

临近空间高度卫星光学载荷辐射定标试验 与初步结果

王宁¹, 马灵玲¹, 刘强¹, 赵永光¹, 腾格尔¹, 刘耀开¹, 高彩霞¹,
刘恩超², 张东辉¹, 黎荆梅¹, 王任飞¹, 张贝贝¹, 高海亮¹, 吴骅³,
韩启金⁴, 张泰华¹, 杨燕初¹, 牛沂芳¹, 郑青川⁵, 欧阳光洲¹

1. 中国科学院空天信息创新研究院 中国科学院定量遥感信息技术重点实验室, 北京 100094;

2. 中国科学院合肥物质科学研究院 中国科学院通用光学定标与表征技术重点实验室, 合肥 230031;

3. 中国科学院地理科学与资源研究所, 北京 100085;

4. 中国资源卫星应用中心, 北京 100094;

5. 内蒙古北方重工业集团有限公司, 包头 014033

摘要: 卫星遥感载荷在轨辐射定标需要高稳定、高可靠、可追溯的辐射定标源支持。将辐射基准搬至空间平台, 利用同步对地观测的方式将基准传递至卫星载荷, 已成为未来提升在轨辐射定标精度的可行方式之一。临近空间高度上可获得与卫星相接近的观测, 同时, 以高空科学气球为代表的临近空间浮空器还具有长时区域驻空、可回收等平台优势, 也是空间辐射基准可选择的搭载平台之一。本文介绍了将高空科学气球作为平台搭载辐射参考载荷的系统设计, 以及在青海大柴旦地区开展的临近空间光学载荷辐射定标飞行试验情况。结合试验获取的临空平台位置姿态数据、观测辐射亮度数据, 分析了临近空间高空科学气球平台及辐亮度计的工作稳定性, 给出了在临近空间开展卫星光学载荷定标的一般性方法, 并对定标不确定度进行了分析, 得到气球过境均匀区和山地区辐亮度观测的不确定度分别为3.8%—4.3%和5.0%—6.8%。与MODIS、GF-6WFI同步观测数据比对结果也一定程度上证实了不确定度估算的可靠性。本次基于临近空间高空科学气球的卫星光学载荷辐射定标试验探索了高空科学气球作为空间辐射基准搭载平台的可行性, 为进一步发展基于临近空间的辐射基准传递定标系统积累了经验。

关键词: 遥感, 临近空间, 高空科学气球, 辐射定标, 外场试验

中图分类号: P2

引用格式: 王宁, 马灵玲, 刘强, 赵永光, 腾格尔, 刘耀开, 高彩霞, 刘恩超, 张东辉, 黎荆梅, 王任飞, 张贝贝, 高海亮, 吴骅, 韩启金, 张泰华, 杨燕初, 牛沂芳, 郑青川, 欧阳光洲. 2023. 临近空间高度卫星光学载荷辐射定标试验与初步结果. 遥感学报, 27(5): 1177-1193

Wang N, Ma L L, Liu Q, Zhao Y G, Teng G E, Liu Y K, Gao C X, Liu E C, Zhang D H, Li J M, Wang R F, Zhang B B, Gao H L, Wu H, Han Q J, Zhang T H, Yang Y C, Niu Y F, Zheng Q C and Ouyang G Z. 2023. The near-space altitude experiment for satellite radiometric calibration and the first results. National Remote Sensing Bulletin, 27(5): 1177-1193 [DOI: 10.11834/jrs.20222070]

1 引言

卫星遥感覆盖范围广、信息获取速度快, 已广泛应用于农业、林业、地质、环保、海洋、气象、测绘、水文、减灾、军事、教育等领域。作

为遥感载荷→观测数据→信息产品这一技术链路的源头, 遥感载荷在轨性能呈现普遍的退化现象, 以美国EO-1/Hyperion载荷为例, 其入轨运行前两年间可见光—近红外谱段出现8%的漂移, 短波红外谱段漂移更是高达18%, 而在其后的10年间年

收稿日期: 2022-02-21; 预印本: 2022-06-20

基金项目: 国家重点研发计划项目(编号: 2018YFB0504800, 2018YFB0504805); 中国科学院A类先导项目(编号: XDA17040518, XDA17040500)

第一作者简介: 王宁, 研究方向为热红外遥感、高光谱遥感以及遥感载荷定标。E-mail: wangning@aircas.ac.cn

通信作者简介: 马灵玲, 研究方向为遥感定标与真实性检验、高光谱遥感数据处理。E-mail: mall@aircas.ac.cn

际平均变化超过1% (Franks等, 2017)。尽管到目前为止, 已经发展了包括星上定标 (Xiong等, 2003; Markham等, 2014)、交叉定标 (Chander等, 2013)、外场替代定标 (Thome等, 1997)等多种在轨定标方式, 然而, 将不同定标手段追溯至统一的辐射基准, 从而确保不同卫星数据产品间的稳定性与一致性, 仍是国际对地观测领域的难点之一。特别面向未来爆炸式增长的卫星对地观测技术, 该需求更为迫切。

在轨定标的核心在于将空天遥感观测量与高稳定、高可靠、可追溯的辐射定标源进行比对, 将观测量值追溯至已有的基准。本世纪初欧美和中国先后提出了“TRUTHS” (Fox等, 2003)、“CLARREO” (Wielicki等, 2013)和空间辐射基准研究计划 (Zhang等, 2020), 将辐射基准搬至空间卫星平台形成空间辐射基准平台, 通过空间辐射基准平台与其他卫星同时观测地面目标的方式, 由空间辐射基准平台获得地面目标的基准数据, 进而利用基准数据对其他卫星实施在轨定标的方式, 保证其他卫星在轨辐射定标的精度与可追溯性。一般空间辐射基准平台均采用低轨轨道卫星平台, 例如 CLARREO 设计轨道高度 600 km 左右, 在尽量减少轨道控制燃料消耗的同时, 尽可能降低发射代价, 并且其低于典型 825 km 太阳同步轨道卫星高度 (NPP, JPSS, METOP 等) 以尽可能增加与这些卫星的交叉匹配机会 (Wielicki等, 2013)。TRUTHS 也出于类似的考虑, 采用了 609 km 高度 90° 轨道设计 (Fox 和 Green, 2020)。但低轨卫星的重访周期仍较长, CLARREO 和 TRUTHS 的轨道重访周期都是 61 d, 考虑到匹配点分布于全球范围, 缺乏局地地表、大气先验, 由此导致实际地物下垫面均匀性、地表 BRDF、大气环境扰动、时空匹配误差等将成为基于空间辐射基准平台进行光学载荷辐射定标的主要误差源 (Fox 和 Green, 2020), 导致辐射基准传递定标应用效益难以有效发挥。

从 20 世纪 40 年代发展起来的高空科学气球, 是在临近空间进行高空科学观测和实验的良好平台。高空科学气球通常飞行于海拔 20—35 km 高空。由于高空科学气球造价低廉、组织飞行便捷、试验周期短, 因此越来越受到科学工作者的青睐。高空科学气球被广泛应用于高能天体物理、宇宙线、红外天文、大气物理、大气化学、地面遥感、

高空物理、生理、微重力实验等方面的研究, 同时也可以作为空间技术验证的平台 (Doi等, 2019; Takahashi 和 Aoki, 2018; Mukherjee 等, 2016)。高空科学气球飞行于平流层中层左右的高度, 对于主要关注地球出射辐射量的对地观测遥感而言, 该高度之下集中了绝大部分空气质量以及几乎全部的天气现象。由于大气时空变化较为复杂的对流层对大气辐射传输过程的影响, 也可被临近空间高空科学气球平台搭载的载荷观测, 也就是说临近空间传递定标过程非常逼近空间辐射基准平台的工作状态。同时, 相比于低轨空间辐射基准平台而言, 高空科学气球平台还具有如下优势: (1) 高空科学气球通过微调飞行高度, 利用不同高度的风速风向, 可以实现区域长时驻留式观测, 增加局部区域的观测量, 更加利于不同卫星与其进行交叉比对; (2) 高空科学气球载荷具有可回收的优势, 可以在飞行前后对其上所搭载的辐射基准载荷进行标定, 对基准的追溯提供更好的保障; (3) 高空科学气球平台飞行高度比卫星低, 对地观测目标的分辨率更高, 利于与高分辨率遥感卫星间的比对。

NASA 在其 CLARREO 探路者任务 (CLARREO Pathfinder mission) 中, 研制了气候科学研究高光谱成像仪 HySICS (HyperSpectral Imager for Climate Science) 用作空间辐射基准载荷原理样机, 于 2013 年和 2014 年开展了两次高空科学气球搭载 HySICS 的飞行试验, 为辐射基准载荷原理验证以及 CLARREO 任务的论证提供了科学数据 (Kopp 等, 2014, 2017)。随着中国在空间辐射基准设施研制方面的不断推进, 探索利用高空科学气球平台进行辐射传递定标系统验证, 将有助于空间辐射基准载荷及空间辐射基准传递方式的改进, 空间辐射基准传递定标方法的验证与完善, 以及高空科学气球平台在新的科学应用领域的拓展。

本文利用搭载于临近空间高空科学气球平台的参考载荷对卫星光学载荷进行定标, 通过搭载辐射基准或参考载荷和待定标卫星对同一区域进行成像, 进而基于辐亮度基定标原理实现定标 (Slater 等, 1987; 王敏 等, 2014)。然而, 与飞机平台搭载方式相比, 由于通常飞行高度有限, 还需同步获取飞机—卫星路径上消光、探空及常规气象观测, 以进一步修正卫星与飞机之间的大气影响。高空科学气球飞行高度上能够规避大部分

大气吸收、散射影响,降低大气辐射传输模拟误差。但高空科学气球飞行航迹可控性较弱。因此,在辐亮度基法基础上,相对简化大气路径补偿的同时,需要更多考虑到时空匹配方面的问题。因此,本文开展的卫星定标试验与传统基于飞机平台的辐亮度基法替代定标工作仍有所差异。本文将介绍高空科学气球搭载可见—短波红外辐亮度计的并针对卫星光学载荷进行辐射定标试验情况,阐述适用于临近空间获取的参考数据对卫星光学载荷进行辐射定标方法,并对试验结果进行初步的分析与总结。

