

基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器设计

施建

(浙江科技学院 信息与电子学院, 杭州 310023)

摘要: 为了克服传统控制器控制四旋翼姿态效果差的问题, 提出了基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器设计; 硬件结构通过 PCIE-PCI 转接卡和运动控制板卡连接计算机, 借助运动控制板卡计算四旋翼电机控制量; 选用 MACH4 运动控制板卡有效控制四旋翼姿态加速度; 选择 JQX-13F 型号继电器, 在电气输出电路中形成控制量阶跃性改变, 借助小电流去操控大电流, 有效控制四旋翼姿态角速度; 使用 MS-S3 型号带数显伺服驱动器, 可根据负载不同自动调节驱动器输出电流大小; 以 Cortex-M4 内核结构为基础设计微控制器, 有效控制四旋翼姿态角; 分析四旋翼姿态控制器受力情况, 构建自抗扰解耦模型, 在滚转角、俯仰角和偏航角支持下, 计算螺旋桨中心至机体坐标原点的距离、惯性力矩, 借助 Visual C++ 6.0 设计控制流程; 实验结果表明, 以 X 轴为例, 采用所设计控制器得到四旋翼加速度平均值为 0.8 m/s^2 、角速度平均值为 6.08 m/s 、姿态角平均值为 10.5° , 与实际情况相符合, 表明该控制器能够实现飞行姿态的稳定控制。

关键词: 自抗扰解耦模型; 四旋翼; 姿态控制器; 姿态角

Four-rotor Attitude Controller Design Based on Auto-disturbance Rejection Decoupling Model

Shi Jian

(School of Information and Electronics, Zhejiang University of Science and Technology, Hangzhou 310023, China)

Abstract: In order to overcome the problem of poor performance of the traditional controller in controlling the four-rotor attitude, a four-rotor attitude controller design based on the auto-disturbance decoupling model is proposed. The hardware structure is connected to the computer through the PCIE-PCI adapter card and the motion control board. The motion control board is used to calculate the control amount of the four-rotor motor; the MACH4 motion control board is used to effectively control the attitude and acceleration of the four-rotor; A step change in the control quantity is formed in the electrical output circuit, and the small current is used to control the large current to effectively control the four-rotor attitude angular velocity; the MS-S3 model with digital display servo driver can automatically adjust the output current of the driver according to the load. The microcontroller is designed based on the Cortex-M4 core structure to effectively control the attitude of the four-rotor. Analyze the force situation of the four-rotor attitude controller, build an auto disturbance rejection decoupling model, calculate the distance and the moment of inertia from the center of the propeller to the origin of the body coordinates with the support of roll angle, pitch angle and yaw angle, with the help of Visual C++ 6.0 design control flow. The experimental results show that taking the X-axis as an example, the average acceleration of the quadcopter is 0.8 m/s^2 , the average angular velocity is 6.08 m/s , and the average attitude angle is 10.5° , which is consistent with the actual situation. It shows that the controller can achieve stable control of flight attitude.

Keywords: auto-disturbance decoupling model; quadrotor; attitude controller; attitude angle

0 引言

小型四旋翼飞行器拥有六自由度(位置及姿态)以及4个控制输入(旋翼转速)的强抗干扰驱动系统, 具备变量多元、非线性、强耦合以及干扰敏感性等特点, 导致飞行操控系统设计有很大挑战^[1]。另外, 控制器功能特性会被模型精准度以及传感器准确度干扰, 控制姿态是飞行控制中最为重要的一环^[2]。对于小型四旋翼飞行器姿态的管控, 当前研究比较多的是鲁棒、自适应、非线性的控制等, 但是以上这些方法要求模型精度达到很高的标准, 控制系统设计具有复杂性, 也会存在诸多不同的缺陷, 造成应用具

