

文章编号:1672-3961(2005)03-0017-03

基于自适应观测器的 MIMO 系统执行器故障调节

冒泽慧,姜 斌

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要:针对多输入多输出(multiple in multiple out, MIMO)线性系统的执行器故障提出了一种新的故障调节的设计方法.该方法针对执行机构的增益损失,构造了用于在线估计执行器故障的增广误差,增广误差不仅包括从自适应观测器中获得的可反映故障信息的输出残差,还包括由输入构造的辅助误差.利用该误差信息估计执行器的故障后,再根据估计的故障给执行机构以相应的补偿,恢复系统的各项性能.通过在飞机模型上的仿真实验验证了该方法的有效性.

关键词:执行器;故障调节;自适应观测器

中图分类号:TP277

文献标识码:A

Actuator fault accommodation based on a adaptive observer for MIMO system

MAO Ze-hui, JIANG Bin

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and
Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new scheme of actuator fault accommodation for MIMO linear systems is proposed in this paper. The method estimates the loss of the actuator effectiveness based on the augmented error which is made up of the true output error generated by an adaptive observer and the auxiliary error. The obtained estimation is used to reconfigure the control law to compensate the actuator fault. Simulation results of a model aircraft have verified the effectiveness of the proposed approach.

Key words: actuator; fault accommodation; adaptive observer

0 引言

H 鲁棒控制理论的发展为优化飞行控制系统及保证其对不确定因素的稳定性和鲁棒性提供了数学式的框架设计理论.但在实际中,由于执行机构失效导致的尾翼损坏或攻击机大角度情况的可能发生,使正常控制器的性能下降,甚至在某些情况下会出现不稳定现象.

故障调节是在故障发生后通过故障检测、估计和附加控制律等方法进行调节. Patton 在文献【1】中对故障调节问题给出了非常好的概括性论述.在本文中则阐述了一种新的基于自适应控制理论的执行机构故障估计方法,利用输出残差在线估计执行器机构的故障,并将执行器故障描述为未知参数:当无故障发生时其值为 1,有故障时其值小于 1.最后将该方法用于估计飞机模型的执行器故障,并利用故障信息对执行器损失进行补偿.仿真结果表明使用

收稿日期:2005-01-06

基金项目:本文受江苏省“六大人才高峰”和南京航空航天大学引进人才科研基金课题项目资助.

作者简介:冒泽慧(1981-),女,江苏如皋人,硕士研究生,研究方向为故障诊断与容错控制.

E-mail: mzechui1031@163.com

该方法可以很好的估计出故障,补偿后也能达到较好的性能指标.

1 执行器故障估计

基于多输入多输出的执行机构故障,选取研究系统的参考模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + BF(t)u(t) + v(t), \\ y(t) = Cx(t). \end{cases} \quad (1)$$

其中,状态向量 $x \in R^n$,输入向量 $u \in R^m$,输出向量 $y \in R^r$, A, B, C 分别为维数适当的实矩阵,系统噪声 $v(t) \in R^n$,对角阵 $F(t) = \text{diag}(f_1(t), \dots, f_m(t))$ 为执行机构故障,其中

$$f_i(t) = \begin{cases} 1, & \text{执行机构无故障,} \\ (0,1), & \text{执行机构发生故障.} \end{cases} \quad i = 1, \dots, m. \quad (3)$$

设 (A, B) 能控, (A, C) 可观,其中 $v(t)$ 为建模误差或外部干扰,并且 $v(t)$ 范数有界,即, $\|v(t)\| \leq \bar{v}$,其中 \bar{v} 为一正常数.

设计观测器形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + BF(t)u(t) + L[y(t) - \hat{y}(t)], \\ \hat{y}(t) = C\hat{x}(t). \end{cases} \quad (4)$$

其中, $\hat{x} \in R^n$ 为观测器状态向量, $\hat{y} \in R^r$ 为观测器输出向量, $\hat{F}(t)$ 为初始值是单位矩阵的 $F(t)$ 的估计值, L 为观测器的增益,并选取 L 使矩阵 $A - LC$ 为 Hurwitz.

定义如下的差值变量:

$$\begin{cases} \tilde{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t); \\ \tilde{y}(t) = y(t) - \hat{y}(t); \\ \tilde{F}(t) = F(t) - \hat{F}(t). \end{cases} \quad (5)$$

并有

$$\begin{cases} A_0 \triangleq A - LC; \\ W_1(s) \triangleq C(sI - A_0)^{-1}B; \\ W_2(s) \triangleq C(sI - A_0)^{-1}. \end{cases} \quad (6)$$

则

$$\dot{\tilde{x}}(t) = A_0\tilde{x}(t) + B\tilde{F}(t)u(t) + v(t), \quad (7)$$

$$\tilde{y}(t) = W_1(s)\tilde{F}(t)u(t) + W_2(s)v(t). \quad (8)$$

利用自适应控制^[2]中的增广误差模型的方法对执行机构故障 $F(t)$ 中的任何一个对角元素 $f_i(t) (i = 1, \dots, m)$ 进行估计,增广误差定义如下:

$$e_{1k}(t) \triangleq e_{1k}(t) - e_{2k}(t), \quad k = 1, 2, \dots, r. \quad (9)$$

