

一种利用星敏感器的卫星自主定轨方法*

马剑波** 徐 劲 曹志斌

(中国科学院紫金山天文台, 南京 210008)

摘要 研究了一种利用星敏感器的自主定轨方法, 通过建立较为完善的仿真模型, 包括卫星的姿态运动仿真以及对背景恒星的观测仿真等, 进行了这种自主定轨方法的模拟计算, 证实了该方法的可行性, 并对星敏感器在星体坐标系中的取向与自主定轨精度的关系进行了理论和计算分析.

关键词 卫星自主定轨 星敏感器 卫星姿态

卫星自主定轨是指卫星在不借助地面系统观测的情况下在星上独立完成的定轨. 由于其重要的应用价值, 对卫星自主定轨方法的研究已成为当前国际上在卫星定轨领域非常热门的课题, 卫星自主定轨在国际上一般主要通过两种途径: () 借助于导航系统的自主定轨, 如星载 GPS; () 利用中继卫星的自主定轨, 如美国的跟踪和数据中继卫星系统(TDRSS). 但由于导航系统或中继星系统本身的维持仍然需要地面站观测的支持, 因此这两种方法还不是完全意义上的自主定轨.

有关文献[1]中提及了一种利用星敏感器进行自主定轨的方法, 通过星敏感器对背景恒星的观测以及星敏感器与星载红外地平仪之间的角度测量进行自主定轨, 这种方法彻底摆脱了对地面站的依赖, 实现了真正意义上的自主, 但文献中对这种自主定轨方法的研究并未涉及, 同时国内虽然也见到相关研究^[2], 但并不深入. 本文针对这种情况, 提出了一种同时适用于卫星自主定轨和定姿的方法, 对这种方法的可行性以及自主定轨的精度进行评估和分析, 同时对星敏感器在星上的指向与定轨精度的关系进行探讨, 由于在本文中只是对方法进行基本研究, 为了简洁和方便起见, 在星敏感器的选择上, 暂时只考虑单探头的情况.

1 自主定轨的基本原理

在利用星敏感器进行卫星自主定轨时, 星敏感器相对于星体刚性连接, 红外

2004-07-28 收稿, 2004-11-26 收修改稿

* 国家自然科学基金资助项目(批准号: 10273026)

** E-mail: mjbhlq@hotmail.com, mjb76@sohu.com

地平仪测算地心方向, 观测资料是地心方向和星敏感器光轴指向的夹角 θ 以及星敏感器同时观测到的背景恒星照相底片坐标 (x, y) , 至于视场内恒星的地球坐标 (α, δ) , 则由星敏感器首先进行恒星识别, 然后再利用星表得到. 卫星自主定轨的测量方程为

$$\theta = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r}}{r} \cdot \boldsymbol{\rho}_s\right) + V, \quad (1)$$

其中 \mathbf{r} 为历元地心地球坐标系中卫星的位置矢量, $\boldsymbol{\rho}_s$ 为星敏感器的指向在历元地心地球坐标系中的单位矢量, 即

$$\boldsymbol{\rho}_s = \begin{pmatrix} \cos \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \alpha_0 \cos \delta_0 \\ \sin \delta_0 \end{pmatrix}, \quad (2)$$

其中 (α_0, δ_0) 为星敏感器视场中心(光轴指向)对应的地球坐标. $\boldsymbol{\rho}_s$ 由观测到的恒星赤道坐标和对应的照相底片坐标进行归算得到. 同时, 利用对星敏感器光轴指向的归算也可以确定卫星的姿态.

1.1 星敏感器光轴指向 $\boldsymbol{\rho}_s$ 的归算

在照相天体测量中, 恒星的地球坐标 (α, δ) 和照相得到的理想标准坐标 (ξ, η) 关系^[3]为

$$\begin{aligned} \frac{\xi}{f} &= \frac{\operatorname{ctg} \delta \sin(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 + \operatorname{ctg} \delta \cos \delta_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}, \\ \frac{\eta}{f} &= \frac{\cos \delta_0 - \operatorname{ctg} \delta \sin \delta_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 + \operatorname{ctg} \delta \cos \delta_0 \cos(\alpha - \alpha_0)}, \end{aligned} \quad (3)$$

其中 f 为星敏感器的焦距, (α_0, δ_0) 即为视场中心的地球坐标.

