

基于自适应滑模控制的四旋翼无人机传感器偏置故障研究

张争坤*, 杨 艺

江苏理工学院汽车与交通工程学院, 江苏 常州

收稿日期: 2025年3月14日; 录用日期: 2025年4月30日; 发布日期: 2025年5月14日

摘 要

本文针对四旋翼无人机角速度传感器出现偏置故障导致姿态控制精度下降的问题, 提出了一种基于自适应滑模控制的容错控制方法。该方法通过自适应律在线估计传感器偏置故障量, 并将其补偿到滑模控制器中, 以修正姿态误差。论文构建了带有故障的无人机动力学模型, 设计了自适应滑模控制器, 并利用Lyapunov稳定性理论和Barbalat引理证明了系统的稳定性。最后, 通过MATLAB/Simulink仿真验证了所提方法的有效性, 表明该方法能够有效稳定机体姿态, 实现对目标姿态的精确跟踪。

关键词

四旋翼无人机, 偏置故障, 姿态控制, 自适应滑模控制

Research on Bias Fault of Quadrotor UAV Sensor Based on Adaptive Sliding Mode Control

Zhengkun Zhang*, Yi Yang

School of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou Jiangsu

Received: Mar. 14th, 2025; accepted: Apr. 30th, 2025; published: May 14th, 2025

Abstract

The article addresses the issue of decreased attitude control accuracy caused by bias faults in the angular velocity sensors of quadrotor drones, proposing a fault-tolerant control method based on

*通讯作者。

文章引用: 张争坤, 杨艺. 基于自适应滑模控制的四旋翼无人机传感器偏置故障研究[J]. 传感器技术与应用, 2025, 13(3): 278-288. DOI: 10.12677/jsta.2025.133028

adaptive sliding mode control. This method online estimates the sensor bias fault through an adaptive law and compensates for it in the sliding mode controller to correct attitude errors. The paper constructs a dynamic model of the drone with faults, designs an adaptive sliding mode controller, and proves the system's stability using Lyapunov stability theory and Barbalat's lemma. Finally, the effectiveness of the proposed method is verified through MATLAB/Simulink simulations, indicating that this method can effectively stabilize the body attitude and achieve precise tracking of the target attitude.

Keywords

Quadrotor UAV, Bias Fault, Attitude Control, Adaptive Sliding Mode Control

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 研究背景

近年来,无人机在各个领域得到广泛应用,成为研究热点[1][2]。其中,如何利用精确可靠的控制方法来保证姿态的稳定性和可控性[3]是当前研究的关键问题。在关于旋翼无人机姿态容错控制的研究也已取得一定成果,如赵振华等人[4]针对受多源干扰影响的四旋翼无人机姿态系统,基于复合连续快速非奇异终端滑模算法,设计了高阶滑模观测器。然而,该观测器的设计高度依赖于参数的选择,参数选择不当可能会影响飞行姿态的跟踪控制,且计算复杂度较高。曾子元[5]提出通过扩张状态观测器对受干扰而导致的参数摄动进行有效补偿,根据角速度回路控制律对无人机航迹与姿态进行精准地控制,但扩张状态观测器可能存在稳定性问题,如果无人机的动态特性和观测器的设计不匹配,可能会导致观测器的估计误差增大,姿态控制效果将不能满足预期。王庆楠等人[6]对自主式水下机器人(AUV)设计了基于观测器的反步滑模容错控制器,实现了在受到外界干扰以及在传感器发生故障的情况下 AUV 仍能正常工作的目标,但在无人机上还未得到验证。综上所述,现有的无人机姿态容错控制研究主要集中在基于观测器的故障诊断与隔离方法和基于模型预测的容错控制方法。然而,这些方法通常存在参数整定复杂、计算量大、对模型精度要求高等问题,难以满足实际应用的需求。

针对四旋翼无人机电载角速度传感器的偏置故障,本文提出一种自适应滑模控制方法,旨在解决传感器故障时姿态控制精度下降的问题。该方法结合了滑模控制的鲁棒性和自适应控制的在线估计能力,通过设计自适应律实时估计传感器偏置故障,并将其补偿到滑模控制器中,从而实现姿态的容错控制。本文的创新之处在于:1) 采用自适应滑模控制方法,能够在传感器故障发生时快速有效地进行故障补偿;2) 利用 Lyapunov 稳定性理论和 Barbalat 引理严格证明了系统的稳定性;3) 通过 MATLAB/Simulink 仿真验证了所提出方法的有效性。

2. 传感器偏置故障的四旋翼无人机数学模型

四旋翼无人机作为一个非常复杂的欠驱动多自由度系统,而且在室外环境飞行过程中会受到很多外界干扰的影响,所以准确建立其数学模型是相对困难的。因此在建立四旋翼无人机姿态模型时,根据无人机的物理特性可作以下假设[7]-[9]。

