



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104965414 B

(45)授权公告日 2017.07.07

(21)申请号 201510374421.5

(22)申请日 2015.06.30

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104965414 A

(43)申请公布日 2015.10.07

(73)专利权人 天津大学

地址 300072 天津市南开区卫津路92号

(72)发明人 鲜斌 郝伟

(74)专利代理机构 天津市北洋有限责任专利代

理事务所 12201

代理人 刘国威

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

审查员 李江平

权利要求书2页 说明书6页 附图2页

(54)发明名称

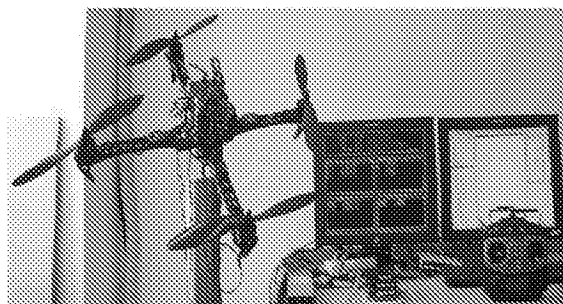
针对四旋翼无人机执行器部分失效的容错控制方法

(57)摘要

本发明涉及四旋翼无人机容错控制方法。为提出一种容错控制器,实现四旋翼无人机在执行器发生部分失效时仍能保持姿态稳定,本发明采取的技术方案是,针对四旋翼无人机执行器部分失效的容错控制方法,包括下列步骤:通过分析执行器对四旋翼无人机的作用原理,用未知对角矩阵表示执行器失效对其动力学特性的影响,同时考虑外部未知扰动力矩的干扰,得到四旋翼无人机执行器部分失效时的非线性动力学模型:

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \tau_d = \Psi^T(\eta)\Delta\tau. \quad (1)$$

采用基于Lyapunov的分析方法证明式(12)所示的闭环系统全局渐近稳定,即当时间趋于无穷时,姿态角 η 趋于目标姿态角 η_d 。本发明主要应用于四旋翼无人机容错控制。



1. 一种针对四旋翼无人机执行器部分失效的容错控制方法,其特征是,包括下列步骤:通过分析执行器对四旋翼无人机的作用原理,用未知对角矩阵表示执行器失效对其动力学特性的影响,同时考虑外部未知扰动力矩的干扰,得到四旋翼无人机执行器部分失效时的非线性动力学模型:

$$M(\eta)\ddot{\eta}+C(\eta,\dot{\eta})\dot{\eta}+\tau_d=\Psi^T(\eta)\Lambda\tau \quad (1)$$

式(1)中各变量定义如下: $\eta=[\phi(t),\theta(t),\psi(t)]^T \in R^{3 \times 1}$ 表示欧拉角, $\phi(t),\theta(t),\psi(t)$ 分别表示滚转角、俯仰角和偏航角, $[\cdot]^T$ 表示矩阵的转置, \in 表示集合间的“属于”关系, $R^{3 \times 1}$ 表示3行1列的实数向量,下同; $\Psi(\eta)=\begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \in R^{3 \times 3}$ 表示欧拉矩阵,

$\sin(\cdot),\cos(\cdot)$ 分别表示正弦、余弦函数; $M(\eta)=\Psi^T(\eta)J\Psi(\eta) \in R^{3 \times 3}$ 表示惯性矩阵, J 为转动惯量矩阵, $M(\eta)$ 是正定对称矩阵,且满足:

$$m_1\|\xi\|^2 \leq \xi^T M \xi \leq m_2\|\xi\|^2, \forall \xi \in R^{3 \times 1} \quad (2)$$

其中 $\|\cdot\|$ 表示2范数, \forall 表示“任意”, m_1,m_2 均为正常数, $C(\eta,\dot{\eta})=\Psi^T(\eta)J\dot{\Psi}(\eta)+\Psi^T(\eta)sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})J\Psi^T(\eta) \in R^{3 \times 3}$ 表示科里奥利力和向心力矩阵, $sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$ 表示求取 $\Psi(\eta)\dot{\eta}$ 对应的

反对称矩阵; $\Lambda=\begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix} \in R^{3 \times 3}, 0 < \lambda_i \leq 1, i=1,2,3$ 表示故障矩阵;当 $\lambda_i \neq 1$ 时,第*i*个

通道执行机构发生故障; $\tau_d=[\tau_{d1},\tau_{d2},\tau_{d3}]^T \in R^{3 \times 1},\tau_{d1},\tau_{d2},\tau_{d3}$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的外部扰动力矩; $\tau=[\tau_1,\tau_2,\tau_3]^T \in R^{3 \times 1},\tau_1,\tau_2,\tau_3$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的控制输入力矩;

为简化表示,式(1)两端同乘以 $M^{-1}(\eta)$,并分别用 M,C,Ψ 表示 $M(\eta),C(\eta,\dot{\eta}),\Psi(\eta)$,整理得:

$$\ddot{\eta}=M^{-1}\Psi^T\Lambda\tau-M^{-1}\tau_d-M^{-1}C\dot{\eta} \quad (3)$$

式(3)即为四旋翼无人机执行器发生故障时的姿态动力学模型;在 τ_d 和 Λ 未知的情况下设计控制输入力矩 τ 使得无人机姿态角向量 η 趋于参考轨迹 $\eta_d=[\phi_d(t),\theta_d(t),\psi_d(t)]^T$;

