

搭载于雷达卫星的光学载荷视线区域 光照条件获取方法

刘子一^{1,2,3} 彭如意^{1,3} 王天放^{1,2,3} 江芳^{1,3} 付利平^{1,3}

1(中国科学院国家空间科学中心 北京 100190)

2(中国科学院大学 北京 100049)

3(天基空间环境探测北京市重点实验室 北京 100190)

摘要 雷达卫星一般不提供光学载荷数据分析所需的太阳矢量参数，而光学载荷数据的有效处理需要获取载荷视线区域光照条件的时间范围。传统光照条件计算通常依赖地球阴影模型，在载荷视线区域判定中存在局限。本文建立了不依赖传统阴影模型的载荷视线区域光照条件计算方法，形成了基于仿真输出角度与临界遮挡角的直接判定流程，以及基于目标点经纬度、时间和太阳天顶角的快速筛选流程。两种流程共享同一临界遮挡条件，可从不同角度获取载荷视线区域光照条件。本文以某雷达卫星光学载荷为例，利用两种流程获取其视线区域夜间条件的时间范围，并与载荷实测数据进行匹配；同时结合风云三号 E 星电离层光度计 (TRIPM) 数据开展交叉验证。结果表明，两种流程结果具有较好一致性，可有效获取光学载荷视线区域夜间条件的时间范围；与风云三号 E 星电离层光度计数据的交叉比对相关性超过 90%，验证了方法的有效性。该方法流程简洁，具备批量筛选能力，并可在几何建模层面扩展至不同高度和不同视线偏转角的目标区域，为雷达卫星搭载光学载荷的光照条件判定提供了可推广的实现思路。

关键词 雷达卫星，载荷视线，光照条件，轨道仿真，轨道根数

中图分类号 P352

Methods for Determining Illumination Conditions in the Field of View of Optical Payloads Aboard Radar Satellites

LIU Ziyi^{1,2,3} PENG Ruyi^{1,3} WANG Tianfang^{1,2,3}

JIANG Fang^{1,3} FU Liping^{1,3}

1(National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

2(University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

3(Beijing Key Laboratory of Space Environment Exploration, Beijing 100190)

Abstract Radar satellites typically do not provide the solar vector parameters required for optical payload data analysis, while effective processing of optical payload data requires determining the time intervals of illumination conditions within the payload's line-of-sight region. Conventional illumination-condition calculations usually rely on Earth-shadow models, which have limitations

* 国家重点研发计划青年科学家项目 (2023YFB3905100)，中国科学院重点部署青年培育项目 (JCPYJJ-22007)和中国科学院青年创新促进会项目(102173171190000009005)共同资助。

in line-of-sight illumination determination for optical payloads. This study establishes a calculation method for determining illumination conditions within the payload's line-of-sight region without relying on traditional Earth-shadow models. Two implementation processes are developed: a direct determination process based on simulated output angles and the critical occultation angle, and a fast screening process based on target-point longitude, latitude, time, and solar zenith angle. The two processes share the same critical occultation condition and determine the illumination conditions within the payload's line-of-sight region from different perspectives. Taking an optical payload onboard a radar satellite as an example, this study uses the two processes to obtain the time intervals of nighttime conditions within its line-of-sight region, matches them with actual payload observations, and further performs cross-validation using FY-3E/TRIPM data. The results show that the two processes have good consistency and can effectively determine the time intervals of nighttime conditions within the optical payload's line-of-sight region. The cross-comparison correlation with FY-3E/TRIPM data exceeds 90%, demonstrating the effectiveness of the proposed method. In addition, the method is simple, supports batch screening, and can be geometrically extended to target regions at different altitudes and with different line-of-sight deflection angles, providing a generalizable implementation strategy for illumination-condition determination of optical payloads onboard radar satellites.

Keywords Radar satellite, Payload field of view, Illumination conditions, Orbital simulation, Orbital elements

0 引言

雷达卫星采用主动探测方式,具有全天候、全天时的观测能力,且一般不受天气和光照条件限制,能够高效完成地表形变监测、干涉测量以及高分辨率成像等任务^[1],因此雷达卫星通常不针对载荷视线区域开展光照条件计算,也通常不提供相应阴影判定信息。

然而,随着技术的发展,光学与雷达的融合越来越多。对于搭载光学载荷的遥感卫星,光照条件是影响光学成像质量和遥感数据可靠性的关键因素,因此快速准确地获得载荷视线区域的光照条件时间范围尤为重要。不仅如此,对于任何卫星而言,光照条件仍然决定了卫星能量管理和任务规划的关键参数。例如,太阳能供电的卫星主要依赖于太阳能电池板的接收光照情况来管理电力资源。同时,在无阳光照射的情况下,航天器表面温差剧变,会加大热控系统对卫星温度保护的需求。此外,在缺乏太阳光直射时,卫星所受太阳光压摄动作用消失,可能导致卫星轨道与姿态发生不同程度的变化^[1],因此需要准确判断卫星的照明状态。

传统的光照条件判断通常依赖于地球阴影模型,通过确定卫星进入和离开地球阴影的时刻,来计算其光照和阴影时间。

1976年 Escobal 提出了用于预测卫星进出地影区的经典方法^[2],通过构造以真近点角余弦为自变量的四次多项式求解地影边界,该方法至今仍被广泛用于圆柱形和锥形地影的预测计算。此后,大量研究在其基础上改进地影预报的精度与效率。总体来看,现有地影计算方法大致可分为两类:天体视半径算法与轨道根数算法^[3]。

天体视半径算法是一类基于几何关系的判定方法,通过计算卫星视角下未被遮挡的太阳视面积,并与标准太阳视面积进行对比,以判断卫星是否处于地影中^[4-7]。该方法思想直观、实现简单,适合快速估算。然而,由于太阳与地球距离遥远,在卫星视角下太阳呈现极小角半径,易放大几何近似与数值误差,难以满足高精度需求。研究表明地球扁率对地影边界的影响相对较小^[8]。据此一些工作转向构建简化模型以降低复杂度,如圆柱形阴影模型以

及将太阳视作平行光的二维近似模型等^[9-10]，在运算效率方面具有一定优势，但在复杂任务情景下的适用性仍有限。

轨道根数算法则利用卫星的六个经典轨道根数（半长轴、偏心率、倾角、升交点赤经、近地点幅角和真近点角），结合地影判断条件推算卫星进出地影的时刻^[3]。该类方法按求解形式可分为解析法和数值法：解析法精度较高，但推导过程复杂且难以获得显式解；数值法可以实现精细预测，却往往伴随计算量大、周期长的问题，尤其在长时间跨度任务中效率较低^[11-12]。针对星载计算资源受限的实际需求，贾向华等（2016）提出面向星载计算机的简化算法^[13]，通过构建降维坐标系将三体几何关系约化为二维问题，并采用外层迭代加内层解析近似的双层结构，在保证整体精度的前提下降低运算复杂度。然而，此类方法仍以卫星本体是否进入地影为判据，依赖完整的地影模型与轨道参数，难以直接推广到偏离星下点的载荷视线区域光照条件计算，在处理复杂观测几何和大规模业务场景时仍存在一定局限。

