



自适应神经网络四旋翼无人机有限时间轨迹跟踪控制

季晓明, 文怀海

引用本文:

季晓明,文怀海. 自适应神经网络四旋翼无人机有限时间轨迹跟踪控制[J]. *智能系统学报*, 2022, 17(3): 540–546.

Ji Xiaoming, WEN Huaihai. Finite-time trajectory tracking control based on an adaptive neural network for a quadrotor UAV[J]. *CAAI Transactions on Intelligent Systems*, 2022, 17(3): 540–546.

在线阅读 View online: <https://dx.doi.org/10.11992/tis.202104019>

您可能感兴趣的其他文章

基于自适应神经模糊推理系统的船舶航向自抗扰控制

Active disturbance rejection control of ship course based on adaptive-network-based fuzzy inference system

智能系统学报. 2020, 15(2): 255–263 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201809047>

冠状动脉系统的微分积分终端滑模混沌抑制

Chaos suppression in coronary artery systems using differential-integral terminal sliding mode

智能系统学报. 2019, 14(4): 650–654 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201801022>

GBF-CMAC和滑模控制的柔性结构系统控制

Flexible plant system control based on GBF-CMAC and sliding mode control

智能系统学报. 2018, 13(5): 791–798 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201706066>

欠驱动船舶神经网络自适应路径跟踪控制

Neural network adaptive path tracking control for underactuated ships

智能系统学报. 2018, 13(2): 254–260 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201611011>

欠驱动AUV全局无抖振滑模轨迹跟踪控制

Global chattering-free sliding mode trajectory tracking control of underactuated autonomous underwater vehicles

智能系统学报. 2016, 11(2): 200–207 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201512015>

基于模糊滑模的多机器人系统编队控制

Formation control of multi-robot systems in a fuzzy sliding mode

智能系统学报. 2016, 11(5): 641–647 <https://dx.doi.org/10.11992/tis.201510017>



微信公众平台



期刊网址

DOI: 10.11992/tis.202104019

网络出版地址: <https://kns.cnki.net/kcms/detail/23.1538.tp.20220325.1027.002.html>

自适应神经网络四旋翼无人机有限时间轨迹跟踪控制

季晓明¹, 文怀海²

(1. 江苏安全技术职业学院 电气工程系, 江苏 徐州 221011; 2. 大连理工大学 机械工程学院, 辽宁 大连 116024)

摘要: 针对带有模型不确定性和未知外部干扰的四旋翼无人机轨迹跟踪控制问题, 提出一种基于径向基 (radial basis function, RBF) 神经网络的自适应全局快速终端滑模控制方法, 确保系统对期望轨迹的有限时间跟踪。该方法考虑到全局快速终端滑模控制在实际应用中的适应性和抖振问题, 利用 RBF 神经网络替代等效控制量, 以神经网络的在线学习能力补偿系统内部的不确定性和未知的外部干扰, 有效地降低了系统的抖振; 根据 Lyapunov 方法导出的自适应律在线调整神经网络权值, 以保证闭环系统的稳定性。通过一系列仿真算例和飞行实验验证了该方法的有效性与可行性, 结果表明: 该控制方法相对于滑模控制的抖振更小, 具有更好的收敛性和抗干扰能力, 同时对模型的参数摄动具有更强的鲁棒性。

关键词: 四旋翼飞行器; 轨迹跟踪控制; 径向基神经网络; 自适应律; 全局快速终端滑模控制; 有限时间控制; 模型不确定性; 外部干扰

中图分类号: TP242 文献标志码: A 文章编号: 1673-4785(2022)03-0540-07

中文引用格式: 季晓明, 文怀海. 自适应神经网络四旋翼无人机有限时间轨迹跟踪控制 [J]. 智能系统学报, 2022, 17(3): 540-546.

英文引用格式: JI Xiaoming, WEN Huaihai. Finite-time trajectory tracking control based on an adaptive neural network for a quadrotor UAV [J]. CAAI transactions on intelligent systems, 2022, 17(3): 540-546.

Finite-time trajectory tracking control based on an adaptive neural network for a quadrotor UAV

Ji Xiaoming¹, Wen Huaihai²

(1. Department of Electrical Engineering, Jiangsu College of Safety Technology, Xuzhou 221011, China; 2. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: Aimed at the trajectory tracking control problem of a quadrotor UAV with model uncertainties and unknown external disturbances, an adaptive global fast terminal sliding mode control method based on the RBF neural network has been proposed herein. The proposed method assists the system in tracking the desired trajectory in finite time. Considering the adaptability of global fast terminal sliding mode control in practical applications and chattering problems, the equivalent control quantity has been replaced by RBF neural networks. The chattering of the system has been reduced effectively by compensating for model uncertainty and unknown external disturbances with online learning of neural networks. According to the adaptive law derived from the Lyapunov method, the weights of neural networks are adjusted online to ensure the stability of the closed-loop system. Through a series of simulation examples and flight experiments, the effectiveness and feasibility of the proposed method have been validated. Results show that the proposed method has less chattering, better convergence, and anti-interference ability. It is also more robust toward model parameter perturbation compared to the sliding mode control.

