

星载太阳辐照度光谱仪短时高精度太阳预报

李占峰¹, 王淑荣^{1*}, 黄煜¹, 林冠宇¹, 邵英秋¹, 于淼²

¹中国科学院长春光学精密机械与物理研究所应用光学国家重点实验室, 吉林 长春 130033;

²上海卫星工程研究所载荷与地面应用技术研究室, 上海 200240

摘要 为了在有限的太阳观测窗口内获得高质量的太阳光谱数据,需保证太阳进入观测窗口时仪器已完成自身预热。为保证仪器预热时间的一致性,需在轨实时预报预热开始时刻,需对每轨太阳开始进入仪器观测窗口的时间进行短时间高精度预报。详细介绍了一种由卫星平台当前广播时间和轨道瞬根推导预报时刻太阳角度的方法。利用该方法预报某一太阳同步轨道卫星本体坐标系下的太阳角度,并将预报结果与 STK 仿真结果进行比对。该预报方法在预热时间内的最大角度误差为 0.5° ,导致预热时间最大偏差为 20 s,满足 1 min 的指标要求。分析了预报方法中的主要误差来源,为后续卫星载荷的在轨太阳角度短期预报提供了借鉴与参考。

关键词 测量; 太阳角度预报; 太阳同步轨道; 轨道瞬根; 太阳辐照度光谱仪

中图分类号 P135; TP732

文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201939.0712007

High-Precision and Short-Time Solar Forecasting by Spaceborne Solar Irradiance Spectrometer

Li Zhanfeng¹, Wang Shurong^{1*}, Huang Yu¹, Lin Guanyu¹, Shao Yingqiu¹, Yu Miao²

¹ State Key Laboratory of Applied Optics, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China;

² Load and Ground Application Technology Laboratory, Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China

Abstract In order to obtain high accuracy solar spectral irradiance in a limited sun observation window, it is necessary to ensure that the instrument has completed warm-up when the sun enters the observation window. The start time of warm-up can be predicted in real time to ensure the consistency of the warm-up. Therefore, a short-time high-precision forecast is made for the time when the sun begins to enter the instrument observation window. A method for predicting the solar angle from the current broadcast time of the satellite platform and the instantaneous root of the orbit is described in detail. Using this method, we calculate the solar angle of a sun-synchronous orbit. The calculated results are compared with the STK simulation, indicating that the maximum angle error of the proposed forecasting method is 0.5° during the warm-up period. The maximum deviation of the warm-up time caused by the angle error is 20 s, which meets the requirement of 1 min. The main error sources of the proposed method are analyzed, which provides reference for on-orbit short-term solar angle forecast of other satellite loads.

Key words measurement; solar angle forecasting; sun-synchronous orbit; orbital instantaneous root; solar irradiance spectrometer

OCIS codes 120.6200; 280.4788; 350.4600

1 引 言

太阳辐射是地球气候系统最重要的外部能源,监测太阳辐射变化不仅对太阳物理研究具有

重要意义,还可为地球空间大气成分反演及长期气候变化研究等提供重要科学数据^[1-2]。因此从 20 世纪 70 年代起国外就开始了对于太阳光谱辐射变化的遥感监测。为满足高光谱分辨率、高灵敏

收稿日期: 2019-02-28; 修回日期: 2019-03-15; 录用日期: 2019-03-27

基金项目: 国家自然科学基金(11573025)

* E-mail: srwang@ciomp.ac.cn

度以及大动态范围探测需求,通常太阳光谱监测都采用扫描型光栅光谱仪。国外典型的扫描型太阳光谱监测仪有太阳紫外光谱辐照度监测仪(SUSIM)、太阳/恒星辐射对比实验仪器(SOLSTICE)、太阳辐照度监测器(SIM)以及太阳光谱仪(SOLSPEC)等。国内对太阳光谱辐射的监测起步较晚,中国科学院长春光学精密机械与物理研究所研制的太阳紫外监视器于2002年搭载神州三号飞船升空,成功获取了太阳紫外光谱辐射信号,这标志着我国开始具备监测太阳光谱辐射变化的能力。

