

文章编号:1671-251X(2021)11-0040-05

DOI:10.13272/j.issn.1671-251x.17846

基于细胞型膜计算的煤矿巡检无人直升机姿态控制

许家昌¹, 黄友锐², 李虹金³, 刘瑜⁴, 韩涛²

(1. 安徽理工大学 计算机科学与工程学院, 安徽 淮南 232001;
2. 安徽理工大学 电气与信息工程学院, 安徽 淮南 232001;
3. 大连理工大学 生物医学工程学院, 辽宁 大连 116000;
4. 安徽理工大学 深部煤矿采动响应与灾害防控国家重点实验室, 安徽 淮南 232001)



扫码移动阅读

摘要:煤矿巡检无人直升机姿态有效控制是巡检能力优劣的重要体现。针对现有无人直升机姿态控制伴随应用场景的变化,扰动随之变化,导致无人直升机姿态波动幅度及误差变大的问题,利用细胞型膜计算实现煤矿巡检无人直升机的姿态控制。根据无人直升机动力学模型建立了无人直升机姿态动力学模型;构建了适合井下无人直升机姿态模型的细胞型膜系统,设计了无人直升机姿态膜控制器(MC)。通过地面上空与模拟巷道飞行实验验证 MC 对无人直升机姿态的控制效果,并与传统滑模控制器(TSC)和线性反馈控制器(LFC)进行了比较,结果表明:地面上空实验环境下,MC 下的无人直升机姿态角控制在 $-0.8\sim 0.8$ rad,姿态角振荡幅度小于 TSC 和 LFC 下的姿态角振荡幅度;模拟巷道环境下,MC 下的无人直升机姿态角控制在 $-1.8\sim 2.0$ rad,波动频率变小;MC 下的无人直升机姿态角误差均小于 TSC 和 LFC 下的姿态角误差。

关键词:煤矿智能巡检;无人直升机;细胞型膜计算;姿态控制;姿态角;膜控制器

中图分类号:TD67 文献标志码:A

Attitude control of mine inspection unmanned helicopter based on
cellular membrane computing

XU Jiachang¹, HUANG Yourui², LI Hongjin³, LIU Yu⁴, HAN Tao²

(1. School of Computer Science and Engineering, Anhui University of Science and Technology,
Huainan 232001, China; 2. School of Electrical and Information Engineering, Anhui University of
Science and Technology, Huainan 232001, China; 3. School of Biomedical Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian 116000, China; 4. State Key Laboratory of Mining
Response and Disaster Prevention and Control in Deep Coal Mine, Anhui University of
Science and Technology, Huainan 232001, China)

Abstract: The effective attitude control of mine inspection unmanned helicopter is an important manifestation of the pros and cons of inspection capabilities. The existing unmanned helicopter attitude control changes along with the application scene, and the perturbation changes with it, resulting in the unmanned helicopter attitude fluctuation amplitude and error become larger. In order to solve the above problems, the cellular membrane computing is used to realize the attitude control of mine inspection unmanned helicopter. According an underground unmanned helicopter dynamics model, the unmanned helicopter attitude dynamics model is constructed. The cellular membrane system suitable for the

收稿日期:2021-09-08;**修回日期:**2021-11-12;**责任编辑:**盛男,郑海霞。

基金项目:国家自然科学基金面上项目(61772033);深部煤矿采动响应与灾害防控国家重点实验室开放基金项目(SKLMRDPC20KF11);安徽理工大学引进人才基金项目(2021yjrc44);安徽省教育厅自然科学研究重点项目(KJ2019A0110)。

作者简介:许家昌(1979—),男,山东安丘人,博士研究生,研究方向为计算智能,优化控制,E-mail:jcxu@aust.edu.cn。

引用格式:许家昌,黄友锐,李虹金,等.基于细胞型膜计算的煤矿巡检无人直升机姿态控制[J].工矿自动化,2021,47(11):40-44.

