



国防科技大学学报

Journal of National University of Defense Technology

ISSN 1001-2486, CN 43-1067/T

《国防科技大学学报》网络首发论文

题目：执行机构故障下变体飞行器预设性能容错跟踪控制
作者：叶子绮，蔡光斌，胡昌华，肖永强，吴彤，徐慧，范绪恩
收稿日期：2025-06-28
网络首发日期：2025-10-13
引用格式：叶子绮，蔡光斌，胡昌华，肖永强，吴彤，徐慧，范绪恩. 执行机构故障下变体飞行器预设性能容错跟踪控制[J/OL]. 国防科技大学学报.
<https://link.cnki.net/urlid/43.1067.T.20251013.0939.002>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

doi: 10.11877/j.issn.1001-2486.25060034

执行机构故障下变体飞行器预设性能容错跟踪控制

叶子绮, 蔡光斌*, 胡昌华, 肖永强, 吴彤, 徐慧, 范绪恩

(火箭军工程大学 导弹工程学院, 陕西 西安 710025)

摘要: 针对变体飞行器在翼展变形过程中执行机构故障、复合干扰及收敛时间受限问题, 提出一种预设性能滑模容错跟踪控制方法。建立变体飞行器纵向非线性模型及故障模型, 并解耦为姿态与速度子系统以简化控制器设计。引入改进的非线性干扰观测器, 精确估计并实时补偿执行机构故障和复合干扰。设计预设性能滑模容错控制器, 确保跟踪误差可在完全独立于初始状态的条件下, 在预设时间内收敛至预设精度范围, 从而保证系统的瞬态与稳态性能及飞行安全。构建 Lyapunov 函数证明系统一致最终有界, 且跟踪误差在预设时间内收敛。仿真结果验证了所提方法的有效性、鲁棒性及容错性能。

关键词: 变体飞行器; 执行机构故障; 容错控制; 预设性能控制; 预设时间

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A

Prescribed performance fault-tolerant tracking control for morphing aircraft under actuator faults

YE Ziqi, CAI Guangbin*, HU Changhua, XIAO Yongqiang, WU Tong, XU Hui, FAN Xu'en

(College of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: To address the problems of actuator faults, composite disturbances, and time-constrained convergence encountered during wing deformation of morphing aircraft, a prescribed performance sliding mode fault-tolerant tracking control method was proposed. A longitudinal nonlinear model and fault model of the morphing aircraft were established, which were decoupled into attitude and velocity subsystems to simplify controller design. Improved nonlinear disturbance observers were introduced to accurately estimate and compensate for actuator faults and composite disturbances in real time. Prescribed performance sliding mode fault-tolerant controllers were designed to ensure that tracking errors converge to a prescribed precision range within prescribed time, completely independent of initial states, thereby guaranteeing both transient and steady-state performance while maintaining flight safety. The uniformly ultimately bounded stability of the system and prescribed time convergence of tracking errors were rigorously proved via Lyapunov function. Simulation results validate the effectiveness, robustness, and fault-tolerant performance of the proposed method.

Keywords: morphing aircraft; actuator fault; fault-tolerant control; prescribed performance control; prescribed time

变体飞行器因其能够根据飞行环境和任务需求改变外形结构, 近年来在军事和民用领域引起了广泛关注^[1-3]。然而其动态特性复杂多变, 如气动参数实时变化、系统不确定性, 易引发控制性能下降乃至引发飞行任务失败的风险。其中, 执行机构的可靠性和精确性密切关系着飞行器的整

体性能和任务执行能力, 因此设计高可靠性的容错控制(fault-tolerant control, FTC)策略极为重要。

常见的变体飞行器控制方法有比例积分微分(proportion integral differential, PID)控制^[4]、增益调度控制^[5]、线性变参数(linear parameter-varying, LPV)控制^[6-7]、反步控制^[8-9]、模糊控制^[10-11]、滑模

收稿日期: 2025-06-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(62473374, 62403487, U2441243)

第一作者: 叶子绮(2001—), 女, 浙江金华人, 硕士研究生, E-mail: yzq18868599007@163.com

***通信作者:** 蔡光斌(1982—), 男, 湖北云梦人, 副教授, 博士, 博士生导师, E-mail: cgb0712@163.com

引用格式: 叶子绮, 蔡光斌, 胡昌华, 等. 执行机构故障下变体飞行器预设性能容错跟踪控制[J]. 国防科技大学学报,

Citation: YE Z Q, CAI G B, HU C H, et al. Prescribed performance fault-tolerant tracking control for morphing aircraft under actuator faults[J]. Journal of National University of Defense Technology,

控制(sliding mode control, SMC)^[12-13]等。尽管这些方法能够有效保证系统的跟踪误差稳定,但在优化整个控制过程的瞬态性能方面往往存在一定局限,限制了整体控制性能的进一步提升。针对变体飞行器的高动态性能要求,预设性能控制(Prescribed Performance Control, PPC)方法凭借其能定量刻画受控系统瞬态与稳态性能以及处理系统约束的能力^[14],展现出强鲁棒稳定性,因此已在航空航天领域得到广泛应用^[15-18]。相较于传统控制方法,预设性能控制的核心优势在于定量预设并严格约束瞬态与稳态性能指标,这对变体飞行器翼展变形的强时变动态至关重要——通过预设性能边界,可按需保证飞行安全与精度。

在面对执行机构突发故障时,相较于依赖故障诊断、响应存在时延的主动容错控制,被动容错控制无需在线诊断环节,其固定结构的控制器凭借其固有鲁棒性,能在故障发生前后维持系统的稳定性^[19-20]。

已有研究提出了多种针对变形飞行器的被动容错控制方法。例如, Wen 等^[21]提出基于模型重构的无限时间鲁棒自适应线性二次型补偿方法,通过构建时变系统模型刻画执行机构故障引起的不确定相位突变。Chao 等^[22]设计了基于自适应反步法的被动容错控制方案,通过径向基神经网络的通用逼近特性有效抑制了执行机构故障的影响。Liu 和 Liang 等^[23-24]将扰动观测器技术引入被动容错控制设计中,实现更快速的故障自适应调节和更高的控制精度。Zhang 等^[25]提出固定时间抗饱和和自适应滑模控制方法,用于变体飞行器的姿态跟踪控制,能够在预定时间内保证系统的鲁棒性和控制输入的连续性。然而,现有方法普遍侧重于稳态精度和故障抑制能力,而瞬态性能尚未被系统纳入核心设计目标。鉴于突发故障下飞行器的安全运行高度依赖快速平稳的动态响应,亟需深入研究提升瞬态性能的容错控制策略。

Ye 等^[26]虽设计了预设性能滑模容错控制器以保证姿态和速度子系统的瞬态与稳态性能,但其采用的渐近稳定机制难以满足故障后快速收敛的迫切需求。相比之下,预设时间控制允许任意指定收敛时间,且稳定时间和精度与初始条件无关^[27-28],因而备受关注。然而,现有预设时间方法对模型不确定性和控制增益要求苛刻,易导致半全局结果或无限增益问题。Cao 等^[29]提出的改进的预设时间控制方法显著缓解了上述问题,能确保稳态误差在预设时间内收敛至原点邻域,且收敛时间独立于初始条件。此类预设时间方法虽

精确设定收敛时间,却未显式约束瞬态过程的性能边界。故融合 PPC 优势,设计兼具预设性能与预设时间收敛的变体飞行器容错策略,具有重要理论与实践意义。

基于上述研究背景,本文针对执行机构突发故障下的变体飞行器,构造非线性干扰观测器(Nonlinear Disturbance Observer, NDO)以实现执行机构故障和复合干扰的准确估计,并将估计值融入基于预设时间的预设性能滑模控制器设计,确保系统在预设性能约束下实现预设时间收敛。

