

基于反步滑模算法的无人机 姿态鲁棒控制系统设计

肖英楠, 孙抒雨

(成都理工大学 工程技术学院, 四川 乐山 614000)

摘要: 针对传统无人机姿态鲁棒控制系统易受到外部干扰影响, 无法精准控制姿态角、左侧舵面角和右侧舵面角, 导致系统不稳定的问题, 设计了基于反步滑模算法的无人机姿态鲁棒控制系统; 使用 TMS320F28335 芯片的串级 PID 控制器, 控制无人机中央处理机; 选择 MS-S3 型伺服驱动器保证电机高速运动时的高转矩运行; 使用 STM32f407VGT6 型号姿态控制器, 控制旋翼姿态; 在软件流程设计过程中, 构建无人机动力学模型, 引入反步滑模算法构建考虑姿态角动态方程, 选择 Lyapunov 函数计算误差变量, 设计滑模控制律, 借助 Visual C++6.0 实现软件程序编写, 完成无人机姿态鲁棒控制系统设计; 由实验结果可知, 在时间为 5 s 时, 该系统姿态角达到 6° 、左侧舵面达到 0.40° 、右侧舵面角达到 0.20° , 与实际控制结果一致, 具有精准控制效果。

关键词: 反步滑模算法; 无人机姿态; 鲁棒控制; 姿态角

Design of UAV Attitude Robust Control System Based on Backstepping Sliding Mode Algorithm

XIAO Yingnan, SUN Shuyu

(The Engineering & technical Collage of Chengdu University of Technology, Leshan 614000, China)

Abstract: Aiming at the problem that the traditional UAV attitude robust control system is susceptible to external interference and cannot precisely control the attitude angle, the left rudder surface angle and the right rudder surface angle, resulting in system instability, a back-step sliding mode algorithm is designed. Robust control system for UAV attitude. Use the cascade PID controller of the TMS320F28335 chip to control the UAV central processing unit. Choose MS-S3 servo drive to ensure high torque operation when the motor is moving at high speed. Use STM32f407VGT6 attitude controller to control the rotor attitude. In the software process design process, construct the UAV dynamic model, introduce the backstep sliding mode algorithm to construct the dynamic equation considering the attitude angle, select the Lyapunov function to calculate the error variable, design the sliding mode control law, and realize the software programming with the help of Visual C++6.0. Complete the design of the UAV attitude robust control system. According to the experimental results, when the time is 5 s, the attitude angle of the system reaches 6° , the left rudder surface reaches 0.40° , and the right rudder surface angle reaches 0.20° , which is consistent with the actual control result and has a precise control effect.

Keywords: backstepping sliding mode algorithm; UAV attitude; Robust control; Attitude Angle

0 引言

在飞行环境日益复杂、飞行任务日益多样化的今天, 无人机飞行系统存在着许多不确定性, 其飞行动力学易受大气湍流等强烈干扰^[1]。无人机是由发动机和推进器组成的小型无人机系统, 结构多为十字或 x 形设计。通过调节马达和转子速度, 可以控制无人机的姿态和高度。其结构简单, 流动性好, 在各领域应用广泛^[2]。无人机系统由于具有非线性、强汇流、多输入多输出等复杂特性, 使得控制策略设计变得十分困难, 成为目前研究的热点。无人机的核心是姿态控制, 良好的控制性能是各种控制任务顺利完成的重要保证^[3]。无人机的控制模型具有很大的不

确定性, 易受风速等未知干扰的影响, 因此建立鲁棒性强的飞行控制系统是其关键技术之一。PID 控制器结构简单, 设计简单, 在无人机控制系统中有着广泛的应用。但 PID 参数的调整往往依赖于经验选择, 这需要对跟踪性能和抗干扰性能进行折衷, 难以适应复杂多变的外部环境。

针对这种情况, 相关学者对无人机姿态鲁棒控制系统做出了研究, 并取得了一些研究成果。文献 [4] 提出基于零序电流中线补偿的缺相故障容错矢量控制结构, 通过速度容错控制算法, 采用自适应估计和鲁棒控制思想来补偿变参数扰动。实现了缺相故障运行时六相永磁同步电动机转速的高精度跟踪。该方法的并抗扰性较强, 但对同步电

收稿日期: 2021-03-11; 修回日期: 2021-05-26。

作者简介: 肖英楠(1980-), 男, 四川乐山人, 硕士, 讲师, 主要从事控制理论算法与图像处理方向的研究。

引用格式: 肖英楠, 孙抒雨. 基于反步滑模算法的无人机姿态鲁棒控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2021, 29(7): 95-99.

