基于 UKF 的雷达高度计自主定轨

刘 军 韩 潮

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 探讨了利用推广卡尔曼滤波估计非线性系统状态时存在的问题,从而介绍了目前广泛使用的分步逼近的卡尔曼滤波(UKF,Unscented Kalman Filter). 为了提高导航的可靠性和准确性,在星敏感器导航系统中引入雷达高度计作为一个新的测量设备,提出了一种基于星上雷达测高仪及星敏感器联合进行卫星自主定轨的算法. 建立了比较复杂的地球海平面模型,并考虑了其中风生重力波的影响. 利用雷达测高仪的测量结果和地球形状模型,计算地心矢量在卫星本体中坐标系的方向. 利用 UKF 滤波定轨算法,明显提高了自主定轨的精度. 数值仿真结果表明,UKF 定轨精度要远优于推广卡尔曼滤波.

关 键 词: 卫星; 导航; 卡尔曼滤波; 雷达高度计

中图分类号: V 448.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)08-0889-05

Autonomous orbit determination of spacecraft based on UKF using radar altimeter

Liu Jun Han Chao

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The existing problem in using the extended Kalman filter(EKF) to estimate the state of one nonlinear system was discussed. And the unscented Kalman filter(UKF) was introduced, which is widely used today. The radar altimeter as a new measure instrument was introduced in the satellite orbit navigation based on star sensor. A algorithm was presented about the autonomous orbit determination with radar altimeter and star sensor. The complicated sea level model was established, and the influence of the gravity waves caused by wind was considered. Using the measure data recurring to radio altimeter and model of earth's shape, the direction of earth-satellite vector in satellite orbit frame was calculated. Based on UKF the precision of autonomous navigation was improved obviously. The simulations demonstrate that the precision of the UKF is much higher than the EKF.

Key words: satellite; navigation; Kalman filter; radio altimeter

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]. 利用美国 GPS(Global Position System)卫星导航信息实现自主导航是目前最为成熟的自主导航技术[2]. 利用 GPS 实现自主导航,覆盖范围大(全球),设备简单(一般 12 通道接收机的重量小于 0.5 kg),精度高(与地面进行多重差分,精度可达厘米级),实时性好(每秒可输出 10 次定位信息),且可提供精度达百纳秒的时间信息. 但 GPS 受美国国防部的控制,为了提高天基国防实力,避免依赖 GPS 导航易受钳制的局面,应该尽快研究不依赖人造信号的全自主导航技术.

雷达测高仪(或称卫星高度计)是海洋卫星

收稿日期: 2005-10-19

作者简介: 刘 军(1980-),男,湖北天门人,博士生, cooyangliu@163.com.

必备的有效载荷,用于测绘海洋起伏、表面流、潮汐和波浪. 卫星定轨的基本测量有测角、测距、测角-测距和测距-测速等方法. 在测角法中,通常应用的参考天体为地球、太阳或恒星,测量仪器有星敏感器、太阳敏感器和红外地平仪等. 采用红外地平仪测角法影响定轨精度的主要因素是地球光学边缘的模糊性使地心方向的测量精度仅为0.08°,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,考虑地球的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. 因此利用卫星高度计和星敏感器的混合观测,预计可获得较高精度的卫星自主定轨.

理论上,应用 EKF(Extended Kalman Filter)可实时精确地确定和预报航天器运行轨道. EKF是非线性系统最常用的一种递推滤波算法. EKF只是将非线性模型应用泰勒级数展开法进行线性化处理,然后利用线性卡尔曼滤波方法,EKF 给出的是最佳估计的一阶近似. 但是由于存在对高阶项的截断误差,使得推广卡尔曼滤波的估计精度降低,严重时甚至导致滤波发散. 另外,EKF 需要计算 Jacobi 矩阵的导数,这在多数情况下不是一件容易的事[3]. 相对于 EKF,UKF(Unscented Kalman Filter)一般也是假定状态满足高斯分布,状态变量沿时间的传播由一组确定的样本点(称 Sigma 点)通过非线性变换实现,对状态后验均值和方差的估计采用 UT(Unscented 变换)技术来完成. 不仅避免了线性化等近似方法,而且不必计算 Jacobi 矩阵. 相对于 EKF,UKF 的估计精度和收敛速度都得到显著提高,也很容易实现[4-6].

