

HY-2D 卫星的 DORIS 精密定轨研究

陶恩哲^{1,2}, 周旭华¹, 彭海龙^{3,4}, 李朵朵^{1,2}, 徐可馨^{1,2}, 李凯¹

1. 中国科学院上海天文台, 上海 201300;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 国家卫星海洋应用中心, 北京 100081;

4. 自然资源部空间海洋遥感与应用重点实验室, 北京 100081

摘要: 海洋二号D卫星 (HY-2D) 是中国第4颗海洋动力环境卫星, 为研究 HY-2D 卫星的多普勒无线电定轨定位系统 DORIS (Doppler Orbitography and Radio-positioning Integrated by Satellite) 的定轨精度, 本文构建了卫星姿态模型, 选择 2021 年 6 月 5—17 日 DORIS 相位测量数据, 采用观测值历元间差分 and 动力学方法进行精密定轨, 对定轨结果通过观测值拟合残差、重叠弧段、轨道相互比较和激光检核 4 种方法评估轨道精度, 并对使用姿态模型或姿态数据的 2 种定轨结果之间差异进行讨论。结果表明: (1) 13 d 观测值残差 RMS 均值约为 0.355 mm/s, 轨道重叠弧段三维差异的 RMS < 2.0 cm; (2) 与法国国家空间研究中心 CNES (Centre National D'Etudes Spatiales) 的精密轨道相比, 使用姿态数据两者在径向 R、切向 T、法向 N 方向上差异的均方根误差 RMS (Root Mean Square) 分别为 1.02 cm、2.92 cm 和 3.11 cm, 使用姿态模型两者在径向 R、切向 T、法向 N 方向上差异的 RMS 分别为 0.97 cm、2.77 cm 和 3.15 cm。2 种结果接近, 表明卫星姿态模型与实测姿态数据符合程度高; (3) 用激光检核本文计算的轨道与 CNES 参考轨道的精度, 测距残差的 RMS 分别为 2.38 cm 和 2.24 cm, 两种轨道精度相当。

关键词: HY-2D 卫星, DORIS 观测数据, 精密定轨, 卫星姿态, 卫星激光测距

中图分类号: TP701/P2

引用格式: 陶恩哲, 周旭华, 彭海龙, 李朵朵, 徐可馨, 李凯. 2024. HY-2D 卫星的 DORIS 精密定轨研究. 遥感学报, 28(10): 2611–2620

Tao E Z, Zhou X H, Peng H L, Li D D, Xu K X and Li K. 2024. Precise orbit determination of HY-2D using DORIS. National Remote Sensing Bulletin, 28(10): 2611–2620 [DOI: 10.11834/jrs.20232380]

1 引言

海洋二号D卫星 (HY-2D 卫星) 是中国第四颗海洋动力环境卫星 (林明森等, 2015; 蒋兴伟等, 2019), 也是中国民用空间基础设施规划的第四颗海洋业务卫星, 于 2021 年 5 月 19 日发射升空, 轨道倾角为 66°, 前期轨道回归周期为 10 d, 后期回归周期为 400 d, 轨道平均高度为 971 km。与先前发射的 HY-2B 及 HY-2C 卫星类似, 都具有高精度测定轨与全天候、全天时、全球探测能力 (蒋兴伟等, 2008, 2014, 2016)。当前 B、C 和 D 等 3 颗卫星实现了组网观测, 大大提高了对海洋的监测能力 (林明森等, 2019)。HY-2D 搭载有双频全球卫星导航系统 GNSS (Global Navigation Satellite

System) 接收机、多普勒无线电定轨定位系统 DORIS (Doppler Orbitograph and Radio Positioning Integrated by Satellite) 接收机以及卫星激光测距角反射器 SLR (Satellite Laser Ranging) 共同满足厘米级精密轨道需求 (Guo 等, 2018)。

与成熟完善且应用广泛的星载 GNSS 精密定轨技术 (Bock 等, 2002) 相比, DORIS 的跟踪测站数目相对较少, 主要应用于海洋测高类卫星的精密定轨上。DORIS 是由法国国家空间研究中心 CNES (Centre National d'Études Spatiales)、法国国家地理研究所 IGN (Institut Géographique National) 和法国大地测量研究所 GRGS (Groupe de Recherche de Géodésie Spatiale) 于上世纪 80 年代研制的一种地基卫星跟踪系统 (Wills 等, 2016), 可实现全球

收稿日期: 2022-08-16; 预印本: 2023-07-21

基金项目: 国家自然科学基金 (编号: 12103077)

第一作者简介: 陶恩哲, 研究方向为精密定轨。E-mail: tez@shao.ac.cn

通信作者简介: 彭海龙, 研究方向为精密定轨及海洋微波校准和验证。E-mail: phl@mail.nsoas.org.cn

跟踪测量。HY-2D 卫星搭载了第四代 DGXX-S 接收机,与上一代接收机相比,接收地面信标能力由 2 个增加到 7 个,特别是增强了接收低高度角信号能力 (Auriol 和 Tourain, 2010)。HY-2D 卫星 DORIS 观测数据主要以 RINEX3.0 格式发布,与星载 GNSS 数据类似,包含伪距和相位两类观测值。其中伪距精度为米级,通常用于钟差解算,相位观测值的精度为毫米级,是精密定轨主要数据源。

国内外利用 DORIS 展开了低轨卫星精密定轨的研究。其中, Watkins 等 (1992) 利用第一代 DORIS 接收机的数据对 SPOT-2 卫星进行动力学定轨,轨道径向精度最优达到 6 cm; Perosanz 等 (1997) 对 TOPEX/POSEIDON 卫星使用 DORIS, GPS, SLR 进行定轨,与其他机构产品之间相互比较精度达到三维 10 cm,径向达到 3 cm; Luthcke 等 (2003) 基于 DORIS 数据对 JASON-1 卫星定轨,径向精度达到了 1.3 cm; JASON-1 的后续卫星 JASON-2 (Zelensky 等, 2010; 李文文 等, 2013; 彭冬菊 等, 2012; 盛传贞 等, 2013, 2014; 赵春梅 等, 2013)、JASON-3 随着 DORIS 设备和数据处理技术的不断改进,定轨精度进一步提升,三维达到 3—5 cm (高园园 等, 2016); 除了用于精密定轨, DORIS 还被应用于地球自转、参考框架等研究 (Willis 等, 2007; Zelensky 等, 2018)。

自中国发射第一颗海洋动力环境卫星海洋二号 A 卫星 (HY-2A) 以来,国内学者也对海洋二号系列卫星开展了诸多基于 DORIS 的精密定轨研究。孔巧丽和 Kong 等 (2013, 2017) 研究了重力场模型对 HY-2A 卫星 DORIS 精密定轨的影响,并使用 SLR 数据改进 DORIS 轨道; 周旭华等 (2015) 和 Guo 等 (2015) 使用 GPS/DORIS/SLR 3 种数据联合定轨,结果表明多种数据联合能有效提高定轨精度; Gao 等 (2015) 使用 RINEX3.0 格式的 DORIS 数据对 HY-2A 定轨,并研究了 HY-2A 星上 DORIS 天线相位中心的 Z 方向偏差,定轨结果与 CNES 轨道径向差距在 1 cm 以内。

