

# 控制与决策

Control and Decision

## 基于领航-跟随的有人/无人机编队队形保持控制

吴立尧, 韩维, 张勇, 苏析超, 朴海音

引用本文:

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.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0453>

---

## 您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

### 大规模固定翼无人机集群编队控制方法

Formation control of large-scale fixed-wing unmanned aerial vehicle swarms

控制与决策. 2021, 36(9): 2063-2073 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0076>

### 具有执行器故障的四旋翼无人机自适应预定性能控制

Adaptive prescribed performance control of quadrotor with unknown actuator fault

控制与决策. 2021, 36(9): 2103-2112 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0083>

### 输出误差约束下四旋翼无人机预定性能反步控制

Prescribed performance backstepping control for quadrotor UAV with output error constraint

控制与决策. 2021, 36(5): 1059-1068 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1249>

### 四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制

Anti-interference trajectory tracking control of quadrotor UAV

控制与决策. 2021, 36(2): 379-386 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0875>

### 分布式多无人机的时变编队非线性控制设计

Time-varying formation nonlinear control of distributed multiple UAVs

控制与决策. 2021, 36(10): 2490-2496 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0136>

# 基于领航-跟随的有人/无人机编队队形保持控制

吴立尧<sup>1</sup>, 韩维<sup>1†</sup>, 张勇<sup>1</sup>, 苏析超<sup>1</sup>, 朴海音<sup>2</sup>

(1. 海军航空大学 航空基础学院, 山东 烟台 264001; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

**摘要:** 针对有人/无人机编队飞行过程中的队形保持问题, 采用领航-跟随策略设计一种有人/无人机编队队形保持控制器. 首先从编队作战体系和控制原理角度设计有人/无人机编队控制系统结构; 然后基于领航有人机与跟随无人机平面位姿的几何关系, 建立编队内相对距离-角度运动学模型; 最后在考虑僚机控制系统时变扰动的影响下, 针对编队运动学模型特点设计动态反馈自适应编队队形保持控制器, 并利用李雅普诺夫理论证明编队控制器的稳定性. 仿真结果表明, 所设计的控制器能够克服僚机控制模型不确定性带来的扰动影响, 可以实现编队由初始误差到期望队形的快速调整以及稳定队形的保持.

**关键词:** 有人/无人机编队; 队形保持; 时变扰动; 动态反馈; 自适应

中图分类号: TP273

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2020.0453

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



**引用格式:** 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.

## Formation keeping control for manned/unmanned aerial vehicle formation based on leader-follower strategy

WU Li-yao<sup>1</sup>, HAN Wei<sup>1†</sup>, ZHANG Yong<sup>1</sup>, SU Xi-chao<sup>1</sup>, PIAO Hai-yin<sup>2</sup>

(1. College of Aviation Foundation, Naval Aviation University, Yantai 264001, China; 2. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

**Abstract:** In order to solve the formation keeping problem for a manned/unmanned aerial vehicle (MAV/UAV) formation flight, this paper designs a formation keeping controller for MAV/UAV formation based on a leader-follower strategy. Firstly, the structure of the MAV/UAV formation control system is designed from the view of the formation combat system and the control principle. Then, the formation relative distance-angle kinematic model is established based on the geometric relationship between the leaders and followers. Finally, in consideration of the follower's control model with time-varying disturbances, a dynamic feedback and adaptive controller is designed according to characteristics of the formation kinematic model, and the stability of the controller is analyzed based on the Lyapunov theory. Simulations demonstrate that the designed controller can suppress the influence of the uncertainty disturbance, realize rapid formation adjustment from the initial error to the desired formation and stable formation keeping.

**Keywords:** MAV/UAV formation; formation keeping; time-varying disturbances; dynamic feedback; adaptive control

## 0 引言

在不确定、多任务、强对抗和高威胁的未来空战条件下, 传统无人机(unmanned aerial vehicles, UAV)编队还无法实现全自主作战, 由此有人/无人机(manned/unmanned aerial vehicles, MAV/UAV)编队作战的概念应运而生. 这种作战模式综合了飞行员对于复杂战场态势的判断分析、对敌方战术意图预估的能力和UAV的规划、控制技术, 大幅度提高了任务成功率和综合作战效能. 在MAV/UAV编队作战

过程中, 作战任务可分为若干子任务, 通过调整队形满足各子任务要求, 队形调整包括: 编队队形的生成、保持、收缩、扩展和重构, 而编队队形保持控制是所有子任务的基础, 直接决定编队动作的实现和作战任务的完成. 因此, MAV/UAV编队队形保持控制问题的研究具有重大意义.

编队保持控制问题是指在编队飞行过程中, 通过调整速度和姿态控制编队内各飞行器以保持队形的几何关系不变. 目前, 编队控制策略主要包括领航

收稿日期: 2020-04-21; 修回日期: 2020-07-02.

基金项目: 国家自然科学基金项目(51505493); 航空科学基金项目(2016ZA01008).

责任编辑: 徐胜元.

<sup>†</sup>通讯作者. E-mail: Hanwei70cn@tom.com.

