拟飞行摇杆/

键盘和飞行仿真软件 FlightGear,能够较为真实地模拟飞行器的飞行状态。捷联惯性导航仿真实验平台则由 MATLAB 仿真软件搭建,通过用户数据报协议(user datagram protocol, UDP)通信协议实时获取飞行模拟实验平台生成的飞行轨迹,并据此生成惯性导航系统加速度计和陀螺仪传感器的原始测量数据,根据生成的仿真数据可开展惯性导航及惯性/卫星组合导航实验。

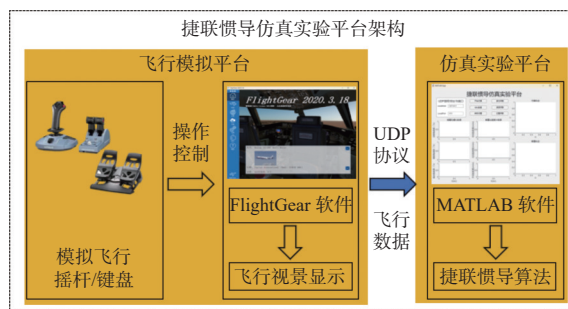


图 1 机载惯性导航系统仿真实验平台架构图

1.1 飞行模拟实验平台

本文搭建的飞行模拟实验平台如图 2 所示,包括模拟飞行控制设备(模拟飞行摇杆或键盘)和 PC 机。其中模拟飞行控制设备如图 2(a)所示,采用空客版飞行摇杆、节流阀以及脚舵,通过 USB 线连接到 PC 机上。FlightGear 飞行模拟软件如图 2(b)所示,安装在 PC 机上,软件版本为 2020 版本。FlightGear 仿真软件主要用于生成飞行轨迹数据(数据内容及格式如表 1 所示),并通过 UDP 接口发送给 MATLAB 惯性导航仿真实验平台。

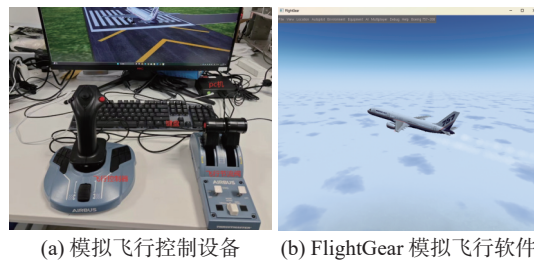


图 2 飞行模拟实验平台示意图

1.2 惯性导航仿真实验平台

本文基于 MATLAB 仿真软件设计的惯性导航仿真实验平台如图 3 所示,各部分的功能如下。

1) 平台左上方为 UDP 地址与端口设置栏,用于建立与 FlightGear 的通信连接,接收 FlightGear 飞行模拟软件所发送的实时飞行数据。

2) 平台左下方为惯性测量单位(inertial measurement unit, IMU)仿真数据显示栏,用以显示基于

飞行轨迹实时解算出的陀螺仪和加速度计的测量数据。

表 1 飞行数据格式

序号	数据名称	单位	序号	数据名称	单位
1	滚转角	°	9	天向速度	m/s
2	俯仰角	°	10	东向加速度	m/s ²
3	航向角	°	11	北向加速度	m/s ²
4	滚转角速度	°/s	12	天向加速度	m/s ²
5	俯仰角速度	°/s	13	经度	°
6	航向角速度	°/s	14	纬度	°
7	东向速度	m/s	15	高度	m
8	北向速度	m/s	—	—	—

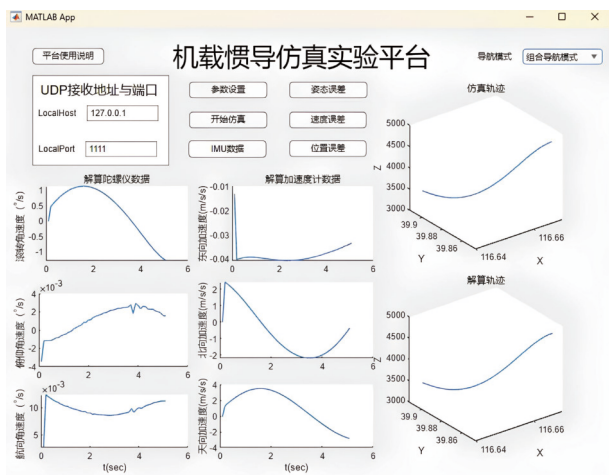


图 3 机载惯性导航仿真实验平台用户界面

3) 平台右侧上方为导航模型选择栏, 有惯性导航模型和组合导航两种模式。

4) 平台右侧下方为轨迹显示栏, 显示 Flight-Gear 运行轨迹以及执行导航解算后的运行轨迹。

5) 在仿真实验平台中间设置了 6 个按钮, 分别为参数设置、开始仿真、IMU 数据、姿态误差、速度误差、位置误差。参数设置为惯性器件误差参数设置按键, 点击按钮后可以设置陀螺仪与加速度计的零偏误差、测量误差、安装误差以及标定因素误差, 用于模拟不同精度等级的惯性传感器, 参数设置界面如图 4 所示。开始仿真为平台仿真启动按键, 通过点击按钮开始接收数据以及解算数据, 并将数据显示在左下方 IMU 数据显示栏以及左侧轨迹显示栏。IMU 数据、姿态

