

文章编号: 1000-8349(2006)02-0113-16

星载 GPS 低轨卫星运动学定轨及研究进展

吴江飞^{1,2,3}, 杜 鹏³, 王 磊³, 黄 斌¹

(1. 中国科学院 上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039; 3. 信息工程大学 测绘学院, 郑州 450052)

摘要: 重点论述了星载 GPS 低轨卫星运动学定轨的基本原理和方法, 指出了各种运动学定轨法的优点和不足, 分析了各种运动学定轨法解算的特点, 并给出了相应的处理策略, 同时着重介绍了星载 GPS 低轨卫星运动学定轨及相关研究的进展。

关键词: 天体力学; 运动学定轨; 综述; GPS; 低轨卫星

中图分类号: P139; P228.4 **文献标识码:** A

1 引 言

早在 GPS 技术的试验阶段, 有关机构就已开始了星载 GPS 定轨技术的研究。1982 年, 这一技术首次在地球资源卫星 LANDSAT-4 上实施, 当时的测轨精度为几十米。1992 年发射的 Topex/Poseidon 海洋测高卫星, 采用星载 GPS 定轨方案, 用差分技术与 6 个全球分布的地面 GPS 跟踪站组成 GPS 差分网, 结合地面 SLR (Satellite Laser Ranging) 网跟踪数据进行精密定轨, 径向定轨精度达 3 cm, 满足了高精度应用服务的需求^[1~7]。受 T/P 卫星定轨精度的鼓舞, 在此之后的很多低轨卫星 / 航天器 (Low Earth Orbiter, LEO) 都装载了或即将装载 GPS 接收机。表 1 列出了自 1992 年 8 月 TOPEX/Poseidon 卫星发射以后的一些携带有 GPS 接收机的 LEO。这张表的统计并不完全, 只给出了有关星载 GPS LEO 的概况。

与传统的地基卫星跟踪系统不同, 星载 GPS 能为 LEO 提供相对经济、精确、连续和完整的跟踪。事实上, 在应用 GPS 之前, 绝大多数地基系统根本无法不间断地跟踪一颗地球卫星。由于具有全球覆盖以及三维观测的特点, GPS 系统给 LEO 定轨提供了非常丰富的几何信息, 利用星载 GPS 进行 LEO 的精密定轨已成为轨道确定的一种非常有效的途径。

自空基 GPS 接收机出现以来, 有很多基于 GPS 观测值的定轨方法被提出。这些方法大致可以划分为两类: 一类基于卫星及其轨道的物理特性, 需要处理动力学模型, 如动力学法

收稿日期: 2005-10-09; 修回日期: 2005-11-29

基金项目: 中国科学院知识创新工程重要方向资助项目 (KJ CX2-SW-T1); 国家 863 计划资助项目 (2002AA731171)

表 1 星载 GPS LEO 概况 [7]

卫 星	高度 /km	倾角 /($^{\circ}$)	发射时间
TOPEX/Poseidon ¹⁾	1336	66	1992-08-10
MicroLab-1/GPS/MET ²⁾	715	70	1995-04-09
GFO ³⁾	785	108	1998-02-10
ØRSTED ⁴⁾	640/850	96.5	1999-02-23
SUNSAT ⁵⁾	640/850	96.5	1999-02-23
CHAMP ⁶⁾	470~300	87	2000-07-15
SAC-C ⁷⁾	702	98	2000-11-23
JASON-1 ⁸⁾	1336	66	2001-12-07
GRACE ⁹⁾	500~300	89	2002-03-17
ICESat ¹⁰⁾	600	94	2003-01-12
GOCE ¹¹⁾	250~200	≈97	2006

注: 1) TOPEX/Poseidon 即 a joint venture between CNES and NASA to map ocean surface topography; 2) MicroLab-1 即 satellite for exploration of Earth's atmosphere; 3) GFO 即 GeoSat Follow-On Satellite; 4) ØRSTED 即 The Ørsted (Oersted) Satellite; 5) SUNSAT 即 a micro-satellite developed by graduate students at Stellenbosch University in South Africa; 6) CHAMP 即 CHALLENGING Minisatellite Payload; 7) SAC-C 即 the earth observation satellite; 8) Jason-1 即 the first follow-on mission of TOPEX/Poseidon; 9) GRACE 即 Gravity Recovery and Climate Experiment; 10) ICESat 即 Ice, Cloud and land Elevation Satellite; 11) GOCE 即 the Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer.

(dynamic approach) [3] 和约化动力学法 (reduced-dynamic approach) [5,8,9]; 另一类则不需顾及动力学模型, 直接由观测值确定卫星的运动学位置, 如运动学法 (kinematic approach) [10~12]。

动力学定轨法是传统意义上的定轨方法 [13,14], 可利用星载 GPS 的位置观测、伪距观测和载波相位观测以及相应的观测模型, 给出一种有别于其他观测手段所提供的测量方程, 来进行精密定轨。它采用在某一弧段的观测数据来估计某一历元的卫星位置和速度, 通过对卫星运动方程进行积分, 使不同时间的观测值联系于该历元的卫星状态参数。这不仅能提供卫星轨道, 还能估计许多具有地球物理意义的参数。然而, 这一方法涉及卫星运动方程的数值积分, 计算比较费时。同时, 它要求卫星所受各种作用力的力学模型必须十分精确, 否则任何力学模型的误差都将带入历元状态参数估值中。一般来说, 观测量离解算历元越远, 力学模型误差的影响就越大, 积分弧段越长, 力学模型误差的影响也越大 [15]。

为了充分利用 GPS 观测值提供的三维几何信息, 美国 NASA/JPL 提出了约化动力学定轨法。该法采用卡尔曼滤波形式, 把滤波后得到的动力学轨道作为参考轨道, 然后在后续的序贯滤波 / 平滑过程中, 附加过程噪声参数来吸收动力学模型中没有考虑到的摄动因素, 以及没有被精确模型化的动力学模型误差。约化动力学定轨法综合了卫星动力学信息和观测几何信息, 并利用在动力学模型和 GPS 观测值提供的几何信息之间的最优选项, 削弱纯动力学模型的影响, 通过调节与过程噪声有关的参数, 获得不同特性的解, 如得到纯动力学解和纯运动学解。一般而言, 通过仔细微调这些参数, 对于特定的动力学模型精度, 解能达到最优。约化动力学法定轨的困难在于如何选择适当的过程噪声。当动力学模型不是很精确时, 约化动力

学法是一个比较好的选择。这种方法在 TOPEX/Poseidon 卫星上得到验证和应用^[4~6]。

运动学定轨法是指不依赖任何卫星动力学模型(如万有引力、大气阻力、太阳辐射压等),完全由星载 GPS 跟踪数据和地面跟踪网获得的跟踪数据对 LEO 进行定轨的方法。该法解算过程比动力学法简单,得到的轨道是一组离散的点位,连续轨道必须通过拟合方法给出。运动学定轨法最大的特点是不受 LEO 动力学模型误差的影响,独立于轨道特征(如轨道高度),特别对 LEO 来说不受大气阻力模型误差的影响,因此定轨结果比较稳定,不像动力学定轨的精度那样随 LEO 轨道高度的降低而急剧下降。影响 LEO 运动学法定轨精度的主要因素是 GPS 观测值的质量,其中包括 GPS 观测值的精度、同步观测到的 GPS 卫星的个数及其空间分布、GPS 卫星信号的连续性和稳定性,另外还有 GPS 卫星轨道及钟差产品的质量^[16~18]。

