

联合低轨卫星和地面监测站数据确定导航卫星轨道

冯来平^{1,2,3} 阮仁桂^{2,3} 吴显兵^{2,3} 孙碧娇^{2,3}

1 信息工程大学地理空间信息学院,郑州市科学大道 62 号,450001
2 西安测绘研究所,西安市雁塔路中段 1 号,710054
3 地理信息工程国家重点实验室,西安市雁塔路中段 1 号,710054

摘 要: 探讨同时利用星载数据和地面监测站数据进行导航卫星联合定轨的方法。为验证该方法的有效性,利用 2011-03-16~31 中国境内 7 个 GPS 监测站的观测数据和 GRACE-A&B 星载数据进行定轨实验。结果表明,在 7 个国内监测站基础上,加入一颗低轨卫星(GRACE-B)星载 GPS 数据,GPS 可见弧段增加约 14%,卫星径向、切向和法向(R、T、N)定轨精度可分别提高约 35%、44%和 45%;若同时加入 GRACE-A 和 GRACE-B 星载数据,可见弧段增加约 18%,R、T、N 分量精度分别提高约 51%、60%和 62%。该方法为区域监测站布设条件下导航卫星定轨精度的提升提供了一种新思路。

关键词: 低轨卫星;星载数据;精密定轨;SPODS 软件;区域站

中图分类号: P228 **文献标识码:** A

导航卫星的轨道和钟差通过地面监测站观测数据解算得到,其精度决定了用户定位授时的精度。数量多、分布广的地面监测站可获得对卫星的更多观测,对于提高卫星轨道和钟差精度至关重要。而一些新兴的导航卫星系统,其地面监测站规模尚小,又不具备建设海外监测站的条件,难以实现对导航卫星的全弧段连续跟踪,难以实现高精度定轨,如采用国内监测站伪距数据进行 GPS 定轨,精度约为 10 m;采用载波相位定轨,精度约为 1 m。研究表明,即使采用载波相位定轨,由于星座几何构型的影响,北斗 MEO 卫星定轨精度低于 GPS 卫星 2、3 倍,GEO 精度更差^[1-2]。近年来,以 GPS、北斗为代表的导航卫星系统寄希望于通过建立导航卫星之间的测量链路实现全弧段跟踪,从而实现高精度定轨^[3-6]。事实上,凭借独有的连续三维定位能力,导航卫星系统已经成为低轨卫星的主要测轨手段。当前,基于星载 GPS 的低轨卫星定轨精度已达 1~2 cm^[6-8],众多对位置精度要求较高的低轨卫星上也已搭载了星载 GPS 接收机,如 TOPEX、CHAMP、Jason、GRACE、GOCE 等。这些星载接收机可获得高精度的伪距和载波观测数据,如果将这些低轨卫星视为运动的监测站,便可将星载数据与地面监测站数据共同用于确定导航卫星的精密轨道。对

于地面观测站,低仰角卫星观测量易受多路径等因素的影响,为保证观测数据的质量,通常需要设置 0°~15°测站高度角;而低轨卫星周围不存在遮挡,且其轨道高于对流层,对于低高度角、甚至负高度角的 GNSS 卫星观测量,其所受的影响比地面站小;再者,作为“运动监测站”的低轨卫星在空间观测几何上对 GNSS 具有增强作用^[9],使低轨卫星和 GNSS 卫星定轨精度都得到改善。Zhu^[10]提出将低轨卫星(GRACE 和 CHAMP)星载 GPS 数据和地面监测站数据“一体化”处理,同时确定低轨卫星和 GPS 卫星轨道、地心坐标和地球引力场系数的方法,可明显提高两类卫星的轨道精度和地球动力学参数精度。耿江辉^[11]利用星载数据和地面监测站数据进行 GPS 卫星定轨实验,亦得出类似的结论。这些研究成果清晰地表明,利用星载数据可以增强导航卫星轨道确定的精度。以上研究都是基于全球布站的情况展开讨论和实验分析的,本文以中国在建的北斗全球导航卫星系统为研究背景,探讨在区域监测站布设情况下,利用低轨卫星星载数据增强导航卫星定轨的可行性。讨论了联合定轨方法和力学模型,并分析了在中国区域 7 个 GPS 监测站基础上加入 GRACE 卫星星载数据后对 GPS 卫星跟踪弧段和定轨精度的改进情况。

