

基于 IFLL 跟踪技术的 INS/GNSS 紧组合算法*

李传军, 彭钟锋, 李兴城

(北京理工大学宇航学院飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘要: 为了提高复杂电磁环境下的 GNSS 抗干扰能力, 针对低成本制导武器的特点, 提出了一种基于 INS 辅助二阶锁频环跟踪技术的 INS/GNSS 紧组合算法。该算法采用紧组合结果估计载体的多普勒频率及二阶锁频环估计的残余多普勒频率, 控制载波和码发生器, 以降低动态应力对跟踪环路的影响。建立了紧组合滤波模型, 给出了实现方法。仿真结果表明, 在高动态干扰环境下该算法可跟踪载噪比为 18 dB-Hz 的 GPS L1 C/A 卫星信号, 比传统高动态接收机的抗干扰能力提高了约 9 dB。

关键词: INS/GNSS 紧组合; INS 辅助 FLL; 高动态跟踪; 干扰抑制; 数字振荡器

中图分类号: V249.328 **文献标志码:** A

INS/GNSS Tight Integration Based on INS-aided FLL

LI Chuanjun, PENG Zhongfeng, LI Xingcheng

(Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle (Beijing Institute of Technology), Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to improve GNSS jamming immunity for low-cost guided weapon under complex electromagnetic environment, an INS/GNSS tight coupling (TC) based on the INS-aided second order FLL was proposed. The Doppler frequency from the output of TC based on EKF and the loop filter of the second order FLL was used to control local carrier and code signal NCO, so the high dynamic performance was improved. A model of INS/GNSS tight integration filter was presented and the implementation of INS-aided tracking was given out. Dynamic simulation test shows that the TC based on INS-aided FLL can track carrier-to-noise 18 dB-Hz GPS L1 C/A signal, and the J/S level is 9 dB higher than that of stand-alone receiver.

Keywords: INS/GNSS tight integration; INS-aided FLL; high dynamic tracking; anti-jamming; NCO

0 引言

全球卫星导航系统 (GNSS) 由于卫星信号功率很低, 面临着弱信号强干扰恶劣电磁环境, 容易受到无意和有意干扰。同时因考虑到成本和体积问题, 低成本制导火箭弹、制导炮弹等这类制导弹药, 采用高成本的调零天线等技术提高卫星导航的抗干扰能力具有较大困难。通过采用 INS 辅助 GNSS 提高跟踪灵敏度, 从而提高接收机抗干扰能力, 是一种提高 INS/GNSS 组合导航能力的有效途径。

INS 辅助标量跟踪技术是将 INS 预报卫星和接收天线视距 (LOS) 方向上多普勒信息引入 GNSS 接收机的跟踪环路, 可以消除载体动态对信号跟踪的影响, 并可降低环路带宽, 抑制宽带噪声, 从而可以提高环路跟踪能力^[1]。于洁^[2]、赵琳^[3]等人研究了 INS 辅助 GNSS 高动态弱信号的载波锁相环跟踪技术。目前,

较少研究适用于低成本制导武器特点的 INS 辅助标量跟踪技术。考虑到低成本制导武器的导航系统特点, 为了提高复杂电磁环境下的 GNSS 抗干扰能力, 文中设计了一种基于低成本 INS 辅助 GNSS 标量跟踪技术的紧组合算法, 并建立了 INS/GNSS 紧组合滤波模型, 给出了 INS 辅助跟踪环路的具体实现方法。

1 基于 INS 辅助 FLL 的紧组合结构

1.1 基于 INS 辅助 FLL 的紧组合结构及可行性

考虑到低成本制导武器的 INS/GNSS 导航系统的特点, 文中提出了一种基于低成本 INS 辅助二阶 FLL (IFLL) 的紧组合技术。基于该算法的紧组合系统的原理框图见图 1。

INS/GNSS 组合导航滤波器采用扩展卡尔曼滤波器 EKF 对 GNSS 接收机的伪距和伪距率以及由惯导结果计算的伪距和伪距率作为观测量进行滤波处理,

* 收稿日期: 2013-05-21

基金项目: 总装预先研究基金 (9140A090307); 北京理工大学科技创新计划 (2010CX01003)

