

基于 UKF 滤波的近地卫星自主组合导航方法研究

马旭辉¹, 郭强², 赵灵琳²

(1. 河南省地质矿产勘查开发局 第一水文地质工程队, 河南 郑州 450000;
2. 湖北大禹水利水电建设有限责任公司, 湖北 武汉 430061)

摘要:安全可靠的自主导航系统可提高卫星的在轨生存能力。文章研究了利用紫外敏感器测量得到的地心方向信息和星敏感器、红外地平仪获得的星光角距信息进行卫星轨道确定的自主组合导航方法。针对导航系统非线性的特点,采用 Unscented 卡尔曼滤波(UKF)设计了相关的信息融合方案,并通过数学仿真对其有效性进行了分析和验证。仿真结果表明,该算法可进一步提高导航系统的精度和可靠性。

关键词:自主导航; UKF 滤波; 信息融合

中图分类号:P228 文献标识码:B 文章编号:1672-5867(2011)05-0177-03

An Autonomous Navigation Method for Low Satellite Based on Unscented Kalman Filter

MA Xu-hui¹, GUO Qiang², ZHAO Ling-lin²

(1. The First Team of Hydrogeological and Engineering Geology of Henan Provincial Bureau of Geology Exploration and Mineral Development, Zhengzhou 450000, China;
2. Hubei Dayu Water Resource & Hydroelectric Construction Co., Ltd., Wuhan 430061, China)

Abstract: A reliable and secure navigation system can improve the survival capability of satellite. A new autonomous navigation method based on information fusion is presented. It uses the direction of the earth center vector from the ultraviolet sensor and the star-light-angle from the star sensor and infrared earth sensor as the measures. For the nonlinear, using the Unscented Kalman Filter (UKF) demonstrate the feasibility and effectiveness of this method. The simulation results indicate that the fusion method can offer higher precision and reliability for orbit determination.

Key words: autonomous navigation; UKF; information fusion

0 引言

随着进入太空的卫星种类和数目的急剧增加,地面站面临着巨大的跟踪、测控负担,而完全依赖地面测控系统也存在较大的风险,一旦通讯链路中断,控制系统有可能陷入瘫痪。因此,为了减轻地面站测控负担、降低地面支持成本、提高卫星在轨生存能力,实现自主导航具有重要的意义。

天文导航是一种完全自主的导航方法,仅需利用卫星自身携带的紫外敏感器、星敏感器等姿态敏感器,不需额外增加其他硬件设备即可实现卫星位置和速度的确定。因此,天文导航备受青睐,得到广泛的应用^[1-4]。

紫外敏感器是一种通过敏感非点光源和点光源的紫外辐射获得卫星信息的成像式敏感器,工作波段为0.27~

0.30 μm ,利用其地心方向量测数据,可实现卫星的自主导航^[2-3]。但此单一的导航方式不能保证系统的可靠性。星敏感器是目前姿态敏感器中精度最高的敏感器,主要以恒星为参照物,通过观测地球上不同位置的若干个恒星的映射为卫星提供空间基准,具有高度自主、小型化、低成本等特性。利用星敏感器和红外地平仪可采用星光与地平方向夹角(星光角距)模式、星光折射模式和掩星时刻模式^[4]实现卫星自主导航。

本文针对某型号卫星上在同时配备紫外敏感器、星敏感器、红外地平仪等几种敏感器的情况下,研究其组合测量进行卫星轨道确定的方案,采用 UKF 滤波算法进行信息融合处理,并与采用单一观测以及 EKF 融合算法进行了比较,通过计算机仿真验证了这种方法的有效性。

收稿日期:2011-08-11

作者简介:马旭辉(1974-)男,河南卫辉人,工程师,主要从事 GPS 卫星导航数据处理、工程测量等方面的工作。

1 导航方案及导航系统数学模型

1.1 导航方案

根据卫星上配备的不同的姿态敏感器,采用下面两类组合作为观测量:第一类是紫外敏感器;第二类是星敏感器+红外地平仪。利用上述观测值,结合卫星轨道状态方程,采用基于 UKF 的联邦滤波器即可构成卫星多敏感器自主组合导航系统,从而实现对卫星自主导航信息的最优估计。具体方案为基于紫外敏感器和基于星敏感器+红外地平仪的自主导航方式分别在两个子滤波器中采用 UKF 滤波予以实现,并输出局部估计结果;主滤波器处理和融合所有的局部输出,得到全局状态估计,融合后的结果反馈到各子滤波器,进行下一周期的处理。组合导航利用了测量信息冗余的特点,可提高导航系统的容错能力和可靠性。

