

INS 辅助的 BDS 伪距率一致性欺骗信号检测方法

常浩伟¹, 庞春雷¹, 张良¹, 郭泽辉¹, 吕敏敏², 吴强³

(1. 空军工程大学信息与导航学院, 西安, 710077; 2. 95801 部队, 北京, 100089; 3. 95894 部队, 北京, 102200)

摘要 传统 INS 辅助的伪距检测模型难以敏感低于惯导漂移误差的位置拉偏, 针对这一问题, 提出了 INS 辅助的 BDS 伪距率一致性欺骗信号检测方法。利用惯导误差发散缓慢的速度信息, 构造经 INS 校准后的伪距率, 与实际测得的卫星伪距率差分获得一致性检验量, 并采用故障检测的思想制定欺骗信号检测方案, 分析得出检测门限。实验结果显示, 相较于随时间发散严重的伪距模型, 所提方法同时适用于对位置欺骗和速度欺骗的检测, 降低了检测误警率, 能够在较长时间内保证检测灵敏性, 且高精度的惯导系统辅助能够有效提高检测性能。

关键词 转发式欺骗; 伪距率; 惯性导航系统; 一致性检验

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2022.04.008

中图分类号 TN967.1 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2022)04-0051-07

An INS-Assisted BDS Pseudorange Rate Consistency Deception Signal Detection Method

CHANG Haowei¹, PANG Chunlei¹, ZHANG Liang¹, GUO Zehui¹, LYU Minmin², WU Qiang³

(1. Information and Navigation School, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China;

2. Unit 95801, Beijing 100089, China; 3. Unit 95894, Beijing 102200, China)

Abstract Aimed at the problem that the traditional INS-assisted pseudorange detection model is difficult to sense the position deviation lower than the inertial navigation drift error, an INS-assisted BDS pseudorange rate-consistent deception signal detection method is proposed. The slow divergence speed information of the inertial navigation error is utilized for constructing the pseudorange rate after INS calibration, and obtaining the consistency test by the difference between the actual measured satellite pseudorange rate, and using the idea of fault detection to formulate a deception signal detection plan. The detection threshold is reached. The experimental results show that the pseudorange model compares with serious divergence over time, the proposed method is suitable for the detection of both position spoofing and speed spoofing, reducing the detection false alarm rate, and ensuring the detection sensitivity for a long time. High-precision inertial navigation system assistance can effectively improve the detection performance.

Key words forward spoofing; pseudorange rate; inertial navigation system; consistency check

欺骗式干扰通过转发或自主产生与真实信号高度相似的欺骗信号^[1], 诱导北斗卫星导航系统(Bei-

收稿日期: 2021-11-29

基金项目: 国家自然科学基金(41904014)

作者简介: 常浩伟(1998—), 男, 山西太原人, 硕士生, 研究方向为北斗欺骗检测研究。E-mail: 651724131@qq.com

引用格式: 常浩伟, 庞春雷, 张良, 等. INS 辅助的 BDS 伪距率一致性欺骗信号检测方法[J]. 空军工程大学学报, 2022, 23(4): 51-57.
CHANG Haowei, PANG Chunlei, ZHANG Liang, et al. An INS-Assisted BDS Pseudorange Rate Consistency Deception Signal Detection Method[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2022, 23(4): 51-57.

Dou navigation satellite system, BDS) 实现错误定位, 给生产生活带来了严重危害。针对欺骗式干扰采取有效的欺骗检测技术, 是提高导航安全性的重要手段^[2-3]。

目前常见的欺骗检测技术分为两类。第 1 类主要针对欺骗信号观测值进行检测, 寻找其与真实信号之间的差异。包括基于信号功率的检测技术^[4], 基于多天线的检测技术^[5], 基于观测量一致性检验的检测技术^[6-8]。第 2 类技术依据真实信号与欺骗信号相互作用后, 接收机输出结果的异常变化来检测欺骗。主要包括基于信号质量检测^[9-10], 基于跟踪环路相关输出异常检测^[11]等方法, 不足之处在于遇到零陷攻击后, 真实信号和欺骗信号将无法相互作用, 导致检测方法失效。上述方法主要依靠卫星导航自身信号进行欺骗检测, 但仍存在一定的缺陷。而惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 不受欺骗干扰环境的影响, 能够为导航提供可靠的信息, 可用于辅助北斗欺骗干扰信号的检测。文献^[12]验证了高精度下的惯导能够用于辅助 GNSS 进行欺骗干扰识别; 文献^[13]在已知天线基线矢量的情况下, 利用 INS 提供的姿态信息, 构造载波相位双差检验统计量; 文献^[14]提出利用惯导辅助三元天线阵进行欺骗干扰检测。

