

基于非线性模型预测的四旋翼无人机 轨迹跟踪控制

闫玉盼¹, 饶兵², 刘砚菊¹, 冯迎宾¹

(1. 沈阳理工大学 自动化与电气工程学院, 沈阳 110159; 2. 沈阳天眼智云智能技术研究院有限公司, 沈阳 110179)

摘要: 针对四旋翼无人机轨迹跟踪控制器跟踪性能不稳定的问题, 提出一种基于非线性模型预测控制 (nonlinear model predict control, NMPC) 的轨迹跟踪算法。首先, 建立四旋翼无人机的动力学模型, 定义四旋翼无人机的位置和姿态为状态量, 螺旋桨转速为控制输入量, 建立非线性状态空间方程作为控制算法的预测模型。其次, 定义最优优化函数和四旋翼无人机控制约束, 将轨迹跟踪控制问题转换为非线性最优优化求解问题。最后, 通过多重打靶法求解得到的最优控制量作为四旋翼无人机的输入信号。为验证 NMPC 算法的跟踪性能, 在 Matlab 中搭建仿真平台进行对比实验, 结果表明, 与 PID 和串级模型预测控制 (model predict control, MPC) 及改进 MPC 方法相比, NMPC 算法能够在满足约束的情况下完成轨迹跟踪任务, 误差小、精度高, 并具有抗干扰能力。

关键词: 四旋翼无人机; 非线性模型预测控制; 轨迹跟踪

中图分类号: V249.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1003-1251.2024.01.006

Trajectory Tracking Control of Quadrotor Based on Nonlinear Model Predictive Control

YAN Yupan¹, RAO Bing², LIU Yanju¹, FENG Yingbin¹

(1. Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China; 2. Shenyang SkyEye Intelligent Cloud
Technology Research Institute Co., Ltd., Shenyang 110179, China)

Abstract: For the problem of unsteady tracking performance of quadrotor trajectory tracking controller, a trajectory tracking algorithm based on nonlinear model predictive control (NMPC) is proposed. Firstly, the quadrotor's dynamic model is established, position and attitude of the quadrotor are defined as state variables, the propellers' speed are defined as control input variables. The nonlinear state-space equation is established as the prediction model for the control algorithm. Then, the trajectory tracking control problem is transformed into nonlinear optimization problem as the optimization function and the quadrotor control constraints are defined. Finally, the optimal quantity solved by multiple shooting method are used as control input for the quadrotor. In order to verify the tracking performance of NMPC algorithm, comparison simulation experiment is conducted in Matlab, in which a quadrotor platform is built. Experiment results show that compared with PID, cascade model predictive control (MPC) and improved MPC methods, the trajectory tracking under the condition

收稿日期: 2023-04-04

基金项目: 辽宁省教育厅高等学校基本科研项目 (LJKMZ20220614)

作者简介: 闫玉盼 (2000—), 女, 硕士研究生; 刘砚菊 (1965—), 通信作者, 女, 教授, 博士, 研究方向为图像处理、目标识别、检测技术与自动化装置。

of constraints could be finished by the NMPC algorithm, with lower error, higher accuracy and anti-interference ability.

Key words: quadrotor unmanned aerial vehicle; nonlinear model predict control; trajectory tracking

近年来,无人机因其敏捷性和实用性,被成功应用于灾害搜索救援、警方执法和电力系统检测等任务中^[1-3]。无人机精准的位置控制是顺利完成上述工作任务的基础,但由于四旋翼无人机具有非线性和强耦合等特点,为四旋翼无人机开发鲁棒性强、稳定性高的控制器仍存在巨大挑战。为此,研究者提出了多种控制方法,如 PID、自适应控制、LQR 控制、滑模控制、反步控制等。PID 算法原理简单,不需要建立精确的数学模型,但在双闭环 PID 控制中需要设计 18 个参数,数目众多,调参工作复杂^[4]。文献[5]针对 PID 参数整定问题,将模糊控制理论与 PID 控制系统相结合,提出了模糊自适应 PID 控制器,实现四旋翼无人机对 PID 参数的自适应整定。LQR 控制将四旋翼无人机的非线性模型线性化,设计闭环最优控制指标,实现位姿控制^[6]。反步控制的抗干扰能力较弱,稳定性差,并且对初始条件的要求较高^[7]。上述线性控制策略虽然在稳定的环境中取得良好的位姿控制效果,但是在实际应用中未充分考虑环境干扰和系统约束等问题,控制效果不佳。

随着计算机技术的发展,无人机已经配有成熟的自动驾驶仪平台,如 PX4 或 Pixhawk 等^[8],计算能力较强、处理器性能高,基于优化的模型预测控制(model predict control, MPC)算法被广泛用于四旋翼无人机的控制系统^[9-10]。MPC 具有显式处理系统复杂约束的能力,采用滚动优化、反馈修正的策略,在线修正每个时刻的预测轨迹,具有较强的抗干扰能力^[11]。Chen 等^[12]提出了串级形式的 MPC 控制器,将 MPC 分别用于位置控制和姿态控制中,可以处理每个控制量的约束范围,保证四旋翼无人机稳定飞行。周杰等^[13]针对轨迹跟踪中出现的超调问题,在 MPC 的代价函数中引入了偏差变化率,改善了轨迹跟踪性能。

