



一种顾及IGS-RTS数据接收中断的厘米级星载GPS实时定轨方法

张万威, 王甫红, 龚学文, 郭磊

引用本文:

张万威, 王甫红, 龚学文, 等. 一种顾及IGS-RTS数据接收中断的厘米级星载GPS实时定轨方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2021, 46(11): 1620–1626.

ZHANG Wanwei, WANG Fuhong, GONG Xuewen, et al. A Centimeter-Level Real-Time Orbit Determination Method Using Space-Borne GPS Measurements Considering IGS-RTS Data Receiving Interruption[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2021, 46(11): 1620–1626.

相似文章推荐 (请使用火狐或IE浏览器查看文章)

Similar articles recommended (Please use Firefox or IE to view the article)

[SBAS星历改正数及UDRE参数生成算法分析](#)

Analysis of SBAS Ephemeris Correction and UDRE Generation Algorithm

武汉大学学报·信息科学版. 2021, 46(1): 111–117 <https://doi.org/10.13203/j.whugis20190033>

[长距离GPS/BDS双系统网络RTK方法](#)

A Network Real-Time Kinematic Method for GPS and BDS Double Systems Between Long Range

武汉大学学报·信息科学版. 2021, 46(2): 252–261 <https://doi.org/10.13203/j.whugis20190352>

[星基反演TEC与地基GNSS TEC数据融合可行性分析](#)

Feasibility of the Data Fusion Between Space-Borne and Ground-Based TEC Products

武汉大学学报·信息科学版. 2020, 45(4): 557–564 <https://doi.org/10.13203/j.whugis20180293>

[北斗WADS分区综合改正数拟合模型及定位分析](#)

A Fitting Algorithm and Positioning Analysis of BDS WADS Zone Correction

武汉大学学报·信息科学版. 2020, 45(4): 565–573 <https://doi.org/10.13203/j.whugis20180260>

[联合GNSS/LEO卫星观测数据的区域电离层建模与精度评估](#)

Regional Ionospheric Modeling and Accuracy Assessment Using GNSS/LEO Satellites Observations

武汉大学学报·信息科学版. 2021, 46(2): 262–269, 295 <https://doi.org/10.13203/j.whugis20190252>



一种顾及 IGS-RTS 数据接收中断的厘米级星载 GPS 实时定轨方法

张万威¹ 王甫红¹ 龚学文¹ 郭磊¹

¹ 武汉大学测绘学院,湖北 武汉,430079

摘要:当前,在低轨导航增强、对地观测和科学应用等领域,低轨卫星对轨道参数的精度和实时性提出了更高的要求。利用国际 GNSS 服务组织实时服务(international global navigation satellite system service real-time service,IGS-RTS)播发的 GPS 卫星轨道与钟差改正数,针对极区实时改正数接收中断情况下实现厘米级星载 GPS 实时定轨的关键问题开展研究。首先分析了实时改正数及其短时外推引起的星历综合误差的变化特性;然后以此为依据,在星载 GPS 实时精密定轨数学模型中构建分段随机游走的伪模糊度参数随机模型,以减小星历综合误差对实时精密定轨的影响,从而实现厘米级精度的实时定轨。采用自主研发的实时精密定轨软件 SATODS,使用 GPS 广播星历与 CLK93 实时产品,对为期一周的重力场恢复和气候实验(gravity recovery and climate experiment,GRACE) C 卫星的 GPS 双频实测数据模拟在轨实时精密定轨处理。实验结果表明,在考虑极区改正数接收中断的情况下,所提实时精密定轨方法可以达到 7.04 cm 的位置精度以及 0.20 mm/s 的速度精度,所提方法具有可行性和有效性。

关键词:GPS 实时定轨;轨道与钟差改正数;低轨卫星;国际 GNSS 服务组织实时服务

中图分类号:P228

文献标志码:A

近年来,随着空间任务日益增多,一些低轨卫星对轨道参数的精度和实时性提出了很高的要求。例如在低轨导航增强系统中,为了地面用户能实现分米-厘米级的实时精密定位,低轨卫星自身的实时轨道精度需要达到厘米级^[1-2]。在全球导航卫星系统(global navigation satellite system,GNSS)无线电掩星测量中,实时厘米级定轨是无线电掩星测量数据实时处理的前提^[3]。

目前受 GNSS 广播星历的轨道误差与卫星钟误差等因素的制约,实时自主定轨只能达到 0.4~1.0 m 的位置精度^[4-6],使用国际 GNSS 服务组织(international GNSS service,IGS)发布的超快速预报星历进行实时定轨也只能达到 0.2~0.5 m 的定轨精度^[6-8],离实时厘米级的精度需求仍存在一定的差距。

自 2013-04-01 起,IGS 通过基于互联网的 RTCM 网络传输协议(networked transport of radio technical commission for maritime services via internet protocol,NTRIP)向全球播发 IGS 实时服

