基于非线性模型预测滤波的微纳卫星定位方法

钟慧敏 房建成

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对采用星载 GPS(Global Position System)定位的 LEO(Low Earth Orbiter)微纳卫星获得的位置速度数据不连续,而使用轨道动力学获得的连续的位置速度信息误差快速发散的问题,提出了一种基于非线性 MPF(Model Predict Filter)的 LEO微纳卫星定位方法,它采用非线性 MPF预测的模型误差作为一步状态估计,同时使用 GPS信息作为观测量,并与改进的扩展卡尔曼滤波组合,既可获得连续的卫星位置速度信息,又可获得相当于 GPS单点定位的精度. 仿真结果表明,此种方法可以有效地获得连续的微纳卫星位置速度信息,并且精度优于 EKF(Extended Kalman Filter).

关 键 词: 模型预测滤波(MPF); 纳卫星; 全球定位系统(GPS); 轨道动力学

中图分类号: V 448. 2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)11-1339-04

Novel method of position determination for low earth orbiter micro-nano satellite based on nonlinear model predict filter

Zhong Huimin Fang Jiancheng

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve two problems on micro-nano satellite that the dates of position and velocity is not consecutive for using global position system (GPS) individually and the errors of position and velocity radiate rapidly using orbital dynamics, a novel method of position determination for low earth orbiter (LEO) micro-nano satellite based on nonlinear model predict filter (MPF) was proposed. In this method, MPF predictd the errors of model which is because orbital dynamics modle is not precise as the first step of estimation, and the informations of GPS on satellite as observations, then combined with extended Kalman filter (EKF) which was improved to obtain the position and velocity not only consecutively but also precisely as GPS for single point position. Simulations show that, it is effectively to get position and velocity consecutively, and the pricition is better than EKF.

Key words: model predict filter (MPF); nano satellite; global positioning system (GPS); orbital dynamics

目前应用于 LEO(Low Earth Orbiter)微纳卫星定位技术有两种:传统地基卫星跟踪系统和天基跟踪系统[1]. 绝大多数的地基系统无法不间断的跟踪一颗地球卫星,且高负荷的数据传输和处理让地基系统难以承受,因此发展卫星自主定位技术显得越来越迫切. 与传统的地基卫星跟踪系统不同,天基跟踪系统能为 LEO卫星提供相对经济、精确和完整的跟踪,典型代表为星载 GPS(Global Position System)定位系统. 但是, GPS定位有其自身不可克服的缺点,输出的速度位置不连续,而且易于失锁. 自星载 GPS接收机出现以来,有很多基于 GPS观测值的定轨方法被提出:一类基于卫星及其轨道的物理特性,如动力学法;另一类直接由观测值确定卫星的运动学位置,如几何法[2]. 当动力学模型不是很精确时,约化动力学是一种比较好的选择,这种方法在 TOPEX/

收稿日期: 2007-12-03

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60574086);国家 863计划重点资助项目(2008AA12A216)

作者简介: 钟慧敏(1985 -),女,河南信阳人,硕士生, alisa375@163. com.

Poseidon卫星上得到验证和应用[3].

本文提出了一种基于非线性 MPF (Model Predict Filter)的 LEO微纳卫星定位方法,采用MPF估计模型误差[4],使用 GPS信息作为观测量,并与 EKF(Extended Kalman Filter)[5]组合,弥补了微纳卫星体积小,重量轻,建模不精确的缺点,此种组合估计模式既可获得连续的卫星位置速度信息,又可获得相当于 GPS单点定位的精度.

1 微纳卫星定位模型的建立

1.1 轨道动力学的二体有摄状态方程

若只考虑主要的摄动力和控制力,在地心第1赤道坐标系中可得

$$\left.\begin{aligned}\ddot{x} &= -\frac{\mu x}{r^3}+\sum_{i=1}^{6}A_{ix}\\ \ddot{y} &= -\frac{\mu y}{r^3}+\sum_{i=1}^{6}A_{iy}\\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{r^3}+\sum_{i=1}^{6}A_{iz}\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,$\mu = 398\,600.5$; $\ddot{x}$, $\ddot{y}$, $\ddot{z}$ 为卫星加速度 3分量; A_{ix}, A_{iy}, A_{iz} ($i = 1, 2, \cdots, 6$)分别为地球引力非球形摄动加速度、大气阻力加速度、太阳引力摄动加速度、月球引力摄动加速度、太阳光压摄动加速度、控制力加速度; r为卫星与地心之间距离. 当地球形状比喻为旋转对称形时,地球引力与经度无关,这时卫星受到的地球非球形摄动力主要为二阶田谐项. 本论文将以轨道动力学方程为研究对象,并只考虑地球在非球形摄动力的二阶田谐项,建立相应的轨道动力学的状态方程.

