

文章编号 1004-924X(2014)09-2483-08

星载太阳辐射监测仪的高精度太阳跟踪

杨东军, 方 伟*, 叶 新, 宋宝奇

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要: 由于 FY-3(01) 星和 FY-3(02) 星宽视场扫描式太阳辐射监测仪 (SIM) 测量时间短、精度低, 本文利用 FY-3(03) 星 SIM 实现了太阳的高精度跟踪测量。首先, 分析了 SIM 太阳跟踪精度指标、跟踪转动范围, 测试并确定了数字太阳敏感器 (DSS) 的视场范围、频率、分辨率, 标定了 DSS 在轨像面辐照度。为消除跟踪抖动现象, 分析测试了控制时间间隔和跟踪精度的关系, 确定了理想控制时间间隔为 500 ms。外场和在轨实验结果表明, SIM 太阳跟踪精度优于 $\pm 0.1^\circ$, 俯仰在轨跟踪精度为 0.029° , 偏航在轨跟踪精度为 0.025° , 原始太阳总辐照度 (TSI) 值为 $1\,353.1\text{ W/m}^2$ 。另外, DSS 太阳指向精确, 跟踪控制可靠, 大幅增加了 TSI 监测时间。FY-3(03) 星 SIM 在太阳同步轨道卫星上实现了 TSI 的太阳跟踪测量, 跟踪精度是国际空间站 (ISS) 同类载荷 CPD 跟踪精度的 10 倍。

关键词: 太阳辐射监测仪; 数字太阳敏感器; 太阳跟踪; 太阳同步轨道; 太阳总辐照度

中图分类号: P182.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20142209.2483

High precision sun-tracking of spaceborne solar irradiance monitor

YANG Dong-jun, FANG Wei*, YE Xin, SONG Bao-qi

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: Fangwei@ciomp.ac.cn

Abstract: As wide-field scanning solar irradiance monitors (SIMs) on the FY-3(01) satellite and FY-3(02) satellite have short measuring time and low accuracy, the high precision sun-tracking measurement of the SIM on the FY-3(03) satellite was explored. Firstly, the sun-tracking accuracy and the rotation angle of the SIM were analyzed, the field of view, frequency and the resolution of the Digital Sun Sensor (DSS) were tested and determined, and the on-orbit image irradiance of the DSS was calibrated. In order to eliminate the jitter tracking, the relationship between the control interval and the tracking accuracy was analyzed, and the ideal control interval was determined to be 500 ms. The experiment on ground and on-orbit show that the sun-tracking accuracy of SIM is better than $\pm 0.1^\circ$, the pitch on-orbit tracking accuracy, yaw on-orbit tracking accuracy are 0.029° and 0.025° , respectively, and the original TSI value measured successfully by the SIM is $1\,353.1\text{ W/m}^2$. Moreover, the DSS shows an accurate sun pointing and reliable sun-tracking control, by which the measurement time of TSI is increased significantly. The experiment shows that the SIM on the FY-3(03) satellite implements the sun-tracking measurement on the sun synchronous satellite, and the tracking accuracy is about 10 times that of the similar payload CPD on International Space Station (ISS).

收稿日期: 2014-03-05; 修订日期: 2014-04-02.

基金项目: 科学仪器基础研究专项基金资助项目 (No. 41227003); 国家自然科学基金资助项目 (No. 61077080)

Key words: solar irradiance monitor; digital sun sensor; sun-tracking; sun synchronous orbit; total solar irradiance

1 引言

太阳辐射是地球的重要外部能源,其微小变化即会影响地球的辐射收支和平衡温度,导致全球范围内能量、水、碳和氮循环过程出现变动,从而引起地球环境和气候的变化。我国风云三号 FY-3(01)星和 FY-3(02)星太阳辐射监测仪(Solar Irradiance Monitor, SIM)以宽视场太阳扫描方式连续多年在轨监测太阳总辐照度(TSI)变化,为环境气象预报和气候变化分析提供了重要数据。宽视场扫描 SIM 无需活动部件,可靠性高,但每轨只能测量一次,最大有效测量时间仅为 $6 \text{ min}^{[1-2]}$ 。为获取更高精度和更宽覆盖率 TSI 监测数据, FY-3(03)星 SIM 采用太阳跟踪方式进行测量,该方式的 SIM 视场小,杂散光小,精度高,观测时间长。

