

文章编号 1004-924X(2025)17-2821-12

基于卫星星光观测的星惯组合导航技术

闫蓬勃^{1,2,3}, 李佳豹^{2,3}, 张辉^{2,3,4}, 徐晓丹^{2,3}, 安悦晗^{2,3}, 乔川^{2,3*}

1. 北京理工大学光电学院, 北京 100081;
2. 北京控制工程研究所, 北京 100190;
3. 空间光电测量与感知实验室, 北京 100190;
4. 北京理工大学空天科学与技术学院, 北京 100081)

摘要: 针对拒止环境下, 载体惯性导航设备性能受限严重的问题, 提出了一种基于卫星星光观测的星敏传感器/惯导组合导航技术。通过星图进行预处理, 识别星敏传感器视场中的恒星及卫星; 利用观测的恒星信息确定系统当前姿态, 根据卫星星历计算观测当前时刻卫星在地心地固系下的位置信息, 确定载体与卫星位置之间的矢量关系, 建立测量方程; 最后结合惯导误差模型建立的系统状态方程, 利用卡尔曼滤波算法实现对惯导输出的位置信息进行修正。与恒星相比, 卫星与观测者之间距离有限, 因此卫星观测可提供位置信息, 实现导航位置误差不会随时间增加而发散, 具有较高的工程应用价值。通过仿真分析了不同星敏传感器测星误差及不同卫星星历误差对系统导航精度的影响, 结果表明该方法具有较高的精度。最后通过静态导航试验验证导航系统的有效性, 结果显示组合导航 2 h 位置误差优于 41.42 m, 对于不同的初始位置误差, 导航位置精度均优于 150 m。

关键词: 卫星观测; 星光惯性组合导航; 卡尔曼滤波; 误差分析

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

doi: 10.37188/OPE.20253317.2821

CSTR: 32169.14.OPE.20253317.2821

Starlight-inertial integrated navigation based on satellite celestial observation

YAN Pengbo^{1,2,3}, LI Jiabao^{2,3}, ZHANG Hui^{2,3,4}, XU Xiaodan^{2,3}, AN Yuehan^{2,3}, QIAO Chuan^{2,3*}

1. School of Optics and Photonics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;
3. Space Optoelectronic Measurement and Perception Lab, Beijing 100190, China;
4. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

* Corresponding author, E-mail: qc_chuan@163.com

Abstract: The performance of vehicle inertial navigation systems degrades severely in GNSS-denied environments. To address this limitation, a starlight-inertial integrated navigation method based on satellite celestial observation is proposed. Targets (stars and satellites) within the sensor field of view are first identified through image preprocessing. Attitude is then determined from star measurements obtained by the

收稿日期: 2025-06-03; 修订日期: 2025-06-25.

基金项目: 国家自然科学基金青年基金资助项目 (No. 52405247)

star sensor. Using satellite ephemerides, the satellite position in the Earth-centered, Earth-fixed (ECEF) frame at the current epoch is computed, and the resulting geometric vector between vehicle and satellite is formed to establish the measurement equation. By combining this measurement with an inertial navigation error model, a state equation is constructed and position and attitude estimates are updated via Kalman filtering. Compared with conventional star-only observations, the relatively limited range to satellites permits direct provision of position information from satellite observations, preventing divergence of navigation position error and enhancing practical applicability. The effect of satellite position error is analyzed through simulation, which demonstrates that the proposed integrated navigation algorithm achieves high accuracy. The algorithm was further validated in a static navigation test, yielding a 2-hour navigation position error of 41.42 m; across tests with varying initial position errors, navigation position error remained below 150 m.

Key words: satellite observation; starlight-inertial integrated navigation; Kalman filtering; error analysis

1 引言

随着卫星导航系统的发展,全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)在军民等各领域均得到了广泛应用,但在特殊情况下只需通过简单的技术和常规设备就能干预其安全运行,造成 GNSS 设备被拒止甚至被欺骗,导航结果出现偏差^[1-4],进而无法满足高空长航时无人飞行器的导航需求。

星光惯性组合导航系统利用星光定向仪测量的恒星矢量信息对惯性器件的漂移进行估计补偿^[5-6],因其全自主、高可靠的特点得到了广泛应用,美国三叉戟 II 导弹^[7]和俄罗斯最新一代的战略核打击装备 PC-12M 型洲际导弹^[8]均采用惯性星光制导系统以提高系统导航精度。美国 RC-135 侦察机和 B-2 轰炸机应用的 Northrop 公司的产品 LN-120G 导航系统^[9]在拒止环境下定位精度为 $0.15+0.15(t)^{1/2}$ 海里 (t 单位为小时),说明在长航下仍会出现位置发散的问题。

近年来,国内研究人员也针对星光惯性组合导航系统进行了大量相关研究。杨波^[10],张承^[11]等分别利用星敏感器输出的姿态信息实现了星惯组合导航系统的对准及导航算法。黄远^[12]等对基于单星矢量测量的星光惯性组合导航的系统进行了误差分析建模,并提出了相应的对准及导航算法。乔川^[13]等提出了一种基于单星测量的星光惯性组合导航方法,引入星光定向仪与惯导安装误差作为系统状态量,

在进行组合导航同时估计星敏感器与惯导之间安装阵,进一步提高了组合导航精度。然而,在长航时下导航信息发散的问题并没有得到解决,其主要原因是恒星观测只能提供惯性系下姿态信息,无法自主提供位置信息,导致系统不完全可观测,卡尔曼滤波器不能估计出所有导航信息。

随着航天技术和互联网技术的发展,在轨卫星数量逐年提升。据 Brycotech 公司报告显示 2013~2022 年全球共发射航天器 7 956 个^[14],Euroconsult 公司 2023 版预测 2023~2032 年全球将发射小卫星约 26 104 颗^[15],其中大部分为低轨星座卫星。杨莉^[16]等对在轨卫星等进行建模与计算,结果显示反射率为 0.5 的卫星,视星等最小可达 4 等以下,一般星敏感器均可实现对其观测。张俊等通过单帧星库比对和多帧运动估计已实现对卫星目标的提取与识别^[17],并成功应用于多款产品中。

与恒星相比,卫星与观测者之间距离有限,因此卫星观测可自主提供位置信息,增强组合导航系统的可观测性,实现导航位置误差不会随时间增加而发散,具有较高的工程应用价值。因此,本文提出了一种基于卫星星光观测的星敏感器/惯导组合导航技术,对星敏感器拍摄星图进行预处理,识别视场中的恒星及卫星;利用恒星确定星敏感器当前姿态信息,根据卫星星历中计算观测卫星当前时刻的位置信息,即可确定载体与卫星位置之间的矢量关系,建立测

