

doi: 10.7690/bgzd.2025.06.014

基于自适应神经网络补偿的四旋翼 PID 控制策略

杜飞平^{1,2}, 熊振宇¹, 廖飞¹, 李婷¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所, 四川 绵阳 621000;

2. 华北电力大学控制与计算机工程学院, 北京 102206)

摘要: 针对四旋翼飞行器在控制过程中的不确定性和外部扰动, 提出一种自适应比例-积分-微分 (proportion integration differentiation, PID) 的控制策略。在外环位置控制器设计的前馈补偿比例微分 (proportion derivative, PD) 控制中融入了积分项, 通过数学推导与仿真分析以消除系统稳态误差, 同时提升跟踪精度。在内环姿态控制器设计中, 采用自适应 RBF 神经网络对 PID 进行补偿性设计, 经反复的算法优化与模型验证, 构建出高效的控制器模型。基于所设计的四旋翼飞行器模型, 结合所提控制策略进行仿真测试。实验结果表明: 该方法能对系统所遭受的外部干扰进行高效自适应补偿, 有效提升了系统的稳定性, 表现出良好的控制能力。

关键词: 四旋翼飞行器; 内外环控制; 自适应 PID; RBF 神经网络

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A

Quadrotor PID Control Strategy Based on Adaptive Neural Network Compensation

Du Feiping^{1,2}, Xiong Zhenyu¹, Liao Fei¹, Li Ting¹

(1. Institute of Aerospace Technology, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;

2. School of Control and Computer Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China)

Abstract: An adaptive proportion integration differentiation (PID) control strategy is proposed for the uncertainty and external disturbance in the control process of quadrotor aircraft. An integral term is added to the feedforward compensation proportion derivative (PD) control in the outer loop position controller design to eliminate the steady-state error of the system and improve the tracking accuracy through mathematical derivation and simulation analysis. In the design of the inner loop attitude controller, the adaptive RBF neural network is used to compensate the design of PID. After repeated algorithm optimization and model verification, an efficient controller model is constructed. Based on the designed quadrotor aircraft model, the simulation test is carried out combined with the proposed control strategy. The experimental results show that the proposed method can efficiently compensate the external interference suffered by the system, effectively improve the stability of the system, and show good control ability.

Keywords: quadrotor aircraft; inner and outer loop control; adaptive PID; RBF neural network

0 引言

四旋翼飞行器因具备构造简易、机动性出色、飞行灵活且可适应恶劣环境作业等特性, 在军工业与学术界备受瞩目, 现已成为无人机领域重点研究方向之一。四旋翼飞行器本质为非线性、强耦合、多输入多输出系统, 飞行时受外部环境、内部气动参数摄动及未建模动态等多源干扰, 导致控制系统的设计工作遭遇极大挑战; 因此, 四旋翼飞行器的控制器设计极为关键。

比例-积分-微分 (PID) 控制^[1-3]在控制领域有着广泛运用, 不过其参数调试需凭借经验, 过程较为繁杂。为了解决 PID 控制中非线性系统和参数变化的适应性不足等问题, 滑模控制^[4-7]作为变结构控制, 但其需在既定时间内驱动滑模面, 对应用场景

有特殊要求。反步控制^[8-10]算法基于逆向推导, 通过递归方式为每个子系统设计控制律, 并结合 Lyapunov 稳定性规划子系统虚拟控制律, 以实现系统的有效控制与稳定性保障。然而, 对于高阶系统, 反步控制法的计算量大, 容易引起微分爆炸, 对控制模型有极高要求。在这种情况下, 神经网络控制^[11]提供了一种有效替代方案, 模拟人脑神经系统, 赋予系统自主学习决策力以获最优解, 特别在处理复杂和高次系统时具有明显优势。同时, 自适应系统^[12-13]能够实时调节系统参数, 有效校正系统误差, 增强了控制系统的鲁棒性。此外, 模糊控制^[14-16]作为智能控制手段之一, 由模糊变量、推理及集合构成, 它通过模糊逻辑来处理不确定性, 适用于复杂非线性系统。

笔者提出一种将内外环控制与自适应神经网络

收稿日期: 2024-08-10; 修回日期: 2024-09-11

基金项目: 国防科技创新研究项目 (PCM20240024)

第一作者: 杜飞平 (1998—), 男, 四川人, 硕士。

补偿相融合的控制方法。设计外环位置控制时，对传统比例微分 (PD) 控制复杂任务跟踪精度不足的问题，引入积分项优化。在内环姿态控制中，发挥径向基函数 (radial basis function, RBF) 神经网络特性，并结合自适应 PID 控制，摆脱了传统 PID 控制中参数调节的繁琐流程。该策略有效提升了系统复杂环境适应性，使跟踪精度显著提高。实验结果清晰地呈现出四旋翼飞行器可精准追踪既定位置与姿态指令，证明该控制方法的良好性能。

1 四旋翼动力学模型

针对四旋翼飞行器结构，构建地面坐标系 $e(o_e, x_e, y_e, z_e)$ 和机体坐标系 $b(o_b, x_b, y_b, z_b)$ ，如图 1 所示。