其中, $e_{1k}(t)$ 是第 k 个实际输出 $y_k(t)$ 的误差, $e_{2k}(t)$

为辅助误差,定义为

$$e_{2k}(t) \triangleq \sum_{i=1}^m [W_1^{ki}(s)f_i(t) - f_i(t)W_1^{ki}(s)]u_i(t). \quad (10)$$

而式(10)中, $\tilde{f}_i(t)$ 为 $\tilde{F}(t)$ 对角线上第 i 个元素, $W_1^{ki}(s)$ 为 $W_1(s)$ 的第 ki 个元素.

定理 1 考虑系统(1),(2)有形式如(3)的执行机构故障,则执行机构故障 $\tilde{F}(t)$ 对角线上任一元素 $\tilde{f}_i(t)$ 可用以下算法估计出来:

$$\frac{d\tilde{f}_i(t)}{dt} = \begin{cases} -\sum_{k=1}^r \tilde{y}_k(t)W_1^{ki}(s)u_i(t), & \tilde{y}_k(t) > 0, \\ 0, & \tilde{y}_k(t) \leq 0. \end{cases} \quad (11)$$

其中,定义 $\tilde{f}, W_1, W_2, \tilde{y}_k$ 为式(5),(6),(9);

$$\eta_0 \triangleq \max_{j \geq 0} W_2(j) \eta_0; \quad (12)$$

η_j 为学习率; η_0 为 $v(t)$ 的范数界.

证明:
$$e_{1k}(t) \triangleq \tilde{y}_k(t) = \sum_{i=1}^m W_1^{ki}(s)\tilde{f}_i(t)u_i(t) + \bar{v}_k(t) \quad (k = 1, 2, \dots, r).$$

其中, $\tilde{f}_i(t)$ 为 $\tilde{F}(t)$ 对角线上第 i 个元素, $W_1^{ki}(s)$ 为 $W_1(s)$ 的第 ki 个元素, $\bar{v}(t) = W_2(s)v(t)$, $\bar{v}_k(t)$ 为 $\bar{v}(t)$ 的第 k 个元素.

又

$$W_1^{ki}(s)\tilde{f}_i(t)u_i(t) = \tilde{f}_i(t)W_1^{ki}(s)u_i(t) + (W_1^{ki}(s)f_i(t) - f_i(t)W_1^{ki}(s))u_i(t) + \tilde{y}_k(t),$$

其中, $\tilde{y}_k(t)$ 以指数衰减,且定义为

$$\tilde{y}_k(t) = W_1^{ki}(s)f_i(t)u_i(t) - f_i(t)W_1^{ki}(s)u_i(t). \quad (13)$$

由 $e_{2k}(t)$ 的定义得:

$$e_{1k}(t) = \sum_{i=1}^m \tilde{f}_i(t)W_1^{ki}(s)u_i(t) + e_{2k}(t) + \bar{v}_k(t). \quad (14)$$

定义

$$\begin{aligned} k(t) &= [W_1^{k1}(s)u_1(t) \ W_1^{k1}(s)u_2(t) \ \dots \ W_1^{k1}(s)u_m(t) \ \dots \\ &\quad W_1^{km}(s)u_1(t) \ W_1^{km}(s)u_2(t) \ \dots \ W_1^{km}(s)u_m(t)]^T, \\ H(t) &= [\tilde{f}_1 \ 0 \ 0 \ \dots \ 0 \ 0 \ \tilde{f}_2 \ 0 \ \dots \\ &\quad 0 \ \dots \ 0 \ 0 \ \dots \ f_m]^T. \end{aligned}$$

式(14)可被改写为

$$e_{1k}(t) = H^T(t)k(t) + e_{2k}(t) + \bar{v}_k(t) \quad (k = 1, \dots, r).$$

由 $\tilde{y}_k(t) \triangleq e_{1k}(t) - e_{2k}(t)$ 得

$$\tilde{y}_k(t) = H^T(t)k(t) + \bar{v}_k(t). \quad (15)$$

选取代价函数:

$$J = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^r [\tilde{y}_k(t) - \bar{v}_k(t)]^2 = F^T \left[\sum_{k=1}^r k(t)k^T(t) \right] F, \quad (16)$$

利用梯度下降法则得自适应诊断律:

$W(s)F(t)$ 形式表示 $F(t)$ 经 $W(s)$ 变换后的结果.

$$\frac{d\tilde{f}_i(t)}{dt} = \begin{cases} -\sum_{k=1}^r \lambda_k(t) W_1^{ki}(s) u_i(t), & \lambda_k(t) > 0, \\ 0, & \lambda_k(t) \leq 0. \end{cases}$$

其中, $\lambda_0 \triangleq \max_{k \geq 0} W_2(j) = 0$, λ_i 为学习率, $i = 1, 2, \dots, m$.

