0254-6124/2022/42(1)-0153-10 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

YANG Xiaojiang, WANG Juan. Analysis and Simulation of Tracking Algorithm for High Orbit Weak Signal (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2022, **42**(1): 153-162. DOI:10.11728/cjss2022.01.201016093

高轨微弱信号的跟踪算法分析及仿真*

杨小江 王 鹃

(航天恒星科技有限公司 北京 100095)

摘 要 高轨航天器自主导航技术是中国迫切需要发展的航天新技术之一，广泛应用于通信、导航、气象、预警等领域。高轨导航接收机为高轨航天器自主导航定位提供了便捷有效的手段。在高动态环境下，载波频率和相位、伪码相位均随载体运动发生较大变化。由于载体动态引入的多普勒频率变化对伪码跟踪环的影响可通过载波辅助消除，接收机的动态性能主要取决于载波跟踪模块的性能。高轨高动态信号由于传播路径的增加，导致高轨导航接收机出现接收信号路径损耗大和信号微弱的问题。通过开展高轨弱信号跟踪技术专项研究及多次仿真分析、合理设计环路噪声带宽和调整预检积分时间等措施，能够有效稳定地处理跟踪 –173 dBw 导航弱信号。该技术成功应用于嫦娥五号卫星，并为后期高轨卫星导航、绕月飞行等深空探测项目提供技术指导和指标参考。

关键词 高轨航天器，自主导航，弱信号，环路，积分时间

中图分类号 V448.25+3

Analysis and Simulation of Tracking Algorithm for High Orbit Weak Signal

YANG Xiaojiang WANG Juan

(*Space Star Technology Company Limited*, *Beijing* 100095)

Abstract Autonomous Navigation Technology of high orbit spacecraft is one of the new aerospace techniques to be developed urgently in China, which is widely used in communication navigation, meteorology, early warning and other fields. High orbit navigation receiver provides a convenient and effective means for autonomous navigation and positioning of high orbit spacecraft. In the high dynamic environment, the carrier frequency, phase and pseudo code phase change greatly with the carrier motion. Because the influence of Doppler frequency change introduced by carrier dynamics on PN code tracking loop can be eliminated by carrier assistance, the dynamic performance of receiver mainly depends on the performance of carrier tracking module. The increase of propagation path of high orbit, high dynamic signal leads to the problems of large loss of received signal path and weak signal of high orbit navigation receiver. Through carrying out special research on high orbit weak signal tracking technology, through many times of simulation and analysis, through reasonable design of loop noise bandwidth and

2020-10-15 收到原稿，2021-07-11 收到修定稿

E-mail: yangxj721012@sina.com

adjustment of pre-integration time and other measures, it can effectively and stably process and track the navigation weak signal of –173 dBw. The algorithm has been applied to the Chang'E-5 high orbit navigation receiver project. It provides the technical guidance and index reference for later engineering application such as flying around the Moon.

Key words High orbit spacecraft, Autonomous navigation, Weak signal, Loop, Integral time

0 引言

地球高轨卫星包括地球静止轨道 (Geostationary Orbit, GEO) 卫星和大椭圆轨道 (Highly Eccentric Orbit, HEO) 卫星等, 其轨道最大高度一般高于 20000 km。当前, 高轨卫星在通信、导航、气象、预警等方面发挥着越来越重要的作用。高轨航天器自主导航技术是中国亟需发展的航天新技术之一, 在高轨航天器上使用导航接收机已成为工程应用的主流[1]。高轨航天器导航接收机与陆地接收机应用最大的不同在于, 前者需要接收来自地球对面的导航卫星信号。由于信号传播路径的增加, 导致路径损耗大和接收信号微弱的问题。针对微弱 GPS 信号导航的研究始于 20 世纪末, 并已在 HEO、MEO、GEO 卫星上开展多次在轨应用, 验证了 GPS 导航星旁瓣微弱信号在高轨道的可用性[2, 3]。美国 TEAMST-YES 和 Falcon Gold 任务, 先后证实了 GEO 转移轨道卫星可在 26000 km 高度成功跟踪 GPS 信号, 并发回 GPS 采样数据进行地面处理; 德国 Equator-S 项目在 HEO 轨道运行, 在 61000 km 高度成功跟踪 GPS 旁瓣信号; 中国航天恒星科技有限公司研制的 GNSS 高轨接收机成功应用于嫦娥五号飞行试验器, 在 50000 km 转移轨道完成 GPS/GLONASS 导航信号接收并实现实时导航定位定轨解算, 在 48 h 的连续导航跟踪中, 获取了高轨 GNSS 信号特性, 实时定轨位置精度达到 15.8 m(三轴, 1)。随着导航技术的进一步发展, 中国实现了北斗三号卫星导航系统全球组网, 为适应快速发展的导航市场及高轨导航任务的进一步需求, 开展高轨 GPS/BD2/GLONASS 多系统组合高精度定轨[4-9] 及其弱信号捕获与跟踪技术研究十分必要, 其中解决长期跟踪不掉频是稳定后续定位解算的关键。

本文研究的算法应用于嫦娥五号 GNSS 高轨接收机。通过高轨高动态环境下微弱信号跟踪理论, 分析环路跟踪误差, 并结合实际工程应用需求, 对微弱信号跟踪算法进行仿真, 验证算法的有效性并得出该算法下可跟踪环路的弱信号最低限值, 为进一步探索绕月飞行等深空领域导航设备应用的可行性, 深入研究北斗三号、GPS、GLONASS 等多系统组合及与其他设备开展多元融合高轨高精度导航等研究提供理论及工程基础。

1 弱信号跟踪原理

关于弱信号捕获及跟踪原理已有很多研究[10-15], 其中基于卡尔曼滤波平方根, 采用两种对未知导航位反转的处理方法在跟踪微弱信号方面取得了较好效果[16]。

由于载波跟踪环是独立接收机的薄弱环节, 其跟踪门限确定了独立接收机的特性。载波预检测积分器、鉴别器和滤波器的方案确定了接收机载波跟踪环的特性。载波环通常利用 PLL(Phase Lock Loop, PLL) 和 FLL(Frequency Lock Loop, FLL) 实现, 预检积分、鉴别器和环路滤波器三个功能决定了载波环的特性。导航接收机载波跟踪环的特性如图 1 所示[17,18]。

