

不同姿态控制模式下的北斗卫星定轨策略研究

李晓杰^{1,2,3} 郭睿¹ 吴杉¹ 常志巧¹ 刘帅¹ 陈建兵⁴

1 北京卫星导航中心,北京,100094
2 上海市定位与导航重点实验室,上海,200030
3 中国科学院测量与地球动力学国家重点实验室,湖北 武汉,430077
4 北京神州天鸿科技有限公司,北京,100088

摘要:北斗卫星的姿态控制分为动态偏置、零偏置和连续动偏 3 种,不同类型卫星、不同姿态控制模式、不同时段下定轨精度不一致,影响了北斗系统的连续性。详细研究了北斗不同类型卫星在不同姿态控制模式下的最优定轨策略,并基于实测数据进行试验,结果表明,BeiDou-2 IGSO(inclined geosynchronous orbit)/MEO (medium earth orbit)卫星采用基于星地钟差约束下多星定轨方法和 ECOM(extended CODE model)5 参数模型相结合的方法定轨精度最优,零偏期间,用户等效距离误差值为 2.08 m,全球激光评估轨道视向精度约为 1 m;BeiDou-3 IGSO/MEO 卫星采用常规多星定轨和 ECOM 5 参数模型相结合的方法定轨精度最优;连续动偏期间,用户等效距离误差值为 1.22 m,全球激光评估轨道视向精度为 0.23 m,与动偏期间精度一致;GEO(geostationary earth orbit)卫星在春秋分附近时段采用基于星地钟差约束下多星定轨方法和 ECOM 9 参数模型相结合的方法定轨精度最优,用户等效距离误差值为 0.72 m。

关键词:北斗卫星;姿态控制模式;光压;多星定轨;用户等效距离误差;全球激光数据
中图分类号:P228 **文献标志码:**A

北斗卫星导航系统采用地球同步轨道(geo-stationary orbit, GEO)/倾斜同步轨道(inclined geosynchronous orbit, IGSO)/中圆地球轨道(medium earth orbit, MEO)卫星的混合星座,不同类型卫星设计的姿态控制模式不同。在太阳高度角较大时,国内外导航卫星的控制方式均为动偏^[1],不同的是,在太阳高度角较小时,偏航角变化速率变大,当太阳、卫星、地球共线(卫星位于轨道正午和子夜点)时速率最大,通常采用零偏置方式和连续动态偏航方式(简称连续动偏)近似名义姿态处理。

不同类型的北斗卫星在不同时段定轨精度表现不一,区域均匀布站条件下的 7 个北斗监测站实测数据处理结果表明,IGSO/MEO 卫星在动偏控制模式下和 GEO 卫星在非春秋分附近时段定轨精度稳定,激光检验的轨道视向精度优于 1 m,用户等效距离误差优于 1.5 m^[2-3]。然而地面控制系统长期监测发现,每年春分及秋分前后 10 d, GEO 卫星定轨精度出现近 10 m 的下降^[4]。IGSO/MEO 卫星每年均会出现两个时间段零偏置

控制模式,定轨精度明显下降,用户等效距离误差(user equivalent range errors, UERE)衰减几十米甚至上百米不等。这些现象引起了国内外学者对北斗系统姿态控制模式和春秋分时段定轨的广泛关注,上海天文台、武汉大学、西安测绘研究所等均有针对零偏期间定轨的研究成果^[5-8]。郭靖^[9]基于 PANDA 软件提出在 ECOM(extended CODE model)中引入切向常量加速度参数的建模方法;季国锋等^[10]在 5 参数 ECOM 光压模型的基础上在切向和法向上附加常量经验力参数,毛悦等^[6]提出了利用分段线性模型描述太阳光压的定轨策略,有效改善了零偏期间北斗 IGSO/MEO 卫星定轨精度,可将定轨弧段用户距离误差(user range errors, URE)精度提升 75%。

1 导航卫星姿态控制模式及定轨精度

BeiDou-2 IGSO/MEO 卫星的姿态控制模式分为动态偏置和零偏置,BeiDou-3 中将零偏置改为连续动偏, GEO 卫星姿态控制模式为零偏

置^[11]。动态偏置指通过动态调整卫星偏航姿态,满足帆板跟踪太阳的精度要求,达到整星供电需求。零偏置指偏航角始终为 0°,即 Y 轴垂直于轨道面^[4]。连续动偏指卫星在子夜或正午附近,采用提前开始机动、延迟结束机动的方法降低偏航机动角速度,使反作用轮系仍具有足够的控制力矩裕度和偏航角动量裕度,持续时间约 0.5~1 h。

