

文章编号:1000-8055(2013)06-1429-07

基于 T-S 模糊模型的航空发动机非线性分布式控制系统故障诊断

翟旭升^{1,2}, 谢寿生¹, 苗卓广¹, 彭靖波¹, 张子阳¹, 王 磊¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038

2. 空军第一航空学院 航空机械工程系, 河南 信阳 464000)

摘 要: 针对航空发动机非线性分布式控制系统的故障诊断问题, 首先提出了一种基于飞行包线划分的航空发动机非线性 Takagi-Sugeno(T-S)建模方法, 建立了具有网络诱导时延的航空发动机非线性分布式控制系统模型, 然后将该系统视为离散切换系统, 为其建立了具有时延补偿功能的故障观测器, 给出了使得观测器误差系统渐近稳定的充分条件. 故障检测仿真时间为 20 s, 当第 12 s 时, 设定系统发生幅值为 0.0025 的阶跃型突变故障, 仿真结果表明: 12 s 之前, 故障观测器保持渐近稳定, 当第 12 s 时, 残差迅速增大并超过所设定阈值, 从而检测到故障的发生.

关 键 词: 时延; T-S 模糊模型; 飞行包线; 隶属度函数; 故障检测

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Fault detection of aero-engine non-linear distributed control system based on T-S fuzzy model

ZHAI Xu-sheng^{1,2}, XIE Shou-sheng¹, MIAO Zhuo-guang¹,PENG Jing-bo¹, ZHANG Zi-yang¹, WANG Lei¹

(1. The Aeronautical and Astronautical Engineering Institute,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China

2. The Aero-Mechanical Engineering Department

The First Aeronautical College of Air Force, Xinyang Henan 464000, China)

Abstract: The problem of fault detection for aero-engine no-liner distributed control system was studied. Firstly, a new non-linear modeling method for aero-engine based on Takagi-Sugeno (T-S) fuzzy model and flight envelop division was proposed, and the model of the distributed control system with network derivational time-delay was established by using this method. Secondly, if the distributed control system was regarded as a discrete switch system, a fault detection observer with time-delay compensation was designed, and the sufficient conditions of asymptotically stability for the observer-based residual system were presented. The total simulation took 20 seconds, a step fault with 0.0025 amplitude happened at the 12th second, the simulation results show that: the fault observer was asymptotic stable for preceding 12 seconds, and the residuals rapidly increased and exceeded the threshold value at the 12th second, thereby the fault would be detected.

收稿日期: 2012-06-27

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130617.0940.201306.1429_029.html

基金项目: 中国博士后科学基金(20100481498)

作者简介: 翟旭升(1984—), 男, 河南汝阳人, 博士生, 主要从事推进系统综合控制与故障诊断方面的研究.

Key words: time-delay; T-S fuzzy model; flight envelop; membership function; fault detection

近几年来,随着大型、复杂系统的出现,分布式控制系统理论得到了长足的发展,并在工业领域得到了很多成功的应用.美国空军及一些大型的国际航空涡轮发动机公司也不失时机地将这一理论应用于飞行控制和发动机控制,开展了航空发动机分布式控制系统的研制^[1-3].国内多所高校对航空发动机分布式控制系统进行了卓有成效的研究^[4-7].但目前的研究主要集中在分布式控制系统数学模型的建立、稳定性分析以及网络信息调度等方面,而对航空发动机分布式控制系统的故障检测与诊断方面的研究则处于初步探索阶段.实际上,由于分布式控制系统的复杂性,在分布式控制系统中,引起系统故障的因素更多,情况更为复杂,对航空发动机分布式控制系统而言,一旦发生事故就可能造成人员和财产的巨大损失,因此,为了提高航空发动机分布式控制系统的可靠性和安全性,对分布式控制系统的故障诊断研究具有十分重要的理论意义和应用价值.

目前国内关于航空发动机分布式控制系统的故障检测和诊断相关的文献还相对较少,特别是针对非线性的分布式控制系统故障诊断问题的研究才刚刚起步.而航空发动机的动态过程本身是一个复杂的强非线性过程.近年来,基于 Takagi-Sugeno (T-S)模糊模型的方法逐渐成为建立被控对象非线性模型的一种重要手段^[8-9],并且应用于网络控制系统的建模、控制与故障诊断^[10-13].本文应用 T-S 模糊模型的思想,通过对飞行包线的划分,将发动机的工作过程划分为若干区域,每个区域用一组线性状态空间模型来表征,并将这些局部线性模型综合起来在全飞行包线范围内对发动机工作情况进行描述.在此基础上,本文设计了基于 T-S 模糊模型的故障观测器系统,开展对航空发动机非线性分布式控制系统的故障检测研究.

