



# 海洋二号 A 与资源三号卫星星载 GPS 自主轨道确定

龚学文<sup>1,2</sup> 王甫红<sup>1</sup>

<sup>1</sup> 武汉大学测绘学院, 湖北 武汉, 430079

<sup>2</sup> 武汉大学地球空间信息技术协同创新中心, 湖北 武汉, 430079

**摘要:** 系统研究了基于海洋二号 A(HY2A)与资源三号(ZY3)卫星国产星载 GPS 接收机双频数据的自主定轨问题, 模拟在轨实时处理的结果表明, HY2A 与 ZY3 卫星伪距自主定轨的位置精度可达 1.3 m, 速度精度可达 1.2 mm/s; 而 HY2A 卫星相位自主定轨位置精度可达 38 cm, 其中径向精度约 10 cm, 速度精度可达 0.36 mm/s; ZY3 卫星相位定轨位置精度可达 54 cm, 速度精度可达 0.54 mm/s。自主定轨的相关成果可以应用于我国后续对地观测计划的实时服务。

**关键词:** 星载 GPS; 自主定轨; 在轨实时处理

中图法分类号: P228

文献标志码: A

海洋二号 A(HY2A)卫星是我国发射的第一颗海洋动力环境卫星, 该卫星的主要任务是监测海洋动力环境<sup>[1]</sup>; 资源三号(ZY3)卫星是我国首颗民用立体测图卫星, 主要用于全国基础地理信息地图的修测和更新, 开展国土资源调查与监测<sup>[2]</sup>。两颗卫星一方面各自搭载了所需的对地观测设备, 具备全天候、全天时及全球探测能力; 另一方面都搭载了我国自主研制的双频 GPS 接收机与 SLR 反射器等定位及定轨设备, 卫星具备高精度测轨及定轨能力<sup>[1,2]</sup>。HY2A 卫星上搭载有雷达高度计等对地观测设备, 为满足连续且有效的海洋地形测量, 对卫星精密轨道有着很高的精度要求, 要求精密轨道径向精度优于 10 cm<sup>[3,4]</sup>; ZY3 卫星精密轨道、姿态等信息用于标定卫星有效载荷技术参数, 配合地面控制信息修正标定严密成像模型, 要求精密轨道三维位置精度优于 20 cm<sup>[5]</sup>。国内外利用星载 GPS 数据对卫星进行事后精密轨道确定的技术与经验已很成熟。国外诸多卫星, 如 GOCE<sup>[6]</sup>、CHAMP<sup>[7]</sup>、GRACE<sup>[8]</sup>、TerraSAR-X<sup>[9]</sup>、SAC-C<sup>[10]</sup>、MetOp-A<sup>[11]</sup>以及 Jason 系列卫星<sup>[12]</sup>等, 都取得了很好的精密定轨结果。文献[3]系统研究了基于国产星载双频 GPS 接收机的 HY2A 卫星精密定轨问题, 卫星径向定轨精度可达 1~2 cm; 文献[5]也利用国产

双频 GPS 接收机的测量数据, 基于卫星动力学原理和事后批处理定轨模式, 对 ZY3 卫星进行了精密定轨, 卫星位置重叠弧段精度平均为 4.95 cm, SLR 检核精度也达到 4 cm。这说明采用国产星载 GPS 接收机, 事后处理也能够获得 5 cm 以下的高精度定轨结果。

本文研究 HY2A 与 ZY3 卫星基于国产星载 GPS 接收机双频数据的自主定轨问题。所谓自主定轨, 是指在轨实时处理星载 GPS 接收机的观测数据, 获取卫星的位置、速度和时间等状态参数, 并提供给其他星上载荷, 实现低轨卫星的自主运行<sup>[13]</sup>。相比于事后精密定轨处理, 自主定轨受限于星上苛刻的条件, 只能采用实时播发的 GPS 广播星历作为定轨基准, GPS 广播星历虽然成功实施了精度改进计划<sup>[14]</sup>, 但目前星历轨道与卫星钟的整体误差仍然可达 1~2 m<sup>[15]</sup>; 此外, 处理过程在计算能力十分有限的星载处理器上超快速实时完成, 因此, 定轨时一般采用基于卡尔曼滤波的实时估计模式, 定轨策略也必须进行极大的程度的简化; 这造成自主轨道精度要差于事后精密轨道, 通常只能达到 m 级或亚 m 级<sup>[16]</sup>。自主轨道一方面直接应用于卫星轨道及姿态的自主控制, 从而实现卫星的自主飞行; 另一方面可直接传输给科学观测数据采集与处理系统, 用于超快速或实时