国际上 TSI 太阳跟踪测量方法主要有整星跟踪、日地拉格朗日 L_1 点定点跟踪和专用机构跟踪。以 PICARD/SOVAP 卫星和 SORCE/TIM 卫星为代表的整星跟踪利用卫星姿轨控使卫星始终对准太阳,其跟踪精度优于 $100''$,适用于小型太阳观测专用卫星;以 SOHO/VIRGO 卫星为代表的定点跟踪,利用 L_1 点太阳和地球引力场相互抵消的特点,卫星发射后使其锁定在 L_1 点,并始终对准太阳,该方法用于轨道调整和保持所需的能量少,寿命和太阳观测时间长;以国际空间站 ISS/CPD 为代表的专用机构跟踪利用太阳敏感器提供精确的太阳指向信息,驱动专用二维跟踪机构实现太阳跟踪。CPD 的跟踪精度为 $\pm 1^\circ$,两轴旋转范围分别为 $\pm 40^\circ$ 和 $\pm 25^\circ$,太阳有效观测时间为 15 min 。ISS/CPD 先后出现了太阳敏感器故障、跟踪故障、电源故障,仅完成了 1 个月的 TSI 有效测量,运行时间为 8 个月,也远低于 1.5 年的设计寿命^[3-5]。

SIM 是我国唯一空间观测 TSI 的载荷,搭载的 FY-3 卫星是我国最大的太阳同步轨道综合气象卫星,不具备整星跟踪和定点跟踪条件,要实现 FY-3 星上太阳跟踪测量,只能采用专用机构跟踪方式。

本文借鉴 ISS/CPD 的经验教训,分析了 SIM 的跟踪精度和转动范围,选择了合理的数字太阳

敏感器(DSS),并测试了 DSS 指标,确定了跟踪控制时间间隔。经过实际在轨测试,实现了 SIM 太阳跟踪测量。

2 SIM 系统构成及其主要参数

2.1 SIM 系统构成

FY-3(03)星 SIM 结构如图 1 所示,它主要由辐射计和二维转动机构组成,其中二维转动机构包括电机、太阳指向设备、支架等。SIM 利用太阳指向设备提供的太阳指向信息驱动俯仰和偏航两个方向电机转动,最终使辐射计探测通道始终对准太阳。

SIM 结构安装在卫星飞行面,其滚动轴 X_m 指向卫星+X 飞行方向,俯仰轴 Y_m 指向卫星+Y 轴方向,偏航轴 Z_m 指向卫星+Z 轴方向。SIM 俯仰角定义如下:在卫星本体坐标系 XOZ 平面内,辐射计锥腔中心线与卫星+Z 方向平行时为 0° ,与卫星+X 方向平行时为 90° ,与卫星-Z 方向平行时为 180° 。SIM 偏航角定义如下:在卫星 XOY 平面内,辐射计锥腔中心线与卫星+X 方向平行时为 0° ,与卫星+Y 方向平行时为 90° ,与卫星-Y 方向平行时为 -90° 。

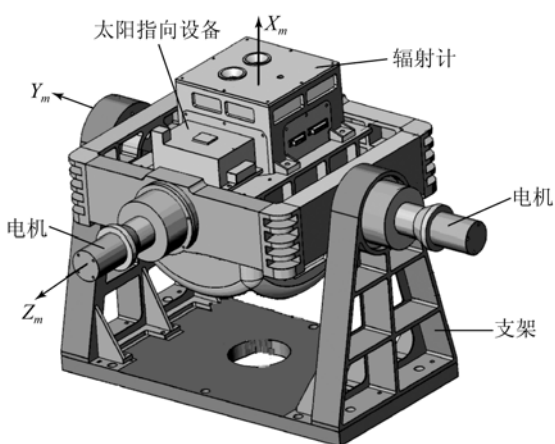


图 1 SIM 结构简图

Fig. 1 Structure of SIM

2.2 太阳跟踪精度

辐射计采用绝对式测量,以入射光和电功率加热交替定标的方式测量光辐照度的绝对量值。

SIM 在轨测量时,辐射计入射光功率 P 除以主光阑面积 A 即为测量的光辐照度 $E=P/A$,其中: P 为一个太阳常数的加热功率; A 为主光阑面积^[6-7]。太阳光以偏差角度 θ 入射时,主光阑有效面积为 $A \cdot \cos\theta$,则光辐照度公式为:

$$E=P/(A\cos\theta). \quad (1)$$

θ 的最大偏差即为太阳跟踪允许的最差跟踪精度,上式两边对 θ 求导数:

$$\begin{aligned} \frac{dE}{d\theta} &= \frac{P}{A} \left(-\frac{\sin\theta}{\cos^2\theta} \right) = \\ \frac{EA\cos\theta}{A} \left(\frac{\sin\theta}{\cos^2\theta} \right) &= E\tan\theta. \end{aligned} \quad (2)$$

在 $\theta_0=0$ 附近泰勒公式展开 $f(\theta)=\tan\theta$:

$$\begin{aligned} f(\theta) &= \sec\theta_0 \Delta\theta + \left(\frac{2\sin\theta_0}{\cos^3\theta_0} \right) \Delta\theta^2 + \\ &\left(18\tan\theta_0 + \frac{2}{\cos\theta_0} \right) \Delta\theta^3 + \dots = \\ &\Delta\theta + 2\Delta\theta^3 + \dots \end{aligned} \quad (3)$$

