

文章编号: 1000-6893(2000)06-0548-04

# 基于模糊多模型匹配与辨识的伪逆重构控制

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

(1. 南京理工大学 自动化系, 江苏 南京 210094)

(2. 南京航空航天大学 自动控制系, 江苏 南京 210016)

## PSEUDO INVERSE RECONFIGURABLE CONTROL BASED ON MULTIPLE MODEL FUZZY MATCHING AND IDENTIFICATION

CHEN Qing-wei<sup>1</sup>, ZHOU Chuan<sup>1</sup>, HU Wei-li<sup>1</sup>, HU Shou-song<sup>2</sup>

(1. Department of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

(2. Department of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘 要:** 将多模型匹配及在线模糊辨识的思想与伪逆重构控制方法相结合, 提出了一种新的智能型重构控制策略。该方法不仅可以适应多种故障模式, 而且能克服各种不确定性因素和扰动对系统重构后动、静态性能的影响。理论分析和针对歼击机在机动飞行过程中各种舵面故障的仿真研究均表明本文方法的有效性。

**关键词:** 重构控制; 模糊匹配与辨识; 伪逆法

**中图分类号:** TP273.1; V249.1 **文献标识码:** A

**Abstract:** A new kind of intelligent reconfigurable control strategy is presented by combining the idea of multiple model matching and on-line fuzzy identification with pseudo inverse reconfigurable control method. It can not only accommodate multiple kinds of faults, but also eliminate the effects of uncertainty and disturbance. Theoretical analysis and simulation results for fighter's control surface faults show that the presented method is effective.

**Key words:** reconfigurable control; fuzzy matching and identification; pseudo-inverse method

可重构飞行控制系统(reconfigurable flight control system)是未来飞行控制系统的重要发展方向。重构飞行控制可视为建立在容错技术上的一种新型飞控系统, 它将传统的关键操纵面改为多功能非关键操纵面, 从而使飞机具有气动力和操纵面的功能冗余; 对飞行过程中的舵面的突发性故障, 利用剩余的健全舵面和控制器的重构作用, 以保证飞机稳定飞行或安全着陆。目前, 受损飞机的重构控制面临许多难题, 首先由于噪声的存在、故障的多样性以及系统动力学的剧变, 使得快速而准确的故障辨识、隔离与估计成为一项艰巨的任务。其次是要要求重构控制律必须具有足够的鲁棒性, 以适应故障造成的飞机动力学大范围变化。由于故障飞机的非线性、复杂性和不确定性, 使得现有的重构控制方法难以获得满意的修复性能。

本文提出一种基于模糊多模型匹配与辨识的伪逆重构控制方法, 其结构见图 1。首先根据各种故障模式, 确定故障系统的多模型表示, 并建立相

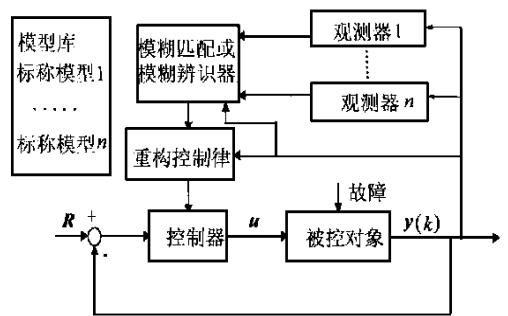


图 1 基于多模型模糊匹配与辨识的重构控制结构

应的模型库。为了实时地确定匹配模型和重构控制器, 建立了一个自适应机构(模糊匹配/模糊辨识器), 使系统能根据被控对象参数或模型的不同自动修正重构控制律以适应各种类型的故障, 它不仅能提高系统对多种故障模式的适应能力, 并且采用伪逆重构方法保证了控制的实时性。

### 1 伪逆重构控制技术

设正常系统的模型为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), y(t) = Cx(t) \quad (1)$$

