



# 偏航姿态对 GPS 和 GLONASS 精密轨道和钟差的影响

王 晨<sup>1</sup> 郭 靖<sup>1</sup> 赵齐乐<sup>1</sup>

1 武汉大学卫星导航定位技术研究中心, 湖北 武汉, 430079

**摘要:** 利用全球约 110 个国际 GNSS 服务 (International GNSS Service, IGS) 测站 2013 年全年观测数据, 分析和研究了 GPS 和全球卫星导航系统 (global navigation satellite system, GLONASS) 卫星偏航姿态对其精密轨道和钟差的影响。结果表明, 偏航姿态对不同型号 GPS 卫星轨道和钟差的影响程度不同, 当采用偏航姿态改正后地影期的 BLOCK IIA 型卫星轨道改善可达 17 mm, BLOCK IIF 为近 5 mm, 而 BLOCK IIR 几乎不受影响。由于偏航姿态对 GLONASS-M 卫星定轨精度影响较大, 因此, 当改正偏航姿态后所有 GLONASS 卫星相对于 IGS 最终轨道平均一维差异提高 10 mm, 相对于德国地学中心 (German Research Center for Geosciences, GFZ) 最终钟差平均标准差提升 0.034 ns。

**关键词:** 偏航姿态; 轨道; 钟差; GPS; GLONASS

中图法分类号:P228

文献标志码:A

导航卫星偏航姿态变化对精密定轨的影响包含两个方面: (1) 影响几何误差改正。主要是天线相位中心偏差、变化以及相位缠绕改正, 前者改正误差与天线相位中心偏差和变化量级相关, 对后者引起的最大改正误差为 1 周。 (2) 对卫星受力产生影响。卫星姿态变化将导致受力面产生变化, 从而引起与受照面相关的非保守力 (太阳光压、热辐射力和地球反照辐射力等) 产生变化<sup>[1]</sup>。因此, 研究导航卫星姿态有助于精化几何误差改正和卫星轨道动力学模型, 提高定轨精度。

美国喷气动力实验室的 Bar-Sever 最早开始 GPS BLOCK II/IIA 卫星偏航姿态的研究, 其分别于 1994 和 1996 年发布了 GYM94 和 GYM96 模型<sup>[2-3]</sup>。随后, 其又提供了 GPS BLOCK IIR 卫星的姿控模式<sup>[4]</sup>。在此基础上, 文献[5]对上述卫星姿态模型进行了简化。文献[6-8]基于反动态精密单点定位 (reverse kinematic precise point positing) 方法建立了 GPS BLOCK IIF 和 GLONASS-M 卫星的偏航姿态模型<sup>[6-8]</sup>。

由偏航姿态引起的几何误差改正主要被卫星钟差吸收, 其余几何误差和动力学误差则主要影

响定轨精度, 本文详细分析了国际上现有偏航姿态改正模型对 GPS 与全球卫星导航系统 (global navigation satellite system, GLONASS) 卫星精密轨道和钟差的影响。

## 1 导航卫星偏航姿态概念与模型

导航卫星为满足任务需要, 其姿态控制要满足两个条件: (1) 卫星信号发射天线需指向地心, 以确保地面用户能够有效接收卫星信号; (2) 卫星太阳帆板垂直于太阳与卫星连线方向, 以保证卫星有足够的能量供给。此时, 导航卫星固系 Z 轴定义为沿卫星信号发射天线方向指向地心, Y 轴为太阳帆板旋转轴并垂直于太阳、地球和卫星所构成的平面, X 轴垂直于 Y 轴和 Z 轴构成右手坐标系并指向或背离太阳光入射方向。名义偏航角  $\phi_n$  为卫星固系 X 轴和卫星速度方向夹角, 当 X 轴指向太阳方向时其理论值的计算公式为<sup>[3]</sup>:

$$\phi_n = \text{atan}2(-\tan\beta, \sin\mu) \quad (1)$$

式中,  $\beta$  为太阳与卫星轨道面夹角;  $\mu$  为卫星在轨道面内相对于太阳最远点 (午夜点) 的角度;  $\text{atan}2$

收稿日期: 2015-01-29

项目资助: 国家 863 计划 (2014AA121501, 2013AA122501); 国家自然科学基金 (41404032); 中央高校基本科研业务费专项资金 (2042014gf026)。

