



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104865968 B

(45)授权公告日 2017.06.23

(21)申请号 201510192441.0

(22)申请日 2015.04.22

(65)同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 104865968 A

(43)申请公布日 2015.08.26

(73)专利权人 浙江工业大学  
地址 310014 浙江省杭州市下城区潮王路  
18号

(72)发明人 张丹 叶孝璐 肖紫阳

(74)专利代理机构 杭州天正专利事务所有限公  
司 33201

代理人 王兵 黄美娟

(51)Int.Cl.

G05D 1/10(2006.01)

G05B 13/04(2006.01)

(56)对比文件

WO 2009/051891 A1,2009.04.23,

CN 1225679 C,2005.11.02,

CN 102983797 A,2013.03.20,

CN 103900559 A,2014.07.02,

CN 104386246 A,2015.03.04,

CN 104267743 A,2015.01.07,

崔建伟,等.垂直起降飞行器悬停状态的自  
抗扰控制.《Proceedings of the 32nd Chinese  
Control Conference》.2013,第5449-5454.

王俊生,等.基于ADRC的小型四旋翼无人直  
升机控制方法研究.《弹 箭 与 制 导 学  
报》.2008,第28卷(第3期),第31-40页.

审查员 李湘伟

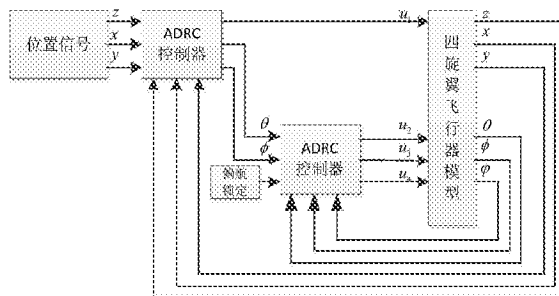
权利要求书4页 说明书9页 附图2页

(54)发明名称

一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞  
行器悬停控制方法

(57)摘要

一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞  
行器悬停控制方法,包括以下步骤:1)根据欧拉  
及牛顿定理建立四旋翼飞行器的动力学模型,并  
解耦为双回路、多子系统的结构;2)其次,根据四  
旋翼飞行器系统的自身结构特点,设计串级自抗  
扰控制器,为获取较好的内环输入信号,对外环  
设计线性ADRC控制器;同时,设计内环非线性  
ARDC控制器以获得更好的跟踪性能;3)针对系统  
内部参数摄动和存在外部干扰等不确定性,引入  
扩张状态观测器对系统的状态和内外扰动进行  
实时估计,并利用非线性误差反馈控制率进行补  
偿,消除了内外扰动的影响。本发明对针对四旋  
翼飞行器系统内部参数摄动和存在外部干扰等  
不确定性均具有很强的抑制能力。



1. 一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞行器悬停控制方法,包括以下步骤:

步骤1) 建立四旋翼飞行器的动力学模型:

四旋翼飞行器的飞行姿态由三个角度 $(\phi, \theta, \varphi)$ 描述,飞行位置由 $(x, y, z)$ 描述;根据欧拉及牛顿定理建立小型四旋翼飞行器的动力学模型为

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \frac{l}{I_{xx}} u_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{l}{I_{yy}} u_3 \\ \ddot{\varphi} = \dot{\theta} \dot{\varphi} \left( \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} u_4 \\ \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\ \ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} u_1 - g \end{cases} \quad (1)$$

对螺旋桨的角速度的控制量 $u$ 如下:

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, $m$ 为四旋翼飞行器的质量, $l$ 为四旋翼的旋翼臂展, $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 分别为 $x$ 轴、 $y$ 轴和 $z$ 轴的惯量, $\Omega_1$ 、 $\Omega_2$ 、 $\Omega_3$ 和 $\Omega_4$ 为螺旋桨的角速度, $b$ 是推力系数, $d$ 是阻力系数;

选择状态向量 $X$ 为

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \varphi \\ \dot{\varphi} \\ x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