对地观测科学产品的生成,从而为用户提供超快速或实时服务。本文基于 HY2A 与 ZY3 卫星国产星载 GPS 接收机双频伪距及相位数据,分别以伪距与相位作为主要观测值,采用 GPS 广播星历及简化动力学方法,完全模拟在轨实时处理,以事后精密轨道为参考,分析 HY2A 与 ZY3 卫星的自主定轨精度,相关成果可应用于我国后续对地观测计划的实时服务。

## 1 自主定轨模型与方法

### 1.1 观测模型

HY2A 与 ZY3 卫星上搭载的是中国空间技术研究院(CAST)研制的双频 GPS 接收机,卫星在地球对流层上方飞行,GPS 测量不受对流层影响,双频伪距与相位组合观测方程为:

$$\begin{cases} P = \rho + c\delta_R - c\delta^S + M_P + \epsilon_P \\ L = \rho + c\delta_R - c\delta^S + N + M_L + \epsilon_L \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $P = (\alpha^2 P_1 - P_2) / (\alpha^2 - 1)$  为两种  $P$  码伪距  $P_1$  与  $P_2$  的无电离层组合;  $L = (\alpha^2 L_1 - L_2) / (\alpha^2 - 1)$  为两种载波相位  $L_1$  与  $L_2$  的无电离层组合;  $\alpha$  为两种载波频率之比,即有  $\alpha = f_1 / f_2$ 。  $\rho$  为星载接收机至 GPS 卫星的几何距离;  $\delta^S$  与  $\delta_R$  分别为 GPS 卫星钟差与星载接收机钟差;  $c$  为真空中光速;  $N$  即为无电离层相位组合  $L$  的组合模糊度参数;  $(M_P, M_L)$  分别为  $(P, L)$  两种组合观测值的多路径效应;  $(\epsilon_P, \epsilon_L)$  分别为两种组合观测值的观测噪声。

根据式(1)可知,如果以伪距数据作为主要观测值,自主定轨待估的位置参数包括卫星位置、速度、接收机钟差及钟速,记为  $[\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, c\delta_R, c\dot{\delta}_R]$ ; 如果以相位数据作为主要观测值,自主定轨待估的参数还应包括每颗可见 GPS 卫星的模糊度参数,即  $[N_1, N_2, \dots, N_n]$ ,  $n$  为可见 GPS 卫星数。

### 1.2 动力学模型

低轨卫星在轨飞行的运动学方程可表示为:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}) + \mathbf{a}_w \quad (2)$$

式中,  $\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \ddot{\mathbf{r}}$  分别为地心惯性系下卫星的位置、速度与加速度;  $\mathbf{a}(\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}})$  为除地球中心引力之外的其他摄动加速度,包括地球非中心引力、日月及行星引力、大气阻力、太阳光压、地球固体潮、海洋潮以及相对论等摄动;  $\mathbf{a}_w$  为经验加速度,用于补偿未模型化或难以描述的摄动加速度误差。根据式(2),对于大气阻力与太阳光压,由于卫星本身的表面积难以精确模型化,高层大气与太阳光

和卫星之间的相互作用也难以精确描述,因此,计算大气阻力与太阳光压摄动时,通常将大气阻力系数  $C_d$  与太阳光压系数  $C_r$  作为待估参数;此外,包括径向、切向与法向( $R/T/N$ )3 个方向的经验加速度  $(a_R, a_T, a_N)$ , 动力学模型中待估参数为  $[C_d, C_r, a_R, a_T, a_N]$ 。

### 1.3 滤波模型

结合观测模型与动力学模型,可建立自主定轨卡尔曼滤波的函数模型:

