



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109062042 A

(43)申请公布日 2018.12.21

(21)申请号 201810859587.X

(22)申请日 2018.08.01

(71)申请人 吉林大学

地址 130012 吉林省长春市前进大街2699号

(72)发明人 田彦涛 付春阳 黄海洋 石屹然 徐卓君 卢辉道 洪伟 张磊

(74)专利代理机构 长春吉大专利代理有限责任公司 22201

代理人 朱世林

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

G05D 1/10(2006.01)

G05D 1/08(2006.01)

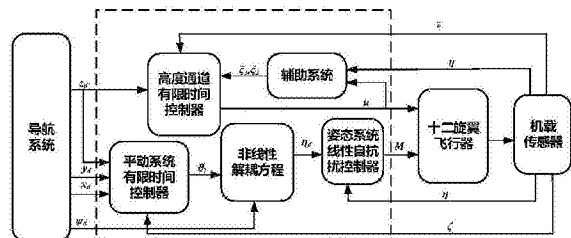
权利要求书5页 说明书11页 附图7页

(54)发明名称

一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法

(57)摘要

本发明提供了一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法,包含以下步骤:建立旋翼飞行器的数学模型;采用分层控制方案,将旋翼飞行器分为高度通道、平动系统和姿态系统,并针对每个通道单独设计控制器;针对高度通道,设计有限时间控制器产生飞行所需升力,并引入辅助系统补偿输入饱和作用;针对平动系统,设计有限时间控制器,产生期望滚转角和期望俯仰角;针对姿态系统,设计线性自抗扰控制器,产生飞行所需力矩。本发明提供的控制策略不但能够提高旋翼飞行器的收敛速度、跟踪精度和抗扰动能力,还能有效补偿输入饱和对控制性能的影响;本发明提供的控制策略设计简单,计算量少,便于实现,具有很高的实际应用价值。



1. 一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法,其特征在于,所述方法包括以下步骤:

步骤1,建立旋翼飞行器的数学模型,所述模型包括飞行器的位移系统模型、姿态系统模型与控制关系模型;

步骤2,设计旋翼飞行器的分层控制方案,将飞行器分为高度通道、平动系统与姿态系统,并针对每个通道单独设计控制器,所述控制方案将旋翼飞行器分解为若干个二阶子系统,简化设计过程;

步骤3,设计旋翼飞行器的高度控制器,基于有限时间控制策略设计高度控制器以产生飞行所需控制力,并引入辅助系统补偿输入饱和作用,保证高度通道的有限时间收敛特性和抗干扰能力;

步骤4,设计旋翼飞行器的平动控制器,采用有限时间控制策略设计平动控制器以产生飞行器姿态系统的期望滚转角与期望俯仰角,提高平动系统的收敛速度和跟踪精度,保证平动系统的有限时间稳定性;

步骤5,设计旋翼飞行器的姿态控制器,引入线性自抗扰算法设计姿态控制器以产生飞行所需控制力矩,提高姿态系统的鲁棒性。

2. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法,其特征在于,步骤1中所述旋翼飞行器为共轴十二旋翼飞行器,飞行器的位移系统模型为:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi + d_x \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi + d_y \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g + d_z \end{cases}$$

其中, $\phi, \theta, \psi$ 分别表示旋翼飞行器的滚转角、俯仰角与偏航角, $x, y, z$ 表示飞行器的位置坐标, $u_1$ 表示飞行器的控制力, $m$ 表示飞行器的质量, $d_x, d_y, d_z$ 分别表示作用于飞行器位移系统各个通道的扰动作用, $g$ 表示重力加速度,飞行所需控制力 $u_1$ 存在输入饱和约束如下:

$$u_1 = \begin{cases} u_{\max}, & u > u_{\max} \\ u, & u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ u_{\min}, & u < u_{\min} \end{cases}$$

式中, $u$ 是待综合的理想控制力, $u_{\max}$ 是输入饱和约束的上界, $u_{\min}$ 是输入饱和约束的下界。

3. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法,其特征在于,步骤1中所述飞行器的姿态系统模型为:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = -\frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{u_2}{I_x} + d_\phi \\ \ddot{\theta} = -\frac{I_x - I_z}{I_y} pr + \frac{u_3}{I_y} + d_\theta \\ \ddot{\psi} = -\frac{I_y - I_x}{I_z} pq + \frac{u_4}{I_z} + d_\psi \end{cases}$$

其中,  $p, q, r$  分别表示飞行器的滚转角速度、俯仰角速度与偏航角速度,  $u_2, u_3, u_4$  表示飞行器的控制力矩,  $I_x, I_y, I_z$  表示飞行器对机体各轴的转动惯量,  $d_\phi, d_\theta, d_\psi$  分别表示作用于飞行器姿态系统各个通道的扰动作用。

4. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 步骤1中所述飞行器的控制关系模型如下:

$$\begin{aligned} u_1 &= k_1 \sin \gamma (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2) \\ M &= \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + 2\Omega_5^2 - 2\Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + 2\Omega_{11}^2 - 2\Omega_{12}^2) \\ \sqrt{3}/2(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 - \Omega_{10}^2) \\ (lk_1 \cos \gamma + k_2 \sin \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 - \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} I_r q \sin \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 - \Omega_7 + \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10} - \Omega_{11} + \Omega_{12}) \\ I_r p \sin \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_5 - \Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} + \Omega_{11} - \Omega_{12}) \\ \sqrt{3}/2 I_r p \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_7 - \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10}) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} \sqrt{3}/2 r I_r \cos \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - \Omega_7 + \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10}) \\ \frac{1}{2} r I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \\ -\frac{1}{2} q I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

其中  $M = [u_2, u_3, u_4]^T$  表示作用于飞行器的总力矩,

$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4, \Omega_5, \Omega_6, \Omega_7, \Omega_8, \Omega_9, \Omega_{10}, \Omega_{11}, \Omega_{12}$  表示旋翼1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12的转速,  $l$  表示飞行器质心和旋翼中心之间的距离,  $k_1$  表示升力因子,  $k_2$  表示反扭力矩因子,  $I_r$  表示旋翼和电机转子的转动惯量,  $\gamma$  表示各个旋翼转轴与机体平面的夹角。

5. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 步骤2中针对高度通道, 结合辅助系统和有限时间控制策略设计飞行控制力, 保证高度通道有限时间稳定的同时补偿输入饱和作用, 针对平动通道, 基于有限时间控制策略设计虚拟控制量, 并基于此计算期望滚转角和期望俯仰角, 针对姿态通道, 设计线性自抗扰控制器产生飞行控制力矩, 所述分层控制方案解决了旋翼飞行器欠驱动特性带来的控制难度。

6. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 步骤3中旋翼飞行器的高度控制器模块的输入是高度通道状态量  $z$ , 期望轨迹  $z_d$  和辅助系统状态量  $\xi_1, \xi_2$ , 输出是理想控制力  $u$ , 高度控制器的设计过程如下:

首先设计有限时间收敛的辅助系统为:

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = -\xi_1 - c_1 |\xi_1|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_1) + \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 = -\xi_2 - c_2 |\xi_2|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_2) + (u_1 - u) \cos \theta \cos \phi / m \end{cases}$$

其中,  $\xi_1, \xi_2$  是辅助系统的状态变量,  $c_1 > 0, c_2 > 0, 0 < \nu < 1$  是辅助系统参数;

定义补偿误差为:

$$e_1 = z - z_d - \xi_1, e_2 = \dot{z} - \dot{\alpha} - \xi_2$$

其中,  $z_d$  是期望高度,  $\alpha$  是待设计的虚拟控制量;

设计虚拟控制量为:

$$\alpha = -k_1 e_1 - l_1 |e_1|^\sigma \operatorname{sgn}(e_1) - \xi_1 - c_1 |\xi_1|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_1) + \dot{z}_d$$

其中,  $k_1 > 0, l_1 > 0, 0 < \sigma < 1$  是待设计的控制器参数;

设计理想控制力为:

$$\begin{aligned} u = m \left( -k_2 e_2 - l_2 |e_2|^\sigma \operatorname{sgn}(e_2) + g + \dot{\alpha} \right) / \cos \theta \cos \phi \\ - m \left( \xi_2 + c_2 |\xi_2|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_2) + e_1 \right) / \cos \theta \cos \phi \end{aligned}$$

其中,  $\dot{\alpha} = \frac{\partial \alpha}{\partial z_1} z_2 + \frac{\partial \alpha}{\partial z_d} \dot{z}_d + \frac{\partial \alpha}{\partial \dot{z}_d} \ddot{z}_d, k_2 > 0, l_2 > 0, 0 < \sigma < 1$  是待设计的控制器参数。

7. 根据权利要求6所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 所设计的高度控制器, 能够补偿输入饱和作用的同时保证飞行器高度通道的有限时间稳定性:

选取Lyapunov函数为:

$$V = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2$$

对V求导, 并将所设计的 $\alpha$ 和 $u$ 带入 $\dot{V}$ 中得到:

$$\begin{aligned} \dot{V} &\leq -\gamma_1 \left( \frac{e_1^2}{2} \right) - \gamma_2 \left( \frac{e_2^2}{2} \right) - \beta_1 \left( \frac{e_1^2}{2} \right)^{\frac{\sigma+1}{2}} - \beta_2 \left( \frac{e_2^2}{2} \right)^{\frac{\sigma+1}{2}} \\ &\leq -\gamma V - \beta V^t \end{aligned}$$

其中,

$$\gamma_1 = 2k_1, \gamma_2 = 2k_2, \beta_1 = 2^{\frac{\sigma+1}{2}} l_1, \beta_2 = 2^{\frac{\sigma+1}{2}} \left( l_2 - \frac{D_z}{|e_2|^\sigma} \right), \gamma = \min \{ \gamma_1, \gamma_2 \}, \beta = \min \{ \beta_1, \beta_2 \}, t = (\sigma+1)/2,$$