风云三号卫星太阳辐照度光谱仪是一台正在研制的高稳定性紧凑型扫描式光谱仪。它的主要任务是每日对太阳进行一次跟踪观测,从而提高监测太阳辐射变化的能力,进而积累科学数据。其工作波段为165~2400 nm,由于在可见及红外波段的太阳光谱辐照度年变化仅为 10^{-3} 量级,所以要求太阳辐照度光谱仪在轨稳定性优于0.2%/年。为了满足稳定性要求,除了提高仪器系统效率、降低探测电路噪声外,仪器的状态变化也是必须考虑的因素之一,尤其是仪器的热平衡状态。当仪器开始工作后,仪器系统温度(尤其是探测器温度)会逐渐上升直至平衡。为了保证太阳辐照度光谱仪在轨探测数据的稳定性及精度,仪器正式测量前需要预热30 min。预热时间过长或过短均会影响仪器测量开始时刻的热平衡及探测器状态,所以要求每次预热时间的偏差小于1 min。

由轨道参数、二维跟踪转台及仪器视场决定的每轨可连续观测太阳时间(即太阳观测窗口)随季节变换,最短为24 min。进行一次完整的太阳光谱有效探测,仪器要连续跟踪测量20 min,所以需要仪器在进入太阳观测窗口前已基本完成自身预热。通过卫星平台广播只能获得仪器开始进入太阳观测窗口的时间,不能得到仪器预热开始时间,所以太阳辐照度光谱仪在轨软件要有实时预报仪器预热开始时间的功能。由预热时间和仪器进入太阳观测窗口的时间和条件可知,只需预报当前时刻起30 min后的太阳入射角度,即可判断仪器是否开始进入太阳观测窗口,如果开始进入,则当前时刻即为仪器预热开始时刻。目前的核心问题是太阳入射角度的短期高精度在轨预报。为保证太阳辐照度光谱仪在轨运控软件的可靠性和简单化,本文提出了一种在轨实时预报太阳入射角度的简便方法。

2 在轨太阳入射角度预报方法

提出的在轨太阳入射角度预报方法流程如图1所示,步骤如下:1)根据卫星平台广播的当前时刻(t_0)计算预报时刻($t_0 + 30$ min)太阳在地心惯性坐标下的赤经和赤纬;2)根据卫星平台广播当前 t_0 时刻的卫星轨道瞬根,计算得到预报时刻 $t_0 + 30$ min的卫星轨道瞬根,进而计算地心惯性坐标系到卫星本体坐标系的变换矩阵;3)根据卫星平台广播当前时刻卫星姿态角,计算得到时刻姿态修正矩阵;4)利用上述步骤的结果即可计算得到预报时刻 $t_0 + 30$ min的太阳入射角度。

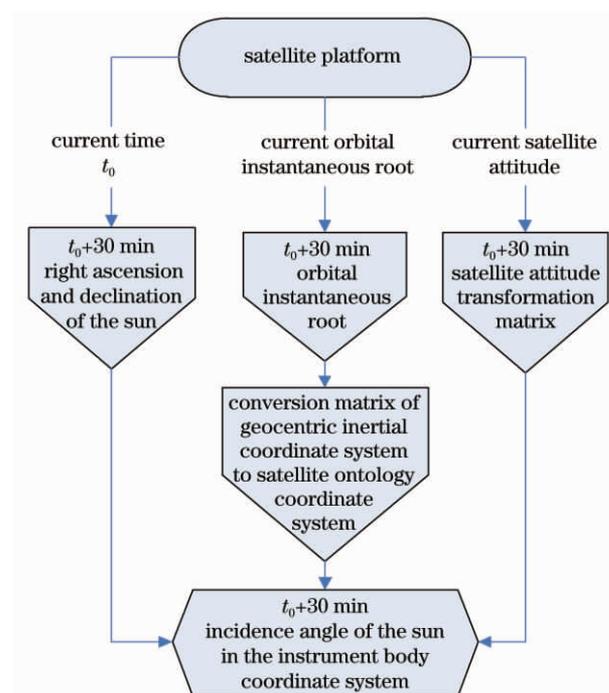


图1 在轨太阳入射角度的预报流程图

Fig. 1 In-orbit forecasting flow chart of solar vector

2.1 太阳赤经和赤纬的计算

目前太阳赤经和赤纬的计算方法主要有法国的VSOP87理论、世界气象组织推荐的Michalsky理论展开式法以及美国国家航空航天局(NASA)的行星精密历表法等^[3-4]。针对太阳辐照度光谱仪的跟踪精度要求和在轨计算资源限制,采用Meeus^[5]提出的一种适用于在轨编程计算的简便方法,其精度可达 0.01° ,具体方法如下。

