

# 未知输入观测器组的航空发动机 分布式控制系统传感器解析重构控制

彭靖波<sup>1</sup>, 王 磊<sup>1</sup>, 任立通<sup>1</sup>, 胡金海<sup>1</sup>, 李晓庆<sup>2</sup>

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038; 2. 94590 部队, 山东潍坊, 261053)

**摘要** 针对具有控制时延和未知干扰的航空发动机分布式控制系统, 提出了一类基于未知输入观测器组的传感器解析重构控制方法。每一未知输入观测器与传感器一一对应, 其输入为控制量和其他传感器信息, 输出即为对应传感器发生故障时的重构信号。以航空发动机小偏离状态空间模型为研究对象, 推导了用线性矩阵不等式表示的未知输入观测器存在的充分条件, 当给定控制器增益时, 可求解出任一未知输入观测器的参数矩阵, 通过迭代即可设计出所有未知输入观测器。仿真表明: 当传感器发生故障时, 采用观测器的估计值代替故障传感器的信号作为状态反馈, 在不同的干扰作用下, 系统均具有较好的动态响应, 观测器能对外部干扰完全解耦, 且不受故障传感器影响, 能对故障传感器实现有效重构。

**关键词** 航空发动机; 分布式控制; 未知输入观测器; 解析重构

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.01.001

**中图分类号** V233.7 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)01-0001-06

## Analytic Reconfiguration Control in Aero Engine Distributed Control System Based on UIO

PENG Jingbo<sup>1</sup>, WANG Lei<sup>1</sup>, REN Litong<sup>1</sup>, HU Jinhai<sup>1</sup>, LI Xiaoqing<sup>2</sup>

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Unit94590, Weifang 261053, Shandong, China)

**Abstract:** A sensor's analytic reconfiguration control method is presented based on unknown input observer (UIO) for aero engine distributed control system(DCS) with control delay and unknown disturbance. An unknown input observer is in correspondence with a sensor whose input is a controlling quantity and information for other sensors, and output is a reconfiguration signal corresponded to the sensor in troubling. The existing sufficient condition of UIO, which is described by linear matrix inequalities, is deduced for small-divergence state space model of aero engine. When the gain of the controller is given, the parameter matrix of the UIO can be solved, and all the UIOs can be designed by iteration. The numerical simulation result shows that when the sensor is out of order, the UIO's output may go instead of fault sensor's signal as a state feedback value to control the engine model, and the system has a good dynamic response under different disturbance. This proves that the observer can decouple the external disturbance and not be influenced by the fault sensor and effectively reconstruct the fault sensor signal.

**收稿日期:** 2016-01-08

**基金项目:** 国家自然科学基金(51506221); 陕西省自然科学基金(2015JQ5179)

**作者简介:** 彭靖波(1980—), 男, 湖南南县人, 副教授, 主要从事航空发动机综合控制与故障诊断研究. E-mail: pjb1209@126.com

**引用格式:** 彭靖波, 王磊, 任立通, 等. 未知输入观测器组的航空发动机分布式控制系统传感器解析重构控制[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(1): 1-6. PENG Jingbo, WANG Lei, REN Litong, et al. Analytic Reconfiguration Control in Aero Engine Distributed Control System Based on UIO[J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2017, 18(1): 1-6.

**Key words:** aero engine; distributed control; unknown input observer (UIO); analytical reconstruction

随着控制参数和控制回路的不断增加,基于通讯网络的分布式控制是下一代航空发动机控制系统的必然发展趋势。这一系统中,由于系统重量限制,大多数参数测量不能采用硬件冗余,传感器故障后的解析重构控制是解决这一矛盾的有效途径。解析重构控制本质是一类主动容错控制,目前大多采用某一类观测器对系统状态进行估计,由于估计误差系统稳定,当传感器发生故障时,可选择参考模型的估计作为控制器的输入量,从而实现传感器故障的容错。由于航空发动机控制系统工作环境恶劣,外部干扰存在未知性,加上网络诱导时延、数据包丢失等网络不确定性,作为状态估计的观测器需对不确定因素或者未知输入不敏感,即具备较强的鲁棒性,才能对系统状态实施稳定控制。针对此类问题,国内外研究较多的有 Kalman 滤波器<sup>[1-2]</sup>和鲁棒  $H_\infty$  状态观测器<sup>[3]</sup>,但 Kalman 滤波过程中要求动态系统的噪声符合高斯正态分布<sup>[4]</sup>,而鲁棒  $H_\infty$  状态观测器则是通过  $H_\infty$  性能指标将外部干扰对误差系统的影响抑制在一个较小的范围之内,无法实现对扰动的完全解耦。近年来兴起的未知输入观测器则突破了以上限制,利用系统的冗余输出,通过零化从外部干扰到观测器状态估计误差的相关矩阵,来实现对系统状态量的渐进观测,当系统独立测量数目大于外部干扰的最大数目时,未知输入观测器可实现对外部干扰的完全解耦。

