第20卷 第1期 空 间 科 学 学 报 Vol.20, No.1
2000 年 1月 CHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Jan., 2000

星载 GPS 低轨卫星几何法精密定轨研究*

胡国荣 欧吉坤
(中国科学院测量与地球物理研究所 武汉 430077)

摘 要

本文讨论了星载 GPS 接收机为单频情形的低轨卫星几何法定轨，包括载波相位相对定轨法和动态网定轨法，并利用 Topex/Poseidon 卫星星载 GPS 实测数据中 L1 载波相位观测值进行验证. 结果表明，载波相位相对定轨精度与地面基准站的观测质量有关，其三维轨道位置精度为分米级；载波相位动态网定轨精度介于各基准站载波相位相对定轨之间，它相当于在各基准站相对定轨之间加权均衡，而且提高了定轨的可靠性.

关键词 相对定轨—动态网定轨— GPS

1 引 言

以往低轨卫星轨道确定大多采用动力学方法 [1−3]，自从有了 GPS 以来，GPS 为低轨卫星定轨提供了一种全新的精密定轨方法 —— 几何法定轨 [2,4]. 我们称仅利用有关 GPS 观测数据，而不利用卫星的动力学信息来确定低轨卫星的轨道的方法为低轨卫星几何法定轨. 这种定轨方法，不同于传统的动力学方法，无需知道低轨卫星的动力学模型，而且具有观测信号精度高，全天侯，所需设备相对简便，价格低等优点.

研究表明，300—600 km 高度的低轨卫星，由于其受地球引力、大气阻力等动力影响很大，其动力学模型很难准确模拟，采用纯几何法定轨是一种有效且有特色的途径 [2,4]，因此，研究纯几何法定轨对 600 km 以下的低轨卫星将具有重要意义.

国外研究较多的低轨卫星定轨方法为几何法与动力法相结合的综合法 [1,2,4]. 近年来，我国学者开展了星载 GPS 定轨理论和方法的研究. 1993 年刘基余和王广运讨论了我国利用 GPS 信号测定低轨卫星实时位置的若干问题 [5,6]. 然而上述方法大部份考虑的是双频 GPS 接收机，对于星载 GPS 接收机为单频情形，很少有学者专门研究过. 但是，由于经费等原因，将有大量的商业和科学卫星将装载成本低廉、耗能少的单频 GPS 接收机，因此，研究星载单频 GPS 接收机低轨卫星定轨将具有很重要的实际意义. 本文就是基于上述出发点而提出的.

本文针对我国实际情况，仅讨论星载 GPS 接收机为单频的情形，以及讨论纯几何法后处理定轨；同时还讨论了载波相位相对定轨方法，动态网定轨方法，最后以 Topex/Poseidon (T/P) 卫星星载 GPS 实测数据中 L1 载波相位观测值为例，对上述方法进行了验证，并得出了一些有益的结论.

* 国防科工委重大项目子课题，中国科学院动力大地测量学开放研究实验室资助课题
1999-06-30 收到原稿，1999-11-25 收到修定稿

2　载波相位相对定轨方法

载波相位相对定轨方法，即低轨卫星上的接收机与地面基准站 (如 IGS, GPS 永久站) 接收机的同步载波相位观测值形成动态基线，已知基准站三维位置来确定低轨卫星轨道位置. 星载 GPS 接收机接收的 GPS 卫星信号不受中性大气层延迟影响，并假定电离层延迟可利用较好的模型或方法进行改正 [7,8]; 而地面基准站接收机为双频 GPS 接收机，电离层延迟可以得到很好地改正 [7,8], 中性大气层延迟可采用适当的改正模型进行改正 [9]. 由于为后处理定轨，可利用精密星历 (10—30 cm 精度), 从而可削弱 GPS 卫星星历误差和 SA 的影响.

设地面基准站接收机与低轨卫星星载接收机在 t_i 时刻共视了 GPS 卫星 j, k, 则可得双差观测方程为

$$\nabla\Delta\Phi_{\mathrm{fg}}^{jk}(t_i)=\nabla\Delta\rho_{\mathrm{fg}}^{jk}(t_i)+\lambda_1\nabla\Delta N_{\mathrm{fg}}^{jk}+\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi\mathrm{fg}}^{jk}. \tag{1}$$

式中，下标 f 表示低轨卫星，g 表示地面基准站，$\nabla\Delta\Phi_{\mathrm{fg}}^{jk}(t_i)$ 为双差载波相位观测值，$\nabla\Delta\rho_{\mathrm{fg}}^{jk}(t_i)$ 为双差距离，$\nabla\Delta N_{\mathrm{fg}}^{jk}$ 为双差模糊度，$\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi\mathrm{fg}}^{jk}$ 为观测值残差向量，λ_1 为 L1 载波相位波长.