误差、速度误差、位置误差为参数显示按钮, 通过点击按钮分别查看 IMU 数据、姿态误差、速度误差以及位置误差。此外, 平台左上角设置了平台使用说明按钮, 通过点击该按钮可查看平台的使用说明以及惯性导航仿真、惯性导航解算以及组合导航工作原理的介绍。用户可结合使用说明和仿真实验加深对导航系统工作原理的理解。



图 4 IMU 参数设置界面

2 惯性导航传感器数据仿真模型

惯性导航数据的仿真是基于飞行轨迹数据(位置、速度和姿态), 在考虑典型误差项(零偏、标定因素误差、安装误差、噪声)的同时, 对惯性导航的逆向解算, 最终生成模拟真实情况下的加速度计和陀螺仪仿真数据^[13], 捷联惯性导航仿真数据生成的原理框图如图 5 所示。其中陀螺仪数据 ω_{ib}^b 为飞机在载体坐标系下相对惯性空间的角速度, 加速度计数据 f_{ib}^b 为飞机在载体坐标系(b系, 右前上)下相对惯性空间的比力。

2.1 陀螺仪数据仿真模型

理想情况下陀螺仪输出的角速度 ω_{ib}^b 计算公式为^[14]:

$$\omega_{ib}^b = C_n^b \omega_{in}^n + \omega_{nb}^b \quad (1)$$

式中: C_n^b 为 b 系到导航坐标系(n系, 东北天坐标系)的转换矩阵, 其表达式为:

$$C_n^b = R_y(\gamma)R_x(\theta)R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \theta \sin \psi & \cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \theta \cos \psi & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \theta \sin \psi & \sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \theta \cos \psi & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

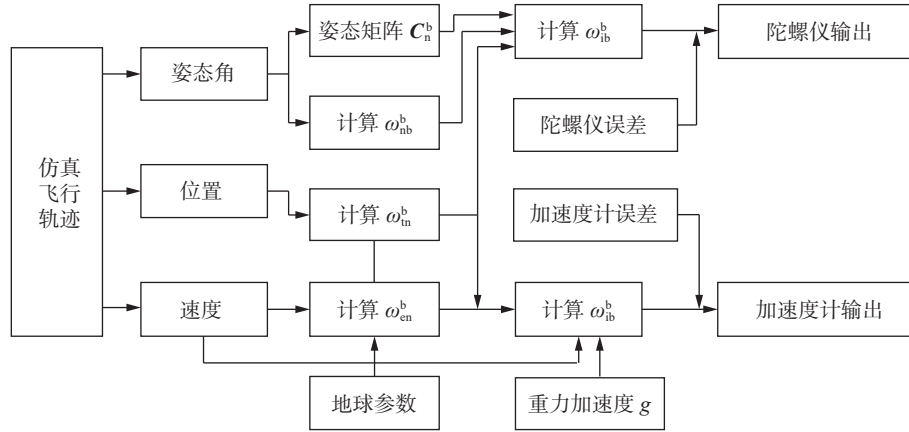


图 5 惯性导航仿真数据生成的原理框图

式中: γ 为横滚角, θ 为俯仰角, ψ 为航向角, 单位 $^{\circ}$ 。

式(1)中, ω_{in}^b 为 n 系相对于地心惯性系(i 系)的转动角速度, 其计算公式为:

$$\omega_{in}^n = \omega_{ie}^n + \omega_{en}^n \quad (3)$$

$$\omega_{ie}^n = C_e^n \omega_{ie}^e = \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{ie} \cos L \\ \omega_{ie} \sin L \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\omega_{en}^n = \begin{bmatrix} -V_N^n & V_E^n & V_E^n \tan L \\ R_M + h & R_N + h & R_N + h \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

式中: ω_{ie}^n 为地球相对惯性空间的转动角速度, 单位 $^{\circ}/s$; ω_{en}^n 为导航系相对于地球的转动角速度, 单位 $^{\circ}/s$; ω_{ie} 为地球自转角速度, 单位 $^{\circ}/s$; V_E^n 和 V_N^n 分别为飞机东向和北向速度, 单位 m/s; R_M 为子午圈上各点的曲率半径, 单位 m; R_N 为卯酉圈上各点的曲率半径, 单位 m; L 为纬度, 单位 $^{\circ}$; h 为高度, 单位 m。

式(1)中, ω_{nb}^b 为 b 系相对以 n 系的转动角速度在 b 系的投影, 通过三次坐标系转动获得:

$$\omega_{nb}^b = \begin{bmatrix} \omega_{nbx}^b \\ \omega_{nby}^b \\ \omega_{nbz}^b \end{bmatrix} = R_y(\gamma)R_x(\theta)R_z(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_y(\gamma)R_x(\theta) \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_y(\gamma) \begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & \sin \gamma \cos \theta \\ 0 & 1 & -\sin \theta \\ \sin \gamma & 0 & -\cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $\dot{\gamma}$ 为横滚角速度, $\dot{\theta}$ 为俯仰角速度, $\dot{\psi}$ 为航向

