

引文格式:邵凯,易彬,张厚喆,等.单星模糊度固定的整数相位钟法及在低轨卫星定轨中的应用[J].测绘学报,2021,50(4):487-495.



DOI:10.11947/j.AGCS.2021.20200302.

SHAO Kai, YI Bin, ZHANG Houzhe, et al. Integer phase clock method with single-satellite ambiguity fixing and its application in LEO satellite orbit determination[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2021, 50(4):487-495. DOI:10.11947/j.AGCS.2021.20200302.

## 单星模糊度固定的整数相位钟法及在低轨卫星定轨中的应用

邵 凯<sup>1</sup>, 易 彬<sup>1</sup>, 张厚喆<sup>1</sup>, 谷德峰<sup>2</sup>

1. 国防科技大学文理学院, 湖南 长沙 410073; 2. 中山大学物理与天文学院天琴中心, 广东 珠海 519082

### Integer phase clock method with single-satellite ambiguity fixing and its application in LEO satellite orbit determination

SHAO Kai<sup>1</sup>, YI Bin<sup>1</sup>, ZHANG Houzhe<sup>1</sup>, GU Defeng<sup>2</sup>

1. College of Liberal Arts and Sciences, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;  
2. TianQin Research Center for Gravitational Physics and School of Physics and Astronomy, Sun Yat-sen University, Zhuhai 519082, China

**Abstract:** Fixing single-satellite GPS carrier phase ambiguity could significantly improve the orbit accuracy of low earth orbit (LEO) satellite. Currently, the CNES/CLS, Wuhan University and CODE have published GPS integer phase clock products applied to single-satellite ambiguity fixing. In this paper, the integer phase clock method is used for single-satellite ambiguity fixing, and it is applied to the precise orbit determination of LEO satellite. Then, the application performances of integer phase clock products provided by different agencies in single-satellite ambiguity fixing and LEO satellite orbit determination are compared and analyzed. For GRACE-FO formation satellites, about 94% ambiguities could be fixed based on different products provided by the three agencies. Orbit solutions generated using the products from the three agencies can achieve an RMS of around 0.9 cm checked by satellite laser ranging data. Compared with ambiguity-float orbit solutions, the accuracy of absolute orbit determination with single-satellite ambiguity fixing is improved by about 30%. After fixing single-satellite ambiguities using the different products provided by CNES/CLS, WHU and CODE, respectively, the RMS of K-band ranging validation residuals for relative orbit solutions are reduced from 5.7, 5.4 and 5.3 mm to 2.1, 2.0 and 1.5 mm, respectively. The results show that the integer phase clock products provided by different agencies have similar performances in the single-satellite ambiguity fixing and orbit determination of GRACE-FO satellite.

**Key words:** single-satellite ambiguity fixing; integer phase clock method; precise orbit determination; GRACE-FO

**Foundation support:** The National Natural Science Foundation of China (Nos. 41874028; 61803018)

**摘 要:**单星 GPS 相位模糊度固定可以显著提升低轨卫星的定轨精度。目前, CNES/CLS、武汉大学和 CODE 3 家机构都已公开发布用于单星模糊度固定的 GPS 整数相位钟产品。本文首先利用整数相位钟方法实现单星模糊度固定, 并应用于低轨卫星精密定轨中; 然后, 对比分析了不同机构提供的整数相位钟产品在低轨卫星单星模糊度固定和精密定轨中的应用性能; 最后, 通过对 GRACE-FO 编队卫星数据进行处理, 发现基于不同机构产品的窄巷模糊度固定成功率都可以达到 94% 左右。不同机构产品获得的模糊度固定解轨道的 SLR (satellite laser ranging) 检核残差 RMS 约为 0.9 cm, 与模糊度浮点解的定轨结果相比, 单星绝对轨道精度提高了约 30%。在分别利用 CNES/CLS、武汉大学和 CODE 产品实现单星模糊度固定后, 双星相对轨道的 KBR (K-band ranging) 检核残差 RMS 分别从 5.7、5.4 和 5.3 mm 减

小到 2.1、2.0 和 1.5 mm。结果表明,不同整数相位钟产品在 GRACE-FO 卫星单星模糊度固定和精密定轨中的效果相当。

**关键词:**单星模糊度固定;整数相位钟法;精密轨道确定;GRACE-FO

**中图分类号:**P228

**文献标识码:**A

**文章编号:**1001-1595(2021)04-0487-09

**基金项目:**国家自然科学基金(41874028;61803018)

低轨卫星及其编队被广泛应用于空间环境监测<sup>[1]</sup>、地球磁场研究<sup>[2]</sup>、地球重力场探测<sup>[3]</sup>以及合成孔径雷达干涉测量<sup>[4]</sup>等一系列科学任务。精密轨道和基线确定是低轨卫星及其编队有效利用卫星载荷完成上述任务及其应用的基础和重要保障。目前,基于星载双频 GPS 约化动力学定轨技术,低轨卫星单星相位模糊度浮点解的事后绝对定轨精度达到 2~3 cm<sup>[5-6]</sup>。编队卫星星间基线的高精度确定主要依靠双星相对定轨技术,通过对近距离编队飞行卫星的相位数据进行差分,消除接收机端和 GPS 卫星端公共的偏差项,进一步固定双差模糊度,从而实现高精度相对轨道确定。基于双差模糊度固定的星间基线确定精度达到毫米甚至亚毫米级<sup>[7-8]</sup>。单台 GPS 接收机相位模糊度固定技术可以有效提高低轨卫星单星绝对定轨精度<sup>[9]</sup>,同时可应用于具有不同轨道高度和卫星类型的多星复杂编队的星间基线确定<sup>[10]</sup>。

