

用于卫星的高精度太阳夹角计算方法研究

李鹏宇¹, 崔家山²

(1. 上海电子信息职业技术学院 中德工程学院, 上海 201411;

2. 西安电子科技大学 空间科学与技术学院, 陕西 西安 710000)

摘要: 在卫星成像拍摄任务规划过程中, 必须精确计算卫星相机与太阳矢量的夹角才能正确地对地面成像。为此, 提出一种基于VSOP理论用于卫星本体坐标系内高精度太阳夹角的计算方法。经过仿真实验得到该太阳夹角计算方法在一个卫星重访轨道周期内的最大角度误差小于 0.15° , 实验证明该计算方法可以精确计算在轨卫星的太阳方位角, 能够有效指引卫星相机的拍摄角度。

关键词: 卫星成像; VSOP理论; 卫星坐标系; 太阳方位角

中图分类号: TP391; V412.4 文献标识码: A 文章编号: 1003-7241(2025)01-0076-05

Research on High-precision Solar Angle Calculation Method for Satellites

LI Peng-yu¹, CUI Jia-shan²

(1. School of Sino-German Engineering, Shanghai Technical Institute of Electronics & Information, Shanghai 201411 China;

2. School of Aerospace Science and Technology, Xi'an University, Xi'an 710000 China)

Abstract: In the process of satellite imaging of mission planning, Angle between the satellite camera and the sun vector must be calculated accurately for ground imaging correctly. According to the above problem, a method for calculating the high-precision sun angle in the satellite body coordinate system based on VSOP theory is proposed. Through simulation experiment, it is found that the maximum angle error of the solar angle calculation method is less than 0.15° in one satellite revisit orbit cycle. The experiment proves that the calculation method can accurately compute the solar azimuth of orbiting satellite, and can effectively guide the shooting angle of satellite camera.

Keywords: satellite imaging; VSOP theory; satellite coordinate system; solar azimuth

0 引言

太阳辐射是地球气候系统最重要的外部能源, 监测太阳辐射变化不仅对卫星在轨运行的能量分配具有重要意义, 还决定了成像卫星拍摄时机, 以至于影响卫星整体在轨测绘应用效能, 因此从70年代起国外就开始了对于太阳辐射变化的遥感监测^[1-2]。对于卫星而言, 由于卫星轨道的周期特性, 可以通过太阳和卫星在惯性坐标系内的矢量位置计算其相对夹角, 包括方位角(AZIMUTH)和俯仰角(ELEVATION)。在计算太阳相对位置方面, 国外学者Simon JL^[3]给出了VSOP理论框架和具体描述, Michalsky JJ^[4]给出了太阳视位置的计算方法, 可以计算地面位置相对太阳的夹角, 但是对于卫星这样的运动物体计算太阳夹角的方法研究很少。国内学者郑涛^[5]、李占峰^[6]等人给出了星载太阳辐照度光谱仪的太阳角度计

算, 可以求得某一时刻卫星载荷相对于太阳的夹角, 但是该文献用于计算太阳平黄经的公式没有考虑天体章动和光流差的影响, 在真黄经到赤经转换的过程中有截断误差, 因此这个方法的计算精度不高。对于卫星成像任务而言, 需要根据太阳的相对位置对卫星相机开关机时间进行精确计算。因此设计一种卫星本体坐标系内进行太阳夹角高精度计算方法, 通过VSOP87理论精确地计算在某一个历元时刻黄经黄纬, 并考虑天体章动和光流差影响, 经过高精度的坐标转换为卫星轨道坐标系内的太阳矢量, 进而获得卫星相机矢量与太阳矢量的夹角。

1 模型设计

要计算卫星本体坐标系内太阳夹角, 需要进行多次坐标转换, 即天球坐标系到地球惯性坐标系的转换, 地球惯性坐标系到卫星本体坐标系的转换^[7-8]。首先计算太阳的黄经黄纬, 然后计算赤经赤纬, 并计算日地距离, 以上步骤都是在天球坐标系内的坐标, 需要计算其在卫星本

*基金项目: 国家自然科学基金资助项目(12102316)

