# 惯性导航系统标定滤波方法研究

姜雪梅 \*,车转转

中国飞行试验研究院,陕西西安 710089

**摘 要**:捷联惯导系统标定技术对提高导航精度十分必要,而惯性导航系统标定选择的滤波方法直接影响到标定的精度。 本文对不同状态的滤波估计方法进行了理论分析,利用不同标定仿真环境下所采用的卡尔曼滤波及其他滤波方法,对惯性 器件误差及安装误差进行了估计,并通过仿真分析比较了惯性导航标定中各种滤波算法的特点及适用范围,得出了算法的 应用建议,对惯导误差模型标定具有一定的工程指导意义。

关键词:惯性导航,标定,滤波,有色噪声,自适应

#### 中图分类号: V249.32+2 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.01.046

惯性器件(陀螺和加速度计)误差会引起惯性导航(惯导)系统(Inertial Navigation System, INS)随时间累积的导航误差,影响导航精度<sup>[1]</sup>。为了提高 INS 的导航性能,需要对INS 进行标定。系统级标定<sup>[2]</sup>滤波方法是设计一种合适的滤波器,将惯性导航系统误差参数作为滤波器的状态变量,通过 对导航误差的量测,实现各误差模型参数的标定。由于它可以降低对转台精度的要求,因此受到研究人员的广泛关注。

INS 误差模型参数的标定, Blanchard<sup>[3]</sup>、Grewal<sup>[4]</sup>分别 设计了不同维数的状态滤波器,估计陀螺误差参数和加速度 计(加计)误差参数。S. P. Dmitriyev<sup>[5]</sup>对惯导误差模型标定 中的非线性滤波技术做了研究,提出一种优于卡尔曼滤波算 法(KF)的算法。杨华波<sup>[6]</sup>采用扩展卡尔曼和迭代卡尔曼 实现平台式 INS 误差模型参数的标定。王新国<sup>[7]</sup>利用星光 观测在线估计弹载光纤陀螺捷联惯导的陀螺零偏标度因数 和安装误差,设计了无迹卡尔曼滤波器 UKF。

上述所述主要是针对 INS 的确定性误差模型或非线性 模型参数的标定进行分析和研究。而在实际的惯导误差模 型中,误差中往往含有有色噪声等统计特性未知的噪声,单 纯采用确定性误差建模以及非线性模型的滤波器,会引起对 误差的估计偏差,进而影响惯性器件的标定精度。

本文首先选择惯导误差模型,分析各模型存在的问题, 进而给出相应的解决方法。针对有色噪声误差,采用扩维等 方法实现误差模型参数标定,针对噪声统计特性未知或时 变误差,采用自适应滤波等方法实现误差模型参数标定。最 后,对多种仿真条件下不同滤波方法的估计性能进行分析比 较,得出 INS 标定滤波方法的应用建议。

# 1 惯导误差模型分析与解决方案

#### 1.1 惯导误差模型

INS 误差模型是建立滤波方程的基础。惯性器件主要的误差源包括陀螺和加计的刻度因子误差、安装误差角和零偏<sup>[8]</sup>。本文所采用的陀螺误差模型为:

$$\delta \omega_{ib}^{n} = C_{b}^{n} \left( \left( \left[ \delta K_{G} \right] + \left[ \delta G \right] \right) \omega_{ib}^{b} + \varepsilon^{b} \right) + \nu$$
<sup>(1)</sup>

式中: $C_b^n$ 为姿态阵, $[\delta K_G]$ , $[\delta G]$ 分别为陀螺刻度因子误差和 安装误差, $\varepsilon^b$ 为陀螺零偏在载体坐标系的投影。 $\omega_b^b$ 为载体 系相对惯性系的角速率在载体系的投影,v为噪声项。

加计误差模型为:

$$f^{b} = (I + [\delta K_{A}])(I + [\delta A])f^{b} + \nabla^{b} + \eta$$
(2)

式中: $[\delta K_A], [\delta A] 分别为加计刻度因子误差和安装误差,$  $<math>\nabla^b$ 为加计零偏在载体坐标系的投影。 $f^b$ 为加计的量测在载 体系的投影, $\eta$ 为噪声项。

#### 1.2 惯导误差传播模型

惯导误差传播方程描述的是惯导解算误差与真实导航

收稿日期:2017-09-13; 退修日期:2017-10-30; 录用日期:2017-12-24

\*通信作者.Tel.:029-86837852 E-mail:314131189@qq.com

引用格式: Jiang Xuemei, Che Zhuanzhuan. Research of filtering technique in inertial navigation system calibration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (01): 46-52. 姜雪梅,车转转. 惯性导航系统标定滤波方法研究[J]. 航空科学 技术, 2018, 29 (01): 46-52.

