基于 Unscented 四元数粒子滤波的微小卫星姿态估计

王 晨 房建成

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083)

摘 要：针对基于微小卫星姿态确定系统精度低和噪声存在非高斯分布的情况，研究了适用于该定姿系统的 Unscented 粒子滤波(UPF，Unscented Particle Filter)算法. UPF 方法结合了 Unscented 卡尔曼滤波(UKF，Unscented Kalman Filter)与粒子滤波(PF，Particle Filter)的特点，用 UKF 得到 PF 的重要采样函数，从而克服了 PF 没有考虑最新量测信息、扩展卡尔曼滤波(EKF，Extended Kalman Filter)和 UKF 只能应用到噪声为高斯分布的不足. 以 MEMS(Micro Electronic Mechanical System)陀螺和 CMOS APS(Complementary Metal Oxide Semiconductor Active Pixel Sensors)星敏感器为姿态敏感器件，将 UPF 与基于误差四元数的卫星姿态运动学方程结合，构建了 UPF 定姿滤波器，并用 MEMS 陀螺采集的随机噪声数据进行了半物理仿真，对其特性进行了分析与比较. 仿真比较结果表明：在敏感器精度较差并且系统噪声非高斯分布的情况下，这种基于 UPF 的姿态估计方法在计算粒子数目相对于 PF 较少的情况下，可以取得比 UKF 更好的滤波精度，从而有效地提高了定姿性能.

关 键 词：陀螺；姿态确定；Unscented 粒子滤波；矢量观测

中图分类号：V 448.22

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2007)05-0552-05

Unscented quaternion particle filter application in micro-satellite estimating attitude

Wang Chen Fang Jiancheng

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To solve the problem of low precision characters and non-Gaussian distribution noise of the micro-satellite attitude determination system, UPF (Unscented particle filter) was proposed. Based on the different characters between the UKF (Unscented Kalman filter) and PF (particle filter), UPF uses the UKF to generate sophisticated proposal distributions. UPF can not only avoid the limitation of the EKF (extended Kalman filter) and the UKF which only apply to Gaussian distributions but also avoid the limitation of the standard PF which can not include the new measurements. The MEMS (micro electronic mechanical system) gyros and CMOS APS (complementary metal oxide semiconductor active pixel sensors) star sensor were applied as attitude sensors, the method of attitude determination used the error quaternion as the attitude parameter, presented a UPF attitude estimator. The attitude determination filter was constructed and the stochastic noise was adopted from the MEMS gyro. Then the UPF characters were analyzed. The simulation results showed that the suggested method can improve the system performance. The determination accuracy was higher than the UKF while the number of the particle was lesser than standard PF.

Key words: gyroscopes; attitude determination; Unscented particle filter; vector observation

收稿日期：2006-07-04

基金项目：新世纪优秀人才支持计划资助项目(NCET-04-0162)；国家 863 计划 资助项目(2005AA738011)

作者简介：王 晨 (1981－)，女，北京人，硕士生，cicy_xiaowanzi@aspe.buaa.edu.cn.

随着近年来以微型机电系统和微型光机电系统为代表的微米纳米技术的发展,推动了小型化、集成化的现代微小卫星的不断发展.在重量与成本的双重约束下,高精度姿态确定系统的设计已成为开发先进微小卫星平台的关键技术.采用集成轻型光学敏感器 CMOS APS(Complementary Metal Oxide Semiconductor Active Pixel Sensors)天体敏感器与微惯性器件 MEMS(Micro Electronic Mechanical System)陀螺组成的惯性-星光定姿系统已成为现代先进微小卫星的主要定姿手段.由于技术水平所限,基于新型敏感器的定姿系统的硬件精度不是很高,尤其是 MEMS 陀螺的精度与传统意义上的陀螺的精度相差甚远,这也给姿态确定算法的选择提出了更高的要求.