常用的单星模糊度固定方法主要有整数相位钟法<sup>[11]</sup>、小数周偏差法<sup>[12]</sup>和钟差解耦法<sup>[13]</sup>,3 种方法虽然在产品和算法实现上存在一些差异,但其数学模型是等价的<sup>[14-15]</sup>。法国 CNES/CLS (the Centre National d'Etudes Spatiales and Collecte Localisation Satellites) 分析中心自 2009 年开始公开发布 GPS 卫星端宽巷偏差和整数相位钟产品<sup>[16]</sup>,该产品被广泛应用于利用整数相位钟法实现单星模糊度固定的低轨卫星精密定轨中。文献<sup>[17-18]</sup>分别研究了单星模糊度固定解的 Sentinel-3A 和 Swarm 卫星约化动力学定轨方法,结果表明,单星模糊度固定解的绝对定轨精度与浮点解相比提高了 30%~50%。文献<sup>[10]</sup>进一步将单星模糊度固定方法应用于 GRACE、TanDEM-X 和 Swarm 编队卫星星间基线确定中,结果表明,单星模糊度固定解可以获得三维精度优于 5 mm 的基线产品,GRACE 相对轨道的 KBR (K-band ranging) 检核精度达到 2.6 mm。

近年来,IGS(International GNSS Service)的多家分析中心,如 CODE (Center for Orbit

Determination in Europe)、NRCAN (Natural Resources Canada)、ESA (European Space Agency)和武汉大学等,也开始生产类似的整数相位钟和偏差产品用于单星模糊度固定<sup>[19]</sup>。其中,CODE 和武汉大学的相关产品已公开发布。文献<sup>[20-21]</sup>分别在 2018 年 IGS Workshop 上介绍了武汉大学和 CODE 分析中心整数相位钟产品及其在精密单点定位模糊度固定中的应用效果。文献<sup>[22]</sup>进一步利用 CODE 产品获得了基于单星模糊度固定解的 GRACE 和 Sentinel-3 编队卫星绝对和相对轨道产品,结果表明,固定单星整数模糊度可以显著提高绝对定轨精度,GRACE 编队卫星相对轨道的 KBR 检核精度达到 1.8 mm。文献<sup>[23]</sup>利用武汉大学产品研究了基于单星模糊度固定解的 GRACE 卫星轨道确定,结果表明,在约化动力学定轨框架下,GRACE-B 卫星单星模糊度固定解的定轨精度相比模糊度浮点解提高了 22%,GRACE 相对轨道的 KBR 检核精度达到 1.7 mm。

上述 3 种公开发布的整数相位钟和偏差产品都可以实现单星模糊度固定,从而达到进一步提高低轨卫星定轨精度的目的,但生成 3 种产品使用的数据、软件和策略方面都有所不同,基于不同机构产品的单星模糊度固定效果以及在低轨卫星定轨中的性能是否存在差异,有待进一步研究。因此,本文首先介绍了利用整数相位钟法实现低轨卫星单星模糊度固定的原理,给出低轨卫星定轨数据处理策略。然后,在相同的软件和处理策略的基础上,首次分别基于 CNES/CLS、武汉大学和 CODE 3 家机构的产品,获得了 GRACE-FO (Follow-On)编队卫星单星模糊度固定的绝对和相对轨道产品,同时对比了不同机构产品在单星模糊度固定中的效果。最后,通过与 JPL (Jet Propulsion Laboratory)科学轨道进行互比对,计算轨道的 SLR 以及 KBR 检核残差,对 GRACE-FO 卫星绝对和相对轨道精度进行评估,对比分析了基于不同机构产品的单星模糊度固定对 GRACE-FO 卫星定轨的影响。

## 1 单星模糊度固定原理

### 1.1 星载 GPS 观测模型

记低轨卫星  $k$  到 GPS 卫星  $s$  播发的第  $i$  个频点的伪码和相位测量值分别为  $P_{k,i}^s$  和  $L_{k,i}^s$ , 则星载 GPS 基本观测方程为

$$\left. \begin{aligned} P_{k,i}^s &= \rho_k^s + c(\delta t_k - \delta t^s) + I_{k,i}^s + c(b_{k,i} - b_i^s) + \epsilon_{k,i}^s \\ L_{k,i}^s &= \rho_k^s + c(\delta t_k - \delta t^s) - I_{k,i}^s + c(B_{k,i} - B_i^s) + \\ &\quad \lambda_i N_{k,i}^s + \omega_{k,i}^s \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中,  $\rho_k^s$  表示 GPS 卫星天线相位中心到接收机天线相位中心之间的几何距离;  $c$  表示光在真空中的传播速度;  $\delta t_k$  和  $\delta t^s$  分别表示接收机和卫星钟差;  $I_{k,i}^s$  表示信号在传播路径上的一阶电离层延迟;  $b_{k,i}$  和  $b_i^s$  分别表示接收机端和 GPS 卫星端的伪码延迟偏差;  $B_{k,i}$  和  $B_i^s$  分别表示接收机端和 GPS 卫星端的相位延迟偏差;  $\lambda_i$  表示频点  $i$  的载波波长;  $N_{k,i}^s$  表示相位整周模糊度, 在无周跳的连续跟踪弧段上保持常值, 单位为周;  $\epsilon_{k,i}^s$  和  $\omega_{k,i}^s$  分别表示伪码和相位的多路径误差和测量噪声的总和。与地面 GPS 观测模型相比, 低轨卫星的轨道高度远高于对流层的高度, 因此星载 GPS 观测方程中不包括对流层改正项。此外, 文献[24]指出高阶电离层延迟项并非低轨卫星主要系统误差源, 文献[25—26]发现高阶电离层延迟改正对低轨卫星定轨精度的提升十分有限, 因此, 此处不考虑高阶电离层延迟项的影响。

通过双频观测数据的消电离层 (ionosphere-free, IF) 组合可有效消除一阶电离层延迟项影响, 伪码和相位 IF 组合观测方程可表示为

$$\left. \begin{aligned} P_{k,IF}^s &= \rho_k^s + c(\delta t_k - \delta t^s) + c(b_{k,IF} - b_{IF}^s) + \epsilon_{k,IF}^s \\ L_{k,IF}^s &= \rho_k^s + c(\delta t_k - \delta t^s) + c(B_{k,IF} - B_{IF}^s) + \\ &\quad \lambda_{IF} N_{k,IF}^s + \omega_{k,IF}^s \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中,  $\lambda_{IF}$  表示相位 IF 组合观测值的载波波长;  $N_{k,IF}^s$  表示相位 IF 组合整周模糊度;  $b_{k,IF}$  和  $b_{IF}^s$  分别表示接收机端和 GPS 卫星端的 IF 组合伪码延迟偏差;  $B_{k,IF}$  和  $B_{IF}^s$  分别表示接收机端和 GPS 卫星端的 IF 组合相位延迟偏差;  $\epsilon_{k,IF}^s$  和  $\omega_{k,IF}^s$  分别表示伪码和相位 IF 组合多径误差和测量噪声的总和。