信息以及惯性器件误差之间的模型。

1.2.1 姿态误差方程

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = -\delta\omega_{ib}^{n} \otimes \left(1 + \frac{\boldsymbol{\phi}}{2}\right) - \omega_{in}^{n} \otimes \left(1 + \frac{\boldsymbol{\phi}}{2}\right) + \left(1 + \frac{\boldsymbol{\phi}}{2}\right) \otimes \left(\omega_{in}^{n} + \delta\omega_{in}^{n}\right)$$
(3)

式中: $\phi$ 为姿态误差角矢量, $\delta \omega_{ib}^{"}$ 为陀螺误差, $\omega_{in}^{"}$ 为导航坐标系到惯性坐标系的角速度, $\otimes$ 为四元数乘法。

式(3)为非线性姿态误差方程,略去二阶小量,可得线 性速度误差方程:

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}^{n} = \boldsymbol{\phi}^{n} \times \omega_{in}^{n} + \delta \omega_{in}^{n} - C_{b}^{n} \delta \omega_{ib}^{b}$$

$$\tag{4}$$

1.2.2 速度误差方程

$$\delta V^{n} = (I - [\boldsymbol{\phi}^{n} \times])C_{b}^{n}((I + [\delta K_{A}])(I + [\delta A])f^{b} + \nabla^{b}) - C_{b}^{n}f^{b} - (2\omega_{ie}^{n} + \omega_{en}^{n} + 2\delta\omega_{ie}^{n} + \delta\omega_{en}^{n}) \times (V^{n} + \delta V^{n}) + (2\omega_{ie}^{n} + \omega_{en}^{n}) \times V^{n} + \delta g$$

(5)

式中: $\delta V^n$ 为速度误差, $\phi^n$ 为姿态误差角矢量, $\delta K_A$ 为加计刻 度系数误差, $\delta A$ 为加计安装误差角, $\nabla^b$ 为加计零偏, $\omega_{ie}^n$ 为 地球自转角速度, $\omega_{en}^n$ 为导航坐标系相对于地球坐标系的角 速度。

式 (5) 为非线性速度误差方程,由于g的误差量很小,忽略  $\delta g$  的影响,并略去二阶小量,可得线性速度误差方程:

$$\delta \vec{V}^{n} = -\phi^{n} \times f^{n} + C_{b}^{n} ([\delta K_{A}] + [\delta A]) f^{b} + \delta V^{n} \times (2\omega_{ie}^{n} + \omega_{en}^{n}) + V^{n} \times (2\delta\omega_{ie}^{n} + \delta\omega_{en}^{n}) + \nabla^{n}$$

$$\tag{6}$$

1.2.3 位置误差方程

$$\delta \dot{L} = \frac{\delta v_N}{R_M + h} - \delta h \frac{v_N}{\left(R_M + h\right)^2} \tag{7}$$

$$\delta \dot{\lambda} = \frac{\delta v_E}{R_N + h} \sec L + \delta L \frac{v_E}{R_N + h} \sec L \tan L - \delta h \frac{v_E \sec L}{(R_N + h)^2}$$
(8)

