0254-6124/2014/34(4)-449–11 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

Liu Wei, Wang Ronglan, Liu Siqing, Shi Liqin, Gong Jiancun. TLE prediction accuracy improvement and its application in collision warning (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2014, **34**(4): 449-459, doi:10.11728/cjss2014.04.449

TLE 预报精度改进及碰撞预警中的应用*

刘 卫 王荣兰 刘四清 师立勤 龚建村

(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100190)

摘 要 双行根数 (Two Line Elements, TLE) 是目前唯一公开发布且编目最完备的地球轨道空间目标编目数据, 由于其根数的特殊性, 必须配合 SGP4/SDP4 使用导致其预报精度有限. 通过对 TLE+SGP4/SDP4 预报误差源的分析, 利用历史 TLE 数据生成准观测数据重新进行轨道拟合, 针对不同轨道高度和面积质量比情况, 确定相应拟合周期, 得出了基于弹道系数先验信息有效确定面积质量比的经验方法, 对多个独立时段拟合后轨道根数结合数值方法的预报误差进行统计, 结果表明, 拟合后的 TLE 根数预报精度与稳定性有很大程度提升. 利用实例对拟合 TLE 在碰撞预警中的应用进行分析, 认为该方法对航天工程中碰撞预警置信度的提高具有重要意义.

关键词 双行根数, 精度改进, 拟合周期, 碰撞预警

中图分类号 V 528

TLE Prediction Accuracy Improvement and its Application in Collision Warning

LIU Wei WANG Ronglan LIU Siqing SHI Liqin GONG Jiancun

(*Center for Space Science and Applied Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

Abstract Two Line Elements (TLE) is the only publicly available and most complete data sets of Earth orbit objects. The prediction accuracy with SGP4/SDP4 is limited. The TLE+SGP4/SDP4 prediction error sources and improvement method with historical TLE data were analyzed. A pseudo-observation data generation method was introduced. The fitting period of TLE data and the value of Δt used in generating pseudo-observation are dependent on the orbital altitude. An effective area-to-mass ratio (A/M) determination method was obtained. GPS satellites prediction error in case of η estimated or not are also tested. The improved prediction accuracy is prominent in the application of US and Russian satellites collide event. Objects were selected and their orbit were predicted with an improved TLE-numerical method. The statistical results show that the TLE prediction accuracy is greatly improved. The application of the improved TLE and possible problems were also discussed.

Key words Two line elements, Accuracy improvement, Fitting span, Collision warning

---

* 国家重点基础研究计划项目资助 (2011CB811406)

2013-09-03 收到原稿, 2013-11-06 收到修定稿

E-mail: liuwei@nssc.ac.cn

0 引言

双行根数 (Two Line Elements, TLE) 是北美防空司令部 (North American Air Defense Command, NORAD) 发布的空间在轨飞行物的轨道根数, 其是目前唯一公开发布且编目最完备的地球轨道空间目标编目数据. TLE 通过特定方法移除了周期变化的平根数, 为得到更好的预报精度, 必须配合 SGP4/SDP4 模型使用, 精确重建移除的周期变化部分. 如果直接使用数值方法结合 TLE 进行轨道预报, 即使模型精度更高也会降低预报精度 [1].

SGP4/SDP4 模型基于 Brouwer 理论, 主要考虑了地球引力场、第三体摄动和指数大气密度阻尼等摄动因素 [2].

SGP4/SDP4 模型通过阻力系数 B^* 来表征外推过程中的大气阻尼摄动效应, 采用简化的力学模型和批处理最小二乘方法处理测量数据. 解算过程常导致 B^* 吸收力模型误差, 甚至会出现负值情况. 对于 TLE+SGP4/SDP4 模型的预报误差, 国内许多学者进行过详尽分析 [3−6]. TLE+SGP4/SDP4 预报误差主要由根数误差和预报模型误差组成, 并且模型误差与太阳活动等因素相关. 有关 TLE 精度改进已有相关研究, 文献 [7−8] 针对轨道高度 800 km 以上的 4 颗激光测距卫星, 利用 TLE 数据进行了轨道改进, 并验证了改进效果.

本文以 TLE+SGP4/SDP4 预报误差源为切入点, 分析了预报误差的组成、性质及改进原理, 同时利用历史 TLE 数据生成准观测数据重新进行轨道拟合, 分析不同轨道高度目标拟合时段的确定方法, 评测了拟合后轨道根数的预报误差. 结果表明, 拟合后的 TLE 根数预报精度有很大程度提升, 尤其是对预报期超过 1 d 的情况. 有关拟合 TLE 的应用研究对航天工程中碰撞预警置信度的提高具有重要意义.

1 TLE 精度改进原理与过程

由于简化分析方法 SGP4/SDP4 模型预报值中存在因忽略高阶次周期项摄动产生的随机差, 对这部分随机差通过统计方法消除, 将改进的轨道结合高精度数值预报模型可以减小预报误差.

1.1 TLE+SGP4/SDP4 误差分析

TLE+SGP4/SDP4 预报误差主要由两部分组成. 一是 TLE 根数误差, 其是由监视网设备的测量误差和定轨过程中模型误差共同引起的, 表现为图 1 中偏离真值的偏移部分, 该偏移部分在没有更高精度测量数据情况下是无法移除的. 二是 SGP4/SDP4 模型误差, 模型只考虑到二阶扁率摄动, 忽略了高阶次周期项对轨道的摄动. 在轨道外推过程中表现为轨道的漂移部分, 如图 1 中黑圆点所示. 误差的漂移部分本质上属于一种随机差, 可以通过最小二乘或卡尔曼滤波等统计方法去除, 即为轨道拟合过程中要移除的部分.

另外, SGP4/SDP4 模型只考虑了大气密度随高度变化的指数大气密度模式, 这导致在太阳活动峰年 SGP4/SDP4 预报误差将会更大; 外推过程中, 大气模型引起的误差可以通过轨道拟合值配合高精度数值预报模型来削弱其影响.

1.2 改进过程

基于改进原理, 首先利用 TLE 数据给出模拟观测数据, 即准观测数据. 假定 σ_{t_0} 是 t_0 时刻某空间目标的最新轨道根数, 利用该目标的一系列历史轨道根数 $\boldsymbol{\sigma}_{t_0}, \boldsymbol{\sigma}_{t_{-1}}, \cdots, \boldsymbol{\sigma}_{t_{-n}}$ (图 2 中黑圈), 结合 SGP4/SDP4 模型双向预报一定时间 (图 2 虚线所示, 可称这一时间宽度为 Δt), 再结合测站坐标信息和目标的可见性判据, 生成用于轨道拟合的测距型模拟观测数据.

