

联合多个两行根数进行轨道预报

陈俊宇¹, 李 彬¹, 陈立娟^{1,2}, 桑吉章^{1,2}

(1. 武汉大学 测绘学院, 湖北 武汉 430079;
2. 地球空间信息技术协同创新中心, 湖北 武汉 430079)

摘要: 两行根数(Two-Line Elements, TLE)数据是空间碎片轨道的主要数据源,然而使用 TLE-SGP4 模型得到的低轨空间碎片轨道预报精度并不高。联合多个两行根数进行轨道预报的方法可以实现提高低轨空间碎片轨道预报精度的目的。该方法首先从多个连续两行根数历元附近产生伪观测值,然后利用这些伪观测值进行轨道确定,最后得到轨道预报结果。选取 2009 年 5 个轨道高度 500-600 km 空间碎片的两行根数数据对该方法进行测试,利用更新后的两行根数作为参考轨道,对该方法和 TLE-SGP4 模型得到的轨道预报结果进行对比。实验结果表明使用该方法时,这 5 个碎片轨道预报 10 天的最大位置误差都在 5 km 以内,相比于 TLE-SGP4 模型得到的 10 天轨道预报误差降低显著。

关键词: 轨道预报; 空间碎片; 两行根数; 弹道系数; SGP4

中图分类号: P228.5 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201645.S229001

Orbit prediction from combining multiple two-line elements

Chen Junyu¹, Li Bin¹, Chen Lijuan^{1,2}, Sang Jizhang^{1,2}

(1. School of Geodesy and Geomatics, Wuhan University, Wuhan 430079, China;
2. Collaborative Innovation Center for Geospatial Technology, Wuhan 430079, China)

Abstract: Two-Line Elements (TLE) datasets are the primary source for debris orbits. However, the orbit prediction precision for low earth orbiting space debris using the TLE-SGP4 model is far less than satisfactory. The method of orbit prediction by combining multiple TLE can achieve the purpose of improving orbit prediction precision for low earth orbiting space debris. Firstly, this method determined the debris orbit using the TLE-computed positions near the TLE reference epochs as pseudo-observations in the orbit determination, and then to propagate the orbit. The method was tested by continuous TLE data on 5 debris objects at altitude of about 500-600 km during 2009. The orbit prediction results for the method and TLE-SGP4 model were compared using updated TLE data as reference orbit. The 10-day orbit prediction errors for the 5 debris are all less than 5 km using this method, which is significantly less than those from using the TLE-SGP4 model.

Key words: orbit prediction; space debris; two-line elements; ballistic coefficient; SGP4

收稿日期: 2016-08-26; 修订日期: 2016-09-15

基金项目: 国家自然科学基金(41474024); 中央高校基本科研业务费专项资金(410500078); 国家测绘地理信息局测绘基础研究基金(15-02-02, 14-02-03, 14-02-06)

作者简介: 陈俊宇(1989-), 男, 博士生, 主要研究方向为空间碎片精密轨道跟踪与大气质量密度模型精化。Email: cjy_space@whu.edu.cn

导师简介: 桑吉章(1963-), 男, 国家“千人计划”入选者, 教授, 主要研究方向为空间碎片精密跟踪理论、方法及其应用, 空间环境管理等。

Email: jzhsang@sgg.whu.edu.cn

0 引言

随着人类航天活动的不断增加,空间碎片的数目持续上升,空间碎片环境有恶化趋势。美国国家航空航天局(NASA)2016年4月发布的非机密编目空间目标数目约17000个,其中只有约6%为各类工作卫星,而且空间碎片数目相比于2006年提升了约1倍^[1]。目前提供空间碎片轨道预报结果的主要数据是两行根数(TLE)数据,它由北美防空联合司令部维护并每日更新,配合SGP4/SDP4模型可以计算出空间碎片的轨道预报结果。

