基于自适应滤波的光谱畸变误差抑制方法

许　俊[1,2],张　伟[1,2],黄庆龙[1],陈　晓[1]
(1.上海卫星工程研究所,上海201109;2.上海市深空探测技术重点实验室,上海201109)

摘　要: 为降低天文光谱畸变误差对多普勒测速导航精度的影响,设计结合非线性Sage-Husa噪声估计器及抗差扩展卡尔曼滤波器(Robust Extend Kalman Filter, REKF)的自适应滤波算法。当系统模型可靠时,抗差滤波能够通过预测残差判断异常量测并降低其权重;当系统模型噪声先验信息不准确时,通过Sage-Husa噪声估计器估计系统噪声协方差阵$\boldsymbol{Q}$阵,以保证抗差滤波的效果。此外,结合多普勒测速导航及X射线脉冲星导航进行组合导航,以提高位置估计精度。仿真结果表明,该算法能够在系统模型噪声先验信息不准确的情况下有效控制光谱畸变造成的量测误差对导航精度的影响。

关键词: 多普勒测速;抗差滤波;Sage-Husa滤波;光谱畸变;组合导航
中图分类号: V 448.22+4　　**文献标志码:** A　　**DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2020.04.013

Suppression Method for Measurement Error Caused by Spectral Distortion Based on Adaptive Filtering

XU Jun[1,2], ZHANG Wei[1,2], HUANG Qinglong[1], CEHN Xiao[1]
(1.Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;
2.Shanghai Key Laboratory of Deep Space Exploration Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to reduce the effects of the astronomical spectral distortion error on the accuracy of Doppler velocimetry navigation, an adaptive filtering algorithm is designed along with the nonlinear Sage-Husa noise estimator and the robust extended Kalman filter (REKF). When the system model is reliable, the robust filter can justify the abnormal measurement by predicting the residuals and reduce its weight. When the prior information of the system model noise is inaccurate, the system noise covariance matrix $\boldsymbol{Q}$ will be estimated by the Sage-Husa noise estimator to ensure the accuracy of the robust filter. In addition, the X-ray pulsar navigation is combined with the Doppler velocimetry navigation to improve the accuracy of position estimation. The simulation results show that the algorithm can effectively control the effects of the measurement error caused by spectral distortion on the navigation accuracy when the prior information of the system model noise is inaccurate.

Key words: Doppler velocimetry; robust filtering; Sage-Husa filtering; spectral distortion; integrated navigation

0　引言

多普勒效应广泛存在于科研生产中,对各相关领域的影响不尽相同。如利用无线电波进行测距时,需要考虑消除多普勒效应的影响[1]。而在深空探测中,航天器相对于恒星运动时,测得的恒星光谱也会发生多普勒频移,频移量反映了航天器相对恒星的运动速度[2-3]。因此,可通过测量天文光谱频移获取航天器的速度信息,进而实现导航定位。由导航原理可知,光谱频移量的精确测量是该导航方法的关键。

光谱频移测量的精度主要受目标源端误差、敏感器测量误差及解算误差的影响[4],其中现阶段对目标源端误差的分析主要以太阳为主。太阳是航天器在太阳系内最易观测到的恒星源,可提供丰富

收稿日期: 2019-12-04; **修回日期:** 2020-02-10
基金项目: 上海市科委科研计划项目(18DZ2272300)
作者简介: 许　俊(1994—),男,硕士,主要研究方向为航天器导航、制导与控制。

的谱线信息,但当太阳表面剧烈活动时,将导致光谱畸变,造成较大的测速误差[5]。针对这一问题,刘劲等[6]提出双光谱仪测量法,以量测差分值作为导航滤波的量测量,对光谱畸变误差具有一定的抑制作用。此外刘劲等[7]还从几何学的角度分析了太阳光与行星反射光的面积重叠率、光子到达时差及太阳自转误差等对太阳差分多普勒导航的影响,证明了该导航方法的有效性。宁晓琳等[8]提出以相邻测速量测值之差分作为导航量测量,以减弱光谱畸变的影响。康志伟等[9]引入故障检测模式,当检测到光谱畸变时,采用多普勒差分法进行抑制。以上研究主要从改进导航量测量的角度,通过多敏感器或多量测值差分的方式抑制光谱畸变对测速导航的影响。

本文从滤波算法的角度,采用抗差扩展卡尔曼滤波算法[10-11]对光谱畸变导致的测速误差进行抑制。同时考虑到抗差滤波需要较为精确的系统噪声信息,采用Sage-Husa噪声估计器[12]估计系统噪声协方差阵 $\boldsymbol{Q}$,降低系统噪声对抗差滤波的影响。此外,光谱测速导航的位置估计误差随时间增大,将其与X射线脉冲星导航方法进行组合以提高导航精度。