以上 MPC 控制方案都是基于线性化后的四旋翼无人机模型提出的,而实际的四旋翼无人机模型是非线性化的。因此本文提出基于非线性模型的预测控制(nonlinearity model predict control, NMPC)方法,以四旋翼无人机非线性动力学模型作为控制器的预测模型,通过设计目标优化函数,将轨迹跟踪控制问题转化为非线性最优化在线求解问题,以实现轨迹跟踪控制。

1 四旋翼无人机动力学模型

准确的四旋翼无人机动力学模型是设计控制器的基础。本文选用“X”型四旋翼无人机作为研究对象,假设四旋翼无人机为刚体且结构对称,其重心在几何中心处。为描述四旋翼无人机的位置和姿态,定义地球坐标系 $O_E - X_E Y_E Z_E$ 和机体坐标系 $O_B - X_B Y_B Z_B$,如图 1 所示。

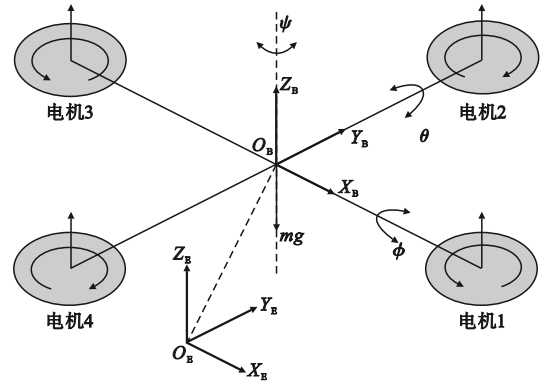


图 1 机体坐标系与地球坐标系

Fig. 1 Body coordinate system and earth coordinate system

四旋翼无人机的动力由四个螺旋桨高速旋转产生^[14],可实现对四旋翼无人机姿态和位置的调整。在机体坐标系下, U_L 为沿 Z_B 轴的总拉力, τ_x, τ_y, τ_z 为绕机体轴 $O_E X_E, O_E Y_E, O_E Z_E$ 的转动转矩,表示为

$$U_L = c_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l c_T (-\omega_2^2 + \omega_4^2) \\ l c_T (-\omega_1^2 + \omega_3^2) \\ c_M (-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\omega_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为四个螺旋桨的转速; l 为螺旋桨中心到四旋翼无人机重心的距离; c_T 为推力系数; c_M 为反扭矩系数。

四旋翼无人机具有六个自由度的输出,本文选用 $\mathbf{P} = (x, y, z)^T$ 和 $\mathbf{\Theta} = (\varphi, \theta, \psi)^T$ 分别表示四旋翼无人机在地球坐标系下的位置坐标和欧拉角,其中 φ 为滚转角, θ 为俯仰角, ψ 为偏航角。

根据四旋翼无人机的非线性、强耦合的特点和控制器设计的需要,本文采用 Euler-Lagrange 方

程推导得到四旋翼无人机的非线性动力学模型^[15],如式(3)所示。

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi) \frac{U_L}{m} \\ \ddot{y} = (\cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi) \frac{U_L}{m} \\ \ddot{z} = (\cos \varphi \cos \theta) \frac{U_L}{m} - g \\ \ddot{\varphi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \frac{\tau_x}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{\dot{\varphi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + \frac{\tau_y}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{\dot{\varphi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{\tau_z}{I_{zz}} \end{cases} \quad (3)$$

式中: \ddot{x} 、 \ddot{y} 、 \ddot{z} 为四旋翼无人机的位置加速度; $\ddot{\varphi}$ 、 $\ddot{\theta}$ 、 $\ddot{\psi}$ 为四旋翼无人机的姿态角加速度; $\dot{\varphi}$ 、 $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$ 为四旋翼无人机的姿态角速度; m 为四旋翼无人机的质量; g 为重力加速度; I_{xx} 、 I_{yy} 、 I_{zz} 分别为四旋翼无人机绕 X_E 轴、 Y_E 轴、 Z_E 轴的转动惯量。

2 NMPC 控制器设计

2.1 基本原理

模型预测是一种基于在线优化的控制策略,在最优控制中具有约束系统变量和滚动优化的优点。本文设计的 NMPC 控制系统结构如图 2 所示, NMPC 控制器包括预测模型、滚动优化和反馈校正三部分。

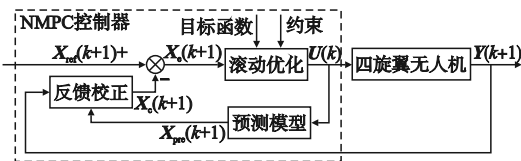


图2 NMPC 控制框图

Fig.2 NMPC control block diagram

首先设预测时域为 N , 控制时域为 W 。在当前采样时刻 k , NMPC 控制器结合预测模型、目标函数和约束进行开环最优化解, 得到当前时刻的最优控制序列 $U(k)$ 、 $U(k+1)$ 、 \dots 、 $U(k+W-1)$, 取其第一个控制量 $U(k)$ 作为四旋翼无人机的控制输入, 并将四旋翼无人机的输出 $Y(k+1)$ 传到反馈校正模块, 完成闭环控制。反馈校正模块将预测模型输出的预测值 $X_{pre}(k+1)$ 和四旋翼无人机实际输出的 $Y(k+1)$ 进行反馈校正后输出校

