

控制与决策

Control and Decision

航空发动机分布式系统自适应事件触发 H_∞ 容错控制

刘崇智, 汤晓君, 李晓杉, 张泽宇

引用本文:

刘崇智, 汤晓君, 李晓杉, 等. 航空发动机分布式系统自适应事件触发 H_∞ 容错控制[J]. 控制与决策, 2025, 40(6): 1950–1958.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2024.0977>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于移动传感器/执行器网络的时滞分布参数系统镇定控制

Stabilization control for a class of distributed parameter systems with time-delay based on mobile sensor and actuator networks
控制与决策. 2021, 36(8): 1955–1962 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1309>

基于T-S模糊模型的多时滞非线性网络切换控制系统非脆弱 H_∞ 控制

Non-fragile H_∞ control for multi-delay nonlinear network switching control system based on T-S model
控制与决策. 2021, 36(5): 1087–1094 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1098>

带输入饱和的不确定非线性系统自适应模糊触发式补偿控制

Adaptive fuzzy trigger compensation control for uncertain nonlinear system with input saturation
控制与决策. 2021, 36(12): 3007–3014 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0907>

高超声速飞行器间歇故障改进自适应容错控制

Improved adaptive fault-tolerant control of intermittent faults in hypersonic flight vehicle
控制与决策. 2021, 36(11): 2627–2636 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0483>

基于反演算法的严格反馈非线性系统固定时间跟踪控制

Fixed-time tracking control for strict-feedback nonlinear systems based on backstepping algorithm
控制与决策. 2021, 36(1): 173–179 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0658>

航空发动机分布式系统自适应事件触发 H_∞ 容错控制

刘崇智¹, 汤晓君^{1,2†}, 李晓杉¹, 张泽宇¹

(1. 西安交通大学 电气工程学院, 西安 710049; 2. 西安交通大学 仪器科学与技术学院, 西安 710049)

摘要: 针对存在执行器故障、外部干扰、输入输出量化误差和网络诱导时延的不确定性航空发动机分布式控制系统, 提出自适应事件触发 H_∞ 控制方法. 首先, 对执行器故障、外部扰动、量化误差和系统不确定性进行数学描述, 给出自适应事件触发机制来提高网络资源的利用率, 并建立考虑以上因素的闭环系统数学模型; 然后, 利用 Lyapunov-Krasovskii 泛函方法建立保证系统渐近稳定的充分条件, 并给出以线性矩阵不等式形式的自适应事件触发器和 H_∞ 控制器的协同设计方法. 在给定的仿真条件下, 自适应事件触发机制节省的网络资源达到 94%, 相较于普通的事件触发器提升了 46.4%. 仿真结果表明, 所提出的事件触发器和控制器能够保证系统在以上考虑的不良因素下仍然渐近稳定.

关键词: 分布式控制系统; 自适应事件触发控制; 航空发动机; 执行器故障; H_∞ 控制; 网络诱导时延

中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2024.0977

引用格式: 刘崇智, 汤晓君, 李晓杉, 等. 航空发动机分布式系统自适应事件触发 H_∞ 容错控制 [J]. 控制与决策, 2025, 40(6): 1950-1958.

Adaptive event-triggered H_∞ fault-tolerant control for aero-engine distributed systems

LIU Chong-zhi¹, TANG Xiao-jun^{1,2†}, LI Xiao-shan¹, ZHANG Ze-yu¹

(1. School of Electrical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. School of Instrument Science and Technology, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: An adaptive event-triggered H_∞ control method is proposed for the uncertain aero-engine distributed control systems with actuator fault, external disturbance, input-output quantization error and network induced time delay. Firstly, the actuator fault, external disturbance, quantization error and system uncertainty are mathematically described, an adaptive event-triggered mechanism is given to improve the utilization of network resources, and a closed-loop system mathematical model considering the above factors is established. Then, the Lyapunov-Krasovskii functional method is utilized to establish a sufficient condition to ensure the asymptotic stability of the system, and a co-design method of adaptive event trigger and H_∞ controller in the form of linear matrix inequality is given. Under the given simulation conditions, the adaptive event-triggered mechanism saves 94% of the network resources, which is an improvement of 46.4% compared to the ordinary event triggers. The simulation results show that the proposed event trigger and controller can ensure that the system is asymptotically stable despite the undesirable factors considered above.

Keywords: distributed control system; adaptive event-triggered control; aero-engine; actuator fault; H_∞ control; network induced time delay

0 引言

航空发动机分布式控制系统, 相较于集中式系统, 具有布线简单、共享网络资源、降低安装和维护成本、高可靠性等优势^[1-2]. 但是, 分布式控制系统使

用网络总线作为数据通讯途径, 不可避免地需要考虑网络总线带来的弊端. 在航空发动机分布式控制系统中, 多个智能传感器节点和执行器节点共用一条网络总线, 且总线数据传输速率和带宽是有限的,

收稿日期: 2024-08-16; 录用日期: 2024-12-06.

基金项目: 国家科技重大专项基金项目 (J2019-V-0003-0094).

责任编辑: 孙宗耀.

†通信作者. E-mail: xiaojun_tang@mail.xjtu.edu.cn.

容易发生网络堵塞现象,产生网络诱导时延,影响系统的控制性能,严重时可能导致系统不稳定^[3]。此外,由于发动机恶劣的服役环境,分布式系统的闭环控制模型需要考虑外部干扰、执行器随机故障、模型参数摄动等不确定性因素的影响^[4-5]。有效降低这些不确定性因素对分布式系统控制性能的负面影响至关重要。

近年来,国内外学者针对分布式系统有限带宽问题,提出了一系列节省带宽资源的方法,其中事件触发机制(ETM)已经成为一种有效减少数据传输的方法^[6-7]。与常用的时间触发机制不同,ETM不要求以固定的间隔发送数据,而是根据指定的事件触发条件进行数据传输。通过创建适当的事件触发条件,可以最大限度地减少网络资源的浪费。为了更好地捕捉系统的动态特性,文献[8]提出了一种动态ETM,并研究了航空发动机分布式系统在面对外部扰动时的滑模控制方法。另一种有效提高网络资源利用率的方法是数据量化。在通过通信网络之前,信号一般由连续形式经过量化器转换为离散形式进行传输。在相继提出的量化器中,对数量化器^[9-10]被广泛使用。文献[11]总结了处理对数量化误差问题的3种扇区定界方法,其中不确定型扇区定界法将基于静态输出反馈的线性系统的对数量化误差建模为不确定性。Sun等^[12]应用扇区不等式处理测量和控制量化误差,设计了具有时变延迟和有界扰动的随机马尔可夫跳变系统的事件触发量化控制器。

针对内外部干扰和环境变化引起的航空发动机分布式不确定性, H_∞ 鲁棒控制方法被广泛用于抑制这些不确定性因素带来的负面影响。如文献[13]考虑存在执行器部分失效、外部干扰和网络诱导时延的分布式系统,提出了基于输出反馈的 H_∞ 容错控制。文献[14]针对控制器增益摄动的不确定非线性系统提出了基于T-S模糊模型的非脆弱 H_∞ 控制策略。文献[15]针对存在参数摄动、随机时延和外部扰动的航空发动机分布式控制系统,引入 H_∞ 控制方法,研究了自适应滑模控制技术,但是这些方法没有同时考虑事件触发机制和数据量化以及多种不确定性因素的影响,且网络资源利用率仍有进一步提升的空间。