则将(1)表示为状态空间模型为

$$X = f(X, u) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \theta \dot{\phi} a_1 + b_1 u_2 \\ \dot{\theta} \\ \phi \dot{\phi} a_2 + b_2 u_3 \\ \dot{\phi} \\ \theta \dot{\phi} a_3 + b_3 u_4 \\ \dot{x} \\ b_4 u_1 u_x \\ \dot{y} \\ b_4 u_2 u_y \\ \dot{z} \\ (\cos \phi \cos \theta) b_4 u_1 - g \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中,  $a_1 = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}$ ,  $a_2 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$ ,  $a_3 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}$ ,  $b_1 = \frac{l}{I_{xx}}$ ,  $b_2 = \frac{l}{I_{yy}}$ ,  $b_3 = \frac{l}{I_{yy}}$ ,  $b_4 = \frac{1}{m}$ ,

$$\begin{cases} u_x = \cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi \\ u_y = \cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi \end{cases};$$

步骤2) 设计串级ADRC控制器,过程包括:

根据其建模动力学方程双回路、多子系统的结构的特点,将悬停控制器设计为串级结构,内环为姿态环,外环为位置环;

2.1) 外环控制器设计;

四旋翼飞行器的外环为位置环,外环控制分为3个独立的回路,分为x轴控制回路、y轴控制回路和z轴控制回路;自抗扰控制器由跟踪控制器、扩张状态观测器、线性状态误差反馈;

(211) 跟踪微分器,用来安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$\begin{cases} \dot{v}_1 = -r_0^2 (v_1 - v_0) - 2r_0 v_2 \\ \dot{v}_2 = v_1 \end{cases}$$

(5)

其中,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子;

(212) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿

$$\begin{cases} \dot{e} = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} e + b_0 u \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} e \end{cases} \quad (6)$$

其中, $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$ 为一组待整定的参数,参数的选取通过极点配置取 $\beta_1 = 3\omega_0$ ,  $\beta_2 = 3\omega_0^2$ ,  $\beta_3 = \omega_0^3$ ;

(213) 状态误差反馈控制律;

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = k_1 e + k_2 \dot{e} \\ u = u_0 - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (7)$$

其中,  $k_1$ 和 $k_2$ 分别为比例和微分系数,通过极点配置取 $k_1 = \omega_c^2, k_2 = 2\omega_c$ ;

2.2) 内环控制器的设计;

四旋翼飞行器的内环为姿态环,分为3个独立的控制回路,横滚角控制回路、俯仰角控制回路和偏航角控制回路;

自抗扰控制器包括跟踪微分器、扩张状态观测器、状态误差反馈控制律三部分,其设计过程如下:

(221) 安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$\begin{cases} e = v_1 - v_0 \\ fh = fhan(e, v_2, r_0, h_0) \\ v_1 = v_1 + hv_2 \\ v_2 = v_2 + hfh \end{cases} \quad (8)$$

其中,  $fhan(e, v_2, r_0, h_0)$ 为最速跟踪控制综合函数,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子,参数 $h_0$ 为跟踪微分器的滤波因子,  $h$ 为积分步长;

(222) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿,

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ fe = fal(e, 0.5, \delta) \\ fe1 = fal(e, 0.25, \delta) \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}fe + b_0u) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}fe1) \end{cases} \quad (9)$$

其中,  $fal(e, 0.25, \delta)$ 为非线性函数,  $\delta, \beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 为一组待整定的参数;

(223) 状态误差反馈控制律

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_{0q} = -fhan(e_1, ce_2, r, h) \\ u_q = u_{0q} - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (10)$$

其中,参数 $c$ 为阻尼因子,  $fhan(e_1, ce_2, r, h)$ 为最速跟踪控制综合函数,其表达式为

$$\begin{cases}
 d = rh \\
 d_0 = hd \\
 y = x_1 + hx_2 \\
 a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\
 a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}, & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0 \end{cases} \\
 fhan = - \begin{cases} r \text{sign}(a), & |a| > d \\ r \frac{a}{d}, & |a| \leq d \end{cases}
 \end{cases} \quad (11)$$

非线性函数fal(e, a, δ)为:

$$fal(e, a, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{a-1}}, & |e| \leq \delta \\ |e|^a \text{sign}(e) & |e| > \delta \end{cases} \quad (12)$$

。

## 一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞行器悬停控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明应用于无人机控制领域,涉及到四旋翼飞行器的悬停控制问题,尤其是如何消除系统内部参数摄动和存在外部干扰扰动对四旋翼飞行器悬停控制系统性能的影响,实现一种有效的实时控制方法。

