

四旋翼无人机 PDF 控制系统设计和抗干扰分析

尹豪, 唐猛, 侯凡

(西南交通大学 机械工程学院, 成都 610031)

摘要: 针对传统的 PID 控制方法在对四旋翼无人机进行控制时动态响应差, 抗干扰能力低等局限性, 不能够满足高精度要求的四旋翼无人机应用场合的问题; 文章以四旋翼无人机的姿态控制为研究对象, 通过采用基于伪微分反馈 (PDF) 控制策略来设计其飞行控制器, 以提高动态响应性能和抗干扰能力; 在对四旋翼无人机数学建模的基础上, 将 PDF 控制策略引入到四旋翼姿态控制中, 提出基于四旋翼无人机对象的 PDF 控制设计方法, 并分别完成 PID、PDF 控制器的设计和动态仿真; 通过对仿真结果比较、分析表明 PDF 控制与 PID 姿态控制器相比, 系统超调量小, 具有更好的鲁棒性和抗干扰能力。

关键词: 四旋翼; 动力学模型; 伪微分反馈控制; 抗扰动; 姿态控制

Design and Anti-interference Analysis of PDF Control System for Quadrotor UAV

Yin Hao, Tang Meng, Hou Fan

(College of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China)

Abstract: In view of the limitations of the traditional PID control method when controlling the quadrotor UAV, the dynamic response is poor, the anti-interference ability is low, and the quadrotor UAV application cannot meet the high precision requirements, in this paper, the attitude control of the quadruple UAV is taken as the research object, and its flight controller is designed by using the pseudo derivative feedback (PDF) control strategy to improve the dynamic response performance and anti-interference ability. Based on the mathematical modeling of quadrotor UAV, the PDF control strategy is introduced into the quadrotor attitude control, and the PDF control design method based on the quadrotor UAV object is proposed. The design and dynamic simulation of PID and PDF controller is completed respectively. By comparing and analyzing the simulation results, the PDF control is smaller than the PID attitude controller, and has better robustness and anti-interference ability.

Keywords: quadrotor; dynamics model; pseudo derivative feedback; anti-interference; attitude control

0 引言

四旋翼无人机是当下比较热门的一种多旋翼无人机, 目前已被大量应用于航拍, 侦察, 巡线, 喷洒农药等众多领域。而常用的 PID 控制方法具有结构比较简单, 其参数调整也相对方便的特点, 故在四旋翼无人机控制的工程实际应用中技术人员一般都采用 PID 控制策略。但在某些特定的高精度控制和抗扰动应用场合, 常用的 PID 控制算法往往不能满足需求。为了能够适应这些应用对四旋翼无人机控制性能的特定需求, 在国内外都出现了多种更智能的控制方法应用在四旋翼无人机中的研究, 比如: 模糊 PID 控制^[1]、自抗扰飞行控制^[2]、滑膜控制^[3]以及多种控制方法

的结合等等。这些控制器相对于 PID 控制器的控制效果都比较好, 但这些控制器的结构也更加复杂, 以及建立它们的数学模型变得困难, 不利于四旋翼无人机的实际控制应用^[4]。

伪微分反馈 (Pseudo Derivative Feedback) 控制策略^[5], 简称为 PDF 控制, 是由美国纽约州康奈尔大学的 Phelan 教授于 1977 年在其书籍《Automatic Control Systems》中提出的, 是一种基于 One-Master 原则的实用性很强的控制架构。以往许多的研究表明, PDF 策略相比 PID 控制策略具有更强的鲁棒性、较强的抗干扰能力和好的动态控制性能。本文就主要工作就是研究将伪微分反馈控制方法引入到四旋翼无人机中, 以提高其控制性能; 通过建立 PID 和 PDF 姿态控制器的控制仿真模型, 研究 PDF 和 PID 策略在阶跃输入和外部干扰下的性能提升。

1 四旋翼无人机动力学模型

1.1 坐标系建立及坐标系变换

四旋翼无人机的旋翼结构布局常用的有十型结构和 X 型结构, 本文的四旋翼机型采用 X 型, 它的 4 个旋翼 (1、

收稿日期: 2019-11-27; 修回日期: 2020-01-06。

基金项目: 中央高校基本科研业务理工科科技创新项目 (A0920502051722-37)。

作者简介: 尹豪 (1995-), 男, 四川达州人, 硕士研究生, 主要从事机电控制及自动化方向的研究。

唐猛 (1969-), 男, 重庆人, 硕士研究生导师, 主要从事机电控制及自动化方向的研究。

2、3、4) 分别位于 X 型结构的前后左右 4 个端点上, 分为正对角线和反对角线两组, 且飞行时两组旋翼的旋转方向刚好相反。即电机 1 和 3 逆时针旋转, 电机 2 和 4 顺时针旋转, 四旋翼无人机结构如图 1 所示。

