

噪声特性未知的多传感器协方差交叉融合姿态估计

王 硕, 宋申民, 史小平, 于 滢

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 针对噪声特性未知的多传感器航天器姿态估计过程中互协方差未知的问题, 提出一种鲁棒的协方差交叉(CI)融合算法. 首先采用容积卡尔曼滤波(CKF)器获取局部的估计信息; 然后以最小化非线性性能指标为原则求取局部的估计信息权重; 最后使用CI算法融合各局部估计信息. 此外, 对于由四元数描述航天器姿态时存在的冗余问题, 采用了以误差四元数和误差广义罗德里格参数相互切换的方法来替代. 仿真结果验证了所提出算法的有效性.

关键词: 协方差交叉; 多传感器信息融合; 容积卡尔曼滤波; 四元数

中图分类号: V448.2

文献标志码: A

Multi-sensor covariance intersection fusion attitude estimation with unknown noise characteristics

WANG Shuo, SONG Shen-min, SHI Xiao-ping, YU Han

(Institute of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China. Correspondent: WANG Shuo, E-mail: wangshuo-hit@163.com)

Abstract: This paper presents a robust covariance intersection(CI) fusion algorithm for the unknown covariance in the process of multi-sensor spacecraft attitude estimation with unknown noise characteristics. Firstly, the cubature Kalman filter(CKF) is used in the algorithm to get the local estimation information. Then, the local estimation information weights are obtained based on the principle of minimized non-linear performance. Finally, the CI algorithm is used to fuse the local estimation information. In addition, a method of switching between error quaternion and error generalized Rodrigues parameter is used to instead the quaternion which is redundancy to describe the spacecraft attitude. The simulation result shows the effectiveness of the proposed attitude fusion algorithm.

Keywords: covariance intersection; multi-sensor information fusion; cubature Kalman filter; quaternions

0 引 言

随着航天器和空间系统复杂性的不断增加, 需要对航天器的姿态进行更加精确和鲁棒的估计. 目前, 对于具有多个测量传感器的航天器姿态估计, 主要存在以下两方面的困难. 1) 由于航天器的操作响应系统一般是根据任务需求利用现成的模块化组件建立的, 航天器本身会做到最小, 这在一定程度上限制了系统的计算能力, 从而导致传感器的测量值不能逐一传送到每个处理器. 通常是每个测量数据独立地用于局部姿态估计, 然后通过一定的方案对各局部估计数据进行融合处理. 然而在这种情况下存在一个缺陷, 其各个局部估计之间的相关性是不确定的, 即互协方差未知, 或其计算非常困难. 目前尚没有准确的互协方差计算公式. 2) 在局部测量传感器的姿态估计系统中,

存在采用四元数描述姿态的冗余现象和采用罗德里格参数描述的奇异问题.

文献[1-3]中给出了协方差交叉(CI)融合算法. 该算法不但可以有效解决系统互协方差未知的融合估计问题, 给出融合估计的方差上界, 避免计算互协方差的困难, 还可以避免滤波算法的发散问题. CI算法可以被视为解决单个数据和融合估计之间标量和矩阵加权误差的最小优化问题^[4]. 文献[5]中使用CI算法对两容积卡尔曼滤波器的姿态估计值进行融合, 姿态描述上使用最为广泛采用的四元数作为参数化的描述方式^[5]. 文献[6-10]中给出了一些CI方程的解决方法, 同时也保持了四元数的约束性. 其中, 文献[6]给出了一个使用牛顿迭代方法来确定最优融合估计的解决方案; 文献[7-8]给出了基于最小局部误

收稿日期: 2014-09-13; 修回日期: 2014-12-13.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61174037); 国家自然科学基金创新群体项目(61021002).

作者简介: 王硕(1984—), 男, 博士生, 从事信息融合与导航制导的研究; 宋申民(1968—), 男, 教授, 博士生导师, 从事鲁棒控制、智能优化与智能控制、飞行器控制等研究.

差的粒子滤波航天器姿态估计方法;文献[9]使用修改后的罗德里格斯参数进行姿态的数据融合.但是,现有方法都存在一定的局限性,他们认为系统的互协方差是已知的,而在实际系统中互协方差是难以确定或是未知的^[10].为此,本文对传感器间互协方差未知的容积卡尔曼滤波器CI融合问题进行研究.

