

自旋载体中的超紧组合 GNSS 接收机跟踪环路设计*

谢郁辰, 刘瀛翔, 陈飞强, 王飞雪

(国防科技大学 电子科学学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 自旋载体是全球导航卫星系统接收机的一种典型应用。当全球导航卫星系统载体自旋时, 旋转产生的高阶动态将导致传统跟踪环路失锁; 全球导航卫星系统与惯性导航系统组合可以有效补偿信号的高阶动态。因此, 提出了一种利用惯性导航信息辅助卫星导航信号跟踪的超紧组合导航接收机环路设计方法, 并分析了惯性导航信息辅助速率、自旋载体转速和信号载波相位误差之间的关系。通过仿真验证了所提接收机环路结构可以有效解决自旋载体接收机的信号跟踪问题, 且相比于卫星导航单系统三阶环路而言, 所提超紧组合环路结构可以显著提升自旋载体接收机的定位精度。

关键词: 自旋载体; 全球导航卫星系统; 惯性导航系统; 超紧组合; 载波跟踪环

中图分类号: TN96 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2023)05-078-09

Design of ultra-tight coupling GNSS receiver tracking loop in spinning vehicle

XIE Yuchen, LIU Yingxiang, CHEN Feiqiang, WANG Feixue

(College of Electronic Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The spinning vehicles are typical applications of GNSS (global navigation satellite system) receivers. When the GNSS carrier spins, the rotation will introduce higher order dynamics making the traditional tracking loop out of lock. Coupling with the INS (inertial navigation system) can effectively compensate the high order dynamic of signal carrier phase. In this case, a design of ultra-tight coupling GNSS tracking loop, which used the solutions of INS to aid the tracking of GNSS signal, was proposed. Besides, the relationship among the aiding rate of INS, the angular rate of spinning vehicle and the error of signal carrier phase was also analyzed. The simulation results show that the proposed tracking loop structure can effectively deal with the problem of signal tracking in the spinning vehicle, and significantly enhance the precision of position compared to the single GNSS navigation results.

Keywords: spinning vehicle; GNSS; INS; ultra-tight coupling; carrier phase tracking loop

全球导航卫星系统(global navigation satellite system, GNSS)能够提供高精度且连续稳定的位置、导航和时间信息服务, 相关应用已普及到各行各业。自旋载体的导航定位, 是GNSS的一种典型应用, 尤其常见于航空航天器和各类制导武器之中^[1-3]。然而, 当载体自旋时, 随载体旋转的接收天线会在信号载波相位测量值中引入高阶动态, 导致传统的卫星导航接收机环路无法进行长时间的相干积分, 甚至造成环路失锁, 影响定位性能^[4-6]。

针对自旋载体接收机中的GNSS信号跟踪问题, 学者们进行了许多相关的研究并提出了多种解决方案。文献[7]研究对比了三种用于炮弹中GNSS信号跟踪的方法, 分别为射频前端求和方

法、波束成形方法和最大增益方法, 并且作者在文献[8]中提出了在旋转圆柱载体接收机中利用两个微带天线进行信号连续跟踪的方法, 然而相关研究主要针对的是自旋载体引起天线方向图零陷旋转导致信号丢失的问题, 而对自旋载体接收机中载波锁相环(phase lock loop, PLL)的动态应力误差论证较少。文献[9]中指出, 当自旋载体的转速超过1.85 Hz时, 周期性的多普勒频移对载波跟踪环的影响可以忽略, 但是其研究的自旋载体的旋转半径较小(77.5 mm), 引入的最大多普勒频移并没有超出环路的牵引范围。文献[10]提出了一种旋转解调模块结构, 并使用四阶环路用于跟踪自旋载体的载波相位, 但是高阶环路导致相应的PLL并不稳定, 因此需要控制载体的转

* 收稿日期: 2021-07-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(62003354); 国家自然科学基金区域创新发展联合基金资助项目(U20A0193)

作者简介: 谢郁辰(1993—), 男, 福建龙岩人, 助理研究员, 博士, E-mail: olien_x@163.com;

王飞雪(通信作者), 男, 福建长汀人, 教授, 博士, 博士生导师, E-mail: wangfeixue_nnc@163.com

速在一个很小的范围之内。文献[11-12]提出并测试了一种简单有效的旋转跟踪环路,但是使用该环路的相位跟踪误差最大为 22° ,仍有很大的优化空间。同时,为了跟踪自旋载体接收机中高动态信号,上述研究中的信号相干积分时间都较短(1 ms),而延长相干积分时间则很可能导致环路失锁。相干积分时长和自旋载体转速之间的矛盾仍没有得到很好的解决。

另外,惯性导航系统(inertial navigation system, INS)能够提供高精度的载体速度、姿态信息,进而估计接收信号的多普勒频率,对GNSS环路进行辅助,有效减轻PLL的动态应力^[13]。相关设计是一种超紧组合(ultra-tight coupling, UTC)结构,在高动态场景中已得到成功应用^[14]。虽然文献[15]指出当自旋载体的转速很高时,惯性器件输出的速度、姿态信息的精度将有所下降,但是利用UTC能够为自旋载体接收机信号跟踪及导航定位提供怎样的性能改善仍然值得进行研究分析。

