



武汉大学学报(信息科学版)

Geomatics and Information Science of Wuhan University

ISSN 1671-8860, CN 42-1676/TN

《武汉大学学报(信息科学版)》网络首发论文

题目: HY2B 星载 GPS 精密定轨研究
作者: 李朵朵, 周旭华, 李凯, 徐可馨, 陶恩哲
DOI: 10.13203/j.whugis20210303
收稿日期: 2021-06-08
网络首发日期: 2022-07-28
引用格式: 李朵朵, 周旭华, 李凯, 徐可馨, 陶恩哲. HY2B 星载 GPS 精密定轨研究 [J/OL]. 武汉大学学报(信息科学版). <https://doi.org/10.13203/j.whugis20210303>



网络首发: 在编辑部工作流程中, 稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定, 且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式(包括网络呈现版式)排版后的稿件, 可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定; 学术研究成果具有创新性、科学性和先进性, 符合编辑部对刊文的录用要求, 不存在学术不端行为及其他侵权行为; 稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准, 正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性, 录用定稿一经发布, 不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容, 只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认: 纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊(光盘版)》电子杂志社有限公司签约, 在《中国学术期刊(网络版)》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版, 以单篇或整期出版形式, 在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊(网络版)》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物(ISSN 2096-4188, CN 11-6037/Z), 所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

DOI:10.13203/j.whugis20210303

引用格式：

李朵朵, 周旭华, 李凯, 等. HY2B星载GPS精密定轨研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210303 (LI Duoduo, ZHOU Xuhua, LI Kai, et al. Precise Orbit Determination for HY2B Using On-Board GPS Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210303)

HY2B 星载 GPS 精密定轨研究

李朵朵^{1,2} 周旭华¹ 李凯¹ 徐可馨^{1,2} 陶恩哲^{1,2}

1. 中国科学院上海天文台

2. 中国科学院大学天文与空间科学学院

摘要：海洋二号 B 星 (HY2B) 是我国海洋动力环境监测的首颗组网卫星，主要用于探测海面高度、海面风场、重力场等多种海洋动力环境参数，高精度卫星轨道是完成上述任务的前提与关键。选取 HY2B 卫星 2021 年 1 月的星载 GPS 观测数据，从数据完整性与多路径效应两方面分析了观测质量，采用简化动力学定轨方法进行了精密定轨研究。结果显示，相比 HY2A，搭载同一型号接收机的 HY2B 卫星伪距多路径误差有所下降；基于国产星载双频 GPS 接收机可以实现 HY2B 卫星径向 2cm、三维 2-3cm 的定轨精度；同时，验证了 PCV 模型对精密定轨的改进作用。基于目前的星载 GPS 数据与定轨方法可以满足高精度海洋测高任务需求。

关键词：HY2B 卫星；星载 GPS 数据；轨道精度评估；PCV

中图分类号：P228

文献标识码：A

收稿日期：2021-06-08

项目资助：国家自然科学基金青年项目(12103077,11803032,41904034)；

第一作者：李朵朵，博士生，主要从事低轨卫星精密定轨。liduoduo@shao.ac.cn

通讯作者：周旭华，博士，研究员，主要从事空间大地测量和地球动力学研究。xhzhou@shao.ac.cn

海洋二号 B 星 (HY2B) 是继海洋 2A (HY2A) 卫星后发射的第二颗海洋动力环境卫星，由中国空间技术研究院和国家卫星海洋应用服务中心研制，于 2018 年 10 月 24 日发射升空。HY2B 是一颗太阳同步轨道卫星，前期回归周期为 14 天，后期变轨至 168 天的回归轨道。设计寿命 5 年，轨道高度 971km，轨道倾角 99.34°。卫星上搭载多个科学载荷，主要用于海洋环境

信息收集 (微波散射计、微波成像仪和雷达高度计等) 和卫星精密轨道确定 (星载 GPS 接收机、卫星激光反射器)。

自 1992 年星载 GPS 定轨技术在 Topex/Poseidon 海洋测高卫星上成功应用以来，国内外先后发射的多颗低轨卫星或航天器都搭载有星载 GPS 接收机，如 CHAMP、JASON、GRACE、HY2A 等。2007 年，Jäggi 等^[1]采用星

载 GPS 观测数据对 GRACE A 和 B 卫星进行简化动力学定轨, 轨道精度优于 3cm。近十几年来, 星载技术得到了进一步的发展。最近, Allahviridi-Zadeh 等^[2]从质量控制、模型应用、算法处理、轨道验证出发, 全面回顾了基于非差星载 GNSS(Global Navigation Satellite System)观测的低轨卫星实时与事后定轨方法及其工程应用; 给出了实时流 GNSS 轨道、钟差改正产品用于低轨定轨的最新成果; 并对星载技术的发展作出展望。HY2A 是我国第一颗海洋动力环境卫星, 其定轨手段涉及 GPS、卫星多普勒定轨定位系统 (Doppler Orbitography and Radio-positioning Integrated by Satellite, DORIS) 和卫星激光测距系统 (Satellite Laser Ranging, SLR), 在轨运行 10 年, HY2A 星载 GPS 三维定轨精度达到 3-5cm^[3-5]。也有一些学者利用 DORIS 和 SLR 技术对 HY2A 进行定轨研究。周旭华^[6]和郭靖^[7]深入研究了 HY2A GPS/DORIS/SLR 联合定轨, 认为联合定轨增加了数据的可用性, 有利于保持轨道的稳定性和连续性; 赵昱等^[8]着重讨论了 HY2A SLR 高精度轨道确定, 结果表明 SLR 定轨的平均三维位置精度约为 12.5cm, 径向精度优于 3cm。利用星载 GPS 技术的低轨卫星定轨方法主要包括: 动力学法^[9-10]、运动学法^[10-11]、简化动力学法^[10-13]。动力学法需要高精度的动力学模型, 模型误差会随弧长增加而累积; 运动学法对观测数据的质量要求较高, 容易受到卫星几何结构、测量误差、噪声和数据中断的影响; 简化动力学方法, 由于能充分利用动力学信息和几何信息, 依靠经验力和伪随机脉冲吸收模型误差和未被建模的摄动力影响, 是当前对低轨道卫星定轨最主要的手段。

