

文章编号: 1000-8152(2000)01-0133-03

控制可重构飞机多变量鲁棒控制器设计

李清

(清华大学自动化系·北京, 100084)

沈春林 郭锁凤

(南京航空航天大学自动控制系·南京, 210016)

摘要: 控制可重构飞机要求其基本飞行控制系统对舵面部分缺损故障具有强的鲁棒特性, 在故障发生后保证飞机的稳定性, 提供足够的时间进行故障的检测和隔离, 为控制系统重构提供条件。本文采用高速采样 PI 控制器设计输出反馈跟随系统, 给出了控制器的设计方法, 并分析了它对于控制舵面部分缺损故障的鲁棒特性。仿真结果表明, 这种控制器具有好的鲁棒特性。

关键词: 故障; 飞行控制; 鲁棒; 自修复系统

文献标识码: A

Robust Multivariable Controller Design for the Control Reconfigurable Aircraft

LI Qing

(Department of Automation, Tsinghua University, Beijing, 100084, P. R. China)

SHEN Chunlin and GUO Suofeng

(Department of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016)

Abstract: The control reconfigurable aircraft with multi-surfaces needs robust basic flight control system to support enough time for failure detection and isolation. When partial surface loses, it can keep the damaged aircraft stable. In this paper, multi-variable output feedback digital control laws are designed for the Control Reconfigurable Aircraft (CRA). The method uses fast-sampling digital PI controllers to design digital flight control tracking system. This paper gives the way to design the controller and analyze its robustness characteristics. The simulation results indicate that the controller is very robust and the output responses are fully satisfactory.

Key words: failure; flight control; robust; self-repairing system

1 引言 (Introduction)

可重构飞行控制系统在飞机发生控制舵面缺损故障时, 将出故障舵面的控制效果分配给健全舵面, 保证飞机满足一定飞行品质的安全飞行。这要求原飞行控制系统具有强的鲁棒特性, 在故障发生后保证飞机的稳定, 提供足够的时间进行故障的检测和隔离。

研究表明, 在飞机发生控制舵面缺损故障时, 如果主翼没有损坏, 且飞机转动惯量的变化可以忽略不计, 故障建模为飞机状态方程中控制输入阵与该舵面相对应一列元素的变化。设已知飞机的连续时间状态空间表达式为:

$$\dot{X}(t) = AX(t) + BU(t), \quad (1)$$

$$Y(t) = CX(t), \quad (2)$$

其中 $X \in \mathbb{R}^{n \times 1}$, $Y \in \mathbb{R}^{m \times 1}$, $U \in \mathbb{R}^{m \times 1}$ 分别为系统状态、输出和控制输入向量, $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$, $B = [b_1 \ b_2 \ \dots \ b_m] \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 。

当飞机的第 i 个舵面仅剩效率 η_i ($0 < \eta_i \leq 1$) 时, 出故障后飞机的状态方程变为^[1]

$$\dot{\bar{X}}(t) = A\bar{X}(t) + \bar{B}U(t), \quad (3)$$

其中 $\bar{B} = [b_1 \ b_2 \ \dots \ \eta_i b_i \ \dots \ b_m]$ 为故障发生后的控制输入阵。

飞机的基本飞行控制系统设计要求闭环系统对 B 阵的变化具有强的鲁棒特性, 在飞机发生此类故障时, 保证闭环系统稳定。

本文采用高速采样数字 PI 控制器, 为飞机设计输出反馈跟随系统, 给出了控制器的设计方法, 并分析了它在发生舵面缺损故障时的鲁棒特性。仿真结果表明, 这种控制器在发生一定水平的舵面失效故障时, 可以保证飞行的安全飞行。

2 控制器设计方法 (Controller design method)

设由状态方程 (1), (2) 所描述的系统 (A, B, C) 可控可观, 且满足

$$\text{rank} \begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix} = n + m. \quad (4)$$

经过初等变换,将状态方程(1),(2)化为如下形式

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_1(t) \\ \dot{X}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1(t) \\ X_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ B_2 \end{bmatrix} u(t), \quad (5)$$

$$Y(t) = [C_1 \quad C_2] \begin{bmatrix} X_1(t) \\ X_2(t) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

其中, $X_1(t) \in \mathbb{R}^{n-m}$, $X_2(t) \in \mathbb{R}^m$, $U(t) \in \mathbb{R}^m$, $Y(t) \in \mathbb{R}^m$, $A_{11} \in \mathbb{R}^{(n-m) \times (n-m)}$, $A_{12} \in \mathbb{R}^{(n-m) \times m}$, $A_{21} \in \mathbb{R}^{m \times (n-m)}$, $A_{22} \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $B_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $C_1 \in \mathbb{R}^{1 \times m \times (n-m)}$, $C_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$.

