

文章编号:1671-8860(2013)01-0052-04

文献标志码:A

# 利用星载 GPS 观测数据确定 海洋 2A 卫星 cm 级精密轨道

郭 靖<sup>1</sup> 赵齐乐<sup>1</sup> 李 敏<sup>1</sup> 胡志刚<sup>1,2</sup>

(1 武汉大学卫星导航定位技术研究中心,武汉市珞喻路 129 号,430079)

(2 武汉大学测绘学院,武汉市珞喻路 129 号,430079)

**摘要:**系统研究了基于国产星载双频 GPS 接收机的海洋 2A(HY2A)卫星精密定轨问题,并对星载双频 GPS 接收机天线相位中心进行了校正。结果显示,HY2A 卫星径向定轨精度可达 1~2 cm,天线相位中心标定精度为 mm 级。相关成果可应用于我国后续所有搭载双频 GPS 接收机的对地观测卫星计划。

**关键词:**海洋 2A 卫星;星载 GPS 接收机;精密定轨;天线相位中心变化;SLR

中图法分类号:P228.41

自从 TOPEX/POSEIDON 测高卫星首次利用星载 GPS 观测值实现径向优于 3 cm 轨道精度以来<sup>[1]</sup>,利用星载 GPS 观测值确定低轨卫星精密轨道已经成为一种通用手段并获得了大量研究。当前 JASON-1 卫星径向轨道精度优于 1 cm<sup>[2]</sup>,而用于地球重力场反演的 CHAMP、GRACE 和 GOCE 卫星,其定轨精度也分别为 2~3 cm 和优于 2 cm<sup>[3-9]</sup>。高精度的低轨卫星轨道得益于具有良好性能的星载 GPS 接收机,海洋 2A 卫星(HY2A)是我国首颗对轨道精度有较高要求,并且搭载国产双频 GPS 接收机的卫星。

2011-08-16 发射的 HY2A 卫星的科学目标是观测海面风场、海面高以及海面温度,从而监测全球海洋动力学环境。HY2A 卫星携带有微波成像仪、双波段雷达测高仪和 Ku 波段散射仪,为了满足径向定轨精度优于 10 cm 的设计要求,HY2A 搭载有法国 DORIS 系统、激光角反射器和国产双频星载 GPS 接收机。卫星轨道采用 DORIS、GPS 和 SLR 解算,其中 DORIS 观测数据主要由法国国家空间研究中心(CNES)处理,而武汉大学卫星导航定位技术研究中心承担了基于 GPS 的精密定轨任务。

本文利用 HY2A 卫星的星载双频 GPS 观测数据,系统研究了该卫星的精密定轨问题。结果

表明,该卫星的径向定轨精度为 1~2 cm,相关成果可应用于我国后续所有搭载星载双频 GPS 接收机的卫星计划。

## 1 HY2A 卫星星载设备配置

由于精密定轨确定的是卫星质心在地固系下的三维位置,因此,必须要精确了解各种星载设备在星固系下相对于卫星质心的位置。HY2A 卫星星固系原点为卫星质心,其 Z 轴指向地心,X 轴在轨道面上与 Z 轴垂直并指向卫星前进方向,而 Y 轴垂直于 X 轴和 Z 轴并构成右手坐标系。图 1 为星固系 +Y 轴方向 HY2A 卫星的示意图,表 1 给出了两个双频 GPS 接收机天线(SSTI-A、SSTI-B)、激光角反射器(LRR)和 DORIS 天线在星固系下的坐标。

## 2 HY2A 精密定轨

### 2.1 精密定轨策略

武汉大学卫星导航定位技术研究中心采用自主研发的定位和导航数据分析软件(PANDA)确定 HY2A 高精度简化动力学轨道,表 2 给出了精密定轨中所采用的力模型、数据和待估参数,其具体计算步骤和方法可参见文献[6]。

收稿日期:2012-11-08。

项目来源:国家 863 计划资助项目(2012AA12A301);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(2012618020201);中国科学院精密导航定位与定时技术重点实验室开放研究基金资助项目(2012PNTT06)。

