

文章编号: 1672-2892(2012)02-0157-04

## 基于载体姿态的 GPS 信号模拟器

余 鹏

(海军飞行学院 航空电子教研室, 辽宁 葫芦岛 125000)

**摘 要:** GPS 姿态测量技术是根据安装在载体上的多天线阵所确定的基线平面来推算出载体的航向及姿态原理。通过将载体姿态信息反映在其多天线阵接收信号状态上, 并形成测姿所用的观测文件, 以实现测姿接收机在各种环境条件下的灵活测试。提出了 GPS 姿态信号模拟的原理设计方案, 同时进行了建模与仿真分析, 包括从姿态信号生成模拟、多天线阵定位解算到载体姿态解算的一系列完整过程。仿真结果表明, 三维姿态角标准差都在  $0.2^\circ$  以下, 符合实际情况。

**关键词:** 姿态信号; 模拟器; 全球定位系统; 多天线阵

**中图分类号:** TN967.1

**文献标识码:** A

## GPS signal simulator based on carrier attitude

YU Peng

(Avionics Department, Naval Flying Academy, Huludao Liaoning 125000, China)

**Abstract:** GPS attitude determination technology can calculate the attitude of carrier according to the basal plane from multi-antenna array on it. Through emulating the signal of multi-antenna array which can reflect its carrier's attitude, and arranging these data to observe-files for attitude determination, the test on attitude determination receiver can be more easy and agile. The theory of the system is put forward, simulation and test under the circumstance of static and dynamic are performed. Simulation results show that the standard deviations of three-dimensional angles are below  $0.2^\circ$ , which accords well to the actual situation.

**Key words:** attitude signal; simulator; Global Positioning System; multi-antenna array

目前, 利用 GPS 进行姿态测量已经成为卫星导航技术的一个重要分支, 并越来越多地应用于航天和航海领域, 实现对飞行器或舰船姿态的确定。在测姿接收机的研发过程中, 快速有效的测试方法是促成其性能提升的必要保证。传统测姿接收机的测试, 使用的是被测载体在实际运行环境中采集得到的真实数据, 这使得测试的灵活性和充分性都受到很大程度的限制, 比如各种误差源的影响, 基线长度的合理配置, 对不同动态环境的适应性等。针对以上弊端, 本文提出了测姿模拟器的概念, 基于载体实时姿态模拟出测姿接收机多天线阵接收信号的状态, 从而为测姿接收机的研制及相关算法的改进提供了一种更加便捷有效的途径。关于此类研究目前只有 SPIRENT(思博伦)公司曾开发出类似产品, 然涉于技术敏感性一直没有公开文献发表, 此外并无其他先例。

### 1 载体姿态角及相关坐标系

载体姿态通常由偏航角  $\psi$ 、俯仰角  $\theta$ 、横滚角  $\phi$  来描述, 这 3 个姿态角指的是载体坐标系相对于当地地理坐标系的方位关系, 如图 1 所示<sup>[1]</sup>。

当地地理坐标系(Local Level System, LLS): 原点位于主天线的相位中心,  $Y_L$  轴沿当地北子午线切线方向指向平北极,  $X_L$  轴与  $Y_L$  轴垂直指向东,  $Z_L$  轴与  $X_L$  轴、 $Y_L$  轴正交, 服从右手坐标系关系。这也就是最常用的东北天坐标系。

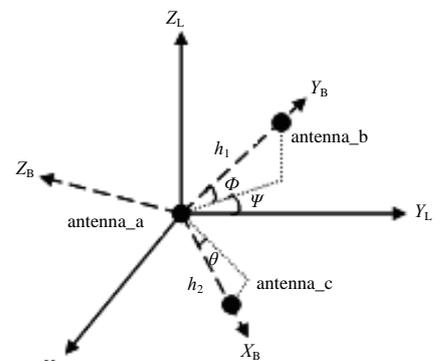


Fig.1 Definition of attitude  
图 1 载体姿态角定义

载体坐标系(Body Frame System, BFS): 原点定义在天线阵列的主天线 a 相位中心,  $Y_B$  轴与载体运动方向的中心线(主轴)重合,  $X_B$  轴垂直  $Y_B$  轴指向载体右侧,  $Z_B$  轴与  $X_B$  轴、 $Y_B$  轴构成右手坐标系。为了使求解姿态角过程更加直观简洁, 通常将 2 个天线 a,b 安装于载体主轴上, 形成主基线  $h_1$ ; 另一天线 c 安装于主轴右侧, 与主天线 a 共同形成副基线  $h_2$ , 且  $h_2$  垂直于  $h_1$ , 载体的三维姿态角实际上就是以上 2 个坐标系之间实现转换的旋转角。