相位锁定环路 (PLL) 以锁定输入载波信号的相位为目标, 通过调整输出信号的相位, 使输出信号与输入信号之间的相位时刻保持一致[19,20]。实际应用中, 由于输入 PLL 的并非连续时间信号, 因此相应的 PLL 呈数字式。考虑到星上动态效应, 一般星载导航接收机以 3 阶 PLL 环路应用为主。Costas 环由于对数据位跳变引起 180°载波相变不敏感, 成为导航接收机相当普遍的载波环。

当 PLL 的鉴别器直接用来鉴别输入载波和复制载波的频率差异时, 对应的载波环成为频率锁定环 (FLL)。由于导航卫星与接收机之间的相对运动引起多普勒频移, 并且接收机振荡器的频率漂移未知, 因此 FLL 需鉴别输入载波与复制载波的频率差异, 同时相应调节数控振荡器输出的复制载波频率, 经过多

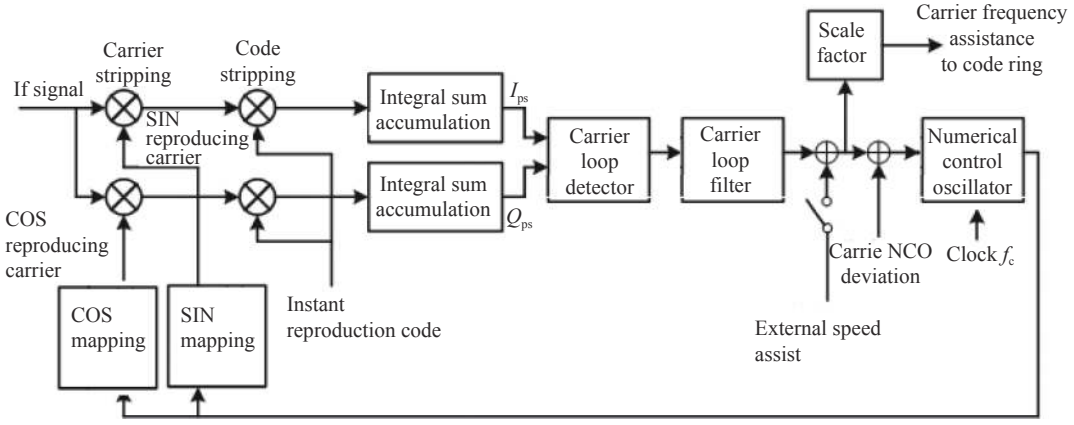


图 1 导航接收机载波跟踪环路

Fig. 1 Carrier tracking loop of navigation receiver

次调节与输入载波频率达到一致。FLL 鉴别器要求在一个数据跳变间隔内有 2 个采样点, FLL 最大的预检积分时间为 10 ms, 一般在低信噪比情况下采用 ATAN2 鉴别器作为鉴频器。

码环主要功能是保持复制 C/A 码与接收 C/A 码之间的相位一致, 进一步得到对接收码相位以及伪距的测量值[21]。可编程的预检测积分器、码环鉴别器和码环滤波器的设定确定了接收机码跟踪环的特性。在接收机工作过程中, 码环跟踪模块复现出超前、即时和滞后三个接收机内的复现码, 分别与经载波剥离的卫星信号进行相关处理, 根据得到的相关信号再经过积分处理输入码环鉴别器中, 通过运算得到控制数控振荡器的调整变量对复现码进行调整, 使得复现码与接收信号中的调制 PRN 码相位对准。

与载波环机制类似, 码环采用延迟锁定环 (DLL), 可以根据复制 C/A 码或者码数控振荡器的控制参量推断接收 C/A 码的相位等。DLL 鉴相器经过平滑后包含有均值非零的噪声基底, 特别是在接收信号较弱的情况下, 对噪声基底的准确测量显得更为重要[22]。

一般情况下导航接收机使用 PLL 进行载波跟踪, 对于动态环境特别是星载导航接收机, 存在较大的多普勒频移和多普勒频移变化率, 主要表现在载波跟踪环路上。为适应星载动态环境, 最有效的方法是增加环路噪声带宽和减少预检积分时间, 但是为了减小噪声的影响和提高跟踪精度, 需要减小环路噪声带宽和延长预检积分时间 (即相干积分时间)。为解决该矛盾, 需要对载波环路的设计进行折中[23]。为进行弱信号的跟踪, 需要针对 PLL、FLL 及码环的跟踪误差进行仿真分析, 从而对跟踪环及码环作出相应设计。

2 环路跟踪误差分析

2.1 相位锁定环 (PLL) 误差分析

PLL 环路的主要相位误差源是相位抖动和动态应力误差。相位抖动是对各个不相关相位噪声源的平方和取平方根, 这些不相关的噪声源包括热噪声和振荡器噪声, 振荡器噪声又包含了由振动引起的抖动和由阿仑方差引起的抖动。由于所有噪声源造成的 3σ相位误差不应超过 450, 因此对应的1σ经验方法是将 PLL 的跟踪门限设为 150。此外, 其他 PLL 抖动源可能是瞬时的, 或者是可以忽略的, 因此通常把热噪声作为唯一的载波跟踪误差源。PLL 热噪声颤动如图 2 所示。

从图 2 中可以看到, PLL 热噪声颤动强度在正常信号条件下 ($C/N_0 \approx 44$ dB·Hz^{-1}) 远小于跟踪门限且

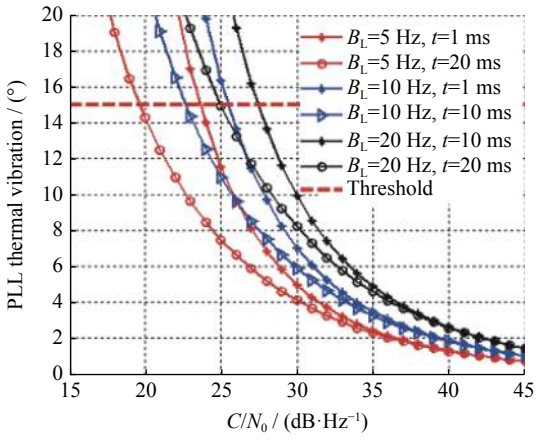


图 2 PLL 热噪声颤动

Fig. 2 PLL thermal noise jitter

平缓。随着载噪比降低，颤动强度加速增加，PLL 跟踪误差变大，使跟踪环路变得不稳定。PLL 热噪声颤动与环路带宽平方成正比，随累加求和时间增加而减小。因此，可以通过增加累加求和时间，减小环路带宽，以此减小 PLL 热噪声颤动。需要指出的是，一般信号跟踪环中，累加求和时间受到数据码长的限制，减小环路带宽会牺牲环路动态性能。

