

基于故障补偿思想的导弹执行机构主动容错控制研究

曹祥宇¹, 胡昌华¹, 乔俊峰², 马清亮¹

(1. 第二炮兵工程大学302教研室,西安 710025; 2. 西安电子科技大学理学院,西安 710025)

摘要: 为了提高导弹姿态控制系统的飞行可靠性,提出了基于故障补偿思想的导弹执行机构主动容错控制方法。该方法充分研究了一类导弹所采用的“+”型布局火箭发动机执行机构的结构和功能特点,分析了执行机构故障模式及其影响,在此基础上提出了主动容错控制方案,并推导出在执行机构卡死故障和恒值偏差故障情况下基于故障补偿思想的容错控制算法。仿真结果表明,该方法具有良好的容错控制效果,克服了传统被动容错控制方法在适用范围上的局限性。

关键词: 导弹; 姿态控制; 执行机构; 故障补偿; 容错控制

中图分类号: V271.4; TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)03-0030-05

Active Fault-Tolerant Control for Missile Actuators Based on Fault Compensation Idea

CAO Xiangyu¹, HU Changhua¹, QIAO Junfeng², MA Qingliang¹

(1. The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China;
2. School of Science, Xidian University, Xi'an 710025, China)

Abstract: In order to enhance the reliability of missile attitude control system, an approach of active fault-tolerant control method for missile actuators based on fault compensation idea was proposed. The structure and function characteristics of cross-type rocket engine's actuator was studied thoroughly, and the failure modes and their effects were analyzed. Then, an active fault-tolerant control scheme was proposed, and fault-tolerant control algorithms based on fault compensation idea for deadlock fault and constant deflection fault were derived. Simulation results show that the proposed approach is effective and overcomes the applicability limitation of traditional passive fault-tolerant control method.

Key words: missile; attitude control; actuator; fault compensation; fault-tolerant control

0 引言

执行机构是导弹姿态控制系统的重要组成部分,由于长时间储存引起的性能退化或者在飞行过程中的剧烈震动都有可能引起执行机构故障,这些故障将引起导弹飞行失稳,甚至导致损毁。容错控制是提高导弹飞行可靠性的重要手段^[1-2],对导弹执行机构故障进行主动容错控制,以提高导弹姿态控制系统的可靠性是十分必要的。目前,针对采用“+”型布局火箭发动机的一类导弹执行机构容错控制问题,已经取得了

一些研究成果。文献[3]基于 H_∞ 控制和状态观测器理论,提出了对部分执行器失效具有 H_∞ 范数界的容错控制器设计方法。文献[4]则基于Hurwitz理论和非线性优化的同时稳定控制器设计方法,提出了导弹执行器失效情况下的容错控制器设计方法。但是这些被动容错控制方法仅考虑了火箭发动机执行机构失效故障情况下的容错控制问题,不能实现其他执行机构故障类型(如执行机构卡死故障或恒值偏差故障)情况下的导弹姿态控制系统容错控制,在故障适用范围上有一定局限性。因此,本文借鉴故障补偿的基本思想^[5-8],结合发动机“+”型布局的导弹姿态控制系统在执行机构的结构和功能上的特点,针对执行机构卡死故障或恒值偏差故障情况下的容错控制问题,提出了一种基于故障补偿思想的导弹执行机构主动容错控制方法。该方法在故障在线诊断的基础上,利用重新

收稿日期:2012-05-08

修回日期:2012-08-31

基金项目:国家杰出青年科学基金项目(61025014);国家自然科学基金项目(60736026)

作者简介:曹祥宇(1978—),男,河南邓州人,博士生,研究方向为先导控制理论与应用。

分配正常工作执行机构输入控制信号的方法补偿由于某个执行机构故障所引起的力矩损失和引入的干扰力矩,从而实现了系统的容错控制。

1 研究对象分析

1.1 执行机构的功能与工作原理

本文研究的导弹执行机构为“+”型布局的四喷管火箭发动机执行机构,其尾示意图如图1所示。喷管代号分别为I、II、III、IV,分别由相应的伺服机构I、II、III、IV驱动, $O_1 X_1 Y_1 Z_1$ 为定义的导弹体坐标系。导弹绕质心运动可以分解为绕其3个惯性主轴的角运动,姿态控制系统与之相对应的是3个基本控制通道,分别对导弹的俯仰、偏航、滚动运动进行控制和稳定^[9]。

