

# 双太阳翼 GEO 卫星在轨角动量管控方法

洪振强<sup>1</sup>, 俞洁<sup>2</sup>, 刘伟<sup>1</sup>, 杨立峰<sup>1</sup>, 陆国平<sup>1</sup>, 施晨康<sup>1</sup>, 赵辉<sup>1</sup>

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

**摘要:** 地球同步轨道(GEO)卫星在轨的主要环境干扰力矩为太阳光压力矩和重力梯度力矩, 干扰力矩的累积效应表现为飞轮转速的变化, 需要通过外力矩进行角动量卸载避免飞轮饱和。由于 GEO 磁场极弱, 卫星无法使用磁力矩卸载, 只能通过喷气卸载, 而喷气将对卫星轨道产生影响, 因此需要尽可能延长卸载周期。针对配置双对称太阳电池阵 GEO 卫星的角动量管控需求, 首先建立卫星在惯性空间中角动量积累模型, 并映射到卫星本体系中, 得到本体系中的角动量变化规律。通过飞轮在轨转速遥测数据, 精确辨识获取环境干扰力矩特征参数, 获得真实可靠的干扰模型。以角动量卸载周期最长为原则, 基于在轨环境干扰模型制定角动量管控策略, 并准确预估下次角动量卸载时间。经在轨数据处理与分析表明: 提出的角动量管控策略, 可有效将飞轮的角动量卸载周期提升为原来的 2 倍, 有效提升卫星在轨应用效能, 具有实际工程意义。

**关键词:** GEO 卫星; 环境干扰力矩; 在轨辨识; 角动量管控; 卸载周期

**中图分类号:** V 412.4

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.06.006

## On-orbit Angular Momentum Management and Control for GEO Satellites with Double Solar Arrays

HONG Zhenqiang<sup>1</sup>, YU Jie<sup>2</sup>, LIU Wei<sup>1</sup>, YANG Lifeng<sup>1</sup>, LU Guoping<sup>1</sup>,  
SHI Chenkang<sup>1</sup>, ZHAO Hui<sup>1</sup>

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** The main environmental disturbance torques of on-orbit geosynchronous earth orbit (GEO) satellites are solar pressure torque and gravity gradient torque. The cumulative effect of disturbance torque is the change of flywheel speed. In order to avoid flywheel saturation, it is necessary to unload the angular momentum by means of external torque. Since GEO magnetic field is extremely weak, GEO satellites cannot use magnetic torque to unload angular momentum, and can only unload angular momentum by jet, which will affect the satellite orbit. Therefore, it is necessary to extend the unloading period as long as possible. In order to meet the angular momentum management and control requirements of GEO satellites with double symmetric solar arrays, the angular momentum accumulation model of satellites in inertial space is established and mapped to the satellite system, and then the angular momentum change law in the system is obtained. With the telemetry data of flywheel on-orbit speed, the characteristic parameters of environmental disturbance torque are identified accurately, and the real and reliable disturbance model is obtained. According to the principle of the longest angular momentum unloading period, the angular momentum management and control strategy is formulated based on the on-orbit environment disturbance model, and the next angular momentum unloading time is accurately estimated. The on-orbit data processing and analysis show that the proposed angular momentum management and control strategy can effectively double the angular momentum unloading period of the flywheel, effectively improve the on-orbit application efficiency of GEO satellites, and has practical engineering significance.

收稿日期: 2021-04-09; 修回日期: 2021-08-10

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(41801382)

作者简介: 洪振强(1990—), 男, 工程师, 主要研究方向为卫星姿态动力学与控制。

**Key words:** geosynchronous earth orbit (GEO) satellite; environmental disturbance torque; on-orbit identification; angular momentum management and control; unloading cycle

