

航空发动机主供油计量活门故障主动容错控制器设计

傅 强, 樊 丁, 彭 凯

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对航空发动机主供油计量活门执行机构发生故障时, 系统的输出将会发生跳变, 不能很好地跟踪系统期望输出的现象, 采用模型参考自适应方法设计了主动容错控制器来解决这一问题. 首先针对执行机构故障问题进行了数学描述. 其次, 选取系统的标称模型为参考模型, 以输出误差最小化为优化目标, 基于李雅普诺夫稳定性原理, 寻找合适的自适应调节律, 设计了自适应容错控制器. 最后, 针对发动机某一工况点进行了不同故障情况下的数值仿真. 仿真结果表明: 在主供油计量活门发生跳变故障和卡死故障时, 自适应容错控制器可以通过参数自动调节, 使得系统的输出能够很好地跟踪模型的输出, 跟踪误差最终逼近于零.

关 键 词: 航空发动机; 自适应; 参考模型; 故障; 容错

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Active fault tolerant controller design of aero-engine main fuel metering valve

FU Qiang, FAN Ding, PENG Kai

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In case of failure of aero-engine main fuel metering valve actuator, the output of system will have the jumping problem, and will not track the system to the desired output. The model reference adaptive design method of active fault tolerant controller will solve this problem. Firstly, the actuator faults have been described mathematically. Secondly, the system nominal model was selected as the reference model, and the output error minimization selected as optimization objective; then lyapunov stability theory was used to search for a suitable adaptive law, and an adaptive fault tolerant controller was designed. Finally, the numerical simulation of different fault diagnosis of engine operating points was conducted. The simulation results show that, in case of jumping fault and blocking of the main fuel metering valve, adaptive fault tolerant controller can automatically adjust the parameters, making the system output track the model output, and the final tracking error is nearly zero.

Key words: aero-engine; adaptive; reference model; fault; tolerant

航空发动机是多变量控制系统, 系统中总是存在着各种不确定性因素^[1], 而自适应控制系统可以针对这种不确定性, 引入在线估计和搜索方法, 当周围环境发生大幅变化时, 仍然能够根据输入、输出数据, 在线地调整控制器性能, 使系统按

某一指标运行在最佳状态^[2-4]. 主动容错控制器不需要预先知道故障的先验知识, 设计过程相对简单, 控制性能易于达到最优, 并且不可预知的故障发生时, 系统的稳定性容易保证^[5-6]. 因此, 将自适应控制用于容错控制器设计中, 正好可以实现主

动容错控制的理论。

典型的模型参考自适应控制器的基本结构系统中有3个核心部分:①参考模型,参考模型确定了相对于输入的理想输出值;②误差最小的优化算法,误差的大小是衡量实际输出是否跟踪参考输出的标准,控制调节的目标是使得误差尽可能的小;③调节律,基于以上误差最小的优化算法确定合适的自适应调节律来调节控制器中的可调参数,使得系统的输出能够跟踪参考模型的输出值^[7-9]。

1 针对执行机构故障的问题描述

考虑如下存在执行机构故障的线性系统, t_f 为发生故障的时刻。

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) & t < t_f, \text{正常系统} \\ \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\bar{\mathbf{u}}(t) & t \geq t_f, \text{故障系统} \end{cases}$$

$$\mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \quad (1)$$

式(1)中 $\mathbf{A} \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 为输入矩阵, $\mathbf{C} \in \mathbb{R}^{p \times n}$ 为输出矩阵, $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ 为状态向量, $\mathbf{u}(t) \in \mathbb{R}^m$ 为输入向量, 且 $(\mathbf{A}, \mathbf{B})$ 可控。 $\bar{\mathbf{u}} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2, \dots, \bar{u}_m]^T$ 为未知常数, 用来表示执行机构发生卡死故障的情形。此时, 系统的输入向量可表示为

$$\mathbf{u}(t) = \bar{\mathbf{u}}(t) \quad (2)$$

假设当执行机构中的 $m-1$ 个发生故障时, 剩下的执行机构仍然可以实现控制要求。控制的任务是针对执行机构发生故障的系统, 调节正常工作的执行机构, 来完成控制任务。控制目标是设计反馈输出信号 $\mathbf{v}(t)$, 控制输出误差在可接受范围内, 且实际输出 $\mathbf{y}(t)$ 可渐进地跟踪参考输出信号 $\mathbf{y}_m(t)$, 使得下列条件成立。

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\mathbf{y}_m(t) - \mathbf{y}(t)] = 0 \quad (3)$$