角速度, 单位 $^{\circ}/s$ 。

受限于底层物理器件的制造工艺及装配水平, 陀螺仪在实际运行中不可避免地存在多类误差。这些误差主要源于其固有性能缺陷及外部物理限制, 具体可归纳为零偏误差、安装误差以及随机测量噪声。

零偏误差为惯性器件在零位状态下, 输出不为零的现象, 陀螺仪零偏误差为:

$$\nabla_g^b = [\nabla_{gx}^b \quad \nabla_{gy}^b \quad \nabla_{gz}^b]^T \quad (7)$$

式中: ∇_{gx}^b 为 x 轴零偏, ∇_{gy}^b 为 y 轴零偏, ∇_{gz}^b 为 z 轴零偏。

安装误差主要由于惯性传感器真实输入轴与理想轴不重合导致, 即非正交误差, 如图 6 所示。图中 $OX_bY_bZ_b$ 为载体基准正交坐标系, $OX_aY_aZ_a$ 为惯性器件输出轴组成的载体非正交坐标系, $\theta_{ij}(i=x,y,z; j=x,y,z)$ 为安装误差角, 其中 i 表示测量轴, j 表示绕 j 轴转动。

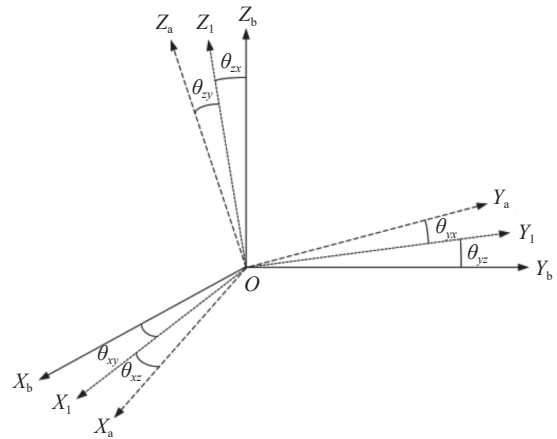


图 6 非正交误差示意图

因此安装误差为:

$$\delta \mathbf{M} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{xy} \cos \theta_{xz} & \sin \theta_{xz} & -\sin \theta_{xy} \cos \theta_{xz} \\ -\sin \theta_{yz} \cos \theta_{yx} & -\cos \theta_{yz} \cos \theta_{yx} & \sin \theta_{yx} \\ \sin \theta_{zy} & -\sin \theta_{zx} \cos \theta_{zy} & \cos \theta_{zx} \cos \theta_{zy} \end{bmatrix} \quad (8)$$

测量噪声 ε 通常可采用一阶马尔科夫过程来表示。

综上, 考虑主要误差项, 陀螺仪的实际输出表达式为:

$$\tilde{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \delta \omega_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \delta \mathbf{S} \cdot \delta \mathbf{M} \omega_{ib}^b + \mathcal{V}_g^b + \varepsilon_g^b \quad (9)$$

式中: $\tilde{\omega}_{ib}^b$ 为带有误差的陀螺仪角速度输出值, ω_{ib}^b 为理想陀螺仪角速度输出值, $\delta \omega_{ib}^b$ 为角速度误差, $\delta \mathbf{S}$ 为标定误差矩阵, $\delta \mathbf{M}$ 为安装误差矩阵, \mathcal{V}_g^b 为陀螺仪零偏误差, ε_g^b 为陀螺仪测量噪声。

2.2 加速度计数据仿真模型

理想情况下加速度计输出的比力 f_{ib}^b 的计算公式为^[15]:

$$f_{ib}^b = \mathbf{C}_n^b f_{ib}^n \quad (10)$$

式中: f_{ib}^n 为比力在 n 系下的投影, 其计算公式为:

$$f_{ib}^n = \mathbf{C}_b^n f_{ib}^b = \dot{\mathbf{v}}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{v}^n - \mathbf{g}^n \quad (11)$$

式中: $\dot{\mathbf{v}}^n = [\dot{V}_E^n \quad \dot{V}_N^n \quad \dot{V}_U^n]^T$ 分别为载体的东向、北向和天向加速度, 单位 m/s^2 ; $\mathbf{v}^n = [V_E^n \quad V_N^n \quad V_U^n]^T$ 分别为载体的北向、东向、天向速度, 单位 m/s ; \mathbf{g}^n 为重力加速度, 单位 m/s^2 。

考虑零偏误差、安装误差以及测量噪声后, 加速度计的比力测量值为:

$$\tilde{f}_{ib}^b = f_{ib}^b + \delta f_{ib}^b = f_{ib}^b + \delta \mathbf{S} \cdot \delta \mathbf{M} f_{ib}^b + \mathcal{V}_a^b + \varepsilon_a^b \quad (12)$$

式中: \tilde{f}_{ib}^b 为带有误差的加速度比力值, f_{ib}^b 为理想加速度比力值, δf_{ib}^b 为比力测量误差, \mathcal{V}_a^b 为加速度计零偏误差, ε_a^b 为加速度计测量噪声, 同样采用一阶马尔可夫过程来描述。