- ① 四旋翼无人机是一个刚体且严格对称;
- ② 旋翼无人机质量均匀分布,质心与机体的几何中心相重合;

- ③ 地球的自转、公转以及机体材料的弹性形变不被纳入考虑的范围, 且重力加速度为常量;
- ④ 飞行器的每个旋翼产生的升力与旋翼的转速成正比;
- ⑤ 无人机的姿态角在一个较小范围内变化。

四旋翼无人机是由 4 个电机带动螺旋桨的无人可自主飞行的飞行器, 在建立四旋翼无人机数学模型过程中首先要定义坐标系, 这是因为坐标系为描述无人机的运动状态(包括位置、速度、加速度和姿态)提供了一个统一且明确的参考框架。对于四旋翼无人机而言, 通常会选取位置信息和姿态信息坐标系描述其运动状态据捷联惯性导航原理建立地面坐标系 O_eXYZ 和机体坐标系 $oxyz$ 。在地面坐标系中通常以四旋翼无人机起飞位置或者地心作为坐标原点, 先让 O_eX_e 轴在水平面内指向任意方向, O_eZ_e 轴垂直地面向上, 然后按照右手定则确定 O_eY_e 轴。机体坐标系通常用于描述机体的运动状态和姿态, 简称为 B 系, 其原点设定于无人机的质心位置。B 系由于与机体固连, 因此其轴线是相对于机体本身的方向定义的, 随着机体的运动而变化。具体如图 1 所示。

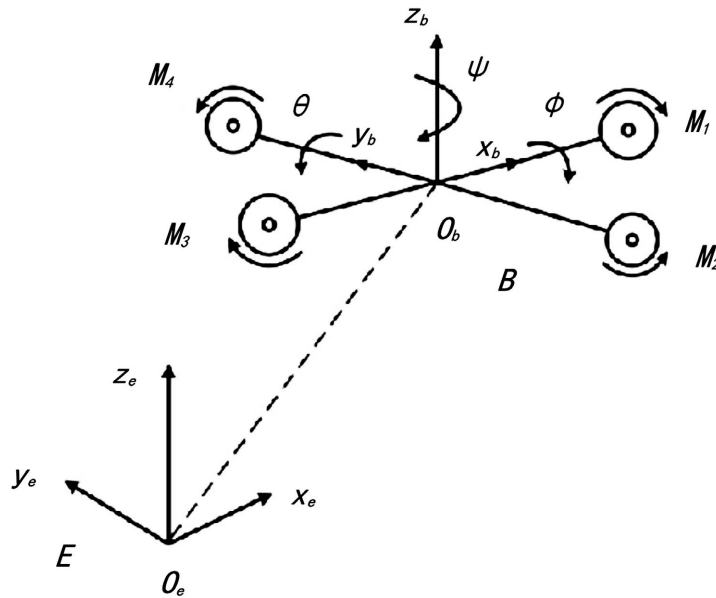


Figure 1. Structural diagram of quadcopter UAV
图 1. 四旋翼无人机结构图

在建立四旋翼无人机动力学模型前将无人机三个姿态角描述为横滚角(ϕ)、俯仰角(θ)和偏航角(ψ)。根据前文定义的机体坐标系可知横滚角是机体绕 x 轴旋转时与 y 轴的夹角; 俯仰角是机体绕 y 轴旋转时与 x 轴的夹角; 偏航角是机体绕 z 轴旋转得到。 $\Omega = [\Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T$ 为转子转速。四旋翼无人机所受的力主要有重力 mg 和 4 个旋翼产生的升力 $F = [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4]^T$ 。当四旋翼无人机在运动状态下姿态角变化较小时, 姿态角速度 $\omega = [p \ q \ r]^T$ 与 $\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 之间的转换关系可以简化为[10]:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1)$$

四旋翼无人机在飞行过程中所受力矩主要有旋翼升力力矩、反扭矩和旋翼陀螺力矩。飞行控制器通过电调调节电机转速达到在不同的合外力矩作用下机体绕轴作旋转运动, 从而使机体姿态发生改变[11]。当角速度传感器发生偏置故障时, 其所测数据会与实际数据出现偏差。则四旋翼无人机传感器所测得的

横滚、俯仰和偏航角速度 ω_f 可以描述为:

$$\omega_f = \omega + D_i \quad (2)$$

式中: $\omega_f = [p_f \ q_f \ r_f]^T = [\phi_f \ \theta_f \ \psi_f]^T$ 为故障发生时传感器对横滚、俯仰和偏航的角速度测量值; $D_i = [D_1 \ D_2 \ D_3]^T$ 分别为横滚、俯仰和偏航的角速度的故障项。