卫星在轨飞行期间, 星载 GPS 接收机天线相位中心会随空间环境发生改变, 天线相位中心改正的准确建模

不仅能精化定轨过程, 改善定轨精度, 同时还能研究空间环境对天线的影晌机理。天线相位中心改正由相位中心偏移 (Phase Center Offset, PCO) 与相位中心变化 (Phase Center Variation, PCV) 两部分组成。PCO 一般作为未知参数直接进行求解, 张强^[14]对 SWARM 卫星 PCO 在天线正向 Z 轴上的每天常量分量进行一年期解算, 发现 PCO Z 方向分量存在季节性变化; Choi^[15]详细论述了 PCO 与卫星质心变化的解耦方法。Jäggi 等^[16]提出了直接法与残差法对 PCV 进行建模, PCV 模型的应用将 GRACE 非差基线与 K 波段测距 (K-band Ranging, KBR) 之差的标准差从 10mm 降至 6mm。直接法将 PCV 作为待估参量, 该方法不易受到接收机钟差、模糊度等参数的影响, 但需要叠加多天法方程综合解算, 计算量较大; 残差法则利用定轨后的相位残差将 PCV 模型化为随天线接收信号一定高度角和方位角间隔变化的格网模型, 计算简单且精度与直接法相当。

星载 GPS 技术在国内应用以来, 接收机硬件和定轨软件在不断更新, 通过分析国产接收机的数据质量与定轨结果, 为后续国产星载接收机的发展与低轨卫星精密定轨提供参考。本文选取 HY2B 卫星 2021 年 1 月的星载 GPS 观测数据对 HY2B 进行简化动力学定轨, 讨论了 PCV 模型应用前后的定轨结果差异, 并用相位残差、重叠弧段、轨道互比和激光检核四种手段评估定轨精度。

1 HY2B 卫星及其载荷

HY2B 主要搭载雷达高度计, 微波散射计, 微波辐射计, 校正辐射计以及用于精密定轨的星载双频 GPS 接收机和激光反射器阵列 (Laser Reflector Array, LRA) 等载荷。与 HY2A 不同, 增加了两个新系统: 用于船舶跟踪和监测的船舶识别系统和用于海洋浮标测量的数据收集系统, 进一步推动海

洋研究应用。

卫星在轨飞行时,需要建立卫星飞行参考坐标系($O_S-X_S Y_S Z_S$),以确定星上载荷的相对位置。HY2B 卫星飞行参考系取卫星轨道坐标系作为惯性参考基准,原点取在卫星质心处; Z_S 指向地心; X_S 与 Z_S 轴垂直,指向卫星前进方向; Y_S 与 X_S 、 Z_S 正交构成右手系,并与轨道平面的法向平行。如图 1 所示,可以看到卫星搭载的辐射计、散射计、数据传输天线、雷达高度计、以及激光反射棱镜在飞行参考坐标系($O_S-X_S Y_S Z_S$)的分布。星载 GPS 天线分布在 Z_S 轴负方向,未在图中给出。

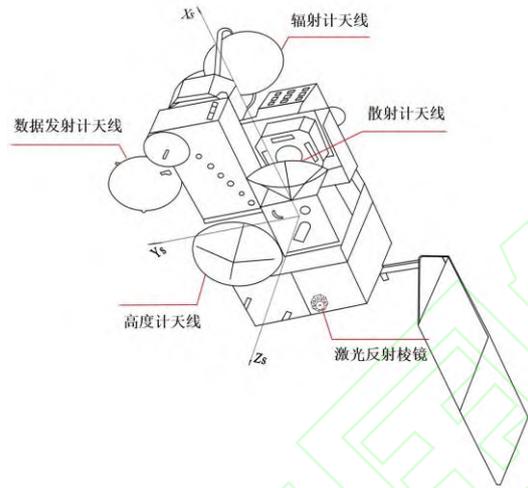


图 1 HY2B 载荷在飞行参考系中的分布

Fig.1 HY2B Load Distribution in $O_S-X_S Y_S Z_S$

HY2B 卫星正常飞行时采用偏航姿态;此时,卫星本体 Z_B 轴垂直于地面, $-X_B$ 轴指向太阳方向, Y_B 与 X_B 、 Z_B 构成右手系。在偏航飞行模式下, $X_S Y_S Z_S$ 需要按卫星姿态数据或姿态模型旋转到 $X_B Y_B Z_B$ 以进行轨道确定。而 HY2A 卫星在轨飞行过程中采用整星零姿态,卫星本体坐标系与飞行参考系重合。理论上,偏航模式能更好地利用轨道数据与高度计数据准确测量卫星到地表的垂直高度。

2 数据选取和质量分析

HY2B 卫星 2021 年 1 月的星载 GPS 观测数据由国家卫星海洋应用中心提

供,数据格式为 Rinx3.03,相邻历元时间间隔约为 1s。观测类型有: C1C C1P C2P L1C L2P,其中 C1C 和 C1P 为 f1 频率上的伪距观测值;C2P 为 f2 频率上的伪距观测值;L1C、L2P 分别为 f1 和 f2 频率上的载波观测值。1 月 18 日与 1 月 19 日接收机异常,观测数据不可用,文中没有计入统计。

本文采用星载 GPS 观测数据定轨,数据质量直接影响定轨精度,有必要从数据观测量、卫星可见性、多路径效应、周跳比、信噪比等方面对观测质量进行讨论^[7,17-19]。

2.1 观测量统计

由于采用的 GPS 卫星精密钟差为 30s 间隔,本文定轨计算也是按 30s 采样进行。图 2 给出了 29 天以 30s 采样间隔接收到的 GPS 卫星个数分布特征。图中黑色部分表示追踪到不同数目 GPS 卫星历元个数占总历元个数的百分比;同时,由于本文采用双频消电离层组合,统计了单个历元双频相位可用的 GPS 卫星数目的分布情况,如灰色部分所示。