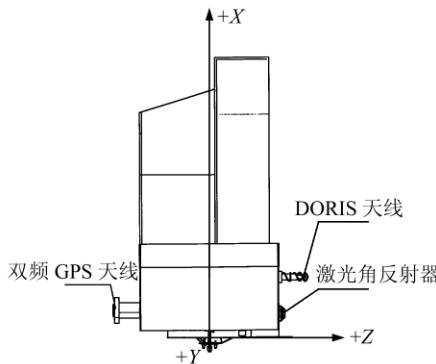


图 1 HY2A 卫星星载 GPS 接收机天线、激光角反射器和 DORIS 天线示意图

Fig. 1 Schematic View on SSTI Antennas, LRR, and DORIS Antenna on HY2A

表 1 星载 GPS 接收机天线、激光角反射器和 DORIS 天线在星固系下坐标

Tab. 1 Coordinates of Onboard SSTI Antennas, LRR, and DORIS Antenna in SRF

仪器	X <sub>SRF</sub> /mm	Y <sub>SRF</sub> /mm	Z <sub>SRF</sub> /mm
SSTI-A	-980.5	-184.9	-1 374.2
SSTI-B	-899.7	174.5	-1 002.1
LRR	-1 005.0	-221.9	974.8
DORIS 天线	-479.7	-755.5	1 002.9

表 2 HY2A 精密定轨中所使用的力模型、数据和待估参数

Tab. 2 Force Models, Data, and Orbit Parameters for HY2A POD

项目	描述
力模型	
平均重力场	EIGEN-GL04C (零潮模型, 100 × 100 阶)
地球重力场低阶项长期变化	IERS Conventions 2003 <sup>[10]</sup>
三体引力	JPL DE405 行星星历
地球固体潮	IERS Conventions 2003 <sup>[10]</sup>
海潮	FES2004 海潮模型 (30 × 30 阶) <sup>[11]</sup>
相对论效应	IERS Conventions 2003 <sup>[10]</sup>
大气阻力	DTM94 大气密度模型 <sup>[12]</sup>
太阳光压	Box-wing 模型
参考框架	
惯性参考系	J2000.0 <sup>[10]</sup>
岁差和章动模型	IAU 2000A <sup>[10]</sup>
地球自转	IERS EOP 08 C04 (IAU 2000A)
数据	
HY2A 星载 GPS 观测值	非差双频消电离层组合, 30 s 采样率
GPS 轨道	CODE 精密轨道
GPS 钟差	CODE 5 s 精密钟差
估计参数	
HY2A 卫星定轨弧段初始状态	三维惯性系位置和速度
载波相位观测值模糊度	每个模糊度弧段、每颗卫星一个
大气阻力系数	360 min 1 个
HY2A 星载 GPS 接收机钟差	1 历元 1 个
切向常偏量经验参数	360 min 1 个
切向、法向和径向 1-CPR 经验参数	360 min 1 个

## 2.2 接收机天线 PCO 和 PCV 校正

由于 GPS 观测值为信号发射时刻卫星天线瞬时相位中心到信号接收时刻接收机天线瞬时相位中心的距离, 而精密定轨则需要确定卫星质心的位置, 因此需要对观测值进行平均相位中心偏差 (PCO) 和瞬时相位中心变化 (PCV) 改正。虽然 HY2A 卫星提供先验 PCO 和 PCV 值, 但是由于卫星实际在轨环境与实验室环境有较大差异, 因此采用先验 PCO 和 PCV 将会对定轨精度产生影响, 正确估计 HY2A 实际在轨 PCO 和 PCV 是进一步提高其定轨精度的有效方法<sup>[7,9]</sup>。基于星载 GPS 观测值确定接收机天线 PCV 的方法最先由 Haines 等人应用于 JASON-1 卫星<sup>[2]</sup>, 随后瑞士伯尔尼大学天文研究所 (AIUB) 等机构也先后开展了 GRACE 星载 GPS 接收机天线的 PCO 和 PCV 校正研究。

PCO 和 PCV 的校正可以采用直接法和残差法, 直接估计法是将 PCO 和 PCV 模型参数引入观测方程中与动力学参数一起平差解算, 而残差法是基于卫星定轨观测值残差校正 PCO 和 PCV 值。本文在实际数据处理中将 PCO 参数引入观测方程中与轨道参数同时求解, 而 PCV 则采用残差法估计。