由卫星平台广播得到的J2000起算儒略日数 J_D ,计算儒略世纪数 T :

$$T = (J_D - 2451545.0) / 36525. \quad (1)$$

计算时要保留足够的小数位数,5位小数是不够的(除非所需的太阳黄经的精度要求不高)。T为儒

略世纪数,所以 T 误差 0.00001 相当于 0.37 日。

太阳几何平黄经 L_0 为

$$L_0 = 280.46645 + 36000.76983 \times T + 0.0003032 \times T^2, \quad (2)$$

太阳平近点角 M_s 为

$$M_s = 357.52910 + 35999.05030 \times T - 0.0001559 \times T^2 - 0.00000048 \times T^3, \quad (3)$$

太阳真黄经 Θ 为

$$\begin{aligned} \Theta = & L_0 + (1.914600 - 0.004817 \times T - \\ & 0.000014 \times T^2) \sin M_s + \\ & (0.019993 - 0.000101 \times T) \sin 2M_s + \\ & 0.000290 \sin 3M_s, \end{aligned} \quad (4)$$

黄赤交角为

$$\epsilon = 23.4392911 - 0.01300417 \times T - 1.63889 \times 10^{-7} \times T^2 + 5.03611 \times 10^{-7} \times T^3. \quad (5)$$

因此,太阳的地心赤经 α 及赤纬 δ 计算公式为

$$\begin{cases} \tan \alpha = \cos \epsilon \cdot \sin \Theta / \cos \Theta \\ \sin \delta = \sin \epsilon \cdot \sin \Theta \end{cases}. \quad (6)$$

要注意 α 与 Θ 应在同一象限。根据(1)~(6)式,给定任意 J2000 起算儒略日数 J_D ,即可计算出地心惯性坐标下的太阳赤经和赤纬,进而得到地心惯性坐标下的太阳矢量为

$$\mathbf{S}_1 = [\cos \delta \cos \alpha \quad \cos \delta \sin \alpha \quad \sin \delta]. \quad (7)$$

2.2 卫星轨道瞬根预报及坐标系转换

目前地球卫星轨道瞬根的预报方法主要分为数值法和解析法^[6-9]。数值法是基于运动方程和确定的初值,一步步递推下一时刻的卫星位置和速度或瞬时轨道,原则上只要数值法选用的步长和阶数合适,可以获得任意高的预报精度,但由此导致的数值积分需要的计算时间非常长,只能采用星载计算机进行快速运算。解析法是指给出卫星微分运动方程的解的表达式,根据解的表达式可以求出任意时刻的卫星运动的轨道信息,解析法的精度和复杂程度取决于卫星摄动力建模。受星载计算和存储能力的制约,我国星上轨道预报一般采用仅考虑地球非引力场主要带谐项和大气摄动主要长期项的解析算法。这种解析法虽然能满足太阳辐照度光谱仪太阳入射角度要求,但对星上单个小型化载荷来说仍然是一个计算复杂、占用资源较多的方法。因此,针对太阳辐照度光谱仪在轨预热时间计算的特点,提出了一种计算极其简单、精度较高的极短时间(小于 60 min)内轨道预报方法。

卫星的运动轨迹可由其六个轨道根数描述,六

个轨道根数包括轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、半长轴 a 、偏心率 e 、近地点幅角 ω 和真近点角 f 。理想开普勒轨道根数的前五项是不随时间变化的,因此短期轨道预报只考虑真近点角 f 随时间的变化规律。由于真近点角随时间不是线性变化,因此引入两个辅助量,偏近点角 E 和平近点角 M 。偏近点角 E 与真近点角 f 的关系如图 2 所示。

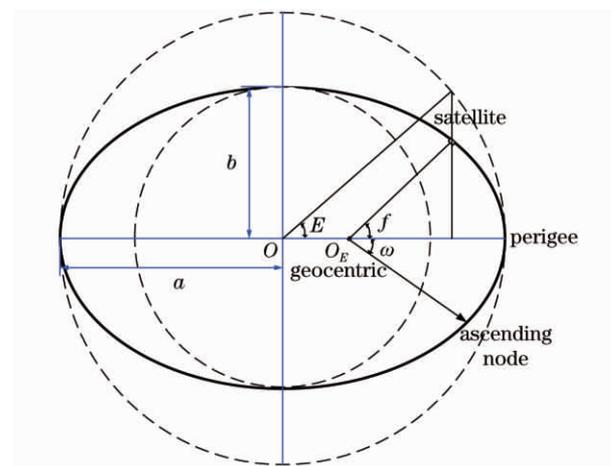


图 2 偏近点角 E 与真近点角 f 的关系

Fig. 2 Relationship between eccentric anomaly (E) and true anomaly (f)