$D_z > |d_z|$  表示扰动作用 $d_z$ 的上界。

8. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 步骤4中旋翼飞行器的平动控制器模块的输入是位移信息 $\zeta = [x, y, z]^T$ , 期望轨迹 $x_d, y_d, z_d$ , 输出是虚拟控制量 $\mathcal{Q}_i$ , 平动控制器的设计过程如下:

定义跟踪误差为:

$$[\mathcal{X}_{11}, \mathcal{X}_{12}, \mathcal{X}_{13}]^T = [x - Y_1, y - Y_2, z - Y_3]^T, [\mathcal{X}_{21}, \mathcal{X}_{22}, \mathcal{X}_{23}]^T = [\dot{x} - \alpha_1, \dot{y} - \alpha_2, \dot{z} - \alpha_3]^T$$

其中,  $[x_d, y_d, z_d]^T = [\Upsilon_1, \Upsilon_2, \Upsilon_3]^T$  表示期望轨迹,  $[\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3]^T$  表示待设计的中间控制量;

设计中间控制量为:

$$\alpha_i = -\delta_{1i} \chi_{1i} - \lambda_{1i} |\chi_{1i}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}(\chi_{1i}) + \dot{\gamma}_i, \quad i=1,2,3$$

其中,  $\delta_{1i} > 0, \lambda_{1i} > 0, 0 < \mu_i < 1$  是待设计的控制器参数;  
设计虚拟控制量为:

$$\mathcal{G}_i = -\delta_{2i} \chi_{2i} - \lambda_{2i} |\chi_{2i}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}(\chi_{2i}) + \dot{\alpha}_i - \chi_{1i}, \quad i=1,2,3$$

其中,  $\delta_{2i} > 0, \lambda_{2i} > 0, 0 < \mu_i < 1$  是待设计的控制器参数;

那么, 飞行器的期望滚转角和期望俯仰角可以由所设计的虚拟控制量  $\mathcal{G}_i$  表示为:

$$\phi_d = \arcsin \left( \frac{\mathcal{G}_1 \sin \psi - \mathcal{G}_2 \cos \psi}{\sqrt{\mathcal{G}_1^2 + \mathcal{G}_2^2 + (\mathcal{G}_3 + g)^2}} \right)$$

$$\theta_d = \arctan \left( \frac{\mathcal{G}_1 \cos \psi + \mathcal{G}_2 \sin \psi}{\mathcal{G}_3 + g} \right)。$$

9. 根据权利要求8所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 所设计的平动控制器能够保证飞行器平动通道的有限时间稳定性:

选取Lyapunov函数为

$$V_i = \frac{1}{2} \chi_{1i}^2 + \frac{1}{2} \chi_{2i}^2, \quad i=1,2,3$$

对  $V_i$  求导, 并将所设计的  $\alpha_i$  和  $\mathcal{G}_i$  带入  $\dot{V}_i$  中得到:

$$\dot{V}_i \leq -2\delta_{1i} \left( \frac{\chi_{1i}^2}{2} \right) - 2\delta_{2i} \left( \frac{\chi_{2i}^2}{2} \right) - 2^{\frac{\mu_i+1}{2}} \lambda_{1i} \left( \frac{\chi_{1i}^2}{2} \right)^{\frac{\mu_i+1}{2}} - 2^{\frac{\mu_i+1}{2}} \left( \lambda_{2i} - \frac{D_i}{|\chi_{2i}|^{\mu_i}} \right) \left( \frac{\chi_{2i}^2}{2} \right)^{\frac{\mu_i+1}{2}}$$

$$\leq -\delta_i V_i - \lambda_i V_i^{\omega_i}$$

$$\text{其中, } \delta_i = \min \{ 2\delta_{1i}, 2\delta_{2i} \}, \lambda_i = \min \left\{ 2^{\frac{\mu_i+1}{2}} \lambda_{1i}, 2^{\frac{\mu_i+1}{2}} \left( \lambda_{2i} - \frac{D_i}{|\chi_{2i}|^{\mu_i}} \right) \right\}, \omega_i = \frac{\mu_i+1}{2},$$

$[d_x, d_y, d_z]^T = [d_1, d_2, d_3]^T$  表示作用于各个通道的扰动作用,  $D_i > |d_i|$  是扰动作用  $d_i$  的上界。

10. 根据权利要求1所述的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪方法, 其特征在于, 步骤5中旋翼飞行器的姿态控制器模块的输入是姿态信息  $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ , 期望姿态角度  $\phi_d, \theta_d, \psi_d$ , 姿态控制器设计如下:

所述的旋翼飞行器姿态系统模块写成如下统一的二阶系统形式:

$$\begin{cases} \dot{\zeta}_{i1} = \zeta_{i2} \\ \dot{\zeta}_{i2} = b_i \tau_i + \tau_{id} \end{cases} \quad i=1,2,3$$

$$\text{其中, } \zeta_{i1} = [\phi, \theta, \psi]^T, \zeta_{i2} = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T, \tau_i = [u_2, u_3, u_4]^T, b_i = [1/I_x, 1/I_y, 1/I_z]^T, [\Delta I_x, \Delta I_y, \Delta I_z]^T$$

表示参数不确定,  $\tau_{id}$  是包含耦合, 参数不确定和外扰的总扰动, 分别表示为

$$\tau_{1d} = -((I_z + \Delta I_z) - (I_y + \Delta I_y)) \operatorname{qr} / (I_x + \Delta I_x) - \Delta I_x \tau_\phi / I_x (I_x + \Delta I_x) + d_\phi,$$

$$\tau_{2d} = -((I_x + \Delta I_x) - (I_z + \Delta I_z)) \operatorname{pr} / (I_y + \Delta I_y) - \Delta I_y \tau_\theta / I_y (I_y + \Delta I_y) + d_\theta,$$

$$\tau_{3d} = -((I_y + \Delta I_y) - (I_x + \Delta I_x)) \operatorname{pq} / (I_z + \Delta I_z) - \Delta I_z \tau_\psi / I_z (I_z + \Delta I_z) + d_\psi;$$

将总扰动 $\tau_{id}$ 扩张为第三个状态变量 $\varsigma_{i3} = \tau_{id}$ ,并针对扩张系统设计扩张状态观测器为:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\varsigma}}_{i1} = \hat{\varsigma}_{i2} + \kappa_{i1} \varepsilon_{i1} \\ \dot{\hat{\varsigma}}_{i2} = \hat{\varsigma}_{i3} + b_i \tau_i + \kappa_{i2} \varepsilon_{i1} \\ \dot{\hat{\varsigma}}_{i3} = \kappa_{i3} \varepsilon_{i1} \end{cases}$$

其中, $\hat{\varsigma}_{i1}, \hat{\varsigma}_{i2}, \hat{\varsigma}_{i3}$ 分别表示 $\varsigma_{i1}, \varsigma_{i2}, \tau_{id}$ 的估计值, $\varepsilon_{i1} = \varsigma_{i1} - \hat{\varsigma}_{i1}$ 表示估计误差, $\kappa_{i1} > 0, \kappa_{i2} > 0, \kappa_{i3} > 0$ 是观测器增益;

基于上述观测器的估计值,设计姿态控制器为:

$$\tau_i = \frac{\lambda_{i1} (\varsigma_{id} - \hat{\varsigma}_{i1}) + \lambda_{i2} (\dot{\varsigma}_{id} - \hat{\varsigma}_{i2}) + (\ddot{\varsigma}_{id} - \hat{\varsigma}_{i3})}{b_i}$$

其中, $\lambda_{i1} > 0, \lambda_{i2} > 0$ 是控制器增益, $\varsigma_{id}$ 是期望姿态角度。

## 一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及旋翼飞行器自动控制技术领域,具体涉及一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法。

### 背景技术

[0002] 旋翼飞行器本质上的垂直起降、自主悬停和高机动飞行能力使其在各行各业都有广泛应用;同时旋翼飞行器本身的欠驱动、非线性、强耦合特性,以及飞行环境中多变的外部扰动又给其自主飞行控制带来很大难度,受到控制界专家学者的高度关注。

[0003] 本发明中考虑的旋翼飞行器是一种共轴十二旋翼无人飞行器,结构如图1所示。十二个旋翼两两一组,与机体平面成 $\gamma$ 角度安装在连杆末端提供飞行动力,相邻的两个旋翼旋转方向相反。通过改变各个旋翼的转速实现飞行器的各种运动:

[0004] 高度运动:同时增大或者同时减小每个旋翼的转速。

[0005] 滚转运动:  $\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_{11} + \Omega_{12} \neq \Omega_5 + \Omega_6 + \Omega_7 + \Omega_8$

[0006] 俯仰运动:  $\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_5 + \Omega_6 \neq \Omega_7 + \Omega_8 + \Omega_9 + \Omega_{10} + \Omega_{11} + \Omega_{12}$

[0007] 偏航运动:  $\Omega_1 + \Omega_3 + \Omega_5 + \Omega_7 + \Omega_9 + \Omega_{11} \neq \Omega_2 + \Omega_4 + \Omega_6 + \Omega_8 + \Omega_{10} + \Omega_{12}$

[0008] 其中 $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4, \Omega_5, \Omega_6, \Omega_7, \Omega_8, \Omega_9, \Omega_{10}, \Omega_{11}, \Omega_{12}$ 分别是旋翼1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12的转速。

[0009] 旋翼飞行器的姿态稳定与航迹跟踪控制问题近年来一直受到广泛关注。现有的线性和非线性控制方法比如PID控制、LQR控制、鲁棒控制、滑模控制、模型预测控制等,都能使旋翼飞行器获得较好的控制效果,并在一定程度上抑制扰动作用。然而,已有算法大多获得的仅仅是飞行器闭环系统的渐近稳定性,并且没有考虑输入饱和问题。旋翼飞行器在实际飞行过程中对实时性要求很高,需要对期望指令做出快速响应,闭环系统的有限时间稳定性对飞行器来说十分重要。同时由于飞行器本身的物理限制,即电机驱动旋翼的转速有限,导致飞行器所能提供的升力有限。飞行器由于输入饱和问题引起的实际控制量与理想控制量的偏差会降低系统控制性能。如何保证飞行器的有限时间收敛特性,同时补偿输入饱和带来的负面影响是一个难点。有限时间控制策略能够提高系统的收敛速度、抗干扰能力和跟踪精度,所以本发明针对旋翼飞行器的位移系统设计了有限时间控制器,从理论上保证飞行器的有限时间航迹跟踪性能,并引入有限时间收敛的辅助系统,补偿输入饱和作用的同时不影响飞行器位移系统的有限时间稳定性。

