



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106444813 A

(43)申请公布日 2017. 02. 22

(21)申请号 201610953789.1

(22)申请日 2016.10.26

(71)申请人 成都市优艾维机器人科技有限公司

地址 611731 四川省成都市高新区天府大道中段1388号1栋12层1292号

(72)发明人 张洪斌

(74)专利代理机构 北京天奇智新知识产权代理有限公司 11340

代理人 杨春

(51) Int. Cl.

G05D 1/08(2006.01)

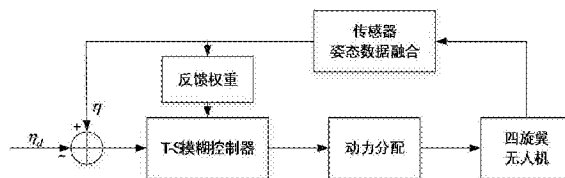
权利要求书3页 说明书7页 附图3页

(54)发明名称

一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法

(57)摘要

本发明公开了一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法,通过简化后的姿态动力学方程推导出T-S模糊模型,利用并行分步补偿技术设计了模糊状态反馈控制器,在补偿简化模型与实际模型之间偏差的同时,实现对四旋翼无人机姿态角度的稳定控制。本发明对于四旋翼无人机姿态动力系统这样了个强非线性性,强耦合的模型,提出了一个更加合理的简化模型,只对滚转角做小角度假设推导出来的简化模型在精确度上会比对滚转角和俯仰角同时做小角度假设得到的模型会高,可以尽可能的减小设计控制器时的模型偏差,整个控制结构比较简单、计算效率高、收敛速度快。



1. 一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法,其特征在于,包括以下步骤:

步骤1:利用欧拉-拉格朗日方程建立四旋翼无人机的姿态动力学方程

$$\begin{aligned}\ddot{\eta} &= J^{-1} \left(\tau - \left(\dot{J} - \frac{1}{2} \frac{\partial(\dot{\eta}^T J)}{\partial \eta} \right) \dot{\eta} \right) \\ &= J^{-1} (\tau - C(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta})\end{aligned}$$

其中, $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ 为欧拉角向量, ψ 为偏航角, θ 为俯仰角, ϕ 为滚转角, $\tau = (\tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi)$ 为系统的输入扭矩, τ_ψ 为偏航扭矩, τ_θ 为俯仰扭矩, τ_ϕ 为滚转扭矩; 矩阵 $J = W_\eta^T J W_\eta$, 其中 $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ 为转动惯量矩阵, 且

$$W_\eta = \begin{bmatrix} -\sin\theta & 0 & 1 \\ \sin\phi \cos\theta & \cos\phi & 0 \\ \cos\phi \cos\theta & -\sin\phi & 0 \end{bmatrix};$$

步骤2:基于四旋翼无人机的对称性做出以下合理的假设 $J = \text{diag}(J_m, J_m, 2J_m)$, $J_m = J_x = J_y = 1/2 J_z$, 假设四旋翼无人机滚转角在飞行时很小 $\phi = 0$, 基于这两个假设对姿态动力学方程进行化简可得

$$\begin{aligned}B^* &= J^{-1} \Big|_{J=\text{diag}(J_m, J_m, 2J_m), \phi=0} \\ &= \frac{1}{2J_m} \begin{bmatrix} \sec^2\theta & 0 & \tan\theta \sec\theta \\ * & 2 & 0 \\ * & * & 1 + \sec^2\theta \end{bmatrix}\end{aligned}$$

令: $C_1(\eta, \dot{\eta}) = C(\eta, \dot{\eta}) \Big|_{J=\text{diag}(J_m, J_m, 2J_m)}$ 则

$$\begin{aligned}\zeta &= -B^* \cdot C_1(\eta, \dot{\eta}) \Big|_{\phi=0} \cdot \dot{\eta} \\ &= \begin{bmatrix} \sec\theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \tan\theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \\ -\sin\theta \cos\theta \cdot \dot{\psi}^2 \\ \tan\theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \sin\theta \tan\theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \dot{\theta} \sec\theta \sin\theta & 0 & \dot{\theta} \sec\theta \\ -\dot{\psi} \cos\theta \sin\theta & 0 & 0 \\ \dot{\theta} \sec\theta & -\dot{\psi} \cos\theta & \dot{\theta} \sec\theta \sin\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \\ &= A^* \dot{\eta}\end{aligned}$$

得到简化之后的姿态动力学方程 $\dot{\eta} = A^* \dot{\eta} + B^* \tau$;

步骤3:将简化之后的姿态动力学方程模糊化,建立T-S模糊模型设计模糊控制器补偿系统的模型偏差实现姿态控制,取状态变量 $x = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T$, 其中 $x_1 = \psi - \psi_d$, $x_2 = \theta - \theta_d$, $x_3 = \phi - \phi_d$, $x_4 = \dot{\psi}$, $x_5 = \dot{\theta}$, $x_6 = \dot{\phi}$, 期望的欧拉角为 $\eta_d = (\psi_d, \theta_d, \phi_d)^T$, 那么姿态动力学方程可以整理为

$$\begin{aligned}\dot{x} &= \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A^* \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ B^* \end{bmatrix} \tau \\ &= Ax + B\tau\end{aligned}$$

