

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2018.03.011

# 轨道预测辅助 GPS 载波跟踪技术用于 低轨道卫星定位研究

左启耀<sup>1</sup>, 袁洪<sup>2</sup>, 王勋<sup>1</sup>

(1. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074;  
2. 中国科学院光电研究院, 北京 100094)

**摘要:**针对低轨道卫星及其特定的运动环境,研究了星载 GPS 接收机载波跟踪问题。基于卫星轨道可模化、可预测的特性,提出了利用预测卫星轨道计算多普勒频移,并用于辅助载波环路跟踪的新方法。该方法有效地降低了低轨道卫星 GPS 信号跟踪中的动态,从而在跟踪过程中可以采取降低环路阶数、减小环路带宽、增加预检测积分时间这几种措施来提高环路跟踪弱信号的能力,有助于提高低轨道卫星的定位性能。

**关键词:**轨道预测;低轨道卫星;载波跟踪

中图分类号:TP391

文献标志码:A

文章编号:2095-8110(2018)03-0064-06

## The Study of Orbit Forecast Assisted GPS Carrier Tracking Technology for LEO Satellite Positioning

ZUO Qi-yao<sup>1</sup>, YUAN Hong<sup>2</sup>, WANG Xun<sup>1</sup>

(1. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China;  
2. Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

**Abstract:** In view of low earth orbit satellite and its specific dynamic environment, the method of carrier tracking for space-borne GPS receiver has been studied. As the satellite's orbit can be modeled and forecast, a method which aids the carrier tracking loop by using the doppler frequency shift obtained through the forecast approach is proposed. This method can effectively reduce the dynamics in the GPS signal tracking of low-earth orbit (LEO) satellite, during which the loop orders and bandwidth can be reduced, and the integration time of pre-detection can be increased. And by these measures, the loop's ability of tracking weak signal will be greatly enhanced, and the positioning performance of satellite can be improved greatly.

**Key words:** Orbit forecast; Low-earth orbit (LEO) satellite; Carrier tracking

### 0 引言

运行在近地轨道空间的低轨道(Low-Earth Orbit, LEO)人造卫星高度远远低于GPS卫星,所以应用GPS定轨是常用的一种手段。但是由于

LEO卫星轨道低、速度大,GPS信号跟踪环路设计需要采取相应措施:更高的环路阶数,或者更大的环路带宽。而这些措施会降低测距精度和环路的稳定性。

针对LEO卫星应用,本文研究基于轨道预测

收稿日期:2017-11-20;修订日期:2018-02-09

作者简介:左启耀(1979-),男,博士,主要从事卫星导航方面的研究。E-mail:bj\_zqy@163.com

思路解决星载 GPS 信号跟踪问题。首先,由于 LEO 卫星与 GPS 卫星之间的相对运动,多普勒效应会体现在 GPS 信号接收上;其次,LEO 卫星在轨运行轨迹是可以预测的,而 GPS 卫星轨迹是可实时计算的,因此 LEO 卫星与 GPS 卫星之间的多普勒效应是可以预测的。基于上述分析,预测多普勒频移用于辅助跟踪环路是一种解决 LEO 卫星信号跟踪问题的可行思路。同时该方法还具有如下优势:

- 1) 低的环路阶数会降低环路更新运算量,同时更加稳定;
- 2) 小的环路带宽会提高接收机跟踪灵敏度,同时提高测距精度;
- 3) 可以实现自闭环,辅助信息不依赖外部设备,如惯性系统,自主性更高。