1.2 星载 *GPS* 量测模型

以 GPS解算数据为观测量,建立以微纳卫星的速度位置为状态量的量测方程:

$$Z = HX + V \tag{2}$$

式中, Z为观测量; X为状态量; H为 6×6单位阵; V为高斯白噪声.

采用这种组合方式有以下优点: ①只采用GPS作为观测量,而不使用地面测控站,避免了由于使用地面测控站而使费用提高和受区域性限制的问题. ②采用 GPS和轨道动力学组合的方式,可以连续实时的提供微纳卫星的轨道信息,避免单独使用 GPS带来的信息处理不连续的情况和短时间失锁的问题.

2 *MPF*和 *EKF*组合滤波器的设计

在轨期间由于任务需要,微纳卫星要求得到实时连续的本体的位置速度信息,用以轨道控制和姿态调整,但单独使用星载 GPS输出的速度位置不连续,而且易于失锁[6],因此采用轨道动力学和 GPS组合的估计方法是当前卫星定位较为可行的且能得到高精度连续信息的方法,采用何种滤波方法就成为亟待解决的问题. 经典的卡尔曼滤波已经不能适应非线性轨道动力学的特性, EKF虽然能够解决非线性问题,但无法消除轨道动力学模型中由于某些摄动力作用明显而产生的误差,例如大气阻力,太阳光压等,这些摄动力在现有情况下无法精确建模[7]. 采用 MPF则能够很好的估计这些模型误差,将模型误差作为估计量,利用观测量来纠正模型中不确定的误差,因此模型即使不精确,在滤波过程中也能够估计出来,使得模型得到进一步精确. 考虑将两种滤波方法结合起来,使用 MPF估计模型误差,校正后的模型为系统状态方程, GPS为观测量,采用 EKF对位置速度进行估计,达到提高估计精度的目的.

其过程具体如下:

1) 初始化

由地面测控站给定卫星轨道的初始数据,包括位置初值 ($x(t_0)$, $y(t_0)$, $z(t_0)$)和速度初值 ($\dot{x}(t_0)$, $\dot{y}(t_0)$, $\dot{z}(t_0)$),并根据模型精度和器件精度来定义滤波器的过程噪声、量测噪声以及估计均方差阵初值等.

2) 一步非线性 MPF估计

系统的状态估计模型如下:

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ \dot{y}\\ \dot{z}\\ \dot{v}_x\\ \dot{v}_y\\ \dot{v}_z\end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \\ -\mu\frac{x}{r^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{r}\right)^2\left(7.5\frac{z^2}{r^2} - 1.5\right)\right] \\ -\mu\frac{y}{r^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{r}\right)^2\left(7.5\frac{z^2}{r^2} - 1.5\right)\right] \\ -\mu\frac{z}{r^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{r}\right)^2\left(7.5\frac{z^2}{r^2} - 4.5\right)\right]\end{bmatrix} + G(t)\begin{bmatrix}d_1\\ d_2\\ d_3\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中, $\hat{x}(t) = [\dot{x}\ \ \dot{y}\ \ \dot{z}\ \ \dot{v}_x\ \ \dot{v}_y\ \ \dot{v}_z]^{\mathrm{T}}$; $G(t) = [\mathbf{0}_{3\times3}\ \ I_{3\times3}]^{\mathrm{T}}$为 3×1维的模型误差系数阵; J_2 为二阶田谐项系数; R_e 为地球半径. 误差设定为 $d(t) = [d_1\ \ d_2\ \ d_3]^{\mathrm{T}}$,即地球非球形摄动的高阶摄动项和日、月摄动以及太阳光压. 可看出,若将微纳卫星的其他摄动力作为模型误差项,则它只

作用于速度微分项,因此模型误差项只在后 3个等式中出现.

