

文章编号: 1001-0920(2008)06-0693-04

# 太阳同步卫星降交点地方时漂移控制策略的研究

杨永安<sup>1,2</sup>, 冯祖仁<sup>1</sup>, 谭 炜<sup>2</sup>, 孙林岩<sup>1</sup>

(1. 西安交通大学 电子与信息工程学院, 西安 710049; 2. 西安卫星测控中心 技术部, 西安 710043)

**摘要:** 为将太阳同步卫星降交点地方时控制在允许的范围内,对其漂移因素进行分析,确定了卫星轨道设计和入轨偏差所导致的降交点地方时初始漂移速度,而大气阻力和太阳引力摄动则使得降交点地方时产生漂移加速度. 针对产生漂移的原因,提出通过轨道偏置设计、轨道高度和轨道倾角保持控制等方法,将漂移限制在允许的范围内. 仿真实验结果表明了所进行的分析和所提出的控制策略的正确性.

**关键词:** 航天系统工程; 太阳同步卫星; 降交点地方时; 漂移; 控制策略

中图分类号: V556 文献标识码: A

## Study of shift control strategy for local time of descending node based on sun-synchronous satellite

YANG Yong-an<sup>1,2</sup>, FENG Zu-ren<sup>1</sup>, TAN Wei<sup>2</sup>, SUN Lin-yan<sup>1</sup>

(1. School of Electronic and Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Technology Department, Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China. Correspondent: YANG Yong-an, E-mail: yangyongan@vip.163.com)

**Abstract:** To keep the local time shift of descending node for sun-synchronous satellites within an allowance range, the shift factors are analyzed. The satellite orbit design and the orbit injection deviation are the causes for the initial shift velocity, while the atmospheric resistance and the sun gravitational perturbation produce the shift acceleration. To deal with these shift factors, a shift control strategy is proposed, such as orbit bias design, orbit altitude and inclination keeping control. The simulation experiment results show the effectiveness of this control strategy.

**Key words:** Space systems engineering; Sun-synchronous satellite; Local time of descending node; Drift; Control strategy

### 1 引言

太阳同步卫星是指轨道平面绕地球自转轴方向的旋转角速度与地球绕太阳公转的角速度相同的卫星. 因其降交点地方时保持不变,可以满足卫星电源系统和对地观测的需要. 实际上,由于卫星入轨偏差以及地球引力、大气阻力、太阳引力摄动等因素的影响,其降交点地方时会产生漂移<sup>[1]</sup>. 因此,在设计太阳同步轨道卫星的轨道和控制方案时,应充分考虑上述因素的影响,将卫星的降交点地方时漂移控制在允许的范围内.

本文从太阳同步轨道卫星的轨道特性入手,经过严密的数学推导,确定了卫星降交点地方时产生漂移的根本原因. 同时提出一种限制其允许范围的控制方法,并在实际应用中得到了验证.

### 2 卫星降交点地方时漂移分析

#### 2.1 降交点地方时漂移速度产生的原因

太阳同步轨道卫星的降交点地方时与轨道面的进动角速度和地球公转角速度直接相关,其降交点地方时可用如下方程表示:

$$T_D = T_{D0} + \left( \dot{\omega} \cdot t + \frac{1}{2} \ddot{\omega} \cdot t^2 - \omega_E \cdot t \right) \cdot \frac{86400}{2} \quad (1)$$

式中:  $T_{D0}$  为初始时刻的降交点地方时,  $t$  为外推时间间隔,  $\dot{\omega}$  为轨道面的进动角速度,  $\ddot{\omega}$  为轨道面的进动角加速度,  $\omega_E$  为地球公转角速度.

由于轨道面的进动主要受地球引力带谐项摄动的影响,其进动角速度可用如下方程表示<sup>[2]</sup>:

=

收稿日期: 2007-05-07; 修回日期: 2007-12-30.

基金项目: 中国博士后科学基金项目(20060401004).

