

文章编号:1001-9014(2007)03-0178-04

# 一种提高红外地平仪确定卫星姿态精度的方法

李于衡, 易克初, 田红心

(西安电子科技大学 综合业务网国家重点实验室, 陕西 西安 710071)

**摘要:** 红外地平仪提供了卫星星体相对于地球的姿态测量信息。受它在星体上安装精度限制、测量系统噪声和在轨期间星体质量分布变化的影响, 直接使用红外测量值进行姿态计算会引入上述误差。如果只采用红外测量的差分进行姿态计算, 再通过滤波, 就可以消除上述误差后得到高精度卫星姿态, 这种方法充分利用了地球同步在轨卫星位置定点和姿态指向特性, 对在轨运行卫星进行长时间姿态确定和实际控制结果表明该方法得到的姿态精度高于  $0.01^\circ$ , 显著提高了红外定姿精度。

**关键词:** 地球同步自旋卫星; 红外地平仪; 姿态确定

**中图分类号:** V412 **文献标识码:** A

## NEW METHOD TO IMPROVE THE ACCURACY OF ATTITUDE DETERMINATION BASED ON AN ONBOARD INFRARED EARTH SENSOR

LI Yu-Heng, YI Ke-Chu, TIAN Hong-Xin

(State Key Lab. of Integrated Service Networks, Xidian Univ., Xi'an 710071, China)

**Abstract:** Infrared earth sensors are installed onboard satellite to measure the vector information. The on-board assembly inaccuracy, measurement error and the mass distribution variation contribute errors to the attitude result computed by the traditional geometrical algorithm. By taking the advantage of constant distance between on-orbit geostationary spin-stabilized satellites and the earth and the special attitude whose orientation points toward the orbital normal of possible, a novel method was proposed here. The on-orbit satellite attitude only with differential value measured by an onboard infrared earth sensor was calculated. Consequently, the measurement system error can be eliminated. After preprocessing the measurements, the contribution of arbitrary error of measurements to the final result can be decreased to the minimum. Therefore high accurate attitude (the order of  $0.01^\circ$ ) can be got. The new method has been used to determinate and control China on-orbit geostationary FY2 series satellites.

**Key words:** geostationary spin-stabilized satellite; infrared earth sensor; attitude determination

### 引言

红外地平仪是卫星上常用的一种姿态测量装置, 利用它进行姿态确定时, 计算结果会受测量数据的系统误差和随机误差影响, 后者可以通过大量观测数据去除。但采用传统定姿方法无法消除系统差对计算结果的影响<sup>[1]</sup>。

在卫星轨道坐标系中, 自旋卫星姿态的指向由滚动角  $\varphi$  和偏航角  $\psi$  决定, 卫星定点后, 卫星到地心的距离是相对不变的, 从卫星上看地球是一个均

匀的圆球, 因此与自旋轴成一定安装角度、光轴指向地球的红外地平仪测量的地球弦宽值是由滚动角  $\varphi$  决定, 偏航角  $\psi$  贡献为 0。而滚动角  $\varphi$  是由姿态误差决定的, 它反映在红外地平仪测量的地球弦宽值变化量上。

针对地球同步自旋卫星到地球的距离相对固定的位置特性和自旋轴指向轨道法线的姿态特性, 本文首先分析了姿态误差与红外地平仪测量的地球弦宽值变化量的关系, 证明当姿态误差不大时, 24 小时红外地平仪测量地球弦宽值是一个正弦曲线, 其

收稿日期: 2006-04-10, 修回日期: 2006-11-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60572148)