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_k \\ \mathbf{Y}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $\mathbf{X}_k$  表示  $k$  时刻待估的状态向量,结合式(1)与式(2)可知,当以伪距作为主要观测值时,待估状态向量为  $[\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, c\delta_R, c\dot{\delta}_R, C_d, C_r, a_R, a_T, a_N]$ , 共 13 维。以相位为主要观测值,待估状态向量为  $[\mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, c\delta_R, c\dot{\delta}_R, C_d, C_r, a_R, a_T, a_N, N_1, N_2, \dots, N_n]$ , 共  $13+n$  维。  $\Phi_{k,k-1}$  为状态转移矩阵,一般根据某一初始时刻的卫星位置、速度和动力学模型参数,通过龙格-库塔数值积分,可得到下一时刻的卫星状态向量,同时计算相应的转移矩阵;  $\mathbf{Y}_k$  为伪距或相位观测向量;  $\mathbf{H}_k$  为观测系数矩阵;  $\mathbf{V}_k$  为观测误差向量;  $\mathbf{W}_k$  为状态方程的系统噪声,其中补偿加速度采用一阶高斯-马尔可夫随机过程来表示,大气阻力系数与太阳光压系数使用随机游走过程。

## 2 实测数据处理与分析

本文采用自主编制的 SATODS 软件对 HY2A 与 ZY3 卫星的星载 GPS 双频实测数据进行模拟在轨实时处理,以事后精密轨道作为参考,分析自主定轨的精度。两颗卫星都取 5 d 的实测数据, HY2A 卫星的参考轨道为法国空间研究中心(CNES)发布的事后精密轨道<sup>[4]</sup>, ZY3 卫星的参考轨道为武汉大学(WHU)计算的精密轨道<sup>[5]</sup>, 精密轨道的精度都高达 cm 级<sup>[4,5]</sup>, 两颗卫星及其数据的相关信息如表 1 所示。

表 1 实验数据的主要信息

Tab. 1 Main Information of Experimental Data

任务	HY2A	ZY3
轨道高度/km	900	500
GPS 数据日期	2012/001-005	2012/032-034
精密轨道来源	CNES	WHU
组合伪距测量精度/m	2.432	2.262
组合相位测量精度/mm	6.41	6.57

### 2.1 定轨策略设置

本文模拟在轨实时处理,所采用的定轨策略

完全模拟星上自主定轨的限制条件,作最大程度的简化,如表 2 所示。GPS 卫星位置与钟差采用实时播发的广播星历计算,每 30 s 采用观测数据进行一次测量更新;HY2A 卫星轨道较高,重力场模型阶次截断为  $45 \times 45$ , ZY3 卫星高度较低,重力场模型阶次为  $60 \times 60$ ;行星引力、海洋潮、相对论效应等摄动加速度忽略,其余摄动都采用最简化的模型;岁差模型为最简单的 IAU 1976,章动模型为 IAU 1980 的简化模型,地球自转参数采用 IERS 公报 A 中发布的快速预报 EOP 产品。

表 2 定轨模型与参数设置

Tab. 2 Models and Parameters for Orbit Determination

模型/参数	相关设置
星载 GPS 数据	双频组合观测数据,采样率为 30 s
GPS 轨道与钟差	广播星历
重力场模型	EGM2008 $45 \times 45$ (HY2A), $60 \times 60$ (ZY3)
N 体引力	行星引力忽略不计,日月位置采用简易近似公式计算
地球固体潮	采用简易固体潮模型
地球海洋潮	忽略
相对论效应	忽略
大气阻力	改进后的 Harris-Priester 模型,固定有效面积,估计 $C_d$ 参数
太阳光压	简易球状模型,固定有效面积,估计 $C_r$ 参数
经验加速度	动力学模型补偿(DMC),一阶高斯-马尔可夫随机模型
坐标系统	WGS84
岁差与章动模型	IAU1976/IAU 1980 简化模型
地球自转参数	IERS 公报 A 快速预报 EOP

## 2.2 自主定轨精度分析

本文分别以伪距和相位作为主要观测值,模拟在轨实时定轨处理,HY2A 卫星自主轨道的位置与速度精度分别如图 1 所示,ZY3 卫星的位置与速度精度分别如图 2 所示。

对于 HY2A 卫星,伪距自主定轨的位置精度(3D RMS)为  $1.25 \sim 1.45$  m,速度精度(3D RMS)为  $1.20 \sim 1.35$  mm/s;以相位作为主要观测值,定轨精度大大提高,位置精度达到  $30 \sim 45$  cm,速度精度达到  $0.30 \sim 0.45$  mm/s。

对于 ZY3 卫星,伪距自主定轨的位置精度为  $1.0 \sim 1.25$  m,速度精度为  $1.0 \sim 1.30$  mm/s;相位定轨精度也大大提高,位置精度为  $45 \sim 65$  cm,速度精度为  $0.45 \sim 0.65$  mm/s。