以往在定姿算法的研究中普遍采用扩展卡尔曼滤波(EKF)和 Unscented 卡尔曼滤波(UKF).EKF 是将非线性的系统方程和量测方程通过 Taylor 展开近似为线性系统处理,该方法只适用于滤波误差和预测误差很小的情况.Unscented 粒子滤波(UPF)虽然通过非线性变换得到采样点近似的状态分布解决了系统的非线性问题,但其不足之处是不适于噪声非高斯分布的系统.粒子滤波(PF)是一种利用随机样本(粒子)表示系统状态变量的后验概率分布的递推 Baysian 滤波方法[1],适用于各种噪声分布的系统,但是该方法的缺点是存在退化现象.UPF 算法是将 UKF 嵌入粒子滤波的框架来计算粒子滤波的重要性采样密度,由于该重要密度函数中包含最新量测信息,与传统的 PF 方法相比具有更好的性能[2].由于卫星的姿态确定系统是非线性、噪声非高斯分布的系统,因此 UPF 方法是较适合的一种滤波方法.

本文以 MEMS 陀螺和 CMOS APS 星敏感器组成的惯性-星光定姿系统为研究对象,以误差四元数为姿态参数,设计了一种基于 UPF 的姿态估计器,用 MEMS 陀螺采集的随机噪声数据进行了计算机半物理仿真,并与基于 UKF 的姿态估计器进行了仿真比较.

1　基于四元数的姿态确定方法建模

陀螺作为卫星的短期姿态参考,能够提供卫星相对于惯性空间的三轴角速度信息,根据初始条件及姿态运动学方程,积分可得到相应的姿态参数.但是由于陀螺漂移、初始条件不确定性、积分误差等因素的存在,由积分得到的姿态参数信息中将含有随时间增长的误差.

星敏感器作为卫星的长期姿态参考,以一定的采样频率获得含三轴姿态信息的星光矢量,采用适当的算法来确定卫星相对于惯性空间的姿态,这个姿态参数将作为滤波器的观测量,在估计姿态参数的同时对陀螺漂移进行实时估计和补偿,以提高定姿精度.

1.1　陀螺测量模型

假定 3 只 MEMS 陀螺的敏感轴分别与卫星本体轴 x, y, z 平行,使用一般的陀螺模型:

$$\boldsymbol{g}(t)=\boldsymbol{\omega}(t)+\boldsymbol{b}(t)+\boldsymbol{\varepsilon}_1(t) \tag{1}$$

式中,$\boldsymbol{g}(t)$为陀螺测量输出;$\boldsymbol{\omega}(t)$为陀螺输入轴的姿态速率;$\boldsymbol{b}(t)$为陀螺的常值漂移;$\boldsymbol{\varepsilon}_1(t)$为陀螺的白噪声,$E[\boldsymbol{\varepsilon}_1(t)]=0$,$E[\boldsymbol{\varepsilon}_1(t)\boldsymbol{\varepsilon}_1^{\mathrm{T}}(\tau)]=Q_1(t)\delta(t-\tau)$.陀螺常值漂移 $\boldsymbol{b}(t)$用一个随机游走过程表示:$\dot{\boldsymbol{b}}(t)=\boldsymbol{\varepsilon}_2(t)$,$\boldsymbol{\varepsilon}_2(t)$是陀螺漂移斜率噪声,$E[\boldsymbol{\varepsilon}_2(t)]=0$,$E[\boldsymbol{\varepsilon}_2(t)\boldsymbol{\varepsilon}_2^{\mathrm{T}}(\tau)]=Q_2(t)\delta(t-\tau)$,$\boldsymbol{\varepsilon}_1$和 $\boldsymbol{\varepsilon}_2$ 不相关.

在含陀螺的姿态测量系统中,陀螺输出的角速度信息不视为状态估计模式的观测值,而是作为状态方程所含的参数,并将陀螺漂移列为待估计的状态量.

1.2　星敏感器测量模型

星敏感器作为一种高精度的矢量敏感器,其观测模型为

$$\boldsymbol{z}(t)=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{q})\boldsymbol{r}(t)+\delta\boldsymbol{z}(t) \tag{2}$$

式中,$\boldsymbol{r}(t)$是定义在惯性坐标系下的恒星参考矢量,可通过星历表确切知道;$\boldsymbol{z}(t)$是本体坐标系中测量的相应含噪声的量测矢量,这里假定星敏感器坐标系与卫星本体坐标系重合;$\boldsymbol{A}$ 是由惯性坐标系到本体坐标系的姿态矩阵,可表达为四元数 $\boldsymbol{q}$ 的函数;$\delta\boldsymbol{z}(t)$是测量噪声,满足:$E[\delta\boldsymbol{z}]=0$,$E[\delta\boldsymbol{z}\delta\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}}]=\sigma^2(\boldsymbol{I}_3-\boldsymbol{z}\boldsymbol{z}^{\mathrm{T}})$,$\boldsymbol{I}_3$ 为三阶单位矩阵,σ^2为量测噪声方差.

