

# 无人机非确定性等价自适应容错飞行控制

季海宁, 陈 谋<sup>†</sup>, 雍可南

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106)

**摘要:** 针对存在执行器复合故障的固定翼无人机跟踪控制问题, 本文提出一种基于非确定性等价原理的自适应容错飞行控制策略. 该策略能够有效地估计无人机纵向动态中执行器的失效及漂移故障, 保证故障发生后闭环系统的最优性能指标. 在自适应容错飞行控制设计中, 通过引入辅助系统并动态调节因子, 构造非确定性等价原理中偏微分方程的近似解, 以简化自适应律设计复杂度. 此外, 借助Lyapunov稳定性分析方法, 证明了在所设计的自适应容错控制器作用下闭环系统的稳定性. 最后, 仿真验证表明所设计的控制方法能够保证故障无人机的闭环系统性能.

**关键词:** 无人机; 非确定性等价; 容错控制

**引用格式:** 季海宁, 陈谋, 雍可南. 无人机非确定性等价自适应容错飞行控制. 控制理论与应用, 2024, 41(4): 587 – 596

DOI: 10.7641/CTA.2023.11004

## Non-certainty-equivalent adaptive fault-tolerant flight control for unmanned aerial vehicles

JI Hai-ning, CHEN Mou<sup>†</sup>, YONG Ke-nan

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 211106, China)

**Abstract:** Aiming at the tracking control problem of fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAV) with actuator compound faults, an adaptive fault-tolerant flight control scheme is developed based on the non-certainty-equivalence (NCE) principle in this paper. This scheme is capable of estimating the efficiency loss and drift faults in the longitudinal dynamics of UAV and ensuring the optimal index of the closed-loop system after the fault occurring. By introducing the auxiliary system and dynamical scaling factor, the approximating solution is constructed for the partial differential equation of the NCE principle, and the design complexity of the adaptive law is accordingly simplified. In addition, the stability of the closed-loop system is proved by using the Lyapunov stability analysis method. Finally, simulation results show that the developed control scheme can ensure the closed-loop system performance of the UAV even under the fault occurs.

**Key words:** unmanned aerial vehicle; non-certainty-equivalence; fault-tolerant control

**Citation:** JI Haining, CHEN Mou, YONG Kenan. Non-certainty-equivalent adaptive fault-tolerant flight control for unmanned aerial vehicles. *Control Theory & Applications*, 2024, 41(4): 587 – 596

## 1 引言

随着科技的迅速发展, 无人机的智能化与自动化程度显著提高, 关于无人机飞行控制技术的研究也得到了越来越多的关注. 鉴于固定翼无人机具备航程远、载荷高、成本低的特点, 其广泛应用于环境侦察、目标跟踪、敌方打击等邻域<sup>[1]</sup>. 然而, 在追求低成本设计的同时, 执行器故障越发频发, 导致任务性能降低的同时, 威胁飞行安全<sup>[2]</sup>. 这对飞行控制系统的

设计提出了更高的要求, 尤其需要考虑出现的故障, 赋予无人机容错飞行能力, 提高系统的可靠性.

在容错控制研究领域, 主动容错控制研究较为广泛<sup>[3-4]</sup>. 其主要包括基于故障检测与隔离的容错控制<sup>[5-6]</sup>和自适应容错控制<sup>[7-9]</sup>两大类型. 前者根据系统及观测器输出构造残差, 识别故障的类型与大小, 进而对故障补偿. 文献[5]提出了基于最优未知输入观测器的故障诊断方法, 在实现故障估计的同时提高了诊

收稿日期: 2021-10-20; 录用日期: 2023-03-28.

<sup>†</sup>通信作者. E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn.

本文责任编辑: 孙长银.

国家自然科学基金项目(U2013201, 61825302, 62103188), 江苏省自然科学基金项目(BK20210284), 江苏省科技计划专项资金港澳台科技合作项目(BZ2023057)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (U2013201, 61825302, 62103188), the Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20210284) and the Hong Kong, Macao and Taiwan Science and Technology Cooperation Project of Special Foundation in Jiangsu Science and Technology Plan (BZ2023057).

断率;另一方面,自适应容错控制根据系统的异常响应主动调节控制器参数,实现容错的目标<sup>[8]</sup>.文献[10]针对存在系统不确定的线性系统提出了一套自适应容错控制策略.值得一提的是,现有自适应容错控制方法均是基于等价确定原理进行设计,即自适应估计项直接估计对应故障值.然而,此原理设计下的参数自适应律旨在调节系统输出而非适应故障,因而难以保证无人机在复杂环境下的可靠性<sup>[11]</sup>.

为了解决这一问题,在自适应控制研究领域,文献[12]致力于稳定流形的研究,提出了基于非确定性等价原理的自适应控制方法.区别于传统自适应控制方法,非确定性等价方法在估计量中添加了关于系统状态量的调节项,从而实现了对目标信号的精准估计.文献[13]设计了基于非确定性等价性原理的自适应飞行控制律,赋予了飞行控制系统主动估计无人机质量的能力.可是,无人机系统作为多输入多输出系统,在设计调节项过程,存在偏微分方程求解复杂甚至不可解的情况.

针对上述问题,文献[14]提出了基于辅助系统的设计方法,通过构造关于标称模型的镜像动态,依据其状态响应设计非确定性等价原理中的调节项,实现了对偏微分方程的近似求解.文献[15]将辅助系统方法应用于解决航天器姿态跟踪问题中,实现了对航天器转动惯量的估计.文献[16]提出了针对四旋翼无人机乘性故障的容错飞行控制策略.文献[17]在估计转动惯量的同时,分析了外部干扰对估计收敛性的影响.目前,基于非确定性等价原理的自适应方法多用于估计闭环系统中的单一类型的未知参数.然而,无人机的故障具有复合特性,比如失效故障与漂移故障会分别表现为乘性与加性的特征,这为基于非确定性等价原理的自适应律设计提出了新的挑战.

鉴于上述分析,本文期望借助非确定性等价原理,提出具有复合故障容错能力的无人机自适应飞行控制策略.该控制策略由标称控制律与自适应容错控制律构成,前者保证无故障无人机的二次最优性能,后者保证无人机发生故障后能够恢复健康情况下的系统性能.在自适应容错飞行控制的设计过程中,为了解决非确定性等价原理中偏微分方程求解复杂甚至不可解的情况,该策略引入辅助系统以得到近似解,并且引入动态调节因子解决近似解误差对系统稳定性的影响.最终,通过Lyapunov稳定性分析表明自适应容错飞行控制策略能够保证无人机闭环系统的稳定跟踪性能.在文献[8]和文献[16]的基础上,本文进一步考虑了复合故障下的无人机容错控制,基于非确定性等价原理设计的控制器,保证了故障估计误差渐进收敛到流形面并且故障系统恢复标称性能,容错能力更强.

本文结构如下:第2节描述固定翼无人机以及执行器故障模型;第3节具体设计自适应容错飞行控制策略;第4节是仿真算例;第5节对全文进行总结与展望.

## 2 问题描述

为了方便研究,本文主要考虑无人机的纵向通道控制,其状态空间方程如下<sup>[18]</sup>:

$$\dot{x} = Ax + Bu^F, y = Cx, \quad (1)$$

其中:  $x = [h \ V \ \theta \ \alpha \ q]^T \in \mathbb{R}^5$  为可测状态向量,由高度  $h$ 、速度  $V$ 、俯仰角  $\theta$ 、迎角  $\alpha$  和俯仰角速率  $q$  构成;  $u^F \in \mathbb{R}^2$  为具有故障的系统输入;  $y = [h \ V]^T \in \mathbb{R}^2$  为系统的输出.此外,  $A \in \mathbb{R}^{5 \times 5}$ ,  $B \in \mathbb{R}^{5 \times 2}$  与  $C \in \mathbb{R}^{2 \times 5}$  为常数矩阵.

