

Analyze the Solar Radiation Pressure in the Transition of Yaw Steering Mode to Orbit Normal Mode

Tan Hongli¹, Author2 Name²

1. Dept. name of organization, name of organization, acronyms acceptable, City, Country

2. Dept. name of organization, name of organization, acronyms acceptable, City, Country

1. e-mail address, 2. e-mail address

Abstract: The solar radiation pressure is influenced by the cross sectional areas, which are continuously changed under the attitude control of the satellite. The orbit perturbation of the solar radiation pressure under different attitude control modes should be analyzed. The attitude control mode of the navigation satellite is yaw steering mode, which keep the solar panel perpended to the Sun. While the Sun elevation is small, the yaw steering rate will exceed the maximum rate of the control system. The orbit normal mode keeping the zero yaw is taken to solve this problem. When the attitude control mode changed between yaw steering and orbit normal mode, the orbit predict error would increase using the yaw steering solar radiation pressure model. The box wing model is used to calculate the solar radiation pressure under different attitude control modes. The simulation results shows that the position predict error will reach 4 m in one day after the transition of yaw steering mode to orbit normal mode.

Keywords: Solar Radiation Pressure; Yaw Steering Mode; Orbit Normal Mode; Box Wing Model

导航卫星动态偏航转零偏航状态的太阳光压分析

谭红力¹, 李晓杰, 吴杉¹, 郭睿, 董恩强

1. 单位, 城市, 国家, 邮编

1. E-mail address, 2. E-mail address

【摘要】卫星所受的太阳光压与卫星受照面有直接的关系。卫星姿态控制使得卫星的受照面发生变化, 引起太阳光压变化, 对卫星的轨道摄动影响需要进行分析。导航卫星在姿态控制方面采用了动态偏航控制, 使得太阳光保持对卫星帆板的垂直入射。但当太阳相对于卫星轨道面的仰角较小时, 动态偏航控制的角速度峰值会超出最大角速率限制。为此可以采用保持偏航角为零的控制模式(即零偏航模式)避免角速率超限。从动态偏航转为零偏航状态, 卫星姿态变化引起太阳光压的变化, 如果在轨道计算中沿用动态偏航的太阳光压模型, 会导致轨道计算偏差。本文采用盒翼模型对卫星所受的太阳光压进行建模, 并分析了动态偏航转为零偏航时, 太阳光压的变化以及对轨道摄动的影响。仿真结果表明, 动态偏航转零偏航1天后, 位置偏差可达4m。

【关键词】太阳光压; 动态偏航; 零偏航; 盒翼模型

1 引言

太阳光压是卫星轨道摄动力中一项主要的非保守摄动力。对于面质比为 $0.01\text{m}^2/\text{kg}$ 的卫星, 光压摄动加速度达到 10^{-8}m/s^2 的量级, 1天内引起的位置漂移达到100m的量级, 是卫星精密定轨不可忽视的影响因素。太阳光压主要受太阳辐射变化、卫星表面反射特性、卫星受照截面的变化和地影的影响。其中卫星受照截面的变化是最主要的影响因素, 而卫星姿态变化直接

导致受照截面的变化。

导航卫星为保持天线面的对地指向和太阳对帆板的直射, 采取了动态偏航(Yaw-Steering/YS)控制^[1], 卫星本体姿态和帆板姿态随卫星在轨运行位置进行动态调整。动态偏航控制律与太阳相对卫星轨道面的仰角有关, 当仰角较小时, 卫星运行到日地连线附近(称为子时和午时), 偏航角速率会超出控制系统最大角速率限制。在太阳的仰角小于某一门限时, 卫星不进行动态偏航控制, 而保持偏航角为零, 就可以避免角速率超限。保持偏航角为零的控制模式称为零偏航模式, 零偏航模式下卫星帆板转动轴垂直于轨道面, 因此零偏航模式又称为垂直轨道(Orbit Normal/ON)模

资助信息: 2013年国家自然科学基金项目(41204022), 第5批中国博士后科学基金特别资助项目, 国家高技术研究发展计划(863计划, 2013AA122402)。