 $\delta \dot{h} = \delta v_{U} \tag{9}$ 

式中: δĹ 为经度误差, δλ 为纬度误差, δh 为高度误差。

#### 1.3 模型分析与解决方案

# 1.3.1 有色噪声及解决方案

陀螺和加计的测量误差用式(1)、式(2)表示,式中的随 机误差项一般呈现有色噪声特性,不能简单地用高斯白噪声 表示<sup>[9]</sup>。随机漂移大致可以概括为三种分量:逐次启动漂移、 慢变漂移和快变漂移。在标定过程中,对陀螺和加计的随机 误差进行准确建模,有利于提高确定性误差的标定精度。 卡尔曼滤波要求系统驱动噪声和量测噪声都必须是白 噪声,当出现有色噪声时,卡尔曼算法估计精度会下降甚至 失效。针对有色噪声系统,本文采用扩维卡尔曼滤波器和 H 无穷滤波器对有色噪声下的误差进行标定。

扩维卡尔曼滤波器有三种:状态扩维卡尔曼滤波器、 量测扩维卡尔曼滤波器和扩维卡尔曼滤波器<sup>[10]</sup>,可以分别 解决系统噪声、量测噪声以及系统噪声和量测噪声为有色 噪声问题。该方法是将滤波方程中的有色噪声部分扩维到 状态中,使扩维后的噪声满足白噪声特性,再进行卡尔曼 滤波。

H 无穷滤波器<sup>[11]</sup> 是在系统噪声协方差、量测噪声协方 差以及状态初始协方差阵未知的情况下,将噪声以及状态 初始值的不确定性对估计精度的影响降低到最低程度,使 滤波器在最恶劣条件下的估计误差达到最小。H 无穷滤 波是在严重干扰下的最优滤波,滤波鲁棒性是其最显著的 特点。

1.3.2 噪声统计特性未知或时变问题及解决方案

惯导误差模型参数标定过程中,经常会存在系统噪声 统计特性或量测噪声统计特性不准或时变的问题,本文采用 自适应卡尔曼滤波器解决。自适应滤波一方面利用量测不 断地修正预测值,同时也对未知的或不准确已知的噪声统计 参数进行估计,即在滤波的同时实时估计噪声的统计特性, 从而提高滤波精度。

Sage-Husa 自适应滤波<sup>[12]</sup> 算法简单且具有良好的估计 性能,是一种次优无偏极大后验估值器,但它只能解决噪声 统计特性固定但未知的问题。基于渐消记忆指数加权的改 进 Sage-Husa 噪声统计估计器,强调了新近数据的作用,对 陈旧数据渐渐遗忘,因此,可处理时变噪声统计估计问题。 由于噪声是不能直接采样的,因此,该滤波器本质上是采用 基于白噪声采样估值的噪声统计估计器,用噪声估值器近 似代替噪声采样值。本文采用了基于噪声滤波器和平滑 器的自适应卡尔曼滤波算法与 Sage-Husa 自适应滤波进行 对比。

# 2 试验分析

对惯性导航标定中的模型含有色噪声、噪声统计特性 未知或时变、高维系统引起的滤波发散等问题,采用了不同 滤波方法进行仿真试验,分析算法性能。状态估计的流程如 图 1 所示。



Fig. 1 The state estimate flow

首先,利用龙格 - 库塔数值积分方法仿真生成真实轨 迹和真实的比力角速率,再根据惯性器件误差模型、误差模 型参数以及真实的轨迹信息和比力角速率信息生成惯导误 差,设定噪声仿真生成量测,进行状态估计,最后根据估计结 果分析滤波器性能。

试验参数设置: 姿态误差: 0.01rad, 加计、陀螺刻度因 子误差: 500ppm (10<sup>-6</sup>); 加计、陀螺安装误差: 300", 加计零 偏:  $1 \times 10^4 g$ , 陀螺零偏: 0.1 (°) /h, 加计噪声方差:  $1 \times 10^6 g$ , 陀螺噪声方差: 0.001 (°) /h。转台位置误差: 0.1m, 速度 误差: 0.01m/s, 角度误差: 10"。转速: 10 (°) /s; 仿真时间: 216s (一个编排周期)。初始协方差矩阵为: 经度、纬度 (1×  $10^{-3}$ rad)<sup>2</sup>, 高度 (10m)<sup>2</sup>, 速度 (1m/s)<sup>2</sup>, 角度 (1rad)<sup>2</sup>, 辨识参 数 (1×10<sup>-2</sup>)<sup>2</sup>。