作者简介: 李传军 (1977-), 男, 湖北人, 讲师, 博士, 研究方向: 高动态卫星导航及组合导航。

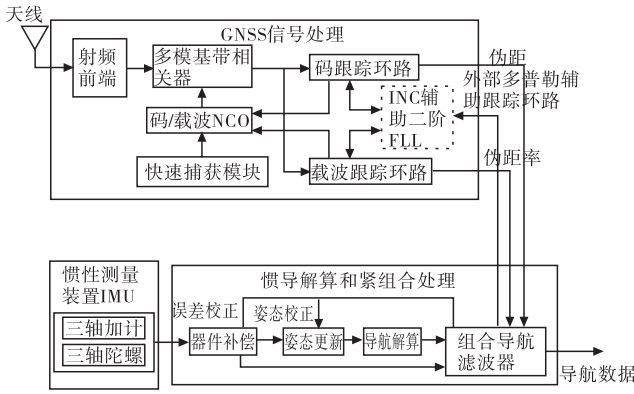


图 1 基于 IFLL 的 INS/GNSS 紧组合

输出导航数据。组合导航滤波器的结果对 IMU 输出的结果进行补偿校正,对惯导的姿态更新处理进行姿态校正,同时根据组合导航的结果计算载体多普勒频率用于辅助二阶 FLL,实现整个紧组合 INS 辅助跟踪处理。

用于制导武器的接收机属于导航型接收机,一般采用伪距和伪距率分别进行位置和速度解算,故在干扰环境下即使卫星信号的载波跟踪环路的相位跟踪失锁,只要确保惯导辅助载波跟踪环路的频率锁定和码环路的相位锁定即可实现导航解算,所以基于 INS 辅助二阶锁频环跟踪技术的紧组合方案是可行的。

1.2 INS 辅助 FLL 原理分析

INS 辅助 FLL 技术是通过 INS 或组合导航的结果估计本地接收机的多普勒信息,采用外部辅助多普勒频率以及 FLL 滤波器估计的残余的多普勒频率,来控制跟踪环路中本地信号的载波和码发生器(NCO),从而实现跟踪环路闭合的方法。该方法潜在的优势在于采用常规接收机标量跟踪技术可实现高动态信号衰减环境下的卫星信号跟踪,提高了接收机的抗干扰能力。

图 2 给出了多普勒辅助标量跟踪环路原理框图。其中,输入的卫星信号 φ_i 和本地卫星信号 φ_o 之间的频率误差 δf ,是经过本地载波和码剥离后,经过积分和清除器产生 I 支路和 Q 支路数据,再通过环路鉴别器检测的结果。由图 2 分析可知,如果跟踪环路锁定后, Δf_{LP} 的频率误差主要来源于外部估计的多普勒频率残余 δf_{ext} 、本地晶振的频率误差 δf_{osc} 以及环路热噪声 δf_{noise} (包括热噪声和干扰),即:

$$\Delta f_{LP} \approx \delta f_{osc} + \delta f_{noise} + \delta f_{ext} \quad (1)$$

为了提高动态跟踪能力,传统的三阶锁相环需要增加环路带宽,但是增加环路带宽又会增加环路噪声,降低环路的跟踪性能。由式(1)可知,INS 辅助 FLL 后,INS 消除了大部分动态应力,故可减小环路带宽,从而提高了跟踪能力。

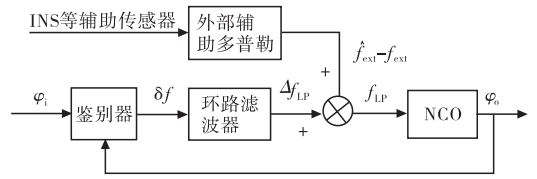


图 2 多普勒辅助标量跟踪环路原理框图

2 基于 IFLL 的紧组合算法设计与分析

2.1 误差模型

借鉴组合导航状态变量的可观测性,考虑到一般常规制导弹药的近似抛物线的飞行轨迹,文中选取紧组合导航滤波器的主要状态变量为:位置误差、速度误差、姿态误差、加速度计零偏、陀螺漂移、接收机钟差和接收机钟漂。由于惯性器件的标度因数误差的可观测度很低,并未对加速度计和陀螺的标度因数误差进行观测。在不考虑安装误差、标度因数误差的情况下,简化加速度计误差模型为^[4]:

$$\dot{b}_a = -\frac{1}{\tau_a} \delta b_a + w_{ar} \quad (2)$$

其中: δb_a 为加速度计偏置误差; τ_a 为加速度计漂移的一阶马尔科夫过程的相关时间常数; w_{ar} 为加速度计漂移的一阶马尔科夫过程的驱动噪声。同样,简化陀螺误差模型为^[4]:

$$\dot{\delta b}_g = -\frac{1}{\tau_g} \delta b_g + w_{gr} \quad (3)$$

根据传统 INS 误差模型,增加惯性器件的误差模型后,得到适合组合滤波器的 INS 误差模型为:

$$\dot{X}_{INS} = F_{INS} X_{INS} + G_{INS} W_{INS}$$

即为:

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{P}^n \\ \delta \dot{V}^n \\ \dot{\varphi}^n \\ \delta \dot{b}_a \\ \delta \dot{b}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{PP} & F_{PV} & F_{P\varphi} & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ F_{VP} & F_{VV} & F_{V\varphi} & C_b^n & \mathbf{0}_3 \\ F_{\varphi P} & F_{\varphi V} & F_{\varphi\varphi} & \mathbf{0}_3 & C_b^n \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & F_{\tau a} & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & F_{\tau g} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta P^n \\ \delta V^n \\ \varphi^n \\ \delta b_a \\ \delta b_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ C_b^n & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & C_b^n & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & C_3 & \mathbf{0}_3 \\ \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & \mathbf{0}_3 & I_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} w_{ab} \\ w_{gb} \\ w_{ar} \\ w_{gr} \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中, C_b^n 为载体坐标系到导航坐标系转换的方向余弦; I_3 表示 3×3 单位矩阵; F 参数参考文献[5]。

紧组合条件下,GNSS 的误差状态主要与接收机本地时钟误差和时钟漂移(时钟误差变化率)有关。

为了便于处理,接收机时钟误差乘以光速转化为距离误差 δt_{cu} ,时钟漂移乘以光速转化为速度误差 δt_{cru} ,GNSS 误差模型为:

$$\dot{X}_G = F_G X_G + G_G W_G$$

即为

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta t}_{cu} \\ \dot{\delta t}_{cru} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta t_{cu} \\ \delta t_{cru} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} w_{tcu} \\ w_{tcru} \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中: w_{tcu} 为时钟误差等效距离误差的驱动噪声; w_{tcru} 为时钟漂移等效速度误差的驱动噪声。

2.2 INS/GNSS 紧组合导航滤波器设计

紧组合滤波器的状态方程是由 INS 系统误差模型和 GNSS 系统误差模型组成的,组合滤波器状态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_{INS} \\ \dot{X}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{INS} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & F_G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_{INS} \\ X_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G_{INS} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & G_G \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} W_{INS} \\ W_G \end{bmatrix} \quad (6)$$

紧组合的量测方程的测量值是 INS 的伪距和伪距率与 GNSS 的伪距和伪距率的差值。 M 个卫星参与导航滤波处理的测量方程为:

$$\begin{bmatrix} \rho_{1,1} - \rho_{G,1} \\ \rho_{1,2} - \rho_{G,2} \\ \vdots \\ \rho_{1,m} - \rho_{G,m} \\ \dot{\rho}_{1,1} - \dot{\rho}_{G,1} \\ \dot{\rho}_{1,2} - \dot{\rho}_{G,2} \\ \vdots \\ \dot{\rho}_{1,m} - \dot{\rho}_{G,m} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{e1} M_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ H_{e2} M_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ H_{em} M_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & H_{e1} C_n^{\rho} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0} & \mathbf{1} \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & H_{e2} C_n^{\rho} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0} & \mathbf{1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0}_{1 \times 3} & H_{em} C_n^{\rho} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0}_{1 \times 3} & \mathbf{0} & \mathbf{1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p^n \\ \delta v^n \\ \varphi^n \\ \delta b_a \\ \delta b_g \\ \delta t_{cu} \\ \delta t_{cru} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{\rho,1} \\ v_{\rho,2} \\ \vdots \\ v_{\rho,m} \\ v_{\dot{\rho},1} \\ v_{\dot{\rho},2} \\ \vdots \\ v_{\dot{\rho},m} \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中: $v_{\rho,i} (i = 1, 2, \dots, m)$ 为 GNSS 接收机伪距测量噪声; $v_{\dot{\rho},i} (i = 1, 2, \dots, m)$ 为 GNSS 接收机伪距率测量噪声,可由多普勒测量噪声谱密度计算。 H_{e1} 、 $M_{3 \times 3}$ 等参数参考文献[5]。

2.3 INS 估计多普勒频率及精度影响分析

基于 EKF 的组合导航结果输出载体的位置和速度,基于卫星星历计算出卫星的位置和速度,则估计载体多普勒频率为(在 ECEF 坐标系下):

$$f_{\text{InsDopp},k} = \frac{e_k \cdot (V_{\text{INS}} - V_{\text{SV},k})}{\lambda_c} \quad (8)$$

其中: $V_{\text{SV},k}$ 表示第 k 个卫星的速度矢量; V_{INS} 表示载体的速度矢量; e_k 表示 INS 估计载体位置到第 k 个卫星的单位方向矢量。

由式(8)可知,INS 估计的多普勒最大误差与 INS 估计的最大速度成正比关系,考虑到 LOS 上最大相

对速度误差由 INS 估计最大速度误差 $\delta v_{\text{INS,max}}$ 引起的,则最大多普勒频率误差为:

$$\Delta f_{\text{max}} = \frac{1}{\lambda_c} \delta v_{\text{INS,max}} \quad (9)$$

对于捷联惯导系统,在不考虑对准误差的情况下,速度误差主要由 IMU 中的加速度计和陀螺仪的误差决定的,理想的简单近似关系式为^[6]:

$$\delta v = b_a t \quad (10)$$

$$\delta v = \frac{1}{6} g b_g t^2 \quad (11)$$

计算可能最大的速度误差为:

$$\delta v_{\text{INS,max}} = b_a t + \frac{1}{6} g b_g t^2 \quad (12)$$

则由 INS 估计的多普勒频率误差为:

$$\Delta f_{\text{max}} = \frac{1}{\lambda_c} (b_a t + \frac{1}{6} g b_g t^2) \quad (13)$$

对于低成本 MEMS 惯导系统,典型参数可选择为 $b_a = 10 \text{ mg}$, $b_g = 200 \text{ }^\circ/\text{h}$,则引起的速度误差和频率误差如图 3 所示。

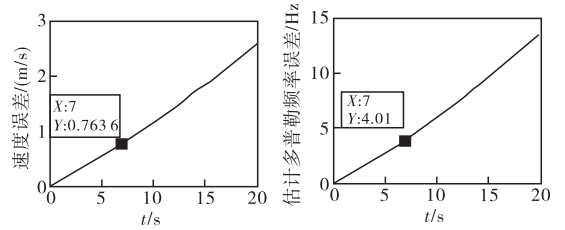


图 3 INS 估计的速度和多普勒频率误差

FLL 的跟踪误差主要来源于热噪声和动态应力误差,一般而言 FLL 的经验门限为^[7]:

$$3\sigma_{\text{FLL}} = 3\sigma_{j,\text{FLL}} + f_{d,\text{FLL}} \leq 1/4T \quad (14)$$