## 2 姿态信号模拟关键技术分析

GPS 模拟器测姿功能的实现, 其本质是对多天线阵接收信号的模拟, 所生成的信号是针对各个天线的多路输出。由于测姿接收机的姿态解算是基于载波相位测量的方法, 因此模拟器输出信号的测姿功能应体现在载波相位状态上, 即: 对于接收机的每一根天线, 给出其相应的携带有载体姿态信息的卫星载波相位观测量。为此在测姿模拟器的设计上需要包括以下环节, 如图 2 所示。

### 2.1 基线向量的坐标变换

根据图 1 中的天线布局方式, 输入主基线和副基线的长度, 得到 BFS 系下各天线位置的坐标:  $a(0,0,0)$ ,  $b(0,h_1,0)$ ,  $c(h_2,0,0)$ 。由矩阵方程可求得经坐标旋转后各天线在 LLS 系下的坐标, 此过程与测姿接收机的基线解算过程恰好相反。LLS 系与 BFS 系的原点相同, 都位于主天线的相位中心, 二者之间的变换参数实际上就是 3 个欧拉角——偏航角  $\Psi$ 、俯仰角  $\theta$ 、横滚角  $\Phi$ 。这 3 个角由模拟轨迹文件实时提供。天线在 LLS 系下的坐标, 实际就是 BFS 系绕自身坐标轴做 3 次转动后得到的, LLS 坐标与 BFS 坐标的转换关系式为:

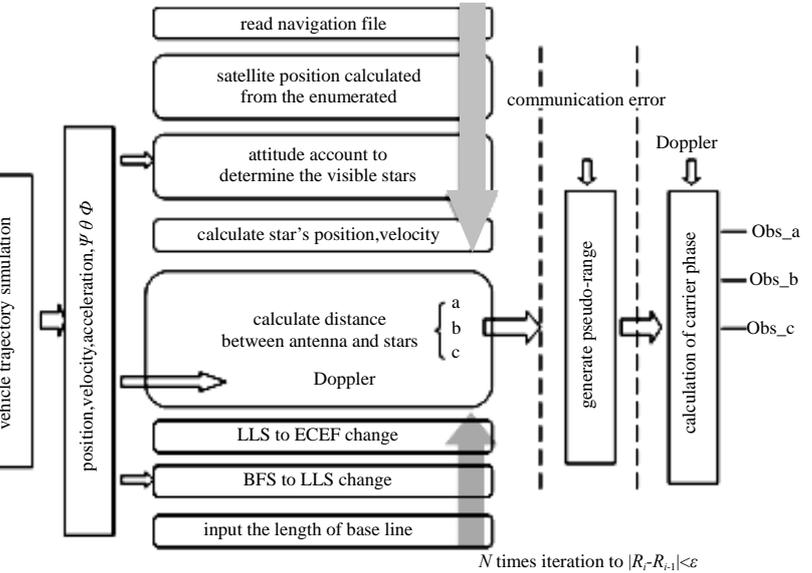


Fig.2 Realization principle of simulator's attitude determination

图 2 模拟器测姿功能实现原理

$$X_B = R_Y(\Phi)R_X(\theta)R_Z(\Psi)X_L \tag{1}$$

绕  $Y_L$  轴、 $X_L$  轴和  $Z_L$  轴的旋转矩阵分别为:

$$R_Y(\Phi) = \begin{pmatrix} \cos \Phi & 0 & -\sin \Phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Phi & 0 & \cos \Phi \end{pmatrix}, \quad R_X(\theta) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix}, \quad R_Z(\Psi) = \begin{pmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

则天线在 LLS 系下的坐标可依式(2)求出:

$$X_L = R_Z^T(\Psi)R_X^T(\theta)R_Y^T(\Phi)X_B \tag{2}$$

再将 LLS 系的天线坐标转换到与卫星位置相同的地心地固坐标(Earth-Centered Earth Fixed, ECEF)系下; 设载体的大地坐标是  $(L_{of}, B_{of}, H_{of})$ , 天线在 LLS 系的坐标为  $(x, y, z)_B^T$ , 则天线在 WGS-84 系的坐标为:

$$\begin{pmatrix} x_W \\ y_W \\ z_W \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_{of} \\ y_{of} \\ z_{of} \end{pmatrix}_D + R_Z(90^\circ - L_{of})R_X(-B_{of})R_Y(90^\circ) \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix}_B \tag{3}$$

