

太阳同步轨道卫星上太阳方位的计算及精度分析*

张 乾^{1,2†}, 叶 新¹, 方 伟¹

(1 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033;

2 中国科学院研究生院, 北京 100049)

(2010 年 6 月 24 日收稿; 2010 年 8 月 3 日收修改稿)

Zhang Q, Ye X, Fang W. Calculation of sun's location on the sun synchronous orbit satellite and its precision analysis [J]. Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences 2011 28(3):310-314.

摘 要 为了在太阳同步轨道卫星上, 实现太阳辐射监测仪对太阳辐射的跟踪测量, 提出了一种卫星本体坐标系上太阳方位的计算方法. 首先, 采用巴黎天文台的 VSOP87 理论计算太阳在地心惯性坐标系下的太阳方位; 然后, 通过坐标变换转换到卫星本体坐标系上, 实现了太阳方位的计算; 最后, 利用拟平均根数法生成卫星瞬时轨道根数, 模拟计算太阳方位的计算精度. 该方法对卫星本体坐标系上太阳方位的计算精度优于 0.19° , 满足实际跟踪精度的要求.

关键词 太阳同步轨道卫星, 太阳跟踪, 坐标变换, VSOP87

中图分类号 V447.1

太阳同步轨道卫星上载有太阳辐射监测仪, 用以测量太阳辐照度. 由于太阳辐射监测仪的视轴不能始终保持对准太阳, 因此对测量数据的处理带来了一定的困难. 本文考虑在星体上搭载二维驱动机构实现对太阳的精确跟踪, 并据此提出星上程控跟踪太阳的具有较高精度的算法.

该算法首先计算太阳在地心惯性坐标系下的赤经和赤纬, 然后通过实时获取卫星瞬时轨道根数, 将太阳方位转化到卫星轨道坐标系上; 最后通过处理卫星的姿态信息, 得到太阳方位矢量在卫星本体坐标系上的偏航角和俯仰角, 向二维驱动机构传达跟踪信息, 实现太阳跟踪. 经过精度分析, 该算法能满足星上程控太阳跟踪的要求.

1 太阳方位的计算过程

太阳方位的计算采用具有较高精度的 VSOP87 (variations seculaires des orbites planetaires) 理论, 并通过 3 次坐标变换, 得到卫星本体坐标系内的太阳方位矢量.

1.1 介绍 3 种坐标系

1) 地心惯性坐标系 原点取在地心 O , Z 轴沿地球自转轴指向北方, X 轴沿地球赤道平面与黄道平面的交线指向升交点 (春分点), Y 轴在赤道平面内与 X 轴、 Z 轴构成右手旋转坐标系.

2) 卫星轨道坐标系 原点 O_s 在卫星质心, Z_s 轴指向地心, X_s 轴在轨道平面内与 Z_s 轴垂直并指向卫星速度方向, Y_s 轴与轨道平面负法线方向一致, 与 X_s 轴、 Z_s 轴构成右手旋转坐标系.

3) 卫星本体坐标系 原点 O_b 在卫星质心, 3 条正交的星体坐标轴 X_b 轴、 Y_b 轴和 Z_b 轴分别与固连于星体的惯性基准坐标轴平行. 对于 3 轴稳定对地定向的卫星, 在理想的稳定状态下, 即航天器没有姿

* 国家自然科学基金 (61077080) 资助

†E-mail: nkzhangqian@gmail.com

态角误差时,它与卫星轨道坐标系应该是完全重合的.

1.2 VSOP87 计算理论

目前,用于地面跟踪的太阳方位计算方法大多采用王炳忠的数值模拟法,以及世界气象组织推荐的 Michalsky 的理论展开式法^[1-2],计算过程简单,但是精度较低,不能满足星上太阳方位计算精度的要求.为此,本文的星上太阳方位计算方法采用法国的 VSOP87 理论^[3],该方法相对于太阳轨道的平均根数法^[4],计算过程较为简便,计算精度也能满足实际应用的需要.

