

# 基于 LQR 最优控制规律的巡航导弹控制器设计

刘宗伟, 曹兵

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

**摘要:** 为缩短导弹飞行过程中的经历位移, 达到精准巡航定位的目的, 设计基于 LQR 最优控制规律的巡航导弹控制器; 按照导弹动力电路的供应需求, 连接 PID 控制元件、巡航执行器、纵向导弹弹射器及射程调节器, 搭建巡航导弹控制器的主体结构单元; 根据控制模块的初始化标准, 实现控制系数的模糊化处理, 再联合巡航规则库, 统计 LQR 控制系数的实际优化效果, 完成基于 LQR 最优控制规律的巡航建模控制器灵敏度分析, 实现巡航导弹控制器的顺利应用; 对比实验结果表明, 与普通元件控制设备相比, 应用课题所设计的新型控制器设备后, 导弹飞行位移由 93 000 km 降低至 60 000 km 左右, UDA 主导系数也超过 1.0, 能够解决导弹巡航定位精确性不达标的问题。

**关键词:** 最优控制规律; 巡航导弹; 控制器; 动力电路; PID 元件; 纵向弹射器; 射程调节器; 巡航加速度

## Design of Cruise Missile Controller Based on LQR Optimal Control Law

Liu Zongwei, Cao Bing

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract:** In order to shorten the displacement during missile flight and achieve the purpose of accurate cruise positioning, a cruise missile controller based on the optimal control law of LQR is designed. According to the supply demand of the missile power circuit, PID control elements, cruise actuators, longitudinal missile catapults and range regulators are connected to build the main structural unit of the cruise missile controller. According to the initialization standard of the control module, the fuzzy control of the control coefficients is realized, and then the cruise rule base is combined to calculate the actual optimization effect of the LQR control coefficients, complete the cruise model controller sensitivity analysis based on the LQR optimal control law, and realize cruise missile control smooth application. The comparative experimental results show that compared with ordinary component control equipment, after applying the new controller equipment designed by the subject, the missile flight displacement is reduced from 93 000 km to about 60 000 km, and the UDA dominance coefficient also exceeds 1.0, which can solve the problem that the missile cruise positioning accuracy not meeting the standards.

**Keywords:** optimal control law; cruise missiles; controller; power circuit; PID element; longitudinal catapult; range regulator; cruising acceleration

## 0 引言

LQR 中文全称线性二次型调节器, 能够清晰反应状态线性反馈的最优控制规律, 在最优控制闭环体系中占据相对较高的主导地位。LQR 最优控制规律中性能指标的占用水平极低, 可以在 Matlab 体系的支持下, 对所有关联系统设备实施连接处理。以巡航导弹控制体系为例, 针对这种线性系统的控制器设计问题, 如果能将性能指标的状态变量和控制变量全部定义为定积分函数形式, 就能将动态系统的优化应用问题转化为简单的二次型指标控制问题, 也叫线性二次问题<sup>[1]</sup>。常见的线性二次型调节器由无刷直流电机、PWM 模块、DSP 主机等多个元件共同组成。其中, 无刷直流电机能够为其它调节器设备提供连接所需的传输电流, 并借助多条并联线路, 将交流电子分配至各级关联

元件中。PWM 模块位于二次型调节器的中间单元, 是 DSP 主机的下级负载设备, 可调度巡航导弹控制体系执行连接所需的传输电子。

弹体真实加速度水平大幅上升, 使核心控制计算机很难直接定位出导弹在固定时刻所处的空间位置。为解决上述问题, 现有导弹控制器设备通过分离发动机加/减速动量的方式, 处理弹射目标函数与巡航约束函数间的离散化关系, 再借助 SQP 模型, 求出每一个迭代点所占据的最优控制权限水平。然而在动力供应关系的影响下, 这种常规导弹控制器的 UDA 主导系数始终不能达到预期数值水平。为避免上述情况的发生, 引入 LQR 最优控制规律, 在纵向导弹弹射器、PID 控制元件等硬件设备的支持下, 设计一种新型的巡航导弹控制器设备, 再通过初始化控制模块应用数据的方式, 建立指令执行所必须的巡航规则库。为突出说明传统导弹控制器、新型导弹控制器间的实用差异性, 设计一系列参照对比实验。