当前 HY-2D 的 GPS 轨道计算依赖于外部输入的 GPS 精密星历和钟差产品,且一旦出现数据中断、星历获取失败、单频观测等情况, GPS 轨道会出现中断、精度下降。由于星载 DORIS 性能稳定,观测精度良好,不依赖于外部产品的输入,同时拥有良好的时效性。因此,本文拟研究利用 DORIS 对 HY-2D 进行精密定轨,并比较其轨道与 GPS 轨

道的差异。

另一方面, HY-2D 采用动态偏航、零偏航 2 种姿态维持模式开展对地观测任务,两者的交替切换取决于 β 角 (太阳方向和轨道平面之间夹角)。DORIS 系统接收信号是基于天线相位中心,而精密定轨给出的卫星坐标是基于卫星质心。两者之间的转换需要知道卫星的精确姿态,因此稳定地获取卫星姿态是获得高精度卫星轨道的前提。当前,卫星姿态信息主要来自星敏感器单一提供,为了确保能准确获取卫星姿态信息,本文拟以卫星备份姿态为研究对象,针对卫星姿态特性,首先构建姿态模型,并选择 2021 年 6 月 5—17 日 (包含了卫星完整姿态模式) DORIS 观测数据,进行精密定轨,最后讨论了选择姿态模型和姿态数据 2 种定轨结果的差异,证明了姿态模型能作为星敏感器数据的良好备份。

2 定轨方法

2.1 观测方程

星上 DORIS 接收机测量得到双频相位观测方程可表示为

$$L_1 = \rho_1 + c(\tau_r - \tau^e) + \delta\rho_{\text{ion}} + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{tro}} + \lambda_1 N_1 + \varepsilon_1 \quad (1)$$

$$L_2 = \rho_2 + c(\tau_r - \tau^e) + \gamma\delta\rho_{\text{ion}} + \delta\rho_{\text{rel}} + \delta\rho_{\text{tro}} + \lambda_2 N_2 + \varepsilon_2 \quad (2)$$

式中, ρ_1 和 ρ_2 分别为两个频率上接收机天线相位中心 r 到 DORIS 地面信标站天线相位中心 e 的距离, L_1 和 L_2 分别为两个频率上相位观测值, τ_r 为接收机钟差, τ^e 为地面站钟差, $\delta\rho_{\text{ion}}$ 和 $\gamma\delta\rho_{\text{ion}}$ 分别为两个频率上电离层引起的距离延迟, γ 为 f_1^2/f_2^2 , $\delta\rho_{\text{tro}}$ 为对流层延迟, $\delta\rho_{\text{rel}}$ 为相对论时延, λ_1 和 λ_2 为两个频率对应的波长, N_1 和 N_2 为两个频率上相位整周模糊度, ε_1 和 ε_2 为包含多路径、观测噪声和硬件延迟等误差。

使用双频无电离层组合消除一阶电离层误差,形成无电离层残差组合 L_3 , 计算公式如下:

$$L_3 = \frac{1}{f_1^2 - f_2^2} (f_1^2 L_1 - f_2^2 L_2) \quad (3)$$

式中, f_1 、 f_2 为双频频率, L_1 、 L_2 为对应的双频相位观测值。

对无电离层组合后观测量 L_3 进行历元间差分,消除无周跳条件下载波相位的整周模糊度,最后

得到无模糊度的差分观测量为

$$\Delta L_3 = \Delta \rho_3 + c(\Delta \tau_r - \Delta \tau^e) + \Delta \delta \rho_{\text{rel}} + \Delta \delta \rho_{\text{tro}} + \Delta \varepsilon_3 \quad (4)$$

式中, ΔL_3 为差分观测量, $\Delta \rho_3$ 为接收机天线相位中心到地面信标站天线相位中心距离的变化量, $\Delta \tau_r$ 和 $\Delta \tau^e$ 分别为接收机和地面信标站钟差的变化量, $\Delta \delta \rho_{\text{rel}}$ 和 $\Delta \delta \rho_{\text{tro}}$ 分别为相对论、对流层延迟的变化量, $\Delta \varepsilon_3$ 为其他误差的变化量。差分后的观测量中还存在 DORIS 测站和接收机频漂, 需要进行解算。

卫星定轨是通过星载观测资料建立的观测方程和通过卫星在摄动力影响下建立的运动方程积分得到状态转移矩阵实现的。假设卫星运动方程为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -GM \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{f}(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, q) \quad (5)$$

式中, $\mathbf{r}$ 、 $\dot{\mathbf{r}}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}$ 为卫星的位置、速度和加速度向量, t 为时间参数, q 为动力学参数。对式 (4) 积分可以获得任意时刻的卫星状态, 将观测方程 (3) 线性化后与其联立构建法方程, 通过最小二乘对待估参数进行最优估计, 从而得到最终轨道。

2.2 观测数据

2021 年 6 月 5—17 日的 HY-2D 卫星 DORIS 观测数据取自国家卫星海洋应用中心, 数据格式为 Rinx3.0, 相邻历元时间间隔约为 10 s。观测数据类型有: L1、L2、C1、C2、P、T、H, 其中 C1 和 L1 为 2036.25 MHz 频率上的伪距和相位观测值, C2 和 L2 为 401.25 MHz 频率上的伪距和相位观测值, P、T 和 H 分别为 DORIS 台站的气压、温度和湿度观测值。观测站可见数目占总观测的百分比详见图 1。可见: HY-2D 卫星最多可接收 6 个 DORIS 地面站信号; 接收到 4 个或以上信号大约为 21.18%, 2—3 个所占比例 58.9%。

2.3 卫星姿态

卫星姿态描述的是卫星飞行中任意时刻卫星本体在指定坐标系中的定向。精密定轨中, 需要进行卫星天线相位中心修正, 就必须考虑卫星姿态问题。HY-2D 卫星在飞行过程中, 卫星姿态交替使用动态偏航和零偏航) 2 种偏航模式。在 β 角接近 -1.5° 时, 动态偏航模式翻转 180° 。在 β 角绝对值 $\geq 75^\circ$ 时, 根据 β 角的正负采取 $+90$ 或 0° 固定角