现有地影判定方法通常以卫星本体是否进入地球本影或半影为目标，主要解决卫星平台受照状态、太阳光压摄动和能源管理等问题。然而，雷达卫星搭载的光学载荷所需判断的并非卫星本体光照状态，而是偏离星下点、具有特定高度和视线方向的观测区域是否处于夜间条件。对于这类非星下点视线区域，直接套用卫星本体地影判定结果会造成空间位置不一致的问题。本文从载荷视线区域目标点出发，建立目标点、地球和太阳之间的几何关系，直接计算该区域的光照判定条件，从而避免对卫星本体进出地影时刻的间接推断。本文方法与地影计算方法的对比如表 1 所示。

表 1 本文方法与现有地影计算方法的对比

方法	判定对象	是否适用于 非星下点	输入参数	输出	局限
传统卫星本体地影法	卫星本体	不直接适用	卫星轨道、地影模型	卫星进出影时间	无法直接给出 视线区域
本文仿真角度判定 流程	载荷视线目标点	适用	轨道、视线角、高度、太 阳位置	目标区域夜间时间	依赖仿真平台
本文太阳天顶角筛 选流程	载荷视线目标点	适用	经纬度、时间、高度	目标区域夜间时间	需获得目标点 经纬度、时间及 临界遮挡角

1 光照条件获取方法

本文基于载荷视线区域目标点、地球和太阳之间的相对几何关系，建立了视线区域夜间条件的临界遮挡判据。在此基础上，给出了两种实现流程：一种是在仿真环境中直接输出目标点相关角度并与临界遮挡角进行比较；另一种是先输出目标点经纬度和时间，再计算对应太阳天顶角，并利用其与仿真角度的互补关系进行筛选。两种实现流程共享同一临界遮挡条件，区别在于角度获取方式和数据处理场景不同。

1.1 两种光照条件判定流程的实现方法

本文轨道与观测几何仿真采用 Systems Tool Kit（STK）软件完成，具体参数设置如表 2 所示。

表 2 仿真参数设置

Table 2 Simulation parameter settings

时间系统	轨道传播器	传播框架	轨道根数形式	轨道坐标类型	坐标系
UTCG	J2Perturbation	Inertial	Osculating	Classical	True Of Date

J2Perturbation 模型在二体引力基础上考虑了地球 J_2 项摄动，因此轨道传播过程中包含地球扁率主项对卫星轨道位置的影响。

本文两种流程的具体实现方法总结如图 1 所示，其中，数字 1 表示基于仿真输出角度与临界遮挡角的仿真角度判定流程（详见 1.2 节），数字 2 表示基于视场经纬度和太阳天顶角计算的太阳天顶角筛选流程（详见 1.3 节）。在后文中，两种流程均用于确定光学载荷视线区域夜间条件的时间范围，并与实测辐亮度数据进行时间匹配。

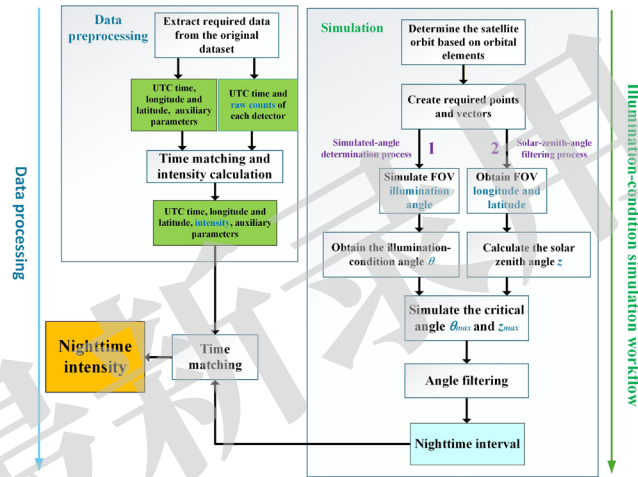


图 1 光照条件判定流程（1：仿真角度判定流程；2：太阳天顶角筛选流程）

Fig.1 Process for determining illumination conditions: 1, simulated-angle determination process; 2, solar-zenith-angle filtering process

1.2 仿真角度判定流程

1.2.1 轨道六根数

仿真角度判定流程以卫星轨道参数为初始输入，用于确定卫星在研究时段内的轨道位置。如图 2、图 3 所示。

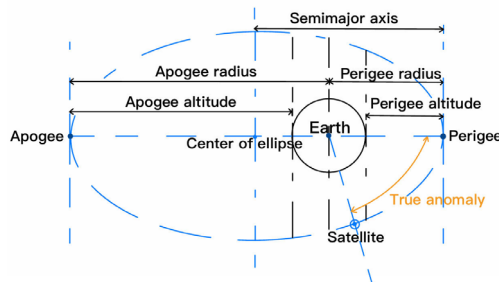


图 2 轨道六根数二维示意图

Fig.2 Two-dimensional schematic of orbital elements

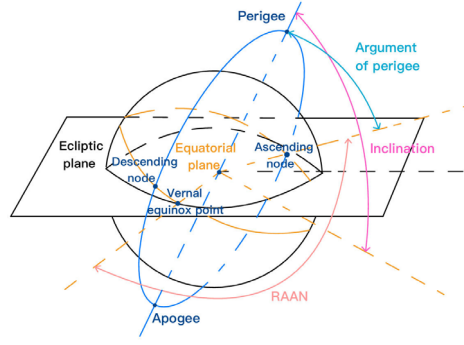


图 3 轨道六根数三维示意图

Fig.3 Three-dimensional schematic of orbital elements

本文采用的轨道输入参数包括半长轴（Semimajor Axis）、偏心率（Eccentricity）、轨道倾角（Inclination）、近地点幅角（Argument of Perigee）、升交点赤经（RAAN）和真近点角（True Anomaly）等^[14-15]。半长轴和偏心率主要决定轨道的尺度与形状，轨道倾角、近地点幅角和升交点赤经用于确定轨道平面及其空间取向，真近点角用于确定卫星在轨道上的初始相位，也可以用平近点角（Mean Anomaly）、偏近地点角（Eccentric Anomaly）、升交角距（Argument of Latitude）、过升交点时间（Time Past AN/Ascending Node）和过近地点时间（Time Past Perigee）代替。通过上述参数，可进一步获得卫星在各时刻的位置矢量，为载荷视线区域目标点的构建提供基础。

需要说明的是，本文并不是以卫星本体为研究对象，而是利用其轨道根数确定卫星位置，从而建立载荷视线区域的光照判定几何关系。对于本文所研究的光学载荷，其视线区域可表示为星下点上方 300 km、向夜侧偏转 30.5° 的目标区域。后续计算均围绕该目标区域与太阳、地球之间的相对几何关系展开。

1.2.2 创建点和矢量

下面以某雷达卫星电离层光学载荷视场区域为例进行分析，即对星下点 300 km 偏夜侧 30.5° 进行点和矢量的创建，如图 4 所示。

（1）以卫星为中心创建星下点偏夜侧 30.5° 的矢量 $\mathbf{a}_1(t)$ 。

（2）创建星下点上 300 km 偏夜侧 30.5° 的点 A(t)。矢量 $\mathbf{a}_1(t)$ 与地表上 300 km 圆环的交点即为点 A(t)。

