

基于单滤波器 AIME 的 GNSS/INS 紧组合完好性监测



孙淑光,王添光,刘瑞华
中国民航大学,天津 300300

摘要:完好性是衡量导航性能的重要指标,其关键在于完好性监测算法。针对自主完好性监测外推(AIME)算法需要构建并行分级滤波器实现故障检测与排除(FDE),导致结构复杂、计算量过大的缺点。为了解决这一缺陷,本文提出一种基于不同可见星检验统计量的单滤波器 AIME(SFAIME)算法,对全球卫星导航系统(GNSS)/惯性导航系统(INS)紧组合导航系统进行完好性监测。仿真结果表明,当可见星发生斜坡故障后,SFAIME 算法能够有效执行 FDE,且相较于 AIME 算法,处理单星故障的运行时间缩短 40% 以上,处理双星故障的运行时间缩短 90.7% 以上。可见星数目越多,SFAIME 算法处理速度的优势越显著。

关键词:GNSS/INS 紧组合;故障检测与排除;AIME;SFAIME;斜坡故障

中国分类号:V249

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.07.007

国际民航组织(ICAO)针对航空领域制定了基于性能的导航(PBN)的运行方式,旨在确保全球卫星导航系统(GNSS)的精度和完好性满足所需导航性能(RNP)的要求,保障飞行安全。相较于 GNSS,GNSS/惯性导航系统(INS)组合导航系统能够提供更为精确和丰富的导航信息,提高导航精度,可作为非精密进近阶段的主要导航手段^[1]。完好性表征了导航系统输出信息的可靠程度,是对导航精度实时监测的重要指标。因此,有必要对非精密进近阶段 GNSS/INS 组合导航系统的完好性监测算法进行研究。

国外对于完好性监测算法的研究较早,提出了接收机自主完好性监测(RAIM)算法的概念。当可见星数目为 6 颗及以上时,在接收机端,可根据 GNSS 的冗余信息实现故障检测与排除(FDE)^[2]。目前,RAIM 算法已被广泛地应用于航空领域^[3]。对于 INS 辅助 GNSS 完好性监测(IAIM)算法的研究主要分为两类:一类是以多解分离(MSS)算法和残差卡方检验(RCTM)算法为代表的快照法;另一类是以自主完好性监测外推(AIME)算法为代表的连续法。其中,MSS 算法通过主/子卡尔曼滤波器的输出差异构造检验统计量检测卫星故障^[4];RCTM 和 AIME 算法通过卡尔曼滤波器运

行过程的中间量构造检验统计量检测卫星故障^[5]。Jia Mu 等^[6]将 MSS 算法应用于 INS/GPS/5G 紧组合导航系统,对城市环境下 GPS 和 5G 信号的故障执行 FDE。Wang Shizhuang 等^[7]将 MSS 算法应用于 INS/GNSS/VO 紧组合导航系统,针对传感器接入和失效事件设计子集管理策略,对状态初始化和转移阶段执行 FDE。Sun Rui 等^[8]提出一种基于混合双模型检测的改进 AIME 算法,通过结合实时新息序列,改进了 AIME 算法基于历史新息序列的检测方法。Yu Zhangjun 等^[9]提出一种状态域鲁棒 AIME 算法,检测时间比 AIME 算法更短。虽然国内起步较晚,但已有越来越多的学者对完好性监测算法进行研究。王海东等^[10]针对 BDS/INS 紧组合导航系统,对 MSS 算法进行了测试验证。黄伟^[11]提出 TCAIME-DIA 算法,适用于观测值数目变化的 GNSS/INS 紧组合导航系统,且故障斜率越小,检测速度越快。Bhatti 等^[12]对 GPS/INS 组合导航系统的误差及故障模式和模型进行了详尽的分析与讨论。其中,阶跃故障和斜坡故障基本涵盖了卫星可能出现的故障类型,对组合导航系统的完好性影响最大。尤其是误差增长缓慢的斜坡故障,在故障初期不易被检测。因此,针对可见星出现斜坡故

收稿日期: 2025-01-07; 退修日期: 2025-03-26; 录用日期: 2025-04-25

基金项目: 国家自然科学基金(U2233215)

引用格式: Sun Shuguang, Wang Tianguang, Liu Ruihua. Integrity monitoring of GNSS/INS tightly coupled based on single-filter AIME[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(7): 49-56. 孙淑光,王添光,刘瑞华. 基于单滤波器 AIME 的 GNSS/INS 紧组合完好性监测[J]. 航空科学技术, 2025, 36(7): 49-56.

