

提高低轨道卫星预报精度的一个方法

林钦畅¹, 杨福民², 谭德同², 汤文芳², 张忠萍², 邓幼俊¹

(中国科学院 1. 广州能源研究所(广州人造卫星观测站), 广东 广州 510640

2. 上海天文台, 上海 200030)

摘要: 为了提高卫星预报精度, 采用了与其他人不同的方法: 从 IRV 资料(欧洲提供预报的卫星三维坐标和速度分量的资料; 使用的坐标系随着地球转动, x 轴指向地球经度零点) 求出初始轨道根数. 用多圈 IRV 资料或 SLR(卫星激光测距) 资料进行轨道改进求出更好的轨道根数 a 、 i 、 Ω 、 $\xi = e \sin \omega$ 、 $\eta = e \cos \omega$ 和 $l = M + \omega$. 与三维坐标和速度相比, 用这些轨道根数作为数值积分基本变量, 可减少内插多项式的次数. 本法的 x 轴指向平春分点, 以减少世界时改正值 UT1-UTC 的预报值误差影响. 用最新的 SLR 资料改进卫星轨道. 预报时, 计算的地球球谐阶、次扩展到 20×20 ; 日、月坐标精度提高到 $2''$, 以进一步提高日、月摄动的计算精度. 光压摄动、大气摄动、坐标系和极移的影响均已考虑. 改进的预报有利于白天 SLR. 本法已编成程序并在上海天文台 SLR 站 486/66 微机上实现. 机外操作一次就可执行从初始轨道、观测资料处理和滤波计算卫星的各种摄动、数值积分、轨道改正、内插和快速计算卫星地面视坐标的全部任务.

关键词: 坐标系; 卫星预报; 提高精度

中图分类号: P135.1

文献标识码: A

文章编号: 1007-7162(2000)01-0010-06

从 70 年代开始为了开展我国的卫星激光测距工作, 我们编了卫星预报软件, 先后为军内、外 10 个卫星站作过预报^[1~3]. 当时要租借外单位的计算机, 预报软件必须考虑到尽可能节省机时. 为了提高激光卫星轨道的精度, 我们又研究了快速计算人造卫星球谐摄动^[4]. 与本法有关的公式太多, 本文只能列出^[1~6]还没有发表的其中部分公式及本法使用的预报软件系统粗框图.

1 提高低轨道激光卫星预报精度和快速计算的必要性

虽然低轨道激光卫星预报精度越来越高, 实现低卫星的白天激光测距仍然十分困难. 甚至在夜间, 低卫星激光测距的回波率也不够高. 原因之一是低激光卫星预报精度至少受到下列因素的限制:

1) 世界时 UT1 与协调时的改正值 UT1-UTC、地极移动、太阳活动指数 $F_{10.7}$ 和地磁指数 K_p 等预报值的误差.

2) 各 SLR 站作卫星预报时大多使用微机, 计算的各种摄动因素不够多, 计算精度不够高.

3) 人卫激光测距仪跟踪望远镜动态系统差的误差. 望远镜实际指向与预报值有差别.

我们已经研究过人卫激光测距仪跟踪望远镜静态系统差^[5,6], 还检测过上海天文台人卫激光测距仪的动态系统差, 提高低轨道激光卫星预报精度就更为迫切了. 因为, 低轨道激光卫星预报精度不高至少会使下列因素容易出现:

收稿日期: 1999-09-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19373015); 广东省自然科学基金资助项目(960656 和 980927).

作者简介: 林钦畅(1940), 男, 研究员; 主要研究方向: 天体力学, 天体测量学, 计算机软件.

© 1994-2012 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.

1) 增加了观测员搜索卫星的时间长度和劳动强度, 缩短了可激光测距的弧段.

2) 观测的激光测距时间和预报的偏差值 (time-bias) 和距离偏差值 (ranging-bias) 的规律性不够强. 这些偏差值有较大的误差, 如果用于修正下几圈的激光测距预报也会带来误差. 本来可以用这些偏差值提高预报精度的作用没有得到充分利用.