有局限性^[3]。在此基础上, 以自抗扰解耦模型为基础的四旋翼姿态控制器的设计被提出来。自抗扰控制器无需借助系统精度, 而利用避免误差的方式, 算法运算简便、具有鲁棒性、适应性强、抗干扰能力强等优势, 而且控制系统的动态性和稳态性很好。引进自抗扰控制技术, 能够有效缓解非线性耦合系统的操控问题。

1 四旋翼姿态控制器硬件结构设计

基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器硬件结构设计如图1所示。

计算机通过 PCIE-PCI 转接卡和运动控制板卡连接起来, 它借助安置在平台的三个编码器对飞行仿真器的俯仰角、横滚角、偏航角的信息数据进行实时探测与记录, 之后借助运动控制板卡对控制器计算4个电机的控制量进行

收稿日期: 2020-04-14; 修回日期: 2020-05-08。

作者简介: 施建(1996-), 男, 浙江丽水人, 大学本科生, 主要从事电子信息工程方向的研究。

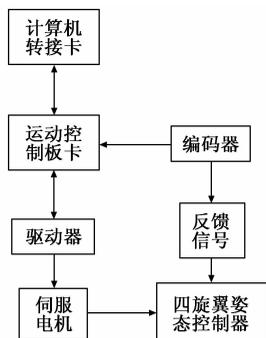


图 1 硬件结构设计

反馈,同时启动电机,使螺旋桨形成升、降力,进而保证控制的稳定性^[4-6]。

1.1 运动控制板卡

选择 MACH4 运动控制板卡具有 8 个 IO 接口,使用隔离开路输出方式,获取驱动电流,支持 4 轴联动,同时从 8 路输出口中获取最大电流,从 16 路输入口中获取最大电压。使用步进/伺服驱动器,具有 USB2.0 标准接口,支持全速传输模式^[7]。该结构支持 Mach4 个人爱好者版本,只适合 Windows 操作系统,全面支持 USB 热插拔,随时监测 USB 连线状态,Mach4 工作中,USB 电缆拔出再插上,也可正常连线。拥有 2 000 kHz 的脉冲输出,支持伺服/步进电机^[8]。支持主轴 PWM 调速输出;支持主轴脉冲十方向输出;支持主轴 0~10 V 模拟电压调速输出^[9-10]。

1.1.1 继电器

继电器为电气控制器件之一,在输入量(激励量)改变符合标准情况下,作用是在电气输出电路中,造成控制量产生预设的阶跃改变^[11]。继电器包含控制系统(又称为输入回路)与被控系统(又称为输出回路)间的互动联系。一般情况下在自动化的控制电路领域应用较为广泛,本质上是借助小电流去操控大电流工作的一种“自动开关”^[12]。因此在电路中的作用是自动调节、安全防护、改变电路等^[13]。选择 JQX-13F 型号继电器内部结构如图 2 所示。

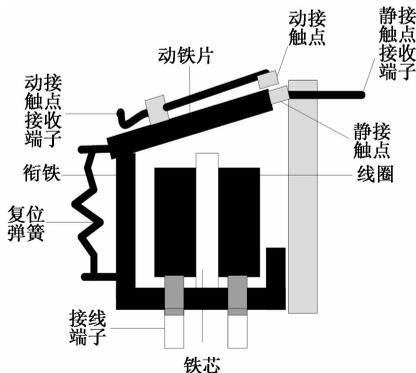


图 2 JQX-13F 继电器内部结构

继电器运作时,借助加上特定电压值在线圈端部,线圈中形成电流,继而发生电磁效应,衔铁便在电磁力吸引下摆脱复位弹簧的拉力被铁芯吸引过去,管控触点的闭合

情况。若线圈失去供电,电磁吸力将不会产生,衔铁将在复位弹簧的反作用力下回到初始位置,造成触点被断开,借此管控电路的通与断。

1.1.2 伺服驱动器

选择 MS-S3 型号带数显伺服驱动器运行更加平稳,采用专用电机控制 DSP 芯片和矢量闭环控制技术,快速克服伺服驱动器丢步问题,同时提升电机性能,降低机能能耗。混合伺服驱动器系统高速心梗要比开环步进提高 20% 以上,有效转矩能够提升到 70% 以上,进而使电机在高速运动过程中保持高转矩运行。采用电流控制技术,可根据负载不同,自动调节驱动器输出电流大小,进而有效降低电机和驱动器发热,提高运行效率^[14]。

