

# 基于递阶联合滤波器的故障检测与重构方法

董锡君

(哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001)

王宇飞

(北京京惠达新技术公司, 北京 100086)

洪兴昌

(上海航天局, 上海 200233)

**摘要** 随着现代航天器等高精度飞行系统的日益复杂, 飞行控制系统的安全运行问题愈来愈突出地表现出来。故障检测、隔离和重构(FDIR)技术是航天器可靠性的重要保证。文章在卡尔曼滤波估计算法的基础上, 提出了基于递阶联合滤波器族的故障检测、隔离和重构方法。该方法根据备份滤波器的概念, 构造了一种融合滤波器的树状递阶联合结构, 在此基础上, 可以设计并实现多级故障检测和隔离措施, 进而有效地完成系统的重构功能。通过一个 NS/GPS/Doppler 组合导航系统的仿真实例, 说明了该方法的可行性和有效性。基于递阶联合滤波器结构的多传感器信息处理技术克服了集中卡尔曼滤波器和普通联合滤波器的缺陷, 对提高多传感器系统的容错性能具有重要意义。

**主题词** 卡尔曼滤波 故障检测 故障仿真 多传感器

故障检测、隔离和重构(FDIR)技术是保证航天器等一类高精度系统可靠性的重要措施。现代飞行控制系统和其它军用和民用动态系统日益复杂和精密, 系统中任一元部件的故障, 轻则使系统的工作任务不能很好完成, 重则造成严重的灾难。这其中, 传感器系统故障往往是造成系统崩溃的主要原因。现代航天器系统往往具有多种传感器作为测量元件, 由传感器及其滤波器构成的智能传感器系统越来越普遍地被应用<sup>[1]</sup>, 因此, 研究多传感器系统的 FDIR 技术有着重要的现实意义。

本文针对多传感器系统的 FDIR 问题, 提出了以递阶联合滤波器为基础的传感器-滤波器结构, 给出了基于这种结构的多级故障诊断以及应用滤波器族代替普通融合滤波器进行数据处理及故障重构的方法。通过仿真, 验证了该方法的可行性和有效性。

## 1 递阶联合结构的滤波器族

传感器的量测信号不可避免地带有噪声的影响, 因此, 现代智能传感器必须具有信息处理的能力, 卡尔曼滤波则是实现这一要求的主要技术之一。但是传统的集中式卡尔曼滤

波技术由于计算量大、容错能力差等缺点,越来越不适应现代大系统多传感器信息处理的需要。与传统的集中式卡尔曼滤波结构<sup>[2]</sup>不同,联合滤波器结构的基本思想是采用一组并行运行的滤波器模块,每一个模块只处理某一个特定传感器的信息。另外,还采用了一个“主滤波器”对来自所有局部滤波器的信息进行融合。这种结构明显的优势在于:1) 计算量平均分布在各个并行滤波器中,主滤波器的计算负担不大;2) 具备了多种冗余信息,可以通过适当的FDIR算法设计提供强容错能力。本文则是在联合滤波器的基础上,通过引入备份滤波器并建立递阶联合结构来实现FDIR功能的。

在联合卡尔曼滤波算法<sup>[3]</sup>中,主滤波器负责融合各个局部滤波器的估计值。假设全局滤波器为 $F$ ,其全局状态估计和估计误差协方差分别为 $X_g$ 和 $P_g$ ;记 $F(i)$ 为去掉了第 $i$ 个传感器的局部估计的备份滤波器,其对应的全局状态估计值为 $X_g(i)$ 、估计误差协方差为 $P_g(i)$ , $P_m(i)$ 与 $X_m(i)$ 分别为该备份滤波器的主滤波器估计误差协方差和状态估计, $P(i)$ 与 $X(i)$ 分别为第 $i$ 个局部滤波器的估计误差协方差和状态估计,由联合滤波的融合算法可知<sup>[3]</sup>

$$X_g(i) = P_g(i) (P_m^{-1}(i) X_m(i) + \sum_{j=1, j \neq i}^n P^{-1}(j) X(j)) \quad (1)$$

$$P_g(i)^{-1} = P_m^{-1}(i) + \sum_{j=1, j \neq i}^n P^{-1}(j) \quad (2)$$

类似地,定义 $F(i, j)$ 为去掉了第 $i$ 个和第 $j$ 个传感器的局部估计的备份滤波器,其对应的全局状态估计值为 $X(i, j)$ 和 $P(i, j)$ 。依此类推还可以继续定义 $F(i, j, k)$ 等。如果将 $F$ 认为是“根滤波器”, $F(i)$ 认为是“一代滤波器”,则 $F(i, j)$ 认为是“二代滤波器”。