本文中采用与北斗时基准同步的测站,即测站钟差为 0,且已知其测站坐标,以卫星预报 2 h 弧段内的 UERE 为指标来考察基于常规多星定轨方法的轨道精度^[12-13]。

BeiDou-2 卫星 C09 于 2012 年 4 月 14 日—23 日处于零偏状态,BeiDou-3 卫星 C34 在 2015 年 12 月 18 日—25 日为连续动偏状态,BeiDou-2 卫星 C03 在 2015 年 9 月 21 日—26 日之间处于秋分附近时段。基于北斗区域监测站的长期监测采用常规多星定轨进行试验分析,定轨策略如下:测量模型为伪距/相位 B1/B2 频点无电离层组合观测量,目前北斗监测站伪距/相位测量噪声分别为 1 m、1 cm 量级,根据两者的测量噪声确定伪距/相位权比为 1:10 000,动力学模型中光压模型为 T20^[14],采用国内均匀分布的监测站,定轨弧长为 3 d,估计参数包括初轨、各监测站大气天顶延迟、相位模糊度、单历元卫星钟差和测站钟差、光压模型相关参数 C_{xz} 和 y_{bias} 、T/N 方向 1 阶经验力参数 C_1^I 、 S_1^I 、 C_n^I 、 S_n^I 。

采用基准站接收机的双频伪距无电离层组合数据进行 UERE 计算。采用滑动式 UERE 评估方法,即依次采用每小时定轨结果的预报 2 h 轨道进行 UERE 精度计算,按时间顺序将 UERE 精度的时间序列进行统计。卫星 C09、C34、C03 的 UERE 图分别见图 1、图 2,图中直线代表零偏或连续动偏开始及结束时刻。

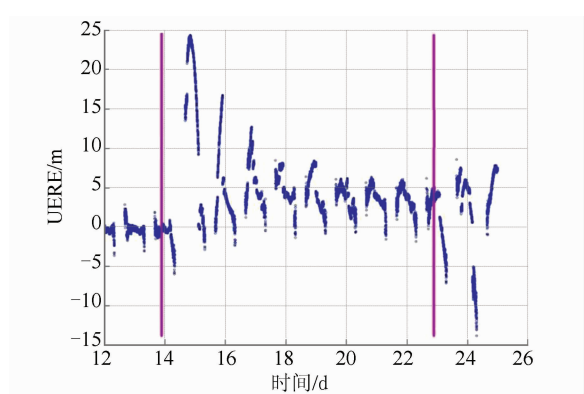


图 1 卫星 C09 零偏期间 UERE 图

Fig. 1 UERE for C09 Satellite in Orbit-Normal Mode

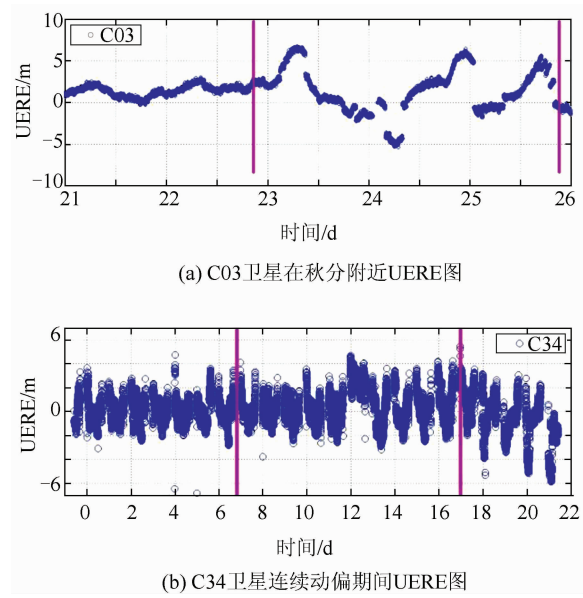


图 2 C03 在秋分附近、C34 连续动偏期间 UERE 图
Fig. 2 UERE for C03 Nearby Autumnal Equinox and C34 in Continuous Yaw-Steering Mode

