

一种卫星天文自主定轨定姿方法研究

李琳琳 孙辉先

(中国科学院空间科学与应用研究中心 北京 100080)

摘 要

利用安装在卫星上的太阳敏感器和紫外敏感器测量出的卫星—太阳、卫星—地球和卫星—月球方向矢量,并利用雷达测高仪测出的地心距作为观测量,提出采用广义卡尔曼滤波方法实时地确定卫星绕地球飞行的轨道,同时确定出卫星的对地姿态.对自主定轨进行了数学仿真,分析比较了采样周期、轨道倾角、轨道偏心率和轨道高度等因素对定轨精度的影响.总结了其变化规律,该方法可用于提高卫星自主定轨精度.

关键词 卫星自主导航; 广义卡尔曼滤波; 太阳敏感器; 紫外敏感器; 雷达测高仪

1 引言

卫星自主导航是指卫星在不依赖地面站的条件下,仅仅依靠卫星上的测量设备实时地确定卫星的位置和速度,在轨完成飞行任务所要求的功能或操作,它是卫星实现自主控制的前提.实现自主导航可以减轻地面站的操作负担,降低航天计划的成本,提高卫星的生存能力.小卫星组网的轨道控制需求更推进了卫星自主导航技术的发展^[1].

近年来,利用日月信息进行卫星自主定轨的天文导航技术受到了极大的关注.太阳、月球是人类最熟悉的自然天体,其运动规律最清楚,光学特征最突出且容易识别,很早就用于航海导航.美国虽然有庞大的地面测控系统,并且拥有GPS卫星网,但还是积极研究基于日月信息的卫星自主导航技术. Microcosm公司研制的MANS自主导航系统就是其代表之一^[2].为了提高天基国防实力,避免依赖GPS导航易受钳制的局面,我们应该尽快研究这种导航技术.

紫外敏感器可以敏感来自地球、月球等的紫外光辐射,从而可以集地球敏感器、月球敏感器等姿态测量功能于一身,用一个敏感器就可以完成三轴姿态的确定,它的精度比红外地平仪高一个数量级.雷达测高仪(或称卫星高度计)是海洋卫星必备的有效载荷,利用成为对称斜装的雷达测高仪测量卫星至地球表面的斜距,考虑地球形状的影响,可获得高精度(0.004°)的地心方向,同时伴有高度的测量值^[3].

本文在文献[4]的基础上,采用紫外敏感器和雷达测高仪定出地心矢量和月心方向,同时利用太阳敏感器定出日心方向,作为卡尔曼滤波器的输入构筑自主导航算法,实时地确定卫星的轨道和对地姿态,并通过数学仿真,全面分析了采样周期、轨道倾角、轨道偏心率、轨道高度等因素对自主定轨精度的影响.

2 定轨原理

基于日月信息的卫星自主定轨基本原理简述如下. 利用紫外传感器测得的地心方向和雷达测高仪测得的卫星至地球表面的距离, 计算地心矢量在卫星本体坐标系中的坐标; 利用日月方位可以确定地心惯性坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵 (即惯性姿态); 根据地心矢量在卫星本体坐标系的坐标及惯性姿态, 可以计算卫星在惯性空间的位置.

首先确定地心赤道惯性坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵 C_{BI} . 为方便讨论, 假定各传感器测量坐标系与卫星本体坐标系相重合.

根据太阳传感器和紫外传感器对于太阳、地球、月球的测量值, 可以给出卫日、卫地、卫月方向矢量在卫星本体坐标系中的坐标 u_{wsB} , u_{weB} , u_{wmB} ; 由雷达测高仪可以测得卫星距离地球表面的高度 H ; 根据日月运行轨道可以给出太阳、月球矢量在地心赤道惯性坐标系中的坐标 r_{esI} , r_{emI} .

卫星与这些天体的几何关系见图 1.