在无人机纵向动态(1)中,考虑乘性  $\rho = \text{diag}\{\rho_1, \rho_2\} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$  与加性  $d = [d_1 \ d_2]^T \in \mathbb{R}^2$  两种故障类型,形式如下<sup>[19-20]</sup>:

$$u^F(t) = \rho u(t) + d, \quad (2)$$

其中:  $u(t) = [\delta_{\text{thr}} \ \delta_e]^T$  是实际控制输入,由油门  $\delta_{\text{thr}}$  和升降舵  $\delta_e$  构成,  $0 < \rho_1 \leq 1$  和  $0 < \rho_2 \leq 1$  为未知的乘性损失因子,表征实际执行器效率下降比例,  $d_1$  与  $d_2$  为未知加性故障,表征执行的漂移现象.为保证容错控制问题的可解性,借鉴文献[8],假设存在已知下界  $\rho_{\min} > 0$ , 使得  $\rho_{\min} < \rho_1$ ,  $\rho_{\min} < \rho_2$ . 联立考虑式(1)–(2),无人机故障后的纵向动态可描述为如下形式:

$$\dot{x} = Ax + B\rho u + Bd. \quad (3)$$

本文主要研究无人机输出跟踪飞行控制问题,令  $y_d \in \mathbb{R}^2$  表示给定的参考信号,则本文的控制目标给定如下:当无人机纵向动态(1)无故障发生时,标称飞行控制律  $u_N$  使得固定翼无人机输出  $y$  跟踪参考信号  $y_d$  并且具有最优性能;当执行器故障(2)发生时,自适应律能够有效地估计故障值,并辅助容错飞行控制律  $u$  使得故障无人机控制性能恢复.

## 3 自适应容错控制器设计

根据设计目标,本节首先设计标称飞行控制器,进而设计自适应容错飞行控制,同时,保证无故障及故障情况下闭环系统的最优性能.最终,借助Lyapunov方法证明系统稳定性.为方便理解,自适应容错飞行控制框架如图1所示.

### 3.1 容错飞行控制律设计

首先,设计标称飞行控制律.定义系统输出跟踪误差  $e_y = y - y_d$ , 对其积分有  $e_1 = \int e_y dt$  后可对系统(3)进行增广,则增广后的系统具有如下形式:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} & C \\ \mathbf{0}_{5 \times 2} & A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ x \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ B \end{bmatrix} \rho u +$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{B} \end{bmatrix} d + \begin{bmatrix} -\mathbf{I}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{5 \times 2} \end{bmatrix} y_d. \quad (4)$$

令  $X = [e_1^T \ x^T]^T$ , 系统(4)可以重写为如下形式:

$$\dot{X} = \mathbf{A}_a X + \mathbf{B}_a \rho u + \mathbf{B}_a d + \mathbf{B}_d y_d, \quad (5)$$

式中:

$$\mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{C} \\ \mathbf{0}_{5 \times 2} & \mathbf{A} \end{bmatrix}, \mathbf{B}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} \\ \mathbf{B} \end{bmatrix}, \mathbf{B}_d = \begin{bmatrix} -\mathbf{I}_{2 \times 2} \\ \mathbf{0}_{5 \times 2} \end{bmatrix}.$$

考虑执行器无故障的情况, 增广的无人机动态(4)可以表示为如下形式:

$$\dot{X} = \mathbf{A}_a X + \mathbf{B}_a u_N + \mathbf{B}_d y_d. \quad (6)$$

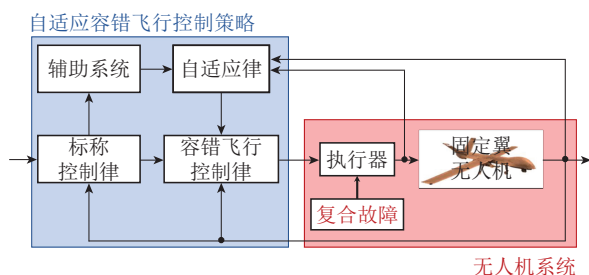


图1 自适应容错飞行控制框架

Fig. 1 Adaptive fault-tolerant flight control scheme

令标称飞行控制为  $u_N = \mathbf{K}_N X = [u_{N1} \ u_{N2}]^T$ , 并设计增益矩阵  $\mathbf{K}_N = [\mathbf{K}_I \ \mathbf{K}_p] \in \mathbb{R}^{2 \times 7}$ , 最小化如下二次性能指标<sup>[9]</sup>:

$$J = \int_0^\infty (X^T \mathbf{Q} X + u_N^T \mathbf{R} u_N) dt,$$

其中:  $\mathbf{K}_I \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$  是  $e_1$  项的增益;  $\mathbf{K}_p \in \mathbb{R}^{2 \times 5}$  是  $x$  的增益;  $\mathbf{Q} \in \mathbb{R}^{7 \times 7}$  与  $\mathbf{R} \in \mathbb{R}^{2 \times 2}$  是待选择的正定对角阵, 决定了系统跟踪性能. 需要说明的是<sup>[21]</sup>: 在设计标称控制律时, 需将  $y_d$  置零, 再求解 Riccati 方程得到  $\mathbf{K}_N$ . 然后, 设计自适应容错飞行控制律. 考虑故障无人机纵向动态增广系统(5), 设计控制律如下:

$$u = \hat{\rho}_o (u_N - \hat{d}_o) = [u_1 \ u_2]^T. \quad (7)$$

其中:  $\hat{\rho}_o$  是对  $\rho^{-1}$  的估计, 用于实时抵消乘性损失因子的影响;  $\hat{d}_o$  是对加性故障估计, 用于补偿加性故障. 所设计的控制律(7)能使闭环系统保持稳定并达到最优性能, 下文将结合非确定性等价原理设计估计值的自适应律.

### 3.2 自适应律设计

考虑到损失因子矩阵是对角阵, 将增广后的无人机动态(5)改写为如下形式:

$$\dot{X} = \mathbf{A}_a X + \mathbf{B}_a U \varrho + \mathbf{B}_a d + \mathbf{B}_d y_d, \quad (8)$$

其中  $u = [u_1 \ u_2]^T$  与  $\rho = \text{diag}\{\rho_1, \rho_2\}$  交换了顺序变为  $U = \text{diag}\{u_1, u_2\}$  与  $\varrho = [\rho_1 \ \rho_2]^T$ .

根据非确定性等价原理, 设计非线性函数向量  $\beta_1(\cdot) = [\beta_{11}(\cdot) \ \beta_{12}(\cdot)]^T \in \mathbb{R}^2$  和  $\beta_2(\cdot) = [\beta_{21}(\cdot)$

$\beta_{22}(\cdot)]^T \in \mathbb{R}^2$ , 以及自适应参数向量  $\hat{\rho} = [\hat{\rho}_1 \ \hat{\rho}_2]^T \in \mathbb{R}^2$  和  $\hat{d} = [\hat{d}_1 \ \hat{d}_2]^T \in \mathbb{R}^2$ , 分别用于估计乘性与加性故障, 即  $\rho$  与  $d$ . 鉴于加性故障与乘性故障间存在耦合, 因此, 令  $\beta_1(\cdot)$  为关于  $X$  和  $\hat{d}$  的函数向量,  $\beta_2(\cdot)$  为关于  $X$  的函数向量.

令  $\theta = [\frac{1}{\rho_1} \ \frac{1}{\rho_2} \ d_1 \ d_2]^T$ ,  $\beta(X, \hat{d}) = [\beta_{11}(X, \hat{d}) \ \beta_{12}(X, \hat{d}) \ \beta_{21}(X) \ \beta_{22}(X)]^T$  和  $\hat{\theta} = [\hat{\rho}_1 \ \hat{\rho}_2 \ \hat{d}_1 \ \hat{d}_2]^T$ , 并定义

$$z_o = [z_{o1}^T \ z_{o2}^T]^T = \hat{\theta} + \beta(X, \hat{d}) - \theta, \quad (9)$$

上式表明  $\hat{\theta}$  与  $\beta(X, \hat{d})$  共同构成了对  $\theta$  的估计.

