第 35 卷 第 10 期
2014 年 10 月

仪 器 仪 表 学 报
Chinese Journal of Scientific Instrument

Vol. 35 No. 10
Oct. 2014

光电设备卫星轨道预报摄动模型修正方法及精度分析

于 洋,李 丹,崔 爽,王思雯
(中国科学院长春精密机械与物理研究所 长春 130033)

摘 要: 在利用卫星轨道预报数据对光电跟踪设备进行引导时,需要根据卫星的轨道根数及光电设备站址坐标解算卫星引导数据,国际上采用较为广泛的卫星轨道预报模型为基于 TLE 格式的 SGP4/SDP4 模型(简化常规/深空扰动的近似解析解模型),该模型具有较高的运算速度,但解算精度往往无法满足光电设备引导的需要,因此在解算卫星引导数据时,需要采用卫星轨道摄动的力学模型对轨道进行修正,针对地球引力场、日月引力、上层大气阻力、太阳辐射压等主要的摄动力模型进行了分析并对卫星轨道进行了修正,经摄修正后,卫星轨道预报精度由方位 20′、俯仰 10′提高到方位 2′、俯仰 1′,预报精度提升了约一个数量级。

关键词: SGP4 模型; 卫星轨道预报; 摄动模型; 光电设备
中图分类号: TH745 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.4035

Correction method and precision analysis of satellite orbit forecast perturbed model for photoelectric device

Yu Yang, Li Dan, Cui Shuang, Wang Siwen
(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences Changchun Jilin, 130033, China*)

Abstract: When using the forecasting data of satellite orbit to guide the optoelectronic tracking device, the guiding data of satellite need to be solved according to the orbital element of the satellite and the coordinates of the optoelectronic device. The widely used satellite orbit forecasting model is based on the SGP4/SDP4 model (simple and convention/approximate analysis model of deep space perturbation) based on TLE format. This model has relatively high calculation speed, but the solving precision can not satisfy the guiding requirement of the optoelectronic device. Therefore, the orbit needs to be corrected with the mechanical model of the satellite orbit perturbation when solving the guiding data of the satellite. In this paper, the perturbation mechanical model of the satellite orbit is corrected using the main parameters such, as the earth gravitational field, the attractive force between the sun and the moon, the upper atmospheric drag and the solar radiation pressure. After the perturbation correction, the orbit forecasting precision is improved from the azimuth 20′ and the pitching 10′ to 2′ and 1′, respectively, which is almost one order of magnitude improvement.

Keywords: SGP4 model; satellite orbit forecast; perturbation model; optoelectronic device

1 引 言

在第一个人造航天器升空之前的 4 个世纪,人们就已经开始了卫星轨道的研究。开普勒首先提出了描述行星运动的开普勒三大定律,而后随着牛顿万有引力定律的发现,进一步证明了开普勒定律的正确性。开普勒定律描述了简单二体问题下的卫星的运动规律(称为无摄运动)[1],但运行在地球上空的卫星与地球之间的关系并不是简单的二体问题所能描述的,其运动关系受很多因素影响,导致卫星运动的轨道并不是一个固定的椭圆,其轨道随着时间在缓慢转移,因此在对卫星轨道进行预报时,需要在初始的轨道根数中加入相应的力学修正模

收稿日期: 2013-05 Received Date: 2013-05

型,以获得较高的预报精度。

在对卫星轨道进行预报时,国际上采用较为广泛的卫星轨道预报模型为基于 TLE(tow-line element) 格式的 SGP4/SDP4 模型(简化常规/深空扰动的近似解析解模型) ,该模型是由美国北美防空联合司令部(north american air defense command,NORAD) 开发的一种轨道预报模型[2] ,结合美国全球观测网的观测资料生成了全球最大的空间目标编目数据库,并以 TLE 根数发布出来。自 1980 年美国国防部(DOD) 公布了 SGP4/SDP4 模型的数学模型和相应的 FORTRAN 程序代码以来[3] ,该程序代码在实际的使用中不断地被修正,出现了很多版本。2006 年 Vallado, David A. 等人对所有的版本进行了总结,并提供了与美国国防部完全兼容的最新程序代码[3] 。该模型生成的空间目标编目数据库是目前最完整的数据源,而 TLE 根数必须与该模型配套使用才可以达到最好的预报精度[3] ,所以该模型被广泛地运用于不同任务中。

SGP4/SDP4 模型可以完成较长时期的轨道预报,但其预报精度较差,超出了一般光电设备的光学视场,无法满足引导要求。因此本文在 SGP4/SDP4 模型基础上,加入了摄动修正算法,以满足光电设备的轨道预报精度要求。

