DOI: 10.13382/j.jemi.B2104076

基于联邦卡尔曼滤波器的容错组合导航系统设计*

崔展博[1,2] 景 博[1] 焦晓璇[1] 姚文颖[2] 周彦凯[2]
(1.空军工程大学航空工程学院 西安 710038;2.石家庄海山实业发展总公司技术中心 石家庄 050208)

摘 要:针对 SINS/GPS/DVS 全源组合导航系统在非理想状态下的容错性差,无法实现多源组合导航系统最优化的问题,建立基于卡尔曼滤波器的导航子系统局部滤波器和基于联邦滤波器的全源导航系统全局滤波器,设计了一种全源容错组合导航系统。通过仿真验证,该全源导航系统能够在子系统出现故障的情况下实现高精度导航,满足临界空间飞行器对导航系统精度和可靠性的要求。

关键词: 全源导航;卡尔曼滤波;联邦滤波;容错系统;组合导航
中图分类号: TP29 **文献标识码**: A **国家标准学科分类代码**: 510.8060

Design of fault-tolerant integrated navigation system based on federated Kalman filter

Cui Zhanbo[1,2] Jing Bo[1] Jiao Xiaoxuan[1] Yao wenying[2] Zhou Yankai[2]
(1College of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Shijiazhuang HaiShan Industrial Development Corporation, Technical Center, Shijiazhuang 050208, China)

Abstract: In view of the poor fault tolerance of the SINS/GPS/DVS full-source integrated navigation system under non-ideal conditions, and the inability to optimize the multi-source integrated navigation system, a Kalman filter-based local filter for the navigation subsystem and a federation are established. The global filter of the all-source navigation system of the filter has designed an all-source fault-tolerant integrated navigation system. The simulation verification shows that the all-source navigation system can achieve high-precision navigation in the case of subsystem failures, and meet the requirements of critical space aircraft for the accuracy and reliability of the navigation system.

Keywords: all-source navigation; Kalman filter; federated filter; fault-tolerant system; integrated navigation

0 引 言

惯性导航系统(INS)以高度的自主性和隐秘性等特点[1],在现代军事中得到广泛的应用。惯导系统利用惯性测量元件(陀螺、加速度计)[2]测量飞机相对惯性空间的角运动参数和线运动参数,在给定运动初始条件下,经导航解算、修正、判断,通过数据传输总线和相应的数字接口向飞行员和综合航电的其它分系统提供载机的加速度、速度、位置、航向、姿态、过载、飞行角和惯性气压高度等信息。为提高系统的定位精度,惯导系统可与 GNSS 双体制接收机组合进行组合导航。即惯导系统具有自主式全姿态导航功能,又能利用卫星定位系统或通信、导航、识别分系统(CNI)进行组合导航。由于存在随时间累积的导航误差,INS 一般与 GPS 等导航方式相结合,形成多源组合导航系统[3]。而多源组合导航系统如何提高系统的导航能力的最优化[4],同时增加系统的容错能力[5]成为多源系统导航关注的热点。联邦滤波算法具有结构多样、容错能力强等特点被广泛应用,但是,联邦滤波器[6]需要获取当前时刻的准确的系统模型和噪声统计特性[7],很难直接满足实际使用要求。卡尔曼滤波[7]的优点是数据存储量很小,可以通过递推方式实现数据更

收稿日期: 2021-03-18 Received Date: 2021-03-18
*基金项目:"十三五"装备预研共用技术和领域基金(41402010102)、陕西省自然科学基础研究计划(2017JQ6034)、军委科技委创新特区项目(JKJW2020701)资助

新,得到人们的广泛研究。

本文首先介绍了传统的卡尔曼滤波的原理[8],给出某型捷联惯导系统卡尔曼滤波的基本方程,分步对卡尔曼滤波的算法步骤进行详细介绍[9];然后对联邦滤波的几种常见的结构以及算法原理进行介绍[10]。最终本文的局部滤波器采用卡尔曼滤波,全局滤波器采用联邦滤波[11-12]。然后根据选取的典型导航系统对全源导航系统结构进行设计,接着进行系统方程和量测方程的建立,实现精确误差补偿的前提条件是对惯性器件(陀螺、加速度计)[13]进行精确的参数标定,参数标定技术是捷联式惯性导航系统的关键技术之一[14]。该系统标定方案以克服捷联惯性导航系统常规标定方法的缺陷,以及在现有的实验条件下提高系统标定精度为目标,最后对全源导航系统算法进行设计并完成仿真分析。

1　卡尔曼滤波算法研究

1.1　卡尔曼滤波原理

在控制工程领域,卡尔曼滤波[15]可总结为递推的线性最小方差估计方法。其实质是寻找在最小均方误差下 $\boldsymbol{X}_k$ 的估计值 $\hat{\boldsymbol{X}}_k$。卡尔曼滤波算法[16]的优点是数据存储量很小,可以用递推的方式计算 X_k,便于进行实时处理。

某型捷联惯导系统的状态方程和量测方程设定如下:

$$\boldsymbol{X}_k = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{X}_{k-1} + \boldsymbol{\Gamma}_{k,k-1}\boldsymbol{W}_{k-1}$$
$$\boldsymbol{Z}_k = \boldsymbol{H}_k\boldsymbol{X}_k + \boldsymbol{V}_k \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{X}_k$ 为 k 时刻的系统状态向量;$\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$ 为 $k-1$ 时刻到 k 时刻的状态转移矩阵;$\boldsymbol{Z}_k$ 为 k 时刻的测量值;$\boldsymbol{H}_k$ 为 k 时刻量测系统的量测矩阵;$\boldsymbol{W}_k$ 为 k 时刻过程白噪声;$\boldsymbol{V}_k$ 为 k 时刻量测白噪声。

对系统方程进一步预测:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1} = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\cdot\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1} \tag{2}$$

状态估计:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_k = \hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1} + \boldsymbol{K}_k(\boldsymbol{Z}_k - \boldsymbol{H}_k\hat{X}_{k/k-1}) \tag{3}$$

滤波增益矩阵:

$$\boldsymbol{K}_k = \boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}(H_k\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{R}_k)^{-1} \tag{4}$$

一步预测误差方差阵:

$$\boldsymbol{P}_{k/k-1} = E[\tilde{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}\tilde{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}^{\mathrm{T}}] = \boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}\boldsymbol{P}_{k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{Q}_{k-1} \tag{5}$$

估计误差方差阵:

$$\boldsymbol{P}_k = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H}_k)\boldsymbol{P}_{k/k-1}(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_kH_k)^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{K}_k\boldsymbol{R}_k\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

由式(2)~(6)可以看出,只要给定初值 X_0 和 P_0,根据 k 时刻的量测值 Z_k,就可以递推计算得 k 时刻的状态估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_k(k=1,2,\cdots,n)$,利用卡尔曼滤波算法进行某型捷联惯导系统建模设计的计算流程如图1所示。

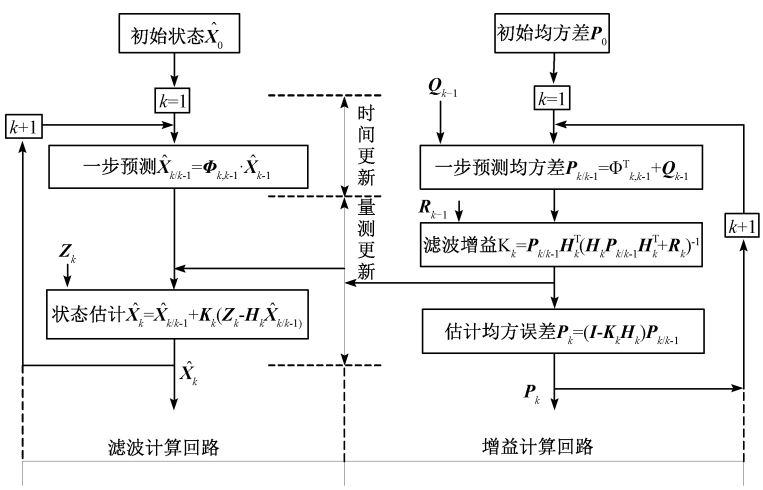


图1　某型捷联惯导系统建模设计的计算流程

Fig. 1　Calculation flow chart for modeling and design of a strapdown inertial navigation system