根据前面提出的备份滤波器的概念,可以形成一个如图1所示的树状递阶联合结构。

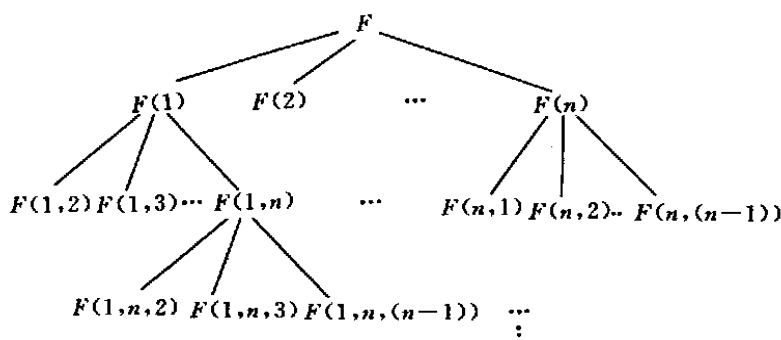


图1 递阶联合结构

## 2 基于递阶联合滤波器族的 FDIR 策略

### 2.1 故障检测与隔离

本文提出的递阶联合滤波结构可以设计提供多级故障检测与隔离措施。概括说来,根

据故障诊断所依据的信息来源, 可以归纳为以下四类:

(1) 直接来自设备本身的检测

每一类导航设备本身的内置检验可以在最低的级别上来实现检测和隔离故障传感器。

(2) 根据导航设备的系统知识设置的预滤波器信息进行故障检测和隔离

1) 数据合理性检验, 即根据物理上的合理性设置传感器量测信息应该具有的上下界, 以发现故障的发生;

2) 数据一致性检验, 即对传感器量测输出数据变化量的合理性进行检验。

(3) 基于局部卡尔曼滤波器的检测

1) 根据经验设置物理上合理的被估计状态的上下界;

2) 定义与故障有关的残差, 通过残差的大小来检测与隔离故障<sup>[4]</sup>。

(4) 多滤波器间结构比较

多滤波器间残差检验表决: 对局部滤波器残差检验的结果进行演绎推理, 以隔离出现故障的传感器。

第1、2级检测可以提供非常有效和便于实现的传感器量测信息的筛选, 直接保护滤波器不会融入故障量测数据和快速地进行传感器故障的检测。第3、4级检测计算方法比较复杂, 但是由于基于系统的统计学特性, 因此更为敏感。

## 2.2 系统重构

称共有父滤波器的一级滤波器(再加上父滤波器本身)构成一个滤波器族。如果传感器故障满足以下条件:

1) 在可检测的时间段内, 最多只有一个传感器故障发生;

2) 跳变式故障不是经常发生的。

那么遵循以下规则, 即可以利用递阶联合滤波结构进行多传感器信息融合系统的故障检测和系统重构:

1) 系统运行的任何时候, 有且只有一个滤波器族运行;

2) 父滤波器作为最优滤波器, 在线给出实时导航估计值;

3) 其它滤波器作为备份滤波器, 当检测到局部滤波器故障时, 用相应的备份滤波器替换父滤波器;

4) 去掉相应故障局部估计的备份滤波器替换包含故障信息的父滤波器之后, 成为新的“父滤波器”, 相应地生成新的滤波器族作为备份。

目前通用的集中或联合滤波器进行系统重构时遇到的最大困难在于, 如果传感器故障没有立即被检测到的话, 当前的集中或联合滤波器的导航解就可能已经被故障信息所污染, 因此系统的重构只能重新进行初始化, 这不可避免地会导致信息的完全丢失; 或者采用复杂的“回收”(Backing-out)算法, 以图重新使用某个故障发生之前时刻的状态估计。

