

EKF 容错滤波方法在磁测自主导航中的应用研究

荣思远, 穆荣军, 崔乃刚

(哈尔滨工业大学航天工程系, 黑龙江哈尔滨 150001)

摘 要: 地磁场矢量是卫星的位置函数, 利用三轴磁强计的测量信息即可实现近地卫星的自主导航. 采用地磁场强度矢量为观测量, 当测量值存在野值时, 滤波会出现偏差, 收敛变慢甚至发散. 采用基于残差正交性质的 EKF 容错滤波方法, 实现了野值的即时修正和故障检测, 使滤波器具有较强的鲁棒性. 仿真结果表明该方法有效.

关键词: 自主导航; 容错滤波; EKF

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 0372-2112 (2006) 12-2268-04

Research on the Fault Tolerant Filter Applied on Using Magnetic Magnetometer Autonomous Navigation

RONG Si-yuan, MU Rong-jun, CUI Nai-gang

(Department of Astronautical Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, Helongjiang 150001, China)

Abstract: Magnetic field vector is a function of the satellite's position. Autonomous navigation of LEO satellite can be achieved based on the measurement data of the onboard three axis magnetometer (TAM). For the orbit estimation algorithm based on the measurement of the geomagnetic field vector, when measurement data influenced by outliers, filtering occurs deviation, convergence becomes slow and even diffuses. Based on residual orthogonal EKF (Extended Kalman Filter) Fault tolerant filtering method, the instant modifying and fault diagnosis are implemented and the filter obtains stronger robustness. Simulation results show the effectivity of the method.

Key words: autonomous navigation; fault-tolerant filter; EKF

1 引言

卫星自主导航技术是当今卫星控制技术发展的趋势, 近地轨道由于有丰富的地磁场资源, 且具有相当好的地磁场模型, 因此可采用磁测的方法对卫星进行定轨导航. 使用一台三轴磁强计作为敏感器, 利用扩展卡尔曼滤波器即可得到卫星的位置和速度估计值, 进而得到卫星的轨道根数^[1,2].

EKF 要求过程噪声和量测噪声的统计特性是严格高斯的, 方程线性化等过程均会使滤波估值产生较大偏差, 这就需要对滤波算法做出改进和完善, 以增强估计的稳定性和精准度^[3,4]. 对于磁强计自主导航系统, 其测量值中可能会存在野值, 这会使滤波收敛变慢甚至发散, 滤波的稳定性也受到一定的影响, 构造一种能够增强滤波收敛性、修正观测信息中野值的不良影响并具有故障检测与隔离功能的高鲁棒性容错滤波器, 具有较高的理论和工程应用价值.

本文对利用三轴磁强计, 以地磁场强度矢量为测量量的卫星自主导航的方法进行了理论和仿真研究, 并给出由位置和速度矢量估计轨道根数的方法, 在此基础上将 EKF 残差正交容错滤波算法应用于此磁测自主导航方法中, 该算法在导

航滤波收敛性、观测信息的野值剔除、滤波器故障检测等方面具有较为良好的性能, 数学仿真结果证明了该方法的有效性.

2 系统动力学模型及观测方程

2.1 地磁场测量模型

地球磁场是个矢量场, 可以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, 因此能采用磁测的方法对卫星进行定轨导航. 地磁场模型如下:

$$V(r, \lambda, \phi) = R_e \sum_{n=1}^{\infty} \left(\frac{R_e}{r} \right)^{n+1} [\cos(m\phi) + h_n^m \sin(m\phi)] P_n^m(\cos \lambda) \quad (1)$$

式中, P_n^m 是 Legendre 函数; R_e 为地球参考球赤道半径; ϕ 为地理经度; λ 为地心余纬; g_n^m , h_n^m 是高斯系数, 本文采用 IGRF2000 系数表^[5].

地磁场强度矢量可以表示为地磁场势函数的负梯度 $B = -\nabla V$, 由此可得到卫星位置与地磁场矢量在惯性坐标系下的关系. 文中采用低阶的地磁场模型, 以三轴磁强计测量得到的地磁矢量作为测量量, 这需要考虑卫星的姿态, 这里假设卫星姿态由姿态测量系统提供, 经过坐标变换, 得到地磁场矢量

在体坐标系下的表达式. 观测方程可写为

$$z(t_k) = B_b(X(t_k), t_k) + v(t_k) \quad (2)$$

$v(t_k)$ 为磁强计测量噪声, 假定为高斯白噪声, 其方差为 R .