收稿日期: 2023-09-03

体坐标系内的矢量,最后得到方位角和仰角^[9-10]。具体计算流程如图1所示。

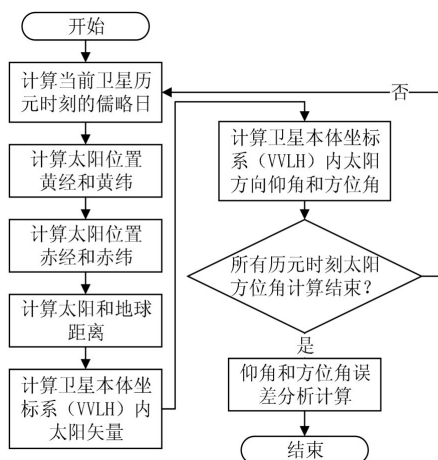


图1 卫星本体坐标系内太阳夹角计算流程

以下对文中出现的坐标系进行说明:

(1) 黄道坐标系(ESOC):以黄道为基圈,经过春分点的黄经圈为始圈,以春分点为原点组成的天球坐标系^[11]。

(2) 赤道惯性坐标系(SCI):坐标原点在地球中心,X轴指向春分点,Z轴指向北极,Y轴在赤道平面上垂直于X轴。

(3) 卫星本体坐标系(VVLH):航天器质心指向地心的矢量方向为Z,Y向指向卫星轨道面负法向,X向与Y,Z向符合右手定则^[12-13]。

2 太阳方向角的计算方法

2.1 太阳黄经黄纬计算

考虑到卫星在轨太阳高度角计算需要高精度结果,所以采用VSOP87理论计算,VSOP87理论计算为查表方式的解析式运算,不涉及过于复杂的计算,而且精度还有保证,非常适合资源紧张和受限的星上计算机运行^[14-15]。计算黄道坐标,首先需要计算当前卫星UTC时刻对应的儒略日jdate^[16],如式(1)所示。

$$jdate = 367 \times y - \left(\frac{7}{4} \times \left(y + \frac{m+9}{12}\right)\right) + \left(\frac{275 \times m}{9}\right) + d + 1721013.5 + \frac{h}{24} + \frac{m}{1440} + \frac{s}{86400} \quad (1)$$

式中,输入参数分别为UTC时间的年月日/时分秒,然后计算千年儒略日。

$$d = \frac{(jdate - JD2000)}{365250.0} \quad (2)$$

式中,JD2000为2000年1月1日12时的儒略日,值为2 451 545.0。进而得到地心黄经为:

$$L = \frac{((((L_5 \times d + L_4) \times d + L_3) \times d + L_2) \times d + L_1) \times d + L_0}{10^8} \quad (3)$$

式中, L_0-L_5 为VSOP理论查表计算得到用于计算太阳地心黄经的参数,具体计算方法如下:

$$L_n = L_n + (coeff_{i1} \times \cos((coeff_{i2} + coeff_{i3} \times dt))) \quad (4)$$

式中, n 为1到5,coeff为VSOP参数表 L_0 数据,总计559组。按照同样的方法计算太阳地心黄纬为:

$$B = \frac{((((B_4 \times d) + B_3) \times d + B_2) \times d + B_1) \times d + B_0}{10^8} \quad (5)$$

式中, B_0-B_4 为VSOP理论参数表用于计算太阳地心黄纬 B_0-B_4 具体计算方法与式(4)的方法相同。计算得到黄经和黄纬后还需要修正天体章动,天体章动参数主要包括计算五个基本角距,具体如式(6)-式(12)所示计算平距角,即日对地心的角距离为:

$$D = 297.85036 + 445267.111480 \times T - 0.0019142 \times T^2 + \frac{T^3}{189474.0} \quad (6)$$

计算太阳(地球)平近点角为:

$$M = 357.52772 + 35999.050340 \times T - 0.0001603 \times T^2 - \frac{T^3}{300000.0} \quad (7)$$

计算月亮平近点角为:

$$Mp = 134.96298 + 477198.867398 \times T + 0.0086972 \times T^2 + \frac{T^3}{56250.0} \quad (8)$$

计算月亮纬度参数为:

$$F = 93.27191 + 483202.017538 \times T - 0.0036825 \times T^2 + \frac{T^3}{327270.0} \quad (9)$$