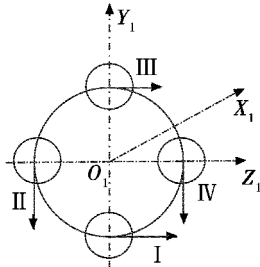


图1 “+”型布局四喷管发动机尾视图
Fig.1 Tail view for four-nozzle rocket engine with cross-type distribution

执行机构在整个姿态控制系统的功用是,当导弹的姿态角产生偏差时,姿态控制系统测得姿态角偏差相应的电压信号,并经变换、放大,产生电流信号至伺服机构,使发动机喷管沿图1所示的圆周切线方向产生一定的偏转角,并产生控制力和控制力矩修正姿态角偏差。对“+”字型配置的四喷管火箭发动机而言,在导弹的飞行中,同向同步摆动II、IV喷管可产生俯仰的控制力矩,同向同步摆动I、III喷管可产生偏航的控制力矩,按控制信号使I、III和II、IV喷管做异向不等角摆动时,则可同时获得俯仰、偏航和滚动控制力矩。

1.2 执行机构的数学模型

发动机“+”型布局的导弹姿态控制系统执行机构由4台相同的电动液压伺服机构组成,每个伺服机构通过作动器控制一个发动机喷管的摆动。在开环情况下,作动杆的位移速度与控制指令的大小成正比。当伺服机构通过位移反馈电位计、伺服放大器闭合后,它是一种典型的位置随动系统。其简化数学模型如图2所示。

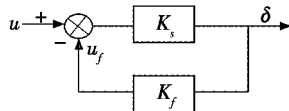


图2 伺服机构简化模型
Fig.2 Simplified model of servo mechanism

图中: u 为伺服机构输入控制电压信号; K_s 为伺服机构开环传递函数; K_f 为反馈电位计传递系数,且满足 $|K_f \cdot K_s| \gg 1$; u_f 为反馈电位计输出电压; δ 为喷管摆角。

由于图2所示的伺服机构是一种典型的位置随动系统,正常工作状态下,式(1)成立。

$$\delta = \frac{1}{K_f} u_f \quad (1)$$

由于导弹伺服机构的时间常数通常非常小,对于正常工作的伺服机构,当其输入控制电压信号变化不太剧烈时,有

$$u \approx u_f \quad (2)$$

1.3 执行机构产生的控制力矩

假设导弹火箭发动机推力为 P , 4个摆动喷管的摆角分别为 $\delta_I, \delta_{II}, \delta_{III}, \delta_{IV}$, I、III喷管向右摆为正, II、IV喷管向下摆为正。如图3所示,从喷管到导弹理论尖端的距离为 x_c , 导弹质心 o_1 到理论尖端 T 的距离为 x_z , 单个喷管中心到导弹纵轴距离为 z_b , 则摆动喷管产生的绕导弹体坐标系三轴的控制力矩分别为^[9]

$$\begin{cases} M_{x_1} = -\frac{P}{4}(\sin \delta_{III} - \sin \delta_I + \sin \delta_{IV} - \sin \delta_{II})z_b \\ M_{y_1} = -\frac{P}{4}(\sin \delta_I + \sin \delta_{III})(x_c - x_z) \\ M_{z_1} = -\frac{P}{4}(\sin \delta_{II} + \sin \delta_{IV})(x_c - x_z) \end{cases} \quad (3)$$

