

超级航姿中基于变阈值判据的自适应 Kalman 滤波

谢祖辉^{1,2}, 杨功流^{1,2}, 于东康^{1,2}, 李 壮^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 惯性技术国防重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 超级航姿系统因受外界干扰而使加速度计输出稳定性发生变化时, 传统航姿算法易引起载体机动状态误判, 且易导致滤波器振荡甚至发散, 因此, 该文提出了一种基于模糊推理系统的变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法。该算法能根据加速度计输出稳定性的变化, 自适应地调节载体机动判据及滤波器的量测噪声阵, 从而降低载体机动状态的误判率, 并提高滤波器对量测信息的利用程度。仿真实验表明, 当加表稳定性发生变化时, 该算法仍能较好地判断出载体的机动状态, 并对量测噪声阵作出相应调整, 使超级航姿系统的长航时姿态精度和滤波稳定性得到提高。

关键词: 超级航姿系统; 模糊推理系统; 变阈值机动判据; 时变噪声 Kalman 滤波器

中图分类号: TN713; U666.1

文献标识码: A

DOI: 10.11977/j.issn.1004-2474.2019.02.028

An Adaptive Kalman Filter Based on Variable-threshold Criterion in Super-AHRS

XIE Zuhui^{1,2}, YANG Gongliu^{1,2}, YU Dongkang^{1,2}, LI Zhuang^{1,2}

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Key Laboratory of Inertial Technology for National Defense, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the disadvantage that the traditional AHRS algorithm may cause the carrier maneuver state misjudgment and leads to the filter oscillation or even divergence when the output stability of the accelerometer in the super-AHRS is changed due to the interference of environment, an adaptive Kalman filter algorithm based on the variable-threshold carrier maneuvering criterion based on fuzzy inference system (FIS) is presented in this paper. The algorithm can adaptively adjust the carrier maneuver criterion and the measurement noise array of the filter according to the change of the output stability of the accelerometer, thereby reducing the misjudgment rate of the carrier maneuvering state and improving the utilization of Kalman filter for measurement information. The simulation experimental results show that the algorithm can still judge the maneuver state of the carrier well and make the corresponding adjustment to the filter when the output stability of the accelerometer is changed, which improves the filter stability and the long-range attitude accuracy of the super-AHRS.

Key words: super-AHRS; fuzzy inference system; variable-threshold maneuvering criterion; time-varying noise Kalman filter

0 引言

机载导航系统通常分为传统航姿系统和惯导系统^[1]。超级航姿系统(super-AHRS)作为两者之间的衔接导航系统,它在满足低成本、小体积的同时,还能在主惯导系统和外界辅助信号都失效的情况下,进行短时(20~30 min)较高精度的纯惯导解算,为机载武器的发射提供全面的导航信息。此外,它还能长期输出一定精度的水平姿态和航向信息,以确保飞行器能正确返航。

超级航姿系统通常采用精度水平为 0.05 ~ 0.10 (°)/h 的光纤陀螺,当 GPS 失效时,由于陀螺漂移的影响,无阻尼的惯性导航会使飞行器的姿态和航向逐渐发散,导致飞行器无法正确返场^[2]。传统捷联航姿系统内阻尼算法虽然在一定程度上能抑制飞行器水平姿态角的发散,但由于加速度计输出特性易受周围环境的影响,因此,基于定阈值的载体机动判据将无法正确判断出飞行器的机动状态,从而导致飞行器的水平姿态长期得不到修正,最终引

收稿日期:2018-06-29

作者简介:谢祖辉(1993-),男,福建人,硕士生,主要从事捷联惯性导航系统的研究。E-mail: xiezuhui@buaa.edu.cn。通信作者:杨功流(1967-),男,教授,博士生导师。E-mail: bhul7-yang@139.com。

起姿态角发散^[3-4]。当加速度计输出稳定性发生变化时,基于定量测噪声的常规卡尔曼滤波器易振荡甚至发散^[5]。

本文提出了一种基于模糊推理系统的变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法,降低因加表输出稳定性变化所引起的载体机动状态误判率,并提高了滤波稳定性。

