

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2024.06.010

亚轨道飞行器的惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法

杨曙宁, 王鼎杰, 张洪波, 汤国建

(国防科技大学空天科学学院, 长沙 410073)

摘要: 为保证亚轨道飞行器导航系统在复杂环境下的精度和鲁棒性, 针对卫星导航观测量异常粗差和大气密度误差引起的混合故障问题, 提出了一种惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法。在惯性/卫星子系统利用双因子等价权调整滤波增益矩阵, 能够削弱卫星导航相关观测时故障信息对状态估计的不良影响; 在惯性/天文子系统利用惯性导航定位信息, 设计了一种惯导辅助的星光折射故障诊断算法, 可以有效检测和隔离大气密度误差引起的星光折射导航故障。对含有上述故障信息的场景进行了仿真, 结果表明, 该算法能够有效处理卫星导航观测异常和星光折射导航定位故障对导航结果的影响, 具有较强的容错性能。在故障条件下, 定位精度可控制在 70 m 左右, 定速精度小于 0.2 m/s, 定姿精度在 10" 以内。

关键词: 卫星导航; 星光折射导航; 多源融合导航; 故障检测; 鲁棒滤波算法

中图分类号: V249.3

文献标志码: A

文章编号: 2095-8110(2024)06-0123-09

A robust fusion method for suborbital spacecraft based on SINS/CNS/GNSS multi-source integrated navigation

YANG Shuning, WANG Dingjie, ZHANG Hongbo, TANG Guojian

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Aiming at the mixed fault problems caused by outliers in GNSS measurements and atmospheric density errors in spacecraft autonomous navigation, this paper proposes a robust fusion method suitable for suborbital spacecraft based on SINS/CNS/GNSS multi-source integrated navigation to improve the accuracy and robustness of the navigation system under fault conditions. The method, which uses two-factor equivalent weights to adjust the filter gain matrix in the SINS/GNSS subsystem, is able to mitigate the adverse effect of fault information on state estimation when using GNSS correlation measurements. In the SINS/CNS subsystem, this method uses SINS positioning information to design an inertial-assisted RCNS fault diagnosis algorithm, the algorithm can effectively detect and isolate the navigation fault caused by the atmospheric density error. Simulation is performed on a scenario containing the above fault information, and the experimental results show that the proposed algorithm can effectively control the effects of GNSS measurement anomalies and RCNS positioning faults on navigation results. Under fault conditions, the positioning accuracy can be controlled within 70 m, the velocity accuracy is less than 0.2 m/s, and the attitude accuracy is within 10 arc seconds.

Key words: Satellite navigation; Refraction celestial navigation; Multi-source integrated navigation; Fault

收稿日期: 2024-05-03; 修订日期: 2024-06-28

作者简介: 杨曙宁(2000—), 女, 硕士研究生, 主要从事飞行器导航方面的研究。

通信作者: 汤国建(1964—), 男, 博士, 教授, 主要从事制导和控制方面的研究。

detection; Robust filtering algorithm

0 引言

亚轨道飞行器是一类水平/垂直起飞,上升至亚轨道后再入滑翔,并通过末段能量管理到达预定状态的可重复使用系统^[1]。它体积较小、质量较小、消耗的能量和成本较低,具有巨大的潜在经济价值和军事价值。由于亚轨道飞行器再入大气层过程较为复杂,严苛的约束条件与多任务要求对飞行器导航系统的精度、可靠性与鲁棒性提出了新的挑战。高精度导航技术成为亚轨道飞行器自主化控制的核心关键技术。

在世界各国亚轨道飞行器的研制和实验中,导航系统普遍采用以捷联式惯性导航系统(strapdown inertial navigation system, SINS)为主的组合导航方案。捷联惯导具有导航信息全、自主性高及连续性好等优点,但其导航误差会随时间累积而难以独立工作^[2]。因此,飞行器导航在惯导的基础上,辅以卫星导航接收机和星敏感器,构成惯性/天文/卫星组合导航系统。目前,以装备于美国 RC-135 侦察机上的 LN-120G 为代表的惯性导航系统(inertial navigation system, INS)/天文导航系统(celestial navigation system, CNS)/全球卫星导航系统(global navigation satellite system, GNSS)组合导航系统已成为飞行器最有效的高性能导航手段^[3]。

近年来,SINS/CNS/GNSS 信息稳健融合方案成为亚轨道飞行器高精度导航的重要研究方向。传统的信息融合方式普遍采用集中式 Kalman 滤波方法,该方法结构简单、计算量小^[4]。然而,GNSS 信号和天文导航量测信息易受干扰导致系统存在粗差^[5],标准 Kalman 滤波不具备容错能力,这使得滤波丧失估计最优性,甚至引起滤波发散。针对这一问题,可采用故障检测和抗差滤波的方法进行容错导航。抗差自适应滤波通过放大异常观测量的噪声控制故障信息对导航解的影响,具有较好的容错能力。文献[6]利用模型预测滤波抑制系统模型误差,然后利用抗差自适应因子控制观测异常,有效提升了导航精度。文献[7]设计了一种抗差自适应滤波器,采用两段函数表示自适应因子,以控制动力学模型预测信息异常和量测信息异常的影响,取得了一定的效果。但抗差自适应滤波方法也存在一些缺点,抗差估计过程往往需要迭代求解,在