障的情况,本文在AIME算法的基础上提出一种单滤波器AIME(SFAIME)算法,对GNSS/INS紧组合导航系统进行完好性监测,解决了AIME算法滤波器结构复杂、计算量过大的问题。

1 GNSS/INS紧组合

相较于松组合和超紧组合,紧组合不同时刻GNSS测量值之间具有较低的相关性,且无须深入接收机内部信号跟踪环路。利用测量域数据,结合卡尔曼滤波器,对INS和GNSS信息融合,实现定位、定速等关键导航结果的输出,其总体架构如图1所示。

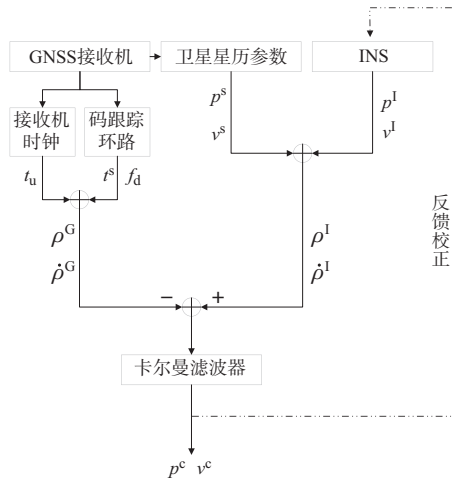


图1 GNSS/INS紧组合导航系统架构

Fig.1 GNSS/INS tightly coupled navigation system architecture

GNSS接收机通过接收机时钟得到卫星信号接收时间 t_u 、通过码跟踪环路得到卫星信号发射时间 t^s ,以及多普勒频移 f_d ,输出GNSS伪距 ρ^G 和伪距率 $\dot{\rho}^G$ 。利用卫星星历参数解算卫星位置 p^s 和速度 v^s 、利用INS解算位置 p^I 和速度 v^I ,输出INS伪距 ρ^I 和伪距率 $\dot{\rho}^I$ 。将来自GNSS与INS的伪距和伪距率做差,送入卡尔曼滤波器中。卡尔曼滤波器输出的位置 p^c 、速度 v^c 等,为GNSS/INS紧组合导航结果。同时,将误差估计值返回,对INS进行修正。

1.1 状态方程

系统状态矢量由INS输出误差、传感器误差,以及GNSS与时间相关的误差组成^[13]

$$\mathbf{X} = [\delta p_{\text{lh}} \quad \delta v_{\text{enu}} \quad \delta \varphi_{\text{enu}} \quad \mathbf{b}_b^{\text{gyro}} \quad \mathbf{b}_b^{\text{acc}} \quad \delta t_u \quad \delta t_{\text{ru}}]^T \quad (1)$$

式中, $\delta p_{\text{lh}} = [\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h]$ 为大地坐标系位置误差矢量; $\delta v_{\text{enu}} = [\delta v_e \quad \delta v_n \quad \delta v_u]$ 为东北天坐标系速度误差矢量; $\delta \varphi_{\text{enu}} =$

$[\delta \varphi_e \quad \delta \varphi_n \quad \delta \varphi_u]$ 为东北天坐标系姿态误差矢量; $\mathbf{b}_b^{\text{gyro}} = [\varepsilon_{\text{bx}} \quad \varepsilon_{\text{by}} \quad \varepsilon_{\text{bz}}]$,以及 $\mathbf{b}_b^{\text{acc}} = [\nabla_{\text{bx}} \quad \nabla_{\text{by}} \quad \nabla_{\text{bz}}]$ 分别为机体坐标系陀螺仪和加速度计的零偏误差矢量; δt_u 和 δt_{ru} 分别为GNSS接收机钟差和钟漂。

利用状态矢量 $\mathbf{X}$ 中的前15维构建INS误差微分方程^[14-17];利用状态矢量 $\mathbf{X}$ 中的后二维构建GNSS误差微分方程

$$\begin{cases} \dot{\delta t}_u = \delta t_{\text{ru}} + w_u \\ \dot{\delta t}_{\text{ru}} = -\frac{1}{\tau} \delta t_{\text{ru}} + w_{\text{ru}} \end{cases} \quad (2)$$

式中, τ 为相关时间, w_u 和 w_{ru} 分别为GNSS接收机钟差和钟漂的白噪声。

通过INS误差微分方程和GNSS误差微分方程,构建GNSS/INS紧组合状态方程

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{X}}_{\text{INS}} \\ \dot{\mathbf{X}}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{\text{INS}} & \mathbf{0}_{15 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 15} & \mathbf{F}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{X}_{\text{INS}} \\ \mathbf{X}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{\text{INS}} & \mathbf{0}_{15 \times 2} \\ \mathbf{0}_{2 \times 6} & \mathbf{G}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{W}_{\text{INS}} \\ \mathbf{W}_{\text{GNSS}} \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, $\mathbf{W}_{\text{INS}}$ 由陀螺仪和加速度计的白噪声构成。

1.2 测量方程

假设 k 时刻地心地固坐标系下飞机的真实位置为 (x_k, y_k, z_k) ;第 i 颗可见星位置为 $(x_k^{S_i}, y_k^{S_i}, z_k^{S_i})$;INS解算位置为 (x_k^I, y_k^I, z_k^I) 。

飞机真实位置到可见星 i 之间的几何距离

$$r_{k,i} = \sqrt{(x_k - x_k^{S_i})^2 + (y_k - y_k^{S_i})^2 + (z_k - z_k^{S_i})^2} \quad (4)$$

INS解算位置到可见星 i 之间的几何距离

$$\rho_{k,i}^{\text{INS}} = \sqrt{(x_k^I - x_k^{S_i})^2 + (y_k^I - y_k^{S_i})^2 + (z_k^I - z_k^{S_i})^2} \quad (5)$$