1 数学模型

地面监测站数据和星载数据联合处理观测模型可以简单表示如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{L}_{\text{sta}} &= \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}_{\text{gps}}, \boldsymbol{x}_{\text{sta}}, \boldsymbol{x}_o, t) + \boldsymbol{v}_{\text{sta}}, \boldsymbol{v}_{\text{sta}} \in (0, \boldsymbol{P}_{\text{sta}}^{-1}) \\ \boldsymbol{L}_{\text{leo}} &= \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}_{\text{gps}}, \boldsymbol{x}_{\text{leo}}, \boldsymbol{x}_o, t + \boldsymbol{v}_{\text{leo}}, \boldsymbol{v}_{\text{leo}} \in (0, \boldsymbol{P}_{\text{leo}}^{-1}) \end{aligned} \tag{1}$$

其中, $\boldsymbol{L}_{\text{sta}}$ 、 $\boldsymbol{L}_{\text{leo}}$ 分别表示地面监测站接收机和星载接收机获得的 GPS 观测数据, $\boldsymbol{v}_{\text{sta}}$ 、 $\boldsymbol{v}_{\text{leo}}$ 分别为相应的测量误差, $\boldsymbol{P}_{\text{sta}}$ 、 $\boldsymbol{P}_{\text{leo}}$ 为对应的权矩阵; t 为时间参数; $\boldsymbol{x}_{\text{gps}}$ 、 $\boldsymbol{x}_{\text{leo}}$ 分别为 GPS 轨道参数和低轨卫星轨道参数; $\boldsymbol{x}_{\text{sta}}$ 为测站有关的参数, 如站坐标、对流层延迟参数等; \boldsymbol{x}_o 为观测量相关的参数, 如载波相位模糊度、钟差参数等。

对上述观测方程进行线性化并写成如下矩阵形式:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \boldsymbol{L}_{\text{sta}} \\ \boldsymbol{L}_{\text{leo}} \end{bmatrix}}_l = \underbrace{\begin{bmatrix} \frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial \boldsymbol{x}_{\text{gps}}} & 0 & \frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial \boldsymbol{x}_{\text{sta}}} & \frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial \boldsymbol{x}_o} \\ \frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial \boldsymbol{x}_{\text{gps}}} & \frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial \boldsymbol{x}_{\text{leo}}} & 0 & \frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial \boldsymbol{x}_o} \end{bmatrix}}_A \underbrace{\begin{bmatrix} \delta \boldsymbol{x}_{\text{gps}} \\ \delta \boldsymbol{x}_{\text{leo}} \\ \delta \boldsymbol{x}_{\text{sta}} \\ \delta \boldsymbol{x}_o \end{bmatrix}}_{\delta \boldsymbol{x}} + \underbrace{\begin{bmatrix} \boldsymbol{v}_{\text{sta}} \\ \boldsymbol{v}_{\text{leo}} \end{bmatrix}}_v \tag{2}$$

其中,

$$\begin{aligned} \boldsymbol{L}_{\text{sta}} &= \boldsymbol{L}_{\text{sta}} - \boldsymbol{G}(\boldsymbol{x}_{\text{gps}}^0, \boldsymbol{x}_{\text{sta}}^0, \boldsymbol{x}_o^0, t) \\ \boldsymbol{L}_{\text{leo}} &= \boldsymbol{L}_{\text{leo}} - \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}_{\text{gps}}^0, \boldsymbol{x}_{\text{leo}}^0, \boldsymbol{x}_o^0, t) \end{aligned}$$

式中, $(\cdot)^0$ 表示参数初值, $\delta(\cdot)$ 表示参数的改正数, 则对应的最小二乘解可以表示为:

$$\begin{aligned} \hat{\delta \boldsymbol{x}} &= (\boldsymbol{A}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{A})^{-1} \boldsymbol{A}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{l} \\ \hat{\boldsymbol{Q}}_x &= (\boldsymbol{A}^T \boldsymbol{P} \boldsymbol{A})^{-1} = (\boldsymbol{A}_{\text{sta}}^T \boldsymbol{P}_{\text{sta}} \boldsymbol{A}_{\text{sta}} + \boldsymbol{A}_{\text{leo}}^T \boldsymbol{P}_{\text{leo}} \boldsymbol{A}_{\text{leo}})^{-1} \end{aligned} \tag{3}$$

