

基于 Backstepping-L1 自适应控制的 旋翼飞行器容错控制

王 焯¹, 解武杰¹, 张建业², 董文瀚¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038; 2. 空军工程大学, 西安, 710051)

摘要 针对旋翼飞行器控制过程中存在侧风等外界干扰、飞机本身存在未建模动态等不确定性,提出了一种基于 Backstepping-L1 自适应控制的旋翼飞行器容错控制方法。首先,在不考虑不确定性的情况下,根据旋翼飞行器的动力学方程和运动学方程,利用 Lyapunov 函数方法设计了基于 Backstepping 控制的姿态控制律,实现了闭环系统的稳定控制,且响应快速精确。其次,考虑不确定性对系统的影响,在 Backstepping 控制器的基础上,通过引入自适应律和状态观测器,实现对不确定性的实时估计和系统状态的在线观测,进而设计出具有鲁棒性的 L1 自适应控制器,消除了不确定性的影响,实现了旋翼姿态的容错控制。再次,通过引入一个闭环稳定的自治参考系统,对所设计的 L1 控制器进行稳定性分析,分析表明:设计的状态观测器跟踪误差有界并收敛到 0,能够准确实时地估计被控系统状态;自适应律可快速自适应于系统存在的干扰及未建模动态等不确定性;控制律可以保证系统在正常状态及存在不确定性的情况下实时跟踪引入的参考系统,且跟踪误差趋近于 0,从而保证系统稳定。最后,通过 MATLAB 仿真对比验证了该方法的有效性。

关键词 旋翼飞行器; Backstepping-L1 自适应控制; 容错控制; 不确定性

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.06.002

中图分类号 V24; TP113 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)06-0008-06

A Fault Tolerant Control of Multi-rotors Based on Backstepping-L1 Adaptive Controller

WANG Chao¹, XIE Wujie¹, ZHANG Jianye², DONG Wenhan¹

(1. Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: This paper presents a Backstepping-L1 adaptive control method aimed at the problems that there are outside interferences such as crosswind, etc., and non-modeling dynamic uncertainties exist in aircraft itself in the process of flight for attitude control of multi-rotors. Firstly, according to the kinematics and dynamics equations of multi-rotors, the paper designs a Backstepping control law by a Lyapunov function under no consideration of uncertainties to realize a fast, accurate and stable control target. Then, under consideration of the influence of uncertainties, the paper introduces adaptive law and state predictor into the system on the basis of Backstepping controller. With the augmentations of adaptive law and state pre-

收稿日期: 2016-12-15

作者简介: 王 焯(1993—),男,山西晋城人,硕士生,主要从事飞行控制仿真研究. E-mail:1243655039@qq.com

引用格式: 王焯, 解武杰, 张建业, 等. 基于 Backstepping-L1 自适应控制的旋翼飞行器容错控制[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(6): 8-13. WANG Chao, XIE Wujie, ZHANG Jianye, et al. A Fault Tolerant Control of Multi-rotors Based on Backstepping-L1 Adaptive Controller[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(6): 8-13.

dictor, the real time estimation of uncertainties and online state prediction are realized. A L1 adaptive controller is designed to compensate the influence of uncertainties and make the system robustness and fault tolerant. And its stability analysis is realized by introducing a stable reference system. The analysis result shows that the state predictor, adaptive law and control law can ensure the system stable. MATLAB simulator is provided to demonstrate the performance of the presented control scheme.

Key words: Keywords: multi-rotor; Backstepping-L1 adaptive control; fault tolerant control; uncertainties

近年来,随着航拍飞机等民用旋翼飞行器的广泛应用,旋翼飞行器的稳定控制受到了国内外研究人员的广泛关注^[1-2]。由于旋翼飞行器的飞行轨迹由其姿态决定,因此旋翼飞行器姿态控制器的设计是实现其稳定控制的关键。尽管关于旋翼飞行器的理论知识越来越丰富,但是在实际飞行过程中,旋翼飞行器依然存在极大的不确定性。一方面,旋翼会受到侧风等外界不确定因素、未建模动态等的干扰^[3],甚至旋翼之间的空气动力也会相互影响,旋翼桨叶本身也存在陀螺效应,这些不确定性对旋翼飞行器的稳定控制提出了巨大的挑战;另一方面,飞行器在飞行过程中,可能会发生桨叶损坏、电机效率下降甚至失效等故障^[4-6],这些故障会对飞行安全造成严重的损害。因此,研究旋翼飞行器的容错控制成为了众多研究人员的研究热点。

