

文章编号 1004-924X(2015)07-1813-09

星载太阳辐射监测仪的太阳程控跟踪精度

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: 为了避免太阳敏感器(DSS)指向故障导致星载太阳辐射监测仪(SIM)功能失效,为风云三号(FY-3(03))卫星的太阳辐射监测仪(SIM)设计了备份跟踪方式程控太阳跟踪并分析了其跟踪精度。利用星上儒略日时间和卫星轨道瞬根,基于类基准地表辐射网(BSRN)算法推导了轨道坐标系太阳矢量、俯仰角和偏航角。将计算结果与卫星给定指向数据进行了比较。结果表明:太阳矢量三轴偏差均小于 0.1° ,俯仰角平均偏差为 0.0246° ,偏航角平均偏差为 -0.0804° 。对利用程序计算的多轨道指向数据进行了太阳模拟跟踪控制实验,结果表明:SIM俯仰跟踪控制精度优于 0.1° ,偏航跟踪控制精度优于 0.05° 。为保证在轨跟踪精度,试验了俯仰零点角和偏航零点角,其分别为 80.46° 和 -36.96° 。最终分析结果表明,俯仰程控跟踪不确定度为 $\pm 0.318^\circ$,偏航程控跟踪不确定度为 $\pm 0.316^\circ$,满足SIM太阳跟踪精度 $\pm 0.5^\circ$ 的要求。设计的太阳程控跟踪降低了SIM对光学指向器件的依赖,提高了在轨太阳跟踪的可靠性。

关键词: 星载太阳辐射监测仪;太阳矢量;太阳跟踪;太阳同步轨道;太阳总辐照度

中图分类号: P111.41; TP732 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20152307.1813

Program-controlled sun-tracking precision 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: fangwx@ciomp.ac.cn

Abstract: To avoid the function failure of a solar irradiance monitor (SIM) caused by the pointing faults of the Digital Sun Sensor(DSS), the program-controlled sun-tracking of SIM on the FY-3(03) satellite was explored as the backup sun-tracking, and its precision was analyzed. By using the Julian day time and the satellite orbital parameters, the sun vector in orbital coordinate system, pitch angle and the yaw angle were deduced on the basis of Baseline Surface Radiation Network(BSRN)-like algorithm. The calculated results were compared to that of the satellite-given sun-pointing data, it shows that the sun vector deviations in three axes are all less than 0.1° , and the average deviations of pitch angle and yaw angle are 0.0246° and -0.0804° respectively. Using the program-calibrated sun-pointing data of many orbits, a sun-tracking control simulation experiment was carried out, and the results show that the pitch tracking control precision is better than 0.1° , and the yaw tracking control

收稿日期:2015-02-13;修订日期:2015-04-24.

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

precision is better than 0.05° . To guarantee the on-orbit tracking precision, the pitch zero-position angle and the yaw zero-position angle were measured, and they are 80.46° and -36.96° respectively. The final analysis results show that the pitch tracking uncertainty is $\pm 0.318^\circ$ and the yaw tracking uncertainty is $\pm 0.316^\circ$, meeting SIM sun-tracking precision requirement of $\pm 0.5^\circ$. The proposed program-controlled sun-tracking reduces the dependence on the optical pointing devices, and improves on-orbit sun-tracking reliability.

Key words: spaceborne solar irradiance monitor; sun vector; sun-tracking; sun synchronous orbit; total solar irradiance

1 引言

风云系列卫星搭载的太阳辐射监测仪(Solar Irradiance Monitor, SIM)是我国唯一连续多年在轨监测太阳总辐照度(Total Solar Irradiance TSI)的仪器。TSI的变化会直接影响地球温度平衡和地球辐射收支,是影响地球环境和气候变化的重要外部因素。FY-3(01)星和FY-3(02)星SIM每轨以宽视场太阳扫描方式进行6 min的测量,测量时间短,且宽视场引入的杂散光和扫描式测量引起的入射角变化影响了测量精度,增加了TSI在轨数据定标的难度^[1-3]。为了提高TSI监测精度和覆盖率,简化在轨定标方法,FY-3(03)星的SIM采用了太阳跟踪测量。

目前国际上TSI的跟踪主要有日地拉格朗日 L_1 点定点跟踪(SOHO/VIRGO卫星)、整星跟踪(SORCE/TIM卫星和PICARD/SOVAP卫星)和专用机构跟踪(国际空间站ISS/CPD)。整星跟踪和定点跟踪利用卫星姿轨控来实现整星对准太阳,多用于小卫星,且对姿轨控和火箭运载能力要求较高,不适用于FY-3大型综合气象卫星,因此FY-3(03)星的SIM设计采用二维专用机构跟踪太阳。专用机构跟踪太阳的关键是获取准确的太阳位置信息,通常采用数字太阳敏感器(Digit Sun Sensor DSS),其安装精度要求较高;核心宇航用面阵CCD器件依赖进口且购买困难;DSS内部光学器件降低了系统的力学性能,长期空间环境辐射会使DSS滤光片衰减,影响指向精度和系统可靠性。此前唯一在轨专用机构跟踪太阳的ISS/CPD只采用了DSS获取指向,发射不久出现的DSS故障缩短了太阳跟踪范围,影响了太阳跟踪测量精度,导致ISS仅完成了1个月TSI的有效测量,在轨运行时间仅8个月,远低于1.5年的