因此, 本文提出一种由 INS 辅助 BDS 进行伪距率一致性检测的方法。利用 INS 速度信息构造校准后的伪距率, 与卫星实际解算的伪距率作差得到欺骗检验量, 并从故障检测的角度出发, 制定了欺骗信号检测步骤, 最后通过仿真验证了相同惯导精度辅助下的伪距率模型检测准确率明显优于伪距模型, 能够用于检测拉偏较小的速度欺骗。

1 转发式欺骗干扰基本原理

北斗卫星真实信号伪距观测方程为:

$$\rho^{(j)} = r^{(j)} + \delta t_r - \delta t^{(j)} + I^{(j)} + T^{(j)} + \epsilon \quad (1)$$

式中: δt_r 表示接收机钟差造成的位置误差; $\delta t^{(j)}$ 表示卫星 j 钟差造成的位置误差; $I^{(j)}$ 和 $T^{(j)}$ 分别表示电离层延迟和对流层延迟; ϵ 为观测噪声; $r^{(j)}$ 表示卫星 j 到接收机的几何距离, 在地心地固坐标系中可表示为:

$$r^{(j)} = \sqrt{(x^{(j)} - x)^2 + (y^{(j)} - y)^2 + (z^{(j)} - z)^2} \quad (2)$$

式中: $(x^{(j)}, y^{(j)}, z^{(j)})$ 为实际观测到的卫星坐标; (x, y, z) 为地面接收机坐标。

利用四星定位原理, 当同时存在 4 颗及以上卫星信号时, 通过获取星历信息解算卫星的位置坐标 $(x^{(j)}, y^{(j)}, z^{(j)})$, 代入式(1)和式(2), 采用最小二乘

法进行解算, 得到接收机位置坐标 (x, y, z) , 实现定位要求。

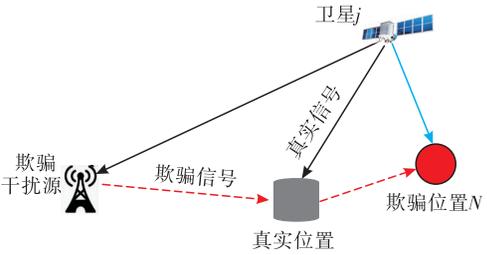


图1 转发式欺骗原理图

当存在转发式欺骗干扰时, 转发式欺骗干扰源截取卫星真实信号后, 经过信号延时、功率放大等处理后, 再转发出去, 诱骗接收机进行错误的定位, 从而达到欺骗干扰的目的。如图 1 所示, 由于欺骗信号源的存在, 北斗卫星伪距观测方程变换为:

$$\tilde{\rho}^{(j)} = \rho_N^{(j)} + \Delta\rho^{(j)} \quad (3)$$

式中: $\rho_N^{(j)}$ 表示欺骗位置 N 处的伪距观测方程, 即卫星到欺骗干扰源的距离与真实信号经过转发器延时处理后的等效距离之和, $\Delta\rho^{(j)}$ 表示转发式欺骗干扰源发射天线到接收机的距离, 其观测方程为:

$$\begin{cases} \rho_N^{(j)} = r_N^{(j)} + \delta t_r - \delta t^{(j)} + I^{(j)} + T^{(j)} + \epsilon \\ \Delta\rho^{(j)} = \Delta r_d \end{cases} \quad (4)$$

式中: $r_N^{(j)}$ 表示卫星到欺骗位置 N 的几何距离; Δr_d 表示欺骗干扰源到卫星接收机的距离。

联立式(3)和式(4), 可得受到欺骗后的伪距观测方程:

$$\tilde{\rho}^{(j)} = r_N^{(j)} + \delta t_r - \delta t^{(j)} + I^{(j)} + T^{(j)} + \epsilon + \Delta r_d \quad (5)$$

2 INS 辅助的 BDS 伪距率一致性欺骗信号检测

2.1 构造欺骗信号检验量

对式(1)用时间求导, 可得:

$$\dot{\rho}^{(j)} = \dot{i}^{(j)} + \delta f_r - \delta f^{(j)} + \dot{I}^{(j)} + \dot{T}^{(j)} + \dot{\epsilon} \quad (6)$$

式中: $\dot{\rho}^{(j)}$ 表示伪距率; δf_r 表示接收机时钟频漂; $\delta f^{(j)}$ 为卫星 j 时钟频漂; $\dot{I}^{(j)}$ 和 $\dot{T}^{(j)}$ 分别表示电离层延迟和对流层延迟变化速率; $\dot{i}^{(j)}$ 表示卫星和接收机几何距离变化率, 可通过卫星速率和接收机速率差分得到:

$$\dot{i}^{(j)} = (\mathbf{v}^{(j)} - \mathbf{v}) \cdot \mathbf{I}^{(j)} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{v}^{(j)}$ 为卫星 j 运行速率; \mathbf{v} 为接收机速率; $\mathbf{I}^{(j)}$ 为卫星到接收机的单位观测矢量。