作者简介: 杨永安(1966—),男,山东宁津人,研究员,博士后,从事航天测控系统工程总体方案设计的研究; 冯祖仁(1953—),男,浙江绍兴人,教授,博士生导师,从事控制理论与控制工程等研究.

$$\begin{aligned}
 & - \frac{A_2}{p^2} n \cos i - \frac{A_2^2}{p^4} n \cos i \left[ \left( \frac{3}{2} + \frac{e^2}{6} + \sqrt{1-e^2} \right) - \right. \\
 & \left. \sin^2 i \cdot \left( \frac{5}{3} - \frac{5e^2}{24} + \frac{3}{2} \sqrt{1-e^2} \right) \right] - \\
 & \frac{A_4}{p^4} n \cos i \left[ \left( \frac{6}{7} + \frac{9e^2}{7} \right) - \sin^2 i \cdot \left( \frac{3}{2} + \frac{9e^2}{4} \right) \right]. \quad (2)
 \end{aligned}$$

式中:  $A_2 = 3J_2 R_E^2/2$ ,  $J_2$  为地球引力二阶带谐项系数,  $R_E$  为地球赤道平均半径;  $A_4 = -35J_4 R_E^4/8$ ,  $J_4$  为地球引力四阶带谐项系数;  $p = a(1-e^2)$ ,  $p$  为轨道半通径,  $a$  为轨道半长轴,  $e$  为轨道偏心率;  $n = (\mu/a^3)^{1/2}$ ,  $n$  为轨道角速率;  $i$  为轨道倾角.

考虑大部分太阳同步轨道卫星, 其轨道偏心率  $e < 0.003$ , 故方程(2)可进一步简化为<sup>[3]</sup>

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega} & = - \frac{A_2}{p^2} n \cos i - \frac{A_2^2}{p^4} n \cos i \left( \frac{5}{2} - \frac{19}{6} \sin^2 i \right) - \\
 & \frac{A_4}{p^4} n \cos i \left( \frac{6}{7} - \frac{3}{2} \sin^2 i \right). \quad (3)
 \end{aligned}$$

对于理想的太阳同步轨道, 其轨道面的进动角速度  $\dot{\omega}$  和地球公转角速度  $\dot{\epsilon}$  满足如下方程:

$$\dot{\omega} = \dot{\epsilon}. \quad (4)$$

方程(4)表明, 其相应降交点地方时保持不变.

由此可见, 卫星的轨道设计和入轨偏差是产生初始轨道面进动角速度偏差的主要因素, 它决定了降交点地方时是否具有初始漂移速度.

## 2.2 进动角速度和角加速度偏差产生的原因

入轨半长轴偏差 ( $\Delta a_0$ ) 所产生的初始轨道面进动角速度偏差为

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega} & = \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial a} \cdot \Delta a_0 = \\
 & \left\{ \frac{7A_2}{2p^2} \cdot n \cdot \cos i + \frac{11A_2^2}{2p^4} \cdot n \cdot \cos i \cdot \right. \\
 & \left[ \left( \frac{5}{2} - \frac{19}{6} \cdot \sin^2 i \right) + \right. \\
 & \left. \frac{A_4}{A_2^2} \left( \frac{6}{7} - \frac{3}{2} \cdot \sin^2 i \right) \right] \right\} \cdot \frac{-\Delta a_0}{a}. \quad (5)
 \end{aligned}$$

入轨倾角偏差 ( $\Delta i_0$ ) 所产生的初始轨道面进动角速度偏差为

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega} & = \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial i} \cdot \Delta i_0 = \\
 & \left\{ \frac{A_2}{p^2} \cdot n \cdot \cos i + \frac{A_2^2}{p^4} \cdot n \cdot \cos i \cdot \right. \\
 & \left[ \left( \frac{5}{2} - \frac{19}{6} \cdot \sin^2 i \right) + \right. \\
 & \left. \frac{A_4}{A_2^2} \left( \frac{6}{7} - \frac{3}{2} \cdot \sin^2 i \right) \right] \right\} \cdot \frac{\text{tg } i \cdot \Delta i_0}{i} + \\
 & \frac{A_2^2}{p^4} \left( \frac{19}{6} + \frac{3A_4}{2A_2^2} \right) \cdot n \cdot \sin 2i \cdot \cos i \cdot \Delta i_0. \quad (6)
 \end{aligned}$$

注1 方程(5)和(6)中的轨道参数均为标称轨道参数.

由于大气阻力的影响, 轨道半长轴会产生衰减, 轨道高度越低, 衰减越明显. 轨道半长轴的衰减, 导致了轨道面进动角加速度  $\ddot{\omega}$  的存在<sup>[4]</sup>.

$$\begin{aligned}
 \ddot{\omega} & = \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial a} \cdot \dot{a} = \\
 & \left\{ \frac{7A_2}{2p^2} \cdot n \cdot \cos i + \frac{11A_2^2}{2p^4} \cdot n \cdot \cos i \cdot \right. \\
 & \left[ \left( \frac{5}{2} - \frac{19}{6} \cdot \sin^2 i \right) + \right. \\
 & \left. \frac{A_4}{A_2^2} \left( \frac{6}{7} - \frac{3}{2} \cdot \sin^2 i \right) \right] \right\} \cdot \frac{\dot{a}}{a}, \quad (7)
 \end{aligned}$$

式中  $\dot{a}$  为轨道半长轴  $a$  的衰减率.