图 3 是 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 时，不同带宽对应的 PLL 环路抖动可体现出 PLL 环路带宽与测量误差的关系。

针对 PLL 跟踪误差进行仿真，分析图 3 仿真结果可知，在 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 且加加速度为 0 的情况下，预检积分时间 1 ms、10 ms、20 ms 在 0～18 Hz 的环路带宽情况下均能够满足总环路误差小于 15°的要求。预检积分时间 20 ms 的环路误差整体小于预检积分时间为 1 ms 时的环路误差，而预检积分时间 10 ms 的误差与 20 ms 误差相差不大。

2.2 频率锁定环 (FLL) 误差仿真及分析

与 PLL 类似，FLL 的频率测量误差源也包括频率抖动和动态应力误差两部分，其中频率抖动主要是由热噪声所致，而由机械颤动和阿仑方差引起的频率抖动量因相对较小而被忽略[24]。FLL 在相同的噪声带宽和 C/N_0 下，动态应力要好很多，预检积分时间减小，FLL 动态应力性能会有一定程度改善。此外，由于 FLL 鉴别器要求在一个数据跳变间隔内有两个采样点，因此对于 C/A 码而言，FLL 的最大预检积分时间为 10 ms。

FLL 频率误差的主要来源也是热噪声频率抖动和动态应力误差。基准振荡器振动和阿仑方差引起的频率抖动对 FLL 的影响是小量级的，可以忽略不计。对于 FLL 环路，其经验跟踪门限为：由所有环路应力源造成的抖动3σ值，在一个预检测积分时间 t 内不允许超过 90°。

图 4 和图 5 分别给出相同载噪比不同预检测时间下的热噪声抖动与环路带宽的关系曲线，以及相同预检测积分时间不同载噪比下的热噪声抖动与环路带宽的关系曲线。

由图 4 和图 5 可以看出，FLL 的热噪声抖动与环路带宽成正比，与预检测时间和载噪比成反比，与扩频码速率和环路滤波器阶数无关。

图 6 为 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 时不同带宽对应的 FLL 环路抖动，体现出 FLL 环路带宽与测量误差的关系。

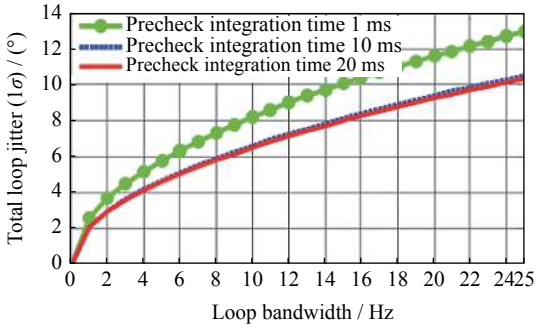


图 3 PLL 环路带宽与测量误差的关系

Fig. 3 Relationship between PLL loop bandwidth and measurement error

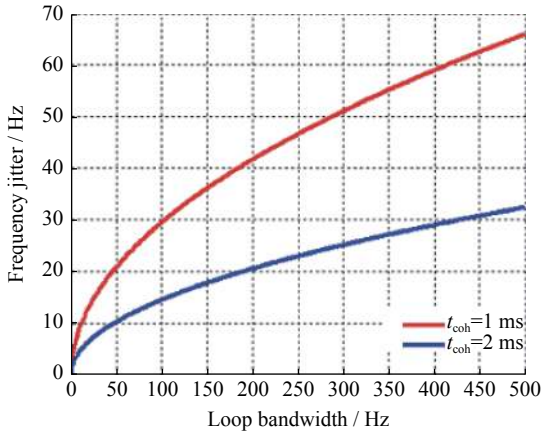


图 4 相同载噪比不同预检测时间下的热噪声抖动

Fig. 4 Thermal noise jitter under the same carrier noise ratio and different pre-detection time

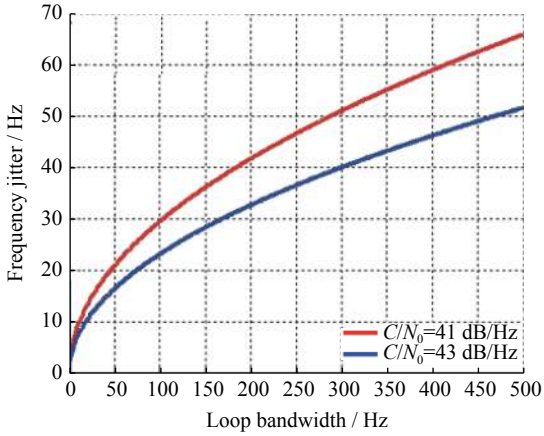


图 5 相同预检测时间不同载噪比条件下的热噪声抖动

Fig. 5 Thermal noise jitter under the same pre-detection time and different carrier noise ratio

分析 FLL 环路带宽与测量误差关系，可知在 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 且加加速度为 0 的情况下，预检积分时间 1 ms、10 ms、20 ms 在 0～18 Hz 的环路带宽情况下，FLL 环路均能够满足总环路误差小于相应门限值的要求。其中，门限值根据 FLL 跟踪门限公式计算得到，即 $3\sigma_{\mathrm{FLL}} = 3\sigma_{t\mathrm{FLL}} + f_{\mathrm{e}} \leqslant 0.25/t$ (Hz)，式中，$\sigma_{t\mathrm{FLL}}$为 1σ热噪声频率抖动，f_{e}为 FLL 跟踪环中的动态应力误差。而预检积分时间 t 为 20 ms 的环路误差整体小于预检积分时间 t 为 1 ms 时的环路误差。