考虑到载波相位观测值的测量精度要远高于伪距观测值, 因此, 伪距变化率 $\dot{\rho}^{(j)}$ 用相邻时刻的载波相位观测值 $\varphi^{(n)}$ 表示为:

$$\dot{\rho}^{(j)} = \lambda(\varphi_k^{(j)} - \varphi_{k-1}^{(j)}) \quad (8)$$

在实际观测过程中,电离层延迟和对流层延迟对时间变化的敏感度不高,故其延迟变化率可忽略不计。结合式(6)和式(7)可得:

$$\dot{\rho}^{(j)} = (\mathbf{v}^{(j)} - \mathbf{v}) \cdot \mathbf{I}^{(j)} + \delta f_r - \delta f^{(j)} + \dot{\epsilon} \quad (9)$$

式中:

$$\delta f^{(j)} = a_{f1} + 2a_{f2}(t - t_\alpha) \quad (10)$$

式中: a_{f1} 、 a_{f2} 为卫星钟差二项式系数; t_α 为标准时间,具体数据均能从导航电文中得到。

同理,当存在欺骗干扰时,

$$\dot{\rho}^{(j)} = \dot{r}_N^{(j)} + \delta f_r - \delta f^{(j)} + \dot{I}^{(j)} + \dot{I}^{(j)} + \dot{\epsilon} + \Delta \dot{r}_d \quad (11)$$

式中: $\dot{r}_N^{(j)}$ 为卫星到转发器的几何距离变化率; $\Delta \dot{r}_d$ 为转发器到接收机的几何距离变化率。其与速度之间的关系可表示为:

$$\begin{cases} \dot{r}_N^{(j)} = (\mathbf{v}^{(j)} - \mathbf{v}_N) \cdot \mathbf{I}^{(j)} \\ \Delta \dot{r}_d = (\mathbf{v}_N - \mathbf{v}) \cdot \mathbf{I}_N \end{cases} \quad (12)$$

代入式(11)中,可以得到:

$$\dot{\rho}^{(j)} = (\mathbf{v}^{(j)} - \mathbf{v}_N) \cdot \mathbf{I}^{(j)} + \delta f_r - \delta f^{(j)} + \dot{\epsilon} + (\mathbf{v}_N - \mathbf{v}) \cdot \mathbf{I}_N \quad (13)$$

分析式(9)与式(13)可以发现,经过转发器的延时处理后,会产生附加伪距率,导致观测值出现定位跳变现象。

INS不受卫星欺骗干扰的影响,可以为导航提供可靠的信息。利用加速度计和陀螺仪分别输出速度增量和角度增量,通过对时间的积分,获得接收机在 k 时刻的速度为:

$$\mathbf{v}_{\text{INS}}^{n(k)} = \mathbf{v}_{\text{INS}}^{n(k-1)} + \Delta \mathbf{v}_{\text{sf}(k)}^n + \Delta \mathbf{v}_{\text{cor}(k)}^n \quad (14)$$

式中: $\mathbf{v}_{\text{INS}}^{n(k-1)}$ 表示 n 坐标系下,接收机在 $k-1$ 时刻下的速度; $\Delta \mathbf{v}_{\text{sf}(k)}^n$ 表示 k 时刻产生的速度增量; $\Delta \mathbf{v}_{\text{cor}(k)}^n$ 表示因地球自转和重力分布不均等因素造成的有害加速度在 k 时刻的速度增量。

$$\Delta \mathbf{v}_{\text{sf}(k)}^n = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{C}_b^b(t) f_{\text{sf}}^b(t) dt \quad (15)$$

式中: \mathbf{C}_b^b 为姿态矩阵; f_{sf}^b 为 b 系下的比力参量。

考虑到 $\Delta \mathbf{v}_{\text{cor}(k)}^n$ 的数值随时间变化缓慢,可近似表示为:

$$\Delta \mathbf{v}_{\text{cor}(k)}^n = \int_{t_{k-1}}^{t_k} -[2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n(t) + \boldsymbol{\omega}_{en}^n(t)] \mathbf{v}^n(t) + \mathbf{g}^n(t) dt \approx \{-[2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n(t_{k-1/2}) + \boldsymbol{\omega}_{en}^n(t_{k-1/2})] \mathbf{v}_{k-1/2}^n + \mathbf{g}_{k-1/2}^n\} T \quad (16)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为地球自转角速度; $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 表示 n 系旋转角速度; \mathbf{g}^n 为重力加速度; T 为积分间隔; $t_{k-1/2}$ 时刻的各项数据可采用外推法计算得出。

当卫星受到欺骗干扰时,利用惯导解算出此时接收机的速度,代入式(9)中得到INS校准后的伪距率 $\dot{\rho}_{\text{INS}}$:

$$\dot{\rho}_{\text{INS}} = (\mathbf{v}^{(j)} - \mathbf{G} \cdot \mathbf{v}_{\text{INS}(k)}) \cdot \mathbf{I}^{(j)} + \delta f_r - \delta f^{(j)} + \dot{\epsilon} \quad (17)$$