1 问题描述

1.1 变体飞行器动力学模型

本文以变翼展飞行器(如图 1 所示)为研究对象,翼展变形率 ξ 的调节范围为 $0 \sim 1$ 。

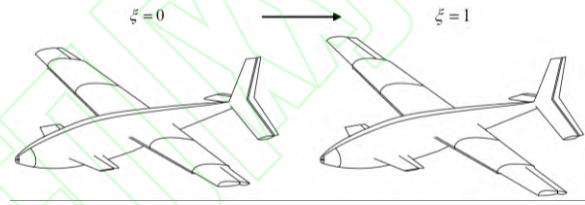


图 1 机翼变形过程中的变体飞行器

Fig.1 Morphing aircraft in the process of wingspan deformation

变体飞行器的纵向非线性动力学模型为^[30]

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha}{m} - \frac{D(\xi)}{m} - g \sin(\vartheta - \alpha) \\ \dot{\alpha} = q - \frac{T \sin \alpha}{mV} - \frac{L(\xi)}{mV} + \frac{g \cos(\vartheta - \alpha)}{V} \\ \dot{\vartheta} = q \\ \dot{q} = \frac{M_y(\xi)}{I_y} \\ \dot{h} = V \sin(\vartheta - \alpha) \end{cases} \quad (1)$$

其中, V 、 h 、 m 分别为飞行器速度、高度和质量, g 为重力加速度, $L(\xi)$ 、 $D(\xi)$ 、 T 分别为升力、阻力和推力, α 、 ϑ 、 q 分别为攻角、俯仰角和俯仰角速率, $I_y(\xi)$ 和 $M_y(\xi)$ 分别为飞行器俯仰转动惯量和俯仰力矩。气动力和气动力矩 $L(\xi)$ 、 $D(\xi)$ 、 $M_y(\xi)$ 均与翼展变形率 ξ 有关

$$\begin{cases} L(\xi) = QS_w C_L(\xi, \delta_e) \\ D(\xi) = QS_w C_D(\xi) \\ M_y(\xi) = QS_w c_A C_m(\xi, \delta_e) \end{cases} \quad (2)$$

其中, $Q = 0.5\rho V^2$ 表示动压, ρ 为大气密度, S_w 和 c_A 分别为机翼的参考面积和平均几何弦长。 $C_L(\xi, \delta_e)$ 、 $C_D(\xi)$ 、 $C_m(\xi, \delta_e)$ 分别为升力系数、

阻力系数和俯仰力矩系数，均为 ξ 的函数， $C_L(\xi, \delta_e)$ 和 $C_m(\xi, \delta_e)$ 为升降舵偏角 δ_e 的函数。

此外，飞行器推力 T 采用线性关系描述

$$T = T_{\delta_i} \delta_i \quad (3)$$

式中， $T_{\delta_i} = 21.3\text{N}$ 为油门-推力增益， δ_i 为发动机油门开度。

由式(1)~(2)可知，翼展变形会改变气动特性，引发模型参数摄动并影响运动规律；同时运动状态又反作用于变形过程，形成耦合效应。不失一般性，将式(1)描述为如下仿射非线性系统形式：

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi) \mathbf{u} \quad (4)$$

其中， $\mathbf{x} = [v, \alpha, \vartheta, q, h]^T$ 为状态向量， $\mathbf{u} = [\delta_e, \delta_i]^T$ 为输入向量。系统函数 $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi)$ ， $\mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi)$ 及相关气动参数的表达式参考文献[30]。

考虑模型不确定性、气动参数误差、外部干扰等，将变体飞行器模型修正为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} = & \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) + \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) \\ & + (\mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi) + \Delta \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi)) \mathbf{u} + \mathbf{d}_0 \end{aligned} \quad (5)$$

式中， $\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi)$ 和 $\Delta \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi)$ 为内部不确定性干扰， $\mathbf{d}_0$ 为外部干扰。

将式(5)改写，得到简化的面向控制的系统模型：

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi) \mathbf{u} + \mathbf{d} \quad (6)$$

式中， $\mathbf{d} = \Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) + \Delta \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi) \mathbf{u} + \mathbf{d}_0$ 为复合干扰向量，表示各类不确定性因素的整体影响。

1.2 执行机构故障模型及控制目标

考虑控制器执行机构的部分效益损失故障和偏置故障，设 $v_i (i=1, 2)$ 为第 i 个执行机构的输入， $u_i^* (i=1, 2)$ 是一个未知时变的函数，建立第 i 个执行机构的故障模型为

$$u_i'(t) = \lambda_i v_i(t) + r_i u_i^*(t) \quad (7)$$

其中， $0 \leq \lambda_i \leq 1$ 和 $r_i = 0$ 或 1 表示执行机构的故障指示因子，根据 λ_i 和 r_i 的不同组合可以得到执行机构的不同工作状态，见表 1。

表 1 故障指示因子与执行机构工作状态对应关系

of the actuator	
故障指示因子	执行机构工作状态
$\lambda_i = 1, r_i = 0$	无故障
$0 \leq \lambda_i < 1, r_i = 0$	部分效益损失故障
$\lambda_i = 1, r_i = 1$	时变偏置故障
$0 \leq \lambda_i < 1, r_i = 1$	部分效益损失和时变偏置故障

为表述简便，将实际控制输入向量 $\mathbf{u}'(t)$ 表示

为

$$\mathbf{u}'(t) = \begin{cases} \mathbf{v}(t), & t < t_f \\ \lambda \mathbf{v}(t) + \mathbf{r} \mathbf{u}^*(t), & t \geq t_f \end{cases} \quad (8)$$

其中，矩阵 $\lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2\}$ 表示变体飞行器的控制输入—升降舵偏角 δ_e 和发动机油门开度 δ_i 这两个执行机构中发生的未知控制效益损失故障， $\mathbf{v}(t) = [\delta_e, \delta_i]^T$ ， $\mathbf{r} = \text{diag}\{r_1, r_2\}$ ， $\mathbf{u}^*(t) = [u_1^*(t), u_2^*(t)]^T$ ， t_f 表示故障发生时间。

由上可得带有执行机构故障的变体飞行器模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \xi) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \xi) \mathbf{u}' + \mathbf{d} \quad (9)$$

对式(9)进行处理，提取姿态子系统和速度子系统如下：

$$\ddot{x}_1 = \ddot{\vartheta} = f_1(x_1, \xi) + g_1(x_1, \xi) \delta_e' + d_1 \quad (10)$$

$$\dot{x}_2 = \dot{V} = f_2(x_2, \xi) + g_2(x_2, \xi) \delta_i' + d_2 \quad (11)$$

式中， d_1 、 d_2 分别为两个子系统的复合干扰。系统函数 $f_1(x_1, \xi)$ ， $g_1(x_1, \xi)$ ， $f_2(x_2, \xi)$ ， $g_2(x_2, \xi)$ 分别为

$$\begin{cases} f_1(x_1, \xi) = \frac{QS_w c_A}{I_y} (C_{m0} + C_m^\alpha \alpha) \\ g_1(x_1, \xi) = \frac{QS_w c_A}{I_y} C_m^{\delta_e} \end{cases} \quad (12)$$

$$\begin{cases} f_2(x_2, \xi) = -\frac{QS_w}{m} (C_{D0} + C_D^{\alpha^2} \alpha^2) \\ \quad -g \sin(\vartheta - \alpha) - \frac{QS_w}{m} C_D^{\delta_e} \delta_e \\ g_2(x_2, \xi) = \frac{\cos \alpha}{m} T_{\delta_i} \end{cases} \quad (13)$$

不失一般性，定义系统的参考指令信号为 x_{id} ($i=1, 2$)，并作如下假设^[26,30]：

假设 1：参考指令信号 x_{id} 二阶连续可导，且 x_{id} 及其一二阶导数均有界；

假设 2：总扰动 $|r_j| \leq \bar{r}_j$ ($j = \vartheta, V$) (包括执行机构故障和复合干扰 d_i)，其中 $\bar{r}_j$ 为 r_j 的保守估计值，且总扰动的一阶导数有界 $|\dot{r}_j| \leq \bar{h}_j$ ；