标定性能评价标准:使用相对误差、均方根误差 (RMSE)和相对均方根误差(RMSE\_rela)衡量标定精度, 使用标准化估计误差平方(Normalized Estimation Error Squared, NEES)衡量滤波一致性。一致性是为了描述滤 波器给出的 P 阵是否能够准确描述状态估值的不确定性, 通过状态估值的概率分布函数来定义。假设 k 时刻的状 态参数估计误差  $V_{x_k}$ 和对应的协方差矩阵为  $\sum_{\hat{x}_k}$ ,定义 NESS= $V_{x_k} \sum_{\hat{x}_k} V_{x_k}^{-1}$ ,若滤波结果一致,并为近似线性高斯,则 NESS 满足  $\chi^2$ 分布,可通过假设检验的方法检验滤波结果是 否一致,若检验结果为1,表示一致性好,0表示一致性差。

# 2.1 含有色噪声模型下的滤波方法试验分析

#### 2.1.1 参数设置

扩维 KF (状态和量测扩维 KF) 状态参数设置为:加 计零位方差  $1 \times 10^5 g$ ,随机游走  $10 \mu g / \sqrt{\text{Hz}}$ ; 陀螺零偏方差 0.01 (°) h,一阶马尔可夫相关时间为 1s,均方值 0.0001 ((°) h)<sup>2</sup>, 角度随机游走系数 0.00015/ $\sqrt{h}$ ,其他参数设置同 KF。

扩维 KF 量测参数设置为:量测噪声为一阶马尔可夫 过程,相关时间为 1s;转台误差标准差:位置 0.01m<sup>2</sup>,速度 0.0001 (m/s)<sup>2</sup>,角度 100 (")<sup>2</sup>,其他参数设置同 KF。 扩维 KF 的参数设置是将上述两种算法的参数设置结合。H 无穷算法的参数设置同状态和量测扩维 KF。 2.1.2 仿真试验

首先采用 KF 和状态扩维卡尔曼滤波对系统噪声是有 色噪声的惯导误差模型参数进行标定,为防止滤波发散,设 置系统噪声方差阵为高斯白噪声方差阵和一阶马尔可夫过 程均方值之和;其次对量测噪声是有色噪声模型的量测扩 维卡尔曼滤波与卡尔曼滤波结果进行对比;最后对系统噪 声和量测噪声都是有色噪声时的滤波结果与卡尔曼滤波结 果进行对比。由于篇幅限制,这里仅列出系统和量测噪声均 为有色噪声时的滤波结果,如图 2 所示。H 无穷中θ设置为 0.2, KF 与 H 无穷滤波结果对比如图 3 所示。扩维 KF 与 H 无穷算法的精度对比如图 4 所示。



图 2 KF 和扩维 KF 滤波结果 RMSE\_rela 对比 Fig. 2 The comparison of KF and enlarge dimensionality KF algorithm filtering result RMSE rela





以 KF、扩维 KF 为例分析算法与模型匹配的重要性。采 用真实的误差传播方程得到状态真值,再分别采用 KF 和扩 维 KF 来实现参数标定,蒙特卡罗仿真结束时,滤波估计误 差以及滤波给出的理论 3σ(其中σ为噪声标准差)边界图如 图 5、图 6 所示,其中 3σ 值由滤波结束时的误差协方差阵给













Fig. 6 The error point and theoretical  $3\sigma$  boundary of enlarge dimensionality KF algorithm filtering result under the colored noise model

出的状态误差方差值得到,图中用两条直线表示,黑点为每 次仿真结束时的误差点。若误差点落在 3σ 边界线之间,则 说明滤波算法与真实模型匹配,否则不匹配。表 1 和表 2 中 列出了 KF 和扩维 KF 的其他指标对比(这里仅列出 x 轴), NEES 表示算法的一致性。0 表示一致性差,1 表示一致性 好,说明滤波算法与惯导误差模型类型一致。