式中: \mathbf{G} 为地心地固坐标系到“东北天”坐标系下的转换矩阵。

通过与卫星实际测量得到的伪距率相减,从而构造出统计检验量:

$$\Delta \dot{\rho} = \dot{\rho} - \dot{\rho}_{\text{INS}} \quad (18)$$

2.2 一致性欺骗检测

利用惯导短时间内漂移不明显这一特点,可以实现统计检验量的一致性检测。当接收到真实信号时, $\Delta \dot{\rho}$ 应服从均值为0的正态分布;当卫星受到欺骗干扰后,人为设置的转发延时会影响到伪距率的精度,导致 $\Delta \dot{\rho}$ 存在非零偏差。

根据 $\Delta \dot{\rho}$ 数值的不同构造2种假设检验。假设 H_0 (无欺骗干扰)和 H_1 (存在欺骗干扰),则:

$$\begin{cases} H_0: x(k) = \theta(k) \\ H_1: x(k) = A + \theta(k) \end{cases} \quad (19)$$

式中: $x(k)$ 可以表示 $\Delta \dot{\rho}$ 中任意方向上的分量; A 表示非零偏差; $\theta(k)$ 服从均值为0的高斯分布,表示为:

$$\theta(k) \sim N(0, \sigma_\theta^2) \quad (20)$$

式中: σ_θ^2 表示 θ 的方差。

则 H_1 成立(存在欺骗干扰)的条件为:

$$\lambda(x) = \frac{P(x; \hat{A}, \hat{\sigma}_1^2, H_1)}{P(x; \hat{\sigma}, H_0)} > \gamma \quad (21)$$

式中: γ 是决策门限; \hat{A} 是 A 的最大似然估计; $\hat{\sigma}_0^2$ 和 $\hat{\sigma}_1^2$ 分别是在假设 H_0 和 H_1 下 x 方差的最大似然估计,表示为:

$$\begin{cases} \hat{A} = \frac{1}{K} \sum_{k=0}^{K-1} x(k) \\ \hat{\sigma}_0^2 = \frac{1}{K} \sum_{k=0}^{K-1} x^2(k) \\ \hat{\sigma}_1^2 = \frac{1}{K} \sum_{k=0}^{K-1} [x(k) - \hat{A}]^2 \end{cases} \quad (22)$$

由于 $\theta(k)$ 均值为0,故令 $T = \frac{\bar{x}}{S/\sqrt{k}}$,因此式(21)可以表示为:

$$\lambda(x) = (1 + \frac{T^2}{n-1})^{\frac{n}{2}} \quad (23)$$

当 H_0 成立时, $T \sim t(k-1)$,且 $\lambda(x)$ 是 $|T|$ 的单调增函数,故:

$$p\{\lambda(x) \geq \gamma \mid H_0 \text{ 成立}\} = P\{|T| \geq \gamma_1 \mid H_0 \text{ 成立}\} = \alpha \quad (24)$$

得到临界值:

$$\gamma_1 = t_{1-\frac{\alpha}{2}}(k-1) \quad (25)$$

因此,欺骗信号一致性检验的判决门限可以表示为:

$$\begin{cases} |T| < t_{1-\frac{\alpha}{2}}(k-1), H_0 \text{ 成立} \\ |T| \geq t_{1-\frac{\alpha}{2}}(k-1), H_1 \text{ 成立} \end{cases} \quad (26)$$

相应的虚警率 P_{FA} 和最小检测概率为 P_{D} (最大

漏检概率 $P_{MD}=1-P_D$) 为:

$$\begin{cases} P_{FA}=\alpha=1-P_0(\gamma_1) \\ P_D=1-P_1(\gamma_1) \end{cases} \quad (27)$$

式中: P_0 、 P_1 分别为 H_0 、 H_1 成立下的概率分布函数。

通过故障检测的理论对其进行分析, 结果如图 2 所示。

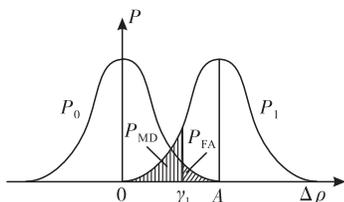


图 2 BDS 欺骗检测概率分析

对欺骗信号的检测步骤如下:

1) 已知虚警率 P_{FA} , 利用真实信号概率密度分布曲线 P_0 , 计算得到欺骗信号检测门限 γ_1 ;

2) 利用实际观测的载波相位值求解获得 $\hat{\rho}$, 然后根据 INS 提供的速度信息, 通过式(17)计算校准后的伪距率 $\hat{\rho}_{INS}$, 再进行差分得到统计检验量 $\Delta\hat{\rho}$;