针对以上问题,本文提出一种事件触发 H_∞ 控制策略以解决存在多种负面影响的航空发动机分布式控制系统稳定性问题。然而,解决此类问题仍然存在以下挑战:

1) 当所考虑的航空发动机分布式控制系统存在

执行器故障、外部扰动、模型参数摄动等不确定性因素,同时存在网络诱导时延、输入输出量化误差等多种负面影响时,系统稳定性分析会更加复杂。

2) 在保证系统控制性能的前提下,进一步减少数据传输量来缓解网络传输压力也是一项重要挑战。

为解决以上挑战,本文给出系统不确定性因素的数学描述,并引入自适应事件触发器以节省网络资源,其相较于常见的静态事件触发器具有更高的网络资源利用率,在此基础上建立分布式系统的闭环控制模型。然后,通过建立适当的Lyapunov-Krasovskii泛函,推导出保证系统渐近稳定的稳定性判据。最后,以线性矩阵不等式的形式,给出自适应事件触发器和 H_∞ 控制器的协同设计方法。本文的主要工作如下:

1) 提出一种自适应事件触发机制,该事件触发机制能够根据系统状态自适应调节事件触发阈值,协调系统控制性能与网络资源占用率之间的关系,在保证系统控制性能的同时,最大程度地缓解网络带宽的限制。

2) 提出一种新的分布式系统控制框架,该框架引入了自适应事件触发器,并在前向通道和反馈通道配备了对数量化器,能够同时考虑网络时延、量化误差、执行器故障、外部扰动以及模型摄动等因素的影响。

3) 基于所提出的控制框架,构建一种新的Lyapunov-Krasovskii泛函,并给出保证系统渐近稳定的充分条件以及自适应事件触发器和 H_∞ 容错控制器的设计方法。

1 航空发动机分布式控制系统模型

1.1 航空发动机模型

考虑存在模型参数摄动和外部扰动的航空发动机分布式系统小偏离状态空间模型,可描述为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A + \Delta A(t))x(t) + Bu(t) + E\omega(t), \\ z(t) = Cx(t) + Du(t). \end{cases} \quad (1)$$

其中: $x(t)$ 表示系统状态向量; $u(t)$ 表示系统控制输入向量; $z(t)$ 表示系统输出向量; $\omega(t)$ 表示系统外部扰动; A, B, C, D 和 E 均为适维矩阵, $A(t)$ 模型参数摄动,满足 $\Delta A(t) = MF(t)N$, M 和 N 为已知的常数适维矩阵; $F(t)$ 是时变未知矩阵,满足 $F^T(t)F(t) \leq I$ 。

本文给出现有研究对航空发动机分布式控制系统通用的假设^[4,13,15]:

假设1 控制器和执行器是事件驱动的,传感器和采样器是时钟驱动的,其采样周期为 h 。

假设2 数据以单个数据包传输,所有系统状态变量都是可测的.

假设3 零阶保持器(ZOH)的控制输入 $u(t)$ 是一个分段常数函数.

引入自适应事件触发器和输入输出量化器的航空发动机分布式控制系统(1)的控制框架如图1所示.系统状态信号和控制输入信号通过网络总线在各节点之间传输,且分别由位于反馈通道的状态量化器 $f(\cdot)$ 和位于前向通道的控制输入量化器 $g(\cdot)$ 进行量化.假设采样周期为常数 h ,采样时间 kh 用 $s_k h(k=0,1,2,\dots)$ 表示. $t_k h(k=0,1,2,\dots)$ 则表示第 k 个事件被触发并发送数据包的时刻.

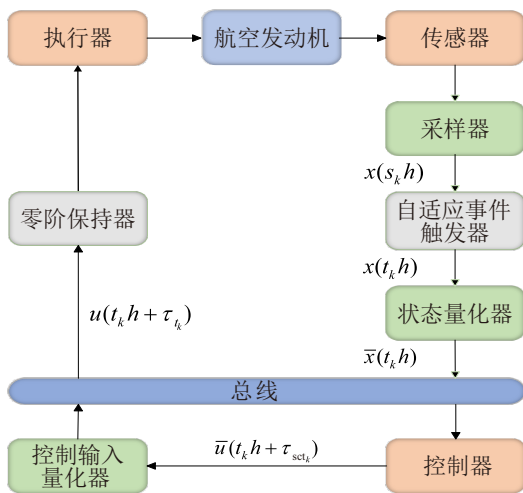


图1 航空发动机分布式系统控制框架

1.2 数据量化分析

量化的状态信号和控制输入信号分别用 $\bar{x}(t_k h)$ 和 $u(t_k h)$ 表示, $\bar{u}(t_k h)$ 表示量化前的控制输入信号,则控制器可以描述为

$$\begin{cases} \bar{x}(t_k h) = f(x(t_k h)), \\ \bar{x}(t_k h + \tau_{sct_k}) = K\bar{x}(t_k h), \\ u(t_k h + \tau_{t_k}) = g(\bar{x}(t_k h + \tau_{sct_k})). \end{cases} \quad (2)$$

其中: τ_{t_k} 表示网络诱导时延,由传感器到控制器的时延 τ_{sct_k} 和控制器到执行器的时延 τ_{cat_k} 组成. K 表示待设计的控制器增益矩阵.状态量化器 $f(\cdot)$ 表示为 $f(x) = [f_1(x_1), f_2(x_2), \dots, f_n(x_n)]^T$ 并且满足

$$f(x) = \begin{cases} v_i, & \frac{1+\rho}{2}v_i < x < \frac{1+\rho}{2\rho}v_i, x > 0; \\ 0, & x = 0; \\ -f(-x), & x < 0. \end{cases}$$

ρ 是量化密度,每个量化水平对应于区间 $(\frac{1+\rho}{2}v_i, \frac{1+\rho}{2\rho}v_i]$,因此量化器可以将整段映射到量化水平.

基于以上分析,控制器可以进一步表示为

$$\begin{aligned} u(t) &= g(Kf(x(t_k h))), \\ t &\in [t_k h + \tau_{t_k}, t_{k+1} h + \tau_{t_{k+1}}). \end{aligned} \quad (3)$$

1.3 执行器随机故障

针对航空发动机分布式控制系统中可能出现的执行器故障,引入故障矩阵 $\Xi(t)$,则考虑执行器故障的控制器 $\tilde{u}(t)$ 可以表示为

$$\tilde{u}(t) = \Xi(t)u(t). \quad (4)$$

其中: $\Xi(t) = \text{diag}\{\eta_1(t), \eta_2(t), \dots, \eta_m(t)\}$; m 表示执行器数量, $\eta_i(t)(i=1,2,\dots,m)$ 表示与执行器故障相关的时变函数,满足 $0 \leq \underline{\eta}_i \leq \eta_i(t) \leq \bar{\eta}_i < \infty$, $\underline{\eta}_i$ 和 $\bar{\eta}_i$ 是已知常数,分别表示实变函数的上、下界.