GNSS伪距校正后的一般表达式为

$$\rho_{k,i}^{\text{GNSS}} = r_{k,i} + \delta t_{u,k} + \varepsilon_{\rho,k} \quad (6)$$

式中, $\varepsilon_{\rho,k}$ 为第 i 颗可见星的伪距测量噪声。

将式(5)在 (x_k, y_k, z_k) 处一阶泰勒展开,线性化近似处理后与式(6)做差,得到第 i 个伪距测量方程

$$\begin{aligned} Z_{\rho,i} &= \rho_{k,i}^{\text{INS}} - \rho_{k,i}^{\text{GNSS}} = \frac{x_k - x_k^{S_i}}{r_{k,i}} \delta x_k + \frac{y_k - y_k^{S_i}}{r_{k,i}} \delta y_k + \\ &\quad \frac{z_k - z_k^{S_i}}{r_{k,i}} \delta z_k - \delta t_{u,k} - \varepsilon_{\rho,k} \end{aligned} \quad (7)$$

式中, δx_k 、 δy_k 和 δz_k 分别为各轴向的INS解算位置与真实位置之差,系数为飞机到可见星的单位矢量在各轴向的投影,这里记作

$$\frac{x_k - x_k^{S_i}}{r_{k,i}} = l_{k,i} \quad \frac{y_k - y_k^{S_i}}{r_{k,i}} = m_{k,i} \quad \frac{z_k - z_k^{S_i}}{r_{k,i}} = n_{k,i} \quad (8)$$

假设 k 时刻地心地固坐标系下飞机的真实速度为

(vx_k, vy_k, vz_k) ; 第 i 颗可见星速度为 (vx_k^S, vy_k^S, vz_k^S) ; INS 解算速度为 (vx_k^I, vy_k^I, vz_k^I) 。

由于飞机与卫星之间存在相对运动, 因此INS伪距率可表示为

$$\dot{\rho}_{k,i}^{\text{INS}} = l_{k,i}(vx_k^I - vx_k^{S_i}) + m_{k,i}(vy_k^I - vy_k^{S_i}) + n_{k,i}(vz_k^I - vz_k^{S_i}) \quad (9)$$

GNSS伪距率一般表达式为

$$\dot{\rho}_{k,i}^{\text{GNSS}} = l_{k,i}(vx_k - vx_k^{S_i}) + m_{k,i}(vy_k - vy_k^{S_i}) + n_{k,i}(vz_k - vz_k^{S_i}) + \delta t_{\text{ru},k} + \varepsilon_{\dot{\rho},k} \quad (10)$$

式中, $\varepsilon_{\dot{\rho},k}$ 为第 i 颗可见星的伪距率测量噪声。将式(9)与式(10)做差, 得到第 i 个伪距率测量方程

$$Z_{\dot{\rho},i} = \dot{\rho}_{k,i}^{\text{INS}} - \dot{\rho}_{k,i}^{\text{GNSS}} = l_{k,i}\delta vx_k + m_{k,i}\delta vy_k + n_{k,i}\delta vz_k - \delta t_{\text{ru},k} - \varepsilon_{\dot{\rho},k} \quad (11)$$

式中, δvx_k 、 δvy_k 和 δvz_k 分别为各轴向的INS解算速度与真实速度之差。

假设可见星总数为 n , 将式(7)和式(11)扩展到所有可见星的情况, 构建伪距测量方程组和伪距率测量方程组。在状态矢量 $\mathbf{X}$ 中, 位置误差位于大地坐标系、速度误差位于东北天坐标系, 需要分别将其转换到地心地固坐标系。最终得到整理后的伪距、伪距率测量矩阵

$$\mathbf{H}_{\rho,k} = [\mathbf{MC}_{\text{llh}}^{\text{ecf}} \quad \mathbf{0}_{n \times 12} \quad -\mathbf{I}_{n \times 1} \quad \mathbf{0}_{n \times 1}]_{n \times 17} \quad (12)$$

$$\mathbf{H}_{\dot{\rho},k} = [\mathbf{0}_{n \times 3} \quad \mathbf{MC}_{\text{enu}}^{\text{ecf}} \quad \mathbf{0}_{n \times 10} \quad -\mathbf{I}_{n \times 1}]_{n \times 17} \quad (13)$$

$$\text{式中, } \mathbf{M} = \begin{bmatrix} l_{k,1} & m_{k,1} & n_{k,1} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ l_{k,n} & m_{k,n} & n_{k,n} \end{bmatrix}$$

通过伪距测量方程组和伪距率测量方程组, 构建GNSS/INS紧组合测量方程

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Z}_{\rho} \\ \mathbf{Z}_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\rho} \\ \mathbf{H}_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} \mathbf{X} + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{\rho} \\ \mathbf{V}_{\dot{\rho}} \end{bmatrix} \quad (14)$$

2 完好性监测

GNSS/INS紧组合导航系统完好性监测包括FDE与可用性判定。FDE通过完好性监测算法实现; 可用性判定通过比较水平保护限(HPL)与水平告警限(HAL)的大小实现。