已知地面基准站坐标，(1) 式在低轨卫星近似位置 $X_0=(X_{\mathrm{f}0},Y_{\mathrm{f}0},Z_{\mathrm{f}0})$ 附近泰勒展开到一次项为

$$\nabla\Delta\Phi=\boldsymbol{A}^{jk}\boldsymbol{x}+\lambda_1\nabla\Delta N+\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi}. \tag{2}$$

式中，

$$\boldsymbol{A}^{jk}=\begin{pmatrix}\dfrac{X^j-X_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^j)_0}-\dfrac{X^k-X_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^k)_0}\\[2ex]\dfrac{Y^j-Y_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^j)_0}-\dfrac{Y^k-Y_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^k)_0}\\[2ex]\dfrac{Z^j-Z_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^j)_0}-\dfrac{Z^k-Z_{\mathrm{f}0}}{(\rho_{\mathrm{f}}^k)_0}\end{pmatrix}^{\mathrm{T}};\quad \boldsymbol{x}=(\delta X_{\mathrm{f}},\delta Y_{\mathrm{f}},\delta Z_{\mathrm{f}})^{\mathrm{T}};$$

$$(\rho_{\mathrm{f}}^j)_0=[(X^j-X_{\mathrm{f}0})^2+(Y^j-Y_{\mathrm{f}0})^2+(Z^j-Z_{\mathrm{f}0})^2]^{1/2};$$

$$(\rho_{\mathrm{f}}^k)_0=[(X^k-X_{\mathrm{f}0})^2+(Y^k-Y_{\mathrm{f}0})^2+(Z^k-Z_{\mathrm{f}0})^2]^{1/2};$$

(X^j,Y^j,Z^j) 和 (Z^k,Y^k,Z^k) 分别为第 j, k 颗 GPS 卫星的三维轨道位置;

$$\nabla\Delta N=\nabla\Delta N_{\mathrm{fg}}^{jk},\qquad \nabla\Delta\Phi=\nabla\Delta\Phi_{\mathrm{fg}}^{jk}(t_i)-(\rho_{\mathrm{f}}^j)_0+(\rho_{\mathrm{f}}^k)_0+\rho_{\mathrm{g}}^k-\rho_{\mathrm{g}}^k.$$

$\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi}$ 包括双差载波相位观测值误差和线性展开误差.

若同时共视 m 颗卫星，则可形成 $m-1$ 个类似的 (2) 式，联合写为

$$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{B}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{\Delta}. \tag{3}$$

式中，

$$\boldsymbol{L}=(\nabla\Delta\boldsymbol{\Phi}_1,\cdots,\nabla\Delta\boldsymbol{\Phi}_{m-1})^{\mathrm{T}},\quad \boldsymbol{B}=\begin{pmatrix} A_1 & \lambda_1 & & 0\\ \vdots & & \ddots & \\ A_{m-1} & 0 & & \lambda_1\end{pmatrix}^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{X}=(x^{\mathrm{T}}\ \nabla\Delta N_1,\cdots,\nabla\Delta N_{m-1})^{\mathrm{T}},\quad \boldsymbol{\Delta}=(\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi_1},\cdots,\nabla\Delta\varepsilon_{\Phi_{m-1}})^{\mathrm{T}}$$

误差方程式为

$$\boldsymbol{V}=\boldsymbol{B}\hat{\boldsymbol{X}}-\boldsymbol{L}. \tag{4}$$

设 n 个历元双差观测值的权阵为 $\boldsymbol{P}$, 则可组成法方程为

$$\boldsymbol{N}\hat{\boldsymbol{X}}-\boldsymbol{U}=0. \tag{5}$$

式中， $\boldsymbol{N}=\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{B}, \boldsymbol{U}=\boldsymbol{B}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{L}$. 解法方程得

$$\hat{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{N}^{-1}\boldsymbol{U}. \tag{6}$$

单位权标准差 (中误差) 估值为

$$\hat{\sigma}_0=\sqrt{\frac{\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{V}}{n(m-1)-(3n+m-1)}}. \tag{7}$$

式中， $\boldsymbol{V}$ 为残差向量，由 (4) 式求得. 未知数中误差估值为

$$\hat{\sigma}_{x_i}=\hat{\sigma}_0\sqrt{Q_{ii}}\quad (i=1,2,\cdots,3n+m-1). \tag{8}$$

式中， Q_{ii} 为 $\boldsymbol{N}^{-1}$ 中的第 i 个对角线元素.