1 超级航姿系统内阻尼姿态组合算法

基于载体机动状态自检的超级航姿系统内阻尼姿态组合算法的基本原理是:由于加速度计长期稳定性好,因此,当载体长期处于非机动状态时,可利用加速度计输出与姿态角之间的对应关系,将计算得到的载体俯仰角 θ_D 和横滚角 γ_D 作为量测量,通过 Kalman 滤波器对载体的姿态角进行修正,以提高飞行器水平姿态角精度^[6-7]。

1.1 内阻尼姿态角方程

取导航坐标系为东、北、天(E、N、U)地理坐标系,系统比力方程:

$$\mathbf{f}_n = \dot{\mathbf{v}}_{en} + (2\mathbf{w}_{ie} + \mathbf{w}_{en}) \times \mathbf{v}_{en} - \mathbf{g}_n \quad (1)$$

加速度计在载体坐标系下的输出 f_b 与导航坐标系下的投影关系为

$$\mathbf{f}_b = \mathbf{C}_n^c \mathbf{f}_n \quad (2)$$

由式(1)、(2)可得

$$\theta_D = \arcsin\left(\frac{f_{by}}{\sqrt{f_{bx}^2 + f_{by}^2 + f_{bz}^2}}\right) \quad (3)$$

$$\gamma_D = \begin{cases} \arctan\left(-\frac{f_{bx}}{f_{bz}}\right) & (|f_{bz}| > 0.1g) \\ \arccos\left(\frac{f_{bz}}{\cos \theta_D \sqrt{f_{bx}^2 + f_{by}^2 + f_{bz}^2}}\right) & (|f_{bz}| \leq 0.1g) \end{cases} \quad (4)$$

式中: f_{bx}, f_{by}, f_{bz} 分别为加速度计在载体坐标系下的输出; $\dot{\mathbf{v}}_{en}$ 为载体在导航坐标系下的加速度; \mathbf{v}_{en} 为载体在导航坐标系下的速度; \mathbf{w}_{ie} 为地球自转角速度; $\mathbf{g}_n = [0 \ 0 \ -g]^T$, g 为当地重力加速度; \mathbf{C}_n^c 为捷联姿态矩阵。

1.2 内阻尼 Kalman 滤波状态方程

由文献[6,8]知,超级航姿系统内阻尼 Kalman 滤波的状态量为

$$\mathbf{X} = [\phi_E \ \phi_N \ \phi_U \ \delta v_E \ \delta v_N \ \epsilon_x \ \epsilon_y \ \epsilon_z]^T \quad (5)$$

式中: ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 为数学平台误差角; $\delta v_E, \delta v_N$ 为载体的速度误差; $\epsilon_i (i = x, y, z)$ 为陀螺随机常值

漂移。

平台失准角误差模型为

$$\begin{cases} \dot{\phi}_E = -\left(\omega_N + \frac{v_E}{r}\right)\phi_U - \frac{1}{r}\delta v_N - \epsilon_E \\ \dot{\phi}_N = -\frac{v_N}{r}\phi_U + \frac{1}{r}\delta v_E - \epsilon_N \\ \dot{\phi}_U = \left(\omega_N + \frac{v_E}{r}\right)\phi_E + \frac{v_N}{r}\phi_N - \epsilon_U \end{cases} \quad (6)$$

载体速度误差模型为

$$\begin{cases} \delta \dot{v}_E = -f_U \phi_N + f_N \phi_U \\ \delta \dot{v}_N = f_U \phi_E - f_E \phi_U \end{cases} \quad (7)$$

式中: ω_N, ω_U 为地球自转角速率在导航坐标系下的投影; r 为地球半径; $\epsilon_E, \epsilon_N, \epsilon_U$ 为等效陀螺漂移; f_E, f_N, f_U 为加表输出在导航坐标系下的投影。

综上所述可知,超级航姿系统内阻尼 Kalman 滤波状态方程为

$$\dot{\mathbf{X}}(t)_{8 \times 1} = \mathbf{F}(t)_{8 \times 8} \mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)_{8 \times 8} \mathbf{W}(t)_{8 \times 1} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{X}(t)$ 为系统状态量; $\mathbf{F}(t)$ 为误差传递矩阵; $\mathbf{G}(t)$ 为系统噪声驱动矩阵; $\mathbf{W}(t)$ 为系统激励噪声序列。