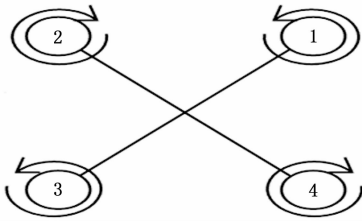


图 1 四旋翼无人机结构简图

为描述四旋翼无人机的运动学关系, 本文为此建立了两个坐标系, 分别为地面坐标系与以无人机重心为原点的机体坐标系。其中地面坐标系是用来表示四旋翼无人机在整个地球空间的三维位置坐标 X_N 、 Y_N 、 Z_N , 以便观察飞行器相对于地面的运动状态, 由此可以得到四旋翼无人机的航向、姿态和位置信息。地面坐标系示意图如图 2 所示, 规定坐标原点与四旋翼无人机的起飞点重合, 沿飞行器的前进方向为 $O_N Y_N$ 正轴, 垂直于水平面向上为 $O_N Z_N$ 正轴, 垂直于 $O_N X_N Z_N$ 平面向上为 $O_N Y_N$ 正轴, 其与轴 $O_N X_N$ 、轴 $O_N Z_N$ 构成右手坐标系。

本文机体坐标系的定义如下: 机体坐标系的选择在以下几个前提的假设下, 不管飞行器高度如何变化, 重力加速度是不会变的, 也即四旋翼无人机的重量是不会变的; 无人机的结构保持稳定, 使得它的重心要保持不变; 且飞行器是刚体, 因此不会发生弹性形变。该坐标系是一直附着在机体上的, 其原点位于四旋翼无人机的重心位置, $O_B X_B$ 轴与无刷直流电机 1 和 2 的对称线平行, 假定向前为正; 无刷直流电机 2 和 3 的对称线即为机体坐标系的 $O_B Y_B$ 轴, 假定向左为正; 而机体坐标系的 $O_B Z_B$ 假定向上为正, 符合右手坐标系的规定。

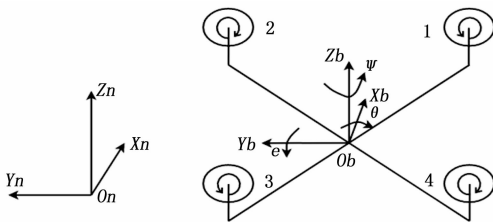


图 2 地面坐标系与机体坐标系示意图

由于四旋翼无人机具有特殊的结构, 使得仅通过调整 4 个旋翼的转速, 就可以改变它的飞行姿态。对于四旋翼的各种姿态控制有以下几种情况: 1) 四只旋翼的旋转速度恒定并相等, 而且它们的升力之和等于四旋翼的重力, 此时无人机处于悬停状态; 2) 旋翼 1 和 4 的转速增大, 而旋翼 2 和 3 的转速减小 (或者旋翼 1 和 4 的转速减小, 而旋翼 2

和 3 的转速增大), 此时无人机做滚转运动; 3) 旋翼 1 和 2 的转速增大, 而旋翼 3 和 4 的转速减小 (或者旋翼 1 和 2 的转速减小, 而旋翼 3 和 4 的转速增大), 此时无人机做俯仰运动; 4) 旋转方向相同的一组旋翼转速增大 (或减小), 而另一组旋转方向相反的旋翼转速减小 (或增大), 此时无人机做偏航运动。为方便描述四旋翼无人机的姿态, 本文将 3 个欧拉角分别定义如下: 滚转角 φ 为机体轴 Z_B 与地面坐标系中 $X_N O_N Z_N$ 平面之间的夹角, 假定飞行器向右滚转角度为正; 俯仰角 θ 为机体轴 X_B 与地面坐标系中 $X_N O_N Y_N$ 平面之间的夹角, 假定飞行器低头时为正; 偏航角 ψ 为机体轴 X_B 在水平面上的投影与地面坐标系 X_N 轴之间的夹角, 假定飞行器机头向左偏航时为正。

