

基于自适应 UKF 算法的机载 INS/GPS 空中对准研究

周 峰, 孟秀云

(北京理工大学宇航学院, 北京 100081)

摘要: 在空中对准失准角不满足小角度假设的条件下, 推导了一种新的机载 INS/GPS 大失准角空中对准的误差模型。将基于极大似然估计的自适应估计器与无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)算法相结合, 修改自适应滤波算法中自适应参数的表达式。提出将自适应 UKF 算法用于非线性误差模型的空中对准方案中。仿真表明, 自适应 UKF 算法能够克服噪声统计模型不准确对滤波结果的影响, 失准角估计的精度好于 UKF 算法的精度。

关键词: 空中对准; 自适应估计; 无迹卡尔曼滤波

中图分类号: V 249

文献标志码: A

In-flight alignment research for airborne INS/GPS based on adaptive unscented Kalman filter algorithm

ZHOU Feng, MENG Xiu-yun

(School of Aerospace, Beijing Inst. of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: If there is no small misalignment of in-flight alignment any more, an error model of in-flight alignment is presented under the condition of large misalignment of airborne INS/GPS. An unscented Kalman filter (UKF) algorithm is developed combined with adaptive estimator based on the maximum likelihood estimation criterion. The simulation shows that the estimation of adaptive UKF is not degraded by the inaccurate statistics characteristic of stochastic information, and has a better performance than that of an unscented Kalman filter.

Keywords: in-flight alignment; adaptive estimation; unscented Kalman filter

0 引 言

在空中发射的机载武器通常要对其携带的惯导系统进行动基座的空中对准。空中对准一般采用传递对准的方式, 即利用载机主惯导提供的速度、位置和姿态信息对子惯导进行初始对准。随着卫星导航技术的发展, 全球定位系统(global positioning system, GPS)同样可以提供实时精确的速度和位置信息, 在配制多天线的情况下, GPS 也能够提供姿态信息^[1]。因此可以使用机载武器所安装的 GPS 作为辅助手段来完成空中对准过程。这样不依赖主惯导独立地进行空中对准, 可以使机载武器的使用更加灵活, 进一步提高机载武器对不同战场环境的适应性。

针对低成本的惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU), 对准时航向误差角较大, 原有误差模型中失准角的小角度假设会引起较大的对准误差, 因此要重新建立非线性的误差模型。结合空中对准的特点推导了一种新的机载 INS/GPS 动基座对准模型, 同时在满足小角度假设的情况下该模型也可用于传递对准。针对以往无迹卡尔曼滤

波(unscented Kalman filter, UKF)仅是在采样点的选取上做出改进, 本文将自适应估计方法引入到 UKF 算法中, 实现空中对准。文中用到的坐标系和数学符号定义如下:

n 系——导航坐标系;

n' 系——计算平台坐标系;

b 系——弹体坐标系;

$\omega \times$ ——由 ω 中的元素组成的反对称矩阵;

C_x^y ——由 x 系到 y 系的方向余弦矩阵;

ω_{xy}^z ——定义在 z 系中的 y 系相对于 x 系的角速度;

f^x ——定义在 x 系中的相对于惯性空间的比力。

1 大失准角下的非线性误差模型

空中对准一般可分为粗对准和精对准两个过程, 粗对准时利用陀螺和加速度计的信息在较短的时间内计算初始姿态矩阵, 精对准是在粗对准的基础上, 运用卡尔曼滤波技术进一步估算平台失准角^[2]。