## 1 巡航导弹控制器的主体结构单元

巡航导弹控制器的主体结构单元由导弹动力电路、PID 控制元件、巡航执行器、纵向导弹弹射器、射程调节器五

收稿日期: 2020-01-20; 修回日期: 2020-03-09。

作者简介: 刘宗伟(1993-), 男, 河南信阳人, 硕士, 主要从事火箭飞行控制方向的研究。

通讯作者: 曹兵(1967-), 男, 河南南阳人, 副教授, 硕士生导师, 主要从事导航与控制技术方向的研究。

部分组成, 具体搭建方法如下。

### 1.1 导弹动力电路

导弹动力电路是巡航导弹控制器中唯一的电子输出元件, 由主控电路、巡航信号屏蔽电路、弹射动力电路三部分组成。其中, 巡航信号屏蔽电路与电子输入端直接相连, 内部包含一个信号电阻元件 R4 和 3 个微小控制器 m。在巡航导弹控制器处于常性连接的情况下, 信号电阻的数值水平不断增大, 直至与元件主体的内阻数值完全相等。弹射动力电路是巡航信号屏蔽电路的下级负载结构, 包含一个电动机 M、一个规律电阻 R5、一个关联互感元件。互感元件可根据巡航导弹的飞行状态而更改元件的接入形式, 进而限制电动机设备的真实电子输出水平, 达到协调规律电阻参数值的目的<sup>[2-3]</sup>。主控电路中包含主开关 K、次级开关 K1、次级开关 K2、微小控制器 m、主控电阻 R、次级控制电阻 R1、次级控制电阻 R2, 且对每一类执行元件的具体数值水平都不做严格限制处理。主开关控制导弹动力电路的外部连接行为, 次级开关控制相关支路内的物理连接行为, 而主控电阻、次级控制电阻的存在, 则有效避免了电流过量击穿事件的出现。

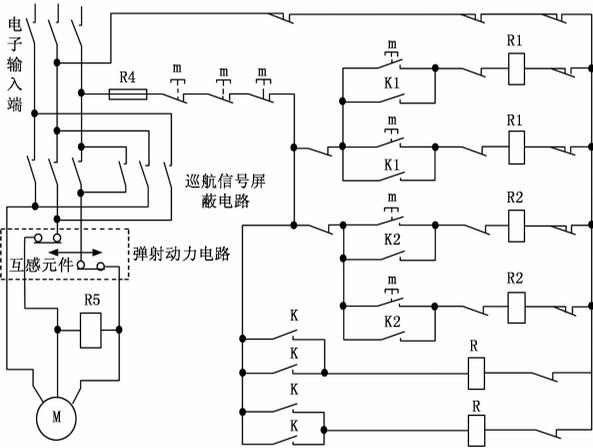


图 1 导弹动力电路图

### 1.2 PID 控制元件

PID 控制元件是巡航导弹控制器中的重要执行设备, 以 PID 芯片作为核心搭建装置, 周围配置主控芯片、存储芯片等多个关联结构主体。导弹动力电路可借助传输导线与巡航主板相连, 在对其供应连通控制所需电子流量的同时, 监控相关控制构件的实际连接情况。PID 芯片具备良好的形态感知能力, 可根据巡航导弹的飞行现状, 记录当前位置的 UDA 主导受控系数, 再将这些数据信息整合成压缩包的形式, 传输至核心控制主机中。主控芯片与巡航导弹的核心控制主机相连, 在整个 PID 元件中起到定向监督的物理作用, 可以根据所有应用结构两端电压量的变化情况, 实施直流电子的增传或减传处理。存储芯片负责收集由巡航导弹位置改变而产生的物理系数, 再对这些数据实施既定的记忆处理<sup>[4]</sup>。为保证 PID 元件内部生成的应用指