计算黄道与月亮平轨道升交点黄经为:

$$\Omega = 125.04452 - 1934.136261 \times T + 0.0020708 \times T^2 + \frac{T^3}{450000.0} \quad (10)$$

$$\theta = nu_{[i,1]} \times D + nu_{[i,2]} \times M + nu_{[i,3]} \times Mp + nu_{[i,4]} \times F + nu_{[i,5]} \times \Omega$$

$$e = e + (nu_{[i,6]} + nu_{[i,7]} \times T) \times \sin(\theta) \quad (11)$$

$$\Delta L = \frac{e \times 0.0001}{3600.0}$$

式中, nu 为章动系数表数组, ΔL 为章动结果,换算成度的单位,然后修正黄经为 $L=L+\Delta L$ 。章动修正之后,需要对光行差进行修正。光行差修正首先需要计算日地距离 R ,如式(12)所示:

$$f(i) = R_i + f(i+1) \times d$$

$$R = \frac{f(0)}{10^8} \quad (12)$$

$$L = L - \left(\frac{20.4898}{R \times 20 \times \pi}\right)$$

式中, R_0-R_5 的计算方法和式(4)一样, i 范围为1到5,只是对应的参数表是VSOP87日地距离部分的参数表。经过以上步骤即得到太阳黄经 L 和黄纬 B 。

2.2 太阳赤经赤纬计算

黄道坐标系到赤道坐标系转换首先需要计算黄赤交角,两个坐标系之间有个夹角为黄赤交角,其计算方法如下:

$$E = 23.439291 - 0.01300417 \times T - \frac{1.63889}{10^7} \times T^2 + \frac{5.036}{10^7} \times T^3$$

$$\Delta E = 0.00256 \times \cos(\Omega) \quad (13)$$

式中, T 为儒略世纪数, ΔE 为黄赤交角章动修正值, E 为黄赤交角。

黄道坐标到赤道坐标为:

$$L_e = \text{atan}((s(L) \times c(E) - t(B) \times s(E)), c(L))$$

$$B_e = \text{asin}(s(B) \times c(E) + c(B) \times s(E) \times s(L)) \quad (14)$$

式中 L, B 为黄经和黄纬, $c(\cdot)$ 为 \cos 函数, $s(\cdot)$ 为 \sin 函数, $t(\cdot)$ 为 \tan 函数, L_e, B_e 为赤经和赤纬。

2.3 卫星轨道坐标系(LVLH)内太阳矢量计算

2.2节计算得到的赤经和赤纬为地球赤道惯性坐标系下的坐标,需要把地球赤道惯性坐标系下的坐标转换到卫星轨道坐标系。如图2所示,以地心指向参考航天器质心的矢量方向为 X , Z 向指向卫星轨道面法向, Y 向与 X, Z 向符合右手定则。把地球赤道惯性坐标系下的赤经赤纬转换到笛卡尔坐标系,如式(15)所示:

$$X = R \times \cos(B_e) \times \cos(L_e)$$

$$Y = R \times \cos(B_e) \times \sin(L_e)$$

$$Z = R \times \sin(B_e) \quad (15)$$

式中, L_e, B_e 为赤经和赤纬, R 为式(12)计算得到的日地距离, XYZ 为笛卡尔坐标系下的直角坐标。惯性坐标系到卫星轨道坐标系的转换如下所示。

$$EH = z(u) \times x(i) \times z(O)$$

$$LO_{xyz} = EH \times [X, Y, Z] - [r, 0, 0] \quad (16)$$

基于当前主星轨道参数,计算方向旋转后的惯性坐标系(ECI)至卫星轨道坐标系在 x 向的距离 r 为:

$$r = \frac{a \times (1 - e^2)}{(1 + e \times \cos(f))} \quad (17)$$

式(17)中, LO_{xyz} 为计算得到的卫星本体坐标系下的直角坐标, a 为卫星轨道半长轴, e 为卫星轨道偏心率, f 为卫星轨道真近点角, u 为卫星幅角, i 为卫星轨道倾角, O 为升交点赤经角度。其中 Z, X 轴旋转坐标系为:

$$Z = \begin{bmatrix} c(a) & s(a) & 0 \\ -s(a) & c(a) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad X = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(a) & s(a) \\ 0 & -s(a) & c(a) \end{bmatrix} \quad (18)$$

2.4 太阳位置计算

2.3节为卫星轨道坐标系(LVLH)下计算得到的太阳矢量,为了和STK生成的卫星本体坐标系(VVLH)坐标系下的太阳方位数据进行对比,需要把LVLH坐标系下的矢量转换到VVLH坐标系下,然后再计算太阳的方位角和仰角。如图2所示, $X_c Y_c Z_c$ 为地球惯性坐标系, $X_v Y_v Z_v$ 为卫星本体坐标系,以参考航天器质心指向地心的矢量

