

8-3-2020

Diagnosis of Aircraft Control Surface Fault Based on Semi-physical Simulation

Yunlong Li

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;

Xia Jie

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China;

Zifang Shi

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China; ;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Diagnosis of Aircraft Control Surface Fault Based on Semi-physical Simulation

Abstract

Abstract: The aircraft control surface defaults of rudders were mainly divided into jam fault and damage fault. *On the basis of the relationship between motor torque and hinge moment, a new method of using the motor voltage was proposed to detect the control surface faults of rudder. And the method could detect the damage degree of the faults.* Torque motor was used to play the role of hinge moment. And the new method was simulated by Semi-Physical system which is consisted of dSPACE system, PC and simulated rudder actuator. The results show that, the damage faults and jam faults can be detected in 0.5s between 1.5s. And also it can detect the damage degree. According to the above, this method has good practical value.

Keywords

diagnosis of actuator fault, jam fault, damage fault, dSPACE

Recommended Citation

Li Yunlong, Xia Jie, Shi Zifang. Diagnosis of Aircraft Control Surface Fault Based on Semi-physical Simulation[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(8): 1914-1921.

基于半实物仿真的飞行器舵机操纵面故障检测

李云龙¹, 夏洁^{1,2}, 时子房¹

(1.北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2.北京航空航天大学飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

摘要: 飞行器操纵面的常见故障问题主要分为卡死和损伤两类, 依据舵机的电机力矩与舵面上铰链力矩的关系, 提出了一种新的利用舵机输入电压来诊断舵面常见的两种故障的方法, 并可以进一步诊断出舵机的损伤程度。使用力矩电机模拟负载铰链力矩, 并应用 dSPACE 系统和舵机搭建的半实物平台对上述方法进行了半实物仿真。仿真结果表明此种方法能在 0.2~2 s 内实现卡死和损伤故障的诊断, 并可以进一步诊断舵面损伤严重程度。具有较好的实用价值。

关键词: 舵机故障诊断; 卡死故障; 损伤故障; dSPACE

中图分类号: V267

文献标识码: A

文章编号: 1004-731X (2015) 08-1914-08

Diagnosis of Aircraft Control Surface Fault Based on Semi-physical Simulation

Li Yunlong¹, Xia Jie^{1,2}, Shi Zifang¹

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: The aircraft control surface defaults of rudders were mainly divided into jam fault and damage fault. On the basis of the relationship between motor torque and hinge moment, a new method of using the motor voltage was proposed to detect the control surface's faults of rudder. And the method could detect the damage degree of the faults. Torque motor was used to play the role of hinge moment. And the new method was simulated by Semi-Physical system which is consisted of dSPACE system, PC and simulated rudder actuator. The results show that, the damage faults and jam faults can be detected in 0.5s between 1.5s. And also it can detect the damage degree. According to the above, this method has good practical value.

Keywords: diagnosis of actuator fault; jam fault; damage fault; dSPACE

引言

近年来, 我国研制的飞机性能逐步提高, 随之而来的则是各种相关系统的复杂性大大增加, 其可靠性与安全性的保障难度也大为增加。然而, 在飞机设计和控制中, 飞机的飞行安全是需要考虑的首

要因素, 其可靠性和安全性直接关系到人们的生命安全和战机空中作战能力。在飞机发生的众多故障中, 飞机操纵面故障往往会造成大量的死亡。所以大力开展故障诊断技术的研究, 具有重大的现实意义。

常见的飞行器舵机操纵面的故障诊断方法主要分为基于解析模型的方法和不依赖模型的方法。

基于解析模型的方法, 其主要分为状态观测器法和参数估计法^[1-2]。参数估计法主要是利用系统的某个参数的变化来对故障进行诊断, 当其明显偏离正常值时即诊断为故障发生。但参数估计法需要



收稿日期: 2015-05-16 修回日期: 2015-06-24;
作者简介: 李云龙 (1989-), 男, 河北保定市, 硕士, 研究方向为飞行器传感器故障检测; 夏洁 (1963-), 女, 江西, 博士, 研究方向为导航制导与控制; 时子房 (1987-), 男, 河北衡水市, 硕士, 研究方向为飞行器传感器故障检测。

<http://www.china-simulation.com>

• 1914 •

对系统的模型进行深入分析,并需要知道系统精确的输入输出。而实际工程中,往往难以对系统进行精确的建模,此方法存在着较大的局限性。状态观测器法近年来被广泛研究,其基本原理是利用系统状态方程中的状态向量和观测器的输出构成残差序列,通过对残差序列的进一步分析来进行故障的诊断^[2]。常见的观测器有卡尔曼滤波器和龙伯格观测器^[3-5]。但状态观测器法也需要对系统精确建模,从而获得系统的状态方程并搭建状态观测器。