求观测噪声的等价权矩阵时,不仅需要可靠的状态估值,还要求系统噪声和观测误差为高斯分布^[8-9]。为了进一步提高导航系统的鲁棒性,很多学者提出了将故障检测与抗差估计相结合的方法^[10-13]。卡方检验法是最常用的故障检测算法。文献[14]通过状态卡方检测法对异常量测信息进行检测与隔离,并根据归一化检测统计量设计阈值,以实现对于滤波器量测更新进行加权。文献[15]在采用卡方检验法的同时,利用故障检测结果设计等价权矩阵,对误差进行实时修正,提升了系统的鲁棒性。为了更好地检测缓变故障,文献[16-17]采用序贯概率比检验算法,利用对数似然比估计故障的发生概率,并通过渐消因子提升对故障结束时间的检验准确率。但当系统频繁发生故障时,序贯概率比检验法灵敏度可能下降。

考虑到惯性/天文/卫星多源融合导航系统可能面临的大气密度不准和 GNSS 粗差的联合影响,现有方法存在性能恶化的问题,本文设计了一种稳健融合导航方法。针对 GNSS 量测粗差,构造一种双因子等价权矩阵,对含有粗差的量测信息降权,该方法在相关观测时具有良好的抗差作用;针对大气密度不准导致的星光折射观测故障,设计了一种惯导信息辅助的大气模型故障检测算法,利用惯性导航给出的先验信息,通过假设检验的思想对星光折射导航故障进行诊断和隔离。最后,结合仿真数据对算法的有效性进行了验证。典型飞行轨迹仿真结果表明,本文所提方法显著提升了故障条件下惯性/天文/卫星多源融合导航的精度,具有较好的容错效果。

1 惯性/天文/卫星多源融合导航模型

1.1 动力学模型

在地心惯性坐标系 i 系中,捷联惯性导航的基本方程可表述为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{C}}_i^b = -[\boldsymbol{\omega}_{ib}^b \times] \mathbf{C}_i^b \\ \dot{\mathbf{v}}^i = \mathbf{C}_i^b \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^i \\ \dot{\mathbf{r}}^i = \mathbf{v}^i \end{cases} \quad (1)$$

式中, \mathbf{r}^i 和 \mathbf{v}^i 分别为载体位置和速度矢量在 i 系中的表示; \mathbf{C}_i^b 为 i 系至惯导体系 b 系的方向余弦矩阵; $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为 b 系相对于 i 系的角速度矢量在 b 系中的表

示; f^b 为视加速度矢量; g^i 为引力矢量。

假定扰动量由常值部分和随机部分组成,离散形式的地心惯性系下的捷联惯导误差传播方程如式(2)所示。

$$\begin{pmatrix} \delta r_k^i \\ \delta v_k^i \\ \theta_k \\ b_{f,k} \\ b_{\omega,k} \end{pmatrix} = \Phi_{k,k-1} \begin{pmatrix} \delta r_{k-1}^i \\ \delta v_{k-1}^i \\ \theta_{k-1} \\ b_{f,k-1} \\ b_{\omega,k-1} \end{pmatrix} + \Gamma_k \begin{pmatrix} \delta f_k^b \\ \delta \omega_{ib,k}^b \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中, δr_k^i 和 δv_k^i 分别表示惯导 i 系 k 时刻的位置和速度误差; θ_k 为失准角; b_f 和 b_ω 分别为加速度计与陀螺的零偏误差; δf^b 和 $\delta \omega_{ib}^b$ 分别为加速度计和陀螺的零偏随机噪声; $\Phi_{k,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻到 k 时刻系统的状态转移矩阵; Γ_k 为 k 时刻系统的噪声传递矩阵,详细表达式见参考文献[18]。

根据协方差传播规律可得系统的协方差预报方程

$$P_k = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \Gamma_k Q_k \Gamma_k^T \quad (3)$$

式中, Q_k 为惯组元件随机测量噪声协方差矩阵。

1.2 多源观测模型

1.2.1 惯性/卫星紧组合量测方程

惯性/卫星紧组合以卫星导航和惯导输出的伪距之差 $\delta\rho$ 与伪距变率之差 $\delta\dot{\rho}$ 作为观测量,紧组合量测方程为^[18]

$$\begin{cases} \delta\rho = -\frac{(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)^T}{\rho} \delta\mathbf{r}^i + c \cdot \delta t + v_\rho \\ \delta\dot{\rho} = \left[\frac{\dot{\rho}(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)}{\rho^2} - \frac{\mathbf{v}^i - \mathbf{v}_g^i}{\rho} \right]^T \delta\mathbf{r}^i - \\ \frac{(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)^T}{\rho} \delta\mathbf{v}^i + c \cdot \delta\dot{t} + v_{\dot{\rho}} \end{cases} \quad (4)$$

式中, \mathbf{r}_g^i 和 \mathbf{v}_g^i 分别为卫星的位置和速度; ρ 和 $\dot{\rho}$ 分别为惯导解算得到的伪距和伪距变率, $\rho = \sqrt{(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)^T (\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)}$, $\dot{\rho} = \frac{(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)^T (\mathbf{v}^i - \mathbf{v}_g^i)}{\sqrt{(\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)^T (\mathbf{r}^i - \mathbf{r}_g^i)}}$;

$c \cdot \delta t$ 和 $c \cdot \delta\dot{t}$ 分别为接收机的钟差和钟差变率; v_ρ 和 $v_{\dot{\rho}}$ 分别为伪距和伪距变率测量误差。

1.2.2 星敏感器姿态量测方程

以星敏感器输出的失准角信息作为观测量,子滤波器的量测方程为^[18]

$$\hat{\theta} = -C_b^s \theta - \theta_s + \varepsilon \quad (5)$$

式中, $\hat{\theta}$ 为星敏感器观测得到的失准角; θ_s 为星敏感器安装失准角; C_b^s 为星敏感器相对于惯导的安装矩阵; ε 为定姿误差即测量噪声,可根据经典算法按