机姿态控制的效果较差；文献 [5] 提出基于滑模和扩张状态观测器的四旋翼飞行器姿态解耦鲁棒控制，用 sat 函数代替符号函数，以改善滑模控制器的结构并减少抖动现象。同时结合 ESO 实现对四旋翼姿态的实时估算，从而对滑模控制器的输出进行实时干扰补偿，实现高质量的四旋翼姿态控制。这种方法虽然克服了外部干扰和参数扰动，但由于保守性强，对控制系统的性能考虑不多。针对上述方法存在的问题，提出了一种基于逆滑模算法的鲁棒姿态控制系统，并通过仿真实验验证了所提方法的有效性。

1 系统硬件结构设计

无人机姿态鲁棒控制系统的硬件部分主要包括：控制器、传感器、电源、执行器以及遥控接收等模块，如图 1 所示。

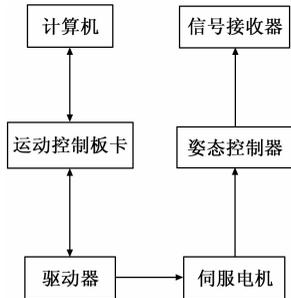


图 1 无人机控制系统硬件框图

无人机具有多种多样的飞行姿态，为了在一定程度上提高无人机的承载能力，设计了一种无人机姿态鲁棒控制系统结构^[6]。为达到翼机各翼段协同运动的目的，可利用机载导航系统的控制，对其飞行姿态进行自动调节^[7]。

1.1 串级 PID 控制器

串级 PID 控制器以美国德州仪器公司开发的 TMS320F28335 芯片为主芯片，具有高信号处理能力、嵌入式能力和事件管理能力。晶片的外部接口取决于飞行控制系统。该芯片无论是引脚数量还是功能，都完全满足了无人机控制系统的所有要求，因此只需少量芯片接口即可实现^[8]。

无人机中央处理机是无人机控制系统的核心模块，也就是 MCU^[9]。飞行器纵摇通道的姿态角是串级 PID 控制器的控制对象，执行机构为 4 个无刷电机，采用连续级 PID 法，以无人机的姿态角为输入信号，以姿态角速度为内环角速度，作为外环角速度控制系统的输入信号。它主要完成传感器信息的采集，实时计算人体姿态角，传递飞行数据和电机转速^[10-12]。

1.2 伺服驱动器

选择 MS-S3 型数码显示器伺服驱动器，运行更加平稳。DSP 芯片采用专用电机控制，采用矢量闭环控制技术，可快速克服伺服驱动器失步问题，提高电机性能，降低机床能耗^[13]。相对于开环步进电机，混合伺服驱动系统的转速可以提高 20% 以上，有效转矩达到 70% 以上，使电机在高速运动时仍能保持高转矩运行。相对于开环步进电机，混合伺服驱

动系统的高速转速可以提高 20% 以上，有效转矩达到 70% 以上，使电机在高速运动时仍能保持高转矩运行^[14-16]。

1.3 直流无刷电机

由于无刷直流电动机具有工作时长、效率高等特点，因此广泛应用于有作动器的系统中。在无人机姿态控制系统中，直流无刷电机是一种非常重要的动力来源。采用直流无刷电机，使转子以不同的速度运转。通过 PWM 波形作为无刷直流电机的控制信号，在 DSP 上具有不同的占空比，由于这些信号产生的速度不同，使得无人机的飞行姿态也不同。直流无刷电机示意图如图 2 所示。

