

文章编号 1004-924X(2016)10-2540-09

基于轨道根数的低轨卫星轨道预测算法

李 丹*, 于 洋

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:光电设备因太阳夹角变化、轨道遮挡等原因无法对卫星进行自动跟踪时,需要对卫星轨道进行预测。本文针对利用卫星轨道根数进行轨道预报时难以同时满足实时性和精度要求的问题,提出了一种新的基于轨道根数的卫星轨道预测方法。分析了卫星轨道的运行规律,根据低轨卫星的运行特点,利用椭圆曲线对卫星轨道进行预测,并对卫星轨道的轨道方程进行了近似处理。通过引入一些冗余变量简化了卫星轨道解算模型,在保证计算实时性的前提下,大大提高了轨道预测精度。实验显示:采用线性外推方法对卫星轨道进行预测时,预测 5 s 后,轨道预测的偏差会增大到 10",而采用本文提出的基于轨道根数的卫星轨道预测算法,预测 50 s 后的最大预测偏差均不超过 2",极大地提高了卫星轨道预测精度,实现了光电设备在无法对卫星进行自动跟踪时,能够对卫星进行"盲跟踪"。

关键词:低轨卫星;轨道预测;轨道根数;光电设备

中图分类号:V423.4 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20162410.2540

Prediction algorithm of close-orbit satellite based on orbit elements

LI Dan*, YU Yang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun lidan@ciomp.ac.cn 130033, China)

* Corresponding author, E-mail:

Abstract: When a photoelectric device can not track the satellite due to the changed intersection angle of the sun or the orbit blocking, the satellite orbits have to be predicted. Because the traditional orbit prediction method based on orbit elements can not meet the requirements of real-time and precision measurement simultaneously, this paper proposes a new satellite orbit prediction method based on orbit elements. The movement rule of satellite orbits was analyzed, then the elliptic curves were used to predict the satellite orbits and to process approximately the orbit equation based on the characteristics of a low orbit satellite. Some redundancy variable quantities were induced to simplify the calculation model for satellite orbit, so that the orbit prediction accuracy is greatly increased in guaranteeing a good real-time calculation. The experiments show that when the linear extrapolation is used to predict the satellite orbit, its prediction deviation will increase to 10" after 5 s forecasting. However, if the method presented in this paper based on the orbit elements is used in the prediction, the maximum deviation is not more than 2" after 50 s prediction. The method has greatly promoted the prediction precision of satellite orbit, and makes the photoelectric device implement the 'blind tracking' for satellites

收稿日期:2016-01-15;修订日期:2016-03-01.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61308050)

when the automatic tracking is become to be invalid.

Key words: close-orbit satellite; orbit prediction; orbit element; photoelectric device

1 引 言

在现代化的光电测量装备对卫星进行跟踪时,一般都通过卫星轨道根数解算出卫星的轨道预报数据,在卫星过境时利用引导数据将卫星引入光学跟踪视场中,再利用跟踪传感器图像计算卫星的脱靶量,最终完成对卫星的自动跟踪。目前国内外采用的方法是对卫星进行轨道预报,轨道预报是指在已知空间目标某一时刻状态的前提下,根据轨道动力学建立的模型,预测目标在之后一段时间内的轨道信息,其实质是求解描述空间目标运动的微分方程的过程。

最早的模型是开普勒定律描述的一个简单又抽象的力学模型,即一个质点以另一质点为中心的运动,通常称之为二体模型。该理想模型下的运行轨道称为二体轨道,但空间目标在轨运行始终受到各种摄动力的作用。这些摄动力有:地球形状非球形和质量不均匀产生的附加引力,高层大气的气动力,太阳、月球的引力,太阳光辐射压力,地球辐射压力,地球潮汐摄动,相对论效应等。在摄动力的作用下,其轨道根数不断地变化,目标轨道不再遵循二体轨道模型。

多年来,研究者们对上述因素建立了多种模型。上世纪 60 年代,美国 Smith 天文台建立了第一个重力场模型。1972 年,NASA(National Aeronautics and Space Administration)开始建立 GEM 系列模型,并于 1994 年和喷气推进实验室、德克萨斯大学共同建立了 JGM 系列地球重力场模型。其中 JGM-3 已经是一个很精细的全球重力场模型,但新的模型仍在不断开发中。

更进一步的有 360×360 阶的 EGM96 模型等。在同一时代,人们也开始开发大气模型。自 1965 年开始,人们相继发布了不同的大气密度模型,第一个称作 J-65,随后又出现了 Jacchia-71、Jacchia-77 和 DTM 等大气密度模型。虽然很多研究机构发布了多种复杂的密度模型,但过去 20 年中,经验阻力模型的精度并没有明显提升,目前广泛应用于轨道确定和预报的是 J71 模型,该模型能够相对合理地描述大气密度,且计算量适中。

