BDS 空间信号异常实时检测与排除方法

程春, 赵玉新, 李亮*, 赵琳

哈尔滨工程大学自动化学院, 哈尔滨 150001

* 通信作者. E-mail: liliang@hrbeu.edu.cn

收稿日期: 2018–10–09; 接受日期: 2019–03–18; 网络出版日期: 2020–02–27

国家自然科学基金 (批准号: 41676088, 61773132, 61633008, 61803115)、工信部第七代超深水钻井平台创新项目, 黑龙江省杰出青年研究科学基金 (批准号: JC2018019) 和中央高校基础研究基金 (批准号: HEUCFP201768) 资助

摘要 北斗卫星导航系统 (BeiDou navigation satellite system, BDS) 空间信号异常是影响其空间信号质量评估的重要因素, 检测并排除空间信号异常不仅是构建 BDS 空间信号故障模型的重要手段, 更有利于保障 BDS 导航定位的完好性. 传统基于事后精密星历与广播星历比对的方法存在时延较大、采样率低等问题, 本文提出了一种基于 Kalman 滤波的载波相位平滑伪距算法, 并基于 BDS 空间信号用户测距误差的统计特性建立了实时估计 BDS 空间信号用户测距误差方法, 从而实时检测并排除 BDS 空间信号异常. 基于国际全球导航卫星系统服务 (international GNSS service, IGS) 地面观测网 1 Hz 采样率数据的实验结果表明, 所提出方法对 BDS 空间信号用户测距误差的估计精度为 1.15 m, 可以有效识别由卫星轨道和时钟故障引起的空间信号异常.

关键词 北斗卫星导航系统 (BDS), 空间信号误差, 异常检测, 完好性

1 引言

北斗卫星导航系统 (BeiDou navigation satellite system, BDS) 自 2012 年底提供区域服务以来^[1], 与美国全球定位系统 (global positioning system, GPS) 等其他卫星导航系统一起在定位导航授时领域发挥着支撑作用. 其中在与生命安全相关的导航定位中, 用户对卫星导航系统完好性提出了更高的要求^[2,3].

空间信号误差 (signal-in-space error, SISE) 主要由卫星轨道和时钟误差组成, 是影响导航用户定位精度和完好性的主要误差源^[4]. BDS 导航卫星通过广播星历中用户测距精度 (user range accuracy, URA) 来表征 SISE 的精度及完好性^[5]. 空间信号用户测距误差 (signal-in-space user range error, SISURE) 是 SISE 在用户视线方向上的投影, 代表卫星轨道和时钟误差对用户观测值的影响, 是影响定位精度的有效分量^[6]. 由于 SISURE 随用户位置而变化, 为了描述 SISE 在时空维度上的统计特性, 也可利用单用户瞬时 SISURE (instantaneous SISURE, IURE) 以及所有用户全球平均 SISURE (global

引用格式: 程春, 赵玉新, 李亮, 等. BDS 空间信号异常实时检测与排除方法. 中国科学: 信息科学, 2020, 50: 603–616, doi: 10.1360/N112018-00269

Cheng C, Zhao Y X, Li L, et al. Real-time detection and elimination method for BDS signal-in-space anomalies (in Chinese). Sci Sin Inform, 2020, 50: 603–616, doi: 10.1360/N112018-00269

average SISURE, avgURE)^[4]. 通过对 SISURE 的研究, 我们可以充分了解空间信号 (signal-in-space, SIS) 的特征及状态, 辅助用户获得高精度高可靠性的定位结果.

作为表征 BDS 空间信号质量的重要指标, URA 是对 SISURE 在无异常影响情况下的统计描述, 因此有必要区分正常 SISURE 和异常 SISURE. 针对上述两种 SISURE 类型, 目前主要有事后分析和实时估计两种研究方法. 事后分析方法是以后精密星历提供的卫星轨道和时钟产品作为基准, 计算广播星历 SISURE^[7,8]. 实时 SISURE 估计是基于地面观测站, 利用伪距观测, 对卫星端 SISURE 进行估计^[4,8~11].

关于 SISURE 异常检测的研究, Cohenour 等^[7] 和 Kovach 等^[12] 基于事后分析的方法对 GPS 异常点进行分析和总结. Gao 等^[8] 提出了固定时间参数的载波相位平滑伪距实时 SISURE 估计方法. Heng 等^[4,13,14] 和 Gunning 等^[10] 利用事后与实时 SISURE 估计相结合的方法, 分析了 GPS 和 GLONASS SISURE 异常检测方法及其时空分布. Jiang 等^[11] 针对 BDS URA 信息不精确的问题, 提出了一种利用临近历史数据预测并剔除 SISURE 趋势项, 通过构建新型异常检验准则来实现 BDS 异常检测方法. BDS 是近几年发展的新兴导航系统, 目前研究成果较少, 随着 BDS 在与生命安全相关的实时导航应用中越来越多, 研究 BDS 实时 SISURE 估计方法, 不仅可以弥补 BDS 精密星历可靠性不足或者缺失的劣势, 同时也能扩展 BDS 在实时监测领域的应用.

BDS 在星座构型、信号体制和星历计算等方面均与 GPS 存在差异, 其轨道和时钟误差的统计特性与 GPS 和 GLONASS 等也不尽相同^[15~22], 因此详细探究 BDS SISURE 统计分布规律是非常必要的. 目前实时估计 SISURE 方法主要是基于原始伪距观测信息或者固定平滑时间参数的载波相位平滑伪距, 对 SISURE 的估计精度较低. 更高精度的 SISURE 估计有利于用户及时准确地识别异常 SISURE, 对于提高实时用户定位精度和完好性是非常重要的. 因此优化载波相位平滑伪距算法, 获取更高精度的 SISURE 估计值是非常必要的. 另外现有 BDS 实时异常检测方法主要是对 SISURE 进行了剔除趋势项的二次处理^[11], 异常检验统计量丢失了 SISURE 的真实物理含义, 无法反应真实的用户测距误差. 因此研究使异常检验统计量保持 SISURE 的物理意义的方法, 并实现异常检测与排除是非常必要的.

