

基于解析模型的飞控系统执行机构的故障诊断

李勇, 曹东

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 211106)

摘要: 执行机构在无人机飞行控制系统中发挥着十分重要的作用, 对其进行实时的故障诊断很有必要。首先对无人机执行机构的工作原理进行分析, 在此基础上建立了无人机执行机构的解析模型, 再以模型为参考, 对无人机的执行机构进行实时的状态监测和故障诊断; 设计了一种基于残差的阈值——改进 SPRT 联合算法, 从残差中提取故障特征, 对执行机构的工作状态做出检测和判断; 最后, 建立了执行机构故障的数学模型, 通过在执行机构注入故障模型对文中的设计思路进行仿真验证。结果表明, 该联合算法能快速有效地识别出执行机构的典型故障。

关键词: 无人机; 飞控系统; 执行机构; 解析模型; 故障诊断

中图分类号: TP277 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)10-0104-04

Analytical Model Based Fault Diagnosis for Actuator of Flight Control System

LI Yong, CAO Dong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

Abstract: The actuator plays a very important role in the flight control system of UAVs, so it is necessary to diagnose the fault in real time. Analysis was made to the working principle of the actuator of UAVs, based on which the analytical model of the actuator was established. With this model, we made real-time status monitoring and fault diagnosis to the actuator. Then, a fault diagnosis algorithm based on residual was designed by combining threshold analysis with Improved SPRT. The fault features were extracted from residuals to detect and determine the working status of the actuator. Finally, a mathematical model of actuator's fault was established, and fault models were injected to the actuator to verify it. The result shows that this scheme can identify the common faults of the actuator rapidly and effectively.

Key words: UAV; flight control system; actuator; analytical model; fault diagnosis

0 引言

在无人机飞行控制系统中, 执行机构响应飞行控制计算机的输出指令, 驱动气动舵面, 实现对无人机的姿态和轨迹控制^[1]。因此, 执行机构的可靠性是无人机安全飞行的关键, 为了提高飞控系统的可靠性, 必须对其进行实时的状态监测, 在执行机构发生故障能及时检测到故障并对其进行故障诊断。此外, 执行机构故障的实时诊断也是飞控系统故障状态下进行控制重构的前提。

1 方案设计

目前, 飞行控制系统常用的故障诊断方法主要分为3种: 基于知识的方法, 基于信号处理的方法以及基于解析模型的方法。其中: 基于知识的方法是一种人工智能的故障诊断方法, 主要有基于专家系统的方法、基于模糊推理的方法、基于模式识别的方法和基于神经网络的方法等^[2]; 基于信号处理的方法主要有基于可测值或其变化趋势检查的方法和基于可测量信号处理的方法等; 基于解析模型的故障诊断方法中, 主要又分为等价空间法、状态估计法和参数估计方法等。

本文研究了一种基于解析模型的方法, 研究的对象为无人机执行机构故障^[3]。首先建立了执行机构模

收稿日期: 2015-09-14

修回日期: 2015-10-17

作者简介: 李勇(1991—), 男, 江苏泰州人, 硕士生, 研究方向为无人机飞行控制软件、嵌入式系统。

型,将控制器的输出同时传输给真实执行机构与执行机构模型,接着将舵面偏角信息与执行机构模型输出的信息进行残差处理,最后,从残差中提取故障特征进行分析,从而达到对执行机构实时状态检测和故障诊断的目的,整体设计思路如图 1 所示。

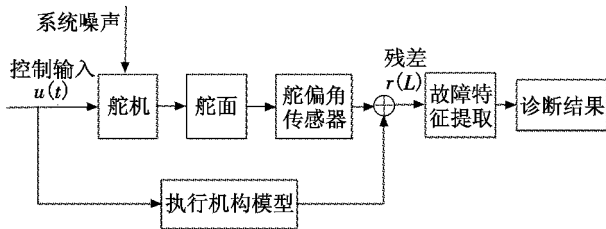


图 1 执行机构故障诊断原理图

Fig. 1 The principle diagram of actuator's fault diagnosis

2 系统建模

2.1 执行机构建模

执行机构建模是研究其故障诊断的一个关键步骤。执行机构由舵机、机械联接装置和舵面组成,它的输入由控制器给出,输出信号由舵面偏角传感器测得^[4]。飞行控制系统通过 PWM 或 DA 输出通道对舵机进行输出控制,舵机将输入的电信号转换为其机械运动,通过机械装置驱动舵面产生相应动作。