式中, $\boldsymbol{P} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{P}_{\text{sta}} \\ \boldsymbol{P}_{\text{leo}} \end{bmatrix}$, $\boldsymbol{A}_{\text{sta}}$ 、 $\boldsymbol{A}_{\text{leo}}$ 分别为 \boldsymbol{A} 阵的第 1、2 行; $\hat{\boldsymbol{Q}}_x$ 为协方差阵, 其对角线元素与对应参数的精度相关, 通常元素值越大, 表示对应参数的精度越低。

在定轨任务中, 测站坐标通常精确已知, 可以作为已知量。而低轨卫星围绕地球高速运动, 轨道是未知的, 且其受力复杂, 尤其是太阳光压和大气阻力难以模型化。因此, 相比传统的导航卫星精密定轨, 利用星载数据进行导航卫星轨道确定的关键是如何高精度地描述低轨卫星轨道。

2 定轨方法

星载 GPS 的应用不仅大幅度提高了低轨卫星

的轨道确定精度, 也推动了低轨卫星定轨技术的发展。目前, 低轨卫星主要的定轨方法有动力学法、运动学法和约化动力学法。过去 20 多年中, 在国外重力卫星和测高卫星 (如 CHAMP、GRACE、GOCE、TOPEX、Jason-1/2 等) 的轨道确定中, 为了避免轨道动力学模型误差 (尤其是地球引力场模型误差) 的影响, 主要采用约化动力学法和几何法进行卫星轨道的确定^[7-8, 12-18], 这些卫星的重要科学成果之一, 就是极大地改进了地球引力场模型的精度, 使得低轨卫星的动力学模型精度大幅度提高。目前, 利用最新的地球引力场模型进行低轨卫星动力学定轨, 精度可以达到 5 cm 以内^[7]。动力学法是直接恢复卫星相关参数 (如轨道参数、地球重力场参数、地球质心位置等) 的有效方法。此外, 动力学法可以利用任何等间隔或非等间隔采样的数据, 同时获得卫星的位置和速度。本文的目的是利用低轨卫星星载 GPS 数据增强 GPS 卫星的精密定轨, 应该避免采用运动学法和约化动力学法, 因为二者的未知参数数量较多; 另外, 通过当前先进的轨道动力学模型约束低轨卫星轨道, 可以使得低轨卫星轨道获得更多的信息, 而这些信息也会增强 GPS 卫星的结构^[9]。因此, 本文采用动力学定轨方法描述低轨卫星轨道。

为保证轨道动力学模型的准确性, 考虑的力模型应包括地球引力场、日、月及行星引力、太阳光压摄动力、后牛顿效应等。GPS 卫星和低轨卫星的力模型分别如表 1 所示。

表 1 GPS 卫星和低轨卫星力模型

Tab. 1 Force model of GPS and LEO		
力模型	GPS	LEO
地球引力场	EGM2008 12×12 阶	EGM2008 120×120 阶
潮汐引力位	固体潮、极潮、海潮	固体潮、极潮、海潮
第三体引力	日、月及行星	日、月及行星
后牛顿效应	IERS2003 ^[19]	IERS2003
太阳光压	ECOM 模型	球模型
大气阻力	不考虑	基于 Harri_Pairs 大气密度模型 ^[18]

值得说明的是, 表 1 中太阳光压和大气阻力模型具有很大的不确定性, 它们的模型系数要与轨道初始状态参数一起作为未知参数求解。对于 GPS 卫星, 求解 5 个参数 (D_0 、 Y_0 、 B_0 、 B_c 和 B_s) 可以获得理想的轨道解^[20]。对于低轨卫星, 太阳光压反射系数和大气阻力系数每 6 h 估计一个常数。此外, 每个轨道周期估计一组径向、迹向和法向的周期性经验力参数^[21]。

我们在 SPODS (satellite positioning and orbit determination system) 软件基础上进行了功能扩展^[22], 增加了联合利用星载 GNSS 数据和地