插页 V 彩图 1 给出了 HY2A 卫星 2011 年 300 天简化动力学定轨双频无电离层组合观测值残差, 图中方位角起算方向为卫星飞行方向 (星固系 +X 向), 其中, 插页 V 彩图 1(a) 为不采用 PCO 和 PCV 进行精密定轨所得到的观测值残差, 插页 V 彩图 1(b) 为估计 PCO 后的观测值残差, 插页 V 彩图 1(c) 为采用估计的 PCV 并同时估计 PCO 所得到的观测值残差。从插页 V 彩图 1(a) 中可见在不采用 PCO 和 PCV 的情况下, 天顶方向观测值残差达到 27 mm 左右, 通过对多天的观测值残差进行分析发现这一现象呈系统性, 而这种系统性误差可以归结为星载 GPS 接收机天线 PCO 不精确所引起。插页 V 彩图 1(b) 与 1(a) 相比可见, 在估计 PCO 后有效消除了观测值残差中的系统性误差, 同时可以清晰看到观测值残差呈现与高度角相关的变化。与插页 V 彩图 1(c) 相比在加入 PCV 数据后这种变化得以消除并且残差几乎呈现均匀性分布。

插页 V 彩图 1(d) 给出了估计的双频无电离层组合观测值  $5^\circ \times 2^\circ$  分辨率的 PCV 值, 利用 2011 年 273 天至 2011 年 333 天共 61 d 简化动力学定轨观测值残差计算而得<sup>[9]</sup>。从图中可见

PCV 值随高度角变化,这与插页 V 彩图 1(b)一致。

插页 V 彩图 2 给出了 2011 年 282 天至 313 天分别不采用 PCO 和 PCV(红线),仅采用 PCO(蓝线)以及采用 PCO 和 PCV(绿线)进行简化动力学定轨后观测值残差 RMS 值,可见估计 PCO 后有效减少了观测值残差中的误差,而加入 PCV 后提高幅度有限。这主要是因为与动力学参数同时估计的 PCO 参数有效吸收了观测值残差中的系统性误差,而 PCV 对于观测值改正量值相对较小。

### 3 HY2A 精密轨道精度验证

本文基于 PANDA 软件,采用表 2 中数据处理策略处理了 HY2A 卫星从 2011 年 282 天至 2011 年 313 天的星载 GPS 数据(2011-10-9~11-09),在不考虑 PCO 和 PCV、仅考虑 PCO 和同时考虑 PCO 和 PCV 的情况下解算得到三类简化动力学轨道,本节将会对相应轨道精度作详细分析。

#### 3.1 与 CNES 轨道比较

CNES 利用 HY2A DORIS、GPS 和 SLR 数据独立解算其精密轨道,本文将解算得到的 HY2A 卫星三类轨道分别与 CNES 解算的精密轨道进行比较。插页 V 彩图 3 给出了此段时间内在考虑 PCO 和 PCV 情况下所得到的简化动力学轨道与 CNES 轨道差值,其平均 RMS 值在切向为 24.7 mm,法向为 29.7 mm,径向为 9.4 mm,三维为 39.8 mm。

表 3 中分别列出了三类轨道与 CNES 轨道在切向、法向、径向和三维差值的平均 RMS 值,从中可以看到当引入 PCO 或(和)PCV 后轨道差值在 3 个方向上都有提高,而其三维差值从 47.5 mm 提高至 43.3 mm 进而提高至 39.8 mm,这归功于法向轨道差值的提高,其提高量值可达 20%。

表 3 不同定轨策略下 HY2A PANDA 轨道与 CNES 轨道差值统计

Tab. 3 RMS in Radial, Along-track, Cross-track, and 3D Between CNES Orbits and PANDA Different Orbit Solutions for Days 282 to 313 of 2011

轨道	切向/mm	法向/mm	径向/mm	3D/mm
无 PCO 和 PCV	27.4	37.0	11.0	47.5
仅 PCO	24.9	33.8	9.6	43.3
PCO 和 PCV	24.7	29.7	9.4	39.8

表 4 不同策略下 HY2A 轨道 SLR 检验结果

Tab. 4 SLR Validation (RMS and Mean) of Different Orbit Solutions for Days 282 to 313 of 2011