控制器设计要求控制输出个数等于控制输入个数,进一步地,当 $\text{rank}(CB)$ 不满秩时,PI 控制器需要加入内回路,其系统结构图如图 1 所示^[2,3]

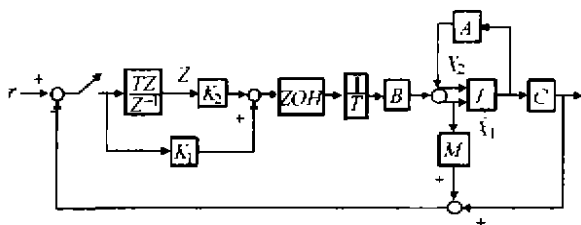


图 1 带内回路的离散PI控制器

Fig. 1 Block diagram of PI controller with inner loop

系统观测方程为

$$W(k) = [C_1 + MA_{11} \quad C_2 + MA_{12}] \begin{bmatrix} X_1(k) \\ X_2(k) \end{bmatrix} = [F_1 \quad F_2] \begin{bmatrix} X_1(k) \\ X_2(k) \end{bmatrix}. \quad (7)$$

离散PI控制器控制律设计为

$$U(k) = (1/T) \cdot [K_1 e(k) + K_2 Z(k)]. \quad (8)$$

其中 $T \in \mathbb{R}^+$ 是采样周期, $K_1(T) \in \mathbb{R}^{m \times m}$, $K_2(T) \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 是比例和积分控制增益阵, $e(k) = r(k) - W(k) \in \mathbb{R}^m$ 是误差向量, $Z(k)$ 是误差的数字积分, $r(k) \in \mathbb{R}^m$ 是给定输入向量.

PI 控制器设计的目的是使闭环系统跟踪常数指令输入向量,即

$$\lim_{k \rightarrow \infty} [r(k) - Y(k)] = 0. \quad (9)$$

当采样频率足够高时,即 $f = (1/T) \rightarrow \infty$ 时,闭环系统可以分为快慢两个模态.

选择测量阵 M 时,只要有足够的元素使 F_2 有秩 m ,且使慢模态稳定,尽量使它有少的非零元素.当采样频率 $f \rightarrow \infty$ 时,闭环系统快模态传递函数为

$$\Gamma_f(\lambda) = C_2 F_2^{-1} [\lambda I_m - I_m + F_2 B_2 K_1]^{-1} F_2 B_2 K_1. \quad (10)$$

下标 s 和 f 分别代表慢模态和快模态.选取控制器增益阵参数为

$$K_1 = (F_2 B_2)^{-1} \Sigma, \quad (11)$$

$$K_2 = (F_2 B_2)^{-1} \Pi. \quad (12)$$

其中

$$\Sigma = \text{diag}(\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \cdots \quad \sigma_m),$$

$$\Pi = \text{diag}(\pi_1 \quad \pi_2 \quad \cdots \quad \pi_m),$$

$$\sigma_i, \pi_i \in \mathbb{C}^+ (i = 1, 2, \cdots, m).$$

通过上面的分析,离散PI控制器的设计就是选择合适的 Σ , Π 和 M ,使闭环系统满足设计要求.

3 控制器的稳定性和鲁棒性分析 (Controller stability and robustity analysis)

根据前面对闭环系统快慢模态的分解,控制器设计就是使下列特征方程稳定^[1].

$$\Delta_1 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_m - I_m + TK_1^{-1} K_2| = 0\}, \quad (13)$$

$$\Delta_2 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_{n-m} - I_{n-m} - TA_{11} + TA_{12} F_2^{-1} F_1| = 0\}, \quad (14)$$

$$\Delta_3 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_m - I_m + F_2 B_2 K_1| = 0\}. \quad (15)$$

适当选择 M 阵,使 $\Delta_2 \in D^-$,且使 $\text{rank}(F_2 B_2) = m$. (D^- 为单位圆内的开区域).按上述方法选取控制增益阵,则可以使系统稳定,即保证 $\Delta_2 \in D^-$, $\Delta_3 \in D^-$.

当第 i 个舵面/作动器发生故障时,

$$\bar{B} = B I_{\eta_i}. \quad (16)$$

其中 $I_{\eta_i} \in \mathbb{R}^{m \times m}$, 是除第 i 个对角元素为 η_i 的单位阵.此时

$$\bar{\Delta}_3 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_m - I_m + (\bar{F}_2 \bar{B}_2)(F_2 B_2)^{-1} \Sigma| = 0\}. \quad (17)$$

如果 $\bar{A} = A$, $\bar{F} = F$, 则

$$\bar{F} \bar{B} = \bar{F}_2 \bar{B}_2. \quad (18)$$

由于 $\bar{F} \bar{B} (F B)^{-1} = \bar{F} \bar{B} (F B)^{-1} = (\bar{F} \bar{B}) I_{\eta_i} (F B)^{-1}$, 即矩阵 $\bar{F} \bar{B} (F B)^{-1}$ 和 I_{η_i} 相似,所以 $\bar{F} \bar{B} (F B)^{-1}$ 的特征值为 $1, 1, \cdots, \eta_i, \cdots, 1, 1$.