务(IGS real-time service,IGS-RTS)数据流,其轨道精度约为 5 cm,时钟精度约为 0.3 ns,时间延迟小于 30 s。日本准天顶卫星系统(quasi-zenith satellite system,QZSS)、中国北斗三号导航卫星系统(the third-generation BeiDou navigation satellite system,BDS-3)通过地球同步轨道(geostationary earth orbit,GEO)卫星播发实时改正数,可应用于区域的实时精密定位。一些商业机构如 NavCom、Fuguro 等也通过 GEO 卫星向全球授权用户提供实时改正数信息。这些区域或全球实时改正数产品的播发,使星载 GNSS 实时精密定轨成为可能。国内外学者基于全弧段的实时改正数产品,采用实时运动学定轨模式,对哨兵 3 号 A 星(Sentinel-3A)、欧洲空间局的蜂群(SWARM)等卫星的 GPS 实测数据开展实时精密定轨实验,轨道精度为 10~20 cm^[9-10]。由于 GEO 卫星存在覆盖盲区,以及低轨卫星接收天线仰角和增益等因素的限制,轨道倾角接近于 90°的低轨极轨卫星在极区弧段将无法接收到 GEO 卫星播发的实时

收稿日期:2021-01-10

项目资助:国家自然科学基金(91638203,62073044);武汉大学地球空间环境与大地测量教育部重点实验室开放基金(19-02-03)。

第一作者:张万威,博士生,主要从事卫星导航定位与卫星定轨理论与方法研究。wwzhang@sgg.whu.edu.cn

通讯作者:王甫红,博士,教授。fhwang@sgg.whu.edu.cn

改正数信息。文献[11]基于 Fuguro 公司的实时轨道钟差产品,考虑 GEO 卫星的覆盖盲区引起的改正数接收中断问题,采用动力学实时精密定轨方法,SWARM 卫星定轨精度可达 8.5 cm,其解决极区改正数缺失的方法是根据历史数据在线预报,实时定轨精度严重依赖于在线预报的精度。

本文针对极区实时改正数接收中断情况下实现厘米级星载 GPS 实时定轨的关键问题开展研究。首先分析了实时改正数及其短时外推引起的星历综合误差的变化特性;然后以此为依据,在星载 GPS 实时精密定轨数学模型中,构建分段随机游走的伪模糊度参数随机模型,减小星历综合误差对实时精密定轨的影响,从而实现厘米级精度的实时定轨;最后使用重力恢复与气候实验(gravity recovery and climate experiment, GRACE)C 卫星 GPS 双频实测数据和 CLK93 实时产品验证了本文提出的实时精密定轨方法的有效性,并进行精度分析。

1 厘米级星载 GPS 实时定轨数学模型

1.1 星载 GPS 观测模型

对于低轨卫星星载 GPS 双频接收机,采用 GPS 双频无电离层(ionospheric free, IF)组合伪距和载波相位观测值消除电离层延迟误差,且不考虑对流层延迟等误差,其观测方程可简化为:

$$\begin{cases} P_{\text{IF}} = \rho + c \cdot \delta t_r - c \cdot \delta t^s + M_P + \varepsilon_P \\ L_{\text{IF}} = \rho + c \cdot \delta t_r - c \cdot \delta t^s + B_{\text{IF}} + M_L + \varepsilon_L \end{cases} \quad (1)$$

式中, P_{IF} 和 L_{IF} 分别为 GPS 双频伪距和载波相位无电离层组合观测值,单位:m; ρ 为星载接收机与 GPS 卫星之间的几何距离; δt_r 和 δt^s 分别为星载接收机和 GPS 卫星的钟差参数; c 为真空中的光速; B_{IF} 为组合载波相位的模糊度; M_P 和 M_L 分别为组合伪距和载波相位的多路径误差; ε_P 和 ε_L 分别为组合伪距和载波相位的观测噪声。

1.2 基于实时改正数的精密轨道和钟差的计算

使用与 GPS 广播星历参数中星历/时钟数据期号相符且最近的实时改正数,用户可得到 GPS 卫星的精密轨道和钟差。假设当前历元信号发射 t 时刻由 GPS 广播星历计算的轨道和钟差分别为 $\mathbf{r}_{\text{brdc}}^s$ 和 dt_{brdc}^s ,则 GPS 卫星精密轨道 \mathbf{r}^s 和精密钟差 dt^s 的计算如下:

$$\mathbf{r}^s = \mathbf{r}_{\text{brdc}}^s - \delta \mathbf{r} \quad (2)$$

$$\delta \mathbf{r} = [\mathbf{e}_r \quad \mathbf{e}_a \quad \mathbf{e}_c] \delta \mathbf{o} \quad (3)$$

$$\delta \mathbf{o} = [\delta o_r \quad \delta o_a \quad \delta o_c]^T + [\text{d}\delta o_r \quad \text{d}\delta o_a \quad \text{d}\delta o_c]^T (t - t_0) \quad (4)$$

$$\begin{cases} \mathbf{e}_a = \mathbf{v} / \|\mathbf{v}\| \\ \mathbf{e}_c = (\mathbf{r} \times \mathbf{v}) / \|\mathbf{r} \times \mathbf{v}\| \\ \mathbf{e}_r = \mathbf{e}_a \times \mathbf{e}_c \end{cases} \quad (5)$$