采用状态反馈  $u(t) = Kx(t)$ , 则正常闭环系统为

$$\dot{x}(t) = (A + BK)x(t), y(t) = Cx(t) \quad (2)$$

其中:  $K$  为状态反馈增益阵, 当故障发生时系统的

特性为

$$\dot{x}_f(t) = A_f x_f(t) + B_f u_f(t), y_f(t) = C_f x_f(t) \quad (3)$$

式中:  $A_f, B_f, C_f$  分别为故障系统矩阵, 新的故障闭环系统为

$$\dot{x}_f(t) = (A_f + B_f K_f) x_f(t), y_f(t) = C_f x_f(t) \quad (4)$$

$K_f$  为待定的反馈增益阵。设计  $K_f$  的目标是使故障闭环系统的传递矩阵逼近正常系统的传递矩阵。即  $A + BK = A_f + B_f K_f$ , 则  $K_f$  的近似解为

$$K_f = B_f^+ (A - A_f + BK) \quad (5)$$

其中:  $B_f^+$  为  $B_f$  的伪逆。

**定理 1** 如果令

$$J = \|(A + BK) - (A_f + B_f K_f)\|_F \quad (6)$$

其中:  $\|\cdot\|_F$  表示 Frobenius 范数, 则由式(5) 计算出的  $K_f$  可极小化  $J$ 。

定理 1 的伪逆法并不能确保重构系统的稳定性, 为此必须进行修正, 以保证闭环系统的稳定性。若  $(A_f, B_f)$  是可稳定的, 对于式(4) 的闭环故障系统, 可以找到一个稳定界  $C$ , 使得

$$\hat{u} K_f(i, j) \hat{u} < C, i = 1, 2, \dots, m \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (7)$$

则闭环故障系统是稳定的。这样, 以上重构问题转化为确定  $K_f$  使  $J$  极小化且满足式(7) 的约束条件。以下定理给出了伪逆重构控制的显式解。

**定理 2** 对故障闭环系统式(4), 若  $B_f \in R^n$ , 则取  $K_f$  为

$$K_f(i, j) = \begin{cases} K_f(i, j) & \text{if } \hat{u} K_f(i, j) \hat{u} \leq C \\ \text{sgn}(\hat{u} K_f(i, j) \hat{u}) C & \text{others} \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $K_f$  为式(5) 的解, 则可保证故障闭环系统式(4) 的稳定性。

实际中, 所发生的故障很可能会导致系统不稳定, 因此首先考虑通过修正反馈控制增益, 然后采用改进的伪逆法实现系统性能的恢复。其控制增益阵的形式为

$$K_f = (1 - Q) K_s + Q K \quad (9)$$

其中:  $K_s$  为稳定反馈增益且  $0 < Q < 1$ ;  $K$  根据定理 2 来解算, 在保持系统稳定的前提下, 适当调整  $Q$  可以获得良好的动态性能。

由此, 可得改进的伪逆重构控制算法如下:

**算法 1**

(1) 根据式(5) 计算重构控制增益  $K_f$ ;

(2) 检验闭环故障系统式(4) 在  $K_f$  作用下的稳定性, 若稳定, 则停止;

(3) 否则, 采用式(9) 重新计算  $K_f$ 。

针对各种可能的故障模式, 由算法 1 解出  $K_f$  并存储在飞控计算机内。一旦故障发生, 即可根据故障类型来调用相应的反馈增益。

## 2 模糊多模型匹配及故障的模糊在线辨识

采用以上伪逆法必须已知故障系统的状态矩阵  $(A_f, B_f, C_f)$ 。为此, 分别采用模糊多模型匹配和在线模糊故障辨识两条途径实现伪逆重构控制。

(1) 模糊多模型匹配方法

假定系统具有状态空间描述

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t, H) &= A x(t, H) + B(H) u(t) + w(t) \\ y(t, H) &= C x(t, H) + v(t) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中:  $u, y$  为控制输入和测量输出;  $w, v$  为过程噪声和测量噪声。系统的故障由参数向量  $H$  来刻画。一般地, 对于系统特定的故障  $H$  可以是固定或慢时变的。对于飞机的舵面故障, 主要反映在操纵力矩的变化上, 也即表现为  $B$  阵的变化。由于  $H$  在  $[0, 1]$  间取值以表明故障的程度(0 为无故障, 1 为故障), 而  $B$  为  $H$  的函数。

