

无人机多源导航信息自主管理方法研究

杨卫平^{1,2}, 张晓冬², 汤卓^{2†}

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100083; 2. 中国航空工业集团 飞行自动控制研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 完全依赖卫星导航信息融合的方案自主性差、完好性难以保证; 而完全利用其它自主导航的方式, 精度也难以保证, 针对这些问题, 提出了基于混合式架构的多源导航信息自主管理方法. 利用联合故障检测方法, 解决了对卫星干扰的有效检测, 使完好性得到保证; 设计了基于D-S证据推理的信息优选策略, 针对典型无人机任务场景进行了仿真分析, 结果表明信息优选策略降低了多故障检测方法同时应用的虚警率, 提高了导航精度.

关键词: 信息融合; 完好性; 联合故障检测; D-S证据推理

中图分类号: V249.3 文献标识码: A

Autonomous management method of multi-source navigation system on unmanned aircraft vehicle

YANG Wei-ping^{1,2}, ZHANG Xiao-dong², TANG Zhuo^{2†}

(1. College of Instrument Science and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Flight Automatic Control Research Institute, China Aviation Industry Group, Xi'an Shaanxi 710065, China)

Abstract: A hybrid architecture based multi-sensor self-manage method is developed, since the autonomy and integrity of the information fusion strategy, which fully depends on the global navigation satellite system (GNSS), can not be guaranteed, while as the accuracy of the other autonomous navigation methods. The GNSS jam detection problem is solved by utilizing the joint failure diagnose method, so the integrity is satisfied. An information optimization strategy which is based on the D-S evidence reasoning theory is proposed. A simulation analysis is carried out towards typical scenes of the unmanned aircraft vehicle (UAV) missions. The experiments show that the information optimizing strategy can effectively reduce the false alert rate when multiple failure detection methods are simultaneously used, and the navigation accuracy is improved.

Key words: information fusion; integrity; joint fault detection; D-S evidence reasoning

1 引言(Introduction)

目前国内外无人机主要依靠惯性/卫星组合进行导航, 但卫星导航的欺骗干扰故障难以有效检测. 国外相关检测方法很多, 但主要采用卫星接收机自身技术, 不能彻底解决所有问题^[1-2]; 2011年美国先进的隐身无人机RQ-170在伊朗被卫星诱导俘获, 虽然事实有待验证, 但卫星干扰, 特别是欺骗干扰已成为无人机导航的极大隐患. 近年来, 国外将多导航源融合技术作为卫星失效环境下的主要导航手段. 如美国国防高级研究计划局(defense advanced research projects agency, DARPA) 2012年的资助项目全源定位与导航(all source positioning and navigation, ASPN) 等技术^[3-4]. 随着可用于无人机的传感器和导航系统日益增多, 随之出现故障的子系统数量也相应增加. 一般而言, 采用集中式信息融合将获得更高的精度, 对此

分散式信息融合能有效隔离卫星导航故障^[5], 但完全利用其它自主导航作为全程导航则输出精度难以保证. 为了在保证精度的同时兼顾系统可靠性, 通常采用混合式融合方法. 在混合式架构下选择最优导航信息核心是如何判断准确卫星导航的故障状态.

目前集中融合故障检测方法有状态卡方检测和量测卡方检测, 其基本原理是利用状态估计值与量测进行比较, 实时判断量测的有效性. 量测卡方检测是利用连续的滤波状态与量测进行比较, 对卫星突变故障的检测精度高. 但该方法对卫星慢变故障检测的灵敏度不够, 易受慢变故障污染^[6], 因此在故障消失后更易出现虚警, 即检测置信度不高. 状态卡方检测是利用惯导递推状态与量测进行比较, 不受故障污染, 能够提高慢变故障的检测灵敏度, 即检测置信度较高. 但若完全依靠纯惯性递推, 状态值会随时间发散, 导

致检测精度较差.

为克服以上缺点,一方面基于混合式系统架构,设计利用剔除卫星信息的其它自主导航滤波器作为系统状态检测的基础,提高状态检测的精度,同时基于该滤波器自主性有保证的前提下可进行整体导航完好性计算.另一方面同时进行集中滤波器卫星量测卡方检测,近一步提高对卫星突变故障的检测精度,改善组合导航精度.

基于以往的工程经验和理论分析,简单的对以上两种故障检测方法进行“罗列”设计,将出现更高的虚警率,导航精度难以保证,为此设计了基于证据推理的方法对两种故障检测的基本置信指派进行优化设计和融合处理,给出了信息优选策略,降低了故障

检测的虚警率,提高了导航精度.针对某装备了惯性导航(inertial navigation system, INS),全球卫星导航(global navigation satellite system, GNSS),天文导航(celestial navigation system, CNS),光电成像景象匹配(electrical-optical, EO), SAR成像景象匹配(synthetic aperture radar, SAR)的高空长航时无人机,设计了基于集中+分散式结构信息处理方式,从联合故障检测、导航信息优选策略、完好性检测方面详细阐述了自主信息管理的设计原则与实现方法.

2 混合式组合导航系统构架(Mixed integrated navigation structure)

针对某无人机设计了混合式组合导航系统架构如图1所示.

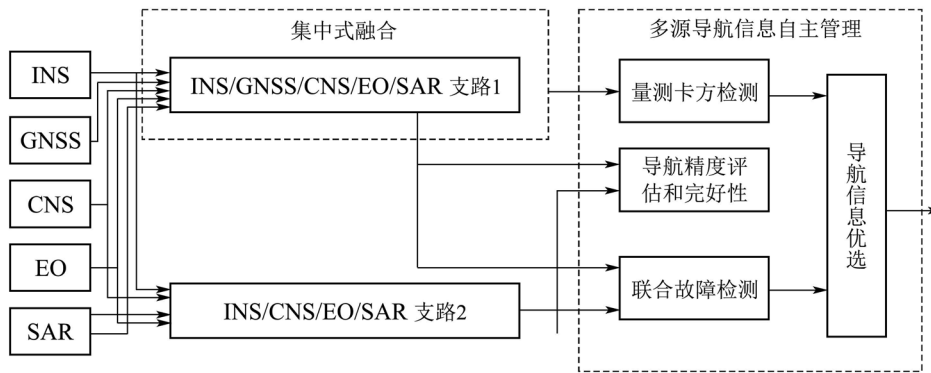


图 1 混合式组合导航系统架构图
Fig. 1 Mixed integrated navigation system structure

系统状态选取为

$$[\delta L \quad \delta \lambda \quad \delta V_E \quad \delta V_N \quad \delta \phi_E \quad \delta \phi_N \quad \delta \phi_U \\ \delta \varepsilon_X \delta \varepsilon_Y \quad \delta \varepsilon_Z \quad \delta \nabla_X \quad \delta \nabla_Y \quad \delta \nabla_Z],$$