## 0 引言

地球同步轨道(Geosynchronous Earth Orbit, GEO)三轴稳定卫星在轨稳态轮控模式下,通过飞轮吸收环境干扰力矩,保持卫星姿态稳定。在环境力矩的作用下,飞轮角动量存在随时间累积项,需要定期进行角动量卸载,避免飞轮转速饱和。目前,国内外针对航天器环境干扰和动力学特性的在轨辨识已经开展了广泛研究。文献[1]提出了一种利用光压力矩辅助卫星太阳电池翼角度调整进行角动量管控的方法,但该卸载方法仅对对日定向卫星适用。文献[2]设计了一种基于以飞轮极限角动量为参考的零运动力矩分配轮系角动量管控策略,主要目的是避免系统角动量未达到包络面时部分飞轮角动量出现饱和。文献[3]的研究对象限定在采用惯性系为控制基准的航天器角动量管理。文献[4]主要解决引力梯度力矩和气动力矩常值部分带来的角动量积累问题。文献[5]采用引力梯度力矩平衡姿态,设计了基于极点配置的空间站角动量管理控制器。文献[6]对环月地轨道环绕卫星所受重力梯度力矩进行了分析。文献[7]研究了当轨控推力器存在大力矩扰动时系统角动量管控方法。文献[8]研究了角动量管理对卫星轨道的影响,但均不涉及太阳光压力矩。文献[9]研究电推进卫星通过将推力器的指向略微偏离质心来产生控制力矩,完成角动量卸载。文献[10]设计了一种基于气动力矩和模型预测的低地轨道(Low Earth Orbit, LEO)卫星角动量管控算法,但不适用于GEO卫星。文献[11]用几何方法详细讨论了航天器各表面受晒的情况,推导了不同太阳光入射条件下航天器各面所受到的太阳光压力矩数学模型。文献[12]提出一种精确求取太阳光压有效作用面积的方法。文献[13]对太阳光压力矩与大气阻力力矩的建模与仿真提出了新的方法,准确地对太阳光压力矩与大气阻力力矩进行了估计。文献[14]论述了大型三轴气浮台转动惯量和干扰力矩高精度联合辨识技术,但需要进行主动激励,不便于在轨操作。文献[15]阐述了导航卫星太阳光压建模方法与模型特性分析,主要研究太阳光压对轨道摄动的影响,而

不是姿态控制的影响。本文针对对称布局GEO卫星角动量缓慢累积的特点,开展在轨环境力矩辨识和角动量管控研究,可为姿控系统的精细化设计提供参考依据,并以此为基础提出使用3台飞轮接入闭环控制状态下的角动量管控策略,延长角动量卸载周期。

## 1 惯性系下角动量模型

静止轨道卫星运行在稳态轮控模式时,通过飞轮吸收外界干扰力矩而保持卫星姿态三轴稳定。由于地球静止轨道高度达到36 000 km,地磁力矩和大气阻尼力矩可以忽略不计,只需要考虑太阳光压和重力梯度力矩的影响。

### 1.1 太阳光压干扰力矩

关于太阳光压力矩,已经在很多文献中进行了详细的推导和描述。本文的目的是在惯性坐标系中建立太阳光压干扰模型,提取特征参数,为在轨精确辨识奠定基础。单边太阳翼与双边对称太阳翼的太阳光压力矩分析方法一致,其最大区别是太阳光压压心和卫星质心距离存在较大差别。

以双边对称太阳翼为例建立太阳光压干扰力矩模型,如图1所示。由于角动量守恒定理须在惯性系下描述,因此,首先建立惯性参考系 $O_i X_i Y_i Z_i$ ,其原点 $O_i$ 位于卫星质心, $O_i X_i$ 指向卫星星下点时刻为12:00对应的飞行方向, $O_i Y_i$ 沿轨道负法向, $O_i Z_i$ 、 $O_i X_i$ 和 $O_i Y_i$ 满足右手定则。设太阳光压压心在 $O_i X_i Y_i Z_i$ 坐标系中的初始位置矢量为 $\boldsymbol{P} = [P_x \ P_y \ P_z]^T$ ,太阳光压法向力为 $\boldsymbol{F}_n = [0 \ 0 \ F_n]^T$ ,切向力为 $\boldsymbol{F}_t = [0 \ F_t \ 0]^T$ ,力的大小与太阳光入射角 $\alpha$ 的关系见文献[1]。

设惯性系中太阳光压力矩为 $T_{is}$ ,其可根据太阳光压力和压心矢量计算得到。由于压心矢量随卫星的轨道运动相对惯性空间旋转,所以先计算时变的压心矢量:

$$\boldsymbol{P}(t) = \boldsymbol{A}_y(\theta_y) \cdot \boldsymbol{P} = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta_y & 0 & \cos \theta_y \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} P_x \cdot \cos \theta_y + P_z \cdot \sin \theta_y \\ P_y \\ -P_x \cdot \sin \theta_y + P_z \cdot \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (1)$$