动态引起的多普勒频移主要体现在载波上,载波跟踪相比伪码跟踪更困难,本文重点针对载波环路的的多普勒频移辅助进行研究。

### 1 多普勒频移辅助载波跟踪环路

基于多普勒频移辅助的载波环路原理如图 1 所示。载波环路跟踪的卫星信号频移  $f_{PLL}$  可表示为<sup>[1-2]</sup>

$$f_{PLL} = f_{clk} + f_{noise} + f_{dopp} \quad (1)$$

式中,  $f_{dopp}$  是由 GPS 卫星与 LEO 卫星相对运动引起的多普勒频移,  $f_{clk}$  是由 GPS 卫星时钟和 GPS 接收机晶振带来的频差,  $f_{noise}$  是由热噪声引起的频差。如图 1 所示,  $\hat{f}_{dopp}$  为辅助载波环路的的多普勒频移,可表示为

$$\hat{f}_{dopp} = f_{dopp} + \delta f_{dopp} \quad (2)$$

式中,  $\delta f_{dopp}$  为多普勒频移估计偏差。则可推导载波环路滤波器输出  $\Delta f_{PLL}$  为

$$\Delta f_{PLL} \approx f_{clk} + f_{noise} - \delta f_{dopp} \quad (3)$$

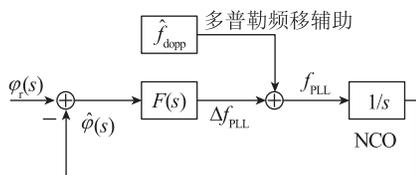


图 1 多普勒频移辅助载波环路  
Fig. 1 The doppler assisted carrier loop

如果无多普勒频移辅助就是普通的载波环路,  $\Delta f_{PLL}$  即是  $f_{PLL}$ 。LEO 卫星和 GPS 卫星之间相对运动引起  $f_{dopp}$  剧烈变化,即  $\Delta f_{PLL}$  变化率很大。为

了维持对信号  $\Delta f_{PLL}$  的锁定,可以增加环路带宽,由于引入较多的环路噪声,会降低环路测距精度;也可以提高环路阶数,但会降低环路跟踪稳定性。

图 1 基于多普勒频移辅助的载波环路,  $f_{PLL}$  中  $f_{dopp}$  由外部辅助,环路中动态应力大部分被消除,而载波环路只需跟踪  $\Delta f_{PLL}$ 。  $\Delta f_{PLL}$  的变化率主要体现在  $\delta f_{dopp}$ ,反映了外部多普勒频移辅助量  $\hat{f}_{dopp}$  的准确程度;如果  $\hat{f}_{dopp}$  准确,则  $\Delta f_{PLL}$  变化率很小,即使很小的带宽也能对信号维持良好的跟踪,而且还可以采取延长预检测积分时间的措施,提高载波跟踪精度。同时环路又不必采用高的阶数,保证了环路跟踪的稳定性<sup>[3-4]</sup>。

## 2 低轨道卫星多普勒频移估计

### 2.1 多普勒频移估计

多普勒频移计算公式为<sup>[5]</sup>

$$f_{dopp} = f_{L1} \frac{v}{c} \quad (4)$$

式中,  $f_{L1}$  是 GPS 载波频率,  $v$  是 LEO 卫星与 GPS 卫星之间的相对速度,  $c$  是光速。

$v$  由式(5)计算

$$v = \frac{(x_j - x_u)(v_{xj} - \dot{x}_u) + (y_j - y_u)(v_{yj} - \dot{y}_u) + (z_j - z_u)(v_{zj} - \dot{z}_u)}{\sqrt{(x_j - x_u)^2 + (y_j - y_u)^2 + (z_j - z_u)^2}} \quad (5)$$

式中,  $(x_u, y_u, z_u)$ 、 $(\dot{x}_u, \dot{y}_u, \dot{z}_u)$  是 LEO 卫星的位置和速度,  $(x_j, y_j, z_j)$ 、 $(v_{xj}, v_{yj}, v_{zj})$  是 GPS 卫星的位置和速度。

因此,估计多普勒频移需要预先计算 GPS 卫星的位置、速度,并推算 LEO 卫星的位置、速度。

### 2.2 GPS 卫星位置、速度计算

GPS 卫星位置、速度计算需要用到 GPS 卫星广播星历。星历提供开普勒轨道参数、卫星钟差以及轨道摄动修正量等参数,每 2h 进行更新。可依据 ICD 文件<sup>[6]</sup>提供的算法计算卫星位置、速度,所计算位置精度在 2m 以内,速度精度在 0.5m/s 以内<sup>[7]</sup>。短时间内也可以利用外推算法计算 GPS 卫星位置和速度。