设计寿命^[4-6]。

FY-3(03)星的SIM设计寿命为5年,主要采用DSS获取太阳指向,但为了提高太阳跟踪的可靠性,保证在DSS故障时SIM仍能继续跟踪太阳,本文设计了SIM备份太阳跟踪方式——程控太阳跟踪,依据星上儒略日时间和轨道参数,完全通过程序计算获取可靠的太阳指向信息,从而闭环驱动二维转动机构跟踪太阳。程控太阳跟踪算法成熟,无需任何指向设备,跟踪精度满足SIM测量要求。该方法可有效简化TSI在轨定标算法,并可为其他载荷(对日或对月跟踪)提供参考。

2 SIM系统构成及精度要求

2.1 SIM系统构成

SIM系统由辐射计(SIAR)、电机、编码器、太阳指向设备、支架等组成,如图1所示。SIM安装在卫星飞行面上,精确安装时SIM滚动轴 X_m 与卫星+X轴平行,俯仰轴 Y_m 与卫星+Y轴平

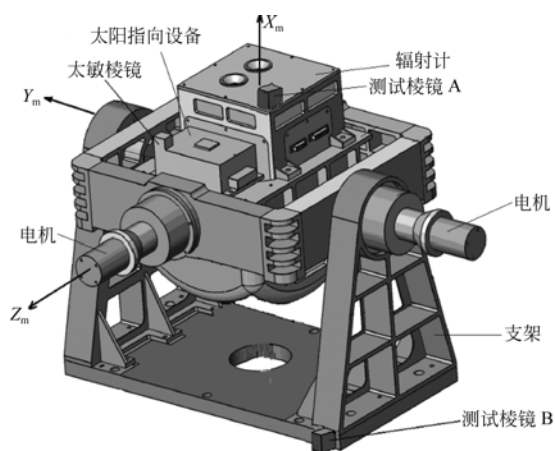


图1 SIM结构示意图

Fig. 1 Schematic drawing of solar irradiance monitor

行,偏航轴 Z_m 与卫星 $+Z$ 轴平行。SIM 俯仰角为 SIAR 通道中心线在 $X_m O_m Z_m$ 平面内与 $+Z_m$ 轴的夹角,俯仰角设计为 $80 \sim 140^\circ$;偏航角为 SIAR 通道中心线在 $X_m O_m Y_m$ 平面内与 $+X_m$ 轴的夹角, $+X_m$ 轴方向为 0° , $-Y_m$ 方向为 -90° ,偏航角设计为 $-37 \sim -17^\circ$ [7]。SIM 工作时通过获取的太阳指向信息——俯仰角和偏航角,驱动俯仰电机和偏航电机闭环转动,最终实现辐射计的探测通道 (X_m 轴) 始终对准太阳。

2.2 太阳跟踪精度

太阳圆面在天空的角直径即地球上任一点与太阳直径两端连线的夹角约为 $0.5^\circ (32')$ 。SIM 跟踪太阳测量时,为了降低宽视场引入的不确定影响,设计的辐射计锥腔视场为 $\pm 1.5^\circ$,太阳角直径在辐射计视场内的投影如图 2 所示。

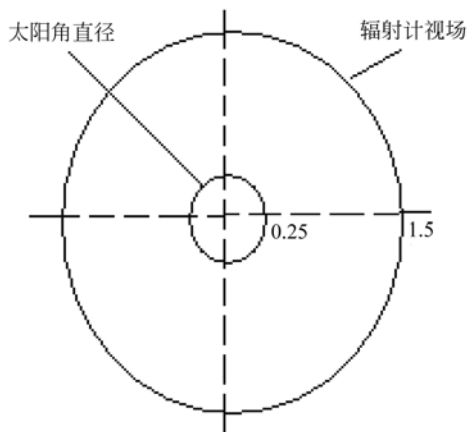


图 2 视场内太阳圆面投影
Fig. 2 Sun outline projection in the field of view

SIM 太阳跟踪测量时要求 0.5° 太阳光斑必须完全位于辐射计 $\pm 1.5^\circ$ 视场内,且不能贴近视场边缘。跟踪太阳时,跟踪精度只要满足图 2 中光斑中心在偏离 X_m 轴 $\pm 1.25^\circ$ 内,即可保证太阳光斑位于视场范围内。考虑到卫星瞬间抖动、二维机构空回、视场误差等因素的影响,选择光斑中心在偏离 X_m 轴 $\pm 0.5^\circ$ 内,即程控跟踪精度优于 $\pm 0.5^\circ$ 。

2 程控跟踪指向算法

FY-3(03) 卫星轨道如图 3 所示,地心坐标系 XYZ 中包括赤经 α_s 和赤纬 δ_s ; 轨道坐标系

$X_o Y_o Z_o$ 中包括轨道瞬根: 轨道倾角 i , 升交点赤经 Ω , 近地点幅角 ω , 真近点角 f 和轨道角 $u = \omega + f$ [8]; 卫星本体坐标系 $X_s Y_s Z_s$ 的飞行面上安装 SIM 载荷。