正值 $X_c(k+1)$ 。在下一采样时刻 $k+1$, 校正值 $X_c(k+1)$ 和期望轨迹 $X_{ref}(k+1)$ 做差得出新的状态量 $X_c(k+1)$, 在滚动优化中重新求解最优化问题, 如此循环构成了完整的模型预测控制过程。

2.2 预测模型

系统的预测模型在预测控制中具有重要作用, 预测模型可根据系统当前给定的状态值和输入值确定系统未来的状态。针对四旋翼无人机的四输入、六输出的非线性特点, 结合式(3), 本文选择采用离散状态空间方程作为系统的预测模型。

定义系统的状态量为 $X(k) = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, x_7, x_8, x_9, x_{10}, x_{11}, x_{12}]^T$, 其中 $x_1 = x$ 、 $x_2 = y$ 、 $x_3 = z$ 、 $x_4 = \varphi$ 、 $x_5 = \theta$ 、 $x_6 = \psi$ 、 $x_7 = \dot{x}$ 、 $x_8 = \dot{y}$ 、 $x_9 = \dot{z}$ 、 $x_{10} = \dot{\varphi}$ 、 $x_{11} = \dot{\theta}$ 、 $x_{12} = \dot{\psi}$; 系统的输入量为 $U(k) = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$, 其中 $u_1 = \omega_1^2$ 、 $u_2 = \omega_2^2$ 、 $u_3 = \omega_3^2$ 、 $u_4 = \omega_4^2$; 系统的输出量为 $Y(k) = [x, y, z, \varphi, \theta, \psi, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T$ 。则四旋翼无人机的非线性离散状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{X}(k+1) = f(X(k), U(k)) \\ Y(k) = X(k) \end{cases} \quad (4)$$

式中 $f(X(k), U(k))$ 为非线性离散映射函数, 表达式如式(5)所示。

$$f(X(k), U(k)) =$$

$$\begin{bmatrix} x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \\ (Cx_4Sx_5Cx_6 + Sx_4Sx_6) \frac{c_T(u_1 + u_2 + u_3 + u_4)}{m} \\ (Cx_4Sx_5Sx_6 - Sx_4Cx_6) \frac{c_T(u_1 + u_2 + u_3 + u_4)}{m} \\ (Cx_4Cx_5) \frac{c_T(u_1 + u_2 + u_3 + u_4)}{m} - g \\ a_1x_{10}x_{12} + a_2(-u_2 + u_4) \\ a_3x_{10}x_{12} + a_4(-u_1 + u_3) \\ a_5x_{10}x_{11} + a_6(-u_1 + u_2 - u_3 + u_4) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $S\alpha$ 为 $\sin \alpha$, $C\alpha$ 为 $\cos \alpha$, $\alpha \in \{x_4, x_5, x_6\}$, 参数 a_i ($i=1, 2, \dots, 6$) 表达式如式(6)所示。

$$\begin{cases} a_1 = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \\ a_2 = \frac{lc_T}{I_{xx}} \\ a_3 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \\ a_4 = \frac{lc_T}{I_{yy}} \\ a_5 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \\ a_6 = \frac{c_M}{I_{zz}} \end{cases} \quad (6)$$

2.3 滚动优化

为保证四旋翼无人机快速、稳定地跟踪期望轨迹,本文采用二次型函数计算预测状态与期望状态的距离误差,以误差最小化作为代价函数,即通过计算 $\mathbf{X}_{\text{pre}} - \mathbf{X}_{\text{ref}}$ 和 $\mathbf{U} - \mathbf{U}_{\text{ref}}$ 的误差最小来求解最优控制量 \mathbf{U} ,其中 \mathbf{X}_{ref} 为参考轨迹、 \mathbf{U}_{ref} 为四旋翼无人机悬停所需的控制量,计算表达式为

$$\mathbf{U}_{\text{ref}} = [\boldsymbol{\omega}_{1r}^2, \boldsymbol{\omega}_{2r}^2, \boldsymbol{\omega}_{3r}^2, \boldsymbol{\omega}_{4r}^2]^T = \frac{mg}{4c_T} [1, 1, 1, 1]^T \quad (7)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}_{ir}$ ($i=1,2,3,4$) 为四旋翼无人机悬停时四个螺旋桨的转速,且 $\boldsymbol{\omega}_{1r}^2 = \boldsymbol{\omega}_{2r}^2 = \boldsymbol{\omega}_{3r}^2 = \boldsymbol{\omega}_{4r}^2$ 。

预测时域 $[k, k+N]$ 内,定义目标函数为

$$\mathbf{J} = \sum_{i=0}^{N-1} \|\mathbf{X}_{\text{pre}}(k+i) - \mathbf{X}_{\text{ref}}(k+i)\|_{\mathbf{Q}}^2 + \sum_{j=0}^{W-1} \|\mathbf{U}(j+i) - \mathbf{U}_{\text{ref}}(j+i)\|_{\mathbf{H}}^2 \quad (8)$$

式中: \mathbf{J} 为目标函数; \mathbf{Q} 和 \mathbf{H} 分别为状态权重矩阵和输入权重矩阵, $\mathbf{Q} \in \mathbf{R}^{12 \times 12}$, $\mathbf{H} \in \mathbf{R}^{4 \times 4}$; $\|\cdot\|_{\mathbf{A}}$ 表示欧几里得范数, $\mathbf{A} \in \{\mathbf{Q}, \mathbf{H}\}$; $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k)$ 为 k 时刻的预测状态; $\mathbf{X}_{\text{ref}}(k)$ 为 k 时刻的期望轨迹; $\mathbf{U}_{\text{ref}}(k)$ 为 k 时刻的期望控制输入。

