

# FY-3(05)星主动对月定标控制技术研究

王金华<sup>1</sup>, 薄煜明<sup>1</sup>, 高旭东<sup>2</sup>, 尹海宁<sup>3</sup>

(1.南京理工大学自动化学院,江苏南京210094;2.上海卫星工程研究所,上海201109;  
3.上海航天控制技术研究所,上海201109)

**摘要:**月球是低轨气象卫星载荷进行外定标的一个理想目标,不同载荷通过观测月球可以建立统一的参考基准,提高相互之间的数据匹配性。对于低轨卫星,月球一般每月一次进入载荷的视场,但停留时间只有几秒钟。为进一步提高对月定标的观测时长,积累更多的观测数据,本文针对低轨偏置动量卫星提出了一种主动对月定标控制方案,通过卫星平台的姿态控制,使月球在载荷视场中停留30 min以上。仿真结果表明:对月定标过程中卫星姿态控制精度满足指标要求,具备工程应用条件。

**关键词:**偏置动量卫星;月球定标;卫星姿态控制;风云三号;低轨卫星

**中图分类号:** V; 412.42

**文献标志码:** A

**DOI:** 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.02.005

## Lunar Calibration Maneuver for the FY-3(05) Satellite

WANG Jinhua<sup>1</sup>, BO Yuming<sup>1</sup>, GAO Xudong<sup>2</sup>, YIN Haining<sup>3</sup>

(1.School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;  
2.Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;  
3.Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

**Abstract:** The moon is an ideal target for external calibration of low earth orbit (LEO) meteorological satellite payloads. With sharing the moon as a calibration target, different satellites can build a unified reference datum, which benefits for the data assimilation. Typically, the moon can enter the payload narrow scan window for only a few seconds once a month. In order to further improve the observation time for lunar calibration and accelerate more observation data, in this paper, an active lunar calibration control scheme for LEO biased momentum satellites is presented. The results show that with the presented scheme, the moon could stay in the payload window for more than 30 minutes through the attitude control of the satellite platform. The simulation results indicate that the precision of satellite attitude control in the process of lunar calibration meets the requirements of indexes and engineering application.

**Key words:** biased momentum satellite; lunar calibration; satellite attitude control; Fengyun-3 (FY-3); low earth orbit (LEO) satellite

## 0 引言

气象卫星的遥感仪器性能通常会随着光学元件和电子元件的老化以及空间环境的变化而变化。工程经验表明,气象卫星的可见光、近红外通道探测器灵敏度每年都有一定程度的衰减。这意味着,对卫星遥感仪器进行在轨定标是非常必要的。目前,卫星在轨定标源主要采用星上黑体、太阳光等,但黑体自身温度的控制误差、太阳光漫反射板的衰

减会对星上定标造成不利的影 响。以地物为目标开展定标时,大气的确定性也会对在轨星上定标产生不利影响<sup>[1]</sup>。

除了传统的定标手段外,在工程实践中,月球作为一种在轨定标源也逐渐受到重视,主要是月球定标相对于其他定标手段有其独特的优势。首先,月球具有极稳定的反射比,辐照度年变化小于 $10^{-8}$ ,并且反射光谱是连续光滑的,能够较好地反映太阳

收稿日期:2021-01-30;修回日期:2021-03-13

作者简介:王金华(1971—),男,研究员,主要研究方向为卫星总体设计。

光谱的结构;其次,月球光谱辐亮度值在大部分卫星遥感仪器的动态范围之内,不需要在光路中引入其他部件,可以简化定标流程;另外,从卫星运行的轨道来看,无论是常用的太阳同步轨道卫星还是地球静止轨道卫星,都有较多机会在轨进行月球观测,为不同卫星之间的定标提供了统一的标准<sup>[2-7,9-10,12]</sup>。

FY-3(05)星是风云三号系列卫星中首颗运行于晨昏轨道的太阳同步轨道卫星,针对主载荷——中分辨率光谱成像仪的应用需求,首次设计了卫星对月定标工作模式。中分辨率光谱成像仪在轨运行时,需要通过对月观测进行仪器定标。目前在轨卫星采用对地定向的姿态模式,月球每月进入中分辨率光谱成像仪视场一次,但由于月球矢量相对于卫星轨道系+Y轴转动,中分辨率光谱成像仪视场扫描月球圆盘的时间不足 10 s,只能形成数帧有效图像。为了增加中分辨率光谱成像仪对月球的观测时长,本文提出了机动对月定标工作模式。在该模式下,卫星本体姿态保持近似惯性定向,使中分辨率光谱成像仪视场能够长时间观测到月球。确定机动对月定标的控制目标,使月球在中分辨率光谱成像仪扫描视场内停留超过 30 min。

本文对 FY-3(05)卫星机动对月定标工作模式的相关情况进行了说明,总结了轨道、数管、姿轨控、热控相关分系统的工作。姿轨控方案表明,机动对月定标模式能够增加中分对月球圆盘的观测时长。在机动对月定标过程中,平台及载荷各分系统能够适应外部环境变化。