1 UKF 算法

UKF 和 EKF 的基本框架是相同的,它们的关键区别在于两者采用了不同的方式来确定系统状态的预测均值和协方差阵. EKF 主要是用线性模型逼近系统的非线性模型,而 UKF 主要是用采样点的分步逼近系统状态的分布. UKF 依赖于 Unscented 变换,为此,先介绍 Unscented 变换.

1.1 Unscented 变换

Unscented 变换过程是:由被估计量的均值和方差产生一批离散的采样点,这批点经过状态方程和测量方程的传播后,通过加权求和产生预测值的均值和方差.

1) 计算 $2n+1$ 个采样点:

$$\boldsymbol{X}_0 = \overline{\boldsymbol{X}} \tag{1}$$

$$\boldsymbol{X}_i = \overline{\boldsymbol{X}} + \left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_{xx}}\right)_i \quad i = 1,\cdots,n \tag{2}$$

$$\boldsymbol{X}_i = \overline{\boldsymbol{X}} - \left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_{xx}}\right)_{i-n} \quad i = n+1,\cdots,2n \tag{3}$$

$$w_0^{(\mathrm{m})} = \lambda/(n+\lambda) \tag{4}$$

$$w_0^{(\mathrm{c})} = \lambda/(n+\lambda) + (1-\alpha^2+\beta) \tag{5}$$

$$w_i^{(\mathrm{m})} = w_i^{(\mathrm{c})} = 1/[2(n+\lambda)] \quad i = 1,\cdots,2n \tag{6}$$

其中,$\lambda = \alpha^2(n+\kappa) - n$;$\alpha$ 确定采样点与均值的远近程度;κ 一般为零;β 用于包含 $\boldsymbol{X}$ 的验前分布信息;$\boldsymbol{P}_{xx}$是采样点的方差;$\left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_{xx}}\right)_i$ 是矩阵平方根阵的第 i 行;$w_i^{(\mathrm{m})}, w_i^{(\mathrm{c})}$ 是均值和方差的权重.

2) 通过非线性变换,得到变换后采样点

$$\boldsymbol{\gamma}_i = F(\boldsymbol{X}_i) \quad i = 0,\cdots,2n \tag{7}$$

3) 计算均值和协方差估计

$$\left.\begin{aligned} \overline{\boldsymbol{\gamma}} &= \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(\mathrm{m})}\boldsymbol{\gamma}_i \\ \boldsymbol{P}_{\gamma\gamma} &= \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(\mathrm{c})}(\boldsymbol{\gamma}_i - \overline{\boldsymbol{\gamma}})(\boldsymbol{\gamma}_i - \overline{\boldsymbol{\gamma}})^{\mathrm{T}} \end{aligned}\right\} \tag{8}$$

1.2 UKF 滤波方程

设系统状态向量 $\boldsymbol{x}_k$ 的维数为 n,UKF 的算法如下:

1) 初始化

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = E[\boldsymbol{x}_0]$$

$$\boldsymbol{P}_0 = E[(\boldsymbol{x}_0 - \hat{\boldsymbol{x}}_0)(\boldsymbol{x}_0 - \hat{\boldsymbol{x}}_0)^{\mathrm{T}}]$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{a}} = E[\boldsymbol{x}^{\mathrm{a}}] = E[\hat{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{T}} \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}} \tag{9}$$

$$\boldsymbol{P}_0^{\mathrm{a}} = E[(\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{a}} - \hat{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{a}})(\boldsymbol{x}_0^{\mathrm{a}} - \hat{\boldsymbol{x}}_0^{\mathrm{a}})^{\mathrm{T}}] = \begin{bmatrix} P_0 & 0 & 0 \\ 0 & R^v & 0 \\ 0 & 0 & R^n \end{bmatrix} \tag{10}$$

$\boldsymbol{x}^{\mathrm{a}}$ 是增广状态向量,$\boldsymbol{x}^{\mathrm{a}} = [\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{v}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{n}^{\mathrm{T}}]$;$\boldsymbol{X}^{\mathrm{a}} = [(\boldsymbol{X}^x)^{\mathrm{T}} \quad (\boldsymbol{X}^v)^{\mathrm{T}} \quad (\boldsymbol{X}^n)^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{v}$ 和 $\boldsymbol{n}$ 是过程噪声和测量噪声;R^v 是过程噪声方差;R^n 是测量噪声方差.