1.2 导航系统数学模型

1.2.1 观测模型

1) 基于紫外敏感器的观测方程

紫外敏感器在紫外波段可探测出整个地球边缘的图像,通过对地球圆盘的图像处理,能够提取星体坐标系中的地心方向信息,通过姿态转移矩阵即可获得地心惯性系下的地心方向。

以地心方向单位矢量 E 在 J 2000 历元地心赤道惯性坐标系(以下简称 J 2000 坐标系)中的矢量阵 Z_e 为观测量,其观测方程表示如下:

$$Z_e = E + w_E \tag{1}$$

式中 w_E 为测量噪声。

2) 基于星敏感器+红外地平仪的观测方程

通常根据星敏感器与地平方向测量信息可以确定导航星光方向矢量和地心方向矢量在卫星本体坐标系中的夹角即星光角距。星光角距在不同的坐标系中保持不变,在本体坐标系中测得的角距同样可用于 J 2000 坐标系^[4]。本文选取三颗导航星得到的星光角距 δ_j 作为观测量,其观测方程为:

$$\delta_j = \arccos\left(\frac{x s_{sj} + y s_{sj} + z s_{sj}}{r}\right) + v_{\delta_j} \quad (j = 1 \ 2 \ 3) \tag{2}$$

式中 $x \ y \ z$ 为卫星的位置矢量; $s_{sj} \ r_{sj} \ s_{sj}$ 为导航恒星在 J 2000 坐标系下的方向余弦 $j=1 \ 2 \ 3$; v_{δ_j} 为测量噪声。

1.2.2 状态模型

取二体运动模型,考虑地球中心引力和 J_2 摄动项,将其他摄动因素等效为高斯白噪声,在 J 2000 坐标系中建立轨道动力学方程:

$$\begin{cases} dx/dt = v_x + w_x \\ dy/dt = v_y + w_y \\ dz/dt = v_z + w_z \\ dv_x/dt = -ux/r^3 [1 - J_2(R_e/r)(7.5z^2/r^2 - 1.5)] + w_{vx} \\ dv_y/dt = -uy/r^3 [1 - J_2(R_e/r)(7.5z^2/r^2 - 1.5)] + w_{vy} \\ dv_z/dt = -uz/r^3 [1 - J_2(R_e/r)(7.5z^2/r^2 - 4.5)] + w_{vz} \end{cases} \tag{3}$$

式中 $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ $x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z$ 分别为卫星的位置和

速度矢量; u 为地心引力常数; J_2 为地球引力二阶带谐项系数; R_e 为地球平均半径; $w_x \ w_y \ w_z \ w_{vx} \ w_{vy} \ w_{vz}$ 为系统状态噪声。令 $W = [w_x \ w_y \ w_z \ w_{vx} \ w_{vy} \ w_{vz}]$ 则式(3)可写为:

$$\dot{X} = f(X, t) + W(t) \tag{4}$$

2 滤波算法

传统的导航滤波器常采用扩展卡尔曼滤波(EKF)算法,但扩展卡尔曼滤波有以下缺点:需要计算 Jacobian 矩阵,需要对非线性方程进行线性化处理,如果不满足局部线性化假设会导致滤波器性能不稳定等。针对这些缺点,Julier 和 Uhlman 于 1995 年提出了一种新型非线性滤波方法——UKF 滤波^[5]。UKF 滤波基于 UT 变换,通过一组近似高斯分布的采样点(Sigma 点)来近似状态变量的分布。UKF 不需要计算 Jacobian 矩阵,不需要对状态方程和量测方程线性化,不存在高阶项截断误差,滤波精度优于 EKF 方法。

