第27卷第1期
2007年2月

大地测量与地球动力学
JOURNAL OF GEODESY AND GEODYNAMICS

Vol. 27 No. 1
Feb. ,2007

文章编号:1671-5942(2007)01-0112-07

星载 GPS 精密定轨进展及其数学模型*

郑作亚[1,3)]　黄　珹[2)]　卢秀山[1)]

(1)山东科技大学基础地理信息与数字化技术重点实验室,青岛　266510
2)中国科学院上海天文台,上海　200030
3)香港理工大学土地测量及地理资讯学系　香港)

摘　要　在星载 GPS 精密定轨原理基础上进行了星载 GPS 低轨卫星定轨的函数模型和随机模型的分析和探讨,提出了定轨过程中线性组合、非差和差分的函数模型形式,分析了不同函数模型的优点和不足;根据定轨中的解算思路和计算模型,分别进行了一步法、两步法、动力学法、减缩动力学法、几何法和运动学法定轨的分析。

关键词　星载 GPS　精密定轨　函数模型　随机模型　半几何半动力学定轨　低轨(LEO)卫星

中图分类号:P227　　**文献标识码**:A

PROGRESS AND MATHEMATIC MODELS OF ON-BOARD GPS PRECISE ORBIT DETERMINATION

Zheng Zuoya[1,3)], Huang Cheng[2)] and Lu Xiushan[1)]

(1) *Key Laboratory of Base Geographic Information and Digital Technology*, *SUST*, *Qingdao*　266510
2) *Shanghai Astronomical Observatory*, *CAS*, *Shanghai*　200030
3) *Department of Land Surveying and Geo-informatics*, *Hong Kong Polytechnic University*, *Hong Kong*)

Abstract　On the basis of the theory of on-board GPS precise orbit determination (POD), having analyzed and discussed functional model and stochastic model of on-board GPS low earth orbit (LEO) satellite, the linear combination, zero-differential and differential functional model form and their advantages and disadvantages are put forward. According to different ideas and models for solution, some methods for orbit determinations: one-step POD, two-step POD, dynamic POD, reduced-dynamic POD, geometry POD and kinematic POD are analyzed. Finally, the on-board GPS geometry-dynamic POD method and its prospective are discussed.

Key word: on-board GPS, Precise Orbiter Determination (POD), functional model, stochastic model, geometry-dynamic POD, LEO (low earth orbit) satellite

1　引言

人造地球卫星的发射成功揭开了人类航天史的新篇章,随着航天技术的发展和卫星的广泛应用,对定轨精度也提出了更高的要求。到目前为止,定轨精度已经达到厘米级,甚至亚厘米级。而轨道测量技术的发展为轨道动力学的研究、轨道精度的提高奠定了基础。就轨道动力学而言,主要集中在如下

* **收稿日期**:2006-08-31
基金项目:山东省泰山学者建设工程专项经费;山东省基础地理信息与数字化技术重点实验室开放基金
作者简介:郑作亚,男,1978 年生,博士,主要从事 GPS 定位与导航数据处理,空间飞行器精密定轨及其应用研究

几种:1)数学方法研究,如定轨所使用的统计学模型,常用的有序贯处理方法和批处理方法;动力学方程的积分方法,目前常用的有解析方法、数值方法和半解析半数值方法等;2)尽量完善的力学模型;3)测轨系统误差修正及预处理;4)定轨误差分析方法。

在 GPS 出现之前,轨道的测量主要通过光学望远镜、激光测距、多普勒测速和雷达测高等手段来实现,但它们都存在局限性。近年来,随着 GPS 技术的开发应用,利用星载 GPS 接收机进行卫星自主定位成为卫星精密定轨的一条重要途径。

精密轨道确定的过程是一个迭代过程。首先给出一个初始时刻的位置和速度,然后进行数值积分,在迭代过程中,将上一次解算的位置作为初始值,直到满足精度。本文在星载 GPS 精密定轨原理基础上,进行了星载 GPS 低轨卫星定轨的函数模型和随机模型的分析和探讨,提出了定轨过程中线性组合、非差和差分的伪距和相位观测函数模型形式,分析了不同函数模型的优点和不足。

2　星载 GPS 精密定轨基本原理

星载 GPS 精密定轨就是:在 CHAMP 或 GRACE 等低轨卫星上安装 GPS 接收机,首先利用地面 GPS 接收站(一般利用全球分布的 IGS 台站)接收来自 GPS 卫星的信号,确定 GPS 卫星轨道,作为已知轨道(坐标),然后由 CHAMP 等 LEO 卫星接收 GPS 卫星接收来自 GPS 卫星的信号,根据 LEO 卫星到 GPS 卫星的距离,从而确定 CHAMP 等 LEO 卫星的轨道。