对理想标准坐标 (ξ, η) 和量度标准坐标 (x, y) 的变换^[3,4]主要有两种:

() 六常数底片模型

$$\begin{cases} x = a\xi + b\eta + c, \\ y = d\xi + e\eta + f. \end{cases} \quad (4)$$

() 四常数底片模型

$$\begin{cases} x = a\xi + b\eta + c, \\ y = -b\xi + a\eta + d. \end{cases} \quad (5)$$

其中 a, b, c, d, e, f 为底片常数.

由于在地面上已经把星敏感器和量度仪(测量底片坐标)固定在一起, 从而理想坐标和量度坐标间的系统误差在地面时就可以得到, 在观测恒星时作为已知

常数, 这样修正底片常数时就不再考虑. 同时由于量度仪和星敏感器是固定在一起的, 这样在星上时最主要的一个底片常数就是旋转角 ϕ , 其他因素相比较而言都是小量.

通过对观测到的背景恒星进行最小二乘方法的归算, 可以得到星敏感器的指向 ρ_s , 下面具体介绍这一归算过程.

首先选取星敏感器视场中心的赤经 α_0 、赤纬 δ_0 为待估状态量, 并设定待修正的一组底片参数 β , 得到待估参数

$$X = \begin{pmatrix} \alpha_0 \\ \delta_0 \\ \beta \end{pmatrix}. \quad (6)$$

观测量记为 $Y = (x, y)^T$. (7)

测量方程线性化后给出修正的基本方程为

$$\Delta Y = B \Delta X + V,$$

这里 V 是测量随机差, ΔY 是残差, ΔX 是待估参数 X 的改正值, 即

$$\Delta Y = Y_o - Y_c = \begin{pmatrix} x_o - x_c \\ y_o - y_c \end{pmatrix}, \quad (8)$$

$$\Delta X = X_0 - X_0^*, \quad (9)$$

其中 x_o, y_o 和 x_c, y_c 分别对应观测值和计算值(对应参考的参数 X_0^*), X_0^* 为上一次迭代得到的待估参数, B 矩阵的形式为

$$B = \begin{pmatrix} \frac{\partial x}{\partial(\alpha_0, \delta_0)}, \frac{\partial x}{\partial \beta} \\ \frac{\partial y}{\partial(\alpha_0, \delta_0)}, \frac{\partial y}{\partial \beta} \end{pmatrix}. \quad (10)$$

当视场内有 2 个或 3 个恒星时, 底片常数主要考虑旋转角, 即

$$\begin{aligned} x &= \xi \cos \phi + \eta \sin \phi, \\ y &= -\xi \sin \phi + \eta \cos \phi. \end{aligned} \quad (11)$$

待估参数为 $X = (\alpha_0, \delta_0, \phi)^T$, B 矩阵中各量的表达式为

$$\frac{\partial x}{\partial(\alpha_0, \delta_0)} = \frac{\partial x}{\partial(\xi, \eta)} \cdot \frac{\partial(\xi, \eta)}{\partial(\alpha_0, \delta_0)}, \quad (12)$$

$$\frac{\partial y}{\partial(\alpha_0, \delta_0)} = \frac{\partial y}{\partial(\xi, \eta)} \cdot \frac{\partial(\xi, \eta)}{\partial(\alpha_0, \delta_0)}, \quad (13)$$

$$\frac{\partial \xi}{\partial \alpha_0} = -\frac{\operatorname{ctg} \delta \cos(\alpha - \alpha_0)}{\sin \delta_0 + \operatorname{ctg} \delta \cos \delta_0 \cos(\alpha - \alpha_0)} - \left(\frac{\xi}{f}\right)^2 \cos \delta_0, \quad \frac{\partial \xi}{\partial \delta_0} = -\left(\frac{\eta}{f}\right) \left(\frac{\xi}{f}\right), \quad (14)$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial \alpha_0} = -\sin \delta_0 \left(\frac{\xi}{f}\right) - \cos \delta_0 \left(\frac{\xi}{f}\right) \left(\frac{\eta}{f}\right), \quad \frac{\partial \eta}{\partial \delta_0} = -1 - \left(\frac{\eta}{f}\right)^2, \quad (15)$$

$$\frac{\partial x}{\partial \beta} = \frac{\partial x}{\partial \phi} = y, \quad \frac{\partial y}{\partial \beta} = \frac{\partial y}{\partial \phi} = -x. \quad (16)$$

