

低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月定标方法

朱军, 李永昌, 白照广, 陆春玲, 付凯林, 茅歆白, 张璐

引用本文:

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.

ZHU Jun, LI Yong-chang, BAI Zhao-guang, 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.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/OPE.20202809.1913>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

星载成像仪观月数据提取和辐照度转换方法研究

Data collection and irradiance conversion of lunar observation for MERSI

光学精密工程. 2019, 27(8): 1819–1827 <https://doi.org/10.3788/OPE.20192708.1819>

基于多种亮度稳定目标的FY-3C/中分辨率光谱成像仪的反射太阳波段辐射定标

FY-3C/MERSI calibration for solar band using multi-reflectance stable targets

光学精密工程. 2015, 23(7): 1911–1920 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152307.1911>

吉林一号轻型高分辨率遥感卫星光学成像技术

Optical imaging technology of JL-1 lightweight high resolution multispectral remote sensing satellite

光学精密工程. 2017, 25(8): 1969–1978 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172508.1969>

光学遥感卫星信息获取能力指数的评估

Evaluation of information acquisition capability of optical remote sensing satellites

光学精密工程. 2017, 25(9): 2454–2460 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172509.2454>

敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制

Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver

光学精密工程. 2015, 23(8): 2318–2327 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152308.2318>

文章编号 1004-924X(2020)09-1913-11

低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月定标方法

朱 军¹, 李永昌^{1*}, 白照广¹, 陆春玲¹, 付凯林¹, 茅歆白¹, 张 璐²

(1. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094;

2. 国家卫星气象中心, 北京 100081)

摘要:月球作为光谱特性稳定、光强在探测器动态范围内的理想定标源,利用月球进行卫星在轨对月定标是提高辐射定标效率、监测探测器成像稳定性的重要手段之一。针对低轨高分辨率遥感卫星,提出了一种姿态机动对月定标方法,包括对月定标时机选择、对月定标卫星姿态规划以及载荷成像参数选取等技术。并基于某在轨运行的低轨光学遥感卫星成功开展了 15 次对月定标实验,卫星姿态角速度为 0.06 (°)/s,载荷积分时间为 0.293 8 ms,月相角覆盖 -79.872°~89.236°。实验结果表明,卫星姿态实际执行情况符合设计的对月定标卫星姿态规划流程,且该对月定标方法具有很高的观测效率,仅耗时 1 500 s,不会影响卫星正常的对地观测任务;地面获取的 15 幅月球图像纹理清晰、稳定,对月空间分辨率优于 1.18 km,图像 DN 值分布层次感较好;计算得出的月球辐照度分布趋势与国际上 ROLO(Robotic Lunar Observatory)模型公布的趋势一致。实验结果验证了提出的对月定标方法的正确性及合理性,同时实现了中国首次低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月球多月相角观测,可为长期监测卫星探测器的成像稳定性和大量积累对月定标数据、建立中国自主可控的月球辐射模型提供可靠依据。

关键词:低轨卫星;高分辨率;姿态机动;对月定标;月球辐射模型

中图分类号:V474 **文献标识码:**A **doi:**10.37188/OPE.20202809.1913

Lunar calibration method through attitude maneuver of low-earth-orbit and high-resolution remote sensing satellites

ZHU Jun¹, LI Yong-chang^{1*}, BAI Zhao-guang¹, LU Chun-ling¹,
FU Kai-lin¹, MAO Xin-bai¹, ZHANG Lu²

(1. DFH Satellite Computer, LTD, Beijing 100094, China;

2. National Satellite Meteorological Center, Beijing 100081, China)

* Corresponding author, E-mail: liyongchang0417@163.com

Abstract: As an ideal calibration source, the moon has stable spectral characteristics and light intensity within the dynamic range of the detector. Thus, lunar calibration on-orbit is one of the important means to improve the efficiency of radiometric calibration and monitor the imaging stability of remote sensing satellites. Targeting low earth orbit and high-resolution remote sensing satellites, an on-orbit lunar calibration method, which includes imaging time, satellite attitude, imaging parameters of lunar observation, etc., is proposed in this paper. Lunar observation experiments on a low-orbit optical remote sensing satellite were successfully conducted 15 times in July, 2019, under

收稿日期:2020-01-15;**修订日期:**2020-03-13.

基金项目:国家重点研发计划基金资助项目(No. 2018YFB0504900);高分辨率对地观测系统重大专项青年基金资助项目(No. GFZX04061502)

the conditions of satellite attitude angular velocity of $0.06 (^{\circ})/s$ and integration time of 0.2938 ms. The lunar phase angle covered the range of -79.872° to 89.236° . The results suggest that the satellite attitude of the actual implementation is in accordance with that of the design. Moreover, the lunar calibration method has high observation efficiency, which takes only 1500 s and will not affect the normal earth observation mission. Furthermore, the texture of 15 acquired images of the moon has a better distribution hierarchy of image DN value, and the spatial resolution is better than 1.18 km. The calculated lunar irradiance distribution trend is consistent with that of the RObotic Lunar Observatory (ROLO) model published internationally. The experimental results verified the correctness and rationale of the proposed method. Multiple lunar phase angle observation has been realized for the first time in China though the attitude maneuver of a low-orbit remote sensing satellite, which can provide a reliable basis for long-term monitoring of the imaging stability of the sensor and accumulating a large amount of lunar calibration data to establish a lunar radiation model independently in China.

Key words: low-earth-orbit satellite; high resolution; attitude maneuver; lunar calibration; lunar radiation model

1 引 言

遥感卫星在发射入轨后,由于发射过程中仪器受到冲击振动以及在轨工作环境发生变化,定标参数会偏离发射前实验室定标结果。为了监测在轨探测器定标参数的变化情况,必须开展遥感卫星的在轨定标工作。传统光学遥感卫星的在轨定标方法主要包括:以定标器为参考源的星上定标、以沙漠、海洋等地物目标为参考源的替代定标、及以定标精度更高的卫星为参考源的交叉定标。然而,星上定标使卫星设计复杂化,并因其本身性能衰减会带来定标误差;替代定标以典型地物目标为参考源,会受地球大气的影响,较难评估大气参数不确定性对结果的影响^[1];卫星间交叉定标需要考虑并修正通道的光谱响应差异,同时由于探测器间通道设置功能的差异,某些通道无法找到合适的参考标准。随着遥感卫星产品逐步走向定量应用,对遥感卫星的在轨定标提出了更高的一致性和稳定性要求,因此迫切需要新的定标源和定标技术来满足这一需求。