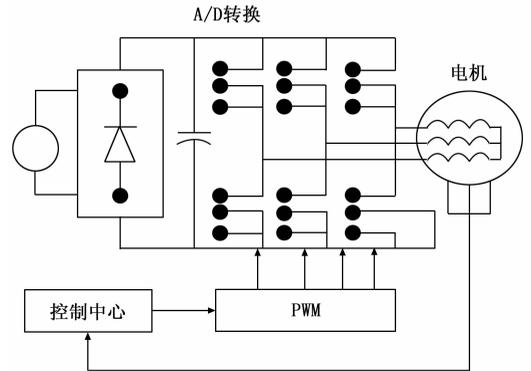


图 2 直流无刷电机

由图 2 可知，由于无人机的自主飞行系统需要能够盘旋，因此要求无人机能迅速从稳定的飞行状态调整到平衡的状态，这就要求执行器能在最短的时间内作出相应的响应，并增加或减少无人机最快飞行时间。

1.4 控制器

姿态控制器的关键芯片是 STM32f407VGT6，它基于意大利 St 半导体公司开发的 cortex-m4 核心结构，其通讯接口资源选择性强，功耗低，成本低，安装功能齐全。另外，还可进行 FPU 浮点运算，提高数据处理精度。晶片以惯性测量模块获得的加速度和角速度作为姿态角，通过对增量控制算法的分析，得到占空比对应的 PWM 波。惯量检测模块需要 3 ms 左右才能从采集到传输到主控芯片，所以对单片机的响应速度要求有一定的要求。根据 STM32f407VGT6 的特点，这个接口有很多选择，可以方便地满足主机、串口、传感器等标准要求^[17]。

2 系统软件部分设计

在无人机姿态鲁棒控制系统硬件基础上，设计基于反步滑模算法的无人机姿态鲁棒控制系统软件部分。首先利用欧拉角描述无人机在空间坐标系的状态，构建无人机动力学模型；在此基础上采用反步滑模算法，构建考虑姿态角动态方程，计算控制误差变量，通过 Lyapunov 函数得到滑模控制律方程，通过 Visual C++6.0 实现了软件程序设计。

2.1 无人机动力学模型构建

为了构建无人机动力学模型，需先定义地面坐标系 $E(OXYZ)$ 和无人机机体坐标系 $B(oxyz)$ ，无人机动力学模

型如图 3 所示。

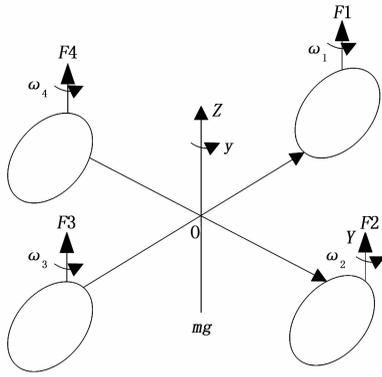


图 3 无人机动力学模型

由图 3 可知, 通过欧拉角描述无人机在空间坐标系的状态, 依据牛顿运动方程, 得到无人机姿态和高度的动力学模型。

2.2 反步滑模控制

由于在实际环境中, 无人机受到电调、螺旋桨或电机因素等影响, 导致无人机姿态控制效果较差, 为此, 引入反步滑模算法, 避免了一般反步法中对虚拟控制量的过度控制导致的无人机姿态不平衡问题。同时, 滑模控制项的引入有效地抑制了外界干扰的影响, 使控制器具有一定的鲁棒性。设计反步滑模控制步骤如下。

step1: 根据姿态角指令信号 \bar{y}_d 和姿态角跟踪误差状态变量 \tilde{y} , 构建考虑姿态角动态方程:

$$\dot{\tilde{y}} = f_{10} + g_{10}\omega + \Delta_1 \quad (1)$$

将 ω 视为虚拟控制量, 其计算公式为:

$$\omega_d = g_{10}^{-1}(-f_{10} - \Delta_1 + \dot{\tilde{y}}_d - \mathbf{Q}_1\tilde{y}) \quad (2)$$

