

舵面损伤在线故障模式预测及故障检测<sup>①</sup>

张怡哲，邓建华

西北工业大学 飞机系，陕西 西安 710072)

**摘 要:**舵面损伤的传统模型匹配检测方法只适用于线性气动模型,并且故障检测和定位能力受操纵和机动状态影响很大.产生这些问题的原因是在故障模式预测和故障检测中忽略了一些实时飞行状态和参数变化.文中将传统的离线故障模式预测改为在线计算,在计算中引入实时飞行状态及参数,并且在使用解析余度估算正常飞机运动时,考虑了实时飞行状态.舵面偏转、质量、惯量等参数变化,由实时估算值与实测值比较获得残差.此外,采用了故障模式空间最优方向匹配法进行故障隔离,以减小残差决策的计算量.对所建立的新算法可以不使用任何简化假定,使用某机舵面损伤非线性数据进行了分析和仿真,结果表明该方法可以适用于多种故障气动模型,而且不受机动状态、舵面操纵的影响.

**关 键 词:** 自修复飞行控制系统,故障检测及诊断,故障模式预测  
**中图分类号:** V 249      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1000-2758 (2003)03-0298-04

故障检测与隔离算法(Fault Detection and Isolation, FDI)是自修复飞行控制系统(Self-Repair Flight Control System)的核心,该算法在对舵面损伤的检测和隔离算法中要求气动模型必须为线性模型<sup>[1~3]</sup>,因而该算法只能用于线性和仿射非线性模型.此外为了能够适应舵面操纵影响,要求故障时只有舵面操纵效率发生变化,这更使该方法的应用受到限制,难以满足工程应用的要求.一般舵面损伤风洞实验数据是分段的、非线性的,而故障也可能在任意机动状态及任意操纵条件下发生,本文设计了在线故障模式预测的故障检测和隔离算法,可以应用于多种舵面损伤气动模型和任意飞行状态操纵条件,能够较好的满足工程应用的要求.

1 在线故障模式预测

设描述飞机运动的非线性方程为<sup>[4]</sup>

$$\dot{x} = F(x) + G(u) \tag{1}$$

$$v = H(x, u) \tag{2}$$

式中  $x = [y \ z \ \dot{y} \ \dot{z} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T$

$$u = [\delta \ \delta \ \delta \ \delta \ \delta]^T$$
$$v = [Q \ Y \ Z \ M_x \ M_y \ M_z]^T$$

$x$  为飞机运动状态变量,  $u$  是操纵输入,  $v$  是气动力和力矩.选取表征飞机运动特征的过载和角加速度为测量,考虑在短时间内飞机速度变化较小,略去纵向  $n_x$ , 取测量向量为

$$s = [\bar{n}_y \ n_z \ \dot{\gamma} \ \dot{\gamma} \ \dot{\gamma}]^T$$

可以解析计算如下

$$s = T_{vs}(x)av + S_x(x) \tag{3}$$

式中,  $T_{vs}(x)$  是  $v$  到测量向量  $s$  的转换矩阵

$$T_{vs}(x) = \begin{bmatrix} T_{vsf}(x) & 0 \\ 0 & T_{vsm}(x) \end{bmatrix}$$
$$T_{vsf}(x) = \begin{bmatrix} \sin \mu \cos \mu & \cos \mu & \sin \mu \sin \mu \\ -\sin \mu & 0 & \cos \mu \end{bmatrix}$$
$$T_{vsm}(x) = \begin{bmatrix} I_y & I_{xy} & 0 \\ I_x I_y - I_{xy}^2 & I_x I_y - I_{xy}^2 & 0 \\ I_{xy} & I_x & 0 \\ I_x I_y - I_{xy}^2 & I_x I_y - I_{xy}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$S_x(x)$  为当前飞机状态变化的影响

上述故障模式预测和残差决策算法做了两个假设:认为舵面损伤 $k\%$ 的气动参数在正常和 $100\%$ 损伤之间线性变化;忽略舵面损伤导致的飞机惯量和重心位置变化。如果不考虑这两个假设,则要求提供舵面损伤 $k\%$ 时的气动特性数据(可以分段,如 $20\%$ 、 $40\%$ 、 $60\%$ 、 $80\%$ 等)并增加计算量。由以上分析可以看出,在线故障模式预测方法具有广泛的适用性,在极端情况下可以不依赖于任何假定条件,但要付出计算量增加和模型精度降低的代价。所以,算法可以应用于多种气动模型及任

意操纵和飞行状态,满足工程应用要求 简化模型可以减小计算量,设飞机气动模型为线性,且舵面损伤后只有舵面操纵效率发生变化,则可证明故障模式与舵面操纵无关;如果只在某一定常状态工作(舵不变,  $\delta=0$ )且假定飞机质量不变,  $T_{vs}(\alpha)$  将固定不变,则  $\eta$  是一个固定向量,此时就可以离线计算故障模式,但只能够应用于线性气动模型和定常飞行状态下

3 故障检测及定位的数字仿真

采用某机的正常及故障气动模型进行故障模式预测 故障检测及定位 损伤估计的数字仿真,仿真系统结构如图 2 所示

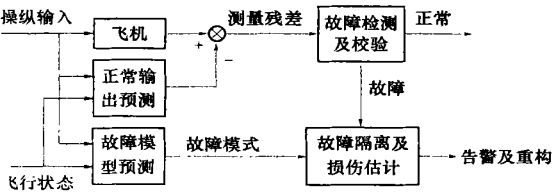


图 2 舵面损伤故障检测结构

图中,正常及故障气动模型均使用风洞实验得到的非线性 分段气动数据;飞机使用非线性动力模型和非线性运动模型;正常测量输出预测使用与飞机模型相同的非线性动力模型解析计算;故障模式预测和残差决策使用前述算法在线计算

