

# 入轨精度对降交点地方时的影响分析

李伟建,刘旭光,刘兴威,邓海琴

酒泉卫星发射中心,酒泉 732750

**摘 要** 先提出太阳同步轨道的设计方法和降交点地方时的计算方法,然后以降交点地方时偏差作为评价标准,采用正交试验设计方法分析入轨精度对其影响。实例计算结果表明,入轨偏差将导致降交点地方时随时间积累不断漂移,轨道倾角偏差对降交点地方时的影响最大,半长轴偏差的影响次之,而偏心率偏差的影响最小。

**关键词** 入轨精度;太阳同步轨道;降交点地方时;正交试验

**中图分类号:**V474 **文献标识码:**A

**文章编号:**1006-3242(2023)05-0068-06



## Analysis of the Influence of Orbit Injection Accuracy on the Local Time of Descending Node

Li Weijian, Liu Xuguang, Liu Xingwei, Deng Haiqin  
Jiuquan Satellite Launch Center, Jiuquan 732750, China

**Abstract** Firstly, the design method of solar synchronous orbit and the calculation method of the local time of descending node are developed, and then the deviation of the local time of descending node is taken as the evaluation standard. The orthogonal experiment design method is used to analyze the influence of orbit injection accuracy on the evaluation standard. The calculation results show that orbit injection deviation can cause the drift of the local time of descending node with time accumulation, the orbital inclination deviation has the greatest influence on the local time of descending node, and the influence of the semi-major axis deviation is taken the second place, while the eccentricity deviation is the least.

**Key words** Orbit injection accuracy; Sun-synchronous orbit; Local time of descending node; Orthogonal experiment

## 0 引言

入轨精度既是运载火箭的重要性能参数,也是衡量发射飞行任务成败的重要指标,而对太阳同步轨道而言,其一个重要特征是在这条轨道上运行的卫星从相同的方向经过同一纬度时的当地时间相

同,也即降交点地方时相同。对降交点地方时的研究主要集中在3个方面:1)分析降交点地方时的变化规律及计算方法,如文献[1]基于在轨遥测数据分析了轨道倾角和降交点地方时的运动变化规律,文献[2-3]研究了地球非球形摄动影响下的降交点地方时漂移估计方法;2)研究降交点地方时的控制策略,文献[4]提出通过轨道偏置设计、轨道高度和

收稿日期:2023-03-15

作者简介:李伟建(1979-),男,博士,主要从事航天发射技术工作,E-mail:lwj\_wr@163.com;刘旭光(1981-),男,博士,主要从事航天发射技术工作;刘兴威(1971-),男,研究员,主要从事航天发射技术工作;邓海琴(1978-),女,工程师,主要从事航天发射总体工作。

轨道倾角保持控制等方法将降交点地方时漂移控制在允许范围内,文献[5]提出了一种主动控制策略,而文献[6]提出了一种被动控制策略,文献[7-8]研究了变轨前后降交点地方时不变的轨道转移问题;3)分析降交点地方时变化对其它因素的影响,文献[9]研究了降交点地方时漂移对光学相机成像质量的影响,文献[10]通过调整降交点地方时来减小对目标区域的重访问隔。卫星发射入轨后,如果不变轨,轨道性能就基本确定,发射入轨时的精度就成了影响卫星轨道性能的首要因素,而目前少有学者从入轨精度的角度来研究这一问题。本文从工程的角度出发探讨了太阳同步轨道设计和降交点地方时的计算问题,详细分析了入轨精度对太阳同步轨道降交点地方时的影响,通过研究发现,入轨时的误差是导致降交点地方时漂移的主要因素,入轨精度三要素对降交点地方时的漂移有不同的影响,这对火箭发射、入轨精度设计、入轨精度分析评定、漂移反向控制等具有重要意义。