1987 年,巴黎的 Bretagnon 和 Francou 创立了 VSOP87 行星理论,它提供了直接计算行星日心坐标的周期序列项,可以直接算得任意时刻某一行星的日心黄经、日心黄纬和太阳到该行星球距离.对于地球,该理论用了 2425 个周期项,可以得到精度高达 0.01" 的太阳方位.据文献 [2] 记载,通过截取一些主要的项,可使得到的太阳位置在 -2000 ~ 6000 年范围内精度是 1".

该方法首先使用文献 [2] 附录的地球数据的主要项计算日心黄经 L 、黄纬 B 和日地距离 R ,并按照下式得到地心黄道坐标系下太阳的黄经 Θ 和黄纬 β :

$$\begin{aligned} \Theta &= L + 180^\circ, \\ \beta &= -B, \end{aligned} \tag{1}$$

这里的太阳黄经 Θ 是真几何黄经,再考虑进太阳地心黄经光行差修正以及章动的黄经章动分量,就得到太阳的视黄经 λ 和视黄纬 β . 然后通过下式的黄道坐标系到赤道坐标系的变换,得到太阳的视赤经 α 和视赤纬 δ

$$\begin{aligned} \tan \alpha &= \frac{\sin \lambda \times \cos \varepsilon - \tan \beta \times \sin \varepsilon}{\cos \lambda}, \\ \sin \delta &= \sin \beta \times \cos \varepsilon + \cos \beta \times \sin \varepsilon \times \sin \lambda, \end{aligned} \tag{2}$$

(2) 式中 ε 是真黄赤交角,为平黄赤交角 ε_0 和章动中的交角章动分量 $\Delta \varepsilon$ 的和,而 ε_0 由国际天文联合会提供的公式求得.

选取 2006 年每月的第 1 天的零时,将计算得到的太阳赤经和赤纬与 2006 年中国天文年历比对^[4],赤经差值不超过 3",赤纬差值不超过 1.2". 图 1 列出了 12 个月的赤经比对数据.

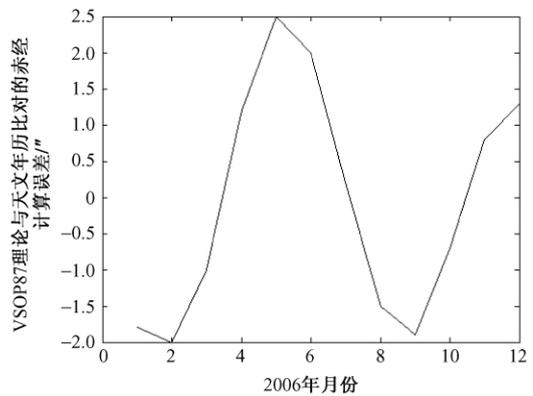


图 1 VSOP87 理论与 2006 年中国天文年历比对

2 地心惯性坐标系下的太阳方位向卫星本体坐标系的转换

2.1 太阳视赤经 α 和视赤纬 δ 在直角坐标系下的 X 、 Y 、 Z 分量

设定太阳方位矢量为单位矢量,则直角坐标系下的 X 、 Y 、 Z 分量为:

$$S_l = \begin{bmatrix} \cos \delta \cos \alpha \\ \cos \delta \sin \alpha \\ \sin \delta \end{bmatrix}. \tag{3}$$

2.2 由地心惯性坐标系到卫星轨道坐标系的坐标转换

设 Ω 为升交点赤经, i 为轨道倾角, ω 为近地点幅角, f 为真近点角, $u = \omega + f$ 为轨道角. 按照 $Z \rightarrow X \rightarrow Y$ 的旋转顺序,得到地心惯性坐标系到卫星轨道坐标系的转换矩阵:

$$T_1 = T_{1Y} \times T_{1X} \times T_{1Z}, \tag{4}$$

$$\text{其中, } T_{1X} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\left(-i + \frac{\pi}{2}\right) & -\sin\left(-i + \frac{\pi}{2}\right) \\ 0 & \sin\left(-i + \frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(-i + \frac{\pi}{2}\right) \end{bmatrix}, \quad T_{1Y} = \begin{bmatrix} \cos\left(u + \frac{\pi}{2}\right) & 0 & \sin\left(u + \frac{\pi}{2}\right) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\left(u + \frac{\pi}{2}\right) & 0 & \cos\left(u + \frac{\pi}{2}\right) \end{bmatrix},$$

$$T_{1Z} = \begin{bmatrix} \cos\Omega & \sin\Omega & 0 \\ -\sin\Omega & \cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

2.3 由卫星轨道坐标系到卫星本体坐标系的坐标转换

设 φ 、 θ 、 ψ 分别为卫星滚动角、俯仰角与偏航角,按照 $Z \rightarrow X \rightarrow Y$ 的旋转顺序,分别旋转 $\psi \rightarrow \varphi \rightarrow \theta$ 角度,得到转换矩阵:

$$T_2 = T_{2Y} \times T_{2X} \times T_{2Z}, \quad (5)$$

$$\text{其中, } T_{2X} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix}, T_{2Y} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix}, T_{2Z} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

这样,就得到太阳方位矢量在卫星本体坐标系上的 $O_B X_B Y_B Z_B$ 分量:

$$S = T_2 \times T_1 \times S_r. \quad (6)$$

图 2 ~ 图 4 分别给出了一个轨道周期内太阳方位矢量在卫星本体坐标系 $O_B X_B Y_B Z_B$ 下与 X_B 、 Y_B 、 Z_B 轴夹角的变化曲线。

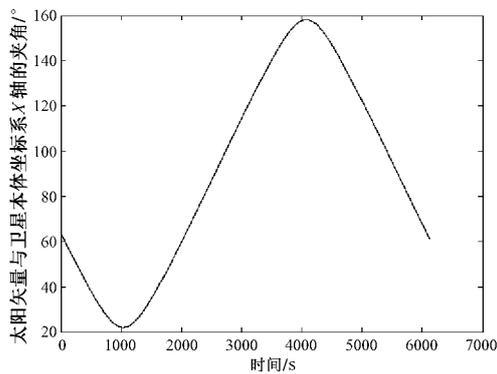


图 2 一个周期内的太阳矢量与卫星本体坐标系 X 轴的夹角

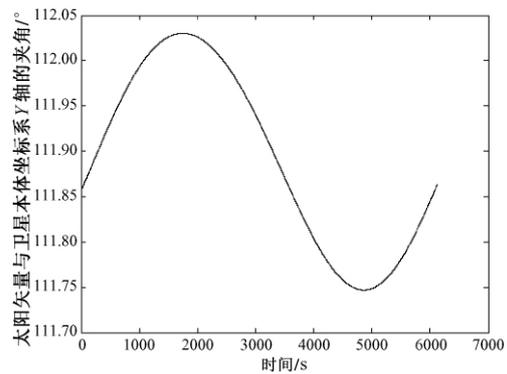


图 3 一个周期内的太阳矢量与卫星本体坐标系 Y 轴的夹角

可以看出,一个周期内,太阳方位矢量与卫星本体坐标系的 X 轴和 Z 轴的夹角在 $20^\circ \sim 160^\circ$ 之间变化,太阳方位矢量与 Y 轴的夹角变化缓慢,1 年之内的变化范围不超过 15° ,这符合太阳同步轨道卫星的轨道特点。

3 太阳方位的计算精度分析

本文的精度分析中的轨道计算^[5-6]采用拟平均根数算法来获得卫星的瞬时轨道根数.充分考虑地球形状、大气阻力、日月引力和太阳光压对轨道的摄动影响.地球形状摄动计算采用高精度的地球引力场模型—JGM2;采用 Harris Priester 阻力模型计算大气阻力密度;并考虑了主要天文时间系统间的差异(UTC、TAI 和 TDT 差异).

