

## FY-4 卫星高光谱大气探测驻留控制与定位精度分析

商建<sup>1,2,3</sup>, 刘成保<sup>4</sup>, 杨磊<sup>1,2,3</sup>, 黄攀<sup>5,6</sup>, 王静<sup>7</sup>, 张志清<sup>1,2,3</sup>, 王田野<sup>8</sup>,  
韩昌佩<sup>9</sup>, 曹赞<sup>1,2,3</sup>, 王嘉琛<sup>1,2,3</sup>, 耿同<sup>6</sup>

(1 国家卫星气象中心(国家空间天气监测预警中心) 北京 100081;

2 许健民气象卫星创新中心 北京 100081;

3 中国气象局遥感卫星辐射测量和定标重点开放实验室 北京 100081;

4 中国科学院空间应用工程与技术中心 北京 100094;

5 北京航空航天大学 北京 102206;

6 航天科工智能运筹与信息安全研究院(武汉)有限公司 武汉 430040;

7 中国科学院软件研究所 北京 100190;

8 上海卫星工程研究所 上海 201109;

9 中国科学院上海技术物理研究所 上海 2000832)

**摘要:** 静止轨道干涉式大气垂直探测仪装载在中国新一代静止轨道气象卫星风云四号上, 是世界上第一个运行在静止轨道上的高光谱垂直探测仪器。在高光谱探测过程中, 使“驻留”观测的目标保持高精度稳定是静止轨道高光谱红外大气探测的关键。风云四号卫星是我国高轨气象卫星首次采用三轴稳定姿态控制平台的卫星, 这给探测仪的高精度定位带来很大挑战。高精度的观测计划稳定性需要卫星平台、姿态控制、有效载荷和地面系统共同完成, 过程非常复杂。本文在介绍探测仪的探测原理和工作模式设计的基础上, 对探测仪星地一体化定位的关键技术进行研究, 并利用仪器在轨获得的实测数据对驻留控制精度与定位精度开展检验及分析。结果表明, 探测仪达到了 1/10 像元的驻留控制精度与 1 像元的定位精度。

**关键词:** 星地一体化定位; 三轴稳定; 静止轨道卫星; 大气垂直探测仪; 风云四号

中图分类号: P41; P123 文献标志码: A 文章编号: 2095-1000(2024)06-0001-10

DOI: 10.12347/j.ycyk.20240414001

引用格式: 商建, 刘成保, 杨磊, 等. FY-4 卫星高光谱大气探测驻留控制与定位精度分析 [J]. 遥测遥控, 2024, 45 (6): 1-10.

## Resident and Navigation Accuracy Analysis of Interferometric Infrared Sounder Onboard FY-4 Satellite

SHANG Jian<sup>1,2,3</sup>, LIU Chengbao<sup>4</sup>, YANG Lei<sup>1,2,3</sup>, HUANG Pan<sup>5,6</sup>, WANG Jing<sup>7</sup>, ZHANG Zhiqing<sup>1,2,3</sup>, WANG Tianye<sup>8</sup>,  
HAN Changpei<sup>9</sup>, CAO Yun<sup>1,2,3</sup>, WANG Jiachen<sup>1,2,3</sup>, GENG Tong<sup>6</sup>

(1. National Satellite Meteorological Center (National Centre for Space Weather), Beijing 100081, China;

2. Innovation Center for FengYun Meteorological Satellite (FYSIC), Beijing 100081, China;

3. Key Laboratory of Radiometric Calibration and Validation for Environmental Satellites, CMA, Beijing 100081, China;

4. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

5. Beihang University, Beijing 102206, China;

6. CASIC Research Institute of Intelligent Decision Engineering, Wuhan 430040, China;

7. Institute of Software Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

8. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

基金项目: 国家重点研发计划(2021YFB3900400, 2021YFB3900402); 中国气象局青年创新团队(CMA20240N10)

通信作者: 杨磊 (yangl@cma.gov.cn)

收稿日期: 2024-04-14; 修回日期: 2024-05-29

9. Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China)

**Abstract:** The high-precision navigation of the remote sensing instruments onboard FengYun-4 (FY-4) geostationary meteorological satellite is the basis for instrument calibration, product retrieval, and quantitative application. The geosynchronous interferometric infrared sounder (GIIRS) onboard FY-4 satellite, the new generation geostationary meteorological satellite in China, is the first hyperspectral vertical detector operating in the geostationary orbit in the world. In the process of hyperspectral detection, it is key to keep the "resident" observation target stable with high precision. The FY-4 satellite uses an advanced three-axis stable attitude control platform, which brings great flexibility to earth observation and great challenges to the high-precision navigation of the GIIRS. The stability of the high-precision observation target requires the cooperation of satellite platform, attitude control, the instrument and the ground system, which process is very complicated. Based on the introduction of the detection principle and working mode design of the GIIRS, the key technology of satellite-ground integrated navigation is researched. The resident accuracy as well as the navigation accuracy are tested and analyzed using the measured data from the GIIRS in orbit. The results show that the GIIRS achieves a resident accuracy of 1/10 pixel and a navigation accuracy of 1 pixel, laying a good foundation for quantitative applications including numerical weather prediction.

**Keywords:** Satellite-ground integrated navigation; Three-axis stabilization; Geostationary orbit satellite; Geosynchronous interferometric infrared sounder; FY-4

**Citation:** SHANG Jian, LIU Chengbao, YANG Lei, et al. Resident and Navigation Accuracy Analysis of Interferometric Infrared Sounder Onboard FY-4 Satellite[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2024, 45(6): 1–10.