3) 根据概率分布曲线 P_1 计算偏差预测值为 A 时所能达到的实际检测概率 P'_D

4) 当 $P_D \geq P'_D$, 且 $\Delta\hat{\rho}$ 超出欺骗检测门限 γ_1 时, 则存在欺骗干扰信号; 若 $P_D < P'_D$, 则说明数据量无法满足欺骗检测的要求, 需要延长数据采集时间, 获取多个历元的观测数据进行平滑处理后, 重复步骤 1)~3), 直到满足 $P_D \geq P'_D$ 时再进行欺骗检测。

3 仿真实验

为验证惯导辅助的北斗速度/伪距率一致性检测方法的有效性, 利用导航信号源、欺骗干扰源和组合导航接收机等设备搭建欺骗干扰环境, 通过解算的北斗伪距率和惯导速度信息构造一致性统计检验量, 以此实现对欺骗干扰信号的检测。

3.1 仿真条件设定

仿真设置载体运动时间为 1 750 s, 分别模拟了载体在不同时刻的运动状态。设置载体运动初始状态见表 1。

表 1 载体初始状态

位置		速度/($m \cdot s^{-1}$)			姿态			
经度	纬度	高度	东向	北向	天向	俯仰	横滚	航向
108°	34°	400 m	0	0	0	0	0	$\frac{\pi}{2}$

根据轨迹模拟代码预设的飞行姿态参数, 模拟

出的运动轨迹, 如图 3 所示。

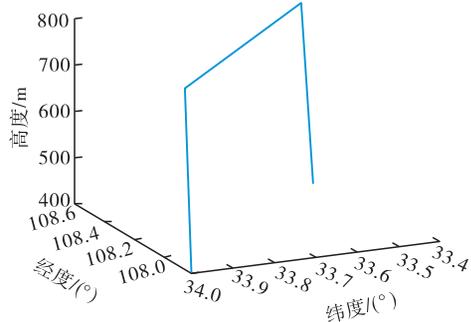


图 3 运动轨迹图

如图 4 所示, 连接导航信号源、欺骗模拟源、组合导航接收机以及计算机, 搭建欺骗干扰平台, 平台参数见表 2。将无人机运动数据导入信号源中, 然后通过欺骗模拟源人为设置欺骗干扰, 分别采集在真实情况和欺骗情况下的 BDS 信号和 INS 信号, 获得观测值数据。



图 4 设备连接图

表 2 仿真参数设置

数据	仿真参数	性能指标
INS 数据	陀螺仪常值漂移	0.1°/h
	加计常值漂移	10
	采样率	100 Hz
卫星数据	频点	B2
	1 Hz	采样率

为验证本文所提方法对不同欺骗干扰信号的检测性能, 利用欺骗模拟源设置不同类型的欺骗干扰方案, 欺骗干扰模式设置如表 3 所示。为保证欺骗信号能够对信号源实施有效干扰, 设置欺骗干扰源位置于东经 108.1°, 北纬 33.9°, 高度 400 m, 信号输出功率为 -20 dB。

表 3 欺骗方案设置

欺骗方案	起始时间/s	欺骗类型
方案 1		无欺骗干扰
方案 2	25~50	悬停静止
方案 3	650~750	北向速度拉偏 0.1 m/s
方案 4	1 500~1 550	东向位置拉偏 100 m

3.2 实验结果分析

在未加入欺骗干扰信号的情况下, 根据式(8)对

采集到的卫星信号载波相位观测值进行解算,获得真实情况下的伪距率 $\dot{\rho}$;然后根据式(17),利用卫星星历信息中提供的卫星速度和由惯导解算出的速度信息,得到 INS 校准后的卫星伪距率 $\dot{\rho}_{INS}$ 。真实信号下 $\dot{\rho}$ 与 $\dot{\rho}_{INS}$ 的关系如图 5 所示。