定义前提变量 $\mu = (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$, 其中 $\mu_1 = \sin\theta$, $\mu_2 = \dot{\theta} \sec\theta$, $\mu_3 = -\dot{\psi} \cos\theta$, $\mu_4 = \sec^2\theta$, 把前提变量带入到矩阵 A^* , B^* 中, 那么整理可得

$$\begin{aligned}A^* &= \begin{bmatrix} \mu_1^* \mu_2 & 0 & \mu_2 \\ \mu_1^* \mu_3 & 0 & 0 \\ \mu_2 & \mu_3 & \mu_1^* \mu_2 \end{bmatrix} \\ B^* &= \frac{1}{2I_m} \begin{bmatrix} \mu_4 & 0 & \mu_1^* \mu_4 \\ 0 & 2 & 0 \\ \mu_1^* \mu_4 & 0 & 1 + \mu_4 \end{bmatrix}\end{aligned}$$

然后, 再定义模糊成员函数

$$\begin{cases} M_{i1}(\mu_i) = \frac{\mu_i^{\max} - \mu_i}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \\ M_{i2}(\mu_i) = \frac{\mu_i - \mu_i^{\min}}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \end{cases} \quad i=1, 2, 3, 4$$

得到四旋翼无人机姿态动力学方程的T-S模糊模型为

$$\dot{x} = \sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) \{A_{\rho} x + B_{\rho} \tau\}$$

其中, $\rho = 8(i-1) + 4(j-1) + 2(k-1) + 1$, $h_{\rho}(\mu) = M_{1i}(\mu_1) M_{2j}(\mu_2) M_{3k}(\mu_3) M_{4l}(\mu_4)$,

$$A_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A_{ijkl}^* \end{bmatrix}, B_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_{ijkl}^* \end{bmatrix}, i, j, k, l \text{ 只取 } 1 \text{ 和 } 2;$$

步骤4: 利用推导得到的T-S模糊模型, 并根据模糊规则, 利用并行分步补偿技术设计模糊状态反馈控制器

$$\tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho} x$$

再根据李雅普诺夫稳定性定理, 推导得到满足收敛速度, 并且输入输出信号符合限定条件的线性不等式组

$$X \geq \sigma^2 I,$$

$$XA_i^T + A_i X - M_i^T B_i^T - B_i M_i + 2\alpha X < 0,$$

$$XA_i^T + A_i X + XA_j^T + A_j X + 4\alpha X - M_i^T B_j^T - B_j M_i - M_j^T B_i^T - B_j M_i \leq 0,$$

$$\begin{bmatrix} X & M_i^T \\ M_i & \delta^2 I \end{bmatrix} \geq 0, i < j,$$

其中, σ 为系统状态范数的上界, δ 为系统输出向量范数的上界, α 为误差收敛指数, $X = P^{-1}$ 为正定矩阵, $M_i = F_i X$ 而 F_i 为状态反馈矩阵, 然后利用 MATLAB 的 LMI 工具箱求解出状态反馈

矩阵 F_1, \dots, F_{16} , 并得出模糊闭环状态反馈控制器 $\tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho} x$;

步骤5: 将所得到的 T-S 模糊控制输出信号传输至四旋翼无人机的动力分配系统中进行姿态控制。

一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法

技术领域

[0001] 本发明属于无人机技术领域,具体涉及一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法。

背景技术

[0002] 随着嵌入式处理芯片及传感器芯片的快速发展,小型无人机无论是在军事还是民用领域都得到了广泛的应用。在这些无人机中旋翼无人机由于它可以垂直起降和悬停等特点而得到了许多无人机公司及科研机构的关注。目前,旋翼无人机已经广泛应用于影视航拍、电力线路及石油管道的巡检、缉毒巡检、应急救援、空气质量检测等领域。但是四旋翼无人机姿态动力学模型具有很强的非线性性,状态之间耦合关系复杂,因此直接利用完整的姿态动力学模型设计姿态控制器存在一定的技术难度。

[0003] 为了解决这个问题通常有几种方式:一是先建立一个简单的模型,再加上神经网络去补偿系统的模型偏差,或者就是直接利用神经网络学习出系统的动力学模型,但是学习率过高时会存在过拟合的问题甚至最终导致系统发散;二是脱离模型利用PID控制器直接控制四旋翼姿态,这种方法就很难解决各个通道之间的耦合问题;三是对飞行器姿态动力学模型做简化处理再设计非线性姿态控制器。

[0004] 传统方法在设计四旋翼姿态控制器的时候通常会利用一个简化之后的姿态动力学模型,而这个模型是在滚转和俯仰角都比较下的条件下推导出来的,但实际上这个模型与实际姿态模型存在较大偏差,利用这个偏差较大的模型设计的控制器通常很难达到理想的控制效果,这个问题在飞机做大角度机动时尤为明显。