2 临近空间辐射定标演示系统描述

2.1 系统总体构成情况

临近空间辐射定标演示系统由高空科学气球平台分系统、高空科学气球有效载荷分系统构成,如图1所示。

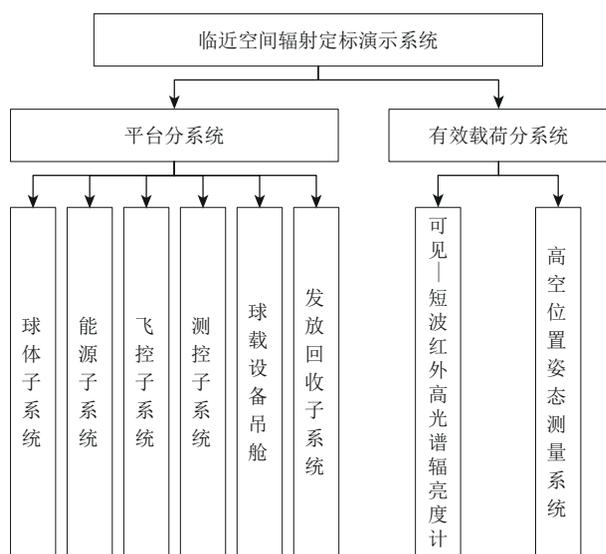


图1 临近空间辐射定标演示系统组成图

Fig. 1 The composition of stratospheric radiometric calibration demonstration system

高空科学气球平台分系统在临近空间平稳飞行,有效载荷的搭载平台,同时也为其提供电能和数据传输的支持。高空科学气球平台分系统包含球体、能源、飞控、测控等子系统。其中,球体子系统为高空科学气球系统升空和驻空飞行提供浮升力,并为有效载荷提供装载平台;能源子系统为平台自有设备和有效载荷提供能源;飞控子系统执行飞行控制;测控子系统对气球平台实

施跟踪定位,实时遥测遥控飞行参数和设备工作状态、采集与传输飞行数据。

有效载荷分系统包括可见—短波红外高光谱辐亮度计参考载荷,负责在临近空间实施对地观测,并采集地表辐射数据。高空位置姿态测量系统(POS)与可见—短波红外高光谱辐亮度计进行固连,负责记录观测时刻载荷的位置以及姿态信息,用于解算实际成像的地理空间位置。

2.2 可见—短波红外高光谱参考辐亮度计载荷介绍

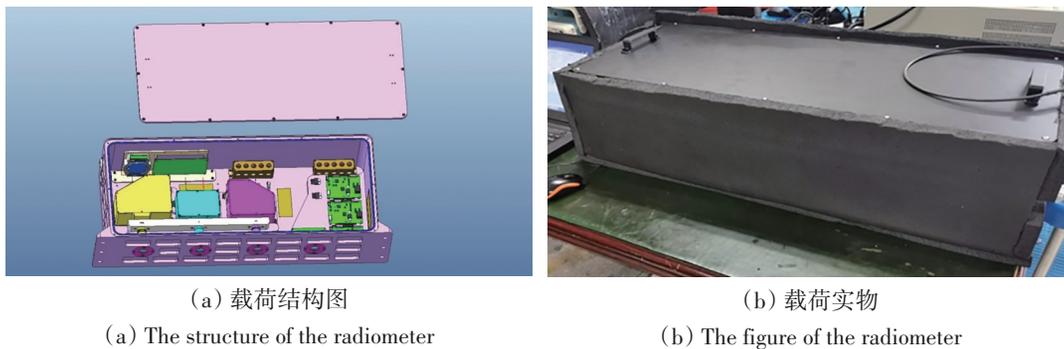
2.2.1 载荷基本情况

可见—短波红外高光谱参考辐亮度计(以下简称辐亮度计)是系统中最核心的观测设备,用于获取观测视场范围内的辐射亮度。辐亮度计有3个分光单元独立的模块,其中:可见近红外波段(VNIR, 0.4—0.95 μm)模块,探测通道数512,光谱分辨率优于3.5 nm;短波红外波段1(SWIR1, 0.95—1.65 μm)模块,探测通道数256,光谱分辨率优于10 nm;短波红外波段2(SWIR2, 1.65—2.4 μm)模块,探测通道数256,光谱分辨率优于12 nm。为实现载荷球载搭载并保证实际工作环境下的稳定性,无准直光路,无运动部件,元件全固化,保证结构可靠性和波长稳定性。由于该仪器测量不确定度主要受探测器温度的影响,为此设计了针对探测器的温控单元,在实验室以及低温低压环境下均保证了0.1 $^{\circ}\text{C}$ 的控制精度。另外,为避免飞行试验过程恶劣环境影响,载荷壳体采用全密封设计,以防止沙尘、水汽等的影响,保障内部光机电系统正常工作。辐亮度计结构与实物图如图2所示。

2.2.2 载荷实验室溯源定标

为了完成高空气球飞行试验中基于辐亮度计观测数据的比对,仪器参加试验前分别开展了实验室光谱定标与辐射定标实验。

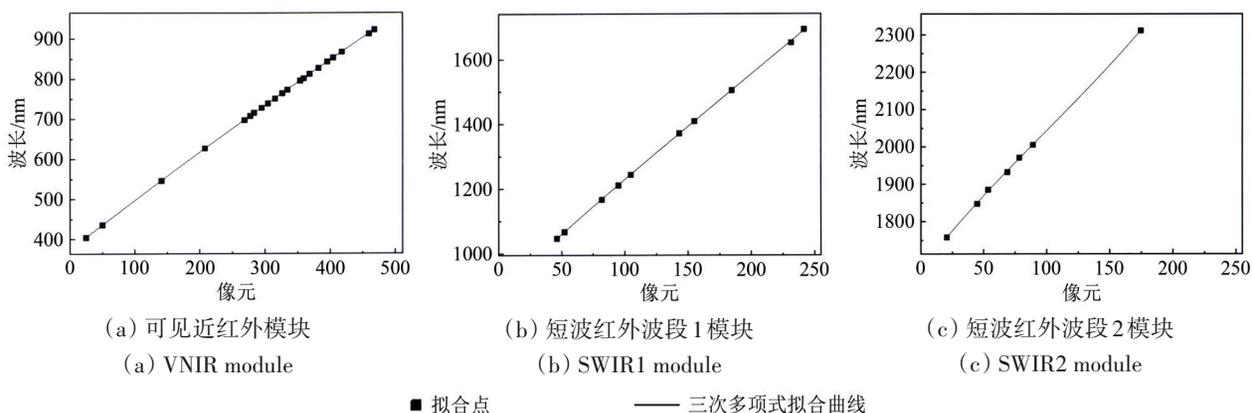
根据辐亮度计光谱模块的波段划分,辐亮度计的光谱定标实验分为3个光学分光模块进行,分别利用谱线灯作为光源进行测试,获得波长—像元的对应关系,并进行多项式拟合,如图3所示,根据图中结果可以得到,可见—近红外光学模块光谱范围为339.7—947.2 nm,短波红外1模块的波段范围为881.4—1698.4 nm,短波红外2模块的波段范围为1601.6—2525.8 nm。



(a) 载荷结构图 (b) 载荷实物
(a) The structure of the radiometer (b) The figure of the radiometer

图2 可见—短波红外辐亮度计

Fig. 2 The visible–shortwave infrared radiometer



(a) 可见近红外模块 (b) 短波红外波段1模块 (c) 短波红外波段2模块
(a) VNIR module (b) SWIR1 module (c) SWIR2 module

■ 拟合点 — 三次多项式拟合曲线

图3 辐亮度计各模块实验室光谱定标结果

Fig. 3 The laboratory spectral calibration results for the visible–shortwave infrared radiometer

辐亮度计通过辐射定标可获得其光谱辐亮度响应度，主要标准传递装置为“标准灯—参考板辐亮度传递装置”，其中标准灯为NIST提供，其光谱辐照度值溯源于NIST高温黑体，参考板为聚四氟乙烯参考板，其方向反射比溯源于中科院CNAS实验室的标准反射比测量装置。辐亮度计利用“标准灯—参考板辐亮度传递装置”进行定标的测试现场如图4所示。

依据JJF1059—1999《测量不确定度评定与表示》，评估计算光谱亮度参考辐射计的辐亮度定标不确定度。辐射定标的不确定度来源包括：仪器信号值的测量不确定度 $U(S)$ ，标准灯的辐照度不确定度 $U(E_{\lambda,d})$ ，参考板的方向反射率测量不确定度 $U(\rho_{\lambda})$ 、仪器的波长定标准确性 $U(\lambda_c)$ ，距离测量不确定度 $U(d)$ 合成不确定度 U 可以表示为

$$U = \sqrt{U^2(S) + U^2(E_{\lambda,d}) + U^2(\rho_{\lambda}) + U^2(d) + U^2(\lambda_c)} \tag{1}$$

通过计算得到的各项不确定度因素贡献，依据不确定度计算式(1)，最终计算得到合成不确定度如表1所示，根据计算结果，研制的光谱亮度参考辐射仪测量不确定度优于1.42%。

2.2.3 辐亮度计视场、观测模式及其影响分析

飞行试验时，辐亮度计采用直接对地连续观测的方式，一个测量周期内，VNIR、SWIR1和SWIR2模块顺次工作，并将10次观测平均作为最终的测量资料。该模式下VNIR、SWIR1和SWIR2模块的观测时长分别约为10 s、5 s和5 s，一个周

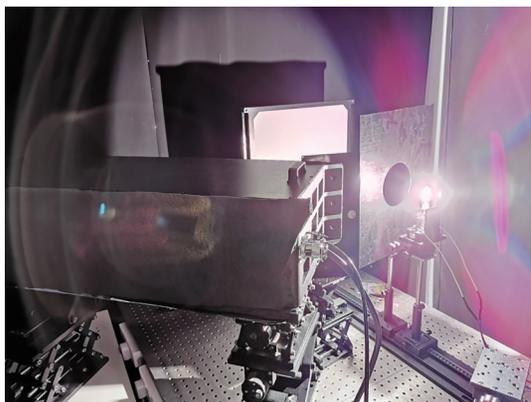


图4 辐亮度计实验室辐射定标现场图

Fig. 4 Laboratory radiometric calibration for the radiometer

期总时长约 20 s。由于模块顺次观测的影响, 各模块观测视场并不是完全重合, 而是与飞行速度 (高空风速) 相关的函数。如图 5 所示, 辐亮度计视场角为 3° , 在飞行海拔高度 25 km 时视场直径为 1152.2 m, 在 32 km 时为 1518.8 m (扣除地表高程影响), 在 5 m/s 的典型飞行高度风速条件下, 可见光模块观测像元与红外 1 模块观测像元的重叠率约为 93.3%, 与红外 2 模块的重叠率约为 89.9%, 红外 1 模块与红外 2 模块的重叠率约为 96.6%, 两次相邻观测的重叠率为 86.5%。当风速更小时, 则意味着更高的重叠率。考虑到气球飞行速度普遍较低, 重叠率较高的因素, 考虑所经过的地面相对比较均一时, 可以认为能够获得地面均匀场的重复观测数据。实验过程中, 为监测数据获取情况, 也抽取了部分数据进行实时上传与检查。

