科学通报 2008 年 第 53 卷 第 21 期: 2569 ~ 2575
论 文
《中国科学》杂志社
SCIENCE IN CHINA PRESS

Jason-1 卫星厘米级星载 GPS 精密定轨

彭冬菊[①②*], 吴斌[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 100049
* 联系人, E-mail: pdongju@shao.ac.cn, bwu@shao.ac.cn

2008-06-23 收稿, 2008-09-11 接受
国家自然科学基金(批准号: 40274006)、国家高技术研究发展计划(编号: 2006AA12A107)和上海市科学技术委员会(编号: 06DZ22101)资助项目

摘要 美法合作研制的 Jason-1 海洋卫星于 2001 年 2 月 7 日在美国加利福尼亚州成功发射, 它接替已经运行了9年的 Topex/Poseidon(T/P)卫星, 继续对全球海平面进行高精度的实时监测. 海洋卫星的轨道误差, 尤其是径向误差直接影响卫星测高的效果, 为了能与 T/P 的测高数据很好地衔接, Jason-1 卫星径向轨道须达到 2.5 cm 精度. 本文利用 Jason-1 卫星星载 GPS 实测数据, 通过非差动力学定轨方法, 计算了 Jason-1 卫星 2002 年 12 月 19 日至 2003 年 1 月 7 日两个 cycle 的轨道, 并利用与 JPL 计算的精密轨道比较、轨道重叠检验及 SLR 检核等多种方法全面地分析了本文的定轨结果. 多种比较结果综合表明, Jason-1 卫星径向定轨精度可达到 1~2 cm.

关键词
Jason-1
GPS
精密定轨
非差

Jason-1 卫星是美国宇航局(NASA)和法国空间中心(CNES)继 Topex/Poseidon(T/P)卫星后合作研制的又一颗海洋测高卫星, 于 2001 年 12 月 7 日在美国加利福尼亚州范登堡空军基地成功发射. 它接替已经运行了 9 年的 T/P 卫星, 继续对全球海平面进行高精度的实时监测, 为国际科学界迅速提供几个小时或几天内海洋状态的有关状况, 同时为全球洋流变化和气候研究积累更长时间序列的数据[1], 为此, Jason-1 卫星采用了与 T/P 卫星相同的轨道设计, 其轨道高度约为 1335 km, 倾角为 66.03°.

海洋测高是 Williams 1969 年提出的, 对载有高度计的卫星, 精密定轨的精度尤其是径向精度是制约高度测量数据应用的关键因素之一[2,3]. 如SEASAT(1978 年), GEOSAT(1985~1989 年), ERS-1 (1991~1994 年)等卫星正是使用测高技术来观测海平面高度, 但 GEOSAT 等卫星定轨精度较差, 如 SEASAT 由于卫星轨道径向精度只能达到 40 cm, 监测海平面变化能力显得不足[1,4~6]. 而美法合作的T/P卫星, 首先在轨道设计和精密定轨方面做了较大的改进, 选择较高的轨道以减小定轨时地球引力场和大气阻力摄动的影响, 同时搭载的微波辐射计测量大气中水蒸气含量, 有效地改正了大气中水蒸气的延迟效应. 另外, T/P 卫星还采用了 SLR(satellite laser ranging), DORIS (Doppler orbitography and radiopositioning integrated by satellite)和 GPS(global positioning system)等多项测定轨技术, 使得测高和定轨精度都有了很大提高[2,3]. T/P 卫星是首颗搭载 GPS 接收机的低轨科学卫星, 预期其径向精度可达 13 cm, 实际精度达到 4 cm[7,8], T/P卫星上 GPS 实验取得的巨大成功, 为 GPS 接收机在低轨卫星上的广泛应用奠定了良好的基础.

