高精度星敏感器安装矩阵在轨实时校准方法

李新鹏[1,2],孙少勇[1,2],郑循江[1,2],毛晓楠[1,2],叶志龙[1,2],孙朔冬[1,2]

(1. 上海市空间智能控制技术重点实验室,上海 201109; 2. 上海航天控制技术研究所,上海 201109)

摘 要: 在轨运行过程中,受空间热环境的影响,星敏感器的安装矩阵具有轨道周期变化的特征。为了校准卫星结构变形导致的星敏感器之间安装矩阵变化,提出了一种基于四元数自适应卡尔曼滤波(quaternion Adaptive Kalman Filter, q-AKF)的安装矩阵在轨实时校准方法。该方法结合衰减记忆滤波与简化的 Sage_Husa 自适应滤波,通过自适应调整衰减因子,调节当前量测值在滤波过程中的权重,以抑制因模型参数不准确造成的滤波性能下降甚至发散问题。仿真试验结果与在轨数据验证结果表明:q-AKF 算法不但可以抑制参数不准确造成的滤波发散问题,而且在 0~5 (°)/s 的姿态机动速率范围内,仍能稳定跟踪安装矩阵的真值(偏差均值的绝对值<0.15″),具有良好的自适应性与鲁棒性。

关键词: 安装矩阵; 多星敏感器; 自适应滤波; 衰减因子

中图分类号: V488.2 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201847.1217006

On-orbit real time installation matrix calibration method for high accuracy star trackers

Li Xinpeng[1,2], Sun Shaoyong[1,2], Zheng Xunjiang[1,2], Mao Xiaonan[1,2], Ye Zhilong[1,2], Sun Shuodong[1,2]

(1. Shanghai Space Intelligent Control Technology Key Laboratory, Shanghai 201109, China;
2. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: In flight, the installation matrix of star tracker changed with the orbital period affected by the space thermal environment. In order to calibrate the variation of the installation matrices between star trackers caused by the structural distortion of the satellite, a real time on-orbit installation matrix calibration method based on quaternion adaptive Kalman filter was proposed. The algorithm was based on the combination of fading memory filter and simplified Sage_Husa adaptive filter. The algorithm adjusted the weight of the current measurement by adjusting the fading factor adaptively, which could restrain the filter divergence caused by the inaccurate model parameters. The results of simulation experiments and on-board data verification show that the q-AKF algorithm not only could restrain the divergence problem caused by the inaccurate model parameters, but also could track the real values of the installation matrix stably, when the attitude maneuver rates ranged from 0 to 5 (°)/s. It is better in adaptability and robustness.

Key words: installation matrix; multiple star trackers; adaptive filter; fading factor

收稿日期: 2018-07-10; **修订日期:** 2018-08-28

基金项目: 国家自然科学基金(61473293,61503378)

作者简介: 李新鹏(1990-),男,硕士生,主要从事多探头星敏感器视场融合算法方面的研究。Email: xinpengl@126.com

导师简介: 孙少勇(1974-),男,研究员,硕士,主要从事空间光电测量相关方面的研究。Email: sunshaoyong@aliyun.com

0 引 言

星敏感器作为目前精度最高的姿态敏感器在航天任务中得到了广泛应用。传统的星敏感器受视场限制,星间角距较小,导致解算出的滚转轴姿态角精度比俯仰轴和偏航轴姿态角精度低一个数量级[1-2]。当杂散光进视场,或者受空间辐射影响时,星敏感器可能无法稳定可靠的输出姿态。

因此,为了克服传统的单一视场星敏感器的弱点,有两种技术途径:(1)在同一时间基准控制下同步曝光的多个单视场星敏感器的四元数融合,该方法常用于卫星姿轨控系统[3];(2)在同一个时间基准控制下同步曝光的多个单视场星敏感器的星矢量融合,继而解算出融合姿态,该方法常用于多头星敏感器[4-5]。无论何种数据融合方式,均涉及到安装矩阵的自适应估计。