运动学定轨法已在 CHAMP 卫星上得到验证和应用^[19~21]。CHAMP 卫星以其非常低的轨道高度开启了星载 GPS LEO 精密定轨的新时代。由于受高动态变化的环境影响,低轨道对轨道模型提出了很高要求:一方面,必须处理来自引力场进一步增强的作用;另一方面,非保守力(如大气阻力、太阳辐射压力等)也有比较大的影响。当卫星越来越靠近地球时,引力场和非保守力,特别是大气阻力,变得越来越难以模拟或估计。

星载 GPS 定轨技术已在卫星遥感、地质勘测、海洋测高和卫星重力测量等类 LEO 卫星的精密定轨中得到了成功应用。国外许多专家学者对此作了大量系统的工作^[22~37]。由于国内航天事业的发展以及国民经济和国防事业等方面的需要,我国对 LEO 定轨方法的研究工作也已取得了一定的成果^[7,38~56]。所有这些工作都为 LEO 的精密定轨打下了坚实的基础。我国自行研制的 GPS 自主定位接收机已在我国 1996 年 10 月 20 日发射的返回式卫星上进行了首次搭载试验(星上自主定轨试验)^[57]。而 2002 年 12 月 30 日发射的“神舟”四号无人飞船上的星载 GPS 接收机,则标志着我国正式将星载 GPS 定轨作为低轨航天器轨道确定的一种方案。

2 星载 GPS LEO 运动学定轨法

星载 GPS LEO 运动学定轨处理过程可以通过它们的差分水平来进行区分,即对原始观测值所作的非差(zero-difference)、双差(double-difference)和三差(triple-difference)。所有方法都直接或间接地利用地面 GPS 跟踪网,即 IGS 网络。这主要有两个目的:一是利用全球分布的 GPS 跟踪网的观测资料确定 GPS 卫星轨道和 GPS 卫星钟差,二是把星载 GPS 和地面 GPS 的观测数据进行差分计算,以消除 GPS 卫星星历误差和 GPS 卫星钟差等共同的误差,提高定轨精度。

LEO GPS 数据处理的不同方法如图 1 所示^[10]。图中所有方法都需要 GPS 卫星轨道、地球自转参数和 LEO GPS 数据作为数据处理的输入量。GPS 卫星轨道和地球自转参数可从 IGS(或其分析中心之一)获取,也可与 LEO 轨道一起进行估计。图中右半边的是双差法和三差法,这两种方法都需要地面 GPS 跟踪网数据以及地面测站坐标、对流层信息的参与。图中左半边显示的是两种非差法,它们不需要 GPS 地面网络数据的参与,但需要高采样率(如 30 s)的精密 GPS 卫星钟差改正。在图中间的两种方法,即非差法和双差法,由于要估计载波相

位模糊度，所以处理过程比较复杂、比较费时。

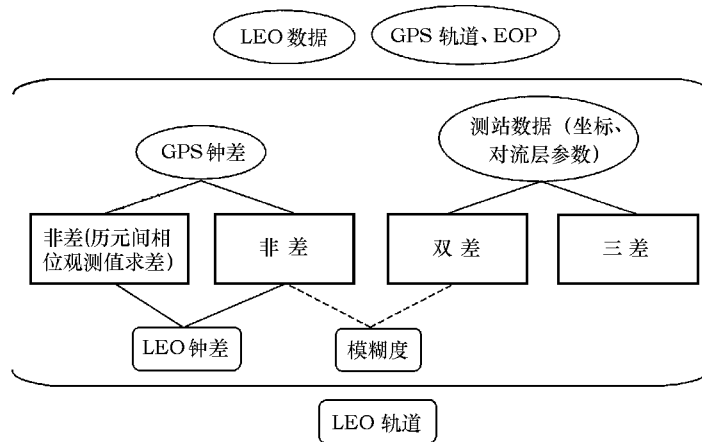


图 1 LEO 卫星 GPS 数据处理的不同方法^[10]

为了下文表达的方便，这里先给出 GPS 伪距和载波相位在 $L_i (i = 1, 2)$ 频率上的观测方程：

$$P_i = \rho + c(dt - dT) + d_{\text{orb}} + d_{\text{trop}} + d_{\text{ion},i} + \varepsilon(P_i), \quad (1)$$

$$\Phi_i = \rho + c(dt - dT) + d_{\text{orb}} + d_{\text{trop}} - d_{\text{ion},i} + \lambda_i N_i + \varepsilon(\Phi_i), \quad (2)$$

式中， P_i 、 Φ_i 分别为伪距和载波相位观测值； ρ 为 GPS 卫星和接收机间的几何距离； c 为真空中的光速； dt 为接收机钟差； dT 为 GPS 卫星钟差； d_{orb} 为 GPS 卫星轨道误差； d_{trop} 为对流层延迟； $d_{\text{ion},i}$ 为在 L_i 频率上的电离层延迟； λ_i 为 L_i 的载波波长； N_i 为整周模糊度； $\varepsilon(P_i)$ 为伪距观测噪声和多路径误差； $\varepsilon(\Phi_i)$ 为载波相位观测噪声和多路径误差。

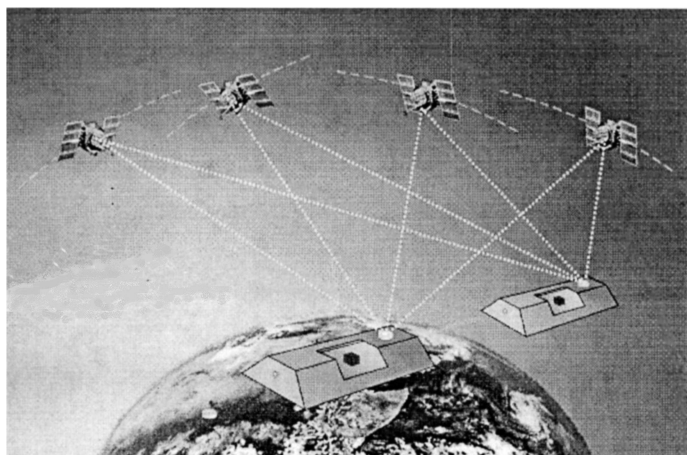
2.1 非差运动学定轨法

非差运动学定轨法是指利用由星载 GPS 接收机提供的原始观测信息（码观测值和载波相位观测值）及由地面 GPS 跟踪网计算提供的 GPS 卫星轨道、钟差改正等信息来确定卫星三维位置的定轨方法。这种定轨方法不涉及卫星所受各种作用力的动力学模型，不需 LEO 和地面 GPS 站形成共视弧段，不需进行差分处理，定轨模型简单。其原理图如图 2 所示（以 GRACE 卫星为例）。

