

文章编号: 1672-8785(2018)11-0028-06

高精度海洋耀斑二维指向算法研究

温 渊¹ 杨 勇¹ 代海山¹ 李云端¹ 孙允珠² 蒋光伟²

(1. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

2. 上海航天技术研究院, 上海 201109)

摘 要: 在探测海面大气成分时, 由于海面的反射率较低, 通过观测高亮度的海洋耀斑可提高入瞳辐射能量, 从而获得高信噪比的可见光-短波红外大气观测数据。海洋耀斑本质上是太阳的像, 相对卫星的张角较小, 因此需要卫星通过二维跟踪机构实现跟踪观测。研究了一种考虑地球椭率的海洋耀斑二维跟踪计算方法, 分析了地球椭率以及太阳对地球的张角对计算误差的影响, 给出了一年内的误差变化情况, 并将其与卫星工具包(Satellite Tool Kit, STK)输出的结果进行了对比。

关键词: 海洋耀斑; 地球椭率; 二维指向; 迭代; 收敛性能

中图分类号: V1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2018.11.006

High Accuracy Solar Glint 2-dimension Pointing Algorithm

WEN Yuan¹, YANG Yong¹, DAI Hai-shan¹, LI Yun-duan¹,

SUN Yun-zhu², JIANG Guang-wei²

(1. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In the atmospheric sounding over ocean, because of the relatively low reflectivity of ocean, it is feasible to improve the incident radiation energy by observing the solar glint and hence to get the visible and short wave infrared atmospheric data with high signal-to-noise ratio. Essentially, solar glint is an image of the sun. Its divergence angle relative to the satellite is rather small. Therefore, it is necessary for the satellite to use a 2-axis tracking mechanism to implement solar glint observation. A 2-dimension solar glint tracking calculation algorithm considering the ellipticity of the earth is studied. The influence of the ellipticity of the earth and the sun on the calculation error is analyzed. The iterated convergence performance of the algorithm within a year is given and the results are compared with those output by the Satellite Tool Kit (STK).

Key words: solar glint; earth oblateness; 2-dimension pointing; iterate; convergence

0 前言

与太阳耀斑^[1]不同, 海洋耀斑是指卫星在 对地遥感中观测到太阳在海面上镜面反射所形

收稿日期: 2018-10-24

作者简介: 温渊(1987-), 男, 广西合山人, 高级工程师, 硕士, 主要从事飞行器设计方面的研究。

E-mail: wenyuan@sast.cn

成的像^[2]。由于海洋耀斑的亮度很大, 当海洋耀斑进入载荷视场时, 通常会对载荷成像带来负面影响。在海面大气成分探测中, 由于海面的反射率较低, 通过主动观测高亮度的海洋耀斑, 可提高入瞳辐射能量, 从而获得信噪比更高的观测数据。日本在 2009 年 1 月发射的 GOSAT 温室气体探测卫星^[3]以及美国在 2009 年和 2014 年分别发射的 OCO 卫星(发射失败)和 OCO-2 卫星均具有海洋耀斑观测模式^[4]。在不考虑海浪波动时, 相对卫星的张角只有 0.5° 左右, 因此需要卫星通过二维跟踪机构实现跟踪观测。本文先给出了一种考虑地球椭率的高精度海洋耀斑二维指向角度计算方法, 综合分析了地球椭率、太阳对地球的张角等因素对指向角度计算误差的影响。然后在仿真结果中给出了一年内指向二维角度的误差变化情况, 并将其与 STK 输出结果进行了对比。

1 海洋耀斑二维指向角度计算模型

1.1 不考虑地球椭率的海洋耀斑计算方法

根据定义, 太阳耀斑是卫星看到的太阳在海面上的像。在海面上, 太阳光的入射角等于反射角。图 1 所示为卫星、地球、太阳三者的几何关系。可以看出, 在不同的轨道位置上, 卫星看到的太阳耀斑的位置是唯一确定的。