当视场内恒星超过 3 个以上时, 则可以考虑对六常数底片模型中的 a, b, d, e 进行修正, 即

$$\begin{cases} x = a\xi + b\eta, \\ y = d\xi + e\eta. \end{cases} \quad (17)$$

则 B 矩阵中的各量表达式为

$$\frac{\partial x}{\partial a} = \xi, \quad \frac{\partial x}{\partial b} = \eta, \quad \frac{\partial x}{\partial d} = 0, \quad \frac{\partial x}{\partial e} = 0, \quad (18)$$

$$\frac{\partial y}{\partial a} = 0, \quad \frac{\partial y}{\partial b} = 0, \quad \frac{\partial y}{\partial d} = \xi, \quad \frac{\partial y}{\partial e} = \eta, \quad (19)$$

其他量的表达式同前.

利用视场中的多个恒星以及底片坐标, 通过最小二乘法给出视场中心天球坐标 (α_0, δ_0) 的最优估计值, 再由(2)式即可得到星敏感器的指向 ρ_s .

利用得到的视场中心坐标 (α_0, δ_0) 和旋转角 ϕ , 可以计算得到卫星的姿态矩阵 (A) , 从而可以确定出卫星的姿态, 姿态矩阵的具体形式为

$$(A) = (CMR)^{-1} \cdot R_z\left(\frac{\pi}{2} + \phi\right) \cdot R_y\left(\frac{\pi}{2} - \delta_0\right) \cdot R_z(\alpha_0) \cdot (R_{oi})^{-1},$$

其中 (CMR) 是星敏感器的初装矩阵, (R_{oi}) 是从历元地心天球坐标系到卫星轨道坐标系的旋转矩阵.

1.2 定轨原理

为了简洁的说明问题, 在定轨中只考虑卫星的轨道量, 暂不考虑其他有关的力学和星体参数, 选择的状态量为

$$X = \sigma. \quad (20)$$

σ 为卫星的轨道根数, 具体的形式为

$$\sigma = (a, i, \Omega, \xi = e \cos \omega, \eta = e \sin \omega, \lambda = M + \omega)^T, \quad (21)$$

待估历元为 t_0 , 相应的待估状态量记为 $X_0 = \sigma_0$.

观测量 $Y = \theta$, 测量方程为

$$\theta = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r}}{r} \cdot \boldsymbol{\rho}_s\right) + V. \quad (22)$$

测量方程线性化后给出定轨的基本方程—条件方程:

$$y = Bx + V. \quad (23)$$

其中 V 为测量随机差, y 为残差, 有

$$y = Y_o - Y_c = \theta_o - \theta_c. \quad (24)$$

Y_o 是观测量的测量值, Y_c 是由参考状态量 X_0^* 给出的观测量的理论计算值, x 为待估参数的改正值, 即 $x = X_0 - X_0^*$.

B 矩阵的具体形式为

$$B = \left(\frac{\partial \theta}{\partial \mathbf{r}} \right) \left(\frac{\partial \mathbf{r}}{\partial \sigma} \right) \left(\frac{\partial \sigma}{\partial \sigma_0} \right), \quad (25)$$

其中

$$\frac{\partial \theta}{\partial \mathbf{r}} = \frac{1}{\sin \theta} \left(\frac{\boldsymbol{\rho}_s}{r} - \frac{\mathbf{r} \cdot \boldsymbol{\rho}_s}{r^3} \mathbf{r} \right) = \frac{1}{r \sin \theta} \left(\boldsymbol{\rho}_s + \frac{\mathbf{r}}{r} \cos \theta \right). \quad (26)$$

B 矩阵中其他量的具体表达形式请参见文献[5].