## 1 太阳同步轨道设计

根据载荷成像能力,先确定其轨道高度,这里假设轨道高度  $h$  已知。若太阳同步轨道为圆轨道,则需要设计确定的轨道要素主要为轨道倾角和升交点赤经。

### 1.1 轨道倾角计算

仅考虑  $J_2$  的长期摄动时,太阳同步圆轨道的半长轴  $a$  和轨道倾角  $i$  之间必须满足以下关系:

$$-9.97 \left( \frac{R_e}{a} \right)^{\frac{7}{2}} \cos i = 0.9856 \quad (1)$$

式(1)中:  $R_e$  为地球赤道平均半径,  $a = R_e + h$ 。

### 1.2 升交点赤经计算

如图1所示,假设目标区域中心  $O$  的经纬度为  $\lambda_m$  和  $\varphi_m$ ,  $A$  为  $O$  点处经线与赤道的交点,  $B$  为太阳同步轨道的降交点,轨道倾角为  $i$ ,则图中  $O, A$  和  $B$  三点在地心天球上形成了一个球面直角三角形,根据球面直角三角形的计算公式可计算出  $\Delta\lambda$  和  $u$ ,如式(2)<sup>[11]</sup>:

$$\begin{cases} \cos(90^\circ - \Delta\lambda) = \cot(90^\circ - \varphi_m) \cot(180^\circ - i) \\ \sin\varphi_m = \sin\sin(180^\circ - i) \end{cases} \quad (2)$$

假设要求卫星对目标区域中心进行成像时的当地地方时为  $T_d$ ,则卫星当圈通过降交点时的当地

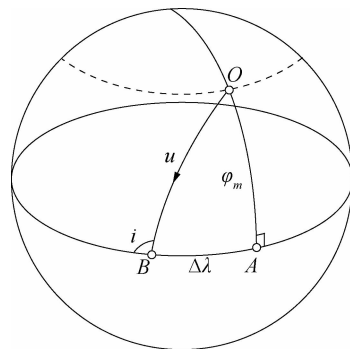


图1 目标区域中心与降交点之间的球面三角形示意图

地方时  $T_{De}$  为:

$$T_{De} = T_d - \frac{\Delta\lambda}{2\pi} \times 24 \text{ h} + \frac{u}{2\pi} \times T \quad (3)$$

式(3)中:  $T$  为成像卫星的轨道周期,由式(4)计算:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4)$$

式(4)中:  $a$  为轨道半长轴,  $\mu$  为地心引力常数。从式(3)可知,过目标区域的地方时与降交点地方时有确定的关系,选取二者之一即可,工程中一般以降交点地方时作为发射轨道参数的要求。与  $T_{De}$  对应的升交点地方时  $T_{As}$  为:

$$T_{As} = T_{De} + 12 \text{ h} \quad (5)$$

由目标区域中心  $O$  点处的经度  $\lambda_m$  可计算出升交点经度  $\lambda_{As}$  为:

$$\lambda_{As} = \lambda_m - \Delta\lambda - \frac{u}{2\pi} \times T \times \omega_e + (180^\circ - T/2 \times 3600 \times \omega_e \times 180^\circ/\pi) \quad (6)$$

式(6)中:  $\omega_e$  为地球自转角速度。则升交点赤经  $\Omega$  和升交点经度  $\lambda_{As}$  之间的关系为:

$$\Omega = \lambda_{As} + \theta(t) \quad (7)$$

式(7)中:  $\theta(t)$  为在升交点时刻  $t$  时(UTC 时间)的格林尼治时角,由式(8)计算。

$$\begin{aligned} \theta(t) &= 18.697 + 879000.051t + \\ & 2.586 \times 10^{-5}t^2 - 1.722 \times 10^{-9}t^3 \\ t &= \frac{J_D(t) - J_D(J2000.0)}{36525.0} \end{aligned} \quad (8)$$