假设 3： $g_1(x_1, \xi)$ 和 $g_2(x_2, \xi)$ 可逆。

控制目标：针对存在执行机构故障和复合干扰的变体飞行器系统模型(9)，设计非线性干扰观测器和预设性能滑模容错控制器，在预设时间内将跟踪误差约束于预设边界，从而实现飞行器对高度参考信号 h_d 和速度参考信号 V_d 的快速收敛与高精度跟踪。

注释 1：控制器设计基于模型(10)~(11)，而后文仿真采用完整非线性模型(1)~(3)验证控制性能。

注释 2: 虽然速度子系统同时受到升降舵偏角和油门开度的影响,但是由于姿态子系统只受升降舵偏角控制,所以可以通过优先设计姿态控制系统得到升降舵偏角指令,从而将速度子系统升降舵偏角看作常量。

2 非线性干扰观测器设计

姿态与速度子系统的非线性干扰观测器设计思路一致,本节以姿态子系统为例展开分析。

针对姿态子系统(10),将执行机构故障和复合干扰 d_1 的总和记为总扰动 r_g ,即 $r_g = g_1(x_1, \xi)[(\lambda_1 - 1)\delta_e + r_1 u_1^*] + d_1$ 。

为了更好地对故障和复合干扰进行估计,在传统的非线性干扰观测器中增加滑模项,姿态子系统状态 $\dot{x}_1 = \dot{g}$ 可测,定义估计误差为 $\tilde{r}_g = r_g - \hat{r}_g$,其中, $\hat{r}_g$ 为 r_g 的估计值。设计观测器如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = -L_1 z_1 - L_1(f_1 + g_1 \delta_e + p(\mathcal{G})) - \beta_1 \tilde{r}_g \\ \hat{r}_g = z_1 + p(\mathcal{G}) \end{cases} \quad (14)$$

其中, z_1 为辅助状态, $L_1 > 0$ 为观测器增益, $\beta_1 > 0$ 为滑模增益, $p(\mathcal{G})$ 为设计函数,这里设计为 $p(\mathcal{G}) = L_1 \dot{\mathcal{G}}$ 。

此时,估计误差 $\tilde{r}_g$ 的导数为

$$\dot{\tilde{r}}_g = \dot{r}_g - (\dot{z}_1 + \dot{p}(\mathcal{G})) = \dot{r}_g - (\dot{z}_1 + L_1 \dot{\mathcal{G}}) \quad (15)$$

将式(15)代入式(14),可得

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{r}}_g &= \dot{r}_g + L_1[\hat{r}_g - r_g] - \beta_1 \tilde{r}_g \\ &= \dot{r}_g - (L_1 + \beta_1)\tilde{r}_g \end{aligned} \quad (16)$$

由于 $\dot{r}_g$ 有界,可解微分方程

$$\dot{\tilde{r}}_g + (L_1 + \beta_1)\tilde{r}_g = \dot{r}_g \quad (17)$$

其解为

$$\tilde{r}_g(t) = \tilde{r}_g(0)e^{-(L_1 + \beta_1)t} + \int_0^t e^{-(L_1 + \beta_1)(t-\tau)} \dot{r}_g(\tau) d\tau \quad (18)$$

对解的绝对值分析可得

$$|\tilde{r}_g(t)| \leq |\tilde{r}_g(0)|e^{-(L_1 + \beta_1)t} + \frac{\bar{h}_g(1 - e^{-(L_1 + \beta_1)t})}{L_1 + \beta_1} \quad (19)$$

通过选择足够大的 $L_1 + \beta_1$, 保证估计误差指数收敛。当 $t \rightarrow \infty$ 时,误差的稳态上界为

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |\tilde{r}_g(t)| \leq \frac{\bar{h}_g}{L_1 + \beta_1} \quad (20)$$

同理,针对速度子系统(11),将执行机构故障和复合干扰 d_2 的总和记为总扰动 r_v ,即 $r_v = g_2(x_2, \xi)[(\lambda_2 - 1)\delta_i + \rho_2 u_2^*] + d_2$ 。姿态子系统状态 $x_2 = v$ 可测,定义估计误差为 $\tilde{r}_v = r_v - \hat{r}_v$,其中 $\hat{r}_v$ 为 r_v 的估计值。设计观测器如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_2 = -L_2 z_2 - L_2(f_2 + g_2 \delta_i + p(V)) - \beta_2 \tilde{r}_v \\ \hat{r}_v = z_2 + p(V) \end{cases} \quad (21)$$

其中, z_2 为辅助状态, $L_2 > 0$ 为观测器增益, $\beta_2 > 0$ 为滑模增益, $p(V)$ 为设计函数,这里设计为 $p(V) = L_2 V$ 。

估计误差的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{r}}_v &= \dot{r}_v + L_2[\hat{r}_v - r_v] - \beta_2 \tilde{r}_v \\ &= \dot{r}_v - (L_2 + \beta_2)\tilde{r}_v \end{aligned} \quad (22)$$

注释 3: 针对姿态与速度子系统,分别设计非线性干扰观测器(14)和(21),实时估计各子系统执行机构故障及复合干扰,所得估计值作为前馈补偿项引入对应控制器,以主动抵消干扰影响。

3 预设性能滑模容错控制器设计

3.1 姿态子系统控制器设计

首先,对姿态子系统(10)进行预设性能控制律设计。分别定义高度和俯仰角跟踪误差为

$$e_h = h - h_d \quad (23)$$

$$e_1 = x_1 - x_{1d} = \mathcal{G} - \mathcal{G}_d \quad (24)$$

式中,俯仰角参考信号 $\mathcal{G}_d$ 由 PI 控制算法生成

$$\mathcal{G}_d = \mathcal{G}_e - k_p e_h - k_i \int_0^t e_h dt \quad (25)$$

式中, k_p 和 k_i 均为待设计参数。

为便于控制器设计,式(24)中的 e_1 也可表示为

$$e_1 = \mu_1(t)S(\varepsilon_1) \quad (26)$$

其中, $S(\varepsilon_1)$ 是双曲正切函数,满足

$$\begin{cases} -\delta_{11} < S(\varepsilon_1) < \delta_{12} \\ S(\varepsilon_1) = \frac{\delta_{12}e^{\varepsilon_1} - \delta_{11}e^{-\varepsilon_1}}{e^{\varepsilon_1} + e^{-\varepsilon_1}} \\ \lim_{\varepsilon_1 \rightarrow \infty} S(\varepsilon_1) = \delta_{12}, \lim_{\varepsilon_1 \rightarrow -\infty} S(\varepsilon_1) = -\delta_{11} \end{cases} \quad (27)$$

其中,实常数 δ_{11} 和 δ_{12} 被设计得充分接近,满足条件 $|\delta_{11} - \delta_{12}| < \chi_1$, χ_1 为预设的一个极小容差,预设时间性能函数^[31] $\mu_1(t)$ 定义为

$$\mu_1(t) = \begin{cases} (\mu_{10} - \mu_{1\infty}) \left(1 - \frac{t}{T_1}\right)^{\kappa_1} + \mu_{1\infty}, 0 \leq t < T_1 \\ \mu_{1\infty}, t \geq T_1 \end{cases} \quad (28)$$

这里, $\mu_{10} \in \square^+$ 为 $\mu_1(t)$ 的初值, $\mu_{1\infty} \in \square^+$ 为 $\mu_1(t)$ 的终值, $\mu_{10} > \mu_{1\infty} > 0$, μ_{10} 指数递减到 $\mu_{1\infty}$, T_1 为预设的收敛时间,常数 $\kappa_1 > 2$,控制衰减速率。

根据双曲正切函数性质, $S(\varepsilon_1)$ 的反函数为

$$\varepsilon_1 = \frac{1}{2} \ln \frac{\delta_{11} + S}{\delta_{12} - S} = \frac{1}{2} \ln \frac{\delta_{11}\mu_1 + e_1}{\delta_{12}\mu_1 - e_1} \quad (29)$$

