

DOI: 10.3969/j.issn.1673-6141.2023.04.003

高光谱观测卫星对月定标模式设计

李迎杰, 关欣, 温渊, 张苗苗, 桂利佳, 李云端*

(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 2021 年 9 月成功发射的高光谱观测卫星 (高分五号 02 星) 是我国高光谱遥感能力的重要标志。该卫星定量化程度高, 装载的 7 台载荷中, 有 6 台具有在轨定标能力, 卫星除偏航 90° 场地定标和偏航太阳定标的工作模式外, 还设计了姿态机动对月定标模式。主要介绍了高光谱观测卫星的姿态机动模式和对月定标方案, 详细阐述了月球运动规律、机动对月定标的姿态机动模式、对月定标的观测窗口和角度, 并总结了月球定标的工作流程, 分析了对月定标过程的态度指向精度、光照条件、星敏视场及卫星热控影响。分析结果表明, 在对月定标过程中, 卫星能够很好地适应机动过程带来的光照、外热流等外部环境的变化, 指向精度可以满足对月定标观测需求。

关键词: 高光谱观测卫星; 姿态机动; 对月定标; 月相角

中图分类号: V19

文献标识码: A

文章编号: 1673-6141(2023)04-281-014

Design of lunar calibration mode of hyperspectral observation satellite

LI Yingjie, GUAN Xin, WEN Yuan, ZHANG Miaomiao, GUI Lijia, LI Yunduan*

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: The hyperspectral observation satellite (Gaofen-5(02) satellite), successfully launched in September 2021, is an important indicator of hyperspectral remote sensing capability of China. The satellite has a high degree of quantification, with 6 out of 7 payloads having in-orbit calibration capability. In addition to the working modes of yaw 90° site calibration and yaw sun calibration, an attitude maneuver calibration mode to the moon has also been designed for the satellite. This paper mainly introduces the attitude maneuvering mode and lunar calibration scheme of hyperspectral observation satellites, elaborates on the law of lunar motion, the attitude maneuvering mode of maneuvering to lunar calibration, the observation window and angle of lunar calibration, and summarizes the workflow of lunar calibration, and analyzes the attitude pointing accuracy, illumination conditions, star-sensitive field of view and satellite thermal control of the lunar calibration. The analysis results show that in the process of maneuvering calibration to the moon, the platforms and payload systems can adapt well to the changes of the external environment such as illumination and external heat flux, and the pointing accuracy of the satellite can meet

作者简介: 李迎杰 (1994-), 湖北黄冈人, 硕士, 工程师, 主要从事卫星总体设计方面的研究。E-mail: buaa_liyingjie@163.com

收稿日期: 2023-03-17; 修改日期: 2023-05-08

*通信作者。E-mail: liyunduan@sast.cn

the observation requirements of lunar calibration.

Key words: hyperspectral observation satellite; attitude maneuver; lunar calibration; lunar phase angle

0 引言

高光谱观测卫星是我国首颗具备业务化应用能力的大气陆地环境综合观测卫星, 搭载了7台遥感仪器, 谱段覆盖紫外至长波红外 (0.24~12.5 μm), 具备高光谱、全谱段、偏振、多角度、耀斑、像移补偿观测等多种观测手段。卫星定量化要求高, 卫星装载的7台遥感仪器中, 有6台仪器具有在轨定标能力, 具有太阳漫反射板、LED等7类星上定标器, 卫星发射入轨后, 通过场地辐射定标以及星上太阳光谱定标等手段对发射前实验室定标数据进行修正, 实现绝对辐射定标精度优于5%, 相对辐射定标精度优于3%^[1]。太阳光作为在轨稳定的辐射源, 通过漫反射板可实现在轨全光路高频次的太阳光谱定标, 具备良好的应用能力, 然而对于长寿命卫星, 漫反射板长期的性能衰减会带来不确定性误差; 场地辐射定标同样受到地球大气、天气、云层等不确定性因素的影响。月球作为在轨可观测的稳定辐射源, 可作为在轨辐射定标的基准。高光谱观测卫星作为一颗有着长寿命要求的高精度定量遥感卫星, 有必要设计在轨对月定标的工作模式。

美国地质调查局的 Kieffer 和 Stone^[2]通过地基手段建立了 ROLO (Robotic Lunar Observatory) 月球绝对辐射模型。Miller 和 Turner^[3]利用对月观测数据建立了 MT2009 月球辐照度模型。月球定标也逐渐成为遥感卫星一种新的在轨定标方法, 国外许多卫星载荷都具备观测月球的能力, 包括中分辨率成像光谱 (MODIS)、可见光红外成像辐射仪 (VIIRS)、海色遥感传感 (SeaWifs) 等。国内的风云二号和风云三号也进行了在轨月球观测的相关研究。卫星对月观测方式分两种, 一种是月球周期性被动地进入载荷冷空视场, 另一种是通过卫星主动的姿态机动来调整载荷光轴指向, 以实现月球观测。Suomi NPP 卫星每年大约进行九次滚动机动, 获取了几乎恒定月相角的月球数据, Fulbright 等^[4]将观测到的月球辐照度与 ROLO 绝对辐射定标模型结果进行比较, 以提供每个波段和探测器的校准系数。Terra 和 Aqua 上的 MODIS 每月通过冷空窗口观测一次月球, 以监测其漫反射板的长期辐射稳定性^[5]。Guo 等^[6]在风云二号卫星上自主开发了通过月球辐射校正的内黑体定标方法, 解决了卫星红外波段辐射响应随环境热场变化的精确校准问题。我国风云三号系列第四颗卫星上的中分辨率光谱成像仪 (MERSI) 扩大了成像仪的空间视角, 从而更好地捕捉月球图像, Wu 等^[7]利用 ROLO 模型进行在轨辐射定标, 将月球校准获得的校准系数与发射前实验室校准进行了比较, 验证了 MERSI 在轨的辐射性能。此外, 在风云三号系列第五颗卫星上, 王金华等^[8]设计了卫星对月跟踪模式, 将对月观测时长提高到 30 min。环境减灾二号 A/B 卫星研制团队通过卫星姿态机动使卫星 +Z 轴指向目标惯性空间, 同时绕星体 +Y 轴以固定角速度扫过月面, 获取月面过采样影像^[9]。高涵等^[10]通过卫星对月成像时的角速度补偿使相机推扫速度与积分时间匹配。朱军等^[11]开展了某低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月观测, 获取了多月相角的月球图像。