1.3　卫星姿态运动学方程

卫星的姿态用本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数 $\boldsymbol{q}$ 表示,定义为

$$\boldsymbol{q}=[\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\quad q]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{e}=[e_1,e_2,e_3]^{\mathrm{T}}$ 为姿态四元数矢量部分;q 为姿态四元数标量部分,满足正交约束条件.

姿态四元数所表示的星体运动学方程为

$$\dot{\boldsymbol{q}}=\frac{1}{2}\Omega(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{q}=\frac{1}{2}\boldsymbol{q}\otimes\boldsymbol{\omega} \tag{4}$$

式中,$\boldsymbol{\omega}=[\omega_1,\omega_2,\omega_3]^{\mathrm{T}}$ 是星体坐标系相对于惯性坐标系的转动角速度.并且有

$$\boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega})=\begin{bmatrix}-[\boldsymbol{\omega}\times] & \boldsymbol{\omega}\\ -\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}} & 0\end{bmatrix} \tag{5}$$

式中 $[\boldsymbol{\omega}\times]=\begin{bmatrix}0 & -\omega_3 & \omega_2\\ \omega_3 & 0 & -\omega_1\\ -\omega_2 & \omega_1 & 0\end{bmatrix}$

2 UPF滤波器设计

UPF方法是PF方法的一种推广,具有PF方法的基本递推结构,并结合了UKF的特点.下面先简要介绍卫星定姿滤波器的原理.

2.1 卫星定姿滤波器设计

2.1.1 系统方程

由于四元数存在范数约束,如果选择四元数的4个分量作为状态变量,则方程差阵是奇异的.这种奇异性随着方差递推的进行将无法得到保证.为避免方差阵奇异的问题,选用误差四元数作为状态变量.定义 $\delta\boldsymbol{q}$ 为真值四元数 $\boldsymbol{q}$ 与估计值四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}$ 之间的误差四元数,则有

$$\delta\boldsymbol{q}=\hat{\boldsymbol{q}}^{-1}\otimes\boldsymbol{q}=[\delta\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\quad \delta q]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

取误差四元数 $\delta\boldsymbol{q}$ 的矢量部分 $\delta\boldsymbol{e}$ 和陀螺漂移估计误差 $\Delta\boldsymbol{b}$ 为误差状态变量

$$\Delta\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\delta\boldsymbol{e}\\ \Delta\boldsymbol{b}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\delta\boldsymbol{e}\\ b-\hat{\boldsymbol{b}}\end{bmatrix} \tag{7}$$

系统状态为6维向量,相应的状态方程为[3]

$$\Delta\dot{\boldsymbol{X}}(t)=\boldsymbol{F}(t)\Delta\boldsymbol{X}+\boldsymbol{G}(t)\boldsymbol{\varepsilon}(t) \tag{8}$$

式中 $\boldsymbol{F}(t)=\begin{bmatrix}-[\omega(t)\times] & -\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}$

$$\boldsymbol{G}(t)=\begin{bmatrix}-\frac{1}{2}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}(t)=\begin{bmatrix}\varepsilon_1\\ \varepsilon_2\end{bmatrix}$$

2.1.2 量测方程

星敏感器根据观测的星光矢量信息,用适当的算法来确定卫星本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态四元数 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}}$,$\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}}$ 将作为滤波器的观测量,则观测方程为:$\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}}=\boldsymbol{q}\otimes\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}$,$\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}$ 表示星敏感器精度的误差四元数,一般可近似表示成 $\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}=[\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}},1]^{\mathrm{T}}$,$\boldsymbol{v}$ 是3维白噪声向量.定义 $\Delta\boldsymbol{q}$ 为星敏感器输出的四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{m}}$ 与估计四元数 $\hat{\boldsymbol{q}}$ 之间的误差四元数,则有

$$\Delta\boldsymbol{q}=[\Delta\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}},\Delta q]=\hat{\boldsymbol{q}}^{-1}\otimes\boldsymbol{q}_{\mathrm{m}}=\hat{\boldsymbol{q}}^{-1}\otimes\boldsymbol{q}\otimes\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}}=\delta\boldsymbol{q}\otimes\boldsymbol{q}_{\mathrm{v}} \tag{9}$$