量方程;结合惯导误差模型建立的系统状态方程,利用卡尔曼滤波算法对惯导输出的位置信息进行修正。

由于午夜卫星无法反射太阳光,无法实现卫星观测,因此在实际应用中,白昼和夜晚采用恒星+惯导的组合导航方式,保证位置误差在 5.6 km(3 nmile)^[18]以内。傍晚和黎明可进行卫星观测,使用文中算法对位置误差进行修正。即使长时间处在拒止环境中,飞行器依旧可以保持很好的精度。

2 组合导航系统

基于卫星星光观测的星惯组合导航系统示意图如图 1 所示。惯导安装在伺服转台上,星敏感器通过工装捷联安装在惯导上方。转台内框和外框分别对应系统俯仰和滚转方向。

导航系统的工作流程如图 2 所示。首先,根据惯导给出的姿态位置信息,结合卫星星历,计算卫星在当前时刻的天顶角和方位角,选择目标卫星进行观测,根据转台的不同,目标导航星的选取方法也不一样。考虑到折射的影响,一般选择天顶角小于 45°的天区进行观测。之后

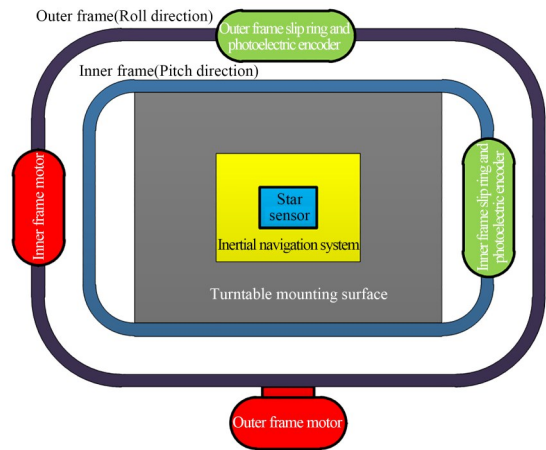


图 1 基于卫星星光观测的星光惯性组合导航系统
Fig. 1 Starlight-inertial integrated navigation system based on satellite celestial observation

控制伺服转台旋转,实现对目标天区的观测。输出系统在惯性坐标系下的姿态及目标卫星在系统本体坐标系下的方向矢量。同时计算观测时刻目标卫星在地心地固坐标系下的矢量。若同时观测到两颗及以上卫星,可直接根据卫星星历计算导航系统位置。受限于在轨卫星数量,实际中一般同一时刻只能观测到 1 颗卫星。因此,需要根据惯导的误差模型建立系统状态方程,根据星敏感器输出的惯性系下姿态和卫

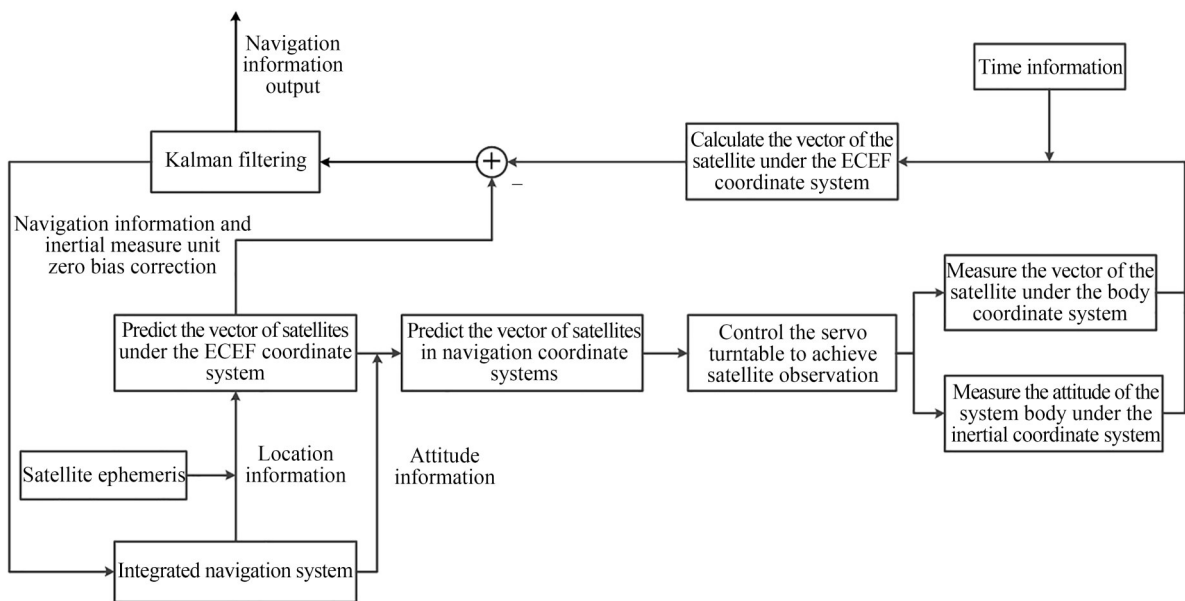


图 2 基于卫星星光观测的星光惯性组合导航系统导航流程
Fig. 2 Navigation flow chart of starlight-inertial integrated navigation system based on satellite celestial observation

星观测矢量建立测量方程,利用卡尔曼滤波算法对惯导输出的姿态位置信息进行修正,在修正导航信息的同时也需对惯性器件的零偏进行估计。

3 基于卫星星光观测的组合导航算法

3.1 基本坐标系

为更好地说明组合导航算法,首先介绍 4 个基本的坐标系,分别为惯性坐标系(i),地心地固坐标系(e),导航坐标系(n),系统本体坐标系(b),并采用 C_a^b 表示从 a 坐标系到 b 坐标系的转换矩阵。惯性坐标系(i)采用的是地心惯性系,

其原点位于地球中心, z 轴沿地球自转轴方向, x 轴指向春分点, y 轴与其他两轴组成右手坐标系。地球坐标系(e)为地心地固(Eearth-Centered, Eearth-Fixed, ECEF)坐标系,其原点位于地球中心, z 轴指向北极, x 轴指向 0° 经线与赤道的交点, y 轴与其他两轴组成右手坐标系。导航坐标系(n)又称地理坐标系,采用常用的东北天坐标系,原点位于导航系统中心, xyz 3轴分别指向正东,正北和垂直地球椭球面向上。系统本体坐标系(b),原点位于导航系统中心, xyz 三轴分别指向惯导的右前上 3个方向。各坐标系转换关系如图 3 所示。其中,从 i 系到 e 系的转换需要将时间转换到儒略时,同时考虑地球自转的岁差章动极移等效应,具体见文献[19]。