由于上述误差等式(15)具有标准形式,因此参数 \tilde{f}_i 可通过自适应律(11)估计出来^[2]. 如果存在持续激励信号 $u(t)$,可进一步得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \tilde{f}_i(t) = 0$.

由观测器和公式(11)估计出的故障 $\hat{f}_i(t)$ 可用于重构 $u(t)$. 给出重构控制律 $u^R(t)$:

$$u^R(t) = \text{diag}(\hat{f}_1^{-1}(t), \dots, \hat{f}_m^{-1}(t)) u(t) = \hat{F}^{-1}(t) u(t). \quad (17)$$

则重构后闭环系统为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B\hat{F}^{-1}(t) \hat{F}^{-1}(t) u(t) + Bu(t) + v(t).$$

闭环系统的稳定性证明类似于文献[3].

2 仿真例子

考虑飞机模型的垂直方向的动态方程^[4],由于实际中系统不稳定,故设计正则控制器使系统稳定,再将故障估计和控制律重构加入系统中,使得系统具有容错性,如图 1 所示.

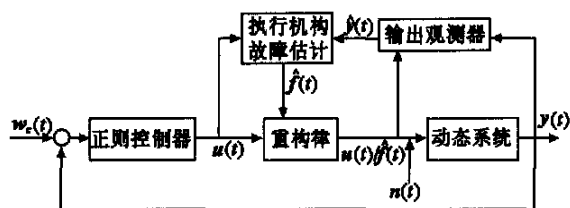


图 1 具有容错性的飞行控制系统结构框图

Fig. 1 Block diagram of fault tolerant control system design

为保证系统稳定,设计状态反馈增益:

$$K = \begin{bmatrix} -0.0429 & -0.2183 & -4.4231 & -311.6680 \\ 0.0282 & -0.1752 & -2.2345 & -144.3161 \end{bmatrix}.$$

设计 $F = \text{diag}(f_1, f_2)$, 其中

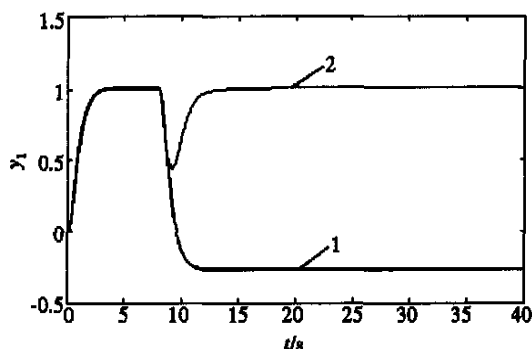
$$f_1 = \begin{cases} 1, & 0s \leq t < 8s, \\ 0.45, & 8s \leq t \leq 40s. \end{cases}$$

$$f_2 = \begin{cases} 1, & 0s \leq t < 8s, \\ 0.3, & 8s \leq t \leq 40s. \end{cases}$$

即执行器 u_1 在 8s 之后损失 45%, 执行器 u_2 在 8s 之后损失 30%.

图 2 和图 3 分别给出了输出 y_1 和 y_2 在使用一般控制器和加入故障调节的系统的性能曲线. 从图中可以明显看出,具有故障调节的系统在执行器出现故障后,能在不长的时间内恢复到故障出现前的

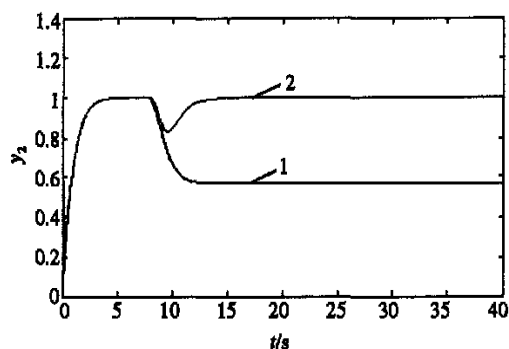
性能,同时在中间的过渡过程中,超调也大大减少.



1——未添加故障调节;2——添加故障调节

图 2 输出 y_1 故障调节前后性能曲线

Fig. 2 Performance curves of output y_1 response



1——未添加故障调节的;2——添加故障调节

图 3 输出 y_2 故障调节前后性能曲线

Fig. 3 Performance curves of output y_2 response

3 结论

研究了 MIMO 系统执行器故障的调节问题,故障发生后使用自适应观测器产生残差,利用残差信息估计故障,提供故障的修正行为,通过修正控制律补偿故障所带来的影响并使系统保持稳定.

参考文献:

- [1] PATTON R J. Fault-tolerant control: the 1997 situation[A]. Proceeding of IFAC Safeprocess[C]. Belford (France): Hall Univ, 1997. 1033-1055.
- [2] NARENDRA K S, ANNASWAMY A M. Stable adaptive systems[M]. London: Prentice Hall, 1989.
- [3] JIANG B, WANG L, SOH Y C. Robust fault diagnosis for a class of linear systems with uncertainty[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1999, 22 (5): 736-740.
- [4] HUGHES P C. Spacecraft attitude dynamics[M]. New York: John Wiley and Sons Inc, 1986.

(编辑:许力琴)