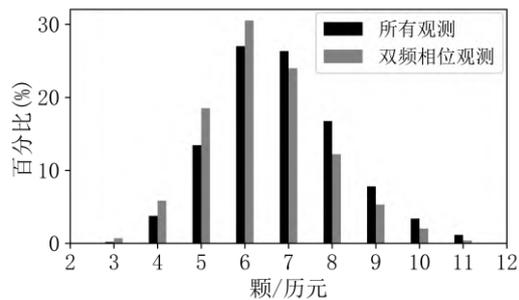


图 2 单历元观测卫星个数百分比统计

Fig.2 Percentage of the Number of Observation Per Epoch

图 2 显示 GPS 卫星追踪数目整体呈正态分布,所有观测与双频相位观测卫星追踪颗数均集中在 3-11 颗。约 99% 的历元能追踪到 4 颗及以上的 GPS 卫星,80% 左右的跟踪量集中在 5 到 8 颗。在剔除单频相位观测值后,仍有 90% 以上的历元能跟踪到 5 颗卫

星，与 HY2A 卫星 GPS 追踪数目基本一致^[7]。

进一步，对 HY2B 卫星追踪丢失进行统计与分析，表 1 给出了五种观测类型追踪丢失个数与百分比。

表 1 C1C C1P C2P L1C L2P 观测缺失统计
Tab.1 C1C C1P C2P L1C L2P Losses for HY2B

观测类型	缺失个数	缺失百分比
L1C	1174	0.2%
L2P	34430	6.1%
C1C	325	0.06%
C1P	17380	3.1%
C2P	33604	5.9%

从表 1 可以看出，f1 频率三种观测值 L1C、C1C、C1P 追踪丢失总体少于 f2 频率两种观测值 L2P、C2P，表明星载接收机对 f1 频率观测量有更强的追踪能力，与 L2 频点的发射功率设计低于 L1 频点的发射功率有关。同时，C1C 追踪丢失率比 C1P、C2P 小两个量级，与 C/A 码、P 码不同的跟踪解码技术有关；HY2B 采用了 Z 跟踪技术对 C1P、C2P 进行解码，从而导致 C1P、C2P 观测噪声明显大于 C1C，更容易失锁造成数据丢失。

2.2 多路径效应

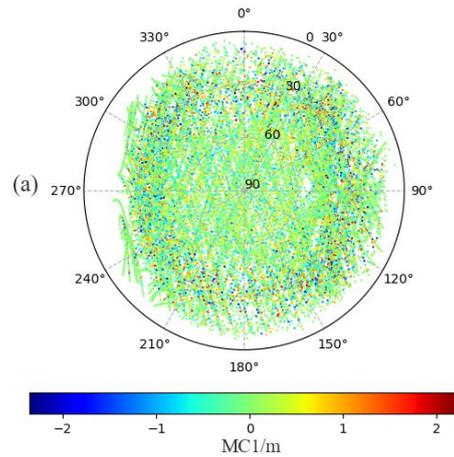
对于低轨卫星，多路径效应表现为星载接收机接收到卫星表面反射的 GPS 信号，其大小受卫星表面环境与接收机天线分布等因素的影响。据 Comp 等^[20]，相位多路径效应约为几毫米到几厘米，一般比伪距多路径小两个数量级，因此可以忽略相位多路径的影响。本文利用双频码相组合计算伪距多路径 (Multipath, MP) 的大小，MP1、MP2 计算公式如下，MC1 与 MP1 的计算公式相同，此处不再给出：

$$MP1 = -\left(1 + \frac{2}{\alpha - 1}\right)L_1 + \left(\frac{2}{\alpha - 1}\right)L_2 + P_1 = \varepsilon_{1,P} - \left(1 + \frac{2}{\alpha - 1}\right)\lambda_1 N_1 + \left(\frac{2}{\alpha - 1}\right)\lambda_2 N_2 - \left(1 + \frac{2}{\alpha - 1}\right)m_1 + \left(\frac{2}{\alpha - 1}\right)m_2 \quad (1)$$

$$MP2 = \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1}\right)L_1 + \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1} - 1\right)L_2 + P_2 = \varepsilon_{2,P} - \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1}\right)\lambda_1 N_1 + \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1} - 1\right)\lambda_2 N_2 - \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1}\right)m_1 + \left(\frac{2\alpha}{\alpha - 1} - 1\right)m_2 \quad (2)$$

式中， L_1 、 L_2 为 f_1 、 f_2 频率上的相位观测值， P_1 、 P_2 为 f_1 、 f_2 频率上的伪距观测值； α 为频率 f_1 、 f_2 平方的比值， f_1^2 / f_2^2 ； λ_1 、 λ_2 分别为 f_1 、 f_2 对应的波长； $\varepsilon_{i,P}$ 包含伪距多径观测噪声 ($i=1,2$, 频率)； m_i 包含相位多径观测噪声； N_i 为相位模糊度。

基于上述公式计算 C1C、C1P、C2P 每天的伪距多路径 MC1、MP1、MP2，图 3 (a)-(c) 给出了 2021 年 1 月 1 日 MC1、MP1、MP2 沿高度角与方位角分布情况，方位角沿顺时针增至 360°，高度角沿径向从外向内增至 90°。



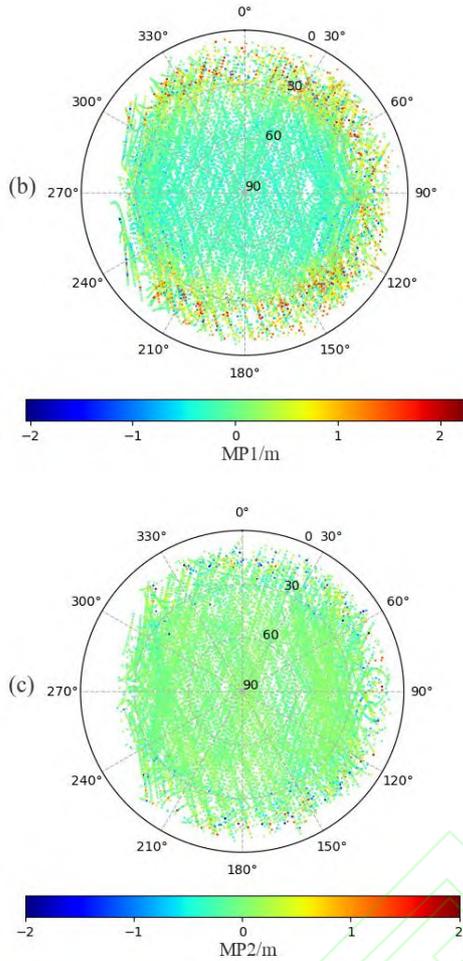


图3 HY2B 伪距多路径天空图

C1C(a),C1P(b),C2P(c)