1　测速导航原理及组合导航系统模型

1.1　测速导航原理

天文光谱测速导航通过测量参考天体的光谱频移量获得航天器相对于参考天体的视向速度,进而解算出航天器在惯性参考系中的速度,并通过速度积分获取位置信息。假设在J2000日心黄道惯性坐标系中,航天器与太阳及恒星的相对位置关系如图1所示。

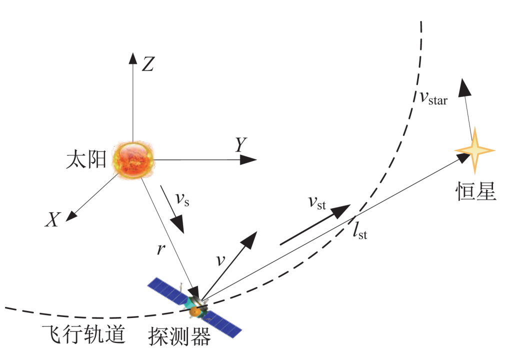


图1　航天器与参考恒星的相对位置关系

Fig.1　Relative position of a spacecraft and the reference stars

图1中,$\boldsymbol{r}$ 为航天器相对于日心的位置矢量,$\boldsymbol{v}$、$\boldsymbol{v}_{\mathrm{star}}$ 为航天器及恒星在参考系中的速度矢量,v_{s}、v_{st} 为航天器相对于太阳及恒星的径向速度,$\boldsymbol{l}_{\mathrm{st}}$ 为恒星相对航天器的方位矢量,则航天器相对于太阳及恒星的径向速度大小可表示为

$$v_{\mathrm{s}}=\frac{\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}\cdot\boldsymbol{r}}{r}+v_{\mathrm{n1}}=c\cdot\frac{f-f_{\mathrm{r}}}{f_{\mathrm{r}}}+v_{\mathrm{n1}}\tag{1}$$

$$v_{\mathrm{st}}=\boldsymbol{l}_{\mathrm{st}}^{\mathrm{T}}\cdot\left(\boldsymbol{v}_{\mathrm{star}}-\boldsymbol{v}\right)+v_{\mathrm{n2}}\tag{2}$$

式中:f 为航天器测得的频率;f_{r} 为太阳的参考频率;c 为光速;v_{n1}、v_{n2} 为量测噪声。

由文献[8]可知,当太阳活动导致光谱畸变时,将导致光谱频率产生 Δf 的偏差,进而导致约 $v_{\Delta}=c\dfrac{\Delta f}{f_{\mathrm{r}}}$ 的测速误差且天体活动越剧烈量测误差越大,因此,需要研究相应的滤波算法进行误差抑制。

1.2　组合导航系统模型

1.2.1　导航系统状态方程

以火星探测巡航段为例,在J2000日心黄道惯性坐标系中,以太阳作为中心引力天体,考虑太阳系内行星摄动力及太阳光压摄动的影响,导航系统状态方程可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t)=\boldsymbol{f}\left[\boldsymbol{X}(t),t\right]+\boldsymbol{w}(t)\tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{X}(t)=\left[x,y,z,v_x,v_y,v_z\right]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{f}\left[\boldsymbol{X}(t),t\right]$ 的具体形式可参考文献[8];$\boldsymbol{w}(t)$ 为系统噪声序列,一般作高斯白噪声处理。

式(3)线性离散化后可得

$$\boldsymbol{X}_k=\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}+\boldsymbol{W}_{k-1}\tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\approx\boldsymbol{I}+\boldsymbol{A}\left(t_{k-1}\right)\cdot T$ 为状态转移矩阵,其中,$\boldsymbol{I}$ 为单位阵,T 为采样周期,$\boldsymbol{A}\left(t_{k-1}\right)$ 为 $t=t_{k-1}$ 时刻状态方程的雅可比矩阵;系统噪声序列 $\boldsymbol{W}_{k-1}$ 的均值满足 $\mathrm{E}\left(\boldsymbol{W}_{k-1}\right)=\boldsymbol{q}_{k-1}$,协方差为 $\mathrm{Cov}\left[\boldsymbol{W}_{k-1},\boldsymbol{W}_{j-1}\right]=\boldsymbol{Q}_{k-1}\delta_{k-1,j-1}$。在忽略状态方程中影响相对较小的行星摄动力及太阳光压后,$\boldsymbol{A}\left(t_{k-1}\right)$ 的表达式为

$$\boldsymbol{A}\left(t_{k-1}\right)=\left.\frac{\partial\boldsymbol{f}\left[\boldsymbol{X}\left(t_{k-1}\right),t_{k-1}\right]}{\partial\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}}\left(t_{k-1}\right)}\right|_{\boldsymbol{X}(t)=\hat{\boldsymbol{X}}\left(t_{k-1}\right)}=\begin{bmatrix}0_{3\times3}&\boldsymbol{I}_{3\times3}\\\boldsymbol{S}(k)&0_{3\times3}\end{bmatrix}\tag{5}$$