若利用 GPS 伪距定轨,定轨精度较低,而用 GPS 相位观测值定轨,则存在周跳和模糊度问题。但是,要得到高精度的星载 GPS 定轨,就必须采用相位观测定轨,目前采用 GPS 相位观测值进行 CHAMP 卫星定轨,精度能达到 0.87 cm,而 GPS 伪距观测定轨精度为 39.1 cm[1]。

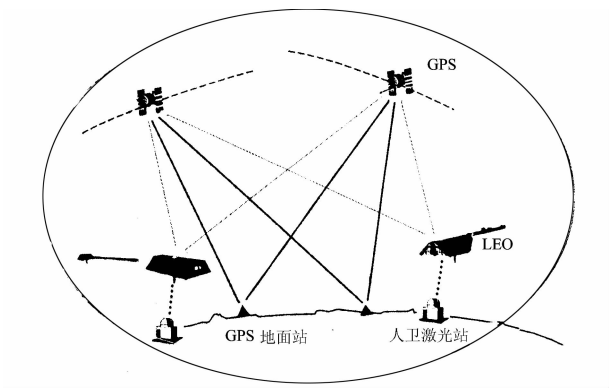


图 1　星载 GPS 精密定轨示意图

Fig. 1　Sketch of on-board GPS precise orbit determination

3　星载 GPS 低轨卫星定轨的数学模型

3.1　星载 GPS 低轨卫星定轨函数模型[2]

1) 基本观测方程

LEO 卫星对 GPS 卫星观测的相位观测和伪距观测基本方程分别为:

$$L^{G}_{LEO,i}=\rho^{G}_{LEO}+c(\delta t_{LEO}+\delta t^{s}_{LEO,i})-c(\delta t^{G}+\delta t^{s}_{G,i})-\delta\rho_{ion,i}+\delta\rho_{rel}+\delta\rho_{mul,i}+\delta\rho_{pco,i}+\lambda_i N^{G}_{LEO,i}+\varepsilon_i \tag{1}$$

$$P^{G}_{LEO,i}=\rho^{G}_{LEO}+c(\delta t_{LEO}+\delta t^{s}_{LEO,i})-c(\delta t^{G}+\delta t^{G}_{G,i})+\delta\rho_{ion,i}+e_i \tag{2}$$

其中,i 分别表示两个频率 L_1 和 L_2;$L^{G}_{LEO,i}$为非差相位观测值(距离);$P^{G}_{LEO,i}$为伪距观测值(伪距);ρ^{G}_{LEO}为站星真实几何距离;c 为真空中光的速度;δt_{LEO}为低轨卫星钟差改正;$\delta t^{s}_{LEO,i}$为低轨卫星系统延迟(电缆,电子等);δt^{G} 为 GPS 卫星钟差改正;$\delta t^{s}_{G,i}$为 GPS 卫星系统延迟(电缆,电子等);$\delta\rho_{ion,i}$为电离层延迟;$\delta\rho_{rel}$为相对论改正;$\delta\rho_{mul,i}$为多路径、发散和弯曲等影响;$\delta\rho_{pco,i}$为相位中心改正;λ_i 为 GPS 信号波长(L_1 或 L_2);$N^{G}_{LEO,i}$为非差整周模糊度;ε_i 为相位噪声(L_1 或 L_2)。

2) LP 组合

对于单频接收机,我们可以通过 LP 组合得到较高精度的码观测进行 CHAMP 等 LEO 卫星定轨,单频接收机的 LP 组合表达式为:

$$LP1^{G}_{LEO}=\frac{1}{2}(L1^{G}_{LEO}+P1^{G}_{LEO})=\rho^{G}_{LEO}+\frac{1}{2}\lambda_1 N1^{G}_{LEO}+c[(\delta t_{LEO}+\delta t^{s}_{LEO})-(\delta t^{G}+\delta t^{s}_{G})]+\frac{1}{2}(e+\varepsilon) \tag{3}$$

$$LP2^{G}_{LEO}=\frac{1}{2}(L2^{G}_{LEO}+P2^{G}_{LEO})=\rho^{G}_{LEO}+\frac{1}{2}\lambda_2 N2^{G}_{LEO}+c[(\delta t_{LEO}+\delta t^{s}_{LEO})-(\delta t^{G}+\delta t^{s}_{G})]+\frac{1}{2}(e+\varepsilon) \tag{4}$$

其中,

$$\mathrm{noise}(LP2)=\mathrm{noise}(LP1)=\frac{1}{2}\mathrm{noise}(P1)\approx 7\sim 8\ \mathrm{cm} \tag{5}$$

$$\lambda_{LP1}=\frac{1}{2}\lambda_1=95\ \mathrm{mm},\lambda_{LP2}=\frac{1}{2}\lambda_2=120\ \mathrm{mm} \tag{6}$$