### 2.3 LEO 卫星位置、速度预测

LEO 卫星的位置、速度预测流程图如图 2 所示。首先利用星载接收机定位后的位置、速度推算同时刻 LEO 卫星的轨道根数,然后依据这些轨道

根数计算下一时刻 LEO 卫星的位置、速度。LEO 位置、速度预测是一个“估计—修正—估计”的过程。但是 LEO 卫星轨道低、速度快、受摄动影响大,轨道参数有效期远低于 GPS 卫星,所以预测时段不能太长,否则误差较大。

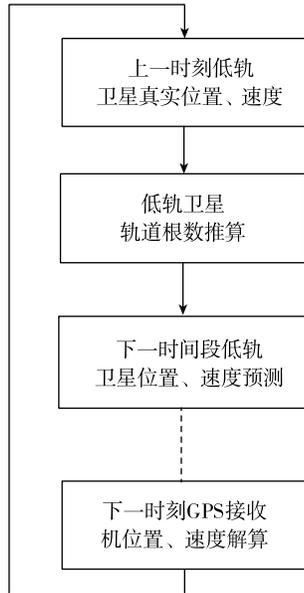


图 2 低轨道卫星位置、速度预测

Fig. 2 The LEO satellite position and velocity predictions

图 3 所示为 LEO 卫星的位置、速度的预测示意图。

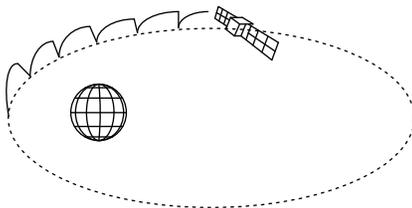


图 3 LEO 卫星位置、速度预测示意图

Fig. 3 The sketch map of the LEO satellite position and velocity predictions

在图 3 中,假设 LEO 卫星轨道表示为图中虚线,如果预测时间段设置为  $T_s$ ,在  $T_s$  内利用同一组根数进行  $T \times 1000$  次预测(即每 ms 一次)。第一次预测 LEO 卫星位置来自于 GPS 定位,精度最高。此后每次预测误差逐渐增加,预测位置逐渐偏离真实轨道,在图中形成不连续的弧段,即实线部分。随后的  $T_s$  重新进行上述过程,确保位置推算误差不会长时间积累。

已知轨道根数计算卫星位置、速度可参考 2.2

节。由 LEO 卫星位置、速度求解轨道根数步骤如表 1 所示<sup>[8]</sup>。

表 1 轨道根数求解步骤

Tab. 1 The orbital element solving steps

序号	公式
	求 $t_0$ 时刻的地心距 $r$ 和速度 $v$
1	$r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}$ $v = \sqrt{\dot{x}_0^2 + \dot{y}_0^2 + \dot{z}_0^2}$
	求长半轴 $a$
2	$a = \frac{\mu r}{2\mu - rv^2}$
	求偏心率 $e$ 和 $t_0$ 时刻的偏近点角 $E$
3	$e \sin E = \frac{x\dot{x} + y\dot{y} + z\dot{z}}{\sqrt{\mu a}}$ $e \cos E = 1 - \frac{r}{a}$
	求过近地点时刻 $\tau$ 和 $t_0$ 时刻平近点角 $M$ , 由开普勒方程可得
4	$\tau = t_0 - \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} (E - e \sin E)$ $M = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} (t_0 - \tau)$
	求轨道倾角 $i$ (范围为 $0 \leq i \leq 180^\circ$ )
5	$\cos i = \frac{x\dot{y} - y\dot{x}}{\sqrt{\mu a (1 - e^2)}}$
	求升交点赤经 $\Omega$
6	$\sin \Omega = \frac{y\dot{z} - z\dot{y}}{\sqrt{\mu a (1 - e^2)} \sin i}$ $\cos \Omega = \frac{x\dot{z} - z\dot{x}}{\sqrt{\mu a (1 - e^2)} \sin i}$
	$t_0$ 时刻低轨道卫星的真近点角 $f$
7	$\tan \frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}$ $\frac{f}{2}$ 和 $\frac{E}{2}$ 同象限。
	$t_0$ 时刻低轨道卫星的纬度幅角 $u$
8	$\sin u = \frac{z}{r \sin i}$ $\cos u = \frac{y}{r} \sin \Omega + \frac{x}{r} \cos \Omega$
	求近地点幅角 $\omega$
9	$\omega = u - f$