2.1 UKF 局部滤波

UKF 与 EKF 算法一样,也由状态和协方差的传播和量测更新构成,但对于状态模型和观测模型的非线性处理,UKF 采用 UT 变换,而 EKF 通过泰勒级数展开。UKF 滤波的具体实现过程可参见参考文献[6]。

2.2 主滤波器信息融合算法

主滤波器将各个局部滤波器的局部信息按下式进行融合,得到全局最优估计:

$$\hat{x}_k^g = [(P_k^1)^{-1} + (P_k^2)^{-1}]^{-1} \times [(P_k^1)^{-1} \hat{x}_k^1 + (P_k^2)^{-1} \hat{x}_k^2] \tag{5}$$

$$P_k^g = [(P_k^1)^{-1} + (P_k^2)^{-1}]^{-1} \tag{6}$$

式中 $\hat{x}_k^1 \ P_k^1$ 和 $\hat{x}_k^2 \ P_k^2$ 分别为局部滤波器中的地心方向矢量和星光角距信息的状态估计参数和误差方差协方差阵。

2.3 信息分配

系统噪声 Q 和全局方差阵 P_k^g 通过信息分配因子 β_i 在主滤波器与子滤波器之间进行分配:

$$Q_k^i = \beta_i^{-1} Q_k \quad P_k^i = \beta_i^{-1} P_k^g \tag{7}$$

式中 $i=1 \ 2$, 信息分配因子 β_i 满足 $\beta_1 + \beta_2 = 1$ 。本文采用基于矩阵范数的动态分配方式:

$$\beta_i = \frac{(\|P_k^i\|_F)^{-1}}{(\|P_k^1\|_F)^{-1} + (\|P_k^2\|_F)^{-1}} \tag{8}$$

式中, $\|\cdot\|_F$ 为 Frobenius 范数。

3 数值仿真

仿真使用 J 2000 历元地心赤道惯性坐标系。轨道参数分别为长半轴 $a = 7 \ 145. \ 326 \ \text{km}$; 偏心率 $e = 0. \ 002 \ 38$; 轨道倾角 $i = 65^\circ$; 升交点赤经 $\Omega = 30^\circ$; 近地点角距 $\omega = 30^\circ$ 。计算卫星轨道时,使用 JGM-3 力学模型。

测量仪器精度:星敏感器精度为 $3''(1\delta)$; 红外地平仪精度为 $0. \ 02^\circ(1\delta)$; 紫外敏感器精度 $0. \ 02^\circ(1\delta)$ 。星敏感器视场为 $20^\circ \times 20^\circ$, 选用 Tycho 2 星表中亮于 6.95 的星为完备星历表。

仿真时间为 $15 \ 000 \ \text{s}$, 采样周期为 $3 \ \text{s}$ 。基于 UKF 信息融合的自主导航结果与两个子系统采用 UKF 滤波单独

工作时的导航结果如图 1 和图 2 所示。从 4 幅图中可以看出,在初始阶段,由于受较大观测误差的影响,位置估计误差和速度估计误差也相应较大。但融合算法的受影响幅度小于单独导航系统。

图 1a 和图 2a 分别表示基于信息融合算法的位置估计误差与单独使用地心方向矢量和星光角距信息进行处理的结果比较。图中红线表示信息融合数据处理结果,

蓝线表示子系统单独工作时的处理结果。从图中可以看出,由于组合导航系统测量信息有冗余,采用融合算法的位置估计误差优于 100 m,明显小于两种单独导航算法。图 1b 和图 2b 为速度估计误差比较图。与位置估计误差的情况类似,从图示结果可以看出,基于信息融合的速度估计误差优于两种单独导航系统。速度估计误差约为 0.1 m/s。

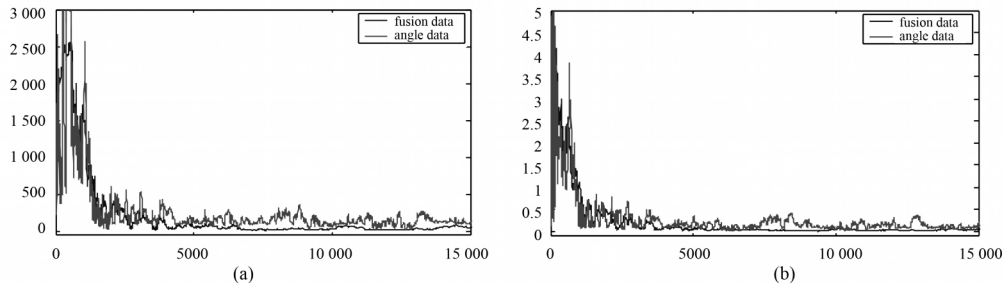


图 1 融合数据与星光角距数据位置估计误差 (a)、速度估计误差 (b)

