

文章编号: 1001-0920(2012)03-0379-04

考虑传感器故障的导弹姿态控制系统主动容错控制研究

曹祥宇, 胡昌华, 马清亮

(第二炮兵工程学院 302 教研室, 西安 710025)

摘要: 针对导弹姿态控制系统惯性传感器故障, 提出了基于信号重构的主动容错控制方法. 分别利用基于梯形算法的数值积分器和有限时间收敛微分器对姿态角信号和角速率信号进行重构, 当在线诊断出姿态角或角速率传感器故障时, 以重构信号代替故障信号进行反馈控制来实现系统的主动容错控制. 在建立导弹姿态控制系统模型并采用次最优控制方法设计输出反馈控制器的基础上, 对所设计的主动容错控制方法进行仿真, 仿真结果表明该方法是有用的.

关键词: 姿态控制系统; 主动容错控制; 积分器; 微分器

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Research on active fault-tolerant control for sensor failures of missile attitude control systems

CAO Xiang-yu, HU Chang-hua, MA Qing-liang

(The 302 Staff Room, The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China. Correspondent: CAO Xiang-yu, E-mail: caofei781221@163.com)

Abstract: An approach of active fault-tolerant control based on signal reconfiguration is proposed for the fault of missile attitude control systems caused by failed inertial sensors. To realize the active fault-tolerant control of missile attitude control systems, numerical integrator based on trapezoid algorithm and finite-time-convergent differentiator are used to reconfigure attitude angle signals and angular rate signals, and fault signals are substituted for reconfiguration signals, when the failure of attitude angle sensor or angular rate sensor is detected through online diagnosis. Based on establishing a model of missile attitude control system and designing an output feedback controller by adopting suboptimal control method, simulation is carried out and the result shows the effectiveness of the proposed approach.

Key words: attitude control system; active fault-tolerant control; integrator; differentiator

1 引言

弹道导弹姿态控制系统的惯性传感器用来敏感导弹飞行过程中产生的各种姿态信号, 并通过控制器实现对导弹飞行姿态的稳定控制. 但是, 导弹在贮存过程中其惯性器件会产生性能退化, 而发射飞行过程中的剧烈震动也可能引起惯性器件故障, 这些故障将引起导弹的飞行失稳, 影响导弹的命中精度, 甚至导致导弹自毁. 因此, 有必要对传感器故障情况下的导弹姿态控制系统实行容错控制.

容错控制可分为硬件冗余容错控制和解析冗余容错控制. 硬件冗余容错控制是将几个功能相同的部件并联在一起完成同一任务, 需要增加硬件的成本、体积和重量, 这将对导弹的作战性能带来负面影

响, 因此在导弹上进行硬件冗余受到了很大限制, 在某些情况下甚至是不可能的; 解析冗余容错控制利用不同部件之间的内在联系和功能上的冗余性实现容错控制, 不需增加硬件设备, 因而适用于对导弹姿态控制系统进行容错控制. 解析冗余重构容错控制可分为信号重构的重构容错控制、控制律重新调度重构容错控制、控制律重构设计重构容错控制和模型跟踪重组重构容错控制^[1-3]. 对于信号重构的重构容错控制, 所谓的信号重构是指用某些元器件的输出信号重构那些可能出现失效或者重要的元器件的输出信号, 当这些被重构的元器件出现故障时, 就用重构的解析信号代替其输出信号, 从而实现容错控制^[4-5].

本文借鉴信号重构的重构容错控制思想, 利用导

收稿日期: 2010-10-08; 修回日期: 2011-05-06.

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, 博士生, 从事先进控制理论与应用的研究; 胡昌华(1966-), 男, 教授, 博士生导师, 从事故障诊断与容错控制等研究.

弹姿态角传感器和角速率传感器功能上的冗余性,针对导弹姿态控制系统姿态角传感器故障和角速率传感器故障两种情况,分别利用数值微分器和数值积分器,实现正常工作传感器输出信号对故障传感器输出信号的重构.当传感器出现故障时,用重构信号取代故障传感器的输出信号进行反馈控制,从而实现了导弹姿态控制系统的主动容错控制.仿真实验表明,所设计的容错控制方法是有效的.