经仿真,LEO 卫星  $(x, y, z; \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$  利用表 1 求

解轨道根数,所求解得到的轨道根数应用 2.2 节公式反算 LEO 卫星  $(x', y', z'; \dot{x}', \dot{y}', \dot{z}')$ , 位置误差在 0.1m 以内,速度误差在 0.05m/s 以内。因此,轨道根数求解的精度是可以用于多普勒频移估计的。

### 3 多普勒频移辅助载波环路流程

多普勒频移辅助载波环路流程如图 4,具体步骤如下:

- 1) 根据 LEO 卫星的位置、速度推算其轨道根数;
- 2) 根据轨道根数计算 LEO 卫星在下 1ms 的位置、速度;
- 3) 由 GPS 广播星历计算 GPS 卫星位置、速度;
- 4) 由式(5)计算 GPS 卫星和 LEO 卫星之间的径向速度  $v$ , 根据式(4)计算出多普勒频移  $f_{\text{dopp}}$ ;
- 5) 按照图 1 算法,使用计算出的  $f_{\text{dopp}}$  辅助载波环路;
- 6) 在步骤 1)后的  $T_s$  内,每  $N\text{ms}$  执行步骤 2)、3)、4)、5),直到整  $T_s$  结束。
- 7) 星载 GPS 接收机进行定位,解算出 LEO 卫星位置、速度后,返回执行步骤 1)。

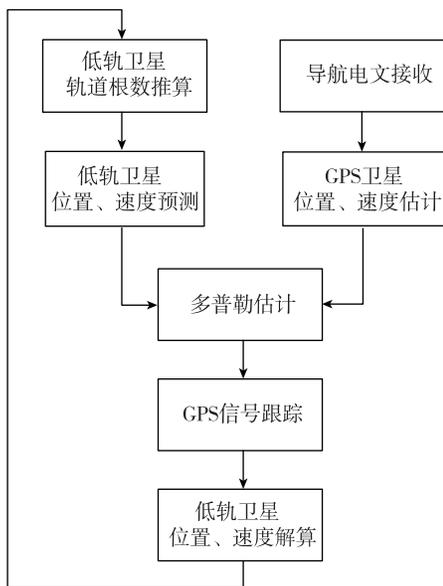


图 4 多普勒频移辅助载波环路流程

Fig. 4 The process of doppler assisted carrier loop

上述步骤中,步骤 1)、7)执行周期为  $T_s$ ,步骤 2)、3)、4)、5)执行周期为  $N\text{ms}$ ;经过多普勒频移辅助,载波环路中的动态大部分被消除,只残留小部分动态,这是由于预测的多普勒频移仍存在一定偏差。此时,载波环路可以采用二阶环,环路带宽可

压缩至更小,同时还可延长预检测积分时间至  $N\text{ms}$ 。但由于环路中仍残留部分动态,预检测积分时间又不能选择过长。

假设 LEO 接收机定位误差 RMS 为 35m,测速误差 RMS 为 0.8m/s。同时综合 2.2 节 GPS 位置、速度计算误差和 2.3 节预测误差,多普勒频移首次计算误差在 10Hz 以内,可以满足应用。在随后的  $T_s$  内,该误差逐步增大,误差的大小与  $T$  的选择以及具体 LEO 卫星的轨道动态有关。

