

文章编号: 1000-6893(1999) 04-0371-03

用于检测操纵面损伤的故障检测滤波器

张 平, 陈宗基

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

FAULT DETECTION FILTER FOR THE CONTROL SURFACE
FAILURES OF AIRCRAFT

ZHAN G Ping, CHEN Zong-ji

(Dept. of Automatic Control, Beijing Univ. of Aero. and Astro., Beijing 100083, China)

摘 要: 针对飞行中典型的操纵面损伤故障,以故障检测滤波器为基础,开发了一种建立在离散模型上的快速、稳定的故障检测及诊断算法,可以在几个采样周期内同时精确检测出多个操纵面的损伤程度,故障检测滤波器的稳定性、收敛性也得到证明,具有较好的实用性。几种组合故障下的仿真研究证实了上述结论。
关键词: 故障检测与隔离; 飞行控制系统; 控制面损伤

中图分类号: V 249 文献标识码: A

Abstract This paper developed a new method for the detection and isolation of control surface failures. This method is based on the fault-detection filter and is simpler than normal filters. It is stable, fast and it can get the accurate fault rate of more than one surface-fault in a few sampling-intervals. The coverage and stability are also proved. An example of an aircraft with some failures is illustrated to show the results of this fault-detection filter algorithm.
Key words fault-detection and isolation; flight control systems; control surface failure

操纵面故障是飞行中引发飞机事故的原因之一。操纵面的损伤会使飞机损失气动力,破坏原有的气动布局平衡并引发不期望的机动行为,直接威胁到飞机的安全。常规的电传飞控系统没有提供针对操纵面故障的余度,操纵面故障仍然是飞机的致命故障。由于操纵面损伤故障的随机性、突发性和检测的难度较高,而检测的精度、速度又影响到重构效果和对驾驶员告警的精度与准确程度,从而使得对故障检测、定位与隔离(简称 FDI)的要求更为苛刻。

关于 FDI 的研究分为基于模型的检测方法,主要是基于特征向量配置的故障检测滤波器算法^[1~3]和基于知识的智能检测算法,主要为利用神经网络或模糊逻辑的在线 FDI 算法^[4~6]。上述两类算法的应用中,故障检测滤波器主要受到系统维数对残差向量维数的限制;而基于知识的算法由于神经网络的串行计算的局限,在检测的快速性方面受到限制。

本文提出一种故障检测滤波器算法,无故障时,其输出等同于普通的观测器,损伤故障下利用检测误差与故障输入的稳态关系使残差向量解

耦,同时利用离散算法最大程度地加快了检测速度,可以在较短的时间内(5~10 个采样周期)得到确认的诊断结果,既可以保证故障检测滤波器的稳定,残差的收敛,也可得到精确的故障定位。最后,以某型机为例进行了仿真验证,证实了上述结论。

1 操纵面损伤故障的可检测性

正常飞行时的飞机方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t), x \in R^n, u \in R^m \\ y(t) &= Cx(t), y \in R^p \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: u 为操纵面控制输入。操纵面损伤时

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) - Bf(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中: f 与 u 维数相同,满足下式

$$\left. \begin{aligned} f &= ku = \text{diag}(k_i u_i), \\ k_i &= \text{diag}(k_i), i = 1, \dots, m \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: k_i 为第 i 个舵面的失效率; $k_i = 0$ 时,飞机正常; $k_i = 1$ 时,表示第 i 个舵面完全失效或折断; $k_i (i = 1, \dots, m)$ 为需检测的参数

定理 1 系统控制损失故障可检测的充分条件是该系统完全可控可观

证明: 若系统完全可控可观,很明显,由于

$$y = ce^{-At}x_0 + \int_0^t e^{-A(t-\tau)}B(I - k_s)u d\tau \quad (4)$$

式中: y 中含有唯一由 $(I - k_s)u$ 驱动的分量; k_s 是可测的。

定理 2 若系统可控可观,同时可检测故障的最大维数是控制与输出维数中的小值

证明:

(1)若控制与输出维数相等, $m = p$, 则稳态时有

$$y = -CA^{-1}B(I - k_s)u \quad (5)$$

式中: $CA^{-1}B$ 为满秩阵(设 A 满秩),全部操纵面故障率 $k_{s_1} \sim k_{s_m}$ 均可在 y 中唯一确定

$$\left. \begin{aligned} &\text{因 } -(CA^{-1}B)^{-1}y = \bar{y} = (I - k_s)u; \\ &\text{故 } \bar{y}_i / u_i = 1 - k_{s_i}, i = 1, \dots, m \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

(2)若 $m < p$, 取 m 个输出, 使 $CA^{-1}B$ 为 $m \times m$ 维满秩阵, 由式 (6) 可唯一确定 $k_{s_i} (i = 1, \dots, m)$, 系统有 m 个故障是可检测的