不依赖于模型的方法主要包括基于经验知识的故障诊断方法和基于信号的故障诊断方法。其中基于经验知识的故障诊断方法得到了广泛发展,主要包括故障树故障诊断方法、基于人工神经网络的故障诊断方法、基于模式识别的故障诊断方法、故障诊断的专家系统方法、基于模糊数学的故障诊断方法等^[7-12]。基于经验知识的故障诊断方法以复杂的数值计算为主,加重了飞控计算机的负担,而且时效性差,可靠性低。基于信号处理的方法主要是对输入输出信号进行分析对比,判断其与故障源之间的关系从而实现故障的诊断。此类方法易受到系统非线性因素的干扰,应用并不广泛。

本文提出了一种基于舵机局部信号来实现故障诊断的方法,在很大程度上减少了由于建模的不准确性所导致的故障漏检和虚检情况。在实时性、准确性和可靠性上具备一定优势。

1 故障诊断方法的基本原理

在飞行器上,舵面的故障主要分为卡死故障和损伤故障。而舵机与舵面具有极为密切的联系,当舵面发生卡死故障时,舵机将会发生堵转现象,舵机电流将会迅速增大,舵机两端电压也将迅速增大。当舵面发生损伤故障时,由于在舵面稳定时,舵机对舵面所提供的力矩大小等于舵面所受的铰链力矩,而铰链力矩本身受到操纵面损伤程度的影响,基本上与之呈线性关系,因而可以利用舵机所提供的力矩反映舵面的损伤情况,而在稳态时,舵机所提供的力矩与舵机电流呈正比,舵机电流与舵

机两端电压呈正比。从而可以利用舵机两端电压检验舵面的损伤情况。因此,可以利用舵机输入电压诊断舵面的卡死和损伤故障。

1.1 半实物仿真系统结构图

实验中搭建的半实物仿真系统结构如图 1 所示,各部分简介如下:

输入指令: 指令输入实际上为飞机的操纵杆的指令,这里只在纵向上加入了输入指令,横向未加入输入指令,为了方便实验现象的观测,这里选择输入指令为方波信号。

飞机姿态控制模块: 根据输入指令、舵回路反馈的舵偏角以及飞机状态,解算出相应的舵回路模块输入,实现飞机的姿态控制。

舵回路模块: 舵回路模块主要由舵机、舵机负载及舵机的控制系统组成,本系统中采取一个力矩电机和电位计模拟舵机,利用另一个力矩电机模拟负载,产生铰链力矩,实现舵机的硬件模拟。舵机的控制系统选择单闭环 PID 控制。

舵回路开环估计器: 舵回路开环估计器是根据相关舵机参数在 matlab 中搭建的,它以舵回路模块的输入电压为输入进行仿真,获得模拟舵机回路电流用来进行故障诊断。

飞机状态方程: 状态方程的状态向量为迎角、俯仰角速率、侧滑角、滚转角速率和偏航角。

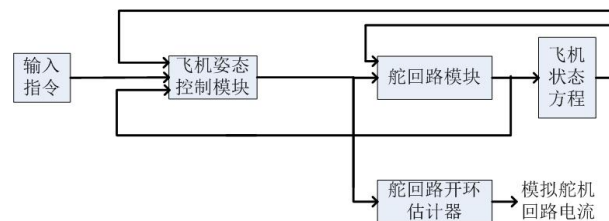


图 1 半实物仿真平台结构示意图

基于以上的半实物仿真系统,实物如图 2,可以获得舵回路模块中的舵机输入电压,并利用舵回路开环估计器获得模拟舵机回路电流,并以二者的比值作为诊断依据,从而实现卡死和损伤故障的诊断。

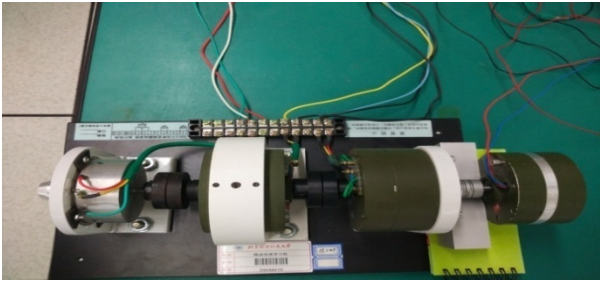


图 2 舵回路模块实物图

1.2 操纵面卡死故障的诊断原理

常见的舵回路主要有三种类型^[13]：在舵机内部引入位置反馈的闭环回路成为位置反馈式舵回路

路，引入速度反馈的闭环回路称为速度反馈式舵回路，同时引入速度反馈和位置反馈的闭环回路称为均衡反馈式舵回路。

均衡反馈式舵回路结构图^[13]如图 3 所示。

由于实际中速度反馈信号中含有较大的噪声干扰，为了使舵机两端电压在稳态时达到一个符合故障诊断要求的稳定区间内，因而只保留了位置反馈，即采用了位置反馈式舵回路，如图 4。由于积分环节的存在，当 PID 参数合理时，舵机的输出指令仍然可以较好地跟随舵机的输入指令。