月球作为地球的天然卫星,被认为是理想的定标源。第一,虽然月球表面亮度不均,但在太阳、月球、观测点之间几何位置确定的条件下,月球表面具有非常高的光度稳定性,年变化量仅为 10^{-8} ^[2-3];第二,月球光谱和地物光谱非常相似,其

动态范围也涵盖了大地和海洋,且具有不依赖地面定标场、不受天气影响等优势^[4];第三,月球可被任何地球轨道卫星观测到,它提供了一种交叉定标途径,保证了定标的一致性与稳定性^[5]。因此,利用月球进行卫星在轨定标是提高辐射定标效率,监测遥感卫星探测器成像稳定性的重要手段。

针对天基对月定标技术,近年来国内外学者进行了大量研究。1993年,美国的 SeaWiFS 团队首次提出了“月球定标”的概念,在近 30 年间以月球作为在轨定标源逐渐发展成为一种新的趋势^[6]。目前,许多光学遥感卫星,如 MODIS^[7]、SeaWiFS^[8]、Pleiades^[9]、GOES^[10] 以及风云三号卫星的 MERSI^[11] 等均具备在轨对月定标能力,并且欧洲 TRUTHS 定标星和美国 CLARREO 定标星将月球选作交叉传递基准^[5]。卫星在轨对月定标模式分为两种:一种是被动式,即月球随着轨道运动随机进入探测器的观测视场或冷空视场,几乎所有静止轨道和极轨卫星均采用该模式定标;另一种是主动式,即当需要对月定标时,卫星主动进行姿态机动或载荷摆镜指向跟踪,调整探测器视场指向月球进行定标成像。主动式较被动式具有更高的定标效率,MODIS 卫星采用主动对月定标模式,并获取了大量观测数据。近年来,我国开展的在轨对月定标应用多是针对静止轨道和极轨气象卫星,利用低轨高分辨率遥感卫星开

展姿态机动对月定标还是一个空白领域^[12-13]。

本文提出了一种低轨遥感卫星姿态机动对月定标方法,分析了对月定标时机、对月定标卫星姿态以及载荷成像参数等关键指标,并将研究成果应用于某在轨运行的低轨高分辨率遥感卫星,验证了本文提出定标方法的正确性及合理性。该方法为长期监测遥感卫星探测器稳定性和后续建立中国月球辐射模型提供了数据支撑。

2 对月定标关键技术

2.1 太阳、月球、卫星位置关系

实现卫星对月定标的前提是计算出太阳、月球和卫星间的位置关系。本文采用平均椭圆轨道根数法分别计算太阳、月球矢量。太阳轨道六要素在 J2000 地心赤道惯性系下可表示为:

$$\begin{cases} a_s = 1.000\ 001\ 02(\text{天文单位}) \\ e_s = 0.016\ 708\ 62 - 0.000\ 042\ 04T - 0.000\ 001\ 24T^2 \\ i_s = 23^\circ.439\ 291 - 0^\circ.013\ 004\ 17T - 0^\circ.000\ 000\ 16T^2 \\ \Omega_s = 0 \\ \omega_s = 282^\circ.937\ 347 + 0^\circ.322\ 562\ 06T - 0^\circ.000\ 157\ 57T^2 \\ M_s = 357^\circ.529\ 1 + 0^\circ.985\ 620\ 080\ 4d - 1^\circ.170\ 181\ 867\ 779\ 533e - 13d^2 \end{cases} \quad (1)$$

月球轨道六要素在 J2000 地心平黄道惯性系下可表示为:

$$\begin{cases} a_m = 384\ 747.981\ \text{km} \\ e_m = 0^\circ.054\ 879\ 905 \\ i_m = 5^\circ.129\ 835\ 017 \\ \Omega_m = 125^\circ.044\ 555\ 556 - 1\ 934^\circ.136\ 185\ 0T + 0^\circ.002\ 076T^2 \\ \omega_m = 318^\circ.308\ 686\ 110 + 6\ 003^\circ.149\ 896\ 1T - 0^\circ.012\ 400\ 3T^2 \\ M_m = 134^\circ.963\ 413\ 889 + 13^\circ.064\ 993\ 155\ 37d + 0^\circ.008\ 993\ 9d^2 \end{cases} \quad (2)$$

式中: T 的单位是儒略世纪, d 的单位是地球日。

势函数为:

太阳、月球的矢量表达式分别为:

$$P_e^{\text{sun}} = \begin{bmatrix} \cos \lambda_s \\ \sin \lambda_s \cos i_s \\ \sin \lambda_s \sin i_s \end{bmatrix},$$

$$\lambda_s = (\omega_s + M_s) + 2e_s \sin M_s + 1.25e_s^2 \sin 2M_s, \quad (3)$$

$$P_e^{\text{moon}} = \begin{bmatrix} \cos \lambda_m \\ \sin \lambda_m \cos i_m \\ \sin \lambda_m \sin i_m \end{bmatrix},$$

$$\lambda_m = (\omega_m + M_m) + 2e_m \sin M_m + 1.25e_m^2 \sin 2M_m. \quad (4)$$

卫星的绝对轨道动力学模型建立在 J2000 地心赤道惯性坐标系下,设卫星在 J2000 系下的位置和速度矢量分别为:

$$\mathbf{r} = [r_x, r_y, r_z]^T, \quad (5)$$

$$\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}} = [v_x, v_y, v_z]^T. \quad (6)$$

则卫星在轨道上的运动满足:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \dot{\mathbf{v}} = \mathbf{f}_E, \quad (7)$$

其中 \mathbf{f}_E 为作用在卫星上外力之和。

考虑地球非球形摄动带谐项至 J_4 项,地球的

$$\begin{aligned} U = \frac{\mu}{r} & \left[1 - J_2 \left(\frac{R_E}{r} \right)^2 P_2 \sin \varphi - \right. \\ & \left. J_3 \left(\frac{R_E}{r} \right)^3 P_3 \sin \varphi - J_4 \left(\frac{R_E}{r} \right)^4 P_4 \sin \varphi \right], \\ P_2 \sin \varphi & = \frac{3}{2} (\sin \varphi)^2 - \frac{1}{2}, \\ P_3 \sin \varphi & = \frac{5}{2} (\sin \varphi)^3 - \frac{3}{2} \sin \varphi, \\ P_4 \sin \varphi & = \frac{35}{8} (\sin \varphi)^4 - \frac{30}{8} (\sin \varphi)^2 + \frac{3}{8}, \quad (8) \end{aligned}$$