3 惯性导航及组合导航数学模型

3.1 惯性导航数学模型

惯性导航解算主要是根据初始的位置、速度和姿态信息, 结合三轴陀螺仪和加速度计的测量数据, 通过姿态、速度和位置更新方程, 实时计算并更新飞行器的姿态、速度和位置信息^[16]。

3.1.1 姿态更新方程

本文采用四元数法进行姿态更新, 四元数定义为:

$$Q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k \quad (13)$$

且满足 $\sqrt{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} = 1$ 。

四元数各分量的计算公式为:

$$\begin{aligned} q_0 &= \cos \psi \sin \theta \cos \gamma - \sin \psi \sin \theta \sin \gamma \\ q_1 &= \cos \psi \sin \theta \cos \gamma - \sin \psi \cos \theta \sin \gamma \\ q_2 &= \cos \psi \cos \theta \sin \gamma + \sin \psi \sin \theta \cos \gamma \\ q_3 &= \cos \psi \sin \theta \sin \gamma + \sin \psi \cos \theta \cos \gamma \end{aligned} \quad (14)$$

Q 的即时修正更新公式为:

$$Q_{k+1} = \begin{bmatrix} \cos \|0.5\Phi\| \\ \frac{0.5\Phi}{\|0.5\Phi\|} \sin \|0.5\Phi\| \end{bmatrix} Q_k \quad (15)$$

式中: Q_k 为当前时刻四元数, Q_{k+1} 为下一时刻的四元数, Φ 为等效旋转矢量, 其求解公式为:

$$\Phi = \Delta\theta_k + \frac{1}{12} \Delta\theta_{k-1} \times \Delta\theta_k \quad (16)$$

式中: $\Delta\theta_{k-1}$ 为前一时刻的角增量, $\Delta\theta_k$ 为当前时刻的角增量, 其求解公式为:

$$\Delta\theta_k = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nbx}^b & -\omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b \\ \omega_{nbx}^b & 0 & \omega_{nbz}^b & -\omega_{nby}^b \\ \omega_{nby}^b & -\omega_{nbz}^b & 0 & \omega_{nbx}^b \\ \omega_{nbz}^b & \omega_{nby}^b & -\omega_{nbx}^b & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: $\omega_{nb}^b = \omega_{ib}^b - \omega_{in}^b = \omega_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b \omega_{in}^n = \omega_{ib}^b - \mathbf{C}_n^b (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n)$ 为姿态速率。

更新完四元数后, 结合四元数表示姿态变化矩阵:

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

可求得各姿态角的值为:

$$\gamma = \arctan\left(-\frac{C_{31}}{C_{33}}\right), \quad \gamma \in (-180^\circ, 180^\circ) \quad (19)$$

$$\theta = \arctan\left(-\frac{C_{32}}{\sqrt{C_{12}^2 + C_{22}^2}}\right), \quad \theta \in (-90^\circ, 90^\circ) \quad (20)$$

$$\psi = \arctan\left(-\frac{C_{12}}{C_{22}}\right), \quad \psi \in (-180^\circ, 180^\circ) \quad (21)$$

式中: C_{ij} 为 \mathbf{C}_b^n 矩阵第 i 行第 j 列的元素。

3.1.2 速度更新方程

速度通过解算加速度计的比力值计算, 同式(11):

$$f_{ib}^n = \dot{\mathbf{v}}^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{v}^n - \mathbf{g}^n \quad (22)$$

经变换, 速度解算公式为:

$$\mathbf{v}_k^n = \mathbf{v}_{k-1}^n + \int_{t_{k-1}}^{t_k} (\mathbf{f}_{ib}^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \mathbf{v}_{k-1}^n + \mathbf{g}^n) dt \quad (23)$$

式中: \mathbf{v}_{k-1}^n 为上一时刻的速度矢量, \mathbf{v}_k^n 为当前时刻的速度矢量。

3.1.3 位置更新方程

位置更新公式为:

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = \frac{1}{R_M + h} V_N^n \\ \dot{\lambda} = \frac{\sec L}{R_N + h} V_E^n \\ \dot{h} = V_U^n \end{cases} \quad (24)$$

式中: λ 为经度。

3.2 惯性/卫星松组合导航滤波模型

在纯惯性导航模式下, 由于积分运算的特性, 传感器中的微小误差会随着时间不断积累, 导致导航精度逐渐下降。在机载导航系统中, 通常利用卫导输出的位置、速度信息与惯性导航进行组合, 从而抑制惯性误差的发散。

在进行惯性/卫星松组合导航滤波时, 其状态向量一般取 15 维的误差参数, 即:

$$\mathbf{X}(t) = [\delta \mathbf{r}^n \quad \delta \mathbf{v}^n \quad \boldsymbol{\phi}^n \quad \mathbf{v}_a^b \quad \mathbf{v}_g^b]^T \quad (25)$$

式中: $\boldsymbol{\phi}^n = [\phi_e \quad \phi_n \quad \phi_u]$, 分别为俯仰角、横滚角和航向角误差, $\delta \mathbf{v}^n = [\delta v_e \quad \delta v_n \quad \delta v_u]$ 分别为东北天方向的速度误差, $\delta \mathbf{r}^n = [\delta E \quad \delta N \quad \delta U]$ 分别为东北天方向的位置误差, $\mathbf{v}_a^b = [v_x^a \quad v_y^a \quad v_z^a]$ 分别为加速度计在 x, y, z 轴向的零偏, $\mathbf{v}_g^b = [v_x^g \quad v_y^g \quad v_z^g]$ 分别为陀螺仪在 x, y, z 轴向的零偏。