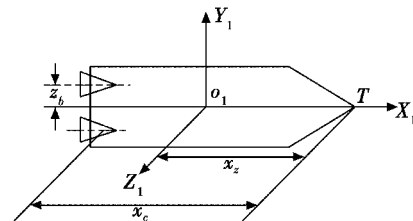


图3 控制力矩力臂示意图

Fig.3 Sketch map of lever of force in control moment

由于文中研究的导弹姿态控制系统一般工作在小角度偏角状态下,当 δ 为小角度时,可得

$$\begin{cases} M_{x_1} \approx -\frac{P}{4}(\delta_{III} - \delta_I + \delta_{IV} - \delta_{II})z_b \\ M_{y_1} \approx -\frac{P}{4}(\delta_I + \delta_{III})(x_c - x_z) \\ M_{z_1} \approx -\frac{P}{4}(\delta_{II} + \delta_{IV})(x_c - x_z) \end{cases} \quad (4)$$

1.4 执行机构的故障模式与影响

在实际工作过程中,导弹姿态控制系统的执行机构主要有以下3种常见的故障模式^[10]。

1) 执行机构卡死故障。

导弹执行机构第 i 个伺服机构卡死的故障模型可以描述为

$$\delta_{fi} = \alpha, \quad i = \text{I}, \text{II}, \text{III}, \text{IV} \quad (5)$$

式中, α 为由卡死位置确定的值。

2) 执行机构的恒增益变化故障。

导弹执行机构第 i 个伺服机构恒增益变化的故障模型可以描述为

$$\delta_{fi} = \alpha \delta_i, \quad i = \text{I}, \text{II}, \text{III}, \text{IV} \quad (6)$$

式中, α 为恒增益变化的比例系数。

3) 执行机构的恒值偏差故障。

导弹执行机构第 i 个伺服机构恒值偏差的故障模型可以描述为

$$\delta_{fi} = \delta_i + \alpha, \quad i = \text{I}, \text{II}, \text{III}, \text{IV} \quad (7)$$

式中, α 为表示恒值偏差大小的值。

对于“+”型布局的四喷管火箭发动机执行机构,当执行机构的某个伺服机构发生故障时,会产生沿3个导弹体坐标轴方向的扰动力和扰动力矩。当出现执行机构故障时影响最大的是扰动力矩,在基于故障补偿思想的容错控制中主要考虑如何消除这些扰动力矩的影响。本文的仿真实验表明,由于“+”型布局执行机构本身在功能上的冗余性,执行机构的恒增益变化故障会导致姿态控制系统动态性能下降,但不会影响其稳定性,因此,将针对执行机构的卡死故障和恒值偏差故障情况下的容错控制算法进行研究。

2 基于故障补偿的主动容错控制

2.1 主动容错控制方案设计

导弹的主动容错控制系统包括故障诊断与切换控制、故障补偿、控制器、执行机构、导弹、传感器等6个组成部分,其方案示意如图4。

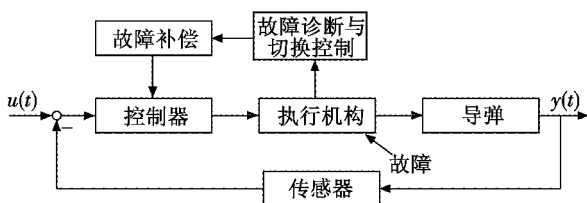


图4 主动容错控制方案示意图

Fig. 4 Sketch map of active fault tolerant control scheme

总的主动容错控制策略为:在正常情况下,利用所设计的导弹标称输出反馈控制器进行姿态控制系统的闭环控制,同时采用故障诊断子系统进行执行机构的在线故障诊断;一旦判断出执行机构故障,进行故障模式判断,如果发生执行机构卡死故障或恒值偏差故障,则采用相应的主动容错控制算法,进行执行机构故障情况下的导弹姿态控制系统主动容错控制。