为实现姿态跟踪,定义跟踪误差为:

$$e=\eta-\eta_d, \quad (4)$$

其中 $e=[e_1,e_2,e_3]^T \in R^{3 \times 1},e_1,e_2,e_3$ 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角跟踪误差;对式(4)分别求一阶时间导数和二阶时间导数得:

$$\dot{e}=\dot{\eta}-\dot{\eta}_d, \quad (5)$$

$$\ddot{e}=\ddot{\eta}-\ddot{\eta}_d \quad (6)$$

定义滑模面 s 为:

$$s=\dot{e}+\varepsilon e, \quad (7)$$

其中 $s=[s_1,s_2,s_3]^T \in R^{3 \times 1},s_1,s_2,s_3$ 分别表示滚转通道、俯仰通道、偏航通道滑模面, ε 为一正定常数系数对角矩阵,对式(7)求一阶时间导数,再将式(3)代入整理,得到系统开环动

力学方程为:

$$\dot{s} = M^{-1}\Psi^T \Lambda \tau - M^{-1}\tau_d - (M^{-1}C\dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e}), \quad (8)$$

针对式(8)的系统开环动力学方程,结合自适应和滑模控制算法设计容错控制器,如式(9)所示:

$$\begin{aligned} \tau = & \hat{\Lambda}^{-1}(\Psi^T)^{-1}M([-k_{11}|s_1|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_1), -k_{12}|s_2|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_2), -k_{13}|s_3|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_3)]^T \\ & + v + (M^{-1}C\dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e})) \end{aligned} \quad (9)$$

其中 v 和 Λ 分别满足如下条件:

$$\dot{v} = -\frac{1}{2}[k_{21}\operatorname{sgn}(s_1), k_{22}\operatorname{sgn}(s_2), k_{23}\operatorname{sgn}(s_3)]^T, \quad (10)$$

$$\dot{\hat{\Lambda}} = \alpha \Gamma \Psi (M^{-1})^T [\operatorname{sgn}(s_1), \operatorname{sgn}(s_2), \operatorname{sgn}(s_3)]^T \tau^T \quad (11)$$

在式(9)-(11)中, $k_{1i}, k_{2i}, \alpha, \beta, \rho_i, \gamma_i$ 均为正常数,且满足 $k_{1i} > 0, k_{2i} = \frac{\alpha}{\beta} + \rho_i, \Gamma = \operatorname{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3), \hat{\Lambda}$ 是对 Λ 的估计, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数;将式(9)代入式(8),得到系统闭环动力学方程为:

$$\dot{s} = M^{-1}\Psi^T \tilde{\Lambda} \tau - [k_{11}|s_1|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_1), k_{12}|s_2|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_2), k_{13}|s_3|^{1/2}\operatorname{sgn}(s_3)]^T + \sigma, \quad (12)$$

其中

$$\tilde{\Lambda} = \Lambda - \hat{\Lambda}, \quad (13)$$

$$\sigma = v - M^{-1}\tau_d = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T \quad (14)$$

采用基于Lyapunov的分析方法证明式(12)所示的闭环系统全局渐近稳定,即当时间趋于无穷时,姿态角 η 趋于目标姿态角 η_d 。

针对四旋翼无人机执行器部分失效的容错控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种四旋翼无人机容错控制方法,特别是涉及四旋翼无人机执行器发生部分失效的容错控制方法。

背景技术

[0002] 四旋翼无人机以其尺寸小、行动灵活、可垂直起降及定点悬停等特点在航拍、灾后救援、农林种植等领域得到越来越广泛的应用。受飞行器控制稳定性及自身工艺影响,电机和螺旋桨的持续高速旋转使其发生故障的概率大大提高。由于四旋翼无人机是一个具有强耦合特性的典型非线性系统,一旦发生上述故障,飞行稳定性就会急剧下降,甚至导致无人机失控。如何保证四旋翼无人机在执行器发生故障的情况下仍能得到有效控制,具有重要的理论意义和应用价值。

[0003] 四旋翼无人机常见故障通常包括执行器故障和传感器故障,其中执行器故障发生频率更高、对四旋翼无人机性能影响更大,也更加难以解决。

[0004] 加拿大Concordia大学作为研究四旋翼无人机容错控制较早的单位,其研究人员已分别设计了基于变增益PID、模型参考自适应(MRAC)、微分平坦、滑模等多种算法的容错控制器,均已实现了实验验证(书籍:Automatic Flight Control Systems-Latest Development;著者:Youmin Zhang,AnnasChamseddine;出版年月:2012年;文章题目:Fault Tolerant and Flight Control Techniques with application to a Quadrotor UAV Testbed;页码:119-150)。但是MRAC仅考虑了系统在平衡点处的性能,当无人机偏离设定平衡点时,系统性能难以得到保证;微分平坦方法则需要在故障检测的基础上实现故障重构,算法复杂,难以实现工程应用;滑模控制则可能会引起输入力矩的抖振,影响控制性能。