无人机采用的舵机一般是电动舵机,由直流电动机、测速装置、位置传感器、齿轮传动装置和安全保护装置构成。舵机实际是一个高阶非线性环节,为准确地建立舵机的模型,要充分考虑舵机的静态特性和动态特性^[5]。为了改善舵机的性能以满足飞行控制系统的需求,通常将舵机的输出信号反馈到输入端形成具有负反馈回路的随动系统,从而构成一个典型的舵回路,如图 2 所示。

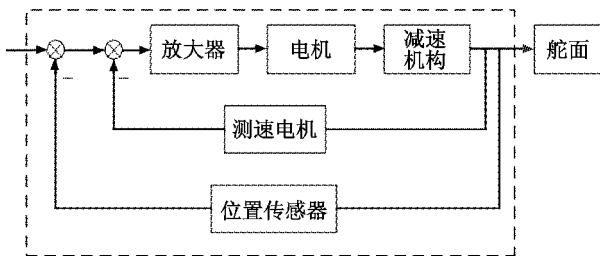


图 2 舵回路方框图

Fig. 2 The block diagram of rudder loop

结合电动舵机的动态特性和静态特性,电动舵机的特征可以用一个二阶线性环节来近似,再加入间隙和幅值限制环节,由此建立了舵机的模型。舵机的输出值由传动机构传递给舵面,因此,模型中需加入滞环节模拟此过程。

综上所述,执行机构的模型如图 3 所示。

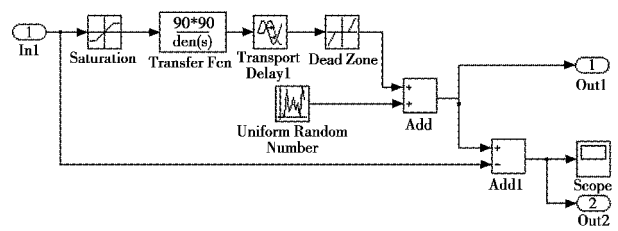


图 3 执行机构模型示意图

Fig. 3 The schematic diagram of actuator model

在建立执行机构模型的过程中,主要考虑的参数是阻尼比和自然频率。结合工程实际,本文设置参数为:幅值 $\pm 60^\circ$; 阻尼比 0.7; 自然频率 20 Hz。

2.2 执行机构故障建模

从时间特性上来讲,执行机构的故障划分为缓变性故障、突变性故障和间歇性故障;从执行机构所表现出的故障具体形式,又可以将其分为执行机构卡死故障、执行机构松浮故障、执行机构损伤故障和执行机构偏差失效故障。本文主要按照第 2 种分类方式来分析执行机构故障。

卡死故障是执行机构卡在某个位置不能动作,这种故障可能是由于机械卡死造成。卡死故障使得执行机构对控制律解算出的控制输入不再给出反应,直接导致无人机失控。

松浮故障是指执行机构无规则地自由移动,而不是依据控制律解算出的输入来执行相应的输出。发生松浮故障时执行器能够自动地移动,但是不能产生相应的力矩,从而不能达到有效的控制效果。

损伤故障是指执行机构增益的降低,使得与其期望的动作产生偏差,从而达不到预定的效果。

偏差失效是指执行机构的输出与其期望输出值存在一个恒定的偏差,该偏差不随时间的变化而发生相应变化。

执行机构故障的数学模型可用 $u_m(k) = s(k) \cdot u_c(k) + d(k)$ 来表示。其中: $u_c(k)$ 表示给定的期望输出值; $u_m(k)$ 表示执行机构实际输出值; $s(k)$ 表示增益, k 表示当前拍数; $d(k)$ 表示输出值产生的偏差^[6]。以下分析执行机构典型故障模式下各参数的取值:当执行机构无故障时, $s(k) = 1, d(k) = 0$;当执行机构发生卡死故障时, $s(k) = 0, d(k)$ 为一个固定值,表示执行机构卡死位置;当执行机构发生松浮故障时, $s(k) = 0, d(k)$ 可以自由变化;当执行机构发生损伤故障时, $s(k) \in (0, 1)$;当执行机构发生恒偏差失效时,设定 $s(k) = 1, d(k)$ 为一个固定值。