Fig.3 Sky-Plots of MP for HY2B Code Observations

C1C(a),C1P(b),C2P(c)

图 3(b)显示 MP1 在低高度角处变化较大，尤其当高度角低于 30° ，多路径值变化剧烈；这种情况多出现在弧段开始与结束时期，此时卫星迅速上升或下降，高度角迅速变化，信号容易受到遮挡，因此只利用伪距观测进行定轨时应注意合理设置截止高度角^[21]。另一方面，不同于 MP1，图 3(a)显示 MC1 在 $0^\circ - 90^\circ$ 高度角范围内没有出现明显的“跳跃”，说明 C1C 信号的多路径效应受高度角影响相对较小，不能完全通过增大截止高度角来降低其影响。与图 3(a)、3(b)相比，图 3(c)显示 MP2 在幅值与变化程度两方面均较小，表明 C2P 观测受多路径影响较小。

进一步，对 29 天伪距多路径值进行统计，结果见图 4。

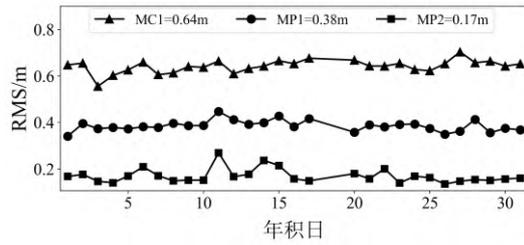


图4 HY2B 伪距多路径 RMS 统计图

Fig.4 RMS of MP for HY2B Code Observations

从图 4 可以看出，HY2B 星载 GPS 接收机 P 码多路径误差整体小于 C/A 码，C2P 的观测质量优于 C1P；MC1、MP1、MP2 29 天均方根 (root mean square, RMS) 误差平均值分别为 0.64m、0.38m、0.17m，在统计时段内三种信号的伪距多路径无明显跳变，说明这一时期 HY2B 星载 GPS 接收机周围反射环境比较稳定。另外，计算了 HY2A 卫星星载 GPS 接收机 2018 年 5 月 C1C、C1P、C2P 伪距多路径噪声，MC1、MP1、MP2 的统计值分别为 0.65m、0.50m、0.23m。对比 HY2A 发现，HY2B C1C、C1P、C2P 的伪距多路径误差分别减小了 1.5%、24.0%、26.1%。由于 HY2A 与 HY2B 搭载的接收机为同一型号“HY2_Receiver”，可以推测，从 HY2A 到 HY2B，卫星表面环境有所改善，接收机天线分布更加合理，P 码的跟踪解码技术不断改进，观测质量正在逐步提高。龚学文等^[21]表明搭载有同类型 BlackJack 接收机的 CHAMP、GRACE、Jason-2 卫星随着发射时间的推移受多路径效应的影响也逐渐减小。进一步说明随星载接技术的不断发展，星载观测质量逐步得到提高。

3 定轨策略

如上文所述，动力学法与运动学法都有一定的局限性，简化动力学方法能结合二者的优势；同时，动力学模型误差与未被模型化的摄动力影响能很好地被经验参数和伪随机脉冲所吸收；其中伪随机脉冲参数的大小与时间间隔应根据低轨卫星轨道高度与特

性具体给出，张兵兵等^[22]对伪随机脉冲的选取给出了具体的讨论。为此，本文采用简化动力学方法进行定轨。

具体模型及解算参数如下：

- 1) 地球自转参数：地球定向参数，IERS C04；岁差章动模型，IAU2000 R06。
- 2) 力学模型：地球重力场，EGM2008 模型（120 阶×120 阶）；固体潮摄动，IERS 2010 规范；海潮摄动，FES2004 模型；N 体引力摄动，JPL DE421 大行星历表；广义相对论摄动，IERS 2010 规范；特别地，光压、大气阻力、地球辐射压等非保守力均采用经验参数进行吸收，每天解算一组径向(R)、切向(T)、法向(N)的常数经验力。此外，设置 RTN 方向每 6 分钟一组的分段恒定加速度作为伪随机脉冲吸收动力学模型误差与未被模型化的误差，各方向的先验标准差设为 5nm/s^2 。
- 3) 观测模型：观测量，L3、P3 非差消电离层组合；28h 弧长，30s 采样率，截止高度角 5° ；GPS 精密产品采用欧洲定轨中心 (Center for Orbit Determination in Europe, Bern, Switzerland, CODE) 事后精密轨道、钟差；相位中心采用事先标定值。
- 4) 估算参数：每 28h 估算一组轨道根数及经验力参数；每个 GPS 卫星每个无周跳弧段解算一个浮点模糊度；每历元解算一个接收机钟差；每 6min 解算一组 RTN 方向的伪随机脉冲。

4 定轨结果及其分析

合理的评估方法能真实、准确反映轨道质量的优劣，本文拟从内符合与外符合两个方面对定轨结果进行综合

评估。内符合采用相位残差分析与重叠弧段精度两种方式进行评定；外符合采用轨道互比及 SLR 检核两种方式，其中第 18 和 19 天 GPS 接收机异常，观测数据不可用，未进行定轨计算，不计入统计。

4.1 相位残差

HY2B 卫星简化动力学定轨采用 L3 无电离层组合观测值，L3 观测值的验后残差包含模型化误差和未被模型化的误差，所采用的力学模型与实际情况越符合，观测值残差及其 RMS 也就越小，其统计特性初步反应了数据处理的质量。

图 5 给出了 HY2B 2021 年 1 月 1 日至 1 月 5 日简化动力学定轨 L3 相位观测值的拟合残差随高度角方位角空间分布特征。

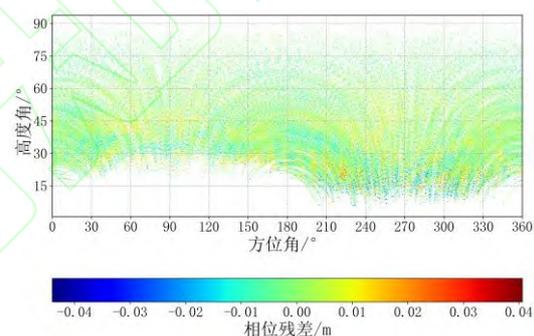


图 5 HY2B 简化动力学相位残差空间分布
Fig.5 Space Distribution of Phase Fitting Residuals for HY2B