1 航空发动机 T-S 模糊模型建立

1.1 T-S 模糊模型预备知识

T-S 模型的模型规则由 Takagi 和 Sugeno 提出^[14],它利用“if-then”规则将复杂的系统用若干局部的简单模型来表示,然后通过局部模型的综合来完成全局模型的构造,其模糊规则为一系列的条件句

$$\begin{aligned} &\text{rule } i: \text{if } z_1(t) \text{ is } M_{i1} \text{ and } \cdots \text{ and } z_p(t) \text{ is } M_{ip}, \\ &\text{then } \begin{cases} x(k+1) = A_i x(k) + B_i u(k) \\ y(k) = C_i x(k) \\ u(k) = K_i x(k) \end{cases} \quad (1) \end{aligned}$$

其中 rule i ($i=1, 2, \dots, N$) 为第 i 条模糊规则, z_i ($i=1, 2, \dots, p$) 是前提变量, M_{ij} ($j=1, 2, \dots, p$) 是模糊集, $x(k)$ 是状态变量, $u(k)$ 是控制输入, $y(k)$ 是系统输出, A_i, B_i, C_i, K_i 具有相应的维数.

上述模型实际上是将 n 维状态空间划分为 N 个模糊子空间集合.对于每个模糊子空间,系统的动力学特性可以用一个局部线性状态方程来描述.整个系统的动力学特性则是这些局部线性模型的加权求和.

式(1)表示的是一个局部模型,将 n 个局部模型综合起来,可以得到全局模型.

$$\begin{cases} x(k+1) = \sum_{i=1}^n \mu_i[z(k)] [A_i x(k) + B_i u(k)] \\ y(k) = \sum_{i=1}^n \mu_i[z(k)] C_i x(k) \\ u(k) = \sum_{i=1}^n \mu_i[z(k)] K_i x(k) \end{cases} \quad (2)$$

其中 $z(k) = [z_1(k), z_2(k), \dots, z_p(k)]$, $\mu_i[z(k)]$ 为前提变量 $z(k)$ 对第 i 个局部模型的隶属度,它满足

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n \mu_i[z(k)] = 1 \\ 0 \leq \mu_i[z(k)] \leq 1 \\ \forall i = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (3)$$

1.2 飞行包线的划分

飞行包线的划分是根据飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 对发动机工作的影响,将飞行包线划分为若干区域,在各个分区内发动机模型可以用某一标称点的状态空间模型来表示.通过包线划分和标称点的计算,可以确定航空发动机 T-S 模型的前件结构,即模型中的“if...then...”规则.

在进行飞行包线划分时有两个目标:区域覆盖范围最大和区域划分数量最少,因此本文采用文献^[15]中对飞行包线的划分方法,定义包线内任意两个飞行点间的广义距离 d^* .将飞行包线区域划分与标称点设计问题转化为一个基于该广义

距离的最大覆盖优化问题,即选择尽量少的标称点实现对飞行包线区域的覆盖.

$$d^* = \sqrt{\left(\frac{p_1^* - p_{1,0}^*}{p_{1,0}^*}\right)^2 + \left(\frac{T_1^* - T_{1,0}^*}{T_{1,0}^*}\right)^2} < \gamma \quad (4)$$

式中 d^* 为广义距离, p_1^* 、 T_1^* 和 $p_{1,0}^*$ 、 $T_{1,0}^*$ 分别为某状态点和标称点的发动机进口总压、总温, γ 为设定的距离阈值.

飞行包线的划分可以转化为式(5)的 $\min$, $\max$ 优化问题

$$\begin{cases} \min_n \{ \alpha^*(n, \gamma) \geq \phi \} \\ \alpha^*(n, \gamma) = \frac{\Omega^*(n, \gamma)}{\Sigma} \\ \Omega^*(n, \gamma) = \max_{\{B_j, j=1, 2, \dots, n\}} \{ \Omega \} \\ \Omega = \bigcup_{j=1}^n G_j \end{cases} \quad (5)$$

式中 B_j 为第 j 个标称点, G_j 为标称点 B_j 的划分子区域, n 为标称点个数, Σ 为飞行包线区域范围, ϕ 为最低覆盖率指标.