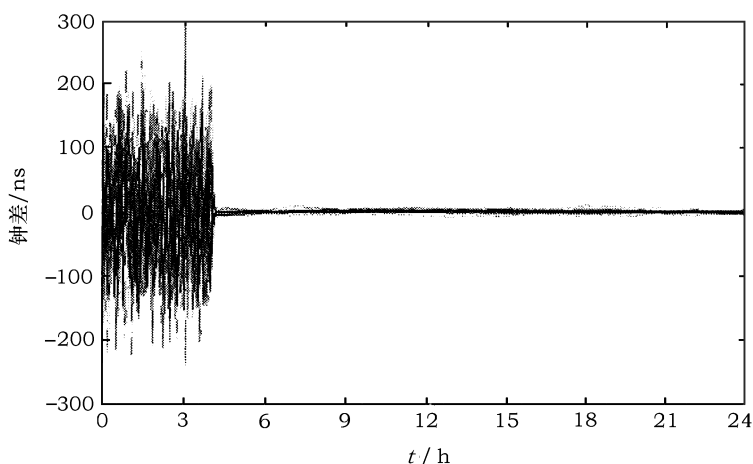
非差运动学精密定轨需要解算的参数一般有：各历元 LEO 运动学位置、载波相位模糊度（非差）、各历元 LEO 钟差。

所有的非差法都依赖于高精度的 GPS 卫星轨道和钟差（IGS 2000）。如果有这两个参数，这一方法将变得非常简单，而且可靠，因为它不涉及地面 IGS 网络庞大的处理负担。

利用地面 IGS 网数据估计 GPS 卫星钟差，在有 SA (Selective Availability) 影响的情况下，钟差估值的精度不会很高。另外，在 SA 影响下，GPS 卫星钟存在高频抖动（如图 3 所

图 2 非差运动学定轨^[21]

示), 若在相邻两个历元间进行钟差的内插, 则内插钟差的精度将非常低, 从而使 GPS 钟差误差不可避免地影响到 LEO 的轨道确定, 大大降低了定轨精度。2000 年 5 月 2 日 SA 关闭以后, GPS 卫星钟受到高频抖动干扰的量级小了很多(如图 3 所示)。

图 3 SA 关闭与否对 GPS 卫星钟的影响^[10]

作为先决条件, 假定 GPS 卫星轨道和地球自转参数是已知的(可从 IGS 或它的几个分析中心获取), GPS 卫星钟差改正也可由 IGS 获取。但除 JPL 以外, 其他分析中心一般只能提供 5 min 采样率的钟差改正。而采用非差运动学精密定轨法, 若想要取得满意结果, 就需要得到采样率为 30 s 的精密钟差改正。JPL 是 1999 年 5 月起向 IGS 提供采样率为 30 s 的钟差改正的; 但它的钟差产品也不是很理想, 因为有很多历元钟差缺失。目前, IGS 及其分析中心提供的卫星钟差精度已达到 0.1~0.2 ns, 这使得高精度钟差的内插成为可能。实践证明, 由 IGS 提供的 5 min 间隔的 GPS 卫星钟差改正能内插成精度比较满意的 30 s 间隔的钟差改

正, 这为非差数据的处理创造了条件^[10~12,19~21,28,55]。

GPS 载波相位观测值中存在整周模糊度(整周未知数)。在非差运动学精密定轨中, 由于采用了载波相位观测值, 其模糊度参数的处理也是一个非常重要的过程。

关于非差运动学定轨中模糊度参数的处理, 现在一般有两类方法: 一类是将模糊度参数作为未知参数, 与 LEO 位置参数和接收机钟差参数一起进行估计; 另一类是干脆将模糊度参数消除掉, 不进行估计。

对于第一类方法, 目前国际上采用的观测量大多是 GPS 双频伪距和载波相位观测值的无电离层(ionosphere-free)组合形式。其观测模型的简化形式如下:

$$P_{\text{IF}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_2 = \rho + c(dt - dT) + d_{\text{orb}} + d_{\text{trop}} + \varepsilon(P_{\text{IF}}), \quad (3)$$

$$\Phi_{\text{IF}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \Phi_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \Phi_2 = \rho + c(dt - dT) + d_{\text{orb}} + d_{\text{trop}} + B_{\text{IF}} + \varepsilon(\Phi_{\text{IF}}), \quad (4)$$

式中, P_{IF} 为 P_1 、 P_2 的无电离层伪距组合观测值; Φ_{IF} 为 Φ_1 、 Φ_2 的无电离层相位组合观测值(距离); $f_i (i = 1, 2)$ 为载波频率; $B_{\text{IF}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \lambda_1 N_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \lambda_2 N_2$ 为无电离层组合相位观测值(距离)的模糊度; $\varepsilon(P_{\text{IF}})$ 、 $\varepsilon(\Phi_{\text{IF}})$ 分别为两种组合观测值中观测噪声与未被模型化的误差的总影响。

由上述观测模型可知, 在估计模糊度参数时, 由于各种误差的存在(不像双差法能消除大部分误差), 模糊度参数已不具有整数特性, 只能得到实数解。现在国际上有很多机构如 JPL、GFZ (the GeoForschungsZentrum Potsdam)、TUM (the Technical University of Munich) 等都采用了这一处理方法^[11,20,21,37]。

第二类方法, 即模糊度参数消去法是一种有效的、“变相”的非差法, 该法通过对连续历元载波相位观测值求差, 消去了观测值中的模糊度参数。

在观测值组成方面, 伪距观测值仍然采用无电离层组合形式, 相位差观测值采用前后历元无电离层相位组合观测值求差的形式。其观测模型简化表述如下:

$$P_{\text{IF}} = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot P_2 = \rho + cdt + d_{\text{trop}} + \varepsilon(P_{\text{IF}}), \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Delta \Phi_{\text{IF}} &= \Phi_{\text{IF}}(i) - \Phi_{\text{IF}}(i-1) \\ &= \rho(i) - \rho(i-1) + c \cdot (dt(i) - dt(i-1)) + d_{\text{trop}}(i) - d_{\text{trop}}(i-1) + \varepsilon(\Delta \Phi_{\text{IF}}) \\ &= \Delta \rho + c \cdot \Delta dt + \Delta d_{\text{trop}} + \varepsilon(\Delta \Phi_{\text{IF}}), \end{aligned} \quad (6)$$

式中, $\Delta \Phi_{\text{IF}}$ 为两个历元 i 和 $i-1$ 时刻无电离层相位组合观测值间的差值; $\Delta \rho$ 、 Δdt 和 Δd_{trop} 分别为两个历元 i 和 $i-1$ 时刻的几何距离之差、接收机钟差之差和对流层延迟之差; $\varepsilon(\Delta \Phi_{\text{IF}})$ 为两历元相位组合观测值差中的观测噪声与未被模型化的误差的总影响。

需要说明的是, 采用非差运动学法定轨时, 需要有精密的 GPS 卫星轨道和钟差数据作为输入, 所以在方程(5)和方程(6)中, 已经去掉了卫星钟差和轨道误差项。下文中双差和三差

观测模型是以方程 (3) 和方程 (4) 为基础的, 在方程 (3) 和方程 (4) 中没有去掉卫星钟差和轨道误差项。此外, 采用非差运动学法定轨时, GPS 观测值还受对流层延迟的影响。