在多星敏感器观测信息融合过程中,头部之间的安装矩阵准确与否对最终的融合姿态精度起到决定性作用。在航天器发射之前,通过地面标校已经确定了星敏感器光学头部之间的安装关系初值。受主动段振动及重力释放的影响,实际的安装矩阵较地面标校值可能存在常值偏差,此外受空间热环境变化影响,实际的安装矩阵具有轨道周期变化的特征[6]。因此,在轨实时校准头部之间的安装关系就成了保证星敏感器融合精度的关键[7]。

参考文献[8]针对星敏感器受空间热环境影响导致的光轴不稳定问题,建立了光轴旋转角的一阶马尔科夫过程模型和基于傅里叶拟合的周期测量模型,分别采用 EKF 和 UKF 算法校准星敏感器的安装关系,但模型需要陀螺的量测信息。参考文献[4]中,提出了一种基于加权滤波的多头星敏感器安装矩阵校准方法,通过增大临近拍的权重,得到了理想的安装矩阵,不过该算法需要保留 N 拍测量信息,影响算法的实时性。文中提出了 q-AKF 算法,基于在轨飞行数据仿真验证了 q-AKF 算法具有较好的自主性和实时性。

1 星敏感器安装矩阵解算模型

四元数 $q=[q_0\ q_1\ q_2\ q_3]^{\mathrm{T}}=[q_0\ \hat{q}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$,$q_0$ 称为四元数的标部,$\hat{q}$ 为四元数的矢部[9]。q^{-1} 表示四元数的逆,若 $q=[q_0\ \hat{q}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$,则 $q^{-1}=[q_0\ -\hat{q}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$。$\otimes$ 表示四元数乘,四元数 q_A 和 q_B 相乘,定义如下:

$$q_A\otimes q_B=\begin{bmatrix} q_{A0} & -\hat{q}_A^{\mathrm{T}} \\ \hat{q}_A & q_{A0}I_{3\times3}+\begin{bmatrix}\times\\ \hat{q}_A\end{bmatrix} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} q_{B0} \\ \hat{q}_B \end{bmatrix} \tag{1}$$

若矢量 $x=[x_1\ x_2\ x_3]^{\mathrm{T}}\in\mathbb{R}^3$,则 $[x^{\times}]$ 定义如下:

$$[x^{\times}]\begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

以星敏感器 A 和星敏感器 B 为例,假设姿态四元数分别为:q_A,q_B,则星敏感器 B 测量坐标系到星敏感器 A 测量坐标系的转换关系为:

$$q_{BA}=q_B^{-1}\otimes q_A \tag{3}$$

为了提高安装矩阵的精度,需要设计滤波算法对 q_{BA} 进行滤波处理,将在文中第 2 章介绍。

转换矩阵 C_{BA} 可由公式(4)解得:

$$C_{BA}=\begin{bmatrix} 1-2(q_2^2+q_3^2) & 2(q_1q_2+q_3q_0) & 2(q_1q_3-q_2q_0) \\ 2(q_1q_2-q_3q_0) & 1-2(q_1^2+q_3^2) & 2(q_2q_3+q_1q_0) \\ 2(q_1q_3+q_2q_0) & 2(q_2q_3-q_1q_0) & 1-2(q_1^2+q_2^2) \end{bmatrix} \tag{4}$$

2 安装矩阵滤波

以星敏感器 B 与星敏感器 A 的安装关系为例,介绍安装关系四元数滤波过程。在第 1 节中给出了安装关系四元数 q_{BA} 的计算公式,q_{BA} 为安装矩阵真值与测量误差的耦合值,如果直接采用该值,测量误差会导致融合结果无法达到要求。所以设计算法滤除测量误差。

2.1 安装矩阵滤波模型

受轨道周期的温度变化影响,卫星在轨受热不均匀产生结构变形[10]。由于变化率较小,在短时间内(10~20 min 内)也可认为不变[11],因此可建立线性离散系统模型校准安装关系四元数。