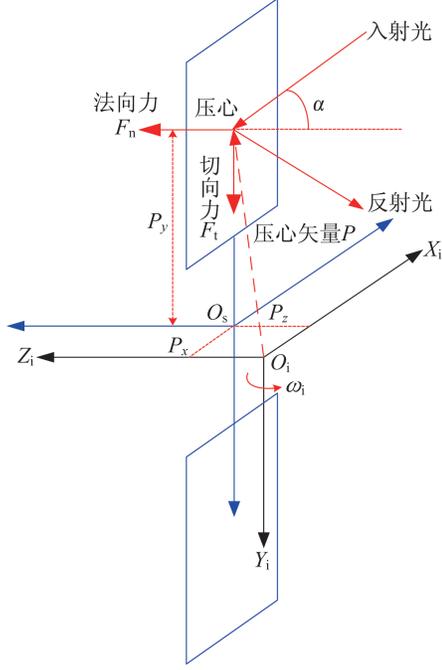


图 1 太阳光压作用示意图

Fig.1 Schematic diagram of solar pressure effects

式中:  $A_y(\theta_y)$  为绕  $y$  轴的旋转矩阵; 旋转角  $\theta_y$  与轨道角速度相关。对于 GEO 卫星, 可直接由轨道角速度  $\omega_o$  乘以时间得到。进一步可得惯性系下时变的太阳光压力矩  $T_{is}(t)$  为

$$T_{is}(t) = P(t) \times (F_n + F_t) = \begin{bmatrix} (P_x \cdot \sin \theta_y - P_z \cdot \cos \theta_y) \cdot F_t + P_y \cdot F_n \\ -(P_x \cdot \cos \theta_y + P_z \cdot \sin \theta_y) \cdot F_n \\ (P_x \cdot \cos \theta_y + P_z \cdot \sin \theta_y) \cdot F_t \end{bmatrix} \quad (2)$$

### 1.2 重力梯度干扰力矩

对于圆轨道卫星, 在小姿态情况下, 卫星本体坐标系下的重力梯度力矩  $T_{bg}$  可表示为

$$T_{bg} = 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} -[(I_y - I_z) \cdot \varphi + I_{yz} - I_{xy} \cdot \theta] \\ -[(I_x - I_z) \cdot \theta - I_{xz} - I_{xy} \cdot \varphi] \\ -(I_{yz} \cdot \theta + I_{xz} \cdot \varphi) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中:  $\varphi$ 、 $\theta$  分别为卫星的滚动角和俯仰角。

从而可得惯性系中的重力梯度力矩  $T_{ig}(t)$  为

$$T_{ig}(t) = 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} -[(I_y - I_z) \cdot \varphi + I_{yz} - I_{xy} \cdot \theta] \cdot \cos \theta_y - (I_{yz} \cdot \theta + I_{xz} \cdot \varphi) \cdot \sin \theta_y \\ -[(I_x - I_z) \cdot \theta - I_{xz} - I_{xy} \cdot \varphi] \\ [(I_y - I_z) \cdot \varphi + I_{yz} - I_{xy} \cdot \theta] \cdot \sin \theta_y - (I_{yz} \cdot \theta + I_{xz} \cdot \varphi) \cdot \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (4)$$

稳态轮控下, 卫星本体坐标系与轨道坐标系近似重合, 即  $\varphi \approx \theta \approx 0$ , 因此, 式(4)可简化为

$$T_{ig}(t) = 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} -I_{yz} \cdot \cos \theta_y \\ I_{xz} \\ I_{yz} \cdot \sin \theta_y \end{bmatrix} \quad (5)$$

### 1.3 整星角动量积累模型

根据角动量守恒定理, 在惯性系下对干扰力矩进行积分即可得到惯性系中的角动量变化曲线。设惯性系中的角动量为  $H_i = [H_{ix} \ H_{iy} \ H_{iz}]^T$ , 有

$$H_i = \int_{t_0}^{t_i} [T_{is}(t) + T_{ig}(t)] dt \quad (6)$$

展开可得

$$H_{ix} = \int_{t_0}^{t_i} [(P_x \cdot \sin \theta_y - P_z \cdot \cos \theta_y) \cdot F_t + P_y \cdot F_n - 3\omega_o^2 \cdot I_{yz} \cdot \cos \theta_y] dt = \int_{t_0}^{t_i} [(P_x \cdot \sin(\omega_o \cdot t) - P_z \cdot \cos(\omega_o \cdot t)) \cdot F_t + P_y \cdot F_n - 3\omega_o^2 \cdot I_{yz} \cdot \cos(\omega_o \cdot t)] dt = \left[ \left( -\frac{P_x}{\omega_o} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) - \frac{P_z}{\omega_o} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) \right) \cdot F_t \right]_{t_0}^{t_i} + [P_y \cdot F_n \cdot t - 3\omega_o \cdot I_{yz} \cdot \sin(\omega_o \cdot t)]_{t_0}^{t_i} \quad (7)$$