在航空发动机分布式控制系统网络不确定性研究中,为研究的方便,可以将控制回路的时延合并,并在小偏离状态空间模型中的反映为控制时延。然而,目前国内外多数研究成果所设计的时滞系统未知输入观测器其对象大多为状态时延系统<sup>[5-6]</sup>,因

此,本文针对存在控制时延的系统进行未知输入观测器设计。

## 1 建立基于状态反馈的闭环系统模型

对航空发动机分布式控制系统做如下假设:①传感器和执行机构为时间驱动,中央控制器为事件驱动;②数据带有时间戳并为单包传输,且无时序错乱;③存在数据丢包,且当数据丢包时,沿用上一采样时刻数据;④控制时延  $\tau_{ca}^1, \dots, \tau_{ca}^n$  和传感器输出时延  $\tau_{sc}^1, \dots, \tau_{sc}^m$  均有上界。各传感器输出量在网络中传递的优先级相同。

选取发动机小偏离状态空间连续模型作为研究对象,系统方程可描述为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t - \tau(t)) + \mathbf{R}\mathbf{d}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{E}\mathbf{u}(t - \tau(t)) \end{cases} \quad (1)$$

基于观测器的状态反馈控制器  $\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}\hat{\mathbf{x}}(t)$ , 其中  $\hat{\mathbf{x}}(t)$  为状态变量  $\mathbf{x}(t)$  的估计值,由式(1)和控制器表达式可得到如下闭环系统:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\mathbf{K}\hat{\mathbf{x}}(t - \tau(t)) + \mathbf{R}\mathbf{d}(t) \\ \bar{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\bar{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{E}\mathbf{K}\hat{\mathbf{x}}(t - \tau(t))$ 。

## 2 基于未知输入观测器组的传感器故障解析重构控制策略

当传感器发生故障时,采用未知输入观测器(Unknown Input Observer, UIO)对故障传感器的信号进行重构,并作为系统的状态量,其原理见图1。

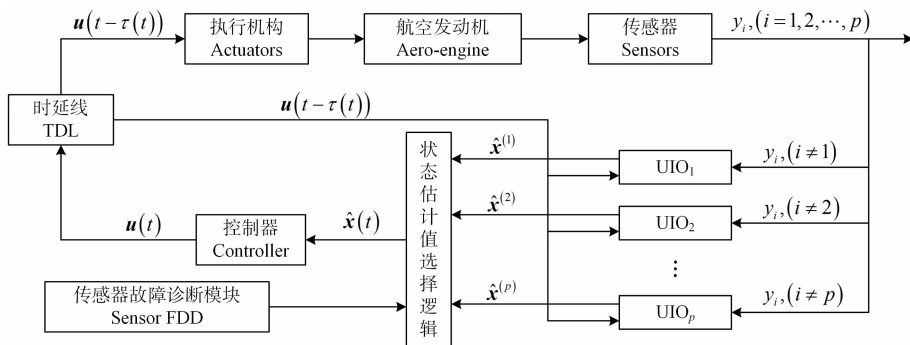


图1 航空发动机分布式控制系统传感器解析重构控制策略

Fig. 1 Sensor analytic reconfiguration control strategy for aero engine DCS

图中  $p$  个未知输入观测器分别针对  $p$  个传感器进行设计,以第  $i$  个未知输入观测器(UIO <sub>$i$</sub> )为例,

其输入信号为  $t - \tau(t)$  时刻的控制量  $\mathbf{u}(t - \tau(t))$  和除第  $i$  个传感器之外其他传感器的测量值