此外,地球运动模型和时间、坐标系的精确计算对轨道计算也有极大影响。

对于高轨卫星,其运行速度较慢,轨道漂移也较慢,因此可以采用轨道根数对卫星轨道进行预测,完成高精度引导测量,但对于低轨卫星而言,其特点是运行速度快,轨道漂移也较快,采用事前轨道预报的方法无法保证引导精度,而采用实时解算的方法,又由于以上各种模型力学方程非线性程度太高,无法求出解析解,故只能通过迭代法求解,其运算非常大,无法保证卫星跟踪的实时性要求。现阶段光测设备采用的方法是事前对卫星的轨道进行预测,当卫星进入跟踪视场时,切换成自动跟踪模式完成对卫星的高精度引导。该方法也有其缺点,在跟踪过程中,由于太阳夹角的变化,可能会出现目标变暗或图像饱和的情况,因此无法对卫星进行全程自动跟踪,此时的预报数据精度又无法满足要求,因此需要对卫星的轨道进行预测^[1],即在初始段对卫星进行自动跟踪,并测出卫星轨迹,在无法闭环跟踪时对卫星轨道进行预测,对目标进行“盲跟踪”。基于上述思想,本文提出一种基于卫星轨道根数的轨道预测算法,在保证实时性的前提下,能够对卫星进行高精度的轨道预测。

2 卫星轨道计算

2.1 卫星运动方程

如图 1 所示, $O-XYZ$ 为协议天球坐标系^[3],其坐标原点于地球质心, Z 轴指向 J2000.0 平赤道^[4-5]的极点, X 轴指向 J2000.0 平春分点^[4-5], Y 轴与 X 、 Z 轴成右手坐标系。该坐标系可视为惯性坐标系。

在二体问题中,地球质量 M 集中于地球质心 O ,卫星为一质点 S ,其质量为 m 。 O 点至 S 点的矢量 r 称为卫星的位置矢量。鉴于卫星质量 m 远小于地球质量 M ,因此忽略卫星对地球引力的影响。根据万有引力定律,卫星的运动方程为:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r}, \quad (1)$$

简记为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r}. \quad (2)$$

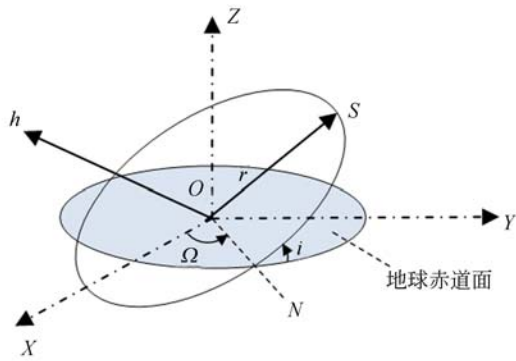


图 1 卫星轨道面

Fig.1 Satellite orbit plane

式中 $\ddot{\mathbf{r}}$ 为卫星运动加速度矢量; μ 为地球引力常数, 即

$$\mu = GM, \quad (3)$$

r 为位置矢量 \mathbf{r} 的模, 称其为地心距或地心向径, 即

$$r = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}, \quad (4)$$

写成标量形式为:

$$\begin{cases} \frac{d^2 X}{dt^2} = \ddot{X} = -\frac{\mu}{r^2} X \\ \frac{d^2 Y}{dt^2} = \ddot{Y} = -\frac{\mu}{r^2} Y \\ \frac{d^2 Z}{dt^2} = \ddot{Z} = -\frac{\mu}{r^2} Z \end{cases} \quad (5)$$

由此可见, 卫星的运动方程是三元二阶联立微分方程组, 需要 6 个积分常数才能完全确定其方程的解。

对卫星轨道极坐标方程进行积分得:

$$r^4 \dot{\theta}^2 = \mu a(1 - e^2), \quad (6)$$

再由活力公式得到:

$$r^2 \dot{\theta}^2 = \mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) - \dot{r}^2, \quad (7)$$

