

文章编号: 1002-0411(2001)07-703-04

# 飞机舵面结构故障检测与重构的模糊观测器方法

周 川<sup>1</sup> 胡维礼<sup>1</sup> 陈庆伟<sup>1</sup> 胡寿松<sup>2</sup>

(1. 南京理工大学自动化系 南京 210094; 南京航空航天大学自动控制系统 南京 210016)

**摘 要:** 本文提出了一种基于模糊观测器的飞机舵面故障检测与重构控制策略。该方法在模糊输出观测器的基础上, 构造了反映飞机舵面结构故障的残差信息, 以进行快速的故障检测和重构控制。针对某型飞机舵面结构故障的仿真验证了本文方法的有效性\*。

**关键词:** 故障检测; 模糊观测器; 重构控制

**中图分类号:** TP13

**文献标识码:** B

## FAULT DETECTION AND RECONFIGURABLE CONTROL FOR AIRCRAFT BASED ON FUZZY OBSERVERS

ZHOU Chuan<sup>1</sup> HU Wei-li<sup>1</sup> CHEN Qing-wei<sup>1</sup> HU Shousong<sup>2</sup>

(1. Department of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, 2. Department of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

**Abstract:** A novel fault detection and reconfiguration control strategy for aircraft's control surface failure based on fuzzy observer is presented in this paper. A residual generator is designed by using a set of fuzzy observers, so the fault detection of actuator and system reconfiguration can be realized rapidly. Finally simulation results for aircraft's control surface failure reveal the effectiveness of this method.

**Keywords:** fault detection, fuzzy observer, reconfiguration control

### 1 引言 (Introduction)

故障检测和重构是提高现代歼击机可靠性的一项关键技术。歼击机在空战时的舵面损伤或巡航时的舵面卡死、浮松等结构故障, 均要求飞行控制系统必须具备故障检测和重构能力。本文目的在于构造一种非线性系统的故障检测及重构控制的设计方

法, 首先建立飞机动力学的模糊观测器模型, 然后基于此产生相应的残差信息以进行舵面故障检测, 最后采用伪逆法设计系统重构所需的控制增益和补偿信号。本文采用的故障检测与重构控制结构如图1所示。

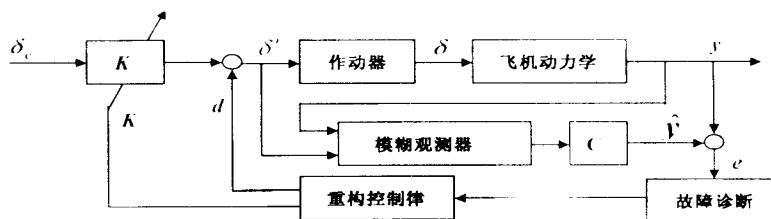


图1 飞机舵面结构故障的检测与重构控制

Fig. 1 Fault detection and reconfiguration control for fighter's control surface

### 2 基于模糊观测器的残差产生及舵面故障检测 (Residual generation and control surface fault detection based on fuzzy observers)

考虑飞机动力学为如下仿射非线性形式

$$\dot{x}(t) = F(x(t)) + G(x(t))\delta(t) \quad (1)$$

其中  $x(t) \in R^{n \times n}$  为飞机的状态变量,  $\delta(t) \in R^r$  为舵

\* 收稿日期: 2001-03-15

基金项目: 国家自然科学基金(69974021)及南京理工大学科研发展基金资助项目

面控制输入 方程(1)可通过一组在不同工作点的局部线性 T-S fuzzy 模型来表示,在某一工作点其规则描述如下

$$\text{Rule } i(i=1, 2, \dots, N) \\ \text{if } w(t) \text{ is } M_i, \text{ then } \begin{cases} \dot{x}(t) = A_i x(t) + B_i \delta(t) \\ y(t) = C_i x(t) + D_i \delta(t) \end{cases} \quad (2)$$

其中  $w(t)$  为前件变量,  $M_i$  为模糊集,  $N$  为规则数

对于给定输入  $\delta(t)$ , 如果飞机系统的输出只与状态有关, 即  $y(t) = Cx(t)$ , 飞机系统线性化后的全局状态和全局输出为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = \sum_{i=1}^N \mu_i(w(t)) [A_i x(t) + B_i \delta(t)] \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (3)$$