跟随法<sup>[1-2]</sup>、虚拟结构法<sup>[3-4]</sup>、行为法<sup>[5-6]</sup>和一致性法<sup>[7-8]</sup>,这种策略只要给定领航者飞行状态、相对位姿关系和跟随者控制器便可以实现编队稳定保持.在 MAV/UAV 编队飞行过程中,MAV 作为整个编队 UAV 的长机,飞行航路提前规划由飞行员操纵机动飞行,避免了长机运动过快导致的僚机掉队,同时避免了状态误差的累积,大大简化了编队间队形保持控制问题.文献[9]对 Leader-follower 级联机器人建立距离-角度模型,设计动态反馈控制律,达到了理想的编队控制效果.文献[10]针对多无人机编队建立旋转坐标系的相对运动学模型,设计了全局渐近稳定控制器.文献[11-12]针对固定翼无人机编队建立距离和角度的一阶相对运动学方程,设计了一致性算法实现编队保持.以上研究均从运动学模型出发设计了编队队形保持控制器,但很少考虑控制模型存在时变干扰因素.文献[13]在考虑未知干扰情况下设计了编队保持控制律.文献[14]针对风场扰动对近距离无人机编队影响的问题,设计了一种自适应队形保持控制方法.文献[15]针对导弹编队队形控制问题,在控制量受限情况下设计了三维自适应滑模非线性编队控制器.文献[16]研究了参数不确定性和外部干扰情况下四旋翼无人机编队控制问题.

本文以 MAV/UAV 编队队形保持问题为研究对象,基于领航跟随策略提出一种动态反馈自适应编队控制方法.首先从编队作战体系和控制原理角度设计 MAV/UAV 编队控制系统结构,并分析各模块间的功能和关系;然后分析编队内 MAV 和 UAV 在平面内的运动几何关系,建立编队相对距离-角度( $\rho-\phi$ )运动学方程;最后在考虑僚机控制模型存在时变干扰情况下,设计动态反馈自适应编队队形保持控制器,能够有效抑制扰动的影响,实现了编队队形的稳定保持.

## 1 MAV/UAV 编队控制系统设计

MAV/UAV 编队控制系统是由飞行员、MAV 和 UAV 共同组成的人机系统,其中主要包括人机交互模块、MAV 操纵系统、编队队形库模块、相关数据计算模块、通信数据链、编队队形控制器模块和 UAV 驾驶系统,如图1所示.

为实现较好的编队飞行效果,采用集中式控制策略,即编队控制系统内 MAV 平台和 UAV 平台能够满足系统信息处理内存和速度,实现精准互通坐标位置和飞行状态信息.飞行员根据任务规划要求,一方面利用人机交互模块下达编队队形参数指令,另一方面操纵 MAV 按任务要求飞行.编队队形库模块包含

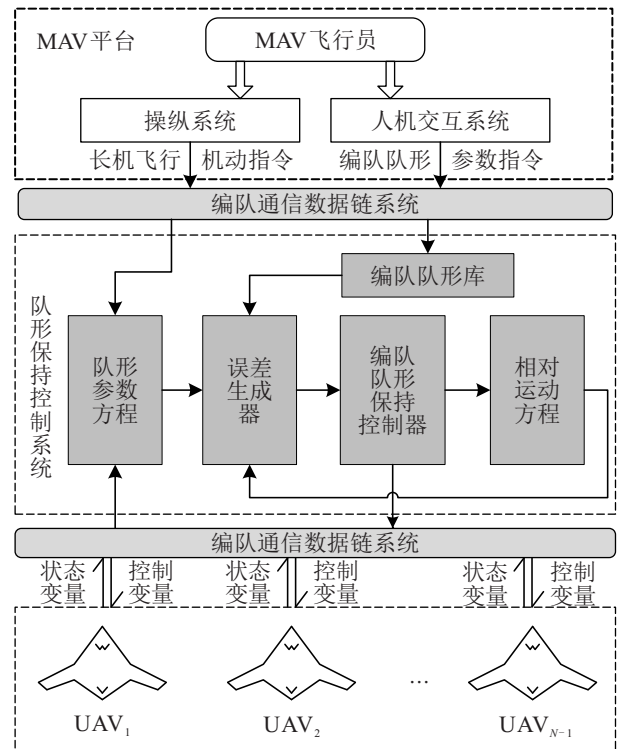


图1 MAV/UAV 编队队形保持控制系统结构

了队形种类以及队形参数计算函数,队形指令通过通信数据链传入编队队形库模块中得到所需的队形参数.相关数据计算模块包括队形参数计算、编队误差计算和相对运动方程计算,MAV、UAV 的状态信息和队形参数输入到计算模块中,再将得到的数据传入编队队形保持控制器.编队队形保持控制器模块是其中的核心模块,经过控制律的解算使误差变量趋向于零,从而生成实现队形保持的僚机控制变量,通过通信数据链传回 UAV 的驾驶系统中改变下一时刻的状态变量,并反馈到数据计算模块中.整个编队控制系统内外回路循环工作,实现了编队飞行的队形保持.

针对上述设计的编队控制系统,可将长机 MAV 的运动状态视为队形保持控制器的输入变量,即 MAV 按预设航迹飞行.编队中僚机 UAV 均装备了标准的自动驾驶仪作为僚机控制系统,可实现对僚机控制变量指令的稳定跟随控制.考虑到控制模型的不确定性,将时变干扰项加入到自动驾驶仪模型,得到一阶速度、航迹俯仰和航向保持自动驾驶仪模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\nu}_i = \frac{1}{\tau_\nu}(\nu_i^c - \nu_i) + \Delta\nu_i, \\ \dot{\gamma}_i = \frac{1}{\tau_\gamma}(\gamma_i^c - \gamma_i) + \Delta\gamma_i, \\ \dot{\theta}_i = \frac{1}{\tau_\theta}(\theta_i^c - \theta_i) + \Delta\theta_i. \end{cases} \quad (1)$$

其中: $\tau_\nu$ 、 $\tau_\gamma$ 和 $\tau_\theta$ 分别为速度、俯仰角和航向角时间常数, $\nu_i^c$ 、 $\gamma_i^c$ 和 $\theta_i^c$ 分别为第*i*架 UAV 的指令速度、俯仰