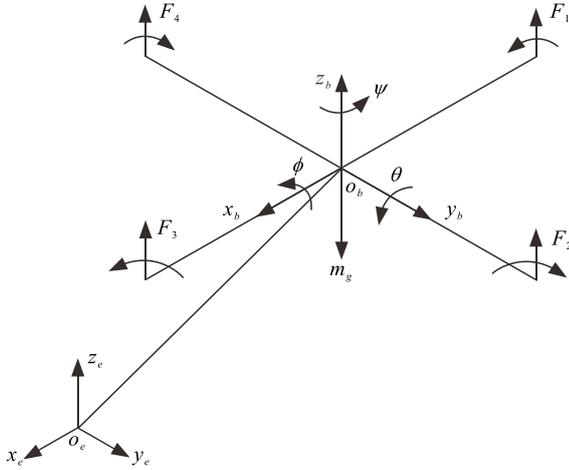


图 1 坐标系关系

图 1 中，四旋翼飞行器的滚转、俯仰、偏航 3 个姿态角分别记为： ϕ 、 θ 、 ψ ； $F_1 \sim F_4$ 为螺旋桨产生的升力； u_1 、 τ_x 、 τ_y 、 τ_z 分别为飞行器的总升力、滚转力矩、俯仰力矩、偏航力矩，升力与控制量的关系为：

$$\left. \begin{aligned} u_1 &= F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ \tau_x &= l(F_4 - F_2) \\ \tau_y &= l(F_3 - F_1) \\ \tau_z &= l(F_4 + F_2 - F_3 - F_1) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 l 为飞行器质心至旋翼转轴的间距。

依据牛顿-欧拉方程^[17]，四旋翼飞行器的动力学模型可表示为：

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{u_1}{m} (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) - \frac{K_{\text{drag}}}{m} \dot{x} \\ \ddot{y} &= \frac{u_1}{m} (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \psi \sin \phi) - \frac{K_{\text{drag}}}{m} \dot{y} \\ \ddot{z} &= \frac{u_1}{m} (\cos \phi \cos \theta) - g - \frac{K_{\text{drag}}}{m} \dot{z} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} \right) + \frac{\tau_x}{J_{xx}} - \frac{dK_{\text{drag}}}{J_{xx}} \dot{\phi} + \\ &\quad J_r q (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) / J_{xx} \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} \right) + \frac{\tau_y}{J_{yy}} - \frac{dK_{\text{drag}}}{J_{yy}} \dot{\theta} + \\ &\quad J_r p (\omega_4 + \omega_2 - \omega_3 - \omega_1) / J_{yy} \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{J_{xx} - J_{yy}}{J_{zz}} \right) + \frac{\tau_z}{J_{zz}} - \frac{dK_{\text{drag}}}{J_{zz}} \dot{\psi} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中： x 、 y 、 z 为飞行器质心于惯性坐标系中的位置坐标； ϕ 、 θ 、 ψ 分别为滚转角、俯仰角与偏航角； m 为四旋翼无人机总质量； K_{drag} 为空气阻力系数； J_{xx} 、 J_{yy} 、 J_{zz} 为三轴转动惯量； τ_x 、 τ_y 、 τ_z 为力矩； J_r 为电机转子惯量； ω_1 、 ω_2 、 ω_3 、 ω_4 为 4 个螺旋桨的转速。

2 控制器设计

控制目标为： $x \rightarrow x_d$ ， $y \rightarrow y_d$ ， $z \rightarrow z_d$ ， $\phi \rightarrow \phi_d$ 。因存在欠驱动特性，无法对全部 6 个自由度予以跟踪。一个较为合理的控制目标规划是对航迹 $[x, y, z]$ 和滚转角 ϕ 实施跟踪，同时保证另外 2 个角度维持在稳定状态。其控制系统框如图 2 所示。

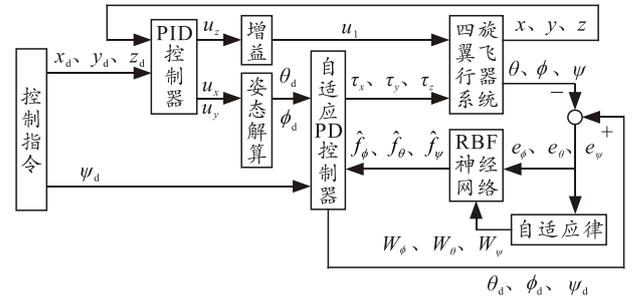


图 2 控制系统

2.1 位置控制律设计

根据动力学模型，定义辅助变量：

$$\left. \begin{aligned} u_x &= u_1 (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) / m \\ u_y &= u_1 (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \cos \psi \sin \phi) / m \\ u_z &= u_1 (\cos \phi \cos \theta) / m \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

则用来描述位置状态的模型为：

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= u_x - K_{\text{drag}} \dot{x} / m \\ \ddot{y} &= u_y - K_{\text{drag}} \dot{y} / m \\ \ddot{z} &= u_z - g - K_{\text{drag}} \dot{z} / m \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

对于第 1 个位置子系统，采用 PID 控制方法予以设计，其控制律如下：

$$u_x = -k_{px} x_e - k_{dx} \dot{x}_e - k_{ix} \int x_e dt + \ddot{x}_d + \frac{K_{\text{drag}}}{m} \dot{x}_d \quad (6)$$