运算方面,每  $T_s$  需要增加一次轨道根数求解,每  $N\text{ms}$  增加一次 GPS 卫星位置、速度计算和 LEO 卫星位置、速度计算。而普通无辅助接收机环路更新周期为 1ms,虽然接收机环路更新率降为  $1/N$ ,但运算复杂度和运算量大大增加。考虑算法的实用性和实时性,星载接收机可采用高运算能力的芯片,如多核 DSP;在保证适应动态的前提下也可适当加长  $N$  值,如  $N$  设置为 10ms,一般接收机所用 DSP 芯片都可在 10ms 内完成上述运算;另外,还可以采用插值的方法<sup>[9]</sup> 计算 GPS 和 LEO 卫星的位置、速度。采用 3 次艾米尔特插值计算所得的卫星位置和速度误差分别小于 10cm 和 1mm/s,而它的计算比直接用卫星星历参数计算卫星位置和速度的方法要快约 20 倍<sup>[10]</sup>。

## 4 仿真分析

### 4.1 仿真环境设计

为对本文算法进行分析,利用神舟 4 号飞船实测数据进行数学仿真。神舟 4 号飞船轨道高度约 330km,绕地飞行一周约 100min,符合低轨道卫星运行特点,因此可看作某种 LEO 卫星。

神舟 4 号飞船实测位置、速度周期为 1s,为了合成更为连续的 GPS 仿真信号,首先以 1ms 为周期对实测数据进行插值;然后根据当时某颗 GPS 卫星的星历,以 1ms 为周期计算该卫星的位置、速度;此后就可以计算飞船与 GPS 卫星之间的多普勒频移,每 1ms 计算一次,用于仿真飞船上 GPS 接收机所接收到的某颗 GPS 信号。在 MTALAB 软件中实现信号仿真,主要仿真参数如下:

- 1) GPS 卫星:14 号卫星;  $C/N_0$ : 25~50dBHz, 可设置;载波:中频频率 1.25MHz,初始相位  $1/6\pi$ ,多普勒频移依据上述过程计算,更新周期 1ms;导航数据:随机,更新周期 20ms;采样率:5MHz;

- 2) 仿真时长:10min。

### 4.2 仿真数据处理

在 MATLAB 软件中通过 GPS 信号跟踪程序对仿真信号进行跟踪,可得到每 ms 本地载波环路 NCO 的相位值,与仿真数据每 ms 载波相位真值进行比较,即得到真实载波锁相环相位跟踪误差。其中, GPS 信号跟踪程序载波锁相环环路带宽、预检测积分时间可根据仿真需求设置,不同参数下的仿真结果后面详述。

一般 GPS 接收机定位频率为 1~10Hz,同时兼顾处理器运算能力和计算精度要求,仿真中预测时间段  $T$  设置为 1s,即轨道根数推算频率为 1Hz。

4.1 节只对当时一颗卫星信号进行了仿真,并不能定位,因此仿真过程种作了 2 个假设:

1)假设算法应用之初,环路已正常跟踪卫星信号;若环路正常跟踪,则星载 GPS 接收机能够定位、测速。

2)假设接收机定位误差 RMS 为 35m,测速误差 RMS 为 0.8m/s。

### 4.3 仿真结果分析

载波锁相环的相位误差 ( $1\sigma$ ) 为

$$\sigma_{PLL} = \sigma_j + \frac{\theta_e}{3} \tag{6}$$

其中,  $\sigma_j$  为热噪声引起的相位颤动,  $\theta_e$  为由动态应力引起的误差。经验门限为  $\sigma_{PLL} \leq 15^\circ$ , 限制在  $15^\circ$  以下环路鉴别器具有良好的线性性能<sup>[5]</sup>。

图 5~图 8 所示为环路带宽分别为 10Hz、5Hz、3Hz、1Hz, 预检测积分时间  $N$  分别为 1ms 和 10ms, 不同  $C/N_0$  值下, 利用多普勒频移辅助二阶载波环路时的相位误差。