仿真过程如下.

仿真起始时刻 2010 年 7 月 2 日 0 时 0 分 0 秒;

起始时刻的相关轨道参数的设置 轨道高度:836km,轨道倾角:98.75°;

卫星发射窗口 降交点地方时 10:00 ~ 10:20 或升交点地方时 13:40 ~ 14:00;

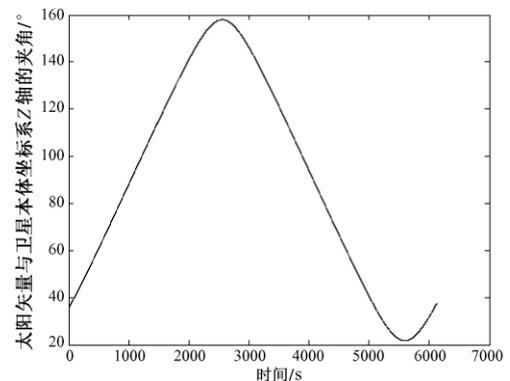


图 4 一个周期内的太阳矢量与卫星本体坐标系 Z 轴的夹角

相关摄动参数^[7]的设置见表 1.

表 1 摄动系数的设置

摄动系数	卫星的阻力面积 /m ²	卫星的光压面积 /m ²	卫星的面积质量比 / (m ² /kg)	大气阻力系数	光压系数
数值设置	40	44	0.02	2.2	1.44

太阳赤经和赤纬的计算精度 3'';

星上采用拟平均根数法来递推轨道根数,轨道递推误差随着递推时间的增长而增大,递推 1.5d 的极限误差设定如下:

星上轨道倾角和升交点赤经的递推精度 0.01°;星上轨道幅角的递推精度 0.01°;卫星姿态角测量精度 0.05°.

误差分析中共有 8 个误差项,分别为太阳矢量在地心惯性坐标系下的赤经和赤纬,卫星的轨道倾角、升交点赤经和轨道角,卫星的偏航角、俯仰角和滚动角.采用微分法进行极限误差的合成,认为各单项误差具有相同的误差分布和置信概率,并且各项误差间是线性无关的,那么卫星本体坐标系上太阳偏航角(俯仰角)的极限误差计算公式即为

$$\Delta f = \pm \sqrt{\sum_{j=1}^8 \left(\frac{\partial f(x_j)}{\partial x_j} \Delta x_j \right)^2} \quad (7)$$

其中, $x_j = \alpha, \delta, i, \Omega, u, \varphi, \theta, \psi$; $f(x_j)$ 为坐标变换得到的太阳在卫星本体坐标系的偏航角(俯仰角)表达式; $\frac{\partial f(x_j)}{\partial x_j}$ 为各项误差的传递函数; Δx_j 为各项的极限误差值.

在 MATLAB 上仿真得到的卫星本体坐标系上的太阳方位计算误差在 1 年内(2010 年 7 月 2 日至 2011 年 7 月 2 日)的变化曲线如图 5 和图 6 所示.

由图 5、图 6 可以看出,太阳矢量在卫星本体坐标系上的偏航角计算精度为 0.19°,俯仰角计算精度为 0.05°.在不考虑跟踪仪器的跟踪误差情况下,星上太阳跟踪的计算精度优于 0.19°.偏航角的计算误差在第 300~365d 内有较大的提升,这是因为太阳矢量在这段时间内与轨道面的夹角产生较大的变化,导致相关误差项的误差传递系数出现较大的增幅.