2 仿真资料的计算及定轨结果

2.1 姿态角的计算

在没有实际观测资料的情况下, 我们通过计算机产生了模拟资料. 卫星在实际的运转过程中, 由于各种力矩的影响以及发射的误差, 导致姿态在卫星运转时发生变化, 为了更接近实际情况, 在模拟资料生成的过程中, 我们对姿态也做了考虑, 为了讨论问题的方便, 且不失一般性, 选取了三轴姿态稳定的卫星, 仅考虑重力梯度力矩对姿态的影响, 在此情况下在轨道坐标系中的姿态动力学方程^[6,7]为

$$\begin{cases} I_x \ddot{\phi} + 4\omega_0^2 (I_y - I_z) \phi + \omega_0 J \dot{\phi} = 0, \\ I_y \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (I_x - I_z) \theta = 0, \\ I_z \ddot{\psi} + \omega_0^2 (I_y - I_x) \psi - \omega_0 J \dot{\phi} = 0. \end{cases} \quad (27)$$

其中 I_x, I_y, I_z 分别是星体沿卫星轨道坐标系 x, y, z 轴的惯量, φ, θ, ϕ 分别为滚动角、俯仰角和偏航角, ω_0 为卫星轨道坐标系在空间的角速度, 也即卫星轨道角速度, $J = I_y - I_z - I_x$.

对方程(27)可得到一组严格的分析解, 具体形式如下:

$$\begin{cases} \varphi = C_1 \cos \omega_{\varphi 1}(t-t_0) + C_2 \sin \omega_{\varphi 1}(t-t_0) + C_3 \cos \omega_{\varphi 2}(t-t_0) + C_4 \sin \omega_{\varphi 2}(t-t_0), \\ \theta = C_5 \cos \omega_{\theta}(t-t_0) + C_6 \sin \omega_{\theta}(t-t_0), \\ \phi = \frac{\omega_{\varphi 1}^3}{\omega_0^3} (C_1 \sin \omega_{\varphi 1}(t-t_0) - C_2 \cos \omega_{\varphi 1}(t-t_0)) + \frac{\omega_{\varphi 2}^3}{\omega_0^3} (C_3 \sin \omega_{\varphi 2}(t-t_0) \\ - C_4 \cos \omega_{\varphi 2}(t-t_0)), \end{cases} \quad (28)$$

其中

$$\omega_{\varphi 1} = \sqrt{\frac{a_1 - \sqrt{a_1^2 - 4a_0 a_2}}{2a_0}}, \quad \omega_{\varphi 2} = \sqrt{\frac{a_1 + \sqrt{a_1^2 - 4a_0 a_2}}{2a_0}}, \quad (29)$$

$$\omega_{\theta} = \omega_0 \sqrt{\frac{3(I_x - I_z)}{I_y}}. \quad (30)$$

$$\omega_{\varphi 1}^3 = \frac{1}{J(I_y - I_x)} [I_x I_z \omega_{\varphi 1}^3 - (4I_z(I_y - I_z) + J^2) \omega_0^2 \omega_{\varphi 1}], \quad (31)$$

$$\omega_{\varphi 2}^3 = \frac{1}{J(I_y - I_x)} [I_x I_z \omega_{\varphi 2}^3 - (4I_z(I_y - I_z) + J^2) \omega_0^2 \omega_{\varphi 2}], \quad (32)$$

$$\begin{aligned} a_0 &= I_x I_z, \quad a_1 = \omega_0^2 [J^2 + 4I_z(I_y - I_z) + I_x(I_y - I_x)], \\ a_2 &= 4\omega_0^4 (I_y - I_x)(I_y - I_z), \end{aligned} \quad (33)$$

$C_1 \sim C_6$ 分别为 6 个积分常数, 具体数值由初始条件确定.

2.2 模拟资料的产生

在地面将星敏感器安装在卫星上时, 星敏感器相对于星体是刚性连接的, 根据星敏感器光轴相对于星体坐标系的指向设定星敏感器的初装矩阵为(CMR) (3×3) . 在产生模拟资料时, 考虑的主要摄动为地球非球形引力摄动、日月引力摄动、潮汐摄动、太阳辐射压摄动和大气阻力摄动, 下面具体介绍模拟资料的产生过程.