Keywords: quadrotor aircraft; trajectory tracking; RBF neural network; adaptive law; global fast terminal sliding mode control; finite-time control; model uncertainty; external disturbance

如农林植保、电力巡检、军事侦查、空运物流等^[1-2]。四旋翼飞行器是高度非线性、欠驱动、强耦合的时变系统^[3-4], 对外部干扰极为敏感。飞行环境复杂多变, 因此要求飞行控制系统具有较强的适应性、鲁棒性、抗干扰性和快速收敛能力^[5-6]。针对四旋翼无人机的控制难点, 目前常采用非线性控制策略或智能控制方法设计飞行控制器, 如滑模控制^[7-8]、反步法^[9-10]、模糊控制^[11]、模型预测控制^[12]、自抗扰控制^[13-14]、强化学习控制^[15]、神经网络^[16]等。然而, 上述方法较为依赖精确的数学模型或者大量的飞行数据, 对未建模动态特性和未知干扰的适应性较差。另外, 常见的控制算法都无法保证系统状态变量能在有限时间内收敛, 导致响应速度较慢。

跟踪误差收敛速度是四旋翼无人机这一类实时控制系统的重要性能指标^[17-18], 研究发现全局快速终端滑模控制 (global fast terminal sliding mode control, GFTSM) 能有效处理有限时间收敛问题。GFTSM 引入了快速终端 (fast terminal) 吸引子使得任意系统状态在有限时间收敛, 又保证了线性滑动模态在接近平衡态时的快速性, 使得系统状态在有限时间内始终以最快速度收敛到平衡状态。文献 [19-20] 研究了基于 GFTSM 的旋翼飞行器姿态控制系统, 取得了不错的效果。文献 [21] 将递归控制方法与鲁棒控制算法相结合, 针对四旋翼飞行器的位置跟踪和姿态控制, 设计了一种有限时间自适应积分反步快速终端滑模控制。文献 [22] 采用自适应模糊全局快速终端滑模控制 (adaptive fuzzy global fast terminal sliding mode control, AF-GFTSMC) 方法, 在存在外部扰动和参数不确定性的情况下, 研究过驱动无人飞行器的跟踪控制问题。然而, 上述针对 GFTSM 算法的研究工作也存在一些固有缺陷, 如固定的扰动上界、依赖部分模型信息、抖振现象明显等, 这些不足极大地限制了 GFTSM 方法在实际应用中的表现。

利用神经网络的万能逼近能力描述复杂系统的非线性动态特性, 是处理模型不确定性和未知扰动的一种有效途径^[23]。神经网络与 GFTSM 的结合不仅可以减轻 GFTSM 对部分模型信息和扰动上界的依赖, 还可以有效削弱系统抖振现象^[24-25]。目前, 结合 GFTSM 与 RBF 神经网络技术的四旋翼轨迹跟踪控制研究鲜有报道, 本文旨在利用这一技术提高四旋翼飞行器在模型不确定性和外界干扰下的控制性能, 即利用自适应 RBF 神经网络在线估计 GFTSM 控制律中含有模型信息和扰动上界的等效控制量, 在无需模型信息的情况下实现跟踪误差的有限时间快速收敛。另外, 在 Lya-

punov 理论框架下分析了控制系统的稳定性和快速收敛性。最后, 通过仿真算例和飞行实验对本文方法的快速收敛性、鲁棒性和抗干扰能力进行验证。

1 四旋翼动力学模型

四旋翼主要由两组旋转方向相反的旋翼组成, 每个旋翼产生升力 F_i 和力矩 $M_i(i=1,2,3,4)$, 如图 1 所示。

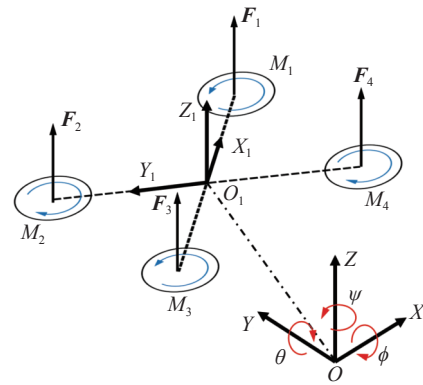


图 1 四旋翼的结构

Fig. 1 Quadrotor Structure

系统通过改变每个旋翼的转速控制机体的旋转力矩和水平分力, 进而驱动四旋翼完成飞行动作。为了简化建模过程, 假设四旋翼质心、几何中心与坐标系原点重合。整个系统的动力学模型可根据牛顿欧拉法获得, 其中位置动力学模型为

$$m\ddot{\mathbf{P}} = \mathbf{F}R\mathbf{e}_3 - m\mathbf{g}\mathbf{e}_3 + \mathbf{d}_F \quad (1)$$

式中: $\mathbf{P} = [x \ y \ z]^T$ 表示四旋翼质心在惯性坐标系 $OXYZ$ 下的位置向量; m 为机身质量; $\mathbf{e}_3 = [0 \ 0 \ 1]^T$ 表示垂直方向的单位向量; \mathbf{F} 为四个旋翼的总升力; \mathbf{d}_F 表示集成了气流产生的扰动力和系统参数不确定性的总扰动项; \mathbf{R} 表示体坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 到惯性坐标系 $OXYZ$ 的转换矩阵, 即

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\theta c_\psi s_\phi - s_\psi c_\phi & s_\theta c_\psi s_\phi + s_\psi s_\phi \\ c_\theta s_\psi & s_\theta s_\psi s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\theta s_\psi s_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

接着, 四旋翼的姿态子动力学方程为

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\Gamma} + \mathbf{d}_r \quad (3)$$