由非线性 MPF的原理[7]可知,预测滤波器选取如下罚函数 $J[\mathrm{d}(t)]$作为指标函数,并使得 $J[\mathrm{d}(t)]$最小,因此获得的 $\mathrm{d}(t)$的计算式为

$$\mathrm{d}(t) = -\{[\Lambda(\Delta t)\mathrm{S}(\hat{\mathrm{x}})]^{\mathrm{T}}\mathrm{R}^{-1}\Lambda(\Delta t)\mathrm{S}(\hat{\mathrm{x}}) + \mathrm{W}\}^{-1}[\Lambda(\Delta t)\mathrm{S}(\hat{\mathrm{x}})]^{\mathrm{T}}\mathrm{R}^{-1}[\mathrm{Z}(\hat{\mathrm{x}},\Delta t) + \hat{\mathrm{y}}(t) - \mathrm{y}(t+\Delta t)] \tag{4}$$

式中,$\Lambda(\Delta t)$为 $m \times m$维的对角阵,其对角线上的元素为

$$\lambda_{ii} = \frac{\Delta t^{P_i}}{P_i!} \quad i = 1, 2, \cdots, m \tag{5}$$

式中,p_i为方程中 $h_i[\hat{\mathrm{x}}(t), t]$进行连续微分,$h_i$为式 (2)中 HX的行分量,将 $\dot{\hat{x}}(t)$代入后,$\mathrm{d}(t)$任一元素首次出现时 $h_i[\hat{\mathrm{x}}(t), t]$的最低微分阶次,因此,$p_i$又被称为系统相对阶. 由计算可以得知,$h_1$, h_2, h_3的系统相对阶为 2, h_4, h_5, h_6的系统相对阶为 1. 模型的系统相对阶大于 6,表明状态方程 6个量的模型误差全部可估计,即全维估计.

式 (4)中 $\mathrm{Z}(\hat{\mathrm{x}},\Delta t)$的第 i个元素由下式确定:

$$z(\hat{\mathrm{x}},\Delta t) = \sum_{k=1}^{p_i}\frac{\Delta t^k}{k!}L_f^k(h_i) \quad i = 1, 2, \cdots, m \tag{6}$$

式中,$L_f^k(h_i)$为 h_i关于 f的 k阶李导数. 式 (4)中的 $\mathrm{S}(\hat{\mathrm{x}})$为 $m \times l$维的矩阵,其行元素给出如下:

$$\mathrm{s}_i = \{L_{g_1}[L_f^{p_i-1}(t)], \cdots, L_{g_j}[L_f^{p_i-1}(t)]\} \tag{7}$$

式 (7)中 g_j是矩阵 $\mathrm{G}(t)$中的第 j列元素,L_{g_j}是关于 g_j的李导数. 因此根据式 (4)求得轨道的模型误差项,其中 $\hat{\mathrm{y}}(t)$为由式 (2)的量测估计值. W 为选择加权阵.

设已经获得了 t_k时刻的状态估值,在接收 $t_k + \Delta t$时刻的量测信息 $\mathrm{y}(t_k + \Delta t)$后,利用获得的模型误差校正项 $\mathrm{d}(t)$进行预测,然后把 $\mathrm{d}(t)$的预测值代入状态估计模型中,将状态估值传播到 t_{k+1}时刻. 即先预测下一时刻的模型误差校正量,再对状态估值进行传播.

3) 非线性滤波方程的离散化

由预测滤波得到的状态方程为

$$\dot{\hat{\mathrm{x}}}(t) = \mathrm{f}(\hat{\mathrm{x}}, t) + \mathrm{w}(t) \tag{8}$$

式中,f为状态的非线性函数; w 为系统白噪声,$E[\mathrm{w}(t)\mathrm{w}^{\mathrm{T}}(t)] = \mathrm{Q}(t)$, w_k为离散形式的系统噪声,方差阵为 $E[\mathrm{w}_k\mathrm{w}_k^{\mathrm{T}}] = \mathrm{Q}_k$; v与 w 相同,而量测方程写成离散形式:

$$\mathrm{z}_k = \mathrm{H}_k\hat{\mathrm{x}}_k + \mathrm{v}_k \tag{9}$$

将式 (8)改写为

$$\hat{\mathrm{x}}_{k+1} = \mathrm{F}[\hat{\mathrm{x}}_k, k] + \mathrm{w}_k \tag{10}$$

$$\mathrm{F}[\hat{\mathrm{x}}_k, k] = \hat{\mathrm{x}}_k + \mathrm{f}(\hat{\mathrm{x}}_k)\Delta t + \mathrm{A}(\hat{\mathrm{x}}_k)\mathrm{f}(\hat{\mathrm{x}}_k)\frac{(\Delta t)^2}{2} \tag{11}$$