进而得到:

$$\frac{r}{a \sqrt{a^2 e^2 - (a - r)^2}} \cdot \frac{dr}{dt} = n. \quad (8)$$

为了方便积分, 引入辅助变量 E , 称为偏近点角。 E 的几何意义如图 2 所示。

以卫星轨道椭圆中心为圆心作一辅助圆, 过卫星点 S 向近地点方向作一垂线, 其反向延长线与辅助圆交于点 S' , S' 与椭圆中心连线与近地点方向的夹角即为偏近地角 E 。由此可得:

$$a \cos E = r \cos f + ae. \quad (9)$$

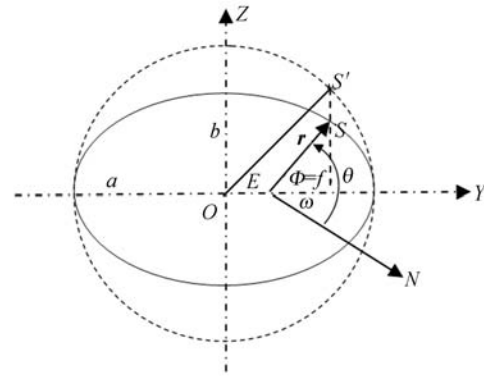


图 2 偏近点角 E 与真近点角 f

Fig.2 Eccentric anomaly E and true anomaly f

结合椭圆轨道方程可得:

$$r \cos f = \frac{1}{e} [a(1 - e^2) - r], \quad (10)$$

进而导出的表达式为:

$$a \cos E = a - r, \quad (11)$$

即

$$r = a(1 - e \cos E). \quad (12)$$

对上式微分, 并代入位置微分方程, 得:

$$\frac{a(1 - e \cos E) \cdot a e \sin E}{a \sqrt{a^2 e^2 - a^2 e^2 \cos^2 E}} \cdot \frac{dE}{dt} = n, \quad (13)$$

化简后为:

$$(1 - e \cos E) \cdot \frac{dE}{dt} = n, \quad (14)$$

积分后得:

$$E - e \sin E = nt + T_0. \quad (15)$$

其中: T_0 为积分常数, 通常用 $\tau = -T_0/n$ 代替, 则积分式为:

$$E - e \sin E = n(t - \tau). \quad (16)$$

这就是开普勒积分, 也称开普勒方程。它导出了二体问题的第 6 个积分常数 τ , 可以表述偏近地角 E 随时间变化的规律。

当 $E=0$ 时, $t=\tau$, 即 τ 的意义为卫星过近地点的时刻, 在一些计算中, 常采用平近地角 M 代替 τ :

$$\begin{cases} M = n(t - \tau) = nt + M_0 \\ M_0 = -n\tau \end{cases} \quad (17)$$

平近地角 M 的意义如下: 从近地点起算, 卫星以平均角速度 n 运行, 在一定时间内扫过的角度; 因此在初始时刻, 即 $t=0$ 时, $M=M_0$, 此时称 M_0 为卫星的平近点角。

2.2 卫星星历计算

根据卫星的轨道根数,求解卫星在任一时刻的位置及速度,称为卫星星历计算。开普勒方程为:

$$E - e \sin E = M, \quad (18)$$

其是一个超越方程,对 E 的求解采用迭代法。对方程两边进行微分,写成如下格式:

$$dE = \frac{dM}{1 - e \cos E}. \quad (19)$$

赋初始值 $E_0 = M$,按下式迭代:

$$\begin{cases} dM_i = M - E_i + e \sin E_i \\ E_{i+1} = E_i + \frac{dM_i}{1 - e \cos E_i} \end{cases}, \quad (20)$$

依次进行迭代,直至满足终止条件:

$$\left| \frac{dM_i}{1 - e \cos E_i} \right| \leq \epsilon. \quad (21)$$

同时根据椭圆的圆锥曲线方程,可得到真近地角 f 与偏近地角 E 的关系:

$$\begin{cases} \cos f = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \\ \sin f = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos E} \end{cases}. \quad (22)$$

2.3 卫星位置和速度计算

卫星 S 在轨道平面上沿椭圆轨道运行,设其在 t 时刻的位置矢量为 r 。引入近地点方向的单位矢量 P 和与 P 垂直的单位矢量 Q ,如图 3 所示。

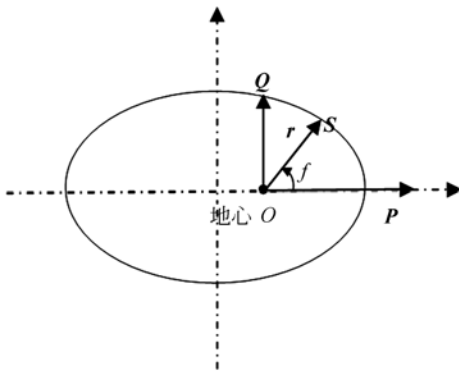


图 3 轨道面上的 P, Q 单位矢量

Fig. 3 Unit vectors P, Q on orbit plane

则卫星的位置矢量可表示为:

$$r = r \cos f \cdot P + r \sin f \cdot Q, \quad (23)$$

代入 $\cos f, \sin f$, 得到:

$$r = a(\cos E - e) \cdot P + a \sqrt{1 - e^2} \sin E \cdot Q. \quad (24)$$

P, Q 的表达式可根据球面三角的边余弦定理^[6]得到:

$$\begin{aligned} P &= \begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(P, X) \\ \cos(P, Y) \\ \cos(P, Z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \Omega - \sin \alpha \sin \Omega \cos i \\ \cos \alpha \sin \Omega - \sin \alpha \cos \Omega \cos i \\ \sin \alpha \sin i \end{bmatrix} \\ Q &= \begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(Q, X) \\ \cos(Q, Y) \\ \cos(Q, Z) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \alpha \cos \Omega - \cos \alpha \sin \Omega \cos i \\ -\sin \alpha \sin \Omega - \cos \alpha \cos \Omega \cos i \\ \cos \alpha \sin i \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (25)$$

卫星的速度可由位置微分得到:

$$\dot{r} = \sqrt{\mu} \left[\frac{-\sin E}{\sqrt{a}(1 - e \cos E)} \cdot P + \frac{\sqrt{1 - e^2} \cos E}{\sqrt{a}(1 - e \cos E)} \cdot Q \right]. \quad (26)$$

通过以上计算便可得到二体问题中卫星的位置与速度。在卫星的精确运行模型中,还应考虑地球引力势、日月引力摄动、太阳辐射压、上层大气阻力等因素^[7~10],但在短期卫星预测模型中,可忽略这些因素的影响。

3 卫星轨道预测

卫星轨道预测的主要思想是在发现卫星的起始段对卫星进行自动跟踪,同时记录光电设备的编码器值,并将其作为卫星轨道的测量值,当卫星进入无法自动跟踪区域时,结合卫星的测量数据和卫星的轨道根数对卫星位置进行预测,将预测值作为引导值,用以引导光电设备进行跟踪,以保证卫星始终处于跟踪点。

在卫星轨道预测时,若对卫星的测量数据只是简单地进行线性插值外推,则无法满足精度要求,此时需根据卫星轨道的运行特点进行外推,以得到较高的卫星预测精度。

由卫星的位置矢量方程复杂度可知,若要根据卫星的实测位置解算轨道根数,再由轨道根数对卫星位置进行预测,则需要迭代计算,计算量非常巨大,无法满足实时性要求。因此需要对卫星的位置矢量方程进行简化,以寻求一种简单的方法对卫星的运行轨迹进行预测。

首先将卫星的位置矢量写成标量形式:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = a(\cos E - e) \cdot \begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} + a \sqrt{1 - e^2} \sin E \cdot \begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix}, \quad (27)$$

以 X 方向为例:

$$X = a(\cos E - e) \cdot P_X + a \sqrt{1 - e^2} \sin E \cdot Q_X \quad (28)$$

用卫星的平近地角 M 近似代替偏近地角 E , 则上式化为:

$$X = a(\cos M - e) \cdot P_X + a \sqrt{1 - e^2} \sin M \cdot Q_X$$

即:

$$X = a(\cos(nt - n\tau) - e) \cdot P_X + a \sqrt{1 - e^2} \sin(nt - n\tau) \cdot Q_X$$

将上式展开得:

$$X = A_x \cos nt + B_x \sin nt + C_x \quad (29)$$

式中

$$\begin{cases} A_x = a(P_X \cos n\tau - Q_X \sqrt{1 - e^2} \sin n\tau) \\ B_x = a(P_X \sin n\tau - Q_X \sqrt{1 - e^2} \cos n\tau) \\ C_x = -aeP_X \end{cases} \quad (30)$$

同理:

$$\begin{aligned} Y &= A_y \cos nt + B_y \sin nt + C_y \\ Z &= A_z \cos nt + B_z \sin nt + C_z \end{aligned} \quad (31)$$

式中

$$\begin{cases} A_y = a(P_Y \cos n\tau - Q_Y \sqrt{1 - e^2} \sin n\tau) \\ B_y = a(P_Y \sin n\tau - Q_Y \sqrt{1 - e^2} \cos n\tau) \\ C_y = -aeP_Y \\ A_z = a(P_Z \cos n\tau - Q_Z \sqrt{1 - e^2} \sin n\tau) \\ B_z = a(P_Z \sin n\tau - Q_Z \sqrt{1 - e^2} \cos n\tau) \\ C_z = -aeP_Z \end{cases} \quad (32)$$