2.2 容错控制算法

从图1可以看出,在导弹的姿态控制系统中,“+”型布局的四喷管火箭发动机执行机构从功能上看,各喷

管之间具有相互冗余关系,对于正常工作的姿态控制系统,当导弹姿态角确定时,喷管的摆角值是确定的,从而导弹所需的控制力矩是确定的。当某一个或多个喷管对应的伺服机构发生故障时,如果要由另外正常工作的喷管通过在原有控制信号的基础上附加故障补偿信号的办法,补偿故障喷管在俯仰、偏航、滚动3个通道所产生的干扰力矩,从而实现导弹姿态控制系统在执行器单喷管故障情况下的主动容错控制,根据式(4),采用容错控制后的喷管摆角应满足下面的方程组。

$$\begin{cases} \delta_{\text{III}} - \delta_{\text{I}} + \delta_{\text{IV}} - \delta_{\text{II}} = \delta'_{\text{III}} - \delta'_{\text{I}} + \delta'_{\text{IV}} - \delta'_{\text{II}} \\ \delta_{\text{I}} + \delta_{\text{III}} = \delta'_{\text{I}} + \delta'_{\text{III}} \\ \delta_{\text{II}} + \delta_{\text{IV}} = \delta'_{\text{II}} + \delta'_{\text{IV}} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\delta_{\text{I}}, \delta_{\text{II}}, \delta_{\text{III}}, \delta_{\text{IV}}$ 分别为假定姿态控制系统正常工作时,导弹姿态角应具有的各喷管的摆角值,为已知量; $\delta'_{\text{I}}, \delta'_{\text{II}}, \delta'_{\text{III}}, \delta'_{\text{IV}}$ 分别为采用主动容错控制进行故障补偿后的各喷管摆角值,为变量。

由式(8)可以看出,当某一个喷管对应的伺服机构发生故障模式如1.4节的1)或3)描述的故障时,方程组中变量由4个变为3个,从而方程组为三元一次方程组,未知数个数等于方程个数,方程组有唯一解。因此,可以实现基于执行机构故障补偿方法的导弹主动容错控制。如果有两个或两个以上的喷管相对应的伺服机构发生故障,方程组中变量减少到少于3个,未知数个数少于方程个数,方程组并非总有解,无法保证导弹姿态控制系统的稳定性。因此,下文将针对单个喷管伺服机构故障的情况进行容错控制算法研究。

假设第I个喷管发生故障模式如1.4节的1)或3)描述的故障,即 $\delta'_1 = \alpha$ 或 $\delta'_1 = \delta_1 + \alpha$ (α 为一确定值),求解方程组,可得

$$\begin{cases} \delta'_{\text{II}} = \delta_{\text{II}} + \delta_1 - \delta'_1 \\ \delta'_{\text{III}} = \delta_{\text{III}} + \delta_1 - \delta'_1 \\ \delta'_{\text{IV}} = \delta_{\text{IV}} - \delta_1 + \delta'_1 \end{cases} \quad (9)$$

由图3所示伺服机构简化模型可知,喷管摆角 $\delta_{\text{I}}, \delta_{\text{II}}, \delta_{\text{III}}, \delta_{\text{IV}}$ 可由伺服机构输入控制电压信号 u 确定,通过对伺服机构输入控制电压信号 u 的重新分配来实现对正常工作的喷管摆角 δ 的重新分配,而发生故障的伺服机构输入控制电压信号保持不变。

因此,根据式(1)、式(2)和式(9)可得,当第I个喷管发生故障时,经故障补偿后输入各伺服机构的控制指令分别为

$$\begin{cases} u'_1 = u_1 \\ u'_2 = u_2 + \Delta u_1 \\ u'_3 = u_3 + \Delta u_1 \\ u'_4 = u_4 - \Delta u_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中： $\Delta u_I = u_I - u'_{fI}$ ； $u'_{fI} = k_f \cdot \delta'_I$ 。

对于单个喷管 II、III 或 IV 发生故障的情形，可由上述同样的推导方法得到相应的故障补偿后的控制指令分别为

$$\begin{cases} u'_I = u_I + \Delta u_{II} \\ u'_{II} = u_{II} \\ u'_{III} = u_{III} - \Delta u_{II} \\ u'_{IV} = u_{IV} + \Delta u_{II} \end{cases} \quad (11)$$