$$dt^s = dt_{\text{brdc}}^s + \delta c / c \quad (6)$$

$$\delta c = c_0 + c_1(t - t_0) + c_2(t - t_0)^2 \quad (7)$$

式中, \mathbf{r} 、 \mathbf{v} 分别为由 GPS 广播星历计算的在当前历元信号发射 t 时刻 WGS84 坐标系下 GPS 卫星位置、速度; \mathbf{e}_r 、 \mathbf{e}_a 、 \mathbf{e}_c 分别为在 GPS 卫星轨道径向(radial, R)、切向(along, A)、法向(cross, C)上的单位向量; $\delta \mathbf{o}$ 为 GPS 卫星在轨道坐标系下 RAC 3 个方向上的改正量; δc 为 GPS 卫星钟差改正量; c 为真空中的光速; $(\delta o_r, \delta o_a, \delta o_c)$ 和 $(\text{d}\delta o_r, \text{d}\delta o_a, \text{d}\delta o_c)$ 分别为 t_0 参考时刻的 GPS 卫星在轨道坐标系下 RAC 3 个方向的轨道改正值及其变化率; (c_0, c_1, c_2) 为 GPS 卫星钟差改正的系数。这些轨道与钟差改正数信息可直接从实时产品中得到,在短时接收中断情况下,用最近时刻的改正数来外推当前时刻的改正数。

1.3 星历综合误差及其参数化

由于实时改正数产品是由 IGS 分析中心等机构根据精密定轨得到的轨道与钟差参数经短时间预报产生。当前,由于轨道动力学模型精度较高,短时轨道预报精度可达到厘米级。但是 GPS 星座使用不同类型的原子钟,卫星钟差的预报精度存在一定差异。另外,在极区以及接收中断等情况下,直接使用最近时刻的改正数来外推当前时刻的改正数,易导致改正数的误差特性发生较大的变化。由实时改正数及其短时外推改正数计算的 GPS 卫星轨道与钟差,与真实的卫星轨道和钟差仍存在一定差异,这种差异在 GPS 信号传播路径(location of signal, LOS)上引起的星历综合误差 E_{LOS} 可表示为^[5,12]:

$$E_{\text{LOS}} = (\rho^* - c\delta t^{s*}) - (\rho - c\delta t^s) = d\rho - c \cdot d\delta t^s \quad (8)$$

式中, ρ^* 和 $c\delta t^{s*}$ 分别为真实的低轨卫星与 GPS 卫星之间的几何距离和 GPS 钟差; ρ 和 $c\delta t^s$ 分别为由 GPS 广播星历和实时改正数计算的几何距离和 GPS 钟差; c 为真空中的光速; $d\rho$ 和 $c \cdot d\delta t^s$ 分别为由星历误差引起的在 GPS 信号传播路径上的几何距离误差与 GPS 钟误差。

由于 E_{LOS} 参数和式(1)中模糊度参数 B_{IF} 的系数一致且均未知,无法准确分离,同时,为了减

少后续实时定轨滤波模型中待估参数的数量,提高实时定轨计算效率,本文将这两个参数合并为一个参数,称为伪模糊度参数^[5,12],即 $A = B_{IF} + E_{LOS}$ 。因此,可将观测方程改写为:

$$\begin{cases} P_{IF} = \rho + c \cdot \delta t_r - c \cdot \delta t^s + M_P + \epsilon_P \\ L_{IF} = \rho + c \cdot \delta t_r - c \cdot \delta t^s + A + M_L + \epsilon_L \end{cases} \quad (9)$$

1.4 低轨卫星动力学模型

低轨卫星围绕地球运转的动力学方程可表示为:

$$\mathbf{a}_{total} = \mathbf{a}_g + \mathbf{a}_{ng} + \mathbf{a}_w \quad (10)$$

式中, \mathbf{a}_{total} 为低轨卫星所受的总加速度; \mathbf{a}_g 为由保守力(包括地球中心引力和非球形引力、 N 体引力、地球固体潮汐和海洋潮汐摄动力等)引起的加速度; \mathbf{a}_{ng} 为由非保守力(包括大气阻力、太阳光压力等)引起的加速度; \mathbf{a}_w 为人为引入的经验加速度,用于补偿无法模型化或错误模型的微小摄动力的影响,采用一阶高斯-马尔可夫随机模型对 RAC 3 个方向进行动力学模型补偿^[5]。

1.5 实时精密定轨滤波模型

以 GPS 双频无电离层组合伪距和载波相位作为主要观测值,结合低轨卫星简化动力学模型,用扩展卡尔曼滤波估计卫星的位置、速度等状态参数,实时定轨滤波模型中的状态方程和观测方程如下:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (11)$$

式中, \mathbf{X}_k 和 \mathbf{Z}_k 分别为扩展卡尔曼滤波状态量和观测量; $\Phi_{k,k-1}$ 和 \mathbf{H}_k 分别为状态转移矩阵和观测矩阵; \mathbf{W}_{k-1} 和 \mathbf{V}_k 为系统噪声和观测噪声。其中,待滤波状态量选取为:

$$\mathbf{X}_k = [\mathbf{Y}_{6 \times 1} \quad \mathbf{T}_{2 \times 1} \quad \mathbf{P}_{5 \times 1} \quad \mathbf{A}_{n \times 1}]^T \quad (12)$$