对式(29)求导, 可得

$$\begin{cases} \dot{\varepsilon}_1 = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta_{11}\dot{\mu}_1 + \dot{e}_1}{\delta_{11}\mu_1 + e_1} - \frac{\delta_{12}\dot{\mu}_1 - \dot{e}_1}{\delta_{12}\mu_1 - e_1} \right) \\ \ddot{\varepsilon}_1 = M_1 + M_2 + M_3\ddot{e}_1 \end{cases} \quad (30)$$

式中,

$$\begin{cases} M_1 = \frac{\delta_{11}\ddot{\mu}_1(\delta_{11}\mu_1 + e_1) - (\delta_{11}\dot{\mu}_1 + \dot{e}_1)^2}{2(\delta_{11}\mu_1 + e_1)^2} \\ M_2 = -\frac{\delta_{12}\ddot{\mu}_1(\delta_{12}\mu_1 - e_1) - (\delta_{12}\dot{\mu}_1 - \dot{e}_1)^2}{2(\delta_{12}\mu_1 - e_1)^2} \\ M_3 = \frac{\delta_{11}\mu_1 + e_1}{2(\delta_{11}\mu_1 + e_1)^2} + \frac{\delta_{12}\mu_1 - e_1}{2(\delta_{12}\mu_1 - e_1)^2} \end{cases} \quad (31)$$

对于姿态子系统, 选取滑模面为

$$s_1 = c_1\varepsilon_1 + \dot{\varepsilon}_1 \quad (32)$$

式中, $c_1 = k_1 / \mu_1$, $k_1 > 0$ 为待设计参数, c_1 随 μ_1 衰减而增长。

联立式(10)和式(30)代入式(32), 可得 s_1 的导数

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= -k_1 \frac{\dot{\mu}_1}{\mu_1^2} \varepsilon_1 + c_1 \dot{\varepsilon}_1 + M_1 + M_2 + M_3 \ddot{e}_1 \\ &= -k_1 \frac{\dot{\mu}_1}{\mu_1^2} \varepsilon_1 + c_1 \dot{\varepsilon}_1 + M_1 + M_2 \\ &\quad + M_3 [f_1(x_1, \xi) + g_1(x_1, \xi)\delta_e + r_g - \ddot{g}_d] \end{aligned} \quad (33)$$

结合观测器的输出估计值 $\hat{r}_g$, 设计基于预设时间的预设性能滑模容错控制器

$$u_1 = \delta_e = \frac{1}{M_3 g_1} [k_1 \dot{\mu}_1 \varepsilon_1 / \mu_1^2 - c_1 \dot{\varepsilon}_1 - M_1 - M_2 - M_3 (f_1 + \hat{r}_g - \ddot{g}_d) - \eta_1 \text{sign}(s_1)] \quad (34)$$

其中, $\eta_1 > 0$ 为待设计参数, $\text{sign}(s_1)$ 为 s_1 的符号函数。

将控制律(34)代入式(33)可得

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= -k_1 \frac{\dot{\mu}_1}{\mu_1^2} \varepsilon_1 + c_1 \dot{\varepsilon}_1 + k_1 \frac{\dot{\mu}_1}{\mu_1^2} \varepsilon_1 \\ &\quad - c_1 \dot{\varepsilon}_1 - \eta_1 \text{sign}(s_1) - M_3 \hat{r}_g + M_3 r_g \\ &= -\eta_1 \text{sign}(s_1) + M_3 \tilde{r}_g \end{aligned} \quad (35)$$

定理 1 针对姿态子系统(10), 在非线性干扰观测器(14)、滑模面(32)和控制器(34)的作用下, 整个闭环系统将一致最终有界稳定, 并且实现控制目标需要在满足假设 1-3 的同时, η_1 和 $L_1 + \beta_1$ 的参数设置符合

$$\begin{cases} M_3 < \eta_1 < \bar{h}_g^2 \\ L_1 + \beta_1 > \frac{M_3 + 1}{2} \end{cases} \quad (36)$$

且 η_1 有界。

证明: 构建姿态子系统的 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} s_1^2 + \frac{1}{2} \tilde{r}_g^2 \quad (37)$$

对上式求导并将式(16)和式(35)代入, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s_1 \dot{s}_1 + \tilde{r}_g \dot{\tilde{r}}_g \\ &= -\eta_1 |s_1| - M_3 \tilde{r}_g s_1 + \tilde{r}_g (\dot{r}_g - (L_1 + \beta_1) \tilde{r}_g) \end{aligned} \quad (38)$$

$$= -\eta_1 |s_1| - M_3 \tilde{r}_g s_1 + \tilde{r}_g \dot{r}_g - (L_1 + \beta_1) \tilde{r}_g^2$$

根据柯西不等式, 一次项 $-\eta_1 |s_1|$ 有

$$-\eta_1 |s_1| \leq -\frac{\eta_1}{2} (s_1^2 + 1) = -\frac{\eta_1}{2} s_1^2 - \frac{\eta_1}{2} \quad (39)$$

根据 Young's 不等式, $M_3 \tilde{r}_g s_1$ 有

$$M_3 \tilde{r}_g s_1 \leq \frac{M_3^2}{2\sigma_1} s_1^2 + \frac{\sigma_1}{2} \tilde{r}_g^2 \quad (40)$$

式中, σ_1 取为 M_3 以平衡滑模增益与观测器增益, 则

$$M_3 \tilde{r}_g s_1 \leq M_3 (s_1^2 + \tilde{r}_g^2) / 2 \quad (41)$$

因 $|\dot{r}_g| \leq \bar{h}_g$ 和 $ab \leq (a^2 + b^2) / 2$, 可得

$$\tilde{r}_g \dot{\tilde{r}}_g \leq (\tilde{r}_g^2 + \bar{h}_g^2) / 2 \quad (42)$$

整合所有项并化简

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq -\frac{\eta_1}{2} s_1^2 - \frac{\eta_1}{2} + M_3 (s_1^2 + \tilde{r}_g^2) / 2 \\ &\quad + (\tilde{r}_g^2 + \bar{h}_g^2) / 2 - (L_1 + \beta_1) \tilde{r}_g^2 = -b_1 V_1 + w_1 \end{aligned} \quad (43)$$

其中, $b_1 = \min\{(\eta_1 - M_3) / 2, L_1 - (M_3 + 1) / 2 + \beta_1\}$, $w_1 = (-\eta_1 + \bar{h}_g^2) / 2$ 。

由假设 1-3 和式(36)可知, $w_1 > 0$ 且有界。根据 Lyapunov 函数, 得到了闭环系统一致最终有界稳定的结论。由于 w_1 有界, 因此可以推断姿态子系统能以预设精度和预设时间来跟踪给定的期望信号。证毕。□

为有效抑制滑模运动抖振影响, 采用如下式所示的饱和函数 $\text{sat}(s_1)$ 替换控制律中的符号函数 $\text{sign}(s_1)$, 可得

$$\text{sat}(s_1) = \begin{cases} \text{sign}(s_1), |s_1| > \varsigma_1 \\ s_1 / \varsigma_1, |s_1| \leq \varsigma_1 \end{cases} \quad (44)$$

这里, $\varsigma_1 > 0$ 为待设计参数。

3.2 速度子系统控制器设计

定义速度跟踪误差为

$$e_2 = x_2 - x_{2d} = V - V_d \quad (45)$$

为便于控制器设计, 式(45)中的 e_2 也可表示为

$$e_2 = \mu_2(t) S(\varepsilon_2) \quad (46)$$

其中, $S(\varepsilon_2)$ 是双曲正切函数, 满足

$$\begin{cases} -\delta_{21} < S(\varepsilon_2) < \delta_{22} \\ S(\varepsilon_2) = \frac{\delta_{22}e^{\varepsilon_2} - \delta_{21}e^{-\varepsilon_2}}{e^{\varepsilon_2} + e^{-\varepsilon_2}} \\ \lim_{\varepsilon_2 \rightarrow \infty} S(\varepsilon_2) = \delta_{22}, \lim_{\varepsilon_2 \rightarrow -\infty} S(\varepsilon_2) = -\delta_{21} \end{cases} \quad (47)$$