式中: $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 表示无人机在体坐标系上的角速度向量; \mathbf{J} 为飞行器转动惯量; $\boldsymbol{\Gamma} = [\Gamma_\phi \ \Gamma_\theta \ \Gamma_\psi]^T$ 表示机体的旋转力矩; \mathbf{d}_r 表示包含了气流产生的扰动力矩和姿态子系统参数不确定性的总扰动项。

$$\dot{\boldsymbol{\theta}} = \mathbf{T}(\boldsymbol{\theta})\boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\theta} = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 表示无人机的姿态角向量, ϕ 是横滚角, θ 是俯仰角, ψ 是偏航角; $\mathbf{T}(\boldsymbol{\theta})$ 为映射矩阵, 即

$$T(\Theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

2 四旋翼轨迹跟踪控制器设计

考虑到四旋翼是欠驱动系统, 本文采用双层控制结构设计轨迹跟踪控制器: 外层根据位置参考信号 $P_r = [x_r, y_r, z_r]^T$ 计算平移运动所需的俯仰角 θ_r 、横滚角 ϕ_r 以及总升力 F , 内环姿态控制器跟踪外环提供的参考姿态角计算旋转力矩 Γ 。控制系统的结构如图 2 所示。

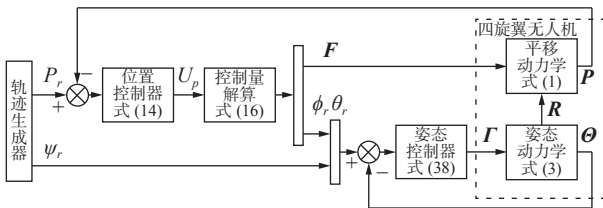


图 2 四旋翼轨迹跟踪控制器结构

Fig. 2 Structure of quadrotor trajectory tracking controller

2.1 位置控制器设计

基于 RBF 神经网络的位置控制器结构如图 3 所示。假设参考位置向量 P_r 光滑且具有二阶导数, 则位置跟踪误差为 $e_p = P - P_r$, 由式(1)可得位置系统误差方程为

$$\ddot{e}_p = \frac{U_p + d_F}{m} - g e_3 - \ddot{P}_d \quad (6)$$

式中 $U_p = F R e_3$ 为待设计的位置系统虚拟控制量。

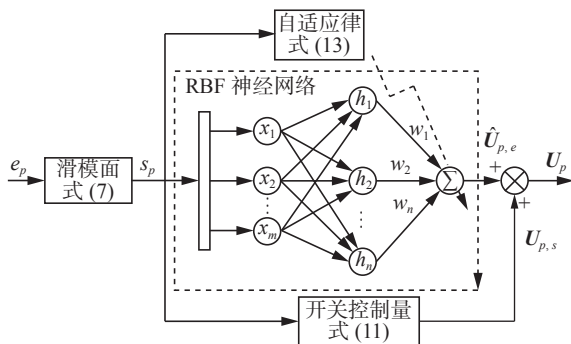


图 3 基于 RBF 神经网络的 GFTSM 控制器结构

Fig. 3 Structure of GFTSM controller based on RBF neural network

根据 GFTSMC 理论取滑模面为

$$s_p = \dot{e}_p + \alpha_1 e_p + \beta_1 e_p^{q_1/r_1} \quad (7)$$

式中: $\alpha_1 > 0, \beta_1 > 0; q_1$ 和 $r_1 (q_1 < r_1)$ 均为正奇数。

通过对 s_p 求导, 并代入式(6)得

$$\dot{s}_p = \ddot{e}_p + \alpha_1 \dot{e}_p + \beta_1 \frac{q_1}{r_1} e_p^{q_1/r_1 - 1} \dot{e}_p = \frac{U_p + d_F}{m} - g e_3 - \ddot{P}_d + \alpha_1 \dot{e}_p + \beta_1 \frac{q_1}{r_1} e_p^{q_1/r_1 - 1} \dot{e}_p \quad (8)$$

根据滑模控制原理, 控制律 U_p 可以设计为等

效控制量 $U_{p,e}^*$ 与开关控制量 $U_{p,s}$ 之和:

$$U_p = U_{p,e}^* + U_{p,s}$$

式中: $U_{p,e}^* = m(g e_3 + \ddot{P}_d - \alpha_1 \dot{e}_p - \beta_1 \frac{q_1}{r_1} e_p^{q_1/r_1 - 1} \dot{e}_p) - d_F$; $U_{p,s} = -\lambda_1 s_p - \delta_1 s_p^{q/r}$; λ_1 和 δ_1 为待定控制参数。

在实际工程中, 干扰力和模型不确定性是未知的, 为此本文设计 RBF 神经网络在线逼近 $U_{p,e}^*$ 。根据 $U_{p,e}^*$ 的计算公式, 网络输入取 $x_1 = [s_p^T, \dot{P}_r^T]^T$, 则 RBF 神经网络输出 $\hat{U}_{p,e}$ 为

$$\hat{U}_{p,e} = W h(x_1) \quad (9)$$

式中: W 为神经网络权值; $h(x_1) = [h_1(x) h_2(x) \cdots h_n(x)]^T$ 为网络的隐含层输出, 其中 $h_j(x) = \exp(-\|x_1 - c_j\|^2 / b_j^2)$, ($j = 1, 2, \dots, n$) 为高斯基函数; c_j 和 b_j 为高斯基函数的参数。