3) 缩短了可激光测距的弧长, 增加了定轨误差. 尤其在白天 SLR, 观测站都尽可能缩窄距离门, 以减少天空背景噪音触发测距计数器的干扰. 如果预报的误差大, 卫星离开观测站视天顶越远, 卫星在测距方向的误差就越大. 当该误差大于距离门的范围时, 卫星回波讯号就不能触发测距计数器, 以致卫星在观测站上空视轨迹的开始和结束弧段无法收到激光的回波讯号.

4) 增加了检测人卫激光测距仪跟踪望远镜动态系统差的误差. 可激光测距的卫星数比可观测的恒星数少得多; 卫星视轨迹又不能更改. SLR 资料分布本来就不理想. 在卫星的视高度角低时, 如果测距方向的预报误差大于距离门范围而无法收到激光回波讯号, 测距资料的分布就更差. 因而, 增大了检测跟踪望远镜动态系统差的误差.

5) 增加了卫星激光测距后分离激光信号和噪音的麻烦.

提高卫星预报精度可改善上述状况: 增加卫星激光测距的圈数和点数; 使白天 SLR 更易实现; 可激光测距的机会从夜间 SLR 每天平均约 10 h 扩展到 24 h; 使每天都有卫星升、降段的测距机会, 改善 SLR 资料在轨道上的分布; 改变光学间歇期间不能进行测距使 SLR 资料不连续的状况.

随着发射的激光卫星越来越多, 在地球上空运行的激光卫星已达 20 多颗, 每昼夜每一个 SLR 站有 40 圈以上激光测距机会. 可是, 大多数 SLR 站仅有微机进行卫星预报. 所以, 提高低轨道激光卫星预报精度和快速计算都十分必要.

2 减少 UT1- UTC 的预报误差对激光卫星预报的影响

过去, 激光卫星的预报由美国 Smithsonian 天文台提供. 现在, 英国 Greenwich 天文台的低轨道激光卫星预报精度更高并得到许多国家的采用. 这两个天文台都使用地固坐标系进行数值积分, 到预报时才从卫星的地固坐标系转换为地面坐标系. 但是, 预报卫星的地固坐标系需要 UT1-UTC 的预报值. 对高精度低轨道激光卫星预报, 该预报值误差太大.

为了减少 UT1-UTC 的预报误差对激光卫星的预报影响, 在我们的软件系统中采用如下的直角坐标系: 地球的质量中心作为坐标系的原点; x 轴指向 2000.0 平春分点; y 轴也在地球的赤道面上而且指向平春分点向东 90° ; z 轴指向地球的平北极. 这个坐标系与 UT1-UTC 毫无关系. 待到观测前作卫星预报时, 可把最新的 UT1-UTC 的预报值直接代入下式来计算观测站的地方恒星时 S . 这样, UT1-UTC 的预报值误差对激光卫星预报的影响可减少到最低限度. 我们得到地方恒星时 S (以弧度为单位):

$$S = 1.7533685592333 + (628.33197068884 + (0.00000677071394 - 0.0000000045087672343T)T)T + 0.000072921158553066t^d + (UT1 - UTC) + \lambda + (x_p E + y_p D)C/B. \quad (1)$$

式中, T 是从 2000 年 1 月 1.5 日起算到预报卫星位置当天的 UTC 0^h 的儒略世纪数 (以 36525 d 为时间单位); t^d 是从当天的 UTC 0^h 起算到该时的时间 (以 s 为时间单位); λ 是从 Greenwich 子午线向东起算的观测站地心经度; x_p 和 y_p 是地球极移的两个分量; 而

$$\begin{aligned}
 B &= \cos \phi, \\
 C &= \sin \phi, \\
 D &= \cos \lambda, \\
 E &= \sin \lambda
 \end{aligned} \tag{2}$$

式中, ϕ 是观测站的地心纬度. 所以, 在这个坐标系统中 UTC- UT1 的预报值的误差对卫星坐标没有任何影响. 该误差对被预报的观测站位置计算值影响也减少到最低.

3 卫星受到的各种摄动的计算

在计算卫星受到的摄动中, Greenwich 天文台只计算地球低阶、次球谐摄动和用粗略的日、月坐标来计算日、月摄动(A. T. Sinclair/RGO. The IRV force model and reference system. CSTG Sub-commission on satellite laser ranging, 1995, June: 33~ 36), 其他摄动没有计算. 为了提高卫星位置的预报精度, 我们计算以下各种摄动.