由欧拉角定义可知, 从机体坐标系到地面坐标系的位置变换, 可以通过绕不同机体坐标轴的三次连续转动来实现。因此, 将四旋翼飞行器的机体坐标系依次绕 Z_B 轴, Y_B 轴, X_B 轴 (即 $Z-Y-X$ 顺序) 旋转三次可以转换到地球坐标系, 机体坐标系到地面坐标系的旋转矩阵为:

$$R_N^B = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & c\psi s\theta s\varphi - s\psi c\varphi & c\psi s\theta c\varphi + s\psi s\varphi \\ s\psi c\theta & s\psi s\theta s\varphi + c\psi c\varphi & s\psi s\theta c\varphi - c\psi s\varphi \\ -s\theta & c\theta s\varphi & c\theta c\varphi \end{pmatrix} \quad (1)$$

其中: c 代表 \cos 函数, 而 s 代表 \sin 函数。

1.2 动力学模型的建立

四旋翼无人机, 顾名思义就是它具有 4 个旋翼, 每个旋翼由一个无刷电机驱动旋转, 而 4 个旋翼一共需要 4 个无刷电机驱动, 这 4 个无刷电机即为系统的动力输入。而四旋翼无人机在三维空间有 6 个自由度, 6 个自由度仅有 4 个动力输入, 所以它是一个欠驱动系统。而且它的姿态角度与水平位置之间具有较强的耦合关系, 故四旋翼无人机是一个强耦合、欠驱动的非线性系统。本文采用牛顿-欧拉公式推导四旋翼无人机的动力学方程, 由于它的运动学和动力学系统是非常复杂的, 想要完全准确的建立系统的数学模型极其困难。本文为了方便的研究对象, 将无人机的动力模型简化, 建立一个相对准确的模型, 提出以下假设^[6]:

- 1) 把飞行器视为一个刚体, 忽略它的弹性变形;
- 2) 把地面坐标系视为惯性坐标系, 以忽略地球自转与公转对飞行器的影响;
- 3) 飞行器的飞行领域内, 重力加速度保持不变;
- 4) 无人机的形状与质量关于它的中心都是 X 型对称的;
- 5) 忽略它在飞行中所受到的空气阻力;
- 6) 四旋翼无人机在低速的, 小角度情况下飞行。

在上面假设的情况下, 四旋翼无人机所受合外力主要由飞行器本身的重力和 4 个旋翼旋转所产生的升力和某些外部干扰力 (比如风力) 组成。飞行器受到的升力与 4 个旋翼的旋转速度的平方是正比关系, 记 4 个旋翼的转速分

别为 Ω_i (下标 i 的取值为 1, 2, 3, 4), 则

$$F_i = k_F \Omega_i^2 \quad (2)$$

其中, k_F 为旋翼升力系数。

四旋翼在地面坐标系下受到的合力为:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = R_B^N \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_1^4 F_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中: F_x 、 F_y 、 F_z 为 X_N 、 Y_N 、 Z_N 轴所受合力, f_x 、 f_y 、 f_z 为 X_N 、 Y_N 、 Z_N 轴的扰动。由牛顿第二定律得:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \left[\sum_1^4 F_i R_B^N \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} \right] / m \quad (4)$$

由于四旋翼无人机的结构布局是均匀对称的, 故 J_{xy} 、 J_{yz} 和 J_{xz} 都等于零, 可知机体的转动惯量矩阵为对称矩阵, 即

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_x & 0 \\ 0 & J_y \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

其中, J_x 、 J_y 、 J_z 为无人机绕机体坐标系 X_B 、 Y_B 、 Z_B 轴旋转的转动惯量。

则由欧拉方程可得

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{p} \\ \ddot{q} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中 M_x 、 M_y 、 M_z 为绕机体坐标系三轴所受力矩, p 、 q 、 r 为绕机体坐标系三轴转动的角速度。

进一步对转动力矩进行分析:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ k_M (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (7)$$

其中: L 为旋翼中心与机体重心之间的距离, k_M 为旋翼反扭矩系数。

将式 (7) 代入式 (6) 得

$$\begin{bmatrix} J_x \ddot{p} \\ J_y \ddot{q} \\ J_z \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ k_M (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qr(J_y - J_z) \\ pr(J_z - J_x) \\ pq(J_x - J_y) \end{bmatrix} \quad (8)$$

机体角速度与欧拉角速度对应关系:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\varphi \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi\cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (9)$$

本文研究的情况为四旋翼无人机小角度、低速飞行, 因此可以做如下近似:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \ddot{p} \\ \ddot{q} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\varphi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} \quad (10)$$