目前,国内外关于旋翼飞行器的姿态控制研究的理论成果很多,如文献[1]针对四旋翼设计了输出反馈动态面控制器,文献[7]设计了基于 H_∞ 控制的四旋翼姿态控制律,文献[8]以六旋翼为研究对象,设计了基于反步法的姿态控制器。但针对存在干扰或故障等不确定性的旋翼飞行器,相应的容错控制理论还比较少。文献[9]以小型无人机为研究对象,通过控制分配的方法实现了舵面故障情况下的容错控制,这一方法同样适用于多旋翼飞行器。文献[10~12]通过滑模控制方法实现了四旋翼的容错控制。但不可避免地,通过上述方法,当故障或干扰发生时,飞机的飞行性能会降低,任务载荷会下降,控制精度也会降低。

为解决不确定性给旋翼飞行器系统带来的危害,本文设计了一种以 Backstepping 控制为基础,同时引入 L1 自适应控制器消除不确定性影响的控制方法。Backstepping 控制可明显改善系统跟踪误差的过渡过程品质,在保证系统稳定的同时,提高系统响应的快速性和准确性。L1 自适应控制^[13-15]通过引入自适应律和状态观测器,实现了对不确定性的实时估计和对系统状态的在线观测,通过引入低通滤波器,解耦系统自适应性和鲁棒性,过滤掉控制信号中存在的高频噪声信号,在保证系统稳定的前提下,优化了系统动态性能,提高了系统鲁棒性。

1 四旋翼姿态方程

四旋翼飞行器的姿态方程可分为运动学方程和动力学方程,其运动学方程如下式:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 1 & \frac{\sin\phi}{\tan\theta} & \frac{\cos\phi}{\tan\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 1 & \frac{\sin\phi}{\tan\theta} & \frac{\cos\phi}{\tan\theta} \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{R}\boldsymbol{\omega} \quad (3)$$

式中: \mathbf{R} 为机体坐标系到惯性坐标系的转换矩阵。

四旋翼飞行器的动力学方程为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{H}(\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{H}_\sigma(\boldsymbol{\omega}) + (\mathbf{K} + \mathbf{K}_\sigma)\mathbf{u} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{H} = -\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega})$; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^\top$; $\mathbf{K} = \mathbf{J}^{-1}$; $\mathbf{J} = \text{diag}\{J_x \ J_y \ J_z\}$ 为转动惯量矩阵。 \mathbf{H}_σ 和 \mathbf{K}_σ 是由于转动惯量矩阵的测量不准确及其他干扰产生的不确定性。简化可得:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{H}(\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{K}(\mathbf{u} + \boldsymbol{\sigma}) \quad (5)$$

式中: $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{K}^{-1}(\mathbf{H}_\sigma(\boldsymbol{\omega}) + \mathbf{K}_\sigma\mathbf{u})$

假设 1:假设不确定性 $\boldsymbol{\sigma}$ 有界并满足如下条件:

$$\|\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\omega}, t)\|_\infty < \Phi(\boldsymbol{\omega}, t) \quad (6)$$

式中: $\Phi(\boldsymbol{\omega}, t)$ 是一个已知的函数。

假设 2:(半全局 lipschitz 条件):对于任意的 $\delta > 0$,使得 $\|\boldsymbol{\omega}\|_\infty \leq \delta$, $\|\boldsymbol{\varepsilon}\|_\infty \leq \delta$,存在 $L(\delta) > 0$ 和 $B > 0$ 满足:

$$\|\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\omega}, t) - \boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\varepsilon}, t)\|_\infty \leq L(\delta) \|\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\varepsilon}\|_\infty \quad (7)$$

$$\|\boldsymbol{\sigma}(0, t)\|_\infty \leq B \quad (8)$$

2 控制律设计

为了使旋翼飞行器在存在不确定性的情况下依然具有高可靠性,我们设计了如下控制方案,控制结构见图 1。为实现对旋翼飞行器的稳定控制,改善过渡过程品质,提高响应速度和精度,首先不考虑上

述模型中的不确定性,设计了 Backstepping 控制律。之后,考虑不确定性对系统的影响,通过引入自适应律和状态观测器实现对不确定性的实时估计和对状态的在线观测,设计出 L1 自适应控制律,并引入低通滤波器来消除高频信号的干扰,从而抵消不确定性对系统的影响,提高系统的鲁棒性。