作者简介: 李于衡(1963-), 男, 黑龙江鸡西人, 博士生, 高级工程师, 主要研究方向: 在轨卫星工程测控。

Received date: 2006-04-10, revised date: 2006-11-30

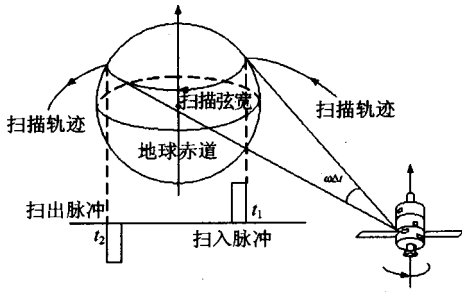


图1 红外地平仪扫描地球示意  
Fig.1 Illustration for an on-board infrared sensor scanning the earth

周期就是轨道周期、振幅是姿态误差,并用实测数据进行了验证;然后推导了弦宽差分、卫星位置和姿态误差之间的关系,最后给出了利用红外测量差分确定卫星姿态的公式。

该方法已经实际运用到我国在轨运行的风云二号(FY2)气象卫星的工程测控中,长时间姿态计算和实施控制结果表明:在给定红外地平仪测量精度较差的情况下,得到的自旋卫星的姿态精度高于  $0.01^\circ$ ,与过去相比得到显著提高。

### 1 红外地平仪工作原理及对姿态精度影响

穿越式红外地平仪是用于自旋稳定卫星上的一种姿态测量装置,它通过一个视场很尖细(一般为  $1.5^\circ$  圆锥)的红外望远镜在频带为  $14 \sim 16\mu\text{m}$  范围稳定地敏感地球轮廓和辐射强度.由于太空的背景温度接近  $4\text{K}^\circ$ ,地球表面的平均等效黑体温度约  $230\text{K}^\circ$ ,当地平仪瞬时视场随着卫星星体的自旋从太空扫向地球( $t_1$  时刻),以及从地球扫向太空( $t_2$  时刻)时,地平仪接收到的辐射能量发生了两次跃变,如图1所示。

由卫星自旋角速度  $\omega$  可以得到地球半弦宽:  
$$\mu = \frac{\omega \cdot \Delta t}{2}$$
,其中  $\Delta t = t_2 - t_1$ ,由它可计算出卫星自旋轴与地球中心方向之间的夹角,称为天底角  $\theta_e$  [2]

$$\theta_e = \cos^{-1} \left( \frac{\cos\gamma \cos\mu \pm \sin\gamma \cos\mu \sqrt{\sin^2\gamma \cos^2\mu + \cos^2\gamma - \cos^2\rho}}{\cos^2\gamma + \sin^2\gamma \cos^2\mu} \right), \quad (1)$$

其中  $\rho = \text{SIN}^{-1} \left( \frac{r_e}{r_s} \right)$ ,  $r_s$ —标准同步半径,  $r_e$ —地球半径.  $\gamma$  是红外地平仪光轴与星体几何轴的夹角.另外,安装在星上的太阳敏感器测量出自旋轴与太阳方向之间的夹角,称太阳角  $\theta_s$ .由红外地平仪和太阳敏感器输出联合计算出太阳-自旋轴平面-地心之间的夹角,称为两面  $\theta_{se}$ ,自旋卫星的姿态定义在

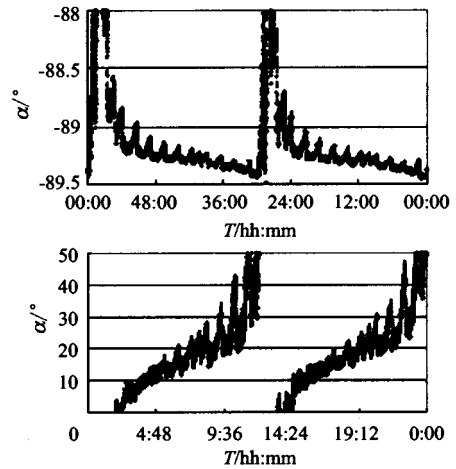


图2 传统几何定姿法计算的FY2-C卫星24小时姿态  
Fig.2 Attitude determined by traditional geometrical algorithm for FY2-C satellite over 24 hours

