

# 基于预设性能的无人机主动抗干扰编队控制

赵振华<sup>†</sup>, 陈谷雨, 姜斌, 张柯

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

**摘要:** 无人机编队飞行过程会受到外界阵风、内部参数摄动、未建模动态等多源干扰以及执行器故障的影响, 此外, 在队形动态调整阶段, 编队误差大幅变化可能会导致碰撞等安全问题. 鉴于此, 针对无人机编队系统受到的多源干扰、执行器故障影响以及编队误差收敛过程中的动态约束问题, 提出一种基于预设性能和广义比例积分观测器的无人机主动抗干扰编队控制方法. 通过引入基于双曲余切函数的新型预设性能算法, 在无需编队系统初始状态信息的情况下, 能够保证编队误差在预设的包络线内收敛, 满足编队误差的动态约束. 通过广义比例积分观测器的引入, 能够实现编队系统中高阶时变干扰的估计与补偿, 拓宽干扰处理种类、提升编队系统控制精度.

**关键词:** 无人机编队; 预设性能控制; 广义比例积分观测器; 主动抗干扰控制; 容错控制

中图分类号: V24; TP273 文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2025.1193

引用格式: 赵振华, 陈谷雨, 姜斌, 等. 基于预设性能的无人机主动抗干扰编队控制 [J]. 控制与决策

## Active disturbance rejection formation control of UAVs based on prescribed performance

ZHAO Zhen-hua<sup>†</sup>, CHEN Gu-yu, JIANG Bin, ZHANG Ke

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

**Abstract:** The Unmanned Aerial Vehicle (UAV) formation flying process will be affected by external gusts, internal parameter perturbations, unmodeled dynamics and other multi-source disturbances. In addition, during the formation dynamic adjustment stage, the large change of formation error may lead to safety problems such as collision. This paper proposes an active disturbance rejection formation control of UAVs based on prescribed performance to attenuate the multi-source disturbances' influence and guarantees the satisfaction of formation error. By introducing a novel prescribed performance algorithm based on the hyperbolic tangent function, the proposed method ensures that the formation error converges within the preset envelope and meets the dynamic constraint of formation error without requiring initial state information of the formation system. Through the introduction of generalized proportional integral observer (GPIO), the estimation and compensation of high-order time-varying disturbances in formation system are realized, the types of disturbances which can be handled are broadened, and the control accuracy of formation system is improved.

**Keywords:** UAV formation; prescribed performance control; generalized proportional integral observer; active disturbance rejection control; fault-tolerant control

## 0 引言

无人机编队系统通过多架无人机之间共享信息、协同工作, 从而提高整个编队的飞行效率和任务执行能力<sup>[1]</sup>, 已成为无人机系统的重要发展方向, 并在军事和民用领域获得广泛应用. 随着编队任务的日趋复杂, 无人机编队飞行过程中不可避免地会受到外界阵风、内部参数摄动、未建模动态等多源干扰

的影响以及执行器故障、通信链路中断等威胁<sup>[2]</sup>; 此外, 在执行以协作任务为代表的紧凑编队飞行时, 队形调整过程中因超调而导致的大编队误差可能会导致机间碰撞等威胁编队安全的问题<sup>[3]</sup>. 因此, 多源干扰的有效抑制、故障的高可靠容错以及编队误差动态约束的满足, 成为编队控制系统设计需要解决的关键问题.

收稿日期: 2025-11-18; 录用日期: 2026-03-10.

基金项目: 国家自然科学基金项目 (U25A20453, 62573230); 江苏省自然科学基金优秀青年基金项目 (BK20230091).

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

近年来国内外学者提出了多种有效的编队控制方法<sup>[4-7]</sup>. 文献 [4] 针对紧密编队无人机系统所受气动耦合的影响设计了比例积分微分控制器, 并通过仿真验证了算法的有效性, 但编队控制精度较低, 无法满足高精度编队控制需求. 文献 [5] 提出了一种基于  $H_\infty$  控制方法的鲁棒编队控制设计方法, 在不确定性存在的情况下保证了队形的快速、稳定保持. 为了进一步提升对外界干扰影响的鲁棒性, 文献 [6] 设计了滑模编队控制器, 实现了队形的高精度保持. 为了实现队形的快速调整, 文献 [7] 针对编队系统中的模型不确定性影响, 设计了动态反馈自适应编队控制方案, 实现了模型不确定性下的快速编队. 尽管上述编队控制方案一定程度上提高了编队控制系统的鲁棒性, 但是他们都是基于编队误差的反馈调节被动地抑制多源干扰的影响, 干扰抑制速度相对较慢, 在面对强干扰时, 难以满足无人机快速高精度编队控制的需求.

为实现编队控制系统中干扰的快速抑制, 国内外学者将基于干扰观测器与补偿控制框架引入编队控制器设计中<sup>[8-10]</sup>. 文献 [8] 针对无人机紧密编队模型中存在的气动耦合等不确定干扰因素, 基于扩张状态观测器设计了一种改进的自抗扰滑模控制器, 显著提升了队形保持精度. 文献 [9] 针对船舶编队控制问题, 基于领导-跟随者策略建立运动模型, 借助广义比例积分观测器 (Generalized Proportional Integral Observer, GPIO) 估计不可测量动态, 设计输出反馈控制器, 实现了对高阶时变干扰的有效抑制. 文献 [10] 针对领导者未知机动状态对异构多智能体系统编队跟踪的影响, 基于预设时间干扰观测器进行估计, 设计了编队跟踪切换控制器, 保证了编队误差的预设时间收敛.

无人机编队控制系统如何避免机间碰撞等威胁编队安全的问题也是一个重要的研究方向<sup>[1]</sup>. 利用非线性控制方法并结合主动抗干扰控制可以保证编队系统具有较好的稳态性能, 但却无法定量约束其瞬态性能. 因此有学者将预设性能控制 (Prescribed Performance Control, PPC) 方法用于无人机等多智能体的编队控制, 保证了编队系统误差始终在预设的范围内<sup>[11]</sup>, 同时防止机间碰撞. 文献 [12] 针对无人机编队系统存在的模型不确定性、未知外部干扰等问题, 提出了一种基于预设性能的控制方法, 并通过数值仿真验证了所提方法的有效性. 文献 [13] 通过将扩张状态观测器与预设性能控制结合, 实现了编队系统外部扰动未知条件下的编队控制. 文献 [14] 针对输入故障下的固定翼无人机编队系统, 借助固定

时间观测器估计系统干扰, 基于预设性能算法提出了自抗扰控制器, 实现了高精度的鲁棒机动飞行. 文献 [15] 针对受扰无人机编队系统, 结合有限时间观测器与超螺旋滑模算法, 提出了复合预设性能控制方法, 保证了队形误差的快速收敛. 文献 [16] 提出了一种多旋翼无人机分布式编队跟踪控制方法, 结合固定时间观测器设计了复合预设性能控制器, 在保证编队跟踪误差快速收敛的同时, 避免了编队过程中多无人机之间的碰撞.

旋翼无人机长时间飞行容易出现桨叶老化、电机效率下降等现象, 导致执行器效率显著下降进而影响飞行安全<sup>[17]</sup>, 无人机系统容错控制获得了广泛关注<sup>[18-22]</sup>. 文献 [18] 针对四旋翼无人机编队系统受到的外部干扰和执行器故障等不确定因素影响, 提出了自适应非奇异快速终端滑模控制策略, 提高了无人机编队的容错性能. 文献 [19] 针对编队系统中的执行器故障和非匹配干扰, 设计了基于反步法的鲁棒容错编队控制方案, 实现了编队避障和队形的稳定保持. 上述容错方法是基于故障后系统的测量信息, 以自适应的方式被动地反馈抑制故障的影响, 具有计算负担大、响应速度慢的缺陷<sup>[20]</sup>. 主动容错控制将故障视为多源干扰的一部分, 对故障与干扰的影响进行统一估计和直接补偿, 设计简单且能实现快速容错, 成为容错研究领域的重要方向. 文献 [21] 针对状态不可知且存在外部干扰和执行器故障下的多机预设时间编队容错跟踪控制问题, 通过设计预设时间观测器实现了执行器故障和集总干扰影响的高精度估计和补偿. 文献 [22] 针对四旋翼无人机系统中故障和干扰的影响, 设计了一种自适应干扰观测器, 并基于估计信息构造了复合滑模主动容错控制方案, 提升了四旋翼无人机系统的控制性能.