表 3 给出了 5 d 内 HY2A 与 ZY3 卫星自主定轨的整体精度(RMS)统计。对于 HY2A 卫星,相比于伪距自主定轨,相位自主定轨精度提高了 71%,轨道径向精度(RMS)可达 8.7 cm。对于 ZY3 卫星,相位定轨相比于伪距定轨,精度提高

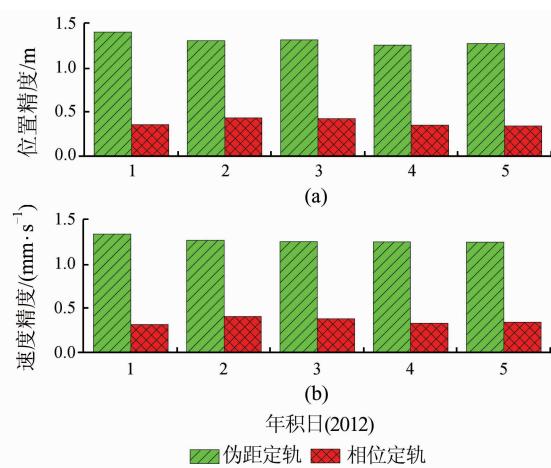


图 1 HY2A 卫星定轨的位置与速度误差(3D RMS)

Fig. 1 Position and Velocity Error (3D RMS) of HY2A Mission's Determined Orbits

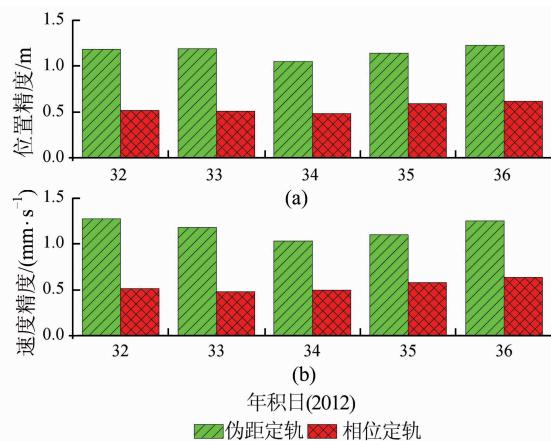


图 2 ZY3 卫星定轨的位置与速度误差(3D RMS)

Fig. 2 Position and Velocity Error (3D RMS) of ZY3 Mission's Determined Orbits

了 53%,三维位置精度达 54.2 cm。相位自主定轨精度之所以明显优于伪距自主定轨,其原因有以下两个方面:①相位观测值本身的观测噪声(含多路径)很小,仅为 mm 级;②虽然自主定轨中采用广播星历时无法对相位模糊度进行固定,但动态变化的模糊度参数可以吸收部分广播星历中缓慢变化的轨道误差与钟误差,从而提高了定轨精度。

图 3 给出了 HY2A 卫星在 2012 年年积日为 5 (DOY=005) 时相位自主定轨在径向、切向及法向 3 个方向的位置误差曲线,径向位置误差优于  $\pm 20$  cm,切向优于  $\pm 100$  cm,法向优于  $\pm 50$  cm,3 个方向的位置精度(RMS)分别为 6.5 cm、26.1 cm 与 20.1 cm。图 4 给出了 ZY3 卫星在 2012 年 DOY=033 时相位实时定轨在径向、切向及法向的位置误差曲线,径向位置误差优于  $\pm 50$  cm,切向优于

±100 cm, 法向优于±50 cm, 3个方向的位置精度(RMS)分别为22.0 cm、43.0 cm与13.8 cm。

表3 定轨精度整体统计

Tab. 3 Overall Statistics of Orbit Determination

Accuracy

RMS	HY2A		ZY3		
	伪距	相位	伪距	相位	
位置 /m	R	0.605	0.087	0.605	0.251
	T	0.969	0.309	0.895	0.444
	N	0.653	0.202	0.407	0.185
速度 /(mm · s <sup>-1</sup> )	3D	1.316	0.379	1.155	0.542
	R	0.922	0.277	0.917	0.409
	T	0.505	0.124	0.551	0.278
	N	0.717	0.199	0.452	0.206
3D	1.272	0.363	1.161	0.536	