从图 1 和图 2 中可以看出:

- 1)C09 卫星在进入零偏模式后,UERE 精度迅速下降至 20 余米,分析发现这是轨道精度异常导致。采用其他 IGSO、MEO 卫星进行零偏期间试验,UERE 均出现不同程度的精度下降。
- 2)卫星 C34 在连续动偏期间 UERE 精度与动偏状态下相当,统计可得 UERE 均方差 (root mean square,RMS)精度为 1.29 m。进一步试验表明,其余 IGSO、MEO 卫星也有相同的结论。
- 3)卫星 C03 在秋分附近的 UERE 精度最大下降至 7 m。GEO 卫星一直处于零偏置状态,但非春秋分附近时段 UERE 精度稳定,RMS 精度优于 1.5 m,试验可知其余 GEO 卫星也有相同的结论。

2 北斗卫星定轨精度不稳定原因分析

通过北斗卫星实测数据分析,不同姿态控制模式下太阳辐射压的变化是引起定轨精度变化的主要原因^[15]。

2.1 IGSO/MEO 卫星在零偏和连续动偏期间定轨精度变化原因分析

由于偏航控制模式的切换,引起卫星姿态的变化,影响卫星星体各面板的受照情况,进而影响不同方向太阳辐射压的变化。IGSO/MEO 卫星的星体面板和太阳帆板在不同姿态控制模式下的受照变化见表 1。

表 1 动偏、零偏、连续动偏 IGSO/MEO 卫星受照状态比较

Tab. 1 Solar Irradiation on IGSO/MEO Satellites in Different Attitude Modes

工作方式	偏航姿态	星体面板	太阳帆板
动偏	偏航角随太阳位置连续变化	对地面板(+Z轴)、背地面板(-Z轴) 轮流受照,东面板(+X轴) 始终受照,南北面板(+Y和-Y轴) 不受照	太阳光线垂直入射
零偏	偏航角恒为 0°	对地面板(+Z轴)、背地面板(-Z轴) 轮流受照,东西面板(+X和-X轴) 轮流受照,南面板(+Y轴) 或北面板(-Y轴) 部分受照	太阳光线与太阳帆板法向夹角不超过 5°
连续动偏	正常时段偏航角随太阳位置连续变化,正午和子夜附近采用偏航机动	对地面板(+Z轴)、背地面板(-Z轴) 轮流受照,东面板(+X轴) 始终受照,南面板(+Y轴) 或北面板(-Y轴) 部分受照,西面板(-X轴) 不受照	太阳光线与太阳帆板法向夹角不超过 5°

在动偏模式下东面板(+X轴) 始终受照,而在零偏模式下东西面板(+X和-X轴) 轮流受照,那么西面板(-X轴) 受照是引起切向光压力差异较大的主要原因。动偏星体-X面不受太阳照射,该面板的材料特性、反射系数等与其他面板差异较大,由此面板产生的光压量级较大。动偏与零偏状态下光压力的不同特性导致适用于动偏的光压模型不再适用于零偏状态。连续动偏期间定轨精度稳定的原因如下:

- 1) 连续动偏时,将星体-X面作为整星散热面,星体-X面不受太阳照射,这与动偏时的状态一致。
- 2) 进行连续动偏机动时,卫星受照面面积的变化最大会达到 0.034%,且仅发生在正午附近,每段大约 40 min,其他时间段无此变化。卫星受照面面积变化最大值相对于零偏小 10 倍。

2.2 GEO 卫星在春秋分附近时段定轨精度下降原因分析

零偏模式下太阳帆板固定于星固系 Y 轴,导

致其法向与 Y 轴始终垂直,但是由于此时星固系 Y 轴与太阳入射方向并不垂直,因此在零偏模式下太阳帆板法向并不与太阳入射方向平行,而是存在小角度夹角,该夹角等于太阳方向与轨道面的夹角 β ,随着 β 变化而变化,使得卫星法向存在一个与 β 和轨道角 u 相关的光压力,而太阳帆板受力占整个卫星受力的较大部分。其次是卫星星体面板受照的差别,星体面板不同面板的材料及反射系数的差别会带来不同面受照条件下太阳光压摄动的显著不同。