其中, 实常数 δ_{21} 和 δ_{22} 被设计得充分接近, 满足条件 $|\delta_{21} - \delta_{22}| < \chi_2$, χ_2 为预设的一个极小容差, 预设时间性能函数 $\mu_2(t)$ 定义为

$$\mu_2(t) = \begin{cases} (\mu_{20} - \mu_{2\infty}) \left(1 - \frac{t}{T_2}\right)^{\kappa_2} + \mu_{2\infty}, & 0 \leq t < T_2 \\ \mu_{2\infty}, & t \geq T_2 \end{cases} \quad (48)$$

这里, $\mu_{20} \in \mathbb{R}^+$ 为 $\mu_2(t)$ 的初值, $\mu_{2\infty} \in \mathbb{R}^+$ 为 $\mu_2(t)$ 的终值, $\mu_{20} > \mu_{2\infty} > 0$, μ_{20} 指数递减到 $\mu_{2\infty}$, T_2 为预设的收敛时间, 常数 $\kappa_2 > 2$, 控制衰减速率。

根据双曲正切函数性质, $S(\varepsilon_2)$ 的反函数为

$$\varepsilon_2 = \frac{1}{2} \ln \frac{\delta_{21} + S}{\delta_{22} - S} = \frac{1}{2} \ln \frac{\delta_{21}\mu_2 + e_2}{\delta_{22}\mu_2 - e_2} \quad (49)$$

对式(49)求导, 可得

$$\dot{\varepsilon}_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta_{21}\dot{\mu}_2 + \dot{e}_2}{\delta_{21}\mu_2 + e_2} - \frac{\delta_{22}\dot{\mu}_2 - \dot{e}_2}{\delta_{22}\mu_2 - e_2} \right) \quad (50)$$

对于速度子系统, 选取滑模面为

$$s_2 = c_2 \varepsilon_2 \quad (51)$$

式中, $c_2 = k_2 / \mu_2$, $k_2 > 0$ 为待设计参数, c_2 随 μ_2 衰减而增长。

联立式(11)和式(50)代入式(51), 可得 s_2 的导数

$$\begin{aligned} \dot{s}_2 &= -k_2 \frac{\dot{\mu}_2}{\mu_2^2} \varepsilon_2 + \frac{c_2}{2} \left(\frac{\delta_{21}\dot{\mu}_2 + \dot{e}_2}{\delta_{21}\mu_2 + e_2} - \frac{\delta_{22}\dot{\mu}_2 - \dot{e}_2}{\delta_{22}\mu_2 - e_2} \right) \\ &= -k_2 \frac{\dot{\mu}_2}{\mu_2^2} \varepsilon_2 + P \left[\mu_2 (f_2 + g_2 \delta_i + r_v - \dot{V}_d) - \dot{\mu}_2 e_2 \right] \end{aligned} \quad (52)$$

式中 $P = \frac{c_2}{2} \frac{\delta_{21} + \delta_{22}}{(\delta_{21}\mu_2 + e_2)(\delta_{22}\mu_2 - e_2)}$ 。

结合观测器的输出估计值 $\hat{r}_v$, 设计基于预设时间的预设性能滑模容错控制器

$$\begin{aligned} u_2 = \delta_i = \frac{1}{g_2} \left[-f_2 - \hat{r}_v + \dot{V}_d + \frac{\dot{\mu}_2 e_2}{\mu_2} \right. \\ \left. - \frac{1}{P\mu_2} \left(\eta_2 \text{sign}(s_2) - k_2 \frac{\dot{\mu}_2 \varepsilon_2}{\mu_2^2} \right) \right] \end{aligned} \quad (53)$$

其中 $\eta_2 > 0$ 为待设计参数。

定理 2 针对速度子系统(11), 在非线性干扰观测器(21)、滑模面(51)和控制器(53)的作用下, 整个闭环系统将一致最终有界稳定, 并且实现控制目标需要在满足假设 1-3 的同时, η_2 和 $L_2 + \beta_2$

的参数设置符合

$$\begin{cases} P\mu_2 < \eta_2 < \bar{h}_v^2 \\ L_2 + \beta_2 > \frac{P\mu_2 + 1}{2} \end{cases} \quad (54)$$

且 η_2 有界。

证明: 构建速度子系统的 Lyapunov 函数为

$$V_2 = \frac{1}{2} s_2^2 + \frac{1}{2} \tilde{r}_v^2 \quad (55)$$

对上式求导并将式(22)和式(53)代入, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= s_2 \dot{s}_2 + \tilde{r}_v \dot{\tilde{r}}_v \\ &= -\eta_2 |s_2| + P\mu_2 s_2 \tilde{r}_v + \tilde{r}_v [\dot{r}_v - (L_2 + \beta_2) \tilde{r}_v] \\ &= -\eta_2 |s_2| + P\mu_2 s_2 \tilde{r}_v + \tilde{r}_v \dot{r}_v - (L_2 + \beta_2) \tilde{r}_v^2 \end{aligned} \quad (56)$$

根据柯西不等式, 一次项 $-\eta_2 |s_2|$ 有

$$-\eta_2 |s_2| \leq -\frac{\eta_2}{2} (s_2^2 + 1) = -\frac{\eta_2}{2} s_2^2 - \frac{\eta_2}{2} \quad (57)$$

根据 Young's 不等式, $P\mu_2 s_2 \tilde{r}_v$ 有

$$P\mu_2 s_2 \tilde{r}_v \leq \frac{(P\mu_2)^2}{2\sigma_2} s_2^2 + \frac{\sigma_2}{2} \tilde{r}_v^2 \quad (58)$$

式中 σ_2 取为 $P\mu_2$ 平衡滑模增益与观测器增益, 则

$$P\mu_2 s_2 \tilde{r}_v \leq P\mu_2 (s_2^2 + \tilde{r}_v^2) / 2 \quad (59)$$

因 $|\dot{r}_v| \leq \bar{h}_v$ 和 $ab \leq (a^2 + b^2) / 2$, 可得

$$\tilde{r}_v \dot{r}_v \leq (\tilde{r}_v^2 + \bar{h}_v^2) / 2 \quad (60)$$

整合所有项并化简

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq -\frac{\eta_2}{2} s_2^2 - \frac{\eta_2}{2} + P\mu_2 (s_2^2 + \tilde{r}_v^2) / 2 \\ &\quad + (\tilde{r}_v^2 + \bar{h}_v^2) / 2 - (L_2 + \beta_2) \tilde{r}_v^2 = -b_2 V_2 + w_2 \end{aligned} \quad (61)$$

其中, $b_2 = \min\{(\eta_2 - P\mu_2) / 2, L_2 - (P\mu_2 + 1) / 2 + \beta_2\}$, $w_2 = (-\eta_2 + \bar{h}_v^2) / 2$ 。

由假设 1-3 和式(59)可知, $w_2 > 0$ 且有界。根据 Lyapunov 函数, 得到了闭环系统一致最终有界稳定的结论。由于 w_2 有界, 因此可以推断速度子系统能以预设精度和预设时间来跟踪给定的期望信号。证毕。

为有效抑制滑模运动抖振影响, 采用如下式所示的饱和函数 $\text{sat}(s_2)$ 替换控制律中的符号函数 $\text{sign}(s_2)$, 可得

$$\text{sat}(s_2) = \begin{cases} \text{sign}(s_2), & |s_2| > \varsigma_2 \\ s_2 / \varsigma_2, & |s_2| \leq \varsigma_2 \end{cases} \quad (62)$$

这里, $\varsigma_2 > 0$ 为待设计参数。

注释 4: 由预设性能函数(28)和(48)约束瞬态边界, 结合观测器前馈补偿抑制故障和干扰; 据此设计预设性能滑模容错控制器(34)和(53), 确保跟踪误差在预设时间内收敛至预设边界。