[0005] 麻省理工大学的研究人员主要采用MRAC和CMRAC算法对四旋翼无人机螺旋桨发生突然断裂的情况进行了研究,并进行了实际飞行实验(期刊:IEEE Transactions on Control Systems Technology;著者:Z.T.Dydek,A.M.Annaswamy,E.Lavretsky;出版年月:2013年;文章题目:Adaptive Control of Quadrotor UAVs:a Design Trade Study with Flight Evaluations;页码:1400-1406)。该方法同样在平衡点处对无人机动力学模型进行了线性化,仅考虑了系统的线性化模型,当无人机发生较大偏移时,无人机飞行稳定性会受到较大影响。

[0006] 阿联酋大学的研究人员主要致力于首先采用非线性观测器对四旋翼无人机的故障进行在线估计,然后针对不同故障类型采用主动容错控制算法实现对四旋翼无人机的容错控制。这种方法能够针对不同故障类型采用不同的容错控制算法,容错控制效果较好,但该方法较为复杂,目前仅实现了仿真验证,工程实用性有待进一步验证。

[0007] 南京航空航天大学的研究人员除了采用与国外高校类似的控制算法对四旋翼无人机的容错控制进行了探索外,还将自适应滑模控制算法引入无人机的容错控制,并在三自由度实验平台上进行了实验验证(期刊:控制理论与应用;著者:杨荟慷,姜斌,张柯;出版年月:2014年;文章题目:四旋翼直升机姿态系统的直接自我修复控制;页码:1053-1060)。

但是该方法在对执行器故障建模时,将执行器故障简单地以外部扰动力矩形式加入到四旋翼无人机动力学模型中,该模型难以反映执行器故障对无人机的真实影响。

发明内容

[0008] 为克服技术的不足,本发明旨在提出一种容错控制器,实现四旋翼无人机在执行器发生部分失效时仍能保持姿态稳定。为此,本发明采取的技术方案是,针对四旋翼无人机执行器部分失效的容错控制方法,包括下列步骤:

[0009] 通过分析执行器对四旋翼无人机的作用原理,用未知对角矩阵表示执行器失效对其动力学特性的影响,同时考虑外部未知扰动力矩的干扰,得到四旋翼无人机执行器部分失效时的非线性动力学模型:

$$[0010] \quad M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \tau_d = \Psi^T(\eta)\Lambda\tau. \quad (1)$$

[0011] 式(1)中各变量定义如下: $\eta = [\phi(t), \theta(t), \psi(t)]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示欧拉角, $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ 分别表示滚转角、俯仰角和偏航角, $[\cdot]^T$ 表示矩阵的转置, \in 表示集合间的“属于”关系, $\mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示3行1列的实数向量; $\Psi(\eta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示欧拉矩阵,

$\sin(\cdot), \cos(\cdot)$ 分别表示正弦、余弦函数; $M(\eta) = \Psi^T(\eta)J\Psi(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示惯性矩阵, J 为转动惯量矩阵, $M(\eta)$ 是正定对称矩阵,且满足:

$$[0012] \quad m_1 \|\xi\|^2 \leq \xi^T M \xi \leq m_2 \|\xi\|^2, \forall \xi \in \mathbb{R}^{3 \times 1}. \quad (2)$$

[0013] 其中 $\|\cdot\|$ 表示2范数, \forall 表示“任意”, $C(\eta, \dot{\eta}) = \Psi^T(\eta)J\dot{\Psi}(\eta) + \Psi^T(\eta)sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$
 $J\Psi^T(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示科里奥利力和向心力矩阵, $sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$ 表示求取 $\Psi(\eta)\dot{\eta}$ 对应的反对称矩

阵; $\Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, 0 < \lambda_i \leq 1, i=1,2,3$ 表示故障矩阵;当 $\lambda_i \neq 1$ 时,第*i*个通道执行机

构发生故障; $\tau_d = [\tau_{d1}, \tau_{d2}, \tau_{d3}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}, \tau_{d1}, \tau_{d2}, \tau_{d3}$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的外部扰动力矩; $\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}, \tau_1, \tau_2, \tau_3$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的控制输入力矩;

[0014] 为简化表示,式(1)两端同乘以 $M^{-1}(\eta)$,并分别用 M, C, Ψ 表示 $M(\eta), C(\eta, \dot{\eta}), \Psi(\eta)$,整理得:

$$[0015] \quad \ddot{\eta} = M^{-1}\Psi^T\Lambda\tau - M^{-1}\tau_d - M^{-1}C\dot{\eta}. \quad (3)$$

[0016] 式(3)即为四旋翼无人机执行器发生故障时的姿态动力学模型;在 τ_d 和 Λ 未知的情况下设计控制输入力矩 τ 使得无人机姿态角向量 η 趋于参考轨迹 $\eta_d = [\phi_d(t), \theta_d(t), \psi_d(t)]^T$ 。

[0017] 为实现姿态跟踪,定义跟踪误差为:

$$[0018] \quad e = \eta - \eta_d, \quad (4)$$

[0019] 其中 $e = [e_1, e_2, e_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}, e_1, e_2, e_3$ 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角跟踪误差;对式(4)分别求一阶时间导数和二阶时间导数得:

$$[0020] \quad \dot{e} = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d, \quad (5)$$

[0021] $\ddot{e} = \ddot{\eta} - \ddot{\eta}_d$, (6)