(3)若 $m > p$, 取 p 个输入及 B 阵中对应的 p 列, 使 $CA^{-1}B$ 为 $p \times p$ 维满秩阵, 根据式 (6) 可唯一确定 p 个故障。证毕

一般来说, 飞行中不会同时发生多个操纵面损伤故障, 可检测的故障维数即使取 m, p 中的小值也可满足实际工程要求

2 故障检测算法

(1)故障检测滤波器 故障检测滤波器设为常规观测器

$$\dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + D(y - C\hat{x}) \quad (7)$$

令检测误差 $\epsilon = x - \hat{x}$, 则有

$$\begin{aligned} \dot{\epsilon} &= (A - DC)\epsilon - Bf = (A - DC)\epsilon - Bk_s u \\ \epsilon_1 &= C\epsilon = y - C\hat{x}, \epsilon_1 \in R^p \end{aligned}$$

不失一般性, 设 $m = p$ 选择 $(A - DC)$ 稳定, 稳态时有:

$$\begin{aligned} 0 &= (A - DC)\epsilon - Bf, \\ \epsilon &= (A - DC)^{-1}B \times k_s \times u, \\ \epsilon_1 &= C\epsilon = C(A - DC)^{-1}B \times k_s \times u \end{aligned}$$

式中: ϵ_1 与 $k_s \times u$ 成比例, 其比例关系为 $C(A - DC)^{-1}B$, 由系统矩阵和故障检测滤波器闭环阵唯一确定。因此, ϵ_1 可作为由于舵面失效 k_s 引起的残差输出响应和定位参数。无故障时, $k_{s_i} = 0, X_k = 0$, 故障检测滤波器相当于普通状态观测器, ϵ_1 的稳态输出为 0 故障时, $k_{s_i} \neq 0$, 可由下式

$$\left. \begin{aligned} \bar{\epsilon}_1 &= -[C(A - DC)^{-1}B]^{-1}\epsilon_1 = k_s u; \\ \bar{X}_k / u_i &= k_{s_i}, i = 1, \dots, m \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

计算损伤率 k_s 。由于故障出现后 k_s 保持不变(操纵面损伤为不可修复故障), 利用式 (8) 计算可保证残差在稳态时的收敛性

(2)快速 FDI 算法 考虑到计算的快速性, 本文采用检测误差的离散模型进行计算(设 $p = m$) 考虑:

$$\epsilon_1 = C(A - DC)C^{-1}\epsilon_1 - CBk_s u = A_1\epsilon_1 - CBk_s u \quad (9)$$

将 ϵ_1 写成欧拉算子的离散形式

$$\begin{aligned} [\epsilon_1(k + 1) - \epsilon_1(k)] / T &= A_1\epsilon_1(k) - \\ &\quad CBk_s u(k) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{故: } \epsilon_2(k + 1) &= [\epsilon_1(k + 1) - \epsilon_1(k)] / T - \\ &\quad A_1\epsilon_1(k) = -CBk_s u(k) \end{aligned}$$

式中: T 为采样周期。很明显, ϵ_2 的瞬时值与舵面失效率成正比, 故障检测滤波器只经过 2~3 个采样周期即可确定舵面故障, 检测速度极快, 同时检测滤波器是稳定的(通过选择 $[A - DC]$ 矩阵稳定), 可使检测过程中的扰动误差尽快衰减为零。

3 飞控系统的应用

采用上述算法, 以国产某型机闭环飞控系统为例, 进行了仿真研究。取飞行条件为: $H = 5000\text{m}$, $Ma = 0.6$ 飞控系统变量定义为:

状态 $x = (T, k, U, k_w, k_y)^T$;

输出 $y = (k_z, k_r, k_y, N_y, N_z)^T$; C 阵可逆

控制 $u = (W_r, W_l, W_r, W_l, W_y)^T$, 分别表示右、左平尾, 右、左副翼和方向舵的偏转角。由于输出与输入维数相同, 应能检测全部操纵面的损伤故障。仿真考虑组合故障情况, 故障均出现在 1_s 时刻。故障分别设置为:

(1) 驾驶员滚转指令 $F_x = -80\text{mm}$, 左副翼损伤 100%, 方向舵损伤 50%;

(2) 驾驶员俯仰指令 $F_z = -100\text{mm}$, 左平尾损伤 100%, 右副翼损伤 60%;

(3) 平飞时左平尾松浮

仿真结果如图 1~图 3, 分别为飞机响应、等效操纵面响应和 FDI 结果。图中, 舵面偏转角单位为 ($^\circ$), 角速度单位为 ($^\circ$)/s, 过载 (N_y) 单位为 g 。FDI 输出 $f_1 \sim f_5$, 分别代表舵面 $dz_r, dz_l, dx_r, dx_l, dy$ 的剩余有效率, $f_i = 1 - k_{s_i}$ 。

