

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2021.02.014

基于惯性辅助的北斗接收机完好性监测方法研究

高文宁, 岳富占, 徐振兴, 刘 鹏, 李东俊

(北京卫星信息工程研究所, 北京 100086)

摘 要: 针对传统卫星导航接收机在卫星数小于5颗及卫星星座构型不佳的情况下无法实现卫星故障识别与隔离的问题, 结合卫星导航接收机在弹上的实际应用情况, 利用惯导的辅助数据设计了一种基于多级Kalman滤波的北斗接收机完好性监测方案, 给出了卫星导航接收机的RAIM滤波器结构与故障检测和隔离方法, 并对其可用性进行了推导。该方案经过仿真分析及实验测试, 结果表明在4颗可见星的条件下, 可有效检测并隔离单星阶跃、慢速漂移、慢速随机等北斗卫星伪距和伪距率故障, 从而使北斗接收机能够提供连续、精确的导航定位功能。

关键词: 卫星/惯性组合; 多星RAIM; 完好性监测; Kalman滤波

中图分类号: P228

文献标志码: A

文章编号: 2095-8110(2021)02-0107-07

Integrity Monitoring Methods of BDS Receiver Based on Inertial Assistance

GAO Wen-ning, YUE Fu-zhan, XU Zhen-xing, LIU Peng, LI Dong-jun

(Beijing Institute of Satellite Information Engineering, Beijing 100086, China)

Abstract: Traditional satellite navigation receiver can't recognize and isolate satellite faults when the number of satellite is less than 5 and the configuration of satellite is not good. Aiming at this problem and considering the actual application of satellite navigation receiver in missile, an integrity monitoring scheme of BDS receiver based on multi-level Kalman filter is designed by using the data of INS. The structure of RAIM filter and the method of fault detection and isolation for satellite navigation system are given, and its usability is deduced. The simulation and testing results show that the scheme can still detect and isolate pseudorange and pseudorange rate faults of BDS satellite effectively, such as single-star step faults, slow drift faults and slow random faults, under the condition of 4 visible satellites. Thus the BDS receiver can maintain continuous and accurate navigation and positioning function.

Key words: Satellite/INS combination; Multi-satellite RAIM; Integrity monitoring; Kalman filter

0 引言

目前, 北斗卫星导航系统已经在导弹等精确制导武器中得到了广泛应用, 与惯性导航结合共同为导弹提供高精度的定位服务。由于卫星信号为无线信号, 极易受到外部干扰而引起定位偏差, 因此

卫星导航系统除了提供定位功能外, 还必须具有在系统不能使用时及时向用户发出告警的能力, 这种能力叫作接收机自主完好性监测(Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM)^[1-2]技术。传统的卫星信号完好性监测算法都要求可见星数在5颗以上才可以检测出故障星, 6颗以上才可以剔除

收稿日期: 2019-06-12; 修订日期: 2019-08-06

作者简介: 高文宁(1980-), 男, 博士研究生, 高级工程师, 主要从事卫星导航技术研究。E-mail: gao-wn@163.com

存在故障的卫星。但是武器型号的卫星导航接收机通常在丛林等复杂环境中使用,北斗卫星由于信号遮掩、易受干扰等因素的影响,量测时常常不能提供足够的卫星余度信息,不能满足一般 RAIM 算法要求,并且单独的 RAIM 方法不能对渐变误差信号进行有效剔除^[3]。因此,为了满足高精度、高可靠性定位的要求,需要利用其他辅助系统增加余度信息,以满足冗余条件。惯性导航系统是一种独立的导航系统,具有较高的短期稳定性和抗干扰能力,可与北斗卫星组合实现卫星故障剔除,基于惯性辅助卫星导航实现完好性监测功能^[4-5]。

目前,应用于卫星导航接收机完好性监测的方法主要为基于伪距残差的 χ^2 检验法^[6],此类方法不需要确定造成故障的原因,缺点是对慢变故障的检测时间较长,并且不能完成 5 星以下的故障识别与隔离。多解分离(Multi-Solution Separation, MSS)是将惯性与卫星信息进行数据融合以实现 RAIM 监测的一种有效方法^[7],它以高斯分布的多个 Kalman 滤波估计的多解分离为基础进行完好性监

测^[8]。本文在卫星导航系统的框架下,融合惯性信息设计了一种基于多解分离的组合滤波器结构,每层滤波器不弃用、弃用一组或两组伪距和伪距率观测值,利用各层滤波器估计解之间的差异构建检测统计量,实现对北斗卫星故障的检测和隔离。

1 基于惯性辅助的 RAIM 算法

1.1 RAIM 滤波器结构

基于惯性辅助的 RAIM 算法采用 Kalman 滤波器进行设计^[9],系统结构如图 1 所示,其中共包含 1 个主滤波器和 N 个子滤波器,次滤波器的实际数量为 $N(N-1)/2$ 。主滤波器记为 $F_{0,0}$,子滤波器记为 $F_{0,n}$,次滤波器记为 $F_{m,n}$,其中 m 和 n 都是从 $1 \sim N$ 的整数,表示被弃用的可见星标号。通过主滤波器 $F_{0,0}$ 与各个子滤波器 $F_{0,n}$ 状态估计的差值,得到多解分离估计,并根据主/子滤波器多解分离程度与检测门限的对比结果进行故障检测,故障隔离则由子滤波器和次滤波器的多解分离进行处理。