2 系统模型建立及控制器设计

为了进行导弹姿态控制系统传感器主动容错控制设计并在仿真实验中验证所设计方法的有效性,首先需要建立导弹姿态控制系统运动模型并设计控制器保证无故障导弹的飞行稳定性.下面将对这两部分内容进行讨论.

2.1 导弹姿态控制系统模型

导弹的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.姿态控制装置与被控制对象、导弹的绕质心运动构成的控制通道是闭合回路,3个控制通道之间经过执行机构、气动力、惯性力和控制力相互铰链.因为弹道式导弹基本上在射面内飞行,侧向运动较小,再加上导弹的尾翼很小或基本没有尾翼,纵向运动和侧向运动的铰链很弱,弹体的滚动对俯仰和偏航运动基本没有影响^[6].于是可以将3个控制通道当作3个独立通道,不失一般性,本文以俯仰通道为例进行研究.

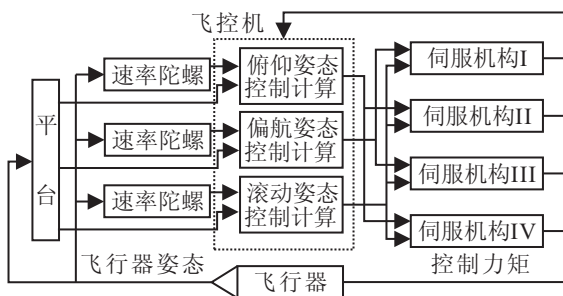


图1 姿态控制系统

图1为姿态控制系统.从图1可以看出,俯仰通道的可测信号为平台角度传感器输出的俯仰姿态角信号 $\Delta\varphi$ 和俯仰姿态角速率传感器输出的角速率信号 $\Delta\dot{\varphi}$,控制信号为II和IV发动机喷管摆角 δ_2 和 δ_4 .

以 $\Delta\varphi$, $\Delta\dot{\varphi}$ 为输出信号, δ_2 , δ_4 为输入信号,根据弹体的飞行动力学运动模型,得到某导弹俯仰通道姿态控制的状态空间描述如下^[7]: 状态方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{\varphi} \\ \Delta\dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_2 - c_1 & c_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ b_2 & -b_2 & -b_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\psi \end{bmatrix} +$$

$$\frac{1}{2} \begin{bmatrix} c_3 & c_3 \\ 0 & 0 \\ -b_3 & -b_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_2 \\ \delta_4 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

$\Delta\varphi$ 和 $\Delta\dot{\varphi}$ 为可观测信号,故输出方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta\varphi \\ \Delta\dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\varphi \\ \Delta\psi \end{bmatrix}. \quad (2)$$

式(2)和(3)可记为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu, \\ y = Cx. \end{cases} \quad (3)$$

其中 $x = [\Delta\theta \ \Delta\varphi \ \Delta\psi]^T$, $u = [\delta_2 \ \delta_4]^T$, $y = [\Delta\varphi \ \Delta\dot{\varphi}]^T$ 分别表示系统的状态变量、控制变量、输出变量; $\Delta\theta$ 为弹体攻角; A , B , C 分别为合适维的系统矩阵、控制矩阵、观测矩阵.

2.2 输出反馈控制器设计

因为导弹弹体本身的气动外形是静不稳定的,如果没有恰当的控制,则其绕质心的运动是不稳定的,通过设计适当的反馈控制器可以使整个导弹姿态控制系统闭合回路稳定.采用模型(3)所述的某导弹姿态控制系统,其状态不全是可测量的,因此采用输出反馈,以实现次最优控制.此时基于输出反馈的控制律为

$$u = -F_0 y. \quad (4)$$

采用线性二次型最优控制方法对系统(3)进行控制器设计,提出的性能指标为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{+\infty} [X^T(t)QX(t) + U^T(t)RU(t)]dt. \quad (5)$$