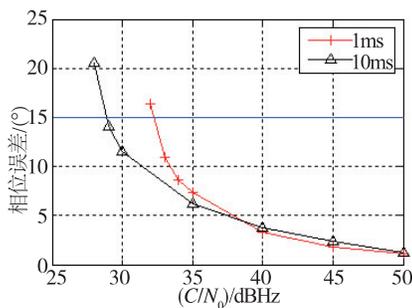


图 5 带宽 10Hz 多普勒频移辅助二阶环路  $1\sigma$  相位误差  
Fig. 5 The phase error of the doppler assisted second order loop with the bandwidth of 10Hz

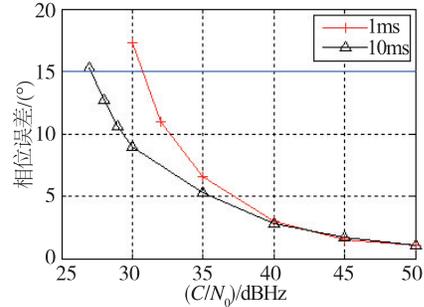


图 6 带宽 5Hz 多普勒频移辅助二阶环路  $1\sigma$  相位误差  
Fig. 6 The phase error of the doppler assisted second order loop with the bandwidth of 5Hz

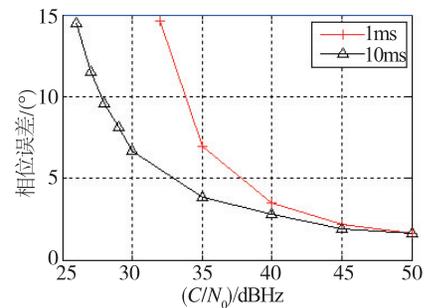


图 7 带宽 3Hz 多普勒频移辅助二阶环路  $1\sigma$  相位误差  
Fig. 7 The phase error of the doppler assisted second order loop with the bandwidth of 3Hz

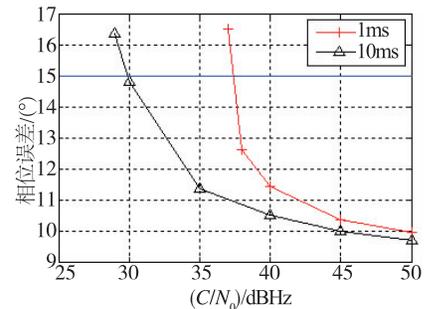


图 8 带宽 1Hz 多普勒频移辅助二阶环路  $1\sigma$  相位误差  
Fig. 8 The phase error of the doppler assisted second order loop with the bandwidth of 1Hz

从图中可以看出:

1)  $C/N_0$  值在 40~50dBHz 时, 各种带宽下, 预检测积分时间 1ms 和 10ms 相比, 环路相位误差差别较小。这是因为卫星信号信噪比较高, 此时环路噪声抑制效果体现不明显。

2)  $C/N_0$  值在 40dBHz 以下时, 预检测积分时间为 10ms 时环路相位误差比 1ms 时小。这是因为延

长预检测积分时间可以提高环路噪声抑制效果,  $N_{\text{ms}}$  相比 1ms 相干累积, 可提高信噪比约  $10\lg(N)$  dB<sup>[5]</sup>。

3) 减小带宽, 不一定能够降低环路相位误差。这是因为虽然减小带宽可以降低热噪声, 但环路中仍残留部分动态, 由动态引起的相位误差在带宽减小过程中会逐渐增大, 并起主导作用。

由上述分析, 载波环为二阶, 环路带宽为 3Hz, 预检测积分时间为 10ms 是最优环路参数, 环路可跟踪信号  $C/N_0$  最低至 26dBHz。而三阶载波环路, 环路带宽 18Hz, 预检测积分时间 1ms 的无辅助环路最低跟踪信号  $C/N_0$  约为 35dBHz。所以采用辅助算法, 在不降低动态性能的同时,  $C/N_0$  门限降低 9dBHz, 弱信号跟踪能力极大提高。而且环路在辅助下, LEO 卫星大部分动态被消除, 选用二阶环路比三阶环路, 结构更简单, 运行更稳定、可靠。