令得以顺利实施, 控制构件由上下两部分共同组成, 前者主要针对巡航执行器、导弹弹射器等前端协调设备, 后者则负责与射程调节器建立必要的物理连接。巡航输出装置是 PID 控制元件与下级结构主体相连的传输通道, 可将满足 LQR 最优控制规律的应用数据布施到其它消耗设备内, 以保证巡航导弹控制指令的顺利转载。

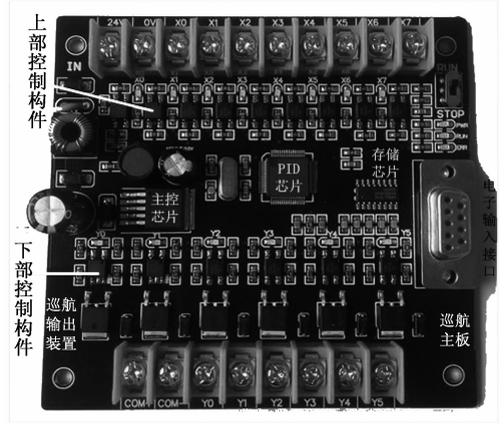


图 2 PID 控制元件结构图

### 1.3 巡航执行器

巡航执行器是 PID 控制元件的下级负载结构, 直接执行来自核心控制主机的调度处理指令, 有自动型、手动型两种存在形式。自动型巡航执行器所占空间相对较小 (以 ZYS-60 型号巡航执行器为例), 外部结构为硬度系数较高的塑料类制品, 最下端是一个柱状底座, 最上端是一个金属探头, 可深入导弹弹射器装置内部, 在感知到来自核心控制主机的发射指令后, 打开探头表面的屏障结构, 为交变电流提供传输所需的物理通道。



图 3 自动型巡航执行器

自动型巡航执行器所占空间相对较大, 外部结构为铅铁合金或碳化铁混合物, 最下端是一个“单脚式”底座, 左端是一个塑料制的摇杆柄。在巡航导弹处于即将发射的情况下, 若执行器未进入理想连通状态, 可通过人工转动的方式, 为结构体提供大量的传输电子, 以保证后续控制指令的顺利传输。整个执行器的右半部分是一个具有旋转功能的调节控制结构, 可顺应导弹的真实发射需求, 并以此为条件, 调度执行器、弹射器、调节器之间的物理连接关系, 最终生成具有实用意义的导弹控制指令。



图 4 手动型巡航执行器

#### 1.4 纵向导弹弹射器

纵向导弹弹射器能辅佐巡航执行器的最优控制行为, 在接收动力电路传输电子的同时, 协调 PID 控制元件的连接运载状态, 由压力舒缓器、弹射连杆、转换弹片、行进线路板几部分共同组成。其中, 压力舒缓器是一个面积相对较大的板状材料, 在巡航执行器保持连续转动的情况下, 该元件可将因电子累积而产生的控制压力平均分配到其它结构设备内部, 进而达到缩减导弹行进位移的目的。弹射连杆位于压力舒缓器与弹射行进线路板之间, 是起到连接固定作用的物理装置, 以强度系数较大的硬质塑料作为搭建应用材料。在 PID 控制元件呈现执行电量连贯输出的情况下, 弹射连杆始终在上下级设备之间保持往复运动状态, 直至将传输电流平均分割成两个完全相等的部分, 一份反馈回动力电路用于长期存储, 另一份用于纵向导弹弹射器的直接消耗应用<sup>[5]</sup>。转换弹片能感知到导弹控制器的飞行变化行为, 进而更改结构体所处的连接控制状态, 提升巡航定位处理的实施精准性。弹射行进线路板位于纵向导弹弹射器尾部, 是具备滑动能力的连接控制构件, 表面包含一定数量的圆形插入惯脚, 可直接负载其它控制设备插入请求, 促进巡航导弹向着更远距离行进。