第一作者: 王晨, 博士生, 主要从事 GNSS 数据处理研究。chen.wang@whu.edu.cn

通讯作者: 郭靖, 博士。jingguo@whu.edu.cn

为 Fortran 语言中求角度的库函数。将式(11)对时间求偏导,可以获得理论偏航角速率:

$$\dot{\psi}_n = \dot{\mu} \tan \beta \cos \mu / (\sin^2 \mu + \tan^2 \beta) \quad (2)$$

式中,  $\dot{\mu}$  为卫星平均运动角速率。当  $\mu = 0^\circ$  或  $\mu = 180^\circ$  时, 也即卫星在轨道面上距离太阳最远(午夜)和最近(正午)时, 卫星偏航速率最大, 其值为:

$$\dot{\psi}_n = \dot{\mu} / \tan \beta \quad (3)$$

由于卫星姿态控制系统动量轮的硬件调节速率有限, 因此, 在正午点(近日点)和午夜点(远日点)附近, 卫星理论偏航速率有可能超过动量轮偏航速率限值, 此时姿态控制系统无法按照控制律维持偏航姿态变化, 产生“正午机动”和“午夜机动”。此外, 由于某些卫星姿控系统太阳敏感器在地影区无法正常工作, 实际姿态偏离名义姿态而产生地影机动。

GPS BLOCK IIA 卫星偏航姿态仅有地影和正午机动。当卫星进入地影之后(太阳与卫星轨道面夹角  $|\beta| < 13.5^\circ$  时), 即开始姿态机动。在地影机动时, 姿态控制系统首先以最大姿态调节加速度调整卫星姿态, 直到动量轮姿态调节速率达到硬件调节速率限值, 此后姿态控制系统将以该最大速率调节卫星姿态直至退出地影区。当卫星出地影后, 由于理论偏航姿态与实际偏航姿态存在差异, 因此存在姿态恢复期。但是, 由于偏航姿态调节方向未知, 较难模型化退地影 GPS BLOCK IIA 卫星偏航姿态变化, 因此, 文献[3]建议在数据处理中不使用该段数据。当太阳与卫星轨道面夹角  $|\beta| < 3.6^\circ \sim 4.9^\circ$  (由最大硬件姿控速率决定) 时产生正午机动。一旦卫星姿态调节速率超过姿态控制系统调节速率限值时正午机动开始, 此时, 卫星姿态控制系统动量轮将以极限速率调节姿态直到与卫星名义姿态相同为止<sup>[3]</sup>。

GPS BLOCK IIR 卫星在地影期间能够很好地维持名义姿态, 且由于硬件速率限值很大, 仅在当  $|\beta| < 2.4^\circ$  时进行正午和子夜机动, 时长约为 15 min。GPS BLOCK IIF 卫星在地影期间一定程度上也能维持名义姿态, 当  $|\beta| < 8^\circ$  时才会以固定速率进行地影机动, 该过程持续到卫星退出地影, 此时由于名义姿态和实际姿态存在微小差异而需要进一步退地影姿态调整。相较于地影机动, BLOCK IIF 卫星正午机动发生的条件为  $|\beta| < 4.5^\circ$ , 约为 27 min<sup>[7]</sup>。

GLONASS-M 卫星进入地影后便以固定速率将卫星姿态调整到退出全影区时的名义姿态, 此后保持该姿态不变直至退出地影<sup>[8]</sup>。当  $|\beta| < 2^\circ$  时, GLONASS-M 卫星将经历正午机动。为了

确保在正午点处理理论和实际偏航姿态相同, 该类卫星在正午点前某一时刻以硬件速率限值进行姿态调节, 直到卫星姿态再次满足姿态控制规律, 这种姿态调节算法可以保证在整个姿态机动过程中卫星姿态误差对用户影响最小<sup>[8]</sup>。

## 2 数据处理与结果分析

本文采用 2013 年全球分布的约 110 个测站数据和武汉大学卫星导航定位技术研究中心自主研发的精密导航与定位数据分析(position and navigation data analyst, PANDA) 软件<sup>[9]</sup>, 确定了在是否采用偏航姿态模型下的 GPS 和 GLONASS 卫星精密轨道和钟差。本节主要对相应结果进行比较和分析, 以研究导航卫星偏航姿态对 GPS 和 GLONASS 精密定轨的影响。