本文首先利用 BDS 广播星历和事后精密星历, 对 SISURE 的统计分布特性进行分析. 然后根据 BDS SISURE 的分布规律, 提出了一种平滑时间参数自适应的 Kalman 滤波载波相位平滑伪距的 BDS 实时 SISURE 估计方法, 最后基于 SISURE 统计规律选择合理的 SISE 异常检测门限, 并通过国际全球导航卫星系统服务 (international GNSS service, IGS) 观测网数据验证 BDS SISURE 异常检测性能.

2 SISURE 的统计特性

目前 BDS 连续提供公开服务的区域为南纬 55° ~ 北纬 55° , 东经 70° ~ 150° ^[5]. 传统基于 avgURE 对 BDS 进行分析的方法可能无法准确反映 BDS 区域服务性能. 对于地面某一个用户而言, IURE 可以代表卫星轨道和时钟误差对用户伪距观测值的影响, 因此本文在 BDS 服务范围内, 选择 IGS 的 6 个测站 “GAMG”, “JFNG”, “PTGG”, “NTUS”, “NNOR” 和 “KRGG”, 通过事后分析方法分析 IURE 的统计特性.

事后分析过程中所用广播星历来自于 IGS 提供的 BRDM 产品¹⁾, 精密星历采用武汉大学提供的 WUM 产品²⁾, 处理时间段为 2013 年 2 月 18 日至 2018 年 6 月 16 日, 采样间隔为 15 min, 共计 278 周

1) <ftp://cddis.gsfc.nasa.gov/pub/gps/data/campaign/mgex/daily/rinex3/>.

2) <ftp://igs.ign.fr/pub/igs/products/mgex/>.

图 1 (网络版彩图) 未修正天线相位中心偏差的轨道径向误差 (从上至下分别是 GEO 卫星 C01、IGSO 卫星 C06 和 MEO 卫星 C11)

Figure 1 (Color online) The radial error of orbit in the case that the antenna phase center offset and variations are not corrected (from top to bottom are the results of GEO satellite C01, IGSO satellite C06, and MEO satellite C11)

图 2 (网络版彩图) 修正天线相位中心偏差后的轨道径向误差 (从上至下分别是 GEO 卫星 C01、IGSO 卫星 C06 和 MEO 卫星 C11)

Figure 2 (Color online) The radial error of orbit in the case that the antenna phase center offset and variations are corrected (from top to bottom are the results of GEO satellite C01, IGSO satellite C06, and MEO satellite C11)

186816 个采样点. 事后分析方法是以后精密星历作为基准, 计算广播星历的 SISE. 在计算 SISE 之前必须统一精密星历和广播星历时空基准.

BDS 广播星历与精密星历位置坐标参考框架之间的偏差较小^[20], 因此可忽略坐标框架之间的差异. 另外就 BDS 卫星中心参考点的不同而言, 目前虽然 IGS³⁾, 欧洲太空局 (European Space Agency, ESA) 和武汉大学分别发布了天线相位中心参考值, 但是三者之间差别较大^[23,24]. 天线相位中心偏差对计算 IURE 的贡献主要表现为轨道径向误差常偏, 为了合理选择天线相位中心偏差的修正方案, 本文首先在无修正天线相位中心的情况下提取了轨道径向误差, 如图 1 所示.

图 1 仅给出地球同步轨道卫星 (geosynchronous orbit, GEO), 倾斜地球同步轨道卫星 (inclined geosynchronous satellite orbit, IGSO) 和中圆地球轨道卫星 (medium earth orbit, MEO) 3 颗典型卫星的结果, 其他卫星有着相似的特征. 为了更好地显示结果, 图 1 中仅展示了偏差在 3 m 内的结果. 其中蓝色点表示每一时刻的轨道径向误差, 两段红色线分别表示 2013 年 02 月 18 日 0 时 0 分 0 秒至 2017 年 01 月 16 日 08 时 59 分 45 秒和 2017 年 01 月 16 时 09 分 0 秒至 2018 年 06 月 16 日 23 时 59 分 45 秒两个时间段内所有误差的平均值.

从图 1 可以看出, 在 BDS 运行初期, BDS 轨道径向误差均值接近于 0, 因此在计算 SISE 的过程中可认为 BDS 广播星历卫星天线相位中心和精密星历卫星质心重合. 从 2017 年 1 月 16 日 9 时起, BDS 轨道径向误差出现明显的系统性偏差. 对比 IGS, ESA 和武汉大学发布的 3 种天线相位中心参考值, 如图 2 所示, 我们可以发现利用 IGS 推荐值修正卫星位置后, 可以使轨道径向误差的系统性偏差达到最小. 对比图 1 和 2 的实验结果可以看出, BDS 广播星历的天线相位中心偏差可能在 2017 年 1 月发生了变化. 轨道径向误差是 IURE 的重要组成部分, 分段修正天线相位中心偏差可以有效消除轨道径向误差的系统偏差, 从而保证 IURE 计算的准确性. 因此本文在处理 2017 年 1 月 16 日 9 时以后

3) <ftp://igs.org/pub/station/general/igs14.atx>.

的数据采用 IGS 推荐的天线相位中心参考值修正 BDS 天线相位中心偏差, 径向误差处理结果如图 2 所示. 图 2 中蓝色点表示每一时刻的轨道径向误差, 红色线表示 2013 年 02 月 18 日 0 时 0 分 0 秒至 2018 年 06 月 16 日 23 时 59 分 45 秒这一时间段内所有轨道径向误差的平均值, 轨道径向误差的均值接近于 0.

北斗广播星历时钟是参考 BDS 的 B3I 信号进行测定, 然而精密星历时钟是参考 B1I 和 B2I 双频组合的信号估算得出^[20]. 为了消除这两者之间的偏差, 在计算广播星历时钟时必须采用式 (1) 来消除卫星群延迟的影响.

$$\delta\hat{t}^j = t_{\text{brd}} - (l_1\delta t_{\text{TGD1}} - l_2\delta t_{\text{TGD2}}), \quad (1)$$

其中 $l_1 = f_1^2/(f_1^2 - f_2^2)$, $l_2 = f_2^2/(f_1^2 - f_2^2)$, f_1 , f_2 , δt_{TGD1} , δt_{TGD2} 表示 BDS 载波 B1I 和 B2I 的频率和群延迟, $\delta\hat{t}^j$ 和 t_{brd} 表示修正和未修正群延迟的卫星时钟, 可根据广播星历中时钟参数插值求得.