分别表示惯导的纬度误差、经度误差、东向速度误差、北向的速度误差、东、北、天向平台偏角、三轴陀螺漂移和三轴加计零位.

状态转移 F 阵为由捷联惯导误差传递关系给出,此处不再赘述.

由图1可知,两路不同的导航处理单元输出两路不同的导航信息:

支路1(集中式): 融合所有传感器的信息,在通常情况下保证系统获得最高的导航精度,但存在受GNSS故障影响的可能.量测矩阵为

$$H = \begin{bmatrix} H_{GNSS} \\ H_{CNS} \\ H_{SAR} \\ H_{EO} \end{bmatrix},$$

其中: H_{GNSS} 为卫星导航量测矩阵, H_{CNS} 为天文导航量测矩阵, H_{SAR} 和 H_{EO} 为景象匹配导航的量测

矩阵.

支路2(可信式): 输出惯性与天文和景象匹配导航融合信息,不受GNSS慢变故障影响,可以保证自身可靠性,因此是慢变故障检测和完好性计算的参考信息,但精度较支路1差.量测矩阵为

$$H = \begin{bmatrix} H_{GNSS} \\ H_{CNS} \\ H_{EO} \end{bmatrix}.$$

3 联合故障检测(Union fault detection)

由引言可知,支路1集中滤波器的状态 $\hat{X}_{k/k-1}$ 有可能是历史卫星量测污染状态,如果利用支路2的状态作为检测基准,则提高了检测基准精度,其改进的设计方法为

时间更新:

$$\hat{X}_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} \hat{X}_{k-1}, \quad (1)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + Q_{k-1}; \quad (2)$$

量测更新:

$$\hat{X} = \hat{X}_{k/k-1} + K_k(Z_k - H_k \hat{X}_{k/k-1}), \quad (3)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + Q_{k-1}, \quad (4)$$

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}. \quad (5)$$

其中: $\hat{X}_{k/k-1}$ 为支路2的状态估计; P_k 为支路2的状态估计方差阵. GNSS预测残差 $r(k)$ 通过式(6)计算^[7-8]:

$$r(k) = Z_{\text{GNSS}}(k) - H_{\text{GNSS}}(k) \hat{X}_{k/k-1}, \quad (6)$$

其中: $Z_{\text{GNSS}}(k)$ 为GNSS的经纬度量测; $H_{\text{GNSS}}(k)$ 为量测方程. 故障检测函数

$$\lambda(k) = r^T(k) S^{-1}(k) r(k), \quad (7)$$

其中 $\lambda_z(k)$ 服从自由度为 m 的 χ 分布, 即 $\lambda_z(k) \sim \chi^2(m)$, m 为 $Z_{\text{GNSS}}(k)$ 的维数, 此处 m 值取2, S_k 为新息的方差.

$$S(k) = H_{\text{GNSS}}(k) P_{k/k-1} H_{\text{GNSS}}^T(k) + R_{\text{GNSS}}(k), \quad (8)$$

其中 $R_{\text{GNSS}}(k)$ 为 $Z_{\text{GNSS}}(k)$ 的量测噪声阵.

故障判决准则为:

若 $\lambda(k) > T_z$, 判定有故障;

若 $\lambda(k) \leq T_z$, 判定无故障.

其中 T_z 为预先设置的门限, 可由误警率 P_f 确定.

4 导航信息优选(Navigation information select strategy)

针对现有故障检测融合方法对慢变故障检测不充分的问题, 提出了一种基于D-S证据推理的GNSS故障检测融合方法^[9-13]. 将支路1集中式的残差卡方检测结果和支路2可信式的联合故障检测结果进行准确融合.

4.1 D-S证据理论(D-S evidence theory)

在D-S证据理论中, 将某个问题所有可能结果的有限集合 $\Theta = \{A_1, A_2, \dots, A_n\}$ 称为辨识框架(frame of discernment).

Θ 中的元素 A_i 称为焦元, 2^Θ 为 Θ 的幂集, 任何一个 Θ 的子集都称为一个命题^[9].

定义1 称映射 $m : 2^\Theta \rightarrow [0, 1]$ 为辨识框架 Θ 上的一个基本置信指派函数(basic probability assignment, BPA), 且满足:

$$m(\emptyset) = 0, \sum_{A \subseteq \Theta} m(A) = 1. \quad (9)$$

式中 $m(A)$ 为命题 A 的基本置信指派函数, 且 $m(A) > 0$, $m(A)$ 反映了对命题 A 的支持程度, $m(A) = 1$ 表示完全支持, $m(A) = 0$ 表示完全不支持.

定义2 设 Θ 为辨识框架, A 为 Θ 的子集, 如果 $m(A) > 0$, 则称 A 为证据的焦元. 证据的焦元和它的基本置信指派构成的二元体 $(A, m(A))$ 称为证据体, 证据是由若干证据体组成的.