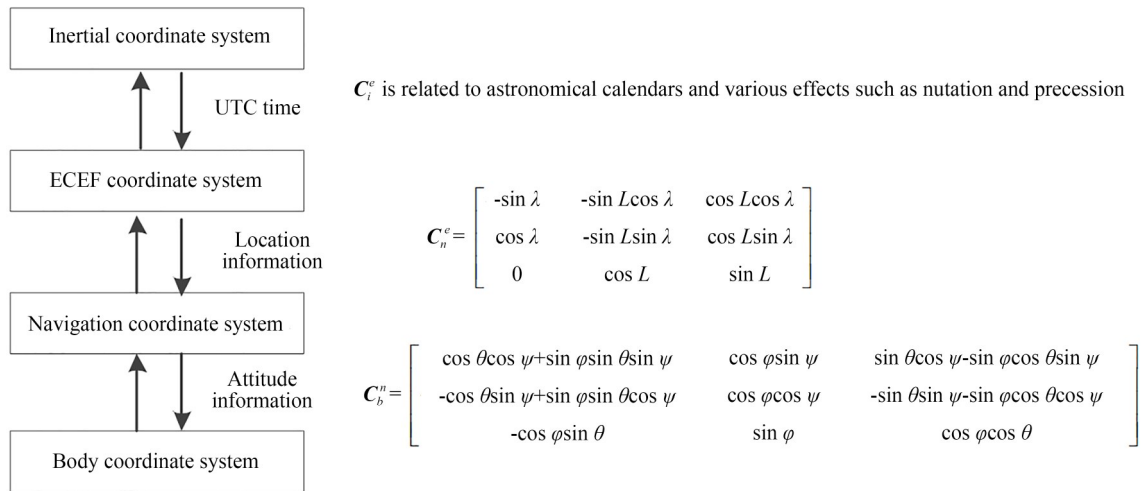


图 3 坐标系转换关系
Fig. 3 Relationship of coordinate systems

3.2 系统状态方程

选取 $X = [\phi \ \delta v \ \delta p \ \epsilon \ \nabla]^T$ 作为状态量,其中 $\phi = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U]$, $\delta v = [\delta v_E \ \delta v_N \ \delta v_U]$, $\delta p = [\delta L \ \delta \lambda \ \delta h]$ 为分别为失准角,速度误差和位置误差; $\epsilon = [\epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z]$, $\nabla = [\nabla_x \ \nabla_y \ \nabla_z]$ 分别为陀螺和加表的零偏;

建立系统状态方程与测量方程:

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k|k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k|k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases} \quad (1)$$

在状态方程中:

$$\Phi_{k|k-1} = I_{15} + \begin{bmatrix} M_{aa} & M_{av} & M_{ap} & -C_b^n & O_{3 \times 3} \\ M_{va} & M_{vv} & M_{vp} & O_{3 \times 3} & C_b^n \\ O_{3 \times 3} & M_{pv} & M_{pp} & O_{3 \times 3} & O_{3 \times 3} \\ O_{6 \times 9} & & & O_{6 \times 6} & \end{bmatrix} \times t_s, \quad (2)$$

$$\Gamma_{k|k-1} = \begin{bmatrix} -C_b^n & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & C_b^n \\ O_{9 \times 6} & \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中: t_s 为惯导采样时间, I_n 表示 n 阶单位阵, $O_{m \times n}$ 表示 m 行 n 列全 0 矩阵, C_b^n 表示惯导在地理

系下姿态阵。 $M_{aa}, M_{av}, M_{ap}, M_{va}, M_{vv}, M_{vp}, M_{pv}, M_{pp}$ 均可由式(4)中的惯导的误差模型给出。

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\phi}_E = (\omega_U + v_E \tan L/R_{Nh})\phi_N - (\omega_N + v_E/R_{Nh})\phi_U - \delta v_N/R_{Mh} + (v_N/R_{Mh}^2)\delta h - \epsilon_E \\ \dot{\phi}_N = -(\omega_U + v_E \tan L/R_{Nh})\phi_E - (v_N/R_{Mh})\phi_U + \delta v_E/R_{Nh} - \omega_U \delta L - (v_E/R_{Nh}^2)\delta h - \epsilon_N \\ \dot{\phi}_U = (\omega_N + v_E/R_{Nh})\phi_E + (v_N/R_{Mh})\phi_U + (\tan L/R_{Nh})\delta v_E + (\omega_N + v_E/R_{Nh} \cos^2 L)\delta L - \\ \quad (v_E \tan L/R_{Nh}^2)\delta h - \epsilon_U \\ \delta \dot{v}_E = -f_U \phi_N + f_N \phi_U + [(v_N \tan L - v_U)/R_{Nh}] \delta v_E + (2\omega_U + v_E \tan L/R_{Nh}) \delta v_N - \\ \quad (2\omega_N + v_E/R_{Nh}) \delta v_U + (2v_N \omega_N + 2v_U \omega_U + v_E v_N/R_{Nh} \cos^2 L) \delta L + \\ \quad [(v_E v_U - v_E v_N \tan L)/R_{Nh}^2] \delta h + \nabla_E \\ \delta \dot{v}_N = f_U \phi_E - f_E \phi_U - 2(\omega_U + v_E \tan L/R_{Nh}) \delta v_E - (v_U/R_{Mh}) \delta v_N - (v_N/R_{Mh}) \delta v_U - \\ \quad (2\omega_N v_E + v_E^2/R_{Nh} \cos^2 L) \delta L + (v_N v_U/R_{Mh}^2 - v_E^2 \tan L/R_{Nh}^2) \delta h + \nabla_N \\ \delta \dot{v}_U = -f_N \phi_E + f_E \phi_N - 2(\omega_N + v_E/R_{Nh}) \delta v_E - (2v_N/R_{Mh}) \delta v_N - 2\omega_U v_E \delta L + \\ \quad (v_E^2/R_{Nh}^2 + v_N^2/R_{Mh}^2) \delta h + \nabla_U \\ \delta \dot{L} = \delta v_N/R_{Mh} - (v_N/R_{Mh}^2) \delta h \\ \delta \dot{\lambda} = \delta v_E/R_{Mh} \cos L + (v_E \tan L/R_{Nh} \cos L) \delta L - (v_E/R_{Nh}^2 \cos L) \delta h \\ \delta \dot{h} = \delta v_U \end{array} \right. , \quad (4)$$