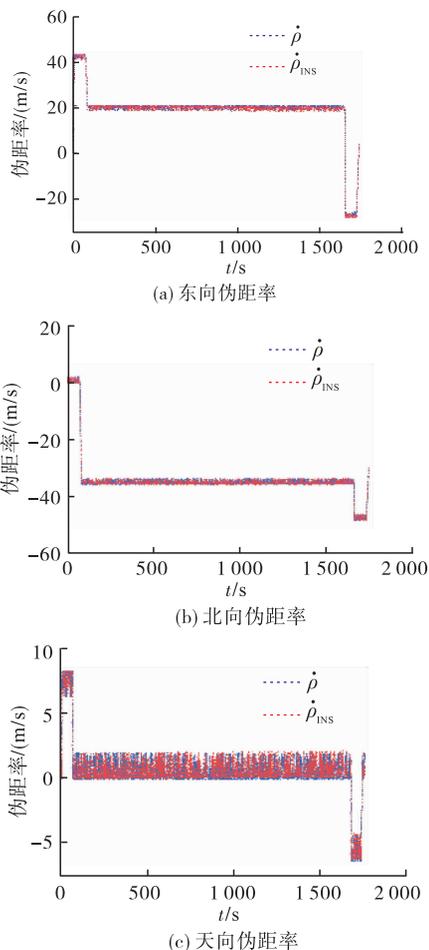


图 5 真实信号下 INS 校准前后伪距率关系

通过对比载体三维伪距率信息可以发现,当不存在欺骗干扰信号时,卫星信号解算得到的伪距率和经 INS 校准后的伪距率基本保持一致。在此基础上,根据式(18),构建一致性检验量 $\Delta\dot{\rho}$ 。如图 6 所示,除天向误差存在发散外,东向误差和北向误差在仿真时长内均不超过 1 m/s,相较于图 7 发散明显的伪距模型而言,利用伪距率构造的检验量对欺骗干扰信号具有更高的灵敏性。

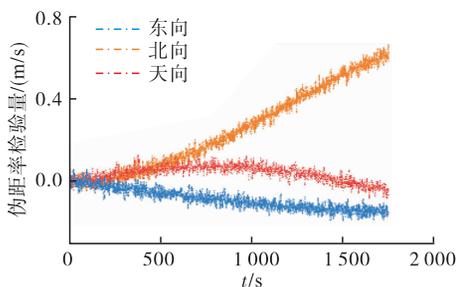


图 6 伪距率检验量误差分布曲线

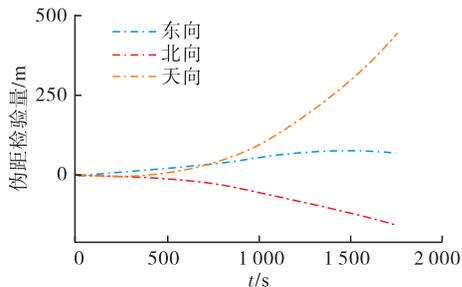


图 7 伪距检验量误差分布曲线

如图 8 所示,在 1 750 s 内,基于伪距率构造的检验量模型的概率密度分布曲线满足正态分布的要求。考虑到 INS 解算得到的速度误差同样会随着时间不断积累,导致检验量在时间域上呈现发散趋势,且高度通道检验量发散趋势更为明显。故本实验中仅对前 200 s 的东向和北向检验量进行处理,获得真实信号下的概率密度函数,并设置虚警率 $P_{FA}=0.01$,最小检测概率为 $P_D=0.9$ 。根据概率密度分布曲线得到欺骗干扰信号检测门限:东向检验量为 0.207 1 m/s,北向检验量为 0.136 6 m/s。

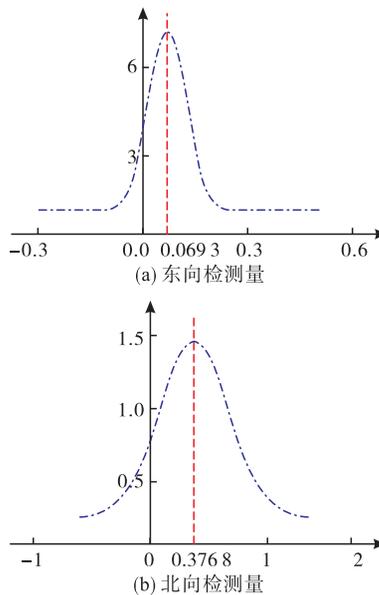


图 8 检验量概率密度分布曲线

根据表 3 提供的欺骗方案进行欺骗干扰,通过设置欺骗模拟源依次对接收机施加方案 2、3、4 中的欺骗干扰策略。利用伪距率构造的检验量对欺骗干扰信号进行检测,检测结果如图 9 所示。

如图 9(a)所示,在 25~50s 内,对东向检验量施加了悬停静止的欺骗方案,导致卫星伪距率 $\dot{\rho}$,检验量 $\Delta\dot{\rho}$ 发生突变,远远超出了检测门限;当载体运动至 1 500 s 时,又受到了来自方案 4 下的东向位置欺骗,使得检验量再次超出了检测门限。由图 5(b)可以发现,25~50 s 时载体在北向上处于静止状态,故无法通过北向检验量检验方案 2 中的静止欺骗。在 650~750 s 时,如图 9(b)所示,北向伪距率