作为 T/P 卫星的后继星, Jason-1 卫星径向精度需达到 2.5 cm 才能与 T/P 卫星的测高数据很好地衔接[1,9], 才能满足各类科学任务对高精度轨道的需求. 与 T/P 相同, Jason-1 卫星上也搭载了 DORIS 接收机、GPS 接收机及激光反射器等多种载荷支持精密定轨. 不过, Jason-1 卫星上的 GPS 接收机和 DORIS 接收机较 10 年前 T/P 上搭载的 GPS 接收机和 DORIS 接收机均有改进和提高[7], 因此, 其轨道精度理论上应好于 T/P 卫星. 美国喷气推进实验室(JPL)利用 Jason-1 卫星星载 GPS 数据, 采用半动力学定轨方法计算的

Jason-1 卫星轨道，其径向精度已能达到 2 cm[9~11]. 本文也将利用 Jason-1 卫星星载 GPS 数据，采用非差动力学定轨的方法计算了 Jason-1 卫星轨道，并通过与 JPL 计算的精密轨道(POE)比较、轨道重叠检验以及 SLR 独立检验等方法评估本文定轨精度.

1 Jason-1 卫星星载 GPS 非差动力学定轨

自 T/P 卫星的星载 GPS 实验取得巨大成功后，越来越多的低轨科学卫星都搭载了 GPS 接收机，星载 GPS 凭借其成本低、设备轻便、全天候、高精度、连续观测等优点，已成为低轨卫星精密定轨的主要手段之一. 目前，星载 GPS 定轨的方法主要有：(1) 几何法，由于 GPS 观测提供的是载体的三维位置，且同一时刻可接收到多颗 GPS 卫星信号，其可不依赖于任何力学模型，完全利用星载 GPS 接收机的伪距和相位观测数据(4 颗以上的 GPS 卫星)直接进行定位计算得到低轨卫星位置；(2) 动力学方法，即传统意义上的定轨方法，基于星载 GPS 的伪距和相位观测数据及各种力学模型，用卫星动力法直接求解轨道根数和其他动力学参数；(3) 半动力学方法，该方法充分利用卫星的几何和动力学信息，通过估计载体加速度的随机过程噪声(一般为一阶 Gauss-Markov 过程)，利用过程参数来吸收动力学模型误差，从而达到提供轨道精度的目的[5]. 在已有研究的基础上[12]，本文同样以低轨卫星星载 GPS 精密定轨软件(SHORDE-Ⅲ)为研究平台，讨论Jason-1 卫星的星载 GPS定轨. 目前SHORDE-Ⅲ能在固定GPS星历及钟差的条件下，实现星载GPS单差动力学定轨及非差动力学定轨，若低轨卫星上搭载有加速仪，其还可实现星载GPS数据和加速仪数据相结合的动力学定轨[13].

Jason-1 卫星的轨道重叠周期(1 cycle)约为 10 天，本文选用了 2002 年 12 月 19 日至 2003 年 1 月 7 日(cycle35 和cycle36)两个cycle的Jason-1 卫星星载GPS 数据，采用非差动力学定轨的方法计算了该时间段内Jason-1 卫星精密轨道. 定轨过程中使用到的各类数据见表 1，各类摄动力及参数解算的详细信息见表 2. 对于星载GPS定轨，一般采用短弧定轨，弧长 30 h[9]，本文也选用了 30 h的定轨弧长，即以每天中午 12:00 为中心的 30 h的星载GPS数据.

2 轨道精度评估

对于厘米级精密定轨，其面临的挑战不仅在于如何制定有效的定轨策略，如何正确地评价和分析轨

表 1 定轨过程中使用到的各类数据

数据名称	来源	描述
星载 GPS 观测数据	AVISO	10 s 采样间隔的 Jason-1 卫星实测数据
GPS 星历及钟差	GFZ	30 s 采样间隔
SLR 数据	CDDIS	15 s 采样间隔的标准点数据
地球自转参数	IERS	Bulletin B (IAU1980)
GPS 相位中心	AVISO	星固系(SBF X, Y, Z); (1.158, 0.598, 0.6828)(m)
激光反射器质量中心	AVISO	星固系(SBF X, Y, Z); (2.389, −0.218, −0.504)(m)