下面探讨 3 个问题：

(1) 观测值权阵

每个历元双差载波相位观测值之间具有相关性，设低轨卫星星载 GPS 接收机和地面基准站 GPS 接收机 L1 载波相位观测值方差均为 σ_{ϕ}^2, 第 i 个历元的权阵 $P(t_i)$ 为 [10]

$$\boldsymbol{P}(ti)=\frac{1}{2\sigma_{\Phi}^2(m-1+1)}\begin{pmatrix} m-1 & -1 & -1 & \cdots & -1\\ -1 & m-1 & -1 & \cdots & -1\\ -1 & -1 & m-1 & \cdots & -1\\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots\\ -1 & -1 & -1 & \cdots & m-1\end{pmatrix}. \tag{9}$$

设各个历元双差观测值之间是相互独立的，则这 n 个历元的观测值权阵 $\boldsymbol{P}$ 为

$$\boldsymbol{P}=\begin{pmatrix} P(t_1) & 0 & 0 & \cdots & 0\\ 0 & P(t_2) & 0 & \cdots & 0\\ 0 & 0 & P(t_3) & \cdots & 0\\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots\\ 0 & 0 & 0 & \cdots & P(t_n)\end{pmatrix}. \tag{10}$$

(2) 所需历元数与参数的关系

若低轨卫星星载 GPS 接收机和地面基准站 GPS 接收机在 t_i 时刻共视了 m 颗卫星，则可形成 $m-1$ 个双差观测方程 (以某一颗卫星为参考卫星), 未知数个数为 $3+m-1$, 即 3 个低轨卫星轨道位置参数，$m-1$ 个模糊度参数. 由于 $m-1 \leqslant 3+m-1$, 即方程个数少于未知数个数，因此，一个历元解不出低轨卫星三维轨道位置参数，必须连续几个历元锁定这 m 颗卫星. 若连续锁定 n 个历元，则可形成 $n \times (m-1)$ 个双差观测方程，未知数个数为：$3n+(m-1)$, 即 n 个历元的低轨卫星轨道位置参数 $3n$ 个，以及 $m-1$ 个模糊度参数. 为了得到确定解，必须满足

$$n(m-1) \geqslant (m-1)+3n, \quad \text{即} \quad n \geqslant \frac{m-1}{m-4}.$$

当低轨卫星星载 GPS 接收机和地面基准站 GPS 接收机共视了 5 颗卫星，即 $m=5$ 时，$n \geqslant 4$, 即至少要连续锁定 4 个历元，才可解出所有未知数；当 $m=6$ 时，$n \geqslant 3$, 依此类推.

(3) 求解整周模糊度的措施

该方法中，由于整周模糊度解算的前提条件是，影响整周模糊度解算的各类误差必须消除到足够小 [8], 而载波相位相对定轨时，低轨卫星与地面基准站的距离为 10^2—10^3 km, 虽然星载 GPS 接收机与地面基准站接收机有些误差具有一定的相关性，但由于星载 GPS 载波相位观测值中的各类误差很难消除到足够小，例如多路径误差很难模型化，以及单频星载 GPS 观测值经电离层延迟改正模型改正后的残差，这些未能消除的误差破坏了整周模糊度的整数特性. 为此，我们采用 Sigma 方法尽可能解算整周模糊度 [11]. 研究表明 *, 该方法将部份或全部实数模糊度解算为整数比实数模糊度解精度明显提高.

3　动态网定轨方法

动态网定轨方法，即若同时有几个地面基准站能与低轨卫星星载 GPS 接收机形成动态基线，形成如图 1 所示的动态网，由该动态网则可确定低轨卫星轨道位置. 若地面有多

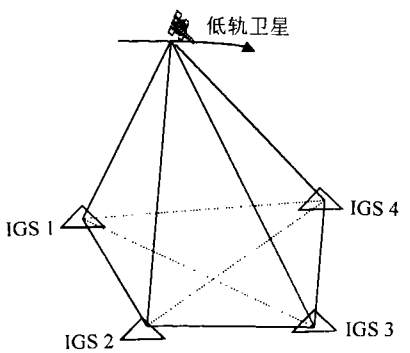


图 1　低轨卫星动态基线网

Fig.1　Kinematic network for low-earth satellite

* 胡国荣. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论研究. 博士学位论文，武汉：中国科学院测量与地球物理研究所. 1999

个基准站与星载 GPS 接收机形成相对定轨，由于地面基准站的观测精度不一样，因此可得星载 GPS 接收机三维位置的多个不同精度的解，利用动态网进行定轨，则可削弱这些解之间的不符值，提高定轨结果的精度和可靠性.