XU Jiachang, HUANG Yourui, LI Hongjin, et al. Attitude control of mine inspection unmanned helicopter based on cellular membrane computing[J]. Industry and Mine Automation, 2021, 47(11): 40-44.

underground unmanned helicopter attitude model is constructed, and the unmanned helicopter attitude membrane controller (MC) is designed. Through flight experiments over the ground and in simulated roadway, the effect of MC on the attitude control of unmanned helicopters is verified. And compared with traditional sliding mode controller (TSC) and linear feedback controller (LFC), the results are listed as follows. In the experimental environment over the ground, the attitude angle of the unmanned helicopter under MC is controlled at $-0.8-0.8$ rad, and the attitude fluctuation amplitude is less than that of the TSC and the LFC. In the simulated roadway environment, the attitude angle of the unmanned helicopter under MC is controlled at $-1.8-2.0$ rad, and the fluctuation amplitude becomes smaller. The attitude angle errors of unmanned helicopter under MC are smaller than those of TSC and LFC.

Key words: intelligent coal mine inspection; unmanned helicopter; cellular membrane computing; attitude control; attitude angle; membrane controllr

0 引言

煤矿智能开采过程中^[1],智能巡检(瓦斯浓度、管线及灾后搜救等)在煤矿灾害防控体系中占据重要地位,机器人在井下巡检具备一定的优势,面临大的障碍物时,在可通过性方面,无人直升机更具优势,如何让无人直升机快速高效完成巡检任务,姿态控制是关键。

近年来,关于无人直升机姿态控制^[2-3]的研究取得了许多成果。文献[4]建立了无人直升机线性模型,设计实现了姿态跟踪控制器,通过仿真及实验证明了控制器设计的有效性。文献[5]采用反步法设计了无人直升机飞行控制律,利用自适应方法实现了系统参数在线估计,达到了对直升机姿态控制的目的。文献[6]利用反步法与神经网络相结合,实现了无人直升机的定位,一定程度上提高了无人直升机的飞行性能。文献[7]通过设计无人直升机非线性控制器,实现了无人直升机的姿态控制及位置跟踪。文献[8]利用非线性控制算法实现了无人直升机的自适应控制性能。文献[9]利用模糊控制理论,实现了无人直升机的控制器设计,提高了无人直升机的姿态控制性能。文献[10]利用神经网络和强化学习设计无人直升机的姿态控制器,通过实验验证了算法的有效性。文献[11]实现了复杂环境下的多机姿态控制。现有无人直升机姿态控制大多以线性和非线性算法为主,在控制效果上均表现出了较好的性能,但是伴随应用场景的变化,扰动也随之变化,导致无人直升机姿态波动幅度和误差变大。膜计算^[12]作为受细胞组织机理启发而产生的计算模型,具有分布式、并行计算的优势,正朝着优化控制领域进行突破性延伸,成为当前的研究热点。因此,本文引入细胞型膜计算实现对煤矿巡检无人直升机姿态的优化控制。通过建立无人直升机动力学模型,推导出无人直升机姿态动力学模型,构建了无人

直升机细胞型膜系统,以此作为无人直升机运动姿态控制的依据,通过构建无人直升机姿态膜控制器 (Membrane Controller, MC) 完成对无人直升机姿态的控制。

1 无人直升机姿态动力学模型

建立正确的机体坐标系与地面坐标系之间的换算关系是表征无人直升机运动状态的前提。为实现无人直升机姿态控制,需要控制姿态角(偏航角 Φ 、俯仰角 θ 、滚转角 ψ)。

由于井下环境复杂,本文只考虑无人直升机在主旋翼和尾旋翼作用下的运动和动力学特性。无人直升机动力学模型由无人直升机本体动力学方程、旋翼动力学方程和角速度控制器 3 个部分构成,如图 1 所示,其中 u_{ped} , u_{col} , u_{lat} , u_{lon} 分别为方向舵机、主旋翼舵机、副翼舵机和俯仰舵机的输入, F_B 为外作用力, τ_B 为扭矩向量。