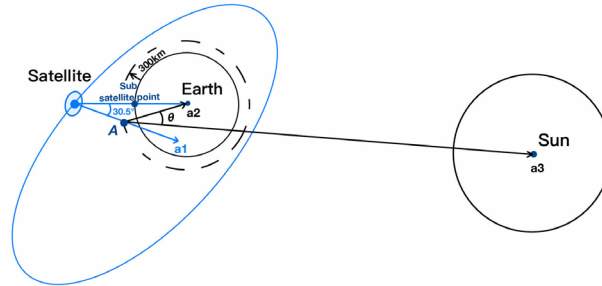


图 4 仿真轨道创建示意图

Fig.4 Simulation orbit creation diagram

（3）以点 A(t)为中心分别作指向地心和指向日心的矢量 $\mathbf{a}_2(t)$ 和 $\mathbf{a}_3(t)$ 。

1.2.3 计算角度

（1）计算 $\mathbf{a}_2(t)$ 和 $\mathbf{a}_3(t)$ 两矢量夹角 $\theta(t)$ （此角度为太阳天顶角的补角，可用于 1.3 节中提到的太阳天顶角的角度筛选标准），可用公式（1）表示。

$$\theta(t) = \arccos\left(\frac{\mathbf{a}_2(t) \cdot \mathbf{a}_3(t)}{\|\mathbf{a}_2(t)\| \|\mathbf{a}_3(t)\|}\right) \quad (1)$$

该角度用于描述目标点处地心方向与太阳方向之间的相对几何关系。由于太阳天顶角 $z(t)$ 是目标点局地天顶方向与太阳方向之间的夹角，而局地天顶方向与目标点指向地心方向相反，因此太阳天顶角可用公式（2）表示：

$$z(t) = 180^\circ - \theta(t) \quad (2)$$

（2）基于卫星轨道和太阳相对位置，计算太阳刚好被地球遮挡时 $\theta(t)$ 的临界角度值 $\theta_{\max}$ ，即矢量 $\mathbf{a}_3(t)$ 刚好与地球相切时 $\theta(t)$ 的值，如图 5 所示。 $\theta(t) < \theta_{\max}$ 的时间范围即为夜间条件（在本文中， $\theta_{\max}$ 由 STK 中建立的目标点、地球和太阳的相对几何关系仿真获得）。

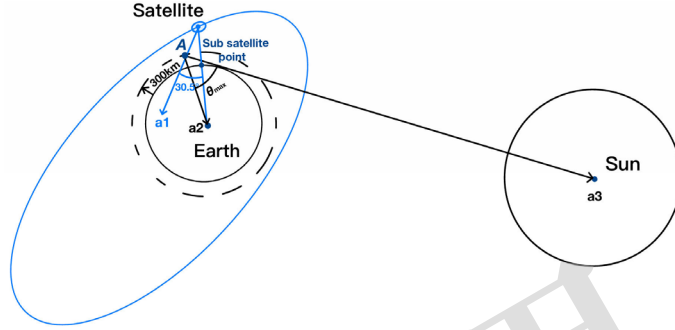


图 5 仿真轨道临界角度示意图

Fig.5 Simulation orbit critical angle diagram

1.2.4 输出报告

输出夜间条件时间范围 t 和对应的角度 $\theta(t)$ 。

1.3 太阳天顶角筛选流程

轨道六根数的输入及点 $A(t)$ 的创建同 1.2.1、1.2.2 节，下面着重介绍本流程的不同之处。

1.3.1 输出经纬度和对应时间

（1）用仿真软件输出地表上 300 km 偏夜侧 30.5°（即点 $A(t)$ ）的经纬度和对应时间。

（2）将仿真得到的时间与真实数据时间匹配，即可将指定位置的经纬度添加到原数据的每一时间点中。

注：若仪器视场区域经纬度已知或直接计算卫星位置的光照条件时，可直接利用仪器数据中的经纬度信息计算。

1.3.2 计算太阳天顶角

根据指定位置的经纬度及对应的世界时间（UTC），使用余弦公式计算每一时间点的太阳天顶角 $z(t)$ ，如公式（3）所示：

$$\cos(z(t)) = \sin(\phi) \cdot \sin(\delta) + \cos(\phi) \cdot \cos(\delta) \cdot \cos(h) \quad (3)$$

公式（3）为球面余弦公式，计算太阳矢量与天顶方向之间的夹角。其中： ϕ 是纬度； δ 是太阳赤纬； h 是时角。纬度 ϕ 已在 1.2.1 中得到，下面介绍太阳赤纬 δ 和时角 h 的计算方法。

（1）计算太阳赤纬角 δ （太阳在天球上的南北位置），近似如公式（4）所示。

$$\delta = -23.44^\circ \cdot \cos\left(\frac{360^\circ}{365} \cdot (N + 10) \cdot \frac{\pi}{180}\right) \quad (4)$$

其中 N 为一年中的第几天。

（2）计算时角 h （太阳偏离中天的角度），首先根据公式（5）计算该位置的地方太阳时（Local Solar Time, LST）。

$$\text{LST} = \text{标准时间} + \frac{\text{经度}}{15} + \text{时间方程 (EQT)} \quad (5)$$

其中标准时间与 EQT (Equation of Time) 的单位为小时, 时间方程 EQT 是太阳时与标准时间的差, 可查表或用正弦逼近。由于地球自转 360° 需时 24 小时, 因此每 15° 经度对应 1 小时的地方太阳时差。接下来即可利用公式(6)计算出时角 h (中午为 0° , 每小时偏移 15°)。

$$h = 15^\circ \cdot (\text{LST} - 12) \tag{6}$$

最终通过反余弦函数得到太阳天顶角 $z(t)$ 。

1.3.3 筛选太阳天顶角

1.2 节仿真流程中得到的角度 $\theta(t)$ 表示目标点处指向地心方向与指向太阳方向之间的夹角, 而太阳天顶角 $z(t)$ 表示目标点局地天顶方向与太阳方向之间的夹角, 二者满足互补关系。因此, 若采用太阳天顶角表示, 由于 $z(t) = 180^\circ - \theta(t)$, 则对应的太阳天顶角阈值可用公式(7)表示:

$$z_{\max} = 180^\circ - \theta_{\max} \tag{7}$$

因此夜间条件范围如公式(8)所示:

$$z(t) > z_{\max} \tag{8}$$

1.3.4 输出结果

输出夜间条件时间范围 t 和对应的角度 $z(t)$ 。

2 实测数据匹配与流程适用性分析

下面以某雷达卫星电离层光学载荷为例分析其视线区域的光照条件, 即对星下点上 300 km 偏夜侧 30.5° 区域光照条件进行分析。该型雷达卫星由功能相同的 A、B 两颗卫星组成, 每个卫星各搭载一个功能完全一致的光学载荷, 每个光学载荷有三个功能相同的探测通道。为了方便说明, 将两颗卫星分别记为 SatA/B, 三个通道分别记为 Channel-1/2/3, 则雷达卫星 A 记为 SatA, 其三个通道分别记为 SatA-Ch1、SatA-Ch2、SatA-Ch3。