将式 (10) 代入式 (8) 整理得

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = \left[\frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) + \ddot{\theta} (J_y - J_z) \right] / J_x \\ \ddot{\theta} = \left[\frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + \ddot{\varphi} (J_z - J_x) \right] / J_y \\ \ddot{\psi} = \left[k_M (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) + \ddot{\theta} (J_x - J_y) \right] / J_z \end{cases} \quad (11)$$

为简化系统数学模型, 令

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_F (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ \frac{\sqrt{2}}{2} L k_F (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ k_M (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (12)$$

它们为四旋翼无人机 4 个独立通道的控制量, U_1 、 U_2 、 U_3 、 U_4 分别为垂直升降、滚动力矩、俯仰力矩、偏航力矩控制量。四旋翼无人机飞行器的动力学最终模型为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = [\cos\varphi\sin\theta\cos\psi + \sin\varphi\sin\psi]U_1 + f_x / m \\ \ddot{y} = [\sin\varphi\sin\theta\cos\psi - \cos\varphi\sin\psi]U_1 + f_y / m \\ \ddot{z} = [\cos\theta\cos\psi]U_1 + f_z / m - g \\ \ddot{\varphi} = [U_2 + \ddot{\theta}(J_y - J_z)] / J_x \\ \ddot{\theta} = [U_3 + \ddot{\varphi}(J_z - J_x)] / J_y \\ \ddot{\psi} = [U_4 + \ddot{\theta}(J_x - J_y)] / J_z \end{cases} \quad (13)$$

2 无人机 PDF 姿态控制器设计

2.1 PDF 控制策略

PDF 控制器的架构类似 PI 控制器, 但是目标值和反馈的误差只作为 I (积分) 控制器的输入, 误差不是 P (比例) 控制器的输入, 改用反馈作为 P (比例) 控制器的输入, 因为误差不是比例控制器的输入, 因此也被 Phelan 称之为伪微分反馈 (PDF)^[7]。

由公式 (13) 可知, 四旋翼无人机的姿态控制模型是一个二阶控制系统。PDF 策略的二阶控制结构如图 3 所示, 整个系统的末级控制元件由传递函数 1 代表, 其物理元件的最大能量输出决定了输出最大值 M_2 的取值^[8], K_i 、 K_{d1} 和 K_{d2} 都为 PDF 控制系统的系数。

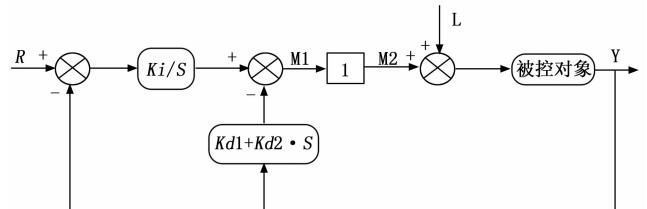


图 3 二阶 PDF 策略控制器结构

2.2 PDF 控制器系数确定

本研究对象模型参数如表 1 所示。

表 1 四旋翼模型参数

物理量	数值
重力加速度 g	9.81 m/s ²
机臂长 L	0.222 3 m
质量 m	1.023 kg
升力系数 kF	1.486 5 * N * S ²
反扭矩系数 kM	2.925 * N * S ²
X 轴转动惯量	0.009 5 kg * m ²
Y 轴转动惯量	0.009 5 k * m ² g
Z 轴转动惯量	0.018 6 kg * m ²

由文献 [9] 可知, 对于一个二阶对象来说, PDF 控制系数的设定公式如下:

$$Ki = 6.52 \cdot [M_{\max}/(I \cdot r_0)]^{1.5} \quad (14)$$

$$Kd1 = 8.53 \cdot M_{\max}/(I \cdot r_0) \quad (15)$$

$$Kd2 = 4.13 \cdot [M_{\max}/(I \cdot r_0)]^{0.5} \quad (16)$$

式中, I 为被控对象的最大阶项系数, r_0 为系统的阶跃参考输入的最大值, M_{\max} 为末级控制元件的最大输出值。由式 (13) 可知, I 等于机体轴转动惯量, $r_0 = 30 * \pi/180$, 末级控制元件最大输出为滚动、俯仰和偏航最大瞬时力矩乘以对应的机体轴转动惯量, 最大力矩为 2.5 N * m, 3 个 PDF 姿态控制器的系数如表 2 所示。