由于卫星时钟是一个相对量, 不同机构在时钟解算过程中参考了不同的时间基准. 两种时钟产品在直接做差后, 存在一个较大的时间基准偏差^[20]. 为了消除该偏差, 本文首先采用加权平均的方式, 估算所有卫星时钟的公共偏差, 计算方法为

$$\hat{\mu}(k) = \frac{1}{\sum_{j=1}^N w^j} \sum_{j=1}^N w^j [\delta\hat{t}^j(k) - \delta t^j(k)], \quad (2)$$

其中 $\hat{\mu}(k)$ 为历元 k 时刻两种时钟产品之间的公共偏差, δt^j 表示卫星 j 的精密星历时钟, N 表示所有有效卫星总数, w^j 表示卫星 j 时钟差在计算公共偏差时的权重. 为避免异常卫星时钟对公共偏差估计精度的影响, 我们取 $w^j = 1/|\delta\hat{t}^j(k) - \delta t^j(k) - \hat{\mu}(k)|$, $\delta\hat{t}^j(k) - \delta t^j(k)$ 的残差越大, 则卫星 j 在计算公共偏差时的权重越小. 迭代式 (2) 直到公共偏差 $\hat{\mu}(k)$ 收敛到一个可接受的稳定水平. 公共偏差 $\hat{\mu}(k)$ 即可等效于时钟基准偏差^[20].

在统一时空基准后, 根据用户视线方向, 依据误差投影的方式求解 IURE^[4], 进而获得 IURE 统计分布特征. IURE 计算公式为

$$\text{IURE}^j = (\hat{X}^j - X^j) \cdot \frac{X^j - X_r}{\|X^j - X_r\|} - c(\delta\hat{t}^j - \delta t^j - \hat{\mu}(k)), \quad (3)$$

其中, IURE^j 表示卫星 j 的 IURE, $\hat{X}^j$ 和 X^j 分别表示利用广播星历和精密星历计算的卫星位置, c 代表光速, X_r 表示用户接收机位置, “ $\cdot$ ” 为矩阵相乘运算符, $\|x\| = \sqrt{x \cdot x^T}$.

为了尽可能准确描述 IURE 的分布, 在分析 IURE 分布之前必须剔除异常值. 目前 BDS 尚未发布完好性的相关指标, 但是 BDS 广播星历中播发 URA 信息, 且其定义与 GPS 的 URA 定义相似^[5, 25], 因此在剔除异常值的过程中, 本文参考 GPS 标准^[25], 以 4.42 倍 URAUB 为门限值剔除异常值, 其中 URAUB 表示广播星历播发 URA 的上边界.

图 3 绘制了 6 个测站的 IURE 均值和方差分布. 图中红色点表示均值 (mean), 蓝色线长表示 2 倍的标准差 (standard deviation, STD). 编号为 C13 的卫星在本文研究时间段内进行了更替, 因此本文以 OC13 标识 2014 年 10 月 21 日以前的卫星, 以 C13 标识 2016 年 10 月 11 日以后的卫星⁴⁾. 从图 3 中可以看出, BDS 每颗卫星的 IURE 均值和标准差随着卫星编号的变化而变化, 但随着测站的变化几乎保持不变. 表 1 是对所有测站每颗卫星的均值和标准差统计参数取均值的结果. 图 4 所示绘制了所有测站可观测卫星 IURE 的频数分布直方图, 图中蓝色区域为卫星 IURE 的直方图, 红色线是根据 IURE 均值和方差绘制的正态分布频数函数. 图 4 仅给出 3 颗典型卫星的结果. 从图 4 可以看出, 所

4) <http://mgex.igs.org/IGS.MGEX.Status.BDS.php>.

图 3 (网络版彩图) IURE 的统计分布 (从左至右分别是 NNOR, GAMG, JFNG, KRGG, NTUS 和 PTGG 测站)

Figure 3 (Color online) Statistical distribution of IURE (from left to right are the results of NNOR, GAMG, JFNG, KRGG, NTUS, and PTGG stations)

表 1 所有测站的 IURE 的均值和标准差 (单位: m)
Table 1 Mean and STD of IURE for all stations (unit: m)

PRN/type	Mean	STD	PRN/type	Mean	STD
C01	-0.84	1.52	C10	-1.20	1.21
C02	2.51	1.24	C13	0.32	0.98
C03	0.64	1.73	C11	0.68	0.93
C04	-0.43	1.57	C12	0.76	1.05
C05	0.55	1.41	C14	0.98	1.00
C06	-1.16	1.14	OC13	0.70	0.98
C07	-0.38	0.77	GEO	0.47	1.48
C08	-0.66	0.97	IGSO	-0.72	1.06
C09	-1.27	1.04	MEO	0.81	1.03

有卫星的 IURE 直方图中部峰值都较突出, 且部分 GEO 卫星具有双峰特点, 但是两个峰值差距较大, 对均值的影响较小. IGSO 和 MEO 的单峰性和对称性都较好. 红色的正态分布频数函数曲线可以包含蓝色区域, 近似为蓝色区域的包络线, 这间接说明, BDS 卫星 IURE 的分布可以被近似为正态分布.

为了进一步分析 BDS IURE 分布与正态分布的区别, 本文计算了所有测站每颗卫星 IURE 频数分布直方图的峰度 (kurtosis) 和偏度 (skewness), 如图 5 所示. 图中红色线表示正态分布的峰度和偏度. 从图 5 可以看出, 所有卫星的峰度都大于 3, 单峰特性较好, 所有卫星 IURE 的偏度较小, 在 $-1 \sim 1$ 之间波动, IURE 分布的对称性较好.

综合上述 IURE 均值方差随着测站变化保持稳定值的特征, IURE 频数分布直方图中偏度较小和单峰性良好的特征, 本文假设 BDS 卫星 IURE 服从正态分布, 其均值和方差可以参考表 1 得出.