目标运动方程为:

$$x(k)=\begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}x(k-1)+w(k) \tag{5}$$

式中:Δt 为前后两拍的时间间隔;$w(k)\sim N(0,\ Q)$ 为高

斯分布过程激励噪声。

测量方程为：

$$y(k)=[1\ 0]x(k)+v(k) \tag{6}$$

式中：$v(k)\sim N(0, R)$为高斯分布观测噪声。

建立安装关系四元数滤波模型的状态空间为：

$$X(k)=\left[\hat{q}\ \ \dot{\hat{q}}\right]^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

式中：$\dot{\hat{q}}$为安装关系四元数变化率。

则系统状态方程和观测方程为：

$$\begin{cases}X_k=DX_{k-1}+W_k\\ Y_k=GX_{k-1}+V_k\end{cases},\ D=\begin{bmatrix}1 & \Delta t\\ 0 & 1\end{bmatrix},\ G=[1\ \ 0] \tag{8}$$

式中：k 为离散时间；$Y_k=\hat{q}_k$为对应状态的观测矢量；D 为状态转移矩阵；G 为观测矩阵。

2.2 q-AKF 滤波算法

在标准卡尔曼滤波的基础上，采用衰减记忆滤波[12]与 Sage_Husa 自适应滤波[13]相结合，设计了 q-AKF 算法及滤波收敛判据。q-AKF 滤波流程如图 1 所示。

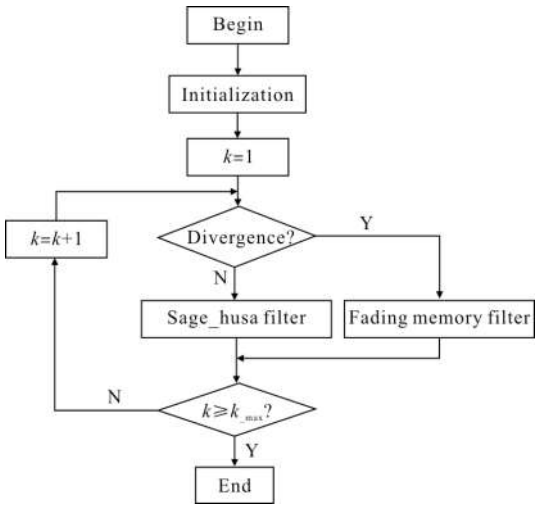


图 1 q-AKF 流程

Fig.1 Flow chart for q-AKF

2.2.1 标准卡尔曼滤波过程[14]

(1)输入状态量和协方差的初始值：x_0,P_0

(2)状态一步预测：$x_{k/k-1}=Dx_{k-1}$

(3)一步预测协方差阵：$P_{k/k-1}=DP_{k-1}+D^{\mathrm{T}}+Q$

(4)计算增益：$K_k=P_{k/k-1}G^{\mathrm{T}}(R_k+GP_{k/k-1}G^{\mathrm{T}})^{-1}$

(5)量测残差：$v_k=y_k-Gx_{k/k-1}$

(6)更新状态方程：$x_k=x_{k/k-1}+K_kv_k$

(7)更新协方差阵：$P_k=(I_{3\times3}-K_kG)P_{k/k-1}$

其中 Q 为过程激励噪声协方差，该参数用来表示状态转换矩阵与实际过程之间的误差，因为无法直接观测到过程信号，所以 Q 的取值是很难确定的；R 为测量噪声协方差，测量噪声协方差一般可以观测得到。

2.2.2 滤波收敛判据

由参考文献[15]可知，滤波收敛判据为：

$$v_k^{\mathrm{T}}v_k\leqslant\gamma tr\left[E\left(v_kv_k^{\mathrm{T}}\right)\right] \tag{9}$$