另外, 太阳引力摄动会使轨道倾角产生长期缓慢变化, 导致轨道面进动角加速度  $\ddot{\omega}$  的存在.

$$\begin{aligned}
 \ddot{\omega} & = \frac{\partial \dot{\omega}}{\partial i} \cdot \dot{i} = \\
 & \left\{ \frac{A_2}{p^2} \cdot n \cdot \cos i + \frac{A_2^2}{p^4} \cdot n \cdot \cos i \cdot \right. \\
 & \left[ \left( \frac{5}{2} - \frac{19}{6} \cdot \sin^2 i \right) + \right. \\
 & \left. \frac{A_4}{A_2^2} \left( \frac{6}{7} - \frac{3}{2} \cdot \sin^2 i \right) \right] \right\} \cdot \frac{\text{tg } i \cdot \dot{i}}{i} + \\
 & \frac{A_2^2}{p^4} \left( \frac{19}{6} + \frac{3A_4}{2A_2^2} \right) \cdot n \cdot \sin 2i \cdot \cos i \cdot \dot{i}, \quad (8)
 \end{aligned}$$

式中  $\dot{i}$  为轨道倾角  $i$  的变化率.

因此, 在大气阻力和太阳引力摄动的作用下, 产生的轨道面的进动角加速度  $\ddot{\omega}$  为

$$\ddot{\omega} = \ddot{\omega}_a + \ddot{\omega}_i, \quad (9)$$

从而也产生了降交点地方时的漂移加速度.

## 3 卫星降交点地方时漂移控制策略

要将太阳同步轨道卫星的降交点地方时漂移控制在允许的范围内, 首先应在轨道设计时满足方程(4)的要求, 或采用轨道参数偏置设计, 确保卫星的入轨精度. 轨道参数偏置设计是为了既在一段时间内不对某一轨道参数进行控制, 又能使卫星的降交点地方时不产生长期漂移.

对于轨道高度较高的卫星, 可以对轨道半长轴进行正偏置设计. 在一段时间内, 轨道半长轴随着大气阻力的衰减而相对标称轨道半长轴呈对称分布, 不会因轨道半长轴的衰减而导致降交点地方时的长期漂移, 如图1所示. 图1中:  $a$  为轨道半长轴  $a$  的偏置量,  $T_D$  为标称降交点地方时,  $T_D$  为降交点地方时的漂移范围.

对于寿命较短的卫星, 可以对轨道倾角进行偏置设计. 在一段时间内, 轨道倾角随着太阳引力摄动而相对标称轨道倾角呈对称分布, 不会因轨道倾角的长期缓慢变化而导致降交点地方时的长期漂移<sup>[5]</sup>, 如图2所示, 图中  $i$  为轨道倾角  $i$  的偏置量.

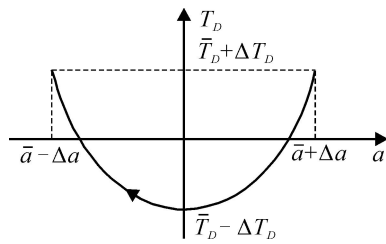


图 1 较高轨道卫星半长轴与降交点地方时漂移的关系

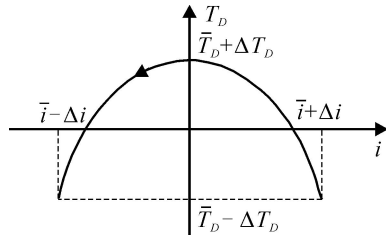


图 2 短寿命卫星半长轴与降交点地方时漂移的关系

对于轨道高度较低的卫星,必须定期进行轨道高度保持控制,以抵消大气阻力衰减对轨道半长轴的影响,既保持了卫星的工作轨道高度,又使得降交点地方时的漂移限制在所允许的范围内,如图 3 所示,图中  $t_{c1}$  和  $t_{c2}$  分别表示轨道保持控制时刻。

在进行轨道高度保持控制时,通常在远地点附近施加切向冲量,这有利于限制轨道偏心率。但对于具有冻结轨道特性的太阳同步轨道卫星,应考虑轨道半长轴、偏心率和近地点幅角的协调控制。