利用生成的测距型准观测资料, 建立测量方程

$$\rho_{\mathrm{po}} = \boldsymbol{G}(t, \boldsymbol{X}) + V, \tag{1}$$

将测量方程线性化, 在参考状态量 X_0^* 处展开, 略去高阶项即可得到条件方程

$$y = \widetilde{\boldsymbol{G}}\boldsymbol{x} + v. \tag{2}$$

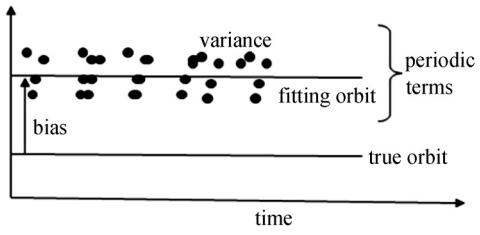


图 1 TLE 预报误差源

Fig. 1 TLE prediction error components

其中, $y=\rho_{\rm po}-\rho_{\rm c}$ 为残差, 这里 $\rho_{\rm po},\rho_{\rm c}$ 分别为距离的准观测值和计算值; $\boldsymbol{x}=\boldsymbol{X}_0-\boldsymbol{X}^*=\boldsymbol{X}_0^k-\boldsymbol{X}_0^{k-1}$ 为待估状态量在每次迭代过程中的修正值; $\widetilde{\boldsymbol{G}}$ 为相应的 $m\times n$ 阶矩阵, m 是 N 个准观测采样数据对应的维数, n 则是待估状态量的维数, 通常情况下 m 远大于 n, 充分利用测量数据统计信息. 详尽的精密轨道确定原理见文献 [9].

改进过程中, 精密定轨系统主要模型和参量如下:

(1) 70×70 阶地球引力场模型 GGM02C;

(2) 30×30 阶 TOPEX 4.0 海潮模型;

(3) NRLMSIS-00 大气密度模型;

(4) 坐标、时间及天文常数系统采用 IERS Conventions (2003) 标准;

(5) N 体摄动中摄动天体星历采用 DE405 历表;

(6) 太阳光压, 固体潮摄动.

使用准观测数据改进后, 可以得到空间目标 t_0 时刻的瞬根数 $\boldsymbol{\sigma}'$, 结合精密定轨系统中的预报模块即可进行轨道预报.

2　拟合参数确定

轨道改进效果一般与拟合周期有关. 拟合周期通常是由观测资料的质量、数量、轨道类型、是否机动、轨道估计和预报方法以及要求的置信度、精度、探测资料类型等因素决定的. 本文中的观测资料是模拟的, 因此与 1.2 节提到的 Δt 值相关. 同时轨道改进的效果与上述因素有关. 另外轨道的预报时间、预报精度与轨道确定过程中的拟合周期是相关的, 通常情况下, 外推时间等于拟合周期, 以获取更高的精度.

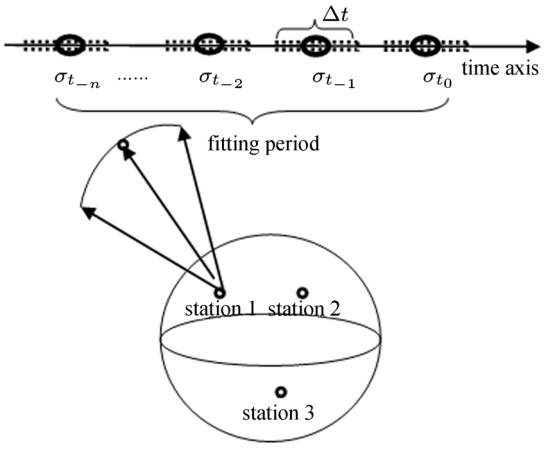


图 2　准观测数据生成流程

Fig. 2　Process of pseudo-observational data

2.1　拟合周期的确定

在模拟观测数据生成过程中, 采用了一系列历史 TLE 轨道根数 $\boldsymbol{\sigma}_{t_0},\boldsymbol{\sigma}_{t_{-1}},\cdots,\boldsymbol{\sigma}_{t_{-n}}$, 这里 t_{-n} 的取值将影响轨道改进的效果. 将图 2 中的 t_0-t_{-n} 时段称为拟合周期. 与前面的 TLE 误差类似, 不同的是轨道拟合过程中使用的是数值预报方法. 轨道拟合过程的残差由两部分组成. 一部分为轨道根数的初值误差, 在数值方法轨道预报中, 分步积分过程导致该误差不断累积、放大; 另一部分为模型误差, 不同轨道高度主要的模型误差和量级是不同的, 数值积分过程中两种误差相互作用. 因此在轨道修正过程中, 并不是拟合时段越长越好, 当拟合时段超过某一阈值时, 轨道根数的修正值将吸收大量模型误差, 反而不利于精度的改进. 因此拟合时段的确定需要综合考虑初值误差和模型误差, 其是两者折衷的结果. 对 1000 km 轨道高度以下的空间目标, 大气模型误差是其主要误差源, 且其量级相对其他误差较大. 随着轨道高度增大, 大气密度呈指数急剧减小, 相应误差也不断减小, 故拟合周期可适当增大. 另外, 轨道拟合周期的选择与改进目标的面积质量比是否已知也是相关的; 一般面积质量比已知的目标拟合周期相对短一些, 而面积质量比未知的目标要通过模拟观测数据对面积质量比进行估值, 所以相应的拟合周期要长一些.

为了定量给出拟合周期与轨道高度的关系, 分别以表 1 中 4 颗卫星为例, 测试不同拟合周期下的预报误差变化情况. 表 1 中的测试目标大致可分为两类: 第一类目标是面积质量比已知且有高精度星历可用, 第二类是面积质量比未知且无高精度星历可用. 首先选择第一类目标进行测试. 第一颗是轨道高度约 350 km 的 TG-1 卫星, 可用 GPS 精密星历作为参考轨道, 第二颗是轨道高度约 1490 km 的 Ajisai 激光测距卫星, 利用精密定轨系统和激光测距资料可获取定轨残差均方根达厘米级的参考轨道. 表 1 给出了 4 颗卫星的主要轨道和物理参数.

对目标 37820 编号卫星分别选择 1 ~ 3 d 的 TLE 拟合时段进行定轨修正, 修正值结合数值方法轨道预报 6 d 并以 GPS 精密星历作为参考轨道对轨道预报

表 1 改进卫星的轨道及物理参数

Table 1 Main parameters of selected satellites

名称	卫星编号	近地点高度/km	远地点高度/km	偏心率	面质比/($m^2 \cdot kg^{-1}$)
TG-1	37820	353	360	< 0.002 000	0.004 14
Ajisai	16908	1479	1497	< 0.001 200	0.005 30
Yaogan-4	33446	635	657	0.001 805	待估
Yaogan-5	33446	419	431	0.000 790	待估

误差进行了比对, 结果如图 3(a) 所示. 由图 3(a) 可以看出, 对于目标 37820, 1 d 和 2 d 拟合时段修正值预报误差大体相当, 要好于 3 d 的修正值预报误差, 这也验证了分析结论, 即当拟合时段超过某一阈值时, 轨道根数的修正值将吸收大量模型误差, 使得改进效果变差. 因此, 近地轨道 TLE 数据修正的拟合周期选择 1 d 和 2 d 是合适的.