角和航向角大小,  $\nu_i$ 、 $\gamma_i$  和  $\theta_i$  分别为第  $i$  架 UAV 的实际飞行速度、俯仰角和航向角,  $\Delta\nu_i$ 、 $\Delta\gamma_i$  和  $\Delta\theta_i$  为速度、俯仰角和航向角的时变干扰函数。

## 2 编队队形保持问题建模

对 MAV/UAV 编队的队形控制进行描述. 考虑  $N$  架 MAV/UAV 编队控制问题, 设任务编队内包含一架 MAV 和  $N - 1$  架 UAV,  $I = \{0, 1, \dots, N - 1\}$  为编队集合, 为简化研究问题, 进行如下假设:

- 1) 忽略编队内长机翼尖涡流对僚机的气动影响;
- 2) 不考虑编队内通信延时和丢包问题.

### 2.1 长机 MAV 运动学模型

长机 MAV 由飞行员操纵舵机实现控制到飞行航迹的映射, 为简化问题, 假定攻角和侧滑角均为 0, MAV 运动学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_l = \nu_l \cos \gamma_l \cos \theta_l, \\ \dot{y}_l = \nu_l \cos \gamma_l \sin \theta_l, \\ \dot{z}_l = \nu_l \sin \gamma_l, \\ \dot{\nu}_l = g[(T_l - D_l)/W_l - \sin \gamma_l], \\ \dot{\gamma}_l = (g/\nu_l)(n_l \cos \phi_l - \cos \gamma_l), \\ \dot{\theta}_l = (gn_l \sin \phi_l)/(\nu_l \cos \gamma_l). \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $x_l$ 、 $y_l$ 、 $z_l$  为长机 MAV 的位置坐标;  $\gamma_l$ 、 $\theta_l$  分别为 MAV 的航迹俯仰角和航向角;  $g$  为重力加速度;  $\nu_l$  为长机 MAV 的飞行速度;  $D_l$ 、 $W_l$  分别为 MAV 的阻力和重力;  $T_l$ 、 $n_l$ 、 $\phi_l$  分别为 MAV 控制输入变量, 由飞行员控制油门杆、升降舵和副翼舵实现。

### 2.2 僚机 UAV 运动学模型

与 MAV 不同, 僚机 UAV 由自动驾驶仪实现控制律到飞行航迹的映射, 选取 UAV 运动学模型如下所示:

$$\begin{cases} \dot{x}_i = \nu_i \cos \gamma_i \cos \theta_i, \\ \dot{y}_i = \nu_i \cos \gamma_i \sin \theta_i, \\ \dot{z}_i = \nu_i \sin \gamma_i, \\ \dot{\gamma}_i = \varpi_i, \\ \dot{\theta}_i = \omega_i, \end{cases} \quad i \in \{1, 2, \dots, N - 1\}. \quad (3)$$

其中:  $x_i$ 、 $y_i$ 、 $z_i$  为第  $i$  架 UAV 的位置坐标;  $\varpi_i$ 、 $\omega_i$  分别为第  $i$  架 UAV 的俯仰角速度和航向角速度, 由僚机控制系统实现. 考虑控制输入饱和和约束, 满足如下条件:

$$\begin{cases} \nu_{\min} \leq \nu_i \leq \nu_{\max}, \\ \omega_{\min} \leq \omega_i \leq \omega_{\max}. \end{cases} \quad (4)$$

其中约束参数满足  $0 < \nu_{\min} < \nu_{\max}$ ,  $\varpi_{\max} = -\varpi_{\min} > 0$ ,  $\omega_{\max} = -\omega_{\min} > 0$ .

### 2.3 编队相对运动模型

图2为3架 MAV/UAV 编队飞行几何示例图. 其中 MAV 为 UAV<sub>1</sub> 和 UAV<sub>2</sub> 的长机, MAV 的状态变量为  $X_l = (x_l, y_l, \theta_l)$ , UAV<sub>1</sub> 的状态变量为  $X_1(x_1, y_1, \theta_1)$ , UAV<sub>2</sub> 的状态变量为  $X_2(x_2, y_2, \theta_2)$ ,  $\rho_{l1}$ 、 $\rho_{l2}$  分别为 MAV 与 UAV<sub>1</sub> 和 UAV<sub>2</sub> 的相对距离,  $\phi_{l1}$ 、 $\phi_{l2}$  分别为 MAV 速度方向到 UAV<sub>1</sub>、UAV<sub>2</sub> 的相对相角. 虚线为编队由初始误差状态在控制律的作用下构成期望的楔形编队, 实现了编队队形保持。

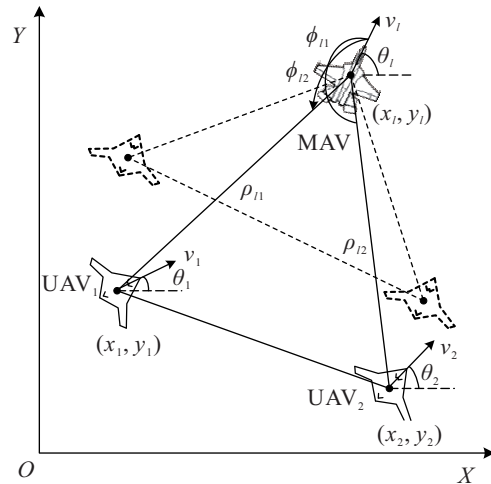


图2 编队飞行几何关系

编队内长机与僚机间相对距离为

$$\rho_{li} = \sqrt{(x_l - x_i)^2 + (y_l - y_i)^2}. \quad (5)$$

编队内长机与僚机间的相对相角为

$$\phi_{li} = \pi + \tan^{-1} \frac{y_l - y_i}{x_l - x_i} - \theta_l. \quad (6)$$