Fig. 1 Position Estimation Errors (a) & Velocity Estimation Errors (b): Fusion data vs. angle data

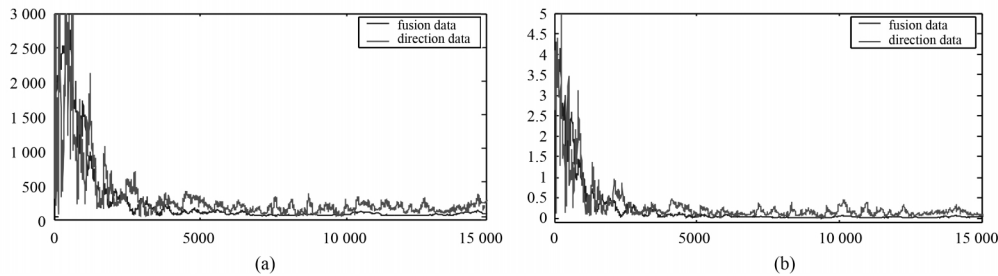


图 2 融合数据与地心方向数据位置估计误差 (a)、速度估计误差 (b)

Fig. 2 Position Estimation Errors (a) & Velocity Estimation Errors (b): Fusion data vs. direction data

表 1 分别列出了上述三个系统以及采用 EKF 信息融合算法的位置和速度 RMS 估计精度。由表 1 看出,分别基于 UKF 和 EKF 滤波的组合导航系统估计精度优于子系统,组合导航系统具有更高的可靠性;由于避免了线性化截断误差的影响,UKF 融合算法的导航精度要优于 EKF 融合算法。

表 1 不同导航方式的位置速度估计精度

Tab. 1 The position and velocity precise of different navigation modes

导航方式	位置精度/m	速度精度 (m/s)
紫外敏感器地心方向	202.9	0.26
星敏感器星光角距	198.4	0.24
EKF 信息融合	124.8	0.16
UKF 信息融合	89.9	0.11

4 结束语

本文利用 UKF 滤波研究了基于信息融合的低轨卫星自主导航新算法。信息融合采用紫外敏感器测量的地心方向数据和星敏感器、红外地平仪测量的星光角距数据相结合的方式,并与单独采用这些导航方式以及采用

EKF 融合方式利用数学仿真做了比较分析。仿真结果表明,该导航算法位置估计精度优于 100 m,速度估计精度约为 0.1 m/s 相对于单独的导航系统和 EKF 融合方式,具有更高的导航精度,更强的可靠性和更广的实用性。

参考文献:

- [1] Vasile M, Sironi F, Zazzera F B. Deep space autonomous orbit determination using CCD [R]. AIAA - 2002 - 4818, 2002.
- [2] 耿建中, 肖业伦, 韩潮. 基于紫外敏感器的卫星自主导航方法研究[J]. 航天控制, 2007, 25(2): 47 - 51.
- [3] 魏春岭, 李勇, 陈义庆. 基于紫外敏感器的航天器自主导航[J]. 航天控制, 2004, 22(3): 35 - 39.
- [4] 董云峰, 章仁为. 利用星敏感器的卫星自主导航[J]. 宇航学报, 1995, 16(4): 36 - 41.
- [5] Julier J S, Uhlmann K J, Durrant - Whyte F H. A new approach for filtering nonlinear system[C]//Proceeding of the 1995 American Control Conference, 1995: 1 628 - 1 632.
- [6] Wan E A, R Van Der Merwe. The unscented Kalman filter for nonlinear estimation[C]// Adaptive Systems for Signal Processing, Communications and Control Symposium, 2000: 153 - 158.

[编辑: 胡 雪]