式^[1]。

卫星从动态偏航控制模式转换为零偏航模式过程中，卫星姿态变化规律发生变化，如果在定轨过程中没有考虑到这一状态变化，对太阳光压摄动的估计会产生偏差，引起定轨精度降低。为此对太阳光压摄动力的变化进行建模可以改善动态偏航控制模式转换为零偏航模式过程中的定轨精度。

2 偏航控制律

导航卫星的偏航控制律根据太阳仰角和卫星运行位置动态调整偏航角和帆板角，以保持天线面的对地指向和太阳对帆板的直射。

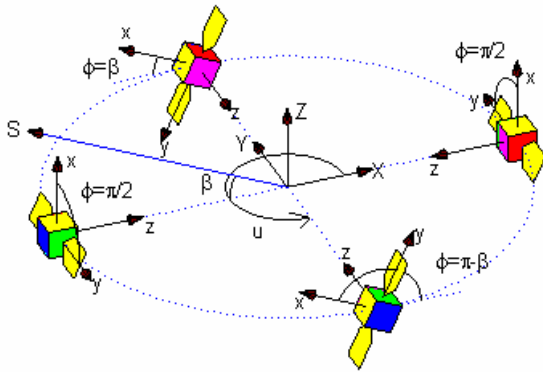


Figure 1. Demonstration of the Yaw Steering Mode
图 1. 动态偏航示意图

太阳相对于卫星轨道面的仰角记为 β ， $\beta > 0$ 时太阳位于轨道面的正法向， $\beta < 0$ 时太阳位于轨道面的负法向。卫星在轨道上运行的位置可以用运行角度 u 表示。定义卫星运行至日地连线外端时为子时，运行角度 $u=0$ ，运行至日地连线内端时为午时，运行角度 $u=180^\circ$ ，卫星运行至 $u=90^\circ$ 时，卫星朝向太阳运行，此时称为卯时，卫星运行至 $u=-90^\circ$ 时，卫星背向太阳运行，此时称为酉时。卫星姿态定义卫星本体的 z 轴指向地心，绕 z 轴转动的姿态角为偏航角 φ ，偏航角 $\varphi=0$ 时，卫星本体 x 轴指向卫星运行速度方向，卫星本体 y 轴为帆板转动轴。帆板绕 y 轴转动的角度为帆板转动角，记为 α ， $\alpha=0$ 时帆板法向指向 z 轴。

根据太阳对帆板的垂直入射关系，可以得到偏航角的控制律^[2]：

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{\tan \beta}{\sin u}$$

和帆板转动角的控制律：

$$\alpha = \cos^{-1} \cos \beta \cos u$$

将偏航角的控制律对 u 求导得到偏航角速度：

$$\dot{\varphi} = -\frac{\tan \beta \cos u}{\tan^2 \beta + \sin^2 u}$$

图2是太阳仰角 $\beta=5^\circ$ 和 $\beta=-5^\circ$ 时卫星偏航角和角速度，以及帆板角的变化规律。

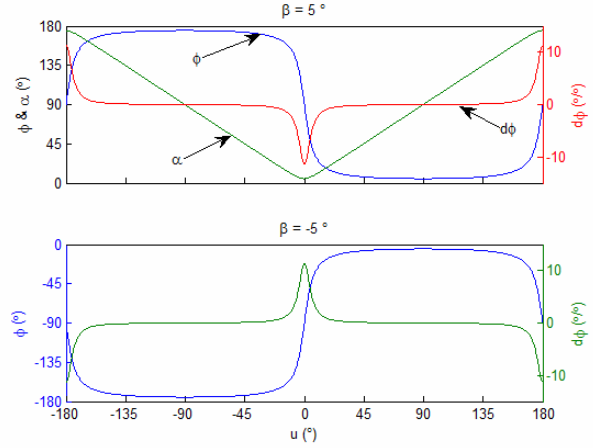


Figure 2. Curve: the Yaw, yaw rate and panel rotation angle of the Yaw Steering Mode.