## 0 引言

风云四号(FengYun-4, FY-4)气象卫星是中国的新一代静止轨道气象卫星,采用三轴稳定姿态控制平台,大大提高了对地观测精度、观测频次及观测区域的灵活性<sup>[1]</sup>,实现了技术体制上的重大跨越。首颗科研试验卫星FY-4A于2016年12月成功发射,首颗业务卫星FY-4B于2021年6月成功发射,后续还将发射业务卫星FY-4C,实现对第一代静止轨道气象卫星风云二号(FengYun-2, FY-2)的升级换代<sup>[2-8]</sup>。FY-4A与FY-4B卫星均装载了先进的静止轨道辐射成像仪、静止轨道干涉式大气垂直探测仪等多种有效载荷,对地球大气环境实施高时间分辨率、高空间分辨率和高光谱分辨率观测,加强对中小尺度天气系统的监测,增强天气分析和地球环境变化的动态监测能力,获取大气垂直探测资料,实现高频次三维探测以及对雷电和空间天气的监测预警<sup>[6,9]</sup>。

FY-4A静止轨道干涉式大气垂直探测仪(Geosynchronous Interferometric Infrared Sounder, GIIRS)(以下简称探测仪)是国际上第一台装载在静止轨道气象卫星上使用的同类仪器<sup>[2]</sup>,是风云四号卫星的关键有效载荷之一。探测仪利用傅里叶分光技术,以干涉探测方式测量中波(4.44 μm~6.06 μm)和长波(8.85 μm~14.3 μm)谱段的红外辐射,为数值天气预报提供高精度的大气温湿廓线探测数据<sup>[10-14]</sup>,为灾

害性天气监测和大气化学成分探测服务。

在静止轨道上观测地球的一个主要劣势是目标距离较远而导致仪器入瞳能量不足,但可以对指定区域的目标进行“驻留”观测,通过时间积分获取足够的信噪比。在驻留观测期间,受卫星轨道、姿态、仪器指向和热形变等因素的影响,探测仪的光轴指向会发生变化,光轴的抖动直接影响探测目标。为了保证探测仪对地探测的精度,需将驻留期间的光轴指向变化控制在一定范围之内。这对探测仪指向的稳定性具有很高的要求。而由于风云四号卫星在静止轨道上采用三轴稳定姿态控制方式实现对地观测,姿态、轨道、热形变等变化及灵活多变的观测模式给探测仪的高精度定位带来了极大的挑战,也是制约静止轨道三轴稳定卫星成败的核心因素。本文将在介绍探测仪探测原理与工作模式的基础上,对静止轨道探测仪星地一体化定位的关键技术进行研究与分析,并利用探测仪在轨实测数据对驻留观测期间的驻留控制精度与定位精度开展检验与分析,验证星地一体化定位流程。

## 1 探测原理与工作模式

干涉式大气垂直探测仪的光学系统主要由二维扫描镜、前置主望远镜、傅里叶干涉分光及红外成像等系统组成,设计方案见图1<sup>[15]</sup>。二维扫描镜在东西和南北两个方向上作驻留-步进扫描,将

入射的大气辐射折向望远镜主镜，主光学系统收集的入射辐射经准直后进入干涉分光系统，动镜式傅里叶变换光谱仪将入射的大气红外辐射按光程差进行相位调制，产生时域红外干涉信号。从干涉分光系统输出的干涉信号经分色片分离后即可得到长波和中波红外干涉图<sup>[6]</sup>。对得到的辐射光谱特性进行反演，获取温度和湿度的垂直分布廓线，通过对光谱精细结构进行测量，可分析大气的精细光谱信息。

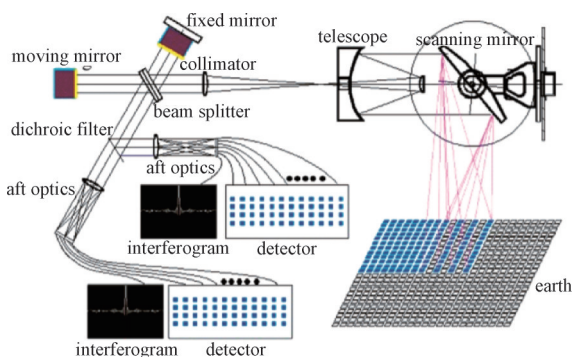


图1 GIIRS探测原理图

Fig. 1 Schematic diagram of GIIRS

干涉式大气垂直探测仪采用二维扫描镜加离轴主望远镜收集大气能量，通过面阵探测器和动镜式傅里叶干涉仪进行探测。扫描系统在东西和南北两个方向上作步进-驻留扫描，在两个方向上均可控制扫描区域的大小和位置。图2给出了区域探测示例。二维扫描镜把地球的大气辐射折向望远镜主镜，主光学系统收集目标的辐射，经准直后通过分色片将入射辐射分成两路，透射一路至可见光波段，反射一路至红外波段。可见光波段辐射成像于面阵探测器上，红外波段辐射进入干涉仪<sup>[7]</sup>。

以FY-4A卫星为例，探测仪的一次驻留观测覆盖地面区域约648 km×112 km(南北测距×东西测距)，东西方向相邻列之间有16 km间隔。其观测模式设计非常灵活，可以通过一个大步接一个小步的东西步进方式实现无缝覆盖，或实施大步东西步进以提高区域观测的时间分辨率。探测仪可见光与红外波段的空间分辨率分别为2 km和16 km，主要性能指标见表1<sup>[1]</sup>。