式(8)中:  $J_D(t)$  为计算时刻  $t$  对应的儒略日。

而升交点时刻  $t$  时的 UTC 时间可由地方时  $T_{As}$  换算获得,计算式为:

$$T_{As}^{UTC} = T_{As} - \lambda_{As}/15^\circ \quad (9)$$

因此,只要给定  $T_d$  或者  $T_{De}$ ,就能根据上述计算过程求得升交点赤经  $\Omega$ 。

## 2 卫星轨道降交点地方时计算方法

根据上节给出的方法即可设计出太阳同步卫星轨道,本节根据设计的轨道求解出卫星过降交点时的地方时。降交点地方时  $T_{\text{De}}$  与世界时  $T_{\text{De}}^{\text{UTC}}$  的关系为:

$$T_{\text{De}} = T_{\text{De}}^{\text{UTC}} + \lambda_{\text{De}}/15^\circ \quad (10)$$

式(10)中: $\lambda_{\text{De}}$ 为降交点经度。只要确定了卫星轨道,通过轨道外推算法就能求得星历,从而确定纬度为0时对应的  $T_{\text{De}}^{\text{UTC}}$  和  $\lambda_{\text{De}}$ ,具体计算过程主要包括轨道外推算法和卫星轨道位置 LLA 计算。

### 2.1 轨道外推算法

对卫星受力考虑的精细化程度不同,产生了多种轨道动力学模型,也就有了多种卫星轨道外推算法,如  $J_2$  摄动、 $J_4$  摄动、Simplified General Perturbations (SGP4)、High-Precision Orbit Propagator (HPOP)

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\mu x}{r^3} \left[ -1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + 2.5 J_3 \left( \frac{R_e}{r} \right)^3 \left( 3 \frac{z}{r} - 7 \frac{z^3}{r^3} \right) - \frac{5}{8} J_4 \left( \frac{R_e}{r} \right)^4 \left( 3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4} \right) \right] \\ \frac{\mu y}{r^3} \left[ -1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 1 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + 2.5 J_3 \left( \frac{R_e}{r} \right)^3 \left( 3 \frac{z}{r} - 7 \frac{z^3}{r^3} \right) - \frac{5}{8} J_4 \left( \frac{R_e}{r} \right)^4 \left( 3 - \frac{42z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4} \right) \right] \\ \frac{\mu z}{r^3} \left[ -1 + \frac{3}{2} J_2 \left( \frac{R_e}{r} \right)^2 \left( 3 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + 2.5 J_3 \left( \frac{R_e}{r} \right)^3 \left( 6 \frac{z}{r} - 7 \frac{z^3}{r^3} \right) - \frac{5}{8} J_4 \left( \frac{R_e}{r} \right)^4 \left( 15 - \frac{70z^2}{r^2} + \frac{63z^4}{r^4} \right) \right] - \frac{3}{2} \frac{\mu}{r^2} J_3 \left( \frac{R_e}{r} \right)^3 \end{bmatrix} \quad (12)$$

### 2.2 卫星轨道位置 LLA 计算

由轨道递推公式(12)求得任意时刻卫星的位置  $[\mathbf{x} \ \mathbf{y} \ \mathbf{z}]^T$ ,由下式将其转换到地心空间直角坐标系:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \mathbf{y}_e \\ \mathbf{z}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_G & \sin\alpha_G & 0 \\ -\sin\alpha_G & \cos\alpha_G & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{y} \\ \mathbf{z} \end{bmatrix} \quad (13)$$

式(13)中: $\alpha_G$ 是  $\theta(t)$  的角度值。再由地心空间直角坐标系转换为大地坐标系,通常采用式(14)。

$$\begin{cases} L = \arctan \frac{Y_e}{X_e} \\ B = \arctan \left[ \frac{Z_e}{\sqrt{X_e^2 + Y_e^2}} \left( 1 - \frac{e^2 N}{N+h} \right)^{-1} \right] \\ h = \frac{\sqrt{X_e^2 + Y_e^2}}{\cos B} - N \end{cases} \quad (14)$$