1.1 姿态误差方程的推导

低成本 IMU 中陀螺误差精度较低, 其分辨率只有

10^{-4} rad/s,而地球自转的角速度为 7.27×10^{-5} rad/s,在进行粗对准的时候无法准确测量到地球自转的角速度,因此航向的失准角误差会很大,原有的精对准线性误差模型会引起更大的对准误差。以下推导了一种新的用于空中对准的非线性误差模型,所使用的推导方法在小角度假设条件下依然适用。根据姿态矩阵

$$\hat{C}_b^n = C_b^{n'} = C_n^{n'} C_b^n \quad (1)$$

记 $\boldsymbol{\phi} = [\phi_x \ \phi_y \ \phi_z]^T$ 为计算的平台坐标系到实际的导航坐标系的误差角,有

$$\hat{C}_b^n = (I - \boldsymbol{\phi} \times) \cdot C_b^n \quad (2)$$

计算的平台坐标系相对于惯性空间的转动角速度可以表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} = C_n^{n'} \boldsymbol{\omega}_m^n + \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \quad (3)$$

记陀螺的等效漂移为 $\boldsymbol{\epsilon}^{n'}$,可以将 $\boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'}$ 近似为

$$\boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} = \boldsymbol{\omega}_m^n + \delta \boldsymbol{\omega}_m^n + \boldsymbol{\epsilon}^{n'} \quad (4)$$

当平台误差角很小时, $\boldsymbol{\phi}$ 的变化率近似为计算平台坐标系相对于导航坐标系的角速度,即 $\dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'}$,此时姿态角的误差方程为

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{\phi} \times \boldsymbol{\omega}_m^n + \delta \boldsymbol{\omega}_m^n + \boldsymbol{\epsilon}^{n'} \quad (5)$$

当航向误差角较大时,不再满足 $\sin x \approx x, \cos x \approx 1$ (x 为小角度),此时

$$C_n^{n'} = \begin{bmatrix} \cos \phi_z & \sin \phi_z & -\phi_y \\ -\sin \phi_z & \cos \phi_z & \phi_x \\ \phi_y \cos \phi_z + \phi_x \sin \phi_z & \phi_y \sin \phi_z - \phi_x \cos \phi_z & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

根据以上推导方法,在不满足小角度假设的条件下, $\dot{\boldsymbol{\phi}}$ 的变化率与计算平台坐标系相对于导航坐标系的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'}$ 有以下的关系

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi_z & -\sin \phi_z & 0 \\ \sin \phi_z & \cos \phi_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi}_x \\ \dot{\phi}_y \\ \dot{\phi}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\phi}_z \end{bmatrix} \quad (7)$$

将式(7)代入到式(4)的左边,并把非线性项整理到方程的右边,忽略误差角的二阶项,从而得到

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_x \\ \dot{\phi}_y \\ \dot{\phi}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi_z & \sin \phi_z & \phi_y \cos \phi_z - \phi_x \sin \phi_z \\ -\sin \phi_z & \cos \phi_z & -\phi_y \sin \phi_z - \phi_x \cos \phi_z \\ -\phi_x \sin \phi_z & \phi_x \cos \phi_z & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \phi_z & \sin \phi_z & 0 \\ -\sin \phi_z & \cos \phi_z & 0 \\ \phi_y \cos \phi_z & \phi_y \sin \phi_z & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{m'}^{n'} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\epsilon}_x \\ \boldsymbol{\epsilon}_y \\ \boldsymbol{\epsilon}_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

式(8)即为空中对准的姿态误差模型。

1.2 速度误差方程的推导

根据惯导系统的基本速度方程

$$\dot{\boldsymbol{v}}^n = \boldsymbol{f}^n - (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + 2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \boldsymbol{v}^n + \boldsymbol{g}^n \quad (9)$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{v}}}^n = \hat{\boldsymbol{f}}^n - (\hat{\boldsymbol{\omega}}_{en}^n + 2\hat{\boldsymbol{\omega}}_{ie}^n) \times \hat{\boldsymbol{v}}^n + \hat{\boldsymbol{g}}^n \quad (10)$$