### 背景技术

[0002] 四旋翼飞行器是四桨非共轴多旋翼飞行器的简称。作为非共轴多旋翼飞行器的代表,与固定翼无人机相比,具有结构简单、体积小、隐蔽性强、载荷高、可垂直起降、定点悬停和低速飞行等优势,能执行各种危险的特殊任务,比如航拍、灾害现场监视与求援、低空侦察与检测等,在民用领域和军事领域均体现出极高的研究和应用价值。

[0003] 本发明主要考虑如何降低甚至消除系统内部参数摄动和存在外部干扰扰动对四旋翼飞行器悬停控制系统性能的影响。针对四旋翼飞行器悬停控制问题,目前使用的方法主要有PID控制、反步控制、嵌套饱和控制等。基于PID的四旋翼飞行器悬停控制器将控制系统分为几个独立的通道,分别设计相应的PID控制算法,该方法具有控制技术成熟、易于实现的特点,但是其抗干扰性较差,如环境改变即要重新调整参数。基于反步法的四旋翼飞行器悬停控制器通过系统的状态方程设计虚拟控制,构造合适的Lyapunov函数来求控制律,具有良好的跟踪性能、且具有无超调、调节时间快的优点,但是该方法针对满足严格反馈控制结构的系统,对系统要求高。基于嵌套饱和的四旋翼飞行器悬停控制具有计算量小、鲁棒性强和全局渐近稳定的优点,但是应用该方法需要将四旋翼动力学模型转化为严格的前馈级联结构,而针对四旋翼飞行器这种欠驱动系统只能局部反馈线性化,不能完全反馈线性化。

### 发明内容

[0004] 本发明要克服上述提到的现有控制方法的局限性,采用串级自抗扰技术设计四旋翼飞行器悬停控制策略,可以有效地将系统的模型不确定性和系统内外部扰动估计用扩张状态观测器实时估计并补偿,此方法对系统内外扰动以及模型不确定性均具有很强的抑制能力。

[0005] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案:

[0006] 一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞行器悬停控制方法,包括以下步骤:

[0007] 步骤1) 建立四旋翼飞行器的动力学模型:

[0008] 四旋翼飞行器是一个多变量、高耦合、非线性的欠驱动系统,要对其设计控制器,首先要建立合理而准确的动力学模型。四旋翼飞行器的飞行姿态由三个角度 $(\phi, \theta, \varphi)$ 描述,飞行位置由 $(x, y, z)$ 描述。根据欧拉及牛顿定理建立小型四旋翼飞行器的动力学模型为

$$\begin{cases}
 \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \frac{l}{I_{xx}} u_2 \\
 \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{l}{I_{yy}} u_3 \\
 \ddot{\varphi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} u_4 \\
 \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\
 \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \theta \cos \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\
 \ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} u_1 - g
 \end{cases} \quad (1)$$

[0010] 对螺旋桨的角速度的控制量 $u$ 如下:

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

[0012] 其中, $m$ 为四旋翼飞行器的质量, $l$ 为四旋翼的旋翼臂展, $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 分别为 $x$ 轴、 $y$ 轴和 $z$ 轴的惯量, $\Omega_1$ 、 $\Omega_2$ 、 $\Omega_3$ 和 $\Omega_4$ 为螺旋桨的角速度, $b$ 是推力系数, $d$ 是阻力系数。

[0013] 选择状态向量 $X$ 为

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \varphi \\ \dot{\varphi} \\ x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0015] 则将(1)表示为状态空间模型为

$$[0016] \quad X = f(X,u) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \theta\dot{\phi}a_1 + b_1u_2 \\ \dot{\theta} \\ \phi\dot{\theta}a_2 + b_2u_3 \\ \dot{\phi} \\ \theta\dot{\phi}a_3 + b_3u_4 \\ \dot{x} \\ b_4u_1u_x \\ \dot{y} \\ b_4u_2u_y \\ \dot{z} \\ (\cos\phi\cos\theta)b_4u_1 - g \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$[0017] \quad \text{其中, } a_1 = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}, a_2 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}, a_3 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}, b_1 = \frac{l}{I_{xx}}, b_2 = \frac{l}{I_{yy}}, b_3 = \frac{l}{I_{yy}}, b_4 = \frac{1}{m},$$

$$\begin{cases} u_x = \cos\phi \sin\theta \cos\varphi + \sin\phi \sin\varphi \\ u_y = \cos\phi \sin\theta \sin\varphi - \sin\phi \cos\varphi \end{cases}^{\circ}$$

[0018] 步骤2) 设计串级ADRC控制器,过程包括:

[0019] 根据其建模动力学方程双回路、多子系统的结构的特点,可以将悬停控制器设计为串级结构,内环为姿态环,外环为位置环。

[0020] 2.1) 外环控制器设计

[0021] 四旋翼飞行器的外环为位置环,外环控制分为3个独立的回路,分为x轴控制回路、y轴控制回路和z轴控制回路。自抗扰控制器由跟踪控制器、扩张状态观测器、线性状态误差反馈。

[0022] (211) 跟踪微分器,用来安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$[0023] \quad \begin{cases} fh = -r_0^2(v_1 - v_0) - 2r_0v_2 \\ \dot{v}_1 = v_2 \\ \dot{v}_2 = fh \end{cases} \quad (5)$$

[0024] 其中,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子。

[0025] (212) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿

$$[0026] \quad \begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}e + b_0u \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}e \end{cases} \quad (6)$$

[0027] 其中, $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$ 为一组待整定的参数,参数的选取可以通过极点配置取 $\beta_1 = 3\omega_0$ ,  $\beta_2 = 3\omega_0^2$ ,  $\beta_3 = \omega_0^3$ 。



[0028] (213) 状态误差反馈控制律

$$[0029] \begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = k_1 e + k_2 \dot{e} \\ u = u_0 - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (7)$$

[0030] 其中,  $k_1$ 和 $k_2$ 分别为比例和微分系数,可以通过极点配置取 $k_1 = \omega_c^2, k_2 = 2\omega_c$ 。

[0031] 2.2) 内环控制器的设计

[0032] 四旋翼飞行器的内环为姿态环,分为3个独立的控制回路,横滚角控制回路、俯仰角控制回路和偏航角控制回路。

[0033] 自抗扰控制器包括跟踪微分器、扩张状态观测器、状态误差反馈控制律三部分,其设计过程如下:

[0034] (221) 安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$[0035] \begin{cases} e = v_1 - v_0 \\ fh = fhan(e, v_2, r_0, h_0) \\ v_1 = v_1 + hv_2 \\ v_2 = v_2 + hfh \end{cases} \quad (8)$$

[0036] 其中,  $fhan(e, v_2, r_0, h_0)$  为最速跟踪控制综合函数,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子,参数 $h_0$ 为跟踪微分器的滤波因子,  $h$ 为积分步长。

[0037] (222) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿

$$[0038] \begin{cases} e = z_1 - y \\ fe = fal(e, 0.5, \delta) \\ fel = fal(e, 0.25, \delta) \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}fe + b_0u) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}fel) \end{cases} \quad (9)$$

[0039] 其中,  $fal(e, 0.25, \delta)$  为非线性函数,  $\delta, \beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 为一组待整定的参数。

[0040] (223) 状态误差反馈控制律

$$[0041] \begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_{0q} = -fhan(e_1, ce_2, r, h) \\ u_q = u_{0q} - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (10)$$

[0042] 其中,参数 $c$ 为阻尼因子,  $fhan(e_1, ce_2, r, h)$  为最速跟踪控制综合函数,其表达式为

$$[0043] \quad \begin{cases} d = rh \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}, & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0 \end{cases} \\ \text{flan} = - \begin{cases} r \text{sign}(a), & |a| > d \\ r \frac{a}{d}, & |a| \leq d \end{cases} \end{cases} \quad (11)$$

[0044] 非线性函数fal(e, a, δ)为:

$$[0045] \quad \text{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{a-1}}, & |e| \leq \delta \\ |e|^a \text{sign}(e) & |e| > \delta \end{cases} \quad (12)$$

[0046] 与现有技术相比,本发明的优点在于:

[0047] (1) 针对系统内部参数摄动和存在外部干扰等不确定性,引入扩张状态观测器对系统的状态和内外扰动进行实时估计,并利用非线性误差反馈控制率进行补偿,消除了内外扰动的影响。

[0048] (2) 根据四旋翼飞行器系统的自身结构特点,设计串级自抗扰控制器,为获取较好的内环输入信号,对外环设计线性ADRC控制器;同时,设计内环非线性ARDC控制器以获得更好的跟踪性能。

## 附图说明

[0049] 图1是本发明的四旋翼飞行器串级ADRC控制框图。

[0050] 图2是本发明的四旋翼飞行器外环控制框图。

[0051] 图3是本发明的四旋翼飞行器内环控制框图。

## 具体实施方式

[0052] 为了使本发明的技术方案、设计思路能更加清晰,下面结合附图再进行详尽的描述。

[0053] 一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞行器悬停控制方法,包括以下步骤:

[0054] 步骤1) 建立四旋翼飞行器的动力学模型:

[0055] 四旋翼飞行器是一个多变量、高耦合、非线性的欠驱动系统,要对其设计控制器,首先要建立合理而准确的动力学模型。四旋翼飞行器的飞行姿态由三个角度 $(\phi, \theta, \varphi)$ 描述,飞行位置由 $(x, y, z)$ 描述。根据欧拉及牛顿定理建立小型四旋翼飞行器的动力学模型为

$$\begin{cases}
 \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) + \frac{l}{I_{xx}} u_2 \\
 \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left( \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{l}{I_{yy}} u_3 \\
 \ddot{\varphi} = \dot{\theta} \dot{\phi} \left( \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) + \frac{l}{I_{zz}} u_4 \\
 \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\
 \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi) \frac{1}{m} u_1 \\
 \ddot{z} = (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} u_1 - g
 \end{cases} \quad (1)$$

[0057] 对螺旋桨的角速度的控制量 $u$ 如下:

$$u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \\ b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

[0059] 其中, $m$ 为四旋翼飞行器的质量, $l$ 为四旋翼的旋翼臂展, $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 分别为 $x$ 轴、 $y$ 轴和 $z$ 轴的惯量, $\Omega_1$ 、 $\Omega_2$ 、 $\Omega_3$ 和 $\Omega_4$ 为螺旋桨的角速度, $b$ 是推力系数, $d$ 是阻力系数。

[0060] 选择状态向量 $X$ 为

$$X = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \\ x_{11} \\ x_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \\ \theta \\ \dot{\theta} \\ \varphi \\ \dot{\varphi} \\ x \\ \dot{x} \\ y \\ \dot{y} \\ z \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (3)$$

[0062] 则将(1)表示为状态空间模型为

$$[0063] \quad X = f(X, u) = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\phi a_1 + b_1 u_2 \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi}\phi a_2 + b_2 u_3 \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta}\phi a_3 + b_3 u_4 \\ \dot{x} \\ b_4 u_1 u_x \\ \dot{y} \\ b_4 u_2 u_y \\ \dot{z} \\ (\cos \phi \cos \theta) b_4 u_1 - g \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$[0064] \quad \text{其中, } a_1 = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}}, a_2 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}, a_3 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}}, b_1 = \frac{l}{I_{xx}}, b_2 = \frac{l}{I_{yy}}, b_3 = \frac{l}{I_{zz}}, b_4 = \frac{1}{m},$$

$$\begin{cases} u_x = \cos \phi \sin \theta \cos \varphi + \sin \phi \sin \varphi \\ u_y = \cos \phi \sin \theta \sin \varphi - \sin \phi \cos \varphi \end{cases}$$

[0065] 步骤2) 设计串级ADRC控制器,过程包括:

[0066] 根据其建模动力学方程双回路、多子系统的结构的特点,可以将悬停控制器设计为串级结构,内环为姿态环,外环为位置环。

[0067] 2.1) 外环控制器设计

[0068] 四旋翼飞行器的外环为位置环,外环控制分为3个独立的回路,分为x轴控制回路、y轴控制回路和z轴控制回路。自抗扰控制器由跟踪控制器、扩张状态观测器、线性状态误差反馈。

[0069] (211) 跟踪微分器,用来安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$[0070] \quad \begin{cases} \dot{f}h = -r_0^2(v_1 - v_0) - 2r_0 v_2 \\ \dot{v}_1 = v_2 \\ \dot{v}_2 = f h \end{cases} \quad (5)$$

[0071] 其中,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子。

[0072] (212) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿

$$[0073] \quad \begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} e + b_0 u \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} e \end{cases} \quad (6)$$

[0074] 其中, $\beta_{01}$ 、 $\beta_{02}$ 、 $\beta_{03}$ 为一组待整定的参数,参数的选取可以通过极点配置取 $\beta_1 = 3\omega_0$ ,  $\beta_2 = 3\omega_0^2$ ,  $\beta_3 = \omega_0^3$ 。

[0075] (213) 状态误差反馈控制律

$$[0076] \begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = k_1 e + k_2 \dot{e} \\ u = u_0 - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (7)$$