当采用式(14)计算大地纬度时,需要采用迭代方法,每次迭代按照式(15)进行。

等。一个高精度的外推算法也是卫星轨道设计的前提,这里给出考虑  $J_4$  摄动的具体外推模型。设卫星的位置矢量为  $\mathbf{r} = (\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})$ ,  $r = |\mathbf{r}|$ 。对于近地轨道,地球摄动的主要因素是地球的扁状。四阶带谐项引力位摄动函数可以写为<sup>[12]</sup>:

$$U = \frac{\mu}{r} \left[ \frac{J_2 R_e^2}{2r^2} (3\sin^2\varphi - 1) + \frac{J_3 R_e^3}{2r^3} (5\sin^3\varphi - 3\sin\varphi) + \frac{J_4 R_e^4}{8r^4} (35\sin^4\varphi - 30\sin^2\varphi + 3) \right] \quad (11)$$

其中: $\mu$ 为地心引力常数,  $R_e$ 为地球赤道平均半径,  $\varphi$ 为被吸引点在地心坐标系的地心纬度,  $J_2, J_3, J_4$ 为摄动模型系数,  $J_2 = -0.001082616$ ,  $J_3 = 2.53881 \times 10^{-6}$ ,  $J_4 = 1.65597 \times 10^{-6}$ 。计算赤道惯性坐标系下位函数的梯度,可以得到卫星在赤道惯性直角坐标系下的摄动加速度分量,将其叠加到二体模型,获得考虑  $J_4$  引力摄动的轨道递推模型为:

$$\begin{cases} N_i = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_{i-1}}} \\ h_i = \frac{\sqrt{X_e^2 + Y_e^2}}{\cos B_{i-1}} - N_i \\ B_i = \arctan \left[ \frac{Z_e}{\sqrt{X_e^2 + Y_e^2}} \left( 1 - \frac{e^2 N_i}{N_i + h_i} \right)^{-1} \right] \end{cases} \quad (15)$$

式(15)中: $a$ 和  $e$ 分别为地球参考椭球的半长轴和偏心率,常选取 CGCS2000 椭球参数。当  $|B_i - B_{i-1}|$  小于指定的精度时,迭代结束。一般在保证  $h$  的计算精度为 0.001 m 和  $B$  的计算精度为 0.00001" 的情况下,仅需迭代 4 次左右。

联立式(12)~(14)可以求得任意  $t$  时刻卫星轨道位置的经纬高  $(L, B, h)$ ,则过降交点的条件为:

$$B = 0 \quad \&\& \quad B' > 0 \quad (16)$$

式(16)中: $B'$ 为当前时刻前一时刻对应的纬度,通过该条件即可确定  $T_{\text{De}}^{\text{UTC}}$  和  $\lambda_{\text{De}}$ 。当然,除了采用上述理论方法进行计算外,也可以通过 Matlab-STK 联合仿真,由函数 `stkSetPropClassical` 建立卫星轨道,通

过报告生成器直接将过降交点的时间  $T_{De}^{UTC}$  和降交点经度  $\lambda_{De}$  输出。

### 3 多因素正交试验设计

为了揭示入轨精度对卫星过目标区域地方时的影响情况,应用正交试验设计方法开展仿真试验计算,确定的试验因素为半长轴偏差、轨道倾角偏差、偏心率偏差,采用三水平正交表  $L_{16}(4^3)$ ,各因素及其水平具体数值如表 1 所示。

表 1 入轨精度各要素正交设计表

因素 试验号	半长轴偏差/ km	轨道倾角 偏差/(°)	偏心率 偏差
1	-10	-0.2	0.001
2	-10	-0.1	0.002
3	-10	0.1	0.003
4	-10	0.2	0.004
5	-5	-0.2	0.002
6	-5	-0.1	0.001
7	-5	0.1	0.004
8	-5	0.2	0.003
9	5	-0.2	0.003
10	5	-0.1	0.004
11	5	0.1	0.001
12	5	0.2	0.002
13	10	-0.2	0.004
14	10	-0.1	0.003
15	10	0.1	0.002
16	10	0.2	0.001