其中: φ 为卫星与地心连线在地球表面交点的纬度, r 为地心距; μ 为地心引力常数, $\mu = 3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$, R_E 为地球赤道半径, $R_E = 6\ 378.136\ 3 \text{ km}$ 。地球摄动带谐系数: $J_2 = 1.082\ 6 \times 10^{-3}$, $J_3 = -2.536 \times 10^{-6}$, $J_4 = -1.623\ 3 \times 10^{-6}$ 。

则卫星受到的引力为:

$$\mathbf{f}_E = -\text{grad}U(\mathbf{r}). \quad (9)$$

若已知卫星在初始时刻的轨道信息,则可通过数值积分完全确定它在任意时刻的轨道信息。在得到太阳、月球和卫星位置在惯性坐标系的坐

标后,就可以利用坐标变换和几何关系计算出太阳、月球在卫星本体坐标系下的坐标。

2.2 对月定时机

在一个月的周期中,月球绕地球运动,使月球、太阳及卫星三者间的相对位置有规律地变化。月相角定义为观测点(卫星载荷)和月球连线与月球和太阳连线所成的角度,如图 1 所示。一般记满月前月相角为负值,满月后月相角为正值^[14],即上弦月的月相角为 -90° ,下弦月的月相角为 $+90^\circ$,而满月的月相角则接近 0° 。

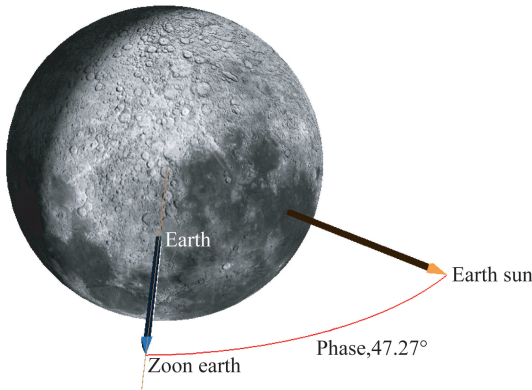


图 1 月相角

Fig. 1 Lunar phase angle

卫星对月定标的载荷成像时机一般选取月面大于 50% 的情况,即月相角由 -90° (初八)至 $+90^\circ$ (廿二)的变化期间。同时,为了避免反冲效应(月球表面在 0° 月相角附近的辐照度表现出一个强烈的后向散射增强效应),应尽量避免在 0° 月相角附近定标^[15]。太阳同步轨道遥感卫星具备多月相、多位置的对月定标能力,每天运行 13~14 轨,每轨分别在地球南、北极附近各有一个定标观测窗口,图 2 为在南极附近的定标示意图。

在此基础上,结合当天卫星测控计划、对地成像任务计划、卫星能源情况和星敏可用情况等因素,综合选取对月定标的载荷成像时机(视轴指向月心时刻)。图 3 中蓝色线段表示卫星与太阳的可见性仿真窗口,红色线段表示卫星与月球的可见性仿真窗口,其他颜色线段表示卫星与各测控地面站的可见性仿真窗口(彩图见期刊电子版)。对月定标时机的选取应参考图 3 中的仿真结果,同时需考虑预留定标前的卫星指令上注时间以及定标结束后的卫星健康状态检查时间。

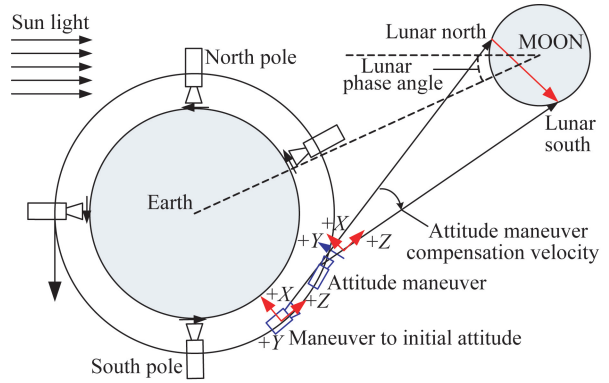


图 2 南极附近对月定标示意图

Fig. 2 Lunar calibration nearby Antarctica

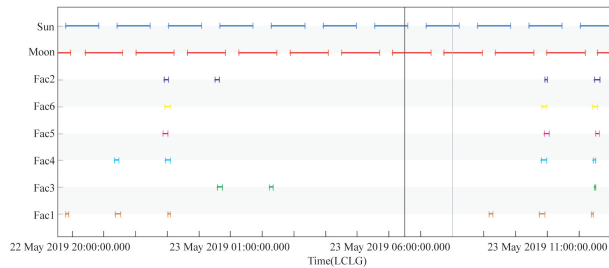


图 3 卫星与太阳、月球和测控地面站的可见性仿真

Fig. 3 Simulation of satellite with the sun, moon and tt&c ground stations

此外,为了保证对月定标期间的卫星姿态控制精度,考虑 100 km 大气的情况下,需尽量避免杂光进入星敏视场,至少保证两台星敏传感器可用。

2.3 对月定标卫星姿态

定义对月定标目标坐标系 $O_s-x_t y_t z_t$: 原点在卫星质心 O_s 处, $O_s z_t$ 轴指向需要观测的目标, $O_s z_t$ 轴与月球轨道坐标系的 x_{moon} 轴的叉乘为目标坐标系的 $O_s y_t$ 轴, $O_s x_t$ 轴与 $O_s y_t$ 轴、 $O_s z_t$ 轴构成右手坐标系。根据目标坐标系定义,有:

$$\begin{aligned} z_t &= -\frac{\mathbf{r}_{Sat_Moon}}{|\mathbf{r}_{Sat_Moon}|}, \\ y_t &= z_t \times x_{moon}, \\ x_t &= y_t \times z_t, \\ C_{OT} &= [x_t \quad y_t \quad z_t]. \end{aligned} \quad (10)$$

目标坐标系相对于惯性系的转换矩阵(C_{OT})即为对月定标时机下的卫星指向月心的姿态。将其转换为四元数形式($\eta, \boldsymbol{\varepsilon}$), 即有:

$$\begin{aligned} \eta &= \pm \frac{1}{2} (1 + c_{11} + c_{22} + c_{33})^{\frac{1}{2}}, \\ \boldsymbol{\varepsilon} &= \frac{1}{4\eta} \begin{bmatrix} c_{23} - c_{32} \\ c_{31} - c_{13} \\ c_{12} - c_{21} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (11)$$