2.1 AIME算法

2.1.1 AIME结构

AIME结构如图2所示。主滤波器 KF_0 包含所有可见星观测量, 通过每次排除一颗可见星观测量构建子滤波器 $\text{KF}_{0,1} \sim \text{KF}_{0,n}$; 在此基础上, 利用相同的方法构建次级子滤波器 $\text{KF}_{i,1} \sim \text{KF}_{i,n-1} (i=1, 2, \dots, n)$ 。

对于单星故障, 当主滤波器检验统计量超出检测门限时, 可寻找具有最小检验统计量的子滤波器 $\text{KF}_{0,i}$ 确定故障

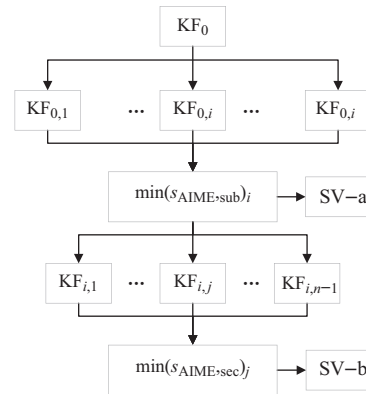


图2 AIME结构

Fig.2 AIME structure

星 SV-a ; 对于双星故障, 当上述子滤波器检验统计量超出检测门限时, 可寻找具有最小检验统计量的次级子滤波器 $\text{KF}_{i,j} (j=1, 2, \dots, n-1)$ 确定第二颗故障星 SV-b 。

2.1.2 AIME故障检测

AIME算法是一种在测量域对卫星故障实时监测的连续法, 其检验统计量与检测门限的计算如下^[18]。

新息是卡尔曼滤波器测量值与一步估计值之间的残差矢量, 其表达式为

$$\mathbf{r}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \mathbf{X}_{k|k-1} \quad (15)$$

式中, $\mathbf{Z}_k$ 为测量矢量, $\mathbf{H}_k$ 为测量矩阵, $\mathbf{X}_{k|k-1}$ 为一步状态预测矢量。

具有上述形式的新息矢量, 其协方差矩阵表达式为

$$\mathbf{V}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k \quad (16)$$

式中, $\mathbf{P}_{k|k-1}$ 为一步状态预测均方误差矩阵, $\mathbf{R}_k$ 为测量噪声协方差矩阵。

从 $k-1$ 时刻起, 考虑前 m 个时刻卡尔曼滤波器的新息矢量及其协方差矩阵, 构造 k 时刻外推检验统计量 s_{AIME}

$$\mathbf{V}_{\text{avg}}^{-1} = \sum_{i=1}^m \mathbf{V}_{k-i}^{-1} \quad (17)$$

$$\mathbf{r}_{\text{avg}} = \left(\mathbf{V}_{\text{avg}}^{-1} \right)^{-1} \sum_{i=1}^m \mathbf{V}_{k-i}^{-1} \mathbf{r}_{k-i} \quad (18)$$

$$s_{\text{AIME}} = \mathbf{r}_{\text{avg}}^T \mathbf{V}_{\text{avg}}^{-1} \mathbf{r}_{\text{avg}} \quad (19)$$

当GNSS/INS紧组合导航系统无故障时, s_{AIME} 服从中心卡方分布; 反之, s_{AIME} 服从非中心卡方分布。根据给定的虚警率 P_{FA} 和自由度 n , 计算无故障条件下的检测门限 T_d , 当 s_{AIME} 超出 T_d 时, 认为系统中发生故障。

$$P(s_{\text{AIME}} < T_d) = \int_0^{T_d} \chi_{(n)}^2(s_{\text{AIME}}) ds = 1 - P_{\text{FA}} \quad (20)$$

2.2 SFAIME 算法

2.2.1 SFAIME 结构

SFAIME 结构如图 3 所示。相较于 AIME 结构, SFAIME 结构中只包含一个主滤波器 KF_0 。无论是单星故障还是双星故障, 只要对应可见星的检验统计量超出检测门限, 即可确定故障星 $SV-a/SV-b$ 。从而避免构建并行分级滤波器, 极大地简化了 AIME 算法原有的滤波器结构, 减少了计算量。

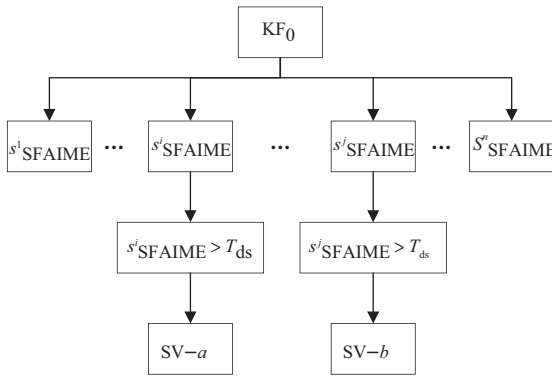


图 3 SFAIME 结构

Fig.3 SFAIME structure

2.2.2 SFAIME 故障检测

在 AIME 算法的基础上, 将新息矢量 r_k 的每一维元素以及新息协方差矩阵 V_k 的每一维主对角线元素, 视为受对应可见星影响下的结果

$$r_k = \begin{bmatrix} r_k^{S_1} \\ \vdots \\ r_k^{S_n} \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$D_k = \text{diag}(V_k) \quad (22)$$