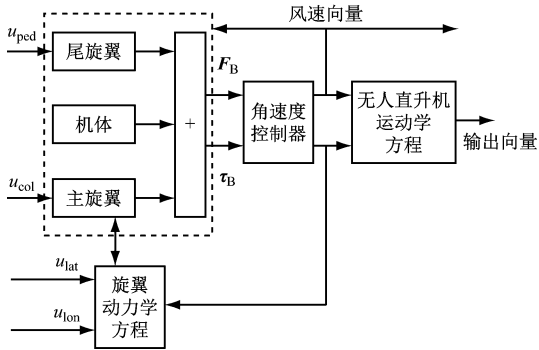


图 1 无人直升机动力学模型

Fig. 1 Dynamic model of unmanned helicopter

作用于无人直升机上的力和力矩决定着无人直升机飞行性能的优劣,通过坐标系的变换确定无人直升机的位置和方向,从而提供准确的姿态和平移运动信息。假设地面坐标系下的线速度和角速度坐标向量分别为 v 和 ω , 则 v 和 ω 在机体坐标系中表示为^[13]

$$v = o_B v_X + j_B v_Y + l_B v_Z$$

(1)

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{o}_B \omega_X + \boldsymbol{j}_B \omega_Y + \boldsymbol{l}_B \omega_Z \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{o}_B, \boldsymbol{j}_B, \boldsymbol{l}_B$ 分别为 X, Y, Z 轴的单位向量; $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ 分别为 X, Y, Z 轴线速度; $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ 分别为 X, Y, Z 轴角速度。

利用旋转矩阵 $\boldsymbol{R}$ 对地面坐标系下无人直升机位姿和平移运动推理, 结合 $\boldsymbol{R}$ 的导数, 可得无人直升机动力学方程:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} \boldsymbol{I} = \boldsymbol{\tau}_B - \boldsymbol{\omega}(\boldsymbol{\omega} \boldsymbol{I}) \quad (3)$$

式中 $\boldsymbol{I}$ 为单位矩阵。

考虑无人直升机负载, 本文忽略尾翼推力对无人直升机的影响, 即无人直升机仅受主旋翼和重力作用。

$$\boldsymbol{F}_B = \boldsymbol{R}^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_M \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: G 为无人直升机所受重力; T_M 为主旋翼作用力。

无人直升机姿态动力学模型为

$$\boldsymbol{I} \dot{\boldsymbol{\omega}}_B = -\boldsymbol{\omega}_B(\boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}_B) + \begin{bmatrix} -\boldsymbol{Q}_M T_M & -\boldsymbol{z}_c T_M + a & \boldsymbol{z}_h \\ -\boldsymbol{z}_c T_M + D & \boldsymbol{Q}_M T_M & 0 \\ \boldsymbol{y}_c T_M & \boldsymbol{x}_c T_M & -\boldsymbol{x}_h \end{bmatrix} \boldsymbol{\sigma} + \begin{bmatrix} -\boldsymbol{y}_c T_M \\ \boldsymbol{x}_c T_M \\ -\boldsymbol{Q}_M T_M \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_B$ 为机体角速度向量; $\boldsymbol{Q}_M$ 为反作用扭矩向量; $(\boldsymbol{x}_c, \boldsymbol{y}_c, \boldsymbol{z}_c)$ 为主旋翼位置向量; D 为旋翼毂的刚度; a 为正增益; $(\boldsymbol{x}_h, 0, \boldsymbol{z}_h)$ 为尾旋翼位置向量; $\boldsymbol{\sigma}$ 为控制姿态稳定性的输入向量。

2 细胞型膜系统

细胞型膜系统是一种具有分层膜结构分布式并行计算模型, 考虑无人直升机参数的特性, 定义度为 $s(s \geq 1)$ 的数值膜系统^[14]。

$$\Pi = \{s, H, \mu, (V_1, P_1, V_1(0)), \dots, (V_s, P_s, V_s(0))\} \quad (6)$$

式中: H 为膜标记集合; μ 为包含度为 s 的膜结构; V_i 为膜结构区域 i 内的 1 组变量, $1 \leq i \leq s$; $V_i(0)$ 为 V_i 的初始值; P_i 为膜结构区域 i 内的 1 组规则, 包括值的产生规则和分配规则。