为了提高 FLL 对弱信号的跟踪能力,对于 GPS L1 C/A 信号,文中设置相干积分时间 5 ms,带宽为 2 Hz,假定可跟踪信号载噪比到 20 dB-Hz,则 FLL 的经验跟踪阈值 $1\sigma_{\text{FLL}}$ 为 16.7 Hz。由参考文献[7]的热噪声引起的 FLL 的环路抖动公式可知,仅热噪声误差 $1\sigma_{j,\text{FLL}}$ 已达到 12.7 Hz;由图 3 可知,本实例的惯导系统约 7 s 后估计的动态应力频率误差 $f_{d,\text{FLL}}$ 已达到约 4 Hz,此时 FLL 已处于失锁门限附近。所以低成本 INS 直接用来辅助跟踪环路,并未体现出优势,反而会破坏跟踪环路,需要采用 INS/GNSS 组合后的结果辅助跟踪环路,且在组合导航滤波器更新期间惯导的漂移引起的频率估计误差不能超过 FLL 的经验跟踪门限。

2.4 INS 辅助 FLL 跟踪的实现

图 2 中 FLL 的鉴别器采用四象限反正切鉴别器,

即为^[8]:

$$\Delta\omega_k = \frac{\arctan 2(P_{\text{cross}}, P_{\text{dot}})}{t_k - t_{k-1}} \quad (15)$$

其中, $P_{\text{cross}} = I_{p1}Q_{p2} - Q_{p1}I_{p2}$, $P_{\text{dot}} = I_{p1}I_{p2} + Q_{p1}Q_{p2}$ 。该鉴别器方法与信号幅度无关,在高低信噪比下性能皆佳,但对运算量的要求最高,可采用查表法。

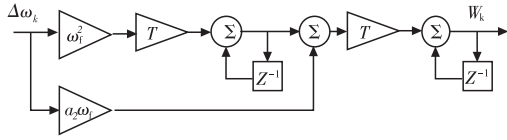


图 4 二阶 FLL 滤波器方框图

图 2 中的环路滤波器采用二阶 FLL 滤波器,图 4 给出了二阶 FLL 滤波器的方框图,环路滤波器输出为:

$$W_k = 2W_{k-1} - W_{k-2} + (TC_{\text{fl}} + T^2C_{\text{l2}}) \cdot FD_k - TC_{\text{fl}} \cdot FD_{k-1} \quad (16)$$

其中: W_k 表示当前时刻滤波器输出; W_{k-1} 表示上一时刻滤波器输出; W_{k-2} 表示上一时刻的前一时刻的滤波器输出; T 表示锁相环预积分时间; FD 表示锁频环鉴频器输出, $C_{\text{fl}} = a_2\omega_f$, $C_{\text{l2}} = \omega_f^2$ 。

锁频环的带宽决定了特征频率值 ω_f , 即为:

$$\omega_f = \frac{B_{\text{nf}}}{0.53} \quad (17)$$

$$a_2\omega_f = 1.414\omega$$

其中, B_{nf} 为 FLL 的环路带宽。

由图 2 可知,由式(8)和式(16)可计算控制环路 NCO 的载波环频率或码环频率,实现 INS 辅助 FLL 环路跟踪。

3 高动态仿真试验验证

3.1 飞行轨迹及参数设置

文中采用 Spirent Communications 公司的 GSS7700 GPS/SBAS 卫星信号模拟器,设计了理想的 6DOF 弹道模型的飞行轨迹,用来验证基于 IFLL 的紧组合法。飞行轨迹采用类似于火箭弹 6DOF 弹道模型,为了简化试验设计并未准确考虑实际飞行中的空气动力学问题。图 5 给出了飞行过程中的高程和东北天加速度曲线。

为了模拟中等宽带干扰环境,采用噪声功率不变,降低信号强度的方法,从而达到增加 J/S,飞行过程中卫星信号强度逐渐衰减。模拟器仿真 GPS L1 C/A 卫星信号,仿真开始 UTC 时间为 2011 - 09 - 01 11:10:00,图 6 给出了当时 GPS 卫星分布和卫星 SV13 的信号载噪比。利用 6DOF 弹道模型获得理论 IMU 数

据,数据采样率为 100 Hz,通过建立加速度计和陀螺误差模型,产生不同精度等级 IMU 数据。文中选择参考文献[8]给出的低成本惯导的 DIGNU-1 误差模型,其中陀螺漂移为 75 °/h,加速度计零偏为 9 mg。

