

基于自抗扰技术的四旋翼姿态解耦控制方法

李杰, 齐晓慧, 韩帅涛
(军械工程学院光学与电子工程系, 石家庄 050003)

摘要: 针对小型四旋翼飞行器姿态控制问题, 基于姿态非线性耦合数学模型, 设计了一种自抗扰姿态控制器。引入自抗扰控制技术, 介绍了自抗扰控制器结构, 包括安排过渡过程, 扩张状态观测器以及非线性状态误差反馈。针对模型非线性耦合特点, 介绍了多变量系统的自抗扰解耦控制原理, 并设计了一种自抗扰姿态解耦控制器。基于 Simulink 搭建仿真模型进行了仿真。参数整定及仿真结果表明, 所设计自抗扰控制器具有强鲁棒性、抗干扰性, 系统具有良好的动态性能和稳态性能, 对非线性耦合系统能有效地控制。

关键词: 小型四旋翼飞行器; 自抗扰控制器; 姿态解耦; Simulink

中图分类号: V271.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)03-0044-05

Attitude Decoupling Control for Quadrotor Aircraft Based on Active Disturbance Rejection Control Technique

LI Jie, QI Xiaohui, HAN Shuaitao
(Department of Optics and Electronics Engineering, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: An active disturbance rejection attitude controller was designed to control its attitude based on the nonlinear and coupled model of small quadrotor aircraft. The active disturbances rejection attitude control technique was introduced, and the structure of the active disturbance rejection controller was described, including the arranging transitional process, extended state observer and nonlinear law state error feedback. Simulation was carried out based on Simulink. The parameter tuning and simulation results indicate that the designed controller has strong robustness and anti-disturbance performance, and the system has good dynamic performance and steady state performance, which can control the nonlinear and coupled system effectively.

Key words: small quadrotor aircraft; active disturbance rejection controller; attitude decoupling; Simulink

0 引言

小型四旋翼飞行器具有广阔的军事和民用前景, 近年来已成为国际上新的研究热点^[1-3]。小型四旋翼飞行器是一个具有六自由度(位置与姿态)和四个控制输入(旋翼转速)的欠驱动系统(Underactuated System), 具有多变量、非线性、强耦合和干扰敏感的特性, 使得飞行控制系统的设计变得非常困难^[1-5]。此外, 控制器性能还将受到模型准确性和传感器精度的影响。姿态控制是整个飞行控制的关键。

针对小型四旋翼飞行器姿态控制, 目前研究较多的有鲁棒控制^[6-7]、自适应控制^[3-4]、非线性控制^[8-9]等, 但这些方法对模型精度要求较高, 控制系统设计复杂且存在各自的缺点, 使得实际应用受到限制。自抗扰控制器(ADRC)不依赖于系统精确模型, 而是一种依靠过程误差来消除误差的方法, 具有算法简单、鲁棒性、适应性以及抗干扰能力强等优点, 且控制系统具有良好的动态和稳态性能。引入自抗扰控制技术, 可以很好地解决非线性耦合系统的控制问题: 针对系统的非线性, 通过状态反馈实现动态补偿线性化; 对于同维数的多输入多输出系统, 若每个通道均采用扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)进行补偿, 则能实现各通道的解耦^[10]。

本文针对小型四旋翼飞行器非线性耦合模型, 设

收稿日期: 2012-02-19

修回日期: 2012-03-19

基金项目: “十二五”军队“2110工程”重点建设学科项目

作者简介: 李杰(1988—), 男, 湖南娄底人, 硕士生, 研究方向为智能控制理论与应用。

计了一种自抗扰姿态控制器。介绍了自抗扰控制器的结构,即安排过渡过程、扩张状态观测器以及非线性误差反馈律的作用及实现形式。建立了小型四旋翼飞行器的非线性耦合模型,并以此为基础设计了基于自抗扰技术的姿态控制器。最后基于 Simulink 建模,就控制器的鲁棒性、抗干扰性等进行了仿真分析。

1 自抗扰控制技术

1.1 自抗扰控制器结构

以二阶受控对象为例,自抗扰控制器结构如图1所示。自抗扰控制器利用跟踪微分器(TD)为参数输入安排过渡过程,得到光滑的输入信号,并提取其微分信号;通过扩张状态观测器估计“总和扰动”来获得对象模型中的内扰和外扰的实时作用量,并进行实时动态反馈补偿,实现系统的线性化;采用了非线性反馈控制律(NLSEF)来抑制补偿残差,提高控制性能。自抗扰控制器的核心是把系统的模型的不确定性和未知的外扰作用都认为是系统的“总扰动”,用扩张状态观测器估计出实时作用量而给予补偿,实现对象的线性化和确定性化。