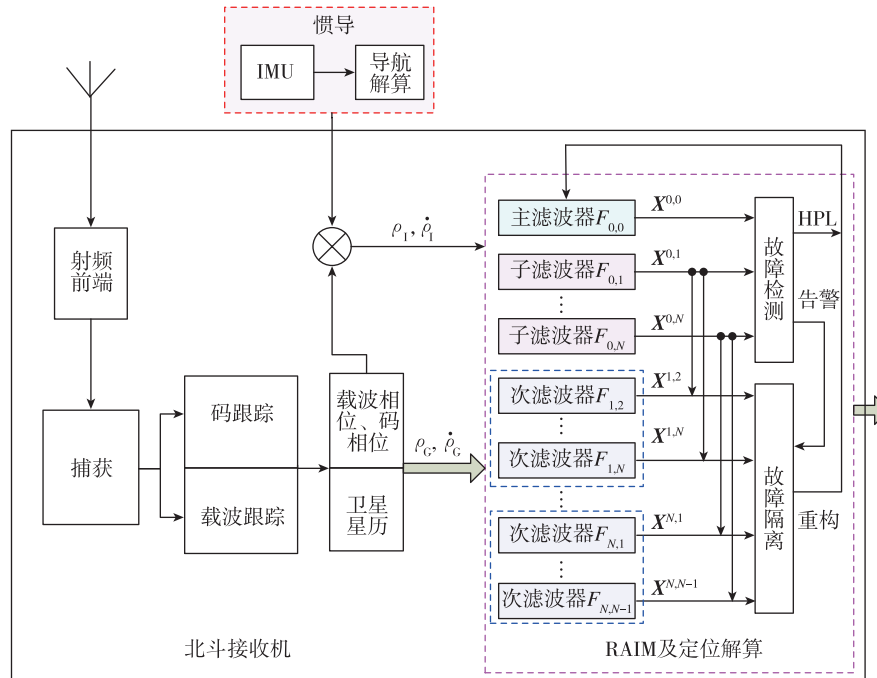


图 1 基于 Kalman 滤波的北斗接收机结构图

Fig. 1 Structural chart of BDS receiver based on Kalman filter

卫星导航系统的 Kalman 滤波器状态方程建立为

$$\mathbf{X}(k) = \Phi(k, k-1)\mathbf{X}(k-1) + \Gamma(k-1)\mathbf{W}(k-1) \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{X} = [\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \delta t_u, \delta t_{ru}]^T$$

其中,状态量 $\mathbf{X}$ 包括速度误差 $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$, 位置误差 $\delta L, \delta \lambda, \delta h$, 接收机钟差 δt_u 和时钟漂移误差 δt_{ru} ; Φ 为状态转移矩阵; Γ 为系统噪声矩阵; $\mathbf{W}$ 为系统噪声; k 为时间变量。

系统观测方程建立为

$$\mathbf{Z}(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{X}(k) + \mathbf{V}(k) \quad (2)$$

式中, $\mathbf{Z}$ 为 $2N$ 维观测矢量, 由各可见星伪距和伪距率的观测值 $\rho_G, \dot{\rho}_G$ 与预测值 $\rho_1, \dot{\rho}_1$ 之间的差异组成, $\rho_G, \dot{\rho}_G$ 由北斗接收机测量得出, $\rho_1, \dot{\rho}_1$ 由惯导位置和速度信息结合卫星星历计算得出^[10-12]。

观测矩阵 $\mathbf{H}$ 表示为

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_\rho \\ \mathbf{H}_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{N \times 3} & \vdots & \mathbf{H}_{\rho, p} & \vdots & \mathbf{H}_{\rho, t} & \vdots & \mathbf{0}_{N \times 1} \\ \mathbf{H}_{\dot{\rho}, v} & \vdots & \mathbf{H}_{\dot{\rho}, p} & \vdots & \mathbf{0}_{N \times 1} & \vdots & \mathbf{H}_{\dot{\rho}, t} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{H}_\rho$ 表示 $N \times 8$ 维伪距观测矩阵; $\mathbf{H}_{\dot{\rho}}$ 表示 $N \times 8$ 维伪距率观测矩阵; $\mathbf{H}_{\rho, p}$ 表示位置误差与伪距误差的转换矩阵; $\mathbf{H}_{\rho, t} = [1, \dots, 1]_{1 \times N}^T$ 对应钟差项 δt_u ; $\mathbf{H}_{\dot{\rho}, v}$ 和 $\mathbf{H}_{\dot{\rho}, p}$ 分别表示速度误差、位置误差与伪距率误差的转换矩阵; $\mathbf{H}_{\dot{\rho}, t} = [1, \dots, 1]_{1 \times N}^T$ 对应时钟漂移项 δt_{ru} 。

