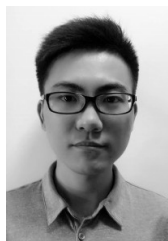


无人机紧密编队的自抗扰滑模控制器设计

赵菁祥, 唐斌

(广东工业大学 自动化学院, 广州 510006)



摘要: 对于具有非线性、欠驱动、强耦合特性的无人机紧密编队飞行系统, 提出一种改进的自抗扰滑模控制算法。首先, 针对模型中存在的气动耦合等不确定干扰因素, 设计相应的扩张状态观测器进行实时估计并在控制律中补偿。接着, 基于滑模变结构控制理论设计自抗扰滑模编队控制器, 解决了参数配置难度大和欠驱动系统的控制问题。最后, 通过Lyapunov 函数证明跟踪误差一致收敛到零。仿真结果表明该方法简化了控制器的设计, 控制精度高且鲁棒性更好, 所设计的控制器能有效实现队形的变换和保持, 具有可扩充性。

关键词: 无人机紧密编队; 气动耦合; 自抗扰控制; 滑模控制

中图分类号: V271.4; TP27 **文献标识码:** A

Active Disturbance Rejection Sliding Mode Controller Design for UAVs Close Formation

ZHAO Jing-xiang, TANG Bin

(School of Automation, Guangdong University of Technology, Guangzhou 510006, China)

Abstract: For UAVs close formation system with nonlinear, under-actuated and strong coupling, an improved active disturbance rejection sliding mode control algorithm is proposed. First, extended state observer is designed to estimate the uncertainties such as aerodynamic coupling and compensate them in control law. Then, in order to reduce the difficulties of parameter optimization and controlling for under-actuated system, the ADRC is combined with sliding mode control to design the compound controller. Finally, Lyapunov function is used to prove that the tracking error converges uniformly to zero. Simulation results show that the proposed method not only simplifies the design of the controller, but also has high control precision and stronger robustness. The controller can effectively transform and keep formation configuration, and has a good expandability.

Key words: UAVs close formation; aerodynamic coupling; active disturbance rejection control; sliding mode control

1 引言

单架无人机在执行任务时, 由于数量少, 其工作范围会受到很大的限制。因此, 多无人机编队具有广阔的应用前景^[1]。针对无人机编队控制问题, 文献[2]设计了长僚机模型下编队飞行PID控制器, 但对外部干扰的抑制能力较差, 文献[3]基于滑模变结构控制理论设计编队控制器, 但在很大程度上依赖被控对象精确模型, 文献[4]提出基于领导者跟随者模型的模糊控制算法完成编队任务。以上文献在建模时并未定量分析气动耦合及各种外扰等不确定因素或者进行小扰动假设利用反馈线性化做近似解

耦处理, 没有很强的抗干扰能力。

所谓紧密编队, 是指两机侧向间距不大于一倍长机翼展宽度。长机翼尖在后方产生的涡流会改变周围飞机的受力情况而产生干扰, 这就是气动耦合效应。文献[6,7]研究了协同编队中的仿生学原理和气动耦合现象, 建立了合适的涡流模型。文献[8]考虑到气动耦合干扰等因素, 提出了改进的神经网络自适应逆控制算法, 改善了控制效果, 但控制器设计难度大, 计算复杂, 不易在工程上应用。

无人机紧密编队飞行过程中存在气动耦合及

收稿日期: 2017-07-06; 修回日期: 2017-09-18

作者简介: 赵菁祥 (1991-), 男, 安徽合肥人, 硕士研究生, 主要研究方向为自抗扰控制、无人机飞行控制等 (本文通讯作者); 唐斌 (1979-), 男, 湖南永州人, 博士, 副教授, 主要从事多智能体一致性协同控制等方面的教学与科研工作。

各种外扰等模型不确定性因素使得编队系统成为一个欠驱动、强耦合的非线性系统，给控制器设计增加了难度。自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)是我国学者韩京清提出的新型控制技术，在飞行器控制、机器人控制和电力系统等多领域应用广泛^[11~13]，在非线性、时变、耦合以及不确定性等因素下能够达到良好的控制效果。