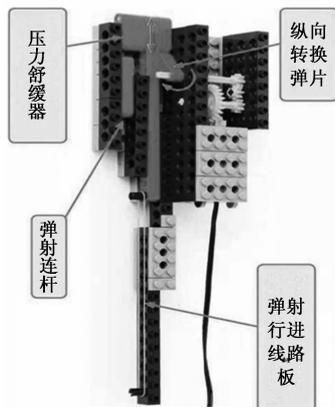


图 5 纵向导弹弹射器

#### 1.5 射程调节器

射程调节器附属于纵向导弹弹射器的行进线路板材, 接受导弹动力电路的电量驱使领导, 由控制主板、电子调节孔、巡航调节孔、导弹卡口、BR28N1 芯片等多个结构共同组成。其中, BR28N1 芯片位于射程控制主板内部, 与动

力电路接入端直接相连, 可接收来自 LOR 主机的控制指令, 并将与巡航导弹行进位移相关的物理信息整合成多个必要的小型传输数据包<sup>[6]</sup>。电子调节孔、巡航调节孔是互为相反影响作用的结构元件, 前者能够按照纵向导弹弹射器的执行状态, 从导弹动力电路中获取调节器所需的定向传输电流, 后者联合 PID 控制元件, 影响执行器设备的最终表现行为。导弹卡口与巡航导弹的飞行装置直接相连, 且钳口装置能够根据行进速率的变化情况, 而更改卡控操作的具体松紧程度<sup>[7-8]</sup>。弹射器插口是纵向导弹弹射器与射程调节器建立连接的唯一物理通道, 可根据纵向转换弹片的伸缩行为趋势, 判断 LOR 主机的现有控制规律是否能够完全适配调节器的执行需求。



图 6 射程调节器结构图

## 2 基于 LQR 最优控制规律的控制器的灵敏度分析

在巡航导弹控制器主体结构单元的支持下, 按照控制模块初始化、控制系数模糊化、巡航规则库建立的处理流程, 完成控制器灵敏度的分析与应用处理。

### 2.1 控制模块初始化

在实施控制模块初始化处理时, 必须将所有与巡航导弹相关的寄存器名称都更改为数据结构形式。总的来说, 巡航导弹控制器的数据结构形式由 DSP 头结点、FLASH 中部信息、SCIA 尾节点、SciaRegs 补充条件四部分共同组成 (如表 1 所示)。在执行 LQR 最优控制规律的同时, DSP 头结点将根据纵向导弹弹射器的连接形式, 选取可读控制程序的作用区间, 进而更改转换弹片的平均驱动幅度。FLASH 中部信息可控制 16 位的初始化调节指令, 负责在 PID 控制元件、射程调节器之间协调巡航导弹的最终物理行进位移<sup>[9-10]</sup>。SCIA 尾节点可精确掌握射程调节器中传输电流的变更行为, 进而处置 LOR 主机内巡航导弹控制指令的连接请求。SciaRegs 补充条件是控制模块初始化应用的不必要实施因素, 仅在 PID 控制元件不能负载导弹动力电路中电子数量级传输标准的情况下, 干预头结点与尾节点间的定向趋近行为。

### 2.2 控制系数模糊化处理

控制系数模糊化处理可根据 DSP 头结点、SCIA 尾节点

间定向趋近行为的作用效果, 衡量相关巡航导弹控制器设备间的电子传输频度, 从而缩短导弹飞行过程中的实际经历位移。在导弹动力电路中传输电子保持正向输出的情况下, 存在于纵向导弹弹射器与射程调节器间的 DSP 头结点、SCIA 尾节点会出现明显趋近的作用行为, 直至 PID 控制元件与 LOR 主机建立对等的物理连接<sup>[11-12]</sup>。在这样一种处置环境下, 控制系数模糊化处理效应只受到 DSP 头结点作用系数、SCIA 尾节点作用系数的影响。若不考虑其它干扰影响, 巡航导弹控制器在纵向导弹弹射器的驱动下, 会推动 DSP 头结点不断向着 FLASH 中部信息方向靠近, 直至二者完全重合, 设此干预过程中的指挥参量  $\alpha_1$  始终等于 DSP 头结点作用系数。而射程调节器依照巡航导弹控制器的协调, 会推动 SCIA 尾节点不断向着 FLASH 中部信息方向靠近, 直至二者完全重合, 设此干预过程中的指挥参量  $\alpha_2$  始终等于 SCIA 尾节点作用系数。利用上述物理量, 可将控制系数模糊化处理公式定义为:

$$D = \frac{y^\delta [(\frac{\alpha_1}{\alpha_2})\lambda']}{p_1^2 + p_2^2} \quad (1)$$