四元数CI融合问题的主要困难是保持四元数的规范约束条件.解决这一问题最直接有效的方法是采用三维参数的姿态描述方法,即罗德里格参数或修正罗德里格参数^[11-12].但是,无论罗德里格参数还是修正罗德里格参数,它们在描述姿态时都存在奇异现象.为此,本文以CKF为滤波框架,采用误差四元数和误差广义罗德里格参数相互切换的方法对航天器姿态进行估计,通过协方差交叉融合的方法对各局部的估计信息进行融合,并从理论上证明了其精度关系.最后,将所提出的融合算法和局部估计进行仿真分析.

1 协方差交叉融合

1.1 CI融合

协方差交叉融合相关估计已经取得了广泛的应用,本文将其应用于航天器的姿态确定.研究中假设航天器安装有两个星敏感器,每个敏感器各自获得星测量值.每个星敏感器又都有各自的容积卡尔曼滤波处理的星测量值,两个滤波器的状态量都使用同一个陀螺的输出值,并呈现出相关性,系统结构如图1所示.使用CI算法,可以更好地将两个估计进行融合,获得新的状态向量 x_{CI} 和协方差 P_{CI} .

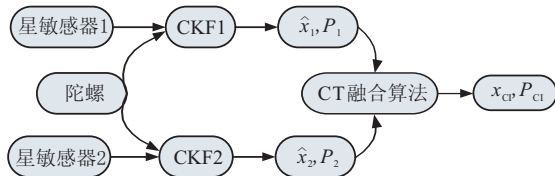


图1 CI融合结构

图2显示了由两个测量协方差椭圆(实心椭圆)相结合成一个融合协方差椭圆(虚线椭圆)的示例.当个体之间的相关性估计精确已知时,最优协方差可以完全重建,结果得到的椭圆完全在两个估计协方差椭圆的交叉上.当相关性未知并使用CI算法进行融合时,所生成的融合协方差椭圆将通过两个协方差椭圆交叉的4个点.

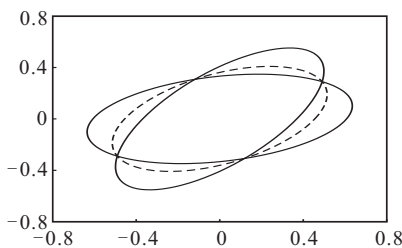


图2 CI融合的几何意义

1.2 带有不确定噪声的CI融合

考虑带有加性噪声且方差未知的多传感器离散非线性系统

$$x_{k+1} = \varphi(x_k, k) + \omega_k, \quad (1)$$

$$z_{i,k} = h_i(x_{k+1}, k) + \nu_{i,k+1}. \quad (2)$$

其中: x_k 为 n 维状态向量, z_k 为 m 维观测向量, i 为传感器个数(以两个传感器为例,即 $i = 1, 2$); ω_k, ν_k 分别为状态和测量的不相关零均值高斯白噪声.

假设1 ω_k 和 ν_k 是不相关的零均值白噪声,且每一时刻的实际方差 \bar{Q}_k 和 \bar{R}_k 未知,满足如下关系:

$$\bar{Q}_k \leq Q_k, \quad \bar{R}_k \leq R_k, \quad (3)$$

其中 Q_k 和 R_k 分别是 \bar{Q}_k 和 \bar{R}_k 的未知方差上界.

假设2 初始状态 x_0 独立于 ω_k 和 ν_k , 并且 x_0 的均值 μ 和未知的不确定真实方差 \bar{P}_0 满足如下关系:

$$\bar{P}_0 \leq P_0, \quad (4)$$

其中 P_0 是 \bar{P}_0 的已知传统上界.