定义矩阵 $\Xi_1 = \text{diag}\{\eta_{11}, \eta_{12}, \dots, \eta_{1m}\}$, $\Xi_2(t) = \text{diag}\{\eta_{21}(t), \eta_{22}(t), \dots, \eta_{2m}(t)\}$,其中 $\eta_{1i} = \frac{\underline{\eta}_i + \bar{\eta}_i}{2}$, $\eta_{2i}(t) = \frac{\eta_i(t) - \eta_{1i}}{\eta_{1i}}$.则 $\Xi(t)$ 可表示为 $\Xi(t) = \Xi_1(1 + \Xi_2(t))$,且 $|\Xi_2(t)| \leq I$.

1.4 自适应事件触发机制

为了节约网络资源,在采样器与通信网络之间的控制框架中加入了自适应事件触发器.自适应事件触发器接受来自采样器的状态数据并决定是否发送它.不符合事件触发条件的数据被认为是不必要的,并被丢弃.传输的数据必须满足如下要求:

$$[x(t_k h) - x(t_k h + lh)]^T \Phi [x(t_k h) - x(t_k h + lh)] - \sigma(t)x^T(t_k h + lh)\Phi x(t_k h + lh) \geq 0. \quad (5)$$

其中: Φ 为待设计的权值矩阵; $l=1,2,\dots,\bar{l}-1$, $\bar{l}-1 = t_{k+1} - t_k$; $\sigma(t)$ 是满足 $\sigma(t) \in (0,1)$ 的自适应事件触发阈值.自适应事件触发阈值的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\sigma}(t) &= \frac{1}{\sigma(t)} \left(\frac{1}{\sigma(t)} - f \right) [x(t_k h) - x(t_k h + lh)]^T \times \\ &\quad \Phi [x(t_k h) - x(t_k h + lh)], \end{aligned} \quad (6)$$

其中已知常数 $\phi \geq 1$ 表示阈值调节速率.

从式(5)可以看出,事件触发条件的难度随阈值的变化而变化.特别是当 $\sigma(t) = 0$ 时,自适应事件触发将转变为时间触发.从式(6)可以看出,自适应事件触发阈值 $\sigma(t)$ 受最新发送数据与当前采样数据之间动态误差的影响,因此事件触发条件的难度根据系统状态自适应调整.当系统趋于稳定,动态误差趋于零时,阈值将保持一个固定值.

1.5 闭环系统模型

首先对时滞系统进行分析,定义网络诱导时延上下界分别为 $\tau_m = \min_{k \in N} \{\tau_{t_k}\}$, $\bar{\tau} = \max_{k \in N} \{\tau_{t_k}\}$.将时间区间 $\Omega_k = [t_k h + \tau_{t_k}, t_{k+1} h + \tau_{t_{k+1}})$ 分成一系列

子区间 $\Omega_{k_i} = \bigcup_{l=0}^{\bar{l}-1} \Omega_{k_i^l}$, $\Omega_{k_i^l} = [t_k h + lh + \tau_{t_k}^l, t_{k+1} h + (l+1)h + \tau_{t_k}^{l+1})$, 其中

$$\tau_{t_k}^l = \begin{cases} \tau_{t_k}, & l = 0, 1, \dots, \bar{l} - 2; \\ \tau_{t_{k+1}}, & l = \bar{l} - 1. \end{cases}$$

定义 $\tau(t) = t - t_k h - lh, t \in \Omega_{k_i^l} (l = 0, 1, \dots, \bar{l} - 1)$ 并且 $\tau_M = h + \bar{\tau}$, 可得 $0 \leq \tau_m \leq \tau_{t_k}^l \leq \tau(t) \leq h + \tau_{t_k}^{l+1} \leq \tau_M$.

基于以上分析, 闭环控制系统可表示为

$$\dot{x}(t) = (A + \Delta A(t))x(t) + B\Xi(t)g(Kf(x(t_k h))) + E\omega(t), t \in [t_k h + \tau_{t_k}, t_{k+1} h + \tau_{t_{k+1}}). \quad (7)$$

2 稳定性分析

本节将通过构建一个新的 Lyapunov-Krasovskii 泛函来推导出保证系统渐近稳定的稳定性判据. 为了便于后续推导, 首先给出如下引理.

引理 1^[16] 对于任意正定对角矩阵 S 和 H , 存在

$$\begin{bmatrix} \varphi_1 & 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & \Xi_1 PB & PE & A^T P & C^T & \varepsilon_1 PM & N^T & \varepsilon_2 PB & 0 \\ * & \varphi_2 & \varphi_3 & \varphi_3^T & \varphi_4 & 2S & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & \varphi_5 & U^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & \varphi_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \varphi_7 & 2S & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & \varphi_8 & 2K^T H & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & -2H & 0 & \Xi_1 B^T P & \Xi_1 D^T & 0 & 0 & 0 & \Xi_1 \\ * & * & * & * & * & * & * & -\gamma^2 & E^T P & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & -PR^{-1}P & 0 & \varepsilon_1 PM & 0 & \varepsilon_2 PB & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & * & -I & 0 & 0 & \varepsilon_2 D & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & -\varepsilon_1 I & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & -\varepsilon_1 I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & -\varepsilon_2 I & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & * & -\varepsilon_2 I \end{bmatrix} < 0, \quad (10)$$

则系统 (7) 是渐近稳定的且具有 H_∞ 干扰抑制指标 γ . 其中

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= PA + A^T P - R_1 + Q_1 + Q_2, \\ \varphi_2 &= -2R_2 + U^T + U + \Phi - 2\Lambda_1 S \Lambda_0, \\ \varphi_3 &= -U + R_2, \\ \varphi_4 &= -2\Lambda_1 S \Lambda_0, \\ \varphi_5 &= -R_1 - R_2 - Q_1, \\ \varphi_6 &= -R_2 - Q_2, \\ \varphi_7 &= -\phi \Phi - 2\Lambda_1 S \Lambda_0, \\ \varphi_8 &= -2S - 2K^T \Pi_0 H H \Pi_1 K, \\ R &= \tau_m^2 R_1 + (\tau_M - \tau_m)^2 R_2, \end{aligned}$$

*表示对称阵.

证明 构造 Lyapunov-Krasovskii 泛函

$$V(t) = V_1(t) + V_2(t) + V_3(t), \quad (11)$$

其中

如下不等式成立:

$$\begin{aligned} & [f(x(t_k h)) - \Lambda_0 x(t_k h)]^T S \times \\ & [f(x(t_k h)) - \Lambda_1 x(t_k h)] \leq 0, \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} & [g(Kf(x(t_k h))) - \Pi_0 Kf(x(t_k h))]^T H \times \\ & [g(Kf(x(t_k h))) - \Pi_1 Kf(x(t_k h))] \leq 0. \end{aligned} \quad (9)$$

其中: $\Lambda_0 = I - \Lambda, \Lambda_1 = I + \Lambda, \Lambda = \text{diag}\{\delta_{f_1}, \delta_{f_2}, \dots, \delta_{f_n}\}, \Pi_0 = I - \Pi, \Pi_1 = I + \Pi$ 并且 $\Pi = \text{diag}\{\delta_{g_1}, \delta_{g_2}, \dots, \delta_{g_m}\}$.