1.3 内阻尼 Kalman 滤波量测方程

超级航姿系统内阻尼 Kalman 滤波器中的量测量由惯导解算得到的姿态 θ_1, γ_1 与内阻尼姿态 θ_D, γ_D 之差构成,即

$$\mathbf{Z}(t)_{2 \times 1} = \begin{bmatrix} \theta_1 - \theta_D \\ \gamma_1 - \gamma_D \end{bmatrix} = \mathbf{H}(t)_{2 \times 8} \mathbf{X}(t)_{8 \times 1} + \mathbf{N}(t)_{2 \times 1} \quad (9)$$

$$\mathbf{H}(t) = \begin{bmatrix} -\cos \psi & \sin \psi & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sin \psi}{\cos \theta} & -\frac{\cos \psi}{\cos \theta} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{Z}(t)$ 为系统 t 时刻的量测量; $\mathbf{H}(t)$ 为系统量测矩阵; $\mathbf{N}(t)$ 为量测噪声矩阵; θ 和 ψ 分别为载体真实的俯仰角和方位角。

2 变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法

超级航姿系统内阻尼姿态组合导航算法的关键在于正确判断飞行器的机动状态,适时启用或断开加速度计的量测信息,从而更好地达到校正系统姿态误差,提高系统精度的效果^[9-10]。通常情况下,载体机动自检法以加速度计输出均值作为判断阈值,但当加速度计输出稳定性发生变化且飞行器处于非机动状态时,传统的基于定阈值的载体机动判

据将出现误判,从而断开内阻尼姿态修正回路,使载体的姿态角长期得不到修正,最终导致发散。

2.1 基于模糊推理系统的变阈值载体机动自检验法

针对定阈值载体机动自检验法存在的不足,本文提出了一种基于模糊推理系统的变阈值载体机动自检验法,该方法可根据加速度计输出稳定性 \tilde{F}_s 自适应地调节载体机动状态判断阈值,从而在一定程度上降低定阈值法的误判率,即

$$\bar{F}_1 = \frac{\sum_{i=1}^N \sqrt{(f_{Ei}^n)^2 + (f_{Ni}^n)^2}}{N} \quad (11)$$

$$\bar{F}_2 = \frac{\sum_{i=1}^N |\sqrt{f_{lxi}^2 + f_{byi}^2 + f_{bzi}^2} - g|}{N} \quad (12)$$

$$\tilde{F}_s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^M (\sqrt{(f_{Ei}^n)^2 + (f_{Ni}^n)^2} - \bar{F}_1)}{M}} \quad (13)$$

式中: f_{Ei}^n, f_{Ni}^n 分别为加表在导航坐标系下的东向分量和北向分量输出; N 为系统水平加速度分量个数的总和; $f_{lxi}, f_{byi}, f_{bzi}$ 分别为加速度计在载体坐标系下的输出; g 为当地重力加速度; M 为加速度分量个数的总和。

模糊推理系统(FIS)是一种多输入单输出(MISO)或单输入多输出(SIMO)系统,它将确定信号根据知识库转换为模糊量,再将模糊量进行去模糊化处理并转换成精确控制量输出^[11-13]。根据最小误判率准则,本文以式(13)作为 FIS 的输入,以判断阈值 d 和量测噪声调节因子 α 作为输出,构成如图 1 所示的模糊推理系统。其中,输入变量采用全交叠 Gauss 型隶属函数,而输出变量采用三角形隶属函数,如图 2 所示。

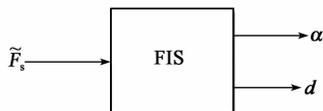


图 1 SIMO 模糊推理系统

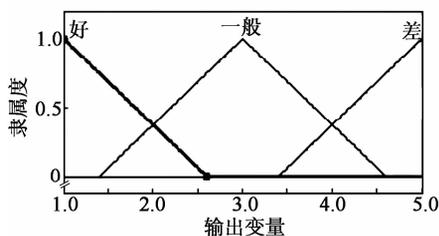


图 2 FIS 系统输出变量图

在该 SIMO 模糊推理系统中,用好、一般及差来表示加速度计输出稳定性。根据加速度计输出稳定性越好,内阻尼姿态误差越小的原则,同时,为了减小计算量,方便工程上实时解算,设计 3 条模糊推理规则如表 1 所示。