其中: $\Delta\theta=\theta-\theta_0$ 是 $f(\theta)$ 在 $\theta_0=0$ 附近的偏差。

SIM 允许的角度偏差 $\Delta\theta$ 很小,忽略公式(3)的高次项,式(2)转换为:

$$dE/E=\Delta\theta d\theta. \quad (4)$$

SIM 在轨长期测量的稳定度指标为 0.02%,因此 TSI 微小变化 dE 相对于辐照度观测值 E 的变化 $dE/E=0.02\%$ 。入射角度的微小变化 $d\theta$ 和相对 0° 入射角的偏差 $\Delta\theta$ 近似相等,则由公式(4)得到:

$$\Delta\theta d\theta=\Delta\theta^2=0.0002. \quad (5)$$

计算跟踪测量理论的最差跟踪精度 $\Delta\theta=0.81^\circ$ 。辐射计实际在轨运行过程中,杂散光、光阑面积等其他因素同样会影响 SIM 测量的长期稳定度,因此入射角变化对辐射计稳定度的影响小于 0.02%,即 $\Delta\theta<0.81^\circ$ 。为保证 SIM 跟踪测量精确性和可靠性,选择 $\Delta\theta=0.1^\circ$,即 SIM 跟踪精度指标为 $\pm 0.1^\circ$ 。

2.3 跟踪转动范围

SIM 在轨跟踪测量要求测量时间长,且要覆盖所有轨道。上述要求由二维转动机构的两轴转动角度范围决定,而两轴转动角度与卫星轨道特点密切相关。FY-3(03)太阳同步轨道卫星的轨道高度为 831 km,轨道倾角为 98° ,降交点地方时为 10:00~10:20。卫星轨道不同降交点地方时的 β 角(太阳光与卫星轨道 XOZ 面夹角)一年内的变化规律如图 2 所示,不同降交点地方时 β 角变化为 $17^\circ\sim 37^\circ$,单轨 β 角基本不变。

卫星运行过程中太阳光、卫星和轨道面的关系如图 3 所示。太阳光与轨道面夹角 β 和偏航角 P_h 的绝对值相等,由偏航角的定义知 P_h 角为负值,即 $P_h=-\beta$,由 β 角的范围确定偏航方向的转动角度为 $-37^\circ\sim -17^\circ$,且偏航角 P_h 每轨基本不变。

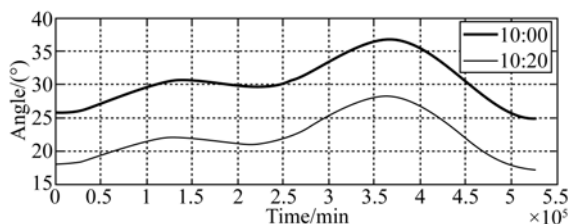


图2 卫星 β 角变化情况

Fig. 2 Changes of β of satellite

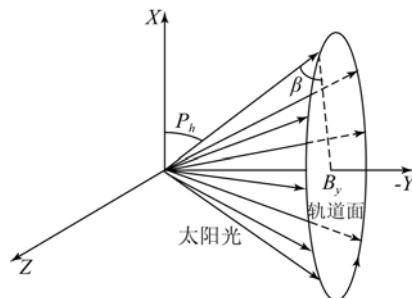


图3 偏航角与 β 角的关系

Fig. 3 Relationship between yaw angle and β angle

由于 SIM 的俯仰角度越大,二维转动机构的尺寸就越大,重心越高,机械可靠性越低,并遮挡其它载荷视场。综合考虑 SIM 的星上安装位置和结构尺寸的要求,最终选择俯仰角为 $80^\circ\sim 140^\circ$ 。

每轨跟踪太阳时,偏航角基本不变,SIM 有效观测太阳时间取决于俯仰转动角度,由于卫星轨道周期为 101.64 min,因此 SIM 的有效测量时间为 $(140^\circ-80^\circ)/360^\circ \times 101.64 \approx 17$ min,远大于宽视场扫描式 SIM 的有效测量时间(6 min),大幅提高了 TSI 监测的覆盖率。

3 太阳指向获取

高精度、高可靠的太阳指向信息是实现 SIM 高精度太阳跟踪的关键。由于 ISS/CPD 数字太阳敏感器(DSS)的设计不合理,出现了太阳指向故障,使得 CPD 跟踪行程不断缩短,跟踪精度差,

TSI 测量不准确,最终导致整个任务失败。因此,DSS 参数的合理设计非常重要。由于 DSS 视场会影响太阳的捕获能力,分辨率会影响太阳的跟踪精度,本文结合 FY-3(03)星轨道特点和 SIM 测量特点,选择了视场、频率、分辨率、像面辐照度等各项指标均满足要求的 DSS,以获取太阳指向信息^[8]。