### 2.1 偏航姿态模型对 GPS 精密轨道与钟差的影响

图 1~3 分别给出了 GPS BLOCK IIA、GPS BLOCK IIR 和 GPS BLOCK IIF 卫星在是(W\_YAW)、否(W/O\_YAW)采用偏航姿态模型下所确定的导航卫星精密轨道和钟差相对于国际 GNSS 服务组织 (International GNSS Service, IGS) 发布的最终轨道三维差异的均方根值 (root mean square, RMS) 和相对于 IGS 最终钟差的差异。图 1~3 中阴影部分表示卫星进入地影。

由于 BLOCK IIA 卫星进地影后偏航姿态即开始地影机动, 并且由于卫星实际姿态与名义姿态间差异较大, 因此当 SVN 33 卫星刚进地影后其未采用偏航姿态改正的轨道精度显著性下降, 并且随着  $|\beta|$  角减小, 地影期时长逐渐增大以及偏航姿态正午机动的产生, SVN 33 卫星轨道精度进一步降低, 直到  $|\beta|$  角为  $0^\circ$  左右达到峰值, 此后轨道精度逐步提高。从图 1(b) 中可见, 未采用偏航姿态计算的钟差除了在非地影区存在差异外, 在地影期间还表现出明显的跳动(全天平均差异为 0.15 ns), 并且可见退地影后 IGS 未提供钟差。为了对比钟差与轨道的差异, 将全天平均钟差差异换算成距离差异, 可得当天偏航姿态对钟差的影响达 4.5 cm 左右, 与当天偏航姿态对轨道影响的 2 cm 左右的差异相比, 大部分的姿态相关的几何误差被钟差所吸收, 且加入偏航姿态改正确定的钟差与 IGS 钟差相比更加连续与平稳。

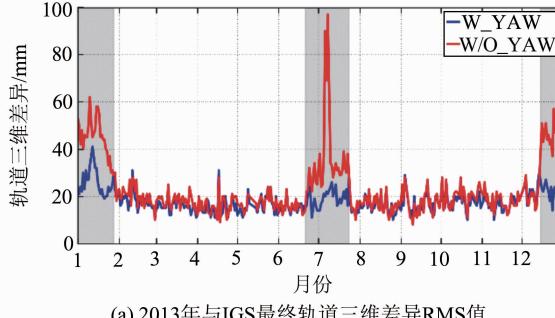
从图 2 可见, 是否采用偏航姿态模型对 BLOCK IIR 卫星轨道和钟差精度影响不明显。这是因为一方面 BLOCK IIR 卫星硬件姿态调节

速率限值较大,其正午和午夜机动产生的条件为太阳与轨道面夹角 $|\beta| < 2.4^\circ$ ,机动时间仅为15 min;另一方面该类卫星在星固系的X和Y轴向PCO偏差为0,消除了绝大部分由姿态误差引起的几何改正误差。

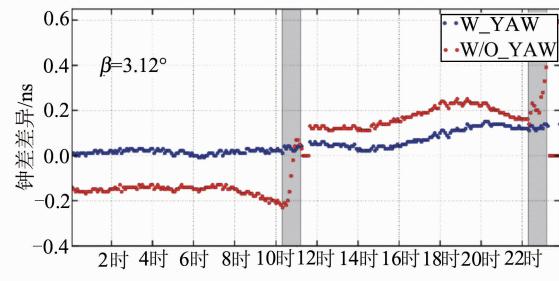
GPS BLOCK IIF卫星在地影期间后能一定程度维持名义姿态,仅在 $|\beta| < 8.6^\circ$ 时以固定姿态调节速率调整偏航姿态,直至退出地影,但会因为实际姿态与名义姿态的微小差异存在短暂恢复期。随着 $|\beta|$ 的降低,卫星实际姿态与名义姿态差异逐渐增大,加上正午机动的影响,轨道精度逐渐降低,在 $|\beta|$ 为 $0^\circ$ 左右到达峰值。由图3(b)可见

(此时 $\beta$ 接近 $0^\circ$ ),未加偏航姿态计算的钟差在子夜点和正午点附近分别有近0.3 ns和0.2 ns的明显跳动,并且钟差呈现不合理的周期性。

为进一步考察偏航姿态对不同类型GPS卫星轨道的影响,表1统计了3种不同型号所有GPS卫星在不同时期轨道与IGS最终轨道的差异均值(每格数据的前后部分为有无偏航姿态改正的轨道差异均值)。从表3中可见,偏航姿态改正对GPS BLOCK IIA卫星的轨道精度改善最明显,在地影区间的轨道三维精度改善可达近17 mm,BLOCK IIF为近5 mm,BLOCK IIR为2 mm。