然而, 尽管现有的容错控制与抗干扰控制方法已取得显著进展, 但在多源干扰和执行器故障同时作用在系统的情况下进行误差动态约束时, 仍面临一些技术瓶颈. 一方面, 多源干扰与执行器故障同时作用于系统时, 由于耦合和传递效应加剧了系统集总干扰的复杂程度, 使得集总干扰呈现出高阶时变特性, 传统干扰观测器难以快速有效抑制高阶时变干扰的影响, 导致编队精度严重下降<sup>[19]</sup>. 另一方面, 传统 PPC 方法为保证初始误差在预设性能界内, 要求系统初始误差界信息已知; 然而, 在复杂作业环境中, 初始队形误差界的信息通常难以预先获取, 限制了该方法的推广应用<sup>[23]</sup>. 因此, 如何设计一种不依赖初始误差界信息的复合 PPC 方法, 在保证编队误差始终满足预设性能约束的情况下, 实现高阶时变干

扰的快速抑制是当前亟待解决的关键问题。

本文针对受外界风扰和执行器故障影响的四旋翼无人机编队系统的队形保持问题,提出了一种基于预设性能的抗干扰编队控制方法.所提方法通过引入基于双曲余切函数的改进预设性能策略,在无需编队系统初始状态信息的情况下,保证了编队误差初始值均在性能包络线内和编队误差收敛过程始终满足预设的动态约束;此外,通过引入GPIO,实现了编队系统中高阶时变干扰的估计和补偿,提升了编队控制精度.相较于现有方法,所提方法拓宽了干扰处理的种类,摆脱了初始误差界信息的依赖,保证了初始状态未知情况下编队误差动态约束的满足。

## 1 系统建模与问题描述

本文研究对象为基于领航者-跟随者结构的有领航者编队系统,领航者在地面坐标系中的运动学方程如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_L = v_L \cos \varphi_L \\ \dot{y}_L = v_L \sin \varphi_L \end{cases} \quad (1)$$

其中,  $x_L$ 、 $y_L$  分别代表地面坐标系下领航者在  $x$  轴和  $y$  轴向位置,  $v_L$  代表领航者运动速度,  $\varphi_L$  代表领航者航向角。

为描述领航者与跟随者的相对运动关系,引入领航者坐标系:以领航者质心为坐标原点,领航者速度方向为  $OX$  轴正方向,  $OY$  轴垂直于  $OX$  轴指向机体左侧,建立如图1所示的领航者参考坐标系.基于该坐标系,定义描述领航者与跟随者相对运动关系的量:1) 纵向距:领航者  $X$  轴坐标与跟随者  $X$  轴坐标之差;2) 侧偏距:领航者  $Y$  轴坐标与跟随者  $Y$  轴坐标之差。

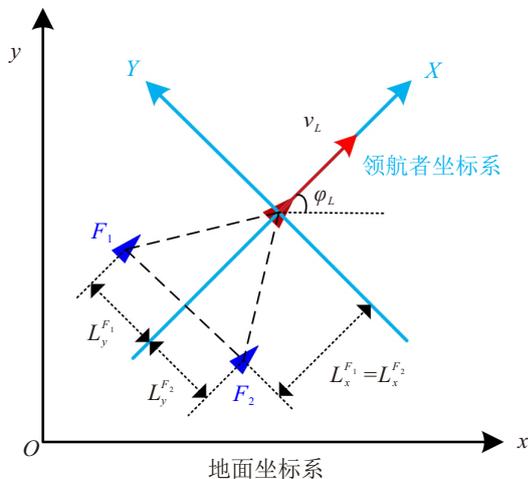


图1 地面坐标系和领航者坐标系的关系示意图

为便于说明问题,本文编队系统构成设定为1个领航者和2个跟随者,期望队形为边长为  $a$  的正三角形.为保持期望队形,领航者与跟随者1和2之

间的期望纵向距和期望侧偏距可计算为:

$$\begin{cases} L_x^{F1} = \frac{\sqrt{3}}{2}a, L_y^{F1} = -\frac{a}{2}; \\ L_x^{F2} = \frac{\sqrt{3}}{2}a, L_y^{F2} = \frac{a}{2}. \end{cases} \quad (2)$$

其中,  $L_x^{F1}$ 、 $L_y^{F1}$  为跟随者1与领航者需要保持的期望纵向距和侧偏距;  $L_x^{F2}$ 、 $L_y^{F2}$  为跟随者2的期望纵向距和侧偏距。

**注1** 虽然本文以三机正三角形编队为例进行建模与分析,但所提出的基于领航者参考坐标系的建模方法具有普适性和可扩展性.对于包含  $n$  个跟随者的大规模集群不同几何构型的编队任务,仅需根据预设的队形拓扑结构,确定每个跟随者在领航者参考系下的期望纵向距和侧偏距即可.后续的队形误差动力学推导以及控制器设计过程对于所有跟随者均是通用的,不依赖具体的无人机数量或队形几何形状。

根据领航者坐标系的定义,可将领航者坐标系下的期望纵向距和侧偏距转化为地面坐标系下的期望相对位置关系:

$$\begin{bmatrix} L_x^i \\ L_y^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_L & -\sin \varphi_L \\ \sin \varphi_L & \cos \varphi_L \end{bmatrix} \begin{bmatrix} L_x^{F_i} \\ L_y^{F_i} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中,  $i = 1, 2$  分别代表1号和2号跟随者;  $L_x^i$ 、 $L_y^i$  分别代表领航者-跟随者在地面坐标系中  $x$  轴向和  $y$  轴向的期望距离。

若领航者位置信息  $(x_L, y_L)$  已知,可得跟随者在地面坐标系中的期望运动轨迹:

$$\begin{cases} x_{gr}^{F_i} = x_L - L_x^i = x_L - L_x^{F_i} \cos \varphi_L + L_y^{F_i} \sin \varphi_L \\ y_{gr}^{F_i} = y_L - L_y^i = y_L - L_x^{F_i} \sin \varphi_L - L_y^{F_i} \cos \varphi_L \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $i = 1, 2$  分别代表1号和2号跟随者;  $x_{gr}^{F_i}$ 、 $y_{gr}^{F_i}$  代表地面坐标系下跟随者期望的位置。

考虑执行器故障和外界干扰的影响,跟随者在地面坐标系下的受扰动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_{F_i} = v_{F_i} \cos \varphi_{F_i} \\ \dot{y}_{F_i} = v_{F_i} \sin \varphi_{F_i} \\ \dot{v}_{F_i} = (1 - k_a^f) a_{F_i} + d_{wind1}^{F_i} \\ \dot{\varphi}_{F_i} = (1 - k_p^f) p_{F_i} + d_{wind2}^{F_i} \end{cases} \quad (5)$$

其中,  $i = 1, 2$  分别代表1号和2号跟随者;  $x_{F_i}$ 、 $y_{F_i}$  是地面坐标系下  $x$  轴向和  $y$  轴向位置;  $v_{F_i}$  为速度;  $\varphi_{F_i}$  为航向角;  $a_{F_i}$  为加速度;  $p_{F_i}$  为航向角速率,  $d_{wind1}^{F_i}$ 、 $d_{wind2}^{F_i}$  代表受到的外部风干扰,  $k_a^f$ 、 $k_p^f$  为执行器故障系数.其中  $k_a^f$ 、 $k_p^f \in [0, 0.8]$  表征执行机构效能的损失系数,当  $k_a^f$ 、 $k_p^f = 0$  时表示无故障,当  $k_a^f$ 、 $k_p^f > 0$  时表示存在部分失效。

