

四旋翼飞行器串级姿态稳定性优化控制研究

王永利

(中国人民解放军 66350 部队 技术室, 河北 保定 071000)

摘要: 针对传统优化控制手段控制四旋翼飞行器能力差这一问题, 提出了一种新的稳定性优化控制方法; 通过研究动力学原理, 分析四旋翼在空气中受到的各种作用力, 计算出旋转变角速度和旋翼构造平面速度; 基于滑流理论、PID 控制理论构建出四旋翼飞行器控制模型, 分析飞行器的控制原理, 阐述了控制系统的工作流程; 为检测方法实际工作效果, 与传统控制方法进行对比实验, 结果可知在相同时间下, 受 PID 方法控制的飞行器运行轨道与预期轨道更加接近, 在稳定性和鲁棒性上都强于传统方法。

关键词: 无人机; 四旋翼飞行器; 串级姿态; 飞行器稳定性; 优化控制; 动力学原理

Optimal Control of Cascade Attitude Stability for Four Rotor Aircraft

Wang Yongli

(Technical Office of Brigade 66350, PLA, Baoding 071000, China)

Abstract: Aiming at the problem of poor capability of four rotor aircraft controlled by traditional optimization control method, a new stability optimization control method is proposed. By studying the dynamics principle, the forces acting on the four rotor in the air are analyzed, and the rotational speed and the plane velocity of the rotor are calculated. Based on slip theory and PID control theory, the control model of four rotor aircraft is built, and the control principle of the aircraft is analyzed. The working process of the control system is expounded. In order to detect the actual work effect, the comparison experiment with the traditional control method is carried out. The results show that the orbit of the aircraft controlled by the PID method is closer to the expected orbit at the same time, and it is stronger in stability and robustness than in the traditional method.

Keywords: UAV; four rotor aircraft; cascade attitude; aircraft stability; optimal control; dynamic principle

0 引言

无人机按照机翼分为两种模式: 固定翼无人机和旋翼无人机。旋翼飞行器通过旋翼发出动力, 能够完成垂直降落和垂直起飞, 反应灵敏, 机动性好, 不受场地限制, 在天气预测、灾难搜救、矿山开采、军事安防等领域有很好的发展前景。四旋翼飞行器隶属于旋翼无人机, 通过四个半径、规格完全相同的动力组旋翼在空气中不断旋转为飞行提供动力, 完成飞机的悬停、转向等工作。相较于其它飞行器, 四旋翼飞行器飞行过程更加平稳, 反应速度更快, 负载能力更强, 同一轴的两个旋翼旋转方向始终相反, 在静态条件下飞行能力极强^[1]。经过近二十年的研究, 该飞行器在技术上已经得到长足的进步, 但是若想真正融入到各个领域中还许多关键性的问题需要解决, 如: 抗干扰能力差、在复杂环境下难以精确识别、难以长时间飞行等^[2]。鉴于此, 研究如何优化控制四旋翼飞行器的方法对于推动经济发展、强化国防建设、提高国家技术水平有重要意义。

1 四旋翼的空气动力学研究

四旋翼飞行器的控制输入量只有 4 个, 状态输出量有 6 个, 是一种欠驱动系统, 利用传统建模方法根本难以完成精确的建模, 因此成为控制学领域的难点。研究旋翼在空气中受到的动力学特性对于四旋翼飞行器串级姿态稳定性优化控制有重要意义。当飞行器在空中处于不同的飞行状态时, 旋翼受到的空气动力也不同。例如: 当四旋翼飞行器的飞行方向为垂直方向时, 空气中气流呈顺时针运动, 旋翼的旋转轴也成顺时针运转, 二者运转方向相同, 该状态称为轴流状态; 当四旋翼飞行器的飞行方向为非垂直方向飞行时, 气流的运动方向如果呈逆时针或者顺时针旋转, 旋翼的旋转轴方向就会与其存在一定的夹角, 该状态称为斜流状态^[3]。四旋翼飞行器在飞行状态下各旋翼受到的相对气流如图 1 所示。