位置反馈式舵回路结构图^[13]如图 4 所示。

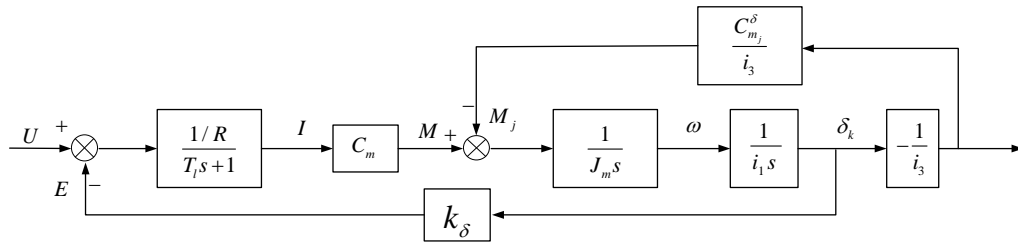


图 3 均衡反馈式舵回路结构图

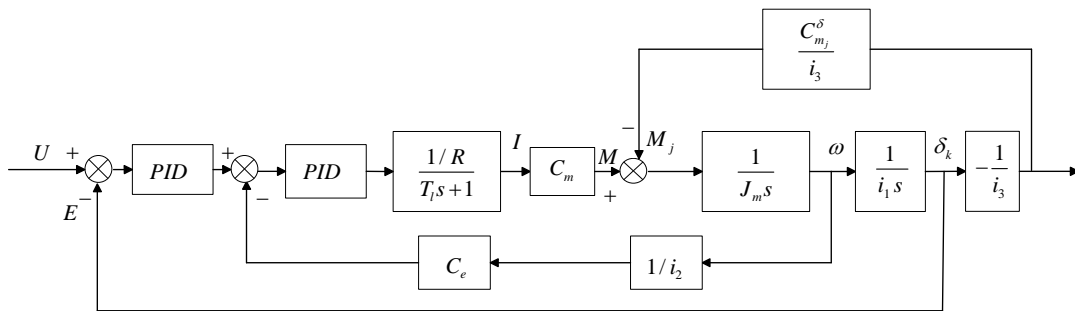


图 4 位置反馈式舵回路结构图

忽略摩擦力矩和铁耗的影响，常见的电动舵机运动方程可用式(1)~(5)进行描述：

$$U_a = L \frac{dI_a}{dt} + I_a R_a \quad (1)$$

$$M = C_m I_a \quad (2)$$

$$M = J_m \frac{d\Delta\omega}{dt} + M_z \quad (3)$$

$$M_z = \frac{M_j}{i_2} \quad (4)$$

$$M_j = M_j^\delta \delta_j \quad (5)$$

式中： I_a 是电枢电流； U_a 是加到舵机两端的电压； R_a 是电枢回路总电阻； L 是电枢回路总电感； M 是电机力矩； C_m 是电机的力矩系数； J_m 是电机电枢的转动惯量；电机角速度 ω ； M_z 是电动舵机输出轴的负载力矩； M_j 是铰链力矩； i_2 是舵机输出轴到铰链力矩的传递系数； δ_j 是舵偏角； M_j^δ 是负载系数。

令舵机两端的电压为 U_a ，舵回路开环估计器的舵机电流为 I_2 ， $k_{resolve} = kU_a / I_2$ ，通过适当调节 k ，使 $k_{resolve}$ 在系统稳态且未发生故障时为 1。由式

(1)可知:

$$k_{\text{resolve}} = \frac{k(L \frac{d\Delta I_a}{d\Delta t} + \Delta I_a R_a)}{I_2} = \frac{\frac{kL}{I_2} \frac{d\Delta I_a}{d\Delta t} + \frac{kI_a R_a}{I_2}}{I_2} \quad (6)$$

因为稳态时 $k_{\text{resolve}} = 1$, 所以由(6)式可得:

$$k_{\text{resolve}} = 1 + \frac{kL}{I_2} \frac{d\Delta I_a}{d\Delta t} \quad (7)$$