式中, $\mathbf{Y}_{6 \times 1} = [\mathbf{r} \quad \mathbf{v}]$ 为 k 时刻低轨卫星轨道参数(包括三维位置 \mathbf{r} 和速度 \mathbf{v}); $\mathbf{T}_{2 \times 1} = [\delta t_r \quad d\delta t_r]$ 为 GPS 接收机钟差 δt_r 和钟漂 $d\delta t_r$ 参数; $\mathbf{P}_{5 \times 1} = [c_d \quad c_r \quad \mathbf{a}_w]$ 为动力学模型相关参数(包括大气阻力系数 c_d 、太阳光压系数 c_r 、RAC 3 个方向的经验加速度 \mathbf{a}_w); $\mathbf{A}_{n \times 1} = [A_1 \quad A_2 \quad \cdots \quad A_n]$ 为所观测到的 n 颗 GPS 卫星待估的伪模糊度参数。

在参数估计时,模糊度 B_{IF} 为常量,伪模糊度参数 A 的随机模型与 E_{LOS} 参数紧密相关,需要根据 E_{LOS} 的变化特性来合理建模。通过伪模糊度参数的实时准确估计,减小 E_{LOS} 对实时定轨的影响,可提高实时定轨精度。

2 构建伪模糊度参数的随机模型

2.1 IGS 实时改正数产品精度分析

本文以 IGS 最终精密星历和精密钟差(30 s)产品为参考,分析 IGS 实时改正数产品的精度及其变化特性。利用 BNC(BKG Ntrip Client)软件接收了 CLK93(采样率为 5 s)挂载点在 2019-04-08—2019-04-14,即年积日(day of year, DOY)第 98~104 天,的 IGS-RTS 数据流。使用式(2)~式(7),以 30 s 为间隔计算 CLK93 实时精密轨道与钟差结果,并与 IGS 精密星历和精密钟差产品计算结果作比较,在计算过程中,要将 IGS 精密轨道从卫星质心改正到天线相位中心。

将两者的轨道差值转换到 R、A、C 方向,并统计各方向的均方根误差(root mean square error, RMSE)。为消除卫星钟差的系统偏差影响,本文选取 G01 卫星作为基准星,采用求二次差的方法评估实时钟差的精度^[13],统计钟差二次差的均值(MEAN)、RMSE、标准差(STD)。

图 1 为 DOY 第 98~104 天 CLK93 实时产品中所有卫星轨道和钟差每天的精度统计。由图 1 可以看出,CLK93 实时产品在 RAC 方向的轨道精度优于 5 cm,钟差精度为 0.2~0.5 ns。

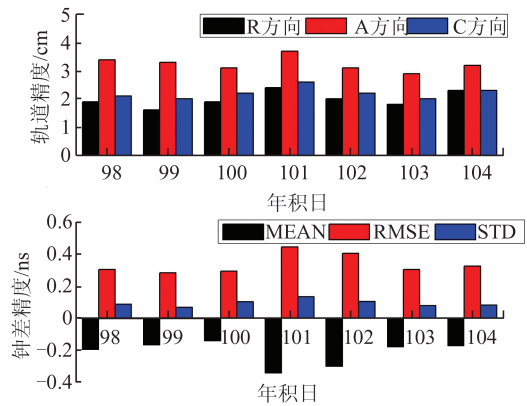


图1 CLK93产品的轨道与钟差精度

Fig.1 Orbit and Clock Accuracies of CLK93 Products

图 2 给出了 DOY 第 101 天每颗 GPS 卫星轨道和钟差的统计结果,其中 G04 没有轨道和钟差改正信息。由图 2 可以看出,不同卫星之间的轨道误差和卫星钟同步误差都存在一定的一致性,其中, G08 卫星轨道误差超过了 10 cm, G03、G18、G21 等卫星钟同步误差都超过了 1 ns。实时产品误差将直接影响低轨卫星实时精密定轨的轨道精度,在实时定轨算法中,需要加以建模来减小其影响。

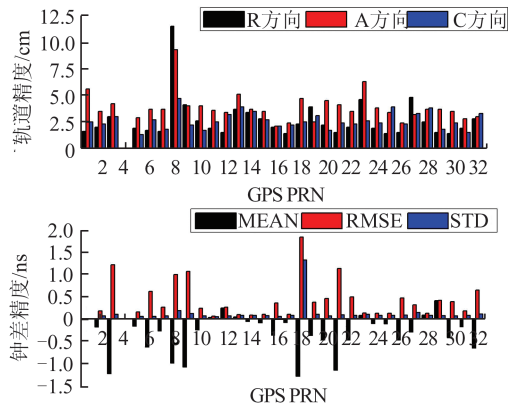


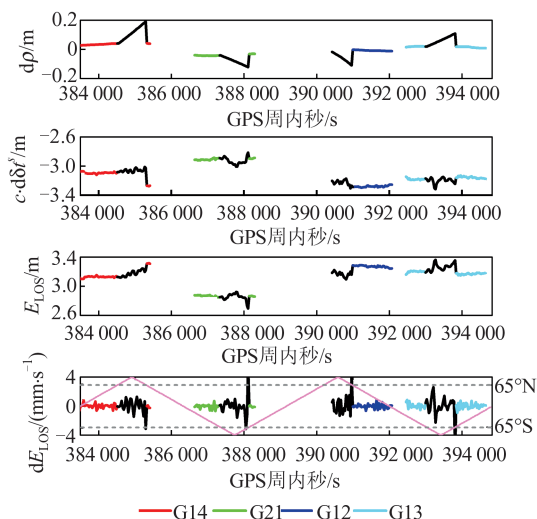
图2 各GPS卫星的轨道与钟差精度

Fig.2 Orbit and Clock Accuracies for Each GPS Satellite

2.2 E_{LOS} 变化特性及随机模型的构建

考虑到 GEO 覆盖盲区,本文假定低轨卫星星下点纬度大于 65° 的区域为极区范围,对于轨道高度约 500 km 的极轨卫星,通过极区所需时间大约为 13 min。在极区改正数接收中断时,直接使用最后可用时刻的改正数来外推得到。