考虑到对地探测的需求及高精度定位、在轨定标的需要，探测仪共设计了多种工作模式，可分为对地探测类、定位类与定标类共3个类别。

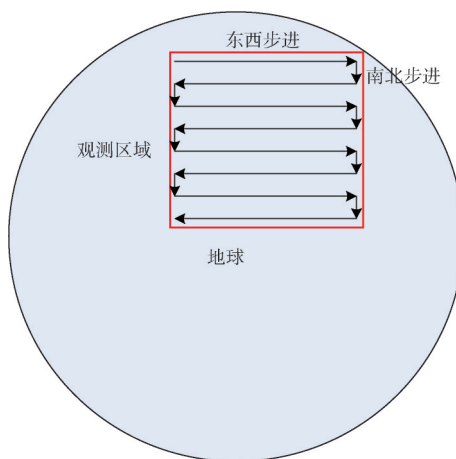


图2 探测仪对地探测示意图

Fig. 2 Schematic diagram of ground detection by GIIRS

表1 FY-4A干涉式大气垂直探测仪主要性能指标

Table 1 Main performance indexes of FY-4A GIIRS

参数项	指标
光谱参数	长波: 700 ~ 1 130 $\text{cm}^{-1}$
	短/中波: 1 650 ~ 2 250 $\text{cm}^{-1}$
	可见光: 0.55~0.75 $\mu\text{m}$
光谱分辨率( $\text{cm}^{-1}$ )	中小尺度探测: 长波 0.8; 中波 1.6
	区域探测: 长波 1.6; 中波 3.2
灵敏度 ( $\text{mW}/\text{m}^2 \text{sr cm}^{-1}$ )	中小尺度: 长波 0.5 ~ 1.1; 中波: 0.1 ~ 0.14
信噪比	区域(大步): 长波 0.5 ~ 1.1; 中波: 0.1 ~ 0.14
空间分辨率	可见光波段: $S/N \geq 200 (\rho = 100\%)$
时间分辨率	星下点: 16 km(红外); 2 km(可见光)
探测区域	中国区: 优于2小时 灵活可变

① 对地探测类工作模式主要包括：全圆盘探测，在 $19^\circ\text{EW} \times 19^\circ\text{NS}$ 观测范围内，完成对整个地球圆盘的探测；区域探测，首先进行东西探测，探测一行结束后，南北步进至下一行继续东西探测，依此规律循环，完成对指定区域的探测。

② 定位类工作模式主要包括：恒星敏感，在指定观域内，指向指定恒星的位置，开展驻留探测；地标探测，扫描与步进规律同区域探测，完成对指定地标区域的探测；月球探测的扫描与步进规律同区域探测，完成对月球的探测；地基激光辅助定位，扫描与步进规律可单独设计，以指定步骤完成对地基激光站区域的探测。

③ 定标类工作模式主要包括：黑体定标，通过旋转南北扫描轴，驻留观测位于扫描镜背面的黑体，实现黑体定标；冷空定标，根据不同探测模式的要求，在规定的时间内指向冷空进行

观测, 实现冷空间定标; 光谱定标, 指向特定区域, 利用晴朗大气实现在轨光谱定标。

其中, 探测仪定位是指确定每一个探元所对应的地理位置(经纬度)与几何类辅助信息, 是产品开发和资料定量化应用的基础。探测仪定位系统需要对探测仪的全圆盘探测、区域探测和月球探测等模式下的观测数据完成定位计算。定位与精度检验过程中需要的重要参数来自于对恒星敏感、地标探测和地基激光辅助定位等数据的处理。

风云四号卫星和地面系统依据精确的任务时间表进行调度处理和任务执行, 每个仪器均有独立设计的任务时间表。常规情况下, 探测仪每天的任务安排以两小时为一周期, 循环执行区域观测、恒星敏感、冷空定标和黑体定标任务, 在此过程中完成对地探测任务, 并获取必要的定位和定标数据。

## 2 星地一体化定位算法

遥感数据对应的地理位置(经纬度)的精度是影响卫星遥感数据定量化应用的关键指标。定位即要精确计算每个探元所对应的地理位置。如果卫星在理想轨道上运行, 卫星姿态误差为零, 且仪器的光轴指向不受其他干扰影响, 则遥感仪器获得的数据就是标称的。FY-4 气象卫星是我国新一代静止轨道气象卫星, 姿态控制技术由第一代静止轨道气象卫星 FY-2 使用的自旋稳定改为三轴稳定, 星上有效载荷的各种运动部件所产生的干扰力矩、太阳帆板步进以及挠性部件振动等扰动因素对三轴稳定卫星的姿态影响较大。仅仅依靠姿控系统, 难以维持有效载荷光轴的稳定性; 而静止轨道卫星与星下点的距离约 35 786 km, 星上有效载荷对地球的扫描指向偏差  $0.0016^\circ$ , 对应在地面上就将产生 1 km 空间偏差。因此需要进行严格的定位计算, 对各种干扰源进行补偿, 保证有效载荷光轴的稳定性和指向精度。这与自旋稳定气象卫星 FY-2 与极轨气象卫星 FY-3 的图像定位<sup>[18-20]</sup>都有着极大的不同。

对于大气垂直探测仪而言, 对高精度定位的需要更加突出。为了满足静止轨道高光谱红外大气探测的精度要求, 探测仪需要对指定区域的目标进行驻留观测以获取足够的信噪比。驻留观测期间, 因为受到卫星轨道、姿态、仪器指向和热形变等因素的影响, 探测仪的光轴指向无法固定