编队内长机与僚机的相对航向角为

$$\varphi_{li} = \theta_l - \theta_i. \quad (7)$$

对式(5)~(7)求导可得到 MAV/UAV 编队相对运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{\rho}_{li} = -\nu_l \cos \phi_{li} + \nu_i \cos \chi_{li}, \\ \dot{\phi}_{li} = \frac{1}{\rho_{li}} (\nu_l \sin \phi_{li} - \nu_i \sin \chi_{li}) - \omega_l, \\ \dot{\varphi}_{li} = \dot{\theta}_l - \dot{\theta}_i, \end{cases} \quad (8)$$

其中  $\chi_{li} = \phi_{li} + \varphi_{li}$ .

## 3 编队队形保持控制器设计

以松散编队队形(即不考虑编队内气动耦合影响)稳定保持为研究目标, 以编队内相对距离-相对相角( $\rho$ - $\phi$ )运动学模型和僚机模型为研究对象设计编队队形保持控制器。

### 3.1 动态反馈控制律设计

由 MAV/UAV 编队的运动学方程(5)和(6)求二阶导数,可得到

$$\begin{cases} \ddot{\rho}_{li} = -\dot{\nu}_l \cos \phi_{li} + \nu_l \dot{\phi}_{li} \sin \phi_{li} + \\ \quad \dot{\nu}_i \cos \chi_{li} + \nu_i \dot{\chi}_{li} \sin \chi_{li}, \\ \ddot{\phi}_{li} = \frac{\rho_{li}(\dot{\nu}_l \sin \phi_{li} + \nu_l \dot{\phi}_{li} \cos \phi_{li}) - \nu_l \dot{\rho}_{li} \sin \phi_{li} - \\ \quad \dot{\omega}_l - \frac{\rho_{li}(\dot{\nu}_i \sin \chi_{li} + \nu_i \dot{\chi}_{li} \cos \chi_{li}) - \nu_i \dot{\rho}_{li} \sin \chi_{li}}{\rho_{li}^2}}{\rho_{li}^2}. \end{cases} \quad (9)$$

定义编队状态变量误差为  $\mathbf{e}_i = \mathbf{x}_i - \mathbf{x}_i^d = [\rho_{li} - \rho_{li}^d, \phi_{li} - \phi_{li}^d]^T$ , 其中  $\mathbf{x}_i = [\rho_{li}, \phi_{li}]^T$  为长机 MAV 与第  $i$  架僚机 UAV 之间的实际状态参数,  $\mathbf{x}_i^d = [\rho_{li}^d, \phi_{li}^d]^T$  为长机 MAV 与第  $i$  架僚机 UAV 之间的期望编队状态参数. 对编队状态变量误差分别求一阶导数和二阶导数,可得

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{e}}_i = \dot{\mathbf{x}}_i - \dot{\mathbf{x}}_i^d = [\dot{\rho}_{li}, \dot{\phi}_{li}]^T - \dot{\mathbf{x}}_i^d, \\ \ddot{\mathbf{e}}_i = \ddot{\mathbf{x}}_i - \ddot{\mathbf{x}}_i^d = [\ddot{\rho}_{li}, \ddot{\phi}_{li}]^T - \ddot{\mathbf{x}}_i^d. \end{cases} \quad (10)$$

选取  $\mathbf{u}_i = [\nu_i^c, \theta_i^c]^T$  作为控制变量,综合式(9)和(10),整理得到

$$\ddot{\mathbf{e}}_i = \mathbf{A}_i \mathbf{C} \mathbf{u}_i - \mathbf{A}_i \mathbf{C} \mathbf{y}_i + \mathbf{A}_i \mathbf{\Delta}_i + \mathbf{D}_i - \ddot{\mathbf{x}}_i^d. \quad (11)$$

其中

$$\mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} \cos \chi_{li} & \nu_i \sin \phi_{li} \\ \sin \chi_{li} & \nu_i \cos \phi_{li} \\ -\frac{1}{\rho_{li}} & \frac{1}{\rho_{li}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \lambda_\nu & 0 \\ 0 & \lambda_\theta \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{y}_i = [\nu_i, \theta_i]^T, \quad \mathbf{\Delta}_i = [\Delta \nu_i, \Delta \theta_i]^T,$$

$$\mathbf{D}_i = \begin{bmatrix} \frac{1}{\rho_{li}} (\nu_l \sin \phi_{li} - \nu_i \cos \chi_{li})^2 - \\ \quad \dot{\nu}_l \cos \phi_{li} - \nu_l \dot{\omega}_l \sin \phi_{li} \\ \frac{1}{\rho_{li}^2} (\nu_i^2 \cos \chi_{li} \sin \chi_{li} + \nu_i^2 \cos \phi_{li} \sin \phi_{li}) - \dot{\omega}_l - \\ \quad \frac{2\nu_l \nu_i \sin(\phi_{li} + \chi_{li})}{\rho_{li}^2} + \frac{-\nu_l \omega_l \cos \phi_{li} + \dot{\nu}_l \sin \phi_{li}}{\rho_{li}} \end{bmatrix}.$$

为使误差能够渐近收敛,根据误差的二阶导数方程(11),控制律设计为

$$\mathbf{u}_i = (\mathbf{A}_i \mathbf{C})^{-1} (\ddot{\mathbf{x}}_i^d - \mathbf{A}_i \mathbf{\Delta}_i + \mathbf{A}_i \mathbf{C} \mathbf{y}_i - \mathbf{D}_i - k_1 \dot{\mathbf{e}}_i - k_2 \mathbf{e}_i), \quad (12)$$

其中  $k_1, k_2$  均为大于0的常数. 由式(12)得  $\det(\mathbf{A}_i \mathbf{C}) = \lambda_\nu \cdot \lambda_\theta / \rho_{li}$ , 其中参数  $\lambda_\nu, \lambda_\theta, \rho_{li}$  均为非0的数,故  $(\mathbf{A}_i \mathbf{C}^{-1})$  存在,即控制变量  $\mathbf{u}_i$  存在.