考虑到四旋翼无人机的飞行结构和特点, 为方便设计控制器忽略飞行过程中的陀螺效应以及空气阻力对四旋翼无人机的影响[12], 根据牛顿第二定律和欧拉方程得到无人机的姿态方程[13]:

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-\omega^\times J\omega + \Gamma_f) \quad (3)$$

式中: J 为机身旋转惯性矩阵; Γ_f 为无人机姿态控制系统输入力矩。

四旋翼无人机的质量分布均匀且结构对称, 式(3)中四旋翼无人机机身旋转惯性矩阵的表达式为:

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: J_x 、 J_y 、 J_z 分别为无人机 x 轴、 y 轴、 z 轴的转动惯量。

式(3)中无人机姿态控制系统输入力矩 Γ_f 可表示为:

$$\Gamma_f = \begin{bmatrix} l(F_2 - F_4) \\ l(F_1 - F_3) \\ F_2 + F_4 - F_1 - F_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} bl(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: l 为旋翼中心到机体质心的距离; b 为升力系数; d 为旋翼的阻力系数。

定义四旋翼无人机姿态控制输入 $U = [U_1 \ U_2 \ U_3]^T$, 有:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\ U_2 = b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ U_3 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{cases} \quad (6)$$

通过动力学模型可知传感器故障最终影响到控制器的输入, 联立式(2)和式(3)当角速度传感器发生偏差故障时的四旋翼无人机模型[14]可以描述为:

$$\dot{\omega} = J^{-1}(-\omega^\times J\omega + \Gamma_f) + d_i \quad (7)$$

式中: d_i ($i=1,2,3$) 为偏置故障在横滚、俯仰和偏航上引起的等效扰动。

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{J_x - J_z}{J_x} \dot{\theta}_f \dot{\psi}_f + \frac{l}{J_x} U_1 + d_1 \\ \ddot{\theta} = \frac{J_z - J_x}{J_y} \dot{\phi}_f \dot{\psi}_f + \frac{l}{J_y} U_2 + d_2 \\ \ddot{\psi} = \frac{J_x - J_y}{J_z} \dot{\phi}_f \dot{\theta}_f + \frac{l}{J_z} U_3 + d_3 \end{cases} \quad (8)$$

定义式(8)中的参数: $a_1 = \frac{J_y - J_z}{J_x}$, $a_2 = \frac{J_z - J_x}{J_y}$, $a_3 = \frac{J_x - J_y}{J_z}$; $b_1 = \frac{l}{J_x}$, $b_2 = \frac{l}{J_y}$, $b_3 = \frac{l}{J_z}$ 可得:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = a_1 \dot{\theta}_f \dot{\psi}_f + b_1 U_1 + d_1 \\ \ddot{\theta} = a_2 \dot{\phi}_f \dot{\psi}_f + b_2 U_2 + d_2 \\ \ddot{\psi} = a_3 \dot{\phi}_f \dot{\theta}_f + b_3 U_3 + d_3 \end{cases} \quad (9)$$

3. 自适应滑模控制器设计

为了较为准确地监测补偿四旋翼无人机存在传感器故障的不确定问题, 在滑模控制的基础上, 采用相应的自适应律, 通过对传感器故障因子的在线估计, 补偿传感器故障给系统带来的影响, 以达到容错控制的目的。再将经过自适应滑模得到的传感器故障项补偿数据输入到四旋翼无人机动力学模型中, 得到姿态控制的横滚、俯仰和航向角度的二阶导, 并对其求积分得到四旋翼无人机的姿态角, 最后应用 Lyapunov 稳定性理论和 Barbalat 引理, 证明系统的稳定性。

3.1. 滑模控制理论

滑模控制(Sliding Mode Control, SMC), 又称为变结构控制, 是由前苏联的一位研究人员于 1950 年前首次提出的[15]。SMC 是一种非线性控制方法, 属于变结构控制(Variable Structure Control, VSC)的一种。其核心思想是通过设计一个切换面(或称滑模面), 能使系统中的运行状态按照预期的模态轨迹进行移动。正因为 SMC 具有的此特点, 滑模控制器才能对系统中出现的系统不确定性和外部扰动等情况进行灵活调整, 使得 SMC 在各类非线性的系统中获得广泛应用。对于一般的滑模控制结构可以描述为[16]:

考虑如下非线性动态系统:

$$\dot{x}(t) = f(x) + g(x)u + d(t) \quad (10)$$

式中: $x(t) \in R^n$ 是系统的状态向量; $f(x)$ 和 $g(x)$ 是已知的非线性函数; $u \in R^m$ 是控制输入; $d(t)$ 表示未知的外部扰动。