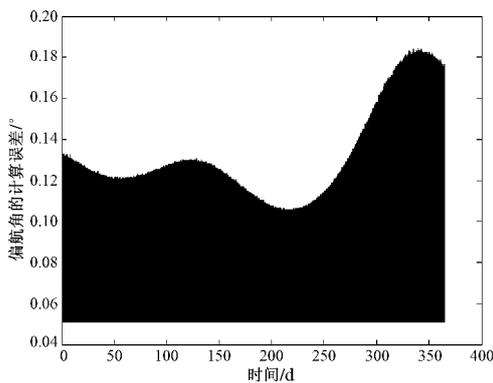


图 5 一年内的太阳矢量在卫星本体坐标系的偏航角计算误差

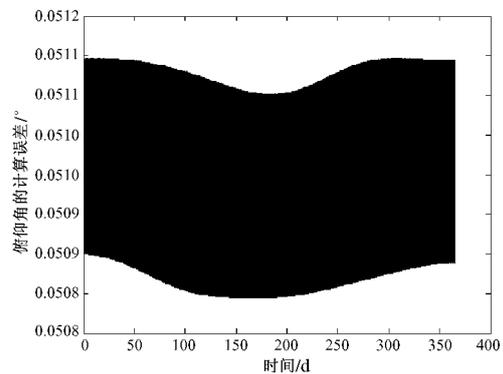


图 6 一年内的太阳矢量在卫星本体坐标系的俯仰角计算误差

仪器的跟踪误差与二维驱动器及其随动机构的性能相关,进一步考虑仪器的跟踪误差,可以为星上采用太阳敏感器^[8]进行精确跟踪提供合理的视场角选择.

4 结论

1) 太阳方位计算的 VSOP87 理论的计算精度能满足绝大部分条件下的太阳跟踪要求.采用 VSOP87

理论的主要周期项进行计算,相比太阳轨道平均根数法,计算过程得到了简化.

2) 经过仿真计算,在不考虑跟踪仪器的跟踪误差情况下,该方法的太阳方位计算精度能达到 0.19° . 进一步考虑二维驱动机构的跟踪误差,可以为采用太阳敏感器的精确跟踪装置选择合理的视场角,进一步提高跟踪精度,为星上有效载荷的测量精度提供有效地保证.

参考文献

- [1] 王炳忠,莫月琴,杨云. 现代气象辐射测量技术[M]. 北京:气象出版社,2008:1-20.
- [2] Lü W H, He X L, Yu H J, et al. Development of full-automatic solar tracker and its application [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(12): 2544-2550 (in Chinese).
吕文华,贺晓雷,于贺军,等. 全自动太阳跟踪器的研制和应用[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12):2544-2550.
- [3] Meeus J. Astronomical algorithms[M]. USA:Willmann-Bell Inc,1998:157-159.
- [4] 中国科学院紫金山天文台. 2006 年中国天文年历[M]. 北京:科学出版社,2005.
- [5] 刘林. 航天器轨道理论[M]. 北京:国防工业出版社,2000:99-308.
- [6] 汤锡生,陈贻迎,朱民才. 载人飞船轨道确定和返回控制[M]. 北京:国防工业出版社,2002:130-176.
- [7] 杨颖,王琦. STK 在计算机仿真中的应用[M]. 北京:国防工业出版社,2005:153-162.
- [8] Wei X G, Jiang J, Wen Z M, et al. Optical system design for MEMS based digital sun sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(8): 1361-1366 (in Chinese).
魏新国,江洁,温志明,等. 基于 MEMS 的数字式太阳传感器光学系统设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8):1361-1366.

Calculation of sun's location on the sun synchronous orbit satellite and its precision analysis

ZHANG Qian^{1,2}, YE Xin¹, FANG Wei¹

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

2 Graduate University, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract A method for calculation of the sun's location in the satellite's body coordinate system is proposed in order to measure the solar irradiance using solar irradiance absolute radiometer on the sun synchronous orbit satellite. First, the sun's location in the inertial coordinate system is calculated using the VSOP87 theory. Then, the sun's location in the satellite's body coordinate system is obtained by coordinate transformation. Finally, the satellite's instantaneous orbital elements of high accuracy are generated based on the mean orbital elements to simulate the precision for calculation of the sun's location. The simulation shows that the accuracy for the calculation of the sun's location is within 0.19° .

Key words sun synchronous orbit satellite, sun tracking, coordinate transformation, VSOP87