上述系统在 MATLAB 5.2 下建立了仿真模型,取时间步长为 12.5 ms 进行了不同高度 速度及操纵条件下的仿真 图 3 显示了  $H=5\,000\text{ m}$   $M=0.6$  定常飞行时右平尾损伤 50% 的故障检测和损伤估计结果,其角加速度变化在图 1 (b) 中给出 故障发生时间为  $t_f=0.5\text{ s}$ ,算法在两步内就检测出故障并估计出损伤程度

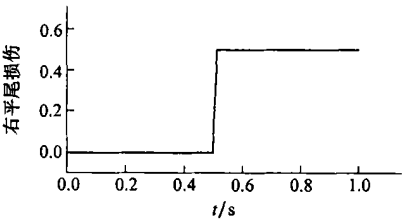


图 3 右平尾故障检测及损伤估计

图 4 显示了  $H=5\,000\text{ m}$   $M=0.6$  时在拉起操纵中右平尾发生 50% 损伤时的测量向量变化,可以

看出,测量向量有效的反映了故障的存在 表 1 给出了在  $H=5\,000\text{ m}$   $M=0.6$  时所做的几次仿真测试结果

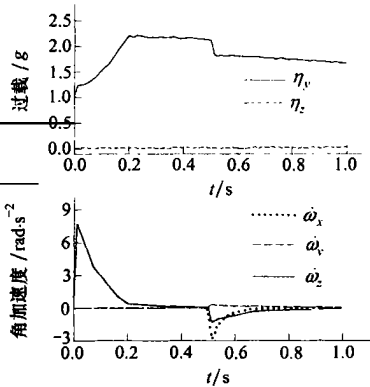


图 4 拉起操纵中右平尾 50% 故障时测量向量变化

表 1 故障检测定位及损伤估计测试结果

故障	操纵状态	检测时间/s	检测故障	估计损伤
右副翼 50% 损伤	定常飞行	2.5	右副翼	0.505 01
右平尾 50% 损伤	定常飞行	2.5	右平尾	0.502 64
右平尾 50% 损伤	拉起 $\delta=-5$	2.5	右平尾	0.499 01
右平尾 50% 损伤	滚转 $\delta=-5$	2.5	右平尾	0.505 33

4 结 论

在线故障模式预测使自修复飞控系统的故障检测和损伤估计算法具有较广的适用范围和较好的适应性 使用某型机舵面损伤非线性数据进行数字仿真显示在线故障模式预测方法和残差决策算法正确有效,能够适用于复杂非线性模型,能适应飞行状态变化和舵面操纵变化,能在故障发生后快速检测出故障并准确定位故障,能较准确地估计出舵面损伤程度(准确程度取决于噪声水平) 不足之处是相对离线故障模式预测算法其计算量增大,要求较强的机载计算能力才能实现 其中简化残差决策算法 故障模式预测 飞机气动模型和飞机非线性运动方程使用 C 语言编程,在 Intel Pentium 166M X 计算机上完成测试运行,一次运算时间小于 2 ms 飞控计算机计算步长为 12.5 ms,如果提供专用自修复计算机,则该算法完全可以满足工程应用要求

参考文献:

[1] Thomas B W. Development of an Adaptive Failure Detection and Identification System for Detecting Aircraft Control Element Failure. NASA TP-3051, 1991

[2] Urnes J M, Yeager R B. Flight Demonstration of the Self-Repairing Flight Control System in a NASA F-15A aircraft. AIAA 91-3106, 1991

[3] Eslinger R A, Chandler P R. Self-Repairing Flight Control System Program Overview. IEEE NAEC ON, 1988, 504~511

[4] Etkin B. 大气飞行动力学. 科学出版社, 1979

[5] Allen S M, Caglayan A K. An Expert System Approach to Global Fault Detection and Isolation Design. WL-TR-91-3007, 1989

[6] Weiss J L, Willsky A S, Looze D P, et al. Detection and Isolation of Control Surface Effectiveness Failures in High Performance Aircraft. IEEE NAEC ON, 1985: 552~559

[7] Huang C Y, Sengel R F. Failure Model Determination in a Knowledge-Based Control System. Proc of American Control Conference, 1987, 1643~1649

[8] Frank P M. Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Analytical and Knowledge-Based Redundancy: A Survey and Some New Results. Automatica, 1990, 26(3)

Online Fault Mode Prediction and Fault Detection for Control Surface Damage

Zhang Yizhe, Deng Jianhua

Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

**Abstract:** The traditional Fault Detection and Isolation (FDI) algorithm in Self-Repair Flight Control System for control surface damage is constantly criticized for its limited applicability. FDI algorithm, in our opinion, needs to be improved to make it usable for different aerodynamic models, control inputs and maneuvering states. Simplifications and assumptions during FDI fault mode calculations cause its limited applicability; we propose eliminating these simplifications and assumptions by taking four measures: ① we predict the fault mode on-line with real-time flight state and parameters; ② we estimate the normal aircraft movement by analytical redundancy using real-time maneuvering state, aerosurface deflection, and aircraft parameters; ③ we obtain the residual by comparing the measured aircraft movement, which may contain fault message, with on-line estimated one, which is taken as normal; ④ in order to reduce computing requirement, we use for fault isolation a best-direction matching in fault mode vector space. Analysis and simulation using nonlinear fault aerodynamic data prove preliminarily that our new method can work with various aerodynamic models without limitation on flight status and controls, thus satisfying the requirements of engineering applications.

**Key words:** self-repair flight control system, fault detection and isolation (FDI), fault mode prediction