引理 2^[17] 对于任意正常数 ε 和适当维数的矩阵 M, N, F , 且 $F^T F \leq I$, 存在如下不等式成立:

$$MFN + N^T F^T M^T \leq \varepsilon MM^T + \frac{1}{\varepsilon} N^T N.$$

定理 1 对于给定的常数 τ_m, τ_M, ϕ 和矩阵 K , 如果存在适维的正定对称矩阵 $P, Q_1, Q_2, R_1, R_2, \Phi$, 适维矩阵 U 和对角矩阵 S 和 H , 使得如下不等式成立:

$$V_1(t) = x^T(t) P x(t),$$

$$V_2(t) = \int_{t-\tau_m}^t x^T(s) Q_1 x(s) ds +$$

$$\int_{t-\tau_M}^t x^T(s) Q_2 x(s) ds,$$

$$V_3(t) = \tau_m \int_{t-\tau_m}^t \int_s^t \dot{x}^T(v) R_1 \dot{x}(v) dv ds +$$

$$(\tau_M - \tau_m) \int_{t-\tau_M}^t \int_s^t \dot{x}^T(v) R_2 \dot{x}(v) dv ds.$$

对式 (11) 求导可得

$$\dot{V}(t) = \dot{V}_1(t) + \dot{V}_2(t) + \dot{V}_3(t). \quad (12)$$

其中

$$\dot{V}_1(t) = 2x^T(t) P \dot{x}(t),$$

$$\dot{V}_2(t) =$$

$$x^T(t) (Q_1 + Q_2) x(t) - x^T(t - \tau_m) Q_1 x(t - \tau_m) -$$

$$x^T(t - \tau_M) Q_2 x(t - \tau_M),$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_3(t) = & \dot{x}^T(t)[\tau_m^2 R_1 + (\tau_M - \tau_m)^2 R_2] \dot{x}(t) - \\ & \tau_m \int_{t-\tau_m}^t \dot{x}^T(t) R_1 \dot{x}(t) ds - \\ & (\tau_M - \tau_m) \int_{t-\tau_M}^{t-\tau_m} \dot{x}^T(t) R_2 \dot{x}(t) ds. \end{aligned}$$

令 $R = \tau_m^2 R_1 + (\tau_M - \tau_m)^2 R_2$, 则

$$\begin{aligned} \dot{x}^T(t)[\tau_m^2 R_1 + (\tau_M - \tau_m)^2 R_2] \dot{x}(t) = \\ \zeta^T(t) \Theta^T R \Theta \zeta(t). \end{aligned} \quad (13)$$

其中: $\Theta = [A + \Delta A(t), 0, 0, 0, 0, 0, B \Xi(t), E]$, $\zeta^T(t) = [x^T(t), x^T(t - \tau(t)), x^T(t - \tau_m), x^T(t - \tau_M), e^T(t_k h), f^T(t_k h), g^T(t_k h), \omega^T(t)], f(t_k h) \triangleq f(x(t_k h)), g(t_k h), \triangleq g(Kf(x(t_k h)))$.

根据 Jensen 不等式^[18] 和互凸组合不等式^[19], 对式 (11) 导数中的积分项进行处理, 可得

$$\begin{aligned} -\tau_m \int_{t-\tau_m}^t \dot{x}^T(t) R_1 \dot{x}(t) ds \leq \\ -[x(t) - x(t - \tau_m)]^T R_1 [x(t) - x(t - \tau_m)], \quad (14) \\ -(\tau_M - \tau_m) \int_{t-\tau_M}^{t-\tau_m} \dot{x}^T(t) R_2 \dot{x}(t) ds \leq \bar{x}^T(t) \Delta \bar{x}(t). \end{aligned} \quad (15)$$

其中

$$\begin{aligned} \bar{x}(t) = \begin{bmatrix} x(t - \tau_m) \\ x(t - \tau(t)) \\ x(t - \tau_M) \end{bmatrix}, \\ \Delta = \begin{bmatrix} -R_2 & R_2^T + U^T & -R_2^T \\ * & -2R_2 - U - U^T & R_2^T + U^T \\ * & * & -R_2 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

由式 (5) 和 (6), 得到 AETM 的约束条件为

$$x^T(t - \tau(t)) \Phi x(t - \tau(t)) > \phi e^T(t_k h) \Phi e(t_k h). \quad (16)$$

联立式 (12) ~ (16), 根据 Schur 补性质可得

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) \leq \\ \zeta^T(t) (\Psi + \Theta^T R \Theta + \text{sym}\{L_M^T F(t) L_N\} + \\ \text{sym}\{\Gamma_1^T \Xi_2(t) \Gamma_2\}) \zeta(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t). \end{aligned} \quad (17)$$

其中

$$\begin{aligned} L_M = [M^T P \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0], \\ L_N = [N \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0], \\ \Gamma_1 = [B^T P_1 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0], \\ \Gamma_2 = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \Xi_1 \quad 0], \\ \Psi = \begin{bmatrix} \varphi_1 & 0 & R_1 & 0 & 0 & 0 & \Xi_1 P B & P E \\ * & \varphi_2 & \varphi_3 & \varphi_3^T & \varphi_4 & 2S & 0 & 0 \\ * & * & \varphi_5 & U^T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & \varphi_6 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \varphi_7 & 2S & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & \varphi_8 & 2K^T H & 0 \\ * & * & * & * & * & * & -2H & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & -\gamma^2 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

进一步地, 由引理 2 可知, 式 (10) 是保证下式成立的充分条件:

$$\dot{V}(t) \leq -z^T(t) z(t) + \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t). \quad (18)$$

对式 (18) 两边从 0 到 t 积分可得

$$\begin{aligned} V(t) - V(0) \leq \\ -\int_0^t z^T(t) z(t) dt + \int_0^t \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) dt. \end{aligned} \quad (19)$$

在零初始条件下, 令 $t \rightarrow \infty$, 有

$$\int_0^\infty z^T(t) z(t) dt \leq \int_0^\infty \gamma^2 \omega^T(t) \omega(t) dt. \quad (20)$$

由此可知, 如果不等式 (18) 成立, 则系统 (7) 是渐近稳定的, 且具有一定的 H_∞ 干扰抑制指标 γ . \square

3 自适应事件触发器和 H_∞ 控制器协同设计方法

定理 1 只能用于验证系统的稳定性, 本节通过对定理 1 中的控制器增益和矩阵 P 进行解耦, 给出自适应事件触发器和控制器的设计方法.