其中  $\mu_i[w(t)]$  为前件变量  $w(t)$  的隶属度 且有

$$\sum_{i=1}^N \mu_i[w(t)] = 1, 0 \leq \mu_i, i=1, 2, \dots, N.$$

若模糊系统模型可观, 即所有的  $(C, A_i)$  为可观测对 由图 1 构造局部模糊观测器模型和全局状态和估计输出如下

$$\begin{aligned} \dot{\hat{x}} &= A_i \hat{x}(t) + B_i \delta(t) + L_i [y(t) - \hat{y}(t)] \\ i &= 1, 2, \dots, N \\ \hat{x}(t) &= \sum_{i=1}^N \mu_i(w(t)) \hat{x}_i(t) \\ \hat{y} &= C\hat{x}(t) \end{aligned} \quad (4)$$

若定义状态误差  $\epsilon = x - \hat{x}$ , 则飞机系统的误差动力学为

$$\dot{\epsilon}(t) = \sum_{i=1}^N \{ \mu_i[w(t)] (A_i - L_i C) \epsilon(t) + B_i (\delta - \hat{\delta}) \} \quad (5)$$

其中  $B_i = \mu B$ ,  $\delta$  为舵面指令输入,  $\hat{\delta}$  为舵面输出, 若飞机的舵面无故障时  $\delta = \hat{\delta}$ , 则式(5)为

$$\dot{\epsilon}(t) = \sum_{i=1}^N \mu_i[w(t)] (A_i - L_i C) \epsilon(t) \quad (6)$$

该模糊观测器(4)的稳定性由如下定理保证

**定理 1** 对以上模糊观测器, 如果存在正定矩阵  $P$ , 满足

$$(A_i - L_i C)^T P + P (A_i - L_i C) < 0 \\ \text{for } i=1, 2, \dots, N \quad (7)$$

则模糊观测器(4)渐近稳定 证明略

由以上定理可知, 当飞机正常时, 系统的状态误差  $\epsilon(t)$  最终将趋于零 若飞机的舵面发生卡死等故障时, 则舵面无法执行到指定角度, 即  $\delta \neq \hat{\delta}$  由误差方程(5)可知  $\epsilon(t)$  中的某一个或几个变量将发生跃变且稳态不再为零 基于以上模糊观测器对状态和

输出的估计, 可产生相应的输出残差信号  $e(t) = \hat{y}(t) - y(t)$ , 采用阈值来进行故障检测

$$e(t) \begin{cases} \leq \theta & \text{normal} \\ > \theta & \text{faulty} \end{cases} \quad (8)$$

门限  $\theta$  可选为稍大于系统正常运行时的输出残差

为了能有效地适应故障, 还需对舵面的故障程度进行计算, 为重构控制的设计提供必要的信息 考虑方程(3)可写为

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= \bar{A} x(t) + \bar{B} \delta(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \quad (9)$$

其中  $\bar{A} = \sum_{i=1}^N \mu A_i$ ,  $\bar{B} = \sum_{i=1}^N \mu B_i$ , 对其构造如下输出观测器

$$\dot{\hat{y}} = -\mathcal{Y}(\hat{y} - y) + \bar{C}\bar{B}\delta \quad (10)$$

其中  $\hat{x}$  为状态估计值, 定义  $e = \hat{y} - y$ , 则闭环误差系统为

$$\dot{e} = -\mathcal{Y}e + \bar{B}(\delta - \hat{\delta}) \quad (11)$$

其中  $\bar{B} = \bar{C}\bar{B}$ , 对以上方程进行坐标变换  $\bar{e} = Pe$ , 则

$$\dot{\bar{e}} = -\mathcal{Y}\bar{e} + P\bar{B}(\delta - \hat{\delta}) \quad (12)$$