$$\bar{\Delta}_3 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_m - I_m + (\bar{F} \bar{B}) I_{\eta_i} (F B)^{-1} \Sigma| = 0\}. \quad (19)$$

设 $\Sigma = \text{diag}(\sigma_1 \quad \sigma_2 \quad \cdots \quad \sigma_m) \in \mathbb{C}^+$, 即其对角元素相等.则

$$\bar{\Delta}_3 = \{\lambda \in \mathbb{C}; |\lambda I_m - I_m + I_{\eta_i} \Sigma| = 0\}. \quad (20)$$

当 $0 < \eta_i \leq 1$ 时必有 $A_3 \in D$, 即只要舵面/舵机不完全失效, 当 $T \rightarrow 0$ 时, 总能保证系统稳定

4 仿真验证与结论 (Simulation and conclusion)

本文采用一种具有典型的可重构气动外形的飞

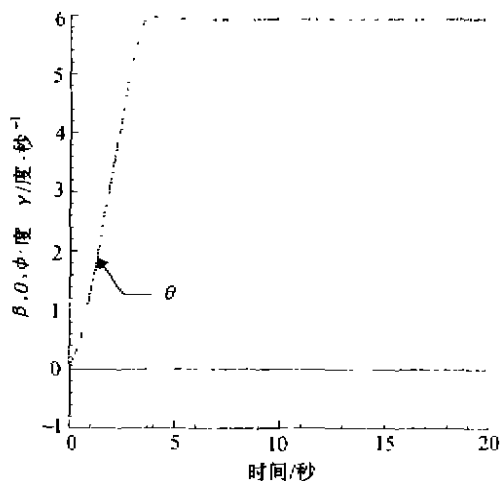


图2 无故障俯仰速率跟随响应

Fig. 2 Aircraft output response without failure

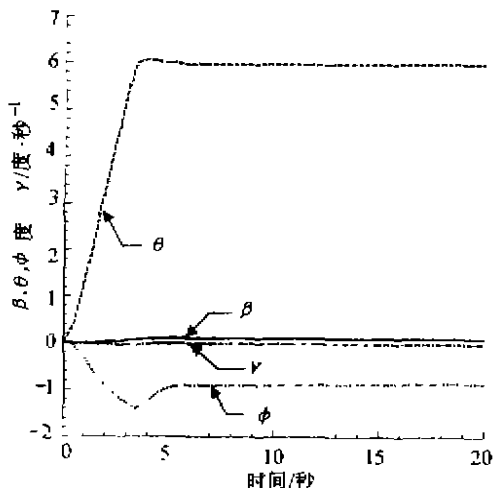


图3 襟翼故障俯仰速率跟随响应

Fig. 3 Aircraft output response with failure

机模型为研究对象^[2]. 这种飞机具有五个可以独立操纵的控制舵面, 包括左右鸭翼、左右机动襟翼和一个方向舵. 通过上述方法设计高速采样 PI 控制器, 针对飞机俯仰速率跟随机动飞行, 图(2), (3)分别为无故障时飞机和左机动襟翼失效 30% 的响应曲线.

通过对高速采样数字 PI 控制器的鲁棒特性的理论分析和仿真可以说明, 这种控制器设计方法对于舵面部分缺损故障具有较好的鲁棒性. 理论分析证明, 如果采样频率足够高, 只要舵面不完全失效, 控制器均可以保证闭环系统稳定. 但是, 在控制舵面偏转有一定限制的条件下, 控制器对故障的鲁棒性是有一定限度的.

参考文献 (References)

- [1] 李清. 基于控制分配器概念的可重构飞行控制系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1995
- [2] Porter B. Robustness characteristics of fast-sampling digital PI controllers for high-performance aircraft with impaired control surface [A]. National Aerospace & Electronics Conference '91 Dayton, OH, 91, 2: 553 - 559
- [3] Porter B and Bradshaw A. Singular perturbation methods in the design of tracking systems incorporating high-gain error-actuated controllers [J]. Int. J. of Systems Science, 1981, 12(10): 1169 - 1179

本文作者简介

李 清 1970 年生, 1998 年 1 月在南京航空航天大学获得工学博士学位. 主要研究领域包括飞行控制系统、非线性控制系统、故障检测、航空数字地图技术、低空飞行与突防技术. 已发表论文 18 篇. 现在清华大学自动化系从事博士后研究工作. 研究领域是系统集成和系统建模分析方法, 虚拟企业组织运行模式研究

沈暮林 现任南京航空航天大学自动控制系统教授、博士生导师, 自动控制研究所所长, 中国飞行控制研究所兼职研究员. 研究领域包括数字控制、变结构控制、超低空突防飞行控制技术等.

郭锁凤 南京航空航天大学自动控制系统教授、博士生导师, 《航空学报》副主编. 研究领域包括自修复飞行控制系统、大仰角超机动飞行控制等.