因此,本文针对自旋载体接收机的信号跟踪和导航定位问题进行研究,通过理论分析推导了自旋载体的旋转运动会在载波信号相位中引入两种正弦动态,而传统的跟踪环路无法处理这种信号动态,当转速较高时PLL将失锁。同时,提出了一种用于自旋载体的UTC环路设计方法,能够在自旋载体接收机中保持环路较长相干积分时间(10 ms)的同时,维持信号的稳定跟踪。此外,还对UTC中INS信息辅助速率、自旋载体转速、相干积分时长和信号载波相位误差之间的关系进行了理论推导与仿真分析。

1 信号与卡尔曼滤波模型

1.1 自旋载体接收信号模型

在自旋载体中,旋转中心和接收机的天线相位中心可能并不重合,并且旋转中心也可能随载体运动。假设自旋载体从A地运动到B地,如图1所示,其中点划线为自旋载体质心的运动轨迹,虚线为天线相位中心的旋转轨迹。

研究运动问题,首先需要通过坐标变换将卫星与接收天线相位中心统一在相同的坐标系之中。选择地心地固(earth centered earth fixed, ECEF)坐标系为参考坐标系,则自旋载体旋转中心的ECEF坐标可表示为 $(x_e^e, y_e^e, z_e^e)^T$,卫星的ECEF坐标可表示为 $(x_s^e, y_s^e, z_s^e)^T$,其中上标e表示参考坐标系。

为确定天线相位中心的ECEF坐标,以旋转

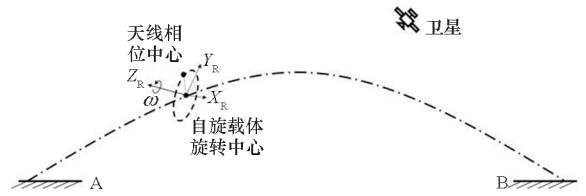


图1 自旋载体的运动轨迹

Fig. 1 Movement of spinning vehicle

中心为坐标原点建立旋转坐标系R,其中R系的XOY平面为天线相位中心所在的旋转面,Z轴 Z_R 垂直于其XOY平面,方向与天线旋转的角速度 ω 相同。R系的X轴与Y轴采用如下方式定义:将天线的旋转面延伸至与ECEF系的XOY平面相交于直线 l ,在R系的XOY平面中仅有一条直线经过坐标原点且平行于 l ,选取该直线为R系的X轴 X_R ,并以右手准则确定其Y轴 Y_R 。R系三个方向的坐标轴 X_R, Y_R, Z_R 以及坐标原点的相对关系如图1所示。在R系中旋转的天线,其坐标可表示为:

$$(x_A^r, y_A^r, z_A^r)^T = [\cos(\omega t), \sin(\omega t), 0]^T \quad (1)$$

式中,上标r表示R坐标系, ω 为旋转的角速度, t 为时间。

由R系到ECEF系的坐标系变换可由两次旋转和一次平移得到,如图2所示。

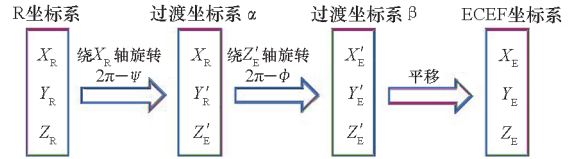


图2 R系到ECEF系的坐标系变换

Fig. 2 Transformation from R frame to ECEF frame

则旋转天线在ECEF系内的坐标可表示为:

$$\begin{bmatrix} x_A^e \\ y_A^e \\ z_A^e \end{bmatrix} = \mathbf{C}_\alpha^\beta \cdot \mathbf{C}_R^\alpha \cdot \begin{bmatrix} x_A^r \\ y_A^r \\ z_A^r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_V^e \\ y_V^e \\ z_V^e \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中, \mathbf{C}_R^α 表示由R坐标系到 α 坐标系的变换矩阵, \mathbf{C}_α^β 表示由 α 坐标系到 β 坐标系的变换矩阵,它们分别为:

$$\mathbf{C}_R^\alpha = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\psi & -\sin\psi \\ 0 & \sin\psi & \cos\psi \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{C}_\alpha^\beta = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

因此由R系到 β 系的坐标变换矩阵为:

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_R^\beta &= \mathbf{C}_\alpha^\beta \cdot \mathbf{C}_R^\alpha \\ &= \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi \cdot \cos\phi & \sin\psi \cdot \sin\phi \\ \sin\psi & \cos\psi \cdot \cos\phi & -\cos\psi \cdot \sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (5)$$

ECEF 系中从天线指向卫星的向量为:

$$\mathbf{p}_{AS}^e = \begin{bmatrix} x_S^e \\ y_S^e \\ z_S^e \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_V^e \\ y_V^e \\ z_V^e \end{bmatrix} - \mathbf{C}_R^\beta \begin{bmatrix} x_A^r \\ y_A^r \\ z_A^r \end{bmatrix} = \mathbf{p}_{VS}^e - \mathbf{C}_R^\beta \begin{bmatrix} x_A^r \\ y_A^r \\ z_A^r \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, \mathbf{p}_{VS}^e 表示 ECEF 系中从载体旋转中心指向卫星的向量。将式(1)代入式(6)并求导,可以得到 ECEF 系中天线和卫星视线方向 (line of sight, LOS) 上的速度为:

$$\mathbf{v}_{AS}^e = \mathbf{v}_{VS}^e - \frac{d\mathbf{C}_R^\beta}{dt} \begin{bmatrix} \cos(\omega t) \\ \sin(\omega t) \\ 0 \end{bmatrix} - \mathbf{C}_R^\beta \begin{bmatrix} -\omega \sin(\omega t) \\ \omega \cos(\omega t) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中, $\mathbf{v}_{VS}^e = \frac{d\mathbf{p}_{VS}^e}{dt}$ 为载体旋转中心与卫星的 LOS 速度。