公式 (2) 中, \mathbf{Q}_1 为正定对角矩阵; g_{10}^{-1} 、 f_{10} 为系统参数; Δ_1 表示系统广义不确定项。

选择 Lyapunov 函数, 公式为:

$$V_1 = \frac{1}{2}\tilde{y}^T\tilde{y} \quad (3)$$

对公式 (3) 求导, 结合公式 (1) 可得:

$$\dot{V}_1 = \tilde{y}^T\dot{\tilde{y}} = -\tilde{y}^T\mathbf{Q}_1\tilde{y} \leq 0 \quad (4)$$

step2: ω 并非最终控制量, 中间出现的误差变量为:

$$\omega' = \omega - \omega_d \quad (5)$$

结合公式 (1) 可得:

$$\dot{\tilde{y}} = f_{10} + g_{10}(\omega_d + \omega') + \Delta_1 - \dot{\tilde{y}}_d = -\mathbf{Q}_1\tilde{y} + g_{10}\omega' \quad (6)$$

将公式 (6) 代入公式 (4) 中可得:

$$\dot{V}_1 = \tilde{y}^T\dot{\tilde{y}} = \tilde{y}^T(-\mathbf{Q}_1\tilde{y} + g_{10}\omega') = -\tilde{y}^T\mathbf{Q}_1\tilde{y} + \tilde{y}^Tg_{10}\omega' \quad (7)$$

选择 Lyapunov 函数, 公式为:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\omega'^T\omega' \quad (8)$$

针对上式, 设计滑模控制律:

$$u = g_{10}^{-1}(-g_{10}\dot{\tilde{y}} - f_{10} - \Delta_1 + \dot{\tilde{y}}_d - \mathbf{Q}_1\omega' - K\text{sgn}(\omega')) \quad (9)$$

通过上述反步滑模算法, 能够保证该状态下控制系统的稳定性。

2.3 控制流程设计

在软件方面, 以 Visual C++6.0 为系统设计的背景, 建立了对话框, 通过界面设计及相关程序设计, 完成了无人机姿态控制器性能模块的设计。用户可透过软体介面设计, 了解及掌握控制器的状况, 并透过参数设定调整无人机的姿态^[18-20]。借助于 Visual C++6.0, 可以实现主机与外部设备的连接, 通过该模块可以将主机接口数据连接到存储数据库。图 4 中显示了控制流程图。

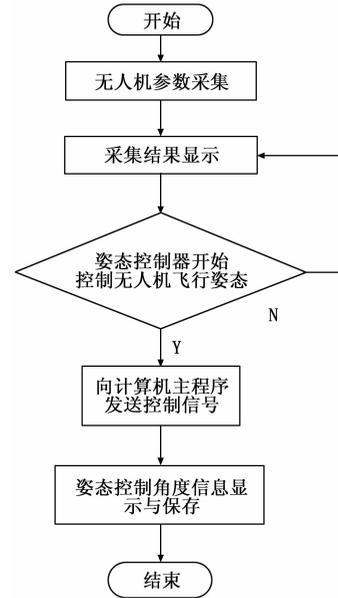


图 4 控制流程设计

由图 4 可知, 通过改变显示控制器的姿态信息, 可以设置人工值输入或滑块控制, 在模式转换支持下, 可以利用控制器来控制飞行姿态, 以此调整无人机姿态。

3 实验运行仿真结果

为了验证基于反步滑模算法的无人机姿态鲁棒控制系统性能, 在 Simulink 中进行系统调试。

3.1 实验设备与参数采集

使用姿态测量系统与显示系统采集无人机姿态数据, 实时显示结果如表 1 所示。

参数设置如表 1 所示。

表 1 参数设置

初始条件	数值
高度	50 km
速度	1 550 m/s
攻角	5°
倾滑角	0°
滚转角速度	0°/s
俯仰角速度	0°/s
偏航角速度	0°/s

在 Visual C++ 6.0 软件中实现无人机姿态鲁棒控制流程的设计。在此基础上，以基于 PID 控制器的无人机姿态鲁棒控制系统、基于 H^∞ 反馈控制策略的无人机姿态鲁棒控制系统作为实验对比方法，在表 1 参数设置下，测试不同系统对无人机姿态鲁棒控制的姿态角、左侧舵面角和右侧舵面角的控制精度。