如图 5 所示，L3 观测值残差随方位角和高度角分布比较均匀，接收机在方位角 180° - 360° 能接收到更多低高度角的观测值。

残差分布在 $(-0.04, 0.04)\text{m}$ 范围内，相对较大的残差分布在较低高度角处。对 1 月份 29 天 L3 观测值相位残差 RMS 进行统计，29 天 RMS 均值为 7.2mm ，内符合检验表明力学模型精度较高，定轨结果基本可靠。

4.2 重叠弧段互差

重叠弧段内的轨道是两次独立定

轨的结果，其差异可以初步反映定轨精度与稳定性。采用 28h 弧长定轨时，每两个相邻的定轨弧段存在 4 小时的重叠，即当日 22:00:00 至次日 02:00:00。图 6(a)给出了 2021 年 1 月 1 日与 1 月 2 日两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；图 6(b)为 1 月 1 日至 16 日 15 个重叠弧段的统计误差。

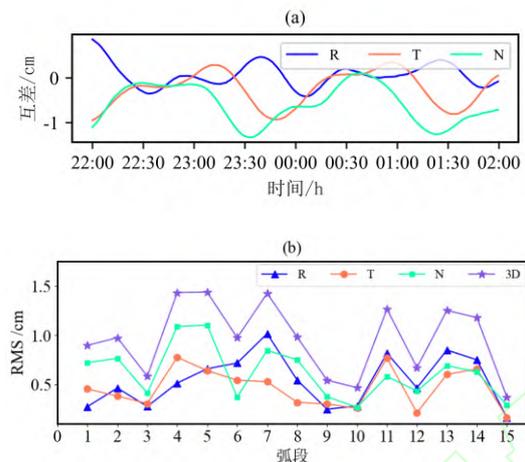


图 6 HY2B 重叠弧段轨道对比

Fig.6 Overlapping Orbit Difference for HY2B

从图 6(a)可以看出，2021 年 1 月 1 日与 2 日两个定轨弧段重叠部分在径向、切向、法向上的轨道差异 RMS 分别为 0.28cm、0.46cm、0.72cm。图 6(b)显示出 1 月 1 日至 16 日 15 个重叠弧段在径向、切向、法向及三维位置方向上的差异 RMS 平均值分别为 0.54cm、0.46cm、0.62cm、0.96cm，径向、切向、法向精度相当，总体精度优于 1cm，轨道内符合性较好。

4.3 轨道互比

法国国家太空研究中心(Centre National d'Etudes Spatiales, CNES)提供了 HY2B 卫星事后精密轨道(Precise Orbit Ephemeris, POE),该轨道采用的定轨软件和解算策略与本文不同，因此，可以用作轨道互比。统计了 HY2B 卫星与 POE 轨道径向 (R)、切向 (T)、法向(N)与三维(3D)位置的差异 RMS。图 7(a)给出了 2021 年 1 月 2 日本文简化动力学轨道与 CNES POE 轨道的比较结果；图

7(b)给出 28 天轨道的互比统计结果 (1 月 1 日无 POE 轨道)。

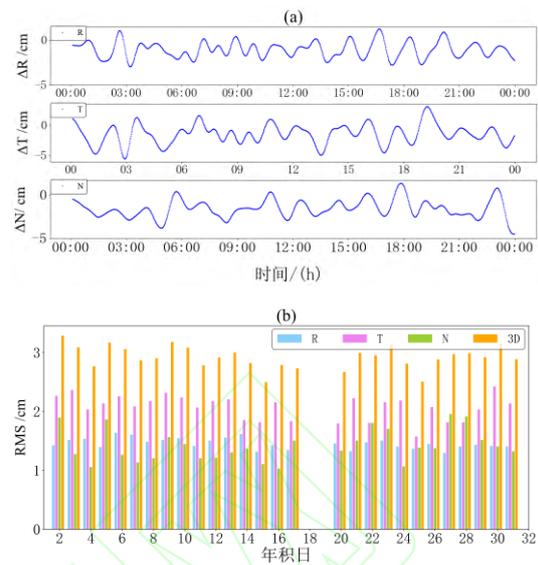


图 7 HY2B 简化动力学轨道与 CNES 结果比较

Fig.7 Comparison between CNES Orbits and the Reduced-Dynamic Orbit for HY2B

2021 年 1 月 2 日本文简化动力学轨道与 CNES POE 轨道互差结果沿径向、切向、法向分别为 1.43cm，2.27cm，1.90 cm。29 天轨道互差 RMS 沿径向、切向、法向、三维位置方向的平均值分别为 1.5cm、2.0cm、1.4cm、2.9cm，其中切向差异较大，可能与简化动力学定轨中采用的伪随机脉冲参数有关。

4.4 激光检核

卫星激光测距 (SLR) 是检核卫星定轨结果精度的重要技术手段之一，单次测距精度优于 1cm^[23]。本文利用 HY2B 的激光观测数据检核星载 GPS 定轨结果，通过模型修正^[24]，将高精度测距数据与相应时刻站星距作差，该差值反应了轨道在测站到卫星方向上的精度，当观测接近天顶方向时，其差值可以近似反应卫星在径向上的精度。由于高仰角的 SLR 观测数据很少，将截止高度角设为 20°。

2021 年 1 月全球激光站观测统计如图 8 所示。从图 8 可以看出，2021 年 1 月 1 日至 1 月 31 日期间，共 22

个站追踪到 HY2B 卫星，总标准点个数为 2917，其中 7090 站观测数据最多，1824 站观测数据最少。

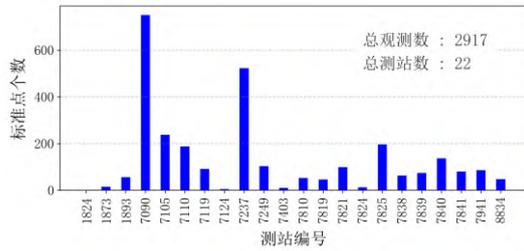


图 8 HY2B 卫星激光站标准点观测个数

Fig.8 Number of SLR Normal Point for HY2B

在本次处理过程中，HY2B 卫星 29 天追踪到标准点 2813 个，以 30cm 阈值对高度角 20° 以上的 2222 个残差点进行异常值探测，再对剩余序列以 3 倍中误差进一步剔除，得到“合格”残差个数 2184 个，残差序列分布见图 9。