系统中第 t 条规则可定义为

$$P_{t,i} = \{f_{t,i}(d_{1,i}, d_{2,i}, \dots, d_{k,i}), \lambda_{t,1} | g_1 + \lambda_{t,2} | g_2 + \dots + \lambda_{t,n} | g_n\} \quad (7)$$

式中: $f_{t,i}(d_{1,i}, d_{2,i}, \dots, d_{k,i})$ 为膜结构区域 i 内值的产生规则, $d_{k,i}$ 为膜结构区域 i 内第 k 个随机变量; $\lambda_{t,1} | g_1 + \lambda_{t,2} | g_2 + \dots + \lambda_{t,n} | g_n$ 为第 n 个值的第 t 条分配规则, $\lambda_{t,1} - \lambda_{t,n}$ 为膜结构区域 i 内第 n 个值的分配比例系数, $g_1 - g_n$ 为膜结构区域 i 内第 n 个值的

分配对象。

当值的产生规则计算出值 f 时, 该值除以分配比例系数 $\lambda_{t,1} - \lambda_{t,n}$ 之和, 得到膜的值。如果在膜的值分配过程中存在相同变量, 把计算得到膜的值分配给每个变量, 且把计算累加值作为变量的最终值。

3 无人直升机姿态 MC

以姿态角振幅的大小和姿态控制误差表征无人直升机姿态 MC 稳定性和有效性。

设定控制率规则按照顺序执行, 设定完整的无人直升机姿态 MC 计算周期需循环 3 次完成。假设 e_ϕ 为偏航角误差, 则偏航角误差动力学方程为

$$\dot{e}_\phi = \frac{\sin \Phi}{\cos \theta} \omega_Y + \frac{\cos \Phi}{\cos \theta} \boldsymbol{b} - a \quad (8)$$

式中 $\boldsymbol{b}$ 为偏航角速度伪控制矩阵。

稳定偏航角误差 e'_ϕ 动力学方程为

$$e'_\phi = \frac{\sin \Phi}{\cos \theta} \omega_Y + \frac{\cos \Phi}{\cos \theta} r - \boldsymbol{\alpha}_r + \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \Phi}{\cos \theta} \end{bmatrix} \boldsymbol{e}_w \quad (9)$$

式中: r 为伪控制调节系数; $\boldsymbol{\alpha}_r$ 为基于 r 的调节矩阵; $\boldsymbol{e}_w$ 为角速度误差。

式(9)去除非线性项后, 可得

$$r = \left(\dot{\boldsymbol{\alpha}}_r - \frac{\sin \Phi}{\cos \theta} \omega_Y - a e_\phi \right) \frac{\cos \Phi}{\cos \theta} \quad (10)$$

结合式(5), 推导出角速度误差。

$$\dot{\boldsymbol{e}}_w = -\boldsymbol{e}_w \boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}_B - \boldsymbol{e}_\phi \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\cos \Phi}{\cos \theta} \end{bmatrix}^T - \boldsymbol{A} \boldsymbol{e}_w \quad (11)$$

式中 $\boldsymbol{A}$ 为正增益对角矩阵。

同理, 考虑正交向量约束的局限性, 角速度伪控制下的方向误差动力学方程为

$$\dot{\boldsymbol{e}}_p = -[\boldsymbol{\beta}_1 \quad \boldsymbol{\beta}_2] \boldsymbol{e}_p + \boldsymbol{Z}_0(\boldsymbol{\theta}) \boldsymbol{e}_w \quad (12)$$

式中: $[\boldsymbol{\beta}_1 \quad \boldsymbol{\beta}_2]$ 为正交调节矩阵; $\boldsymbol{e}_p$ 为 p 的误差; $\boldsymbol{Z}_0(\boldsymbol{\theta})$ 为正交向量。