目标 16908 轨道高度大于 1000 km, 大气密度已不是其主要摄动源, 故可适当增长拟合周期. 分别选取 3 d, 5 d, 10 d 拟合周期 TLE 数据修正得到修正根数, 预报 30 d 的位置误差如图 3(b) 所示, 可见随着 TLE 数据拟合时段的增加, 预报精度逐渐变好. 对该轨道高度的空间目标, 拟合时段增长至 10 d 是合适的.

将目标 37820 作为两类目标的组合, 即面积质量比已知而参考轨道为后续发布的 TLE 根数, 对其选择不同的时段进行轨道改进. 图 4 给出了不同拟合周期的改进评估结果. 由图 4(a) 可以看出, 拟合周期 1 d, 1.5 d, 2 d 且预报期小于 6 d 的情况下, 轨道改进的效果较好. 当拟合周期 > 2.5 d 时, 长期 (> 6.5 d) 的预报结果较好. 为了评估中长期的预报精度, 图 4(b) 给出了拟合周期分别为 2.5 d, 3 d, 3.5 d, 4 d, 5 d 时, 预报 15 d 的误差变化情况. 可以看出, 在拟合周期为 2.5 d, 3 d, 3.5 d, 4 d, 5 d 时, 随着预报期的增长, 预报位置误差变化存在两个拐点, 拐点前后预报误差呈不同变化趋势. 值得注意的是, 不同拟合周期第二拐点对应的预报期是不同的.

对于第二类目标, 在轨道改进的过程中对面积质量比进行估值, 利用改进后的根数和估算的面积质量比进行预报, 以后续发布的 TLE 根数作为参考轨道与预报值进行比对来评估改进效果. 假定目标 37820 面积质量比未知, 作为第二类目标进行改进. 图 5 给出了所有选择测试拟合周期的预报误差. 为便于对比, 剔除了改进效果较差的拟合周期分别为 1 d, 1.5 d, 4 d, 5 d 的情况, 结果如图 5(b) 所示. 从图 5(a)(b) 可以看出, 拟合周期选择 3 d 和 3.5 d 是较合适的, 在预报期小于 4.2 d 的情况下, 改进后的轨道预报精度优于 TLE+SGP4.

