

航天器高精度 GPS 导航定位技术研究

向开恒, 曲广吉

(中国空间技术研究院总体设计部, 北京 100086)

[摘要] 将 GPS 测量定位技术、求解卫星轨道摄动运动的 Encke 方法和广义 Kalman 滤波技术有机地结合在一起, 提出了利用 GPS 实现低轨道航天器高精度自主导航定位的新方法——载波相位-伪距综合动态定轨技术, 解决了 GPS 载波相位应用中动态解模糊和跳周修复的难题。以此为基础, 提出了两个航天器之间的载波相位-伪距综合差分动态相对导航技术。数值仿真分析和半物理仿真实验结果表明, 所提出的动态定轨技术是可行的, 对提高 GPS 导航定位精度的效果是显著的, 并且其模型、算法和软件具有工程实用性。

[关键词] 航天器; 导航定位; 全球定位系统; 载波相位; 卡尔曼滤波

[中图分类号] V474.2; V448.2; P228.4 **[文献标识码]** A **[文章编号]** 1009-1742(2004)01-0086-06

1 引言

随着在轨航天器从质量到数量的突飞猛进, 而地面测控资源相对有限, 因此实现航天器的自主导航定位显得尤为重要, 这是提高航天器在轨自主能力的一个重要方面。GPS 在这方面的应用已经受到广泛关注, 并且取得了相当多的应用成果, 但这仅仅是个开始。

在利用 GPS 进行航天器的导航定位方面, 目前主要是采用单点定位(纯几何解)或伪距动态定轨的方式, 也可以辅以载波相位对伪距测量进行平滑。这些方法对于低轨道航天器, 用标准定位服务(standard positioning service, 简称 SPS, 只能用 CA 码, 目前已取消选择可用性 SA)通常可以达到三维均方根误差 20 m 以内的定位精度。更高精度的绝对定位需求则需要利用载波相位测量并进行全球差分跟踪, 例如美国和法国合作的海洋表面测绘飞行器 TOPEX/Poseidon 使用了十几个遍布世界各地的地面站, 定位精度达到了 10 cm 以内^[1]。

GPS 的载波相位(carrier beat phase)测量技术为航天器高精度导航定位提供了新的解决途径,

同时也带来了艰巨的挑战。对 GPS 载波相位的测量可以达到毫米级的精度, 然而载波相位测量不能提供绝对的距离信息, 接收机初始锁定 GPS 信号时无法知道卫星与接收机之间的载波整周期数目。另外, 载波相位测量比伪距测量复杂得多并且非常敏感, 在载波跟踪过程中可能发生所谓跳周(cycle slip)现象——接收机漏记了载波相位的一个或多个周期变化, 从而导致测量信息的偏差^[2]。因此, 如何充分利用载波相位测量的精确性就成为重要的研究课题。

本文概要地介绍了笔者的博士后研究课题“航天器高精度 GPS 导航定位技术研究”的核心内容和主要成果。详细的理论模型推导、数值仿真分析和半物理仿真实验将分别作为专题内容另文发表。

2 指数加权广义 Kalman 滤波动态定轨模型

2.1 指数加权广义 Kalman 滤波

卫星轨道运动方程是非线性运动方程, 因此采用广义 Kalman 滤波。Kalman 滤波一般可分为离散型、连续型和混合型几种。混合型 Kalman 滤波

的运动方程是连续的，而测量方程是离散的，它适合处理如下问题：系统的动力学特性可由连续运动方程描述和预测，采样测量的周期较长。如果将连续系统离散后处理为离散的 Kalman 滤波问题，一方面会使问题复杂化，另一方面也使滤波精度下降，混合型的 Kalman 滤波正好解决了这个问题。

另外，当 Kalman 滤波系统的动力学模型不准确时，长时间不间断的滤波解算将导致滤波发散。采用指数加权函数是避免滤波发散的一种方法。指数加权函数的物理意义是增加最近测量数据的可信度，也就类似最小二乘法中增加遗忘因子使旧的数据逐步失去作用，从而保证新的测量数据不致淹没在旧数据的深海中。

指数加权广义 Kalman 滤波算法具有若干优点：首先，可以避免对连续系统进行离散化处理，可以给出连续的状态估计；其次，克服了动力学模型不准确导致的滤波发散问题；最后，采样的时间间隔也不要要求一致，因此具有很大的灵活性。指数加权广义 Kalman 滤波模型的具体公式和算法参见文献[3]。