[0022] 定义滑模面s为:

[0023] $s = \dot{e} + \varepsilon e$, (7)

[0024] 其中 $s = [s_1, s_2, s_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, s_1, s_2, s_3 分别表示滚转通道、俯仰通道、偏航通道滑模面, ε 为一正定常系数对角矩阵。对式 (6) 求一阶时间导数, 再将式 (3) 代入整理, 得到系统开环动力学方程为:

[0025] $\dot{s} = M^{-1} \Psi^T \Lambda \tau - M^{-1} \tau_d - (M^{-1} C \dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e})$, (8)

[0026] 针对式 (3) 的系统开环动力学方程, 结合自适应和滑模控制算法设计容错控制器, 如式 (2) 所示:

[0027] $\tau = \hat{\Lambda}^{-1} (\Psi^T)^{-1} M ([-k_{11} |s_1|^{1/2} \text{sgn}(s_1), -k_{12} |s_2|^{1/2} \text{sgn}(s_2), -k_{13} |s_3|^{1/2} \text{sgn}(s_3)]^T + v + (M^{-1} C \dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e}))$ (9)

[0028] 其中 v 和 Λ 分别满足如下条件:

[0029] $\dot{v} = -\frac{1}{2} [k_{21} \text{sgn}(s_1), k_{22} \text{sgn}(s_2), k_{23} \text{sgn}(s_3)]^T$, (10)

[0030] $\dot{\hat{\Lambda}} = \alpha \Gamma \Psi (M^{-1})^T [\text{sgn}(s_1), \text{sgn}(s_2), \text{sgn}(s_3)]^T \tau^T$. (11)

[0031] 在式 (9) - 式 (11) 中, $k_{1i}, k_{2i}, \alpha, \beta, \rho_i, \gamma_i$ 均为正常数, 且满足 $k_{1i} > 0, k_{2i} = \frac{\alpha}{\beta} + \rho_i, \Gamma = \text{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3)$, $\hat{\Lambda}$ 是对 Λ 的估计, $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数; 将式 (9) 代入式 (8), 得到系统闭环动力学方程为:

[0032] $\dot{s} = M^{-1} \Psi^T \tilde{\Lambda} \tau - [k_{11} |s_1|^{1/2} \text{sgn}(s_1), k_{12} |s_2|^{1/2} \text{sgn}(s_2), k_{13} |s_3|^{1/2} \text{sgn}(s_3)]^T + \sigma$, (12)

[0033] 其中

[0034] $\tilde{\Lambda} = \Lambda - \hat{\Lambda}$, (13)

[0035] $\sigma = v - M^{-1} \tau_d = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T$. (14)

[0036] 采用基于Lyapunov的分析方法证明式 (12) 所示的闭环系统全局渐近稳定, 即当时间趋于无穷时, 姿态角 η 趋于目标姿态角 η_d 。

[0037] 与已有技术相比, 本发明的技术特点与效果:

[0038] 本发明采用自适应滑模控制算法设计容错控制器, 对四旋翼无人机执行器部分失效故障具有较好的鲁棒性。当四旋翼无人机执行器突然发生部分失效故障时, 无人机能够迅速克服故障影响, 保持姿态稳定。

附图说明

[0039] 图1是本发明所用实验平台。

[0040] 图2是无故障姿态镇定实验效果图, 图中:

[0041] 图2中a是无故障姿态镇定实验时的姿态角变化曲线;

[0042] 图2中b是无故障姿态镇定实验时的控制输入变化曲线;

[0043] 图2中c是无故障姿态镇定实验时的电机转速变化曲线;

[0044] 图2中d是无故障姿态镇定实验时的自适应律变化曲线。

- [0045] 图3是容错控制实验效果图,图中:
 [0046] 图3中a是执行器发生部分失效故障时的姿态角变化曲线;
 [0047] 图3中b是执行器发生部分失效故障时的控制输入变化曲线;
 [0048] 图3中c是执行器发生部分失效故障时的电机转速变化曲线;
 [0049] 图3中d是执行器发生部分失效故障时的自适应律变化曲线。
 [0050] 图4是第95s-105s容错控制实验效果图,图中:
 [0051] 图4中a是执行器发生部分失效故障时第95s到第105s的控制输入变化曲线;
 [0052] 图4中b是执行器发生部分失效故障时第95s到第105s的电机转速变化曲线。

具体实施方式

[0053] 本发明采用的技术方案是:将自适应控制和滑模控制算法相结合用于四旋翼无人机执行器部分失效时姿态系统的控制中,包括如下步骤:

[0054] 通过分析执行器对四旋翼无人机的作用原理,用未知对角矩阵表示执行器失效对其动力学特性的影响,同时考虑外部未知扰动力矩的干扰,得到四旋翼无人机执行器部分失效时的非线性动力学模型:

$$[0055] \quad M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} + \tau_d = \Psi^T(\eta)\Lambda\tau. \quad (1)$$

[0056] 式(1)中各变量定义如下: $\eta = [\phi(t), \theta(t), \psi(t)]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示欧拉角, $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ 分别表示滚转角、俯仰角和偏航角, \in 表示集合间的“属于”关系, $\mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示3行1列