式中： $\Delta u_{II} = u_{II} - u'_{fII}$ ； $u'_{fII} = k_f \cdot \delta'_{II}$ 。

$$\begin{cases} u'_I = u_I + \Delta u_{III} \\ u'_{II} = u_{II} - \Delta u_{III} \\ u'_{III} = u_{III} \\ u'_{IV} = u_{IV} + \Delta u_{III} \end{cases} \quad (12)$$

式中： $\Delta u_{III} = u_{III} - u'_{fIII}$ ； $u'_{fIII} = K_f \cdot \delta'_{III}$ 。

$$\begin{cases} u'_I = u_I - \Delta u_{IV} \\ u'_{II} = u_{II} + \Delta u_{IV} \\ u'_{III} = u_{III} + \Delta u_{IV} \\ u'_{IV} = u_{IV} \end{cases} \quad (13)$$

式中： $\Delta u_{IV} = u_{IV} - u'_{fIV}$ ； $u'_{fIV} = K_f \cdot \delta'_{IV}$ 。

2.3 故障诊断与切换控制策略

当导弹执行机构的某个喷管对应的伺服机构发生故障时，容错控制系统首先利用基于解析余度的故障诊断方法快速准确地实现对执行机构故障的检测与隔离（具体算法见文献[11]），从而可以定位是哪一个喷管对应的伺服机构在发生故障。一旦确定故障发生，可通过对该伺服机构输入控制电压信号 u 和反馈电位计输出电压 u_f 的采样信号进行处理，判断伺服机构的故障模式，并对输入伺服机构的控制指令进行故障补偿与切换控制。具体步骤如下所述。

1) 利用基于解析余度的故障诊断方法判断执行机构发生故障的位置，确定是哪一个伺服机构发生故障。

2) 进行数据处理，为消除噪声的影响，采用平均值滤波法，计算故障伺服机构的反馈电位计输出电压 u_f 采样信号的变化量为

$$\Delta u_{fvar} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N |u_f(k+1) - u_f(k)| \quad (14)$$

计算故障伺服机构输入控制电压信号 u 与反馈电位计输出电压 u_f 采样信号差值的平均值为

$$\Delta u_a = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N |u(k) - u_f(k)| \quad (15)$$

计算故障伺服机构输入控制电压信号 u 与反馈电位计输出电压 u_f 采样信号差值的变化量为

$$\Delta u_{dvar} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N |(u(k+1) - u_f(k+1)) -$$

$$(u(k) - u_f(k))| \quad (16)$$

式中， N 为求和个数，实验中取 $N=5$ 。

3) 根据阈值 Δu_{fmax} 、 Δu_{min} 、 Δu_{dmax} 进行故障模式判别，各阈值的大小通过工程实验的经验值获得。如果 $\Delta u_{fvar} < \Delta u_{fmax}$ ； $\Delta u_a > \Delta u_{min}$ 两个条件同时成立，表明执行机构发生卡死故障，启动切换控制程序，根据 2.2 节容错控制算法将经故障补偿后的控制指令输入执行机构，实现主动容错控制；否则，转入 4)。

4) 判断 $\Delta u_{dvar} < \Delta u_{dmax}$ 与 $\Delta u_a > \Delta u_{min}$ 两个条件是否同时成立。如果成立，表明执行机构发生恒值偏差故障，启动切换控制程序，进行主动容错控制；否则，不启动切换控制程序，不对导弹姿态控制系统容错控制。

3 仿真实验

在 Matlab 仿真环境下，以某导弹姿态控制系统三通道数学模型为仿真对象，在 Matlab 的 Simulink 中建立姿态控制系统的闭环系统仿真模型，进行仿真实验。

具体三通道状态空间描述为^[4,9] $\begin{cases} \dot{x}_i = A_i x_i + B_i u_i \\ y_i = C_i x_i \end{cases}$ ，基于