4 仿真验证

为验证上述基于预设时间的预设性能容错控制器的有效性, 本节进行数值仿真实验。

4.1 仿真参数配置

变体飞行器的初始状态设定为: $V_0 = 52\text{m/s}$, $\alpha_0 = \theta_0 = 0^\circ$, $q_0 = 0(^{\circ})/\text{s}$, $h_0 = 3000\text{m}$ 。相关参数设置为: $m = 1247\text{kg}$, $S_w = 17.09\text{m}^2$, $c_A = 1.74\text{m}$, $I_y = 4067.5\text{kg} \cdot \text{m}^2$, $g = 9.8\text{m/s}^2$, $\theta_e = 2^\circ$ 。设置参考速度为 $V_d = 50\text{m/s}$, 参考高度为

$$h_d = \begin{cases} 3000\text{m}, & t < 10\text{s} \\ 3050 - 50 \cos\left(\frac{\pi(t-10)}{50}\right)\text{m}, & 10\text{s} \leq t < 60\text{s} \\ 3100\text{m}, & t \geq 60\text{s} \end{cases}$$

翼展变形率 ξ 的变化如图 2 所示。

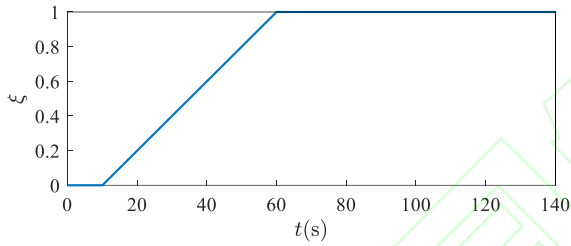


图 2 翼展变形率随时间变化曲线

Fig.2 The variation curve in wingspan deformation rate over time

将复合干扰定义为如下形式的指数衰减振荡信号:

$$\begin{cases} d_1 = 0.05e^{-0.01t} \cos(0.1t) \\ d_2 = 0.05e^{-0.01t} \sin(0.1t) \end{cases}$$

为验证所设计控制器的优越性, 选取滑模控制(SMC)和预设性能滑模控制^[23](sliding mode control-based prescribed performance control, SMCPPC)作为对比基准。与所提出的控制策略(prescribed time-based sliding mode prescribed performance control, SMCPPC-PT)类似, 同样采用饱和函数代替符号函数以抑制滑模抖振。

执行机构故障设计如下: 当 $0 \leq t < 20\text{s}$ 时, $\lambda = \text{diag}\{1, 1\}$; 当 $t \geq 20\text{s}$ 时, $\lambda = \text{diag}\{0.8, 0.75\}$; 当 $0 \leq t < 50\text{s}$ 时, $r = \text{diag}\{0, 0\}$; 当 $t \geq 50\text{s}$ 时, $r = \text{diag}\{1, 1\}$, $10u_1^* = u_2^* = 0.5\cos(0.01t)$ 。

SMCPPC-PT 控制器参数设置如下: $\eta_1 = 1$, $\eta_2 = 1.5$, $k_1 = 0.1$, $k_2 = 0.18$, $\kappa_1 = 2.01$, $\kappa_2 = 3$, $\delta_{11} = \delta_{21} = 200$, $\delta_{12} = 200.5$, $\delta_{22} = 199.9$, $\mu_{10} = 4.58$, $\mu_{1\infty} = 0.21$, $\mu_{20} = 2$, $\mu_{2\infty} = 0.08$,

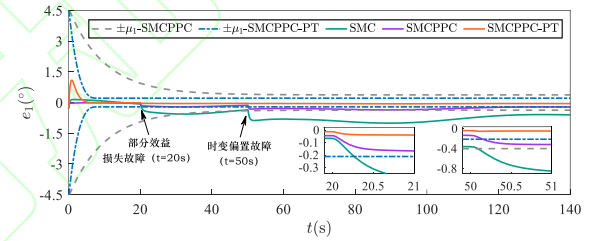
$$\zeta_1 = 0.05, \zeta_2 = 0.06, k_p = 0.05, k_i = 0.00001,$$

$$T_1 = T_2 = 8.$$

4.2 仿真结果分析与讨论

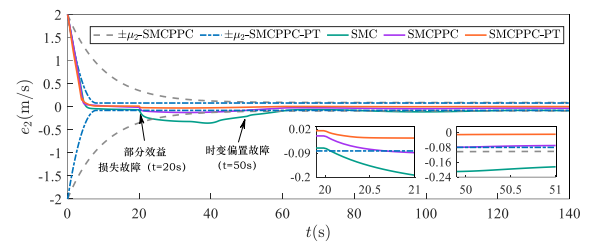
根据上述一系列的初值设定和假设, 给出仿真实验结果如图 3~9 所示。

图 3 比较了不同控制方法的跟踪误差, 具体的轨迹跟踪曲线如图 4~5 所示。由图 3 可知, 在存在执行机构故障与复合干扰时, 三种方法均能实现变体飞行器的轨迹跟踪控制, 保障系统基本稳定。其中, SMCPPC 和 SMCPPC-PT 可进一步将跟踪误差约束在预设边界内, 有效避免超调风险。而 SMCPPC-PT 在 $t < 6.5\text{s}$ 时的初始误差 e_1 虽更大, 但这是预设时间收敛机制允许的瞬态特性, 对系统整体稳定性无实质影响。相较之下, SMCPPC-PT 在 6.5s 后展现出更优越的综合性能。其瞬态收敛速度更快($t < 8\text{s}$); 稳态精度更高、故障鲁棒性更强, e_1 严格限制在 0.06° 以内, e_2 最大偏差仅为 0.03m/s (相对误差 0.06%)。图 4~5 的跟踪曲线进一步验证了上述结论。



(a) 俯仰角跟踪误差

(a) Pitch angle tracking error

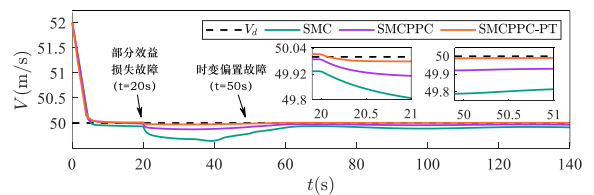


(b) 速度跟踪误差

(b) Velocity tracking error

图 3 跟踪误差曲线

Fig.3 Curves of tracking errors



(a) 速度跟踪曲线

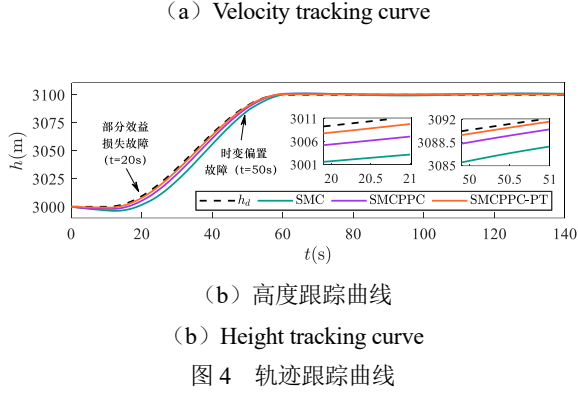


Fig.4 Curves of tracking trajectories

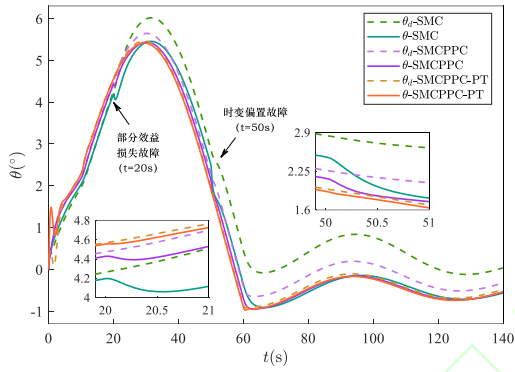


Fig.5 Curves of tracking pitch angle

图 6 所示的攻角和俯仰角速率的变化曲线表明：三种方法均能维持飞行器姿态稳定，SMCPPC-PT 在响应初期($t < T_1$)存在显著振荡(与图 3(a)同源)，在机翼变形开始(10s)和结束(60s)时，因观测器未补偿翼展突变导致响应幅度最大，但对执行机构突发故障和干扰的抑制能力最优。SMCPPC-PT 的姿态波动幅值最小($\Delta\alpha < 0.03^\circ$ ， $\Delta q < 0.28^\circ/s$)且恢复时间最短($t < 0.35s$)，SMCPPC 次之。