式(8)的第一项是通过最小化目标函数 \mathbf{J} 求得局部最优解,即未来 W 个时刻的控制量 $\mathbf{U}(k)$ 、 \dots 、 $\mathbf{U}(k+W-1)$ 使得预测时域 $[k, k+N]$ 内的预测值 $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k)$ 、 \dots 、 $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k+N-1)$ 尽可能接近期望值 $\mathbf{X}_{\text{ref}}(k)$ 、 \dots 、 $\mathbf{X}_{\text{ref}}(k+N-1)$; 其第二项是对控制量的约束函数,使 $\mathbf{U} - \mathbf{U}_{\text{ref}}$ 最小,即 $\mathbf{U}(k)$ 的值接近 \mathbf{U}_{ref} ,可有效防止控制量发生突变,甚至四旋翼失控。另一方面,考虑到四旋翼无人机螺旋桨转速受电压限制,设定控制输入的幅值约束为

$$\underline{\mathbf{U}} \leq \mathbf{U}(k) \leq \bar{\mathbf{U}} \quad (9)$$

式中 $\underline{\mathbf{U}}$ 、 $\bar{\mathbf{U}}$ 分别为 \mathbf{U} 的最小控制输入矩阵和最大

控制输入矩阵。

结合离散系统动力学方程和系统约束, NMPC 算法转化为有限时域内的非线性规划问题 (nonlinear programming, NLP)^[16]。当前时刻为 k 时, NLP 表示如下。

$$\begin{aligned} & \min \mathbf{J} \\ & \text{s. t. } \mathbf{X}_{\text{pre}}(k) = \mathbf{X}(k) \\ & \quad \mathbf{X}_{\text{pre}}(k+i+1) = \mathbf{X}_{\text{pre}}(k+i) + \\ & \quad \delta \cdot f(\mathbf{X}(k), \mathbf{U}(k)), i \in [0, N-1] \\ & \quad \underline{\mathbf{U}} \leq \mathbf{U}(k) \leq \bar{\mathbf{U}} \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k) = \mathbf{X}(k)$ 表示在 k 时刻时,取预测值 $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k)$ 等于当前状态值 $\mathbf{X}(k)$; $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k+i)$ 表示预测时域 $[k, k+N]$ 内第 $k+i$ 时刻预测状态; δ 表示采样时间。

本文使用多重打靶法 (multiple shooting method, MSM)^[17] 求解 NLP 问题,将得出最优控制序列的第一个元素 \mathbf{U}_1 作为四旋翼无人机的控制输入 $\mathbf{U}(k)$ 。将获得的四旋翼无人机状态用于下一时刻 $k+1$ 的优化问题,上述过程循环执行,直至控制过程完成。

2.4 反馈校正

在实际的四旋翼无人机动态系统控制中,存在干扰和模型不精确的问题,预测模型输出的预测值与实际值存在偏差,因此仅基于预测模型和最优控制求解的控制量不能保证四旋翼无人机紧密跟踪期望轨迹,若不及时利用实际信息进行反馈校正,由式(4)给出的预测值会偏离实际值。为此,本文设计实时反馈进行校正,将当前时刻的实际测量值 $\mathbf{X}(k)$ 与预测值 $\mathbf{X}_{\text{pre}}(k)$ 做差,引入误差 \mathbf{e}_k ,即

$$\mathbf{e}_k = \mathbf{X}(k) - \mathbf{X}_{\text{pre}}(k) \quad (11)$$

误差反映了预测模型的不确定干扰造成的输出值不准确现象,因此可用误差预测未来的输出误差,以修正预测值。选取反馈系数矩阵 $\mathbf{K} = [0.12, 0.12, 0.05, 0.1, 0.1, 0.1, 0, 0, 0, 0, 0]^T$,通过加权方法预测未来的误差,可得到校正后的预测输出

$$\mathbf{X}_c(k+1) = \mathbf{X}_{\text{pre}}(k) + \mathbf{K} \cdot \mathbf{e}_k \quad (12)$$

在 $k+1$ 时刻,校正后的预测输出 $\mathbf{X}_c(k+1)$ 通过移位变成初始预测值,如此循环反复在线进行。

3 仿真实验

为验证本文设计的 NMPC 算法的有效性,并考虑四旋翼无人机的飞行成本和安全性,首先在 Matlab 中搭建仿真平台对本文算法进行仿真验

证,四旋翼无人机的模型参数如表1所示。

表1 四旋翼无人机模型参数

Table 1 Parameters of quadrotor model

参数	数值
m/kg	0.8
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.81
$I_{xx}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.445×10^{-3}
$I_{yy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	5.445×10^{-3}
$I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	1.089×10^{-3}
l/m	0.5
$c_T/(\text{N} \cdot \text{s}^{-2})$	2.98×10^{-6}
$c_M/(\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	2×10^{-7}

为验证本文设计的 NMPC 方法的优越性,在仿真条件和四旋翼无人机参数一致的情况下,开展对比实验,对比的方法主要包括 PID、串级 MPC^[12]、改进 MPC^[13] 控制方法。设计两组仿真实验,第一组仿真为跟踪圆形参考轨迹,第二组仿真为跟踪正方形参考轨迹。