经验选取。

1.2.3 星光折射视高度量测方程

对观测到的星像点成像信息进行星图识别及折射星检测,若发现存在折射星,则可利用星光折射模型^[19],根据式(6)计算出视高度 h_a 。

$$h_a = h_0 - H \cdot \ln R + H \cdot \ln[k(\lambda) \cdot \rho_0 \cdot \sqrt{2\pi R_e/H}] + R \sqrt{H \cdot R_e/2\pi} \quad (6)$$

式中, h_0 为参考高度,根据经验通常选取 $h_0 = 25 \text{ km}$ ^[19]; ρ_0 为 h_0 处大气密度; H 为大气密度标尺高度,与温度、大气分子量及重力加速度有关,在有限高度范围内可认为不变; R 为折射角; $k(\lambda)$ 为散射因子,其仅与光线波长 λ 有关; R_e 为地球半径。

此外,视高度与星敏感器位置存在如下几何关系

$$h_a = \sqrt{\mathbf{r}_s^T \mathbf{r}_s - (\mathbf{e}'^T \mathbf{r}_s)^T \mathbf{e}'^T \mathbf{r}_s} - R_e \quad (7)$$

式中, \mathbf{e}' 为折射后星光矢量; \mathbf{r}_s 表示飞行器所处的观测位置。

以星光大气模型和星敏感器测量位置分别计算出的视高度之差为观测量,可得量测方程

$$\delta h_a = h_a - \hat{h}_a = -\frac{(\mathbf{r}^i - \mathbf{e}' \mathbf{e}'^T \mathbf{r}^i)^T \delta \mathbf{r}^i}{\sqrt{\mathbf{r}^{iT} \mathbf{r}^i - \mathbf{r}^{iT} \mathbf{e}' \mathbf{e}'^T \mathbf{r}^i}} + v_a \quad (8)$$

式中, h_a 为视高度理论值; \hat{h}_a 是由式(7)计算得到的视高度; v_a 为由大气模型误差和折射角误差引起的视高度随机误差。

2 惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法

2.1 故障源分析与建模

亚轨道飞行器在机动时,其卫星导航系统容易受到欺骗和干扰,导致 GNSS 观测信息产生粗差。在正常工作条件下,GNSS 接收机测量值均可视为以真值为均值的高斯白噪声;然而,在实际工作环境中,不可避免的环境干扰导致 GNSS 测量值出现相对均值的显著偏离,表现为观测粗差或野值,从而违背了原有 GNSS 观测模型假设,造成 Kalman 滤波精度下降甚至发散。

此外,飞行器进行星光折射导航时,其定位精度受到视高度测量精度的影响。对式(6)微分可得

$$dh_a = H \frac{d\rho_0}{\rho_0} - H \frac{dR}{R} + \left(\frac{HR_e}{2\pi} \right)^{\frac{1}{2}} dR \quad (9)$$

由式(9)可知,视高度测量误差与折射角和大气密度误差有关。折射角误差由星敏感器自身元件精度决定;而大气密度偏差由星光大气折射模型精度决定,大气密度模型误差将导致视高度观测量

偏离真值,使得最终定位结果严重偏离真值。

在 $h_g = 25$ km 高度处,由美国标准大气可知^[19]

$$\begin{aligned} H &= 6.366 \text{ km} \\ \rho_0 &= 40.084 \text{ g/m}^3 \\ R &= 148.1''(0.000718 \text{ rad}) \end{aligned} \quad (10)$$

由式(9)、式(10)可知,在不考虑折射角测量误差的情况下,1%的大气密度误差会引起约 63.66 m 的视高度误差,对组合导航性能产生显著影响。

2.2 卫星导航与星光折射导航粗差探测方法

在 SINS/GNSS 子系统中,为抵御 GNSS 观测故障,通常采用基于抗差 M 估计的滤波方法,提升系统的鲁棒性。在实际应用中,为了消除钟差和钟差变率等信息对导航结果的影响,需要对 GNSS 观测测量进行星间差分。星间差分技术在减小系统误差的同时,带来了观测信息不独立的问题,此时利用传统的抗差算法进行滤波会引起异常误差转移,最终导致抗差估计失效。因此,本文通过构造双因子等价权,采用考虑观测相关性的卫星导航粗差抑制方法,以抵御 GNSS 相关观测时粗差和野值引起的导航故障。

星光折射导航中,大气密度误差通过影响视高度测量,从而严重制约系统定位精度。视高度可由折射角和大气密度根据星光折射模型计算,也可以通过惯性导航定位结果结合几何关系进行计算。当大气密度模型产生偏差甚至故障时,通过星光折射模型计算出的视高度会严重偏离真值,而通过几何关系计算出的视高度则不受影响。因此,通过统计两种不同方法计算出视高度的差值,可以对导航故障进行检测。本文根据此思路,采用惯导辅助的星光折射故障诊断方法,通过隔离故障信息,解决大气密度误差导致的星光折射导航故障问题。

2.2.1 惯导辅助星光折射故障诊断方法

针对大气密度误差导致的星光折射导航故障,采用惯性导航定位信息辅助的方法进行故障诊断。通过式(6)和式(7)分别计算得到视高度观测值和视高度理论预报值,判断两者的差值是否偏离理论分布,便可以检测出星光折射导航是否存在故障。

首先计算捷联惯性/星光折射导航系统(refraction celestial navigation system, RCNS)子滤波器残差

$$\mathbf{r}_k = \mathbf{Z}_{1,k} - \mathbf{H}_{1,k} \hat{\mathbf{X}}_{1,k/k-1} \quad (11)$$