定义3 Dempster融合规则, 假定辨识框架 Θ 上性质不同的两个证据 A 和 B , 其焦元分别为 $A_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 和 $B_j (j = 1, 2, \dots, m)$, 基本置信指派函数分别为 $m_1(A_i)$ 和 $m_2(B_j)$, 则有如下组合规则^[13]:

$$\begin{cases} m(x) = \frac{1}{1-K} \sum_{A_i \cap B_j = x} m_1(A_i) m_2(B_j), \\ m(\emptyset) = 0. \end{cases} \quad (10)$$

其中 K 为冲突系数, 它反映了同一辨识框架下证据间的冲突程度大小:

$$K = \sum_{A_i \cap B_j = \emptyset} m_1(A_i) m_2(B_j). \quad (11)$$

4.2 基于D-S证据推理的GNSS故障检测融合方法(Fault detection method for GNSS base on D-S evidence theory)

基本步骤为: 首先分别构建集中滤波器故障检测结果(以下简称证据1)和可信滤波器故障检测结果(以下简称证据2)对GNSS信号故障情况描述的基本置信指派函数; 随后利用Dempster融合规则对两个证据进行融合; 最后根据融合结果决策给出GNSS信号的故障判决, 其融合决策过程如图2所示.

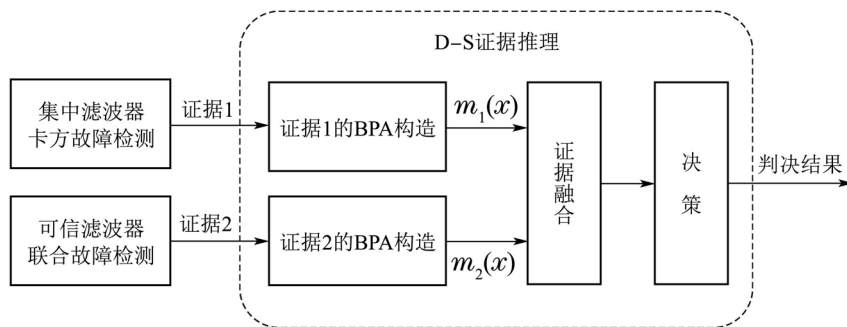


图2 基于D-S证据推理的GNSS故障检测融合方法

Fig. 2 Fault detection method for GNSS base on D-S evidence theory

在该故障检测系统中, 辨识框架为: $\Theta = \{\text{有故障, 无故障, 不确定}\}$.

1) 基本置信指派函数构造.

定义 $m(1)$, $m(0)$ 和 $m(1 \cup 0)$ 分别表示在一定故障检测结果下, 认为GNSS量测有故障、无故障和不确定基本置信指派, 即检测故障超过或小于检测门限时(证据), 判断GNSS有、无、不确定故障的条件概率^[12]. 从式(6)可知, 检测结果受量测 $Z_{\text{GNSS}}(k)$ 和状态 $\hat{X}_{k/k-1}$ 共同影响, 虽然能够获取GNSS正常时的检测门限依据的预测残差分布, 但无法获得故障分布情况, 因此条件概率无法准确获取. 传统方法将预测残差超过稀少概率的事件(证据为有故障)简化给定为 $m(1) = 1, m(0) = 0$; 预测残差小于稀少概率的事件(证据为无故障)简化给定为 $m(1) = 0, m(0) = 1$ 这种非此即彼的基本置信指派与现实故障不相匹配, 导致基于此的故障检测效果不佳.

针对传统检测方法的不足, 基于以下两种事实对基本置信指派进行优化设计: 1) 对于无法获取, 但事实上确定的同等GNSS故障分布, 当预测残差越大(即滤波精度越低)时其故障定位的可信度下降; 2) 可信式滤波器不受GNSS污染, 可信度较高, 而集中式滤波器存在受GNSS污染可能, 可信度较低. 据此表1给出了在不同故障检测结果下基本置信指派函数在极限精度下的极限值.

其中 $\|S\|$ 和 $\|R\|$ 分别代表预测残差的位置误差标准差和GNSS的位置误差标准差, 由式(8)按照下式计算:

$$\|S\| = \sqrt{S[1][1] + S[2][2]}, \quad (12)$$

$$\|R\| = \sqrt{R_{\text{GNSS}[1][1]} + R_{\text{GNSS}[2][2]}}. \quad (13)$$

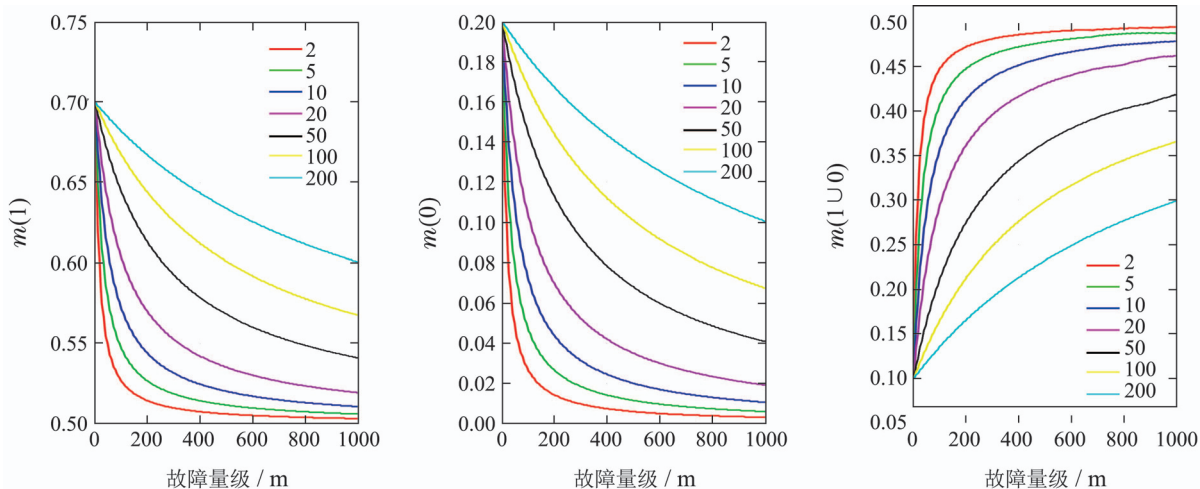


图 3 基本置信指派函数在不同 a_2 下的函数曲线

Fig. 3 The curves of BRA towards different a_2

表1给出了极限精度下基本置信指派函数的值, 对于任意精度下函数值, 则可通过一定的函数形式进行构造, 但在构造时必须满足以下几点要求:

- 各焦元BPA函数值和为1.

$$m(1) + m(0) + m(1 \cup 0) = 1; \quad (14)$$

- 各焦元BPA函数平稳连续.