轨道	均值/mm	RMS/mm
无 PCO 和 PCV	2.0	27.6
仅 PCO	1.6	24.7
PCO 和 PCV	-0.4	24.4

#### 3.2 SLR 检验结果

SLR 数据作为一种独立的跟踪系统是进行轨道精度外部检核最为有效的方法。本文基于 PANDA 软件,利用 SLR 观测数据(HY2A SLR 观测数据需要加入 73.7 mm 的单程改正<sup>[13]</sup>)对基于 PANDA 解算的 HY2A 卫星轨道进行了检验。插页 V 彩图 4 和图 5 分别给出了在采用 PCO 和 PCV 数据时解算的简化动力学轨道 SLR 检验的观测值残差序列和每天的 RMS 值。从插页 V 彩图 5 中可见单天 SLR RMS 值几乎都优于 3 cm,其平均 RMS 值为 2.4 cm。

表 4 为 3 类轨道相应的 SLR 检验结果,同样可见在考虑 PCO 和 PCV 的情况下有效地提高了 HY2A 定轨精度,其 RMS 值从 27.6 mm 提高至 24.4 mm,而均值从 2.0 mm 减小至 -0.4 mm,这表明所估计的 PCO 和 PCV 值正确地模拟了接收机天线瞬时相位中心至卫星质心的改正。

### 4 结语

本文描述了 HY2A 卫星星载设备配置,研究了基于国产双频星载 GPS 接收机 HY2A 卫星精密定轨问题,并对星载 GPS 双频接收机天线相位中心进行了校正。通过观测值残差、与 CNES 轨道的比较、SLR 残差检验等多种手段对定轨精度进行了评估,结果显示 HY2A 卫星定轨径向精度可达 1~2 cm,天线相位中心校正精度为 mm 级。HY2A 卫星精密定轨实施表明,我国完全有能力基于国产双频星载 GPS 接收机开展 cm 级低轨卫星精密定轨任务,这将进一步促进我国航天和对地观测领域科学的研究,为后续科学任务实施提供有力保证。

### 参考文献

- [1] Bertiger W I, Bar-Sever Y E, Christensen E J, et al. GPS Precise Tracking of TOPEX/POSEIDON: Results and Implications [J]. Journal Geophysical Research, 1994, 99(C12):24 449~24 464
- [2] Haines B, Bar-Sever Y, Bertiger W, et al. One-centimetre Orbit Determination for JASON-1: New

- GPS-based Strategies[J]. *Marine Geodesy*, 2004, 17(1/2):299-318
- [3] Švehla D, Rothacher M. Kinematic Precise Orbit Determination for Gravity Field Determination[C]. *A Window on the Future of Geodesy, International Association of Geodesy Symposia*, Matera, Italy, 2005
- [4] 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: 322-331
- [5] Jäggi A, Hugentobler U, Bock H, et al. Precise Orbit Determination for GRACE Using Undifferenced or Doubly Differenced GPS Data[J]. *Advances in Space Research*, 2007, 39: 1 612-1 619
- [6] 赵齐乐,施闯,柳响林,等.重力卫星的星载 GPS 精密定轨[J].*武汉大学学报·信息科学版*,2008,33(8): 810-814
- [7] Jäggi A, Dach R, Montenbruck O, et al. Phase Center Modeling for LEO GPS Receiver Antennas and Its Impact on Precise Orbit Determination[J]. *Journal of Geodesy*, 2009, 83: 1 145-1 161
- [8] Bock H, Jäggi A, Meyer U, et al. GPS-derived Orbits for the GOCE Satellite[J]. *Journal of Geodesy*, 2011, 85(11): 807-818
- [9] 郭靖. GRACE 卫星时变重力场模型反演理论与若干精化方法研究[D]. 武汉:武汉大学, 2011
- [10] McCarthy D, Petit G. IERS Conventions[R]. 2003 Technical Report, IERS Conventions Center, Bureau International des Poids et Mesures (BIPM), US Naval Observatory (USNO), 2004
- [11] Lyard F, Lefevre F, Letellier T, et al. Modelling the Global Ocean Tides: Modern Insights from FES2004[J]. *Ocean Dynamics*, 2006, 56:394-415
- [12] Berger C, Biancale R, Barlier F, et al. Improvement of the Empirical Thermospheric Model DTM: DTM94—a Comparative Review of Various Temporal Variations and Prospects in Space Geodesy Applications[J]. *Journal of Geodesy*, 1998, 72: 161-178
- [13] Wu Bin. ILRS Mission Support Request form Retrorreflector Information for HY2A [OL]. [http://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/HY2\\_retrorreflector.pdf](http://ilrs.gsfc.nasa.gov/docs/HY2_retrorreflector.pdf), 2011