式(3)中参考输出 $\mathbf{y}_m(t)$ 可表示为

$$\mathbf{y}_m(t) = \mathbf{L}^{-1}[\mathbf{W}_m(s)]\mathbf{r}(t)$$

$$\mathbf{W}_m(s) = \frac{1}{P_m(s)} \quad (4)$$

式(4)中 $P_m(s)$ 是稳定的 n 阶首一多项式, $\mathbf{r}(t)$ 是系统的有界参考输入。

2 参考模型的模型匹配问题

假设控制器的结构满足如下条件:

$$\mathbf{v}(t) = \mathbf{v}^*(t) = \mathbf{k}_1^* \mathbf{x}(t) + \mathbf{k}_2^* \mathbf{r}(t) + \mathbf{k}_3^* \quad (5)$$

式中 $\mathbf{k}_1^* = [\mathbf{k}_{11}^*, \mathbf{k}_{12}^*, \dots, \mathbf{k}_{1m}^*] \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 为参数向量, $\mathbf{k}_2^* = [\mathbf{k}_{21}^*, \mathbf{k}_{22}^*, \dots, \mathbf{k}_{2m}^*]^T \in \mathbb{R}^m$ 为定义的输出匹配常数, $\mathbf{k}_3^* = [\mathbf{k}_{31}^*, \mathbf{k}_{32}^*, \dots, \mathbf{k}_{3m}^*]^T \in \mathbb{R}^m$ 为执行机构故障补偿向量^[10-13]。

当 p 个执行机构发生故障时, $\mathbf{u}_j(t) = \bar{\mathbf{u}}_j$, $j = j_1, j_2, \dots, j_p$, 则由式(1)和式(5)可得闭环系统为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = (\mathbf{A} + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{1j}^{*T}) \mathbf{x}(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{2j}^* \mathbf{r}(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{3j}^* + \sum_{j=j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \bar{\mathbf{u}}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (6)$$

式中 $\mathbf{b}_j \in \mathbb{R}^n$, $j = 1, 2, \dots, m$ 是矩阵 $\mathbf{B}$ 的第 j 列, 即

$$\mathbf{B} = [\mathbf{b}_1, \dots, \mathbf{b}_m] \quad (7)$$

为了使系统(式(6))与参考系统(式(4))相匹配, 则需要调节参数 $\mathbf{k}_1^*$, $\mathbf{k}_2^*$ 和 $\mathbf{k}_3^*$ 满足下列匹配条件:

$$\mathbf{C}(\mathbf{sI} - \mathbf{A} - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{1j}^{*T})^{-1} \cdot \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{2j}^* = \mathbf{W}_m(s) \quad (8)$$

$$\mathbf{C}(\mathbf{sI} - \mathbf{A} - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{1j}^{*T})^{-1} \times (\sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \mathbf{k}_{3j}^* + \sum_{j=j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \bar{\mathbf{u}}_j) = 0 \quad (9)$$

假设一组执行机构都具有相同的物理特性, 则选择如下控制器结构:

$$\mathbf{v}_1^*(t) = \mathbf{v}_2^*(t) = \dots = \mathbf{v}_m^*(t) = \mathbf{k}_{11}^{*T} \mathbf{x}(t) + \mathbf{k}_{21}^* \mathbf{r}(t) + \mathbf{k}_{31}^* \quad (10)$$

对于式(5)中的 $\mathbf{v}^*(t) = [\mathbf{v}_1^*(t), \dots, \mathbf{v}_m^*(t)]^T$, 即式(5)中控制器具有特殊的结构形式 $\mathbf{k}_{1i}^* = \mathbf{k}_{11}^*$, $\mathbf{k}_{2i}^* = \mathbf{k}_{21}^*$, $\mathbf{k}_{3i}^* = \mathbf{k}_{31}^*$; $i = 1, 2, \dots, m$ 。

作如下假设:

$$1) (\mathbf{A}, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j), \forall p \in \{0, 1, \dots, m-1\},$$

可控;

$$2) \text{系统的传递函数 } (\mathbf{C}, \mathbf{A}, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j),$$

$\forall p \in \{0, 1, \dots, m-1\}$ 具有相同的相对度 n^* ;

3) 系统 $(\mathbf{C}, \mathbf{A}, \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j), \forall p \in \{0, 1, \dots, m-1\}$ 为最小相位系统;

4) $\forall p \in \{0, 1, \dots, m-1\}$, 高频增益

$$\mathbf{C}\mathbf{A}^{n^*-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j \text{ 有相同的符号函数, 表示为}$$

$$\text{sign}[\mathbf{k}_{21}^*] = \text{sign}[\mathbf{C}\mathbf{A}^{n^*-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} \mathbf{b}_j] \quad (11)$$

在满足以上假设的条件下, 任意的执行机构故障, 将都满足如下模型匹配条件:

$$C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})^{-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{21}^* = W_m(s) \quad (12)$$

$$\text{令 } k_{21}^* = k_p^{-1}, k_p^{-1} = CA^{n-1} \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j.$$