在图 1 中, $O-XYZ$ 为空间直角坐标系, 旋翼通过该轴系完成整体构造。如图 2 所示, O 表示指标坐标系的原点, 同时也是各个旋翼的中心点, $O-X$ 轴表示飞行的正前方向, $O-Y$ 轴代表四旋翼飞行器的构造旋转轴。飞行器在正方向上保持 V_0 的速度向前飞行, 此时气流的相对速率和飞行速度一样, 该方向与旋翼旋转产生的平面夹角为 α ^[4]。根据上图的各项系数可以求出飞行器旋翼运动状态下

收稿日期: 2018-05-17; 修回日期: 2018-06-19。

作者简介: 王永利(1975-), 男, 河北易县人, 本科, 工程师, 主要从事电气工程及自动化控制方向的研究。

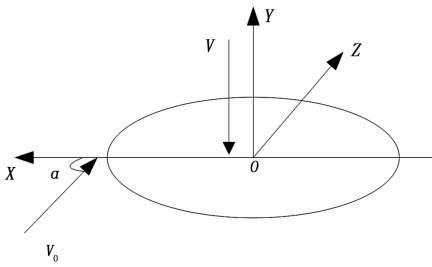


图 1 飞行器旋翼所受相对气流直观图

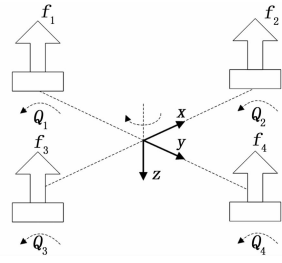


图 2 四旋翼飞行器控制原理

的旋转角速度和旋翼构造平面速度：

$$\lambda = \frac{V_0 - V_0 \sin \alpha}{\theta R} \quad (1)$$

$$\mu = \frac{V_0 \cos \alpha}{\theta R} \quad (2)$$

式中, θ 代表旋翼的旋转角速度, R 为桨叶的旋转半径, V_0 代表飞行器的飞行速度, α 代表旋翼旋转产生的平面夹角, λ 代表垂直轴旋转速度, 称为流入比, μ 代表平行轴的旋转速度, 称为前进比。 λ 和 μ 数值发生改变, 会影响飞机的飞行状态。

2 四旋翼飞行器控制模型设计

从空气动力学角度出发, 引用机械结构设计技术、滑流理论建立了四旋翼飞行器控制模型, 根据 Backstepping 算法设计了控制器, 并在串级姿态对飞行器控制模型进行了线性化处理^[5]。

2.1 四旋翼飞行器控制原理

四旋翼飞行器通过 4 个螺旋桨上的独立电机控制飞行方向, 并产生驱动动力。系统有 4 个输入量, 6 个输出量, 是一个非完整性系统, 具有欠驱动特性。动力不足导致线运动 and 角运动存在误差, 飞机在上述误差影响下, 会展现不同的飞行姿态, 如: 俯仰、横滚等。此外, 四旋翼飞行器耦合性强, 改变其中一个旋翼的转速就会影响到 3 个以上的自由度方向运动, 如: 当右旋翼速度减小时, 飞行器将会向右侧滚动飞行, 导致飞机左右升力不等, 失去动力平衡; 与此同时, 飞机的航行方向也会出现改变, 会在计划的航行方向上向右偏离; 航道的偏离会导致左右旋翼和前后旋翼出现反扭力作用。四旋翼飞行器某个飞行角度的偏差就会引起一系列改变, 且很难确定改变后飞机的各项具体数据, 飞行控制工作十分困难^[6]。

控制优化四旋翼飞行器的原理如图 2 所示。

图 2 中, x 轴、 y 轴、 z 轴表示在地理坐标系中, 四旋翼飞行器的各坐标方向, f 代表飞行过程中旋翼需要的上升动力, Q 代表各运动下产生的反扭矩角度。根据图 2 可知, 当改变无人机中四个旋翼电机转速时, 飞行器的运动形式也会随之改变, 而飞行器转速由上升动力决定。