$$H_{iy} = \int_{t_0}^{t_i} [- (P_x \cdot \cos \theta_y + P_z \cdot \sin \theta_y) \cdot F_n + 3\omega_o^2 \cdot I_{xz}] dt = \int_{t_0}^{t_i} [- (P_x \cdot \cos(\omega_o \cdot t) + P_z \cdot \sin(\omega_o \cdot t)) \cdot F_n + 3\omega_o^2 \cdot I_{xz}] dt = \left[ \left( -\frac{P_x}{\omega_o} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) - \frac{P_z}{\omega_o} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) \right) \cdot F_n \right]_{t_0}^{t_i} + (3\omega_o^2 \cdot I_{xz} \cdot t)_{t_0}^{t_i} \quad (8)$$

$$\begin{aligned}
 H_{iz} &= \int_{t_0}^{t_1} \left[ (P_x \cdot \cos \theta_y + \right. \\
 &P_z \cdot \sin \theta_y) \cdot F_t + 3\omega_o^2 \cdot I_{yz} \cdot \sin \theta_y \left. \right] dt = \\
 &\int_{t_0}^{t_1} \left[ (P_x \cdot \cos(\omega_o \cdot t) + P_z \cdot \sin(\omega_o \cdot t)) \cdot \right. \\
 &F_t + 3\omega_o^2 \cdot I_{yz} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) \left. \right] dt = \\
 &\left[ \left( \frac{P_x}{\omega_o} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) - \frac{P_z}{\omega_o} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) \right) \cdot F_t \right] \Big|_{t_0}^{t_1} - \\
 &\left[ 3\omega_o \cdot I_{yz} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) \right] \Big|_{t_0}^{t_1} \quad (9)
 \end{aligned}$$

进一步,结合卫星的轨道和姿态运动,可将惯性系中的角动量映射到卫星本体系中,得到卫星本体系下的角动量  $H_b = [H_{bx} \ H_{by} \ H_{bz}]^T$ ,对于 GEO 卫星,有

$$\begin{aligned}
 H_b &= A_y(\theta_y) \cdot H_i = \\
 &\begin{bmatrix} H_{ix} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) + H_{iz} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) \\ H_{iy} \\ -H_{ix} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) + H_{iz} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) \end{bmatrix} \quad (10)
 \end{aligned}$$

经上述分析,可得 GEO 轨道卫星环境干扰力矩特性,见表 1。X、Z 轴合成角动量反映了太阳光压干扰力矩的累积效应,Y 轴角动量反映了重力梯度力矩的累积效应。

表 1 GEO 轨道环境干扰力矩分析总结表(相对轨道系零姿态时)

Tab.1 Analysis summary of GEO orbit environment disturbance torques (relative to the zero attitude of the orbit system)

干扰方向	坐标轴	整星角动量特性	干扰成因
法向光压力矩	$X_b$	日交变、累积	压心与质心不重合
	$Y_b$	日交变、不累积	帆板转轴不过质心
	$Z_b$	日交变、累积	压心与质心不重合
切向光压力矩	$X_b$	日交变、不累积	帆板转轴不过质心
	$Y_b$	为 0	切向力沿 $Y_b$ 轴,无干扰力矩
	$Z_b$	日交变、不累积	帆板转轴不过质心
重力梯度力矩	$X_b$	日交变、不累积	惯量积 $I_{yz}$ 不为零
	$Y_b$	累积	惯量积 $I_{zx}$ 不为零
	$Z_b$	日交变、不累积	惯量积 $I_{yz}$ 不为零

## 2 环境干扰力矩辨识

### 2.1 辨识算法

根据惯性系下的角动量模型式(7)和式(8),其中,式(7)反映了法向太阳光压引起的角动量累积和切向太阳光压及重力梯度力矩引起的角动量交变,式(8)反映了重力梯度力矩引起的角动量累积和切向太阳光压引起的角动量交变。提取特征参数,改写环境干扰角动量累积模型如下:

$$\begin{cases} H_{ix} = a_{x1} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) + a_{x2} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) + \\ c_{x0} \cdot t + H_{ix0} \\ H_{iy} = a_{y1} \cdot \sin(\omega_o \cdot t) + a_{y2} \cdot \cos(\omega_o \cdot t) + \\ c_{y0} \cdot t + H_{iy0} \end{cases} \quad (11)$$