发明内容

[0005] 本发明的目的就在于为了解决上述问题而提供一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法。

[0006] 本发明通过以下技术方案来实现上述目的:

[0007] 一种基于T-S模糊模型的四旋翼姿态控制方法,包括以下步骤:

[0008] 步骤1:利用欧拉-拉格朗日方程建立四旋翼无人机的姿态动力学方程

$$\begin{aligned}
 \ddot{\eta} &= J^{-1} \left(\tau - \left(\dot{J} - \frac{1}{2} \frac{\partial(\dot{\eta}^T J)}{\partial \eta} \right) \dot{\eta} \right) \\
 &= J^{-1} (\tau - C(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta})
 \end{aligned}$$

[0009]

[0010] 其中, $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ 为欧拉角向量, ψ 为偏航角, θ 为俯仰角, ϕ 为滚转角, $\tau = (\tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi)$ 为系统的输入扭矩, τ_ψ 为偏航扭矩, τ_θ 为俯仰扭矩, τ_ϕ 为滚转扭矩; 矩阵 $J = W_\eta^T J W_\eta$, 其中 $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ 为转动惯量矩阵, 且

$$[0011] \quad W_{\eta} = \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & 1 \\ \sin \phi \cos \theta & \cos \phi & 0 \\ \cos \phi \cos \theta & -\sin \phi & 0 \end{bmatrix};$$

[0012] 步骤2:基于四旋翼无人机的对称性做出以下合理的假设 $J = \text{diag}(J_m, J_m, 2J_m)$, $J_m = J_x = J_y = 1/2J_z$,假设四旋翼无人机滚转角在飞行时很小 $\phi = 0$,基于这两个假设对姿态动力学方程进行化简可得

$$[0013] \quad B^* = J^{-1} \Big|_{I=\text{diag}(J_m, J_m, 2J_m), \phi=0}$$

$$= \frac{1}{2J_m} \begin{bmatrix} \sec^2 \theta & 0 & \tan \theta \sec \theta \\ * & 2 & 0 \\ * & * & 1 + \sec^2 \theta \end{bmatrix}$$

[0014] 令: $C_1(\eta, \dot{\eta}) = C(\eta, \dot{\eta}) \Big|_{I=\text{diag}(J_m, J_m, 2J_m)}$ 则

$$[0015] \quad \zeta = -B^* \cdot C_1(\eta, \dot{\eta}) \Big|_{\phi=0} \cdot \dot{\eta}$$

$$= \begin{bmatrix} \sec \theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \tan \theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \\ -\sin \theta \cos \theta \cdot \dot{\psi}^2 \\ \tan \theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \sin \theta \tan \theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} \dot{\theta} \sec \theta \sin \theta & 0 & \dot{\theta} \sec \theta \\ -\dot{\psi} \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 \\ \dot{\theta} \sec \theta & -\dot{\psi} \cos \theta & \dot{\theta} \sec \theta \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix}$$

$$= A^* \dot{\eta}$$

[0016] 得到简化之后的姿态动力学方程 $\dot{\eta} = A^* \dot{\eta} + B^* \tau$;

[0017] 步骤3:将简化之后的姿态动力学方程模糊化,建立T-S模糊模型设计模糊控制器补偿系统的模型偏差实现姿态控制,取状态变量 $x = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T$,其中 $x_1 = \psi - \psi_d$, $x_2 = \theta - \theta_d$, $x_3 = \phi - \phi_d$, $x_4 = \dot{\psi}$, $x_5 = \dot{\theta}$, $x_6 = \dot{\phi}$,期望的欧拉角为 $\eta_d = (\psi_d, \theta_d, \phi_d)^T$,那么姿态动力学方程可以整理为

$$[0018] \quad \dot{x} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A^* \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ B^* \end{bmatrix} \tau$$

$$= Ax + B\tau$$

[0019] 定义前提变量 $\mu = (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$,其中 $\mu_1 = \sin \theta$, $\mu_2 = \dot{\theta} \sec \theta$, $\mu_3 = -\dot{\psi} \cos \theta$, $\mu_4 = \sec^2 \theta$,把前提变量带入到矩阵 A^* , B^* 中,那么整理可得

$$[0020] \quad A^* = \begin{bmatrix} \mu_1 * \mu_2 & 0 & \mu_2 \\ \mu_1 * \mu_3 & 0 & 0 \\ \mu_2 & \mu_3 & \mu_1 * \mu_2 \end{bmatrix}$$

$$[0021] \quad B^* = \frac{1}{2I_m} \begin{bmatrix} \mu_4 & 0 & \mu_1 * \mu_4 \\ 0 & 2 & 0 \\ \mu_1 * \mu_4 & 0 & 1 + \mu_4 \end{bmatrix}$$