如果考虑  $n$  种故障状态, 所有故障的集合为  $(= \{H_1, H_2, \dots, H_n\})$ 。通常  $y(k)$  可以在线实时采集, 则采用 **if-then** 形式的模糊规则为:

$$\text{if } y(k) = \hat{y}(k, H) \text{ then } H = e_i$$

其中: 向量  $e_i = [0, 0, \dots, 1, \dots, 0]$  除了第  $i$  个元素为“1”, 其余为“0”。第  $i$  个元素为 1 即代表发生了第  $i$  种故障。

系统输出  $y(k)$  与估计输出  $\hat{y}(k, H)$  之间的隶属度函数可以选为三角型、梯形或高斯型。首先模糊化  $y(k)$  将其转化为模糊变量  $\tilde{A}$ , 然后激活每个模糊规则  $(A_i, H)$ , 其内积推理可采用如下形式

$$\tilde{A} \tilde{u} (A_i^T H) = (\tilde{A} \tilde{u} A_i^T) H = a_i H = \tilde{H} = (0, 0, \dots, a_i, \dots, 0, 0) \quad (11)$$

其中: “ $\cdot$ ”为模糊矩阵合成算子。

模糊规则的激活是并行的, 模糊映射系统的最终结果为

$$\hat{H} = \sum_{i=1}^n w_i \tilde{H} = (w_1 a_1, \dots, w_i a_i, \dots, w_n a_n) \quad (12)$$

其中:  $w_i$  为可以自由调整的权重, 这里设置所有的  $w_i = 1$ 。这样, 该模糊推理系统将输出  $y(k)$  映射成具有  $n$  个元素的一个向量  $\hat{H} = (a_1, a_2, \dots, a_n)$ 。

对于论域  $X$  上的元素  $x$  及相应的模糊变量(子集)  $A$ , 其隶属度为  $L_A(x)$ 。两个模糊变量  $A$  和  $B$  的匹配程度为

$$S(A, B) = \sum_{x \in A \cap B} L_{A \cap B}(x) \setminus \sum_{x \in A} L_A(x) \quad (13)$$

其中:  $L_A(x)$ ,  $L_B(x)$  分别为相应的隶属度函数, 且  $\cap$  为模糊逻辑与运算。

针对以上有限的故障模式, 由模糊贝叶斯定理可得如下模糊匹配的规则

$$S(H, \hat{H}) = \sum_{i=1}^n (H \cap \hat{H}) \setminus \sum_{i=1}^n H \quad (14)$$

由于故障系统  $H$  未知, 需用  $\hat{H}$  来代替上式中的  $H$  因此有

$$S(\hat{H}, H) = a_i \setminus \sum_{i=1}^n a_i \quad (15)$$

由以上算式即可完成故障的检测与辨识。

### (2) 在线模糊故障辨识方法

假定故障系统的模型为

$$\dot{x}^a = Ax + B_r u + w, y = Cx + v \quad (16)$$

这里, 所讨论故障仍是针对飞机的舵面故障,  $B_r$  为包含故障信息的未知矩阵,  $B_r$  的典型表示为

$$B_r = [G b_1 \quad \cdots \quad G b_i \quad \cdots \quad G b_n] = B_r^T \quad (17)$$

$G$  为作动器的效率, 若  $G=1$  表明第  $i$  个作动器无故障,  $G=0$  表明作动器完全失效。  $G = [G \quad G \quad \cdots \quad G]$  可视为一个表明作动器效率的模糊向量。