主流的伺服驱动器都由数字信号处理器充当管控的关键,能够完成较为复杂的控制算法运算,达到数字化、网络化以及智能化的目的。功率器件通常借助以智能功率为关键的驱动电路,IPM 内存在驱动电路,并借助过电压、过电流、过热、欠压等对电路进行安全监测与保护,主回路中引入软启动电路,使启动过程中驱动器产生的冲击力减弱^[15]。功率驱动模块先借助三相全桥整流电路将进入的三相电市电执行整合电流操作,获得直流电。将整流完毕的三相电或者是市电,之后借助三相正弦 PWM 电压型逆变器变频使三相永磁式同步交流伺服电机被启动。功率驱动模块概括来说即为 AC-DC-AC。整流模块(AC-DC)的拓扑电路以三相全桥不控整流电路为主^[16]。

1.2 编码器

选择 h264R 型号编码器,具有可嵌入式硬件编码、支持 WINDOWS 及 LINUX 等操作系统、支持多协议和多码流、一键还原远程升级维护,该编码器支持 1 路高清 HD-MI 音视频采集功能,具有独立音频接口采集模式。编码输出双码流 H.264 格式,音频 MP3/AAC 格式,画面质量可控制,使用方便,不存在硬件兼容性问题。使用 H.264 格式,具有稳定高效、低时延、低码率,高质量视频画面,错误恢复功能等特点,支持多协议、兼容多平台。

使用编码器可将比特流数据进行编制和转换,通过通讯、传输等形式,将角位移或直线位移转变成电信号形式。按照读出方式编码器可分为直接基础和非接触两种,通过确定每个位置上的数字码,可确定示意值和测量值的关系,进而确定起始和终止位置。采用高速端安装方式,将其安装于马达转轴端,该方法分辨率高,马达转动圈数在该量程范围内,可充分提高分辨率,保证来回有齿轮间隙误差达到最小,不易于损坏编码器。

1.3 微控制器

姿态控制器中的关键芯片利用 ST 意法半导体公司以 Cortex-M4 内核结构为基础研制的 STM32F407VGT6,它的通信接口资源可选择性强、低功耗、低成本以及具备较全面的外设功能,而且可以进行 FPU 浮点运算,使数据运算精准度有所提高。芯片把惯性测量模块获取到的加速度、角速度数值解算为姿态角,进行增量式控制算法分析,

得出对应占空比的 PWM 波。惯性检测模块由获取到传输给主控制芯片需要大概 3 ms 时间，所以微控制器响应速率需达到特定要求。以 STM32F407VUT6 特性角度看，接口选择性多可以轻松达到上位机、串口、传感器等对接口的标准需求。该控制器参数设置如表 1 所示。

表 1 控制器参数设置

核心处理器	ARM Cortex -M4
核心尺寸	64 位
速度	168 MHz
连接性	CAN、DCMI、以太网、I2C
外设	欠压检测/复位
I/O 数	82
程序存储容量	1 MB
程序存储器种类	闪存
EEPROM 容量	—
RAM 容量	192K×8
电压—电源	1.8 V—3.5 V
数据转换器	A/D16×12b
振荡器种类	内部
工作温度	-40~80 ℃
封装	100-LQFP

四旋翼控制器应用 32 位 ARM 微控制器，168 MHz 是频率的最高值，作用是对多传感器获取的实时飞行器状态信息数据进行分析与处理。惯性测量模块具有陀螺仪与加速度计，借助 IIC 串行总线获取、传输数据信息到主控芯片，数据经过处理操作之后传输给 1 路 PWM 波控制电机。四旋翼姿态控制器结构如图 3 所示。