式中: $H_{ix0}$ 、 $H_{iy0}$  分别为 X 向和 Y 向的初始角动量;特征参数  $a_{x1}$ 、 $a_{x2}$ 、 $c_{x0}$ 、 $a_{y1}$ 、 $a_{y2}$ 、 $c_{y0}$  分别为

$$\begin{aligned}
 a_{x1} &= -\frac{P_z \cdot F_t}{\omega_o} - 3\omega_o \cdot I_{yz} \\
 a_{x2} &= -\frac{P_x \cdot F_t}{\omega_o} \\
 c_{x0} &= P_y \cdot F_n \\
 a_{y1} &= -\frac{P_x \cdot F_n}{\omega_o} \\
 a_{y2} &= -\frac{P_z \cdot F_n}{\omega_o} \\
 c_{y0} &= 3\omega_o^2 \cdot I_{zx} \quad (12)
 \end{aligned}$$

根据上述模型,结合在轨遥测数据,采用最小二乘拟合即可得到各特征系数。根据特征参数,可计算得到法向和切向太阳光压力引起的干扰力矩辨识结果如下:

结果 1,法向太阳光压力引起的绕  $O_i X_i$  轴干扰力矩,  $P_y \cdot F_n = c_{x0}$ ;

结果 2,法向太阳光压力引起的绕  $O_i Y_i$  轴干扰力矩,  $P_x \cdot F_n = -a_{y1} \cdot \omega_o$ ;

结果 3,切向太阳光压力引起的绕  $O_i Z_i$  轴干扰力矩,  $P_x \cdot F_t = -a_{x2} \cdot \omega_o$ ;

结果 4,切向太阳光压力引起的绕  $O_i X_i$  轴干扰力矩,  $P_z \cdot F_t = -a_{x1} \omega_o + 3\omega_o^2 \cdot I_{zx}$ 。

### 2.2 辨识结果

根据飞轮在轨转速遥测数据,处理得到卫星本体系中和惯性系中的角动量变化曲线如图 2 所示。

对惯性系下的角动量曲线进行拟合,得到拟合结果如图 3 和图 4 所示。

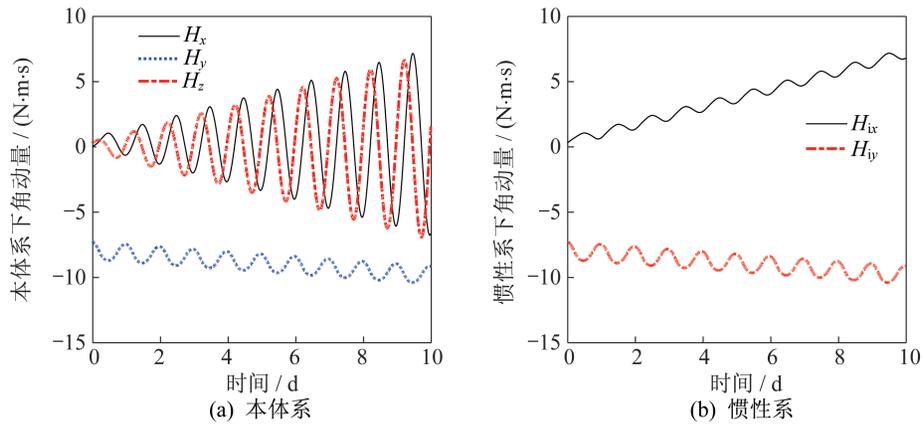


图 2 卫星在轨角动量变化示意图

Fig.2 Angular momentum change of the on-orbit satellite

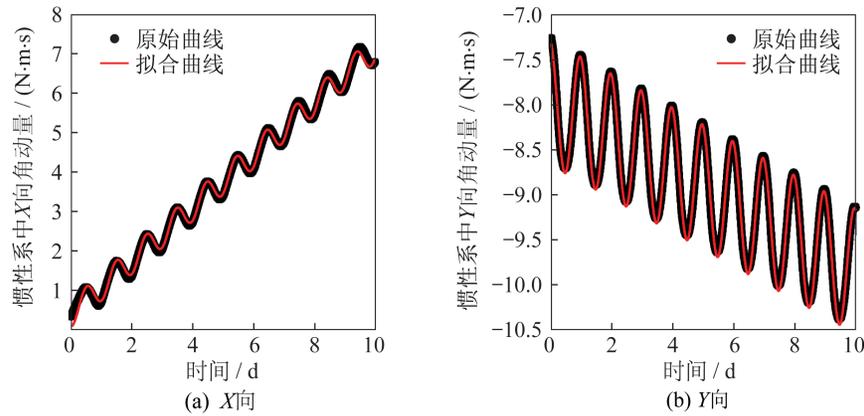


图 3 惯性系下整星角动量拟合结果

Fig.3 Fitting results of the angular momentum of the whole satellite in the inertial frame