然而在20世纪90年代初期,为提高空间碎片轨道计算效率,TLE配合SGP4/SDP4方法(简记为TLE-SGP4)采用简单的摄动力模型^[2],使得现今利用单个两行根数得到的轨道预报精度并不高。例如对1120个空间碎片的轨道预报精度进行分析表明:近地轨道碎片预报3天的位置误差达40 km^[3]。这样的轨道预报精度不能满足当今空间态势感知,特别是空间碎片激光测距、雷达激光测量以及光学观测辅助激光观测等的发展需求^[4-6]。

利用多个两行根数数据提升轨道预报精度的研究正在积极开展。例如,Levit等利用10天定轨区间内的两行根数数据均匀产生100个伪观测值,使用60×60阶EGM2008重力场模型和MSIS大气密度模型等力学模型,对这些伪观测值进行拟合,使得4个轨道高度800 km以上的大地测量卫星30天的最大轨道预报误差保持在12 km以内^[7]。这是一种利用多个两行根数提升轨道预报精度的有效方法。对于更低轨道高度的空间碎片,需要具有准确的大气阻力参数,例如弹道系数,使用该方法时才能获得较高精度的轨道预报结果。

为此联合多个两行根数进行轨道预报的方法利用新的伪观测值产生方案,配合必要的力模型对伪观测值进行拟合,对500~600 km轨道高度且已知弹道系数的空间碎片进行轨道预报,并分析轨道预报的精度。接下来首先是该方法的阐述,包括产生伪观测值的方法以及轨道确定和预报中的力学模型,然后选取5个轨道高度在500~600 km之间的实验碎片的两行根数数据,在2009年的12个不同时段,对实验碎片进行轨道预报测试,其次针对空间碎片轨道预报的一些问题进行讨论,最后得出结论。

1 联合多个两行根数进行轨道预报

联合多个两行根数进行轨道预报的方法(TLE-OD/OP方法)通过多个两行根数得到的伪观测值,利用高精度数值积分器和传统最小二乘方法拟合这些伪观测值,通过拟合得到的轨道对空间碎片进行轨道预报。

该方法首先假定10天定轨时段内有多组两行根数,然后利用TLE-SGP4模型产生伪观测值。其产生方法是:对10天定轨区间内的每组两行根数,以该两行根数历元为中心,在1个轨道周期内,每10 min产生1个该空间碎片的位置向量作为伪观测数据。这种产生伪观测数据的方法假设越接近TLE历元,使用TLE-SGP4模型得到的空间碎片轨道精度越高。

然后进行轨道确定,即利用高精度数值积分器和传统最小二乘方法拟合1条与伪观测值最接近的轨道。高精度数值积分器使用精密的数值积分方法和精确的力学模型产生空间碎片的轨道,其中使用的数值积分方法为Cowell方法^[8],力学模型包括50×50 JGM-3重力场^[9],日月引力,地球固体潮和海潮,DTM 78大气质量密度模型^[10],太阳光压且光压系数设为1.1。对于低轨(2000 km以下)空间碎片,计算大气阻力时,固定弹道系数。弹道系数计算公式为 $C_d \cdot A/m$, C_d 是大气阻尼系数, A 是空间碎片垂直于运动方向的截面积, m 是空间碎片质量。

最后进行轨道预报,轨道预报通过拟合得到的轨道,使用与轨道确定过程相同的力学模型和数值积分器产生空间碎片的预报轨道。利用得到的轨道预报结果和参考轨道进行比较计算出空间碎片的轨道预报误差。

2 实验空间碎片和数据

实验选取5个低轨碎片对上第1节方法进行测试,它们的具体信息列于表1中。在表1中,NORAD编号是北美防空联合司令部定义的编号,弹道系数使用Sang^[11]提出的方法计算得到。选取的5个碎片中包含4个太阳同步轨道碎片,它们全都是近圆轨道,轨道高度在500~600 km之间,弹道系数都小于0.01。在2009年它们的两行根数数据比较充足,每个

碎片每天约有 1 个两行根数数据。为了评估方法的可靠性,选择的参考轨道为更新后的两行根数。

两行根数数据由 <https://www.space-track.org/> 网站每天更新,该数据仅有 2 行数据组成,这 2 行数据包括空间碎片的编号、观测历元、阻力项、倾角、升交点赤经、偏心率、近地点角距、平近点角、平运动等。两行根数是在真赤道、平春分点坐标系下的平均根数,它是去除了周期摄动力影响后的轨道根数。使用