2.2 动态定轨系统动力学模型

卫星轨道通常以轨道要素来描述，若考虑摄动的影响，其轨道摄动运动方程将十分复杂。因此，根据轨道要素摄动方程建立动态定轨的 Kalman 滤波方程比较困难。从简化模型出发，采用直角惯性坐标系较为合适。另外，考虑计算机浮点数字长的影响，轨道摄动运动的求解采用 Encke 方法，即采用二体运动参考轨道基础上的摄动模型。

参考轨道为二体问题的解，即 Kepler 轨道：

$$\ddot{\mathbf{r}}_c = -\frac{\mu}{r_c^3} \mathbf{r}_c, \quad (1)$$

式中 \mathbf{r}_c 为标称地心距矢量， r_c 为其模值； μ 为地球引力常数。摄动因素产生的扰动运动方程为^[4]

$$\Delta \ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r_c^3} \Delta \mathbf{r} + \mu \frac{\mathbf{r}}{r_c^3} \left[1 - \left(\frac{r_c}{r} \right)^3 \right] + \Delta \mathbf{f}, \quad (2)$$

式中 \mathbf{r} 为瞬时地心距矢量， r 为其模值； $\Delta \mathbf{r} = \mathbf{r} - \mathbf{r}_c$ ； $\Delta \mathbf{f}$ 为摄动因素产生的加速度矢量，这里考虑 4 阶地球引力摄动和空气阻力摄动。该方程是建立在惯性坐标系下的摄动运动方程。

取 $\Delta \mathbf{r}$ 和 $\Delta \dot{\mathbf{r}}$ 在惯性坐标系下的 6 个分量，加上接收机钟偏和频偏 2 个分量，形成系统动力学模型的 8 个状态变量。

取系统观测量为接收机对某一颗 GPS 卫星的

伪距和伪距速率。在每一个采样点，依次扫描接收机的所有接收通道，当可用的测量信息多于一个通道时，对各通道的测量信息分别进行循环求解。这样，此方法可以适用于每次采样时可见 GPS 卫星数量不等的情况，GPS 接收机每个通道的有效测量数据都可以用上。另外，即使只有一个通道的测量数据可用，也能继续进行滤波解算；如果测量数据完全中断，则利用动力学模型进行外推给出预测值。连续-离散广义 Kalman 滤波对每次采样的时间间隔也不要要求一致。因此，可以说此方法体现了最大程度的灵活性。

3 载波相位-伪距综合动态定轨

3.1 合成伪距

为简洁起见，在不致引起误解的情况下，用载波相位来指代连续跟踪载波相位所得的累计距离，也有文献称为积分德尔夫距离。

设用户航天器的 GPS 接收机对某一颗 GPS 卫星的发射信号进行逐次伪距测量和连续的载波相位跟踪。以 z_k ($k=1, 2, 3, \dots, N$) 表示逐次伪距测量所得的伪距序列，以 \tilde{z}_k 表示连续载波相位跟踪所得的伪距序列， \tilde{z}_k 中包含初始偏差。假设载波相位的变化轨迹与伪距的变化轨迹相一致，可以构造合成伪距序列 \tilde{z}_k ，经推导其递推公式为

$$\tilde{z}_{k+1} = \frac{(N_0 + k)(\tilde{z}_k + \Delta \tilde{z}_{k+1}) + z_{k+1}}{N_0 + k + 1}, \quad (3)$$

式中 $\Delta \tilde{z}_{k+1} = \tilde{z}_{k+1} - \tilde{z}_k$ ； N_0 为伪距残差与合成伪距残差的标准差之比值。当 $k=0$ 时，取初值

$$\tilde{z}_1 = \frac{N_0 z'_1 + z_1}{N_0 + 1}, \quad (4)$$

式中 z'_1 表示由动力学模型确定的预测伪距。

以式 (3) 构造的合成伪距序列作为动态定轨中的伪距测量值输入，可以实现实时动态高精度绝对定位，将该方法称为载波相位-伪距综合动态定轨。

更进一步，如果在式 (3) 中令 $N_0 = 0$ ，并以预测伪距 z'_{k+1} 代替实测伪距 z_{k+1} ，则完全抛开了直接伪距测量值，实现了载波相位动态定轨。其实质是以动力学模型估计载波相位初始偏差，并以载波相位测量修正动力学模型的预测。数值仿真分析表明，载波相位动态定轨可提供比载波相位-伪距综合动态定轨更高的精度，但是其滤波收敛性较差，需要以载波相位-伪距综合动态定轨启动消除