首先由初始历元 t_0 摄动外推计算到某一时刻 t , 得到卫星的空间位置矢量 r 和速度矢量 \dot{r} , 然后计算从历元地心天球坐标系到卫星轨道坐标系的旋转矩阵为

$$R_{oi} = (\mathbf{u} \quad \mathbf{v} \quad \mathbf{w})^T, \quad (34)$$

其中

$$\mathbf{u} = \mathbf{v} \times \mathbf{w}, \quad \mathbf{v} = \frac{\dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{r}}{|\dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{r}|}, \quad \mathbf{w} = -\frac{\dot{\mathbf{r}}}{|\dot{\mathbf{r}}|}, \quad (35)$$

接着由(28)式计算姿态角, 得到 t 时刻的姿态矩阵为

$$A(\phi, \varphi, \theta) = R_y(\theta)R_x(\varphi)R_z(\phi), \quad (36)$$

由历元地心天球坐标系到星敏感器本体坐标系的旋转矩阵则为

$$MR = (CMR) \cdot A(\phi, \varphi, \theta) \cdot R_{oi}, \quad (37)$$

星敏感器的光轴指向在敏感器本体坐标系中的单位矢量为

$$\boldsymbol{\rho}_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}. \quad (38)$$

则星敏感器的光轴指向在历元地心天球坐标系中的单位矢量为

$$\boldsymbol{\rho}_s = (MR)^T \boldsymbol{\rho}_0, \quad (39)$$

再由(2)式计算可得到视场中心的赤经和赤纬, 利用星敏感器的视场大小从而可以确定星敏感器所能观测到的恒星, 由(3)式得到相应的理想标准坐标, 通过旋转算出量度仪相对于照相理想标准坐标系的旋转角度, 由(11)式得到视场内恒星的量度坐标. 由于地心方向为 $\mathbf{r}' = -\frac{\mathbf{r}}{r}$, 再由星敏感器的空间指向 $\boldsymbol{\rho}_s$, 则可以得到地心方向和星敏感器的夹角为

$$\theta = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r}}{r} \cdot \boldsymbol{\rho}_s\right),$$

输出的观测量分别为地心方向和星敏感器的夹角, 所观测的恒星以及对应的量度坐标.

2.3 定轨结果

在模拟资料的误差中, 主要包括两种: () 测量夹角时的误差, 这个误差主要是由于红外地平仪的精度误差所造成的; () 星敏感器的测量误差. 在实际仿真过程中, 通过产生数学期望为 0 的白噪声在模拟资料中引入这些测量随机差.

在产生模拟资料时, 采用的轨道根数 $a, e, i, \Omega, \omega, M$ 分别为 7300 km, 0.0009, 58°, 321°, 49°, 350°, 采用的星表是 Tycho-2 星表, 门限星等为 8 等星, 星敏感器

的视场设定为 $2^\circ \times 2^\circ$, 焦距为 20 cm, 星敏感器光轴放置在星体坐标系 z 轴的反方向(接近于卫星运行时地心方向的反方向), 弧段长度为 $2d$, 当星敏感器光轴与太阳方向的夹角大于 35° (为了保护星敏感器的有关光学器件)时每秒产生一组数据. 由于在实际利用星敏感器进行观测时, 选用的卫星都是三轴稳定的卫星, 姿态变化一般在几度以内, 同时为了保证观测的有效性和观测精度, 对姿态角的变化速率也有一定要求, 一般要求小于 $0.02^\circ/\text{s}$, 因此本文选取了以下典型的姿态初始条件: 姿态角设定为 $\varphi=2^\circ$, $\theta=1.3^\circ$, $\phi=0.8^\circ$, 初始姿态角速度为 $\dot{\varphi}=0.009^\circ/\text{s}$, $\dot{\theta}=0.02^\circ/\text{s}$, $\dot{\phi}=0.007^\circ/\text{s}$, 3 个主轴惯量分别为: $I_x=6400 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_y=8000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $I_z=4800 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$.

表 1 列出了不同测量误差对应的定轨精度, 以法国 Sodern 公司的红外地平仪以及星敏感器为例, 在红外地平仪的误差为 $1.5'$ 和星敏感器误差 $10''$ 的情况下, 定轨精度为 35.580 m, 这样的定轨精度已经优于大部分地面观测设备所能得到的精度. 在定轨过程中发现, 红外地平仪的测量误差是影响定轨精度的主要因素, 这是因为在现阶段, 红外地平仪的测量精度还远远低于星敏感器本身的测量精度.