1.3 航空发动机 T-S 模型

当发动机的工作状态确定后,发动机的特性取决于发动机进口的总温 T_1^* 、总压 p_1^* , 如果进气道确定, 则 T_1^* 和 p_1^* 仅为飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma 的函数. 如果给定发动机的工作状态及飞行包线内的标称点(即给定飞行高度 H 和飞行马赫数 Ma), 该飞行包线分区内的发动机模型可以用标称点的线性状态空间模型来表示. 标称点的状态空间模型直接被作为航空发动机 T-S 模型的后件, 如式(6)所示.

$$\begin{aligned} &\text{rule } i; \text{ if } H \text{ is } Z_{i1} \text{ and } Ma \text{ is } Z_{i2} \text{ then} \\ &\begin{cases} \dot{x}(t) = A_{fi}x(t) + B_{fi}u(t) + f(t) \\ y(t) = C_{fi}x(t) \end{cases} \end{aligned} \quad (6)$$

其中

$$x = \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} \Delta m_f \\ \Delta A_e \end{bmatrix}, y = \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix}$$

式中 $f(t)$ 为考虑系统可能出现故障而引入的故障矩阵. Z_{i1} 和 Z_{i2} 分别代表 H 和 Ma 针对第 i 条规则的模糊集合, 后件状态空间模型中, n_1 为发动机低压转子转速、 n_h 为高压转子转速、 m_f 为主供油量、 A_e 为喷管临界截面面积, A_{fi} 、 B_{fi} 、 C_{fi} 为适维矩阵.

然后根据式(2)的思想,将所有标称点的模型进行加权综合,即可以得到航空发动机全局模糊模型.

2 故障诊断方法

CAN(controller area network)总线是在汽车工业中发展起来的数据总线,从数据传输率、支持节点数、可靠性、可维护性、芯片集成度、技术成熟程度和高温电子技术的发展前景看, CAN 总线极有可能成为未来航空发动机分布式控制系统的总线^[7]. 本文考虑的基于 CAN 总线的航空发动机分布式控制系统的结构如图 1 所示,智能传感器与智能执行机构通过总线与中央控制器进行信号交互. 由于总线网络的介入,系统不可避免会存在网络诱导时延:传感器-控制器时延 τ^{sc} 和控制器-执行器时延 τ^{ca} . 本文从输出延迟角度出发来建立航空发动机分布式控制系统的数学模型. 如图 1 中虚线框内所示,可以将中央控制器和智能执行器视为一个整体,称之为控制数据处理模块,数据处理模块内部的控制器-执行器时延 τ^{ca} 将不予考虑. 那么传感器-控制器时延 τ^{sc} 是系统模型的最大影响因素.

对上述分布式控制系统作如下合理假设:

- 1) 传感器、控制器和执行器均采用时间驱动方式,采样周期为 T ;
- 2) 采用单包传输方式,且不存在数据包丢失情况;
- 3) 各网络节点的采样时钟完全同步;
- 4) 传感器-控制器时延 τ^{sc} 可能大于一个采样周期,且存在上界.

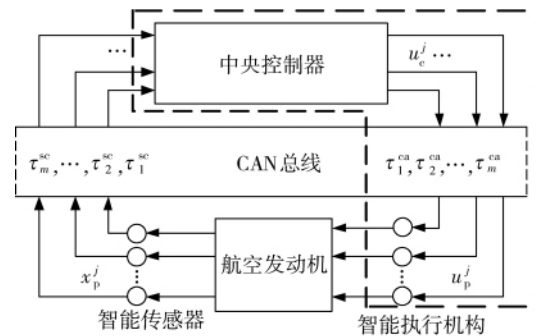


图 1 航空发动机分布式控制系统结构

Fig. 1 Structure of aero-engine distributed control system

考虑网络的介入,将式(6)按采样周期 T 进行离散化,得

$$\begin{aligned} &\text{rule } i; \text{ if } H \text{ is } Z_{i1} \text{ and } Ma \text{ is } Z_{i2} \text{ then} \\ &\begin{cases} x_{k+1} = A_i x_k + B_i u_k + f_k \\ y_k = C_i x_k \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

其中 $A_i = e^{A_{fi}^T}$, $B_i = \int_0^T e^{A_{fi}^T} ds B_{fi}$, $C_i = C_{fi}$.