式中： $x_e=x-x_d$ ，则： $\ddot{x}=-k_{px}x_e-k_{dx}\dot{x}_e-k_{ix}\int x_e dt + \ddot{x}_d - K_{drag}\dot{x}_e/m$ ，即：

$$\ddot{x}_e + (k_{dx} + K_{drag}/m)\dot{x}_e + k_{px}x_e + k_{ix}\int x_e dt = 0。$$

根据二阶系统赫尔维茨判据及经验，取 $k_{px}=5$ ， $k_{ix}=2$ ， $k_{dx}=5$ 。

以相同的逻辑推导，能够得出第 2 个位置子系统与第 3 个位置子系统的控制律为：

$$u_y = -k_{py}y_e - k_{dy}\dot{y}_e - k_{iy}\int y_e dt + \ddot{y}_d + K_{drag}\dot{y}_d/m。 (7)$$

式中： $k_{px}=5$ ； $k_{ix}=2$ ； $k_{dx}=5$ 。

$$u_z = -k_{pz}z_e - k_{dz}\dot{z}_e - k_{iz}\int z_e dt + \ddot{z}_d + K_{drag}\dot{z}_d/m + g。 (8)$$

式中： $k_{px}=5$ ； $k_{ix}=2$ ； $k_{dx}=5$ 。

由虚拟控制输入可解得：

$$\left. \begin{aligned} \theta_d &= \tan^{-1}([\cos(\psi_d)u_x + \sin(\psi_d)u_y]/u_z) \\ \phi_d &= \tan^{-1} \frac{[\sin(\psi_d)u_x + \cos(\psi_d)u_y]}{\sqrt{[\cos(\psi_d)u_x + \sin(\psi_d)u_y]^2 + u_z^2}} \\ u_1 &= u_z / (\cos(\phi_d)\cos(\theta_d)) \end{aligned} \right\}。 (9)$$

2.2 姿态控制律设计

依据四旋翼飞行器的姿态子系统方程：

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\phi} &= \dot{\theta}\dot{\psi}((J_{yy} - J_{zz})/J_{xx}) + \tau_x/J_{xx} - dK_{drag}\dot{\phi}/J_{xx} + J_x q(\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4)/J_{xx} \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi}\dot{\psi}((J_{zz} - J_{xx})/J_{yy}) + \tau_y/J_{yy} - dK_{drag}\dot{\theta}/J_{yy} + J_y p(\omega_4 + \omega_2 - \omega_3 - \omega_1)/J_{yy} \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi}\dot{\theta}((J_{xx} - J_{yy})/J_{zz}) + \tau_z/J_{zz} - dK_{drag}\dot{\psi}/J_{zz} \end{aligned} \right\}。 (10)$$

2.2.1 基本的神经网络系统

RBF 神经网络^[18]具备万能逼近能力，能对不确定的非线性部分展开自适应逼近操作。RBF 神经网络结构如图 3 所示。

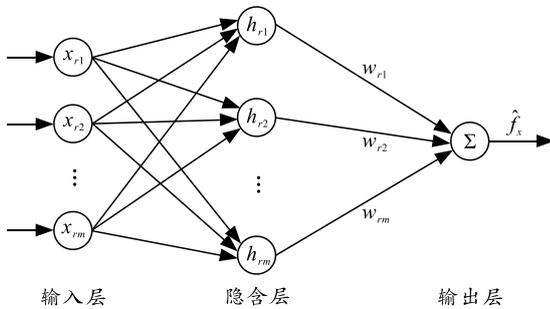


图 3 坐标系关系

RBF 网络算法为：

$$h_j = g(\|x - c\|^2 / b_j^2)。 (11)$$

式中非线性部分能够表示为：

$$\left. \begin{aligned} f_\phi &= W_\phi^T h_\phi(x_\phi) + \varepsilon_\phi \\ f_\theta &= W_\theta^T h_\theta(x_\theta) + \varepsilon_\theta \\ f_\psi &= W_\psi^T h_\psi(x_\psi) + \varepsilon_\psi \end{aligned} \right\}。 (12)$$

式中： $x_\phi=[e_\phi, \dot{e}_\phi]^T$ ； $x_\theta=[e_\theta, \dot{e}_\theta]^T$ ； $x_\psi=[e_\psi, \dot{e}_\psi]^T$ ； c 为网络中心^[19]； j 为网络隐含层节点个数； h 为高斯基函数的输出； W 为神经网络权值； ε 为神经网络逼近误差。

2.2.2 自适应神经网络控制器的设计

对于滚转角 ϕ 的控制，采用神经网络逼近 f_ϕ ，基于前馈补偿设计控制律如下：

$$\tau_x = J_{xx}[-\hat{f}_\phi + \ddot{\phi}_d + dK_{drag}\dot{\phi}/J_{xx} + K_\phi^T E_\phi]。 (13)$$

式中 $\hat{f}_\phi = \hat{W}_\phi^T h_\phi(x_\phi)$ ，神经网络的权值依据自适应规律产生变动。

对于俯仰角 θ 的控制，设计控制律为：

$$\tau_y = J_{yy}[-\hat{f}_\theta + \ddot{\theta}_d + dK_{drag}\dot{\theta}/J_{yy} + K_\theta^T E_\theta]。 (14)$$