面监测站数据进行导航卫星定轨的功能,以下实验基于该软件完成。

3 实验及分析

3.1 实验数据

为评估联合低轨卫星星载数据和区域监测站数据进行 GPS 卫星定轨的效能,收集 GRACE-A 和 GRACE-B 两颗卫星的星载数据,联合中国境内 7 个 GPS 跟踪站 (BJFS、KUNM、LAHZ、SHAO、URUM、CHAN 和 XIAN) 的观测数据进行分析 and 实验。GRACE 是美国 NASA 和德国 DLR 共同提出的以地球引力场反演和探测大气、电离层环境实验为目的的卫星项目,GRACE 采用低低卫星跟踪技术,由两颗在同一轨道相距 220 ± 50 km、前后运行的卫星构成,轨道倾角 89° ,高度 $485 \sim 500$ km,约 90 min 绕地球一圈^[23]。两颗卫星均搭载有星载 GPS 接收机,用于精确确定其位置。观测时段为 2011-03-16~31。

为了便于比较和说明问题,计算分析中设置了以下 3 个实验方案:方案 1,采用国内 7 个 GPS 跟踪站观测数据;方案 2,采用国内 7 个 GPS 跟踪站观测数据和 GRACE-B 卫星星载 GPS 观测数据;方案 3,采用国内 7 个 GPS 跟踪站观测数据和 GRACE-A、GRACE-B 卫星星载 GPS 观测数。

针对以上 3 种方案分别进行定轨处理,定轨数据采用 3 d 弧段,数据采样间隔为 30 s。实验假设星载数据和地面监测站数据测量精度相当,依据我们的经验,消电离层组合伪距和相位的精度分别设为 2 m 和 2 cm,依此进行赋权。如前所述,为降低多路径影响,地面站截止高度角取 10° ;低轨卫星周围不存在遮挡物,截止高度角取 5° 。待估参数除卫星轨道参数外,还包括非差消电离层组合模糊度参数以及测站对流层天顶延迟,其中模糊度参数采用浮点解。GPS 卫星的初始轨道参数通过广播星历计算得到;对于 GRACE 卫星,首先利用广播星历和伪距观测数据进行运动学定轨,然后通过动力学平滑获得轨道初始状态矢量和动力学模型参数初值。为了分析低轨卫星星载数据的作用,首先分析不同方案 GPS 定轨几何结构的变化,然后以 IGS 精密轨道作为参考轨道分析不同方案的定轨外符合精度。

3.2 定轨几何结构分析

低轨卫星的加入必然带来定轨几何结构的增强。首先表现在可见弧段的增加,在此定义可见弧段为至少被一个监测站观测到的时段。图 1 统计了算例中不同方案中 GPS 各颗卫星的可见弧

段。可以看出,方案 1 中,各卫星的可见弧段为 $30.2\% \sim 41.8\%$,平均约为 36.8% 。方案 2 中,除 30 号卫星外,各 GPS 卫星的可见弧段比例略有提高,为 $35.2\% \sim 57.3\%$,平均约为 50.8% ,比方案 1 增加了约 14.0% ,相对提高约 38.0% 。由于 GRACE-B 卫星没有观测到 30 号卫星,所以该星的可见弧段没有变化。方案 3 中,各颗卫星的有效弧段都得到显著增加,为 $47.3\% \sim 60.5\%$,平均约为 54.6% ,比方案 1 增加 17.8% ,相对提高约 48.4% ,比方案 2 增加了 3.8% 。

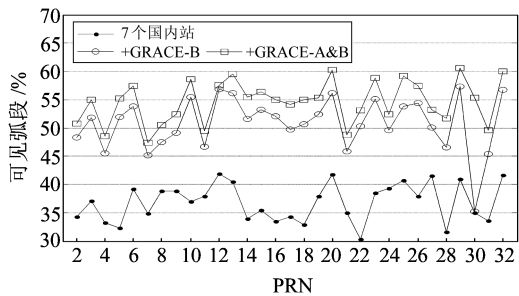


图 1 3 种方案 GPS 卫星可视弧段比较
Fig. 1 Comparison among the visibility of GPS satellites from three solutions

由式(3)可知,最小二乘解得到的协方差阵 \hat{Q}_x 与采用的先验权 P 有关。当权矩阵 P 确定时, \hat{Q}_x 由设计矩阵 A 决定,即由观测值的类型、数量和几何分布决定,实质反映了定轨的几何结构。设 $\delta_x^0, \delta_y^0, \delta_z^0$ 分别为卫星初始轨道坐标 (x, y, z) 的协方差阵的对角线元素,则三维位置精度(标准差)可表示为 $\sigma_{\text{pos}} = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2}$ 。不同方案下各颗卫星多天平均的初始轨道三维位置精度的改进情况如图 2 所示。可以看出,在加入 GRACE-B 后初始轨道三维位置精度提高了 $11.1\% \sim 79.8\%$,平均提高了约 40.7% ;同时加入 GRACE-A、GRACE-B 后,提高了 $24.0\% \sim 84.2\%$,平均提高了 55.4% ,这与可见弧段增加的幅度相当。