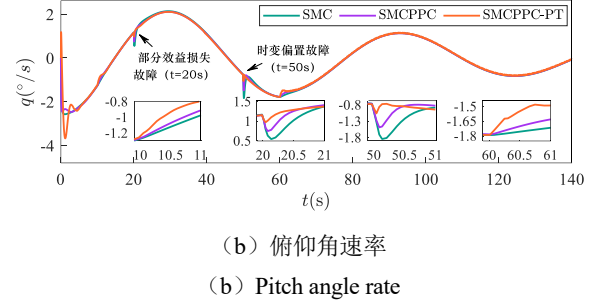
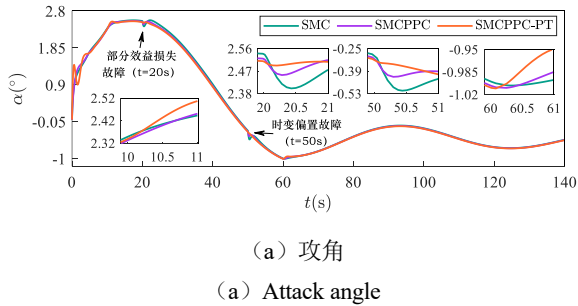
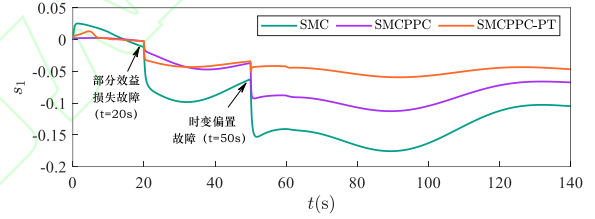


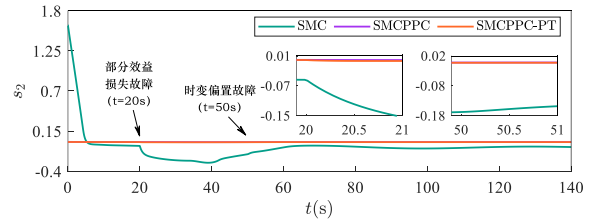
图 6 攻角和俯仰角速率曲线

Fig.6 Curves of attack angle and pitch angle rate

图 7 为滑模面的变化曲线，表明三种方法均能使系统稳定。由图 7 (a) 可知，在响应初期($t \leq 20s$)，SMCPPC 的波动幅度最小，SMCPPC-PT 次之，SMC 最大；在 $20s < t < 50s$ 时，SMCPPC-PT 波动最缓，SMCPPC 次之，SMC 最大；在 50s 出现时变偏置故障后，SMCPPC-PT 的 s_1 变化了 0.0165，仅为 SMCPPC 的 30%、SMC 的 17.61%。由图 7 (b) 可知，SMCPPC-PT 和 SMCPPC 的滑模面 s_2 几乎重合，其稳态幅值较传统 SMC 降低超 95%。表明 SMCPPC-PT 具有较小的滑模面波动和最优的鲁棒性。



(a) Sliding mode surface changes of the attitude subsystem



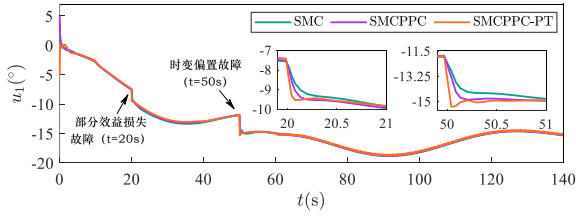
(b) Sliding mode surface changes of the velocity subsystem

图 7 滑模面变化曲线

Fig.7 Curves of sliding mode surface changes

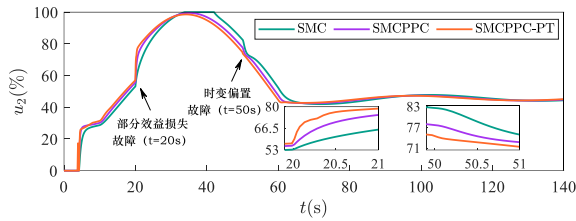
变体飞行器的控制输入如图 8 所示。由图 8 可知，三种方法的控制输入相差相近且均在合理区间($u_1 \in [-18.9^\circ, 5^\circ]$ ， $u_2 \in [0\%, 100\%]$)。其中 SMCPPC-PT 的幅值略小于其他两种方法。SMC 在 33.8s~42s 出现油门开度饱和，而其他两种方

法能在一定程度上避免这种情况。结合图 6 和图 8 可得,相较于其他两种方法,SMCPPC-PT 对机翼变形与故障有更快的响应速度,SMCPPC 次之。



(a) 升降舵偏角

(a) Elevator deflection angle



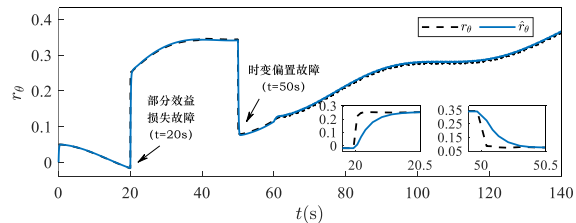
(b) 油门开度

(b) Throttle opening

图 8 控制输入曲线

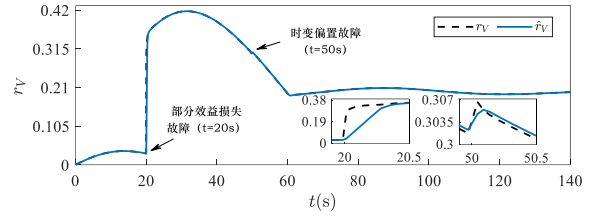
Fig.8 Curves of control inputs

图 9 为非线性干扰观测器对系统总扰动的观测对比图,图 10 为总扰动估计误差曲线图。由图 9 ~ 10 可知,两个子系统的扰动估计值均能紧密跟踪其真实值。在执行机构突发故障时,观测器展现出优异的鲁棒性和快速响应特性:图 10 (a) 中姿态子系统总扰动估计误差 $\tilde{r}_g$ 峰值仅为 0.215, 且能在 0.5s 内快速响应并恢复;图 10 (b) 中速度子系统总扰动估计误差 $\tilde{r}_v$ 峰值为 0.242, 并在 0.4s 内有效恢复。这些低峰值与较短恢复时间充分验证了所设计的非线性干扰观测器具备高精度、强鲁棒性的扰动估计能力。这正是前文控制器在执行机构故障与复合干扰下仍保持优异跟踪性能的核心保障,为实时扰动补偿提供了可靠依据。



(a) 姿态子系统总扰动 r_g 与扰动估计值 $\hat{r}_g$ 对比曲线

(a) Comparison curves of total disturbance r_g and its estimate $\hat{r}_g$ in the attitude subsystem

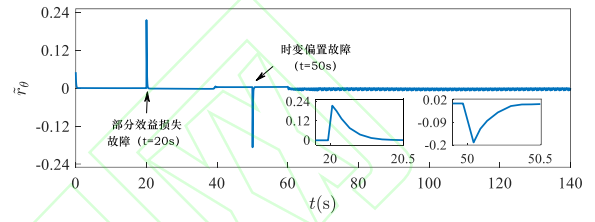


(b) 速度子系统总扰动 r_v 与扰动估计值 $\hat{r}_v$ 对比曲线

(b) Comparison curves of total disturbance r_v and its estimate $\hat{r}_v$ in the velocity subsystem