令式(10)和式(9)相减,且 $\hat{\boldsymbol{v}}^n = \boldsymbol{v}^n + \delta \boldsymbol{v}^n, \hat{\boldsymbol{f}}^n = C_n^{n'} \boldsymbol{f}^n + \delta \boldsymbol{f}^n$,忽略 $\delta \boldsymbol{\omega}_{en}^n, \delta \boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 和 $\delta \boldsymbol{g}^n$,经过整理可得速度误差模型

$$\delta \dot{\boldsymbol{v}}^n = (C_n^{n'} - I) \boldsymbol{f}^n - (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + 2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \delta \boldsymbol{v}^n + \delta \boldsymbol{f}^n \quad (11)$$

1.3 位置误差方程

$$\delta \dot{\boldsymbol{p}} = -\boldsymbol{\omega}_{en}^n \times \delta \boldsymbol{p} \quad (12)$$

1.4 观测方程

卡尔曼滤波器的速度观测方程为

$$\boldsymbol{y}_v = \delta \boldsymbol{V} + \boldsymbol{v}_v \quad (13)$$

式中, \boldsymbol{v}_v 为 GPS 提供的速度观测误差,近似为高斯白噪声。

显然在姿态误差方程和速度误差方程中含有非线性项,在进行精对准的时候就要用到非线性滤波方法来准确估计误差角。

2 UKF 算法

UKF 是目前受到广泛关注的非线性滤波方法,UKF 直接使用系统的非线性模型,不像扩展卡尔曼滤波(extend Kalman filter, EKF)那样需要对非线性系统线性化,也不需要计算 Jacobian 矩阵,而且其具有和 EKF 相同的算法结构。UKF 的核心思想是用确定的采样点来近似状态分布选择采样点来捕获状态分布的真实均值和方差,令这些采样点通过非线性系统,产生相应的变换采样点。由此可以计算变换采样点的均值和方差,经过非线性变换得到的采样点的分布以三阶精度近似于真实的均值和方差^[3]。

离散的非线性系统

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}_{k+1} = \boldsymbol{F}(\boldsymbol{x}_k, \boldsymbol{u}_k, \boldsymbol{w}_k) \\ \boldsymbol{y}_k = \boldsymbol{H}(\boldsymbol{x}_k, \boldsymbol{v}_k) \end{cases} \quad (14)$$

式中, \boldsymbol{x}_k 为系统的状态变量; \boldsymbol{u}_k 为输入控制量; \boldsymbol{w}_k 为系统噪声向量,并设 \boldsymbol{w}_k 为高斯白噪声; \boldsymbol{y}_k 为观测向量; \boldsymbol{v}_k 为量测噪声向量,为高斯白噪声,且 \boldsymbol{w}_k 与 \boldsymbol{v}_k 互不相关。

UKF 算法的基本方程为^[4-7]

(1) 初始化

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = E[\boldsymbol{x}_0] \quad (15)$$

$$\boldsymbol{P}_0 = E[(\boldsymbol{x}_0 - \hat{\boldsymbol{x}}_0)(\boldsymbol{x}_0 - \hat{\boldsymbol{x}}_0)^T] \quad (16)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0^a = E[\boldsymbol{x}^a] = [\hat{\boldsymbol{x}}_0 \ 0 \ 0]^T \quad (17)$$

$$\boldsymbol{P}_0^a = E[(\boldsymbol{x}_0^a - \hat{\boldsymbol{x}}_0^a)(\boldsymbol{x}_0^a - \hat{\boldsymbol{x}}_0^a)^T] = \text{diag}(\boldsymbol{P}_0 \ \boldsymbol{Q} \ \boldsymbol{R}) \quad (18)$$

式中, \boldsymbol{Q} 和 \boldsymbol{R} 分别是过程噪声和量测噪声的方差。

(2) 对于 $k \in \{1, \dots, \infty\}$, 计算 sigma 点及权值

$$\boldsymbol{W}_0^m = \lambda / (L + \lambda) \quad (19)$$

$$\boldsymbol{W}_0^c = \lambda / (L + \lambda) + (1 - \alpha^2 + \beta) \quad (20)$$

$$\boldsymbol{W}_i^m = 1 / [2(L + \lambda)], \quad i = 1, \dots, 2L \quad (21)$$

$$\boldsymbol{\chi}_{k-1}^a = \left[\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}^a \ \hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}^a + \gamma \sqrt{\boldsymbol{P}_{k-1}^a} \ \hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}^a - \gamma \sqrt{\boldsymbol{P}_{k-1}^a} \right] \quad (22)$$