### 发明内容

[0010] 本发明的目的是为了解决飞行器存在输入饱和情况下的有限时间航迹跟踪控制问题,提出了一种基于有限时间辅助系统的有限时间控制策略,提高飞行器位移系统的收敛速度、跟踪精度和抗干扰能力,并保证位移系统的有限时间稳定性。

[0011] 为达到上述目的,本发明提出如下技术方案:

[0012] 步骤1,建立旋翼飞行器包括位移系统、姿态系统和控制关系的整体数学模型。

[0013] 图1描述了所考虑的共轴十二旋翼飞行器的结构图,以及所选择的地理坐标系  $E = \{O_g X_g Y_g Z_g\}$  和机体坐标系  $B = \{O_b X_b Y_b Z_b\}$ 。

[0014] 根据牛顿欧拉方程得到飞行器的位移系统模型如下:

$$[0015] \begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi + d_x \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi + d_y \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g + d_z \end{cases}$$

[0016] 其中,  $\phi, \theta, \psi$  分别表示旋翼飞行器的滚转角、俯仰角与偏航角,  $x, y, z$  表示飞行器的位置坐标,  $u_1$  表示飞行器的控制力,  $m$  表示飞行器的质量,  $d_x, d_y, d_z$  分别表示作用于飞行器位移系统各个通道的扰动作用,  $g$  表示重力加速度, 飞行所需控制力  $u_1$  存在输入饱和约束如下:

$$[0017] u_1 = \begin{cases} u_{\max}, & u > u_{\max} \\ u, & u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ u_{\min}, & u < u_{\min} \end{cases}$$

[0018] 式中,  $u$  是待综合的理想控制力,  $u_{\max}$  是输入饱和约束的上界,  $u_{\min}$  是输入饱和约束的下界。

[0019] 根据牛顿欧拉方程得到飞行器的姿态系统模型如下:

$$[0020] \begin{cases} \ddot{\phi} = -\frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{u_2}{I_x} + d_\phi \\ \ddot{\theta} = -\frac{I_x - I_z}{I_y} pr + \frac{u_3}{I_y} + d_\theta \\ \ddot{\psi} = -\frac{I_y - I_x}{I_z} pq + \frac{u_4}{I_z} + d_\psi \end{cases}$$

[0021] 其中,  $p, q, r$  分别表示飞行器的滚转角速度、俯仰角速度与偏航角速度,  $u_2, u_3, u_4$  表示飞行器的控制力矩,  $I_x, I_y, I_z$  表示飞行器对机体各轴的转动惯量,  $d_\phi, d_\theta, d_\psi$  分别表示作用于飞行器姿态系统各个通道的扰动作用。

[0022] 旋翼飞行器的控制关系模型为:

$$[0023] u_1 = k_1 \sin \gamma \left( \Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2 \right)$$



$$\begin{aligned}
 [0024] \quad M = & \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + 2\Omega_5^2 - 2\Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + 2\Omega_{11}^2 - 2\Omega_{12}^2) \\ \frac{\sqrt{3}}{2}(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 - \Omega_{10}^2) \\ (lk_1 \cos \gamma + k_2 \sin \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 - \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2) \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} I_r q \sin \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 - \Omega_7 + \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10} - \Omega_{11} + \Omega_{12}) \\ I_r p \sin \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_5 - \Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} + \Omega_{11} - \Omega_{12}) \\ \frac{\sqrt{3}}{2} I_r p \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_7 - \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10}) \end{bmatrix} \\
 & + \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} r I_r \cos \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - \Omega_7 + \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10}) \\ \frac{1}{2} r I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \\ -\frac{1}{2} q I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

[0025] 其中,  $M = [u_2, u_3, u_4]^T$  表示作用于飞行器的总力矩,

[0026]  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4, \Omega_5, \Omega_6, \Omega_7, \Omega_8, \Omega_9, \Omega_{10}, \Omega_{11}, \Omega_{12}$  分别是旋翼 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 的转速,  $l$  表示飞行器质心和旋翼中心之间的距离,  $k_1$  表示升力因子,  $k_2$  表示反扭力矩因子,  $I_r$  表示旋翼和电机转子的转动惯量,  $\gamma$  表示各个旋翼转轴与机体平面的夹角。

[0027] 步骤 2, 设计旋翼飞行器的分层控制方案。图 2 给出了具体的设计过程: 将旋翼飞行器分为高度通道、平动系统和姿态系统, 并针对每个通道单独设计控制器。所述控制方案将旋翼飞行器分解为若干个二阶子系统, 简化设计过程。

[0028] 针对高度通道, 结合辅助系统和有限时间控制策略设计飞行控制力, 保证高度通道有限时间稳定的同时补偿输入饱和作用。针对平动通道, 基于有限时间控制策略设计虚拟控制量, 并基于此计算期望滚转角和期望俯仰角。针对姿态通道, 设计线性自抗扰控制器产生飞行控制力矩。所述分层控制方案解决了旋翼飞行器欠驱动特性带来的控制难度。

[0029] 旋翼飞行器的状态信息  $\eta, \zeta$  通过机载传感器获得 (其中  $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ ,  $\zeta = [x, y, z]^T$ ), 期望轨迹  $x_d, y_d, z_d$  和期望偏航角  $\psi_d$  由导航系统生成。针对高度通道, 设计有限时间控制器产生理想飞行控制力  $u$ , 并引入辅助系统  $\xi_1, \xi_2$  补偿输入饱和作用; 针对平动通道, 设计有限时间控制器产生虚拟控制量  $\mathcal{Q}$ , 并通过非线性解耦方程计算出期望滚转角  $\phi_d$  和俯仰角  $\theta_d$ ; 针对姿态通道, 设计线性自抗扰控制器产生飞行控制力矩  $M$ 。

[0030] 步骤 3, 设计旋翼飞行器的高度控制器, 基于有限时间控制策略设计高度控制器以产生飞行所需控制力, 并引入辅助系统补偿输入饱和作用, 保证高度通道的有限时间收敛特性和抗干扰能力。根据高度信息  $z$ , 期望轨迹  $z_d$  和辅助系统状态  $\xi_1, \xi_2$  给出理想控制力  $u$ 。

[0031] 首先设计有限时间辅助系统如下:

$$[0032] \quad \begin{cases} \dot{\xi}_1 = -\xi_1 - c_1 |\xi_1|^v \operatorname{sgn}(\xi_1) + \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 = -\xi_2 - c_2 |\xi_2|^v \operatorname{sgn}(\xi_2) + (u_1 - u) \cos \theta \cos \phi / m \end{cases}$$

[0033] 其中,  $\xi_1, \xi_2$  是辅助系统的状态变量,  $c_1 > 0, c_2 > 0, 0 < v < 1$  是辅助系统参数。

[0034] 定义补偿误差为:

$$[0035] \quad e_1 = z - z_d - \xi_1, e_2 = \dot{z} - \alpha - \xi_2$$

[0036] 其中,  $z_d$  是期望高度,  $\alpha$  是待设计的虚拟控制量。

[0037] 设计虚拟控制量 $\alpha$ :

$$[0038] \quad \alpha = -k_1 e_1 - l_1 |e_1|^\sigma \operatorname{sgn}(e_1) - \xi_1 - c_1 |\xi_1|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_1) + \dot{z}_d$$

[0039] 其中,  $k_1 > 0, l_1 > 0, 0 < \sigma < 1$  是待设计的控制器参数。

[0040] 设计理想控制量 $u$ :

$$[0041] \quad u = m \left( -k_2 e_2 - l_2 |e_2|^\sigma \operatorname{sgn}(e_2) + g + \dot{\alpha} \right) / \cos \theta \cos \phi \\ - m \left( \xi_2 + c_2 |\xi_2|^\nu \operatorname{sgn}(\xi_2) + e_1 \right) / \cos \theta \cos \phi$$

[0042] 其中,  $\dot{\alpha} = \frac{\partial \alpha}{\partial z_1} z_2 + \frac{\partial \alpha}{\partial z_d} \dot{z}_d + \frac{\partial \alpha}{\partial \dot{z}_d} \ddot{z}_d$ ,  $k_2 > 0, l_2 > 0, 0 < \sigma < 1$  是待设计的控制器参数。

[0043] 所设计的高度控制器, 能够补偿输入饱和作用的同时保证飞行器高度通道的有限时间稳定性。

[0044] 选择Lyapunov函数为:

$$[0045] \quad V = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} e_2^2$$

[0046] 对 $V$ 求导并将所设计的 $\alpha$ 和 $u$ 带入得到:

$$[0047] \quad \dot{V} \leq -\gamma_1 \left( \frac{e_1^2}{2} \right) - \gamma_2 \left( \frac{e_2^2}{2} \right) - \beta_1 \left( \frac{e_1^2}{2} \right)^{\frac{\sigma+1}{2}} - \beta_2 \left( \frac{e_2^2}{2} \right)^{\frac{\sigma+1}{2}} \\ \leq -\gamma V - \beta V^\iota$$

[0048] 其中,

$$[0049] \quad \gamma_1 = 2k_1, \gamma_2 = 2k_2, \beta_1 = 2^{\frac{\sigma+1}{2}} l_1, \beta_2 = 2^{\frac{\sigma+1}{2}} \left( l_2 - \frac{D_z}{|e_2|^\sigma} \right), \gamma = \min \{ \gamma_1, \gamma_2 \}, \beta = \min \{ \beta_1,$$

