

# HY-2 卫星 DORIS 厘米级精密定轨

朱 俊<sup>1,2</sup>, 王家松<sup>1,2</sup>, 陈建荣<sup>1,2</sup>, 何雨帆<sup>1,2</sup>

(1. 宇航动力学国家重点实验室, 西安 710043; 2. 中国西安卫星测控中心, 西安 710043)

**摘 要:**“海洋二号”(HY-2)卫星搭载了新一代 DORIS 接收机,可提供双频相位和伪距测量数据。针对 HY-2 卫星的 RINEX 3.0 格式的相位测量数据,研究了一种区别于传统相位观测数据处理的历元间差分处理方法,将相位观测数据转换为距离变化率观测数据,并进行相关误差修正,建立了 HY-2 卫星的宏表面力和经验力等摄动模型,基于动力学定轨原理实现了基于 DORIS 相位观测数据的精密定轨。利用 HY-2 卫星的 DORIS 实测数据进行定轨,初步计算结果表明,径向轨道误差优于 2cm、三维位置误差约 10cm,满足 HY-2 卫星应用的厘米级轨道精度需求。

**关键词:**精密定轨; DORIS; 海洋 2 号卫星; 相位观测; 动力学

**中图分类号:** V448.2      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-1328(2013)02-0163-07

**DOI:** 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.02.003

## Centimeter Precise Orbit Determination for HY-2 Via DORIS

ZHU Jun<sup>1,2</sup>, WANG Jia-song<sup>1,2</sup>, CHEN Jian-rong<sup>1,2</sup>, HE Yu-fan<sup>1,2</sup>

(1. State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China; 2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

**Abstract:**The new generation of DORIS instruments called ‘DGXX’ is now flying on HY-2. This instrument can provide synchronous dual frequency phase and pseudo-range measurements. These measurements are now described in an extension of RINEX 3.0 format. In this paper, a method of phase measurement processing is put forward, in which the phase measurements are translated to velocity measurements by using differential DORIS phase measurements with observation error correcting accordingly. By introducing macro-model force and empirical force, the HY-2 DORIS dynamic Precise Orbit Determination (POD) is implemented. The primary result indicates that, DORIS dynamic POD for HY-2 achieves centimeter orbit determination accuracy with below 2cm radial error and 10cm position error.

**Key words:** Precise orbit determination; DORIS; HY-2 satellite; Phase measurement; Dynamics

### 0 引 言

中国首颗海洋动力环境探测卫星“海洋二号”(HY-2)于 2011 年 8 月 16 日成功发射,其主要任务是观测全球海洋动力环境参数,如海面高度场、海洋潮汐、海洋动力场等。该卫星搭载了雷达高度计,测高精度要求达到 5~8cm<sup>[1]</sup>。对于卫星海洋测高来说,卫星轨道误差(特别是径向轨道误差)是其误差预算中的主要部分<sup>[2]</sup>。因而, HY-2 卫星也是中国首颗具有厘米级轨道精度需求的卫星。

HY-2 卫星配备了 DORIS (Doppler Orbitography

and Radio Positioning Integrated by Satellite)、SLR (Satellite Laser Ranging) 和 GPS (Global Positioning System) 三种精密跟踪系统用以支持精密定轨任务。DORIS<sup>[3]</sup>是由法国空间研究中心(CNES)、法国空间测地研究院(CRGS)和国家地理研究院(IGN)联合研制的星基多普勒轨道确定和无线电定位组合系统,可实现全球跟踪测量,从而为 HY-2 卫星提供独立的高精度轨道,与 SLR、GPS 互为验证和备份。新一代 DORIS 接收机 DGXX 配有 7 个双频同步测量通道(其中第 7 个通道专门用于跟踪高度角低于 5° 的观测值),可同时进行相位和伪距测量<sup>[3]</sup>。相应

收稿日期:2012-01-16; 修回日期:2012-11-29

基金项目:国家自然科学基金(41074012);宇航动力学国家重点实验室开放基金(2011ADL0101)