2.1 夜间条件匹配与一致性分析

下面以 SatA 光学载荷视线区域夜间条件为例进行匹配分析, SatB 及其他时段可参照分析。SatA 的轨道六根数如表 3 所示。

表 3 雷达卫星 A 的轨道六根数

Table 3 Orbital elements of radar satellite A

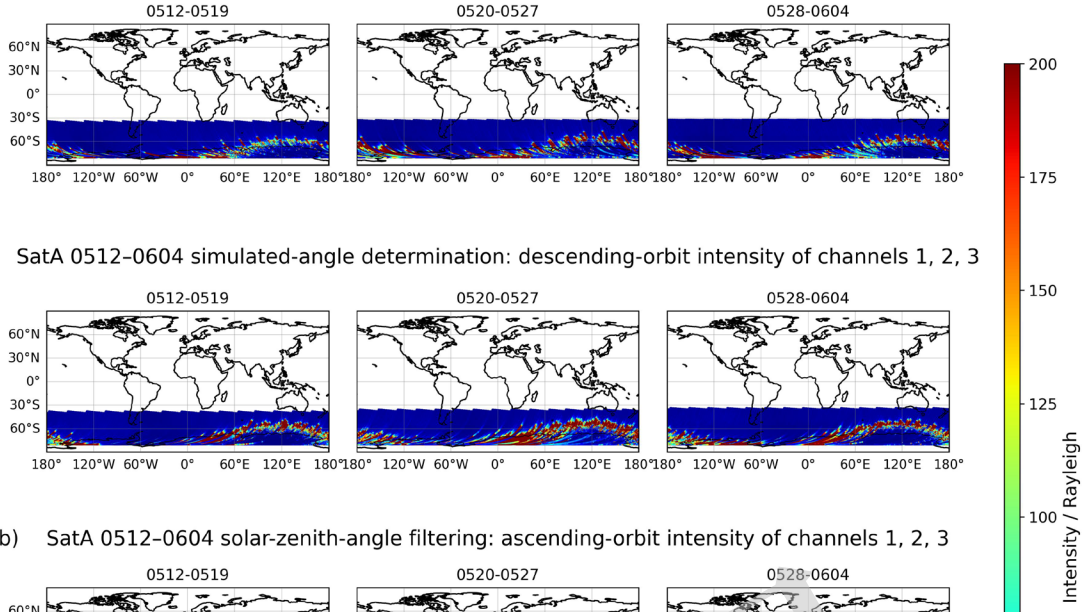
时间 (UTC)	半长轴/km	偏心率	轨道倾角/(°)	近地点幅角/(°)	升交点赤经/(°)	过升交点时间/s
2023 年 5 月 15 日 04: 00: 00	6978.08	0.001195	97.8084	76.5411	142.63	5288.31

本文选用 2023 年雷达卫星光学载荷视线区域夜间条件时间较长且存在实测数据的日期, 即 5 月 12 日至 6 月 28 日作为分析时段。具体处理步骤如下:

- (1) 用 1.2 和 1.3 节提到的两种实现流程分别得到夜间条件的时间范围。
- (2) 将得到的夜间条件时间与 SatA 光学载荷的实测数据进行时间匹配得到夜间条件对应的辐亮度值。

由于此雷达卫星是太阳同步冻结回归轨道^[1], 回归周期为 8 天, 因此采用每 8 天作一张图的方式, 将 SatA 光学载荷的三个通道 SatA-Ch1、SatA-Ch2、SatA-Ch3 的辐亮度分升、降轨绘制在一起。图 6、图 7 分别为两种实现流程得到的 5、6 月夜间条件的辐亮度结果。

(a) SatA 0512-0604 simulated-angle determination: ascending-orbit intensity of channels 1, 2, 3



SatA 0512-0604 simulated-angle determination: descending-orbit intensity of channels 1, 2, 3

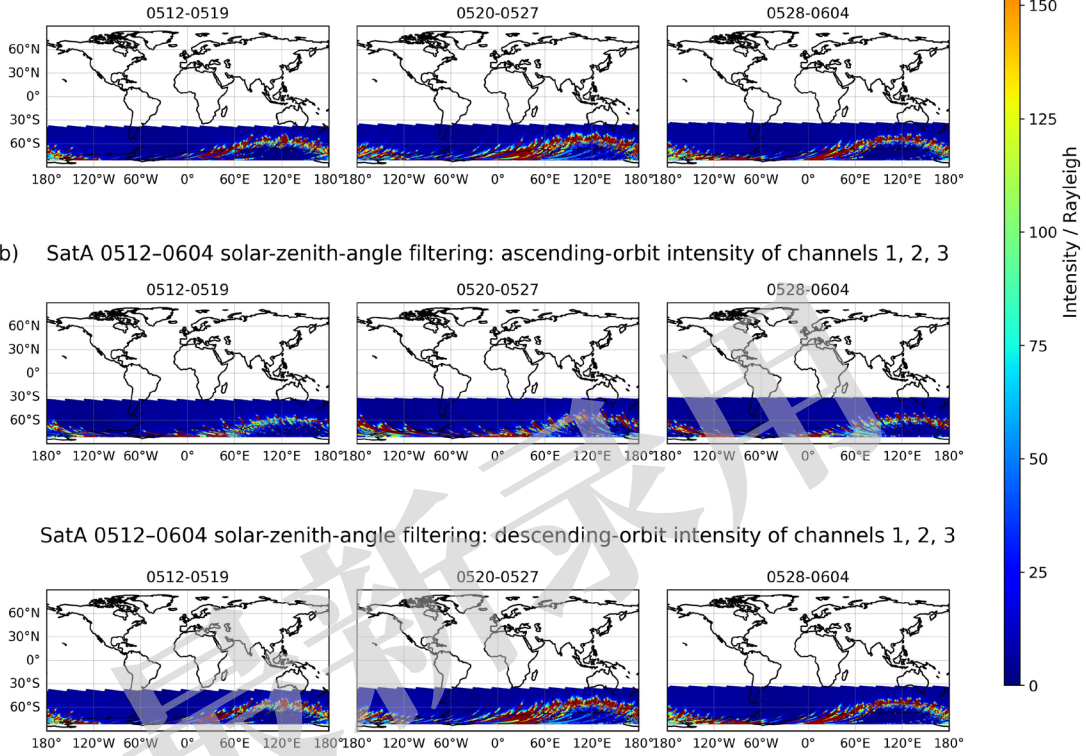
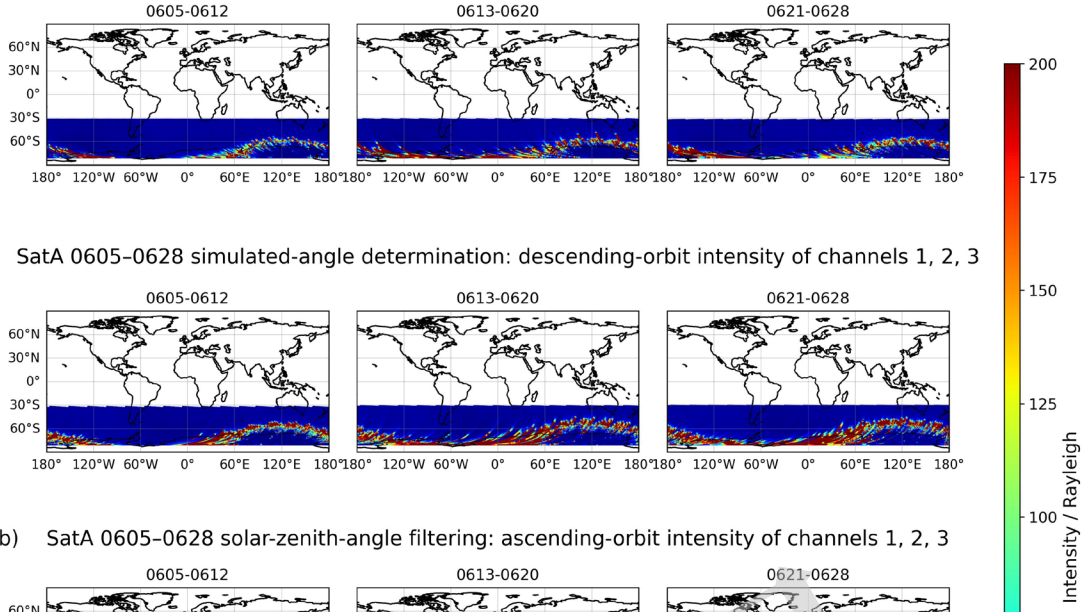