## 1 对月定标方案

### 1.1 载荷视场分析

中分扫描视场的后视图(即从轨道系原点指向+X轴方向)如图 1 所示。中分扫描视场是一个条带状视场,在跨轨迹方向很宽(正常模式对地视场为图中的  $34.9^{\circ}\sim 145.1^{\circ}$ ),但沿轨迹方向视场仅  $0.685^{\circ}$ 。在最初的方案中仅  $19^{\circ}\sim 22^{\circ}$  的冷空定标视场可用于对月定标,目前的方案为中分可以调整扫描方案(更改扫描起始位置),使得  $12^{\circ}\sim 140^{\circ}$  均可对月定标。由于对月定标时月球位于+Y侧,所以实际对月定标可用视场为  $12^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 。

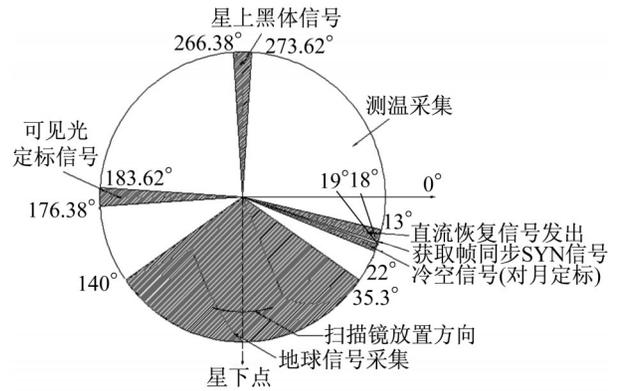


图 1 中分扫描视场

Fig.1 Median scanning field of view

图 1 中,  $0^{\circ}$  方向为轨道系的+Y方向,  $90^{\circ}$  方向为轨道系的+Z方向(即对地方向)。FY-3(05)卫星是晨昏轨道卫星,太阳始终位于轨道系的-Y方向附近,即图 1 中的  $180^{\circ}$  附近。

### 1.2 对月定标方法

卫星正常在轨飞行一圈,卫星指向月球的矢量会绕卫星轨道系的+Y轴转动一圈,如图 2 所示。图中可见,只有当月球矢量位于 YOZ 平面内时,月球才会位于中分视场中,由于月球矢量的转动,该过程只能持续一小段时间。

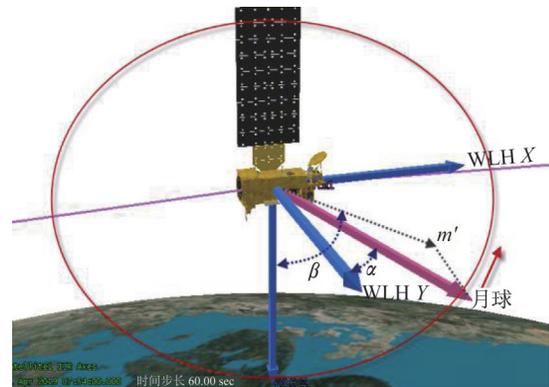


图 2 对月定标指向角示意图

Fig.2 Schematic diagram of the pointing angle of lunar calibration

为了能够让月球始终处于中分扫描视场之内,当月球矢量进入 YOZ 平面以后,可以让卫星本体按一个确定的角速度绕+Y轴转动,该角速度即月球矢量在轨道系中绕+Y轴转动的角速度。通过卫星本体的转动,保证了月球矢量始终位于 YOZ 平面以内。

### 1.3 指向角的定义

为了便于分析对月定标过程中的角度关系,下面定义了如图 2 所示的两个指向角:1)  $\alpha$  角为星月矢量与轨道系 +Y 轴夹角,用于辅助判断星月矢量是否满足中分扫描视场要求;2)  $\beta$  角为星月矢量在轨道系 XOZ 面的投影与 +Z 轴夹角,用于引导姿控作俯仰机动。

## 2 轨道计算方案

### 2.1 月球运动特点

月球轨道运动的平面称为白道面,将月球轨道面扩大和天球相交的大圆称为白道。为了描述月球的轨道运动,可以和人造地球卫星一样,用 6 个轨道根数表示。不同的是月球的轨道根数应在以地心、黄道和春分点为基准的地心黄道坐标系中描述(描述人造地球卫星的轨道根数的坐标系一般是以地心、地球赤道和春分点为基准的地心赤道坐标系)。

月球的 6 个轨道根数为: $a_L$  为半长轴; $e_L$  为偏心率; $\tilde{\Omega}_L$  为升交点黄经; $\tilde{i}_L$  为轨道倾角; $\tilde{T}_L$  为近地点黄经; $\tilde{L}_L$  为历元时刻月球的平黄经。