表 1 SIMO 模糊推理规则

	\tilde{F}_s	d	α
1	好	好	好
2	若 一般 则	一般 和	一般
3	差	差	差

当加速度计输出稳定性较差时,此时 \tilde{F}_s 具有较大的标准差,经过 FIS 后,载体机动状态判断阈值 d 也相应地增大,从而降低因加速度计稳定性变化所造成的载体机动状态误判率,提高内阻尼姿态的利用率。加表输出稳定性 \tilde{F}_s 与判断阈值 d 呈正相关,如图 3 所示。

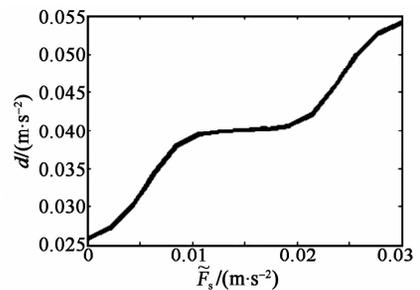


图 3 \tilde{F}_s 与 d 关系图

2.2 基于时变噪声的自适应 Kalman 滤波算法

变阈值载体机动自检验法虽然降低了载体机动状态的误判率,提高了内阻尼姿态的利用率,但当加速度计输出稳定性发生变化时,基于定量测噪声的 Kalman 滤波算法无法根据加速度计的输出现实时调整量测噪声阵 R_k ,从而增大或减小 Kalman 滤波器对量测信息的利用率,严重时将导致滤波器振荡甚至发散^[14]。

$$R_k = \alpha R \quad (14)$$

式中 R 为初始量测噪声。针对传统定量测噪声内阻尼 Kalman 滤波器存在的不足,本文提出一种基于时变噪声的自适应 Kalman 滤波算法来增强滤波器的鲁棒性,提高超级航姿系统对内阻尼姿态的利用率。该算法以 2.1 节所述 SIMO 模糊推理系统的另一输出 α 作为噪声调节因子,当加速度计输出稳定性较好时,此时, \tilde{F}_s 具有较小的标准差。经过 FIS 后,噪声调节因子 α 将减小,由式(14)可知 Kalman 滤波器的量测噪声阵 R_k 也将随之减小,此时,

滤波器会增大对量测信息的利用率,以此来提高滤波精度。加表输出稳定性 \tilde{F}_s 与噪声调节因子 α 呈正相关,如图 4 所示。

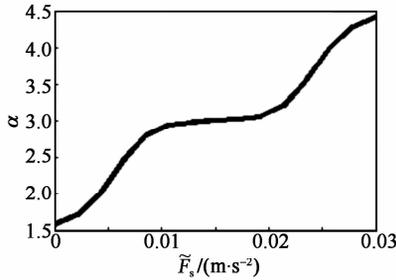


图 4 \tilde{F}_s 与 α 关系图

综上所述可知,本文提出的基于模糊推理系统的变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法的基本流程为:当由式(11)、(12)计算出的值分别小于 d_1 和 d_2 时(d_1 和 d_2 均为判断阈值),即认为载体处于非机动状态,此时启用变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法来修正载体的水平姿态角,否则系统进入纯惯导解算模式。

3 仿真结果与分析

通过设计两组仿真实验来验证文中所提变阈值载体机动判据自适应 Kalman 滤波算法的有效性,2 组实验的仿真航迹如表 2 所示。表中, v 、 a 、 ω 分别为载体的速度、加速度、角速度。

表 2 超级航姿系统航迹仿真过程

阶段	时间段/s	载体运动状态	加表噪声
1	0~600	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$
2	600~620	匀加速飞行	$a=1\text{ m/s}^2$
3	620~1 400	匀速直线飞行	$v=40\text{ m/s}$
4	1 400~1 420	匀减速飞行	$a=-1\text{ m/s}^2$
5	1 420~2 200	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$
6	2 200~2 230	左转弯	$\omega=4.5\text{ (}^\circ\text{)/s}$
7	2 230~2 600	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$
8	2 600~2 670	爬升	$\omega=1\text{ (}^\circ\text{)/s}$
9	2 670~3 200	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$
10	3 200~3 270	下降	$\omega=1\text{ (}^\circ\text{)/s}$
11	3 270~3 600	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$
12	3 600~3 630	右转弯	$\omega=4.5\text{ (}^\circ\text{)/s}$
13	3 630~4 000	匀速直线飞行	$v=20\text{ m/s}$