其中,

$$\boldsymbol{S}(k)=\begin{bmatrix} \dfrac{\mu_s(3x^2-r^2)}{r^5} & \dfrac{3\mu_s xy}{r^5} & \dfrac{3\mu_s xz}{r^5} \\ \dfrac{3\mu_s xy}{r^5} & \dfrac{\mu_s\left(3y^2-r^2\right)}{r^5} & \dfrac{3\mu_s yz}{r^5} \\ \dfrac{3\mu_s xz}{r^5} & \dfrac{3\mu_s yz}{r^5} & \dfrac{\mu_s(3z^2-r^2)}{r^5} \end{bmatrix} \tag{6}$$

式中:μ_s为太阳引力常数。

1.2.2 测速导航量测方程

由式(1)和式(2)以航天器相对于太阳及两颗恒星的径向速度$\boldsymbol{Z}_v(t)=[v_s, v_{st1}, v_{st2}]^T$为量测量,则测速导航系统的量测方程为

$$\boldsymbol{Z}_v(t)=\boldsymbol{h}_v(\boldsymbol{X}(t),t)+\boldsymbol{V}_v(t)=\begin{bmatrix} \dfrac{\boldsymbol{v}^T\cdot\boldsymbol{r}}{r} \\ \boldsymbol{l}_{st1}^T\cdot\left(\boldsymbol{v}_{Star1}-\boldsymbol{v}\right) \\ \boldsymbol{l}_{st2}^T\cdot\left(\boldsymbol{v}_{Star2}-\boldsymbol{v}\right) \end{bmatrix}+\boldsymbol{V}_v(t) \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{V}_v(t)$为测速导航量测噪声序列。$t=t_k$时刻测速导航系统的量测矩阵$\boldsymbol{H}_v$为

$$\boldsymbol{H}_v=\left.\frac{\partial\boldsymbol{h}_v\left[\boldsymbol{X}(t_k),t_k\right]}{\partial\boldsymbol{X}^T(t_k)}\right|_{X(t)=\hat{X}\left(t_k\right)}=\begin{bmatrix} \dfrac{\boldsymbol{v}^T(r^2-\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{r})}{r^3} & \dfrac{\boldsymbol{r}}{r} \\ 0_{1\times3} & -\boldsymbol{l}_{st1}^T \\ 0_{1\times3} & -\boldsymbol{l}_{st2}^T \end{bmatrix} \tag{8}$$

1.2.3 X射线脉冲星导航量测方程

X射线脉冲星导航通过对比脉冲信号到达航天器的时间t_{sc}与到达太阳系质心的时间t_{ssb}解算航天器位置,具体导航原理可参考文献[13]。以航天器在三颗脉冲星方向上的投影

$$\boldsymbol{Z}_s(t)=\left[c(t_{ssb}^1-t_{sc}^1),c(t_{ssb}^2-t_{sc}^2),c(t_{ssb}^3-t_{sc}^3)\right]$$

为量测量,其一阶量测方程[13-14]为

$$\boldsymbol{Z}_s(t)=\boldsymbol{h}_s[\boldsymbol{X}(t),t]+\boldsymbol{V}_s(t)=\begin{bmatrix} \boldsymbol{n}_1\cdot\boldsymbol{r}_{sc} \\ \boldsymbol{n}_2\cdot\boldsymbol{r}_{sc} \\ \boldsymbol{n}_3\cdot\boldsymbol{r}_{sc} \end{bmatrix}+\boldsymbol{V}_s(t) \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{n}_1$、$\boldsymbol{n}_2$、$\boldsymbol{n}_3$为三颗不同脉冲星的方位矢量;$\boldsymbol{r}_{sc}$为航天器相对于太阳系质心的位置矢量,$\boldsymbol{r}=\boldsymbol{r}_{sc}+\boldsymbol{b}$,$\boldsymbol{b}$为太阳系质心相对于太阳质心的位置矢量;$\boldsymbol{V}_s(t)$为脉冲星导航量测噪声序列。$t=t_k$时刻脉冲星导航的量测矩阵$\boldsymbol{H}_s$为

$$\boldsymbol{H}_s=\left.\frac{\partial\boldsymbol{h}_s[\boldsymbol{X}(t),t]}{\partial\boldsymbol{X}^T(t)}\right|_{X(t)=\hat{X}\left(t_k\right)}=\begin{bmatrix} \boldsymbol{n}^1 & 0_{1\times3} \\ \boldsymbol{n}^2 & 0_{1\times3} \\ \boldsymbol{n}^3 & 0_{1\times3} \end{bmatrix} \tag{10}$$