式中, \mathbf{r}_k 为 k 时刻 SINS/RCNS 子系统残差; $\mathbf{Z}_{1,k}$ 为 SINS/RCNS 子系统观测量; $\mathbf{H}_{1,k}$ 为 SINS/RCNS 子

系统观测矩阵; SINS/RCNS 子系统预报值 $\hat{\mathbf{X}}_{1,k/k-1}$ 为

$$\hat{\mathbf{X}}_{1,k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{\mathbf{X}}_{1,k-1} \quad (12)$$

式中, $\hat{\mathbf{X}}_{1,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻的系统状态向量。

残差 \mathbf{r}_k 的方差,即新息协方差矩阵可以表示为

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{H}_{1,k} \mathbf{P}_{1,k/k-1} \mathbf{H}_{1,k}^T + \mathbf{R}_{1,k} \quad (13)$$

式中, $\mathbf{P}_{1,k/k-1}$ 为 $\hat{\mathbf{X}}_{1,k/k-1}$ 的协方差矩阵; $\mathbf{R}_{1,k}$ 为 SINS/RCNS 子系统量测噪声。

当系统无故障时,残差 \mathbf{r}_k 是零均值高斯白噪声;当系统发生故障时,其均值不再为 0。因此,通过检验残差 \mathbf{r}_k 的均值,判定系统是否发生故障。

计算故障检测函数

$$\lambda_k = \mathbf{r}_k^T \mathbf{A}_k^{-1} \mathbf{r}_k \quad (14)$$

则 λ_k 是服从自由度为 m 的 χ^2 分布。 m 为观测量 \mathbf{Z}_k 的维数。

故障判定准则为

$$\begin{cases} \text{若 } \lambda_k > T_D, \text{ 判定有故障} \\ \text{若 } \lambda_k \leq T_D, \text{ 判定无故障} \end{cases} \quad (15)$$

其中,检测门限值 T_D 通过预先设置的误警率 P_f 确定。

在 SINS/RCNS 子滤波器中加入上述故障检测算法,可以准确识别由大气折射模型偏差导致的视高度量测故障,利用剩余的正确局部状态估计进行信息融合,可以有效抵御故障影响,并计算出可靠的系统状态估计。

2.2.2 考虑观测相关性的卫星导航粗差抑制方法

针对 GNSS 观测粗差,基于抗差 M 估计准则构造双因子等价权矩阵,设计抵御异常观测的抗差滤波器,以控制故障信息对状态估计的影响。等价权矩阵 \mathbf{A}_k 是抗差估计算法的核心。针对观测相关性的问题,本文基于 IGG-III 函数构造双因子抗差等价权。

计算惯性/卫星子系统标准化残差 $\tilde{\mathbf{V}}_k$

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{Z}_{2,k} - \mathbf{H}_{2,k} \hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1} \quad (16)$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_k = \left(\frac{\mathbf{V}_k^T \mathbf{V}_k}{\text{tr}(\mathbf{P}_{V_k})} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (17)$$

式中, \mathbf{V}_k 为 k 时刻惯性/卫星子系统预测残差, $\mathbf{Z}_{2,k}$ 为 k 时刻惯性/卫星子系统观测量; $\hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}$ 为惯性/卫星子滤波器状态预报结果; $\mathbf{H}_{2,k}$ 为 k 时刻惯性/卫星子系统观测矩阵; \mathbf{P}_{V_k} 为残差 \mathbf{V}_k 的协方差阵。

取双因子等价权矩阵 \mathbf{A}_k

$$\mathbf{A}_{kij} = \gamma_{ij} \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}ij} \quad (18)$$

式中, \mathbf{A}_{kij} 为等价权矩阵 \mathbf{A}_k 的第 i, j 元素; $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}ij}$

为 $\hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}$ 的权矩阵 $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}}$ 的第 i, j 元素; γ_{ij} 为

$$\gamma_{ij} = \sqrt{\gamma_{ii}} \sqrt{\gamma_{jj}} \quad (19)$$

其中

$$\gamma_{ii} = \begin{cases} 1 & |\tilde{\mathbf{V}}_k| < k_0 \\ \frac{k_0}{|\tilde{\mathbf{V}}_k|} \left(\frac{k_1 - |\tilde{\mathbf{V}}_k|}{k_1 - k_0} \right) & k_0 \leq |\tilde{\mathbf{V}}_k| \leq k_1 \\ 0 & |\tilde{\mathbf{V}}_k| > k_1 \end{cases} \quad (20)$$

式中, $\tilde{\mathbf{V}}_k$ 为标准化残差; k_0 和 k_1 分别取为 1.5 ~ 2.0 和 3.0 ~ 8.5, 本文令 $k_0 = 1.5, k_1 = 4.0$ 。

本质上, 采用双因子等价权能够保留正常观测

信息, 对故障信息赋予零权, 合理限制又不完全淘汰异常观测信息。在出现观测粗差时, 等价权阵系数 $\gamma_{ii} < 1$, 减小了增益矩阵, 从而削弱了观测量在状态估计修正过程中所占的权重, 以抑制粗差对滤波的不利影响。为确保准确识别所有异常量测值, 通常要进行迭代计算, 可设定误差门限 ϵ 和最大迭代次数, 避免迭代陷入死循环。