以 IGS 精密星历和精密钟差 (30 s) 产品的计算结果代替式 (4) 的真实轨道与钟差,使用 GPS 广播星历和 CLK93 实时产品,计算 GRACE C 卫星观测的所有 GPS 卫星的 $d\rho$ 、 $c \cdot d\delta t^s$ 、 E_{LOS} 和 dE_{LOS} 。图 3 给出了 DOY 第 101 天连续 4 次过极区期间的与 E_{LOS} 相关参数的变化情况,每次选取 1 颗 GPS 卫星的连续跟踪弧段为例,其中各曲线黑色部分对应为极区弧段。

图3 与 E_{LOS} 相关参数的变化曲线Fig.3 Variation Curves of Parameters Related to E_{LOS}

由图 3 可知,在非极区弧段内, $d\rho$ 和 $c \cdot d\delta t^s$ 的曲线变化平缓且光滑,但是由变化率 dE_{LOS} 曲线可知, E_{LOS} 仍受到小量级的随机误差的影响。在

极区弧段内,因受到外推期间广播星历误差的影响, E_{LOS} 的波动明显大于非极区,其变化特性与广播星历相近。进入极区时, E_{LOS} 变化不明显,但在出极区时刻, E_{LOS} 出现显著的台阶变化,这是由于出极区后重新接收到了新的改正数, E_{LOS} 迅速减小。

针对 E_{LOS} 在极区和非极区的不同变化特性,本文采用分段随机游走过程对伪模糊度 A 进行建模:

$$A_{k+1} = A_k + \omega_k \quad (9)$$

当低轨卫星进入极区弧段时, A 不用重新初始化,由于直接使用最后可用时刻的改正数来外推当前时刻的改正数,相当于在广播星历上进行了常值改正,其变化特性与广播星历相近,所以过程噪声要设置为广播星历对应的数值(广播星历 E_{LOS} 变化特性与随机模型设置详见文献[4-5,12]);在极区弧段进入非极区弧段时,因为 E_{LOS} 出现显著的台阶变化,所以 A 要重新初始化,其过程噪声设置与实时改正数的精度有关。本文将 A 参数的过程噪声方差设置为 $(1 \text{ mm/s} \cdot dt)^2$,其中, dt 为滤波中前后历元的时间间隔。

3 实时精密定轨实验及精度分析

为了验证本文提出的实时精密定轨方法的有效性,根据使用 GPS 星历的不同,本文设计了 5 种实时精密定轨实验方案,方案 1:仅采用 GPS 广播星历;方案 2:采用 GPS 广播星历和 CLK93 实时产品,不考虑极区改正数接收中断情况,即全弧段使用 CLK93 实时产品,伪模糊度参数采用随机常量模型,过程噪声方差设为 0,认为改正数没有误差;方案 3:采用 GPS 广播星历和 CLK93 实时产品,考虑极区改正数接收中断情况,伪模糊度的随机模型采用本文提出的分段随机游走过程;方案 4:使用的数据与方案 2 相同,只是伪模糊度的随机模型选取不同,这里采用随机游走过程;方案 5:采用 IGS 精密轨道和精密钟差 (30 s) 产品。5 种方案定轨策略及设置均相同,如表 1 所示。

根据上述 5 种实验方案设置,利用自主研发的实时精密定轨软件 SATODS 对 2019 年 DOY 第 98~104 天共 7 d 的 GRACE C 卫星 GPS 双频实测数据模拟连续实时精密定轨数据处理,计算的轨道结果与 JPL 精密参考轨道求差,并统计位置与速度在 R、A、C 方向和三维 (3D) 的精度。

表1 实时精密定轨策略及设置

Strategies of Real-Time Precise Orbit Determination	
模型参数	相关设置
GPS 观测数据	GPS 双频伪距、载波相位无电离层组合
EOP 参数	IERS Bulletin A 预报
地球重力场模型	EGM2008 70×70
N 体引力	仅考虑日月, 近似公式计算日月位置
固体潮	简易固体潮模型
大气阻力	改进后的 Harris-Priester 模型 ^[14] , 固定表面积, 估计大气阻力系数
太阳光压	简单的球状模型, 固定表面积, 估计太阳光压系数
经验加速度	RAC 3 个方向的动力学模型补偿, 一阶高斯-马尔可夫随机模型
参数估计方法	扩展卡尔曼滤波
测量更新间隔/s	30

图4给出了5种实验方案每天的3D位置和速度精度统计。表2给出了5种实验方案连续7天实时定轨的位置与速度精度。除了方案1仅采用广播星历外,方案2~4都使用CLK93实时产品后,实时定轨精度从30.9 cm提高到优于10 cm,实现了厘米级实时定轨。其中,方案4全弧段使用CLK93实时产品且考虑伪模糊度随机模型与方案5采用IGS精密产品的实时定轨精度相当。