由方程 (6) 可以看出, 其中的模糊度参数已被消去。现在采用这一处理方法的机构不多, 主要有 AIUB (Astronomical Institute, University of Berne)^[10,19,28] 和 UNB (The University of New Brunswick), 其中 AIUB 的思路已在 Bernese 5.0 GPS 软件中得以实现, UNB 的思路也在其 GPS 科学处理软件 DIPOP 中实现。这两家机构在处理策略上有相同之处, 也有不同之处^[10]。相同之处主要有: 不采用动力学模型; 不需要 GPS 地面站网络; 采用现有的 GPS 数据基础 (IGS 产品等); 以非差无电离层组合的伪距和无电离层组合、连续历元时间差分的载波相位为观测值; 不考虑观测值间的相关性。不同之处主要表现在: 前者数据预处理是在运动学轨道产生进程中进行的, 后者数据预处理在运动学轨道产生之前就已完成; 前者采用 30 s 采样间隔的 GPS 卫星钟差改正 (当 LEO 的 GPS 数据采样间隔为 10 s 时也进行内插), 后者采用 5 min 采样间隔的 IGS 钟差改正 (内插); 前者没有模拟相位 wind-up 改正, 但后者模拟了; 前者采用经典最小二乘平差, 后者采用序贯最小二乘滤波。

由于 GPS 卫星位置和钟差间存在强相关, 在非差运动学定轨法中要求 GPS 卫星轨道和钟差应当相互一致, 这一点非常重要^[10]。

目前, 国际上从事非差 GPS 数据处理研究的一些著名机构有 JPL、GFZ、AIUB、TUM、UNB 等。JPL 研制了采用平方根信息滤波估计方法的非差定轨, 定轨软件为 GIPSY。GFZ 则研制了采用最小二乘估计方法的非差定轨, 定轨软件为 EPOS。

非差运动学定轨法因为仅有 LEO 上的 GPS 数据需要处理 (高采样率 GPS 卫星钟差可由 IGS 或其分析中心提供的估计值内插得到), 所以是一种快速定轨法, 可以实现卫星的自主导航。建议当前单个 LEO 精密定轨采用此法。

2.2 双差运动学定轨法

GPS 数据经预处理后, 组成的双差观测值涉及两颗 GPS 卫星、一个 IGS 地面站和一颗低轨用户卫星 LEO。其简化的原理图如图 4 所示。

由 LEO、地面 IGS 站分别与两颗 GPS 卫星 s 、 k 间的无电离层相位组合观测值可以构成无电离层双差观测值。其观测方程可以简单表示为

$$DD_{\text{LEO,grd,IF}}^{s,k} = (\phi_{\text{LEO,IF}}^k - \phi_{\text{grd,IF}}^k) - (\phi_{\text{LEO,IF}}^s - \phi_{\text{grd,IF}}^s), \quad (7)$$

式中, $DD_{\text{LEO,grd,IF}}^{s,k}$ 为无电离层双差观测值; 方程右边 4 个无电离层相位组合观测值的具体表达可参见方程 (4)。

由上述双差观测方程可以看出, 无电离层双差观测值能够消去所有的 GPS 卫星钟差参数和 LEO 钟差参数, 能有效地减弱卫星轨道误差、钟差等一些系统性误差的影响。其最重要的

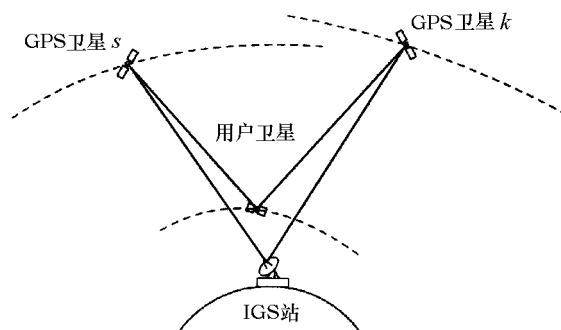


图 4 双差运动学定轨

优点是能够将模糊度固定为整数,从而有可能改进定轨精度。但该方法依赖于地面站的观测资料,不能充分利用观测值,不能实现卫星的自主定轨。

这一方法由于涉及了 GPS 地面网络(如 IGS 网络),所以测站对流层天顶延迟和测站坐标必须加以考虑。需要预先知道的量有:GPS 卫星星历、所有参与计算的地面站位置等信息。

LEO 双差定轨中,LEO 和一个地面站的共视弧段比地面双差定位中两个地面站的共视弧段要短得多,这是因为 LEO 比 GPS 卫星运行速度快,从而缩短了共同卫星的可视时间。LEO 与地面站跟踪 GPS 卫星最主要的差别在于对 GPS 卫星从升起至降落之间跟踪时间的长短、相位模糊度参数数量的多少。地面站 GPS 接收机跟踪同一颗 GPS 卫星的跟踪时间可长达数小时,然而卫星上的星载 GPS 接收机跟踪同一颗 GPS 卫星的时间长度只有十几到几十分钟。实际上,CHAMP 卫星对同一颗 GPS 卫星跟踪时间的长度只有 15~25 min。由于双差弧段的长度较短,所以在较短的时间内要设立大量的双差模糊度(相对于地面双差定位而言)。

与非差运动学定轨法相比,双差法要求对 GPS 地面网和 LEO 的 GPS 观测值进行同步处理。LEO 与 GPS 地面网间所有可能构成的基线都一并处理。对于每个历元,需要估计的未知参数有 LEO 的三维动态坐标以及双差模糊度参数。通过组成双差,所有的 GPS 卫星钟差都消除了,不再需要由 GPS 地面网络计算高精度、高采样率的 GPS 卫星钟差。

虽然双差观测值的噪声是非差观测值的两倍,但是双差法消除了所有历元的 GPS 卫星和 LEO 的钟差参数。更为重要的是,可以采用双差观测值来求解整周模糊度。不过,双差法也有不足之处:从 IGS 地面网络引入了大量的观测值和模糊度参数,大大增加了计算量。表 2 给出了 CHAMP 卫星在 2001 年年积日 148 这一天分别采用非差、双差动力学、运动学精密定轨中参数和观测值个数统计的情况。由表中从第 3 和第 5 列数据可以看出,双差运动学定轨法与非差运动学定轨法相比,前者需要处理的观测值个数和解算的模糊度参数个数均大大多于后者。表 3 给出了定轨中参数的处理及占用 CPU 时间的情况(标准 PC 机,800 MHz)。从

表 2 非差、双差动力学和运动学精密定轨参数及观测值统计^[20]

解算方案	非差动力学	非差运动学	双差动力学	双差运动学
模糊度	450	450	13200	13200
轨道参数	300		300	
运动学轨道		8640		8640
LEO 钟差	2880	2880		
参数总数	3630	11700	13500	21840
观测值总数	18400	18400	340000	340000

表 3 非差、双差动力学和运动学精密定轨中参数的处理^[20]

解算方案	非差动力学	非差运动学	双差动力学	双差运动学
模糊度	预先消除	估计	预先消除	预先消除
轨道参数	估计		估计	
运动学轨道		预先消除		估计
LEO 钟差	预先消除	预先消除		
观测时间/h	24	24	24	8
CPU 时间/min	10	10	90	60