主滤波器 $F_{0,0}$ 使用所有可见卫星的观测量, 因而其观测矢量 $\mathbf{Z}^{0,0}$ 为

$$\mathbf{Z}^{0,0} = [\mathbf{z}_{\rho,1}, \mathbf{z}_{\rho,2}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,N}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},1}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},2}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},N}]^T \quad (4)$$

与之相对应的观测矩阵 $\mathbf{H}^{0,0}$ 即为 $\mathbf{H}$

$$\mathbf{H}^{0,0} = [h_{\rho,1}, h_{\rho,2}, \dots, h_{\rho,N}, h_{\dot{\rho},1}, h_{\dot{\rho},2}, \dots, h_{\dot{\rho},N}]^T \quad (5)$$

子滤波器 $F_{0,n}$ 使用 $N-1$ 个观测量, 第 n 个子滤波器 $F_{0,n}$ 的观测矢量 $\mathbf{Z}^{0,n}$ 为

$$\mathbf{Z}^{0,n} = [\mathbf{z}_{\rho,1}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,n-1}, \mathbf{z}_{\rho,n+1}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,N}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},1}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},n-1}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},n+1}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},N}]^T \quad (6)$$

相应的观测矩阵 $\mathbf{H}^{0,n}$ 为

$$\mathbf{H}^{0,n} = [h_{\rho,1}, \dots, h_{\rho,n-1}, h_{\rho,n+1}, \dots, h_{\rho,N}, h_{\dot{\rho},1}, \dots, h_{\dot{\rho},n-1}, h_{\dot{\rho},n+1}, \dots, h_{\dot{\rho},N}] \quad (7)$$

同理, 次滤波器 $F_{m,n}$ 使用 $N-2$ 个观测量, 第 m 个子滤波器组内的第 n ($m \neq n$) 个次滤波器 $F_{m,n}$ 的观测矢量 $\mathbf{Z}^{m,n}$ 及相应的观测矩阵 $\mathbf{H}^{m,n}$ 分别为

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}^{m,n} = & [\mathbf{z}_{\rho,1}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,m-1}, \mathbf{z}_{\rho,m+1}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,n-1}, \\ & \mathbf{z}_{\rho,n+1}, \dots, \mathbf{z}_{\rho,N}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},1}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},m-1}, \\ & \mathbf{z}_{\dot{\rho},m+1}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},n-1}, \mathbf{z}_{\dot{\rho},n+1}, \dots, \mathbf{z}_{\dot{\rho},N}]^T \\ \mathbf{H}^{m,n} = & [h_{\rho,1}, \dots, h_{\rho,m-1}, h_{\rho,m+1}, \dots, h_{\rho,n-1}, \\ & h_{\rho,n+1}, \dots, h_{\rho,N}, h_{\dot{\rho},1}, \dots, h_{\dot{\rho},m-1}, \\ & h_{\dot{\rho},m+1}, \dots, h_{\dot{\rho},n-1}, h_{\dot{\rho},n+1}, \dots, h_{\dot{\rho},N}] \end{aligned} \quad (8)$$

经过 Kalman 滤波得到的主滤波器 $F_{0,0}$ 、子滤波器 $F_{0,n}$ 和次滤波器 $F_{m,n}$ 的状态估计量分别为 $\mathbf{X}^{0,0}$ 、 $\mathbf{X}^{0,n}$ 和 $\mathbf{X}^{m,n}$, 对应的估计协方差阵分别为 $\mathbf{P}^{0,0}$ 、 $\mathbf{P}^{0,n}$ 和 $\mathbf{P}^{m,n}$, 对应的滤波器增益分别为 $\mathbf{K}^{0,0}$ 、 $\mathbf{K}^{0,n}$ 和 $\mathbf{K}^{m,n}$ 。

1.2 故障检测与隔离算法设计

故障检测与隔离算法的设计主要是完成检测统计量和相应检测门限的构建。在北斗故障检测过程中, 计算每个历元主滤波器与各子滤波器状态估计值的多解分离矢量

$$d\mathbf{X}^{0,n}(k) = \mathbf{X}^{0,0}(k) - \mathbf{X}^{0,n}(k) \quad (9)$$

故障隔离过程中, 则需要计算每个历元各子滤波器与其下属次滤波器状态估计值的多解分离矢量

$$d\mathbf{X}^{m,n}(k) = \mathbf{X}^{0,m}(k) - \mathbf{X}^{m,n}(k) \quad (10)$$

故障检测的统计量可以采用 $d\mathbf{X}^{0,n}$ 的协方差矩阵来描述, 即

$$\begin{aligned} d\mathbf{P}_k^{0,n} = & E[d\mathbf{X}_k^{0,n} \cdot (d\mathbf{X}_k^{0,n})^T] \\ = & \mathbf{P}_k^{0,0} - \mathbf{P}_k^{0,0} \mathbf{P}_k^{0,0} - (\mathbf{P}_k^{0,0})^T + \mathbf{P}_k^{0,n} \end{aligned} \quad (11)$$