由式(7)可得自旋载体接收机的载波多普勒频率为:

$$f_{\text{dop}} = |\mathbf{v}_{AS}^e| \cdot f_1 / c \quad (8)$$

式中, f_1 为信号的载波频率, f_{dop} 为信号的多普勒频率, c 为光速。接收信号的相位 θ 可以通过信号频率对时间积分得到:

$$\theta = \int_0^t f_1 + f_{\text{dop}} dt \quad (9)$$

由式(7)到式(9)可以看出, 自旋载体的旋转和运动在接收信号中引入了两种正弦动态, 它们不仅与天线的旋转有关, 同时还与载体旋转中心的运动有关。

传统的接收机 PLL 环路通常采用二阶或三阶环路的形式, 其中二阶环能稳定无偏跟踪频率阶跃的动态, 三阶环能稳定无偏跟踪频率斜升的动态^[16]。 N 阶环路的稳态跟踪误差可以表示为:

$$\theta_e = \frac{1}{\omega_n^N} \cdot \frac{d^N R}{dt^N} \quad (10)$$

式中, ω_n 为环路特征频率, $\frac{d^N R}{dt^N}$ 为距离对时间的 N 阶导数。由于正弦函数的 N 阶导数仍是正弦形式, 因此传统的 PLL 环路无法稳定无偏地跟踪正弦形式的动态, 环路容易失锁。更具体的仿真说明将在第 3 节中给出。

1.2 组合导航卡尔曼滤波模型

GNSS 与 INS 的组合导航, 通常使用扩展卡尔曼滤波器 (extended Kalman filter, EKF) 融合来自

两个不同系统的导航信息, 并采用误差滤波的方式进行数据处理。

UTC 中常用的状态模型为 17×1 维的向量, 分别是 3×1 维的位置误差 $\delta \mathbf{r}$ 、速度误差 $\delta \mathbf{v}$ 、姿态误差 $\delta \boldsymbol{\psi}$ 、加速度计偏差 \mathbf{b}_a 和陀螺仪偏差 \mathbf{b}_g ; 2×1 维的时钟误差 \mathbf{b}_c , 包括钟差和钟漂。状态向量可以表示为:

$$\mathbf{X}_k = [\delta \mathbf{r}, \delta \mathbf{v}, \delta \boldsymbol{\psi}, \mathbf{b}_a, \mathbf{b}_g, \mathbf{b}_c]^T \quad (11)$$

状态向量的转移矩阵为:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \boldsymbol{\phi}_k \mathbf{X}_k + \boldsymbol{\Gamma}_k \mathbf{W}_k \quad (12)$$

式中, \mathbf{W}_k 为状态的噪声向量, $\boldsymbol{\phi}_k$ 为状态转移矩阵, $\boldsymbol{\Gamma}_k$ 为系统噪声驱动矩阵, 其具体表达式较复杂, 可参考文献[17]中的详细说明。

若采用误差滤波的方式, 则 UTC 中的测量值为 M 颗可见卫星由 GNSS 测量的伪距和伪距率与由 INS 估计的伪距和伪距率的差值, 以单颗卫星为例, 有:

$$\mathbf{Z}_k = \begin{bmatrix} \delta \rho \\ \delta \dot{\rho} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho_{\text{GNSS}} - \rho_{\text{INS}} \\ \dot{\rho}_{\text{GNSS}} - \dot{\rho}_{\text{INS}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

测量方程为:

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \quad (14)$$

式中: \mathbf{V}_k 为测量噪声矩阵; \mathbf{H}_k 为测量矩阵, 包含了在测量与状态之间的非线性近似。它们的具体形式也在文献[17]中详细说明。

因此, 组合导航的 EKF 滤波过程可以由五个步骤循环进行^[18]。

步骤 1: 预测先验的状态向量。

$$\hat{\mathbf{X}}_k^- = \boldsymbol{\phi}_{k-1} \mathbf{X}_{k-1} \quad (15)$$

步骤 2: 计算先验的新息矩阵。

$$\mathbf{P}_k^- = \boldsymbol{\phi}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1} \boldsymbol{\phi}_{k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad (16)$$

其中, \mathbf{Q}_{k-1} 为状态噪声的协方差阵。

$$\mathbf{Q}_{k-1} = E[\boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{W}_{k-1} \cdot (\boldsymbol{\Gamma}_{k-1} \mathbf{W}_{k-1})^T] \quad (17)$$

步骤 3: 计算 EKF 滤波增益。

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (18)$$

其中, \mathbf{R}_k 为测量噪声的协方差阵。

$$\mathbf{R}_k = E[\mathbf{V}_k \cdot \mathbf{V}_k^T] \quad (19)$$

步骤 4: 更新状态向量的预测值。

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \hat{\mathbf{X}}_k^- + \mathbf{K}_k \cdot [\mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_k^-] \quad (20)$$

步骤 5: 更新 EKF 新息矩阵, 其中 \mathbf{I} 为单位矩阵。

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \cdot \mathbf{P}_k^- \quad (21)$$

至此完成 EKF 滤波, 得到各状态的估计值。UTC 中使用这些状态量对位置、速度、姿态、加速度计、陀螺仪、时钟进行修正, 可以求解并输出最终的导航信息。

2 UTC 跟踪环路设计

传统 GNSS 单系统的接收机结构如图 3 所示。经射频前端采样后的数据与本地生成的两路正交载波相乘后,再与本地伪码相干积分,得到 I、Q 两路相干积分结果。经环路鉴相与滤波,接收机通过调整伪码和载波相位的数控振荡器 (number controlled oscillator, NCO),控制本地码相位、载波相位与接收信号保持同步。