针对系统式(16), 设计状态观测器为

$$\dot{\hat{x}}^d = A \hat{x}^d + B_r u + L(y - \hat{y}^d), \hat{y}^d = C \hat{x}^d \quad (18)$$

其中:  $L$  为状态观测器增益;  $\hat{B}_r = B_r G$  为  $B_r$  的在线估计, 它可根据  $G$  来进行解算。

若定义  $E = y - \hat{y}^d$ , 有  $E = C(x - \hat{x}^d) + v$ , 为讨论方便忽略噪声项  $w$  与  $v$ , 则

$$\begin{aligned} E &= C(x - \hat{x}^d) = C[Ax + B_r u - A \hat{x}^d - \\ & B_r u - L(y - \hat{y}^d)] = C(A - LC)(x - \hat{x}^d) - \\ & CB_r(G - G^T)u = C(A - LC)(x - \hat{x}^d) - \\ & CB_r G^T u \end{aligned}$$

由于  $\$G^T u$  为标量, 有  $\$G^T u = u^T \$G$  所以

$$\begin{aligned} E &= C(A - LC)(x - \hat{x}^d) - CB_r u^T \$G = \\ & C(A - LC)(x - \hat{x}^d) + K \$G = \\ & C(A - LC)(x - \hat{x}^d) + D \end{aligned}$$

其中:  $K = -CB_r^T$ ;  $D = K \$G$ 。由于  $C, L, B_r, u$  均为已知, 则  $K$  可获取。由以上方程, 通过调整  $\$G$  即可改变  $E$ 。

基于上式即可得到状态观测器的整定策略, 可以得到一组基本的模糊规则。若将  $E$  作为模糊推理系统的输入,  $D$  为输出, 即

$$\$D = K^+ D \hat{E}(k+1) = \hat{E}(k) + \$D \quad (19)$$

其中:  $K^+$  为  $K$  的伪逆, 由式(19)可以在线估计更新作动器效率  $\hat{G}$  从而辨识出故障状态下的控制输入阵  $B_r$ 。这样, 即可采用以上伪逆法进行重构设计。

### 3 仿真研究

针对某型飞机的纵向运动方程进行仿真研究, 设其在平衡点线性化后的系统  $(A, B, C)$  状态矩阵分别为

$$A = \begin{bmatrix} -0.0507 & -3.861 & 0 & -32.17 \\ -0.0012 & -0.5164 & 1.0 & 0 \\ -0.0001 & 1.4168 & -0.4932 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.717 \\ -1.645 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

其中: 各状态变量分别为前向速度、垂向速度、俯仰角速度和俯仰角, 控制变量为平尾偏角。设定飞机发生平尾缺损故障(缺损 50%)时, 其故障模型为

$$A_r = A, B_r = [0 \quad -0.3585 \quad -0.8225 \quad 0]^T, \\ C_r = C$$

首先由式(18)设计状态观测器, 其中观测器增益矩阵为

$$L = \begin{bmatrix} 2.4375 & -12.578 & -0.3469 & 4.1392 \\ -0.6294 & 8.2476 & -13.458 & -23.157 \end{bmatrix}^T$$

由观测误差  $E$  和  $D$  之间的模糊规则和式(19)来在线更新作动器效率  $\hat{G}$  从而辨识出故障状态下的控制输入阵  $B_r$ 。采用线性二次型调节器方法设计反馈增益, 选定权矩阵  $R=6, Q=I_{4 \times 4}$ , 可得:

$$K_s = [-0.3021 \quad 2.3451 \quad 4.4531 \quad 9.4006]$$

然后由式(8)计算出相应的增益阵

$$K_r = [0.0679 \quad -22.2724 \quad 7.1185 \quad 0.1451]$$

最后确定控制增益为:  $K = (I - Q)K_s + QK_r$ , 其中  $Q = 0.35$ 。

仿真结果分别如图 2 和图 3 所示, 图 2 为故障无修复状态下的输出响应, 飞机的俯仰角和俯仰角速度出现了较大的波动和振荡, 其动、静态性能恶化; 图 3 为加入自修复控制后的输出响应, 可以看出, 以上伪逆法可在保持闭环系统稳定的前提下, 具有优良的重构性能。