输出反馈的控制律为 $u_i = -F_i y_i$ ，下标 i 取 1, 2, 3 时，分别表示俯仰、偏航、滚动 3 个通道。相应的系统矩阵、控制矩阵、观测矩阵以及标称反馈控制矩阵分别取值为^[11]

$$A_1 = A_2 = \begin{bmatrix} -0.22872 & 0.342878 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0.458771 & 0.458771 & 0.0252332 \end{bmatrix};$$

$$B_1 = B_2 = \begin{bmatrix} 0.167254 & 0.167254 \\ 0 & 0 \\ 8.40879 & 8.40879 \end{bmatrix}; C_1 = C_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

$$F_1 = F_2 = \begin{bmatrix} 0.7290 & 0.5995 \\ 0.7290 & 0.5995 \end{bmatrix}; A_3 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0.23786 \end{bmatrix};$$

$$B_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 5.20617 & 5.20617 & -5.20617 & -5.20617 \end{bmatrix};$$

$$C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; F_3 = \begin{bmatrix} 0.5000 & 0.5575 \\ 0.5000 & 0.5575 \\ -0.5000 & -0.5575 \\ -0.5000 & -0.5575 \end{bmatrix}。$$

仿真时，系统初态取为 $x_1(0) = [0 \ 1 \ 0]^T$ ， $x_2(0) = [0 \ 1 \ 0]^T$ ， $x_3(0) = [1 \ 1]^T$ （指令或干扰作用），仿真步长为 0.001 s，仿真时间长度为 5 s。系统正常工作时的仿真结果如图 5a 所示。图中，输出 1、输出 2、输出 3 分别代表俯仰、偏航、滚动三通道的输出量仿真曲线，其中，实线表示输出姿态角曲线，单位为 rad，虚线表示输出姿态角速率曲线，单位为 rad/s。

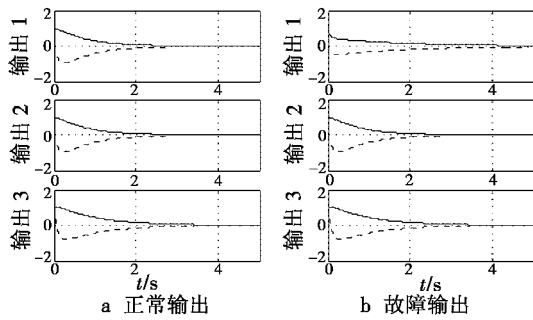


图5 正常系统以及系统发生恒增益变化故障时的输出仿真曲线

Fig. 5 Output simulation curves under normal conditions and when actuator has constant gain variation fault

3.1 执行机构恒增益变化故障仿真结果

不失一般性,假设系统正常工作到0.1 s时伺服机构II发生恒增益变化故障,执行机构恒增益变化故障模型中参数 α 取值为0.2,按设定参数与初态进行仿真,仍采用标称输出反馈控制器进行控制,仿真结果见图5b。

比较图5a和图5b可看出,发生单喷管恒增益变化故障的姿态控制系统的三通道姿态角和角速率输出都收敛至稳定的平衡状态 $y = [0 \ 0]^T$,虽然系统的动态性能指标受故障的影响有所下降,但是系统仍然是稳定的。可见,对执行机构恒增益变化故障不需要进行容错控制,接下来,将针对另外两种故障模式分别采用标称输出反馈控制器和本文提出的主动容错控制方法进行仿真实验。

3.2 执行机构卡死故障仿真结果

不失一般性,假设系统正常工作到0.6 s时伺服机构III发生卡死故障,执行机构卡死故障模型中参数 α 取值为0.5,按设定参数与初态进行仿真,首先采用标称输出反馈控制器进行姿态控制系统仿真实验,仿真结果如图6a所示。