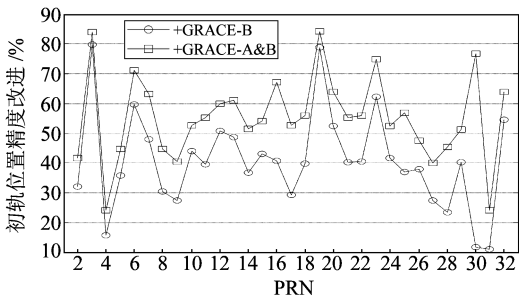


图 2 方案 2 和方案 3 相对于方案 1 各卫星初始三维位置精度的改进
Fig. 2 Improvement of the satellites initial position precision by solution 2 & 3 compared with solution 1

3.3 定轨精度分析

图 3 给出了 3 种方案定轨结果与 IGS 最终轨

道在 R 、 T 、 N 方向以 d 为单位统计的 RMS。可以看出,方案 1 中,轨道径向(R)方向的 RMS 为 0.2 m 左右,切向(T)和法向(N)均约 0.6 m;方案 2 中, R 、 T 、 N 方向的 RMS 均得到显著降低, R 方向的 RMS 约为 0.1 m, T 和 N 方向的 RMS 基本小于 0.4 m。表 2(单位 m)统计了 16 d 的平均轨道 R 、 T 、 N 方向和 3 维位置的 RMS。方案 1、方案 2 和方案 3 的轨道三维位置精度分别为 0.952 m、0.521 m 和 0.361 m,其中方案 3 的轨道径向精度可达 0.1 m。相比于方案 1,方案 2 和方案 3 的改进幅度分别为约 45% 和 62%。

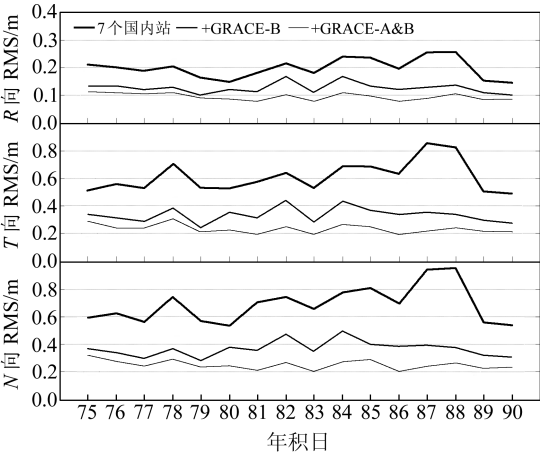


图 3 3 种方案定轨结果与 IGS 轨道在 R 、 T 、 N 方向的 RMS

Fig. 3 Daily RMS in RTN of different solutions compared with IGS final orbits

表 2 定轨误差平均 RMS
Tab. 2 RMS average of orbit error

轨道分量	国内 7 个站	+GRACE-B	+GRACE-A&B
R	0.198	0.127	0.096
T	0.610	0.336	0.234
N	0.686	0.368	0.251
3D	0.952	0.521	0.361

图 4 给出了方案 2、3 相对于方案 1 轨道精度的改进情况。可以看出,方案 2 中 R 方向 RMS 的改进幅度在 17%~49% 之间, T 方向在 32%~58% 之间, N 方向在 30%~60% 之间, R 、 T 、 N 方向的平均改进幅度分别约为 35%、44% 和 45%。方案 3 的轨道精度进一步提高, R 方向的改进幅度为 42%~65%, T 方向为 43%~75%, N 方向为 46%~73%, R 、 T 、 N 方向的平均改进幅度分别约为 51%、60% 和 62%。这说明,星载数据带来轨道 T 方向和 N 方向的改进更加明显,虽 GRACE 双星相距仅 200 多 km,但却带来了轨道精度的显著改善。

