

(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 108037764 B

(45) 授权公告日 2021. 02. 23

(21) 申请号 201711055319.4
(22) 申请日 2017.11.01
(65) 同一申请的已公布的文献号
 申请公布号 CN 108037764 A
(43) 申请公布日 2018.05.15
(73) 专利权人 杭州睿杰智能空中机器人科技有
 限公司
 地址 311121 浙江省杭州市余杭区余杭街
 道文一西路1818-2号9幢401室
(72) 发明人 贾杰
(74) 专利代理机构 嘉兴中创致鸿知识产权代理
 事务所(普通合伙) 33384
 代理人 姚海波
(51) Int. Cl.
 G05D 1/10 (2006.01)
 G05D 1/08 (2006.01)
(56) 对比文件
 CN 104635743 A, 2015.05.20
 CN 102830622 A, 2012.12.19

CN 104898429 A, 2015.09.09
CN 107272408 A, 2017.10.20
CN 105912009 A, 2016.08.31
CN 106842953 A, 2017.06.13
CN 103411479 A, 2013.11.27
CN 104865968 A, 2015.08.26
JP 2003259393 A, 2003.09.12
Tao Niu, 等. Based on ADRC UAV
longitudinal pitching Angle control
research.《2016 Information Technology,
Networking, Electronic and Automation
Control Conference, IEEE》. 2016,
周驰. 基于系统辨识的小型无人直升机建模
及控制器设计.《中国优秀硕士学位论文全文数
据库 工程科技II辑》. 2017,
贾杰, 刘智腾. 基于Qt的小型无人机地面站
软件设计与实现.《计算机与现代化》. 2015, (第7
期),
贾杰, 陈焕强. 基于DSP的无人机飞控系统的
硬件设计.《传感检测及物联网系统》. 2015,

审查员 吴垠

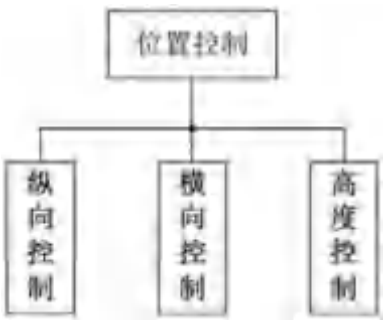
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法

(57) 摘要

本发明涉及无人机控制领域, 具体的说是一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法。本发明包括横向通道控制、纵向通道控制、高度通道控制, 每个通道控制过程均包括以下步骤: 根据无人直升机的位置, 得到观测状态量和扩张状态量; 根据控制器输入、观测状态量和扩张状态量, 得到各个通道的控制器输出。本发明系统各通道间的耦合可以被视为扰动, 自抗扰控制器可通过扩张状态观测器的扰动估计和扰动补偿, 将其耦合抵消。该发明是一种无模型控制器, 它不需要被控对象的精确模型, 而是依靠误差来控制。



CN 108037764 B

1. 一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法,其特征在于,包括横向通道控制、纵向通道控制、高度通道控制,每个通道控制过程均包括以下步骤:

根据无人直升机的位置,得到观测状态量和扩张状态量;

根据控制器输入、观测状态量和扩张状态量,得到各个通道的控制器输出;

所述纵向通道控制包括以下步骤:

计算机体坐标系下x轴方向的位置 x_b :

$$x_b = x_e \cos\psi + y_e \sin\psi$$

其中, x_e 和 y_e 分别为无人直升机在地面坐标系下的X轴Y轴方向上的位置, ψ 为偏航角;

观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;

扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;

其中, h 为控制周期, $e = z_1 - x_b$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为纵向通道的自抗扰控制器的输出, z_1 和 z_2 的初始值为0;

纵向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;

其中, $e_1 = x'_b - z_1$, x'_b 为纵向通道的自抗扰控制器的输入,表示前飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数;

所述横向通道控制包括以下步骤:

计算无人直升机在y轴方向的位置 y_b :

$$y_b = x_e \sin\psi + y_e \cos\psi$$

其中, x_e 和 y_e 分别为无人直升机在地面坐标系下的X轴Y轴方向上位置, ψ 为偏航角;

观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;

扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;

其中, h 为控制周期, $e = z_1 - y_b$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为横向通道的自抗扰控制器的输出, z_1 和 z_2 的初始值为0;

横向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;

其中, $e_1 = y'_b - z_1$, y'_b 为横向通道的自抗扰控制器的输入,表示侧飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数;

所述高度通道控制包括以下步骤:

观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;

扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;

其中, h 为控制周期, $e = z_1 - z_e$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为纵向通道的自抗扰控制器的输出, z_e 为无人直升机在地面坐标系下的Z轴方向上位置, z_1 和 z_2 的初始值为0;

纵向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;

其中, $e_1 = z'_b - z_1$, z'_b 为高度通道的自抗扰控制器的输入,表示垂飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数。

一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及无人机控制领域,具体的说是一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法。

背景技术

[0002] 无人直升机飞行控制系统主要由两部分组成,第一部分为速度和姿态控制系统,主要负责增稳,使无人直升机在外界条件不改变的情况下处于稳定状态,是飞行器能够自主飞行的基础,第二部分为位置控制系统,它的作用是控制飞行器的飞行路径,使其能够按照用户给定的航线或者航点进行飞行。

[0003] 传统直升机飞控的姿态控制和速度控制一般是多使用经典控制理论作为理论依据,PID控制器作为其控制器来进行控制的。PID是一种无模型控制器,它可以只根据被控变量的误差来进行控制,所以在设计基于PID控制器的控制系统时,可以将被控对象看作一个只有输入、输出的黑盒。正是因为PID控制技术是立足于使用误差来控制误差,不需要复杂的数学建模过程,它才能在实际的工程应用当中占有统治地位。但是,由于PID控制技术是一个较早出现的控制技术,因此它受到研发时代的理论水平、技术水平落后的影响,设计出PID时并没有先进的数字计算机、以及使用数字计算机完成的各种数字信号处理技术,当时的PID控制技术带着许多现在看来“不尽人意的缺陷”进入了控制工程中,出色地完成了大部分的控制任务,从而在控制工程这一领域占有了及其重要的地位。

[0004] PID控制技术的如下四个方面的缺陷:通过 $e(t) = v(t) - y(t)$ 这样直接相减的方式产生的原始误差作为控制器的输入的控制效果并不理想;微分环节的输入没有良好的算法来计算;线性组合不一定是最好的组合方式;误差信号 $e(t)$ 的积分——的引入有很多负作用。显然,上述四个方面的缺陷都是在PID出现那个年代的大环境下所产生的问题。在现如今数字信号处理发达的条件下,我们就有了更多的手段来弥补这些缺陷。贯彻PID控制技术的精髓——误差来减少误差的过程控制思想,利用现代先进的数字信号处理技术,并合理开发特殊的非线性效应来探讨克服上述PID控制技术的四个方面缺陷的过程中,催生了新型实用数字控制技术——自抗扰控制技术。

发明内容

[0005] 针对现有技术中存在的上述不足之处,本发明要解决的技术问题是提供一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法。

[0006] 本发明为实现上述目的所采用的技术方案是:一种无人直升机自抗扰飞行位置控制方法,包括横向通道控制、纵向通道控制、高度通道控制,每个通道控制过程均包括以下步骤:

[0007] 根据无人直升机的位置,得到观测状态量和扩张状态量;