对于匹配条件式(9),将 $k_{31}^* \in R$ 当作输入, $\bar{u}_j$ 当作干扰,则有如下等式成立:

$$f_p(t) \triangleq C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})^{-1} \times \left[\sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{31}^* + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}_j(t) \right] = C(sI - A - \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T})^{-1} \times \left[\sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}_j(t) \right] + L^{-1}[W_m(s)] \frac{k_{31}^*}{k_{21}^*} \quad (13)$$

式中 $f_p(t)$ 为在 p 个执行器发生故障后输出。

存在一个 k_{31}^* 使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} f_p(t) = 0$, 从而保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} [y_m(t) - y(t)] = 0$ 。

设 $(T_i, T_{i+1}), i=0, 1, \dots, m_0, T_0=0$, 为执行器故障发生的时间间隔,同时故障发生在瞬时 $T_i, i=1, 2, \dots, m_0$. 因为 m 个执行机构中至少有一个正常工作,则 $m_0 < m$ 且 $T_{m_0+1} = \infty$, 在时刻 $T_j, j=1, 2, \dots, m_0$, 调节未知模型匹配参数 $k_{11}^*, k_{21}^*, k_{31}^*$ 使得

$$\begin{aligned} k_{11}^* &= k_{11(i)}^*, & k_{21}^* &= k_{21(i)}^* \\ k_{31}^* &= k_{31(i)}^*, & t &\in [T_i, T_{i+1}] \end{aligned} \quad (14)$$

即对于任意的时间间隔,模型匹配参数都会不同,因为不同的执行机构故障对应的模型匹配参数是不同的。

从以上的推导过程,可以得出结论:当 p 个执行机构发生故障时,其余的 $m-p$ 个执行机构在故障补偿后要尽可能的满足系统的需求,基于控制器(式(10))的设计,可以满足跟踪系统输出的要求。

3 自适应容错控制器设计

对于系统(式(1)),基于控制器(式(10))的构造来设计一个自适应控制器满足容错的要求. 对于如下控制器结构:

$$\begin{aligned} v_1(t) &= v_2(t) = \dots = v_m(t) = \\ k_{11}^T(t) x(t) &+ k_{21}(t) r(t) + k_{31}(t) \end{aligned} \quad (15)$$

式中 $k_{11}(t) \in R^n, k_{21}(t) \in R, k_{31}(t) \in R$ 分别是未知参数 $k_{11}^*, k_{21}^*, k_{31}^*$ 的估值. 估值的误差可用下式表示

$$\begin{aligned} \tilde{k}_{11} &= k_{11} - k_{11}^* \\ \tilde{k}_{21} &= k_{21} - k_{21}^* \\ \tilde{k}_{31} &= k_{31} - k_{31}^* \end{aligned}$$

则闭环系统为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j k_{11}^{*T}) x(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j [k_{21}^* r(t) + k_{31}^*] + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j \bar{u}(t) + \sum_{j \neq j_1, j_2, \dots, j_p} b_j [\tilde{k}_{11}^T x(t) + \tilde{k}_{21} r(t) + \tilde{k}_{31}] \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (16)$$

根据式(5)、式(11)、式(12)和式(14),闭环系统的输出可表示为

$$\begin{aligned} y(t) &= y_m(t) + L^{-1}[W_m(s)] \frac{1}{k_{21}^*} \cdot \\ &\quad [\tilde{k}_{11}^T x(t) + \tilde{k}_{21} r(t) + \tilde{k}_{31}] + \\ &\quad f_p(t) + \epsilon_0(t) + \epsilon_r(t) \end{aligned} \quad (17)$$

式中 $\epsilon_0(t)$ 与系统的初始状态相关, $\epsilon_r(t)$ 与可变的匹配参数所对应的系统瞬态响应相关,根据文献[5]可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \epsilon_0(t) = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \epsilon_r(t) = 0$, 又有 $\lim_{t \rightarrow \infty} f_p(t) = 0$. 忽略各延迟项,可得输出跟踪误差

$$\begin{aligned} e(t) &= y(t) - y_m(t) = \\ &L^{-1}[W_m(s)] \frac{1}{k_{21}^*} [\tilde{\theta}^T(t) \omega(t)] \end{aligned} \quad (18)$$

式中

$$\begin{aligned} \tilde{\theta} &= \theta - \theta^*, \quad \theta = [k_{11}^T, k_{21}, k_{31}]^T \\ \theta^* &= [k_{11}^{*T}, k_{21}^*, k_{31}^*]^T, \quad \omega = [x^T, r, 1]^T \end{aligned}$$