较大的初始误差。

3.2 测量野值的剔除和跳周修复

为了实现测量野值的剔除和跳周修复,需要进行测量残差的统计。所谓测量残差就是实测值与模型预测值之差。在动态滤波过程中可以对测量残差进行统计,得到测量残差的标准差(均方差)。当新数据的测量残差超过一定范围时,将其排除在统计数据之外。

有了测量残差的统计,就可以剔除测量野值。如果某一测量值的残差大于3倍标准差,则抛弃该测量值;如果载波相位测量值的残差大于其标准差的3倍,就重新初始化相应测量通道的合成伪距递推计算。这样一来,凡是超出3倍标准差的测量野值都被抛弃,超出可接受的精度范围的跳周都会得到修复。

4 载波相位-伪距综合差分动态相对导航

如果两个做近距离(例如小于100 km)相对运动的航天器同步地对相同的GPS卫星进行跟踪测量,则它们的测量在空间上和时间内均具有很强的相关性,而且空间相关性随着相对距离的减小而增强。在这种情况下,两个航天器对同一颗GPS卫星的测距误差中的偏差部分是近似相等的,在差分定位中将被抵消,此时单点定位的相对测量精度就可以控制在几米的量级。另一方面,滤波对随机误差的平滑效果尤其明显,引入相对轨道运动模型进行Kalman滤波可望将相对定位精度提高一个数量级。另外,以各种方法充分利用载波相位测量的精确性,可以进一步提高相对定位的精度。

以载波相位-伪距综合动态定轨为基础,可将相关算法推广到两个航天器之间的动态相对导航。

首先是以相对轨道运动动力学模型代替绝对运动动力学模型。如图1所示,取航天器1(S_1)的轨道坐标系为描述航天器2(S_2)相对运动的参考系,坐标系原点 o 位于 S_1 的质心; y 轴沿着由地心指向 S_1 的方向; z 轴垂直于轨道平面,沿轨道动量矩方向; x 轴完成右手系。采用修正的C-W方程作为描述相对轨道运动的数学模型^[5]:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} - 2\Omega\dot{y} &= a_x \\ \ddot{y} + 2\Omega\dot{x} - 3\Omega^2 y &= 3\Omega^2 z^2 / (2r_1) + a_y \\ \ddot{z} + \Omega^2 z &= a_z \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

取 $(x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, c\Delta e_T, c\Delta e_{T'})^T$ 为系

统动力学模型的状态向量,其中最后两项是相对钟偏和相对频偏。

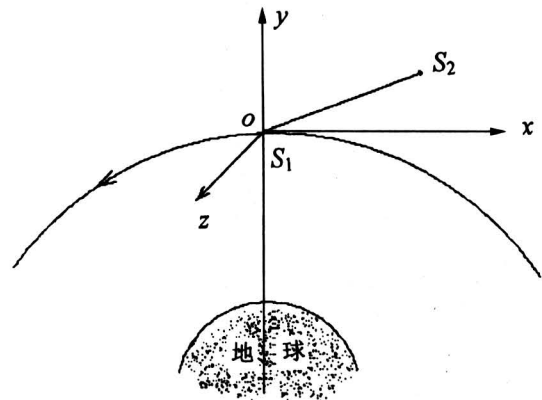


图1 相对运动参考系

Fig.1 Reference frame for relative motion

其次,以两个用户航天器之间的伪距差分 and 载波相位差分代替伪距和载波相位,构造合成伪距差分递推序列,于是可以实现“载波相位-伪距综合差分动态相对导航”。测量野值的剔除和跳周修复参照载波相位-伪距综合动态定轨实现。两个航天器的差分GPS动态相对导航以及各自的GPS动态定轨的框图如图2所示。

同理,如果在合成伪距差分递推中以预测伪距差分代替实测伪距差分,则完全抛开了直接伪距测量值,实现了“载波相位差分动态相对导航”,而且成功地解决了载波相位差分技术中最困难的动态解模糊和跳周修复问题。