这是相位观测和码观测值的线性组合,消除了 LEO 卫星上电离层的影响,码观测噪声影响降为原噪声的 0.5 倍。但是,数据预处理只能利用单频数据,其处理过程更加复杂困难[3,4]。

3) LC 组合

为了消除电离层影响,进行 LC 组合:

$$L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}=\frac{f_1^2}{f_1^2-f_2^2}L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},1}-\frac{f_2^2}{f_1^2-f_2^2}L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},2} \tag{7}$$

可以进一步写为:

$$L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}=\rho^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO}}+c\delta t_{\mathrm{LEO},3}-c\delta t^{G,3}+\delta\rho_{\mathrm{rel}}+\delta\rho_{\mathrm{mul},3}+\delta\rho_{\mathrm{pco},3}+B^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}+\varepsilon_3 \tag{8}$$

其中,

$$\delta t_{\mathrm{LEO},3}=\delta t_{\mathrm{LEO}}+\frac{f_1^2}{f_1^2-f_2^2}\delta t^s_{\mathrm{LEO},1}-\frac{f_2^2}{f_1^2-f_2^2}\delta t^s_{\mathrm{LEO},2}$$

$$\delta t^{\mathrm{G},3}=\delta t^{\mathrm{G}}+\frac{f_1^2}{f_1^2-f_2^2}\delta t^s_{\mathrm{G},1}-\frac{f_2^2}{f_1^2-f_2^2}\delta t^s_{\mathrm{G},2}$$

$$\delta\rho_{\mathrm{m},3}=\frac{f_1^2}{f_1^2-f_2^2}\delta\rho_{\mathrm{m},1}-\frac{f_2^2}{f_1^2-f_2^2}\delta\rho_{\mathrm{m},2}$$

$$B^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}=\frac{c}{f_1^2-f_2^2}(f_1N^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},1}-f_2N^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},2})$$

$\delta\rho_{\mathrm{mul},3}$和 $\delta\rho_{\mathrm{pco},3}$分别用 $\delta\rho_{\mathrm{m},3}$的通式表示,分别为组合后的无电离层影响下的多路径影响、LEO 卫星相位中心改正和 LEO 卫星相位中心变量。

同样,LC 组合后的码观测方程:

$$P^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}=\rho^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO}}+c\delta t_{\mathrm{LEO},3}-c\delta t^{G,3}+e_3 \tag{9}$$

在 GPS 卫星和 LEO 卫星上,系统延迟对 P_1 和 P_2 的影响是不同的。

4) 非差定轨

在非差运动学精密定轨中,无需地面台站数据资料,直接利用 LEO 卫星到 GPS 卫星的几何距离定位,但一颗 LEO 卫星必须至少能观测到 4 颗 GPS 卫星。同时,必须要估计每个历元的 LEO 卫星轨道三维坐标和 LEO 卫星钟参数,在平差解算过程中,有关非差 LC 组合模糊度参数是这样规定的:如果对于 GPS 卫星是一个连续的弧段,则模糊度参数是惟一的,也就是说一个 GPS 卫星在一个连续弧段只解一个模糊度参数,而不是每个历元解一个模糊度;但是,在平差解算过程中只能解算得 LC 组合后模糊度参数 $B^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}$,而不能解算出每个频率上的模糊度参数。在非差方法中,必须要有高精度的 GPS 卫星轨道和卫星钟[5],GPS 卫星坐标和 LEO 卫星必须有相同的采样间隔,由于强相关性,GPS 卫星位置和卫星钟必须相一致、相对应。非差关键问题是如何构成系数矩阵和大型稀疏矩阵的运算。如果高精度的 GPS 卫星轨道和卫星钟是可靠的,则非差精密定轨是一个简单而有效的方法,因为它不涉及到繁杂的地面 IGS 网络中的数据处理和动力学问题。

式(8)可进一步表达为:

$$L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}+c\delta t^{\mathrm{G},3}-\delta\rho_{\mathrm{rel}}-\delta\rho_{\mathrm{pco},3}=\rho^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO}}+c\delta t_{\mathrm{LEO},3}+B^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3} \tag{10}$$

式中,GPS 钟差作为已知数,相对论效应用模型加以改正,LEO 相位中心改正根据 LEO 卫星姿态进行改正。这样,待求参数为 LEO 位置坐标、钟差和 LC 组合的模糊度。

5) GPS 卫星间一次差分

对于 GPS 卫星 k,其 LC 组合的观测方程为:

$$L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}=\rho^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO}}+c\delta t_{\mathrm{LEO},3}-c\delta t^{\mathrm{G}(k),3}+\delta\rho_{\mathrm{rel}}+\delta\rho_{\mathrm{mul},3}+\delta\rho_{\mathrm{pco},3}+B^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}+\varepsilon_3 \tag{11}$$