3.1 圆形期望轨迹

在四旋翼无人机非线性轨迹跟踪控制中, NMPC 控制器的参数选取如表2所示。四旋翼无人机初始状态为 $[x_0, y_0, z_0, \varphi_0, \theta_0, \varphi_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0, \dot{\varphi}_0, \dot{\theta}_0, \dot{\varphi}_0]^T = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0]^T$ 。设圆形参考轨迹为

$$\begin{cases} x_d = 3\sin(t/3) \\ y_d = 3\cos(t/3) \\ z_d = 4 \end{cases} \quad (13)$$

式中: x_d, y_d, z_d 为四旋翼无人机在地球坐标系 $O_E - X_E Y_E Z_E$ 中的期望位置, m; t 表示时间, $t \in [0, 20], \text{s}$ 。

表2 NMPC 控制器参数

Table 2 NMPC controller parameters

参数	数值
N	30
W	30
Q	$\text{diag}[50, 50, 50, 1, 1, 1, 20, 0, 0, 0, 0, 0]$
H	$\text{diag}[1, 1, 1, 1]$
\underline{U}	$[0, 0, 0, 0]$
\bar{U}	$[8, 8, 8, 8]$

本节仿真部分使用 x 轴、 y 轴、 z 轴分别表示 $O_E - X_E Y_E Z_E$ 中的 $O_E X_E$ 轴、 $O_E Y_E$ 轴、 $O_E Z_E$ 轴。

图3为4种控制方法的三维圆形轨迹跟踪效果。在初始时刻, NMPC 和改进 MPC 控制方案的轨迹跟踪性能较好, 超调量小; PID 和串级 MPC 明显偏离圆形参考轨迹; 在 14 s 时, 在 x 轴方向加

入幅值为 0.5 的阶跃信号模拟阵风干扰, 如图3

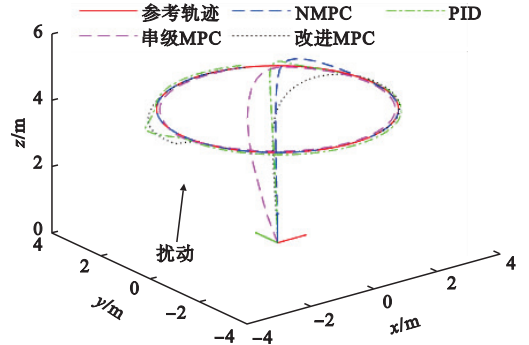


图3 圆形轨迹跟踪效果对比图

Fig. 3 Comparison diagram of tracking effect

of circular trajectory

中箭头所示, NMPC 受到扰动后, 轻微偏离轨迹, 受扰动影响较小, 抗干扰能力强; PID 偏离轨迹, 且不能快速恢复跟踪; 串级 MPC 受扰动最大, 存在安全问题; 改进 MPC 出现明显偏移误差, 抗干扰能力差。