BPA函数的值随着滤波精度的变化而变化, 而且一般是单调连续的. 综上, 提出了一种多项式拟合的方式来构造基本置信指派函数受精度变化的影响, 具体形式如下:

$$m(x) = \frac{b_1 \|S\| + b_2 \|R\|}{a_1 \|S\| + a_2 \|R\|}, x = 1, 0, 1 \cup 0. \quad (15)$$

a_1 归一化取为1; b_1 的值可以通过对具体的 $m(x)$ 函数取 $\|S\| \rightarrow \infty$ 的极限确定; a_2 确定后和 b_2 的值可通过 $m(x)$ 函数取 $\|S\| \rightarrow R$ 的极限确定.

表 1 基本置信指派函数的极限值设置

Table 1 Fuzzy control rules

检测方法	证据	滤波精度	$m(1)$	$m(0)$	$m(1 \cup 0)$
集中式残差卡方检测	有故障	高: $\ S\ \rightarrow \ R\ $	0.7	0.2	0.1
		低: $\ S\ \rightarrow \ \infty\ $	0.5	0	0.5
	无故障	高: $\ S\ \rightarrow \ R\ $	0.2	0.7	0.1
		低: $\ S\ \rightarrow \ \infty\ $	0.1	0.4	0.5
可信式联合故障检测	有故障	高: $\ S\ \rightarrow \ R\ $	0.9	0.05	0.05
		低: $\ S\ \rightarrow \ \infty\ $	0.5	0	0.5
	无故障	高: $\ S\ \rightarrow \ R\ $	0.05	0.9	0.05
		低: $\ S\ \rightarrow \ \infty\ $	0.1	0.4	0.5

图3是不同 a_2 在证据1为有故障时置信指派函数随滤波精度 $\|S\|$ 变化的曲线:

由图3可知, a_2 值越小BPA函数曲线随 $\|S\|$ 变化越迅速, 反之变化越缓慢. GNSS精度量级一般在10 m左右, 而期望滤波器精度在百米量级内仍能对检测结果具有较好支持, 故参考上图曲线知 a_2 取值应在10左右, 此处选取 $a_2 = 9$.

综上可以得到不同滤波器的不同故障检测结果下的基本置信指派函数, 如表2所示.

表2 各种检测结果基本置信指派函数的拟合参数
Table 2 Detect result basic belief functions' fitting parameter

检测方法	故障	a_1	a_2	$m(1)$		$m(0)$		$m(1 \cup 0)$	
				b_1	b_2	b_1	b_2	b_1	b_2
集中式残差	有	1	9	0.5	6.5	0	2	0.5	0.5
卡方检测	无	1	9	0.1	1.9	0.4	6.6	0.5	0.5
可信式联合	有	1	9	0.5	8.5	0	0.5	0.5	0
故障检测	无	1	9	0.1	0.4	0.4	8.6	0.5	0

2) 证据融合.

利用表2的参数和实时的 $\|S\|$ 值计算证据1对应的 $m_1(1), m_1(0), m_1(1 \cup 0)$ 和证据2对应的 $m_2(1), m_2(0), m_2(1 \cup 0)$, 利用定义2融合规则计算融合的 $m(1), m(0), m(1 \cup 0)$.

3) 决策.

$m(0) > 0.5$ 时认为GNSS无故障, 反之有故障.

判断有故障时, 当证据1有故障, 证据2无故障时认为集中滤波未受严重污染, 剔除本次卫星量测; 当证据1无故障, 证据2有故障时, 判断集中滤波已受严重污染, 用支路2状态重置支路1状态. 最终导航数据输出为集中式滤波结果.

4.3 完好性计算(Integrity calculation)

随着空域资源的日益紧张和航路周边安全威胁的增加, 为满足无人机任务需要, 导航系统不仅需提供必要的实时导航参数, 还需提供以ANP(实际导航精度)和HPL/VPL(水平/垂直完好性保护门限)为代表的精度和完好性管道^[14], 以确定无人机自主飞行控制策略和特定任务操作. 常用RAIM算法依据的卫星故障模式为只有一颗卫星出现故障的理想场景, 战时卫星导航将受到各类干扰, 特别是欺骗干扰, 这种整体上的欺骗通过RAIM是无法描述的^[15-16]. 为此, 基于支路2的自主导航信息完好性能有保障的前提, 通过对比支路1和支路2导航位置信息差异, 给出支路1完好性计算, 计算依据漏检率1%进行设计, 图4所示为算法原理.

支路2导航滤波器给出的位置误差估计可由式(5)中 P_k 的经纬度对应的 2×2 矩阵给出, 如下式:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy}^2 \\ \sigma_{xy}^2 & \sigma_y^2 \end{bmatrix}, \tag{16}$$

$$\lambda_{\max} = \frac{(\sigma_x^2 + \sigma_y^2) + \sqrt{(\sigma_x^2 - \sigma_y^2)^2 + 4\sigma_{xy}^2}}{2}. \tag{17}$$

支路2位置误差以99.9%置信度小于ET, 推导可得

$$ET = 3.3 \times \sqrt{\lambda_{\max}}. \tag{18}$$

L 代表支路1与支路2的位置误差, $HPL = L + ET$.

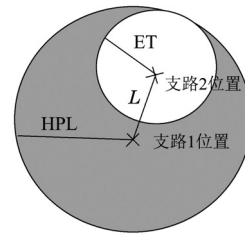


图4 完好性计算原理

Fig. 4 The theory of integrity calculation

5 仿真分析(Simulation analysis)

本仿真任务是描述本文的联合故障检测与利用D-S证据推理融合决策的信息优选方法在GNSS不同故障情况下的性能及与现有方法的对比分析.

针对某高空无人机, 设计起飞巡航-高空侦察-返航任务剖面如表3和图5所示.