图 5 是按卫星号统计的轨道精度改进情况。加入一颗 LEO 卫星后,除 30 号卫星外,轨道 R

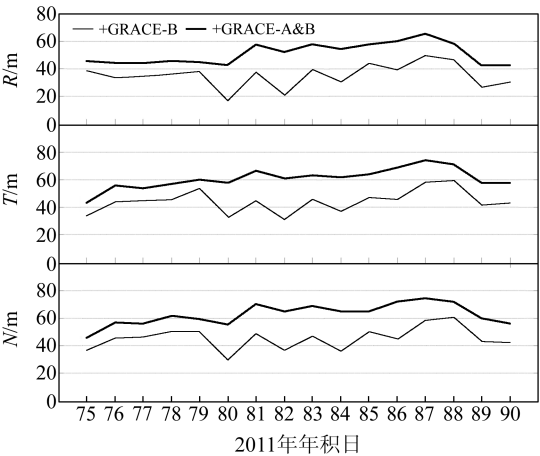


图 4 方案 3 和方案 2 相对于方案 1 的轨道精度改进程度
Fig. 4 Improvements of orbit accuracy by solution 2 & 3 compared with solution 1

方向的改进幅度约为 11%~63%, T 方向的改进幅度约为 25%~64%, N 方向的改进幅度约为 25%~65%。值得注意的是,PRN 30 号卫星虽然没有直接被 GRACE-B 卫星观测到,但是由于在定轨解算过程中各卫星轨道之间的相关性,其轨道 R 、 T 、 N 方向也得到不同程度的改进,分别提高了 7%、9% 和 13%。当同时加入 GRACE-A&B 卫星时,各 GPS 卫星轨道 R 方向的改进幅度为 15%~76%, T 方向改进幅度为 31%~78%, N 方向改进幅度为 37%~80%。

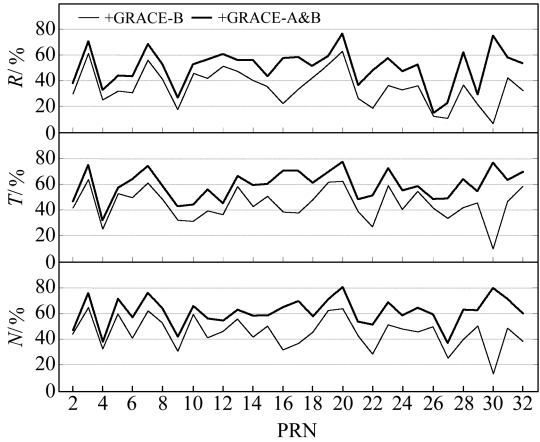


图 5 按卫星统计的轨道精度改进
Fig. 5 Improvements of orbit accuracy respective to satellites

4 结 语

通过加入低轨卫星星载数据,实现联合星载数据和地面监测站数据的导航卫星定轨,可有效提高区域监测站条件下导航卫星精密定轨的精度。本文分析表明,通过加入低轨卫星星载 GPS 数据,可有效提高导航卫星的可见弧段,增强定轨的几何结构。定轨实验表明,在 7 个国内监测站

基础上,加入 GRACE-B 卫星星载 GPS 数据,使得 GPS 卫星可见弧段增加约 14%, R 、 T 、 N 方向的定轨精度分别提高约 35%、44% 和 45%;当同时加入 GRACE-A、GRACE-B 卫星数据时,可见弧段增加约 18%, R 、 T 、 N 分量的精度分别提高约 51%、60% 和 62%。这也说明,类似于 GRACE 这样的卫星编队,相比于单颗的低轨卫星,其在这两个方面的贡献更加显著。可以设想,借助于一定数量、轨道分布合理的低轨卫星,并结合国内区域跟踪站,完全有可能实现对导航卫星的有效跟踪和高精度定轨。

参考文献

[1] 周善石,胡小工,吴斌,等. 区域监测网精密定轨与轨道预报精度分析[J]. 中国科学:物理学力学天文学,2010,40(6): 800-808(Zhou Shanshi, Hu Xiaogong,Hu Bin, et al, Analysis of Orbit Determination and Prediction Accuracy for a Regional Tracking Network[J]. Scientia Sinica:Phys, Mech & Astron, 2010,40(6): 800-808)

[2] 宋小勇. COMPASS 导航卫星定轨研究[D]. 西安:长安大学,2009(Song Xiaoyong. Study on the Orbit Determination of COMPASS Navigation Satellites[D]. Xi'an:Chang'an University,2009)