2) 计算$(2n+1)$个采样点

$$\boldsymbol{X}_0 = \hat{\boldsymbol{X}} \tag{11}$$

$$\boldsymbol{X}_i = \hat{\boldsymbol{X}} + \left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_{xx}}\right)_i \quad i = 1,\cdots,n \tag{12}$$

$$\boldsymbol{X}_i = \hat{\boldsymbol{X}} - \left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_{xx}}\right)_{i-n} \quad i = n+1,\cdots,2n \tag{13}$$

3) 时间更新方程

$$\left.\begin{aligned} \boldsymbol{X}_{k|k-1}^x &= F\left(\boldsymbol{X}_{k-1}^x, \boldsymbol{X}_{k-1}^v\right) \\ \hat{\boldsymbol{x}}_k^- &= \sum_{i=0}^{2L} w_i^{(\mathrm{m})}\boldsymbol{X}_{i,k|k-1}^x \end{aligned}\right\} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{P}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} \left(\boldsymbol{X}_{i,k|k-1}^x - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-\right)\left(\boldsymbol{X}_{i,k|k-1}^x - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-\right)^{\mathrm{T}} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{Y}_{k|k-1} = H(\boldsymbol{X}_{k|k-1}^x, \boldsymbol{X}_{k-1}^n) \tag{16}$$

$$\hat{\boldsymbol{y}}_k^- = \sum_{i=0}^{2L} w_i^{(m)} \boldsymbol{Y}_{i,k|k-1} \tag{17}$$

4) 测量更新方程

$$\boldsymbol{P}_{\hat{y}_k,\hat{y}_k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} \left(\boldsymbol{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\boldsymbol{y}}_k^-\right)\left(\boldsymbol{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\boldsymbol{y}}_k^-\right)^{\mathrm{T}} \tag{18}$$

$$\boldsymbol{P}_{X_k,Y_k} = \sum_{i=0}^{2n} w_i^{(c)} \left(\boldsymbol{X}_{i,k|k-1} - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-\right)\left(\boldsymbol{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\boldsymbol{y}}_k^-\right)^{\mathrm{T}} \tag{19}$$

$$\boldsymbol{\kappa}_k = \boldsymbol{P}_{x_k y_k} \boldsymbol{P}_{\hat{y}_k \hat{y}_k}^{-1} \tag{20}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k = \hat{\boldsymbol{x}}_k^- + \boldsymbol{\kappa}_k(\boldsymbol{y}_k - \hat{\boldsymbol{y}}_k^-) \tag{21}$$

$$\boldsymbol{P}_k = \boldsymbol{P}_k^- - \boldsymbol{\kappa}_k \boldsymbol{P}_{\hat{y}_k \hat{y}_k} \boldsymbol{\kappa}_k^{\mathrm{T}} \tag{22}$$

2　海平面模型与海波模型

大地水准面是指在地球重力场作用下,地球表面的水面沿重力等位面分布而形成的曲面,根据文献[7]中的方法,可根据地球引力位面系数求得大地水准面形状方程,具体方法是设大地水准面极坐标形式的方程为

$$r_0 = R(1 + Y_1 + Y_2 + Y_3 + \cdots) \tag{23}$$

其中,Y_i 为对应第 i 阶地球引力系数的小量,是地理经度 λ 和地心纬度 φ 的函数;R 为地球的平均半径;Y_i 和 R 分别满足

$$\left.\begin{aligned} &\frac{\mu}{R} + \omega_e^2 \frac{R^2}{3} = W_{ei} \\ &Y_1 = 0 \\ &a_e^2 X_2 = R^2 Y_2 + \frac{\omega_e^2 R^3}{3\mu} P_2(\sin\varphi) \\ &a_e^i X_i = R^i Y_i \qquad i \geqslant 3 \end{aligned}\right\} \tag{24}$$

其中,μ 为地球引力常数;ω_e 为地球自旋角速度;W_{ei} 为重力水准面的重力值;a_e 为地球赤道半径.

$$X_n(\varphi,\lambda) = \sum_{m=0}^{n} P_n^m(\sin\varphi) \cdot [A_{nm}\cos(n\lambda) + B_{nm}\sin(n\lambda)] \qquad n = 2,3,\cdots \tag{25}$$

φ 为地心纬度;λ 为经度;A_{nm} 和 B_{nm} 为地球引力场系数;P_n^m 为勒让德多项式. 地球引力场系数引自文献[8],其中包括 $n=30$ 和 $m=28$ 的地球引力场系数.