5 载波相位-伪距综合动态定轨仿真分析

为了验证和评价载波相位-伪距综合动态定轨技术,笔者完成了该技术的全部计算软件及其数值仿真软件系统,仿真系统的主要结构如图3所示。

图4和图5给出了载波相位-伪距综合动态定轨一个仿真算例的三维位置和速度估计误差结果。该算例以用户星LANDSAT-4(美国)的运行轨道为例进行仿真分析,采用一阶高斯-马尔科夫过程噪声模型模拟测量误差。该算例的三维位置估计精度(均方差,下同)为2.36 m,三维速度估计精度达到了0.014 m/s。

大量的数值仿真分析表明:

1) 载波相位-伪距综合动态定轨技术是可行的,定轨精度高,滤波算法有良好的稳定性,滤波

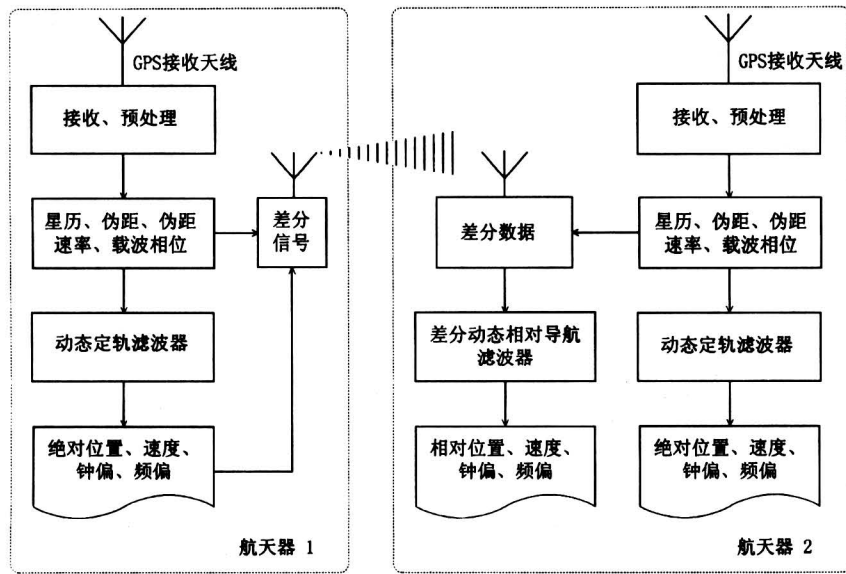


图 2 两个航天器的差分 GPS 动态相对导航

Fig.2 Differential GPS dynamic relative navigation of two spacecrafts

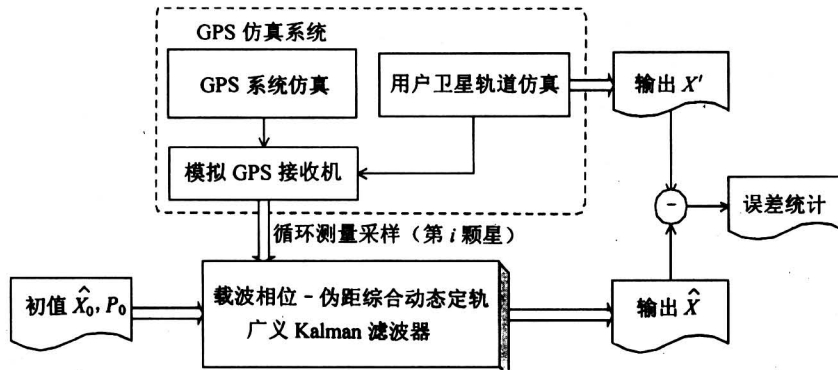


图 3 载波相位 - 伪距综合动态定轨数值仿真系统框图

Fig.3 Block diagram of CPPIDOD numerical simulation system

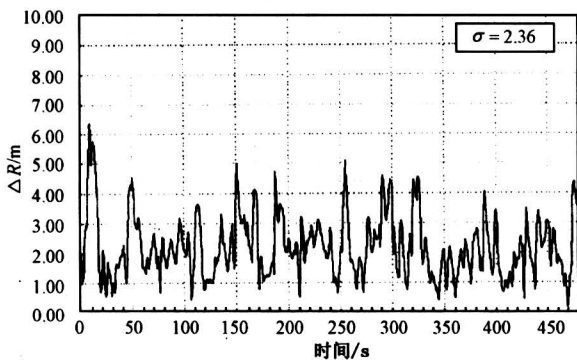


图 4 数值仿真动态定轨三维位置误差
Fig.4 3 D position error of numerical simulation of CPPIDOD

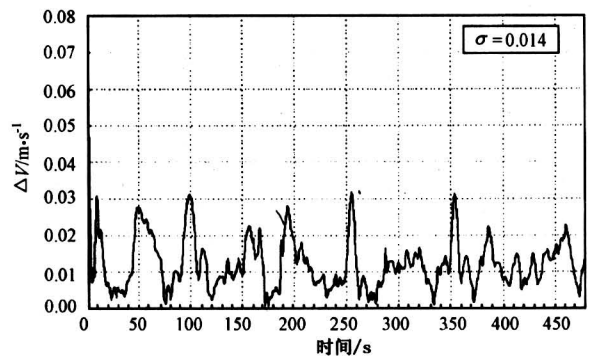


图 5 数值仿真动态定轨三维速度误差
Fig.5 3 D velocity error of numerical simulation of CPPIDOD

器有很好的初值稳定性、滤波收敛。

2) 动态定轨性能与轨道高度有关, 对于高度在 3 000 km 以下的低轨道卫星来说, 轨道越高, 位置、速度的估计精度也越高。