由于传感器和控制器节点均为时间驱动,且时钟完全同步,则系统输出时延必为采样周期的整数倍,即输出时延 τ_k^{sc} . 对于每一采样时刻 k , τ_k^{sc} 有可能是不同的值. 为了设计的方便,可在控制器接收端设置一定深度的缓存,使得 τ_k^{sc} 转化为固定值 $\bar{\tau}_k$ ($\bar{\tau}_k$ 为 τ_k^{sc} 的上界),此时,针对模糊子系统 i ,可以设计具有时延补偿功能的故障观测器^[16]

$$\hat{x}_{k+1} = A_i \hat{x}_k + B_i u_k + L_i (y_{k-\bar{\tau}_k} - \hat{y}_{k-\bar{\tau}_k}) \quad (8)$$

由 $x_{k+1} = A_i x_k + B_i u_k + f_k$, 可得

$$\begin{aligned} y_{k-\bar{\tau}_k} &= C_i x_{k-\bar{\tau}_k} = \\ C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} \left[x_k - \sum_{j=1}^{\bar{\tau}_k} A_i^{j-1} B_i u_{k-j} - \sum_{j=1}^{\bar{\tau}_k} A_i^{j-1} f_{k-j} \right] \end{aligned} \quad (9)$$

由 $\hat{x}_{k+1} = A_i \hat{x}_k + B_i u_k$, 可得

$$\begin{aligned} \hat{y}_{k-\bar{\tau}_k} &= \\ C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} \hat{x}_k - C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} \sum_{j=1}^{\bar{\tau}_k} A_i^{j-1} B_i u_{k-j} \end{aligned} \quad (10)$$

综合式(8),可得观测器方程为

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k+1} &= A_i \hat{x}_k + B_i u_k + \\ L_i (y_{k-\bar{\tau}_k} - C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} \hat{x}_k + C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} \sum_{j=1}^{\bar{\tau}_k} A_i^{j-1} B_i u_{k-j}) \end{aligned} \quad (11)$$

式中 L_i 为模糊子系统 i 的状态观测器增益矩阵.

定义状态估计误差 $e_k = x_k - \hat{x}_k$, 可得模糊子系统 i 的观测器状态估计误差及输出方程为

$$\begin{cases} e_{k+1} = (A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k}) e_k + f_k + \\ L_i C_i \sum_{j=1}^{\bar{\tau}_k} A_i^{j-1} f_{k-j} \\ \varepsilon_k = \bar{H}_i e_k \end{cases} \quad (12)$$

式中 ε_k 为观测器输出误差, $\bar{H}_i$ 为观测器输出权重矩阵.

当系统无故障时,此方程可以变为

$$\begin{cases} e_{k+1} = (A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k}) e_k \\ \varepsilon_k = \bar{H}_i e_k \end{cases} \quad (13)$$

则全局模糊系统的观测器误差方程为

$$\begin{cases} e_{k+1} = \sum_{i=1}^N \mu_i(z_k) [A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k}] e_k \\ \varepsilon_k = \sum_{i=1}^N \mu_i(z_k) \bar{H}_i e_k \end{cases} \quad (14)$$

其中 $z_k = [H, Ma]$, $\mu_i(z_k)$ 为前提变量 z_k 对第 i 个局部模型的隶属度.

令观测器输出误差 $\varepsilon(k)$ 为故障检测残差,通过下面的规则可以判断系统是否发生故障:

$$\begin{cases} \|\varepsilon(k)\| \leq \bar{\varepsilon} & \text{正常} \\ \|\varepsilon(k)\| > \bar{\varepsilon} & \text{故障} \end{cases} \quad (15)$$

其中 $\|\varepsilon(k)\| = \sqrt{\varepsilon^T(k) \varepsilon(k)}$ 是向量的欧式范数, $\bar{\varepsilon}$ 为选定的故障检测阈值.

3 稳定性分析

引理 1 (Schur 补性质) 对称阵

$$S = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix}$$

其中 S_{12} 为块阵, S_{11}, S_{22} 为方阵, 以下 3 个条件等价.