根据上述推导,在计算得到了定标时机、定标姿态等信息的基础上,本文设计了低轨遥感卫星在轨对月定标姿态规划流程,如图 4 所示。

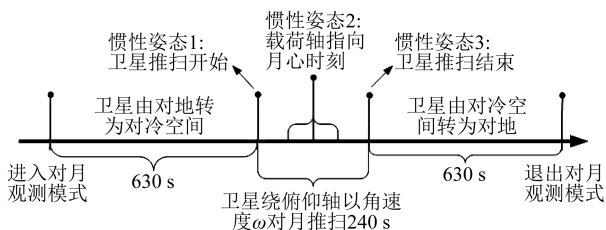


图 4 对月定标流程

Fig. 4 Flow of lunar calibration

首先,将定标时机、定标姿态(惯性姿态 2)等信息以程控指令块的形式通过地面测控系统上注至卫星星务分系统。当运行到惯性姿态 2 时刻之前 750 s 时,卫星进入对月定标模式,卫星在 630 s 内逐渐由对地指向转为对月球北侧的冷空间指向;然后在惯性姿态 1 时刻,卫星开始绕本体系俯仰轴以角速度 ω_{sat} 对月姿态机动,使载荷的视轴指向由月球北侧推扫至月球南侧;在卫星对月姿态机动的 240 s 内,载荷在中间的 120 s 内开机对月成像;随后在惯性姿态 3 时刻,卫星结束绕本体系俯仰轴姿态机动,并在 630 s 内逐渐由对月球南侧冷空间指向转为对地指向;最后卫星退出对月定标模式,转入对地姿态。整个对月定标模式共耗时 1 500 s,由于成像位置在地球南、北极附近,因此本文提出的对月定标流程几乎不会影响低轨遥感卫星正常的对地观测任务,具有很高的观测效率。图 5 为卫星对月定标过程中,在惯性姿态 1,2,3 时刻的 STK 仿真效果。

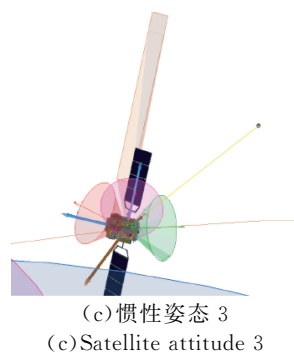


图 5 对月定标流程中的卫星姿态

Fig. 5 Satellite attitudes in lunar calibration

2.4 载荷成像参数选取

有别于低轨遥感卫星的对地观测,由于观测点与月球距离较远,因此不能直接采用对地观测的成像参数来进行对月定标,所以载荷成像参数的选取是决定对月观测质量的重要因素。

2.4.1 载荷视轴指向

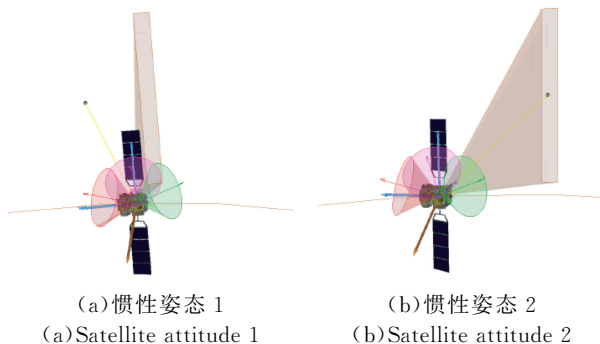
在进行对月观测过程中,载荷视轴由北向南扫过月面,满月时月球所占视场角为:

$$\theta = \frac{R_{moon}}{L_{moon}} = \frac{3\,476\text{ km}}{380\,000\text{ km}} \times 180/\pi = 0.524^\circ, \tag{12}$$

其中: R_{moon} 为月球直径, L_{moon} 为卫星与月球的距离。

高分辨率遥感卫星的载荷视场角通常大于 1° , 因此为保证对月定标期间月球能够完整出现在载荷视场内,对卫星姿态指向精度的要求为 $\leq 0.2^\circ$, 这对于高分辨率光学遥感卫星来说不难实现。对于焦面由多片探测器拼接而成的载荷,如要采用固定的某一片探测器进行对月定标,则只需按照该片探测器中心像元的指向角进行对月姿态控制即可。

针对采用时间延迟积分电荷耦合器件(TDICCD)的卫星载荷,需要注意的一点是,月球公转速度约为 1 km/s , 卫星在轨道上的运行速度约为 7.1 km/s 。对月定标时需调整卫星姿态,使月球相对卫星的速度在卫星俯仰轴(探测器线阵方向)上的投影分量最小,从而保证成像时二者相对运动造成的横向像移最小。二者的相对运动速度投影在卫星偏航轴方向的分量不会形成像移,而在卫星滚动轴上的分量则会形成 TDI 积分方向的前向像移,可通过积分时间匹配的手段进行像移补偿,从而实现最好的对月定标成像效果。



2.4.2 载荷积分时间

TDICCD 是一种面阵结构、线阵输出的 CCD,具有多重级数迟积分、输出信噪比高、探测灵敏度高、曝光时间可控等成像特点。它能够在低照度条件下清晰成像,并且对空间成像环境的适应性非常强,因此目前在轨的高分辨率遥感卫星通常都采用 TDICCD 作为载荷焦面器件^[16-17]。

积分时间为探测器内光生电荷包由上一级转移到下一级所需要的时间。为了避免像移对成像质量的影响,高分辨率遥感卫星通常需要根据摄影点速高比(由 GPS 接收的姿态广播数据解算)实时匹配载荷的积分时间。由上述分析可知,月球对探测器的视场较小,导致载荷探测器扫过月球的时间非常短,因此本文提出一种过采样系数可调的固定积分时间匹配方法,式(13)为对月定标期间载荷积分时间的计算方法:

$$T_{\text{int_moon}} = \frac{IFOV}{k \cdot \omega_{\text{sat}}}, \quad (13)$$

其中: $IFOV$ 为载荷的瞬时视场角, ω_{sat} 为卫星绕本体系俯仰轴的姿态角速度, k 为过采样系数,可根据实际情况调整对月定标的采样比。

2.4.3 载荷积分级数

积分级数为 TDICCD 电荷包延迟积分的转移次数,适当地提高积分级数,可提升图像的信号强度以及信噪比,但积分级数设置过高会导致图像饱和,高分辨率遥感卫星通常情况下采用 16 级或者 24 级进行对地成像。然而对月定标的情况有所不同,首先月球处于冷空间背景中,因此不需设置过高的积分级数也能获得较高的图像对比度;其次,由于对月定标过程中卫星对地成像的偏流角修正功能不再适用,因此过高的积分级数会导致电荷包转移路径增加,从而产生像移,使图像模糊不清。

从调制传递函数 (Modulation Transfer Function, MTF) 的角度分析也可得出同样的结论,式(14)和式(15)分别为奈奎斯特(Nyquist)空间频率下偏流角匹配误差对 MTF 的影响以及姿态稳定度对 MTF 的影响:

$$MTF_{\text{偏流角}} = \text{sinc}(N/2 \cdot \tan \Delta\beta), \quad (14)$$

$$MTF_{\text{zt}} = e^{-2\pi^2(\Delta\omega \cdot f \cdot N \cdot T_{\text{int_moon}})^2 v^2}, \quad (15)$$