3 故障诊断算法设计

常见的基于残差的故障诊断算法有阈值分析法和

改进序贯概率比算法 (SPRT)。阈值分析法能快速识别大值阶跃性故障,对小值缓变性故障的诊断则不够灵敏;相反,改进 SPRT 算法能快速识别小值缓变性故障,对阶跃性故障的判决不够实时,并且不能准确判断故障结束的时间^[7]。本文综合研究了这两种算法的特性,针对它们各自的特点,提出了一种基于残差的阈值-改进 SPRT 联合算法,该算法能够迅速地诊断出阶跃性故障和缓变性故障,并能准确判断出故障消失的时间,体现了它相对于两种常见算法的优越性。

3.1 阈值分析法

阈值分析法的关键是残差阈值的设定,若设定的阈值过小,则当系统存在噪声干扰或者解析模型存在偏差时,会做出存在故障的错误判断,造成虚警;若设定的阈值过大,则当系统发生故障时,残差小于阈值,造成漏检或诊断不够实时。

3.2 改进 SPRT 算法

改进 SPRT 算法是一种基于概率比假设检验的算法,在给定虚警率和漏检率的情况下,以最短的时间检测出执行机构故障的方法。

假设系统的正常状态和故障状态分别由 H_0 和 H_1 表示,由最大后验概率准则,得

$$\frac{P(H_1|x) \cdot H_1}{P(H_0|x) \cdot H_0} \geq 1 \quad (1)$$

式(1)可以转换为

$$\frac{P(H_1|x) \cdot P(x|H_1) \cdot P(H_1)P(x)}{P(H_0|x) \cdot P(x|H_0) \cdot P(H_0)P(x)} = \frac{P(x|H_1) \cdot P(H_1)}{P(x|H_0) \cdot P(H_0)} \geq 1 \quad (2)$$

式中, $P(H_0)$ 和 $P(H_1)$ 分别为状态 H_0 和状态 H_1 的先验概率。系统运行时,采集残差的 N 次值,得到采样序列 $X_N = [x_1, x_2, \dots, x_n]$, 计算似然比

$$L_N(X) = \frac{p(X_N | H_1)}{p(X_N | H_0)} = \frac{p[x_1, x_2, \dots, x_n | H_1]}{p[x_1, x_2, \dots, x_n | H_0]} = \prod_{k=1}^N \frac{p(x_k | H_1)}{p(x_k | H_0)} = \prod_{k=1}^N L(x_k) \quad (3)$$

从而计算可得对数似然比 $\ln L_N(X)$ 为

$$\ln L_N(X) = \ln \left[\prod_{k=1}^N L(x_k) \right] = \ln L_{N-1}(X) + \ln L(x_n) \quad (4)$$

所以,当系统状态正常时,对数似然比 $\ln L_N(X)$ 应小于 $T(H_1)$ 。当系统产生故障时,对数似然比的值迅速增大,达到并大于 $T(H_1)$,表明系统故障状态。

给定虚警率 α 和漏检率 β ,由 Wald 公式可得

$$\begin{cases} T(H_0) \geq \frac{\beta}{1-\alpha} \\ T(H_1) \leq \frac{1-\beta}{\alpha} \end{cases} \quad (5)$$