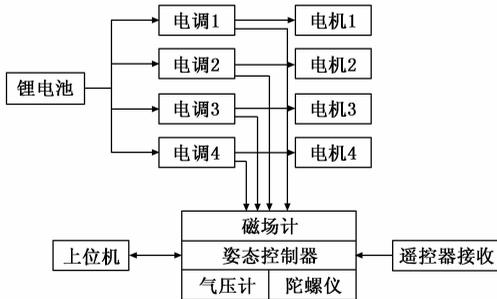


图 3 四旋翼姿态控制器结构

2 自抗扰解耦模型控制算法

建立如图 4 所示的 OXYZ 坐标系。

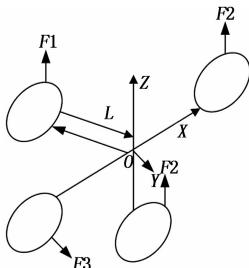


图 4 四旋翼姿态控制器受力分析

坐标原点为支撑点 o ，指向正前方电机 X 轴，指向右侧电机是 Y 轴，利用左手定则将 Z 轴方向确定出受力方向。前向、左侧、右侧电机的转动使螺旋桨转动形成力沿着 Z 轴，设为正方向。尾端电机旋转使螺旋桨转动形成的力沿着 Y 轴，规定为正方向。

为分析动力学分析及构建相关模型，有如下假设：

- 1) 设定控制器是刚体，将系统摩擦力、电机阻尼转矩忽略不计；
- 2) 设系统左右部分对称，质心设在几何中心 o ；
- 3) 将伺服电机转到特定转速所需时长忽略不计；
- 4) 设螺旋桨转动时不发生形变。

设 α 、 β 、 θ 分别为滚转角、俯仰角和偏航角， l 、 E 分别为螺旋桨中心至机体坐标原点的距离、惯性力矩，令：

$$W(\alpha, \beta, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\alpha \tan\beta & \cos\alpha \tan\beta \\ 0 & \cos\alpha & \sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha \sec\beta & \cos\alpha \sec\beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{l}{E_x} \\ \frac{l}{E_y} \\ \frac{l}{E_z} \end{bmatrix} \quad (1)$$

引入虚拟控制量 $R_i (i = 1, 2, 3)$ 及外部其他干扰 $\lambda_i (i = 1, 2, 3)$ ，设：

$$R = [R_1 R_2 R_3]^T = W(\alpha, \beta, \theta) [G_1 G_2 G_3]^T \quad (2)$$

则有：

$$\begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_1(\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \theta, \dot{\theta}) + \lambda_1 \\ n_2(\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \theta, \dot{\theta}) + \lambda_2 \\ n_3(\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \theta, \dot{\theta}) + \lambda_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式 (3) 中， $n_i(\cdot)$ 表示动态耦合，通过扩张状态控制器轨迹值对动量加以补偿，在控制输入和输出向量间并行嵌入自抗扰解耦模型就能实现控制器的解耦控制。

3 四旋翼姿态控制器软件设计

四旋翼姿态控制器软件部分采用 Visual C++ 6.0 平台，引入自抗扰解耦模型控制算法实现四旋翼姿态解耦控制，并将控制信息发送至主机，主机接收信息，实现四旋翼姿态调控。

对于软件设计要借助 Visual C++ 6.0 充当系统设计背景，建立对话框，通过界面设计以及有关程序设计，进行四旋翼姿态控制器性能模块设计。借助软件界面设计，用户可以了解掌握控制器状态，借助参数的设定，对空间飞行器飞行姿势进行调控。

在 Visual C++ 6.0 平台上，同步监控上位机，需利用平台编译环境性能，能够满足实际效果需求。借助 Visual C++ 6.0 能够达到主机同外界设备相连的目的，它的接口数据可以借助此模块与储存数据库进行连接，程序流程设计如图 5 所示。