借助上述自适应律对故障的估计, 控制律(7)可写成如下形式:

$$u = \hat{\rho}_o (u_N - \hat{d}_o) = \begin{bmatrix} (\hat{\rho}_1 + \beta_{11}(X, \hat{d})) (u_{N1} - \hat{d}_1 - \beta_{21}(X)) \\ (\hat{\rho}_2 + \beta_{12}(X, \hat{d})) (u_{N2} - \hat{d}_2 - \beta_{22}(X)) \end{bmatrix}, \quad (10)$$

其中:  $\hat{d}_o = [\hat{d}_1 + \beta_{21}(X) \ \hat{d}_2 + \beta_{22}(X)]^T$ ;  $\hat{\rho}_o = \text{diag}\{\hat{\rho}_1 + \beta_{11}(X, \hat{d}), \hat{\rho}_2 + \beta_{12}(X, \hat{d})\}$ .

为方便后续对乘性故障与加性故障的分析, 令  $u_{Nd1} = u_{N1} - \hat{d}_1 - \beta_{21}(X)$ ,  $u_{Nd2} = u_{N2} - \hat{d}_2 - \beta_{22}(X)$ , 再将式(10)代入式(8)中, 可得

$$\dot{X} = \mathbf{A}_a X + \mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \begin{bmatrix} (\hat{\rho}_1 + \beta_{11}(X, \hat{d})) \rho_1 \\ (\hat{\rho}_2 + \beta_{12}(X, \hat{d})) \rho_2 \end{bmatrix} + \mathbf{B}_a d + \mathbf{B}_d y_d, \quad (11)$$

其中控制输入  $U_{Nd}(X, \hat{d}) = \text{diag}\{u_{Nd1}, u_{Nd2}\}$  是关于  $X$  和  $\hat{d}$  的对角形式.

考虑式(9)中的估计误差  $z_{o1} = [z_{o11} \ z_{o12}]^T$  与  $z_{o2} = [z_{o21} \ z_{o22}]^T$ , 可得到如下关系:

$$\dot{X} = \mathbf{A}_a X + \mathbf{B}_a u_N + \mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2} + \mathbf{B}_d y_d. \quad (12)$$

显然, 当误差项  $\|\mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2}\|$  能够收敛为 0, 则故障下执行器输出等于无故障执行器输出, 即  $u^F = u_N$ , 因此, 自适应容错控制能够保证故障后的系统与无故障系统的性能一致.

令  $\mathbf{W} = [\mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho - \mathbf{B}_a]$ , 定义流形面

$$\mathcal{M}_o = \{\hat{\theta} + \beta(X, \hat{d}) | \mathbf{W} z_o = \mathbf{0}_{7 \times 1}\}, \quad (13)$$

则当参数估计  $\hat{\theta}$  能够收敛到流形面  $\mathcal{M}_o$  时, 可得

$$\mathbf{W} z_o = \mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2} = \mathbf{0}_{7 \times 1}, \quad (14)$$

进而可知, 当  $\|\mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2}\| = 0$ , 故障系统可恢复最优性能.

对式(9)求导, 并考虑式(12), 可得

$$\dot{z}_o = \frac{\partial \beta}{\partial X^T} ((\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N) X + \mathbf{B}_a U_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2} +$$

$$\mathbf{B}_d y_d) + \dot{\hat{\theta}} + \frac{\partial \beta}{\partial \hat{d}^T}, \quad (15)$$

其中 $\hat{\theta}$ 的动态设计为如下形式:

$$\dot{\hat{\theta}} = -\frac{\partial \beta}{\partial X^T} ((\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)X + \mathbf{B}_d y_d) - \frac{\partial \beta}{\partial \hat{d}^T}. \quad (16)$$

将式(16)代入式(15), 可得

$$\dot{z}_o = \frac{\partial \beta}{\partial X^T} (\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_{o1} - \mathbf{B}_a z_{o2}) - \frac{\partial \beta}{\partial X^T} \mathbf{W} z_o, \quad (17)$$

为保证 $z_o$ 的一致渐近稳定性, 设计 $\beta(X, \hat{d})$ 满足

$$\frac{\partial \beta}{\partial X^T} = -\gamma [\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) - \mathbf{B}_a]^T, \quad (18)$$

式中 $\gamma > 0$ 是需要设计的参数, 用于调节估计误差收敛速率. 将式(18)代入式(17), 可得

$$\dot{z}_o = -\gamma [\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) - \mathbf{B}_a]^T \mathbf{W} z_o. \quad (19)$$

令 $\mathbf{A} = \text{diag}\{\rho, \mathbf{I}_{2 \times 2}\}$ , 选取Lyapunov函数为 $V_{z_o} = 0.5 z_o^T \mathbf{A} \frac{z_o}{\gamma}$ , 其导数具有如下形式:

$$\dot{V}_{z_o} = -z_o^T [\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) \rho - \mathbf{B}_a]^T \mathbf{A} \mathbf{W} z_o - \| \mathbf{W} z_o \|^2, \quad (20)$$

进而可知, 当存在 $\beta$ 满足式(18)时, 系统一致渐进稳定.

值得一提的是, 方程(18)有解的条件是: 该矩阵是一个雅可比矩阵, 而 $\mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d})$ 中的 $u_{N1}$ 与 $u_{N2}$ 是根据最优标称性能设计的, 通常情况下, 不满足雅可比矩阵条件, 这将导致方程(18)中 $\beta_1(\cdot)$ 无解, 该问题也称为可积分性障碍.

### 3.3 辅助系统设计

为了解决可积分性障碍的问题, 本文依据非故障无人机纵向动态, 引入辅助系统与动态因子动态如下:

$$\dot{X}_o = (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)X_o + \mathbf{B}_d y_d + L(e, r), \quad (21)$$

$$\dot{r} = \frac{\gamma}{\rho_{\min}} r e^T \Xi_r e, \quad r(0) > 0, \quad (22)$$

其中:  $X_o \in \mathbb{R}^7$ 为辅助系统状态;  $r \in \mathbb{R}$ 为恒正的动态因子;  $\gamma$ 定义于式(18);  $e = X - X_o$ 为辅助系统与实际无人机状态间的误差;  $\Xi_r \in \mathbb{R}^{7 \times 7}$ 为待设计参数对角矩阵;  $L(e, r)$ 为非线性函数, 设计如下:

$$L(e, r) = r^2 e + \frac{\gamma r^2 \Xi_r e}{\rho_{\min}}. \quad (23)$$

进而, 利用辅助系统的状态量 $X_o$ 重新设计非线性函数项 $\beta_1(\cdot)$ . 为区分描述, 令引入辅助系统状态后的函数项表示为如下形式:

$$\hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d}) = [\hat{\alpha}_1(X, X_o, \hat{d})^T \quad \hat{\alpha}_2(X)^T]^T,$$

其中:  $\hat{\alpha}_2(X) = \beta_2(X) = [\hat{\alpha}_{21}(X) \quad \hat{\alpha}_{22}(X)]^T$ ,  $\hat{\alpha}_1(X, X_o, \hat{d}) = [\hat{\alpha}_{11}(X, X_o, \hat{d}) \quad \hat{\alpha}_{12}(X, X_o, \hat{d})]^T$ . 进而, 式

(9)中相应的参数估计误差改写如下:

$$z = \frac{(\hat{\theta} + \hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d}) - \theta)}{r(t)}. \quad (24)$$

基于式(24), 控制律 $u$ 从式(10)变为如下形式:

$$u = \hat{\rho}_o(u_N - \hat{d}_o) = \begin{bmatrix} \hat{\rho}_1 + \hat{\alpha}_{11}(\cdot) & u_{N1} - \hat{d}_1 - \hat{\alpha}_{21}(\cdot) \\ \hat{\rho}_2 + \hat{\alpha}_{12}(\cdot) & u_{N2} - \hat{d}_2 - \hat{\alpha}_{22}(\cdot) \end{bmatrix}, \quad (25)$$

其中:  $\hat{\rho}_o = \text{diag}\{\hat{\rho}_1 + \hat{\alpha}_{11}(\cdot), \hat{\rho}_2 + \hat{\alpha}_{12}(\cdot)\}$ ;  $\hat{d}_o = [\hat{d}_1 + \hat{\alpha}_{21}(\cdot) \quad \hat{d}_2 + \hat{\alpha}_{22}(\cdot)]^T$ .