表 1 含有色噪声模型下 KF 滤波结果

Table 1 The filtering result of KF algorithm under the colored noise model

误差项	相对误差	RMSE	RMSE_rela	NEES
加计刻度因子	0.00067	1.43E-05	0.02862	0
加计安装误差角	-0.002	1.06E-05	0.00726	0
陀螺刻度因子	-0.0039	8.69E-06	0.01738	0
陀螺安装误差角	-0.0009	7.79E-06	0.00535	0
加计零偏	-0.0045	8.27E-05	0.08460	0
陀螺零偏	0.68525	1.45E-06	2.99004	0

表 2 含有色噪声模型下扩维 KF 滤波结果 Table 2 The filtering result of enlarge dimensionality KF algorithm under the colored noise model

误差项	相对误差	RMSE	RMSE_rela	NEES
加计刻度因子	-0.0025	1.02E-05	0.0204	1
加计安装误差角	-0.0014	8.07E-06	0.0056	1
陀螺刻度因子	0.00053	5.93E-06	0.0119	1
陀螺安装误差角	-0.0004	6.04E-06	0.0042	1
加计零偏	-0.0061	7.46E-05	0.0763	1
陀螺零偏	-0.0443	1.04E-06	2.1523	1

从图 4 可以看出,同时采用状态扩维和量测扩维法可 有效实现状态噪声和量测噪声为有色噪声时的最优滤波,与 卡尔曼滤波相比,估计精度有所提高。

由于一阶马尔可夫有色噪声被认为是介于高斯白噪声和 随机常值之间的一种噪声,相关时间分别为采样时间和无穷 大。实际建模中,是否需要针对一阶马尔可夫单独建模以及建 模后能否估计出来,这与相关时间<sup>[13]</sup>及惯导工作时间有关系。

因此,在工程上可遵循以下建议:

(1)若相关时间很短(采样时间的10倍以内),可直接 将一阶马尔可夫噪声等价为高斯白噪声,不必单独建模,即 使单独建模,也不易与高斯白噪声分离开。

(2) 若相关时间较长(大于采样时间的50倍),且惯导 工作时间小于相关时间n倍(n一般大于10),可针对一阶 马尔科夫噪声单独建模,但此种情况下,随机常值和一阶马 尔可夫不易分离,只能估计出两者之和。

(3) 若相关时间较长 (大于采样时间的 50 倍), 且惯导

工作时间大于相关时间 n 倍 (n 一般大于 100),必须对一阶 马尔可夫噪声单独建模,此时,随机常值和一阶马尔可夫易 分离,采用状态扩维或量测扩维法可比较准确地估计出随机 常值和一阶马尔可夫噪声。

(4)若相关时间特别长,远大于采样时间和惯导工作时间,可直接将一阶马尔可夫噪声等价为随机常值,不必单独建模,即使单独建模,也不易与随机常值分离开来。

由图 5 可看出,H 无穷滤波估计精度较高,当θ为0.2 时,与直接采用卡尔曼滤波相比,精度稍有提高。但在滤波 环境很差、系统噪声和量测噪声没有很明显的规律可循时, 可使用 H 无穷滤波,并通过参数的调整自适应改变滤波的 精度和鲁棒性。因此,从工程应用角度考虑,若系统满足标 准卡尔曼滤波条件,滤波环境较好时可直接采用卡尔曼滤 波,若滤波环境较差,采用 H 无穷滤波能保证性能较稳定, 不易发散,但在精度方面会有一定的损失。

通过对比表 1 和表 2 中的参数精度,可以看出,在含有 色噪声的模型中,扩展 KF 的滤波精度比 KF 高; NEES 显示 扩展 KF 一致性好, KF 一致性差,说明扩展 KF 与含有色噪 声的误差模型匹配。

为此,含有色噪声模型下滤波算法综合评价见表3,分 为好、一般、差三个等级。

表 3 含有色噪声模型下滤波算法的综合评价 Table 3 The comprehensive assessment of filtering algorithm

under the colored noise model

比较项	精度	一致性	综合评价
KF	一般	差	差
扩维 KF	好	好	好
H 无穷滤波	一般	好	一般

#### 2.2 噪声统计特性时变滤波方法试验分析

2.2.1 参数设置

Sage-Husa 自适应滤波的参数设置与 KF 相同,改进的 自适应滤波采用线性系统模型,参数设置同 KF。由于实际 中的噪声变化规律不能得到,所以对初始系统噪声标准差假 设三种变化规律:正弦变化、线性变化和指数变化。其中, 系统噪声标准差为正弦变化和线性变化时,设置自适应滤波 的遗忘因子为 0.85;系统噪声标准差为指数变化时,设置自 适应滤波的遗忘因子为 0.7。