组合导航系统状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{F}\mathbf{X} + \mathbf{G}\mathbf{W} \quad (26)$$

式中: \mathbf{F} 为状态转移矩阵, \mathbf{G} 为系统噪声矩阵, \mathbf{W} 为系统噪声向量。

状态转移矩阵 \mathbf{F} 的表达式为:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{11} & \mathbf{F}_{12} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_{21} & \mathbf{F}_{22} & \mathbf{F}_{23} & \mathbf{F}_{24} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{F}_{33} & \mathbf{0} & \mathbf{F}_{35} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\mathbf{F}_{11} = -[\omega_{en}^n \times], \quad \mathbf{F}_{12} = \mathbf{I}_{3 \times 3}, \quad \mathbf{F}_{21} = \frac{-g}{R} \text{diag}(1, 1, 2) \quad (28)$$

$$\mathbf{F}_{22} = -[(2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times], \quad \mathbf{F}_{23} = [f^n \times], \quad \mathbf{F}_{24} = \mathbf{C}_b^n \quad (29)$$

$$\mathbf{F}_{33} = -[(\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times], \quad \mathbf{F}_{35} = -\mathbf{C}_b^n \quad (30)$$

式中: $\mathbf{0}$ 为 3 行 3 列零矩阵, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ 为单位矩阵, 符号 $[\times]$ 为反对称矩阵, $\text{diag}(\cdot)$ 为对角矩阵。

噪声转移矩阵 \mathbf{G} 和噪声向量 \mathbf{W} 表达式分别为:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_b^n & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_b^n \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\mathbf{W} = [\omega_{gx}^b \quad \omega_{gy}^b \quad \omega_{gz}^b \quad \omega_{ax}^b \quad \omega_{ay}^b \quad \omega_{az}^b] \quad (32)$$

式中: $\omega_{gx}^b, \omega_{gy}^b, \omega_{gz}^b$ 为陀螺仪的随机游走误差, $\omega_{ax}^b, \omega_{ay}^b, \omega_{az}^b$ 为加速度计随机游走误差。

组合导航系统观测方程为:

$$\mathbf{Z} = \mathbf{H}\mathbf{X} + \boldsymbol{\eta} \quad (33)$$

式中: \mathbf{H} 为观测矩阵, \mathbf{Z} 为观测向量, $\boldsymbol{\eta}$ 为观测噪声。

观测矩阵 \mathbf{H} 的表达式为:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (34)$$

观测向量 \mathbf{Z} 的表达式为:

$$\mathbf{Z} = [\delta \mathbf{r}^n \quad \delta \mathbf{v}^n]^T \quad (35)$$

式中: $\delta \mathbf{r}^n = \mathbf{P}_{INS}^n - \mathbf{P}_{GNSS}^n$, \mathbf{P}_{INS}^n 和 \mathbf{P}_{GNSS}^n 分别为惯性导航和卫星导航估计的位置, $\delta \mathbf{v}^n = \mathbf{V}_{INS}^n - \mathbf{V}_{GNSS}^n$, \mathbf{V}_{INS}^n 和 \mathbf{V}_{GNSS}^n 分别为惯性导航和卫星导航估计的速度。

4 惯性导航仿真平台实验测试

4.1 飞行模拟实验参数配置

在开始模拟实验前, 需要进行一些参数的配置, 具体步骤如下。

步骤 1: 设置起飞机场及使用机型。在 FlightGear wiki 下载飞机资源以及机场资源, 本教学平台选用飞机型号: 757-200-RB211, 起飞机场: ZBAA, 即北京首都国际机场。

步骤 2: 设置 UDP 发送端。在 FlightGear 设置中指定目标主机的 IP 地址和端口号, 以便将数据发送到正确的接收端; 定义所发送的数据格式以及发送频率, 具体设置如表 2 所示, 数据格式如表 1 所示。

表 2 UDP 传输设置

发送频率	主机地址	主机端口
10 Hz	127.0.0.1	1111

步骤 3: 设置 UDP 接收端。在 MATLAB 软件中采用 `udpport` 函数建立对应的数据接收地址与端口, 完成通讯配置。

4.2 惯性导航仿真实验及结果分析

本次实验模拟飞行总时长为 270 s, 飞行轨迹如图 7 所示。惯性导航仿真实验平台根据接收到的飞行轨迹数据, 实时生成陀螺仪和加速度计的仿真数据。基于生成的 IMU 仿真数据开展惯性导航和惯性/卫星组合导航仿真实验, 计算载体的姿态、速度以及位置, 与所采集到的姿态、速度和位置信息进行比较, 分析惯性导航以及惯性/卫星组合性能。

在执行仿真之前, 为生成合适精度等级的惯性导航数据, 需要对惯性导航仿真参数进行提前设置。选取适用于民用航空领域的中等精度惯性导航系统, 性能参数如表 3 所示, 不考虑安装误差及标定因数误差。