式中：$v_k=y_k-Gx_k$为 k 时刻的量测残差；γ 为储备系数($\gamma\geqslant1$)，γ=1 时是最严格的收敛判据，若公式(9)成立，说明滤波器正常。

$$E\left(v_kv_k^{\mathrm{T}}\right)=G(D\lambda_kP_{k-1}D^{\mathrm{T}}+Q)G^{\mathrm{T}}+R \tag{10}$$

采用最严格的收敛判据，即 $v_k^{\mathrm{T}}v_k=tr\left[E\left(v_kv_k^{\mathrm{T}}\right)\right]$，则防止滤波器发散的衰减因子 λ_k 有：

$$\lambda_k=\frac{v_k^{\mathrm{T}}v_k-tr[GQG^{\mathrm{T}}+R]}{tr[GQP_{k-1}D^{\mathrm{T}}G^{\mathrm{T}}]} \tag{11}$$

2.2.3 衰减记忆滤波

标准卡尔曼滤波中，模型误差使滤波过程中估计误差方差越来越大，使得滤波估值过程中，新量测值权重下降，陈旧量测值的作用相对上升，导致估值的误差比预期要大，甚至引起滤波器发散[12]。经过理论与仿真分析，文中设计了基于衰减记忆自适应卡尔曼滤波算法，该算法的主要思想是：当模型存在较大误差时，采用衰减因子限制卡尔曼滤波器的记忆长度，增大新量测值的权重，达到抑制滤波发散的效果[13]。

将标准 KF 的步骤(3)一步预测协方差修正为：

$$P^*_{k/k-1}=D(\lambda_kP_{k-1})D^{\mathrm{T}}+Q \tag{12}$$

式中：λ_k 称为衰减因子($\lambda_k\geqslant1$)。一步预测协方差 $P^*_{k/k-1}$ 表达式中乘以一个大于 1 的因子 λ_k，使得 $P^*_{k/k-1}>P_{k/k-1}$，从而使增益 K 变大，K 变大增加了 k 时刻的新量测值的权重。

改进的衰减因子计算过程如下：

$$L_k=\frac{v_k^{\mathrm{T}}v_k-tr[GQG^{\mathrm{T}}+R]}{tr[GQP_{k-1}D^{\mathrm{T}}G^{\mathrm{T}}]} \tag{13}$$

由于卫星结构变形量与温度变化量成正比，星敏感器运行角速率 ω 与温度变化率成正比，这里取 $k*\omega$ 为阈值(ω 单位(°)/s)，这里 k=1 s/(°)。若 $L_k>k\omega$，

则 $L_k=L_k/10$,重复上述过程直至满足 $L_k\leqslant k\omega$,计算衰减因子:

$$\lambda_k=1+L_k \tag{14}$$

若 $\lambda_k>\lambda_{max}$,令 $\lambda_k=\lambda_{max}$,λ_{max} 为衰减因子最大值,若 $\lambda_k<1$,令 $\lambda_k=1$。

2.2.4 简化的 Sage_Husa 自适应滤波

Sage_Husa 自适应滤波算法不能同时在线估计过程激励噪声和量测噪声,否则容易引起滤波发散[16]。系统的过程激励噪声初值不准确问题,可由衰减记忆滤波补偿,若系统的量测噪声初值设定不准确,可能导致滤波收敛判据恒成立,则衰减记忆滤波失去了调节当前拍权重的作用。因此,文中采用简化的 Sage_Husa 自适应滤波算法,在线估计量测噪声统计特性 R。

$$R_k=(1-d_k)R_{k-1}+d_k[(I-GK_k)v_kv_k^{\mathrm{T}}(I-GK_k)^{\mathrm{T}}+GP_kG^{\mathrm{T}}] \tag{15}$$

式中:$d_k=(1-b)/(1-b^{k+1})$,b 为遗忘因子,一般取 0.95~0.99。

3 仿真分析

针对该算法,采用仿真试验数据与在轨数据两种途径做了验证。计算三轴姿态误差,统计其 *RMS* 误差。

$$\sigma=\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}(\varphi_i-\varphi_{i0})},\ RMS=3\sigma \tag{16}$$