第一作者简介:郭靖,博士生,主要研究方向为低轨卫星精密定轨和地球重力场反演。

E-mail:jingguo@whu.edu.cn

## Centimeter Level Orbit Determination for HY2A Using GPS Data

GUO Jing<sup>1</sup> ZHAO Qile<sup>1</sup> LI Min<sup>1</sup> HU Zhigang<sup>1,2</sup>

(1 GNSS Research Center, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

(2 School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, 129 Luoyu Road, Wuhan 430079, China)

**Abstract:** The first Chinese oceanographic satellite——HY2A was launched on 16 August 2011 into a sun-synchronous orbit with an altitude of about 970 km. Precise orbit determination (POD) for HY2A is essential for the scientific applications of this mission. With the precision and navigation data analyst (PANDA) software, the precise orbits for HY2A are determined using only onboard GPS observations, meanwhile GPS data are used to model the consistent phase center offset (PCO) and phase center variation (PCV) of onboard receiver antenna. The orbit accuracy is assessed using a number of tests, which include analysis of observation residuals, orbit fits with CNES orbits, and satellite laser ranging residuals. The results show that 1~2 cm radial orbit accuracy for the HY2A has been achieved. These contributions could be used for continued low-earth orbiters (LEO) equipped indigenous onboard GPS receiver.

**Key words:** HY2A; onboard GPS receiver; precise orbit determination; PCV; SLR

**About the first author:** GUO Jing, Ph.D candidate. His research focus on precise orbit determination for Low-Earth Orbiters and global gravity recovery using satellite-to-satellite tracking data.