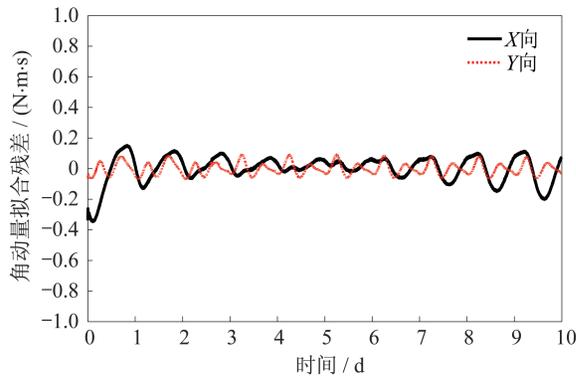


图 4 惯性系下整星角动量拟合残差

Fig.4 Fitting residual error of the whole satellite angular momentum in the inertial frame

对应特征参数的数值辨识结果如下:

$$a_{x1} = 0.14825, \quad a_{x2} = -0.33062, \quad c_{x0} = 0.68378, \\ a_{y1} = -0.24504, \quad a_{y2} = 0.64965, \quad c_{y0} = -0.19083$$

已知卫星惯性角速度  $\omega_o = 7.2722 \times$

$10^{-5}$  rad/s, 根据上述辨识结果可解得, 在星下点时刻为 12:00 对应的惯性参考系中:

结果 1, 法向太阳光压力引起的绕  $O_i X_i$  轴干扰力矩,  $P_y \cdot F_n = 7.91 \times 10^{-6}$  N·m;

结果 2, 法向太阳光压力引起的绕  $O_i Y_i$  轴干扰力矩,  $P_x \cdot F_n = 3.54 \times 10^{-5}$  N·m;

结果 3, 切向太阳光压力引起的绕  $O_i Z_i$  轴干扰力矩,  $P_x \cdot F_t = 2.40 \times 10^{-5}$  N·m;

结果 4, 切向太阳光压力引起的绕  $O_i X_i$  轴干扰力矩,  $P_z \cdot F_t = -2.24 \times 10^{-5}$  N·m;

结果 5, 绕  $O_i Y_i$  轴重力梯度力矩,  $T_{igy} = 3\omega_o^2 \cdot I_{zx} = -2.20 \times 10^{-6}$  N·m。

将上述辨识结果代入式(10), 将仿真结果与在轨遥测结果比对, 如图 5 所示, 误差在  $0.5$  N·m·s 以内, 表明所建角动量模型和特征参数辨识算法正确且有效。

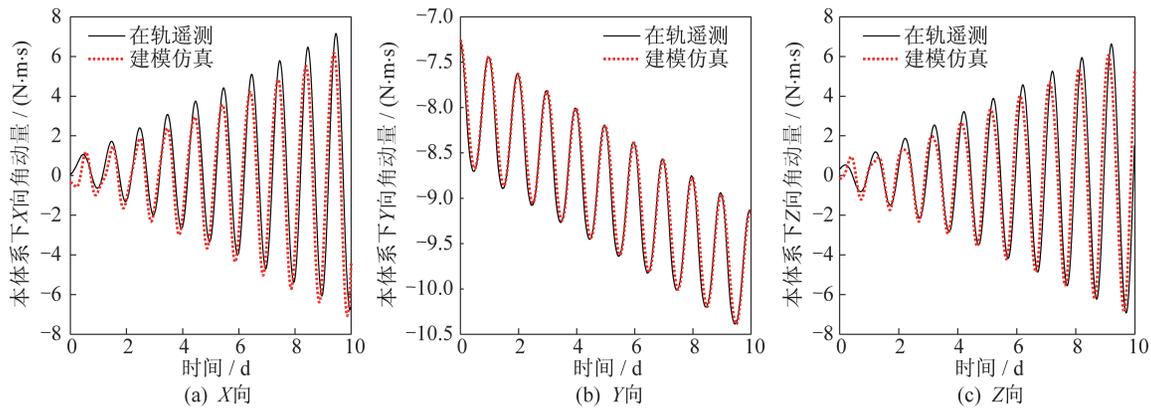


图 5 角动量仿真模型与在轨实际角动量比对示意图

Fig.5 Comparison diagram of the angular momentum simulation model and the actual on-orbit angular momentum