根据上述设置的参数, 执行惯性导航仿真实验, 可生成 IMU 仿真数据, 通过点击“IMU 数

据”按钮可进行查看。该次实验所生成的 IMU 仿真数据如图 8 所示。

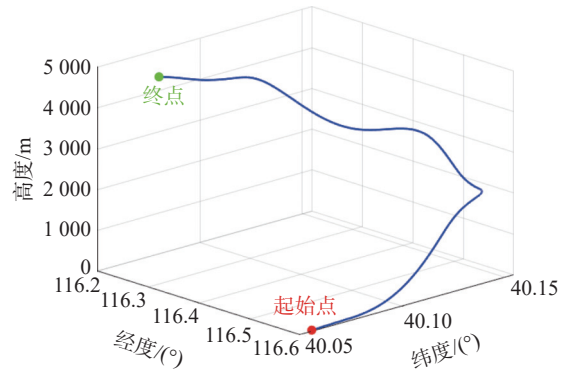


图 7 飞机模拟飞行轨迹图

表 3 机载惯性导航系统参数设置

参数	输入值	单位
陀螺仪零偏	0.01	°/h
陀螺仪角随机游走 (ARW)	0.001	°/√h
加速度计零偏	100	μg
加速度计速度随机游走 (VRW)	10	μg/√h