式中:N 为统计数据拍数;φ_i 为第 i 拍测量值;φ_{i0} 为第 i 拍参考值。详细的误差分析方法可参考文献[11]。

3.1 仿真验证

仿真采用的星敏感器光学系统参数如表 1 所示。

表 1 光学系统基本的成像参数

Tab.1 Imaging parameters of optical system

FOV/(°)	Pixel array	Pixel size/mm	Principle point/mm	Focal length/mm
21.5	1 024,1 024	0.018	9.216,9.216	47.7

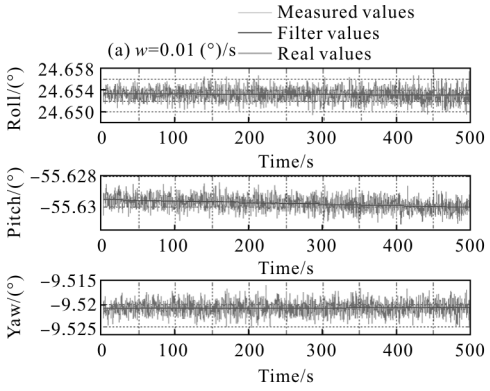
在仿真中添加幅值为 50″,以轨道周期为周期的正弦结构变形。设置 w=0.01 (°)/s,0.6 (°)/s,1 (°)/s,5(°)/s 四组角速率,角速率越大添加的质心定位误差越大。仿真 500 s (数据更新率为 4 Hz)验证 q-AKF 滤波器的跟踪能力与鲁棒性。取偏小值 σ_0=0.001″,取偏大值 σ_R=10″,Q、R 由公式(17)计算:

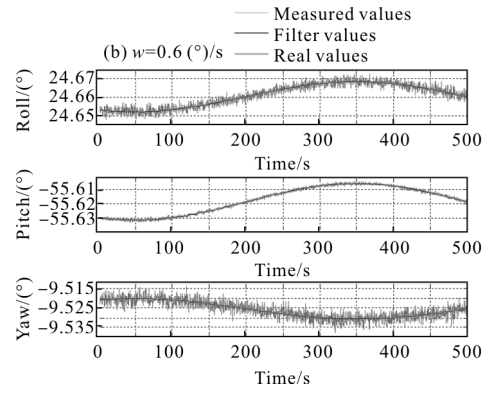
$$Q=\left(\frac{\sigma_Q}{3\ 600}\times\frac{\pi}{180}\right)^2 I_{3\times3},R=\left(\frac{\sigma_R}{3\ 600}\times\frac{\pi}{180}\right)^2 I_{3\times3} \tag{17}$$

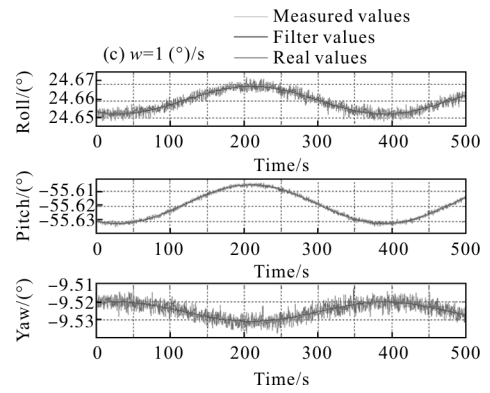
这里计算 RMS 时的参考值为真值。仿真试验结果如图 2(a)~(d)所示。

表2 中,第一列为角速率,第二列 δ 为星点质心定位误差,后三列"/"左侧为基准头部的姿态总误差[11],中间为融合姿态总误差,右侧为融合姿态与真值的偏差均值。

由图 2(a)~(d)安装关系三轴欧拉角实测值、滤波值、真实值曲线看出,在 0~5 (°)/s 角速率范围内,滤波值均稳定跟踪真实值(统计偏差均值的绝对值<0.15″),验证了 q-AKF 算法具有较好的跟踪能力。由表 2 中