赤道惯性坐标系中,用赤经  $\alpha$  和赤纬  $\delta$  表示 [2]:

$$\begin{cases} \alpha = \sin^{-1} [\sin\delta_s \cos\theta_s + \cos\delta_s \sin\theta_s \cos(\varepsilon_1 + \varepsilon_2)] \\ \delta = \alpha_s - \varepsilon_3 \end{cases}, \quad (2)$$

其中:  $\varepsilon_1 = \text{tg}^{-1} \left[ \frac{\sin\theta_e \sin\theta_{se} \sin\theta_s}{\cos\theta_e - \cos\theta_{se} \cos\theta_s} \right]$ ,

$$\varepsilon_2 = \text{tg}^{-1} \left[ \frac{\sin\delta_e \sin\delta_s \sin(\alpha_s - \alpha_e)}{\sin\delta_e - \sin\delta_s \cos\theta_{se}} \right],$$

$$\varepsilon_3 = \text{tg}^{-1} \left[ \frac{\sin\theta_e \sin(\varepsilon_1 + \varepsilon_2) \cos\delta_s}{\cos\theta_e - \sin\delta_s \sin\delta_e} \right].$$

由式(2)确定的卫星姿态与天底角  $\theta_e$  的测量值有关.受红外地平仪在星体安装精度的限制和在轨运动期间星体质量分布变化的影响,  $\gamma$  是变化的,它体现为红外地平仪测量数据系统误差.测量数据的随机差可以通过大量观测数据滤波去除,但用传统定姿方法这个系统误差是无法消除的.它直接影响姿态计算结果的精度。

图2是采用传统几何定姿法确定的FY2-C卫星24小时姿态曲线,可以看出计算结果变化很大,实际上自旋卫星的姿态在空间是不变的。

### 2 卫星姿态指向与红外测量值的关系

在轨道坐标系  $(X_o, Y_o, Z_o)$  中,自旋轴的方向由滚动角  $\varphi$  和偏航角  $\psi$  决定,由卫星相对地球距离不变和自旋轴与轨道法向重合的这两个特性决定了自旋卫星上安装的红外地平仪测量的地球弦宽值由滚动角  $\varphi$  决定。

自旋轴与其在  $(X_o, Y_o)$  面投影的夹角为滚动角  $\varphi$ ,它表示为 [3]:

$$\varphi = \text{tg}^{-1} \left\{ - \frac{\cos^2 \varphi_0 \sin^2 \psi_0 + \sin^2 \varphi_0}{A} \cdot \sin[\beta(t) + \mu_0] \right\}, \quad (3)$$

其中  $\varphi_0$  和  $\psi_0$  是  $t = 0$  时的滚动角和偏航角初值,  $\beta(t) = \omega_0 t$  是卫星从  $t = 0$  起沿轨道转过的角度,  $\omega_0$ —轨道角速度,  $\mu_0 = \text{tg}^{-1} \left( \frac{\text{tg} \varphi_0}{\sin \psi_0} \right)$ ,

$$A = \cos^2 \varphi_0 \cdot [\cos^2 \psi_0 + \sin^2 \psi_0 \cdot \cos^2 \beta(t)] + \sin^2 \beta(t) \cdot \sin^2 \varphi_0 - \frac{1}{2} \sin 2\beta(t) \cdot \sin 2\varphi_0 \cdot \sin \psi_0$$

由式(3)可以得出:当  $\beta(t) = 90^\circ - \mu_0$  时,  $\varphi$  最大, 为:  $\varphi_{\max} = \cos^{-1}(\cos \varphi_0 \cdot \cos \psi_0)$ .