确定对角矩阵  $\Lambda$   $R^{r \times r}$  为  $\Lambda = P\bar{B}$ , 则  $P = \Lambda\bar{B}^{-1}$ . 若确定  $\Lambda = \text{diag}\{\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_r\}$ , 则上式变为

$$\dot{\bar{e}} = -\mathcal{Y}\bar{e} + \Lambda[\delta - \hat{\delta}] \quad (13)$$

或

$$\begin{aligned} \dot{\bar{e}}_i &= -\mathcal{Y}\bar{e}_i + \beta_i[\delta_i - \hat{\delta}_i] \\ i &= 1, 2, \dots, r \end{aligned} \quad (14)$$

因此可知第  $i$  个舵面仅影响第  $i$  个误差  $\bar{e}_i$ , 无故障时,  $\bar{e}_i(t) = 0, i=1, 2, \dots, r \forall t \geq 0$  若发生第  $i$  个舵面故障, 则  $|\bar{e}_i| \geq \theta$  引入变量  $z_i$  且满足

$$\begin{aligned} \dot{z}_i &= -\mathcal{Y}z_i + \beta_i \delta \\ z_i(t_f) &= \bar{e}_i(t_f) \end{aligned} \quad (15)$$

其中  $t_f$  为故障检测的时刻(该时刻  $|\bar{e}_i| = \theta$ ), 定义  $w_i = z_i - \bar{e}_i$ , 则有

$$w_i(t) = \frac{\beta_i \delta}{\mathcal{Y}} [1 - e^{-\mathcal{Y}(t-t_f)}] \quad \forall t > t_f \quad (16)$$

由  $w_i(t)$  的观测可计算舵面故障量  $\bar{\delta}$  为

$$\bar{\delta} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N [w_i(t_j) / (1 - e^{-\mathcal{Y}(t_j-t_f)})] \quad t_j > t_f \quad (17)$$

这里  $N$  为  $w_i(t)$  在  $t_f$  以后每个选定间隔内的观测数 利用上式计算舵面故障量可减小噪声和其它未建模因素的影响

### 3 重构控制律的设计 (Reconfiguration control law design)

控制重构的概念是指在故障已被检出的前提下, 去适应和修复故障而言的。若舵面卡死在中心位置, 则舵面输入到飞机始终为零, 则可采用相应的补偿输入来实现。一般重构控制要能适应舵面卡死在任何位置的情况, 非零卡死故障可通过调整图 1 中的控制分配器增益和补偿输入信号共同来适应。

考虑未受损飞机的小扰动线性化模型

$$\dot{x}_n = A_n x_n + B_n \delta \quad \delta = K_n \bar{\delta} \quad (18)$$

其中  $x_n$  为飞机正常状态变量,  $\delta$  为控制指令。假定第  $j$  个舵面卡死在某一位置, 即  $\delta_j = \bar{\delta}_j$  (常值), 可由以上故障检测算法得到, 则重构后的新系统为

$$\dot{x} = A_n x + B_{nj} [K \bar{\delta} + d] + b_{nj} \bar{\delta}_j \quad (19)$$

其中  $B_{nj}$  为  $B_n$  在第  $j$  列元素全为零,  $b_{nj}$  为  $B_n$  的第  $j$  列,  $K$  为新的重构控制增益且  $d$  为补偿量,  $K, d$  的计算要使 (19) 尽可能接近 (18), 则  $K, d$  应满足

$$B_n K_n \bar{\delta} = B_{nj} [K \bar{\delta} + d] + b_{nj} \bar{\delta}_j \quad (20)$$

即

$$[B_n K_n - B_{nj} K] \bar{\delta} = B_{nj} d + b_{nj} \bar{\delta}_j \quad (21)$$

或

$$B_n K_n = B_{nj} K \text{ 且 } B_{nj} d = -b_{nj} \bar{\delta}_j \quad (22)$$

若上式满足, 则系统完全恢复, 所求控制增益和补偿信号为

$$K = B_{nj}^+ B_n K_n, \quad d = -B_{nj}^+ b_{nj} \bar{\delta}_j \quad (23)$$

其中  $B_{nj}^+$  为  $B_{nj}$  的伪逆

#### 4 仿真算例 (Simulation example)

某飞机纵向运动方程由如下仿射非线性微分方程描述

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -g \sin(\theta - \alpha) - D/m \\ 1 + (mg \cos(\theta - \alpha) - L_0)/m v \\ q \\ QSc(C_{m0}(\alpha) + C_{mq}(\alpha)Qc/2v)/I_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 1/m \\ 0 & c(\alpha)/m v \\ 0 & 0 \\ L_1/I_y & X_1/I_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (24)$$