设计权值自适应律为

$$\dot{W} = -\frac{\eta_1}{m} s_p h(x_1) \quad (10)$$

则位置子系统实际控制律为

$$U_p = \hat{U}_{p,e} + U_{p,s} \quad (11)$$

在得到控制律 U_p 之后还需推导升力 F 和姿态子系统参考信号 $\Theta_r = [\phi_r, \theta_r, \psi_r]^T$ 。根据 $U_p = F R e_3$, 以及式(1)、(2)将 U_p 展开可以得到:

$$U_p = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F(\sin\theta \cos\psi \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \\ F(\sin\theta \sin\psi \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \\ F \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (12)$$

将俯航角 ψ_r 作为自定义参考信号, $U_p = [u_x, u_y, u_z]^T$ 由式(12)计算, 进一步推导系统需要的中间控制信号为

$$\begin{cases} \phi_r = \arctan\left(\frac{\cos\theta_r (u_x \sin\psi_r + u_y \cos\psi_r)}{u_z}\right) \\ \theta_r = \arctan\left(\frac{u_x \cos\psi_r + u_y \sin\psi_r}{u_z}\right) \\ F = \frac{u_z}{\cos\theta_r \cos\phi_r} \end{cases}$$

定理 如果采用控制律式(11)、神经网络输出式(9)以及权值自适应律式(10), 则闭环系统稳定且跟踪误差 e_p 在有限时间内收敛于零。

证明 假设存在最优权值 W^* , 使得神经网络可以以极小的误差 ε 逼近 $U_{p,e}^*$, 即

$$U_{p,e}^* = W^* h(x) + \varepsilon$$

取实际权值与最优权值之差为 $\tilde{W} = W - W^*$, 则

$$\hat{U}_{p,e} - U_{p,e}^* = \tilde{W} h(x) + \varepsilon \quad (13)$$

将式(11)和式(13)代入式(8)得

$$\begin{aligned} \dot{s}_p &= \frac{1}{m} (-\lambda s_p - \delta_1 s_p^{q/r} + \hat{U}_p - U_p^*) = \\ &= \frac{1}{m} (-\lambda s_p - \delta_1 s_p^{q/r} + \tilde{W} h(x) + \varepsilon) \end{aligned} \quad (14)$$

取 Lyapunov 函数 V_1 为

$$V_1 = \frac{1}{2} s_p^2 + \frac{1}{2\eta} \tilde{W}^T \tilde{W}$$

对 V_1 取导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s_p \dot{s}_p + \frac{1}{\eta} \tilde{W}^T \dot{W} = \\ & -\frac{\lambda}{m} s_p^2 - \frac{\delta_1}{m} s_p^{(r+q)/r} + \frac{1}{m} s_p (\tilde{W}^T h(x) + \varepsilon) + \frac{1}{\eta} \tilde{W}^T \dot{W} = \\ & -\frac{\lambda}{m} s_p^2 - \frac{1}{m} s_p^{(r+q)/r} \left(\delta_1 + \frac{\varepsilon}{s_p^{q/r}} \right) + \tilde{W}^T \left(\frac{1}{m} s_p h(x) + \frac{1}{\eta} \dot{W} \right) = \\ & -\frac{\lambda}{m} s_p^2 - \frac{1}{m} s_p^{(r+q)/r} \left(\delta_1 + \frac{\varepsilon}{s_p^{q/r}} \right) \end{aligned} \quad (15)$$

由式 (15) 可以证明, 当参数 $\delta_1 > \frac{\varepsilon}{|s_p^{q/r}|}$ 时, $\dot{V}_1 \leq 0$, 滑模函数 s_p 和 \tilde{W} 收敛于零, 闭环系统稳定。因此, 参数 δ_1 可以设计为

$$\delta_1 = \frac{\varepsilon}{|s_p^{q/r}|} + \sigma_1$$

式中 σ_1 是正数。

当滑模函数 $s_p = 0$ 时, 由式 (7) 得

$$\dot{e}_p = -\alpha_1 e_p - \beta_1 e_p^{q_1/r_1}$$

取 Lyapunov 函数 V_2 为

$$V_2 = \frac{1}{2} e_p^2$$

对 V_2 求导数得

$$\dot{V}_2 = e_p \dot{e}_p = -\alpha_1 e_p^2 - \beta_1 e_p^{(r_1+q_1)/r_1} \leq 0 \quad (16)$$

由式 (16) 可知, 当 s_p 收敛于 0 时, e_p 也收敛于 0。

将式 (14) 改写为

$$\dot{s}_p = -\lambda' s_p - \delta' s_p^{q_1/r_1} \quad (17)$$

式中: $\lambda' = \frac{\lambda}{m}$; $\delta' = \frac{\delta}{m} - \frac{\tilde{W}^T h(x) + \varepsilon}{m s_p^{q/r}}$ 。

通过求解式 (17) 可以得到从任意非零初始状态 $s_p(0) \neq 0$ 收敛到 $s_p(t_s) = 0$ 所经历的时间 t_s 为

$$\begin{aligned} t_s &= \frac{r_1}{\lambda'(r_1 - q_1)} \ln \frac{\lambda' s_p(0)^{(r_1 - q_1)/q_1} + \delta'}{\delta'} \leq \\ & \frac{r_1}{\lambda'(r_1 - q_1)} \ln \frac{\lambda' s_p(0)^{(r_1 - q_1)/q_1} + \sigma}{\sigma} \end{aligned}$$