给定条件  $t = 0, \varphi_0 = \theta$  和  $\psi_0 = 0$ , (3)式化简为:

$$\begin{aligned} \varphi &= \text{tg}^{-1} \left[ \frac{-\cos \omega_0 t \cdot \sin \theta}{\sqrt{\cos^2 \theta + \sin^2 \omega_0 t \cdot \sin^2 \theta}} \right] \\ &= \text{tg}^{-1} \left[ \frac{-\cos \omega_0 t \sin \theta}{\sqrt{1 - \sin^2 \theta \cos^2 \omega_0 t}} \right] \end{aligned} \quad (4)$$

当  $\theta$  不大时,式(4)进一步化简为:

$$\varphi \approx -\theta \cdot \cos \omega_0 t \quad (5)$$

它表明:在轨道坐标系下,初始滚动角不大时,任意时刻的自旋卫星的滚动角  $\varphi$  是角速度为  $\omega_0$ 、振幅是滚动角极值  $\theta$  的周期函数。

由上述天底角  $\theta_e$  定义,有余弦公式:

$$\cos \rho = \cos \gamma \cos \theta_e + \sin \gamma \sin \theta_e \cos \mu \quad (6)$$

对于定点同步卫星,天底角  $\theta_e$  在数值上与滚动角  $\varphi$  互余,时间变化<sup>[4]</sup>. 定义卫星自旋轴与轨道法向夹角为姿态偏差  $\theta$ ,它不随时间变化. 图3是卫星运行在轨道平面内的四个特征点. 图中  $\vec{H}$  是卫星自旋轴的指向,  $Y_0$  轴是轨道法向,在 A 点处  $\vec{H}$  位于轨道坐标系的  $(Y_0 O Z_0)$  平面内,有:

$$\theta = \varphi_{\max} = 90 - \theta_{e, \max}$$

结合式(5)和式(6),任意时刻地球弦宽与姿态偏差的关系:

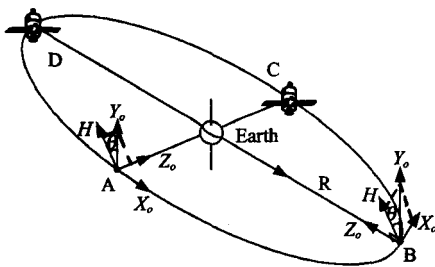


图3 卫星运行在特征点时滚动角与轨道法向和自旋轴夹角的关系示意图

Fig.3 Illustration for angles at special points

$$\cos \mu = \frac{\cos \rho + \cos \gamma \sin(\theta \cdot \cos \omega_0 t)}{\sin \gamma \cos(\theta \cos \omega_0 t)} \quad (7)$$

实际工程应用中,  $\theta < 1^\circ$ , 因此式(7)可以化简为:

$$\cos \mu \approx \frac{1}{\sin \gamma} (\cos \rho + \theta \cos \gamma \cdot \cos \omega_0 t) \quad (8)$$

它表明星上红外弦宽曲线是角速度等于轨道角速度  $\omega_0$ 、振幅是姿态偏差的周期函数. 当姿态偏差为  $0^\circ$  时,  $\cos \mu = \frac{\cos \rho}{\sin \gamma}$  为常数, 即弦宽测量数据曲线是一条直线, 它表明自旋轴指向与轨道法向严格一致。

图4是我国 FY-2B 在轨自旋卫星的自旋轴指向与轨道法向偏差分别为  $0.5^\circ$  和  $0.07^\circ$  时 24 小时实测地球弦宽数据, 可以看出姿态偏差越大曲线振幅越大。

### 3 卫星姿态计算

式(8)中天底角  $\theta_e$  和半弦宽  $\mu$  是时间的函数, 对该式取全微分, 得

$$(\sin \gamma \cos \theta_e \cos \mu - \cos \gamma \sin \theta_e) \cdot d\varphi = \sin \gamma \sin \theta_e \sin \mu \cdot d\mu \quad (9)$$