地, DORIS 数据格式由 2.2 格式扩展到与 GPS 观测数据格式类似的 RINEX 3.0 格式, 数据类型由带有误差修正项的多普勒频移(距离变化率)改为原始的相位和伪距测量数据。其中伪距测量精度较差(约 1km); 而相位测量数据精度约几个毫米, 可用于精密定轨与定位。文献[4]介绍了 DORIS 相位数据的处理和分析方法, 与 GPS 相位数据处理过程类似, 包括钟差剔除、周跳探测与修复等过程。鉴于以往 DORIS 数据处理算法和软件都针对的是距离变化率, 本文提出一种新的相位数据处理过程, 通过历元间差分将 RINEX 格式的相位数据转换为距离变化率数据, 在西安卫星测控中心自主研发的精密定轨软件 PASAX 的基础上进行 HY-2 的精密定轨与分析。

目前, 国际上海洋测高卫星(如 JASON-1、JASON-2、ENVISAT)的精密定轨均提出了优于 1cm 径向轨道精度的研究目标<sup>[3]</sup>, 中国在这方面尚存在一定差距。动力学方法是海洋测高卫星精密定轨的主要方法之一, 在高精度测量数据的支持下, 要获得连续高精度的 HY-2 卫星轨道, 需要对传统的动力

学定轨方法进行发展和完善。此外, 动力学方法还能为 HY-2 卫星的精细控制、地面轨迹网维持等提供技术支持。因此, 本文主要针对 HY-2 卫星基于新的 DORIS 相位测量数据的动力学定轨方法进行研究。

### 1 DORIS 测量数据模型

#### 1.1 RINEX 3.0 格式数据

早期的 DORIS 2.2 格式数据是经过初步定轨并计算误差改正项之后才发布给用户的, 获取定轨数据通常需要一定的时间延迟。新的 DORIS RINEX 3.0 格式数据则主要包括不加任何误差修正的原始双频相位和伪距测量数据, 其最大的优点是可以很快获得, 并且每天发布, 直接用于定轨<sup>[4]</sup>。图 1 示意了 DORIS RINEX 3.0 格式数据, Phi0 和 Phi1 分别为以 10s 开始的观测序列和 3s 延迟的观测序列; L1 表示 2GHz 信号, L2 表示 400MHz 信号; OBT 表示基于星载时钟的在轨时间(原子时), OBT offset 表示在轨时间偏差, 观测历元 Epoch (TAI) = OBT + OBT offset, 目前的时间精度为微秒量级。

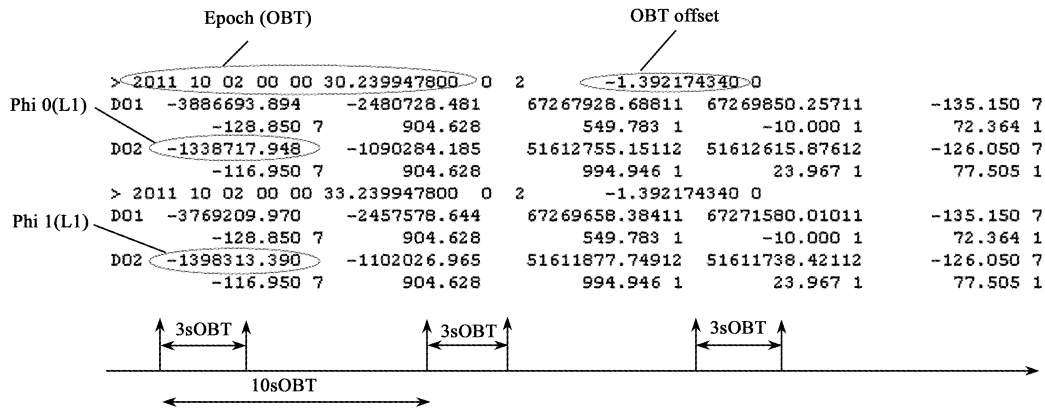


图 1 DORIS RINEX 3.0 数据格式

Fig. 1 DORIS RINEX 3.0 data format

#### 1.2 载波相位数据转换

对应 L1、L2 的相位测量模型  $\varphi_1$ 、 $\varphi_2$  表示为

$$\begin{aligned} \lambda_1 \varphi_1 &= D_1 - e + c(\tau_r - \tau^e) - \lambda_1 N_1 \\ \lambda_2 \varphi_2 &= D_2 - \gamma e + c(\tau_r - \tau^e) - \lambda_2 N_2 \end{aligned} \quad (1)$$