则光谱测速及X射线脉冲星导航方法线性离散化后的量测方程可统一表示为

$$\boldsymbol{Z}_k=\boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k+\boldsymbol{V}_k \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{H}_k$为量测矩阵;$\boldsymbol{V}_k$为量测噪声序列且$\mathrm{E}\left(\boldsymbol{V}_k\right)=\boldsymbol{r}_k$,$\mathrm{Cov}\left[\boldsymbol{V}_k,\boldsymbol{V}_j\right]=\boldsymbol{R}_k\delta_{kj}$。

1.2.4 组合导航信息融合

采用联邦滤波器对多普勒测速导航及X射线脉冲星导航进行信息融合,联邦滤波器结构如图2所示。

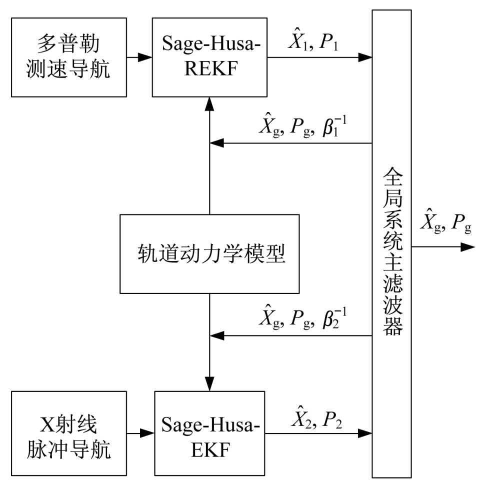


图2 联邦滤波器结构

Fig.2 Structure of the federated filter

图2中,多普勒测速导航采用结合Sage-Husa估计器的REKF作为子滤波器,X射线脉冲星导航采用结合Sage-Husa估计器的EKF作为子滤波器。$\hat{\boldsymbol{X}}_1$、$\hat{\boldsymbol{X}}_2$为两子滤波器的最优状态估计,$\boldsymbol{P}_1$、$\boldsymbol{P}_2$为估计误差方差阵。$\hat{\boldsymbol{X}}_g$、$\boldsymbol{P}_g$为全局最优估值及估计误差协方差阵,β_1、β_2为信息分配系数,具体信息分配过程可参考文献[15]。

2 导航滤波算法

2.1 EKF算法

针对光谱测速及X射线脉冲星组合导航系统的状态方程为非线性方程,量测方程非线性较弱,采用基于卡尔曼滤波[16]改进的EKF算法作为导航系统子滤波器。

对于一般的非线性系统,EKF 算法的流程为[17]

$$\hat{X}_{k,k-1}=\Phi_{k,k-1}\hat{X}_{k-1} \tag{12}$$

$$P_{k,k-1}=\Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^{\mathrm{T}}+Q_{k-1} \tag{13}$$

$$K_k=P_{k,k-1}H_k^{\mathrm{T}}\left[H_kP_{k,k-1}H_k^{\mathrm{T}}+R_k\right]^{-1} \tag{14}$$

$$\hat{X}_k=\hat{X}_{k,k-1}+K_k\left\{Z_k-H_k\hat{X}_{k,k-1}\right\} \tag{15}$$

$$P_k=\left(I-K_kH_k\right)P_{k,k-1}\left(I-K_kH_k\right)^{\mathrm{T}}+K_kR_kK_k^{\mathrm{T}} \tag{16}$$

式中:$\hat{X}_{k,k-1}$为状态一步预测值;$P_{k,k-1}$为状态一步预测协方差阵;K_k为滤波增益阵;P_k为状态估计协方差阵。

为进一步提高 EKF 的精度,可利用数值积分计算状态一步预测值及量测值。由 EKF 算法流程可以看出,量测噪声方差阵R_k不随时间更新。但在测速导航中,当发生光谱畸变时将产生量测粗差,初始的R_k无法反映当前的量测质量,若仍采用 EKF 算法对量测信息进行融合滤波将导致导航精度下降甚至滤波发散。

2.2　抗差卡尔曼滤波算法

抗差卡尔曼滤波算法通过预测残差信息计算抗差因子,降低误差较大的量测的权重从而自适应地调节量测噪声协方差阵R_k[18]。本文通过引入抗差滤波的思想,降低光谱畸变量测的权重以抑制光谱畸变误差对导航精度的影响。