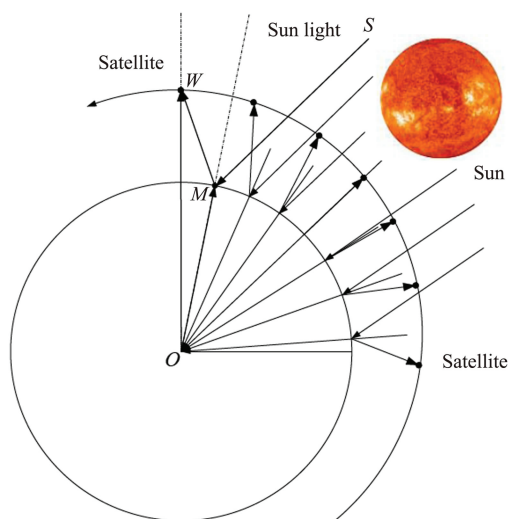


图 1 太阳耀斑的几何关系示意图

日地距离是地球平均半径 R_e 的 23544 倍。

在一般的精度需求下, 可以把耀斑至太阳矢量以及地心至太阳矢量视为平行矢量。此时, 太阳耀斑的几何关系便可简化为图 2 所示的情况。

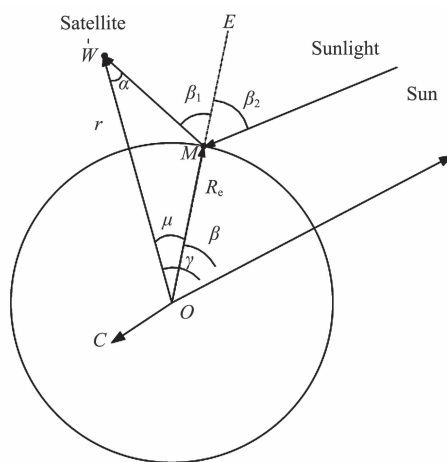


图 2 卫星耀斑的反射关系示意图

下面给出地心至太阳耀斑矢量 r_M 以及在本体坐标系中表示 r_M 的计算步骤。

(1) 计算太阳矢量与卫星矢量的夹角:

$$\gamma = \arccos(\hat{r} \cdot \hat{r}_{sun}) \quad (1)$$

(2) 计算卫星和太阳所在平面的法向矢量。由于耀斑点肯定在卫星、地心和太阳三点确定的平面上, 首先求出该平面的法向矢量 C :

$$\vec{C} = \hat{r} \times \hat{r}_{sun} \quad (2)$$

(3) 利用二分法计算 β 角。图 3 中, 根据镜面反射的几何关系可知, 入射角等于反射角, 即

$$\beta_1 = \beta_2 \quad (3)$$

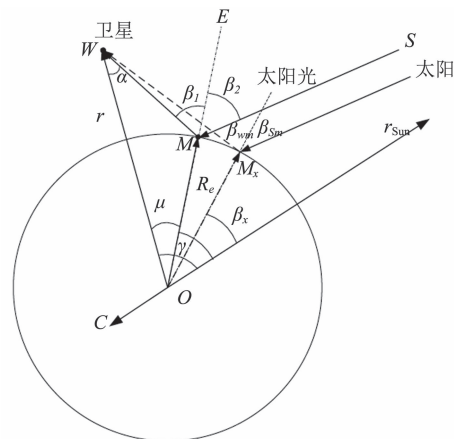


图 3 卫星耀斑的迭代逼近关系示意图

二分法的原理如下: 定义函数 $f(x)$, 令 $c = (a+b)/2$, 如果 $f(a) * f(c) > 0$, 则 $a=c$, 否则 $b=c$, 直至 $f(c) \leq \text{err}$ 为止 (err 可取 $1E^{-8}$)。

计算入射角 β 的关键在于二分法函数的定义, 即可利用以下关系进行逼近: 令 $f(x) = \beta_{sm} - \beta_{um}$, 其中 β_{sm} 为地心指向耀斑点矢量与耀斑点指向太阳矢量的夹角, β_{um} 为地心指向耀斑点矢量与耀斑点指向卫星矢量的夹角。当

$$R_C(\beta) = \begin{bmatrix} \cos\beta + e_x^2(1 - \cos\beta) & e_x e_y(1 - \cos\beta) + e_x \sin\beta & e_x e_z(1 - \cos\beta) - e_y \sin\beta \\ e_x e_y(1 - \cos\beta) - e_z \sin\beta & \cos\beta + e_y^2(1 - \cos\beta) & e_y e_z(1 - \cos\beta) + e_x \sin\beta \\ e_x e_z(1 - \cos\beta) + e_y \sin\beta & e_y e_z(1 - \cos\beta) + e_x \sin\beta & \cos\beta + e_z^2(1 - \cos\beta) \end{bmatrix} \quad (4)$$

因此, 地心指向耀斑点的单位矢量 $\hat{r}_m$ 及矢量 r_m 为

$$\begin{aligned} \hat{r}_M &= R_C(\beta) \hat{r}_{sun} \\ r_m &= R_e R_C(\beta) \hat{r}_{sun} \end{aligned} \quad (5)$$