- 1) $S < 0$;
- 2) $S_{22} < 0$, $S_{11} - S_{12} S_{22}^{-1} S_{12}^T < 0$;
- 3) $S_{11} < 0$, $S_{22} - S_{12}^T S_{11}^{-1} S_{12} < 0$.

引理 2 对于离散切换系统

$$x_{k+1} = A_i x_k \text{ 或 } x_{k+1} = \sum_{i=1}^r \omega_i A_i x_k$$

式中 $i = 1, \dots, r, r < \infty$ 为子系统的个数, $\omega_i \rightarrow \{0, 1\}$, $\sum_{i=1}^r \omega_i = 1$, 若存在共同的对称正定矩阵 P , 使得所有子系统均满足

$$A_i^T P A_i - P < 0 \quad (i = 1, \dots, r)$$

则整个离散切换系统是全局渐近稳定的.

在切换系统中,即使每个子系统均是稳定的,整个系统也不一定稳定. 引理 2 要求所有子系统存在满足 Lyapunov 稳定性的共同的对称正定矩阵,可保证整个系统稳定.

定理 1 若存在共同的对称正定矩阵 P 及矩阵 Q_i , 满足下列矩阵不等式组

$$\begin{bmatrix} -P & A_i^T P - (A_i^{-\bar{\tau}_k})^T C_i^T Q_i \\ P A_i - Q_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} & -P \end{bmatrix} < 0$$

则观测器误差系统(14)渐近稳定,且观测器增益矩阵 $L_i = P^{-1} Q_i$.

证明 对于 N 个模糊子系统,选择共同的 Lyapunov 函数 $V_k = e_k^T P e_k$, 则

$$\begin{aligned} \Delta V_k &= V_{k+1} - V_k = \\ e_k^T [(A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k})^T P (A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k}) - P] e_k \end{aligned} \quad (16)$$

由系统渐近稳定即 $\Delta V_k < 0$ 得

$$(A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k})^T P (A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k}) - P < 0 \quad (17)$$

由引理 1 可知上式等价于

$$\begin{bmatrix} -P & (A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k})^T \\ P A_i - L_i C_i A_i^{-\bar{\tau}_k} & -P^{-1} \end{bmatrix} < 0 \quad (18)$$

式(18)中同时含有 P 和 P^{-1} , 为非线性矩阵不等式, 难以利用 MATLAB 中 LMI (linear matrix inequality) 工具箱求解, 故在式(18)两边分别左乘、右乘 $\text{diag}(I, P)$, 消去 P^{-1} , 可得

$$\begin{bmatrix} -P & A_i^T P - (A_i^{-\tau_k})^T C_i^T L_i^T P \\ P A_i - P L_i C_i A_i^{-\tau_k} & -P \end{bmatrix} < 0 \quad (19)$$

令 $Q_i = L_i P$, 代入式(19), 可得定理 1. 证毕.

利用上述定理求得满足条件的矩阵 P 和 Q_i 后, 可得各个模糊子系统的观测器增益矩阵为

$$L_i = P^{-1} Q_i^T \quad (20)$$

其中 $i = 1, 2, \dots, N$.

在实际进行故障检测时, 可以按照下述步骤进行.

步骤 1 利用 MATLAB 的 LMI 工具箱, 求得满足定理 1 条件的 N 个模糊子系统的观测器增益矩阵;

步骤 2 将求得的增益矩阵代入全局模糊系统的观测器误差式(14);

步骤 3 根据观测器误差式(14)实时计算故障检测残差, 然后根据式(15)判断系统发生故障与否.

4 仿真实例

按照 1.2 节中的方法对某型涡扇发动机进行飞行包线的划分, 式(5)中参数 $\phi = 0.99$, $\gamma = 0.04$, 通过计算得到包括 $(H=0, Ma=0)$ 在内的 10 个标称点, 如图 2 所示, 图中 H 和 Ma 均进行了归一化处理.