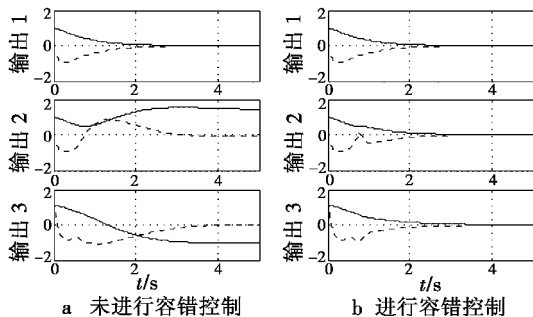


图6 执行机构发生卡死故障时的输出仿真曲线
Fig. 6 Output simulation curves when actuator has deadlock fault

由图6a看出,伺服机构III发生卡死故障姿态控制系统未采用容错控制时,各通道角速率输出收敛,但偏航和滚动通道姿态角输出是发散的,因此系统不稳定。

采用本文提出的主动容错控制方法进行容错控

制,仿真结果如图6b所示。可以看出,采用主动容错控制后,故障系统三通道的姿态角和角速率输出都收敛至稳定的平衡状态 $y = [0 \ 0]^T$,系统是稳定的。

3.3 执行机构恒值偏差故障仿真结果

不失一般性,假设系统正常工作到0.5 s时伺服机构III发生恒值偏差故障,执行机构恒值偏差故障模型中参数 α 取值为-0.5,按设定参数与初态进行仿真,首先采用标称输出反馈控制器进行控制,仿真结果如图7a所示。

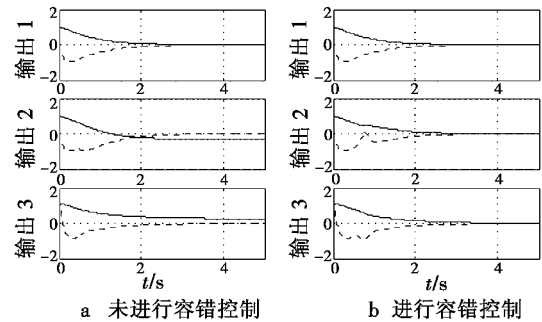


图7 执行机构发生恒值偏差故障时的输出仿真曲线

Fig. 7 Output simulation curves when actuator has constant deflection fault

由图7a可以看出,伺服机构III发生恒值偏差故障的姿态控制系统未进行容错控制时,偏航与滚动通道的姿态角输出是发散的,即输出的静态误差不断趋近于零,因此系统不稳定。

采用本文提出的主动容错控制方法进行容错控制,仿真结果如图7b所示。可以看出,采用主动容错控制后,故障系统三通道的姿态角和角速率输出都收敛至稳定的平衡状态 $y = [0 \ 0]^T$,系统是稳定的。

4 结束语

本文基于故障补偿的容错控制思想,在分析导弹所采用“+”型布局火箭发动机执行机构功能和结构特点的基础上,对导弹执行机构卡死故障和恒值偏差故障情况下的容错控制算法进行了研究,提出了基于故障补偿思想的导弹姿态控制系统主动容错控制方案。仿真结果表明:本文提出的主动容错方法有效地解决了导弹执行机构卡死故障和恒值偏差故障情况下的容错控制问题,相对于传统的被动容错控制方法,该方法具有更大的灵活性和有效性,能适用于更多的执行机构故障模式,将该方法应用于导弹姿态控制系统的设计必将使导弹的飞行可靠性得到更大的提高。

参考文献

- [1] 刘湘崇,梁彦,程咏梅,等. 导弹控制系统的容错控制研究[J]. 控制与决策,2006,21(10):1185-1189.

(下转第39页)