表 2 四旋翼 PDF 控制器参数

通道	Ki	Kd1	Kd2
$\Phi/\theta/\Psi$	68.023 6	40.727 7	9.024 5

2.3 四旋翼仿真模型

由式 (13) 可知, 四旋翼无人机的 3 个姿态控制量具有耦合关系。但在较小的姿态角速率情况下, 可以忽略它们相互间的耦合影响, 由此可以按照单通道控制系统分别设计。Matlab/Simulink 软件平台具有强大的仿真功能, 可以在此平台上对四旋翼的动力学模型进行动态仿真。本文对滚动、俯仰、偏航 3 个通道分别独立进行 PID 和 PDF 控制仿真, 整个系统的 Simulink 仿真模型如图 4 所示。

在图 4 中, 仿真模型的构成主要有四部分: 姿态信号模块、控制器、控制量转换和四旋翼无人机动力学模型。其中姿态信号模块包括姿态角命令信号和反馈信号。姿态控制器采用 PID 和 PDF 控制器, 其输入为欧拉角命令值和反馈值, 输出为 U_1 、 U_2 、 U_3 、 U_4 。姿态控制器的输出是中间控制量, 这些量的实现最终都是靠四旋翼无人机的 4 个电机实现的, 要达到这些控制, 每个电机的具体值可有前面的式 (12) 反推得到。四旋翼无人机动力学模型通过一个 level-2 MATLAB S-Function 来实现。四旋翼 PID 控制器仿真模型和 PDF 控制大致结构类似, 只是把 PDF 控制器换成里 Simulink 自带的 PID Controller 模块。

3 控制及仿真结果

下面通过如下几个方面进行控制性能仿真, 从而从仿真的角度评估 PDF 算法在四旋翼姿态的动态响应及抗干扰的优越性。

3.1 PID 和 PDF 在阶跃输入的输出响应

3 个姿态角 Φ 、 θ 、 ψ 的初始值都是 0, 最终输出分别是 $10 * \pi/180\text{rad}$ 、 $20 * \pi/180\text{rad}$ 和 $30 * \pi/180\text{rad}$, 阶跃时间点分别是 4 s、7 s 和 10 s。滚动角 Φ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 的 PID 和 PDF 控制输出仿真如图 5 所示。