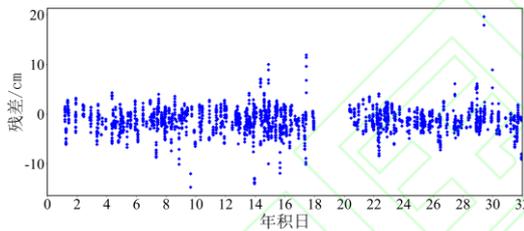


图 9 HY2B 卫星激光检核残差分布

Fig.9 Distribution of SLR Validation Residuals for HY2B

如图 9 所示，大部分残差落入(-5,5)cm。对上述残差序列进行统计，均值 -1.2cm，表明激光观测数据与 HY2B 轨道之间存在一个 1cm 左右的系统差，这可能与激光反射棱镜质心改正有关。

为了描述每个弧段的定轨精度，进一步统计每天 SLR 检核残差均值 (average, AVE)、RMS 与标准差 (Standard Deviation, STD)，图 10 给出了统计值分布情况。

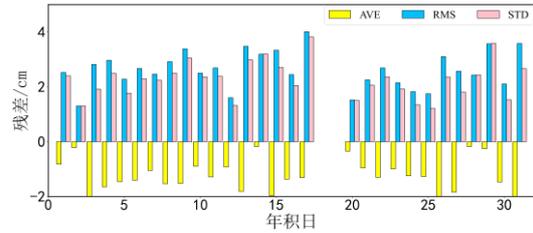


图 10 HY2B 卫星激光检核残差统计

Fig.10 SLR Validation Statistics for HY2B

如图所示，残差 RMS 与 STD 分布基本一致，AVE 均为负值。将 29 天 RMS、STD、AVE 统计值求平均，分别为 2.4cm、2.0cm、-1.2cm。结果表明，HY2B 站星距残差小于 2.5cm，将作为轨道径向精度的参考值。

5 天线相位中心建模

低轨卫星在轨飞行期间，相对于 GPS 卫星的方位角、高度角不断发生变化；相应地，单历元星载观测值及定轨产生的载波相位残差与方位角、高度角存在一一对应关系。在利用残差法构建 PCV 模型时，定轨相位残差会按高度角和方位角落入预先划分的天线格网空间 ($n^\circ \times n^\circ$) 内；以格网点为中心，将 $\pm n^\circ/2$ 矩形范围内所有残差值取平均作为该格网点处的 PCV 改正值，计算所有格网点以得到完整的格网 PCV 模型；将该模型用于精密定轨，利用新得到的残差值重新建模并更新到上次使用的 PCV 模型上，直到轨道精度变化趋于平稳时停止迭代，一般 3~5 次即可完成收敛。

本文以 $5^\circ \times 5^\circ$ 分辨率对 HY2B PCV 进行建模，定轨策略与第二节相同。图 11 给出了迭代过程中定轨相位残差统计 RMS 的变化，0、1、2、3 分别表示未应用 PCV 校正与三次迭代应用 PCV 校正的结果。如图所示，未应用 PCV 校正时，定轨相位残差 RMS 在 7.2mm 附近上下波动；将该残差建模为 PCV 并应用到定轨过程中得到第一次迭代生成的残差结果，均值约为 6.7mm；将其建模为 PCV，并叠加到第一次生成的 PCV 格网模型；依此类推，经过三次

迭代后，定轨相位残差已趋于不变，保持在 6.5mm 水平。

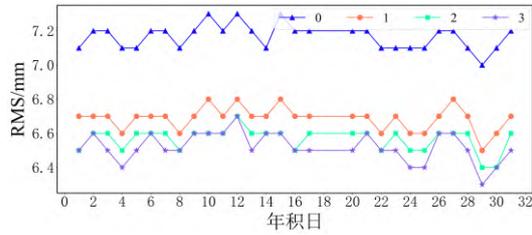


图 11 HY2B PCV 建模残差变化图

Fig.11 Phase Fitting Residuals RMS Variation during PCV Modeling

经过三次迭代得到最终的 PCV 空间分布如图 12 所示，由于截止高度角的设置与天线接收视场范围限制，图中边缘绿色部分 (PCV 值为 0) 表明该格网模型存在空洞区域。除此，该时段内 HY2B 星载接收机天线 PCV 值基本落在 (-20,20)mm，沿半径向外 (高度角降低) 有增加趋势，尤其当高度角低于 30° 时，PCV 值变化幅度明显增大；究其原因，低高度角处信号强度衰减，多路径效应增强，观测质量变差，相位残差增大直接导致 PCV 值增大。同时，其空间分布呈条带状，这是因为残差法建模过程中通过对落入格网点内的残差取平均导致相邻格网点 PCV 估计值较为相似。

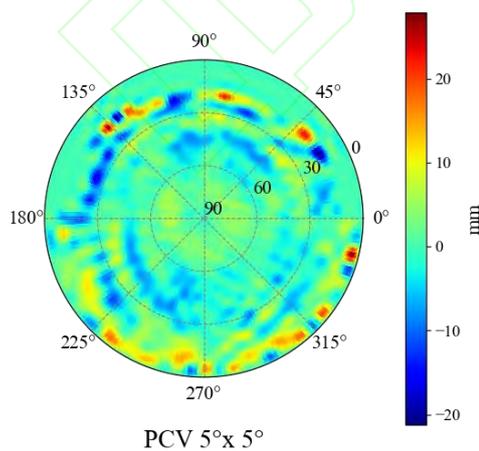


图 12 HY2B 天线相位中心变化空间分布

Fig.12 PCV Spatial Distribution for HY2B

为了验证该 PCV 模型的效果，将其应用到 28h 弧长的定轨过程中，通

过与第 3.3 节对比，改进后的轨道与 CNES 轨道互比 RMS 从 3cm 降至 2.5cm 以下，如图 13 所示。这也进一步表明正确建模 PCV 能改善定轨结果。