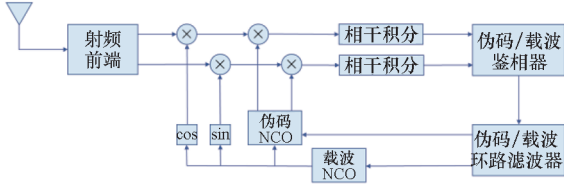


图 3 GNSS 单系统接收机结构

Fig. 3 Structure of GNSS single system receiver receiver

接收机保持相位锁定的关键在于环路 NCO 的控制。由式(10)可知, N 阶环路可以稳定无偏地跟踪 N 阶的位移动态,但是高阶环路容易发散,工作并不稳定。因此通常接收机的环路不超过三阶,环路滤波器传递如图 4 所示^[16]。

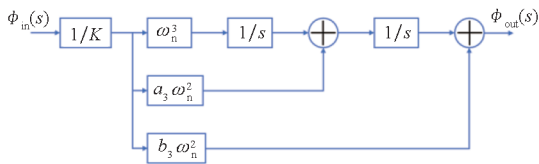


图 4 三阶环路滤波器传递框图

Fig. 4 Transfer structure of 3-order loop filter

环路的系统函数为:

$$H(s) = \frac{b_3 \omega_n s^2 + a_3 \omega_n^2 s + \omega_n^3}{s^3 + b_3 \omega_n s^2 + a_3 \omega_n^2 s + \omega_n^3} \quad (22)$$

式中, ω_n 为环路特征频率, K 为环路增益, s 表示微分, a_3 、 b_3 是环路系数。

从图 4 可以看出,环路中 ω_n^2 和 ω_n^3 支路分别用于处理二阶和三阶的动态。然而,在自旋载体中,由于天线随载体旋转,引入的信号动态是无穷阶的正弦形式,增加环路阶数并不能使式(10)的相位误差为 0。因此当载体转速较快时,传统 GNSS 环路无法锁定信号相位。

INS 有很高的数据输出率,通常为 200 ~ 2 000 kHz,能够更及时感觉到载体的动态变化,提供更高精度的速度、姿态信息。因此,如果使用 INS 提供的动态信息辅助 GNSS,则 GNSS 仅需要

维持二阶环路,用于处理环路中 INS 残留的动态应力误差以及噪声误差。相应的接收机设计如图 5 所示。

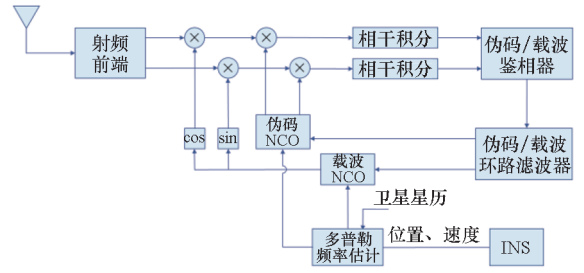


图 5 UTC 接收机结构

Fig. 5 Structure of UTC receiver

在 UTC 跟踪环路中,NCO 由 INS 估计的多普勒频率直接控制,在每次 INS 数据输出时进行更新。在每个相干积分周期结束进行环路滤波时,INS 估计的多普勒频率和环路滤波的结果共同更新 NCO,其中环路滤波结果用于修正残留的动态应力误差和噪声误差。UTC 环路滤波器的传递框图如图 6 所示。

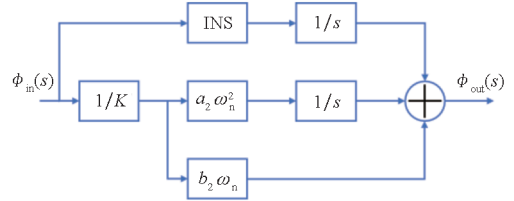


图 6 UTC 环路滤波器传递框图

Fig. 6 Transfer structure of UTC loop filter

由于 INS 有较高的数据输出速率对环路进行辅助,NCO 能够快速更新适应自旋载体的动态。NCO 在每次更新时刻到来之前保持不变,这段时间内的相位误差即 INS 辅助的残留动态应力误差,需要由 GNSS 环路在每次相干积分结束时由环路滤波进行补偿。当自旋载体转速很高时,残留动态应力误差也会随之增大,同样会造成环路失锁。因此,INS 信息辅助速率、载体旋转速度和相干积分时长之间存在制约关系。

为简化分析,假设卫星、旋转天线和旋转中心三者共面,几何关系如图 7 所示,其中 r 为旋转半径。则 LOS 方向上的速度为:

$$v_{LOS} = \omega \cdot r \cdot \sin(\omega t) \quad (23)$$

因此接收信号的多普勒频率为:

$$f_{dop} = \frac{\omega \cdot r \sin(\omega t)}{c} \cdot f_1 \quad (24)$$

假设相干积分的起始时刻为 T_0 ,相干积分时长为 T_{coh} ,则一个相干积分周期内,由多普勒频率

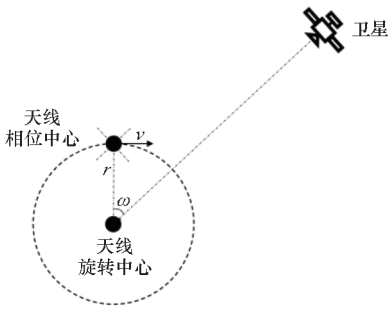


图 7 旋转天线与卫星的几何关系

Fig. 7 Geometrical relationship of spinning antenna and satellite

引起的信号相位变化量为:

$$\begin{aligned} \theta_{\text{dop}} &= \int_{T_0}^{T_0+T_{\text{coh}}} \frac{\omega \cdot r \sin(\omega t)}{c} \cdot f_1 dt \\ &= \frac{f_1 \cdot r}{c} \{ \cos[\omega(T_0 + T_{\text{coh}})] - \cos(\omega T_0) \} \end{aligned} \quad (25)$$