方向为 Z_v , Y_v 向指向卫星轨道面负法向, X_v 向与 Y_v, Z_v 向符合右手定则。太阳在卫星本体坐标系的矢量 S 首先投影到 $X_v Y_v$ 平面内,投影点为 S' , 矢量 S' 和矢量 S 的夹角为太阳仰角 Ele , X 轴到 S' 矢量的夹角为太阳方位角 Azi 。

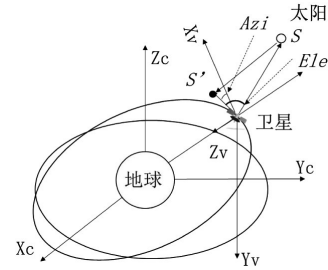


图2 卫星本体坐标系下太阳矢量方向

VVLH坐标系矢量坐标为:

$$X_l = LO_{xyz} \quad (2)$$

$$Y_l = -LO_{xyz} \quad (3)$$

$$Z_l = -LO_{xyz} \quad (1)$$

$$XY_l = \sqrt{X_l^2 + Y_l^2} \quad (19)$$

式中, LO_{xyz} 为太阳矢量在LVLH坐标系下的坐标 $[X \ Y \ Z]$, X_l, Y_l, Z_l 为VVLH坐标系下的坐标, XY_l 为太阳矢量 S 在 $X-Y$ 平面内的投影 S' 的长度。太阳在卫星本体坐标系下的仰角和方位角计算如下:

$$El_i = a \cos\left(\frac{XY_l}{RR}\right)$$

$$AZI_i = a \cos\left(\frac{X_l}{XY_l}\right) \quad (20)$$

式中, RR 为日地距离, El, AZI 分别为当前时刻下太阳矢量在卫星本体坐标系(VVLH)下面的仰角和方位角。

式(20)得到的结果还需要根据所在象限进行符号修正,这里不再赘述。

3 仿真试验及结果分析

3.1 计算精度验证和误差分析

为了验证本算法的精度,需要在STK环境下进行相应的仿真工作,首先设计仿真的严格回归卫星轨道六根数如表1所示。

表1 STK卫星轨道参数设置

参数	数值
半长轴	6 900 km
偏心率	0°
轨道倾角	97°
近地点幅角	60°
升交点赤经	350°
平近点角	310°

表1配置递推生成的轨道根数数据,根据第3节的计

算方法得到太阳仰角和方位角如图3所示,太阳仰角的一个卫星轨道重访周期内角度变化范围,为 -50° 到 $+50^{\circ}$,太阳方位角的变化范围为 240° 到 320° 之间。

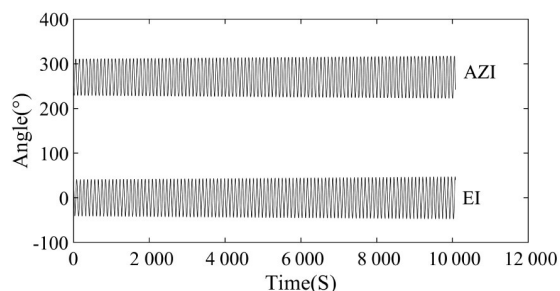


图3 Matlab太阳方位和俯仰角仿真计算结果

3.2 仿真结果对比分析

为了验证本算法的有效性,分别进行了两组对比实验。第一组采用文献[6]第2节中的快速算法计算太阳黄经和黄纬,进而求取太阳矢量在卫星本体坐标系内的太阳仰角和方位角,并与STK数据进行对比得到如下图4所示的误差曲线。在一个卫星轨道重访周期内,EI误差范围为 $\pm(0.4^{\circ}-0.6^{\circ})$ 之间,AZI误差范围为 $\pm(0.5^{\circ}-0.8^{\circ})$ 之间。