同样,对于 GPS 卫星 l,其 LC 组合的观测方程为:

$$L^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}=\rho^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO}}+c\delta t_{\mathrm{LEO},3}-c\delta t^{\mathrm{G}(l),3}+\delta\rho_{\mathrm{rel}}+\delta\rho_{\mathrm{mul},3}+\delta\rho_{\mathrm{pco},3}+B^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}+\varepsilon_3 \tag{12}$$

则,在 GPS 卫星 k,l 间进行一次差分为:

$$\begin{aligned}\Delta SL^{\mathrm{G}(k),\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}&=L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}-L^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}=(\rho^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO}}-\rho^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO}})\\&-c(\delta t^{\mathrm{G}(k),3}-\delta t^{\mathrm{G}(l),3})+(B^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}-B^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3})\\&+\varepsilon_\Delta=\Delta\rho^{\mathrm{G}(k),\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}-c(\delta t^{\mathrm{G}(k),3}-\delta t^{\mathrm{G}(l),3})\\&+(B^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}-B^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3})+\varepsilon_\Delta\end{aligned} \tag{13}$$

从式(13)可以看出,星间一次差分消除了 LEO 卫星的钟差,但是不能消除 GPS 卫星的钟差,GPS 卫星的钟差可以由地面 IGS 网提供。

6) 历元间差分

根据式(13),可以分别写出相邻历元 t_i,t_{i+1}的 LC 组合后的相位观测方程,在它们之间形成差分:

$$\begin{aligned}\Delta L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}(t_i,t_{i+1})&=\Delta\rho^{\mathrm{G}}_{\mathrm{LEO},3}(t_i,t_{i+1})+c(\delta t_{\mathrm{LEO},3}-\delta t^{\mathrm{G},3})(t_i,t_{i+1})\\&+(\delta\rho_{\mathrm{rel}}+\delta\rho_{\mathrm{mul},3})(t_i,t_{i+1})+\varepsilon\end{aligned} \tag{14}$$

历元间差分可以避免考虑模糊度参数的解算,但是它忽略了相位观测之间的相关性,如果弧段观测历元少,不能计算出坐标改正数 Δx,Δy,Δz。另外,为了不在动态轨道解中引进残差的影响,要求 LEO 轨道要有一个精度在米级以内的先验轨道,先验轨道只能用码观测在迭代前生成[6]。

7)星地间二次差分

对于地面 IGS 测站对 GPS 卫星观测的 LC 组合方程为:

$$L^{\mathrm{G}}_{\mathrm{grd},3}=\rho^{\mathrm{G}}_{\mathrm{grd},3}+c\delta t_{\mathrm{grd},3}-c\delta t^{G,3}+\delta\rho_{\mathrm{rel}}+\delta\rho_{\mathrm{tro},3}+\delta\rho_{\mathrm{mul},3}+\delta\rho_{\mathrm{pco},3}+\lambda_\delta N_\delta+\varepsilon_3 \tag{15}$$

LEO 卫星与地面测站间二次差分方程为:

$$\begin{aligned}\Delta DL^{\mathrm{G}(k),\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{grd,LEO},3}&=(L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}-L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{grd},3})-(L^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}-L^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{grd},3})=\\&(L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{LEO},3}-L^{\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3})-(L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{grd},3}-L^{\mathrm{G}(k)}_{\mathrm{grd},3})=\\&\Delta SL^{\mathrm{G}(k),\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{LEO},3}-\Delta SL^{\mathrm{G}(k),\mathrm{G}(l)}_{\mathrm{grd},3}\end{aligned} \tag{16}$$

二次差分是 LEO 卫星和地面台站组成的差分,构成基线,必须估计钟参数。用同样方法,我们可以形成所有地面 IGS 台站与 LEO 卫星间的二次差分。值得一提的是,通过 LEO 卫星和地面点间双差,地面的对流层延迟可以估计并分离出来。在运动学精密定轨和动力学精密定轨中用双差的一个主要优点

就是用模糊度解算方法(M-W 线性组合)提高了模糊度整数解的可能性,从而提高了解算精度。其缺点是,双差运动学精密定轨要计算大量来自地面 IGS 台站的观测值和双差模糊度,双差噪声是非差的 2 倍。但同时也消除了所有的钟参数。

一旦涉及到地面 IGS 测站网,就要考虑对流层天顶延迟和测站坐标,测站坐标、对流层天顶延迟和对流层梯度由 IGS 数据分析中心提供并固定。

8) 三次差分

在运动学精密定轨(KPOD)中,GPS 卫星轨道由 IGS 全球比较均匀分布的台站得到并提供地面台站坐标资料,电离层影响通过 LC 组合消除,将对流层影响模型化以达到最小,这样,留下来的参数就剩下每个历元的 LEO 卫星的位置、LEO 卫星钟改正和模糊度参数。利用运动学精密定轨三次差分方法主要分 3 部分内容,分别为:GPS 数据预处理、LEO 精密轨道估计和估计轨道的后处理。