鉴于此，本文建立了加入气动耦合的完整编队飞行非线性模型，且无需求解高阶运动方程，便于控制器的设计。为了简化参数整定过程，采用线性扩张状态观测器(Linear Extended State Observer, LESO)对不确定扰动进行估计。同时，为了提高控制精度，在传统ADRC算法的基础上改进，基于滑模变结构控制(SMC)理论设计复合编队控制器LADRSMC，使跟踪误差在有限时间内收敛，解决了欠驱动系统的控制问题，改善了控制效果。

2 编队飞行动态模型与控制方案设计

2.1 无人机编队飞行动态模型

本文采用通用的“长机(leader)僚机(follower)”模型建模，如图 1 所示。

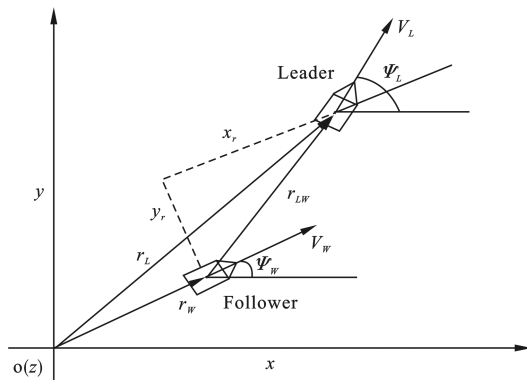


图 1 无人机编队相对运动模型

Fig. 1 The relative motion model of UAVs formation

为了防止长机故障导致编队失控，建立固连于僚机的参考坐标系，其中， x 轴与速度 V_W 方向一致， y 轴指向机身右侧， z 轴垂直纸面向内。由于僚机独立于长机，可通过增加僚机模块完成三架以上无人机编队飞行。求得二者相对运动方程为^[2]：

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_r \\ \dot{y}_r \\ \dot{z}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_L \cos(\psi_L - \psi_W) - \dot{\psi}_W y_r \\ V_L \sin(\psi_L - \psi_W) - \dot{\psi}_W x_r \\ \dot{z}_W - \dot{z}_L \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中， $\psi_i, V_i (i = L, W)$ 分别为长僚机航向角和速度， x_r, y_r, z_r 为在僚机参考坐标系下相对位置坐标。

长机和僚机上分别装有自动驾驶仪，这是飞控系统的核心，长僚机均采用相同一阶速度保持、二阶航向保持和二阶高度保持组成的自动驾驶仪模型^[7]。

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= -\frac{1}{\tau_v} V_i + \frac{1}{\tau_v} V_{ic} \\ \ddot{\psi}_i &= -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}} + \frac{1}{\tau_{\psi b}}\right) \dot{\psi}_i - \frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} \psi_i + \frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} \psi_{ic} \\ \ddot{h}_i &= -\left(\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{hb}}\right) \dot{h}_i - \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} h_i + \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} h_{ic} \end{aligned} \quad (2)$$

式中， τ 为时间常数； $V_{ic}, \psi_{ic}, h_{ic}$ 分别为速度、航向角和高度通道的控制指令。

文献[8]给出了涡流增量稳定性导数的计算方法。上洗速度导致无人机迎角发生改变，促使升力和阻力发生变化；侧洗速度也使得无人机侧力发生改变。

$$\begin{aligned} \Delta D_w &= \bar{q} S \Delta C_D \\ \Delta L_w &= \bar{q} S \Delta C_L \\ \Delta Y_w &= \bar{q} S \Delta C_Y \end{aligned} \quad (3)$$

式中， \bar{q} 为动压； S 为机翼面积； $\Delta C_D, \Delta C_L, \Delta C_Y$ 分别为僚机的阻力系数增量、升力系数增量和侧力系数增量。

