

文章编号 1004-924X(2011)01-0064-05

单站车载光电跟踪设备预测卫星轨道的误差修正

张沛露^{1,2,3}, 郭立红¹, 王建军¹, 于国权¹

- (1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039; 3. 吉林建筑工程学院, 吉林 长春 130021)

摘要:针对车载跟踪设备对低轨卫星进行跟踪时,采用传统的卫星轨道双行根数预报数据精度较低,而且在跟踪过程中遇到云雾遮蔽或天顶跟踪盲区时易发生目标丢失现象,提出利用单站车载跟踪设备获得的实测数据,基于改进的拉普拉斯轨道预测方法对卫星轨道进行预测。考虑预测模型、测量轴系和坐标变换等多种原因造成的预测误差,讨论了减少误差的方法,并采用插值方法对预测偏差进行了误差修正,获得了较高精度的引导值。实验数据表明,对轨道数据进行7 s外推后,方位和俯仰预测精度可由双行根数预报的3'左右提高到10"量级,解决了卫星穿云或过天顶盲区时的稳定捕获跟踪问题。

关键词:目标跟踪;轨道确定;误差修正;跟踪设备

中图分类号: V556 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20111901.0064

Error correction of satellite orbit predicted by vehicle-borne tracking and position device

ZHANG Pei-lu^{1,2,3}, GUO Li-hong¹, WANG Jian-jun¹, YU Guo-quan¹

- (1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*
2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*
3. *Jilin Institute of Architecture and Civil Engineering, Changchun 130021, China*)

Abstract: When a vehicle-borne tracking and position device is used to track a Low Earth Orbit(LEO) satellite, the obtained prediction data of the satellite orbit by the traditional satellite tracking software usually show a lower prediction accuracy. Meanwhile, the target is missed easily because of the cloud or zenith blind zones during the target tracking. To improve the satellite orbit prediction, this paper presents a new method which uses the improved Laplace method to predict satellite orbits based on the measured data by the vehicle-borne tracking and position device. In consideration of the prediction errors come from the prediction model, measuring axis and the coordinate transfer, it proposes an interpolation method to correct the error between predicted value and actual measured value and to obtain a higher accuracy direction value. The testing data show the accuracy of predicted data has increased from 3' to 10" in azimuth and elevation when the data are extrapolated to 7 s, which realizes the stable

收稿日期:2010-03-23;修订日期:2010-05-07.

基金项目:中国科学院知识创新工程领域前沿资助项目

satellite tracking in the cloud or zenith blind zones.

Key words: target tracking; orbit determination; error correction; tracking and position device

1 引言

随着航空航天技术的不断进步,低轨卫星在军事侦察、资源勘测、灾害预防等多种领域的应用得到了快速的发展,对于这些低轨卫星的跟踪测量,以及卫星维护、控制也成为了相关研究的重点。光电跟踪系统由于具有高精度跟踪能力是完成轨道跟踪的重要设备,而车载光测设备因为具有较好的机动性,在低轨卫星测量中得到了越来越多的应用。

单站车载光电设备对卫星跟踪时,首先利用卫星轨道的双行根数,采用STK软件对卫星轨道进行预报,在低仰角时对低轨卫星进行搜索捕获,一旦卫星进入视场即转入自动跟踪。在对卫星跟踪过程中,为避免遇到云或天顶盲区目标丢失,需要对卫星轨迹进行预测,以进行高精度数学引导。

本文提出了利用单站车载光电跟踪设备获得的实测数据,采用改进的拉普拉斯法对卫星轨道进行预测的方法。由于存在预测模型、测量设备轴系和坐标转换等多种原因造成的误差,本文还对如何减小预测误差进行了探讨;利用线性插值的方法,对预测偏差进行外推预测,获得较高精度的引导值,解决了卫星穿云或天顶盲区时的稳定捕获跟踪问题。

2 改进的拉普拉斯轨道预测方法

卫星轨道预测即卫星初始轨道确定,是利用较短时间内的观测资料,采用二体运动的基本公式,计算出某时刻的卫星轨道位置。在卫星轨道预测应用中,由于考虑了卫星运动特点,航天器轨道确定方法具有较高的预测精度。

采用光学设备观测资料,虽然能获得较准确的目标测角信息,但不能获得目标的距离及其距离变化率信息。拉普拉斯方法^[1-2]可根据三次或多次的目标测量资料,借助于几何条件和力学条件,确定历元时刻卫星的位置矢量和速度矢量,从而确定卫星轨道根数。该方法理论上对卫星运行弧段没有特殊要求,尤其是消去斜距的特点,可使