则在 LEO 卫星、两个 GPS 卫星和两个地面 IGS 测站间作三次差分为:

$$\Delta TL^{G(k),G(l)}_{grd(i),(j),LEO,3}(t_i,t_j)=\Delta DL^{G(k),G(l)}_{grd(i),LEO,3}-\Delta DL^{G(k),G(l)}_{grd(j),LEO,3}=(\Delta SL^{G(k),G(l)}_{LEO,3}-\Delta SL^{G(k),G(l)}_{grd(i),3})-(\Delta SL^{G(k),G(l)}_{LEO,3}-\Delta SL^{G(k),G(l)}_{grd(j)3}) \quad (17)$$

三次差分的优点:消除了模糊度参数,减少了待估参数个数、内存和计算时间。但法方程系数、协方差矩阵变得更为复杂。由于发生周跳或信号衰减等情况,所估计的轨道还可能会出现奇异现象。另外,可能由于不好的几何构型,估计值的质量可能会很差,还要涉及到地面站的数据处理和对流层的计算。因此,数据处理也变得更加复杂。而且三次差分观测模型,将使观测方程的数目明显减少,这对未知参数的解算可能产生不利的影响[7],因此,一般不经常采用。

3.2　星载 GPS 定轨的随机模型

虽然函数模型可以大部分消除或大大削减卫星钟差、电离层误差、相对论效应和相位中心改正等误差,但仍然存在系统误差如残余误差、高阶项误差等,偶然误差如多路径效应、噪声影响等,致使目前的研究和实验水平尚难以认识和精化这些模型;另一方面这些因素的存在造成了很大的不确定性和随机性。因此,在实际星载 GPS 定轨中,一般用随机模型来描述观测值中的不确定因素,除了考虑观测值之间的数学相关外,还要考虑卫星高度角与观测值质量的关系、卫星与接收机之间的关系、两个频率上的同类观测值的相互关系、信噪比值的大小、相位观测值与噪声的能量密度比关系等等,所以要想精确确定星载 GPS 定轨的随机模型是比较困难的。

4　星载 GPS 精密定轨方法

GPS 技术与任何其他卫星跟踪技术最重要的差别是:同一历元有许多接收机(地面或/及星载)同步观测多颗 GPS 卫星。因此,由单个观测可组成单差、双差等,这样就有多种方法进行 LEO 星载 GPS 的轨道计算,按解算思路可分两类:两步法和一步法;按计算模型可分为:动力学法、减缩动力学法、几何法和运动学法、半几何半动力学综合法等等,分述如下。

4.1　两步法

"两步法"的第一步首先由地面 GPS 观测站求解得到 GPS 轨道(也可以直接由 IGS 产品获取),但由 IGS 产品获取一般为事后处理所采用;第二步利用已知的 GPS 轨道确定 LEO 卫星轨道,这里着重讨论第二步。由已知 GPS 轨道确定 LEO 卫星轨道主要用到非差法和双差法,简述如下。

4.1.1　非差法

非差法在进行 LEO 定轨时,采用星载 GPS 的非差观测量进行单点定位,与地面站无关,但需要知道 GPS 卫星钟差,而整周模糊度只能作为实数解,求出每个观测历元上的 LEO 三维坐标(至少 4 个观测量)。在不进行数值平滑的情况下,定轨精度可以达到 1 ~ 2 dm。该方法可通过如下几种方式来实现:

1)几何法 —— 直接对单点定位结果进行数值平滑,精度优于 10 cm;

2)半动力法——采用单点定位的 LEO 卫星坐标值,作为"准观测量",进行动力或半动力的平滑,JPL 就是采用该方法确定 LEO 卫星轨道;

3)完全动力法——不事先做单点定位,直接用非差观测量,用动力学积分,解求轨道根数和其他动力学参数,定轨精度完全取决于重力场模型,一般也可以达到几个厘米的精度。这一方法最适合解重力场参数,GFZ、UTX 等采用这种方法确定轨道和求解重力场参数。

4.1.2　双差法

该方法不需要已知 GPS 钟差,也不需要解 LEO 卫星的钟差,但要使用地面 GPS 观测站的数据,组成双差观测量,以消除钟差,并可以解算出部分整周模糊度。

但双差法存在一个重要问题就是地面站大气对流层的改正,解决方法有:

1)用地面气象资料值加模型改正,但误差较大,有厘米到分米级的误差;

2)用 IGS 公布的产品改正,精度较高,可达到

毫米级精度。

在 LEO 卫星定轨中可以采用以下方法：

1)几何法 —— 如 Bernese 软件,精度可达到几个厘米,但不可能解算重力场;