相比之下, 递阶联合滤波结构可以很简单地通过任何故障时刻的滤波器的“热备份”来解决这一问题。对于导航过程中任意时刻的一级辅助传感器来说, 在整个递阶结构(如图1所示)中总能找到一个“最大”滤波器(它包含所有可用的无故障的传感器信息)。采用这一滤波器作为递阶结构中的父滤波器, 将其下一级衍生滤波器作为“热备份”滤波器, 即可实现方便的系统重构而不至于导致系统的崩溃或者明显的不连续。例如, 假设 $F(i)$ 是当

前时刻的最大滤波器,也就是说,当前传感器  $i$  由于故障或者其它原因而未被使用,如果一个未被及时检测的故障发生在传感器  $j$  中的话,那么  $F(i)$  将被破坏,然而根据递阶结构的定义,  $F(i, j)$  将不会受到故障传感器  $j$  的影响。因此,当稍后时刻故障被检测到和故障传感器  $j$  被切除之后,可以将  $F(i, j)$  作为新的最大滤波器,将从  $F(i, j)$  衍生的  $F(i, j, k)$  ( $k = 1 \dots n, k \neq i, k \neq j$ ) 作为新的热备份滤波器。

### 3 仿真实例

结合前面讨论的组合导航系统的故障检测与重构方法,以一个仿真实例说明该重构方法的有效性。

组合导航系统包括三种导航子系统: 惯导系统 (NS)、全球定位系统 (GPS) 和多普勒 (Doppler) 导航系统。以 NS 作为主系统, 采用联合滤波结构, 组成两个子系统: NS/GPS (位置、速度综合) 和 NS/Doppler (速度辅助)。假定惯导系统采用余度技术保证了可靠性, 因此, 通过子系统的故障检测, 可以判断辅助导航系统的故障。

模拟故障发生在 GPS 接收机东向位置估计上, 发生故障的时间为 1500s, 由于故障诊断的滞后性, 故障被检测的时间为 1800s, 而系统的重构亦在 1800s 处完成。图 2、3、4 分别给出了 NS/GPS 局部滤波器、备份滤波器  $F(i)$  以及实际全局融合滤波器的东向位置估计误差信号。

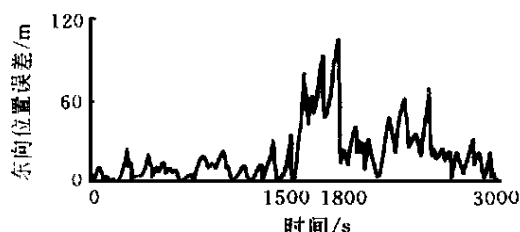


图2 NS/GPS 子系统的故障诊断与重构

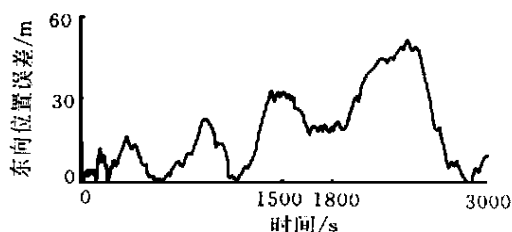


图3 备份滤波器  $F(1)$  的融合估计值

由仿真结果可以看出, NS/GPS 局部子系统发生故障时, 可以通过全局估计信息方便地重置局部估计值, 实现局部子系统的容错设计。从全局系统的角度看, GPS 发生故障期间, 备份滤波器并未受到影响, 因而当故障被检测到的时候, 备份滤波器  $F(1)$  代替了估计值受到污染的全局融合滤波器  $F$ 。从图 4 可以看出, 由于重构时直接采用了备份滤波器作为新的“最大滤波器”, 因而在重构的时刻, 实际输出的全局估计值有不连续现象。但是, 尽管故障检测存在一定的滞后性, 但由于重构时采用了没有受到故障影响的备份滤波器的信息, 因此仍然保证了系统的估计精度。

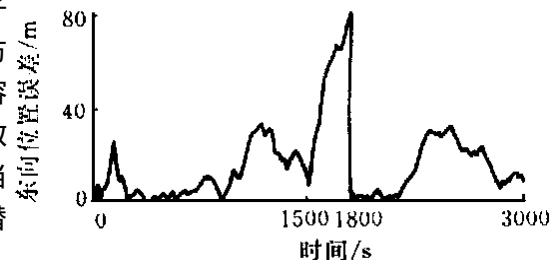


图4 实际输出的全局融合估计值

## 4 结论

基于递阶联合滤波器结构的多传感器信息处理技术克服了集中卡尔曼滤波器和普通联合滤波器的缺陷, 为实现传感器的容错设计提供了有利条件。概括来说, 递阶联合结构容错技术具有以下特点:

- 1) 多级故障检测与隔离措施保证了迅速、准确地检测到传感器故障;
- 2) 滤波器族的“热备份”使得系统在故障(包括软故障)情况下, 能够合理地采用未经污染的信息进行系统重构, 而不会导致信息的丢失或系统的崩溃。

## 参 考 文 献

- 1 王祁, 于航. 传感器技术的新发展——智能传感器和多功能传感器. 传感器技术, 1998, 17 (1): 56 ~ 58
- 2 胡恒章, 傅丽编著. 随机智能控制. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990.
- 3 Carlson N A, Berarducci M P. Federated Kalman Filter Simulation Results Navigation, 1994, 41 (3): 297~ 321
- 4 张洪钺. 动态系统的容错技术. 北京航空航天大学学报, 1997, 23 (6): 685~ 691

## 作者简介

董锡君 1973 年生, 1999 年毕业于哈尔滨工业大学导航、制导与控制专业, 获得博士学位, 现为哈尔滨工业大学航天学院信息与通信工程博士后流动站与上海航天局博士后工作站联合培养的博士后研究人员。研究方向: 组合导航系统, 信息融合理论及应用, 智能控制, 伺服控制系统。

王宇飞 1972 年生, 2000 年毕业于哈尔滨工业大学导航、制导与控制专业, 获博士学位, 现就职于北京京惠达新技术公司。研究方向为 GPS 导航系统、信息融合理论及应用。

洪兴昌 1938 年生, 1964 年毕业于哈尔滨军事工程学院导弹控制专业。研究员, 研究方向为导弹制导与仿真。

# Fault Detection and Recovery Method Based on Hierarchic Alliance of Filters

Dong Xijun

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Wang Yufei

(Beijing JHD New-tech Company, Beijing 100086)

Hong Xingchang

(Shanghai Space Industry Bureau, Shanghai 200233)

**Abstract** As the high precision aircraft such as the modern spacecraft becomes more complicated, the safe operating problem also becomes more and more significant. FDR

(下转第 62 页)

徐 丽 1974 年生, 1999 年毕业于中国空间技术研究院空间飞行器专业, 获硕士学位。目前从事空间热物理方面的研究工作。

刘 强 1961 年生, 1982 年毕业于中国科学技术大学工程热物理专业, 留学获俄罗斯副博士学位, 研究员, 目前从事空间热物理方面的研究工作。

贾 宏 1962 年生, 1984 年毕业于清华大学工程热物理专业。高级工程师, 目前从事空间热物理方面的研究工作。

## The Research of Simulation Method of Dynamic Flux of Spacecraft by Infrared Heating Cage

Jia Yang

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100029)

Xu Li Liu Qiang Jia Hong

(Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100086)

**Abstract** The dynamic mathematical model of infrared heating cage and flux sensor is founded by theory analysis, simulation research and experiment research in the engineering apply background of thermal balance test of some spacecraft. On the base of the model, the technique of simulation of dynamic flux of spacecraft in orbit is discussed, using infrared heating cage as flux simulation unit and adiabatic flux sensor as measure unit.

**Subject Term** Transient heat analysis Mathematical model Heat flow meter Simulation

---

(上接第 53 页)

(Fault Detection, Isolation and Recovery) techniques are important guarantee of the reliability of spacecraft. Based on Kalman filtering estimation algorithm, a kind of FDIR method based on hierarchic alliance of filter family is proposed. According to the concept of the backup filter, this method constructs a kind of dendriform hierarchic alliance structure of fusion filter. On the basis of that, the multilevel FDIR can be designed and performed. A simulation example of NS/GPS/Doppler integrated navigation system illustrates the feasibility and effectiveness of this method. The multi-sensor information processing technique based on the hierarchic alliance filter structure can resolve the limitation of the centralized Kalman filter and the normal federated filter, and has significance to enhance the fault-tolerant ability of the system.

**Subject Term** Kalman filtering Fault detection Fault simulation Multisensor