根据最优控制理论,当使提出的性能指标最小时,最优控制满足如下必要条件^[8]:

$$\begin{aligned} F_0 &= R^{-1}B^T spC^T(CpC^T)^{-1}, \\ (A - BF_0C)^T s + s(A - BF_0C)^T + \\ Q &+ C^T F_0^T R F_0 C = 0, \\ (A - BF_0C)p + p(A - BF_0C)^T + x(0)x^T(0) &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

其中 F_0 , s , p 是3个未知量,用迭代法求解步骤如下:

Step 1: 输入模型参数 A , B , C 和加权矩阵 Q , R , 初始条件为 $x(0)$;

Step 2: 给定初值 F_0 , $k = 0$;

Step 3: 将 F_0^k 代入方程,求出 s_k 和 p_k ;

Step 4: 将 s_k 和 p_k 代入 F_0^k 的表达式,求出 F_0^{k+1} ,若 $\|F_0^{k+1} - F_0^k\|_F < \varepsilon$ (ε 为设定误差要求值),则停止迭代, F_0^{k+1} 即为所求 F_0 ,否则,令 $k = k + 1$,转至Step 3.

在迭代过程中,应保证 $A - BF_0^k C$ 的特征值均在左半平面,即首先保证输出反馈系统的稳定性.

3 基于信号重构的主动容错控制

在导弹的姿态控制系统中, 作为输出反馈信号的有弹体姿态角信号和角速率信号, 二者在功能上是冗余的, 弹体的角速率信号可以通过姿态角的数值微分求得, 相应地, 弹体的姿态角信号可以通过角速率的数值积分求得. 因此可以想到, 在姿态角传感器或姿态角速率传感器发生故障时, 一旦通过故障诊断算法确定故障, 即可以通过数值微积分方法实现对故障传感器的信号重构. 为了实现基于信号重构的容错控制系统设计, 要根据导弹姿态控制系统的特点选择合适的数值微分器、数值积分器、故障诊断算法以及容错控制系统组建方案. 下面对这些问题分别进行讨论.

3.1 数值微分器的选择

应用微分器可以直接由姿态角信号得到其角速率信号, 但是导弹在飞行过程中会受到较大的噪声干扰, 这对微分器的影响很大, 甚至使微分器无法正常工作, 因此在选择微分器时要重点考虑其对噪声影响是否有较强的抑制作用. 通过实验发现, 有限时间收敛微分器 (FTCD) 对噪声具有较强的抑制作用, 可将其应用于测量噪声较大的场合^[9]. 因此, 本文将2阶 FTCD 应用于所设计的主动容错控制系统, 具体形式如下^[10]:

$$dx_1/dt = x_2, y = x_2.$$

$$\varepsilon^2 \frac{dx_2}{dt} = -\text{sat}_1 \left\{ \left(x_1 - v(t) + \frac{3}{5} (\varepsilon x_2)^{(5/3)} \right)^{(1/5)} \right\} - \text{sat}_1 \{ (\varepsilon x_2)^{(1/3)} \}.$$

$$\text{sat}_1(x) = \begin{cases} x, & |x| < 1; \\ \text{sign}(x), & |x| \geq 1. \end{cases} \quad (7)$$

其中: 扰动参数 $\varepsilon = 0.01$, $v(t)$ 为测量信号 (微分器的输入), x_2 为信号的1阶导数, y 为微分器的输出.

3.2 数值积分器的选择

梯形法则是一种常用的数值积分算法, 具有计算容易、精度高的优点^[11], 本文选择基于该算法的积分器进行数值积分计算. 梯形法则相应的求积公式为

$$\int_a^b f(x)dx \approx \frac{b-a}{2} [f(a) + f(b)]. \quad (8)$$

如果划分区间 $[a, b]$ 为 $a = x_0 < x_1 < \dots < x_n = b$, 结点为等间距的, 间距 $h = (b - a)/n$, 结点 $x_i = a + ih$, 则可得到如下数值积分递推形式:

$$A_{i+1} = A_i + \int_{x_i}^{x_{i+1}} f(x)dx \approx A_i + h[f(x_i) + f(x_{i+1})]/2. \quad (9)$$