在传统基于模糊度浮点解的卫星精密定轨中, 通常使用 IGS 提供的精密钟差产品对卫星端

钟差进行修正。该精密钟差产品使用了 IF 组合观测值并引入了伪距基准, 导致所估计的 IF 组合模糊度参数受卫星端伪码和相位延迟偏差的影响, 失去整数特性<sup>[24]</sup>。

### 1.2 单星模糊度固定

将 IF 组合相位模糊度进一步表示为宽巷 (wide-lane, WL) 和窄巷 (narrow-lane, NL) 模糊度的组合形式

$$\lambda_{IF} N_{k,IF}^s = \lambda_{NL} \left( N_{k,1}^s + \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} N_{k,WL}^s \right) \quad (3)$$

式中,  $N_{k,WL}^s = N_{k,1}^s - N_{k,2}^s$  表示宽巷模糊度,  $N_{k,1}^s$  在此处又可以称为窄巷模糊度;  $\lambda_{NL}$  和  $\lambda_{WL}$  分别表示窄巷和宽巷波长。

单星相位模糊度的固定流程采用先宽巷后窄巷模糊度固定的方法。由于接收机端偏差随时间缓慢变化, 假设单颗低轨卫星同时观测到 GPS 卫星  $s$  和  $m$ , 且卫星  $s$  和  $m$  具有一定共视区间, 则通过对卫星  $s$  和  $m$  对应的弧段模糊度之间作差, 可以尽可能消除接收机端偏差的影响<sup>[27]</sup>。此时, 弧段间单差宽巷模糊度整数解  $\nabla \bar{N}_{k,WL}^{s,m}$  可表示为

$$\nabla \bar{N}_{k,WL}^{s,m} = [(\hat{N}_{k,WL}^s - \hat{N}_{k,WL}^m) - (\mu_{WL}^s - \mu_{WL}^m)] \quad (4)$$

式中,  $\hat{N}_{k,WL}^s$  和  $\hat{N}_{k,WL}^m$  分别表示 GPS 卫星  $s$  和  $m$  对应的弧段宽巷模糊度浮点估值, 可通过双频数据的 MW (Melbourne-Wüebbena) 组合观测值获得<sup>[23]</sup>;  $\mu_{WL}^s$  和  $\mu_{WL}^m$  分别表示 GPS 卫星  $s$  和  $m$  对应的卫星端宽巷相位偏差估值, 其值可通过 CNES/CLS 提供的宽巷卫星偏差 (wide-lane satellite bias, WSB) 产品进行修正, 也可以通过武汉大学和 CODE 提供的与观测相关的信号偏差 (observable-specific signal bias, OSB) 产品获得。

弧段间单差宽巷模糊度固定采用直接取整方式获得, 即对弧段间单差宽巷模糊度参数直接四舍五入到最近的整数, 若对应的小数残差小于设定的阈值则认为其固定成功。进一步将固定为整数的单差宽巷模糊度和定轨中获得的相位 IF 组合模糊度浮点估值  $\hat{N}_{k,IF}^s$  和  $\hat{N}_{k,IF}^m$  代入式(3), 得到弧段间单差窄巷模糊度的浮点估值

$$\nabla \hat{N}_{k,NL}^{s,m} = \frac{\lambda_{IF}}{\lambda_{NL}} (\hat{N}_{k,IF}^s - \hat{N}_{k,IF}^m) - \frac{\lambda_{WL}}{\lambda_2} \nabla \bar{N}_{k,WL}^{s,m} \quad (5)$$

与宽巷模糊度的固定过程类似, 弧段间单差窄巷模糊度整数解  $\nabla \bar{N}_{k,NL}^{s,m}$  可进一步表示为

$$\nabla \bar{N}_{k,NL}^{s,m} = [\nabla \hat{N}_{k,NL}^{s,m} - (\mu_{NL}^s - \mu_{NL}^m)] \quad (6)$$

式中,  $\mu_{NL}^s$  和  $\mu_{NL}^m$  分别表示 GPS 卫星  $s$  和  $m$  对应

的卫星端窄巷相位偏差估值,如果使用经过窄巷相位偏差补偿的整数相位钟产品,根据参考文献[16—17,27],可认为 $\mu_{NL}^s - \mu_{NL}^m \approx 0$ 。

同样,采用直接取整方式进行弧段间单差窄巷模糊度固定。在成功获得弧段间单差宽巷和窄巷模糊度整数解之后,根据式(3)可计算出弧段间单差 IF 组合整数模糊度。将此弧段间单差模糊度固定解作为约束条件,应用于精密定轨的后续迭代过程中,即可获得单星模糊度固定的精密轨道产品。

## 2 数据处理策略

### 2.1 精密定轨策略

本文使用国防科技大学定轨软件工具包(NUDTTK)<sup>[28-29]</sup>,利用约化动力学定轨方法进行低轨卫星精密轨道确定,在模糊度浮点解轨道收敛的条件下,增加单星模糊度固定功能,最终获得模糊度固定条件下的精密定轨结果。详细的定轨模型及单星模糊度固定策略见表 1。其中,接收机天线 PCO 和 PCV 修正对应消电离层组合观测值,PCV 利用残差法进行在轨估计,可参考文献[30—31]。太阳光压和大气阻力的计算采用宏观模型,数据来源和计算方法参考文献[6,32]。此外,在单星模糊度固定中,两颗 GPS 卫星共视同一颗低轨卫星需达到一定的共视时间,才能有效消除接收机端宽巷小数偏差的影响<sup>[27]</sup>,因此通过设置共视时间阈值,去掉共视时间过短的区间。宽巷和窄巷模糊度阈值的设置是为了提高模糊度固定的准确性,阈值设置过小容易出现虚警,阈值设置过大会造成漏警<sup>[10,17,27]</sup>。