通过自动驾驶仪模型补偿气动耦合带来的不确定性，完善自动驾驶仪模型如下：

$$\begin{aligned} \dot{V}_W &= -\frac{1}{\tau_v} V_W + \frac{1}{\tau_v} V_{wc} + \frac{\bar{q} S}{m} \Delta C_{Dy} \Delta y + d_v(t) \\ \ddot{\psi}_W &= -\left(\frac{1}{\tau_{\psi a}} + \frac{1}{\tau_{\psi b}}\right) \dot{\psi}_W - \frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} \psi_W + \frac{1}{\tau_{\psi a} \tau_{\psi b}} \psi_{wc} + \\ &\quad \frac{\bar{q} S}{m} [\Delta C_{Yy} \Delta y + \Delta C_{Yz} \Delta z] + d_\psi(t) \\ \ddot{h}_W &= -\left(\frac{1}{\tau_{ha}} + \frac{1}{\tau_{hb}}\right) \dot{h}_W - \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} h_W + \frac{1}{\tau_{ha} \tau_{hb}} h_{wc} + \\ &\quad \frac{\bar{q} S}{m} \Delta C_{Ly} \Delta y + d_h(t) \end{aligned} \quad (4)$$

式中， $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ 分别为在僚机参考坐标系下，长机当前位置偏离初始相对位置 $\bar{x}_r, \bar{y}_r, \bar{z}_r$ 的偏移量； $\Delta C_{Dm}, \Delta C_{Lm}, \Delta C_{Ym} (m = x, y, z)$ 分别为阻力、升力和侧力稳定性导数； $d_i(t)$ 为系统未建模动态。

2.2 编队飞行控制系统方案

根据(1)和(4)所示的数学模型，僚机 3 个有效输入 $(\psi_{wc}, V_{wc}, h_{wc})$ 作为控制变量，控制着 6 个自由度，且速度和偏航通道相互之间耦合。本文将偏航、速度和高度通道中模型未知部分和不确定扰动当做该通道的总扰动，利用 ESO 估计并在控制律中补偿，使系统模型等效为“积分串联型”。再分别给予僚机控制器编队间隔指令 x_c, y_c, z_c ，设计滑模控制律使僚机速度 V_W 趋近长机速度 V_d 的同时使纵向误差 $x_c - x_r \rightarrow 0$ ；控制僚机航向角 ψ_W 趋近长机偏航角 ψ_d 的同时使横向误差 $y_c - y_r \rightarrow 0$ ，以此达到期望

$$S_\psi = e_1 + \beta \dot{e}_2 \quad (14)$$

式中, $e_1 = y_c - y_r$; $e_2 = \psi_d - x_1$ 。

选取到达条件为式(12), 求得控制量:

$$u_\psi = ((\xi F(S_\psi) + k S_\psi + \dot{e}_1) / \beta - f) / b_0 \quad (15)$$

由于 f 是对象中具有不确定性的总扰动项, 用此控制律难以对偏航子系统进行有效控制。通过 LESO 对未知状态的实时估计, 就可用 z_3 代替 f 。

定义 Lyapunov 函数 $V = S_\psi^2 / 2$, 根据式(9)则有:

$$\dot{V} = S_\psi \dot{S}_\psi = S_\psi [-\xi F(S_\psi) - k S_\psi + \beta(z_3 - x_3)] \leq -$$

$$\xi S_\psi F(S_\psi) - k S_\psi^2 + 3 \frac{\varepsilon}{\omega_0} \beta |S_\psi| \leq 0 \quad (16)$$

则存在 $t > t_0$, $S_\psi = 0$, 系统在有限时间内到达滑模面。当到达 $S_\psi = 0$ 时, 有:

$$-V_L(\psi_L - x_1) + \dot{x}_1 x_r - \beta \ddot{x}_1 = 0 \quad (17)$$

为了使 $x_1 \rightarrow \psi_d$, 令 $x_1 = \psi_d - e_2$ 代入(17), 有 $\beta \ddot{e}_2 - x_r \dot{e}_2 - V_L e_2 = 0$ 。选取合适参数 $\beta < 0$, 使得 $e_2 \rightarrow 0$ 同时 $e_1 \rightarrow 0$ 。

③ 速度通道控制律设计

根据速度通道模型方程, 定义滑模面:

$$S_V = e_1 + c e_2 \quad (18)$$

式中, $e_1 = V_d - x$, $e_2 = x_c - x_r$ 。

$$u_V = ((\xi F(S_V) + k S_V + c \dot{e}_2 + \dot{V}_d) - z_2) / b_0 \quad (19)$$