我们认为任一动态基线向量的 3 个分量之间是相关的，其相关性的大小由各自相对定轨的结果给定，而不同的动态基线向量之间是相互独立的. 设由相对定轨方法所确定的如图 1 所示的各动态基线向量及其协方差分别为 $(\Delta X_{if}, \Delta Y_{if}, \Delta Z_{if})$ 和 $D_{if}, i = 1, 2, \cdots, n$, n 为地面基准站的个数. 低轨卫星的三维位置改正数为 $(\delta X_f, \delta Y_f, \delta Z_f)$. 低轨卫星近似位置为 $\boldsymbol{X}_0 = (X_{f0}, Y_{f0}, Z_{f0})$, 地面基准站坐标 (X_i, Y_i, Z_i) 已知，各动态基线向量的权阵 $P_{if} = \sigma_0^2 D_{if}^{-1}$. 动态基线向量的误差方程为

$$\begin{bmatrix} V_{\Delta X_{if}} \\ V_{\Delta Y_{if}} \\ V_{\Delta Z_{if}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta X_f \\ \delta Y_f \\ \delta Z_f \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \Delta X_{if} + X_i - X_{f0} \\ \Delta Y_{if} + Y_i - Y_{f0} \\ \Delta Z_{if} + Z_i - Z_{f0} \end{bmatrix}. \tag{11}$$

相应的矩阵形式为

$$\boldsymbol{V}_{if} = \boldsymbol{E} \cdot \boldsymbol{x} - \boldsymbol{L}_{if}. \tag{12}$$

这里认为各基线向量观测值之间是相互独立的，因而可分别对每个基线向量观测值的误差方程组成法方程，将这些单个法方程的系数阵及常数阵，分别加到总法方程的对应系数阵及常数阵上去.

对应于 (12) 式的法方程为

$$\boldsymbol{P}_{if} \cdot \boldsymbol{x} - \boldsymbol{P}_{if} \boldsymbol{L}_{if} = 0. \tag{13}$$

总的法方程设为

$$\boldsymbol{N} \cdot \boldsymbol{x} - \boldsymbol{U} = 0. \tag{14}$$

其中，

$$\boldsymbol{N} = \boldsymbol{P}_{1f} + \boldsymbol{P}_{2f} + \cdots + \boldsymbol{P}_{nf}, \quad \boldsymbol{U} = \boldsymbol{P}_{1f}\boldsymbol{L}_{1f} + \boldsymbol{P}_{2f}\boldsymbol{L}_{2f} + \cdots + \boldsymbol{P}_{nf}\boldsymbol{L}_{nf}.$$

于是，可得低轨卫星的三维轨道位置改正数 x 为

$$\boldsymbol{x} = \boldsymbol{N}^{-1}\boldsymbol{U}. \tag{15}$$

则低轨卫星的三维轨道位置精确值为

$$\hat{\boldsymbol{X}}_f = \boldsymbol{X}_0 + \boldsymbol{x}. \tag{16}$$

单位权标准差 (中误差) 估值为

$$\hat{\sigma}_0 = \sqrt{\frac{\boldsymbol{V}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{V}}{3n-3}}. \tag{17}$$

式中， $\boldsymbol{V}$ 可由 (12) 式求得， n 为动态网基线的个数.

低轨卫星的三维轨道位置 $\boldsymbol{x}$ 的协方差阵为

$$\boldsymbol{D}_x = \hat{\sigma}_0^2 \boldsymbol{N}^{-1}. \tag{18}$$

上述为一个历元的动态网定轨原理，类似地，可求得低轨卫星其它历元的三维轨道位置.

4　应用实例分析

利用 1997 年 4 月 20 日 T/P 卫星上 GPS 接收机 (GPS/DR) 的单频 L1 载波相位观测数据，利用上述方法分别进行定轨. T/P 星载 GPS 接收机载波相位采样率为 1 s, 可同时跟踪 6 颗 GPS 卫星，并与我国 4 个 IGS 站进行相对定轨和动态网定轨，4 个 IGS 站分别为：上海 (Shao), 拉萨 (Lhasa), 西安 (Xi'an) 和台湾 (Taiwan). 地面基准站 GPS 接收机载波相位观测值采样率为 30 s.