将式(25)代入式(12)并考虑式(24), 可得

$$\dot{X} = (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)X + \mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) \rho r z_1 - \mathbf{B}_a r z_2 + \mathbf{B}_d y_d. \quad (26)$$

重定义流形面如下:

$$\mathcal{M} = \{\hat{\theta} + \hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d}) | \mathbf{W} z = \mathbf{0}_{7 \times 1}\}, \quad (27)$$

则当参数估计误差能够收敛到流形面 $\mathcal{M}$ , 有

$$\mathbf{W} z = \mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) \rho z_1 - \mathbf{B}_a z_2 = \mathbf{0}_{7 \times 1} \quad (28)$$

成立, 进而 $\|r \mathbf{W} z\| = 0$ , 故障下执行器输出等于无故障执行器输出, 即 $u^F = u_N$ , 因此, 可知故障系统恢复最优性能.

考虑式(21)与式(26), 可以得到状态误差 $e$ 动态如下:

$$\dot{e} = (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)e + \mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) \rho r z_1 - \mathbf{B}_a r z_2 - L(e, r). \quad (29)$$

基于式(24), 参数估计误差 $z$ 的动态可归纳如下:

$$\dot{z} = \frac{1}{r} \left( \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X^T} \dot{X} + \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X_o^T} \dot{X}_o - \dot{r} z - \dot{\hat{\theta}} - \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial \hat{d}^T} \dot{\hat{d}} \right), \quad (30)$$

进而, 可设计参数估计量 $\hat{\theta}$ 动态如下:

$$\dot{\hat{\theta}} = -\frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X^T} ((\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)X + \mathbf{B}_d y_d) - \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X_o^T} \dot{X}_o - \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial \hat{d}^T} \dot{\hat{d}}, \quad (31)$$

其中

$$\frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial \hat{d}^T} \dot{\hat{d}} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{2 \times 2} & \frac{\partial \hat{\alpha}_1}{\partial \hat{d}^T} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{0}_{2 \times 2} \end{bmatrix} \dot{\hat{d}}. \quad (32)$$

将式(32)代入式(31), 可得

$$\dot{\hat{\theta}} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & \frac{\partial \hat{\alpha}_1}{\partial \hat{d}^T} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \end{bmatrix}^{-1} \left( -\frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X_o^T} \dot{X}_o - \frac{\partial \hat{\alpha}}{\partial X^T} ((\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N)X + \mathbf{B}_d y_d) \right), \quad (33)$$

鉴于上式中矩阵 $\begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & \frac{\partial \hat{\alpha}_1}{\partial \hat{d}^T} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \end{bmatrix}$ 为上三角阵, 可知其逆

的存在性.

将式(31)代入式(30), 并考虑式(24), 可得

$$\dot{z} = \frac{\partial \hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d})}{\partial X^T} \mathbf{W}z - \frac{\dot{r}}{r}z, \quad (34)$$

进而, 可设计 $\hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d})$ 满足如下等式:

$$\frac{\partial \hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d})}{\partial X^T} = -\gamma[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X_o, \hat{d}) - \mathbf{B}_a]^T. \quad (35)$$

比较式(35)与式(18)可知, 式(12)中 $\mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d})$ 所有的 $X$ 替换为 $X_o$ . 鉴于上式等号右边不再是关于状态 $X$ 的函数矩阵, 则其对 $X$ 可积. 进而设计 $\hat{\alpha}(\cdot)$ 如下:

$$\hat{\alpha}(X, X_o, \hat{d}) = -\gamma[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X_o, \hat{d}) - \mathbf{B}_a]^T X. \quad (36)$$

考虑辅助系统与实际无人机状态间的误差 $e$ , 并将式(35)代入式(34), 可得到参数估计误差 $z$ 的动态如下:

$$\dot{z} = -\gamma[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(X, \hat{d}) - \mathbf{B}_a]^T \mathbf{W}z + \gamma[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}]^T \mathbf{W}z - \frac{\dot{r}}{r}z, \quad (37)$$

其中 $[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}]$ 为关于误差 $e$ 的线性函数矩阵. 进而, 可给定式(21)与式(22)中参数矩阵 $\Xi_r$ 的设计条件, 即满足如下不等式:

$$\|[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}]\|_2^2 \leq e^T \Xi_r e, \quad (38)$$

由于 $\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1})$ 为关于误差 $e$ 的矩阵, 因此,  $[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}]$ 可以写成关于误差的矩阵和 $[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}] = \sum_{i=1}^7 e_i E_i$ ,  $\Xi_i$ 为 $e_i$ 的系数矩阵, 进一步可得 $\|[\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \mathbf{0}_{7 \times 2}]\|_2^2 \leq \sum_{i=1}^7 \|\Xi_i\|_2^2$ . 因此, 可以选取 $\Xi_r = \text{diag}\{\|\Xi_1\|_2^2, \dots, \|\Xi_7\|_2^2\}$ .

### 3.4 主要结论及稳定性分析

针对上述设计的自适应容错飞行控制律, 本文的主要结论归纳于如下定理.

**定理 1** 针对固定翼无人机纵向动态如式(1), 考虑存在如式(2)的执行器故障, 基于辅助系统(21)与动态因子(22), 给定非线性函数 $\hat{\alpha}(\cdot)$ 如式(36), 进而构造非确定性等价自适应律如式(31)和(32), 则自适应容错飞行控制律(7)能够保证流形(27)稳定, 并保证故障无人机闭环系统与非故障系统的性能一致, 且闭环系统所有信号有界.

**证** 根据式(20), 选取关于参数估计误差 $z$ 的 Lyapunov 函数为 $V_z = 0.5z^T \frac{\Lambda z}{\gamma}$ . 考虑式(37), 则 $V_z$ 的导数满足如下不等式:

$$\dot{V}_z \leq z^T [\mathbf{B}_a \mathbf{U}_{Nd}(e, \mathbf{0}_{2 \times 1}) \rho \mathbf{0}_{7 \times 2}]^T \mathbf{W}z - \|\mathbf{W}z\|^2 - \frac{\dot{r}}{\gamma r} \rho_{\min} z^T z. \quad (39)$$

借助杨不等式与参数设计条件(38), 可得

$$\dot{V}_z \leq 0.5z^T z e^T \Xi_r e - 0.5\|\mathbf{W}z\|^2 - \frac{\dot{r}}{\gamma r} \rho_{\min} z^T z, \quad (40)$$

再代入式(22), 可得

$$\dot{V}_z \leq -0.5\|\mathbf{W}z\|^2, \quad (41)$$

因此可知 $z$ 渐进稳定.

为了分析状态误差量 $e$ 与动态调节因子 $r$ 的稳定性, 选取增广的 Lyapunov 函数 $V = V_z + 0.5e^T e + 0.5r^2$ . 利用式(22)(29)(41)与杨不等式, 可得

$$\dot{V} \leq -0.25\|\mathbf{W}z\|^2 + e^T (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N) e - e^T L(e, r) + r^2 e^T e + \frac{\gamma}{\rho_{\min}} r^2 e^T \Xi_r e, \quad (42)$$

再代入式(23), 可得

$$\dot{V} \leq -0.25\|\mathbf{W}z\|^2 + e^T (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N) e. \quad (43)$$

观察式(43), 由于 $\mathbf{K}_N$ 是根据二次型最优设计的, 因此,  $e^T (\mathbf{A}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{K}_N) e$ 是负定的, 进一步可得 $e$ 渐进稳定与 $r$ 一致有界.