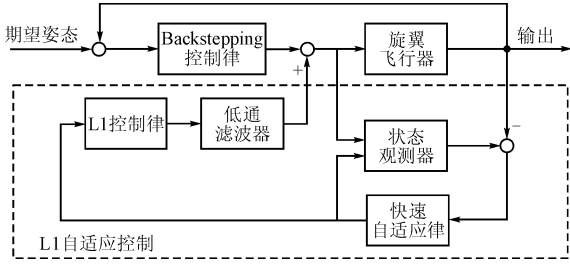


图1 Backstepping-L1 自适应控制结构图

Fig. 1 The structure of Backstepping-L1 adaptive controller

2.1 基于 Backstepping 的多旋翼姿态控制

定义期望的姿态角为 Ω_d , 则姿态误差可定义为 $\tilde{\Omega} = \Omega - \Omega_d$, 由运动学方程可得:

$$\dot{\tilde{\Omega}} = R\omega - \dot{\Omega}_d \quad (9)$$

ω_d 可定义为如下形式:

$$\omega_d = R^{-1}(\dot{\Omega}_d + A_1\tilde{\Omega}) \quad (10)$$

式中: A_1 是 Hurwitz 矩阵, 它给出了闭环控制系统的期望动态性能。当控制系统达到期望的控制效果 $\omega = \omega_d$, 式(9)就可简化为:

$$\dot{\tilde{\Omega}} = A_1\tilde{\Omega} \quad (11)$$

若定义角速度误差为 $\tilde{\omega} = \omega - \omega_d$, 则可定义如下 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2}(\tilde{\Omega}^T\tilde{\Omega} + \tilde{\omega}^T\tilde{\omega}) \quad (12)$$

从而可计算其导数:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \dot{\tilde{\Omega}}^T\tilde{\Omega} + \tilde{\omega}^T\tilde{\omega} = \\ & (R\omega - \dot{\Omega}_d)^T\tilde{\Omega} + (H(\omega) + K u_b - \dot{\omega}_d)^T\tilde{\omega} = \\ & (R\omega_d - \dot{\Omega}_d)^T\tilde{\Omega} + (R\tilde{\omega})^T\tilde{\Omega} + \\ & (H(\omega) + K u_b - \dot{\omega}_d)^T\tilde{\omega} = \\ & \tilde{\Omega}^T A_1\tilde{\Omega} + \tilde{\Omega}^T(R\tilde{\omega}) + (H(\omega) + K u_b - \dot{\omega}_d)^T\tilde{\omega} = \\ & \tilde{\Omega}^T A_1\tilde{\Omega} + (R^T\tilde{\Omega} + H(\omega) + K u_b - \dot{\omega}_d)^T\tilde{\omega} \end{aligned} \quad (13)$$

式中: A_2 为 Hurwitz 矩阵, 则当我们取 $u_b = -K^{-1}(R^T\tilde{\Omega} + H(\omega) - \dot{\omega}_d - A_2\tilde{\omega})$ 时:

$$\dot{V}_1 = \tilde{\Omega}^T A_1\tilde{\Omega} + \tilde{\omega}^T A_2\tilde{\omega} < 0 \quad (14)$$

从而得到旋翼飞行器的姿态控制律:

$$u_b = -K^{-1}(R^T\tilde{\Omega} + H(\omega) - \dot{\omega}_d - A_2\tilde{\omega}) \quad (15)$$

2.2 L1 自适应控制律设计

考虑不确定性对系统的影响, 本节在 Backstepping 控制的基础上设计了 L1 自适应控制来抵消不确定性。四旋翼飞行器的状态观测器方程为:

$$\dot{\omega} = H(\omega) + K(u + \sigma) + A_3(\hat{\omega} - \omega) \quad (16)$$

式中: A_3 为 Hurwitz 矩阵。

定义状态观测误差 $s(\omega) = \hat{\omega} - \omega$, 则自适应律可设计为如下形式^[16]:

$$\dot{\sigma}(t) = \Gamma I^{3 \times 3} s(\omega) - \zeta(\omega, t) I^{3 \times 3} \text{sgn}(s(\omega)) \quad (17)$$

式中: $\Gamma \in R^+$, $\zeta(\omega, t)$ 为已知函数, 且满足 $\zeta(\omega, t) \geq \Phi(\omega, t) + \eta$, $\eta \in R^+$ 。