度偏航 (定义为零偏航)。 β 角与轨道角 μ 的计算参考 Wang 等 (2022), 偏航角 yaw 随 β 角与轨道角 μ 的变化的数学表达式如下:

$$yaw = \begin{cases} -90^\circ, \beta \leq -75^\circ \\ -(90^\circ + \beta) \times \sin(\mu) - 90^\circ, -75^\circ < \beta \leq -1.5^\circ \\ (90^\circ + \beta) \times \sin(\mu) + 90^\circ, -1.5^\circ < \beta \leq 0^\circ \\ (90^\circ - \beta) \times \sin(\mu) + 90^\circ, 0 < \beta < 75^\circ \\ +90^\circ, \beta \geq 75^\circ \end{cases} \quad (6)$$

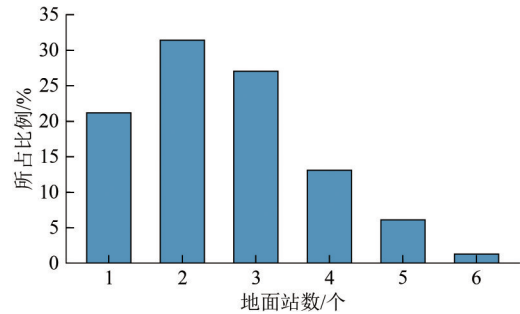


图1 HY-2D 卫星接收地面站信号个数百分比统计

Fig. 1 Percentage chart of the number of received beacons by HY-2D

偏航角随 β 角与轨道角 μ 的变化见图 2, 动态偏航和零偏航模式下的偏航角变化见图 3。可见根据 β 角的正负, 动态偏航模式下偏航角在 0° — $+180^\circ$ 或 0° — -180° 间周期变化。零偏航模式下, 则固定在 -90° 或 $+90^\circ$ 。

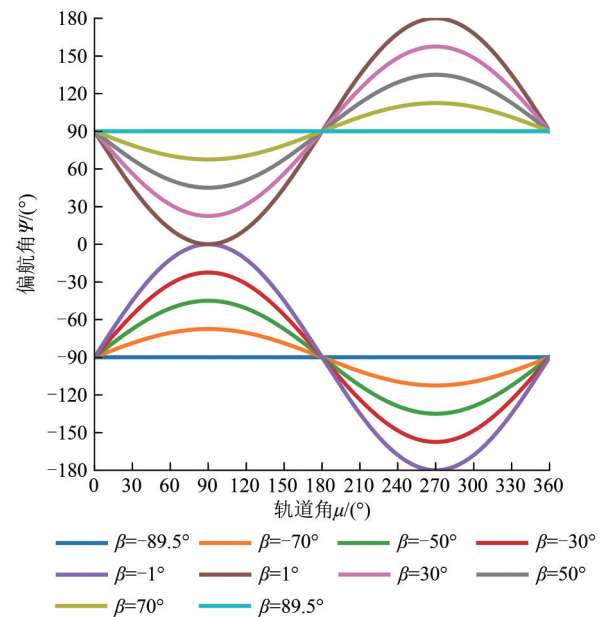


图2 偏航角根据 β 角和轨道角的变化

Fig. 2 Yaw angle variation with β angle and orbital angle

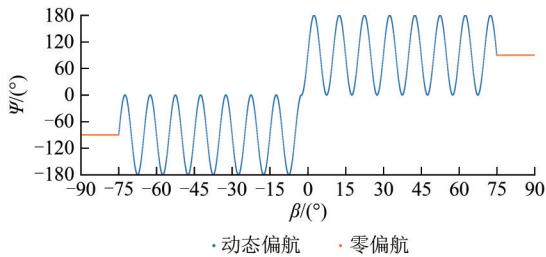


图3 动态偏航和零偏航模式下的偏航角变化
Fig. 3 Yaw angle variation in yaw-steering and fix modes

本文选择的2021年6月5—17日期间数据，覆盖HY-2D的所有姿态模式，前段为动态偏航，后段为零偏航，其转换时间约在6月11日3点13分。根据卫星姿态特征，本文构建了上述定轨弧段的姿态模型，并将使用模型获取的数据与实测的姿态数据比较，比较结果见图4。可见：姿态模型计算的偏航角与实测值差异较小，统计偏航角偏差STD为0.040°，滚动角偏差STD为0.086°，俯仰角偏差STD为0.096°，均<0.1°，符合卫星文档（CNES，2020）中对姿态指向精度的要求。

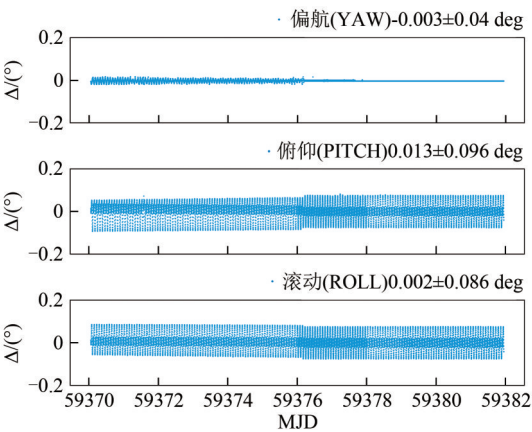


图4 实测姿态与姿态模型对比(约化儒略日)
Fig. 4 Comparison between observed-attitude and attitude-model (MJD)

2.4 定轨策略

卫星定轨中采用的观测模型、动力学模型以及参数估计方法都会对精密定轨结果产生一定的影响。本文采用动力学方法定轨，具体模型及解算参数见表1。

表1 HY-2D精密定轨策略
Table 1 Strategy of precise orbit determination of HY-2D

名称	参数	说明	名称	参数	说明
力学模型	静态重力场	EIGEN-GRGS.RL04-v1 150×150阶次(Lemoine等,2019)	观测模型	观测数据	RINEX3 相位双频无电离层组合(10秒采样)
	时变重力场	EIGEN-GRGS.RL04-v1 90×90阶次(Lemoine等,2019)		台站坐标	DPOD2014+PSD震后形变改正
	N体摄动	JPL DE405		卫星姿态	姿态模型或实测姿态数据
	海潮模型	FES2014(Lyard等,2021)		相位中心	RINEX3.0 观测数据头文件
	辐射压	改进的Box-wing 13板模型(CNES,2020)		对流层延迟	GPT2/VMF1
	地球反照辐射压	Knocke-Ries-Tapley model(Knocke等,1988)		电离层延迟	双频无电离层组合
	固体潮,极潮	IERS 2003(McCarthy和Petit,2003)		截止高度角	10°
	大气密度模型	MSIS-00	解算参数	对流层系数	每站每弧段一个
	地球定向参数	EOP(IERS) 14 C04		DORIS频率漂移	每站每弧段一个
	相对论	Schwarzschild项		大气阻力系数	每6h解算一个
	经验力	RTN周期项		经验力	每天解算—组径向R、切向T、法向N方向
				太阳光压系数	每天解算一个

3 定轨结果与精度分析

合理的评估方法能真实、准确地反映轨道质量的优劣，本文选取了HY-2D卫星2021年6月5—17日DORIS观测数据进行精密定轨，并通过相位残差、重叠弧段、轨道相互比较和激光检核4种手段评估定轨精度。