仿真结果表明: 多个操纵面同时发生损伤故障时, 故障检测滤波器可进行快速检测和故障定位, 检测精度为 100%。平飞时左平尾松浮, 左平尾配平力/力矩瞬时消失, 飞机运动受到俯仰、滚

转干扰力矩,需重新配平。FDI检测结果也是正确的。仿真中故障检测及准确定位时间为 0.1s 左右,该算法在北航先进仿真技术实验室经实时仿真验证,效果良好。

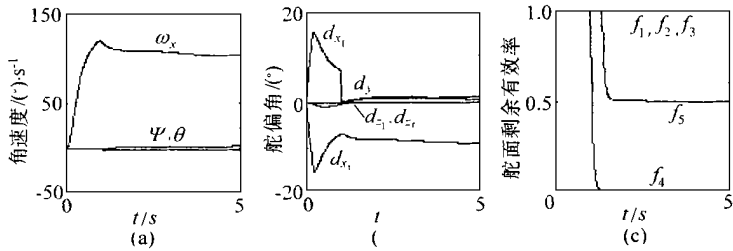


图 1 故障 1(左副翼,方向舵损伤)仿真结果
(a)故障飞机响应; (b)等效舵面响应; (c)故障检测(FDI)结果

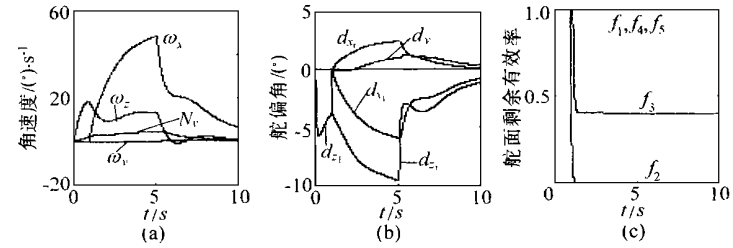


图 2 故障 2(左平尾,右副翼损伤)仿真结果
(a)故障飞机响应; (b)等效舵面响应; (c)故障检测(FDI)结果

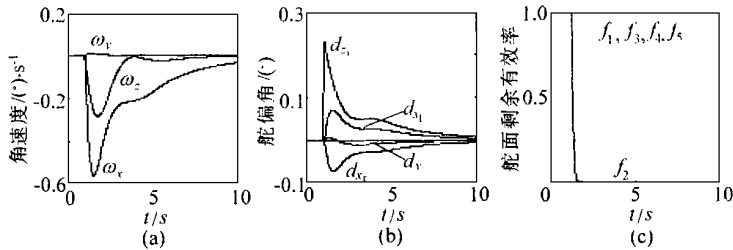


图 3 故障 3(左平尾松浮)仿真结果
(a)故障飞机响应; (b)等效舵面响应; (c)故障检测(FDI)结果

参 考 文 献

[1] Park J, Rizzoni G. A new interpretation of the fault detection filter. Part 1. Closed-form algorithm [J]. Int J Control, 1994, 60(5): 786~ 793.

[2] Park J, Halevi Y, Rizzoni G. A new interpretation of the fault detection filter. Part 2. The optimal detection filter [J]. Int J Control, 1994, 60(6): 1339~ 1351.

[3] 李清,沈春林,郭锁凤. 自修复飞行控制系统舵面/作动器故障检测与隔离[J]. 航空学报, 1997, 18(6): 693~ 697.

[4] Rauch H E, Youssef H M. Fault detection, isolation and reconfiguration for aircraft using neural networks [R]. AIAA-93-3870-cp, 1993.

[5] Napoli tano M R, Naylor S, Chen C I. Aircraft fault detection and identification using neural networks [R]. AIAA-93-3869-cp, 1993.

[6] Chiang C Y, Youssef H M. Neural network approach to

aerodynamic coefficients estimation and aircraft failure isolation design [R]. AIAA-94-3599-cp, 1994.

作者简介:



张 平 北京航空航天大学自动控制系统 305 教研室,副教授。研究方向: 计算机控制系统,现代飞行控制系统,鲁棒控制,非线性控制,先进仿真技术等 联系电话: (010) 82317305, E-mail 地址: zhangpbh@ public. bta. net. cn



陈宗基 1943 年出生,1983 年获英国曼彻斯特大学博士学位。现为北航自动控制系统教授,北航研究生院副院长,仿真学会常务理事,自动控制与应用学会理事。研究方向: 现代飞行控制系统,智能控制,混合系统,现代仿真技术等。