图4为位置跟踪效果曲线, 图5为位置跟踪误差曲线。

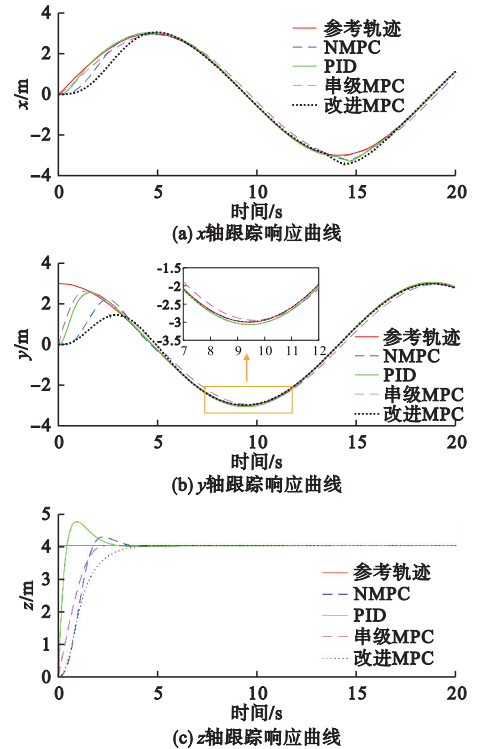


图4 圆形轨迹跟踪效果

Fig. 4 Tracking effect of circular trajectory

分析图4~5如下。

1) 跟踪性能

NMPC 控制器能够精确地跟踪期望圆形轨迹, 几乎实现无误差跟踪, 且超调量小; PID 控制器在 z 轴上出现较大超调量, 由图4(b)局部放大

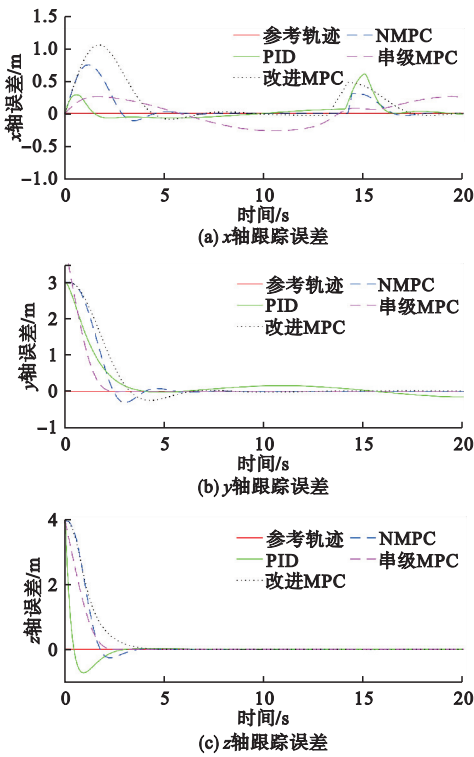


图 5 圆形轨迹跟踪误差

Fig. 5 Tracking errors of circular trajectory

图可见,在曲线的拐点处,PID 控制器存在跟踪误差;串级 MPC 的超调量小,却一直存在跟踪误差;改进 NMPC 无超调量,误差收敛速度较慢。

2) 抗干扰性能

NMPC 和串级 MPC 控制器的抗干扰性能最好,受到扰动后可以快速收敛误差;PID 和改进 MPC 控制器的抗扰性较差,在干扰情况下无法保证快速收敛。

图 6 为姿态角响应曲线。NMPC 和改进 MPC 控制器的姿态角响应曲线平滑,扰动情况下无较大振荡,最大误差仅有 0.2 rad;PID 在 0~1.3 s 内和 14 s 后均出现大幅度振荡;串级 MPC 控制器的姿态角响应曲线出现较大误差,飞行稳定性能差。

图 7 为四旋翼无人机的控制量仿真图。NMPC、PID 和改进 MPC 控制器对幅值有约束能力,数值相近;串级 MPC 的控制量变化较大,不适合应用于实际飞行。

3.2 正方形期望轨迹

为验证控制器的鲁棒性,开展正方形轨迹跟踪控制实验。四旋翼无人机初始状态和 NMPC 控制参数同上,设正方形的参考轨迹方程为

$$\begin{cases} x_d = 4\text{sgn}(\cos(0.3t))\cos^2(0.3t) \\ y_d = 4\text{sgn}(\sin(0.3t))\sin^2(0.3t) \\ z_d = 4 \end{cases} \quad (14)$$

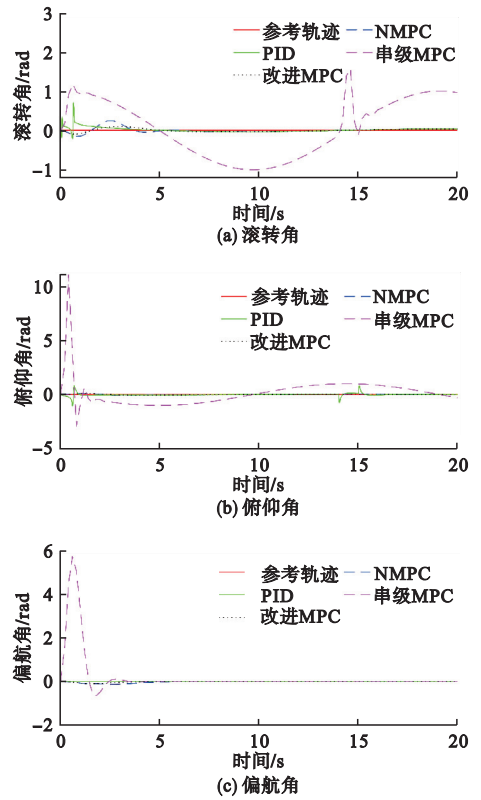


图 6 圆形轨迹姿态角响应曲线

Fig. 6 Attitude angle response curve of circular trajectory

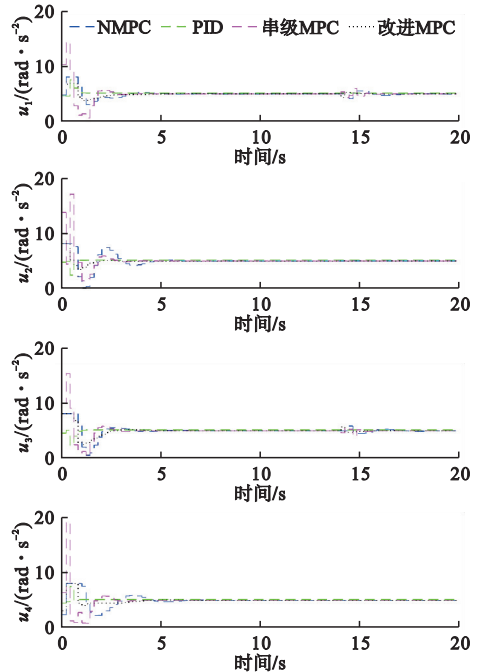


图 7 圆形轨迹控制量

Fig. 7 Control quantity of circular trajectory

正方形轨迹跟踪的三维效果如图 8 所示,NMPC、串级 MPC 和改进 MPC 控制器的轨迹跟踪曲线平稳且光滑,其中串级 MPC 的轨迹一直存

在跟踪误差;PID 在起飞阶段出现较大超调,存在安全性问题。在 14 s 时, x 轴方向加入幅值为 0.5 的阶跃信号模拟阵风干扰,如图 6 中所示,PID 和 NMPC 的位置发生小范围偏移;串级 MPC 和改进 MPC 出现较大跟踪误差,改进 MPC 的轨迹 2 s 后重新恢复了轨迹跟踪,但串级 MPC 控制直至仿真结束后仍未修正跟踪误差。