滑模控制的核心在于通过切换面 $s(x)$ 的设计, 使系统状态能够快速到达并沿该面滑动至目标状态。其动态行为分为两个阶段:

- 1) 到达阶段: 系统状态从初始条件出发, 被驱动到切换面 $s(x)=0$ 。
- 2) 滑动阶段: 系统状态沿切换面滑动, 最终收敛到期望的目标状态。

滑模控制的核心在于设计一个切换面 $s(x)$, 通常定义为:

$$s(x) = Cx \quad (11)$$

其中 $C \in R^{m \times n}$ 是一个设计矩阵。切换面的选择应满足以下条件:

- 1) 当 $s(x)=0$ 时, 系统的行为符合期望的动态特性。
- 2) 切换面的设计需保证系统的稳定性。

更一般地, 切换面可以是非线性的, 例如

$$s(x) = e + \lambda \int_0^t e(t) dt \quad (12)$$

上式中, $e = x - x_d$ 是跟踪误差, x_d 是期望轨迹, $\lambda > 0$ 式设计参数。

控制律一般由等效控制 u_{eq} 和切换控制 u_{sw} 两部分组成:

$$u(t) = u_{eq} + u_{sw} \quad (13)$$

式中: u_{eq} 用于维持系统状态在切换面上滑动; u_{sw} 用于驱动系统状态快速到达切换面。

等效滑模控制关注的是系统在滑动阶段的行为, 即当系统状态位于切换面 $s(x)=0$ 时的动态特性。此

时, 控制输入仅需满足等效控制 u_{eq} , 使得系统沿切换面滑动。等效控制的设计基于以下方程:

$$\dot{s}(x) = 0 \quad (14)$$

切换控制的形式可以采用符号函数、饱和函数或者双曲正切函数:

$$u_{sw} = \begin{cases} -k \operatorname{sign}(s(x)) \\ -k \operatorname{sat}\left(\frac{s(x)}{\varsigma}\right) \\ -k \tanh\left(\frac{s(x)}{\varepsilon}\right) \end{cases} \quad (15)$$

其中 $k > 0$ 是增益系数; $\varsigma > 0$ 是边界层厚度, 用于减小抖振现象; $\varepsilon > 0$ 决定了趋于极限的速度。

构造李雅普诺夫函数 $V = \frac{1}{2}s^T s$ 对其进行稳定性分析, 对其求导为:

$$\dot{V} = s\dot{s} \quad (16)$$

将 $\dot{s}$ 代入上式, 由于 $d(t)$ 有界且调整增益参数 k , 保证 $\dot{V} < 0$, 满足 Lyapunov 稳定性判据, 从而系统状态能够在有限时间内到达切换面。

3.2. 自适应控制理论

自适应控制(Adaptive Control)是一种先进的控制策略, 能够根据系统的动态变化和不确定性自动调整控制参数, 以确保系统在复杂环境中保持稳定性和性能。其核心在于通过实时估计系统参数或调整控制器参数, 使系统在未知或变化的条件下仍能实现期望的动态性能。自适应控制主要针对系统参数的不确定性、动态变化以及外部扰动等问题[17]。其核心思想包括:

- 1) 参数估计: 通过在线估计系统参数, 实时更新控制器参数, 为控制器调整提供依据。
- 2) 控制器调整: 根据估计的参数动态调整控制器参数, 以适应系统的变化。
- 3) 稳定性保障: 基于李亚普诺夫稳定性理论, 设计自适应律以确保系统的全局稳定性。

3.3. 四旋翼无人机自适应滑模控制

设期望横滚角、俯仰角和偏航角分别为 ϕ_d 、 θ_d 、 ψ_d , 以四旋翼无人机横滚控制为例, 可得:

$$\ddot{\phi} = a_1 \dot{\theta}_f \dot{\psi}_f + b_1 U_1 + d_1 \quad (17)$$

定义横滚角度误差为:

$$e_1 = \phi - \phi_d \quad (18)$$

求导可得:

$$\dot{e}_1 = \dot{\phi} - \dot{\phi}_d \quad (19)$$

设计滑模面:

$$s_1 = k_1 e_1 + \dot{e}_1 \quad (20)$$

式中: k_1 必须满足 Hurwitz 条件, 即 $k_1 > 0$ 。则:

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= k_1 \dot{e}_1 + \ddot{e}_1 \\ &= k_1 \dot{e}_1 + \ddot{\phi} - \ddot{\phi}_d \\ &= k_1 \dot{e}_1 + \dot{\theta}_f \dot{\psi}_f a_1 + b_1 U_1 + d_1 - \ddot{\phi}_d \end{aligned} \quad (21)$$