对式(41)与式(43)求导, 其导数也包含 $z, e, r$ 有界信号, 可知 $\dot{V}_z \in L_\infty, \dot{V} \in L_\infty$ , 从而根据 Barbalat 引理, 可得 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{V}_z = 0$ 与 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{V} = 0$ . 因此, 参数估计最终收敛到流形面 $\mathcal{M}$ , 并且保证故障无人机闭环系统与无故障系统的性能一致. 证毕.

**注 1** 本文基于故障估计提出了容错控制方法, 其中估计值可以理解为控制器的冗余, 并将系统维数扩展为11维, 即 $[X^T \ z^T]^T$ . 在故障系统中将控制器代入闭环能够包含 $z$ 的状态, 而在 $z$ 的动态中通过 $\hat{\alpha}$ 引入 $X$ 的信息, 因此, 在自适应容错控制器作用下, 整个闭环系统的状态可以看成11维状态空间的子空间. 进一步可得 $\mathcal{M}$ 与 $\mathcal{M}_x$ 为高维状态空间中同一空间的不同维度的集合,  $\mathcal{M}$ 为参数估计值的集合,  $\mathcal{M}_x$ 为状态 $X$ 的集合. 回归到控制器设计中, 只要保证故障估计值收敛到 $\mathcal{M}$ 以确保 $\mathbf{W}z = \mathbf{0}_{7 \times 1}$ , 那么状态 $X$ 收敛到集合 $\mathcal{M}_x$ 中, 即参数估计值收敛至 $\mathcal{M}$ , 故障系统恢复标称性能.

**注 2** 尽管本文研究对象为含有执行器故障的无人机线性系统, 但自适应容错控制方法天然具有不确定与干扰处理能力, 限于篇幅原因, 在此不做展开.

## 4 仿真实验

本节对所设计的自适应容错控制律进行仿真实验. 采用的是在平衡点线性化之后的某型无人机纵向动态(1), 其中的矩阵如下:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 & -500.0 & 500.0 & 0.0 \\ 0.0 & -0.0136 & -6.39 & -32.12 & -1.1177 \\ 0.0 & -0.0003 & -0.6377 & 0.0 & 0.9380 \\ 0.0 & 0.0 & 0.0 & 0.0 & 1.0 \\ 0.0 & 0.0 & 0.5162 & 0.0 & -0.678 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.0 & 0.0 \\ 0.2541 & 0.0771 \\ -0.0 & -0.0014 \\ 0.0 & 0.0 \\ 0.0 & -0.1094 \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

在标称控制器设计过程中,选取  $Q = \text{diag}\{10, 10, 0, 0, 0, 0\}$ ,  $R = \text{diag}\{1, 1\}$ . 求解得到的  $K = [K_I, K_P]$ , 其中:

$$K_I = \begin{bmatrix} 0.32 & 3.16 \\ -3.1459 & 0.3212 \end{bmatrix},$$

$$K_P = \begin{bmatrix} 0.7 & 5 & -292.5 & 290.3 & 7.2 \\ -3.9 & 0.1 & 931.7 & -1187.2 & -78.3 \end{bmatrix}.$$

本节分别对故障下高度与速度跟踪进行仿真验证.

### 4.1 情景1 故障发生时高度跟踪

设置加性故障为  $[20 \ 5]^T$ , 乘性故障  $\rho = \text{diag}\{0.8, 0.5\}$ , 控制目标是跟踪高度的方波信号. 在图2中, 发生故障未补偿描述的是故障系统在标称控制器下的跟踪情况, 有很明显的震荡, 运用本文提出的自适应律对原有控制器进行调整, 结果显示, 能够较好实现高度跟踪. 图3描述的是辅助系统与故障系统的状态误差的范数和故障系统与无故障系统状态误差的范数, 随着时间增加, 能够收敛到很小, 验证了  $e$  的一致渐近稳定. 图4-5刻画的是对故障的估计. 图4中对应的是  $\rho\hat{\rho}_0$  的对角线上的元素, 当其能够收敛至1时, 说明估计值  $\hat{\rho}_0$  能够估计  $\rho^{-1}$ , 仿真曲线验证了估计值逼近实际值. 图5描述的是对加性故障偏差的估计. 结合故障估计的两个图, 可以得出结论自适应律设计合理. 图6描述的是范数  $\|z\|$  与  $\|Wz\|$ ,  $\|z\|$  在输入阶跃跳跃后收敛到  $10^{-1}$  数量级, 而  $\|Wz\|$  在输入发生阶跃跳跃后能够很快收敛到  $10^{-8}$  数量级, 表明估计值能够很快收敛至流形面  $\mathcal{M}$ . 最后, 图7描述的是  $r$  变化, 验证了有界性. 综上所述, 从高度跟踪来说, 闭环系统具有容错性能.

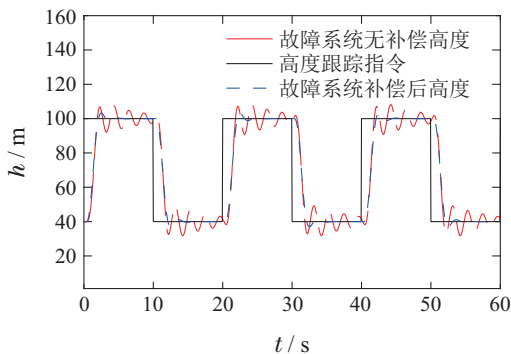


图2 情景1: 高度  $h$  跟踪曲线

Fig. 2 Case 1: Tracking result of altitude  $h$

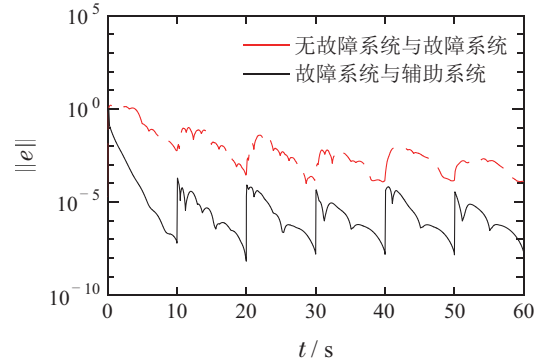


图3 情景1: 跟踪误差  $e$  范数曲线

Fig. 3 Case 1: Norm of the tracking error vector  $e$

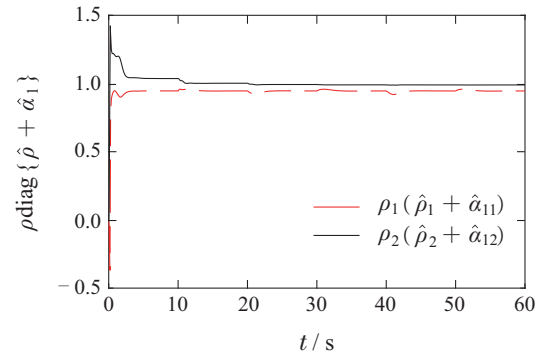


图4 情景1: 乘性故障  $d_1$  估计曲线

Fig. 4 Case 1: Estimation of  $d_1$

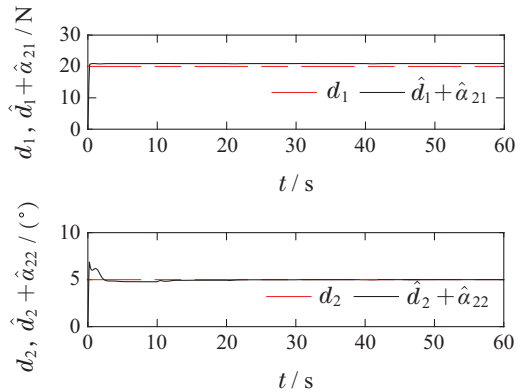


图5 情景1: 加性故障估计  $d_2$  计曲线

Fig. 5 Case 1: Estimation of the additive fault vector  $d_2$

### 4.2 情景2 故障发生时速度跟踪

设置加性故障为  $[10 \ 10]^T$ , 乘性故障  $\rho = \text{diag}\{0.5, 0.6\}$ , 控制目标是跟踪参考速度的方波信号. 图8描述的是速度跟踪结果, 无故障补偿时故障系统速度输出跟踪较慢, 当故障系统在本文提出的自适应容错控制器作用下时, 速度输出能够很好跟踪给定速度方波信号. 图9描述状态误差的范数, 其中无故障系统与含有补偿的故障系统状态误差能够收敛至  $10^{-5}$ , 含有补偿的故障系统与辅助系统能够收敛至  $10^{-8}$ , 均能较好收敛. 图10-11描述的是对故障的估计, 乘性故障估计的动态过程收敛较慢, 但是在40 s之后, 能够很好逼近