2.3 延迟锁定环 (DLL) 误差分析

在不考虑多径和其他干扰的情况下，码环的测量误差源主要包括热噪声引起的码相位抖动和动态应力误差。在 GPS 软件接收机码跟踪 (DLL) 过程中，测距的主要误差源来自热噪声距离误差抖动和动态应力误差。DLL 经验方法门限是，由环路所有误差源造成的抖动 3σ 值不允许超过鉴别器线性牵引范围的一半。

采用载波环辅助的码跟踪环消除了动态应力误差影响，因此只要载波环保持稳定，码环经受的动态应力误差可以忽略不计，在码跟踪门限分析中只考虑热噪声距离误差抖动。当更新时间为 1 ms 时，不同参数的二阶 DLL 抑制热噪声性能如图 7 所示。

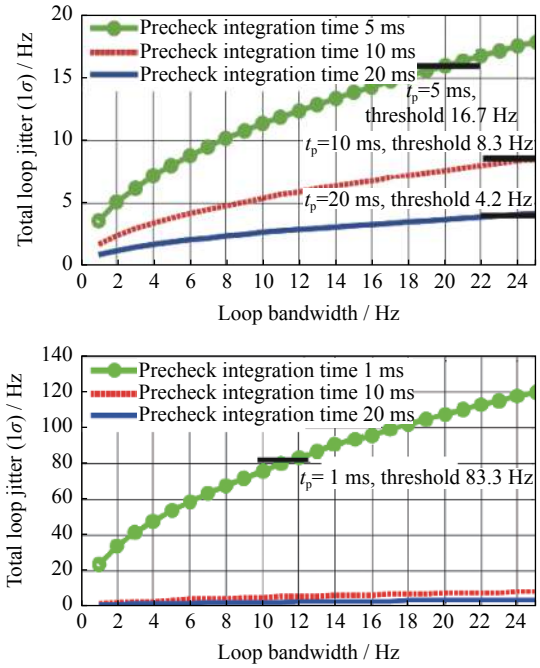


图 6 FLL 环路带宽与测量误差的关系

Fig. 6 Relationship between FLL loop bandwidth and measurement error

由图 7 可以看出：DLL 热噪声颤动随着载噪比降低而加速增加，使跟踪环路变得不稳定。DLL 热噪声颤动与环路带宽平方成正比，随着带宽的增宽，热噪声误差变大。由于载波辅助码技术实际上去除了码跟踪环中的动态，因此只要保持载波环稳定，码环经受的动态应力可以忽略不计，码环跟踪门限分析中可以不考虑这种效应。

图 8 给出 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 和预检积分时间为 20 ms 时不同码片间隔对应的环路颤动，反映了 DLL 环路带宽与测量误差的关系。

分析 DLL 环路带宽与测量误差的仿真结果，可知 DLL 在 $C/N_0 \approx 29$ dB·Hz^{-1} 且预检积分时间为 20 ms 时，在 0～18 Hz 的环路带宽情况下均能够满足总环路误差的要求，而不同的码环相关器间隔 DLL 环路误差不同。

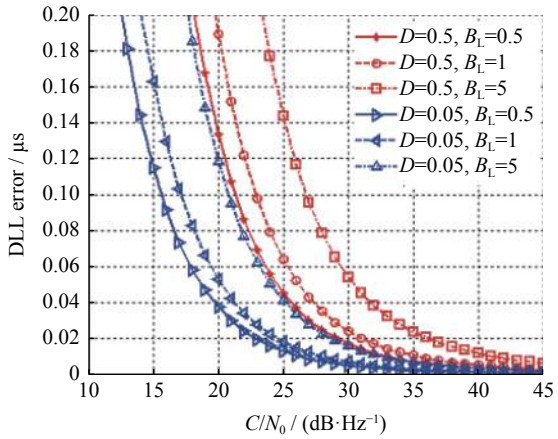


图 7 二阶 DLL 的热噪声抑制性能

Fig. 7 Thermal noise suppression performance of second-order DLL

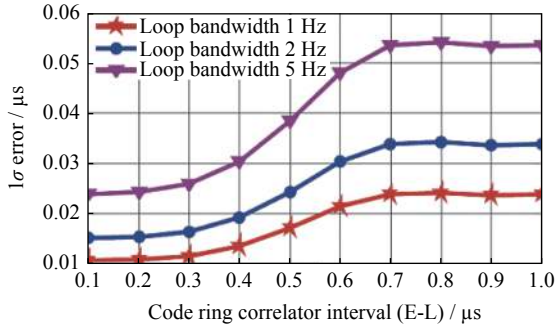


图 8 DLL 环路带宽与测量误差关系

Fig. 8 Relationship between DLL loop bandwidth and measurement error

3 弱信号跟踪算法仿真

3.1 弱信号跟踪仿真方案

微弱 GNSS 信号跟踪处理技术重点考虑鉴频器、鉴相器、环路滤波器等的设计。考虑捕获去除 NH 码相位后，对于 BD-2 B1、GPS L1 C/A 码，跟踪环路处理技术差别不大，适用于 GPS 的环路参数指标也能够满足 BD-2 的要求。以下为相应各个环路对应的仿真结果。

跟踪处理环路 simulink 验证平台如图 9 所示。

跟踪参数切换主要根据载噪比进行。GPS 跟踪参数切换条件(每颗星参数独立控制)如下：由捕获通道转到跟踪通道后使用第一组参数(PLL 相干积分时间 2 ms，码环相干积分时间 2 ms，FLL 相干积分时间 1 ms，FLL 带宽 0.3，码环带宽 2)；跟踪时间大于 1000 ms 即转为第二组参数 (PLL 相干积分时间 10 ms，码环相干积分时间 10 ms，FLL 相干积分时间 5 ms，FLL 带宽 0.4，码环带宽 0.6)；第二组参数跟踪超过 500 ms 且载噪比大于 23 即转为第三组参数 (PLL 相干积分时间 20 ms，码环相干积分时间 20 ms，FLL 相干积分时间 10 ms，PLL 带宽 8，码环带宽 1)。第三组参数跟踪状态下每 0.5 s 查询载噪比状态，载噪比状态小于 20 切回第二组参数。