3.2 实验结果与分析

根据实际调试结果，可获取无人机姿态变化情况，获取的相关数据如表 2 所示。

表 2 无人机姿态变化情况

时间/s	姿态角/(°)	左侧舵面角/(°)	右侧舵面角/(°)
1	1	0.10	0
2	2	0.20	-0.2
3	3	0.25	0
4	3	0.25	0
5	6	0.40	0.2
6	3	0.25	0
7	3	0.40	0
8	3	0.40	0

依据表 2 实际调试结果，分别将 PID 控制器、 H^∞ 反馈控制策略和基于反步滑模算法对无人机姿态鲁棒控制的姿态角、左侧舵面角和右侧舵面角进行对比分析，结果如图 5 所示。

由图 5 (a) 可知，使用 PID 控制器随着时间增加，在时间为 5 s 时，姿态角达到最大为 4.5° 。在时间为 6~8 s 时，姿态角保持为 3° 左右；使用 H^∞ 反馈控制策略随着时间增加，在时间为 5 s 时，姿态角达到最大为 4.2° 。在时间为 5.6 s 时，姿态角达到最小为 2.8° 。在时间为 7~8 s 时，姿态角保持为 3° 左右；使用基于反步滑模算法随着时间增加，在时间为 5 s 时，姿态角达到最大为 6° 。在时间为 6~8 s 时，姿态角保持为 3° 左右，与实际姿态角一致。

由图 5 (b) 可知，使用 PID 控制器在时间为 3 s 时，左侧舵面角达到第一次快速转角，为 0.22° 。在时间为 5 s 时，左侧舵面角达到第二次快速转角，为 0.31° 。在时间为 7 s 时，左侧舵面角达到第三次快速转角，为 0.40° ；使用 H^∞ 反馈控制策略在时间为 3 s 时，左侧舵面角达到第一次快速转角，为 0.28° 。在时间为 8 s 时，左侧舵面角达到最大值为 0.38° ；使用基于反步滑模算法在时间为 3 s 时，左侧舵面角达到第一次快速转角，为 0.25° 。在时间为 5 s 时，左侧舵面角达到第二次快速转角，为 0.40° 。在时间为 6 s 时，左侧舵面角达到第三次快速转角，为 0.25° 。在时间为 7 s 时，左侧舵面角达到第四次快速转角，为 0.40° ，与左侧舵面角一致。

由图 5 (c) 可知，使用 PID 控制器在时间为 2 s 时，右侧舵面角达到最小为 -0.14° 。在时间为 5.3 s 时，右侧舵面角达到最大为 0.05° ；使用 H^∞ 反馈控制策略在时间为 1.9 s 时，右侧舵面角达到最小为 -0.17° 。在时间为 5.2 s