式中:  $(x_{of}, y_{of}, z_{of})_D^T$  为载体在 ECEF 系的坐标。

### 2.2 计及载体姿态的可见星判断

当天线安装在载体上时, 受载体姿态影响, 天线的接收指向不断变化, 尤其当载体姿态变化剧烈时, 天线对空中 GPS 卫星不能形成较好的覆盖, 有可能导致高仰角卫星信号接收中断, 这种影响不可忽视。基于载体姿态的可见星判断需要在载体上的天线坐标系下完成, 此过程涉及卫星位置的 3 次坐标系转换<sup>[1]</sup>: 从 WGS-84 坐标系到 LLS 坐标系, 从 LLS 坐标系到 BFS 坐标系, 从 BFS 坐标系到天线坐标系。最后, 在天线坐标系下对卫星做可见星判断。这部分内容在文献[2]中已有详细论述, 此处不再将公式列出。

2.3 伪距生成

由于存在电离层和对流层等传播环境的误差,卫星信号传播到用户所走过的路程并不等于卫星和用户之间的距离,故称之为伪距。伪距观测值可由式(4)来描述<sup>[3]</sup>:

$$R = \lambda\varphi = \rho + c(dt - dT) - \lambda N + d\rho - d_{ion} + d_{trop} + \varepsilon_L \quad (4)$$

式中:  $\varphi$  为载波相位观测值;  $dt, dT$  分别为卫星和接收机间钟差(s);  $R$  为测相伪距观测值;  $\lambda$  为载波波长(m);  $d\rho$  为卫星轨道误差(m),  $\rho$  为天线与卫星的几何距离(m);  $\varepsilon_L$  为观测噪声;  $d_{ion}, d_{trop}$  分别为电离层和对流层的延迟量(m)。

由此可知,伪距的仿真主要由 2 部分组成:传播环境的等效伪距误差计算;用户与卫星之间距离的计算。由于做的是仿真,因此对于等效伪距误差的计算精确度要求并不高,主要误差项均可以采用成熟的误差模型来实现。卫星钟差可以用 1 个二阶多项式来表示<sup>[4]</sup>:

$$Satclock(t) = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2 \quad (5)$$

式中:  $t$  是观测历元;  $t_{oc}$  是卫星钟修正的参考历元;  $a_0, a_1, a_2$  为对应  $t_{oc}$  时刻的卫星钟校正参数,分别表示时间偏差常值、线性漂移项及老化平方项。对流层偏差修正采用了 Hopfield 模型<sup>[5]</sup>,电离层偏差修正采用的是 Klobuchar 模型<sup>[6]</sup>,而关键的问题在于卫星与用户距离的计算。在模拟器中,时间轴是以用户时间为基准,即用户位置已知,由于信号传输时间不确定,所以卫星位置很难解析,通常的做法是采用递归法求解。

设地面  $t$  时刻(GPS 系统时)收到的第  $j$  颗 GPS 卫星信号是卫星在  $t_{sv}$ (卫星时)时刻发送的,卫星到目标的几何距离为  $R$ , 则:

$$R = R(t_{sv}, t) = \sqrt{[x_{sv}(t_{sv}) - x_u(t)]^2 + [y_{sv}(t_{sv}) - y_u(t)]^2 + [z_{sv}(t_{sv}) - z_u(t)]^2} \quad (6)$$

式中:  $x_u, y_u, z_u$  为用户位置坐标;  $R$  表示计算卫星到接收机之间的距离时,代入信号发射时刻  $t_s$ (GPS 系统时)卫星的位置和用户在接收时刻  $t$  的位置。

迭代开始时设:  $R_0 = R(t, t)$ ,  $t_{sv0} = t - \frac{R_0}{c} + \Delta t_{sv} + \Delta t_r - \Delta \tau_{ion} - \Delta \tau_{trop} - \Delta \tau_{chn}$ ,  $\Delta t_{sv}, \Delta t_r$  为卫星钟差和相对论效应影响,  $\Delta \tau_{ion}, \Delta \tau_{tro}$  分别为电离层、对流层折射误差,  $\Delta \tau_{chn}$  为模拟器通道硬件延迟。迭带结束条件:  $|R_i - R_{i-1}| < \varepsilon$ ,  $\varepsilon$  由所需要的精确度决定,一般取  $\varepsilon < 1.0 \times 10^{-10}$  可以满足要求。