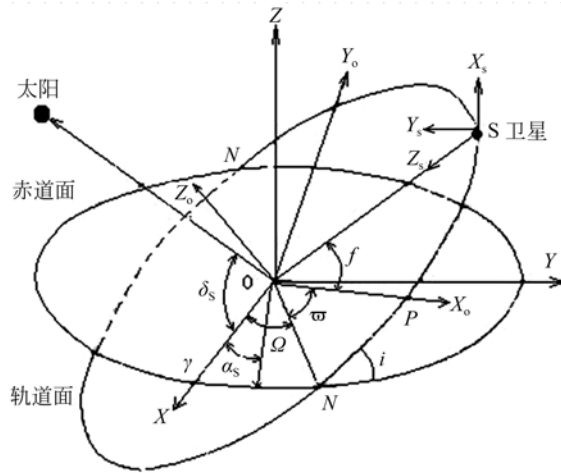


图 3 卫星轨道示意图
Fig. 3 Schematic drawing of satellite orbit

程序推算太阳指向的核心是由星上儒略日时间推导出地心惯性坐标系中的赤经和赤纬,然后结合卫星轨道瞬根数据通过 2 次坐标变换得到卫星本体坐标系中的太阳矢量,并最终推导出二维转动机构的俯仰角和偏航角。

3.1 地心惯性坐标系太阳矢量

赤经和赤纬的获取方法很多,基于美国国家宇航局(NASA)喷气推进实验室(JPL)给出的行星精密历表查询方法,精度小于角秒级,但 SIM 受 EEPROM 存储空间限制无法采用该方法。此外,基于 VSOP87 行星理论的算法、Michalsky 太阳方位简便 BSRN 算法也可获得精度相对较高的赤经和赤纬。本文采用 Jean Meeus《Astronomical Algorithms》介绍的类似 BSRN 的低精度简便太阳位置算法,忽略行星和月球摄动,理论计算精度约为 0.01° [9]。

星上儒略日时间 JD 从 2000 年 12 时开始, SIM 可通过卫星广播实时获取,由 JD 推出儒略世纪数:

$$T = JD/36\,525. \quad (1)$$

得到太阳几何平黄经:

$$L_0 = 280.466\,45^\circ + 36\,000.769\,83^\circ T + 0.000\,303\,2^\circ T^2. \quad (2)$$

得到太阳平近点角为：

$$M = 357.529\ 10^\circ + 35\ 999.050\ 30^\circ T - 0.000\ 155\ 9T^2 - 0.000\ 000\ 48T^3 \quad (3)$$

地球轨道离心率为：

$$e = 0.0167\ 086\ 17 - 0.000\ 042\ 037T - 0.000\ 000\ 123\ 6T^2 \quad (4)$$

由 T 、 L_0 和 M 得到太阳真黄经为：

$$\Theta = L_0 + (1.914\ 600^\circ - 0.004\ 817^\circ T - 0.000\ 014^\circ T^2)\sin(M) + (0.019\ 993^\circ - 0.000\ 101^\circ T)\sin(2M) + 0.000\ 290^\circ\sin(3M) \quad (5)$$

黄赤交角为：

$$\epsilon = 23^\circ 26' 21''.448 - 46''.815\ 0T - 0''.000\ 59T^2 + 0''.001\ 813T^3 \quad (6)$$

$$\mathbf{T}_1 = \begin{bmatrix} -\sin u \cos \Omega - \cos u \cos i \sin \Omega & -\sin u \sin \Omega + \cos u \cos i \cos \Omega & \cos u \sin i \\ -\sin i \sin \Omega & \sin i \cos \Omega & -\cos i \\ -\cos u \cos \Omega + \sin u \cos i \sin \Omega & -\cos u \sin \Omega - \sin u \cos i \cos \Omega & -\sin u \sin i \end{bmatrix} \quad (9)$$

图 3 轨道坐标系绕 X_0 轴、 Y_0 轴和 Z_0 轴分别旋转滚动角 φ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ ，得到轨道坐标

$$\mathbf{T}_2 = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta - \sin \psi \sin \theta \sin \varphi & \cos \psi \sin \theta + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi & -\sin \theta \cos \varphi \\ -\cos \varphi \sin \psi & \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \\ \sin \theta \cos \psi + \sin \psi \cos \theta \sin \varphi & \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \cos \theta \sin \varphi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

由公式(8)~(10)可以推出太阳光在卫星本体坐标系中的分量：

$$\overline{\mathbf{S}}_b = \mathbf{T}_1 \times \mathbf{T}_2 \times \overline{\mathbf{S}}_1 \quad (11)$$

在轨运行过程中，SIM 定时 1 s 接收星上儒略日时间，由公式(1~8)算出地心惯性坐标系中赤经和赤纬，定时 2 s 接收卫星轨道瞬根，获取轨道参数 Ω 、 i 、 ω 、 f 、 φ 、 θ 、 ψ ，利用 2 次坐标变换即可求出太阳光在卫星本体坐标系各轴上的投影矢量。

3.3 俯仰角和偏航角计算

SIM 实际跟踪控制依据的俯仰角和偏航角是太阳光在 SIM 坐标系内的投影，当忽略 SIM 在星上的安装精度时(安装偏差作为系统偏差将在后面分析)，SIM 坐标系和卫星本体坐标系重合，俯仰角和偏航角简化为太阳矢量在卫星本体坐标系中的投影。由太阳光在卫星本体坐标系各轴上的投影矢量计算俯仰角和偏航角是程控跟踪