由图 3 可知偏近点角 E 与真近点角 f 的关系为

$$\tan \frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{E}{2}. \quad (8)$$

平近点角 M 为一假设量,假设卫星运行到近地点的时刻为 t_0 ,对于 $t = t_0 + 30 \text{ min}$ 时刻 M_t 应为

$$M_t = V(t - t_0), \quad (9)$$

式中: V 为平均角速度。由开普勒第三定律可知,卫星运行的平均角速度 V 为一常数,

$$V = \sqrt{GM_e/a^3}, \quad (10)$$

式中: G 为万有引力常量; M_e 为地球质量。

平近点角 M 与偏近点角 E 以及真近点角 f 的关系为

$$M = E - e \sin E, \quad (11)$$

$$\begin{aligned} f = & M + \left(2e - \frac{e^3}{4}\right) \sin M + \frac{5}{4}e^2 \sin 2M + \\ & \frac{13}{12}e^3 \sin 3M + \dots \end{aligned} \quad (12)$$

由当前时刻 t_0 真近点角 f_0 预报时刻 t 真近点角 f_t 的流程如图 3 所示。

由计算得到的预报时刻 t 的轨道瞬根,包括轨道倾角 i 、升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 和真近点角 f_t ,可得预报时刻 t 地心惯性坐标系到轨道坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{T}_1 = \begin{bmatrix} -\sin(\omega + f_t)\cos\Omega - \cos(\omega + f_t)\cos i \sin\Omega & -\sin(\omega + f_t)\sin\Omega + \cos(\omega + f_t)\cos i \cos\Omega & \cos(\omega + f_t)\sin i \\ -\sin i \sin\Omega & \sin i \cos\Omega & -\cos i \\ -\cos(\omega + f_t)\cos\Omega + \sin(\omega + f_t)\cos i \sin\Omega & -\cos(\omega + f_t)\sin\Omega - \sin(\omega + f_t)\cos i \cos\Omega & -\sin(\omega + f_t)\sin i \end{bmatrix}. \quad (13)$$

2.3 卫星姿态修正矩阵计算

已知 t 时刻的轨道坐标系 X 轴、 Y 轴和 Z 轴分别旋转滚动角 φ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ ，可得卫星姿态修正矩阵为

$$\mathbf{T}_2 = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta - \sin\psi \sin\theta \sin\varphi & \sin\psi \cos\theta + \cos\psi \sin\theta \sin\varphi & -\sin\theta \cos\varphi \\ -\sin\psi \cos\varphi & \cos\psi \cos\varphi & \sin\varphi \\ \cos\psi \sin\theta + \sin\psi \cos\theta \sin\varphi & \sin\psi \sin\theta - \cos\psi \cos\theta \sin\varphi & \cos\theta \cos\varphi \end{bmatrix}. \quad (14)$$

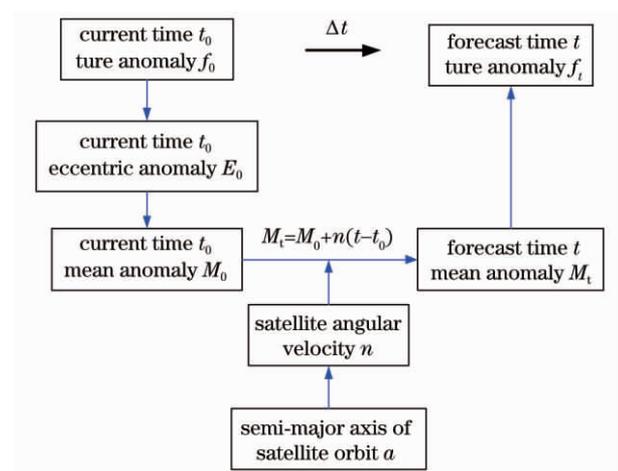


图3 真近点角 f 的预报流程

Fig. 3 Forecasting flow chart of true anomaly (f)