3.1 定轨残差分析

HY-2D卫星动力学定轨采用无电离层组合后

的L3进行历元间差分后获得的测速值。卫星动力学定轨观测残差包含模型化误差和未被模型化的误差，所采用力学模型与实际情况越符合，观测值残差RMS就越小，其统计特性反应了计算轨道结果质量。图5为HY-2D卫星2021年6月5—17日每天精密定轨得到的测速残差RMS时间序列。可见：所有轨弧段中观测值相位残差的RMS，最大值为0.441 mm/s，最小值为0.314 mm/s，均值为0.355 mm/s，与Gao等（2015）结果接近。

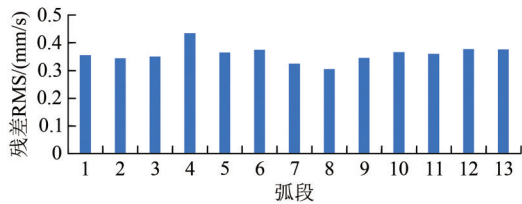


图5 观测值残差测定结果

Fig. 5 Measuring result of the RMS of observed values

3.2 数据采样间隔分析

为了分析采样间隔对定轨精度的影响, 选择6月5日的观测数据, 根据10 s、30 s和60 s采样间隔分别定轨, 并于CNES轨道对比, 其结果如图6所示。可见: 使用10 s采样定轨精度最高, 30 s次之, 60 s最差。但3种数据采样间隔均能达到厘米级定轨精度。

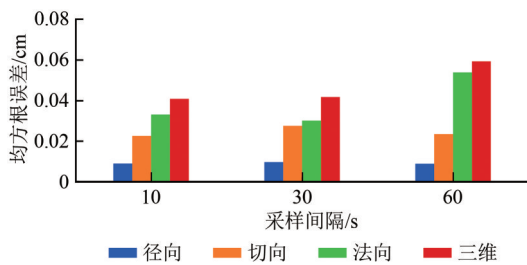


图6 2021年6月5日不同数据采样间隔定轨结果与CNES比较

Fig. 6 Comparison of orbit determination results with CNES using different data sampling intervals on June 5, 2021

3.3 不同姿态策略轨道比较

为了分析不同姿态策略对轨道精度的影响, 将两种轨道进行直接对比, 其差异结果如图7所示。可见: 各个方向差异RMS均<1.50 cm, 平均13 d差异RMS, R、T、N和三维分别为0.23 cm、0.52 cm、0.63 cm和0.84 cm。结果表明不同姿态策略得到的轨道差异在亚厘米级。

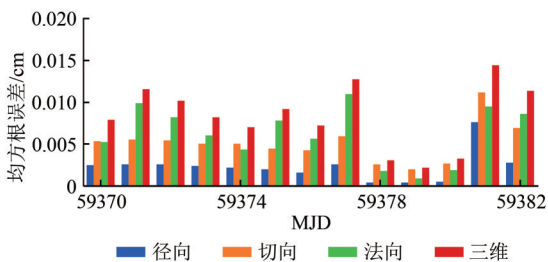


图7 不同姿态策略轨道比较结果

Fig. 7 Comparison results orbits between different attitude strategies

3.4 重叠弧段检验

两次独立定轨结果的重叠部分, 可以用于检验轨道内符合程度, 能一定程度反应轨道的精度。为此, 设定的定轨弧长为30 h, 前后相邻轨道重叠弧长各为3 h, 比较3 h重叠部分差异。实际计算中, 本研究使用实测姿态和姿态模型2种定轨模式。由图8可见2021年6月6日和7日2个定轨弧段重叠部分在径向R、切向T、法向N上的轨道差异RMS时间序列 (使用姿态数据)。

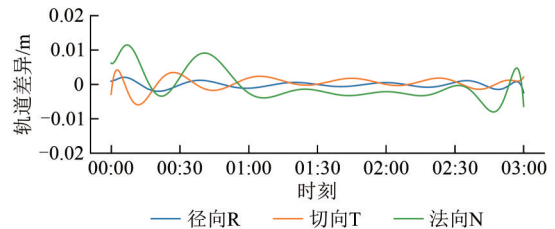


图8 使用姿态数据的重叠轨道比较

Fig. 8 Comparison of overlapping orbits by using attitude data

从图8可以看出, 2021年6月6日与7日2个定轨弧段重叠部分在径向、切向、法向上的轨道差异在-5—15 mm, 其RMS值分别为0.39 cm、0.81 cm和1.42 cm。

为分析使用姿态模型与姿态数据之间重叠轨道差异, 图9列出了每天轨道差异RMS值的时间序列。

从图9可以看出, 每天轨道重叠弧段差异序列较为稳定, 无大的偏差。使用实测姿态数据定轨, 12个重叠弧段在径向R、切向T、法向N和三维位置差异RMS的平均值分别为0.29 cm、0.62 cm、1.39 cm和1.60 cm。使用姿态模型定轨, 重叠弧段在径向R、切向T、法向N和三维差异RMS的平均值分别为0.40 cm、0.59 cm、1.38 cm和1.57 cm。位置差异<2 cm, 轨道内符合性好, 说明不同时段精密定轨自洽性较好, 采用的观测模型与动力学模型设置合理。

3.5 与外部参考轨道相互比较

以法国CNES提供的HY-2D卫星精密轨道作为参考, 评估定轨结果精度。图10给出了6月8日定轨结果 (使用姿态数据) 与CNES产品在径向R、切向T、法向N上差异的时间序列, 可以看到3个方向差异最大均不超过8 cm。其中径向R残差RMS为1.03 cm, 切向T为2.49 cm, 法向N为1.86 cm。