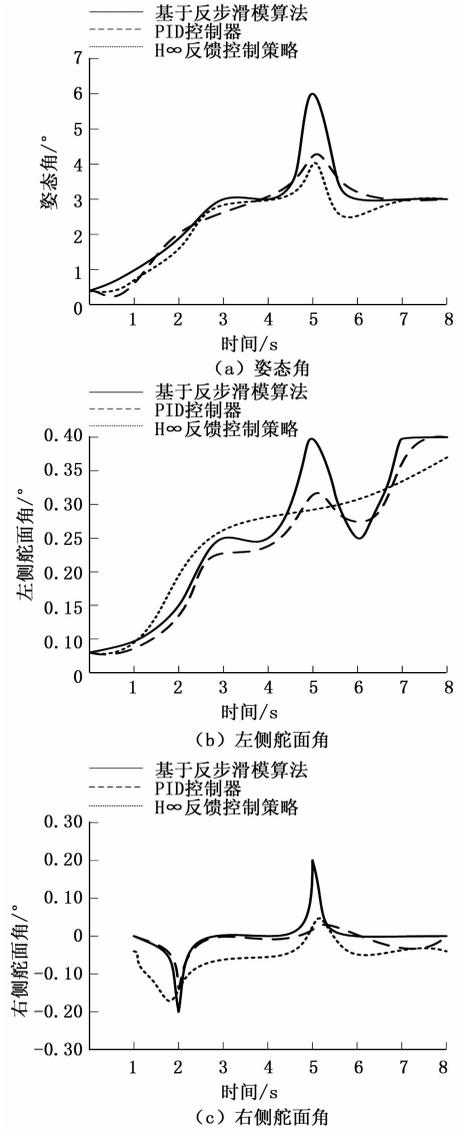


图 5 3 种方法角度控制精度对比分析

时，右侧舵面角达到最大为 0.05° ；使用基于反步滑模算法在时间为 2 s 时，右侧舵面角达到最小为 -0.20° 。在时间为 5 s 时，右侧舵面角达到最大为 0.20° ，与右侧舵面角一致。

4 结束语

对无人机的姿态控制进行了研究，提出了一种基于反步滑模算法的无人机姿态鲁棒控制系统。整体自适应逆滑模控制器包括自适应估计器，消除了不确定上界的影响，在一定程度上克服了外界干扰，该方法具有较强的鲁棒性，能快速准确地跟踪恒定信号。今后，在保证系统快速响应的前提下，需要进一步研究系统抗干扰能力，以期更好地完善无人机姿态鲁棒控制系统的性能。

参考文献:

[1] 张建扬, 于春梅, 叶剑晓. 基于扩张状态观测器和反步滑模法

- 的四旋翼无人机轨迹跟踪控制 [J]. 计算机应用, 2018, 38 (9): 300-304.
- [2] 张建功, 于春梅, 叶剑晓. 基于扩张状态观测器和反步滑模法的四旋翼无人机轨迹跟踪控制 [J]. 计算机应用, 2018, 38 (9): 2742-2746.
- [3] 姚达琛, 堵威, 唐漾. 基于扩张状态观测器的四旋翼积分滑模反步控制 [J]. 东华大学学报 (自然科学版), 2020, 46 (2): 89-97.
- [4] 刘胜, 郭晓杰, 张兰勇. 六相永磁同步电机鲁棒自适应反步滑模容错控制 [J]. 电机与控制学报, 2020, 24 (5): 72-82+92.
- [5] 龙诗科, 孙山林, 赵海盟. 基于滑模和ESO的四旋翼飞行器遥感机动观测姿态控制 [J]. 地球信息科学学报, 2019, 21 (4): 62-71.
- [6] 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, 36 (3): 47-51.
- [7] 赵纯, 于存贵, 徐强, 等. 采用跃度模型和干扰估计的并联式加注机器人分散鲁棒控制 [J]. 西安交通大学学报, 2019, 53 (3): 164-174.
- [8] 王海燕. 基于观测器的非线性高阶滑模电液位置鲁棒控制研究 [J]. 中国工程机械学报, 2019, 17 (2): 44-50.
- [9] 鲜龙. 不同角度治疗肌肉劳损方法的探究 [J]. 饮食保健, 2018, 5 (6): 49.
- [10] 陈海涛, 宋申民. 考虑执行器性能约束的刚体航天器鲁棒姿态跟踪控制 [J]. 控制与决策, 2019, 34 (4): 735-742.
- [11] 杜敏刚, 许众, 李相峰, 等. 混流式水轮机调节系统的鲁棒控制策略研究 [J]. 水电能源科学, 2019, 37 (1): 146-149.
- [12] 窦晓波, 葛浦东, 全相军, 等. 计及不确定时滞的有源配电网无功电压鲁棒控制 [J]. 中国电机工程学报, 2019, 39 (5): 1290-1300.
- [13] 付兴建, 员乾乾, 王天琛. 基于状态观测器的四旋翼飞行器鲁棒控制 [J]. 火力与指挥控制, 2020, 45 (1): 75-78, 84.
- [14] 胡海兵, 杨建德, 张结文, 等. 基于分散化神经鲁棒控制的轨迹跟踪算法研究 [J]. 现代电子技术, 2019, 42 (3): 119-123.
- [15] 李洪跃, 王锡淮, 肖健梅. 差分进化改进微电网负荷频率混合H2/H ∞ 鲁棒控制 [J]. 电机与控制学报, 2019, 23 (11): 118-126.
- [16] 崔晶, 刘芳璇, 张爱民, 等. 基于Super-twisting观测器的制动缸自适应鲁棒控制 [J]. 电子设计工程, 2020, 28 (7): 6-9.
- [17] 王宏伟, 吕书锋, 宋晓娟. 考虑测量不确定和输入饱和的充液航天器自适应鲁棒控制 [J]. 控制理论与应用, 2020 (7): 1439-1450.
- [18] 贾秋生, 史新兴, 李华聪, 等. 基于混合区域极点配置的航空发动机全包线鲁棒变参数控制器设计 [J]. 推进技术, 2020, 41 (2): 196-203.
- [19] 李磊, 任元, 陈晓岑, 等. 基于ADRC和RBF神经网络的MSCSG控制系统设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46 (10): 153-159.
- [20] 孙凤, 夏鹏澎, 孙兴伟, 等. 可控磁路式永磁悬浮系统的鲁棒控制 [J]. 振动与冲击, 2019, 38 (10): 70-75.
- ~~~~~
- (上接第90页)
- [9] 董飞, 俞啸, 丁恩杰, 等. 一种基于小波包变换和监督NPE的滚动轴承故障诊断方法 [J]. 机械设计与制造, 2020 (3): 29-33.
- [10] 邱颖豫, 张柯, 杨欣毅. 面向旋转机械故障诊断的深度流形迁移学习 [J/OL]. 计算机工程与应用: 1-11 [2021-06-12]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2127.TP.20210402.1524.008.html>.
- [11] XIAO Y, FEI D, DING E, et al. Rolling Bearing Fault Diagnosis Using Modified LFDA and EMD With Sensitive Feature Selection [J]. IEEE Access, 2018, 6 (99): 3715-3730.
- [12] 范春旸. 基于多源信息融合的井下皮带机驱动电机状态识别方法研究 [D]. 徐州: 中国矿业大学, 2019.
- [13] LIU S, YU X, QIAN X, et al. Rolling Bearing Fault Diagnosis Based on Sensitive Feature Transfer Learning and Local Maximum Margin Criterion under Variable Working Condition [J]. Shock and Vibration, 2020, 2020 (8): 1-34.
- [14] 蔡昌俊, 王竞, 高劲, 等. 基于SVM的低压直流断路器故障诊断研究 [J]. 计算机测量与控制, 2021, 29 (4): 35-40.
- [15] 路敦利, 宁芊, 杨晓敏. KNN-朴素贝叶斯算法的滚动轴承故障诊断 [J]. 计算机测量与控制, 2018, 26 (6): 21-23, 27.
- [16] 申燕萍. 基于CNN深度学习的机器人抓取位置检测方法 [J]. 计算机测量与控制, 2020, 28 (8): 67-71.
- [17] IBEA-SVM: An Indicator-based Evolutionary Algorithm Based on Pre-selection with Classification Guided by SVM [J]. 高校应用数学学报B辑, 2019, 34 (1): 1-26.
- [18] HANQING LIANG, YINGJIE YAN, YAOCHENG LI, et al. Fault classification method based on DBN model and waveform characteristics for overhead transmission line [C] //2019 United Nations ESCO International Water Conference (UNESCO-IWC 2019) Proceedings of Sustainable Water and Energy Forum (2019 联合国教科文水质水资源大会水资源与能源发展分论坛) 论文集. 2019: 92-97.
- [19] TAO J, SUN G, GUO L Q, et al. Application of a PCA-DBN-based surrogate model to robust aerodynamic design optimization [J]. 中国航空学报 (英文版), 2020, 33 (6): 1573-1588.
- [20] SaNDOR BODZaS. The influence of the shaft angle value on the normal stress and displacement repartition by bevel gear pairs? a TCA investigation [J]. Mechanics & Industry, 2020, 21 (624).