$\{y_1, y_2, \dots, y_{i-1}, y_{i+1}, \dots, y_p\}$ , 输出信号为系统状态量的估计值  $\hat{x}^{(i)}$ 。由于 UIO<sub>*i*</sub> 的输入信号不包含第 *i* 个传感器的测量值, 故 UIO<sub>*i*</sub> 对系统状态量的估计值  $\hat{x}^{(i)}$  不受第 *i* 个传感器故障影响。传感器故障诊断模块用于给出故障传感器的序号, 此处假设该模块能对故障传感器进行有效检测。状态估计值选择逻辑的输入为故障诊断模块给出的故障传感器序号和各 UIO 的输出的估计值, 输出为系统的状态估计值。当故障诊断模块给出的序号为 *i* 时, 选择 UIO<sub>*i*</sub> 的输出  $\hat{x}^{(i)}$  作为状态估计值。即当第 *i* 个传感器发生故障时, 选择  $\hat{x}^{(i)}$  作为状态量的最终估计值, 此时  $\hat{x} = \hat{x}^{(i)}$ , 之后控制器根据  $\hat{x}$  计算出控制信号  $u(t)$ , 并经由时延线传递给航空发动机执行机构。时延线用于模拟分布式控制系统中网络环境带来的时延影响。

### 3 分布式控制系统 UIO 设计

以 UIO<sub>*i*</sub> 为例, 针对第 *i* 个传感器发生故障的情况, 给出未知输入观测器的设计过程。对于闭环系统(2), 其未知输入观测器可采用如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\xi}(t)^{(i)} = N^{(i)}\xi(t)^{(i)} + N_d^{(i)}\xi(t-\tau(t))^{(i)} + \\ \quad D^{(i)}\bar{y}(t)^{(i)} + D_d^{(i)}\bar{y}(t-\tau(t))^{(i)} \\ \hat{x}(t)^{(i)} = \xi(t)^{(i)} + F^{(i)}\bar{y}(t)^{(i)} \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\xi(t)^{(i)}$  为 UIO<sub>*i*</sub> 状态变量;  $\hat{x}(t)^{(i)}$  为 UIO<sub>*i*</sub> 对系统状态变量  $x(t)$  的估计值,  $N^{(i)}$ 、 $N_d^{(i)}$ 、 $D^{(i)}$ 、 $D_d^{(i)}$ 、 $F^{(i)}$  为适维待定矩阵。为保证设计过程简洁, 以下统一将观测器表达式简记为式(4):

$$\begin{cases} \dot{\xi}(t) = N\xi(t) + N_d\xi(t-\tau(t)) + \\ \quad D\bar{y}(t) + D_d\bar{y}(t-\tau(t)) \\ \hat{x}(t) = \xi(t) + F\bar{y}(t) \end{cases} \quad (4)$$

设定系统状态变量估计误差  $e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ , 由式(2)(4)可得未知输入观测器的估计误差系统:

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) = Ne(t) + [N_d - (I - FC)BK]e(t - \tau(t)) + \\ [(I - FC)A - N - D_2C]x(t) - \\ [N_d - (I - FC)BK + D_{d2}C]x(t - \tau(t)) + \\ (I - FC)Rd(t) \end{aligned}$$

其中:  $D_2 = D - NF$ ;  $D_{d2} = D_d - N_dF$ ; 令  $\bar{N}_d = N_d - (I - FC)BK$ , 则有:

$$\dot{e}(t) = Ne(t) + \bar{N}_de(t - \tau(t)) +$$

$$[(I - FC)A - N - D_2C]x(t) - (\bar{N}_d + D_{d2}C)x(t - \tau(t)) + (I - FC)Rd(t) \quad (5)$$

根据观测器的估计误差系统(5)可得到未知输入观测器(4)存在的充分条件: ①误差系统  $\dot{e}(t) = Ne(t) + \bar{N}_de(t - \tau(t))$  指数稳定; ②  $N = (I - FC)A - D_2C$ ; ③  $\bar{N}_d = -D_{d2}C$ ; ④  $(I - FC)R = 0$ 。