2)半动力法——如 TUM 在 Bernese 软件基础上进行改进,可做动力学解算,定轨精度可达到几个厘米。并可用非动力学法求解重力场,但解算的重力场精度不高;

3)“等效观测”方法:在预处理过程中,可以将 GPS 观测资料转换成其他技术(如激光等)的“等效观测量”,再使用 SLR 的定轨软件对 LEO 卫星定轨(如 GSFC 的 GEODYN 软件或 TEXAS 的 UTOPIA 软件等)。但是,预处理过程中不能解算出全部整周模糊度,部分模糊度仍然要作为实数解。

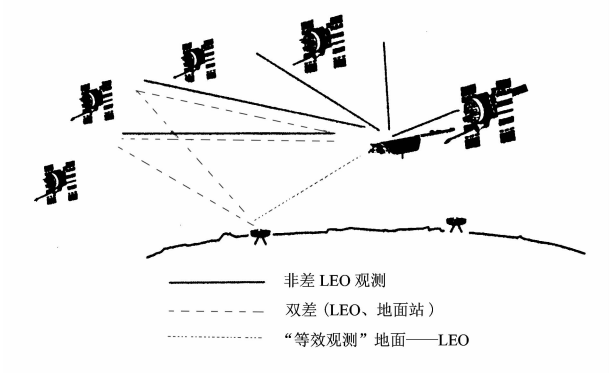


图 2 两步法定轨示意图

Fig. 2 Sketdch of two-step POD

4.2 一步法[8]

该方法由 GFZ 朱圣源研究员等人首先提出,进行了理论上的验证并编写相应程序进行定轨精度验证,资料表明:一步法定轨能达到厘米级精度。该方法只需采用 LEO 卫星及地面站的原始观测数据,无需预先知道 GPS 卫星轨道、卫星钟差和地面站大气折射改正等其它信息。将 LEO 卫星作为“运动的测站”与其他地面站一起解算,解算的参数包括:GPS 卫星轨道、LEO 卫星轨道、地面站坐标、大气折射改正、地球自转参数(EOP)等。

一步法定轨主要优点有:

1)无依赖性;

2)LEO 卫星定轨精度优于其他各种方法;

3)对 GPS 卫星定轨及地面站坐标(TRF 参考系)有改善;

4)减少了系统误差。

主要缺点有以下两个方面:

1)软件设计比较复杂;

2)计算工作量很大,对计算机的 CPU 要求很高。

4.3 动力学精密定轨

4.3.1 动力学模型

动力学精密定轨的基本原理,就是利用大量观测资料及其统计特性,将下列运动方程对应的常微分方程初值问题转化为边值问题求解,通过观测资料来校正待估状态量,如果待估状态量仅限于卫星轨道量,就是通常所说的轨道改进。

$$\begin{cases} \ddot{\vec{r}} = \vec{F}_0(\vec{r}) + \vec{F}_\varepsilon(\vec{r},\dot{\vec{r}},t;\varepsilon) \\ \vec{r}(t_0) = \vec{r}_0, \dot{\vec{r}}(t_0) = \dot{\vec{r}}_0 \end{cases} \tag{18}$$

其中 $\vec{F}_0$ 是地球中心引力加速度,即:

$$\vec{F}_0 = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} \tag{19}$$

$\vec{F}_\varepsilon$ 是各种摄动加速度[9],其摄动力包括重力场、三体摄动、大气阻力、太阳光压、反照光压、潮汐摄动以及一些其它小的摄动;其他参数的意义见文献[9]。

动力法就是利用星载 GPS 的位置观测、伪距观测和相位观测以及相对应的观测模型进行精密定轨。动力法优点是定轨精度较高,可以对轨道进行外推预报,不足之处在于必须比较完整地考虑各种卫星的受力摄动模型,而目前还很难分析出卫星所受的所有摄动,不同高度、不同形状等的卫星所受摄动情况不同,太阳光压、大气阻力等计算还比较复杂。同时,对于各种摄动,也很难用各种比较成熟的摄动模型对它们加以模型化。动力学法只能应用于惯性坐标系中,而 KPOD(Kinematic Precise Orbit Determination)可以应用于惯性系,也可以应用于地固坐标系中,这也是它们的区别之一[10]。

4.3.2 提高动力学定轨精度的关键

4.3.2.1 重力场

重力场摄动的影响与卫星的高度有关,高度越低,重力场摄动越大,反之,卫星轨道越高,重力场摄动越小。对于 LEO 卫星来说重力场摄动是最为关键的环节,在 CHAMP 卫星发射初期,还没有针对 CHAMP 卫星的专门重力场模型,只能用现有 GRIM5 模型进行重力场模拟,如果不采用其他措施,其精度仅为分米级。解决的办法就是解算得其经验加速度,采用经验加速度来削弱模型不准确所带来的误差。