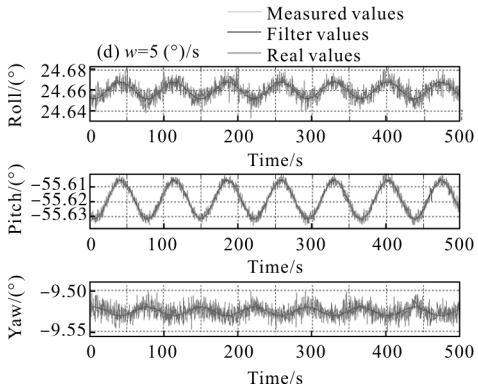


图 2 不同角速率条件下 q-AKF 滤波器的性能

Fig.2 Performance of q-AKF filter with different angle rates

基准头部和融合姿态的三轴姿态角误差可看出,角速率越小,融合姿态的精度越高。在 w=0.01 (°)/s 时,融合姿态精度 X 轴提高了 1.539 2 倍,Y 轴提高了 1.600 5 倍,Z 轴提高了 6.610 2 倍;在 w=5 (°)/s时,融合姿态精度 X 轴提高了 1.477 2 倍,Y 轴提高了 1.341 6 倍,Z 轴提高了 2.745 0 倍。

表 2 不同角速率的 RMS 统计误差

Tab.2 Statistical error of RMS under different angle rates

Rate/(°)·s^{-1}	δ/(″)	$X(3\sigma)$/(″)	$Y(3\sigma)$/(″)	$Z(3\sigma)$/(″)
0.01	2.6	2.043/1.328/−0.079	2.078/1.298/−0.080	14.904/2.255/−0.124
0.6	3.9	3.221/2.292/0.035	3.245/2.326/0.095	21.221/6.945/0.043
1	4.5	3.927/2.734/0.012	4.124/2.770/0.014	25.806/8.776/0.029
5	12	11.149/7.547/0.014	10.818/8.063/−0.014	68.995/25.135/−0.009

通过上述仿真试验,可以看出,在先验信息不足,无法建立准确模型的情况下,q-AKF 依然能够得到高精度的安装关系,并且在角速率为 0~5 (°)/s 范围内,q-AKF 能够稳定跟踪真实安装关系。

3.2 在轨数据验证

地球同步和太阳同步两类典型的轨道具有不同的热环境特征,因此结构变形具有不同的轨道周期特征。基于两种典型轨道的在轨数据仿真验证 q-AKF 算法性能。

(1) 基于地球同步轨道卫星的在轨数据

某地球同步轨道卫星,转速约为 15 (″)/s,配备了一台三头星敏感器。分析采用下传的三头星敏感器 24 h 的在轨数据,下传周期为 8 s。以星敏感器下传的 OH1-OH2(Optical Head)的安装关系四元数为参考值,通过对星敏感器 OH1-OH2 在轨四元数处理,验证 q-AKF 算法的有效性。

由 2.2 小节可知,参数 R 为测量噪声协方差一般可以观测得到,这里 σ_R=5″取;而没有在轨先验数据支持的情况下,很难准确预估参数 Q。设置不同的参数 σ_Q,对比分析参数 Q 对滤波结果的影响。从图 3 分析可得:参数 Q 取不同值时,q-AKF 滤波器都能跟踪参考值。验证了基于衰减记忆的 q-AKF 滤波器具有较好的跟踪能力。

表 3 中数值"/"左侧为偏差标准差,右侧为偏差均值。当 σ=0.01 时,q-AKF 滤波结果最好,而且在 σ 取值小于 0.01 时,都能取得较为理想的结果。q-AKF 滤波器通过调节衰减因子增大了当前拍的权重,导致参数 Q 对滤波器的跟踪能力影响较小,但是 Q 影响滤波器的稳定性,因此 Q 取值不宜过大。