其中: N 为载荷积分级数, $\Delta\beta$ 为偏流角匹配误差,

$\Delta\omega$ 为卫星姿态稳定度, v 为空间频率。可见,当偏流角匹配误差和姿态稳定度一定的情况下,增加载荷的积分级数会导致图像的 MTF 降低。

为保证高分辨率遥感卫星的成像质量,通常要求由姿态稳定度在 N 级积分后产生的总位移不大于 0.5 个像元。依据本文选取的载荷成像参数,推导出了不同积分级数下允许的姿态稳定度指标要求,如表 1 所示。

表 1 积分级数对应的姿态稳定度

Tab.1 Attitude stability corresponding to integral stage

积分级数	姿态稳定度/($^{\circ}$ ·s $^{-1}$)
4	13.09×10^{-4}
6	8.73×10^{-4}
8	6.55×10^{-4}
12	4.36×10^{-4}

综合上述分析,当卫星姿态稳定度优于 5×10^{-4} ($^{\circ}$)/s 的情况下,本文建议采用 6 级积分级数进行在轨对月定标。

3 对月定标实验

3.1 实验条件

2019 年 7 月 10 日(初八)至 25 日(廿三)期间,依据本文提出的对月定标方法,基于某在轨运行的低轨遥感卫星,开展了 15 次对月球多月相角定标实验。卫星轨道高度为 650 km,轨道倾角为 97.95° ,载荷焦面由 6 片 TDICCD 拼接组成,每片 CCD 的有效像元数为 8 192,焦距为 3 250 mm,像元尺寸为 $10 \mu\text{m}$ 。光谱范围覆盖全色(P: 0.45~0.90 μm)和多光谱(B1: 0.45~0.52 μm / B2: 0.52~0.60 μm /B3: 0.63~0.69 μm /B4: 0.76~0.90 μm),载荷对地成像全色空间分辨率优于 2 m。综合考虑卫星姿态的机动能力以及载荷积分时间上限等因素,本实验过采样系数设定为 10,对月定标期间卫星绕俯仰轴的姿态角速度设定为 0.06 ($^{\circ}$)/s,载荷积分时间设定为 0.293 8 ms。具体对月定标实验信息如表 2 所示。

表 2 对月定标实验信息

Tab. 2 Experimental information of lunar calibration

定标日期	指向月心时刻/BJT	月相角/(°)	卫星月球距离/km
20190710	13:32:00	-79.872	375 966.317
20190711	15:35:00	-66.168	378 799.196
20190712	14:20:00	-54.447	382 056.558
20190713	14:42:00	-42.130	385 881.359
20190714	13:28:00	-30.830	388 907.483
20190715	13:47:00	-18.969	394 107.846
20190716	14:11:00	-7.280	396 936.020
20190718	15:45:00	15.974	402 143.438
20190719	16:56:00	27.529	404 892.789
20190720	15:45:00	37.903	404 784.408
20190721	08:05:00	45.297	404 008.344
20190722	08:30:00	56.338	403 514.289
20190723	15:26:00	70.404	401 611.504
20190724	15:50:00	81.657	398 990.188
20190725	08:00:00	89.236	395 896.021

3.2 实验分析

对月定标实验的月相角分布如图 6 所示,月相角由 7 月 10 日(初八)的 -79.872° 逐渐减小到 7 月 16 日(初十四)的 -7.280°,再逐渐增大至 7 月 26 日(廿三)的 89.236°,实验对 7 月份月面大于 50% 的情况进行了多月相角定标。

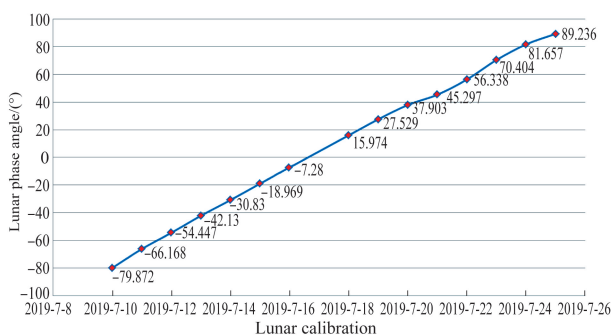


图 6 对月定标实验月相角分布

Fig. 6 Distribution of lunar phase angle in lunar calibration experiment

以 7 月 10 日对月定标实验为例,分析对月定标过程中星敏感器的可用情况。星敏指向与太阳和地气光夹角遥测数据如图 7 所示,可见在卫星对月定标期间,三台星敏感器的指向与太阳和地

气光夹角(α)均大于 30°,有效避免了杂光进入星敏感器,满足至少两台星敏感器可用的约束条件,保证了对月观测过程中的姿态控制精度。

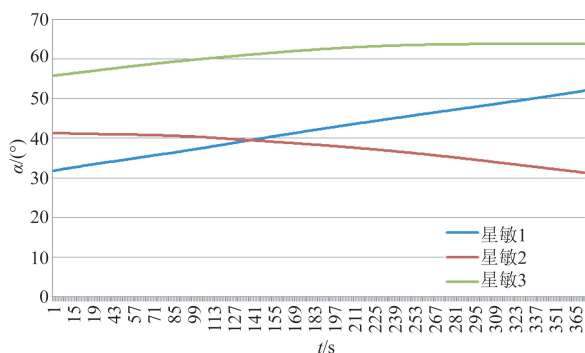


图 7 对月定标过程中星敏可用情况

Fig. 7 Available star sensor in calibration process

以 7 月 15 日对月定标实验为例,分析本文提出的卫星姿态规划执行情况。载荷视轴矢量与月球矢量的夹角(β)遥测数据如图 8 所示,可见由 0 s(惯性姿态 1)开始,随着卫星绕本体系俯仰轴对月姿态机动,载荷视轴矢量与月球矢量的夹角逐渐减小,到 120 s(惯性姿态 2)时,载荷视轴矢量与月球矢量的夹角变为 0°,此时载荷视轴指向月心,随后载荷视轴矢量与月球矢量的夹角逐渐增大,载荷视轴矢量逐渐远离月球矢量。由此可知,对月定标实验的卫星姿态实际执行情况与本文设计的卫星姿态规划流程一致。