图 2. 动态偏航模式的偏航角、角速度和帆板转动角

当 $\beta > 0$ 时，偏航角在 $[\beta, \pi - \beta]$ 区间内变化，卫星本体 x 轴始终在轨道的正法向之内摆动（如图1所示），在 $u=90^\circ$ 时（卯时）偏航角达到最小值 $\varphi=\beta$ ，在 $u=-90^\circ$ 时（酉时）达到最大值 $\varphi=\pi - \beta$ ，在 $u=0^\circ$ （子时）和 $u=180^\circ$ 时（午时） $\varphi=90^\circ$ 。当 $\beta < 0$ 时，偏航角在 $[-\pi - \beta, \beta]$ 区间内变化，卫星本体 x 轴始终在轨道的负法向之内摆动，在卯时偏航角达到最大值 $\varphi=\beta$ ，在酉时达到最小值 $\varphi=-\pi - \beta$ ，在子时和午时 $\varphi=-90^\circ$ 。

帆板转动角始终在 $[|\beta|, \pi - |\beta|]$ 区间内变化，与太阳仰角的符号无关，在子时帆板转动角达到最小值 $\alpha=|\beta|$ ，午时达到最大值 $\alpha=\pi - |\beta|$ ，在卯时和酉时 $\alpha=90^\circ$ 。

在子时和午时，偏航角速度达到峰值 $\dot{\varphi} = \mp \cot \beta$ ，随着太阳仰角 β 的减小，偏航角速率迅速增大，超出控制系统最大角速率的限制，特别地，当 $\beta=0$ 时 $\dot{\varphi} \rightarrow \infty$ 。

零偏航模式偏航角保持为零（ $\varphi=0$ ），帆板转动角线性变化（ $\alpha=u$ ）。

为保证动态偏航状态和零偏航状态切换的过渡时间最短，可以在动态偏航状态的偏航角的绝对值达到最小值时进行切换，当太阳仰角 $\beta > 0$ 在卯时切换，当 $\beta < 0$ 在酉时切换。

设太阳仰角 $\beta=5^\circ$ 时进行动态偏航转零偏航状态的切换，以动态偏航角速率的峰值（ $\cot \beta$ ）作为切换过程的角速率，得到切换过程偏航角、偏航角速度和帆板角的变化规律，如图3所示。

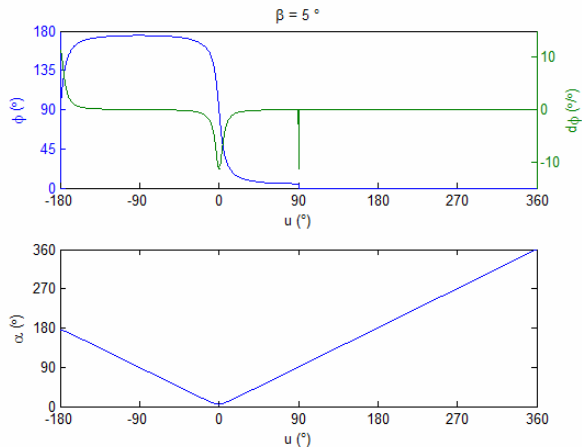


Figure 3. Curve: the yaw, yaw rate and panel rotation angle in the transition of yaw steering mode to orbit normal mode.

图 3.动态偏航转零偏航模式的偏航角、角速度和帆板转动角

3 太阳光压模型

为计算卫星所受的太阳光压，需要对卫星的受照面进行建模。对于常规的导航卫星，一般可以采用盒翼模型（Box-Wing）表示。卫星本体用六面体表示，两块帆板位于本体两边。卫星受照面包括本体的六个面和帆板的正表面，各个表面的光学性质包括表面积 A ，反射率 μ 和镜面反射系数 ξ 。

作用在某个表面上的太阳光压可以由法向分量和太阳矢量分量表示：

$$\mathbf{F}_n = -2\rho A \cos \theta \left(\frac{1-\xi}{3} \mu + \xi \mu \cos \theta \right)$$

$$\mathbf{F}_s = -\rho A \cos \theta (1 - \xi \mu)$$

其中 \mathbf{F}_n 表示光压作用力在受照面的法向分量，是由受照面对太阳光的反射效应（包括漫反射和镜面反射）产生， \mathbf{F}_s 表示太阳矢量方向分量，是由受照面对太阳光的吸收效应产生， ρ 是光压强度， θ 是太阳矢量与平面法向的夹角即入射角。