不变。三轴稳定卫星的某个方向在某段时间内一直对着太阳, 因此三轴稳定卫星面临的温度梯度问题更为严重, 热形变带来的影响更大<sup>[21]</sup>。探测仪光轴指向的误差就是“驻留”控制误差。探测仪对同一目标进行驻留观测期间的定位偏差需要比空间分辨率小一个量级, 即控制在 1/10 空间分辨率以内, 以保证对大气温湿廓线的高精度探测。根据 FY-4A 探测仪的设计, 需要在 20.8 s 内保证探测仪光轴的指向变化不超出空间分辨率的 1/10(目标的空间分辨率为 16 km), 即不超过  $44.8 \mu\text{rad}$ 。考虑卫星轨道和姿态的影响, 卫星的稳定性指标只能满足最长驻留时间内光轴指向变化约为 1/5 个像元, 无法满足驻留探测的要求, 因此必须进行实时补偿。

为了消除各种干扰源的影响, 经过长期的研究, 确定探测仪星地一体化的数据定位需要进行前馈力矩补偿、姿态运动补偿、轨道运动补偿及热形变补偿。该方案为星地一体化的系统解决方案, 需要卫星平台、姿态控制、有效载荷和地面系统共同完成, 过程非常复杂, 需要地面系统根据卫星的实际测量参数进行各种复杂计算, 并将计算结果上传至卫星, 由卫星上的有效载荷执行。卫星与地面系统协同完成星地一体化定位, 工作流程见图 3。其中最复杂的是热形变补偿技术, 主要用于补偿卫星平台和探测仪内部各扫描镜的热形变所致的探测仪视轴指向变化, 消除热形变对探测数据定位的长周期影响。图 3 中的恒星预报、观测指令生成、仪器在轨实施恒星敏感、恒星质心提取、热形变技术、参数上注、仪器在轨根据补偿角度实施热形变补偿, 即为热形变系数解算与补偿的全过程。其核心是设计利用仪器配置的可见光通道对预报的恒星进行观测, 通过将恒星信息输入热形变模型, 解算获得热形变系数; 卫星根据地面解算后上注的热形变系数, 结合扫描镜转角, 实时计算扫描镜在不同扫描转动位置时所需的扫描角补偿量, 调整扫描镜的光轴指向角度, 在轨实现对热形变的有效补偿。其主要步骤与技术难点分析如下。

### ① 高精度恒星预报与观测指令生成

FY-4 卫星的地面系统根据卫星轨道、卫星姿态和热形变情况, 利用预先构建的高精度导航星库, 对出现在探测仪可观测视场范围内的恒星信息进行预报; 针对可观测的恒星, 综合考虑恒星

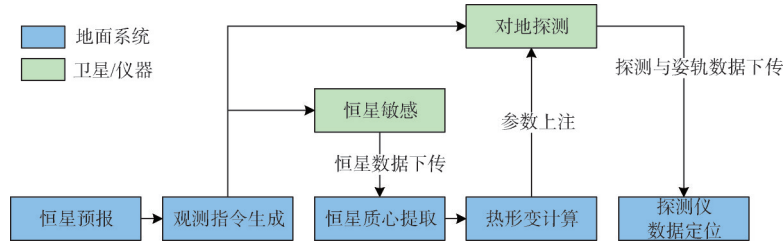


图3 探测仪星地一体化定位流程

Fig. 3 Satellite-ground integrated position process of GIIRS

识别和热形变参数解算等的需求, 制定智能化恒星观测策略<sup>[22]</sup>。同时, 根据探测仪观测区域需求, 结合定标需要及太阳回避情况, 自动制定探测仪的工作策略, 生成探测仪观测指令, 上注卫星。

### ② 探测仪在轨恒星敏感

卫星根据地面上注的观测指令, 控制探测仪的扫描镜在指定时间指向指定位置, 利用可见光通道的焦平面探测器对恒星进行驻留观测。

### ③ 恒星质心提取

地面系统对接收到的恒星观测数据进行处理, 利用连续帧图像完成高精度恒星质心提取<sup>[23]</sup>, 该精度直接影响等效失配角解算的精度。由于探测仪面阵较大, 可能会同时观测到多颗恒星, 可进一步对提取出的恒星进行恒星识别, 确认恒星信息。

### ④ 热形变模型解算与系数上注

地面系统通过提取出的恒星质心信息, 利用构建的等效失配角解算模型, 解算探测仪失配角<sup>[24]</sup>; 在此基础上进行热形变系数拟合, 将结果信息上注到卫星。

### ⑤ 探测仪对地探测

卫星根据地面上注的热形变信息计算得到需要补偿的角度, 仪器实时补偿对地指向偏差, 控制探测仪扫描镜在东西、南北方向上进行驻留-步进探测, 完成对地扫描, 并把探测数据实时下传地面。

### ⑥ 探测仪数据定位

地面系统根据实时测量的卫星轨道参数和卫星姿态, 对探测仪红外数据和可见光数据进行时空坐标系转换和定位网格计算, 获取每个像元的高精度地理经纬度信息, 并计算天顶角、方位角等定位附属信息。

星地一体化定位中等效失配角解算方法推导

如下。用 $\alpha_0$ 和 $\delta_0$ 分别表示指定时刻的恒星赤经与赤纬, 则恒星视向量可表示为<sup>[25]</sup>

$$\begin{bmatrix} \cos \delta_0 \cos \alpha_0 \\ \cos \delta_0 \sin \alpha_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