上述前 4 个根数与经典轨道根数的定义一样。近地点黄经为首先沿黄道从春分点量至升交点,然后再沿白道量至近地点的角度之和;月球的平黄经为首先沿黄道从春分点量至升交点,然后再沿白道量至月球的位置的角度之和。

白道、黄道和地球赤道的相互关系如图 3 所示。图中: $r$  为春分点; $\tilde{N}_L$  为白道相对于黄道的升交点; $\epsilon_s$  为黄道相对于地球赤道的夹角(即黄赤交角), $\epsilon_s=23^\circ 27'$ ;  $\tilde{i}_L=5^\circ 09'$ 。

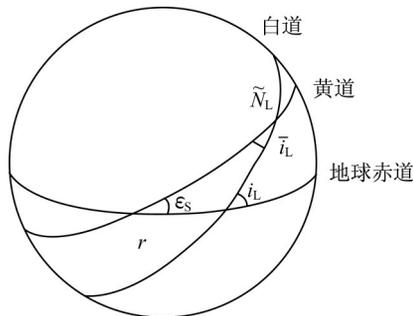


图 3 白道、黄道和地球赤道的相互关系

Fig.3 Interrelation among moon's path, ecliptic, and earth equator

由图 3 可知,由于交点西退引起白道与地球赤道的夹角  $i_L$  发生变化。当升交点与春分点重合时,白道与地球赤道之间的夹角达到最大值: $23^\circ 27' + 5^\circ 09' = 28^\circ 36'$ 。当降交点与春分点重合时,白道面与地球赤道面之间的夹角达到最小值  $23^\circ 27' - 5^\circ 09' = 18^\circ 18'$ 。因此,白道面与地球赤道面间的夹角在  $18^\circ 18' \sim 28^\circ 36'$  之间变化,变化周期是 18.6 a。

朔望月是以太阳位置为基准的周期。月球与太阳的相对位置不同而使月球的月相不同。月相为观测者所看到的月球的相貌,如朔、望、上弦、下弦。阴历初一为新月,称为朔,十五或十六为满月,称为望,在朔望之间为弦,如图 4 所示。

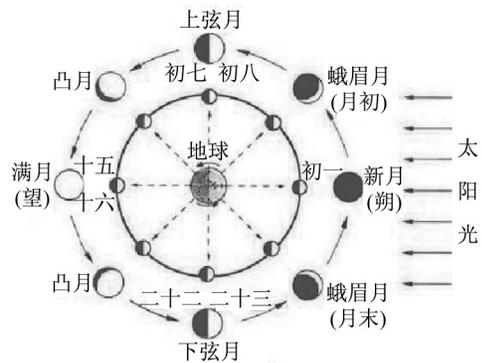


图 4 月相的成因

Fig.4 Reasons for the formation of moon phases

朔望月是月相连续两次相同所经过的时间,例如从新月到新月的周期或从满月到满月的周期。朔望月的平均长度为 29.530 6 个太阳日,我国传统的农历以朔望月作为月的单位。

### 2.2 月球矢量插值计算方法及精度分析

对月定标过程中需要计算月球位置矢量,常用的计算方法有解析法和插值法两种。解析法的优势在于能够递推得到任意时刻的月球位置,但指向精度只能保证到  $0.1^\circ$  左右;插值法的优势在于能够提供高精度的月球位置,指向精度可以保证到  $0.001^\circ$ ,但有效的时间范围只能保证 1~2 d,不能递推<sup>[8,11]</sup>。

考虑到卫星对月定标的实际工作需求,采用插值法更为适合。一是因为对月定标的控制方案是一种开环控制(姿轨控分系统没有月球敏感器,月

球在中分辨率光谱成像仪视场中的实际位置不会反馈到姿轨控分系统),总的指向误差余量只有  $0.0925^\circ$ ,所以首先要求月球矢量计算尽可能不要引入误差,把误差余量留给姿轨控分系统;二是对月定标频次较少(一年若干次),没有必要时刻计算月球矢量,插值法仅需要在对月定标前上注 12 个系数以及插值起始历元即可。

### 2.2.1 插值算法

利用三次多项式计算月球在 J2000 地心坐标系下的坐标:

$$\begin{aligned} x &= p_{x1}t^3 + p_{x2}t^2 + p_{x3}t + p_{x4} \\ y &= p_{y1}t^3 + p_{y2}t^2 + p_{y3}t + p_{y4} \\ z &= p_{z1}t^3 + p_{z2}t^2 + p_{z3}t + p_{z4} \end{aligned} \quad (1)$$

式中:  $p_{x1}, p_{x2}, \dots, p_{z4}$  为 12 个插值系数;  $t$  为相对于插值历元点的分钟数(假设历元时间为 2019-04-26T00:00:00.000,需要计算的时间点为 2019-04-26T00:01:30.000,则相对于历元点的分钟数为 1.5,即式中  $t$  用 1.5 代入);  $t$  为星上数管软件的计时时间,同真实时间之间存在 20 ms 左右的偏差,在后文指向精度分析中考虑了该误差。