1)经验加速度参数法

解算 R、T、N 3 个方向上的模型参数

$$\begin{cases} a_T\cos(2\pi\omega t) + b_T\sin(2\pi\omega t) + c_T + d_T(t-t_0) \\ a_N\cos(2\pi\omega t) + b_N\sin(2\pi\omega t) + c_N + d_N(t-t_0) \\ a_R\cos(2\pi\omega t) + b_R\sin(2\pi\omega t) + c_R + d_R(t-t_0) \end{cases} \tag{20}$$

其中,ω 为卫星绕地球一周的频率。

经验加速度没有明确的物理背景,但起到吸收重力场及其误差的作用。严格来讲,加上经验加速度参数后,其模型就不是完全动力学法了。

通过实测计算表明:CHAMP 卫星采用 GRIM5 模型加经验加速度模型,定轨精度能达到厘米级。

2)重力场产生的加速度与卫星高度的关系

从卫星摄动理论可知,质心地球产生的加速度主项为:

$$a_0 \approx \frac{GE}{r^2} k_1 \tag{21}$$

其中,r 为地球赤道半径。n 阶重力场系数 $\bar{C}_{n,m}$,$\bar{S}_{n,m}$ 项产生的摄动加速度为:

$$\delta_{a_n} \approx \frac{GE}{r^2}\left(\frac{r}{R}\right)^n k_n \tag{22}$$

R 为地心到卫星的距离,即卫星轨道半径。这样,n 阶重力场摄动与主项的比为:

$$\frac{a_0}{\delta_{a_0}} \approx k\left(\frac{r}{R}\right)^n \tag{23}$$

表 1　不同卫星高度时,阶重力场摄动与主项的关系[8]

Tab. 1　Relation between order-gravity field perturbation and main item with different satellite height

	$n=8$	$n=30$	$n=120$
GPS	10^{-5}	10^{-20}	约 10^{-80}
LAGEOS	0.004	10^{-9}	10^{-36}
CI-IAMP	0.55	0.10	0.000 1

4.3.2　大气阻力

简化公式:

$$\delta_{a大气} = c_d \rho v^2 \frac{A}{m} \tag{24}$$

其中,$\delta_{a大气}$为大气阻力影响;c_d 为比例因子;ρ 为大气密度;v 为卫星速度;$\frac{A}{m}$为卫星的面质比。

大气密度随着卫星高度增加快速变得稀薄,因此,对于 GPS、LAGEOS 等高轨卫星,大气的影响很小,但对于低轨卫星,大气阻力影响则是影响精度的重要因素之一。特别对于面质比大、带有天线的卫星,该项影响更大,而且大气阻力等非摄动力难以准确测定或精密模型化解算。到目前为止,大气阻力影响的解决方法有:

1)每隔一段时间解算一个 c_d 系数,或解用多项式、三角函数表达的比例因子;

2)采用加速度仪测定大气阻力影响。

4.4　简缩动力学定轨

减缩动力学法,就是将几何法与动力法有机结合起来,最简单的一种方式就是将几何法取得的卫星位置矢量作为观测量进行轨道确定。该方法通过增加过程噪声将几何信息引入到力学模型中,并通过相关时间参数 T 和稳健状态方差 V 两参数来调节,使得轨道确定过程在动力法与几何法之间变化,当 $T=0$、V 很大,则该方法为纯几何法;当 $V=0$、T 很大,该方法就为纯动力学法[10]。用这种方法对 TOPEX 卫星进行轨道确定,结果表明[11]:对于利用星载 GPS 观测进行定轨,该方法所要求的采样介于纯动力学法和纯几何法之间,也就是,动力学法需要少量观测,减缩动力学法次之。该方法的核心是根据重力场误差信息的特点,在定轨中解算一些经验加速度以吸收重力场的误差[8]。

4.5　几何法和运动学精密定轨

所谓几何法,就是利用 LEO 卫星上 GPS 接收机所接收的伪距观测数据进行空中交汇定轨,给出相应 LEO 卫星的位置。该方法得到的轨道是一组离散的点,连续的轨道必须通过拟合方法给出。几何法定轨一个很大的特点就是不受力学模型误差的影响,特别是对 LE0 卫星不受大气阻力模型误差的影响。影响定轨精度的主要因素是伪距观测值的精度、GPS 卫星星座的构形和 GPS 卫星信号的连续性和稳定性。其不足之处就是不能保证轨道外推的精度。