依据显示控制器姿势信息的变化，可设定人为数值的输入或是滑杆控制，借助模式转换能够选取一种调控控制器飞行姿势，调节之后将信息进行改变，依据协议格式通

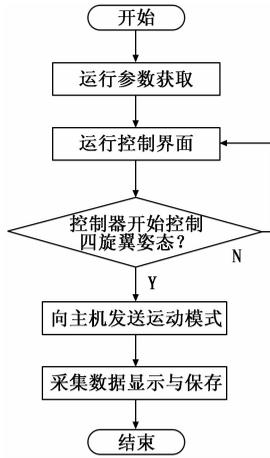


图 5 控制流程设计

过编码传输给控制器对飞行姿态进行调节。

4 实验结果与分析

为了验证基于自抗扰解耦模型的四旋翼姿态控制器合理性，需进行姿态调试。

4.1 实验方法

四旋翼姿态控制器包括四旋翼机架、电调、电机、桨叶等构件组成，在四旋翼室外试飞之前，必须要进行调试来对四翼的滚转、俯仰与偏航姿态的平稳性进行判别。由于四旋翼桨叶飞速旋转可能产生危险，借助万向云台以及四旋翼飞行器构成姿态调试系统来检测危险。

万向云台调试优势显著：1) 仅对四旋翼机体产生向下的力，不会改变飞行姿势；2) 能够进行小范围的调试保障安全。在该姿态调试平台下，进行参数设置，为调试分析提供支持。

平台参数设置如表 2 所示。

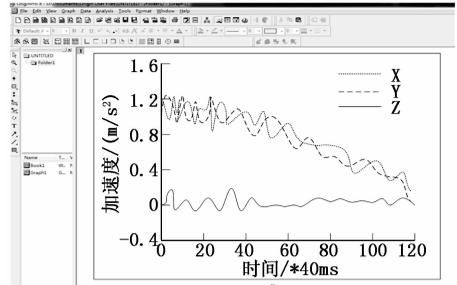
表 2 平台参数设置

参量	数值	单位
电机臂长	0.2	M
单臂质量	1	kg
电压升力比	12	N/V
俯仰转动惯量	0.911 3	kg/m ²
滚动转动惯量	0.405 1	kg/m ²
偏航转动惯量	1.306 2	kg/m ²

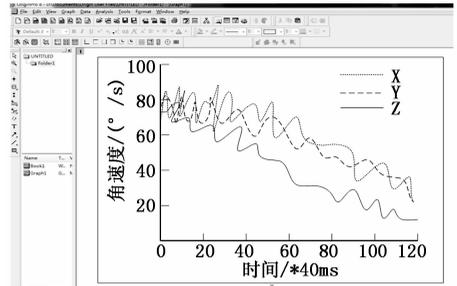
4.2 结果与讨论

选取上述表 2 中的数据，信息参数获取周期是 40 ms，NRF24L01 无线模块把获取的加速度、角速度以及姿态角等信息传输给上位机储存，在不同周期下的 XYZ 轴加速度、角速度以及姿态角与时间关系曲线如图 6 所示。

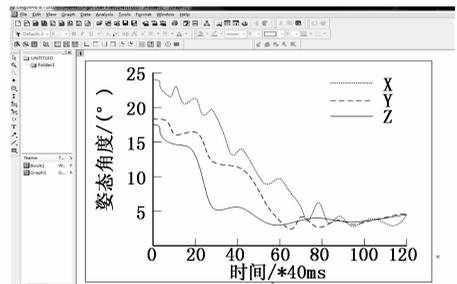
图 6 (a) 的 X, Y 轴加速度由初始值渐渐接近零，而 Z 轴始终在零值附近波动；图 6 (b) 中 3 个轴上的角速度变小并有趋于一致的发展趋势，呈大幅度下降趋势；图 6 (c) 中姿态角在小幅度的范围里波动，从 3 个变量运动趋势中能够判断四旋翼逐渐趋于平稳。