式中, $\boldsymbol{x}^a = [\boldsymbol{x} \ \boldsymbol{w} \ \boldsymbol{v}]^T; \boldsymbol{\chi}^a = [\boldsymbol{\chi}^x \ \boldsymbol{\chi}^w \ \boldsymbol{\chi}^v]^T; \gamma = \sqrt{n + \lambda}, \lambda$ 是分解尺度系数; n 是状态的维数。

(3) 时间更新

$$\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^r = \mathbf{F}(\boldsymbol{\chi}_{k-1}^r, \mathbf{u}_{k-1}, \boldsymbol{\chi}_{k-1}^v) \quad (23)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i \boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^r \quad (24)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^r - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-][\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^r - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-]^T \quad (25)$$

$$\mathbf{Y}_{k|k-1} = \mathbf{H}(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^r, \boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^v) \quad (26)$$

$$\hat{\mathbf{y}}_k^- = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i \mathbf{Y}_{i,k|k-1} \quad (27)$$

(4) 测量更新

$$\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{y}}_k \hat{\mathbf{y}}_k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i [\mathbf{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-][\mathbf{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \quad (28)$$

$$\mathbf{P}_{\boldsymbol{x}_k \boldsymbol{y}_k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i [\boldsymbol{\chi}_{i,k|k-1}^r - \hat{\boldsymbol{x}}_k^-][\mathbf{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T \quad (29)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{\boldsymbol{x}_k \boldsymbol{y}_k} \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{y}}_k \hat{\mathbf{y}}_k}^{-1} \quad (30)$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k = \hat{\boldsymbol{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \hat{\mathbf{y}}_k) \quad (31)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{y}}_k \hat{\mathbf{y}}_k} \mathbf{K}_k^T \quad (32)$$

这里使用经过扩展状态变量的 UKF 算法,其优点是将状态变量和噪声联系在一起,使得在计算 sigma 点的时候能够更好地捕获状态分布的信息。

3 自适应 UKF 算法

卡尔曼滤波算法获得最优估计的前提条件是对噪声统计特性是已知和正确的,UKF 也具有相同的特点,为了增强 UKF 在实际应用中对未知噪声的适应性,结合 Busse 等^[5]提出的基于极大似然估计准则的噪声自适应估计算法,将自适应估计引入到 UKF 算法中。但是已有的自适应估计算法仅仅是针对线性系统设计的,对于非线性系统的 UKF 滤波器要对其进行适当的修改来使其能够进行 sigma 变换。

考虑到空中对准过程中 GPS 信号中量测噪声的特点,构造自适应 UKF 方法对量测噪声的方差进行估计。根据式(14)给出的离散的非线性系统,测量的新息序列为

$$\Delta \mathbf{v} = \mathbf{y}_k - \mathbf{H}(\hat{\boldsymbol{x}}_k^-) \quad (33)$$

线性系统自适应估计观测噪声的方差满足^[9-10]

$$\hat{\mathbf{R}}_k = \frac{1}{N} \sum_{j=k-N+1}^k \Delta \mathbf{v}_j \Delta \mathbf{v}_j^T - \mathbf{H}_j \mathbf{P}_{j|j-1} \mathbf{H}_j^T \quad (34)$$

式中, N 为窗口系数。在线性系统的滤波算法中通过调整窗口系数 N 的大小来确定所用新息数量的多少,使量测噪声根据所用新息数量的多少自动调整观测噪声的方差 $\hat{\mathbf{R}}_k$, 实时估计观测噪声的变化。