2.2 动力学模型

采用二体运动模型, 系统状态方程考虑 J_2 和大气阻力的影响, 将其它摄动因素等效为高斯白噪声, 在 J2000 地心赤道惯性坐标系中建立卫星轨道动力学方程, 即

$$\begin{cases} \dot{R} = V \\ \dot{V} = -\frac{\mu}{r^3} R + P_j + P_D + W \end{cases} \quad (3)$$

其中 $R = [x \ y \ z]^T$, $V = [v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为卫星在地心赤道惯性坐标系中的位置和速度, r 为卫星到地心的距离, P_j 为地球引力摄动项引起的加速度, P_D 为大气阻力摄动加速度, W 为过程噪声, 假定为零均值的高斯白噪声. 离散化得到如下方程:

$$X_{k+1} = X_k + \int_{t_k}^{t_{k+1}} f(X, t) dt + W_k \quad (4)$$

3 EKF 容错滤波方法

3.1 基于 EKF 的残差检验方法

系统模型如上给出, 其 EKF 算法如下:

$X_{k+1/k} = X_k + f(X_k, t_k) T$ (一步预测)

$X_{k+1} = X_{k+1/k} + K_{k+1} \hat{e}_{k+1}$ (状态估计)

$K_{k+1} = P_{k+1/k} H_{k+1}^T (H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1}$ (滤波增益)

$P_{k+1/k} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_k + Q_k$ (一步预测均方差)

$P_{k+1} = (I - K_{k+1} H_{k+1}) P_{k+1/k} (I - K_{k+1} H_{k+1})^T + K_{k+1} R_{k+1} K_{k+1}^T$ (估计均方差)

$X = K_{k+1} \hat{e}_{k+1}$

$\hat{e}_{k+1} = Z_{k+1} - h(X_{k+1/k}, k+1)$

其中, \hat{e}_{k+1} 为 EKF 的残差, 可以看作 Z_{k+1} 和 $X_{k+1/k}$ 两个零均值高斯白噪声的线性组合, 也具有零均值高斯白噪声性质, 其残差序列保持正交性^[6].

当故障未发生时, EKF 的残差 \hat{e}_{k+1} 是零均值高斯白噪声, 其方差为 $P_{k+1} = H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}$; 当故障发生时, 残差 \hat{e}_{k+1} 的均值不再为零. 通过检验残差的均值, 就可以确定系统是否发生了故障.

对残差 \hat{e}_{k+1} 作如下的二元假设

H_0 : 无故障 $E\{\hat{e}_{k+1}\} = 0$; $E\{\hat{e}_{k+1} \hat{e}_{k+1}^T\} = P_{k+1}$

H_1 : 有故障 $E\{\hat{e}_{k+1}\} = \mu$; $E\{[\hat{e}_{k+1} - \mu][\hat{e}_{k+1} - \mu]^T\} =$

P_{k+1}

根据极大似然比检验原理, 构造故障检测函数如下:

$$T_{k+1} = \hat{e}_{k+1}^T P_{k+1}^{-1} \hat{e}_{k+1} \quad (5)$$

由于残差 \hat{e}_{k+1} 是高斯随机向量, 因此 T_{k+1} 服从自由度为 m (观测向量维数) 的 χ^2 分布, 即 $T_{k+1} \sim \chi^2(m)$, 根据预先设定的门限值 λ , 以 T_{k+1} 是否超过门限值 λ 来判定是否发生故障^[7,8].

根据 Neyman-pearson 准则, 当误警率 $P_{fa} = \alpha$ 时, 由

$$P_{fa} = P\{T_{k+1} > \lambda | H_0\} = \alpha \quad (6)$$

解出的门限值 λ 可使漏警率 $P_m = P\{T_{k+1} < \lambda | H_1\}$ 达到最小.

因此门限值可由误警率根据式 (6) 确定, 又称为显著水平.