定理 2 对于给定的常数 τ_m, τ_M, Φ , 矩阵 Y 和对角矩阵 Λ, Π , 如果存在适维的正定对称矩阵 $X, \bar{Q}_1, \bar{Q}_2, \bar{R}_1, \bar{R}_2, \bar{\Phi}$, 适维矩阵 \bar{U} 和对角矩阵 \bar{S} 和 H , 使得如下不等式成立:

$$\begin{bmatrix} \bar{\Psi}_1 & \bar{\Psi}_2 \\ * & \bar{\Psi}_3 \end{bmatrix} < 0, \quad (21)$$

则系统 (7) 是渐近稳定的且具有 H_∞ 干扰抑制指标 γ , 并且控制器增益为 $K = YX^{-1}$. 其中

$$\bar{\Psi}_1 = \begin{bmatrix} \bar{\varphi}_1 & \bar{\varphi}_4 & \bar{R}_1 & 0 & \bar{\varphi}_4 & \bar{\varphi}_4 & \bar{\varphi}_{11} & E & XA^T \\ * & \bar{\varphi}_2 & \bar{\varphi}_3 & \bar{\varphi}_3^T & 0 & 0 & 0 & 0 & \bar{\varphi}_4^T \\ * & * & \bar{\varphi}_5 & \bar{U}^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & \bar{\varphi}_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \bar{\varphi}_7 & 0 & 0 & 0 & \bar{\varphi}_4^T \\ * & * & * & * & * & \bar{\varphi}_8 & 0 & 0 & \bar{\varphi}_4^T \\ * & * & * & * & * & * & \bar{\varphi}_9 & 0 & \bar{\varphi}_{11}^T \\ * & * & * & * & * & * & * & -\gamma^2 & E^T \\ * & * & * & * & * & * & * & * & \bar{\varphi}_{10} \end{bmatrix},$$

$$\bar{\varphi}_1 = AX + XA^T - \bar{R}_1 + \bar{Q}_1 + \bar{Q}_2,$$

$$\bar{\varphi}_2 = -2\bar{R}_2 + \bar{U}^T + \bar{U} + \bar{\Phi},$$

$$\bar{\varphi}_3 = -\bar{U} + \bar{R}_2, \quad \bar{\varphi}_4 = \Xi_1 B Y,$$

$$\bar{\varphi}_5 = -\bar{R}_1 - \bar{R}_2 - \bar{Q}_1,$$

$$\bar{\varphi}_6 = -\bar{R}_2 - \bar{Q}_2, \quad \bar{\varphi}_7 = -\phi \bar{\Phi}, \quad \bar{\varphi}_8 = -2\bar{S},$$

$$\bar{\varphi}_9 = -2H, \quad \bar{\varphi}_{10} = \rho^2 \bar{R} - 2\rho X, \quad \bar{\varphi}_{11} = \Xi_1 B,$$

$$\bar{\Psi}_2 = [\bar{T}^T \quad \bar{L}_M^T \quad \bar{L}_N^T \quad \bar{\Gamma}_1^T \quad \bar{\Gamma}_2^T \quad \bar{\Upsilon}_1^T \quad \bar{\Upsilon}_2^T],$$

$$\bar{T} =$$

$$[CX \quad \Xi_1 D Y \quad 0 \quad 0 \quad \Xi_1 D Y \quad \Xi_1 D Y \quad \Xi_1 D \quad 0 \quad 0],$$

$$\bar{L}_M = [\varepsilon_1 M^T \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \varepsilon_1 M^T],$$

$$\begin{aligned} \bar{L}_N &= [NX \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \\ \bar{\Gamma}_1 &= [\varepsilon_2 B^T \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \varepsilon_2 B^T], \\ \bar{\Gamma}_2 &= [0 \ Y \Xi_1 \ 0 \ 0 \ Y \Xi_1 \ Y \Xi_1 \ \Xi_1 \ 0 \ 0], \\ \bar{\Upsilon}_1 &= [0 \ \Lambda X \ 0 \ 0 \ \Lambda X \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \\ \bar{\Upsilon}_2 &= [0 \ \Pi Y \ 0 \ 0 \ \Pi Y \ \Pi Y \ 0 \ 0 \ 0], \\ \bar{\Psi}_3 &= \text{diag} \left\{ -I, -\varepsilon_1 I, -\varepsilon_1 I, -\varepsilon_2 I, -\varepsilon_2 I, \right. \\ &\quad \left. -\frac{1}{2}(\rho_3^2 \bar{S} - 2\rho_3 X_1), -\frac{1}{2}(\rho_4^2 H - 2\rho_4 I) \right\}. \end{aligned}$$

证明 不等式 (10) 等价于不等式

$$\begin{bmatrix} \tilde{\Psi}_1 & \tilde{\Psi}_2 \\ * & \tilde{\Psi}_3 \end{bmatrix} < 0. \quad (22)$$

其中

$$\tilde{\Psi}_1 = \begin{bmatrix} \tilde{\varphi}_1 & \tilde{\varphi}_4 & R_1 & 0 & \tilde{\varphi}_4 & \tilde{\varphi}_4 & \tilde{\varphi}_{11} & PE & A^T P \\ * & \tilde{\varphi}_2 & \tilde{\varphi}_3 & \tilde{\varphi}_3^T & 0 & 0 & 0 & 0 & \tilde{\varphi}_4^T \\ * & * & \tilde{\varphi}_5 & U^T & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & \tilde{\varphi}_6 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & \tilde{\varphi}_7 & 0 & 0 & 0 & \tilde{\varphi}_4^T \\ * & * & * & * & * & \tilde{\varphi}_8 & 0 & 0 & \tilde{\varphi}_4^T \\ * & * & * & * & * & * & \tilde{\varphi}_9 & 0 & \tilde{\varphi}_{11}^T \\ * & * & * & * & * & * & * & -\gamma^2 E^T P \\ * & * & * & * & * & * & * & * & \tilde{\varphi}_{10} \end{bmatrix},$$

$$\begin{aligned} \tilde{\varphi}_1 &= PA + A^T P - R_1 + Q_1 + Q_2, \\ \tilde{\varphi}_2 &= -2R_2 + U^T + U + \Phi, \quad \tilde{\varphi}_3 = -U_2 + R_2, \\ \tilde{\varphi}_4 &= \Xi_1 P B K, \quad \tilde{\varphi}_5 = -R_1 - R_2 - Q_1, \\ \tilde{\varphi}_6 &= -R_2 - Q_2, \quad \tilde{\varphi}_7 = -\phi \Phi, \\ \tilde{\varphi}_8 &= -2S, \quad \tilde{\varphi}_9 = -2H, \\ \tilde{\varphi}_{10} &= -PR^{-1}P, \quad \tilde{\varphi}_{11} = \Xi_1 P B, \\ \tilde{\Upsilon}_2 &= [\tilde{T}^T \ \tilde{L}_M^T \ \tilde{L}_N^T \ \tilde{\Gamma}_1^T \ \tilde{\Gamma}_2^T \ \tilde{\Upsilon}_1^T \ \tilde{\Upsilon}_2^T], \\ \tilde{T} &= [C \ \Xi_1 P D K \ 0 \ 0 \ \Xi_1 P D K \ \rightarrow \\ &\quad \leftarrow \Xi_1 P D K \ \Xi_1 D \ 0 \ 0], \\ \tilde{L}_M &= [\varepsilon_1 M^T P \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \varepsilon_1 M^T P], \\ \tilde{L}_N &= [N \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \\ \tilde{\Gamma}_1 &= [\varepsilon_2 B^T P \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \varepsilon_2 B^T P], \\ \tilde{\Gamma}_2 &= [0 \ K \Xi_1 \ 0 \ 0 \ K \Xi_1 \ K \Xi_1 \ \Xi_1 \ 0 \ 0], \\ \tilde{\Upsilon}_1 &= [0 \ \Lambda \ 0 \ 0 \ \Lambda \ 0 \ 0 \ 0 \ 0], \\ \tilde{\Upsilon}_2 &= [0 \ \Pi K \ 0 \ 0 \ \Pi K \ \Pi K \ 0 \ 0 \ 0], \\ \tilde{\Psi}_3 &= \text{diag} \left\{ -I, -\varepsilon_1 I, -\varepsilon_1 I, -\varepsilon_2 I, -\varepsilon_2 I, \right. \\ &\quad \left. -\frac{1}{2}S^{-1}, -\frac{1}{2}H^{-1} \right\}. \end{aligned}$$