对于非线性系统来说,使用式(34)计算 $\hat{\mathbf{R}}_k$ 是很困难的,需要对其进行适当的修改,使其能够应用到前面提到的 UKF 算法中。令 $N=1$, 将通过新息得到的量测噪声的测量值 $\hat{\mathbf{R}}_k$ 和当前量测噪声的预测值 $\hat{\mathbf{R}}_k^-$ 作滑动平均,得到量测噪声的估计值,即

$$\hat{\mathbf{R}}_k^+ = \hat{\mathbf{R}}_k^- + l(\hat{\mathbf{R}}_k - \hat{\mathbf{R}}_k^-) \quad (35)$$

且

$$\hat{\mathbf{R}}_k = \Delta \mathbf{v}_k \Delta \mathbf{v}_k^T - \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T \quad (36)$$

通过修改极大似然估计自适应滤波算法中自适应参数的表达式,将 l 设为可调的参数,参数 l 的作用相当于线性系

统自适应估计器中的窗口系数 N , 如果 l 的值较大,那么每次新息序列所占的比重就较大,反之新息序列所占的比重较小。这样在计算 $\hat{\mathbf{R}}_k$ 时,只需计算当前的量测噪声估计值。

第2节给出的 UKF 算法在测量更新时观测噪声的方差没有直接计算,自适应噪声估计器(35)和(36)不能直接使用,在观测方程中的噪声是纯加性的条件下, sigma 变换中的向量 $\boldsymbol{\chi}^v$ 可以去掉,则 $\boldsymbol{\chi}^i = \boldsymbol{\chi}^r$, 此时测量噪声的方差在误差方差阵中

$$\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{y}}_k \hat{\mathbf{y}}_k} = \sum_{i=0}^{2n} \mathbf{W}_i [\mathbf{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-][\mathbf{Y}_{i,k|k-1} - \hat{\mathbf{y}}_k^-]^T + \hat{\mathbf{R}}_k \quad (37)$$

这样,式(33)、式(35)~式(37)在 UKF 算法计算 sigma 点及权值时就可以根据新息实时地估计测量噪声方差的变化,从而使 UKF 算法对噪声变化具有适应性。

4 仿真研究

对 UKF 和自适应 UKF 算法性能分别进行仿真研究,使用 Rauch-Tung-Striebel (RTS) 固定区间平滑算法^[4]对仿真结果进行分析。

4.1 UKF 仿真分析

使用式(6)、式(11)和式(12)建立的大航向失准角的非线性误差模型以及式(13)的速度误差观测模型,采用 UKF 算法对大航向失准角条件下空中对准进行仿真研究,仿真条件如下:

(1) 陀螺和加速度计噪声强度分别为 $0.4(^{\circ})/h$ 和 0.5 mg , 常值漂移和偏差为 $10(^{\circ})/h$ 和 1.2 mg ;

(2) 对准过程执行 S 形机动,起始位置东经 116.311° , 北纬 39.959° , 飞行高度 7000 m , 飞行速度 250 m/s , 仿真时间 200 s 。GPS 测量噪声方差 $R=(0.4 \text{ m/s})^2$ 。

轨迹设定的初始失准角为 $[0.5^{\circ} \ 0.5^{\circ} \ 8^{\circ}]$, UKF 姿态和速度的初始值为 $[0.1 \text{ rad} \ 0.1 \text{ rad} \ 5 \text{ rad} \ 0.5 \text{ m/s} \ 0.5 \text{ m/s} \ 0.5 \text{ m/s}]$ 。UKF 失准角估计值如图 1 所示,失准角误差均方根和经过 RTS 固定区间平滑的比较曲线如图 2~图 4 所示。