当明确了中分对月定标的日期后,卫星总体方根据该日期,利用 STK 中的 JPL/DE 星历仿真出月球矢量在 1 d 内的 J2000 位置坐标(共 1 441 个数据点);然后利用 Matlab 中的曲线拟合工具 cftool,采用三次多项式分别对  $x, y, z$  进行拟合,拟合系数使用双精度浮点数,有效位数保证在 15 位左右。拟合系数共 12 个,每一个坐标 4 个系数,即前文中的  $p_{x1}, p_{x2}, \dots, p_{z4}$ ,该系数在实施中分别对月定标前上注到数管计算机,同时还需要将拟合区间的初始时间  $t_0$  上注到数管计算机,初始时间  $t_0$  的格式符合数管现有计时格式(即相对 J2000 的日计数和日内毫秒计数)。

数管软件需设置一个标志位,当该标志位有效时,启动月球矢量的插值计算,否则还是使用之前的解析公式计算月球矢量。

### 2.2.2 插值精度

利用 STK 中的 DE 星历计算了月球在 1 d 之中的位置矢量,然后针对  $x, y, z$  坐标分别进行三次多项式拟合,比较了拟合结果和真实位置矢量之间的偏差。结果表明,  $x$  坐标最大偏差为 0.3 km,  $y$  坐标最大偏差为 0.3 km,  $z$  坐标最大偏差为 0.14 km。其中, 0.3 km 对应的角度误差约为  $0.000045^\circ$ ,能够满

足高精度月球矢量的计算需求。

实际操作时,拟合区间也可以取 2 d,这样插值精度会略微降低,约为  $0.00075^\circ$ ,但拟合系数的有效范围可以延长 1 d。

## 3 姿态控制方案

### 3.1 卫星姿态控制方案

卫星姿轨控分系统主要由测量部件、控制部件和执行部件组成。其中,姿态测量部件包括星敏感器、红外地平仪、陀螺、磁强计和太阳敏感器等;控制器为双 CPU 的姿轨控计算机;执行机构包括偏置动量轮、反作用飞轮、磁力矩器和推力器等<sup>[13-16]</sup>。

该低轨气象卫星采用三轴稳定偏置动量控制方式。为实现高可靠高精度姿态控制,系统稳态运行阶段采用“双星敏感器+地平仪+飞轮”组合的三轴闭环控制方案,采用“陀螺组合+星敏感器+飞轮”实现俯仰机动  $360^\circ$  完成对月定标观测控制任务<sup>[14]</sup>。

为保证系统可靠性,采用如图 5 所示的飞轮配置及安装方式,包含 2 台  $68 \text{ N}\cdot\text{ms}$  偏置动量轮, 1 台  $6 \text{ N}\cdot\text{ms}$ 、2 台  $25 \text{ N}\cdot\text{ms}$  反作用飞轮以及 1 台  $68 \text{ N}\cdot\text{ms}$  角动量补偿轮。2 台  $68 \text{ N}\cdot\text{ms}$  偏置动量轮 A、B 安装在俯仰轴上,反作用飞轮 D、E 分别正交安装于偏航轴和滚动轴上,C 为备份反作用飞轮,其安装轴与滚动轴正方向、偏航轴负方向夹角均为  $45^\circ$  且在  $OXZ$  平面内, 1 台  $68 \text{ N}\cdot\text{ms}$  补偿轮安装在偏航轴上。

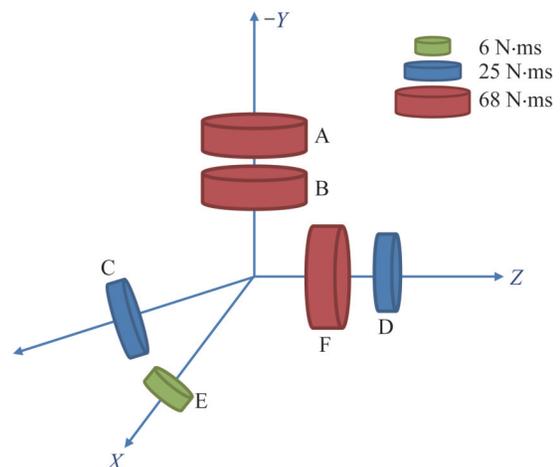


图 5 飞轮配置示意图

Fig.5 Schematic diagram of flywheel configuration

各飞轮在本体系下飞轮的安装矩阵为

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\sqrt{2}}{2} & 0 & 1 & 0 \\ -1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\sqrt{2}}{2} & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