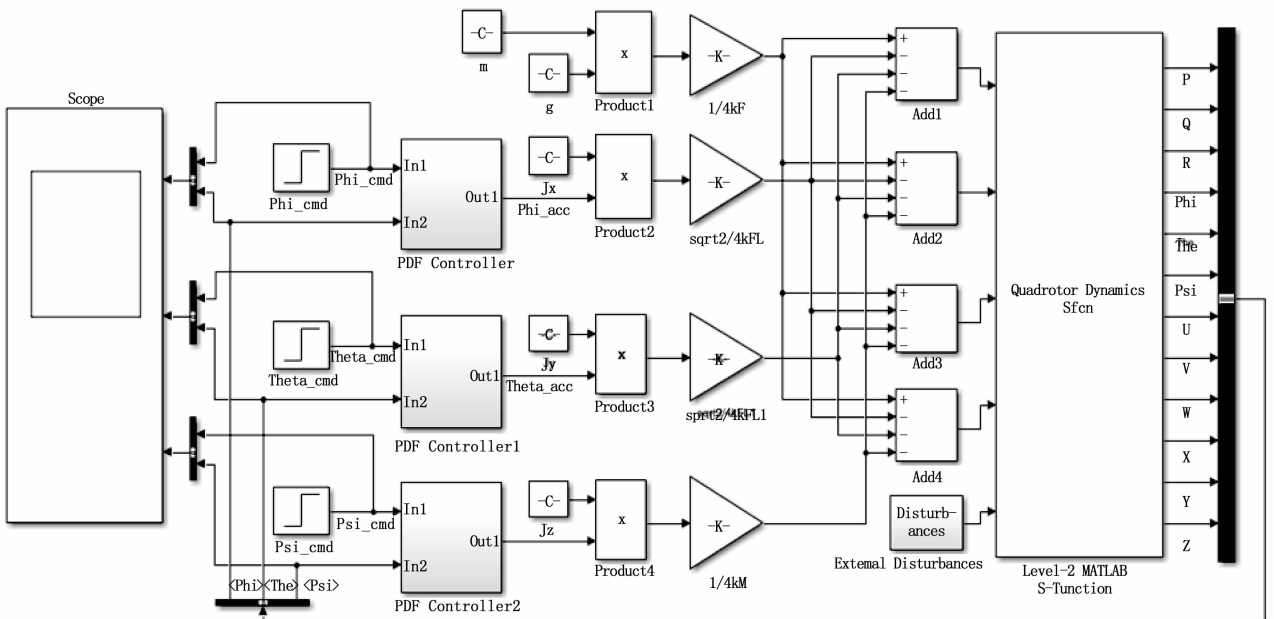


图 4 四旋翼基于 PDF 控制的仿真模型

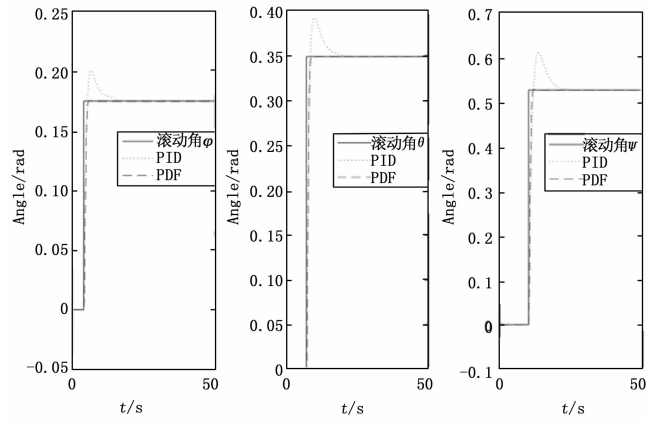


图 5 PID 和 PDF 控制下的姿态角曲线

在没有外部扰动作用时, 加上积分环节控制会导致系统的动态性能变差, 而当有变化的外部扰动作用时, 积分控制又不能很好的发挥它对干扰的抑制作用。因此, 在对四旋翼无人机的 Simulink 模型进行基于 PID 姿态控制和抗干扰控制模拟仿真时, 本文主要利用比例环节和微分环节对姿态进行控制^[10]。基于 PID 控制算法的调试主要是利用试凑法整定 PID 算法的各个参数, 通过先比例、后微分的步骤反复试凑调试, 观察仿真结果, 以便得到满意的控制效果, 各个控制参数最终调得分别为 $[0.5 \ 0 \ 1.4]$, $[0.4 \ 0 \ 1.4]$, $[0.3 \ 0 \ 1.0]$ 。图 5 中, 基于 PID 控制算法的姿态角 ϕ 、 θ 、 ψ 的响应曲线超调量分别为 14.4%、13.1% 和 15.7%, 上升时间分别为 0.9 s、0.94 s 和 1.3 s。图 5 中, 基于 PDF 控制算法的姿态角 ϕ 、 θ 、 ψ 的响应曲线超调量分别为 0.505%、0.505% 和 0.505%, 上升时间分别为 0.77 s、0.77 s 和 0.78 s。可知, 在阶跃输入、无干扰的情况下, PID 控制器经过多次调参后, 仍有较小的超调, 而 PDF 控制器则几乎无超调, 且它们的上升时间相差不大。

3.2 抗干扰能力比较

通过模拟在第 20 s 给机体轴 X 轴施加一个阶跃负载转矩为 $1 \text{ N} \cdot \text{m}$, 得到的仿真结果如图 6~8 所示。

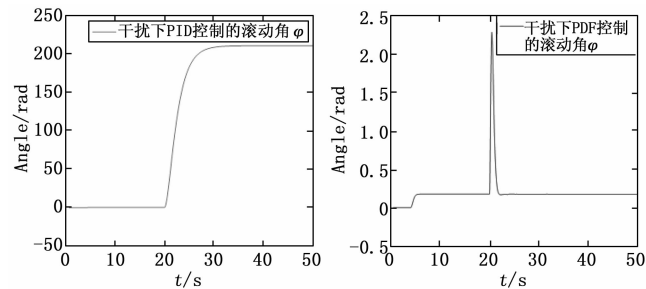


图 6 干扰下 PID 和 PDF 控制的滚动角

由图 6~8 可知, 在阶跃输入姿态控制器响应稳定后, 当给仿真模型系统一个较大的外在干扰力矩时, 该干扰使得系统的总力矩相比原来的力矩瞬时增加数倍, 基于 PID 控制器的滚动角姿态响应会立刻出现失稳的情况, 并且由