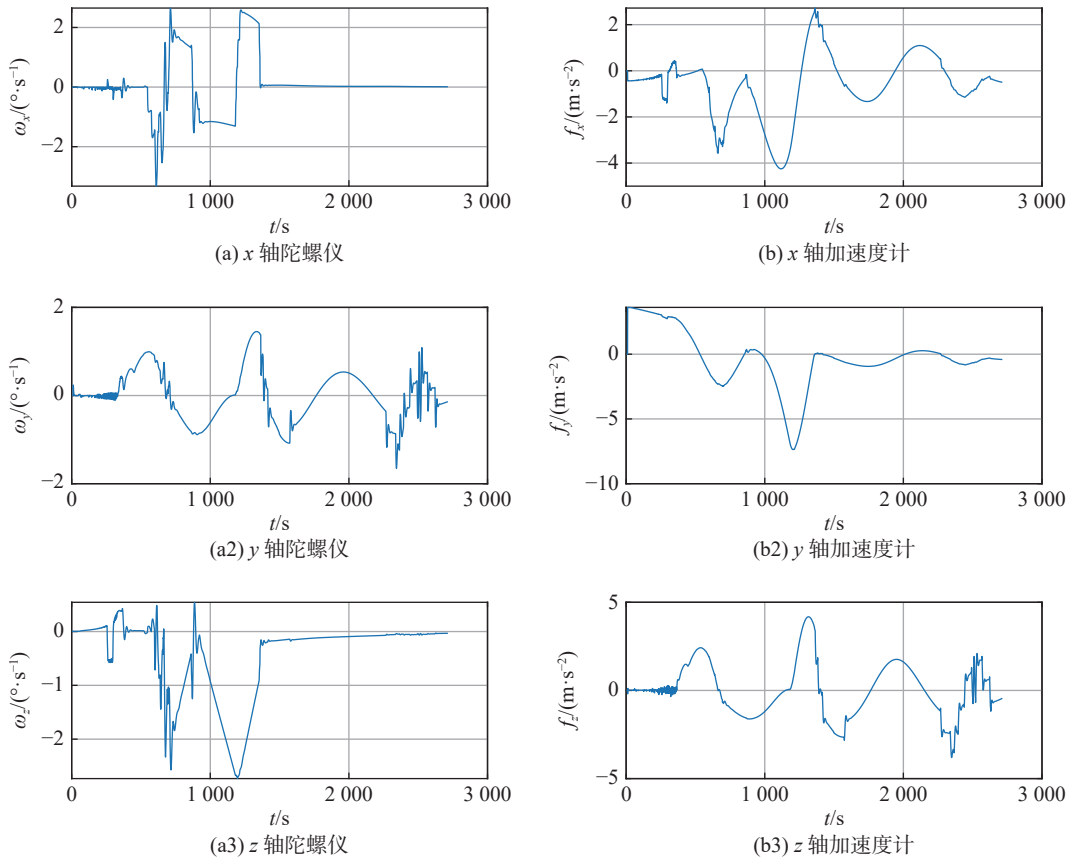


图 8 IMU 仿真数据

4.2.1 惯性导航仿真实验

在进行惯性导航仿真实验时, 选取惯性导航

模式。仿真结束后, 通过点击“位置”“速度”“姿态”误差按钮查看惯性导航解算结果, 如

图9所示。位置、速度、姿态均方根误差统计结果如表4所示。

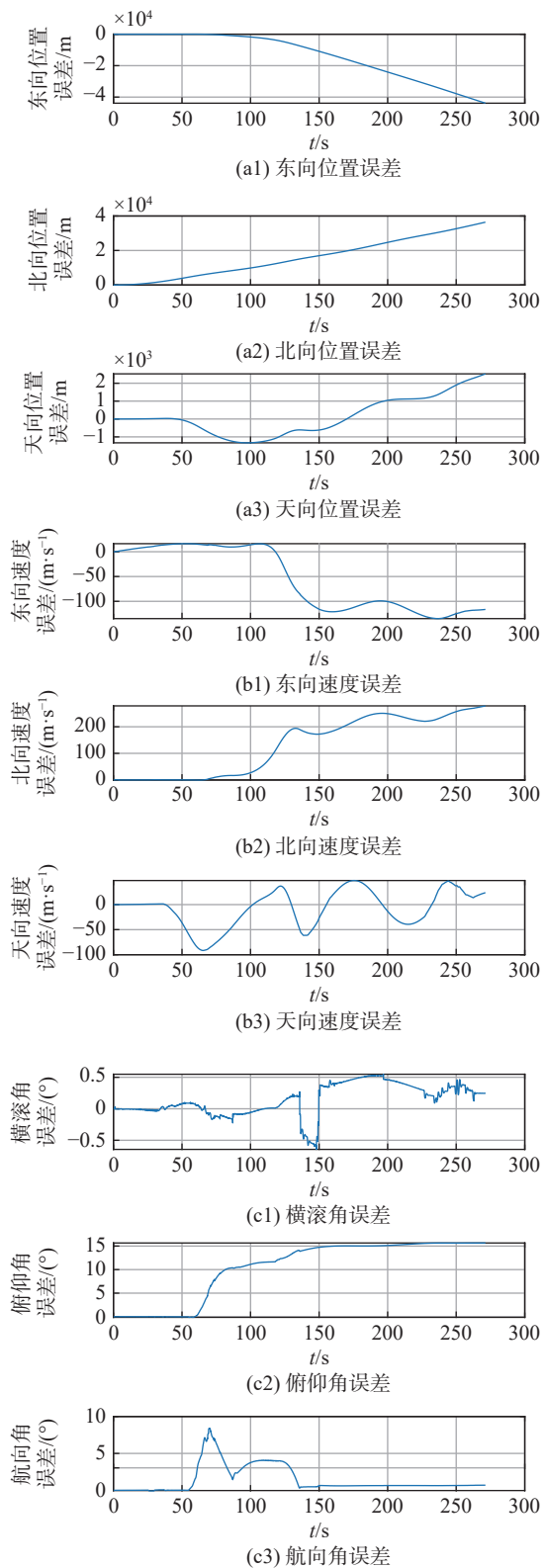


图9 惯性导航模型下位置、速度、姿态误差曲线图

从图9可以看出, 采用惯性导航解算模式得到的姿态、速度和位置误差会逐渐发散, 270 s后位

置误差达到 43 869 m, 速度误差达到 278.5728 m/s, 姿态误差达到 15.6551°。可见, 惯性导航系统在短时间内具有较高的解算精度, 但长时间导航精度会逐渐降低。

表4 位置、速度、姿态误差统计结果

导航参数	RMS均方根误差		
位置误差/m	东向	北向	天向
	1.9371×10^4	1.9228×10^4	1.0479×10^3
速度误差/(m·s ⁻¹)	东向	北向	天向
	83.5170	168.6117	37.3816
姿态误差/(°)	横滚	俯仰	航向
	0.2855	12.0962	2.3022

4.2.2 组合导航仿真实验

为测试组合导航对惯性导航误差的抑制效果。进一步开展组合导航仿真实验。选取组合导航模式, 执行仿真实验。仿真结束后, 通过点击“位置”“速度”“姿态”误差按钮查看惯性导航解算结果, 如图10所示。位置、速度、姿态均方根误差统计结果如表5所示。