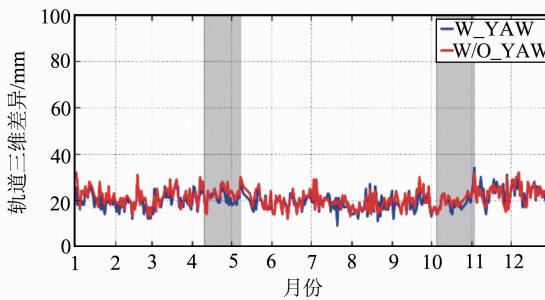
(a) 2013年与IGS最终轨道三维差异RMS值



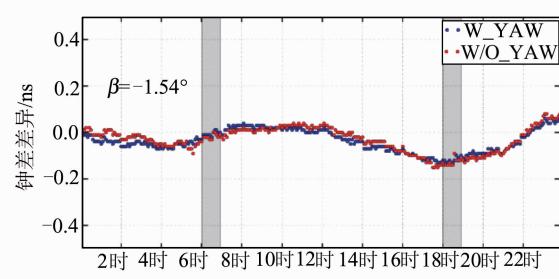
(b) 2013年第185天与IGS最终钟差差异

图1 偏航姿态对GPS BLOCK IIA型 SVN 33(G03)卫星轨道和钟差的影响

Fig. 1 Impact of Yaw Attitude on GPS SVN 33 (G03) Orbit and Clock Products



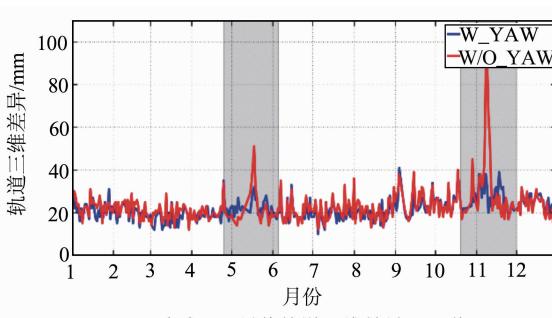
(a) 2013年与IGS最终轨道三维差异RMS值



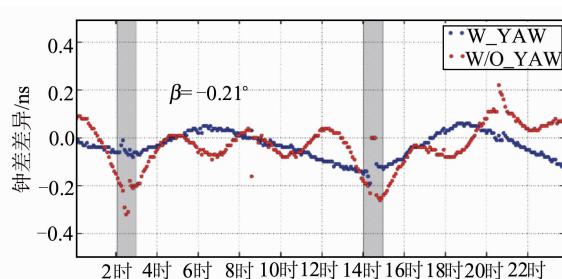
(b) 2013年第112天与IGS最终钟差差异

图2 偏航姿态对GPS BLOCK IIR型 SVN 50 (G05)卫星轨道和钟差的影响

Fig. 2 Impact of Yaw Attitude on GPS SVN 50 (G05) Orbit and Clock Products



(a) 2013年与IGS最终轨道三维差异RMS值



(b) 2013年第313天与IGS最终钟差差异

图3 偏航姿态对GPS BLOCK IIF型 SVN 62 (G25)卫星轨道和钟差的影响

Fig. 3 Impact of Yaw Attitude on GPS SVN 62 (G25) Orbit and Clock Products

表 1 有无偏航姿态改正的 3 种类型所有 GPS 卫星三维轨道差异统计/mm

Tab. 1 3D Orbit Differences w. r. t all GPS Satellites for Solutions with Different Yaw Attitude in 2013/mm

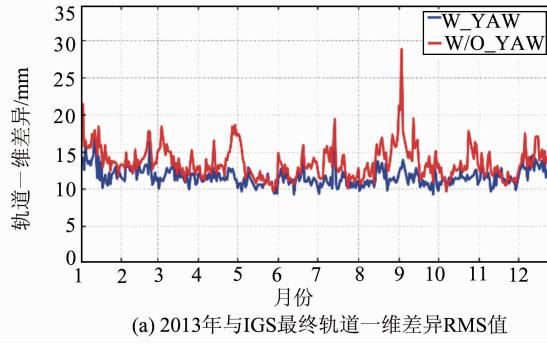
卫星类型	全年轨道差异	地影期轨道差异
BLOCK IIA	19.65/24.47	26.85/43.46
BLOCK IIR	19.33/20.28	20.09/22.06
BLOCK IIF	21.78/23.02	26.11/30.79