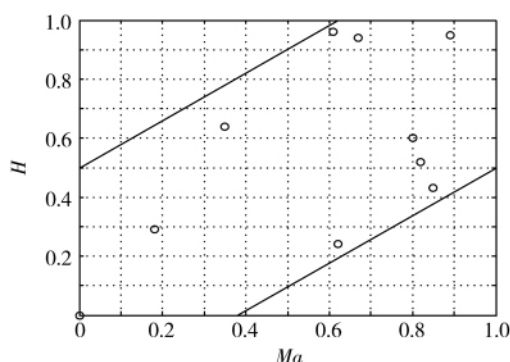


图 2 标称点最优分布计算结果

Fig. 2 Optimized points distribution

本文根据标称点的位置和各点的线性状态空间模型, 对发动机模型的两个输出 n_h, n_l 分别建

立了 10 条模糊规则, 模糊子集为: H_i 附近, Ma_i 附近, 其中 $i=1, 2, 3, \dots, 10$. H_i 和 Ma_i 分别表示第 i 个标称点的高度和马赫数, 下标 i 按照高度 H 从低到高的顺序进行编号. 本文采用文献[8]的方法确定了两套高斯型隶属度函数, 分别对应模型的两个输出 $\Delta n_h, \Delta n_l$.

以飞行包线内某一点 ($H=0.45, Ma=0.33$) 为例进行非线性分布式控制系统的故障诊断研究, 其隶属度为

针对输出 Δn_h

$$\eta_3(H_3) = 0.776, \eta_3(Ma_3) = 0.612;$$

$$\eta_7(H_7) = 0.355, \eta_7(Ma_3) = 0.281;$$

$$\eta_9(H_9) = 0.629, \eta_9(Ma_3) = 0.440;$$

当 $i=1, 2, 4, 5, 6, 8, 10$ 时,

$$\eta_i(H_i) = 0, \eta_i(Ma_i) = 0$$

故按照乘积推理原理得

$$\mu_3(H_3, Ma_3) = 0.5577;$$

$$\mu_7(H_7, Ma_7) = 0.1172;$$

$$\mu_9(H_9, Ma_9) = 0.3251.$$

同理, 针对输出 Δn_l

$$\mu_3(H_3, Ma_3) = 0.4182;$$

$$\mu_7(H_7, Ma_7) = 0.1240;$$

$$\mu_9(H_9, Ma_9) = 0.4578.$$

标称点 3, 7, 9 点的状态空间模型参数为

$$A_{f3} = \begin{bmatrix} -1.9327 & 0.16475 \\ 1.4124 & -2.4503 \end{bmatrix},$$

$$B_{f3} = \begin{bmatrix} 0.65458 & 0.20197 \\ 0.87746 & 0.17985 \end{bmatrix};$$

$$A_{f7} = \begin{bmatrix} -1.4566 & 0.14169 \\ 1.1416 & -1.9497 \end{bmatrix},$$

$$B_{f7} = \begin{bmatrix} 0.60629 & 0.15114 \\ 0.90177 & 0.13183 \end{bmatrix};$$

$$A_{f9} = \begin{bmatrix} -1.4914 & 0.12282 \\ 1.4341 & -1.5286 \end{bmatrix},$$

$$B_{f9} = \begin{bmatrix} 0.60313 & 0.054602 \\ 0.82488 & 0.22054 \end{bmatrix}.$$