将 Δt看成小量,则状态的一步转移矩阵为

$$\Phi(k+1, k) = \left.\frac{\partial \mathrm{F}[\hat{\mathrm{x}}(k), k]}{\partial\hat{\mathrm{x}}}\right|_{\hat{\mathrm{x}}=\hat{\mathrm{x}}(k,k)} \approx \mathrm{I} + \mathrm{A}[\hat{\mathrm{x}}(k, k)]\Delta t \tag{12}$$

按照 EKF的滤波方式进行滤波. 具体的流程如图 1.

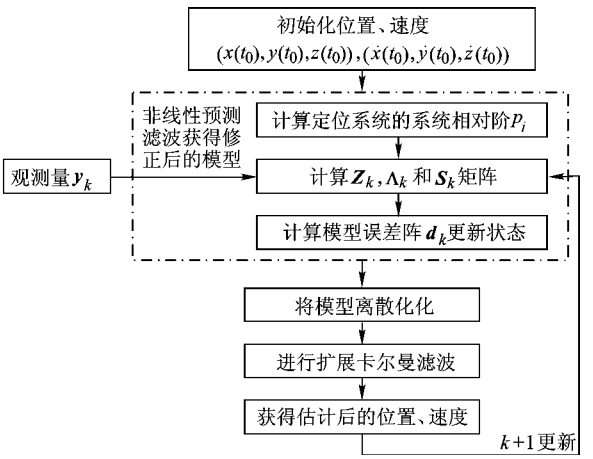


图 1　MPF与 EKF组合滤波流程图

3　仿真验证

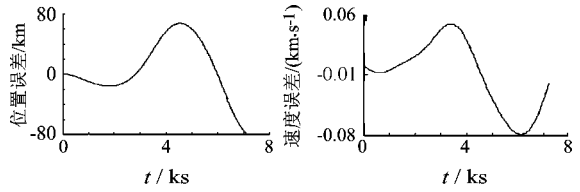
3.1　仿真条件

由 STK仿真软件按照如下条件获得星载 GPS接收位置速度数据: J2000.0地心惯性坐标系,长半轴 $a = 7\,278.169\,637$ km,升交点赤径 $\Omega = 66°$,轨道倾角 $i = 38.5°$,偏心率 $e = 0$,近升角距 $w = 0°$,真近点角 $f = 0°$, GPS位置精度为 5m,速度精度为 0.1m/s,滤波周期 $T = 1$ s,滤波时间 2h

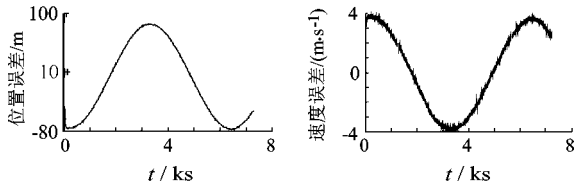
3.2　仿真结果及分析

图 2为在各种滤波情况下的位置速度误差,其中图 2a为仅用轨道动力学模型估计的位置和速度误差,图 2b为仅用 MPF滤波后的位置和速度误差,图 2c图为采用 EKF滤波后的位置和速度误差,图 2d为 MPF + EKF组合滤波后的位置和速度误差. 表 1为各种滤波方法的位置速度误差比较.

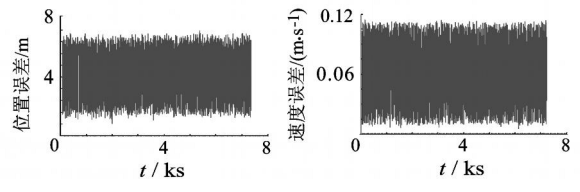
由图 2a可以看出仅用轨道动力学模型进行轨道预测,其位置误差为 80×10^3 m,速度误差为 80m/s,根本无法定位,这是因为微纳卫星所受的摄动力估计不准确,轨道动力学模型建模不精确