定义 Lyapunov 函数 $V = S_V^2 / 2$, 则有:

$$\dot{V} = S_V \dot{S}_V = S_V [-\xi F(S_V) - k S_V + (z_2 - x_2)] \leq -$$

$$\xi S_V F(S_V) - k S_V^2 + 2 \frac{\varepsilon}{\omega_0} |S_V| \quad (20)$$

只要满足 $(\xi |F(S_V)| + k |S_V|) \geq 2 \varepsilon / \omega_0$, 则 $\dot{V} \leq 0$, 系统在有限时间内到达滑模面 $S = 0$, 有

$$\dot{V}_d - \dot{x} - c(V_L - x + \dot{\psi}_w y_r) = 0 \quad (21)$$

令 $S_h = c_1 e + \dot{e}$, 取合适的 $c < 0$, 在 $e_1 \rightarrow 0$ 同时 $e_2 \rightarrow 0$ 。

④ 高度通道控制律设计

针对高度通道子系统, 通常选取滑模面为:

$$S_h = c_1 e + \dot{e} \quad (22)$$

式中, $e = h_d - x_1 \approx h_d - z_1$ 。

求得控制量:

$$u_h = (\xi F(S_h) + k S_h + c_1(\dot{x}_d - z_2) + \ddot{h}_d - z_3) / b_0 \quad (23)$$

定义 Lyapunov 函数 $V = S_h^2 / 2$, 则有:

$$\dot{V} = S_h \dot{S}_h = -\xi S_h F(S_h) - k S_h^2 + S_h(z_3 - x_3) + S_h c_1(z_2 - x_2) \leq \left(3c_1 \frac{\varepsilon}{\omega_0^2} + 3 \frac{\varepsilon}{\omega_0} \right) |S_h| - \xi S_h F(S_h) - k S_h^2 \quad (24)$$

若满足 $\xi f(S_h) + k |S_h| \geq (3c_1 \varepsilon / \omega_0^2 + 3 \varepsilon / \omega_0)$, 则系统状态在有限时间内到达 $S=0$, 并沿着 $S_h = c_1 e + \dot{e} = 0$ 运动, 即 $\dot{e}(t) = -c_1 e(t)$, $c_1 > 0$, 跟踪误差在有限时间

内收敛到零。

4 仿真结果与分析

给定仿真时间 30 s, 长机和僚机初始相对距离 $x_0=30$ m, $y_0=10$ m, $z_0=0$ m, 初始航向角 $\psi_0 = 0^\circ$, 初始速度 $V_0 = 100$ m/s。现长机在 0 s 时偏航角变化至 10° , 在 10 s 时速度变化至 150 m/s, 在 20 s 时高度由初始的 1000 m 变化至 1100 m/s。同时, 在 0 s 时给定编队间隔指令 $x_c=50$ m, $y_c=-15$ m, $z_c=0$ m。无人机机体参数见表 1。

表 1 无人机机体参数
Tab. 1 Parameters of the UAV

符号(单位)	物理意义	参数值
b (m)	翼展	15
S (m ²)	机翼面积	300
m (kg)	质量	800
\bar{q} (kg/m ²)	动压	155.8
ΔC_{Yy}	y 向侧力稳定性导数	0.051
ΔC_{Dy}	y 向阻力稳定性导数	-0.01
ΔC_{Ly}	y 向升力稳定性导数	-0.068
ΔC_{Yz}	z 向侧力稳定性导数	-0.05

LADRC 和 LADRSMC 参数见表 2。

表 2 LADRC 和 LADRSMC 参数
Tab. 2 Parameters of the LADRC and LADRSMC

	参数	偏航	速度	高度
LADRC	k_1	22	12	21
	k_2	12	-6	10
LADRSMC	k_3	-6	0	0
	$\beta/c/c_1$	-5	-5	2