表 1 几种资料误差的定轨精度^{a)}

| 红外地平仪 | 星敏感器 | | | | | |
|-------|--------|--------|--------|---------|---------|---------|
| | 5'' | 10'' | 15'' | 20'' | 25'' | 30'' |
| 30'' | 9.349 | 11.633 | 14.050 | 16.501 | 18.937 | 21.323 |
| 60'' | 18.665 | 23.581 | 28.990 | 34.617 | 40.333 | 46.065 |
| 90'' | 27.994 | 35.580 | 44.026 | 52.878 | 61.925 | 71.052 |
| 120'' | 37.322 | 47.582 | 59.074 | 71.159 | 83.546 | 96.076 |
| 150'' | 46.644 | 59.579 | 74.117 | 89.438 | 105.165 | 121.100 |
| 180'' | 55.960 | 71.568 | 89.151 | 107.706 | 126.772 | 146.112 |

a) 表 1 中的定轨精度为位置矢量偏差 Δr , 单位是 m

3 定轨精度随星敏感器指向的变化

随着星敏感器在星上指向的不同, 定轨精度也是不同的. 例如当星敏感器的指向垂直于轨道面, 在不考虑姿态变化时, 观测到的恒星将是恒定的, 也就是只有一组观测数据, 根本无法进行定轨, 而当星敏感器光轴放置在轨道平面内, 得到的恒星资料则非常多, 这样定轨精度也就较高. 下面具体分析星敏感器的指向对定轨精度的影响.

将星敏感器光轴放置在轨道平面内(图 1), 在星敏感器指向不同时所观测到的恒星基本上是相同的, 只是由于姿态的原因, 使观测到的背景恒星有较小的变化. 在图 1 中, ρ_s 为星敏感器的指向, S 为卫星, E 为地球, r 为卫星的位置矢量,

θ' 为星传感器指向与星体坐标系 z 轴(无姿态变化时即为地心方向)的夹角,星传感器的指向在 $90^\circ \sim 270^\circ$ 范围内,即在卫星的背面方向,这样在观测恒星时几乎可以完全避免受地球的影响.从得到的观测资料情况看, $90^\circ \sim 270^\circ$ 时资料几乎是相同的,那么定轨精度是否也会相同呢?具体的定轨结果请看图 2.

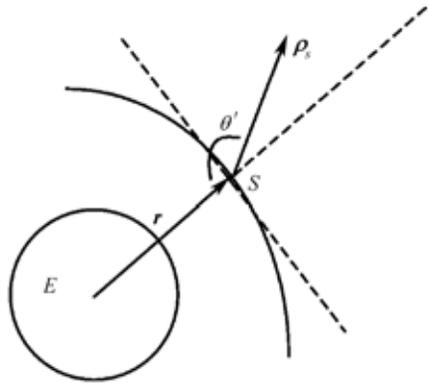


图 1 星传感器光轴在轨道平面内的测量示意图

由图 2 可以看出,随着 θ' 的变化,定轨精度存在很大差异,究其原因,我们发现这种差异是由测量方程的性质所决定的.由测量方程(1)不难得到定轨误差 Δr 与红外地平仪的测量误差 $\Delta\theta$ 的关系为

$$\cos(\theta + \Delta\theta) = -\frac{r + \Delta r}{|r + \Delta r|} \cdot \rho_s, \tag{40}$$

具体展开并略去二阶项及更高阶项得

$$\cos\theta - \sin\theta\Delta\theta = -\left(\frac{r + \Delta r}{r} \cdot \rho_s - \frac{r \cdot \Delta r}{r^3} r \cdot \rho_s\right), \tag{41}$$

即

$$\sin\theta\Delta\theta = \frac{\Delta r \cdot \rho_s}{r} + \frac{\Delta r \cdot r}{r^2} \cos\theta, \tag{42}$$

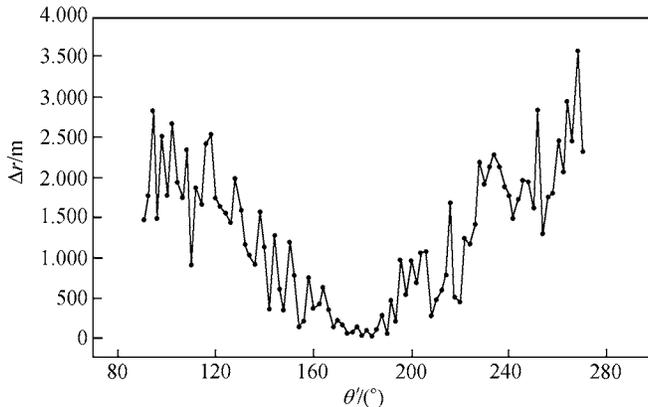


图 2 星传感器光轴在轨道面内时定轨精度随夹角的变化

由上式可以看出, 定轨精度随地心方向与星敏感器光轴指向的夹角 θ 基本成正弦变化关系, 由于 θ 与 θ' 的差别主要就是姿态角, 而姿态的变化较小, 故定轨精度随 θ' 也基本成正弦变化, 这与图 2 显示的定轨精度的变化趋势是基本吻合的.