为了保证 $s_1 \dot{s}_1 < 0$, 设计横滚角滑模控制:

$$U_1 = -b_1^{-1} [k_1 e_1 + \dot{\theta}_f \psi_f a_1 - \ddot{\phi}_d + \mu_1 \tanh(s_1) + \hat{d}_1] \quad (22)$$

其中, μ_1 为一个正参数; $\hat{d}_1$ 是 d_1 的估计值。

在实际控制中传感器故障通常是未知的, 因此很难确定上限 d_1 的总不确定度。文中采用在滑模控制中加入自适应律的方法来在线估计不确定度 d_1 的上限, 采用的自适应律形式如下:

$$\dot{\hat{d}}_1 = h_1 s_1 \quad (23)$$

式中: h_1 为自适应参数, $h_1 > 0$ 。

3.4. 稳定性分析

选取 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} s_1^2 + \frac{1}{2h_1} \tilde{d}_1^2 \quad (24)$$

式中: $\tilde{d}_1$ 是发生传感器故障时所带来不确定度的真实值与自适应估计值误差, 可表示为 $\tilde{d}_1 = \hat{d}_1 - d_1$, 对其求导可得:

$$\dot{V}_1 = s_1 \dot{s}_1 + \frac{1}{h_1} \tilde{d}_1 \dot{\tilde{d}}_1 \quad (25)$$

一般来说, 传感器故障项的不确定参数变化是缓慢的, 因此 $\dot{d}_1 = 0$, 所以:

$$\dot{\tilde{d}}_1 = \dot{\hat{d}}_1 - \dot{d}_1 = \dot{\hat{d}}_1 \quad (26)$$

则:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= s_1 (k_1 e_1 + \dot{\theta}_f \psi_f a_1 + b_1 U_1 + d_1 - \ddot{\phi}_d) + \frac{1}{h_1} \tilde{d}_1 \dot{\tilde{d}}_1 \\ &= s_1 (k_1 e_1 + \dot{\theta}_f \psi_f a_1 + b_1 U_1 + \hat{d}_1 - \tilde{d}_1 - \ddot{\phi}_d) + \frac{1}{h_1} \tilde{d}_1 \dot{\tilde{d}}_1 \\ &= s_1 (-\mu_1 \tanh(s_1) - \tilde{d}_1) + \frac{1}{h_1} \tilde{d}_1 \dot{\tilde{d}}_1 \\ &= s_1 - \mu_1 \tanh(s_1) - \frac{1}{h_1} \tilde{d}_1 (h_1 s_1 - \dot{\hat{d}}_1) \end{aligned} \quad (27)$$

将式(23)代入到式(27)中, 可以得到:

$$\dot{V}_1 = -s_1 \mu_1 \tanh(s_1) \leq 0 \quad (28)$$

根据李雅普诺夫稳定性定理和 Barbalat 引理可得, 当 $\lim_{t \rightarrow \infty} e_1 = 0$, 保证系统能够跟踪期望目标, 该系统能够渐进稳定。则横滚角的自适应滑模控制律设计如下:

$$U_1 = -b_1^{-1} [k_1 \dot{e}_1 + a_1 \dot{\theta}_f \psi_f - \ddot{\phi}_d + \mu_1 \tanh(s_1) + \hat{d}_1] \quad (29)$$

同样, 可得俯仰角和偏航角的自适应滑模控制律为:

$$\begin{aligned} U_2 &= -b_2^{-1} [k_2 \dot{e}_2 + a_2 \dot{\phi}_f \psi_f - \ddot{\theta}_d + \mu_2 \tanh(s_2) + \hat{d}_2] \\ U_3 &= -b_3^{-1} [k_3 \dot{e}_3 + a_3 \dot{\phi}_f \dot{\theta}_f - \ddot{\psi}_d + \mu_3 \tanh(s_3) + \hat{d}_3] \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $e_2 = \theta - \theta_d$, $e_3 = \psi - \psi_d$; 自适应定律表示为 $\dot{\hat{d}}_2 = h_2 s_2$, $\dot{\hat{d}}_3 = h_3 s_3$ 。

4. 仿真

在 MATLAB/Simulink 中设计带有故障的四旋翼无人机动力学模型及控制器模型，将控制器输出姿态角对目标姿态角的跟随情况作为本文控制器设计的标准，并对其进行仿真验证及分析，其中四旋翼无人机模型基本参数[18]见表 1。

Table 1. Basic parameters of quadrotor UAVs

表 1. 四旋翼无人机基本参数

名称	参数
无人机质量(kg)	0.65
机体 x 轴转动惯量(kg·m ²)	7.5×10^{-3}
机体 y 轴转动惯量(kg·m ²)	7.5×10^{-3}
机体 z 轴转动惯量(kg·m ²)	1.3×10^{-3}
转子中心和质心之间的距(m)	0.23