具体见文献[20],在此不进行赘述。

3.3 系统测量方程

3.3.1 卫星位置计算

卫星星历 TLE 存储了卫星相关数据,其中第二行包含卫星的轨道六根数,可通过 SGP4 空间卫星轨道模型计算任意时刻卫星在地心地固坐标系下的位置速度信息。陆正亮^[21]等使用 TLE 预报卫星位置,通过修正大气阻力系数,4 天内卫星位置精度优于 2 km。对于获取精密星历的卫星,使用 HPOP 模型外推,7 天内精度优于 1.2 km。基于卫星星光观测的组合导航系统,需要对多颗卫星进行观测,实现对导航信息的估计修正。目标卫星之间相互独立,因此卫星的位置误差可视为白噪声。

3.3.2 卫星观测模型

卫星观测示意图如图 4 所示。根据星历计算,观测时刻卫星在地心地固坐标系下坐标为 $[x_s^e \ y_s^e \ z_s^e]^T$ 。根据惯导推算系统在地心地固坐

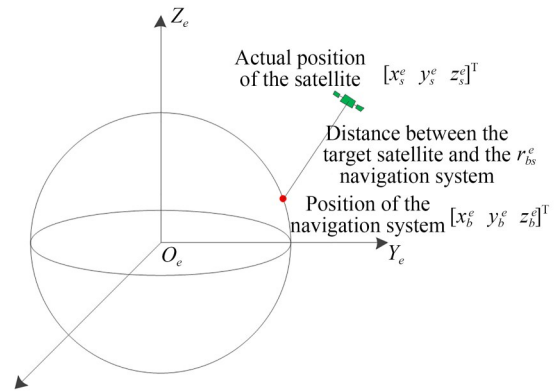


图 4 卫星观测示意图

Fig. 4 Schematic of satellite observation

标系下的坐标为 $[\hat{x}_b^e \ \hat{y}_b^e \ \hat{z}_b^e]^T$, 距离为 \hat{r}_{bs}^e 。真实系统在地心地固坐标系下的坐标为 $[x_b^e \ y_b^e \ z_b^e]^T$, 距离为 r_{bs}^e 。

则在地心地固坐标系下,由惯导推算和实际从系统本体指向卫星的矢量分别为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \hat{V}_{bs}^e = [\hat{x}_{bs}^e \ \hat{y}_{bs}^e \ \hat{z}_{bs}^e]^T = [\hat{x}_b^e - x_s^e \ \hat{y}_b^e - y_s^e \ \hat{z}_b^e - z_s^e]^T \\ V_{bs}^e = [x_{bs}^e \ y_{bs}^e \ z_{bs}^e]^T = [x_b^e - x_s^e \ y_b^e - y_s^e \ z_b^e - z_s^e]^T \end{array} \right. , \quad (5)$$

对归一化矢量在 $(\hat{x}_b^e \ \hat{y}_b^e \ \hat{z}_b^e)$ 处进行泰勒展开,取一次项误差可以得到:

$$\frac{\tilde{\mathbf{V}}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} = \frac{[\hat{x}_{bs}^e \ \hat{y}_{bs}^e \ \hat{z}_{bs}^e]^T}{\sqrt{(\hat{x}_{bs}^e)^2 + (\hat{y}_{bs}^e)^2 + (\hat{z}_{bs}^e)^2}}. \quad (6)$$

$$\begin{cases} \frac{\hat{x}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} = \frac{x_{bs}^e}{r_{bs}^e} + \left(\frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \right) \delta x - \frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta y - \frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta z \\ \frac{\hat{y}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} = \frac{y_{bs}^e}{r_{bs}^e} - \frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta x + \left(\frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \right) \delta y - \frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta z \\ \frac{\hat{z}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} = \frac{z_{bs}^e}{r_{bs}^e} - \frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta x - \frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \delta y + \left(\frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \right) \delta z \end{cases} \quad (7)$$

通过星敏感器测量得到卫星在系统本体坐标系下的方向矢量为 $\tilde{\mathbf{V}}_{bs}^b$, 根据恒星背景进行定姿可

$$\begin{bmatrix} \frac{\hat{x}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{x}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} \\ \frac{\hat{y}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{y}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} \\ \frac{\hat{z}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{z}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \\ -\frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \\ -\frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

任意地理位置为 $[L \ \lambda \ h]$, L, λ, h 分别表示纬度、经度和大地高。则根据 WGS84 地球椭圆模型可计算系统在地心地固系下的坐标为:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_N + h) \cos L \cos \lambda \\ (R_N + h) \cos L \sin \lambda \\ (R_N(1 - e^2) + h) \sin L \end{bmatrix}, \quad (11)$$

式中: e 是地球椭球的离心率, R_N 是该位置对应的地球卯酉圈的曲率半径。

对式(9)两侧求导有:

$$\begin{cases} \delta x = -(R_N + h) \sin L \cos \lambda \delta L - \\ \quad (R_N + h) \cos L \sin \lambda \delta \lambda + \cos L \cos \lambda \delta h \\ \delta y = -(R_N + h) \sin L \sin \lambda \delta L + \\ \quad (R_N + h) \cos L \cos \lambda \delta \lambda + \cos L \cos \lambda \delta h \\ (R_N(1 - e^2) + h) \cos L \delta L + \sin L \delta h \end{cases} \quad (12)$$

$$\mathbf{C}_2 = \begin{bmatrix} -(R_N + h) \sin L \cos \lambda & -(R_N + h) \cos L \sin \lambda & \cos L \cos \lambda \\ -(R_N + h) \sin L \sin \lambda & (R_N + h) \cos L \cos \lambda & \cos L \sin \lambda \\ (R_N(1 - e^2) + h) \cos L & 0 & \sin L \end{bmatrix}.$$

得到系统在惯性系下姿态矩阵为 \mathbf{C}_i^b , 根据观测时刻 UTC 时间计算观测时刻地心地固系到惯性系的坐标转换矩阵 \mathbf{C}_e^i 。由此可得, 系统本体与卫星连线在地心地固系下的方向矢量为:

$$[\tilde{x}_{bs}^e \ \tilde{y}_{bs}^e \ \tilde{z}_{bs}^e]^T = \tilde{\mathbf{V}}_{bs}^e = (\mathbf{C}_e^i)^{-1} (\mathbf{C}_i^b)^{-1} \tilde{\mathbf{V}}_{bs}^b. \quad (8)$$