其中

$$A_1 = \int_{x_0}^{x_1} f(x)dx = h[f(a) + f(a + h)]/2,$$

$$i = 1, 2, \dots, n.$$

3.3 基于小波分析的故障诊断

基于小波分析的故障诊断算法是一种不基于模型的故障诊断方法, 具有良好的时-频定位特性及对信号的自适应能力, 适于检测正常信号中的瞬态异常信号并展示其成分. 选择基于小波分析的故障诊断算法可以实现对导弹姿态控制系统惯性传感器的在线故障诊断. 正常工作状态下的导弹姿态控制系统, 其传感器输出信号应为一蠕变信号, 当系统出现故障时, 输出信号将会出现突变信号 (主要表现在幅度和频率的突变), 这种情况下, 利用小波分析对测试数据进行处理, 如果处理结果中的小波系数出现大于特定阈值的跳变, 则可以准确判断故障发生的部位与时间^[12].

3.4 主动容错控制方案设计

图2为主动容错控制方案. 如图2所示, 主动容错控制系统包括信号重构、故障诊断、切换控制、反馈控制4个部分. 其总的主动容错控制策略为: 在正常情况下, 利用姿态角传感器和角速率传感器的输出信号作为导弹姿态控制系统的反馈信号来进行闭环控制, 同时采用基于小波分析的故障诊断子系统进行传感器在线故障诊断; 一旦判断出姿态角传感器故障, 立即进行状态切换, 用角速率传感器的积分信号代替姿态角传感器输出信号来进行容错控制. 同理, 一旦判断到角速率传感器故障, 立即进行状态切换, 用姿态角传感器的微分信号代替角速率传感器输出信号来进行容错控制.

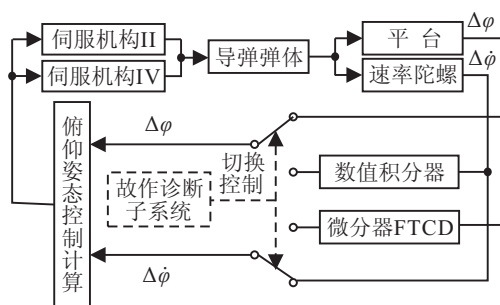


图2 主动容错控制方案

4 仿真实验

在Matlab仿真环境下, 以导弹俯仰通道为仿真对象, 依据图2建立仿真流程. 首先通过编程实现输出反馈控制律的求解; 然后根据前面所选择的数值微分算法和故障诊断算法, 在Matlab的Simulink中建立包括微分器、积分器、故障诊断模块、输出反馈控制器和其他导弹姿态控制系统仿真模块的闭环系统仿真模型; 最后进行仿真实验.

4.1 输出反馈控制律计算

仿真对象采用模型(3)所述的导弹姿态控制系统, 其状态空间描述中, 相应的系统矩阵、控制矩阵、观测矩阵取值如下:

$$A = \begin{bmatrix} -0.22872 & 0.342878 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0.458771 & 0.458771 & 0.0252332 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.167254 & 0.167254 \\ 0 & 0 \\ 8.40879 & 8.40879 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

经验证, 系统特征方程存在位于右半平面的根, 系统不稳定, 需要设计输出反馈控制器 $u = -F_0 y$ 使姿态控制系统达到稳定. 根据输出反馈控制律设计方法, 取式(5)中 Q, R 为单位阵, $\varepsilon = 0.001$, 初始状态 $x(0) = [0 \ 1 \ 0]^T$, 初值 F_0^0 为单位阵, 在 Matlab 下用迭代法编程求解, 可得输出反馈控制律为

$$F_0 = \begin{bmatrix} 0.7290 & 0.5995 \\ 0.7290 & 0.5995 \end{bmatrix}.$$

4.2 正常系统输出仿真

假定系统存在初态 $x(0) = [0 \ 1 \ 0]^T$ (指令或干扰作用), 在系统中加入均值为 0, 方差为 0.001 的测量白噪声, 仿真步长为 0.001 s. 在输出反馈控制律 $u = -F_0 y$ 的作用下进行仿真, 正常系统的输出如图 3 所示. 其中: $y_1 = \Delta\varphi$, $y_2 = \Delta\dot{\varphi}$. 从图 3 可以看出, 系统输出是稳定的.