式中,  $\lambda_1$ 、 $\lambda_2$  为对应的波长;  $D_1$ 、 $D_2$  表示发射天线和接收天线相位中心之间的几何距离(包括对流层延迟);  $e$  表示 L1 上的电离层延迟;  $\gamma = f_1^2/f_2^2$ ;  $\tau_r$ 、 $\tau^e$  分别表示卫星接收机和地面发射机的钟差;  $N_1$ 、 $N_2$  为相位模糊度。

首先利用双频组合消除电离层延迟, 得到组合测量值  $\rho$

$$\rho = \frac{\gamma \lambda_1 L_1 - \lambda_2 L_2}{\gamma - 1} = D + c(\tau_r - \tau^e) + a \quad (2)$$

式中,  $D$  表示消除电离层延迟的发射天线和接收天线相位中心之间的几何距离;  $a$  为对应的模糊度和其它未知偏差。

在定轨过程中, 仅选择 10s 开始的观测序列, 对  $t_i$  和  $t_{i+1}$  时刻的无电离层组合观测值作差分处理,

即可得到  $t_i$  时刻的距离变化率

$$\dot{\rho}_i = \frac{\rho_{i+1} - \rho_i}{\Delta t} = \frac{(D_{i+1} - D_i) + [c(\tau_{r,i+1} - \tau_{i+1}^e) - c(\tau_{r,i} - \tau_i^e)] + (a_{i+1} - a_i)}{\Delta t} \quad (3)$$

式中,  $\Delta t = t_{i+1} - t_i$  (其中  $\Delta t \approx 10\text{s}$ )。考虑到星载时钟频率偏差约  $10^{-11}$ , 则可忽略钟差变化, 则速率观测值为

$$\dot{\rho}_i = \frac{(D_{i+1} - D_i) + (a_{i+1} - a_i)}{\Delta t} \quad (4)$$

式中的  $\dot{\rho}_i$  还包含对流层延迟误差、天线安装位置偏差、天线相位中心偏差、测站频偏等, 需要在定轨过程中逐一修正。

## 2 轨道动力学模型

在 J2000 惯性系中, HY-2 卫星质心运动的描述为保守力和非保守力的共同作用<sup>[5]</sup>

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{a}_g + \mathbf{a}_{\text{non}} \quad (5)$$

其中, 保守力作用  $\mathbf{a}_g$  包括地球引力场、固体潮汐摄动、海潮摄动、三体引力、旋转效应、相对论效应;

$$\mathbf{a}_g = \mathbf{a}_{\text{geo}} + \mathbf{a}_{\text{stides}} + \mathbf{a}_{\text{otides}} + \mathbf{a}_{\text{rotdef}} + \mathbf{a}_{\text{Nbody}} + \mathbf{a}_{\text{rel}} \quad (6)$$

非保守力作用  $\mathbf{a}_{\text{non}}$  包括大气阻力摄动、太阳光压摄动、地球反照辐射、卫星热辐射、经验力等。

$$\mathbf{a}_{\text{non}} = \mathbf{a}_{\text{drag}} + \mathbf{a}_{\text{solar}} + \mathbf{a}_{\text{earth}} + \mathbf{a}_{\text{thermal}} + \mathbf{a}_{\text{empirical}} \quad (7)$$