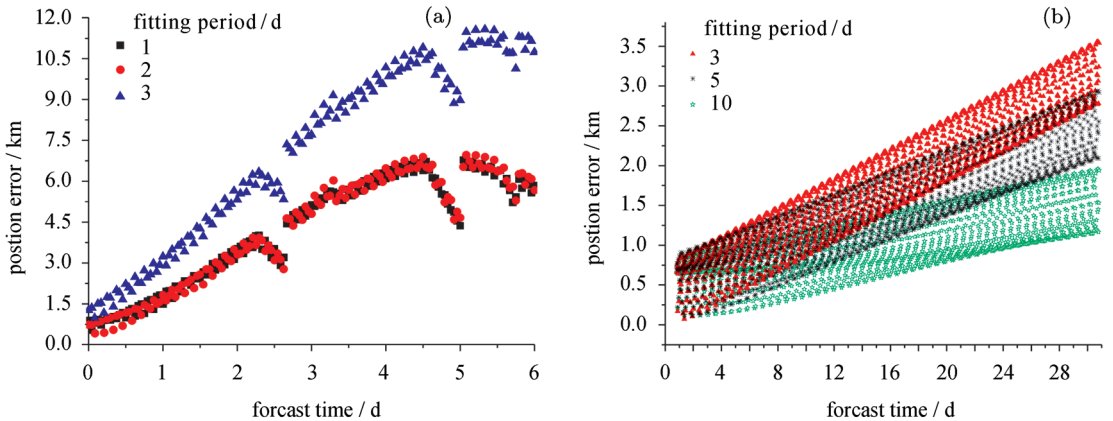


图 3 目标 37820 (a) 和 16908 (b) 不同拟合周期的预报误差

Fig. 3 37820 (a) and 16908 (b) prediction error with different fitting period

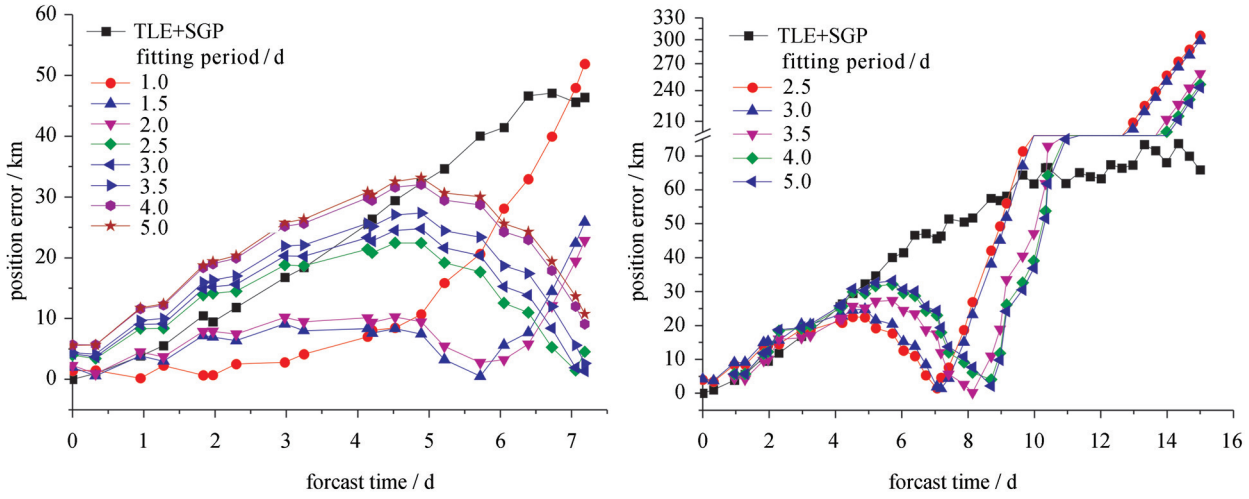


图 4　目标 37820 面质比已知时不同拟合周期的中长期预报误差

Fig. 4　37820 prediction error with different fitting period in case of A/M known

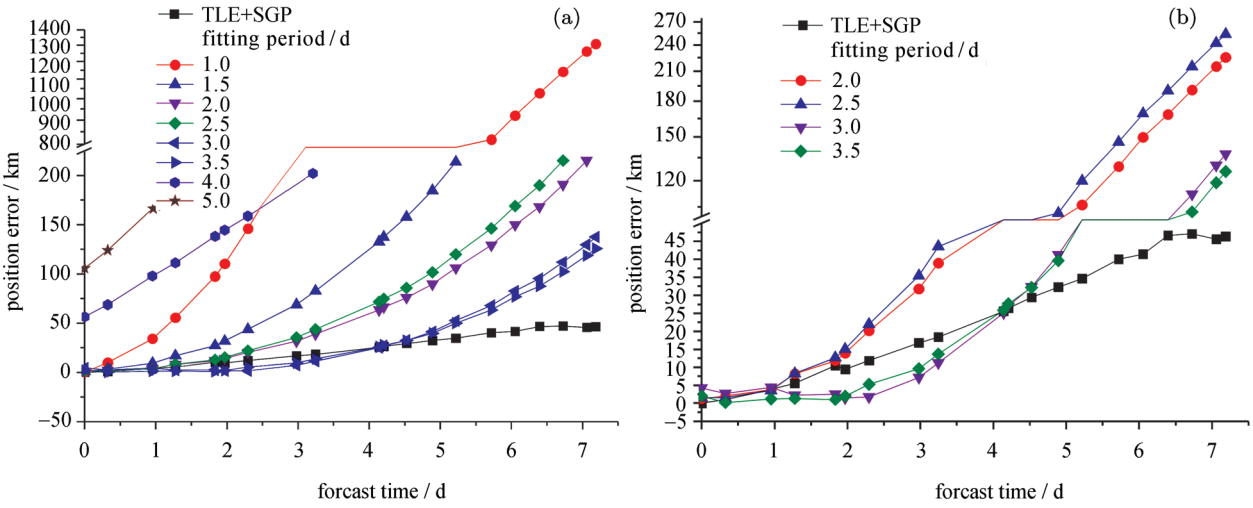


图 5　37820 面质比估值时不同拟合周期的预报误差. (b) 为 (a) 的局部放大

Fig. 5　37820 prediction error with different fitting period in case of A/M unknown. (b) is a partial enlargement of (a)

同样假定目标 16908 面积质量比未知, 作为第二类目标进行改进. 图 6(a) 给出了所有选择测试拟合周期分别为 3 d, 5 d, 8 d, 10 d, 12 d, 15 d 的预报误差; 为便于对比, 剔除了改进效果较差的 3 d 和 5 d 拟合周期, 结果如图 6(b) 所示. 从图 6(a) (b) 可以看出, 拟合周期选择 12 d 改进效果较好, 在预报期 30 d 内, 改进后的轨道预报精度明显优于 TLE+SGP4.

上面两目标分别作为第一、二类目标处理时, 最优改进结果对应的拟合周期是不同的. 37820 作为第一类目标时拟合周期选择 1 d 和 2 d 改进结果最优, 作为第二类目标时拟合周期选择 3 d 和 3.5 d 改进结果最优; 目标 16908 情况类似. 通常作为第二类目标处理时, 最优改进结果对应的拟合周期相对要长一些.

图 7(a) (b) 分别给出了 Yaogan-4 和 Yaogan-5 作为第二类目标处理时的改进评估结果. 可以看出 Yaogan-4 卫星拟合周期为 5 d 时, 对应的改进结果最优; Yaogan-5 卫星拟合周期 3~4 d 时, 对应的改进结果最优. Yaogan-4 轨道高度相对 Yaogan-5 要高, 所以对应的拟合周期要长, 这与前面分析结论相符.

2.2　时间宽度 Δt 对改进效果的影响

轨道改进过程中, 采用的是 TLE 预报得到的模

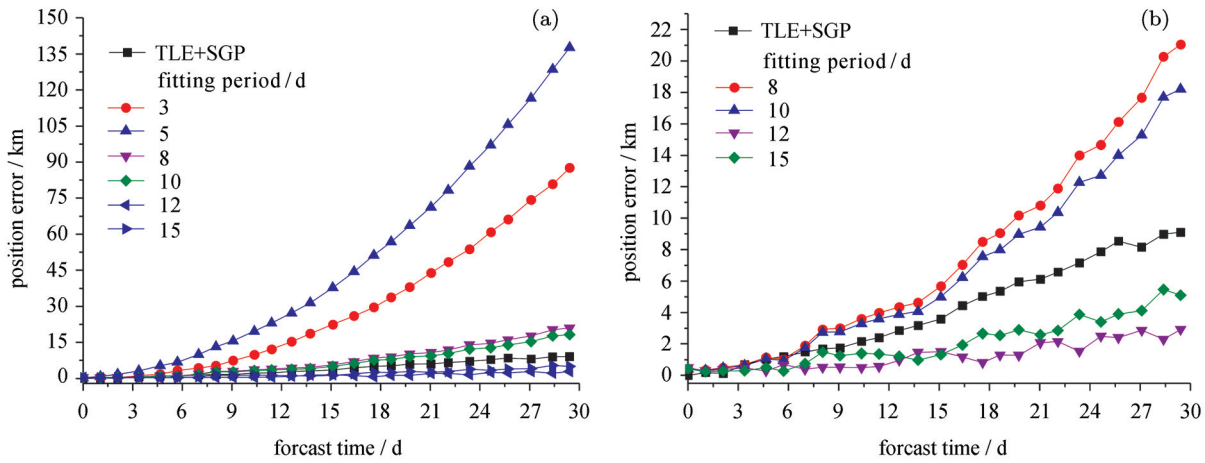


图 6 16908 面质比估值时不同拟合周期的预报误差. (b) 为 (a) 的局部放大

Fig. 6 16908 prediction error with different fitting period in case of A/M unknown. (b) is a partial enlargement of (a)

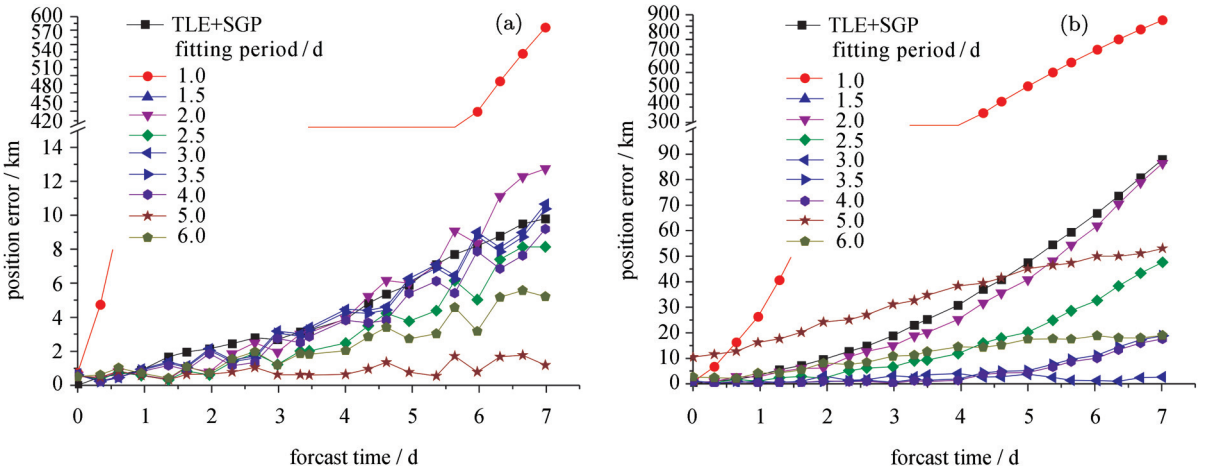


图 7 Yaogan-4 (a) 与 Yaogan-5 (b) 卫星不同拟合周期的预报误差

Fig. 7 Yaogan-4 (a) and Yaogan-5 (a) prediction error with different fitting period