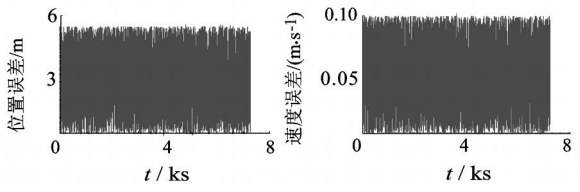
a 仅用轨道动力学模型估计的位置和速度误差



b 仅用 MPF滤波后的位置和速度误差



c 采用 EKF滤波后的位置和速度误差



d MPF + EKF组合滤波后的位置和速度误差

图 2 各种滤波位置、速度误差

造成的.图 2b使用 MPF预测滤波,考虑了模型的误差,一步估计的结果明显比轨道动力学估计效果好,位置误差降到 81m,速度误差仅为 4m/s

表 1 各种滤波方法位置、速度误差

滤波方法	位置误差 /m	速度误差 /(m·s⁻¹)
无滤波	80 ×10³	80
MPF	81	4
EKF	6.8632	0.1173
MPF + EKF	4.9976	0.0984

因此可以看出对于全维模型误差估计,模型误差可以很好地估计出来,但是没有对状态进行滤波估计,因此,精度效果仍然不能到要求的精度.图 2c EKF滤波虽然利用观测量对状态进行估计,这是工程中常用的方式,但是由于模型误差较大,且无法修正,精度不能令人满意.

图 2 dMPF + EKF滤波的结果优于使用 EKF滤波,它的精度相当于 GPS精度,因此采用 MPF + EKF的组合估计的模式,弥补了由于微纳卫星体积小,重量轻,建模不精确的缺点,并且由于轨道动力学模型的非线性,这种组合估计模式提高了精度.

4 结 论

针对 LEO微纳卫星空间轨道参数和星载 GPS定位的特点,本文研究了适用于该位置速度确定系统的基于 MPF + EKF组合的估计模式.利用非线性预测滤波对微纳卫星的轨道动力学误差进行估计,由于系统相对阶大于 6,即大于系统状态维数,因此可以全维估计,并且通过与扩展卡尔曼滤波进行进一步估计,状态的精度得到提高.通过与 EKF和 MPF单独滤波效果相比较,仿真结果表明,这种组合滤波方法能够有效地估计位置和速度,并获得比单独使用 EKF和 MPF更高的精度,达到了预期的效果.

参考文献 (References)

[1] 吴江飞,杜鹏,王磊,等. 星载 GPS低轨卫星运动学定轨及研究进展[J]. 天文学进展, 2006, 2(24): 113 - 128
Wu Jiangfei, Du Peng, Wang Lei, et al. Methods and progress on kinematics orbit determination of LEOS based on GPS[J]. Progress in Astronomy, 2006, 2(24): 113 - 128 (in Chinese)

[2] 宋福香,左文辑. 近地卫星的 GPS自主定轨算法研究[J]. 空间科学学报, 2000, 1(20): 40 - 47
Song Fuxiang, Zuo Wenji. Algorithm study on autonomous orbit determination for low earth orbit micro-satellites using GPS[J]. Chinese Journal of Space Science, 2000, 1(20): 40 - 47 (in Chinese)

[3] 吴江飞. 非线性自适应抗差滤波定轨算法[J]. 武汉大学学报信息科学版, 2008, 33(2): 187 - 190
Wu Jiangfei. Nonlinear adaptively robust filter for orbit determination[J]. Geometrics and Information Science of Wuhan University, 2008, 33(2): 187 - 190 (in Chinese)

[4] 林玉荣, 邓正隆. 一类非线性预测滤波器的鲁棒稳定性分析[J]. 电机与控制学报, 2006, 10(1): 97 - 101
Lin Yurong, Deng Zhenglong. Both robustness and stability analysis of the nonlinear predictive filter[J]. Electric Machines and Control, 2006, 10(1): 97 - 101 (in Chinese)

[5] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1998: 1 - 55
Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Kalman filter and integrated navigation theory[M]. Xi'an: Southwestern Polytechnic University Press, 1998: 1 - 55 (in Chinese)

[6] Sui Shulin, Yuan Jian, Zhang Wenxia. Unscented Kalman filter based autonomous optical navigation method[C]// Cheng Daizhan. The Chinese Control Conference 2006. Beijing: Beijing University of Aeronauties and Astronautics Press, 2006: 403 - 406

[7] Miao Ying, Zhao Wei. Small satellite magnetic autonomous orbit determination based on modified UKF[C]//Sun Fuchun. Computational Engineering in Systems Applications 2006. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 794 - 798

(责任编辑:刘登敏)