2.4 仿真噪声引入依据

GPS 姿态测量通常采用载波相位双差的方法,单差载波相位是 2 个接收站对同一颗观测卫星的信号进行差分,也叫站间差分,单差可以消除电离层、对流层延时误差,还可以消除卫星的钟差和轨道误差。由于基线的矢量解对天线的位置不敏感,知道了载体的各位置参数,就可以由载体到卫星的单位矢量代替接收机到卫星的单位向量。进一步,为了消除接收机之间的钟差,还可以进行双差,双差是在得到单差观测方程后选定 1 颗主卫星,用主卫星的单差观测值与其他卫星的单差观测值相差分。GPS 载波相位测量值经双差后,其误差中具有较强相关性的电离层延时误差、对流层延时误差、卫星星历误差、卫星钟差以及接收机钟差,已经大大削弱或消除。在不考虑多路径误差的情况下,载波相位双差后的主要测量误差为接收机的测量噪声。对于 L1 载波,其波长为 0.19 m,根据载波相位测量精确度为 0.01 个~0.05 个波长的关系,本文中所提到的接收机的测量噪声一般都认为是均方差为  $0.19 \times 0.05 \approx 0.01$  m 的高斯白噪声。

3 仿真与验证

仿真开始时间为:2010 年 3 月 3 日 0 点 0 分,仿真中的设定基线长度为:  $Baseline1 = Baseline2 = 3$  m,载体 BLH(118,32,300),仿真载体姿态角:航向角为  $29^\circ$ ,俯仰角为  $18^\circ$ ,横滚角为  $7^\circ$ ,定位方法为载波相位平滑伪距,姿态解算过程采用直接求解法。仿真结果为生成的对应于各天线的观测文件, Master.10o, Slave\_1.10o, Slave\_2.10o 和导航文件 Navigation.10n。验证过程如下:用于测姿的软件采用德国 Siegen 大学 ZESS(Center for Sensor Systems)提供的软件程序,该程序可用于对载体的多天线阵接收信号形成的

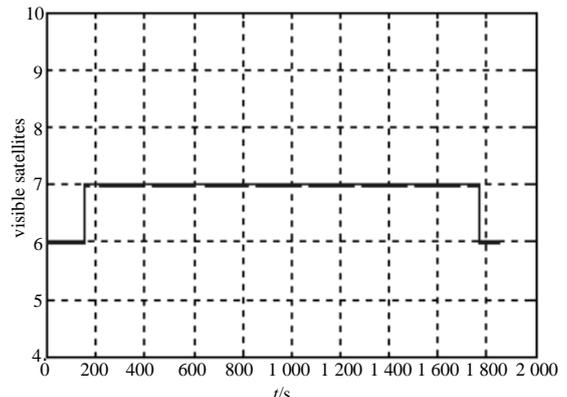


Fig.3 Number of visible satellites  
图 3 可见卫星数目

观测文件进行精确测姿。处理历元数为 1 850, 载波相位平滑间隔为 100, 卫星遮蔽角为  $5^\circ$ 。此期间可见星数目为 6 颗~7 颗, 仿真结果如图 3~图 5 所示。

从仿真结果来看, 在设定基线条件下, 偏航角、俯仰角和横滚角的标准差都在  $0.2^\circ$  以下, 所有的数据都围绕在均值附近波动, 没有发生整体的漂移, 基本符合实际情况, 从而验证了姿态信号生成方法的正确性。

#### 4 结论

本文对用于测姿的多天线阵接收信号状态进行了模拟。实验结果表明, 模拟器生成的多天线阵载波信号观测测量能够有效反映载体姿态情况。误差来源: 一方面由模拟器的误差模型生成; 另一方面在测姿软件姿态解算过程中产生, 姿态角误差值会随仿真输入基线长度的增加而减小(其中横滚角由  $h_2$  基线决定, 俯仰角和偏航角由  $h_1$  基线决定), 在进行基线配置时可通过调整模拟器输入基线长度的方法在测姿精确度和整周模糊度搜索时间二者之间做折中选择。另外, 值得一提的是, 在实际测姿中通常需要多于 3 根的天线来提供额外的测姿冗余度, 而本文旨在验证多天线阵接收信号生成的正确性, 只仿真了最基本的双基线系统, 为防止可见星数目过少, 所采用的轨迹模型姿态角幅度有限。