式中, $\mathbf{P}_k^{0,0}$ 表示状态估计量 $\mathbf{X}_k^{0,0}$ 与 $\mathbf{X}_k^{0,n}$ 的协方差矩阵, 其计算过程与 $\mathbf{P}_k^{0,0}$ 和 $\mathbf{P}_k^{0,n}$ 相似, 可由 Kalman 滤波过程获得^[13]。

考虑水平定位误差保护限值 (Horizontal Protection Level, HPL), 即提取上述多解分离矢量协方差阵中的纬度和经度项作为北斗故障检测的统计量。式(11)中, 水平位置多解分离矢量为 $d\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n} = d\mathbf{X}^{0,n}[4:5]$, 对应的协方差为 $d\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n} = d\mathbf{P}^{0,n}[4:5, 4:5]$ 。由于纬度与经度的多解分离是相关的, 则将 $d\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n}$ 投影到正交平面进行相关性消除, 得到

$$d\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n} = \mathbf{P}_\perp \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{P}_\perp^T \quad (12)$$

式中, $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{P}_\perp$ 分别为 $d\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n}$ 的特征值矩阵和对应的特征向量。无卫星故障情况下, 正交投影后的多解分离矢量 $d\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n} = \mathbf{P}_\perp \cdot d\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n}$ 应服从高斯分布, 其协方差阵为 $\mathbf{A}$, 假设 $\mathbf{A}$ 中最大的特征值为 $\lambda_{\max}^{dP}$ ($\mathbf{A}$ 中第 i 个元素), 则检测统计量选取 $d\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n}$ 中与 $\lambda_{\max}^{dP}$ 对应的元素, 即

$$t_d^{0,n} = |d\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n}(i)| \quad (13)$$

当给定故障检测虚警概率 P_{FA} 后, 可根据检测统计量的分布情况计算每个子滤波器的检测门限

$$T_d^{0,n} = \sqrt{\lambda_{\max}^{dP}} \text{erf}^{-1}(1 - P_{\text{FA}}/N) \quad (14)$$

进而根据 N 组检测统计量进行故障检测, 对 $t_d^{0,n}$ 作二元假设, 即:

- 1) 无故障 H_0 : 所有检测统计量均为 $t_d^{0,n} \leq T_d^{0,n}$;
- 2) 存在故障 H_1 : 至少存在一组检测统计量 $t_d^{0,n} > T_d^{0,n}$ 。

对于故障隔离, 则需要进一步利用子滤波器及其次滤波器的多解分离矢量, 采用与故障检测相同的方法。计算多解分离矢量 $d\mathbf{X}^{m,n}$ ($m=1, \dots, N$, 且

$m \neq n$) 及协方差阵 $d\mathbf{P}^{m,n}$, 在此基础上计算隔离统计量 $t_e^{m,n}$, 并根据设置的虚警概率确定相应的隔离门限 $T_e^{m,n}$ 。确定第 n 颗可见星为故障卫星并实施隔离的判据为: 当 $t_d^{0,n} > T_d^{0,n}$ 时, 对于所有 $m \neq n$ 均满足 $t_e^{m,n} \leq T_e^{m,n}$ 。需要说明的是, 文中采用 $t_d^{0,n}/T_d^{0,n}$ 和 $t_e^{m,n}/T_e^{m,n}$ 作为检测和隔离统计量。此时, 若满足 $t_d^{0,n}/T_d^{0,n} > 1$ 且所有 $t_e^{m,n}/T_e^{m,n} \leq 1$, 则完成可见卫星的故障检测与隔离。

在故障隔离完成后, 利用未包括故障卫星观测量的子滤波器对所有滤波器进行重组, 即未使用故障卫星观测量的子滤波器作为新的主滤波器, 提供导航解输出、惯导误差估计校正以及对北斗接收机捕获、跟踪的速率辅助; 而原来该子滤波器下属的次滤波器作为新的子滤波器, 然后构造新的次滤波器, 继续对卫星完好性进行监测。

1.3 可用性分析

由故障检测与隔离算法可知, 每个子滤波器的水平定位误差保护限值 HPL_n 包含两部分: 主滤波器 $F_{0,0}$ 与子滤波器 $F_{0,n}$ 多解分离矢量的水平定位误差门限, 即由虚警概率 P_{FA} 计算得到的门限值 $T_d^{0,n}$; 子滤波器 $F_{0,n}$ 自身的水平定位误差 $a^{0,n}$, 即

$$HPL_n = T_d^{0,n} + a^{0,n} \quad (15)$$

子滤波器 $F_{0,n}$ 的水平定位误差矢量为 $\mathbf{X}_{\text{hori}}^{0,n} = \mathbf{X}^{0,n} [4:5]$, 对应的协方差阵为 $\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n} = \mathbf{P}^{0,n} [4:5, 4:5]$ 。设 $\lambda_{\max}^P$ 为 $\mathbf{P}_{\text{hori}}^{0,n}$ 的最大特征值, 则给定漏检概率 P_{MD} 时, 可得

$$a^{0,n} = \sqrt{\lambda_{\max}^P} \operatorname{erf}^{-1}(1 - P_{MD}) \quad (16)$$