上式说明卫星位置可表示为平均角速度的正余弦函数的组合。

假设光电设备在自动跟踪过程中对卫星角度(方位 A , 俯仰 E)和距离(R)测量了 n 组数据(若光电设备不具备测距功能, 则用卫星轨道预报数据中的距离值代替), 结果为:

$$\begin{aligned} A_i &\in \{A_1, A_2, A_3, \dots, A_n\} \\ E_i &\in \{E_1, E_2, E_3, \dots, E_n\} \\ R_i &\in \{R_1, R_2, R_3, \dots, R_n\} \end{aligned}$$

则问题变为如何根据测量值拟合出卫星位置 X, Y, Z 的系数 $A_X, B_X, C_X, A_Y, B_Y, C_Y, A_Z, B_Z, C_Z$ 。首先根据大地测量中的坐标转换法将测量值转化到协议地球坐标系^[4], 设转换结果为:

$$\begin{aligned} X_i &\in \{X_1, X_2, X_3, \dots, X_n\} \\ Y_i &\in \{Y_1, Y_2, Y_3, \dots, Y_n\} \\ Z_i &\in \{Z_1, Z_2, Z_3, \dots, Z_n\} \end{aligned}$$

以 X 方向为例, 将 X 方向的展开式与实测值进行拟合, 即计算满足下式的最小值时的 A_X, B_X, C_X :

$$S_x = \sum_{i=1}^n (A_x \cos nt_i + B_x \sin nt_i + C_x - X_i)^2 \quad (33)$$

分别计算系数的偏微分:

$$\frac{\partial S_x}{\partial A_x} = 2 \sum_{i=1}^n (A_x \cos nt_i + B_x \sin nt_i + C_x - X_i) \cos nt_i$$

$$\frac{\partial S_x}{\partial B_x} = 2 \sum_{i=1}^n (A_x \cos nt_i + B_x \sin nt_i + C_x - X_i) \sin nt_i$$

$$\frac{\partial S_x}{\partial C_x} = 2 \sum_{i=1}^n (A_x \cos nt_i + B_x \sin nt_i + C_x - X_i)$$

分别令 $\frac{\partial S_x}{\partial A_x}, \frac{\partial S_x}{\partial B_x}, \frac{\partial S_x}{\partial C_x}$ 等于零, 得到线性方程组:

$$A_x \sum_{i=1}^n \cos^2 nt_i + B_x \sum_{i=1}^n \sin nt_i \cos nt_i + C_x \sum_{i=1}^n \cos nt_i =$$

$$\sum_{i=1}^n X_i \cos nt_i$$

$$A_x \sum_{i=1}^n \sin nt_i \cos nt_i + B_x \sum_{i=1}^n \sin^2 nt_i + C_x \sum_{i=1}^n \sin nt_i =$$

$$\sum_{i=1}^n X_i \sin nt_i$$

$$A_x \sum_{i=1}^n \cos nt_i + B_x \sum_{i=1}^n \sin nt_i + C_x n = \sum_{i=1}^n X_i$$

对此方程组求解, 即可确定待定系数 A_X, B_X, C_X , 在计算方程的解时, 平均角速度 n 可由轨道根数文件得到, 也可由实测的瞬时角速度代替。

同理, 可计算得到 $A_Y, B_Y, C_Y, A_Z, B_Z, C_Z$ 。

最后, 将预测的时间代入, 可得卫星在预测时刻的位置 X, Y, Z , 再对 X, Y, Z 进行坐标转换, 可得卫星预测数据的引导值 A, E, R 。

4 实验分析

选择对国际空间站的观测数据作为测量参考数据, 其轨道根数采用 TLE 格式的双行根数, 如下所示:

```
1 22565U 93016A 12331.89027088
-.00000166 00000-0 -63923-4 0 7463
2 22565 070.8686 312.2170 0003940
057.7642 302.3860 14.12438634 14632
```

根据卫星轨道根数中每日绕地圈数可计算出平均角速度:

$$n = \frac{14.124\ 386\ 34 \times 2\pi}{24 \times 3\ 600} = 0.001\ 027\ 154\ (\text{rad/s})$$