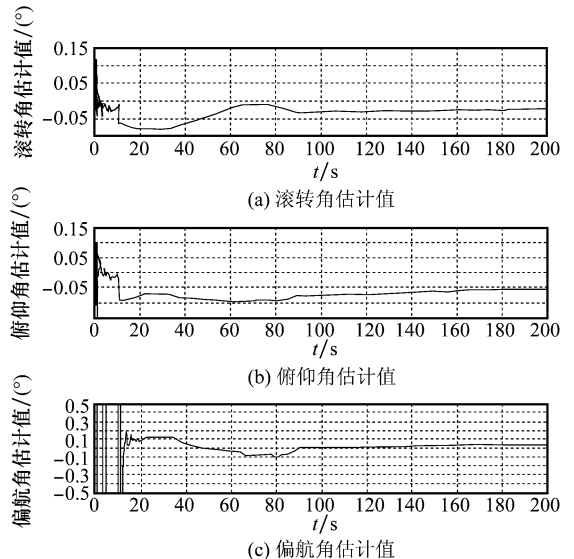


图 1 空中对准 UKF 方法失准角估计的误差曲线

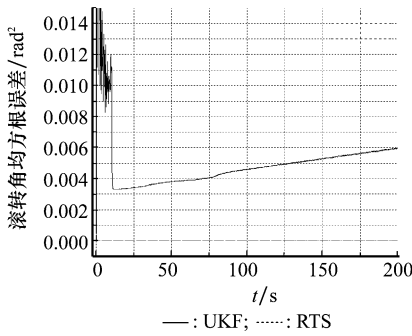


图 2 滚转角均方根误差比较曲线

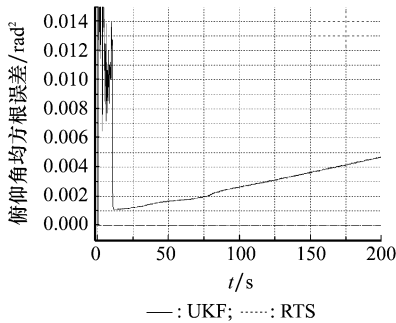


图 3 俯仰角均方根误差比较曲线

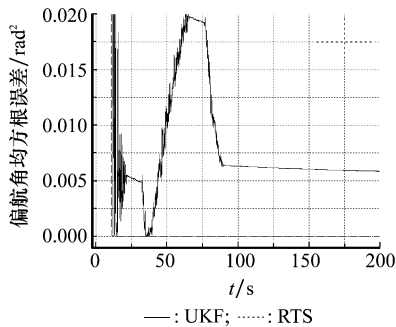


图 4 偏航角均方根误差比较曲线

通过仿真实验,从图 1 可以看出使用 UKF 算法对大航向失准角误差模型进行滤波,水平的失准角在 0.02° 和 0.05° 以下,航向失准角在 0.1° 以下。误差的均方根在 10^{-2} 量级。对大航向失准角有较好的估计性能。

4.2 自适应 UKF 仿真分析

使用式(33)、式(35)~式(37)给出的自适应估计 UKF 算法,采用 4.1 节的仿真条件来确定自适应系数 l ,并验证速度匹配的自适应 UKF 算法。参数 l 和空中对准姿态失准角估计值的均方根误差如表 1 所示。从表 1 可以看出,三个方向失准角的均方根误差没有明显的变化规律,很难寻找到一个最优的 l 的值。然而由于偏航角估计值的均方根误差要比水平方向上两个失准角的均方根误差大一个数量级,因此按照偏航角的均方根误差最小来选取参数 l 的数值,经过进一步的仿真实验, $l=60$ 是比较理想的结果。