不确定多传感器系统(1)在假设1和假设2下,应用CI融合规则^[2],一致地估计 x_{CI} 和相关协方差 P_{CI} , 即

$$x_{CI} = P_{CI}[\omega P_1^{-1} x_1 + (1 - \omega) P_2^{-1} x_2], \quad (5)$$

$$P_{CI}^{-1} = [\omega P_1^{-1} + (1 - \omega) P_2^{-1}] \omega \in [0, 1]. \quad (6)$$

权重系数 ω 满足如下最小化非线性性能指标:

$$\begin{aligned} \min J = \min_{\omega \in [0,1]} \text{tr} P_{CI} = \\ \min_{\omega \in [0,1]} \text{tr} \{ [\omega P_1^{-1} + (1 - \omega) P_2^{-1}]^{-1} \}. \end{aligned} \quad (7)$$

CI融合也可以推广到任意多个传感器的情形,如

$$P_{CI}^{-1} = \sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1}; \quad (8)$$

$$x_{CI} = P_{CI} \sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} x_i, \quad \sum_{i=1}^n \omega_i = 1, \quad 0 \leq \omega_i \leq 1; \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \min J = \min_{\omega_i \in [0,1]} \text{tr} P_{CI} = \\ \min_{\omega_i \in [0,1], \sum_{i=1}^n \omega_i = 1} \text{tr} \left\{ \left[\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} \right]^{-1} \right\}. \end{aligned} \quad (10)$$

定理1 对于多传感器不确定系统(1)在假设1和假设2下,CI融合具有鲁棒性,对所有允许的不确定 \bar{Q}_k, \bar{R}_k 和 \bar{P}_0 的方差满足式(2)和(3),得到

$$\bar{P}_{CI} \leq P_{CI}, \quad (11)$$

并且 $\text{tr} P_{CI}$ 是 $\text{tr} \bar{P}_{CI}$ 的最小上界.

证明 由式(7)可以得到

$$x_k = P_{CI} \left[\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} \right] x_k, \quad (12)$$

由式(8)和(11)得到CI融合后的滤波误差为

$$\tilde{x}_{CI} = x_{CI} = P_{CI} \left[\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} \tilde{x}_i \right]. \quad (13)$$

定义实际的CI融合滤波误差方差 $\bar{P}_{CI} = E[(x_k - x_{CI})(x_k - x_{CI})^T]$. 这样, 将式(8)和(11)代入(13)可以获得滤波误差方差为

$$\bar{P}_{CI} = P_{CI} \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i P_i^{-1} \bar{P}_{ij} P_j^{-1} \omega_j \right] P_{CI}, \quad (14)$$

其中 \bar{P}_{ij} 为各局部传感器滤波方差 P_i 和 P_j 的实际互协方差. 为了证明式(10), 这里只需要证明

$$P_{CI} - \bar{P}_{CI} \geq 0. \quad (15)$$

将式(15)两边分别乘以 P_{CI}^{-1} , 得

$$P_{CI}^{-1} - P_{CI}^{-1} \bar{P}_{CI} P_{CI}^{-1} \geq 0. \quad (16)$$

为说明有效性, 采用更一般的形式进行证明, 故将式(7)和(14)代入(16), 得

$$\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} - \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i P_i^{-1} \bar{P}_{ij} P_j^{-1} \omega_j \right] \geq 0. \quad (17)$$

由式(3)容易得到

$$P_i - \bar{P}_i \geq 0. \quad (18)$$

将式(18)两边分别乘以 P_i^{-1} , 得

$$P_i^{-1} - P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1} \geq 0. \quad (19)$$

将式(19)代入(17)可得

$$\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1} - \left[\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i P_j^{-1} \bar{P}_{ij} P_j^{-1} \omega_j \right] \geq 0. \quad (20)$$

由式(8)的约束条件, 有

$$\sum_{i=1}^n \omega_i P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i \omega_j P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1}. \quad (21)$$

通过式(21)可将(20)的问题转变为证明下式成立:

$$\Delta = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i \omega_j (P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1} - P_i^{-1} \bar{P}_{ij} P_j^{-1}) \geq 0. \quad (22)$$

变换式(22)中 i 和 j 的位置, 有

$$\Delta = \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^n \omega_j \omega_i (P_j^{-1} \bar{P}_j P_j^{-1} - P_j^{-1} \bar{P}_{ji} P_i^{-1}) \geq 0. \quad (23)$$