为进一步得到 L1 自适应控制律, 式(5)为:

$$\dot{\omega} = H(\omega) + K(u_b + u_l + \sigma) \quad (18)$$

式中: u_l 为 L1 自适应控制律, 式(15)代入(18)得:

$$\dot{\omega} = \omega_d + A_2\tilde{\omega} + K(u_l + \sigma - JR^T\tilde{\Omega}) \quad (19)$$

从而, 上式可转化成如下形式:

$$\dot{\tilde{\omega}} = A_2\tilde{\omega} + K(u_l + \sigma - JR^T\tilde{\Omega}) \quad (20)$$

为了使 $\tilde{\omega}$ 趋于 0, 设计如下控制律:

$$u_l(s) = L[JR^T\tilde{\Omega}] - C(s)\tilde{\sigma}(s) \quad (21)$$

式中: $C(s) = k/(s+k)$ 为低通滤波器且 $k > 0$; $L[JR^T\tilde{\Omega}]$ 为 $JR^T\tilde{\Omega}$ 的 Laplace 变换形式; $\tilde{\sigma}(s)$ 为 $\tilde{\sigma}(t)$ 的 Laplace 变换形式。

为了保证跟踪误差有界以及系统的瞬态性能、稳态性能, 设计的 L1 自适应控制器需满足如下 L1 范数条件^[10]: 存在 $\rho_r > 0$ 使得:

$$\|G(s)\|_{L_1} < \frac{\rho_r - \|r_0\|_{L_\infty}}{L(\rho_r)\rho_r + B} \quad (22)$$

式中: $r_0 = (sI - A)^{-1}\tilde{\omega}_0$; $G(s) = H(s)(1 - C(s))$; $H(s) = (sI - A_2)^{-1}K_1$ 。由于旋翼飞行器的对称性, 其输入矩阵 K 为对角矩阵, 为了简化稳定性的证明, 对其降维可得 $K_1 = [J_x^{-1} \ J_y^{-1} \ J_z^{-1}]^T$ 。

式(22)中 ρ_r 描述了下文参考系统中状态 $\tilde{\omega}_{ref}$ 的上界, 当假设 2 中 $\sigma(\omega, t)$ 推广到全局 Lipschitz 条件, 则 L 为一个常数, 此时, $\lim_{\rho_r \rightarrow \infty} (\rho_r - \|r_0\|_{L_\infty}) / (L\rho_r + B) = (1/L)$, 从而有 $\|G(s)\|_{L_1} < (1/L)$ 进而可定义 ρ 来描述式(20)中 $\tilde{\omega}$ 的阈值:

$$\rho = \rho_r + \beta \quad (23)$$

式中: β 为任意正常数且满足 $\|G(s)\|_{L_1} L(\rho) < 1$ 。由式(22)知 $\|G(s)\|_{L_1} L(\rho_r) < 1$, 且 $L(\rho)$ 只取决于 ρ 的选取, 故 $\|G(s)\|_{L_1} L(\rho) < 1$ 可保证 β 足够小。

为了进一步进行系统性能和稳定性分析, 定义如下参考系统:

$$\begin{cases} \dot{\tilde{\omega}}_{ref} = A_2\tilde{\omega}_{ref} + K(u_{ref} + \sigma_{ref} - JR^T\tilde{\Omega}_{ref}) \\ u_{ref}(s) = L[JR^T\tilde{\Omega}_{ref}] - C(s)\sigma_{ref} \\ \tilde{\omega}_{ref}(0) = \tilde{\omega}_0 \end{cases} \quad (24)$$

式中: $\tilde{\Omega}_{ref}$ 满足 $\dot{\tilde{\Omega}}_{ref} = A_1\tilde{\Omega}_{ref} + R_{ref}\tilde{\omega}_{ref}$ 。

2.3 稳定性分析

对于满足式(22)的闭环参考系统, 如果 $\|\tilde{\omega}_0\|_\infty < \rho_r$, 则:

$$\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}\|_{L_\infty} < \rho_r \quad (25)$$

$$\|\mathbf{u}_{l\text{ref}}\|_{L_\infty} < \rho_w \quad (26)$$

式中: $\rho_w = \|\mathbf{r}\|_{L_\infty} + \|C(s)\|_{L_1}(L(\rho_r)\rho_r + B)$; $\mathbf{r} = \mathbf{J}\mathbf{R}_{\text{ref}}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}$ 。