结合式(4)中期望运动轨迹,定义跟随者在地面坐标系下的队形跟踪误差:

$$\begin{cases} e_x^{F_i} = x_{gr}^{F_i} - x_{F_i} = x_L - L_x^{F_i} \cos \varphi_L + \\ \quad L_y^{F_i} \sin \varphi_L - x_{F_i} \\ e_y^{F_i} = y_{gr}^{F_i} - y_{F_i} = y_L - L_x^{F_i} \sin \varphi_L - \\ \quad L_y^{F_i} \cos \varphi_L - y_{F_i} \end{cases} \quad (6)$$

其中,  $i = 1, 2$  分别代表 1 号和 2 号跟随者;  $e_x^{F_i}$ 、 $e_y^{F_i}$  分别代表地面坐标系中跟随者  $x$  轴和  $y$  轴的队形跟踪误差。

结合领航者运动学模型(1)和跟随者受扰动力学模型(5),由方程(6)可得跟随者系统队形跟踪误差受扰动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{e}_x^{F_i} = v_L \cos \varphi_L - v_{F_i} \cos \varphi_{F_i} + d_x^{F_i} \\ \dot{e}_y^{F_i} = v_L \sin \varphi_L - v_{F_i} \sin \varphi_{F_i} + d_y^{F_i} \end{cases}, \quad (7)$$

$$\begin{cases} \ddot{e}_x^{F_i} = -a_{F_i} \cos \varphi_{F_i} + p_{F_i} v_{F_i} \sin \varphi_{F_i} + D_x^{F_i} \\ \ddot{e}_y^{F_i} = -a_{F_i} \sin \varphi_{F_i} - p_{F_i} v_{F_i} \cos \varphi_{F_i} + D_y^{F_i} \end{cases}. \quad (8)$$

其中,  $i = 1, 2$  分别代表 1 号和 2 号跟随者; 考虑到领航者加速度  $\dot{v}_L$  和航向角变化率  $\dot{\varphi}_L$  通常难以直接测量, 将包含  $\dot{v}_L$  和  $\dot{\varphi}_L$  的项也视为干扰; 式(7)-(8)中  $d_x^{F_i}$ 、 $d_y^{F_i}$  为跟踪误差变化率通道干扰,  $D_x^{F_i}$ 、 $D_y^{F_i}$  为包含故障影响的集总干扰, 具体形式如下:

$$\begin{cases} d_x^{F_i} = L_y^{F_i} \dot{\varphi}_L \cos \varphi_L + L_x^{F_i} \dot{\varphi}_L \sin \varphi_L \\ d_y^{F_i} = L_y^{F_i} \dot{\varphi}_L \sin \varphi_L - L_x^{F_i} \dot{\varphi}_L \cos \varphi_L \\ D_x^{F_i} = \dot{v}_L \cos \varphi_L - v_L \dot{\varphi}_L \sin \varphi_L + L_x^{F_i} \dot{\varphi}_L^2 \cos \varphi_L - \\ \quad L_y^{F_i} \dot{\varphi}_L^2 \sin \varphi_L + L_x^{F_i} \ddot{\varphi}_L \sin \varphi_L + \\ \quad L_y^{F_i} \ddot{\varphi}_L \cos \varphi_L - d_{L1}^{F_i} \cos \varphi_{F_i} + d_{L2}^{F_i} v_{F_i} \sin \varphi_{F_i} \\ D_y^{F_i} = \dot{v}_L \sin \varphi_L + v_L \dot{\varphi}_L \cos \varphi_L + L_x^{F_i} \dot{\varphi}_L^2 \sin \varphi_L + \\ \quad L_y^{F_i} \dot{\varphi}_L^2 \cos \varphi_L - L_x^{F_i} \ddot{\varphi}_L \cos \varphi_L + \\ \quad L_y^{F_i} \ddot{\varphi}_L \sin \varphi_L - d_{L1}^{F_i} \sin \varphi_{F_i} - d_{L2}^{F_i} v_{F_i} \cos \varphi_{F_i} \\ d_{L1}^{F_i} = d_{wind1}^{F_i} - k_a^f a_{F_i}, \quad d_{L2}^{F_i} = d_{wind2}^{F_i} - k_p^f p_{F_i} \end{cases}$$

为便于设计,引入如下虚拟控制量:

$$\begin{cases} u_x^{F_i} = -a_{F_i} \cos \varphi_{F_i} + p_{F_i} v_{F_i} \sin \varphi_{F_i} \\ u_y^{F_i} = -a_{F_i} \sin \varphi_{F_i} - p_{F_i} v_{F_i} \cos \varphi_{F_i} \end{cases} \quad (9)$$

则方程(8)可写为:

$$\begin{cases} \ddot{e}_x^{F_i} = u_x^{F_i} + D_x^{F_i} \\ \ddot{e}_y^{F_i} = u_y^{F_i} + D_y^{F_i} \end{cases} \quad (10)$$

通过上述变换,将编队控制问题转化为队形跟踪误差  $e_x^{F_i}$ 、 $e_y^{F_i}$  的镇定问题。

## 2 预设性能控制方案

### 2.1 预设性能函数选取与误差转换

本部分引入预设性能控制算法,通过约束编队跟踪误差  $e_x^{F_i}$ 、 $e_y^{F_i}$  始终保持在预设的包络线内,避免

了编队机间碰撞问题。

考虑到 2 个跟随者预设性能控制方案设计形式对称,不失一般性,以跟随者 1 为例,将其队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$ 、 $e_y^{F_1}$  作为待约束状态量. 设定如下预设性能要求:

$$-\rho_j(t) < e_j^{F_1}(t) < \rho_j(t). \quad (11)$$

其中,  $j = x, y$  分别代表  $x$  轴和  $y$  轴通道;  $\rho_j(t)$  为正定、递减且光滑的预设性能函数,用于界定跟踪误差的边界范围。

针对传统指数型性能函数依赖初始误差界信息的限制,本文引入了一种新型的双曲余切型性能函数  $\rho_j(t)$ , 其定义如下:

$$\rho_j(t) = \coth(k_j t + l_j) - 1 + \rho_{j\infty}. \quad (12)$$

其中,  $\rho_{j\infty} > 0$  表示预设的稳态误差上界;  $k_j > 0$  为收敛速率参数,决定了性能包络收敛的快慢;  $l_j > 0$  为初始值调节参数. 该新型性能函数具有以下优良特性:

(1) 正定递减性: 由于  $\coth(\cdot)$  在正区间内单调递减且对于任意  $x > 0$  均有  $\coth(x) > 1$ , 考虑到参数取值满足  $k_j > 0$ ,  $l_j > 0$ , 因此根据  $\rho_j(t)$  定义可得  $\rho_j(t)$  是严格单调递减的正函数。

(2) 稳态收敛性: 当  $t \rightarrow \infty$  时,  $\coth(k_j t + l_j) = 1$ , 故  $\lim_{t \rightarrow \infty} \rho_j(t) = \rho_{j\infty}$ , 保证了稳态收敛至预设范围。

(3) 初始条件的无约束性: 由  $\rho_j(t)$  定义式可知, 初始时刻性能边界为  $\rho_j(0) = \coth(l_j) - 1 + \rho_{j\infty}$ , 当参数  $l_j \rightarrow 0^+$  时  $\rho_j(0) \rightarrow +\infty$ ; 通过选取足够小的  $l_j$ , 可保证初始误差始终位于性能包络线内。

为便于控制器设计,可将式(12)对跟随者 1 的队形跟踪误差的不等式约束转化为等式约束,定义变量  $\tilde{e}_j(t)$ :

$$\tilde{e}_j(t) = \frac{e_j^{F_1}(t)}{\rho_j(t)}. \quad (13)$$

若  $\tilde{e}_j \in (-1, 1)$  成立, 则不等式(11)成立, 即可保证队形跟踪误差满足预设性能. 定义关于  $\tilde{e}_j(t)$  的转化误差变量  $\varepsilon_j(t)$ :

$$\varepsilon_j(t) = \frac{1}{2} \ln \frac{1 + \tilde{e}_j(t)}{1 - \tilde{e}_j(t)}. \quad (14)$$

则可反解得到  $\tilde{e}_j(t)$  关于  $\varepsilon_j(t)$  的函数:

$$\tilde{e}_j(t) = \frac{e^{\varepsilon_j(t)} - e^{-\varepsilon_j(t)}}{e^{\varepsilon_j(t)} + e^{-\varepsilon_j(t)}}. \quad (15)$$

由方程(15)可以看出  $\tilde{e}_j(t)$  为变量  $\varepsilon_j(t)$  的双曲正切函数, 只要  $\varepsilon_j(t)$  有界即可保证  $\tilde{e}_j(t) \in (-1, 1)$  成立; 且两者具有相同的单调性, 当且仅当  $\varepsilon_j(t) = 0$

时,  $e_j^{F_1}(t) = 0$ , 因此可通过控制设计使得  $\varepsilon_j(t)$  趋于零, 进而保证跟踪误差  $e_j^{F_1}(t)$  趋于零. 本部分通过变换将有约束控制问题转换为无约束控制问题.