2.2 四旋翼飞行器控制结构设计

四旋翼飞行器需要控制的主要结构有 4 个: 螺旋桨、陀螺仪、通道、路由。螺旋桨负责修正各个矢量; 陀螺仪的主要工作是修正姿态, 当物体处于旋转状态时, 稳定性

要优于静止状态 (高速旋转的陀螺转子在不受到其它外力作用在陀螺仪上时, 陀螺仪的自转轴指向固定, 且不会受到外力影响^[7])。当转子转动惯量、转子角速度增加时, 稳定性会随之增强; 四旋翼飞行器拥有的通道越多, 飞机能够展现的姿态越多, 通道状态有零点状态和给信号状态两种, 利用微调系统控制信号状态, 精确性较高; 路由负责反馈飞行器内部画面, 载荷的数据越大, 画面清晰度越高, 中心操作系统通过路由对飞行器实行远程遥控。

螺旋桨、陀螺仪、通道、路由等控制结构通过改变四旋翼飞行器各旋翼的上升动力来控制旋翼飞行状态和稳定性。四旋翼无人机转速变化与运动形式对应关系概括如表 1 所示。

表 1 四旋翼无人机转速变化与运动形式对应关系

运动形式	旋翼 1 (f_1)	旋翼 2 (f_2)	旋翼 3 (f_3)	旋翼 4 (f_4)
上升	增加	增加	增加	增加
下降	减少	减少	减少	减少
俯仰	增加		减少	
横滚		减少		增加
偏航	增加	减少	增加	减少

对表 1 进行具体的分析:

1) 上升/下降状态。当飞行器 4 个旋翼产生的上升动力都相同时, 即 $f_1 = f_2 = f_3 = f_4$, 飞机处于平稳状态, 如果上升动力全部增加, 则四旋翼飞行器将会稳定地保持上升状态, 如果各旋翼上升动力全部下降, 无人机处于下降状态。

2) 俯仰状态。如图 1 所示, f_2 、 f_3 分别代表飞行器左旋翼和右旋翼的上升动力, 而 f_1 、 f_4 则代表飞行器前旋翼和后旋翼的上升动力。如果 $f_1 = f_4$ 且 $f_2 \neq f_3$, 飞行器的前后动力能够维持平衡, 但左右动力难以维持平衡, 就会处于俯仰运动状态。

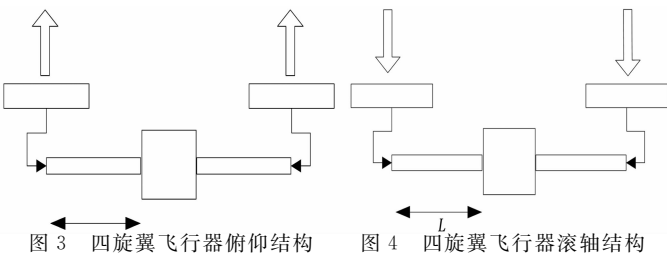
3) 横滚状态。当无人机的左旋翼动力 f_2 和右旋翼动力 f_3 不变, 前旋翼动力 f_1 或后旋翼动力 f_4 出现变化时, 四旋翼飞行器将会难以平稳飞行, 而是以横滚状态运动。

4) 偏航状态。四旋翼飞行器任何一个旋翼的动力与其它旋翼不等, 即 $f_1 \neq f_4$ 、 $f_1 \neq f_2$ 、 $f_1 \neq f_3$ 、 $f_2 \neq f_3$ 、 $f_2 \neq f_4$ 、 $f_3 \neq f_4$, 出现上述情况中的任何一种情况都会导致飞机处于偏航运动状态^[8]。

四旋翼飞行器的结构十分特殊, 它的空气动力学部件

只有旋翼，除此之外不包含其它空气动力学部件，飞行器外形娇小，对于外界有很强的感应度，灵敏性高，自动控制系统在飞行器中发挥的作用尤为重要。控制器能够保持飞行器稳定在 3 个姿态中，即保证空气中飞行器的运转角度稳定，同时控制飞机的飞行高度、所在位置和航行线路。

通过改变四旋翼飞行器 x 轴和 y 轴上的拉力来控制飞机的俯仰和横滚运动。飞行器结构自身具有对称性，在控制俯仰运动和滚转运动时，可以采取相同的原理。四旋翼俯仰和滚轴结构如图 3 和图 4 所示。