4.1 编队队形变换

长僚机航向角和速度变化曲线, 如图 3 所示。

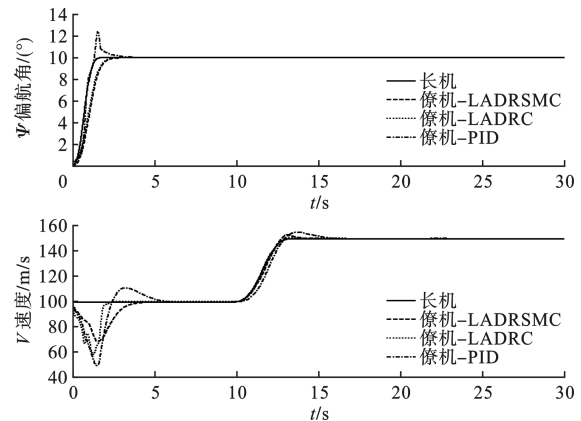
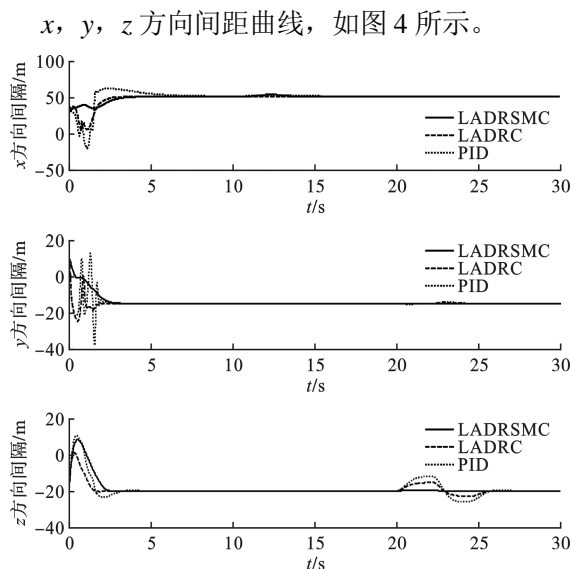


图 3 长僚机航向角和速度曲线

Fig. 3 Curves of leader-wing heading angle and velocity

图 4 x, y, z 方向间距曲线Fig. 4 Curves of x, y, z directional interval

由图初始队形为左菱形编队, 在 0 s 时长机进行偏航运动, 此时要求僚机达到指定间隔, 这样对无人机要求最为严苛, 导致僚机在初始时刻有一段减速过程。虽然初始有小段波动, 但僚机能在 5 s 内快速跟踪长机偏航角和速度状态, 同时两机间距趋于给定间隔, 完成右菱形编队。即使长机在 10 s 时加速, 20 s 时高度上升, 僚机依然能快速跟踪长机机动并使两机距离恒定, 最终的间隔误差保持在 ± 1 ft 之间, 使得编队队形保持不变。

仿真时本文方法与常规 PID 和 LADRC 算法进行了对比。在航向角和速度跟踪长机的过程中, 本文的算法过渡更加平稳没有超调。特别在两机间距趋近一致过程中, 由于方向上的耦合作用, LADRC 和 PID 算法会使两机间距在初始时刻有较大波动, 而复合控制 LADRC 则具有更强抗干扰能力, 控制效果更加平滑, 响应动作加快, 同时避免在线整定参数过多。长僚机三维轨迹曲线如图 5 所示。