式(9)、式(11)和式(12)构成无人直升机姿态误差方程。

4 实验验证

利用设计的细胞型膜系统及机载计算机与激光雷达、深度相机等传感器搭建实验平台, 实验平台软硬件参数见文献[15]。为验证无人直升机姿态 MC 的性能, 将 MC 分别与线性反馈控制器 (Linear Feedback Controller, LFC)、传统滑膜控制器 (Traditional Synovial Controller, TSC) 进行比较。

4.1 地面上空飞行实验

实验所需的各种传感器均采用双面轻泡沫粘胶固定, 以减小无人直升机飞行过程中因本体振动而

出现过大的数据误差,起飞前调试并确保各姿态角与控制量之间呈同向关系。为保证实验结果更加合理可靠,地面上空飞行路线距离墙体 1.5 m,距离地面高度为 3.5 m。

实验开始时控制无人直升机达到平稳状态,之后将飞行状态转换到自动飞行状态,得到地面上空无人直升机姿态角随时间 t 变化曲线,如图 2 和图 3 所示。

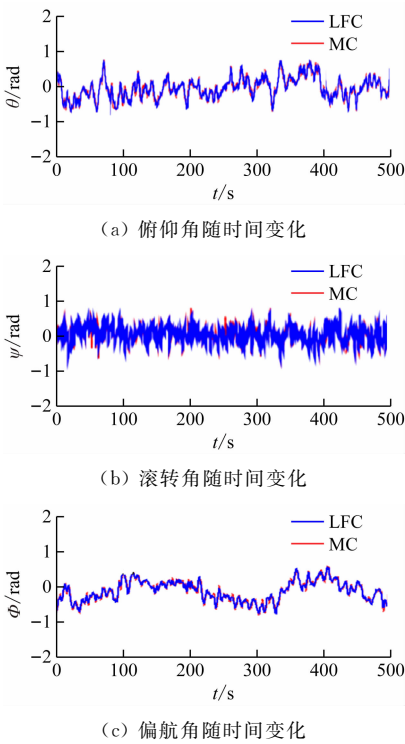


图2 LFC 和 MC 下的地面无人直升机姿态角随时间变化的控制效果

Fig. 2 Control effect of the attitude angle of ground unmanned helicopter over time changes based on LFC and MC

从图 2 和图 3 可看出,无人直升机在地面上空飞行过程中,在 MC、LFC 和 TSC 下均完成了对无人直升机姿态的控制,即姿态角幅度均得到了有效控制,达到了相对稳定状态;MC 姿态角控制在 $-0.8\sim0.8$ rad 范围内,姿态角振荡幅度小于 TSC 和 LFC 下姿态角振荡幅度。

4.2 煤矿巷道飞行实验

受无人直升机电源防爆等限制,在模拟巷道(风速控制在 4 m/s)进行实验。模拟巷道无人直升机姿态角随时间变化曲线如图 4 和图 5 所示。

从图 4 和图 5 可看出,无人直升机在模拟巷道飞行过程中,MC、LFC 和 TSC 下无人直升机姿态角均没有出现大幅波动,姿态角振荡幅度为 $-2\sim2$ rad;MC 下姿态角振荡幅度最小,为 $-1.8\sim2.0$ rad 范围之内,且波动频率变小。

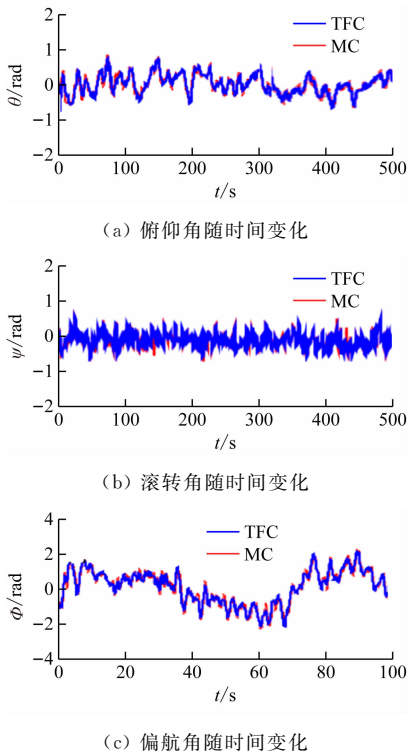


图3 TSC 和 MC 下的地面无人直升机姿态角随时间变化的控制效果

Fig. 3 Control effect of the attitude angle of ground unmanned helicopter over time changes based on TSC and MC