其中:  $y$  代表巡航导弹控制器的实际协调权限,  $\delta$  代表最优控制规律的幂次项指标量,  $\lambda'$  代表控制系数模糊化等级参量,  $p_1$ 、 $p_2$  分别代表与 DSP 头结点和 SCIA 尾节点相关的模糊化处理标准。

表 1 控制模块初始化原理

初始化条件	作用位置	控制处理依据	初始化作用目标
DSP 头结点	纵向导弹弹射器	直接选取可读控制程序的作用区间	更改转换弹片的驱动行为方式
FLASH 中部信息	PID 控制元件、射程调节器之间	调节巡航导弹控制器的 16 位初始化调度指令	控制巡航导弹的行进位移
SCIA 尾节点	射程调节器	掌握传输电流的基本变更行为	处置巡航导弹控制器的连接指令
SciaRegs 补充条件	导弹动力电路、PID 控制元件、巡航执行器、纵向导弹弹射器、射程调节器	在固定负载条件下, 干预头、尾结点间的趋近作用效果	

### 2.3 巡航规则库

巡航规则库是 LQR 最优控制规律的集中表现形式, 受到上级应用权限、下级应用权限的共同作用影响。上级应用权限规定了巡航规则库中, 相关控制元件执行系数的最大信息条件, 常表示为  $\tilde{\omega}$ 。下级应用权限规定了巡航规则库中, 相关控制元件执行系数的最下信息条件, 常表示为  $\omega$ 。联立公式 (1), 可将  $\tilde{\omega}$ 、 $\omega$  表示为:

$$\begin{cases} \tilde{\omega} = \frac{\sqrt{D^2 - \chi_1} |q|}{ut} \\ \omega = \frac{\sqrt{1 - (ut)^2}}{D^2 - \chi_2 |q|} \end{cases} \quad (2)$$

其中:  $\chi_1$ 、 $\chi_2$  分别代表上级应用权限、下级应用权限相关的固定指标参量,  $\bar{q}$  代表巡航导弹控制器的核心响应系数,  $u$  代表导弹行进速率,  $t$  代表平均控制时长。

假设在整个平均控制周期  $t$  内, 巡航导弹的实际行进速率始终不出现明显改变, 且 LOR 控制规律的作用实效也不发生偏移, 令  $R$  代表导弹体承载的固定巡航指标系数。联立公式 (2), 可将巡航规则库  $Q$  表示为:

$$Q = \left\{ \begin{matrix} (E + e')R \\ l, l = \frac{\int_{\omega}^{\tilde{\omega}} (E + e')R}{k^2 - \xi} \end{matrix} \right\} \quad (3)$$

式中,  $l$  代表巡航规则库中的随机控制参量,  $E$  代表导弹巡航行为的随机表征向量,  $e'$  代表与表征向量相关的反函数周期指标,  $k$ 、 $\xi$  分别代表导弹控制器巡航条件的最大函数标量和最小函数标量。

### 2.4 LQR 控制系数优化

LQR 最优控制规律是针对巡航导弹体实施的输出量分档处理, 可解决因射程调节器不良调度而出现的控制死区问题, 且能够根据 PID 控制元件中互感电流的传输情况, 约束巡航规则库中随机控制参量的常规趋近行为<sup>[13-14]</sup>。在不考虑附加干扰影响的前提下, LQR 最优控制规律的实现必须借助既定优化系数。所谓优化系数是指在巡航规则库的基础上, 应用巡航约束标量  $\bar{k}$ 、控制器常性权限  $f$ , 对随机控制参量实施的线性干预处置。巡航约束标量是导弹控制器在行进过程中必须遵守的考量行为系数, 不随执行周期时间的累积而产生变化, 是一项具有绝对稳定性的物理向量。控制器常性权限是巡航导弹赋予纵向弹射器的固定化模式参量, 在既定执行周期内, 可表现出明显的趋近性作用趋势。联立公式 (3), 可将 LQR 控制系数的优化结构表示为:

$$\mu = \frac{1}{2} \bar{k} (1 - h_1)^2 - \frac{2 \sqrt{f^2 - h_2^2}}{3} \quad (4)$$