表 2 有无偏航姿态改正的 GPS 星座平均一维轨道和钟差差异统计

Tab. 2 Statistics of 1D Orbit and Clock Differences w. r. t all GPS Satellites for Solutions with Different Yaw Attitude in 2013

模型	轨道均值/mm	钟差 RMS/ns	钟差 STD/ns
无偏航姿态	13.6	0.180	0.053
有偏航姿态	11.7	0.164	0.046
差值	1.9	0.016	0.007

图 4(a) 给出了有无偏航姿态改正的 2013 年所有 GPS 卫星与 IGS 最终轨道比较的轨道一维差异 RMS 序列, 图 4(b) 统计了 3 种不同类型所

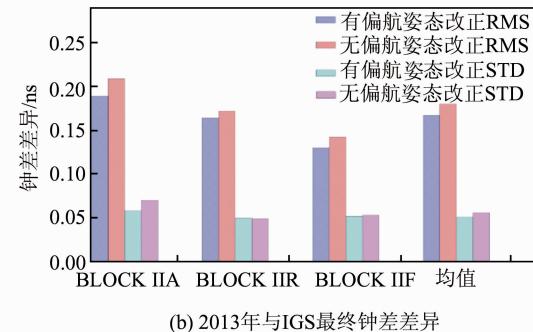


(a) 2013 年与 IGS 最终轨道一维差异 RMS 值

有 GPS 卫星与 IGS 最终钟差差异的 RMS 和标准差 (standard deviation, STD), 并给出了全星座 GPS 的差异均值。表 2 则给出了相应统计值。结果表明, 进行偏航姿态改正后所有 GPS 卫星的平均一维轨道精度提高近 2 mm。以 IGS 最终钟差为基准, 偏航姿态改正对所有 GPS 卫星平均钟差 RMS 提升 0.016 ns, 钟差标准差提升 0.007 ns。

## 2.2 偏航姿态模型对 GLONASS 精密轨道与钟差的影响

由于 IGS 仅提供 GLONASS 的最终轨道产品而未综合各分析中心的钟差, 因此, 本文分别基于 IGS 最终轨道做差和德国地学中心 (German Research Center for Geosciences, GFZ) 最终钟差评定本文轨道和钟差产品。图 5 给出了 SVN 734 (R05) 卫星和所有 GLONASS 卫星在是否进行偏航姿态改正下所确定的精密轨道相对于 IGS 最终轨道的差异 RMS 值。图 6 给出了该卫星钟差相对于 GFZ 最终钟差差异标准差的序列以及钟差单天线性拟合的残差。



(b) 2013 年与 IGS 最终钟差差异

图 4 偏航姿态对 GPS 卫星轨道和钟差的影响

Fig. 4 Impact of Yaw Attitude on GPS Orbit and Clock Products

对比 GPS 的轨道结果可知, GLONASS-M 卫星在地影期轨道精度降低程度要甚于 GPS BLOCK IIA 卫星 (如 SVN 734 和 SVN 33, 分别见图 5(a) 和图 3(a))。与 GPS 卫星不同 GLONASS-M 卫星并非在  $|\beta|$  为  $0^\circ$  时轨道精度最低, 而是在约  $6.5^\circ$  左右, 其原因可能与 GLONASS-M 卫星特殊的姿控模式有关。由图 5(b) 可见, 当不采用偏航姿态模型改正时一年内整个 GLONASS 星座定轨精度出现 6 次显著性降低, 这是因为 GLONASS 星座由三个轨道面构成, 同一时刻至多有一个轨道面上的卫星进入地影期, 且每个轨道面每年有两次进入地影时期。此外, 由于 GLONASS 卫星并未进行模糊度固定并且卫星入地影时期较为集中 (GPS 卫星分布于 6 个轨道面, 全年仅有 30 d 左右所有卫星都在非地影