图 9 所示为预检测积分时间 10ms, 不同噪声带宽下, 信号  $C/N_0$  值 30dBHz 时, 多普勒频移辅助二阶环路的相位误差。

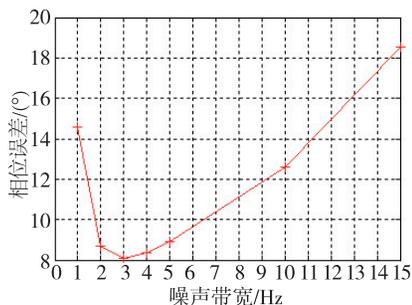


图 9 不同带宽时多普勒频移辅助二阶环路  $1\sigma$  相位误差

Fig. 9 The phase error of the doppler assisted second order loop with different bandwidths

由图 9 分析可知, 环路带宽最优值约为 3Hz 时, 此时相位误差最小; 环路带宽大于 3Hz 时相位误差主要由热噪声引起; 当环路带宽小于 3Hz 时, 相位误差主要由残留动态引起。

## 5 结论

本文研究利用轨道参数预测 LEO 卫星的位置、速度, 并以此为基础预测 LEO 卫星的多普勒频移, 进而用于辅助星载 GPS 接收机载波跟踪的问题。借助多普勒频移的辅助, 可以降低环路中的动态, 能够构建低阶数、窄噪声带宽、长预检测积分时间的跟踪环路, 从而有利于提高跟踪灵敏度、增强环路跟踪的稳定性。本文用此方法对仿真数据进行了处理, 结果表明, 预测时间段  $T$  为 1s, 在多普勒频

移的辅助下, 用二阶、噪声带宽大约为 3Hz、预检测积分时间  $N$  为 10ms 的跟踪环路设计时, 在弱信号环境下具有最优的跟踪效果。

另外, 与 LEO 卫星相比, 中、高轨道航天器如 GEO 卫星、GTO(大转移轨道)卫星的 GPS 信号接收环境更差。GEO、GTO 卫星接收的 GPS 可见星更少, 同时 GEO 卫星还需要接收地球另一面的 GPS 信号, 由于距离远, 信号衰减严重, GPS 信号接收处理难度非常大, 极大地限制了 GPS 在中、高轨道卫星中的应用。在此类应用环境下, 本文提出的方法也为 GEO、GTO 星载高性能 GPS 接收机的研制提供了一种很有价值的参考思路。

## 参考文献

- [1] 吴文启. 惯性辅助的高动态 GNSS 基带信号跟踪技术[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2013.
- [2] 陈灿. IMU 辅助 GPS 接收机载波环路跟踪算法研究[D]. 重庆:重庆大学, 2015.
- [3] 李育龙, 左启耀, 李峰. 高动态下惯性加速度辅助三阶锁相环性能分析[J]. 导航定位与授时, 2015, 2(3):74-79.
- [4] Chiou T Y, Alban S, Atwater S, et al. Performance analysis and experimental validation of a Doppler-aided GPS/INS receiver for JPALS applications[C]// Proceedings of the ION GNSS 17<sup>th</sup> International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Long Beach, 2004:1609-1618.
- [5] Tsui J B Y. Fundamentals of global positioning system receivers: a software approach[M]. USA: John Wiley, 2005.
- [6] Space and Missile Systems Center, Navstar GPS Joint Program Office. Navstar GPS space segment/navigation user interfaces[S]. El Segundo, CA, 2004.
- [7] 王霞迎, 秘金钟. GPS 广播星历位置、速度和钟差精度分析[C]//中国测绘学大地测量专业委员会年会. 大连, 2013.
- [8] 杨嘉犀, 范剑峰. 航天器轨道动力学与控制[M]. 北京:中国宇航出版社, 1995.
- [9] 孙华丽, 张政治. 全球定位系统卫星位置计算中插值方法精度分析[J]. 导航定位学报, 2013, 1(3): 93-97.
- [10] Korvenoja P, Pinche R. Efficient Satellite Orbit Approximation[C]// Proceedings of the International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Salt Lake City, 2000:1930-1937.