如果在 N 次检验中, 残差检验未通过的次数超过 M 次, 则认为传感器发生了故障; 当残差检验未通过的次数小于 M , 则认为当前的观测值中存在野值.

3.2 滤波器收敛性判据

滤波器收敛性判据: 当滤波器发散时, 误差协方差阵无界, 这时实际的估计误差往往比理论预计的误差大很多倍. 可以根据这一特点, 利用残差序列的性质来构造滤波器的收敛性判据. 由于 $\hat{e}^T \hat{e}$ 为残差序列的平方和, 包含了实际估计误差的信息, 而理论预计误差的信息可通过残差序列的方差阵 $E\{\hat{e} \hat{e}^T\}$ 来描述. 因此可用下式作为判断滤波器是否收敛的依据:

$$\hat{e}_{k+1}^T \hat{e}_{k+1} - \text{Tr}[H_{k+1} P_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1}] \quad (7)$$

式中, 矩阵的迹 $\text{Tr}[H_{k+1} P_{k+1} H_{k+1}^T + R_{k+1}]$ 被作为一种二次性能指标来代表估计误差的正常水平, λ 为可调系数. 当上述不等式成立时, 滤波器处于正常工作状态; 如不满足, 说明滤波器的实际误差将超过理论预计值 λ 倍, 此时滤波器处于发散状态.

3.3 残差正交性滤波收敛性判定的实现

通过在 EKF 新息正交性抗野值方法的分析结果, 可见在残差正交性抗野值方法中, 在对野值进行判断的同时, 直接运用了滤波器收敛性判据, 实现了对滤波收敛性的判定.

修正算法中的统计量构造如下:

$$d = \hat{e}_{k+1}^T [H_{k+1} P_{k+1/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1} \hat{e}_{k+1} \quad (8)$$

则滤波状态最优估计表达式如下

$$X_{k+1} = X_k + f(X_k) T + f(r) K_{k+1} [Z_{k+1} - h(X_{k+1/k})] \quad (9)$$

式中, $f(r)$ 为加权因子, 当 d 小时, $f(r) = 1$, 当 $d > \lambda$ 时 $f(r)$ 为 d 的倒数. $f(r)$ 与当前的观测值 Z_k 有关, 但其对滤波的综合影响, 体现在增益矩阵 K_k 上, 具有根据观测值自动修正增益矩阵的作用. 此处 d 符合三自由度 χ^2 分布, 取显著水平为 0.01, 通过 χ^2 查表, 野值检测门限值 λ 设为 11.345.

综上, 构造了一种容错滤波方法, 在观测值存在野值的情况下, 能够消除其影响, 使滤波估计趋于收敛, 在进行野值检测和剔除的同时, 根据野值分布情况, 可以进行故障检测.

4 瞬时轨道根数计算

根据最优估计出的位置和速度矢量, 可估计出瞬时轨道六根数, 其计算公式如下:

$$a = \frac{\mu r}{2\mu - v^2}$$

$$e \sin E = (\dot{x} \dot{y} + \dot{z}) \sqrt{\frac{1}{\mu a}}$$

$$e \cos E = 1 - \frac{r}{a}$$

$$\cos i = \frac{\dot{x} \dot{y} - \dot{y} \dot{x}}{h}$$

$$\sin i = \frac{\dot{x} \dot{z} - \dot{z} \dot{x}}{h \sin i}$$

$$\cos \omega = \frac{\dot{x} \dot{z} - \dot{z} \dot{x}}{h \sin i}$$

式中, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, $v^2 = \dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2$, $h =$

$\sqrt{\mu a(1-e^2)}$, 这样可以求出轨道根数: a, e, E, i 和 . 由下式可以求出:

$$= \arctg \left[\frac{\frac{\cos E}{r} z - \sqrt{\frac{a}{\mu}} \sin E \dot{z}}{\frac{\sin E}{r} z + \sqrt{\frac{a}{\mu}} \sin E \dot{z}} \right] \left(\frac{\sqrt{1-e^2}}{\sin E} \right)$$

5 仿真结果

测量部件采用三轴磁强计, 其测量误差方差取 $R = (150\text{nT})^2$, 系统误差取 10^{-6} 量级, 卫星姿态精度为 0.001° . 仿真条件取卫星的初始轨道参数如下: 半长轴 $a = 6799.4\text{km}$, 偏心率 $e = 0.0134$, 轨道倾角 $i = 65^\circ$, 初始位置误差为 $[60, 50, 60]\text{km}$, 初始速度误差 $[0.3, 0.2, 0.3]\text{km/s}$, 采样周期 $T = 1\text{s}$, 仿真时间为 15000s , 常规 EKF 仿真曲线如图 1 所示.