导航系统的预测残差向量V_{z_k}可表示为

$$V_{z_k}=Z_k-H_k\hat{X}_{k,k-1} \tag{17}$$

基于卡尔曼滤波假设的预测残差向量V_{z_k}的协方差阵可表示为

$$P_{z_k}=H_kP_{k,k-1}H_k^{\mathrm{T}}+R_k \tag{18}$$

则自适应量测噪声协方差阵为

$$\overline{R}_k=\frac{1}{A_k}R_k \tag{19}$$

式中:$A_k=\mathrm{diag}\left(\left[\alpha_k^1\quad\alpha_k^2\quad\cdots\quad\alpha_k^m\right]\right)$为抗差因子阵,$m$为量测维数。抗差因子$\alpha_k^i$可通过 IGG 法构造[19],其函数表达式为

$$\alpha_k^i=\begin{cases}1, & \overline{v}_{z_k}^i\leqslant k_0\\ \dfrac{k_0}{\overline{v}_{z_k}^i}\left[\dfrac{k_1-\overline{v}_{z_k}^i}{k_1-k_0}\right], & k_0<\overline{v}_{z_k}^i\leqslant k_1\\ 10^{-20}, & \overline{v}_{z_k}^i>k_1\end{cases} \tag{20}$$

式中:k_0、k_1为经验值,k_0通常取 2.5~3.5,k_1取 3.5~4.5;$\overline{v}_{z_k}^i$为标准化残差,满足$\overline{V}_{z_k}=\left[\overline{v}_{z_k}^1\quad\overline{v}_{z_k}^2\quad\cdots\quad\overline{v}_{z_k}^m\right]^{\mathrm{T}}=\mathrm{diag}\left(\left|\mathrm{diag}\left(V_{z_k}\right)\cdot P_{z_k}^{-1}\right|\right)$,$\mathrm{diag}\left(V_{z_k}\right)$为对角线元素为向量$V_{z_k}$中元素的对角阵。

将式(19)代入到式(14)和式(16)中即可得到抗差扩展卡尔曼滤波。

2.3　Sage-Husa 噪声估计器

抗差滤波主要基于对预测残差的分析,由式(17)可知预测残差受状态预测误差与量测误差的影响。当系统模型可靠时,预测残差可较好地反映量测噪声。但当系统模型误差增大而Q_k无法准确反映此时的系统噪声特性时,状态预测值也会产生较大误差且该误差将会反映在预测残差中,进而使得抗差滤波的性能大大下降。因此,考虑在无光谱畸变时利用 Sage-Husa 噪声估计器估计系统噪声协方差阵Q_k,使其更为准确地反映系统噪声特性,以保证抗差滤波的性能。

在R_k、r_k已知的情况下,Sage-Husa 算法对系统噪声协方差阵的估计为[20]

$$q_k=\left(1-d_k\right)q_{k-1}+d_k\left(\hat{X}_k-\Phi_{k,k-1}\hat{X}_{k-1}\right) \tag{21}$$

$$Q_k=\left(1-d_k\right)Q_{k-1}+d_k\left[K_k\varepsilon_k\varepsilon_k^{\mathrm{T}}K_k^{\mathrm{T}}-P_k-\Phi_{k,k-1}P_{k-1}\Phi_{k,k-1}^{\mathrm{T}}\right] \tag{22}$$

式中:

$$\begin{gathered}\varepsilon_k=Z_k-H_k\hat{X}_{k,k-1}-r_k\\ d_k=(1-\kappa)/(1-\kappa^{k+1})\end{gathered} \tag{23}$$

式中:$\kappa\in[0.95,0.99]$为遗忘因子。

由式(21)和式(22)即可实现对系统噪声协方差阵的估计,此外为了保证Q_k的非负定性,可将式(22)中第二项值对角线元素取绝对值,非对角线元素取零[20]。结合 Sage-Husa 算法后,EKF 中式(12)修正为