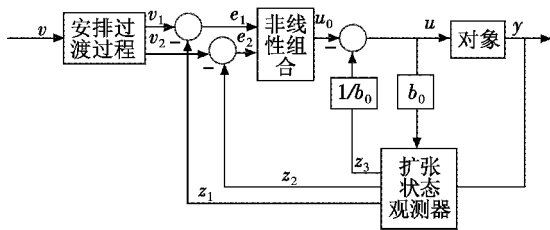


图1 自抗扰控制器结构框图

Fig.1 Block diagram of ADRC structure

1.2 安排过渡过程

事先安排过渡过程不仅能有效解决超调与快速性矛盾,而且能提高控制器的鲁棒性。安排过渡过程可由跟踪微分器或函数发生器来实现,也可以其他形式灵活实现。

对离散系统

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + hu, \quad |u| \leq r \end{cases} \quad (1)$$

采用如下形式的跟踪微分器来安排过渡过程

$$\begin{cases} f_h = fhan(x_1(k) - v(k), x_2(k), r, h) \\ x_1(k+1) = x_1(k) + hx_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + hf_h \end{cases} \quad (2)$$

式中: h 为积分步长; r 为速度因子; x_1 为状态变量; x_2 为 x_1 的微分; V 为输入变量; $fhan(x_1, x_2, r, h)$ 为最速控制综合函数,式中用 f_h 替代,算法为

$$fhan(x_1, x_2, r, h) = - \begin{cases} r \operatorname{sgn}(a), & |a| > d \\ r \frac{a}{d}, & |a| \leq d \end{cases} \quad (3)$$

式中: $d = rh$; $d_0 = hd$; $y = x_1 + hx_2$; $a_0 = \sqrt{d^2 + 8r|y|}$; $a =$

$$\begin{cases} x_2 + \frac{(a_0 - d)}{2}, & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0 \end{cases} .$$

1.3 扩张状态观测器

设受未知外扰作用的非线性不确定对象为

$$\begin{cases} x^{(n)} = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}) + \omega(t) + b_0 u \\ y = x \end{cases} \quad (4)$$

式中: $f(\cdot)$ 为未知函数; $\omega(t)$ 为未知外扰; u 及 y 分别为系统输入和输出; b_0 为已知常数。取上述对象的状态变量为 $x(t), \dot{x}(t), \dots, x^{(n)}(t)$,令 $a(t) = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}) + \omega(t), b(t) = \dot{a}(t)$,其中, $a(t)$ 称为系统的扩张状态变量,它包含了系统模型和外扰的总和。系统扩张的状态方程为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = x_1(t), \\ \dot{x}(t) = x_2(t) \\ \vdots \\ x^{(n-1)}(t) = x_n(t) \\ x^{(n)}(t) = a(t) + b_0 u \\ x^{(n+1)}(t) = b(t) \\ y = x_1(t) \end{cases} \quad (5)$$

对这个扩张的系统建立状态观测器,即扩张状态观测器,方程组为

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 \cdot g_1(e) \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \cdot g_2(e) \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_n \cdot g_n(e) + b_0 u \\ \dot{z}_{n+1} = \beta_{n+1} \cdot g_{n+1}(e) \end{cases} \quad (6)$$

式中: g_1, g_2, \dots, g_{n+1} 为适当的非线性函数; $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_{n+1}$ 为待选取的正常系数; z_1, z_2, \dots, z_n 为各变量观测变量; z_{n+1} 为扩张变量观测量。这个系统能够很好地估计系统(4)的各状态变量以及被扩张状态变量,即 $z_1(t) \rightarrow x_1(t), \dots, z_n(t) \rightarrow x_n(t), z_{n+1}(t) \rightarrow x_{n+1}(t) = a(t)$ 。尽管 $f(\cdot)$ 和 $\omega(t)$ 均未知,但仍能估计系统的实时作用量 $a(t)$ 。有了这个被扩张状态 $a(t)$ 的估计值 $z_{n+1}(t)$,控制量可以取成 $u = u_0 - \frac{z_{n+1}(t)}{b_0}$,对象变成

$$\begin{cases} \dot{x}^{(n)} = b_0 u_0 \\ y = x \end{cases} \quad (7)$$

即原来的非线性控制系统(4)变成线性的积分器串联型控制系统,这一过程称为动态补偿线性化。

若将系统模型的不确定性当作系统的内扰,连同

系统的外扰作为系统的“总和扰动”,利用实时估计量 $a(t)$ 跟踪并给予补偿,这就是扩张状态观测器实时估计扰动并加以补偿的功能,这个补偿分量的作用实质上是一种抗扰作用。