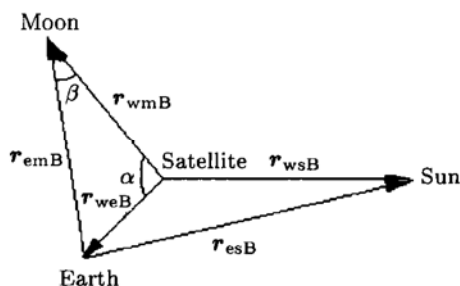


图 1 卫星与天体的几何关系

Fig.1 Geometrical relationship of satellite and celestial bodies

考虑在卫星本体坐标系中, 根据以下各式可以得到本体系中的地月矢量 r_{emB} :

$$\alpha = \cos^{-1}(u_{wmB} \cdot u_{weB}), \quad (1)$$

$$r_{weB} = (R_e + H)u_{weB}, \quad (2)$$

$$|r_{emB}| = |r_{emI}|, \quad (3)$$

$$\frac{\sin \alpha}{|r_{emB}|} = \frac{\sin \beta}{|r_{weB}|} = \frac{\sin(\pi - \alpha - \beta)}{|r_{wmB}|}, \quad (4)$$

$$r_{wmB} = r_{weB} + r_{emB}. \quad (5)$$

其中, R_e 为地球赤道平均半径. 同理, 本体系中的地日矢量 r_{esB} 也可以求得.

在地心惯性坐标系中, 已知地月矢量 r_{emI} 和地日矢量 r_{esI} , 在日月可见阶段二者不平行, 它们在卫星本体坐标系中被测为 r_{emB} 和 r_{esB} . 根据双矢量定姿方法^[5], 可以求得从地心惯性坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵 C_{BI} , 从而卫星在地心惯性坐标系中的位置矢量为

$$r = -(R_e + H)C_{BI}^T u_{weB}. \quad (6)$$

这样, 由敏感器的测量值可直接定出卫星的瞬时位置矢量在地心赤道惯性坐标系中的坐标.

3 广义卡尔曼滤波自主定轨

根据星上测量数据和日月运行轨道, 利用式 (6) 可以直接定轨. 但由于没有考虑卫星本身的运动特性, 每次定轨计算都是独立的, 因此定轨精度相对较低. 而且进行轨道预报 (包括星蚀期间) 需要速度矢量, 这就需要以此位置矢量为观测量, 运用广义卡尔曼滤波方法实时确定卫星在地心惯性坐标系中的位置和速度.

3.1 卫星轨道运动的状态方程

卫星在空间运动过程中受到的主要力是地球引力, 本文在建模中, 除考虑地球中心引力外, 还考虑到高阶项 J_2, J_3, J_4 . 取状态变量为 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$, 这里, $\mathbf{r} = [x \ y \ z]^T$ 、 $\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 分别为卫星位置和速度矢量, 则卫星轨道状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\mathbf{X}) + \mathbf{W}. \quad (7)$$

其中, $\mathbf{W}$ 为摄动力模型误差, $\mathbf{f}(\mathbf{X}) = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ f_4 \ f_5 \ f_6]^T$, 各分量为

$$\begin{aligned} f_1 &= v_x, & f_2 &= v_y, & f_3 &= v_z, \\ f_4 &= -\frac{\mu x}{r^3} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) + \frac{5}{2} J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 \left(3 \frac{z}{r} - 7 \frac{z^3}{r^3} \right) \right. \\ &\quad \left. - \frac{5}{8} J_4 \left(\frac{R_e}{r} \right)^4 \left(3 - 42 \frac{z^2}{r^2} + 63 \frac{z^4}{r^4} \right) \right], \\ f_5 &= f_4 \frac{y}{x}, \\ f_6 &= -\frac{\mu z}{r^3} \left[1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right)^2 \left(3 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) + \frac{5}{2} J_3 \left(\frac{R_e}{r} \right)^3 \left(6 \frac{z}{r} - 7 \frac{z^3}{r^3} - \frac{3}{5} \frac{r}{z} \right) \right. \\ &\quad \left. - \frac{5}{8} J_4 \left(\frac{R_e}{r} \right)^4 \left(15 - 70 \frac{z^2}{r^2} + 63 \frac{z^4}{r^4} \right) \right]. \end{aligned} \quad (8)$$

式中, $r = |\mathbf{r}|$, μ 为地球引力常数.

3.2 观测方程

以直接计算得到的卫星位置作为观测量, 则观测方程为

$$\mathbf{Z} = \mathbf{h}(\mathbf{X}) + \mathbf{V} = \mathbf{r} + \mathbf{V}, \quad (9)$$

其中, $\mathbf{V}$ 为观测误差, 观测矩阵为

$$\mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \ \mathbf{O}_{3 \times 3}]. \quad (10)$$

假设状态模型误差 $\mathbf{W}$ 和观测误差 $\mathbf{V}$ 均为零均值高斯白噪声, 且 $E\{\mathbf{W}(k)\mathbf{W}(j)^T\} = \mathbf{Q}_k \delta_{kj}$, $E\{\mathbf{V}(k)\mathbf{V}(j)^T\} = \mathbf{R}_k \delta_{kj}$.