计算简单。

改进的拉普拉斯方法是根据多次对卫星的测量结果,将卫星位置矢量 $\mathbf{r}(t)$ 利用Taylor级数展开为公式(1)的形式:

$$\mathbf{r}(t) = \mathbf{r}_0 + \dot{\mathbf{r}}_0 \Delta t + \frac{1}{2} \ddot{\mathbf{r}}_0 \Delta t^2 + \frac{1}{3!} \mathbf{r}_0^{(3)} \Delta t^3 + \dots + \frac{1}{k!} \mathbf{r}_0^{(k)} \Delta t^k + \dots, \quad (1)$$

通过理论推导可将式(1)转换成下述形式

$$\mathbf{r}(t) = F(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0) \mathbf{r}_0 + G(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0) \dot{\mathbf{r}}_0, \quad (2)$$

即,

$$\begin{cases} x = F(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) x_0 + G(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) \dot{x}_0 \\ y = F(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) y_0 + G(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) \dot{y}_0 \\ z = F_3(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) z_0 + G_3(\mathbf{r}_0, \dot{\mathbf{r}}_0, \Delta t) \dot{z}_0 \end{cases}, \quad (3)$$

其中, F, F_3, G, G_3 内容可参见文献[3-4]。设目标在地平坐标系中坐标为 (R, A, E) ,则在J2000.0惯性坐标系下有

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

其中, $(\mathbf{X} \ \mathbf{Y} \ \mathbf{Z})$ 与 $(X_0 \ Y_0 \ Z_0)$ 分别为测站到卫星的观测矢量和测站坐标分量。通过联立式(3)和式(4),可得下述基本方程

$$\begin{cases} Fx_Y + G\dot{x}_0 Y - Fy_0 X - G\dot{y}_0 X = X_0 Y - Y_0 X \\ Fy_Z + G\dot{y}_0 Z - Fz_0 Y - G\dot{z}_0 Y = Y_0 Z - Z_0 Y \\ Fx_Z + G\dot{x}_0 Z - Fz_0 X - G\dot{z}_0 X = X_0 Y - Y_0 X \end{cases}, \quad (5)$$

给出初始条件

$$F=1, G=\Delta t, F_3=F, G_3=G,$$

利用上述方程,通过代入多次采样点,构造超定方程组。利用最小二乘法进行迭代,求出 $\mathbf{r}_0(x_0, y_0, z_0), \dot{\mathbf{r}}_0(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 。从式(4),(5)可知,在较短弧段条件下, $\dot{\mathbf{r}}_0(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 的系数中包含 G 和 G_3 , $\Delta t=t-t_0$ 较小,将影响到 $\dot{\mathbf{r}}_0(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 求解精度。因此,测量数据点的选择,应在测量条件允许的情况下,尽量加大步长。

3 拉格朗日插值方法

考虑通过 $n+1$ 个点, $(x_i, f(x_i))(i=0, 1, \dots, n)$ 的插值多项式 $L_n(x)$,使

$$L_n(x_i) = f(x_i), i=0, 1, \dots, n, \quad (6)$$

用插值基函数方法可得

$$L_n(x) = \sum_{i=0}^n l_i(x) f(x_i). \quad (7)$$

其中

$$l_i(x) = \frac{(x-x_0) \cdots (x-x_{i-1})(x-x_{i+1}) \cdots (x-x_n)}{(x_i-x_0) \cdots (x_i-x_{i-1})(x_i-x_{i+1}) \cdots (x_i-x_n)}, \quad i=0, 1, \dots, n \quad (8)$$

称为关于 x_0, x_1, \dots, x_n 的 n 次插值基函数, 它满足条件:

$$l_i(x_j) = \begin{cases} 1, & j=i \\ 0, & j \neq i \end{cases}, i, j=0, 1, \dots, n, \quad (9)$$

显然式(7)得到的插值多项式 $L_n(x)$ 满足条件(6), 则称 $L_n(x)$ 为 Lagrange(拉格朗日)插值多项式。

4 实验结果分析

选取某车载跟瞄设备对某卫星的测量数据的 6 个采样点作为预测初值, 采样数据如表 1 所示。

表 1 跟踪测量数据
Tab. 1 Measurement data

时间/s	方位/(°)	俯仰/(°)
2	138.340 040	56.245 144
8	134.720 290	59.329 836
18	126.306 983	64.506 555
28	113.164 970	69.260 770
38	93.026 795	72.606 844
48	67.453 741	73.238 114

轴系误差影响^[7-10]中, 照准轴误差、垂直轴倾斜误差和水平轴误差对方位角均产生影响, 但仅有垂直轴倾斜误差对俯仰角产生影响, 照准轴误差和水平轴误差对俯仰角的影响可忽略。轴系误差对方位角和俯仰角的影响如式(10), (11)所示。

$$A' = [V \times \sin(A_H - A_M) + b] \times \tan E_M + (\sec E_M - 1) \times C, \quad (10)$$