第三步, 根据得到的地心指向耀斑点矢量 r_m 计算 $f(x)$ 的值。 β_{sm} 为地心指向耀斑点矢量与耀斑点指向太阳矢量的夹角。忽略太阳到地心以及到耀斑点的小角度偏差 ξ , 即直接应用单位太阳矢量, 则有

$$\beta_{sm} = \arccos(\hat{r}_M \cdot \hat{r}_{sun}) \quad (6)$$

若不忽略此项, 则需利用太阳在惯性空间中的绝对位置, 先计算出耀斑点指向太阳的矢量, 然后再求夹角, 即

$$\begin{aligned} r_{sM} &= r_{sun} - r_M \\ \beta_{sm} &= \frac{\arccos(r_{sM} \cdot r_{sun})}{|r_{sM}| \cdot |r_{sun}|} \end{aligned} \quad (7)$$

β_{um} 为地心指向耀斑点矢量与耀斑点指向卫星矢量的夹角。其计算先要求出耀斑点指向卫星的矢量, 然后再求夹角:

$$\begin{aligned} r_{uM} &= r - r_M \\ \beta_{um} &= \frac{\arccos(r_{uM} \cdot r)}{|r_{uM}| \cdot |r|} \end{aligned} \quad (8)$$

令

$$f(x) = \beta_{sm} - \beta_{um} \quad (9)$$

当函数收敛后, 即可求出角度 β 。

(4) 利用 β 角计算耀斑矢量。基于欧拉轴

$f(x)=0$ 时, 说明 $x=\beta$ 。

第一步, 取旋转的角度值 β_x (可将初始值选取为 $\beta_x = \gamma/2$)。

第二步, 将太阳矢量的单位矢量绕卫星太阳平面转过 β_x 角, 这里用到了欧拉轴转角。其中, 旋转轴为 $\vec{C} = \hat{r} \times \hat{r}_{sun}$, e_x 、 e_y 、 e_z 为旋转轴三轴的分量, 转角为 β_x 。坐标转换矩阵由欧拉转角的定义可得^[5]:

转角, 地心指向耀斑点的单位矢量 $\hat{r}_M$ 及矢量 r_M 为

$$\begin{aligned} \hat{r}_M &= R_C(\beta) \hat{r}_{sun} \\ r_M &= R_e R_C(\beta) \hat{r}_{sun} \end{aligned} \quad (10)$$

(5) 将耀斑矢量从惯性坐标系转换到轨道坐标系:

$$r_{CM} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} R_z(u_s) R_x(i_s) R_z(\Omega_s) r_M + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ R_s \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中,

$$u_s = \omega_s + f_s, R_s = \frac{a_s(1 - e^2)}{1 + e \cos f},$$

6 elements $a_s, e_s, i_s, \Omega_s, \omega_s, f_s$

(6) 将耀斑矢量从轨道坐标系转换到本体坐标系 (3-1-2 转序)。

$$r_{bM} = R_Y(\theta) R_x(\phi) R_z(\psi) r_{CM} \quad (12)$$

1.2 考虑地球椭率的海洋耀斑计算方法

由于地球的赤道半径与极半径相差 21.385 km^[6], 应当考虑地球扁率的影响。具体做法为在式(5)及式(10)中把 R_e 换算为实际的地心距 R_c 。

地心纬度 φ_c 可由 $\hat{r}_M$ 计算:

$$\varphi_c = \arcsin[\hat{r}_M(3)] \quad (13)$$

下面从地球椭球方程出发, 由于地球绕自转轴 (z 轴) 旋转对称, 可令 $x=0$, 地球椭球方程便简化为

$$\frac{y^2}{R_E^2} + \frac{z^2}{R_P^2} = 1 \quad (14)$$

式中, R_E 为地球的赤道半径; R_P 为地球的极半径。 $R_P = R_E(1 - \epsilon)$, 其中 ϵ 为椭率。

根据几何关系, y 和 z 与纬度的关系为

$$z = y \tan \varphi_c$$

$$R_c = y / \cos \varphi_c \quad (15)$$

将式(15)代入式(14), 有

$$R_c = \frac{R_P}{\sqrt{1 - 2\epsilon \cos^2 \varphi_c + \epsilon^2 \cos^2 \varphi_c}} \quad (16)$$