通过调整 x 轴和 y 轴上电动机的转速来改变不同轴上的力矩，当两个轴上的力矩处于平衡状态时，飞机两端受力均匀，姿态稳定。

飞机一旦进入俯仰运动状态或滚转运动状态之后，旋翼受到的拉力就会从垂直地表坐标系的方向转到其他方向，如图 5，拉力 F 的方向会转变为拉力 F' ，因此必须要调整运动需要的升力来不断补偿修正拉力 F 改变导致的误差^[9]。

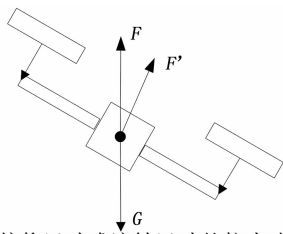


图 5 俯仰运动或滚转运动的拉力改变情况

当 4 个旋翼出现反扭矩时，飞机就会偏离原有的固定航线，即偏航运动。偏航运动与俯仰运动、滚转运动的不同之处在于，除了要提供稳定的偏航力矩，还要提供形同的拉力，同时确保机身各机翼受到相同的重力，能够在同一个高度上平稳有序地飞行。

四旋翼飞行器在一个运动状态会存在多种情况，对其进行控制时必须同时考虑各种情况，以便于做出更加准确的判断。

表 2 控制器调控内容

控制系统	调控内容
姿态	姿态角速度、姿态角位置
高度	俯仰运动升力、滚转运动升力、预定高度
位置	偏离位置

四旋翼飞行器为无人驾驶飞行器，内部控制系统必须为反馈控制系统（闭环控制系统），通过探测瞬时状态反馈飞行器运动情况。控制系统需要具有实时性，一旦飞机的

某个变量发生改变，控制系统就要迅速探测到，并给出对应的解决算法，利用驱动器使飞机在最短的时间内恢复到原来的状态。四旋翼无人机控制器主要对以下三方面进行控制：姿态、高度、位置。

四旋翼飞行器包含大量变量，具有非线性和强耦合性的特点，在飞行过程中，很容易受到气压影响。飞行器通过改变角速度和角位置来维持飞行姿态的稳定，如果姿态角位置与预期角位置相同，则角速度为零。当飞行器驶离预定的高度时，调控系统需要改变升降过程的动力，将飞行器调到原来的高度上。同样，当飞行器的位置出现偏离时，飞行器测出新的位置，输出驱动力，带领飞行器回到原来的位置并保持稳定^[10]。

基于 PID 理论研发的控制器具有结构简单、稳定性高、鲁棒性强等优点，适用于四旋翼飞行器，其结构如图 6 所示。

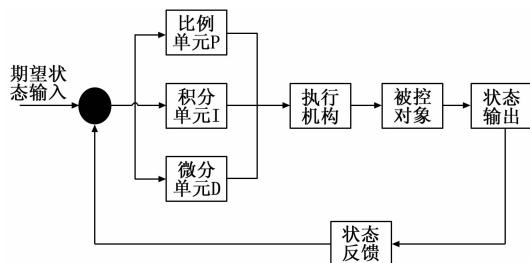


图 6 控制器结构图

如图 6 所示，控制器由比例单元 P、积分单元 I 和微分单元 D 共同组成，在各个单元中设置合理参数，通过实际数据与参数数据的对比来完成控制工作。

控制器的工作过程根据 Backstepping 算法进行，控制方程可以表示为：

$$m(t) = K_p \left[e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \right] \quad (3)$$

公式 (3) 中， K_p 、 K_i 、 K_d 分别表示比例单元控制系数、控制积分单元固定系数和控制微分单元固定系数。在比例单元中安放一个可调控的放大器，通过改变响应时间 t ，提高反馈速度；积分单元主要负责提高系统的稳定性；微分单元的主要工作是修正，当飞行器出现问题时，微分单元会增加阻尼，修正误差。控制器控制流程如图 7 所示。