进而得到多解分离 RAIM 的 HPL 为

$$HPL = \max(HPL_n) = \max(T_d^{0,n}) + \max(a^{0,n}) \quad (17)$$

当 HPL 小于告警门限值时, 说明当前时刻多解分离 RAIM 算法可用^[14-16]。

2 仿真验证

在多解分离 RAIM 算法的仿真验证过程中, 设置北斗卫星的可见性较差, 仅存在 4 颗可见卫星。由于冗余信息不足, 普通 RAIM 算法不可用, 此时则体现出惯导辅助北斗接收机完好性监测的优越性。仿真验证平台主要由四部分组成: 轨迹发生器、北斗仿真器、惯导仿真器和 MSS 滤波器。仿真流程如图 2 所示, ρ_e 和 $\dot{\rho}_e$ 为施加的伪距和伪距率故障观测数据。

在基于惯导辅助的多解分离故障检测方案中, 首先需要尽量避免在无卫星故障时系统发生误警,

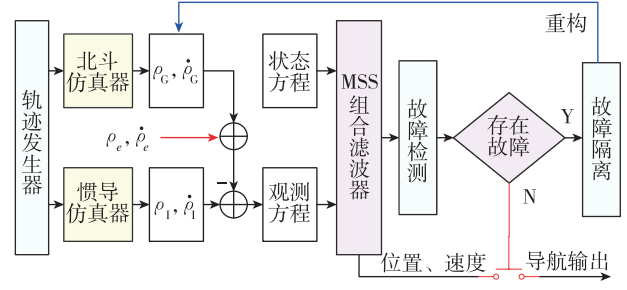


图 2 多解分离 RAIM 算法仿真验证流程图

Fig. 2 Flow chart of MSS RAIM algorithm simulation

图 3 所示为无卫星故障时, 子滤波器 $F_{0,1} \sim F_{0,4}$ 的检测统计量值。由图 3 可见, 各子滤波器的检测统计量值均小于门限值 1。因而, 根据无故障假设 H_0 , 能够保证无卫星故障时系统不产生误警。

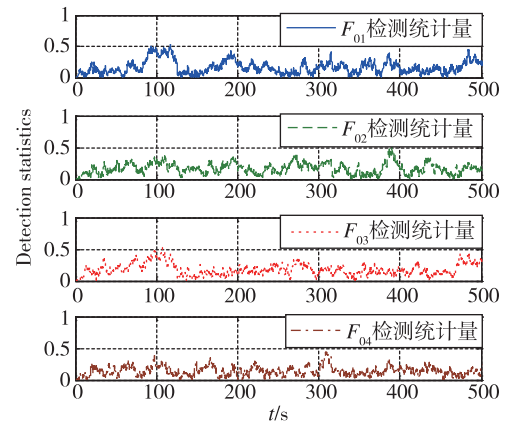


图 3 无卫星故障时各子滤波器检测统计量值

Fig. 3 Detection statistic of sub-filters in the case of no satellite faults

为了验证多解分离故障检测与隔离算法的有效性, 在伪距和伪距率观测值中加入故障数据。假设故障星为第 2 颗可见星, 标号为 SAT2。当组合导航滤波器稳定运行 270s 后, 向 SAT2 的伪距和伪距率观测数据中分别施加 750m、75m/s 的阶跃故障, 5m/s、0.5m/s² 的慢速漂移故障和 5m/s、0.5m/s² 的慢速随机故障, 并在 420s 处将故障撤除。

图 4 所示为 SAT2 分别存在三种不同类型故障时, 子滤波器 $F_{0,1} \sim F_{0,4}$ 的检测统计量值。由图 4 可见, 在 SAT2 发生故障期间, 子滤波器 $F_{0,1} \sim F_{0,4}$ 的检测统计量值均明显增大, 三种类型故障条件下, 最快分别约在 271.9s、277.8s 和 276.1s 超过门限值 1。因而, 根据存在故障假设 H_1 , 多解分离故障检测算法对所设置的阶跃、慢速漂移和慢速随机故障的检测时间分别为 1.9s、7.8s 和 6.1s。