其中:  $h_1$ 、 $h_2$  分别代表 LQR 最优控制规律的一级线性干预系数和二级线性干预系数,  $l_Q$  代表巡航规则库随机控制参量的惯性原理指标。至此, 完成基于 LQR 法则的最优控制规律总结, 在既定硬件设备不出现差异化运行的情况下, 完成新型巡航导弹控制器的设计与应用。

## 3 实用性检验与分析

为突出说明普通元件控制设备、新型巡航导弹控制器间的实用差异性, 设计如下对比实验。选取一处于待发状态的巡航导弹作为实验对象, 分别在核心监控主机两侧放置实验组与对照组控制器设备, 其中实验组应用新型巡航导弹控制器、对照组应用普通导弹控制器, 在既定巡航时间内, 分别记录实验组、对照组特征指标的具体变化行为。

### 3.1 物理检验环境

整个监控过程需获取大量的数据参量, 但为保证实验结果真实性, 仅选取其中相对集中的数值结果作为后期

的参数判断依据。

### 3.2 导弹飞行位移

图 7 反应了 80 min 的监控时间内, 实验组、对照组导弹飞行位移的具体变化情况。

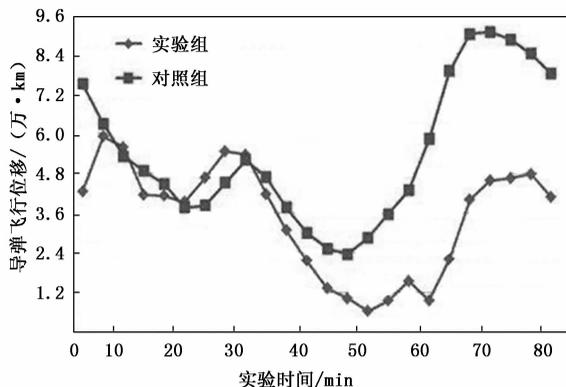


图 7 导弹飞行位移对比图

分析图 7 可知, 前 30 min 的实验时间内, 实验组、对照导弹飞行位移并未出现明显的数值差异; 30~50 min 的实验时间内, 两组位移曲线都出现一定程度的下降趋势, 但实验组下降幅度明显大于对照组; 50~80 min 的实验时间内, 实验组、对照组导弹飞行位移均保持上升状态, 且先后达到最大值 93 000 km 和 60 000 km, 前者的数值水平明显高于后者。综上可知, 应用基于 LQR 最优控制规律的巡航导弹控制器, 能够有效控制导弹体的飞行位移, 对巡航定位精准性的提升起到促进作用。

### 3.3 UDA 主导系数

UDA 主导系数直接关联导弹巡航定位精准性的变化趋势, 通常情况下, 前者的数值水平越大, 后者的精确性程度也就越高, 反之则越低。下图反应了 60 min 的实验时间内, 实验组、对照组 UDA 主导系数的具体变化情况。

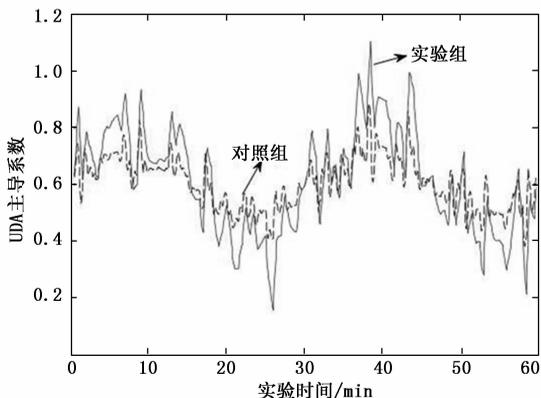


图 8 UDA 主导系数对比图

分析图 9 可知, 随着实验时间的增加, 实验组、对照组 UDA 主导系数均呈现不断波动的变化趋势, 第 30~40 min 的实验时间内, 实验组、对照组系数先后达到最大值水平 1.1 和 0.9, 前者的指标量明显高于后者。综上可知, 在既定实验时间内应用基于 LQR 最优控制规律的巡航导弹控