(a) 加速度-时间



(b) 角速度-时间



(c) 姿态角-时间

图 6 加速度、角速度和姿态角-时间曲线

依据上述内容，分别采用传统非线性控制器和以自抗扰解耦为基础的控制进行四旋翼姿态控制研究。

表 3 两种控制器加速度控制对比结果 m/s²

时间/ * 40 ms	非线性控制器			自抗扰解耦控制器		
	X	Y	Z	X	Y	Z
20	1.0	1.05	0.8	1.2	1.22	0
40	0.9	1.20	0.6	1.0	1.1	0
60	0.8	1.1	0.4	1.0	1.0	0.1
80	0.5	0.8	0	0.7	0.5	0.1
100	0.5	0.6	0.6	0.6	0.4	0.05
120	0.2	0.3	0.5	0.3	0.2	0

表 4 两种控制器角速度控制对比结果 m/s

时间/ * 40 ms	非线性控制器			自抗扰解耦控制器		
	X	Y	Z	X	Y	Z
20	95	79	95	85	68	60
40	80	83	83	70	78	53
60	69	60	72	70	63	35
80	60	45	65	60	52	21
100	50	36	55	50	40	18
120	35	15	43	30	22	18

表 5 两种控制器姿态角控制对比结果 (°)

时间/ * 40 ms	非线性控制器			自抗扰解耦控制器		
	X	Y	Z	X	Y	Z
20	23	18	15	21	15	14
40	20	15	8	14	13	6
60	15	8	5	10	3	3
80	12	6	7	8	4	4.5
100	9	5	8	5	4.2	4.6
120	5	3	5	5	5	6

根据上述内容可知,采用自抗扰解耦控制器要比传统非线性控制器更贴近实际控制效果。针对加速度控制分析,采用传统控制器缺少运动控制板卡,无法获取驱动电流,导致加速度控制效果较差,而使用自抗扰解耦控制器支持 4 轴联动,具有 USB2.0 标准接口,采用全速传输模式,加速度控制效果较好;针对角速度控制分析,采用传统控制器缺少继电器,导致角速度控制效果较差,而使用自抗扰解耦控制器可通过衔铁在电磁力吸引下摆脱复位弹簧的拉力被铁心吸引过去,角速度控制效果较好;针对姿态角控制分析,采用传统控制器缺少该步骤的设计,导致姿态角控制效果较差,而使用自抗扰解耦控制器通过增量式控制算法获取姿态角,姿态角控制效果较好。

5 结束语

引进自抗扰控制技术,以自抗扰解耦为基础的四旋翼姿态控制器被设计制造出,以俯仰通道作为例子,证实了自抗扰控制器是有效果的。借助参数整合和仿真结果表示,制造的自抗扰控制器鲁棒性强、抗干扰性强,系统有优良的动态性和强稳态性能,有效管控非线性耦合系统。设计制造的控制器的信号在现实应用的系统中都能够借助传感器进行数据信息的检测,可行性强,后续可进行高精度的检测应用,借助高阶滑模设计更深层次地避免颤振现象,将控制器中部分复杂函数项简化、近似处理,为控制方法在现实四旋翼无人机系统应用上提供技术支持。

(上接第 89 页)

[4] 许艺凡,王宇晨. 大数据通信平台的智能集成广域保护控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 27 (2): 106-109.

[5] 刘鹏. 实战 Hadoop: 开启通向云计算的捷径 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2011.

[6] 宋秉华. 车联网大数据处理系统的设计与实现 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2017.

[7] 宋思尧. 车辆管理信息系统设计与实现 [D]. 长春: 吉林大学, 2014.

[8] 李倩. 基于 MSP430 单片机的嵌入式 Web 服务器设计 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (9): 158-162.

[9] 杨天军, 杨晓光. GPS/GIS 车辆实时监控调度系统研究 [J]. 城市交通, 2004, 2 (1): 17-19.

[10] 邹黎. 基于 Web 的 GPS 车辆监控系统的设计与实现 [J]. 信息系统工程, 2011 (4): 35-38.

参考文献:

[1] 齐浩然, 齐晓慧. 基于 LADRC 的四旋翼无人机自适应姿态跟踪控制 [J]. 飞行力学, 2018, 5 (3): 42-46.

