

文章编号: 1001-2486 (2002) 03-0090-04

三轴磁强计轨道确定*

吴美平, 田菁, 胡小平

(国防科技大学机电工程与自动化学院, 湖南长沙 410073)

摘要: 未来卫星的发展趋向于微型化, 采用小型化、廉价和中等精度的自主导航系统是非常必要的。利用三轴磁强计量测得地磁场矢量在仪表坐标系中的分量, 并通过卡尔曼滤波器来确定卫星的轨道参数。仿真算例结果表明, 三轴磁强计定轨方案具有一定的精度, 能满足卫星定轨精度的要求。

关键词: 三轴磁强计; 自主定轨; 卡尔曼滤波器; 地磁场

中图分类号: V448.222 文献标识码: A

Three-Axis Magnetometer Orbit Determination

WU Mei-ping, TIAN Jing, HU Xiao-ping

(College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Satellite tends to be microminiaturization in the future. It needs to adopt a small, cheap and middle precision autonomous navigation system. According to the measurements of three-axis magnetometer in the body frame, the parameters of the orbit can be determined by using of Kalman Filter. The result of simulation shows that orbit determination by dint of three-axis magnetometer is of medium precision, which can satisfy some requirements of orbit determination.

Key words: three-axis magnetometer; autonomous navigation; Kalman Filter; geomagnetic field

卫星自主导航技术可以实现卫星不依赖于地面系统支持的自主运行。它不但可以有效地降低地面支持成本, 从而降低航天计划的费用, 而且提高了卫星的生存能力。如在战时, 当地面系统遭受破坏或来自敌方的人为干扰情况下, 仍能实现卫星的轨道确定和轨道保持的功能, 这一点对军事卫星尤为重要。

未来卫星的发展趋向于微型化, 在星上装备复杂的导航、定轨设备是不可能的, 采用小型化、廉价和满足任务要求的自主导航系统是非常必要的。国外从 1963 年开始研究航天器的自主导航系统方案, 主要有以下几种方法^[1]: ①惯性导航系统; ②陆标跟踪系统; ③直接敏感地平面系统; ④星光折射敏感地平系统; ⑤航天器间相互观测系统; ⑥GPS。

惯性导航系统的主要缺点是系统构成复杂, 系统误差随时间累积。GPS 能提供全球范围的、三维的、全天候的高精度位置和速度信息, 是目前导航精度最高的导航系统。但 GPS 是半自主的, 在高动态环境或有外干扰情况下, GPS 接收机性能显著下降, 甚至失锁而无法工作。由于大气层的覆盖, 地球边缘变得模糊, 即使在红外波段也很难精确确定地球边缘的位置, 因此使用红外地平仪直接敏感地平的方法精度不高。而采用与星敏感器联合使用可以提高导航精度。三轴磁强计具有体积小、重量轻、性能可靠、功耗低和可靠性高等优点, 而且具有一定的精度水平, 是理想的自主导航设备之一, 因而受到各国的重视。

随着地磁场模型的日趋完善以及微处理器和滤波技术的不断发展和成熟, 地磁导航方法于近几年得以迅速发展。地磁导航方法一般是用于近地卫星(轨道高度不大于 1000km)。利用三轴磁强计量测得地磁场矢量在仪表坐标系中的分量, 并通过卡尔曼滤波器来确定卫星的轨道和姿态参数。因此, 研

* 收稿日期: 2002-03-01

作者简介: 吴美平(1970—), 男, 讲师, 博士。

究三轴磁强计自主定轨对发展小卫星和未来天基网的自主导航系统是很有意义的。美国 NASA Goddard 空间中心和有关大学对地磁导航进行了研究, 并进行了地面试验。