[0022] 然后,再定义模糊成员函数

$$[0023] \quad \begin{cases} M_{i1}(\mu_i) = \frac{\mu_i^{\max} - \mu_i}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \\ M_{i2}(\mu_i) = \frac{\mu_i - \mu_i^{\min}}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \end{cases} \quad i=1,2,3,4$$

[0024] 得到四旋翼无人机姿态动力学方程的T-S模糊模型为

$$[0025] \quad \dot{x} = \sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) \{A_{\rho}x + B_{\rho}\tau\}$$

[0026] 其中, $\rho = 8(i-1) + 4(j-1) + 2(k-1) + 1$, $h_{\rho}(\mu) = M_{1i}(\mu_1) M_{2j}(\mu_2) M_{3k}(\mu_3) M_{4l}(\mu_4)$,

$$A_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A_{ijkl}^* \end{bmatrix}, B_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_{ijkl}^* \end{bmatrix}, i, j, k, l \text{ 只取1和2;}$$

[0027] 步骤4:利用推导得到的T-S模糊模型,并根据模糊规则,利用并行分步补偿技术设计模糊状态反馈控制器

$$[0028] \quad \tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho}x$$

[0029] 再根据李雅普诺夫稳定性定理,推导得到满足收敛速度,并且输入输出信号符合限定条件的线性不等式组

$$[0030] \quad X \geq \sigma^2 I,$$

$$[0031] \quad XA_i^T + A_iX - M_i^T B_i^T - B_i M_i + 2\alpha X < 0,$$

[0032]

$$XA_i^T + A_iX + XA_j^T + A_jX + 4\alpha X - M_i^T B_j^T - B_j M_i - M_j^T B_i^T - B_i M_j \leq 0,$$

$$[0033] \quad \begin{bmatrix} X & M_i^T \\ M_i & \delta^2 I \end{bmatrix} \geq 0, i < j,$$

[0034] 其中, σ 为系统状态范数的上界, δ 为系统输出向量范数的上界, α 为误差收敛指数, $X=P^{-1}$ 为正定矩阵, $M_i=F_iX$ 而 F_i 为状态反馈矩阵,然后利用MATLAB的LMI工具箱求解出状态

反馈矩阵 F_1, \dots, F_{16} ,并得出模糊闭环状态反馈控制器 $\tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho}x$;

[0035] 步骤5:将所得到的T-S模糊控制输出信号传输至四旋翼无人机的动力分配系统中进行姿态控制。

[0036] 本发明的有益效果在于:

[0037] 本发明对于四旋翼无人机姿态动力系统这样了个强非线性性,强耦合的模型,提出了一个更加合理的简化模型,并设计模糊姿态控制器在补偿模型偏差的同时实现对姿态的稳定控制,只对滚转角做小角度假设推导出来的简化模型在精确度上会比对滚转角和俯仰角同时做小角度假设得到的模型会高,可以尽可能的减小设计控制器时的模型偏差,再加上本发明设计的基于PDC(并行分步补偿)技术的模糊状态反馈控制器,可以在补偿模型偏差的同时实现对姿态的稳定控制,并且可以满足要求的收敛速度,及对输入输出信号的限制,由于模糊状态反馈控制器的反馈矩阵可以离线利用MATLAB的LMI工具箱计算,因此本发明设计的控制器在实际应用时具有结构简单,计算效率高,收敛速度快等优点。

附图说明

- [0038] 图1是本发明T-S模糊控制结构框图;
 [0039] 图2是实施例中四旋翼飞行器的结构示意图;
 [0040] 图3是实施例中T-S模糊控制器的偏航角方波跟踪性能;
 [0041] 图4是实施例中T-S模糊控制器的俯仰角方波跟踪性能;
 [0042] 图5是实施例中T-S模糊控制器的滚转角方波跟踪性能。

具体实施方式

- [0043] 下面结合附图对本发明作进一步说明:
 [0044] 如图1所示,为四旋翼无人机的控制结构框图,T-S模糊控制的具体设计步骤如下:
 [0045] 步骤1:利用欧拉-拉格朗日方程建立四旋翼无人机的姿态动力学方程

$$[0046] \quad \begin{aligned} \ddot{\eta} &= J^{-1} \left(\tau - \left(\dot{J} - \frac{1}{2} \frac{\partial(\dot{\eta}^T J)}{\partial \eta} \right) \dot{\eta} \right) \\ &= J^{-1} (\tau - C(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta}) \end{aligned}$$

- [0047] 其中, $\eta = (\psi, \theta, \phi)$ 为欧拉角向量, ψ 为偏航角, θ 为俯仰角, ϕ 为滚转角, $\tau = (\tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi)$ 为系统的输入扭矩, τ_ψ 为偏航扭矩, τ_θ 为俯仰扭矩, τ_ϕ 为滚转扭矩;矩阵 $J = W_\eta^T J W_\eta$,其中 $J = \text{diag}(J_x, J_y, J_z)$ 为转动惯量矩阵,且

$$[0048] \quad W_\eta = \begin{bmatrix} -\sin \theta & 0 & 1 \\ \sin \phi \cos \theta & \cos \phi & 0 \\ \cos \phi \cos \theta & -\sin \phi & 0 \end{bmatrix};$$