假设 INS 信息辅助速率为 $1/T_{\text{aid}}$, 且有 $T_{\text{coh}} = NT_{\text{aid}}$, 其中 T_{aid} 为 INS 数据输出的周期。INS 在每次输出数据时估计的多普勒频率, 在一个 T_{aid} 周期内保持不变, 则 INS 控制 NCO 产生的相位变化量为:

$$\theta_{\text{aid}} = \sum_{i=1}^N T_{\text{aid}} \cdot \frac{\omega r f_1}{c} \cdot \sin[\omega T_0 + \omega(i-1)T_{\text{aid}}] \quad (26)$$

因此, 残留的动态应力相位误差为:

$$\theta_{\text{res}} = \theta_{\text{dop}} - \theta_{\text{aid}} \quad (27)$$

保持 PLL 环路锁定的典型条件为环路相位误差的 3 倍不超过 45° :

$$3\sigma_{\text{PLL}} = 3\sigma_i + \theta_e < 45^\circ \quad (28)$$

式中, σ_i 为热噪声误差、晶振误差和阿兰方差的均方和, 其计算方法可参考文献[16], θ_e 为动态应力误差。由此, 可以分析在 PLL 环路不失锁的条件下, INS 信息辅助速率、自旋载体转速以及相干积分时长之间的关系, 详细的数值仿真分析在第 3 节中给出。

3 仿真与分析

对自旋载体接收机的信号特性、UTC 跟踪环路性能以及误差特性进行仿真。为简化分析, 仿真中假设接收天线随载体在水平面内绕定轴逆时针旋转, 载体的高度没有发生改变, 则图 1 所示的三维空间内的运动退化为如图 7 所示的平面内运动。仿真中 GNSS 接收机环路采用二阶延迟锁定码环 (delay lock loop, DLL) 和三阶锁相环的方式, UTC 接收机环路采用 INS 辅助二阶锁相环的方

式, 仿真中使用的主要参数在表 1 中列出, 为对比不同精度等级的惯性测量单元 (inertial measurement units, IMU) 对性能的影响, 选择为商业级和战术级的惯性器件, 其误差特性分别在表 2 和表 3 中列出。

表 1 仿真参数

Tab. 1 Parameters for simulation

参数名	取值
载波频率	1 268.52 MHz
码率	10.23 MHz
载噪比	45 dB-Hz
DLL 带宽	4 Hz
PLL 带宽	12 Hz
相干积分时间	10 ms
INS 辅助周期	1 ms
旋转半径	0.5 m
转速	1 r/s
仿真时长	10 s

表 2 商业级 IMU 误差特性

Tab. 2 Error characteristic of commercial IMU

误差源	陀螺仪	加速度计
零偏误差	$100 (^\circ) \cdot \text{h}^{-1}$	20 mg
标度因子误差	$1\,000 \times 10^{-16}$	$1\,000 \times 10^{-16}$
随机噪声游走	$2 (^\circ) \cdot \text{h}^{-\frac{1}{2}}$	$0.15 \text{ m} \cdot \text{s} \cdot \text{h}^{-\frac{1}{2}}$

表 3 战术级 IMU 误差特性

Tab. 3 Error characteristic of tactical IMU

误差源	陀螺仪	加速度计
零偏误差	$8 (^\circ) \cdot \text{h}^{-1}$	4 mg
标度因子误差	100×10^{-16}	100×10^{-16}
随机噪声游走	$0.04 (^\circ) \cdot \text{h}^{-\frac{1}{2}}$	$0.05 \text{ m} \cdot \text{s} \cdot \text{h}^{-\frac{1}{2}}$

对比自旋接收机与非旋转接收机信号的多普勒频率差异, 如图 8 所示。

从图 8 中可以看出, 非旋转接收机的信号多普勒频率近似缓慢线性变化, 这是由卫星运动引起的频率变化。而自旋载体接收机的信号多普勒频率在线性变化的基础上叠加了正弦变化, 表现为正弦函数的最大值与最小值缓慢递增。由式(7)和式(8)可知, 这种频率变化是由载体旋转