1 地磁场模型

假定地磁场是由地球内部的源引起的, 具有磁位的特征, 即^[2]

$$B = -\nabla U$$

式中, U 为地球磁场磁位, B 为地磁场强度矢量 (又称地磁场磁通密度矢量), 通常采用当地地理坐标系 $ox_T y_T z_T$ 来描述磁场强度分量, 可以得到沿坐标轴 x_T, y_T, z_T 三个方向的磁场强度的分量 $B_{x_T}, B_{y_T}, B_{z_T}$ 为

$$\begin{cases} B_{x_T} = \frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \theta} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{R_E}{r}\right)^{n+2} \frac{dP_n^m(\cos\theta)}{d\theta} \\ B_{y_T} = -\frac{1}{r \sin\theta} \frac{\partial U}{\partial \lambda} = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=1}^n m (g_n^m \sin m\lambda - h_n^m \cos m\lambda) \left(\frac{R_E}{r}\right)^{n+2} \frac{P_n^m(\cos\theta)}{\sin\theta} \\ B_{z_T} = \frac{\partial U}{\partial r} = -\sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=0}^n (n+1) (g_n^m \cos m\lambda + h_n^m \sin m\lambda) \left(\frac{R_E}{r}\right)^{n+2} P_n^m(\cos\theta) \end{cases} \quad (1)$$

其中, r 为空间一点距地心的距离; R_E 为地球平均半径; λ 为格林尼治起算的东经; θ 为余纬; P_n^m 为 n 次 m 阶缔合勒让德函数; g_n^m, h_n^m 为基本磁场的高斯系数, 采用国际参照地球磁场 (JGRF) 模式。

2 卫星轨道运动方程

在一阶近似条件下, 地心赤道惯性坐标系 O_{xyz} 上描述的卫星轨道运动方程为^[3,4]

$$\frac{d^2 \bar{R}}{dt^2} + \frac{\mu \bar{R}}{R^3} = A \quad (2)$$

其中, \bar{R} 为卫星的位置矢量, 即地心距矢量; μ 为地球引力常数; A 为摄动加速度。

如果只考虑地球非球形引力摄动影响和大气阻力, 摄动加速度 A 为

$$A = \sum_{i=2}^n A_{J_i} + A_{f_d} \quad (3)$$

其中, A_{J_i} 为重力场考虑 J_i 摄动项的加速度 ($i=1, 2, \dots, n$), A_{f_d} 表示大气阻力摄动加速度。

3 地磁导航系统原理

地磁导航原理是: 地磁场已有相当好的磁场模型, 采用高斯球谐函数来描述地磁场模型, 这样磁场的强度和方向是位置的函数, 因此可以采用磁测的方法对卫星进行定轨 (测速和定位)。使用一台三轴磁强计作为敏感器, 利用扩展卡尔曼滤波器可以得到卫星的位置和速度的估计值, 进而得到卫星的轨道根数。该方法的特点是导航系统结构简单、体积小、重量轻、可靠性高, 具有中等精度水平, 非常适合于小卫星^[5,6]。

3.1 系统方程的建立

取系统状态量为 $\bar{X} = [x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T$, 则有

$$\dot{\bar{X}} = F(\bar{X}, t) \bar{X} + \bar{W} \quad (4)$$

其中, x, y, z 为位置矢量在惯性坐标系中的分量; $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ 为速度矢量在惯性坐标系中的分量; \bar{W} 为系统噪声, 设其为高斯白噪声。

对上式进行线性化, 有

$$\begin{aligned} \Delta \bar{X} &= \frac{\partial F(\bar{X}, t_K)}{\partial \bar{X}} \Big|_{\bar{x}=\bar{X}(k/k-1)} \Delta \bar{X} + \bar{W}(t) \\ &= A(\bar{X}, t_K) \Delta \bar{X} + \bar{W}(t) \end{aligned} \quad (5)$$

式中,

$$A(\bar{X}, t) = \left. \frac{\partial F(\bar{X}, t_K)}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{x} = \hat{\bar{X}}(k/k-1)} \quad (6)$$

$\hat{\bar{X}}(k/k-1)$ 为 k 时刻卫星在地心惯性坐标系中的状态预测值。

3.2 三轴磁强计量测模型

$$y(k) = N[B(\bar{X}(k), t_K)] + v(k), \quad (7)$$

这里 $N[\cdot]$ 表示求模运算, B 是按国际地磁场模型(IGRF)计算得到的地磁场矢量, $v(k)$ 为测量噪声。

将上式进行离散化, 有

$$\bar{Z}(k) = \Delta y(k) = \left. \frac{\partial N(B)}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{x} = \hat{\bar{X}}(k/k-1)} \Delta \bar{X}(k) + \bar{V}(k) \quad (8)$$