在 Simulink 设置仿真时间为 30 s；初始条件 $\phi(0)=\theta(0)=\psi(0)$ ， $p(0)=q(0)=r(0)=0$ ；目标姿态角 $\theta_d(0)=\theta_d(0)=\psi_d(0)=0$ ；当 $t \geq 10$ s 时，角速度传感器发生 0.5 rad/s 偏差故障。在仿真的过程中，通过四旋翼无人机姿态动力学模型输出的角度对目标角度的跟随情况，来手动调整自适应滑模控制参数 $[k_1 \ k_2 \ k_3]=[52 \ 54 \ 58]$ 、 $[\mu_1 \ \mu_2 \ \mu_3]=[5 \ 5 \ 8]$ 、 $[h_1 \ h_2 \ h_3]=[12 \ 12 \ 12]$ ，并与文献[19]方法进行对比。仿真结果实验中横滚、俯仰、偏航角及角速率经设计控制器输出对目标期望姿态角跟随情况和文中采用的自适应律对传感器偏差故障项的在线估计值如图 2~5 所示。从仿真结果图可以看出，相比于文献设计方法当角速度传感器发生偏置故障时，文中所设计自适应滑模控制器的在线估计补偿，自适应律能够快速的估计到偏置故障带来的等效扰动，通过控制器对姿态模型做出补偿，使得四旋翼无人机的姿态能够很好的跟随目标角度。