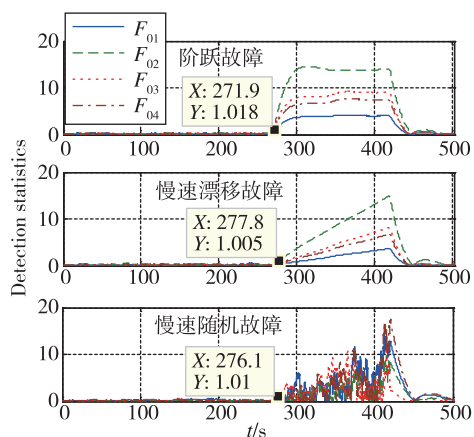


图 4 SAT2 故障时各子滤波器检测统计量值

Fig. 4 Detection statistic of sub-filters in the case of SAT2 faults

若要识别并隔离具体的故障卫星,则需要使用次滤波器的检测结果。图 5 所示为 SAT2 阶跃故障条件下,子滤波器 $F_{0,1}$ 和 $F_{0,2}$ 下属次滤波器的检测统计量值。由图 5 可见,除了子滤波器 $F_{0,2}$ 下属的次滤波器 $F_{2,1}$ 、 $F_{2,3}$ 和 $F_{2,4}$ 未检测到故障外,其他 3 个子滤波器下属的次滤波器都检测到故障(图中仅给出 $F_{0,1}$ 的情况, $F_{0,3}$ 、 $F_{0,4}$ 与 $F_{0,1}$ 类似)。因此,根据故障隔离原理,子滤波器 $F_{0,2}$ 未使用的观测数据对应的可见星即为故障星,即 SAT2。

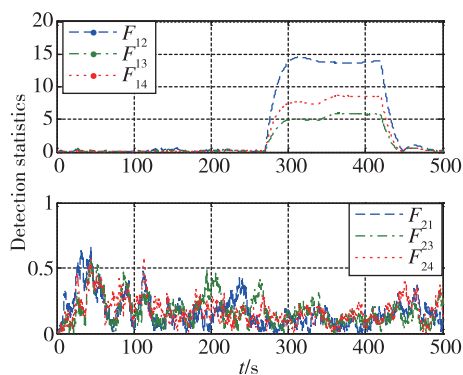


图 5 SAT2 阶跃故障时次滤波器检测统计量值

Fig. 5 Detection statistic of sub-filters in the case of SAT2 step faults

对于所施加的阶跃故障,仿真过程中得出次滤波器 $F_{1,2} \sim F_{1,4}$ 的检测统计量超过门限值的时间分别约为 271.7s、273.1s 和 272.6s,次滤波器 $F_{3,1} \sim F_{3,4}$ 分别约为 272.7s、271.5s 和 273.4s,次滤波器 $F_{4,1} \sim F_{4,3}$ 分别约为 273.2s、271.5s 和 273.0s,表明子滤波器 $F_{0,1}$ 的故障检测时间为 1.7s, $F_{0,3}$ 为 1.5s, $F_{0,4}$ 为 1.5s。由图 4 分析可知,

主滤波器 $F_{0,0}$ 的故障检测时间为 1.9s,而上述过程中只有子滤波器 $F_{0,2}$ 下属的次滤波器 $F_{2,1} \sim F_{2,4}$ 均未检测到故障。因此,根据故障隔离原理确定 SAT2 为故障星所需的时间为 1.9s,即对于 750m、75m/s 的阶跃故障,多解分离算法可在检测的同时完成隔离。

图 6 所示为 SAT2 慢速漂移故障时,子滤波器 $F_{0,2}$ 和 $F_{0,3}$ 下属次滤波器的检测统计量值(子滤波器 $F_{0,1}$ 、 $F_{0,4}$ 与 $F_{0,3}$ 的情况类似,未给出)。图 7 所示为 SAT2 慢速随机故障时,子滤波器 $F_{0,2}$ 和 $F_{0,4}$ 下属次滤波器的检测统计量值(子滤波器 $F_{0,1}$ 、 $F_{0,3}$ 与 $F_{0,4}$ 的情况类似,未给出)。采用与阶跃故障相同的分析方法,可以确定多解分离算法对 5m/s、0.5m/s² 的慢速漂移及随机故障的隔离时间分别为 8.7s 和 6.4s,与故障检测时间相比分别延迟了 0.9s 和 0.3s。