补充 1 在自适应律式 (13) 的作用下, 权值 W 无限接近最优权值, 逼近误差 ε 趋于 0。因此 δ 的切换幅值极小, 开关控制量 $U_{p,s}$ 的切换幅值也极小, 可以消除抖振现象。

补充 2 只要合理设置控制参数, 系统的跟踪误差 e_p 将会在有限时间内随 s_p 快速收敛到 0。

2.2 姿态控制器设计

为了跟踪位置子系统给出的参考姿态角 θ_r , 需要设计姿态控制律计算控制力矩 Γ 。根据式 (3)、(4), 四旋翼的旋转动力学方程可以改写为

$$J\ddot{\theta} = f(\cdot)\dot{\theta} + \Gamma + d_r$$

式中 $f(\cdot) = f(\dot{\theta}, \theta, J)$, 表示姿态子系统部分动态。

定义姿态子系统的跟踪误差为 $e_a = \theta - \theta_r$, 则姿态误差系统为

$$\ddot{e}_a = \frac{1}{J}(f(\cdot)\dot{\theta} + \Gamma + d_r) - \ddot{\theta}_r$$

根据 GFTSMC 理论引入滑模函数为

$$s_a = \dot{e}_a + \alpha_2 e_a + \beta_2 e_a^{q_2/r_2}$$

式中: $\alpha_2 > 0$; $\beta_2 > 0$; $q_2, r_2 (q_2 < r_2)$ 均为正奇数。

通过对 s_a 求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{s}_a &= \ddot{e}_a + \alpha_2 \dot{e}_a + \beta_2 \frac{q_2}{r_2} e_a^{(q_2 - r_2)/r_2} \dot{e}_a = \\ & \frac{1}{J}(f(\cdot)\dot{\theta} + \Gamma + d_r) - \ddot{\theta}_r + \alpha_2 \dot{e}_a + \beta_2 \frac{q_2}{r_2} e_a^{(q_2 - r_2)/r_2} \dot{e}_a \end{aligned}$$

根据滑模控制原理, 可以将姿态环控制律 U_a^* 设计为等效控制量 $U_{a,e}^*$ 与开关控制量 $U_{a,s}$ 之和, 即

$$U_a^* = U_{a,e}^* + U_{a,s}$$

其中:

$$U_{a,e}^* = -J(-\ddot{\theta}_r + \alpha \dot{e}_a + \beta \frac{q_2}{r_2} e_a^{(q_2 - r_2)/r_2} \dot{e}_a) - f(\cdot)\dot{\theta} - d_r \quad (18)$$

$$U_{a,s} = -\lambda_2 s_a - \delta_2 s_a^{q_2/r_2}$$

式中 λ_2 和 δ_2 为待定控制参数。

$$\delta_2 = \frac{\varepsilon}{|s_p^{q_2/r_2}|} + \sigma_2$$

式中 σ_2 是正数。

根据式 (18), 网络输入可取 $x_2 = [s_a^T \ \dot{\theta}_r^T]^T$, 则 RBF 神经网络输出 $\hat{U}_{a,e}$ 为

$$\hat{U}_{a,e} = W_2 h(x_2)$$

式中 W_2 为姿态子系统的神经网络权值。

设计权值自适应律为

$$\dot{W}_2 = -\frac{\eta_2}{m_2} s_a h(x_2)$$

则姿态子系统实际控制律为

$$\Gamma = \hat{U}_{a,e} + U_{a,s}$$

姿态控制子系统的稳定性分析和快速收敛性分析类似于位置控制子系统, 不再赘述。

3 仿真及实验验证

本节开展四旋翼的轨迹跟踪仿真实验及飞行实验, 通过与传统滑模控制方法的对比验证本文方法的快速收敛性、鲁棒性和抗干扰能力。仿真在 Matlab 环境中进行, 控制对象的数学模型根据式 (6) 建立, 模型参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Table 1 simulation parameter

物理参数	数值
质量 m/kg	2.1
重力加速度 $g/\text{m}\cdot\text{s}^{-2}$	9.8
旋翼中心到飞行器质心距离 l/m	0.275
x轴转动惯量 $J_x/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.039
y轴转动惯量 $J_y/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.039
z轴转动惯量 $J_z/\text{kg}\cdot\text{m}^2$	0.046

控制律参数设置为： $\alpha_1 = 4.5, \beta_1 = 1.4, q_1 = 3, r_1 = 7, \sigma_1 = 0.2, \lambda_1 = 10, \alpha_2 = 8.2, \beta_2 = 2.5, q_2 = 3.5, r_2 = 7.5, \sigma_2 = 0.2, \lambda_2 = 20$ 。自适应律参数设置为： $\eta_1 = 10.5, \eta_2 = 14.5$ 。BRF 神经网络参数设置为： $n = 5, c = [-2.6 \ -1.2 \ 0 \ -1.2 \ -2.6], b = 2$ 。

3.1 收敛快速性对比

四旋翼初始位置取 $[0.6 \ -0.5 \ 0.4]$ ，初值姿态角取 $[0 \ 0 \ 0]$ ，参考位置设为 $[0 \ 0 \ 0]$ ，参考偏航角设为 30° 。仿真得到两种控制方法达到稳态的时间，结果如表 2 所示。本文方法具有更快的收敛速度，其位置和偏航角的收敛速度比传统滑模控制算法分别快了 23.5%、23.3%、18.2% 和 27.8%。