图5给出了DOY第101天方案2、3、5分别与

方案4的3D位置误差对比。由图5可以看出,全弧段都使用CLK93实时产品时,方案2的大部分弧段轨道误差要大于方案4,说明不同GPS卫星不同时间段的实时改正数精度并不均匀,对实时定轨精度的影响较大。方案4采用随机游走过程的伪模糊度模型,大幅减弱了实时改正数精度不均匀的影响,定轨精度接近于方案5。与方案4相比,方案3考虑了极区实时改正数接收中断情况,采用分段随机游走过程来描述伪模糊度参数,可以消除大部分极区弧段的改正数外推误差的影响,定轨精度可以达到7.04 cm,但部分弧段较差,甚至达到了20 cm。

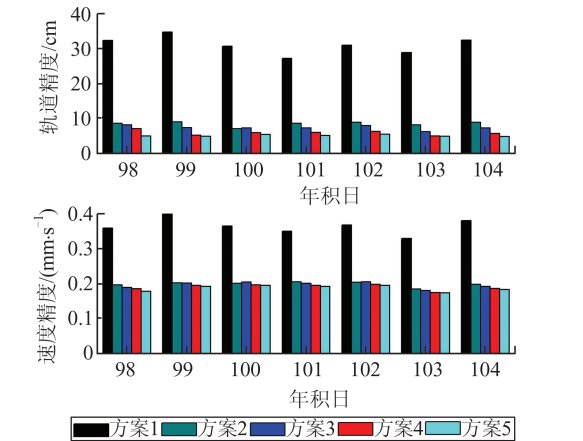


图4 5种方案的每天位置和速度精度统计
Fig.4 Daily Position and Velocity Accuracy Statistics of Five Schemes

表2 GRACE C 卫星的实时精密定轨结果统计

方案	位置精度/cm				速度精度/(mm·s ⁻¹)			
	R 方向	A 方向	C 方向	3D	R 方向	A 方向	C 方向	3D
1	10.3	26.5	12.3	30.9	0.298	0.133	0.161	0.363
2	4.74	5.32	4.00	8.18	0.144	0.097	0.099	0.201
3	3.74	4.85	3.45	7.04	0.139	0.096	0.103	0.197
4	3.12	3.68	2.72	5.55	0.134	0.094	0.099	0.191
5	2.85	2.85	2.54	4.78	0.131	0.093	0.099	0.188

图6给出了方案3与方案4部分精度较差弧段(对应图5中虚线框内所示范围)在RAC方向和3D位置误差对比。由图6可以看出,方案3在R、C方向受极区改正数外推的影响较小,而A方向受影响较大,位置误差曲线的波峰出现在LEO卫星出极区弧段,可能与部分极区弧段改正数的外推值不能准确消除广播星历的误差有关,极区弧段伪模糊度的随机模型切换到广播星历的随机模型参数设置,如果该弧段广播星历的误差不显著,定轨误差会得到较好保持,如果该弧段广播星历的误差较大,定轨误差将会出现逐渐增加的现

象,定轨精度将会退化到方案1的分米级。但是在出极区后,由于重新初始化了伪模糊度参数,随着新改正数的使用,伪模糊度参数将逐渐重新收敛,非极区弧段的定轨误差又达到了厘米级。

4 结 语

本文利用IGS播发的GPS卫星轨道与钟差改正数实时数据流,提出用分段随机游走过程来构建伪模糊度参数随机模型,减小星历综合误差对实时精密定轨精度的影响,从而实现厘米级星载GPS