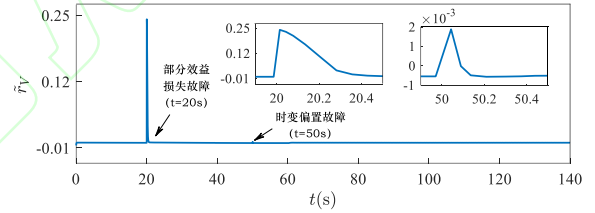
图 9 总扰动观测对比曲线

Fig.9 Comparison curves of total disturbance observation



(a) 姿态子系统总扰动估计误差 $\tilde{r}_g$

(a) Total disturbance estimation error $\tilde{r}_g$ in the attitude subsystem



(b) 速度子系统总扰动估计误差 $\tilde{r}_v$

(b) Total disturbance estimation error $\tilde{r}_v$ in the velocity subsystem

图 10 总扰动估计误差

Fig.10 Total disturbance estimation errors

5 结论

针对翼展变形过程中执行机构故障与复合干扰的变体飞行器跟踪控制问题,提出了一种融合非线性干扰观测器与预设时间收敛机制的预设性能滑模容错跟踪控制方法。主要通过构造观测器实时估计并补偿执行机构故障及复合干扰,结合预设时间性能函数和滑模面,实现了跟踪误差在预设时间内严格收敛至指定边界,保证了系统的瞬态与稳态性能。仿真验证结果表明,该方法在复合干扰与突发故障下仍能保证飞行器安全稳定飞行,且较传统方法具有更优的鲁棒性和收敛速

度。针对本文的仿真结果,考虑变体飞行器控制系统设计问题,未来研究可探索在通信带宽受限、计算资源约束等更复杂实际场景下的性能优化。

参考文献

- [1] AJAJ R M, JANKEE G K. The Transformer aircraft: a multimission unmanned aerial vehicle capable of symmetric and asymmetric span morphing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 76: 512-522.
- [2] 冉茂鹏, 王成才, 刘华华, 等. 变体飞行器控制技术发展现状与展望[J]. *航空学报*, 2022, 43(10): 424-441.
RAN M P, WANG C C, LIU H H, et al. Research status and future development of morphing aircraft control technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(10): 424-441. (in Chinese)
- [3] PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, PILAKKADAN J S, AJAJ R M, et al. A review of control strategies used for morphing aircraft applications[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2024, 37(4): 436-463.
- [4] YAN B B, LI Y, DAI P, et al. Aerodynamic analysis, dynamic modeling, and control of a morphing aircraft[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 32(5): 04019058.
- [5] LI Y, WANG Y J, LIU L H. Longitudinal adaptive control of morphing aircraft based on guardian maps theory[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2025, 26(4): 1769-1787.
- [6] CAI G B, YANG Q, MU C X, et al. Design of linear parameter-varying controller for morphing aircraft using inexact scheduling parameters[J]. *IET Control Theory & Applications*, 2023, 17(4): 493-503.
- [7] CAI G B, WU T, HAO M R, et al. Dynamic event-triggered gain-scheduled H^∞ control for a polytopic LPV model of morphing aircraft[J]. *Ieee Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2025, 61(1): 93-106.
- [8] WU K J, ZHANG P X, WU H. A new control design for a morphing UAV based on disturbance observer and command filtered backstepping techniques[J]. *Science China Technological Sciences*, 2019, 62(10): 1845-1853.
- [9] GONG L G, WANG Q, DONG C Y. Disturbance rejection control of morphing aircraft based on switched nonlinear systems[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2019, 96(2): 975-995.
- [10] 梁帅, 杨林, 杨朝旭, 等. 基于 Kalman 滤波的变体飞行器 T-S 模糊控制[J]. *航空学报*, 2020, 41(增刊 2): 724274.
LIANG S, YANG L, YANG (C /Z)X, et al. T-S fuzzy control of variant aircraft based on Kalman filter[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(Suppl 2): 724274.
- [11] ZHANG H, WANG P, TANG G J, et al. Fuzzy disturbance observer-based fixed-time attitude control for hypersonic morphing vehicles[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2024, 60(5): 6577-6593.
- [12] ZHANG H, WANG P, TANG G J, et al. Fuzzy disturbance observer-based dynamic sliding mode control for hypersonic morphing vehicles[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 142: 108633.
- [13] LIU X D, XU Y, LUO J Q. An asymmetrically variable wingtip anhedral angles morphing aircraft based on incremental sliding mode control: Improving lateral maneuver capability[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2025, 38(1): 103166.
- [14] 魏才盛, 罗建军, 殷泽阳. 航天器姿态预设性能控制方法综述[J]. *宇航学报*, 2019, 40(10): 1167-1176.
WEI C S, LUO J J, YIN Z Y. A review of prescribed performance control for spacecraft attitude[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(10): 1167-1176. (in Chinese)
- [15] 李海燕, 韦俊宝, 方登建, 等. 考虑输入受限的高超声速飞行器预设性能控制[J]. *国防科技大学学报*, 2023, 45(2): 27-36.
LI H Y, WEI J B, FANG D J, et al. Prescribed performance control for hypersonic vehicle considering input constraint[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2023, 45(2): 27-36. (in Chinese)
- [16] YIN Z Y, WANG B, XIONG R T, et al. Attitude tracking control of hypersonic vehicle based on an improved prescribed performance dynamic surface control[J]. *The Aeronautical Journal*, 2024, 128(1323): 875-895.
- [17] MENG F Y, WANG T J, CHEN G. Prescribed performance-based active anti-disturbance backstepping control for morphing aircraft[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 152: 109386.
- [18] HE Z H, HU J B, WANG Y Y, et al. Sample entropy based prescribed performance control for tailless aircraft[J]. *ISA Transactions*, 2022, 131: 349-366.
- [19] FAN L L, SONG Y D. On fault-tolerant control of dynamic systems with actuator failures and external disturbances[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2010, 36(11).
- [20] DING Y B, YUE X K, CHEN G S, et al. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(7): 1-18.
- [21] WEN L Y, TAO G, JIANG B, et al. Adaptive compensation of persistent actuator failures using control-separation-based LQ design[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2021, 51(8): 5030-5045.
- [22] CHAO D K, QI R Y, JIANG B. Adaptive fault-tolerant attitude control for hypersonic reentry vehicle subject to complex uncertainties[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2022, 359(11): 5458-5487.
- [23] LIU S Q, WHIDBORNE J F. Observer-based incremental backstepping sliding-mode fault-tolerant control for blended-wing-body aircrafts[J]. *Neurocomputing*, 2021,

464: 546-561.

- [24] LIANG X H, WANG Q, HU C H, et al. Fixed-time observer based fault tolerant attitude control for reusable launch vehicle with actuator faults[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106314.
- [25] ZHANG Y H, PU J L, ZHANG L T, et al. A novel nonsingular fixed-time sliding mode control for morphing aircraft with actuator faults and saturation[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2024, 361(13): 107062.
- [26] YE Z Q, CAI G B, XU H, et al. Prescribed performance sliding mode fault-tolerant tracking control for unmanned morphing flight vehicles with actuator faults[J]. *Drones*, 2025, 9(4): 292.
- [27] SHEN P, LI X H, LIU H, et al. Double-performance-constraint-based prescribed time fault-tolerant asymptotical tracking control of a dual-link manipulator[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2025, 362(12): 107880.
- [28] SONG Y D, YE H F, LEWIS F L. Prescribed-time control and its latest developments[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2023, 53(7): 4102-4116.
- [29] CAO Y, CAO J F, SONG Y D. Practical prescribed time tracking control over infinite time interval involving mismatched uncertainties and non-vanishing disturbances[J]. *Automatica*, 2022, 136: 110050.
- [30] 殷明. 变体飞行器变形与飞行的协调控制问题研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
YIN M. Coordinated control of deformation and flight for morphing aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [31] CHEN J N, LUO X, HUA C C, et al. Modeling and robust adaptive practical predefined time and precision tracking control of unmanned fire fighting robot[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2024, 54(7): 4273-4283.