针对高光谱观测卫星在轨对月定标的需求, 设计姿态机动对月观测模式, 从对月定标的机动方式、观测窗口和观测角度进行阐述, 分析了机动对月定标过程对整星光照、热控、星敏视场等相关影响, 验证了机动定标方案的可行性, 为遥感卫星对月定标模式的总体设计提供了思路, 具有较高的工程应用价值。

1 对月定标方案

考虑到寿命期内在轨定标装置的性能退化,以及场地定标会受地球大气、云层的影响,为了提高定标精度,并对月面的光谱数据进行研究,高光谱观测卫星新增了对月定标模式的需求。本节从对月定标的需求出发,分析了月相角的变化规律,给出了不同机动对月观测模式下的月相条件,给出了最佳的机动对月方案,同时针对月定标过程中整星的外部环境变化,分析了该过程中的星敏、载荷视场、整星光照、温度变化以及姿态控制等影响。仿真分析结果表明,本研究提出的对月定标方案可行,具有工程可实现性。

1.1 月球方位计算

1.1.1 月球运动特征

(1) 月球轨道

月球绕地球运行的轨道面与天球相交的大圆称为白道面,月球轨道长半轴的平均值大约是385000 km,赤道、黄道和白道的相互关系如图1所示,其中 ϵ 为黄道相对于地球赤道的夹角,约为 $23^{\circ}26'$, i 为白道面与黄道面的夹角,在 $4^{\circ}51' \sim 5^{\circ}9'$ 之间规律变化。

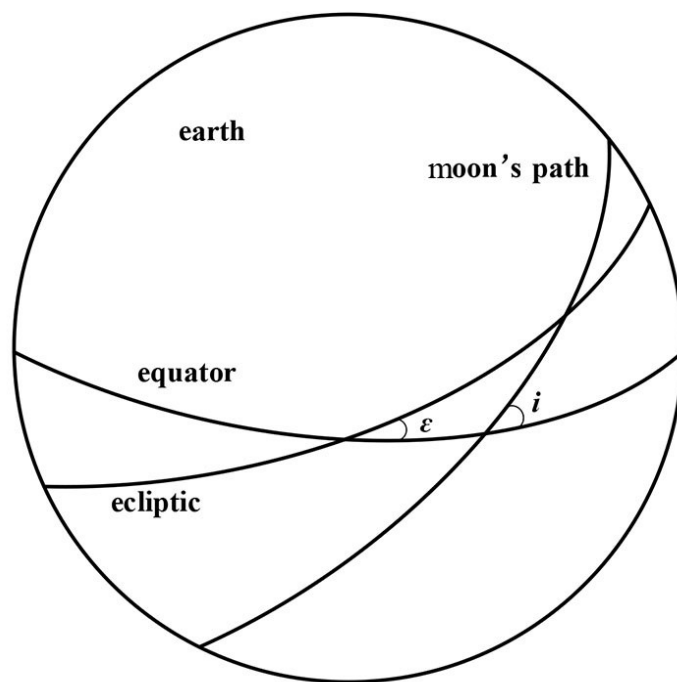


图1 白道、黄道和地球赤道的相互关系

Fig. 1 The relationship between the white, the ecliptic and the earth's equator

(2) 月相变化

随着月球相对于地球和太阳的周期性位置变化,在地球上所看到的月球被日光照亮部分呈现出不同形象,月相变化的顺序是:新月、蛾眉月、上弦月、盈凸、满月、亏凸、下弦月、残月和新月,如图2所示,月相的更替周期是29.53天。

月相角通常定义为月球到观察者矢量同月球到太阳矢量之间的夹角,如图3所示。对于上弦月,相位角为正;对于下弦月,相位角为负。图4仿真了高光谱观测卫星全年的月相角变化。