导航解算周期为 $T_1=0.04\text{ s}$, Kalman 滤波量测更新周期为 $T_2=1\text{ s}$, 初始平台失准角 $\phi_E = \phi_N = 3'$, $\phi_E = \phi_N = 24'$; 光纤陀螺常值漂移为 $0.1\text{ (}^\circ\text{)/h}$, 随机漂移为 $0.1\text{ (}^\circ\text{)/}\sqrt{\text{h}}$; 加表常值偏置

为 $800\text{ }\mu\text{g}$, 随机漂移为 $100\text{ }\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$; 载体的初始状态信息如表 3 所示。

表 3 载体的初始状态信息

初始位置	纬度(N)	$39^\circ58'51''$
	经度(E)	$116^\circ21'10''$
	高度/m	600
初始姿态	俯仰角/ $(^\circ)$	0
	横滚角/ $(^\circ)$	0
	航向角/ $(^\circ)$	0(北偏东)
初始速度	东速/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0
	北速/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	20
	天速/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0

3.1 变阈值载体机动状态自检法仿真实验

为了对比变阈值与定阈值载体机动判据的效果,在 $3\ 200\sim3\ 600\text{ s}$ 与 $3\ 600\sim4\ 000\text{ s}$ 这两个阶段分别将加表随机漂移扩大至 $250\text{ }\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ 和 $500\text{ }\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$, 取初始阈值 $d_1=d_2=d=0.02\text{ m/s}^2$, 依据加表输出稳定性大小将 FIS 系统输入变量 \tilde{F}_s 的取值范围设为 $[0, 0.03\text{ m/s}^2]$, FIS 系统输出变量 d 的取值范围设为 $[0.02\text{ m/s}^2, 0.06\text{ m/s}^2]$, 则可得载体机动状态判断结果如图 5 所示。

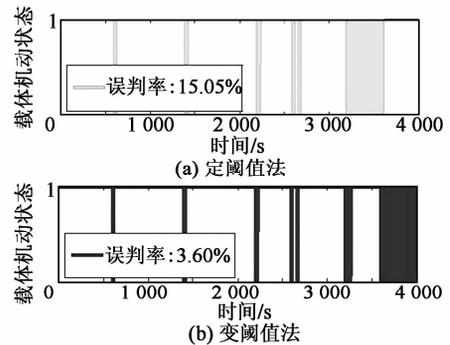


图 5 载体机动状态判断结果图

经计算,定阈值法载体机动判据的误判率为 15.05% , 而变阈值法载体机动判据的误判率仅为 3.60% 。由图 5 可看出,在 $3\ 200\sim4\ 000\text{ s}$, 即加表稳定性突变阶段,基于定阈值的载体机动自检验法明显出现较大的误判率;而基于变阈值的载体机动自检法则能根据加表输出稳定性的高低实时调整判断阈值 d 的大小,从而降低误判率。由此可见,基于模糊推理系统的变阈值载体机动判据在加表输出稳定性发生变化时,仍能较好地判断出飞行器的机动状态,从而适时启用或断开内阻尼姿态,更好地起到修正载体水平姿态角的作用。

3.2 时变噪声自适应 Kalman 滤波算法仿真实验

为验证载体水平姿态经过时变噪声自适应

Kalman 滤波算法修正后的效果, 取初始量测噪声阵 $R=0.02^\circ$; 根据加表稳定性的高低, 将 FIS 系统另一输出变量 α 的取值范围设为 $[0, 5]$; 其余参数及加表随机漂移的变化情况与 3.1 节相同, 得到载体水平姿态误差角曲线和内阻尼姿态角曲线分别如图 6、7 所示。