### 2.2 使用数据情况

本文使用星载 GPS 观测数据对 GRACE-FO 编队任务卫星进行精密轨道确定,时间为 2019 年 1 月 1 日至 2019 年 1 月 10 日(DOY 1—DOY 10)。不同机构提供的 GPS 卫星产品情况见表 2。武汉大学生成整数相位钟和偏差产品时,使用了 CODE 最终轨道产品作为先验轨道输入,因此在使用其提供的产品进行单星模糊度固定时需匹配 CODE 提供的精密轨道产品<sup>[19,23]</sup>。

GRACE-FO 编队任务包括 GRACE-C 和 GRACE-D 两颗低轨卫星,轨道高度约 500 km,双星距离约 200 km,其观测数据及姿态数据下载地址为 <ftp://isdcftp.gfz-potsdam.de>。根据文献[32],GRACE-C 和 GRACE-D 卫星星载 GPS 接

收机天线 PCO 以及 SLR 角反射器相位中心相对于卫星质心在星固系的坐标见表 3。

表 1 NUDTTK 精密定轨及模糊度固定策略

Tab. 1 Strategy of precise orbit determination and ambiguity fixing in NUDTTK

模型	参数	说明
GPS	观测量	伪码和相位消电离层组合
	采样间隔/s	10
	定轨弧长	30 h(前一天 21 时至下一天 3 时)
	截止高度角/(°)	5
	观测数据加权	伪码和相位权重比:1:160;高度角加权:E 大于 30°时,权值为 1,其余权值为 2sin(E)
模型	GPS 天线	igs14_2072.atx <sup>[33]</sup>
	接收机天线	相位中心偏差(PCO):先验常值;相位中心变化(PCV):利用残差法在轨估计
	相位缠绕	模型修正 <sup>[34]</sup>
保守力模型	地球重力场	GGM05S <sup>[35]</sup> 120×120
	海潮	FES2004 <sup>[36]</sup> 50×50
	固体潮和极潮	IERS 2003 <sup>[37]</sup>
	三体引力	JPL 星历 DE405 <sup>[38]</sup>
	相对论	Schwarzschild 项 <sup>[37]</sup>
非保守力模型	星体结构	宏观模型 <sup>[32]</sup>
	姿态模型	四元数测量数据
	大气阻力	单参数大气阻力摄动模型 <sup>[6]</sup> ; Jacchia-71 大气密度模型 <sup>[39]</sup> ;每 3 h 估计一个大气阻力系数 Cd
	太阳光压	单参数太阳光压摄动模型 <sup>[6]</sup> ;整个定轨弧段估计一个太阳光压系数 Cr
	经验力	切向和法向分段线性样条模型,15 min 估计一组参数(1.0×10 <sup>-6</sup> m/s <sup>2</sup> 约束);径向常值经验力,整个定轨弧段估计一个参数
参数估计	估计方法	最小二乘估计
	模糊度固定	共视时间阈值:7 min;宽巷模糊度阈值:0.26 周;窄巷模糊度阈值:0.22 周;模糊度固定迭代次数:3
	待估参数	初始轨道位置和速度矢量,大气阻力系数 Cd,太阳光压系数 Cr,经验加速度参数,模糊度参数,接收机钟差

表 2 不同机构提供的 GPS 卫星轨道、相位钟和偏差产品

Tab.2 GPS satellite orbit, phase clock and bias products provided by different agencies

ID	机构名称	轨道采样率/min	钟差采样率/s	偏差类型	下载地址
GRG	CNES/CLS	15	30	WSB	<a href="ftp://ftpsedr.cls.fr/pub/igsac">ftp://ftpsedr.cls.fr/pub/igsac</a>
COD	CODE	15	30	OSB	<a href="ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE">ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE</a>
WHU	武汉大学	-	30	OSB	<a href="ftp://igs.gnsswhu.cn/pub/whu/phasebias">ftp://igs.gnsswhu.cn/pub/whu/phasebias</a>



表 3 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星 GPS 接收机天线 PCO 和 SLR 角反射器相位中心的坐标

Tab.3 Coordinates of GPS receiver antenna PCO and SLR corner reflector phase center for GRACE-C and GRACE-D satellites

卫星	GPS 接收机天线 PCO			SLR 角反射器相位中心		
	X	Y	Z	X	Y	Z
GRACE-C	0.260 2	-0.001 3	-0.476 9	0.600 0	0.327 5	0.220 8
GRACE-D	0.260 0	-0.001 1	-0.476 2	0.600 0	0.327 5	0.220 8

### 3 结果与分析

#### 3.1 模糊度固定效果分析

以 2019 年 1 月 1 日的 GRACE-C 卫星为例,在进行首次模糊度固定时,基于不同机构产品的宽巷和窄巷模糊度的小数残差分布情况如图 1 所示。其中,对浮点模糊度直接四舍五入到最近的整数,减去整数后剩余的小数部分即为小数残差。可见,基于不同机构产品的宽巷和窄巷模糊度小数残差分布基本相同,宽巷模糊度残差的方差都在 0.1 周宽巷波长左右,窄巷模糊度残差的方差都小于 0.2 周窄巷波长。

经过 3 次迭代后可以尽可能多的固定窄巷模糊度从而增强观测条件。根据阈值判断为固定成功的弧段个数除以总弧段个数即为模糊度固定成功率。以 GRG 产品为例,GRACE-C 卫星首次模糊度固定成功率为 85.2%,第 2 次为 93.7%,第 3 次为 93.8%,第 2 次迭代相比第 1 次模糊度固定成功率会有明显提升,但第 3 次迭代模糊度固定成功率只有微弱提高。GRACE-C 卫星宽巷和窄巷模糊度固定最终成功率如图 2 所示。可见,基于不同机构产品的宽巷和窄巷模糊度固定平均成功率基本相同,分别为 97% 和 94% 左右。GRACE-D 卫星具有类似的结论。