### 3.2 自适应控制律设计

由前文可知  $\Delta \nu_i$  和  $\Delta \theta_i$  为僚机控制模型的未知时变函数,假设  $\Delta \nu_i$  和  $\Delta \theta_i$  为有界函数,且满足

$$|\Delta \nu_i - \Delta \nu_N| \leq \Delta \tilde{\nu}, \quad |\Delta \theta_i - \Delta \theta_N| \leq \Delta \tilde{\theta}, \quad (13)$$

其中  $\Delta \nu_N, \Delta \theta_N$  为  $\Delta \nu_i, \Delta \theta_i$  的标称值. 由于控制式(12)存在不确定量,采用估计值  $\Delta \hat{\nu}_i, \Delta \hat{\theta}_i$  代替  $\Delta \nu_i, \Delta \theta_i$ , 此时控制输入  $\mathbf{u}_i$  可表达为

$$\mathbf{u}_i = (\mathbf{A}_i \mathbf{C})^{-1} (\ddot{\mathbf{x}}_i^d - \mathbf{A}_i \mathbf{\Delta}_i + \mathbf{A}_i \mathbf{C} \mathbf{y}_i - \mathbf{D}_i - k_1 \dot{\mathbf{e}}_i - k_2 \mathbf{e}_i). \quad (14)$$

综合式(11)和(14),得到编队误差方程为

$$\ddot{\mathbf{e}}_i + k_1 \dot{\mathbf{e}}_i + k_2 \mathbf{e}_i = \mathbf{A}_i (\mathbf{\Delta}_i - \mathbf{\hat{\Delta}}_i). \quad (15)$$

令  $\bar{\mathbf{E}}_i = [\mathbf{e}_i \quad \dot{\mathbf{e}}_i]^T$ , 综合式(8)、(10)和(15)可得到编队误差方程为

$$\dot{\bar{\mathbf{E}}}_i = \mathbf{G} \bar{\mathbf{E}}_i - \mathbf{F}_{\nu_i} (\Delta \hat{\nu}_i - \Delta \nu_i) - \mathbf{F}_{\theta_i} (\Delta \hat{\theta}_i - \Delta \theta_i). \quad (16)$$

其中

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0_{2 \times 2} & \mathbf{I}_{2 \times 2} \\ -k_2 \mathbf{I}_{2 \times 2} & -k_1 \mathbf{I}_{2 \times 2} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_{\nu_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \cos \chi_{li} \\ \sin \chi_{li} \\ \rho_{li} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_{\theta_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \nu_i \sin \phi_{li} \\ \nu_i \cos \phi_{li} \\ \rho_{li} \end{bmatrix}.$$

若误差  $\bar{\mathbf{E}}_i = [\mathbf{e}_i \quad \dot{\mathbf{e}}_i]^T$  趋于0,则能够实现编队队形保持和稳定控制. 假设  $\mathbf{P}, \mathbf{Q}$  为正定对称矩阵,其中  $\mathbf{P}$  为 Lyapunov 矩阵方程  $\mathbf{G}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{G} = -\mathbf{Q}$  的解,设计不确定函数  $\hat{\mathbf{\Delta}}_i$  的自适应控制律为

$$\begin{cases} \Delta \hat{\nu}_i = \Delta \nu_N + \Delta \tilde{\nu} \text{sign}(\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\nu_i}), \\ \Delta \hat{\theta}_i = \Delta \theta_N + \Delta \tilde{\theta} \text{sign}(\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\theta_i}), \end{cases} \quad (17)$$

其中  $\text{sign}(\xi) = \frac{\xi}{|\xi| + \varepsilon}, 0 < \varepsilon < 1$ .

### 3.3 稳定性分析

对整个编队控制系统的稳定性进行分析. 定义 Lyapunov 函数如下:

$$V = \sum_{i=1}^{N-1} \frac{1}{2} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i. \quad (18)$$

根据 Lyapunov 稳定性理论对式(18)求导,可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} [(\bar{\mathbf{E}}_i')^T (\mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i) + \bar{\mathbf{E}}_i^T (\mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i)'] = \\ &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} (\bar{\mathbf{E}}_i')^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i'. \end{aligned} \quad (19)$$

将式(16)代入(19),可得

$$\dot{V} =$$

$$\begin{aligned}
 & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{G}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \mathbf{F}_{\nu_i}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i (\Delta \hat{\nu}_i - \Delta \nu_i) - \\
 & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \mathbf{F}_{\theta_i}^T \mathbf{P} \bar{\mathbf{E}}_i (\Delta \hat{\theta}_i - \Delta \theta_i) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{G} \bar{\mathbf{E}}_i - \\
 & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\nu_i} (\Delta \hat{\nu}_i - \Delta \nu_i) - \\
 & \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\theta_i} (\Delta \hat{\theta}_i - \Delta \theta_i) = \\
 & - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{E}}_i - \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\nu_i} (\Delta \hat{\nu}_i - \Delta \nu_i) - \\
 & \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\theta_i} (\Delta \hat{\theta}_i - \Delta \theta_i). \tag{20}
 \end{aligned}$$