区, 所以几乎全年中进行偏航姿态改正的轨道精度高于未进行姿态改正的轨道), 因此在非地影区两种轨道产品精度相同。

考虑到钟差基准差异, 本文仅统计了相对于 GFZ 钟差差异的标准差。从图 6(a) 可见, 钟差差异表现出与轨道差异相类似的特性 (对比图 5(a)), 在  $|\beta|$  接近  $6.5^\circ$  时, 无偏航姿态改正的钟差精度最差, 差值大于  $0.3$  ns, 而轨道三维误差约为  $3.5$  cm (即单方向约  $2$  cm), 说明大部分的几何相关的误差被吸收到钟差。钟差差异与轨道差异趋势的相似性, 则表明了轨道与钟差的耦合特性。从图 6(b) 可见钟差差异主要出现在地影期, 且差异最大值出现在子夜点以前, 这和 GLONASS 卫星的姿控方式相吻合。

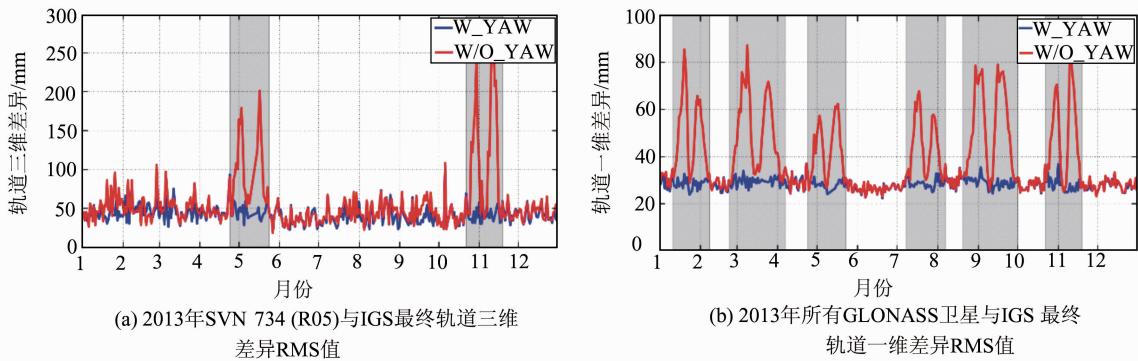


图5 偏航姿态对GLONASS卫星轨道的影响

Fig. 5 Impact of Yaw Attitude on GLONASS Orbit Products

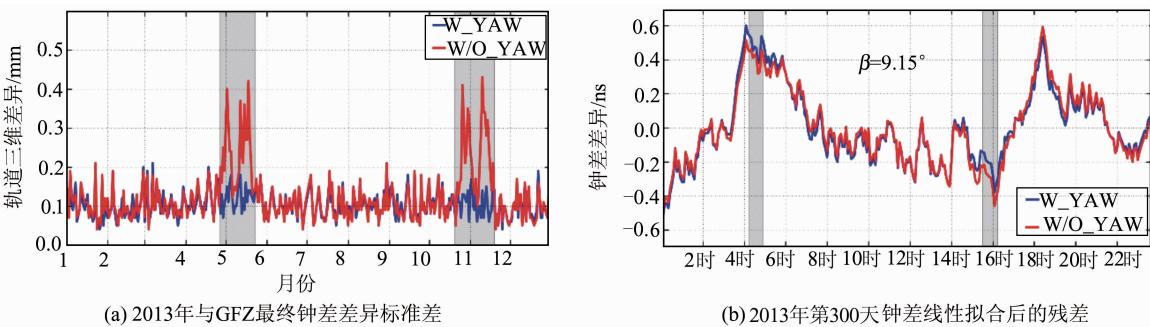


图6 偏航姿态对GLONASS卫星钟差的影响

Fig. 6 Impact of Yaw Attitude on GLONASS Clock Products

表3给出了是否进行偏航姿态改正的GLONASS卫星轨道和钟差精度的统计情况。由表3可知,偏航姿态改正对GLONASS卫星轨道精度改善明显,其对轨道一维精度提高可达10 mm。以GFZ发布的最终钟差产品作为基准,偏航姿态改正后的钟精度差相对于未进行偏航姿态改正的钟差,其标准差提高0.034 ns。

表3 有无偏航姿态改正的GLONASS卫星平均一维轨道和钟差差异统计

Tab. 3 Statistics of 1D Orbit and Clock Differences w. r. t all GLONASS Satellites for Solutions with Different Yaw Attitude