表 2 力学模型及解算参数

摄动力	描述	备注
地球重力场	GGM02c 模型	150×150 阶
大气阻力摄动	DTM94 模型	分段解算大气阻力参数
太阳光压	Box-Wing 模型	Rim 1992
固体潮摄动	IERS96 规范	McCarthy 1996
海潮摄动	CSR4.0	Eanes 1994
广义相对论摄动	IERS2003 规范	McCarthy and Petit 2002
周期性 RTN 摄动	参见文献[12]	分段估算 T, N 方向参数
N 体摄动	太阳、月亮引力摄动	JPL DE/LE 200 大行星历表
待估参数		
初始轨道	3-D 位置和速度	30 h 估算一组初轨
大气阻力参数	分段解算	6 h 估算一大气阻力参数
T, N 方向经验力	分段解算	15 h 估算一组参数
Jason-1 卫星钟差	每个历元解算一钟差	历元间隔 60 s

道误差同样是其关键点之一[9]. 由于我们不可能测得卫星的真实轨道, 必须通过多种不同的分析方法来评价轨道精度, 以评价轨道误差分析的可信度. 目前常用的轨道精度评价的方法主要有以下几种: 观测资料的拟合程度(内符精度)、弧段重叠检验、独立轨道比较、弧段端点的衔接程度、测高交叉点检验等, 其中独立轨道比较可以指不同技术, 也可指不同机构所确定的轨道之间的相互比较. 下面我们将通过与JPL计算的精密轨道比较、轨道重叠检验及SLR独立检验等方法, 全面详细地评价Jason-1 卫星星载GPS非差动力学定轨结果.

2.1 与 JPL 提供的精密轨道(POE)比较

POE是JPL利用星载GPS数据, 采用半动力学定轨方法计算得到的, 其径向精度为 1~2 cm[9~11]. 图 1 为cycle35 及cycle36 20 段 30 h的定轨结果与POE的三维位置(3-D)偏差的 RMS(root-mean-square), 图中横轴为年积日, 纵轴为 SHORDE-III单次定轨结果与 POE 的 3-D 位置偏差 RMS, 单位为 cm. 由图 1 可知, 20 段单次弧段定轨结果的 3-D 位置偏差 RMS 均小于 7 cm, 平均为 5.17 cm. 表 3 详细列出了单次弧段定轨结果与 POE 在径向(R, radial)、切向(T, along-track)和法向(N, cross-track)及三维位置偏差的 RMS. 对于本文 20 天的定轨结果与 POE 在 R, T, N 三个方向的残差序列, 在此就不一一列出了, 只在图 2 中显示了 2002 年 12 月 24 日 SHORDE-III定轨结果与 POE 在 R, T, N 方向的残差序列, 图中横轴表示时间, 单位为小时, 纵轴表示 R, T, N 三个方向的残差, 单位为 cm, 其中 R 方向残差 RMS 为 1.62 cm, T 方向 RMS 为 4.07 cm, N 方向 RMS 为 1.71 cm. 由图 1、表 3 及图 2 得, 若将 POE 作为标准轨道, (1) SHORDE-III