证明:假设式(25)不正确,因 $\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0\|_\infty < \rho_r$ 且 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}(t)$ 是连续的,所以存在 t' 使得 $\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}(t')\|_\infty = \rho_r$ 。因此 $\forall t \in [0, t']$ 都有 $\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}(t)\|_\infty < \rho_r$, 从而有:

$$\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}_t}\|_{L_\infty} = \rho_r \quad (27)$$

由式(24)可得:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}(s) = \mathbf{G}_1(s)\boldsymbol{\sigma}_{\text{ref}} + (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_2)^{-1}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0 \quad (28)$$

式中: $\mathbf{G}_1(s) = \mathbf{H}_1(s)(1 - C(s))$, $\mathbf{H}_1(s) = (s\mathbf{I} - \mathbf{A}_2)^{-1}\mathbf{K}$, 由于 $\mathbf{G}_1(s)$ 和 $\mathbf{H}_1(s)$ 都为对角矩阵,为了简化证明过程,可对 $\mathbf{G}_1(s)$ 和 $\mathbf{H}_1(s)$ 进行降维,变为向量 $\mathbf{G}(s)$ 和 $\mathbf{H}(s)$, 从而有:

$$\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}_t}\|_{L_\infty} \leq \|\mathbf{G}(s)\|_{L_1}\|\boldsymbol{\sigma}_{\text{ref}_t}\|_{L_\infty} + \|\mathbf{r}_0\|_{L_\infty} \quad (29)$$

式中: $\mathbf{r}_0 = (s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0$ 。根据假设 2 和式(27)中的上界可推得下式:

$$\|\boldsymbol{\sigma}_{\text{ref}_t}\|_{L_\infty} \leq L(\rho_r)\rho_r + B \quad (30)$$

将上式代入式(29)中可得:

$$\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}_t}\|_{L_\infty} \leq \|\mathbf{G}(s)\|_{L_1}L(\rho_r)\rho_r + \|\mathbf{G}(s)\|_{L_1}B + \|\mathbf{r}_0\|_{L_\infty} < \rho_r \quad (31)$$

由于对于任意时间 t , 式(31)都成立,与式(27)比较可知式(25)正确。由 ρ_w 的定义显而易见式(26)成立,从而式(26)得证。

对于满足式(22)的闭环参考系统,当初值有界时,对于任意时间 t , 其状态也必然有界,最终趋于渐进稳定。

定理 1: 对于满足假设 1 的旋翼飞行器系统,式(16)中的状态观测器和式(17)中的自适应律可满足:

$$\|\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega})\|_{L_\infty} \leq \gamma_0 \quad (32)$$

式中: γ_0 为任意小的正数。

证明 1: 由式(5)和(16)可得:

$$\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) = \dot{\boldsymbol{\omega}} - \boldsymbol{\omega} = (\mathbf{A}_3 + \mathbf{I}\mathbf{K})\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) - \mathbf{K}(\zeta(\boldsymbol{\omega}, t)\mathbf{I}^{3 \times 3} \text{sgn}(\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega})) + \boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\omega}, t)) \quad (33)$$

定义 Lyapunov 函数 $V_2 = \frac{1}{2}\mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega})$

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})(\mathbf{A}_3 + \mathbf{I}\mathbf{K})\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) - \mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})\mathbf{K}(\zeta(\boldsymbol{\omega}, t)\mathbf{I}^{3 \times 3} \text{sgn}(\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega})) + \boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\omega}, t)) \\ &\leq \mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})(\mathbf{A}_3 + \mathbf{I}\mathbf{K})\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) + \\ &\frac{1}{3}\|\mathbf{K}\|_{m_\infty}\|\mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})\|_1(\|\boldsymbol{\sigma}(\boldsymbol{\omega}, t)\|_\infty - \zeta(\boldsymbol{\omega}, t)) \leq \\ &\mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})(\mathbf{A}_3 + \mathbf{I}\mathbf{K})\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) - \frac{1}{3}\gamma\|\mathbf{K}\|_{m_\infty}\|\mathbf{s}^T(\boldsymbol{\omega})\|_1 < 0 \end{aligned} \quad (34)$$

由于 $\mathbf{s}(0) = 0$, 所以状态观测器的跟踪误差有界,并收敛到动态面 $\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega}) = 0$ 上,定理 1 得证。