当输入指令发生改变时, 舵机两端电压 U_a 随之改变, 由(1)式可知, 电枢电流 I_a 也将迅速发生改变, 由(7)式可知, k_{resolve} 将会迅速改变。但是如果系统未发生故障, 系统将会迅速进入稳态阶段, 进入稳态阶段后 k_{resolve} 将会变为 1。如果系统发生卡死故障, 如图 4, 由于 PID 控制往往采取的是 PI 控制, 这样, 当舵机卡死时, 如果输入指令发生改变, 此时舵偏角将不会随之发生改变。这样, 舵回路输入电压与位置反馈电压之间将会存在误差, 在积分的作用下舵回路输入电压的绝对值将会迅速增大, 舵机两端的电压 U_a 的绝对值也将会迅速增大。由式(1)可知, I_a 也将迅速变化。由式(7)可知, k_{resolve} 也将不再等于 1, 但与未发生故障不同的是, 系统不会进入稳态过程, k_{resolve} 将不会重新变为 1。因而通过判断输入信号改变后, k_{resolve} 是否会重新变回 1 将可以诊断出舵机是否发生了卡死故障。

1.3 操纵面损伤故障的诊断原理

操纵面损伤故障是指飞行中在某些突变因素下使得操纵面折断(部分损伤)或脱落(全损伤)。操纵面不完全损伤时仍可保留部分控制能力, 采用舵面完整率表征操纵面的剩余功能, 实际上近似等于单位舵偏角产生的铰链力矩, 即式(5)中的 M_j^δ , $M_j^\delta = 0$ 时, 操纵面完全失去功能。 $M_j^\delta = 1$ 时, 操纵面无损伤。

当正常状态下舵面稳定后, 即在原有的指令下舵面达到稳定状态时, 此时实际的铰链力矩 $M_{j1} = M_1$ (舵机所提供的实际力矩) = M , 舵偏角保

持不变。假设发生损伤故障后舵面完整率变为 α , 此时由于舵面的受力面积的变化导致 $M_{j1}^\delta = \alpha M_j^\delta$ 。飞机实际的铰链力矩将会瞬时近似变为 $M_{j1} = \alpha M$, 但在整个飞机的闭环回路中, 由于飞机在指令的命令下仍需要保持原有的飞机的飞行姿态, 舵面所受到的铰链力矩在稳态时仍要变为 M , 所以稳态时舵机所提供的实际力矩 $M_1 = M_{j1} = M$ 。由(2)式可知, 稳态时舵机电流 $I_1 = I$ 未发生变化, $kU = I_1 = I$ 。

在飞行系统达到稳定后, 尽管此时舵机产生的力矩没有发生变化, 但是由于 M_{j1}^δ 的变化, 实际舵偏角变为了原来的 $1/\alpha$ 倍, 为 $1/\alpha \cdot \delta_j$ 。因此舵回路模块中的输入 u_{el} 也相应变为原来的 $1/\alpha$ 。在舵回路开环估计器中, 由于输入 $u_{el2} = u_{el1} = 1/\alpha \cdot u_{el}$, 稳态时, 舵回路开环估计器中的舵偏角变为原来的 $1/\alpha$, 为 $1/\alpha \cdot \delta_j$, 而且因为其不受损伤故障的影响, 由(5)式可知, 舵回路开环估计器中的铰链力矩 $M_{j2} = 1/\alpha \cdot M$ 舵回路开环估计器中的舵机提供的力矩 $M_2 = M_{j2} = 1/\alpha \cdot M$, 根据(2)式可知, 舵回路开环估计器的舵机电流 $I_2 = 1/\alpha \cdot I$ 。

由以上分析可知, 系统进入稳态时,

$$k_{\text{resolve}} = kU_a / I_2 = \alpha \quad (8)$$

由(8)式即可求出操纵面发生损伤故障时舵面完整率。由于 k_{resolve} 曲线是针对稳态时进行分析的, 而输入信号是正负变化的方波信号, 每当信号输入指令发生变化时, 模拟舵机的电流 I_2 会发生过零变化, 此时由于 I_2 是 k_{resolve} 的分母, 因此 k_{resolve} 会出现正负无穷的情况, 但是随着系统进入稳态, k_{resolve} 最终会稳定在 α 附近。

2 舵机输入电压的控制

故障诊断的主要依据是 k_{resolve} 曲线, 而 $k_{\text{resolve}} = kU_a / I_2$ 。在实际工程应用中, 舵机两端电压 U_a 是容易受到多种因素的影响而发生改变, 因此通过多种方式在满足舵机对指令信号跟踪的前提下实现稳态下舵机两端电压 U_a 的稳定控制便成为了实现舵机操纵面故障诊断的关键。以下是为了