其中, 状态变量  $v, \alpha, \theta, q$  分别为飞机的纵向速度、攻角、俯仰角和俯仰角速度, 控制变量  $\delta_e, \delta_r$  分别为升降舵偏角及推力,  $g$  是重力加速度,  $m$  为飞机质量,  $C_{m0}(\alpha), C_{mq}(\alpha)$  为气动参数

飞机在无故障时的小扰动线性化模型为

$$A_n = \begin{bmatrix} -2.0733 & 0.0651 & 0.0290 & -1.3010 \\ -0.3030 & -0.6850 & 1.0168 & -0.2581 \\ -0.0712 & -0.6580 & -2.8391 & -5.2947 \\ 0 & 0 & 1.0000 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_n = \begin{bmatrix} 0.274 & 1 \\ -0.0541 & 0 \\ -1.11 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C_n = [0 \ 1 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 1; 0 \ 0 \ 1 \ 0]_{3 \times 4}$$

飞机在无故障时, 控制器增益为  $K = [1 \ 0; 0 \ 1]_{2 \times 2}$ , 驾驶员指令信号  $\delta$  为单位阶跃响应, 采样周期为 0.05 秒。故障检测门限定为  $\epsilon = 0.5$ 。假定飞机在 2 秒时发生左平尾卡死故障且  $\delta_r = -2$  度。

基于以上模糊观测器方法可以在  $t = 2.138$  秒以后, 残差  $e(t)$  的攻角分量  $e_2$  将超过门限, 从而检出故障, 其响应曲线见图 2, 并且在  $t = 2.288$  秒辨识出故障量  $\bar{\delta}_r = -2.00$  度。从而可计算出重构控制器的增益和补偿控制量为

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0.2740 & 1.0000 \end{bmatrix}, d = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.548 \end{bmatrix}$$

重构后的飞机攻角响应见图 3, 图中实线为无故障响应, 虚线为故障无重构响应, 粗实线为加入重构和补偿信号后的响应, 它与飞机正常时的响应非常接近。

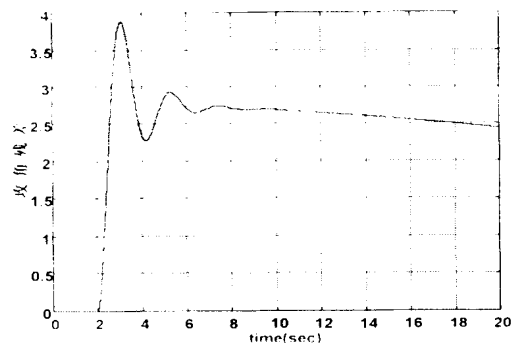


图 2 攻角残差响应曲线

Fig 2 response of residual of attack angle

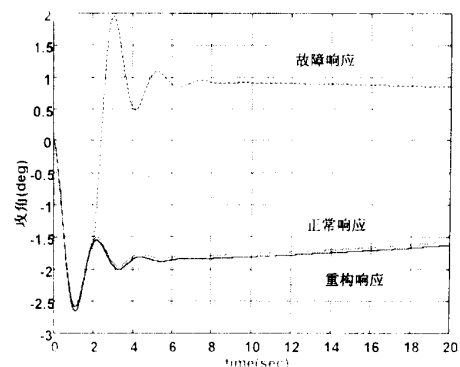


图 3 攻角响应曲线

Fig 3 response of attack angle

(下转第 709 页)