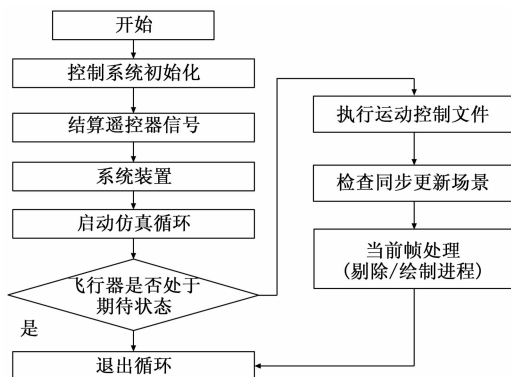


图 7 控制器控制流程

电源启动后,控制系统开始初始化,初始化的内容包括内部参数、外部参数和系统运行参数;然后系统的主程序将会启动运行,对于输入的飞行信号进行判断,如果与预期轨道出现偏离,系统就会解码控制信号,将其转变成控制能量,改变飞机的运动状态;最后由组合监测系统计算状态误差,在回路中分析控制器的控制效果,若未能达到预期效果,则需要再次控制,若能够达到预期效果,则要确保飞行器稳定运行。

3 飞行器优化控制方法验证实验

3.1 实验目的

为了检测优化设计的控制四旋翼飞行器飞行方法实际效果,与传统方法进行对比,在串级姿态下对飞行器的稳定性进行了实验研究。

3.2 实验参数设置

为保证实验数据的准确性,在 Matlab 中搭建了四旋翼飞行器飞行棋模型,设置实验参数如表 3 所示。

表 3 优化控制方法实验参数

项目	参数数值
四旋翼飞行器质量	8kg
重力加速度	9.81m/s^2
旋翼叶片数量	4
旋翼叶片长度	0.268m
旋翼面积	0.005m^2
旋翼升力系数	0.42
旋翼反扭矩系数	0.03
旋翼轴与质心之间的距离	0.65m

根据上述参数进行对比实验。首先令四旋翼飞行器进行飞行,并绘制其实际飞行路线。实验起点为 $(0, 0, 20)$ 的位置,中前期(起飞阶段)飞行经过固定点 $(5.0, 3.0, 18.0)$,在中后期(降落阶段)飞行经过固定点 $(15.0, 7.5, 9.0)$,最终落在终点 $(20, 10, 0)$ 的位置。然后分别采用传统方法和本文优化设计的 PID 方法控制四旋翼飞行器进行飞行,并分别绘制两种方法改进后的四旋翼飞行器运动轨迹。最后将三条运动轨迹进行对比分析,检测本文方法对四旋翼飞行器控制的实际效果。

3.3 实验结果与分析

根据上述参数进行实验,选用四旋翼飞行器从起点为 $(0, 0, 20)$ 的位置起飞,飞到 $(20, 10, 0)$ 的坐标点上,距离单位为 km。绘制飞机实际飞行路线、传统方法控制后的运动轨迹、PID 方法控制后的运动轨迹,得到的实验图结果如图 8 所示。