3.3 广义卡尔曼滤波方法的应用

由于状态方程和观测方程都是连续的和非线性的, 因此采用广义卡尔曼滤波方法求状态变量的最优估计. 将轨道状态方程在状态变量最优估计值 $\hat{X}$ 周围以采样周期 T 进行线性化, 再离散化后可得到线性离散干扰方程:

$$\delta X_k = \Phi_{k,k-1} \delta X_{k-1} + W_{k-1}. \quad (11)$$

令 $t = t_{k-1}$, 其状态转移矩阵为 $\Phi_{k,k-1} = I_{6 \times 6} + \frac{\partial f(X)}{\partial X} T$, 可以得到如下滤波步骤 [6]:

$$\begin{cases} P_{k/k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1}, \\ \hat{X}_{k/k-1} = \hat{X}_{k-1} + f(\hat{X}_{k-1})T, \\ K_k = P_{k/k-1} H_k^T [H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k]^{-1}, \\ \delta \hat{X}_k = K_k \{Z_k - h(\hat{X}_{k/k-1})\}, \\ P_k = (I - P_k H_k) P_{k/k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T, \\ \hat{X}_k = \hat{X}_{k/k-1} + \delta \hat{X}_k. \end{cases} \quad (12)$$

另外, 卫星在环绕地球飞行期间, 往往会遇到星蚀现象. 在星蚀期间, 太阳传感器或紫外传感器会失去作用, 得不到当前的日月观测数据, 只能通过轨道预报的方式进行卫星的定轨. 由于星蚀时间较短, 可以忽略各种摄动力的作用, 因此轨道预报动力学方程采用式 (7) 即可. 而当日、月矢量平行时, 由于出现的概率很小, 时间较短, 也可以用轨道预报的方式进行卫星的定轨.

4 对地姿态的确定

根据日月方位确定的惯性姿态矩阵 C_{BI} 和自主定轨确定的卫星瞬时轨道位置及速度, 可以确定卫星的对地姿态矩阵 C_{BO} .

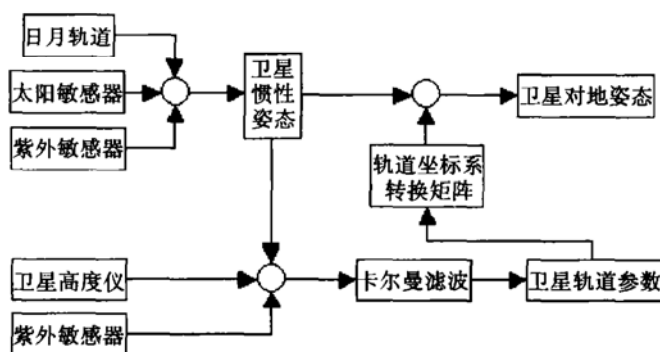


图2 卫星自主定轨定姿步骤

Fig.2 The process of the satellite autonomous orbit and attitude determination

根据自主定轨确定的卫星瞬时位置 $\mathbf{r}$ 和速度 $\mathbf{v}$, 可以确定卫星瞬时轨道 6 根数 $a, i, e, \Omega, \omega, f$, 当地轨道坐标系到地心惯性坐标系可按 3-1-3 转序经 3 次转换, 有

$$\mathbf{C}_{\text{IO}} = \mathbf{R}_z(-\Omega)\mathbf{R}_x(-i)\mathbf{R}_z(-\omega - f)\mathbf{C}_{\text{PO}}, \quad (13)$$

其中, $\mathbf{C}_{\text{PO}}$ 为当地轨道坐标系到地心轨道坐标系的转换矩阵. 则从当地轨道坐标系到卫星本体坐标系的转换矩阵 $\mathbf{C}_{\text{BO}}$ (对地姿态矩阵) 为

$$\mathbf{C}_{\text{BO}} = \mathbf{C}_{\text{BI}}\mathbf{C}_{\text{IO}}, \quad (14)$$

从而可以确定卫星的对地姿态. 采用日月信息进行卫星自主定轨和定姿的步骤见图 2.

5 仿真结果与精度分析

5.1 仿真结果

根据前面的自主导航原理, 主要对自主定轨进行了数学仿真, 仿真时遵循以下条件.