BD 跟踪参数切换条件(每颗星参数独立控制)如下：捕获通道转到跟踪通道后使用第一组参数(PLL 相干积分时间 1 ms，码环相干积分时间 1 ms，FLL 相干积分时间 0.5 ms，FLL 带宽 0.3，码环带宽 2)；跟踪时间大于 1500 ms 即转为第二组参数(PLL 相干积分时间 2 ms，码环相干积分时间 2 ms，FLL 相干积分时间 1 ms，FLL 带宽 0.2，码环带宽 0.5)；第二组参数跟踪超过 1000 ms 且载噪比大于 22 即转为第三组参数 (PLL 相干积分时间 2 ms，码环相干积分时间 2 ms，FLL 相干积分时间 1 ms，PLL 带宽 14，码环带宽 0.5)。第三组参数跟踪状态下每 0.5 s 查询载噪比状态，载噪比状态小于等于 20 转回第二组参数；若连续 20 s 均小于等于 30，则转为第四组参数(PLL 相干积分时间 2 ms，码环相干积分时间 2 ms，FLL 相干积分时间 1 ms，PLL 带宽 6，码环带宽 0.5)，其跟踪灵敏度高于第三组。

3.2 动态环境仿真结果

采用 Matlab simulink 对 GPS 接收机跟踪环路进行仿真。图 10 为仿真系统顶层结构。仿真系统采用帧处理方式对信号数据进行仿真。

考虑到载波跟踪环中已经去除了码环跟踪的动态效应，因此仿真中实际是动态为 0 时的弱信号 DLL 跟踪精度。选择 $(I_E - I_L) \times I_P + (Q_E - Q_L) \times Q_P$码环鉴相器类型，验证不同 C/N_0 条件下不同环路带宽、积分时间对应的环路跟踪性能。

根据对 HEO 和 GEO 接收 GPS 卫星 L1 波段星载动态范围分析可知，其速度范围为±10 km·s^{-1}，加速度范围±2g，对应多普勒频移范围±53 kHz，多普勒频移变化率±105 Hz·s^{-1}。以–175 dBw 为例，通过分析

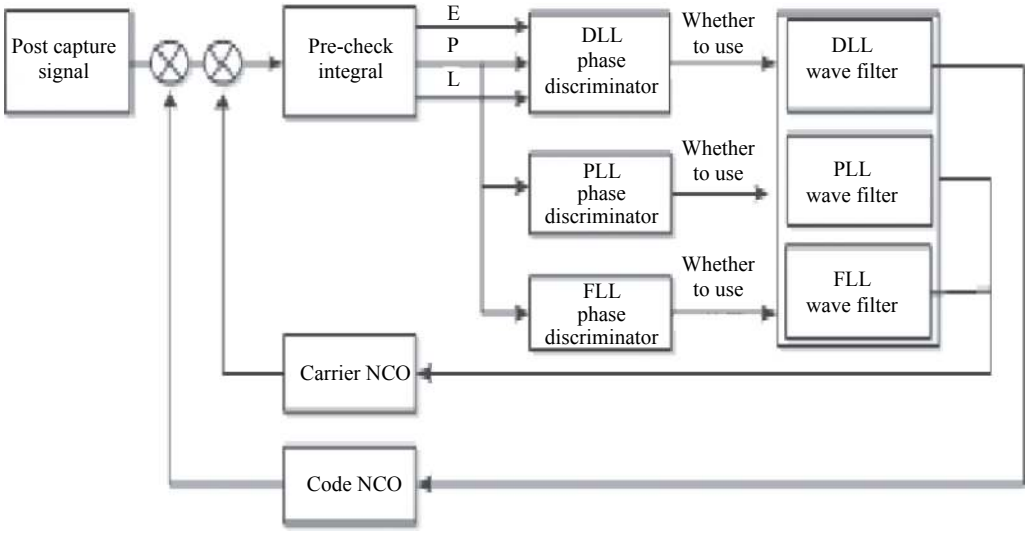


图 9 弱信号跟踪环路

Fig. 9 Weak signal tracking loop

相应的环路跟踪参数, 包括环路跟踪带宽 B_n、环路预检积分时间 t_p, 确定在–175 dBw(C/N_0=29 dB·Hz^{-1})～–170 dBw(C/N_0=34 dB·Hz^{-1}) 时相应的 PLL 和 DLL 跟踪性能, 如图 10～13 所示。根据图 10 分析可知, 从第 200 个预检测积分周期开始统计时, σ_{PLL}(sim)=12.2612°, σ_{PLL}(theory)=7.996。根据图 11 分析可知, 从第 500 个预检测积分周期开始统计时, σ_{FLL}(sim)=9.1251 Hz, σ_{FLL}(theory)=7.9918 Hz。根据图 12 分析可知, 从第 50 个预检测积分周期开始统计时, σ_{DLL}(sim)=0.043864 μs, σ_{DLL}(theory)=0.035003 μs。

对上述仿真采用的环路参数进行动态环境下跟踪环路误差的理论值与仿真值统计(加速度 $2g$)。而对于 BD-3 GEO 卫星, 其数据比特率为 500 bit·s^{-1}, 无法进行长时间相干积分, 需要采用非相干载波环和非相干码环, 此处不做过多讨论。仿真分析结果见表 1。

根据仿真结果可知, PLL 和 DLL 在 20 ms 预检积分时间, $2g$ 加速度下能够正常完成跟踪, –175 dBw 时伪距测量误差在 15 m 以内, 载波相位测量精度在 10°左右。

对 GEO 接收 GPS L1 信号功率和对应接收高度角情况进行统计, 可知 GEO 处最大接收功率约为 –163 dBw, 接收机灵敏度为–182 dBw, 相差 19 dB, 所以导航信号处理中存在一定程度的强弱信号互干扰问题。同理对 HEO 轨道的接收功率与接收高度角进行对比发现, HEO 最大接收功率同样约为–163 dBw, 与最低的接收功率相差 20 dB 以上。因此, 在处理高轨导航弱信号(–175 dBw)时, 还需要考虑同时接收到较强功率信号造成的通道互相干扰现象。