2.3 惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法

惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方案如图 1 所示。

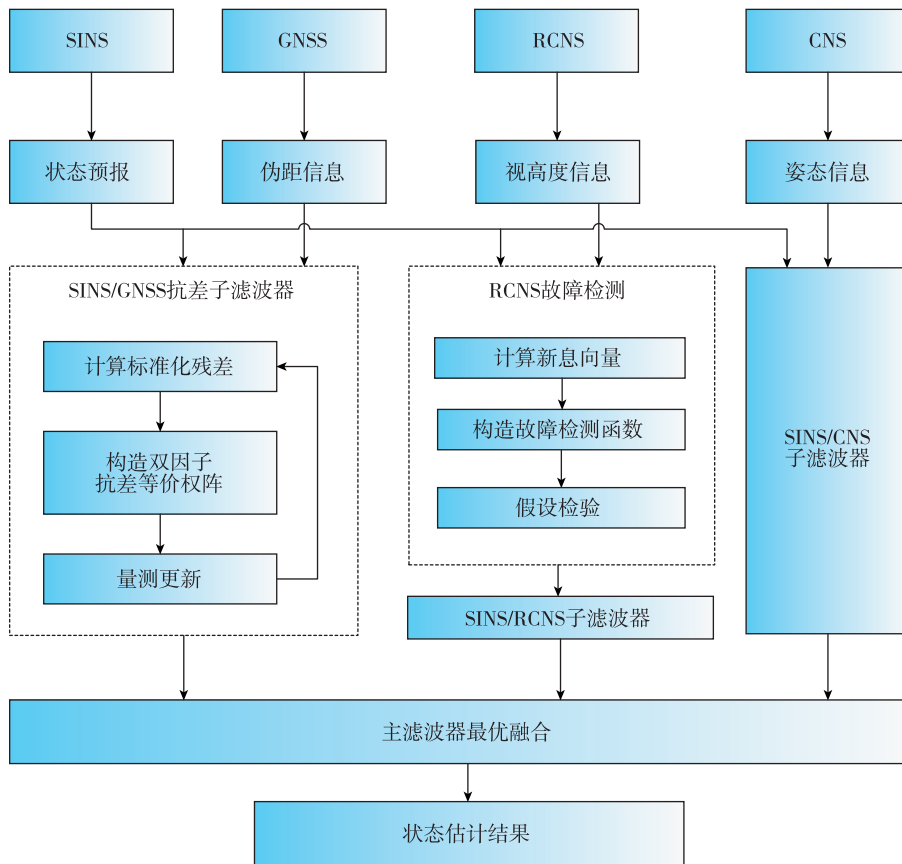


图 1 惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方案

Fig. 1 SINS/CNS/GNSS multi-source robust integrated navigation scheme

导航系统采用联邦滤波架构, 以捷联惯导作为参考系统, 卫星导航、天文导航作为子系统。SINS 完成解算后, 将输出的导航信息, 与 GNSS 组成惯性/卫星子系统; 与星敏感器姿态量测信息组成惯性/天文子系统; 当观测到折射星时, 与折射星视高度信息组成惯性/星光折射子系统。在惯性/卫星子系统中, 针对 GNSS 量测粗差, 采用估计观测相关性的卫星导航粗差抑制方法进行滤波; 在惯性/

星光折射导航子系统中, 针对大气模型不准引起的定位故障, 采用惯导辅助的星光折射故障诊断方法进行故障检测与系统重构。最后, 各子系统将局部最优估计和协方差矩阵输入到主滤波器进行信息融合, 得到全局最优估计和全局误差协方差矩阵, 并对捷联惯导和各子系统进行反馈校正, 从而实现隔离故障信息、保证多源信息融合导航的精度和可靠性的目标。

综上,惯性/天文/卫星多源稳健融合导航实施流程如下。

1)信息分配:将系统的过程信息按照信息分配原则 β 在各子滤波器和主滤波器之间分配

$$\begin{cases} \mathbf{P}_{i,k-1} = \beta_i^{-1} \mathbf{P}_{k-1} \\ \mathbf{Q}_i = \beta_i^{-1} \mathbf{Q} \\ \hat{\mathbf{X}}_{i,k-1} = \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \\ \sum_i^n \beta_i = 1 \end{cases} \quad (21)$$

2)惯导状态一步预报:各子滤波器根据惯导误差状态方程进行系统状态与估计误差协方差的状态转移

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_{i,k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{\mathbf{X}}_{i,k-1} \\ \mathbf{P}_{i,k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \mathbf{P}_{i,k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{i,k-1} \mathbf{Q}_i \Gamma_{i,k-1}^T \end{cases} \quad (22)$$

3)惯性/卫星子系统量测更新:子系统采用估计观测相关性的卫星导航粗差抑制算法,步骤如下:

- ①由式(16)计算惯性/卫星子系统残差 \mathbf{V}_k 。
- ②由式(18)~式(20)构造双因子等价权矩阵 \mathbf{A}_k 。

③计算滤波增益矩阵。

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}_{2,k/k-1} \mathbf{H}_{2,k}^T (\mathbf{H}_{2,k}^T \mathbf{P}_{2,k/k-1} \mathbf{H}_{2,k} + \mathbf{A}_k^{-1})^{-1} \quad (23)$$

④更新误差状态及其协方差阵。

$$\hat{\mathbf{X}}_{2,k} = \hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1} + \mathbf{K} (\mathbf{Z}_{2,k} - \mathbf{H}_{2,k} \hat{\mathbf{X}}_{2,k/k-1}) \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_{2,k} = (\mathbf{I} - \mathbf{H}_{2,k}) \mathbf{P}_{2,k/k-1} \quad (25)$$

⑤重复上述步骤①~④,直至达到最大迭代次数或一次循环内抗差估计解的更新量 $|\Delta \hat{\mathbf{X}}_{1,k}|$ 小于阈值。

4)惯性/星光子系统量测更新:子系统采用惯导信息辅助的星光折射导航故障诊断算法,先进行故障检测,后进行信息融合,步骤如下:

- ①由式(11)计算视高度。
- ②由式(13)、式(14)构造故障检测函数。
- ③由式(15)判断故障诊断结果。
- ④若存在故障,则不进行量测更新。

5)估计融合:对各个子滤波器的局部估计进行最优融合。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{P}_k \sum \mathbf{P}_{i,k}^{-1} \hat{\mathbf{X}}_{i,k} \\ \mathbf{P}_k = (\sum \mathbf{P}_{i,k}^{-1})^{-1} \end{cases} \quad (26)$$

3 实验验证

3.1 仿真实验设计

仿真生成一条亚轨道飞行轨迹。设计的仿真轨迹以及速度、加速度信息分别如图2~图4所示。

飞行器初始飞行时刻对应的UTC时间为2019年4月26日4时0分0秒,整个飞行时间为1520s,最高处距地面200km。初始飞行阶段,飞行器以纯惯导模式进行导航解算,捷联惯导工作频率为200Hz;飞行至200s,卫星导航接收机开机,采样频率为1Hz;飞行至450s时,GNSS信号受到干扰,此后不再利用GNSS信息进行导航;星敏感器分别在200~250s,700~750s和1200~1250s这3个时段以0.25Hz频率工作。

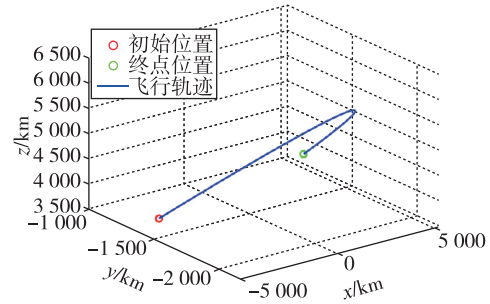


图2 亚轨道飞行器飞行轨迹

Fig. 2 Suborbital spacecraft trajectory

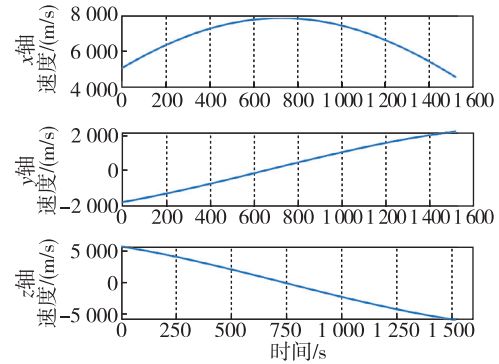


图3 飞行器速度变化情况

Fig. 3 Velocity of the spacecraft

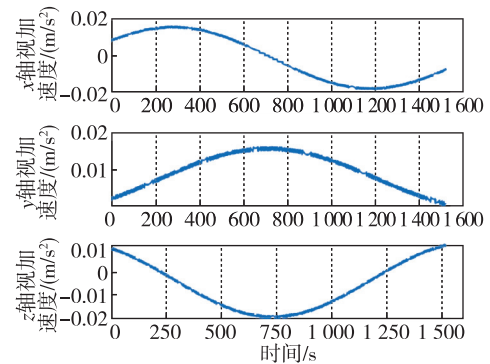


图4 飞行器视加速度变化情况

Fig. 4 Apparent acceleration of the spacecraft

设置初始定位精度为 100 m、初始定速精度 0.5 m/s、初始定姿精度 0.1°。导航敏感器仿真参数设置如表 1 所示。

表 1 敏感器仿真参数

Tab. 1 Sensor simulation parameters

导航器件	参数	数值
惯组元件	加表零偏均方差	$5 \times 10^{-5} g$
	加表零偏稳定性	$5 \times 10^{-5} g$
	陀螺零偏均方差	$1 \times 10^{-2} (^{\circ})/h$
	陀螺零偏稳定性	$1 \times 10^{-2} (^{\circ})/h$
GNSS	伪距	5 m
	伪距变率	0.2 m/s
星敏感器	星敏视场	$8^{\circ} \times 8^{\circ}$
	极限星等	6 mag
	像素	$1\ 024 \times 1\ 024$
	安装失准角精度	$10''$

为了检验算法的有效性,模拟 GNSS 观测异常和星光折射导航故障情况。设置卫星导航系统在 250 ~ 400 s 受到干扰,随机在某几颗卫星的伪距量测信息加入粗差 ϵ_G ,且假设 $\epsilon_G \sim N(200, 10^2)$ 。设置星光大气模型自第 1 000 s 开始存在不确定密度偏差,在原有大气密度模型基础上加入 5% ~ 10% 的随机误差。分别采用集中式扩展 Kalman 滤波与所设计的含有故障检测和重构模块的联邦滤波算法,在正常工况和混合故障工况下进行仿真,并进行蒙特卡罗打靶,以验证所提算法的容错能力。