#### 参考文献:

- [1] 赵军祥. 高动态智能 GPS 卫星信号模拟器软件数学模型研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2003. (ZHAO Junxiang. The Study on Mathematical Model of High Dynamic and Intelligent GPS Satellite Signal Simulator's Software[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003.)
- [2] 周三奇. 基于 GPS 的姿态测量系统研究[D]. 北京:北京交通大学, 2009. (ZHOU Sanqi. Research on GPS-based Attitude Determination System[D]. Beijing:Beijing Communication University, 2009.)
- [3] 齐巍,常青,张其善,等. 高动态信号模拟器中的多普勒模拟算法[J]. 航空学报, 2008,29(5):1252-1257. (QI Wei, CHANG Qing,ZHANG Qishan,et al. Arithmetic of Doppler Simulation in High Dynamic Signal Simulator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008,29(5):1252-1257.)
- [4] 罗益鸿,王威,郝晓宁. 导航卫星信号模拟器伪距生成实时仿真研究[J]. 计算机仿真, 2009,26(7):77-80. (LUO Yihong, WANG Wei,XI Xiaoning. Real-time Simulation of Pseudo-Range Generation of Navigation Satellite Signal Simulator[J]. Computer Simulation, 2009,26(7):77-80.)
- [5] 沈冰. GPS 观测数据的模拟及误差分析[D]. 成都:西南交通大学, 2009. (SHEN Bing. GPS Observation Data Simulation and Error Analysis[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University, 2009.)
- [6] 屈新芬,李世玲,魏可惠. 定位用 SINS/GPS 组合算法仿真及分析[J]. 信息与电子工程, 2006,4(4):23-26. (QU Xinfen, LI Shiling,WEI Kehui. Analysis and Simulation of SINS/GPS Combination System Using for Positioning[J]. Information and Electronic Engineering, 2006,4(4):23-26.)

#### 作者简介:



余 鹏(1980-), 男, 湖南湘阴县人, 在读硕士研究生, 主要研究方向为信息传输与处理.email: dabao121dabao@163.com.

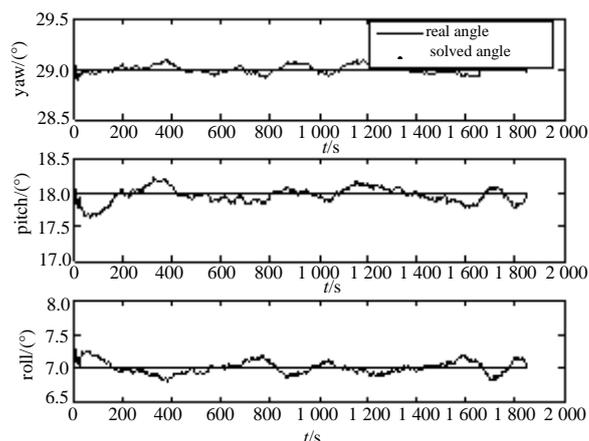


Fig.4 Results of three-dimensional solver attitude  
图 4 三维姿态角解算结果

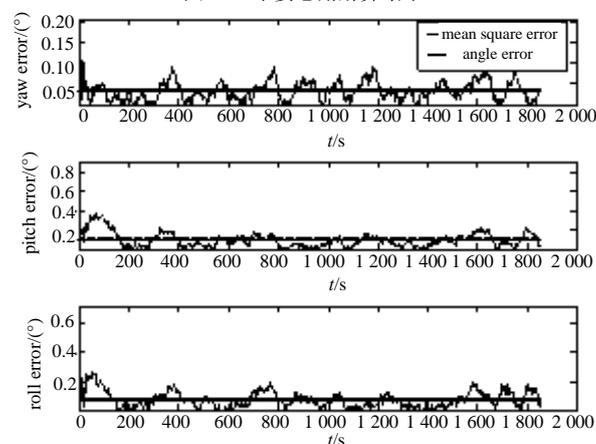


Fig.5 Solving three-dimensional error of attitude angle  
图 5 三维姿态角解算误差