利用某光学设备进行测量,其有效口径为 600 mm,配有激光回波测量系统,可通过测量激光回波时延测量卫星距离,其测角精度为 1",测量结果如表 1 所示。

表 1 部分测量数据
Tab. 1 Partial measurement results

时间	方位/(°) (实测值)	俯仰/(°) (实测值)	距离/km (预报值)
18:28:06	257.803505	30.002432	1483.078756
18:28:07	258.037723	30.128439	1479.247968
18:28:08	258.273735	30.254476	1475.437908
18:28:09	258.511553	30.380535	1471.648718
18:28:10	258.751191	30.506606	1467.880573
18:28:11	258.992663	30.632679	1464.133640
18:28:12	259.235982	30.758744	1460.408084
18:28:13	259.481161	30.884790	1456.704074
18:28:14	259.728214	31.010808	1453.021776
18:28:15	259.977154	31.136785	1449.361372
18:28:16	260.227994	31.262712	1445.723007
18:28:17	260.480748	31.388578	1442.106862
18:28:18	260.735429	31.514370	1438.513109
18:28:19	260.992049	31.640078	1434.941918
18:28:20	261.250622	31.765688	1431.393461
18:28:21	261.511159	31.891190	1427.867912
18:28:22	261.773676	32.016570	1424.365453
18:28:23	262.038182	32.141816	1420.886236
18:28:24	262.304692	32.266916	1417.430447
18:28:25	262.573216	32.391856	1413.998260
18:28:26	262.843769	32.516622	1410.589850
18:28:27	263.116360	32.641201	1407.205392
.....
18:32:18	348.202979	30.045148	1487.074590

采用第 3 章中提到的方法,选取测量结果中的前 20 s 数据进行拟合,时间选取相对时间,得到拟合系数如表 2 所示。

表 2 拟合系数
Tab. 2 Fitting coefficients

A_x	-1319282.000
B_x	-929142.375
C_x	-745234.000
A_y	4885904.000
B_y	-4978468.938
C_y	186132.000
A_z	4690528.000
B_z	4934006.313
C_z	23456.000

用拟合系数对卫星轨道进行预测,拟合后 50 s 的数据与实测结果进行比较,预测误差显示如图 4 所示(彩图见期刊电子版),单位为角秒(")。

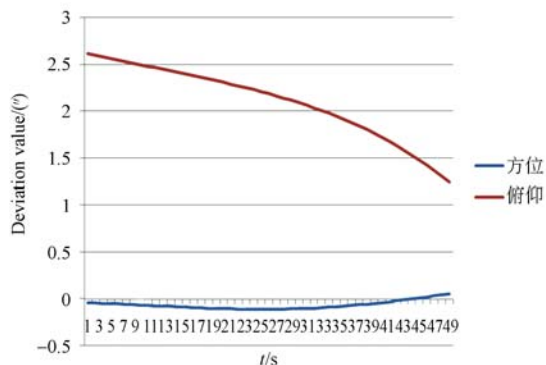
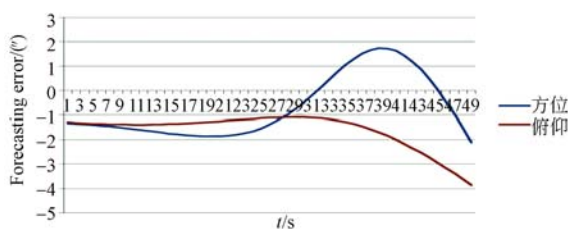


图 4 基于根数的预测值与实测值差值曲线
Fig. 4 Deviation curves between forecasting values based on orbit elements and real measurement values

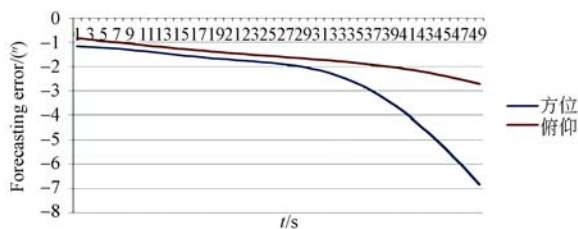
由图 4 可以看出,采用基于轨道根数的卫星轨道预测算法,在 50s 内的预测误差不大于 0.5" (方位)、2" (俯仰)。

为了进一步验证此算法对高仰角的高速低轨卫星预测的有效性,选取太阳同步轨道的近地卫星进行试验,在航截点之前对卫星进行自动跟踪并累积数据,在接近航截点时停止自动跟踪并对卫星轨道进行预测,将测量图像中的脱靶量作为预测偏差,图 5 列出了若干颗卫星的轨道预测偏差数据。