检验量超出了检测门限,对应方案 3 中的北向速度欺骗。在未受到欺骗干扰的时间段内,东向和北向检验量均能保持在检测门限以内。

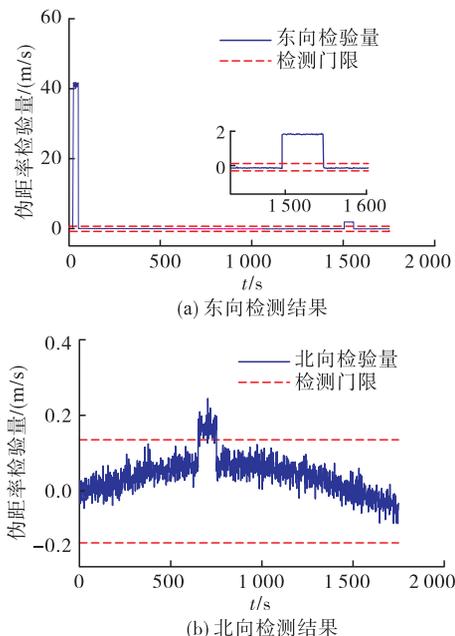


图 9 欺骗状态下伪距率检验量误差曲线

若采用伪距模型进行欺骗检测,则需要 INS 位置信息反解得到经 INS 校准后的伪距参考值,与卫星实际测量得到的伪距作差,得到伪距一致性检验量。利用前 200 s 内的概率密度函数获得伪距检验量的检测门限:东向检验量为 58.595 1 m,北向检验量为 58.148 1 m。然后对运动载体分别施加表 3 中方案 2、3 欺骗干扰策略,利用伪距检验量构造的检验量对欺骗干扰信号进行检测,检测结果见图 10。

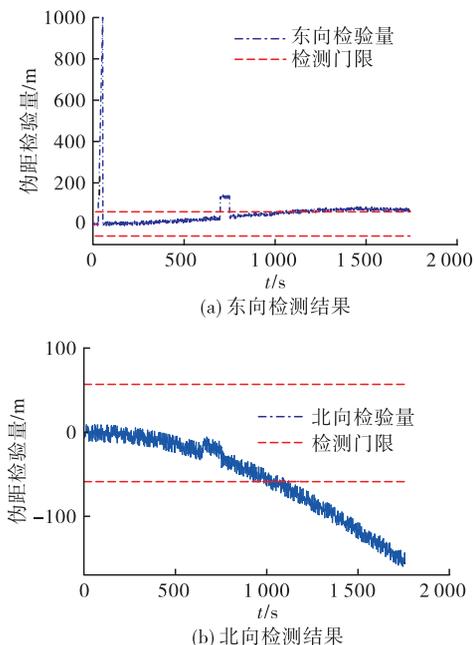


图 10 欺骗状态下伪距检验量误差曲线

对于伪距模型检测结果,在 25~50 s 内,载体受

到了模式 2 设置的悬停静止欺骗,使伪距检验量向东偏移 1 000 m 左右,超出了检测门限;当运动时间为 700 s 时,欺骗干扰源诱骗载体向东拉偏 100 m,导致检验量超出门限值。但随着时间的增长,由于惯导位置误差的不断积累,伪距检验量在未受到欺骗干扰的情况下也高于检测门限,无法对后续的欺骗干扰进行有效检测。同时,采用伪距模型无法对缓慢的速度拉偏做出有效检测,导致出现漏警现象。

3.3 不同模型检测性能比较

为进一步验证本文所提算法的有效性,对模拟信号源产生的 100 组不同轨迹、不同运动时间的载体施加表 3 中的欺骗策略,利用表 4 所示不同精度的惯导设备提供的惯导信息辅助进行欺骗检测,获得不同模型在不同轨迹下的误警个数与误警率,取均值后得到最终检测结果见表 5。

表 4 INS 误差参数

组别	加计常值漂移/ μg	陀螺常值漂移/ $(^\circ)/\text{h}$
N1	10	0.1
N2	50	0.5

表 5 欺骗检测结果

模型	N1 精度		N2 精度		
	东向	北向	东向	北向	
误警个数	伪距模型	432	478	617	648
	伪距率模型	37	43	88	94
误警率/%	伪距模型	28.8	31.86	41.13	43.2
	伪距率模型	2.46	2.86	5.86	6.26

可以看出,高精度的惯导系统辅助进行欺骗检测时,检测性能明显优于低精度惯导。相较于伪距模型,伪距率模型受惯导漂移误差的影响较小,在欺骗检测过程中能够保证较高的检测准确率,其中,N1 精度下东向检验量误警率降低了 26.34%,北向检验量误警率降低了 29%;N2 精度下东向检验量误警率降低了 35.27%,北向检验量误警率降低了 36.94%。随着时间的推移,两种检测模型均出现误警现象,选取不同运动时间的轨迹,得到误警率随时间变化的曲线,见图 11。

从图 11 可以发现,随着时间的推移,较低惯导精度的伪距模型率先发生误警现象,300 s 之后,较高惯导精度的伪距模型检测准确率同样出现偏差,并且由于受到惯导误差发散的影响,基于伪距的欺

骗检测模型误警率逐渐增大,严重影响检测精度;而基于伪距率的检测模型即使是在较低精度的惯导系统辅助下,误警出现时间也在伪距模型之后,且相较于伪距模型,误警率增长趋势也较为缓和。