按照采样周期 $T=0.02$ s 对以上方程离散化可得

$$A_3 = \begin{bmatrix} 0.9621 & 0.0032 \\ 0.0270 & 0.9522 \end{bmatrix},$$

$$B_3 = \begin{bmatrix} 0.0129 & 0.0040 \\ 0.0173 & 0.0036 \end{bmatrix};$$

$$A_7 = \begin{bmatrix} 0.9713 & 0.0027 \\ 0.0221 & 0.9618 \end{bmatrix},$$

$$B_7 = \begin{bmatrix} 0.0120 & 0.0030 \\ 0.0178 & 0.0026 \end{bmatrix};$$

$$A_9 = \begin{bmatrix} 0.9706 & 0.0024 \\ 0.0278 & 0.9699 \end{bmatrix},$$

$$B_9 = \begin{bmatrix} 0.0006 & 0.0011 \\ 0.0163 & 0.0044 \end{bmatrix}.$$

设最大时延 $\bar{\tau}_k = 0.5$ s, 根据定理 1, 利用 LMI 工具箱的 feasp 求解器求解可得共同的 P

$$P = \begin{bmatrix} 4.8532 & -0.0021 \\ -0.0021 & 4.8506 \end{bmatrix}$$

求得 3 个观测器增益分别为

$$L_3 = \begin{bmatrix} 0.9350 & 0.0218 \\ 0.0218 & 0.9202 \end{bmatrix},$$

$$L_7 = \begin{bmatrix} 0.9483 & 0.0180 \\ 0.0180 & 0.9341 \end{bmatrix},$$

$$L_9 = \begin{bmatrix} 0.9474 & 0.0220 \\ 0.0221 & 0.9458 \end{bmatrix}.$$

故障检测仿真时间为 20 s, 假定前 12 s 系统正常, 在 $t=12$ s 时, 系统发生幅值为 0.0025 的阶跃型突变故障. 故障观测器对系统状态量的跟踪情况如图 3、图 4 所示, 可以看出: 在系统正常时 ($t < 12$ s 范围) 状态观测器对原系统的状态变量 $\Delta n_h, \Delta n_l$ 能够很好地进行跟踪 (图中 $\Delta \hat{n}_h, \Delta \hat{n}_l$ 为状态变量的估计值).

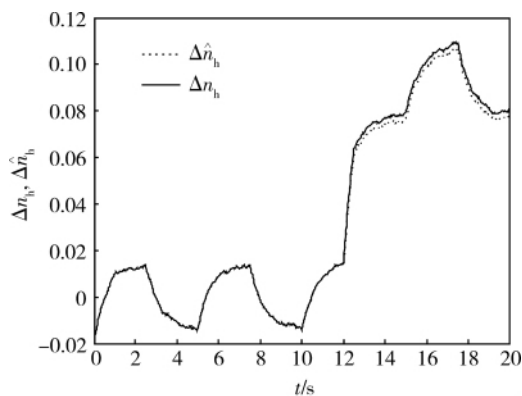


图 3 状态变量 Δn_h 的估计结果

Fig. 3 Estimation of Δn_h

在 $t \geq 12$ s 时, 由于系统发生了阶跃型突变故障, 从图 3、图 4 可以看出, 观测器对状态变量的跟踪误差较 $t < 12$ s 时的误差明显变大.

令观测器输出权矩阵 $\bar{H} = I$, 计算得到的故障诊断系统的残差如图 5 所示, 取故障诊断阈值 $\bar{\varepsilon} = 0.001$, 可以明显地看出: 故障发生前的残差未超越阈值, 当故障发生后, 残差迅速超越故障阈值, 从而检测出故障的发生, 这说明本文基于 T-S

模糊模型设计的故障诊断系统是有效的. 在仿真过程中, 给系统施加了幅值为 0.00025 的随机干扰.

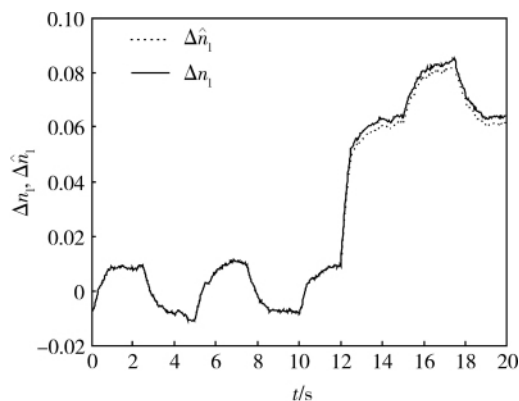


图 4 状态变量 Δn_l 的估计结果

Fig. 4 Estimation of Δn_l

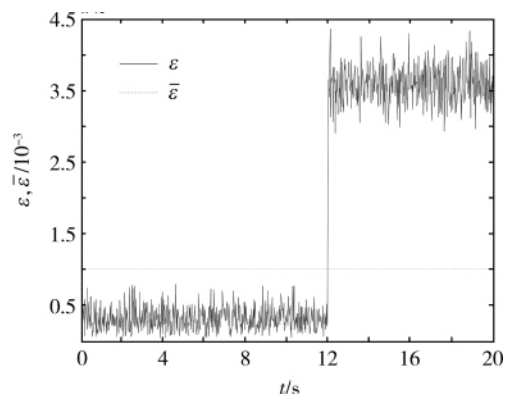


图 5 故障检测系统残差

Fig. 5 Residual of fault detection system

5 结 论

航空发动机分布式系统控制代表着未来航空发动机控制的发展趋势. 对于航空发动机分布式控制系统进行故障诊断研究具备理论和实践意义. 本文应用 T-S 模糊模型的方法建立了航空发动机非线性全包线模型, 考虑到网络的介入, 建立了基于输出时延的航空发动机分布式控制系统模型, 设计了时延补偿模糊观测器, 参照离散切换系统, 推导了航空发动机非线性分布式控制系统的故障检测方法. 仿真结果表明: 本文方法能够快速准确地检测出系统故障.