光压强度 ρ 与太阳辐射强度和卫星太阳距离有关：

$$\rho = \rho_0 \frac{R_s^2}{R_s^2 + r_s^2 + 2R_s r_s \cos u \cos \beta}$$

其中 R_s 是地球太阳距离， r_s 是卫星地球距离， ρ_0 是距离太阳 R_s 处太阳辐射的光压强度。

太阳入射角是影响太阳光压的主要因素，当 $\theta=0^\circ$ 太阳垂直入射，光压达到最大值，当 $\theta \geq 90^\circ$ 表面不受照，光压为零。

太阳仰角较小时，卫星会进入地影期，在每个轨道周期内，卫星进入地影时所受的太阳光压为零。

动态偏航状态，卫星帆板始终垂直于太阳矢量，

入射角 $\theta=0$ ，卫星本体 $x+$ 表面始终受照，入射角 $\theta < \pi/2 - \beta$ ， $z+$ 和 $z-$ 表面轮流受照， $y+$ 和 $y-$ 表面的入射角 $\theta = \pi/2$ ，始终不受照。

零偏航状态卫星帆板面的入射角 $\theta = \beta$ ，卫星本体 $x+$ 和 $x-$ 表面以及 $z+$ 和 $z-$ 表面轮流受照，当 $\beta > 0$ 时 $y-$ 表面的入射角 $\theta = \pi/2 - \beta$ 始终受照， $y+$ 表面始终不受照。

动态偏航和零偏航状态卫星帆板面的入射角始终不变，受的光压作用力的差别只和光压强度的变化有关。卫星本体各表面的受照情况随轨道运行周期性变化，两种状态的受照面不同，受的光压作用力的差别也是周期性变化的。

将卫星各表面的太阳光压求和，然后乘以地影因子，就得到卫星的与卫星姿态相关的太阳光压摄动力模型。

4 仿真结果

假设卫星质量为 1000kg，卫星本体为正六面体，每个面的面积均为 1m^2 ，卫星帆板面积为 9m^2 ，卫星面质比约为 $0.01\text{m}^2/\text{kg}$ 。卫星轨道高度设为 35863km，轨道周期为 24h。对卫星各表面不同的光学特性进行仿真，（1）常规条件：卫星本体反射率均为 0.5，镜面反射系数均为 0.8，卫星帆板反射率为 0.2，镜面反射系数为 0.6，此条件下卫星受照面的平均反射系数为 0.23；（2）全反射条件：卫星各表面反射率和镜面反射系数均为 1；（3）全吸收条件：卫星各表面反射率为 0。设太阳仰角 $\beta=5^\circ$ 时进行动态偏航转零偏航状态的切换，图 1 给出三种条件下切换后太阳光压加速度与理想动态偏航状态的差别。

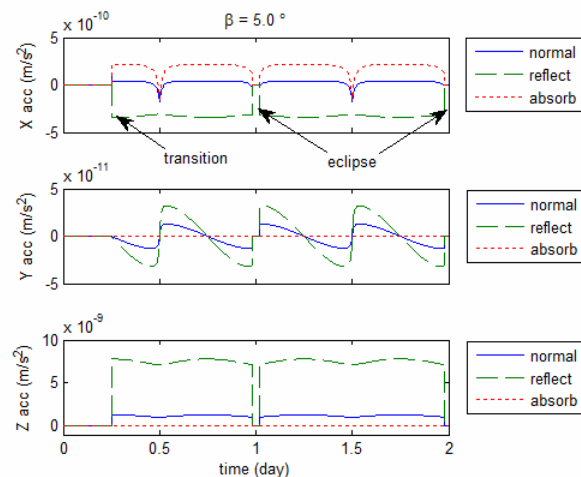


Figure 4. Curve: the SRP acceleration difference in the transition of yaw steering mode to orbit normal mode