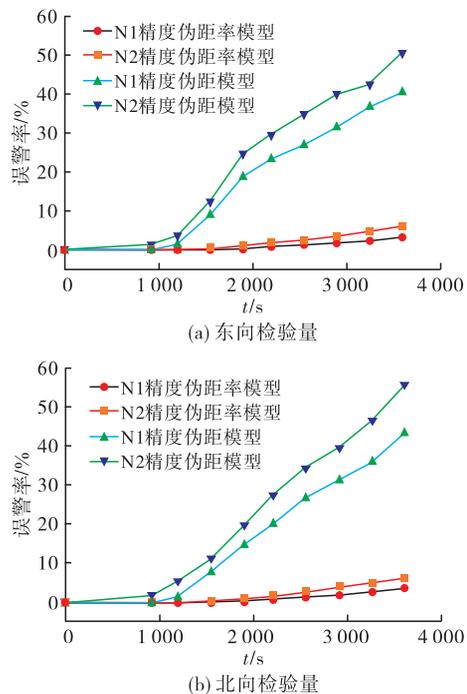


图 11 误警率变化趋势

4 结语

本文针对北斗卫星导航中面临的欺骗干扰问题,提出利用INS的速度信息辅助BDS进行伪距率一致性检验。该方法利用真实状态下INS反解与BDS实测下的伪距率信息高度一致的特点,构造检验统计量,并依据故障诊断的方法对欺骗信号进行有效检测。实验结果表明,两种检测模型检测性能均受到惯导精度的影响。相较于同精度惯导辅助的伪距模型而言,伪距率模型能够保证较长时间内的高精度检测,且敏感于拉偏缓慢的速度欺骗。当INS速度严重发散时,可利用历史数据或缩短检测周期可以提高检测性能。

参考文献

[1] 刘科,何磊. GNSS欺骗与抗欺骗技术研究进展[J]. 江苏海洋大学学报(自然科学版), 2020, 29(4): 77-85.
 [2] LI J Z, ZHU X W, OUYANG M J, et al. Research on Multi-Peak Detection of Small Delay Spoofing Signal [J]. IEEE Access, 2020, 8: 151777-151787.

[3] MIRALLS D, BORNOT A, ROUQUETTE P, et al. An Assessment of GPS Spoofing Detection via radio Power and Signal Quality Monitoring for Aviation Safety Operations[J]. IEEE Intelligent Transportation Systems Magazine, 2020, 12(3): 136-146.
 [4] JAHROMI A J, BROUMANDAN A, NIELSEN J, et al. GPS Spoofer Countermeasure Effectiveness Based on Signal Strength, Noise Power, and C/N0 Measurements[J]. International Journal of Satellite Communications & Networking, 2012, 30(4): 181-191.
 [5] ALI B, GERARD L. Analysis of Multiantenna GNSS Receive Performance under Jamming Attacks[J]. Sensors, 2016, 16(11): 1937.
 [6] JIANG X C, ZHANG J M, HARDING B J, et al. Spoofing GPS Receiver Clock Offset of Phasor Measurement Units[J]. IEEE Transaction on Power System, 2013, 28(3): 3253-3262.
 [7] TAO H Q, WU H L, HI H, et al. GNSS Spoofing Detection Based on Consistency Check of Velocities [J]. Chinese Journal of Electronics, 2019, 28(2): 437-444.
 [8] 黄龙, 雍玲, 徐博, 等. 采用双天线载波相位差技术的卫星导航接收机抗欺骗方法[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(4): 103-106.
 [9] HU Y F, BIAN S F, CAO K, et al. GNSS Spoofing Detection Based on New Signal Quality Assessment Model[J]. GPS Solutions. 2018, 22(1): 28-40. doi: 10.1007/s10291-017-0693-7.
 [10] CHAO S, WAYN C J, DDMPSTER A G, et al. Moving Variance-Based Signal Quality Monitoring Method for Spoofing Detection [J]. GPS Solutions, 2018, 22(3): 83-95.
 [11] LIM S, LIM D W, CHUN S, et al. Design and Performance Evaluation of GPS Spoofing Signal Detection algorithm at RF Spoofing Simulation Environment[J]. Journal of Positioning, Navigation and Timing, 2015, 4(4): 173-180.
 [12] 尹伟伟, 高端阳, 傅军. 惯性辅助GNSS接收机的干扰识别[J]. 导航定位学报, 2018, 6(2): 41-45.
 [13] 李四海, 刘洋, 张会锁, 等. 惯性信息辅助的卫星导航欺骗检测技术[J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(3): 336-340.
 [14] 范广腾, 黄仰博, 伍微, 等. 惯导辅助的三元天线阵欺骗干扰检测算法[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(2): 32-38.

(编辑: 徐楠楠)