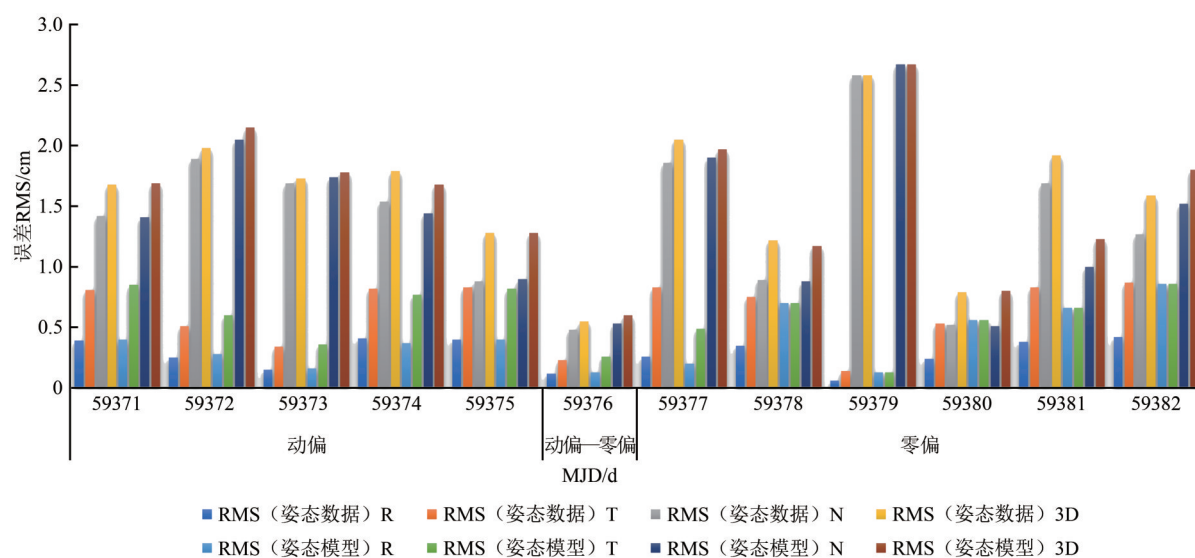


图9 HY-2D DORIS轨道重叠结果比较

Fig. 9 Comparison of HY-2D DORIS orbit overlap results

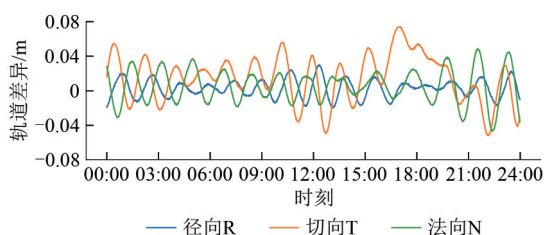


图10 2021年6月8日的轨道与CNES产品比较

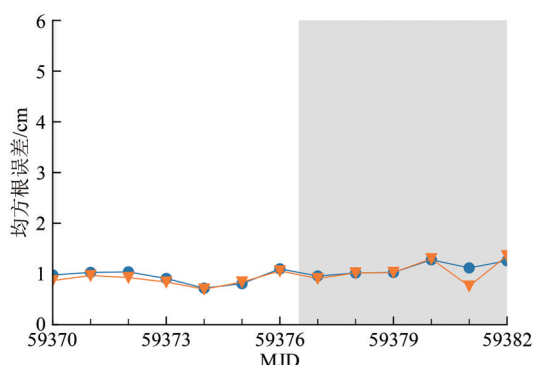
Fig. 10 Compare results with CNES on June 8, 2021

为更直观显示与CNES轨道差异,图11给出了所有弧段使用姿态模型和姿态数据定轨结果与CNES产品在径向R、切向T、法向N分量上及三维位置上差异RMS的时间序列,图中阴影部分表示姿态零偏航时期。

由图11可知,本文结果与法国产品在各方向上均有不同程度上差异,其中法向与切向差异约

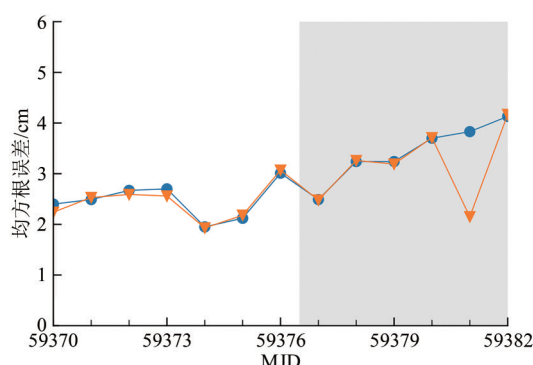
为3 cm;径向最小,约为1 cm。使用姿态数据定轨与CNES产品在径向R、切向T、法向N差异RMS的平均值分别为1.02 cm、2.92 cm、3.11 cm和4.43 cm。使用姿态模型定轨与CNES产品在径向R、切向T、法向N差异RMS的平均值分别为0.97、2.77 cm、3.15 cm和4.36 cm。综合而言,HY-2D卫星的DORIS精密定轨中使用姿态模型也可以实现高精度定轨。

在不同的姿态模式下,卫星所受摄动力变化较大。为了分析其对定轨精度的影响,我们统计了动态偏航和零偏航模式下的互比结果,结果在表2中给出。可以看到,在本文计算的弧段内,动态偏航期间互比差异RMS小于零偏航时期。其原因可能与零偏模式下,卫星所受光压的建模不足有关,此结果也与Wang (2022) 研究给出的结果类似。



(a) 径向互比误差

(a) Radial error



(b) 切向互比误差

(b) Along-track error

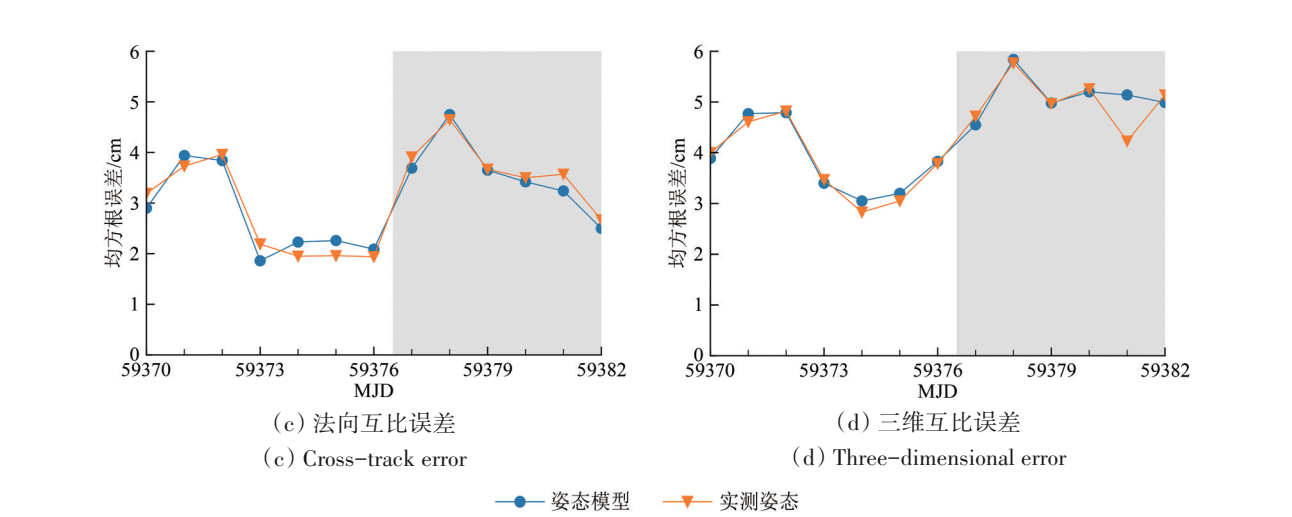


图 11 使用实测姿态数据与姿态模型的 DORIS 轨道互比
Fig. 11 Compare results of DORIS orbit using observed attitude