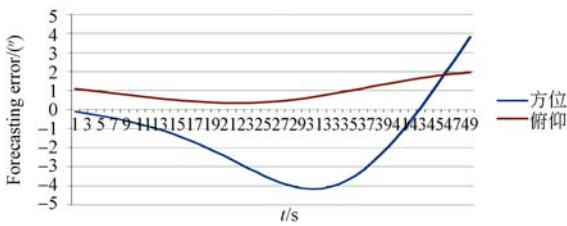
(a) 卫星 a 的轨道预测偏差

(a) Orbit forecasting errors of satellite a



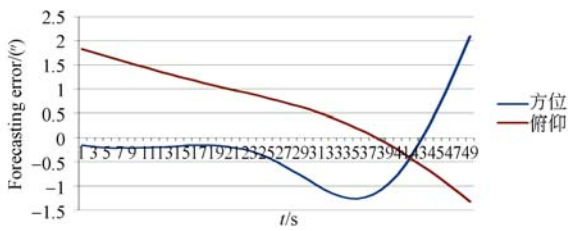
(b) 卫星 b 的轨道预测偏差

(b) Orbit forecasting errors of satellite b



(c)卫星 c 的轨道预测偏差

(c)Orbit forecasting errors of satellite c



(d)卫星 d 的轨道预测偏差

(d)Orbit forecasting errors of satellite d

图 5 卫星轨道预测误差

Fig. 5 Orbit forecasting errors of satellites

表 3 预测偏差分析表

Tab. 3 Analysis of forecasting errors

卫星 编号	最大 仰角/ (°)	航截点	航截点	方位预	俯仰预
		方位预 测误差/ (")	俯仰预 测误差/ (")	测误差/ 均方根/ (")	测误差/ 均方根/ (")
a	82.07	1.52	-1.46	1.26	0.71
b	77.58	-1.97	-1.64	1.66	0.52
c	78.78	-4.12	0.74	1.99	0.50
d	80.51	-1.25	0.27	0.70	0.86

参考文献:

[1] 张如伟,刘根友.低轨卫星轨道拟合及预报方法研究[J].大地测量与地球动力学,2008,28(4):115-120.
ZHANG R W, LIU G Y. Discussion on orbit fitting and orbit forecasting of low earth orbit satellites [J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2008, 28(4):115-120. (in Chinese)

[2] 石教兴.开普勒方程的推导及其意义[J]. 南阳师范高等专科学校学报,2005,25(3):35-38.
SHI J X. The derivation and signification of Kepler

图中的偏差主要是由于用平近点角代替偏近点角所引起的,由于每个卫星测量时的近地点幅角不同,因此偏差的变化规律也并不一致,但预测的偏差(均方根)不超过 2".将预测偏差的结果分析如表 3 所示。

5 结 论

本文着重分析了卫星轨道的运行规律,根据低轨卫星的运行特点,研究了基于轨道根数的卫星轨道预测算法。该算法根据卫星轨道根数拟合出卫星轨道位置参数方程,进而确定卫星轨道运行参数,以对卫星轨道进行预测。由于采用了近似算法,避免了解算卫星引导数据时进行迭代计算,从而实现了解算的实时性。在预测精度上,将预测的结果与线性插值的结果进行了比较分析,采用基于卫星轨道根数的方法对卫星轨道进行预测时,由于综合考虑了卫星的运行规律,因此极大地提高了卫星轨道预测精度。采用基于根数的卫星轨道预测方法,预测了 50 s 的卫星轨道数据,其预测精度在 0~2",相比于线性外推法 6' 以上的预测精度,提高了近 2 个数量级。利用卫星预测数据对卫星进行实时引导,实现了在卫星进入地影消失或接近太阳呈现饱和时无法自动跟踪状态下的高精度引导。

equation[J]. *Journal of Yuyang Teachers College*, 2005, 25(3):35-38. (in Chinese)

[3] 张捍卫,许厚泽,王爱生.天球参考系与地球参考系之间的坐标转换研究进展[J].测绘科学,2005,30(5):105-109.
ZHANG H W, XU H Z, WANG A SH. The progress in transformation between the celestial and terrestrial reference systems[J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2005, 30(5):105-109. (in Chinese)

[4] 李广宇.天球参考系变换及其应用[M].北京:科学出版社,2010.