构造 k 时刻第 i 颗可见星影响下的检验统计量 $s_{\text{SFAIME}}^{S_i} (i=1, 2, \dots, n)$, 如式(23)~式(25)所示

$$\begin{bmatrix} (V_{\text{avg}}^{S_1})^{-1} \\ \vdots \\ (V_{\text{avg}}^{S_n})^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^m (D_{k-i}^{S_1})^{-1} \\ \vdots \\ \sum_{i=1}^m (D_{k-i}^{S_n})^{-1} \end{bmatrix} \quad (23)$$

$$\begin{bmatrix} r_{\text{avg}}^{S_1} \\ \vdots \\ r_{\text{avg}}^{S_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left[(V_{\text{avg}}^{S_1})^{-1} \right]^{-1} \sum_{i=1}^m (D_{k-i}^{S_1})^{-1} r_{k-i}^{S_1} \\ \vdots \\ \left[(V_{\text{avg}}^{S_n})^{-1} \right]^{-1} \sum_{i=1}^m (D_{k-i}^{S_n})^{-1} r_{k-i}^{S_n} \end{bmatrix} \quad (24)$$

$$\begin{bmatrix} s_{\text{SFAIME}}^{S_1} \\ \vdots \\ s_{\text{SFAIME}}^{S_n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (r_{\text{avg}}^{S_1})^T (V_{\text{avg}}^{S_1})^{-1} r_{\text{avg}}^{S_1} \\ \vdots \\ (r_{\text{avg}}^{S_n})^T (V_{\text{avg}}^{S_n})^{-1} r_{\text{avg}}^{S_n} \end{bmatrix} \quad (25)$$

仿照式(20), 计算无故障条件下的检测门限 T_{ds}

$$P(s_{\text{SFAIME}}^{S_i} < T_{\text{ds}}) = \int_0^{T_{\text{ds}}} \chi_{(m)}^2(s_{\text{SFAIME}}^{S_i}) ds = 1 - P_{\text{FA}} \quad (26)$$

式中, 与 AIME 算法不同, 在 SFAIME 算法中, 自由度为滑动窗口长度 m 。将第 i 颗可见星对应的 $s_{\text{SFAIME}}^{S_i}$ 与 T_{ds} 比较, 当 $s_{\text{SFAIME}}^{S_i}$ 超出 T_{ds} 时, 认为系统中发生故障。

2.3 HPL 计算

HPL 是可见星与飞机之间几何构型和预期误差特性的函数, 不受实际测量值影响, 反映了水平位置误差的统计上限。HAL 是水平位置误差最大值, 在不同飞行阶段具有不同的大小。GNSS/INS 紧组合导航系统在进行 FDE 前, 需要对可用性进行判定: 如果 $\text{HPL} < \text{HAL}$, 说明此时导航性能满足完好性要求, 算法可用, 反之则不可用。

SFAIME 算法的 HPL 由两部分构成

$$\text{HPL} = 5.33\alpha + \sqrt{\lambda} \times \text{slope}_{\text{max}} \quad (27)$$

(1) α 为水平位置误差协方差矩阵的最大特征值, 5.33 表征 $10^{-7}/h$ 的完好性风险。

由于状态矢量 X 中的位置误差位于大地坐标系, 因此, 为了计算 α , 在状态矢量中, 位置误差协方差矩阵的前两维应转换为水平位置误差协方差矩阵

$$\begin{bmatrix} \sigma_c^2 & \sigma_{\text{cn}}^2 \\ \sigma_{\text{nc}}^2 & \sigma_n^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R_N \cos L \sigma_{\lambda})^2 & R_M R_N \cos L \sigma_{\lambda}^2 \\ R_M R_N \cos L \sigma_{\lambda}^2 & (R_M \sigma_L)^2 \end{bmatrix} \quad (28)$$

式中, R_M 和 R_N 分别为子午圈半径和卯酉圈半径。

(2) 与 RAIM 类似, 利用故障对水平位置误差的影响与故障对检验统计量的影响之比计算各可见星斜率, 找出最大值 $\text{slope}_{\text{max}}$ 。根据给定的漏警率 P_{MD} 、滑动窗口长度 m 和检测门限 T_{ds} , 计算非中心化参数 λ_d

$$P(s_{\text{SFAIME}}^{S_i} < T_{\text{ds}}) = \int_0^{T_{\text{ds}}} \chi_{(m, \lambda_d)}^2(s_{\text{SFAIME}}^{S_i}) ds = P_{\text{MD}} \quad (29)$$

3 仿真结果及分析

本文通过构建航迹仿真器、GNSS 仿真器、INS 仿真器以及紧组合卡尔曼滤波器用于解算, 提供导航数据; 在不同可见星伪距测量值中添加斜坡故障模拟卫星故障, 对 GNSS/INS 紧组合导航系统进行完好性监测。其中, 组合导航相关参数设置见表 1。对于完好性相关参数, 设定非精密进近阶段的 HAL 为 $556 \text{ m}^{[19-20]}$, 虚警率 P_{FA} 为 10^{-5} , 漏警率