[0077] 其中,  $k_1$ 和 $k_2$ 分别为比例和微分系数,可以通过极点配置取 $k_1 = \omega_c^2, k_2 = 2\omega_c$ 。

[0078] 2.2) 内环控制器的设计

[0079] 四旋翼飞行器的内环为姿态环,分为3个独立的控制回路,横滚角控制回路、俯仰角控制回路和偏航角控制回路。

[0080] 自抗扰控制器包括跟踪微分器、扩张状态观测器、状态误差反馈控制律三部分,其设计过程如下:

[0081] (224) 安排过渡过程,给定信号 $v_0$ 作为参考输入

$$[0082] \begin{cases} e = v_1 - v_0 \\ fh = fhan(e, v_2, r_0, h_0) \\ v_1 = v_1 + hv_2 \\ v_2 = v_2 + hfh \end{cases} \quad (8)$$

[0083] 其中,  $fhan(e, v_2, r_0, h_0)$  为最速跟踪控制综合函数,参数 $r_0$ 为跟踪微分器的快速因子,参数 $h_0$ 为跟踪微分器的滤波因子,  $h$ 为积分步长。

[0084] (225) 扩张状态观测器,对系统的状态和扰动进行实时估计与补偿

$$[0085] \begin{cases} e = z_1 - y \\ fe = fal(e, 0.5, \delta) \\ fel = fal(e, 0.25, \delta) \\ z_1 = z_1 + h(z_2 - \beta_{01}e) \\ z_2 = z_2 + h(z_3 - \beta_{02}fe + b_0u) \\ z_3 = z_3 + h(-\beta_{03}fel) \end{cases} \quad (9)$$

[0086] 其中,  $fal(e, 0.25, \delta)$  为非线性函数,  $\delta, \beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 为一组待整定的参数。

[0087] (226) 状态误差反馈控制律

$$[0088] \begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_{0g} = -fhan(e_1, ce_2, r, h) \\ u_g = u_{0g} - z_3 / b_0 \end{cases} \quad (10)$$

[0089] 其中,参数 $c$ 为阻尼因子,  $fhan(e_1, ce_2, r, h)$  为最速跟踪控制综合函数,其表达式为

$$\begin{cases}
 d = rh \\
 d_0 = hd \\
 y = x_1 + hx_2 \\
 a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|} \\
 a = \begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}, & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0 \end{cases} \\
 \text{flan} = - \begin{cases} r \text{sign}(a), & |a| > d \\ r \frac{a}{d}, & |a| \leq d \end{cases}
 \end{cases} \quad (11)$$

[0091] 非线性函数fal(e, a, δ)为:

$$\text{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{a-1}}, & |e| \leq \delta \\ |e|^a \text{sign}(e) & |e| > \delta \end{cases} \quad (12)$$

[0093] 参照图1~图3,一种采用串级自抗扰控制技术的四旋翼飞行器悬停控制方法,所述方法包括:

[0094] 如图1所示为四旋翼飞行器串级ADRC控制框图。根据四旋翼飞行器系统的自身结构特点,设计串级自抗扰控制器,为获取较好的内环输入信号,对外环设计线性ADRC控制器;同时,设计内环非线性ARDC控制器以获得更好的跟踪性能。串级ADRC控制器外环ADRC控制器输出的控制量即为内环的输入量,内环非线性ARDC控制具有很好的轨迹跟踪能力,偏航角为偏航锁定。

[0095] 如图2所示,四旋翼飞行器的外环为位置环,外环控制分为3个独立的回路,分为x轴控制回路、y轴控制回路和z轴控制回路。自抗扰控制器由跟踪控制器、扩张状态观测器、线性状态误差反馈组成,均为线性。

[0096] 如图3所示,四旋翼飞行器的内环为姿态环,分为3个独立的控制回路,横滚角控制回路、俯仰角控制回路和偏航角控制回路。为获取较好内环输入的跟踪信号(即外环ADRC输出的控制信号),外环的ADRC控制器为线性ARDC控制器,TD、反馈控制律、ESO均为线性。而为获取更好的跟踪效果,内环(姿态环)采用非线性ADRC控制器,TD、控制律、ESO均为非线性。