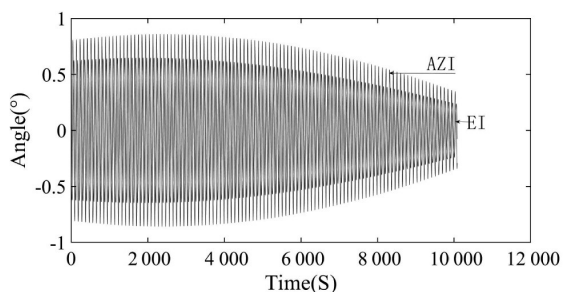


图4 文献[6]方法得到的太阳方位角和仰角仿真误差分析

第二组采用本文的高精度VSOP算法计算太阳的黄经和黄纬,进而求取太阳矢量和在卫星本体坐标系内的太阳仰角和方位角,并与STK数据进行对比得到如下图5所示的误差曲线。在一个卫星轨道重访周期内,EI误差范围为 $\pm 0.1^{\circ}-\pm 0.13^{\circ}$ 之间,AZI误差范围为 $\pm 0.1^{\circ}-\pm 0.15^{\circ}$ 之间。

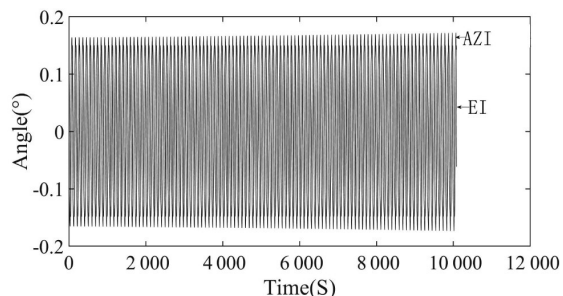


图5 VSOP方法得到的太阳方位角和仰角仿真误差分析

对比两组数据发现,采用本文的高精度VSOP计算卫星本体坐标系内太阳方位角和仰角的算法在精度上有明显的改善。经过对比计算分析误差来源主要由以下两个

方面造成:

(1) 对比方法在黄经到赤经转换的过程中省略了第二项,造成了截断误差。如式(21)所示:

$$\Delta E = \tan(B) \times \sin(E) \quad (21)$$

式中, B 为黄纬, E 为黄赤交角,对于不同纬度的误差值变化不均匀,截断误差在高纬度区间要比低纬度区间的误差稍大。

(2) 对比方法没有考虑天体章动和光行差的影响是另外两个误差来源。

4 结束语

针对卫星任务规划太阳方位的计算需求,本文提出了一种完备高效并具有较高精度的卫星和太阳矢量夹角计算方法。利用该方法只要输入对应的卫星的UTC时间和卫星瞬时轨道根数,就可以计算任一卫星历元时刻的太阳方位角和仰角。经过STK和matlab仿真分析结果表明,在卫星轨道重访周期内,太阳仰角和方位角误差优于 0.15° ,该计算方法可以为成像卫星相机拍摄角度和拍摄时机提供有价值的依据,并为其他航天器在轨太阳夹角计算提供了参考与借鉴。

参考文献:

- [1] 王茂才,戴光明,等.成像卫星任务规划与调度算法研究[M].北京:科学出版社,2019:14-16.
- [2] 闻新,张业鑫.应用STK实现空间飞行器总体设计和任务分析[M].北京:国防工业出版社,2016:20-22.
- [3] Simon JL, Francou G, Fienga A, Manche H. New analytical planetary theories VSOP2013 and TOP2013[J]. Astronomy & Astrophysics, 2013, 557(A49):49-61.
- [4] Michalsky JJ. The astronomical almanac's algorithm for approximate solar position[J]. Solar Energy. [J]. 1988, 40(3):227-235.
- [5] Zheng T, Zheng F, Rui X, Ji X (2019) A Precise Algorithm For Computing Sun Position on a Satellite[J]. Journal of Aerospace Technology and Management, 2019, 11(19):19-31.
- [6] 李占峰,王淑荣,等.星载太阳辐照度光谱仪短时高精度太阳预报[J]. 光学学报. 2019, 39(7):71-75.
- [7] 张闯,吕东辉,等.太阳实时位置计算及在图像光照方向中的应用[J]. 电子测量技术. 2010, 33(11):87-92.
- [8] 王慧,崔连延.太阳高度角和方位角的计算方法[J]. 计算机技术应用, 2013, 12(10):166-167.
- [9] 张威,孙锐,等.光学观测中太阳夹角的分析与计算[J]. 计算机测量与控制, 2016. 24(12):216-222.
- [10] 杜恩武,柳建楠,等.基于拐点拟和方程的太阳方位角计算方法[J]. Chinese Control and Decision Conference, 2020, 39(9):710-715.
- [11] Zhang Q, Ye X, Fang W Calculation of sun's location on the sun synchr onous orbit satellite and its precision analysis[J]. Journal of the Graduate School of the Chi-

(下转第136页)