两行根数计算编目空间碎片位置和速度时使用的模型是 SGP4 或 SDP4 模型,SGP4 模型适用于轨道周期 225 min 以内的空间碎片,大于该周期的空间碎片则使用 SDP4 模型^[2]。SGP4 模型基于轨道理论的解析算法,采用简化的力模型,考虑地球扁率、日月引力的长期和周期摄动影响以及大气阻力。SGP4 模型通过两行根数数据重构短、长周期项以及长期项,从而得到轨道预报结果。

表 1 实验空间碎片信息

Tab.1 Information of the test space debris

Name	NORAD ID	Period/min	Inclination/(°)	Apogee height/km	Perigee height/km	Ballistic coefficient/m ² kg ⁻¹
SL-3 R/B	10 114	95.06	97.24	532	511	0.006 2
SL-3 DEB	14 209	95.03	97.47	540	500	0.005 5
SL-3 DEB	25 655	95.92	97.63	593	532	0.008 1
DUMSAT	26 086	96.3	64.85	599	566	0.004
SIMSAT 1	26 365	94.97	86.35	522	511	0.005 9

3 轨道预报结果

如图 1 所示,14209 号碎片使用文中方法和 TLE-SGP4 模型得到的 10 天轨道预报误差对比图。图 1 中横坐标表示预报天数,横轴中的 1 对应 2009 年 9 月 13 日 0 时的轨道预报结果。图 1(a)是使用文中方法得到轨道预报结果,选取的定轨区间为 9 月 2 日 0 时~12 日 0 时,预报区间为 13~23 日。在图中可以看到随着时间的推移,沿轨方向误差将大于法向和径向的轨道预报误差,这便是因大气阻力的不确定性造成的结果。图 1(b)表示使用 9 月 12 日 0 时之前最近的 1 个两行根数得到的轨道预报结果,在该图中,轨道预报沿轨方向误差明显大于法向和径向的预报误差,这主要因为 TLE-SGP4 模型采用简

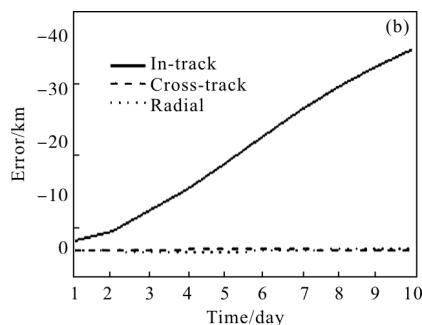
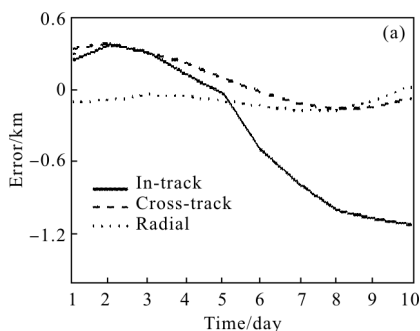


图 1 14209 号空间碎片使用(a)TLE-OD/OP 方法和 (b)TLE-SGP4 模型轨道预报误差图

Fig.1 Plots of prediction errors using (a) TLE-OD/OP method, and using (b) TLE-SGP4 model for space debris 14209



化的阻力模型造成。通过图 1 可以看到使用文中方法可以明显提升仅利用两行根数得到的轨道预报精度。在计算误差时使用的参考轨道为更新后的两行根数,而且为方便轨道预报误差统计,接下来将选择每日零点时刻进行误差统计,对应的参考轨道由最接近每日零点时刻的 TLE 数据产生。

图 2 为空间碎片 14209 使用文中方法和 TLE-SGP4 方法得到轨道预报位置误差箱形图。该箱形图是将多组实验得到的位置误差取绝对值后从小到大排序,箱形图中竖线顶端和低端分别表示误差的最大值和最小值、箱子的上边界和下边界分别为 3/4 分位值