将式(22)和(23)相加得

$$\begin{aligned} 2\Delta &= \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i \omega_j (P_i^{-1} \bar{P}_i P_i^{-1} + P_j^{-1} \bar{P}_j P_j^{-1} - \\ &P_i^{-1} \bar{P}_{ij} P_j^{-1} - P_j^{-1} \bar{P}_{ji} P_i^{-1}) = \\ &\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \omega_i \omega_j E[(P_i^{-1} \tilde{x}_i - P_j^{-1} \tilde{x}_j) \times \\ &(P_i^{-1} \tilde{x}_i - P_j^{-1} \tilde{x}_j)^T] \geq 0. \end{aligned} \quad (24)$$

式(10)得证. 再对式(10)进行跟踪, 可得 $\text{tr} \bar{P}_{CI} \leq \text{tr} P_{CI}$, 应用式(9), 可知 $\text{tr} P_{CI}$ 是 $\text{tr} \bar{P}_{CI}$ 的最小上界. \square

定理 2 对于多传感器不确定系统(1), 在假设1和假设2下, 局部和融合的容积卡尔曼滤波精度关

系为

$$\text{tr} P_{CI} \leq \text{tr} P_i. \quad (25)$$

证明 令式(9)中 $\omega_i = 0$ 和 $\omega_j = 1$, 且 $i \neq j$, 可以得到最小化 $\text{tr} P_{CI} = \text{tr} P_i$. 因此在式(8)的约束下对于最小化的 $\text{tr} P_{CI}$ 有 $\text{tr} P_{CI} \leq \text{tr} P_i$. \square

2 姿态运动模型和矢量观测模型

2.1 姿态运动学模型

用四元数描述的姿态运动学模型可以表示为

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \omega \\ 0 \end{bmatrix} \otimes q = \frac{1}{2} \Omega(\omega) q. \quad (26)$$

其中: ω 是角速度在本体系坐标下的表示, 矩阵 $\Omega(\omega)$ 可表示如下:

$$\Omega(\omega) = \begin{bmatrix} -[\omega \times] & \omega \\ \omega^T & 0 \end{bmatrix}. \quad (27)$$

$\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$, $[\omega \times]$ 是 ω 的反对称矩阵, 有

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

2.2 陀螺输出模型

设陀螺固连在航天器上, 并且陀螺的安装方向与航天器本体坐标系重合, 可直接敏感航天器的角速度, 则陀螺模型可以表示为

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\omega}} = \omega + \beta + \eta_v, \\ \dot{\beta} = \eta_u. \end{cases} \quad (28)$$

其中: $\tilde{\omega}$ 为陀螺输出, β 为陀螺漂移, η_v 和 η_u 为不相关的零均值高斯白噪声, 且其协方差分别表示为 $\sigma_v^2 I_{3 \times 3}$ 和 $\sigma_u^2 I_{3 \times 3}$. 将陀螺输出和陀螺漂移方程离散化后的形式如下:

$$\begin{cases} \tilde{\omega}_{k+1} = \omega_k + \frac{1}{2}(\beta_{k+1} + \beta_k)^{1/2} + \\ \left(\frac{\sigma_v^2}{\Delta t} + \frac{1}{12} \sigma_u^2 \Delta t \right)^{1/2} N_v, \\ \beta_{k+1} = \beta_k + \sigma_u \Delta t^{1/2} N_u. \end{cases} \quad (29)$$

其中: Δt 为步长, N_v 和 N_u 为不相关的零均值高斯白噪声.

2.3 矢量观测模型

星敏感器是通过观测天体的方向, 并对照星历表来确定航天器姿态的. 假设星敏感器的安装方向与航天器本体坐标系重合, 则星光矢量在航天器本体坐标系下的观测方程为

$$\mathbf{b} = \mathbf{A}_I^b \mathbf{r} + \mathbf{v}. \quad (30)$$

其中: \mathbf{r} 为星光矢量在惯性坐标系下的单位矢量方向, 可查询星历表获得; \mathbf{A}_I^b 为惯性系到星本体坐标系的转换矩阵; \mathbf{v} 为敏感器的观测误差, 这里认为是高斯白噪声. 假设有 m 个敏感器进行观测, 则在第 k 时刻,

用四元数描述的矢量观测模型为

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{b}_1 \\ \mathbf{b}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{b}_m \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{v}_m \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{r}_1 \\ \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{r}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{r}_m \end{bmatrix}_k + \mathbf{v}_k. \quad (31)$$