由黄赤交角和太阳真黄经得到该 JD 时刻地心坐标系中的太阳赤纬 δ_s 和赤经 α_s ：

$$\tan \alpha_s = \cos \epsilon \sin \Theta / \cos \Theta$$

$$\sin \delta_s = \sin \epsilon \sin \Theta \quad (7)$$

由太阳赤经和赤纬得到太阳单位矢量在地心惯性坐标系中的分量为：

$$\overline{\mathbf{S}}_1 = \begin{bmatrix} \cos \delta_s \cos \alpha_s \\ \cos \delta_s \sin \alpha_s \\ \sin \delta_s \end{bmatrix} \quad (8)$$

3.2 卫星本体坐标系太阳矢量

图 3 地心惯性坐标系绕 X 轴逆时针旋转最小夹角为 $(i - 90^\circ)$ ，绕 Y 轴逆时针旋转 $(90^\circ + u)$ ，绕 Z 轴逆时针旋转 Ω ，得到地心惯性坐标系到轨道坐标系的坐标转换矩阵为：

系到卫星本体坐标系的坐标转换矩阵：

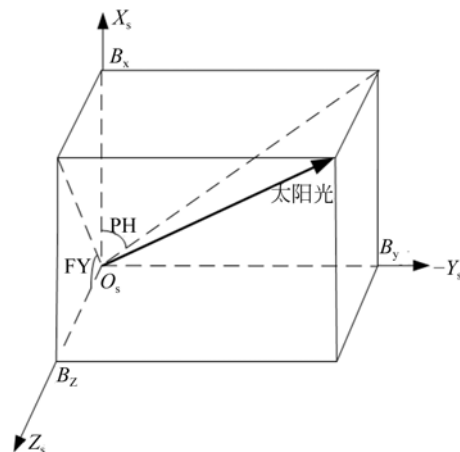


图 4 卫星本体坐标系中太阳矢量
Fig. 4 Sun vector in satellite coordinate

的关键，角度计算错误将导致 SIM 始终无法跟踪上太阳。

太阳光在卫星本体坐标系中的矢量如图 4 所示,偏航角为太阳光在 $X_s O_s Y_s$ 平面内投影与 $+X_s$ 轴夹角:

$$PH = \arccos(B_y) / \pi \times 180^\circ - 90^\circ. \quad (12)$$

俯仰角为太阳光在卫星本体坐标系 $X_s O_s Z_s$ 平面内的投影与卫星本体坐标系的 $+Z_s$ 轴夹角:

$$FY = \arctan(B_x / B_z) / \pi \times 180^\circ. \quad (13)$$

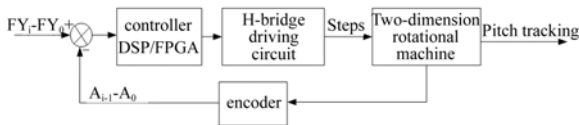


图 5 俯仰跟踪控制流程图

Fig. 5 Flow chart of pitch tracking control

4 程控跟踪控制

SIM 以卫星每轨进出阴影指令作为控制节点,出阴影后二维转动机构从机械零点位置(俯仰角 80° , 偏航角 -37°)开始跟踪太阳,入阴影后二维转动机构回归零点。跟踪太阳时俯仰和偏航采用相同的闭环控制方法,俯仰控制流程如图 5 所示。卫星出阴影后,DSP 主控制器首先计算机械零点位置对应的编码器角度 A_0 ,随后定时 2 s 接收卫星广播和轨道瞬根数据,计算 i 时刻俯仰角 FY_i 和前一时刻编码器角度 A_{i-1} 。当俯仰角偏离零点角度 $FY_i - FY_0 \geq 0$ 时,DSP 获取编码器此前转动的角度 $A_{i-1} - A_0$,则步进电机转动步数 S_i :

$$S_i = ((FY_i - FY_0) - (A_{i-1} - A_0)) / S_c, \quad (14)$$

式中: $FY_0 = 80^\circ$ 为零点俯仰角, $S_c = 0.009^\circ$ 为步进电机经 100 倍减速器后的步距角。

步进电机环形分配器现场可编程门阵列(FPGA)产生频率为 100 Hz 的脉宽调制(PWM)方波,经 H 桥电路驱动二维转动机构俯仰轴转动 S_i 步,转动方向由 S_i 正负号决定。偏航角 $PH_i \geq -37^\circ$ 时以同样方法实现闭环跟踪控制。当俯仰和偏航电机设置步数连续 5 次均小于 10 步(0.09°)时,认为 SIM 跟踪上太阳,此时启动 SIM 辐射计测量。当辐射计测量完成后等待卫星入阴影指令,二维转动机构回归零点位置,等待下次出阴