T/P 卫星轨道高度为 1 336 km 左右，因此，T/P 星载 GPS 接收机的载波相位观测值中，中性大气层和电离层影响可忽略不计，仅顾及地面站中性大气层和电离层对载波相位观测值的影响，采用 Saastamoinen 中性大气层改正模型 [9], 气象参数采用标准大气参数，以及 Bernese 软件中求得的电离层模型对地面站载波相位观测数据进行改正 [11], 地面基准站的接收机天线相位中心的位置为已知值. T/P 卫星初始轨道位置可由直接法解或基于直接法的线性化迭代法得出 *.

载波相位相对定轨方法和动态网定轨方法部分历元定轨结果如表 1—3 所示，表中列出了 X, Y, Z 三维轨道位置分量以及总的位置误差 RSS (RSS=$\sqrt{\sigma_X^2+\sigma_Y^2+\sigma_Z^2}$).

表 1　载波相位相对定轨法部分历元结果　　单位：m

时元	与拉萨站				与上海站			
(s)	σ_X	σ_Y	σ_Z	RSS	σ_X	σ_Y	σ_Z	RSS
5760.00	0.1967	0.1240	0.0470	0.2372	0.1296	0.0880	0.0787	0.1753
5790.00	0.1959	0.1213	0.0468	0.2351	0.1289	0.0859	0.0794	0.1741
5820.00	0.1951	0.1186	0.0466	0.2330	0.1281	0.0839	0.0799	0.1727
5850.00	0.1944	0.1161	0.0464	0.2311	0.1274	0.0819	0.0805	0.1715
5880.00	0.1937	0.1136	0.0463	0.2293	0.1267	0.0801	0.0810	0.1704
5910.00	0.1930	0.1112	0.0461	0.2275	0.1260	0.0783	0.0815	0.1693
5940.00	0.1924	0.1089	0.0460	0.2258	0.1254	0.0766	0.0819	0.1682
5970.00	0.1919	0.1066	0.0459	0.2243	0.1247	0.0750	0.0823	0.1672

表 2　载波相位相对定轨法部分历元结果　　单位：m

时元	与台湾站				与西安站			
(s)	σ_X	σ_Y	σ_Z	RSS	σ_X	σ_Y	σ_Z	RSS
5760.00	0.0213	0.0992	0.0928	0.1375	0.0329	0.0924	0.1054	0.1440
5790.00	0.0211	0.0986	0.0918	0.1364	0.0327	0.0918	0.1046	0.1430
5820.00	0.0210	0.0981	0.0907	0.1352	0.0325	0.0913	0.1039	0.1421
5850.00	0.0208	0.0976	0.0897	0.1342	0.0323	0.0907	0.1032	0.1411
5880.00	0.0206	0.0970	0.0888	0.1331	0.0320	0.0903	0.1025	0.1403
5910.00	0.0205	0.0966	0.0878	0.1321	0.0318	0.0898	0.1018	0.1394
5940.00	0.0203	0.0961	0.0869	0.1311	0.0316	0.0894	0.1012	0.1387
5970.00	0.0201	0.0956	0.0860	0.1302	0.0314	0.0891	0.1006	0.1380

* 胡国荣. 星载 GPS 低轨卫星定轨理论研究. 博士学位论文，武汉：中国科学院测量与地球物理研究所. 1999

表 3 载波相位动态网定轨法部分历元结果 单位：m

时元	载波相位动态网定轨精度			
(s)	σ_X	σ_Y	σ_Z	RSS
5760.00	0.0319	0.0914	0.1109	0.1472
5790.00	0.0370	0.0899	0.1209	0.1551
5820.00	0.0335	0.0913	0.1039	0.1423
5850.00	0.0312	0.0917	0.1132	0.1490
5880.00	0.0332	0.0903	0.1045	0.1420
5910.00	0.0401	0.0899	0.1101	0.1477
5940.00	0.0326	0.0909	0.1013	0.1399
5970.00	0.0311	0.0897	0.1102	0.1455

由表 1—3 可得出如下结论：

(1) 载波相位相对定轨精度与地面基准站的观测质量有关，其三维轨道位置精度基本在 0.2—0.3 m 之间；

(2) 载波相位动态网定轨精度介于各基准站载波相位相对定轨之间，三维轨道位置精度为 0.2 m 左右；

(3) 动态网定轨精度变化比较均匀，它相当于在各基准站相对定轨之间加权均衡.