表 1 失准角估计值均方根误差

rad²

l	滚转	俯仰	偏航
10	0.001 08	6.59E-05	0.008 86
50	2.37E-04	6.32E-04	0.006 05
100	6.94E-04	1.29E-04	0.008 02
150	8.57E-04	1.29E-04	0.009 12
200	2.07E-04	6.60E-06	0.007 83
250	8.97E-04	6.74E-05	0.008 15
300	0.001 86	8.71E-04	0.006 69
350	6.17E-04	3.15E-04	0.010 43
400	0.001 29	1.42E-04	0.007 77
450	0.001 16	1.29E-04	0.008 53
500	7.05E-04	7.37E-05	0.009 9
550	0.001 97	6.14E-06	0.009 23
600	0.001 63	1.61E-04	0.007 28
650	0.001 69	1.23E-04	0.011 8
700	6.54E-04	1.06E-06	0.008 91
750	3.06E-04	4.30E-08	0.011 86
800	5.83E-07	6.04E-04	0.009 84
850	0.001 93	3.55E-04	0.007 11
900	1.04E-04	1.39E-04	0.006 72
950	5.55E-04	1.12E-04	0.011 39
1 000	0.001 24	2.09E-07	0.009 02
1 100	3.19E-04	2.39E-05	0.007 94
1 200	4.47E-05	1.26E-04	0.009 55

在噪声统计特性不正确的条件下,对原有标准的 UKF 算法和提出的自适应 UKF 算法分别进行仿真。仿真中,将 UKF 算法和自适应 UKF 算法中所添加的测量噪声取为噪声统计方差的 2 倍,其他条件相同,比较 UKF 算法和自适应 UKF 算法的估计结果。使用式(33)、式(35)~式(37)给出的自适应估计 UKF 算法,仅对观测噪声作自适应估计,其姿态估计误差的比较曲线如图 5~图 7 所示,自适应 UKF 算法姿态估计的标准差与经过 RTS 平滑后的标准差曲线如图 8~图 10 所示,图中 Y 轴为以 10 为底的对数值。

从图 5~图 7 中可以比较清楚地看出,滚转方向失准角估计的精度差不多,但在噪声统计特性错误的情况下,自适应 UKF 算法能够实时地调整和估计噪声统计特性的变化,在俯仰和偏航方向仍然能够保持较好的估计性能。而 UKF 算法无法有效地估计出偏航方向的失准角,从图 7 中可以看出其误差达到 6° 以上,对于俯仰方向的失准角,自适应 UKF 在滤波精度上也好于 UKF 算法。从姿态估计的标准差比较曲线可以看出,三个姿态角的标准差收敛,并且很接近 RTS 平滑后的标准差。