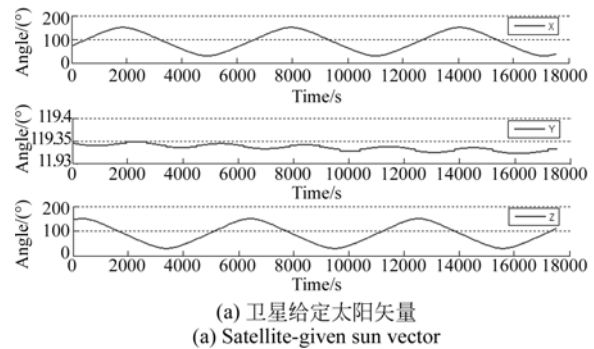
影再次跟踪太阳^[10]。

5 实验及结果

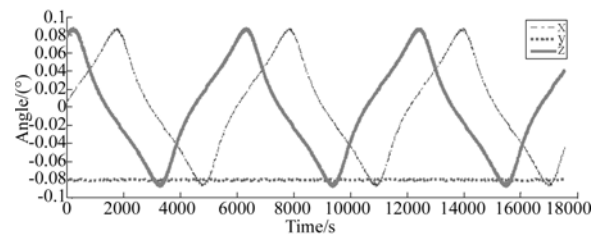
5.1 太阳指向计算

根据星上儒略日时间和轨道瞬根准确计算出俯仰角和偏航角是程控跟踪的关键,发射前需要地面验证该计算方法的准确性。试验中精确的卫星抖动数据难以获取,但卫星三轴指向精度小于 0.3° ,即卫星滚动角 φ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 非常小,转换矩阵 T_2 近似为单位矩阵,因此试验中暂不考虑 T_2 坐标变换,只验证轨道坐标系太阳矢量,而将卫星三轴指向抖动 $\delta_i = 0.3^\circ$ 作为系统误差考虑。

试验方法:卫星姿轨控系统给定了多轨经飞行验证的包括星上时间、轨道瞬根、轨道坐标系太阳矢量等数据,SIM 利用星上时间和轨道瞬根程序计算出轨道坐标系太阳矢量,与卫星给定轨道坐标系太阳矢量进行比较,验证 SIM 计算方法的准确性。



(a) 卫星给定太阳矢量
(a) Satellite-given sun vector



(b) 程序计算和卫星给定太阳矢量偏差
(b) Sun vector deviations between program-calibrated and satellite-given

图 6 轨道坐标系中太阳矢量

Fig. 6 Sun vectors in the orbital coordinate

卫星给定了开始时刻为 $JD = 2\ 343.004\ 896$,间隔为 1 s,时间长度为 292.5 min 的轨道坐标系中三轴太阳矢量。结果如图 6(a)所示。X 和 Z 方向太阳矢量在 $20 \sim 160^\circ$ 内接近正弦变化,Y 方

向太阳矢量基本不变。采用相同的 JD 时间,结合卫星给定数据中的轨道瞬根,利用式 1~9 计算得到轨道坐标系中太阳矢量,该程序计算太阳矢量与卫星给定轨道坐标系太阳矢量图 6(a)一致,程序计算和卫星给定太阳矢量偏差如图 6(b),3 个方向的最大偏差分别为 0.0876° 、 -0.0793° 和 0.0875° 。

由式(13)和卫星给定轨道坐标系太阳矢量计算的俯仰角度如图 7(a)所示,图中虚线表示的进出阴影曲线中, 360° 表示光照区, 0° 表示阴影区,一组进出阴影方波表示 1 轨,每轨俯仰角 FY_i 在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 变化,每轨出阴影时刻俯仰角 FY_i 在 60° 附近。由式(13)和图 6(b)程序计算的轨道坐标系太阳矢量计算的俯仰角度与图 7(a)一致,程序计算俯仰角和卫星给定数据的俯仰角偏差如图 7(b)所示,俯仰角平均偏差为 0.0246° ,最大偏差 δ_2 为 0.0266° 。

由式(12)计算卫星给定数据和程序计算的偏航角如图 7(c)所示,给定数据和程序计算的偏航角一致性较好,且偏航角基本不变,这主要是由 FY-3 卫星 β 角(太阳光与卫星轨道 $X_0O_0Z_0$ 面夹角)每年缓慢变化而每轨几乎不变决定的。程序计算和卫星给定偏航角的偏差如图 7(d)所示,偏航角平均偏差为 -0.0804° ,最大偏差为 -0.0814° 。

由于每轨偏航角基本不变,SIM 有效测量时间主要由俯仰角转动范围决定,100 min 轨道周期内,SIM 最大测量时间 $100 \times (140-80)/360 = 16.7$ min,远大于扫描式测量时间 6 min。