3.1 视场

DSS 视场是指能分辨的最大入射偏差角度。视场越大,监测仪抗卫星抖动、电机空回等干扰能力越强,卫星出阴影后 DSS 越早捕获太阳,从而可保证 DSS 出阴影即持续有角度输出,使太阳跟踪始终受控。视场选择取决于卫星出阴影时刻太阳光入射 DSS 的偏差角度。本文利用太阳同步轨道仿真数据提取了春分、夏至、秋分、冬至时刻卫星出阴影时太阳光分别与卫星本体坐标系 X 、 Y 、 Z 轴的夹角 V_x 、 V_y 和 V_z ;利用投影公式 $F_y = \arctan(V_x/V_z)/\pi \times 180$ 计算俯仰角度 F_y ,结果如表 1 所示。出阴影时刻太阳光位于俯仰角 60° 附近,即太阳光以偏离俯仰零点 80° 位置约 20° 斜射入 DSS。为了每次出阴影后 SIM 能够尽快跟踪上太阳,需要使 DSS 视场覆盖该 20° 偏差,设计 DSS 视场为 $-20^\circ \sim +20^\circ$,该视场同时能覆盖整个偏航跟踪角度 $-37^\circ \sim -17^\circ$ 。

表 1 出阴影时刻俯仰角度

Tab. 1 Pitch angle at the beginning of out-shadow($^\circ$)

	V_x	V_y	V_z	F_y
春分	41.760	118.187	62.208	57.991 9
夏至	37.723	110.486	59.877	57.606
秋分	37.682	115.498	64.279	61.261
冬至	41.417	119.410	63.686	59.412

3.2 DSS 分辨率

DSS 分辨率越高,越能分辨微小的角度变化,指向信息也越精确。本文选择比跟踪精度指标高 10 倍的 0.01° 作为 DSS 最小分辨率,实验测试了不同入射角时 DSS 分辨率变化。实验过程:将偏航方向固定在 0° 附近,利用稳定平行光分别在 -20° 、 -10° 、 0° 、 10° 、 20° 附近以某角度入射 DSS 俯仰方向,DSS 连续测量 1 000 次入射平行光的角度偏差,DSS 数据的输出结果如表 2 所示。

DSS 视场在 $-20^\circ \sim +20^\circ$ 内光以不同角度入射时,DSS 数据输出的最大偏差均小于分辨率指标 0.01° ,均方根偏差均小于 0.003° 。结果表明,入射角度对 DSS 分辨率无影响,可保证跟踪过程中整个 DSS 视场范围内指向数据的可靠性。

表 2 DSS 分辨率

Tab. 2 Resolution of DSS ($^\circ$)

	-20°	-10°	0°	10°	20°
最大偏差	0.005 1	0.005 5	0.005 7	0.005 6	0.005 1
均方根	0.002 2	0.002 5	0.002 6	0.002 7	0.002 1

3.3 传输频率

FY-3(03)星轨道周期为 101.64 min,俯仰方向的跟踪速度约为 $0.06 (^\circ)/s$,DSS 最小分辨率为 0.01° 。为准确获取俯仰角的微小变化,DSS 的数据输出频率要大于 6 Hz。为保证跟踪控制的可靠性,选择 DSS 数据输出频率为 8 Hz,即每 125 ms 输出 1 帧俯仰和偏航角度信息。

3.4 DSS 像面辐照度标定

DSS 工作时太阳光通过小孔在面阵 CCD 上成像,积分计算到达像面的辐照度,像面辐照度过大或过小均会导致 DSS 俯仰和偏航指向角度出现错误^[9]。DSS 入射光强由安装在入射小孔处的滤光片决定。滤光片的选择必须保证在空间环境下,一个太阳常数(约 $1\,367\text{ W/m}^2$)的太阳光入射时,DSS 像面辐照度值源码在 200~255 的设计范围内,否则将导致 DSS 指向错误,SIM 跟踪和测量彻底失败。因此,发射前要通过实验标定空间环境中 DSS 像面的辐照度值。

实验方法:选择晴朗天气进行 SIM 外场跟踪太阳实验,比较不同 TSI 时对应的 DSS 相面辐照度源码值,并通过曲线拟合得到 $1\,367\text{ W/m}^2$ 附近的像面辐照度源码值,实验结果如图 4 所示。由图 4 可知,TSI 增大时,DSS 像面辐照度也相应增大。利用二次插值拟合得到 DSS 像面辐照度源码与 TSI 对应公式如下:

$$S = 0.000\,046\,7I^2 + 0.034\,7I + 105.85, \quad (6)$$

其中: S 为 DSS 的测量源码; I 为 TSI 值。最近 30 年的在轨 TSI 观测数据表明,空间环境下所测得的 TSI 在 $1\,367\text{ W/m}^2$ 附近,且波动小于 1% ^[10],因此推出,空间环境一个太阳常数光强时