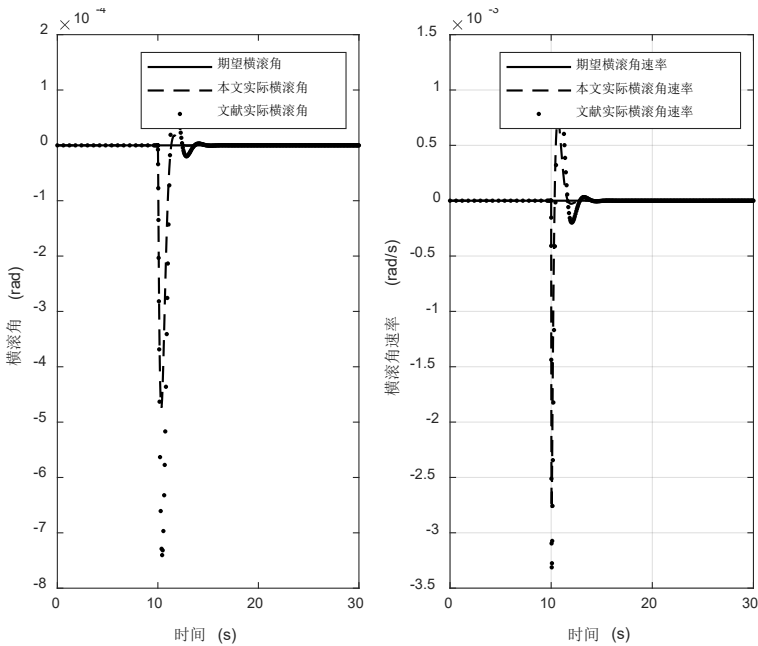


Figure 2. Roll angle following diagram
图 2. 横滚角跟随图

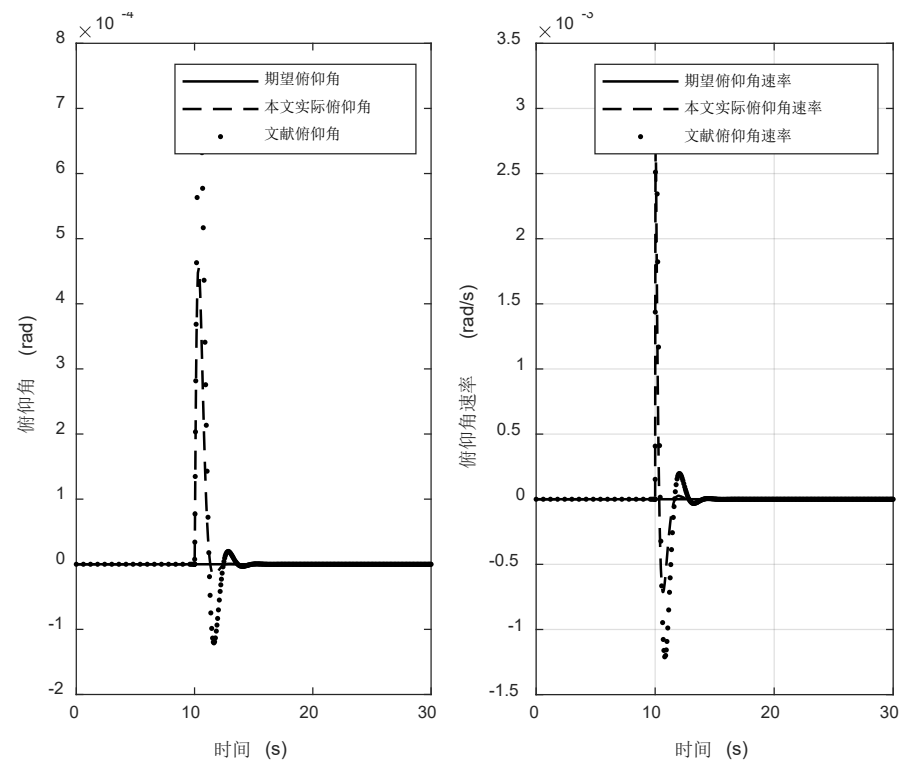


Figure 3. The pitch angle follows the graph
图 3. 俯仰角跟随图

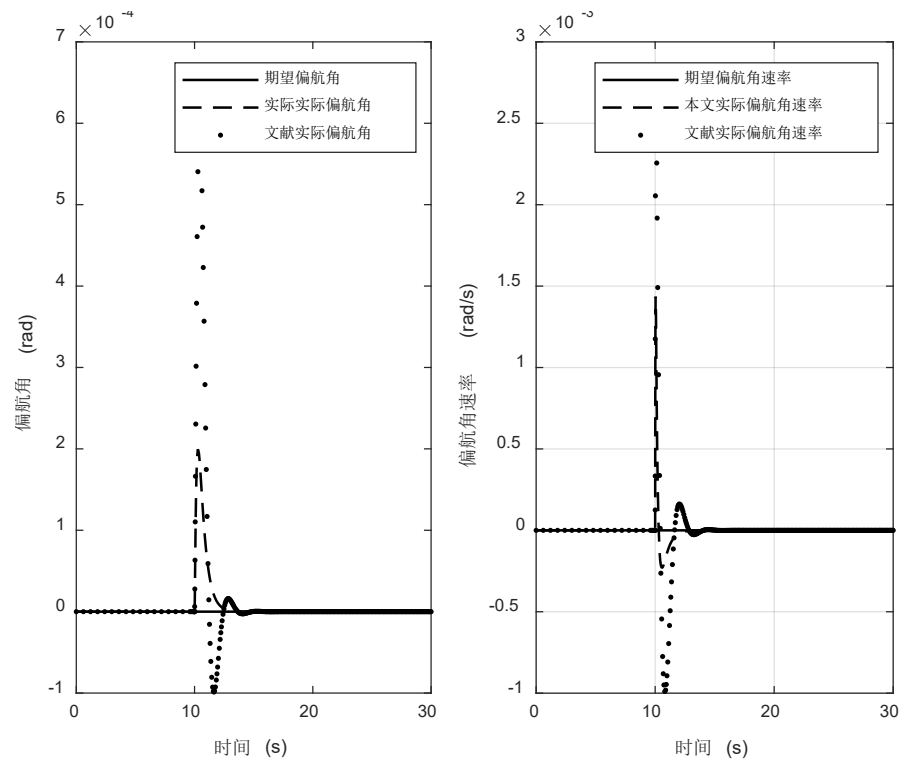


Figure 4. Yaw angle follows the diagram
图 4. 偏航角跟随图

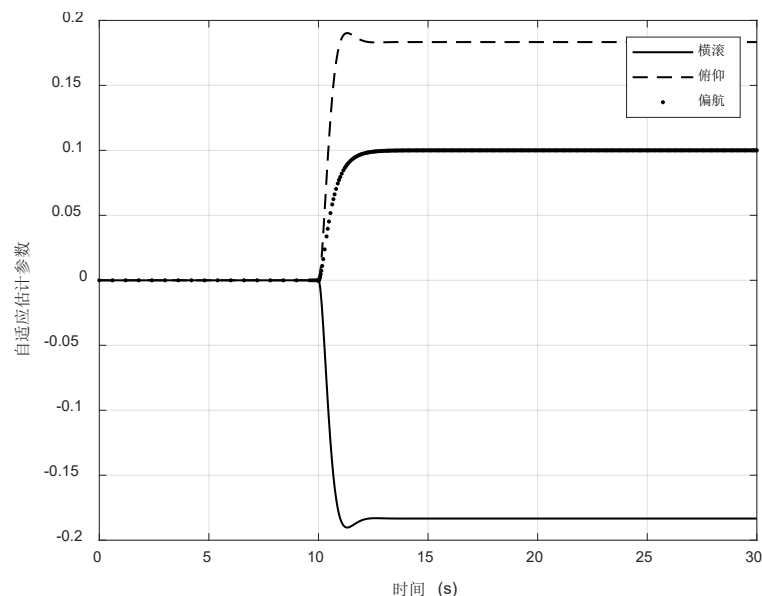


Figure 5. Adaptive law estimation
图 5. 自适应律估计

5. 结论

本文根据四旋翼无人机动力学模型设计了带有偏差故障的角速度传感器无人机数学模型, 使用自适应滑模控制进行故障的在线估计补偿, 通过稳定性证明验证算法的可行性。在仿真实验中经设计控制器输出姿态角与目标姿态角跟随情况得出, 当四旋翼无人机传感器发生偏差故障时所设计的自适应滑模控制策略能够有效估计故障项并对其进行故障补偿, 实现了四旋翼无人机发生传感器故障时无人机姿态角可以很好的跟随目标角度, 保证了无人机飞行过程中姿态的稳定性, 提高了自身的容错控制能力, 为四旋翼无人机在传感器容错控制上提供了一种可行的方法。

参考文献

- [1] 窦立谦, 杨闯, 王丹丹, 等. 基于状态观测器的多无人机编队跟踪控制[J]. 天津大学学报(自然科学与工程技术版), 2019, 52(1): 90-97.
- [2] 姜峰, 幸伟, 吴枫. 基于地形优化的无人机路径规划模型及其应用[J]. 数学的实践与认识, 2018, 48(15): 75-82.
- [3] 刘勇, 杨浩, 盘宏斌, 等. 基于改进线性自抗扰的四旋翼无人机姿态控制[J]. 电光与控制, 2023, 30(7): 8-14.
- [4] 赵振华, 李婷, 姜斌, 等. 四旋翼无人机姿态系统复合连续快速非奇异终端滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(3): 459-467.
- [5] 曾子元, 李云桓. 基于扩张状态观测器的四旋翼无人机飞行控制系统研究[J]. 微特电机, 2022, 50(1): 41-44+50.
- [6] 王庆楠, 王娜, 尹庆华. 传感器故障的 AUV 抗干扰容错控制[J/OL]. 计算机仿真, 1-7. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3724.TP.20231108.1452.004.html>, 2024-11-14.
- [7] 刘康. 不确定环境下四旋翼无人机智能控制算法研究[D]: [博士学位论文]. 合肥: 中国科学技术大学, 2022.
- [8] Chen, L., Liu, Z., Gao, H. and Wang, G. (2022) Robust Adaptive Recursive Sliding Mode Attitude Control for a Quadrotor with Unknown Disturbances. *ISA Transactions*, **122**, 114-125. <https://doi.org/10.1016/j.isatra.2021.04.046>