### 3.2 跟踪控制器设计

对月定标采用跟踪给定姿态角的方式进行跟踪控制,给定姿态角为月球矢量在本轨道系  $XOZ$  面内的投影与轨道系  $+Z$  轴的夹角  $\beta$ ,由数管计算,作为控制器的输入参数。当月球矢量在卫星本体坐标系  $+X$  方向半平面时, $\beta$  定义为正;当月球矢量在卫星本体坐标系  $-X$  方向半平面时, $\beta$  定义为负。卫星绕俯仰轴转动对  $\beta$  进行跟踪实现对月定标。所设计的控制律由误差姿态动力学模型得到。由于跟踪过程的起始阶段是一个长时间的动态过程,积分项  $I$  会带来较大滞后,造成积分饱和影响系统稳定性,所以在整个对月定标期间不接入积分控制。具体的控制算法如下:

无陀螺角速度信息为

$$\begin{cases} H_{xout} = \int (K_{px} \text{sat}(2q_{e1}) + T_{dx} + T_{mgx}) dt + 2K_{dx} q_{e1} \\ H_{yout} = \int (K_{py} \text{sat}(2q_{e2}) + T_{dy}) dt + 2K_{dy} q_{e2} + H_{y0} \\ H_{zout} = \int (K_{pz} \text{sat}(2q_{e3}) + T_{dz} + T_{mgz}) dt + 2K_{dz} q_{e3} + H_{z0} \end{cases} \quad (3)$$

有陀螺角速度信息为

$$\begin{cases} H_{xout} = \int [\text{sat} [ K_{px} \text{sat}(2q_{e1}) + K_{dx} \omega_{ex} + T_{dx} + T_{mgx} ] dt \\ H_{yout} = \int [\text{sat} [ K_{py} \text{sat}(2q_{e2}) + K_{dy} \omega_{ey} + T_{dy} ] dt + H_{y0} \\ H_{zout} = \int [\text{sat} [ K_{pz} \text{sat}(2q_{e3}) + K_{dz} \omega_{ez} + T_{dz} + T_{mgz} ] dt + H_{z0} \end{cases} \quad (4)$$

式中: $K_{px}$ 、 $K_{py}$ 、 $K_{pz}$ 为XYZ轴比例控制系统; $K_{dx}$ 、 $K_{dy}$ 、 $K_{dz}$ 为XYZ轴微分控制系统; $T_{mgx}$ 、 $T_{mgy}$ 、 $T_{mgz}$ 为XYZ轴的磁卸载前馈力矩; $T_{dx}$ 、 $T_{dy}$ 、 $T_{dz}$ 为XYZ轴的干扰力矩前馈;令  $q_e = [q_{e0} \quad q_{e1} \quad q_{e2} \quad q_{e3}]^T$  为误差四元数,可表示为参考姿态四元数  $q_{oc}$ (对月跟踪的目标姿态,参考

系相对于轨道系)和当前姿态四元数  $q_{ob}$  的四元数差。

$q_{oc}$  通过  $\beta$  计算得到,公式为

$$q_{oc} = \begin{bmatrix} 0 & \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) & 0 & \cos\left(\frac{\beta}{2}\right) \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

$q_{ob}$  为卫星本体系相对于轨道系的姿态四元数,由星敏测量姿态经过姿态结算给出。

$q_e$  计算公式为

$$q_e = q_{ob} \otimes q_{co} = \begin{bmatrix} q_{ob0} & -q_{ob1} & -q_{ob2} & -q_{ob3} \\ q_{ob1} & q_{ob0} & -q_{ob3} & q_{ob2} \\ q_{ob2} & q_{ob3} & q_{ob0} & -q_{ob1} \\ q_{ob3} & -q_{ob2} & q_{ob1} & q_{ob0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{oc0} \\ -q_{oc1} \\ -q_{oc2} \\ -q_{oc3} \end{bmatrix} \quad (6)$$

### 3.3 陀螺积分器设计

卫星绕俯仰轴转过一定角度后,受地球和星敏安装角度的影响,会出现3台星敏全部失效的情况(持续约20~30 min),此时需要以最后一次有效的星敏数据作为姿态积分初值,通过光纤陀螺给出的角速度信息进行四元数积分得到当前卫星姿态。

四元数运动学方程可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q^T \\ q^* + q_0 I_3 \end{bmatrix} \omega = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & -q_3 & q_2 & q_1 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

通过  $k$  时刻的姿态四元数和陀螺角速度可以得到  $k+1$  时刻的四元数,采用四阶 Runge-Kutta 法的高精度积分公式为

$$k_1 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q(k)^T \\ q(k)^* + q_0(k) I_3 \end{bmatrix} \omega(k) \quad (8)$$

$$q(k_1) = q(k) + 0.5 T k_1 \quad (9)$$

$$k_2 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q(k_1)^T \\ q(k_1)^* + q_0(k_1) I_3 \end{bmatrix} \omega(k) \quad (10)$$

$$q(k_2) = q(k) + 0.5 T k_2 \quad (11)$$

$$k_3 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q(k_2)^T \\ q(k_2)^* + q_0(k_2) I_3 \end{bmatrix} \omega(k) \quad (12)$$

$$q(k_3) = q(k) + Tk_3 \quad (13)$$

$$k_4 = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} q(k_3)^T \\ q(k_3)^* + q_0(k_3)I_3 \end{bmatrix} \omega(k) \quad (14)$$

$$q(k+1) = q(k) + \frac{T}{6} k_1 + \frac{T}{3} k_2 + \frac{T}{3} k_3 + \frac{T}{6} k_4 \quad (15)$$