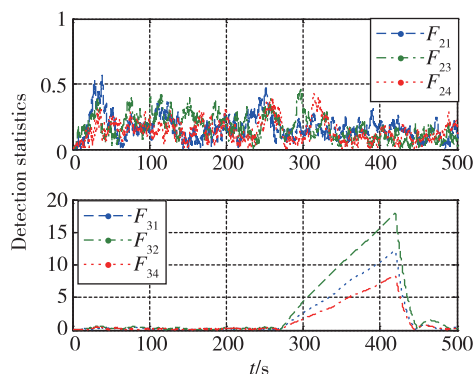


图 6 SAT2 慢变漂移故障时次滤波器检测统计量值

Fig. 6 Detection statistic of sub-filters in the case of SAT2 slow drift faults

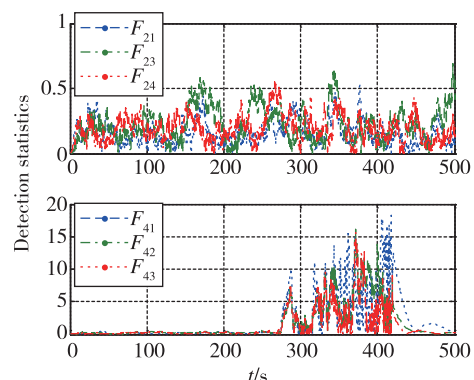


图 7 SAT2 慢变随机故障时次滤波器检测统计量值

Fig. 7 Detection statistic of sub-filters in the case of SAT2 slow random faults

图 8 所示为三种故障条件下主滤波器 $F_{0,0}$ 与子滤波器 $F_{0,2}$ 的水平定位结果。由图 8 可见,隔离 SAT2 伪距和伪距率观测值后,子滤波器 $F_{0,2}$ 对水

平位置误差(Horizontal Position Error, HPE)校正后的定位结果与真实轨迹基本重合,能够有效消除故障观测值对卫星接收机定位精度的影响。

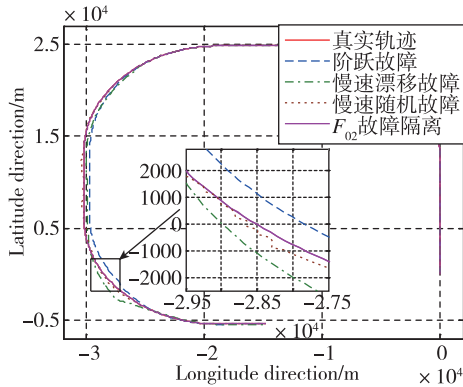


图 8 主滤波器 $F_{0,0}$ 与次滤波器 $F_{0,2}$ 的水平定位结果

Fig. 8 Horizontal positioning results of $F_{0,0}$ and $F_{0,2}$ filters

采用多解分离算法对 SAT2 伪距和伪距率故障的检测、隔离结果如表 1 所示。分析可知,对慢速漂移故障的检测与隔离所需时间最长,且在故障隔离前主滤波器 $F_{0,0}$ 的 HPE 最大值已达到 67m,因而实际应用过程中慢速漂移故障对深耦合系统性能的影响最为严重。故障隔离后,采用子滤波器 $F_{0,2}$ 作为新的主滤波器,HPE 小于 4.6m,可用于最终的导航输出。此外,基于 $F_{0,2}$ 构建新的 MSS 滤波器结构,进而继续实施完好性监测。

表 1 SAT2 故障检测与隔离结果

Tab. 1 SAT2 fault detection and isolation results

故障类型	检测时间/s	隔离时间/s	$F_{0,0}$ HPE (max)/m	$F_{0,2}$ HPE (max)/m
阶跃故障	1.9	1.9	41	4.6
慢速漂移故障	7.8	8.7	67	4.6
慢速随机故障	6.1	6.4	29	4.6

3 测试验证

为验证算法的有效性,本文利用卫星/惯性组合导航模拟器搭建半物理仿真验证系统,图 9 所示为系统组成框图。

设置组合导航模拟器发出北斗卫星 1、2、3、4 号共 4 颗卫星的信号,其中,在仿真进行到 300s 时,将北斗系统 2 号星伪距拉偏 320m,从而使 2 号星成为伪距异常的故障星,图 10 所示为卫星信号模拟器设置界面。

同时,设置模拟器仿真导弹用的导航级捷联惯性导航系统,加速度计零偏为 $50\mu g$,陀螺零偏稳定

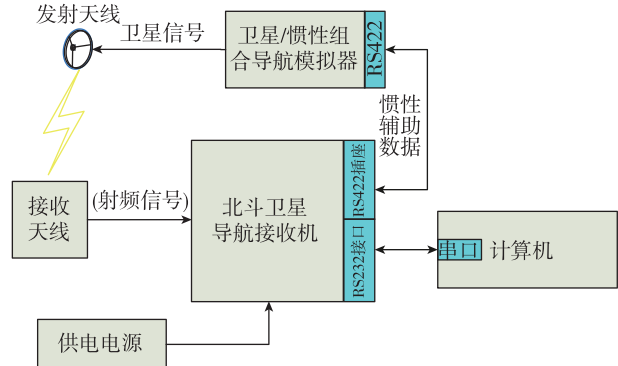


图 9 测试系统组成示意图

Fig. 9 Composition diagram of test system



图 10 卫星模拟信号设置界面

Fig. 10 Satellite signal setting interface

性为 $0.01(^{\circ})/h$ 。模拟器通过 RS422 接口与卫星导航接收机进行数据交互。

北斗卫星导航接收机输出的数据通过台式计算机中的上位机界面进行观测。当 2 号星伪距异常时,卫星导航接收机收星情况如图 11 所示,1、2、3、4 号卫星均成功接收到,但北斗系统 2 号星剔除原因显示为 9(剔除原因为 9 表示 RAIM 剔除),说明 2 号伪距异常卫星已被软件检测出并完成剔除。