分析表明,造成地球水准面偏离以地球平均半径为半径的球面主要是地球引力场 J_2 项系数的影响. J_2 项(即克莱饶海平面椭球模型)造成海平面高度相对地球平均半径起伏为−14 ~7 km,高于 J_2 项的引力系数对海平面形状影响相对较小. 根据模型计算的海平面相对克莱饶椭球模型计算的海平面起伏约为−101 ~75 m.

根据对海平面观测数据的分析,风生重力波是影响海面偏离大地水准面起伏的重要因素[9],其他因素一般都可忽略不计. 当海水深度和风生重力波波长比大于 2.5 时,一维风生重力波的功率谱密度函数为

$$\varphi_{\zeta\zeta}(\Omega) = \frac{A}{\Omega^3}\exp\left(-B/\Omega^2\right) \tag{26}$$

其中　　$A = 4.05 \times 10^{-5} B = \dfrac{3.11}{g^2 h_{1/2}^2}$

g 为重力加速度;$h_{1/2}$ 为有效波高. 有效波高与海面风速的关系如表 1 所示.

表 1　有效波高与海面风速的关系

风速/(n mile · h^{-1})	有效波高 $h_{1/2}$/m
20	3.1
30	5.1
40	8.1
50	11.0
60	14.6

3　自主导航系统建模

3.1　直接定轨计算

所谓直接定轨法是根据测量数据直接进行定轨计算,具体步骤为:利用雷达测高仪的测量结果和地球形状模型,计算地心矢量在卫星本体中坐标系的方向,利用星敏感器测量,计算卫星本体相对惯性空间的姿态矩阵;根据地心矢量在卫星本体坐标系的方向及卫星本体相对惯性坐标系的姿态矩阵,计算卫星在惯性空间中的位置,完成直接定轨的计算. 直接定轨的计算中不但可完成定轨的计算,同时可进行卫星姿态的计算.

直接定轨法的关键步骤为地心矢量的计算. 由于地球形状非常复杂,卫星姿态、位置都直接影响着沿雷达测高仪射线方向卫星到地球表面的距离(简称斜距),因此利用测量结果和地球形状地球模型直接计算地心矢量在卫星本体中坐标系的方向几乎不可能.

由于地球海平面是一个受地球引力场作用下很复杂的三维曲面,而雷达测高仪的测量结果为卫星到海平面的斜距,为提高地心矢量的计算精度,需要考虑海平面起伏的影响. 在球模型计算结果的基础上,将海平面的起伏作为修正项加以考

虑. 直接定轨法的具体算法、流程及精度分析参见文献[7].

3.2 UKF 定轨

3.2.1 卫星状态方程

滤波的状态模型为在地心惯性坐标系中考虑 J_2 项引力摄动项影响的轨道动力学模型.

$$\left.\begin{aligned}
\dot{x} &= V_x \\
\dot{y} &= V_y \\
\dot{z} &= V_z \\
\dot{V}_x &= -\frac{\mu x}{R^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{R}\right)^2 \cdot \left(7.5\frac{z^2}{R^2} - 1.5\right)\right] + \Delta g_x \\
\dot{V}_y &= -\frac{\mu y}{R^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{R}\right)^2 \cdot \left(7.5\frac{z^2}{R^2} - 1.5\right)\right] + \Delta g_y \\
\dot{V}_z &= -\frac{\mu z}{R^3}\left[1 - J_2\left(\frac{R_e}{R}\right)^2 \cdot \left(7.5\frac{z^2}{R^2} - 4.5\right)\right] + \Delta g_z
\end{aligned}\right\} \tag{27}$$

其中,x,y,z 为卫星位置坐标;V_x,V_y,V_z 为卫星速度;μ 为地球引力常数;J_2 为二阶带谐项系数;$\Delta g_x,\Delta g_y,\Delta g_z$ 为高阶摄动项的影响. 描述航天器运动的系统状态方程可表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t) = f(\boldsymbol{X}(t),t) + \boldsymbol{w}(t) \tag{28}$$

3.2.2 导航观测方程

以直接定轨法的计算结果替代测量信号作为滤波测量修正项,测量方程的形式就变成了

$$g(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z},\boldsymbol{v},t) = h(\boldsymbol{x},t) \tag{29}$$

其中,$\boldsymbol{z}$ 为测量量;$\boldsymbol{x}$ 为状态变量;$\boldsymbol{v}$ 为反映测量误差的噪声信号.