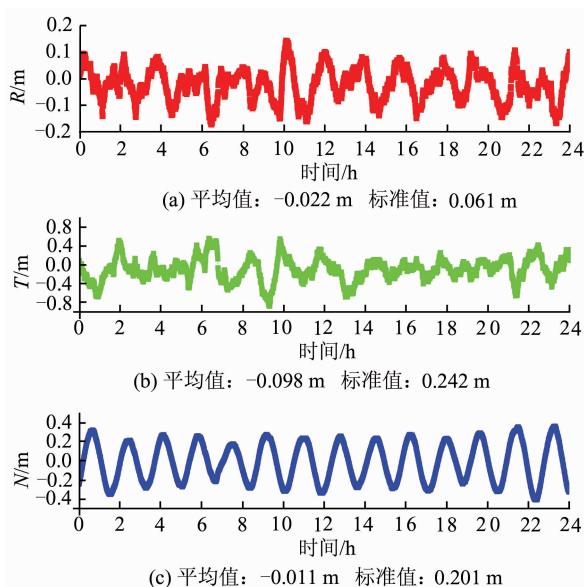


图3 HY2A卫星相位定轨径向/切向/法向位置误差(2012年DOY=005)

Fig. 3 R/T/N Position Error of HY2A Mission's Determined Orbits by Phase Measurements (2012, DOY=005)

### 3 结语

本文基于HY2A与ZY3卫星国产星载GPS接收机的双频数据, 模拟在轨实时定轨处理。以伪距作为主要观测值, 自主定轨精度可达m级。以相位为主要观测值, HY2A卫星定轨位置精度可达38 cm, 径向精度可达10 cm左右, 速度精度可达0.36 mm/s; ZY3卫星定轨位置精度可达54 cm, 速度精度可达0.54 mm/s。伪距与相位自主定轨的结果表明, 国产卫星利用国产GPS接收机, 可以获得较高精度的在轨实时轨道结果, 该结

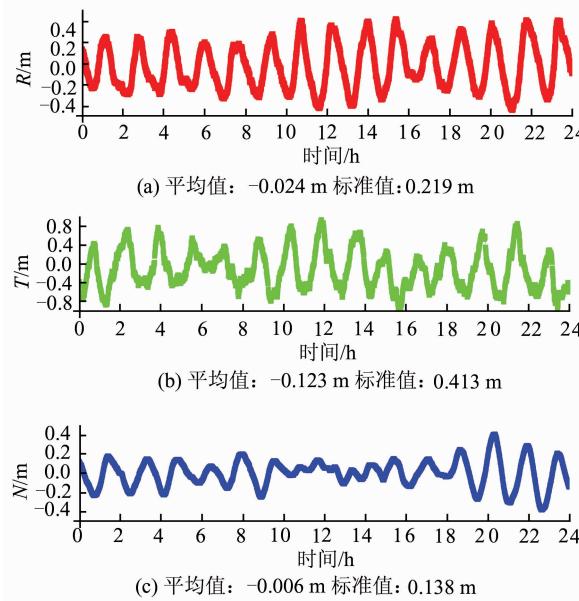


图4 ZY3卫星相位定轨径向/切向/法向

位置误差(2012年DOY=033)

Fig. 4 R/T/N Position Error of ZY3 Mission's Determined Orbits by Phase Measurements (2012, DOY=033)

果既可直接应用于卫星轨道与姿态的自主控制, 也可以应用于部分实时性要求较高而精度要求较低的对地观测科学产品服务。

### 参 考 文 献

- [1] Zhang Qingjun, Zhang Jian, Zhang Huan, et al. The Study of HY2A Satellite Engineering Development and In-Orbit Movement [J]. *Engineering Sciences*, 2013(7):12-18(张庆君, 张健, 张欢, 等. 海洋二号卫星工程研制及在轨运行简介 [J]. 中国工程科学, 2013(7):12-18)
- [2] Li Deren. China's First Civilian Three-line-array Stereo Mapping Satellite: ZY3 [J]. *Acta Geodetica et Cartographica Sinica*, 2012, 41(3):317-322(李德仁. 我国第一颗民用三线阵立体测图卫星——资源三号测绘卫星 [J]. 测绘学报, 2012, 41(3):317-322)
- [3] Guo Jing, Zhao Qile, Li Min, et al. Centimeter Level Orbit Determination for HY2A Using GPS Data [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2013, 28(1):52-55(郭靖, 赵齐乐, 李敏, 等. 利用星载GPS观测数据确定海洋2A卫星cm级精密轨道 [J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 28(1):52-55)
- [4] Gao Fan, Peng Bibo, Zhang Yu, et al. Analysis of HY2A Precise Orbit Determination Using DORIS [J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(5):