仪器视向量可以用指向目标的指向角表征。把视向量从仪器坐标系转换到惯性坐标系, 可以得到

$$T_{\text{ORB2ECI}} T_{\text{SAT2ORB}} T_{\text{INST2SAT}} V_{\text{INST}} = \begin{bmatrix} \cos \delta_0 \cos \alpha_0 \\ \cos \delta_0 \sin \alpha_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中,  $V_{\text{INST}}$ 为仪器坐标系的视向量,  $T_{\text{INST2SAT}}$ 为从仪器坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵,  $T_{\text{SAT2ORB}}$ 为从卫星本体坐标系到轨道坐标系的转换矩阵,  $T_{\text{ORB2ECI}}$ 为从轨道坐标系到惯性坐标系的转换矩阵。由热形变导致的等效失配角可以当做轨道坐标系下的姿态变化。因此假设三个等效失配角 $\xi_r, \xi_p, \xi_{\text{yaw}}$ 分别代表滚动、俯仰和偏航三轴方向的失配。方程(2)变为

$$R_z(-\xi_{\text{yaw}}) R_x(-\xi_r) R_y(-\xi_p) T_{\text{SAT2ORB}} T_{\text{INST2SAT}} V_{\text{INST}} = T_{\text{ORB2ECI}}^{-1} \begin{bmatrix} \cos \delta_0 \cos \alpha_0 \\ \cos \delta_0 \sin \alpha_0 \\ \sin \delta_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

和

$$\begin{bmatrix} 1 & -\xi_{\text{yaw}} & \xi_p \\ \xi_{\text{yaw}} & 1 & -\xi_r \\ -\xi_p & \xi_r & 1 \end{bmatrix} T_{\text{SAT2ORB}} T_{\text{INST2SAT}} V_{\text{INST}} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

变形后可以得到公式(5)和(6), 该式为计算等效失配角的基础。由此可以完成三轴稳定静止轨道卫星的定位计算。

$$\begin{bmatrix} 0 & f_3(\alpha, \beta) & -f_2(\alpha, \beta) \\ -f_3(\alpha, \beta) & 0 & f_1(\alpha, \beta) \\ f_2(\alpha, \beta) & -f_1(\alpha, \beta) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_r \\ \xi_p \\ \xi_{\text{yaw}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x - f_1(\alpha, \beta) \\ u_y - f_2(\alpha, \beta) \\ u_z - f_3(\alpha, \beta) \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} f_1(\alpha, \beta) \\ f_2(\alpha, \beta) \\ f_3(\alpha, \beta) \end{bmatrix} = T_{\text{SAT2ORB}} T_{\text{INST2SAT}} V_{\text{INST}} \quad (6)$$

### 3 探测仪驻留控制精度与定位精度分析

FY-4A 卫星发射后, 为了评价与分析影响探测效果的驻留控制精度, 对探测仪开展了多轮驻留观测试验。试验中, 探测仪对若干个不同地理位置进行驻留观测, 获取了多帧观测数据。各观测位置的情况说明见表 2。图 4 给出了可见光波段

(0.55~0.75 μm) 观测图像。可见光波段为 330×256 大小的面阵, 4 个角上有部分遮挡, 像元分辨率为 2 km, 图中横纵坐标分别表示东西向和南北向的像元数。

表 2 驻留观测位置

Table 2 Resident observation positions

序号	地理位置	天气情况	观测时间(UTC)
1	中国海南	有云	03:15
2	中国台湾	有云	03:20
3	澳大利亚西部	晴空	04:15
4	印度西部	晴空	04:20

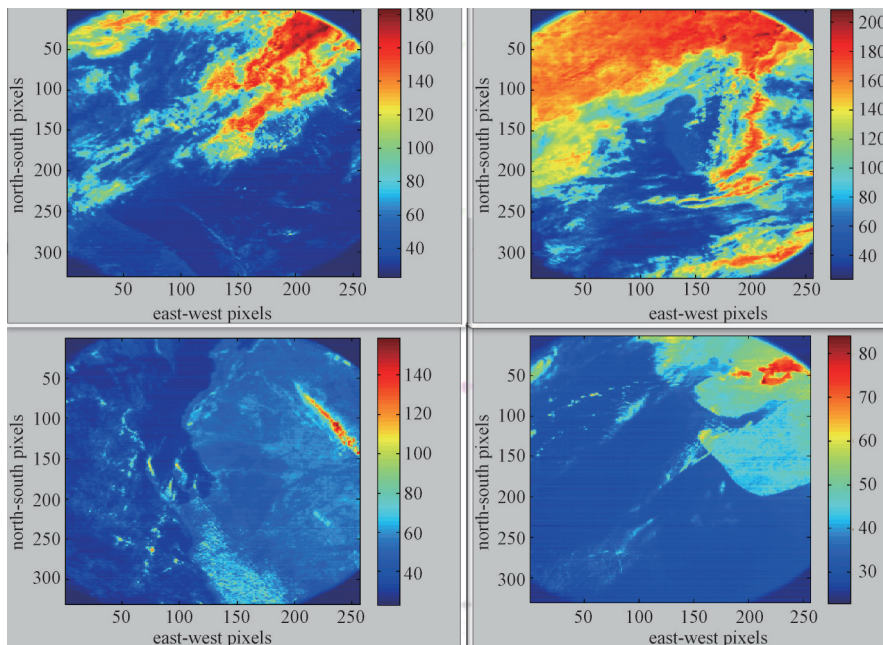


图 4 探测仪可见光通道观测图像(依次为: 中国海南、中国台湾、澳大利亚西部、印度西部)

Fig. 4 Observed images of GIIRS visible channel (in turn: Chinese Hainan, Chinese Taiwan, western Australia and western India)

选择探测仪的不同驻留帧数, 包括反演可能用到的 2 帧、4 帧、8 帧和 16 帧, 对任意连续多帧驻留期间的图像信噪比变化进行分析, 计算结果见表 3。随着驻留帧数增加, 驻留期间的图像信噪