表3 高空长航时地对地侦察任务设计

Table 3 Trace design of land detecting for high-altitude long-time flying

飞行时间/s	飞行任务
0-420	起飞阶段
421-3320	巡航阶段
3321-6400	高空侦察
6401-9100	返航

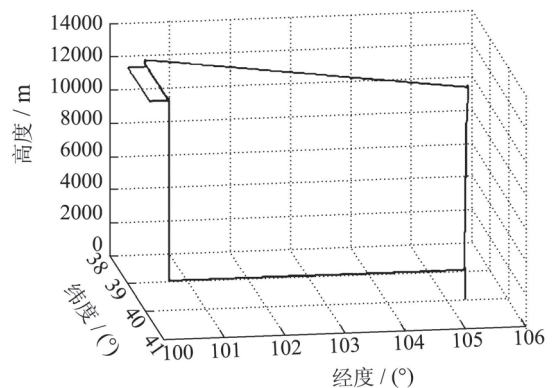


图5 3维轨迹

Fig. 5 Space trace

可用的导航系统有惯性导航、卫星导航、天文导航、景象匹配导航. 误差分配如表4.

表 4 系统误差清单
Table 4 System error list

各系统	有效工作时间/s	误差
惯性导航	全程 0-10000	随机游走: $0.0015(^{\circ})/\sqrt{h}$
		逐次启动重复性: $0.003(^{\circ})/h$
		陀螺 零偏稳定性: $0.003(^{\circ})/h$
		刻度系数稳定性: 2 ppm
		输入轴不对准角: $2''$
加计		输出噪声: $5 \mu g/\sqrt{Hz}$
		逐次启动重复性: 20 μg
		零偏稳定性: 10 μg
卫星导航	全程 0-10000	位置误差: 10 m
		天文导航 420-9100
景象匹配	5800-5900 8000-8100	10 m

5.1 GNSS突变跳跃故障(GNSS jump fault)

GNSS在1500-1550 s时间段内发生了量级为(200 m, 200 m)的突变跳跃故障, 此时滤波器的检测结果(检测结果为1代表有故障, 为0代表无故障)及 $\|S\|$ 曲线如图6所示. 对应证据1和2的BPA函数如图7.

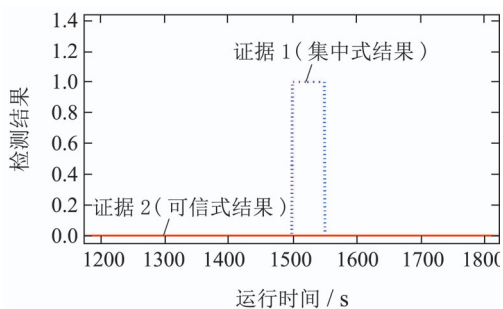


图 6(a) 滤波器检测结果
Fig. 6(a) Filter detect result

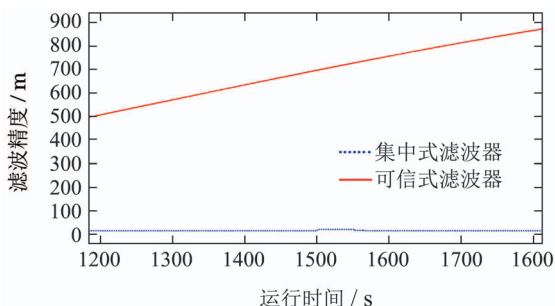


图 6(b) 滤波器检测 $\|S\|$ 曲线
Fig. 6(b) Filter detect $\|S\|$ curve

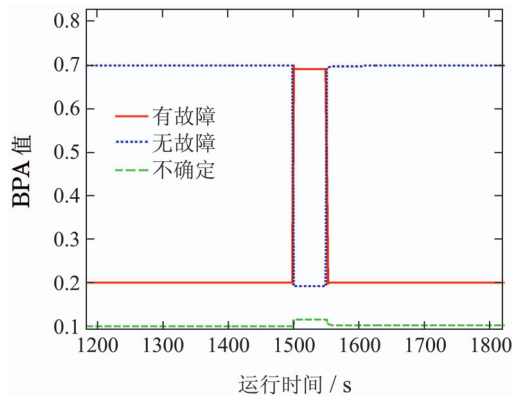


图 7(a) 证据1的BPA函数图

Fig. 7(a) BPA curve of theory 1

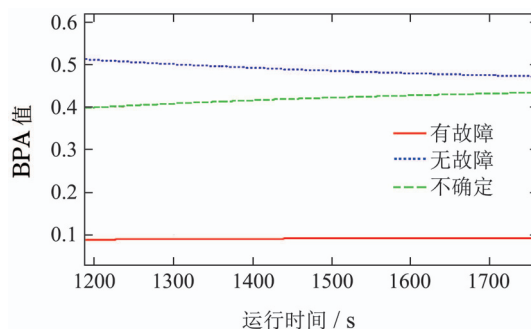


图 7(b) 证据2的BPA函数图

Fig. 7(b) BPA curve of theory 2

通过使用Dempster融合规则对证据1和证据2的BPA函数进行融合; 得到系统整体的BPA函数, 如图8所示.

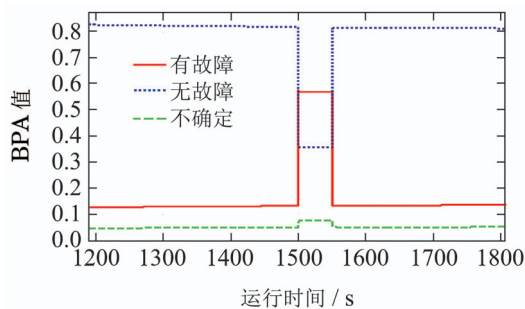


图 8 BPA函数融合结果

Fig. 8 BPA fusion result

虽然检测结果出现不同证据, 但集中式精度高, 因此证据可信度大, 融合结果支持集中式结果, 判定GNSS故障.

5.2 GNSS慢变斜坡故障1(GNSS slope fault 1)

GNSS在2000-5000 s时间段内加入0.2 m/s的慢变故障, 此时滤波器的检测结果如图9所示.