拟观测资料. TLE 预报中涉及的参数, 即 1.2 节所提到的时间宽度 Δt 的变化影响到观测资料的数量与质量, 本质是测量资料与改进效果的关系. 仍以目标 37820 为例, 在拟合周期取 3.5 d 面积质量比估值的情况下, 分别取前后预报时长 Δt 值为 600 min (由于 37820 的 TLE 根数较密集, 所有 >600 min 的情况等同于 600 min), 500 min, 400 min, 300 min, 200 min, 图 8(a) 给出了每种情况对应的预报误差. 从图 8(a) 可以看出, 不同 Δt 值预报 7 d 的位置误差有较大差异; 预报误差随着 Δt 值增大, 先减小后增大. Δt 值取 200 min 时改进结果最差, 预报 7 d 的位置误差最大超过了 20 km; Δt 值取 500 min 时整体的预报精度较好, 预报 7 d 的位置误差不超过 8 km.

目标 16908 拟合周期取 12 d, 在面积质量比估值的情况下, 分别取前后预报时长为 800 min, 700 min, 600 min, 500 min, 400 min, 300 min, 200 min, 图 8(b) 给出了每种情况对应的预报误差. 从图 8(b) 可以看出, 所有 Δt 对应改进结果的预报误差均小于 TLE+SGP; 整体上预报误差随 Δt 增大, 先减小后增大. Δt 值取 300 min 时改进结果最差, 预报 30 d 的位置误差最大超过了 3.5 km; Δt 值取 500 min 时整体预报精度较好, 预报期 30 d 内绝大多数位置误差不超过 1.5 km.

综上所述, 选取不同 Δt 值对改进结果有较大的

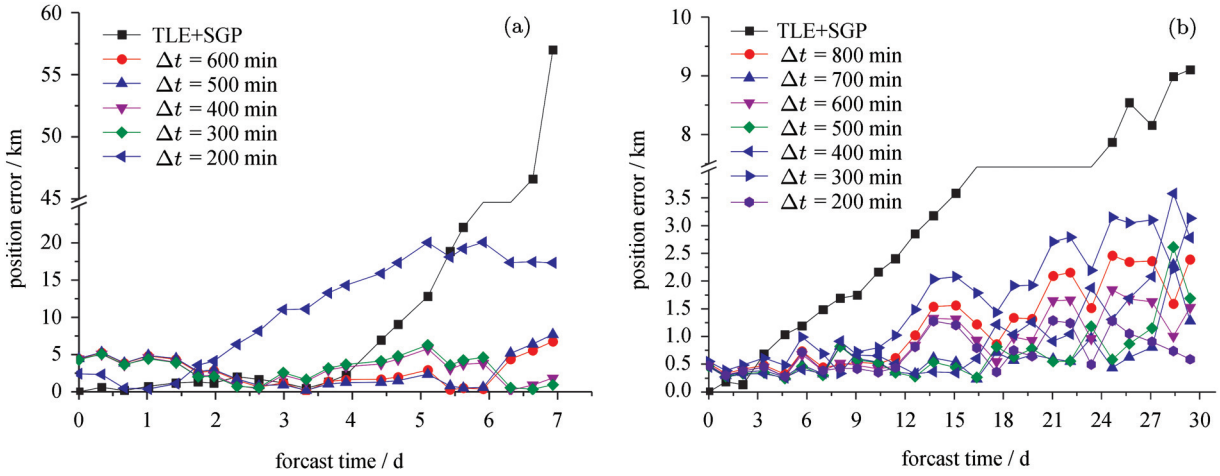


图 8　TG-1 (a) 和 Ajisai (b) 在不同 Δt 值下的预报误差

Fig. 8　TG-1 (a) and Ajisai (b) prediction error with different Δt value

影响. Δt 值与轨道类型及 TLE 根数疏密等因素的内在关系尚待深入研究.

3　改进效果评估与应用

3.1　改进效果评估

为进一步评估 TLE 轨道改进预报精度, 仍以上述选取的卫星为例, 选取多个不同的独立时段对 TLE 根数改进, 并分别进行预报与相应的精密星历对比统计分析预报误差在沿迹 (U)、垂迹 (N)、轨道面法向 (W) 三个不同方向的变化情况; 同时还给出相应时段 TLE+SGP4/SDP4 预报误差的统计情况, 以便于对比改进效果.

对目标 37820 选取 5 段独立的 1 d TLE 数据, 分别生成准观测数据进行拟合修正并利用修正后的根数预报 6 d. 以 GPS 精密星历每 1 h 一个值作为参考轨道进行沿迹、垂迹、法向三方向的误差分析 (均取绝对值), 给出了 5 段数据统计图. 图 9(a) 给出了目标 37820 沿迹方向预报误差统计情况.

图 9 上半部分依次为 TLE+SGP 轨道预报的沿迹、垂迹、轨道面法向及位置误差, 下半部分是修正后根数轨道预报的三个方向及位置误差. 从图 9(a) 可以看出, 修正后的 TLE 根数的预报结果明显好于 TLE+SGP 轨道预报结果. TLE+SGP 轨道预报 6 d 沿迹方向误差最大达 130 km, 最小约 15 km, 平均 65 km. 修正后的 TLE 根数结合数值方法预报 6 d 沿迹方向误差最大达 28 km, 最小约 5 km, 平均 13 km.

图 9(b) 给出了目标 37820 垂迹方向预报误差统计情况, 两种情况垂迹方向误差均较小, TLE+SGP 轨道预报 6 d 垂迹方向误差平均 1.2 km. 修正后的 TLE 根数结合数值方法预报 6 d 垂迹方向误差平均 0.5 km, 还是可以看出修正后预报结果的优势.

图 9(c) 给出了目标 37820 轨道面法向预报误差统计情况, 可以看出, 轨道面法向预报误差相对垂迹方向也较大. 修正后的 TLE 根数的预报结果明显好于 TLE+SGP 轨道预报误差. TLE+SGP 轨道预报 6 d 轨道面法向误差最大达 2 km, 最小约 0.1 km, 平均 1.2 km. 修正后的 TLE 根数结合数值方法预报 6 d 轨道面法向误差最大达 1 km, 最小约 0.1 km, 平均 0.7 km.