比变化越来越大, 驻留 16 帧的信噪比最大变化量为 0.9%。因驻留时间较短, 驻留期间所受光照的影响及云的影响等可忽略不计, 图像信噪比的变化揭示了探测仪的实际光轴指向是在变化的。

表 3 驻留观测期间的信噪比变化

Table 3 Signal-to-noise ratio change during the resident observation

序号	地理位置	驻留 2 帧的最大变化	驻留 4 帧的最大变化	驻留 8 帧的最大变化	驻留 16 帧的最大变化
1	中国海南	0.11%	0.11%	0.11%	0.13%
2	中国台湾	0.08%	0.08%	0.09%	0.11%
3	澳大利亚西部	0.40%	0.46%	0.51%	0.59%
4	印度西部	0.47%	0.59%	0.67%	0.90%

根据卫星下传的轨道、姿态和遥感仪器科学源包等数据, 对探测仪任意连续多帧驻留期间的

每一帧数据进行定位计算, 分别对驻留 2 帧、4 帧、8 帧和 16 帧的定位结果进行分析, 计算得到经纬度

的最大变化。以16帧为例,计算两两之间的经纬度差异,取绝对值的最大者作为驻留16帧的最大变化。对探测仪的可见光波段和红外波段定位结果分别进行了计算,结果见表4~表7。可以看出,随着驻留帧数增加,驻留期间的可见光波段和红外波段的经度和纬度变化都越来越大,说明探测

仪实际光轴指向的变化越来越大。通过星地一体化定位处理,包括星上补偿与地面定位计算,驻留16帧的可见光波段经纬度最大变化为 $0.0097^\circ$ ,对应为0.4408个像元;驻留16帧的红外波段经纬度最大变化为 $0.0099^\circ$ ,对应为0.0729个像元,满足驻留期间指向抖动不超过1/10个红外像元的要求。

表4 驻留观测期间的可见光波段经纬度变化

Table 4 Latitude and longitude variation of visible band during resident observation

单位:度

序号	地理位置	驻留2帧的 最大变化		驻留4帧的 最大变化		驻留8帧的 最大变化		驻留16帧的 最大变化	
		纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度
1	中国海南	0.0016	0.0016	0.0024	0.0025	0.0036	0.0033	0.0059	0.0058
2	中国台湾	0.0017	0.0020	0.0030	0.0032	0.0055	0.0035	0.0097	0.0049
3	澳大利亚西部	0.0017	0.0018	0.0022	0.0024	0.0039	0.0029	0.0057	0.0041
4	印度西部	0.0025	0.0030	0.0025	0.0030	0.0042	0.0036	0.0059	0.0053

表5 驻留观测期间可见光波段像元的最大变化量

Table 5 Maximum variation of pixels in visible band during resident observation

单位:像元

序号	地理位置	驻留2帧的 最大变化		驻留4帧的 最大变化		驻留8帧的 最大变化		驻留16帧的 最大变化	
		纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度
1	中国海南	0.0770	0.0774	0.1157	0.1186	0.1744	0.1579	0.2904	0.2769
2	中国台湾	0.0769	0.0832	0.1360	0.1277	0.2497	0.1435	0.4408	0.1864
3	澳大利亚西部	0.0758	0.0786	0.0955	0.1021	0.1723	0.1213	0.2476	0.1725
4	印度西部	0.1142	0.1047	0.1148	0.1096	0.1889	0.1338	0.2698	0.1803

表6 驻留观测期间的红外波段经纬度变化

Table 6 Latitude and longitude variation of infrared band during resident observation

单位:度

序号	地理位置	驻留2帧的 最大变化		驻留4帧的 最大变化		驻留8帧的 最大变化		驻留16帧的 最大变化	
		纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度
1	中国海南	0.0020	0.0016	0.0027	0.0025	0.0039	0.0029	0.0058	0.0049
2	中国台湾	0.0021	0.0019	0.0029	0.0021	0.0054	0.0038	0.0099	0.0052
3	澳大利亚西部	0.0026	0.0015	0.0026	0.0022	0.0035	0.0030	0.0052	0.0039
4	印度西部	0.0024	0.0028	0.0029	0.0031	0.0045	0.0037	0.0066	0.0052

风云四号卫星地面系统基于补偿后的地标观测数据、实时测量的卫星轨道参数和卫星姿态完成可见光及红外通道数据定位,利用地标模板库,对探测仪地标观测图像进行地标匹配,获得实时的探测仪定位偏差。业务稳定运行后,持续开展

长时间序列定位精度监测。图5给出了2021年全年的探测仪定位精度检验结果,其中南北向平均定位偏差0.46个红外像元,东西向平均定位偏差0.25个红外像元。

表 7 驻留观测期间红外波段像元的最大变化量

Table 7 Maximum variation of pixels in infrared band during resident observation

单位: 像元

序号	地理位置	驻留 2 帧的 最大变化		驻留 4 帧的 最大变化		驻留 8 帧的 最大变化		驻留 16 帧的 最大变化	
		纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度	纬度	经度
1	中国海南	0.015 4	0.009 7	0.021 5	0.015 0	0.030 6	0.017 5	0.045 9	0.030 2
2	中国台湾	0.015 2	0.009 9	0.021 5	0.011 2	0.039 9	0.020 3	0.072 9	0.026 5
3	澳大利亚西部	0.018 4	0.008 2	0.018 4	0.012 3	0.024 5	0.016 1	0.036 9	0.021 2
4	印度西部	0.018 1	0.013 1	0.021 2	0.014 2	0.033 3	0.017 2	0.048 7	0.024 3