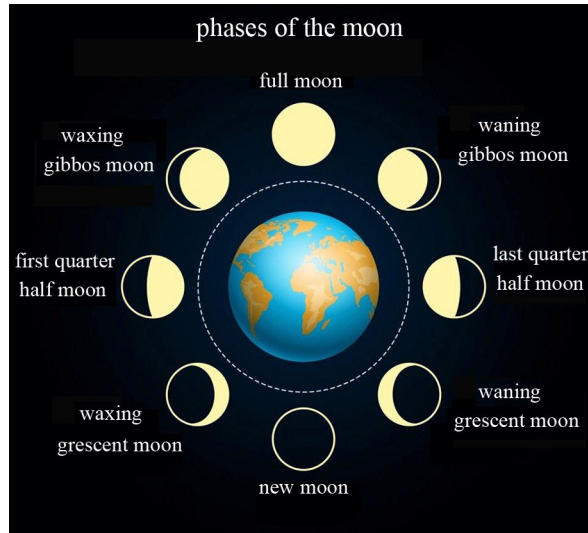


图2 月相变化图

Fig. 2 Diagram of lunar phase

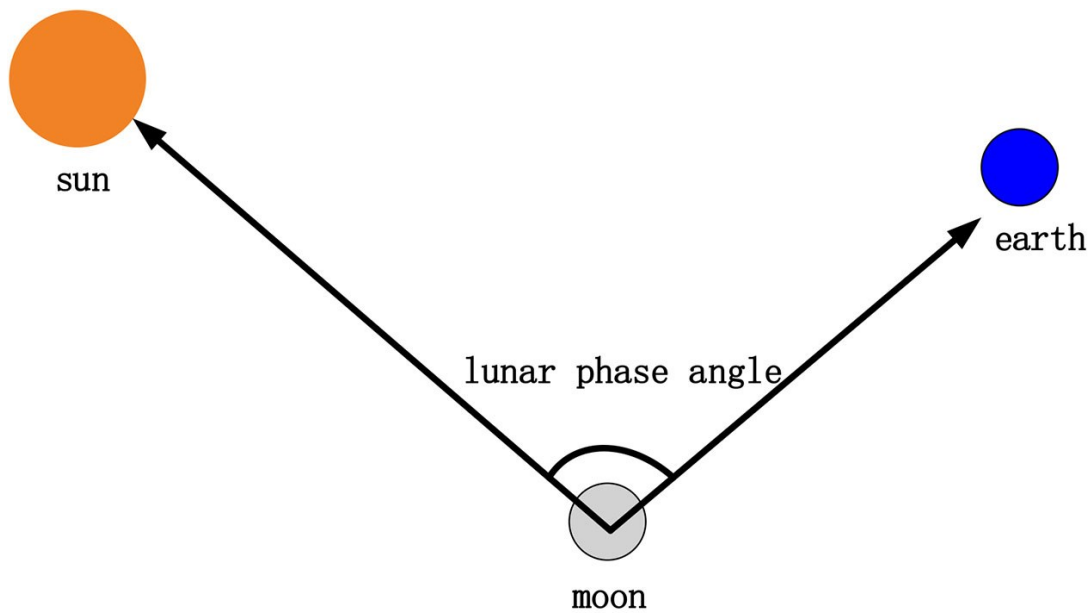


图3 月相角示意图

Fig. 3 The diagram of lunar phase angle

1.1.2 星月矢量计算

对月定标过程中需要计算月球位置矢量,当卫星轨道确定后,卫星总体根据星历数据仿真出月球矢量位置,该历表对于月球坐标系转换的影响为米级^[12],可满足卫星对月定标过程的指向精度。根据卫星和月球的位置矢量可得到星-月矢量在卫星轨道系的分量。高光谱观测卫星为近午轨道卫星,与风云三号上下午星、Terra、Aqua及NPP等相同,在一轨时间($< 100 \text{ min}$)内,月球的空间位置变化很小,卫星飞行一圈的过程,卫星指向月球的矢量相当于绕卫星轨道系的 $+Y$ 轴转动了一圈,形成一个锥形,如图5所示。卫星到月球的矢量与卫星轨道平面 XOZ 的夹角为 α ,若月球的矢量与卫星轨道系的 $+Y$ 轴夹角 $\leq 90^\circ$,则定义 α 为负,否则为正。

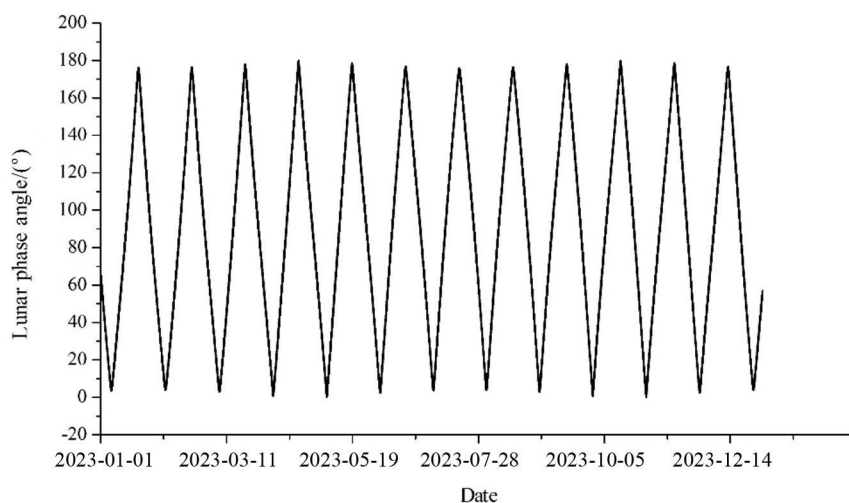


图 4 高光谱观测卫星月相角全年变化曲线

Fig. 4 The curve diagram of lunar phase angle of hyperspectral observation satellite throughout the year

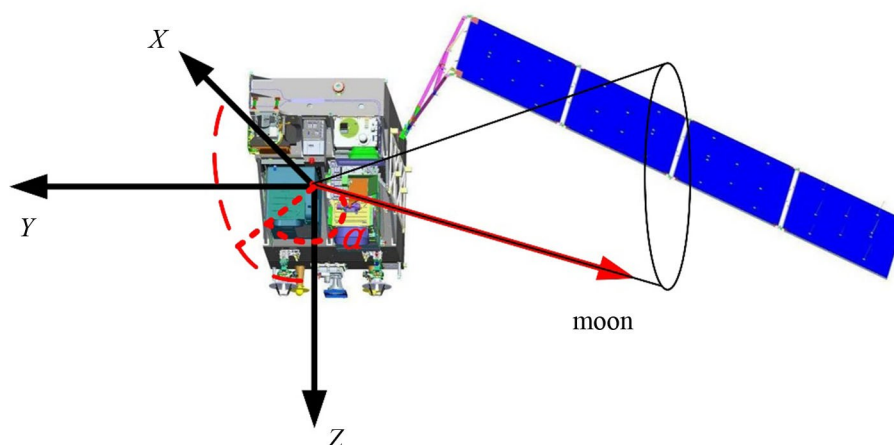


图 5 卫星-月球矢量示意图

Fig. 5 Satellite-moon vector diagram

高光谱观测卫星两台窄幅宽相机的对地观测标称视场仅为 $\pm 2.43^\circ$, 对应观测幅宽为 60 km, 大气载荷最大视场为 53° , 未超过地球视场, 需要通过姿态机动避开地球视场实现对月定标。

1.2 对月定标方法

高光谱观测卫星的轨道属于近午轨道, 卫星可以采用光照期滚动姿态机动观测及阴影期整星翻转观测两种方式实现对月定标。选择滚动姿态机动方案时, 由于载荷的穿轨视场小, 要实现对月定标需要实现较大角度的姿态机动。选择俯仰 180° 机动定标时, 需要对扫描的角速度进行控制。

1.2.1 滚动机动定标

为了定量分析卫星滚动机动对月定标的几何关系, 图 6 给出了滚动机动对月定标过程中的星、地、月几何关系。

其中, β 为太阳矢量与轨道面的夹角, 对于太阳同步轨道卫星, 短时间内可认为是常值。根据图中所示的

几何关系, 有卫星中心视线与地球表面相切时, 观测滚动角 φ 可根据地球半径 R 和卫星半场轴 a 计算得到:

$$\varphi = \arcsin \frac{R}{a} = \arcsin \frac{6371}{7075.74} = 64.2^\circ . \quad (1)$$