为更直观地表现位置预报误差情况, 图 9(d) 给出了 TLE+SGP 轨道预报和修正轨道根数结合数值法预报的位置误差统计情况. 从位置误差来看修正后的轨道根数结合数值法预报具有更加明显的优势, TLE+SGP 轨道预报 6 d 位置误差平均约 65 km. 修正后的轨道根数结合数值方法预报 6 d 位置误差平均约 13 km.

同样, 对目标 16908 分别选取 5 段独立的 10 d TLE 数据, 生成准观测数据进行修正并利用修正后的根数分别预报 30 d. 以 16908 卫星的激光测距资料的定轨结果每 6 h 一个值作为参考轨道进行沿迹、

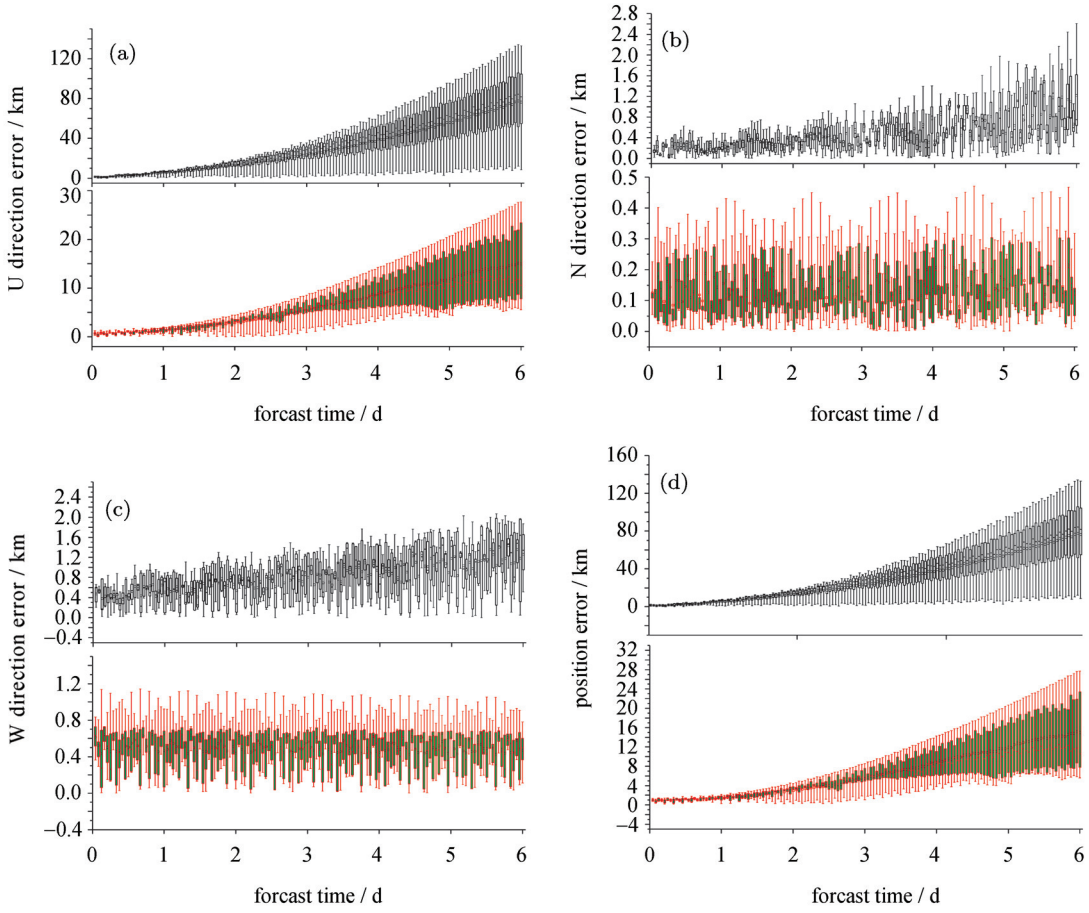


图 9 目标 37820 沿迹、垂迹、轨道面法向三方向及位置误差

Fig. 9 Prediction error of 37820 in U, N, W direction and the position error

垂迹、轨道面法向三个方向误差分析 (均取绝对值), 图 10 给出了 5 段数据统计情况. 与前文相同, 图 10 上面部分均为 TLE+SGP 轨道预报的沿迹、垂迹、轨道面法向及位置误差, 下面部分是修正后根数轨道预报的三个方向及位置误差.

从图 10(a) (b) (c) 可以看出, TLE+SGP4/SDP4 模型在该轨道高度预报 30 d, U, N, W 三个方向预报误差控制得比较好, U 方向误差最大, 平均值约 2 km, N 与 W 方向误差均较小, 平均值在 0.75 km 以内. 由于 SGP4/SDP4 模型只考虑到二阶扁率摄动, 忽略了部分周期项的影响. 故其预报误差波动较大, 很难给出一个随时间变化的精确表达式, 只能给出一个范围, 图中也可以看出其极值偏离均值的程度. 使得碰撞概率计算中误差椭球的确定变得困难, 不利于提高预警置信度. 拟合后的根数轨道预报中, 预报精度有明显的改进, 虽然误差也存在波动但要小得多, 即误差的可控性要好, 这对提高预警置信度非常有利.

由于轨道预报数值方法对初值的敏感性, 如果直接使用 TLE 根数转换成瞬根利用数值方法进行轨道预报, 预报误差迅速放大. 对目标 16908 进行测试, 预报 30 d, 沿迹方向误差接近 120 km, 该方法不可行. 从一系列的统计图可以看出, TLE 根数改进后的轨道预报精度提高是比较明显的. 尤其是在预报期超过 1 d 的情况中, 位置误差统计平均约小一个量级. 另外, 拟合后的根数轨道预报误差稳定性要比 TLE+SGP4/SDP4 好得多.