取 $\Delta\boldsymbol{q}$ 矢量部分 $\Delta\boldsymbol{e}$ 作为观测量,将式(8)线性化,得到误差测量方程:

$$\Delta\boldsymbol{e}=\delta\boldsymbol{e}+\boldsymbol{v}=\boldsymbol{H}\Delta X+\boldsymbol{v}=[\boldsymbol{I}_{3\times3}\quad \boldsymbol{0}_{3\times3}]\Delta\boldsymbol{X}+\boldsymbol{v} \tag{10}$$

2.2 UPF滤波器

除初始化外,其它步骤以 $[t_k,t_{k+1}]$ 测量采样周期为例.由式(8)和式(10)得到系统状态方程和量测方程,且 $\Delta\boldsymbol{X}_k\leftrightarrow p(\Delta\boldsymbol{X}_k\mid\Delta\boldsymbol{X}_{k-1})$,$\Delta\boldsymbol{e}_k\leftrightarrow p(\Delta\boldsymbol{e}_k\mid\Delta\boldsymbol{X}_k)$.

1) $t=0$ 时,初始化:选取状态初值为 $\Delta\boldsymbol{q}_0$,$\Delta\boldsymbol{b}_0$ 并确定协方差初值 $\boldsymbol{P}_0$.对 $p(\Delta\boldsymbol{X}_0)$ 进行采样,生成 N 个服从先验分布 $p(\Delta\boldsymbol{X}_0)$ 的 N 个样本 $\{\Delta X_0^1,\Delta X_0^2,\cdots,\Delta X_0^N\}$,并将每个样本的初始权值 w_0^i)均设为 $1/N$,$i=1,2,\cdots,N$.

$$\left.\begin{aligned}\Delta\overline{\boldsymbol{X}}_0^i&=E[\Delta X_0^i]\\ \boldsymbol{P}_0^i&=E[(\Delta X_0^i-\Delta\overline{X}_0^i)(\Delta X_0^i-\Delta\overline{X}_0^i)]^{\mathrm{T}}\end{aligned}\right\} \tag{11}$$

2) $t\geqslant1$ 时,步骤如下:

① 重要采样.令各采样点通过UKF对粒子 $\{\Delta\boldsymbol{X}_{k-1}^i,\boldsymbol{P}_{k-1}^i,i=1,\cdots,N\}$ 进行更新.在一步预测前,需要对陀螺漂移进行补偿,即从测量的角速度中减去陀螺漂移,再根据UKF公式求出 $\Delta\hat{\boldsymbol{X}}_k^i$ 和预测方差 $\boldsymbol{P}_k^i$.若有星光矢量信息输入,通过非线性的量测模型式(10)计算出预测的量测值 $\Delta\hat{\boldsymbol{e}}_k^i$ 和量测均值 $\Delta\overline{\boldsymbol{e}}_k^i$,相应的协方差 $\boldsymbol{P}_{\Delta\hat{\boldsymbol{e}}_k^i\Delta\hat{\boldsymbol{e}}_k^i}$,$\boldsymbol{P}_{\Delta\boldsymbol{X}_k^i\Delta\boldsymbol{e}_k^i}$ 和滤波增益 $\boldsymbol{K}_k^i$,最后根据最新得到的观测量 $\Delta\boldsymbol{e}_k$ 进行量测更新,得到新的粒子 $\{\Delta\hat{\boldsymbol{X}}_k^i,\boldsymbol{P}_k^i\}$,$i=1,\cdots,N$.

② 根据样本的相似程度,更新权值:

$$\tilde{w}_k^i=\tilde{w}_{k-1}^i\frac{p(y_k\mid\Delta\hat{X}_k^i)p(\Delta\hat{X}_k^i\mid\Delta X_{k-1}^i)}{q(\Delta\hat{X}_k^i\mid\Delta X_{0:k-1}^i,y_{1:k})} \tag{12}$$

式中,$p()$ 为概率密度函数;$q()$ 为重要性密度.