实现稳态下舵机两端电压 U_a 的稳定控制而在实验中所采取的一些具体方法。

(1) 常见的舵机控制回路实际上是包含位置反馈和速度反馈双闭环的回路, 如图 3 所示。但是舵机的速度反馈过于灵敏, 当舵机的舵偏角达到稳态时, 舵机两端电压 U_a 并不能如预期的那样达到稳定, 仍然会不断地出现较大改变。因而最终选择了只包含位置反馈的单回路舵机控制回路, 如图 4。

(2) 在只包含位置反馈的单回路舵机控制回路中, 位置反馈中的位置信号的准确性对于控制而言至关重要。但是在位置反馈的信号中具有较大噪声, 因而设计了数字滤波器对其进行滤波。

(3) 采用力矩电机和电位计模拟真实舵机, 输入信号为过零的方波信号, 由于力矩电机对于正负输入的响应曲线并不相同, 从而导致了在正负信号时诊断出不同的舵面完整率。为了解决这一问题, 选取了两组 PID 控制参数分别对应正负输入时的 PID 控制, 从而实现了在正负输入信号时舵面完整率的诊断值相同。

3 操纵面损伤和卡死的故障诊断实例

通过搭建半实物仿真系统, 如图 1, 进行相关卡死故障和损伤故障的检测。其中舵回路模块是由实物进行模拟, 如图 2。其余模块由 matlab 中的 simulink 进行仿真, 并由 dSPACE 系统实现 DA 及 AD 数据的传输, 以及利用 ControlDesk 软件对数据进行分析。

输入指令为 ± 2 的方波信号, 周期为 40 s, 占空比为 50%。如图 5。

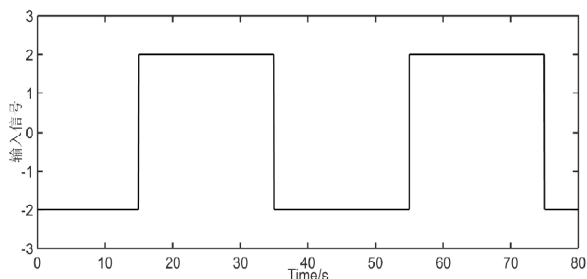


图 5 输入指令示意图

舵回路模块中所采用的力矩电机相关参数如下: 转子直流电阻(20°C)27 欧姆 $\pm 10\%$ 。

连续堵转力矩 $0.147\text{N}\cdot\text{m} \pm 5\%$ 。

连续堵转电流 $\pm 0.9\text{A}$ 。

飞机状态方程为:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (9)$$

式中各矩阵数值及各向量构成如下:

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} -0.76876 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -1.62823 & -1.1874 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.243 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -29.93 & -2.24 & -1.0693 \\ 0 & 0 & -4.727 & -0.0379 & -0.3703 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} -0.07945 & -0.07945 & -0.02412 & -0.02412 & 0 \\ -4.73145 & -4.73145 & -1.11248 & -1.11248 & 0 \\ 0.00187 & -0.00187 & 0.00259 & -0.00259 & -0.0339 \\ -15.77 & 15.77 & -11.944 & 11.944 & -8.003 \\ 0.24197 & -0.24197 & 0.18325 & -0.18325 & -2.403 \end{bmatrix} \\ C = I_{5 \times 5} \end{cases} \quad (10)$$

状态方程中, $x = [\alpha \ \omega_y \ \beta \ \omega_x \ \omega_z]^T$, 分别代表飞行器飞行状态中的迎角、俯仰角速率、侧滑角、滚转角速率和偏航角。输入 $u = [\delta_{el} \ \delta_{er} \ \delta_{al} \ \delta_{ar} \ \delta_r]^T$, 分别代表左右升降舵、左右副翼和方向舵的偏角指令, 由舵回路模块的输出作为输入。

舵回路开环估计器是根据相关舵回路结构在 matlab 的 simulink 中搭建舵回路模型对舵机电流进行开环估计, I_2 为舵回路开环估计器的舵机电流, 如图 6。(参数见图中所示, $K=0.6864$)

在实验过程中, 首先, 按照相关实验原理, 完成半实物仿真系统的硬件搭建, 如图 2。根据系统结构图 1 和相关飞控理论, 搭建 matlab 的 simulink 控制模块。并利用 dSPACE 系统及相应板卡, 实现 PC 机和硬件系统之间的通信, 构成完整控制回路。同时, 利用 ControlDesk 软件, 实时检测 I/O 接口中的信号, 包括舵机实际输入电压和舵回路开环估计器的舵机电流, 获得相关数据以便进行故障诊断。实验开始时, 在半实物仿真系统中加入输入指令,