- [0049] 步骤2:基于四旋翼无人机的对称性做出以下合理的假设 $J = \text{diag}(J_m, J_m, 2J_m)$, $J_m = J_x = J_y = 1/2 J_z$,假设四旋翼无人机滚转角在飞行时很小 $\phi = 0$,基于这两个假设对姿态动力学方程进行化简可得

$$[0050] \quad \begin{aligned} B^* &= J^{-1} \Big|_{I = \text{diag}(I_m, I_m, 2I_m), \phi = 0} \\ &= \frac{1}{2I_m} \begin{bmatrix} \sec^2 \theta & 0 & \tan \theta \sec \theta \\ * & 2 & 0 \\ * & * & 1 + \sec^2 \theta \end{bmatrix} \end{aligned}$$

[0051] 令: $C_1(\eta, \dot{\eta}) = C(\eta, \dot{\eta})|_{I=\text{diag}(I_m, I_m, 2I_m)}$ 则

$$\begin{aligned}
 \zeta &= -B^* \cdot C_1(\eta, \dot{\eta})|_{\phi=0} \cdot \dot{\eta} \\
 &= \begin{bmatrix} \sec \theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \tan \theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \\ -\sin \theta \cos \theta \cdot \dot{\psi}^2 \\ \tan \theta \cdot \dot{\theta} \dot{\phi} + \sin \theta \tan \theta \cdot \dot{\psi} \dot{\theta} \end{bmatrix} \\
 [0052] \quad &= \begin{bmatrix} \dot{\theta} \sec \theta \sin \theta & 0 & \dot{\theta} \sec \theta \\ -\dot{\psi} \cos \theta \sin \theta & 0 & 0 \\ \dot{\theta} \sec \theta & -\dot{\psi} \cos \theta & \dot{\theta} \sec \theta \sin \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} \\
 &= A^* \dot{\eta}
 \end{aligned}$$

[0053] 得到简化之后的姿态动力学方程 $\dot{\eta} = A^* \dot{\eta} + B^* \tau$;

[0054] 步骤3:将简化之后的姿态动力学方程模糊化,建立T-S模糊模型设计模糊控制器补偿系统的模型偏差实现姿态控制,取状态变量 $x = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T$, 其中 $x_1 = \psi - \psi_d$, $x_2 = \theta - \theta_d$, $x_3 = \phi - \phi_d$, $x_4 = \dot{\psi}$, $x_5 = \dot{\theta}$, $x_6 = \dot{\phi}$, 期望的欧拉角为 $\eta_d = (\psi_d, \theta_d, \phi_d)^T$, 那么姿态动力学方程可以整理为

$$\begin{aligned}
 [0055] \quad \dot{x} &= \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A^* \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0 \\ B^* \end{bmatrix} \tau \\
 &= Ax + B\tau
 \end{aligned}$$

[0056] 定义前提变量 $\mu = (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$, 其中 $\mu_1 = \sin \theta$, $\mu_2 = \dot{\theta} \sec \theta$, $\mu_3 = -\dot{\psi} \cos \theta$, $\mu_4 = \sec^2 \theta$, 把前提变量带入到矩阵 A^* , B^* 中, 那么整理可得

$$[0057] \quad A^* = \begin{bmatrix} \mu_1 * \mu_2 & 0 & \mu_2 \\ \mu_1 * \mu_3 & 0 & 0 \\ \mu_2 & \mu_3 & \mu_1 * \mu_2 \end{bmatrix}$$

$$[0058] \quad B^* = \frac{1}{2I_m} \begin{bmatrix} \mu_4 & 0 & \mu_1 * \mu_4 \\ 0 & 2 & 0 \\ \mu_1 * \mu_4 & 0 & 1 + \mu_4 \end{bmatrix}$$

[0059] 然后,再定义模糊成员函数

$$[0060] \quad \begin{cases} M_{i1}(\mu_i) = \frac{\mu_i^{\max} - \mu_i}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \\ M_{i2}(\mu_i) = \frac{\mu_i - \mu_i^{\min}}{\mu_i^{\max} - \mu_i^{\min}} \end{cases} \quad i=1,2,3,4$$

[0061] 得到四旋翼无人机姿态动力学方程的T-S模糊模型为

$$[0062] \quad \dot{x} = \sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) \{A_{\rho}x + B_{\rho}\tau\}$$

[0063] 其中, $\rho = 8(i-1) + 4(j-1) + 2(k-1) + 1$, $h_{\rho}(\mu) = M_{1i}(\mu_1) M_{2j}(\mu_2) M_{3k}(\mu_3) M_{4l}(\mu_4)$,

$$A_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & A_{ijkl}^* \end{bmatrix}, B_{\rho} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_{ijkl}^* \end{bmatrix}, i, j, k, l \text{ 只取 } 1 \text{ 和 } 2;$$