定理 2: 对于式(20)给定的状态方程,当满足式

(22)所示的稳定条件时,上文 2.2 节所设计的状态观测器、自适应律和控制律可保证当 $\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}_0\|_\infty < \rho_r$ 成立时:

$$\|\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}\|_{L_\infty} < \gamma_{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} \quad (35)$$

$$\|\mathbf{u}_l - \mathbf{u}_{l\text{ref}}\|_{L_\infty} < \gamma_{u_l} \quad (36)$$

式中:

$$\gamma_{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} = \frac{\|C(s)\|_{L_1}}{1 - \|G(s)\|_{L_1}L(\rho)}\gamma_0 + \beta_1 < \beta \quad (37)$$

$$\gamma_{u_l} = \|C(s)\|_{L_1}L(\rho)\gamma_{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} + \left\|C(s)\frac{1}{\mathbf{c}_0^T\mathbf{H}(s)}\mathbf{c}_0^T\right\|_{L_1}\gamma_0 \quad (38)$$

式中: β_1 为任意小的正常数; $\mathbf{c}_0 \in \mathbb{R}^n$

根据文献[17]定理 3 可知,上述定理 2 成立,此处不再具体证明。

因此, $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 与 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\text{ref}}$ 以及 u_l 与 $u_{l\text{ref}}$ 之间的误差一致有界,且可以任意小。由于参考系统闭环稳定,所以式(21)所设计的 L1 控制律可使系统(20)闭环稳定。

3 仿真实验及结果

为了验证所设计控制方法的有效性,我们以“X”型四旋翼飞行器为控制对象,利用 MATLAB 软件进行了仿真实验。选取系统参数如下:

旋翼飞行器的转动惯量矩阵为:

$$\mathbf{J} = \text{diag}\{0.031\ 528\ 0.031\ 517\ 0.049\ 75\}$$

$$\text{选取 } \mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} -3 & 0 & 0 \\ 0 & -3.3 & 0 \\ 0 & 0 & -2.9 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_2 =$$

$$\begin{bmatrix} -5 & 0 & 0 \\ 0 & -4.7 & 0 \\ 0 & 0 & -4.9 \end{bmatrix}, \mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} -3 & 0 & 0 \\ 0 & -3.5 & 0 \\ 0 & 0 & -2.9 \end{bmatrix}$$

$$\zeta(\boldsymbol{\omega}, t) = 2\|\mathbf{s}(\boldsymbol{\omega})\|_\infty + 3$$

假定 1: 旋翼飞行器存在未建模动态,转动惯量本身存在 20% 左右的不确定性,期望姿态角都为 0.5 rad,与传统 PID 控制方法进行对比仿真实验,仿真结果见图 2、图 3。

由仿真图可以看出,当旋翼飞行器存在未建模动态时, PID 控制方法和 Backstepping-L1 自适应控制方法都能够实现对旋翼飞行器的稳定控制,但 PID 控制方法响应速度较慢,存在较大稳态误差,而 Backstepping-L1 自适应控制方法响应速度快,稳态误差几乎为 0。Backstepping-L1 自适应控制方法的性能优于 PID 方法。

假定 2: 旋翼飞行器在飞行过程中发生故障,1 号电机效率在第 4 s 下降 30%,期望姿态角都为 0.5 rad,与传统 PID 控制方法进行对比仿真实验,仿真结果见图 4、图 5。