的 DSS 像面辐照度为 240 ± 2 , 其值在 DSS 像面辐照度设计范围(200~255)之内。

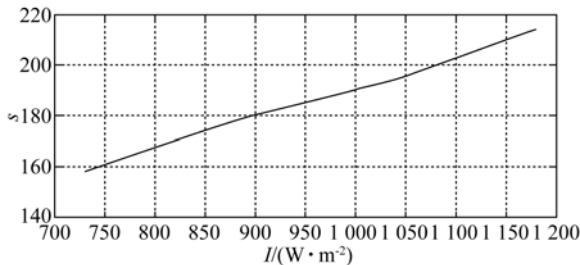


图4 DSS像面辐照度源码与TSI关系

Fig. 4 Relationship between DSS image irradiance code and TSI

3.5 DSS像面辐照度测量稳定度

DSS像面辐照度可作为面阵CCD自身状态和SIM跟踪状态的判断依据。DSS像面辐照度出现异常波动时,通过遥感包信息,可以判断出是因CCD老化而性能衰退,还是因为跟踪故障使DSS偏出视场。因此,发射前要标定DSS像面辐照度稳定度及其合理波动范围。

实验方法:使太阳模拟器输出稳定的平行光垂直入射DSS,调整光功率使DSS输出像面辐照度源码值在240附近,长时间测试的DSS像面辐照度结果如图5所示。由图5可知,像面辐照度S的平均值为240.83,最大偏差为5,均方根为0.85。在轨跟踪时只要DSS像面辐照度的长时间波动幅值不超过5,即认为DSS工作稳定可靠。

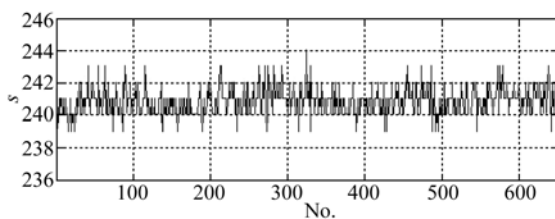


图5 DSS像面辐照度稳定度曲线

Fig. 5 Stability curves for DSS image irradiance

4 闭环跟踪控制

TIM太阳跟踪采用闭环控制,以DSS的输出角度作为系统反馈的跟踪偏差,由跟踪偏差计算电机运行步数,通过FPGA环形分配器和H桥电路分别驱动俯仰和偏航电机向减小角度偏差的方向运动,当两方向DSS指向角度减小到 $\pm 0.1^\circ$ 以

内时,辐射计开启TSI测量。TIM电机步距角为 0.9° ,FPGA输出PWM控制脉冲频率为100 Hz。因此,每秒钟电机输出轴转动 90° ,而电机输出轴连接100:1的减速器后驱动TIM机构每个控制脉冲转动 0.009° 。

控制过程中,DSS每125 ms输出1帧指向信息,收到DSS指向信息后,电机的控制间隔也为125 ms(1帧DSS的指向信息时间),即每2帧完成一次闭环控制。125 ms机构转动角度为 $0.9^\circ \times 0.125 = 0.1125^\circ$,远大于卫星走过的角度 $0.06^\circ \times 0.125 = 0.0075^\circ$,理论上SIM能走完DSS反馈偏差角度,最终跟踪上太阳。

利用上述闭环控制方法进行地面模拟跟踪实验,利用太阳模拟器产生位置固定稳定的平行光,调整二维转动机构,平行光在偏航方向以 0° 入射DSS,俯仰方向以 15° 入射DSS,使SIM跟踪该定点平行光,俯仰逐渐向 0° 运动,跟踪到偏差 0° 附近时,转台开始不断抖动,DSS反馈的抖动幅度达 $\pm 0.2^\circ$,超过了跟踪精度指标 $\pm 0.1^\circ$,如图6所示。

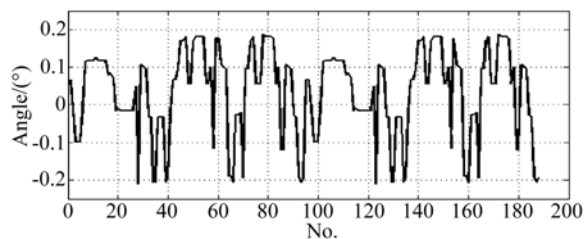


图6 DSS定点跟踪角度输出

Fig. 6 Angle output of DSS pointing tracking

每次的闭环控制电机都从静止起步,受机械惯性和轴承轴系空回的影响,电机在1帧控制时间内不足以完成转动,导致DSS下次信息采集时电机仍在运动,从而使DSS非静止时计算的指向信息不准确,后续闭环控制目标值不确定,最终出现图6的跟踪抖动。为此,实验测试了不同控制时间的电机转动角度情况。试验过程如下:设置俯仰电机转动10步,分别间隔1帧125 ms,2帧250 ms,3帧375 ms和4帧500 ms观测俯仰实际转过角度,并记录理论步进角度(0.09°)与电机轴上编码器实际输出转动角度的差值,结果如图7所示。电机控制间隔时间越长,转动角度与理论步进角度的偏差越小,当间隔4帧500 ms时偏差为 0° 。结果表明,闭环跟踪控制时,DSS每间隔4