3.2.3 可观测性分析

对于离散非线性时变系统[10]

$$\left.\begin{aligned}
\boldsymbol{X}(k+1) &= f(\boldsymbol{X}(k)) \\
\boldsymbol{Z}(k) &= h(\boldsymbol{X}(k)) + \boldsymbol{v}
\end{aligned}\right\} \tag{30}$$

其可观测性矩阵定义为

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix}
\boldsymbol{H}(k) \\
\boldsymbol{H}(k+1)\boldsymbol{F}(k) \\
\boldsymbol{H}(k+2)\boldsymbol{F}(k+1)\boldsymbol{F}(k) \\
\vdots \\
\boldsymbol{H}(k+n-1)\boldsymbol{F}(k+n-2)\cdots\boldsymbol{F}(k)
\end{bmatrix} \tag{31}$$

其中

$$\boldsymbol{F}(k) = \left.\frac{\partial f(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{X}(k)}$$

$$\boldsymbol{H}(k) = \left.\frac{\partial h(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\right|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{X}(k)}$$

由于在直接定轨法中只需要卫星轨道速度的估计值,而且卫星轨道速度是用来计算偏航角进而计算海平面起伏的影响,因此影响很小,为简化分析令影响为零,所以

$$\partial h/\partial x = I \tag{32}$$

如果 rank $M=6$,符合可观测性秩条件,说明系统在 k 时刻是可观测的.

4 模拟仿真和结果

直接定轨法虽然简单,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,并且需要轨道速度的估计值,因此定轨精度相对较低. 采用直接定轨为基础的 UKF 滤波方法,结合卫星本身的运动特性进行动态定轨,提高定轨精度,同时对轨道速度进行估计.

利用海洋高度计的卫星自主导航的 Kalman 滤波定轨包括并行处理的轨道和姿态的 2 部分,既可降低 Kalman 滤波器的阶数,减少计算量,又可以提高系统的稳定性. Kalman 滤波定轨与卫星轨道和姿态仿真及测量的系统流程框图如图 1 所示.

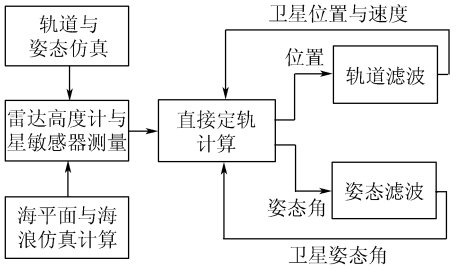


图 1 滤波定轨及模拟仿真框图

轨道运动数据是由数据模拟仿真程序产生,该程序包括了地球引力摄动($n=30,m=28$)、大气层阻力、太阳和月球以及潮汐摄动等因素的影响,卫星的姿态运动简单地采用正弦变化模拟卫星相对其轨道坐标系姿态角的变化;采用 $n=20$ 的海平面模型模拟海平面的起伏变化;而海浪采用有色噪声模拟产生,并通过成形滤波器白化.

本文研究的雷达星的轨道高度为 900 km,轨道倾角 98°的极地低轨卫星为模拟仿真对象. 选取 20 颗最亮的恒星模拟星敏感器的测量对象. 星敏感器的精度为 0.003°,直接定轨迭代 3 次. 按照上述 UKF 滤波器的设计方案进行了数学仿真. 卫星的初始轨道参数如下:半长轴 $a=7300$ km,偏心率 $e=0.005$,轨道倾角 $i=89.0°$,初始位置误差

为[1 000,1 000,1 000]m,初始速度误差为[1.0,1.0,1.0]m/s,初始姿态角误差为[0.5,0.5,0.5]°,采样时间 $T=1$ s,仿真时间 5 000 s. 最后与应用 EKF 的仿真结果(参照文献[7])进行了比较. 由图 2、图 3 可知,UKF 滤波定轨精度:位置误差为 11.472 m,速度误差为 0.086 m/s,较 EKF 滤波定轨有了很大的提高. 另外经过多次不同状况进行数值模拟仿真,可知星敏感器的测量精度越高,定轨精度越高;采样周期越小,定轨精度也越高,但计算量会几何规律递增;观测的恒星数目的增多对定轨精度的提高也有一定作用.