### 3 角动量管控

根据前文的角动量积累机理分析可知,为了延长 GEO 卫星在轨的角动量卸载周期,一方面应尽量减小卫星质心与太阳光压压心之间的距离(尤其是在轨道法向);另一方面应尽量减小卫星惯量积  $I_{xx}$ ,从而减小角动量积累的梯度。但是,随着季节的变化和星上剩余燃料的减少,卫星的压心、质心、转动惯量和惯性积均不可避免发生变化。角动量管控的目的是为了延长卸载周期,根据角动量增长趋势设置合理的角动量初值(即对应飞轮初始转速)。因此,有必要对太阳光压力矩和重力梯度力矩进行辨识,并根据辨识结果合理设置飞轮卸载转速(而不是简单卸载到零转速),从而延长角动量卸载周期,提升卫星的在轨应用效能。

假设卫星配置三正一斜总共 4 台飞轮,正装 XYZ 飞轮与卫星本体轴一致,斜装 S 飞轮与 XYZ 夹角一致,均为  $54.74^\circ$ 。以上一节的太阳光压力矩和重力梯度力矩辨识结果为例,将其代入整星动力学模型,以飞轮转速超过  $\pm 2\ 000\ \text{r/min}$ (对应角动量约  $15\ \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$ )为卸载标志,则可得不同飞轮组合接入状态下,角动量管控前(对应飞轮初始转速均为  $0\ \text{r/min}$ )对应的卸载周期和进行角动量管控后的卸载周期见表 2。由表 2 可见,角动量管控后使得角动量卸载周期增加 1 倍,管控前后的整星角动量累积曲线如图 6 和图 7 所示。图 7 中,从左到右 4 张图分别展示了 4 种接入工况下的飞轮转速变化曲线,每张图的最左侧为设置的飞轮转速初值,最右侧为卸载时对应的飞轮转速,横坐标表示卸载周期。

表 2 不同飞轮组合下角动量管控前后卸载周期统计表

Tab.2 Statistics of unloading periods before and after angular momentum management and control under different flywheel combinations

角动量管控前				
飞轮组合	XYZ	XYS	XZS	YZS
飞轮转速/( $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$ )	[0]	[0]	[0]	[0]
卸载周期/d	20.81	12.55	16.29	11.81
角动量管控后				
飞轮组合	XYZ	XYS	XZS	YZS
飞轮转速/( $\text{r}\cdot\text{min}^{-1}$ )	[-2000 0 0]	[-1208 0 0]	[474 1704 752]	[673 -1608 1169]
卸载周期/d	41.24	24.23	32.97	23.46