式中:  $T$  为陀螺积分的步长。

#### 4 半物理仿真

仿真输入条件如下:

仿真初值: 三轴姿态角为  $0.15^\circ$ , 角速度为零。

仿真总时长: 10 000 s。

仿真工况: 1)  $t=0$  s 时刻, 模拟在轨正常稳态运行, 三轴姿态角由星敏感器测量解算得出; 2)  $t=500$  s 时刻, 月球矢量进入  $YOZ$  面内, 开始执行对月观测任务, 控制器切换至跟踪控制律; 3)  $t=6\,620$  s 时刻, 对月观测任务结束, 恢复在轨星敏+飞轮的长期稳态对地定向控制。控制律中不含陀螺角速度, 结果如图 6~图 11 所示。

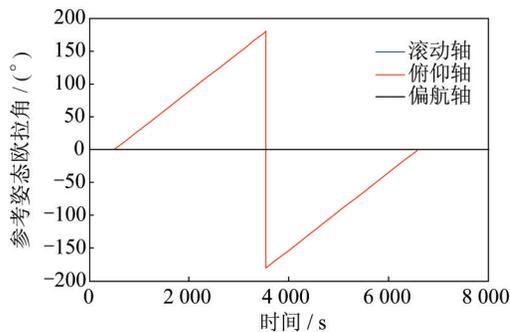


图 6 参考姿态

Fig.6 Reference attitude

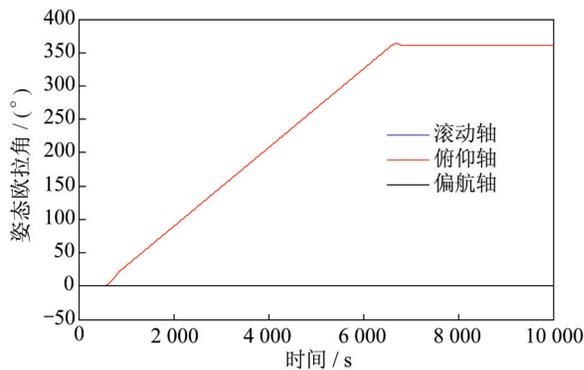


图 7 卫星姿态 1

Fig.7 Satellite attitude 1

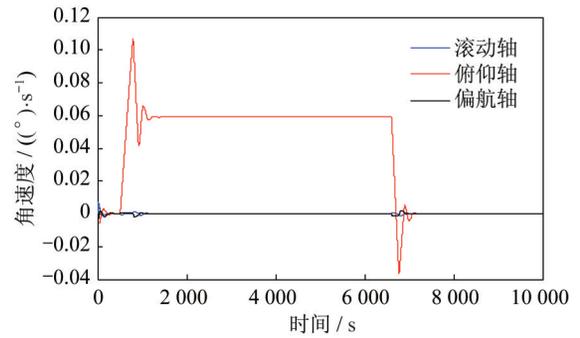


图 8 卫星角速度 1

Fig.8 Satellite angular velocity 1

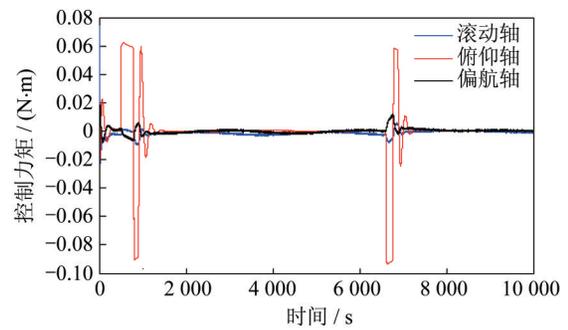


图 9 控制力矩 1

Fig.9 Control torque 1

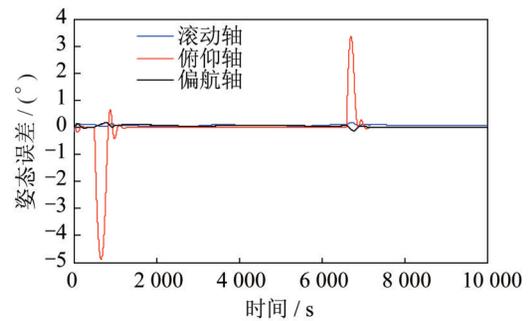


图 10 跟踪误差 1

Fig.10 Tracking error 1

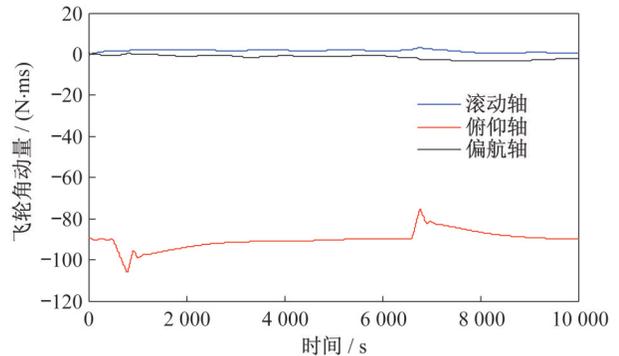


图 11 飞轮角动量 1

Fig.11 Flywheel angular momentum 1

控制律中含陀螺角速度,结果如图 12~图 16 所示。