E-mail: jingguo@whu.edu.cn

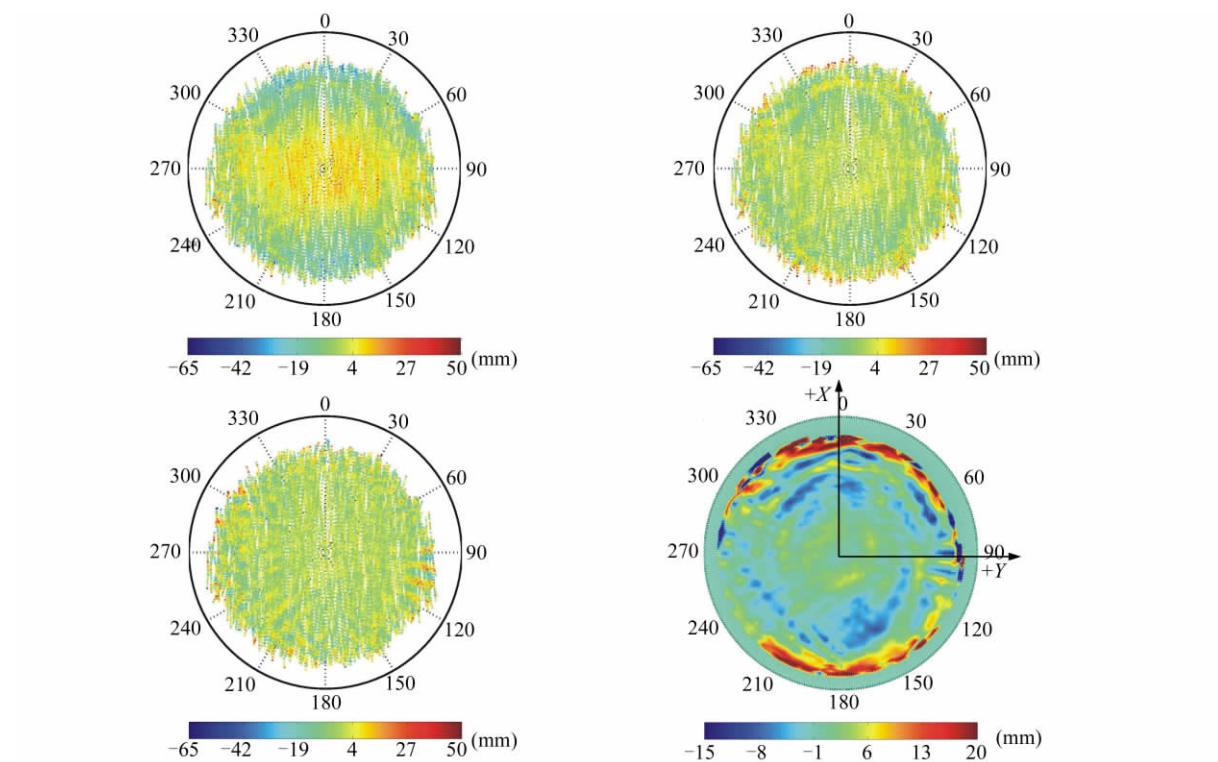


图 1 HY2A 2011 年 300 天消电离层组合观测值残差和估计的 PCV 分布图

Fig. 1 Observation Residuals for DOY 300 of 2011 and Azimuth-elevation Diagram of PCVs for the Ionosphere-free linear Combination of the HY2A SSTI-A Antenna

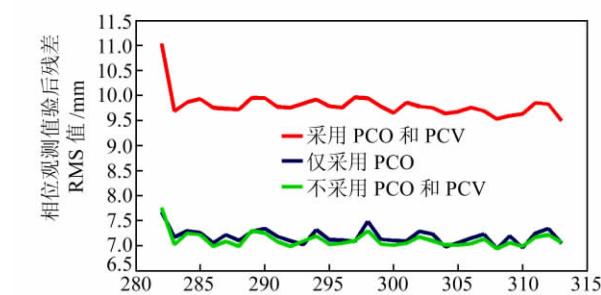


图 2 2011 年 282 天至 313 天采用不同 PCO 和 PCV 数据简化动力学定轨观测值验后残差

Fig. 2 Daily RMS of Observation Residuals for the Ionosphere-free Linear Combination of the HY2A SSTI-A Antenna for Days 282 to 313 of 2011 with/without PCO and/or PCV

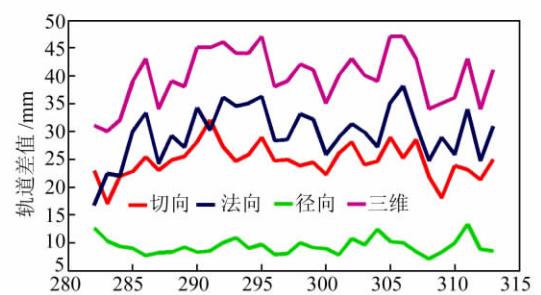


图 3 2011 年 282 至 313 天 PANDA 轨道与 CNES 轨道差值

Fig. 3 RMS in Radial, Along-track, Cross-track, and 3D for Days 282 to 313 of 2011 Between CNES Orbits and PANDA Orbits with PCO and PCV

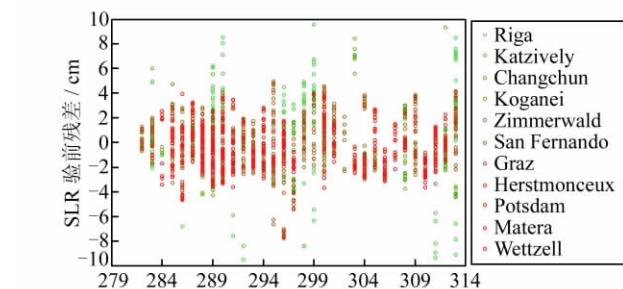


图 4 2011 年 282 至 313 天 SLR 观测值残差序列

Fig. 4 SLR Residuals for HY2A Satellite for Days 282 to 313 of 2011

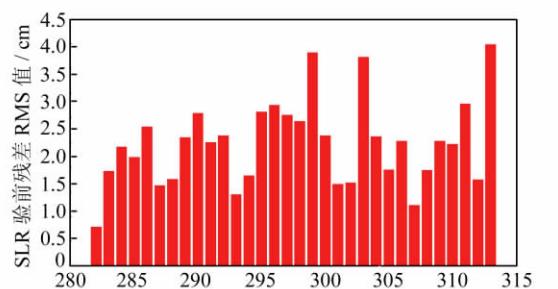


图 5 2011 年 282 天至 313 天 SLR 残差 RMS 值

Fig. 5 Daily RMS of SLR Residuals for HY2A Satellite for Days 282 to 313 of 2011