从计算公式可以看出,样本的权值包括了后验概率和先验概率两部分.这样就得到一个服从先验分布的样本集 $\{\Delta\hat{X}_k^i\}$,$i=1,2,\cdots,N$.然后,对每个粒子的权值归一化,即

$$w_k^i=w_k^i\Big/\sum_{i=1}^{N}\tilde{w}_k^i \tag{13}$$

最后计算有效粒子的尺寸 N_{eff}:

$$N_{\mathrm{eff}}=\frac{1}{\sum_{i=1}^{N}w_t(\Delta X_{0:t}^i)^2} \tag{14}$$

如果 N_{eff} 小于门限值,须进行重采样,一般门限值取 $2N/3$.

③ 输出.按照最小方差准则,最优估计就是条件分布的均值:

$$\Delta\hat{\boldsymbol{X}}_k=\sum_{i=1}^{N}w_k^i\Delta X_k^i \tag{15}$$

$$\boldsymbol{P}_k=\sum_{i=1}^{N}w_k^i(\Delta X_k^i-\Delta\hat{X}_k)(\Delta X_k^i-\Delta\hat{X}_k)^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

3　仿真研究

微小航天器姿态确定系统使用基于 CMOS APS 的星敏感器和基于 MEMS 的微 IMU 执行定姿任务. MEMS IMU 集成了 3 个 MEMS 陀螺测量航天器三轴角速度,星敏感器提供星光在航天器本体坐标系中的方向,如图 1 所示.

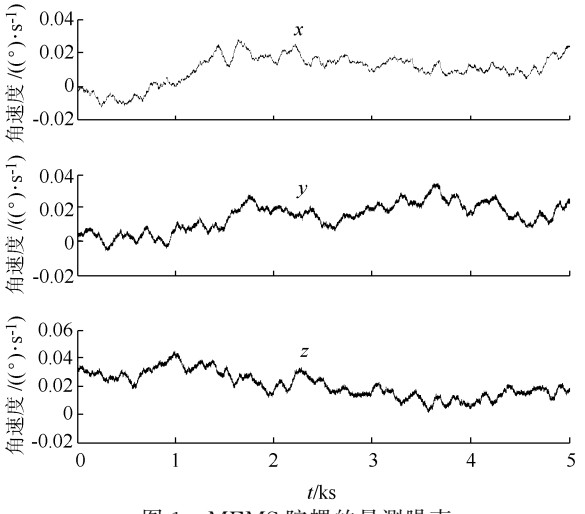


图 1　MEMS 陀螺的量测噪声

3.1　仿真参数

为了验证在系统噪声分布是非高斯分布的情况下,该 UPF 姿态估计器是否能满足航天器姿态确定精度的要求,本仿真采用从 BEI 公司生产的石英音叉 GCL50 型 MEMS 陀螺上采集的真实数据,采样频率 10 Hz,标准差分别为 0.006 3(°)/s, 0.010 9(°)/s,0.008 6(°)/s.

设定其它仿真参数:星敏感器测量精度 100″ (1σ),视场 10°×10°,更新频率 1 Hz,可观测到两个星光矢量,恒星星历采用 tycho2. 假定航天器本体坐标系与惯性坐标系重合并相对于惯性坐标系静止,初始姿态四元数为 $[0\quad 0\quad 0\quad 1]^{\mathrm{T}}$,初始三轴陀螺漂移估计误差均为 60(°)/h,初始均方误差阵:

$$\boldsymbol{P}_0=\mathrm{diag}[(0.001^\circ)^2\quad(0.001^\circ)^2\quad(0.001^\circ)^2\quad(1.8^\circ/\mathrm{h})^2\quad(1.8^\circ/\mathrm{h})^2]$$

仿真时间 500 s,仿真结果用姿态角估计误差的方式表达.

3.2　UPF 性能仿真分析

图 2 是基于 UPF 姿态估计器(粒子个数取 800 个)估计三轴误差曲线,图 3 是三轴陀螺漂移估计误差. 可以看出,采用真实观测量 UPF 方法定姿误差在初始阶段估计误差比较大,到 300 s 左右,估计值与实际值就很接近了,并最终收敛到正负 3 倍的均方差平方根曲线范围内:三轴姿态角估计误差为 0.01°左右,陀螺漂移估计误差为 0.1(°)/h左右.