表 1 辐亮度计实验室辐射定标不确定度估计

Table 1 Uncertainty budget of laboratory radiometric calibration of radiometer

不确定度来源	贡献/%		
	VNIR	SWIR1	SWIR2
标准灯辐照度不确定度	0.57—1.09	0.48—0.57	0.48—1.11
波长定标不确定度	0.11	0.14	0.27
漫射板反射率测量误差		0.66	
定标距离不确定度		0.05	
辐亮度计信号测量重复性	0.08	0.05	0.52
总不确定度	0.88—1.28	0.83—0.89	1.01—1.42

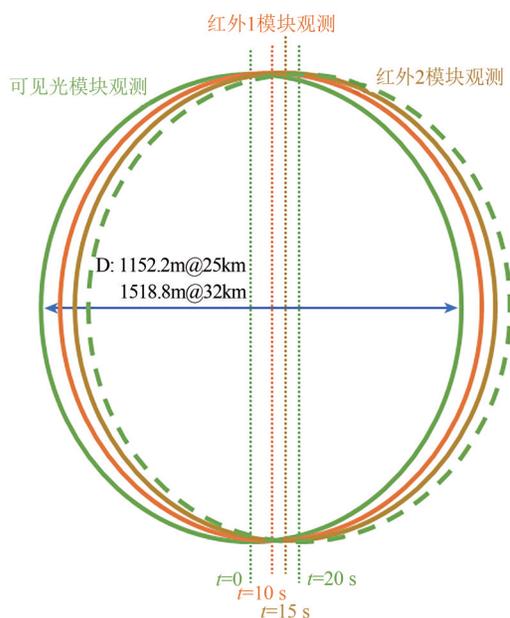


图 5 可见—短波红外辐亮度计各模块观测足印位置关系
Fig. 5 Relative footprint for each module in visible-shortwave infrared radiometer

2.3 高空科学气球平台关键设计

高空科学气球平台的组成在 2.1 节中有所描述。平台设计中球体体积非常关键, 其与飞行高度、载荷重量直接相关。从开展卫星光学辐射定标的科学目标出发, 飞行高度越高则越能接近卫星在大气层顶 (TOA) 的观测量值。因而, 对不同高度下观测的辐亮度与 TOA 辐亮度进行了模拟, 选用中纬度夏季大气 (适用于试验开展地区一般情况), 在 400—2500 nm 范围内的比对情况如图 6 (a) 所示。可见在对流层内的高度上, 蓝光波段 (400—500 nm) 以及大气水汽吸收带内还存在较大的差异; 当平台处于海拔 18 km 高度以上, 整个可见—短波红外谱段范围内, 与 TOA 的观测已经非常接近。图 6 (b) 展示了所有波长的统计结果。其中, 18 km 高度与 TOA 观测的平均差异为 2‰, 各波段变化的标准差为 2.15%; 在 35 km 高度, 平均差异减少为 0.5‰, 各波段变化标准差可减少到 0.12%。

根据上述分析, 根据所需搭载的辐亮度计、飞控、测控、能源等总负重计算, 球体体积 10000 m³ 时, 全系统可达到 25 km 高度; 当球体体积增值 50000 m³ 时, 可进一步升至 30 km 高度附近。此外, 为了实现部分测量数据实施下传, 设计了包括数传和图传两个通道测控链路。其中, 数传最大作用距离不小于 500 km, 速率 4.8 kbps; 图传最大作用距离不小于 200 km, 速率 4 Mbps。最后, 除气球球体外, 其他设备利用降落伞进行回收。根据待回收设备总重进行了伞降设计, 保证着陆速度不超过 7 m/s, 以确保设备的安全。

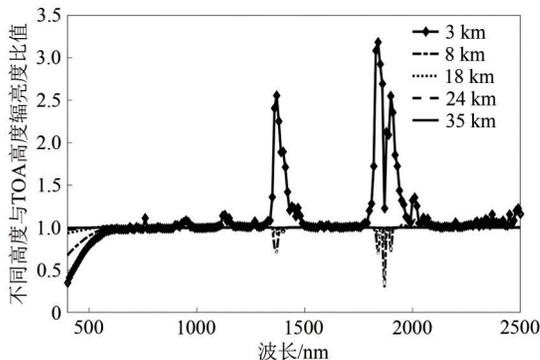
3 试验区域与试验过程

3.1 试验区域介绍

开展基于临近空间的卫星光学载荷辐射定标试验需要具备气球放飞的基本气象和场地条件, 本试验选择气球发放基地的位置为 $37^\circ 43' 54.19''\text{N}$, $95^\circ 20' 22.57''\text{E}$ 。该基地位于青海格尔木市大柴旦镇南方近 15 km, 柳格高速 (G3011) 旁边, 具有良好的通达性。试验区属于典型的内陆高原荒漠气候, 干旱少雨, 通过对当地历史再分析资料 (ERA5 数据) 的统计, 年基本晴空天数 (每日 8 个时刻最大总云量 < 10%) 占比 43.2%, 比较适合开展辐射定标试验。同时, 每年 6 月至 9 月份, 在 18—50 km 的高度会出现有较为稳定的零风层, 也比较

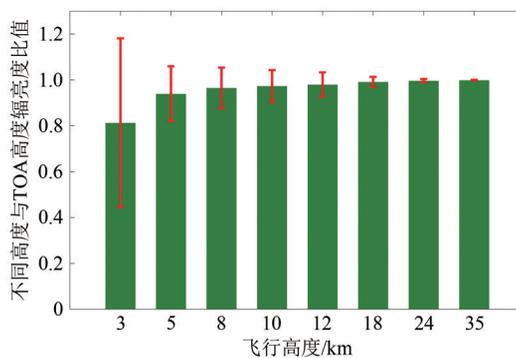
利于气球长时驻空飞行。图7展示了2021年9月下旬的合成风速剖面变化情况，可以看到在25 km到30 km的范围内风速接近于0 m/s。根据历史统计资

料，该风层会随着时间的推迟向升至更高的高度。



(a) 波谱辐亮度变化图

(a) Variations in spectral radiance



(b) 所有波长比值统计图(红色误差条表示各波长标准差(400—2500 nm))

(b) Statical results in all wavelength (The red lines show the standard deviation in each wavelength (400—2500 nm))

图6 不同飞行高度下观测辐亮度与TOA 辐亮度对比

Fig. 6 Comparison between radiance at different flight height to that at Top of Atmosphere (TOA)

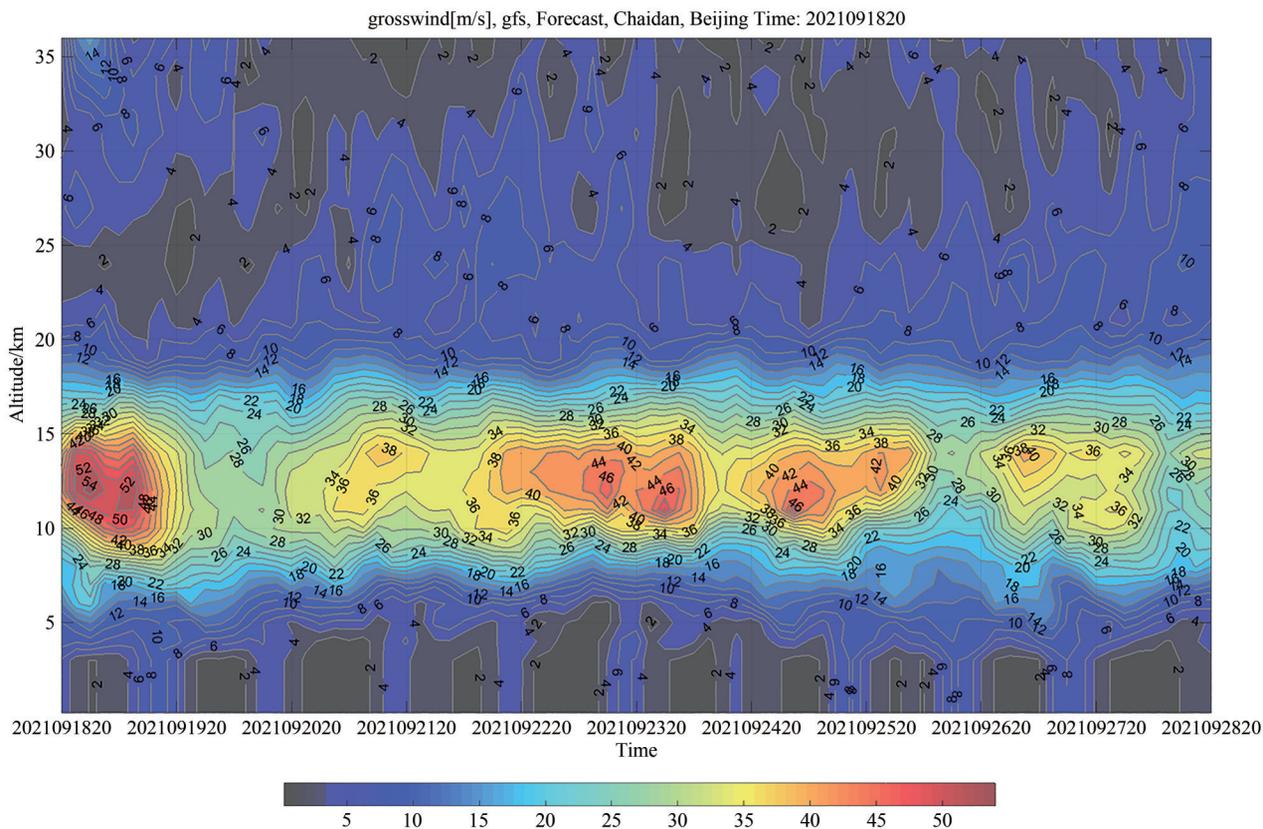


图7 合成风速剖面图

Fig. 7 Profiles of composed wind speed

在气球平飞范围，即气球发放基地附近200 km 范围内，实际飞行区域的地物覆盖类型以沙漠、戈壁、高山草原等为主，并分布有大柴旦湖、小柴

旦湖等湖泊。本文辐射定标开展的区域有两个，分别为均匀性较好的沙地区域和均匀性稍差的山地区域。利用GF-6卫星WFI影像对区域的均匀性做了

分析, 采用变异系数 CV (Coefficient of Variation) 指标评价均匀性, 其中 CV 值计算如下式所示。

$$CV = \frac{\sigma}{\bar{x}} \quad (2)$$

式中, σ 为 10×10 像元区域内 DN 值标准差, \bar{x} 为该区域 DN 值的均值。结果发现除了山脉之外, 大部分区域的 CV 值在 0.1 以下 (图 8)。