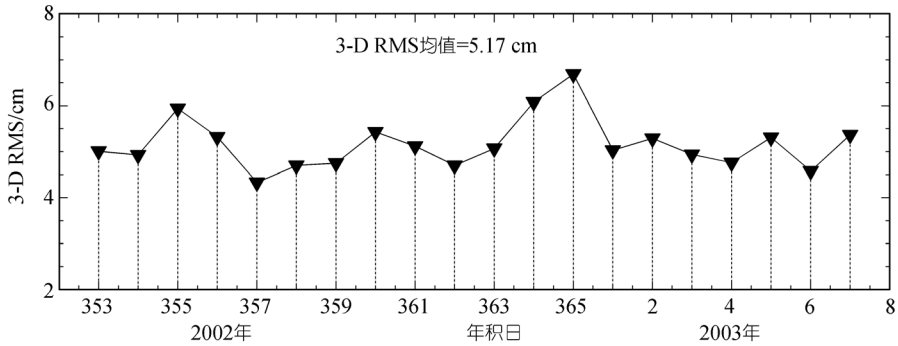

图 1 Jason-1 单次弧段定轨结果与 POE 的三维位置偏差

表 3 Jason-1 单次弧段定轨结果与 POE 在 R, T, N 及三维位置(3-D)差异

时间	σ_R/cm	σ_T/cm	σ_N/cm	$\sigma_{3\text{-}D}$/cm
2002-12-19(353/2002)	1.50	4.51	1.59	5.01
2002-12-20(354/2002)	1.45	4.41	1.66	4.93
2002-12-21(355/2002)	1.63	5.36	1.99	5.94
2002-12-22(356/2002)	1.80	4.18	2.75	5.32
2002-12-23(357/2002)	1.17	3.65	2.01	4.33
2002-12-24(358/2002)	1.62	4.07	1.71	4.70
2002-12-25(359/2002)	1.34	4.30	1.50	4.75
2002-12-26(360/2002)	1.95	4.85	1.49	5.43
2002-12-27(361/2002)	1.91	4.47	1.61	5.12
2002-12-28(362/2002)	1.44	3.76	2.43	4.70
2002-12-29(363/2002)	1.98	4.39	1.60	5.07
2002-12-30(364/2002)	1.30	4.91	3.34	6.08
2002-12-31(365/2002)	1.99	6.11	1.87	6.69
2003-01-01(001/2003)	1.95	4.25	1.85	5.03
2003-01-02(002/2003)	1.91	4.39	2.25	5.29
2003-01-03(003/2003)	1.93	4.13	1.91	4.94
2003-01-04(004/2003)	1.86	4.00	1.79	4.76
2003-01-05(005/2003)	1.71	4.59	2.04	5.31
2003-01-06(006/2003)	1.65	3.99	1.50	4.58
2003-01-07(007/2003)	1.69	4.80	1.72	5.37