[0064] 步骤4:利用推导得到的T-S模糊模型,并根据模糊规则,利用并行分步补偿技术设计模糊状态反馈控制器

$$[0065] \quad \tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho}x$$

[0066] 再根据李雅普诺夫稳定性定理,推导得到满足收敛速度,并且输入输出信号符合限定条件的线性不等式组

$$[0067] \quad X \geq \sigma^2 I,$$

$$[0068] \quad XA_i^T + A_iX - M_i^T B_i^T - B_i M_i + 2\alpha X < 0,$$

[0069]

$$XA_i^T + A_iX + XA_j^T + A_jX + 4\alpha X - M_i^T B_j^T - B_j M_i - M_j^T B_i^T - B_j M_i \leq 0,$$

$$[0070] \quad \begin{bmatrix} X & M_i^T \\ M_i & \delta^2 I \end{bmatrix} \geq 0, i < j,$$

[0071] 其中, σ 为系统状态范数的上界, δ 为系统输出向量范数的上界, α 为误差收敛指数, $X = P^{-1}$ 为正定矩阵, $M_i = F_i X$ 而 F_i 为状态反馈矩阵,然后利用MATLAB的LMI工具箱求解出状态

反馈矩阵 F_1, \dots, F_{16} ,并得出模糊闭环状态反馈控制器 $\tau = -\sum_{\rho=1}^{16} h_{\rho}(\mu) F_{\rho}x$;

[0072] 步骤5:将所得到的T-S模糊控制输出信号传输至四旋翼无人机的动力分配系统中进行姿态控制。

[0073] 实施例:

[0074] 1) 按照图2所示搭建硬件平台,这里我们选择的是“+”型结构的四旋翼无人机。其中1号螺旋桨为前方,3号螺旋桨为后方,左边螺旋桨是2号,右边螺旋桨为4号。并且1号和3号螺旋桨按正时钟方向旋转,2号和4号螺旋桨按逆时钟方向转。根据四旋翼的结构可以得到相应的动力分配方式。由于电子调速器可以控制电机转动,并且保证输入的PMW信号与电产生的升力和扭矩都成线性关系。经过测量我们可以得到PWM信号与升力的比例系数 K_f ,各与扭矩的比例系数 K_{τ} ,进而我们可以得到以下关系

$$[0075] \quad \begin{cases} \tau_{\psi} = (-P_1 + P_2 - P_3 + P_4) * K_{\tau} \\ \tau_{\theta} = (P_1 - P_3) * L * K_f \\ \tau_{\phi} = (P_2 - P_4) * L * K_f \\ F = (P_1 + P_2 + P_3 + P_4) * K_f \end{cases}$$

[0076] 其中 $\tau = (\tau_\psi, \tau_\theta, \tau_\phi)^T$ 为姿态控制器的输出扭矩, P_1, P_2, P_3, P_4 为四个电机的PWM控制输入信号, L 为飞机中心到电机中心的距离, F 为期望产生的四个螺旋桨的总升力。

[0077] 2) 获取控制指令及传感器数据, 为控制算法提供数据来源。期望的姿态角是通过解析遥控接收机的数据包, 并且把相应通道的数据转换到一个期望控制的角度范围或角速度范围, 通过计算得出实际期望的欧拉角并输出给模糊姿态控制器。而四旋翼的实际姿态则是通过读取机载的角速度、加速度和磁力计等传感器数据, 再利用卡尔曼姿态融合算法计算得出四旋翼无人机的实际姿态。

[0078] 3) 根据控制要求可以提前得到前提变量 $\mu = (\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4)$ 取值范围, 而通过读取姿态融合算法输出的姿态信号可以计算出 μ 的具体取值, 再根据

$$\begin{cases} M_{i1}(\mu_i) = \frac{\mu_i^{max} - \mu_i}{\mu_i^{max} - \mu_i^{min}} \\ M_{i2}(\mu_i) = \frac{\mu_i - \mu_i^{min}}{\mu_i^{max} - \mu_i^{min}} \end{cases} \quad i=1,2,3,4 \text{ 和 } h_\rho(\mu) = M_{1i}(\mu_1) M_{2j}(\mu_2) M_{3k}(\mu_3) M_{4l}(\mu_4) \text{ 可以计算}$$

