

# 飞行控制律的状态观测器重构研究

吴文海, 谢振华, 于建立, 王玉荣

(海军航空工程学院青岛分院 航空特设系, 青岛 266041)

**摘 要:** 飞机在飞行过程中, 因某些测量元件出现故障致使信号丢失, 会严重影响飞行控制系统的正常工作。针对这一问题, 提出了设计降维状态观测器进行控制律重构的方法; 应用这种方法研究了某无人飞机俯仰通道的控制律重构; 并对其工程实现进行了探讨。仿真结果表明: 引入状态观测器后, 飞行控制系统在测量元件出现故障时, 仍能继续正常工作, 并具有较好的动态性能。最后验证了该方法的有效性、可行性。

**关 键 词:** 飞行控制系统; 控制律重构; 降维观测器; 仿真

**中图分类号:** V249.1 **文献标识码:** A

在具有飞行控制系统<sup>[1,2]</sup>的飞机中, 操纵飞行都是通过一定的控制规律来实现的。这种控制规律反映了自动驾驶仪的输出信号(操纵面的偏角或油门杆位置等)与输入信号的动态关系。在不同的控制规律作用下, 可以使飞机满足不同的性能要求。但是, 在飞行过程中, 当某些部件(如传感器)出现故障时, 将导致控制律中部分信号的丢失, 无法有效地控制飞机飞行。这就需要对控制律进行状态变量重构, 以保证飞行安全, 使飞机仍能继续完成飞行任务。针对这一问题, 提出了设计降维状态观测器进行控制律重构的方法; 应用这种方法研究了某无人飞机俯仰通道的控制律重构; 并对其工程实现进行了探讨。

## 1 降维状态观测器及其设计

假设被观测线性定常系统

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

式中,  $A$ ,  $B$  和  $C$  分别为  $n \times n$ ,  $n \times r$ ,  $m \times n$  阶实常阵,  $(C, A)$  可观测。将输出中直接量测到的  $m$  个状态和输入  $u$  当作已知的输入量, 即可对  $(n-m)$  个

状态设计降维状态观测器。下面简要说明降维观测器设计方法。

定义线性变换:

$$z = Tx \quad (2)$$

式中,  $z$  的维数是  $(n-m) \times 1$ ;  $T$  的维数是  $(n-m) \times n$ , 并保证  $E = [C \ T]^T$  非奇异。

假定  $\text{rank}(C) = m$ , 定义  $E^{-1} = [P \ M]$ , 由式(1)的观测方程及式(2)可得:

$$\begin{aligned} x &= \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} = [P \ M] \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} \\ &= Py + Mz \end{aligned} \quad (3)$$

建立一个全阶观测器估测  $z$  (观测器的阶数是  $n-m$  阶), 从而得到  $x$  的估测:

$$\dot{\hat{z}} = Py + M\hat{z} \quad (4)$$

式中,  $\hat{z}$  是  $z$  的估测值。

用  $E$  左乘系统式(1)的状态方程, 可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \end{bmatrix} u \quad (5)$$

式中,

$$A_{11} = CAP \quad A_{12} = CAM \quad A_{21} = TAP$$

$$A_{22} = TAM \quad B_1 = CB \quad B_2 = TB$$

由此可得  $z$  的微分方程:

$$\dot{z} = A_{22}z + (A_{21}y + B_2u) \quad (6)$$

加入误差校正项后, 观测器为:

$$\dot{\hat{z}} = A_{22}\hat{z} + (A_{21}y + B_2u) + L(y - C\hat{x}) \quad (7)$$

式中,  $(A_{21}y + B_2u)$  项是已知的, 可以认为是观测器的输入;  $L(y - C\hat{x})$  是校正项。

由于  $[P : M]$  是  $E$  的逆, 故有  $CP = I, CM = 0$ 。  
由式(4)得:

$$y - C\dot{\hat{x}} = y - C(Py + M\dot{z})$$
$$= y - CPy - CM\dot{z} = 0$$

因此, 式(7)中的校正项并没有起到作用。

在经典控制系统中, 有时采用输出反馈是无效的, 而采用输出反馈和输出变化率反馈才有效<sup>[3,4]</sup>。理论上假如  $y$  是可测量的, 则可假定  $y$  的变化率也是可测量的。因此, 可用测量的输出的微分作为校正项。由式(5)得  $y$  的微分方程是:

$$\dot{y} = A_{11}y + A_{12}z + B_1u \tag{8}$$

将上述方程作为校正项, 从而可得降维观测器方程:

$$\dot{\hat{z}} = A_{22}\hat{z} + (A_{21}y + B_2u) +$$
$$L(\dot{y} - A_{11}y - B_1u - A_{12}\hat{z}) \tag{9}$$

令,  $\tilde{z} = z - \hat{z}$ , 根据方程式(6)、式(8)、式(9)可得误差系统方程:

$$\dot{\tilde{z}} = (A_{22} - LA_{12})\tilde{z} \tag{10}$$

在误差系统中含有一个未决定的矩阵  $L$ 。由于  $(C, A)$  可观测, 因此对于可观测的系统式(1), 在复平面上, 对误差系统的任意具有负实部的特征值, 总可以对应地求得矩阵  $L$ <sup>[5]</sup>, 使误差系统可稳定, 从而估测的误差趋近于零。故降维观测器是可实现的。

在降维观测器的设计中, 分离特性仍然有效, 据此可设计引入降维观测器的控制系统。

2 飞控系统的应用及仿真分析

以无人机俯仰通道为例, 应用降维观测器重构由于部分传感器的故障而丢失的信号, 从而

保证飞控系统的正常工作。现分两种情况进行仿真研究, 即: (1) 角速度信号丢失; (2) 角速度信号与俯仰角信号同时丢失。

某无人机在  $h = 16\ 000\text{ m}$ ,  $v = 208\text{ m/s}$  时的动态方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{\omega_z} \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.61 & -3.30 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ \omega_z \\ \vartheta \end{bmatrix} +$$
$$\begin{bmatrix} 0 \\ -4.300 \\ -1.419 \end{bmatrix} u$$

式中,  $v$  为真空速;  $\omega_z$  为俯仰角速度;  $\vartheta$  为俯仰角。

飞机俯仰通道的控制律为:

$$u = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_c) + K_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta}$$

其结构原理如图 1 所示。图中,  $K_{\vartheta} = 2.9$ ,  $K_{\dot{\vartheta}} = 1.6$ , 舵回路传递函数为  $-[10/(s+10)]$ 。

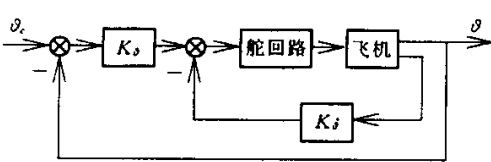


图 1 某飞机俯仰通道角位移控制系统图

2.1 角速度信号丢失

在飞行过程中, 角速度陀螺发生故障, 无法测量出角速度信号, 将导致飞机振荡加剧。单位阶跃响应曲线如图 2(a) 所示。

为使飞机能够正常飞行, 应用前述降维观测器设计方法, 对该系统设计二维观测器(俯仰角信号可观测), 并结合极点位置与系统性能的关系进行极点配置。经过大量调参, 得到观测器参数为  $L = [2.99\ 1.356\ 1]^T$ 。图 2(b) 是原系统在正常情况下与加入观测器后单位阶跃响应的对照曲线。