GEO 卫星每年有大约两个月时间会存在进出地影的现象。太阳与地球赤道面的夹角越小,轨道周期内地影的时间越长,当太阳在地球赤道面上(即春秋分)时,地影时间最长。本文中非地影期指卫星在一个轨道周期内不会进入地影的所有时间段,地影期指进入地影的所有时间段^[16]。GEO 卫星在春秋分附近时段进入深地影期,卫星星体面板受力区别具体见表 2。

表 2 GEO 卫星在非地影期和地影期星体面板受照状态比较

Tab. 2 Solar Irradiation on GEO's Body in and not in Earth Eclipsing Period

	+X 和 -X 面板受照情况	+Y 和 -Y 面板受照情况	+Z 和 -Z 面板受照情况
非地影期	+X 面与 -X 面受太阳照射的时间相等,为轨道周期(设为 T) 的一半	整个轨道周期内 Y 面板均受照, $\beta > 0^\circ$ 时,-Y 面受照, $\beta < 0^\circ$,+Y 面受照	+Z 面与 -Z 面受太阳照射的时间相等,为轨道周期(设为 T) 的一半
地影期(春秋分附近时段)	+X 和 -X 面受照时间依然相等,但受照时间均小于 $T/2$	Y 面板在轨道周期内并非全弧段受照,卫星进地影后,+Y 和 -Y 面板均不受照	+Z 和 -Z 面受照时间依然相等,但受照时间均小于 $T/2$

从表 2 可以看出,由于卫星处于非地影期和地影期时,各面板受照特性不一致,+X 和 -X 面板与 +Z 和 -Z 面板的受照时间均相等。而卫星处于地影期时,+X 和 -X、+Z 和 -Z 面受照依然相等,但受照时间均小于 $T/2$,Y 面板部分弧段受照,此时太阳辐射压在一个轨道周期内,径向和切向上除了周期性变化,还存在常值变化特性。

T20 模型公式中,径向、切向方向的光压力公式仅反映了周期项的变化,并无常数项。同时 GEO 卫星在春秋分附近时段,Y 轴与轨道面 N 方向几乎重叠(见图 2),待估参数中 y_{bias} 参数和 N 方向经验力参数 C_n^1 、 S_n^1 在解算时相关性很强,

导致法方程稳健性降低,采用 T20 模型定轨精度受到影响。

3 北斗卫星在不同状态下的定轨策略分析

3.1 IGSO/MEO 卫星在零偏和连续动偏期间定轨试验

文献[4]提出了星地钟差约束下的多星定轨方法用于解决北斗 GEO 卫星在春秋分附近定轨精度下降的问题。本文尝试采用该方法进行 IG-SO/MEO 零偏期间定轨试验。采用 T20、ECOM

5 参数、ECOM 9 参数 3 种光压模型的试验结果表明,ECOM 5 模型在零偏期间效果最好。因此本文采用星地钟差约束下的多星定轨方法和 ECOM 5 模型进行定轨试验,采用 2012 年 4 月卫星 C09 零偏期间数据,卫星 C06 在同一时段处于零偏,图 3 给出了基于优化方案的 UERE 图。从图 3 中可以看出,零偏期间轨道精度仅出现 2~3 m 小幅下降,两颗卫星动偏期间、零偏期间 UERE RMS 值分别为 1.46 m、2.08 m。

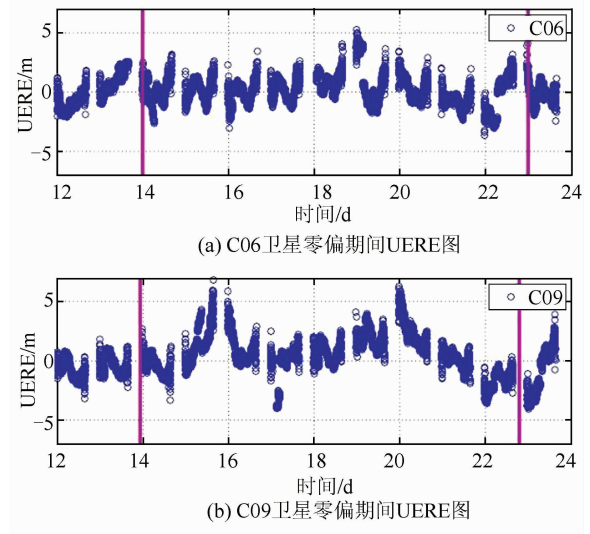


图 3 基于优化方案的零偏期间 UERE 图
Fig. 3 UERE in Orbit-Normal Mode by Optimized Method
连续动偏期间,采用何种光压模型定轨精度最