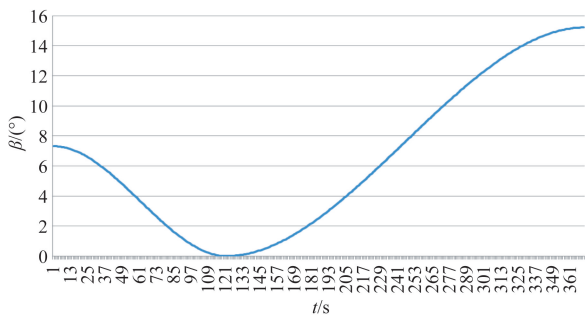


图 8 对月定标卫星姿态规划执行情况

Fig. 8 Planning implementation of satellite attitude

以 7 月 20 日对月定标实验为例,分析本文提出的对月定标方法的效能情况。在南极附近的对月定标 STK 仿真如图 9 所示(彩图见期刊电子版),图中最外侧的 1 500 s(绿色)为完整的对月定标模式时间范围,中间的 240 s(黄色)为卫星绕本体系俯仰轴对月姿态机动时间范围,内侧的 120 s

(红色)为载荷开机对月成像时间范围。可见,本文提出的对月定标方法不会影响低轨遥感卫星正常的对地观测任务,当卫星退出对月定标模式后,可继续在下一圈阳照区执行对地观测任务,具有很高的观测效率。

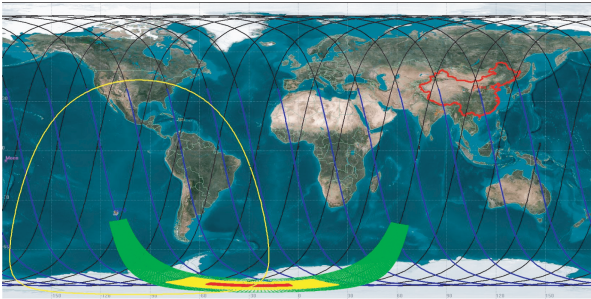


图 9 对月观测效能仿真

Fig. 9 Efficiency simulation of lunar observation

3.3 对月定标图像

卫星下传的原始图像数据经过地面系统处理后,可重建为月球圆盘图像。图 10 即为本次对月定标实验所获取的多月相角月球图像(全色谱段),共 15 幅,月相角覆盖 $-79.872 \sim 89.236^\circ$ 。由于本次实验采用的载荷对地成像的空间分辨力优于 2 m,因此对月球观测的空间分辨力要优于 1.18 km,这对于我国风云二号、风云三号等静止轨道和极轨气象卫星来说,具有更优的指标特性。由图 10 可见,获取的月球图像纹理清晰,载荷成像稳定,此外卫星姿态及各分系统遥测均正常。此次实验获取了清晰的月球图像,进一步验证了本文提出的对月定标方法的正确性及合理性,并且实现了中国首次低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月球多月相角观测。

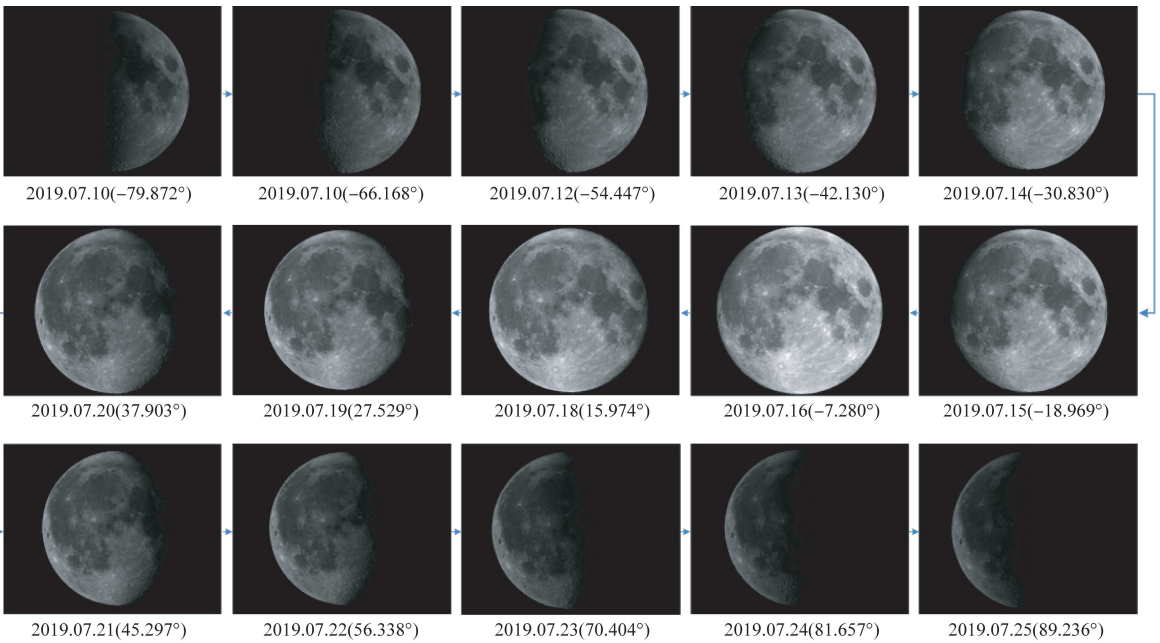


图 10 对月定标图像

Fig. 10 Lunar calibration images

4 对月定标数据应用

4.1 月球圆盘图像重建

本文开展的对月定标实验采用 10 倍过采样方案,因此卫星下传的原始图像沿推扫方向被拉长,需要经地面系统的去辅助数据处理、镜像处理(与光学系统设计有关)、重采样处理等步骤,恢复

重建为月球圆盘图像。图 11 为全色图像的重建过程,多光谱图像的重建过程同理,不再赘述。

图 12 为恢复重建后的月球圆盘图像(对应图 10 中月相角为 -7.280° 的月球图像)DN 值三维显示,可见由于图像左侧的月海面面积较大,因此该区域 DN 值偏低,与实际情况相符。此外,图像整体 DN 值分布在 2 000 左右,最大值为 3 859,这对于 12 bit 输出的探测器而言,图像 DN 值分