表1 GNSS/INS 参数设置
Table 1 GNSS/INS parameter settings

GNSS	伪距白噪声	10 m
	伪距率白噪声	1 m/s
INS	陀螺仪零偏	0.01 (°)/h
	陀螺仪白噪声	0.001 (°)/h
	加速度计零偏	100 μ g
	加速度计白噪声	10 μ g

P_{MD} 为 10^{-3} , 仿真时长 2000s, 可见星数目保持 8 颗不变。
无故障运行时, GNSS/INS 紧组合导航系统定位误差如图 4 所示。

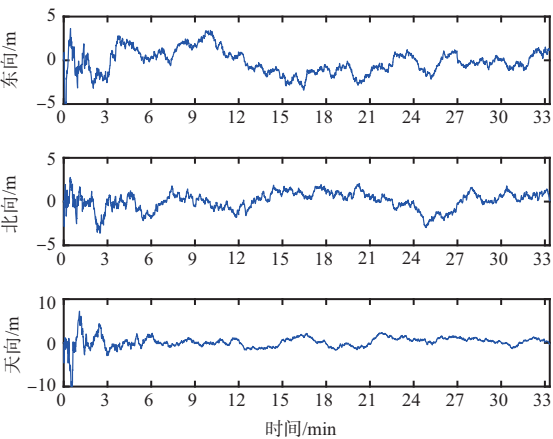


图4 GNSS/INS 紧组合无故障时定位误差
Fig.4 Positioning error of GNSS/INS tightly coupled without faults

800~1200 s 内, 在 SV-18 中分别加入 2 m/s、1 m/s、0.5 m/s 以及 0.1 m/s 的斜坡故障, GNSS/INS 紧组合定位误差如图 5 所示。从图 5 可以看出, 加入斜坡故障后, 定位误差随时间逐渐增大; 如果故障斜率较大, 在故障结束后, 紧组合卡尔曼滤波器需要较长时间才能修正定位误差。可用性判定如图 6 所示。从图 6 可以看出, 在整个仿真时间内, SFAIME 算法 HPL 保持低于 HAL 的状态, 满足可用性要求。在图 5 的故障条件下, SFAIME 算法的检测结果如图 7 所示。其中, TS 表示检验统计量, TD 表示检测门限。从图 7 可以看出, SFAIME 算法能够有效检出不同斜率斜坡故障; 斜率越小, 所需的检测时间越长。执行 SFAIME 算法后, GNSS/INS 紧组合导航系统定位误差如图 8 所示。通过图 5 和图 8 对比可以看出, SFAIME 算法能够有效识别并隔离卫星故障; FDE 后, GNSS/INS 紧组合导航系统定位误差明显减小, 降低了斜坡故障带来的影响。

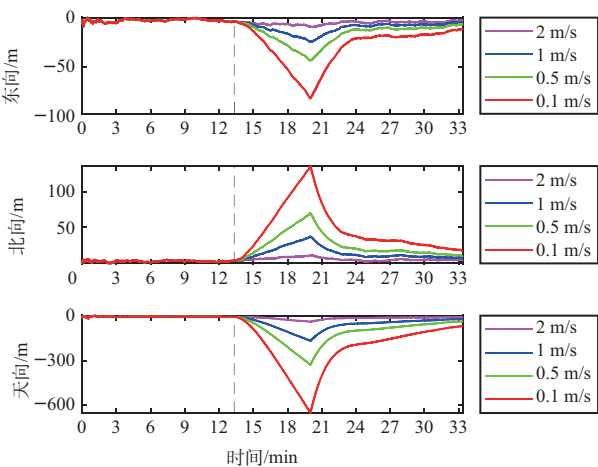


图5 斜坡故障对定位误差的影响
Fig.5 Impact of positioning error by ramp fault

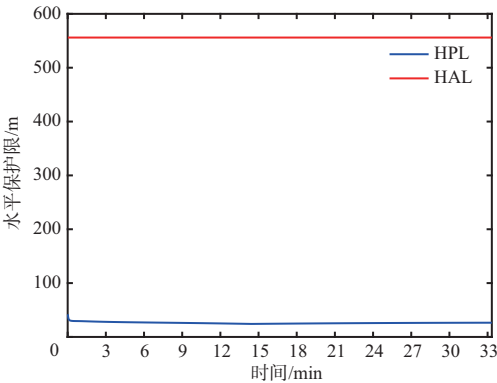


图6 可用性判定
Fig.6 Availability determination

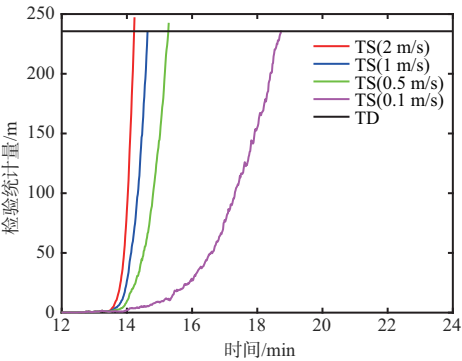


图7 SFAIME 单星故障检测
Fig.7 SFAIME single satellite fault detection

800~1200 s、840~1240 s 内, 在 SV-2 中加入 2 m/s 斜坡故障、SV-9 中加入 0.1 m/s 斜坡故障, 检测结果如图 9 所示。可以看出, SV-2 和 SV-9 对应的检验统计量一段时间后超