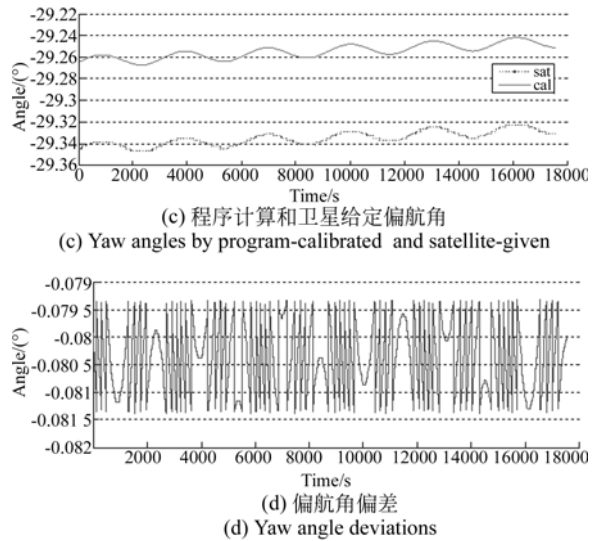
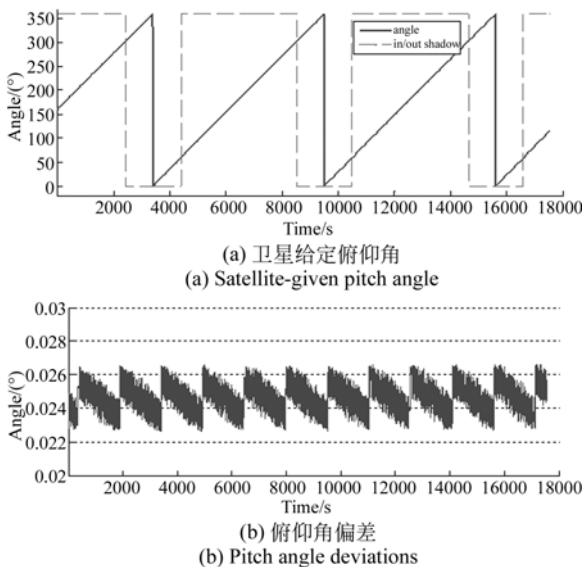


图 7 俯仰角和偏航角

Fig. 7 Pitch angles and Yaw angles

图 7 指向计算结果表明:俯仰角和偏航角偏差均优于 0.1° ,远高于 SIM 程控跟踪精度要求,太阳矢量程序计算方法准确可靠。

5.2 跟踪控制实验

除指向精度外,由机械空回等导致的跟踪控制偏差也是影响程控跟踪太阳精度的重要因素。地面计算机通过 1553B 仿真卡每 2 s 发送 1 组包含儒略日时间、轨道瞬根和进出阴影标志的数据到 SIM,SIM 接收到中断信号后程序计算太阳矢量值并推导出俯仰角和偏航角,启动图 5 控制流程进行俯仰和偏航方向的太阳跟踪模拟实验。

偏航跟踪曲线如图 8 所示,出阴影 t_0 时刻偏航角 PH_i 为 -29.35° ,大于零点角度 -37° ,而此时图 7(a)中俯仰角度小于 SIM 零点俯仰角 80° ,因此每次出阴影后俯仰不动而偏航立刻开始跟踪, t_1 时刻偏航成功跟踪到 -29.35° 位置,等待到

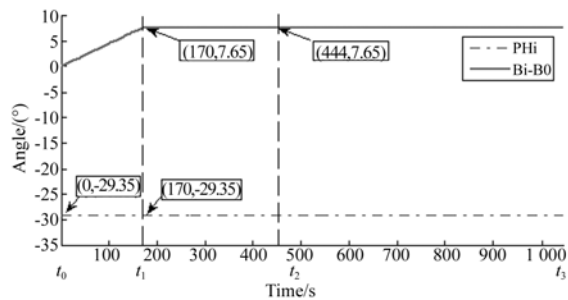


图 8 偏航跟踪曲线

Fig. 8 Yaw tracking curve

达 t_2 时刻 ($FY_i \geq 80^\circ$) 才开启俯仰跟踪,到 t_3 时刻跟踪结束。

图 8 中 SIM 输出的偏航角 PH_i 与图 7(c) 中计算结果一致,偏航电机实际跟踪走过角度为 $B_i - B_0 = 7.655^\circ$,而程控计算偏航角和偏航零点之间的角度差为 $PH_i - PH_0 = (-29.35) - (-37) = 7.650^\circ$,因此偏航实际跟踪控制偏差为 0.005° 。

出阴影区后俯仰角以近似匀速增加,在 t_2 时刻俯仰开启跟踪,10 min 跟踪时间内,俯仰角和编码器转过角度如图 9(a) 所示,俯仰跟踪角度偏差如图 9(b) 所示。

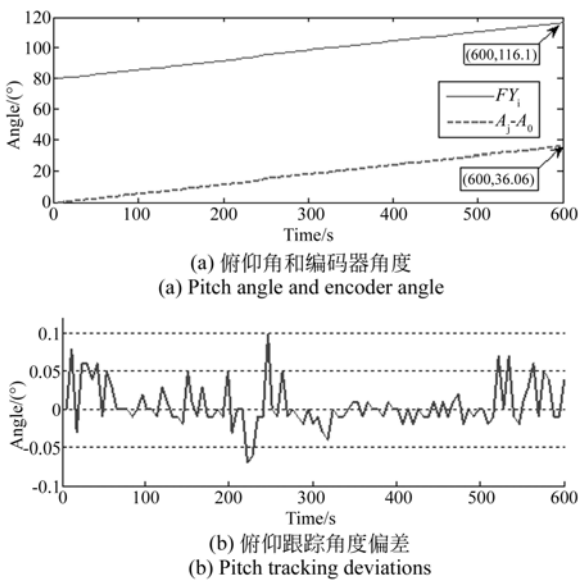


图 9 俯仰跟踪曲线

Fig. 9 Pitch tracking curves

卫星周期为 100 min,俯仰方向 10 min 时跟踪角度为 $10/100 \times 360^\circ = 36^\circ$ 。图 9(a) 中 10 min 俯仰角变化量为 $FY_i - FY_0 = 36.10^\circ$,与俯仰理论跟踪角度一致,验证了式(13)俯仰角计算的正确性。编码器反馈实际转动角度 36.06° 和俯仰角变化角度 36.1° 的偏差为 0.04° ,俯仰跟踪时没有随时间增加而出现跟踪控制偏差累积情况。图 9(b) 中俯仰角变化量和实际转动角度的最大偏差为 0.099° ,闭环跟踪控制稳定可靠。