对于 HY-2 卫星来说, 非保守力的精确建模是其高精度轨道计算的关键。

### 2.1 太阳光压

太阳光压是 HY-2 卫星受到的主要摄动力, 由于其轨道高度约 980km, 太阳光压摄动量级已经超过大气阻力。为此我们建立了宏表面力模型<sup>[6]</sup>, 即将卫星形状简化为“盒子和翼 (Box-Wing)”。基于 Box-Wing 模型, 太阳光压模型描述为<sup>[7]</sup>

$$\mathbf{P}_{\text{solar}} = -P \frac{\alpha \mathbf{v}}{m} \cdot \sum_{i=1}^{n_f} A_i \cos \theta_i \left[ 2 \left( \frac{\delta_i}{3} + \rho_i \cos \theta_i \right) \mathbf{n}_i + (1 - \rho_i) \mathbf{s}_i \right] \quad (8)$$

式中,  $P$  为太阳光压强常数;  $\mathbf{v}$  为地影因子;  $\alpha$  为太阳光压系数;  $m$  为卫星质量;  $A_i$  为第  $i$  个面板的面积;  $\mathbf{n}_i$  为第  $i$  个面板的法向矢量;  $\mathbf{s}_i$  为太阳光与第  $i$  个面板法向矢量的夹角;  $n_f$  为面板总数。

### 2.2 大气阻力

计算大气阻力也需要参考卫星的几何模型, 基

于 Box-Wing 模型, 大气阻力模型描述为<sup>[7]</sup>

$$\mathbf{P}_{\text{drag}} = -\frac{1}{2} \rho \frac{C_d}{m} V_r V_r \sum_{i=1}^{n_f} A_i \cos \theta_i \quad (9)$$

式中,  $\rho$  为大气密度;  $V_r$  为卫星相对于大气的速度,  $V_r$  为该速度大小;  $\theta_i$  为第  $i$  个面板法向矢量与卫星速度矢量的夹角;  $C_d$  为大气阻力因子。通常的定轨方法中, 全弧段仅解一个大气阻力因子, 这只能吸收大气密度计算误差的平均部分, 而大气密度快速波动部分带来的误差则很难吸收。一种改进算法是采用折线型的大气阻力因子

$$C_d(t) = \frac{t_{i+1} - t}{t_{i+1} - t_n} C_d(t_i) + \frac{t - t_i}{t_{i+1} - t_i} C_d(t_{i+1}) \quad (t_i < t < t_{i+1}, i = 0, 1, \dots, 4) \quad (10)$$

### 2.3 经验力

经验力用以补偿未能完全建模或一些未知的摄动力。通过频谱分析发现, 许多未能完全建模的摄动力都体现出每圈一次的周期性 (1-cpr)。结合常数经验力, 建立 HY-2 经验力模型为

$$\mathbf{P}_{\text{empirical}} = \begin{bmatrix} (C_R + R_c \cos u + R_s \sin u) \mathbf{u}_R \\ (C_T + T_c \cos u + T_s \sin u) \mathbf{u}_T \\ (C_N + N_c \cos u + N_s \sin u) \mathbf{u}_N \end{bmatrix} \quad (11)$$

## 3 定轨策略及精度评定

### 3.1 定轨策略

HY-2 卫星基于 DORIS 数据的动力学定轨过程采用了统计定轨原理<sup>[5]</sup> 和最小二乘批处理算法。定轨策略见表 1。另外, 具体的定轨策略还与定轨弧段长度的选取相关。短弧定轨有利于快速获得轨道产品, 长弧定轨则有利于提高轨道精度。为此, 针对下列 3 种定轨弧段方案进行精度比较:

**Case 1.** 3 天弧长数据定轨, 从 2011 年 09 月 29 日 00 时 00 分 00 秒到 2011 年 10 月 14 日 00 时 00 分 00 秒共 13 组轨道, 相隔一天的两组轨道重叠弧段长 1 天 (如图 2);