$$\hat{X}_{k,k-1}=\Phi_{k,k-1}\hat{X}_{k-1}+q_{k-1} \tag{24}$$

式(21)和式(22)对q_k、Q_k的估计在式(16)之后。

3　仿真分析

3.1　仿真条件及结果

以火星探测巡航段为场景进行仿真,验证所述

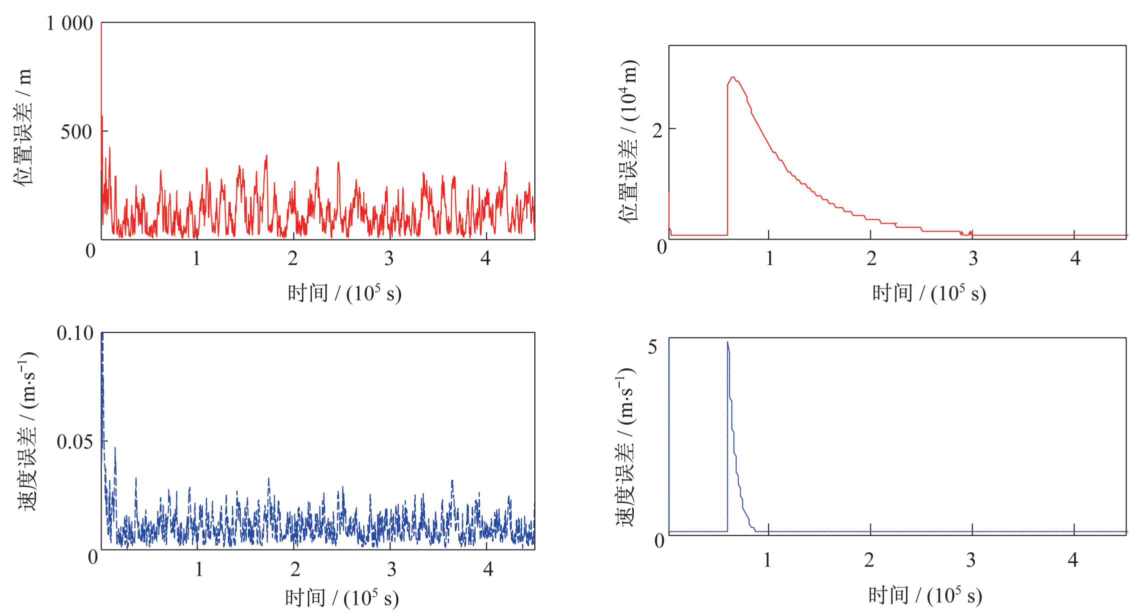
滤波算法对光谱畸变误差的抑制效果。仿真时间自 2021-01-01 00:00:00 UTC 至 2021-01-05 23:59:59 UTC。在 J2000 日心黄道惯性坐标系下,仿真相关参数见表 1。

表 1　仿真参数

Tab.1　Simulation parameters

参数	数值
初始状态	X=[60 480 784 (km), 216 398 917 (km), 6 349 369 (km) −20.200 6 (km•s^{-1}), 10.032 4 (km•s^{-1}), −0.497 0 (km•s^{-1})]
初始状态误差	ΔX=[10 (km), 10 (km), 10 (km),0.01 (km•s^{-1}), 0.01 (km•s^{-1}), 0.01 (km•s^{-1})]
初始状态协方差阵	P_0=[100 (km)^2, 100 (km)^2, 100 (km)^2, 10^{-4}(km•s^{-1})^2, 10^{-4}(km•s^{-1})^2, 10^{-4}(km•s^{-1})^2]
系统噪声方差阵	Q_0=diag([10^{-8}(km)^2 , 10^{-8}(km)^2, 10^{-8}(km)^2 , 10^{-12}(km•s^{-1})^2, 10^{-12}(km•s^{-1})^2, 10^{-12}(km•s^{-1})^2])
测速导航量测噪声方差阵	Rv_0= diag([10^{-8}(km•s^{-1})^2 , 10^{-8}(km•s^{-1})^2, 10^{-8}(km•s^{-1})^2])
脉冲星导航量测噪声方差阵	Rx_0= diag([10^{-2}(km)^2 , 10^{-2}(km)^2, 10^{-2}(km)^2])
光谱测速仪精度/(m•s^{-1})	0.01
X 射线探测器面积/cm^2	S=10 000
仿真步长/s	300

无光谱畸变时传统 EKF 算法的导航估计误差如图 3(a)所示,在第 30 000 s 太阳活动导致光谱畸变产生 10 m/s 的测速误差时,采用传统 EKF 算法的导航估计误差如图 3(b)所示。



(a) 无光谱畸变　(b) 第500 min发生光谱畸变

图 3　EKF 算法估计误差

Fig.3　Estimation errors of the EKF algorithm

在模型可靠情况下,针对太阳光谱发生畸变的情况,采用 REKF 算法仿真结果如图 4 所示。在所设火星巡航段,仅考虑太阳中心引力对航天器状态变化的影响而忽略其他天体的影响,造成的加速度误差量级最大将增至 10^{-6} km/s^2。在系统模型中的 3 个加速度方向增加 10^{-6} km/s^{2}量级的加速度误差时,采用 REKF 算法及结合 Sage-Husa 噪声估计器的 REKF 算法的导航位置估计误差如图 5(a)所示,速度估计误差如图 5(b)所示。在不同误差及滤波算法下,组合导航系统状态估计误差统计见表 2。