因此对应的测量矩阵为

$$H(k) = \left. \frac{\partial N(B)}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{x} = \hat{\bar{X}}(k/k-1)} = \left. \frac{\partial N(B)}{\partial B} \frac{\partial B}{\partial r} \frac{\partial r}{\partial \bar{X}} \right|_{\bar{x} = \hat{\bar{X}}(k/k-1)} \quad (9)$$

式中, \bar{r} 为卫星位置矢量的球坐标形式, $\bar{r} = [r, \theta, \lambda]^T$ 。

3.3 自主定轨滤波模型

根据前述内容, 三轴磁强计自主定轨的滤波模型为

$$\begin{cases} \Delta \bar{X}(k) = \Phi(k, k-1) \Delta \bar{X}(k-1) + \bar{W}(k) \\ \bar{Z}(k) = H(k) \Delta \bar{X}(k) + \bar{V}(k) \end{cases} \quad (10)$$

其中, $\Phi(k, k-1)$ 为状态转移矩阵。

由卡尔曼滤波器得到 $\Delta \hat{\bar{X}}(k)$, 因此可以给出在 k 时刻的 $\bar{X}(k)$ 为

$$\bar{X}(k) = \hat{\bar{X}}(k/k-1) + \Delta \hat{\bar{X}}(k) \quad (11)$$

当得到 t_k 时刻的卫星在地心惯性坐标系中的位置、速度状态 $\bar{X}(k)$ 即可确定出卫星的轨道根数。

4 仿真算例

假定给定一轨道高度确定的圆轨道卫星, 根据卫星总体参数和三轴磁强计的性能指标进行三轴磁强计轨道确定仿真。

卫星轨道初始误差参数取

$$\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = 1.0 \text{ km}$$

$$\sigma_{\dot{x}} = \sigma_{\dot{y}} = \sigma_{\dot{z}} = 0.01 \text{ m/s}$$

滤波器初始状态为

$$\Delta \hat{\bar{X}}_0 = E\{\Delta \bar{X}_0\} = \{200 \text{ m} \quad 200 \text{ m} \quad 200 \text{ m} \quad 1.0 \text{ m/s} \quad 1.0 \text{ m/s} \quad 1.0 \text{ m/s}\}$$

系统噪声为

$$Q = \text{diag}\{1.0 \text{ m/s}^2 \quad 1.0 \text{ m/s}^2 \quad 1.0 \text{ m/s}^2 \quad (0.1 \text{ m/s}^2)^2 \quad (0.1 \text{ m/s}^2)^2 \quad (0.1 \text{ m/s}^2)^2\}$$

三轴磁强计的观测噪声为

$$R = \text{diag}\{1 \times 10^{-8} \quad 1 \times 10^{-8} \quad 1 \times 10^{-8} \} \text{ G}^2$$

为了进一步了解三轴磁强计定轨精度与卫星轨道动力学模型和磁强计的性能指标的关系, 进行了以下四种仿真:

- (1) 给定系统噪声和三轴磁强计的观测噪声(仿真一);
- (2) 在三轴磁强计的观测噪声不变条件下, 减小系统噪声一个数量级(仿真二);
- (3) 在系统噪声不变条件下, 将三轴磁强计的观测噪声减小一个数量级(仿真三);
- (4) 系统噪声和三轴磁强计的观测噪声均减小一个数量级(仿真四)。

在上述四种条件下仿真两圈轨道, 得到的三轴磁强计定轨精度见表 1。

表 1 三轴磁强计定轨误差的方差

Tab.1 The covariance of the three-axis magnetometer orbit determination error

卫星轨道参数	均方差 (1σ)			
	仿真一	仿真二	仿真三	仿真四
x 方向位置误差 (km)	3.673	1.963	6.392	2.748
y 方向位置误差 (km)	1.344	1.228	2.209	1.474
z 方向位置误差 (km)	8.141	5.885	8.923	7.430
位置误差 (km)	9.032	6.324	11.196	8.058
速度误差 (m/s)	5.362	3.65	6.87	5.16
轨道偏心率	0.0014	0.0010	0.0019	0.0012