上述测试卫星均属于近地轨道, 对应模拟观测资料由 TLE+SGP4 模型生成. 对周期 $\geqslant$ 225 min 的目标其模拟观测资料由 TLE+SDP4 模型生成, 中高轨道目标则属于这种情况. 下面选择多颗半同步轨道的 GPS 导航卫星进行改进测试. 光压摄动是中高轨卫星的主要摄动误差源, 图 11(a) (b) 分别就光压系数 η 是否估算进行了测试 (拟合周期均取 4 d). 定义 $E_{\mathrm{T-N}}$ 为 TLE+SDP4 预报的位置误差减去改进

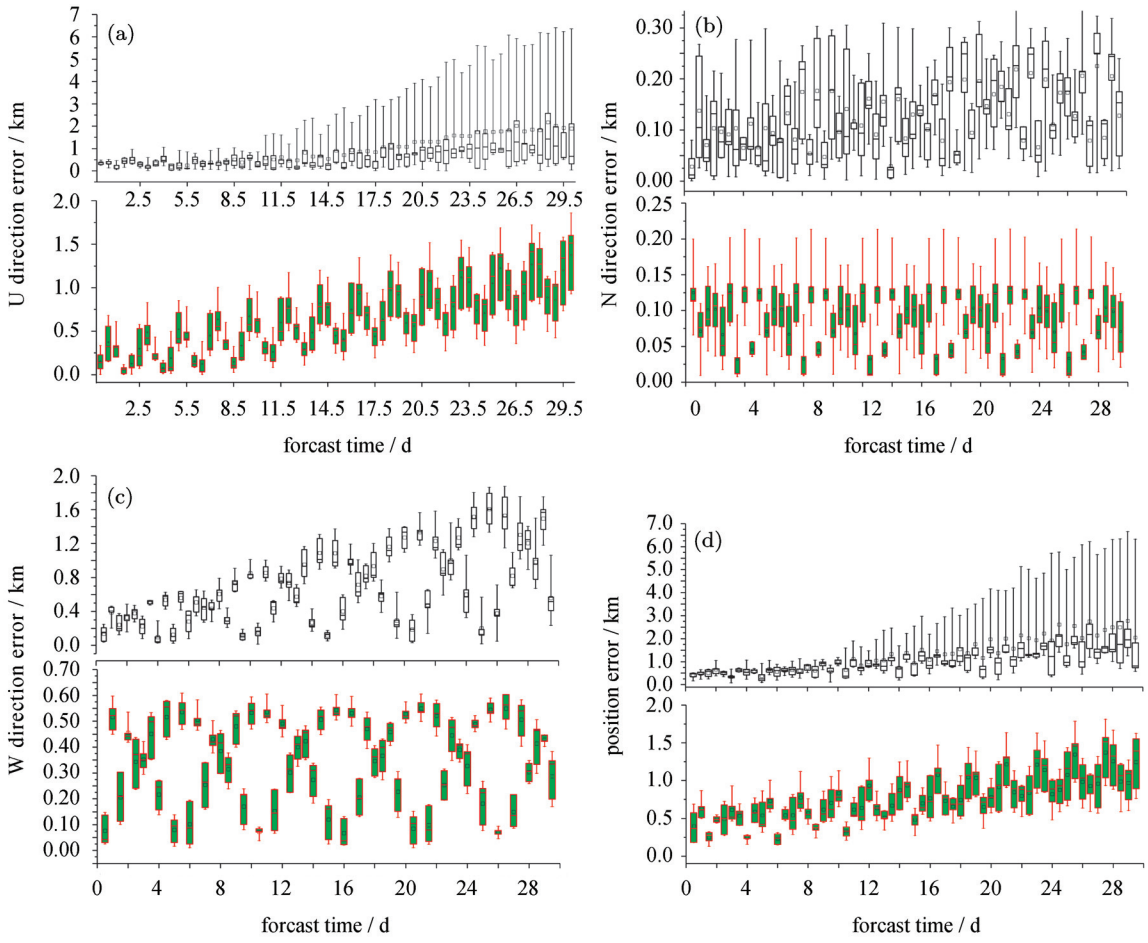


图 10　16908 沿迹、垂迹、轨道面法向方向及位置预报误差

Fig. 10　Prediction error of 16908 in U, N, W direction and the position prediction error

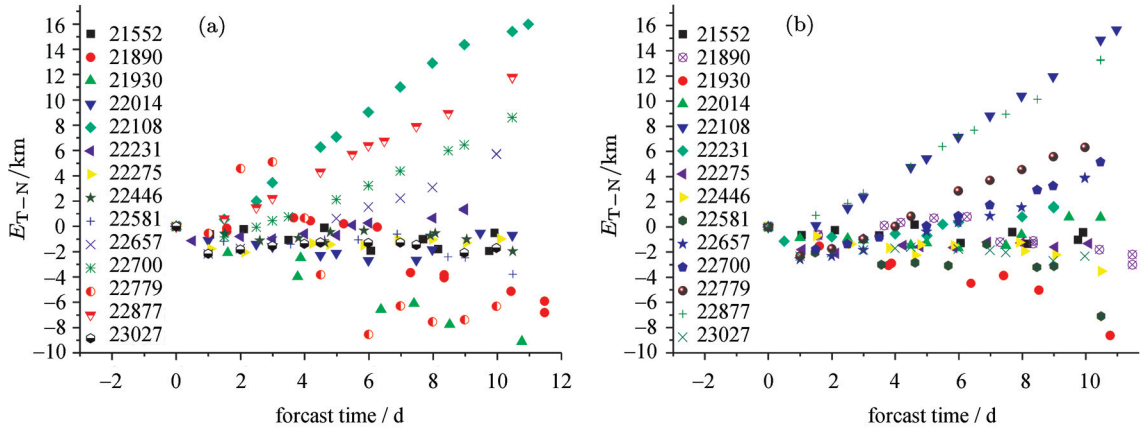


图 11　GPS 卫星 η 估值 (a) 与常值 (b) 两种情况下预报精度改进情况

Fig. 11　GPS satellites prediction error in case of η being estimated (a) or constant (b)

根数结合数值法预报位置误差. E_{T-N} 大于零表示改进后的预报精度高, 该值越大表明改进的效果越好; E_{T-N} 小于零则表示改进后预报精度变差. 从图 11 (a) (b) 对比可以看出, 多数情况下 η 估值时预报精

度会更好一些; 当然也有变差的情况, 这是由于拟合周期选择不当造成的. 同时也可以看到对中高轨道目标, TLE 预报精度改进效果非常有限, 应用意义不大.

3.2 TLE 在碰撞预警中的应用

TLE 预报精度改进后应用广泛. 例如, 用于精密跟踪引导 (非合作目标的激光测距), 陨落再入预报, 碰撞预警等. 这里重点讨论碰撞预警中的应用. 2009 年 2 月 10 日 16:56:00 (UTC) 美国铱星 33 与俄罗斯废弃卫星宇宙 2251 发生碰撞. 这是空间两编目卫星间发生的首次碰撞. 文献 [10] 对国内外碰撞预警机构在整个交会过程的计算结果进行了比较分析. 从交会前 8~0 d 预报的交会来看, 美俄的预报结果要好于中国机构预报结果, 其主要原因是中国机构普遍采用了 TLE+SGP4 的预报模式.

图 12(a) (b) 给出的是交会前 2009 年 2 月 1 日两卫星改进后根数的轨道预报误差情况. 对铱星 33 拟合周期为 2 d, 而宇宙 2251 拟合周期定为 4 d 时两目标的预报精度有百米量级的提高. 在该轨道高度, 预报精度提高百米量级, 可在很大程度上提高预警置信度.