3) 动态定轨性能与测量采样频率有关, 采样频率越高, 位置、速度的估计精度也越高。

4) 抛开伪距测量值的载波相位动态定轨, 可望提供比载波相位 - 伪距综合动态定轨更优越的性能。

6 载波相位 - 伪距综合动态定轨半物理仿真实验

为了进一步验证、评价和改进载波相位 - 伪距综合动态定轨技术, 并为工程应用打好基础, 利用北京卫星信息工程研究所的 GPS 仿真器 (Spirent 4760) 和 GPS 接收机对载波相位 - 伪距综合动态定轨技术进行了半物理仿真实验。半物理仿真实验框图如图 6 所示。

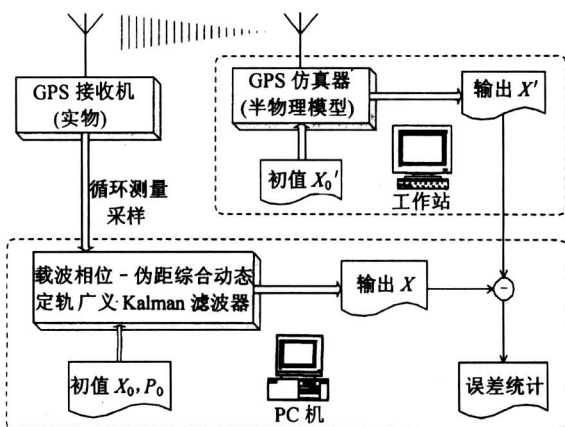


图 6 载波相位 - 伪距综合动态定轨半物理仿真实验框图

Fig.6 Block diagram of CPPIDOD semi-physical simulation test

在半物理仿真实验中发现, 用户接收机和 GPS 卫星的时钟误差对载波相位测量值的影响很大, 使直接的载波相位测量值失去实用意义, 需要采取措施对时钟误差的影响进行抵消或修正。为了克服 GPS 接收机时钟误差的影响, 引入 GPS 星间单差载波相位模型, 并对载波相位 - 伪距综合动态定轨滤波器进行改进以适应观测值的变化。

图 7 和图 8 给出了改进的载波相位 - 伪距综合动态定轨在一个实验算例中的三维位置和速度估计

误差结果 (部分时段), 三维位置精度为 7.25 m, 三维速度精度为 0.020 m/s。相同时段 GPS 接收机内部单点解算结果的三维位置精度为 16.36 m, 三维速度精度为 0.327 m/s。相比之下, 动态定轨的位置误差减小了 56 %, 速度误差减小了 94 %。

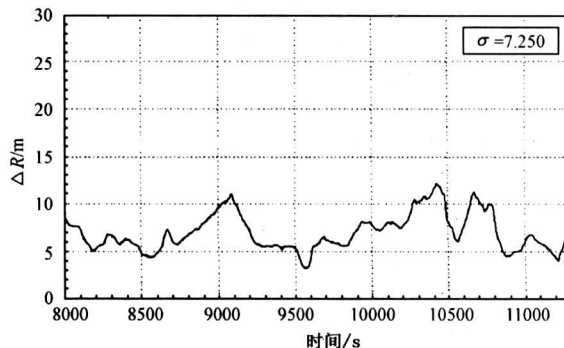


图 7 半物理仿真动态定轨三维位置误差
Fig.7 3 D position error of semi-physical simulation test of CPPIDOD