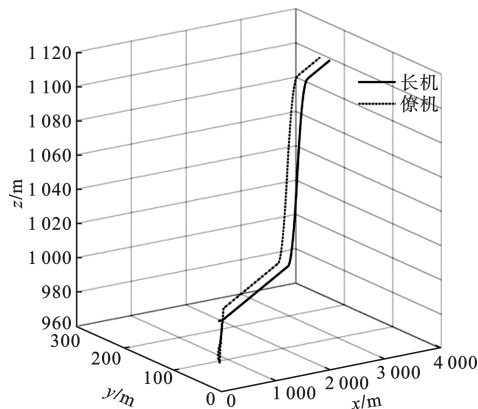


图 5 长僚机三维实时轨迹

Fig. 5 Real time 3D trajectory of leader and wing aircraft

直观的展示了队形变换过程。在此过程中, 若

使用改进后的趋近律, 控制信号中的抖振则明显消除, 如图 6 所示。

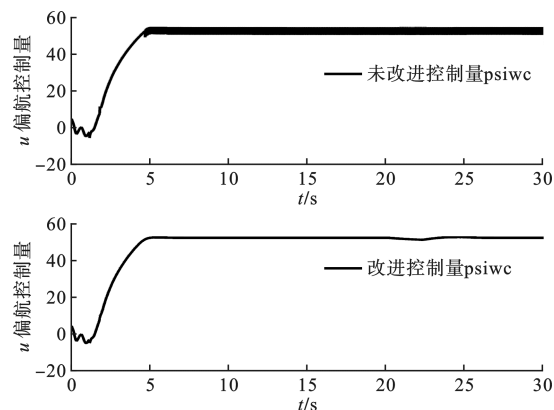


图 6 未改进和改进后的控制律

Fig. 6 The control law that has not been improved and improved

4.2 紧密编队队形保持

现两机保持初始编队距离和初始偏航角度, 进行仿真, 紧密编队航向角和速度曲线, 如图 7 所示。

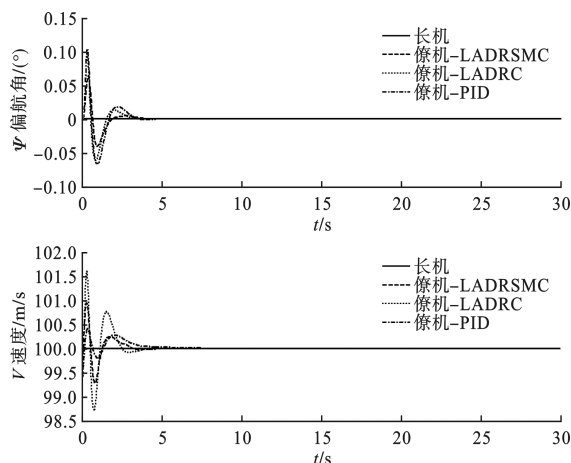


图 7 紧密编队航向角和速度曲线

Fig. 7 Close formation heading angle and velocity curves

紧密编队各方向间距曲线, 如图 8 所示。

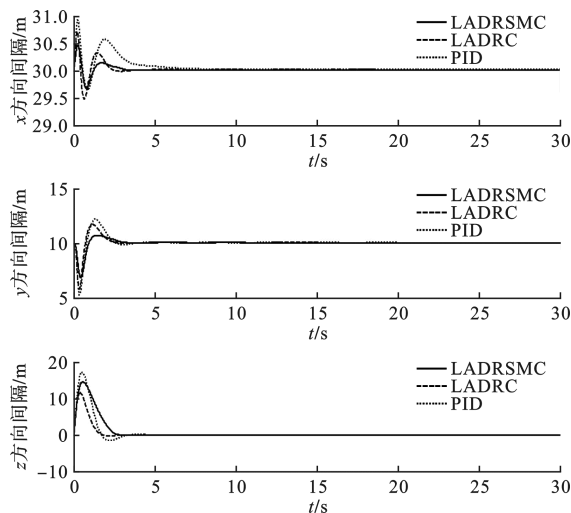


图 8 紧密编队各方向间距曲线

Fig. 8 Close formation interval curves of each direction

可以看出,在有气动干扰对僚机影响的情况下,本文算法使僚机姿态和位置仅在初始时刻有微小变动,之后很快收敛并与长机达到一致,而 z 和 y 方向的变化是由于气动干扰使高度通道与航向通道发生了气动耦合。其中,PID控制在耦合因素和干扰的影响下,导致相对位置偏移的波动较大。

5 结 论

本文在考虑气动耦合不确定干扰前提下设计了无人机紧密编队协同飞行控制系统,并进行了仿真。对于非线性、强耦合、欠驱动的编队飞行系统,将扩张状态观测器与滑模控制技术融为一体以实现自抗扰控制性能,分别对各通道设计控制器以达到期望队形。该方法简化了控制器的结构,减少了参数整定的难度,较好的实现了编队队形变换和保持任务。在系统受到干扰或者参数发生变化时,依然具有较强的鲁棒性。对僚机模块进行扩充,可实现三架以上无人机编队飞行,有一定的参考价值。