采用 Matlab-STK 联合仿真方法开展正交试验,具体的正交试验实施流程如图 2 所示。

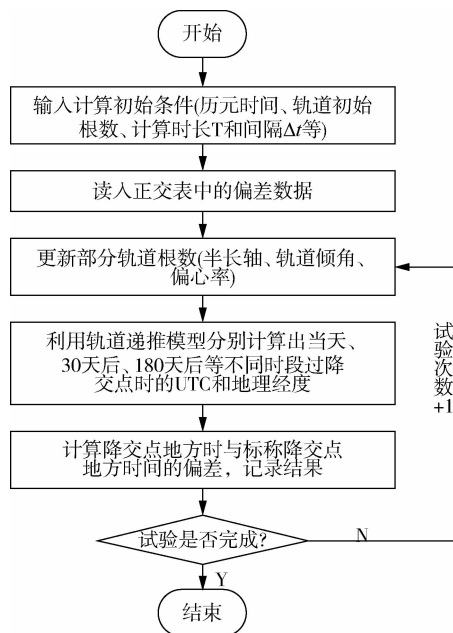


图 2 正交试验实施流程图

### 4 实例计算与结果分析

#### 4.1 太阳同步轨道设计实例

设目标区域中心  $O$  的经纬度为  $E121^\circ, N23^\circ$ , 要求过该点的地方时为 10:00AM, 卫星运行的轨道高度为 500 km, 取  $R_e = 6378.14$  km, 采用第 2 节的设计方法得到的卫星轨道参数见表 2。

通过 STK 仿真获得该卫星轨道降交点部分星历数据如表 3 所示。

表 2 卫星轨道参数

轨道历元时间	半长轴/km	偏心率	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	近地点幅角/(°)	真近点角/(°)
10 Oct 2022 02:56:02.645 UTCG	6878.14	0	97.397	346.706	0	0

由于降交点地方时基本恒定,任取表 3 中 1 组数据,由式(10)可计算得到此轨道降交点地方时约为 9:53:11。

#### 4.2 降交点地方时偏差计算结果

将表 1 中的偏差数据叠加到表 2 相关轨道参数中,根据图 2 中的计算流程计算当天、30 天后、180 天后、365 天后、730 天后降交点地方时与标称值 9.8864 小时时间的偏差,也即漂移,结果如表 4 所示。

表 4 中最后一行数据为各项入轨偏差为 0 时降交点地方时的漂移结果,也就是各种摄动因素导致的漂移,730 天后的偏差为  $-0.0616$  h, 约为 3.7 min, 与

前 16 组数据相比而言相当小,可见,入轨时的位置误差是导致降交点漂移的主要因素。从表 4 中单次试验结果可以看出,随着卫星运行时间的增加,降交点地方时漂移越来越大,其中第 13 次试验的漂移最大,在 730 天后达到 1.5851 h。选取试验序号为 1、6、11、16 的数据绘制图形,如图 3 所示,从图中可以看出降交点地方时偏差在不同试验条件下呈发散状,并且随着时间的累积呈线性变化。可见,当卫星入轨位置偏差达到一定程度时,随着卫星运行时间的增加,将导致降交点地方时发生较大的漂移,这将严重影响对降交点地方时有要求的光学成像卫星的工作性能,这也

是此类卫星轨道控制需要重点解决的问题。

### 4.3 相关性分析

两向量间的相关性可通过相关系数来衡量,对于向量  $\mathbf{x}$  和  $\mathbf{y}$ ,其相关系数  $R$  定义如下:

$$R = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})(y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2 \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}} \quad (17)$$

式(17)中:  $\bar{x}, \bar{y}$  分别为向量  $\mathbf{x}$  和  $\mathbf{y}$  的均值。取 730 天后的偏差数据作为指标值进行分析,确定半长轴偏差、轨道倾角偏差、偏心率偏差和它的相关性。由式(17)可计算出半长轴偏差与指标值的相关系数  $R_1 = -0.1859$ ,轨道倾角偏差与指标值的相关系数  $R_2 = 0.9826$ ,偏心率偏差与指标值的相关系数  $R_3 = 0.0039$ ,可见,轨道倾角偏差与指标值的相关性最大,半长轴偏差与指标值的相关性次之,而偏心