图 6 两种实现流程分别得到的雷达卫星 A 光学载荷 5 月视场区域夜间条件辐亮度结果（分升、降轨）：（a）仿真角度判定流程；（b）太阳天顶角筛选流程

Fig.6 Nighttime-condition intensity for the field-of-view region of the optical payload on radar satellite A in May, as obtained by the two implementation processes and shown separately for ascending and descending orbits: (a) simulated-angle determination process; (b) solar-zenith-angle filtering process

(a) SatA 0605-0628 simulated-angle determination: ascending-orbit intensity of channels 1, 2, 3



SatA 0605-0628 simulated-angle determination: descending-orbit intensity of channels 1, 2, 3

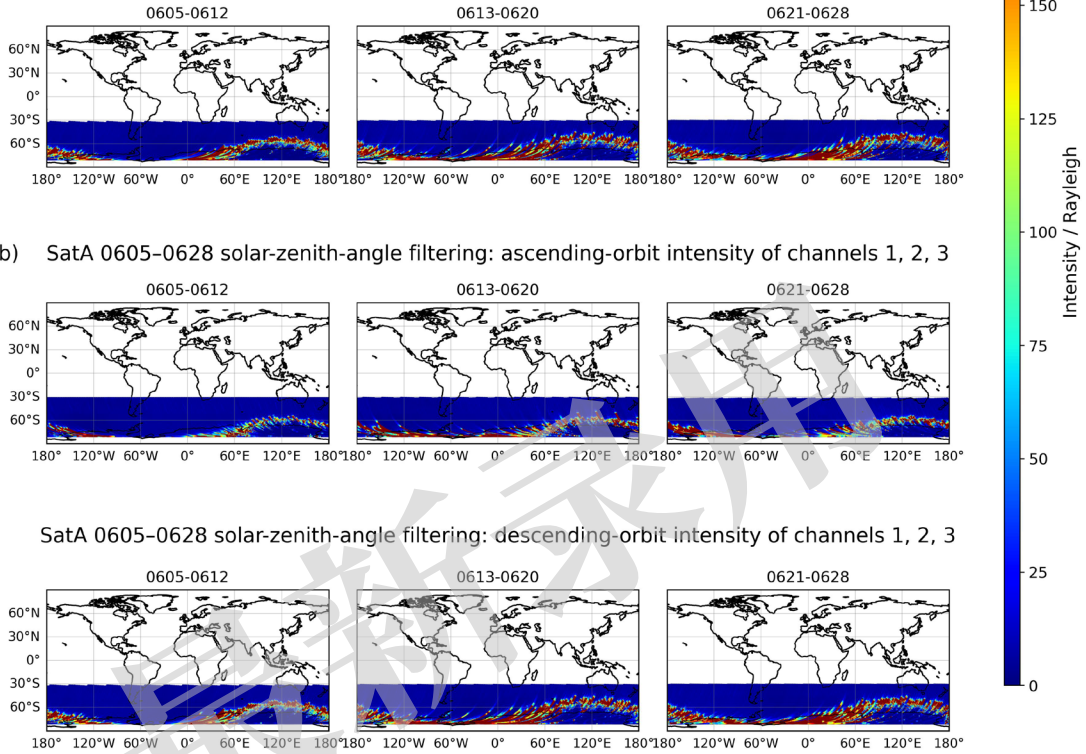


图 7 两种实现流程分别得到的雷达卫星 A 光学载荷 6 月视场区域夜间条件辐亮度结果（分升、降轨）：（a）仿真角度判定流程；（b）太阳天顶角筛选流程

Fig.7 Nighttime-condition intensity for the field-of-view region of the optical payload on radar satellite A in June, as obtained by the two implementation processes and shown separately for ascending and descending orbits: (a) simulated-angle determination process; (b) solar-zenith-angle filtering process

图 6、图 7 显示，两种实现流程得到的夜间条件时间范围与实测数据匹配后，对应辐亮度分布总体一致。为进一步定量评估二者差异，下面比较两种实现流程得到的每一轨夜间条件开始时间和结束时间。

在 2023 年 5 月 12 日至 6 月 28 日内，分别提取两种实现流程得到的每一轨夜间条件的开始及结束时间点，比较两种实现流程的秒数差别，并计算秒数差别与对应每一轨夜间条件持续时间的比值，如图 8 所示。

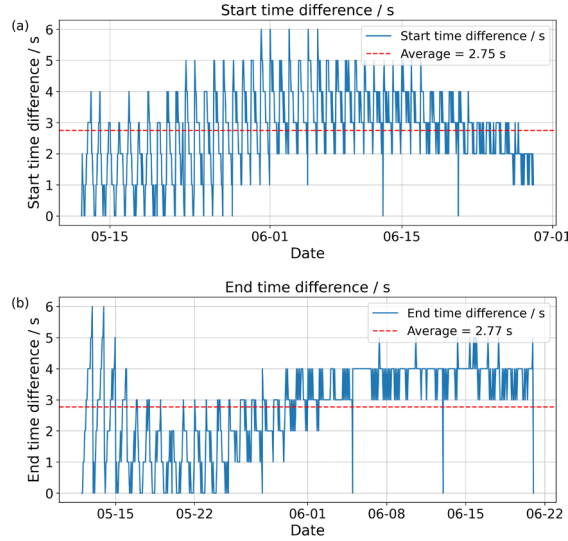


图 8 两种实现流程分别得到的每一轨夜间条件起止时间的差值：(a) 开始时间差；(b) 结束时间差

Fig.8 Differences between the two implementation processes in the start and end times of nighttime conditions for each orbit: (a) start-time difference; (b) end-time difference

由图 8 可知,两种实现流程分别得到的每一轨夜间条件开始时间的平均差距为 2.75 秒,结束时间的平均差距为 2.77 秒,均在秒级,且此秒数差距占夜间条件持续时间的比例平均仅为 0.15%和 0.16%,可以定量证明两种实现流程的一致性良好。

2.2 两种光照条件实现流程的适用性分析

本文所述仿真角度判定流程与太阳天顶角筛选流程并非两个相互独立的物理模型,而是基于同一目标点、地球和太阳临界遮挡判据的两种实现方式。二者的主要区别在于角度获取路径和数据处理场景不同。仿真角度判定流程依托轨道与观测几何仿真环境,直接构建卫星、载荷视线目标点、地球和太阳之间的相对几何关系,并输出目标点对应的几何角度及夜间条件时间范围。太阳天顶角筛选流程则是在目标点经纬度和对应 UTC 时间已知的条件下,逐点计算太阳天顶角,并利用其与仿真角度之间的互补关系进行夜间条件匹配。

仿真角度判定流程更适用于载荷设计、观测几何建模和复杂视线构型分析阶段。该流程几何关系直观,可输出目标点轨迹、角度变化及临界遮挡关系,便于建立基准结果和分析不同视线构型下的光照条件。