真实值. 加性故障估计在20 s之后也能逼近真实值. 图12描述的故障估计误差的范数 $\|z\|$ 与 $\|Wz\|$ 与图6类似,  $\|z\|$ 只能收敛至1左右, 而距离流形面的范数 $\|Wz\|$ 能够收敛至 $10^{-8}$ ,  $\|Wz\|$ 的较好收敛验证了所设计控制器的有效性. 最后, 图13表明了该情景下动态调节因子有界. 综上所述, 从速度跟踪来说, 自适应容错控制器作用下的闭环系统具有容错性能.

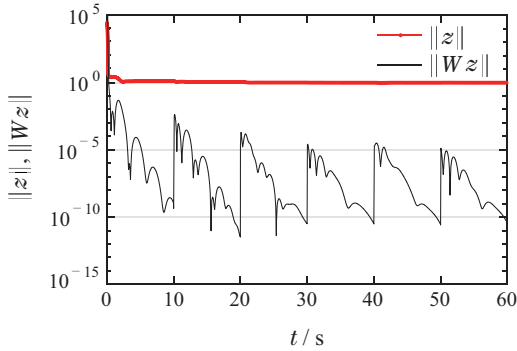


图6 情景1:  $z$ 与  $Wz$ 的范数

Fig. 6 Case 1: Norms of  $z$  and  $Wz$

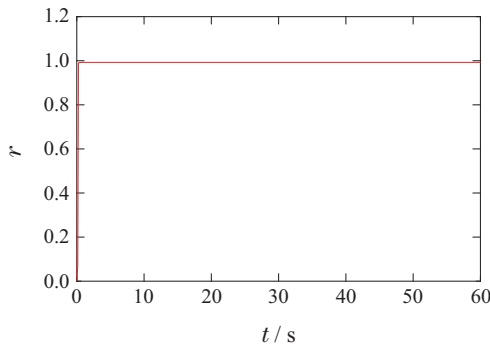


图7 情景1: 动态调节因子 $r$

Fig. 7 Case 1: Dynamic scaling factor  $r$

### 4.3 控制器性能对比验证

为验证本文设计的控制器相比其他控制器的优越性, 本小节将比较基于确定性等价原理(certainty equivalence, CE)的控制器与本文提出的基于非确定性等价原理的控制器的跟踪性能, 其中基于CE的故障估计采用基于投影算子的自适应估计方法. 为方便对比, 采用相同的标称控制器 $K$ 保证无故障情形下渐进跟踪性能一致. 仿真结果如图14–15所示.

图14描述的是高度跟踪中状态误差的范数 $\|e\|$ 与基于CE的故障估计误差 $\|z\|$ . 从图中可知, 闭环系统分别在两种控制器作用下状态误差均能较好收敛至 $10^{-5}$ 左右, 故障估计误差的范数 $\|z\|$ 在60 s时收敛至10左右. 情景1中的图6与图14对比, 尽管参数估计误差只能有界收敛, 但是距离流形面范数 $\|Wz\|$ 能够渐进收敛至 $10^{-12}$ 左右. 图15描述的是速度跟踪中状态误差的范数 $\|e\|$ 与基于CE的故障估计误差 $\|z\|$ . 故障系统分别在两种控制器作用下的 $\|e\|$ 收敛差别不大,

均能收敛至 $10^{-5}$ 左右, 故障估计误差只能收敛至4左右, 情景2中的图12与图15相比, 故障估计误差收敛至1左右, 但距离流形面范数收敛至 $10^{-8}$ 左右. 总结来说, 两种控制器均能够保证较好的跟踪性能, 但是在故障估计误差上有差异.

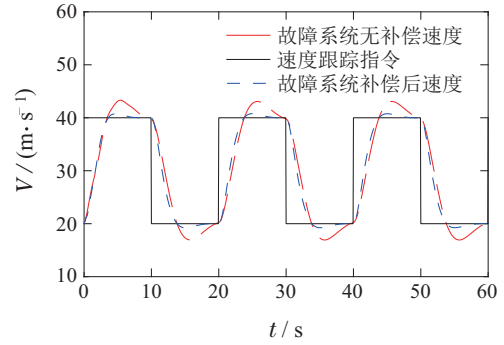


图8 情景2: 速度 $V$ 跟踪曲线

Fig. 8 Case 2: Tracking result of airspeed  $V$

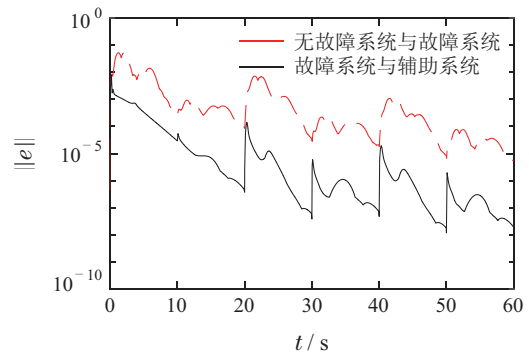


图9 情景2: 跟踪误差 $e$ 范数曲线

Fig. 9 Case 2: Norm of the tracking error vector  $e$

造成这样的原因主要是: 首先, 基于CE的故障估计自适应律是被设计用于抵消Lyapunov函数中关于参数估计误差项, 借助投影算子以保证估计值的有界性. 然而, 只有当闭环系统满足持续激励条件时, 估计值才能收敛至真实值. 而基于NCE的故障估计证明了故障值会渐进收敛到给定流形面, 估计误差有界收敛. 其次, 由于乘性与加性故障的耦合, 估计值不需要收敛到真实值即可保证故障系统恢复标称性能. 在基于NCE的故障估计设计(12)所示, 只需误差项渐进收敛至0即可, 若只考虑单种故障设计容错控制器, 那么只有一种误差项需收敛至0, 此时估计值即可逼近真实值. 在本文中两种故障的耦合导致无需 $\|z\| = 0$ , 只需 $\|Wz\| = 0$ , 故障系统即可恢复标称性能. 基于CE的故障估计也能得到同样的结论.

总结来说, 本文提出的基于NCE的自适应容错控制器保证了参数估计收敛到给定流形面, 相比于基于CE的控制器设计来说, 无需投影算子保证估计值的有界, 且无需持续激励条件保证估计值收敛至真实值.