**Case 2.** 30 小时弧长数据定轨, 从 2011 年 10 月 ~ 12 月的每月取相邻两组, 重叠弧段长 6 小时;

**Case 3.** 7 天弧长数据定轨, 从 2011 年 10 月 ~ 12 月的每月取相邻两组, 重叠弧段长 1 天。

表 1 定轨策略  
Table 1 POD strategy

动力学模型	
重力场	EIGEN_GL04S-gins(150 × 150) <sup>[8]</sup>
<i>N</i> 体摄动	JPL DE405
大气阻力	大气密度模型 DTM94 <sup>[9]</sup>
太阳光压和地球反照辐射	宏表面力模型
广义相对论	Schwarzschild <sup>[10]</sup>
固体潮	IERS2003 <sup>[11]</sup>
海潮	GOT00 <sup>[12]</sup>
积分器	Gauss-Jackson 积分器
测量模型	
DORIS RINEX3.0	由 CNES 提供,选取其中以 10s 开始的相位观测数据
对流层延迟	Saastamoinen/Niell <sup>[13]</sup>
电离层延迟	双频改正
DORIS 测站位置、速度	ITRF2005
潮汐改正	IERS2003
地球旋转参数	IERS Bulletin B
其它修正	质心偏差、天线安装位置偏差、天线相位中心偏差
主要待估参数	
初始轨道	位置和速度
大气阻尼因子	1 个/6 小时
T、N 方向经验摄动力	常数经验力、1 天估计 1 套周期性经验力
频偏参数/对流层折射校正因子	每站每圈解算 1 个

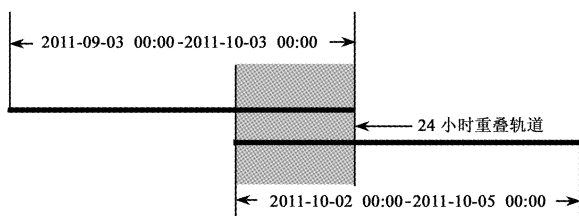


图 2 重叠轨道示意图

Fig. 2 Sketch map of overlap orbit

### 3.2 定轨结果及精度评定

精度评估主要采用 4 种方法:观测资料的拟合程度(内符合精度)、轨道重叠检验、外部轨道比较(与 CNES 精密轨道比较)以及卫星激光测距(SLR)残差检核。

#### (1) DORIS 的 $\dot{\rho}$ 观测数据残差分析

数据残差体现了定轨观测资料的拟合程度,可评定定轨结果的内符合精度;统计的数据残差还与数据剔除率相关。表 2 列出了转换后的  $\dot{\rho}$  数据剔除率和数据残差统计:各弧段数据剔除率在 30.53% ~ 37.19% 之间,其中低仰角( $E < 10^\circ$ )数据剔除占主要因素(24.53% ~ 26.86%); $\dot{\rho}$  数据残差在 0.0446cm/s ~ 0.0471cm/s 之间,表明测量模型精度

较高,确定的轨道和观测数据符合较好。

#### (2) 轨道重叠检验

统计重叠弧段的轨道偏差是检验定轨精度的有效方法。

Case 1 的 13 组轨道取中间间隔一组的两组轨道进行重叠,产生 11 组重叠轨道(重叠弧长 1 天),重叠弧段的轨道 RMS 偏差统计如图 3 所示,其中径向偏差最小的仅 0.53cm,平均 0.98cm,轨道位置偏差平均 4.84cm。Case 2 的重叠弧段(重叠 6h)轨道偏差统计见表 3,其中径向偏差在 0.51cm ~ 1.08cm 之间,位置偏差在 4.83cm ~ 5.48cm 之间。Case 3 的重叠弧段(重叠 1 天)轨道偏差统计见表 4,径向偏差在 0.62cm ~ 0.78cm 之间,位置偏差在 3.44cm ~ 6.12cm 之间。从重叠弧段轨道偏差统计结果看,3 种方案的径向轨道误差都在 1.0cm 左右。

#### (3) 外部轨道比较

外部轨道以法国 CNES 提供给国家卫星海洋应用中心的 HY-2 中高精度轨道产品作为参考。图 4 给出 Case 1 的外部轨道比较结果,其中径向轨道偏差在 0.94cm ~ 2.20cm 之间,平均值 1.5cm 左右;三

维位置偏差 7.74cm ~ 13.26cm。表 3、表 4 还给出了 Case 2、Case 3 的外部轨道比较结果,其径向精度均在 1.5cm 左右,三维位置偏差均在 10cm 左右。需要说明的是,DORIS 数据并不是完全连续,Case 3