对式 (22) 分别左乘右乘对角矩阵 $\text{diag}\{P^{-1}, \dots, P^{-1}, I, I, P^{-1}, I, \dots, I\}$, 并定义变量

$$\begin{aligned} P^{-1} &= X, \quad \bar{R}_1 = X R_1 X, \quad \bar{R}_2 = X R_2 X, \quad \bar{U} = X U X, \\ \bar{Q}_1 &= X Q_1 X, \quad \bar{Q}_2 = X Q_2 X, \quad \bar{\Phi} = X \Phi X, \quad \bar{S} = X S X. \end{aligned}$$

因 $(R - \rho^{-1}P)R^{-1}(R - \rho^{-1}P) \geq 0$, 将不等式左侧相乘展开可得 $R - 2\rho^{-1}P + \rho^{-2}PR^{-1}P \geq 0$, 然后不等式两边同时乘 ρ^2 可以得到

$$-PR^{-1}P \leq \rho^2 R - 2\rho P.$$

相似地, 可以得到不等式

$$-S^{-1} \leq \rho_3^2 \bar{S} - 2\rho_3 P^{-1},$$

$$-H^{-1} \leq \rho_4^2 H - 2\rho_4 I.$$

结合上述分析和 Schur 补性质^[2], 不等式 (21) 成立能保证不等式 (10) 成立, 由定理 1 可知, 如果不等式 (21) 成立. 则系统是渐近稳定的, 且具有一定的 H_∞ 干扰抑制指标 γ . \square

4 仿真及结果分析

本节选择某型航空发动机在地面最大状态时的小偏离状态空间模型为被控对象, 验证本文所提出方法在网络资源利用率和抑制不确定性因素影响方面的有效性. 系统 (7) 的系数矩阵为

$$A = \begin{bmatrix} -1.260 \ 36 & 1.024 \ 75 \\ -0.142 \ 45 & -1.238 \ 66 \end{bmatrix},$$

$$B =$$

$$\begin{bmatrix} 0.351 \ 14 & 0.539 \ 23 & 0.013 \ 62 & 0.017 \ 34 \\ 0.355 \ 35 & 0.320 \ 35 & -0.004 \ 82 & -0.007 \ 29 \end{bmatrix},$$

$$C = \begin{bmatrix} 1.000 \ 00 & 0.000 \ 00 \\ 0.000 \ 00 & 1.000 \ 00 \\ 0.551 \ 16 & -0.288 \ 55 \\ 0.507 \ 56 & -0.074 \ 44 \\ 0.219 \ 70 & 1.390 \ 28 \\ 0.356 \ 21 & 0.540 \ 59 \\ 0.355 \ 75 & 0.122 \ 18 \\ 0.247 \ 07 & -0.536 \ 98 \\ -0.136 \ 02 & 1.268 \ 26 \\ 0.397 \ 04 & 0.038 \ 64 \end{bmatrix},$$

$$D =$$

$$\begin{bmatrix} 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 \\ 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 & 0.000 \ 00 \\ 0.187 \ 58 & -0.822 \ 92 & 0.003 \ 10 & -0.006 \ 68 \\ 0.048 \ 39 & -0.221 \ 02 & -0.007 \ 37 & -0.001 \ 73 \\ 0.173 \ 73 & -0.678 \ 87 & 0.010 \ 04 & 0.015 \ 28 \\ 0.039 \ 62 & -0.155 \ 22 & -0.004 \ 50 & -0.001 \ 19 \\ 0.274 \ 97 & -1.072 \ 87 & 0.004 \ 60 & 0.000 \ 56 \\ 0.454 \ 58 & 0.094 \ 37 & -0.008 \ 79 & -0.013 \ 09 \\ -0.101 \ 24 & 0.393 \ 91 & 0.005 \ 44 & 0.014 \ 71 \\ 0.238 \ 73 & 0.395 \ 98 & 0.004 \ 50 & -0.000 \ 82 \end{bmatrix},$$

$$M = [0.1 \ 0.1]^T, \quad N = [0.1 \ 0.1].$$

状态向量为 $x(t) = [n_L \ n_H]^T$, 控制输入向量为 $u(t) = [W_f \ A_s \ \alpha_F \ \alpha_C]^T$, 系统输出向量为

$z(t) = [n_L \ n_H \ P_{22} \ T_{22} \ P_3 \ T_3 \ P_{55} \ T_{55} \ \pi_T \ F_N]^T$. 其中 n_L 和 n_H 分别表示低压和高压转子百分比转速, W_f 表示主燃烧室燃油流量, A_g 表示喷管喉部面积, α_F 表示风扇导叶角度, α_C 表示压气机导叶角度, P_{22} 和 T_{22} 分别表示风扇出口压力和温度, P_3 和 T_3 分别表示压气机出口压力和温度, P_{55} 和 T_{55} 分别表示涡轮出口的的压力和温度, π_T 表示涡轮落压比, F_N 表示推力.

给定初始状态 $x(0) = [1 \ 1.5]^T$, 时延边界 $\tau_M = 0.1$, $\tau_m = 0.01$, H_∞ 抑制指标 $\gamma = 5$, 事件触发参数 $\phi = 0.8$, 设置 $\rho = 0.01$, $\rho_3 = \rho_4 = 0.1$, $\varepsilon_1 = 0.1$, $\varepsilon_2 = 0.2$, $\Lambda = \text{diag}\{0.055, 0.12\}$, $\Pi = \text{diag}\{0.055, 0.12, 0.055, 0.12\}$. 根据定理 2 中的 LMI 求解得到控制器增益 K 和事件触发权重矩阵 Φ 为

$$K = \begin{bmatrix} -1.4504 & 0.0307 & -0.0215 & -0.0111 \\ -1.8839 & -0.7216 & -0.0161 & -0.0219 \end{bmatrix}^T,$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0.3767 & -0.0847 \\ -0.0847 & 0.1051 \end{bmatrix}.$$

为验证自适应事件触发机制在节约网络资源方面的优势, 分别采用时间触发机制^[4,13], 静态事件触发机制^[20] 和自适应事件触发机制进行数值仿真, 在其他条件相同的情况下, 3 种触发机制的系统状态响应轨迹和事件触发间隔如图 2 所示, 3 种触发机制的数据传输特性如表 1 所示. 系统状态响应轨迹中红实线代表低压转子百分比转速偏差, 蓝虚线代表高压转子百分比转速偏差. 当百分比转速偏差为零时, 说明系统处于稳定状态. 在触发间隔图中, 顶部带有圆圈的竖线代表一次触发事件, 竖线的长度则代表两次相邻事件触发间隔的时间.