$\beta_2 \}, \iota = (\sigma+1)/2, D_z > |d_z|$  是扰动作用 $d_z$ 的上界。

[0050] 所设计的高度控制器能够补偿输入饱和作用, 并且保证高度通道的有限时间稳定性。

[0051] 步骤4, 设计旋翼飞行器的平动控制器, 采用有限时间控制策略设计平动控制器以产生飞行器姿态系统的期望滚转角与期望俯仰角, 提高平动系统的收敛速度和跟踪精度, 保证平动系统的有限时间稳定性。根据位移信息 $\zeta = [x, y, z]^T$ , 期望轨迹 $x_d, y_d, z_d$ , 给出虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ 。

[0052] 定义跟踪误差为:

$$[0053] \quad [x_{11}, x_{12}, x_{13}]^T = [x - \Upsilon_1, y - \Upsilon_2, z - \Upsilon_3]^T$$

$$[0054] \quad [\chi_{21}, \chi_{22}, \chi_{23}]^T = [\dot{x} - \alpha_1, \dot{y} - \alpha_2, \dot{z} - \alpha_3]^T$$

[0055] 其中,  $[x_d, y_d, z_d]^T = [\Upsilon_1, \Upsilon_2, \Upsilon_3]^T$  表示期望轨迹,  $[\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3]^T$  表示待设计的中间控制量。

[0056] 设计中间控制量 $\alpha_i$ :

$$[0057] \quad \alpha_i = -\delta_{i1} \chi_{i1} - \lambda_{i1} |\chi_{i1}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}(\chi_{i1}) + \Upsilon_i, \quad i=1,2,3$$

[0058] 其中,  $\delta_{i1} > 0, \lambda_{i1} > 0, 0 < \mu_i < 1$  是待设计的控制器参数。

[0059] 设计虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ ：

$$[0060] \quad \mathcal{G}_i = -\delta_{2i}\chi_{2i} - \lambda_{2i}|\chi_{2i}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}|\chi_{2i}| + \dot{\alpha}_i - \chi_{1i}, \quad i=1,2,3$$

[0061] 其中, $\delta_{2i}>0, \lambda_{2i}>0, 0<\mu_i<1$ 是待设计的控制器参数。

[0062] 选择Lyapunov函数为：

$$[0063] \quad V_i = \frac{1}{2}\chi_{1i}^2 + \frac{1}{2}\chi_{2i}^2, \quad i=1,2,3$$

[0064] 对 $V_i$ 求导并将所设计的 $\alpha_i$ 和 $\mathcal{G}_i$ 带入得到：

$$[0065] \quad \begin{aligned} \dot{V}_i &\leq -2\delta_{1i}\left(\frac{\chi_{1i}^2}{2}\right) - 2\delta_{2i}\left(\frac{\chi_{2i}^2}{2}\right) - 2^{\frac{\mu_i+1}{2}}\lambda_{1i}\left(\frac{\chi_{1i}^2}{2}\right)^{\frac{\mu_i+1}{2}} - 2^{\frac{\mu_i+1}{2}}\left(\lambda_{2i} - \frac{D_i}{|\chi_{2i}|^{\mu_i}}\right)\left(\frac{\chi_{2i}^2}{2}\right)^{\frac{\mu_i+1}{2}} \\ &\leq -\delta_i V_i - \lambda_i V_i^{\omega_i} \end{aligned}$$

$$[0066] \quad \text{其中, } \delta_i = \min\{2\delta_{1i}, 2\delta_{2i}\}, \lambda_i = \min\left\{2^{\frac{\mu_i+1}{2}}\lambda_{1i}, 2^{\frac{\mu_i+1}{2}}\left(\lambda_{2i} - \frac{D_i}{|\chi_{2i}|^{\mu_i}}\right)\right\}, \omega_i = \frac{\mu_i+1}{2}, [d_x,$$

$d_y, d_z]^T = [d_1, d_2, d_3]^T$ 表示作用于各个通道的扰动作用, $D_i > |d_i|$ 是扰动作用 $d_i$ 的上界。

[0067] 所设计的虚拟控制器能够保证旋翼飞行器平动通道的有限时间稳定性。

[0068] 通过非线性解耦模块,根据所设计的虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ 计算出飞行器的期望滚转角和期望俯仰角为：

$$[0069] \quad \phi_d = \arcsin\left(\frac{\mathcal{G}_1 \sin\psi - \mathcal{G}_2 \cos\psi}{\sqrt{\mathcal{G}_1^2 + \mathcal{G}_2^2 + (\mathcal{G}_3 + g)^2}}\right)$$

$$[0070] \quad \theta_d = \arctan\left(\frac{\mathcal{G}_1 \cos\psi + \mathcal{G}_2 \sin\psi}{\mathcal{G}_3 + g}\right)$$

[0071] 步骤5,设计旋翼飞行器的姿态控制器,引入线性自抗扰算法设计姿态控制器以产生飞行所需控制力矩,提高姿态系统的鲁棒性。根据姿态信息 $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ ,期望姿态角度 $\phi_d, \theta_d, \psi_d$ ,给出飞行控制力矩 $M$ 。

[0072] 将旋翼飞行器的姿态系统写成如下统一的二阶系统形式：

$$[0073] \quad \begin{cases} \dot{\varsigma}_{i1} = \varsigma_{i2} \\ \dot{\varsigma}_{i2} = b_i \tau_i + \tau_{id} \end{cases} \quad i=1,2,3$$

[0074] 其中, $\varsigma_{i1} = [\phi, \theta, \psi]^T, \varsigma_{i2} = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T, \tau_i = [u_2, u_3, u_4]^T, b_i = [1/I_x, 1/I_y, 1/I_z]^T, [\Delta I_x, \Delta I_y, \Delta I_z]^T$ 表示参数不确定, $\tau_{id}$ 是包含耦合,参数不确定和外扰的总扰动,分别表示为

$$[0075] \quad \tau_{1d} = -((I_z + \Delta I_z) - (I_y + \Delta I_y))qr / (I_x + \Delta I_x) - \Delta I_x \tau_\phi / I_x (I_x + \Delta I_x) + d_\phi,$$

$$[0076] \quad \tau_{2d} = -((I_x + \Delta I_x) - (I_z + \Delta I_z))pr / (I_y + \Delta I_y) - \Delta I_y \tau_\theta / I_y (I_y + \Delta I_y) + d_\theta,$$

$$[0077] \quad \tau_{3d} = -((I_y + \Delta I_y) - (I_x + \Delta I_x))pq / (I_z + \Delta I_z) - \Delta I_z \tau_\psi / I_z (I_z + \Delta I_z) + d_\psi.$$

[0078] 将总扰动 $\tau_{id}$ 扩张为姿态系统的第三个状态变量 $\varsigma_{i3} = \tau_{id}$ ,并针对扩张系统设计扩张状态观测器为：

$$[0079] \quad \begin{cases} \hat{\zeta}_{i1} = \hat{\zeta}_{i2} + \kappa_{i1} \varepsilon_{i1} \\ \hat{\zeta}_{i2} = \hat{\zeta}_{i3} + b_i \tau_i + \kappa_{i2} \varepsilon_{i1} \\ \hat{\zeta}_{i3} = \kappa_{i3} \varepsilon_{i1} \end{cases}$$

[0080] 其中  $\hat{\zeta}_{i1}, \hat{\zeta}_{i2}, \hat{\zeta}_{i3}$  分别表示  $\zeta_{i1}, \zeta_{i2}, \tau_{id}$  的估计值,  $\varepsilon_{i1} = \zeta_{i1} - \hat{\zeta}_{i1}$  表示估计误差,  $\kappa_{i1} > 0, \kappa_{i2} > 0, \kappa_{i3} > 0$  是观测器增益。

[0081] 基于上述观测器的估计值,设计姿态控制器为:

$$[0082] \quad \tau_i = \frac{\lambda_{i1} (\zeta_{id} - \hat{\zeta}_{i1}) + \lambda_{i2} (\dot{\zeta}_{id} - \hat{\zeta}_{i2}) + (\ddot{\zeta}_{id} - \hat{\zeta}_{i3})}{b_i}$$

[0083] 其中,  $D_{i1} > 0, D_{i2} > 0$  是控制器增益,  $\zeta_{id}$  是期望姿态角度。

[0084] 一般的,将观测器增益取为:

$$[0085] \quad \kappa_i = [\kappa_{i1}, \kappa_{i2}, \kappa_{i3}]^T = [3\omega_i, 3\omega_i^2, \omega_i^3]^T$$

[0086] 其中,  $\omega_i > 0$  是观测器带宽。

[0087] 一般的,将控制器增益取为:

$$[0088] \quad [\lambda_{i1}, \lambda_{i2}]^T = [\omega_{ic}^2, 2\omega_{ic}]^T, \omega_i = 3\omega_{ic}$$

[0089] 本发明提出了一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法,目的是保证旋翼飞行器在输入饱和和作用时的有限时间航迹跟踪性能。所提方法的优点在于:

[0090] (1) 本发明通过引入有限时间控制策略,提高了旋翼飞行器位移系统的收敛速度、跟踪精度和抗扰动能力,保证了位移系统的有限时间稳定性。

[0091] (2) 本发明通过引入有限时间收敛的辅助系统,补偿了输入饱和和作用引起的理想控制量与实际控制量的偏差对旋翼飞行器控制性能的负面影响,同时不影响位移系统的有限时间收敛特性。

[0092] (3) 本发明提出的算法即使在没有引入任何扰动补偿机制的情况下,依然获得了较强的鲁棒性,同时放宽了控制器参数的选择范围。

## 附图说明

[0093] 图1是旋翼飞行器的结构图;

[0094] 图2是旋翼飞行器的控制策略图;

[0095] 图3是旋翼飞行器的位移x跟踪曲线;

[0096] 图4是旋翼飞行器的位移y跟踪曲线;