如图 5, 此时, 系统正常无故障。然后, 利用提前设计好的 GUI 界面上的故障触发按钮, 在系统中设置卡死/损伤故障, 获得相应数据, 观测相关曲

线变化。同时对相关曲线进行实时分析, 并给出诊断结果。最终完成整个实验。

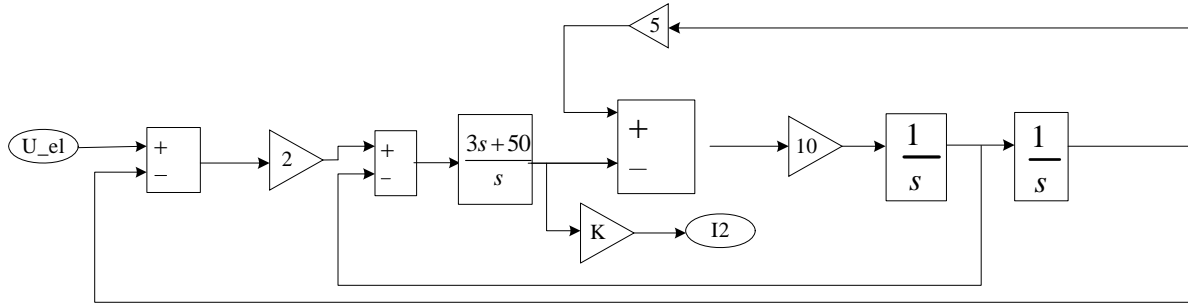


图 6 舵回路开环估计器结构示意图

3.1 无故障时各个数据的曲线图

由于输入为 ± 2 的方波信号(如图 5), 当输入信号发生变化时, 舵机两端电压 U_a 和舵回路开环估计器的舵机电流 I_2 也相应发生变化, 由于输入信号的正负变化, 因而 $k_{\text{resolve}} = kU_a / I_2$ 将会在输入过零时出现震荡, 如图 7, 当系统进入稳态后 k_{resolve} 将会稳定在 1 附近。

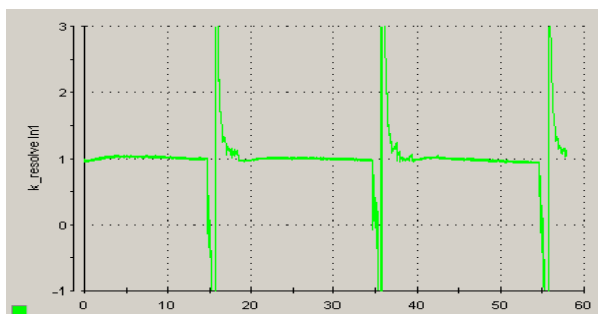
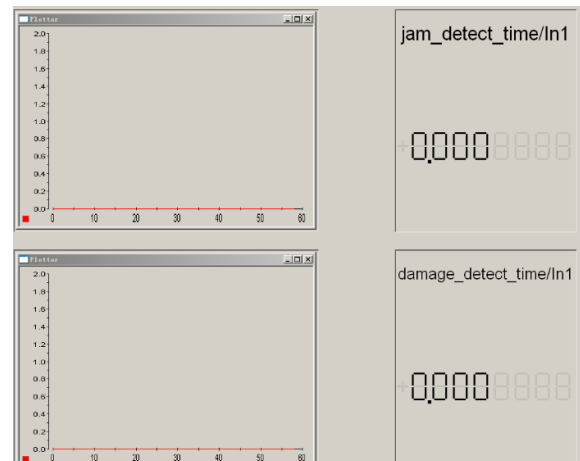


图 7 无故障时 k_{resolve} 曲线图(横轴为时间/秒)

3.2 卡死故障的故障诊断

卡死故障的设置: 仿真中, 使用 dSPACE 系统所提供的软件包在 simulink 中进行编程模拟卡死故障, 并利用 matlab 的 GUI 界面设置卡死触发按钮, 实现仿真过程中动态设置卡死故障。卡死故障编程思路是当设置系统卡死后, 让舵机输入仍接受卡死瞬间的输入, 则反馈的位置信号可视为卡死瞬间的位置信号, 把飞机姿态控制模块的输出作为舵机回路输入电压 U 用来求解 k_{resolve} , 从而实现模拟

舵机卡死故障。卡死故障检测界面图如图 8。



(左上的曲线是卡死故障标识, 0 代表无卡死故障, 1 代表发生了卡死故障。右上的数字是卡死故障检测时间。左下的曲线是损伤故障标识, 0 代表无损伤故障, 1 代表发生了损伤故障。右下的数字是损伤故障检测时间)

图 8 故障检测界面图(图中横轴为时间/秒)