布层次感较好,也证明了本次对月定标实验采用的载荷成像参数合理。

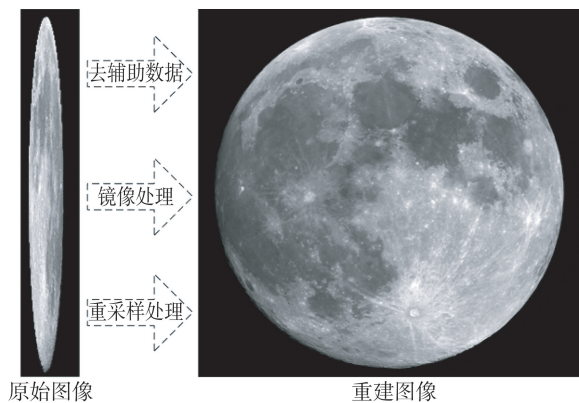


图 11 月球圆盘图像(全色)重建

Fig. 11 Reconstruction of panchromatic lunar images

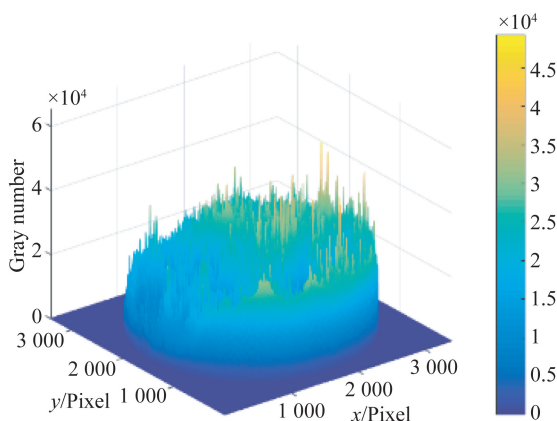


图 12 月球圆盘图像的 DN 值

Fig. 12 DN value of lunar images

4.2 月球光谱辐照度计算

将月球图像的 DN 值转化为月球等效反射率是利用月球实现定标的关键^[18]。具体计算过程如下:首先,将月球圆盘数据去除暗背景,结合射前实验室辐射定标系数,可将月球图像的 DN 值转换为月球积分辐射亮度 L_p ;然后,将月球积分辐射亮度 L_p 乘以一个像元的立体角 δ_p ,得到实验观测月球辐照度 I' ;接着,将得到的 I' 转换到标准距离处,得到归一化的平均月地距离 384 400 km 和 1 个标准天文单位的月球辐照度 I ,如式(16)和式(17)所示;最后,利用太阳辐照度光谱将获取的月球光谱辐照度 I 转换为月球等效反射率 A ,如式(18)所示。

$$I = f_d \cdot I' = f_d \cdot \delta_p \sum_{p=1}^{N_p} L_p, \quad (16)$$

$$f_d = (D_{s-m}/1AU)^2 (D_{v-m}/384\ 400)^2, \quad (17)$$

$$A = I \cdot \pi / (\delta_m \cdot E_0), \quad (18)$$

其中: L_p 为单个像元 DN 值减去暗背景平均 DN 值后转换得到的辐射亮度值, δ_p 为一个像元的立体角, N_p 为月球圆盘的总像元数, f_d 为标准距离校正系数,包括校正太阳到月球 D_{s-m} 和观测点到月球 D_{v-m} 的距离, δ_m 为月球立体角, E_0 为波段内太阳光谱辐射强度, A 为月球等效反射率。

在得到月球辐照度和月球等效反射率的基础上,可进一步开展月球定标工作,月球定标分为相对定标和绝对定标。相对定标是在“太阳、月球、卫星”三者间几何位置关系固定时,观测到的月球辐照度也保持不变,从而可从长期的对月球观测序列中监测载荷探测器响应率的变化趋势和成像稳定性;绝对定标是在积累大量对月定标数据的基础上,拟合出月球等效反射率与成像几何参数的关系,进而得到月球辐射模型,为月球定标提供辐射基准。

月球辐射模型是度量月球辐射的基准模型,为了校准在轨卫星探测器辐射定标,美国地质调查局(USGS)在美国航空航天局(NASA)的 EOS 项目资助下,开展了 ROLO 地基月球观测计划。经过 8 年的地基对月观测,在 350~2 450 nm 的 32 个波段上获取了月相角 $\pm 90^\circ$ 内的 8 万余幅月球图像,得到了各种观测条件下月球辐照度的周期性变化规律,最终形成了 ROLO 月球辐射模型,其绝对不确定度为 5%~10%,相对不确定度为 1%~2%,目前已应用于遥感探测器的辐射定标和辐射响应衰减监测,我国也正在发展自主知识产权的月球辐射模型^[19-21]。

通过本文对月定标实验,计算得出的全色谱段月球辐照度与月相角的关系如图 13 所示。可见在月亏和月盈时,月球辐照度呈不对称分布,即在月相角绝对值相等的情况下,月亏(正月相)的辐照度小于月盈,这与月亏时月海面积大于高地面积的事实情况相符。同时,图 13 中月球辐照度分布趋势与国际上 ROLO 模型公布的月球辐照度曲线趋势一致^[5],产生量化差异的主要原因包括卫星定标参数偏离发射前实验室定标结果以及对月观测样本数量不足。因此,本文的研究成果可为大量积累对月定标数据、建立中国自主可控的月球辐射模型提供支撑。

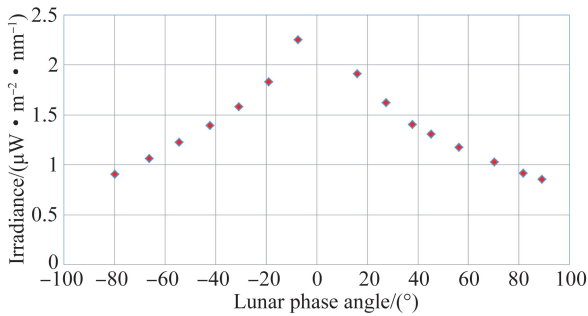


图 13 对月定标实验全色谱段月球辐照度与月相角的关系

Fig. 13 Relationship between lunar irradiance and panchromatic lunar phase angle

5 结 论

本文针对低轨高分辨率遥感卫星提出一种在轨姿态机动对月定标方法,分别从对月定标时机、对月定标卫星姿态以及载荷成像参数等方面详细分析了在轨对月定标的关键技术。该方法不需要对卫星进行轨道控制,与传统的业务模式没有本

质区别,不会影响卫星的寿命。同时,也是对传统地面定标场定标的一种补充手段,利用天然的月球定标源,可以大大提升遥感卫星的在轨定标效率。2019年7月依据本文提出的对月定标方法,基于某在轨运行的低轨光学遥感卫星,成功开展了15次对月定标实验,月相角覆盖 $-79.872^{\circ} \sim 89.236^{\circ}$ 。实验结果表明,卫星姿态实际执行情况符合本文设计的对月定标卫星姿态规划流程,并且该对月定标方法具有很高的观测效率,不会影响卫星正常的对地观测任务;地面获取重建的15幅月球图像纹理清晰、稳定,对月球空间分辨力优于1.18 km,图像DN值分布层次感较好;计算得出的月球辐照度分布趋势与国际上ROLO模型公布的月球辐照度曲线趋势一致。实验结果验证了提出的对月定标方法的正确性及合理性。同时,实现了中国首次低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月球多月相角观测,可为长期监测遥感卫星探测器成像稳定性和大量积累对月定标数据、建立中国自主可控的月球辐射模型提供支撑。