#### 3.2 绝对轨道结果分析

为分析单星模糊度固定对 GRACE-FO 卫星绝对定轨的影响,同时给出了基于不同机构产品的模糊度浮点解定轨结果。因此,得到如下 6 种轨道产品:基于 GRG 产品的模糊度浮点解轨道(记为 GRG-FA)和固定解轨道(GRG-IA)、基于 WHU 产品的模糊度浮点解轨道(WHU-FA)和固定解轨道(WHU-IA)以及基于 COD 产品的模糊度浮点解轨道(COD-FA)和固定解轨道(COD-IA)。

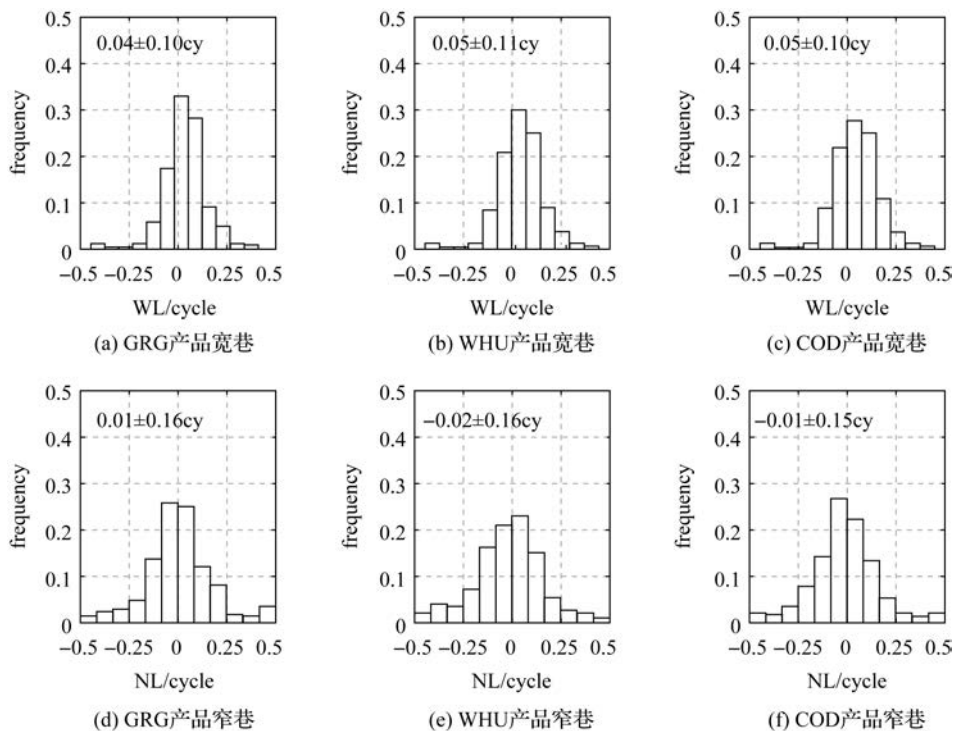


图 1 GRACE-C 卫星的宽巷和窄巷模糊度小数残差分布(2019 年 1 月 1 日)

Fig.1 Distributions of wide-lane and narrow-lane ambiguity fixing residuals for GRACE-C satellite on January 1, 2019

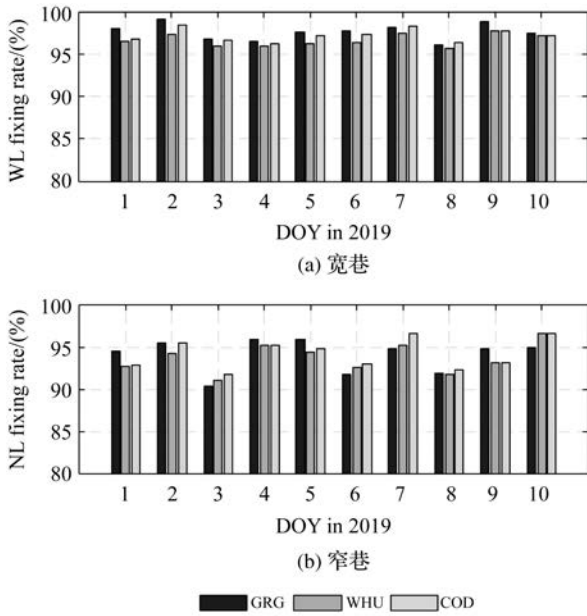


图2 GRACE-C 卫星宽巷和窄巷模糊度固定成功率  
Fig.2 Wide-lane and narrow-lane ambiguity fixing rates of GRACE-C satellite

(1) 本文定轨弧长为 30 h, 相邻定轨弧段有 6 h 重叠计算轨道, 通过重叠弧段的轨道差异水平评估定轨内符合精度。基于不同机构产品的 GRACE-C 和 GRACE-D 轨道 6 h 重叠弧段偏差三维(3D)RMS 统计如图 3 所示。可见, 相比于模糊度浮点解, 基于不同机构产品的模糊度固定解轨道内符合精度都明显提高, 提高幅度达到 40%~60%。

(2) JPL 精密科学轨道是基于单星模糊度固定的约化动力学轨道<sup>[9]</sup>。试验期间, GRACE-C 和 GRACE-D 的 JPL 精密科学轨道的 SLR 检核残差 RMS 分别为 0.98 和 0.94 cm, 表明 JPL 科学

轨道产品具有很高的精度水平, 可作为参考轨道对本文轨道结果进行检核。将定轨结果与 JPL 精密科学轨道产品进行互比对, 可在一定程度上反映本文所得轨道的精度水平。以 JPL 轨道作为参考, 计算本文所得轨道在径向(R)、切向(T)、法向(N)以及 3D 方向上互比对偏差 RMS, 统计结果见表 4。可见, 模糊度固定解与浮点解相比, 所得到的轨道和 JPL 参考轨道之间具有更好的一致性。基于不同机构的整数相位钟和偏差产品, 轨道在 R、T、N 和 3D 方向的互比对偏差 RMS 减小幅度基本一致。采用模糊度固定解时, GRACE-C 和 GRACE-D 轨道与 JPL 轨道的互比对偏差 3D RMS 降低了 30%~40%。