当卫星处在图3中的 B 位置时,  $\theta_e = 90^\circ$ , 式(6)和式(9)化简为:

$$\begin{cases} \sin \gamma \cos \mu_B = \cos \rho \\ -\cos \gamma \cdot d\theta_e = \sin \gamma \cos \mu_B \cdot d\mu \end{cases} \quad (10)$$

$$\text{得到: } d\theta_e = \frac{\cos \rho \sin \mu_B}{\sqrt{\cos^2 \mu_B - \cos^2 \rho}} d\mu \quad (11)$$

对于定点卫星, 为了避免太阳光入射到红外地球传感器视场, 实际安装的星上传感器光轴与星体几何轴的夹角  $\gamma < 90^\circ$ , 因此  $\mu_B < \rho$ .  $\mu_B$  是红外地球传感器在 B 点测量的地球弦宽。

由式(11)可以看出, 当  $\Delta \theta_e$  和  $\Delta \mu$  都为小量时, 可以  $\Delta \theta_e$  代替  $d\theta_e$ 、 $\Delta \mu$  代替  $d\mu$ . 因此用只要得到图3中 A 点、C 点和弦宽差分值  $\Delta \mu$  ( $\Delta \mu = \mu_A - \mu_B$  或  $\Delta \mu$

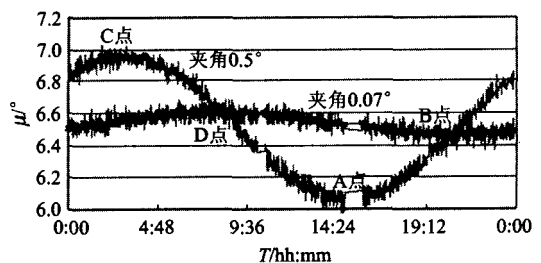


图4 星上红外 24 小时地球宽弦实际测量值及滤波效果  
Fig.4 The variation rule of the earth arcs measured over 24 hours and their filtering results

=  $\mu_C - \mu_B$ ) 就可以求出  $\theta_{e, \max}$ , 它就是要求的自旋轴与轨道法向的夹角, 即姿态偏差  $\theta$ .

由姿态偏差, 再结合 A 点或 C 点的卫星位置参数, 就可以确定卫星的姿态. 在图 3 中,  $\vec{H}$  是自旋轴矢量,  $\vec{R}$  是地心到卫星的矢量,  $\vec{Y}$  是轨道法向, 在位置 A, 有下列关系式成立:

$$\begin{cases} \vec{Y} \cdot \vec{H} = \cos\theta \\ \vec{R} \cdot \vec{H} = \sin\theta \end{cases}, \quad (12)$$

求得卫星姿态  $(\alpha, \delta)$ :

$$\begin{cases} \alpha = \begin{cases} \cos^{-1}\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right), y > 0 \\ 2\pi - \cos^{-1}\left(\frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right), y \leq 0 \end{cases} \\ \delta = \sin^{-1}(z) \end{cases}, \quad (13)$$

其中:

$$\begin{aligned} x &= \sin\theta \cdot [\cos\Omega\cos(\omega + f) - \sin\Omega\cos i \sin(\omega + f)] + \cos\theta\sin\Omega\sin i \\ y &= \sin\theta \cdot [\sin\Omega\cos(\omega + f) + \cos\Omega\cos i \sin(\omega + f) - \cos\theta\cos\Omega\sin i] \\ z &= \sin\theta \cdot \sin(\omega + f) + \cos\theta\cos i \end{aligned}$$

式中  $\Omega, i, \omega$  分别是轨道升交点赤经、倾角和近地点角,  $f$  是图 3 中 A 点的真近地点角. 因为轨道根数精度的影响远远小于红外测量精度, 所以由式 (13) 计算出的卫星姿态精度主要由卫星自旋轴与轨道法向的夹角精度决定的. 式 (13) 计算的自旋轴与轨道法向的夹角与红外地球敏感器的安装角无关, 它只与弦宽的差分值有关, 因此测量数据的系统差不影响计算精度, 随机差可以在大量实测数据的基础上采取滤波算法消除. 图 4 中实测数据曲线存在很多毛刺, 表明测量数据随机误差大约为  $0.2^\circ$ , 图 4 中实线是滤波后的效果, 它消除了随机误差.