[2] 马宏帅, 赵世海. 基于线性自抗扰控制的放卷张力控制系统 [J]. 染整技术, 2019, 6 (1): 17-22.

[3] 赵维涛, 李久安, 祁武超. 基于阈值因子的结构可靠性解耦优化方法 [J]. 计算力学学报, 2019, 6 (3): 332-337.

[4] 张继元, 宁佳, 舒杰, 等. 基于非线性反馈的光伏模拟器控制策略 [J]. 太阳能学报, 2019, 8 (7): 1920-1927.

[5] 范庆伟, 居文平, 黄嘉骊, 等. 基于储热过程的工业供汽机组热电解耦研究 [J]. 汽轮机技术, 2019, 4 (3): 221-223.

[6] 徐德刚, 周雷, 沈添天. 基于线特征与内区域特征的视觉伺服解耦控制 [J]. 信息与控制, 2019, 48 (4): 401-412.

[7] 陈晓磊, 颜俊. 四旋翼飞行器姿态与位置的 DIC-PID 控制 [J]. 电光与控制, 2017, 24 (12): 67-70.

[8] 刘超, 曹兆锦, 常俸瑞. 基于改进二阶滑模控制器的六相 PMSM 矢量控制 [J]. 微特电机, 2019, 4 (5): 47-49.

[9] 年珩, 徐韵扬, 陈亮, 等. 并网逆变器频率耦合特性建模及系统稳定性分析 [J]. 中国电机工程学报, 2019, 39 (5): 1421-1432.

[10] 刘庆龙, 薛禹胜, 陈国平. 基于轨迹模式空间解耦及模式能量序列的振荡分析 (二) 算法及应用 [J]. 电力系统自动化, 2019, 8 (13): 21-28.

[11] 朱焯秋, 杜伟. 基于模糊神经网络逆系统的无轴承永磁同步电机解耦控制 [J]. 中国电机工程学报, 2019, 9 (4): 1190-1198.

[12] 刘成, 于飞, 丁琳, 等. 一种新的连续面形变形镜的解耦控制方法 [J]. 航天返回与遥感, 2019, 10 (2): 89-98.

[13] 王雯, 王日俊, 张健. 基于观测器的四旋翼飞行器自适应滑模姿态控制 [J]. 电光与控制, 2019, 26 (6): 75-79.

[14] 庄亚惠, 邵辉, 王伟, 等. 基于混合灵敏度的四旋翼飞行器 H_{∞} 姿态控制 [J]. 控制工程, 2018, 6 (10): 1813-1818.

[15] 梁雪慧, 党媛媛, 赵嘉祺. 四旋翼飞行器模型参考自适应容错控制 [J]. 电光与控制, 2018, 25 (7): 88-91.

[16] 吴梅, 涂彪, 罗瑜. 基于反步滑模法的四旋翼飞行器轨迹跟踪控制 [J]. 飞行力学, 2018, 5 (3): 47-51.

[11] 陈斌, 李德华, 姚迅. 一种基于 GPRS 技术的可扩展车辆监控系统的设计与实现 [J]. 计算机应用研究, 2005, 22 (6): 175-178.

[12] 谭永丽. 基于智能定位技术的无人物流车辆智能监控系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (3): 89-92.

[13] 文艾, 王磊. 高可用性的 HDFS: Hadoop 分布式文件系统深度实践 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2012.

[14] 李虎, 杨威文. 基于计算机视觉技术的车辆远程控制技术研究 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (8): 153-156.

[15] 张守利. 面向大规模实时数据的存储优化机制研究 [D]. 青岛: 山东科技大学, 2015.

[16] Ghose A, Goldfarb A, Han S P. How is the mobile Internet different search costs and local activities [J]. Information Systems Research, 2013, 24 (3): 613-631.

[17] 周奇智, 陶硕文. 基于无线通信的车辆主动防撞预警系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 27 (7): 190-194.