的实数向量,下同; $\Psi(\eta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\phi \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示欧拉矩阵, $\sin(\cdot), \cos(\cdot)$

分别表示正弦、余弦函数; $M(\eta) = \Psi^T(\eta)J\Psi(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示惯性矩阵, J 为转动惯量矩阵, $M(\eta)$ 是正定对称矩阵,且满足:

$$[0057] \quad m_1 \|\xi\|^2 \leq \xi^T M \xi \leq m_2 \|\xi\|^2, \forall \xi \in \mathbb{R}^{3 \times 1}. \quad (2)$$

[0058] 其中 $\|\cdot\|$ 表示2范数, \forall 表示“任意”, $C(\eta, \dot{\eta}) = \Psi^T(\eta)J\dot{\Psi}(\eta) + \Psi^T(\eta)sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$ $J\Psi^T(\eta) \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示科里奥利力和向心力矩阵, $sk(\Psi(\eta)\dot{\eta})$ 表示求取 $\Psi(\eta)\dot{\eta}$ 对应的反对称矩

阵; $\Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}, 0 < \lambda_i \leq 1, i=1, 2, 3$ 表示故障矩阵;当 $\lambda_i \neq 1$ 时,第 i 个通道执行机

构发生故障; $\tau_d = [\tau_{d1}, \tau_{d2}, \tau_{d3}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, $\tau_{d1}, \tau_{d2}, \tau_{d3}$ 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的外部扰动力矩; $\tau = [\tau_1, \tau_2, \tau_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, τ_1, τ_2, τ_3 分别表示滚转、俯仰、偏航通道的控制输入力矩。

[0059] 为简化表示,式(1)两端同乘以 $M^{-1}(\eta)$,并分别用 M, C, Ψ 表示 $M(\eta), C(\eta, \dot{\eta}), \Psi(\eta)$,整理得:

$$[0060] \quad \ddot{\eta} = M^{-1}\Psi^T\Lambda\tau - M^{-1}\tau_d - M^{-1}C\dot{\eta}. \quad (3)$$

[0061] 式(3)即为四旋翼无人机执行器发生故障时的姿态动力学模型;在 τ_d 和 Λ 未知的情况下设计控制输入力矩 τ 使得无人机姿态角向量 η 趋于参考轨迹 $\eta_d = [\varphi_d(t), \theta_d(t), \psi_d(t)]^T$ 。

[0062] 为实现姿态跟踪,定义跟踪误差为:

$$[0063] \quad e = \eta - \eta_d, \quad (4)$$

[0064] 其中 $e = [e_1, e_2, e_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, e_1, e_2, e_3 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角跟踪误差;对式(4)分别求一阶时间导数和二阶时间导数得:

$$[0065] \quad \dot{e} = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d, \quad (5)$$

$$[0066] \quad \ddot{e} = \ddot{\eta} - \ddot{\eta}_d. \quad (6)$$

[0067] 定义滑模面 s 为:

$$[0068] \quad s = \dot{e} + \varepsilon e, \quad (7)$$

[0069] 其中 $s = [s_1, s_2, s_3]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$, s_1, s_2, s_3 分别表示滚转通道、俯仰通道、偏航通道滑模面, ε 为一正定常系数对角矩阵。对式(6)求一阶时间导数,再将式(3)代入整理,得到系统开环动力学方程为:

$$[0070] \quad \dot{s} = M^{-1} \Psi^T \Lambda \tau - M^{-1} \tau_d - (M^{-1} C \dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e}), \quad (8)$$

[0071] 针对式(3)的系统开环动力学方程,结合自适应和滑模控制算法设计容错控制器,如式(2)所示:

$$[0072] \quad \tau = \hat{\Lambda}^{-1} (\Psi^T)^{-1} M ([-k_{11} |s_1|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_1), -k_{12} |s_2|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_2), -k_{13} |s_3|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_3)]^T + v + (M^{-1} C \dot{\eta} + \ddot{\eta}_d - \varepsilon \dot{e})). \quad (9)$$

[0073] 其中 v 和 Λ 分别满足如下条件:

$$[0074] \quad \dot{v} = -\frac{1}{2} [k_{21} \operatorname{sgn}(s_1), k_{22} \operatorname{sgn}(s_2), k_{23} \operatorname{sgn}(s_3)]^T, \quad (10)$$

$$[0075] \quad \dot{\hat{\Lambda}} = \alpha \Gamma \Psi (M^{-1})^T [\operatorname{sgn}(s_1), \operatorname{sgn}(s_2), \operatorname{sgn}(s_3)]^T \tau^T. \quad (11)$$

[0076] 在式(9)-式(11)中, $k_{1i}, k_{2i}, \alpha, \beta, \rho_i, \gamma_i$ 均为正常数,且满足 $k_{1i} > 0, k_{2i} = \frac{\alpha}{\beta} + \rho_i, \Gamma = \operatorname{diag}(\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3)$, $\hat{\Lambda}$ 是对 Λ 的估计, $\operatorname{sgn}(\cdot)$ 为符号函数;将式(9)代入式(8),得到系统闭环动力学方程为:

$$[0077] \quad \dot{s} = M^{-1} \Psi^T \tilde{\Lambda} \tau - [k_{11} |s_1|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_1), k_{12} |s_2|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_2), k_{13} |s_3|^{1/2} \operatorname{sgn}(s_3)]^T + \sigma, \quad (12)$$