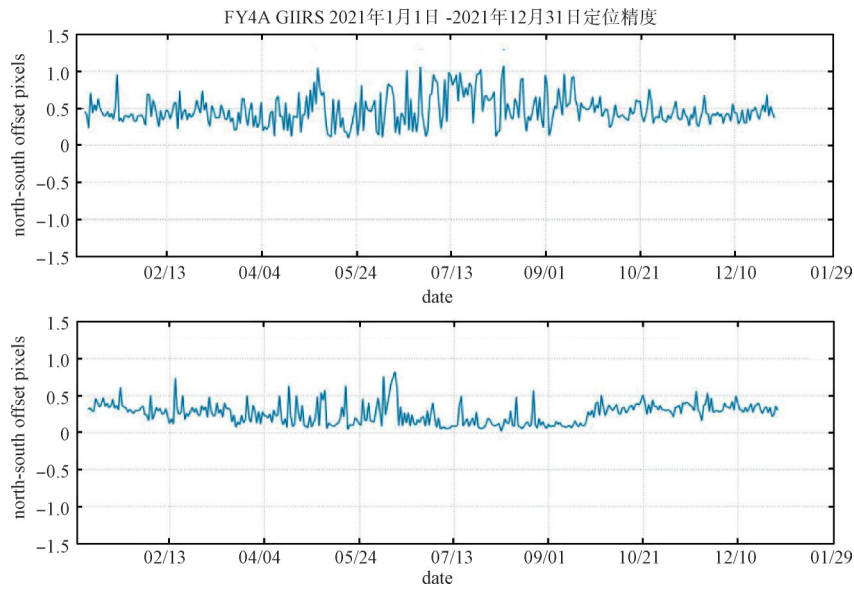


图 5 探测仪定位精度统计图

Fig.5 Statistical chart of position accuracy of GIIRS

### 4 结束语

FY-4 静止轨道气象卫星探测仪星地一体化定位处理是仪器定标、产品开发及开展量化应用的基础, 观测数据的定位精度直接影响产品生成和应用服务, 是 FY-4 卫星地面应用系统工程观测数据应用服务的基础。探测仪需要对目标进行驻留观测, 驻留观测的偏差期望小于 1/10 目标空间分辨率, 以保证探测精度。驻留探测需求来自于探测仪这类探测仪器的工作机理, 在高光谱探测过程中, 尤其是在静止轨道上实施驻留探测, 使驻留探测的目标保持高精度稳定是探测的关键。所提出的星地一体化定标方法, 其核心是探测仪的热形变参数解算与补偿技术, 是保持探测仪在轨指向精度的有效方法, 也是确保驻留探测精度的不可或缺的技术手段; 若不实施星地一体化定位, 则探测仪的指向不准确且不稳定, 会直接影

响探测精度, 进而影响探测数据的定量应用。高精度的星地一体化定位需要卫星平台、姿态控制、有效载荷和地面系统共同完成。基于该核心技术建成了稳定可用的定位系统, 在 FY-4 卫星发射后发挥了重要作用。通过对探测仪驻留观测期间定位结果的分析, 驻留 16 帧的可见光波段经纬度最大变化为 0.009 7°, 对应为 0.440 8 个像元; 驻留 16 帧的红外波段经纬度最大变化为 0.009 9°, 对应为 0.072 9 个像元, 满足驻留观测期间指向偏差需要小于 1/10 目标空间分辨率的要求。通过对全年定位精度的分析, 南北向平均定位偏差 0.46 个红外像元, 东西平均定位偏差 0.25 个红外像元, 整体较为稳定, 为探测仪数据的量化应用奠定了良好的基础。