由于卫星姿态、构形、轨道高度和空间环境等因素影响, 弹道系数是随时间变化的. 但对正常运行的空间目标在短时间内可以认为弹道系数是不变的. 所以对某空间目标碰撞预警实时计算时, 可将近期改进效果较好情况下的弹道系数作为先验信息进行轨道改进. 该经验方法对 80% 以上所选低地球轨道测试卫星均是有效的.

4 结论

以 TLE+SGP4/SDP4 预报误差源为切入点, 研究了预报误差的组成、性质及改进原理; 根据 TLE 准观测数据生成方法, 利用历史 TLE 数据生成准观测数据重新进行轨道拟合; 分析了不同轨道高度目标拟合时段相异的原因, 并对不同面积质量比模式、时间宽度 Δt 下的拟合周期进行了分析, 给出多个不同轨道高度卫星不同情况下拟合时段的参考值. 分别利用 GPS 星历、激光测距资料定轨结果和后续发布的 TLE 根数作为参考轨道, 评测了拟合后轨道根数的预报误差改进情况. 结果表明, 拟合后的 TLE 根数预报精度有很大程度提高, 尤其是在预报期超过 1 d 的情况下, 统计平均的预报精度约提高一个量级. 从多次预报统计情况看, 拟合后的根数轨道预报中虽误差也存在波动, 但相对 TLE+SGP4/SDP4 预报误差波动小得多. 改进后预报误差的可控性比较好, 在碰撞概率计算中误差椭球表达更准确, 对航天工程中碰撞预警置信度的提高具有重要意义.

TLE 根数改进方法的推广应用面临的主要问题是非合作目标面积质量比的确定. 如果以 B^* 反推算的面质比为初值, 同时作为参数进行修正, 解算过程

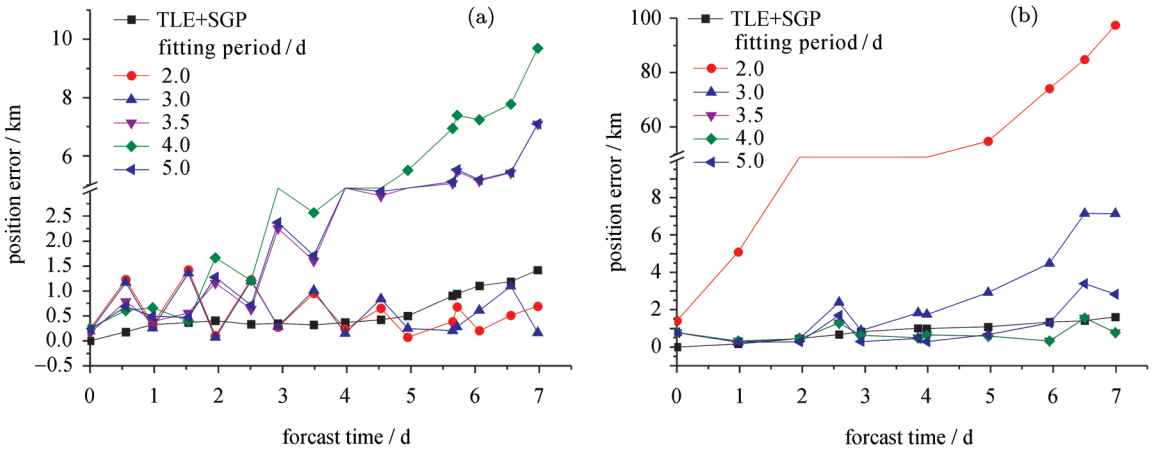


图 12 铱星 33 (a) 和宇宙 2251 (b) 卫星预报精度改进情况

Fig. 12 Iridium 33 and Cosmos 2251 prediction error with different fitting period

存在面质比与其他轨道根数误差耦合的问题, 后续的轨道预报会因此引入新的误差, 同时也限制了预报期长度. 本文基于弹道系数先验信息的经验方法, 较好地解决了这一问题. 另外, TLE 轨道异常数据的剔除也是需要综合考虑的因素.

参考文献

[1] Hoots F R, Roehrich R L. Spacetrack Report No.3: Models for Propagation of NORAD Element Sets [R]. Colorado Springs, CO, USA: US Air Force Aerospace Defense Command, 1980:1-2

[2] Vallado D A, Crawford P, Hujsak R, *et al*. Revisiting Spacetrack report # 3 [C]//AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference. AIAA 2006-6753, Reston, CA, USA: AIAA, 2006

[3] Han Lei, Chen Lei, Zhou Bozhao. Precision analysis of SGP4/SDP4 implemented in space debris orbit prediction [J]. *Chin. Space Sci. Tech.*, 2004, **24**(4):67-71. In Chinese (韩蕾, 陈磊, 周伯昭. SGP4/SDP4 模型用于空间碎片轨道预测的精度分析 [J]. 中国空间科学技术, 2004, **24**(4):67-71)

[4] Wei Dong, Zhao Changyin. Analysis on the accuracy of the SGP4/SDP4 model [J]. *Astron. Sinica* 2009, **50**(3):332-339. In Chinese (韦栋, 赵长印. SGP4/SDP4 模型精度分析 [J]. 天文学报, 2009, **50**(3):332-339)

[5] Liu Wei, Miao Yuanxing. Test of the accuracies of SGP4/SDP4 model predictions [J]. *Astron. Res. Tech.*, 2011, **8**(2):128-131. In Chinese (刘卫, 缪元兴. SGP4/SDP4 模型预报可靠性分析 [J]. 天文研究与技术: 国家天文台台刊, 2011, **8**(2):128-131)

[6] Wang R, Liu J, Zhang Q M. Propagation errors analysis of TLE data [J]. *Adv. Space Res.*, 2009, **43**(7):1065-1069

[7] Levit C, Marshall W. Improved orbit predictions using two-line elements [J]. *Adv. Space Res.*, 2011, **47**(7):1107-1115

[8] Bennett J C, Sang J, Smith C, *et al*. Improving low-earth orbit predictions using two-line element data with bias correction [C]//Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference 2012 (AMOS 2012). Kihei, HI, USA: Maui Economic development Board, Inc., 2012:12-14

[9] Li Jisheng. Satellite Precision Orbit Determination [M]. Beijing: PLA Press, 1995:1-16. In Chinese (李济生. 人造卫星精密轨道确定 [M]. 北京: 解放军出版社, 1995:1-16)

[10] Wang Ronglan, Liu Wei, Gong Jiancun. Thinking problems of the present collision warning work by analyzing the intersection between Cosmos 2251 and Iridium 33 [J]. *Space Debris Res. Appl.*, 2012, **12**(3):11-12. In Chinese (王荣兰, 刘卫, 龚建村. 通过分析美俄卫星交会碰撞事件思考目前碰撞预警工作存在的问题 [J]. 空间碎片研究与应用, 2012, **12**(3):11-12)