1) 地球球谐摄动. 我们研究出的方法^[4]计算地球球谐摄动阶、次扩展到 100×100 或更多时也不会出现溢出, 而且运算速度比 Cunningham^[7]及其它已有的方法都要快. 对低轨道激光卫星预报, 我们计算地球球谐摄动阶、次扩展到 20×20 . 这已比其他方法计算精度高, 对低轨道卫星白天预报的要求也完全足够了.

2) 日、月摄动. 日、月坐标的计算精度直接影响到日、月摄动的计算精度. 观测站大多只有微机进行卫星预报. 虽然月球星历表 LE200 精度很高, 可是难以用到这些微机. 如果只用几项三角函数的展开式来计算日、月坐标, 我们又认为这种计算的精度还不够. 我们采用的计算日、月坐标方法是用几十项三角函数的展开式, 而且尽可能都化成四则运算. 这样, 本法运算速度很快, 而日、月坐标的计算精度提高到 $2'$ 左右. 日、月摄动的计算精度会得到提高.

3) 大气摄动. 国外不少观测站在对低轨道激光卫星预报时并没有计算大气摄动; 我们不仅计算了大气摄动而且计算还包括了因地球自转引起的大气对低轨道卫星的轨道面摄动.

4) 光压摄动.

5) 坐标系摄动.

6) 极移摄动. 作卫星预报时, 我们计算了大多数 SLR 站没有计算的这几项摄动.

4 数值积分

在卫星预报时, 许多人采用卫星的 3 个直角坐标值及这 3 个坐标的一阶变率作为数值积分的基本量. 然而, 考虑到:

1) 在同样的时间间隔内, 卫星轨道根数除了 $l = M + \omega$ 外, 它们的变化率要比卫星坐标和速度要缓慢得多. 而且, $l = M + \omega$ 的一阶变率的变化也十分小. 如果采用轨道根数作为数值积分的基本量, 在内插轨道根数时可用较低次数的多项式就可得到较高精度的内插值, 从而减少内插所用的机时.

2) 在使用卫星的坐标和速度进行数值积分时, 如果卫星初始坐标正好在轨道的最北点或最南点, 卫星的初始坐标误差会给外推的卫星轨道面计算值带来较大的误差. 此时, 增加了卫星白天激光测距的难度.

我们采用轨道根数 $a, i, \Omega, \xi = e \sin \omega, \eta = e \cos \omega$ 和 $l = M + \omega$ 作为数值积分的基本量, 用四阶 Runge-Kutta 方法进行数值积分就既可以达到卫星白天激光测距预报的要求又能同时节省机时. 此外在数值积分过程中, 我们还采用多步法和预报-校正方法去提高计算精度又节省

机时.

5 内插

数值积分时只有整数步相应时刻的轨道根数, 无论用 SLR 资料改正轨道或卫星预报都需要内插. 由于采用以上措施, 我们使用五次六项多项式就可内插出计算精度达到要求的轨道根数. 内插是一个子程序的其中一部分, 仅有几行语句. 更不必专门编成单独的一个程序, 以减少操作的麻烦.

6 快速计算卫星地面视坐标

我们的软件系统还包括以下计算内容.

- 1) 把卫星坐标从赤道坐标系转化为被预报观测站的地面坐标系.
- 2) 修正地球自转 UT1- UTC 和极移的改正值对卫星预报的影响.
- 3) 修正人卫激光测距仪跟踪望远镜的各种动态系统差改正和望远镜度盘零点的改正.
- 4) 修正 SLR 系统时延引起的预报测距的改正值.
- 5) 卫星质心改正.
- 6) 用观测站附近的地面气温、气压等资料修正大气折射对预报的卫星高度角和距离值的改正.
- 7) 用 time-bias 修正值改正卫星位置.

8) 初选. 对同一个 SLR 站, 每昼夜每颗低轨卫星可激光测距的时间仅有十多分钟. 为了减少卫星地面视高度角太低而不必要计算的机时, 本软件系统自动选出卫星可观测弧段最高点时刻. 如果此时卫星地面高度仍低于起报高度, 本软件系统会自动跳到下一个可观测弧段最高点所相应的时刻. 跨越的时间间隔可以是一圈, 也可以是好几圈. 不必要计算的卫星地面视坐标的机时减到最少.