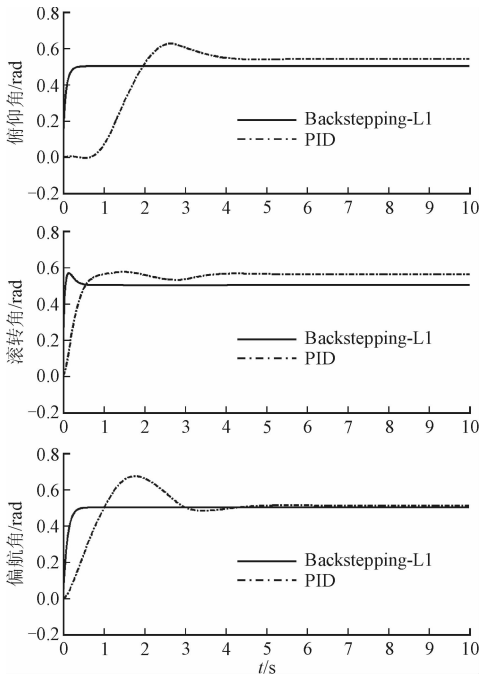


图2 含有未建模动态的姿态角仿真图

Fig. 2 The simulation of attitude containing unmodeled dynamics

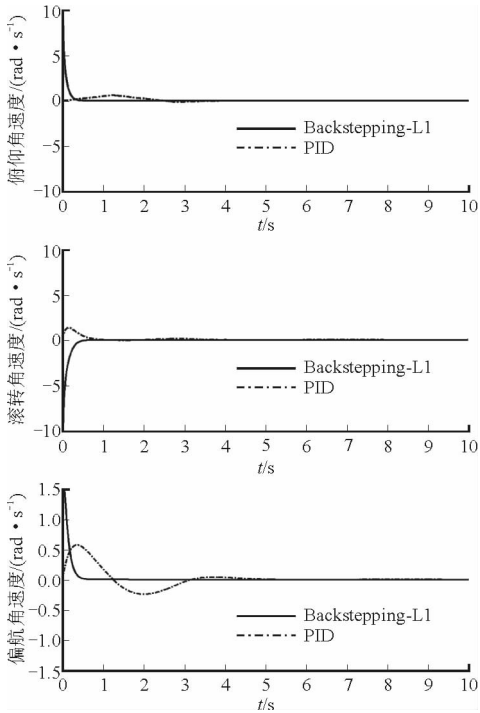


图3 含有未建模动态的角速度仿真图

Fig. 3 The simulation of attitude rate containing unmodeled dynamics

由仿真图可以看出,当旋翼飞行器在飞行过程中发生电机故障时,PID控制方法姿态角输出曲线迅速发散,无法实现对旋翼飞行器的稳定控制;而Backstepping-L1自适应控制方法的姿态角输出在

故障时刻发生小幅振荡后,迅速收敛回到期望姿态,保证了旋翼飞行器的姿态稳定。从而,PID方法无法实现旋翼飞行器故障状态下的容错控制,而Backstepping-L1自适应控制方法实现了故障状态下的容错控制,且具有良好的控制性能。