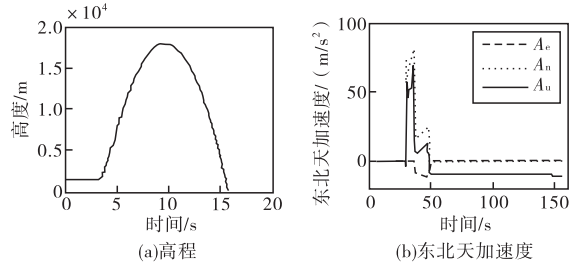


图 5 理想的飞行轨迹

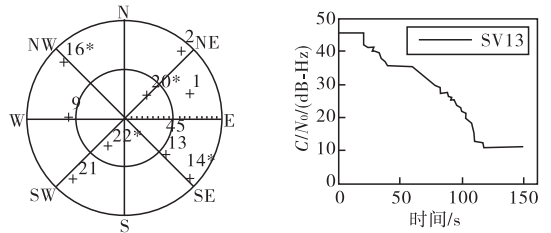


图 6 卫星分布情况和卫星 13 的载噪比

3.2 传统独立式高动态跟踪试验

独立式高动态接收机基于三阶锁相环的高动态环路跟踪技术,在卫星信号有效跟踪的情况下,保持载波环的相位锁定,确保高精度的伪距测量。图 7 给出了卫星 SV13、SV20、SV21 和 SV22 的环路跟踪的 C/N_0 ,由图分析,独立式高动态三阶锁相环的卫星失锁门限为 27 dB-Hz。

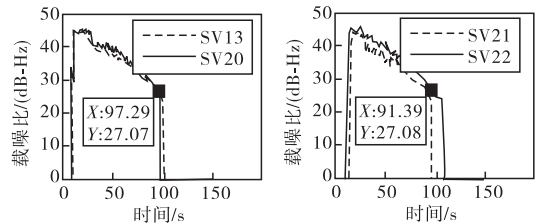


图 7 PLL 跟踪的卫星 C/N_0

3.3 基于 IFLL 的紧组合仿真试验

基于 IFLL 的紧组合系统(以下简称 IAT)以 INS 辅助二阶锁频环为基础,在卫星信号有效跟踪的情况下,保持载波环的频率锁定,提高接收机的跟踪能力。图 8 给出了卫星 SV13、SV20、SV21 和 SV22 的环路跟踪的 C/N_0 。

相干积分时间 5 ms 下的锁频环的 1σ 经验跟踪门限为 $Th_{\text{FLL}} = 16.7$ Hz。图 9 给出了 114 ~ 118 s 期间 SV13 的环路跟踪相关参数,包括基带测量的载噪比 C/N_0 、频率鉴别器的输出 FLLDisc、平滑后的频率误差 FLLerr、鉴频器输出的频率误差数据的统计值 Data Statistics,其中 std 表示 1σ 的频率误差。在此期

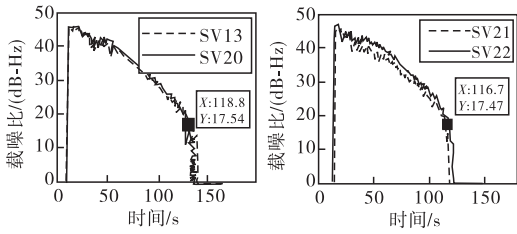


图 8 FLL 跟踪的卫星 C/N₀

间,信号的 C/N₀ 在 18 dB-Hz 附近,1σ 的频率误差为 20.55 Hz,平滑频率误差约为 16 Hz,在经验跟踪门限附近,跟踪环路处于临界失锁状态。