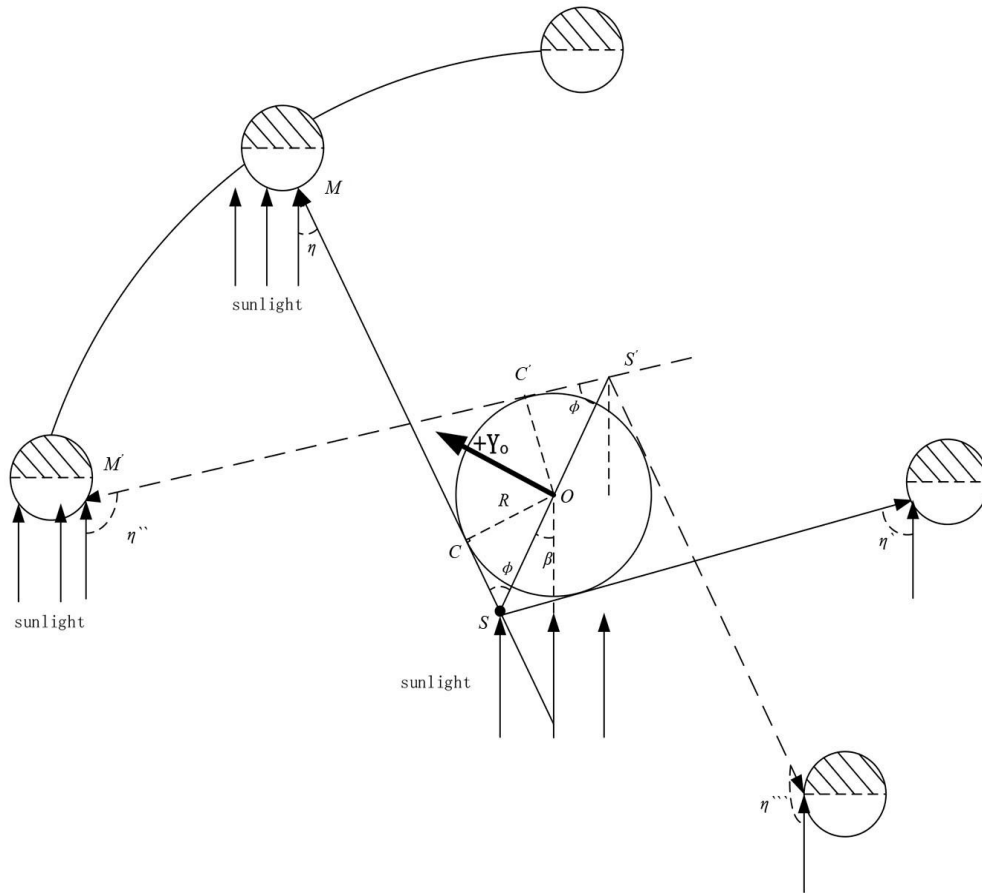


图6 对月滚动姿态几何关系示意图

Fig. 6 Geometric relationship diagram of rolling attitude maneuver to the moon

已知月球对地或对卫星的张角约为 0.5° , 两台相机的视场半张角为 2.43° , 可知卫星滚动角度大于 62.3° 时, 月球就有机会能够全部进入载荷观测视场。由于地面目标的辐射亮度更高, 为减少地面目标的干扰, 当载荷视场完全避开地球时有利于探测器进行动态范围调整, 以提高对月定标的精度。假定定标时需要将载荷的视场避开地球, 则有滚动机动角度 $\varphi = 64.2^\circ + 2.43^\circ = 66.63^\circ$ 。

当月球矢量与卫星轨道系的 $+Y$ 轴夹角 $> 90^\circ$, 即 α 为正时, 卫星需要进行正向滚动机动, 若观测窗口在光照区, 则月相角 $\eta = \varphi + \beta$; 若观测窗口在阴影区, 则月相角 $\eta = \pi - \varphi + \beta$ 。

当月球矢量与卫星轨道系的 $+Y$ 轴夹角 $\leq 90^\circ$, 即 α 为负时, 卫星需要进行负向滚动机动, 观测滚动角 $\varphi = -\alpha$, 若观测窗口在光照区, 则月相角 $\eta = \varphi - \beta$; 若观测窗口在阴影区, 则月相角 $\eta = \pi - \varphi - \beta$ 。

月相角越大, 观测的月面越“亏”。表1为不同滚动机动角度下的月相角。由表可知, 当卫星在光照区进行滚动负角度机动时, 月相角约在 $40^\circ \sim 45^\circ$, 观测角度最好。

下面给出每个时刻卫星对月观测所需要的滚动机动角度的计算方法。如图7所示, 如果仅通过滚动机

表 1 不同滚动机动角度下的月相角

Table 1 Lunar phase angle under different rolling maneuver angles

Rolling attitude maneuver angle/(°)	Beta angle/(°)	Lunar phase angle in light area/(°)	Lunar phase angle in shadow area/(°)
-62.3	22.5	-39.8	-95.2
-64.2	22.5	-41.7	-93.3
-66.63	22.5	-44.13	-90.87
-67	22.5	-44.5	-90.5
-70	22.5	-47.5	-87.5
62.3	22.5	84.8	140.2
64.2	22.5	86.7	138.3
66.63	22.5	89.13	135.87
67	22.5	89.5	135.5
70	22.5	92.5	132.5

动实现对月观测, 则月球需位于卫星轨道平面内。在一轨时间内, 地月矢量 OM 可视为不变, 定义轨道面法向量 OY , 则可以求平面 YOM 与卫星轨道面的交点 S_1 和 S_2 , 即在不考虑地球遮挡的情况下, 每轨有两次对月观测机会, 机动角度为星月矢量与轨道面的夹角 α_1 和 α_2 。根据上文分析, 滚动机动角度越大, 看到的月相角越大, 即月面越“亏”, 因此优选角度更小的 α_1 。

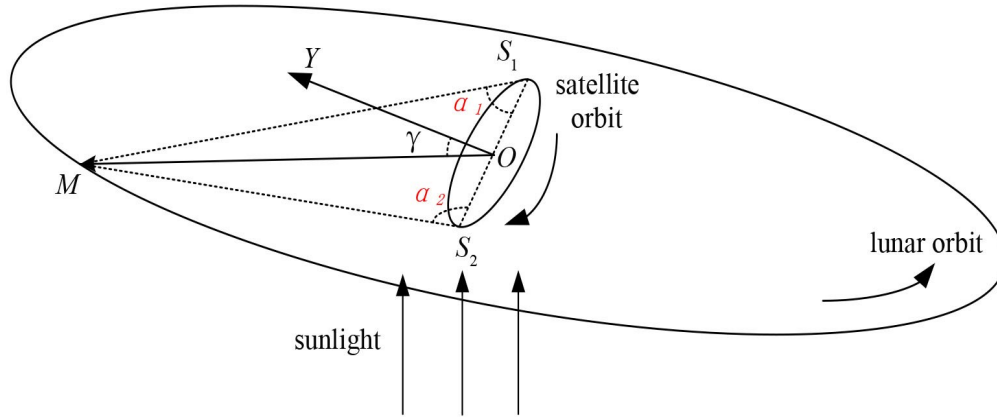


图 7 滚动姿态机动对月定标窗口示意图

Fig. 7 Schematic diagram of rolling attitude maneuvering lunar calibration window