星敏感器的测量误差有:

$$\begin{cases} \tilde{x}_{bs}^e = \frac{x_{bs}^e}{r_{bs}^e} + \sigma_1 \\ \tilde{y}_{bs}^e = \frac{y_{bs}^e}{r_{bs}^e} + \sigma_2, \\ \tilde{z}_{bs}^e = \frac{z_{bs}^e}{r_{bs}^e} + \sigma_3 \end{cases} \quad (9)$$

其中 $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ 与星敏感器测量误差有关。

联立式(7)和式(9)有:

3.3.3 系统测量方程

由式(10)和式(12)选择测量量为:

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{x}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{x}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} & \frac{\hat{y}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{y}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} & \frac{\hat{z}_{bs}^e}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\tilde{z}_{bs}^e}{\tilde{r}_{bs}^e} \end{bmatrix}^T. \quad (13)$$

对应测量矩阵为:

$$\mathbf{H} = [\mathbf{O}_{3 \times 6} \ \mathbf{C}_1 \mathbf{C}_2 \ \mathbf{O}_{3 \times 6}], \quad (14)$$

其中:

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{x}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \\ -\frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{y}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \\ -\frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{x}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & -\frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{y}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} & \frac{1}{\hat{r}_{bs}^e} - \frac{\hat{z}_{bs}^e \hat{z}_{bs}^e}{(\hat{r}_{bs}^e)^3} \end{bmatrix},$$

系统同时观测恒星,文献[13]中基于恒星观测的星光惯性融合导航方法可继续应用,实现对导航系统姿态的估计。采用卡尔曼滤波的方式估计系统状态量,具体过程见文献[18]和文献[20],在此不进行赘述。

4 仿真实验分析

为进一步验证算法有效性,进行了仿真实验分析,仿真参数如表 1 所示。

表 1 星光惯性组合导航系统误差

Tab. 1 Error of integrated navigation system

Error term	Error value
Zero bias of gyroscopes	0.01 (°)/h
Angle random walk	0.001 (°)/h ^{0.5}
Scale factor error of gyroscopes	25 ppm
Zero bias of accelerometers	40 μg ₀
Velocity random walk	5 μg ₀ /Hz ^{0.5}
Scale factor error of accelerometers	20 ppm
The error of star sensor	5''(1σ)
The error of satellite position	600 m(3σ)

仿真运动轨迹如图 5 所示,载体初始位置为(40°N, 116°E, 100 m),初始姿态为(0°, 0°, 0°),经过 1 h 上升到 15 km 左右,转入平飞阶段。初始对准误差为(0.002 3°, -0.002 3°, -0.085 2°)。

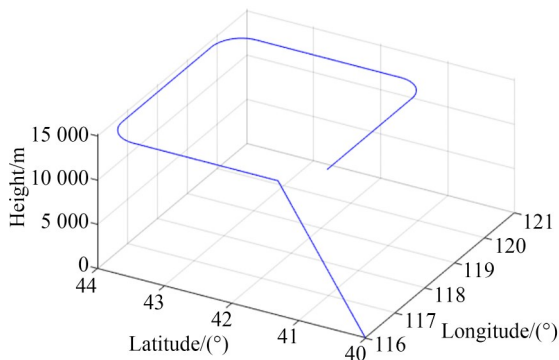
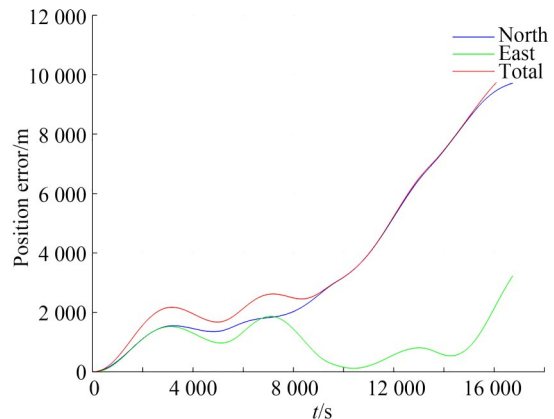


图 5 仿真实验飞行轨迹

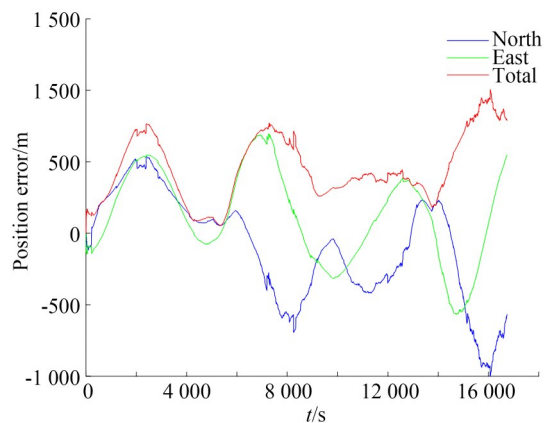
Fig. 5 Flight track of simulation

该对准精度可保证星敏感器对目标天区的观测。

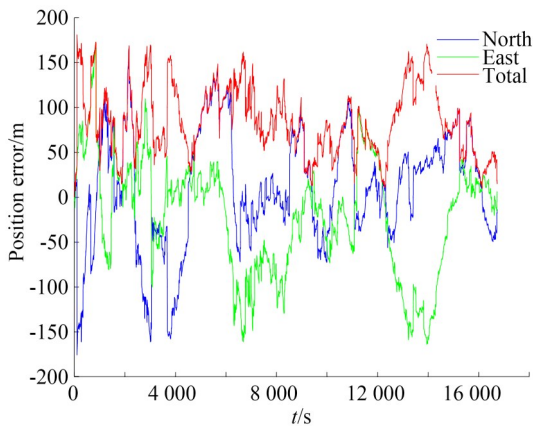
对于动态情况,提取卫星指向为曝光中心时刻,注意此时使用 TLE 计算卫星位置时也应计算到曝光中心时刻。通过仿真比较纯惯性导航、基于恒星观测的组合导航、基于卫星星光观测的组合导航的导航精度,结果如图 6 所示。不难看出,对于纯惯性导航,由于惯性器件零偏,导航误差随时间积累。在 5 h 后系统位置误差已接近 10 km。基于恒星观测的组合导航,相比于纯惯性导航位置误差明显减小,但位置仍然会随着时间增长而发散,最终定位误差超过 1 000 m。基于卫星星光观测的组合导航,可直接对位置进行修正,因此,位置误差不会时间增加而发散,位置精度优于始终优于 150 m。