由式(5)可得:当系统在第 k 步状态正常时,对数似然比逐渐减小;当系统在第 k 步出现故障后,对数似然比增大。所以,在系统出现故障时,由于之前正常状态下的对数似然比一直减小并逐渐变成负值,必须经过几步后才恢复到 0,并继续增加到上判决门限,大大降低了故障检测的实时性。为了在故障发生时能够更加迅速地检测到故障,引入补偿来消除延时,具体补偿方法如下:当对数似然比小于 0 时,补偿其相反数;当对数似然比大于 0 时,则不做处理;改进的时序概率比法提高了对缓变性软故障检测的实时性,相比于改进前能更加迅速地诊断出系统的缓变性小值故障,有利于系统故障状态下的控制重构。

3.3 阈值-改进 SPRT 联合算法

结合阈值分析法和改进 SPRT 算法各自的特性,本文提出了一种综合利用两种算法优点的阈值-改进 SPRT 联合算法,如图 4 所示。

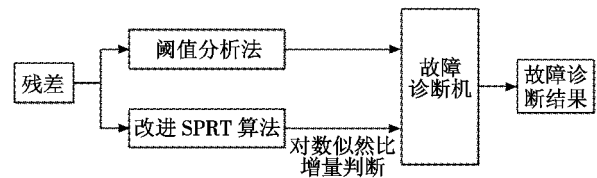


图 4 阈值-改进 SPRT 联合算法示意图

Fig.4 The algorithm combining threshold with improved SPRT

该算法引入了改进 SPRT 算法的对数似然比增量作为附加判断条件,将阈值分析法和改进 SPRT 算法的检测结果同时输出给故障诊断机,由故障诊断机进行最终判决。当对数似然比增量为正时,优先采取改进 SPRT 算法的检测结果,说明此时执行机构系统可能出现小值缓变性故障,并且残差的值正在不断增大;反之,对数似然比的值为负,说明系统正处于小值故障减小或者消失的状态,此时则采取阈值分析法的结果^[8]。

4 仿真与验证

以左副翼为例,采用阈值-改进 SPRT 联合算法对本文的故障诊断思路做出仿真验证。在左副翼的控制输入端加入正弦信号,将舵面偏角传感器的输出值与左副翼解析模型输出值进行对比并生成残差,利用本文设计的故障诊断算法做出故障诊断^[9]。联合算法的各个参数设计值为:设定阈值 $T = 3^\circ$,给定虚警率 $\alpha = 0.2\%$,漏检率 $\beta = 0.2\%$, $T(H_1) = 6.2$ 。

本文利用阈值-改进 SPRT 联合算法分别对执行机构的 4 种典型故障进行了系统诊断功能的仿真验证。仿真结果如图 5 所示。

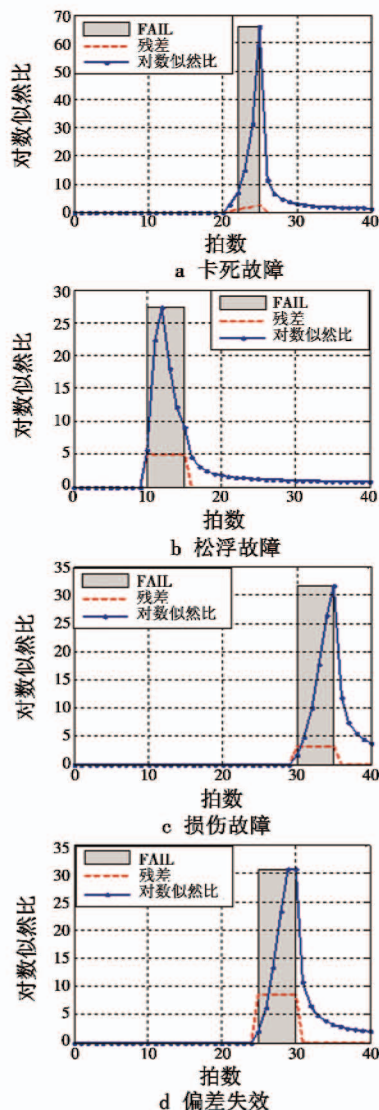


图 5 左副翼常见故障类型诊断效果示意图

Fig. 5 The diagnosis effect of left aileron's common faults
仿真取采样步长为 10 ms。

1) 当系统运行时间在第 20 ~ 25 步内时,左副翼通道注入卡死故障(即小值缓变性故障),观察系统运行情况。故障诊断结果如图 5a 所示。可以看出,当卡死故障发生时,联合算法在第 22 步满足对数似然比大于 6.2,认为系统发生故障,即仅用 2 步检测出小值缓变性故障。