第 3 和第 5 列数据可以看出, 在定轨处理中双差运动学法比非差运动学法占用 CPU 时间要多很多, 因为非差法只需处理 LEO 的 GPS 观测值。应当指出的是, 非差法必须事先确定 GPS 卫星的轨道和钟差, 当然这可从 IGS 或其分析中心获取。

LEO 双差运动学定轨中待估计的参数有各个历元 LEO 的运动学位置和模糊度参数。关于模糊度解算方法, 为了避免电离层对模糊度解算的影响, 采用 Melbourne-Wübbena 宽巷结合窄巷模糊度解算的 bootstrapping 技术来估计模糊度是一个很好的方法。即先通过利用码和载波相位观测值的 Melbourne-Wübbena 线性组合来估计宽巷模糊度, 然后利用载波相位观测值的无电离层线性组合和已解出的宽巷模糊度来迭代求解窄巷模糊度。这一方法可以消除显示在经典宽巷 (仅用载波相位观测值) 技术中的电离层延迟。在 CHAMP 卫星的双差运动学定轨实践中, 模糊度解算采用这一处理方法比较有效, 其主要原因是 CHAMP 卫星星载 GPS 接收机所采集的码观测值非常精确, 另一方面, 由于在给 CHAMP 卫星模拟快速变化的电离层环境时存在困难, QIF (quasi-ionosphere-free) 模糊度解算方案仍不能提供满意的结果^[11,20,21,37]。

实践已经表明, 分别采用非差法或双差法 (附模糊度解算) 给 LEO 定轨时, 两者的结果并没有明显差别, 都能达到 2~3 cm 的轨道精度^[58]。模糊度解算并没有显著改进轨道精度, 模糊度解算对运动学和约化动力学轨道的改进只有 1~2 cm^[21]。在较短的时间内要设立大量的双差模糊度, 以及地面 IGS 站和 LEO 间非常长的动态变化的基线 (IGS-CHAMP 基线长度可达 10000 km), 是 LEO 的模糊度解算一直不能给出满意结果的主要原因。

目前, 国际上采用双差 GPS 观测值进行 LEO 精密定轨研究的一些著名机构有 CSR (the University of Texas at Austin, Center for Space Research)、JPL、TUM 等。美国 Texas 大学空间研究中心 CSR 研制了著名的 MSODP1 定轨软件。该软件使用历元状态分批滤波方法, 处理的基本观测值就是星载 GPS 接收机与地面基准站之间的双差相位观测值^[26]。JPL 的双差数据处理算法则假定为后处理模式, 已在其 KODAC (Kinematic Orbit Determination And Comparison) 软件中得到实现。

2.3 三差运动学定轨法

三差法是指采用 GPS 载波相位三差观测值来确定 LEO 运动学位置的定轨方法。GPS 载波相位三差观测值是对两个具有相同 GPS 和接收机组合的双差观测值进行历元间差分所得到的观测值。其简化的原理图如图 5 所示。

只要在两个历元间没有周跳, 独立于时间的常量——双差模糊度项就可以在三差观测值中消除掉, 从而建立有效的处理算法。该法的主要缺点是增大了观测噪声, 并且需要采用有效的算法来处理历元间存在的相关性。

LEO、地面 IGS 站和两颗 GPS 卫星 s 、 k 间可以构成无电离层双差观测值, 对第 i 和第 $(i-1)$ 历元的无电离层双差观测值求差, 就可以得到无电离层三差观测值。其简化的观测方程如下:

$$\begin{aligned} TD_{LEO,grd,IF}^{s,k}(i) &= DD_{LEO,grd,IF}^{s,k}(i) - DD_{LEO,grd,IF}^{s,k}(i-1) \\ &= [(\Phi_{LEO,IF}^k - \Phi_{grd,IF}^k) - (\Phi_{LEO,IF}^s - \Phi_{grd,IF}^s)]_i - \\ &\quad [(\Phi_{LEO,IF}^k - \Phi_{grd,IF}^k) - (\Phi_{LEO,IF}^s - \Phi_{grd,IF}^s)]_{i-1}, \end{aligned} \quad (8)$$

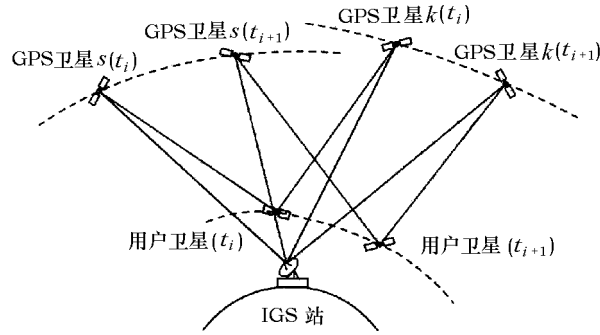
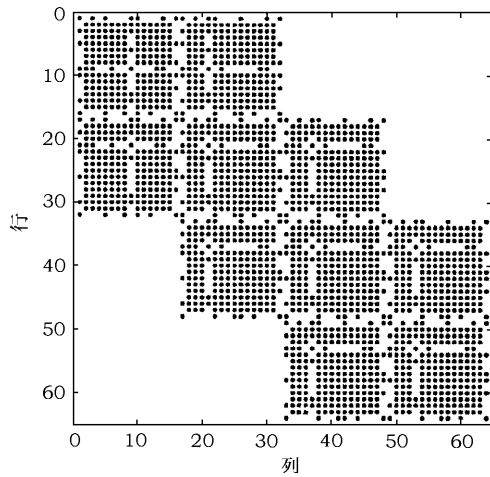


图5 三差运动学定轨

式中, $TD_{\text{LEO,grd,IF}}^{s,k}(i)$ 为第 i 历元的无电离层三差观测值; $DD_{\text{LEO,grd,IF}}^{s,k}(i)$ 和 $DD_{\text{LEO,grd,IF}}^{s,k}(i-1)$ 分别为第 i 和 $i-1$ 历元的无电离层双差观测值; 方程右边 8 个无电离层相位组合观测值的具体表达可参见方程 (4)。

由方程 (8) 可以看出, 三差观测值的相关性不仅来源于共用相同 GPS 卫星和相同接收机天线, 还来源于共用同一历元。三差观测值的权逆阵是一个带状阵, 其排列形状如图 6 所示。

图6 三差观测值的权逆阵^[59]

实心黑点代表矩阵中的非零元素, 其排列形状取决于三差的差分过程。

在定轨软件 P-KOD (Precise Kinematic Orbit Determination software) 中, 该软件也已得到实践验证^[60]。

3 星载 GPS LEO 运动学定轨及相关研究进展

星载 GPS LEO 运动学定轨及相关研究的进展主要有以下几个方面:

对三差权逆阵求逆是一件计算要求很高的工作, 所以一般采用降相关方案。降相关主要采用了 Cholesky 因数分解理论, 该理论通过采用前向法矩阵替代方案避免了对余因子式的求逆。

目前, 采用三差 GPS 观测值进行 LEO 精密定轨研究的机构并不多, 著名的机构有 JPL 和俄亥俄州大学。JPL 采用 GPS 载波相位三差观测值的纯运动学定轨算法, 这体现在其定轨软件 KODAC 中。KODAC 采用三差观测值进行精密定轨的能力已得到验证^[59]。俄亥俄州大学民用环境工程和地学系 (The Ohio State University's Department of Civil and Environmental Engineering and Geodetic Science) 采用一种有效地前向和后向批滤波来估计 LEO 运动学位置, 其算法体现