## 2.2 预设性能控制问题提炼

由 (13) 和 (14) 可得转换误差一阶动态:

$$\dot{\varepsilon}_j = n_j(\dot{e}_j^{F_1}(t) - \dot{\rho}_j \tilde{e}_j). \quad (16)$$

其中,

$$n_j = \frac{1}{\rho_j(1 + \tilde{e}_j)(1 - \tilde{e}_j)}. \quad (17)$$

结合式 (10) 和式 (16) 可得转换误差的二阶动态:

$$\ddot{\varepsilon}_j = n_j(u_j^{F_1} + D_j^{F_1}) + f(e_j^{F_1}, \tilde{e}_j, \rho_j, n_j). \quad (18)$$

其中,

$$f(e_j^{F_1}, \tilde{e}_j, \rho_j, n_j) = \dot{n}_j(\dot{e}_j^{F_1} - \tilde{e}_j \dot{\rho}_j) + n_j(-\dot{\tilde{e}}_j \dot{\rho}_j - \tilde{e}_j \ddot{\rho}_j)$$

从式 (18) 可看出转换误差动态是由控制量  $u_j^{F_1}$  决定的, 因此只需要设计控制器  $u_j^{F_1}$  保证转换误差  $\varepsilon_j(t)$  有界且收敛到零, 就能保证跟随者 1 的队形跟踪误差  $e_j^{F_1}(t)$  始终在预设性能包络线内.

## 3 控制器设计与稳定性分析

本部分首先针对编队系统队形跟踪误差动态 (10) 设计广义比例积分观测器, 实现对集总干扰和队形跟踪误差变化率的估计; 然后基于估计信息并结合预设性能控制方案, 构造基于预设性能的复合动态逆主动抗扰控制器. 最后对闭环系统稳定性和预设性能满足性分别进行分析和证明.

### 3.1 广义比例积分观测器设计

**假设 1** 队形跟踪误差受扰动力学系统 (8) 中集总干扰  $D_x^{F_i}$ 、 $D_y^{F_i}$  是二阶可导的, 其二阶导数有界且满足:

$$\lim_{t \rightarrow 0} \ddot{D}_x^{F_i} \rightarrow 0, \lim_{t \rightarrow 0} \ddot{D}_y^{F_i} \rightarrow 0.$$

为了估计系统的集总干扰和队形跟踪误差变化率, 分别在 x 通道和 y 通道设计如下形式广义比例积分观测器:

$$\begin{cases} \dot{z}_{x1}^{F_i} = z_{x2}^{F_i} - \beta_{x1}^{F_i}(z_{x1}^{F_i} - e_x^{F_i}) \\ \dot{z}_{x2}^{F_i} = z_{x3}^{F_i} - \beta_{x2}^{F_i}(z_{x1}^{F_i} - e_x^{F_i}) + u_x^{F_i} \\ \dot{z}_{x3}^{F_i} = z_{x4}^{F_i} - \beta_{x3}^{F_i}(z_{x1}^{F_i} - e_x^{F_i}) \\ \dot{z}_{x4}^{F_i} = -\beta_{x4}^{F_i}(z_{x1}^{F_i} - e_x^{F_i}) \\ \hat{e}_x^{F_i} = z_{x2}^{F_i}, \hat{D}_x^{F_i} = z_{x3}^{F_i} \end{cases} \quad (19)$$

$$\begin{cases} \dot{z}_{y1}^{F_i} = z_{y2}^{F_i} - \beta_{y1}^{F_i}(z_{y1}^{F_i} - e_y^{F_i}) \\ \dot{z}_{y2}^{F_i} = z_{y3}^{F_i} - \beta_{y2}^{F_i}(z_{y1}^{F_i} - e_y^{F_i}) + u_y^{F_i} \\ \dot{z}_{y3}^{F_i} = z_{y4}^{F_i} - \beta_{y3}^{F_i}(z_{y1}^{F_i} - e_y^{F_i}) \\ \dot{z}_{y4}^{F_i} = -\beta_{y4}^{F_i}(z_{y1}^{F_i} - e_y^{F_i}) \\ \hat{e}_y^{F_i} = z_{y2}^{F_i}, \hat{D}_y^{F_i} = z_{y3}^{F_i} \end{cases} \quad (20)$$

其中,  $i = 1, 2$  代表跟随者编号;  $z_{x1}^{F_i}, \dots, z_{x4}^{F_i}, z_{y1}^{F_i}, \dots, z_{y4}^{F_i}$  为观测器中间变量,  $\beta_{x1}^{F_i}, \dots, \beta_{x4}^{F_i}, \beta_{y1}^{F_i}, \dots, \beta_{y4}^{F_i}$  为观测器增益, 其取值为正常数且满足多项式  $H_x^{F_i}(s) = s^4 + \beta_{x1}^{F_i}s^3 + \beta_{x2}^{F_i}s^2 + \beta_{x3}^{F_i}s + \beta_{x4}^{F_i}$  和  $H_y^{F_i}(s) = s^4 + \beta_{y1}^{F_i}s^3 + \beta_{y2}^{F_i}s^2 + \beta_{y3}^{F_i}s + \beta_{y4}^{F_i}$  是 Hurwitz 的;  $\hat{D}_x^{F_i}$ 、 $\hat{D}_y^{F_i}$  为集总干扰的估计值,  $\hat{e}_x^{F_i}$ 、 $\hat{e}_y^{F_i}$  为队形跟踪误差变化率的估计值.

由于编队系统 x 和 y 通道观测器设计形式对称, 不失一般性, 以 x 通道观测器为例, 证明其观测误差收敛性. 定义 x 通道观测器的估计误差:

$$\begin{aligned} e_{x1}^{F_i} &= z_{x1}^{F_i} - e_x^{F_i}, e_{x2}^{F_i} = \hat{e}_x^{F_i} - \dot{e}_x^{F_i}, \\ e_{x3}^{F_i} &= \hat{D}_x^{F_i} - D_x^{F_i}, e_{x4}^{F_i} = \hat{D}_x^{F_i} - \dot{D}_x^{F_i} \end{aligned} \quad (21)$$

结合方程 (17) 和 (19), 得到估计误差动态:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{x1}^{F_i} \\ \dot{e}_{x2}^{F_i} \\ \dot{e}_{x3}^{F_i} \\ \dot{e}_{x4}^{F_i} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} -\beta_{x1}^{F_i} & 1 & 0 & 0 \\ -\beta_{x2}^{F_i} & 0 & 1 & 0 \\ -\beta_{x3}^{F_i} & 0 & 0 & 1 \\ -\beta_{x4}^{F_i} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{L_x} \begin{bmatrix} e_{x1}^{F_i} \\ e_{x2}^{F_i} \\ e_{x3}^{F_i} \\ e_{x4}^{F_i} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -\dot{D}_x^{F_i} \end{bmatrix} \quad (22)$$

则特征矩阵  $L_x$  的特征多项式为:

$$|sI - L_x| = s^4 + \beta_{x1}^{F_i}s^3 + \beta_{x2}^{F_i}s^2 + \beta_{x3}^{F_i}s + \beta_{x4}^{F_i}$$

由于观测器增益取值能够保证上述方程为 Hurwitz 的, 因此在  $\ddot{D}_x^{F_i} = 0$  的情况下观测器跟踪误差能够渐近收敛到零. 根据假设 1 可知  $\ddot{D}_x^{F_i}$  在干扰变化的过程中有界, 且满足当  $t \rightarrow \infty$  时  $\ddot{D}_x^{F_i} \rightarrow 0$ , 因此方程 (22) 保证跟踪观测器估计误差渐近收敛<sup>[24]</sup>, 即  $\hat{e}_x^{F_i}$  渐近趋近于  $\dot{e}_x^{F_i}$ ,  $\hat{D}_x^{F_i}$  渐近趋近于  $D_x^{F_i}$ .