2　卫星初始轨道参数的确定

在双行轨道根数中,规定了卫星轨道根数的初始时刻,在此基础上利用摄动修正模型进行修正,可得到较为精确的轨道预报数据,但卫星轨道的摄动方程较为复杂,在对其求解时只能采用数值方法,为了保证解算精度,其步长的选择不宜过大,因此,在计算较长时间后(1 ~ 3 天) 的卫星轨道时,会产生很大的运算量。在本文中,采用摄动修正与 SGP4/SDP4 模型结合的方法,即先利用 SGP4/SDP4 模型解算出卫星在跟踪时间段的位置,进而求得此时的轨道根数作为初始轨道参数,再利用摄动修正模型对轨道进行修正,在保证预报精度的同时减少了计算量。

采用 SGP4/SDP4 模型对卫星轨道根数时行修正,再根据卫星高度对常量及大气阻力进行相应的修正[2-3] 。

最后将卫星的轨道参数代入开普勒方程进行迭代,便可得到卫星运动的轨道方程,代入相应的轨道要素及单位方向向量便可确定卫星的位置和速度:

$$\boldsymbol{r} = r_k \boldsymbol{U}$$

$$\dot{\boldsymbol{r}} = \dot{r}_k \boldsymbol{U} + (r\dot{f})_k \boldsymbol{V}$$

该位置和速度坐标为天球参考系。式中 $\boldsymbol{U}$、$\boldsymbol{V}$ 为单位向量。

$$\boldsymbol{U} = \boldsymbol{M}\sin u_k + \boldsymbol{N}\cos u_k$$

$$\boldsymbol{V} = \boldsymbol{M}\cos u_k - \boldsymbol{N}\sin u_k$$

$$M = \begin{Bmatrix} M_x = -\sin\Omega_k \cos i_k \\ M_y = \cos\Omega_k \cos i_k \\ M_z = \sin i_k \end{Bmatrix}$$

$$N = \begin{Bmatrix} N_x = \cos\Omega_k \\ N_y = \sin\Omega_k \\ N_z = 0 \end{Bmatrix}$$

经过 SGP4/SDP4 修正模型修正后,即可求得卫星在跟踪开始时刻的天球坐标,将此时卫星的位置作为初始位置,此时的轨道根数作为初始轨道根数,在此基础上进行摄动修正。

3　卫星轨道的力学模型

在牛顿物理框架中,力 F 作用下的卫星运动可由如下微分方程描述,即:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = \boldsymbol{F}(t, \boldsymbol{r}, \boldsymbol{v}) / m$$

式中: $\boldsymbol{r}$ 和 $\boldsymbol{v}$ 为卫星在非旋转地心坐标系中的位置和速度; m 为卫星的质量。

在简单二体运动模型中,卫星所受力为地心引力:

$$\boldsymbol{F} = -m\frac{GM}{r^2}\boldsymbol{e}_r$$

式中: GM 为地球引力系数,r 为卫星地心距,$\boldsymbol{e}_r$ 为卫星径向方向的单位矢量。在此作用力的下,卫星的运动轨迹,满足开普勒定律,为椭圆轨道。

在卫星实际运行过程中,其受力情况相当复杂,对其产生较大影响的摄动力有:

1) 地球引力场;
2) 日月引力摄动;
3) 上层大气阻力;
4) 太阳辐射压;
5) 地球反照辐射压;
6) 固体地球潮。

考虑到这此因素的影响,卫星运动的受力模型变为:

$$\boldsymbol{F} = -m\frac{GM}{r^2}\boldsymbol{e}_r + F'$$

式中: F' 为卫星的摄动力,通常写为位函数形式:

$$\boldsymbol{U} = \boldsymbol{U}_0 + R$$

式中: $\boldsymbol{U}_0 = GM/r$ 为地球引力场的位函数,R 为摄动力的位函数,称为摄动函数。则卫星的运动方程变为:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = -\frac{GM}{r^2}\boldsymbol{e}_r + gardR$$

下面分别针对卫星的各个摄动力进行分析。

3.1　地球引力场函数(重力势)

由于每日自转,地球并不是一个标准球体,而是一个

椭球体，其赤半径比极半径多出约 20 km，最后赤道地区凸起部分对卫星施加向赤道方向的拉力，不论此时卫星在赤道平面上方还是下方，使得轨道平面向赤道平面方向运动，由于角动量守恒，卫星轨道就像陀螺一样，轨道平面作岁差运动，除此之外，地球非球形还会引起更多的摄动，这些摄动会影响到所有的轨道根数，对低轨卫星影响更为显著。

地球引力场的重力势可用下式表示：

$$U = G\int \frac{\rho(s)\, d^3\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{s}|}$$

通过对各个质元 $dm = \rho(s)\, d^3 s$ 的引力作用进行求和，引力势可以拓展应用于任意质量分布，如图 1 所示。

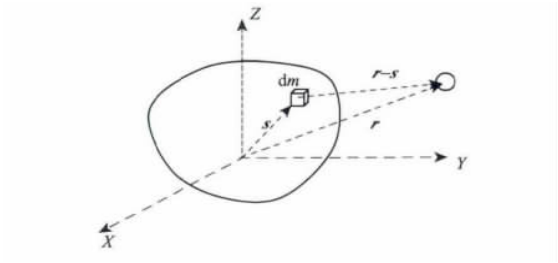

图 1 质元对引力势作用

Fig. 1 Descartes coordinate of observation station for the earth's core coordinate transformation