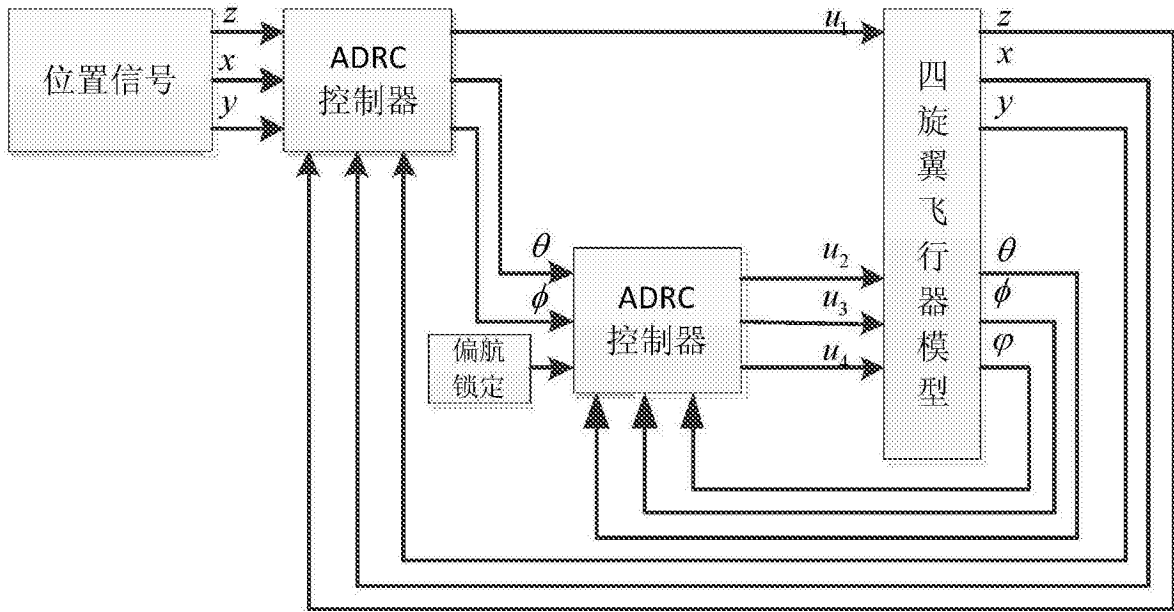


图1

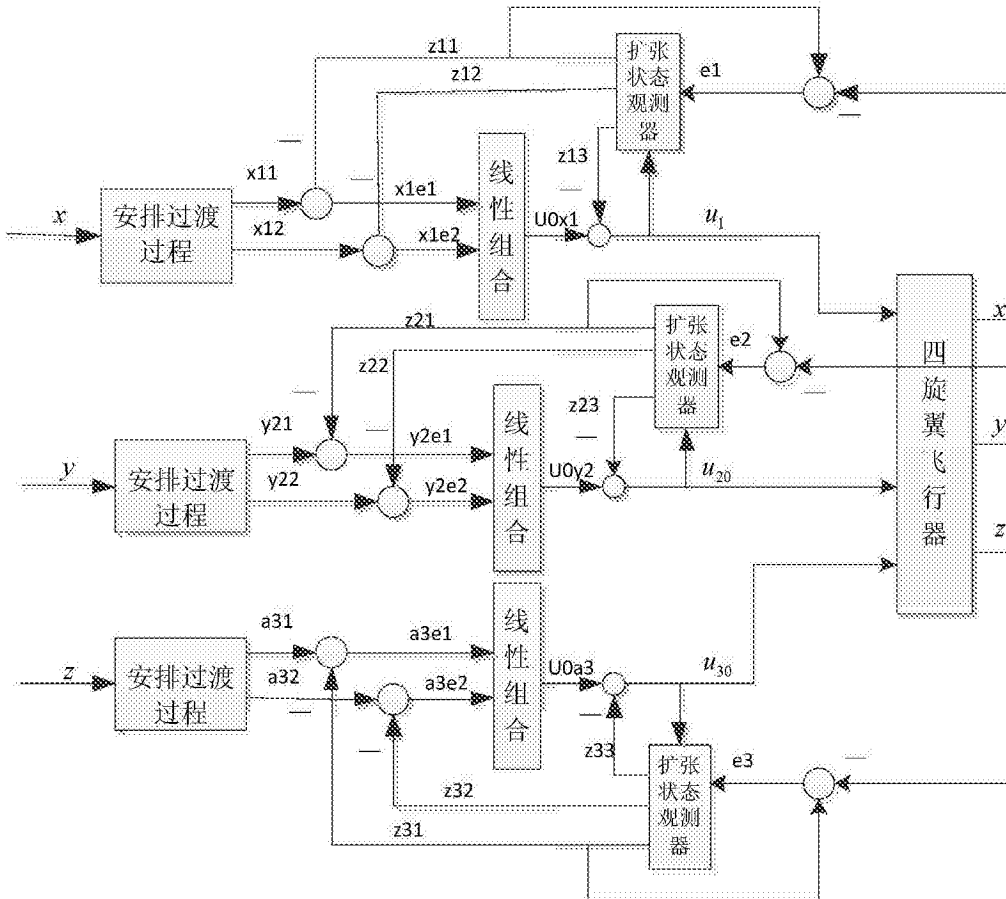