# 2.2.2 仿真试验

对渐消记忆指数加权 Sage-Husa 自适应滤波的 100 次 蒙特卡罗仿真中,两次发散,对其他 98 次统计,结果见表 4。 对改进的自适应滤波算法的仿真试验结果如图 7 所示。

误差项	Error_rela	RMSE	RMSE_rela
加计刻度因子	-1.1164	0.0010	1.95284
加计安装误差角	1.2320	0.1139	78.3148
陀螺刻度因子	-0.5967	0.0017	3.41830
陀螺安装误差角	-1.0029	0.0015	1.00298
加计零偏	-2.7812	0.0123	12.5796
陀螺零偏	2364.6	0.0097	20076.8

表 4 Sage-Husa 自适应滤波结果 Table 4 The result of Sage-Husa adaptive filter



(a)噪声方差阵为正弦变化









从表7可看出,采用改进Sage-Husa 自适应滤波方法 误差较大,并不能达到预想的效果。分析原因,这是因为 改进Sage-Husa 自适应滤波存在噪声统计特性估计和状态 估计之间耦合性太强。初始条件下,噪声统计特性估计不 准确,就很大程度影响了状态估计的准确性,进而相互影 响,导致估计结果恶化或滤波发散。因此,在实际惯导误差 模型参数标定过程中,改进Sage-Husa 自适应滤波效果不 理想。

从图 9 (a) 可以看出,当初始系统噪声标准差满足正弦 变化时,采用自适应滤波的标定结果相比于卡尔曼滤波精度 较高。从图 9 (b) 可以看出,当初始系统噪声标准差满足线 性变化时,采用自适应滤波的标定结果相比于卡尔曼滤波精 度较高。从图 9 (c) 可以看出,当初始系统噪声标准差满足 指数变化时,采用自适应滤波的标定结果相比于卡尔曼滤波 精度较高。

这是因为自适应滤波利用了噪声滤波器和平滑器作为 噪声统计估计器。因此,在实际工程应用中,若未知系统和 量测噪声统计特性,不能采用卡尔曼滤波时,可采用改进自 适应滤波方法以达到相对较高的估计精度。

噪声统计特性未知或时变模型下滤波算法综合评价简 述见表 5。

#### 表 5 噪声统计特性未知或时变模型下滤波算法的综合评价

Table 5 The comprehensive assessment of filtering algorithm under the noise model of unknown or variational statistical property

比较项	精度	一致性	克服发散	综合评价
KF	一般	一般	好	一般
S-H 自适应滤波	差	好	一般	差
自适应滤波	好	好	好	好

# 3 结束语

本文研究了惯性导航系统误差模型标定中不同的滤波 方法。首先对不同条件下的滤波算法进行理论分析与总结, 进而通过仿真验证多种滤波算法在惯导误差模型标定中的 有效性及其适用条件,得出算法的应用建议,为惯导误差模 型标定滤波方法选择提供了一定的工程应用指导,这对提高 惯导误差模型标定精度具有较强的借鉴意义。

# 参考文献

[1] 王志伟,石志勇,全振中.惯性导航在线标定滤波技术[J].火

力与指挥控制,2014(12):1-5.

Wang Zhiwei, Shi Zhiyong, Quan Zhenzhong, A survey of inertial navigation on-line calibration filtering technique[J]. Fire Control & Command Control, 2014 (12): 1–5. (in Chinese)

- [2] 赵桂玲,杨启航,李松.光纤陀螺 SINS 十位置系统级标定方法[J].弹箭与制导学报,2014 (06):8-12.
  Zhao Guiling, Yang Qihang, Li Song. Ten-position systematic calibration method for FOG strap-down inertial navigation system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2014 (06):8-12. (in Chinese)
- [3] Blanchard R L. High accuracy calibration of electrostatic gyro strapdown navigation systems[C]// AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1978.
- [4] Grewal M S, Henderson V D, Miyasako R S. Application of Kalman filtering to the calibration and alignment of inertial navigation systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1991, 36 (1): 4-13.
- [5] Dmitriyev S P, Stepanov O A, Shepel S V. Nonlinear filtering methods application in INS alignment [J]. Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33 (1): 260–272.
- [6] 杨华波.惯性测量系统误差标定及分离技术研究[D].长沙: 国防科学技术大学,2008.