的各组数据均存在少数数据缺失弧段(弧段长 5h ~ 12h 不等),在与 CNES 轨道比较时其结果也一并统计在内,这也是 Case 3 的定轨精度并没有明显高于 Case 1 和 Case 2 的主要原因之一。

表 2  $\dot{\rho}$  观测数据剔除率及残差 RMS  
Table 2  $\dot{\rho}$  rejection ratio and residual RMS

弧段	$E < 10^\circ$ (%)	总剔除率 (%)	残差 RMS/(cm/s)
09-29 00:00:00-10-02 00:00:00	25.48	35.18	0.0448
09-30 00:00:00-10-03 00:00:00	26.07	36.64	0.0453
10-01 00:00:00-10-04 00:00:00	25.53	35.68	0.0458
10-02 00:00:00-10-05 00:00:00	24.53	36.15	0.0463
10-03 00:00:00-10-06 00:00:00	25.46	30.53	0.0461
10-04 00:00:00-10-07 00:00:00	25.14	36.09	0.0456
10-05 00:00:00-10-08 00:00:00	26.86	33.49	0.0456
10-06 00:00:00-10-09 00:00:00	24.84	37.19	0.0471
10-07 00:00:00-10-10 00:00:00	24.52	36.53	0.0458
10-08 00:00:00-10-11 00:00:00	25.99	32.18	0.0451
10-09 00:00:00-10-12 00:00:00	26.84	32.7	0.0446
10-10 00:00:00-10-13 00:00:00	26.33	36.86	0.0453
10-11 00:00:00-10-14 00:00:00	26.48	32.46	0.0448

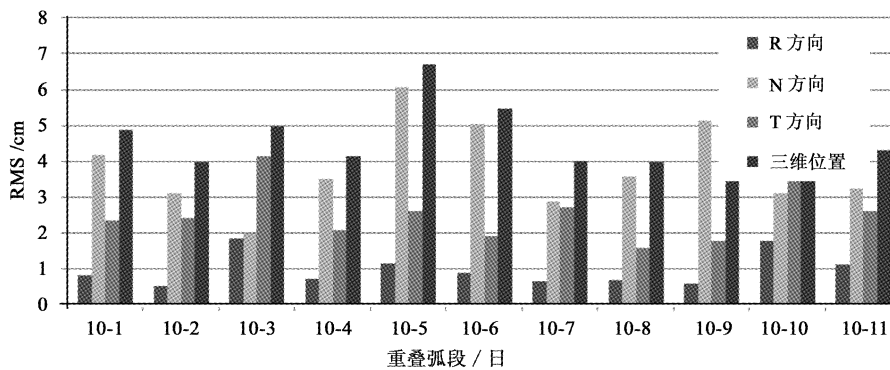


图 3 重叠轨道偏差统计(Case1)

Fig. 3 Orbit difference statistics for overlap orbits (Case1)

表 3 Case 2 定轨误差 (1σ, 单位:cm)

Table 3 Case 2 orbit determination error (1σ, unit: cm)

弧段	径向	法向	切向	位置
2011;10;22 21:00:00.00 - 2011;10;24 03:00:00.00	0.91	7.28	8.41	11.16
2011;10;23 21:00:00.00 - 2011;10;25 03:00:00.00	0.93	7.14	9.02	11.54
重叠弧段互差(6h)	1.08	3.81	2.77	4.83
2011;11;17 21:00:00.00 - 2011;11;19 03:00:00.00	0.99	5.48	3.75	6.71
2011;11;18 21:00:00.00 - 2011;11;20 03:00:00.00	1.46	3.45	5.97	7.05
重叠弧段互差(6h)	0.95	4.70	2.63	5.48
2011;12;08 21:00:00.00 - 2011;12;10 03:00:00.00	1.26	3.80	6.86	7.94
2011;12;09 21:00:00.00 - 2011;12;11 03:00:00.00	1.06	6.45	7.90	10.26
重叠弧段互差(6h)	0.51	4.79	1.24	4.97

表4 Case 3 定轨误差 ( $1\sigma$ , 单位:cm)Table 4 Case 3 orbit determination error ( $1\sigma$ , unit: cm)