- [0008] 根据控制器输入、观测状态量和扩张状态量,得到各个通道的控制器输出。
- [0009] 所述纵向通道控制包括以下步骤:
- [0010] 计算机体坐标系下x轴方向的位置 x_b :
- [0011] $x_b = x_e \cos\psi + y_e \sin\psi$
- [0012] 其中, x_e 和 y_e 分别为无人直升机在地面坐标系下的X轴Y轴方向上的位置, ψ 为偏航角;
- [0013] 观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;
- [0014] 扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;
- [0015] 其中, h 为控制周期, $e = z_1 - x_b$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为纵向通道的自抗扰控制器的输出, z_1 和 z_2 的初始值为0;
- [0016] 纵向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;
- [0017] 其中, $e_1 = x'_b - z_1$, x'_b 为纵向通道的自抗扰控制器的输入,表示前飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数。
- [0018] 所述横向通道控制包括以下步骤:
- [0019] 计算无人直升机在y轴方向的位置 x_b :
- [0020] $y_b = x_e \sin\psi + y_e \cos\psi$
- [0021] 其中, x_e 和 y_e 分别为无人直升机在地面坐标系下的X轴Y轴方向上位置, ψ 为偏航角;
- [0022] 观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;
- [0023] 扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;
- [0024] 其中, h 为控制周期, $e = z_1 - y_b$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为横向通道的自抗扰控制器的输出, z_1 和 z_2 的初始值为0;
- [0025] 横向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;
- [0026] 其中, $e_1 = y'_b - z_1$, y'_b 为横向通道的自抗扰控制器的输入,表示侧飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数。
- [0027] 所述高度通道控制包括以下步骤:
- [0028] 观测状态量为 $z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$;
- [0029] 扩张状态量为 $z_2 = z_2 + h(-d_1 f e)$;
- [0030] 其中, h 为控制周期, $e = z_1 - z_e$, $f e = \text{fal}(e, 0.5, h)$, $\text{fal}()$ 为fal函数, u 为纵向通道的自抗扰控制器的输出, z_e 为无人直升机在地面坐标系下的Z轴方向上位置, z_1 和 z_2 的初始值为0;
- [0031] 纵向通道的自抗扰控制器的输出为: $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$;
- [0032] 其中, $e_1 = z'_b - z_1$, z'_b 为高度通道的自抗扰控制器的输入,表示垂飞的目标距离, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数。
- [0033] 本发明系统各通道间的耦合可以被视为扰动,自抗扰控制器可通过扩张状态观测器的扰动估计和扰动补偿,将其耦合抵消。该发明是一种无模型控制器,它不需要被控对象的精确模型,而是依靠误差来控制。

附图说明

- [0034] 图1为本发明的结构框图;

- [0035] 图2为自抗扰控制器仿真结果图；
[0036] 图3为PID控制器仿真结果图；
[0037] 图4为自抗扰控制器的输出图；
[0038] 图5为PID控制器的输出图。

具体实施方式

[0039] 下面结合附图及实施例对本发明做进一步的详细说明。

[0040] 位置控制系统综合用户所给航点目标,规划合适的航线,将其转换为合适的速度指令,下达给各个通道。由于用户所给予的航点通常情况下都是地面坐标系下的坐标信息,因此位置控制系统应该规划出合理的飞行方式。

[0041] 机体坐标系下的位置控制器:位置控制器的反馈信息与速度和姿态控制器不同,它的反馈不是机体坐标系下的反馈,而是地面坐标系旋转过偏航角之后的坐标系,该坐标系的XOY平面仍然与地面水平,这样才能保证飞行距离相对地面是稳定的。可以方便的将原来的北东地航点信息转换为前飞数米、调整航向这样的指令下达给速度控制系统。