### 3.2 复合预设性能动态逆控制器设计

考虑到两个跟随者控制器的设计形式对称, 下面以跟随者 1 为例, 介绍基于预设性能的复合动态逆主动抗扰控制器设计过程和通用形式.

**定理 1** 针对队形跟踪转换误差系统 (18), 若编队系统集总干扰满足假设 1, 则如下形式的复合预设性能动态逆控制器:

$$\begin{cases} u_x^{F_1} = -\frac{k_p^{F_1}}{n_x} \varepsilon_x - \frac{k_d^{F_1}}{n_x} \dot{\varepsilon}_x - \frac{\dot{n}_x}{n_x} (\hat{e}_x^{F_1} - \tilde{e}_x \dot{\rho}_x) + \\ \quad \dot{\tilde{e}}_x \dot{\rho}_x + \tilde{e}_x \ddot{\rho}_x - \hat{D}_x^{F_1} \\ u_y^{F_1} = -\frac{k_p^{F_1}}{n_y} \varepsilon_y - \frac{k_d^{F_1}}{n_y} \dot{\varepsilon}_y - \frac{\dot{n}_y}{n_y} (\hat{e}_y^{F_1} - \tilde{e}_y \dot{\rho}_y) + \\ \quad \dot{\tilde{e}}_y \dot{\rho}_y + \tilde{e}_y \ddot{\rho}_y - \hat{D}_y^{F_1} \end{cases} \quad (23)$$

保证队形跟踪误差  $e_x^{F_1}(t)$ 、 $e_y^{F_1}(t)$  渐近收敛, 且收敛过程满足预设性能 (11); 其中  $k_p^{F_1}$ 、 $k_d^{F_1}$  取值为正常数,  $\hat{D}_x^{F_1}$ 、 $\hat{D}_y^{F_1}$ 、 $\hat{e}_x^{F_1}$ 、 $\hat{e}_y^{F_1}$  由 GPIO (19)-(20) 获得.

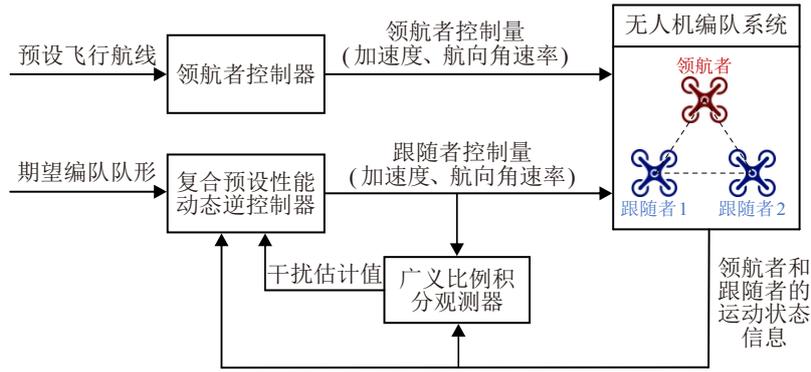


图2 复合预设性能动态逆编队控制器结构框图

根据控制器 (23), 结合式 (9) 可解得到跟随者 1 的两个实际控制量形式如下:

$$\begin{cases} a_{F_1} = -\cos \varphi_{F_1} \cdot u_x^{F_1} - \sin \varphi_{F_1} \cdot u_y^{F_1} \\ p_{F_1} = \frac{1}{v_{F_1}} (\sin \varphi_{F_1} \cdot u_x^{F_1} - \cos \varphi_{F_1} \cdot u_y^{F_1}) \end{cases} \quad (24)$$

图 2 给出了无人机复合预设性能动态逆编队控制器结构框图。

### 3.3 稳定性分析

从上述控制器设计过程可以看出, 两个跟随者以及同一跟随者不同通道的跟踪误差动态和控制器设计形式均具有对称性, 因此只需要对某一跟随者的某一通道进行稳定性分析, 其他均可类比分析。不失一般性, 本节以跟随者 1 的  $x$  通道为例, 分析队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$  的渐近收敛性以及收敛过程预设性能的满足性。

#### (1) 跟踪误差渐近收敛性

结合方程 (21), 将控制器 (23) 代入队形跟踪误差受扰动力学系统 (10) 可得:

$$\begin{aligned} \ddot{e}_x^{F_1} = & -\frac{k_p^{F_1}}{n_x} \varepsilon_x - \frac{k_d^{F_1}}{n_x} \dot{e}_x - \frac{\dot{n}_x}{n_x} (\hat{e}_x^{F_1} - \tilde{e}_x \dot{\rho}_x) + \\ & \dot{\tilde{e}}_x \dot{\rho}_x + \tilde{e}_x \ddot{\rho}_x + e_{x_3}^{F_1} \end{aligned} \quad (25)$$

联立式 (25) 和式 (18) 可得:

$$\ddot{\tilde{e}}_x = -k_d^{F_1} \dot{\tilde{e}}_x - k_p^{F_1} \tilde{e}_x + \dot{n}_x e_{x_2}^{F_1} + n_x e_{x_3}^{F_1} \quad (26)$$

联立估计误差动态 (22) 和方程 (26) 可得:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{x_1}^{F_1} \\ \dot{e}_{x_2}^{F_1} \\ \dot{e}_{x_3}^{F_1} \\ \dot{e}_{x_4}^{F_1} \\ \dot{\tilde{e}}_x \\ \ddot{\tilde{e}}_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\beta_{x_1}^{F_1} & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\beta_{x_2}^{F_1} & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\beta_{x_3}^{F_1} & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\beta_{x_4}^{F_1} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \dot{n}_x & n_x & 0 & -k_p^{F_1} & -k_d^{F_1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{x_1}^{F_1} \\ e_{x_2}^{F_1} \\ e_{x_3}^{F_1} \\ e_{x_4}^{F_1} \\ \tilde{e}_x \\ \dot{\tilde{e}}_x \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -\ddot{D}_x^{F_1} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (27)$$

为方便书写, 定义如下变量:

$$E_x = [e_{x_1}^{F_1} \ e_{x_2}^{F_1} \ e_{x_3}^{F_1} \ e_{x_4}^{F_1} \ \varepsilon_x \ \dot{\tilde{e}}_x]^T,$$

$$D_x = [0 \ 0 \ 0 \ -\ddot{D}_x^{F_1} \ 0 \ 0]^T,$$

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_p^{F_1} & -k_d^{F_1} \end{bmatrix}, \quad N = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dot{n}_x & n_x & 0 \end{bmatrix},$$

$$A_x = \begin{bmatrix} L_x & 0 \\ N & K \end{bmatrix}$$

则方程 (27) 可改写为如下形式:

$$\dot{E}_x = A_x E_x + D_x.$$

其中  $A_x$  为下三角分块矩阵, 其对应的特征根为  $L_x$  和  $K$  的特征根的集合<sup>[25]</sup>; 且由观测器增益的取值条件可以保证  $L_x$  为 Hurwitz 的, 即  $L_x$  的特征根均具有负实部; 由控制器参数  $k_p^{F_1}$ 、 $k_d^{F_1}$  取值均为正常数可以保证  $K$  为 Hurwitz 的, 即  $K$  的特征根均具有负实部。进一步结合假设 1,  $\ddot{D}_x^{F_1}$  在干扰变化的过程中有界, 且当  $t \rightarrow \infty$  时  $\ddot{D}_x^{F_1} \rightarrow 0$ , 可以证明式 (27) 对应的误差收敛矩阵  $A_x$  满足 Hurwitz, 即定理 1 中的复合预设性能动态逆控制器 (23) 可以保证跟随者 1 的转换误差渐近收敛, 且由式 (14)-(15) 可知转换误差  $\varepsilon_x$  和队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$  为同胚映射, 因此可由转换误差  $\varepsilon_x$  渐近收敛进一步证明队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$  渐近收敛。