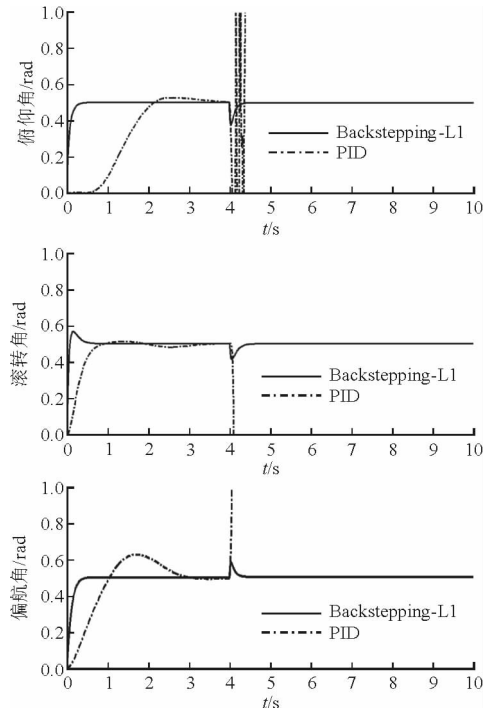


图4 故障情况下的姿态角仿真图

Fig. 4 The simulation of attitude containing fault

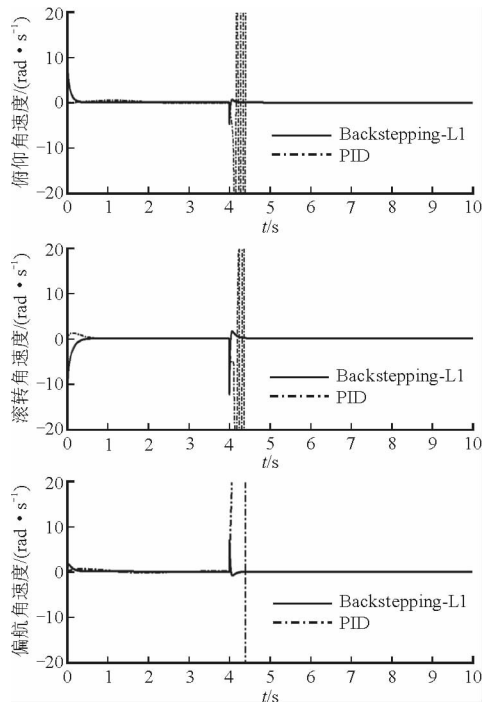


图5 故障情况下的角速度仿真图

Fig. 5 The simulation of attitude rate containing fault

4 结语

本文以旋翼飞行器的姿态控制为研究对象,基于 Backstepping 控制和 L1 自适应控制设计出了可以消除不确定性影响的容错控制器。该方法的主要优点是以 Backstepping 控制为基础,实现了旋翼姿态的快速精确稳定控制,同时加入 L1 控制器,对旋翼受到的干扰等不确定性进行快速估计,并通过低通滤波器消除控制信号中的高频信号,从而消除不确定性对系统的影响,具有良好的动态性能和较强的鲁棒性。仿真实验结果表明,所设计的 Backstepping-L1 自适应控制器在系统存在未建模动态及电机效率下降等故障的情况下,能够实现旋翼的稳定控制,且控制性能良好。

参考文献(References):

[1] AWAN A U. Output Feedback Dynamic Surface Controller for a Quadrotor UAV with Actuator Dynamics [C]//2014 11th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology. Islamabad, Pakistan. 14th-18th January, 2014.

[2] RUNCHAROON K, SRICHATRAPIMUK V. Sliding Mode Control of Quadrotor [C]//2013 International Conference on Technological Advances in Electrical, Electronics and Computer Engineering. IEEE, 2013: 552-557.

[3] PENG Z, WANG D AND HU X. Robust Adaptive Formation Control of Underactuated Autonomous Surface Vehicles with Uncertain Dynamics [J]. IET Control Theory and Applications. 2010, 5(12): 1378-1387.

[4] FREDDI A, LONGHI S, MONTERIU A. A Diagnostic Tau Observer for a Class of Unmanned Vehicles [J]. J of Intell Robot System, 2012, 67:61-73.

[5] FREDDI A, LONGHI S, MONTERIU A. Actuator Fault Detection and Isolation System for a Mini-quadrotor [C]//2010 IEEE International Symposium on Industrial Electronics. IEEE, 2012: 2055-2060.

[6] CEN Z H, NOURA H. YOUNES Y A. Robust Fault Estimation on a Real Quadrotor UAV Using Optimized Adaptive Tau Observer [C]//2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. IEEE, 2013: 550-556.

[7] GUIHERME V, MANUEL G, FRANCISCO R. An Integral Predictive/nonlinear H_∞ Control Structure

for a Quadrotor Helicopter [J]. Automatica, 2010 (46): 29-39.

[8] ASHFAQ A, WANG D B. Modeling and Backstepping-Based Nonlinear Control Strategy for a 6DOF Quadrotor Helicopter [J]. Chinese J of Aeronautics, 2008(21): 261-268.

[9] CHEN J, SHI Z K. Aircraft Modeling and Simulation with Cargo Moving Inside [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(2): 191-197.

[10] MERHEB A R, NOURA H. Active Fault Tolerant Control of Quadrotor UAV Using Sliding Mode Control [C]//2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. IEEE, 2014: 747-52.

[11] MERHEB A R, NOURA H. Active Fault Tolerant Control of Quadrotor UAV Using Sliding Mode Control [C]//2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems. IEEE, 2014: 747-752.

[12] SHARIFI F, MIZAEI M, GORDON B W. Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV Using Sliding Mode Control [C]//2010 Conference on Control and Fault-Tolerant Systems. IEEE, 2010: 239-244.

[13] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. Design and Analysis of a Novel L1 Adaptive Control Architecture with Guaranteed Transient Performance [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2008, 53(2): 586-591.

[14] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. L1 Adaptive Output-Feedback Controller for Non-Strictly-positive-Real Reference Systems: Missile Longitudinal Autopilot Design [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(3): 717-726.

[15] LUO J, CAO C Y, YANG Q. L1 Adaptive Controller for a Class of Nonaffine Multi-input Multi-output Nonlinear Systems [J]. International Journal of Control, 2013, 86(2): 348-359.

[16] LUO J, ZOU X, CAO C Y. Eigenvalue Assignment for Linear Time-varying Systems with Disturbances [J]. IET Control Theory & Applications, 2012, 6(3): 365-374.

[17] CAO C Y, HOVAKIMYAN N. Guaranteed Transient Performance with L1 Adaptive Controller for Systems with Unknown Time-varying Parameters and Bounded Disturbances; Part I [C]//Proceedings of the American Control Conference. New York: IEEE, 2007: 3925-3930.

(编辑:姚树峰)