仿真结果验证了所提方法的有效性。

参考文献

- [1] GAJIC Z, LIM M T. Optimal control of singularly perturbed linear systems and applications-high accuracy techniques [M]. New York: Marcel Dekker, Inc, 2001.
- [2] CHOW J H, KOKOTOVIC P V. A decomposition of near-optimum regulators for systems with slow and fast modes [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1976, 21(5):701-705.
- [3] ZHANG Xiaoyu, JIN Hongzhang, ZHANG Haipeng, et al. Robust sliding mode control for a class of uncertain nonlinear singularly perturbed systems [C]//SICE 2wz, Aug. 5-7, 2002:2616-2621.
- [4] LIU Huaping, SUN Fuchun. Survey of singularly perturbed systems: Theory and application [J]. Control theory & Applications, 2003, 20(1):1-7.
- [5] LEE C C. Fuzzy logic in control systems; Fuzzy logic controller, Part I and Part II [J]. IEEE Transactions on systems, Man and Cybernetics, 1990, 20(2):404-435.
- [6] WANG L X. Stable adaptive fuzzy controller with application to inverted Pendulum Tracking [J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1996, 26(5):677-691.
- [7] HAN Hugang, SU Chunyi, STEPANENKO Y. Adaptive control of a class of nonlinear systems with nonlinearly parameterized fuzzy approximators [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2001, 9(2):315-323.
- [8] SPOONER J T, PASSINO K M. Stable adaptive controls using fuzzy systems and neural networks [J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 1996, 4(3):339-359.
- [9] LHEE C G, PARK J S, AHN H S, et al. Sliding mode-like fuzzy logic control with self-tuning the dead zone parameters [J]. IEEE Transactions on Fuzzy systems, 2001, 9(2):343-348.
- [10] SLOTINE J J E, COETSEE J A. Adaptive sliding controller synthesis for non-linear systems [J]. International journal of Control, 1986, 43(4):1631-1651.
- [11] LANGARI R, LI Wei. Analysis and efficient implementation of fuzzy logic control algorithms [C]//1996 Biennial Conference of the North American Volume, 19-22 Jun, 1996:1-4.
- [12] LIN J, LEWIS F L. Fuzzy controller for flexible-link robot arm by reduced-order techniques [J]. IEE Proceedings Control Theory and Application, 2002, 147(3):177-187.
- [13] LIU Huaping, SUN Fuchun. Controller design and stability analysis for fuzzy singularly perturbed systems [J]. Acta Automatic Sinica, 2003, 29(4):494-500.
- [14] LIU Huaping, SUN Fuchun. H_2 state feedback control for fuzzy singularly perturbed systems [C]//Proceedings of the 42nd IEEE conference on decision and control, Maui, Hawaii USA, 2003:5239-5243.
- [15] LIU Huaping, SUN Fuchun. Simultaneous stabilization for singularly perturbed systems via linear matrix inequalities [J]. Acta Automatic Sinica, 2004, 30(1):1-7.
- (上接第34页)
- [2] 周东华, DING X. 容错控制理论及其应用 [J]. 自动化学报, 2000, 26(6):788-797.
- [3] 胡昌华, 陈新海. 对部分执行器失效具有完整性的导弹容错控制设计 [J]. 西北工业大学学报, 1997, 15(4):563-568.
- [4] 胡昌华, 许化龙. 控制系统故障诊断与容错控制的分析和设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- [5] BLANKE M, KINNAERT M, LUNZE J, et al. Diagnosis and fault-tolerant control [M]. Germany: Springer Verlag Berlin Heidelberg, 2006.
- [6] 张柯, 姜斌, 刘京津. 基于自适应观测器控制系统的快速故障调节 [J]. 控制与决策, 2008, 23(7):771-775.
- [7] JIN Xiaozheng, YAN Guanghong. Adaptive fault-tolerant H_∞ compensation controller design with actuator failures [C]//2009 American Control Conference Hyatt Regency Riverfront, St. Louis, MO, USA June 10-12, 2009:5516-5521.
- [8] GAO Z, DING S X. Sensor fault reconstruction and sensor compensation for a class of nonlinear state-space systems via a descriptor system approach [J]. IET Control Theory Appl, 2007, 1(3):578-585.
- [9] 陈世年. 控制系统设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [10] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. A hybrid fault-tolerant scheme for flight control applications [C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Montreal, Canada, 2001: AIAA-2001-4400.
- [11] 曹祥宇, 胡昌华, 乔俊峰. 基于解析冗余的导弹执行机构故障诊断方法研究 [C]//2011 中国自动化大会论文, 北京, 2011:26-29.