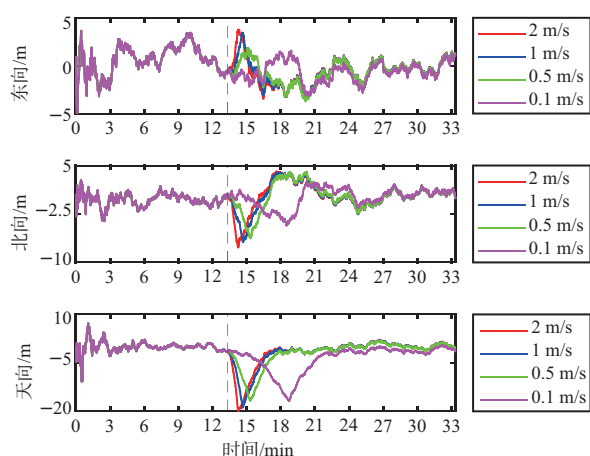


图8 FDE对定位误差的改善

Fig.8 Improvement of positioning error by FDE

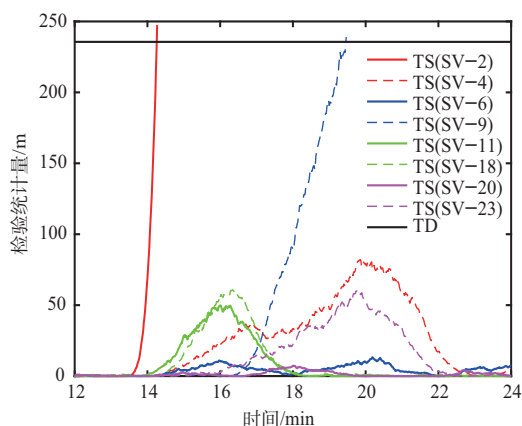


图9 SFAIME双星故障检测

Fig.9 SFAIME dual satellites fault detection

出检测门限,剩余可见星检验统计量均保持低于检测门限的状态,表明SFAIME算法能够准确检测并识别双故障星。

表2和表3分别对比了单星故障和双星故障时,AIME算法与SFAIME算法从故障开始到各自检测出故障的运行时间。这里的AIME算法考虑滑动窗口长度 m 为150。单星故障条件与图5保持一致,双星故障条件与图9保持一致。可以看出,可见星数目/故障星数目越多,SFAIME算法与AIME算法运行时间的差距越大,时间减少的越多。因此,相较于AIME算法,SFAIME算法在处理多可见星/多故障星时具有更高的效率和性能。

4 结束语

本文首先对GNSS/INS紧组合导航系统进行分析并建模;其次根据完好性要求,在AIME算法的基础上,给出SFAIME算法的结构、检测方法及其HPL计算。仿真结果

表2 单星故障时两种算法的运行时间

Table 2 The running time of two algorithms during single satellite fault

数目/颗	AIME/s	SFAIME/s	减少时间/%
8	0.853	0.512	40.0
9	0.984	0.549	44.2
10	1.126	0.581	48.4

表3 双星故障时两种算法的运行时间

Table 3 The running time of two algorithms during dual satellites fault

数目/颗	AIME/s	SFAIME/s	减少时间/%
8	39.070	3.614	90.7
9	50.475	3.763	92.5
10	61.104	3.997	93.5

表明,SFAIME算法在单星故障和双星故障的情况下均能有效执行FDE;且相较于AIME算法,SFAIME算法结构更简单、计算量更少、在处理速度上具有明显优势:运行时间比AIME更短,且可见星和故障星数目越多,这种优势就越显著。

AST

参考文献

- [1] Almagbile A, Al-Rawabdeh A, Hazaymeh K. Analysis of single and double faults direction and magnitude in measurement and state models of tight GPS/INS system[J]. International Journal of Geoinformatics, 2023, 19(7): 47-62.
- [2] 沙海. GNSS完好性仿真与监测技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2015.
Sha Hai. Study on techniques of GNSS integrity simulation and monitoring[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2015. (in Chinese)
- [3] Wang Weishu, Wei Shangguan, Liu Jiang, et al. Enhanced fault detection for GNSS/INS integration using maximum correntropy filter and local outlier factor[J]. IEEE Transactions on Intelligent Vehicles, 2024, 9(1): 2077-2093.
- [4] Jing Hao, Gao Yang, Shahbeigi S, et al. Integrity monitoring of GNSS/INS based positioning systems for autonomous vehicles: state-of-the-art and open challenges[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2022, 23(9): 14166-14187.
- [5] Ye Qiwei, Gu Yu, Li Liang, et al. Integrity monitoring for GNSS/INS integrated navigation based on improved AIME[C].