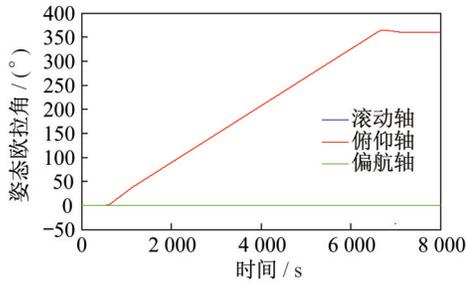


图 12 卫星姿态 2

Fig.12 Satellite attitude 2

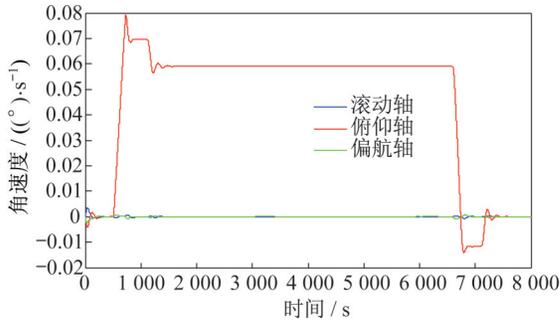


图 13 卫星角速度 2

Fig.13 Satellite angular velocity 2

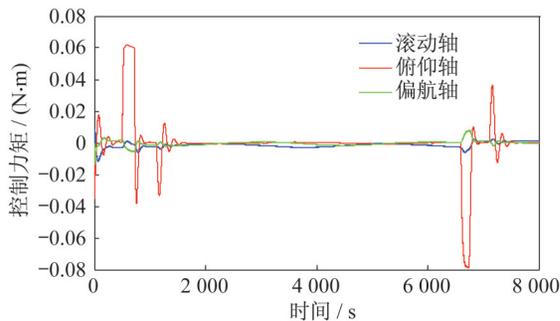


图 14 控制力矩 2

Fig.14 Control torque 2

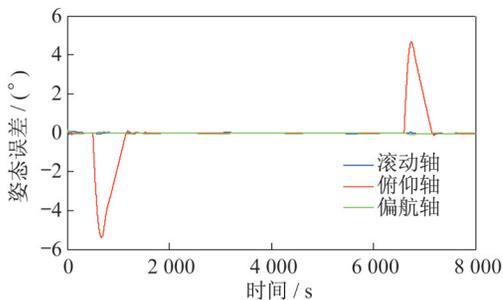


图 15 跟踪误差 2

Fig.15 Tracking error 2

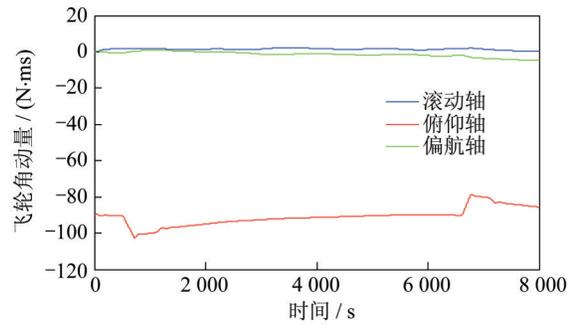


图 16 飞轮角动量 2

Fig.16 Flywheel angular momentum 2

从数值仿真结果得出以下结论:

1) 由于稳态和跟踪控制律在控制误差较小的情况下基本相同,该控制方案可以实现进入和退出对月观测模式时姿态平稳过渡,且任务过程中除了过渡部分外姿态控制精度可到达稳态控制精度的要求,即小于 $0.15^\circ$ 。

2) 使用一个偏置动量轮进行控制也可实现对月观测,但由于单个动量轮仅提供最大 $0.075 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的力矩,稳态到对月以及对月到稳态的过渡过程较长,且过渡部分姿态误差较大。

3) 轨道周期 $101 \text{ min}$ ,对月定标前到对月观测的过渡时间为 $1000 \text{ s}$ ,每轨实际用于对月定标的时间达 $83 \text{ min}$ ,满足大于 $30 \text{ min}$ 的需求。