- 9) 卫星轨道根数 σ 转换为卫星的直角坐标 x, y, z 及对望远镜的方位角 A 、高度角 H 和斜距 ρ .

然而, 本法所用到的计算式子十分精炼. 这些式子已被编成一个软件系统. 运算表明, 所需要的计算机时非常短.

7 资料处理和滤波

我们作预报时需要用 SLR 资料进行轨道改进. 由于测距资料中混入了大量的噪音, 需要资料处理和滤波. 我们采用的资料处理方法还包括了滤波. 由于白天 SLR 资料中包括的噪音更多, 本软件系统的滤波方法能分离占资料总数 90% 噪音和信号.

第 6 节和本节的公式将整理和发表.

8 初始轨道

本软件系统产生初始轨道 σ_0 的方法有两个.

- 1) 根据一个月到一年以前该卫星的轨道根数外推到给定时刻.
- 2) 根据给定时刻相应的 IRV 资料该卫星的 3 个坐标分量和 3 个速度分量求出轨道根数 a 、 e 、 i 、 M 、 ω 和 Ω .

9 轨道改正

本软件系统的轨道改正方法能用卫星激光测距资料对卫星的八个轨道根数 a 、 e 、 i 、 M 、 ω 、 Ω 、 M' 和 $M\odot$ 任意组合求出它们的改正值. 注意, 轨道根数 a 隐含了 M' .

10 应用

在本软件系统中, 滤波单独编为一个程序, 其它编为另一个程序. 原因是我们可以从例如用互联网的 FTP 方法, 得到其它观测站已经滤波的 SLR 资料, 此时我们没有必要再次滤波而直接使用第二个程序. 如果有未滤波的测距资料, 先经过第一个程序从观测资料分离出真值才使用后者. 后者也有部分滤波功能, 而且有几种计算方案. 只需在一个数据文件改变其中一个数字, 机外操作一次就可执行从初始轨道或观测资料处理和滤波、计算卫星的各种摄动、数值积分、轨道改正、内插和快速计算卫星地面视坐标的全部任务, 使用方便.

尽管本软件系统提高了激光卫星的预报精度, 但是计算速度十分快. 我们用上海天文台人卫激光观测室里的微机 486/66 作卫星预报, 作一天的数值积分低轨道激光卫星仅需这种微机机时 10s, 大部分机时用于计算人卫球谐摄动, 其它辅助计算的机时化费的机时甚少.

11 快速高精度激光卫星预报软件系统粗框图

本法使用的预报软件系统粗框图如图 1.