图 8 为一年中星月矢量与卫星轨道平面的夹角 α 的变化曲线。根据上文的分析, 负滚动机动的对月定标方案具有更好的观测效果, 机动 66.63° 以上时, 载荷的视场完全避开地球, 可获得较好的月球图像。由图 8 可知, 全年中仅有 3、4、5、6 月无法对月定标, 其他月份均有一定的定标窗口。

1.2.2 俯仰机动定标

俯仰机动主要是在阴影期实现俯仰 180° 的反向调头, 可以实现更小的月相角观测。为了避免二维姿态机动, 俯仰机动过程中, 月球要在卫星轨道平面内。为了定量分析卫星俯仰机动对月定标的几何关系, 图 9 给出俯仰机动对月定标过程中的星、地、月几何关系。

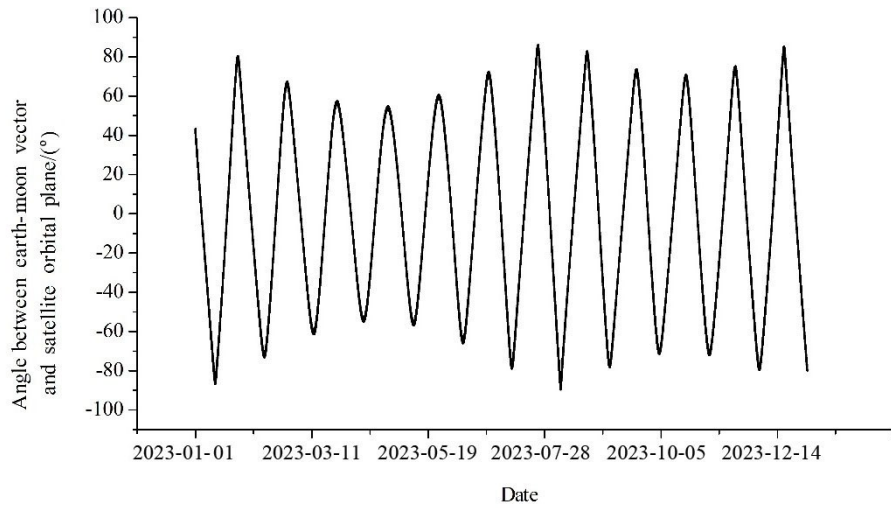


图8 地月矢量与卫星轨道面夹角

Fig. 8 Angle between earth-moon vector and satellite orbital plane

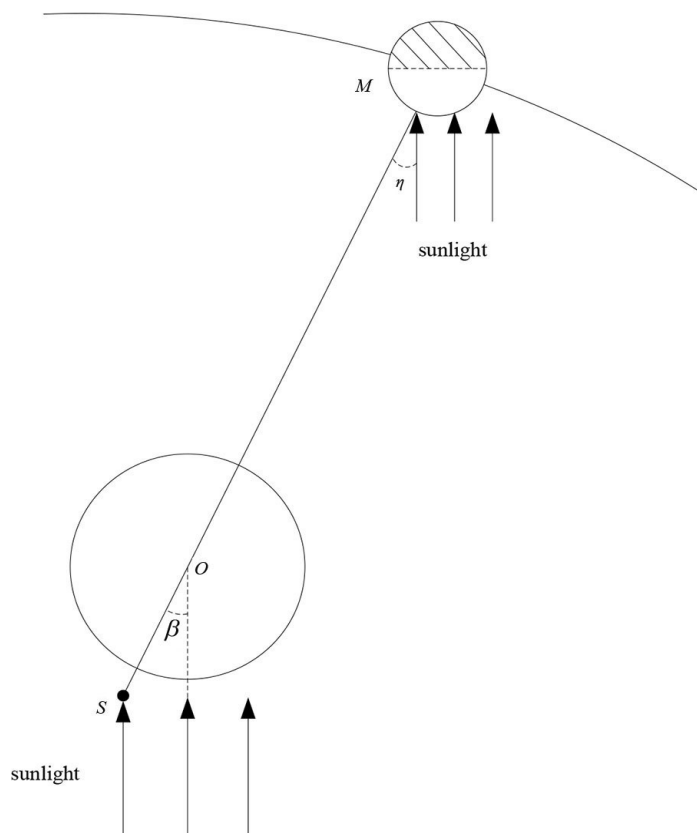


图9 对月俯仰姿态机动几何关系示意图

Fig. 9 Geometric relationship diagram of pitch attitude maneuver to the moon

从图可见,在俯仰姿态机动定标时,月球需位于卫星轨道平面内,即卫星到月球的矢量与卫星轨道面的夹角 $\alpha = 0^\circ$ 。根据1.2.1节可知,每月均有 $\alpha = 0^\circ$ 的观测窗口,此时月相角等于太阳矢量与卫星轨道面的夹角 β , β 取均值 22.5° 时,月相角也为 22.5° 。

1.2.3 定标方案选择

根据上文分析,滚动机动和偏航机动均具备对月定标的条件,俯仰机动对月观测的月相角角度更好,且观测频次更多。但由于高光谱观测卫星未设计俯仰姿态机动模式,增加一种控制模式造成的改动影响较大,卫星原本设计的滚动机动范围为 $\pm 25^\circ$,因此通过修改机动范围阈值,即可用最小的改动实现卫星对月定标功能。

根据1.2.1节分析,机动角度越大,每月可观测次数更多,但是大角度机动带来的风险也更高,卫星背阳面受晒的光照角也越大,且星敏视场见太阳的风险越高,因此为保证对月观测方案的可靠性,综合卫星平台热控以及星敏视场规避太阳的考虑,卫星具备 $\pm 70^\circ$ 滚动机动能力即可满足对月定标需求。综上所述,在进行滚动机动对月定标时,应该优选 $-66.63^\circ \sim -70^\circ$ 的机动角度,全年对月定标观测机会如图10所示。