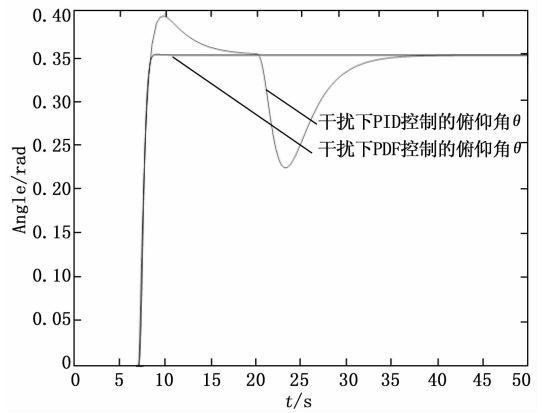


图 7 干扰下 PID 和 PDF 控制的俯仰角

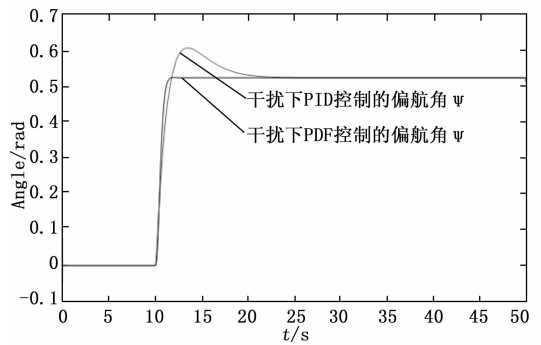


图 8 干扰下 PID 和 PDF 控制的偏航角

于耦合的原因, 使得俯仰角的控制会受到干扰, 最终使得整个控制系统不可控。但是在 PDF 控制器下, 虽然滚动角也会受到扰动影响, 但是立刻就会恢复到设定的姿态角度, 并且不会影响到俯仰角的控制, 姿态控制完全受控, 对四旋翼的整体控制基本上没有影响。

4 结束语

本文以四旋翼无人机为研究对象, 在某些假设的条件下, 对它的运动学和动力学进行了理论分析, 然后建立了四旋翼无人机的简化数学模型, 并在 Matlab/Simulink 软件平台上对四旋翼无人机的高度和姿态控制建立了基于 PID 和 PDF 两个控制器的仿真模型和工况仿真。仿真结果表明: 采用 PDF 控制策略的四旋翼姿态控制系统仿真结果符合理论分析, 较短的系统响应时间, 极其小的超调或无超调, 转矩波动小, 较好的稳态性能, 具有很强的鲁棒性, 相比传统的 PID 控制策略有更好的控制效果。在外部干扰下也能够达到很好的动态响应, 并快速恢复到命令姿态角度。对今后 PDF 控制在四旋翼无人机姿态控制中的研究与应用有一定的实际意义。

参考文献:

[1] 张 镭, 李 浩. 四旋翼飞行器模糊 PID 姿态控制 [J]. 计算机仿真, 2014, 31 (8): 73-77.