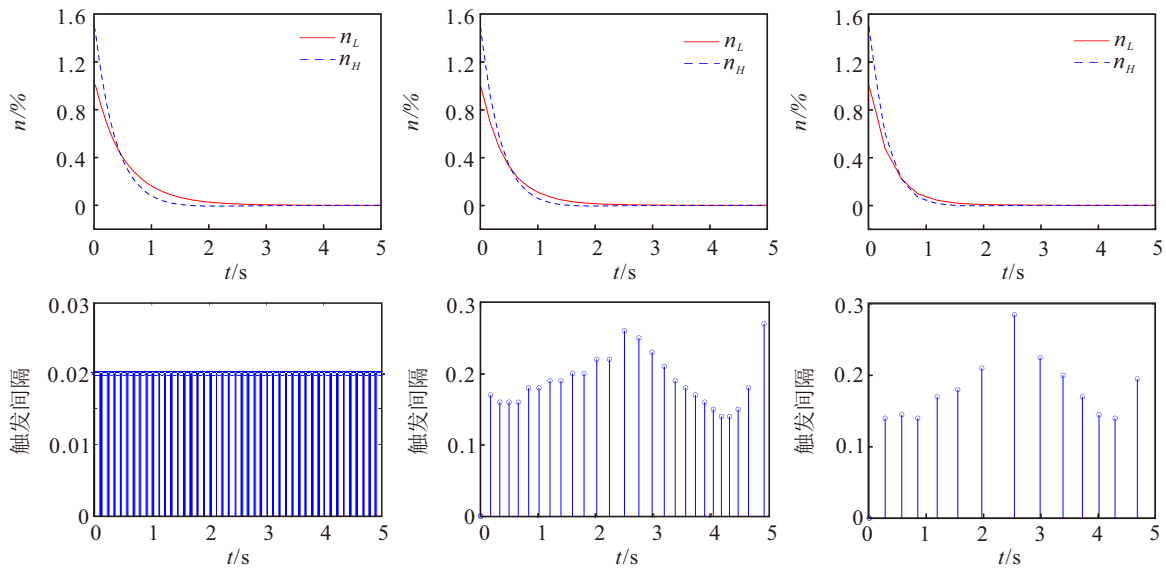


图2 不同触发机制下系统状态响应轨迹和事件触发间隔

表1 不同触发机制下的数据传输特性

触发机制	数据传输量	平均触发间隔时间/s	网络资源节省率/%
时间触发 ^[4,13]	250	0.02	0.0
静态事件触发 ^[20]	28	0.179	88.9
自适应事件触发	15	0.333	94.0

从图 2 中的系统状态响应轨迹结果可以看出, 3 种触发机制在 5 s 内均能保证系统状态收敛到零, 并且收敛速度相近. 而对比 3 种触发机制的触发间隔结果可以发现, 自适应事件触发机制下的触发次数最少. 从表 1 的数据传输量可以明显看出, 5 s 内其事件触发次数最少 (仅为 15), 节约了 94% 的网络资源, 它相较于通用的静态事件触发机制节约了 46.4% 的网络资源. 由以上结果分析可知, 本文提出的自适应事件触发 H_∞ 控制方法保证了系统的渐近

稳定, 且其网络资源节省率更高.

为验证该方法对执行器故障的容错能力, 分别对存在不同故障情况下的系统进行仿真. 设置 4 种故障条件分别为

$$\Xi_0 = \text{diag}\{1.0, 1.0, 1.0, 1.0\},$$

$$\Xi_1 = \text{diag}\{0.5, 0.8, 0.4, 0.7\},$$

$$\Xi_2 = \text{diag}\{0.6, 0.4, 1.0, 1.0\},$$

$$\Xi_3 = \text{diag}\{1.5, 1.7, 0.6, 0.5\}.$$

其中: Ξ_0 表示执行器无故障, Ξ_1 和 Ξ_2 表示各执行机构不同程度的衰减故障, Ξ_3 表示存在正向漂移故障. 由于篇幅限制, 仅给出 4 种情况的主燃烧室燃油流量控制输入轨迹和高压转子转速状态响应轨迹, 分别如图 3 和图 4 所示. 从图 3 可以看出, 由于执行器故障的影响, 执行器的控制输入轨迹存在不同程度的衰减故障和正向漂移故障, 但在容错控制器驱动

下能趋于稳定. 从图4可以看出, 在不同故障条件下, 闭环系统仍渐近稳定. 由此可知, 本文提出的方法对执行器衰减故障和正向漂移故障具有容错能力.

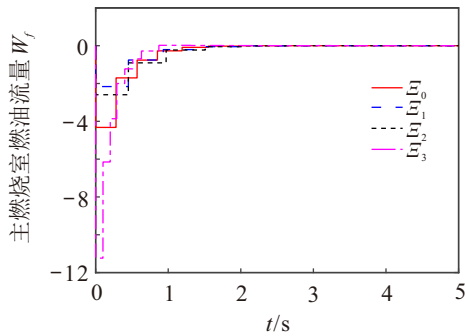


图3 主燃烧室燃油流量控制输入轨迹

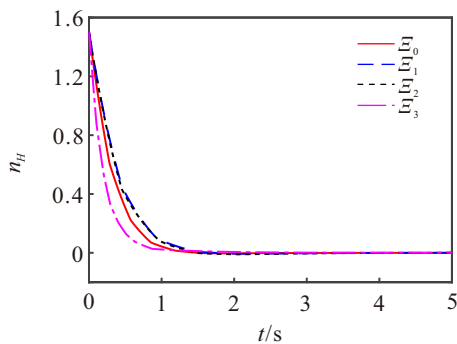


图4 高压转子百分比转速

为验证该方法对外部扰动的抑制能力, 分别将如下 3 种噪声施加在系统中: 1) 正弦噪声 $\omega_1(t) = 0.1 \sin(5t)$; 2) 均匀分布噪声 $\omega_2(t) \in [-2, 2]$; 3) 均值为 0, 方差为 0.04 的高斯噪声 $\omega_3(t)$. 得到系统高压转子百分比转速的响应轨迹如图 5 所示. 可以看出, 外部扰动引起了响应轨迹在稳定状态的误差, 但控制器将误差限制在较小区域内, 在不同外部扰动条件下系统获得了满意的动态控制性能.

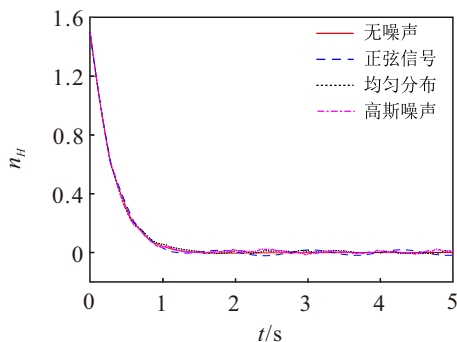


图5 不同外部干扰下的响应轨迹

5 结论

本文针对不确定性航空发动机分布式控制系统, 研究了自适应事件触发 H_∞ 容错控制问题, 主要结论如下:

1) 针对存在执行器故障、外部干扰、输入输出量化误差和网络诱导时延的航空发动机分布式控制

系统, 提出一种自适应事件触发 H_∞ 容错控制架构, 给出了相应的闭环系统模型. 基于 Lyapunov-Krasovskii 泛函, 推导出保证系统渐近稳定的充分条件以及自适应事件触发器和 H_∞ 控制器的协同设计方法.