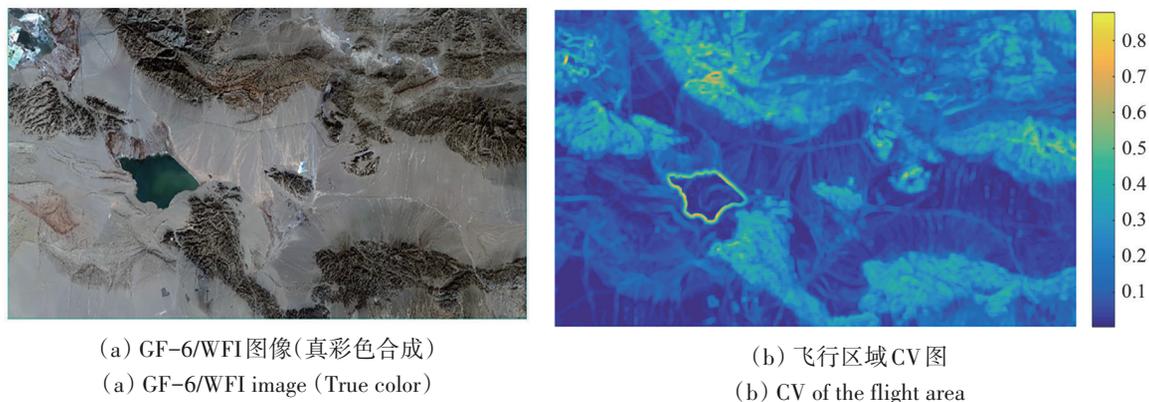


图 8 试验区域非均匀性

Fig. 8 Surface uniformity around the flight area

3.2 高空气球飞行试验

2021 年 9 月 20 日, 在青海省大柴旦镇开展了基于临近空间高空气球的卫星光学载荷辐射定标试验。全系统通过动态方式进行发放, 并于北京时间 9:41 升高至 30 km, 进入平飞状态, 平飞高度

范围 25—32 km。19:30 飞行任务结束, 实施切割, 球伞顺利分离, 19:50 吊舱在降落伞减速下落地。图 9 所示为试验过程中的飞行高度和飞行图。其中图 9 (b) 中红框标注的为气球途径的均匀区域

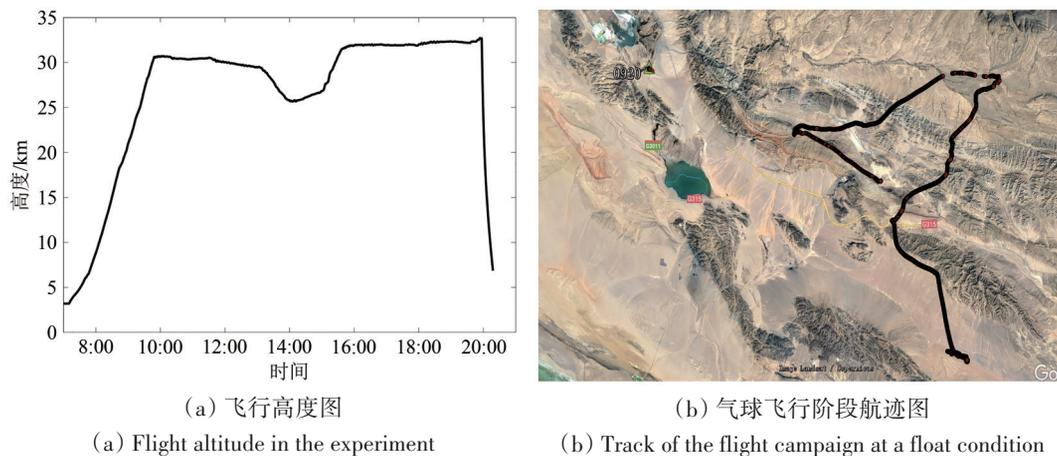


图 9 飞行试验平飞阶段航迹图

Fig. 9 Track of the flight campaign at a float condition

4 数据处理方法

球载辐亮度计数据获取后, 首先进行辐射校正, 然后利用载荷姿态信息进行几何足印解算, 经过这两步后, 即可得到具有明确位置信息的球载观测辐亮度数据。而后依据辐亮度基法的原理, 在卫星及球载观测几何参数支持下, 进行数据间

的时间和空间匹配, 最后进行大气补偿并与卫星通道响应卷积, 从而模拟得到通道表观辐亮度。利用该数据即可与卫星进行比对。总体处理技术路线如图 10 所示。球载数据辐射校正、几何足印解算、时空匹配以及大气补偿及通道辐亮度计算过程中, 均引入相应的不确定度, 本文在后文中将针对本次试验给出不确定度分析的过程与结果。

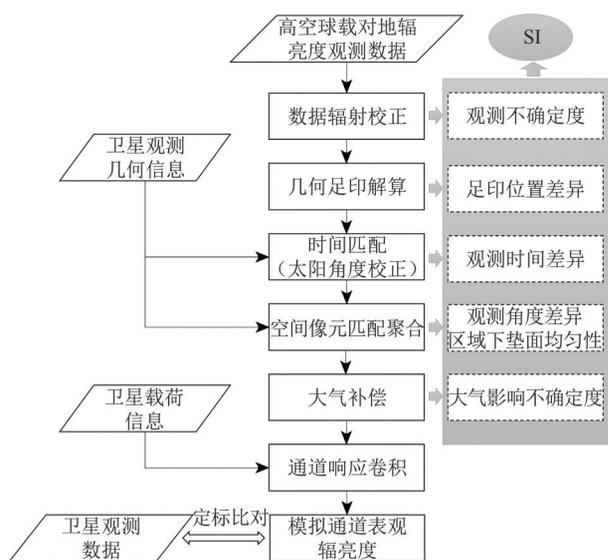


图 10 数据处理方法总体流程图

Fig. 10 The flowchart for the data processing

4.1 球载对地观测光谱辐亮度数据辐射校正

高空科学气球平台搭载的光谱辐亮度计观测数据需要经过辐射校正以及几何校正预处理。其中，辐射校正主要借助于实验室测量的定标系数开展。辐射校正计算公式如下：

$$L(\lambda) = aDN(\lambda) + b \quad (3)$$

式中， L 是观测的辐射亮度； λ 表示波长位置； DN 为仪器记录的原始电信号数值； a 和 b 分别是辐射校正增益和偏置系数。由于辐亮度计在工作时可以自动调整积分时间， a 和 b 也是不同积分时间的函数。

4.2 对地观测辐亮度数据几何足印解算

考虑到辐亮度计非成像的原因，如何利用POS系统对其曝光时刻的足印进行精确解算成为关键问题，否则难以进行高精度的时空匹配。足印定位的第一步是获取精确的位置姿态信息。本次试验中，高空球载POS系统与辐亮度计通过EVENT触发的方式实现微秒级的同步，POS系统记录下辐亮度计采集时刻的触发信号，再通过与地面基准站进行GPS事后差分的方法，精确计算每组数据采集时刻的位置及姿态信息。

而后，需要确定辐亮度计的光束方向，这也是后续确定采样视场的主要输入。光束方向在辐亮度计信号采集时刻的空间位置信息由GPS系统提供，姿态信息由INS系统提供，根据辐亮度计和POS系统的相对位置偏移和旋转几何关系，可构建

严密的球载辐射基准载荷解算模型，根据解算模型则可对所观测的地物点进行定位并进行精度分析。矩阵形式如下：

$$\begin{bmatrix} X_{spot} \\ Y_{spot} \\ Z_{spot} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{wgs84} \\ Y_{wgs84} \\ Z_{wgs84} \end{bmatrix} + R_{ins2wgs84} \rho \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha \\ \cos \beta \sin \alpha \\ \sin \beta \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中，

$$R_{ins2wgs84} = \begin{bmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \kappa & -\sin \kappa \\ 0 & \sin \kappa & \cos \kappa \end{bmatrix}$$

式中， $[X_{spot} \ Y_{spot} \ Z_{spot}]^T$ 表示辐亮度计在地面的足印坐标， $[X_{wgs84} \ Y_{wgs84} \ Z_{wgs84}]^T$ 表示组合导航系统在WGS84坐标系中的坐标， $R_{ins2wgs84}$ 表示组合导航系统的姿态矩阵， ω 、 φ 、 κ 是组合导航飞行过程中的偏航角、俯仰角和横滚角， ρ 是辐亮度计瞬时姿态方向的测距值， α 为辐亮度计光路在本地坐标系XOY面投影与X轴正方向的夹角、 β 为辐亮度计光路与其在XOY面的投影线的夹角。

4.3 基于辐亮度计数据的卫星定标方法

利用辐亮度计数据实现卫星的辐射定标，需要进行两者之间的时空匹配、光谱匹配，最后利用辐射传输计算的方式进一步消除气球飞行高度带来的大气补偿问题。

4.3.1 辐亮度计与卫星观测时空匹配

利用辐亮度计数据进行卫星辐射定标，首先需要进行两个数据之间的时空匹配。高空科学气球在平飞阶段，辐亮度计始终处于观测状态，获取的辐亮度数据一般情况下能够覆盖卫星过境时刻。经过辐亮度数据几何足印解算后，即可附带详细的时间以及空间信息。本研究在进行与卫星观测对比时，尽可能选取卫星过境附近半小时的数据进行分析。但对于高空气球来说，较难做到精准的航迹控制，以实现气球和卫星同时经过大范围均匀区域等适合定标的场景。因此，本文放宽了对时间同步的要求，但需针对具有较大时间差异的数据（本次试验经过均匀区域的时差约3小

时) 进行时间订正, 以改正由于太阳角度变化导致的影响。在大气状况相对稳定的条件下, 太阳角度变化主要影响大气路径, 而大气路径与太阳天顶角的余弦相关, 因此相应的校正方式如下式所示。

$$L_b = L_b^0 \times \frac{\cos(\theta_s^0)}{\cos(\theta_s)} \quad (5)$$

式中, L_b^0 为辐射计获取的没经过太阳角度订正辐亮度, θ_s^0 和 θ_s 分别为辐亮度计测量时刻的太阳天顶角和待定标卫星成像时刻的太阳天顶角, L_b 为太阳天顶角订正后的观测辐亮度。