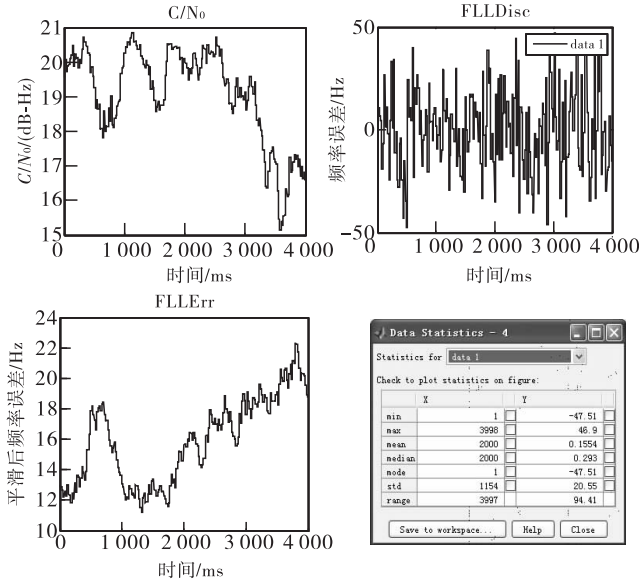


图 9 IAT 环路跟踪状态相关参数(114 ~ 118s)

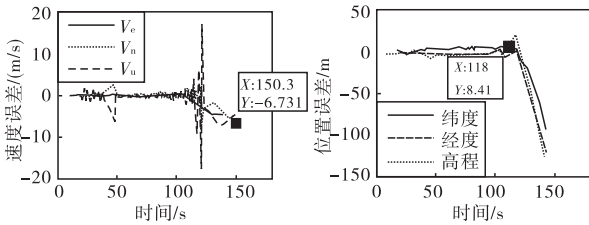


图 10 基于 IAT 的组合导航的速度和位置误差

图 10 给出了 INS 辅助标量跟踪高动态接收机与 INS 系统组合后的导航速度和位置误差。由图 10 可知,飞行约 118 s 后导航误差明显上升,说明此时卫星逐渐失锁,这与图 9 的分析结果吻合,所以 INS 辅助二阶锁频环卫星失锁门限在 18 dB-Hz 附近。

4 结论

针对低成本制导武器的导航需求特点,文中提出

了一种基于 INS 辅助二阶锁频环 (IFLL) 跟踪技术的 INS/GNSS 紧组合算法,该算法是将 INS 预报卫星和接收天线视距 (LOS) 方向上多普勒信息引入 GNSS 接收机的跟踪环路,以消除载体动态对信号跟踪的影响,降低环路带宽,从而提高环路跟踪能力。文中建立了 INS/GNSS 紧组合滤波模型,给出了 INS 辅助跟踪环路的具体实现方法。动态仿真试验结果表明,在高动态干扰环境下传统独立式高动态接收机可跟踪载噪比为 27 dB-Hz 的 GPS L1 C/A 卫星信号,而基于 IFLL 的紧组合系统导航性能有明显的提高,可跟踪最小载噪比为 18 dB-Hz,其抗干扰能力提高了约 9 dB。

参考文献:

[1] Razavi A, Gebre-Egziabher D, Akos D M. Carrier loop architectures for tracking weak GPS signals[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (2): 697 - 710.

[2] 于洁,王新龙. SINS 辅助 GPS 跟踪环路超紧耦合系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36 (5): 606 - 609.

[3] 赵琳,赵洪斌,闫超. 复杂环境下 INS 辅助 GPS 跟踪环路研究[J]. 传感器与微系统, 2011, 30(10): 22 - 25.

[4] Angrisano A. GNSS/INS integration methods[D]. Naples, Italy: University of Naples, 2010.

[5] 李传军. INS 辅助高动态卫星导航接收机关键技术研究[D]. 北京:北京理工大学, 2013.

[6] Guojiang Gao. INS-assisted high sensitivity GPS receivers for degraded signal navigation[D]. Calgary, Canada: University of Calgary, 2007.

[7] E D Kaplan. Understanding GPS: Principles and applications[M]. London: Artech House, 1996.

[8] Curran J T, Lachapelle G, Murphy C C. Improving the design of frequency lock loops for GNSS receivers[J]. Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on, 2012, 48(1): 850 - 868.

[9] Ohlmeyer E J. Analysis of an ultratightly coupled GPS/INS system in jamming[C]// IEEE/ION, Position, Location, and Navigation Symposium, 2006: 44 - 53.