表 2 收敛时间
Table 2 Convergence time

控制通道	本文控制方法/s	常规滑模控制/s	加快百分比/%
x	1.83	2.26	23.5
y	1.72	2.12	23.3
z	1.65	1.95	18.2
ψ	0.72	0.92	27.8

3.2 鲁棒性对比

四旋翼初始位置取 $[0 \ 0 \ 0]$ ，初值姿态角取 $[0 \ 0 \ 0]$ ，参考位置设为 $[\cos(t) \ \sin(t) \ 1]$ ，参考偏航角设为 30° 。在仿真时间 $t = 5 \text{ s}$ 时将飞行器质量减少 40%。两种控制方法的跟踪曲线对比如图 4 所示，从图中可以看出，当飞行器质量大幅减小时，本文控制算法的飞行高度上升约 0.128 m，调整时间约为 1.15 s，而传统滑模控制的飞行高度上升约为 0.22 m，且难以消除稳态误差。仿真结果说明本文算法的鲁棒性要强于传统滑模控制。

3.3 抗干扰性能对比

为了比较两种方法的抗干扰能力，设置位置子系统和姿态子系统的干扰分别为

$$d_F = [0.8 \sin(4t) \ 0.8 \cos(4t) \ 0.8 \sin(4t)]$$

$$d_r = [2 \sin(4t) \ 2 \cos(4t) \ 2 \sin(4t)]$$

四旋翼模型初始位置取 $[0 \ 0 \ 0]$ ，初始姿态角取 $[0 \ 0 \ 0]$ ，参考位置设为 $[\cos(t) \ \sin(t) \ 1]$ ，参考偏航角设为 30° 。当 $t = 5 \sim 5.5 \text{ s}$ 时加入幅值为 10 的脉冲干扰信号。图 5 为无人机 4 个通道的轨迹跟踪曲线，本文算法展现出更强的抗扰能力。表 3 为 4 个通道的跟踪误差均方差。从表 3 可知，本文算法与常规滑模控制算法相比，位置和偏航角的跟踪误差均方差分别降低了 14.1%、17.1%、22.4% 和 26.7%。数据表明本文方法的抗干扰性能优于常规滑模控制。图 6 为 4 个通道的控制量

对比，可以看出传统滑模控制算法有明显的抖振现象，而本文控制方法有效消除了抖振。

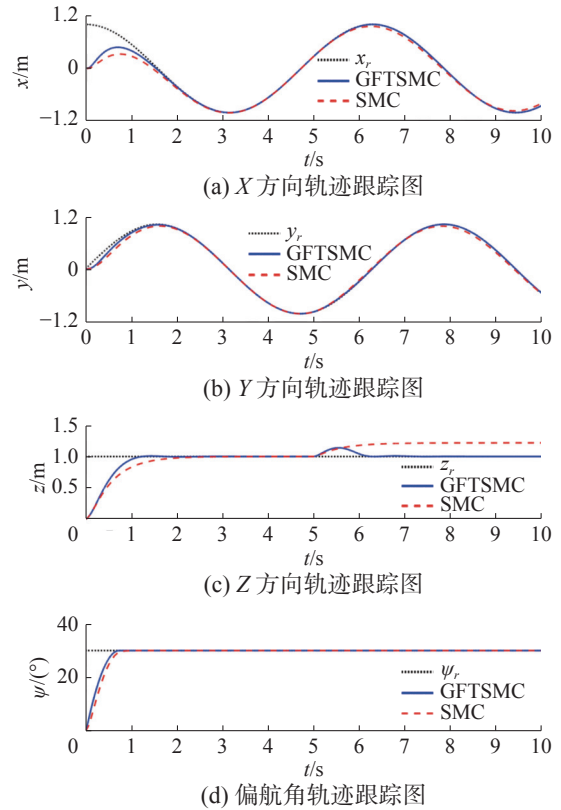


图 4 鲁棒性对比结果

Fig. 4 Comparison results of robustness

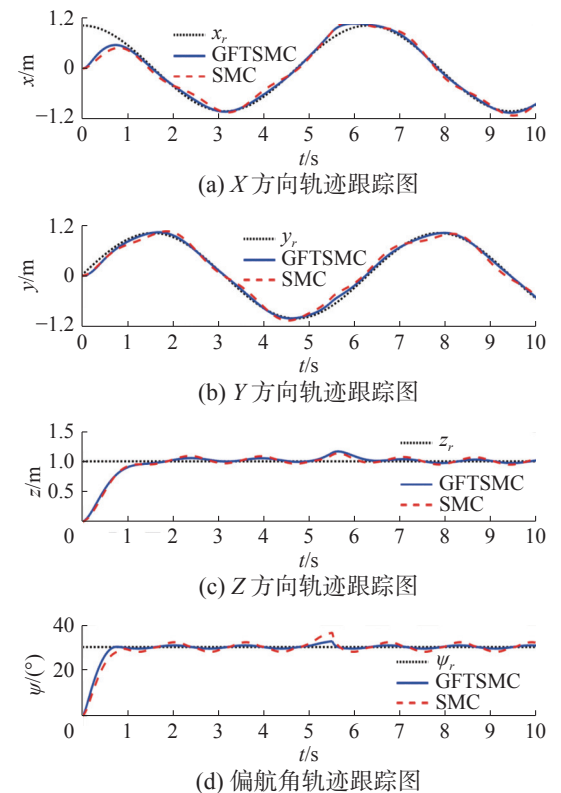


图 5 抗干扰能力对比结果

Fig. 5 Comparison results of anti-interference

表 3 跟踪误差均方差

Table 3 Mean square error of the tracking error

控制通道	本文控制方法	常规滑模控制	均方差降幅百分比/%
x	1.98 m	2.26 m	14.1
y	1.81 m	2.12 m	17.1
z	1.92 m	2.35 m	22.4
ψ	4.5°	5.7°	26.7