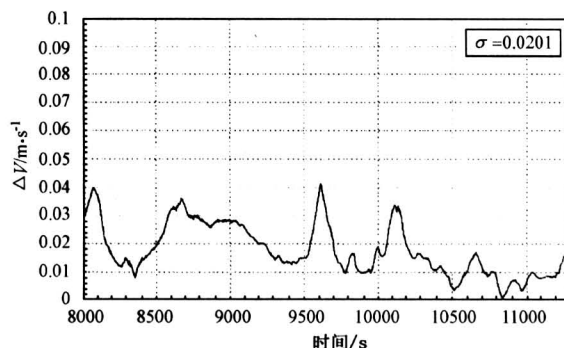


图 8 半物理仿真动态定轨三维速度误差
Fig.8 3 D velocity error of semi-physical simulation test of CPPIDOD

半物理仿真实验结果以及对动态定轨软件的分析表明:

- 1) 载波相位 - 伪距综合动态定轨技术可行, 滤波算法正确、有效, 滤波稳定, 滤波结果收敛。
- 2) 动态定轨解算的位置、速度精度明显优于接收机单点定位解算的位置、速度精度, 其中速度精度的提高尤其明显, 达到一个数量级以上。
- 3) 所开发的动态定轨软件算法效率高, 计算量满足星载实时性要求, 代码量适合于星载应用要求, 软件具有工程实用性。
- 4) 所开发的 GPS 数值仿真软件系统功能比较全面, 仿真结果正确, 可以应用于动态定轨技术的

数值仿真分析。

值得指出的是，由于客观的原因，半物理仿真实验条件还未能完全满足设计实验条件要求，测量数据质量不够理想。如果改进实验条件后再进行仿真实验，可望获得更好的动态定轨精度性能。

7 结语

笔者对航天器高精度 GPS 导航定位技术进行了深入研究，提出了利用 GPS 实现低轨道航天器高精度自主导航定位的新方法，并进行了深入的数值仿真分析和初步的半物理仿真实验验证，为工程应用打下了良好的基础。针对所提出的技术方法，还有诸多问题值得做进一步的深入研究，尤其是动态相对导航技术的深入研究，以及全面深入地进行动态定轨半物理仿真实验研究。

值得指出的是，由于导航定位原理的相同，课题研究提出的技术方法不仅可以适用于美国的 NAVSTAR-GPS，也可以适用于前苏联/俄罗斯的 GLONASS、欧洲正在研发的 GALIEO 系统以及

中国的第二代卫星导航定位系统。随着地球遥感卫星、海洋测高卫星、重力场测量卫星、星座编队组网、空间交会对接等飞行任务对高精度自主导航定位的需求不断增加，所提出的技术方法将产生重要的工程应用价值。

参考文献

- [1] Parkinson B W, Spilker J J Jr, Axelrad P, et al. GPS 理论与应用 [M]. 吴晓进, 等译. 西安: 西安导航技术研究所, 1999
- [2] DiPrinzio M D, Tolson R H. Evaluation of GPS position and attitude determination for automated rendezvous and docking missions [R]. NASA Contractor Report 4614, 1994
- [3] 向开恒. 航天器高精度 GPS 导航定位技术研究 [R]. 中国空间技术研究院博士后研究报告, 2002
- [4] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995
- [5] 詹 虎. An investigation on collocated geostationary satellites [D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996

Studies on Precise Spacecraft Navigation and Positioning Using GPS

Xiang Kaiheng, Qu Guangji

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100086, China)

[Abstract] In this paper, GPS measurement technology, Encke method to solve satellite orbit perturbation and generalized Kalman filtering technology are organically combined together, and an innovative solution—carrier phase & pseudorange integrated dynamic orbit determination (CPPIDOD) for low earth orbit spacecraft on-board autonomous precise navigation and positioning using GPS is presented. Difficult problems of dynamically resolving of integer ambiguities and amendment of cycle slips in the application of GPS carrier phase have been solved. Based on all these, technique of carrier phase & pseudorange integrated dynamic differential relative navigation between two spacecrafts is brought forward. Results of numerical simulation analyses and semi-physical simulation tests show that the solutions presented in this paper are feasible. They can significantly improve the performance of GPS positioning, and their models, algorithms and software are practical for engineering use.

[Key words] spacecraft; navigation; GPS; carrier phase; Kalman filtering