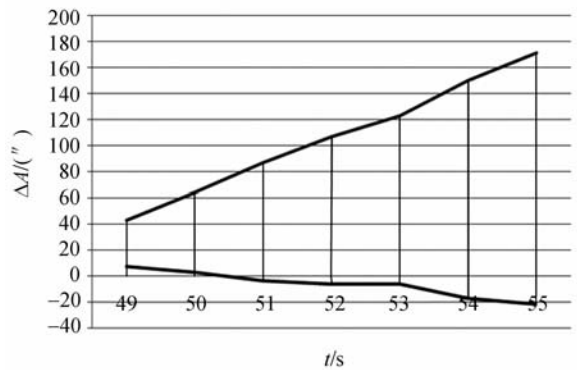
$$E' = V \cos(A_H - A_M). \quad (11)$$

式中 A' 为三轴误差引起的方位误差, E' 为三轴误差引起的俯仰误差, V 为垂直轴倾斜误差, A_H 为垂直轴倾斜方向, A_M 为被测目标方位角, E_M 为

被测目标俯仰角, C 为视轴误差, b 为水平轴倾斜误差。

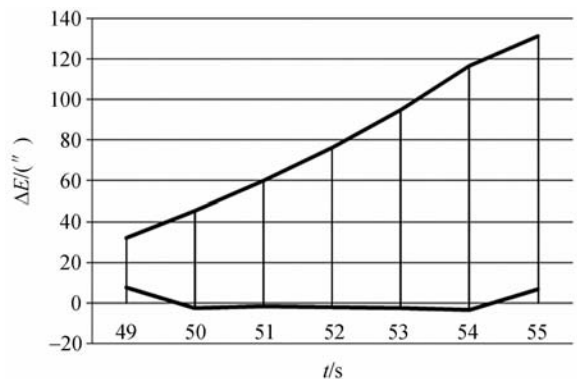
在考虑 J2 摄动项影响、光测设备三轴误差以及脱靶量误差影响后, 利用改进的拉普拉斯方法进行轨道预测, 预测结果如图 1 上方曲线所示。

由图 1 可以知道, 预测误差随着时间的推移不断增大, 预测偏差存在单调增加特性。误差形成的原因主要是预测模型、测量设备轴系影响和坐标转换等多种原因造成的误差, 以及车载光电跟踪设备基座不稳定造成误差。由于存在随机误差, 直接消除上述误差非常困难, 为减小预测误差, 本文利用拉格朗日插值方法对预测偏差进行外插预测, 利用得到的预测偏差对预测值进行修正, 来提高预测精度。外插运算时采用线性插值, 利用插值方法对预测偏差进行修正后的结果如图 1 下方曲线所示, 预测结果分析如表 2 所示。



(a) 方位误差预测与修正

(a) Prediction and correction of azimuth errors



(b) 俯仰误差预测与修正

(b) Prediction and correction of elevation errors

图 1 利用插值方法对预测误差进行修正前后的结果

Fig. 1 Results of error correction

表 2 预测结果分析表
Tab. 2 Analysis on results (")

	最大值	最小值	均值	标准差
方位修正前	171.527 6	43.271 3	106.645 5	45.813 6
方位修正后	-21.767 6	3.040 5	-6.372	10.382 4
俯仰修正前	131.314 2	32.311 7	79.678 8	36.529 2
俯仰修正后	8.000 8	-1.219 1	0.600 12	4.741 2

表 2 数据分析结果表明,利用外插获得的预测偏差数据对轨道预测值进行修正,进一步提高了预测精度。由于具备了获得卫星运行弧段高精度轨道预测数据的手段,遇到目标穿云以及进入高仰角区域无法正常进行自动跟踪时,采用本文方法对目标轨道进行预测和数学引导跟踪,可获得比较满意的结果。

5 结 论

对低轨卫星进行跟踪时采用双行根数预报数

据精度较低,对沿迹方向为 1 km,垂迹方向约为 100 m 的 600 km 轨道卫星来说,沿迹方向偏差约为 3.4'。本文提出了采用改进的拉普拉斯轨道预测方法实时预测卫星轨道与利用插值的方法对预测偏差进行外插修正的综合处理方法,该方法算法简洁、预测数据准确。对某车载跟瞄设备实时跟踪获得的 6 组数据进行 7 s 数据预测及修正,可将卫星引导数据均方误差降低到 10"量级,对地平式光电跟踪系统来说有效解决了卫星穿云和过顶时无法自动跟踪的问题。下一步研究的工作重点是进一步减少对卫星轨道的预测误差。

参考文献:

- [1] 王威,于志坚.航天器轨道确定-模型与算法[M].北京:国防工业出版社,2007.
WANG W, YU ZH J. *Orbit Determination of Spacecraft-Model and Algorithm* [M]. Beijing: Publishing House of National Defence Industry, 2007. (in Chinese)
- [2] 李济生.航天器轨道确定[M].北京:国防工业出版社,2003.
LI J SH. *Orbit Determination of Spacecraft* [M]. Beijing: Publishing House of National Defence Industry, 2003. (in Chinese)
- [3] 杨颂华,向春生,马佳光.单站短弧段人造卫星轨道预测[J].光电工程,2006,33(7):23-27.
YANG S H, XIANG CH SH, MA J G. Satellite orbit forecast in short arch with single sit [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, 33(7): 23-27. (in Chinese)
- [4] 刘林,王歆.考虑地球扁率摄动影响的初轨计算方法[J].天文学报,2003,44(2):175-179.
LIU L, WANG X. A method of orbit determination considering the oblateness of the earth [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2003, 44(2): 175-179. (in Chinese)
- [5] 贾沛璋.卡尔曼滤波定轨算法的研究进展[J].飞行器测控学报,2001,20(3):45-50.
JIA P ZH. Development of orbit determination using kalman filter [J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2001, 20(3): 45-50. (in Chinese)
- [6] RAOL J R, SINHA N K. On the orbit determination problem [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*:1985, AES-21:274-291.
- [7] 高策,乔彦峰.光电经纬仪测量误差实时修正[J].光学精密工程,2007,15(6):846-851.
GAO C, QIAO Y F. Real-time error-correction method for photoelectrical theodolite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(6): 846-851. (in Chinese)
- [8] 李春艳,李怀锋,孙才红.高精度星敏感器天文标定方法及观测分析[J].光学精密工程,2006,14(4):558-563.
LI CH Y, LI H F, SUN C H. Astronomical calibration method and observation analysis for high-accuracy star sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(4): 558-563. (in Chinese)
- [9] 刘治华,白越,黎海文,等.单轴飞轮储能与姿态控制系统误差分析[J].光学精密工程,2006,14(1):127-132.
LIU ZH H, BAI Y, LI H W, et al.. Analysis on er-

rors of single axis energy storage/attitude control system with double flywheels [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(1): 127-132. (in Chinese)

[10] 刘利生. 外弹道测量数据处理[M]. 北京: 国防工业

出版社, 2000.

LIU L SH. *Tracking Data Processing* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000. (in Chinese)

作者简介:



张沛露(1977—)女,吉林人,讲师,博士研究生,2004年于长春工业大学获得硕士学位,主要从事计算机应用技术的研究与教学工作。E-mail: peilu_100@sina.com



王建军(1977—)男,河北唐山人,助理研究员,2005年于西安电子科技大学获得硕士学位,主要从事光电对抗仿真技术的研究。E-mail: xdwjj@163.com



郭立红(1964—)女,吉林舒兰人,研究员,博士生导师,主要从事光电仪器总体设计的研究。E-mail: Guolh@ciomp.ac.cn



于国权(1980—)男,黑龙江人,助理研究员,博士研究生,主要从事光电对抗仿真技术的研究。E-mail: yu-guoquan@163.com

● 下期预告

脉冲诱导放电气体激光器

A. M. Razhev, D. S. Churkin

(俄罗斯科学院 西伯利亚分院 激光物理所)

研究了诱导圆筒放电作为一种新放电方法实现的可能性,这一放电方法使用原子和分子不同的能量传递模式泵浦气体激光器,具有不同的实现粒子数反转机理。成功研制了气体中的脉冲诱导圆筒放电(脉冲感应耦合等离子体)激励系统,并对其进行了实验研究。第一次实现了基于原子和分子不同传能模式的四脉冲诱导激光器。脉冲感应激光器的激励特性是光束发散角小,不同脉冲间的非稳定性在1%以内。研制出了基于F原子电子传能模式的红色激光器,这一激光器使用脉冲感应圆筒放电。通过在2 667~46 655 Pa气压下激励He - F₂(NF₃, SF₆)混合气获得了在624~755 nm的8种波长的输出。FI激光器的脉冲能量是2.6 mJ,脉冲持续时间是80 ns,光束发散角是0.4 mrad。研制出了基于基态CO₂分子能量传递的波长为10.6 μm的远红外激光器。这一感应激光器在脉冲持续时间(FWHM)为160 μs时,获得的最大能量是152 mJ。第一次研制出了近远红外区的基于氢气分子中电子能量传递的脉冲感应放电氢气激光器,激射谱线为0.835 μm, 0.89 μm, 1.116 μm和1.122 μm。脉冲持续时间为20 ns时获得的脉冲峰值功率为11 kW。研制成功了波长为337.1 nm和357.7 nm的基于自限制电子传能过程C_u³⁺→B_g³⁺的脉冲感应紫外氮气激光器。在低压为133.3 Pa的感应氮气激光器中获得的最大能量输出为4.5 mJ。峰值功率为300 kW,脉冲持续时间为(15±1) ns。测得的感应氮气激光器的光束发散角为0.3 mrad。