太阳天顶角筛选流程更适用于已获得目标点经纬度和时间序列后的数据批量处理。在该条件下,只需根据经纬度和 UTC 时间逐点计算太阳天顶角,并与临界遮挡角进行比较,即可获得夜间条件标识。该流程计算步骤较为直接,便于嵌入载荷实测数据预处理流程。

需要说明的是,两种实现流程在应用中仍受输入条件和数据基础的约束。仿真角度判定流程依赖轨道仿真、视线偏转角设置和目标点构建精度;太阳天顶角筛选流程则需要预先获得目标点经纬度、UTC 时间序列及临界遮挡角等信息。在工程应用中,两种实现流程可根据数据条件和任务需求配合使用,并通过结果互校提高夜间条件判定的可靠性。表 4 进一步对两种实现流程的主要优势、应用限制和适用场景进行了对比。

表 4 两种光照条件判定实现流程的适用性比较

Table 4 Comparison of the applicability of two implementation processes for determining illumination conditions

实现流程	主要优势	应用限制	适用场景
仿真角度判定流程	几何关系完整；可输出目标点轨迹、角度变化和夜间时间范围	依赖仿真环境和模型设置；批量处理效率相对较低	载荷设计、观测几何建模、复杂视线构型分析、基准结果生成
太阳天顶角筛选流程	计算流程简单；适合批量筛选	需预先获得经纬度、时间及临界遮挡角等信息；受坐标与时间匹配精度影响	大规模历史观测数据筛选、快速夜间条件判定、载荷数据预处理
两种实现流程联合使用	结果可相互校核；兼顾几何建模与数据批量处理	需依托仿真软件支持；要求二者输入参数保持一致	工程处理流程、方法验证阶段、复杂载荷观测任务分析

3 结果验证

下面对第 2 章获取的该光学载荷视线区域夜间条件的辐亮度结果进行比对验证，包括三个通道之间的一致性比对以及与风云三号 E 星(以下简称 FY-3E)电离层光度计(TRIPM)数据的交叉比对。

3.1 光学载荷三个通道一致性验证

首先通过比对同一载荷不同通道之间的辐亮度一致性，来对匹配后的夜间观测数据进行内部一致性检验。

考虑到该光学载荷主要功能是获取夜间电离层参数，而中纬地区电离层空间结构分布相对稳定，在相近时间和相近经纬度区域内辐亮度变化较小，因此选用南纬 30°至 60°区域夜间条件，分别对 SatA 光学载荷的三个通道 SatA-Ch1、SatA-Ch2、SatA-Ch3 及 SatB 光学载荷的三个通道 SatB-Ch1、SatB-Ch2、SatB-Ch3 进行一致性验证，如图 9、图 10 所示。

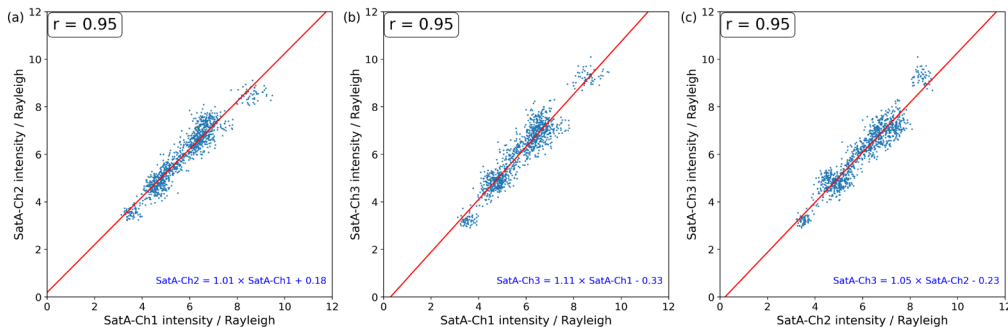


图 9 雷达卫星 A 光学载荷各通道间一致性验证：(a) Ch1–Ch2；(b) Ch1–Ch3；(c) Ch2–Ch3

Fig.9 Consistency verification among the optical payload channels on radar satellite A: (a) Ch1–Ch2; (b) Ch1–Ch3; (c) Ch2–Ch3

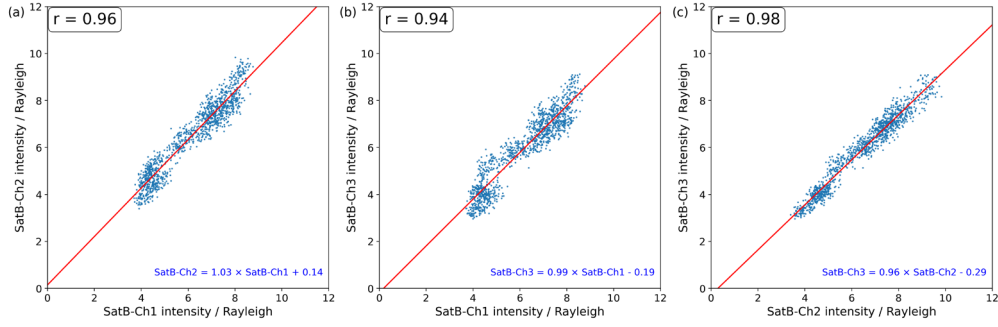


图 10 雷达卫星 B 光学载荷各通道间一致性验证：(a) Ch1–Ch2；(b) Ch1–Ch3；(c) Ch2–Ch3

Fig.10 Consistency verification among the optical payload channels on radar satellite B: (a) Ch1–Ch2; (b) Ch1–Ch3; (c) Ch2–Ch3

图 9、图 10 的结果显示，两颗卫星各自光学载荷不同通道之间的相关系数均在 94% 以上，具有较好的线性相关性，表明经夜间条件匹配后的观测数据在变化趋势上具有较好一致性，证明匹配后数据的内部一致性和可用性。

3.2 与 FY-3E 光度计数据交叉比对验证

为进一步验证夜间条件匹配结果的外部一致性，本文将雷达卫星光学载荷匹配后的夜间观测数据与 FY-3E 电离层光度计数据进行交叉比对。除相关系数外，同样引入线性拟合斜率、截距、Bias、MAE 和 RMSE 等指标，用于评价两类载荷观测结果在变化趋势和绝对量级上的一致程度。

雷达卫星轨道高度 600 km 左右，其电离层光学载荷视场为偏夜侧 30.5°，FY-3E 轨道高度 800 km，其电离层光学载荷 B 探头视场为偏夜侧 30°，二者十分接近，因此在相同时间，相近位置进行相关性比对验证。具体处理步骤如下：

(1) 联合匹配提取时间为 2023 年 5 月 12 日至 6 月 28 日，雷达卫星按夜间条件提取光学载荷辐亮度数据，并读取 FY-3E 电离层光度计 B 探头同时段的数据。

(2) 在同一时刻（精度为 1 秒），筛选 FY-3E 本体与雷达卫星本体的经度差 10° 以内，纬度差 5° 以内的数据（注 1）。SatA 光学载荷剩余 10769 个数据点，SatB 光学载荷剩余 11034 个数据点。

(3) 将纬度限定在电离层空间结构分布稳定的中纬 30°S~60°S 区域，并去除 SatA、SatB 光学载荷极光区附近干扰点（注 2），SatA 光学载荷剩余 1074 个数据点，SatB 剩余 1246 个数据点，分别比较 SatA、SatB 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的相关性，如图 11 所示。