最近,又提出了利用 GPS 相位观测值进行快速几何定轨——GPS 运动学法(Kinematic POD),其原理和 GPS 卫星伪距交汇定轨完全相同。只需相位观测值,无需考虑动力学因素,能快速、高精度确定轨道,同时,还能确定一些动力学参数,而且对于任何高度、装有 GPS 接收机的卫星都可以用同样的算法,但也没有预报功能。要求采样间隔比动力学方法小,这样导致巨大的观测值内存。GPS 伪距几何定轨和相位观测值运动学定轨一个区别就是历元间是否完全独立,运动学法历元因为周跳和模糊度问题而是相关的,因此运动学定轨并非单历元解,而是一个连续时段的解,涉及到大型稀疏矩阵的计算。目前,纯粹的载波相位运动学定轨能达到动力学、减缩动力学相当的精度[12]。国内对有关星载 GPS 运动学定轨过程中 GPS 数据预处理和定轨参数估计方法等也有一定的研究[2]。

4.6　半动力半几何定轨的探讨

半几何半动力学定轨,就是先用动力学法给出短弧段(可取 5 ~ 10 个历元)的动力学轨道,具体弧段长度可以根据精度需要和计算效率设计,短弧段动力学轨道,只需用简单的二体模型就可满足厘米级的精度要求,然后将各个短弧度用几何法连接起来。该方法既能得到高精度的低轨卫星轨道,又可以大大简化复杂的力学模型,并可适用于不同高度

卫星的轨道确定,这也为今后新的空间飞行器的精密轨道确定提供一种新的理论和方法。但该方法目前还没有成熟的理论和算法。

5 结论

本文在星载 GPS 精密定轨原理基础上,进行了星载 GPS 低轨卫星定轨的函数模型和随机模型的分析和探讨,提出了定轨过程中 LP、LC 线性组合方程、非差、一次差分、二次差分和三次差分的函数模型形式,分析了不同函数模型的参数估计方法、优点和不足,并简单介绍了几种星载 GPS 相对定轨的随机模型,目前常见的随机模型主要有:简单模型、基于卫星高度角的随机模型、根据信噪比的随机模型和能量密度比随机模型。根据定轨中的解算思路和计算模型,分别进行了一步法、两步法、动力学法、减缩动力学法、几何法和运动学法定轨的分析,并从算法、精度等方面对它们进行了比较,最后进行了星载 GPS 半几何半动力学法综合定轨的展望和探讨。

References

1 Moore P, Turner J F and Qiang Z. Error analyses of CHAMP data for recovery of the earth's gravity field[J]. Journal of Geodesy, 2003, 77: 369 – 380.

2 郑作亚. GPS 数据预处理和星载 GPS 运动学定轨研究及其软件实现[D]. 博士论文,上海:中国科学院上海天文台,2005.

2 Zheng Zuoya. Study and software implementation of GPS data pre-processing and on-board GPS kinematic orbit determination [D]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, CAS, 2005. (in Chinese)

3 Svehla D and Rothacher M. Kinematic and dynamic precise orbit determination using GPS [A]. GOCE/CryoSat-Workshop [C]. EADS-Astrium Novmber 4 – 5, 2003a.

4 Svehla D and Rothacher M. Kinematic precise orbit determination for gravity field determination[J]. IUGG, General Assembly Sapporo. Japen, 2003b.

5 IGS Central Bureau. 2000 IGS technical reports [M]. JPL Pasadenna, California, 2000.

6 Bock H, Beutler G and Hugentobler U. Kinematic orbit determination for low earth orbiters (LEOs) [R]. IAG 2001 Scientific Assembly, Budapest Hungary, 2001.

7 王惠南. GPS 导航原理与应用[M]. 北京:科学出版社, 2003.

7 Wang Huinan. GPS navigation theory and application[M]. Beijing: Science Press, 2003. (in Chinese)

8 朱圣源. 卫星重力测量及精密定轨[R]. 上海:中国科学院上海天文台,2004.

8 Zhu Shengyuan. Satellite gravity field observation and precise orbit determination [R]. Shanghai: Shanghai Astronomical Observatory, CAS, 2004. (in Chinese)

9 Zhang Qiang. Algorithmic research of precise orbit determination and practices in three astronautic projects [D]. Nanjing University, 1998.

10 M Sc Hua Su. Precise orbit determination of Global Navigation Satellite System of Second Generation (GNSS-2) [D]. University of FAF, Germany, 2000.

11 Brtiger W I, Barsever Y E, et al. GPS precise tracking of Topex/Poseidon: Results and implications[J]. Journal of Geophysical Research, 1994, 99(C12): 24 449 – 24 464.

12 Svehla D. Kinematic orbit determination of LEOs based on zero or double – difference algorithms using simulated and real SST GPS data[A]. lAG 2001 Scientific Assembly, 2 – 7September 2001, Budapest, Hungary. In: Adam J and Schwarz K P(Eds). vistas for geodesy in the new millenium [C]. Springer, IAG Vol. 125, pp. 323 – 328, 2002a.