帧输出一组角度数据,电机根据角度信息在 4 帧内可走完设定步数,到达指定位置,DSS 下一帧指向角度计算时电机已停止转动,从而保证了 DSS 角度输出的精确性。

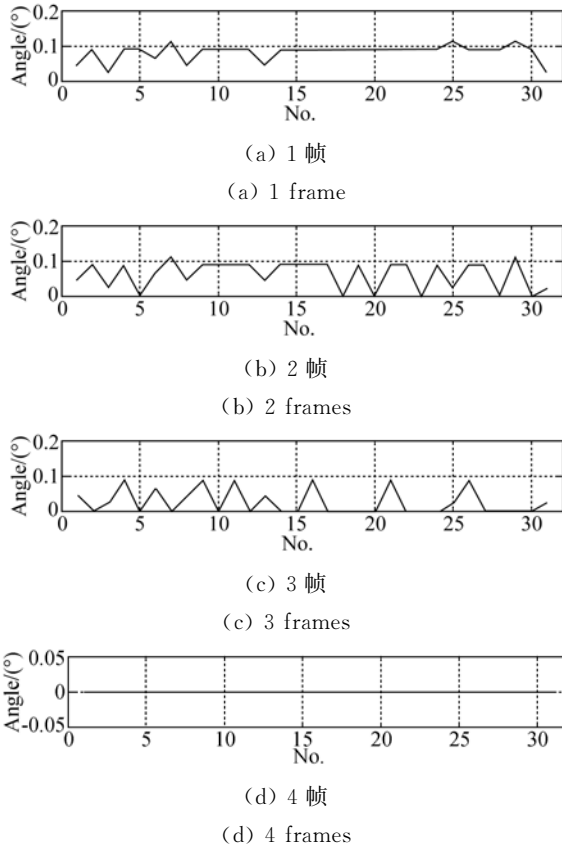


图 7 电机转动偏差

Fig. 7 Motor rotation deviations

为了验证不同控制时间间隔对跟踪精度的影响,DSS 125 ms 输出角度信息后,电机分别间隔 2 帧、3 帧和 4 帧进行图 6 的定点跟踪实验,结果如图 7 所示。由图 7 可知,间隔时间越长,转台抖动越小,越接近目标位置。当间隔时间为 4 帧 500 ms 时,电机到达目标值后不再抖动。图 7(d) 中波动为 DSS 自身数据输出波动,数据偏差为 0.0057° ,与表 2 结果一致。试验表明,SIM 的最佳电机控制时间间隔为 4 帧 500 ms。

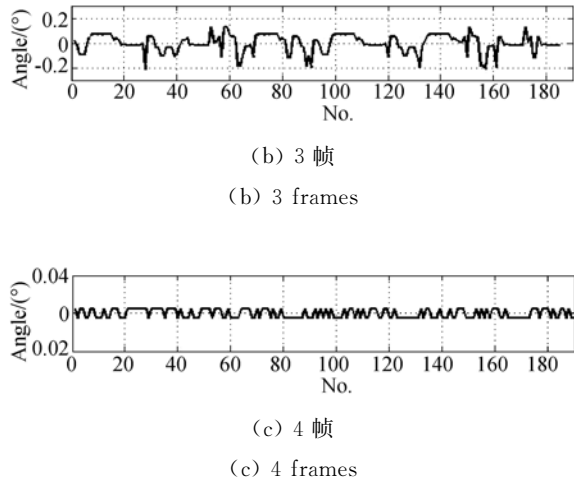
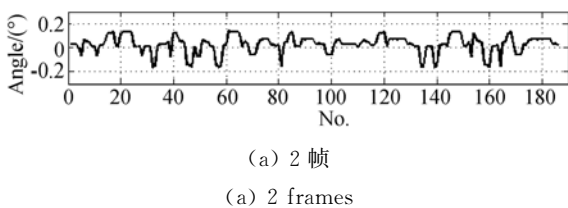


图 8 不同时间间隔跟踪精度

Fig. 8 Tracking accuracy of different intervals

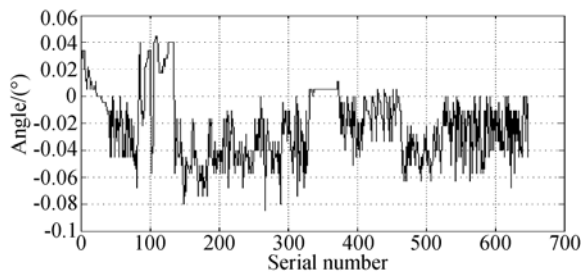
5 试 验

5.1 发射前跟踪测试

发射前选择晴朗天气进行外场太阳跟踪实验,在 SIM 上增加手动调控转台,用来调整 SIM 角度,以保证太阳光进入 DSS 视场。DSS 捕获太阳后开始跟踪,并记录俯仰和偏航方向 DSS 角度输出,DSS 跟踪输出数据如图 9 所示。X 轴为 DSS 数据个数,输出频率为每 2 秒 1 次,Y 轴为跟踪过程中 DSS 输出的跟踪偏差,由图 9 可知,俯仰最大跟踪偏差为 0.085° ;平均偏差为 0.028° ,偏航最大跟踪偏差为 0.063° ,平均偏差为 0.032° ,俯仰和偏航的跟踪数据均满足跟踪精度 $\pm 0.1^\circ$ 要求。