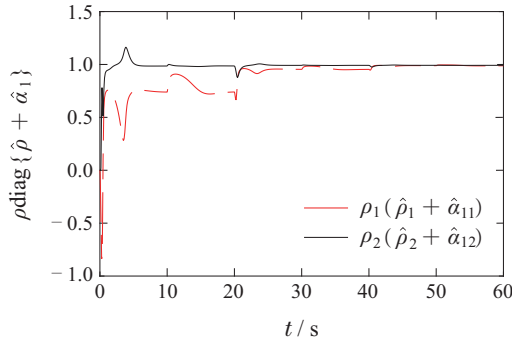


图 10 情景2: 乘性故障 $d_1$ 估计曲线  
Fig. 10 Case 2: Estimation of  $d_1$

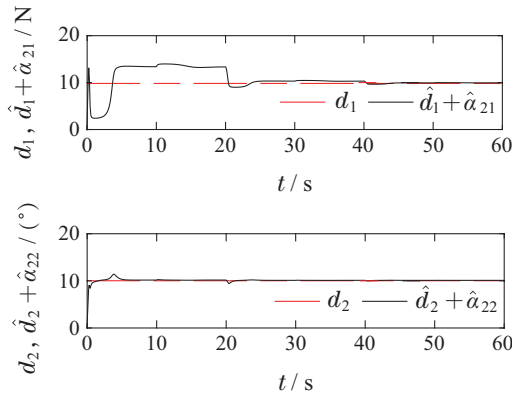


图 11 情景2: 加性故障 $d_2$ 估计曲线  
Fig. 11 Case 2: Estimation of the additive fault vector  $d_2$

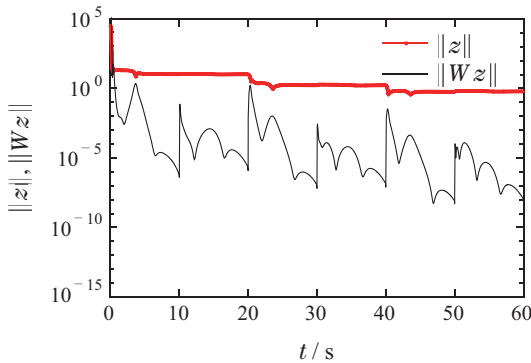


图 12 情景2:  $z$ 与 $Wz$ 的范数  
Fig. 12 Case 2: Norms of  $z$  and  $Wz$

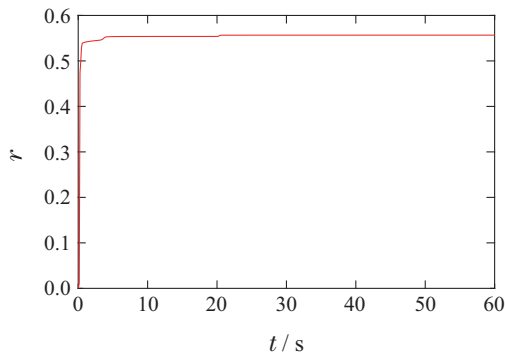


图 13 情景2: 动态调节因子 $r$   
Fig. 13 Case 2: Dynamic scaling factor  $r$

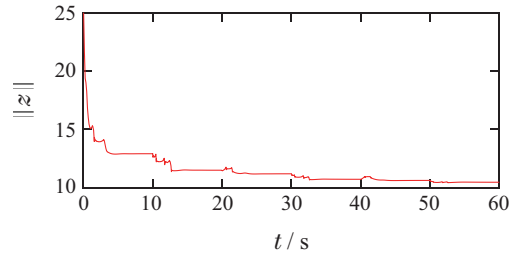
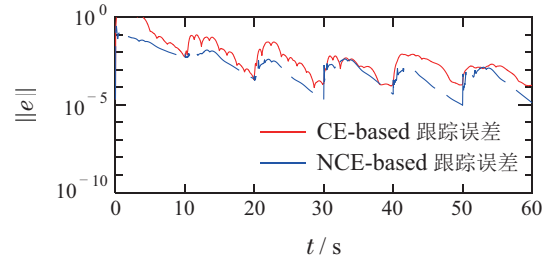


图 14 基于确定性等价原理的高度跟踪  
Fig. 14 Altitude tracking result based on CE

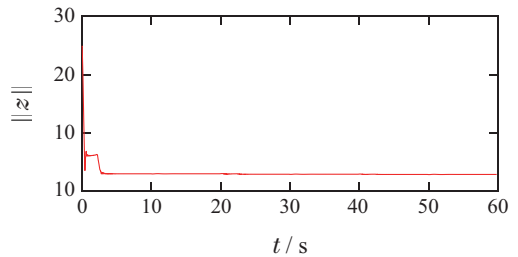
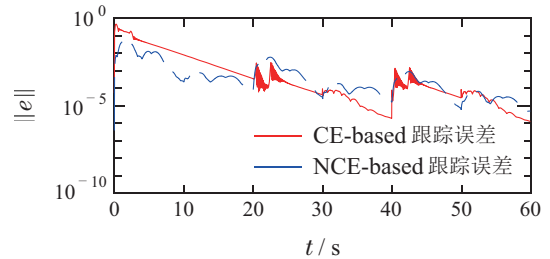


图 15 基于确定性等价原理的速度跟踪  
Fig. 15 Airspeed tracking result based on CE

#### 4.4 控制器鲁棒性验证

在工程实际中, 无人机面临不确定性与外部干扰的影响. 为了验证方法的鲁棒性, 在系统(5)中添加系统不确定性 $\Delta A = 0.1A$ , 并考虑常值、正弦、随机3种的干扰, 即 $d_1 = [0 \ 0 \ 0 \ 0.5 \ 0 \ 0 \ 0.2]^T$ ,  $d_2 = [0 \ 0 \ 0 \ 0.5\sin(0.4t) \ 0 \ 0 \ 0.2\sin(0.4t)]^T$ 与 $d_3 = d_1 k_{\text{rand}}$ , 其中,  $k_{\text{rand}} \in [-1, 1]$ 为随机变量. 仿真结果如图16–19所示.

图16–17描述的是存在外部干扰下, 高度跟踪中状态误差的范数 $\|e\|$ 与距流形面距离范数 $\|Wz\|$ 的仿真结果, 其中 $e$ 描述的是故障系统与无故障系统状态误差, 包含输出跟踪误差积分. 为方便对比, 故障值与参考输入值设置与情景1相同. 从图16可知, 当存在常值干扰 $d_1$ 时,  $\|e\|$ 稳定收敛至0.1与1之间; 当存在正弦干扰 $d_2$ 时,  $\|e\|$ 稍微震荡; 当 $d_3$ 存在时,  $\|e\|$ 能够收敛至



$10^{-3}$ . 与图3相比, 当闭环系统存在外部干扰作用, 可见误差  $\|e\|$  不再渐进收敛. 图17描述  $\|Wz\|$  收敛情况, 在常值干扰与正弦干扰作用下,  $\|Wz\|$  有界收敛, 在随机干扰作用下,  $\|Wz\|$  收敛至  $10^{-4}$  与  $10^{-10}$  之间, 存在震荡. 与图6对比, 除了在随机干扰作用下  $\|Wz\|$  能较好收敛, 其他干扰只能有界收敛. 速度跟踪仿真结果如图18–19所示, 为方便对比, 故障值与参考输入值设置与情景2相同. 从图中可知, 当存在常值干扰与正弦干扰作用时,  $\|e\|$  与  $\|Wz\|$  只能达到有界收敛, 与图9和图12对比, 干扰的存在破坏了闭环系统的渐进收敛的性质. 然而, 在随机干扰作用下,  $\|e\|$  与  $\|Wz\|$  与图9和图12对比, 均能较好收敛.

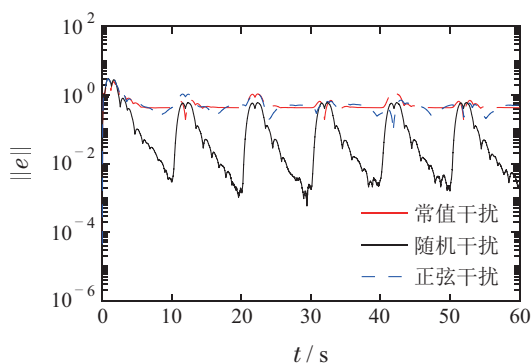


图 16 不确定性下高度跟踪

Fig. 16 Robust results of altitude tracking

### 5 结论

针对存在执行器复合故障的固定翼无人机跟踪控制问题, 本文提出了基于非确定性等价性原理的自适应飞行控制策略, 设计的自适应律能够有效地估计无人机纵向动态中执行器的失效和漂移故障. 该方法中融合辅助系统构造了偏微分方程的近似解, 并且引入了动态调节因子保证了近似解误差对系统稳定性的影响. 仿真结果表明, 本文设计的自适应容错飞行控制律能够同时保证健康与故障情况下的无人机闭环系统性能.