式中 $\hat{f}_\theta = \hat{W}_\theta^T h_\theta(x_\theta)$ 。

对于偏航角 ψ 的控制，设计控制律为：

$$\tau_z = J_{zz}[-\hat{f}_\psi + \ddot{\psi}_d + dK_{drag}\dot{\psi}/J_{zz} + K_\psi^T E_\psi]。 (15)$$

式中 $\hat{f}_\psi = \hat{W}_\psi^T h_\psi(x_\psi)$ 。

设计自适应律为：

$$\left. \begin{aligned} \dot{W}_\phi &= -\gamma_\phi E_\phi^T P_\phi b_\phi h_\phi(x_\phi) \\ \dot{W}_\theta &= -\gamma_\theta E_\theta^T P_\theta b_\theta h_\theta(x_\theta) \\ \dot{W}_\psi &= -\gamma_\psi E_\psi^T P_\psi b_\psi h_\psi(x_\psi) \end{aligned} \right\}。 (16)$$

2.2.3 稳定性分析

将控制律代入姿态子系统方程，可得闭环动态方程。以滚转角为例：

$$\ddot{e}_\phi = [\hat{f}_\phi - f_\phi] - K_\phi^T E_\phi。 (17)$$

式中：

$$b_\phi = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, A_\phi = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k_{p\phi} & -k_{d\phi} \end{bmatrix}。 (18)$$

式(15)写为向量形式：

$$\dot{E}_\phi = A_\phi E_\phi + b_\phi[\hat{f}_\phi(x_\phi) - f_\phi(x_\phi)]。 (19)$$

定义最优参数为：

$$W_\phi^* = \arg \min_{W_\phi \in \Omega_\phi} [\sup | \hat{f}_\phi(x_\phi) - f_\phi(x_\phi) |]。 (20)$$

式中 Ω_ϕ 为 W_ϕ 的集合。定义最小逼近误差为：

$$w_\phi = \hat{f}_\phi(x_\phi | W_\phi^*) - f_\phi(x_\phi)。 (21)$$

闭环动态方程可写为：

$$\dot{E}_\phi = A_\phi E_\phi + b_\phi \{[\hat{f}_\phi(x_\phi |) - \hat{f}_\phi(x_\phi | W_\phi^*)] + w_\phi\} \quad (22)$$

进一步化简为：

$$\dot{E}_\phi = A_\phi E_\phi + b_\phi [(\hat{W}_\phi - W_\phi^*)^T h_\phi(x_\phi) + w_\phi] \quad (23)$$

定义 Lyapunov 函数：

$$V_\phi = \frac{1}{2} E_\phi^T P_\phi E_\phi + \frac{1}{2\gamma_\phi} (\hat{W}_\phi - W_\phi^*)^T (\hat{W}_\phi - W_\phi^*) \quad (24)$$

式中： γ_ϕ 为正常数； P_ϕ 为正定矩阵且满足 Lyapunov 方程 $A_\phi^T P_\phi + P_\phi A_\phi = -Q_\phi$ ； Q_ϕ 为任意的 2×2 正定矩阵。

对 V_ϕ 求导，经过推导可得：

$$\begin{aligned} \dot{V}_\phi = & -E_\phi^T Q_\phi E_\phi / 2 + E_\phi^T P_\phi b_\phi \omega_\phi + \\ & (\hat{W}_\phi - W_\phi^*)^T (\dot{\hat{W}}_\phi + \gamma_\phi E_\phi^T P_\phi b_\phi h_\phi(x_\phi)) / \gamma_\phi \end{aligned} \quad (25)$$

将自适应律代入上式，得到：

$$\dot{V}_\phi = -E_\phi^T Q_\phi E_\phi / 2 + E_\phi^T P_\phi b_\phi \omega_\phi \quad (26)$$

由于 $-E_\phi^T Q_\phi E_\phi / 2 \leq 0$ ，通过对 Q_ϕ 进行合理选取并挑选出最小逼近误差 ω 极小的神经网络，便能达成 $E_\phi^T P_\phi b_\phi \omega_\phi \leq 0$ 。进一步展开推导，可获取收敛性结论，该结论显示收敛误差和 Q_ϕ 、 P_ϕ 特征值以及逼近误差 ω_ϕ 存在关联。

3 仿真验证结果及分析

为展示本文中所提控制器对四旋翼飞行器的控制性能的有效性，在 Simulink 环境中对四旋翼飞行器的姿态、位置展开轨迹跟踪模拟。在仿真测试阶段，设定系统的初始状态如下：

$$[x_0 y_0 z_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T, [\phi_0 \ \theta_0 \ \psi_0]^T = [0 \ 0 \ 0]^T \quad (27)$$

结合四旋翼飞行器动力学模型，实验参数设定如表 1 所示。

表 1 四旋翼参数

参数名	参数值
质量/kg	2.000 0
转子惯量	0.005 0
空气阻力系数	0.100 0
网络输入个数	2.000 0
隐含层节点个数	5.000 0
自适应参数	100.000 0
重力加速度/(m/s ²)	9.800 0
x 轴转动惯量/(kg·m ²)	0.009 5
y 轴转动惯量/(kg·m ²)	0.009 5
z 轴转动惯量/(kg·m ²)	0.018 6