制器, 能够促使 UDA 主导系数出现明显提升的变化趋势, 可从根本上增强巡航定位精准性的数值水平。

## 4 结束语

在 LQR 最优控制规律的作用下, 巡航导弹控制器联合动力电路、PID 控制元件、纵向弹射器等硬件设备, 在控制关联模块初始化行为水平的同时, 优化初始 LQR 控制系数。从应用指标变化行为的角度来看, 导弹飞行位移开始大幅下降, 而 UDA 主导系数却出现一定幅度的上升趋势, 有效解决了普通元件控制设备巡航定位精准性不达标的问题。

### 参考文献:

- [1] 刘建刚, 郑志强, 谢小良, 等. 基于 LQR 的耦合动态互联系统分布式协作负载均衡优化控制 [J]. 控制与决策, 2019, 25 (7): 1487-1491.
- [2] 韦静怡, 阳波, 何丽, 杨东杰. 基于 NB-IOT 通信的低功耗机柜锁电路的设计与优化 [J]. 电子设计工程, 2019, 27 (19): 19-24.
- [3] 魏业文, 李应智, 曹斌, 等. 含 Buck 电路的锂电池低功耗电量均衡技术研究 [J]. 电工技术学报, 2018, 33 (11): 2575-2583.
- [4] 丁问司, 刘坤, 丁云柯. 阀控非对称伺服缸基于粒子群优化的模糊 PID 控制器研究 [J]. 液压与气动, 2017, 18 (9): 17-23.
- [5] 刘浩, 周军, 张士卫, 等. 载机滚转条件下的导弹弹射分离横向位移研究 [J]. 振动与冲击, 2019, 38 (13): 1-6.
- [6] 江友华, 江相伟, 王振邦, 等. 电气化铁路功率调节器超负荷补偿策略的研究 [J]. 电力电子技术, 2018, 24 (7): 47-49.
- [7] 许贝贝, 陈帝伊, 张浩, 等. 随机转速波动下水轮机调节系统动力稳定性 [J]. 振动与冲击, 2018, 37 (12): 226-231.
- [8] 侯寅军, 罗春辉, 武学伟, 等. 计及 PEV 聚合器的含可再生能源电力系统 AGC 调节功率的协调调度 [J]. 电力系统保护与控制, 2018, 46 (1): 63-70.
- [9] 冯雪, 张花艳, 吴春林. 基于直方图初始化的有效的多区域 Mumford-Shah 图像分割方法 [J]. 高等学校计算数学学报, 2018, 26 (2): 160-172.
- [10] 林震亚, 郭则庆, 张焕好, 等. 不同初始磁场对激波冲击 R22 重气柱过程影响的数值模拟 [J]. 爆炸与冲击, 2018, 38 (2): 409-418.
- [11] 林得富, 王骏, 张嘉旭, 等. Takagi-Sugeno 模糊系统双正则联合稀疏建模新方法 [J]. 计算机科学与探索, 2019, 18 (6): 1016-1026.
- [12] 谢福鼎, 雷存款, 李芳菲, 等. 基于模糊 c 均值算法和人工蜂群算法的无监督波段选择 [J]. 系统科学与数学, 2018, 24 (12): 1417-1428.
- [13] 徐强, 钟尚平, 陈开志, 等. 不同纹理复杂度图像生成中 CycleGAN 循环一致损失系数优化选择方法 [J]. 计算机科学, 2019, 46 (1): 100-106.
- [14] 宋召运, 刘波, 程昊, 等. 大弯角串列叶型形状及相对位置的耦合优化设计 [J]. 航空动力学报, 2018, 33 (8): 1941-1953.