为了计算方程的积分，需要对距离的倒数进行勒让德多项式展开，对球外的所有点均成立，得：

$$\frac{1}{|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{s}|} = \frac{1}{r}\sum_{n=0}^{\infty}\left(\frac{s}{r}\right)^2 P_n \cos\gamma, \cos\gamma = \frac{\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{s}}{rs}$$

式中：$P_n(u) = \frac{1}{2^n n!}\frac{d^n}{du^n}(u^2-1)^n$

为勒让德 n 阶多项式，γ 为 r 和 s 之间的矢量夹角。再经过相应的变换后，地球的引力势表示为：

$$U = \frac{GM}{r}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}\frac{R^n}{r^n}P_{nm}(\sin\phi)(C_{nm}\cos(m\lambda) + S_{nm}\sin(m\lambda))$$

式中系数：

$$C_{nm} = \frac{2-\delta_{0m}}{M}\frac{(n-m)!}{(n+m)!}\int\frac{s^n}{R^n}P_{nm}(\sin\phi)\cos(m\lambda)\rho(s)\, d^3 s$$

$$S_{nm} = \frac{2-\delta_{0m}}{M}\frac{(n-m)!}{(n+m)!}\int\frac{s^n}{R^n}P_{nm}(\sin\phi)\sin(m\lambda)\rho(s)\, d^3 s$$

描述了地球内部质量分布的关系。由于地球内部质量系数分布未知，重力场系数必须间接确定，目前主要有 3 种类型的测量和观测量来改进地球重力场模型：

1) 卫星跟踪；

2) 表面重力测量；

3) 高度计数据。

联合使用卫星跟踪、陆基重力计以及高度计测量对地球引力场进行确定，可建立地球引力场模型[4]，自 1957 所 Sputnik 1 和 1959 年 Vanguard 1 卫星的发射，对重力模型的系数进行了最初的测定，随着时间的推进以及卫星数量的增加，对模型系统的测定进一步提高[5]，现在采用较多的 JGM-3 模型，对于精密定轨来说，JGM-3 已经是一个精细的全球重力模型，结合该模型的重力系数，采用递归方法计算求得给定点的地球重力势为：

$$U = \frac{GM}{R}\sum_{n=0}^{\infty}\sum_{m=0}^{n}(C_{nm}V_{nm} + S_{nm}W_{nm})$$

式中：

$$\begin{cases} V_{mm} = (2m-1)\left(\frac{xR}{r^2}V_{m-1,m-1} - \frac{yR}{r^2}W_{m-1,m-1}\right) \\ W_{mm} = (2m-1)\left(\frac{xR}{r^2}W_{m-1,m-1} - \frac{yR}{r^2}V_{m-1,m-1}\right) \end{cases}$$

$$\begin{cases} V_{nm} = \left(\frac{2n-1}{n-m}\right)\frac{zR}{r^2}V_{n-1,m-1} - \left(\frac{n+m-1}{n-m}\right)\frac{R^2}{r^2}V_{n-2,m} \\ W_{nm} = \left(\frac{2n-1}{n-m}\right)\frac{zR}{r^2}W_{n-1,m-1} - \left(\frac{n+m-1}{n-m}\right)\frac{R^2}{r^2}W_{n-2,m} \end{cases}$$

设：

$$V_{00} = \frac{R}{r}, W_{00} = 0$$

经迭代可计算出给定点的重力势，对应的加速度可以通过重力势的梯度表示：

$$\ddot{x} = \sum_{n,m}\ddot{x}_{nm}, \ddot{y} = \sum_{n,m}\ddot{y}_{nm}, \ddot{z} = \sum_{n,m}\ddot{z}_{nm}$$

其中分量：

$$\ddot{x}_{nm} = \begin{cases} \frac{GM}{R^2}\{-C_{n0}V_{n+1,1}\}, (m=0) \\ \frac{GM}{R^2}\frac{1}{2}\{-(C_{nm}V_{n+1,m+1} - S_{nm}W_{n+1,m+1}) + \\ \frac{(n-m+2)!}{(n-m)!}\cdot(C_{nm}V_{n+1,m-1} - S_{nm}W_{n+1,m-1})\}, (m>0) \end{cases}$$

$$\ddot{y}_{nm} = \begin{cases} \frac{GM}{R^2}\{-C_{n0}W_{n+1,1}\}, (m=0) \\ \frac{GM}{R^2}\frac{1}{2}\{-(C_{nm}W_{n+1,m+1} - S_{nm}V_{n+1,m+1}) + \\ \frac{(n-m+2)!}{(n-m)!}\cdot(-C_{nm}V_{n+1,m-1} - S_{nm}W_{n+1,m-1})\}, (m>0) \end{cases}$$

$$\ddot{z}_{nm} = \frac{GM}{R^2}\frac{1}{2}\{n-m+1)\cdot(-C_{nm}V_{n+1,m} - S_{nm}W_{n+1,m})\}$$