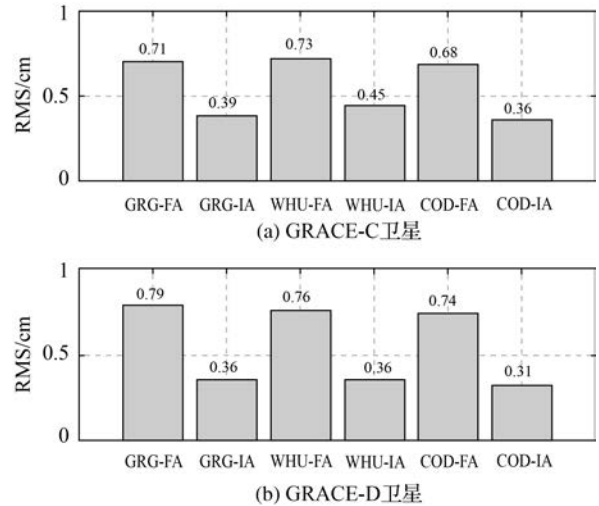


图3 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星轨道 6 h 重叠弧段偏差 3D RMS  
Fig.3 3D RMS of the 6 h overlaps for GRACE-C and GRACE-D

表 4 不同定轨结果与 JPL 科学轨道互比对偏差 RMS 统计

Tab.4 RMS of orbit differences between our solutions and the JPL science solutions

satellite	solution	RMS				solution	RMS			
		R	T	N	3D		R	T	N	3D
GRACE-C	GRG-FA	1.46	1.09	0.74	1.97	GRG-IA	1.14	0.65	0.58	1.43
	WHU-FA	1.42	0.99	0.75	1.89	WHU-IA	1.10	0.70	0.54	1.41
	COD-FA	1.42	0.98	0.74	1.89	COD-IA	1.06	0.65	0.48	1.34
GRACE-D	GRG-FA	1.09	1.12	0.84	1.78	GRG-IA	0.80	0.60	0.49	1.12
	WHU-FA	1.02	0.92	0.87	1.63	WHU-IA	0.76	0.62	0.45	1.08
	COD-FA	1.03	0.93	0.86	1.63	COD-IA	0.72	0.57	0.40	1.01

(3) 利用 SLR 数据对定轨结果进行检核。SLR 数据由 ILRS(International Laser Ranging Service)提供<sup>[40]</sup>, 可作为一种独立的测量手段检

核卫星轨道精度。表 5 和表 6 分别给出 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星轨道的部分测站 SLR 检核残差 RMS 结果。可见, 经单星模糊度固定后, 基

于不同机构产品的轨道 SLR 检核残差 RMS 平均值都明显减小,并且减小的量级相当。当单星模糊度固定时,GRACE-C 和 GRACE-D 卫星轨道的 SLR 检核残差 RMS 减小了约 30%。

表 5 GRACE-C 卫星定轨结果的 SLR 检核残差 RMS  
Tab.5 RMS of SLR validation residuals for GRACE-C satellite orbit solutions cm

ID	模糊度浮点解			模糊度固定解		
	GRG-FA	WHU-FA	COD-FA	GRG-IA	WHU-IA	COD-IA
7090	1.19	1.12	1.32	0.88	0.76	0.75
7110	1.24	1.12	1.46	1.05	0.99	0.94
7119	1.69	1.40	1.35	0.84	0.97	0.99
7237	1.46	1.49	1.79	1.51	1.64	1.61
7810	1.49	1.26	1.38	0.89	0.91	0.99
7825	0.98	0.91	1.64	0.78	0.72	0.63
7840	1.79	1.67	1.22	1.17	1.34	1.22
7841	1.22	1.22	0.33	0.32	0.13	0.32
mean	1.38	1.27	1.31	0.93	0.93	0.93

表 6 GRACE-D 卫星定轨结果的 SLR 检核残差 RMS  
Tab.6 RMS of SLR validation residuals for GRACE-D satellite orbit solutions cm

ID	模糊度浮点解			模糊度固定解		
	GRG-FA	WHU-FA	COD-FA	GRG-IA	WHU-IA	COD-IA
7090	1.48	1.32	1.32	0.97	0.82	0.78
7110	1.65	1.46	1.43	1.09	0.94	0.93
7119	1.15	1.35	1.35	0.95	0.64	0.70
7237	1.73	1.79	1.80	1.66	1.78	1.79
7810	1.52	1.38	1.39	1.03	0.96	0.98
7825	1.19	1.64	1.69	0.53	0.80	0.69
7840	1.27	1.22	1.21	0.90	0.99	0.96
7841	0.28	0.33	0.33	0.39	0.55	0.38
mean	1.28	1.31	1.32	0.94	0.94	0.90

### 3.3 相对轨道结果分析

对于 GRACE-FO 编队,高精度的相对轨道确定是编队实现重力场反演等任务的重要前提条件。其相对轨道确定通常使用相位差观测数据,通过建立相对定位模型和双差模糊度固定来实现<sup>[29]</sup>。此外,在低轨卫星绝对定轨的基础上,通过两颗卫星的绝对位置直接作差也可以获得相对轨道产品,此时基线精度通常会低于由相对定轨模型解算得到的基线产品精度<sup>[23]</sup>。本文将利用 KBR 数据和双差模糊度固定的基线产品对相对轨道进行检核,进一步分析基于不同机构产品的单星模糊度固定对相对轨道的影响。

(1) 利用 KBR 数据对基于绝对定轨获得的相对轨道结果进行检核。6 种轨道产品的 KBR

检核残差 RMS 结果如图 4 所示。为方便比较,基于双差模糊度固定的相对定轨结果(命名为 DD-IA)也在图中给出,生成该产品的策略及方法参考文献<sup>[29]</sup>。与模糊度浮点解的相对轨道结果相比,基于 GRG、WHU 和 COD 产品的模糊度固定解相对轨道 KBR 检核残差 RMS 分别减少了 63%、63%和 72%。基于单星模糊度固定解的相对轨道精度可达到 2 mm 左右,与文献<sup>[10,22—23]</sup>结果相当。此外,由于 GPS 轨道、钟差等误差在单星模糊度固定中无法完全消除,结果进一步验证了单星模糊度固定的相对轨道精度要低于双差模糊度固定的相对定轨精度。