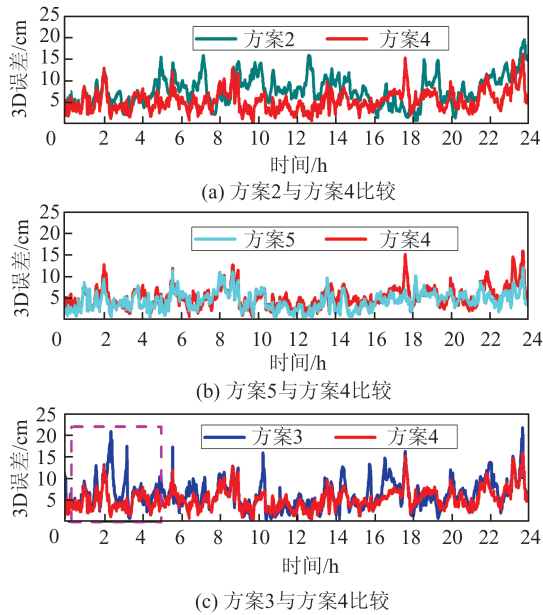


图 5 4 种方案的三维位置误差比较

Fig.5 3D Position Error Comparison of Schemes 2, 3, 4 and 5

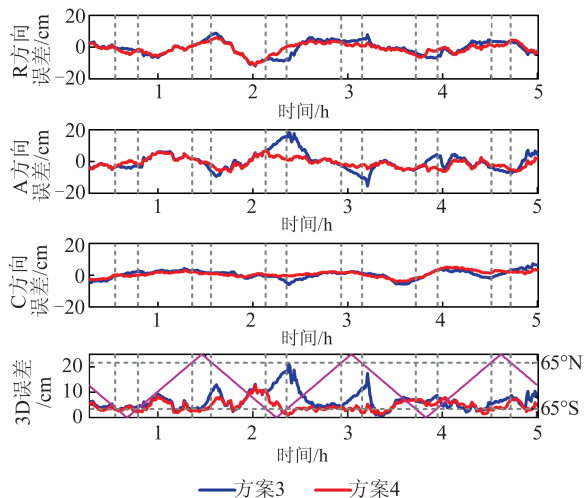


图 6 方案 3 和方案 4 定轨位置误差对比

Fig.6 Comparison of Orbit Errors for Schemes 3 and 4

实时定轨。基于 CLK93 实时产品,设计了多种实时定轨实验方案,对 GRACE C 卫星 GPS 双频实测数据模拟在轨实时精密定轨处理,得出以下结论:(1)不考虑实时改正数中断的情况下,基于伪模糊度随机模型的实时精密定轨算法,定轨精度优于 6 cm (3D RMSE),接近于 IGS 精密轨道与钟差产品的实时定轨精度;(2)针对极区弧段实时改正数中断情况下,基于本文提出的伪模糊度分段随机游走模型的实时精密定轨算法,定轨精度约为 7 cm (3D RMSE),大幅减小实时改正数外推误差对定轨精度的影响。

综上所述,本文提出基于 IGS-RTS 的厘米级

星载 GPS 实时定轨的数学模型及其处理策略具有可行性和有效性,较好地解决了极区实时改正数中断时外推误差对实时定轨精度的影响,对于部分极区弧段实时定轨精度较差的影响因素,还需要进一步的研究。

参 考 文 献

- [1] Li Xingxing, Ma Fujian, Li Xin, et al. LEO Constellation-Augmented Multi-GNSS for Rapid PPP Convergence [J]. *Journal of Geodesy*, 2019, 93 (5): 749-764
- [2] Li Bofeng, Ge Haibo, Ge Maorong, et al. LEO Enhanced Global Navigation Satellite System (LeGNSS) for Real-Time Precise Positioning Services [J]. *Advances in Space Research*, 2019, 63 (1): 73-93
- [3] Montenbruck O, Hauschild A, Andres Y, et al. Real-Time Orbit Determination for GNSS Radio Occultation Processing [J]. *GPS Solutions*, 2013, 17(2): 199-209
- [4] Wang Fuhong, Gong Xuewen, Liu Wanke. A Novel Decimeter-Level Real-Time Orbit Determination Algorithm Using Space-Borne GPS Measurements with Separation and Absorption of Broadcast Ephemeris Error [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2015, 40(9): 1 230-1 236 (王甫红, 龚学文, 刘万科. 顾及广播星历误差分离吸收的分米级星载 GPS 实时定轨新方法 [J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2015, 40(9): 1 230-1 236)
- [5] Wang Fuhong, Gong Xuewen, Sang Jizhang, et al. A Novel Method for Precise Onboard Real-Time Orbit Determination with a Standalone GPS Receiver [J]. *Sensors*, 2015, 15(12): 30 403-30 418
- [6] Ling Sanli, Wang Fuhong, Zhang Wanwei. Analysis on the Real-Time Orbit Determination for FY3C Satellite Using Space-Borne GPS/BDS [J]. *Journal of Geomatics*, 2021, 46(3): 17-20 (凌三力, 王甫红, 张万威. 风云三号 C 卫星星载 GPS/BDS 实时定轨分析 [J]. *测绘地理信息*, 2021, 46(3): 17-20)
- [7] Wermuth M, Hauschild A, Montenbruck O, et al. TerraSAR-X Precise Orbit Determination with Real-Time GPS Ephemerides [J]. *Advances in Space Research*, 2012, 50(5): 549-559
- [8] Sun Xiucong, Han Chao, Chen Pei. Precise Real-Time Navigation of LEO Satellites Using a Single-Frequency GPS Receiver and Ultra-Rapid Ephemerides [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017,

- 67: 228-236
- [9] Giordano P, Zoccarato P, Otten M, et al. P2OD: Real-Time Precise Onboard Orbit Determination for LEO Satellites [C]// The 30th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation, Portland, Oregon, America, 2017
- [10] Shi Yishuai. Research on Real-Time Kinematic Precise Orbit Determination of Low-Earth-Orbit Satellites [D]. Zhengzhou: Information Engineering University, 2018 (师一帅. 低轨卫星实时运动学精密定轨方法研究 [D]. 郑州: 信息工程大学, 2018)
- [11] Hauschild A, Tegedor J, Montenbruck O, et al. Precise Onboard Orbit Determination for LEO Satellites with Real-Time Orbit and Clock Corrections [C]// The 29th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Portland, Oregon, America, 2016
- [12] Wang Fuhong, Ling Sanli, Gong Xuewen, et al. Decimeter-Level Orbit Determination for FY3C Satellite Based on Space-Borne GPS/BDS Measurements [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2020, 45(1): 1-6 (王甫红, 凌三力, 龚学文, 等. 风云三号 C 卫星星载 GPS/BDS 分米级实时定轨模型研究 [J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2020, 45(1): 1-6)
- [13] Lou Yidong, Shi Chuang, Zhou Xiaoqing, et al. Realization and Analysis of GPS Precise Clock Products [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2009, 34(1): 88-91 (楼益栋, 施闯, 周小青, 等. GPS 精密卫星钟差估计与分析 [J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2009, 34(1): 88-91)
- [14] Montenbruck O, Gill E, Lutze F H. Satellite Orbits: Models, Methods, and Applications [J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2002, 55(2): B27