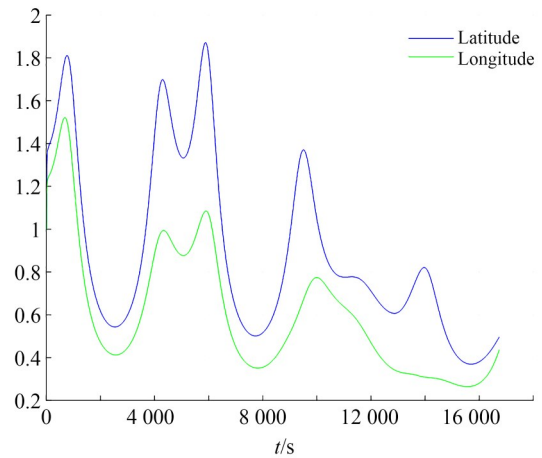
(a) 纯惯性导航
(a) Inertial navigation



(b) 基于恒星观测的组合导航
(b) Integrated navigation based on star observation



(c) 基于卫星星光观测的组合导航
(c) Integrated navigation based on satellite celestial observation



(a) 基于恒星观测的组合导航
(a) Integrated navigation based on star observation

图 6 系统导航位置误差

Fig. 6 Error of system navigation position

一般情况下,有:

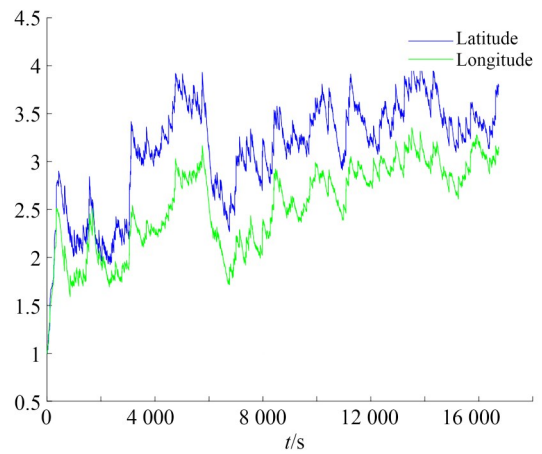
$$\sigma_{k(j)} = \sqrt{\frac{P_{0(jj)}}{P_{k(jj)}}}, \quad (15)$$

其中: $\sigma_{k(j)}$ 表示系统在 k 时刻第 j 个状态量的可观测度, $P_{0(jj)}$ 和 $P_{k(jj)}$ 分别表示0时刻和 k 时刻协方差矩阵的第 j 行第 j 列元素。

基于恒星观测和卫星星光观测的组合导航方法在纬度和经度上的可观测度如图7所示。可以看出,基于恒星观测的组合导航系统,在经纬度上的可观度均随时间增加而下降,因此其位置误差必然随时间增加而发散。相比之下,基于卫星星光观测的组合导航系统在纬度和经度的可观性始终保持稳定,说明系统具有很好的可观度,因此其位置误差不会因时间增长而发散。

采用表1中的惯导误差和星敏测量误差分析不同卫星位置精度对组合导航精度的影响,结果如图8所示。可以看出,随着卫星位置误差的增大,当卫星位置误差达到1200 m(3σ)时,仍可保证组合导航定位精度优于252.0 m。

通过仿真验证,基于卫星星光观测的组合导航系统,定位精度不随时间增长而发散,且始终具有很好的定位精度,因此该方法具有较高的工程应用价值。



(b) 基于卫星星光观测的组合导航
(b) Integrated navigation based on satellite celestial observation

图 7 系统可观测度对比

Fig. 7 Compare of system objective measurement

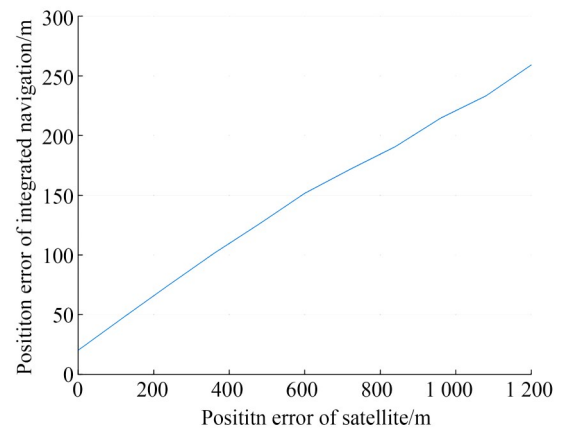


图 8 不同卫星位置精度对组合导航精度的影响

Fig. 8 Navigation position accuracy corresponding to different satellite position

5 实验分析

为进一步验证算法的有效性,搭建实验平台对算法进行验证。实验现场如图 9 所示。实验数据流如图 10 所示。惯导向测试计算机实时发送加速度计和陀螺原始脉冲数据,计算机收到后进行初始对准和位姿解算;导航计算机利用当前位置信息和卫星星历计算目标卫星的方向矢量,并向两轴伺服转台发送控制指令,控制转台旋转实现对目标卫星的观测;星敏传感器实时向测试计算机发送姿态信息,若观测到非恒星目标,则发送

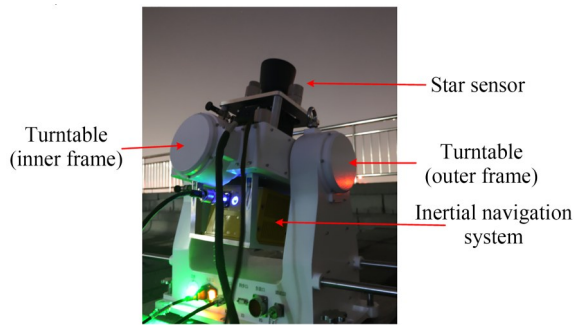


图 9 组合导航试验照片

Fig. 9 Photo of integrated navigation system

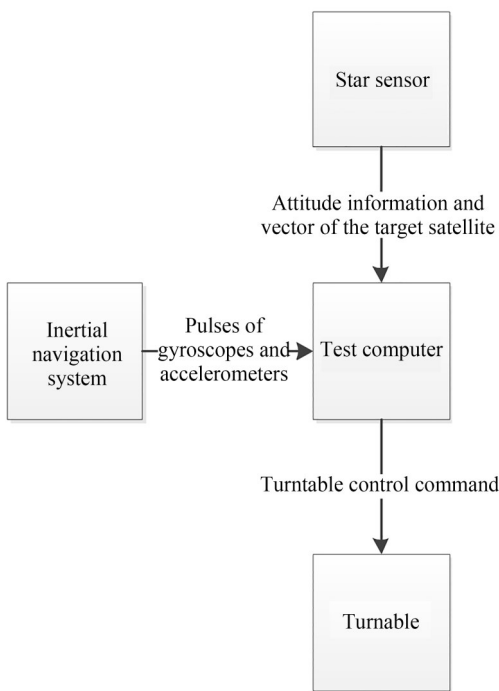


图 10 组合导航实验数据流

Fig. 10 Data flow of inertial navigation system

目标的方向矢量;测试计算机收到星敏传感器发送的目标矢量后,通过当前计算的位姿数据与星历进行比较,确定观测目标是否为目标卫星。若为目标卫星,则通过文中方法对计算的位姿信息和惯性器件零偏进行修正。