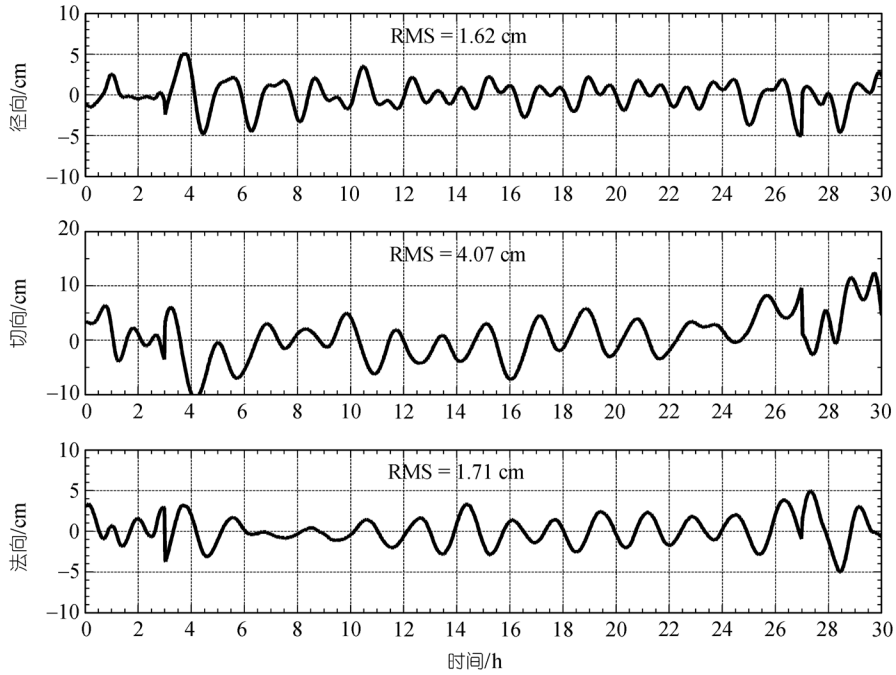

图 2 2002-12-24 星载 GPS 定轨结果与 JPL 在 R, T, N 三个方向上的差异

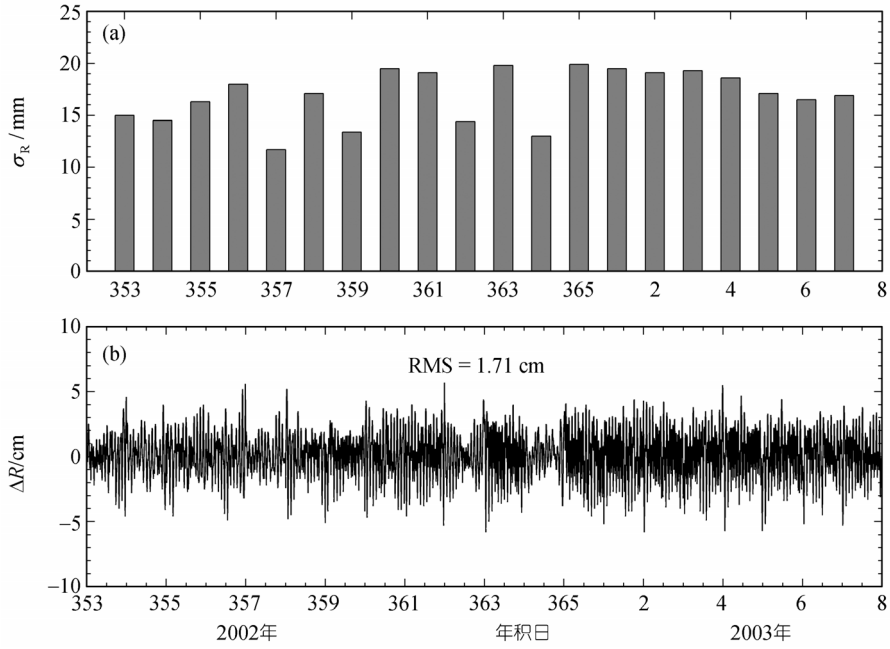

图 3 Jason-1 单次弧段定轨结果(a)与 POE 的径向残差(b)

定轨结果与 POE 之间无显著系统差，差异主要来源于卫星轨道周期的随机误差，且 T 方向最显著，这符合动力学定轨的一般规律；(2) SHORDE-Ⅲ对 Jason-1 卫星定轨能够达到 cm 级.

卫星测高的直接观测量是海面高度，而径向轨道误差则是影响海面高度观测的最主要因素之一. 为此，图 3 详细列出了 cycle35 及 cycle36 单次定轨结果与 POE 在 R 方向残差的 RMS(图 3(a)，横轴表示年积日，纵轴表示单次定轨结果 R 方向残差的 RMS，单位为 mm)及 20 天比较结果在 R 方向的残差序列(图

3(b), 横轴为年积日, 纵轴为SHORDE-III定轨结果与POE在R方向的残差, 单位为cm). 由此可见, 20天的单次定轨结果R方向残差的RMS均好于2.0 cm, 20天残差的RMS为1.71 cm, 这说明SHORDE-III定轨的径向精度好于2 cm, 能够满足Jason-1卫星径向轨道2.5 cm的精度要求.

2.2 轨道重叠法检验

前面提到本文定轨弧长为30 h, 即以每天中午12:00为中心, 向前15 h和向后15 h的30 h的观测数据, 那么Day 1和Day 2则有6 h重叠的数据, 如图4. 尽管这6 h的观测数据是相同的, 但这两段轨道是通过两次独立解算得到的, 可以认为这两段6 h的重叠轨道不相关, 因此, 轨道重叠部分的符合程度可以反映轨道精度[14].

2002年12月23日与24日6 h重叠弧段在R, T, N三个方向的残差样图见图5(a), 图中横轴表示时间, 单位为小时, 纵轴表示两段重叠轨道在R, T, N三个方向上的差异, 单位为cm. 可见, R方向残差RMS为0.76 cm, T方向残差RMS为2.53 cm, N方向残差RMS为1.87 cm. 20天数据共有19次弧段重叠, 各个重叠弧段R方向残差的RMS见图5(b), 图中横轴表示重叠弧段编号, 纵轴表示重叠弧段的3-D位置偏差RMS和R方向残差的RMS, 单位为cm. 图5显示, 重叠弧段R方向的RMS在0.7~2.1 cm之间, 19段RMS的均值为1.45 cm, 3-D位置RMS均值为4.89 cm, 可见重叠轨道R方向精度及3-D位置精度都略好于与POE比较的结果, 这说明与POE的比较结果是可靠的.