为了进一步验证跟踪控制的可靠性,测试不同跟踪时间对应的跟踪控制偏差,结果如表 2 所示。偏航跟踪控制精度比俯仰要好,主要由于偏航角每轨基本不变使得偏航调整时间短。表 2 结果表明:跟踪控制精度不受跟踪时间影响,且不随跟踪时间的增加而积累偏差。不同跟踪时间时俯

仰最大跟踪控制偏差 $\delta_4 = 0.099^\circ$,偏航最大跟踪控制偏差 $\delta_5 = 0.050^\circ$ 。

表 2 不同时间跟踪控制的最大偏差

Tab.2 Maximum tracking control deviation of different time (°)

	4 min	8 min	12 min	14 min	16 min
俯仰	0.091	0.088	0.094	0.089	0.095
偏航	0.040	0.050	0.040	0.050	0.040

5.3 零点角度测量

跟踪控制式(14)中俯仰零点位置 $FY_0 = 80^\circ$ 为 DSP 程序设定值,也是机械设计的理论俯仰角度值。由于机械加工偏差的存在, FY_0 理论值与实际零点位置存在偏差,使跟踪步数设置不准确,导致 SIM 整个跟踪过程中均存在该系统偏差,直接影响跟踪控制精度,因此发射前需要测量零点位置的实际 FY_0' 值和 PH_0' 值。俯仰测量时,将图 1 中水平位置的 SIM 放置在水平工作台上,按照图 10 所示在辐射计表面垂直 Z_m 轴的两边,分别选取 10 个对称位置,利用测距仪测量各点到水平工作台的距离 H ,根据对称点的水平跨距 L 和两侧高度偏差 ΔH ,计算出水平位置俯仰角为 $(90.320 \pm 0.004)^\circ$,类似方法测量出水平位置偏航角为 $(0.140 \pm 0.006)^\circ$ 。随后 SIM 转动到俯仰零点和偏航零点位置,利用轴上 14 位编码器分别读取俯仰转动角度 $(10.010 \pm 0.02)^\circ$,偏航转动角度 $(37.53 \pm 0.02)^\circ$,转角精度主要由编码器精度决定。因此,俯仰零点角度 $FY_0' = 90.320 - 10.010 \pm \sqrt{0.004^2 + 0.02^2} = 80.31^\circ \pm 0.0204^\circ$,同理计算偏航零点角度 $PH_0' = -37.39 \pm 0.0209^\circ$ 。

零点位置 FY_0' 和 PH_0' 是 SIM 零点位置在 SIM 坐标系中的俯仰角和偏航角,而程控跟踪的俯仰角和偏航角是太阳矢量在卫星本体坐标系中的投影,仅当忽略安装偏差时两者才一致,因此程控跟踪时必须考虑安装偏差对零点位置 FY_0' 和 PH_0' 的影响。由于 FY_0' 和 PH_0' 是在 SIM 坐标系 $Y_m Z_m$ 面内准确测量获取的,只要测量出 SIM 坐标系到本体坐标系的安装偏差,即可获得 FY_0' 和 PH_0' 在本体坐标系中的映射角度 FY_0'' 和偏航角 PH_0'' ,即机械零点在卫星本体坐标系中的俯仰角和偏航角。安装偏差测量方法如图 10 所示。