从仿真结果看, 当信号功率相差在 20 dBw 以内时, 信号能够正常找出相关峰值。当两路信号功率相差 20 dBw 以上时, 将对信号的相关峰值造成影响, 可能把互相关的峰值误作为自相关峰值, 造成信号的错误捕获。工程上可以通过解调电文区分强弱信号, 识别环路误捕获跟踪, 此方法已得到验证。

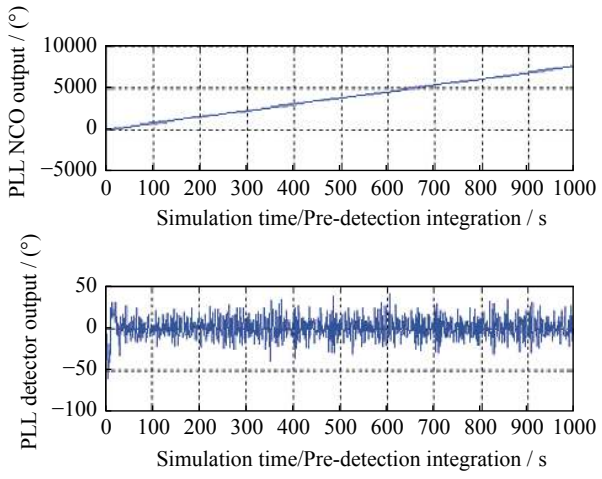


图 10 C/N_0 = 29 dB·Hz^{-1}, B_n=15 Hz, t_p=20 ms 时的 PLL 跟踪性能

Fig. 10 PLL tracking performance at C/N_0 = 29 dB·Hz^{-1}, B_n = 15 Hz, t_p = 20 ms

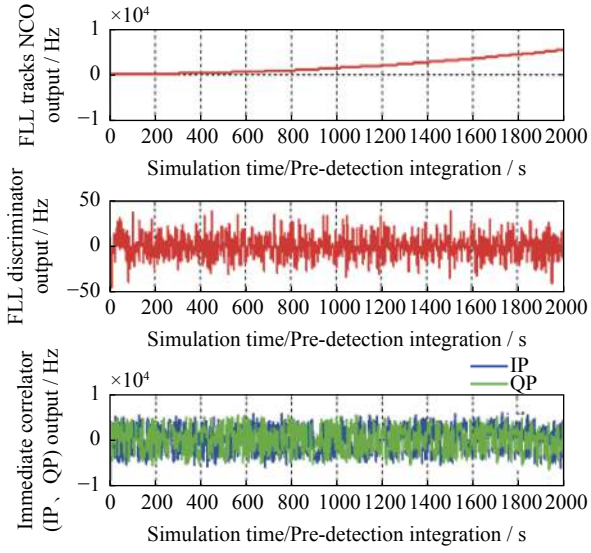


图 11 C/N_0 = 29 dB·Hz^{-1}, B_n=10 Hz, t_p=5 ms 时的 FLL 跟踪性能

Fig. 11 FLL tracking performance at C/N_0= 29 dB·Hz^{-1}, B_n = 10 Hz, t_p = 5 ms

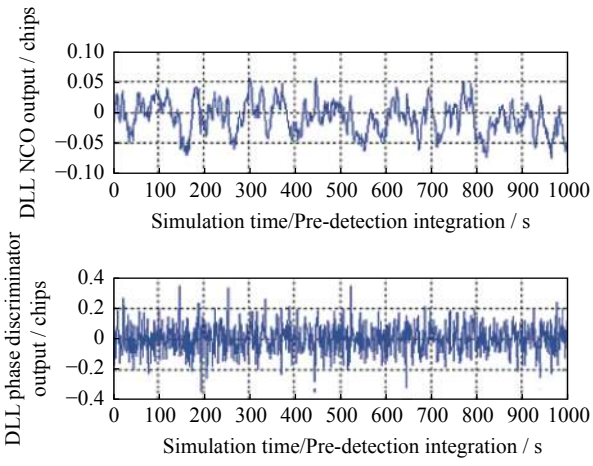


图 12 C/N_0 = 29 dB·Hz^{-1}, B_n =2 Hz, t_p=20 ms 时的 DLL 跟踪性能

Fig. 12 DLL tracking performance when C/N_0 = 29 dB·Hz^{-1}, B_n = 2 Hz, t_p = 20 ms

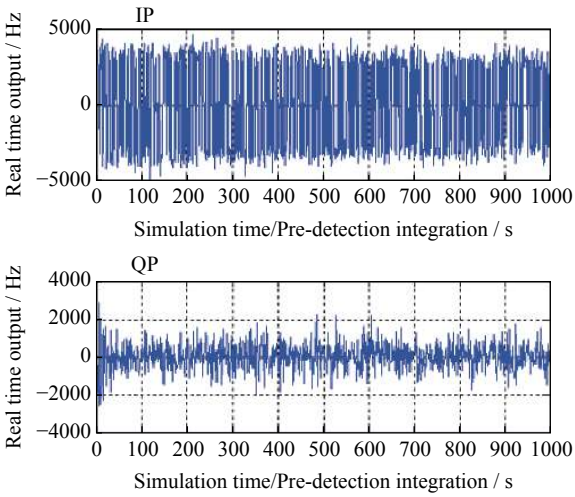


图 13 $C/N_0 = 29$ dB·Hz^{-1}, B_n =15 Hz, t_p=20 ms 时的 IP 输出

Fig. 13 IP output at $C/N_0 = 29$ dB·Hz^{-1}, $B_n = 15$ Hz, $t_p = 20$ ms

3.3 实时定轨结果

将以上技术应用于工程实践，嫦娥五号卫星实时定轨精度可以达到 15.81 m。通过将 GNSS 下传的原始观测数据送至第三方进行事后轨道计算，并将遥测中实时定轨状态下的实时位速与计算轨道作差，得到实时定轨误差，用以评估 GNSS 在轨表现。原始观测数据分析时段约为 48 h。具体结论如下：GNSS 定轨位置误差为 15.8133 m(三轴，1σ)，如图 14 所示；速度误差为 0.012108 m·s^{-1}(三轴，1σ)，如图 15 所示。

4 结论

根据相对运动的速度和加速度分析，可知高轨星载导航接收机相对速度范围为±10 km·s^{-1}，相对加速度范围为±2g，对应多普勒频移范围±53 kHz，多普勒频移变化率±105 Hz·s^{-1}。对 GEO 和 HEO 接收功率