(1) 实际卫星轨道动力学模型除包含地球中心引力项外, 还考虑高阶项 J_2, J_3, J_4 , 同时考虑大气阻力摄动、日月引力摄动、太阳辐射光压摄动等.

(2) 敏感器的测量精度为: 太阳敏感器 $1'$, 紫外敏感器 0.02° , 雷达测高仪 1 km .

(3) 初始轨道参数为: $a = R_e + 504\text{ km}$, $e = 0.0011$, $i = 97^\circ$, $\Omega = 77^\circ$, $\omega = 50^\circ$, $f = 10^\circ$.

(4) 初始历元取为 2002 年 1 月 1 日 12 时, 位置分量和速度分量的初始误差分别为 10 km 和 10 m/s , $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \mathbf{q} \end{bmatrix}$, $\mathbf{q} = \text{diag}[5 \times 10^{-4}, 1 \times 10^{-4}, 2 \times 10^{-4}]$, 采样周期 $T = 5\text{ s}$.

仿真结果见图 3 和图 4.

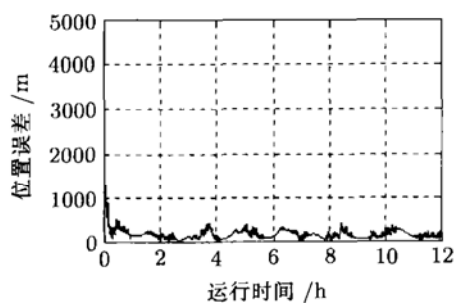


图 3 卫星位置估计误差

Fig.3 The satellite position estimate error

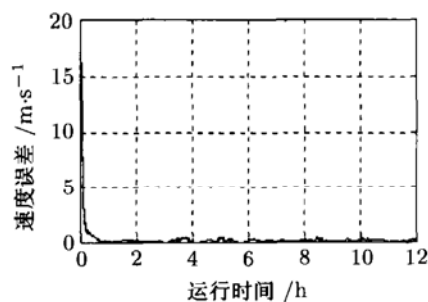


图 4 卫星速度估计误差

Fig.4 The satellite velocity estimate error

由图可见, 在上述仿真条件下, 自主定轨的精度为: 位置误差 170.1492 m , 速度误差 0.2798 m/s . 两图中出现的随机尖峰是由于线性化过程所致, 但总的趋势还是收敛的.

5.2 定轨精度分析

卫星的自主定轨精度由敏感器的测量精度、测量几何和定轨算法 3 个要素所决定. 敏感器的设计和制造工艺的不完善, 被测量对象的模型不准确都会给测量带来系统误差

和随机误差;测量几何主要由传感器的视场、安装方式和卫星的轨道所确定,好的测量几何可以减少测量误差对定轨精度的影响;定轨算法主要由测量信息处理、轨道预报和定轨滤波器组成,测量信息的处理方法、轨道动力学模型误差和导航滤波器的设计都将影响卫星的自主定轨精度. 以下将讨论各因素对系统定轨精度的影响.

显然,传感器测量精度越高,则定轨精度也会随之提高. 因此,在测量过程中,采用精度尽可能高的太阳敏感器、紫外敏感器和雷达测高仪是必要的.

(1) 采样周期的影响

采用广义卡尔曼滤波需要将模型线性化,采样周期的对线性化过程产生的误差有直接影响. 采样周期越小,线性化误差越小,系统误差将相应减小,反之则大. 同时,减小了采样周期,也即增加了观测信息的输入频率,因而可提高定轨精度. 表 1 给出了改变采样周期引起的定轨精度的变化情况. 由表 1 可知,采样周期越短,系统定轨精度越高. 但随着采样周期的减小,计算量也会呈几何规律递增,因此需要折衷考虑.

表 1 采样周期对定轨精度的影响
Table 1 The effect of sample period
on orbit determination precision

滤波器周期 (s)	位置误差 (m)	速度误差 (m/s)
1	105.389 2	0.191 2
5	170.149 2	0.279 8
10	186.570 3	0.288 0
15	238.734 8	0.365 0
20	289.718 9	0.409 9
25	309.424 5	0.426 1
30	356.512 4	0.470 7

(2) 部分轨道参数的影响

对不同的轨道倾角和偏心率,相应的定轨精度见表 2. 由表可知,轨道倾角对定轨精度有较大的影响. 这是由于轨道倾角对测量几何改变较大,而轨道偏心率对定轨精度影响不大.