[0097] 图5是旋翼飞行器的高度z跟踪曲线;

[0098] 图6是旋翼飞行器的3维轨迹跟踪曲线;

[0099] 图7是旋翼飞行器的控制力曲线;

[0100] 图8是有限时间辅助系统的状态变量曲线;

## 具体实施方案

[0101] 下面结合附图和仿真实例,对本发明的实施过程进行详细的描述。

[0102] 本发明提出一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法,其中涉及的旋翼飞行器如图 1所示,涉及的控制策略原理图如图2所示,主要包含:十二旋翼飞行器模块,高度控制器 模块,平动控制器模块,非线性解耦模块,姿态控制器模块。下面介绍每个模块的功能:

[0103] 十二旋翼飞行器模块:通过牛顿欧拉方程建立十二旋翼飞行器的数学模型,描述飞行器的运动机理。

[0104] 高度控制器模块:根据采集的飞行器高度信息 $z$ 和导航模块产生的期望轨迹 $z_d$ ,设计高度控制器产生理想飞行控制力 $u$ ,并将设计的辅助系统状态信息 $\xi_1, \xi_2$ 补偿给控制器,抵消输入饱和和作用产生的理想控制力 $u$ 与饱和控制力 $u_1$ 的偏差对飞行器控制性能的影响。

[0105] 平动控制器模块:根据采集的飞行器位移信息 $\zeta = [x, y, z]^T$ 和导航模块产生的期望轨迹  $x_d, y_d, z_d$ ,设计平动控制器产生虚拟控制量 $\mathcal{Q}_i$ 。

[0106] 非线性解耦模块:根据平动控制器模块产生的虚拟控制量 $\mathcal{Q}_i$ 计算出姿态系统需要的期望 滚转角 $\phi_d$ 和期望俯仰角 $\theta_d$ 。

[0107] 姿态控制器模块:根据非线性解耦模块产生的 $\phi_d$ 和 $\theta_d$ ,导航模块产生的 $\psi_d$ ,和采集的 飞行器姿态信息 $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ ,设计姿态控制器产生飞行控制力矩 $M$ 。

[0108] 本发明提供一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法,很好的解决了飞行器欠驱动 特性问题,补偿了输入饱和和作用,并保证了有限时间航迹跟踪性能。具体实施步骤如下:

[0109] 1. 建立旋翼飞行器的数学模型,描述其运动机理。

[0110] 图1给出了所涉及的共轴十二旋翼飞行器的结构图,根据牛顿欧拉方程获得旋翼飞行器的位移系统模型为:

$$[0111] \quad \begin{cases} \ddot{x} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi + d_x \\ \ddot{y} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi + d_y \\ \ddot{z} = \frac{u_1}{m} \cos \phi \cos \theta - g + d_z \end{cases}$$

[0112] 式中, $\phi, \theta, \psi$ 分别表示旋翼飞行器的滚转角、俯仰角与偏航角, $x, y, z$ 表示飞行器的位置坐标,上述信息需要通过机载传感器测得, $m=2.5\text{kg}$ 表示飞行器的质量, $d_x=2\sin(2\pi t)$ 是作用于 $x$ 通道的扰动,作用于 $y$ 通道的扰动 $d_y$ 是幅值为2的阶跃信号, $d_z=1$ 是作用于 $z$ 通道的扰动, $g=9.8\text{ms}^{-2}$ 表示重力加速度, $u_1$ 表示飞行器的控制力,存在输入饱和约束如下:

$$[0113] \quad u_1 = \begin{cases} u_{\max}, & u > u_{\max} \\ u, & u_{\min} \leq u \leq u_{\max} \\ u_{\min}, & u < u_{\min} \end{cases}$$

[0114] 式中, $u$ 是待综合的理想控制力, $u_{\max}=40\text{N}$ 是输入饱和约束的上界, $u_{\min}=0\text{N}$ 是输入饱和 约束的下界。

[0115] 根据牛顿欧拉方程获得旋翼飞行器的姿态系统模型为:

$$[0116] \quad \begin{cases} \dot{\phi} = -\frac{I_z - I_y}{I_x} qr + \frac{u_2}{I_x} + d_\phi \\ \dot{\theta} = -\frac{I_x - I_z}{I_y} pr + \frac{u_3}{I_y} + d_\theta \\ \dot{\psi} = -\frac{I_y - I_x}{I_z} pq + \frac{u_4}{I_z} + d_\psi \end{cases}$$

[0117] 式中,  $p, q, r$  分别表示飞行器的滚转角速度、俯仰角速度与偏航角速度,  $u_2, u_3, u_4$  表示待设计的飞行器控制力矩,  $I_x = 0.0081 \text{Nms}^{-2}$ ,  $I_y = 0.0081 \text{Nms}^{-2}$ ,  $I_z = 0.0142 \text{Nms}^{-2}$  表示飞行器对机体各轴的转动惯量, 作用于滚转通道的扰动  $d_\phi$  是斜率为 0.05 的斜坡信号, 作用于俯仰通道的扰动  $d_\theta$  是幅值为 0.7 的方波信号, 作用于偏航通道的扰动  $d_\psi$  是幅值为 0.7 的阶跃信号。

[0118] 旋翼飞行器的控制关系为:

$$[0119] \quad u_1 = k_1 \sin \gamma (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_6^2 + \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2)$$

$$[0120] \quad M = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + 2\Omega_5^2 - 2\Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 + 2\Omega_{11}^2 - 2\Omega_{12}^2) \\ \frac{\sqrt{3}}{2}(lk_1 \sin \gamma - k_2 \cos \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 + \Omega_9^2 - \Omega_{10}^2) \\ (lk_1 \cos \gamma + k_2 \sin \gamma)(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2 - \Omega_7^2 + \Omega_8^2 - \Omega_9^2 + \Omega_{10}^2 - \Omega_{11}^2 + \Omega_{12}^2) \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} I_r q \sin \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 - \Omega_7 + \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10} - \Omega_{11} + \Omega_{12}) \\ I_r p \sin \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 + \Omega_5 - \Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} + \Omega_{11} - \Omega_{12}) \\ \frac{\sqrt{3}}{2} I_r p \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 + \Omega_7 - \Omega_8 - \Omega_9 + \Omega_{10}) \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2} r I_r \cos \gamma (-\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - \Omega_7 + \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10}) \\ \frac{1}{2} r I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \\ -\frac{1}{2} q I_r \cos \gamma (\Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4 - 2\Omega_5 + 2\Omega_6 + \Omega_7 - \Omega_8 + \Omega_9 - \Omega_{10} - 2\Omega_{11} + 2\Omega_{12}) \end{bmatrix}$$

[0121] 式中,  $M = [u_2, u_3, u_4]^T$  表示飞行器的总力矩,  $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4, \Omega_5, \Omega_6, \Omega_7, \Omega_8, \Omega_9, \Omega_{10}, \Omega_{11}, \Omega_{12}$  分别表示旋翼 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12 的转速,  $l = 0.5 \text{m}$  表示飞行器质心和旋翼中心之间的距离,  $k_1 = 54.2 \times 10^{-6} \text{Ns}^2$  表示升力因子,  $k_2 = 1.1 \times 10^{-6} \text{Nms}^{-2}$  表示反扭力矩因子,  $I_r$  表示旋翼和电机转子的转动惯量,  $\gamma = 60^\circ$  表示各个旋翼转轴与机体平面的夹角。

[0122] 2. 设计旋翼飞行器的分层控制方案, 如图 2 所示。

[0123] 3. 设计高度控制器, 产生飞行所需理想升力  $u$ 。

[0124] 设计辅助系统如下:

$$[0125] \quad \begin{cases} \dot{\xi}_1 = -\xi_1 - c_1 |\xi_1|^v \text{sgn}(\xi_1) + \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 = -\xi_2 - c_2 |\xi_2|^v \text{sgn}(\xi_2) + (u_1 - u) \cos \theta \cos \phi / m \end{cases}$$

[0126] 其中,  $\xi_1, \xi_2$  是辅助系统的状态变量,  $c_1 = 0.5, c_2 = 0.78, v = 0.8$ 。

[0127] 定义补偿误差为:

$$[0128] \quad e_1 = z - z_d - \xi_1, e_2 = \dot{z} - \dot{\alpha} - \xi_2$$

[0129] 设计虚拟控制量 $\alpha$ :

$$[0130] \quad \alpha = -k_1 e_1 - l_1 |e_1|^\sigma \operatorname{sgn}(e_1) - \xi_1 - c_1 |\xi_1|^\rho \operatorname{sgn}(\xi_1) + \dot{z}_d$$

[0131] 其中,  $k_1=3, l_1=5, \sigma=0.8$ 。

[0132] 设计理想控制量 $u$ :

$$[0133] \quad u = m \left( -k_2 e_2 - l_2 |e_2|^\sigma \operatorname{sgn}(e_2) + g + \dot{\alpha} \right) / \cos \theta \cos \phi \\ - m \left( \xi_2 + c_2 |\xi_2|^\rho \operatorname{sgn}(\xi_2) + e_1 \right) / \cos \theta \cos \phi$$

$$[0134] \quad \text{其中, } \dot{\alpha} = \frac{\partial \alpha}{\partial z_1} z_2 + \frac{\partial \alpha}{\partial z_d} \dot{z}_d + \frac{\partial \alpha}{\partial \dot{z}_d} \ddot{z}_d, k_2=2, l_2=5。$$

[0135] 4. 设计平动控制器, 产生虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ 。

[0136] 定义跟踪误差为:

$$[0137] \quad [x_{11}, x_{12}, x_{13}]^T = [x - \Upsilon_1, y - \Upsilon_2, z - \Upsilon_3]^T$$

$$[0138] \quad [\chi_{21}, \chi_{22}, \chi_{23}]^T = [\dot{x} - \alpha_1, \dot{y} - \alpha_2, \dot{z} - \alpha_3]^T$$