引入如下辅助信号,即进行拉氏变换

$$\zeta(t) = L^{-1}[W_m(s)] \omega(t) \quad (19)$$

$$\xi(t) = \theta^T(t) \zeta(t) - L^{-1}[W_m(s)] [\theta^T(t) \omega(t)] \quad (20)$$

$$\epsilon(t) = e(t) + \rho(t) \xi(t) \quad (21)$$

式中 $\rho(t)$ 是 $\rho^* = 1/k_{21}^*$ 的估计,选择如下的自适应控制律^[11-13]:

$$\dot{\theta}(t) = - \frac{\text{sign}(k_{21}^*) \Gamma \zeta(t) \epsilon(t)}{1 + \zeta^T \zeta + \xi^2} \Gamma = \Gamma^T > 0 \quad (22)$$

$$\dot{\rho}(t) = - \frac{\gamma \xi(t) \epsilon(t)}{1 + \zeta^T \zeta + \xi^2} \quad \gamma > 0 \quad (23)$$

为了分析系统的稳定性以及自适应控制器的跟踪性能,定义一个正定李雅普诺夫函数如下所示^[14-18]:

$$\begin{aligned} V(\tilde{\theta}, \tilde{\rho}) &= \frac{1}{2} (\|\tilde{\theta}\|^2 + \gamma^{-1} \tilde{\rho}^2) \\ \tilde{\theta} &= \theta - \theta^*, \quad \tilde{\rho} = \rho - \rho^* \end{aligned} \quad (24)$$

从式(18)~式(21),可得到如下关系:

$$\begin{aligned} \epsilon(t) &= \rho^* \tilde{\theta}^T \zeta(t) + \tilde{\rho}(t) \xi(t) + \epsilon_p(t) \\ t &\in [T_i, T_{i+1}]; \quad i = 0, 1, \dots, m_0 \end{aligned} \quad (25)$$

式(25)中

$$\varepsilon_p(t) = \varepsilon_{p1}(t) + \varepsilon_{p2}(t) \quad (26)$$

$$\varepsilon_{p1}(t) =$$

$$\rho^* \left\{ \theta^{*T}(t) \zeta(t) - L^{-1} [W_m(s)] [\theta^{*T}(t) \omega(t)] \right\} \quad (27)$$

$$\varepsilon_{p2}(t) = L^{-1} [W_m(s)] \rho^* [\tilde{\theta}^T(t) \omega(t)] - \rho^* L^{-1} [W_m(s)] [\tilde{\theta}^T(t) \omega(t)] \quad (28)$$

首先证明

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_p(t) = 0 \quad (29)$$

对于 $t \in [T_{m_0}, \infty]$, 有 $p = m_0$, 即有 m_0 个执行机构发生故障. 令 $W_m(s)$ 的脉冲响应函数为 $w_m(t)$. 对于任意的 $t \in [T_i, T_{i+1}]$, 式(27)可表示为

$$\begin{aligned} \varepsilon_{p1}(t) &= \rho^* [\theta^{*T}(t) \int_0^t w_m(t-\tau) \omega(\tau) d\tau - \\ &\int_0^t w_m(t-\tau) \theta^{*T}(\tau) \omega(\tau) d\tau] = \\ &\rho^* \left[\theta^{*T}(t) \int_0^{T_i} w_m(t-\tau) \omega(\tau) d\tau - \right. \\ &\left. \int_0^{T_i} w_m(t-\tau) \theta^{*T}(\tau) \omega(\tau) d\tau \right] \quad (30) \end{aligned}$$

又因为对于任意的 $t \in [T_i, T_{i+1}]$, $\theta^*(t)$ 是常数, 所以有

$$\begin{aligned} &\rho^* \left[\theta^{*T}(t) \int_{T_i}^t w_m(t-\tau) \omega(\tau) d\tau - \right. \\ &\left. \int_{T_i}^t w_m(t-\tau) \theta^{*T}(\tau) \omega(\tau) d\tau \right] = 0 \quad (31) \end{aligned}$$

所以对于 $t \in [T_{m_0}, \infty]$, 有下式

$$\varepsilon_{p1}(t) = \rho^* \int_0^{T_{m_0}} w_m(t-\tau) [\theta_{m_0}^* - \theta^*(\tau)]^T \omega(\tau) d\tau \quad (32)$$

因为参考模型系统的 $W_m(s)$ 稳定, 所以有

$$|w_m(t-\tau)| \leq \beta e^{-\alpha(t-\tau)}, \alpha > 0, \beta > 0$$

$$|\varepsilon_{p1}(t)| \leq$$

$$\beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \int_0^{T_{m_0}} e^{\alpha \tau} |[\theta_{m_0}^* - \theta^*(\tau)]^T \omega(\tau)| d\tau \quad (33)$$