为计算未知输入观测器待定参数  $N$ 、 $N_d$ 、 $D$ 、 $D_d$ 、 $F$ , 给出引理 1 和引理 2。

引理 1<sup>[7]</sup> 方程  $(I - FC)R = 0$  渐进稳定的充分必要条件为  $\text{rank}(CR) = \text{rank}(R)$ , 且它的一个特解为  $F^* = R[(CR)^T CR]^{-1}(CR)^T$ ,  $F^*$  表示  $F$  的特解。

引理 2<sup>[8]</sup> 考虑下述系统:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bx(t - \tau) \\ x(t) = \varphi(t), t \in [-\tau, 0] \end{cases}$$

若存在对称正定矩阵  $P$  和正常数  $\epsilon$  使得  $A^T P + PA + \epsilon e^{2\alpha} P B B^T P + \epsilon^{-1} I + 2\alpha P < 0$  成立, 则上述系统指数稳定, 且其收敛速度为  $\alpha$ 。

由引理 1 可直接求解参数矩阵  $F$ , 此外若能够得到  $D_2$ 、 $D_{d2}$  则通过条件②、③即可求出未知输入观测器(4)的所有待定矩阵。定理 1 给出了  $D_2$ 、 $D_{d2}$  的求解方法。

定理 1 针对存在控制时延的小偏离状态空间模型(1), 给定误差系统(5)的收敛速度  $\alpha > 0$ , 若存在对称正定矩阵  $P$ 、正常数  $\beta$  以及适维矩阵  $\chi$ 、 $Z$  使得如下线性矩阵不等式  $\begin{bmatrix} \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_2^T & -\beta I \end{bmatrix} < 0$  成立, 则由式(4)表示的未知输入观测器存在, 且其估计误差系统指数稳定。其中:  $\Phi_1 = (\bar{F}A)^T P + P(\bar{F}A) - C^T \chi^T - \chi C + \beta I + 2\alpha P$ ,  $\Phi_2 = ZC e^{\alpha\tau}$ ,  $\bar{F} = I - FC$ , 观测器参数  $D_2 = P^{-1} \chi$ ,  $D_{d2} = P^{-1} Z$ 。

证明: 设  $\bar{F} = I - FC$ , 则条件①中指数稳定的误差系统可转化为:

$$\dot{e}(t) = (\bar{F}A - D_2C)e(t) + (-D_{d2}C)e(t - \tau(t)) \quad (6)$$

由引理 2 可知误差系统(6)指数稳定的充分条件是存在对称正定矩阵  $P$  和正常数  $\epsilon$  使得  $S < 0$ 。

$$S = (\bar{F}A)^T P + P(\bar{F}A) - (D_2C)^T P - P(D_2C) + \epsilon e^{2\alpha\tau} P (D_{d2}C) (D_{d2}C)^T P + \epsilon^{-1} I + 2\alpha P$$

令  $\chi = PD_2$ ,  $Z = PD_{d2}$ ,  $\beta = \epsilon^{-1}$ ,  $\Phi_1 = (\bar{F}A)^T P + P(\bar{F}A) - C^T \chi^T - \chi C + \beta I + 2\alpha P$ ,  $\Phi_2 = ZC e^{\alpha\tau}$ , 则  $S < 0$  可简化为如下形式:

$$\Phi_1 - \Phi_2(-\beta^{-1}I)\Phi_2^T < 0 \quad (7)$$

根据 Schur 补性质, 式(7)与线性矩阵不等式

$$\begin{bmatrix} \Phi_1 & \Phi_2 \\ \Phi_2^T & -\beta I \end{bmatrix} < 0 \text{ 等价。}$$

证毕。

由于  $\bar{N}_d = N_d - (I - FC)BK$ , 包含控制器增益  $K$ , 因此需要已知控制器增益  $K$ 。此处, 采用文献 [16] 提出的最优鲁棒  $H_\infty$  控制器设计方法。未知输入观测器具体求解步骤如下:

**Step1** 对连续时间域的小偏离状态空间模型 (1) 离散化, 设计得到最优鲁棒  $H_\infty$  控制器增益  $K$ ;

**Step2** 针对传感器  $i$  设计未知输入观测器 UIO<sub>*i*</sub>, 由式 (8) 得到未知输入观测器参数矩阵  $F^{(i)}$ , 其中  $C^{(i)}$  为  $C$  去除第  $i$  行数据后的矩阵;

$$F^{(i)} = R [(C^{(i)}R)^T C^{(i)}R]^{-1} (C^{(i)}R)^T \quad (8)$$

**Step3** 给定误差系统的收敛速度  $\alpha$ , 将  $F^{(i)}$  代入定理 1 中线性矩阵不等式, 并求解对称正定矩阵  $P$ 、正常数  $\beta$  以及适维矩阵  $\chi$ 、 $Z$  的可行解, 根据定理 1 求得观测器参数  $D_2$ 、 $D_{d2}$ ;

**Step4** 根据未知输入观测器存在的充分条件 ②③, 求解  $N$ 、 $\bar{N}_d$ , 并根据  $\bar{N}_d$ 、 $D_2$ 、 $D_{d2}$  的定义, 分别得到  $N_d$ 、 $D$  和  $D_d$ 。至此 UIO<sub>*i*</sub> 的设计过程结束;

**Step5** 返回 Step2 针对其余传感器设计未知输入观测器, 直至所有未知输入观测器求解完毕。

## 4 仿真及结果分析

以某型涡扇发动机为研究对象, 设地面 ( $H=0$  km,  $Ma=0$ ) 最大状态的线性状态空间模型见式 (9):

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t - \tau(t)) + Rd(t) \\ y(t) = Cx(t) + Eu(t - \tau(t)) \end{cases} \quad (9)$$

$$A = \begin{bmatrix} -3.250 & 1 & 0.067 & 7 \\ 2.044 & 8 & -3.626 & 3 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.609 & 9 & 0.489 & 5 \\ 0.630 & 2 & 0.394 & 9 \end{bmatrix}; R = \begin{bmatrix} 0.549 & 7 \\ 0.512 & 6 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 2.390 & 1 & -1.627 & 4 & 2.386 & 6 \\ 0 & 1 & -0.532 & 0.709 & 7 & -1.479 & 2 \end{bmatrix}^T;$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0.467 & 4 & 0.283 & 5 & 0.207 & 1 \\ 0 & 0 & -0.385 & 5 & 0.037 & 1 & 0.678 & 6 \end{bmatrix}^T;$$

$x = [n_H \ n_L]^T$ ,  $u = [m_f \ A_8]^T$ ,  $y = [n_H \ n_L \ P_3 \ T_5 \ \pi_T]^T$ ,  $n_H$ 、 $n_L$ 、 $m_f$ 、 $A_8$ 、 $P_3$ 、 $T_5$ 、 $\pi_T$  分别为发动机高压转子转速、低压转子转速、主燃油流量、尾喷管临界截面积、高压压气机出口总压、涡轮后燃气总温和涡轮落压比。

将连续状态空间模型离散化, 设采样周期  $T=20$  ms, 求得航空发动机分布式控制系统鲁棒  $H_\infty$  控制器增益:

$$K = \begin{bmatrix} -0.050 & 5 & 0.011 & 8 \\ -0.092 & 3 & 0.042 & 8 \end{bmatrix}$$

给定误差系统的收敛速度  $\alpha=0.1$ , 时延  $\tau=T$ , 按照上述的未知输入观测器求解步骤, 求得观测器系数矩阵如下:

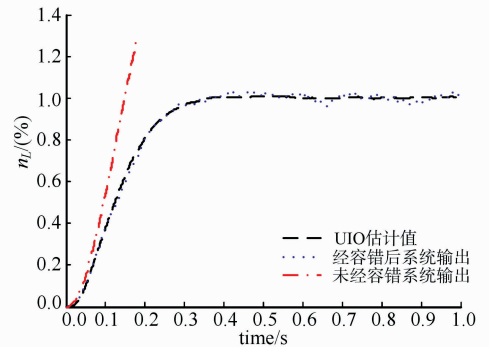
$$N = \begin{bmatrix} -2.588 & 0.018 & 6 \\ 3.984 & 6 & -4.16 \end{bmatrix}, N_d = \begin{bmatrix} 0.001 & 3 & -0.000 & 9 \\ 0.003 & 7 & -0.002 & 8 \end{bmatrix},$$

$$D = \begin{bmatrix} 0.061 & 8 & 0.182 & 7 & -0.147 & 2 & 0.244 & 7 \\ 0.330 & 2 & 0.662 & 2 & -0.367 & 9 & 0.434 & 9 \end{bmatrix},$$