[0139] 其中,  $[x_d, y_d, z_d]^T = [\Upsilon_1, \Upsilon_2, \Upsilon_3]^T$  表示期望轨迹。

[0140] 设计中间控制量 $\alpha_i$ 为:

$$[0141] \quad \alpha_i = -\delta_{1i} \chi_{1i} - \lambda_{1i} |\chi_{1i}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}(\chi_{1i}) + \Upsilon_i, \quad i=1,2,3$$

[0142] 式中,  $\delta_{1i} = [3, 3, 3]^T, \lambda_{1i} = [2, 2, 2]^T, \mu_i = [0.5, 0.5, 0.5]^T$ 。

[0143] 设计虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ 如下:

$$[0144] \quad \mathcal{G}_i = -\delta_{2i} \chi_{2i} - \lambda_{2i} |\chi_{2i}|^{\mu_i} \operatorname{sgn}(\chi_{2i}) + \dot{\alpha}_i - \chi_{1i}, \quad i=1,2,3$$

[0145] 式中,  $\delta_{2i} = [2, 2, 2]^T, \lambda_{2i} = [1, 1, 1]^T$ 。

[0146] 通过非线性解耦模块, 基于所设计的虚拟控制量 $\mathcal{G}_i$ 计算出期望滚转角 $\phi_d$ 和期望俯仰角 $\theta_d$ 为:

$$[0147] \quad \phi_d = \arcsin \left( \frac{\mathcal{G}_1 \sin \psi - \mathcal{G}_2 \cos \psi}{\sqrt{\mathcal{G}_1^2 + \mathcal{G}_2^2 + (\mathcal{G}_3 + g)^2}} \right)$$

$$[0148] \quad \theta_d = \arctan \left( \frac{\mathcal{G}_1 \cos \psi + \mathcal{G}_2 \sin \psi}{\mathcal{G}_3 + g} \right)$$

[0149] 5. 设计姿态控制器, 产生飞行力矩 $M$ 。

[0150] 将姿态系统模型变形为如下统一的二阶系统形式:

$$[0151] \quad \begin{cases} \dot{\zeta}_{i1} = \zeta_{i2} \\ \dot{\zeta}_{i2} = b_i \tau_i + \tau_{id} \end{cases} \quad i=1,2,3$$

[0152] 其中,  $\zeta_{i1} = [\phi, \theta, \psi]^T, \zeta_{i2} = [\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T, \tau_i = [u_2, u_3, u_4]^T, b_i = [1/I_x, 1/I_y, 1/I_z]^T, [\Delta I_x, \Delta I_y, \Delta I_z]^T$  表示参数不确定, 且满足  $\Delta I_x = 0.1 I_x, \Delta I_y = -0.1 I_y, \Delta I_z = 0.1 I_z, \tau_{id}$  是含有耦合, 参数不确定和外部扰动的总扰动作用, 分别表示为

$$[0153] \quad \tau_{1d} = -((I_z + \Delta I_z) - (I_y + \Delta I_y)) q r / (I_x + \Delta I_x) - \Delta I_x \tau_\phi / I_x (I_x + \Delta I_x) + d_\phi,$$

[0154]  $\tau_{2d} = -((I_x + \Delta I_x) - (I_z + \Delta I_z)) \text{pr} / (I_y + \Delta I_y) - \Delta I_y \tau_\theta / I_y (I_y + \Delta I_y) + d_\theta$ ,

[0155]  $\tau_{3d} = -((I_y + \Delta I_y) - (I_x + \Delta I_x)) \text{pq} / (I_z + \Delta I_z) - \Delta I_z \tau_\psi / I_z (I_z + \Delta I_z) + d_\psi$ 。

[0156] 将总扰动 $\tau_{id}$ 扩张为第三个状态变量 $\zeta_{i3} = \tau_{id}$ ，并设计扩张状态观测器为：

$$[0157] \begin{cases} \dot{\hat{\zeta}}_{i1} = \hat{\zeta}_{i2} + \kappa_{i1} \varepsilon_{i1} \\ \dot{\hat{\zeta}}_{i2} = \hat{\zeta}_{i3} + b_i \tau_i + \kappa_{i2} \varepsilon_{i1} \\ \dot{\hat{\zeta}}_{i3} = \kappa_{i3} \varepsilon_{i1} \end{cases}$$

[0158] 式中 $\hat{\zeta}_{i1}, \hat{\zeta}_{i2}, \hat{\zeta}_{i3}$ 分别表示 $\zeta_{i1}, \zeta_{i2}, \tau_{id}$ 的估计值， $\varepsilon_{i1} = \zeta_{i1} - \hat{\zeta}_{i1}$ 表示估计误差， $\kappa_{i1} > 0, \kappa_{i2} > 0, \kappa_{i3} > 0$ 表示观测器增益。一般的，将观测器增益取为：

$$[0159] \kappa_i = [\kappa_{i1}, \kappa_{i2}, \kappa_{i3}]^T = [3\omega_i, 3\omega_i^2, \omega_i^3]^T$$

[0160] 其中， $\omega_1 = 75, \omega_2 = 75, \omega_3 = 20$ 是观测器的带宽。

[0161] 基于上述观测器的估计值，设计姿态控制器为：

$$[0162] \tau_i = \frac{\lambda_{i1} (\zeta_{id} - \hat{\zeta}_{i1}) + \lambda_{i2} (\dot{\zeta}_{id} - \dot{\hat{\zeta}}_{i2}) + (\ddot{\zeta}_{id} - \ddot{\hat{\zeta}}_{i3})}{b_i}$$

[0163] 式中， $\zeta_{id}$ 表示期望姿态角度， $D_{i1} > 0, D_{i2} > 0$ 表示控制器增益。一般的，将控制器增益取为：

$$[0164] [\lambda_{i1}, \lambda_{i2}]^T = [\omega_{ic}^2, 2\omega_{ic}]^T, \omega_{ic} = 3\omega_{ic}$$

[0165] 其中， $\omega_{1c} = 25, \omega_{2c} = 25, \omega_{3c} = 7$ 是控制器带宽。

[0166] 为了验证本发明所提出算法的可行性和有效性，在Matlab/Simulink平台上进行共轴十二旋翼飞行器的轨迹跟踪仿真实验。

[0167] 旋翼飞行器的期望轨迹是平面水平矩形轨迹如下：

$$[0168] \begin{cases} x_d = \frac{4(t-5)}{5} f(t, 5, 10) + 4f(t, 10, 15) + \frac{4(20-t)}{5} f(t, 15, 20) \\ y_d = \frac{3(t-10)}{5} f(t, 10, 15) + 3f(t, 15, 20) + \frac{3(25-t)}{5} f(t, 20, 25) \\ z_d = \frac{3t}{5} f(t, 0, 5) + 3f(t, 5, 30) \end{cases}$$

$$[0169] \text{式中, } f(x, a, b) = \frac{\text{sign}(x-a) + \text{sign}(b-x)}{2}$$

[0170] 旋翼飞行器的初始条件选取为： $\zeta_0 = [x_0, y_0, z_0]^T = [0.5, -0.5, 0]^T \text{m}$ ,

[0171]  $\eta_0 = [\phi_0, \theta_0, \psi_0]^T = [0, 0, 0.2]^T \text{rad}$

[0172] 图3-图5是旋翼飞行器的轨迹跟踪结果。从图中可以看出，旋翼飞行器的位移通道 $x, y, z$ 的响应速度快，动态性能好，超调量小，能够在短时间内跟踪期望轨迹，并且不受外部扰动作用的影响，跟踪精度高。同时，初始位置的选择并不影响飞行器的控制效果。

[0173] 图6是旋翼飞行器的3维轨迹跟踪结果。图6中的结果进一步说明了本发明提出算法的有效性，使旋翼飞行器获得高精度的跟踪性能和极强的鲁棒性。

[0174] 图7是旋翼飞行器的控制力曲线，图8是有限时间辅助系统的状态变量曲线。图7说



明 在实验过程中出现了输入饱和现象,而图8说明输入饱和带来的负面作用被辅助系统有效的 补偿了。

[0175] 综上所述,本发明提出的控制方法提高了旋翼飞行器的收敛速度,跟踪精度和抗 扰动能 力,使旋翼飞行器能够在有限时间内跟踪期望轨迹,并且有效补偿输入饱和和作用的 负面影响,提高飞行器的安全性。

[0176] 上述详细介绍了本发明所提供的一种旋翼飞行器的有限时间航迹跟踪控制方法, 但本发 明不仅限于上述实施例。对于本领域的一般技术人员,在没有做出原创性工作的前 提下,在 与本发明相同原理和本质下的润色,修饰和变更所获得的其他实施例,都应当属 于本发明的 保护范围。