[3] Amarillo F F. Inter Satellite Ranging and Inter-Satellite Communication Links for Enhancing GNSS Satellite Broadcast Navigation Data[J]. Advances in Space Research, 2011,47(5):786-801

[4] Ananda M P, Bernstein H. Global Positioning System Autonomous Navigation[C]. IEEE Position, Location and Navigation Symposium ,Las Vegas, Nevada, 1990

[5] 林益明,何善宝,郑晋军,等. 全球导航星座星间链路技术发展建议[J]. 航天器工程,2010,19(6): 1-7(Lin Yiming, He Shanbao, Zheng Jinjun, et al. Development Recommendation of Inter-Satellites Links in GNSS[J]. Spacecraft Engineering. 2010,19(6): 1-7)

[6] 秦显平. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论及方法研究[D]. 郑州: 信息工程大学, 2009(Qin Xianping. Space-Borne GPS Low Earth Orbit Research Theory and Method of Satellite Orbit[D]. Zhengzhou: Information Engineering University,2009)

[7] 徐天河,江南,孙张振. 基于 GOCE 卫星几何轨道的动力学平滑研究[J]. 测绘科学与工程, 2013,33(1): 16-20(Xu Tianhe, Jiang Nan, Sun Zhangzhen. Studies Dynamics Smoothing for GOCE Satellite Kinematic Orbit[J]. Geomatics Science and Engineering, 2013,33(1): 16-20)

[8] Svehla D, Rothacher M. Kinematic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[J]. Advances in Geosciences, 2003(1): 47-56

[9] Rothacher M. Precise Orbit Determination for Low Earth Orbiters[R]. Colloquium on Atmospheric Remote Sensing Using the Global Positioning System,2004.

[10] Zhu S, Reigber C, Konig R. Integrated Adjustment of CHAMP, GRACE, and GPS Data[J]. Journal of Geodesy, 2004,(78): 103-108

[11] 耿江辉,施闯,赵齐乐,等. 联合地面和星载数据精密确定 GPS 卫星轨道[J]. 武汉大学学报:信息科学版, 2007,32(10): 906-909(Geng Jianghui, Shi Chuang, Zhao Qile, et al. GPS Precision Orbit Determination from Combined Ground and Space-Borne Data[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2007,32(10): 906-909)

[12] 赵齐乐. GPS 导航星座及低轨卫星的精密定轨理论和软件研究[D]. 武汉: 武汉大学,2003(Zhao Qile. Research on Precision Orbit Determination Theory and Software of both GPS Navigation Constellation and LEO Satellites[D]. Wuhan: Wuhan University ,2003)

[13] Bock H, Jaggi A, Svehla D, et al. Precise Orbit Determination for the GOCE Satellite Using GPS[J]. Advances in Space Research, 2007,39(10): 1 638-1 647

[14] Schutz B E, Tapley B D, Abusali P A M, et al. Dynamic Orbit Determination Using GPS Measurements from TOPEX/POSEIDON[J]. Geophysical Research Letters, 1994,21(19): 2 179-2 182

[15] Svehla D, Rothacher M. Kinematic Positioning of LEO and GPS Satellites and IGS Stations on the Ground[J]. Advances in Space Research, 2005,36(3): 376-381

[16] Wu S C, Yunk T P, Thornton C L. Reduced-Dynamic Technique for Precise Orbit Determination of Low Earth Satellites[J]. Journal of Guidance, 1990,14(1): 24-24

[17] Yunk T P, Bertiger W I, Wu S C, et al. First Assessment of GPS-Based Reduced Dynamic Orbit Determination on TOPEX/Poseidon [J]. Geophysical Research Letters, 1994,21(7): 541-544

[18] 李建成,张守建,邹贤才,等. GRACE 卫星非差运动学厘米级定轨[J]. 科学通报, 2009, 54(16): 2 355-2 362(Li Jiancheng, Zhang Shoujian, Zou Xiancai, et al. Precise Orbit Determination for GRACE with Zero-Difference Kinematic Method[J]. Chinese Sci Bull, 2009,54(16): 2 355-2 362)

[19] McCarthy D D, Petit G. IERS Conventions (2003)[R]. Verlag des Bundesamtes fur Kartographie und Geodasie, Frankfurt am Main 2004, 2004