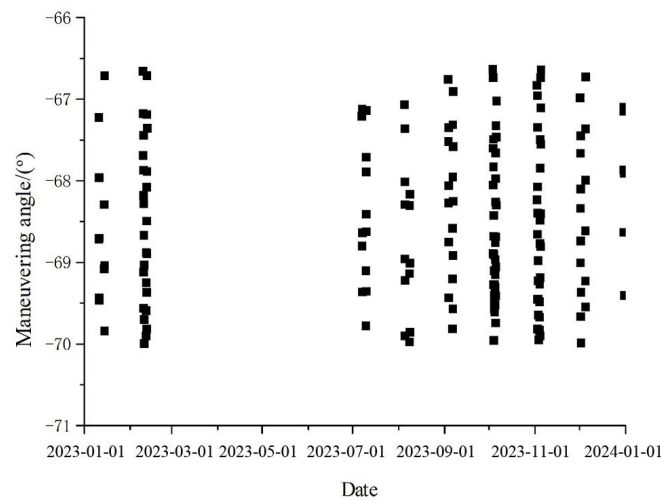


图10 对月定标观测窗口及机动角度

Fig. 10 Lunar calibration observation window and maneuvering angle

综上所述,高光谱观测卫星的对月定标方案采用滚动机动方式进行,当卫星到月球的矢量与卫星轨道面的夹角 α 在 $-66.63^\circ \sim -70^\circ$ 之间时,通过 $-66.63^\circ \sim -70^\circ$ 的姿态侧摆,使星体对地轴扫过月球实现对月定标。

1.2.4 对月定标过程姿态控制指标要求

两相相机对月扫过的视场是一个条带状窄视场,月球圆盘直径为 0.5° 。卫星在机动偏置过程中的指向精度指标优于 0.1° ,可以保证对月定标过程中月球圆盘完全处于相机 $\pm 2.43^\circ$ 视场中。 $0.001(^\circ)/s$ 的稳定度可以满足积分时间内0.2像元配准,从而满足辐射定标需求。

图11和图12给出对月定标过程机动仿真分析,采用三正装飞轮通过轮控进行机动,偏置期间的三轴姿态控制精度(X, Y, Z)优于 0.02° ,三轴稳定度(X, Y, Z)优于 $0.0005(^\circ)/s$,对月定标姿态机动偏置期间指向精度 0.1° 、姿态稳定度优于 $0.001(^\circ)/s$ 的指标可实现。

1.3 对月定标影响分析

本节对月定标过程星敏视场、载荷视场以及整星光照条件和热控条件进行分析。

1.3.1 对月定标过程星敏视场分析

三台星敏安装在卫星背阳面,在卫星负角度滚动机动下均存在遇太阳的可能性。特别在低纬度地区,此

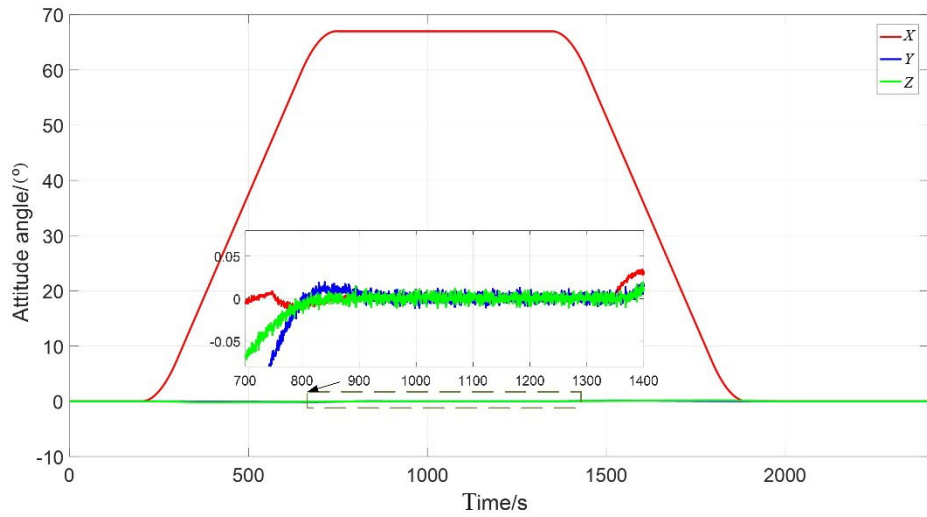


图 11 姿态角
Fig. 11 Attitude angle

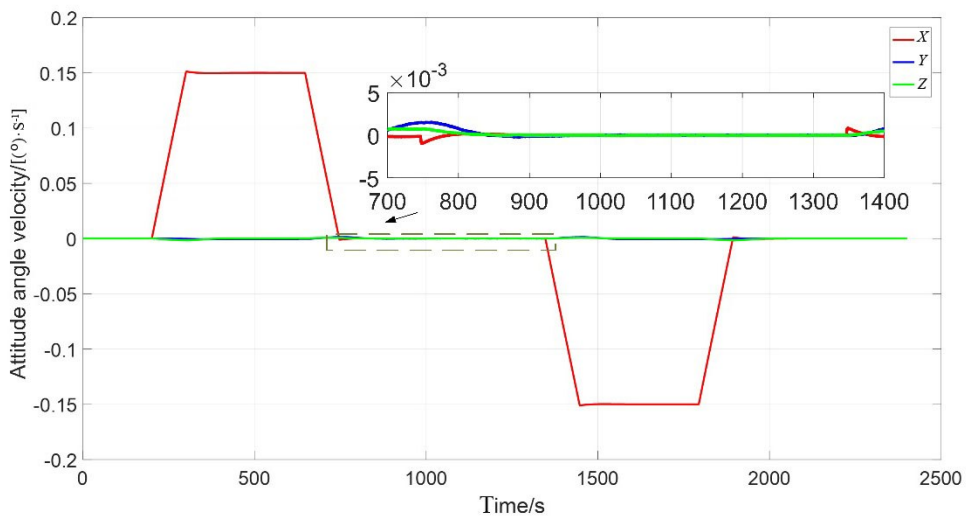


图 12 姿态角速度
Fig. 12 Attitude angle velocity

时太阳光照角最大, 进行大角度姿态机动对月定标有星敏视场见太阳的风险, 应尽量选择高纬度地区, 即在进出阴影时间段附近进行对月定标。

以太阳光照角最差的夏至日为例, 对星敏光轴指向进行分析, 同样假定卫星从出阴影开始进行姿态机动, 角度 -67° , 机动 10 min 后到位, 观测 5 min 后返回, 返回过程用时 10 min。图 13 给出三台星敏光轴 ST1、ST2、ST3 与太阳矢量的夹角在整个对月定标过程的变化情况。由图可知, 在姿态机动过程里, 星敏的光轴与太阳的夹角均大于 43.5° , 距离星敏强光保护角 30° 有 13.5° 的余量, 不存在星敏见太阳的风险。