1.2　某型捷联惯导系统卡尔曼滤波步骤

由卡尔曼滤波算法[17]以及图1可以得到某型捷联惯导系统卡尔曼滤波递推算法的实施步骤。

1) 计算状态转移矩阵 $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$;

2)计算系统噪声的协方差矩阵 $\boldsymbol{Q}_{k-1}$;

3)利用方程(2)计算状态向量估计值的传递,即由 $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$ 和上次递推的 $\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}$ 计算一步状态预测 $\hat{\boldsymbol{X}}_{k/k-1}$;

4)利用方程(5)计算估计均方误差矩阵的传递,即由 $\boldsymbol{\Phi}_{k,k-1}$、$\boldsymbol{Q}_{k-1}$ 和上次递推的 $\boldsymbol{P}_{k-1}$ 可推导出新的均方误差矩阵 $\boldsymbol{P}_{k/k-1}$;

5)计算观测矩阵 $\boldsymbol{H}_k$;

6)根据已知条件推导出量测噪声的协方差阵 $\boldsymbol{R}_k$;

7)利用方程(4)计算某型捷联惯导系统卡尔曼滤波增益矩阵 $\boldsymbol{K}_k$;

8)由最新的量测输入构建量测向量 $\boldsymbol{Z}_k$;

9)利用方程(3)实现状态估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_k$ 的更新;

利用方程 GOTOBUTTON ZE(6)递推更新估计均方误差矩阵 $\boldsymbol{P}_k$ 。

步骤 1)~4)即为图 4 中的时间更新,步骤 5)~10)即为其中的量测更新,卡尔曼滤波算法[18]可以方便的编制成计算机程序,快速地进行仿真实验和工程实现工作。另外,在实际应用中,由于各种原因,可能会出现量测 $\boldsymbol{Z}_k$ 暂时无法输出的情况,此时的卡尔曼滤波,可以只根据式(2)和(5)进行时间更新,并不引入量测信息进行量测更新,这样可以保证组合导航系统在量测突然无法输出时短时间内仍有较高的导航精度,等到量测 $\boldsymbol{Z}_k$ 正常后在进行标准卡尔曼滤波。

2　某型捷联惯导系统联邦滤波算法

捷联式惯性导航系统(简称捷联式惯导)[19],与平台式惯导的主要区别就是不再有实体的陀螺稳定平台,加速度计和陀螺仪直接安装在载体上。“平台”这个概念和功能还是要有的,只是由导航计算机来实现。这时关键问题是要将陀螺仪测量的绕机体坐标系的 3 个角速度,通过计算机实时计算,形成由机体坐标系向类似实际平台的“平台”坐标系转换,即解出姿态矩阵表示式。以这个数学上的平台为基础,再将机体坐标系各轴上的加速度信号变换成沿“平台”坐标系备轴上的加速度信号,这样才能进行导航参数解算。同时,利用这个姿态矩阵,还可求得载体的姿态和航向信号,使实体平台功能无一缺少。

2.1　联邦滤波融合原理

联邦滤波器[20]包含一个公共主系统以及多个子系统,如图 2~4 所示,各个子系统与公共主系统通过卡尔曼滤波器构成子组合导航系统,公共参考各子系统惯导的输出。一方面,各个子组合导航系统之间是相互独立的,各子系统的输出只给各自的滤波器;另一方面,各个子系统的输出与公共主系统的输出一起构成子组合导航系统的量测,各子滤波器的局部估计值及其协方差阵送入主滤波器,然后完成子组合导航系统的局部最优估计,每个子组合导航系统完成估计后,进入全局滤波器,将所有的子组合导航系统的结果主滤波器的估计值一起进行融合,得到全局最优估计[21]。由主滤波器和子滤波器合成的全局最优估计值及其相应的协方差阵被放大后再反馈给子滤波器,来重置子滤波器的估计值。联邦滤波有很多种滤波结构,典型的结构如下。

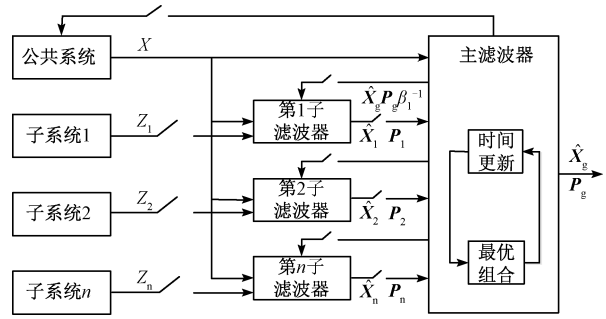


图 2　某型捷联惯导联邦滤波融合反馈结构

Fig. 2　Federated filter fusion feedback structure diagram of a strapdown inertial navigation system

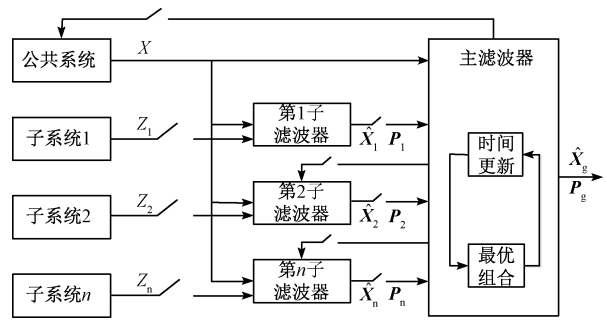


图 3　某型捷联惯导联邦滤波无重置结构

Fig. 3　Structure diagram of a strapdown inertial navigation system without reset of federated filter

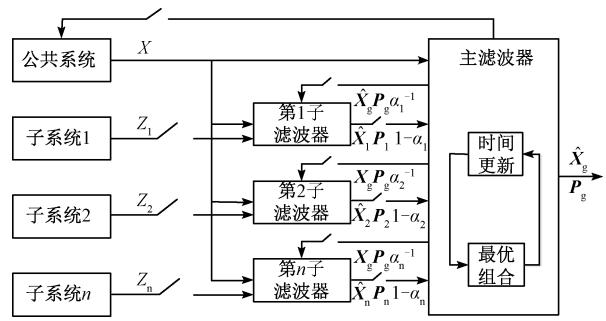


图 4　某型捷联惯导联邦滤波部分融合反馈结构

Fig. 4　Structure diagram of partial fusion feedback of federated filter for a strapdown inertial navigation system

2.2　融合反馈结构

如图 2 所示,融合反馈结构[22]是最传统的联邦滤波结构,在该结构中,所有的信息在子滤波器中平均分配(即 $\beta_m = 0, \beta_1 = \beta_2 = \cdots = \beta_n = 1/n$),当主滤波器完成全局最优融合后,向各个子滤波器反馈最优融合结果 $\hat{\boldsymbol{X}}_g$ 和 $\boldsymbol{P}_g$ 。

2.3 均值分配结构

如图 3 所示,在该结构中,所有的信息在子滤波器中平均分配(即 $\beta_m = 0, \beta_1 = \beta_2 = \cdots = \beta_n = 1/n$),各个子滤波器独立工作,输出各自的局部最优估计结果进入主滤波器,主滤波器完成全局最优估计,但是不反馈子滤波器全局最优估计结果。

2.4 部分融合反馈结构

如图 4 所示,该结构多了一个信息保留系数 α_i ,α_i 控制子滤波器进入主滤波器中的信息量,主滤波器积累大部分信息,子滤波器保留剩余信息。

2.5 联邦滤波结构

以上几种是常见的联邦滤波器结构,在融合反馈结构和部分融合反馈结构中,子滤波器中均有信息反馈,当出现故障时,故障会通过该途径传播,容错能力差,而无重置结构中,各个子滤波器独立运行,适宜于故障判别,采用系统级故障检测方法,可确定出故障子滤波器,而惯导的可靠性由余度技术和元件级故障检测已得到保证,所以可容易地确定出故障子系统。