从(42)式还可看出, 由于红外地平仪测量误差前存在 $\sin\theta$ 因子, 从而抑制了该测量误差对定轨精度的影响. 通过以上模拟和理论分析可以看出, 当星敏感器光轴指向与地心方向成 180° 时, 能够获得较高的定轨精度, 此时定轨精度主要受星敏感器本身的误差影响.

同时也应注意, 当星敏感器的光轴指向与地心方向严格成 180° 时, 由于 $\partial\theta/\partial r$ 的分母含有 $\sin\theta$ 因子, 会造成 B 矩阵病态, 但考虑到实际运行中卫星的姿态变化, 出现这种情况的可能性很小, 实际计算结果也证明了这一点. 即使在运行中的某一时刻出现这种情况, 只要把相应的资料剔除, 就不会影响到对卫星的自主定轨.

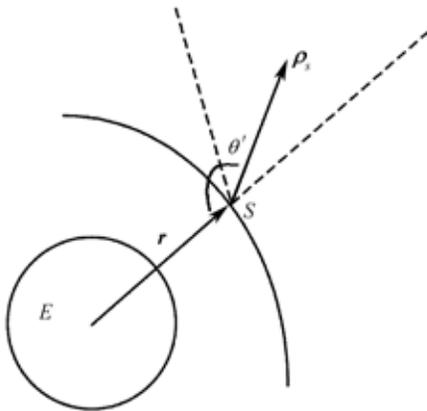


图 3 星敏感器光轴垂直于轨道平面时的示意图

运行中的某一时刻出现这种情况, 只要把相应的资料剔除, 就不会影响到对卫星的自主定轨.

图 3 是星敏感器光轴放置在径向与轨道面法向所形成的平面内的示意图, 此时星敏感器的指向垂直于轨道面, 放置范围也是 $90^\circ \leq \theta' \leq 270^\circ$. 在这种情况下, 除了由(42)式造成定轨精度的变化外, 在 θ' 从 90° 到 180° 的变化过程中, 由于所观测到的背景恒星资料也随之增加, 从而提高定轨精度, 图 4 体现了这种变化.

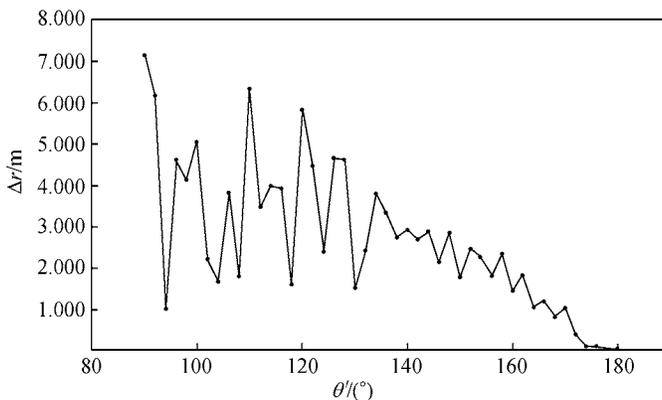


图 4 星敏感器光轴在垂直于轨道面内时定轨精度随夹角的变化

4 定轨精度随轨道倾角以及升交点经度的变化

由于天空的恒星并不是均匀分布的, 选择不同的轨道面, 所观测到的背景恒星也是不同的, 从而导致定轨精度也会不同. 图 5 是定轨精度随轨道倾角变化的情况, 这里选取的轨道根数(a, e, Ω, ω, M)分别为 7300 km, 0.0009, 321°, 49°, 350°. 图 6 是定轨精度随轨道升交点经度变化的情况, 这里选取的轨道根数(a, e, i, ω, M)分别为 7300 km, 0.0009, 58°, 49°, 350°.