模型	轨道均值/mm	钟差 STD/ns
无偏航姿态	39.0	0.146
有偏航姿态	28.2	0.112
差值	10.2	0.034

### 3 结语

偏航姿态是卫星导航系统基础和关键的一环,研究其对精密轨道和钟差的影响,有助于明确姿态相关的误差来源,提高轨道精度。本文分析结果表明,偏航姿态对轨道和钟差影响的量值大小受卫星硬件条件(光学传感器、硬件姿态调节速

率等)、姿态机动方式和天线相位中心偏差大小等共同影响。偏航姿态对不同类型卫星的影响程度不同。当采用偏航姿态模型后,地影期的GPS BLOCK IIA型卫星轨道改善可达17 mm,BLOCK IIF为近5 mm,而BLOCK IIR几乎不受影响。GPS卫星的平均一维轨道精度提升近2 mm,钟差标准差提升0.007 ns;GLONASS卫星的轨道精度提高幅度更大,可达10 mm,钟差标准差提升0.034 ns。

### 参考文献

- [1] Rodriguez-Solano C, Hugentobler J, Steigenberger U, et al. Improving the Orbits of GPS Block IIA Satellites During Eclipse Seasons[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(8): 1 511-1 529
- [2] Bar-Sever Y E. Improvement to the GPS Attitude Control Subsystem Enables Predictable Attitude During Eclipse Seasons[R]. IGS Central Bureau, Pasadena, California, USA, 1994
- [3] Bar-Sever Y E. A New Model for GPS Yaw Attitude[J]. *Journal of Geodesy*, 1996, 70: 714-723
- [4] Bar-Sever Y E. Information Regarding Block IIR Modeling[C]. IGS Central Bureau, Pasadena, California, USA, 1997

- [5] Kouba J. A simplified Yaw-Attitude Model for E-clipsing GPS Satellites[J]. *GPS Solutions*, 2009, 13:1-12
- [6] Dilssner F. GPS IIF-1 Satellite: Antenna Phase Center and Attitude Modeling[J]. *Inside GNSS*, 2010, 5(6):59-64
- [7] Dilssner F, Springer T, Enderle W. GPS IIF Yaw Attitude Control During Eclipse Season[C]. AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, 2011
- [8] Dilssner F, Springer T, Gienger G, et al. The GLONASS-M Satellite Yaw-Attitude Model [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47:160-171
- [9] Geng Tao, Zhao Qile, Liu Jingnan, et al. Regional Orbit Determination of Navigation Satellite Based on Global Priori Information[J]. *Geomatics and Information of Wuhan University*, 2010, 35(4):491-494(耿涛, 赵齐乐, 刘经南, 等. 具有先验信息的区域增强系统卫星轨道确定方法[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2010, 35(4):491-494)

## Impact of Yaw Attitude on GPS/GLONASS Orbit and Clock Solutions

WANG Chen<sup>1</sup> GUO Jing<sup>1</sup> ZHAO Qile<sup>1</sup>

1 GNSS Research Center, Wuhan University, Wuhan 430079, China

**Abstract:** As a key factor in GNSS data processing, the yaw attitude of GNSS satellites is closely connected to the geometrical observable error corrections and the non-conservative forces acted on satellites. The precision of the calculated orbit and clock (O&C) products are therefore affected by attitude models of the navigation satellites. In this contribution, observations from about 110 International GNSS Service (IGS) stations with the global distribution in 2013 are used to investigate the impacts of yaw attitude on O&C solutions of GPS and GLONASS satellites. The results demonstrate that the degree of yaw attitude on O&C varies according to the types of these navigation satellites. The orbit accuracy of the GPS BLOCK IIA satellites during eclipse season were improved by 17 mm, for GPS BLOCK IIF by nearly 5 mm, but the BLOCK IIR satellites were hardly affected when yaw attitude corrections are used. Compared to GPS satellites, the impact of yaw attitude on GLONASS O&C is greater, which could reach to 10 mm and 0.034 ns for O&C respectively, when the IGS final orbit and GFZ final clock solutions are taken as references.

**Key words:** yaw attitude; orbit; clock; GPS; GLONASS

**First author:** WANG Chen, PhD candidate, specializes in GNSS data processing. E-mail: chen.wang@whu.edu.cn

**Corresponding author:** GUO Jing, PhD. E-mail: jingguo@whu.edu.cn

**Foundation support:** The National 863 Program of China, Nos. 2014AA121501, 2013AA122501; the National Nature Science Foundation of China, No. 41404032; the Fundamental Research Funds for the Central Universities, No. 2042014gf026.