(1) 星载 GPS 接收机跟踪软件的改进

在运动学定轨情形下, 星载 GPS 接收机最多能跟踪多少颗 GPS 卫星是很重要的。CHAMP 卫星自发射以来, 其星载 GPS 接收机跟踪软件不断改进, 使它最多能跟踪 GPS 卫星的个数由初始的 7 颗达到现在的 10 颗。表 4 列出了 CHAMP 卫星星载 GPS 接收机在不同时间段最多能跟踪 GPS 卫星个数的概况^[10]。

表 4 CHAMP 卫星星载 GPS 接收机跟踪软件
关闭改进后的跟踪概况^[10]

关闭时间的年积日	关闭时间长度	最多可跟踪卫星个数
199/2000	较长	7
026/2001~027/2001	较短	8
041/2001~042/2001	较短	8
047/2001	较短	6
054/2001~056/2001	较短	8
081/2001	较长	8
129/2001 (24 h 试验)	较短	9
064/2002	较长	10

表 4 最后一行表示, CHAMP 卫星星载 GPS 接收机跟踪软件在 2002 年年积日 064 这一天作了改进。经这一改进后, 接收机的跟踪能力提高了, 从此最多可以同步跟踪 10 颗 GPS 卫星。最多可以同步跟踪 GPS 卫星个数的增加, 改善了定位的几何因子, 因而对于 CHAMP 卫星运动学精密定轨, 是非常有利的。

对 CHAMP 卫星星载 GPS 接收机跟踪软件另一个非常重要的改变是不再跟踪处于局域水平面以下(负高度角)的 GPS 卫星, 仅跟踪局域水平面以上的 GPS 卫星。因为局域水平面以上的 GPS 卫星总数已在 12 颗左右, 所以星载 GPS 接收机即使不跟踪负高度角的 GPS 卫星, 它所能跟踪到的 GPS 卫星总数并不少。这一改变导致高质量观测值数量大大增加, 极大地拓展了运动学解算方案的潜力。

(2) 高采样率 GPS 卫星钟差的计算

为了获得连续的采样率为 30 s 的 GPS 卫星钟差改正, 文献[10]提出了一种比较有效的方案。这一方案同样基于非差处理方法, 首先, 由码观测值导出 GPS 绝对卫星钟差改正, 由载波相位观测值导出 GPS 相对相位钟差改正, 然后, 综合这两种钟差改正, 得到统一的钟差改正时间序列。此方法用来产生 GPS 卫星和地面接收机高采样率钟差既简单又快速, 且产生的 GPS 卫星的精密钟差可用于 LEO 精密定轨。

因为采用相位观测值进行精密定轨时, 并不需要绝对钟差信息, 所以 GPS 卫星的钟差参数可以单独采用地面 IGS 网站的 GPS 载波相位观测值以及一个作为固定参考钟的地面氢钟来进行估计。这样一来, 码观测值只是用来使所有接收机时钟以 $1 \mu\text{s}$ 水平同步。在这些相对相位钟差集合中, 任何指定历元的偏差都会直接传播到每历元估计的一个 LEO 接收机时钟参数中。GPS 相对相位钟差与组合相位观测值和码观测值估计的 GPS 绝对钟差相比, 最主要的好处就是可以避免码观测噪声的负面影响。Svehla 和 Rothacher^[61] 基于约 40 个 IGS 站, 采用完整的法方程矩阵估计了时间长度为两年的 30 s 采样间隔的 GPS 卫星相对相位钟差参数。这些钟差参数可在利用相位观测值进行 LEO 非差运动学定轨和地面 IGS 站的精密单点

定位中得到应用。相对相位钟差定位应用已得到成功实践^[61]。

(3) 约化运动学精密定轨

在 LEO 精密定轨的数据处理中,经常遇到的一个主要问题就是 GPS 相位观测值中的数据中断(Data Gaps)^[21]。为了减小弱几何和载波中断(跳变)的影响,Svehla 和 Rothacher^[61]提出了附有动力学信息的运动学精密定轨法,其主要特点是连续历元间运动学位置更加平滑。采用的处理策略主要有:绝对约束(约束到先验轨道);相对约束(约束运动学位置关于时间的差分到由动力学轨道导出的相应差分上); Gauss-Markov 过程。

与动力学轨道相比,运动学轨道的主要缺点是,当被跟踪的 GPS 卫星数量较少或当相位中断等情况发生时,连续的运动学位置间出现跳变。虽然这些跳变完全反映在方差协方差信息中,但它们也可以明显地出现在图形中。与运动学轨道相比,动力学轨道非常平滑。为了减小运动学位置跳变的幅度,可以逐历元地对运动学位置差用先验动力学轨道中相应的差值加以约束。在此情况下,可借约化动力学精密定轨的概念,即称之为约化运动学精密定轨(Reduced-Kinematic Precise Orbit Determination)。这里运动学轨道约束到动力学轨道,其运动学自由度降低了(reduced)。在相对约束情况下,用于约束的先验动力学轨道的精度可以稍低一些,例如,相应于一天的轨道弧段仅采用 15 个轨道参数来定义,并且只利用码观测值进行估计。采用约化运动学方法,可以获得非常平滑的运动学轨道,运动学位置图形中的尖峰被消除或大大降低了。虽然由相对约束实现的随机过程是随机游走过程,但轨迹不会偏离先验动力学轨道。根据连续历元间约束强度的不同,估计的约化运动学轨道,要么更接近于动力学轨道,要么更接近于运动学轨道。约化运动学定轨和约化动力学定轨间的主要区别是:在约化运动学精密定轨中,法方程是为按历元顺序的运动学位置(附历元顺序钟差)设立的,然而在约化动力学精密定轨中,确定的是动力学参数(如初始开普勒状态向量、大气阻力系数、经验加速度等)。约化动力学精密定轨是将动力学定轨向运动学定轨约化,而约化运动学精密定轨是将运动学定轨向动力学定轨约化。

通过显著降低尖峰和跳变,约化运动学法改善了纯运动学精密定轨的总体特征。因此,约化运动学精密定轨可用于像无线电掩星等需要非常平滑的 LEO 轨迹的应用中。因为用在约化运动学精密定轨中的先验动力学轨道的精度不必很高,计算也非常容易,所以约化运动学位置将不显著包含先验引力场,但将可以为某些需求(例如确定引力场的能量守恒法)提供更好的速度计算值。

(4) GRACE 卫星编队飞行精密定轨

GRACE 计划是 NASA 和德国合作、采用一对低空卫星探测重力场的计划。两颗卫星(GRACE-A、GRACE-B)位于同一轨道平面内,前后间距 (220 ± 50) km,轨道高度从 480 km 到 300 km 之间。使用 K 波段微波测量装置测定两颗卫星间的距离和距离变化率,即低-低 SST 观测值,其精度优于 $1 \mu\text{m/s}$ 。

由于 GRACE 卫星是两颗卫星编队飞行,所以对于 GRACE 卫星运动学精密定轨的研究主要有:非差定轨;双差定轨;非差、双差观测值联合定轨;GPS 和 K 波段观测值联合定轨等。