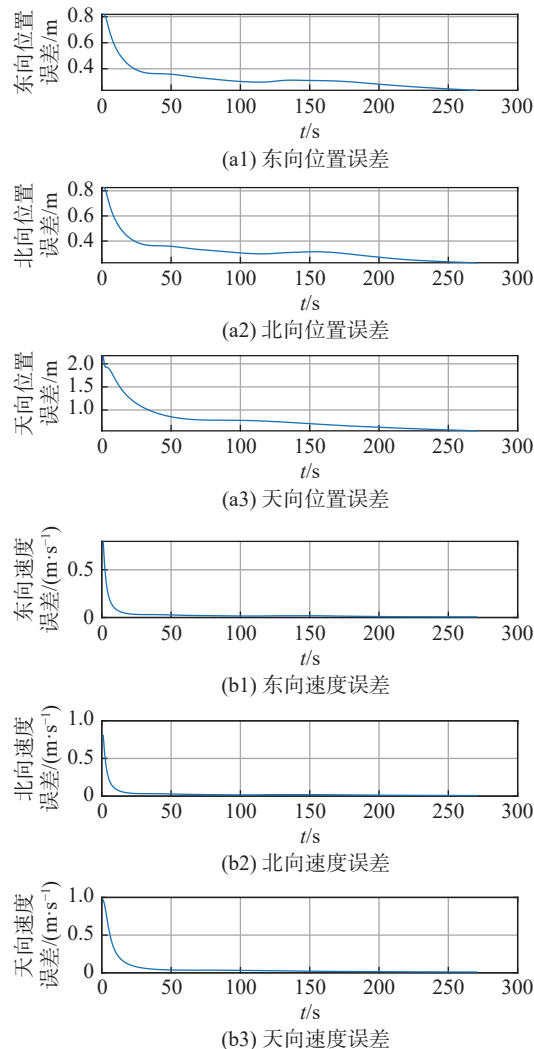


图10 组合导航模式下位置、速度、姿态误差曲线图

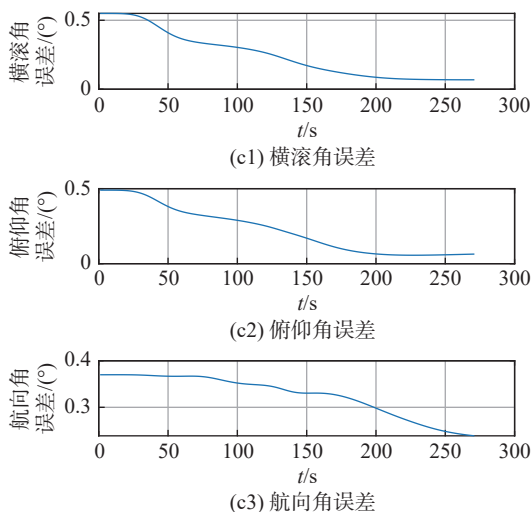


图 10 (续)

表 5 组合导航模式下位置、速度、姿态误差统计结果

导航参数	均方根误差		
	位置误差/m	东向	北向
	0.3358	0.3337	0.8390
速度误差/(m·s ⁻¹)	东向	北向	天向
	0.0722	0.0750	0.1283
姿态误差/(°)	横滚	俯仰	航向
	0.2935	0.2696	0.3288

从图 10 可以看出，经组合导航数据融合后，导航速度误差和位置误差均很快收敛，速度误差通过反馈补偿基本接近于零，位置误差收敛至设定的常值误差附近。

5 结束语

本文针对机载惯性导航系统的教学与科研需求，设计并实现了一套基于 FlightGear 与 MATLAB 的半实物仿真实验平台。通过 FlightGear 模拟飞行状态并结合 MATLAB 进行惯性传感器数据建模，为捷联惯性导航及组合导航算法的验证提供了可靠的数据基础。实验运行结果表明，该平台能够实时生成保真的 IMU 仿真数据，解算所得的导航参数与飞行基准轨迹具有良好的一致性，有效验证了平台在导航算法评估中的准确性。该平台的应用，不仅使学生能够直观理解惯性导航系统的误差演变特性及组合导航修正机制，增强了实践创新能力，也为机载导航技术的课题研究提供了开放、可扩展的测试环境。

参考文献

- [1] 严恭敏, 翁浚. 捷联惯导算法与组合导航原理 [M]. 2 版. 西安: 西北工业大学出版社, 2023.
- [2] TITTE D H. 捷联惯性导航技术 [M]. 张天元, 王秀萍, 王丽霞, 译. 2 版. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [3] 黄奕程. 光纤陀螺捷联惯导关键技术研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2020.
- [4] DRANITSYNA E V, SOKOLOV A I. Strapdown inertial navigation system accuracy improvement methods based on inertial measuring unit rotation: analytical review [J]. *Gyroscopy and Navigation*, 2023, 14(4): 290-304
- [5] 朱奎宝. 飞行器轨迹发生器设计与仿真 [J]. 现代电子技术, 2022, 45(22): 53-57.
- [6] BIELIAKOV R. Simulation of platform-free inertial navigation system of unmanned aerial vehicles based on neural network algorithms [J]. *Technology Audit and Production Reserves*, 2021, 1(2): 15-19.
- [7] 陈嘉扬. MEMS 捷联惯导与组合导航算法设计与仿真 [D]. 广东: 广东工业大学, 2022.
- [8] ZUO Z Y, YANG B, YUE C G, et al. Study of simulation platform for BDS/INS/CNS deep integration navigation [J]. *Mathematical Problems in Engineering*, 2020, 2020: 7281035.
- [9] 许永飞. 弹道导弹制导精度综合评估关键技术研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
- [10] 严恭敏. 一种基于实测飞行轨迹的惯导误差分析方法研究 [J]. *导航定位与授时*, 2024, 11(3): 58-65.
- [11] 乔鹏超. 广义回归神经网络在冗余捷联惯导故障诊断中的应用研究 [J]. *导航定位与授时*, 2020, 7(5): 153-158.
- [12] 徐开俊, 董韵, 杨泳, 等. 捷联惯导系统 IMU 误差特性分析 [J]. *西安航空学院学报*, 2024, 42(1): 1-6.
- [13] SHULTS R. Simulation of inertial navigation system errors at aerial photography from UAV [J]. *The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, 2017, 42: 345-351.
- [14] LIANG M F, ZHENG D Q, LI K W, et al. Application and prospect of strapdown inertial navigation system in coal mining equipment [J]. *Sensors*, 2024, 24(21): 6836.
- [15] 刘科, 吴文启, 唐康华, 等. 利用实际飞行数据插值的 INS/GNSS 组合导航仿真轨迹发生器 [J]. *国防科技大学学报*, 2018, 40(1): 132-137.
- [16] AFTATAH M, ZEBBARA K, EL ASRI S. Modeling low-cost inertial navigation systems and their errors [J]. *International Journal of Computer Networks & Communications*, 2024, 16(6): 127-144.