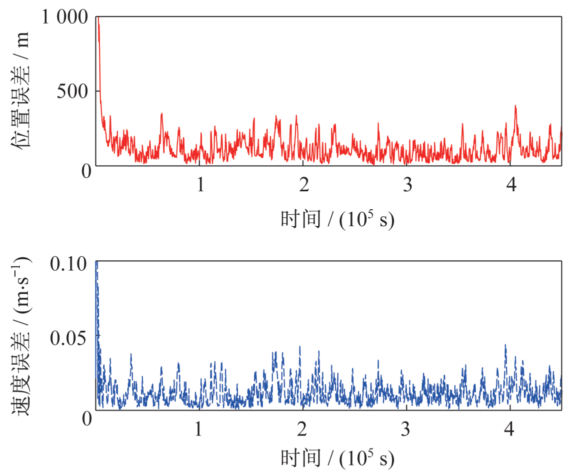


图 4　REKF 算法估计误差

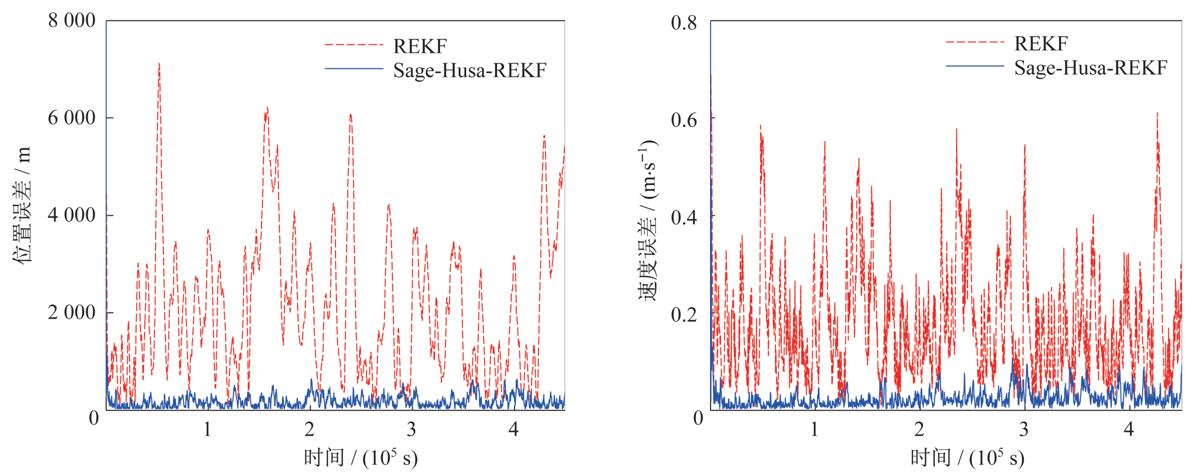
Fig.4　Estimation errors of the REKF algorithm

3.2　仿真结果分析

由图 3(a)可知,当无光谱畸变时,EKF 算法估计精度较好。由图 3(b)及表 2 第 1、2 行可知,当第 30 000 s 太阳光谱畸变导致测速存在 10 m/s 的量测误差时,导航系统产生了近 5 m/s 的速度估计误差及约 30 km 的位置估计误差。此后,EKF 导航算法的位置估计误差经过 3×10^5 s 后才趋于正常收敛。

由图 4 及表 2 前 3 行可知,在模型可靠情况下,REKF 算法能够较好地抑制光谱畸变误差的影响,估计精度优于受光谱畸变影响的 EKF,但相较于无光谱畸变影响的 EKF 估计精度有所下降,这是由于算法中对 $\boldsymbol{R}_k$ 的调整在无异常测速时引入了一些误差。

由图 5(a)及表 2 第 3、4 行可知,当导航系统模型噪声特性先验信息与实际偏差较大时,REKF 算法的估计结果产生较大的误差。这是由于,一方面 EKF 算法本身要求较为准确的系统模型噪声先验信息;另一方面则是 REKF 算法在模型状态估计存在较大误差时,错误地降低了量测信息的权重,导致了估计误差的增大。采用 Sage-Husa 噪声估计器对系统噪声协方差阵 $\boldsymbol{Q}_k$ 进行估计后,由图 5(b)及表



(a) 位置估计误差　　(b) 速度估计误差

图 5　REKF 算法及 Sage-Husa-REKF 算法的估计误差

Fig.5　Estimation errors of the REKF and Sage-Husa-REKF algorithms

表 2　不同条件下组合导航估计误差

Tab.2　Estimation errors of the integrated navigation system under different conditions