对于寿命较长的卫星,必须定期进行轨道倾角

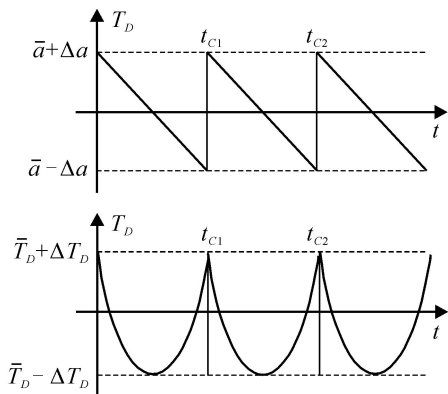


图 3 较低轨道卫星半长轴与降交点地方时漂移的关系

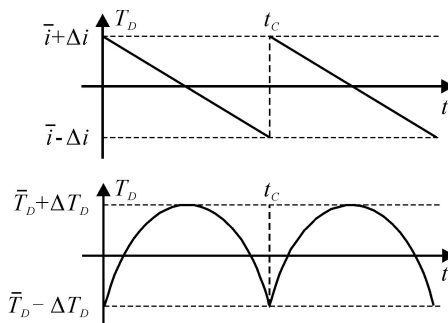


图 4 长寿命卫星半长轴与降交点地方时漂移的关系

保持控制,以抵消太阳引力摄动对轨道倾角的影响,使降交点地方时的漂移限制在所允许的范围内,如图 4 所示,图中  $t_c$  为轨道保持控制时刻。

在进行轨道倾角保持控制时,通常在升交点或降交点附近施加法向冲量,以达到最高的轨道倾角控制效率,又不会额外影响升交点赤经<sup>[6]</sup>。

### 4 仿真实验结果

下面以某太阳同步卫星为例,仅以轨道倾角和半长轴偏置进行仿真模算。该卫星要求降交点地方时漂移 3 年不超过  $\pm 10$  min。

#### 4.1 轨道倾角偏置模算

假设卫星倾角偏置量分别设定为  $-0.048^\circ$  和  $-0.012^\circ$ ; 卫星 3 年内降交点地方时的变化曲线见图 5(不含轨道半长轴偏置的影响),分别达到了下漂及上漂 10 min 的极限状况。

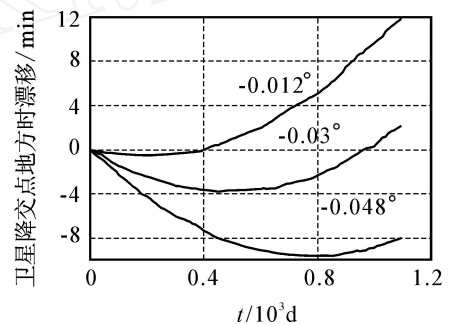


图 5 不同轨道倾角偏置时降交点地方时漂移的变化曲线

为获得较大余量,可选取  $-0.03^\circ$ ,其降交点地方时漂移的变化曲线如图 5 所示。由此可见,卫星在 3 年寿命期间内,最大上漂约为  $-3.8$  min,最大下漂约为  $2.2$  min。即使考虑到卫星发射时刻可能偏差  $-5$  min 的情况,仍能保证卫星 3 年寿命期间内,其降交点地方时的漂移控制在  $\pm 10$  min 内。

#### 4.2 轨道半长轴偏置模算

假设卫星从发射入轨到进入标称轨道的时间为 50 d,轨道倾角偏置  $-0.02^\circ$ 。按照轨道半长轴分别偏置  $-8$  km 和  $-6$  km,同时考虑运载火箭带来的入轨偏差最大为  $-5$  km。图 6 表示其 50 d 内降交点地方时的漂移变化情况。

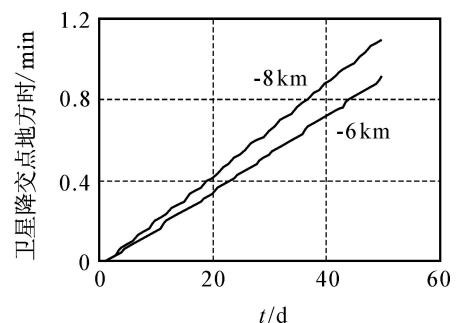


图 6 不同半长轴偏置时降交点地方时漂移的变化曲线

从轨道半长轴偏置带来的降交点地方时漂移变化看,无论轨道半长轴偏置 - 8 km 或 - 6 km,在运载偏差极端情况下,降交点地方时 50 d 中积累的最大漂移约 1 min,朝着使降交点地方时增大的方向.从缩短卫星进入标称轨道的时间上考虑,选择半长轴偏置 - 8 km 比较理想.