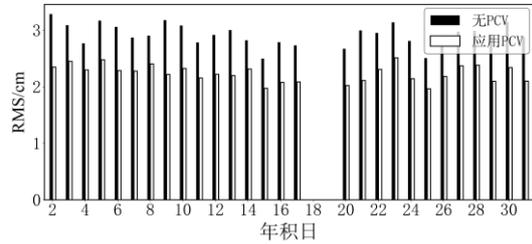


图 13 PCV 应用前后与 CNES 轨道比较

Fig.13 Orbit Comparison with CNES Orbits before and after Applying PCV

添加 PCV 校正后，SLR 验证结果几乎未发生改变，表明用残差法构建的 PCV 模型对轨道径向精度无明显的改善效果，这一结论也在文章[16]中得到验证。本文轨道与 CNES 轨道互比差异 RMS 明显降低，图 14 给出了 PCV 模型应用前后 RTN 三个方向上轨道互比 RMS 值改变情况。从图中可以看出，RMS 在切向 (T) 下降最多，具体地，RTN 三个方向 29 天的互差 RMS 平均分别下降约 13%、30%、20%；互比结果表明 PCV 建模对切向提升最大，对径向与法向也有明显的改善效果，尤其是轨道在径向的改善有利于更高精度的测高任务和其他科学研究。

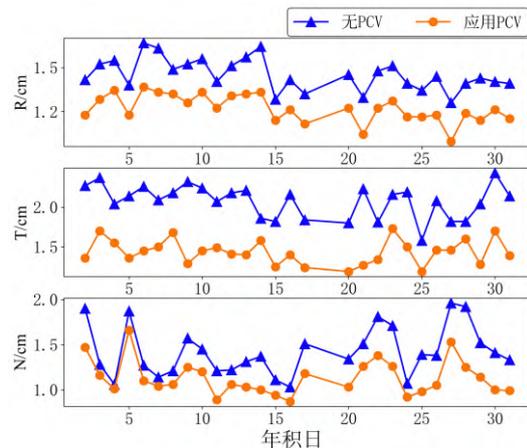


图 14 PCV 应用前后与 CNES 轨道互比 RMS

Fig.14 Orbit Comparison with CNES Orbits before and after Applying PCV

6 结论

本文选取 2021 年 1 月一个月的 HY2B 星载 GPS 数据, 其中第 18 和 19 天 GPS 接收机异常, 观测数据不可用, 未进行定轨计算, 不计入统计。首先对数据质量进行分析, 然后采用简化动力学方法对 HY2B 卫星进行定轨计算, 并通过天线相位中心变化建模来精化定轨过程, 从内符合与外符合角度评定定轨精度, 结果表明:

(1) HY2B 卫星 f2 频率上的星载 GPS 伪距与相位观测值丢失相对比较严重, 丢失率达到 6%; C1C、C1P、C2P 伪距多路径 MC1、MP1、MP2 统计 RMS 值的平均值分别为 0.64m、0.38m、0.17m, 较 HY2A 分别减小约 1.5%、24.0%、26.1%。

(2) HY2B 精密定轨相位拟合残差约为 7.2mm, 4h 重叠弧段的 3D RMS 保持在 1.5cm 以下; 与法国 CNES POE 轨道互比三维位置差异约为 3cm; 激光检核结果显示轨道径向精度约为 2cm, 平均值显示了 1.2cm 的系统性偏差。

(3) 利用定轨相位残差对 PCV 进行建模, 三次迭代相位残差由 7.2mm 降至 6.5mm, 最终计算 PCV 值总体分布在 $[-2, 2]$ cm, 将其应用到定轨过程中, 轨道结果与法国 CNES POE 轨道互比三维位置互差从 3cm 降至 2.5cm, 径向、切向、法向分别改善约 13%、30%、20%, 不仅满足当前厘米级径向精度需求, 还有利于更高质量的科学任务研究。

参考文献

- [1] 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(10): 1612-1619
- [2] Allahviridi-Zadeh A, Wang K, El-Mowafy A. Precise Orbit Determination of LEO Satellites Based on Undifferenced GNSS Observations[J]. *Journal of Surveying Engineering*, 2022, 148(1)
- [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, 38(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, 38(1): 52-55)
- [4] Guo Nannan, Zhou Xuhua, Wu Bin. Rapid Precise Orbit Determination for Haiyang-2A Using On-Board GPS Data[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(7): 797-803 (郭南男, 周旭华, 吴斌. 利用星载 GPS 数据进行海洋 2A 卫星快速精密定轨[J]. *宇航学报*, 2015, 36(7): 797-803)
- [5] Li Kai. *Research on Precise Orbit Determination of LEO Satellite Based on Spaceborne GNSS*[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020. (李凯. 基于星载 GNSS 的低轨卫星精密定轨研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.)
- [6] Zhou Xuhua, Wang Xiaohui, Zhao Gang, et al. The Precise Orbit Determination for HY2A Satellite Using GPS, DORIS and SLR Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2015, 40(8): 1000-1005 (周旭华, 王晓慧, 赵罡, 等. HY2A 卫星的 GPS/DORIS/SLR 数据精密定轨[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2015, 40(8): 1000-1005)
- [7] Guo J, Zhao Q L, Guo X, et al. Quality Assessment of Onboard GPS Receiver and Its Combination with DORIS and SLR for Haiyang 2A Precise Orbit Determination[J]. *Science China Earth Sciences*, 2015, 58(1): 138-150
- [8] Zhao Gang, Zhou Xuhua, Wu Bin. [Precise Orbit](#)