图 11 测试结果显示界面

Fig. 11 Display window of test results

4 结论

本文针对北斗可见星星数较少及几何分布较差的情况,设计了一种基于惯性辅助的多解分离北斗接收机完好性监测方案,以消除可见卫星数与几何分布条件对 RAIM 可用性的限制。在北斗导航接收机 Kalman 滤波器结构的基础上,设计了多级

Kalman 滤波器及相应的故障检测与隔离方法。仿真及实验验证表明,单星故障时,该方案能够有效检测并隔离北斗伪距和伪距率观测值中的阶跃、慢速故障数据,进而可保证北斗接收机不受故障星的影响,实现连续、精确的导航解算。

参考文献

- [1] Bhatti U I, Ochieng W Y, Feng S. Integrity of an integrated GPS/INS system in the presence of slowly growing errors[J]. GPS Solutions, 2007, 11(3): 173-192.
- [2] Hewitson S, Wang J. Extended receiver autonomous integrity monitoring (eRAIM) for GNSS/INS integration[J]. Journal of Surveying Engineering, 2010, 136(1): 13-22.
- [3] 徐肖豪, 杨传森, 刘瑞华. GNSS 用户端自主完好性监测研究综述[J]. 航空学报, 2012, 33(3): 451-463.
Xu Xiaohao, Yang Chuansen, Liu Ruihua. Review and prospect of GNSS receiver autonomous integrity monitoring[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3): 451-463(in Chinese).
- [4] 刘菁. 基于联合精密进近着陆系统(JPALS)技术研究[J]. 现代导航, 2014, 5(1): 75-78.
Liu Jing. Research on JPALS technology[J]. Modern Navigation, 2014, 5(1): 75-78(in Chinese).
- [5] Yang C, Xu X, Liu R, et al. An improved RAIM algorithm based on the total least squares[C]// Proceedings of International Conference on Computational Intelligence and Security. Suzhou, China, 2008: 319-324.
- [6] 陈小平, 滕云龙. 接收机自主完好性监测算法研究[J]. 电子科技大学学报, 2008, 37(2): 218-220.
Chen Xiaoping, Teng Yunlong. Study of receiver autonomous integrity monitoring algorithm[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China, 2008, 37(2): 218-220(in Chinese).
- [7] 刘海颖, 冯成涛, 王惠南, 等. 一种惯性辅助卫星导航系统及其完好性检测方法[J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 775-780.
Liu Haiying, Feng Chengtao, Wang Huinan, et al. Method of inertial aided satellite navigation and its integrity monitoring [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(4): 775-780(in Chinese).
- [8] Wang E, Cai M, Pang T. A simple and effective GPS receiver autonomous integrity monitoring and fault isolation approach[C]// Proceedings of 2012 International Conference on Control Engineering and Communication Technology (ICCECT). IEEE, 2012: 657-660.
- [9] 王淑芳, 孙妍. 卫星自主完好性监测技术[J]. 测绘科学技术学报, 2005, 22(4): 266-268.
Wang Shufang, Sun Yan. The technology of satellite autonomous integrity monitoring[J]. Journal of Institute of Surveying and Mapping, 2005, 22(4): 266-268(in Chinese).
- [10] Schuster W, Bai J, Feng S, et al. Integrity monitoring algorithms for airport surface movement [J]. GPS Solution, 2012, 16(1): 65-75.
- [11] Zhang Q, Gui Q. A new Bayesian RAIM for multiple faults detection and exclusion in GNSS[J]. Journal of Navigation, 2015, 68(3): 465-479.
- [12] Blanch J, Walter T, Enge P, et al. Critical elements for a multi-constellation advanced RAIM[J]. Navigation, 2013, 60(1): 53-69.
- [13] Bhatti U I, Ochieng W Y. Detecting multiple failures in GPS/INS integrated system: a novel architecture for integrity monitoring[J]. Journal of Global Positioning Systems, 2009, 8(1): 26-42.
- [14] 蒋德杰, 岳亚洲, 刘海颖, 等. 基于速率检测的 GNSS/INS 快速完好性监测方法[J]. 航空兵器, 2012(4): 12-15.
Jiang Dejie, Yue Yazhou, Liu Haiying, et al. Fast integrity monitoring method for the GNSS/INS system based on rate detection[J]. Aero Weaponry, 2012(4): 12-15(in Chinese).
- [15] 张强, 张晓林, 常啸鸣. 用于识别两颗故障卫星的 RAIM 算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(7): 773-777.
Zhang Qiang, Zhang Xiaolin, Chang Xiaoming. RAIM algorithm for identifying simultaneous two-faulty satellites[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(7): 773-777(in Chinese).
- [16] 尹露, 邓中亮, 朱棣, 等. 一种多源组合定位系统中信息质量评估方法[J]. 导航定位与授时, 2017, 4(6): 75-79.
Yin Lu, Deng Zhongliang, Zhu Di, et al. An information quality assessment method for multi-source integrated positioning system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2017, 4(6): 75-79(in Chinese).

(编辑:李瑾)