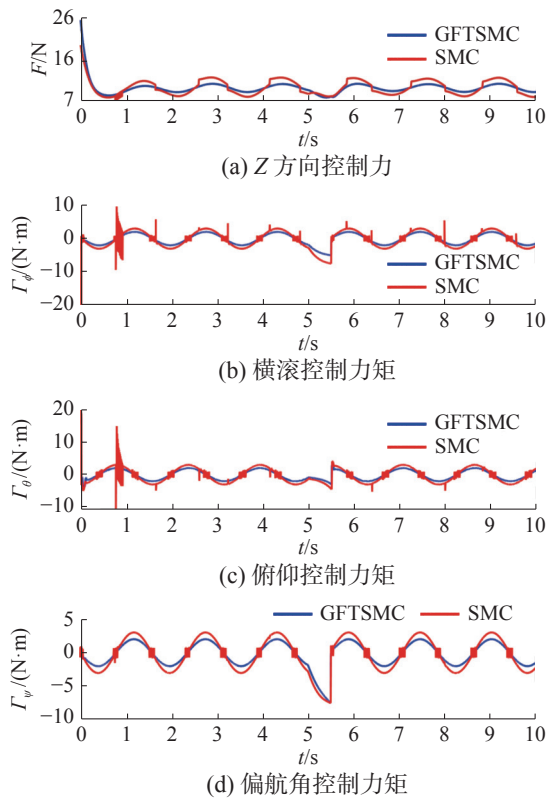


图 6 控制量对比结果

Fig. 6 Comparison results of control output

3.4 实验验证

本文的控制算法在自制样机上进行了实验验证, 实现了阵风干扰下对指定空间位置的精准跟踪, 如图 7 所示。



图 7 飞行实验

Fig. 7 Flight experiment

实验样机采用了轴距为 550 mm 的十字机架、15 寸桨叶、PIXHAWK4 飞控和双 GPS 模块, 机身总重 2.1 kg。实验中分别采用 PID 控制器和本文设计的控制器在相同环境下对指定的经纬度及高度进行定点悬停, 两种控制方法的位置跟踪误差如图 8 所示。从图中可以看出, 本文设计的控制器的位置跟踪误差约为 ± 0.18 m, 优于 PID 控制器的 ± 0.6 m。

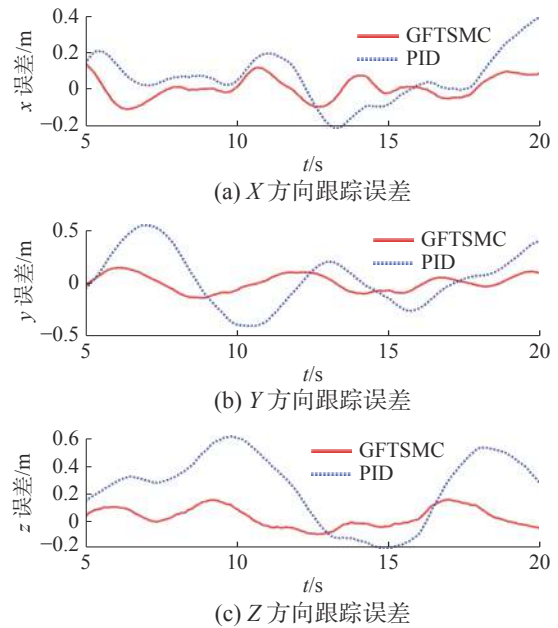


图 8 位置跟踪误差对比

Fig. 8 Comparison of position tracking errors

4 结束语

本文针对复杂集总干扰下的四旋翼飞行器系统, 结合全局快速终端滑模控制的有限时间快速收敛能力和自适应 BRN 神经网络的学习能力设计了一种高性能轨迹跟踪控制器。仿真结果和飞行实验表明, 相对于滑模控制和 PID 控制, 本文控制方法具有收敛速度快、抗干扰能力强、鲁棒性强、抖振小等优点。未来将进一步研究如何利用该方法的鲁棒性和学习能力处理四旋翼系统的控制输入饱和、部分执行器故障等复杂控制问题。

参考文献:

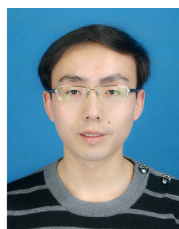
- [1] 蒋林, 冷雪峰, 罗小华, 夏旭洪. 基于模糊单神经元 PID 的四旋翼控制研究 [J]. 计算机仿真, 2019, 36(10): 39-43.
JIANG LIN, LENG XUEFENG, LUO XIAOHUA, XIA XUZHONG. Quadrotor control based on fuzzy-single neuron PID controller[J]. Computer simulation, 2019, 36(10): 39-43.
- [2] FOEHN P, ROMERO A, SCARAMUZZA D. Time-op-