A Centimeter-Level Real-Time Orbit Determination Method Using Space-Borne GPS Measurements Considering IGS-RTS Data Receiving Interruption

ZHANG Wanwei¹ WANG Fuhong¹ GONG Xuewen¹ GUO Lei¹

¹ School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, Wuhan 430079, China

Abstract: Objectives: At present, low earth orbit (LEO) satellites with missions, such as LEO navigation enhancement, earth observation and scientific application, require higher accuracy and real-time performance of orbit parameters. Because of the limitations of GPS broadcast ephemeris errors, the accuracy of traditional real-time orbit determination using space-borne GPS measurements is still a long way to catch up with real-time centimeter-level orbit demand. The use of real-time orbit and clock corrections for precise positioning applications will be extended into orbit if they are available via a satellite link to geostationary orbit (GEO) satellites. However, the data link to GEO constellation may not be available over the polar regions. **Methods:** The centimeter-level real-time precise orbit determination (RTPOD) method using space-borne GPS measurements with international global navigation satellite system service real-time service (IGS-RTS) data receiving interruption in the polar regions is studied. Firstly, the characteristics of ephemeris comprehensive errors caused by real-time corrections and its short-time extrapolation are analyzed. Based on the analysis, a pseudo-ambiguity is modeled as a stochastic process with piecewise random walk and estimated in the mathematical model of RTPOD to reduce the ephemeris comprehensive error, and then the centimeter-level accuracy can be realized. Finally, using GPS broadcast ephemeris and IGS-RTS products (CLK93), the onboard RTPOD data processing for one week GPS measurements from the GRACE C satellite is simulated by the SATODS software. **Results:** The experimental results show that, considering the receiving interruption of real-time corrections in polar regions, the position and velocity accuracies are

(下转第 1685 页)

density profile with SAR-derived VTEC. **Results:** Application of the proposed method to ALOS-1 full-polarization SAR images with descending and ascending orbits over the region of Alaska shows that, for Experiment 1 with ascending orbit, SAR-derived VTEC is consistent with GPS-derived VTEC and the difference between them is about 3.1 TECU (total electron content unit). For Experiment 2 with descending orbit, the difference between SAR-derived VTEC and incoherent scattering radar (ISR) VTEC is only 0.2 TECU. When comparing with the electron density derived from ISR, the standard deviations has decreased by 33.57% for the proposed method, and the standard deviations has decreased by 47.98% at the attitude over 133 km. **Conclusions:** It can be concluded that it is capable to estimate high-spatial-resolution VTEC and 3D electron density from full-polarization SAR images. These products can help us better understand the characteristics of ionospheric variation in space.

Key words: synthetic aperture radar; Faraday rotation; international reference ionosphere; electron density

First author: CHEN Jingyuan, master, majors in modeling of three-dimensional electron density with SAR/InSAR. E-mail: 2018126022@chd.edu.cn

Corresponding author: ZHU Wu, PhD, professor. E-mail: zhuwu@chd.edu.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (42074040, 41941019); the National Key Research and Development Program of China (2019YFC1509802).

引文格式: CHEN Jingyuan, ZHU Wu, ZHANG Qin, et al. Estimation of Three-Dimensional Electron Density Distribution Using Polarimetric SAR and IRI Observations[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2021, 46(11): 1677-1685. DOI: 10.13203/j.whugis20210061(陈镜渊, 朱武, 张勤, 等. 联合全极化 SAR 和 IRI 估计三维电子密度分布[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2021, 46(11): 1677-1685. DOI: 10.13203/j.whugis20210061)

(上接第 1626 页)

7.04 cm and 0.20 mm/s, respectively. **Conclusions:** The proposed method is feasible and effective.

Key words: GPS real-time orbit determination; orbit and clock corrections; low earth orbit (LEO) satellite; International Global Navigation Satellite System Service real-time service (IGS-RTS)

First author: ZHANG Wanwei, PhD candidate, specializes in the theory and method of GNSS navigation and satellite orbit determination. E-mail: wwzhang@sgg.whu.edu.cn

Corresponding Author: WANG Fuhong, PhD, professor, E-mail: fhwang@sgg.whu.edu.cn

Foundation support: The National Natural Science Foundation of China (91638203, 62073044); the Open Research Fund of the Key Laboratory of Geospace Environment and Geodesy, Ministry of Education, Wuhan University(19-02-03).

引文格式: ZHANG Wanwei, WANG Fuhong, GONG Xuewen, et al. A Centimeter-Level Real-Time Orbit Determination Method Using Space-Borne GPS Measurements Considering IGS-RTS Data Receiving Interruption[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2021, 46(11): 1620-1627, 1685. DOI: 10.13203/j.whugis20200432(张万威, 王甫红, 龚学文, 等. 一种顾及 IGS-RTS 数据接收中断的厘米级星载 GPS 实时定轨方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2021, 46(11): 1620-1627, 1685. DOI: 10.13203/j.whugis20200432)