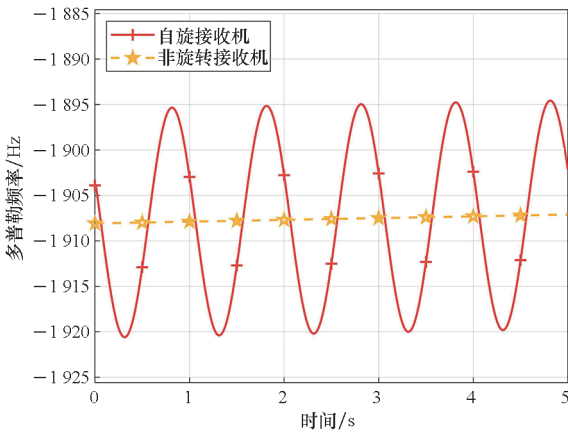


图 8 多普勒频率对比

Fig. 8 Comparison of doppler frequency

引入的 LOS 方向上的正弦速度产生的,传统接收机的 N 阶环路设计无法跟踪快速变化的正弦动态,环路将会失锁。

对比传统三阶环路和 UTC 环路对自旋载体接收机信号的跟踪性能,分别如图 9、图 10 和图 11 所示。

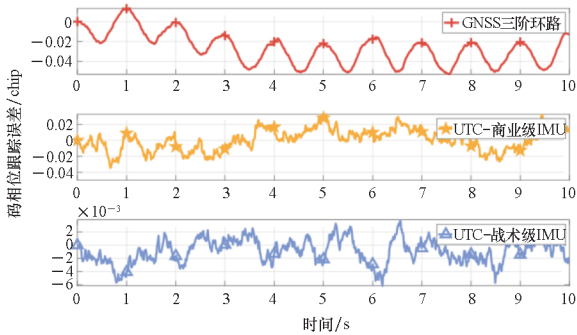


图 9 码相位跟踪误差

Fig. 9 Code phase error of tracking loop

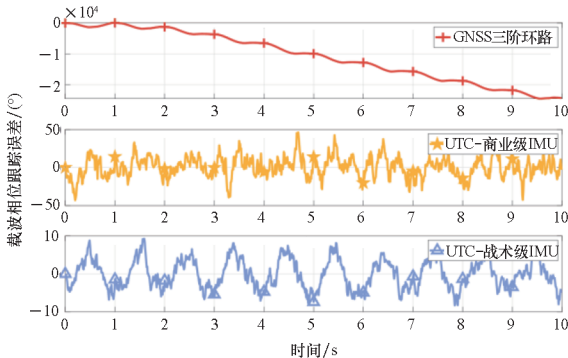


图 10 载波相位跟踪误差

Fig. 10 Carrier phase error of tracking loop

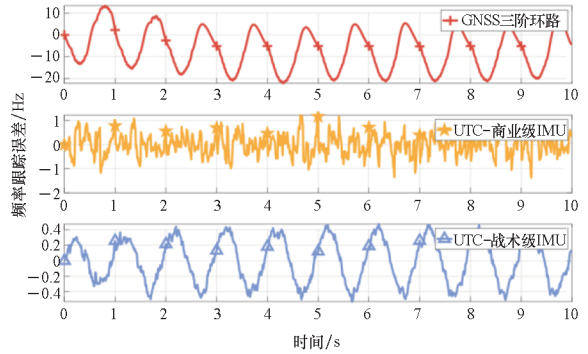


图 11 多普勒频率跟踪误差

Fig. 11 Frequency error of tracking loop

从图 9 ~ 11 可知,GNSS 三阶环路无法跟踪自旋载体接收信号的载波相位,PLL 环路失锁且载波相位误差发散,达到 10^4 量级;码环的稳健性优于载波环,虽然没有失锁,但是码相位误差较大(最大值约为 0.06 chip),且旋转呈现出一定的周期性;由于载体定轴旋转,多普勒频率周期变化,虽然 GNSS 环路失锁,但是频率误差仍表现出周期性。

UTC 环路能够稳定跟踪信号的码相位、载波相位和多普勒频率。使用商业级 IMU 时,码相位误差基本小于 0.025 chip,载波相位误差小于 50° ,多普勒频率误差基本小于 1 Hz;使用战术级 IMU 能取得更好的性能,码相位误差小于 0.01 chip,载波相位误差小于 10° ,多普勒频率误差小于 0.4 Hz。由于载体周期运动,载波相位误差和多普勒频率误差也呈现一定的周期性,但这种周期性在使用消费级 IMU 时不明显,因为 IMU 的误差水平较大,噪声误差成为主要成分。三种环路码相位误差、载波相位误差和多普勒频率误差的统计特性对比如表 4 所示,可以看出:UTC - 商业级 IMU 环路虽然能够保持信号跟踪,但是误差较大,不能够保证高精度的定位;而 UTC - 战术级 IMU 对码相位误差的改善程度达到 2 个数量级,同时能解决载波相位跟踪发散的问题,且对载波相位、多普勒频率都取得了良好的跟踪性能。

传统三阶环路和 UTC 环路对自旋载体的定位性能对比如图 12、图 13 和图 14 所示。由于载体没有垂直方向上的运动,图中仅展示水平面内的运动轨迹。

表 4 跟踪误差统计特性

Tab. 4 Statistic characteristic of tracking error

统计量	GNSS 三阶环路	UTC - 商业级 IMU	UTC - 战术级 IMU
码相位 误差均值/ chip	-2.71×10^{-2}	4.16×10^{-3}	-9.14×10^{-4}
码相位 误差方差/ chip ²	2.43×10^{-4}	1.74×10^{-4}	3.22×10^{-6}
载波相位 误差均值/ (°)	发散	4.8×10^{-1}	8.31×10^{-2}
载波相位 误差方差/ (°) ²	发散	180.98	14.85
多普勒频率 误差均值/ Hz	-6.74	5.32×10^{-2}	4.97×10^3
多普勒频率 误差方差/ Hz ²	83.97	1.87×10^{-1}	7.93×10^{-2}