参考文献(References)

- [1] 樊琼剑, 杨忠, 方挺, 等. 多无人机协同编队飞行控制的研究现状[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 683-691.
Fan Q J, Yang Z, Fang T, et al. Research Status of Coordinated Formation Flight Control for Multi-UAVs[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 683-691.
- [2] 邓婉, 王新民, 王晓燕, 等. 无人机编队队形保持变换控制器设计[J]. 计算机仿真, 2011, 28(10): 73-77.
Deng W, Wang X M, Wang X Y, et al. Controller Design of UAVs Formation Keep and Change[J]. Computer Simulation, 2011, 28(10): 73-77.
- [3] 李一波, 王文, 陈伟, 等. 无人机编队保持与变换的滑模控制器设计[J]. 控制工程, 2016, 23(2): 273-278.
Li Y B, Wang W, Chen W, et al. Sliding Mode Controller Design for UAV Formation Keeping and Transformation[J]. Control Engineering of China, 2016, 23(2): 273-278.
- [4] Rezaee H, Abdollahi F, Menhaj MB. Model-free Fuzzy Leader-follower Formation Control of Fixed Wing UAVs[C]. 2013 13th Iranian Conference on Fuzzy System. IEEE, 2013: 1-5.
- [5] Semsar E, Khorasani K. Adaptive Formation Control of UAVs in the Presence of Unknown Vortex Forces and Leader Commands[C]. Proceedings of the 2006 American Control Conference Minneapolis. Minnesota: IEEE, 2006: 3563-3569.
- [6] 樊琼剑. 多无人机协同编队仿生飞行控制关键技术研究[D]. 南京航空航天大学, 2008.
Fan Q J. Key Techniques Research of Cooperative Formation Biomimetic Flight Control for Multi-UAVs[D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [7] Proud W, Pachter M, et al. Close Formation Flight Control[R]. AIAA Guidance Navigation and Control Conference. AIAA-99-4207, 1999: 1231-1246.
- [8] 王晓燕, 王新民, 姚从潮. 无人机编队飞行神经网络自适应逆控制器设计[J]. 控制与决策, 2013, 28(6): 837-843.
Wang X Y, Wang X M, Yao C C. Design of UAVs Formation Flight Controller Based on Neural Network Adaptive Inversion[J]. Control and Decision, 2013, 28(6): 837-843.
- [9] 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, 19(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, 19(7): 18-22.
- [10] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 国防工业出版社, 2008.
Han J Q. Active Disturbance Rejection Control Technology-the Technology for Estimating and Compensating the Uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.
- [11] 李杰, 齐晓慧, 韩帅涛. 基于自抗扰技术的四旋翼姿态解耦控制方法[J]. 电光与控制, 2013, 20(3): 44-48.
Li J, Qi X H, Han S T. Attitude Decoupling Control for Quadrotor Aircraft Based on Active Disturbance Rejection Control Technique[J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(3): 44-48.
- [12] Song R, Li Y, et al. Study on ADRC-based Mobile Robot Lateral Control[C]. International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway: IEEE, 2007: 1190-1193.
- [13] Yang H, Jiang Q, Zhong Y. Active-disturbance Rejection Control and its Application to Solar PV DC-DC Converter[C]. International Conference on Advanced Computer Theory and Engineering. IEEE, 2010, 3: 170-173.
- [14] Gao Z. Scaling and Bandwidth-parameterization Based Controller Tuning[C]. Proceedings of 2003 American Control Conference. Denver: IEEE, 2003, 6: 4989-4996.
- [15] Xia Y Q, Fu M Y, Deng Z H, et al. Recent Developments in Sliding Mode Control and Active Disturbance Rejection Control[J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(2): 137-147.
- [16] 刘金琨, 孙富春. 滑模变结构控制理论及其算法研究与进展[J]. 控制理论与应用, 2007, 24(3): 407-418.
Liu J K, Sun F C. Research and Development on Theory and Algorithms of Sliding Mode Control[J]. Control Theory & Applications, 2007, 24(3): 407-418.