序号	滤波算法	误差	位置误差 (3σ)/m	速度误差(3σ)/(m•s^{-1})
1	EKF	—	391.05	0.036 0
2	EKF	光谱畸变误差	425.08	0.047 7
3	REKF	光谱畸变误差	410.59	0.043 8
4	REKF	系统模型误差 光谱畸变误差	5 793.11	0.591 0
5	Sage-Husa-REKF	系统模型误差 光谱畸变误差	873.47	0.154 2

2第4、5行可以看出,组合导航的估计精度得到明显改善,相较于REKF算法的位置和速度估计精度分别提高了84.92%和73.91%。

4 结束语

本文针对太阳光谱畸变导致多普勒测速/X脉冲星组合导航误差增大问题,提出了一种结合抗差滤波算法和Sage-Husa估计器的自适应滤波算法。在模型可靠情况下,采用抗差滤波算法,基于预测残差信息识别光谱畸变时的异常量测并降低该量测在滤波更新中的权重,有效抑制了光谱畸变对导航定位的影响。在系统模型噪声先验信息与实际存在较大误差且测速无光谱畸变误差时,引入Sage-Husa估计器,利用较为精确的量测信息估计系统噪声协方差阵$\boldsymbol{Q}$,降低了系统噪声对抗差滤波算法的影响,提高了组合导航系统的精度和健壮性,具备一定的工程应用价值。本文考虑了太阳光谱畸变对组合导航精度的影响,但是光谱敏感器噪声、导航天体方位、速度等因素对组合导航系统的精度也有不同程度的影响,可作为后续研究的方向。

参考文献

[1] 李建东,王蓉,赵文龙,等.步进调频系统的测距精度分析[J].空天防御,2018,1(2):18-21.

[2] 张伟,深空探测天文测角测速组合自主导航方法[J].飞控与探测,2018,1(1):41-47.

[3] CUI P Y, WANG S, GAO A, et al. X-ray pulsars/Doppler integrated navigation for Mars final approach [J]. Advances in Space Research, 2016, 57(9): 1889-1990.

[4] FANG J C, NING X L, LIU J. Principles and methods of spacecraft celestial navigation [M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2017: 111-113.

[5] WOODS T N, HOCK R, EPARVIER F, et al. New solar extreme-ultraviolet irradiance observations during flares[J]. Astrophysical Journal, 2011, 739(2): 59.

[6] LIU J, FANG J C, YANG Z H, et al. X-ray pulsar/Doppler difference integrated navigation for deep space exploration with unstable solar spectrum [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 41(1): 144-150.

[7] LIU J, NING X L, MA X, et al. Geometry error analysis in solar Doppler difference navigation for the capture phase [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(4): 2556-2567.

[8] NING X L, FANG J C, DAI Y, et al. A novel differential Doppler measurement-aided autonomous celestial navigation method for spacecraft during approach phase [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2017, 53(2): 587-597.

[9] 康志伟,徐星满,刘劲,等.基于双测量模型的多普勒测速及其组合导航[J].宇航学报,2017,38(9):964-970.

[10] 杨元喜,何海波,徐天河.论动态自适应滤波[J].测绘学报,2011,30(4):293-298.

[11] 段顺利,孙伟,吴增林.抗差自适应EKF在INS/GNSS紧组合中的应用[J].电子科技大学学报,2019,48(2):216-220.

[12] SAGE A P, HUSA G W. Adaptive filtering with unknown prior statistics [C]// Proceedings of Joint Automatic Control Conference. 1969: 760-769.

[13] SHEIKH S I, PINES D J, RAY P S. The use of X-ray pulsars for spacecraft navigation [J]. Advances in the Astronautical Science, 2005, 119(1): 105-119.

[14] 房建成,宁晓琳,马辛,等.深空探测器自主天文导航技术综述[J].飞控与探测,2018,1(1):1-15.

[15] VERSHININ Y A, WEST M J. A new data fusion algorithm based on the continuous-time decentralized Kalman filter [C]// IEE International Seminar Target Tracking: Algorithms and Applications. 2001:1-6..

[16] 廖欣,朱莹,史冉东,等.基于Kalman滤波的弹上陀螺零偏标定技术[J].空天防御,2019,2(1):33-36.

[17] 秦永元,张洪钺,汪叔华.卡尔曼滤波与组合导航原理[M].3版.西安:西北工业大学出版社,2015:210.

[18] YANG Y, HE H, XU G. Adaptively robust filtering for kinematic geodetic positioning [J]. Journal of Geodesy, 2001, 75(2): 109-116.

[19] 欧吉坤.一种三步抗差方案的设计[J].测绘学报,1996,25(3):173-179.

[20] 魏伟,秦永元,张晓冬,等.对Sage-Husa算法的改进[J].中国惯性技术学报,2012,20(6):678-686.