2.3 SLR检验

对于星载GPS定轨, 评估其定轨精度的另一重要手段就是利用高精度的激光测距数据对星载GPS定轨结果进行外部检核. 检核过程中, SLR残差为SLR直接测得的站星距与星载GPS定轨结果计算得到的站星距之差, 若t_i时刻测站A的激光测距值记为ρ_{o}^i, 由星载GPS定轨结果计算得到的理论值记为ρ_{c}^i, 则有

$$\Delta^i = \rho_{\mathrm{o}}^i - (\rho_{\mathrm{c}}^i + \Delta\rho_{\mathrm{stides}} + \Delta\rho_{\mathrm{oloading}} + \Delta\rho_{\mathrm{atm}} + \Delta\rho_{\mathrm{rl}} + \Delta\rho_{\mathrm{com}} + \Delta\rho_{\mathrm{ec}} + \Delta\rho_{\mathrm{st}} + \varepsilon_i),$$

其中$\Delta\rho_{\mathrm{stides}}$为固体潮对测站的影响, $\Delta\rho_{\mathrm{oloading}}$为海潮负荷对测站的影响, $\Delta\rho_{\mathrm{atm}}$为大气延迟对测距值的影响, $\Delta\rho_{\mathrm{rl}}$为广义相对论效应对测距值的影响, $\Delta\rho_{\mathrm{com}}$为卫星质心补偿, $\Delta\rho_{\mathrm{ec}}$为测站偏心修正, $\Delta\rho_{\mathrm{st}}$为测站位移修正, ε_i为观测误差.

若激光测距值的时标是地面发射信号时刻, 在计算其实际观测距离值时, 将其归算至卫星接收到信号时刻. 记t_i时刻Jason-1卫星在地固系下的位置为$\vec{R}_i$, 由于激光观测时刻与星载GPS定轨计算输出的定轨结果不是一一对应, 在此采用了8阶chebyshev多项式插值得到$\vec{R}_i$. 若测站A在地固系下的坐标为$\vec{R}_{\mathrm{A}}$, 则

$$\vec{\rho}^i = \begin{pmatrix} \rho_x^i \\ \rho_y^i \\ \rho_z^i \end{pmatrix} = (M)(\vec{R}_i - \vec{R}_{\mathrm{A}}),$$

其中(M)为地固系至站心坐标系的转换矩阵, 从而得到$\rho_{\mathrm{c}}^i = \sqrt{(\rho_x^i)^2 + (\rho_y^i)^2 + (\rho_z^i)^2}$.

检核过程中, 大气延迟对测距值影响的修正采用的是IERS2003规范推荐的Marini和Murray(1973)模型[15], 该模型与高度角相关, 高度角越低, 模型计算的准确度也就越低. 为了将模型误差降到最低, 在检核过程中只选取了高度角大于15°的SLR观测数据; 为从轨道误差中分离出径向误差, 在大于15°的观测数据中又筛选出了高度角大于60°的SLR观测数据[7,9].