为了明了地给出定轨误差，我们给出仿真一的三轴磁强计定轨误差，如图 1~4 所示。

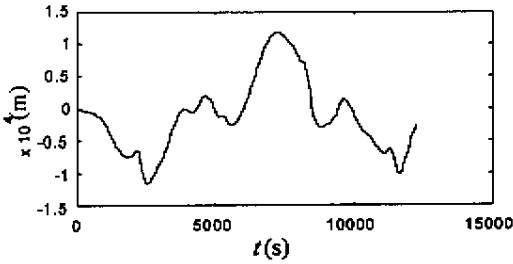


图 1 X 方向位置误差

Fig.1 The distance error in X direction

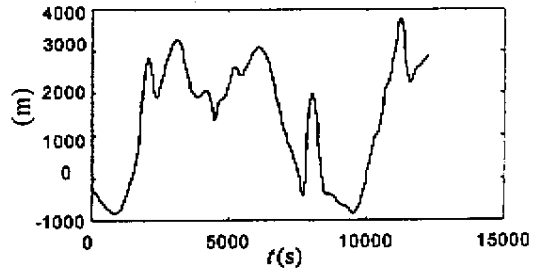


图 2 Y 方向位置误差

Fig.2 The distance error in Y direction

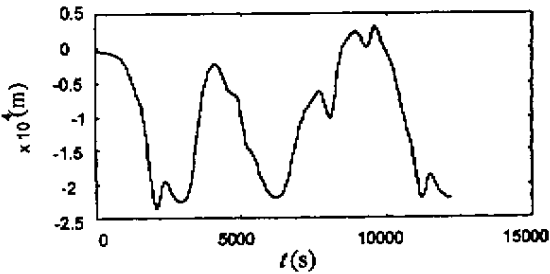


图 3 Z 方向位置误差

Fig.3 The distance error in Z direction

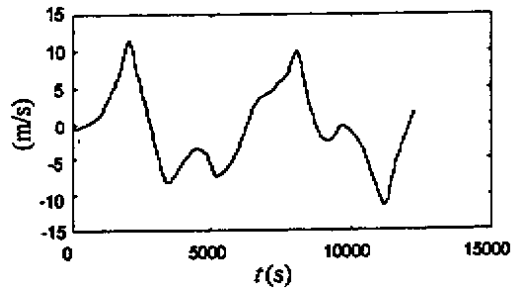


图 4 速度大小误差

Fig.4 Velocity error

5 结论

- (1) 采用三轴磁强计进行卫星自主定轨可以得到中等精度的轨道参数；
- (2) 卫星轨道运动模型越准确，即系统噪声越小，三轴磁强计自主定轨精度就越高；
- (3) 三轴磁强计自主定轨得到的卫星轨道偏心率满足任务要求 $e < 0.002$ 。

参考文献：

- [1] Hicks, Kerry Douglas. An Autonomous Orbit Determination System for Earth Satellites [M]. USA: U. M. I., 1989.
- [2] 屠善澄主编. 卫星姿态动力学与控制(1)[M]. 北京: 宇航出版社, 1999.
- [3] 任莹. 人造地球卫星轨道力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1989.
- [4] Jean-Pierre Carrou. Spaceflight Dynamics [M]. France: TOULOUSE Space Center, 1995.
- [5] 左文辑. 天基网中卫星自主导航系统平台的研制 [C]. 天基综合信息网关键技术研讨会, 1999: 1-14.
- [6] 左文辑, 宋福香. GPS 和磁测在微小卫星自主导航中的应用 [C]. 微小卫星和星座技术学术研讨会(威海), 1999: 254-267.
- [7] Mark L Psiaki. Three-Axis Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data [J]. J. Guidance, 1990, 13(3): 506-514.