[0078] 其中

$$[0079] \quad \tilde{\Lambda} = \Lambda - \hat{\Lambda}, \quad (13)$$

$$[0080] \quad \sigma = v - M^{-1} \tau_d = [\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3]^T. \quad (14)$$

[0081] 采用基于Lyapunov的分析方法证明式(12)所示的闭环系统全局渐近稳定,即当时间趋于无穷时,姿态角 η 趋于目标姿态角 η_d 。

[0082] 为验证本发明的针对四旋翼无人机执行器失效的容错控制方法的有效性,利用课题组自主研发的四旋翼无人机平台进行了实验验证。下面结合实验和附图对本发明针对四旋翼无人机执行器失效的容错控制方法做出详细说明。

[0083] 本发明针对四旋翼无人机非线性姿态动力学模型,综合考虑外部扰动力矩及未知执行器故障对无人机控制性能的影响,采用基于自适应滑模控制算法的容错控制器,实现了四旋翼无人机在有、无故障存在的情况下局能够保持姿态稳定,且对故障具有较好的鲁棒性。

[0084] 一、实验平台简介

[0085] 实验平台如图1所示。该实验平台采用PC/104嵌入式计算机作为仿真控制器,基于Matlab RTW工具箱的xPC目标作为实时仿真环境,采用自主设计的惯性测量单元作为姿态传感器,俯仰角、滚转角测量精度为 $\pm 0.2^\circ$ 。偏航角测量精度为 $\pm 0.5^\circ$ 。整个系统控制频率为500Hz。

[0086] 二、姿态镇定实验

[0087] 采用式(9)所示控制器,首先进行了无故障情况下,即 $\Lambda = \text{diag}(1, 1, 1)$ 时四旋翼无人机的姿态镇定实验。控制器各参数选择如下: $\varepsilon = \text{diag}(1, 1, 1)$, $J = \text{diag}(1.25, 1.25, 2.5)$, $\tau_d = [0.02, 0.02, 0.02]^T$, $\Gamma = \text{diag}(1.3, 1.7, 6.0)$, $\alpha = 0.057$, $k_{11} = 2.2$, $k_{12} = 3.0$, $k_{13} = 2.5$, $k_{21} = 4.41$, $k_{22} = 5.00$, $k_{23} = 4.82$ 。

[0088] 三、容错控制实验

[0089] 保持上述各参数不变,令故障矩阵为:

$$[0090] \quad \Lambda = \begin{cases} \text{diag}(1, 1, 1), & t < 25 \\ \text{diag}(0.9, 1, 1), & 25 \leq t < 98 \\ \text{diag}(0.9, 0.8, 1), & 98 \leq t < 145 \end{cases}$$

[0091] 即分别在 $t = 25\text{s}$ 和 $t = 98\text{s}$ 使滚转通道和俯仰通道力矩减小10%和20%,实验结果分别如图3中a、图3中b、图3中c所示。图3中a、图3中b、图3中c分别表示四旋翼无人机执行器发生部分失效时姿态角、控制输入以及电机转速的变化曲线。从图中可以看出,在第25s,滚转角发生了约为 2° 的波动,俯仰角和偏航角则波动较小,约为 1° ,对应的滚转通道的输入力矩变化较为明显,各电机转速也相应地发生变化。在第98s,滚转角和俯仰角分别发生了约为 3° 和 7° 的波动,偏航角波动约为 1° ,对应的输入力矩和各电机转速也发生了相应的变化。

[0092] 为了更加清晰地分析故障发生时输入力矩和电机转速的变化过程,以第98s时发生的故障为例,截取第95s到第105s的输入力矩和电机转速变化曲线,分别如图4中a和图4中b所示。从图中可以看出,第98s时,滚转通道和俯仰通道分别发生10%和20%失效故障,为继续维持四旋翼无人机姿态稳定,此时滚转通道输入力矩明显增加,俯仰通道输入力矩明显减小,综合表现为2号和3号电机转速下降,1号和4号电机转速升高,最终实现姿态的容错控制。