由于椭率 ϵ 为小量, 式(16)可简化为

$$R_c \approx R_P(1 + \epsilon \cos^2 \varphi_c) \quad (17)$$

1.3 二维指向镜的指向角度计算方法

某有效载荷的二维指向镜的基座转轴为 X 轴。图 4 所示为二维指向镜的几何关系。可以看出, 指向镜的基座转轴与卫星本体的 +X 轴重合, 出射光与卫星本体的一 X 轴重合, Y 轴由右手螺旋关系确定。其中, $\mathbf{n}$ 为指向镜的法向矢量; $\mathbf{n}'$ 为法线在 ZOY 平面上的投影; $\mathbf{l}$ 为出射光线矢量; $\mathbf{r}_M$ 为卫星指向耀斑的单位矢量。显然, 出射光线矢量 $\mathbf{l}$ 的坐标为 $(-1, 0, 0)$ 。

若已知耀斑单位矢量 $\mathbf{r}_{bM}$ 在卫星本体坐标系中表示为 $\mathbf{r}_{bM}(x, y, z)$, 则由平面几何关系可得:

$$\mathbf{n} = \mathbf{l} + \mathbf{r}_{bM} \quad (18)$$

从而有

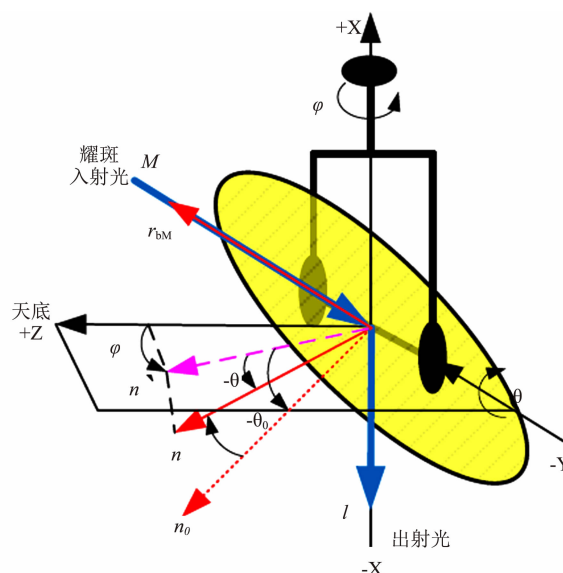
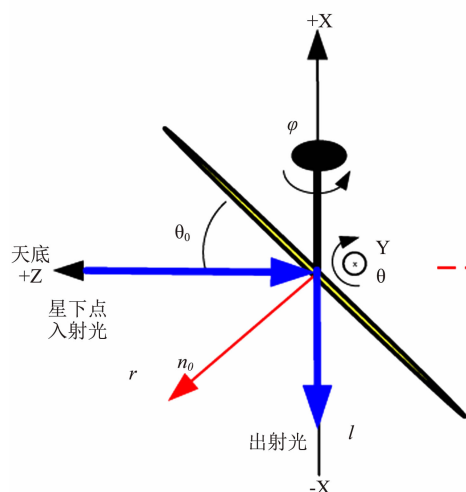


图 4 二维指向镜的几何关系

$$\mathbf{n} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x-1 \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (19)$$

由 $\mathbf{n}$ 与二维驱动角的几何关系:

$$\theta = -\arcsin \frac{-n_x}{|\mathbf{n}|} = \arcsin \frac{x-1}{\sqrt{(x-1)^2 + y^2 + z^2}}$$

$$\varphi = \arcsin \frac{-n_y}{|\mathbf{n}'|} = \arcsin \frac{-y}{\sqrt{y^2 + z^2}} \quad (20)$$

考虑 45° 镜的 45° 零位, θ 的驱动角度为

$$\theta_d = \theta - \theta_0 = \theta - (-45^\circ) = \theta + 45^\circ \quad (21)$$

2 计算仿真结果

假定二维驱动机构的运动范围受限, θ 角的转动范围为 $\pm 20^\circ$, φ 角的转动范围为 $\pm 31^\circ$ 。图 5 和图 6 所示分别为考虑驱动角驱动范围限制的 X 轴和 Y 轴驱动角计算结果与 STK 仿真结果的对比情况。

从图 5 中可以看出, 卫星指向耀斑矢量的 X 轴驱动角在一轨内的变化范围较小, 通常只有 $1^\circ \sim 2^\circ$, 而在一年内的变化范围达到 $13.1^\circ \sim 30.2^\circ$ 。从图 6 中可以看出, 由于指向角度范围受限, Y 轴在每轨的耀斑计算中均为 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 。