4) 有陀螺角速度信息的控制结果与无陀螺速度相比,角速度的超调更小,更有利于防止系统积分饱和导致控制发散。

## 5 结束语

机动对月定标模式是FY-3(05)卫星首次引入的新工作模式,从载荷定标的角度,该模式能够增加中分对月球的观测时间,有利于提高定标数据的测量精度。但该工作模式对整星其他各分系统的状态影响较大,会影响卫星的业务运行,建议尽量采用每月一次的非机动对月定标,机动对月定标的实施频次不宜过多,确有需要时,可 $1\sim 2 \text{ a}$ 开展一次。

## 参考文献

[ 1 ] 张卓,王维和,王后茂,等.FY-3C 卫星紫外臭氧总量探测仪的在轨替代定标[J].光学精密工程,2019,27(2): 326-333.  
[ 2 ] 柳钮滔,金亚秋.基于月球实时加权平均辐射亮度温度的星载毫米波湿度仪的定标[J].中国科学:地球科学,

- 2021, 51:1-11.
- [ 3 ] KIEFFER H H. Photometric stability of the lunar surface [J]. *Icarus*, 1997, 130(2): 323-327.
- [ 4 ] KIEFFER H H, STONE T C. The spectral irradiance of the moon [J]. *Astron J*, 2005, 129(6):2887-2901.
- [ 5 ] BARNES R A, BARNES W L, LYU C H, et al. An overview of the visible and infrared scanner radiometric calibration algorithm [J]. *Atmos Ocean Technol*, 2000, 17(4):395-405.
- [ 6 ] ZHANG L, ZHANG P, HU X Q, et al. A novel hyperspectral lunar irradiance model based on ROLO and mean equigonal albedo [J]. *Optik*, 2017, 142: 657-664.
- [ 7 ] XIONG X, SUN J, FULBRIGHT J, et al. Lunar calibration and performance for S-NPPVIIRS reflective solar bands [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2016, 54(2):1052-1061.
- [ 8 ] 周文艳, 杨维廉. 月球星历的计算方法及比较[J]. *航天器工程*, 2002, 11(4):22-28.
- [ 9 ] 牛明慧, 陈福春, 陈桂林. 静止轨道遥感仪器可见光通道月球定标方法研究[J]. *量子电子学报*, 2019, 36(1): 108-115.
- [ 10 ] 陈博洋, 郭强, 常翔. FY-2 自旋稳定气象卫星动态月球观测与图像配准[J]. *传感技术学报*, 2017, 30(5): 703-707.
- [ 11 ] 王甫红, 张蔚, 龚学文. 导航卫星自主定轨中 JPLDE 星历的简化使用[J]. *测绘科学技术学报*, 2015, 32(1): 1-12.
- [ 12 ] 吴荣华, 张鹏, 杨忠东, 等. 基于月球反射的遥感器定标跟踪监测[J]. *遥感学报*, 2016(2):278-289.
- [ 13 ] 高涵, 白照广, 陆春玲, 等. 光学遥感卫星对月定标时姿态机动补偿方法[J]. *航天器工程*, 2016, 25(4):5-12.
- [ 14 ] 宋斌, 马广富, 李传江, 等. 基于偏航观测器的偏置动量卫星姿态控制[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2007, 28(1): 15-20.
- [ 15 ] 王献忠, 张肖. 一种非偏置动量单飞轮加磁控制算法[J]. *空间控制技术与应用*, 2014, 40(6):48-52.
- [ 16 ] 王曙光, 张伟. 偏置动量卫星偏航姿态估计与控制研究[J]. *上海航天*, 2006, 23(6):18-21.

(上接第 36 页)

- [ 13 ] COLL B, FERRANDO J J, MORALES LLADOSA J A. Positioning systems in Minkowski space-time: from emission to inertial coordinates [J]. *Classical and Quantum Gravity*, 2010, 27(27):065013.
- [ 14 ] 费保俊, 黄文宏, 孙维瑾, 等. 脉冲星导航的相对论定位法(II):4 维时空的观测方程[J]. *导航定位学报*, 2015, 3(2):34-37.
- [ 15 ] DENG X M. The transformation between  $\tau$  and TCB for deep space missions under IAU resolutions [J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2012, 12(6):703-712.
- [ 16 ] DENG X M, XIE Y. The effect of  $f(T)$  gravity on an interplanetary clock and its time transfer link [J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2013, 13(10):1225.
- [ 17 ] 费保俊, 孙维瑾, 潘高田, 等. X 射线脉冲星自主导航的光子到达时间转换[J]. *空间科学学报*, 2010, 30(1): 85-90.
- [ 18 ] 周庆勇, 姬剑锋, 任红飞. X 射线脉冲星自主导航的观测方程[J]. *物理学报*, 2013, 62(13):586-595.