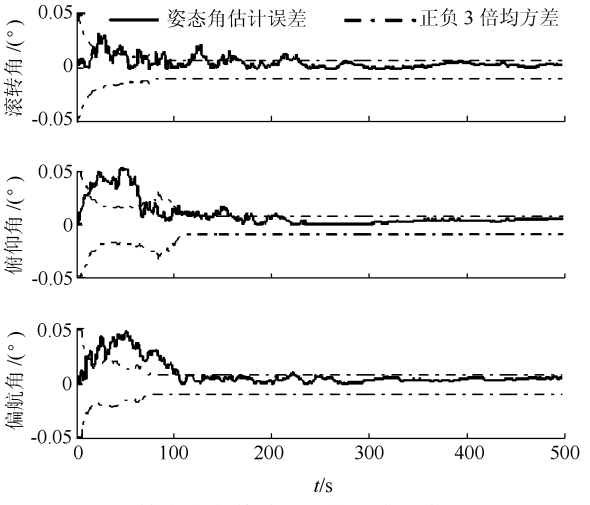


图 2　三轴姿态角估计误差与正负 3 倍的均方差

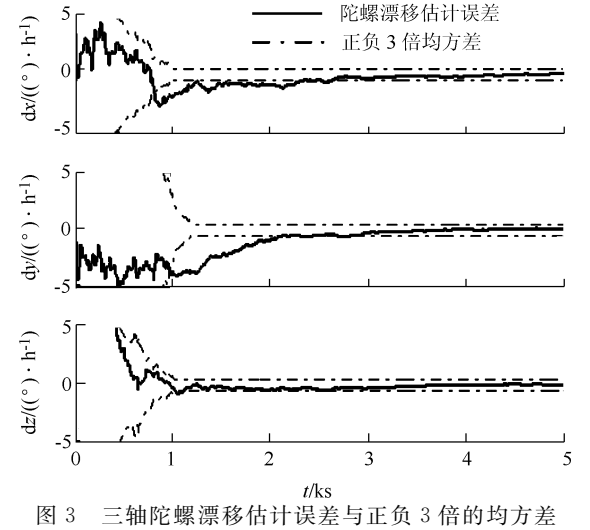


图 3　三轴陀螺漂移估计误差与正负 3 倍的均方差

3.3　UPF 与其它滤波方法比较

3.3.1　滤波精度和收敛性

图 4 和图 5 分别为滚转角和滚转轴 x 的陀螺漂移估计误差与均方差比较,其它姿态角和陀螺漂移估计误差结果类似,这里不再示出. 均方差曲线均以平方根形式显示.

图 4 为滚动角估计误差和均方差的对比. 由角度估计误差曲线可以看出,UPF 的稳定性要比 UKF 好,最终 UPF 收敛于比 UKF 低的状态水平;由估计的均方误差曲线来看,UPF 的方差收敛速度比 UKF 更快,而且 UPF 的方差估计精度远小于 UKF. 图 5 为二者的滚转轴陀螺漂移估计误差和均方差比较. 稳态时,UPF 与 UKF 陀螺漂移估计精度相当;UPF 的均方差估计在自仿真开