系统卡死后, 如果此时输入信号未发生改变, 实际上对飞机并未造成影响, 这一阶段也无法检测出卡死故障。因此, 对卡死故障检测的时间是指卡死故障发生以后, 从输入信号改变开始计时, 直到故障被检测。如图 9, 在输入信号改变前, k_{resolve} 曲线始终保持在 1 附近, 与正常情况一样。如图 10, 系统对卡死故障检测的时间为 2.246 s。检测时间较长一方面是由于在输入改变的动态过程中, 舵机两端电压剧烈变化而无法检测。另一方面是为了区别未发生故障时的输入改变的情况, 由 1.2 节可知,

舵机如果未发生故障, 输入改变后 k_{resolve} 曲线震荡后将会在系统进入稳态时回到 1 附近。因此只有 k_{resolve} 未重新回到 1 的情况下才诊断为卡死故障。

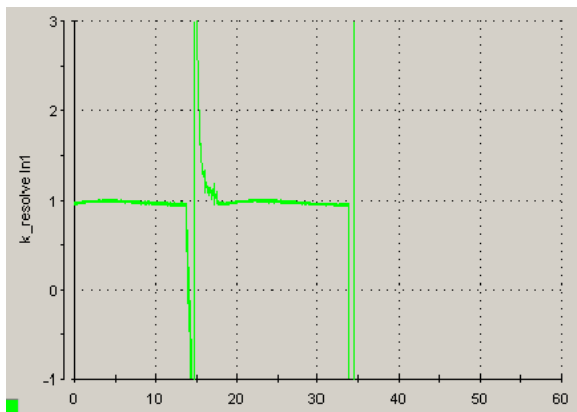


图 9 卡死故障时 k_{resolve} 曲线图 (图中横轴为时间/秒)

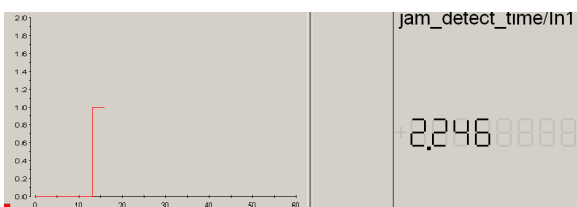


图 10 卡死故障检测界面图 (图中横轴为时间/秒)

3.3 损伤故障($\alpha=0.5$)的故障诊断

损伤故障的设置: 使用 dSPACE 系统所提供的软件包在 simulink 中进行编程模拟损伤故障。当系统发生损伤故障后, 将单位舵偏角产生的铰链力矩 M_j^δ 设置为 $M_j^\delta \cdot \alpha$ 。并利用 matlab 的 GUI 界面设置损伤触发按钮, 实现仿真过程中实时设置触发故障。损伤故障时 k_{resolve} 曲线如图 11。

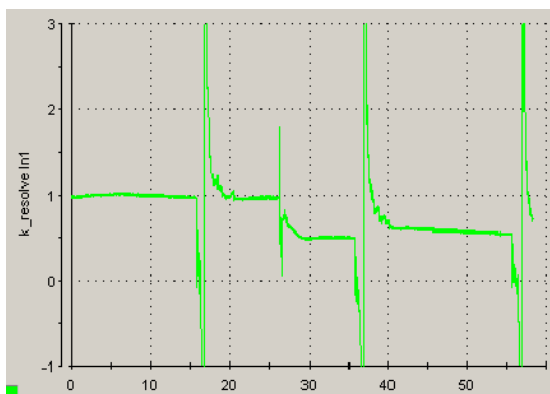


图 11 损伤故障时 k_{resolve} 曲线图 (图中横轴为时间/秒)

如图 12 可见, 损伤故障检测时间为 0.246 s, 具有良好的实时性。

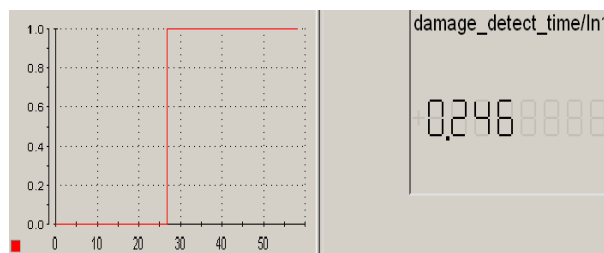


图 12 损伤故障检测界面图 (图中横轴为时间/秒)