表 2 动态偏航和零偏姿态下与 CNES 互比残差 RMS								
Table 2 RMS value between CNES and DORIS in fixed-attitude and yaw-sterring attitude								
姿态模式	使用实测姿态与 CNES				使用姿态模型与 CNES			
	互比残差 RMS				互比残差 RMS			
	R	T	N	3D	R	T	N	3D
动态偏航	0.94	2.48	2.73	3.85	0.89	2.44	2.70	3.80
零偏航	1.11	3.44	3.54	5.12	1.06	3.16	3.66	5.02

3.6 SLR 检验

仅用 CNES 发布精密轨道进行比较, 不一定能完全反映本文确定的 HY-2D 卫星轨道精度。卫星

激光测距技术 SLR, 其测距精度好于 1 cm, 是检验卫星轨道精度的重要手段。采用 SLR 测量则可以对激光测距站与卫星角反射器之间距离进行直接检核。由于全球激光测站的测量精度不尽相同, 为避免较差测站 SLR 数据影响轨道精度的评定, 选取国内站和国际 ILRS 核心站 SLR 观测数据, 分别对基于姿态模型和姿态数据的精密轨道进行精度检验。其中, SLR 检核中, 截止高度角设置为 40°, 残差的阈值为 50 cm。表 3 给出了按站统计的标准点数和基于姿态模型和姿态数据下 SLR 残差的残差均值 MEAN 和标准偏差 STD (Standard Deviation)。

表 3 实测姿态与姿态模型定轨 SLR 检核残差								
Table 3 Statistics of SLR residuals using observed-attitude and attitude model								
测站代号	名称	标准点数	实测姿态残差/cm		姿态模型残差/cm		CNES 标准轨道残差/cm	
			STD	MEAN	STD	MEAN	STD	MEAN
7090	Yarragadee	190	2.60	-1.19	2.43	-1.24	2.55	-1.74
7119	Haleakala	18	1.15	-1.61	1.17	-2.20	1.19	-2.15
7237	Changchun	113	1.87	1.54	1.90	1.74	1.88	1.05
7249	Beijing	55	1.91	-0.38	1.72	-0.34	1.92	-0.44
7396	Wuhan	34	1.92	-1.87	1.90	-1.68	1.85	-1.85
7501	Hartebeesthoek	3	0.13	-3.20	0.14	-2.99	0.12	-3.40
7810	Zimmerwald	63	2.11	-0.16	2.05	-0.11	1.99	-0.32
7821	Shanghai	42	1.64	0.09	1.89	-0.09	1.66	-0.26
7840	Herstmonceux	40	2.75	-0.46	2.78	-0.29	2.69	-0.45
7941	Matera	49	1.30	0.15	1.32	0.47	1.29	-0.05
平均		60.7	2.39	-0.32	2.38	-0.25	2.24	-0.65

由表 3 可知, 不同站之间 STD 差异较小, 差异主要体现在均值上, 不同站的均值不同的原因可

能是其硬件差异和站坐标改正差异。基于姿态模型和姿态数据的精密轨道对应测站 SLR 残差差异很

小,使用姿态模型的SLR检核标准偏差为2.39 cm,使用姿态数据则为2.38 cm,表明无论是采用的姿态模型还是姿态数据都可以确定出厘米级精度的卫星轨道。

使用SLR检核也能分析不同姿态模式下的定轨精度,表4为本文计算的DOIRS轨道和CNES参考轨道在不同姿态模式下的SLR检核残差统计结果。可见两者的轨道均在动态偏航模式下精度较高。此结论也与3.4章中的结果相符。

2类结果对应的SLR残差序列大部分都落在 ± 5 cm范围以内,基本上均匀分布在零值附近,没有明显的偏差趋势出现。统计本文计算的DORIS轨道与CNES参考轨道对应的SLR残差序列,其残差RMS分别为2.38 cm和2.24 cm。本文轨道与CNES轨道的检核结果在同一水平。

表4 不同姿态模式下的SLR检核残差RMS

Table 4 RMS of SLR residuals in different attitude mode

轨道名称	动态偏航		零偏航	
	MEAN	STD	MEAN	STD
CNES	-0.47	2.22	-0.94	2.34
DORIS	-0.29	2.27	-0.74	2.38

4 结 论

本文基于动力学方法,采用了HY-2D卫星2021年6月5日—17日的DORIS观测数据,开展了基于DORIS数据的精密定轨研究。构建了HY-2D卫星姿态模型,讨论了使用姿态数据和使用姿态模型2种定轨模式下的轨道差异。从定轨残差、重叠弧段、轨道互比及SLR检核等多个角度详细分析了定轨精度。主要结论如下:

(1) HY-2D卫星星载DORIS接收机性能良好,超半数历元能接收到2个地面站信号,且观测数据连续无缺失。

(2) HY-2D精密定轨测速观测值拟合残差约为0.355 mm/s;重叠弧段3 h的轨道差异较为稳定,无大的偏差,其三维位置差异的RMS<2.0 cm。

(3) 与法国CNES提供的HY-2D精密轨道产品的径向差异RMS约为1 cm,三维位置差异约为5 cm。激光检核结果显示残差RMS为2.38 cm,与法国CNES提供的轨道精度相当。

(4) HY-2D卫星姿态采取动态偏航—零偏2种

交替切换模式。使用构建的姿态模型和姿态数据定轨,2种结果接近,表明构建的姿态模型可以实现HY-2D卫星的高精度定轨。

目前,基于DORIS的卫星精密定轨软件已业务化运行于国家卫星海洋应用中心。卫星姿态模型与实测姿态可用于相互检验。DORIS当前受到星载设备性能和地面测站数量的限制,定轨精度有待进一步提高,下一步可对力学模型和观测误差开展精细化研究,为将来的海洋系列卫星提供更稳定、更精确的轨道。

志 谢 此次定轨采用的DORIS数据来源于国家卫星海洋应用中心,相互比较使用的精密轨道来自CNES,在此表示衷心的感谢!