参考文献:

- [1] Culley D E, Thomas R, Saus J. Concepts for distributed engine control[R]. AIAA-2007-5709, 2007.
- [2] Pakmehr M, Mounier M, Fitzgerald N, et al. Distributed

- control of turbofan engines[R]. AIAA-2009-5532, 2009.
- [3] Yedavalli R K, Belapurkar R K, Behbahani A R. Stability analysis of distributed engine control systems under communication packet drop[R]. AFRL-RZ-WP-TP-2008-2189, 2008.
- [4] 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 Yingqing, ZHANG Hong. Survey of the distribute control system for an aero-engine[J]. Aeroengine, 2003, 29(3): 52-55. (in Chinese)
- [5] 何鹤环, 郭迎清. 基于 DSP 和 CAN 的航空发动机分布式控制系统设计[J]. 航空计算技术, 2006, 36(1): 30-32.
HE Huhuan, GUO Yingqing. Design of distributed control system for aero-engines based on DSP and CAN[J]. Aeronautical Computing Technique, 2006, 36(1): 30-32. (in Chinese)
- [6] 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 Jinquan, XU Ke. A survey of distributed control systems for aero-engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 698-704. (in Chinese)
- [7] 吴勇. 基于分布式系统的航空发动机综合控制研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010.
WU Yong. Research of aero-engine integrated control based on DCS[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)
- [8] 蔡开龙, 谢寿生, 吴勇. 基于 T-S 模糊模型的航空发动机模型辨识[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 194-198.
CAI Kailong, XIE Shousheng, WU Yong. Identification of aero-engines model based on T-S fuzzy mode [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 194-198. (in Chinese)
- [9] 许哲, 许化龙. 基于 T-S 模糊模型的导弹网络化控制系统建模与控制[J]. 上海航天, 2010, 27(2): 49-54.
XU Zhe, XU Hualong. Model and control for missile networked control system based on T-S fuzzy model[J]. Aerospace Shanghai, 2010, 27(2): 49-54. (in Chinese)
- [10] 许域菲, 姜斌, 齐瑞云, 等. 基于模糊 T-S 自适应观测器的近空间飞行器故障诊断与容错控制[J]. 东南大学学报, 2009, 39(增刊 1): 189-194.
- XU Yufei, JIANG Bin, QI Ruiyun, et al. T-S fuzzy adaptive observer based fault diagnosis and fault tolerant control for near space vehicle[J]. Journal of Southeast University, 2009, 39(Sup. 1): 189-194. (in Chinese)
- [11] 王宇雷, 李传江, 马广富. T-S 模型和 H_∞ 观测器在卫星故障诊断中的应用[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2010, 42(9): 1345-1350.
WANG Yulei, LI Chuanjiang, MA Guangfu. Fault diagnosis of Takagi-Sugeno fuzzy systems using H_∞ observers in satellite attitude control[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2010, 42(9): 1345-1350. (in Chinese)
- [12] 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_∞ 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 networked control systems[J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(6): 1292-1297. (in Chinese)
- [13] 李炜, 蒋栋年. 基于 T-S 模糊模型的非线性网络化控制系统的 H_∞ 鲁棒容错控制[J]. 控制与决策, 2010, 25(4): 598-604.
LI Wei, JIANG Dongnian. Robust H_∞ fault-tolerant control for nonlinear networked control system based on Takagi-Sugeno fuzzy model[J]. Control and Decision, 2010, 25(4): 598-604. (in Chinese)
- [14] Takagi T, Sugeno M. Fuzzy identification of systems and its application to modeling and control[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, Cybernetics, 1985, 15(1): 116-132.
- [15] 胡卫红, 李述清, 孙健国. 控制问题中航空发动机飞行包线区域最优划分[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 391-395.
HU Weihong, LI Shuqing, SUN Jianguo. Flight envelope optimization partition for aeroengines control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 391-395. (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 networked control systems[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2010. (in Chinese)