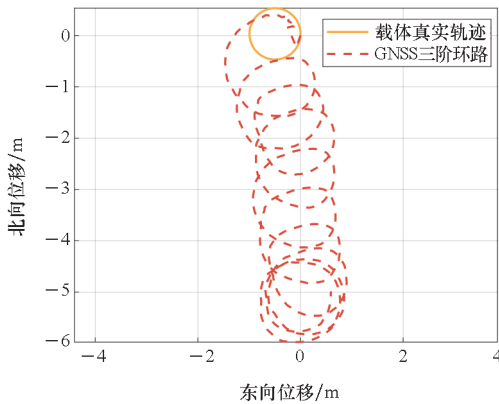


图 12 GNSS 三阶环路定位轨迹

Fig. 12 Position result of GNSS 3-order loop

由于 GNSS 三阶环路无法锁定信号,只能使用码相位跟踪结果定位,从图中可以看出其定位误差逐渐发散,10 s 内最大误差超过 5 m。UTC 环路能够锁定信号载波相位,其定位精度很高,导航解算的轨迹与载体的真实运动轨迹基本重合;且使用战术级 IMU 的 UTC 环路定位性能显著优于使用商业级 IMU 的 UTC 环路,残留的误差主要来自 IMU 器件噪声引起的相位误差以及 UTC 环路更新间隔之内的载体旋转引入的相位误差。位

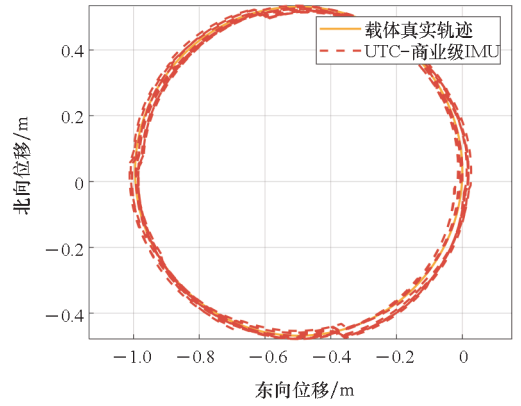


图 13 UTC - 商业级 IMU 定位轨迹

Fig. 13 Position result of UTC-commercial IMU loop

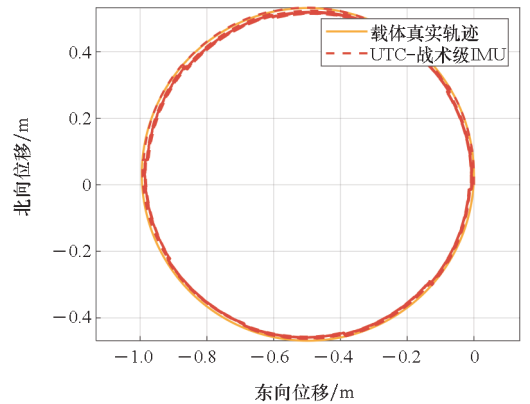


图 14 UTC - 战术级 IMU 定位轨迹

Fig. 14 Position result of UTC-tactic IMU loop

置误差的统计特性如表 5 所示。

表 5 位置误差统计特性

Tab. 5 Statistic characteristic of position error

统计量	GNSS 三阶环路	UTC - 商业 级 IMU	UTC - 战术 级 IMU
位置误差均 值/m	3.34	1.87×10^{-1}	1.61×10^{-2}
位置误差 方差/m ²	2.65	7.02×10^{-3}	1.48×10^{-5}

通过数值仿真分析式 (25) ~ (28) 中 INS 信息辅助速率、自旋载体转速以及相干积分时长之间的关系。由于相干积分时长与环路输出的信噪比以及定位性能密切相关,在接收机设计时通常希望尽可能延长相干积分时长来提升性能。因此数值仿真中设置相干积分时长为 10 ms,主要研究分析 INS 辅助信息速率与自旋载体转速之间的关系。仿真结果如图 15 所示。

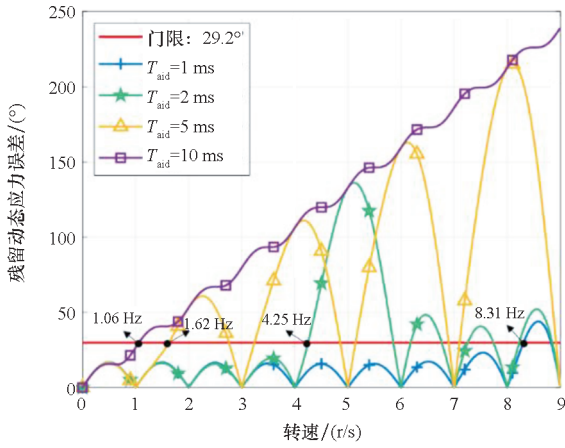


图 15 INS 辅助周期与转速的关系

Fig. 15 Relationship of INS-aid period and angular rate

从图 15 中可以看出,由设置的仿真参数计算的残留动态应力误差门限约为 29.2° 。当自旋载体转速增大时,相同 INS 信息辅助周期 T_{aid} 的残留动态应力误差有一定程度的振荡,且最大值有增大的趋势。残留动态应力误差的曲线与门限可能有多个交点,且相交后误差可能减小到 0。但需要注意的是式(25)~(28)的推导中假设卫星与天线的旋转共面,实际中由于不同卫星与天线的旋转面存在一定夹角,其投影在旋转面上的速度比实际转速更小,且存在一些特殊信号入射角度使得引入的残留动态应力误差为 0,但这并不是普遍的现象。因此不同 T_{aid} 下可以承受的最大转速 ω_{max} 应当是曲线与门限的第一次交点,这样才能保证不同卫星在旋转面内的投影速度小于 ω_{max} 时残留动态应力误差都不会超过门限, ω_{max} 的理论值如图中黑色标记与箭头所示。由此可以看出,随着 T_{aid} 减小,INS 信息辅助速率加快,UTC 能够承受的最大转速逐渐增大,当 T_{aid} 为 1 ms 时,理论的最大转速可以为 8.31 Hz。