由于对于 $t > T_{m_0}$, $\theta^*(t) = \theta_{m_0}^*$ 是常数, $\theta^*(t)$ 在 $(0, T_{m_0})$ 内为分段常数, T_{m_0} 有限, $\omega(t)$ 在 $(0, T_{m_0})$ 内有界^[12-14], 存在一个常数 $a_1 > 0$, 使得

$$\int_0^{T_{m_0}} e^{\alpha \tau} |[\theta_{m_0}^* - \theta^*(\tau)]^T \omega(\tau)| d\tau \leq a_1 \quad (34)$$

因此

$$|\varepsilon_{p1}(t)| \leq a_1 \beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \quad (35)$$

同理可证的, 存在一个常数 $a_2 > 0$, 使得

$$|\varepsilon_{p2}(t)| \leq a_2 \beta |\rho^*| e^{-\alpha t} \quad (36)$$

由式(26)、式(35)和式(36)可得

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varepsilon_p(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} [\varepsilon_{p1}(t) + \varepsilon_{p2}(t)] = 0$$

式(24)对时间求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= - \frac{\varepsilon^2(t)}{1 + \zeta^T(t) \zeta(t) + \xi^2(t)} \leq 0 \\ t &\in [T_i, T_{i+1}], i = 0, 1, \dots, m_0 \quad (37) \end{aligned}$$

因此将应用自适应控制律(式(22)和式(23)), 所设计的自适应控制器(式(15))应用于系统(式(1)), 可以保证闭环系统的输出有界, 且当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\lim_{t \rightarrow \infty} [y(t) - y_m(t)] = 0$.

综上所述, 可得自适应容错控制器的仿真结构如图1所示. 图中 θ 的值会随着式(22)和式(23)所示的自适应调节律进行修正, f_a 为扰动量.

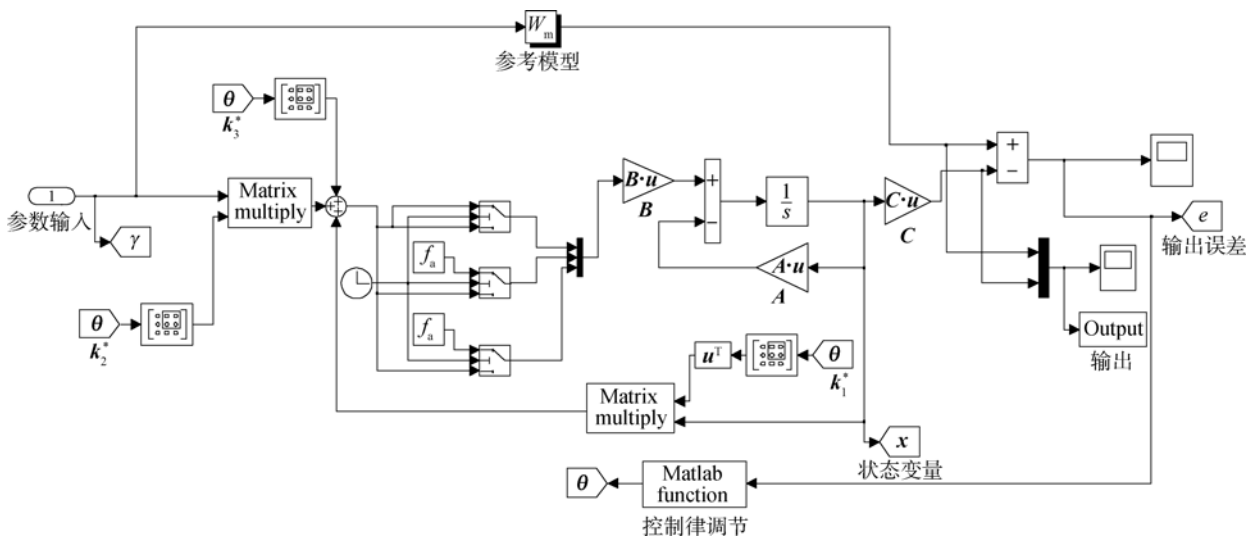


图1 自适应容错控制仿真结构图

Fig.1 Structural diagram of adaptive fault tolerant control simulation

4 主供油计量活门故障仿真

选取某型航空双轴涡扇发动机的工况点为飞行高度 $H=7\text{ km}$, $Ma=0.6$, $n_l=98\% n_0$ (n_0 为最大转速), 对应于第1节中执行机构故障的线性系统, 即式(1)中的状态方程结构, 取状态变量 $\mathbf{x}=[n_l, n_h]^T$, 控制输入 $\mathbf{u}=[u_1, A_8]^T$, 输出 $y=n_l$, 其中 n_k 为低压转子转速, n_h 为高压转子转速, u_1 为燃油流量, A_8 为尾喷口截面积. 对应状态方程系数为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -1.168196 & -0.234869 \\ 1.264242 & -1.289013 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.400247 & 0.551517 \\ 0.389885 & 0.710393 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = [1 \ 0]$$

考虑参考模型为

$$W_m = 1/(s+3), \quad \mathbf{k}_{11}^* = [-3 \ 0]^T,$$

$$k_{21}^* = 22.4, \quad k_{31}^* = 8$$

给定系统的参考输入 $r(t)=0.1$, 初始条件为 $y_m(0)=0, y(0)=0, \rho(0)=0, \theta(0)=0.8\theta^*$ ($\theta^*=[k_{11}^* \ k_{21}^* \ k_{31}^*]^T$ 为系统无故障时的参数值), $\Gamma=20\mathbf{I}, \gamma=2$.