- [2] 李毅, 陈增强, 刘忠信. 自抗扰技术在四旋翼飞行姿态控制中的应用 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46 (3): 115-118.
- [3] Han J H, Feng Y M, Peng F, et al. Attitude and Position Control of Quadrotor UAV Using PD-Fuzzy Sliding Mode Control [A]. International Conference on Intelligent Robotics and Applications [C]. Springer, Cham, 2017: 563-575.
- [4] 戴启浩, 马国梁. 四旋翼飞行器的自抗扰控制方法研究 [J]. 计算技术与自动化, 2017, 36 (1): 46-50.
- [5] Richard M Phelan. Pseudo Derivative Feedback (PDF) Control [D]. California University, 1971.
- [6] 陈骥. 四旋翼无人飞行器动力学建模及控制技术研究 (上接第 68 页)
- 对比表 4~6 可知, 实验组目标数据堆积量在周期性检测时长等于 10 s 的情况下, 具有最大的平均值结果, 在周期性检测时长等于 20 s 的情况下, 具有最小的平均值结果, 同时去除最大值与最小值, 取周期性检测时长等于 30 s 最为分析对象, 经计算可知, 实验组目标数据堆积量的平均值仅为 1.20×10^9 T/s; 对照组 1 目标数据堆积量在周期性检测时长等于 10 s 的情况下, 具有最大的平均值结果, 在周期性检测时长等于 30 s 的情况下, 具有最小的平均值结果, 同时去除最大值与最小值, 取周期性检测时长等于 20 s 最为分析对象, 经计算可知, 对照组 1 目标数据堆积量的平均值达到 3.03×10^9 T/s, 与实验组平均值相比, 上升了 1.83×10^9 T/s; 对照组 2 目标数据堆积量在周期性检测时长等于 10 s 的情况下, 具有最大的平均值结果, 在周期性检测时长等于 30 s 的情况下, 具有最小的平均值结果, 取周期性检测时长等于 20 s 最为分析对象, 经计算可知, 对照组 2 目标数据堆积量的平均值达到 2.82×10^9 T/s, 与实验组平均值相比, 上升了 1.62×10^9 T/s。综上可知, 应用基于卷积神经网络行人目标检测系统, 可实现降低单位时间内目标数据堆积速率的初衷。
- #### 4 结束语
- 在卷积神经网络的支持下, 新型行人目标检测系统改进传统 CNN 计算框架, 联合目标传感器、并行检测结构等多个硬件执行设备, 在建设训练文件架构的同时, 设置必要的模块复用加速器结构。从实用性角度来看, 新型检测系统可解决 PCA、SVM 算法中目标检测率低、数据堆积速率快的问题, 具备较强的实用适应性。
- #### 参考文献:
- [1] 陈皓, 何杰, 马凯, 等. 基于 BP 神经网络补偿卡尔曼滤波的 UWB 精确定位算法 [J]. 电子设计工程, 2019, 27 (24): 103-107.
- [2] 叶茂茂, 董萌, 罗威, 等. 基于卷积神经网络和重排序的农业遥感图像检索 [J]. 农业工程学报, 2019, 35 (15): 138-[D]. 南京: 南京理工大学, 2016.
- [7] Wang Xiaoqiang, Tang Meng, Ying Bubai. Robustness analysis of PDF control for elect-hydraulic servo system [A]. Mechanical and Electronics Engineering (ICMEE), 2010 2nd International Conference on [C]. 2010.
- [8] 董纵昊. 自调节 PDF 控制算法的研究 [D]. 成都: 西南交通大学, 2002.
- [9] 李波, 唐猛. PDF 策略在变载荷高性能控制系统中的设计及仿真 [J]. 工程设计学报, 2013, 20 (1): 49-54.
- [10] 吴瀚文. 四旋翼飞行器抗风控制研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [3] 陈德鑫, 占袁圆, 杨兵, 等. 基于 CNN-BiLSTM 模型的在线医疗实体抽取研究 [J]. 图书情报工作, 2019, 24 (12): 105-113.
- [4] 曹双倩, 袁培江, 陈冬冬, 等. 激光测距传感器光束矢向和零点位置标定方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44 (6): 1321-1327.
- [5] 苗春雨, 陈丽娜, 吴建军, 等. 无线传感器网络节点位置验证框架 [J]. 计算机研究与发展, 2019, 56 (6): 1231-1243.
- [6] 唐艳慧, 赵鹏, 王承琨. 基于多重分形谱的木材高光图像纹理分类算法 [J]. 液晶与显示, 2019, 34 (12): 1182-1190.
- [7] 肖启阳, 李健, 孙洁娣, 等. 基于 EWT 及模糊相关分类器的管道微小泄漏检测 [J]. 振动与冲击, 2018, 37 (14): 122-129.
- [8] 陈诚, 解启文, 黄方志, 等. 金纳米棒调控组装结构 SERS 基底用于构筑毒品检测模块 [J]. 光散射学报, 2018, 30 (1): 17-23.
- [9] 蒋爱国, 符培伦, 谷明, 等. 基于多模态堆叠自动编码器的感应电机故障诊断 [J]. 电子测量与仪器学报, 2018, 14 (8): 17-23.
- [10] 冯克鹏, 田军仓, 洪阳. 自寻优最近邻算法估算有限气象数据区潜在蒸散量 [J]. 农业工程学报, 2019, 35 (20): 76-83.
- [11] 武云丽, 林波, 曾海波. 带有超大型挠性网状天线航天器姿态控制系统的参数化多目标设计 [J]. 控制理论与应用, 2019, 16 (5): 766-773.
- [12] 王友仁, 傅宏辉, 邵力为, 等. 基于电压检测与混杂模型的 Buck 电路参数辨识 [J]. 电力电子技术, 2019, 15 (6): 137-140.
- [13] 韩小东, 许哲, 丛岩, 等. 基于 FPGA 与 W5100 的高频发射机数据传输系统设计 [J]. 原子核物理评论, 2018, 35 (3): 308-312.
- [14] 冀树伟, 杨喜旺, 黄晋英, 等. 基于特征复用的卷积神经网络模型压缩方法 [J]. 计算机应用, 2019, 39 (6): 1607-1613.