图 4.动态偏航转零偏航后光压加速度的变化曲线

由图可见，转换前和地影期间零偏航状态与动态

偏航的光压加速度差别为零。常规条件下轨道X轴方向（太阳入射方向）零偏航状态的加速度偏大，只在正午时偏小；轨道Z轴方向（法向）加速度始终偏大，幅度比X轴大1个量级；轨道Y轴方向加速度的差别比另外两个方向小1~2个量级。全反射条件下各个方向的光压加速度差别的幅值都比较大，其中轨道X轴方向零偏航状态的加速度始终偏小。全吸收条件下轨道X轴方向零偏航状态的加速度偏大的幅度达到最大，轨道Y轴光压加速度差别为零，Z轴方向差别比X轴方向小1个量级。

对光压加速度进行积分，得到零偏航状态与理想动态偏航状态的位置差别，统计动态偏航转零偏航1天后位置差别如表：

Table 1. the position difference after 1 day of the transition of the yaw steering mode to the orbit normal mode

表 1. 动态偏航转零偏航1天后的位置差别

条件	X (m)	Y (m)	Z (m)
常规	0.10	-0.01	4.44
全反射	-1.21	-0.01	27.62
全吸收	0.71	0.00	-0.06

常规条件下轨道Z轴方向位置差最大达到4.4m，全反射条件下Z轴方向位置差最大达到27.6m，全吸收条件下X轴方向位置差最大达到0.7m。

5 结论

本文对导航卫星姿态控制规律对太阳光压的影响进行了研究。太阳相对于卫星轨道面的仰角较小时，为避免偏航角速度超限，卫星的姿态控制模式需要进行转换，由动态偏航模式转换到零偏航模式。不同卫星姿态控制模式下太阳光压模型不同，如果在轨道计算中采用同一太阳光压模型，会导致轨道计算偏差。本文采用盒翼模型对卫星所受的太阳光压进行建模，并分析了动态偏航转为零偏航时，太阳光压的变化以及对轨道摄动的影响。

通过仿真实验对动态偏航转零偏航后，轨道摄动相对于动态偏航状态的位置偏差进行了分析，结果表明：两种偏航控制律的位置偏差主要集中在轨道的X

轴方向（太阳入射方向）和Z轴方向（轨道法向）；位置偏差的大小与卫星表面的反射系数成正比；对于面质比为 $0.01 \text{ m}^2/\text{kg}$ 的卫星，动态偏航转零偏航1天后，当反射系数为1时，位置偏差最大可以达到-27.6m，平均反射系数为0.23时，位置偏差达到-4.43m，反射系数为0时，位置偏差最小达到-0.7m。

References (参考文献)

- [1] O. Montenbruck. ANTEX Considerations for Multi-GNSS Work [C]. Olsztyn: Antenna WG Meeting, IGS Workshop 2012.
- [2] F. Dilssner, T. Springer, W. Enderle. GPS IIF yaw attitude control during eclipse season [C]. San Francisco: AGU Fall Meeting, 2011.
- [3] Dayne G. Cook. Solar Radiation Pressure Modeling Issues For High Altitude Satellites [D]. Ohio: Air Force Institute of Technology, 2001, P3-40
- [4] Marek Ziebart. High Precision Analytical Solar Radiation Pressure Modeling for GNSS Spacecraft [D]. London: the University of East London, 2001, P52-55.
- [5] Chen Qiuli, Chen Zhonggui, Wang Haihong. Method of Modeling Solar Radiation Pressure based on attitude control law of Navigation Satellites [C]. CSNC 2013 (Ch). 陈秋丽, 陈忠贵, 王海红. 基于导航卫星姿态控制规律的光压摄动建模方法 [C]. 第四届中国卫星导航学术年会, 2013.
- [6] Cui Wen, Wang Jiasong, Baoyin Hexi. Analysis of solar pressure perturbation impacting on satellite attitude-orbit coupling [J]. Chin. J. Space Sci., 2012, 32(3): 424-429 (Ch). 崔文, 王家松, 宝音贺西. 光压摄动对卫星姿态轨道耦合的影响分析 [J]. 空间科学学报, 2012, 32(3), P424-429.