优是有待考察的问题。本文基于常规多星定轨方法采用上述 3 种光压模型进行试验分析,BeiDou-3 卫星连续动偏期间基于不同光压模型的 UERE 统计值见表 3。从表 3 中可以看出,ECOM 5 模型精度最优,较 T20 和 ECOM 9 模型分别提高了 0.07 m 和 0.53 m。

表 3 连续动偏期间基于不同光压模型的 UERE 精度比较/m

Tab. 3 UERE by Different Solar Radiation Pressure Models in Continuous Yaw-Steering Mode/m			
卫星	ECOM 9	ECOM 5	T20
C31	1.85	1.28	1.36
C33	1.79	1.23	1.30
C34	1.60	1.15	1.21
平均	1.75	1.22	1.29

利用 2015 年 12 月、2016 年 2 月全球 SLR (satellite laser ranging) 监测网数据对不同姿态模式下的北斗卫星定轨精度进行检验^[17-18]。采用 ECOM 5 光压模型,激光残差分布图见图 4。

从图 4 可以看出:①卫星 C31、C33、C34 在连续动偏模式下 SLR 评估的残差 RMS 分别为 0.31 m、0.20 m、0.17 m,与动偏模式下精度相当。②卫星 C08 零偏期间 SLR 残差 RMS 值在米级为 1.15 m,较动偏期间下降了 0.69 m,但并未出现几十米甚至上百米的精度衰减,零偏期间定轨应采用基于星地钟差约束的多星定轨方法和 ECOM 5 模型。

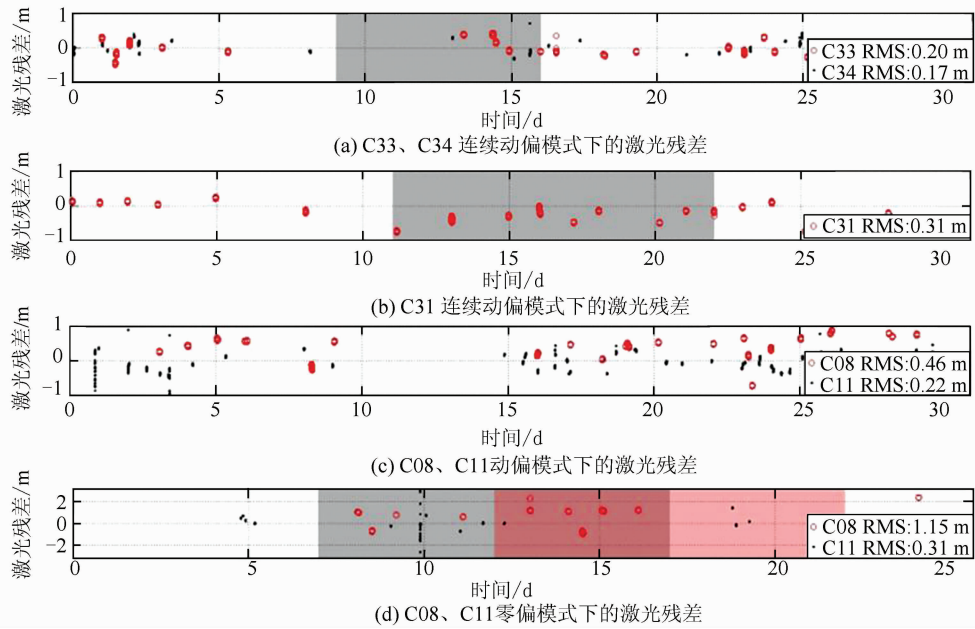


图 4 北斗卫星在不同姿控模式下的激光残差图
Fig. 4 SLR Residuals in Different Attitude Control Modes for BeiDou Satellites