3.2 日月引力摄动

根据牛顿万有引力定律，质量为 M 的天体引起的卫星加速度为：

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = GM\frac{\boldsymbol{s}-\boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{s}-\boldsymbol{r}|^3}$$

$\boldsymbol{r}$、$\boldsymbol{s}$ 分别为卫星和天体 M 的地心位置。式中的加速度

参考的是惯性系或牛顿坐标系，因此还应考虑地球自身在此坐标系中的运动，地球自身受到的加速度为:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = GM\frac{\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|^3}$$

上述两个值相减可以获得卫星地心位置矢量关于时间的二阶导数:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} = GM\left(\frac{s-r}{|s-r|^3} - \frac{\boldsymbol{s}}{|\boldsymbol{s}|^3}\right)$$

考虑到太阳月球离地球的距离远远大于绝大部分卫星相对地球的距离，因此该模型可以简化，简化后卫星的加速度表示为:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} \approx \frac{GMr}{s^3}(-\boldsymbol{e}_r + 3\boldsymbol{e}_s(\boldsymbol{e}_s\boldsymbol{e}_r))$$

式中: $\boldsymbol{e}_r$ 和 $\boldsymbol{e}_s$ 分别指向卫星和天体的单位矢量。

计算日月摄动时需计算日月坐标，考虑到日月引力远小于地球中心引力，因此只需计算低精度的日月坐标即可[6]，为了避免频繁计算太阳和月球的坐标，采用切比雪夫(Chebyshev)多项式近似可以满足要求，切比雪夫多项式定义为:

$$T_n(x) = \cos(n \cdot \cos^{-1}x)$$

1992 年喷气推进实验室(JPL)采用切比雪夫近似的形式提供了一系列的太阳系星历，其中 DE 星历公开发布，并已成为一个计算高精度行星和月球坐标的标准，目前有 DE200 和 DE405 两个版本，切比雪夫近似系数如表 1 所示。

表 1　切比雪夫近似系数

Table 1　Chebyshev's approximate parameters

天体		DE200			DE405		
		n	k	Δt	Δt	n	k
1	水星	12	4	8	14	4	8
2	金星	12	1	32	10	2	16
3	地月质心	15	2	16	13	2	16
4	火星	10	1	32	11	1	32
5	木星	9	1	32	8	1	32
6	土星	8	1	32	7	1	32
7	天王星	8	1	32	6	1	32
8	海王星	6	1	32	6	1	32
9	冥王星	6	1	32	6	1	32
10	月球	12	8	4	13	8	4
11	太阳	15	1	32	11	2	16
12	章动	10	4	8	10	4	8
13	天平动				10	4	8

每个多项式的阶数和覆盖的时间间隔参照第个星体的公转周期进行选择，通过切比雪夫多项式可以计算行星、地月系统质心和太阳相对于太阳质心的笛卡尔坐标，而月球位置是相对于地心。

3.3　太阳辐射压

暴露在太阳辐射下的卫星会受到光子吸收或反射所产生的微小力的作用，太阳辐射压产生的摄动依赖于卫星的质量和表面积。

太阳辐射压的大小依赖于太阳流量，太阳流量表示为:

$$\Phi = \frac{\Delta E}{A\Delta t}$$

即在时间间隔 Δt 内穿过面积 A 的能量 ΔE 。

能量为 E_ν 的单位光子携带一个冲量:

$$p_\nu = \frac{E_\nu}{c}$$

式中: c 为光速。

相应日照下的一个吸收体总的冲量在 Δt 内变化为:

$$\Delta p = \frac{\Delta E}{c} = \frac{\phi}{c}A\Delta t$$

即卫星所受力为:

$$F = \frac{\Delta p}{\Delta t} = \frac{\phi}{c}A$$

考虑到卫星表面为任意方向，且卫星对太阳光并非完全吸收也非完全反射，综合考虑以上因素，卫星受力为:

$$F = -\frac{\phi}{c}A\cos\theta\ [(1-\varepsilon)\cdot\boldsymbol{e} + 2\varepsilon\cos\theta\cdot\boldsymbol{n}]$$

式中: $\boldsymbol{n}$ 为卫星表面法向单位矢量，$\boldsymbol{e}$ 为指向太阳方向单位矢量，θ 为两矢量夹角，ε 为卫星表面反射率，之间关系如图 2 所示。