和 1/4 分位值,箱中的横线表示中位值。其中每个箱形图都包含 12 个算例,这 12 个算例选取 2009 年每月 5~14 日为定轨区间,15~25 日为轨道预报区间。对于 14209 号空间碎片,使用文中方法轨道预报 10 天内的最大位置误差不超过 5 km,而 TLE-SGP4 模型的最大位置误差在 60 km 以内,即如果仅使用 TLE 数据,使用文中方法可以使 14209 号空间碎片轨道预报 10 天最大位置误差降低约 12 倍。另外从图中可以看到,使用文中方法轨道预报 1 天的精度并不明显优于 TLE-SGP4 方法的轨道预报精度,其主要原因可能是发布的两行根数数据精度不足。

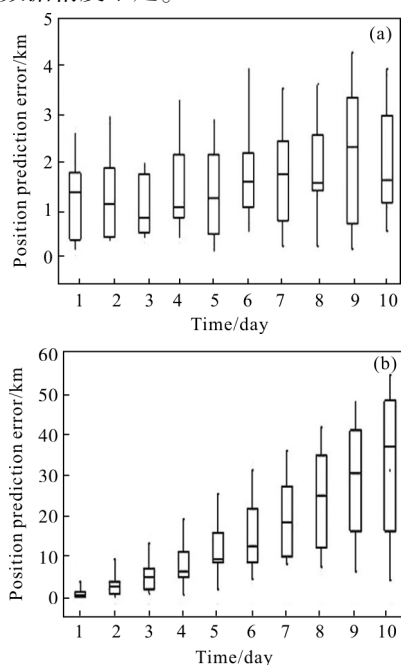


图 2 14209 号空间碎片使用(a)TLE-OD/OP 方法和 (b)TLE-SGP4 模型 10 天轨道预报位置误差箱形图
Fig.2 "Box and whisker" plots of position predictions errors for 10 days using (a) TLE-OD/OP method, and using (b) TLE-SGP4 model for space debris 14209

考虑到两行根数数据作为参考轨道本身精度并不高的问题,在较短的轨道预报区间内,如 1 天的轨道预报不一定能反应出文中方法的轨道预报效果。因此图 3 给出 5 个碎片第 10 天的轨道预报位置误差的箱形图。图 3 中编号 10114, 14209, 25655, 26086, 26365 这 5 个碎片,使用文中方法,第 10 天轨道预报最大位置误差分别为 4.4 km, 4.0 km, 3.8 km, 3.2 km, 2.6 km, 而使用 TLE-SGP4 模型时则分别为 38 km, 55 km, 69 km, 10 km, 54 km。从图 3 中可以明

显看到,对这 5 个实验碎片,使用文中方法第 10 天的轨道预报位置误差均小于 5 km, 而使用 TLE-SGP4 模型得到的误差可以高达 69 km。

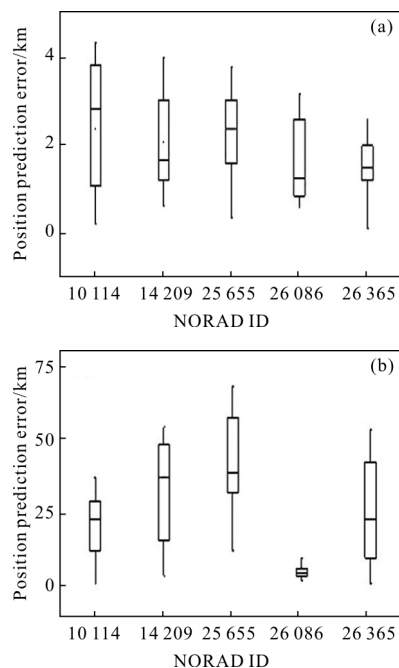


图 3 5 个空间碎片使用(a)TLE-OD/OP 方法和(b)TLE-SGP4 模型第 10 天轨道预报位置误差箱形图
Fig.3 "Box and whisker" plots of position predictions errors on the 10th day using (a) TLE-OD/OP method, and using (b) TLE-SGP4 model for 5 space debris