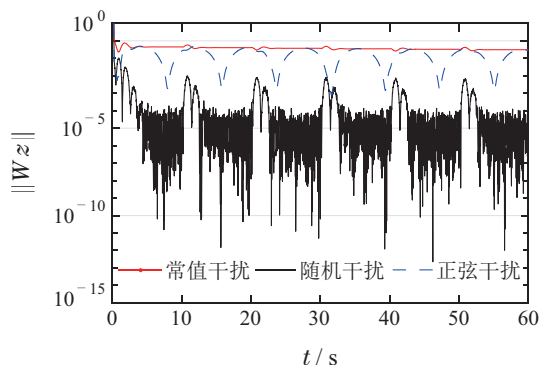


图 17 不确定性下高度跟踪中  $\|Wz\|$

Fig. 17  $\|Wz\|$  in altitude robust tracking

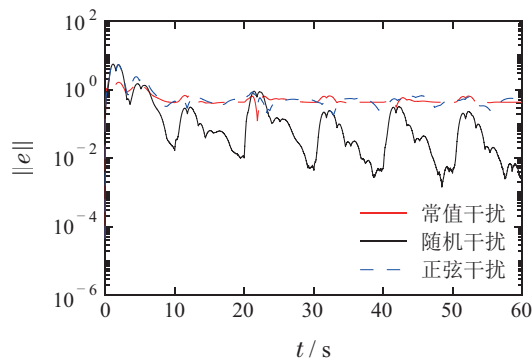


图 18 不确定性下速度跟踪

Fig. 18 Robust results of airspeed tracking

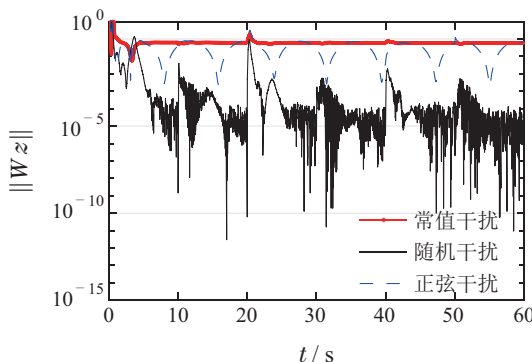


图 19 不确定性下速度跟踪中  $\|Wz\|$

Fig. 19  $\|Wz\|$  in airspeed robust tracking

### 参考文献:

- [1] HE Wei, LIU Shangping, HUANG Haifeng, et al. System design and experiment of an independently driven bird-like flapping-wing robot. *Control Theory & Applications*, 2022, 39(1): 12 – 22. (贺威, 刘上平, 黄海丰, 等. 独立驱动的仿鸟扑翼飞行机器人的系统设计与实验. 控制理论与应用, 2022, 39(1): 12 – 22.)
- [2] WANG Dong, XIAN Bin. Adaptive robust fault tolerant control of the tilt tri-rotor unmanned aerial vehicle. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(4): 784 – 792. (王栋, 鲜斌. 倾转式三旋翼无人机的自适应鲁棒容错控制. 控制理论与应用, 2020, 37(4): 784 – 792.)
- [3] ZHANG Ke, ZHOU Donghua, CHAI Yi. Review of multiple fault diagnosis methods. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(9): 1143 – 1157. (张可, 周东华, 柴毅. 复合故障诊断技术综述. 控制理论与应用, 2015, 32(9): 1143 – 1157.)
- [4] JIANG J, YU X. Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches. *Annual Reviews In Control*, 2012, 36(1): 60 – 72.
- [5] HU Zhikun, SUN Yan, JIANG Bin, et al. An optimal unknown input observer based fault diagnosis method. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(8): 1225 – 1230. (胡志坤, 孙岩, 姜斌, 等. 一种基于最优未知输入观测器的故障诊断方法. 自动化学报, 2013, 39(8): 1225 – 1230.)
- [6] QIN Liguu, HE Xiao, ZHOU Donghua. A fault estimation method based on robust residual generators. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2015, 49(6): 768 – 774. (秦利国, 何潇, 周东华. 一种基于鲁棒残差生成器的故障估计方法. 上海交通大学学报, 2015, 49(6): 768 – 774.)
- [7] TAO G, JOSHI S M, MA X L. Adaptive state feedback and tracking control of systems with actuator failures. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2000, 46(1): 78 – 95.

- [8] YE D, YANG G H. Adaptive fault-tolerant tracking control against actuator faults with application to flight control. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 1088 – 1096.
- [9] JIN X Z, YANG G H, CHANG X H. Robust  $H_\infty$  and adaptive tracking control against actuator faults with a linearised aircraft application. *International Journal of Systems Science*, 2013, 44(1): 151 – 165.
- [10] LI X J, YANG G H. Robust adaptive fault-tolerant control for uncertain linear systems with actuator failures. *IET Control Theory and Applications*, 2012, 6(3): 1544 – 1551.
- [11] XIA Dongdong, YUE Xiaokui. Immersion and invariance based attitude adaptive tracking control for spacecraft. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(2): 323428.  
(夏冬冬, 岳晓奎. 基于浸入与不变理论的航天器姿态跟踪自适应控制. 航空学报, 2020, 41(2): 323428.)
- [12] ASTOLFI A, ORTEGA R. Immersion and invariance: A new tool for stabilization and adaptive control of nonlinear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003, 48(4): 590 – 606.
- [13] YAO Z, MENG Z. Immersion and invariance-based adaptive controller for quadrotor systems. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics Systems*, 2018, 49(11): 2288 – 2297.
- [14] DIMITRIOS K, SASSANO M, ASTOLFI A. Dynamic scaling and observer design with application to adaptive control. *Automatica*, 2009, 45(12): 2883 – 2889.
- [15] WEN H W, YUE X K, YUAN J P. Dynamic scaling-based noncertainty-equivalent adaptive spacecraft attitude tracking control. *Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 31(2): 4017098.
- [16] HAO W, XIAN B. Nonlinear adaptive fault-tolerant control for a quadrotor UAV based on immersion and invariance methodology. *Nonlinear Dynamics*, 2017, 90(4): 2813 – 2826.
- [17] LEE K W, SINGH S N. Quaternion-based adaptive attitude control of asteroid-orbiting spacecraft via immersion and invariance. *Acta Astronautica*, 2020, 167(12): 164 – 180.
- [18] SMITH J, SU J, LIU C, et al. Disturbance observer based control with anti-windup applied to a small fixed wing UAV for disturbance rejection. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2017, 88(2): 1 – 18.
- [19] FAN Q Y, YANG G H. Adaptive fault-tolerant control for affine nonlinear systems based on approximate dynamic programming. *IET Control Theory and Applications*, 2016, 10(6): 655 – 663.
- [20] GUO B, CHEN Y. Robust adaptive fault tolerant control of four wheel independently actuated Electric vehicles. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2020, 16(5): 2882 – 2894.
- [21] LAVRETSKY E, KEVIN A W. *Robust and Adaptive Control: With Aerospace Applications*. New York: Springer, 2013.

#### 作者简介:

季海宁 硕士研究生, 目前研究方向为无人机容错控制, E-mail: 18662711576@163.com;

陈谋 教授, 目前研究方向为非线性系统控制、飞行控制、火力控制, E-mail: chenmou@nuaa.edu.cn;

雍可南 副研究员, 目前研究方向为非线性系统控制、飞行控制, E-mail: yongkenan@nuaa.edu.cn.