弧段		径向	法向	切向	位置
2011:10:01 00:00:00.00	2011:10:08 00:00:00.00	1.27	7.35	5.89	9.51
2011:10:07 00:00:00.00	2011:10:14 00:00:00.00	1.68	9.37	8.31	12.64
重叠弧段互差(1天)		0.78	5.51	2.55	6.12
2011:11:11 00:00:00.00	2011:11:18 00:00:00.00	1.58	6.29	7.86	10.19
2011:11:17 00:00:00.00	2011:11:24 00:00:00.00	1.08	6.64	8.06	10.50
重叠弧段互差(1天)		0.71	2.92	1.66	3.44
2011:12:08 00:00:00.00	2011:12:15 00:00:00.00	1.07	5.94	7.08	9.30
2011:12:12 00:00:00.00	2011:12:19 00:00:00.00	1.04	6.77	7.51	10.17
重叠弧段互差(3天)		0.62	4.05	1.80	4.48

从上述统计结果来看,Case 1、Case 2、Case 3 三种方案的定轨结果可知其定轨精度基本上在同一量级。

#### (4) 独立 SLR 残差检核

激光测距观测精度较高,一级站的 SLR 精度接近 1cm,但观测受天气影响严重,常用来检核卫星轨

道。目前,HY-2 搭载的激光反射器运行良好,积累了一定的观测数据。图 5 对 2011 年 12 月份产生较多观测数据的 4 个站 7080、7090、7105、7840 进行了统计,选择截至高度角  $15^\circ$ ,残差 RMS3.32cm,均值  $-1.51\text{cm}$ 。

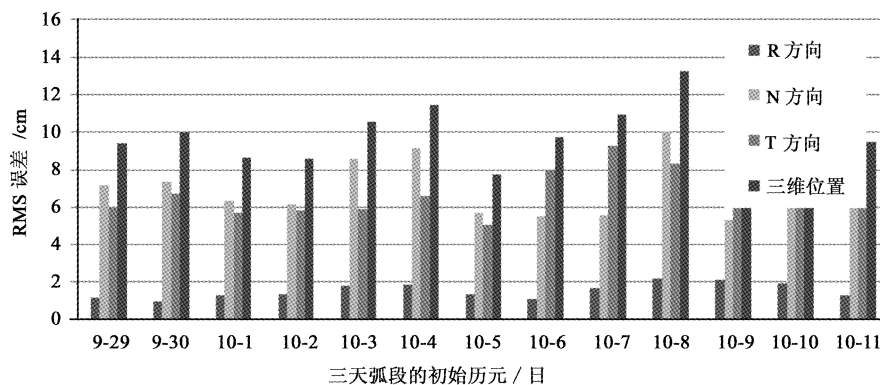


图4 Case 1 定轨误差(与 CNES 精密轨道比较)

Fig. 4 Case 1 orbit determination error (compared with CNES precision orbits)