其中: \mathbf{b}_m 和 \mathbf{r}_m 为第 m 个参考矢量分别在本地坐标系和惯性坐标系下的分量; $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ 是姿态转移矩阵, 其四元数形式的描述为^[13]

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) = (q_4^2 - \|\boldsymbol{\rho}\|^2)\mathbf{I}_{3 \times 3} - 2q_4[\boldsymbol{\rho} \times] + 2\boldsymbol{\rho}\boldsymbol{\rho}^T. \quad (32)$$

展开形式为

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) =$$

$$\begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_4q_3) & 2(q_1q_3 - q_4q_2) \\ 2(q_2q_1 - q_4q_3) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_4q_1) \\ 2(q_3q_1 + q_4q_2) & 2(q_3q_2 - q_4q_1) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix}.$$

3 四元数 CKF 估计

航天器采用式 (26) 给出的运动学方程描述, 角速度来自陀螺的输出值, 式 (31) 为系统的测量方程, 状态向量为 $[\mathbf{q}^T \ \boldsymbol{\beta}^T]$. 本文以 CKF 为框架, 采用误差四元数和误差广义罗德里格参数相互切换的方法对航天器姿态进行估计.

3.1 时间更新

为了避免采用四元数描述姿态时存在的冗余而导致滤波过程中协方差阵出现奇异的情况, 在此将状态向量选为 $x = [\delta p^T \ \boldsymbol{\beta}^T]^T$, 其中与误差四元数对应的误差广义罗德里格参数

$$\delta p = b \frac{\delta \rho}{a + \delta q_4},$$

参数 $a \in [0, 1]$, b 为尺度因子.

已知滤波器的初值 q_0, β_0, P_0 , 由前一时刻的状态估计 \hat{x}_{k-1} 和协方差阵估计 P_{k-1} 获得下一时刻的容积点为

$$X_{i,k-1} = \sqrt{P_{k-1}}\xi_i + \hat{x}_{k-1}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (33)$$

其中: $X_{i,k-1} = [\delta p_{i,k-1}^T \ \beta_{i,k-1}^T]^T$, $\delta p_{i,k-1}$ 和 $\beta_{i,k-1}$ 分别表示容积姿态角误差和陀螺漂移. 在滤波更新过程中, 为了避免误差广义罗德里格参数描述姿态发生的奇异现象, 将误差广义罗德里格参数转换成容积误差四元数为

$$\begin{cases} \delta q_{4i,k-1} = \frac{-a\|\delta p_{i,k-1}\|^2 + b\sqrt{b^2 + (1-a^2)\|\delta p_{i,k-1}\|^2}}{b^2 + \|\delta p_{i,k-1}\|^2}, \\ \delta \rho_{i,k-1} = b^{-1}(a + \delta q_{4i,k-1})\delta p_{i,k-1}, \end{cases} \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (34)$$

由容积误差四元数可以获得一步预测估计的容积四元数点集为

$$\hat{q}_{i,k-1} = \delta q_{i,k-1} \otimes \hat{q}_{i,k-1}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (35)$$

容积四元数 $\hat{q}_{i,k}^-$ 由姿态运动学方程 (26) 获得, 采用常用的解析形式^[14]

$$\hat{q}_{i,k}^- = \begin{bmatrix} \cos(A)I_{3 \times 3} - [\hat{\psi}_{i,k-1} \times] & \hat{\psi}_{i,k-1} \\ -\hat{\psi}_{i,k-1}^T & \cos(A) \end{bmatrix} \hat{q}_{i,k-1}. \quad (36)$$

$$\text{其中: } A = \frac{1}{2} \|\hat{\omega}_{i,k-1}\| \Delta t, \quad \hat{\psi}_{i,k-1} = \frac{\sin(A)\hat{\omega}_{i,k-1}}{\|\hat{\omega}_{i,k-1}\|}.$$

陀螺的角速度估计为

$$\hat{\omega}_{i,k-1} = \tilde{\omega}_{k-1} - \beta_{i,k-1}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (37)$$

获得下一步的容积四元数后, 再将其转换为容积误差广义罗德里格参数. 计算一步预测容积误差四元数, 得

$$\delta q_{i,k}^- = \hat{q}_{i,k}^- \otimes \hat{q}_{i,k-1}^{-1}, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (38)$$