3 实时 IURE 估计方法

在推演实时 IURE 的算法过程中, 我们首先以一个历元一颗观测卫星为例, BDS 伪距观测值可以

图 4 (网络版彩图) IURE 频数分布直方图 (从左至右分别是 GEO 卫星 C01、IGSO 卫星 C06 和 MEO 卫星 C11)

Figure 4 (Color online) IURE histogram (from left to right are the results of GEO satellite C01, IGSO satellite C06, and MEO satellite C11)

图 5 (网络版彩图) IURE 分布的峰度和偏度

Figure 5 (Color online) The kurtosis and skewness of the IURE distributions

表达为

$$\begin{cases} \rho_1 = r + c\delta t_u - c(\delta t + \delta t_r - \delta t_{\text{TGD1}}) + T + I + \varepsilon_{\rho_1}, \\ \rho_2 = r + c\delta t_u - c(\delta t + \delta t_r - \delta t_{\text{TGD2}}) + T + \frac{f_1^2}{f_2^2}I + \varepsilon_{\rho_2}, \end{cases} \quad (4)$$

其中 r 是地面测站与卫星的实际距离, c 是光速, δt_u , δt 和 δt_r 分别表示接收机、卫星和相对论引起的的时间偏差, T 表示对流层天顶延迟误差, ρ_i 表示载波 f_i 的伪距观测值, I 表示载波 f_1 的电离层延迟, ε_{ρ_i} 表示载波 f_i 的观测噪声, 另外在上述 r 的计算过程考虑了地球自转的影响.

为最大程度提升 IURE 的估计精度, 需尽可能削弱各种大气误差的影响. 对于双频信号而言, 无

电离层 (ionosphere free, IF) 组合是一种非常有效地消除电离层方法.

$$\rho_{\text{IF}} = l_1 \rho_1 - l_2 \rho_2 = r - c(\delta t + \delta t_r - l_1 \delta t_{\text{TGD1}} + l_2 \delta t_{\text{TGD2}}) + c \delta t_u + T + \varepsilon_{\rho_{\text{IF}}}, \quad (5)$$

其中 ρ_{IF} 表示伪距观测值的无电离层组合, $\varepsilon_{\rho_{\text{IF}}}$ 是没有被准确刻画模型误差和观测噪声. IF 组合虽然有效削弱了电离层的影响, 但是双频组合带来了伪距噪声增大的弊端. 载波相位观测值的噪声远小于伪距观测值的噪声, 因此利用载波相位平滑伪距的方式来压制伪距噪声影响是一个较好的选择. 传统的载波相位平滑伪距方程为

$$\hat{\rho}(k) = \frac{1}{M} \rho(k) + \frac{M-1}{M} [\hat{\rho}(k-1) + \phi(k) - \phi(k-1)], \quad (6)$$

其中 $\rho(k)$, $\phi(k)$ 和 $\hat{\rho}(k)$ 分别表示第 k 历元时刻卫星的伪距观测值、载波相位观测值和载波相位平滑伪距观测值; M 表示平滑时间常数, M 的选择直接决定了载波相位平滑伪距的性能.

对于 GPS 而言, 为了满足航空导航的需求, 美国局域增强系统建设标准推荐将平滑时间常数固定为 100 s^[3], 对于 BDS, 尚无官方平滑时间推荐. 受环境和卫星变化等影响, 固定化的平滑时间常数并不能最优地描述不同卫星的观测信息质量, 为了选择最优的平滑时间常数, 我们将式 (6) 重组:

$$\hat{\rho}(k) = \left[1 + \frac{\phi(k) - \phi(k-1)}{\hat{\rho}(k-1)} \right] \hat{\rho}(k-1) + \frac{1}{M} \left\{ \rho(k) - \left[1 + \frac{\phi(k) - \phi(k-1)}{\hat{\rho}(k-1)} \right] \hat{\rho}(k-1) \right\}, \quad (7)$$

对比式 (7) 与 Kalman 滤波递推公式 $\hat{x}(k) = A\hat{x}(k-1) + K(k)[y(k) - CA\hat{x}(k-1)]$, 可知 Kalman 系统状态向量 $\hat{x}(k) = \hat{\rho}(k)$, 状态转移矩阵 $A = [1 + \frac{\phi(k) - \phi(k-1)}{\hat{\rho}(k-1)}]$, 滤波增益 $K(k) = 1/M$, 系统观测向量 $y(k) = \rho(k)$, 测量关系矩阵 $C = 1$. 系统过程噪声的方差构造为与采样率相关的一阶 Markov 过程, 卫星伪距的随机测量噪声方差由高度角正弦函数模型构造^[3]. 根据式 (7) 即可求解基于 Kalman 滤波的载波相位平滑伪距.

上述 Kalman 滤波模型增益矩阵 K 恰好为传统载波相位平滑伪距中平滑时间常数 M 的倒数. 基于 Kalman 滤波的载波相位平滑伪距算法, 通过判断各种信息质量, 利用滤波增益 K 实现载波相位平滑伪距中平滑时间常数 M 的最优控制, 从而有效抑制伪距观测值的观测误差. 相比于传统固定时间常数的载波相位平滑伪距方法, 虽然基于 Kalman 滤波的载波相位平滑伪距算法增加了计算量, 但是该方法根据线性最小方差准则确定最优的平滑时间, 可根据不同观测质量最大程度抑制伪距观测噪声, 从而提升 IURE 的估计精度.