#### (2) 跟踪误差预设性能满足性

由上述分析可知, 控制器 (23) 可以保证编队飞行过程中跟随者转换误差  $\varepsilon_x$  渐近收敛, 即转换误差有界。结合式 (13)-(15) 可得到  $\tilde{e}_x(t) \in (-1, 1)$  成立, 即跟随者的队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$  始终满足:

$$-\rho_x(t) < e_x^{F_1}(t) < \rho_x(t).$$

即  $x$  通道队形跟踪误差  $e_x^{F_1}$  满足预设的性能要求。

## 4 仿真分析

### 4.1 仿真设定

为了验证本文所提抗干扰编队控制方法的有效性, 本部分基于 MATLAB 软件搭建如图 1 所示的三

架无人机正三角形编队控制系统,进行仿真测试.将本文所提出的基于广义比例积分观测器的复合动态逆预设性能控制方法(Composite dynamic inverse prescribed performance control based on generalized proportional integral observer, PPC+NDIC+GPIO)分别与基准动态逆控制方法(Basic nonlinear dynamic inverse control, BNDIC)、基于扩张状态观测器的复合动态逆控制方法(Composite nonlinear dynamic inverse control based on extended state observer, NDIC+ESO)以及基于广义比例积分观测器的复合动态逆控制方法(Composite nonlinear dynamic inverse control based on generalized proportional integral observer, NDIC+GPIO)进行对比仿真测试.

仿真中领航者和跟随者初始状态设定为

$$\begin{aligned} x_L(0) &= 5, y_L(0) = -5, v_L(0) = 0, \varphi_L(0) = 0; \\ x_{F_1}(0) &= -2, y_{F_1}(0) = -1, v_{F_1}(0) = 0, \\ \varphi_{F_1}(0) &= 0; \\ x_{F_2}(0) &= -2, y_{F_2}(0) = -9, v_{F_2}(0) = 0, \\ \varphi_{F_2}(0) &= 0. \end{aligned}$$

领航者飞行过程中加速度和航向角速率设定为

$$\begin{aligned} 0 \text{ s} \leq t < 6 \text{ s}: a_L &= 1 \text{ m/s}^2, p_L = 0; \\ 6 \text{ s} \leq t < 12 \text{ s}: a_L &= 0, p_L = 0; \\ 12 \text{ s} \leq t < 18 \text{ s}: a_L &= 0, p_L = 30^\circ/\text{s}; \\ 18 \text{ s} \leq t < 24 \text{ s}: a_L &= 0, p_L = 0; \\ 24 \text{ s} \leq t < 30 \text{ s}: a_L &= -1 \text{ m/s}^2, p_L = 0. \end{aligned}$$

外部干扰风场设定为沿y轴向的切变风,则风干扰幅值随着y轴向坐标大小而变化,设定为

$$\begin{aligned} d_{wind1}^{F_i} &= 0.2(3 + 0.1y_{F_i}) \sin \varphi_{F_i}, \\ d_{wind2}^{F_i} &= 0.1(3 + 0.1y_{F_i}) \cos \varphi_{F_i}. \end{aligned}$$

执行器故障设定为

$$k_a^f = \begin{cases} 0, & 0 \text{ s} \leq t < 15 \text{ s} \\ 0.3, & 15 \text{ s} \leq t \leq 30 \text{ s} \end{cases}$$

$$k_p^f = \begin{cases} 0, & 0 \text{ s} \leq t < 15 \text{ s} \\ 0.2, & 15 \text{ s} \leq t \leq 30 \text{ s} \end{cases}$$

编队队形设定为正三角形,边长设为 $a = 4 \text{ m}$ .

本文所提方法控制器和观测器设计形式分别如方程(23)和(19)-(20)所示,具体参数设计如下:

$$\begin{aligned} k_p^{F_1} &= k_p^{F_2} = 2.25, k_d^{F_1} = k_d^{F_2} = 3, \\ \beta_{x1}^{F_1} &= \beta_{y1}^{F_1} = \beta_{x1}^{F_2} = \beta_{y1}^{F_2} = 28, \\ \beta_{x2}^{F_1} &= \beta_{y2}^{F_1} = \beta_{x2}^{F_2} = \beta_{y2}^{F_2} = 294, \\ \beta_{x3}^{F_1} &= \beta_{y3}^{F_1} = \beta_{x3}^{F_2} = \beta_{y3}^{F_2} = 1372, \\ \beta_{x4}^{F_1} &= \beta_{y4}^{F_1} = \beta_{x4}^{F_2} = \beta_{y4}^{F_2} = 2401. \end{aligned}$$

跟随者1和2的性能函数形式如公式(12)所示,跟随者1的性能函数参数设计如下:

$$\begin{aligned} l_x &= 0.05, k_x = 0.4, \rho_{x\infty} = 0.3; \\ l_y &= 0.07, k_y = 0.7, \rho_{y\infty} = 0.3. \end{aligned}$$

跟随者2的性能函数参数设计如下:

$$\begin{aligned} l_x &= 0.05, k_x = 0.4, \rho_{x\infty} = 0.45; \\ l_y &= 0.07, k_y = 0.7, \rho_{y\infty} = 0.45. \end{aligned}$$

作为对比的基于GPIO的复合动态逆控制方法(NDIC+GPIO)的控制器设计形式如下:

$$\begin{cases} u_x^{F_i} = -k_p^{F_i} e_x^{F_i} - k_d^{F_i} \hat{e}_x^{F_i} - \hat{D}_x^{F_i} \\ u_y^{F_i} = -k_p^{F_i} e_y^{F_i} - k_d^{F_i} \hat{e}_y^{F_i} - \hat{D}_y^{F_i} \end{cases}$$

其中,  $\hat{D}_x^{F_i}$ 、 $\hat{D}_y^{F_i}$ 、 $\hat{e}_x^{F_i}$ 、 $\hat{e}_y^{F_i}$ 由广义比例积分观测器获得,设计参数取值与本文方法一致.

## 4.2 仿真结果分析

图3给出了本文所提方法下受扰无人机编队系统不同时刻的队形图,可以看出本文所提方法较好地保持了编队队形,具备一定的抗扰能力.

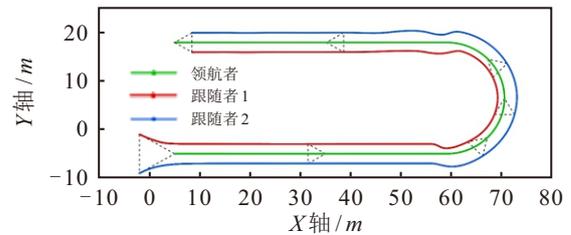


图3 无人机队形动态响应

图4和图5给出了不同方法下两个跟随者在编队坐标系中队形跟踪误差响应曲线.从图中可以看出,三种复合动态逆主动抗干扰方法相较于基准动态逆方法显著提升了队形跟踪精度.从图中前3秒的响应曲线可以看出,只有本文所提方法PPC+NDIC+GPIO保证了两个跟随者队形跟踪误差始终在预设的性能线内;并且所提方法在初始时刻建立了具有强包容性的性能边界,保证了初始编队误差

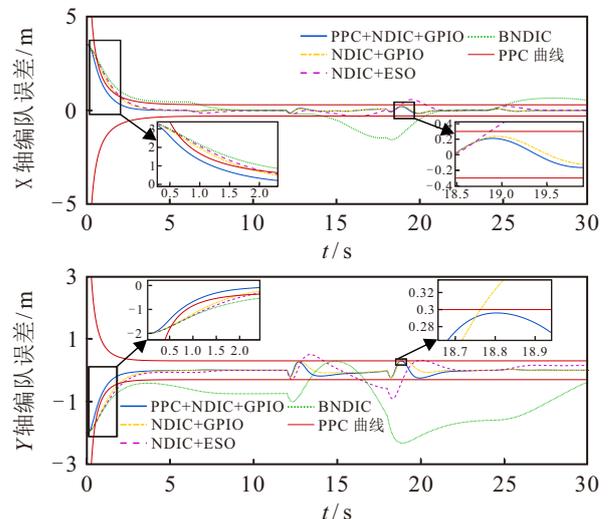


图4 跟随者1队形跟踪误差响应曲线

处在性能包络内. 从编队系统转弯飞行时局部放大图可以看出, 所提方法队形跟踪误差最小, 并且始终在预设边界内; 基准动态逆方法 BNDIC 队形跟踪误差最大, 基于观测器的复合动态逆方法队形跟踪误差显著减小, 并且基于 GPIO 的复合动态逆方法优于基于 ESO 的方法.