出每个模糊子模型的反馈权重 $h_\rho(\mu)$, 这些权重将直接用于计算模糊姿态控制器的输出。

[0079] 4) 根据控制要求, 利用MATLAB LMI工具箱求解上述的线性矩阵不等组。求解成功之后我们可以得到一系列的状态反馈矩阵 F_1, \dots, F_{16} 。利用上一步计算得到的权重及状态误差可以直接写出控制器输出

$$[0080] \quad \tau = - \sum_{\rho=1}^{16} h_\rho(\mu) F_\rho x$$

[0081] 图3、图4和图5为算法在MATLAB中仿真结果, 设计控制器时假设四旋翼无人机的转动惯量矩阵为 $J = \text{diag}(0.015, 0.015, 0.03)$, 而仿真时四旋翼人机的实际转动惯量为 $J = \text{diag}(0.02, 0.01, 0.05)$, 三个轴线上的转动惯量的偏差分别为25%, 25%, 66%。实线为期望的姿态角, 虚线为实际的跟踪效果。偏航角的参考输入信号为幅值为0.3rad, 频率为1rad/s正弦信号; 俯仰角的参考输入信号为幅值为0.25rad, 周期为4s的方波信号; 滚转角的参考输入信号为幅值为0.2rad, 周期为2s的方波信号。

[0082] 以上仅为本发明的较佳实施例而已, 并不用以限制本发明, 凡在本发明的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等, 均应包含在本发明的保护范围内。