令 $r = \hat{r} - \varepsilon_e$, $\delta t = \delta \hat{t} - \varepsilon_c$, 其中 $\hat{r}$ 与 $\delta \hat{t}$ 分别表示根据广播星历计算的测距信息和时钟结果, ε_e 与 ε_c 分别表示卫星广播星历误差和卫星时钟误差在视线方向的投影. 根据 IURE 定义可知 $\text{IURE} = \varepsilon_e - c\varepsilon_c$, 则式 (5) 可变形为

$$\text{IURE} = \hat{r} - \hat{\rho}_{\text{IF}} + c \delta t_u + T - c(\delta \hat{t} + \delta t_r - l_1 \delta t_{\text{TGD1}} + l_2 \delta t_{\text{TGD2}}) + \varepsilon_{\hat{\rho}_{\text{IF}}}, \quad (8)$$

其中 $\hat{\rho}_{\text{IF}}$ 和 $\varepsilon_{\hat{\rho}_{\text{IF}}}$ 为载波相位平滑后的伪距观测值和噪声. 式 (8) 中, $\hat{r}$ 可由广播星历得到的卫星位置以及测站位置计算得到. 测站位置可以用 IGS 发布的参考位置信息. $\hat{\rho}_{\text{IF}}$, $\delta \hat{t}$, δt_r , δt_{TGD1} 和 δt_{TGD2} 均可根据接收机观测文件和广播星历求出, T 通过 Saastamoinen 模型消除^[26]. 所有能独立计算的量可表示为

$$\rho_{\text{cal}} = \hat{r} - \hat{\rho}_{\text{IF}} - c(\delta \hat{t} + \delta t_r - l_1 \delta t_{\text{TGD1}} + l_2 \delta t_{\text{TGD2}}) + T. \quad (9)$$

将式 (9) 带入式 (8) 可得

$$\text{IURE} = \rho_{\text{cal}} + c \delta t_u + \varepsilon_{\hat{\rho}_{\text{IF}}}. \quad (10)$$

可发现式 (10) 右边只剩下接收机钟差 δt_u 未知. 对于某一时刻可观测的健康卫星 j 而言, 有 $\text{IURE}^j = \rho_{\text{cal}}^j + c\delta t_u + \varepsilon_{\rho_{\text{IF}}}^j$. 根据前述分析假设所有卫星的 IURE 服从正态分布, 且其均值随着测站的变化保持稳定. 因此我们可以假设

$$\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \text{IURE}^j = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \rho_{\text{cal}}^j + c\delta t_u + \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \varepsilon_{\rho_{\text{IF}}}^j = E_{\text{IURE}}, \quad (11)$$

其中 N 表示可见健康卫星的总数. E_{IURE} 表示计算过程中所用卫星 IURE 正态分布中心点的均值, 可以根据表 1 得出. 对于零均值伪距观测噪声而言可以假设有 $\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \varepsilon_{\rho_{\text{IF}}}^j = 0$, 因此 $\delta \hat{t}_u = \frac{1}{c} E_{\text{IURE}} - \frac{1}{cN} \sum_{j=1}^N \rho_{\text{cal}}^j$, 则 IURE 的估计值为

$$\hat{\text{IURE}}^j = \rho_{\text{cal}}^j + c\delta \hat{t}_u. \quad (12)$$

综上可知, 通过 Kalman 滤波实时调整载波相位平滑伪距的平滑时间常数, 有效抑制了伪距观测值的观测噪声, 进而提升了 IURE 的估计精度. 基于测站观测信息实时解算出每颗卫星的 IURE, 进一步实现实时空间信号异常检验, 辅助实时用户获得稳定可靠的高精度定位结果.

4 实验与讨论

4.1 IURE 估计精度分析

为了验证实时 IURE 的估计精度, 本文选择 IGS 的 6 个测站 “GAMG”, “JFNG”, “PTGG”, “NTUS”, “NNOR” 和 “KRGG”. 利用 2018 年 4 月 20 日 1 Hz 采样率的伪距观测值进行实验, 共计 24 小时 86400 个采样点, 其中真值采用事后 IURE 的计算结果. 在计算过程中卫星截止高度角选为 5° , 载波相位平滑固定时间参数为 100 s. 由于实时数据播发的限制, 本文在计算实时 IURE 过程中, 利用事后数据模拟实时场景的方式.

在进行 IURE 估计之前, 原始伪距观测信息的正确预处理至关重要. 本文利用 6 个测站分析了利用原始观测伪距 (方法 (1))、固定时间参数载波相位平滑伪距 (方法 (2)) 和 Kalman 滤波载波相位平滑伪距 (方法 (3)) 的 IURE 估计误差, 实验结果如图 6 所示, 图中仅给出了 NNOR 测站的结果, 其他测站有着类似的特征.

从图 6 的结果可以看出, 方法 (3) 的 IURE 估计精度最高, 方法 (2) 次之, 方法 (1) 最差. 个别卫星在观测初期由于卫星高度角较低, 多路径影响严重导致观测质量较差, 因此 IURE 的估计误差也较大. 随着高度角增大, IURE 估计误差也逐渐收敛在一个相对稳定的范围. 表 2 和 3 按照 GEO, IGSO 和 MEO 3 种卫星类型对 6 个测站的 IURE 估计误差进行定量分析, 其中 AllSat 和 Total 分别表示所有卫星和所有测站统计结果的均值.

表 2 是对 IURE 估计误差的均方根值 (root mean square, RMS) 进行统计. 从表 2 可以看出, 对于任何测站和任何卫星而言, 方法 (3) 的 IURE 估计误差 RMS 都是最小的. 方法 (3) 相对于方法 (1) 而言, 对所有测站 MEO 的估计精度提升效果最明显, 约为 26.7%; 对 GAMG 测站所有卫星的提升效果最明显, 约为 31.2%; 对于所有测站和所有卫星而言, 方法 (3) 相比于方法 (1) 和 (2), IURE 估计误差的 RMS 分别减小了 17.9% 和 7.3%.

表 3 是对 IURE 估计误差的 STD 进行统计. 从表 3 可以看出, 对于任何测站和任何卫星而言, 方法 (3) 的 IURE 估计误差 STD 都是最小的. 方法 (3) 相对于方法 (1) 而言, 对所有测站 MEO 的提升效果最明显, 约为 48.5%; 对 GAMG 测站所有卫星的提升效果最明显, 约为 57.1%; 对于所有测站和所有卫星而言, 方法 (3) 相比于方法 (1) 和 (2), IURE 估计误差的 STD 分别减小了 40.9% 和 23.6%.