实验采用的惯导陀螺和加表的零偏稳定性分别为 $0.004 (^{\circ})/h$ 和 $50 \mu g_0$,星敏传感器单星测量精度为 $3'' (1\sigma)$ 。卫星星历采用 space-track 上下载的 TLE 数据(共计 11 117 颗卫星),实验时刻与 TLE 中卫星最长时间间隔为 1 天。实验静态导航 2 h,过程中共观测卫星 443 颗,其中绝大部分为 STARLINK 卫星。实验过程中观测到中国空间站,通过与恒星比对得到中国空间站星等大约为 $-1.1 Mv$,其 8 s 内序列图像如图 11 所示。其中,红色框内为恒星,绿色框内为中国空间站轨迹(彩图见期刊电子版)。

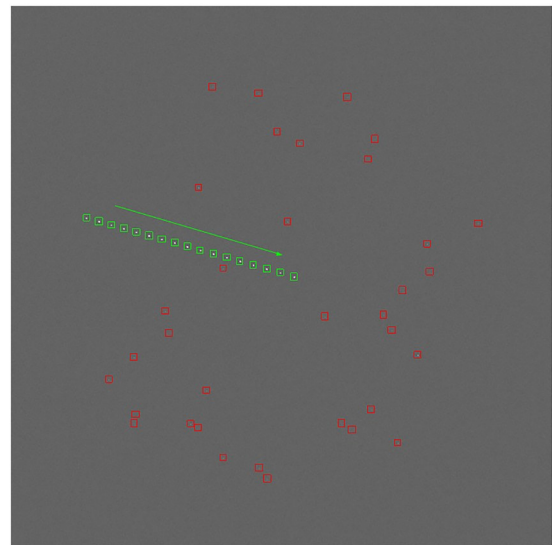


图 11 星敏传感器拍摄中国空间站序列图像

Fig. 11 Sequence image of China space station captured by star sensor

导航位置误差如图 12 所示。不难看出,基于卫星星光观测的组合导航方法位置精度优于 $41.42 m$,且位置误差不随时间发散。

为进一步说明该方法的有效性,分析不同初始位置误差对最终组合导航精度的影响如图 13 所示。可以看出在 $4 000 s$ 后,对于不同的初始位置误差,最终位置误差均优于 $150 m$,证明了该方法的有效性。

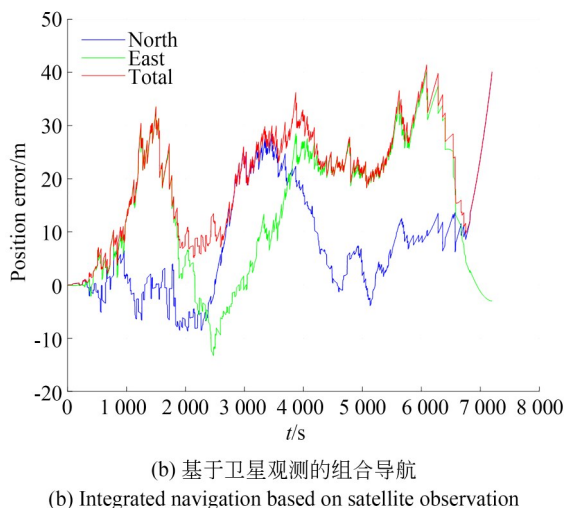
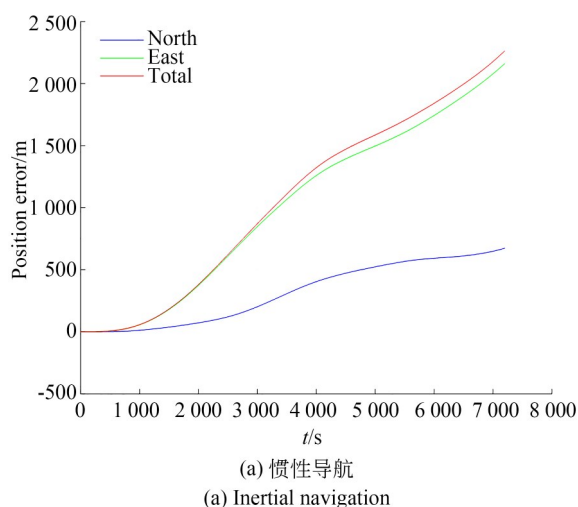


图 12 导航定位精度

Fig. 12 Accuracy of navigation position

6 结 论

本文提出一种基于卫星星光观测的星敏传感器/惯导组合导航技术。对星敏传感器拍摄星图进行预处理,以识别视场中的恒星及卫星;利用恒星确定星敏传感器当前姿态信息,根据卫星星历中

参考文献:

- [1] 崔冰波. GNSS 拒止环境下 FOG-SINS/GNSS 组合导航关键技术研究[D]. 南京:东南大学, 2017.
CUI B B. *Key Technologies for FOG-SINS/GNSS under GNSS-denied Environment* [D]. Nanjing:

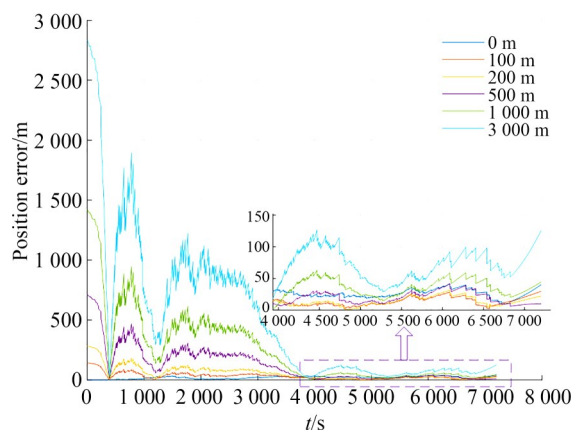


图 13 不同初始位置误差对组合导航精度的影响

Fig. 13 Influence of initial position error on integrated navigation position accuracy