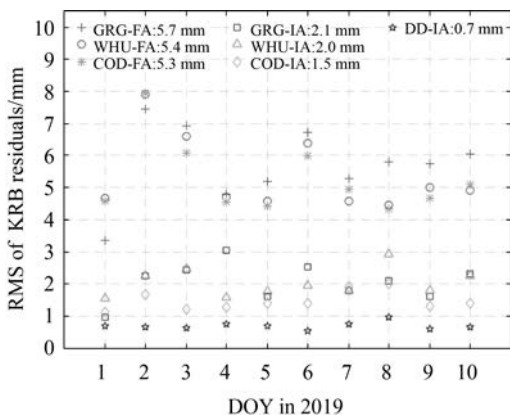


图 4 基于不同策略的相对轨道 KBR 检核残差 RMS  
Fig.4 RMS of KBR validation residuals for relative orbit solutions based on different strategies

(2) 利用 DD-IA 相对轨道产品对本文基于绝对定轨获得的相对轨道进行检核。相对轨道互比对偏差在 R、T、N 以及 3D 方向上的 RMS 统计结果见表 7。可见,与模糊度浮点解相比,当单星模糊度固定时,相对轨道结果与 DD-IA 相对轨道产品的一致性在 R、T、N 以及 3D 方向都明显提高。基于 GRG、WHU 和 COD 产品的互比对偏差 3D RMS 分别减小了 56%、55%和 63%。

表 7 基于不同机构产品的相对轨道与 DD-IA 相对轨道产品互比对偏差 RMS

Tab.7 RMS of baseline differences between our relative orbit solutions and DD-IA relative orbit solutions mm

solution	RMS				solution	RMS			
	R	T	N	3D		R	T	N	3D
GRG-FA	3.2	5.9	3.7	7.7	GRG-IA	1.6	2.3	1.9	3.4
WHU-FA	3.1	5.5	3.5	7.3	WHU-IA	1.6	2.2	1.8	3.3
COD-FA	3.0	5.4	3.5	7.1	COD-IA	1.4	1.6	1.4	2.6

## 4 结 论

本文使用整数相位钟方法对单星相位模糊度参数进行固定,并应用于低轨卫星定轨解算中。进一步对比分析了 GRG、WHU 和 COD 产品在 GRACE-FO 编队卫星单星模糊度固定以及精密定轨中的效果。结果表明,基于不同机构产品的单星模糊度固定效果基本相当,GRACE-C 卫星窄巷模糊度固定成功率达到 94%。利用不同机构产品进行单星模糊度固定后,GRACE-FO 卫星单星绝对定轨精度均明显提高且提高幅度相近,轨道 SLR 检核残差 RMS 减小了 30%左右。分别利用 GRG、WHU 和 COD 产品实现 GRACE-FO 编队卫星单星模糊度固定后,相对轨道的 KBR 检核残差 RMS 分别为 2.1、2.0 和 1.5 mm。结果表明,基于不同机构产品的单星模糊度固定都可用于获得高精度的相对轨道产品。随着越来越多的 IGS 分析中心开始提供整数相位钟和偏差产品,下一步可融合不同机构产品以提高 GPS 产品的精度和稳健性,进一步提高模糊度固定成功率和定轨精度。

## 参考文献:

[1] ZENG Tian, SUI Lifen, JIA Xiaolin, et al. Results and analyses of BDS precise orbit determination with the enhancement of Fengyun-3C[J]. *Journal of Geodesy and Geoinformation Science*, 2019, 2(3): 68-78.

[2] VAN DEN IJSSEL J, ENCARNAÇÃO J, DOORNBOS E, et al. Precise science orbits for the swarm satellite constellation[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 56(6): 1042-1055.

[3] TAPLEY B D, BETTADPUR S, RIES J C, et al. GRACE measurements of mass variability in the earth system[J]. *Science*, 2004, 305(5683): 503-505.

[4] KRIEGER G, MOREIRA A, FIEDLER H, et al. TanDEM-X: a satellite formation for high-resolution SAR interferometry[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2007, 45(11): 3317-3341.

[5] JÄGGI A, HUGENTOBLE 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.

[6] HACKEL S, MONTENBRUCK O, STEIGENBERGER P, et al. Model improvements and validation of TerraSAR-X precise orbit determination[J]. *Journal of Geodesy*, 2017, 91(5): 547-562.

[7] ALLENDE-ALBA G, MONTENBRUCK O, JÄGGI A, et al. Reduced-dynamic and kinematic baseline determina-

tion for the Swarm mission[J]. *GPS Solutions*, 2017, 21(3): 1275-1284.

[8] KROES R, MONTENBRUCK O, BERTIGER W, et al. Precise GRACE baseline determination using GPS[J]. *GPS Solutions*, 2005, 9(1): 21-31.

[9] BERTIGER W, DESAI S D, HAINES B, et al. Single receiver phase ambiguity resolution with GPS data[J]. *Journal of Geodesy*, 2010, 84(5): 327-337.

[10] ALLENDE-ALBA G, MONTENBRUCK O, HACKEL S, et al. Relative positioning of formation-flying spacecraft using single-receiver GPS carrier phase ambiguity fixing[J]. *GPS Solutions*, 2018, 22(3): 68.

[11] LAURICHESSE D, MERCIER F, BERTHIAS J P, et al. Integer ambiguity resolution on undifferenced GPS phase measurements and its application to PPP and satellite precise orbit determination[J]. *Navigation*, 2009, 56(2): 135-149.

[12] GE M, GENDT G, ROTHACHER M, et al. Resolution of GPS carrier-phase ambiguities in precise point positioning (PPP) with daily observations[J]. *Journal of Geodesy*, 2008, 82(7): 389-399.

[13] COLLINS P, BISNATH S, LAHAYE F, et al. Undifferenced GPS ambiguity resolution using the decoupled clock model and ambiguity datum fixing[J]. *Navigation*, 2010, 57(2): 123-135.

[14] SHI Junbo, GAO Yang. A comparison of three PPP integer ambiguity resolution methods[J]. *GPS Solutions*, 2014, 18(4): 519-528.