图 6 (网络版彩图) IURE 估计误差 (从上至下分别表示利用方法 (1)、(2) 和 (3) 的 IURE 估计误差)
Figure 6 (Color online) The estimation errors of IURE (from top to bottom are IURE estimation errors using methods (1), (2), and (3))

表 2 IURE 估计误差的 RMS 统计值 (单位: m)
Table 2 The RMS values of IURE estimation errors (unit: m)

Type	Method	NNOR	GAMG	JFNG	KRGG	NTUS	PTGG	Total
GEO	(1)	1.36	1.50	1.52	1.30	1.44	1.54	1.44
	(2)	1.31	1.45	1.36	1.29	1.44	1.43	1.38
	(3)	1.25	1.10	1.29	1.18	1.40	1.41	1.27
IGSO	(1)	1.70	1.55	1.56	1.32	0.93	1.34	1.40
	(2)	1.52	1.35	1.35	1.27	0.93	1.02	1.24
	(3)	1.44	1.17	1.30	1.22	0.87	0.90	1.15
MEO	(1)	1.53	1.56	1.45	1.10	1.20	1.23	1.35
	(2)	1.16	1.10	1.11	1.04	1.20	0.89	1.08
	(3)	1.09	0.88	1.03	0.90	1.17	0.87	0.99
AllSat	(1)	1.53	1.54	1.51	1.24	1.19	1.38	1.40
	(2)	1.34	1.30	1.28	1.20	1.19	1.13	1.24
	(3)	1.27	1.06	1.22	1.10	1.14	1.08	1.15

通过以上实验分析可知, 文中提出的调整时间参数 Kalman 滤波载波相位平滑伪距可以有效减小 IURE 估计误差 RMS 和 STD, 特别是对 STD 的提升效果最为明显, IURE 估计误差 RMS 和 STD 约为 1.15 和 0.55 m.

4.2 基于 IURE 实时估计的异常检测

关于 IURE 异常检测阈值的选取, 目前 BDS 尚未发布完好性的相关指标. GPS 在 2008 年建立了完善的完好性指标体系, 主要包括 IURE 异常发生概率, IURE 异常探测门限和告警时间等. GPS 基于 IURE 服从零均值正态分布的假设前提, 在 IURE 超过异常探测门限的概率小于等于 1×10^{-5} 的情况下, 即 $P(|IURE| > 4.42\text{URAUB}) \leq 1 \times 10^{-5}$, 选择 $\pm 4.42\text{URAUB}$ 作为门限值^[25]. 由前述北斗 IURE 的统计特性分析可知, 北斗与 GPS 的 IURE 的统计特性具有显著差异性, 主要表现为北斗 IURE 具有明显的

表 3 IURE 估计误差 STD 统计值 (单位: m)
Table 3 The STD values of IURE estimation errors (unit: m)

Type	Method	NNOR	GAMG	JFNG	KRGG	NTUS	PTGG	Total
GEO	(1)	0.96	1.04	0.95	0.73	0.35	0.80	0.80
	(2)	0.88	0.96	0.69	0.71	0.35	0.58	0.70
	(3)	0.77	0.49	0.56	0.52	0.26	0.46	0.51
IGSO	(1)	1.55	1.10	1.12	0.69	0.47	1.08	1.00
	(2)	1.35	0.82	0.83	0.62	0.47	0.66	0.79
	(3)	1.25	0.55	0.72	0.47	0.32	0.39	0.62
MEO	(1)	1.41	1.25	1.24	0.71	0.46	0.97	1.01
	(2)	0.98	0.68	0.83	0.63	0.46	0.46	0.67
	(3)	0.83	0.38	0.73	0.44	0.36	0.36	0.52
AllSat	(1)	1.30	1.12	1.09	0.71	0.42	0.95	0.93
	(2)	1.07	0.82	0.78	0.65	0.42	0.57	0.72
	(3)	0.96	0.48	0.67	0.47	0.31	0.41	0.55

非零均值特性. 因此北斗 IURE 异常判断准则可通过 $P(|\text{IURE} - \text{Mean}(\text{IURE})| > 4.42\text{STD}(\text{IURE})) \leq 1 \times 10^{-5}$ 获取, 即将 $\text{Mean}(\text{IURE}) \pm 4.42\text{STD}(\text{IURE})$ 作为判断 IURE 异常的门限值. BDS 在广播星历中也播发了与 GPS URA 定义类似的 URA 信息, 近 5 年以来, 其广播星历播发的 URA 有 “0” “2” “8” 3 种情况, 多数广播星历播发的为 “2”. 结合目前 GPS 完好性标准体系以及 BDS 广播星历 IURE 的统计分布规律, 本文选择保守的门限值为 $\max(4.42\text{URAUB}, \text{Mean}(\text{IURE}) + 4.42\text{STD}(\text{IURE}))$ 和 $\min(-4.42\text{URAUB}, \text{Mean}(\text{IURE}) - 4.42\text{STD}(\text{IURE}))$ 作为检验异常的上下门限值. 其中 URAUB 可以根据 BDS 广播星历播发的信息得出, $\text{Mean}(\text{IURE})$ 和 $\text{STD}(\text{IURE})$ 可以根据历史数据分析结果表 1 所示得出.

为了展示实时 IURE 估计在异常 SIS 监测中的应用, 本文以 NNOR 测站为例, 选取了 3 种典型 IURE 异常进行分析讨论, 如图 7~9 所示. IURE 被判定为异常主要依据两方面因素, 一是 IURE 超出异常检测门限值, 二是广播星历健康状态位为健康状态. 下述讨论的异常 SIS 受卫星可见性和视线方向投影的影响, 可能在其他测站无法复现. IURE 主要受轨道误差和时钟误差影响, 当 IURE 值超出门限值后, 若轨道误差大于时钟误差对 IURE 的贡献, 本文定义其为由轨道故障引起的异常, 反之称为由时钟故障引起的异常.

图 7~9 中红色线表示异常检测门限值, 蓝色点表示利用事后数据仿真实时策略解算的 IURE 值, 绿色点表示通过事后精密星历计算的 IURE, “unhealthy” 区间表示广播星历卫星健康标识为不健康, “invisible” 区间表示卫星对测站的高度角低于 5° 或者是该测站接收机未捕获到卫星信号, “normal” 区间表示 IURE 在门限值内, “anomaly” 表示 IURE 超出异常检测门限值, “lack of precision ephemeris” 区间表示该时间段内事后精密星历缺失, 无法计算事后 IURE.