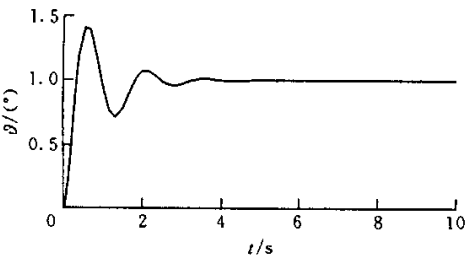


图 2(a) 角速度信号丢失后俯仰角单位响应曲线图

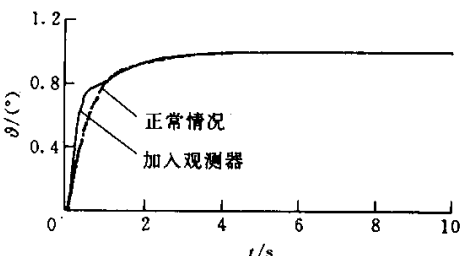


图 2(b) 正常情况下和加入观测器后的对照曲线图

除了飞机的振荡, 说明飞行控制系统能够较好地

正常工作。加入观测器后的系统结构图如图 3 所示。其中,  $K=[0 \quad K_{\dot{\theta}}]$ 。

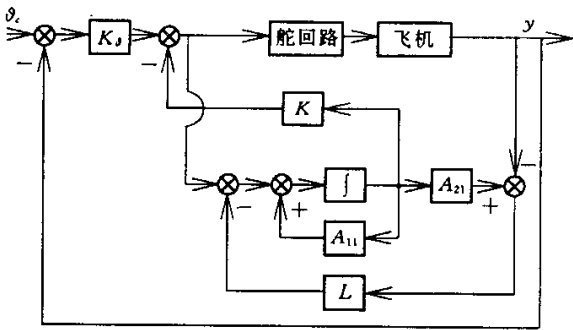


图 3 加入观测器后的系统结构图

2.2 角速度信号与俯仰角信号同时丢失

在飞行过程中,角速度信号与俯仰角信号同时丢失时,阶跃响应曲线如图 4(a)所示。参照上述的方法设计降维观测器(飞行速度可测量)。所得观测器的参数为  $L'=[2.69 \quad 0.504 \quad 1]^T$ ,仿真曲线如图 4(b)所示。

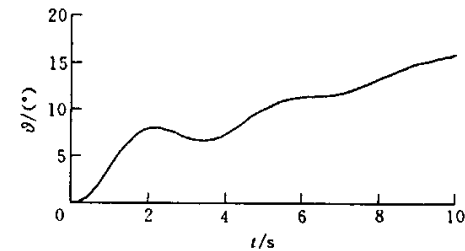


图 4a 角速度与角位置信号同时丢失后的阶跃响应曲线图

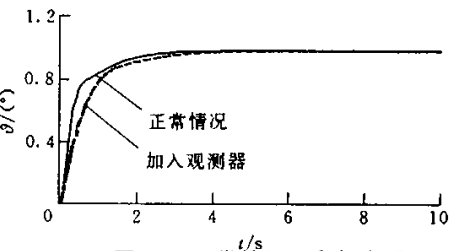


图 4b 正常情况和加入观测器后的对照曲线图

从图 4 可以看出,即使飞行控制系统的所有控制信号都丢失,也可通过设计状态观测器使飞行控制系统仍能正常工作。加入观测器后的系统结构参见图 3,不同的是去掉最外层的输出反馈回路,并取  $K=[K_{\theta} \quad K_{\dot{\theta}}]$ ,  $L=L'$ 。

3 降维观测器的工程实现

万方数据

在前述的理论及应用研究中,通过设计降维

状态观测器很好地完成了控制律的状态重构<sup>[6,7]</sup>。下面对该方法的工程实现提出初步的设想。

如图 5 所示,降维状态观测器可通过计算机来实现,观测器计算机由故障检测与识别、故障告

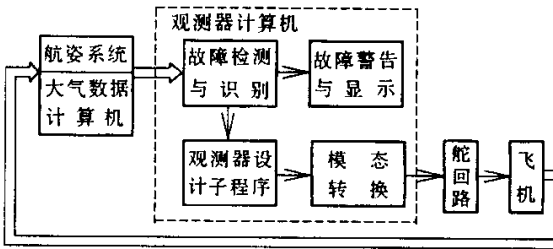


图 5 观测器工作原理图

警与显示、观测器设计子程序和模态转换四个模块组成。故障检测与识别模块通过大气数据计算机接收控制信号并具有实时监测与识别故障信号的功能;故障警告和显示模块根据故障对飞行品质和飞行控制系统完好性的影响、数据咨询及系统准备状态的评定,向驾驶员实时报告飞机飞行状态,将可能出现的故障情况分类(可按丢失信号的个数来分),确定观测器的维数,分别编成多个子程序输入到计算机中构成观测器设计子程序模块,以提供观测器的设计程序,实现不同故障模式下的控制律重构;模态转换模块的功能是实现在模态转换时屏蔽掉可能出现的干扰信号。