- China Satellite Navigation Conference, 2023: 533-544.
- [6] Jia Mu, Kassas Z M. Fault detection and exclusion for INS/GPS/5G tightly-coupled navigation[C]. 2023 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2023: 597-602.
- [7] Wang Shizhuang, Zhai Yawei, Zhan Xingqun. Implementation of solution separation-based kalman filter integrity monitoring against all-source faults for multi-sensor integrated navigation [J]. GPS Solutions, 2023, 27(3): 103.
- [8] Sun Rui, Zhang Wenyu, Zheng Jia Zhu, et al. GNSS/INS integration with integrity monitoring for UAV no-fly zone management[J]. Remote Sensing, 2020, 12(3): 524.
- [9] Yu Zhangjun, Zhang Qiuzhao, Zhang Shubi, et al. A state-domain robust autonomous integrity monitoring with an extrapolation method for single receiver positioning in the presence of slowly growing fault[J]. Satellite Navigation, 2023, 4(1): 20.
- [10] 王海东, 孙淑光, 匡杉. 基于多假设解分离算法的BDS/SINS紧组合完好性监视[J]. 计算机测量与控制, 2019, 27(12): 249-253+268.
- Wang Haidong, Sun Shuguang, Kuang Shan. Integrity monitoring of tightly integrated BDS/SINS navigation system based on multiple hypothesis solution separation[J]. Computer Measurement and Control, 2019, 27(12): 249-253+268. (in Chinese)
- [11] 黄伟. GNSS/INS组合定位载波相位完好性监测算法研究[D]. 徐州: 中国矿业大学, 2023.
- Huang Wei. Research on integrity monitoring algorithm of carrier phase GNSS/INS coupled positioning[D]. Xuzhou: China University of Mining and Technology, 2023. (in Chinese)
- [12] Bhatti U I, Ochieng W Y. Failure modes and models for integrated GPS/INS systems[J]. The Journal of Navigation, 2007, 60(2): 327-348.
- [13] 高书亮, 段鹏飞, 樊思思, 等. 面向失锁在线补偿的高超声速飞行器组合导航方法研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(2): 19-25.
- Gao Shuliang, Duan Pengfei, Fan Sisi, et al. Integrated navigation method research on hypersonic vehicle based on online missing locking-compensation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(2): 19-25. (in Chinese)
- [14] 刘潘. 车载GPS/INS组合定位研究[D]. 南宁: 广西大学, 2020.
- Liu Pan. Research on GPS/INS combined positioning of vehicle[D]. Nanning: Guangxi University, 2020. (in Chinese)
- [15] 吴孔阳. GNSS/INS紧组合导航接收机自主完好性监测技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
- Wu Kongyang. Research on autonomous integrity monitoring technology of GNSS/INS integrated navigation receiver[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021. (in Chinese)
- [16] 叶飞. 城市环境下多频宽巷GNSS/INS紧组合定位关键技术研究[D]. 南京: 东南大学, 2021.
- Ye Fei. Research on key technologies of tightly-coupled GNSS/INS integrated positioning with multi-frequency and wide lane for urban environment[D]. Nanjing: Southeast University, 2021. (in Chinese)
- [17] Shin E H. Estimation techniques for low-cost inertial navigation[D]. Calgary: University of Calgary, 2005.
- [18] Bhatti U I, Ochieng W Y, Feng Shaojun. Integrity of an integrated GPS/INS system in the presence of slowly growing errors. Part I: a critical review[J]. GPS Solutions, 2007, 11(3): 173-181.
- [19] Krasuski K, Wierzbicki D. Determination of reliability parameters of HPL and VPL technical safety in the procedure of a non-precision landing approach NPA GNSS with using GPS and GLONASS navigation systems in air transport[J]. Scientific Journal of the Military University of Land Forces, 2018, 502 (188): 176-186.
- [20] Ma Xiaping, Yu Kegen, Wang Ershen, et al. Evaluation of BDS and GPS RAIM availability based on data collected in June 2020[J]. Geodesy and Geodynamics, 2021, 12(3): 181-189.

Integrity Monitoring of GNSS/INS Tightly Coupled Based on Single-Filter AIME

Sun Shuguang, Wang Tianguang, Liu Ruihua

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: Integrity is an important indicator for measuring navigation performance, and its key lies in the integrity monitoring algorithm. Autonomous Integrity Monitoring Extrapolation (AIME) algorithm requires to construct parallel hierarchical filters for fault detection and exclusion(FDE), which leads to the disadvantages of complex structure and extensive computation. To address the shortcoming, a Single-Filter AIME (SFAIME) algorithm based on different visible satellite test statistics was proposed. To monitor the integrity of the Global Navigation Satellite System (GNSS)/Inertial Navigation System (INS) tightly coupled navigation system. The simulation results show that the SFAIME algorithm can effectively perform FDE after the satellite encounters a ramp fault. And compared to AIME algorithm, the running time is reduced by over 40% during single satellite fault and by over 90.7% during dual satellites fault. The more visible satellites there are, the more significant the processing speed advantage of the SFAIME algorithm becomes.

Key Words: GNSS/INS tightly coupled; FDE; AIME; SFAIME; Ramp fault

Received: 2025-01-07; **Revised:** 2025-03-26; **Accepted:** 2025-04-25

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(U2233215)