空间匹配方面, 在获得了辐亮度计观测足印后, 将落入足印范围的卫星数据进行直接聚合。

4.3.2 大气补偿及通道辐亮度计算

本次试验中辐亮度计均以垂直下视的方式观测地表, 因此主要选择观测天顶角小于 10° 的卫星数据进行定标测试, 以此来减小地物方向性辐射带来的影响。此外, 尽管飞行时平飞高度在 25—32 km 之间, 与 TOA 观测的差异已经很小 (图 6), 但本文也利用大气辐射传输模型 MODTRAN 模拟了气球平台与卫星之间的大气透过率和程辐射信息, 并推算至卫星高度的入瞳辐亮度, 具体公式如下:

$$L_s = L_b \tau_{b \rightarrow s} + L_{p,b \rightarrow s} \quad (6)$$

式中, L_s 为卫星高度的入瞳辐亮度; L_b 为经太阳角度校正后的辐亮度计观测辐亮度; $\tau_{b \rightarrow s}$ 为气球平台与卫星之间的大气透过率; $L_{p,b \rightarrow s}$ 为气球平台与卫星之间的程辐射。在进行大气光学参数模拟时, 由于 30 km 以上的大气很难进行实地测量, 本文利用 ERA5 (ECMWF Reanalysis v5) 再分析数据获取当地当月的大气温湿廓线背景值作为辐射传输模型的输入。同时, 为了进一步明确气溶胶的影响, 利用 CAMS (Copernicus Atmosphere Monitoring Service) 再分析数据中分析了试验区域近五年 (2016 年—2020 年) 9 月份气溶胶的变化情况, 从图 11 中可以看出, 区域总体气溶胶含量均较少, 且以沙尘气溶胶占据主导, 在 25 km (约 20 hPa) 和 32 km (约 4 hPa) 以上, 气溶胶含量与地表气溶胶含量相差约 4 个量级, 利用辐射传输模拟, 此高度以上的气溶胶影响也可忽略。

由于辐亮度计的光谱分辨率较高, 还需要在卫星载荷实际光谱响应函数的支持下, 将计算得

到的卫星入瞳辐亮度进行卷积得到通道辐亮度, 具体公式如下:

$$\bar{L} = \frac{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} S(\lambda)L(\lambda)d\lambda}{\int_{\lambda_1}^{\lambda_2} S(\lambda)d\lambda} \quad (7)$$

式中, $L(\lambda)$ 为辐亮度计观测数据, $S(\lambda)$ 为卫星宽谱段的光谱响应函数, λ_1 — λ_2 为该宽谱段的光谱覆盖范围, \bar{L} 为经卷积转换后的通道表观辐亮度。

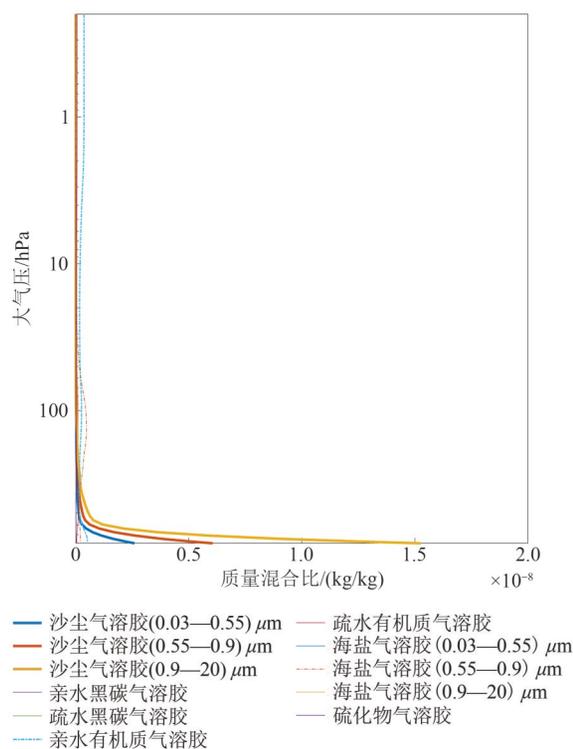


图 11 试验区域 9 月份气溶胶廓线变化

Fig. 11 The aerosol profile over the flight area in September

5 结果与分析

5.1 平台稳定性及其对足印位置的精度影响分析

临近空间辐射定标演示系统本身姿态的稳定性, 是影响载荷观测位置的直接影响因素。高空科学气球平台运动主要受风的影响, 其自身对于偏航、俯仰和横滚 3 个方向的控制能力较弱。图 12 是飞行实验中平飞阶段 3 个角度的变化情况。其中俯仰角在 0 — -3° 变化, 横滚角在 0 — 3° 变化, 但短时间内的变化较小, 基本的角速度变化为 $-0.8^\circ/\text{s}$ — $0.3^\circ/\text{s}$ 。俯仰角和横滚角不完全为 0 , 与总体重心位置的偏差有一定关系。偏航角会在 $\pm 180^\circ$ 范围内变化, 这是由于整个球体会发生旋转的原

因。但偏航角的随时间变化也是相对比较缓慢的，角速度变化在 $-0.3—0.6^{\circ}/s$ 之间，与俯仰角和横滚角变化在相同的量级。

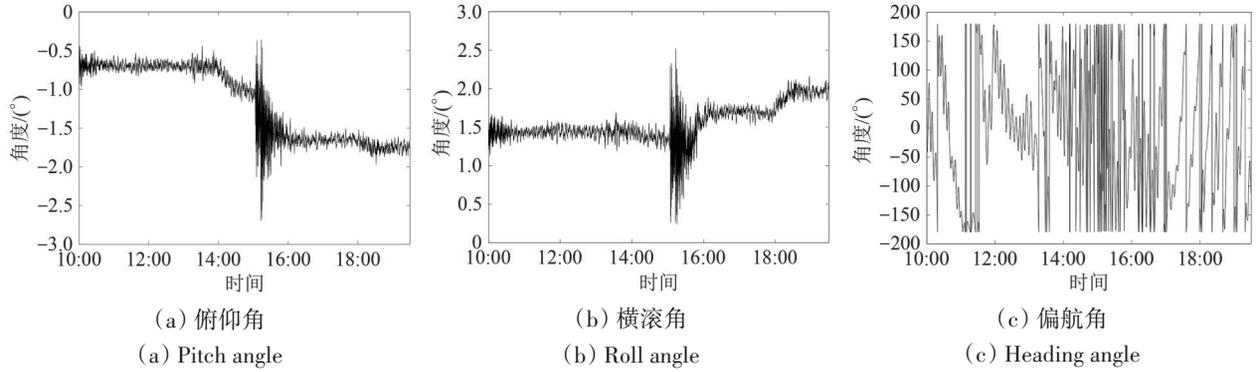


图12 试验平飞阶段姿态信息

Fig. 12 The attitude at a float condition in the flight campaign

姿态位置的变化对足印定位误差的影响可根据式(4)，结合误差传播定律推出。具体的公式如式(8)所示：

$$\begin{aligned}
 (\Delta X)^2 &= \left(\frac{\partial X}{\partial \beta}\right)^2 (\Delta \beta)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial \alpha}\right)^2 (\Delta \alpha)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial \omega}\right)^2 (\Delta \omega)^2 + \\
 &\quad \left(\frac{\partial X}{\partial \varphi}\right)^2 (\Delta \varphi)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial \kappa}\right)^2 (\Delta \kappa)^2 + \left(\frac{\partial X}{\partial \rho}\right)^2 (\Delta \rho)^2 \\
 (\Delta Y)^2 &= \left(\frac{\partial Y}{\partial \beta}\right)^2 (\Delta \beta)^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial \alpha}\right)^2 (\Delta \alpha)^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial \omega}\right)^2 (\Delta \omega)^2 + \\
 &\quad \left(\frac{\partial Y}{\partial \varphi}\right)^2 (\Delta \varphi)^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial \kappa}\right)^2 (\Delta \kappa)^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial \rho}\right)^2 (\Delta \rho)^2 \\
 (\Delta Z)^2 &= \left(\frac{\partial Z}{\partial \beta}\right)^2 (\Delta \beta)^2 + \left(\frac{\partial Z}{\partial \alpha}\right)^2 (\Delta \alpha)^2 + \left(\frac{\partial Z}{\partial \omega}\right)^2 (\Delta \omega)^2 + \\
 &\quad \left(\frac{\partial Z}{\partial \varphi}\right)^2 (\Delta \varphi)^2 + \left(\frac{\partial Z}{\partial \kappa}\right)^2 (\Delta \kappa)^2 + \left(\frac{\partial Z}{\partial \rho}\right)^2 (\Delta \rho)^2
 \end{aligned}
 \quad (8)$$

针对本试验系统，辐射计安置角 $\alpha=0^{\circ}$ ，安装误差 $\Delta\alpha=0.1^{\circ}$ ，安置角 $\beta=90^{\circ}$ ，安装误差 $\Delta\beta=0.1^{\circ}$ ，偏航角 ω 、俯仰角 φ 、横滚角 κ 直接使用组合导航瞬时测量值，根据组合导航设备标称偏航角测量精度 $\Delta\omega=0.09^{\circ}$ ，俯仰角测量精度 $\Delta\varphi=0.02^{\circ}$ ，横滚角测量精度 $\Delta\kappa=0.02^{\circ}$ ，距离测量误差 $\Delta\rho=\rho\tan(\psi/2)$ ， ψ 为辐射计载荷的视场角 3° 。

辐亮度计足印中心受位置姿态信息影响较大，将载荷平台平飞时段(10:00—19:00)时段的位置及姿态瞬时测量值和安装误差带入到式(8)中进行激光足印定位误差的计算。以高空气球平台辐亮度计视场轴中心在地面的轨迹投影，本次试

验辐亮度计足印中心点在地面脚点的实际误差分布情况如图13所示。最大平面偏差小于85 m，考虑到实际飞行海拔高度32 km时地面像元足印直径为1518.8 m，该偏差将导致实际观测像元与真实像元足印之间有约92.4%的重合，亦即引入约7.6%的空间位置匹配差异。

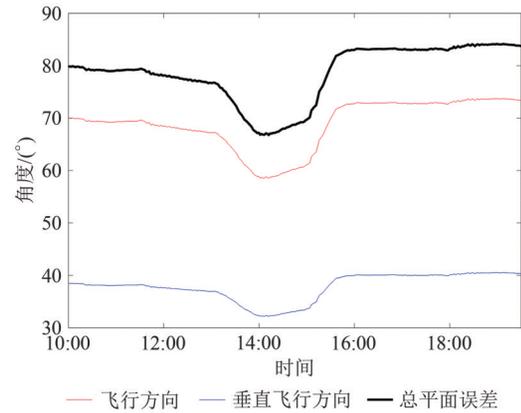


图13 辐亮度计足印中心点的定位误差

Fig. 13 The positioning error of the center point of the radiometer's footprint

5.2 辐亮度计工作稳定性分析

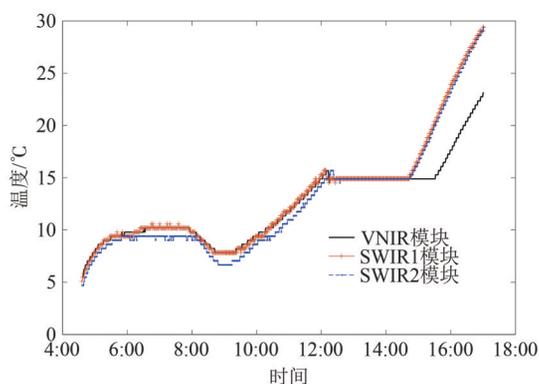
辐亮度计封装在独立的壳体内，其工作的稳定程度与探测器的工作温度直接相关。辐亮度计内共有5个温度监测探头，用于监测VNIR、SWIR1和SWIR2共3个探测模块，以及SWIR1和SWIR2模块中探测器温度的变化情况。