参考文献(References)

- Auriol A and Tourain C. 2010. DORIS system: the new age. *Advances in Space Research*, 46(12): 1484-1496. [DOI: 10.1016/j.asr.2010.05.015]
- Bock H, Hugentobler U, Springer T A and Beutler G. 2002. Efficient precise orbit determination of LEO satellites using GPS. *Advances in Space Research*, 30(2): 295-300. [DOI: 10.1016/S0273-1177(02)00298-3]
- CNES. 2020. Input data for HY2 precise orbit determination [EB/OL]. [2023-04-01]. https://ids-doris.org/documents/BC/satellites/HY2_InputDataForPOD.pdf
- Gao F, Peng B B, Zhang Y, Evariste N H, Liu J H, Wang X H, Zhong M, Lin M S, Wang N Z, Chen R J and Xu H Z. 2015. Analysis of HY2A precise orbit determination using DORIS. *Advances in Space Research*, 55(5): 1394-1404 [DOI: 10.1016/j.asr.2014.11.032]
- Gao Y Y, Zhao C M and Zhang X Q. 2016. JASON-3 orbit determination based on DORIS data. *Journal of Navigation and Positioning*, 4(4): 55-58, 87 (高园园, 赵春梅, 张小强. 2016. 基于DORIS数据的JASON-3卫星精密定轨. *导航定位学报*, 4(4): 55-58, 87) [DOI: 10.16547/j.cnki.10-1096.20160411]
- Guo J, Zhao Q L, Guo X, Liu X L, Liu J N and Zhou Q. 2015. Quality assessment of onboard GPS receiver and its combination with DORIS and SLR for Haiyang 2A precise orbit determination. *Science China Earth Sciences*, 58(1): 138-150 [DOI: 10.1007/s11430-014-4943-z]
- Guo J Y, Wang Y C, Shen Y, Liu X, Sun Y and Kong Q L. 2018. Estimation of SLR station coordinates by means of SLR measurements to kinematic orbit of LEO satellites. *Earth, Planets and Space*, 70(1): 201 [DOI: 10.1186/s40623-018-0973-7]
- Jiang X W, He X Q, Lin M S, Gong F, Ye X M and Pan D L. 2019. Progresses on ocean satellite remote sensing application in China. *Haiyang Xuebao*, 41(10): 113-124 (蒋兴伟, 何贤强, 林明森, 龚芳, 叶小敏, 潘德炉. 2019. 中国海洋卫星遥感应用进展. *海洋学报*, 41(10): 113-124) [DOI: 10.3969/j.issn.0253-4193.2019.10.007]

- Jiang X W, Lin M S and Liu J Q. 2008. Satellite ocean exploration of space in China. *Strategic Study of CAE*, 10(6): 56-62 (蒋兴伟, 林明森, 刘建强. 2008. 中国卫星海洋空间探测. *中国工程科学*, 10(6): 56-62) [DOI: 10.3969/j.issn.1009-1742.2008.06.010]
- Jiang X W, Lin M S and Zhang Y G. 2016. Progress and prospect of Chinese ocean satellites. *Journal of Remote Sensing (in Chinese)*, 20(5): 1185-1198 (蒋兴伟, 林明森, 张有广. 2016. 中国海洋卫星及应用进展. *遥感学报*, 20(5): 1185-1198) [DOI: 10.11834/jrs.20166153]
- Jiang X W, Wang X H, Peng H L, Zhong M and Zhong S M. 2014. Precise orbit determination technology based on DORIS solution for HY-2 satellite. *Strategic Study of CAE*, 16(6): 83-89 (蒋兴伟, 王晓慧, 彭海龙, 钟敏, 钟世明. 2014. HY-2 卫星 DORIS 精密定轨技术. *中国工程科学*, 16(6): 83-89) [DOI: 10.3969/j.issn.1009-1742.2014.06.012]
- Knocke P C, Ries J C and Tapley B D. 1988. Earth radiation pressure effects on satellites[C]//1988 Astrodynamics Conference. Minneapolis: AIAA: 4292. [DOI: 10.2514/6.1988-4292]
- Kong Q L, Guo J Y, Qin J and Sun Y. 2013. Simulation of centimeter-level precise orbit determination for HY-2 satellite using DORIS and SLR. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 38(6): 694-699 (孔巧丽, 郭金运, 秦建, 孙玉. 2013. HY-2 卫星星载 DORIS 和 SLR 的 cm 级综合精密定轨仿真研究. *武汉大学学报(信息科学版)*, 38(6): 694-699) [DOI: 10.13203/j.whugis2013.06.016]
- Kong Q L, Guo J Y, Sun Y, Zhao C M and Chen C F. 2017. Centimeter-level precise orbit determination for the HY-2A satellite using DORIS and SLR tracking data. *Acta Geophysica*, 65(1): 1-12 [DOI: 10.1007/s11600-016-0001-x]
- Lemoine J M, Biancale R, Reinquin F, Bourgogne S and Gégout P. 2019. CNES/GRGS RL04 Earth gravity field models, from GRACE and SLR data[EB/OL]. GFZ Data Services[2023-07-19]. <https://dataservices.gfz-potsdam.de/icgem/showshort.php?id=escidoc:4656890>
- Li W W, Li M, Shi C and Zhao Q L. 2013. Jason-2 precise orbit determination using DORIS RINEX phase data. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 38(10): 1207-1211 (李文文, 李敏, 施闯, 赵齐乐. 2013. 利用 DORIS 相位数据的 Jason-2 卫星精密定轨. *武汉大学学报(信息科学版)*, 38(10): 1207-1211) [DOI: 10.13203/j.whugis2013.10.020]
- Lin M S, He X Q, Jia Y J, Bai Y, Ye X M and Gong F. 2019. Advances in marine satellite remote sensing technology in China. *Haiyang Xuebao*, 41(10): 99-112 (林明森, 何贤强, 贾永君, 白雁, 叶小敏, 龚芳. 2019. 中国海洋卫星遥感技术进展. *海洋学报*, 41(10): 99-112) [DOI: 10.3969/j.issn.0253-4193.2019.10.006]
- Lin M S, Zhang Y G and Yuan X Z. 2015. The development course and trend of ocean remote sensing satellite. *Haiyang Xuebao*, 37(1): 1-10 (林明森, 张有广, 袁欣哲. 2015. 海洋遥感卫星发展历程与趋势展望. *海洋学报*, 37(1): 1-10) [DOI: 10.3969/j.issn.0253-4193.2015.01.001]
- Luthcke S B, Zelensky N P, Rowlands D D, Lemoine F G and Williams T A. 2003. The 1-centimeter orbit: jason-1 precision orbit determination using GPS, SLR, DORIS, and altimeter data special issue: Jason-1 calibration/validation. *Marine Geodesy*, 26(3/4): 399-421 [DOI: 10.1080/714044529]
- Lyard F H, Allain D J, Cancet M, Carrère L and Picot N. 2021. FES2014 global ocean tide atlas: design and performance[J]. *Ocean Science*, 17(3): 615-649 [DOI: 10.5194/os-17-615-2021]
- McCarthy D D and Petit G. 2003. IERS Conventions (2003). IERS Technical Note No. 32. IERS: 127
- Peng D J, Wu B and Qu W J. 2012. Jason-2 precise orbit determination with DORIS/SLR tracking data. *Journal of Astronautics*, 33(10): 1391-1400 (彭冬菊, 吴斌, 曲伟菁. 2012. Jason-2 DORIS/SLR 精密定轨. *宇航学报*, 33(10): 1391-1400) [DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2012.10.005]
- Perosanz F, Marty J C and Balmino G. 1997. Dynamic orbit determination and gravity field model improvement from GPS, DORIS and Laser measurements on TOPEX/POSEIDON satellite. *Journal of Geodesy*, 71(3): 160-70 [DOI: 10.1007/s001900050084]
- Sheng C Z, Gan W J, Zhao C M, Sun B Q, Liang S M, Chen W T and Xiao G R. 2014. Assessment of precise orbit determination of JASON-2 satellite using different observation technologies. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 43(8): 796-802, 817 (盛传贞, 甘卫军, 赵春梅, 孙保琪, 梁诗明, 陈为涛, 肖根如. 2014. 不同观测技术的 Jason-2 卫星精密定轨评估. *测绘学报*, 43(8): 796-802, 817) [DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0133]
- Sheng C Z, Gan W J, Zhao C M, Zhang X Q, Sun B Q and Chen W T. 2013. Precise orbit determination of JASON-2 satellite: analysis of GPS, SLR and DORIS. *SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica*, 43(2): 219-224 (盛传贞, 甘卫军, 赵春梅, 张小强, 孙保琪, 陈为涛. 2013. JASON-2 卫星精密轨道确定: GPS, SLR 和 DORIS 分析. *中国科学: 物理学 力学 天文学*, 43(2): 219-224) [DOI: 10.1360/132012-553]
- Wang Y C, Li M, Jiang K C, Li W W, Zhao Q L, Peng H L and Lin M S. 2022. Precise orbit determination of the Haiyang 2C altimetry satellite using attitude modeling. *GPS Solutions*, 26(1): 35 [DOI: 10.1007/s10291-021-01219-7]
- Watkins, M M, Ries J C and Davis G W. 1992. Absolute positioning using DORIS tracking of the SPOT-2 satellite. *Geophysical Research Letters*, 19(20): 2039-2042. [DOI: 10.1029/92GL02119]
- Willis P, Haines B J and Kuang D. 2007. DORIS satellite phase center determination and consequences on the derived scale of the terrestrial reference frame. *Advances in Space Research*, 39(10): 1589-1596 [DOI: 10.1016/j.asr.2007.01.007]
- Willis P, Lemoine F G, Moreaux G, Soudarin L, Ferrage P, Ries J, Otten M, Saunier J, Noll C, Biancale R and Luzum B. 2016. The International DORIS Service (IDS): Recent Developments in Preparation for ITRF2013. IAG 150 Years. Postdam, Germany. Springer, Cham. 631-640. [DOI:10.1007/1345_2015_164.]
- Zelensky N P, Lemoine F G, Beckley B D, Chinn D S and Pavlis D E. 2018. Impact of ITRS 2014 realizations on altimeter satellite precise orbit determination. *Advances in Space Research*, 61(1): 45-73 [DOI: 10.1016/j.asr.2017.07.044]
- Zelensky N P, Lemoine F G, Ziebart M, Sibthorpe A, Willis P, Beckley B D, Klosko S M, Chinn D S, Rowlands D D, Luthcke S B, Pavlis D E and Luceri V. 2010. DORIS/SLR POD modeling im-