综合式(13)和(17)可以得到

$$\begin{aligned}
 \dot{V} \leq & - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{E}}_i - \sum_{i=1}^{N-1} |\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\nu_i} \Delta \tilde{\nu}| + \\
 & \sum_{i=1}^{N-1} |\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\nu_i} (\Delta \nu_i - \Delta \nu_N)| - \sum_{i=1}^{N-1} |\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\theta_i} \Delta \tilde{\theta}_i| + \\
 & \sum_{i=1}^{N-1} |\bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{P} \mathbf{F}_{\theta_i} (\Delta \theta_i - \Delta \theta_N)| \leq \\
 & - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{N-1} \bar{\mathbf{E}}_i^T \mathbf{Q} \bar{\mathbf{E}}_i < 0. \tag{21}
 \end{aligned}$$

综上,本文所设计的动态反馈自适应控制器可以使编队状态误差渐近趋于0,并且保证了编队控制系统的稳定性。

### 4 仿真验证

为验证所设计编队队形保持的动态反馈自适应控制律的有效性,对预定飞行状态的长机MAV和采用控制器(14)的僚机UAV所组成的MAV/UAV编队进行Matlab数值仿真. 仿真实验环境为Inter Core i7, 2.30 GHz处理器, Windows 10操作系统, 仿真软件为Matlab R2016b.

仿真由1架MAV和4架UAV共同组成编队进行实验, 仿真时间为20s, 步长为0.01s. UAV的控制输入饱和和约束为

$\nu_i \in [150 \text{ m/s}, 250 \text{ m/s}]$ ,  $\omega_i \in [-0.8 \text{ rad/s}, 0.8 \text{ rad/s}]$ . 期望编队队形为楔形编队, 队形参数如下:

$$\mathbf{P}^d = \begin{bmatrix} 50 & 1.80 \\ 50 & 4.47 \\ 100 & 1.80 \\ 100 & 4.47 \end{bmatrix}. \tag{22}$$

给定长机MAV的飞行速度和角速度为

$$\begin{aligned}
 \nu_i &= 200 \text{ m/s}, \\
 \dot{\theta}_i &= \begin{cases} 0 \text{ rad/s}, & t \in \{[0, 4), (8, 14]\}; \\ -\pi/5 \text{ rad/s}, & t \in [4, 8]; \\ \pi/5 \text{ rad/s}, & t \in (14, 20]. \end{cases} \tag{23}
 \end{aligned}$$

编队中MAV/UAV的初始状态如表1所示.

表1 编队初始状态

|                  | 初始坐标      | 航向角     | 速度/(m/s) |
|------------------|-----------|---------|----------|
| MAV              | (0, 0)    | $\pi/4$ | 200      |
| UAV <sub>1</sub> | (-35, 42) | $\pi/6$ | 180      |
| UAV <sub>2</sub> | (-5, -53) | $\pi/4$ | 200      |
| UAV <sub>3</sub> | (-70, 80) | $\pi/6$ | 190      |
| UAV <sub>4</sub> | (-5, 90)  | $\pi/8$ | 220      |

为考虑僚机控制模型中干扰项对于编队飞行控制的影响, 取干扰函数为

$$\begin{cases} \Delta \nu_w = 5 \sin\left(\frac{\pi}{10} t\right), \\ \Delta \theta_w = \frac{20}{57.3} \sin\left(\frac{\pi}{10} t\right). \end{cases} \tag{24}$$

控制参数取值如下:  $k_1 = 100$ ,  $k_2 = 100$ ,  $\mathbf{Q} = 50 \mathbf{I}_{4 \times 4}$ ,  $\varepsilon = 0.1$ ,  $\Delta \nu_N = 0$ ,  $\Delta \tilde{\nu} = 5.1$ ,  $\Delta \theta_N = 0$ ,  $\Delta \tilde{\theta} = 20/57.3 + 0.1$ . 僚机自驾仪的速度时间常数和航向时间常数分别为 $\tau_\nu = 5 \text{ s}$ ,  $\tau_\theta = 1/3 \text{ s}$ . 仿真结果如图3~图7所示.