### 4 应用效果

2005 年 7 月 5 日, 利用上述方法确定的卫星姿态, 对我国某颗在轨运行的地球同步自旋卫星进行了姿态控制, 控制前姿态偏差为  $0.46^\circ$ , 控后偏差降为  $0.028^\circ$ . 图 5 是控制前、后 24 小时星上红外测量弦宽的变化情况, 控前弦宽振幅为  $0.47^\circ$ , 控后弦宽振幅降为  $0.03^\circ$ , 直观地确认了控制效果.

控制精度除了受初始姿态精度的影响外, 还会受控制执行机构的精度影响. 因此  $0.028^\circ$  的控制效果足以证明了初始姿态的精确性.

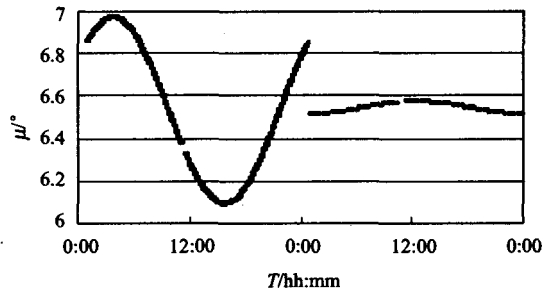


图 5 实际姿态控制前后弦宽变化情况

Fig. 5 The earth arc value before and after an attitude control

### 5 结束语

充分利用了定点后地球同步卫星观测位置相对不变的和卫星姿态与轨道法向重合的特点, 在不改变当前在轨卫星红外地平仪性能的情况下, 显著提高了定姿精度, 它降低了星上红外安装精度的要求, 克服了星体质量分布变化的影响, 同时它不需要太阳敏感器的测量数据, 因此还是一种简化星上姿态测量仪器的新方法.

### REFERENCES

- [1] Van Herwaarden A W. Low-cost satellite attitude control sensors based on integrated infrared detector arrays, [J] *IEEE Tran on Instrumentation And Measurement*, 2001, 50 (6):1524—1529.
- [2] LI Yu-Heng, YI Ke-Chu, GUAN Peng. The determination of attitude and control strategies for double spin geostationary satellites[J], *journal of spacecraft TT&C technology* (李于衡, 易克初, 地球静止轨道自旋卫星姿态确定及控制策略, *飞行器测控学报*), 2005, 97(5):19—26.
- [3] ZHANG Ren-Wei. *Satellite Orbit and Attitude Dynamics and Control* [M], Beijing: University of Aeronautics & Astronautics Press, 1998, in Chinese (章仁为. *卫星轨道姿态动力学与控制*. 北京: 北京航空航天大学出版社), 1998.
- [4] Wang J, Cho S, Chun J. Attitude determination of a spinning object using dual imaging sensors and a star catalog [J]. *ICASSP*, 2004, II:1037—1040.
- [5] YANG Feng, ZHU Hong, ZHAO Yi-Gong. Prediction and compensation of 1/F noise in infrared imaging sensors[J], *J. Infrared Millim. Waves* (杨峰, 朱红, 赵亦工. 红外成像传感器 1/f 噪声的预测与补偿, *红外与毫米波学报*), 2005, 24(2):25—29.
- [6] XU Wei-Ming, WANG Jian, Yu SHU, et al. Theoretic analysis of feometrical rectification accuracy for linear pushroom imaging, spectrometer[J], *J. Infrared Millim. Waves* (徐卫明, 王建宇, 舒嵘, 等. 线阵推扫成像光谱仪几何校正误差的理论分析, *红外与毫米波学报*), 2006, 25(2):18—23.