- [Determination of Ocean-2 Satellite SLR](#)[J]. *Chinese Science Bulletin*, 2012, 57(36): 3475-3483 (赵罡, 周旭华, 吴斌. 海洋二号卫星 SLR 精密定轨[J]. 科学通报, 2012, 57(36): 3475-3483)
- [9] Mao X Y, Arnold D, Girardin V, et al. Dynamic GPS-Based LEO Orbit Determination with 1 Cm Precision Using the Bernese GNSS Software[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 67(2): 788-805
- [10] Švehla D, Rothacher M. Kinematic and Reduced-Dynamic Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters[J]. *Advances in Geosciences*, 2003, 1: 47-56
- [11] Wang Z Y, Li Z S, Wang N B, et al. Real-Time Precise Orbit Determination for LEO between Kinematic and Reduced-Dynamic with Ambiguity Resolution[J]. *Aerospace*, 2022, 9(1): 25
- [12] Wu S C, Yunck T P, Thornton C L. Reduced-Dynamic Technique for Precise Orbit Determination of Low Earth Satellites[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1991, 14(1): 24-30
- [13] Zhao Qile, Liu Jingnan, Ge Maorong. Research on Precision Orbit Determination Theory and Software of both GPS Navigation Constellation and Leo Satellites[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2005, 30(4):375-375(赵齐乐, 刘经南, 葛茂荣. GPS 导航星座及低轨卫星的精密定轨理论和软件研究[J]. 武汉大学学报:信息科学版, 2005, 30(4):375-375)
- [14] Zhang Qiang. *Research on the Key Technologies of Precise Orbit Determination for Low Earth Orbit Satellites and Their Formation Using GPS and BDS*[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018 (张强. 采用 GPS 与北斗的低轨卫星及其编队精密定轨关键技术研究[D]. 武汉: 武汉大学, 2018)
- [15] Choi K R. Jason-1 precision orbit determination using GPS combined with SLR and DORIS tracking data[D]. Austin :The University of Texas at Austin. 2003.
- [16] 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(12): 1145
- [17] Hwang C, Tseng T P, Lin T J, et al. Quality Assessment of FORMOSAT-3/COSMIC and GRACE GPS Observables: Analysis of Multipath, Ionospheric Delay and Phase Residual in Orbit Determination[J]. *GPS Solutions*, 2010, 14(1): 121-131
- [18] Li K, Zhou X H, Wang W B, et al. Centimeter-Level Orbit Determination for TG02 Spacelab Using Onboard GNSS Data[J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2018, 18(8): 2671
- [19] Li Wenwen, Li Min, Zhao Qile, et al. FY3C Satellite Onboard BDS and GPS Data Quality Evaluation and Precise Orbit Determination[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2018, 47(S1): 9-17 (李文文, 李敏, 赵齐乐, 等. FY3C 卫星星载 BDS 与 GPS 数据质量分析与融合定轨[J]. 测绘学报, 2018, 47(S1): 9-17)
- [20] Comp C J, Axelrad P. Adaptive SNR-Based Carrier Phase Multipath Mitigation Technique[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1998, 34(1): 264-276
- [21] Gong Xuewen, Wang Fuhong. Impact of Multipath Error and Noise of Space-Borne GPS Code Measurements on Real-Time

- Onboard Orbit Determination[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2018, 43(7): 1048-1055 (龚学文, 王甫红. 星载 GPS 伪距多路径误差与观测噪声对自主定轨的影响分析[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2018, 43(7): 1048-1055)
- [22] Zhang Bingbing, Wang Zhengtao, Feng Jiandi, et al. Impact of Pseudo-Stochastic Pulse Priors on LEO Reduced-Dynamic Orbit Accuracy[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2018, 43(8): 1222-1227 (张兵兵, 王正涛, 冯建迪, 等. 伪随机脉冲先验值对低轨卫星简化动力学定轨精度的影响[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2018, 43(8): 1222-1227)
- [23] Guo J Y, Wang Y C, Shen Y, et al. Estimation of SLR Station Coordinates by Means of SLR Measurements to Kinematic Orbit of LEO Satellites[J]. *Earth, Planets and Space*, 2018, 70(1): 201
- [24] Petit G, Luzum B. ISBN 3-89888-989-6-2010 IERS Conventions [M]. 2010. Frankfurt am Main: Verlag des Bundesamts für Kartographie und Geodäsie, 2010.

Precise Orbit Determination for HY2B Using On-Board GPS Data

LI Duoduo^{1,2} ZHOU Xuhua¹ LI Kai¹ XU Kexin^{1,2} TAO Enzhe^{1,2}

1.Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China

2.School of Astronimy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 101400, China

Abstract: HY2B, launched on 24 October 2018, is the first satellite of Chinese marine dynamic environment monitoring mission. It is mainly used to detect various marine dynamic environmental parameters such as sea surface height, sea surface wind field, and gravity field. Precise orbit tracking and determination is very key for the mission. The reduced-dynamic precise orbit determination for HY2B is carried out utilizing the spaceborne GPS observation in January 2021 and the orbit accuracy is evaluated by means of four methods. The results show that: (1) The average value of the carrier phase fitting residual is about 7.2mm, and the three-dimensional position difference between adjacent arcs of 28-hour orbit determination overlapping for 4h is less than 1.5cm; (2) Compared with the Precision Orbit Ephemerides (POE) issued by French CNES, the RMS average values of the difference in direction R, T, N and 3D are 1.5cm, 2.0cm, 1.5cm and 3cm respectively; (3) The SLR validation statistics RMS is about 2cm. (4) By applying PCV model constructed by residual method, the 3D RMS difference with CNES POE product is reduced from 3cm to 2.5cm. In conclusion, high-precision HY2B satellite

orbit products can be obtained basing on space-borne GPS observation of the HY2B satellite.

Key words: HY2B; On-Board GPS Data; orbit accuracy evaluation; PCV

First author: LI Duoduo, PhD candidate, specializes in Precise orbit determination of LEO satellite. E-mail: liduoduo@shao.ac.cn

Corresponding author: ZHOU Xuhua, PhD, researcher, specializes in space geodesy and geodynamics. E-mail: xzhzhou@shao.ac.cn

Foundation support: Supported by the Youth Fund of the National Natural Science Foundation of China (12103077,11803032,41904034)

网络首发:

标题: HY2B星载GPS精密定轨研究

作者: 李朵朵, 周旭华, 李凯, 徐可馨, 陶恩哲

DOI: 10.13203/j.whugis20210303

收稿日期: 2021-06-08

引用格式:

李朵朵, 周旭华, 李凯, 等. HY2B星载GPS精密定轨研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210303 (LI Duoduo, ZHOU Xuhua, LI Kai, et al. Precise Orbit Determination for HY2B Using On-Board GPS Data[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2022, DOI: 10.13203/j.whugis20210303)

网络首发文章内容和格式与正式出版会有细微差别, 请以正式出版文件为准!

您感兴趣的其他相关论文:

HY2A 卫星的 GPS/DORIS/SLR 数据精密定轨

周旭华, 王晓慧, 赵罡, 彭海龙, 吴斌

武汉大学学报·信息科学版, 2015, 40(8): 1000-1005

<http://ch.whu.edu.cn/cn/article/doi/10.13203/j.whugis20130730>