3.2 GEO 卫星在春秋分附近时段定轨试验

多卫星精密定轨(multi-satellite precise orbit

determination, MPOD)解算轨道参数与卫星钟差参数时,由于北斗监测站是区域分布,卫星钟差

与轨道视向方向误差呈强相关,对于 GEO 卫星,该特性更为突出^[2],因此卫星钟差精度可以间接反映轨道视向精度。双向卫星时间效率传递(two-way satellite time frequency transfer, TW-STFT)解算的卫星钟差拟合精度优于 0.5 ns,可以作为基准钟差评估多星定轨解算的卫星钟差精度^[4]。用此两种钟差互差的标准差(standard de-

viation,STD)反映卫星轨道视向方向的精度,可以作为评价不同光压模型优劣的指标。试验选取 2017 年春分期间(年积日第 076~086 天),分别基于 T20、ECOM 5 参数、ECOM 9 参数光压模型进行北斗 GEO 卫星的多星定轨,两种钟差互差的 STD 见图 5。

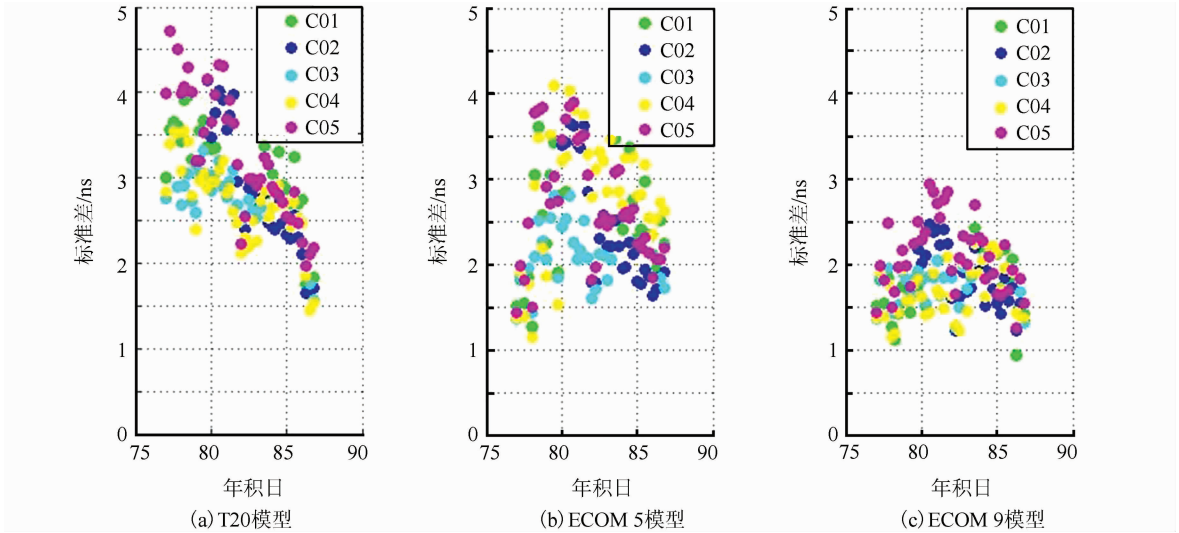


图 5 春分期间 GEO 卫星两种钟差互差的 STD

Fig. 5 STD of the Differences Between Satellite Clock Offset by MPOD and TWSTFT at Spring Equinox Period

从图 5 可以看出,对于春分期间 GEO 卫星的定轨,采用 ECOM 9 参数模型多星定轨得到的卫星钟差与星地无线电双向法得到的卫星钟差互差的 STD 为 1.82 ns,相较于 ECOM 5 参数模型提升了 0.69 ns,同时比 T20 模型提升了 1.12 ns。因此 GEO 卫星在春秋分期间采用 ECOM 9 参数模型定轨精度最优。

本文选择北斗 5 颗 GEO 卫星在 2016 年春分附近 20 d 期间数据进行 3 种定轨模式下的试验分析,结果见表 4。模式 1 为常规多星定轨;模式 2 为星地钟差约束下的多星定轨;模式 3 为基于星地钟差约束下的多星定轨方法和 ECOM 9 模型的 GEO 卫星定轨。