- provements for Jason-1 and Jason-2. *Advances in Space Research*, 46(12): 1541-1558 [DOI: 10.1016/j.asr.2010.05.008]
- Zhao C M, Ou J K, Sheng C Z and Zhang X Q. 2013. JASON-2 Orbit determination based on DORIS data. *Progress in Geophysics*, 28(1): 49-57 (赵春梅, 欧吉坤, 盛传贞, 张小强. 2013. 基于DORIS数据的JASON-2卫星精密定轨分析. *地球物理学进展*, 28(1): 49-57) [DOI: 10.6038/pg20130106]
- Zhou X H, Wang X H, Zhao G, Peng H L and Wu B. 2015. The precise orbit determination for HY2A satellite using GPS, DORIS and SLR data. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 40(8): 1000-1005, 1011 (周旭华, 王晓慧, 赵罡, 彭海龙, 吴斌. 2015. HY2A卫星的GPS/DORIS/SLR数据精密定轨. *武汉大学学报(信息科学版)*, 40(8): 1000-1005, 1011) [DOI: 10.13203/j.whugis20130730]

Precise orbit determination of HY-2D using DORIS

TAO Enzhe^{1,2}, ZHOU Xuhua¹, PENG Hailong^{3,4}, LI Duoduo^{1,2}, XU Kexin^{1,2}, LI Kai¹

1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201300, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Nation Satellite Ocean Application Service, Beijing 100081, China;

4. Key Laboratory of Space Ocean Remote Sensing and Application of Ministry of Natural Resources, Beijing 100081, China

Abstract: The Haiyang 2D satellite (HY-2D) is the fourth marine dynamic environment satellite in China, which belongs to the marine remote sensing satellite series in China, with high-precision orbit measurement, orbit determination capabilities, and all-weather, all-day, global detection capabilities. The main mission of the satellite is to monitor and investigate the marine environment; obtain various marine dynamic environmental parameters, including sea surface wind field, wave height, and sea surface height; directly provide measured data for the early warning and prediction of catastrophic sea conditions; and provide support services for marine disaster prevention and reduction, marine rights and interest protection, marine resource development, marine environmental protection, marine scientific research, and national defense construction. After the launch of the HY-2D satellite, the HY-2B and HY-2C satellites realize three-star network observation. An accurate orbit of HY-2D is a prerequisite for mission accomplishment. It is equipped with the DORIS receiver for precise orbit determination. The attitude of the satellite alternates between fixed mode and nominal yaw-steering mode. To study the accuracy of orbit determination of HY-2D using DORIS, we build a satellite attitude model, select DORIS phase measurement data from June 5 to June 13, 2021, and adopt the epoch-difference and dynamic orbit determination methods for precise orbit determination. Orbital accuracy is evaluated by postfit residuals and by overlapping and comparing with CNES and SLR. The differences between the two orbit determination results using attitude model and attitude data are discussed. Results show the following: (1) The mean of the postfit residuals is 0.355 mm/s, and the mean of 3D RMS is within 2 cm. (2) Compared with the precise orbit by CNES, the RMS values when using attitude data in the R, T, and N directions are 1.02, 2.92, and 3.11 cm, respectively, and the RMS values when using the attitude model in the R, T, and N directions are 0.97, 2.77, and 3.15 cm, respectively. The similarity between the two results indicates that the constructed satellite attitude model is consistent with the measured attitude data. (3) The mean RMS of SLR residuals for the CNES orbit and our orbit are 2.38 and 2.24 cm, respectively, indicating that the two orbits have similar accuracy. Our research shows that the on-board DORIS receiver has good and stable performance. By using the received data, we can provide a centimeter-level HY-2D satellite orbit, which can ensure the stable operation of satellite altimetry.

Key words: HY-2D satellite, DORIS, precise orbit determination, satellite attitude, SLR

Supported by National Natural Science Foundation of China (No. 12103077)