### 参考文献

[1] YANG J, ZHANG Z Q, WEI C Y, et al. Introducing the



- new generation of Chinese geostationary weather satellites, Fengyun-4[J]. *Bulletin of the American Meteorological Society*, 2017, 98(8): 1637-1658.
- [2] 张志清,董瑶海,丁雷,等.我国首颗第二代静止气象卫星风云-4升空[J].*国际太空*,2016(12):6-12.  
ZHANG Z Q, DONG Y H, DING L, et al. China's first second-generation FY-4 meteorological satellite launched [J]. *Space International*, 2016(12): 6-12.
- [3] 杨军,许健民,董超华.风云气象卫星40年:国际背景下的发展足迹[J].*气象科技进展*,2011,1(1):6-13.  
YANG J, XU J M, DONG C H. 40th anniversary of Fengyun meteorological satellites: Evolution in view of the international development[J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2011, 1(1): 6-13.
- [4] 张如意,李卿,董瑶海,等.静止轨道气象卫星观测系统发展设想[J].*上海航天*,2012,29(5):7-13.  
ZHANG R Y, LI Q, DONG Y H, et al. Development plan of geostationary meteorological satellite observation system[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(5): 7-13.
- [5] 李卿.中国气象卫星技术成就与展望(上)[J].*中国航天*,2008(6):8-12.  
LI Q. Achievement and forecast of meteorological satellite technology in China (I)[J]. *Aerospace China*, 2008(6): 8-12.
- [6] 李卿.中国气象卫星技术成就与展望(下)[J].*中国航天*,2008,7:3-7.  
LI Q. Achievement and forecast of meteorological satellite technology in China (I)[J]. *Aerospace China*, 2008, 7: 3-7.
- [7] 杨军.我国"风云"气象卫星及其应用的回顾与展望[J].*航天器工程*,2008,17(3):23-28.  
YANG J. Development and applications of China's Fengyun(FY) meteorological satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2008, 17(3): 23-28.
- [8] 王介康.气象卫星的发展概述及风云二号气象卫星[C]//第二届长三角科技论坛——空间技术应用与长三角经济发展专题论坛,2005.
- [9] 张鹏,郭强,陈博洋,等.我国风云四号气象卫星与日本 Himawari-8-9 卫星比较分析[J].*气象科技进展*,2016,6(1):72-75.  
ZHANG P, GUO Q, CHEN B Y, et al. The Chinese next-generation geostationary meteorological satellite FY-4 compared with the Japanese Himawari-8/9 satellites[J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2016, 6(1): 72-75.
- [10] WANG S F, LU F, FENG Y T. An investigation of the Fengyun-4A/B GIIRS performance on temperature and humidity retrievals[J]. *Atmosphere*, 2022, 13(11): 1830.
- [11] CAI X, BAO Y S, PETROPOULOS G P, et al. Temperature and humidity profile retrieval from FY4-GIIRS hyperspectral data using artificial neural networks[J]. *Remote Sensing*, 2020, 12(11): 1872.
- [12] YIN R Y, HAN W, GAO Z Q, et al. Impact of high temporal resolution FY-4A Geostationary Interferometric Infrared Sounder (GIIRS) radiance measurements on typhoon forecasts: Maria (2018) case with GRAPES global 4D-var assimilation system[J]. *Geophysical Research Letters*, 2021, 48(15): e2021GL093672.
- [13] SCHMETZ J. Good things need time: Progress with the first hyperspectral sounder in geostationary orbit[J]. *Geophysical Research Letters*, 2021, 48(21): e2021GL096207.
- [14] CLARISSE L, DAMME M V, HURTMANS D, et al. The diel cycle of NH<sub>3</sub> observed from the FY-4A Geostationary Interferometric Infrared Sounder (GIIRS) [J]. *Geophysical Research Letters*, 2021, 48(14): e2021GL093010.
- [15] HUA J W, WANG Z H, DUAN J, et al. Review of geostationary interferometric infrared sounder[J]. *Chinese Optics Letters*, 2018, 16(11): 111203.
- [16] 冯绚,李利兵,陈博洋,等.风云四号A星干涉式大气垂直探测仪在轨定标及性能评价[J].*红外与毫米波学报*,2019,38(5):648-654.  
FENG X, LI L B, CHEN B Y, et al. Post-launch calibration and validation of the Geostationary Interferometric Infrared Sounder (GIIRS) on FY-4A[J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2019, 38(5): 648-654.
- [17] 董瑶海.风云四号气象卫星及其应用展望[J].*上海航天*,2016,33(2):1-8.  
DONG Y H. FY-4 meteorological satellite and its application prospect[J]. *Aerospace Shanghai*, 2016, 33(2): 1-8.
- [18] 许健民. FY-2 气象卫星的数据处理[J].*上海航天*,2005,22(z1):82-86.  
XU J M. Data processing for FY-2 meteorological satellite[J]. *Aerospace Shanghai*, 2005, 22(z1): 82-86.
- [19] 关敏,吴荣华. FY-3A 中分辨率光谱成像仪图像地理定位方法[J].*应用气象学报*,2012,23(5):534-542.  
GUAN M, WU R H. Geolocation approach for FY-3A MERSI remote sensing image[J]. *Journal of Applied Meteorological Science*, 2012, 23(5): 534-542.
- [20] 杨忠东,关敏.风云卫星遥感数据高精度地理定位软件系统开发研究[J].*遥感学报*,2008,12(2):312-321.  
YANG Z D, GUAN M. Research on precise geolocation model and method using satellite remote sensing[J]. *Na-*

- tional Remote Sensing Bulletin, 2008, 12(2): 312-321.
- [21] 汪超. 基于图像导航与配准的载荷模拟器的设计与实现[D]. 北京:中国科学院大学, 2015.  
WANG C. The design and implementation of the payload simulator for image navigation and registration[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2015.
- [22] SHANG J, YANG L, HUANG P, et al. Instrument observation strategy for a new generation of three-axis-stabilized geostationary meteorological satellites from China[J]. Geoscience Instrumentation Methods and Data Systems, 2019, 8: 161-175.
- [23] ZHANG H P, SU Y, YANG L, et al. Star detection and accurate centroiding for the geosynchronous interferometric infrared sounder of Fengyun-4A[J]. IEEE Access, 2019, 7(1): 18510-18520.
- [24] 沈毅力, 吕旺, 于永江, 等. 用于图像定位与配准的扫描辐射计扫描镜热变形模型研究[J]. 上海航天, 2014, 31(2): 26-29.  
SHEN Y L, LYU W, YU Y J, et al. Research of imager scan mirrors thermal distortion model for image navigation and registration. Aerospace Shanghai, 2014, 31(2): 26-29.
- [25] SHANG J, LIU C B, YANG L, et al. Misalignment angle calculation accuracy analysis of three-axis stabilized geostationary satellite[J]. Journal of Geoscience and Environment Protection, 2017.

## [作者简介]

- 商 建 1983年生, 博士, 正高级工程师。  
刘成保 1985年生, 博士, 高级工程师。  
杨 磊 1978年生, 博士, 正高级工程师。  
黄 攀 1987年生, 硕士, 高级工程师。  
王 静 1986年生, 博士, 高级工程师。  
张志清 1963年生, 学士, 正高级工程师。  
王田野 1991年生, 硕士, 高级工程师。  
韩昌佩 1979年生, 博士, 研究员, 博士生导师。  
曹 贇 1995年生, 博士, 高级工程师。  
王嘉琛 1992年生, 博士, 高级工程师。  
耿 同 1994年生, 硕士, 工程师。

(本文编辑: 潘三英)

(英文编辑: 赵尹默)