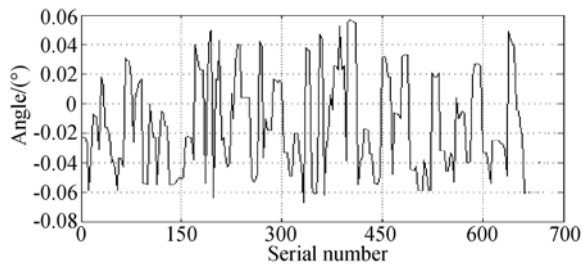
5.2 在轨测试

SIM 发射后,空间环境、滤光片选择、卫星抖动、出阴影时太阳光入射 DSS 角度等对跟踪都有影响,跟踪精度需要实际在轨测试。FY-3(03)星 SIM 自 2013 年 9 月 23 日发射后,在轨运行状态良好。提取某轨 TSI 跟踪测量时 DSS 的反馈数据如图 10 所示。数据输出频率为每 2 秒 1 次,跟踪时间为 SIM 最大测量时间 17 min,俯仰电机走过角度为 60° 。俯仰和偏航 DSS 偏差角度均在 $\pm 0.1^\circ$ 以内,俯仰偏差平均值为 0.029° ,均方根偏差为 0.019 ,偏航偏差平均值为 0.025° ,均方根偏差为 0.018 ,均满足跟踪精度要求。



(a) 俯仰跟踪

(a) Pitch tracking

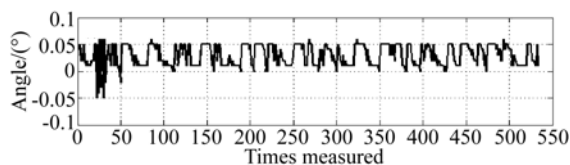


(b) 偏航跟踪

(b) Yaw tracking

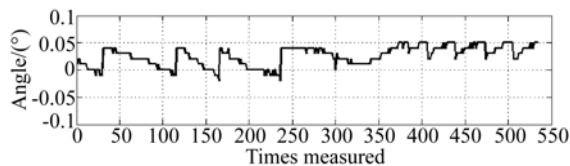
图9 地面跟踪精度

Fig. 9 Tracking accuracy on ground



(a) 俯仰跟踪

(a) Pitch tracking



(b) 偏航跟踪

(b) Yaw tracking

图10 在轨跟踪精度

Fig. 10 Tracking accuracy on-orbit

SIM 在轨成功跟踪上太阳后,启动辐射计进行测量,每轨测量2次,每次采光时间为5 min,测量的原始 TSI 值如图11所示。X轴为测量次数,共20轨40次。Y轴为未经过日地距离、背景冷空间等任何修正的 TSI 值 I , I 平均值为 $1\,353.10\text{ W/m}^2$,均方根偏差为 0.35 W/m^2 ,最大波动为 2 W/m^2 。测量数据一致性好,接近一个太阳常数的理论值 $1\,367\text{ W/m}^2$ 。结果表明,SIM

以太阳跟踪方式成功实现了 TSI 测量^[11]。

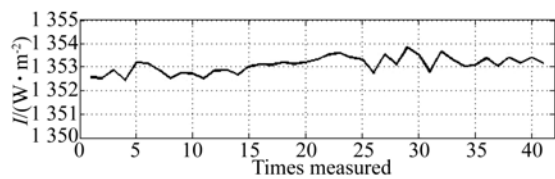


图11 TSI 在轨测量数据

Fig. 11 TSI data measured on-orbit

某一轨太阳跟踪时 DSS 像面辐照度数据如图12所示。X轴为像面辐照度测量次数,输出频率为每30秒1次,Y轴为像面辐照度测量源码。DSS 像面辐照度在轨平均值为236.22,在像面辐照度设计范围(200~255)内。将图11在轨测量的 TSI 平均值 $1\,353.1\text{ W/m}^2$ 代入像面辐照度标定公式(6)中,标定结果为238.30,与在轨实际测量结果偏差为2.12,在像面辐照度波动范围1%内,结果表明标定公式(6)可靠有效。