[0042] 如图1所示,位置控制器有三个通道,分别对应有速度控制器的三个通道,即纵向、横向和高度。纵向通道的算法如下

$$[0043] \quad x_b = x_e \cos\psi + y_e \sin\psi$$

$$[0044] \quad e = z_1 - x_b$$

$$[0045] \quad f_e = \text{fal}(e, 0.5, h)$$

$$[0046] \quad z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$$

$$[0047] \quad z_2 = z_2 + h(-d_1 f_e)$$

$$[0048] \quad e_1 = x'_b - z_1$$

$$[0049] \quad u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$$

[0050] 其中, x'_b 为控制器输入为, u 为输出。

[0051] 横向通道的算法如下

$$[0052] \quad y_b = x_e \sin\psi + y_e \cos\psi$$

$$[0053] \quad e = z_1 - y_b$$

$$[0054] \quad f_e = \text{fal}(e, 0.5, h)$$

$$[0055] \quad z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$$

$$[0056] \quad z_2 = z_2 + h(-d_1 f_e)$$

$$[0057] \quad e_1 = y'_b - z_1$$

$$[0058] \quad u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$$

[0059] 其中 y'_b 为控制器输入, u 为输出。

[0060] 高度通道的算法如下:

$$[0061] \quad e = z_1 - z_e$$

$$[0062] \quad f_e = \text{fal}(e, 0.5, h)$$

$$[0063] \quad z_1 = z_1 + h(z_2 - c_1 e + u)$$

$$[0064] \quad z_2 = z_2 + h(-d_1 f_e)$$

$$[0065] \quad e_1 = z'_b - z_1$$

[0066] $u = \beta_1 \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta_1) - z_2$

[0067] 其中 z'_b 为控制器输入, u 为输出。

[0068] 上述公式中, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为控制器参数, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 为与无人直升机型号相关的控制器参数, 应用本发明算法的一个仿真实例中, $\alpha_1, \beta_1, \delta_1$ 分别取为 1、0.5、0.001。