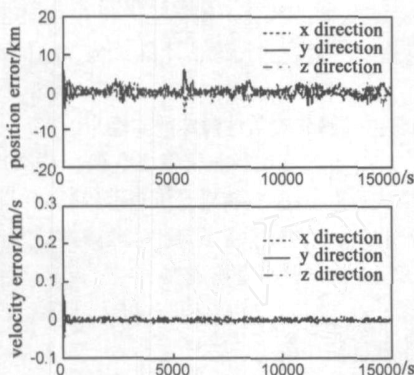


图 1 EKF 算法位置和速度估计误差

在 $3000\text{s} - 3025\text{s}$ 连续 25 点处加入 1500nT (x, y, z 三方向) 野值, EKF 仿真曲线如图 2; 容错滤波仿真曲线如图 3.

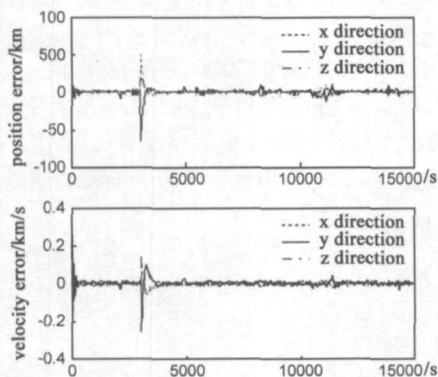


图 2 EKF 算法位置和速度估计误差

在 $2001 - 2012\text{s}$ 点 + 1500nT (x, y, z 三方向) 野值, 3001s 点 + 1500nT (y 方向) 野值, $4001\text{s} - 4005\text{s}$ 点 + 1000nT (x, y 两方向) 野值, 5001s 和 5002s + 1500nT (y, z 两方向) 野值, $5501\text{s} - 5504\text{s}$ 点 + 2000nT (x, y, z 三方向) 野值, $6001\text{s} - 6010\text{s}$ 点 + 1500nT (x 方向) 野值, $7001\text{s} - 7005\text{s}$ 点 + 1500nT (x, y, z 三方向) 野值, 8001s 点 + 1500nT (x, y, z 三方向) 野值, EKF 仿真曲线如图 4, 容错滤波仿真曲线如图 5.

通过仿真结果可以看出, 容错滤波器具有较强的野值修正能力及较强的野值检测灵敏度, 在出现成片野值时滤波仍有很好的收敛性, 另外通过仿真对比发现, 分散野值影响小于

集中成片野值. 最后分别考察野值混合分布情况下常规和容错滤波器仿真结果, 可以看出, 该非线性容错滤波器具有较强鲁棒性和较高检测效率.