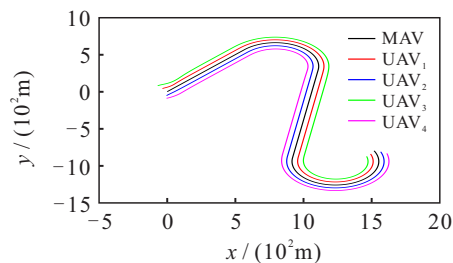


图3 编队飞行轨迹

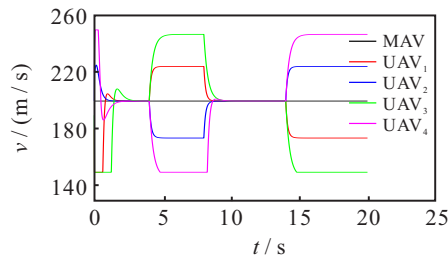


图4 长僚机速度变化曲线

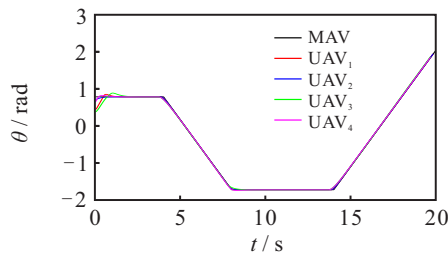


图5 长僚机航向角变化曲线

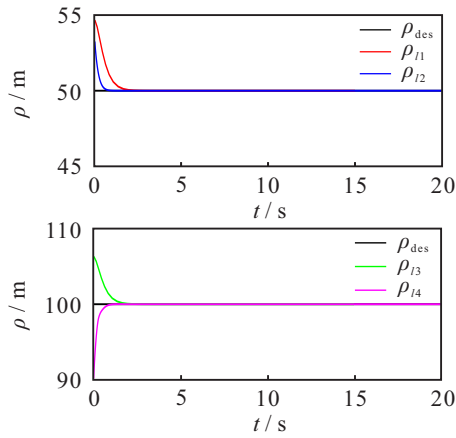


图6 长僚机相对距离变化曲线

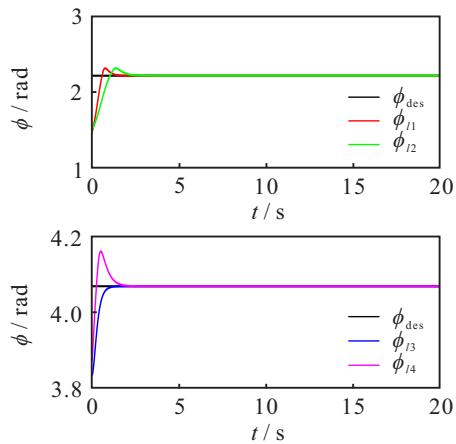


图7 长僚机相对相角变化曲线

图3为5架 MAV/UAV 编队在初始误差状态下编队的飞行轨迹. 图4和图5为编队中 MAV 和 UAV 飞行速度和航向角的变化曲线, 编队飞行轨迹由直线段和曲线段共同组成. 飞行速度可分3个阶段: 第1阶段为初始阶段, 各 UAV 由初始状态趋向于长机 MAV 飞行速度; 第2阶段为直线段, 僚机 UAV 在直线段能够精准跟踪长机 MAV 速度; 第3阶段为曲线阶段, 位于长机 MAV 内侧的 UAV 速度小, 外侧 UAV 速度大, 满足控制输入状态约束. 僚机 UAV 的航向角准确跟踪长机 MAV 的航向角, 时刻保持与 MAV 相同的飞行航向.

图6和图7为编队 MAV 与各 UAV 间相对距离和相对相角的变化曲线, 编队相对距离和相对相角共同确定了编队队形. 随着时间推移, 确定编队队形的相对距离和相角变量趋向于期望值, 能够形成并保持期望楔形编队. 综合上述结果可以明显看出, 编队在控制律(14)的作用下能够稳定保持队形, 验证了本文所设计控制器的有效性.

为充分表明所设计控制器的控制效果, 利用一架 MAV 和一架 UAV 进行编队控制仿真实验, 并与全局渐近稳定控制器(global asymptotically stable

controller, GASC)进行对比.

给定长机 MAV 的飞行速度和角速度为

$$\begin{aligned} v_l &= 200 \text{ m/s}, \\ \theta_l &= \pi/4, t \in [0, 40]. \end{aligned} \quad (25)$$

对比仿真如图8~图11所示.

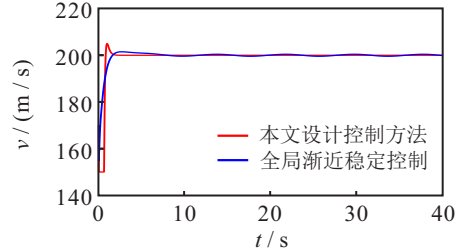


图8 僚机速度变化曲线对比

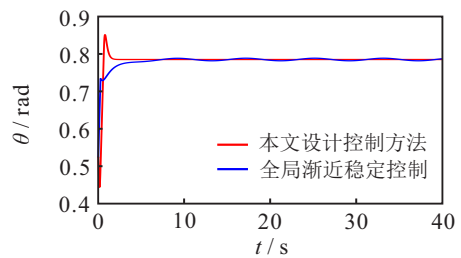


图9 僚机航向角变化曲线对比

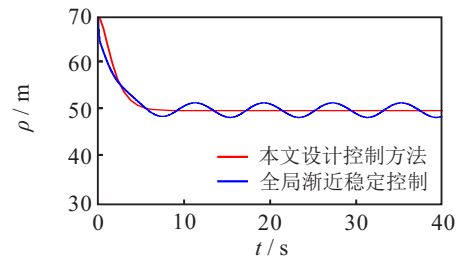


图10 编队内相对距离变化曲线对比

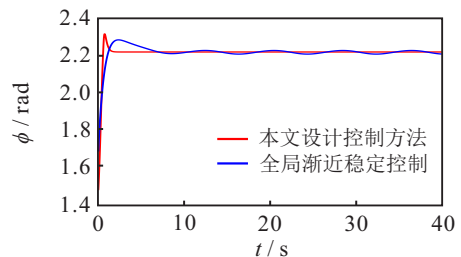


图11 编队内相对角度变化曲线对比

图8~图11为采用动态反馈自适应控制法和全局渐近稳定控制法的僚机状态和编队状态变化曲线对比图. 由图可见, 在有扰动情况下, 全局渐近稳定控制法作用下僚机的速度和航向角同样不能收敛到长机状态, 存在较小的稳态误差. 同时长僚机相对距离和相对相角不能收敛到期望值, 在期望值附近呈正弦波动, 编队保持控制效果较差.

综上, 本文设计的编队控制算法能够抑制不确定扰动对于僚机飞行状态的影响, 同时使编队保持期望编队队形飞行.