其中输入信号边界矩阵为：

$$c = \begin{bmatrix} -0.2 & -0.1 & 0 & 0.1 & 0.2 \\ -0.2 & -0.1 & 0 & 0.1 & 0.2 \end{bmatrix} \quad (28)$$

为验证本文中所提出算法的控制性能，将其与目前应用最为广泛的 PD、PID 控制算法进行效果对

比，可更精确地衡量本文所提算法的优劣，具体方案如下所示。

实验 1，圆形盘旋上升轨迹跟踪实验。四旋翼无人机在 X 轴、Y 轴、Z 轴的轨迹和其偏航角期望值设置如下：

$$\left. \begin{aligned} x_d &= \sin(0.5t) \\ y_d &= \cos(0.5t) \\ z_d &= 2 + 0.1t \\ \psi_d &= 15^\circ \cos(0.5t) \end{aligned} \right\} \quad (29)$$

3 维轨迹跟踪结果如图 4 所示，本文中所提算法与 PD、PID 都能在一定程度上实现轨迹跟踪效果，但其在匹配耗时、跟踪精度方面各有差异，具体分析如下。

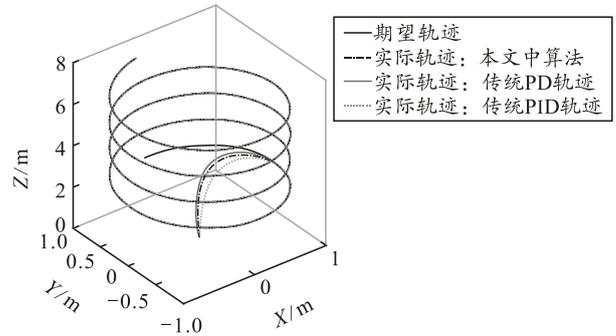


图 4 3 维轨迹跟踪结果

1) 匹配耗时：以轨迹开始后飞行器进入期望轨迹周围 0.2 单位范围内的时间来衡量，本文中算法在约 5 s 后进入此范围，传统 PD 控制在约 12 s 后进入，传统 PID 控制在约 9 s 后进入。

2) 轨迹偏差：在期望轨迹坐标为(0.3, 0.4, 0.8)处，本文中算法实际的跟踪轨迹坐标为(0.32, 0.43, 0.82)，在 3 个方向上的偏差分别为 0.02、0.03、0.02；传统 PD 轨迹坐标约为(0.4, 0.3, 0.7)，偏差分别为 0.1、-0.1、-0.1；传统 PID 轨迹坐标约为(0.25, 0.45, 0.9)，偏差分别为-0.05、0.05、0.1。

3) 与期望轨迹的相似度：以轨迹的均方根偏差 (RMSD) 来衡量相似度，本文中算法的 RMSD 约为 0.025，传统 PD 控制的 RMSD 约为 0.1，传统 PID 控制的 RMSD 约为 0.05。

图 5 给出了 x、y、z 3 个方向上的期望位置跟踪对比情况，可以观察到：1) 在整个飞行过程中，本文中算法在 x、y、z 方向的位置跟踪误差均小于传统 PD 和 PID 控制。传统方法的误差可达 0.2 左右，而本文中算法误差小于 0.1。2) 从达到匹配时长来看，本文中算法在各方向上能更快地使实际位置接近期望位置，一般比传统方法快 1~3.5 s。

3) 以均方误差(MSE)衡量,本文中算法在 x 、 y 、 z 方向的 MSE 值低于传统方法,大约是传统方法的 1/4~1/2。

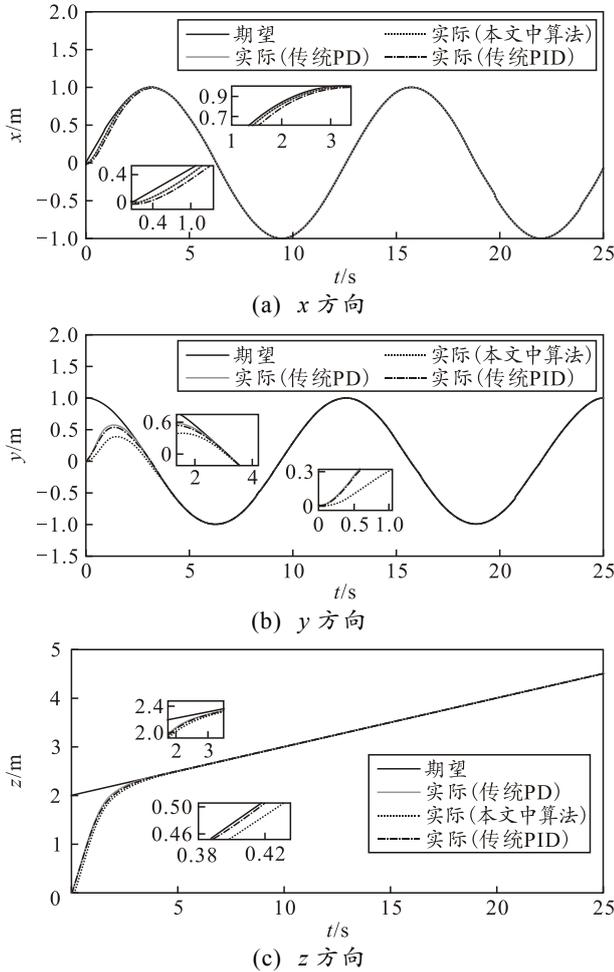


图 5 期望位置跟踪结果

图 6 给出了 3 个姿态角度的跟踪对比图,可以观察到: 1) 在滚转、俯仰、偏航 3 个姿态角度跟踪上,本文中算法的误差绝对值大多小于 0.05,而传统方法在部分时刻超过 0.1; 2) 本文中算法在达到期望姿态角度匹配的时长上比传统方法快 1~2.5 s; 3) 以均方误差(MSE)衡量,本文中算法在各方向的 MSE 值小于传统方法,大约是传统方法的 1/5~1/2。