图 7 和图 8 所示分别为 X 轴和 Y 轴的计算结果与 STK 输出结果的偏差。可以看出, 该结果与 STK 计算结果的大部分偏差均小于 0.15° , 即小

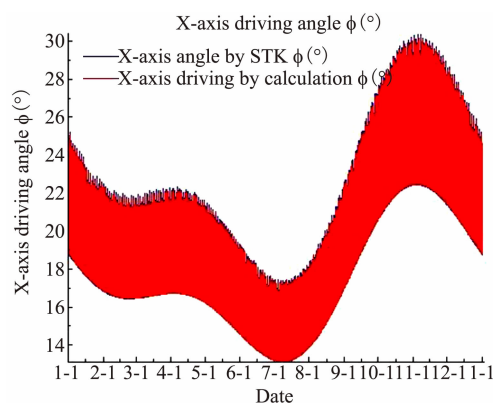


图 5 X 轴角度计算结果与 STK 仿真结果的对比

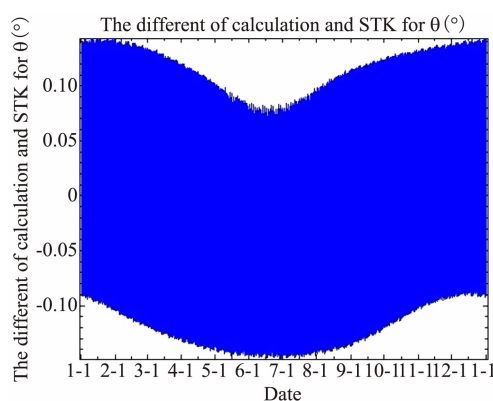


图 8 Y 轴的计算结果与 STK 输出结果的偏差

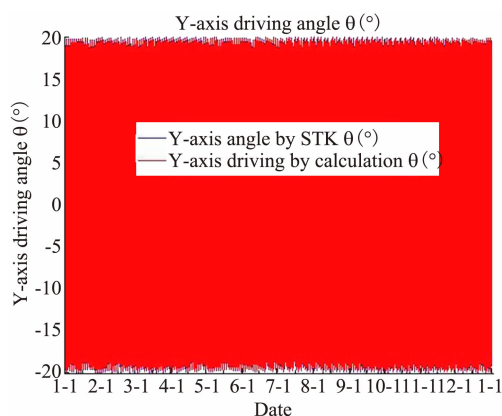


图 6 Y 轴角度计算结果与 STK 仿真结果对比

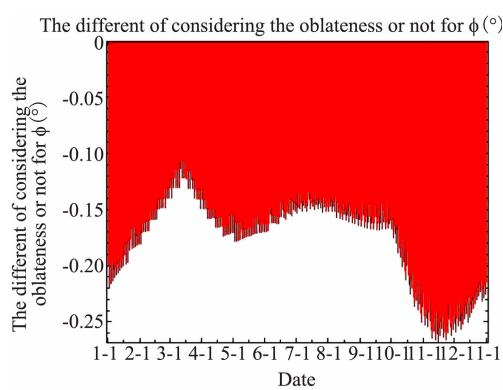


图 9 X 轴角度地球扁率结果影响对比

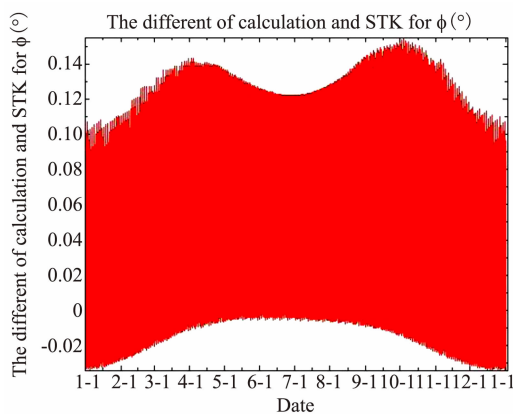


图 7 X 轴的计算结果与 STK 输出结果的偏差

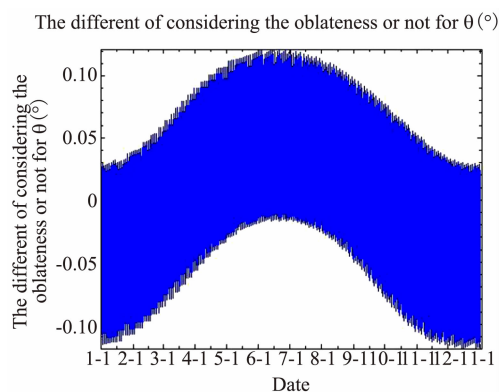


图 10 Y 轴角度地球扁率结果影响对比

于太阳张角的 $1/3$ ，其计算精度可接受。

考虑地球扁率修正后，下面分别给出考虑和不考虑地球扁率两种工况下采用太阳单位矢量得到的计算结果的对比情况(见图 9 和图 10)。可以看出，在考虑地球扁率与不考虑地球扁率时，X 轴驱动角度的最大偏差为 0.27° ；Y 轴驱动角度的最大偏差为 0.12° 。