[15] 刘帅, 孙付平, 郝万亮, 等. 整数相位钟法精密单点定位模糊度固定模型及效果分析[J]. *测绘学报*, 2014, 43(12): 1230-1237. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0178.

LIU Shuai, SUN Fuping, HAO Wanliang, et al. Modeling and effects analysis of PPP ambiguity fixing based on integer phase clock method[J]. *Acta Geodaetica et Cartographica Sinica*, 2014, 43(12): 1230-1237. DOI: 10.13485/j.cnki.11-2089.2014.0178.

[16] LOYER S, PEROSANZ F, MERCIER F, et al. Zero-difference GPS ambiguity resolution at CNES-CLS IGS analysis center[J]. *Journal of Geodesy*, 2012, 86(11): 991-1003.

[17] MONTENBRUCK O, HACKEL S, JÄGGI A. Precise orbit determination of the Sentinel-3A altimetry satellite using ambiguity-fixed GPS carrier phase observations [J]. *Journal of Geodesy*, 2018, 92(7): 711-726.

[18] MONTENBRUCK O, HACKEL S, VAN DEN IJSSEL J, et al. Reduced dynamic and kinematic precise orbit determination for the Swarm mission from 4 years of GPS tracking[J]. *GPS Solutions*, 2018, 22(3): 79.

[19] BANVILLE S, GENG Jianghui, LOYER S, et al. On the interoperability of IGS products for precise point positioning with ambiguity resolution[J]. *Journal of Geod-*



- esy, 2020, 94(1): 10.
- [20] GENG Jianghui, CHEN Xingyu. Phase bias product and open-source software for undifferenced ambiguity resolution at Wuhan University[C]//Proceedings of 2018 IGS Workshop. Wuhan, China: Wuhan University, 2018.
- [21] SCHAER S, VILLIGER A, ARNOLD D, et al. New ambiguity-fixed IGS clock analysis products at CODE[C]//Proceedings of 2018 IGS Workshop. Wuhan, China: Wuhan University, 2018.
- [22] ARNOLD D, SCHAER S, VILLIGER A, et al. Undifference ambiguity resolution for GPS-based precise orbit determination of low earth orbiters using the new CODE clock and phase bias products[C]//Proceedings of 2018 IGS Workshop. Wuhan, China: Wuhan University, 2018.
- [23] GUO Xiang, GENG Jianghui, CHEN Xingyu, et al. Enhanced orbit determination for formation-flying satellites through integrated single- and double-difference GPS ambiguity resolution[J]. GPS Solutions, 2020, 24(1): 14.
- [24] LI Xingxing, WU Jiaqi, ZHANG Keke, et al. Real-time kinematic precise orbit determination for LEO satellites using zero-differenced ambiguity resolution[J]. Remote Sensing, 2019, 11(23): 2815.
- [25] JÄGGI A, BOCK H, MEYER U, et al. GOCE: assessment of GPS-only gravity field determination[J]. Journal of Geodesy, 2015, 89(1): 33-48.
- [26] ZHANG Keke, LI Xingxing, XIONG Chao, et al. The influence of geomagnetic storm of 7-8 September 2017 on the Swarm precise orbit determination[J]. Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2019, 124(8): 6971-6984.
- [27] 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.
- ZHANG Qiang. Research on the key technologies of precise orbit determination for low earth satellites and their formation using GPS and BDS[D]. Wuhan: Wuhan University, 2018.
- [28] JU Bing, GU Defeng, HERRING T A, et al. Precise orbit and baseline determination for maneuvering low earth orbiters[J]. GPS Solutions, 2017, 21(1): 53-64.
- [29] GU Defeng, JU Bing, LIU Junhong, et al. Enhanced GPS-based GRACE baseline determination by using a new strategy for ambiguity resolution and relative phase center variation corrections[J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 176-184.
- [30] 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): 1145-1162.
- [31] GU Defeng, LAI Yuwang, LIU Junlong, et al. Spaceborne GPS receiver antenna phase center offset and variation estimation for the Shiyuan 3 satellite[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1335-1344.
- [32] WEN H Y, KRUIZINGA G, PAIK M, et al. GRACE-FO level-1 data product user handbook[R]. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 2019.
- [33] REBISCHUNG P, SCHMID R. IGS14/igs14.atx: a new framework for the IGS products[C]//Proceedings of 2016 AGU Fall Meeting. San Francisco, CA: AUG, 2016.
- [34] WU J T, WU S C, HAJJ G A, et al. Effects of antenna orientation on GPS carrier phase[J]. Manuscripta Geodaetica, 1993, 18: 91-98.
- [35] RIES J, BETTADPUR S, EANES R, et al. The development and evaluation of the global gravity model GGM05[R]. Austin, Texas: Center for Space Research, The University of Texas at Austin, 2016.
- [36] LYARD F, LEFEVRE F, LETELLIER T, et al. Modeling the global ocean tides: modern insights from FES2004[J]. Ocean Dynamics, 2006, 56(5): 394-415.
- [37] MCCARTHY D, PETIT G. IERS conventions (2003)[R]. Frankfurt am Main, Germany: Bundesamt für Kartographie und Geodäsie, 2004.
- [38] STANDISH E M. JPL planetary and lunar ephemerides[R]. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 1998.
- [39] JACCHIA L G. New static models of the thermosphere and exosphere with empirical temperature profiles[R]. Cambridge: [s.n.], 1970.
- [40] PEARLMAN M R, DEGNAN J J, BOSWORTH J M. The international laser ranging service[J]. Advances in Space Research, 2002, 30(2): 135-143.

(责任编辑:陈品馨)

收稿日期: 2020-07-10

修回日期: 2021-02-05

第一作者简介: 邵凯(1990—),男,博士生,研究方向为卫星精密轨道确定。

First author: SHAO Kai (1990—), male, PhD candidate, majors in precise orbit determination for multi-GNSS and LEO satellites.

E-mail: shaokai@nudt.edu.cn

通信作者: 谷德峰

Corresponding author: GU Defeng

E-mail: gudefeng@mail.sysu.edu.cn