卫星姿态角度并不具有可预测性，所以在短时间内认为卫星姿态不会发生变化（除非注入更改指令）。因此利用当前时刻的卫星姿态修正矩阵作为预报时刻的卫星姿态修正矩阵。

2.4 太阳在仪器本体坐标系下的角度预报

由 2.1~2.3 节得到预报时刻地心惯性坐标下的太阳矢量 \mathbf{S}_1 、地心惯性坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵 \mathbf{T}_1 、卫星姿态修正矩阵 \mathbf{T}_2 以及发射场标定得到的仪器本体坐标与卫星本体坐标系的变换矩阵 \mathbf{T}_3 ，利用矩阵预算可得仪器本体坐标下的太阳矢量 \mathbf{S}_2 为

$$\mathbf{S}_2 = \mathbf{T}_3 \mathbf{T}_2 \mathbf{T}_1 \mathbf{S}_1. \quad (15)$$

3 预报精度验证及误差分析

为了验证上述在轨太阳入射角度预报方法的精度，利用目前国际上通用的轨道仿真软件 STK (Satellite Tool Kit)^[10]，对轨道高度为 836 km、降交点时刻为 9:30:00 的太阳同步轨道进行仿真。起始时间选择太阳角度变化较大的夏至日，即 UTCG 2019/06/21 00:00:00，预报时间为 250 min。利用

第 2 节中的方法计算太阳矢量与卫星本体坐标系 X 轴和 Z 轴的夹角，结果与 STK 仿真结果的差值如图 4 所示（不考虑卫星姿态）。

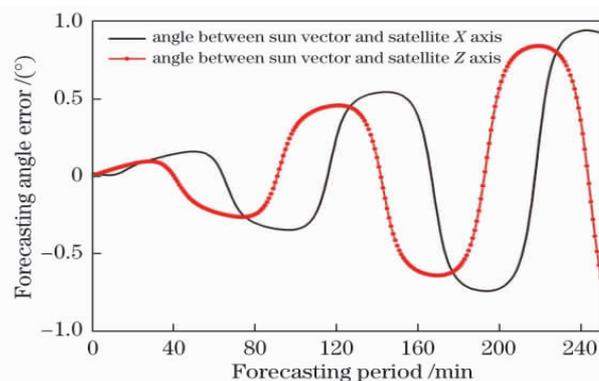


图4 太阳矢量与卫星本体坐标系坐标轴夹角的预报误差

Fig. 4 Forecasting angle error between sun vector and axis of the satellite's ontology coordinate system

如图 4 所示，以 STK 仿真结果作为真值，本文采用的太阳角度预报方法的计算误差随预报时间的增长而增大。在太阳辐射度光谱仪所需预报时间 30 min 内的预报最大角度误差为 0.5° 。联合预报角度差异与 STK 仿真得到的太阳角度变化角速度计算可得太阳角度预报误差导致的太阳辐射度光谱仪在轨预热时间误差，如图 5 所示。由图 5 可知，与太阳预报角度误差一致，在轨预热时间误差也随预报时间的增长而增大，在 30 min 内的最大预热时间误差为 20 s，满足 1 min 的预热时间误差要求。

由图 4 可知，当预报时间为 1 min 时，太阳角度预报精度非常高，证明本文方法步骤 1) 中由儒略日计算赤经、赤纬和卫星坐标系变化的误差较小。随着预报时间增加而增大的太阳角度预报误差主要来源于步骤 2) 卫星轨道的预报误差。风云三号卫星通常采用的太阳同步轨道并不是一个理想的开普勒轨道，因此除真近点角 f 随时间变化外，太阳同步轨道的升交点赤经 Ω 也会随时间变化。根据太阳