表 1 弱信号环路跟踪性能仿真分析结果

Table 1 Simulation analysis of weak signal loop tracking performance

环路类型	接收功率/dBw	环路带宽/Hz	预检积分时间/ms	理论值	仿真误差
PLL	–160	31.38	1	2.05°	2.07°
	–170	15	1	4.45°	5.67°
	–171	15	20	4.99°	6.91°
	–172	15	20	5.62°	7.13°
	–173	15	20	6.32°	8.56°
	–174	15	20	7.10°	9.78°
	–175	15	20	7.99°	11.68°
FLL	–160	21.2	1	9.42 Hz	9.84 Hz
	–170	10	5	4.17 Hz	4.88 Hz
	–171	10	5	4.72 Hz	5.59 Hz
	–172	10	5	5.36 Hz	6.42 Hz
	–173	10	5	6.10 Hz	7.14 Hz
	–174	10	5	6.97 Hz	7.83 Hz
	–175	10	5	7.99 Hz	9.12 Hz
DLL	–160	1.06	20	1.37 m	1.69 m
	–170	2	20	5.67 m	6.22 m
	–171	2	20	6.40 m	7.44 m
	–172	2	20	7.22 m	7.99 m
	–173	2	20	8.17 m	9.19 m
	–174	2	20	9.25 m	9.73 m
	–175	2	20	11.29 m	13.15 m

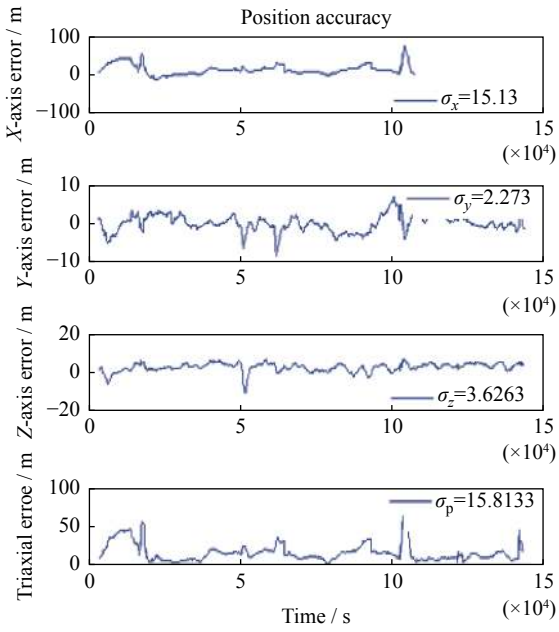


图 14 高轨接收机实时位置精度

Fig. 14 Position accuracy of the high orbit navigation receiver

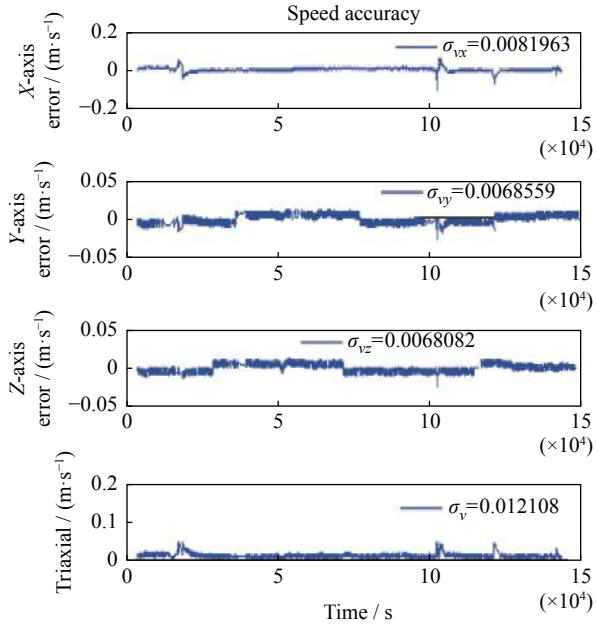


图 15 高轨接收机实时速度精度

Fig. 15 Speed accuracy of the high orbit navigation receiver

与接收高度角的分析可知, 带天线增益时, 高轨接收 GPS 信号的最大功率为–153 dBw, 接收功率–173 dBw 时基本能够接收主瓣、第一旁瓣和第二旁瓣信号。

弱信号跟踪理论分析和仿真结果表明, 该算法使接收机在高轨轨道应用时能够稳定处理–173 dBw 的导航弱信号, 研究结果可为高轨卫星在轨实时轨道确定提供理论支撑和技术指标参考, 提升高轨卫星的自主性和实时性。后续将进一步扩大仿真试验范围对结构进行验证, 综合考虑其他参数进行误差分析并开展实物试验验证, 为进一步探索绕月飞行等深空领域导航设备应用的可行性, 研究高轨环境下北斗二代导航系统与其他导航系统组合导航的可行性, 开展高轨导航接收机与 INS 等其他设备开展多元融合高轨高精度组合导航奠定了理论及工程基础。

参考文献

[1] JIANG Hui. Acquisition of Beidou Weak Signal in High Orbit Environment[D]. Shijiazhuang: Hebei University of Science & Technology, 2017 (姜慧. 高轨环境下北斗弱信号的捕获技术研究[D]. 石家庄: 河北科技大学, 2017)

[2] WINTERNITZ L M B, BAMFORD W A, HECKLER G W. A GPS receiver for high-altitude satellite navigation[J]. *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*, 2009, **3**(4): 541-556

[3] UNWIN M, DE VOS VAN STEENWIJK R, BLUNT P, *et al*. Navigating above the GPS constellation – preliminary results from the SGR-GEO on GIOVE-A[C]//Proceedings of the 26 th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. Nashville: ION, 2013: 3305-3315

[4] GUO Rui, LIU Li, LI Xiaojie, *et al*. Precise orbit determination for GEO satellites based on both satellite clock offsets and station clock offsets[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2012, **32**(3): 405-411 (郭睿, 刘利, 李晓杰, 等. 卫星与测站钟差支持条件下的GEO卫星精密定轨[J]. 空间科学学报, 2012, **32**(3): 405-411)