[20] Springer T A. Modeling and Validating Orbits and Clocks Using the Global Positioning System[D]. Berne, Switzerland: Astronomical Institute, University of Berne, 1999

[21] Bock H. Efficient Methods for Determining Precise Orbits for Low Earth Orbiters Using the Global Positioning System (GPS)[D]. Bern: University of Bern, 2003

[22] 魏子卿,阮仁桂,贾小林,等. 卫星定位定轨系统 SPODS: 理论与测试[J]. 测绘学报, 2014,43 (1):1-4 (Wei Ziqing, Ruan Rengui, Jia Xiaolin, et al. Satellite Positioning and Orbit Determination System SPODS: Theory and Test[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2014,43(1): 1-4)

[23] 陈俊平. 低轨卫星精密定轨研究[D]. 上海: 同济大学, 2007 (Chen Junping. Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[D]. Shanghai: Tongji University, 2007)

Precise Orbit Determination of Navigation Satellite Using Joint
Data from Regional Tracking Station and LEO

FENG Laiping^{1,2,3} RUAN Rengui^{2,3} WU Xianbing^{2,3} SUN Bijiao^{2,3}

- 1 Institute of Surveying and Mapping, Information Engineering University, 62 Kexue Road,Zhengzhou 450001, China
- 2 Xi'an Research Institute of Surveying and Mapping, 1 Mid-Yanta Road,Xi'an 710054, China
- 3 State Key Laboratory of Geo-Information Engineering, 1 Mid-Yanta Road,Xi'an 710054, China

Abstract: We discuss the method of orbit determination combining the on-board data of LEO with the observation data of regional monitor stations. In order to validate this proposed approach and its performance, the observation data of 7 GPS stations in China and on-board data of GRACE-A&B during March 16-31, 2011 are collected and orbit determination experiments were carried out. The results show that, compared with the result of 7 stations, the visibility of GPS satellites is increased by about 14%. Meanwhile, the precision of GPS orbits expressed in R, T, N components are improved by about 35%, 44% and 45% respectively when introducing only GRACE-B; improvements in R, T, N components of 51%, 60% and 62% are achieved when both GRACE-A and GRACE-B are introduced and the visibility of GPS satellites is increased by 18% in this case. The proposed approach provides a new means to improve the orbit determination accuracy of navigation satellites under the restriction of regional monitoring stations.

Key words: LEO;on-board data; precise orbit determination;SPODS;regional stations

Foundation support: National Natural Science Foundation of China, No. 41104019; Open Fund of State Key Laboratory of Geodesy and Earth's Dynamics, No. SKLGED2014-3-4-E.

About the first author:FENG Laiping, PhD candidate, senior engineer,majors in GNSS orbit determination and positioning technology, E-mail:fenglaiping@163. com.

(上接第 850 页)

[7] Zhang C D , Lu Z L, Wu X P. Truncation Error Formulae for the Disturbing Gravity Vector[J]. Journal of Geodesy, 1998, 72: 119-123

[8] 陆仲连. 地球重力场的理论与方法[M]. 北京:解放军出版社,1996(Lu Zhonglian. Theory and Method of the Earth's Gravity Field[M]. Beijing: PLA Publishing House, 1996)

Effect of Error of Gravity Data on Geoid Determination

LI Shanshan¹ QU Zhenghao¹

- 1 Institute of Surveying and Mapping, Information Engineering University, 62 Kexue Road, Zhengzhou 450001, China

Abstract: Determining accurate regional geoid with Stokes theory can be affected by gravity data errors, such as resolution of gravity, precision of mean gravity and integral radius. In order to solve this problem, the magnitude of truncation errors of geoids in different terrain areas, which are caused by gravity resolution and integral radius, are given based on the analysis of characteristics of the gravity frequency spectrum. Also, the effect of error of mean gravity anomalies on geoid construction is calculated. Therefore, the results put forward in this paper contain great theoretical value for centimeter geoid calculation in different terrain areas.

Key words: truncation error; geoid; mean gravity anomaly; representation error; integral radius

Foundation support:National Natural Science Foundation of China, No. 41274029; National High Technology Research and Development Program, No. 2013AA122502.

About the first author:LI Shanshan, PhD, professor, PhD supervisor, majors in physical geodesy, E-mail: zzy_lily@sina. com.