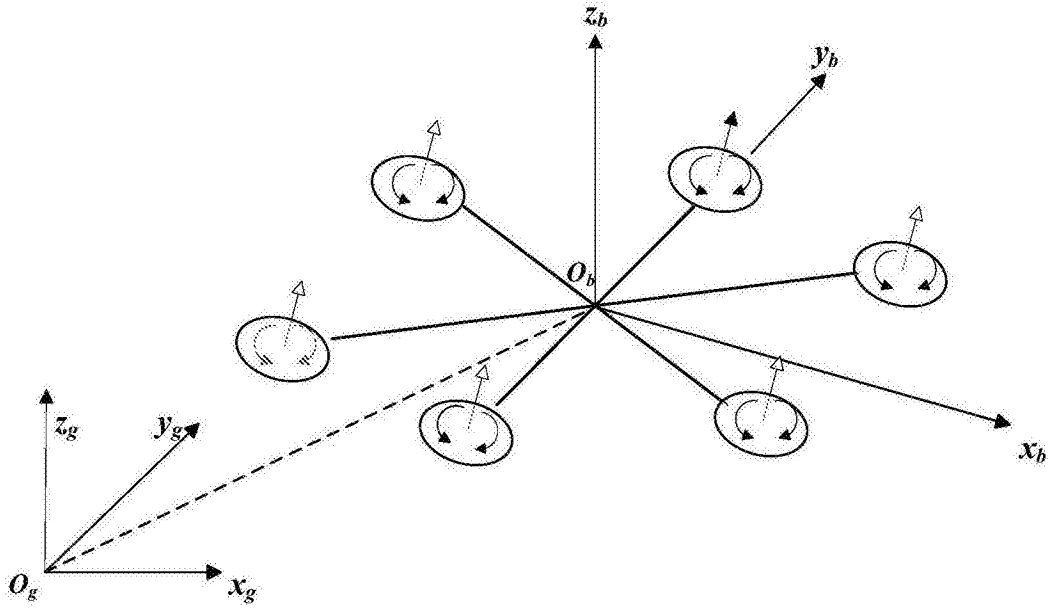


图1

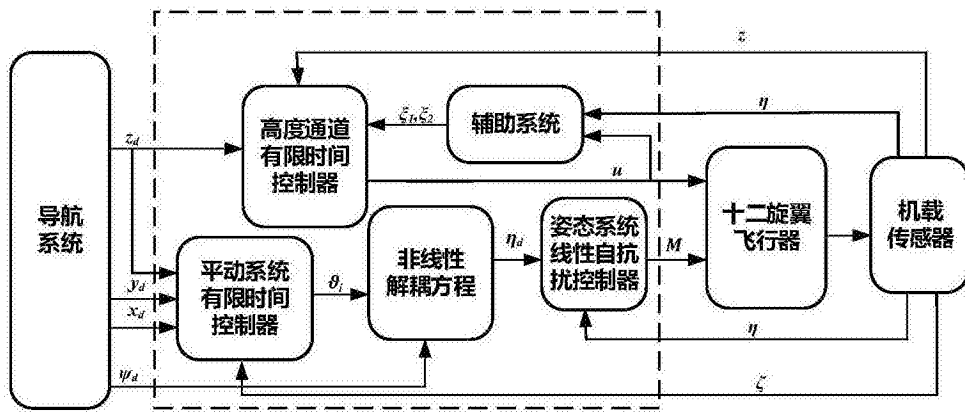


图2

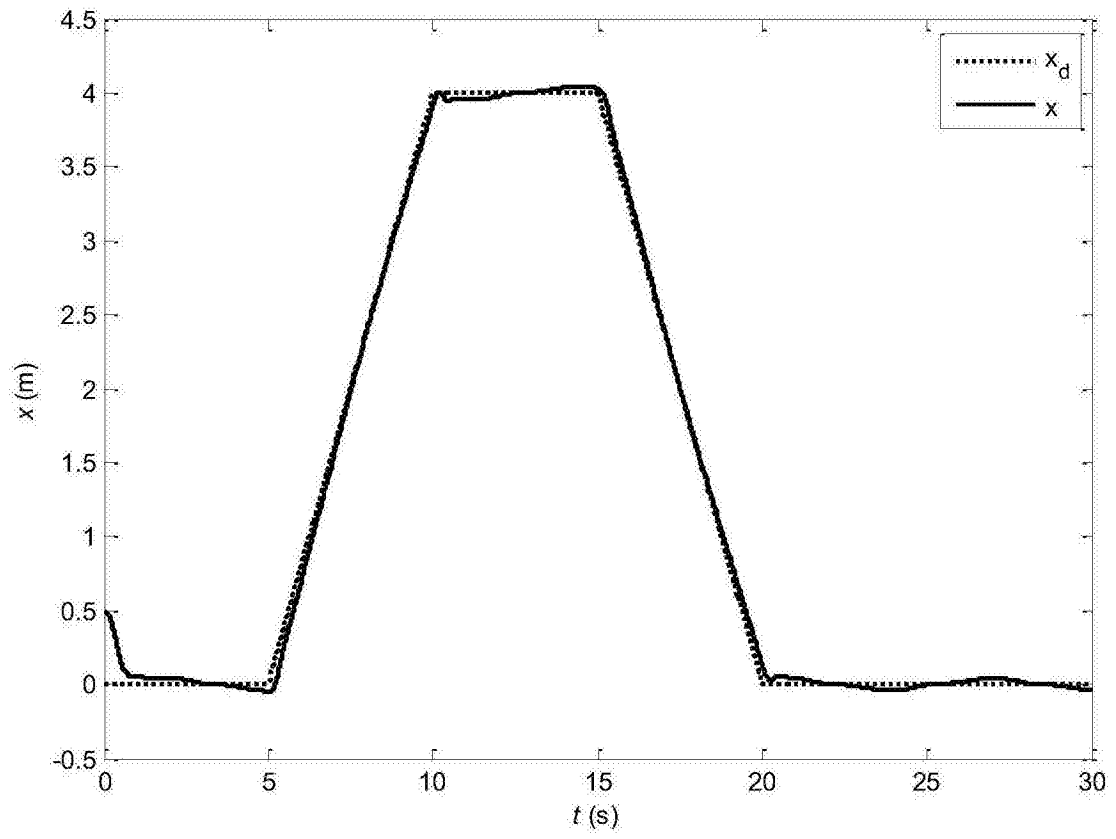


图3

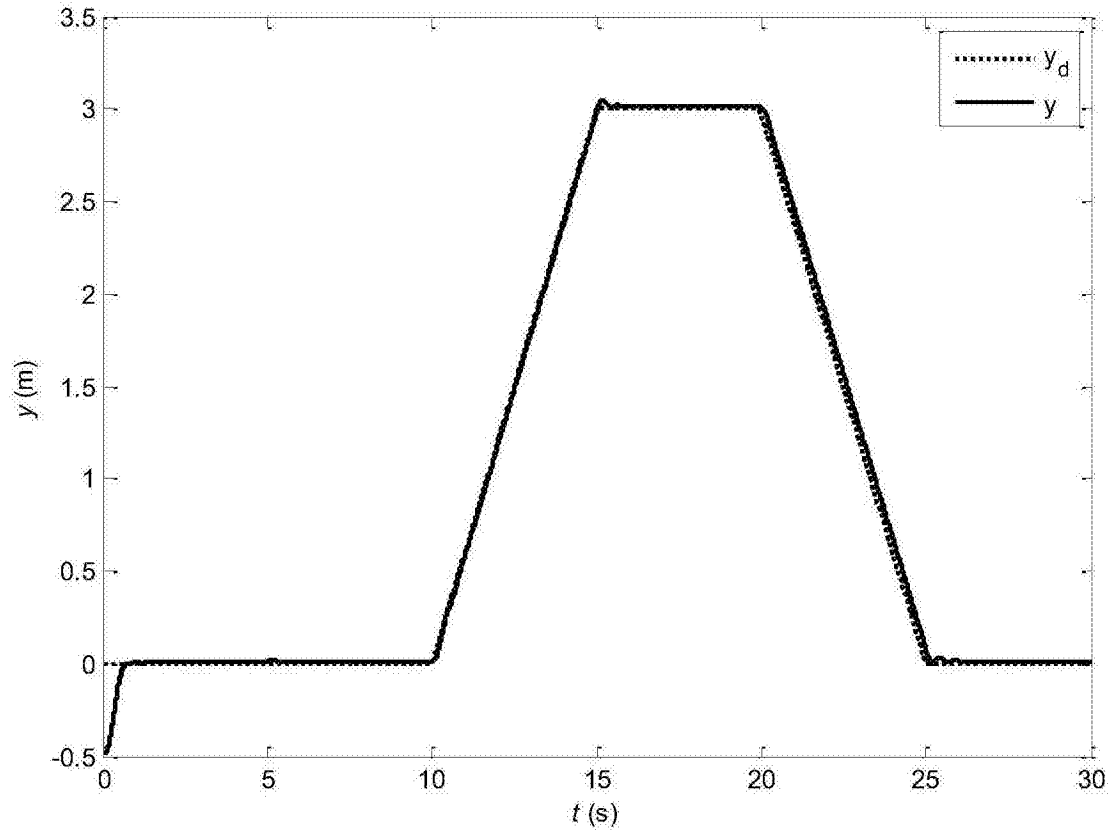


图4