将容积误差四元数转换为容积误差广义罗德里格参数

$$\delta p_{i,k}^- = b \frac{\delta \rho_{i,k}^-}{a + q_{4i,k}^-}, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (39)$$

得到预测均值和方差阵如下:

$$\delta \hat{p}^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} \delta p_{i,k}^-, \quad (40)$$

$$P_k^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} X_{i,k}^* X_{i,k}^{*T} - \hat{x}_k^- \hat{x}_k^{-T} + Q_{k-1}, \quad (41)$$

其中 $X_{i,k}^* = [\delta p_{i,k}^T \ \beta_{i,k}^T]^T$.

容积点误差预测均值为

$$\hat{x}_k^- = [\delta \hat{p}^{-T} \ \hat{\beta}_{k-1}^T]^T. \quad (42)$$

3.2 量测更新

以单个星敏感器为例生成观测容积估计点为

$$Z_{i,k} = A(\hat{q}_{i,k}^-)r, \quad i = 1, 2, \dots, n. \quad (43)$$

通过以上容积点得到量测容积点均值

$$\hat{z}_k^- = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} Z_{i,k}. \quad (44)$$

进一步求取容积滤波增益

$$K_k = P_{\mathbf{xz},k} P_{\hat{\mathbf{z}}\hat{\mathbf{z}}}^{-1}, \quad (45)$$

其中协方差阵和互协方差阵分别表示如下:

$$P_{\hat{\mathbf{z}}\hat{\mathbf{z}},k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} Z_{i,k} Z_{i,k}^T - \hat{z}_k^- \hat{z}_k^{-T} + R_k, \quad (46)$$

$$P_{\mathbf{xz},k} = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^{2n} X_{i,k} Z_{i,k}^T - \hat{x}_k^- \hat{z}_k^{-T}. \quad (47)$$

再由式 (42) 可得误差广义罗德里格参数和陀螺漂移的量测更新为

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k(z_k - \hat{z}_k^-), \quad (48)$$

其中 $\hat{x}_k = [\delta p_k^T \ \hat{\beta}_k^T]^T$. 然后计算更新容积误差四元数和陀螺漂移. 陀螺漂移 $\hat{\beta}_k$ 即为 \hat{x}_k 的后 3 项, 容积误

差四元数 δq_k 更新为

$$\begin{cases} \delta q_{4k} = \frac{-a\|\delta p_k^T\|^2 + b\sqrt{b^2 + (1-a^2)\|\delta p_k^T\|^2}}{b^2 + \|\delta p_k^T\|^2}, \\ \delta \rho_k = b^{-1}(a + \delta q_{4k})\delta p_k^T. \end{cases} \quad (49)$$

进一步, 得到容积点四元数

$$\hat{q}_k = \delta q_k \otimes \hat{q}_k^-, \quad (50)$$

协方差阵更新为

$$P_k = P_k^- - K_k P_{zz,k} K_k^-. \quad (51)$$

4 仿真验证

下面通过对近地轨道航天器的姿态估计来验证 CI 融合的有效性. 假设航天器本体坐标系与轨道坐标系重合, 并平行放置了两个相同的传感器. 角速度和角度矢量分别来自三轴陀螺仪和星敏感器输出. 星敏

感器测量带有标准差为 3 角秒的高斯白噪声. 陀螺和星敏感器的采样周期设为 1 s, 仿真时间设为 3 个轨道周期. 每个星敏感器运行各自的容积卡尔曼滤波器和一个共用的陀螺仪 (如图 1 所示). 下面分别给出采用单个敏感器测量和使用 CI 融合后的姿态估计仿真.

4.1 单个星敏感器估计结果

为便于直观理解, 图 3(a) 和图 3(c) 分别给出的是角度估计误差和陀螺漂移估计的 2-范数曲线, 图 3(b) 给出的是三轴角度估计误差随时间的变化曲线, 图 3(d) 给出的是陀螺漂移估计误差随时间的变化曲线. 由图 3 中可以看出, 采用单个星敏感器作为测量传感器在容积卡尔曼滤波框架下的角度估计和陀螺漂移估计都有较好的估计精度, 角度估计精度达到了 0.002° 以内, 陀螺漂移估计精度达到了 $0.01^\circ/\text{h}$ 以内, 并且具有很好的收敛速度.