由图 5, 6 可以看出, 在轨道倾角和升交点经度发生变化时, 随着轨道面的不同, 定轨精度也相应发生变化, 精度由几十米到几百米不等, 但两者之间并无明显的变化关系. 由以上结果可知, 为了达到较高的定轨精度, 在轨道设计中, 对轨道面的选择应加以考虑.

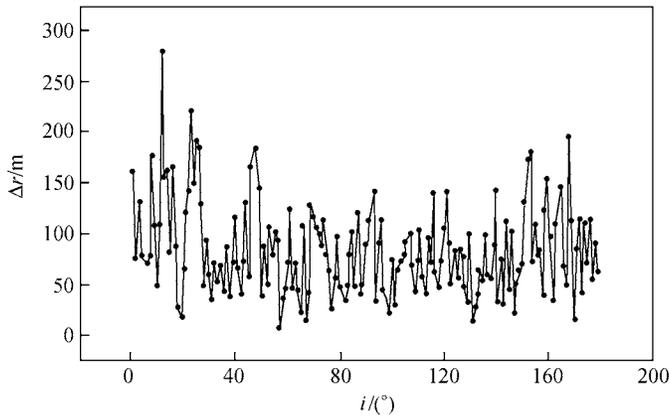


图 5 定轨精度随轨道倾角的变化

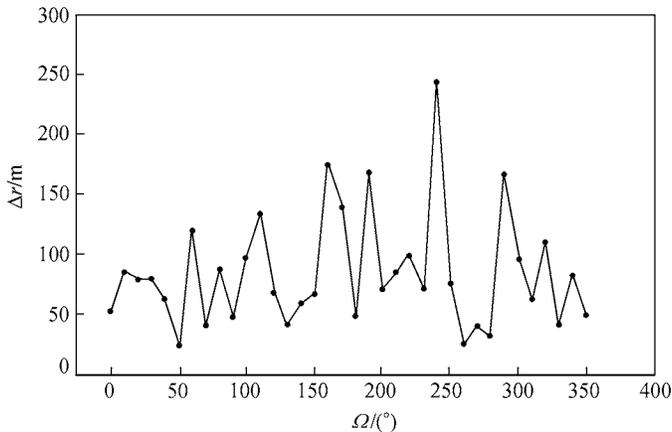


图 6 定轨精度随升交点经度的变化

5 结论

通过对利用星敏感器的自主定轨方法的研究,得到以下几个主要结论:

() 利用星敏感器的自主定轨方法是可行的,这种方法不仅能够完全摆脱对地面站的依赖,而且由于能够得到绝大部分弧段的观测资料,同时也能达到较高的自主定轨精度,是一种理想的自主定轨方法.

() 自主定轨精度与星敏感器的指向之间存在着密切联系,为了获得最佳的自主定轨精度,在实际工作中应考虑星敏感器光轴相对于星体坐标系的指向配置,尽量使得星敏感器的光轴指向与星体坐标系的 z 轴(接近于卫星运行时地心方向)指向成 180° 夹角.

() 自主定轨精度也与所观测到的背景恒星的分布有关,由于不同的轨道面对应于不同的背景恒星分布,因此所达到的自主定轨精度也有差异,其影响从几十米到几百米.实际工作中,为了获得较高的自主定轨精度,也应考虑卫星轨道面的选取.

本文只是对利用星敏感器的自主定轨方法进行了基础研究,在此基础上,将展开更进一步的深化研究,包括多探头星敏感器的利用、其他探测设备如太阳敏感器的协调使用,研究也将从单星向卫星星座、星群乃至行星际探测应用拓展,使卫星自主定轨方法得到更全面的应用和发展.

参 考 文 献

- 1 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. 129~132
- 2 杨 博, 房建成, 伍小洁, 等. 一种航天器天文自主定轨方法. 中国惯性性质学报, 2000, 8(3): 33~37
- 3 Laurence G. 塔夫, 凌兆芬, 毛昌鉴译. 计算球面天文学. 北京: 科学出版社, 1992. 126~141
- 4 冒 蔚, 季凯帆, 李彬华, 等. CCD 天体测量学. 昆明: 云南科技出版社, 2003. 95~98
- 5 刘 林. 航天器轨道理论. 北京: 国防工业出版社, 2000. 437~443
- 6 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. 173~175
- 7 周 军. 航天器控制原理. 西安: 西北工业大学出版社, 2001. 99~100