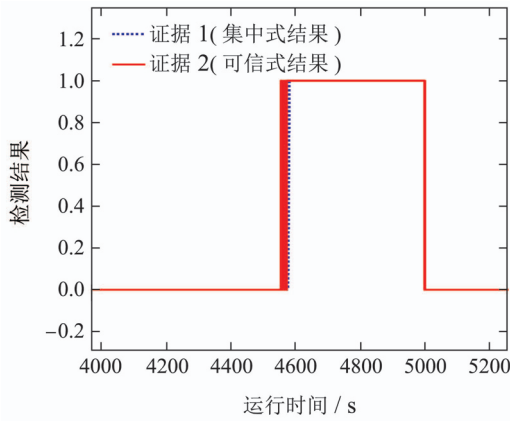


图 9(a) 滤波检测结果

Fig. 9(a) Filter detect result 1

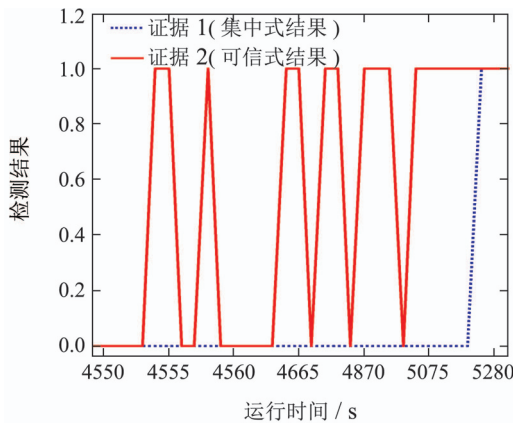


图 9(b) 结果局部放大

Fig. 9(b) Local result

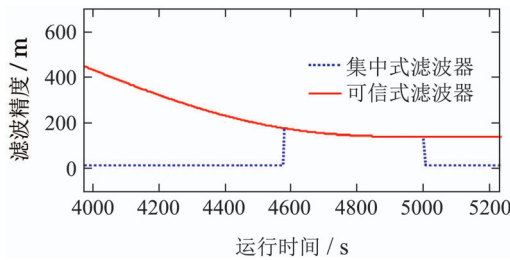


图 9(c) $\|S\|$ 曲线

Fig. 9(c) $\|S\|$ curve

由图9可知,可信滤波器在慢变故障量级较小时难以检测,但随着故障量级的增加,可信滤波器在4550 s开始检测到故障,其后短期内由于量测噪声,导致故障状态频繁跳变,但很快于4590 s稳定检测故障.未经隔离的集中式滤波器受GNSS慢变故障污染,卡方检测在4590 s之前报无故障.

对应证据的BPA函数如图10.

在4590 s通过证据融合与故障决策给出GNSS故障状态,用支路2可信滤波器状态重置支路1集中滤波器状态,使得集中滤波器之后具备故障检测能力.图11为可信滤波器联合故障检测和仅使用集中式卡方检测的传统方法检测精度对比图.

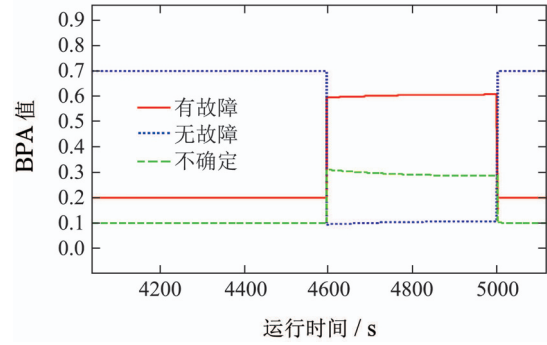


图 10(a) 证据1的BPA函数

Fig. 10(a) BPA curve of theory 1

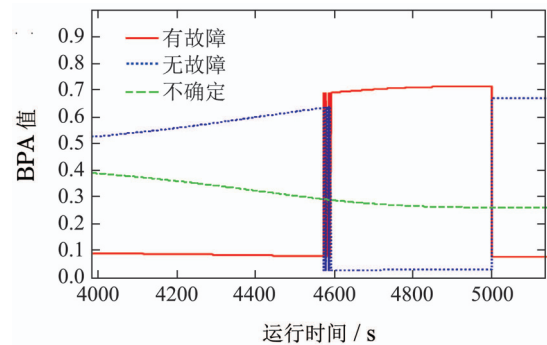


图 10(b) 证据2的BPA函数

Fig. 10(b) BPA curve of theory 2

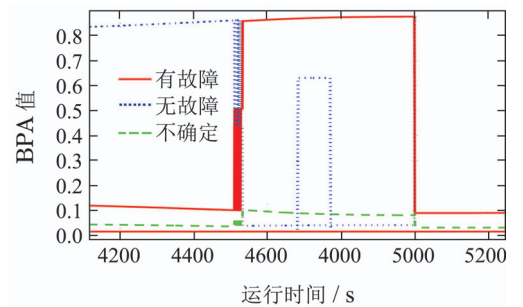


图 10(c) BPA函数融合结果

Fig. 10(c) BPA fusion result

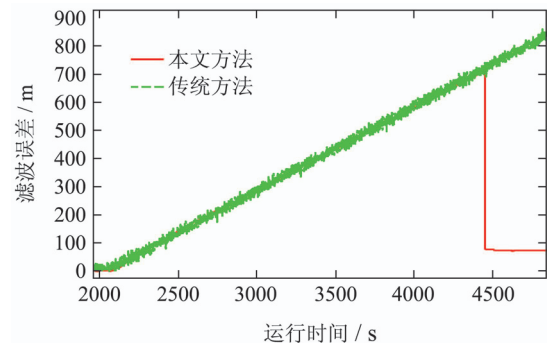


图 11 检测精度对比

Fig. 11 Detect precise comparison

通过对比可知,基于集中滤波架构的传统方法难以有效检测GNSS慢变故障,导航精度受到严重污染.利用联合故障检测则可有效剔除慢变故障,改善导航精度.

5.3 GNSS慢变斜坡故障2(GNSS slope fault 2)

在6000–6500 s时间段内加入0.2 m/s的慢变故障, 6500 s后故障消失, 此时滤波器的检测结果如图12所示.