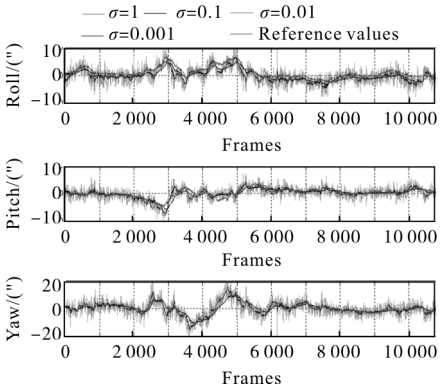


图 3 σ_Q 取不同值时得到的安装关系欧拉角

Fig.3 Euler angles of the installation relationship with different σ_Q

表 3 不同 σ_Q 值的统计偏差

Tab.3 Statistical bias under different σ_Q

	Roll/(″)	Pitch/(″)	Yaw/(″)
σ=1	−1.095/1.991	−0.136/1.558	−0.621/3.703
σ=0.1	−1.096/1.005	−0.136/0.942	−0.619/1.608
σ=0.01	−1.097/0.519	−0.145/0.787	−0.544/0.657
σ=0.001	−1.104/0.544 7	−0.143/0.802	−0.534/0.803
σ=0	−1.104/0.545 0	−0.143/0.802	−0.534/0.804

4 基于太阳同步卫星的在轨数据

某太阳同步轨道卫星,转速约为 0.06 (°)/s,配备

了多台单头星敏感器。分析采用下传的星敏感器 24 h 的在轨数据,下传周期为 2 s。以地面分析常用的事后处理方式，开窗口滑动平均拟合出的趋势项作为参考值。

取 σ_R=5″,σ_Q=0.01″由公式(14)确定 Q、R,由 q-AKF 实时处理低轨卫星的两台单头星敏感器的在轨数据,与参考值对比分析,验证 q-AKF 滤波器的性能。处理结果如图 4 所示。由图 4 可直观看出，q-AKF 的实时滤波得到的趋势项与常用的事后处理方法滑动平均拟合得到的趋势项吻合度较高。统计实测值减去趋势项的 3 倍标准差结果见表 4。由表 4 可看出，两种方法得到的三轴姿态总误差相差均小于 1″,说明实时在线滤波器 q-AKF 得到的趋势项与事后处理方法滑动平均得到的趋势项相当。

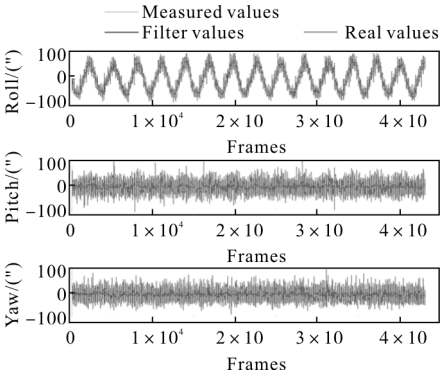


图 4 滑动平均拟合参考值与 q-AKF 滤波值对比

Fig.4 Comparing moving average values with q-AKF filter values

表 4 两种方法的RMS 统计误差

Tab.4 RMS statistical bias under two methods

	Roll/(″)	Pitch/(″)	Yaw/(″)
Moving average	10.539	46.802	43.914
q-AKF	11.448	46.303	43.794

通过上述仿真试验,验证了 q-AKF 算法强大的跟踪能力和自适应性;在先验信息不足,无法建立准确模型的情况下,q-AKF 依然能够得到高精度的星敏感器安装关系,该算法具有良好的鲁棒性,能够满足不同条件下,安装矩阵的实时校准问题。