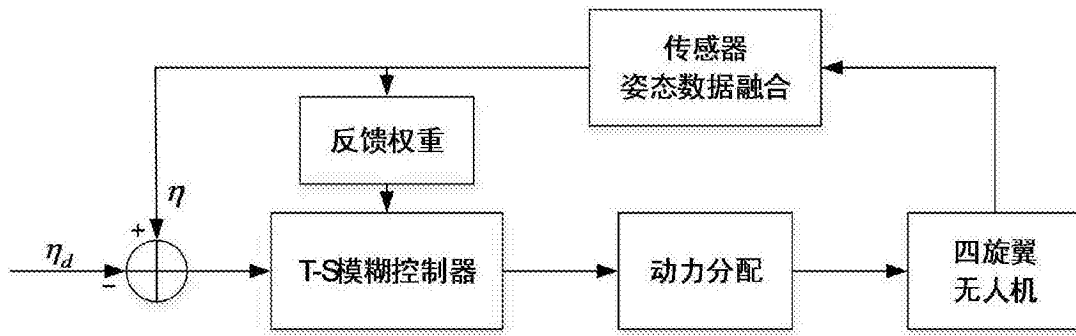


图1

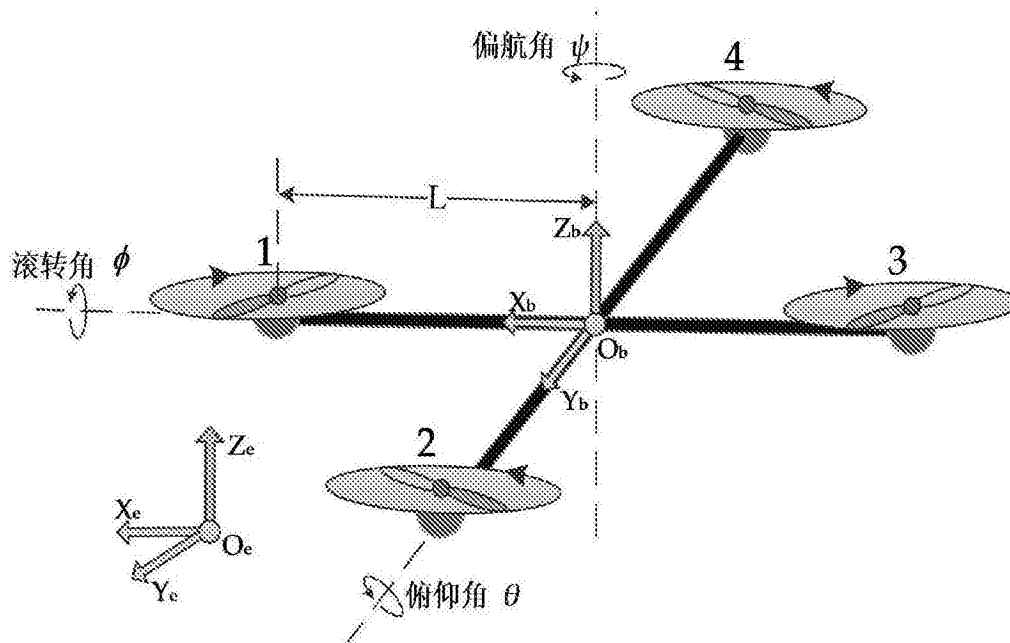


图2

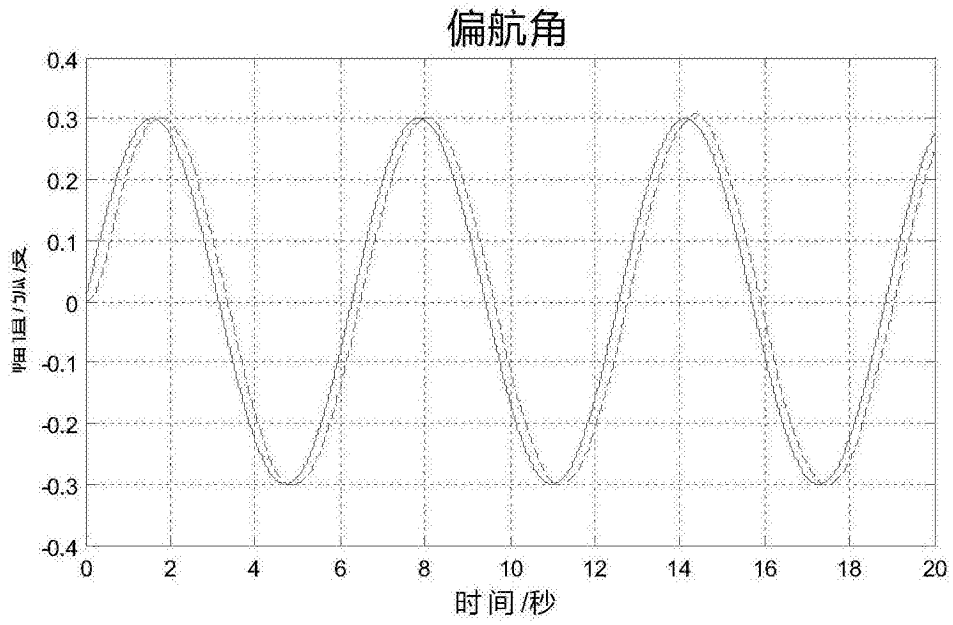


图3

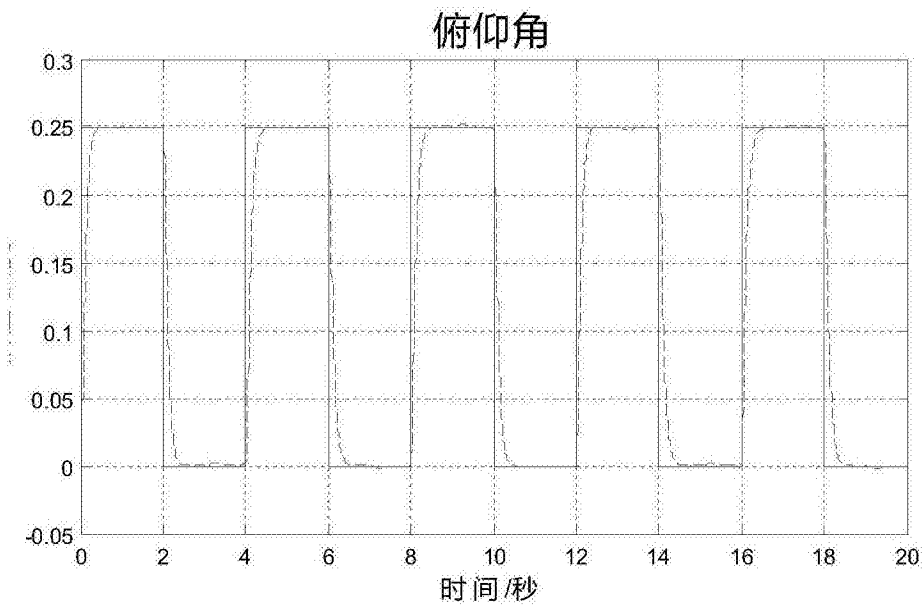


图4

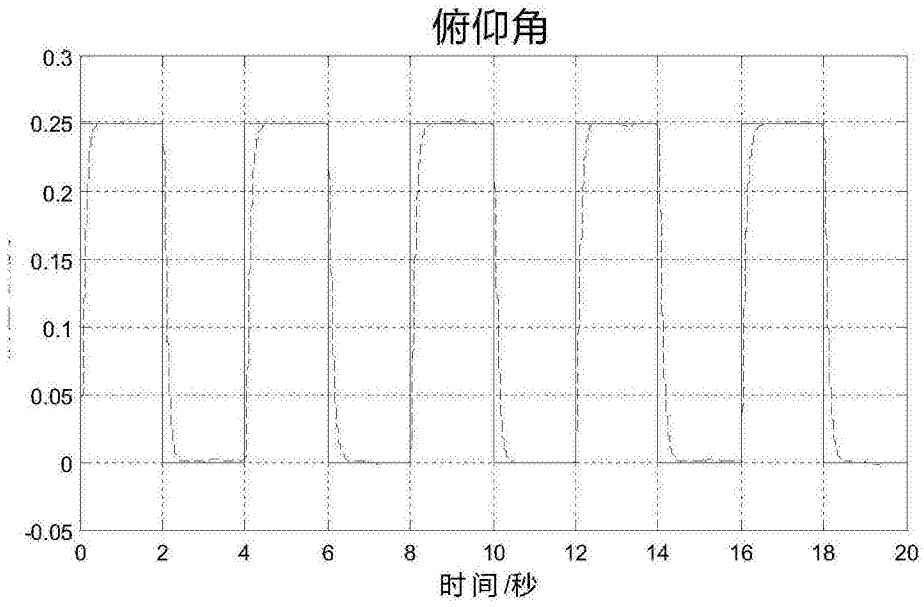


图5