图2

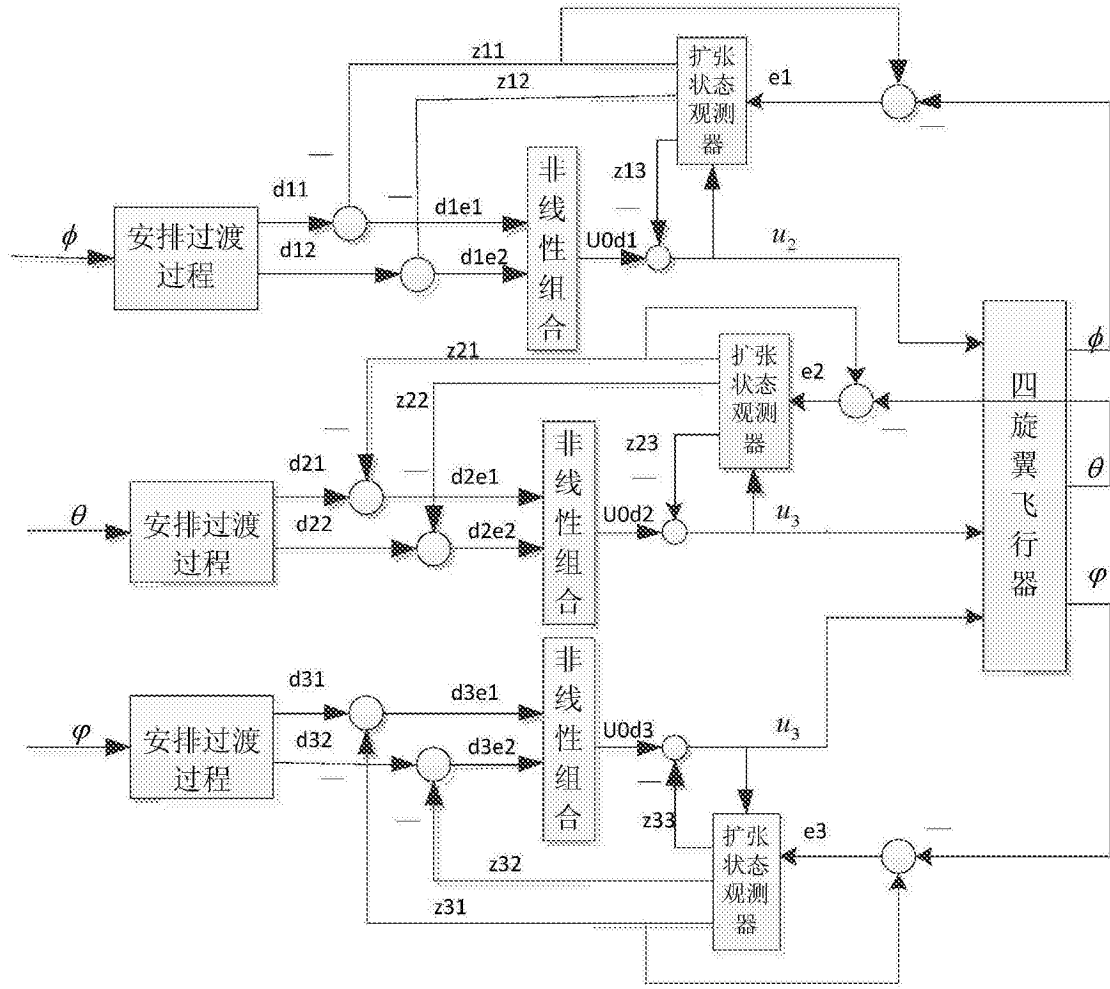


图3