注 1：经纬度匹配窗口的设置综合考虑了两颗卫星轨道高度、视场方向、采样时间同步误差以及电离层中纬区域的空间变化尺度。在已有的 135.6 nm 夜气辉峰值电子密度反演研究中，江芳等（2018）将全球按经度 5°、纬度 2.5° 划分网格，用于建立 135.6 nm 夜气辉辐射强度与 NmF2 之间的转换关系^[16]；在 FY-3E 电离层光度计相关研究中，江芳等（2025）将 GPS TEC 数据也以 2.5° 纬度 × 5° 经度空间分辨率为基础进行插值^[17]。本文实际交叉比对的窗口设置，参考了上述同类电离层光学载荷数据空间尺度。但由于 SatA、SatB 与 FY-3E 的轨道覆盖、观测时段和夜间条件限制，有效匹配样本数量明显不足。因此，本文经度方向采用 10° 匹配窗口、纬度方向采用 5° 匹配窗口，以在保证样本数量的同时尽量减小空间非同源误差。同时，将由此可能引入的空间匹配不确定性作为交叉比对误差的来源之一。

注 2：南纬 30° 至 60° 区域的选择是为了相对避开低纬电离层异常区和高纬极光扰动区，

适合进行稳定背景条件下的相关性分析。此外，在接近南纬 60°区域仍存在辐亮度相对于同轨波动较大的数据点，尤其在东半球（图 6、图 7），这些数据点可能与极光活动、高纬粒子沉降等因素有关。考虑到交叉比对中存在经纬度匹配窗口的误差，且不同卫星载荷在轨道高度和观测几何上存在差异，这些波动较大的数据点容易引入较大的空间匹配不确定性。为提高交叉比对结果的稳定性，本文未将此类异常样本纳入后续统计分析。

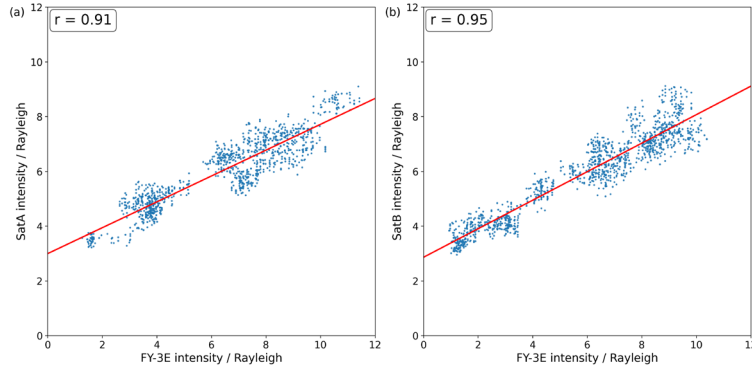


图 11 雷达卫星光学载荷与 FY-3E 光度计匹配数据的相关性对比：(a)雷达卫星 A；(b) 雷达卫星 B

Fig.11 Correlation comparison of matched data between the radar-satellite optical payloads and FY-3E/TRIPM: (a) radar satellite A; (b) radar satellite B

由图 11 可知，SatA、SatB 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头的交叉比对结果均表现出较高的相关性，其中 SatA 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的 Pearson 相关系数为 0.91，SatB 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的 Pearson 相关系数为 0.95，说明两组对比数据在空间变化趋势上具有较好一致性。需要指出的是，相关系数主要反映两组观测数据随空间位置或时间变化的一致趋势，并不直接等同于绝对辐亮度完全一致。图 11 对比关系存在非零截距，说明不同通道或不同载荷之间仍存在一定系统偏差。

下面进一步利用公式（9）至公式（11）对两类载荷匹配数据的平均偏差（Bias）、平均绝对误差（MAE）和均方根误差（RMSE）进行分析：

$$Bias = \frac{\sum(y_i - x_i)}{n} \quad (9)$$

$$MAE = \frac{\sum |y_i - x_i|}{n} \quad (10)$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{\sum(y_i - x_i)^2}{n}} \quad (11)$$

统计结果如表 5 所示。

表 5 雷达卫星光学载荷与 FY-3E 光度计匹配数据的交叉比对结果统计

Table 5 Cross-comparison statistics of matched data between radar-satellite optical payloads and FY-3E/TRIPM

统计参数	SatA 与 FY-3E 匹配数据的比对结果	SatB 与 FY-3E 匹配数据的比对结果
样本数	1074	1246
Pearson 相关系数	0.91	0.95
线性拟合斜率	0.47	0.52
线性拟合截距/Rayleigh	3.00	2.86

平均偏差/Rayleigh	-0.35	0.03
MAE/Rayleigh	1.24	1.22
RMSE/Rayleigh	1.43	1.42
相对平均偏差/(%)	-5.46	0.55
相对 MAE/(%)	19.52	20.67
相对 RMSE/(%)	22.63	24.09

由表 5 可知, SatA、SatB 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的拟合斜率分别为 0.47 和 0.52, 均低于理想一致条件下的斜率 1, 且拟合截距分别为 3.00 Rayleigh 和 2.86 Rayleigh, 说明不同载荷之间仍存在一定的响应幅度差异和零点偏移。从误差统计结果看, SatA 与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的平均偏差为-0.35 Rayleigh, SatB 与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的平均偏差为 0.03 Rayleigh, 二者均接近于零, 说明两组匹配数据的整体系统偏差较小; 两组数据的 MAE 分别为 1.24 Rayleigh 和 1.22 Rayleigh, RMSE 分别为 1.43 Rayleigh 和 1.42 Rayleigh, 表明 SatA、SatB 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的误差水平基本相当。

造成上述差异的原因可能包括几何空间匹配误差和载荷辐射响应差异两类。几何空间匹配误差主要与两星轨道高度、视场方向、空间分辨率、采样时间差以及电离层空间非均匀性有关, 其影响通常表现为匹配样本离散程度增加, 使 RMSE 增大, 并可能降低相关系数; 而绝对辐射定标差异、暗电流残差、背景扣除误差及通道响应差异则更容易表现为整体幅度偏差、斜率偏离 1 以及截距不为零。本文结果中, SatA、SatB 与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据仍保持较高相关系数, 说明几何空间匹配误差并未破坏两类载荷对主要空间变化趋势的同步表征; 但斜率明显低于 1 且截距不为零, 表明系统性幅度差异和零点偏移仍较明显。因此, 本文将交叉比对结果主要用于验证不同观测数据在变化趋势上的一致性, 而不将其作为绝对辐亮度完全一致的直接证据。

4 结论与展望

本文针对雷达卫星搭载光学载荷视线区域的夜间条件判定问题, 建立了基于目标点、地球和太阳相对几何关系的临界遮挡判据, 并给出了仿真角度判定和太阳天顶角筛选两种实现流程。本文所述两种实现流程共享同一临界遮挡判据, 区别在于角度获取路径和应用场景不同。仿真角度判定流程更适用于观测几何建模和基准结果生成, 太阳天顶角筛选流程更适用于已知目标点经纬度和时间序列后的数据批量筛选, 二者联合使用可为载荷视线区域夜间条件判定提供相互校核, 不仅提升了光照条件计算的灵活性, 也克服了传统阴影模型在多视角、非星下点场景下的适应性局限。具体总结如下:

(1) 通过比较两种实现流程获取的夜间条件结果, 证明两种实现流程在获取夜间条件时间范围上的一致性较好。具体而言, 利用两种实现流程分别得到的每一轨夜间条件的开始时间平均差异为 2.75 秒, 结束时间平均差异为 2.77 秒, 且此秒数差距占夜间条件持续时间的比例平均仅为 0.15%和 0.16%, 证明两种流程具有良好的一致性。

(2) 雷达卫星光学载荷各通道间的相关性均超过 94%, 充分证明了载荷本身数据质量的稳定性, 且利用两种实现流程匹配后的雷达卫星光学载荷夜间实测数据, 与 FY-3E 光度计实测数据的交叉验证结果相关性较好。具体而言, SatA 光学载荷与 FY-3E 光度计 B 探头匹配数据的相关性达 91%, SatB 光学载荷达 95%, 证明两种实现流程在实际数据处理中的有效性和可行性。

(3) 与 FY-3E 光度计实测数据的交叉验证结果表明, 不同载荷间的绝对辐亮度差异可能与绝对辐射定标差异、暗电流残差、背景扣除误差、轨道高度、观测视场、空间匹配误差及电离层空间非均匀性等因素有关。其中, 空间匹配误差主要影响样本离散度, 而载荷辐射

响应及背景扣除差异更可能导致系统性幅度偏差。由于本文重点在于建立光学载荷视线区域光照条件获取方法,交叉比对主要用于验证夜间条件区间内不同观测数据变化趋势的一致性,因此暂未开展不同载荷间的绝对辐射定标或误差源分离。后续可在更严格的天空匹配窗口和统一辐射定标条件下,进一步分析不同误差源的相对贡献。

(4) 本文所提出的两种实现流程计算过程较为简洁,具备数据批量筛选能力;不仅适用于星下点光照判断,还可根据具体载荷视场构型扩展至不同高度和不同偏转角的目标区域,具备更广泛的适应性。因此可考虑将其嵌入星载任务调度系统,实现实时光照判定与任务优化,这为雷达与光学融合载荷的观测调度提供了新的工具,也为航天器能量管理、姿态控制、热控设计等系统提供了精准的光照条件输入参数。

未来还可结合不同类型卫星、轨道与自然环境等因素,引入更复杂的辐射传输模型,并进一步提升计算的物理精度与适用范围。亦有望扩展应用至月球、火星等深空探测任务中的光照条件分析,为复杂空间任务提供技术支持。

参考文献

- [1] YUE Yue, DU Yaoke, CHEN Junli, *et al.* Strictly-regressive orbit control practice for LT-1 satellite[J]. *Aerospace Control*, 2023, **41**(6): 37-43 (岳杨, 杜耀珂, 陈筠力, 等. 陆地探测一号卫星严格回归轨道控制实践[J]. 航天控制, 2023, **41**(6): 37-43)
- [2] ESCOBAL P R. *Methods of Orbit Determination*[M]. 2nd ed. Malabar, Florida: Krieger Publishing, 1976
- [3] LI Chang, HE Jingui, LI Mao, *et al.* A review of satellite shadow model and calculation method[J]. *Science and Technology & Innovation*, 2021(11): 5-8 (李畅, 贺景瑞, 李懋, 等. 卫星地影模型及计算方法研究综述[J]. 科技与创新, 2021(11): 5-8)
- [4] 王解先. GPS 精密定轨定位[M]. 上海: 上海同济大学出版社, 1997: 42-46
- [5] ADHYA S M, SIBTHORPE A, ZIEBART M, *et al.* Oblate earth eclipse state algorithm for low-earth-orbiting satellites[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, **41**(1): 157-159
- [6] SRIVASTAVA V K, PITCHAIMANI M, CHANDRASEKHAR B S. Eclipse prediction methods for LEO satellites with cylindrical and cone geometries: a comparative study of ECSM and ESCM to IRS satellites[J]. *Astronomy and Computing*, 2013, **2**: 11-17
- [7] SRIVASTAVA V K, ASHUTOSH A, ROOPA M V, *et al.* Spherical and oblate Earth conical shadow models for LEO satellites: applications and comparisons with real time data and STK to IRS satellites[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, **33**(1): 135-144
- [8] VOKROUHLICKY D, FARINELLA P, MIGNARD F. Solar radiation pressure perturbations for Earth satellites. IV. Effects of the Earth's polar flattening on the shadow structure and the penumbra transitions[J]. *Astronomy and Astrophysics*, 1996, **307**: 635-644
- [9] LIU Lin. *Orbit Theory of Spacecraft*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 285-289 (刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 285-289)
- [10] LV Qiujie, XU Ming, MENG Wei, *et al.* Study on the occurring conditions and prediction algorithms for occultation between a satellite and the Sun[C]//The 23rd National Academic Exchange for Space Exploration. Xiamen: Chinese Society of Space Research, 2010: 50 (吕秋杰, 徐明, 蒙薇, 等. 掩星探测的发生条件及预报算法研究[C]//第二十三届全国空间探测学术交流会论文摘要集. 厦门: 中国空间科学学会, 2010: 50)
- [11] NETA B, VALLADO D. On satellite umbra/penumbra entry and exit positions[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 1998, **46**(1): 91-103
- [12] WOODBURN J. Effects of eclipse boundary crossings on the numerical integration of orbit trajectories[C]//Astrodynamics Specialist Conference. Greenbelt, Maryland: AIAA, 2000:

- [13] JIA Xianghua, XU Ming, CHEN Luoqing. Umbra prediction algorithms for LEO satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, **37**(1): 39-47 (贾向华, 徐明, 陈罗婧. 近地轨道卫星的地影预报算法[J]. 宇航学报, 2016, **37**(1): 39-47)
- [14] WANG Yusong. Research on Orbit Design and Attitude Control System of Deep Space Micro-Nano Satellites[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2024 (王钰淞. 深空微纳卫星轨道设计及姿态控制系统研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2024)
- [15] DAI Shaowu, MA Changli, LI Yu, *et al.* Design of constellation based on Beidou II[J]. *Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University*, 2010, **25**(1): 1-5 (戴邵武, 马长里, 李宇, 等. 基于“北斗二代”的卫星星座设计[J]. 海军航空工程学院学报, 2010, **25**(1): 1-5)
- [16] JIANG Fang, FU Liping, WANG Yongmei. Retrieval algorithm and precision analysis for NmF2 of nighttime OI 135.6 nm emission[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2018, **38**(1): 58-64 (江芳, 付利平, 王咏梅. 135.6 nm 夜气辉峰值电子密度反演算法及误差[J]. 空间科学学报, 2018, **38**(1): 58-64)
- [17] JIANG Fang, MAO Tian, WANG Jinsong, *et al.* Separation of the ionospheric and thermospheric contributions in the data from the Triple Ionosphere PhotoMeter onboard the Feng-Yun 3E satellite[J]. *Science China Earth Sciences*, 2025, **68**(1): 172-184 (江芳, 毛田, 王劲松, 等. FY-3E 电离层光度计数据的电离层及热层贡献的分离[J]. 中国科学: 地球科学, 2025, **55**(1): 171-183)

作者简介

第一作者简介 刘子一, 男, 2000 年生, 博士研究生, 主要从事浮扬月尘光散射特性正反演研究等. E-mail: lzyplayer1@163.com



通讯作者简介 彭如意, 男, 1988 年生, 高级工程师, 主要从事空间短波光学遥感探测技术及载荷定标技术研究等. E-mail: pengry@nssc.ac.cn