5 结 论

文中对星敏感器在轨运行过程中星敏感器之间安装矩阵的实时校准问题进行了研究。依据自适应卡尔曼滤波理论，建立了基于四元数的自适应卡尔曼安装关系校准模型，利用测量残差序列给出了滤波器发散判据,若滤波发散,则采用衰减记忆滤波,自适应调节衰减因子抑制滤波发散;若滤波收敛,则采用 Sage_Husa 滤波,在线估计量测噪声 R,以避免参数 R 取值不合理造成的收敛判据失效。理论分析与仿真结果表明:q-AKF 算法具较好的鲁棒性与跟踪能力,可以有效解决模型参数不准确,结构变形变化率不稳定导致的滤波发散问题，可以有效提高安装关系校准结果的准确性，改善星敏感器的融合姿态精度。该算法既可用于多头星敏感器前端星矢量融合的空间配准，又可用于后端多个星敏感器的四元数融合过程。

参考文献:

[1] Li Jian, Zhang Guangjun, Wei Xinguo. Modeling and accuracy analysis for multiple heads star tracker [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2015, 44(4): 1223-1228. (in Chinese)

[2] Liang Bin, Zhu Hailong, Zhang Tao, et al. Research status and development tendency of star tracker technique [J]. ***Chinese Optics***, 2016, 9(1): 16-29. (in Chinese)

[3] Ma Hongliang, Chen Tong, Xu Shijie. Optimal attitude estimation algorithm based on mulitiple star -sensor observations [J]. ***Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics***, 2013, 38(7): 869-874. (in Chinese)

[4] Ye Zhilong, Sun Shuodong, Li Jinjing. An autonomous calibration method for star vectors fusion of multi-FOV star sensor [C]//International Conference on Inertial Technology and Navigation, 2016: 288-294.

[5] Ludovic Blarre, Nicolas Perrimon, Stephen Airey. New multiple head star sensor description and development status: a highly autonomous, accurate and very robust system to pave the way for gyroless very accurate AOCS systems[C]// Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005: 5932.

[6] Rao J S, Pullaiah D, Padmasree S, et al. Star tracker alignment determination for resourcesat-I[C]//Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2004: 5392.

[7] Pittelkau Ma E. Everything is relative in spacecraft system alignment calibration [J]. ***Journal of Spacecraft and Rockets***, 2002, 39(3): 460-466.

[8] Calhoun P C, Sedlak J E, Emil Superfin. Filtering methods for error reduction in spacecraft attitude estimation using quaternion star trackers [C]// Guidance, Navigation, and

Control Conference, 2011: 6436.

[9] Aida Makni, Hassen Fourati, Kibangou A Y. Adaptive Kalman filter for MEMS-IMU based attitude estimation under external acceleration and parsimonious use of gyroscopes [C]//European Control Conference, 2014: 1379-1384.

[10] Jiang Fan, Wu Qingwen, Wang Zhongsu, et al. Analysis and verification of structure stability and thermal stability of a bracket of star sensors [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2015, 44(11): 3463-3468. (in Chinese)

[11] Wang Xingtao, Li Yingchun, Li Xiaoyan. Mapping Satellite-1 star sensor accuracy analysis [J]. ***Journal of Remote Sensing***, 2016(S): 90-93.

[12] Tian Chong, Wang Xingliang, Lu Yane. An adaptive filter algorithm of exponentially-weighted multiple attenuated memory [J]. ***Journal of Wuhan University of Technology***, 2011, 33(11): 147-152. (in Chinese)

[13] Yang Dong, Yu Wei. Research on initial alignment for larger azimuth misalignment angle with Sage_Husa adaptive filtering [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2013, 42 (8): 2197-2201. (in Chinese)

[14] Huang Xiaoping, Wang Yan. Kalman Filter Principle and Application [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2015: 30-37. (in Chinese)

[15] Lu Ping, Zhao Long, Chen Zhe. Improved sage_husa adaptive filtering and its application [J]. ***Journal of System Simulation***, 2007, 19(15): 3503-3505. (in Chinese)

[16] Sun Wanxin. Application of Sage_Husa adaptive filtering algorithm for high precision SINS initial alignment [C]// International Computer Conference on Wavelet Active Media Technology & Information Processing, 2015: 359-364.