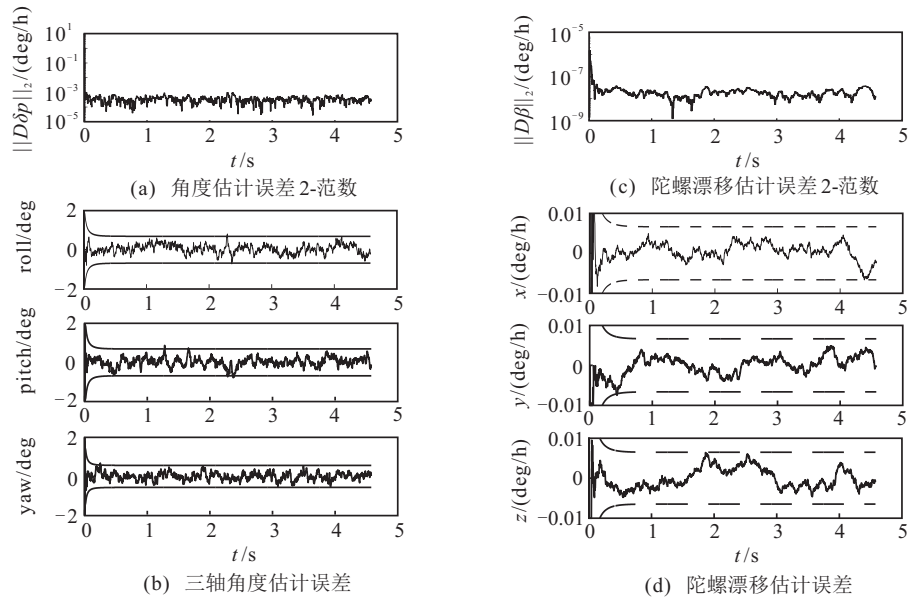


图 3 单个星敏感器的姿态估计

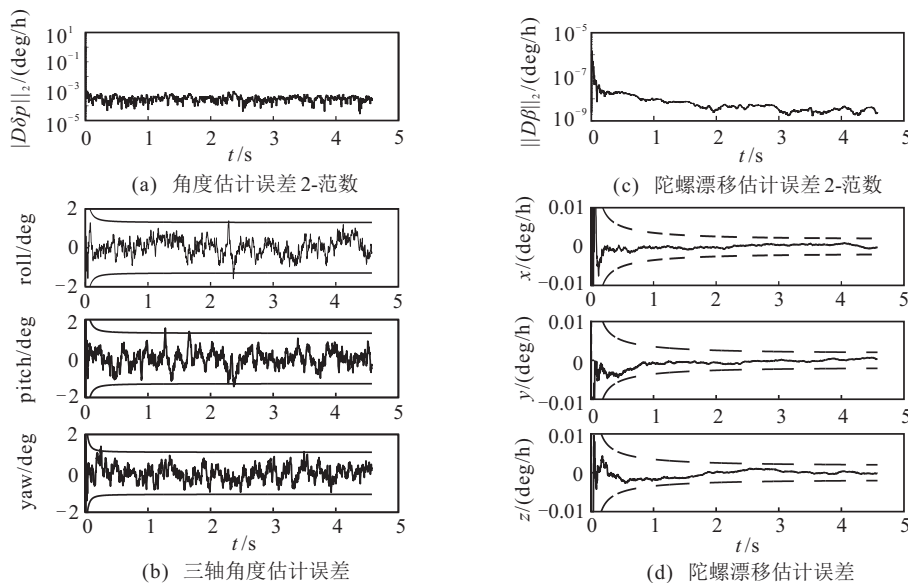


图 4 CI 融合后的姿态估计

4.2 CI融合估计结果

采用第2节给出的CI融合算法对两个姿态跟踪系统进行融合处理,仿真给出了融合后的结果.图4(a)和图4(c)分别给出的是角度估计误差和陀螺漂移估计的2-范数曲线,图4(b)给出的是三轴角度估计误差随时间的变化曲线,图4(d)给出的是陀螺漂移估计误差随时间的变化曲线.通过与单个星敏感器的仿真对比发现,进行CI融合后的角度估计精度和陀螺漂移估计精度都有所提高,其中陀螺漂移估计精度提高较为明显,角度估计精度上界从 1×10^{-3} 提高到 0.75×10^{-3} ,陀螺估计精度上界从0.0075提高到0.0025左右.