[0069] 为了能够更清晰的体现自抗扰控制器的优势, 使用最简单的二阶积分模型来对比自抗扰控制器和PID控制器的控制效果, 如图2-5所示。

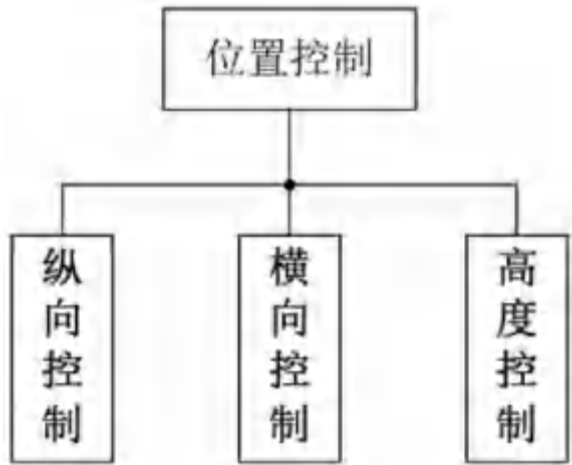


图1

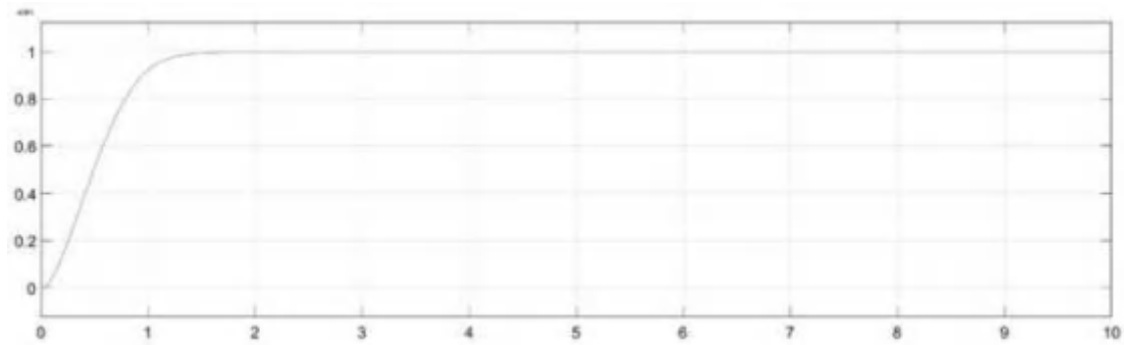


图2

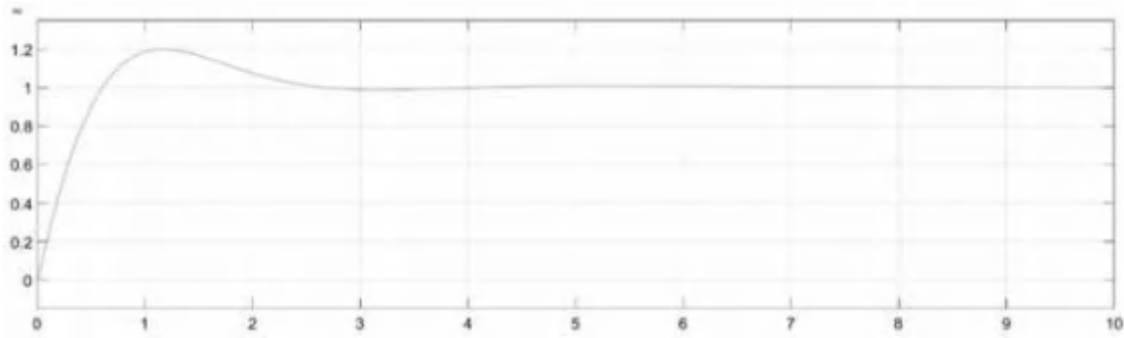


图3

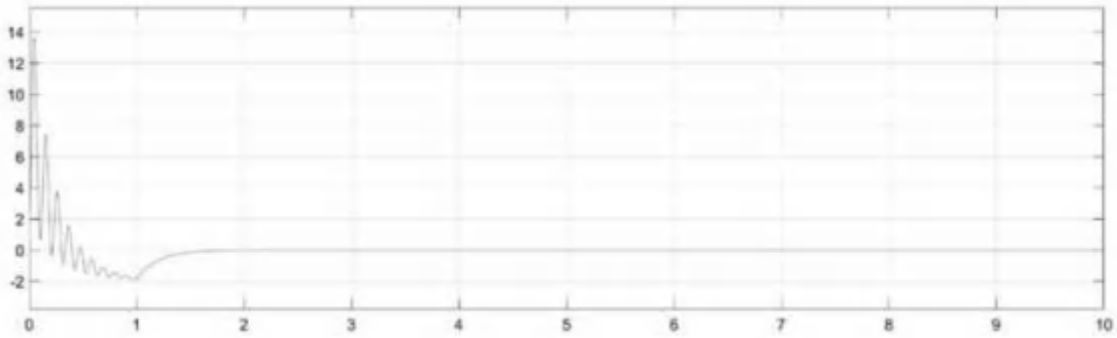


图4

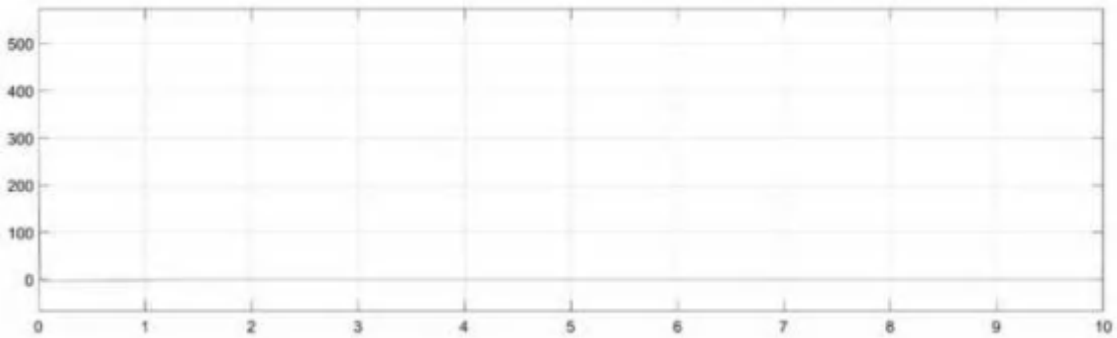


图5