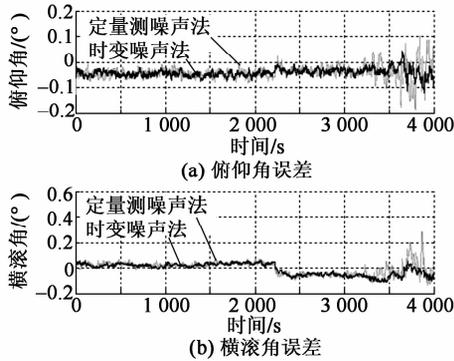


图 6 载体姿态误差角曲线

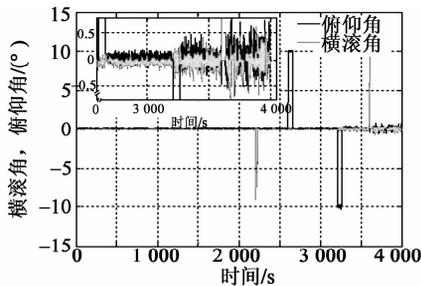


图 7 内阻尼姿态角曲线

为了便于直观对比定量测噪声 Kalman 滤波算法与时变噪声自适应 Kalman 滤波算法在上述 4 个阶段的滤波稳定性, 各阶段所对应的载体姿态误差角稳定性计算结果如表 4 所示。

表 4 载体姿态角误差稳定性

时间段/s		定量测噪声法	时变噪声法
0~3 200	俯仰角/ $^\circ$	0.014 27	0.011 31
	横滚角/ $^\circ$	0.038 50	0.037 30
3 200~3 600	俯仰角/ $^\circ$	0.030 92	0.011 67
	横滚角/ $^\circ$	0.034 00	0.021 59
3 600~4 000	俯仰角/ $^\circ$	0.062 36	0.032 50
	横滚角/ $^\circ$	0.090 34	0.034 06

由图 6 可见, 在 0~3 200 s 阶段, 由于加速度计随机漂移保持不变, 两种算法的滤波精度和稳定性基本相同, 其中, 俯仰、横滚角误差都抑制在 0.1° 内, 且两种算法的姿态误差角稳定性基本相同。在 3 200~4 000 s 阶段, 由于量测噪声发生突变, 因此, 定量测噪声法出现较大幅度波动, 而时变噪声法滤波稳定性明显优于定量测噪声法。其中, 在 2.5

倍噪声时, 俯仰、横滚角误差稳定性分别提高了 62.26% 和 36.50%; 在 5 倍噪声时, 俯仰、横滚角误差稳定性分别提高了 47.88% 和 62.30%。其原因: 由内阻尼姿态融合算法的基本原理可知, 加速度计输出稳定性的高低决定着内阻尼姿态角稳定性的高低。由图 7 可看出, 加速度计输出稳定性变差的同时, 由其解算得到的内阻尼姿态角波动幅度也较大, 由于定量测噪声法的量测噪声阵 R_k 为定值, 此时, 若初始量测噪声 R 取值过小, 即滤波器的滤波结果对量测信息的依赖程度较高, 则 Kalman 滤波的稳定性随着内阻尼姿态稳定性的变差而变差。时变噪声法能通过 FIS 系统自适应地调整噪声调节因子 α 的大小, 从而通过式 (14) 降低超级航姿系统对内阻尼姿态的利用程度, 即提高了滤波精度, 也增强了滤波器的鲁棒性

4 结论

1) 本文针对传统定阈值载体机动自检法在加表输出时, 因受外界干扰导致其稳定性变差, 存在对载体机动状态误判率高等缺点, 提出了一种基于变阈值的载体机动自检法。该算法不仅能在加表输出稳定阶段正确判断出载体的机动状态, 还能在加表输出稳定性发生突变时, 通过模糊推理系统自适应调节载体机动状态判断阈值, 从而降低了传统定阈值法对载体机动状态的误判率。

2) 本文针对量测噪声发生变化时, 传统的基于定量测噪声的 Kalman 滤波算法滤波稳定性差的缺点, 提出了一种基于时变噪声的自适应 Kalman 滤波算法。该算法以加表输出稳定性作为模糊推理系统的输入, 以调节因子 α 作为输出, 实时地对量测噪声阵进行调整, 从而提高滤波器对量测信息的利用程度, 改善了超级航姿系统在不同状态下的滤波精度和滤波稳定性。

仿真实验表明, 本文所提算法能有效抑制超级航姿系统在 GPS 失效时的水平姿态误差, 具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 雷宏杰, 张亚崇. 机载惯性导航技术综述[J]. 航空精密制造技术, 2016, 52(1): 7-12.
LEI Hongjie, ZHANG Yachong. Review of airborne inertial navigation technology[J]. Aviation Precision Manufacturing Technology, 2016, 52(1): 7-12.