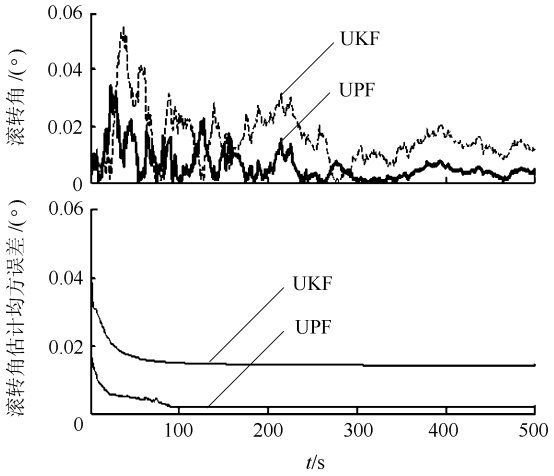


图4 滚转角估计误差与均方差比较

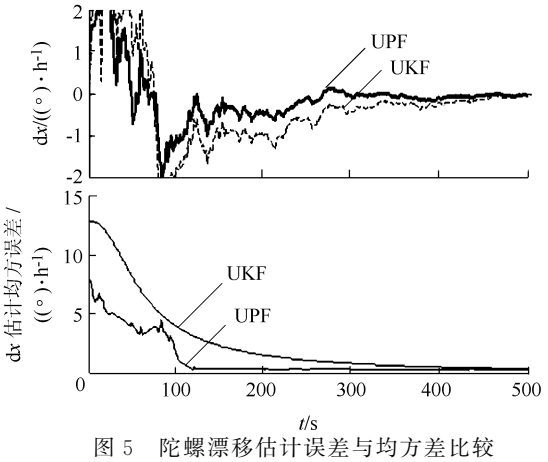


图5 陀螺漂移估计误差与均方差比较

始就迅速下降,两者逐渐趋于接近.从收敛时间上看,UPF方法的收敛时间更短,均方差曲线表现尤为明显.表1给出了两种滤波方法滤波进入稳态后的统计结果.

表1 两种姿态估计算法的滤波统计比较结果

滤波算法	滚转角/10^{-2}(°)		滚转轴的陀螺漂移/((°)·h^{-1})	
	估计误差	估计均方误差	估计误差	估计均方误差
UKF	2.081	1.721	0.1814	0.2056
UPF(800粒子)	1.153	0.9527	0.1786	0.1971

3.3.2 粒子数目对滤波精度的影响

UPF滤波器的良好性能是以加大运算量作为代价的.经统计,UKF滤波器运行一个采样周期的运算时间为0.004 s;UPF滤波器取800个粒子的运算时间为1.4 s,大约是UKF滤波器的400倍.运算量的加大主要是增加滤波粒子数目造成的.不过,UPF滤波器的计算效率要高于标准的粒子滤波器.表2给出了分别使用标准粒子滤波和UPF这两种不同的粒子滤波方法在取不同粒子数目时的姿态角估计精度.从表2可以看出,标准粒子滤波和UPF的姿态确定精度都会随粒子数目的增加而提高.但是在达到同一定姿精度标准的前提下,UPF的采样粒子数目比标准粒子滤波明显减少.例如,要达到0.01°左右的定姿精度,标准粒子滤波需要取2 000个粒子,而UPF仅取800个粒子即可.这是因为用UKF方法得到的重要性采样密度更接近状态的真实后验概率密度,从而产生的有效粒子数目增加,在减小运算量的同时提高了滤波精度.

表2 两种粒子滤波方法性能比较

滤波算法	粒子数目	姿态角估计误差/10^{-2}(°)	陀螺漂移估计误差均值/((°)·h^{-1})
PF	500	4.075	0.3114
	1 000	2.531	0.2433
	2 000	1.937	0.1835
UPF	200	5.027	0.3748
	500	2.295	0.1966
	800	1.153	0.1786

4 结 论

针对基于MEMS陀螺和CMOS APS星敏感器的微小卫星定姿系统精度低的特点,设计了UPF滤波器.从计算机仿真结果可以看出,分布是非高斯分布的情况下,该姿态估计器在系统噪声即能满足航天器姿态确定精度的要求,又具有较好稳定性,而且粒子数目可以取得比较少,为提高微小型航天器定姿系统的精度提供了一种新的思路.与UKF相比计算量还是较大,相信随着硬件计算机计算功能的发展和计算速度的提高,这方面的不足可以得到补偿.

参考文献(References)

[1] Nordlund P J, Gustafsson F. Sequential Monte Carlo filtering techniques applied to integrated navigation systems[C]// Proceeding of the American Control Conference. Arlington: [s.n.], 2001:4375-4380

[2] Miodrag B P. New resampling algorithms for particle filters [C]//2003 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing, 2003, 2: 589-592

[3] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1998:214-222
Zhang Renwei. Orbital and attitude dynamics and control of satellite[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998:214-222(in Chinese)

[4] Merwe R, Doucet A, Freitas N, et al. The Unscented particle filter[R]. Technical Report CUED/F-INFENG/TR380, Cambridge University Engineering Department, 2000

(责任编辑:赵海容)