表 4 北斗 GEO 卫星基于不同定轨模式的 UERE 精度比较/m

Tab. 4 UERE by Different POD Projects for GEO Satellite/m

卫星	模式 1	模式 2	模式 3
C01	1.86	0.51	0.47
C02	2.10	0.77	0.72
C03	2.54	0.82	0.75
C04	2.31	0.75	0.73
C05	1.85	1.28	0.95
平均	2.13	0.83	0.72

从表 4 中可以看出,基于模式 3 的 GEO 卫星定轨精度最优,5 颗 GEO 卫星的 UERE 均值为

0.72 m,相比模式 1、模式 2 分别提升了 1.41 m、0.11 m,且春分期间定轨精度与常规时段精度相当。因此,GEO 卫星在春秋分期间定轨建议采用基于星地钟差约束下多星定轨方法和 ECOM 9 参数模型相结合的方法。

4 结 语

本文详细论证了北斗 GEO/IGSO/MEO 卫星在不同时段的定轨精度,得到如下结论:星体西面板在零偏期间受照是导致零偏定轨精度衰减严重的主要原因。星体面板受照特点的不同使得 T20 模型不能很好地反映卫星星体面板的光压特性,故 GEO 卫星在春秋分附近定轨精度下降。IGSO/MEO 卫星零偏期间应采用基于星地钟差约束下多星定轨方法和 ECOM 5 模型相结合的方法,连续动偏期间应采用常规多星定轨和 ECOM 5 模型相结合的方法,GEO 卫星在春秋分附近时段应采用基于星地钟差约束下多星定轨方法和 ECOM 9 模型相结合的方法。

参 考 文 献

[1] Li Xiaojie, Huang Yong, Guo Rui, et al. An Orbit

- Determination Method Based on Thrust Force Model During Satellite Orbit Recovery[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2015, 35(6): 405-411 (李晓杰, 黄勇, 郭睿, 等. 基于机动力模型的 GEO 卫星恢复期间定轨[J]. 空间科学学报, 2015, 35(6): 405-411)
- [2] Zhou Shanshi. Studies on Precise Orbit Determination Theory and Application for Satellite Navigation System with Regional Tracking Network [D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, 2011 (周善石. 基于区域监测网的卫星导航系统精密定轨方法研究[D]. 上海: 中国科学院上海天文台, 2011)
- [3] Li Xiaojie, Zhou Jianhua, Guo Rui. High-Precision Orbit Predication and Error Control Techniques for COMPASS Navigation Satellite[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2014, 59(23): 2 841-2 849
- [4] Li Xiaojie, Zhou Jianhua, Hu Xiaogong, et al. Orbit Determination and Prediction for BeiDou GEO Satellites at the Time of the Spring/Autumn Equinox [J]. *Science China: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2015, 58(8): 089501
- [5] Guo Jing. The Impacts of Attitude, Solar Radiation and Function Model on Precise Orbit Determination for GNSS Satellites[D]. Wuhan: Wuhan University, 2014 (郭靖. 姿态、光压和函数模型对导航卫星精密定轨影响的研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2014)
- [6] Mao Yue, Song Xiaoyong, Wang Wei, et al. IGSO Satellite Orbit Determining Strategy Analysis with the Yaw-Steering and Orbit-Normal Attitude Control Mode Switching[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2014, 39(11): 1 352-1 356 (毛悦, 宋小勇, 王维, 等. IGSO 姿态控制模式切换期间定轨策略研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2014, 39(11): 1 352-1 356)
- [7] Feng Weidong, Guo Xiangyu, Qiu Hongxing. A Study of Analytical Solar Radiation Pressure Modeling for BeiDou Navigation Satellites Based on Ray Tracing Method[C]. China Satellite Navigation Conference (CSNC), Nanjing, China, 2014
- [8] Tang C P, Hu X G, Zhou S S, et al. Improvement of Orbit Determination Accuracy for BeiDou Navigation Satellite System with Two-Way Satellite Time Frequency Transfer[J]. *Advance Space Research*, 2016, 58(7): 1 390-1 400
- [9] 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]. *Journal of Geodesy*, 2016, 90: 143-159
- [10] Ji G F, Liu Y X, Yang Z Q, et al. A Study on the Orbit Accuracy Variation Characteristics and Yaw-Attitude Modes of BeiDou Navigation Satellites[C]. China Satellite Navigation Conference (CSNC), Shanghai, China, 2017
- [11] Zhou S S, Hu X G, Wu B. Orbit Determination and Prediction Accuracy Analysis for a Regional Tracking Network[J]. *Science China: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2010, 53: 1 130-1 138
- [12] Zhou S S, Hu X G, Wu B. Orbit Determination and Time Synchronization for a GEO/IGSO Satellite Navigation Constellation with Regional Tracking Network[J]. *Science China: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2011, 54(6): 1 089-1 097
- [13] Guo R, Hu X G, Tang B, et al. Precise Orbit Determination for Geostationary Satellites with Multiple Tracking Techniques[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2010, 55(8): 687-692
- [14] Fliegel H F, Gallini T E. Solar Force Modeling of Block IIR Global Positioning System Satellites[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1996, 33(6): 863-866
- [15] Mao Yue, Song Xiaoyong, Wang Wei, et al. BeiDou IGSO and MEO Navigation Satellites' Yaw-Steering and Orbit-Normal Attitude Control Modes and Solar Radiation Pressure Difference Analysis[J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2015, 40(8): 129-134 (毛悦, 宋小勇, 王维, 等. 北斗 IGSO/MEO 卫星姿态控制及光压差异分析[J]. 测绘科学, 2015, 40(8): 129-134)
- [16] Mao Yue, Song Xiaoyong, Jia Xiaolin, et al. Earth Eclipse Status Analysis of BeiDou Navigation Satellites[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2014, 43(4): 353-359 (毛悦, 宋小勇, 贾小林, 等. 北斗导航卫星地影状态分析[J]. 测绘学报, 2014, 43(4): 353-359)
- [17] Montenbruck O, Steigenberger P, Kirchner G. GNSS Satellite Orbit Validation Using Satellite Laser Ranging[R]. 18th ILRS Workshop on Laser Ranging, Fujiyoshida, Japan, 2013
- [18] Zhao G, Zhou S S, Zhou X H, et al. Orbit Accuracy Analysis for BeiDou Regional Tracing Network[C]. China Satellite Navigation Conference, Changsha, China, 2016