对联邦滤波的算法进行推导,联邦滤波的计算有 4 个过程,分别为信息分配、时间更新、量测更新和估计融合。

信息分配即按照信息分配原则将系统的过程信息分配到各主滤波器和子滤波器之间,公式如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{P}_{i,k-1} &= \beta_i^{-1}\boldsymbol{P}_{k-1} \\ \boldsymbol{Q}_{i,k-1} &= \beta_i^{-1}\boldsymbol{Q}_{k-1} \\ \boldsymbol{X}_{i,k-1} &= \boldsymbol{X}_{k-1} \end{aligned} \tag{7}$$

其中, $\sum_{i=0}^{n}\beta_i = 1$。

时间更新,公式如下:

$$\begin{aligned} \hat{\boldsymbol{X}}_{i,k/k-1} &= \boldsymbol{\Phi}_{i,k/k-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{i,k-1} \\ \boldsymbol{P}_{i,k/k-1} &= \boldsymbol{\Phi}_{i,k/k-1}\boldsymbol{P}_{i,k-1}\boldsymbol{\Phi}_{i,k/k-1}^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{\Gamma}_{i,k/k-1}\boldsymbol{Q}_{i,k-1}\boldsymbol{\Gamma}_{\mathrm{i,k/k-1}}^{\mathrm{T}} \end{aligned} \tag{8}$$

量测更新:量测更新只在各个子滤波器独立进行,公式如下:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{K}_{i,k} &= \boldsymbol{P}_{i,k/k-1}\boldsymbol{H}_{i,k}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}_{i,k}^{-1} \\ \hat{\boldsymbol{X}}_{i,k} &= \hat{\boldsymbol{X}}_{i,k/k-1} + K_{i,k}(\boldsymbol{Z}_{i,k} - \boldsymbol{H}_{i,k}\hat{\boldsymbol{X}}_{i,k/k-1}) \\ \boldsymbol{P}_{i,k} &= (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_{i,k}\boldsymbol{H}_{i,k})\boldsymbol{P}_{i,k/k-1} \end{aligned} \tag{9}$$

估计融合:即将各个子滤波器的局部最优估计进行最优融合,公式如下:

$$\hat{\boldsymbol{X}}_g = \boldsymbol{P}_g\sum\boldsymbol{P}_{i,k}^{-1}\hat{\boldsymbol{X}}_{i,k}$$

$$\boldsymbol{P}_g = (\sum\boldsymbol{P}_{i,k}^{-1})^{-1} \tag{10}$$

以上就是联邦滤波的计算过程,由于联邦滤波多源信息融合的结构,因此特别适应全源导航系统的工作需要,因此,本文将采用无重置结构的联邦滤波作为全源导航系统信息融合的基本融合方法。

3 全源导航系统设计

3.1 全源导航系统结构设计

选取的某型捷联惯导系统进行全源导航系统结构设计,如图 5 所示。

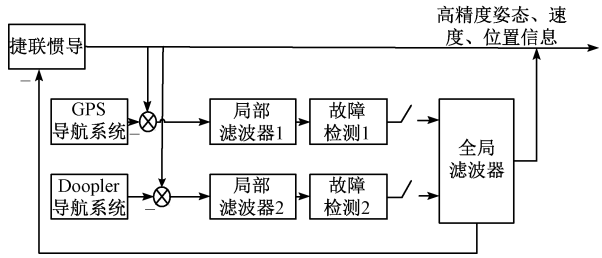


图 5 全源导航系统仿真结构

Fig. 5 Simulation structure diagram of all source navigation system

由图 5 可以看出,本文设计的某型军用飞机全源导航系统以冗余捷联惯导作为公共参考系统,其它导航系统则作为导航子系统。在该系统中,冗余捷联惯导与各个子导航系统两两组合构成局部滤波器,并采用故障检测模块对各个局部滤波器输出的结果分别实时进行故障检测。

3.2 全源导航系统算法设计

选取地理坐标系为导航坐标系,某型军用飞机全源导航系统选取 $\boldsymbol{X} = [\delta\varphi_E\ \delta\varphi_N\ \delta\varphi_U\ \delta v_E\ \delta v_N\ \delta v_U\ \delta L\ \delta\lambda\ \delta h\ \varepsilon_{bx}\ \varepsilon_{by}\ \varepsilon_{bz}\ \nabla_{bx}\ \nabla_{by}\ \nabla_{bz}]^{\mathrm{T}}$ 为状态变量,$\delta\varphi_E$、$\delta\varphi_N$、$\delta\varphi_U$ 为 IMU 平台失准角,δv_E、δv_N、δv_U 为速度误差,δL、$\delta\lambda$、δh 为位置误差,ε_{bx}、ε_{by}、ε_{bz} 为陀螺的常值漂移,∇_{bx}、∇_{by}、∇_{bz} 为加速度计的常值偏置。

假设某型捷联惯导组成的全源导航系统的状态方程和量测方程为:

$$\begin{aligned} \dot{\boldsymbol{X}}(t) &= \boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{G}(t)\boldsymbol{W}(t) \\ \boldsymbol{Z}(t) &= \boldsymbol{H}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{V}(t) \end{aligned} \tag{11}$$

状态转移矩阵为:

$$\boldsymbol{F}(t) = \begin{bmatrix} -(\boldsymbol{\omega}_{in}^n\times) & \boldsymbol{F}_1 & \boldsymbol{F}_0 + \boldsymbol{F}_2 & -\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ (f^n\times) & \boldsymbol{V}^n\times\boldsymbol{F}_1 - [(2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n)\times] & \boldsymbol{V}^n\times(2\boldsymbol{F}_0 + \boldsymbol{F}_2) & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}_b^n \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{F}_3 & \boldsymbol{F}_4 & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{6\times3} & \boldsymbol{0}_{6\times3} & \boldsymbol{0}_{6\times3} & \boldsymbol{0}_{6\times3} & \boldsymbol{0}_{6\times3} \end{bmatrix} \tag{12}$$

$\boldsymbol{F}_0 \sim \boldsymbol{F}_4$ 分别为：

$$\boldsymbol{F}_0=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ -\omega_{ie}\sin L & 0 & 0\\ \omega_{ie}\cos L & 0 & 0\end{bmatrix},\boldsymbol{F}_1=\begin{bmatrix}0 & -\dfrac{1}{R_M+h} & 0\\ \dfrac{1}{R_N+h} & 0 & 0\\ \dfrac{\tan L}{R_N+h} & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{13}$$

$$\boldsymbol{F}_2=\begin{bmatrix}0 & 0 & \dfrac{v_N}{(R_M+h)^2}\\ 0 & 0 & -\dfrac{v_E}{(R_N+h)^2}\\ \dfrac{v_E\sec^2 L}{R_N+h} & 0 & -\dfrac{v_E\tan L}{(R_N+h)^2}\end{bmatrix},\boldsymbol{F}_3=\begin{bmatrix}0 & \dfrac{1}{R_M+h} & 0\\ \dfrac{\sec L}{R_N+h} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{F}_4=\begin{bmatrix}0 & 0 & -\dfrac{v_N}{(R_M+h)^2}\\ \dfrac{v_E\tan L\sec L}{R_N+h} & 0 & -\dfrac{v_E\sec L}{(R_N+h)^2}\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix} \tag{15}$$

$\boldsymbol{G}(t)$ 为系统噪声驱动矩阵：

$$\boldsymbol{G}(t)=\begin{bmatrix}-\boldsymbol{C}_b^n & \boldsymbol{0}_{3\times 3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times 3} & \boldsymbol{C}_b^n\\ \boldsymbol{0}_{6\times 3} & \boldsymbol{0}_{6\times 3}\end{bmatrix} \tag{16}$$

$\boldsymbol{W}(t)$ 为系统噪声矩阵，$\boldsymbol{W}(t)=[w_{gx},w_{gy},w_{gz},w_{ax},w_{ay},w_{az}]^{\mathrm{T}}$。

全源导航系统的子导航系统可以提供姿态、速度、位置信息，因此需要选取姿态误差、速度误差以及位置误差作为量测量对全源导航系统进行修正，下面对量测方程进行推导。

在本文设计的全源导航系统中由天文导航系统提供高精度的载体姿态信息，天文导航的输出为：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_i^s=\boldsymbol{C}_b^{b'}\boldsymbol{C}_i^b=(\boldsymbol{I}-[\boldsymbol{V}_\phi\times])\boldsymbol{C}_i^b \tag{17}$$