计算观测卫星当前时刻的位置信息,以确定载体与卫星位置之间的矢量关系,建立测量方程;结合惯导误差模型建立的系统状态方程,利用卡尔曼滤波算法实现对惯导输出的位置信息进行修正。仿真分析不同卫星位置误差对组合导航系统导航精度的影响,结果显示该算法具有较高的精度。搭建实验平台对组合导航算法进行验证,组合导航位置误差为 41.42 m。对于不同的初始位置误差,文中方法的导航位置精度均优于 150 m。该卫星观测技术可自主提供位置信息,实现导航位置误差不会随时间增加而发散,具有较高的工程应用价值。

作者贡献声明:

闫蓬勃:论文撰写,算法研发、仿真及测试验证。

李佳豹:实验系统搭建及测试。

张辉:算法研发及仿真。

徐晓丹:测试验证。

安悦晗:实验数据处理。

乔川:技术指导,论文审阅及修订。

Southeast University, 2017. (in Chinese)

- [2] QUINCHIA A G, FALCO G, FALLETTI E, *et al.* A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems [J]. *Sensors*, 2013, 13(8): 9549-9588.
- [3] GRANT A, WILLIAMS P, WARD N, *et al.*

- GPS jamming and the impact on maritime navigation [J]. *Journal of Navigation*, 2009, 62 (2) : 173-187.
- [4] BONEBRAKE C, ROSS O' NEIL L. Attacks on GPS time reliability[J]. *IEEE Security & Privacy*, 2014, 12(3): 82-84.
- [5] 李葆华, 刘国良, 刘睿, 等. 天文导航中的星敏感器技术[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(7): 1615-1620.
- LI B H, LIU G L, LIU R, *et al.* Key techniques of star sensors for celestial navigation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(7): 1615-1620. (in Chinese)
- [6] 叶涛, 杨飞. 应用非线性优化算法自主标定星敏感器[J]. *光学精密工程*, 2017, 25(9): 2483-2489.
- YE T, YANG F. Autonomous calibration of star sensors based on nonlinear optimization algorithm [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25 (9) : 2483-2489. (in Chinese)
- [7] 卢欣, 李春艳, 李晓, 等. 星光导航技术现状与发展综述[J]. *空间控制技术与应用*, 2017, 43(4): 1-8.
- LU X, LI CH Y, LI X, *et al.* Current situation and development trends of starlight navigation technology [J]. *Aerospace Control and Application*, 2017, 43 (4): 1-8. (in Chinese)
- [8] 袁红卫. 光电导航技术与装备发展研究[J]. *光学与光电技术*, 2011, 9(1): 88-92.
- YUAN H W. Research on electro-optical navigation technology and equipment development [J]. *Optics & Optoelectronic Technology*, 2011, 9(1): 88-92. (in Chinese)
- [9] BELENKII M, BRUNS D G, RYE V A, *et al.* Daytime stellar imager: US7349804 [P]. 2008-03-25.
- [10] 杨波, 王跃钢, 徐洪涛. 弹载惯性/卫星/星光高精度组合导航[J]. *中国惯性技术学报*, 2010, 18 (4): 444-449.
- YANG B, WANG Y G, XU H T. High-precision integrated inertial/satellite/starlight navigation for missile [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2010, 18(4): 444-449. (in Chinese)
- [11] 张承. 空天飞行器惯性/天文组合导航技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- ZHANG C. *Research on SINS/CNS Integrated Navigation Technique of Aerospace Vehicle* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [12] 黄远, 王可东, 刘宝. 机动天基平台惯性/天文导航组合模式研究[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41 (6): 1622-1628.
- HUANG Y, WANG K D, LIU B. INS/CNS integration schemes for a maneuvering spacecraft [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41 (6): 1622-1628. (in Chinese)
- [13] 乔川, 李晓, 庞少龙, 等. 基于单星测量的星光惯性组合导航[J]. *光学精密工程*, 2021, 29(3): 503-512.
- QIAO CH, LI X, PANG SH L, *et al.* Starlight-inertial integrated navigation based on single star vector [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29 (3) : 503-512. (in Chinese)
- [14] BryceTech. Smallsats by the Numbers2023 [R/OL]. (2023). https://brycetech.com/reports/ep-ort-documents/ryce_mallsats_2023.pdf.
- [15] Euroconsult. Prospects for the small satellite market [R/OL]. (2023). https://digital-platform.euroconsult-ec.com/wp-content/uploads/2023/07/Small_Sats_2023_Extract.pdf.
- [16] 杨莉, 吕相银, 金伟, 等. 在轨卫星星等建模与计算[J]. *应用光学*, 2014, 35(3): 365-370.
- YANG L, LV X Y, JIN W, *et al.* Model and calculation of orbital satellite apparent magnitude [J]. *Journal of Applied Optics*, 2014, 35 (3) : 365-370. (in Chinese)
- [17] 张俊, 张洪健, 孙大开, 等. 高灵敏度空间目标自主探测技术研究[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49 (5): 88-94.
- ZHANG J, ZHANG H J, SUN D K, *et al.* High sensitive automatic detection technique for space objects [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(5): 88-94. (in Chinese)
- [18] 程朴, 覃慧玲, 杨龙河. 基于自适应滤波的天文惯性组合导航技术[J]. *光学与光电技术*, 2023, 21(3): 92-99.
- CHENG P, QIN H L, YANG L H. Application of CNS-INS integrated navigation technology based on adaptive filtering [J]. *Optics & Optoelectronic Technology*, 2023, 21(3): 92-99. (in Chinese)
- [19] 刘朝山, 刘光斌, 王新国, 等. 弹载星敏感器原理及系统应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- LIU CH SH, LIU G B, WANG X G, *et al.* *Principle and System Application of Missile-Borne Star Sensor* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010. (in Chinese)
- [20] 秦永元. 惯性导航[M]. 2版. 北京: 科学出版

社, 2014.

QIN Y Y. *Inertial Navigation*[M]. Beijing: Science Press, 2014. (in Chinese)

- [21] 陆正亮, 张翔, 刘洋, 等. 基于SGP4模型与多普勒频移的改进定轨方法[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(6): 1360-1366.

术, 2016, 38(6): 1360-1366.

LU ZH L, ZHANG X, LIU Y, *et al.* Improved orbit determination based on SGP4 model and Doppler shifts[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2016, 38(6): 1360-1366. (in Chinese)

作者简介:



闫蓬勃(1990—),男,河北邢台人,硕士研究生,工程师,主要从事空间光电测量、星光组合导航技术的研究。E-mail: ypb_forever@126.com

通讯作者:



乔川(1991—),男,北京人,博士,高级工程师,2019年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事星敏感器、星光组合导航技术的研究。E-mail: qc_chuan@163.com