1.3.2 对月定标过程载荷视场分析

卫星负角度滚动机动后, 有效载荷视场完全避开地球指向冷空, 载荷视场偏向轨道面 +Y 面, 但太阳光始终在轨道面 -Y 面, 且相比正常对地观测, 负滚动机动后载荷指向与太阳光矢量的夹角会变大, 载荷不会有对地视场进太阳光的风险。

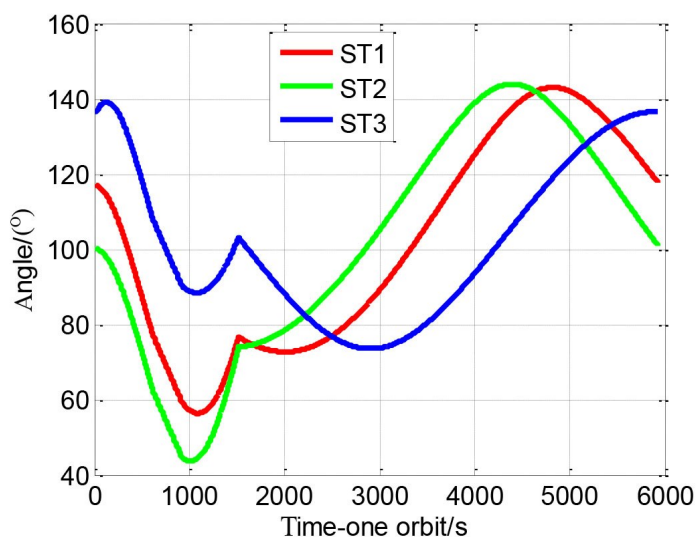


图 13 星敏感光轴矢量与太阳矢量夹角

Fig. 13 The angle between star sensor optical axis vector and the sun vector

1.3.3 对月定标过程光照条件分析

卫星对月定标情况下的光照与卫星正常姿态对地观测下的差异较大, 会在一定程度上影响卫星的姿态敏感器获取姿态、有效载荷热控及卫星整星热控, 需要对姿态机动过程及偏置飞行过程的太阳光照情况进行分析。取全年太阳光照角最差的夏至进行仿真, 假定卫星从出阴影开始进行姿态机动, 角度 -67° , 机动 10 min 后到位, 观测 5 min 后返回, 返回过程用时 10 min, 如图 14 所示。从图中曲线可看出, 卫星在姿态机动时, 会出现 +Y 面受晒的情况, 最大光照角为 17.34° 。

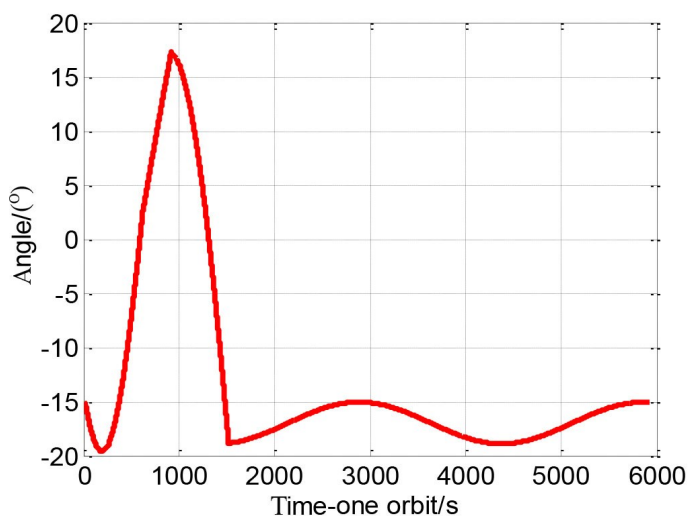


图 14 机动过程背阳面太阳光照角

Fig. 14 The illumination angle of the nightside during attitude maneuver

卫星在姿态机动过程中, 帆板继续按轨道角速度进行驱动, 如图 15 所示。对图中曲线取平均, 卫星在夏至日帆板光照期的最小帆板光照角超过 45° , 整轨平均光照角为 73.7° , 光照情况较好, 经计算能源仍有余量。

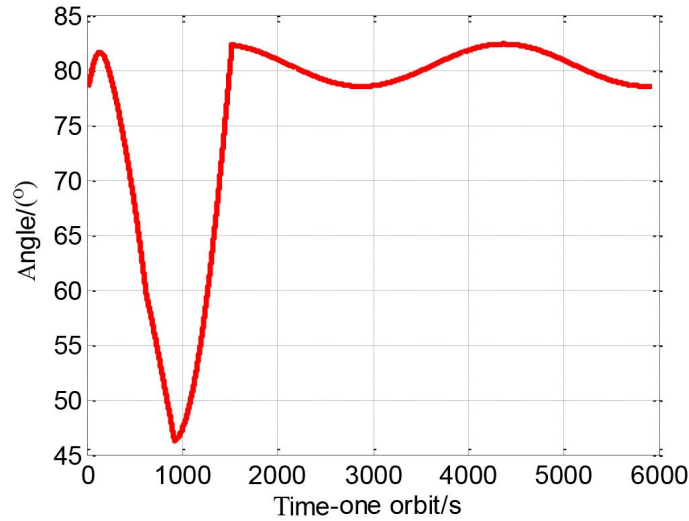


图 15 机动过程帆板光照角

Fig. 15 The illumination angle of solar panel during attitude maneuver

1.3.4 对月定标过程卫星热控分析

卫星对月定标情况下的光照与卫星正常姿态对地观测下的差异较大,会一定程度影响卫星姿态敏感器获取姿态、有效载荷热控及卫星整星热控,需要对姿态机动过程及偏置飞行过程的太阳光照情况进行分析。根据上文分析,卫星在姿态机动时,会出现+Y面受晒的情况,最大光照角为 17.34° 。