考虑如下故障形式.

4.1 跳变故障

给定系统的参考输入 $r(t)=0.01, t=100\text{ s}$ 时, 模拟主供油计量活门跳变故障: $u_1(t)=0.3, t \geq 100\text{ s}$. 仿真曲线如图2所示, 从上到下依次为发生故障后系统的稳态输出和参考模型输出曲线、跟踪误差曲线、系统的输入信号.

图2中, 在 $t=0 \sim 100\text{ s}$ 的过程中, 系统正常工作; 当 $t=100\text{ s}$ 时, 主供油计量活门跳变故障: $u_1(t)=0.3$, 此时, 系统的输出发生跳变, 不能很好地跟踪系统期望输出, 跟踪误差不再为零. 为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出, 通过自适应控制律调节控制器参数, 使得尾喷口面积变小, 即图中的 $u_2(t)$ 值变小, 以保证系统输出跟踪模型输出. 图中纵坐标 Δ 为发生故障时, 故障变量相对正常值百分比.

给定系统的参考输入 $r(t)=0.05\sin(0.1t)$, $t=100\text{ s}$ 时, 模拟主供油计量活门跳变故障: $u_1(t)=0.3, t \geq 100\text{ s}$, 图3所示为仿真曲线.

图3为模拟参考输入信号为正弦信号时, 主供油计量活门发生跳变故障时的情况. 图示说明与控制调节律都同图2所示情况类似. 在 $t=0 \sim$

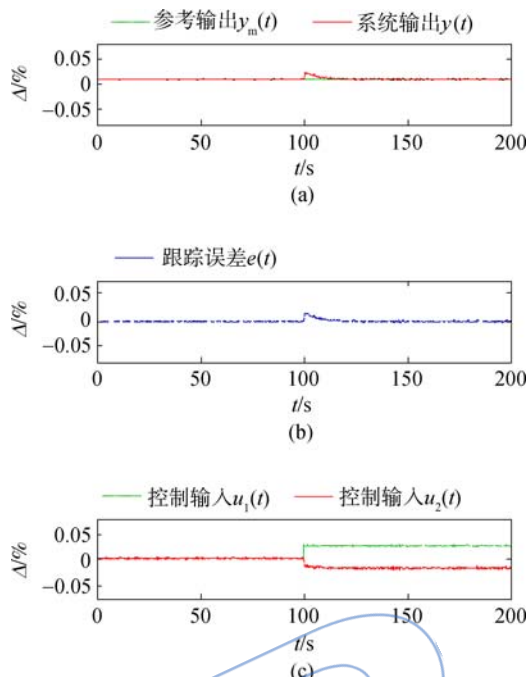


图2 主供油计量活门跳变故障仿真

($r(t)=0.01, t=100\text{ s}$)

Fig. 2 Jump fault simulation of main fuel metering valve

($r(t)=0.01, t=100\text{ s}$)

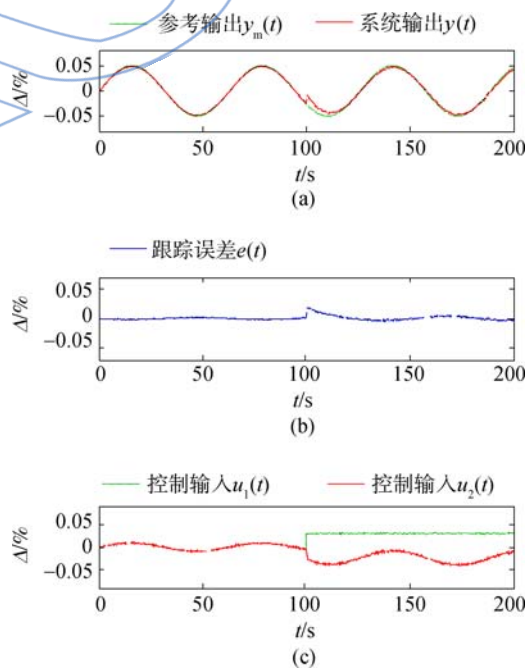


图3 主供油计量活门跳变故障仿真

($r(t)=0.05\sin(0.1t), t=100\text{ s}$)

Fig. 3 Jump fault simulation of fuel metering valve

($r(t)=0.05\sin(0.1t), t=100\text{ s}$)