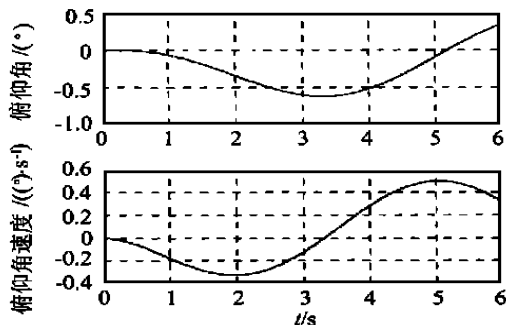


图 2 平尾缺损故障下的输出响应

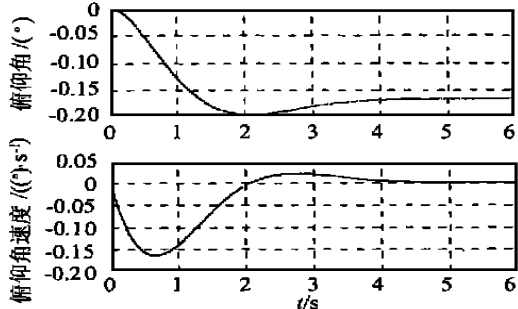


图 3 自修复控制后的输出响应

### 参 考 文 献

[1] James M. Flight demonstration of the self-repairing flight control system in a NASA F-15 aircraft [R]. AIAA-91-3106, 128~133.

[2] Baumgarten G, Buchholz J, Heine W. A new

reconfiguration concept for flight control systems [R]. AIAA-95-3176-CP, 9~19.

#### 作者简介:



陈庆伟 1965 年生, 高级工程师, 1988 年在南京理工大学获硕士学位, 主要进行容错控制理论、计算机控制系统及交流伺服系统的研究与设计。



周川 1970 年生, 1999 年 3 月在南京航空航天大学控制理论与控制工程专业获博士学位, 现为南京理工大学自动化系博士后, 主要研究方向为智能控制理论及故障诊断系统。



胡维礼 1941 年生, 1965 年毕业于清华大学自动控制专业, 现为南京理工大学自动化系教授、博士生导师, 主要从事鲁棒自适应控制理论及现代高性能伺服系统的研究。

胡寿松 1937 年生, 1960 年毕业于北京航空航天大学, 现为南京航空航天大学自动控制系教授、博士生导师, 自动化学会理事。主要研究方向为大系统控制理论及自修复飞行控制系统。

## 新书简介

### 《中国工程院——院士指南》出版发行

中国工程院是中国工程科技事业的最高学术机构和决策咨询机构。中国工程院院士是国家在工程科学技术方面设立的最高学术称号。为向社会各界宣传、介绍中国工程院及其院士, 加强我国工程技术界以及科技界与院士的联系, 促进我国工程科学技术事业的发展, 由中国工程院编辑, 宇航出版社出版了这本书。

书的首页是中国工程院院长宋健同志的致辞。书中主要内容有二部分: 一是中国工程院的组织机构, 中国工程院简介; 二是按照中国工程院目录设立的机械运载与工程学部, 信息与电子工程学部, 化工、冶金与材料工程学部, 能源与矿业工程学部, 土木、水利与建筑工程学部, 农业、轻纺与环境工程学部, 医药卫生工程学部等 7 个学部, 分别介绍了中国工程院 437 名院士的简历、学历、成就与贡献, 并附有院士的照片及其联络方式(地址、电话、传真、电子信箱等)。

本书 16 开本, 241 页, 定价 50.00 元。(需邮寄者, 每本附加邮费 5 元)。因印数有限, 售完为止, 欢迎广大科技工作者及其单位从速订阅。

联系人: 王树青

学会地址: 北京东城亮果厂 5 号

邮编: 100010

电话: 64021417