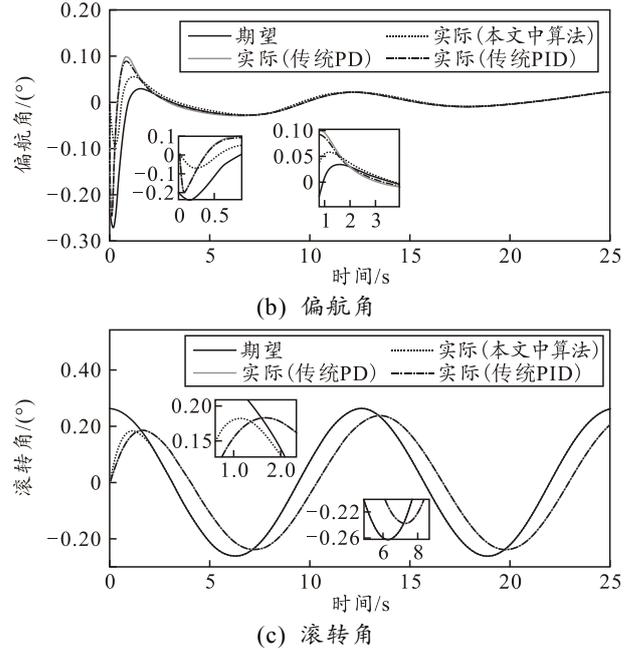
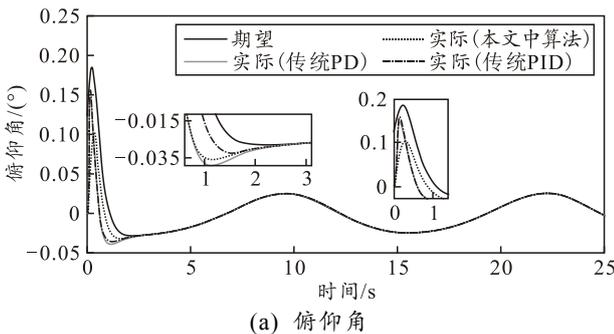


图 6 姿态角度跟踪结果

实验 2, 复杂迂回攀升轨迹跟踪实验。四旋翼无人机在 X 轴、 Y 轴、 Z 轴的轨迹和其偏航角期望值设置如下:

$$\left. \begin{aligned} x_d &= 0.2 \sin(0.2t) \\ y_d &= 0.1t \\ z_d &= 8 + 0.2 \sin(0.1t) + 0.2 \cos(0.2t) \\ \psi_d &= 15^\circ \cos(0.5t) \end{aligned} \right\} \quad (30)$$

3 维轨迹跟踪结果如图 7 所示。

期望轨迹与实际运动轨迹

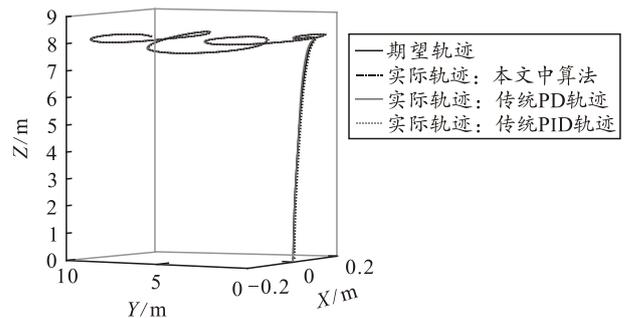


图 7 3 维轨迹跟踪结果

本文中所提算法与 PD、PID 都能在一定程度上实现轨迹跟踪效果,但其在匹配耗时、跟踪精度方面各有差异。

1) 匹配耗时: 以轨迹开始后飞行器进入期望轨迹周围 0.2 单位范围内的时间来衡量,本文中算法在约 4 s 后进入此范围,传统 PD 控制在约 10 s 后进入,传统 PID 控制在约 7 s 后进入。

2) 轨迹偏差: 在期望轨迹坐标为(0.2, 2, 8)处,本文中算法实际的跟踪轨迹坐标为(0.22, 2.05,

8.03), 在 3 个方向上的偏差分别为 0.02、0.05 和 0.03; 传统 PD 轨迹坐标约为(0.3, 1.8, 7.8), 偏差分别为 0.1、-0.2 和 -0.2; 传统 PID 轨迹坐标约为(0.15, 2.2, 8.2), 偏差分别为 -0.05、0.2 和 0.2。