- [9] Doukhi, O. and Lee, D.J. (2019) Neural Network-Based Robust Adaptive Certainty Equivalent Controller for Quadrotor UAV with Unknown Disturbances. *International Journal of Control, Automation and Systems*, **17**, 2365-2374. <https://doi.org/10.1007/s12555-018-0720-7>
- [10] 刘闯. 航天器姿态鲁棒控制方法研究[D]: [博士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
- [11] 岳秀, 张伟. 基于智能算法的无人机航迹规划[J]. 电子科技, 2019, 32(2): 9-13.

-
- [12] Badr, S., Mehrez, O. and Kabeel, A.E. (2018) A Design Modification for a Quadrotor UAV: Modeling, Control and Implementation. *Advanced Robotics*, **33**, 13-32. <https://doi.org/10.1080/01691864.2018.1556116>
 - [13] Bisheban, M. and Lee, T. (2021) Geometric Adaptive Control with Neural Networks for a Quadrotor in Wind Fields. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, **29**, 1533-1548. <https://doi.org/10.1109/tcst.2020.3006184>
 - [14] 张萍. 四旋翼飞行器姿态控制建模与仿真[J]. 电机与控制应用, 2019, 46(12): 70-74.
 - [15] Emelyanov, S. (1959) Control of First Order Delay Systems by Means of an Astatic Controller Andnonlinear Correction. *Automation and Remote Control*, **8**, 983-991.
 - [16] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 1996.
 - [17] 姚雪莲. 基于自适应多设计融合的执行器故障补偿技术及其应用[D]: [博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
 - [18] Jiang, X., Su, C., Xu, Y., Liu, K., Shi, H. and Li, P. (2018) An Adaptive Backstepping Sliding Mode Method for Flight Attitude of Quadrotor UAVs. *Journal of Central South University*, **25**, 616-631. <https://doi.org/10.1007/s11771-018-3765-0>
 - [19] 王蕊, 孔国利. 传感器故障的四旋翼无人机模糊自适应容错控制[J]. 数学的实践与认识, 2020, 50(24): 116-124.