- LI G Y. *Celestial Reference System Transformation and Its Application* [M]. Beijing: Science Press, 2010. (in Chinese)
- [5] 刘林,汤靖师. 地球卫星运动中坐标系附加摄动与参考系选择问题[J]. 空间科学学报, 2008, 28(2): 164-168.
- LIU L, TANG J SH. On the additional perturbation due to the change of coordinate system of earth satellites and the choice of reference systems [J]. *Chin. J. Space Sci.* 2008, 28(2): 164-168. (in Chinese)
- [6] 董杰. 试论梅文鼎球面余弦定理及符号判定法[J]. 西北大学学报·自然科学版, 2014, 44(5): 848-854.
- DONG J. A study on Mei Wending's spherical cosine theorem and the method of symbols determination [J]. *Journal of Northwest University (Natural Science Edition)*, 2014, 44(5): 848-854. (in Chinese)
- [7] 郭金运, 黄金维, 胡建国, 等. 由 CHAMP 星载 GPS 相位双差数据解算地球引力场模型[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2007, 32(1): 11-14.
- GUO J Y, HUANG J W, HU J G, *et al.*. Determination of earth gravity field model form GPS phase double-different data onboard CHAMP [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2007, 32(1): 11-14. (in Chinese)
- [8] 吴斌. 日长和地球引力场参数 J_2 的长期和长周期变化[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2003, 28: 83-86.
- WU B. Secular and long-period variations in the length of day and the harmonic coefficient J_2 of geopotential [J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2003, 28: 83-86. (in Chinese)
- [9] 王五生. 卫星高精度自主定轨中大气密度模型[J]. 邢台学院学报, 2008, 23(2): 89-91.
- WANG W SH. Atmospheric density model in the high-precision autonomous orbit determination of satellites [J]. *Journal of Xingtai University*, 2008, 23(2): 89-91. (in Chinese)
- [10] 秋宏兴, 吴连大, 张伟. 大气密度模型用于近地卫星定轨预报的比较[J]. 飞行器测控学报, 2006, 25(4): 12-18.
- QIU H X, WU L D, ZHANG W. Comparison of atmospheric density models for LEO satellite orbit determination and orbit forecast [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2006, 25(4): 12-18. (in Chinese)
- [11] 董恺琛, 赵开春, 赵鹏飞, 等. 微纳卫星姿控软件实时测试系统[J]. 光学精密工程, 2013, 21(8): 2008-2015.
- DONG K CH, ZHAO K CH, ZHAO P F, *et al.*. Real-time testing system for attitude control software of micro-nano satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(8): 2008-2015. (in Chinese)
- [12] 王秀红, 李俊峰, 王彦荣. 天基照相机监测空间目标定轨方法及精度分析[J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1394-1403.
- WANG X H, LI J F, WANG Y R. Orbit determination and precision analysis of space object with space-base camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(6): 1394-1403. (in Chinese)
- [13] 王融, 熊智, 乔黎, 等. 基于受摄轨道模型的小卫星轨道摄动分析研究[J]. 航天控制, 2007, 25(3): 66-70.
- WANG R, XIONG ZH, QIAO L, *et al.*. Analysis and research of micro satellite orbit perturbation based on the perturbative orbit model [J]. *Aerospace Control*, 2007, 25(3): 66-70. (in Chinese)
- [14] 陈雪芹, 耿云海, 王峰, 等. 敏捷小卫星对地凝视姿态跟踪控制[J]. 光学精密工程, 2012, 20(5): 1031-1040.
- CHEN X Q, GENG Y H, WANG F, *et al.*. Starling imaging attitude tracking control of agile small satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(5): 1031-1040. (in Chinese)
- [15] 孙志远, 张刘, 金光, 等. 视频小卫星凝视姿态跟踪的仿真与实验[J]. 光学精密工程, 2011, 19(11): 2715-2723.
- SUN ZH Y, ZHANG L, JIN G, *et al.*. Simulation and experiment on attitude tracking control of small TV satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11): 2715-2723. (in Chinese)

- [16] 廉明,韩振宇,富宏亚.自抗扰技术在卫星姿态模拟系统中的应用[J].光学精密工程,2010,18(3):616-622.
LIAN M, HAN ZH Y, FU H Y. Application of active disturbances rejection control technique to satellite attitude simulation system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010,18(3):616-622. (in Chinese)
- [17] 徐开,陈长青,关文翠,等.小卫星姿控 xPC 半物理仿真系统设计[J].光学精密工程,2009,17(2):362-367.
XU K ,CHEN CH Q,GUAN W C, *et al.*. Design of xPC semi-physical simulation system for small-satellite attitude control [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(2):362-367. (in Chinese)

作者简介:



李 丹(1981—),女,吉林长春人,助理研究员,2004 年于吉林大学获得学士学位,2010 于中国科学院研究生院获得硕士学位,主要从事电子学设计和开发的工作。E-mail: lidan981@sina.com



于 洋(1981—),男,吉林长春人,博士研究生,助理研究员,2004 年于中国科学技术大学获得学士学位,2006 年于中国科学院研究生院获得硕士学位,主要从事图像处理,轨道预报技术的研究。E-mail: repusnam@163.com

(版权所有 未经许可 不得转载)