## 5 结论

本文对 MAV/UAV 编队队形保持控制问题进行研究. 首先从编队作战体系和编队控制原理角度设计了 MAV/UAV 编队控制系统结构, 分析了各系统模块间的功能及联系; 然后以 MAV 为长机, 各 UAV 为僚机建立了编队距离-角度运动学模型, 基于运动学模型特点和控制模型的不确定性设计了动态反馈自适应控制器, 并证明了编队控制器的稳定性; 最后利用 Matlab 进行仿真实验, 编队由初始误差状态到期望队形状态, 实现了编队保持控制, 证明了方法的有效性, 并且通过对比验证了所设计控制方法能够有效抑制干扰的影响.

### 参考文献(References)

- [1] 李芸, 肖英杰. 领航跟随法和势函数组合的船舶编队控制[J]. 控制理论与应用, 2016, 33(9): 1259-1264.  
(Li Y, Xiao Y J. Combination of leader-follower method and potential function about ship formation control[J]. Control Theory & Applications, 2016, 33(9): 1259-1264.)
- [2] 赖云晖, 李瑞, 史莹晶, 等. 基于图论法的四旋翼三角形结构编队控制[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(10): 1530-1537.  
(Lai Y H, Li R, Shi Y J, et al. On the study of a multi-quadrotor formation control with triangular structure based on graph theory[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(10): 1530-1537.)
- [3] 邵壮, 祝小平, 周洲, 等. 三维动态环境下多无人机编队分布式保持控制[J]. 控制与决策, 2016, 31(6): 108-115.  
(Shao Z, Zhu X P, Zhou Z, et al. Distributed formation keeping control of UAVs in 3-D dynamic environment[J]. Control and Decision, 2016, 31(6): 108-115.)
- [4] Kownacki C. Multi-UAV flight using virtual structure combined with behavioral approach[J]. Acta Mechanica Et Automatica, 2016, 10(2): 92-99.
- [5] Shin J, Kim S, Suk J. Development of robust flocking control law for multiple UAVs using behavioral decentralized method[J]. Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2015, 43(10): 859-867.
- [6] Qiu H X, Duan H B, Fan Y M. Multiple unmanned aerial vehicle autonomous formation based on the behavior mechanism in pigeon flocks[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32 (10): 1298-1304.
- [7] Yan M D, Zhu X, Zhang X X, et al. Consensus-based three-dimensional multi-UAV, formation control strategy with high precision[J]. Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering, 2017, 18(7): 968-977.
- [8] 张苗苗, 魏晨. 基于边 Laplacian 一致性的多无人机编队控制方法[J]. 中国科学: 技术科学, 2017, 47(3): 259-265.  
(Zhang M M, Wei C. Multi-UAV formation control method based on edge Laplacian consensus[J]. Scientia Sinica Technologica, 2017, 47(3): 259-265.)
- [9] 韩青, 孙树栋, 智睿瑞. 轨迹跟踪级联机器人编队控制方法[J]. 控制与决策, 2016, 31(2): 317-323.  
(Han Q, Sun S D, Zhi R R. Trajectory tracking cascade robot formation control[J]. Control and Decision, 2016, 31(2): 317-323.)
- [10] 秦昂, 张登成, 魏扬. 多无人机编队队形保持优化控制仿真研究[J]. 飞行力学, 2017, 35(6): 44-48.  
(Qin A, Zhang D C, Wei Y. Simulation study on multi-UAV formation maintaining optimal control[J]. Flight Dynamics, 2017, 35(6): 44-48.)
- [11] Guzey H M. Hybrid consensus-based formation control of fixed-wing MUAVs[J]. Cybernetics & Systems, 2017, 48(2): 71-83.
- [12] Guzey H M. Adaptive consensus-based formation control of fixed-wing MUAV's[C]. IEEE 4th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD). Piscataway: IEEE, 2017: 184-187.
- [13] 王建宏, 许莺, 熊朝华. 无人机编队飞行的自适应控制设计[J]. 华东交通大学学报, 2016, 33(1): 1-8.  
(Wang J H, Xu Y, Xiong C H. Adaptive control design in UAV formation flight[J]. Journal of East China Jiaotong University, 2016, 33(1): 1-8.)
- [14] 张佳龙, 闫建国, 张普. 基于自适应方法的多无人机编队队形控制[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 323-385.  
(Zhang J L, Yan J G, Zhang P. Multi-UAV formation forming control based on adaptive method under wind field disturbances[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 323-385.)
- [15] 张磊, 方洋旺, 毛东辉, 等. 导弹协同攻击编队自适应滑模控制器设计[J]. 宇航学报, 2014, 35(6): 700-707.  
(Zhang L, Fang Y W, Mao D H, et al. Adaptive sliding-mode controller design for missile cooperative engagement[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(6): 700-707.)
- [16] Wang Rui, Liu Jinkun. Adaptive formation control of quadrotor unmanned aerial vehicles with bounded control thrust[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(2): 807-817.

### 作者简介

吴立尧(1992—), 男, 博士生, 从事无人机编队控制的研究, E-mail: 13154399342@163.com;

韩维(1970—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器动力学等研究, E-mail: hanwei70cn@tom.com;

张勇(1978—), 男, 副教授, 博士, 从事舰载飞行器使用工程等研究, E-mail: 18605350533@126.com;

苏析超(1989—), 男, 讲师, 博士, 从事舰载飞行器使用工程等研究, E-mail: suxich@126.com;

朴海音(1984—), 男, 高级工程师, 博士生, 从事多智能体强化学习的研究, E-mail: haiyinpio@mail.nwpu.edu.cn.