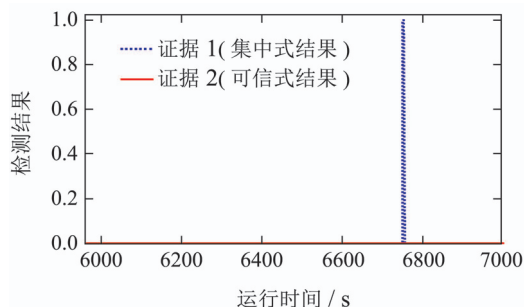


图 12(a) 滤波检测结果

Fig. 12(a) Filter detect result

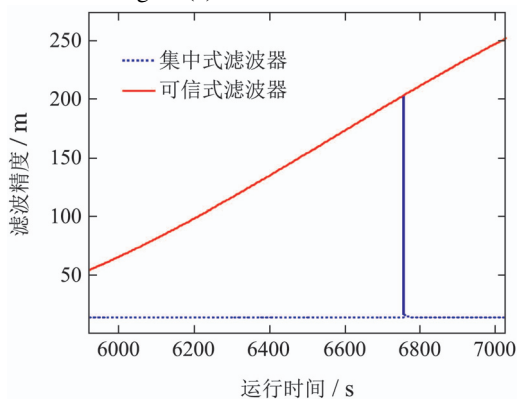


图 12(b) 滤波器 $\|S\|$ 曲线

Fig. 12(b) $\|S\|$ curve

由图12(a)可知, 由于GNSS信号的慢变故障时间较短, 集中式滤波器和可信式滤波器都未能检测出故障, 进而导致集中滤波器受到污染, 在6500 s后集中式滤波器对正确信号发生虚警. 其后虽经证据融合给出无故障结论, 但滤波器用GNSS修正存在滤波时间不能立即修正到位, 因此证据1的虚警将持续一段时间.

该慢变故障情形下对应证据1和2的BPA函数如图13. 通过融合得到系统整体的BPA函数, 如图14所示.

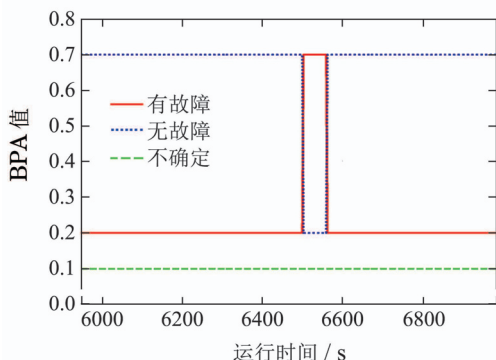


图 13(a) 证据1的BPA

Fig. 13(a) BPA of theory 1

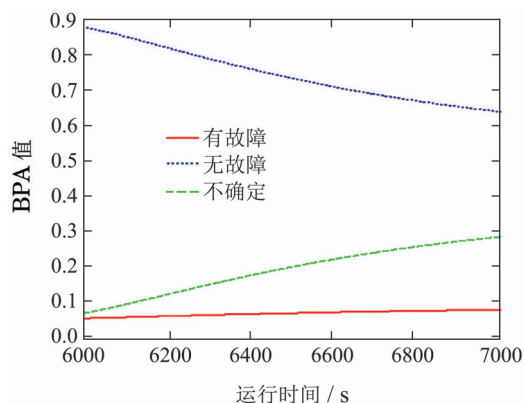


图 13(b) 证据2的BPA

Fig. 13(b) BPA of theory 2

对比第5.1节虽然同为证据1有故障, 证据2无故障, 但第5.1节证据2报无故障时 $\|S\|$ 为400 m, 本节证据2报无故障时 $\|S\|$ 为80 m, 导致证据2的无故障置信指派更高, 又因为证据2本身置信度比证据1高, 融合策略确定GNSS无故障结论, 相比传统方法, 减少了故障虚警.

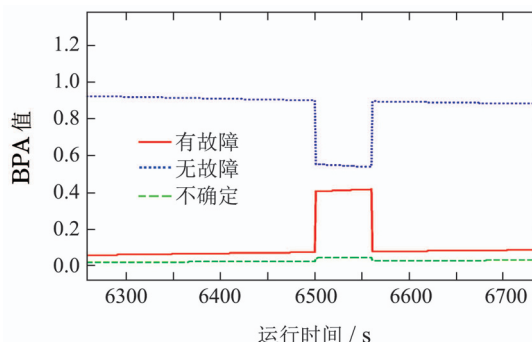


图 14 BPA函数融合结果

Fig. 14 BPA function confusion result

见图15, 通过对多故障检测方法结果处理为简单“或”关系的传统方法与D-S证据推理方法的滤波精度对比, D-S证据推理方法及时使用无故障GNSS信息后导航精度大幅提升.

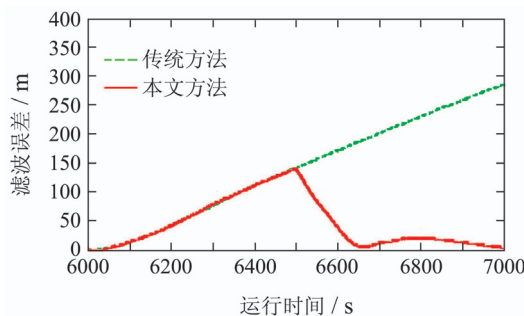


图 15 本文方法和传统方法的精度对比

Fig. 15 BPA function confusion result

5.4 全程导航精度与完好性(Navigation precision and integrity of whole trace)