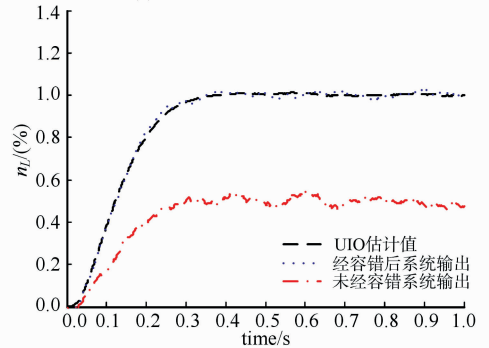
$$D_d = \begin{bmatrix} 0.059 & 3 & 0.112 & 3 & -0.057 & 2 & 0.059 & 7 \\ 0.177 & 0.335 & 1 & -0.170 & 9 & 0.178 & 2 \end{bmatrix} \times 10^{-3},$$

$$F = \begin{bmatrix} 0.153 & 0.289 & 9 & -0.147 & 8 & 0.154 & 1 \\ 0.147 & 2 & 0.270 & 3 & -0.137 & 8 & 0.143 & 7 \end{bmatrix}.$$

以低压转子转速  $n_L$  传感器故障为例进行仿真。给定外部干扰为高斯白噪声 (均值  $\mu=0$ , 标准差  $\sigma=0.05$ ), 当传感器发生完全失效故障和恒偏差故障时,  $n_L$  的 1% 阶跃响应见图 2。



(a) 完全失效故障下阶跃响应对比



(b) 恒偏差故障下阶跃响应对比

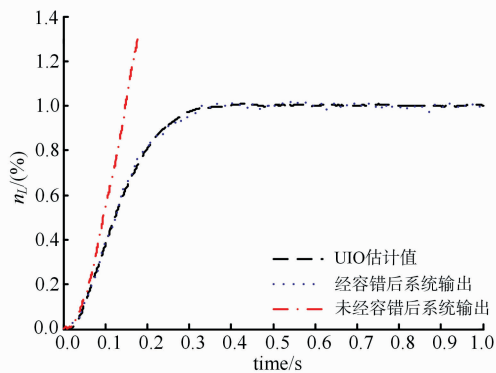
图 2 高斯白噪声干扰下  $n_L$  阶跃响应

Fig. 2 Step response of  $n_L$  under the disturbance of Gaussian white noises

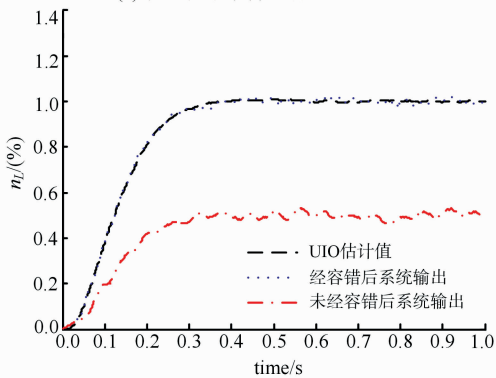
图中红色曲线代表未经解析重构的发动机系统输出量, 即直接将故障传感器的测量值传递给控制器用于状态反馈。从图中可以看出当传感器发生完全失效故障时, 发动机闭环系统不收敛, 当传感器发生恒偏差故障时, 控制系统存在较大的稳态误差, 且受外部干扰影响明显,  $n_L$  阶跃响应曲线波动较大; 图中黑色曲线代表未知输入观测器对低压转子转速的估计值, 从图中可以看出, 当  $n_L$  传感器故障时, 未

知输入观测器依然能够准确估计出  $n_L$  值,且未受到外部干扰的影响;图中蓝色曲线代表采用估计值进行重构控制后的  $n_L$  阶跃响应,即将 UIO 估计值传递给控制器用于状态反馈。从图中可以看出本文所提出的传感器解析重构策略能够使发动机闭环系统的动态响应达到较为满意的效果。