3) 与期望轨迹的相似度: 以轨迹的均方根偏差 (RMSD) 来衡量相似度, 本文中算法的 RMSD 约为 0.03, 传统 PD 控制的 RMSD 约为 0.12, 传统 PID 控制的 RMSD 约为 0.07。

图 8 给出了 x 、 y 、 z 3 个方向上的期望位置跟踪对比情况。可以观察到: 1) 在整个飞行过程中, 本文中算法在 x 、 y 、 z 方向的位置跟踪误差整体小于传统 PD 和 PID 控制; 传统方法在各方向的误差可达 0.1~0.5, 本文中算法误差多在 0.05 以内。2) 本文中算法在各方向达到较小误差范围比传统方法快 1~5 s。3) 以 MSE 衡量, 本文中算法在 x 、 y 、 z 方向 MSE 值明显低于传统方法, 约为传统方法的 1/5~1/10。

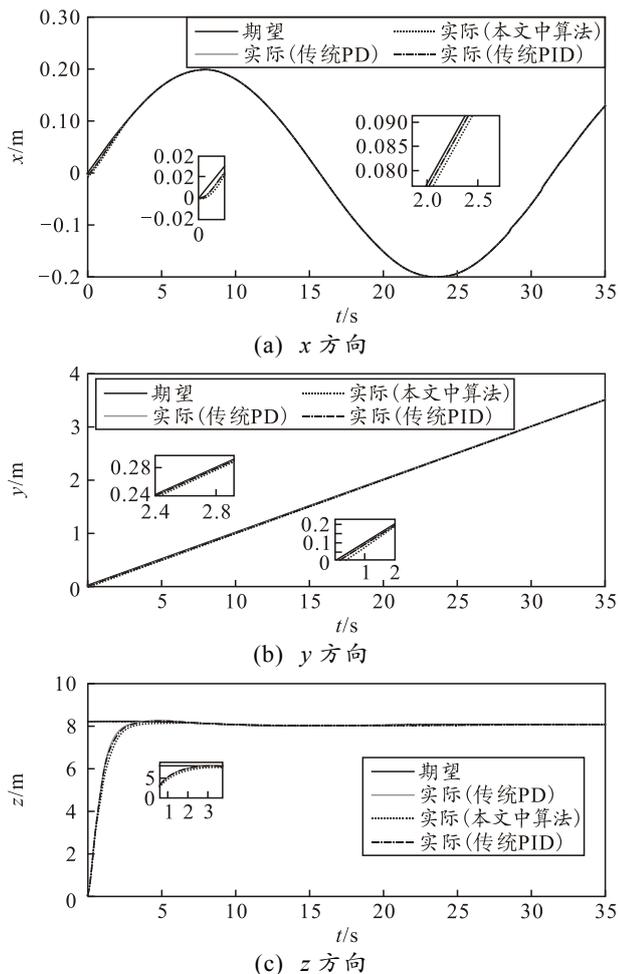


图 8 期望位置跟踪

图 9 给出了 3 个姿态角度的跟踪对比图。可以观察到: 1) 在滚转、俯仰、偏航 3 个姿态角度跟踪

上, 传统方法部分时刻误差可达 0.05~0.07, 本文中算法多在 0.005~0.02 以内。2) 本文中算法在各方向达到较小误差范围比传统方法快 0.5~3 s。3) 以 MSE 衡量, 本文中算法在各方向 MSE 值约为传统方法的 1/5~1/10。

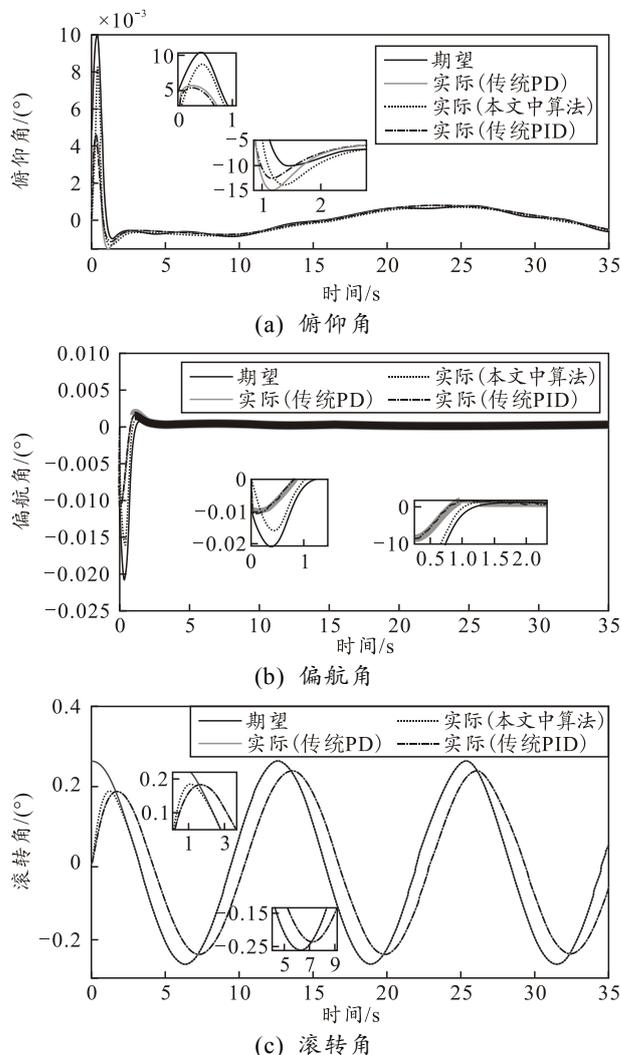


图 9 期望姿态角度跟踪

从以上数据可以看出: 本文中算法在圆形盘旋上升轨迹跟踪实验与复杂迂回攀升轨迹跟踪实验中的位置、姿态和 3 维轨迹跟踪上比传统控制方法更加准确, 达到匹配速度更快, 且与期望轨迹的相似度更高。