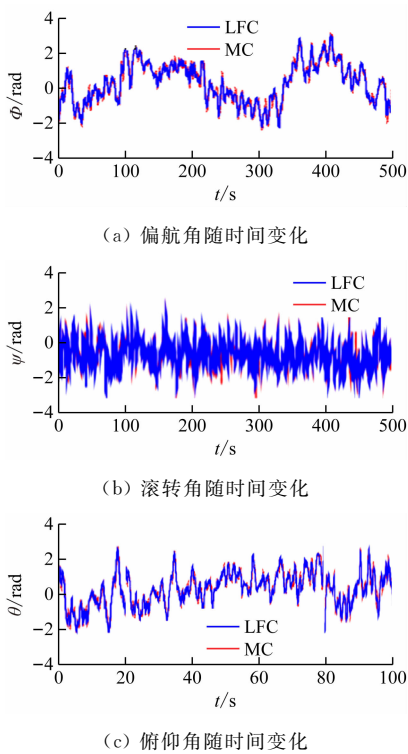


图4 LFC 和 MC 下的巷道无人直升机姿态角随时间变化的控制效果

Fig. 4 Control effect of the attitude angle of roadway unmanned helicopter over time changes based on LFC and MC

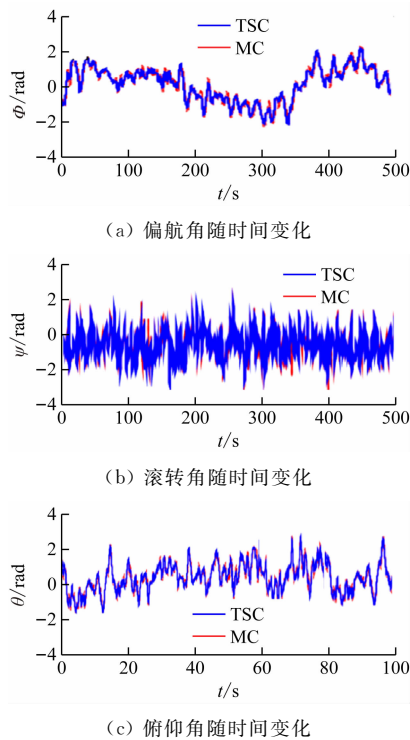


图 5 TSC 和 MC 下的巷道无人直升机姿态角
随时间变化的控制效果

Fig. 5 Control effect of the attitude angle of roadway
unmanned helicopter over time changes
based on TSC and MC

4.3 姿态角误差

根据实验过程中得到的数据,TSC、LFC 和 MC 下姿态角误差见表 1,可看出 MC 下姿态角误差小于 TSC 和 LFC 下姿态角误差。

表 1 姿态角误差

Table 1 Attitude angle errors 10 ⁻³ rad			
姿态角误差	TSC	LFC	MC
滚转角误差	5.293 6	4.839 7	3.221 6
俯仰角误差	5.684 1	5.392 4	3.380 9
偏航角误差	4.597 3	4.081 6	3.310 5

5 结论

- (1) 根据无人直升机动力学模型构建了无人直升机姿态动力学模型,设计了细胞型膜系统和无人直升机 MC。
- (2) 在地面上空环境,MC 下的姿态角控制在 -0.8~0.8 rad,姿态角振荡幅度小于 TSC 和 LFC 下的姿态角振荡幅度;在模拟巷道环境,MC 下的姿态角控制在 -1.8~2.0 rad,波动频率小;MC 下的姿态角误差小于 TSC 和 LFC 下的姿态角误差。
- (3) 由于实际工矿巷道下灰尘、温度、湿度与模拟巷道存在一定的差异性,可能导致实验结果与实际工矿巷道下的实验结果存在一定差异,通过地面