[0093] 经过上述分析,证明了本发明所提算法的有效性。

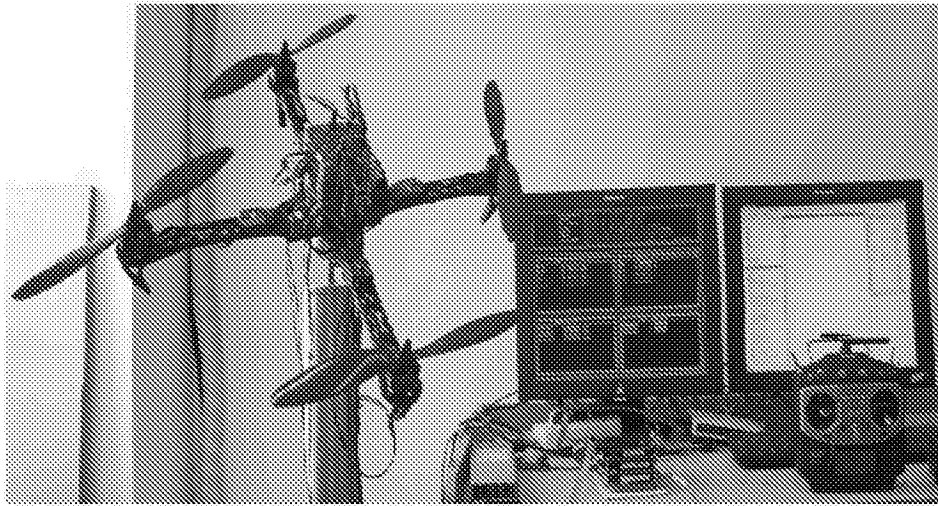


图1

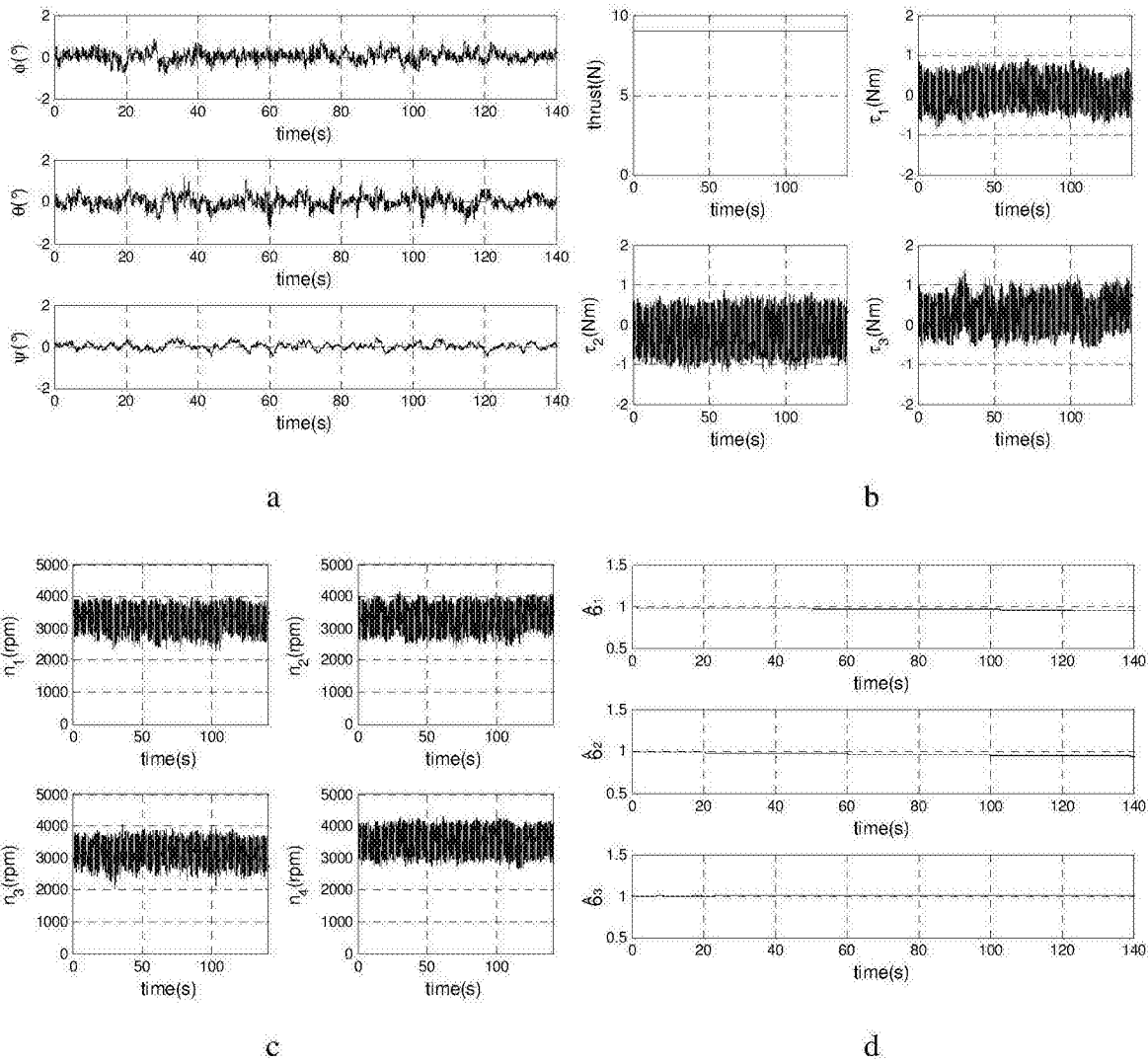