但需要注意的是,式(25)~(28)的理论推导中没有考虑 INS 的误差。当转速增大时,IMU 的测量误差将增大,这部分误差也将作为残留动态应力误差由 GNSS 二阶环路处理,从而限制 UTC 环路能够承受的最大转速。更进一步的定量关系将作为下一步的研究内容。

4 结论

针对自旋载体中导航信号的跟踪问题展开研究。当载体自旋时,旋转的天线在接收信号的相位中引入高阶动态,导致传统卫星导航接收机环路无法进行长时间的相干积分,甚至造成环路失锁,影响定位性能。

针对此问题,通过建立信号模型,理论分析了载体自旋在信号相位中引入的两种正弦动态的形式,提出了一种用于自旋载体的 UTC 环路设计方法,对比了所提 UTC 环路结构与传统 GNSS 三阶环路的相位跟踪精度与定位性能,并分析了所提 UTC 环路中 INS 信息辅助速率、自旋载体转速以及相干积分时长之间的关系,通过数值仿真计算了不同 INS 信息辅助速率下 UTC 环路能够承担的最大转速。仿真结果表明,所提 UTC 环路能够解决自旋载体中的导航信号跟踪问题,显著提升相位跟踪精度和定位性能,并且能够适应较高的旋转速度。INS 误差对所提 UTC 环路能够承受最大转速的定量影响将作为下一步的研究内容。

参考文献 (References)

- [1] BOGUSPAYEV N, AKHMEDOV D, RASKALIYEV A, et al. A comprehensive review of GNSS/INS integration techniques for land and air vehicle applications[J]. Applied Sciences, 2023, 13(8): 4819.
- [2] CHEN C, CHANG G B. Low-cost GNSS/INS integration for enhanced land vehicle performance[J]. Measurement Science and Technology, 2020, 31(3): 035009.
- [3] ALDIBAJA M, SUGANUMA N, YONEDA K, et al. Challenging environments for precise mapping using GNSS/INS-RTK systems: reasons and analysis [J]. Remote Sensing, 2022, 14(16): 4058.
- [4] DAHIYA S, SAINI V, SINGH A K. GNSS signal processing based attitude determination of spinning projectiles[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(5): 4506-4516.
- [5] 陆尤明, 刘刚, 崔晓伟, 等. 基于双天线联合的 GNSS 信号抗旋转跟踪算法[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2021, 61(9): 1015-1024.
- [6] LU Y M, LIU G, CUI X W, et al. Anti-rotation GNSS tracking algorithm based on joint processing of double antennas[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2021, 61(9): 1015-1024. (in Chinese)
- [7] ZHANG H D, LI X W, WU Q. Anti-rotation GNSS signal tracking algorithm based on symmetric dual antennas[C]// Proceedings of the 8th International Conference on Computing and Artificial Intelligence, 2022: 761-766.
- [8] SVENDSEN A, GUPTA I J, CHEN C C. Satellite coverage for GPS antennas on small spinning projectiles [C]// Proceedings of IEEE International Symposium on Antennas and Propagation, 2011: 468-471.
- [9] SVENDSEN A, O'BRIEN A J, GUPTA I J. A novel GPS receiver algorithm for continuous tracking on spinning cylindrical platforms[J]. Navigation, 2013, 60(1): 11-29.
- [10] SHEN Q, LI M, GONG R. GPS positioning algorithm for a spinning vehicle with discontinuous signals received by a single-patch antenna[J]. GPS Solutions, 2017, 21(4): 1491-1502.
- [11] XIAO H B, GUO P Y, LI S Y. Modeling and simulation of higher-order PLL rotation tracking system in GNSS receiver[C]// Proceedings of International Conference on

- Mechatronics and Automation, 2009: 1128 – 1133.
- [11] KIM J W, LIU M L, HWANG D H, et al. GNSS receiver tracking loop design for spinning vehicles [C]//Proceedings of International Conference on Control, Automation and Systems, 2007: 2129 – 2132.
- [12] KIM J W, KANG H W, HWANG D H, et al. Signal tracking method of GNSS receivers for spinning vehicles [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2012, 10(3): 529 – 535.
- [13] EMEL'YANTSEV G, STEPANOV O, STEPANOV A, et al. Integrated GNSS/IMU-gyrocompass with rotating IMU: development and test results [J]. Remote Sensing, 2020, 12(22): 3736.
- [14] BRAUN B. Performance analysis of GNSS-aided inertial navigation systems on spinning flight vehicles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(5): 1624 – 1635.
- [15] EMEL'YANTSEV G I, STEPANOV A P, BLAZHNOV B A. Attitude determination by INS/GNSS system aided by phase and magnetometer measurements for spinning vehicles [J]. Gyroscopy and Navigation, 2014, 5(4): 205 – 212.
- [16] 谢钢. GPS 原理与接收机设计 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2009.
- XIE G. Principles of GPS and receiver design [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009.
- [17] GROVES P D. Book review: principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems, 2nd edition [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2015, 30(2): 26 – 27.
- [18] NOURMOHAMMADI H, KEIGHOBADI J. Design and experimental evaluation of indirect centralized and direct decentralized integration scheme for low-cost INS/GNSS system [J]. GPS Solutions, 2018, 22(3): 65.