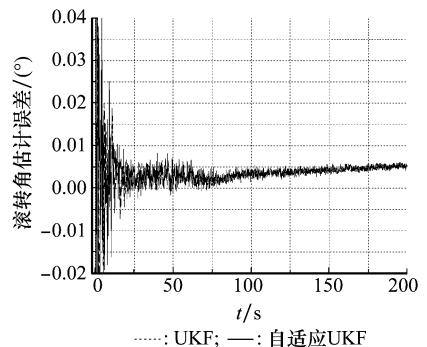


图 5 滚转角估计误差比较曲线

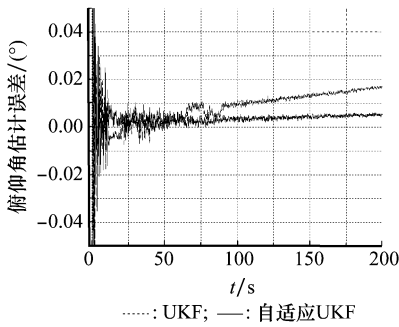


图 6 俯仰角估计误差比较曲线

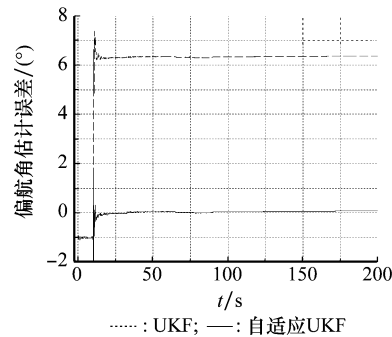


图 7 偏航角估计误差比较曲线

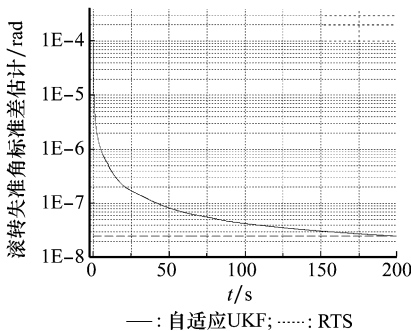


图 8 滚转失准角标准差估计(时间-对数)比较曲线

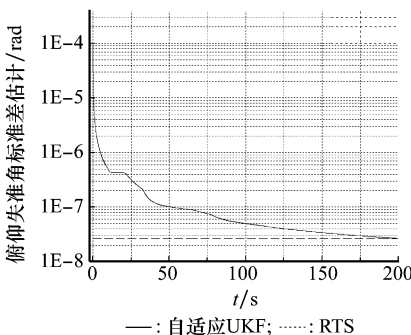


图 9 俯仰失准角标准差估计(时间-对数)比较曲线

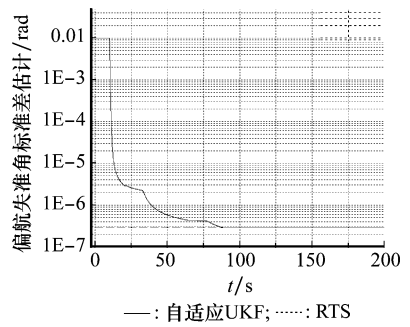


图 10 偏航失准角标准差估计(时间-对数)比较曲线

5 结束语

本文所推导的新的非线性空中对准模型能够克服在大航向失准角条件下模型不准确问题,同时通过修改已有的噪声自适应估计算法,将自适应 UKF 算法用于空中对准的非线性误差模型中,在噪声统计特性不正确的情况下,自适应 UKF 算法仍然能够保证空中对准的精度。

参考文献:

- [1] Park J G, Lee J G, Park C G. SDINS/GPS in-flight alignment using GPS carrier phase rate [J]. *GPS Solutions*, 2004, 8(2): 74 - 81.
- [2] 朱绍琦. 惯导系统动基座初始对准技术评述[J]. *战术导弹控制技术*, 2004,3:46 - 49.
- [3] 于延波,房建成. 基于 UKF 的航天器最小参数姿态矩阵估计方法[J]. *宇航学报*, 2006,27(1):12 - 15.
- [4] Crassidis J L, Markley F L, Hugh F. Unscented filtering for spacecraft attitude estimation[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2003, 26:536 - 542.
- [5] 沈忠,余文伯,房建成. 基于 UKF 的低成本 SINS/GPS 组合导航系统滤波算法[J]. *系统工程与电子技术*, 2007, 29(3):408 - 411. (Shen Zhong, Yu Wenbo, Fang Jiancheng. Nonlinear algorithm based on UKF for low-cost SINS/GPS integratel navigation system[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(3):408 - 411.)
- [6] 韩保民,欧吉坤,曲国庆. 一种新的综合 Kalman 滤波及其在星载 GPS 低轨卫星定轨中的应用[J]. *武汉大学学报*, 2005, 30(6):493 - 496.
- [7] 周战馨,高亚楠,陈家斌. 惯导初始对准中的平方根无轨迹卡尔曼滤波[J]. *北京理工大学学报*, 2005, 25(11):941 - 944.
- [8] 张红梅,邓正隆. 一种新的惯性导航初始对准滤波方法[J]. *中国惯性技术学报*, 2005,13(1): 1 - 4.
- [9] Busse F D, Simpson J. Demonstration of adaptive extended Kalman filter for low earth orbit formation estimation using CDGPS[C]// *The Inst. of navigation GPS meeting*, Portland, 2002.
- [10] Lee D J, Alfriend K T. Adaptive sigma point filtering for state and parameter estimation [C] // *AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference*, 2004:16 - 19.