式中：V_ϕ 为零均值的白噪声过程，是星敏感器输出的姿态量测噪声。

而通过捷联惯导解算的数据可以计算出载体系相对于惯性系的转换矩阵 $\hat{\boldsymbol{C}}_i^b$：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_i^b=\hat{\boldsymbol{C}}_n^b\hat{\boldsymbol{C}}_e^n\boldsymbol{C}_i^e=\boldsymbol{C}_n^b(\boldsymbol{I}+[\phi\times])(\boldsymbol{I}-[\delta\boldsymbol{P}\times])\boldsymbol{C}_e^n\boldsymbol{C}_i^e \tag{18}$$

其中惯导解算所得的 $\hat{\boldsymbol{C}}_n^b$ 和 $\hat{\boldsymbol{C}}_e^n$ 的推导如下，根据捷联惯导解算可得：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_n^b=\boldsymbol{C}_n^b\boldsymbol{C}_{n'}^n=\boldsymbol{C}_n^b(\boldsymbol{I}+[\phi\times]) \tag{19}$$

设惯导解算的含误差的位置为 $\hat{\lambda}$、$\hat{L}$、$\hat{h}$，可知位置矩阵为：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_n^e=\begin{bmatrix}-\sin\hat{\lambda} & -\sin\hat{L}\cos\hat{\lambda} & \cos\hat{L}\cos\hat{\lambda}\\ \cos\hat{\lambda} & -\sin\hat{L}\sin\hat{\lambda} & \cos\hat{L}\sin\hat{\lambda}\\ 0 & \cos\hat{L} & \sin\hat{L}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\sin(\lambda+\delta\lambda) & -\sin(L+\delta L)\cos(\lambda+\delta\lambda) & \cos(L+\delta L)\cos(\lambda+\delta\lambda)\\ \cos(\lambda+\delta\lambda) & -\sin(L+\delta L)\sin(\lambda+\delta\lambda) & \cos(L+\delta L)\sin(\lambda+\delta\lambda)\\ 0 & \cos(L+\delta L) & \sin(L+\delta L)\end{bmatrix} \tag{20}$$

将式(20)右侧展开，由于 $\delta\lambda$、δL 近似为 0，故 $\sin\delta\lambda\approx\delta\lambda$，$\sin\delta L\approx\delta L$，$\cos\delta\lambda\approx 1$，$\cos\delta L\approx 1$ 忽略 $\delta\lambda$ 和 δL 的二阶小量，可得：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_n^e=\begin{bmatrix}-\sin\lambda-\delta\lambda\cos\lambda & -\sin L\cos\lambda-\delta L\cos L\cos\lambda+\delta\lambda\sin\lambda\sin L & \cos L\cos\lambda-\delta L\sin L\cos\lambda-\delta\lambda\sin\lambda\cos L\\ \cos\lambda-\delta\lambda\sin\lambda & -\sin L\sin\lambda-\delta L\cos L\sin\lambda-\delta\lambda\cos\lambda\sin L & \cos L\sin\lambda-\delta L\sin L\sin\lambda+\delta\lambda\cos\lambda\cos L\\ 0 & \cos L-\delta L\sin L & \sin L+\delta L\cos L\end{bmatrix} \tag{21}$$

结合式(20)和(21)可得：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_n^e=\boldsymbol{C}_n^e+\boldsymbol{C}_n^e\begin{bmatrix}0 & -\delta\lambda\sin L & \delta\lambda\cos L\\ \delta\lambda\sin L & 0 & \delta L\\ -\delta\lambda\cos L & -\delta L & 0\end{bmatrix}=\boldsymbol{C}_n^e+\boldsymbol{C}_n^e[\delta\boldsymbol{P}\times]=\boldsymbol{C}_n^e(\boldsymbol{I}+[\delta\boldsymbol{P}\times]) \tag{22}$$

于是与位置误差有关的矩阵：

$$\delta\boldsymbol{P}=\begin{bmatrix}-\delta L\\ \delta\lambda\cos L\\ \delta\lambda\sin L\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-1 & 0 & 0\\ 0 & \cos L & 0\\ 0 & \sin L & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta\lambda\\ \delta L\\ \delta h\end{bmatrix} \tag{23}$$

所以有：

$$\hat{\boldsymbol{C}}_e^n=\hat{\boldsymbol{C}}_n^{e\,\mathrm{T}}=(\boldsymbol{I}+[\delta\boldsymbol{P}\times])^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_n^e=(\boldsymbol{I}-[\delta\boldsymbol{P}\times])\boldsymbol{C}_e^n \tag{24}$$

如果没有误差，星敏感器本体坐标系 s 系和载体系 b 系完全一致，由于误差的存在，定义 s 系相对于 b 系存在小角度失准角 ϕ_m。

$$\boldsymbol{Z}_{dcm}=\hat{\boldsymbol{C}}_i^b(\hat{\boldsymbol{C}}_i^s)^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{I}+[\phi_m\times] \tag{25}$$

将式(17)和(18)代入式(25)，展开并忽略二阶及更高阶小量，可有：

$$\boldsymbol{Z}_{dcm}=\hat{\boldsymbol{C}}_i^b(\hat{\boldsymbol{C}}_i^s)^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{C}_n^b(\boldsymbol{I}+[\phi\times])(\boldsymbol{I}-[\delta\boldsymbol{P}\times])\cdot\boldsymbol{C}_e^n\boldsymbol{C}_i^e\boldsymbol{C}_b^i(\boldsymbol{I}+[\boldsymbol{V}_\phi\times])\approx\boldsymbol{I}+(\boldsymbol{C}_n^b\phi-\boldsymbol{C}_n^b\delta\boldsymbol{P}+\boldsymbol{V}_\phi)\times \tag{26}$$

根据位置转换矩阵和数学矢量关系容易验证

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{C}_n^b[\phi\times]\boldsymbol{C}_b^n=[(\boldsymbol{C}_n^b\phi)\times]\\ &\boldsymbol{C}_n^b[\delta\boldsymbol{P}\times]\boldsymbol{C}_b^n=[(\boldsymbol{C}_n^b\delta\boldsymbol{P})\times]\end{aligned} \tag{27}$$

式(27)代入(26)可得

$$\boldsymbol{Z}_{dcm} = \boldsymbol{I} + [(\boldsymbol{C}_n^b\boldsymbol{\phi} - \boldsymbol{C}_n^b\delta\boldsymbol{P} + \boldsymbol{V}_\phi)\times] \tag{28}$$

对比(25)和(28)可得

$$\boldsymbol{\phi}_m = \boldsymbol{C}_n^b\boldsymbol{\phi} - \boldsymbol{C}_n^b\delta\boldsymbol{P} + \boldsymbol{V}_\phi \tag{29}$$

将 $\boldsymbol{\phi}_m$ 作为量测量,可推导出:

$$\boldsymbol{Z}_\phi = \boldsymbol{H}_\phi\boldsymbol{X} + \boldsymbol{V}_\phi \tag{30}$$

其中:

$$\boldsymbol{H}_\phi = [\boldsymbol{C}_n^b \quad \boldsymbol{0}_{3\times3} \quad -\boldsymbol{C}_n^b\boldsymbol{C}_{\delta P} \quad \boldsymbol{0}_{3\times3} \quad \boldsymbol{0}_{3\times3}] \tag{31}$$

$$\boldsymbol{C}_{\delta P} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos L & 0 \\ 0 & \sin L & 0 \end{bmatrix} \tag{32}$$

$$\boldsymbol{Z}_\phi = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} Z_{dcm}(3,2) - Z_{dcm}(2,3) \\ Z_{dcm}(1,3) - Z_{dcm}(3,1) \\ Z_{dcm}(2,1) - Z_{dcm}(1,2) \end{bmatrix} \tag{33}$$