GRACE 非差定轨与单颗 LEO 非差定轨情况类似,在此情形下,GRACE-A 和 GRACE-B 分别采用各自的非差观测值单独定轨。

GRACE 双差定轨与单颗 LEO 双差定轨有些不一样。单颗 LEO 双差定轨涉及一颗 LEO、

一个 IGS 地面站和两颗 GPS 卫星; 而 GRACE 双差定轨涉及两颗 GRACE 卫星 (GRACE-A、GRACE-B) 和两颗 GPS 卫星, 不涉及 IGS 地面站。

在 GRACE 非差、双差观测值联合定轨中, 参考 LEO (GRACE-B) 采用非差处理, GRACE-A 和 GRACE-B 构成的 GPS 基线采用双差处理。非差和双差观测值的联合定轨相对于非差定轨而言, 轨道精度可提高 1~2 cm。这一定轨方案是 LEO 编队飞行精密定轨的最优方案^[61]。

由于 GRACE 卫星上携带有高精度的微波测量装置, 可以精确地测量前后两颗卫星间的距离及其变化率, 也可以综合利用 GPS 和 K 波段观测值进行精密定轨^[61]。

(5) “一步法” 计算的理论研究和实践

对 LEO 定轨通常采用“二步法”。所谓“二步法”, 即第一步利用 GPS 地面站的 GPS 接收机资料, 计算 GPS 卫星的精密轨道; 第二步利用 LEO 上的 GPS 观测数据和在第一步中算得的 GPS 卫星轨道, 计算 LEO 的精密轨道。在第二步计算中 GPS 卫星轨道作为已知值处理。

目前, GFZ 已经完成“一步法”计算的理论研究并加以应用^[62]。“一步法”是将 LEO 轨道、GPS 卫星轨道、地球重力场、地球自转参数 (EOP) 和 GPS 地面跟踪站坐标等全部作为待平差量, 一起予以整体解算。处理时所用的包括: 地面 GPS 跟踪站数据、SLR 对 LEO 的跟踪数据、LEO 上接收到的 GPS 数据、LEO 上的加速度计的 (非保守力) 数据、K 波段测距及其变率数据、LEO 的高度和变轨等数据。

(6) 综合多种观测资料进行精密定轨

在很多 LEO 上 GPS 接收机并不是唯一可用于精密定轨的仪器。LEO 通常还携带有 SLR 系统 (如 TOPEX/Poseidon、CHAMP、JASON-1、GRACE、GOCE)、DORIS 系统 (如 TOPEX/Poseidon、JASON-1) 和高精度的微波测量装置 (如 GRACE) 等。这些独立的观测系统的观测数据既可用于不同定轨方案的外部质量控制, 又可用于进行 LEO 的联合定轨, 从而提高定轨的精度^[20]。

另外, 近来一些卫星任务 (如 CHAMP、GRACE) 都携带有一台加速度计, 以测量作用于卫星上的非保守力。通过加速度计的观测, 可以用新型仪器的观测值来代替非保守力模型。这一方法最早在 CHAMP 卫星上得以验证^[63], 并在 GRACE 卫星任务中得到进一步应用。

(7) IGS 产品种类的增加和精度的提高

由于 GPS 定轨理论和技术的提高、轨道计算数学模型的完善, 以及全球跟踪站数目的增多和跟踪站分布的改善, IGS 确定 GPS 卫星轨道的精度有了明显的提高。IGS 事后精密星历的精度已由初期 30~40 cm 提高到现在优于 5 cm。另外, IGS 提供产品的种类也有所增加, 增加了 IGS 站的对流层天顶延迟、精密卫星钟差等产品。其他产品的质量也较原来有较大改善。

(8) GPS 接收机性能的改进

随着 GPS 应用的日益广泛和美国 GPS 政策的明朗化, 各种高性能的 GPS 接收机 (如 Black Jack) 正在迅速发展。新一代 GPS 接收机使用更高集成度的芯片, 具有快速和高精度的定位能力、高自动和高适应性能, 其硬件设计具有抗干扰性能强、能消除和减弱电离层折射和多路径影响以及自动修复周跳和平滑的功能。GPS 接收机在制造技术上的突破 (体积及功耗) 为星载 GPS 提供了技术支持, 而它测量精度和卫星轨道精度的提高, 又为利用 GPS 卫星确定中低轨卫星轨道提供了更有效的观测手段和更大的便利。

(9) 由运动学定轨结果来确定引力场

卫星轨道测量一方面可用于确定卫星传感器的空间位置, 另一方面也可用于确定地球引力场及其随时间的变化, 即通过运动方程获取有关地球动力学过程的信息(如固体潮、质量分布、海洋循环等)。运动学轨道不依赖于任何力模型或引力场。因此, 它可用作动力学轨道模型的检验工具。仅用 GPS 观测值, 不用任何卫星动力学信息, LEO 运动学定轨的精度就可达 2~3 cm, LEO 运动学位置可用作确定引力场的伪观测值。

运动学位置及相应的方差、协方差信息是 GPS 原始数据与由卫星轨道导出的引力场模型或其他感兴趣信息(如大气密度、轨道力模型的改进等)之间的一个接口, 其科研价值非常吸引人。目前已有较多的组织直接采用这些运动学位置来估计地球引力场系数, 验证动力学轨道及轨道模型^[64]。利用 CHAMP 卫星两年时间的运动学位置和相应的方差、协方差信息, 采用能量守恒法或边值法而非经典的数值积分方案, 即可估计引力场系数^[65]。这样做就避免了繁复的 GPS 观测值的分析与处理(包括 GPS 卫星钟差和轨道、非差或双差模糊度、测站坐标、对流层参数、地球自转参数等大量全球参数的平差), 大大提高了数据的处理速度和效率。

4 结 语

在所有空间大地测量技术(SLR、DORIS、VLBI、PRARE、GPS等)中, 只有GPS可以提供纯运动学定轨, 用户卫星的运动学位置是独立于任何力学模型和轨道高度的。目前, 国际上许多著名机构都在积极推进星载GPS定轨技术的发展, 尤其是在星载GPS运动学定轨方面已取得较大进展, 定轨精度都能达到厘米级。由于运动学法不涉及卫星运动的动力学性质, 所以它不能确保轨道外推的精度, 这是运动学法精密定轨的缺点。

通过改善GPS卫星轨道和钟差质量, 以及改进GPS数据预处理(粗差处理、模糊度解算、周跳处理)、数据中断(Data Gaps)处理、残差分析、运动学轨道的动力学平滑等, 可以进一步改进LEO轨道的质量。1~2 cm精度的LEO运动学定轨是完全可行的^[64,66]。

IGS超快速产品的开发和精度的进一步提高, 可用于LEO实时或近实时运动学定轨, 极大满足诸如卫星导航和近实时大气监测等任务的需要。

由于目前和将来均存在多种卫星导航系统, 每种系统又有不同频率的观测数据, 采用多频和多系统观测数据进行联合定轨、定位是未来很多具体应用领域的发展方向。因此, 应进一步探索和研究多卫星系统联合定位和定轨。