图 7 展示了 NNOR 测站在 2016 年 11 月 23 日编号为 C09 卫星由于轨道误差较大引起的 SIS 异常. 从图 7 可以看出, 卫星在 20 时更新星历之后, 卫星 C09 的 IURE 由正常状态立刻跳变到异常状态, 异常工作 1 个小时后, 再次更新星历后 IURE 才转变为正常状态. 该异常可能是由于 BDS 系统控制中心给卫星注入了错误星历造成的. 从图 7 可以看出无论在 IURE 正常和异常的情况下, 实时计算的 IURE 在一定误差范围内都可跟踪事后计算的 IURE, 可实时有效识别 SIS 异常情况.

图 7 (网络版彩图) 实时 IURE 估计方法探测轨道故障引起的跳变异常

Figure 7 (Color online) Using real-time IURE estimation method to detect jumping anomalies caused by orbit faults

图 8 (网络版彩图) 实时 IURE 估计方法探测时钟故障引起的渐变异常

Figure 8 (Color online) Using real-time IURE estimation method to detect anomalies caused by clock failures

图 9 (网络版彩图) 实时 IURE 估计方法探测轨道故障引起的渐变异常

Figure 9 (Color online) Using real-time IURE estimation method to detect anomalies caused by orbit failures

图 8 展示了 NNOR 测站在 2016 年 12 月 27~28 日 (0 h 以前是 27 日, 0 h 之后是 28 日) 编号为 C11 卫星由于时钟误差较大引起的 SIS 异常. 从图 8 可以看出, 随着时间的外推, IURE 逐渐增大, 大约在 22 时 30 分 IURE 估计值超出了异常检测门限, 之后继续增大直至 C11 转变为不可见状态. 在 27 日卫星观测阶段, 由于缺少当天的精密星历, 图中仅绘制了利用地面测站观测信息计算的仿实时 IURE. 从图 8 可以看出, 实时 IURE 估计可以有效弥补事后分析异常等过程中缺失精密星历的情况.

图 9 展示了 NNOR 测站在 2016 年 8 月 27 日编号为 C11 卫星由于轨道误差较大引起的 SIS 异常. 在卫星观测初期, C11 广播星历一直标识为不健康, 在 19 时更新星历后, C11 广播星历标识转变为健康状态, C11 卫星开始正常工作. 在 C11 正常工作的情况下, 随着时间的外推, IURE 逐渐增大, 大约在 10 min 后 IURE 超出了异常检测门限, 在超过异常检测门限约 15 min 后, C11 转变为不可见状态. 图 9 中 IURE 异常维持的时间较短, 传统事后分析方法一般采用 15 min 采样率进行分析, 可能会遗漏短期的 SIS 异常, 因此高采样率异常探测是非常必要的.

对于图 7 中 IURE 瞬时产生较大误差的情况而言, 本文提出的实时米级 IURE 估计精度已经足够, 但是对于图 8 和 9 中 IURE 逐渐增大并穿越异常检测门限的情况而言, 探究更优的多路径和噪声处理方案、电离层和对流层消除策略以及接收机钟差估计方法, 进一步提升 IURE 的估计精度, 有助于增加实时 IURE 在临界点处检测的准确性, 辅助用户做出最合理的异常检测结果.

5 结论

为了保障 BDS 导航定位的完好性, 克服传统事后分析方法时延较大、数据缺失和采样率低等问题, 本文提出了一种 Kalman 滤波载波相位平滑伪距的 BDS IURE 估计方法. 在建立 IURE 估计策略之前, 本文基于自 2013 年以来的 BDS 精密星历和广播星历, 通过事后分析方法探究了 IURE 的统计分布规律. 结果显示 IURE 均值方差随着测站的变化保持稳定, IURE 分布的单峰特性和对称性较好, 其分布规律可以近似为正态分布. 基于 IURE 服从正态分布的假设, 文中提出了基于 Kalman 滤波载波相位平滑伪距的 BDS IURE 估计方法, 利用 BDS 服务范围内 6 个测站观测信息的实验结果显示, IURE 估计精度约为 1.15 m, 相比于利用原始伪距观测信息和传统载波相位平滑伪距信息, IURE 估计误差的 RMS 分别减小了 17.9% 和 7.3%, STD 分别减小了 40.9% 和 23.6%. 以 NNOR 测站为例的测试结果表明, 本文所提出的 BDS IURE 估计方法可以有效识别因卫星轨道和时钟故障引起的空间信号异常.

致谢 感谢 IGS 组织及其下辖数据分析中心提供的广播星历、精密星历和测站观测信息等资料, 感谢各位同仁在论文写作和修改过程中提出的宝贵意见.

参考文献

- 1 CNSO. BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document, BeiDou SIS ICD. Beijing: China Satellite Navigation Office, 2016
- 2 Walter T, Blanch J, Enge P. Evaluation of signal in space error bounds to support aviation integrity. *Navigation*, 2010, 57: 101–113
- 3 Li L. Ground based augmentation system: positioning and integrity monitoring. Dissertation for Ph.D. Degree. Harbin: Harbin Engineering University, 2012
- 4 Heng L. Safe satellite navigation with multiple constellations: global monitoring of GPS and GLONASS signal-in-space anomalies. Dissertation for Ph.D. Degree. Palo Alto: Stanford University, 2012
- 5 CNSO. BeiDou Navigation Satellite System Open Service Performance Standard, BeiDou OS SPS. Beijing: China Satellite Navigation Office, 2013
- 6 Perea S, Meurer M, Rippl M, et al. URA/SISA analysis for GPS and Galileo to support ARAIM. *J Inst Navig*, 2017, 64: 237–254
- 7 Cohenour C, van Graas F. GPS orbit and clock error distributions. *Navigation*, 2011, 58: 17–28
- 8 Gao G X, Tang H, Blanch J, et al. Methodology and case studies of signal-in-space error calculation: top-down meets bottom-up. In: *Proceedings of the 22nd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2009)*, Savannah, 2009. 2824–2831
- 9 Liang H, Gao G X, Walter T, et al. Automated verification of potential GPS signal-in-space anomalies using ground observation data. In: *Proceedings of IEEE/ION PLANS 2012*, Myrtle Beach, 2012. 1111–1118
- 10 Gunning K, Walter T, Enge P. Characterization of GLONASS broadcast clock and ephemeris: nominal performance and fault trends for ARAIM. In: *Proceedings of International Technical Meeting of the Institute of Navigation*, Monterey, 2017. 170–183
- 11 Jiang H, Wang H T, Wang Z M, et al. Real-time monitoring for BDS signal-in-space anomalies using ground observation data. *Sensors*, 2018, 18: 1816
- 12 Kovach K, Berg J, Lin V. Investigation of upload anomalies affecting IIR satellites in October 2007. In: *Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2008)*, Savannah, 2008. 1679–1687
- 13 Heng L, Gao G X, Walter T, et al. GLONASS signal-in-space anomalies since 2009. In: *Proceedings of the 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012)*, Nashville, 2012. 833–842