2) 当系统运行时间在第 10 ~ 15 步内时,左副翼通道注入松浮故障(即大值阶跃性故障),观察系统运行情况。故障诊断结果如图 5b 所示。可以看出,当松浮故障发生时,联合算法在第 10 步判断出残差大于阈值,认为系统发生故障,诊断具有很高的实时性。

3) 当系统运行时间在第 30 ~ 35 步内时,左副翼通道注入损伤故障(即大值阶跃性故障),观察系统运行情况。故障诊断结果如图 5c 所示。可以看出,当损伤故障发生时,联合算法在第 30 步判断出残差大于阈

值,认为系统发生故障,诊断具有很高的实时性。

4) 当系统运行时间在第 25 ~ 30 步内时,左副翼通道注入偏差失效故障(即大值阶跃性故障),观察系统运行情况。故障诊断结果如图 5d 所示。可以看出,当偏差失效故障发生时,联合算法在第 25 步判断出残差阈值大于 3,认为系统发生故障,诊断具有很高的实时性^[10]。

由此可知,本文设计的阈值 - 改进 SPRT 联合算法能够较快速地识别出小值缓变性故障和大值阶跃性故障,表明了该算法的合理性,体现出该算法的优越性。

5 结束语

本文的故障检测采用了基于模型的故障诊断方法。在对飞行控制系统的执行机构建立合理解析模型的前提下,将真实执行机构与解析模型两者的输出值比较所得的残差作为故障诊断的依据。此外,本文研究了一种基于残差的阈值 - 改进 SPRT 联合诊断算法,综合利用了两种常见算法的优点。仿真结果表明,联合诊断算法快速有效,能满足飞控系统对执行机构故障在线诊断的要求。

参考文献

- [1] 张登峰,王执铨,孙金生. 控制系统故障诊断的理论与技术[J]. 数据采集与处理, 2002, 17(3): 293-299. (ZHANG D F, WANG Z Q, SUN J S. Fault diagnosis technology in control systems [J]. Journal of Data Acquisition & Processing, 2002, 17(3): 293-299.)
- [2] 杨伟,章卫国,杨朝旭. 容错飞行控制系统[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007: 14-29. (YANG W, ZHANG W G, YANG C X. Fault tolerant flight control systems [M]. Xi'an: The Press of Northwestern Polytechnical University, 2007: 14-29.)
- [3] 黄孝彬,刘吉臻,牛玉广. 控制系统执行机构故障的检测与诊断[J]. 控制工程 2003, 10(s): 165-169. (HUANG X B, LIU J Z, NIU Y G. Actuator fault detection and diagnosis method in control systems [J]. Control Engineering of China, 2003, 10(s): 165-169.)
- [4] GUO Y Y, JIANG B, ZHANG Y M, et al. Novel robust fault diagnosis method for flight control systems [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(5): 1017-1023.
- [5] 郑志强,袁海文. 基于模糊多模型结构的飞行控制系统执行器故障诊断[J]. 兵工学报, 2010, 31(3): 380-384. (ZHENG Z Q, YUAN H W. Actuator fault diagnosis based on fuzzy multiple model structure for flight control system [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(3): 380-384.)
- [6] MERRILL W C. Sensor failure detection for jet engines

(下转第 111 页)

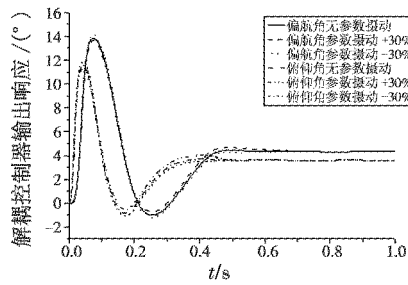


图 4 控制器阶跃响应曲线

Fig. 4 The controller step response curve

4 结束语

本文分析研究了一种针对制导炮弹周期性滚转产生的俯仰和偏航通道之间的交叉耦合效应实现解耦的方法。引入相对增益判定耦合度,采用前馈补偿法进行解耦,设计 PID 控制器,两者相结合设计出系统的解耦控制系统,从而实现俯仰和偏航通道之间的静态解耦控制。通过仿真验证了解耦控制系统能够在强耦合和参数扰动下,实现对指令的精确跟踪,具有强鲁棒特性,满足实际的工程需求。