在全源导航系统中由卫星导航以及地形辅助导航提供速度和位置信息,因此,可以将 SINS 输出的载体速度和位置与卫星导航系统、地形辅助导航输出的速度、和位置对应相减作为全源导航的量测 $\boldsymbol{Z}_{VP}$,即:

$$\boldsymbol{Z}_{VP} = [v_{EI} - v_E \quad v_{NI} - v_N \quad v_{UI} - v_U \quad L_I - L \quad \lambda_I - \lambda \quad h_I - h]^{\mathrm{T}} \tag{34}$$

可以列写出全源导航的速度、位置误差量测方程:

$$\boldsymbol{Z}_{VP} = \begin{bmatrix} \delta v_E \\ \delta v_N \\ \delta v_U \\ \delta L \\ \delta\lambda \\ \delta h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0_{1\times12} \\ 0 & 1 & 0 & 0_{1\times12} \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1\times12} \\ 1 & 0 & 0 & 0_{1\times12} \\ 0 & 1 & 0 & 0_{1\times12} \\ 0 & 0 & 1 & 0_{1\times12} \end{bmatrix}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{V}_{VP} \tag{35}$$

以上就是本文对某型军用飞机全源导航系统的设计。

3.3 状态变量的选取和系统方程的建立

1)选择惯导系统的状态向量为:

$$\boldsymbol{X}_{INS} = [\delta L \quad \delta\lambda \quad \delta h \quad \delta v_E \quad \delta v_N \quad \delta v_U \quad \varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U \quad \varepsilon_{bx} \quad \varepsilon_{by} \quad \varepsilon_{bz} \quad \varepsilon_{rx} \quad \varepsilon_{ry} \quad \varepsilon_{rz} \quad \nabla x \quad \nabla y \quad \nabla z \quad \delta K_{gx} \quad \delta K_{gy} \quad \delta K_{gz} \quad \delta K_{ax} \quad \delta K_{ay} \quad \delta K_{az}] \tag{36}$$

状态向量共有 24 维,其中,δL、$\delta\lambda$、δh 为纬度、经度、高度误差;δv_E、δv_N、δv_U 为东北天速度误差;φ_E、φ_N、φ_U 姿态误差量;ε_{bx}、ε_{by}、ε_{bz} 为陀螺随机常值漂移;ε_{rx}、ε_{ry}、ε_{rz} 为陀螺的相关漂移;∇x、∇y、∇z 为加速度计常值漂移;δK_{gx}、δK_{gy}、δK_{gz} 为陀螺刻度误差;δK_{ax}、δK_{ay}、δK_{az} 为加速度计刻度误差。

捷联惯导状态方程为:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{INS} = \boldsymbol{F}_{INS}\boldsymbol{X}_{INS} + \boldsymbol{G}_{INS}\boldsymbol{w}_{INS} \tag{37}$$

系统噪声为:

$$\boldsymbol{w}_{INS} = [w_{gx} \quad w_{gy} \quad w_{gz} \quad w_{rx} \quad w_{ry} \quad w_{rz} \quad w_{ax} \quad w_{ay} \quad w_{az}] \tag{38}$$

式中:w_{gx}、w_{gy}、w_{gz} 为陀螺白噪声;w_{rx},w_{ry},w_{rz} 为不相关漂移噪声;w_{ax},w_{ay}. w_{az} 加速度计白噪声。

2)GPS 系统,GPS 接收机的状态为:

$$\boldsymbol{X}_{GPS} = [\delta L_{SA} \quad \delta\lambda_{SA} \quad \delta h_{SA} \quad \delta v_{ESA} \quad \delta v_{NSA} \quad \delta v_{USA}] \tag{39}$$

可得 GPS 子系统的状态方程为:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{GPS} = \boldsymbol{F}_{GPS}\boldsymbol{X}_{GPS} + \boldsymbol{w}_{GPS} \tag{40}$$

3)多普勒测速仪,设定多普勒雷达的测速误差为状态:

$$\boldsymbol{X}_{DVS} = [\delta v_{dx} \quad \delta v_{dy} \quad \delta v_{dz} \quad \delta K_{dx} \quad \delta K_{dy} \quad \delta K_{dz}]^{\mathrm{T}} \tag{41}$$

式中:$\delta K_{di}(i = x,y,z)$,为随机常数,$\delta v_{di}(i = x,y,z)$ 为由地形变化引起的测速误差。由于地形变化很少有突变,所以可用一阶马尔科夫过程近似描述它。因此,状态方程为:

$$\dot{\boldsymbol{X}}_{DVS} = \boldsymbol{F}_{DVS}\boldsymbol{X}_{DVS} + \boldsymbol{G}_{DVS}\boldsymbol{w}_{DVS} \tag{42}$$

式中:

$$\boldsymbol{F}_{DVS} = \mathrm{diag}[-\frac{1}{\tau_{\mathrm{dx}}} \quad -\frac{1}{\tau_{\mathrm{dy}}} \quad -\frac{1}{\tau_{\mathrm{dz}}} \quad 0 \quad 0 \quad 0] \tag{43}$$

$$\boldsymbol{w}_{DVS} = [w_{dx} \quad w_{dy} \quad w_{dz}] \tag{44}$$

$$\boldsymbol{G}_{DVS} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{I}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} \end{bmatrix} \tag{45}$$

3.4 量测方程的建立

将某型捷联惯导系统作为集中滤波的量测量。这样做的目的是充分利用高精度导航子系统的信息来校正捷联惯导系统,同时又使捷联惯导对精度低的子系统作标定和校正,为一旦捷联惯导失效而能使用其余导航系统时的应急导航方案做准备。

1)惯导与 GPS 形成的量测量。将 GPS 导航仪输出的位置和速度信息与惯导的相应输出信息相减得量测方程为:

$$\boldsymbol{Z}_{GPS} = \begin{bmatrix} L_{INS} - L_{GPS} \\ \lambda_{INS} - \lambda_{GPS} \\ h_{INS} - h_{GPS} \\ v_{EINS} - v_{EGPS} \\ v_{NINS} - v_{NGPS} \\ v_{UINS} - v_{UGPS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta L - \delta L_{SA} + V_1 \\ \delta\lambda - \delta\lambda_{SA} + V_2 \\ \delta h - \delta h_{SA} + V_3 \\ \delta v_E - \delta v_{ESA} + V_4 \\ \delta v_N - \delta v_{NSA} + V_5 \\ \delta v_U - \delta v_{USA} + V_6 \end{bmatrix} \tag{46}$$

即:

$$\boldsymbol{Z}_{GPS} = [\boldsymbol{H}_1 \quad \boldsymbol{H}_{GPS}]\begin{bmatrix} \boldsymbol{X}_{INS} \\ \boldsymbol{X}_{GPS} \end{bmatrix} + \boldsymbol{V}_{GPS} \tag{47}$$

式中:

$$\boldsymbol{H}_1 = [I_{6\times6} \quad 0_{6\times18}] \tag{48}$$

$$\boldsymbol{H}_{GPS} = [-I_{6\times6}] \tag{49}$$

2)惯导与多普雷雷达测速仪(DVS)形成的量测量。四波束多普勒雷达可测得地速在机体坐标系内的分

量[23],要使其输出的速度与惯导的速度形成量测量[24],必须将 DVS 的输出速度变换到导航坐标系中(此处导航坐标系取地理坐标系)。假设变换中所用的姿态矩阵 $\boldsymbol{C}_b^{n'}$ 由惯导提供,则量测方程为:

$$\boldsymbol{Z}_{DVS}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}_2 & \boldsymbol{H}_{DVS}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_{INS}\\ \boldsymbol{X}_{DVS}\end{bmatrix}+\boldsymbol{V}_{DVS} \tag{50}$$

式中:

$$\boldsymbol{H}_2=\begin{bmatrix}0_{3\times3} & I_{3\times3} & \begin{matrix}0 & v_U & -v_N\\ -v_U & 0 & v_E\\ v_N & -v_E & 0\end{matrix} & 0_{3\times3}\end{bmatrix} \tag{51}$$

$$\boldsymbol{H}_{DVS}=\begin{bmatrix}-C_b^n & \begin{matrix}-C_b^n(1,1)v_x & -C_b^n(1,2)v_y & -C_b^n(1,3)v_z\\ -C_b^n(2,1)v_x & -C_b^n(2,2)v_y & -C_b^n(2,3)v_z\\ -C_b^n(3,1)v_x & -C_b^n(3,2)v_y & -C_b^n(3,3)v_z\end{matrix}\end{bmatrix} \tag{52}$$