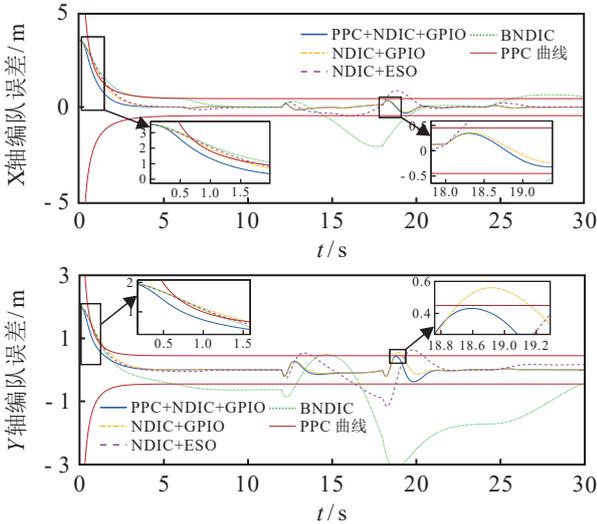


图5 跟随者 2 队形跟踪误差响应曲线

图 6 和图 7 给出了不同方法下两跟随者的控制输入响应曲线, 从图中可以看出, 四种方法的控制量幅值接近, 均在同一量级上, 验证了仿真对比的公平性. 从 15 s 前后的局部放大图可以看出, 基于干扰观测器的主动容错控制方法在面对执行器故障时可以及时作出反应, 对故障影响进行补偿, 保证编队系统跟踪误差不出现较大波动.

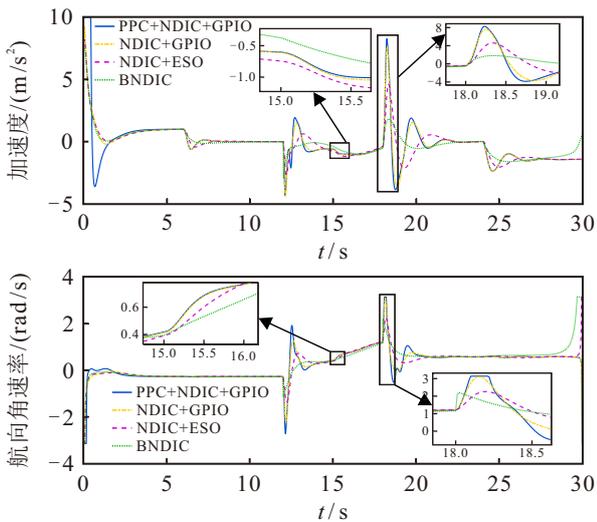


图6 跟随者 1 控制量响应曲线

图 8 和图 9 给出了不同方法下两个跟随者在不同通道的集总干扰估计误差响应曲线, 从图中可以看出: GPIO 相较于 ESO 能够更快地实现干扰的估计, 并且具有更高的干扰估计精度.

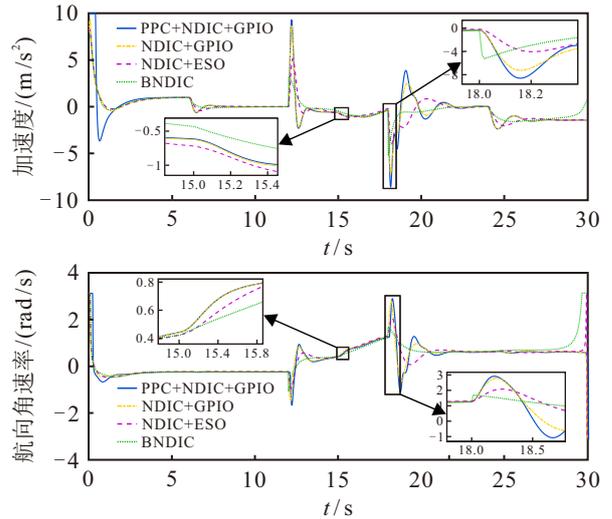


图7 跟随者 2 控制量响应曲线

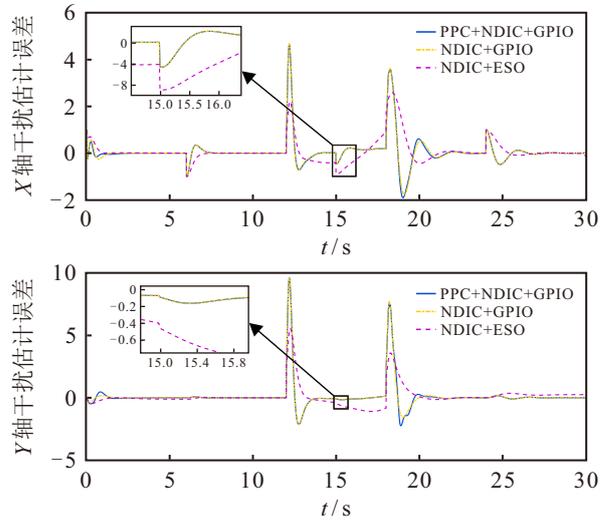


图8 跟随者 1 的干扰估计误差响应曲线

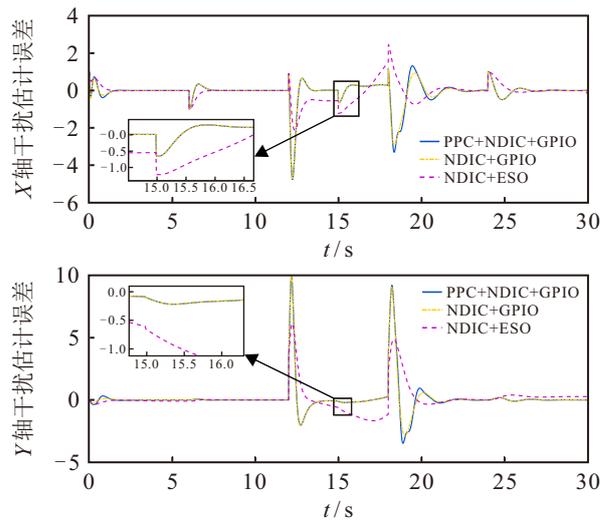


图9 跟随者 2 的干扰估计误差响应曲线

### 5 结论

本文针对考虑执行器故障及受外部风干扰影响下的四旋翼无人机编队队形保持问题进行了研究, 提出了一种基于预设性能的复合动态逆编队控制方

案: 通过设计广义比例积分观测器实现了对编队系统未知非线性项、外部干扰及执行器故障等信息的估计, 避免了领航者加速度信息的测量, 提升了编队控制系统的抗干扰能力; 同时通过引入新型预设性能函数, 突破了传统方法依赖初始误差界信息的限制, 保证了编队系统队形跟踪误差始终在预设的包络线内. 基于 MATLAB 软件的仿真实验结果验证了所提方法的有效性. 考虑到工程实践中通信带宽的限制, 后续研究将重点关注通信时延、丢包等非理想通信条件下的鲁棒协同编队控制问题, 从而进一步提升集群系统的环境适应性.