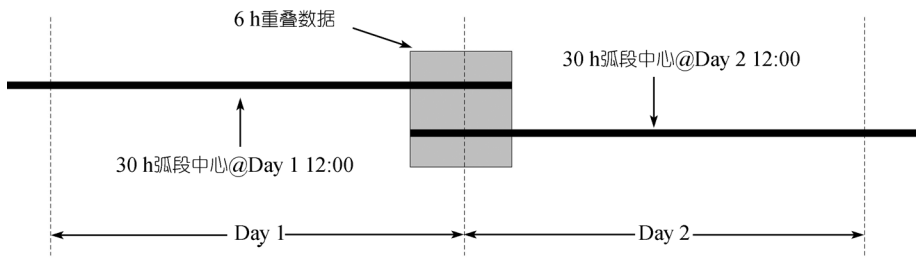

图4 轨道重叠示意图

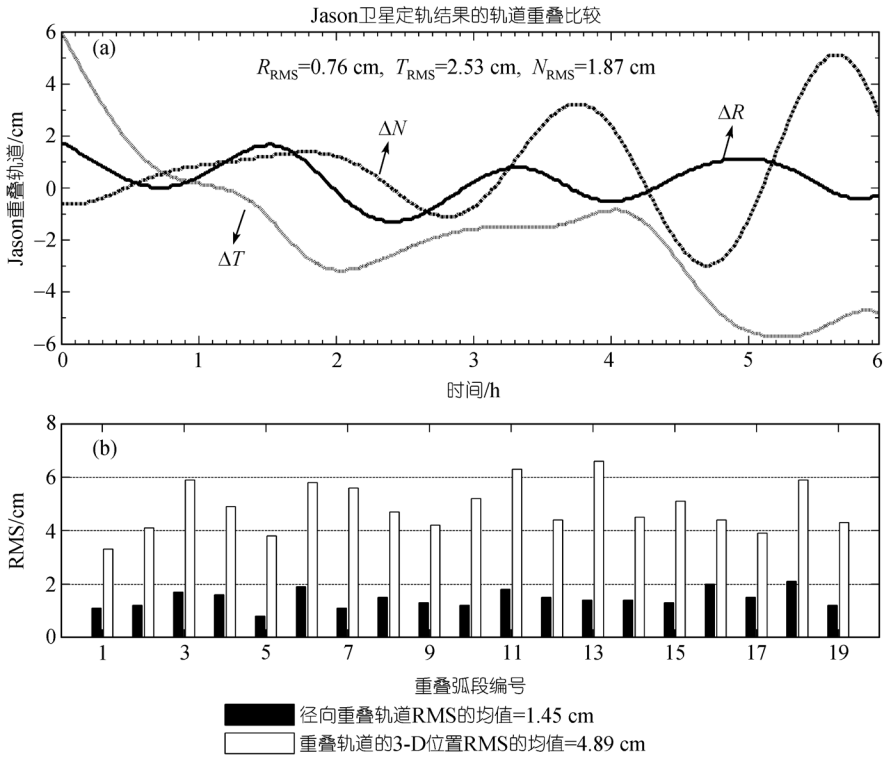

图 5 重叠轨道精度

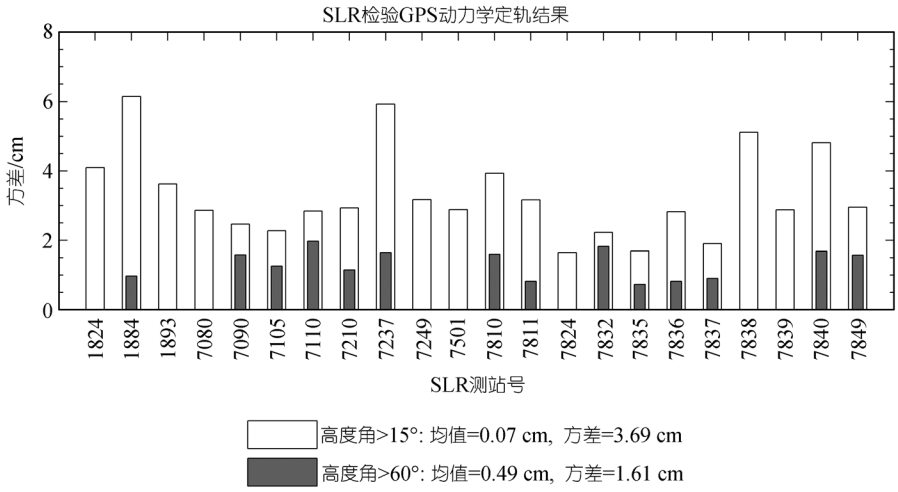

图 6 各测站 SLR 结果

各测站高度角大于 15°和高度角大于 60°的 SLR 残差统计结果见图 6, 图中横轴表示测站编号, 该测站编号为美国宇航局所编站址录中的编号, 纵轴表示各个测站高度角大于 15°和高度角大于 60°的 SLR 残差 RMS, 单位为 cm. 在计算的 20 天内, 共 22 个测站跟踪到了 Jason-1 卫星, 有 247 圈数据, 其中 14 个测站有高度角大于 60°的观测数据. 由图 6 可知, 高度角大于 15°的各个测站的 RMS 均好于 7 cm, 统计偏差为(0.07±3.69) cm; 高度角大于 60°的各个测站的 RMS 均好于 2 cm, 统计偏差为(0.49±1.61) cm, 这与 POE 比较结果和轨道重叠检验结果是一致的. SLR 检核表明, SHORDE-III 定轨结果与 SLR 之间无显著系统差, SHORDE-III 径向定轨精度能到达 2 cm, 能够满足 Jason-1 卫星各类科学任务度对高精度轨道的需求.