为检验未知输入观测器对不同类型外部干扰的解耦能力,将高斯白噪声替换为  $d(t) = 0.03r + 0.01 \sin(t/2\pi T)$  的复合噪声形式,其中  $r$  为  $[-1, 1]$  区间均匀分布的随机数,  $T$  为系统离散化周期。当传感器发生完全失效故障和恒偏差故障时,  $n_L$  的 1% 阶跃响应见图 3。



(a) 完全失效故障下阶跃响应对比



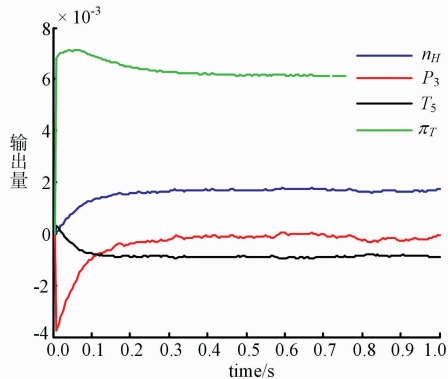
(b) 恒偏差故障下阶跃响应对比

图 3 复合噪声干扰下  $n_L$  阶跃响应

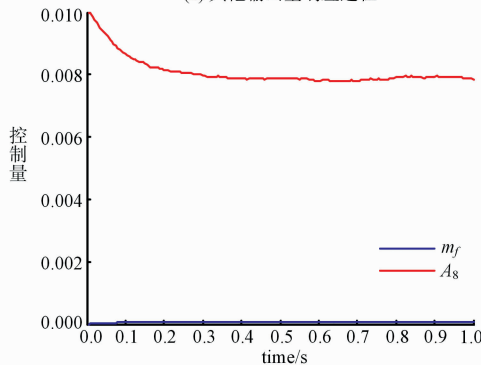
Fig. 3 Step response of  $n_L$  under the disturbance of mixed noises

从图中可以看出,对于不同类型的外部干扰,UIO 均能实现完全解耦,具有较强的滤波能力,使得观测器对状态量的估计值能够始终跟踪发动机状态变量的实际值,为控制器提供理想的状态反馈。图 4 给出了其他输出参数和控制参数在重构过程的变化情况(限于篇幅,仅列出了复合噪声干扰下恒偏差故障情形,各参数均为无因次量),由图可见,在噪声干扰下,各输出参数对噪声并不敏感,仅有细微的波动,均能很快稳定下来,在利用 UIO 估计值进行重构控制时,并不会影响其他参数。由于发动机内部的气动热力联系,2 个转子转速间有较强的耦合作

用,加上所采用的鲁棒  $H_\infty$  控制器并不具备解耦能力,因此在  $n_L$  阶跃响应过程中,  $n_H$  也会随之变化。



(a) 其他输出量响应过程



(b) 控制量变化过程

图 4 复合噪声干扰下恒偏差故障时其他参数响应过程

Fig. 4 Response of other parameters under fixed bias faults and the disturbance of mixed noises

## 5 结语

故障传感器输出的解析重构是提高航空发动机分布式控制系统可靠性的有效途径之一。本文以航空发动机小偏离状态空间模型和具有控制时延的系统结构为研究对象,对基于未知输入观测器组的解析重构控制问题进行了研究,推导了保证估计误差系统指数稳定的未知输入观测器存在条件,给出了详细求解步骤。仿真结果表明,采用解析重构值对系统进行控制,对于不同的干扰,系统均具有较好的动态性能,不受传感器故障影响。需要指出的是,本文方法仅针对单传感器节点故障解析重构问题,多节点故障后的解析重构将是今后的研究方向。

## 参考文献(References):

- [1] 黄金泉,徐科. 航空发动机分布式控制系统结构分析[J]. 航空动力学报, 2003,18(5):698-704.  
HUANG J Q, XU K. Distributed Control Systems for Aeroengines A Survey[J]. Journal of Aerospace Power, 2003,18(5):698-704. (in Chinese)
- [2] 郭迎清,章泓. 航空发动机分布式控制系统综述[J].