设在 k 时刻,$\boldsymbol{X}(k)=[167.66\quad 315.76\quad 316.28\quad -0.173\quad 0.352\quad 0.216]^{\mathrm{T}}$,使用上述仿真条件提供的测量信息,得到 k 时刻的可观测矩阵的秩 $\mathrm{rank}\,\boldsymbol{M}=6$,说明系统在 k 时刻是可观测的.

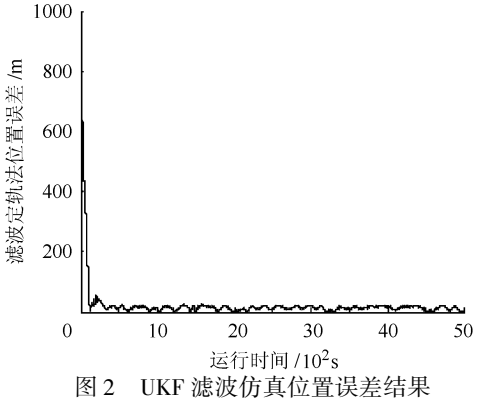


图 2　UKF 滤波仿真位置误差结果

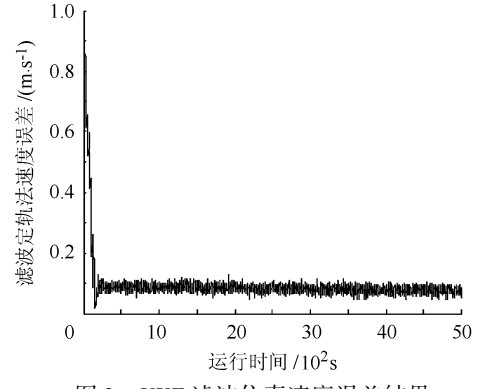


图 3　UKF 滤波仿真速度误差结果

5　结 束 语

雷达高度计自主导航精度易受地形起伏的影响,所以一个可精确描述整个地球表面的模型至关重要. 本文给出的大地水准面是一个较好的近似模型,并充分考虑了影响海面偏离大地水准面起伏的重要因素风生重力波. 本文给出了基于 UKF 的雷达高度计卫星自主定轨算法,针对不同状况进行了数值模拟仿真,并与推广卡尔曼滤波仿真结果进行了比较. 结果表明,UKF 滤波方法提高了雷达高度计自主导航的滤波精度,改善了滤波性能,简化了滤波算法.

参考文献 (References)

[1] 胡小平. 自主导航理论与应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2002,10: 1-5
Hu Xiaoping. Theory and application of autonomous navigation [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press,2002, 10:1-5(in Chinese)

[2] Gps spacecraft navigation for orbit determination and satellite constellation control[R]. AIAA-2000-1226, 2000

[3] Julier S J, Uhlmann J K. A new approach for filtering nonlinear system[C]//Proceedings of the American Control Conference. Seattle, USA:IEEE,1995:1628-1632

[4] Julier S J, Uhlmann J K. A new extension of the kalman filter to nonlinear system[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 47(8):1406-1408

[5] Julier S J, Uhlmann J, Durrant-Whyte H F. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2000, 45:477-482

[6] Havkin S. Kalman filtering and neural networks[M]. Beaverton, Oregon, USA: Wiley Publishing,2001: 221-240

[7] 韩潮,章仁为. 利用雷达测高仪的卫星自主定轨[J]. 宇航学报, 1999, 20(3): 13-20
Han Chao, Zhang Renwei. Autonomous orbit determination with radar altitude sensor[J]. Journal of Astronautics, 1999, 20(3): 13-20(in Chinese)

[8] 徐延万. 控制系统[M]. 北京: 宇航出版社, 1989: 149-198
Xu Yanwan. Control system[M]. Beijing : China Astronautics Press, 1989: 149-198(in Chinese)

[9] Stewart R H. Method of satellite oceanography[M]. California: University of California Press, 1985:200-237

[10] 宁晓琳,房建成. 航天器自主天文导航系统的可观测性及可观测度分析[J]. 北京航空航天大学学报,2005, (31)6: 673-677
Ning Xiaolin, Fang Jiancheng. Analysis of observability and the degree of observability in autonomous celestial navigation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005,31(6): 673-677(in Chinese)

(责任编辑:娄　嘉)