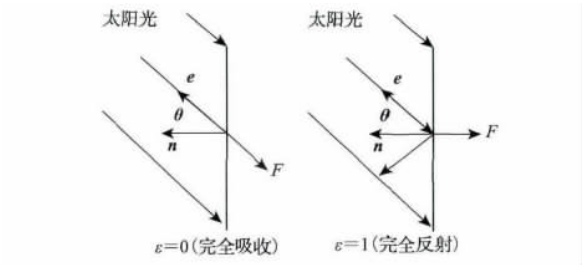

图 2　吸收表面和反射表面太阳辐射压力示意图

Fig. 2 Schematic diagram of solar radiation pressures on the absorption and reflection surface

考虑到在一年中地球与太阳之间距离的变化，并假定卫星的表面法向矢量指向太阳，则卫星受力为:

$$F = -\frac{\phi}{c}C_R A\frac{\boldsymbol{R}}{R^3}AU^2$$

式中: $\boldsymbol{R}$ 为地球到太阳的距离矢量，AU 为天文单位，定义 $C_R = 1 + \varepsilon$ 为光压系数，以下为一些典型卫星材料的反射、吸收和光压系数，如表 2 所示.

表 2　典型卫星表面材料的反射、吸收和光压系数

Table 2　Reflection, absorption and light pressure coefficient of typical satellite surface material

材料	ε	$1-\varepsilon$	$C_R \approx 1+\varepsilon$
太阳帆板	0.21	0.79	1.21
高增益天线	0.30	0.70	1.30
涂铝层的迈拉太阳帆	0.88	0.12	1.88

在不清楚卫星结构、方向和反射系数的情况下，可选择 C_R 作为一个自由参数进行估计，也可高精度的描述光压运动。

以上的推导是基于卫星完全受光照时的情况，在卫星实际的运行过程中，会运行到地影或月影中，出现偏食或全食，称为蚀条件。

忽略遮挡物的大气或者扁率，蚀条件可以通过锥形地影模型导出，如图 3 所示。

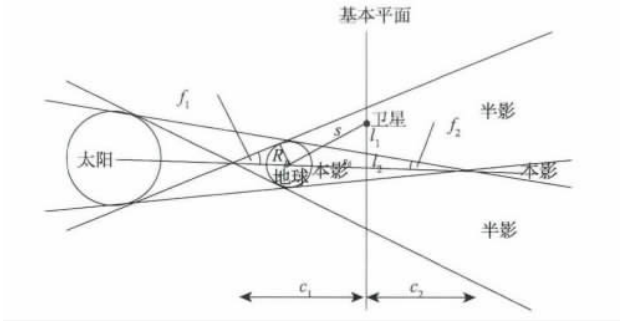

图 3 吸收表面和反射表面太阳辐射压力示意图

Fig. 3 Schematic diagram of the sun shadow

在图 2 中由太阳半径、地球半径及日地距可计算出半影的半锥角 f_1 和本影的半锥角 f_2 分别为 0.269° 和 0.264°。因此基本面到影锥顶点 V_1 和 V_2 距离分别为:

$$\begin{cases} c_1 = s_0 + \dfrac{R_B}{\sin f_1} \\ c_2 = s_0 - \dfrac{R_B}{\sin f_2} \end{cases}$$

影锥在基本面上的投影半径为:

$$\begin{cases} l_1 = c_1 \tan f_1 \\ l_2 = c_2 \tan f_2 \end{cases}$$

设太阳的视半径、地球的视半径及日地距离分别为 a、b、c，则导出阴影函数:

$$v = 1 - \frac{a^2\cos^{-1}(x/a) + b^2\cos^{-1}((c-x)/) - cy}{\pi a^2}$$

式中:

$$x = \frac{c^2 + a^2 - b^2}{2c}, y = \sqrt{a^2 - x^2}$$

则卫星受光压产生的作用力修正为:

$$F = -v\frac{\phi}{c}A\cos\theta\ [(1-\varepsilon)e + 2\varepsilon\cos\theta n]$$

3.4 大气阻力

大气阻力是作用在低轨卫星上的非引力摄动，大气对低轨卫星的主要作用力称为大气阻力，它的方向始终与卫星相对于气流运动的方向相反，因此会降低卫星的速度。大气阻力的大小与卫星运动的速度的平方成正比，大气阻力可表示为:

$$f = -\frac{1}{2}C_D A\rho v^2 \boldsymbol{e}_v$$

式中: A 为卫星运动方向截面积，ρ 为卫星所在位置的大气密度，v 为卫星运行速度，$\boldsymbol{e}_v$ 为卫星运动方向单位矢量，C_D 称为阻尼系数，为无量纲量，一般介于 1.5 ~ 3.0，在计算时作为一个自由参数进行估计。

上层大气密度可以表示为:

$$\rho = \rho_0 e^{-h/H_0}$$

式中: ρ_0 为参考高度处的大气密度，H_0 为密度标高，根据热力学理论可表示为:

$$H_0 = \frac{RT}{\mu g}$$

式中: R 为普适气体常数，T 为热力学温度，g 为地球的重力加速度，μ 为大气成分的分子量。影响大气密度的因素较多，包括高度、大气温度、大气成分等[7-8]，常用的大气密度模型有 Harris-Priester 密度模型，Jacchia 1971 密度模型等，模型的精度大约为 15%。