图 11 和图 12 所示分别为采用单位矢量与非单位太阳矢量得到的 X 轴和 Y 轴计算结果对比情况。可以看出，在采用单位矢量与非单位太阳矢量的计算结果偏差中，X 轴小于 0.0014° ，Y 轴小于 0.0006° ，因此可以忽略不计。

3 结束语

本文提出了一种考虑地球扁率的海洋耀斑

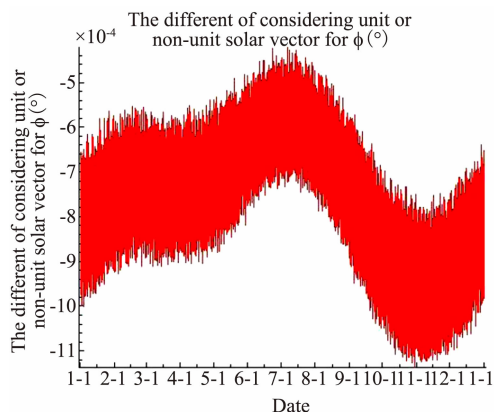


图 11 单位与非单位太阳矢量的 X 轴影响分析

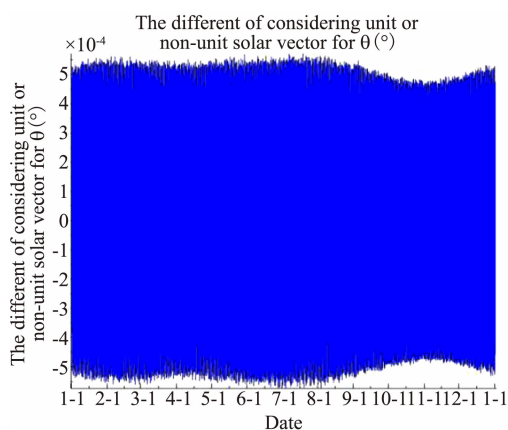


图 12 单位与非单位太阳矢量的 Y 轴影响分析

计算方法, 给出了一年内的误差变化情况, 并将其与 STK 输出结果进行了对比。结果表明, 该方法具有计算量小、计算精度高、流程清晰等特点, 可为工程设计和应用提供参考。

参考文献

- [1] 陈斌. 太阳耀斑电离层效应的统计分析与模拟研究 [D]. 北京: 中国科学院地质与地球物理研究所, 2005.
- [2] 康健, 张杰, 孟俊敏. 耀斑遥感图像均衡化的多项式拟合方法 [J]. 中国海洋大学学报, 2010, **40**(6): 36–40.
- [3] Masakatsu Nakajima, Akihiko Kuze, Hiroshi Suto. The Current Status of GOSAT and the Concept of GOSAT-2 [C]. SPIE, 2012, **8533**: 853306.
- [4] Robert Haring, Randy Pollock, Brian Sutin, et al. Current Development Status of the Orbiting Carbon Observatory Instrument Optical Design [C]. SPIE, 2005, **5883**: 58830C.
- [5] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998.
- [6] 焦文海. 卫星导航系统坐标基准建立问题的研究 [R]. 上海: 中国科学院上海天文台, 2003.

(上接第 6 页)

- [19] Gao C, Du Y, Liu J, et al. InfAR Dataset: Infrared Action Recognition at Different Times [J]. *Neurocomputing*, 2016, **212**: 36–47.
- [20] Jiang Z, Rozgic V, Adali S. Learning Spatiotemporal Features for Infrared Action Recognition with 3D Convolutional Neural Networks [C]. Honolulu: 2017 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2017.
- [21] Liu Y, Lu Z, Li J, et al. Global Temporal Representation Based CNNs for Infrared Action Recognition [J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2018, **25**(6): 848–852.
- [22] Mastorakis G, Makris D. Fall Detection System Using Kinect's Infrared Sensor [J]. *Journal of Real-Time Image Processing*, 2014, **9**(4): 635–646.