表 2 部分轨道参数对定轨精度的影响
Table 2 The effect of partial orbit parameters on orbit determination precision

倾角 (°)	位置误差 (m)	速度误差 (m/s)	偏心率	位置误差 (m)	速度误差 (m/s)
10	334.714 1	0.321 9	0.000 1	183.936 2	0.314 8
50	201.778 3	0.296 3	0.000 5	145.406 6	0.270 0
97	170.149 2	0.279 8	0.001 1	170.149 2	0.279 8
130	168.950 2	0.273 5	0.005 0	155.315 9	0.252 7
170	174.593 8	0.287 7	0.010 0	179.468 9	0.276 0

(3) 轨道高度的影响

不同的轨道高度对定轨精度也有一定的影响,如表 3 所示. 由表可知,卫星飞行在越高的轨道上,系统定轨精度越低,这是由于随着轨道高度的增加,日月引力摄动和太阳辐

射光压摄动都会增大, 同时雷达测高仪测量精度也会下降.

表 3 轨道高度对定轨精度的影响
Table 3 The effect of orbit height
on orbit determination precision

轨道高度 (km)	位置误差 (m)	速度误差 (m/s)
504.7	170.149 2	0.279 8
1 000	185.586 3	0.283 4
5 000	236.616 6	0.286 5
10 000	307.432 5	0.289 4

6 结论

本文研究了基于日月信息的卫星天文自主导航技术, 利用安装在星上的太阳敏感器、紫外敏感器、雷达测高仪等测量出日心、地心、月心方向和地心距, 经过广义卡尔曼滤波方法来实时地确定卫星在轨的位置和速度, 同时也确定出卫星的对地姿态. 最后给出了仿真结果, 并研究了采样周期、轨道倾角、轨道偏心率、轨道高度等因素对定轨精度的影响.

由于太阳敏感器、紫外敏感器和雷达测高仪的采样频率不同, 在具体工程实现时, 需要考虑时间同步问题.

参 考 文 献

- [1] Chory M A, Hoffman D P. Satellite autonomous navigation —— Status and history. In: Location and Navigation Symposium. IEEE 1986 Position, 1986, 110—121
- [2] Hosken R W, Wertz J R. Microcosm autonomous navigation system on-orbit operation. AAS 95-074, 1995
- [3] Han Chao, Zhang Renwei. Aautonomous orbit determination with radar altitude sensor. *J. Astron.*, 1999, 20(3):13—20. in Chinese (韩潮, 章仁为. 利用雷达测高仪的卫星自主定轨. 宇航学报. 1999, 20(3):13—20)
- [4] Huang Xiangyu, Cui Hutao, Jing Wuxing. Autonomous orbit determination for satellites based on information of Sun-Earth-Moon. *High Tech. Lett.*, 2002, 12(4):88—91. in Chinese (黄翔宇, 崔祐涛, 荆武兴. 基于“日-地-月”信息的卫星自主轨道确定. 高技术通讯. 2002, 12(4):88—91)
- [5] Zhang Renwei. Dynamics and Control of Satellite Attitude and Orbit. Beijing: Press in Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 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)
- [6] Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Principles of Kalman Filtering and Integrated Navigation. Xian: Northwestern Polytechnical University Press, 1998. in Chinese (秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理. 西安: 西北工业大学出版社. 1998)

A METHOD OF CELESTIAL AUTONOMOUS ORBIT DETERMINATION AND ATTITUDE DETERMINATION FOR SATELLITE

LI Linlin SUN Huixian

(Center for Space Science and Applied Research, The Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080)

Abstract

An autonomous real-time orbit determination for satellite flying around the Earth by the extended Kalman filtering is proposed in this paper. The observables are as follows, Satellite—Sun direction vector measured by Sun sensor, Satellite—Earth direction vector and Satellite—Moon direction vector measured by ultraviolet sensor, and the geocentric distance measured by radar altitude. Moreover, the satellite attitude to the Earth is determined. The simulation results show that orbit determination precision is better than 200 m. By simulation experiments of autonomous orbit determination, the effects of sample period, orbit inclination, orbit eccentricity and orbit height on orbit determination precision are analyzed and compared. The changing law is submitted, which can improve satellite autonomous orbit determination precision.

Key words Satellite autonomous navigation, Extended Kalman filtering method, Sun sensor, Ultraviolet sensor, Radar altitude