3.5 精密模型

在有些精密的定轨任务，如卫星测地等，必须考虑更多更小的摄动力，如地球辐射压、重力场的固体潮等，其影响相对较小，在一般光电设备引导中不予考虑。

3.6 卫星推力

除以上的自然力外，航天器的运动还可能受到星载推进系统作用力的影响，推进器频繁的用于轨道控制、姿态控制或两者的联合控制[9-14]，并且呈现不同的力度和作用时间。在本文中主要考虑无动力卫星的轨道预报，对于变轨卫星，在利用摄动模型进行修正时，只需加入卫星动力方程即可。

3.7 摄动方程的求解

卫星轨道计算只能使用数值方法求解摄动方程，对普通微分方程有多种数值积分方法，较为有效的方法及其特点如表 3 所示。

表 3 数值积分方法比较

Table3 Comparison of numerical integration methods

方法	特点
龙格-库塔方法	适用范围广，用法简单
多步法	效率高，需要存储历史数据点
外推法	精度高

在卫星轨道预报中采用较多的是龙格-库塔方法，在过去的几十年里，多位学者提出了多种龙格-库塔方法，如表 4 所示。

表 4　龙格-库塔方法

Table 4　Runge – Kutta method

龙格-库塔	方法说明
DOPRI5 (RK5(4)7FM)	由 Dormand&Prince(1980) 提出,含 4 阶嵌套 5 阶 7 级方法
DOPRI8 (RK8(7)13M)	由 Dormand&Prince(1981) 给出的需 13 次函数计算的 8 阶近似,含 4 阶嵌套 5 阶 7 级方法
RKF7	由 FehlBerg(1968) 给出的方法,类似于 DOPRI8,积分时采用 7 阶方法
DOPRIN (RKN7(6)9)	Harrer etal (1987) 给出的 7(6) 阶嵌套方法
RKN(x)7(8)	由 FehlBerg(1975) 给出的 13 阶方法
FILG11	Filippi&Graf(1986) 给出的 11(10) 阶 17 级 RKN 方法
RKN12(10)17M	由 Dormand etal(1987) 给出的 12(10) 阶 17 级方法

采用相应的数值积分方法,将第 2 章中经 SGP4/SDP4 模型修正后的卫星轨道作为计算的初始值,选取适当的步长,便可计算出卫星在摄动力的作用下任一时刻的轨道数据。

4　实验分析

实验平台为 WindowsXP 操作系统,VC + +6.0 编程环境,计算机处理器采用 inter ® Core™2Quad8400 CPU,选择卫星的双行根数为:

1 XXXXXU 93016A 13357.13947497.00000056 00000-0 56747-4 0 414

2 XXXXX 070.8529 208.3084 0008478 217.8778 276.2708 14.12383626 69873

采用 SGP4/SDP4 模型和本文中的方法分别计算其 3 天后经过观测点的预报数据,解算结果如表 5 和 6 所示。

表 5　SGP4/SDP4 模型

Table 5　SGP4/SDP4 model

时间	方位(°)	俯仰(°)
2013 12 24 9:53:27	331.322 8	30.192 35
2013 12 24 9:53:28	331.298 3	30.374 89
2013 12 24 9:53:29	331.273 4	30.558 58
2013 12 24 9:53:30	331.248 2	30.743 44
2013 12 24 9:53:31	331.222 6	30.929 46
2013 12 24 9:53:32	331.196 8	31.116 66
2013 12 24 9:53:33	331.170 5	31.305 05
2013 12 24 9:53:34	331.144 0	31.494 65
2013 12 24 9:53:35	331.117 1	31.685 46
2013 12 24 9:53:36	331.089 8	31.877 50
2013 12 24 9:53:37	331.062 2	32.070 77
⋮	⋮	⋮
2013 12 24 9:59:16	161.992 2	30.703 88
2013 12 24 9:59:17	161.966 4	30.519 26
2013 12 24 9:59:18	161.940 9	30.335 79

表 6　摄动模型

Table 6　Perturbation model

时间	方位(°)	俯仰(°)
2013 12 24 9:53:27	331.268	30.360 24
2013 12 24 9:53:28	331.243	30.542 74
2013 12 24 9:53:29	331.217 6	30.726 39
2013 12 24 9:53:30	331.192	30.911 19
2013 12 24 9:53:31	331.166	31.097 17
2013 12 24 9:53:32	331.139 6	31.284 33
2013 12 24 9:53:33	331.112 9	31.472 68
2013 12 24 9:53:34	331.085 9	31.662 23
2013 12 24 9:53:35	331.058 5	31.852 99
2013 12 24 9:53:36	331.030 8	32.044 98
2013 12 24 9:53:37	331.002 7	32.238 21
⋮	⋮	⋮
2013 12 24 9:59:16	162.028 6	30.520 91
2013 12 24 9:59:17	162.002 5	30.336 31
2013 12 24 9:59:18	161.976 8	30.152 87