图2

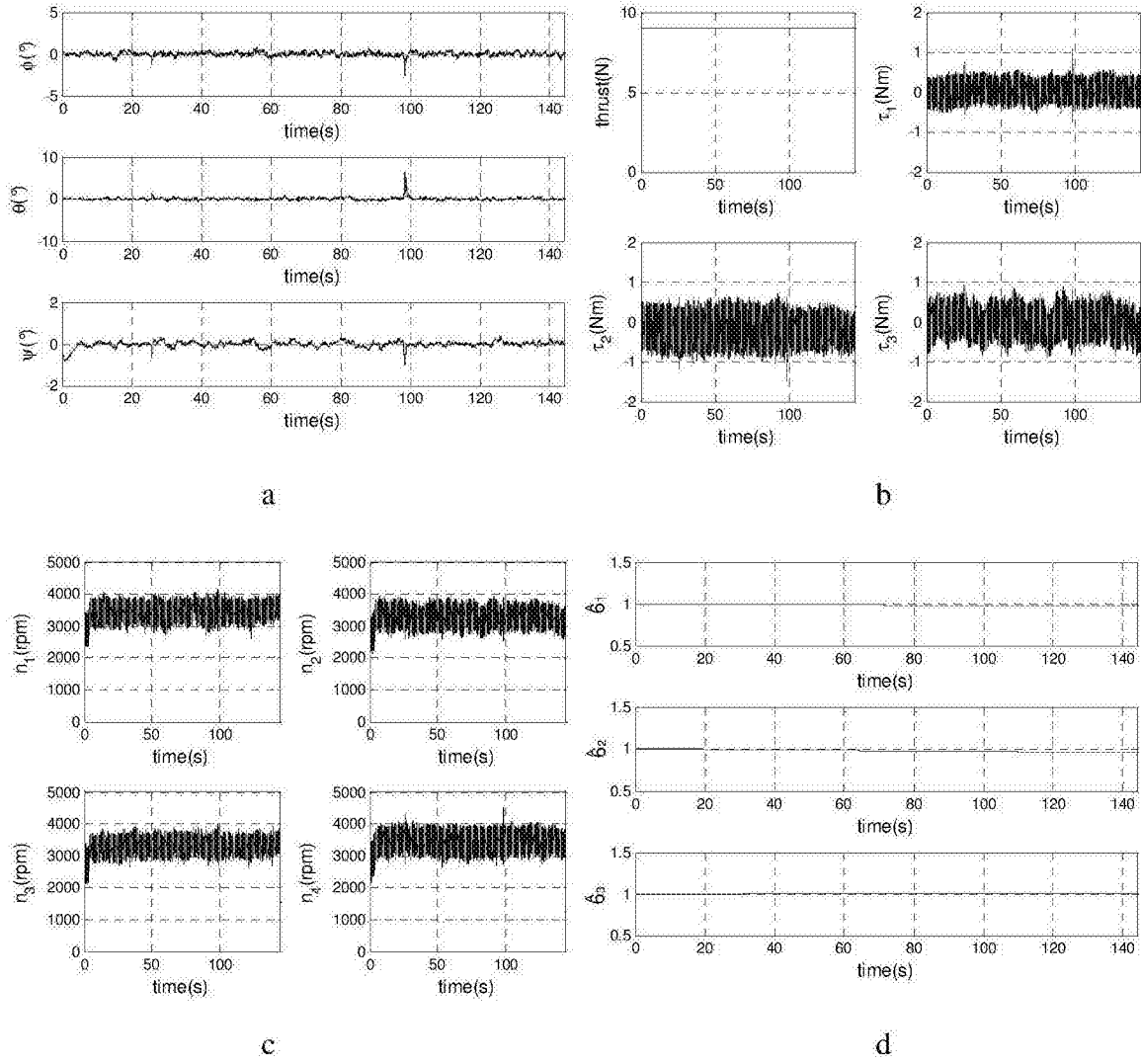


图3

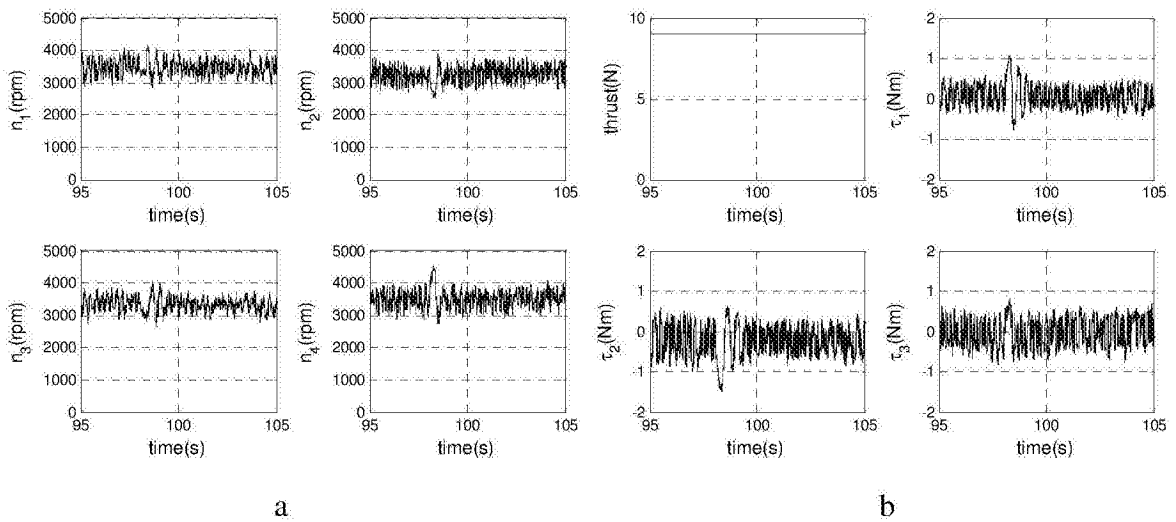


图4