- 14 Heng L, Gao G X, Walter T, et al. GPS signal-in-space integrity performance evolution in the last decade. *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, 2012, 48: 2932–2946
- 15 Yang Y X, Li J L, Wang A B, et al. Preliminary assessment of the navigation and positioning performance of BeiDou regional navigation satellite system. *Sci China Earth Sci*, 2014, 57: 144–152
- 16 Walter T, Blanch J. Characterization of GNSS clock and ephemeris errors to support ARAIM. In: *Proceedings of the ION 2015 Pacific PNT Meeting*, Honolulu, 2015. 920–931
- 17 Heng L, Gao G X, Walter T, et al. GPS ephemeris error screening and results for 2006–2009. In: *Proceedings of International Technical Meeting of the Institute of Navigation*, San Diego, 2010. 1014–1022
- 18 Heng L, Gao G X, Walter T, et al. Statistical characterization of GPS signal-in-space errors. In: *Proceedings of International Technical Meeting of the Institute of Navigation*, San Diego, 2011. 312–319
- 19 Chen L, Jiao W H, Huang X R, et al. Study on signal-in-space errors calculation method and statistical characterization of BeiDou navigation satellite system. In: *Proceedings of China Satellite Navigation Conference (CSNC)*, 2013. 423–434
- 20 Wu Y, Liu X L, Liu W K, et al. Long-term behavior and statistical characterization of BeiDou signal-in-space errors. *GPS Solut*, 2017, 21: 1907–1922
- 21 Montenbruck O, Steigenberger P, Hauschild A. Broadcast versus precise ephemerides: a multi-GNSS perspective. *GPS Solut*, 2015, 19: 321–333
- 22 Montenbruck O, Steigenberger P, Hauschild A. Multi-GNSS signal-in-space range error assessment — methodology and results. *Adv Space Res*, 2018, 61: 3020–3038
- 23 Dilssner F, Springer T, Schönemann E, et al. Estimation of satellite antenna phase center corrections for BeiDou. In: *Proceedings of IGS Workshop 2014*, Pasadena, 2014
- 24 Guo J, Xu X L, Zhao Q L, et al. Precise orbit determination for quad-constellation satellites at Wuhan University: strategy, result validation, and comparison. *J Geod*, 2016, 90: 143–159
- 25 U.S. Department of Defense. *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard*. 4th ed. Washington: US Government, 2008
- 26 Saastamoinen J, Richard J R. Simultaneous drying and pyrolysis of solid fuel particles. *Combust Flame*, 1996, 106: 288–300

Real-time detection and elimination method for BDS signal-in-space anomalies

Chun CHENG, Yuxin ZHAO, Liang LI* & Lin ZHAO

College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China

* Corresponding author. E-mail: liliang@hrbeu.edu.cn

Abstract The BeiDou navigation satellite system (BDS) signal-in-space anomaly is an important factor affecting the signal-in-space quality assessment. Detecting and excluding signal-in-space anomalies is not only a method for constructing a BDS signal-in-space fault model but can also help ensure the BDS navigation and positioning integrity. Traditional methods, based on post precision ephemeris and broadcast ephemeris, maintain some disadvantages, such as a large delay and a low sampling rate. In this paper, a carrier-phase smoothing pseudorange algorithm based on Kalman filtering is proposed, and a real-time estimation method of a BDS signal-in-space user range error is established to detect and eliminate signal-in-space anomalies in real time, based on the statistical characteristics of signal-in-space user range error. The experimental results, based on 1 Hz data of the international GNSS service (IGS) ground observation network, show that the proposed method has an estimation accuracy of 1.15 m for a BDS signal-in-space user range error, which can effectively identify signal-in-space anomalies caused by satellite orbit and clock faults.

Keywords BeiDou navigation satellite system (BDS), signal-in-space error, anomaly detection, integrity

Chun CHENG was born in 1992. He received his B.S. degree from the College of Automation, Harbin Engineering University, in 2015. Currently, he is a Ph.D. candidate at the College of Automation, Harbin Engineering University. His research interests include GNSS integrity monitoring algorithms, GNSS positioning, and precise orbit determination.

Yuxin ZHAO was born in 1980. He received his Ph.D. degree from Harbin Engineering University in 2005. Currently, he is a professor and dean at the College of Automation, Harbin Engineering University. His research interests include underwater navigation technology, marine sensors, and intelligent navigation technology.

Liang LI was born in 1984. He received his Ph.D. degree from Harbin Engineering University in 2012. He has worked as a research associate for two years at the Academy of Optoelectronics (AoE), Chinese Academy of Sciences. Currently, he is an associate professor at Harbin Engineering University. His research interests include GNSS-based precise navigation and integrity monitoring.

Lin ZHAO was born in 1968. He received his Ph.D. degree from the School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, in 1995. Currently, he is a professor at the College of Automation, Harbin Engineering University, China. He is a fellow of the Royal Institute of Navigation. His research interests include satellite navigation, inertial navigation, and GPS/INS integrated navigation.