在某光电探测设备在同上时刻对该卫星进行跟踪测量,实测结果如表 7 所示。

表 7　实测结果

Table 7 Measurement result

时间	方位(°)	俯仰(°)
2013 12 24 9:53:27	331.269	30.360 55
2013 12 24 9:53:28	331.244	30.543 05
2013 12 24 9:53:29	331.218 7	30.726 7
2013 12 24 9:53:30	331.193	30.911 51
2013 12 24 9:53:31	331.167	31.097 49
2013 12 24 9:53:32	331.140 7	31.284 65
2013 12 24 9:53:33	331.114	31.473
2013 12 24 9:53:34	331.087	31.662 55
2013 12 24 9:53:35	331.059 6	31.853 32
2013 12 24 9:53:36	331.031 9	32.045 31
2013 12 24 9:53:37	331.003 8	32.238 53
⋮	⋮	⋮
2013 12 24 9:59:16	162.027 3	30.521 33
2013 12 24 9:59:17	162.001 3	30.336 73
2013 12 24 9:59:18	161.975 6	30.153 29

将解算的结果的方位引导值、俯仰引导值与光电观测设备的实测的方位值、俯仰值进行比较,比较的结果分别如图 4 和 5 所示,单位为角分(′)。

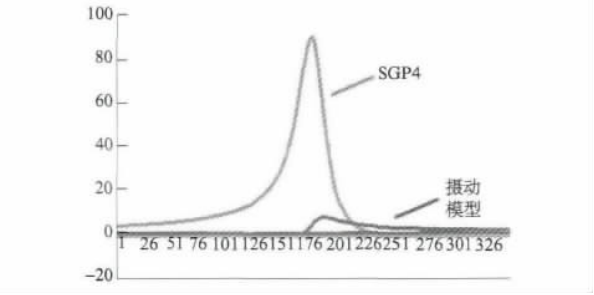

图 4　方位误差曲线

Fig. 4 Curve of azimuth error

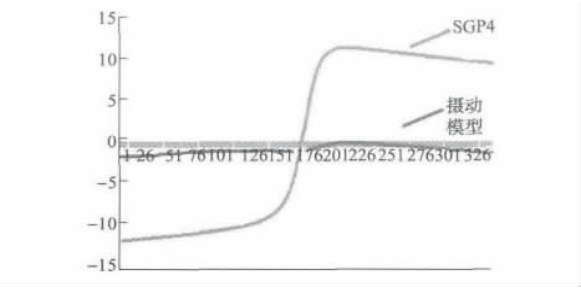

图 5 俯仰误差曲线

Fig. 5 Curve of elevation error

由图 4 方位误差曲线中可以看出，当卫星航截时，其方位误差达到最大值，当采用 SGP4/SDP4 模型进行解算时，其最大误差达到 1.5°(90′)，而采用摄动修正模型进行修正，其最大值为 6′，远远小于 SGP4/SDP4 模型。在图 5 俯仰误差曲线中，采用 SGP4/SDP4 模型进行解算时，俯仰误差最大值达到 10′，而采用摄动修正模型进行修正后，最大值在 2′左右，针对于一般测量设备的光学视场在 20′左右，采用摄动模型修正后，可将卫星引入测量设备的视场中，其轨道预报数精度满足引导要求。

对 2 种预报模型的预报精度进行分析，其比较结果如表 8 所示。

表 8 均方误差比较

Table 8 RMS error comparison

方法	预报误差(均方值)	
	方位	俯仰
SGP4/SDP4 模型	23.627′	10.271′
摄 BHDW 动模型	2.279′	1.158′

由表 8 可以看出，采用摄动模型对卫星轨道预报数据进行修正后，其预报精度由方位 23′左右提高到 2′左右，俯仰由 10′左右提高到 1′左右，预报精度提高了约一个数量级。

5 结 论

本文研究了卫星轨道预报中轨道摄动模型的修正方法，对卫星轨道产生摄动的几个因素进行了分析并给出了详细的计算方法，提出了在 SGP4/SDP4 模型的基础上，利用摄动模型对轨道预报进行修正的方法。将某次卫星的测量数据作为参考值，分别与采用 SGP4/SDP4 模型的轨道预报数据和采用摄动模型修正的轨道预报数据进行了比较分析，由分析的结果可以看出，采用 SGP4/SDP4 模型对卫星 3 天后的数据进行预报，其预报的最大误差达到方位 90′、俯仰 10′，超出了一般光电测量设备的视场，无法满足引导要求；而采用本文中提出摄动模型修正方法，可将预报的最大误差减小到方位 6′、俯仰 2′极大的提高了轨道预报精度。对轨道预报偏差的均方值进行分析，可以看出采用本文中摄动模型的轨道预报方法，将预报精度提高了 1 个数量级。由此表明，采用本文中提出的 SGP4/SDP4 模型与摄动修正结合的方法对卫星轨道进行预报，在保证运算速度的前提下，其预报精度得到了很大的提高，可以满足光电设备卫星引导的精度要求。

参考文献

[1] 夏南银，张守信，穆鸿飞，等. 航天测控系统 [M]. 北京：国防工业出版社，2002：63-77.
XIA N Y, ZHANG SH X, MU H F, et al. Space TT&C System [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 63-77.