图14展示了从地面准备到停止工作期间的温度监测数据。图中横坐标均表示北京时间。从图14(a)中可以看出，在气球进入平飞状态后，

3个模块的温度随着时间呈现上升趋势, 特别在14时之后上升的速率较快, 这可能是由于白天期间辐亮度计受到太阳照射增温以及载荷自身工作产热两方面的原因共同造成。另外, 当天飞行高度附近的大气环境温度在 $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$, 模块真实工作温度控制在 $5\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $30\text{ }^{\circ}\text{C}$, 也展现了载荷总体保温方式有效性。

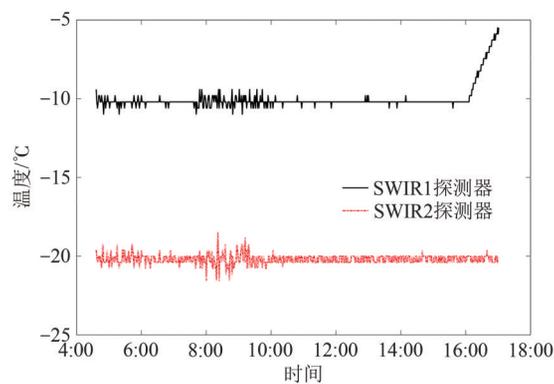
图14(b)显示了短波红外探测器温度, 其更与工作稳定性的保持有着密切的关系。从图14中可见, 尽管测量模块的总体温度有着上升的趋势, 大部分时间里探测器温度仍控制在相当平稳的状态。自16时后SWIR1探测器温度有上升趋势, 与SWIR1模块15时左右的工作温度急剧上升有关,

但至最终结束测量仍在相对较为合适的工作温度范围内。短波红外探测器温度均控制在了设计范围内(16:00后SWIR1探测器模块漂移除外), 其中, SWIR1温度范围 $-10.98\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $-9.41\text{ }^{\circ}\text{C}$, 标准差 $0.18\text{ }^{\circ}\text{C}$; SWIR2温度范围 $-21.57\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $-18.43\text{ }^{\circ}\text{C}$, 标准差 $0.31\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。从图中也可以看出, 探测器温度剧烈变化时间段在上午8:00—10:00之间, 该时间段内高空气球处于升空过程中, 10:00之后完全进入平飞状态后, SWIR1探测器温度波动在 $-10.39\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $-9.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间, SWIR2探测器温度波动在 $-20.39\text{ }^{\circ}\text{C}$ — $-20.0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间。由于实际飞行中的工作状态与实验室定标时工作状态保持一致, 因而在本文后续分析中采信了实验室标定结果及观测不确定度测量结果。



(a) 3个测量模块的温度监测数据

(a) Temperature data of the three modules



(b) 短波红外探测器温度监测数据

(b) Temperature data of the SWIR detectors

图14 辐亮度计工作温度监测情况

Fig. 14 The radiometer working temperature monitoring results

5.3 定标比对结果及不确定度分析

5.3.1 与 Terra/MODIS 的比对结果

考虑到 Terra/MODIS 自身具有较高的辐射精度, 本文选用 MODIS 卫星数据与飞行获取辐亮度信息进行了结果比对分析。

MODIS 卫星成像时间为北京时间 2021 年 9 月 20 日 13:00, 选取了气球飞行路线中均匀性较好的沙地区域(图 15 红框所示)和严格时空同步观测的山地区域(图 15 绿框所示), 其中气球过境均匀沙地区域的时间为 10:15—10:45, 过境山地区域的时间为 13:00—13:15。

根据卫星过境时刻的大气参数, 模拟气球高度到卫星高度的大气透过率, 再结合模拟的大气程辐射数据, 得到卫星入瞳处模拟辐亮度, 具体

MODIS 观测辐亮度与模拟辐亮度的对比及相对差异如表 2 所示。



图 15 MODIS 图像(红框表示气球飞行经过的均匀区域, 绿框表示气球与卫星时空匹配的飞行区域)

Fig. 15 MODIS imagery (The red box indicates the flat area, the green box indicates the relative uniform area in the mountain)

可以看出, 在均匀沙地场景开展辐射定标模拟的入瞳辐亮度与 MODIS 卫星观测辐亮度的相对

差异明显小于在山地区域开展的辐射定标结果。对于均匀场景，MODIS 观测辐亮度与模拟辐亮度相对差异在所有的波段上均小于 10%，平均绝对偏差为 4.98%。但在山地区域，尽管气球与卫星观

测时空同步性较好，但两者之间的差异明显增加，其中 B1 (645 nm)、B3 (469 nm) 和 B5 (1240 nm) 的偏差超过了 10%，且 7 个波段的平均绝对偏差增加为 7.49%。

表 2 气球观测与 MODIS 观测的比对结果

Table 2 Comparison between balloon observation to MODIS

		B3	B4	B1	B2	B5	B6	B7
		469 nm	555 nm	645 nm	858.5 nm	1240 nm	1640 nm	2130 nm
均匀区域	MODIS 观测(Obs_{MOD})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	90.674	94.688	100.471	68.815	37.426	22.16	8.096
	气球观测计算(Obs_{bln})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	90.098	88.322	93.258	71.402	39.326	22.972	8.728
	相对差异($(Obs_{MOD}-Obs_{bln})/Obs_{MOD}/\%$)	-0.64	-6.72	-7.18	3.76	5.08	3.66	7.81
山地区域	MODIS 观测(Obs_{MOD})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	72.84	77.175	76.74	56.706	32.206	18.846	7.432
	气球观测计算(Obs_{bln})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	81.099	78.729	77.838	63.818	36.014	19.96	6.882
	相对差异($(Obs_{MOD}-Obs_{bln})/Obs_{MOD}/\%$)	11.34	2.01	1.43	12.54	11.82	5.91	-7.4

5.3.2 与 GF-6 卫星的比对结果

GF-6 卫星于 2018 年 6 月 2 日发射，其搭载了一个全色多光谱相机 (PMS) 和一个多光谱宽幅相机 (WFI)。本次气球飞行试验中与 WFI 实现了时空匹配。WFI 空间分辨率 16 m，具有 8 个波段，波段响应如图 16 所示。

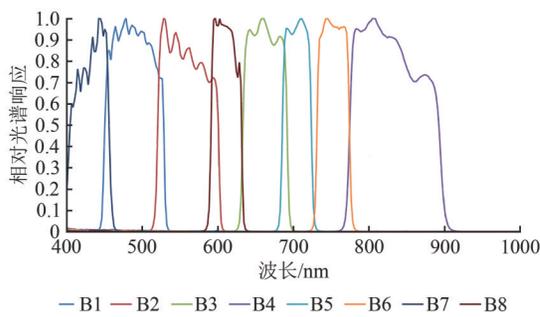


图 16 GF-6/WFI 光谱响应

Fig. 16 The spectral response function of GF-6/WFI

与和 MODIS 比对类似，在与 GF-6/WFI 进行比对时，也同样选择了两个区域 (图 17)。其中，均匀区域与 MODIS 选择范围相同，而 GF-6/WFI 过境时刻为北京时间 12:52，因此均匀区域上气球观测与卫星观测也存在约 3 小时的差异。山地区域选择时，由于 GF-6/WFI 空间分辨率较高，因而选择了山地中较为平坦的小块区域进行比对。表 3 展示了与 GF-6/WFI 的比对结果 (表中波段序号依据波长重新排列)。

从表 3 中可以看出，与 GF-6/WFI 在均匀区域的比对差异相较山地区域大，均匀区域相对偏差

最小为 B3 波段 6.28%，最大为 B7 波段 16.73%，平均绝对偏差 9.72%；山地区域相对偏差最小为 B6 波段 -0.77%，最大为 B7 波段 19.99%，平均绝对偏差 6.67%。其中，B7 波段在两个位置上都呈现出最大的相对偏差。

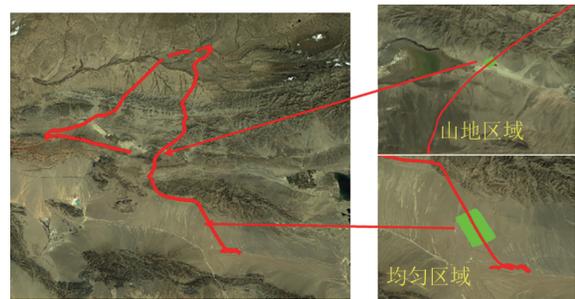


图 17 GF-6/WFI 比对区域选择

Fig. 17 The comparison area selected in GF-6/WFI imagery

5.3.3 比对结果分析与讨论

前两个小节展示了气球与 MODIS 以及 GF-6/WFI 的比对结果。对比表 2 和表 3 可以发现，相比于 MODIS，GF-6/WFI 的差异相对较大，可能与卫星载荷自身定标精度有关。另外则是对于 MODIS 而言，均匀区域的定标结果优于山地区域，尽管山地区域具有更好的时间匹配，这在一定程度上说明对于类似于 MODIS 具有较粗空间分辨率的载荷，下垫面均匀性会在更大程度上影响到比对结果；然而，对于 GF-6/WFI，则呈现了相反的现象，可能的原因是随着空间分辨率的提升，在公里级尺度上相对均匀的场地，其非均匀性及由此

关联的角度效应影响更为显著, 同时, 在图 16 中山地区区域选择了相对平坦且均匀的地物, 由此以上原因导致 GF-6/WFI 在山地区域的比对结果相对较好。

表 3 气球观测与 GF-6/WFI 观测的比对结果

Table 3 Comparison between balloon observation to GF-6/WFI

		B7	B1	B2	B8	B3	B5	B6	B4
均匀区域	GF-6/WFI 观测(Obs_{GF})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	83.34	94.93	102.31	115.31	105.35	97.19	83.76	78.94
	气球观测计算(Obs_{bln})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	69.4	86.83	95.18	101.18	98.73	88.58	78.4	69.66
	相对差异($(Obs_{GF}-Obs_{bln})/Obs_{GF}$)/%	16.73	8.53	6.97	12.25	6.28	8.86	6.40	11.76
山地区域	GF-6/WFI 观测(Obs_{GF})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	84.69	97.5	105.38	117.81	107.84	99.82	86.55	81.56
	气球观测计算(Obs_{bln})/($Wm^{-2} \mu m^{-1} sr^{-1}$)	67.76	88.29	99.81	105.97	103.96	96.39	87.22	80.92
	相对差异($(Obs_{GF}-Obs_{bln})/Obs_{GF}$)/%	19.99	9.45	5.29	10.05	3.59	3.44	-0.77	0.79