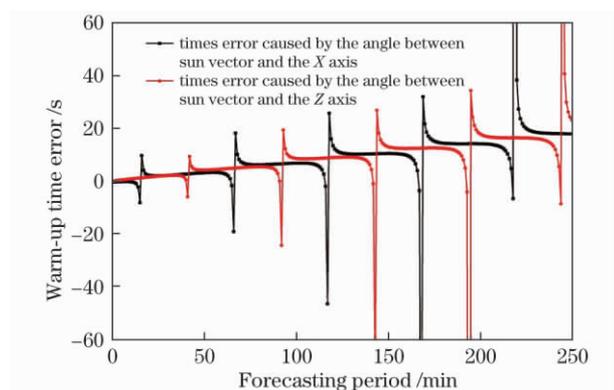


图5 预报角度误差导致的预热时间误差随预报时间的变化

Fig. 5 Variation in warm-up time error caused by angle error with time

同步轨道的特点,升交点赤经 Ω 随时间的变化率约为 $1(^{\circ})/d$ 。因此对于太阳同步轨道,利用 t_0 时刻的升交点赤经及其变化率计算得到 t 时刻的升交点赤经 $\Omega(t)$ 。此外,为了简化预报算法,在轨道预报中没有考虑地球摄动力及其他引力的影响,所以轨道预报误差会随预报时间逐渐增大,如果是中长时间的轨道预报必须考虑上述因素的影响。

4 结 论

为了保证太阳辐照度光谱仪在轨预热时间和有效观测时间,必须对其预热开始时刻进行预报,进一步分析将预热开始时刻预报转化为太阳角度预报问题。提出了一种简化、高效并具有较高精度的太阳角度预报方法。利用该方法对任一太阳同步轨道进行了卫星本体坐标系下的太阳角度预报,并与STK仿真结果相比较。结果表明,在预报时间28 min内的太阳角度误差优于 0.5° ,根据STK仿真得到的太阳角度变化速率,计算得到 0.5° 的角度误差导致的最大预热时间误差为20 s,满足太阳辐射度光谱仪预热时间误差1 min的精度要求。因此该预报方法可用于太阳辐射度光谱仪在轨预热开始时间的预报,并为其他载荷在轨太阳角度预报提供了参考与借鉴。

参 考 文 献

[1] Xiao Z N, Zhong Q, Yin Z Q, *et al.* Advances in the research of impact of decadal solar cycle on modern climate[J]. *Advances in Earth Science*, 2013, 28(12): 1335-1348.

肖子牛, 钟琦, 尹志强, 等. 太阳活动年代际变化对现代气候影响的研究进展[J]. *地球科学进展*, 2013, 28(12): 1335-1348.

[2] Cao D S, Lin G Y, Wen B P, *et al.* Wavelength scanning mechanism design and accuracy analysis of infrared double grating spectrometer[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2017, 44(5): 0511002.
曹佃生, 林冠宇, 闻宝朋, 等. 红外双光栅光谱仪波长扫描机构设计与精度分析[J]. *中国激光*, 2017, 44(5): 0511002.

[3] Bretagnon P, Francou G. Planetary theories in rectangular and spherical variables; VSOP87 solutions[J]. *Astronomy & Astrophysics*, 1998, 202(1/2): 309-315.

[4] Michalsky J J. The astronomical almanac's algorithm for approximate solar position (1950-2050)[J]. *Solar Energy*, 1988, 40(3): 227-235.

[5] Meeus J. *Astronomical algorithms*[M]. Virginia: Willmann-Bell Inc., 1991: 129-136.

[6] Chen X, Qi W W, Xu P. Research on orbit prediction for proper satellite radiometric calibration[J]. *Acta Optica Sinica*, 2018, 38(3): 0312003.
陈轩, 齐雯雯, 徐鹏. 基准星辐射定标的轨道预报研究[J]. *光学学报*, 2018, 38(3): 0312003.

[7] Ye X W, Shen F. Orbit-dynamics model of spacecrafts and error analysis of ahead-point[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2017, 44(6): 0604003.
叶小威, 沈锋. 航天器轨道动力学模型及瞄准提前量误差分析[J]. *中国激光*, 2017, 44(6): 0604003.

[8] Zhong S M, Wang Y F, Wang H T, *et al.* LEO satellite orbit prediction research based on Collocation integral method[J]. *Progress in Geophysics*, 2016, 31(3): 1045-1051.
钟世明, 王亚菲, 王海涛, 等. 基于Collocation积分法的LEO卫星轨道预报研究[J]. *地球物理学进展*, 2016, 31(3): 1045-1051.

[9] Zhang X K. Study on satellite on-board orbit prediction algorithm and orbital maneuver simulation [D]. Beijing: University of the Chinese Academy of Sciences, 2005: 14-34.
张晓坤. 星载轨道预报算法和轨道机动仿真研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2005: 14-34.

[10] Ding S Q, Liu B, Liu S Y. STK's application in simulation analysis of space mission[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 1-8.
丁溯泉, 张波, 刘世勇. STK在航天任务仿真分析中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 1-8.