综合图 4—9 的仿真结果可知: 设计的控制器性能优异, 为四旋翼飞行器的精确控制给予了较为稳固的技术保障, 在一定程度上证实了该控制方法的有效性与可行性, 为其实际应用推广提供了一定的基础。四旋翼飞行器可较为迅速且精准地对给定的位置与姿态指令予以跟踪, 由此证实了本文中控制方法的有效性与可靠性。

4 结论

笔者提出的四旋翼飞行器内外环结合自适应 PID 控制策略具备一定的优越性。在外环位置控制中改进传统 PD 控制, 加入积分项提升跟踪精度以应对复杂飞行任务; 内环姿态控制结合自适应 PID 与 RBF 神经网络万能逼近特性, 提高系统鲁棒性与适应性。经稳定性分析与仿真实例证实其有效可行, 为精确控制提供理论依据和参考。

综上所述, 该策略为四旋翼飞行器精确控制提供新思路与方法, 具有理论与实际应用价值。未来, 将进一步考虑复杂飞行环境和任务需求, 优化改进控制方法, 并对容错控制和故障检测进行研究。

参考文献:

- [1] MELLINGER D, MICHAEL N, KUMAR V. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors[J]. The International Journal of Robotics Research, 2012, 31(5): 664-674.
- [2] KATIGBAK C, GARCIA J, TANG J G, et al. Autonomous Trajectory Tracking of a Quadrotor UAV Using PID Controller[C]//Cebu: International Conference on Humanoid, 2016.
- [3] KANG B, MIAO Y, LIU F, et al. A Second-Order Sliding Mode Controller of Quad-Rotor UAV Based on PID Sliding Mode Surface with Unbalanced Load[J]. Journal of Systems Science & Complexity, 2021, 34(2): 520-536.
- [4] ZHANG Y, CHEN Z Q, SUN M W, et al. Trajectory tracking control of a quadrotor UAV based on sliding mode active disturbance rejection control[J]. Nonlinear Analysis-modelling and Control, 2019, 24(4): 545-560.
- [5] 熊志豪, 邓涛, 郑宇惟, 等. 基于状态观测器的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. 电光与控制, 2022, 29(6): 50-56.
- [6] WU X W, XIAO B, QU Y H. Modeling and sliding mode-based attitude tracking control of a quadrotor UAV with time-varying mass[J]. ISA Transactions, 2022, 124: 436-443.
- [7] THANH H N N, HUYNH T T, VU M T, et al. Quadcopter UAVs Extended States/Disturbance Observer-Based Nonlinear Robust Backstepping Control[J]. Sensors, 2022, 22(14): 857-877.
- [8] LIU J, GAI W D, ZHANG J, et al. Nonlinear Adaptive Backstepping with ESO for the Quadrotor Trajectory Tracking Control in the Multiple Disturbances[J]. International Journal of Control Automation and Systems, 2019, 17(11): 2754-2768.
- [9] BASRI M A M, HUSAIN A R, DANAPALASINGAM K A, et al. Enhanced Backstepping Controller Design with Application to Autonomous Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2015, 79(2): 285-291.
- [10] 陈志明, 刘龙武, 刘瑞, 等. 基于自适应积分反步法的四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(6): 819-828.
- [11] 张启亚, 刘婷婷, 宋家友. 采用自适应神经网络观测器的旋翼无人机容错控制[J]. 电光与控制, 2023, 30(1): 29-34.
- [12] 张政, 王芳, 郭颖, 等. 四旋翼无人机的自适应反步跟踪控制[J]. 控制工程, 2020, 27(3): 469-475.
- [13] MOFID O, MOBAYEN S. Adaptive sliding mode control for finite-time stability of quad-rotor UAVs with parametric uncertainties[J]. ISA Transactions, 2018, 72: 1-14.
- [14] 郭海刚. 变论域自适应模糊控制的几种新方法[D]. 大连: 大连理工大学, 2013: 3-4.
- [15] 姜艳茹. 基于变论域模糊 PID 的四旋翼无人机控制系统研究[D]. 太原: 中北大学, 2021.
- [16] 徐雪松, 吴仪政, 倪赞. 变载荷四旋翼无人机的自适应模糊自抗扰控制[J]. 传感器与微系统, 2022, 41(7): 101-105.
- [17] 刘金琨. 机器人控制系统设计与 MATLAB 仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2017.
- [18] 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.
- [19] PANG Q W, WANG D S, WU Y Y. Improved BP Network-Based Sliding Mode Tracking Control for a Quadrotor UAV[J]. Control Engineering and Applied Informatics, 2022, 24(2): 69-79.