4　仿真分析

4.1　轨迹设计

捷联惯性系统由于取消了复杂的平台框架结构及控制回路,系统构成简单,可靠性高;通过与卫星和 DVS 组合卡尔曼滤波器反馈修正,能够得到较高精度的导航信息;本文建立基于卡尔曼滤波器的导航子系统局部滤波器和基于联邦滤波器的全源导航系统全局滤波器,设计了一种全源容错组合导航系统。从初始位置(34° W,108°E,1000 m),以初始速度 100 m/s 北偏东 30°匀速平飞 100 s,然后以 1 m/s^2 加速平飞 100 s,再匀速平飞 1 000 s。图 6 所示为 轨迹三维图。

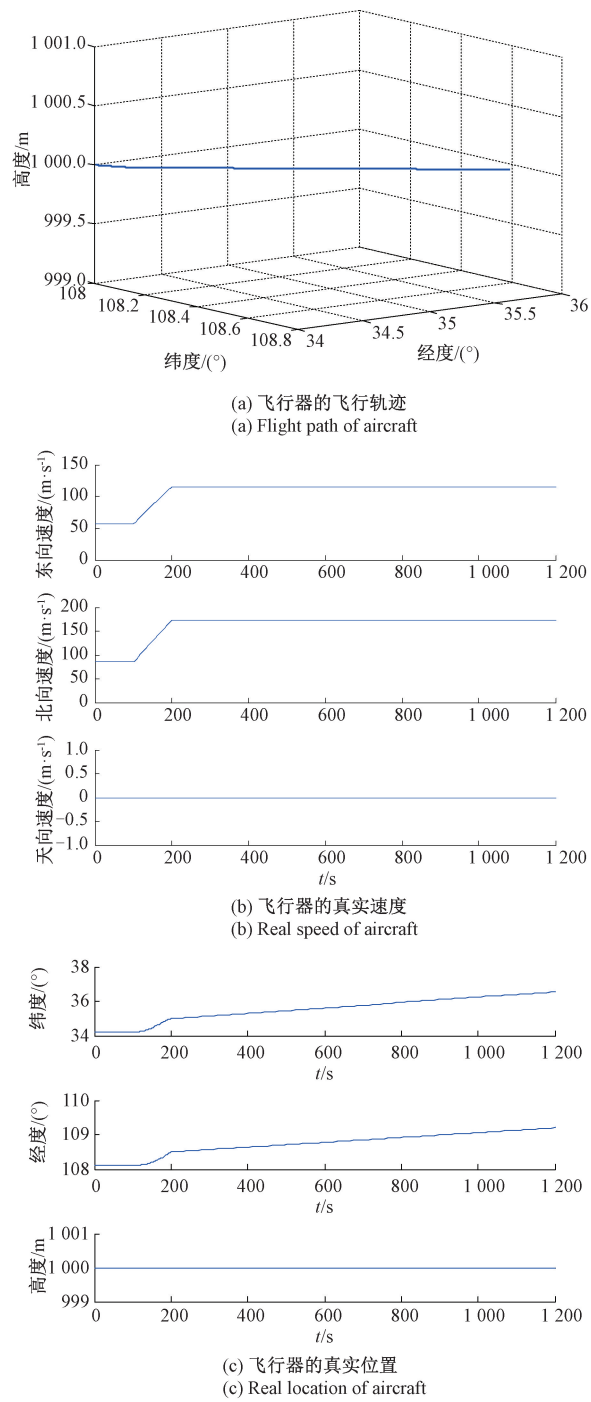
4.2　仿真结果及分析

1)扩展接收机自主完好性检测(ERAIM)

文献[25]针对 GNSS,将卡尔曼滤波器的动力学模型引入接收机自主完好性检测(RAIM)法中,表明该方法比单独 RAIM 法具有更好的效果。本文将该思想应用于惯性辅助卫星导航系统的完好性检测中,给出了一种 ERAIM 方法,在最小二乘模型中综合测量模型与卡尔曼滤波器的状态预测动力学模型。

2)参数设置及说明

本文共通过对某型某型捷联惯导系统的各项仿真参数进行设置(表 1),假设变换中通过改变运行期间 GPS 子系统、DVS 子系统的运行变量进行故障注入(表 2),形成的量测量,精确地表达出故障对系统功能的影响程度,实现对捷联惯导系统系统多故障情况的模拟,而不是单一的假设系统的部件只有故障和正常两种状态。表 2 的故障状态变量在 2 h 内(0~1 200 s)依次加入,通过



(a) 飞行器的飞行轨迹
(a) Flight path of aircraft

(b) 飞行器的真实速度
(b) Real speed of aircraft

(c) 飞行器的真实位置
(c) Real location of aircraft

图 6　轨迹设计三维、速度、位置示意图

Fig. 6　Three dimensional velocity and position diagram of trajectory design

图 7(a)分别对 SINS/GPS 组合导航和 SINS/DPL 组合导航 ERAIM 法的残差 χ^2 检测量进行对比分析,要求全源组合导航的位置误差在±10 m 范围内,速度误差在±0.5 m/s,姿态误差控制在±60" 范围内说明系统有效。

表 1　仿真参数设置

Table 1　Simulation parameter setting

仿真参数	指　标	仿真参数	指　标
陀螺仪常值偏差	0.01°/h	捷联惯导解算周期	10 ms
陀螺仪随机误差	0.001°/$\sqrt{h}$	初始横滚角误差	10"
加速度计常值偏置	$5\times10^{-5}g_0$	初始航向角误差	120"
加速度计测量白噪声	$5\times10^{-6}g_0$	初始俯仰角误差	10"
陀螺刻度因数误差	20×10^{-6}	初始速度误差	0.01 m/s
加表刻度因数误差	20×10^{-6}	初始位置误差	5 m
陀螺安装误差	15"	GPS 定位精度	20 m
加表安装误差	15"	GPS 测速精度	0.3 m/s
惯性器件采样周期	5 ms	星敏感器定姿精度	(5",5",15")
星敏采样周期	1 s	定位精度	30 m
组合导航周期	1 s	仿真时间	1 200 s
误警率	0.000 01		

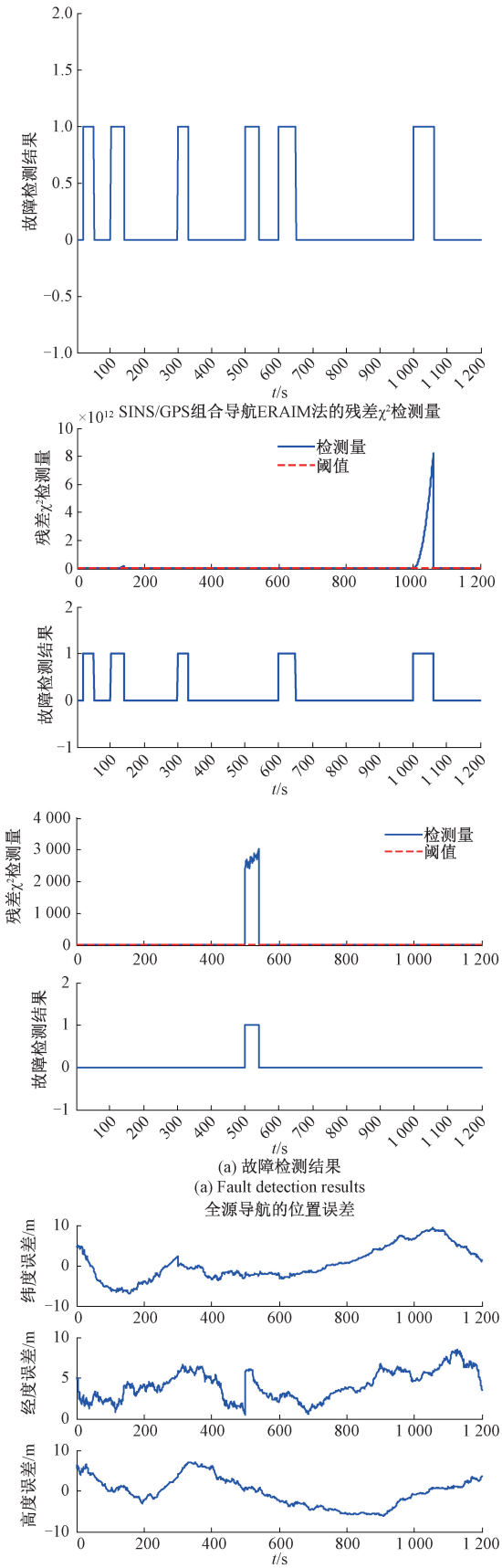
表 2　故障设置

Table 2　Fault setting

子系统	故障变量	故障时间段/s	故障类型及大小
GPS	λ/(′)	20~50	突变 0.3
	L/(′)	100~140	慢变 $0.0008(t-100)^2$
	v_E/(m·s^{-1})	300~330	突变 0.3
	h/m	600~650	突变 640
	v_N/(m·s^{-1})	1000~1060	慢变 $0.5(t-1000)$
DVS	v_d/(m·s^{-1})	500~540	突变 2.0