[5] LIANG Minmin, QIN Honglei, LI Feng. Solving the near-far problem for positioning the high earth orbital satellite with GPS[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2010, **30**(3): 255-262 (梁敏敏, 秦红磊, 李峰. 利用GPS实现高轨卫星定位的抗远近效应算法[J]. 空间科学学报, 2010, **30**(3): 255-262)

[6] LI Jinghua, MA Guanyi. Effect of ionospheric irregularities on GPS performance[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2013, **33**(2): 158-169 (李婧华, 马冠一. 电离层不规则结构对GPS性能的影响[J]. 空间科学学报, 2013, **33**(2): 158-169)

[7] JI Shanbiao, ZHU Wenyao, XIONG Yongqing. Calculate and application of the GPS satellite clock offset[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2001, **21**(1): 42-48 (季善标, 朱文耀, 熊永清. 精密GPS卫星钟差的改正和应用[J]. 空间科学学报, 2001, **21**(1): 42-48)

[8] LIU Haiying, WANG Huinan. Orbit determination of

satellite on the Middle-high earth orbit based on GPS[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2005, **25**(4): 293-297 (刘海颖, 王惠南. 基于GPS的中、高轨道航天器定轨研究[J]. 空间科学学报, 2005, **25**(4): 293-297)

[9] LI Lan, LI Changgeng, HUANG Wende, *et al*. Orbit determined method of high elliptical orbit satellite based on BDS navigation and inter-satellite link[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2018, **38**(6): 915-924 (李兰, 李长庚, 黄文德, 等. 联合北斗导航与星间链路的大椭圆卫星定轨方法[J]. 空间科学学报, 2018, **38**(6): 915-924)

[10] WU Yong. Research on Acquisition and Tracking Algorithms for GPS Weak Signal[D]. Chongqing: Chongqing University, 2012 (吴勇. GPS弱信号的捕获与跟踪的算法研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2012)

[11] WE Jie. Research on Acquisition and Tracking of GPS Weak Signals under Multipath Interference[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (卫洁. 多径干扰下GPS弱信号的捕获与跟踪研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014)

[12] QIU L, LI L. GPS signal acquisition based on FFT[C]// 2010 Second International Conference on Information Technology and Computer Science. Kiev, Ukraine: IEEE, 2010: 110-113. DOI: 10.1109/ITCS.2010.33

[13] LIU Yunfei, CHEN Zhijun, GUO Suli. Implement and performance analysis of PN code acquisition based on FFT[C]//Proceedings of the 5 th World Congress on Intelligent Control and Automation. Hangzhou: Zhejiang University, 2004 (刘云飞, 陈志军, 郭肃丽. FFT伪码捕获方法的实现及其性能分析[C]//第五届全球智能控制与自动化大会. 杭州: 浙江大学, 2004)

[14] DONG Zhihong, WU Siliang. New acquisition method for DSSS with large Doppler[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2008, **30**(8): 1424-1426 (董智红, 吴嗣亮. 大多普勒偏移下直接序列扩频信号捕获新方法[J]. 系统工程与电子技术, 2008, **30**(8): 1424-1426)

[15] HU Hui, SUN Hanzi, JI Zhaoyun. Study on algorithm and control strategies of GPS carrier tracking loop under high dynamic conditiong[J]. *Journal of Astronautics*, 2011, **32**(8): 1805-1812 (胡辉, 孙函子, 纪兆云. 高动态GPS载波跟踪算法和环路控制策略研究[J]. 宇航学报, 2011, **32**(8): 1805-1812)

[16] ZHOU Guangyu. Research and Realization of Acquisition and Tracking for Weak GPS Signals[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009 (周广宇. 微弱GPS信号的捕获与跟踪处理的研究与实现[D]. 上海: 上海交通大学, 2009)

[17] LIU Wenxue, YUAN Hong, WEI Dongyan, *et al*. A new GNSS signal carrier tracking algorithm for ionospheric TEC monitoring[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2014, **34**(1): 63-72 (刘文学, 袁洪, 魏东岩, 等. 一种用于电离层TEC监测的GNSS信号载波跟踪算法[J]. 空间科学学报, 2014, **34**(1): 63-72)

[18] TANG Limei. Research on the Tracking Technology in GNSS[D]. Xi'an: Xidian University, 2017 (唐李梅. GNSS跟踪技术研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2017)

[19] SONG Cheng, WANG Feixue, ZHUANG Zhaowen. Estimate algorithm for pseudo-code phase delay and its uncertainty in the assisted GPS receiver[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2009, **29**(6): 620-626 (宋成, 王飞雪, 庄钊文. 辅助型GPS接收机中伪码相位延时及其不确定度估计算法研究[J]. 空间科学学报, 2009, **29**(6): 620-626)

[20] WANG Weiwei. Research on Beidou Navigation Signal Tracking Algorithms and Software Implemention[D]. Xi'an: Xidian University, 2017 (王未未. 北斗导航信号跟踪算法研究及软件实现[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2017)

[21] HONG Yuan, YAO Zheng, LU Mingquan. Research on adaptability of satellite navigation signal code tracking theory[J]. *Computer Simulation*, 2012, **29**(12): 53-56,375 (洪源, 姚铮, 陆明泉. 卫星导航信号码跟踪精度理论的适用性研究[J]. 计算机仿真, 2012, **29**(12): 53-56,375)

[22] YU Yiping. Research and Implementation of GNSS Signal Tracking Technology for High-Orbit Spacecraft[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018 (于依萍. 高轨航天器GNSS信号跟踪技术研究与实现[D]. 大连: 大连理工大学, 2018)

[23] LI Yonghu. Research and Implement of the Acquisition and Tracking for the New-styled Navigation Signals[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013 (李永虎. 新体制导航信号捕获跟踪技术的研究与实现[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013)

[24] WEN Changyuan, YUE Fuzhan, QIU Yuehua, *et al*. Research on tracking of high earth orbit BDS weak signal[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2013, **32**(4): 363-370 (闻长远, 岳富占, 仇跃华, 等. 高轨环境下BDS弱信号跟踪技术研究[J]. 飞行器测控学报, 2013, **32**(4): 363-370)

(责任编辑: 宋雅娜)