## 5 结 论

1) 太阳同步轨道卫星的轨道设计和入轨偏差是导致降交点地方时初始漂移速度的主要因素,而大气阻力和太阳引力摄动也可使降交点地方时产生漂移加速度.

2) 可通过轨道偏置设计、轨道高度保持控制和轨道倾角保持控制等方法,有效地控制降交点地方时漂移在允许的范围内.

3) 仿真模算和工程实际应用表明,分析结论准确,控制策略合理,提高了卫星的使用效率.

(上接第 692 页)

## 5 结 论

本文针对具有时变时延的不确定网络控制系统,基于时延依赖稳定条件,对存在执行器失效情况的闭环网络控制系统进行了完整性设计,给出了相应的鲁棒容错控制器设计方法.仿真实例表明,该控制器能有效保证系统的渐近稳定性,而且与时延独立稳定条件下的容错控制系统相比,时延依赖稳定条件下的系统具有较好的动态稳定性能.目前,大多研究主要是针对容错控制系统的稳定性方面.网络控制系统是控制、网络等多种技术交叉的学科,因此,同时考虑稳定性和保证系统性能最优(如二次性能指标)是容错控制系统值得研究的问题.

## 参考文献(References)

- [1] 谢林柏,纪志成,方华京,等.具有异步时延的网络控制系统故障检测[J].系统仿真学报,2005,17(3):2717-2720.  
(Xin L B, Ji Z C, Fang H J. Fault detection for networked control systems with asynchronous measurement delay[J]. J of System Simulation, 2005, 17(3): 2717-2720.)
- [2] 高飞,张洪钺.带马尔科夫参数时时延容错控制系统的稳定性分析[J].北京航空航天大学学报,2006,32(5):566-570.  
(Gao F, Zhang H Y. Stability of time-delay fault-tolerant control systems with Markovian parameters[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(5): 566-570.)
- [3] 霍志红,方华京.一类随机时延网络控制系统的容错控

## 参考文献(References)

- [1] 刘林.航天器轨道理论[M].北京:国防工业出版社,2001.  
(Liu L. Orbit theory of spacecraft [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001.)
- [2] Deutsch R. Orbital dynamics of space vehicles [M]. Englewood Cliffs: Prentice-Hall, 1963.
- [3] Roy A E. Orbit motion[M]. Bristol: Hilger, 1978.
- [4] Morton B G, Taff L G. A new method of initial orbit determination [J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 1986, 39(2): 181-190.
- [5] Giacaglia G E O. A note on the inclination functions of satellite theory [J]. Celestial Mechanics & Dynamical Astronomy, 1976, 13(4): 503-509.
- [6] 周军.航天器控制原理[M].西安:西北工业大学出版社,2001.  
(Zhou J. Spacecraft control principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001.)
- [7] 制研究[J].信息与控制,2006,35(5):584-587.  
(Huo Z H, Fang H J. Fault-tolerant control of networked control system with random time-delays[J]. Information and Control, 2006, 35(5): 584-587.)
- [4] 郑英,方华京.不确定网络控制系统的鲁棒容错控制[J].西安交通大学学报,2004,38(8):804-807.  
(Zheng Y, Fang H J. Robust fault-tolerant control of networked control system with time-varying delays[J]. J of Xi'an Jiaotong University, 2004, 38(8): 804-807.)
- [5] Zhang Jianhua, Gong Dun-wei, Guo Yi-nan. Robust fault-tolerant control for networked control systems[C]. The 1st Int Conf on Complex System and Applications. Huhhot, 2006: 445-458.
- [6] Huaicheng Yan, Xinhan Huang, Min Wang, et al. Delay-dependent stability criteria for a class of networked control systems with multi-input and multi-output[J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2007, 34(3): 997-1005.
- [7] Moon Y S, Park P G, Kwon W H. Delay-dependant robust stabilization of uncertain statedelayed system [J]. Int J of Control, 2001, 74: 1175-1184.
- [8] Li Yu, Gao Furong. Optimal guaranteed cost control of discrete-time uncertain systems with both state and input delays[J]. J of the Franklin Institute, 2001, 338(1): 101-110.
- [9] Ming Lv, Xiaobei Wu, Zhiliang Xu. Robust fault-tolerant control of multi-time-delay continuous systems [C]. Proc of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation. Dalian, 2006: 1999-2002.