上空和模拟巷道实验证明了 MC 的优越性能,后续在符合煤矿安全规程的前提下,继续进行实际工矿下的现场实验。

参考文献(References):

[1] 石晓荣. 煤矿工作面智能化监控系统的设计应用[J]. 机械研究与应用, 2021, 34(5): 195-197.
SHI Xiaorong. Design and application of intelligent monitoring system in coal mine face[J]. Mechanical Research & Application, 2021, 34(5): 195-197.

[2] 柴智. 四旋翼无人机姿态控制研究[D]. 太原: 中北大学, 2020.
CHAI Zhi. Research on attitude control of quadcopter UAV[D]. Taiyuan: North University of China, 2020.

[3] 杨寒石, 张楚晗. 旋翼无人机位姿控制与自主返航技术[J]. 设备管理与维修, 2020(9): 137-139.
YANG Hanshi, ZHANG Chuhan. Pose control and autonomous return technology of rotorcraft UAV[J]. Plant Maintenance Engineering, 2020(9): 137-139.

[4] LIU Hao, LU Geng, ZHONG Yisheng, et al. Robust LQR attitude control of a 3-DOF laboratory helicopter for aggressive maneuvers[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2013, 60(10): 4627-4636.

[5] SUN Xiuyun, FANG Yongchun, SUN Ning. Backstepping-based adaptive attitude and height control of a small-scale unmanned helicopter[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(3): 381-388.

[6] NODLAND D, ZARGARZADEH H, JAGANNATHAN S. Neural network-based optimal adaptive output feedback control of a helicopter UAV[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2013, 24(7): 1061-1073.

[7] AHMED B, POTA H R. Flight control of a rotary wing UAV using adaptive backstepping[C]//IEEE International Conference on Control and Automation, Christchurch, 2009: 1780-1785.

[8] DIAO Chen, XIAN Bin, YIN Qiang, et al. A nonlinear adaptive control approach for quadrotor UAVs[C]//Asian Control Conference (ASCC), Kaohsiung, 2011: 223-228.

[9] LIMNAIOS G, TSOURVELOUDIS N. Fuzzy logic controller for a mini coaxial indoor helicopter[J]. Kluwer Academic Publishers, 2012, 65(1-4): 187-201.

[10] LEE D J, BANG H. Reinforcement learning based neuro-control systems for an unmanned helicopter[C]//ICCA, Gyeonggi-do, 2010: 2537-2540.

[11] 田栢苓, 李品品, 鲁瀚辰, 等. 复杂环境下多无人机轨迹姿态协同控制[J]. 航空学报, 2020, 41(增刊 2): 36-43.
TIAN Bailing, LI Pinpin, LU Hanchen, et al.

Trajectory and attitude coordinated control of multiple unmanned aerial vehicles(UAVs) in complex environments [J]. Acta Aeronautica Sinica, 2020, 41(S2):36-43.

[12] PAUN G. Computing with membranes[J]. Journal of Computer and System Sciences,2000,61(1):108-143.

[13] XU Jiachang, HUANG Yourui, LIU Yu. Attitude optimization control of unmanned helicopter in coal mine using membrane computing [J]. Mathematical Problems in Engineering,2020(1):1-11.

[14] PAUN G, PAUN R. Membrane computing and economics: numerical P systems [J]. Fundamenta Informaticae,2006,73(1/2):213-227.

[15] XU Jiachang, HUANG Yourui, ZHAO Ruijuan, et al. Attitude control of an unmanned patrol helicopter based on an optimised spiking neural membrane system for use in coal mines[J]. International Journal of Computational Science and Engineering, 2021, 24(5):538-549.