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.
ZHANG ZH, WANG W H, WANG H M, *et al.*. On-board vicarious calibration of FY-3C UV total ozone unit [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(2): 326-333. (in Chinese)
- [2] KIEFFER HH, WILDEY R L. Establishing the moon as a spectral radiance standard [J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 1996, 13(2): 360-375.
- [3] KIEFFER HH, STONE T C. The spectral irradiance of the moon [J]. *The Astronomical Journal*, 2005, 129(6): 2887-2901.
- [4] 牛明慧,陈福春. 基于月球反射的遥感仪器在轨定标方法 [J]. 遥感技术与应用, 2018, 33(2): 337-341.
NIU M H, CHEN F CH. Methods of on-orbit calibration of satellite radiometer reflective solar bands using the moon [J]. *Remote Sensing Technology and Application*, 2018, 33(2): 337-341. (in Chinese)
- [5] 张璐,张鹏,胡秀清,等. 月球辐射照度模型比对及地基对月观测验证 [J]. 遥感学报, 2017, 21(6): 864-870.
ZHANG L, ZHANG P, HU X Q, *et al.*. Compari-
- son of lunar irradiance models and validation of lunar observation on Earth [J]. *Journal of Remote Sensing*, 2017, 21(6): 864-870. (in Chinese)
- [6] HOOKER S B, MCCLAIN C R, HOLMES A W. Ocean color imaging CZCS to SeaWiFS [J]. *Marine Technology Society Journal*, 1993, 27(1): 3-15.
- [7] EPLEE R E, SUN J Q, MEISTER G, *et al.*. Cross calibration of SeaWiFS and MODIS using on-orbit observations of the Moon [J]. *Applied Optics*, 2011, 50(2): 120-133.
- [8] EPLEE R E, BARNES R A, PATT F S, *et al.*. SeaWiFS lunar calibration methodology after six years on orbit [C]. *Earth Observing Systems IX, ed. W. L. Barnes and J. J. Butler*, 2004, 5542: 1-13.
- [9] LEBEGUE L. Using Exotic guidance for Pleiades-hr image quality calibration [C]. *The 21st ISPRS, Christian Heipke, Germany; ISPRS*, 2008: 13-18.
- [10] WU X Q, STONE T C, YU F F, *et al.*. Vicarious calibration of GOES Imager visible channel using the Moon [C]. *International Society for Optics and Photonics*, 2006: 62960Z.
- [11] 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, 20(2): 278-289.
WU R H, ZHANG P, YANG ZH D, *et al.*. Monitor radiance calibration of the remote sensing instrument with reflected lunar irradiance [J]. *Journal of Remote*

- Sensing, 2016, 20(2):278-289. (in Chinese)
- [12] 陈林,张鹏,吴荣华,等. 月球目标监测风云二号静止气象卫星可见光辐射响应变化 [J]. 遥感学报, 2018, 22(2):211-219.
CHEN L, ZHANG P, WU R H, *et al.*. Monitoring radiometric response change of visible band for FY-2 geostationary meteorological satellite by lunar target [J]. *Journal of Remote Sensing*, 2018, 22(2):211-219. (in Chinese)
- [13] 陈林,陈海龙,张鹏,等. 基于月球目标的 FY-2G 在轨调制传递函数评估 [J]. 光学精密工程, 2018, 26(12):3012-3018.
CHEN L, CHEN H L, ZHANG P, *et al.*. On-orbit modulation transfer function measurements based on lunar limb for FY-2G [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(12):3012-3018. (in Chinese)
- [14] 牛明慧. 光学遥感仪器月球定标技术研究 [D]. 上海:中国科学院上海技术物理研究所, 2018:7-8.
NIU M H. *Research on the Lunar Calibration Technologies of Optical Remote Sensing Radiometers* [D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, 2018:7-8. (in Chinese)
- [15] 王阳. 地基对月成像光谱测量及月球辐射模型研究 [D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2018:8-9.
WANG Y. *Study on Ground-based Spectral Imaging Measurement of the Moon and Lunar Radiometric Model* [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2018:8-9. (in Chinese)
- [16] 孙武,韩诚山,吕恒毅,等. 推扫式多光谱遥感相机动态范围拓展方法 [J]. 中国光学, 2019, 12(4):905-912.
SUN W, HAN CH SH, LÜ H Y, *et al.*. Dynamic range extending method for push-broom multispectral remote sensing cameras [J]. *Chinese Journal of Optics*, 2019, 12(4):905-912. (in Chinese)
- [17] 宁永慧,郭汉洲,余达,等. 基于 LM 98640 的 TDI-CCD 暗场扣除方法 [J]. 液晶与显示, 2019, 34(6):592-597.
NING Y H, GUO H ZH, YU D, *et al.*. Dark field deduction method of TDI-CCD based on LM98640 [J]. *Chinese Journal of Liquid Crystals and Displays*, 2019, 34(6):592-597. (in Chinese)
- [18] 吴荣华,张鹏,郑小兵,等. 星载成像仪观月数据提取和辐照度转换方法研究 [J]. 光学精密工程, 2019, 27(8):1819-1827.
WU R H, ZHANG P, ZHENG X B, *et al.*. Data collection and irradiance conversion of lunar observation for MERSI [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(8):1819-1827. (in Chinese)
- [19] ANDERSON J M, BECKER K J, KIEFFER H H, *et al.*. Real-time control of the robotic lunar observatory telescope [J]. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, 1999, 111(760):737-749.
- [20] KOUYAMA T, YOKOTA Y, ISHIHARA Y, *et al.*. Development of an application scheme for the SELENE/SP lunar reflectance model for radiometric calibration of hyperspectral and multispectral sensors [J]. *Planetary and Space Science*, 2016, 124:76-83.
- [21] ZHANG G, WANG S, LI L, *et al.*. Interference data correction methods for lunar observation with a large-aperture static imaging spectrometer [J]. *Applied Optics*, 2016, 55(31):8770.

作者简介:



朱 军(1978—),男,陕西人,研究员,2003年于天津大学获得硕士学位,主要从事光学遥感卫星总体设计方面的研究。E-mail:12393692@qq.com



李永昌(1988—),男,北京人,高级工程师,2016年于中科院长春光机所获得博士学位,主要从事光学有效载荷总体设计方面的研究。E-mail:liyongchang0417@163.com