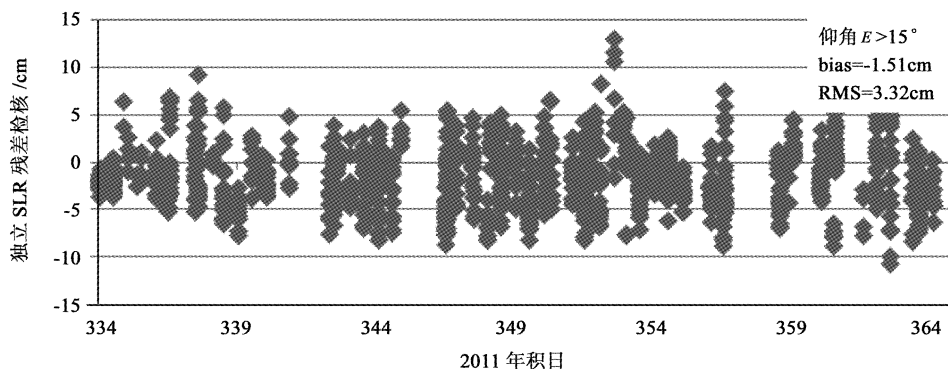


图5 独立 SLR 残差

Fig. 5 Independent SLR residuals

## 4 结 论

HY-2 卫星是中国首颗海洋动力环境探测卫星,也是首颗具有厘米量级高精度轨道需求的卫星,为此专门搭载了 DORIS 精密跟踪系统进行全球连续跟踪测量。本文针对新的 DORIS RINEX 3.0 格式相位数据,提出了一种通过历元间差分进行格式转换的有效处理方法,基于动力学定轨原理,建立了 HY-2 卫星的动力学模型,制定了详细的定轨策略,通过对近 3 个月的数据进行处理和分析,初步结论如下:(1) 重叠弧段检验结果表明, HY-2 卫星重叠弧段轨道互差径向偏差在 1.5cm 以内,位置偏差在 6.5cm 以内;(2) 与 CNES 轨道比较,径向误差优于 2.0cm,位置误差在 10cm 左右;(3) 独立 SLR 残差 RMS 值约 3.32cm、均值 -1.51cm,数据充分时有待进一步检验。定轨结果表明, HY-2 卫星基于 DORIS 数据的动力学定轨精度达到了厘米量级。目前,随着 HY-2 的长期运行,动力学定轨策略也在不断改进中,定轨精度必将进一步提高。

## 参 考 文 献

- [ 1 ] 杨保华. 构建中国海洋卫星体系提升海洋环境与灾害监测能力[J]. 中国空间科学技术, 2011(5): 1-8.
- [ 2 ] Luthcke S B, Zelensky N P, Rowlands D D, et al. The 1-centimeter orbit: Jason-1 precision orbit determination using GPS, SLR, DORIS, and altimeter data[J]. Marine and Geodesy, 2003, 26: 399-421.
- [ 3 ] Auriol A, Tourain C. DORIS system: The new age[J]. Advances in Space Research, 2010(5): 15-25.
- [ 4 ] Mercier F, Cerri L, Berthias J P. Jason-2 DORIS phase measurement processing[J]. Advances in Space Research, 2010, 45: 1441-1454.
- [ 5 ] Oliver M, Eberhard G. Satellite orbits models, methods, and applications[M]. New York: Springer, 2001.
- [ 6 ] Rim H, Webb C, Yoon S, et al. Macro-model tuning experiment for ICESat precision orbit determination[C]. Sedona, Arizona, Jan 28 - Feb 1, 2007.
- [ 7 ] Choi K R. Jason-1 precision orbit determination using GPS combined with SLR and DORIS tracking data[D]. Austin: University of Texas, 2003.
- [ 8 ] Forste C, Schmidt R, Stubenvoll R, et al. The Geo Forschungs Zentrum potsdam/groupe de recherche de geodesie spatiale satellite-only and combined gravity field models: EIGEN-GL04S1 and EIGEN-GL04C[J]. J. Geod. 2008, 82(6): 331-346.
- [ 9 ] Berger C, Biancale R, Ill M, 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(3): 161-178.
- [ 10 ] Ries J, Huang C, Watkins M M, et al. Effect of general relativity on a near-Earth satellite in the geocentric and barycentric reference frames[J]. Phys. Rev. Lett., 1988, 61: 903.
- [ 11 ] McCarthy D D, Petit G. IERS conventions (2003), IERS technical note 32 [R]. IERS Technical Note 32, IERS Conventions Centre, 2004.
- [ 12 ] Ray R D. A global ocean tide model from TOPEX/Poseidon altimetry: GOT99. 2 [R]. NASA TM-1999-209478, NASA Goddard Space Flight Center, September, 1999.
- [ 13 ] Niell A E. Global mapping functions for the atmosphere delay of radio wavelengths[J]. J. Geophys. Res., 1996, 101: 3227-3246.

### 作者简介:

朱俊(1981-),男,博士,工程师,主要从事卫星精密定轨、卫星导航方面的研究。

通信地址:西安 505 信箱 28 号(710043)

电话:(029)84762271

E-mail:zhujun9306@126.com

(编辑:曹亚君)