3) 仿真分析

通过图 7 故障检测结果视图和 SINS/GPS 故障检测结果以及统计仿真结果视图,可以看出本文设计的全源导航系统可以检测出 GPS、Doopler 的故障,通过图 7 中 SINS/GPS 故障检测结果以及统计仿真结果可以看出,对于 GPS 阶跃故障的检测没有延迟,对于 GPS 缓变故障的检测也没有延迟;通过图 7 中 SINS/DPL 故障检测结果及统计量视图可以看出,对于 Doopler 阶跃故障的检测没有延迟;综合两个导航子系统的故障检测结果,可以看出,本文所采用的将卡尔曼滤波器的方法引入 RAIM 中给出了一种 ERAIM 故障检测算法不仅能够快速检测出阶跃故障还能够检测出缓变故障,并没有延迟,仿真效果较好。通过图 7 中全源导航位置误差可以看出全源导航系统纬度误差小于 10 m,经度误差小于 10 m,高度误差小于 10 m;通过图 7 中全源导航速度误差视图,可以看出全源导航系统东向速度误差小于 0.1 m/s,北向速度误差小于 0.5 m/s,天向速度误差小于 0.2 m/s;通过图 7 中全源导航姿态误差视图,可以看出全源导航系统航向角误差小于 5",俯仰角误差小于 10",横滚角误差小于 50",仿真结果表明,本文设计的某型捷联惯导系统联邦滤波算法应用于全源导航系统时,能够在 GPS 子系统、DVS 子系统或者 SINS/GPS 组合导航和 SINS/DPL 组合导航系统出现故障的情况下输出高精度的姿态、速度以及位置信息,能够很好的满足飞机对导航系统高精度以及高可靠性的要求。

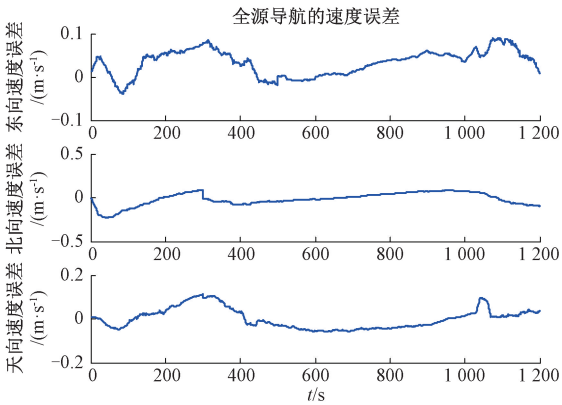


(a) 故障检测结果

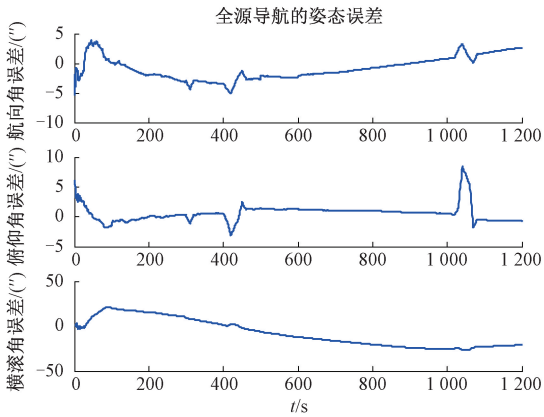
(a) Fault detection results

(b) 全源导航的位置误差

(b) Position error of all source navigation



(c) 全源导航的速度误差
(c) Velocity error of all source navigation



(d) 全源导航的姿态误差
(d) Attitude error of all source navigation

图 7　仿真结果视图

Fig. 7　Simulation results view

5　结　论

综上所述,本文设计的全源导航系统在子导航系统出现故障时,能够迅速的检测出故障,并且将出故障的子导航系统隔离,利用其他没有出故障的子导航系统对姿态、速度以及位置进行校正,输出高精度的姿态、速度以及位置,最终本文设计的全源导航系统在一个子导航系统出现故障的情况下位置误差能够达到 10 m 以内,速度误差在 0.5 m/s 以内,姿态误差在 50" 以内。仿真结果表明,本文设计的全源导航系统能够在子导航系统出现故障的情况下输出高精度的姿态、速度以及位置信息,能够很好的满足某型军用飞机对导航系统高精度以及高可靠性的要求。

参考文献

[1] 李金梁,车万方,李明忠. 一种容错组合导航滤波器设计与仿真[J]. 指挥控制与仿真,2015,37(5):93-98.
LI J L,CHE W F, LI M ZH. Design and simulation of a fault-tolerant integrated navigation filter[J]. Command Control and Simulation,2015,37(5):93-98.

[2] 何广军,康旭超. 基于矢量分配的组合导航容错联邦滤波算法[J]. 国防科技大学学报, 2020, 42(5): 98-106.
HE G J, KANG X CH. Integrated navigation fault-tolerant federal filtering algorithm based on vector distribution[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2020, 42(5): 98-106.

[3] 麦珍珍. 基于联邦滤波的多传感器组合导航算法研究[D]. 济南:山东大学,2020.
MAI ZH ZH. Research on multi-sensor integrated navigation algorithm based on federated filtering [D]. Ji'nan Shandong University, 2020.

[4] 张彦涛,赵宏明,谭立龙, 等. 基于载体约束的 SINS/LDV/OD 自主定位系统设计[J]. 弹箭与制导学报, 2019,39(6):59-65.
ZHANG Y T, ZHAO H M, TAN L L, et al. Design of SINS/LDV/OD autonomous positioning system based on carrier constraints[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Rockets and Guidance, 2019, 39(6): 59-65.

[5] 许甜甜,赵宝旭,骆云志. 基于互补-粒子滤波的 MEMS 传感组件姿态数据融合算法[J]. 兵工自动化,2021, 40(3):29-31.
XU T T, ZHAO B X, LUO Y Z. MEMS sensing component attitude data fusion algorithm based on complementary-particle filtering [J]. Charmation, 2021, 40 (3): 29-31.

[6] 丁力全,吴楠,孟凡坤, 等. 信息融合算法在空间飞行器自由段跟踪中的应用[J/OL]. 指挥控制与仿真:1-7 [2021-03-09].
DING L Q, WU N, MENG F K, et al. Application of information fusion algorithm in the tracking of spacecraft in free section [J/OL]. Command Control and Simulation: 1-7 [2021-03-09].

[7] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 第 3 版. 西安:西北工业大学出版社,2015.
QIN Y Y, ZHANG H Y, WANG Sh H. Kalman filtering and integrated navigation principle [M]. 3rd edition. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2015.

[8] 朱楠,方伟. 卡尔曼滤波在组合导航中的仿真与分析[J]. 智能计算机与应用, 2020, 10(6): 300-302,309.
ZHU N, FANG W. Simulation and analysis of Kalman filter in integrated navigation [J]. Intelligent Computers and Applications, 2020, 10(6): 300-302,309.