参考文献

- [1] 郭广明,罗琴.侧向运动耦合对导弹稳定裕度的影响[J].飞行力学,2013,31(3):250-254. (GUO G M, LUO Q. Impact of coupling of lateral movement on missile stability margin[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(3):250-254.)
 - [2] 谢浩怡,赵良玉,石忠佼.旋转弹解耦控制方法综述[J].战术导弹技术,2015(1):73-78. (XIE H Y, ZHAO L Y, SHI Z J. Review on decoupling control methods for spinning missiles [J]. Tactical Missile Technology, 2015 (1):73-78.)
 - [3] YAN X Y, YANG S X. Coning motion of spinning missiles induced by the rate loop [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(5):1490-1499.
 - [4] 范世鹏.双通道控制滚转导弹的控制技术研究[D].北京:北京理工大学,2015. (FAN S P. Research on control technologies for self-spinning missiles with double-channel actuator [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.)
 - [5] 杨立峰,闫晓勇.一种旋转导弹解耦控制方法[J].现代防御技术,2011,39(4):19-25. (YANG L F, YAN X Y. One method of decoupling for spinning missiles [J]. Modern Defence Technology, 2011, 39(4):19-25.)
 - [6] 孙瑞胜,薛晓中,沈坚平.小直径炸弹俯仰/偏航通道解耦控制与仿真[J].弹道学报,2010,22(2):35-38. (SUN R S, XUE X Z, SHEN J P. Decoupling control and simulation between pitching and yawing channels for small diameter bomb [J]. Journal of Ballistics, 2010, 22(2):35-38.)
 - [7] LI K, YU Y, ZHAO L. Three loop topologies scheme of spinning missiles with decoupling control [C]//International Conference on Automatic Control and Artificial Intelligence, 2012:2209-2212.
 - [8] 刘召娜.多变量线性控制系统解耦与控制方法的仿真[D].青岛:中国石油大学,2010. (LIU Z N. Decoupling and control methods simulation of multivariable linear system [D]. Qingdao: China University of Petroleum, 2010.)
 - [9] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男.导弹飞行力学[M].北京:北京理工大学出版社,2012. (QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight mechanics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2012.)
 - [10] 史金光,王中原,孙洪辉,等.制导炮弹滑翔弹道优化设计方法研究[J].南京理工大学学报,2011,35(5):610-613,620. (SHI J G, WANG Z Y, SUN H H, et al. Optimization design method for glide trajectory of guided projectiles [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2011, 35(5):610-613, 620.)
 - [11] 赵凤姣,厉虹. PID 控制器改进方法研究[J].控制工程,2015(3):425-431. (ZHAO F J, LI H. Research on improved methods of PID controller [J]. Control Engineering of China, 2015(3):425-431.)
-
- (上接第 99 页)
- [8] 潘君骅.光学非球面的设计、制造与检验[M].苏州:苏州大学出版社,2004. (PAN J H. The design, manufacture and test of the aspherical optical surfaces [M]. Suzhou: Suzhou University Press, 2004.)
-
- (上接第 107 页)
- using analytical redundancy [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1985, 8(6):673-682.
 - [7] GOPISETTY S W M. Failure detection and identification; application to aircraft control [D]. Princeton: Princeton University, 2000.
 - [8] LI X R, WANG L. Fault detection using sequential probability ratio test [C]//IEEE, 1999. doi:10.1109/PESW.1999.747296.
 - [9] XIA G H. Failure detection, isolation and compensation [D]. Los Angeles: University of California, 1982.
 - [10] TUULA R. Nonlinear filtering techniques for failure detection in dynamic systems [D]. Boca Raton: Florida Atlantic University, 1989.