- 1 394-1 404
- [5] Zhao Chunmei, Tang Xinming. Precise Orbit Determination for the ZY-3 Satellite Mission Using GPS Receiver [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34 (9): 1 202-1 206(赵春梅, 唐新明. 基于星载 GPS 的资源三号卫星精密定轨 [J]. 宇航学报, 2013, 34(9): 1 202-1 206)
- [6] Bock H, Jäggi A, Meyer U, et al. GPS-derived Orbits for the GOCE Satellite [J]. *Journal of Geodesy*, 2011, 85(11): 807-818
- [7] Svehla D, Rothacher M. Kinematic and Reduced-dynamic Precise Orbit Determination of CHAMP Satellite over One Year Using Zero-differences [C]. EGS-AGU-EGU Joint Assembly, Nice, France, 2003
- [8] Kang Z, Tapley B, Bettadpur S, et al. Precise Orbit Determination for the GRACE Mission Using Only GPS Data [J]. *Journal of Geodesy*, 2006, 80 (6): 322-331
- [9] Wermuth M, Hauschild A, Montenbruck O, et al. Terra SAR-X Precise Orbit Determination with Real-time GPS Ephemerides [J]. *Advances in Space Research*, 2012, 50(5): 549-559
- [10] Hwang Y, Byoung-Sun L, Haedong K, et al. Orbit Determination Performances Using Single and Double-differenced Methods: SAC-C and KOMP-SAT-2 [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47 (1): 138-148
- [11] Montenbruck O, Andres Y, Bock H, et al. Tracking and Orbit Determination Performance of the GRAS Instrument on MetOp-A [J]. *GPS Solutions*, 2008, 12(4): 289-299
- [12] Cerri L, Berthias J P, Bertiger W I, et al. Precision Orbit Determination Standards for the Jason Series of Altimeter Missions [J]. *Marine Geodesy*, 2010, 33(S1): 379-418
- [13] Li Zhenghang, Zhang Xiaohong. New Techniques and Precise Data Processing Methods of Satellite Navigation and Positioning [M]. Wuhan: Wuhan University Press, 2009: 78-80(李征航, 张小红. 卫星导航定位新技术及高精度数据处理方法 [M]. 武汉: 武汉大学出版社, 2009: 78-80)
- [14] Li Zhenghang, Ding Wenwu, Li Zhao. Error Analysis of Orbit Determined by GPS Broadcast Ephemeris [J]. *Journal of Geodesy and Geomatics*, 2008, 28(1): 49-54(李征航, 丁文武, 李昭. GPS 卫星广播星历的轨道误差分析 [J]. 大地测量与地球动力学, 2008, 28(1): 49-54)
- [15] Yu Wenkun, Dai Wujiao, Cai Changsheng, et al. Accuracy Analysis of GPS/GLONASS Broadcast Ephemeris [J]. *Geotechnical Investigation & Surveying*, 2012, 10(8): 79-83(余文坤, 戴吾蛟, 蔡昌盛, 等. GPS/GLONASS 广播星历精度分析 [J]. 工程勘察, 2012, 10(8): 79-83)
- [16] Montenbruck O, Ramos-Bosch P. Precision Real-Time Navigation of LEO Satellites Using Global Positioning System Measurements [J]. *GPS Solutions*, 2008, 12(3): 187-198

## Autonomous Orbit Determination of HY2A and ZY3 Missions Using Space-borne GPS Measurements

GONG Xuewen<sup>1,2</sup> WANG Fuhong<sup>1</sup>

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

2 Collaborative Innovation Center for Geospatial Technology, Wuhan University, Wuhan 430079, China

**Abstract:** This paper studied the determination of autonomous orbits of HY2A and ZY3 missions using on-board GPS data. A simulative on-board processing of real-time orbit determination was carried out using the space-borne GPS dual frequency pseudo-range and phase measurements with the auto-developed software SATODS. The test demonstrates that, based on pseudo-range data, the position and velocity error (3D RMS) of orbit results are up to 1.3 m and 1.2 mm/s respectively, but with phase data, they are reduced to 38cm and 0.36 mm/s for HY2A mission, where the radial accuracy is about 10 cm, and decreased to 54 cm and 0.54 mm/s for ZY3 mission. These contributions can be used for certain real-time service of continued low-earth orbiters (LEO) for earth observations.

**Key words:** space-borne GPS; autonomous orbit determination; on-board real time processing