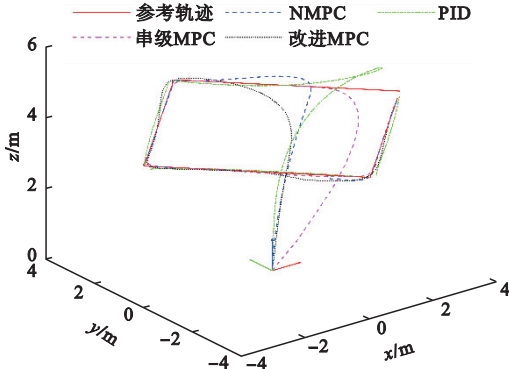


图 8 正方形轨迹跟踪效果对比图

Fig.8 Comparison diagram of tracking effect of square trajectory

正方轨迹效果和跟踪误差如图 9 ~ 10 所示。

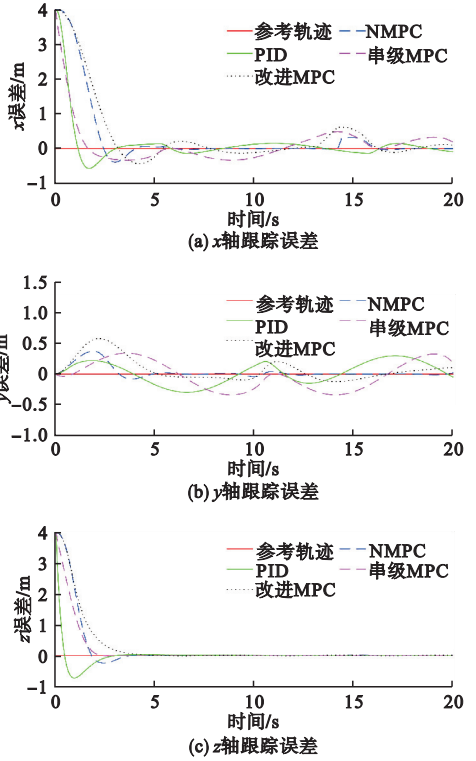


图 10 正方形轨迹跟踪误差

Fig.10 Tracking errors of square trajectory

1) 轨迹跟踪性能: NMPC 控制器的轨迹超调量小,可实现无误差跟踪;PID 的轨迹在拐点处存在 0.2 m 左右的跟踪误差;串级 MPC 控制器的轨迹在 x 轴和 y 轴上误差最大,且一直未修正;改进 MPC 消除了超调量,跟踪性能较好。

2) 抗干扰性能: 由图 9 局部放大图可见,在 1 s 出现扰动后,NMPC 和串级 MPC 均可在 2.1 s 内可修正误差,具有一定的抗扰性;PID 受扰动影响,出现振荡,经 4 s 后误差收敛到 0,抗干扰能力较差;改进 MPC 控制器的抗干扰性能较强,但误差收敛速度较慢。

图 11 为姿态角响应曲线。NMPC 的滚转角和俯仰角的响应曲线平滑,无波动,且稳定后误差保持在 0.1 rad 内;PID 的滚转角和俯仰角响应曲线在 0 ~ 2.5 s 内均出现 1 rad 左右的振荡,且在 14 s 左右俯仰角受扰动影响后再次振荡,PID 在姿态角控制方面稳定性较差;串级 MPC 的滚转角和偏航角在 0 ~ 3 s 内出现大幅度振荡,俯仰角存在波动,飞行状态不稳定;改进 MPC 的姿态角响应比较稳定。

图 12 为四旋翼无人机的控制量仿真图。NMPC 和改进 MPC 的控制量数值幅度较小,能量消耗较少;PID 和串级 MPC 在 0 ~ 2.6 s 内控制量数值变化幅度大,不符合工程实际。