事实上, 随着LEO跟踪手段的不断改进和丰富, LEO定轨方法也在不断发展和完善。任何LEO具体的定轨方案都不是单一、固定的, 应综合考虑该卫星上所搭载的仪器及所用到的跟踪手段, 选择最佳方案, 以满足一些特殊应用及科学研究对高精度轨道的需要。

参考文献:

- [1] Bertiger W I, Bar-Sever Y E, Christensen E J *et al.* JGR, 1994, 99(12): 24449
- [2] Smith A J E, Gesper E T, Kuijper D C *et al.* JG, 1996, 70: 546
- [3] Schutz B E, Tapley B D, Abusali P A M *et al.* GRL, 1994, 21(19): 2179
- [4] Tapley B D, Ries J C, Davis G W *et al.* JGR, 1999, 104(C12): 24383
- [5] Yunck T P, Bertiger W I, Wu S C *et al.* GRL, 1994, 21(7): 541

- [6] Yunck T P. JGR, 1999, 104(C12): 24449
- [7] 季善标, 朱文耀, 熊永清. 天文学进展, 2000, 18(1): 17
- [8] Wu S C. Private communication, 2005-08-20
- [9] Wu S C, Yunck T P, Thornton C L. J. Guid. Control Dyn., 1991, 14: 24
- [10] Bock H. Dissertation, Switzerland: Astronomical Institute University of Berne, 2003
- [11] <http://tau.fesg.tum.de/~drazen/>, 2004-08-19
- [12] Heroux P, Kouba J, Collins P *et al.* The International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Banff, Canada: Geomatics and Navigation, 2001
- [13] Tapley B D. In: Tapley B D, Szebehely V eds. Proceedings in Recent Advances in Dynamical Astronomy, Dordrecht: Reidel, 1973: 396
- [14] Tapley B D, Born G H, Schutz B E. Orbit Determination Fundamental and Application. Austin: The Press of University of Texas, 1986, 118~119
- [15] Yunck T P, Wu S C, Wu J T *et al.* IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1990, 28(1): 108
- [16] Oliver M. Private communication, 2005-09-20
- [17] Ashkenazi V. Private communication, 2005-09-22
- [18] George W D. Private communication, 2005-09-28
- [19] Bock H. Private communication, 2005-08-20
- [20] Svehla D, Rothacher M. Advances in Geosciences, 2003, 1: 47
- [21] <http://tau.fesg.tum.de/~drazen/>, 2005
- [22] Tapley B D, Chambers D P, Bettadpur S *et al.* GRL, 2003, 30(22): 2163
- [23] Yunck T P, Wu S C, Wu J T. In: Yunck T P, Schwarz K P eds. Proceedings of IEEE Position, Location, and Navigation Symposium, New York: Institute of Electrical and Electronics, Inc, 1986: 122
- [24] Robert S. Private communication, 2005-09-17
- [25] Bertiger W I, Yunck T P. Navigation, 1990, 37: 65
- [26] Rim H. Private communication, 2005-09-23
- [27] Visser P N A M, van den I Jssel J. JG, 2000, 74: 590
- [28] Bock H, Hugentobler U, Beutler G. In: Reigber C ed. First CHAMP Mission Results for Gravity, Magnetic and Atmospheric Studies, Berlin: Springer, 2003: 65
- [29] Peter J M. Space Flight Mechanics, 1996, 93: 96
- [30] Perosanz F, Marety J C, Balmino G. JG, 1997, 71: 160
- [31] Kursinski E R, Hajj G. JGR, 1997, 102: 23429
- [32] Hyung J R. Ph.D Thesis, Austin: The University of Texas, 1992
- [33] Gerlach C H, Foldvary L. GRL, 2003, 30(20): 2037
- [34] George E P. Ph.D Thesis, Austin: The University of Texas, 1994
- [35] Davis G W. Journal of the Institute of Navigation, 1997, 44(2): 181
- [36] Hyung J R. Space Flight Mechanics, 2002, 107: 1411
- [37] Rothacher M. Private communication, 2005-08-21
- [38] 王广运. 导航, 1993, 3: 32
- [39] 刘基余. 导航, 1993, 3: 39
- [40] 李济生. 人造卫星精密轨道确定, 北京: 解放军出版社, 1995
- [41] 刘斌. 中国空间科学技术, 1995, 15(4): 22
- [42] 王解先. 精密定轨定位, 上海: 同济大学出版社, 1997
- [43] 胡国荣. 博士论文, 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 1999
- [44] 刘艳芳, 洪炳熔, 郭建宁等. 中国科学 (D 辑), 1999, 29(5): 262
- [45] 胡小工. 天文学报, 1999, 40(3): 194
- [46] 张强, 廖新浩, 黄斌. 天文学报, 2000, 41(4): 347
- [47] 宋福香, 左文辑. 空间科学学报, 2000, 20(1): 40
- [48] 沈云中. 博士论文, 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 2000

- [49] 文援兰, 王威, 刘新跃等. 中国空间科学技术, 2001, 2: 43
- [50] 韩保民. 博士论文, 武汉: 中国科学院测量与地球物理研究所, 2003
- [51] 冯初刚, 朱元兰, 张飞鹏. 天文学报, 2003, 44(2): 189
- [52] 杨元喜, 文援兰. 中国科学 (D 辑), 2003, 33(11): 1112
- [53] 吴斌, 彭碧波. 大地测量与地球动力学进展, 武汉: 湖北科学技术出版社, 2004
- [54] 赵春梅, 欧吉坤. 武汉大学学报 (信息科学版), 2004, 29(7): 646
- [55] 刘经南, 赵齐乐, 张小红. 武汉大学学报 (信息科学版), 2004, 29(1): 1
- [56] 吴江飞, 黄斌. 天文学报, 2005, 46(1): 55
- [57] 柳东升, 刘健, 郭建宁. 卫星应用, 1997, 5(1): 5
- [58] Svehla D, Rothacher M. IAG, 2004, 126: 181
- [59] Byun S H. JG, 2003, 76: 569
- [60] Kwon J H. Private communication, 2005-09-12
- [61] Svehla D. Private communication, 2005-09-16
- [62] Zhu S Y, Reigber Ch, Konig R. JG, 2004, 78: 103
- [63] <http://www.gfz-potsdam.de/pb1/op/champ/>, 2005
- [64] <http://www.iapg.bv.tum.de/cstg/>, 2004
- [65] Visser P N A M, Sneeuw N, Gerlach C. JG, 2003, 77: 207
- [66] <http://tau.fesg.tum.de/~drazen/>, 2005

Methods and Progress on Kinematic Orbit Determination of LEOs Based on GPS

WU Jiang-fei^{1,2,3}, DU Peng³, WANG Lei³, HUANG Cheng¹

(1. Shanghai Astronomical Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China; 2. Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China; 3. Institute of Surveying and Mapping, Information Engineering University, Zhengzhou 450052, China)

Abstract: The basic principles and methods of kinematic orbit determination of low earth orbiters (LEOs) based on GPS are discussed. It points out the merits and demerits of kinematic orbit determination methods. The characteristics of resolution of kinematic orbit determination methods are analyzed, and the corresponding processing strategies are provided. The latest progress of kinematic orbit determination of LEOs based on GPS and related researches are described.

Key words: celestial mechanics; kinematic orbit determination; review; GPS; LEO