- timal planning for quadrotor waypoint flight[J]. *Science robotics*, 2021, 6(56): 1221–1240.
- [3] MU C, ZHANG Y. Learning-based robust tracking control of quadrotor with time-varying and coupling uncertainties[J]. *IEEE transactions on neural networks and learning systems*, 2019, 31(1): 259–273.
- [4] HOU Z, LU P, TU Z. Nonsingular terminal sliding mode control for a quadrotor UAV with a total rotor failure[J]. *Aerospace science and technology*, 2020, 98: 105716.
- [5] ZHANG X, WANG Y, ZHU G, et al. Compound adaptive fuzzy quantized control for quadrotor and its experimental verification[J]. *IEEE transactions on cybernetics*, 2020, 51(3): 1121–1133.
- [6] GUO K, JIA J, YU X, et al. Multiple observers based anti-disturbance control for a quadrotor UAV against payload and wind disturbances[J]. *Control engineering practice*, 2020, 102: 0967–0661.
- [7] XIONG J J, ZHANG G. Discrete-time sliding mode control for a quadrotor UAV[J]. *Optik*, 2016, 127(8): 3718–3722.
- [8] MOFID O, MOBAYEN S, WONG W K. Adaptive terminal sliding mode control for attitude and position tracking control of quadrotor UAVs in the existence of external disturbance[J]. *IEEE access*, 2020, 9: 3428–3440.
- [9] YU Y, GUO Y, PAN X, et al. Robust backstepping tracking control of uncertain MIMO nonlinear systems with application to quadrotor UAVs[C]//2015 IEEE International Conference on Information and Automation. Lijiang, China, 2015: 2868–2873.
- [10] GLIDA H E, ABDOL L, CHELIHI A, et al. Optimal model-free backstepping control for a quadrotor helicopter[J]. *Nonlinear dynamics*, 2020, 100(4): 3449–3468.
- [11] BHATKHANDI P, HAVENS T C. Real time fuzzy controller for quadrotor stability control[C]//2014 IEEE International Conference on Fuzzy Systems. Beijing, China, 2014: 913–919.
- [12] ALEXIS K, PAPACHRISTOS C, Siegart R, et al. Robust model predictive flight control of unmanned rotorcrafts[J]. *Journal of intelligent and robotic systems*, 2016, 81(3-4): 443–469.
- [13] 唐堂, 罗晓曙. 四旋翼无人机姿态非线性控制研究[J]. *计算机仿真*, 2019, 36(1): 71–76.
TANG TANG, LUO XIAOSHU. The research on nonlinear control of quadrotor UAV attitude[J]. *Computer simulation*, 2019, 36(1): 71–76.
- [14] AHMED N, CHEN M, SHAO S. Disturbance observer based tracking control of quadrotor with high-order disturbances[J]. *IEEE access*, 2020, 8: 8300–8313.
- [15] HWANGBO J, SA I, Siegart R, et al. Control of a quadrotor with reinforcement learning[J]. *IEEE robotics and automation letters*, 2017, 2(4): 2096–2103.
- [16] SHARMA M, KAR I. Control of a quadrotor with network induced time delay[J]. *ISA transactions*, 2021, 111: 132–143.
- [17] WANG N, DENG Q, XIE G, et al. Hybrid finite-time trajectory tracking control of a quadrotor[J]. *ISA transactions*, 2019, 90: 278–286.
- [18] 刘凯悦, 冷建伟. 关于四旋翼无人机目标轨迹跟踪控制的研究[J]. *计算机仿真*, 2017, 34(5): 103–107.
LIU KAIYUE, LENG JIANWEI. The study on the desired trajectory tracking control of quadrotor UAV[J]. *Computer simulation*, 2017, 34(5): 103–107.
- [19] XIONG J J, ZHANG G B. Global fast dynamic terminal sliding mode control for a quadrotor UAV[J]. *ISA transactions*, 2017, 66: 233–240.
- [20] HUA C C, WANG K, CHEN J N, et al. Tracking differentiator and extended state observer-based nonsingular fast terminal sliding mode attitude control for a quadrotor[J]. *Nonlinear dynamics*, 2018, 94(1): 343–354.
- [21] ELIKER K, ZHANG W. Finite-time adaptive integral backstepping fast terminal sliding mode control application on quadrotor UAV[J]. *International journal of control, automation and systems*, 2020, 18(2): 415–430.
- [22] JOKAR H, VATANKHAH R. Adaptive fuzzy global fast terminal sliding mode control of an over-actuated flying robot[J]. *Journal of the brazilian society of mechanical sciences and engineering*, 2020, 42(4): 1–18.
- [23] CUI R, YANG C, LI Y, et al. Adaptive neural network control of AUVs with control input nonlinearities using reinforcement learning[J]. *IEEE transactions on systems, man, and cybernetics: Systems*, 2017, 47(6): 1019–1029.
- [24] ZHU Y, FEI J. Adaptive global fast terminal sliding mode control of grid-connected photovoltaic system using fuzzy neural network approach[J]. *IEEE access*, 2017, 5: 9476–9484.
- [25] LABBADI M, CHERKAoui M. Robust adaptive nonsingular fast terminal sliding-mode tracking control for an uncertain quadrotor UAV subjected to disturbances[J]. *ISA transactions*, 2020, 99: 290–304.

作者简介:



季晓明, 副教授, 主要研究方向为智能制造与控制。主持省级课题 2 项, 市级课题 5 项。出版教材 2 部, 发表学术论文 30 余篇。



文怀海, 博士研究生, 主要研究方向为智能控制技术。