其基本工作原理为:观测器计算机的初始状态设定为正常模态(无任何信号丢失),这可以看作故障模态的特殊情况;其余模块应处于就绪状态,便于当故障出现时缩短投入工作的时间。当检测到故障信号时,故障检测与识别模块自动识别出故障的类别,一方面提供给驾驶员实时告警,另一方面调用相应的子程序,设计状态观测器,完成控制律的重构。

在实例中,可能出现的故障有三种形式:(1)俯仰角速度信号丢失;(2)俯仰角信号丢失;(3)俯仰角速度与俯仰角信号同时丢失。这三种故障形式下的状态观测器设计可分别以俯仰角、俯仰角速度和飞行速度为可观测信号设计相应二维状态观测器,分别编成三个子程序输入到观测器计算机中。若飞机角速度陀螺出现故障,观测器计算机迅速检测出故障信号,作出判断,并以俯仰角为可观测信号进行二维状态观测器的设计。调出二维

观测器设计算法子程序,设计出观测器。

## 4 结 论

飞机在飞行过程中,因某些测量元件出现故障致使信号丢失,会严重影响飞行控制系统的正常工作。针对这一问题,提出了设计降维状态观测器进行控制律重构的方法;应用这种方法研究了某飞机俯仰通道的控制律重构;并对其工程实现进行了探讨。仿真结果表明:

- (1) 状态观测器的引入仅使系统的动态响应稍有迟后,但只要设计得当,飞行控制系统仍具有较好的动态性能,并能继续正常工作。该方法是有  
效的、可行的;
- (2) 在观测器设计过程中,极点的选取是根据系统的性能指标来决定的,所以答案是多种而  
不是唯一的,但可求取最优控制矩阵;
- (3) 补偿器观测器系统不易稳定,对于模型  
的变化非常敏感,不具有鲁棒性。进一步的研究,  
可以采用鲁棒控制来解决系统的鲁棒性问题;

(4) 工程实现方面,可以采用更先进的技术  
如具有自适应自学习能力的专家系统,以提高系  
统可靠性。

### 参考文献:

[1] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 1984.

[2] 文传源. 现代飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1992.

[3] 段广仁. 线性系统理论[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1996.

[4] 全茂达. 线性系统理论和设计[M]. 合肥:中国科学技术大学出版社,1998.

[5] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京:国防工业出版社, 1994.

[6] 魏克新, *et al.* MATLAB 语言与自动控制系统设计 [M]. 北京:机械工业出版社,1997.

[7] 朱容芳. 自修复飞行控制技术的发展及多种控制律  
重构方法的分析比较[J]. 飞控与惯导技术,1997  
(3):21-25.

# Study on reconfiguration of flight control law using state-observer

WU Wen-hai, XIE Zhen-hua, YU Jian-li, WANG Yu-rong

(*Department of Aeronautical Special Facility, Qingdao Branch of Navy*  
*Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China*)

**Abstract:** Some failing measuring components may lead the loss of signal, and work seriously on the flight control system during the flight. Arming at this problem, the design method of low-order observer for flight control reconfiguration is presented. Applying this approach to the pitching channel of a unmanned aircraft, its control law reconfiguration is studied. At the end, its engineering implements are also discussed. The simulating results show that the performance of FCS is very well by introducing the state-observer, and the proposed approach is effective and feasible.

**Key words:** flight control system; control law reconfiguration; low-order observer; simulation