4 讨论与展望

尽管 TLE-SGP4 模型的轨道预报精度不是很高,可是它的计算效率非常高。文中方法计算效率虽然没有 TLE-SGP4 模型那么好,例如使用配备 I5-4460 处理器的普通台式计算机,计算图 1(a)算例所需的时间约 1 min,那么使用该方法完成 1 万个空间碎片的轨道预报约耗时 7 天,可是如果使用高性能计算器,如配备多个 CPU 的服务器,或者联合使用多台计算机,在较短时间内计算得到这 1 万个空间碎片的轨道预报结果完全可以实现。

使用最小二乘进行轨道确定时,如果在定轨区间内某个或多个两行根数数据存在粗差,将对轨道预报的精度产生巨大影响。所以剔除含有粗差的两行根数对 TLE-OD/OP 方法的研究将变得尤为重要,目前使用弹道系数对两行根数数据质量进行控制的方法正在积极开展^[12]。此外文中方法对于椭圆

轨道碎片、弹道系数比较大的碎片的适用情况也需要进一步研究。

5 结论

面对空间碎片轨道预报精度不足的问题,使用联合多个两行根数进行轨道预报的方法,该方法在 10 天定轨区间内使用多个两行根数数据,在数据历元附近产生伪观测值,通过高精度数值积分器和传统最小二乘方法拟合这些伪观测值,最终得到空间碎片的轨道预报结果。为了对该方法进行测试,实验选取 5 个轨道高度 500~600 km 的编目碎片两行根数数据,在 2009 年的 12 个不同时段,对文中方法和 TLE-SGP4 模型进行比较,参考轨道为更新后的两行根数数据。实验结果表明使用文中方法,5 个实验碎片 10 天的轨道预报误差保持在 5 km 以内,该结果相比于 TLE-SGP4 模型的 10 天轨道预报误差降低显著。所以联合多个两行根数进行轨道预报的方法相比于 TLE/SGP4 模型,可以有效提高实验空间碎片的轨道预报精度。

参考文献:

- [1] National Aeronautics and Space Administration. Monthly number of objects in earth orbit by object type [N]. *Orbital Debris Quarterly News*, 2016-04(1&2).
- [2] Hoots F R, Roehrich R L. Space Track Report No.3 - Models for Propagation of NORAD Element Sets [M]. Peterson: Aerospace Defense Command, United States Air Force, 1980: 1-79.
- [3] Wei Dong, Zhao Changyin. Analysis on the accuracy of the SGP4/SDP4 model [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2009, 50(3): 332-339.
- [4] Li Yuqiang, Li Rongwang, Li Zhulian, et al. Application research on space debris laser ranging [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(11): 3324-3329. (in Chinese)
- [5] Jin Wang, Liu Yongjun, Sun Mingguo, et al. Preliminary results of space debris observations using Qijing incoherent scattering radar [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(2): 21-26. (in Chinese)
- [6] Li Bin, Sang J, Zhang Z. A real-time orbit determination method for smooth transition from optical tracking to laser ranging of debris [J]. *Sensors*, 2016, 16(7): 962.
- [7] Levit C, Marshall W. Improved orbit predictions using two-line elements [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 47(7): 1107-1115.
- [8] Montenbruck O, Gill E. Satellite orbits: models, methods and applications [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2012.
- [9] Tapley B D, Watkins M, Ries J, et al. The joint gravity model 3 [J]. *Journal of Geophysical Research-All Series-*, 1996, 101(1): 28-49.
- [10] Barlier F, Berger C, Falin J, et al. A thermospheric model based on satellite drag data [J]. *Annales de Geophysique*, 1978, 34(1): 9-24.
- [11] Sang J, Bennett J C, Smith C H. Estimation of ballistic coefficients of low altitude debris objects from historical two line elements [J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(1): 117-124.
- [12] Chen Junyu, Li Bin, Zhang Pin, et al. Low-earth orbit debris ballistic coefficient estimation using two-line element [J]. *Journal of Beijing Institute of Technology (English Edition)*, 2015, 24(1): 75-80.