率偏差与指标值的相关性最小,这与方差分析中的结论一致。因此,对于有降交点地方时要求的卫星轨道,应当严格控制入轨时轨道倾角的偏差,避免轨道倾角的变化影响光学成像侦察的性能。

表 3 卫星轨道降交点星历数据

降交点 UTC 时间	地理经度(°)
2022 年 10 月 9 日 04:02:18.978	87.717
2022 年 10 月 9 日 05:37:03.369	64.032
2022 年 10 月 9 日 07:11:47.759	40.347
2022 年 10 月 9 日 08:46:32.150	16.662
2022 年 10 月 9 日 10:21:16.541	-7.023
2022 年 10 月 9 日 11:56:00.932	-30.708
2022 年 10 月 9 日 13:30:45.323	-54.393
2022 年 10 月 9 日 15:05:29.714	-78.078
2022 年 10 月 9 日 16:40:14.105	-101.763
2022 年 10 月 9 日 18:14:58.495	-125.449

表 4 不同时段降交点地方时偏差(单位:h)

试验序号	半长轴偏差/km	轨道倾角偏差/(°)	偏心率偏差	当天	30 天后	180 天后	365 天后	730 天后
1	-10	-0.2	0.001	-0.0006	-0.0463	-0.2748	-0.5564	-1.1122
2	-10	-0.1	0.002	-0.0006	-0.0196	-0.1149	-0.2324	-0.4642
3	-10	0.1	0.003	-0.0004	0.0338	0.2047	0.4154	0.8312
4	-10	0.2	0.004	-0.0003	0.0605	0.3645	0.7394	1.4791
5	-5	-0.2	0.002	-0.0007	-0.0511	-0.3040	-0.6159	-1.2311
6	-5	-0.1	0.001	-0.0005	-0.0246	-0.1447	-0.2930	-0.5853
7	-5	0.1	0.004	-0.0004	0.0287	0.1742	0.3537	0.7078
8	-5	0.2	0.003	-0.0003	0.0552	0.3333	0.6762	1.3527
9	5	-0.2	0.003	-0.0007	-0.0609	-0.3625	-0.7342	-1.4677
10	5	-0.1	0.004	-0.0006	-0.0344	-0.2037	-0.4125	-0.8243
11	5	0.1	0.001	-0.0005	0.0184	0.1130	0.2295	0.4593
12	5	0.2	0.002	-0.0003	0.0449	0.2714	0.5508	1.1019
13	10	-0.2	0.004	-0.0007	-0.0658	-0.3914	-0.7930	-1.5851
14	10	-0.1	0.003	-0.0006	-0.0394	-0.2334	-0.4727	-0.9446
15	10	0.1	0.002	-0.0004	0.0134	0.0827	0.1682	0.3367
16	10	0.2	0.001	-0.0004	0.0398	0.2406	0.4884	0.9771
17	0	0	0	-0.0005	-0.0030	-0.0156	-0.0311	-0.0616

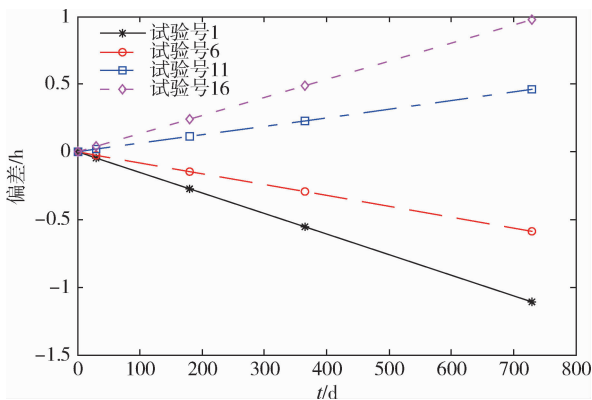


图 3 降交点地方时偏差随时间变化图

## 5 结论

入轨精度是火箭性能的一个重要指标,卫星入轨后的轨道性能很大程度上由其决定。通过正交试验方法分析入轨精度对太阳同步轨道降交点地方时的影响,得到了轨道倾角偏差对降交点地方时影响最大的结论,为入轨精度设计与漂移主动控制等提供了依据,也为同类问题的分析评估提供了研究思路。