观察上述控制对比结果图,选取图中典型坐标值进行分析概括(各坐标值距离单位为 km):飞机从坐标点为

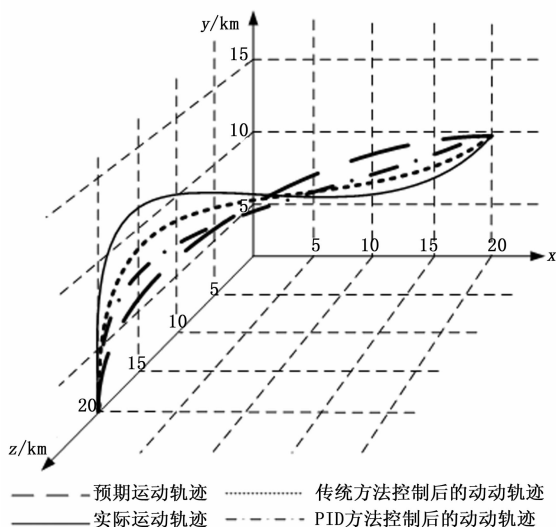


图 8 控制对比实验结果

$(0.0, 0.0, 20.0)$ 的位置起飞,预计中前期(起飞阶段)飞行经过固定点 $(5.0, 3.0, 18.0)$,但实际飞行器在中前期经过的坐标点为 $(5.0, 15.0, 2.2)$,使用传统控制方法改善后,飞机经过的坐标点为 $(5.0, 12.0, 6.4)$,使用 PID 控制法改善后,飞机经过的坐标点为 $(5.0, 8.1, 12.3)$;预计在中期(飞行阶段)四旋翼飞行器经过固定点 $(10.0, 5.0, 8.0)$,但实际飞行器在中前期经过的坐标点为 $(10.0, 12.4, 6.5)$,使用传统控制方法改善后,飞机经过的坐标点为 $(10.0, 9.8, 9.6)$,使用 PID 控制法改善后,飞机经过的坐标点为 $(10.0, 6.5, 12.0)$;预计在中后期(降落阶段)四旋翼飞行器经过固定点 $(15.0, 7.5, 9.0)$,但实际飞行器在中前期经过的坐标点为 $(15.0, 9.4, 2.3)$,使用传统控制方法改善后,飞机经过的坐标点为 $(15.0, 8.8, 4.2)$,使用 PID 控制法改善后,飞机经过的坐标点为 $(15.0, 8.0, 6.7)$ 。

3.4 实验结论

根据上述实验结果与分析,得到如下实验结论:预期的飞行线路呈现一条圆滑的曲线,但飞行器在实际运行过程中会受到多种外来阻力影响,如旋翼产生的拉力、线速度、角速度等等,因此运行轨迹和预期轨迹很容易出现很大的偏差。经过传统方法控制后,虽然有所改善,但是改善效果不明显,在相同的横坐标下,飞行器的各项拉力不能保持平衡状态,即使调节之后,与预期轨道依旧存在较大差异。

PID 控制法符合运动学规律,根据输入量对飞行器的四个旋翼进行耦合分析,并划分出四个通道,分别为高度控制通道、滚转飞行操控通道、俯仰飞行控制通道和偏航飞行控制通道。高度控制通道通过控制各旋翼的拉力,改变飞行器在竖直方向的速度,从而改变飞行器所处高度;滚转控制通道利用输入的滚转力、滚转角度控制横向速度和

横向位置;俯仰通道通过改变俯仰力矩调整俯仰角度,改善飞行器纵向位置;偏航通道根据输入的偏航力矩调整偏航角度,控制偏航速度。

图中实验结果证明,PID 控制法能够较好地四旋翼飞行器引入预期轨迹,提高飞机的稳定性。

4 总结与展望

四旋翼飞行器的组成结构相较于其它飞行器而言更加简单、性能十分稳定、消耗成本低,在各个领域都有很好的发展前景。研究围绕四旋翼飞行器的控制问题完成了以下工作:

1) 通过研究动力学原理,给出最佳控制方式,针对四旋翼飞行器在空中受到的不同作用力,推导出飞行器旋翼运动状态下的旋转角速度和旋翼构造平面速度计算公式,为控制器设计打下基础。

2) 设计了四旋翼飞行器控制模型,分析了串级姿态下飞机的飞行方式,介绍了螺旋桨、陀螺仪、通道、路由四个主要元件的工作内容。根据 PID 控制原理设计控制结构,对控制结构进行详细地阐述。

3) 利用 Backstepping 控制算法推导出具体的控制方法,通过仿真实验验证方法的实际工作效果。由实验结果可知:PID 控制系统的控制能力远远强于传统的控制方法,可以在短时间内将飞行器调制到预期位置上。

四旋翼飞行器在解决控制问题上依旧存在很多难点,还需要对其进行进一步研究:

1) 需深入研究空气阻力对四旋翼飞行器产生的影响,完善控制器模型。

2) 在辨识角速度和角运动的基础上,提高对线运动

的认识,构建线性系统下的控制器。

3) 飞行器的实际飞行状态为离散状态,并非理想的连续状态,需要通过大量实验研究得出有效的飞行控制器。

4) 研究内容多是在仿真情况下进行,缺少实践论证,需要在实际飞行过程中深入验证。

参考文献:

- [1] 薛佳乐,程珩.基于串级 PID 四旋翼飞行器控制系统研究[J].电子技术应用,2017,43(5):134-137.
- [2] 叶孝璐,章志诚,俞立,等.四旋翼飞行器姿态控制方法和实现[J].系统科学与数学,2016,36(11):1825-1836.
- [3] 崔道旺,柳向斌,等.四旋翼飞行器全控制算法研究[J].控制工程,2017,24(10):2038-2044.
- [4] 李砚浓,李汀兰,姜艺,等.基于 RBF 神经网络自适应 PID 四旋翼飞行器控制[J].控制工程,2016,23(3x):378-382.
- [5] 曾宪阳,杨红莉,郁汉琪.基于 STM32 单片机四旋翼飞行器建模分析与设计[J].电子技术应用,2016,42(12):65-68.
- [6] 潘春荣,许化.基于 STM32 的 X 型四旋翼无人机设计[J].工程设计学报,2017,24(2):196-202.
- [7] 侯玉涵,王耀力.改进扩展卡尔曼滤波对四旋翼姿态解算的研究[J].电子技术应用,2017,43(10):83-85.
- [8] 赵玉颖,姜香菊,曾幼涵.基于 Anti-windup PID 的四旋翼飞行器姿态控制研究[J].计算机科学,2016,43(s2):551-553.
- [9] 江杰,岂伟楠.四旋翼飞行器建模与 PID 控制器设计[J].电子设计工程,2013,21(23):147-150.
- [10] 孟磊,蒋宏,罗俊,等.四旋翼飞行器无刷直流电机调速系统的设计[J].电子设计工程,2011,19(12):140-142.
- [10] Krauter S C W. Solar electric power generation - photovoltaic energy system [M]. Germany, Berlin: Springer Verlag, 2006: 35-40.
- [11] 郭伟,徐金成,温路成,等.基于分数阶 PI 的逆变器双环控制研究[J].计算机仿真,2013,30(8):127-130.
- [12] Podlubny I. Fractional-order systems and controllers [J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1999, 44(1): 208-214.
- [13] Podlubny I. Fractional Differential Equations [M]. New York: Academic Press, 1999.
- [14] 赵春娜,李英顺,陆涛.分数阶系统分析与设计 [M]. 北京:国防工业出版社,2011.
- [15] Saptarshi D, Suman S, Shantanu D, et al. On the selection of tuning methodology of FOPID controllers for the control of higher order processes [J]. ISA transactions, 2011, 50(3): 376-388.
- [16] 夏德铃,温贻方.自动控制理论 [M]. 北京:机械工业出版社,2007.
- [17] 张战彬,翟红霞,徐华博,等.光伏电站多逆变器并网系统输出谐波研究[J].电力系统保护与控制,2016,14:142-146.

(上接第 73 页)

- [4] Hornik T. A current-control Strategy for Voltage-Source Inverters in Microgrids Based on H_{∞} and Repetitive Control [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2011, 26(3): 943-952.
- [5] Huang J, Fu L, Xu F, et al. Grid Current Control Strategy Based on Internal Model Control and Repetitive Control [M]. System Simulation and Scientific Computing, Springer Berlin Heidelberg, 2012: 111-112.
- [6] 王瑞萍,皮佑国.基于分数阶 PI 速度控制器的永磁同步电动机控制[J].电工技术学报,2012,27(11):69-75.
- [7] 易映萍,罗海,胡四全.小功率光伏并网逆变器控制策略的研究[J].电力系统保护与控制,2016,04:64-68.
- [8] Calais M, Myrzik J, Spooner T, et al. Inverters for single-phase grid connected photovoltaic systems - an overview [A]. Power Electronics Specialists Conference, 2002 [C]. IEEE Xplore, 2002: 1995-2000.
- [9] 赵清林,郭小强,郭伟扬.单相逆变器并网控制技术[J].中国电机工程学报,2007,27(16):60-64.