5 结 束 语

本文从理论和实例分析两方面探讨了利用单频星载 GPS 接收机的相位观测值进行低轨卫星定轨的方法. 几何法定轨的前提是星载 GPS 接收机所提供的观测信号精确可靠. 由上述讨论和应用实例分析可见，载波相位相对定轨精度与地面基准站的观测质量有关，其三维轨道位置精度为分米级；载波相位动态网定轨精度介于各基准站载波相位相对定轨之间，它相当于在各基准站相对定轨之间加权均衡，并可削弱各基准站相对定轨之间的不符值，提高定轨结果的可靠性.

当然，本文实例采用的是 1 336 km 高度的 T/P 卫星星载 GPS 数据，可以认为不受电离层和中性大气层延迟影响，同时由于其接收机质量好，而且采用的是精密星历，因此，其定轨精度比较高. 若对于轨道高度为 600 km 以下的低轨卫星，其定轨精度取决于星载 GPS 接收机质量及其电离层延迟改正模型的精度，这些都有待进一步研究.

值得一提的是，精密相对定轨的一个最大缺点是，能够与地面某一基准站形成相对定轨的观测值少，即共视弧段有限. 我们认为动力法与几何法联合为综合法是较佳的定轨途径. 当前空间不仅有 24 颗 GPS 工作卫星，还有 Glonass 卫星可以利用，欧洲也正在发展其 “全球导航卫星系统”(GNSS) 计划，可供利用的导航定位卫星资源会愈加丰富， GPS 与其他卫星导航系统的联合应用将大大提高星载 GPS(这里仍称为 GPS) 卫星几何法定轨的精确性和可靠性. 相信在不久的将来，星载 GPS 低轨卫星定轨技术将在我国的航天领域得到较好的应用.

此外，本文的基本理论和方法虽然是针对星载 GPS 低轨卫星定轨而提出的，但这些理论和方法同样适合于飞机、导弹等空间飞行器利用 GPS 进行导航定位.

参　考　文　献

[1] Ashkenazi V *et al.* Real-Time Autonomous Orbit Determination of LEO Satellites Using GPS. ION GPS 97, 1997. 755—761

[2] Schutz B E *et al.* Dynamic orbit determination using GPS measurements from Topex/Poseidon. *Geophys. Res. Lett.*, 1994, **21**(19):2 179—2 182

[3] 刘林. 人造地球卫星轨道力学. 北京：高等教育出版社. 1991

[4] Powell G E. Precise GPS-based Tracking of Remote Sensing Satellites. Center for Space Research. 1992

[5] 刘基余. GPS 信号测定低轨卫星的实时位置. 导航, 1993, (3):39—49

[6] 王广运. GPS 用于卫星测高定轨. 导航, 1993, (3):32—38

[7] 周忠谟, 易杰军. GPS 卫星测量原理与应用. 北京：测绘出版社, 1994. 140—141

[8] 刘基余等. 全球定位系统原理及其应用. 北京：测绘出版社, 1993

[9] 欧吉坤. GPS 测量的中性大气折射改正的研究. 测绘学报, 1998, **27**(1):31—36

[10] 李学逊. GPS 载波相位观测值的线性组合及其相关性分析. 测绘通报, 1994, (3):10—15

[11] Marel H. The Bernese GPS Software V3.2-D. Delft Geodetic Computing Center, 1992

THE THEORY OF GPS-BASED GEOMETRIC ORBIT DETERMINATION FOR LOW-EARTH SATELLITES

HU Guorong　OU Jikun

(*Institute of Geodesy and Geophysics, The Chinese Academy of Sciences, Wuhan* 430077)

Abstract

Methods of single frequency carrier phase-based relative orbit determination (OD) and kinematic network OD for low-earth satellite are developed. From the results calculated using L1 data collected by GPS/DR onboard Topex/Poseidon, we can draw following conclusions: (a) the accuracy of single frequency carrier phase-based relative OD may attain the order of a few decimeters; (b) the accuracy of relative OD depends on the data quality of ground tracking stations; (c) the accuracy of kinematic network OD is equavalent to a weighting among relative ODs of different ground tracking stations and can improve the reliability and precision of OD due to its redundant condition and good geometric configuration.

Key words　Relative orbit determination, Kinematic network orbit determination, Global Positiong System