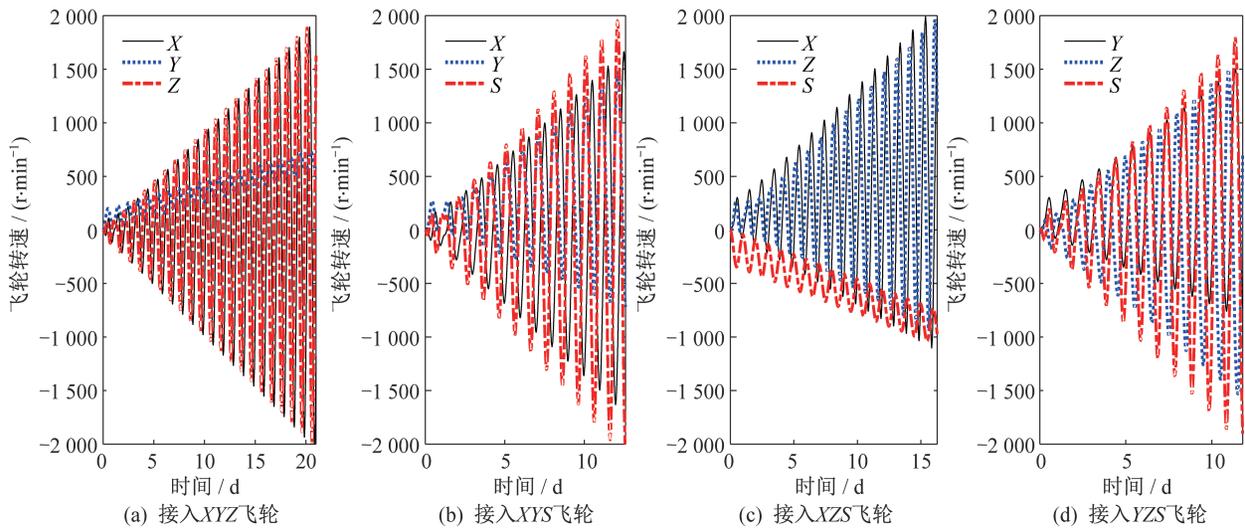


图 6 角动量管控前不同飞轮组合下的飞轮转速变化仿真曲线

Fig.6 Simulation curves of flywheel speed changes under different flywheel combinations before angular momentum management and control

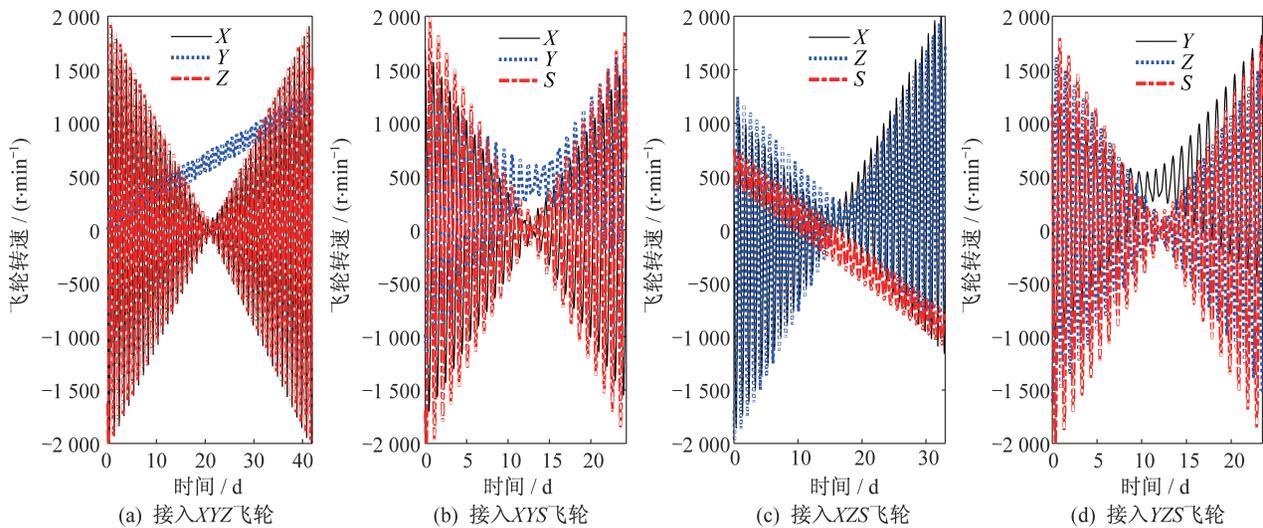


图 7 角动量管控后不同飞轮组合下的飞轮转速变化仿真曲线

Fig.7 Simulation curves of flywheel speed changes under different flywheel combinations after angular momentum management and control

#### 4 结束语

本文建立了惯性系下双对称太阳电池阵 GEO 卫星的角动量积累模型,并投影到卫星本体系统中,将角动量积累转化为实际飞轮转速的变化。结合实际在轨飞轮转速遥测数据,精准辨识 GEO 卫星在轨环境干扰力矩,获取定量结果,并作为输入条件,仿真了不同飞轮组合接入状态下的飞轮转速变化情况。以角动量卸载周期最长为原则,优化了角动量管控策略,将飞轮的角动量卸载周期提升为原来的 2 倍,大幅提升卫星在轨的应用效能。

#### 参考文献

- [1] 戴居峰,徐红兵,崔雁,等.“嫦娥二号”卫星 L2 点角动量管理[J].中国空间科学技术,2013(4):72-77.
- [2] 雷拥军,袁利.轮系航天器的角动量包络分析及角动量管理[J].中国空间科学技术,2017,37(6):1-9.
- [3] 蒋金哲,高亚楠,胡勇.轨道摄动对航天器角动量管理的影响和补偿[J].控制与决策,2014,29(6):979-984.
- [4] 王梦菲,张军,李金哲.基于 LMI 的空间站角动量管理控制器多级设计[J].航天控制,2020,38(1):37-44.

(下转第 70 页)