Orbit Determining Strategy Analysis for BeiDou Satellite in Different Attitude Control Modes

LI Xiaojie^{1,2,3} GUO Rui¹ WU Shan¹ CHANG Zhiqiao¹ LIU Shuai¹ CHEN Jianbing⁴

1 Beijing Satellite Navigation Center, Beijing 100094, China

2 Shanghai Key Laboratory for Space Positioning and Navigation, Shanghai 200030, China

3 State Key Laboratory of Geodesy and Earth's Dynamics, Chinese Academy of Sciences, Wuhan 430077, China

4 China Top Communication Co. Ltd, Beijing 100088, China

Abstract: The BeiDou navigation satellite system have three attitude control modes — yaw-steering (YS) mode, orbit-normal(ON) mode and continuous yaw-steering(CYS) mode. The orbit accuracy and best orbit determination projects for different satellites were a hot topic at present in different time and different attitude control mode, which are researched and whose the dynamical mechanisms is analyzed in this paper. The results are as follows. For BeiDou-2 satellites, multi-satellite precise orbit determination by fixing satellite/station clock offset and extended CODE model (ECOM) 5 SRP should be the best project, user equivalent range errors (UERE) root mean square (RMS) in ON mode is 2.08 m,global satellite laser ranging (SLR) data fitting RMS is ablout 1 m. For BeiDou-3 satellites, multi-satellite precise orbit determination and ECOM 5 SRP should be the best project, UERE RMS in CYS mode is 1.22 m,SLR data fitting RMS is 0.23 m, which is comparable to that in YS mode. For GEO satellites near spring or autumn equinox, multi-satellite precise orbit determination by fixing satellite/station clock offset and ECOM 9 SRP should be the best project, UERE RMS is 0.72 m.

Key words: BeiDou satellite; attitude control mode; solar radiation pressure; multi-satellite precise orbit determination; user equivalent ranging error; global satellite laser ranging data

First author:LI Xiaojie, PhD, engineer, specializes in the theories and methods of GNSS satellite navigation and orbit determination. E-mail: lxjant1984@126.com

Foundation support:The National Natural Science Foundation of China, Nos. 41704037, 41574029, 61603397, 41204022.