通常情况下,非线性函数 g_1, g_2, \dots, g_{n+1} 取为 $g_i(e, \alpha_i, \delta) = fal(e, \alpha_i, \delta)$,

$$fal(e, \alpha_i, \delta) = \begin{cases} \frac{e}{\delta^{1-\alpha_i}}, & |e| > \delta \\ |e|^{\alpha_i} \text{sgn}(e), & |e| \leq \delta \end{cases} \quad (8)$$

式中: δ 为大于零的常数;当 $\alpha < 1$ 时, fal 函数具有小误差、大增益,大误差、小增益的特性。

1.4 非线性状态误差反馈

非线性非光滑反馈在改造系统动态性能和抑制不确定扰动方面较线性反馈和非线性光滑反馈效果要好得多。拟采用如下形式的状态误差反馈律

$$u = -fhan(e_1, ce_2, r, h)。 \quad (9)$$

2 小型四旋翼飞行器姿态模型

根据文献[11],小型四旋翼飞行器姿态非线性动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{I_x} [lU_1 + qr(I_y - I_z)] \\ \dot{q} = \frac{1}{I_y} [lU_2 + pr(I_x - I_z)] \\ \dot{r} = \frac{1}{I_z} [U_3 + pq(I_x - I_y)] \\ \dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi + r \sin \phi \\ \dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \end{cases} \quad (10)$$

式中: p, q, r 分别为机体角速度 ω 在机体坐标系 3 个坐标轴 ox, oy, oz 上的分量; ϕ, θ, ψ 分别为滚转角、俯仰角、偏航角; l 为螺旋桨中心至机体坐标系原点的距离; I_x, I_y, I_z 分别为 x, y, z 轴上的惯性力矩; U_1 为滚转输入控制量; U_2 为俯仰控制输入量; U_3 为偏航控制输入量。 U_1, U_2, U_3 输入量与各电机转速 ω_i 的关系为

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & k_l & 0 & -k_l \\ -k_l & 0 & k_l & 0 \\ k_q & -k_q & k_q & -k_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: k_l 为旋翼升力系数; k_q 为旋翼阻力系数。

针对小型四旋翼飞行器姿态非线性耦合模型,为简化控制系统设计难度,通常的做法是在比较宽松的条件下对模型进行简化而设计的,如室内或室外无风情况下直升机悬停和慢速飞行控制,小角度情况下欧拉角速度和机体角速度之间准积分关系而近似的线性

化,忽略风阻等^[11-14]。由于在控制律的设计中忽略这些耦合和非线性因素的影响,不能适应真实复杂环境下大角度大范围灵活机动。针对这一问题,为增强其机动灵活性和环境适应能力,基于未简化的姿态非线性耦合模型,设计自抗扰姿态解耦控制器。

3 自抗扰姿态解耦控制器设计

3.1 非线性、耦合性分析

对式(10)进一步推理,得到如下模型

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_1(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \\ f_2(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \\ f_3(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} l/I_x & & \\ & l/I_y & \\ & & 1/I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, $f_1(\cdot), f_2(\cdot), f_3(\cdot)$ 为模型的“动态耦合”部分,实际应用并不需要用到其具体的函数表达式,这正是自抗扰控制技术“扰动估计和补偿”的特点所致。但为了说明这一过程,进行仿真验证,推出其表达式为(由对称性及实际需要,认为 I_x, I_y 相等)

$$\begin{cases} f_1(\cdot) = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} pr \cdot \sin \phi \tan \theta + q \cos \phi \tan \theta - r \sin \phi \tan \theta \\ f_2(\cdot) = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} pr \cdot \cos \phi \\ f_3(\cdot) = \sin \phi \sec \theta \\ p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \sin \phi \cos \theta \\ r = -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (13)$$

由式(10)及式(12)动力学方程可知,这是一强耦合非线性模型。常规的耦合性分析常常基于稳定悬停初始条件,这样不能完全反映各种条件下耦合性程度。并且控制策略也是基于简化的模型,忽略非线性和耦合因素,导致飞行速度较大、姿态角变化较大较快时控制效果变差甚至完全不能满足控制要求^[11]。运用自抗扰控制技术,能很好地实现姿态解耦,并动态补偿线性化,不受条件限制,能够很好地解决上述问题。