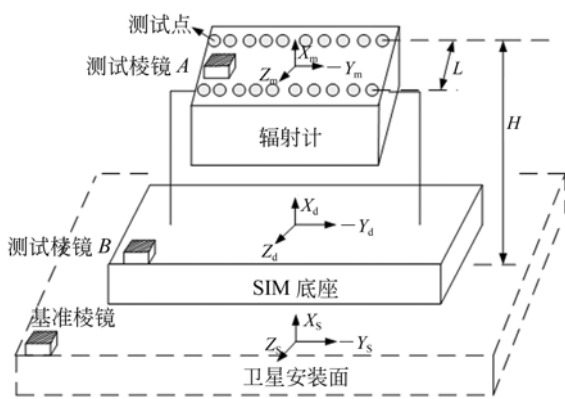


图 10 零点角度测量示意图

Fig. 10 Schematic drawing of zero-position angle measurement

安装辐射计测量棱镜 A、SIM 底板测试棱镜 B 和星上基准棱镜,采用 2 台经纬仪,首先由基准棱镜标定出测试棱镜 B 在俯仰和偏航方向角度差,然后由测试棱镜 B 标定出测试棱镜 A 在俯仰和偏航方向的角度差,推导出棱镜 A 相对基准棱镜的偏差,即 SIM 安装偏差^[11]。经过多次测量,俯仰方向安装偏差角为 $(0.15 \pm 0.011)^\circ$,偏航方向安装偏差角为 $(0.43 \pm 0.013)^\circ$ 。因此,结合上述 FY_0' 和 PH_0' 值,得到俯仰零点实际俯仰角 $FY_0'' = 80.31^\circ + 0.15 \pm \sqrt{0.011^2 + 0.0204^2} = 80.46^\circ \pm 0.0232^\circ$,同理得偏航零点实际偏航角 $PH_0' = (-36.96 \pm 0.0246)^\circ$,DSP 软件中实际零点设定值 80.46° 和 -36.96° 可以通过 1553B 数据注入命令进行在轨设定和修改。因此,仅俯仰零点测量偏差 $\delta_6 = 0.0232^\circ$,偏航零点测量偏差 $\delta_7 = 0.0246^\circ$ 会影响跟踪精度。

5.4 跟踪精度分析

由上述计算的卫星姿态抖动 δ_1 、指向计算偏

差 δ_2 和 δ_3 、跟踪控制偏差 δ_4 和 δ_5 、零点位置偏差 δ_6 和 δ_7 等不确定因素,得到俯仰跟踪不确定度为:

$$\delta_F = \pm \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_4^2 + \delta_6^2} = \pm 0.318^\circ. \quad (15)$$

偏航跟踪不确定度为:

$$\delta_P = \pm \sqrt{\delta_1^2 + \delta_3^2 + \delta_5^2 + \delta_7^2} = \pm 0.316^\circ. \quad (16)$$

程控跟踪不确定度优于 $\pm 0.5^\circ$ 精度要求,可用于太阳辐射监测仪在轨太阳跟踪。在轨跟踪时利用星上姿态参数 φ 、 θ 和 ψ ,可实际获取坐标变换矩阵 T_2 并代入式(11),减小 δ_1 的影响,大幅降低跟踪不确定度。另外,实际在轨程控跟踪过程中可通过 DSS 指向信息验证程序计算指向偏差,并通过数据注入指令修正俯仰角和偏航角计算偏差,实现在轨程控跟踪偏差修正,提高在轨程控跟踪精度。

6 结 论

为了提高 SIM 太阳跟踪可靠性,本文设计并实现了太阳程控跟踪,作为 DSS 太阳跟踪的备份。SIM 太阳程控跟踪无需任何指向设备,依据星上儒略日时间和轨道瞬根,程序计算获取俯仰角和偏航角,并闭环驱动二维转动机构跟踪太阳。地面试验分析了程控计算指向、跟踪控制和零点测量的精度,结果表明程控跟踪不确定度优于 $\pm 0.5^\circ$,满足 TSI 测量要求。太阳程控跟踪是我国首次用于 TSI 跟踪测量,可辅助窄视场 DSS 捕获太阳以实现太阳精确跟踪,同时也可作为星上其他需要太阳跟踪载荷的借鉴,类似方法也可以实现星上对月跟踪。

参考文献:

- [1] 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)

- [2] 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)
- [3] 杨东军,方伟,邱红,等. 太阳辐射的在轨监测和定标[J]. 发光学报, 2010, 31(5): 676-681.
YANG D J, FANG W, QIU H, *et al.*. On-orbit

- data calibration of FY-3A solar irradiance monitor [J]. *Chinese Journal of Luminescence*, 2010, 31(5): 676-681. (in Chinese)
- [4] STEPHANE B, JERALD H, THOMAS W. 10 years of degradation trends of the SORCE SIM instrument [J]. *Proc. SPIE*, 2013, 8862: 88620O.
- [5] DOMINGO V, FLECK B. SOHO: the solar and heliospheric observatory [J]. *Space Science Reviews*, 1995, 72(1): 81-84.
- [6] CONSCIENCE C, MEFTAH M, CHEVALIER A, et al.. The space instrument SOVAP of the PICARD mission [J]. *Proc. SPIE*, 2011, 8146: 81463.
- [7] 杨东军,方伟,叶新,等. 星载太阳辐射监测仪的高精度太阳跟踪[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(9): 2483-2490.
YANG D J, FANG W, YE X, et al.. High precision sun-tracking of spaceborne solar irradiance monitor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(9): 2483-2490. (in Chinese)
- [8] YANG D J, FANG W, et al.. Design and calibration of solar irradiance monitor [J]. *SPIE*, 2011, 8196: 8196S.
- [9] Jean Meeus. *Astronomical Algorithms* [M]. USA: Willmann-Bell, Inc, 1991.
- [10] 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)
- [11] 卢荣胜,李万红,劳达宝,等. 激光跟踪仪测角误差补偿[J]. *光学精密工程*, 2013, 21(3):608-615.
LU R SH, LI W H, LAO D R, et al.. Angular error compensation for laser tracker [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(9): 2299-2305. (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年于中科院长春光机所获得博士学位,主要从事太阳辐射计量及微弱信号监测方面的研究。
E-mail: djyang0827@163.com



方伟(1965—),女,辽宁锦州人,博士,研究员,1997年于中科院长春光机所获得硕士学位,2005年于中科院长春光机所获得博士学位,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

(版权所有 未经许可 不得转载)