为了进一步量化分析比对, 根据实际的数据情况及比对过程, 分别给出了均匀区域和山地区域的不确定度估计表。其中, 鉴于辐亮度计在飞行试验中处于稳定的工作状态, 因此其获取的入瞳辐射亮度测量不确定度为 0.83%—1.42% (采信实验室定标结果)。各区域均匀性根据 GF-6/WFI 高分辨率影像进行估算, 其中, 均匀区均匀性为 0.8%—1.6%, 山地区为 6%—10%, 由此导致的最终结果不确定度贡献通过其聚合为公里级像元后区域非均匀性 (即标准差与均值的比值) 来决定。相应的, 本次飞行试验辐亮度计足印位置解算精度约为 90 m, 将导致足印范围内约 7.6% 的误差, 利用 GF-6/WFI 影像分析, 由于空间位置匹配误差导致的后续辐亮度计算不确定度, 在均匀区和山地区分别约为 1% 和 1.5%。角度差异方面, 10° 的观测角度差异对于均匀区域和山地区域引起的不确定度分别为 2% 和 3%。时间差异方面, 均匀地区有 3 小时的时间差异, 利用 MODTRAN 模拟太阳辐照修正的不确定度为 2%, 山地区域由于未进行 MODTRAN 模拟修正, 考虑 15 min 的时间差异, 期间太阳天顶角变化 (约 0.5°) 导致的入射太阳辐照度变化较小, 稳定大气状况下大气透过率变化也很小, 因此, 时间差异引入的不确定度估计小于 0.5%。最终均匀区和山地区进行定标的不确定度为 3.15%—3.35% 和 4.60%—4.75% (表 4 和表 5)。

为了便于更好的分析比对结果, 将气球观测结果叠加不确定度后如图 18 所示, 图中误差棒为将气球观测辐亮度与本节所分析不确定度进行合成后的范围。

从图 18 (a) 中可以发现, 在仅考虑气球观测及计算过程不确定度的情况下, 已经表现出了与

MODIS 良好的一致性。考虑到 MODIS TOA 辐亮度还存在约 5% 的观测不确定度 (Xiong 等, 2019), 可以初步推断本次试验获取的辐亮度观测资料精度在理论分析的范围之内。但从表 4 中可以发现, 即使直接采信了辐亮度计实验室定标结果, 其辐亮度测量仍带来了最大 1.42% 的不确定度, 严格来说, 由于实际工作环境下溯源链路的断裂, 此项存在低估的可能, 因此未来如何进一步降低其不确定度并实现有效溯源, 也是进一步提升最终精度的关键之一。另外比对表 4 和表 5, 地表非均匀性自身很大程度上影响到总体精度外, 还会导致与其关联的几何定位、角度差异等不确定度的增加。特别对于本文所使用的 MODIS 几个通道, 空间分辨率为 250 m 和 500 m, 此分辨率下, 受山地地形影响, 除足印解算误差增加自身表现出的对卫星通道辐亮度不确定度贡献相应增加之外, 由于山地区域像元异质性及非均匀性表现更为明显, 根据区域均匀性估计的该项不确定度成为最大的影响因素。此外, 山地地形也会地表 BRDF 效应影响相对增强。以上因素均是导致山地区 MODIS 观测值与气球观测存在较大的偏差的原因。

表 4 均匀区域卫星高度辐亮度计算不确定度分析表

Table 4 The uncertainty budget of the flat area calibration

因素	不确定性	贡献 / %
辐亮度计观测	0.83%—1.42%	0.83—1.42
足印位置误差	7.6%	1
角度差异	10°	2
时间差异	3h	2
大气影响	—	—
区域下垫面均匀性	0.8%—1.5%	0.5—1
合成不确定度		3.15—3.35

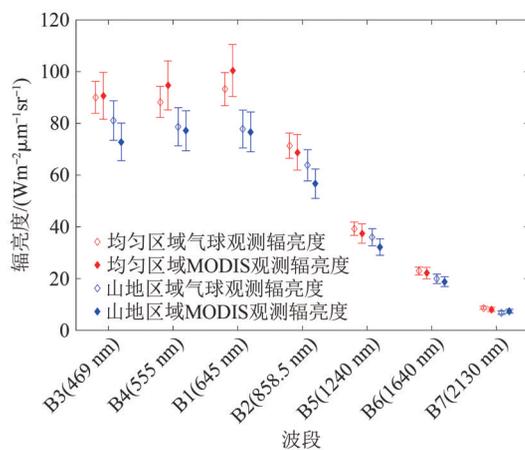
表5 山地区域卫星高度辐亮度计算不确定度分析表

Table 5 The uncertainty budget of the mountain area calibration

因素	不确定性	贡献 / %
辐亮度计观测	0.83%—1.42%	0.83—1.42
足印位置误差	7.6%	1.5
角度差异	10°	3
时间差异	15 min	0.5
大气影响	—	—
区域下垫面均匀性	6%—10%	3—5
合成不确定度		4.60—4.75

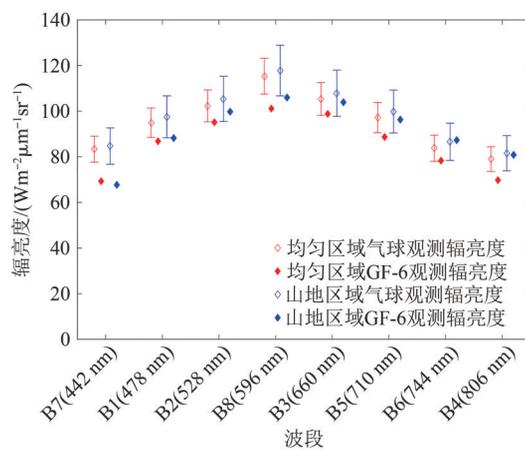
本文在图 18 (b) 中, 也将气球观测辐亮度叠加了相同的不确定范围。可以发现, 对于 GF-6/WFI,

均匀区域和山地区域 B7 波段明显超出了理论估计的不确定度范围, 均匀区域比对中 B4、B5、B8 也超出了范围, 但这几个波段在山地区域仍在预估的范围之内。从表 3 以及图 18 (b) 中, 能明显的发现 GF-6/WFI 存在观测辐亮度低估的趋势, 造成这一现象的原因可能是 GF-6/WFI 运行期间性能变化 (官方定标系数一年更新一次)。此外, 由于当前尚缺少 GF-6/WFI 运行期间自身测量不确定度评估的相关资料, 因此图 17 (b) 中未展示观测辐亮度的不确定度信息。从整体结果来看, 除了 B7 通道存在较大偏差外, 其他通道与球载观测也具有较好的一致性。



(a) 气球观测与 MODIS 比对

(a) Comparison between balloon and MODIS



(b) 气球观测与 GF-6/WFI 比对

(b) Comparison between balloon and GF-6/WFI

图 18 结果比对及不确定度分析结果图

Fig. 18 Results comparison and uncertainty analysis

6 结论

在临近空间利用高空科学气球作为平台, 搭载光学辐射参考载荷开展飞行试验, 可充分发挥此高度下集中了大部分空气质量与天气现象, 从辐射传输过程的层面看与卫星观测十分接近的优势, 从而削弱大气因素对辐射传输模拟的影响。本文全面系统的介绍了临近空间辐射定标演示系统组成及主要的设计要素, 对所开展的飞行试验进行了介绍, 并对与 MODIS 和 GF-6/WFI 进行的初步比对结果进行了说明与分析, 得到的结论如下:

(1) 高空科学气球平台在平飞过程中, 其俯仰与横滚姿态能够保持相对较为稳定的状态。由于本试验中未增加偏航角稳定的装置, 导致球体整体存在旋转的现象 (偏航角在 $\pm 180^\circ$ 内变化)。但该现象对本试验搭载的非成像辐亮度计影响可忽略;

(2) 整个试验过程中, 辐亮度计自身的温度控制较为成功, 特别在外界太阳辐照与仪器自身发热的共同作用下, 仍将探测器稳定在最优工作温度附近近 10 个小时, 确保仪器各项指标及不确定度仍可追溯至实验室基准;

(3) 本文初步探索了对地观测辐亮度数据几何足印解算、以及基于辐亮度计数据的卫星辐射定标方法。利用实际飞行数据对方法进行了验证, 并初步给出了不确定度分析结果, 给出了均匀区和山地区辐亮度观测的合成不确定度分别为 3.15%—3.35% 和 4.60%—4.75%。并利用 MODIS、GF-6/WFI 的同步观测初步证实了不确定度分析的可靠性。

然而, 利用高空科学气球平台开展此类应用与研究仍处于初步探索阶段, 面向未来在临近空间平台搭载光学辐射基准载荷并实现基准传递的

目标尚有很多工作要做。具体包括:

(1) 基准载荷实际工作状态下高精度追溯至 SI (国际单位制) 的工作仍有待研究开展。本次试验仅利用辐亮度计探测器温度控制的稳定性, 判断升空后与实验室测量状态近似一致, 进而应用实验室溯源不确定度表征临近空间试验中的观测不确定度, 仍存在溯源链路断裂的问题。且本次试验中最后阶段 SWIR1 探测器温度出现增高现象, 虽仍处于正常工作温度内, 但必然会对探测精度造成影响, 由于没有同平台搭载的基准源, 实际上这部分影响仍是难以量化说明。并且本次实验辐亮度计溯源不确定度仍然有限, 仍是最终合成不确定度中最大的贡献量。在未来的工作中需要进行相应的改进;

(2) 高空科学气球或类似临近空间可运行平台的控制能力需要进一步改善。一方面, 为了充分发挥临近空间平台的区域长时间驻留观测优势, 从而实现与卫星交叉匹配的传递定标应用, 本身即需要临近空间浮空平台在长时驻空飞行、区域飞行航迹控制等方面能力的提升; 另一方面, 由于高空科学气球球体侧面受力不平衡导致自旋的问题, 偏航角会出现很大变化, 因此, 如何从平台总体姿态控制层面考虑, 尽量消除平台运动姿态对载荷观测的影响, 为未来成像类载荷的搭载提供可行的方案, 也是需要进一步研究的工作;