3 总结

本文基于 Jason-1 卫星星载 GPS 实测数据，采用非差动力学定轨的方法，计算了 Jason-1 卫星 2002 年 12 月 19 日至 2003 年 1 月 7 日 20 天的精密轨道，并通过与 JPL 计算的精密轨道做比对、轨道重叠检验以及 SLR 独立检验等多种手段全面地分析了该精密轨道的精度，实际计算结果表明:

(1) 本文采用的模型、数据处理方法及 SHORDE-III 计算结果与 POE 之间无显著系统差，3-D 位置 RMS 约为 5.71 cm，径向 RMS 约为 1.71 cm.

(2) 重叠轨道的 3-D 位置 RMS 约为 4.89 cm，径向 RMS 约为 1.45 cm.

(3) SHORDE-III 计算结果与 SLR 观测之间无显著系统差，高度角大于 15°的统计偏差为(0.07±3.69) cm，高度角大于 60°的统计偏差为(0.49±1.61) cm.

对 Jason-1 精密定轨结果表明，本文所采用的模型、方法及软件能够对各类具有精密定轨载荷的卫星科学任务提供高精度的轨道服务，将在我国后续的海洋、大气和遥感卫星计划中发挥应有的作用.

致谢 AVISO, JPL, GFZ 分别为本文提供了 Jason-1 卫星星载 GPS 观测数据、POE 数据和 GPS 星历及钟差，在此表示感谢.

参考文献

1 Choi K-R. Jason-1 precision orbit determination using GPS combined with SLR and DORIS tracking data. Ph.D. Thesis. Austin: The University of Texas, 2003. 1—7

2 Tapley B D, Ries J C, Davis G W, et al. Precision orbit determination for TOPEX/POSEIDON. J Geophys Res, 1994, 99(C12): 24383—24404[doi]

3 Nouël F, Berthias J P, Davis G W, et al. Precise centre national d'Etudes spatiales orbits for TOPEX/POSEIDON: Is reaching 2 cm still a challenge? J Geophys Res, 1994, 99(C12): 24405—24419[doi]

4 Melbourne W G, Yunck T P, Bertiger W I, et al. Scientific Applications of GPS on Low Earth Orbiters. ION GPS, 1994

5 Melbourne W G, Tapley B D, Yunck T P. The GPS flight experiment on Topex/Poseidon. Geophys Res Lett, 1994, 21(19): 2171—2174[doi]

6 Cheney R, Miller L, Agreen R, et al. TOPEX/POSEIDON: The 2-cm solution. J Geophys Res, 1994, 99(C12): 24555—24563[doi]

7 Haines B, Bertiger W, Desai S, et al. Initial Orbit Determination Results for Jason-1: Towards a 1-cm Orbit. ION GPS, 2002

8 Kang Z, Schwintzer P, Reigber Ch, et al. Precise orbit determination for TOPEX/Poseidon using GPS-SST data. Adv Space Res, 1995, 16(12): 59—62[doi]

9 Luthcke S B, Zelensky N P, Rowlands D D, et al. The 1-centimeter orbit: Jason-1 precision orbit determination using GPS, SLR, DORIS, and altimeter data. Marine Geodesy, 2003, 26: 399—421[doi]

10 Haines B, Bar-Sever Y, Bertiger W, et al. Precise orbit determination for Jason-1: GPS and the 1-cm solution. Jason-1 SWT Meeting, 2003

11 Luthcke S B, Zelensky N P, Rowlands D D, et al. Achieving and validating the 1-centimeter orbit: Jason-1 precision orbit determination using GPS, SLR, DORIS and altimeter data. Jason-1 SWT Meeting, 2003

12 彭冬菊，吴斌. 非差和单差 LEO 星载 GPS 精密定轨探讨. 科学通报, 2007, 52(6): 715—719

13 Peng D J, WU B. The application of accelerometer data in precise orbit determination for GRACE. ChJAA, 2008, in press

14 Wu S C, Muellerschoen R J, Bertiger W I, et al. Automated precision orbit determination for TOPEX/Poseidon with GPS. Jet Propulsion Laboratory Technical Report, 1993

15 McCarthy D D, Petit G. IERS conventions. IERS Technical Note, No. 32, 2003