100 s 的过程中, 系统正常工作; 当 $t=100\text{ s}$ 时, 主供油计量活门跳变故障: $u_1(t)=0.3$, 跟踪误差不再为零; 为了使系统的输出能够再次跟踪模型输

出,通过自适应控制律调节控制器参数,使得尾喷口面积变小,即图中的 $u_2(t)$ 值变小,以保证系统输出跟踪模型输出。

4.2 卡死故障

给定系统的参考输入 $r(t) = 0.01$, $t = 100$ s 时,模拟主供油计量活门卡死故障: $u_1(t) = u_1(100)$, $t \geq 100$ s,如图4所示为仿真曲线。

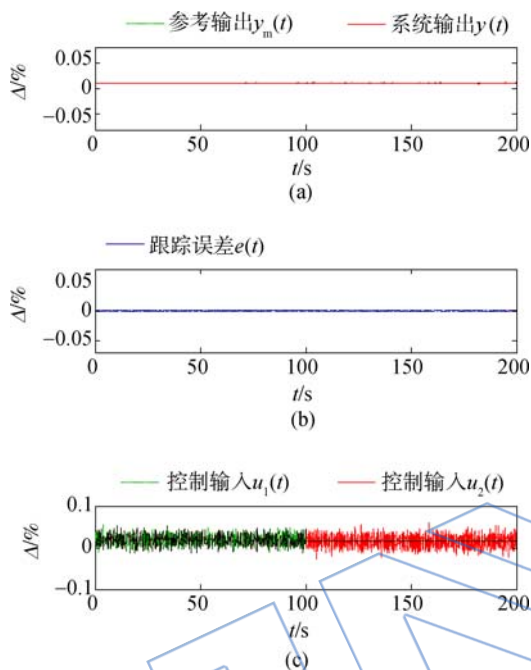


图4 主供油计量活门卡死故障仿真

($r(t) = 0.01$, $t = 100$ s)

Fig. 4 Main fuel metering valve stuck fault simulation

($r(t) = 0.01$, $t = 100$ s)

图4中,在 $t = 0 \sim 100$ s 的过程中,系统正常工作;当 $t = 100$ s 时,主供油计量活门输出发生卡死故障,即计量活门位置保持在 $t = 100$ s 时不变: $u_1(t) = u_1(100)$,如图4(c)曲线中的虚线所示;为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出,通过自适应控制律调节控制器参数,调节尾喷口面积,以保证系统输出跟踪模型输出。

给定系统的参考输入 $r(t) = 0.05 \sin(0.1t)$, $t = 100$ s 时,模拟主供油计量活门卡死故障: $u_1(t) = u_1(100)$, $t \geq 100$ s,如图5所示为仿真曲线。

图5为模拟参考输入信号为正弦信号时,主供油计量活门发生卡死故障时的情况。图5中,在 $t = 0 \sim 100$ s 的过程中,系统正常工作;当 $t = 100$ s 时,主供油计量活门输出发生卡死故障,即计量活门位置保持在 $t = 100$ s 时不变: $u_1(t) = u_1(100)$,

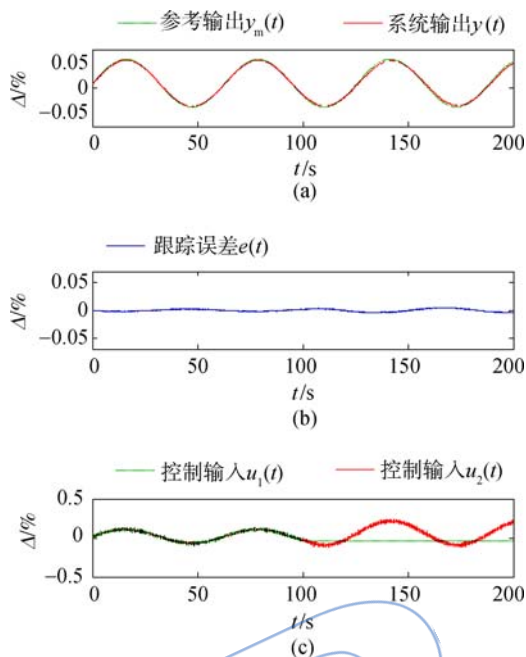


图5 输入信号为正弦信号时,主供油计量活门卡死故障仿真

($r(t) = 0.05 \sin(0.1t)$, $t = 100$ s)

Fig. 5 Main fuel metering valve stuck fault simulation when input is sinusoidal signal

($r(t) = 0.05 \sin(0.1t)$, $t = 100$ s)