## 参 考 文 献

- [ 1 ] 杨盛庆,王文妍,杜耀珂,等. 太阳同步回归轨道的轨道面外运动及在轨数据分析[J]. 上海航天(中英文),2023,40(1):136-143. (Yang Shengqing, Wang Wenyan, Du Yaoke, et al. Out-of-plane motion and in-orbit data analysis of sun-synchronous recursive orbit [J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2023, 40(1):136-143.)
- [ 2 ] 左霖,尹增山,程蛟,等. STK 在太阳同步轨道降交点地方时仿真中的应用[J]. 航天控制,2016,34(1):70-74. (Zuo Lin, Yin Zengshan, Cheng Jiao, et al. The sun-synchronous orbit simulation of local time of descending node by using STK [J]. Aerospace Control, 2016, 34(1):70-74.)
- [ 3 ] Yang Yong'an, Feng Zuren, Tan Wei, et al. Shift control method for the local time at descending node based on sun-synchronous orbit satellite[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2009,20(1):141-145.
- [ 4 ] 杨永安,冯祖仁,谭炜,等. 太阳同步卫星降交点地方时漂移控制策略的研究[J]. 控制与决策,2008,23(6):693-696. (Yang Yong'an, Feng Zuren, Tan Wei, et al. Study of shift control strategy for local time at descending node based on sun-synchronous orbit satellite [J]. Control and Decision, 2008, 23(6):693-696.)
- [ 5 ] 万向成,魏春,陈筠力. 基于倾角修正的太阳同步轨道降交点地方时主动控制及应用[J]. 上海航天,2016,33(2):63-67. (Wan Xiangcheng, Wei Chun, Chen Junli. Local time of descending node active control methods and implement of sun-synchronous orbit based on orbit inclination modify [J]. Aerospace Shanghai, 2016, 33(2):63-67.)
- [ 6 ] 李志武,白照广,谭田,等. 一种太阳同步轨道降交点地方时双偏置被动控制方法:中国,CN201810987396.1 [P].2020-08-14.
- [ 7 ] 张科,刘满国. 卫星在降交点地方时不变的最优轨道转移研究[J]. 计算机仿真,2016,33(5):116-119. (Zhang Ke, Liu Manguo. Fuel-optimal orbital transfer with invariant local time of descending node [J]. Computer Simulation, 2016,33(5):116-119.)
- [ 8 ] 沈洋,刘莹莹,周军. 基于太阳帆的太阳同步轨道转移方案[J]. 西北工业大学学报,2019,37(6):1111-1119. (Shen Yang, Liu Yingying, Zhou Jun. Sun-Synchronous orbit transfer scheme based on solar sail [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2019,37(6):1111-1119.)
- [ 9 ] Gao Lingyan, Wang Jinqiang, Liu Yong, et al. Impact research of drift of the local time of descending node on the imagery of CCD camera [C]// 4th International Symposium of Space Optical Instruments and Applications, Delft, The Netherlands, October 16-18, 2017.
- [ 10 ] 林竹翀,柳丽,王翔,等. 天绘一号卫星覆盖性能分析与优化方法研究[J]. 遥感学报,2019,23(3):547-554. (Lin Zhuchong, Liu Li, Wang Xiang, et al. Analysis and optimization of the coverage performance for the TH01 satellite[J]. Journal of Remote Sensing,2019, 23(3):547-554.)
- [ 11 ] 张雅声,冯飞. 卫星星座轨道设计方法[M]. 北京:国防工业出版社,2019:136-138.
- [ 12 ] 刘林,胡松杰,王歆. 航天动力学引论[M]. 南京:南京大学出版社,2006:90-91.