[9] 刘岩,汤翔,袁新宇. 一种小型飞行器 INS/GPS 组合导航系统设计及仿真[J]. 长春理工大学学报(自然科学

版),2020,43(3):49-53.
LIU Y, TANG X, YUAN X Y. Design and simulation of a small aircraft INS/GPS integrated navigation system[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2020, 43(3): 49-53.

[10] 谢文武,王子筝,黄婷玉, 等. 多元信息融合技术在导航定位中的研究与应用[J]. 信息技术与信息化, 2021(1):175-178.
XIE W W, WANG Z ZH, HUANG T Y, et al. Research and application of multi-information fusion technology in navigation and positioning[J]. Information Technology and Informatization, 2021(1):175-178.

[11] 程保喜. GNSS与惯性导航组合系统在复杂环境下的定位研究[J]. 中北大学学报(自然科学版),2021,42(1):89-96.
CHENG B X. Research on positioning of GNSS and inertial navigation system in complex environment[J]. Journal of North University of China (Natural Science Edition),2021,42(1):89-96.

[12] 赵正扬,汤新华,陈熙源. 车载低成本GNSS/SINS紧组合导航系统设计[J]. 测控技术, 2018(9):92-95.
ZHAO ZH Y, TANG X H, CHEN X Y. Design of low-cost GNSS/SINS tight integrated navigation system for vehicles[J]. Measurement and Control Technology, 2018(9):92-95.

[13] 张学龙. 基于软件接收机的BDS/MEMS IMU深组合导航性能分析[J]. 大地测量与地球动力学,2017(1):48-52.
ZHANG X L. Performance analysis of BDS/MEMS IMU deep integrated navigation based on software receiver[J]. Geodesy and Geodynamics,2017(1):48-52.

[14] 张百强,储海荣,孙婷婷, 等. 应用RB无迹卡尔曼滤波组合导航提高GPS重获信号后的导航精度[J]. 光学精密工程,2016(4):835-843.
ZHANG B Q, CHU H R, SUN T T, et al. Application of RB unscented Kalman filter integrated navigation to improve GPS navigation accuracy after regaining signals[J]. Optics and Precision Engineering, 2016(4): 835-843.

[15] 熊鑫,黄国勇,王晓东. 基于多重渐消因子的强跟踪SVDCKF组合导航算法[J]. 重庆邮电大学学报(自然科学版),2021,33(2):330-336.
XIONG X, HUANG G Y, WANG X D. Strong tracking SVDCKF combination navigation rule based on multaxamental based [J]. Journal of Chongqing University of Posts and Telecommunications (Natural Science Edition), 2021, 33 (2): 330-336.

[16] 张芳宁,江金光,严培辉, 等. INS/GNSS/ODO嵌入式系统的容错技术研究[J]. 全球定位系统, 2021, 46(2):18-24.
ZHANG F N, JIANG J G, YAN F H, et al. Research on the fault tolerance technology of IS / GNSS / ODO embedded system [J]. Global Positioning System, 2021,46 (2): 18-24.

[17] 王栋民,赵冬青,向民志, 等. 车载分散式协同定位算法性能分析[J]. 测绘科学技术学报,2021,38(2):130-135.
WANG D M, ZHAO D Q, XIANG M ZH, et al. Performance analysis of car decentralized collaborative positioning algorithm [J]. Journal of Surveying Science and Technology, 2021,38 (2): 130-135.

[18] 梁浩,张子剑,贾睿, 等. 一种新的鲁棒PM滤波及其在组合导航中的应用[J]. 航天控制,2021,39(2):39-44.
LIANG H, ZHANG Z J, JIA R, et al. A new robust PM filtering and its application in combination navigation [J]. Space Control, 2021,39 (2): 39-44.

[19] 谢辉,刘煜光,闫龙. 面向智能碾压机的位姿感知算法[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版),2021,54(6):551-560.
XIE H, LIU Y G, YAN L. Position sensation algorithm for intelligent laminated press [J]. Journal of Tianjin University (Natural Science and Engineering Technology), 2021,54 (6): 551-560.

[20] 胡杰,王子卉,朱倚娴. 基于运动检测的飞行区车辆差分北斗/SINS组合导航[J]. 大地测量与地球动力学,2021,41(4):346-350,356.
HU J, WANG Z H, ZHU Z Z. Mircraft difference based/ SINS combination navigation based on motion detection [J]. Earth Measurement and Earth Dynamics, 2021,41 (4): 346-350, 356.

[21] 马晓杰,林雪原,孙巧妍, 等. 一种改进的UKF滤波算法在BDS/SINS组合导航系统中的应用研究[J]. 大地测量与地球动力学,2021,41(4):351-356.
MA X J, LIN X Y, SUN Q, et al. Application of improved UKF filter algorithm in BDS/SINS combination navigation system [J]. Earth Measurement and Earth Dynamics, 2021,41 (4): 351-356.

[22] 李怀建,胡梓烨,杜小菁, 等. 基于支持向量机的组合导航故障检测研究[J]. 战术导弹技术,2021(2):101-107,134.
LI H J, HU Z Y, DU X J, et al. Research on combined navigation fault detection based on support vector machine [J]. Tactical Missile Technology, 2021 (2): 101-107, 134.

[23] 代晓巍,赵书圆,张梦. SINS/GPS组合导航的直接状态估计方法[J]. 舰船电子工程,2021,41(3):50-54.

DAI X W, ZHAO SH Y, ZHANG M. Direct state estimation method of SINS/GPS combination navigation [J]. Ship Electronics Engineering, 2021,41 (3): 50-54.

[24] 朱倚娴,周玲. 模糊自适应滤波算法在自主水下航行器组合导航系统中的应用[J]. 南通大学学报(自然科学版),2021,20(1):34-39.
ZHU Y X, ZHOU L. Application of fuzzy adaptive filter algorithm in combined navigation system in independent water [J]. Journal of Nantong University (Natural Science Edition), 2021, 20 (1): 34-39.

[25] 胡东斌,刘君强,潘春露. 基于 SINS/GPS/CNS 的无人机组合导航算法研究[J]. 航空计算技术,2021,51(1):41-45.
HU D B, LIU J Q, PAN CH L. Research on UAV integrated navigation algorithm based on SINS/GPS/CNS[J]. Aeronautical Computing Technology, 2021, 51(1): 41-45.

作者简介

崔展博,2011 年于沈阳航空航天大学获得学士学位,2014 年于沈阳航空航天大学获得硕士学位,现为空军工程大学博士研究生,石家庄海山实业发展总公司高级工程师,主要研究方向为仪器与测试技术、故障预测预健康管理、飞控系统自动检测技术等。

E-mail:cui. zhanbo@ 163. com

Cui Zhanbo received his B. Sc. degree from Shenyang Aerospace University in 2011, and M. Sc. degree from Shenyang Aerospace University in 2014. He is currently a Ph. D . candidate at the Air Force Engineering University and a senior engineer at Shijiazhuang Haishan Industrial Development Corporation. His main research interests include instrumentation and testing technology, failure prediction, pre-health management, automatic detection technology of flight control system, etc.

景博,1996 年于空军工程大学获得硕士学位,2002 年于西北工业大学获得博士学位,现为空军工程大学教授,主要研究方向为故障预测与健康管理、测试性设计、传感器网络与信息融合。

E-mail:jingbo_sensor @ 163. com

Jing Bo received M. Sc. from Air Force Engineering University in 1996 and Ph. D. from Northwestern Polytechnical University in 2002, respectively. Now she is a professor at Air Force Engineering University. Her main research interests include prognostics and health management, design for testability, sensor network and information fusion.

焦晓璇,2012 年于空军工程大学获得学士学位,2014 年于空军工程大学获得硕士学位,2019 年于空军工程大学获得博士学位,现为空军工程大学讲师,主要研究方向为信息融合、故障诊断与预测。

E-mail:564325155@ qq. com

Jiao Xiaoxuan received his B. Sc. degree from Air Force Engineering University in 2014, M. Sc. degree from Air Engineering University in 2014, Ph. D. degree from Air Force Engineering University in 2019. He is currently a lecture at Air Force Engineering University. His main research interests include information fusion, fault diagnosis and prognostics.