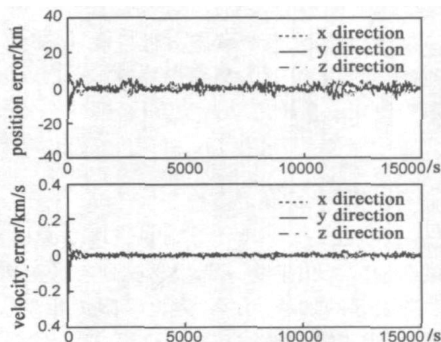


图 3 修正后的位置和速度估计误差

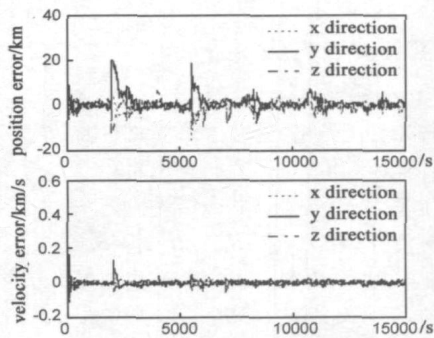


图 4 EKF 算法位置和速度估计误差

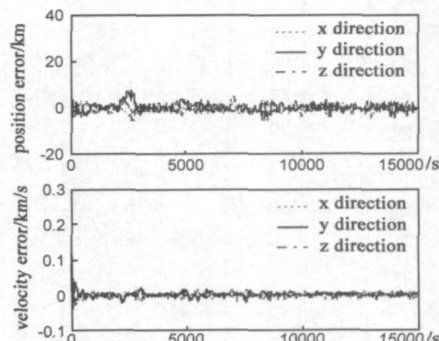


图 5 修正后的位置和速度估计误差

根据磁测容错导航滤波器输出的导航数据, 计算的卫星瞬时轨道根数如表 1 所示.

表 1 估计的瞬时轨道根数

时间/s	0	2000	4000	6000	8000	10000
轨道根数						
a	6799.4	6794.7	6796.2	6791.2	6784.3	6798.7
e	0.0134	0.0155	0.0145	0.0131	0.0132	0.0130
i	65°	64.9791°	64.98°	65.01°	65.04°	65.03°
	30°	30.157°	28.26°	28.15°	27.54°	28.06°
	30°	29.90°	29.75°	29.81°	29.64°	29.52°
E	0°	122.8°	223.66°	60.23°	161.34°	295.01°

6 结论

本文将 EKF 残差正交容错滤波算法应用于磁测自主导

航中,并进行了数学仿真.表明该滤波方法在磁测自主导航的观测值存在较大野值情况下,滤波算法具有较好的鲁棒性和较高检测效率,具有良好的剔除野值能力.最后,给出了卫星瞬时轨道根数的计算结果.

参考文献:

- [1] M L psiaki, H Lejin, S F Fox. Ground test of magnetometer based autonomous navigation for low-earth-orbit spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1993, 16(1): 206 - 214.
- [2] Wiegand M. Autonomous satellite navigation via Kalman filtering of magnetometer data[J]. Acta Astronautica, 1996, 38(4-8): 395 - 403.
- [3] 柳海峰,姚郁,等. Kalman 滤波新息正交性抗野值法研究[J]. 电机与控制学报, 2003, 7(1): 40 - 42.
Liu Hai-feng, Yao Yu, Lu Di, et al. Study for outliers based on Kalman filtering [J]. Electric Machines and Control, 2003, 7(1): 40 - 42. (in Chinese)
- [4] 徐敏,金以慧,田康生. 基于强跟踪滤波器的抗“飞点”容错滤波[J]. 现代雷达, 2003, 25(8): 5 - 7.
Xu Min, Jin Yi-hui, Tian Kang-sheng. Outliers improvement based on the strong tracking filter[J]. Modern Radar, 2003, 25(8): 5 - 7. (in Chinese)
- [5] Carlosa Roithmayr. Contributions of Spherical Harmonics to Magnetic and Gravitational Fields [R]. NASA/ TM-2004-213007, NASA, March 2004.
- [6] Isermann R. Process fault detection based on modeling and estimation methods - a survey[J]. Automatica, 1984, 20(4): 387 - 404.
- [7] Martin C J, Mintz M. Robust filtering and prediction for linear systems with uncertain dynamics: a game-theoretic approach[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1983, 28(9): 888 - 896.
- [8] 刘承香,孙枫,陈小刚,等. 野值存在情况下组合导航系统的容错技术研究[J]. 中国惯性技术学报, 2002, 10(6): 12 - 17.
Liu Cheng-xiang, Sun Feng, Chen Xiao-gang, et al. Fault tolerant on integrated navigation system when existing outliers [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2002, 10(6): 12 - 17. (in Chinese)

作者简介:



荣思远 男, 1974 出生于黑龙江省富锦市, 哈尔滨工业大学航天工程系讲师. 研究方向: 飞行器自主导航、导航滤波算法等.
E-mail: rongsiyuan @163.com

穆荣军 男, 1969 出生于黑龙江哈尔滨市, 哈尔滨工业大学飞行器设计专业博士生、副研究员, 主要研究领域为飞行器组合导航、多导航传感器信息融合、飞行器系统故障检测. E-mail: murjun @hit.edu.cn