根据背阳面受晒情况进行热控热流仿真分析,涂层性能取寿命末期,星体各散热面外热流变化仿真如表2所示。

表 2 星体外热流变化

Table 2 External heat curve of the satellite

Satellite external surface	Normal external heat/W	External heat during lunar calibration/W	Change/%
Propelling module floor	150.9	150.0	-0.61
Propelling module III quadrant side plate	49.2	51.8	5.29
Propelling module IV quadrant side plate	22.0	23.0	4.53
Service module I quadrant side plate	77.8	70.7	-9.01
Service module III quadrant side plate	135.6	142.4	5.00
Service module IV quadrant side plate	90.8	94.9	4.52
Payload module III quadrant side plate	39.8	41.8	5.03
Payload module IV quadrant side plate	89.7	93.8	4.57
Sum	684.6	698.6	2.04

由以上分析结果可知,卫星机动定标过程中,IV侧(朝天面)外热流平均增大了约5%、III侧(散热面)外热流平均增大了约5%,I侧(对地面)外热流平均减小了约9%,总外热流由684 W变大为698 W,增大了2%,整轨外热流变化较小,风险可控。

2 对月定标流程

对月定标时序图如图 16 所示。卫星对月定标流程包括: 1) 定标窗口确定; 2) 整星光照条件、星敏视场、载荷视场影响分析以及整星热控、能源影响分析; 3) 测控弧段内上注载荷成像延时指令, 上注姿态机动注数包; 4) 执行对月定标观测。卫星在到达定标窗口前, 需提前机动到位, 相机 +Z 轴可在对应时刻划过月球。待到达指定时刻、相机姿态稳定后, 开启载荷对应通道成像,

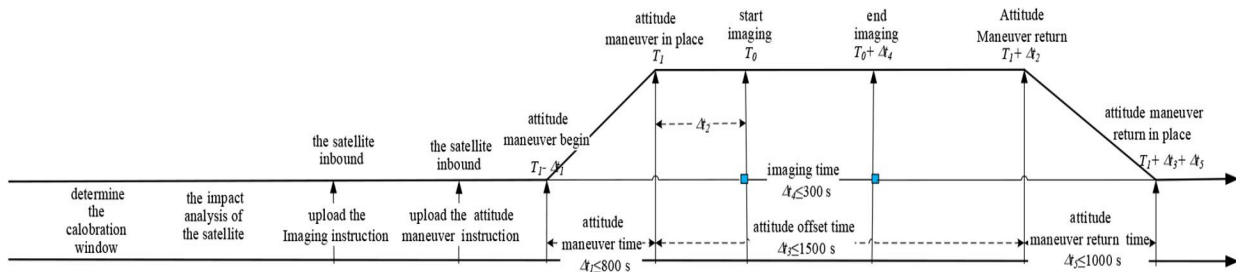


图 16 对月定标时序图

Fig. 16 Lunar calibration timing chart

3 结 论

本研究提出的高光谱观测卫星对月定标模式, 通过整星滚动机动可持续获取稳定的月相观测数据, 通过对视场、光照条件、温度变化以及姿态控制的仿真分析, 认为卫星平台及载荷能够适应姿态机动对月定标过程外部环境的变化, 具备较好的可实施性。作为卫星新增的一种在轨定标模式, 在轨对月定标可有效监视星上定标器衰减情况, 从而实现长寿命的遥感仪器在轨性能评估, 进一步提高卫星量化遥感能力。

参考文献:

- [1] Zhang M M, Wen Y, Sun L D, *et al.* Overview and application of GaoFen 5-02 satellite [J]. *Aerospace China*, 2022, (12): 8-15.
张苗苗, 温渊, 孙立达, 等. “高分”五号 02 星概述及应用示例 [J]. *中国航天*, 2022, (12): 8-15.
- [2] Kieffer H H, Stone T C. The spectral irradiance of the moon [J]. *The Astronomical Journal*, 2005, 129(6): 2887-2901 .
- [3] Miller S D, Turner R E. A dynamic lunar spectral irradiance data set for NPOESS/VIIRS day/night band nighttime environmental applications [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2009, 47(7): 2316-2329.
- [4] Fulbright J P, Wang Z P, Xiong X X. Suomi-NPP VIIRS lunar radiometric calibration observations [C]. *Earth Observing Systems XIX, SPIE Proceedings*. San Diego, California, USA. SPIE, 2014.
- [5] Sun J Q, Xiong X X, Barnes W L, *et al.* MODIS reflective solar bands on-orbit lunar calibration [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2007, 45(7): 2383-2393.
- [6] Guo Q, Chen B Y, Zhang Y, *et al.* Progress in on-orbit radiometric calibration technology for Fengyun-2 satellite [J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2013, 3(6): 6-12.

- 郭强, 陈博洋, 张勇, 等. 风云二号卫星在轨辐射定标技术进展 [J]. 气象科技进展, 2013, 3(6): 6-12.
- [7] Wu R H, Zhang P, Xu N, *et al.* FY-3D MERSI on-orbit radiometric calibration from the lunar view [J]. *Sensors (Basel, Switzerland)*, 2020, 20(17): 4690.
- [8] Wang J H, Bo Y M, Gao X D, *et al.* Lunar calibration maneuver for the FY-3(05) satellite [J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2021, 38(2): 37-44.
王金华, 薄煜明, 高旭东, 等. FY-3(05) 星主动对月定标控制技术研究 [J]. 上海航天 (中英文), 2021, 38(2): 37-44.
- [9] Zhu J, Yao S, Cong Q, *et al.* Design and validation of HJ-2A/B satellites on-orbit radiometric calibration mode [J]. *Spacecraft Engineering*, 2022, 31(3): 18-25.
朱军, 姚舜, 丛强, 等. 环境减灾二号 A/B 卫星在轨定标模式设计与验证 [J]. 航天器工程, 2022, 31(3): 18-25.
- [10] Gao H, Bai Z G, Lu C L, *et al.* Attitude maneuver compensation method on lunar imaging for optical remote sensing satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(4): 5-12.
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.
- [11] Zhu J, Li Y C, Bai Z G, *et al.* Lunar calibration method through attitude maneuver of low-earth-orbit and high-resolution remote sensing satellites [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(9): 1913-1923.
朱军, 李永昌, 白照广, 等. 低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月定标方法 [J]. 光学精密工程, 2020, 28(9): 1913-1923.
- [12] Liu W Y, Zou X C, Zhong L P. Development and comparison of JPL planetary ephemerides [J]. *Journal of Geodesy and Geodynamics*, 2022, 42(9): 925-930.
刘婉逸, 邹贤才, 衷路萍. JPL 行星历表的发展及比较 [J]. 大地测量与地球动力学, 2022, 42(9): 925-930.