- 航空发动机, 2003, 29(3): 52-55.
- GUO Y Q, ZHANG H. Survey of the Distributed Control System for an Aeroengine[J]. Aeroengine, 2003, 29(3): 52-55. (in Chinese)
- [3] 蔡开龙. 航空推进系统分布式综合控制研究与试验[D]. 西安: 空军工程大学, 2008.
- CAI K L. Distributed Integrative Control Research and Test of Aeronautic Propulsion System[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2008. (in Chinese)
- [4] CULLEY D, THOMAS R, SAUS J. Concepts for Distributed Engine Control[R]. NASA TM-2007-214994, 2007.
- [5] 夏洁, 许京京. 基于观测器的传感器故障检测与信号重构方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(11): 1529-1535.
- XIA J, XU J J. Observer-Based Sensor Fault Detection and Signal Reconstruction Method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(11): 1529-1535. (in Chinese)
- [6] 杨俊起, 陈滢涛, 朱芳来. 基于滑模观测器的不确定系统传感器故障重构[J]. 河南理工大学学报(自然科学版), 2012, 31(4): 447-452.
- YANG J Q, CHEN Y T, ZHU F L. Sensor Fault Reconstruction for A Class of Uncertain Systems Based on Sliding Mode Observers[J]. Journal of Henan Polytechnic University (Natural Science), 2012, 31(4): 447-452. (in Chinese)
- [7] 张捷, 薄煜明. 基于时延补偿卡尔曼滤波器的 NCS 组合式  $\chi^2$  故障检测[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(18): 5869-5873.
- ZHANG J, BO Y M. Integrated Chi-Square Fault Detection of Networked Control Systems Based on Kalman Filter with Delay Compensation [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(18): 5869-5873. (in Chinese)
- [8] CHABIR K, SAUTER D. Design of an Adaptive Kalman Filter for Fault Detection of Networked Control Systems [C]// 16th Mediterranean Conference on Control and Automation. Ajaccio: IEEE, 2008: 1124-1129.
- [9] 朱张青, 周川, 胡维礼. 短时延网络控制系统的鲁棒  $H_2/H_\infty$  状态观测器设计[J]. 控制与决策, 2005, 20(3): 280-284.
- ZHU Z Q, ZHOU C, HU W L. Design of Robust  $H_2/H_\infty$  States Observer for Networked Control Systems with Short Time-delay[J]. Control and Decision, 2005, 20(3): 280-284. (in Chinese)
- [10] 覃道亮, 何皑, 孔祥兴, 等. 基于 UIO 的航空发动机控制系统传感器故障诊断[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1396-1403.
- QIN D L, HE A, KONG X X, et al. UIO-Based Sensor Fault Diagnosis for Aero-Engine Control Systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1396-1403. (in Chinese)
- [11] 彭靖波, 谢寿生, 武卫, 等. 航空发动机分布式控制系统指数稳定性分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2362-2367.
- PENG J B, XIE S S, WU W, et al. Stability Analysis of Aero-Engine Distributed Control System[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2362-2367. (in Chinese)
- [12] SHREYAS S, CHRISTOFOROS N, HADJICOSTIS. Delayed Observers for Linear Systems with Unknown Inputs[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52(2): 334-339.
- [13] KOENIG D, BEDJAOU I, LITRICO X. Unknown Input Observers Design for Time-Delay Systems Application on an Open-channel [C]// 44th IEEE Conference on Decision and Control. Seville: IEEE, 2005: 5794-5799.
- [14] 林波. 基于观测器方法的系统故障诊断技术的研究[D]. 青岛: 青岛理工大学, 2010.
- LIN B. Fault Diagnosis for Control Systems Based on Observers[D]. Qingdao: Qingdao Technological University, 2010. (in Chinese)
- [15] 张鹏, 付艳明, 段广仁. 一类线性时滞系统的未知输入观测器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2006, 28(1): 91-94.
- ZHANG P, FU Y M, DUAN G R. Design of Unknown Input Observer for a Class of Linear Time-Delay Systems[J]. Aerospace Electronics Information Engineering and Control, 2006, 28(1): 91-94. (in Chinese)
- [16] PENG J, ZHANG Z, FENG F.  $H_\infty$  Optimal Control of Aero Engine Distributed Control System with Packet Dropout Compensator[J]. Procedia Engineering, 2011, 15(2): 618-623.

(编辑: 徐楠楠)