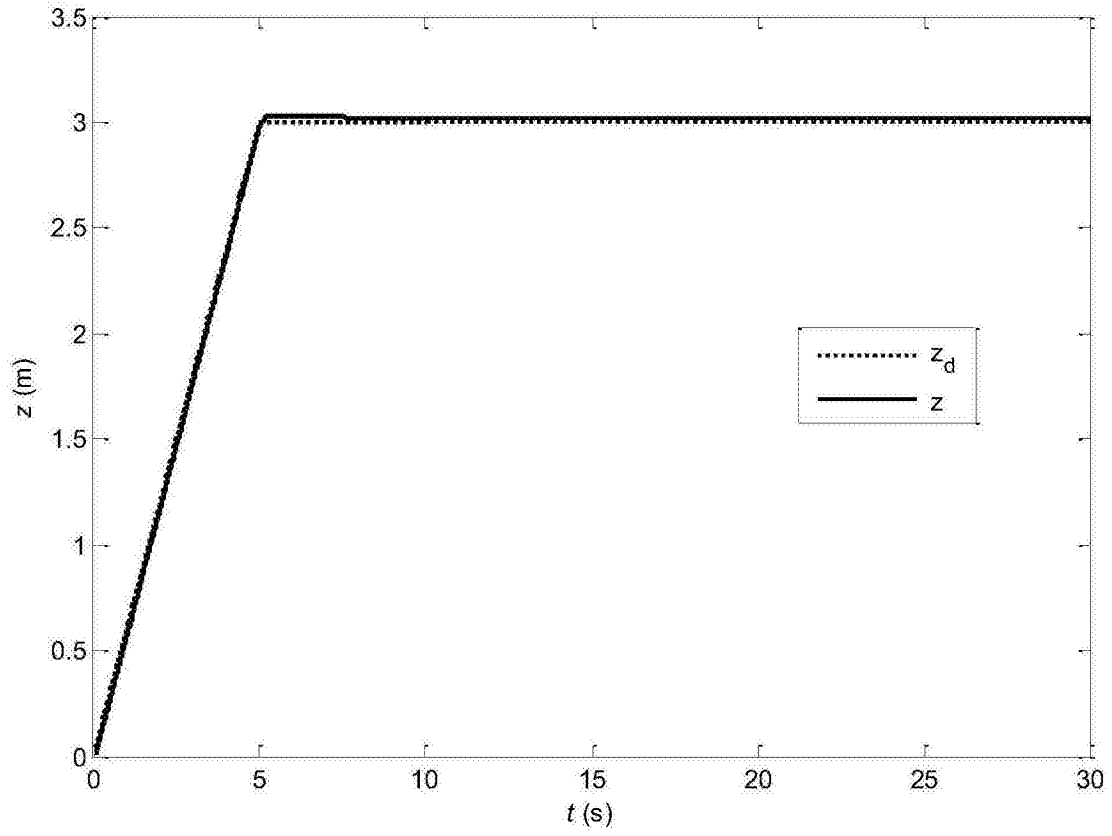


图5

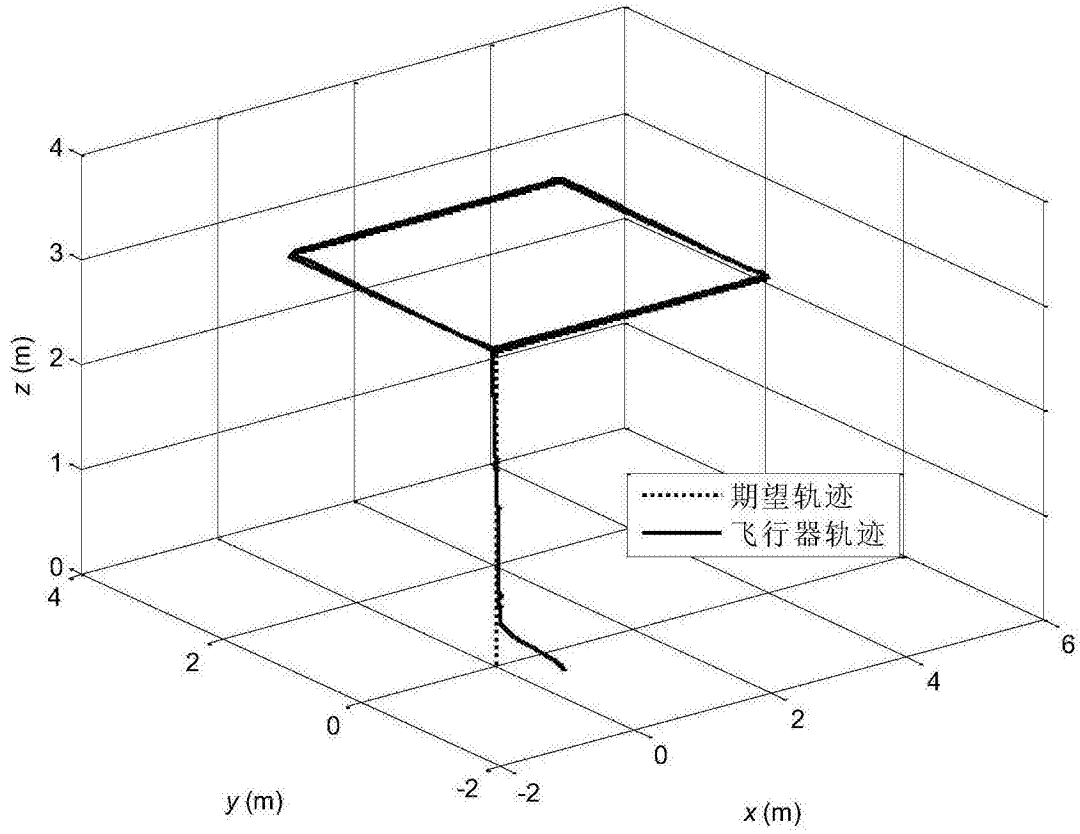


图6

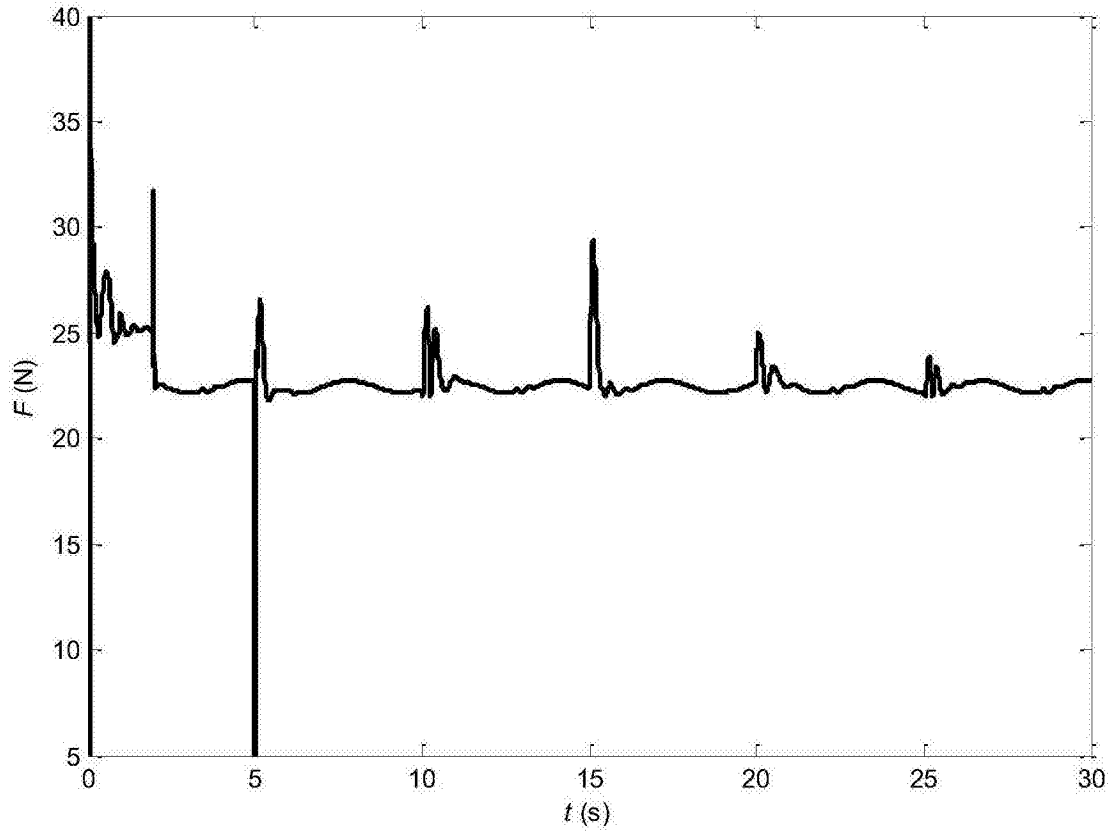


图7

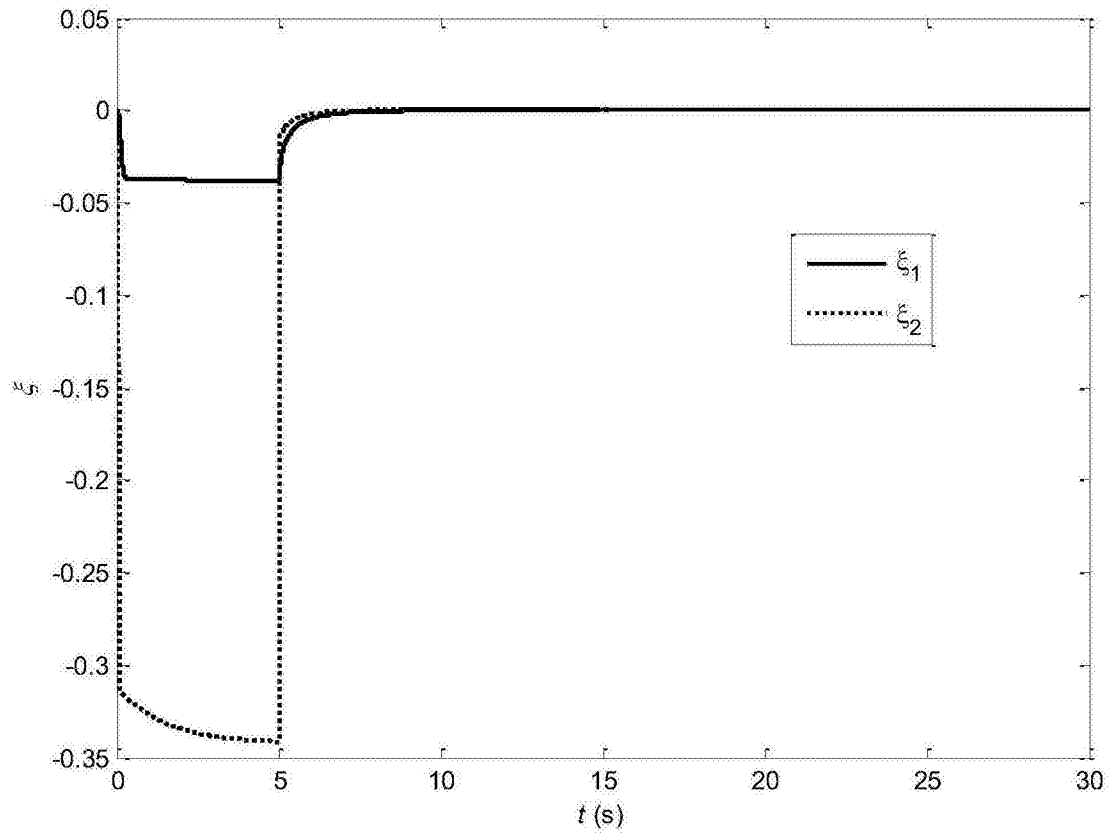


图8