3.2 结果分析

3.2.1 无故障条件下性能比较

飞行器飞行过程中各传感器工作正常,分别采用传统集中式 Kalman 滤波方案和本文所提的稳健融合方案进行信息融合,得到的导航结果如图 5 所示。

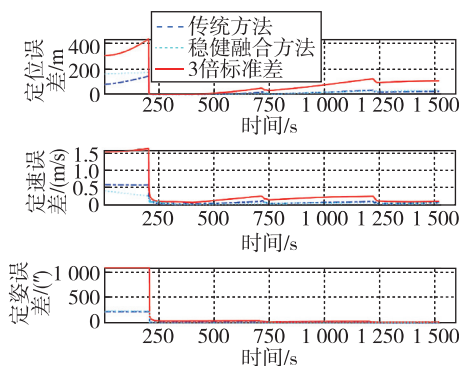


图 5 无故障条件下两种导航方法精度比较

Fig. 5 Precision comparison of two navigation methods under fault-free condition

图 5 中深蓝色虚线表示传统 Kalman 滤波方法的导航误差,青色虚线表示稳健融合方法的导航误差,红色实线表示 3 倍标准差 (3σ) 线。进行 100 次蒙特卡罗打靶,得到的终点处导航误差均方差如表 2 所示。由图 5 和表 2 可知,两种方法导航结果均处于 3σ 线以下,仿真结果合理可靠,且两种方法导航精度相当。可见,在无故障条件下,惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法与传统最优估计方法精度相当。

表 2 无故障条件下蒙特卡罗误差统计

Tab. 2 Monte Carlo error statistics under fault-free condition

	定位 均方差/m	定速 均方差/(m/s)	失准角 均方差/($''$)
扩展 Kalman 滤波	35.09	0.03	7.21
稳健融合导航	36.07	0.03	7.21

3.2.2 混合故障条件下性能比较

模拟在 GNSS 信号受到干扰时产生的卫星导航量测粗差及大气密度偏差导致的星光折射导航故障环境。在混合故障条件下,采用传统导航方法的仿真结果如图 6 所示。其中,红色实线表示集中滤波算法导航误差 3σ 线,蓝色虚线为集中滤波算法导航误差。由图 6 可以看出,自 250 s 开始,由于卫星导航粗差的影响,系统发生了故障,导航误差超出了 3σ 线,定位定速结果不可靠;自 1 000 s 以后,受到不准确的大气密度模型影响,星光折射导航发生故障,导航误差进一步偏离真值,滤波严重发散。

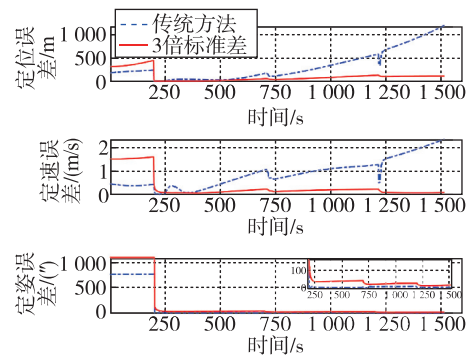


图 6 混合故障条件下传统方法导航误差

Fig. 6 Navigation error of traditional method under mixed fault condition

采用本文所提稳健融合方法,进行 100 次蒙特卡罗打靶,导航结果如图 7 所示。每条蓝色虚线表示一次打靶对应的导航误差,红色实线表示 3σ 线。

由图7可知,定位定速误差均处于 3σ 线以下。统计轨迹终点处的导航精度可知,均方根误差指标分别为69.11 m、0.12 m/s和7.24"。可见,稳健融合导航方案成功探测并隔离掉卫星导航和星光折射导航的异常量测信息,与传统方法相比,故障条件下可靠性明显提升。

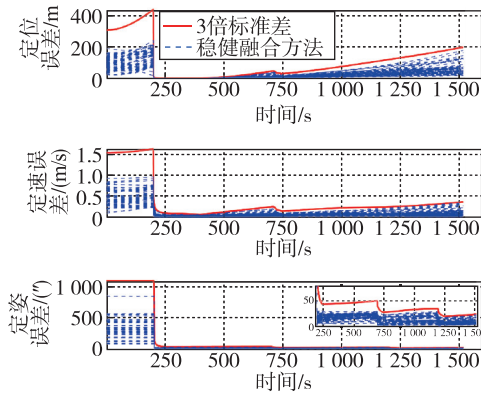


图7 混合故障条件下稳健融合方法导航误差
Fig.7 Navigation error of robust fusion method under mixed fault condition

4 结论

为确保亚轨道飞行器在复杂工作环境下的导航精度、可靠性与鲁棒性,本文研究了一种惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法,并基于典型飞行器轨迹数据进行了仿真实验,主要结论如下:

1)研究了卫星导航与星光折射导航粗差探测方法。仿真结果表明,通过构造双因子抗差等价权,能够较为准确地抑制卫星导航观测信息粗差;利用惯性导航信息辅助,能够诊断并隔离大气模型不准确导致的星光折射导航故障,从而抑制异常量测信息对导航状态估计的影响。

2)设计了惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法。仿真结果表明,在无故障条件下,稳健融合方法能够取得与传统算法相当的最优导航结果;在混合故障条件下,与传统方法相比,稳健融合方法显著提升了飞行器定位、定速精度。

综上所述,本文所提惯性/天文/卫星多源稳健融合导航方法对提升导航系统的可靠性具有积极作用,对飞行器导航系统的设计提供了有效参考。当前仅针对特定故障设计了粗差探测和抑制方法,后续可针对不同场景添加不同策略,以保证飞行器多源融合导航系统的性能可靠。