3.2 多变量系统的自抗扰解耦控制原理

令

$$B(\phi, \theta, \psi, t) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \cdot$$

制器具有强鲁棒性、抗干扰性,系统具有良好的动态性能和稳态性能,对非线性耦合系统能有效地控制。

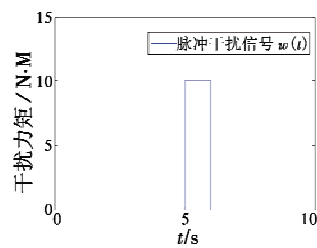


图3 脉冲干扰信号

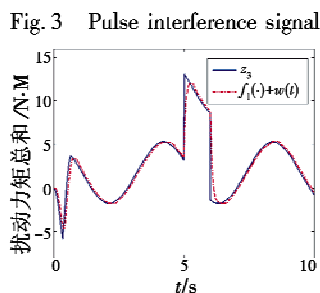


图4 系统“扰动总和”及估计曲线

Fig. 4 System “disturbance summation” and its estimation

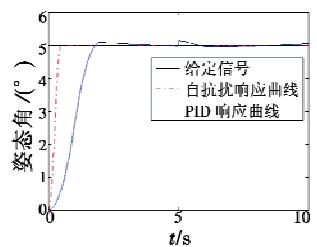


图5 干扰信号下跟踪5°响应曲线

Fig. 5 Response curve of tracking 5° under interference signal

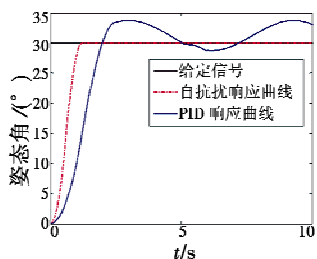


图6 干扰信号下跟踪30°响应曲线

Fig. 6 Response curve of tracking 30° under interference signal

5 结论

本文引入自抗扰控制技术,基于小型四旋翼飞行器非线性耦合模型,设计了小型四旋翼飞行器自抗扰姿态控制器,并以俯仰通道为例,验证了自抗扰控制器的有效性。通过参数整定及仿真结果表明,所设计自抗扰控制器具有强鲁棒性、抗干扰性,系统具有良好的动态性

能和稳态性能,对非线性耦合系统能有效地控制。

参考文献

- [1] XU Lifang, JIANG Shouda. Research of intelligence control for flying altitude of four rotors flyer [C]//International Conference on Artificial Intelligence and Computational Intelligence, 2010:294-298.
- [2] VOOS H. Nonlinear and neural network-based control of a small four-rotor aerial robot [C]//International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, 2007:1-6.
- [3] FUJIMOTO K, YOKOYAMA M, TANABE Y. I&I-based adaptive control of a four-rotor mini-helicopter [C]//The 36th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society, 2010:144-149.
- [4] LIU Huanye, LI Jian, YAO Jianguo, et al. Backstepping based adaptive control for a mini rotorcraft with four rotors [C]//The second International Conference on Computer Modeling and Simulation, 2010:472-476.
- [5] MCKERROW P. Modelling the draganflyer four-rotor helicopter [C]//Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation, April 26-May 1, 2004:3596-3601.
- [6] BENALLEGUE A, MOKHTARI A. High-order sliding-mode observer for a quadrotor UAV [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2008, 18:427-440.
- [7] RAFFO G V, ORTRGA M G. An integral predictive/non-linear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter [J]. Automatica, 2010, 46:29-39.
- [8] ESCARENO J, SALAZAR-CRUZ S, LOZANO R. Embedded control of a four-rotor UAV [C]//American Control Conference, 2006:3936-3941.
- [9] VOOS H. Nonlinear state-dependent riccati equation control of a quadrotor UAV [C]//Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Control Applications, Munich, Germany, 2006:2547-2552.
- [10] 韩京清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
- [11] 黄溪流. 一种四旋翼无人直升机飞行控制器的设计 [D]. 南京:南京理工大学, 2010.
- [12] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor [C]//Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2004:2451-2456.
- [13] 单海燕. 四旋翼无人直升机飞行控制技术研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2008.
- [14] 刘志军, 吕强, 王东来. 小型四旋翼直升机的建模与仿真控制 [J]. 计算机仿真, 2010, 27(7):18-20.
- [15] 姜洋, 郝靖宇, 宗晓洋, 等. 自抗扰控制器的 simulink 建模与仿真 [J]. 控制理论与应用, 2010, 29(2):1-4.