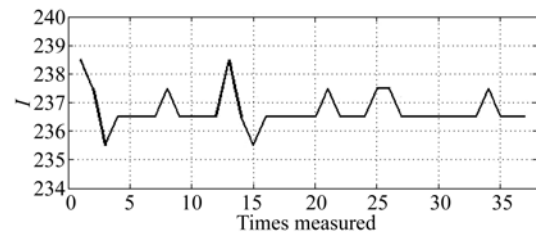


图12 DSS 像面辐照度在轨测试数据

Fig. 12 DSS image irradiance data measured on-orbit

6 结 论

本文根据 SIM 长期在轨稳定度确定了跟踪精度指标为 $\pm 0.1^\circ$,测试分析了 DSS 的各项指标,通过实验确定了电机合理控制时间间隔为4帧500 ms,从而解决了跟踪试验中的震荡问题。地面和在轨实验表明,俯仰和偏航太阳跟踪精度均优于 $\pm 0.1^\circ$,DSS 像面辐照度标定结果可靠,在太阳跟踪模式下 SIM 成功测量出 TSI 的原始值为 $1\,353.1\text{ W/m}^2$ 。FY-3(03)星 SIM 是我国首次在太阳同步轨道上采用二维跟踪机构实现 TSI 的太阳跟踪式测量,其大幅增加了 TSI 测量时间,目前 SIM 已在轨运行超过半年,测量出超过5 000组 TSI 数据,远超过 ISS/CPD 一个月的有效在轨测量时间,跟踪精度为 $\pm 0.1^\circ$,远高于

ISS/CPD的跟踪精度 $\pm 1^\circ$ 。SIM 高精度太阳跟踪

的实现为星上其它太阳跟踪载荷提供了借鉴。

参考文献:

- [1] YANG D J, FANG W. Design and calibration of solar irradiance monitor [J]. SPIE, 2011, 8196: 8196S.
- [2] 禹秉熙,方伟,王玉鹏. 卫星宽视场绝对辐射计太阳越过视场时入射光变化与腔温响应函数[J]. 光学精密工程, 2004, 12(4):353-358.
YU B X, FANG W, WANG Y P. Radiation exchange and temperature response function of the absolute radiometer with wide field of view mounted on the satellite [J]. Opt. Precision Eng., 2004, 12(4): 353-358. (in Chinese)
- [3] STEPHANE B, JERALD H, THOMAS W. 10 years of degradation trends of the SORCE SIM instrument [J]. Proc. SPIE, 2013, 8862: 88620O.
- [4] DOMINGO V, FLECK B. SOHO: the solar and heliospheric observatory [J]. Space Science Reviews, 1995, 72(1): 81-84.
- [5] CONSCIENCE C, MEFTAH M, CHEVALIER A, et al.. The space instrument SOVAP of the PICARD mission [J]. Proc. SPIE, 2011, 8146: 81463.
- [6] 杨东军,方伟,叶新,等. 辐射计测量参数的实现[J]. 计算机测量与控制, 2009, 17(10):1892-1894.
YANG D J, FANG W, YE X, et al.. Parameters measurement of the absolute radiometer [J]. Computer Measurement & Control, 2009, 17(10): 1892-1894. (in Chinese)
- [7] 杨振岭,方伟,王凯,等. 小视场绝对辐射计视场测量及修正项计算[J]. 光学精密工程, 2013, 21(4): 870-875.
YANG ZH L, FANG W, WANG K, et al.. Field of view measurement and correction term calibration for small-field radiometer [J]. Opt. Precision Eng., 2013, 21(4): 870-875. (in Chinese)
- [8] 朱鸿泰,孙胜利,陈桂林. 基于 CMOS APS 高精度太阳敏感器[J]. 技术与应用, 2006, 9:26-29.
ZHU H T, SUN SH L, CHEN G L. High precision sun sensor based on CMOS APS [J]. Technology & Application, 2006, 9:26-29. (in Chinese)
- [9] 马建设,李合银,程雪岷,等. 嵌入式自动聚焦摄像模组控制系统的设计[J]. 光学精密工程, 2012, 20(10): 2222-2228.
MA J SH, LI H Y, CHENG X M, et al.. Control system for embedded auto-focus camera module [J]. Opt. Precision Eng., 2012, 20(10): 2222-2228. (in Chinese)
- [10] ANKLIN M, FROHLICH C. Uncertainty of total solar irradiance: an assessment of the last twenty years of space radiometry [J]. Metrologia, 2000, 37: 387-391.
- [11] 刘思超,郑小兵,李新,等. 绝对光谱辐照度仪的波长定标[J]. 光学精密工程, 2013, 21(3): 608-615.
LIU E CH, ZHENG X B, LI X, et al.. Wavelength calibration of absolute irradiance spectra-radiometer [J]. Opt. Precision Eng., 2013, 21(3): 608-615. (in Chinese)

作者简介:



杨东军(1979—),男,山东莱芜人,博士,助理研究员,2005年于大连理工大学获得硕士学位,2012年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事太阳辐射计量及微弱信号监测的研究。E-mail: djyang0827@163.com



方伟(1965—),女,辽宁锦州人,博士,研究员,1997年和2005年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,现为FY-3卫星太阳辐射监测仪主任设计师,主要从事太阳辐射计量研究。E-mail: Fangw@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑:马健)

(版权所有 未经许可 不得转载)