[2] HOOTS F R, ROEHRICH R L. Space track report no. 3-models for propagation of NORAD element sets. Peterson: NORAD, 1980. 1Vallado D A, Crawford P, Hujsak R, et al. Revisiting Spacetrack Report 3, In: the AIAA/ASS Astrodynamics Specialist Conference. Keystone. 2006

[3] 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.

[4] 吴斌. 日长和地球引力场参数 J2 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 J2 of geopotential [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2003, 28: 83-86.

[5] 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)

[6] 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.

[7] 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]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(8): 2008-2015.

[8] 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]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(6): 1394-1403.

[9] 张海峰,张忠萍. SLR 新星历及其在卫星预报中的应用 [J]. 中国科学院上海天文台年刊, 2006, 27: 8-16.
ZHANG H F, ZHANG ZH P. The new SLR ephemeris and its application to predicting satellites [J]. Annals of Shang-Hai Observatory Academia Sinica, 2006: 27, 8-16.

[10] 罗伊萍,解志刚,陈文锋. 一种有效的卫星过顶预报方法 [J]. 海洋测绘, 2006, 26(3): 13-16.
LUO Y P, XIE ZH G, CHEN W F. An Effective Method of Satellite Forecast [J]. Hydrographic Surveying and Charting, 2006, 26(3): 13-16.

[11] 李 轶,张善从. 基于视线测量的航天器相对导航滤波方法研究 [J]. 仪器仪表学报, 2012. 33(6): 1201-1209.
LI Y, ZHANG SH C. Relative navigation filter algorithm for spacecrafts based on line-of-sight [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012. 33(6): 1201-1209.

[12] 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)

[13] 薛申芳,孙才红,宁书年,等. 卫星自主定轨中轨道摄动仿真 [J]. 系统仿真学报, 2004, 16(7): 1395-1402.
XUE SH F, SUN C H, NING SH N, et al. The orbit perturbation calculator simulation to an autonomous orbit determination for satellite [J]. Journal of System Simulation, 2004. 16(7): 1395-1402.

[14] 韩光宇,瞿 锋,郭 劲,等. 卫星激光测距中白天测距的分析与实现 [J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(4): 885-890.
HAN G Y, QU F, GUO J. et al. Analysis and realization of day-time ranging of SLR [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012, 33(4): 885-890.

[15] 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. Staring imaging attitude tracking control of agile small satellite [J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(5): 1031-1040.

[16] 郭瑶,吴文启,罗兵,等. 基于 GNSS 模拟器的加速度辅助跟踪实验验证 [J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(5): 1019-1027.
GUO Y, WU W Q, LUO B, et al. Experiment validation of acceleration aided tracking method based on GNSS signal simulator [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2012, 33(5): 1019-1027.

[17] 薛向尧,高云国. 卫星激光测距中主镜柔性支撑结构设计及分析 [J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(8): 696-702.
XUE X Y, GAO Y G. Design and analysis of a flexible support structure for the primary mirror of SLR [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2013. 27(8): 696-702.

[18] 张兴会,耿华. 基于选星算法的 GPS 载体姿态测量系统研究 [J]. 电子测量技术, 2013, 36(1): 33-36.
ZHANG X H, GENG H. Research on GPS attitude system based on select satellite algorithm [J]. Electronic Mesurement Technology, 2013, 36(1): 33-36.

[19] 刘荣芳,王文彬. 非差运动学精密定轨伪距和相位加权分析 [J]. 国外电子测量技术, 2014, 33(6): 48-53.
LIU R F, WANG W B. Weighing analysis of pseudo-range and phase for zero-differential kinematic precise orbit determination [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2014, 33(6): 48-53.

作者简介

于洋,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部获得硕士学位, 2012 年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事图像处理,轨道预报技术的研究。
E-mail: repusnam@163.com

Yu Yang is a Ph. D candidate and assistant researcher now. He obtained his bachelor degree from University of Chinese Science and Technology in 2004. He obtained master degree from Graduate University of Chinese Academy of Science in 2006. He is now studying for his Ph. D degree and his research is focused on image processing and orbit forecasting.

李丹,助理研究员,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。
E-mail: lidan1981@sina.com

Li Dan is an assistant researcher now. She obtained her master degree from Graduate University of Chinese Academy of Science in 2010. She is focused on the research of the design and development of electronics.