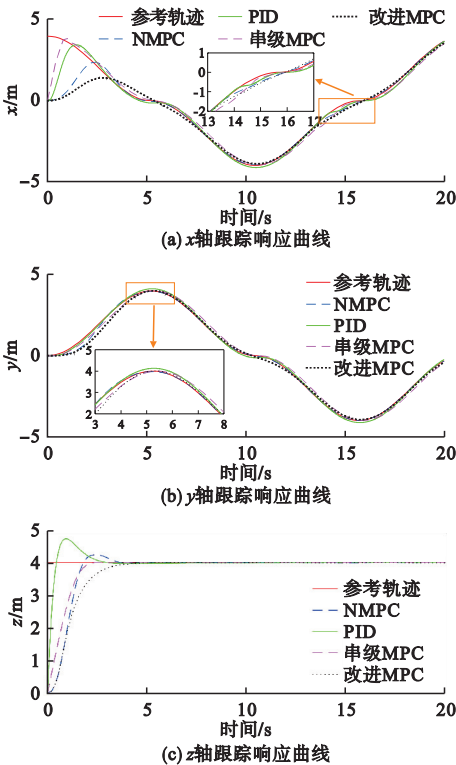


图 9 正方形轨迹跟踪效果

Fig.9 Tracking effect of square trajectory

分析图 9 ~ 10 如下。

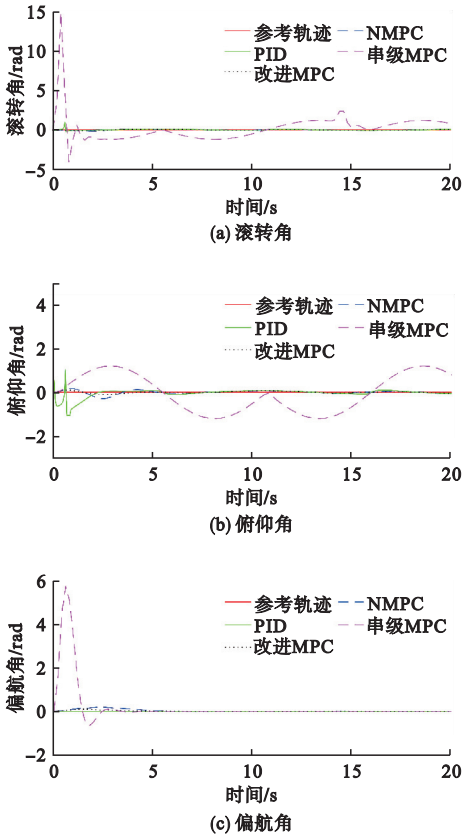


图 11 正方形轨迹姿态角响应曲线

Fig. 11 Attitude angle response curve of square trajectory

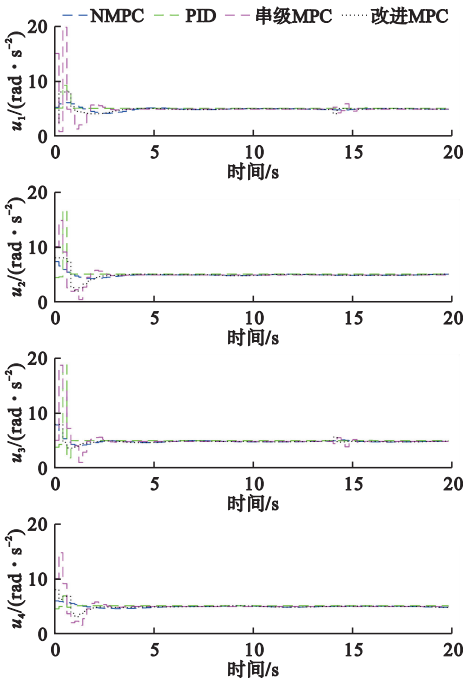


图 12 正方形轨迹控制量

Fig. 12 Control quantity of square trajectory

4 结论

本文设计了基于四旋翼无人机非线性动力学的 NMPC 控制器,旨在利用非线性预测模型和 NMPC 处理系统约束的能力,将轨迹跟踪问题转化为最优化问题,以完成精准的轨迹跟踪任务。在仿真实验中,将 NMPC 与 PID、串级 MPC 和改进 MPC 控制方法进行对比,结果表明,NMPC 控制器提高了控制系统的稳定性和跟踪性能,且具有较强的抗干扰能力。

参考文献 (References):

- [1] 冯迎宾,杨昆,周宇,等. 基于 KCF 的微型无人机目标跟踪方法研究[J]. 沈阳理工大学学报,2022,41(4):1-7,19. FENG Y B, YANG K, ZHOU Y, et al. Research on MAV target tracking method based on KCF[J]. Journal of Shenyang Ligong University, 2022, 41(4): 1-7, 19. (in Chinese)
- [2] 王成,杨杰,姚辉,等. 四旋翼无人机飞行控制算法综述[J]. 电光与控制,2018,25(12):53-58. WANG C, YANG J, YAO H, et al. An overview of flight control algorithms for quadrotors[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(12): 53-58. (in Chinese)
- [3] 隋宇,宁平凡,牛萍娟,等. 面向架空输电线路的挂载无人机电力巡检技术研究综述[J]. 电网技术,2021,45(9):3636-3648. SUI Y, NING P F, NIU P J, et al. Review on mounted UAV for transmission line inspection[J]. Power System Technology, 2021, 45(9): 3636-3648. (in Chinese)
- [4] 姚博誉,路平,杨森,等. 四旋翼飞行器飞行控制技术综述[J]. 航空兵器,2020,27(1):9-16. YAO B Y, LU P, YANG S, et al. An overview of flight control technology for quadrotor aircrafts[J]. Aero Weaponry, 2020, 27(1): 9-16. (in Chinese)
- [5] 盛广润,高国伟,李璇焯,等. 四旋翼飞行器串级模糊自适应 PID 优化控制系统研究[J]. 现代电子技术,2020,43(22):67-71. SHENG G R, GAO G W, LI X Y, et al. Design of cascade fuzzy self-adaptive PID optimization control system for four-rotor aircraft[J]. Modern Electronics Technique, 2020, 43(22): 67-71. (in Chinese)
- [6] JAFARI H, ZAREH M, ROSHANIAN J, et al. An optimal guidance law applied to quadrotor using LQR method[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2010, 53(179): 32-39.
- [7] 甄红涛,齐晓慧,李杰,等. 四旋翼无人机 L_1 自适应块控反步姿态控制器设计[J]. 控制与决策,2014,29(6):1076-1082. ZHEN H T, QI X H, LI J, et al. Quadrotor UAV L_1 adaptive block backstepping attitude controller[J]. Control and Decision, 2014, 29(6): 1076-1082. (in Chinese)
- [8] WANG D, PAN Q, SHI Y, et al. Efficient nonlinear model predictive control for quadrotor trajectory tracking: algorithms and experiment[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(10): 5057-5068.

(下转第 49 页)