参考文献

- [1] 刘哲,张羲格,韦常柱,等.亚轨道飞行器再入轨迹高精度自适应凸规划[J].航空学报,2023,44(S2):100-114.
LIU Zhe, ZHANG Xige, WEI Changzhu, et al. High-precision adaptive convex programming for reentry trajectories of suborbital vehicles[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 44(S2): 100-114(in Chinese).
- [2] 陈凯,刘尚波,沈付强.高超声速助推-滑翔飞行器组合导航技术[M].北京:中国宇航出版社,2021.
CHEN Kai, LIU Shangbo, SHEN Fuqiang. Integrated navigation technology of hypersonic boost-glide vehicle [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2021 (in Chinese).
- [3] 全伟,刘百奇,宫晓琳,等.惯性/天文/卫星组合导航技术[M].北京:国防工业出版社,2011:6-7.
QUAN Wei, LIU Baiqi, GONG Xiaolin, et al. Inertial/astronomical/satellite integrated navigation technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 6-7(in Chinese).
- [4] YANG Y X, HE H, XU G. Adaptively robust filtering for kinematic geodetic positioning [J]. Journal of Geodesy, 2001, 75(2-3): 109-116.
- [5] 宁晓琳,杨雨青,房建成,等.深空探测器自主天文导航研究进展[J].深空探测学报(中英文),2023,10(2):99-108.
NING Xiaolin, YANG Yuqing, FANG Jiancheng, et al. The progress of autonomous celestial navigation for deep space spacecraft[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(2): 99-108(in Chinese).
- [6] 高社生,宋飞彪,姜微微.抗差自适应模型预测滤波及其在组合导航中的应用[J].中国惯性技术学报,2011,19(6):701-705.
GAO Shesheng, SONG Feibiao, JIANG Weiwei. Robust adaptive model predictive filtering algorithm and application to integrated navigation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(6): 701-705(in Chinese).
- [7] 谭聚豪,杨傲爽,李天宇,等.基于抗差自适应滤波的多源融合导航算法[J].航天控制,2022,40(5):22-29.
TAN Juhao, YANG Aoshuang, LI Tianyu, et al. Multi-source fusion navigation algorithm based on robust adaptive filtering[J]. Aerospace Control, 2022, 40(5): 22-29(in Chinese).
- [8] 姜颖颖,潘树国,叶飞,等.基于抗差估计和改进

- AIME的缓变故障检测方法[J]. 系统工程与电子技术, 2022, 44(9): 2894-2902.
- JIANG Yingying, PAN Shuguo, YE Fei, et al. Approach for detection of slowly growing fault based on robust estimation and improved AIME[J]. Systems Engineering and Electronics, 2022, 44(9): 2894-2902(in Chinese).
- [9] 和涛, 张慧君, 李孝辉, 等. 应用于城市环境的MEMS-INS/GPS紧耦合组合导航抗差滤波器[J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31(2): 179-188.
- HE Tao, ZHANG Huijun, LI Xiaohui, et al. A robust filter for tightly coupled MEMS-INS/GPS integrated navigation in an urban environment [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(2): 179-188(in Chinese).
- [10] WANG Z, LI B, DAN Z, et al. 3D LiDAR aided GNSS/INS integration fault detection, localization and integrity assessment in urban canyons [J]. Remote Sensing, 2022, 14(18): 4641.
- [11] SUN B, ZHANG Z, QIAO D, et al. An improved innovation adaptive Kalman filter for integrated INS/GPS navigation[J]. Sustainability, 2022, 14(18): 11230.
- [12] 王广玉, 窦磊, 窦杰. 基于自适应卡尔曼滤波的多目标跟踪算法[J]. 计算机应用, 2022, 42(S1): 271-275.
- WANG Guangyu, DOU Lei, DOU Jie. Multi-target tracking algorithm based on adaptive Kalman filter[J]. Journal of Computer Applications, 2022, 42(S1): 271-275(in Chinese).
- [13] 高社生, 洪根元, 高广乐, 等. 基于马氏距离的联邦卡尔曼滤波在SINS/SRS/CNS导航中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2021, 29(2): 141-146.
- GAO Shesheng, HONG Genyuan, GAO Guangle, et al. Mahalanobis distance based federated Kalman filter for SINS/SRS/CNS integrated navigation system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2021, 29(2): 141-146(in Chinese).
- [14] 胡晓强, 武东杰, 彭侠夫. INS/GNSS/VO组合导航系统复合型异常检测与容错算法[J]. 中国惯性技术学报, 2023, 31(2): 148-156.
- HU Xiaoqiang, WU Dongjie, PENG Xiafu. Compound anomaly detection and fault tolerance algorithm for INS/GNSS/VO integrated navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2023, 31(2): 148-156(in Chinese).
- [15] 严恭敏, 刘璠, 李梓阳, 等. 一种基于软卡方检测的自适应Kalman滤波方法[J]. 导航定位与授时, 2023, 10(4): 81-86.
- YAN Gongmin, LIU Pan, LI Ziyang, et al. An adaptive Kalman filter based on soft Chi-square test[J]. Navigation Positioning and Timing, 2023, 10(4): 81-86(in Chinese).
- [16] PRABHU G R, BHASHYAM S, GOPALAN A, et al. Sequential multi-hypothesis testing in multi-armed bandit problems: an approach for asymptotic optimality[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2022, 68(7): 4790-4817.
- [17] 高广乐, 高社生, 彭旭, 等. 渐消SPRT在SINS/CNS/SRS导航系统软故障诊断中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(6): 834-840.
- GAO Guangle, GAO Shesheng, PENG Xu, et al. Fading SPRT method for soft fault diagnosis in SINS/CNS/SRS integrated navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(6): 834-840(in Chinese).
- [18] 吕汉峰. 自动转移飞行器惯性/天文/地基伪卫星组合导航关键技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015.
- LYU Hanfeng. Research on the key technology of integrated navigation based on inertial navigation, celestial navigation and ground-based pseudo-satellite navigation for automated transfer vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015(in Chinese).
- [19] 房建成. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 第2版. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- FANG Jiancheng. Astronautical autonomous astronomical navigation: principles and methods[M]. 2nd Edition. Beijing: National Defense Industry Press, 2017(in Chinese).

(编辑: 孟彬)