议服务的直接访问

6) 秒及毫秒级的软件定时器对象: 可随意激活用户的任务

7) 函数库: 当调用时, 可以执行事件检查、管理输入/输出, 网上发送或接收消息以及控制各种 Neuron 芯片的功能

利用 Neuron C 语言, 可简易地开发基于网络的应用系统, 使开发人员几乎感觉不到在网络环境下编程

#### 4 Lonworks 的应用 (Application of Lonworks)

自 1993 年 Lonworks 技术推广到中国以来, 已在楼宇自动化系统 (BAS)、电力系统供配电监控和数据采集系统、远程通信网络中心监控系统、工厂自动控制系统和工业过程控制系统、仪器、仪表和设备自动化、消防监控中心和防火自动控制系统、交通灯管理和停车场管理系统、环境保护监测系统、医疗器械管理及病人监测系统等领域获得了广泛的应用

Lonworks 应用可以是单独的一个设备, 或是多个分散设备安装构成的 LON 网络系统。Lonworks 应用的开发过程分为以下几步:

- 定义应用要实现的功能: 包括产品应具有的各项功能以及安装要求、操作要求和维护要求等;
- 标明设备并分配应完成的功能: 决定应用功能是分配给一个或多个设备完成, 进行功能分配;
- 为每个设备定义外部接口文件; 定义设备间的接口, 包括互操作接口和非互操作接口;
- 为每个设备编写应用程序: 用 Neuron C 实现分配给每个设备的功能;
- 构造、调试并测试各个设备;

- 安装上网并进行网络测试

#### 5 结束语 (Conclusion)

Lonworks 开放式、可互操作控制网络技术对控制产品生产厂家、系统集成公司及最终用户都带来了明显的好处。内置 LonTalk 通信协议的神经元芯片为生产厂家省去了产品开发中最麻烦的通信接口的软硬件开发, 从而可大大缩短产品开发周期和降低成本; 系统集成公司可在众多厂家中选择性能价格比最好的产品, 工程造价可大大降低, 产品即插即用还可缩短贯彻的编程和调试时间; 对于最终用户来说, 项目的初期投资大为减少, 系统管理简单, 增加新功能又十分方便。因此, 可以推断, Lonworks 控制网络技术会越来越为人们所重视和推广。

#### 参 考 文 献 (References)

- 1 阳宪惠 现场总线技术及其应用 清华大学出版社, 1999
- 2 董 玲, 白 焰 现场总线控制系统的选择 微计算机信息, 1999, 15(2): 12~ 13
- 3 凌志浩等 3 人 Neuron C 语言的若干新特征及其应用 微计算机信息, 1999, 15(3): 43~ 45
- 4 Echelon Co. Neuron C Programmer's and Reference Guides, Echelon Corporation, 1995
- 5 Echelon Co. Neuron Chip DataBook, Echelon Corporation, 1995
- 6 鄂立福等 Lonworks 网络技术与现场总线 测控技术, 1996, 15(5): 15~ 18

#### 作者简介

余腊生 (1971- ), 男, 博士生, 主要成果: 在各类刊物发表专业论文十多篇, 主持或参加了多项重要的科研项目。研究领域为现场总线技术、数据库技术和智能化技术

沈德耀, 男, 教授, 博士生导师。研究领域为工业控制系统、现场总线技术和智能化系统

(上接第 705 页)

#### 参 考 文 献 (References)

- 1 C J Dittman A Hyperstable Model Following Flight Control System Used for Reconfiguration Following Aircraft Impairment Proceedings of Autom. Control Conf June, 1988, Atlanta, Georgia, pp: 2219~ 2224
- 2 Baumgarten G, Buchholz J, Heine W. A New Reconfiguration Concept for Flight Control Systems AIAA-95-3176-CP: 9~ 19
- 3 J Chen, R J Patton Non-linear Dynamic System Fault Detection and Isolation using Fuzzy Observers Proc Instn Mech Engrs 1999: 467~ 476

#### 作者简介

周 川 (1970- ), 博士, 副教授。研究领域为智能控制及故障诊断技术研究

胡维礼 (1941- ), 教授, 博士生导师。研究领域为智能控制理论及应用研究

陈庆伟 (1963- ), 教授。研究领域为计算机控制及伺服系统的分析与设计

胡寿松 (1937- ), 教授, 博士生导师。研究领域为智能修复控制理论与方法