2) 采用自适应事件触发机制大量节省了不必要的网络资源浪费. 仿真结果表明, 在保证系统状态响应具有良好的动态控制性能的前提下, 自适应事件触发机制能够节省大量通信资源, 且其性能优于通用的静态事件触发机制.

3) 所提出的 H_∞ 容错控制方法有效抑制了执行器故障、外部扰动等不确定性因素带来的负面影响. 仿真结果表明, 控制器对执行器衰减故障和正向漂移故障均具有良好的容错能力, 且在不同外部扰动下能够保证系统具有满足要求的动态控制性能. 但本文设计的控制器是基于所有状态均可测的情况, 考虑基于输出反馈的控制策略是未来研究的重要方向.

参考文献 (References)

- [1] 王勃, 刘美山. 航空飞机分布式控制关键技术探究 [J]. 电子测试, 2022, 36(8): 105-106.
(Wang B, Liu M S. Research on key technologies of distributed control of aviation aircraft[J]. Electronic Test, 2022, 36(8): 105-106.)
- [2] 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. Exponential stability analysis of aero-engine distributed control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2362-2367.)
- [3] Li R C, Nguang S K, Guo Y Q, et al. Networked control system design for turbofan aeroengines with aging and deterioration[J]. Complexity, 2018, 2018(1): 6010216.
- [4] 王磊, 谢寿生, 彭靖波, 等. 航空发动机分布式控制系统不确定性鲁棒 H_∞ 容错控制 [J]. 推进技术, 2013, 34(6): 836-842.
(Wang L, Xie S S, Peng J B, et al. Uncertain robust H_∞ fault-tolerant control for aero-engine distributed control system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6): 836-842.)
- [5] 王磊, 谢寿生, 彭靖波, 等. 双目标约束下的航空发动机分布式控制系统最优保成本容错控制 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(7): 1729-1737.
(Wang L, Xie S S, Peng J B, et al. Optimal guaranteed cost fault-tolerant control with bi-index constraints for aero-engine distributed control system[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1729-1737.)
- [6] 杨宇航, 王恒, 周欣, 等. 基于事件触发的网络化无人车自适应路径跟踪控制 [J]. 控制与决策, 2024, 39(9): 3069-3078.
(Yang Y H, Wang H, Zhou X, et al. Adaptive path

- tracking control of networked unmanned vehicle based on event trigger[J]. *Control and Decision*, 2024, 39(9): 3069-3078.)
- [7] 纪良浩, 翟盼盼, 李华青. 基于事件触发机制的分布式经济调度加速优化算法 [J]. *控制与决策*, DOI: 10.13195/j.kzyjc.2024.0623.0410.
(Ji L H, Zhai P P, Li H Q. Distributed event-triggered accelerated optimization algorithm for solving the smart grid economic dispatch problem on directed unbalanced communication topology[J]. *Control and Decision*, DOI: 10.13195/j.kzyjc.2024.0623.0410.)
- [8] 王玮轩, 彭靖波, 张志芬, 等. 航空发动机分布式系统的事件触发滑模控制 [J]. *航空动力学报*, 2024, 39(2): 144-155.
(Wang W X, Peng J B, Zhang Z F, et al. Event-triggered sliding mode control of aero-engine distributed system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(2): 144-155.)
- [9] Zheng Q X, Xu S Y, Du B Z. Quantized guaranteed cost output feedback control for nonlinear networked control systems and its applications[J]. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2022, 30(7): 2402-2411.
- [10] Gao L S, Li F Q, Fu J Q. Output-based event-triggered resilient control of uncertain NCSs under DoS attacks and quantisation[J]. *International Journal of Systems Science*, 2020, 51(14): 2582-2596.
- [11] Soltaninejad M, Ghiasi A R, Ghaemi S, et al. Quantized event-triggered H_∞ control of linear networked systems with time-varying delays and packet losses[J]. *Optimal Control Applications and Methods*, 2020, 41(1): 327-348.
- [12] Sun M, Huang L, Wang S, et al. Quantized control of event-triggered networked systems with time-varying delays[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2019, 356(17): 10368-10392.
- [13] 张乐迪, 谢寿生, 张驭, 等. 航空发动机分布式控制系统动态输出反馈鲁棒 H_∞ 容错控制 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(6): 1519-1527.
(Zhang L D, Xie S S, Zhang Y, et al. Robust H_∞ fault-tolerant control for dynamic output feedback of aeroengine distributed control system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(6): 1519-1527.)
- [14] 刘毅, 梅玉鹏, 李国燕, 等. 基于 T-S 模糊模型的多时滞非线性网络切换控制系统非脆弱 H_∞ 控制 [J]. *控制与决策*, 2021, 36(5): 1087-1094.
(Liu Y, Mei Y P, Li G Y, et al. Non-fragile H_∞ control of nonlinear networked switched control systems with multiple delays based on T-S fuzzy model[J]. *Control and Decision*, 2021, 36(5): 1087-1094.)
- [15] 任立通, 谢寿生, 彭靖波, 等. 航空发动机 T-S 分布式系统自适应鲁棒滑模控制 [J]. *推进技术*, 2016, 37(12): 2366-2376.
(Ren L T, Xie S S, Peng J B, et al. Adaptive robust sliding mode control for aeroengine T-S distributed system[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(12): 2366-2376.)
- [16] Zhu X L, Yang G H. New H_∞ controller design method for networked control systems with quantized state feedback[C]. 2009 American Control Conference. St. Louis, 2009: 5103-5108.
- [17] Huang J, Shi Y. Stochastic stability and robust stabilization of semi-Markov jump linear systems[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 23(18): 2028-2043.
- [18] Chen P, Tai C. Event-triggered communication and H_∞ control co-design for networked control systems[J]. *Automatica*, 2013, 49(5): 1326-1332.
- [19] Park P, Ko J, Jeong C. Reciprocally convex approach to stability of systems with time-varying delays[J]. *Automatica*, 2011, 47(1): 235-238.
- [20] 宋朋涛, 杨清宇, 温广瑞, 等. 航空发动机分布式系统状态反馈周期事件触发控制 [J]. *航空动力学报*, 2023, 38(8): 2015-2023.
(Song P T, Yang Q Y, Wen G R, et al. Periodic event-triggered control of state feedback in aero-engine distributed system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2023, 38(8): 2015-2023.)

作者简介

刘崇智 (2000-), 男, 博士生, 主要研究方向为航空发动机分布式控制系统, E-mail: 547575405@qq.com;

汤晓君 (1973-), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为智能传感器和仪器仪表、电力设备状态监测技术, E-mail: xiaojun_tang@mail.xjtu.edu.cn;

李晓杉 (1996-), 男, 博士生, 主要研究方向为多源信息处理、智能传感器系统, E-mail: lixiaoshan@stu.xjtu.edu.cn;

张泽宇 (1990-), 男, 博士生, 主要研究方向为变压器局部放电领域的超声检测, E-mail: zhangzeyu616@gmail.com.