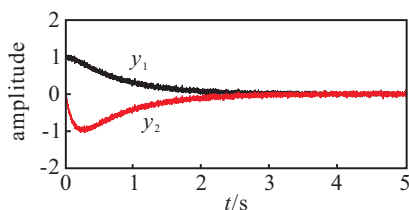
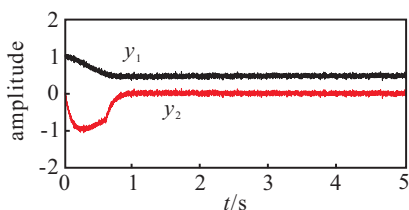


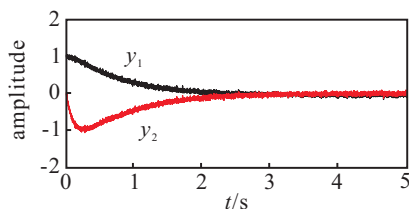
图 3 正常系统

4.3 存在姿态角传感器故障的系统输出仿真

假设系统由初态正常工作到 0.6 s 时, 姿态角传感器发生失效故障, 当没有对系统进行容错控制时, 系统输出响应曲线如图 4(a) 所示. 从图 4(a) 可以看出, 不采用容错控制的故障系统角速率输出收敛, 但姿态



(a) fault output



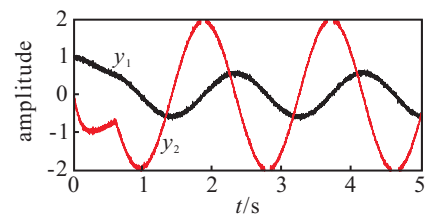
(b) FTC output

图 4 姿态角传感器故障系统

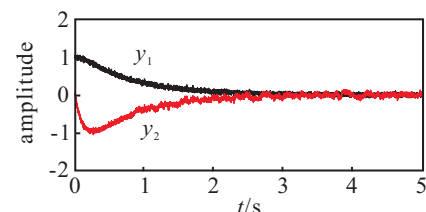
角输出是发散的, 系统不稳定. 当系统发生同样故障而采用主动容错控制时, 故障诊断子系统诊断出姿态角传感器发生失效故障, 迅速将输出反馈的姿态角信号输入端切换至数值积分器的积分输出, 此时的系统输出响应曲线如图 4(b) 所示. 可以看出, 采用容错控制后故障系统的姿态角和角速率输出都收敛至稳定的平衡状态 $y = [0 \ 0]^T$, 系统是稳定的.

4.4 存在姿态角速率传感器故障的系统输出仿真

假设系统由初态正常工作到 0.8 s 时, 姿态角速率传感器发生失效故障, 当没有对系统进行容错控制时, 系统输出响应曲线如图 5(a) 所示. 从图 5(a) 可以看出, 不采用容错控制的故障系统姿态角输出和角速率输出都是发散的, 系统不稳定. 当系统发生同样故障而采用主动容错控制时, 故障诊断子系统诊断出姿态角速率传感器发生失效故障, 迅速将输出反馈的姿态角速率信号输入端切换至 FTCD 数值微分器的微分输出, 此时的系统输出响应曲线如图 5(b) 所示. 可以看出, 故障系统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.



(a) fault output



(b) FTC output

图 5 角速率传感器故障系统

5 结 论

本文基于信号重构的重构容错控制思想, 利用导弹传感器在功能上的冗余关系, 实现了对姿态角传感器和角速率传感器的信号重构, 并在此基础上设计了导弹姿态控制系统主动容错控制方案. 仿真结果表明了该方案的有效性, 将导弹姿态控制系统主动容错控制应用于导弹的设计将大大提高导弹的飞行可靠性.

参考文献(References)

- [1] Haynos M P, Yang Y Y. An analytical model on the blocking probability of a fault-tolerant network[J]. IEEE Trans on Parallel and Distributed Systems, 1999, 10(10): 1040-1051.