(3) 探索临近空间与卫星高度观测下的地表状态及数据间时空匹配导致的不确定度精准评估方法。临近空间浮空器可控制在一定区域范围内长时飞行, 区域范围内地表均匀性的差异、不同太阳及观测几何下的 BRDF 特性等, 也是最终合成不确定度的主要贡献。气球飞行航迹跨度仍然在百公里量级, 因此, 在这样的范围内精确评估下垫面特性, 关联获取不同空间位置上临一星载荷观测匹配不确定度, 也是未来进一步提升临近空间光学载荷辐射传递定标精度的关键。

志 谢 感谢中国科学院鸿鹄先导专项大柴旦试验基地为本次高空科学气球飞行试验提供的重要保障和支持, 感谢欧洲中期天气预报中心 (ECMWF)、美国国家环境预报中心 (NCEP) 提供的数据支持了气球飞行预测与控制。

参考文献 (References)

- Chander G, Hewison T J, Fox N, Wu X Q, Xiong X X and Blackwell W J. 2013. Overview of intercalibration of satellite instruments. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 51(3): 1056-1080 [DOI: 10.1109/TGRS.2012.2228654]
- Doi A, Kono Y, Kimura K, Nakahara S, Oyama T, Okada N, Satou Y, Yamashita K, Matsumoto N, Baba M, Yasuda D, Suzuki S, Hasegawa Y, Honma M, Tanaka H, Ishimura K, Murata Y, Shimomukai R, Tachi T, Saito K, Watanabe N, Bando N, Kameya O, Yonekura Y, Sekido M, Inoue Y, Sakamoto H, Kogiso N, Shoji Y, Ogawa H, Fujisawa K, Narita M, Shibai H, Fuke H, Uehara K and Koyama S. 2019. A balloon-borne very long baseline interferometry experiment in the stratosphere: systems design and developments. *Advances in Space Research*, 63(1): 779-793. [DOI: 10.1016/j.asr.2018.09.020]
- Fox N, Aiken J, Barnett J J, Briottet X, Carvell R, Fröhlich C, Groom S B, Hagolle O, Haigh J D, Kieffer H H, Lean J, Pollock D B, Quinn T, Sandford M C W, Schaepman M, Shine K P, Schmutz W K, Teillet P M, Thome K J, Verstraete M M and Zalewski E. 2003. Traceable radiometry underpinning terrestrial- and helio-studies (TRUTHS). *Advances in Space Research*, 32(11): 2253-2261 [DOI: 10.1016/S0273-1177(03)90551-5]
- Fox N and Green P. 2020. Traceable radiometry underpinning terrestrial- and helio-Studies (TRUTHS): an element of a space-based climate and calibration observatory. *Remote Sensing*, 12(15): 2400 [DOI: 10.3390/rs12152400]
- Franks S, Neigh C S R, Campbell P K, Sun G Q, Yao T, Zhang Q Y, Huemrich K F, Middleton E M, Ungar S G and Frye S W. 2017. EO-1 Data quality and sensor stability with changing orbital precession at the end of a 16 Year mission. *Remote Sensing*, 9(5): 412 [DOI: 10.3390/rs9050412]
- Kopp G, Belting C, Castleman Z, Drake G, Espejo J, Heuerman K, Lamprecht B, Lanzi J, Smith P, Stuchlik D and Vermeer B. 2014. First results from the hyperspectral imager for climate science (HySICS)//*Proceedings of the SPIE 9088, Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XX*. Baltimore: SPIE: 90880Q [DOI: 10.1117/12.2053426]
- Kopp G, Smith P, Belting C, Castleman Z, Drake G, Espejo J, Heuerman K, Lanzi J and Stuchlik D. 2017. Radiometric flight results from the HyperSpectral imager for climate science (HySICS). *Geoscientific Instrumentation, Methods and Data Systems*, 6(1): 169-191 [DOI: 10.5194/gi-6-169-2017]
- Markham B, Barsi J, Kvaran G, Ong L, Kaita E, Biggar S, Czaplá-Myers J, Mishra N and Helder D. 2014. Landsat-8 operational land imager radiometric calibration and stability. *Remote Sensing*, 6(12):

- 12275-12308 [DOI: 10.3390/rs61212275]
- Mukherjee B, Wu X F, Maczka T, Kwan T, Huang Y J and Mares V. 2016. Near space radiation dosimetry in Australian outback using a balloon borne energy compensated PIN diode detector. *Radiation Measurements*, 94: 65-72 [DOI: 10.1016/j.radmeas.2016.09.007]
- Slater P N, Biggar S F, Holm R G, Jackson R D, Mao Y, Moran M S, Palmer J M and Yuan B. 1987. Reflectance- and radiance-based methods for the in-flight absolute calibration of multispectral sensors. *Remote Sensing of Environment*, 22(1): 11-37. [DOI: 10.1016/0034-4257(87)90026-5]
- Takahashi S and Aoki S. 2018. GRAINE project, prospects for scientific balloon-borne experiments. *Advances in Space Research*, 62(10): 2945-2953 [DOI: 10.1016/j.asr.2017.08.029]
- Thome K J, Crowther B G and Biggar S F. 1997. Reflectance- and irradiance-based calibration of Landsat-5 Thematic Mapper. *Canadian Journal of Remote Sensing*, 23(4): 309-317 [DOI: 10.1080/07038992.1997.10855217]
- Wang M, He M Y, Zhang S P, Chen X Y and Qiu M. 2014. Calibration methods of visible-near infrared channel-type satellite radiometric sensor. *Remote Sensing Information*, 29(1): 114-120 (王敏, 何明元, 张水平, 陈晓颖, 邱敏. 2014. 通道式可见光近红外卫星遥感器辐射定标方法综述. *遥感信息*, 29(1): 114-120) [DOI: 10.3969/j.issn.1000-3177.2014.01.022]
- Wielicki B A, Young D F, Mlynczak M G, Thome K J, Leroy S, Corliss J, Anderson J G, Ao C O, Bantges R, Best F, Bowman K, Brindley H, Butler J J, Collins W, Dykema J A, Doelling D R, Feldman D R, Fox N, Huang X, Holz R, Huang Y, Jin Z, Jennings D, Johnson D G, Jucks K, Kato S, Kirk-Davidoff D B, Knuteson B, Kopp G, Kratz D P, Liu X, Lukashin C, Mannucci A J, Phojanamongkolkij N, Pilewskie P, Ramaswamy V, Revercomb H, Rice J, Roberts Y, Roithmayr C M, Rose F, Sandford S, Shirley E L, Smith Sr W L, Soden B, Speth P W, Sun W, Taylor P C, Tobin D and Xiong X. 2013. Achieving climate change absolute accuracy in orbit. *Bulletin of the American Meteorological Society*, 94(10): 1519-1539 [DOI: 10.1175/BAMS-D-12-00149.1]
- Xiong X X, Angal A, Twedt K A, Chen H D, Link D, Geng X, Aldoretta E and Mu Q Z. 2019. MODIS reflective solar bands on-orbit calibration and performance. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 57(9): 6355-6371 [DOI: 10.1109/TGRS.2019.2905792]
- Xiong X, Chiang K, Esposito J, Guenther B and Barnes W. 2003. MODIS on-orbit calibration and characterization. *Metrologia*, 40(1): S89-S92 [DOI: 10.1088/0026-1394/40/1/320]
- Zhang P, Lu N M, Li C R, Ding L, Zheng X B, Zhang X J, Hu X Q, Ye X, Ma L L, Xu N, Chen L and Schmetz J. 2020. Development of the Chinese space-based radiometric benchmark mission LIBRA. *Remote Sensing*, 12(14): 2179 [DOI: 10.3390/rs12142179]

The near-space altitude experiment for satellite radiometric calibration and the first results

WANG Ning¹, MA Lingling¹, LIU Qiang¹, ZHAO Yongguang¹, TENG Geer¹, LIU Yaokai¹, GAO Caixia¹, LIU Enchao², ZHANG Donghui¹, LI Jingmei¹, WANG Renfei¹, ZHANG Beibei¹, GAO Hailiang¹, WU Hua³, HAN Qijin⁴, ZHANG Taihua¹, YANG Yanchu¹, NIU Yifang¹, ZHENG Qingchuan⁵, OUYANG Guangzhou¹

1. Key Laboratory of Quantitative Remote Sensing Information Technology, Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. Key Laboratory in Optical Calibration and Characterization, Hefei Institutes of Physical Science, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China;
3. Institute of Geographic Sciences and Natural Resources Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100085, China;
4. China Centre for Resources Satellite Data and Application, Beijing 100094, China;
5. Inner Mongolia North Heavy Industries Group Corp. LTD, Baotou 014033, China

Abstract: On-orbit calibration and performance monitoring of satellite remote sensing payloads call for the support of the radiometric calibration source, which has high stability, reliability, and traceability. One of the most effective ways to improve the accuracy of on-orbit radiometric calibration is to move the radiometric benchmark from the laboratory to a space-borne platform to form “calibration satellites,” such as “THUTHS,” “CLARREO,” and the Chinese “LIBRA.” Then, the simultaneous nadir overpass observations obtained from the calibration satellite and other satellites can be employed to transfer the benchmark to other satellites. However, up to now, all of the abovementioned projects are at the research and development stage. At present, no operational satellites can be used to validate the benchmark transfer chain, which is one of the core functions of future calibration satellites. Given that the high-altitude scientific balloon has the advantages of being close to TOA observations, long-term regional flight, and recyclability, it can be regarded as an optional platform for

space radiometric benchmarks. This study examined the composition of the demonstration system that can operate at a near-space altitude, with the high-altitude scientific balloon as a platform and a radiometer covering the spectrum range of 400—2500 nm as the main Earth observation instrument. A flight experiment was also performed by utilizing this system in Da-Qaidam in Qinghai Province. During the flight, the position and attitude data of the balloon platform and the observed radiance data were obtained and fully recorded. These data were initially used to analyze the stability of the high-altitude scientific balloon platform and the radiometer in near-space. Results revealed that during the whole flight, the radiometer was in a stable environment and worked well. Then, a general method of satellite radiometric calibration with the balloon observation in near-space was established in consideration of balloon flight tracks that are difficult to fully control. The uncertainty of the proposed method reached 3.15%—3.35% and 4.60%—4.75% in the uniform and mountain areas, respectively. A comparison with MODIS and GF-6/WFI synchronous observations was performed to confirm the reliability of the uncertainty analysis. The satellite and balloon observations showed good agreement with each other. The successful flight experiment revealed the feasibility of using high-altitude scientific balloons as a space radiometric benchmark-carrying platform. It can also serve as a reference for the further development of near-space-borne radiometric benchmark transfer calibration systems.

Key words: remote sensing, near-space, high-altitude science balloon, radiometric calibration, field experiment

Supported by National Key Research and Development Program of China (No. 2018YFB0504800, 2018YFB0504805)