Yang Huabo. Research on error calibration and separation for inertial measurement systems[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)

- [7] 王新国,李爱华,刘洁瑜,等.基于 UKF 的光纤惯导误差在 线估计 [D]. 西安:第二炮兵工程大学, 2012.
  Wang Xinguo, Li Aihua, Liu Jieyu, et al. On-line FINS error estimation based on UKF[D]. Xi' an: The Second Artillery Engineering University, 2012. (in Chinese)
- [8] 胡倩倩,曾庆化,宋国安,等.一种数据融合车载捷联惯导系 统在线标定方法[J]. 计算机仿真, 2012 (08): 336-339.
  Hu Qianqian, Zeng Qinghua, Song Guoan, et al. Systematic calibration for vehicular SINS system based on data fusion[J].
  Computer Simulation, 2012 (08): 336-339. (in Chinese)
- [9] 杨功流,王丽芬,杨淑洁. 弹载 SINS\_CNS 组合导航系统在 线标定方法 [J]. 弹箭与制导学报, 2014, 34 (5): 29-32.
   Yang Gongliu, Wang Lifen, Yang Shujie. Online calibration method of missile-borne SINS/CNS integrated navigation system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance,

2014, 34 (5): 29–32. (in Chinese)

- [10] 赵敏华,石萌,曾雨莲,等基于地磁定轨和扩维卡尔曼滤波的导航算法 [J]. 西安交通大学学报,2004 (12):1315-1318.
  Zhao Minhua, Shi Meng, Zeng Yulian, et al. Navigation algorithms using magnetometers and augmented Kalman filtering[J].
  Journal of Xi' an Jiaotong University, 2004 (12):1315-1318. (in Chinese)
- [11] 王超尘,杨涛.基于鲁棒 H 无穷滤波的步进电机转子状态估计[J].电工电气,2014 (02):8-10.
  Wang Chaochen, Yang Tao. Rotor state estimation of step motor based on robust H\_∞ filter[J]. Electrotechnics Electric, 2014 (02):8-10. (in Chinese)
- [12] 薛丽,高社生,胡高歌.自适应 Sage\_Husa 粒子滤波及其在 组合导航中的应用 [J].中国惯性技术学报,2013 (01):84-88.

Xue Li, Gao Shesheng, Hu Gaoge. Adaptive Sage-Husa particle filtering and its application in integrated navigation[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013 (01): 84–88. (in Chinese)

[13] 曹通.光纤陀螺捷联惯导系统在线对准及标定技术研究 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2012.
Cao Tong. On-line alignment and calibration technique of fiber optic gyroscope SINS[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012. (in Chinese) (责任编辑 刘玲蕊)

# 作者简介

姜雪梅(1990-)女,硕士,工程师。主要研究方向:机载火 控系统。 Tel: 029-86837852 E-mail: 314131189@gg.com

# Research of Filtering Technique in Inertial Navigation System Calibration

Jiang Xuemei\*, Che Zhuanzhuan

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

**Abstract:** SINS calibration technique is very necessary to improve navigation accuracy, while the filtering methods of choosed affect the accuracy of the calibration directly. This paper analyzed the state estimate methods, then in different simulation environments, using Kalman filtering algorithm and its improved algorithm, estimated inertial component errors and installation errors, and by analyzing the simulation results, the paper compared the characteristics and scope of various filtering algorithms, and provided engineering significance to inertial navigation calibration.

Key Words: inertial navigation; calibration; filtering technique; colored noise; self-adaption

Accepted: 2017-12-24

\*Corresponding author. Tel.: 029-86837852 E-mail: 314131189@qq.com