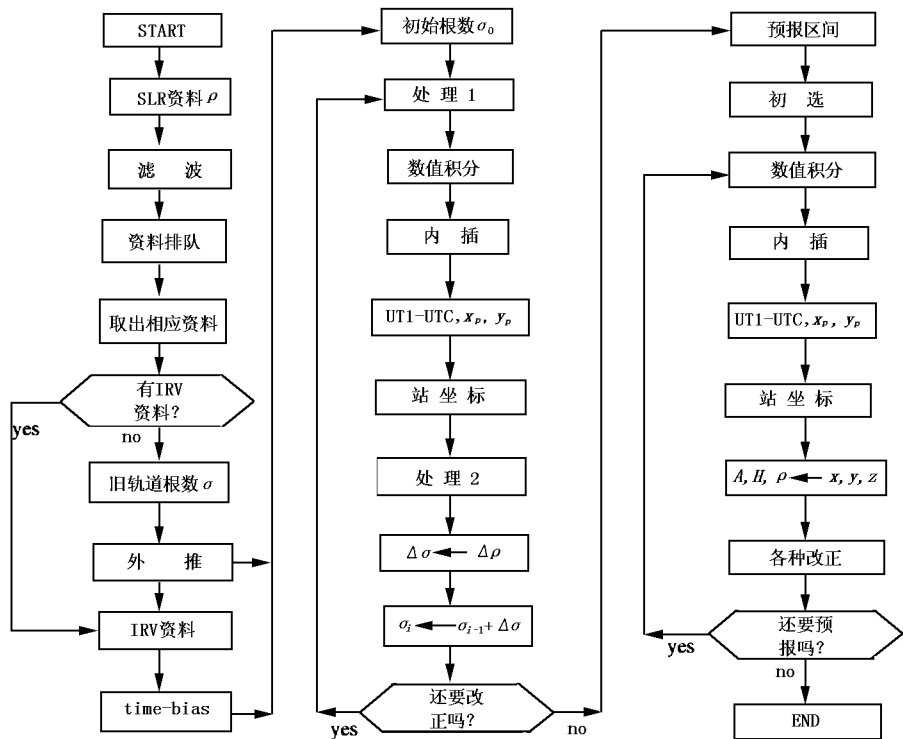


图 1 快速高精度激光卫星预报软件系统粗框图

参考文献:

- [1] 林钦畅,牛秀兰. 拦截人造卫星的一种方法[J]. 上海天文台年刊, 1979, 1: 92~ 96.
- [2] 林钦畅. 用电子计算机预报人造卫星历表和可见期[J]. 上海天文台年刊, 1980, 2: 73~ 79.
- [3] Lin Qinchang. Fast satellite prediction for four- axis telescopes[J]. Science in China (Series E), 1996, 39 (5): 526 ~ 534.
- [4] Lin Qinchang. Fast computation of the spherical harmonic perturbation on an artificial satellite[J]. Science in China (Series E), 1997, 40 (3): 324~ 330.
- [5] 林钦畅, 陈玲强. 快速计算白塞耳日数和恒星视位置[J]. 测绘学报, 1997, 26(3): 268~ 274.
- [6] 林钦畅, 邓幼俊, 陈玲强. 7个天文台站人卫经纬仪静态系统差的检测[J]. 云南天文台台刊, 1999, 79 (4): 48~ 52.
- [7] L E Cunningham. On the computation of the spherical harmonic terms needed during the numerical integration of the orbital motion of an artificial satellite[J]. Celes. Mech., 1970, 2: 207~ 216.

A Method to Improve the Accuracy of Low Orbit Satellite Prediction

LIN Qin-chang¹, YANG Fu-min², TAN De-tong², TANG Wen-fang²,
ZHANG Zhong-ping², DENG You-jun¹

(1. Guangzhou Institute of Energy Conversion (Guangzhou Satellite Station),
Chinese Academy of Sciences, Guangzhou 510640, China;

2. Shanghai Observatory, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200030, China)

Abstract: To improve the accuracy of satellite prediction, a method differed from others is adopted: The primary orbit elements are derived from IRV data (predicted 3- dimension coordinate of the satellite and velocity components provided by Europe; coordinate system used rotates with the Earth, while x - axis directs to the longitude zero- point in the Earth). Better orbit elements $a, i, \Omega, \xi = e \sin \omega, \eta = e \cos \omega$ and $l = M + \omega$ are derived from orbit improvement by multi- pass IRV data or SLR (satellite laser ranging) data. By using these orbit elements as basic variables in numerical integration, it is possible to reduce the degree of the polynomial of the interpolation comparison with 3- dimension coordinate and velocity components. In this method x - axis directs to Mean Equinox, so as to decrease the influence of the error in the predicted correction of universal time UT1- UTC. The usage of up date SLR data can improve the orbit elements of satellites. When prediction, computed order and degree of the Earth's spherical harmonic perturbation are extended to 20×20 ; the accuracy of computed solar and lunar coordinates is improved to about $2''$, to further improve computation accuracy of solar and lunar perturbations. The light pressure perturbation, the atmosphere drag perturbation, and the influences of the coordinate system and the polar motion transformation are also taken into account. The improved satellite prediction procedure would be available to the SLR in daytime. This method has been programmed and carried out by microcomputer 486/ 66 in Shanghai Observatory SLR station. By only 1 manipulation, it can carry out all computation including initial orbit elements, data procession and filtering, the computations of various perturbations on the satellites, the numerical integration, the orbit improvement, interpolation and the fast computation of the visual topocentric coordinate of the satellites.

Key words: coordinate system; satellite prediction; improvement of the accuracy