4 基于舵机电压检测方法的优点及其局限性

基于舵机电压的舵机故障的检测方法在实时性上具有明显优势, 尤其是实现损伤故障的检测大约只需要 0.25 s 的时间即可, 很好的适应了飞行器高速运动的情况。高速运动中的飞行器往往在发生故障后需要立刻检测出故障并实现飞控系统的重构, 否则极可能发生坠机事故。同时, 快速实现故障诊断, 可以为之后的飞控计算机系统实现在故障情况下的控制系统的重构节约宝贵的时间, 以便飞行员能够重新操控飞机。在系统处于稳态时, 当发生卡死故障时, 如果输入指令发生变化, 此方法也可以准确检测出卡死故障, 以便飞行员及相关地勤人员可以根据故障提供解决方案。

本方法主要的局限性是其目前只能适用于输入指令不变时的稳态过程中, 当输入指令不断变化或者输入指令刚刚稳定时本方法难以检测出此时飞行器操纵面所发生的故障。这主要是由于模拟舵机的建模与实际舵机之间的模型差距造成, 如果能够进一步精确舵机的数学建模, 就有希望实现动态过程中操纵面的故障检测。

5 结论

由以上的卡死故障和损伤故障的检测实验可以验证本文所提出的检测操纵面故障的方法, 即以实际的舵机输入电压与舵回路开环估计器所得到的模拟舵机回路电流的比值作为诊断故障的检测

方法具有可行性。而且诊断时间迅速,理论上可以适用于高速、高空飞行的飞行器。在故障发生后迅速诊断故障,能够大大提高飞行器的可靠性、安全性。

参考文献:

- [1] 吴彬. 基于模型的故障诊断技术及其在电动舵机上的应用 [D]. 湘潭: 湘潭大学, 2008.
- [2] 刘志成, 刘春涛. 基于参数估计的传感器故障诊断的改进方法 [J]. 计算机应用与软件, 2009, 26(9): 183-185.
- [3] 朱纪洪, 和阳, 黄志毅. 舵机特征模型及其故障检测方法 [J]. 航空学报, 2015, 2: 25.
- [4] Caliskan Fikret, Hajiyev Chingiz M. Innovation sequence application to aircraft sensor fault detection: comparison of checking covariance matrix algorithms [J]. ISA Transactions(S0019-0578), 2000, 39: 47-56.
- [5] Sanjay Jayaram. A new fast converging Kalman filter for sensor fault detection and isolation [J]. Sensor Review(S0260-2288), 2010, 30(3): 219-224.
- [6] Hajiyev Chingiz, Caliskan Fikret. Sensor and control surface/actuator failure detection and isolation applied to F-16 flight dynamic [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology(S1748-8842), 2005, 77(2): 152-160.
- [7] 潘峰, 薛定宇, 徐心和. 基于 dSPACE 半实物仿真技术的伺服控制研究与应用 [J]. 系统仿真学报, 2004, 16(5): 936-939.
- [8] 赵红梅, 章卫国, 刘小雄, 等. 飞控系统传感器故障诊断的在线方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2010(5): 1097-1099.
- [9] Liu X, Zhang W, Huang Y, *et al.* Neural Network-Based Sensor Online Fault Diagnosis and Reconfiguration for Flight Control Systems [C]. Intelligent Control and Automation, 2006, WCICA 2006, The Sixth World Congress on. USA: IEEE, 2006, 2: 5577-5580.
- [10] Napolitano M R, Neppach C, Casdorff V, *et al.* Neural-network-based scheme for sensor failure detection, identification, and accommodation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics(S0731-5090), 1995, 18(6): 1280-1286.
- [11] Samy I, Postlethwaite I, Gu D W. SFDIA of consecutive sensor faults using neural networks—demonstrated on a UAV [J]. International Journal of Control(S0020-7179), 2010, 83(11): 2308-2327.
- [12] 魏慕恒, 贾秋玲. 飞控系统传感器故障诊断的神经网络方法研究 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18: 14-16.
- [13] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
-
- [6] ZHANG Yinlong. Analysis of Mechanical Behavior and System Reliability for Military Truss Bridge with Response Surface Method [D]. Nanjing: Master degree thesis of PLA University of Science and Technology, 2002.
- [7] ZHANG Yinlong, CHANG Damin. Application of Response Surface Method in the Structural Response of Prefabricated Steel Bridge [J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development (S1002-0268), 2003, 20(5):45-49.
- [8] PAN Yongjie, ZHANG Yuling, LIU Xiaoguang, ZHAO Xinxin. Application of Geometrical Uncertainty in the Reliability Analysis of Steel Bridge [J]. Steel Construction (S1007-9963), 2013, 28(6):5-8.
- [9] ZHANG Yunlong, NIE Yihua, XU Wangguo, *et al.* The Reliability Analysis of Mechanical Response of Pavement Structure by ANSYS [J]. Hunan Communication Science and Technology (S1008-844X), 2013, 39(3): 4-6.

(上接第 1913 页)