### 参考文献 (References)

- [1] Zhang K, Miao Q Y, Jiang B. Learning-based fault-tolerant optimal formation control of helicopters: An incremental fully actuated system approach[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2026, 56(1): 81-93.
- [2] Liu Q Y, Zhang K, Jiang B, et al. Prescribed-time fault-tolerant formation control for collision-free unmanned helicopters: A high-order fully actuated system approach[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2024, 60(4): 4715-4727.
- [3] 何云凤, 史贤俊, 卢建华, 等. 基于同步 DMPC 的无人机编队跟踪与避障控制[J]. *控制与决策*, 2024, 39(11): 3557-3566.  
(He Y F, Shi X J, Lu J H, et al. UAV formation tracking and obstacle avoidance control based on synchronous DMPC[J]. *Control and Decision*, 2024, 39(11): 3557-3566.)
- [4] 陈春东, 魏瑞轩, 董志, 等. 无人机紧密编队协同控制设计与仿真[J]. *电光与控制*, 2012(7): 18-22.  
(Chen C D, Wei R X, Dong Z, et al. Close formation coordinated flight control design for UAVs[J]. *Electronics Optics & Control*, 2012(7): 18-22.)
- [5] 王晓燕, 王新民, 肖亚辉, 等. 无人机三维编队飞行的鲁棒  $H_\infty$  控制器设计[J]. *控制与决策*, 2012, 27(12): 1907-1911.  
(Wang X Y, Wang X M, Xiao Y H, et al. Design of robust  $H_\infty$  controller for UAVs three-dimensional formation flight[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(12): 1907-1911.)
- [6] 王晶, 顾维博, 窦立亚. 基于 Leader-Follower 的多无人机编队轨迹跟踪设计[J]. *航空学报*, 2020, 41(S1): 88-98.  
(Wang J, Gu W B, Dou L Y. Leader-Follower formation control of multiple UAVs with trajectory tracking design[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(S1): 88-98.)
- [7] 吴立尧, 韩维, 张勇, 等. 基于领航-跟随的有人/无人机编队队形保持控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(10): 2435-2441.  
(Wu L Y, Han W, Zhang Y, et al. Formation keeping control for manned/unmanned aerial vehicle formation based on leader-follower strategy[J]. *Control and Decision*, 2021, 36(10): 2435-2441.)
- [8] 赵菁祥, 唐斌. 无人机紧密编队的自抗扰滑模控制器设计[J]. *控制工程*, 2019, 26(8): 1572-1577.  
(Zhao J X, Tang B. Active disturbance rejection sliding mode controller design for UAVs close formation[J]. *Control Engineering of China*, 2019, 26(8): 1572-1577.)
- [9] 林安辉, 蒋德松, 曾建平. 具有未知动态的船舶编队输出反馈控制[J]. *控制理论与应用*, 2017, 34(9): 1222-1229.  
(Lin A H, Jiang D S, Zeng J P. Ship formation control via output feedback with unknown dynamics[J]. *Control Theory & Applications*, 2017, 34(9): 1222-1229.)
- [10] 刘恩豪, 贾新春, 段苏娜, 等. 有界控制增益下异构多智能体系统的预设时间时变编队跟踪[J]. *控制与决策*, DOI: 10.13195/j.kzyjc.2025.0990.  
(Liu E H, Jia X C, Duan S N, et al. Prescribed-time time-varying formation tracking of heterogeneous multi-agent systems with bounded control gains[J]. *Control and Decision*, DOI: 10.13195/j.kzyjc.2025.0990.)
- [11] 孟昌琳, 王保防, 蔡明洁. 考虑空间位置约束的四旋翼无人机预设性能控制[J]. *控制工程*, DOI: 10.14107/j.cnki.kzgc.20240039.  
(Meng C L, Wang B F, Cai M J. Prescribed performance control of quadcopter UAV with position constraints control[J]. *Engineering of China*, DOI: 10.14107/j.cnki.kzgc.20240039.)
- [12] 郭洪振, 陈谋. 基于预设性能的四旋翼无人机编队安全控制[J]. *航空学报*, 2021, 42(8): 293-305.  
(Guo H Z, Chen M. Safety formation control of quadrotor UAVs based on prescribed performance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(8): 293-305.)
- [13] An B H, Wang B, Fan H J, et al. Fully distributed prescribed performance formation control for UAVs with unknown maneuver of leader[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 130: 107886.
- [14] 秦伯羽, 张栋, 唐硕. 无人机集群固定时间预设性能自抗扰仿射编队机动[J]. *指挥与控制学报*, 2024, 10(5): 595-610.  
(Qin B Y, Zhang D, Tang S. Fixed-time prescribed performance control-based ADRC affine formation maneuver for UAV swarm[J]. *Journal of Command and Control*, 2024, 10(5): 595-610.)
- [15] 梁戛骁, 龚小玉, 刘正华, 等. 基于预设性能的四旋翼无人机分布式编队控制[J]. *兵器装备工程学报*, 2025, 46(12): 73-83.  
(Liang Y X, Gong X Y, Liu Z H, et al. Distributed formation control of quadrotor UAVs based on prescribed performance[J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2025, 46(12): 73-83.)
- [16] Li B, Gong W Q, Yang Y S, et al. Distributed fixed-time leader-following formation control for multiquadrotors with prescribed performance and collision avoidance[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2023, 59(5): 7281-7294.

- [17] Jiang B, Zhang K, Lu Y, et al. Fault diagnosis and fault-tolerant control of helicopters[M]. *Encyclopedia of Systems and Control Engineering*. Amsterdam: Elsevier, 2026: 88-102.
- [18] 王君, 李昂. 多四旋翼无人机的分布式容错编队跟踪控制[J]. *控制理论与应用*, 2025, 42(7): 1333-1344.  
(Wang J, Li A. Distributed fault-tolerant formation tracking control & for multiple-quadrotor UAVs[J]. *Control Theory & Applications*, 2025, 42(7): 1333-1344.)
- [19] Wang H Q, Dong J X. Robust fault-tolerant formation maneuver control for multiagent systems with mismatched disturbances[J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2024, 54(6): 3762-3773.
- [20] Jiang B, Staroswiecki M, Cocquempot V. Fault accommodation for nonlinear dynamic systems[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2006, 51(9): 1578-1583.
- [21] 刘书柳, 过榴晓, 张建成. 基于新型观测器下的线性 UAVs 系统预设时间编队容错控制[J]. *控制与决策*, 2025, 40(6): 1892-1902.  
(Liu S L, Guo L X, Zhang J C. Prescribed-time formation fault-tolerant control of linear UAVs system based on novel observers[J]. *Control and Decision*, 2025, 40(6): 1892-1902.)
- [22] Chen F Y, Jiang R Q, Zhang K K, et al. Robust backstepping sliding-mode control and observer-based fault estimation for a quadrotor UAV[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(8): 5044-5056.
- [23] Zhao X Y, Tian B L, You M, et al. Adaptive distributed sliding mode control for multiple unmanned aerial vehicles with prescribed performance[J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2022, 71(11): 11480-11490.
- [24] Li S H, Yang J, Chen W H, et al. Generalized extended state observer based control for systems with mismatched uncertainties[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, 59(12): 4792-4802.
- [25] Golub G H, Van Loan C F. *Matrix Computations*[M]. The 4th ed. Baltimore: Johns Hopkins University Press, 2013.

### 作者简介

赵振华 (1988-), 男, 副研究员, 博士生导师, 主要研究方向为无人系统自主控制技术、多源干扰估计与抑制理论、无人机控制系统设计等, E-mail: [zzh@nuaa.edu.cn](mailto:zzh@nuaa.edu.cn);

陈谷雨 (2000-), 男, 硕士生, 主要研究方向为抗干扰控制、滑模控制理论及其在无人机系统中的应用等, E-mail: [sz2303067@nuaa.edu.cn](mailto:sz2303067@nuaa.edu.cn);

姜斌 (1966-), 男, 教授, 博士生导师, 从事智能故障诊断与容错控制、故障预测与健康管理等, 飞机、卫星、高速列车的安全性分析与设计等, E-mail: [binjiang@nuaa.edu.cn](mailto:binjiang@nuaa.edu.cn);

张柯 (1981-), 男, 教授, 博士生导师, 从事动态系统及无人机编队的先进故障诊断与容错控制理论、先进飞行器智能健康管理等, E-mail: [kezhang@nuaa.edu.cn](mailto:kezhang@nuaa.edu.cn).