如图5(c)曲线中的虚线所示;为了使系统的输出能够再次跟踪模型输出,通过自适应控制律调节控制器参数,调节尾喷口面积,以保证系统输出跟踪模型输出。

5 结论

模型参考自适应控制器的设计核心问题可以总结为3点:①参考模型的选择;②优化目标的设定;③自适应控制律的选取。针对系统中执行机构存在的跳变故障和卡死故障,选取系统的标称模型为参考模型,以输出误差最小化为优化目标,基于李雅普诺夫稳定性原理,寻找合适的自适应调节律,设计了自适应容错控制器,并在发动机某一工况点进行数值仿真。从仿真结果可以看出,在主供油计量活门发生跳变故障和卡死故障时,自适应容错控制器可以通过参数调节,使得系统的输出能够很好地跟踪模型的输出。仿真结果验证了所设计自适应容错控制器的有效性,为实现主动容错控制提供了理论依据。

参考文献:

- [1] 薛银春,孙健国.燃气轮机控制技术综述[J].航空动力学报,2005,20(6):1066-1071.

- XUE Yinchun, SUN Jianguo. A survey of gas turbine control technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6):1066-1071. (in Chinese)
- [2] 王曦, 程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. 航空发动机, 2009, 35(3):4-7.
- WANG Xi, CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3):4-7. (in Chinese)
- [3] Lorenzo C F, Holmes M S, Ray A. Nonlinear life-extending control of a rocket engine[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4):759-762.
- [4] Rabbath C A, Bensoudane E. Real-time modeling and simulation of a gas turbine engine control system[R]. AIAA 2001-4246, 2001.
- [5] 刘岩, 李友一, 陈占军, 等. 模型参考自适应滑模控制方法在前向像移补偿中的应用[J]. 光学精密工程, 2007, 15(6):983-987.
- LIU Yan, LI Youyi, CHEN Zhanjun, et al. Application of model reference adaptive sliding mode control to forward compensation system in camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2007, 15(6):983-987. (in Chinese)
- [6] Tao G, Chen S H. An adaptive control scheme for systems with actuator failures[J]. Automatica, 2002, 38(6):1027-1034.
- [7] Fidany B, Mirmiraniz M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air breathing hypersonic vehicles review and new directions[R]. AIAA-2003-7081, 2003.
- [8] Limanond S, Tsakalis K. Model reference adaptive and nonadaptive control of linear time-varying plants[J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 2000, 45(7):1290-1300.
- [9] Casavola A, Famularo D, Franze G. A robust deconvolution scheme for fault detection and isolation of uncertain linear systems: an LMI approach[J]. Automatica, 2005, 41(8):1463-1472.
- [10] 任新宇, 郭迎清, 姚华廷. 基于 AMESim 的航空发动机防喘调节器性能仿真研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4):572-576.
- REN Xinyu, GUO Yingqing, YAO Huating. A simulation of the anti-surge regulator performance for the aero-engine using AMESim[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4):572-576. (in Chinese)
- [11] Cao Y, Jin X, Meng G, et al. Computational modelar model library of gas turbine[J]. Advances in Engineering Software, 2005, 36(2):127-134.
- [12] 袁春飞, 姚华, 杨刚. 航空发动机机载自适应模型研究[J]. 航空学报, 2006, 27(4):561-564.
- YUAN Chunfei, YAO Hua, YANG Gang. On-board real-time adaptive model of aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4):561-564. (in Chinese)
- [13] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/TM-2004-212915, 2004.
- [14] 吴文斐, 郭迎清, 陆军. 涡扇发动机液压机机械式自动加速器优化设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(10):2379-2385.
- WU Wenfei, GUO Yingqing, LU Jun. Optimal design of the turbofan engine hydro-mechanical accelerator[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(10):2379-2385. (in Chinese)
- [15] 陈玉春, 王朝蓬, 黄兴鲁, 等. 功率提取法在涡喷发动机启动特性模拟及控制规律设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6):1276-1283.
- CHEN Yuchun, WANG Zhaopeng, HUANG Xinglu, et al. Application of power extraction method in starting process simulation and control law design of turbojet engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6):1276-1283. (in Chinese)
- [16] 张捷. 网络控制系统的故障检测与诊断技术[D]. 南京: 南京理工大学, 2010.
- ZHANG Jie. Fault detection and diagnosis methods for network control systems[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)
- [17] 黄鹤, 谢德晓, 张登峰, 等. 基于 T-S 模糊模型的网络控制系统鲁棒 H 无穷容错控制[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(6):1292-1297.
- HUANG He, XIE Dexiao, ZHANG Dengfeng, et al. T-S fuzzy model-based robust H fault tolerant control for network control system[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(6):1292-1297. (in Chinese)
- [18] 张磊, 李行善, 于劲松, 等. 基于关联向量机回归的故障预测算法[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(7):1540-1543.
- ZHANG Lei, LI Xingshan, YU Jinsong, et al. Fault prognostic algorithm based on relevance vector machine regression[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(7):1540-1543. (in Chinese)