图16为全程导航时故障的检测情况,由图可知本文方法对突变和较大量级慢变故障均能有效识别,对量级较小慢变故障结束后易激发的虚警能有效剔除。

图17为全程导航过程的实际导航精度和全程保护门限。

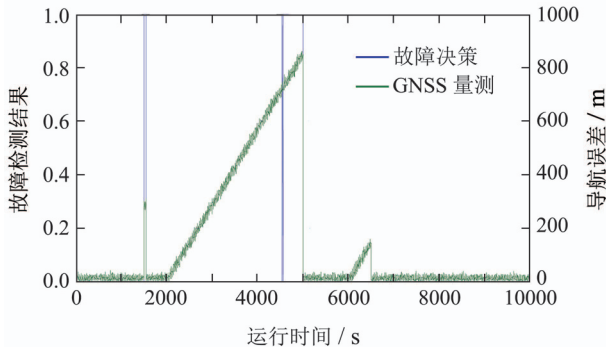


图 16 全程故障决策与GNSS量测

Fig. 16 Full-time fault detection result and GNSS error

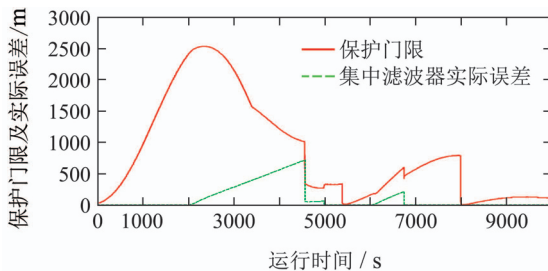


图 17 全程导航精度和保护门限

Fig. 17 Full-time navigation precision and protect threshold

按完好性保护门限定义^[17]:位置误差超过该门限且不告警的概率应小于给定漏检概率(本文定义为1%),由图17可以看到在仿真场景的各类GNSS故障情况下,全程导航位置误差均在保护门限之内,是保证无人机自主飞行控制和各类任务操作的重要参数。

6 结论(Conclusion)

1) 机载导航将面向子系统与传感器多源化发展,基于分布式+集中式的混合式系统架构将是机载高精度、高可靠多源组合导航的理想实现架构。2) 联合故障检测方法可对卫星慢变故障进行有效检测,并能实时计算战时复杂干扰环境下的导航完好性参数。3) 基于证据推理的导航信息优选策略可降低多种故障检测同时使用时的虚警率,提高导航精度。

参考文献(References):

[1] NIELSON J, BROUMANDAN A, LACH G. Spoofing detection and mitigation [J]. *GPS World*, 2010, 21(9): 27 – 33.

- [2] DANESHMAND S, JAHROMI A J, BROUMANDAN A, et al. A low-complexity GPS anti-spoofing method using a multi-antenna array [C] // *Proceeding of the ION GNSS*. USA, Nashville: the Institute of Navigation, 2012: 1233 – 1243.
- [3] STRATEGIC TECHNOLOGY OFFICE DARPA-BAA-12-45. *AI-1 source positioning and navigation(ASP)* [R]. Arlington, VA: Defence Advanced Research Projects Agency, June 11, 2012.
- [4] KAESS M, JOHANNSSON H, ROBERTS R. Spoofing detection and mitigation [J]. *International Journal of Robotics Research*, 2012, 231(2): 217 – 236.
- [5] SMITH D, SINGH S. Approaches to multisensor data fusion in target tracking [J]. *IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering*, 2006, 18(12): 1696 – 1710.
- [6] HU H D, HUANG X L, LI M M. Federated unscented particle filtering algorithm for SINS/CNS/GPS system [J]. *Journal of Central South University of Technology*, 2010, 17(4): 778 – 785.
- [7] RUAN W, QIN H L, CONG L, et al. Improved residual inspection in navigation fault detection of application [J]. *Electronic Measurement Technology*, 2012, 35(11): 124 – 128.
- [8] 刘建业, 李丹, 熊智. 一种改进的残差 χ^2 检验方法在联邦UKF滤波器中的应用 [J]. *仪器仪表学报*, 2009, 30(12): 2568 – 2573. (LIU Jianye, LI Dan, XIONG Zhi. Research on an improved residual Chi-square fault detection method for federated unscented Kalman filter [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2009, 30(12): 2568 – 2573.)
- [9] 韩崇昭, 朱洪艳, 段战胜. 多源信息融合 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2006, 第1版. (HAN Chongzhao, ZHU Hongyan, DUAN Zhansheng. *Multi-information Fusion* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006. Edition 1.)
- [10] 锁斌, 程永生, 曾超, 等. 非精确概率下基于证据理论的典型系统可靠性模型 [J]. *系统仿真学报*, 2013, 25(2): 317 – 321. (SUO Bin, CHENG Yongsheng, ZENG Chao, et al. Reliability model of typical systems for imprecise probability using evidence theory [J]. *Journal of System Simulation*, 2013, 25(2): 317 – 321.)
- [11] MURTHA J F. *An evidence theoretic approach to design of reliable low-cost UAVs* [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2006.
- [12] 侯俊. 证据推理的组合方法、评价体系与应用研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006. (HOU Jun. *The research of evidence theory in integration, evaluation and application* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.)
- [13] JING L, YU H, FENG L. Evidence theory-based mixture particle filter for joint detection and tracking of multiple targets [J]. *IET Radar Sonar Navig*, 2012, 6(7): 649 – 658.
- [14] RTCA DO-289 CHG 1. *Minimum aviation system performance standards (MASPS) for aircraft surveillance applications (ASA)* [S]. USA: RTCA, 2006, 12, 13.
- [15] BHATTI U I. An improved sensor level integrity algorithm for GPS/INS integrated system [C] // *Proceeding of ION GNSS 19th International Technical Meeting*. Fort Worth, Texas: ION GNSS, 2006: 3012 – 3023.
- [16] CALL C, IBIS M, MCDONALD J, et al. Performance of honeywell's inertial/GPS hybrid (HIGH) for RNP operations [C] // *Honeywell International, Aerospace*. New York: Honeywell, 2006: 244 – 255.
- [17] RTCA DO-236B. *Minimum aviation system performance standards: required navigation performance for area navigation* [S]. USA: RTCA, 2006, 10, 28.

作者简介:

杨卫平 (1972–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为组合导航与多源信息融合技术, E-mail: keylab@facri.com;

张晓冬 (1973–), 男, 高级工程师, 研究方向为多源信息融合与故障诊断, E-mail: zhxd.2001@sina.com;

汤卓 (1988–), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为惯性组合导航技术, E-mail: tzaa2024@sina.com.