5 结 论

本文使用极大极小值原理给出了一种鲁棒的协方差交叉融合算法,通过容积卡尔曼滤波框架对两个星传感器跟踪系统进行融合估计.证明分析了实际的融合滤波方差在所有允许的不确定噪声方差上界下是小于各个单独的系统方差,并且证明了CI融合的鲁棒性.在单个系统的航天器姿态估计中,采用了误差四元数和误差广义罗德里格参数相互切换的方法,这样既避免了四元数描述姿态的冗余,又避免了罗德里格参数在滤波更新过程中的姿态奇异问题.最后,对具有单个星传感器的姿态跟踪系统和进行CI融合后的多传感器系统进行了仿真对比分析.结果显示,融合后的估计精度与单个测量相比有较大程度的提高,表明了CI融合算法的有效性.

参考文献(References)

- [1] Uhlmann J K. General data fusion for estimates with unknown cross covariances[C]. Proc of the SPIE. Orlando, 1996: 536-547.
- [2] Julier S J, Uhlmann J K. A non divergent estimation algorithm in the presence of unknown correlations[C]. IEEE American Control Conf. Albuquerque, 1997: 2369-2373.
- [3] Julier S, Uhlmann J K. General decentralized data fusion with covariance intersection in: Handbook of multisensor data fusion, theory and practice[M]. 2nd ed. New York: Taylor & Francis Group, CRC Press, 2009: 319-342.
- [4] Christopher K Nebeleck, JohnL Crassidis, Adam M Fosbury. Efficient covariance intersection of attitude estimates using a local error representation[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2012: 692-696.
- [5] Nebelecky C K, Crassidis J L, Banas W D, et al. Decentralized relative attitude estimation for three-spacecraft formation flying applications[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Chicago, 2009: 1-15.
- [6] Crassidis J L, Cheng Y, Nebelecky C K, et al. Decentralized attitude estimation using a quaternion covariance intersection approach[J]. The J of the Astronautical Sciences, 2009, 57(1): 113-128.
- [7] Cheng Y, Crassidis J L. Particle filtering for attitude estimation using a minimum local error representation[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1305-1310.
- [8] 姜雪原, 马广富, 胡庆雷. 基于Marginalized粒子滤波的卫星姿态估计算法[J]. 控制与决策, 2011, 22(1): 39-44. (Jiang X Y, Ma G F, Hu Q L. Satellite attitude estimation based on Marginalized particle filter[J]. Control and Decision, 2011, 22(1): 39-44.)
- [9] Nebelecky C K. Attitude data fusion using a modified rodrigues parametrization[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Toronto, 2010: 1-16.
- [10] Wenjuan Qi, Peng Zhang, Zili Deng. Robust weighted fusion Kalman filters for multisensor time varying systems with uncertain noise variances[J]. Signal Processing, 2014, 99(14): 185-200.
- [11] 周江华, 苗育红, 王明海. 姿态运动的Rodrigues参数描述[J]. 宇航学报, 2004, 25(5): 514-519. (Zhou J H, Miao Y H, Wang M H. Rodrigues parameter descriptions of the attitude movement[J]. J of Astronautics, 2004, 25(5): 514-519.)
- [12] 张红梅, 邓正隆, 高玉凯. UKF在基于修正罗德里格参数的飞行器姿态确定中的应用[J]. 宇航学报, 2005, 26(2): 164-167. (Zhang H M, Deng Z L, Gao Y K. UKF Based on correction rodrigo parameter in the application of the spacecraft attitude to determine[J]. J of Astronautics, 2005, 26(2): 164-167.)
- [13] Crassidis J L, Landis Markley F, Cheng Y. Survey of nonlinear attitude estimation methods[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(1): 12-28.
- [14] Crassidis J, Junkins J. Optimal estimation of dynamic systems[M]. Boca Raton: Chapman & Hall, 2004: 419-433.

(责任编辑: 孙艺红)