

四旋翼无人机不匹配扰动抗干扰控制

马志宝, 丁洁[†], 周映江

(南京邮电大学自动化学院 人工智能学院, 江苏 南京 210023)

摘要:针对四旋翼无人机存在的不匹配干扰和执行器故障等现象,提出了一种基于有限时间观测器的飞行控制方案。从无人机的运动学模型出发,构建了受执行器故障和不匹配干扰影响的控制模型。将干扰观测器与非奇异终端滑模控制(NTSMC)方法相结合,以实现复合抗干扰和容错控制器设计。首先,设计了两个非线性有限时间扰动观测器来估计不匹配扰动和执行器故障,有限时间观测器使得估计误差在有限时间内收敛到零。其次,将观测器与NTSMC控制方法结合,以在有限的时间内实现跟踪,并有效地减少抖振。最后,从理论和仿真验证了控制方法的有效性和所期望的控制性能。

关键词:有限时间;干扰观测器;不匹配干扰;执行器故障

中图分类号:TP273

文献标识码:A

Mismatched Disturbance Anti-disturbance Control of Quadrotor UAV

MA Zhibao, DING Jie[†], ZHOU Yingjiang

(College of Automation and College of Artificial Intelligence, Nanjing University of Posts and
Telecommunications, Nanjing, Jiangsu 210023, China)

Abstract: A flight control scheme of a quadrotor UAV in the presence of mismatched disturbances and actuator faults is investigated. A disturbance-observer-based control in combination with a non-singular terminal sliding mode control (NTSMC) is developed to achieve a composite anti-disturbance and fault-tolerant controller that provides expected performance. Starting from the kinematic models of UAVs, the control-oriented model subject to actuator faults and mismatched disturbances are constructed. Firstly, two novel nonlinear disturbance observers are designed to estimate the mismatched disturbances and the actuator faults, which make the estimation errors converge to zero in finite settling time. Secondly, a NTSMC method is proposed to achieve desired tracking performance in finite time and effectively reduces the chatter. Finally, numerical simulations show the effectiveness and desired control performance of the proposed method.

Key words: finite time; disturbance observer; mismatched disturbances; actuator fault

近年来,四旋翼无人机研究引起了广泛的关注,在军事^[1]、民用^[2]和工业领域^[3]中得到应用。四旋翼无人机具有垂直起降、空中悬停和高速机动性等优点^[4-5]。由于无人机具有非线性、不稳定性和参数不确定性,故在实际飞行中经常无法达到预期的控制效果。为提高无人机的控制性能,滑模控

制(SMC)^[6-7]、反演法^[8]、自适应^[9]和模糊控制^[10]等控制方法应运而生。然而,无人机中的外部干扰(例如风扰)^[11]会导致跟踪控制不准确。此外,四旋翼无人机是非线性耦合系统^[12],传统控制方法难以在扰动影响下实现高精度控制。

为了消除外部干扰和模型不确定性带来的不利

影响,抗干扰控制方法已经成为控制理论和应用的重点。基于干扰观测器的控制(DOBC)^[13-15]方案被广泛应用于不同类型的系统中,用来补偿/消除外部干扰和模型不确定性。DOBC从构造一个观测器来估计未知扰动开始,然后利用前馈扰动补偿传统的反馈控制器,以达到期望的控制性能。在无人机系统状态空间模型中,扰动可分为匹配扰动和不匹配扰动(扰动和控制输入存在于不同的通道)^[16],不匹配扰动在工程系统中更常见且广泛存在。无人机外部风扰和参数不确定性引起的总扰动转矩可能直接影响飞行状态,而不是通过控制输入通道来影响。大多数现有的DOBC方法仅限于满足匹配条件的非线性系统(扰动通过与控制输入相同的通道作用于系统^[17])。孙海滨^[18]针对一类具有不匹配的未知非线性函数和外部干扰的严格反馈系统提出了一种复合抗干扰跟踪控制方案。同时针对一类具有不匹配扰动的多输入多输出非线性参数化系统的抗扰控制问题提出了复合自适应抗扰控制方法^[19]。

此外,无人机容易受到组件/系统故障的影响。飞行中的故障可能会导致性能大幅下降,甚至造成灾难性后果,从而激发对故障检测以及容错控制(FTC)的重要研究^[20]。由SMC和非线性干扰观测器组成的FTC方案已被提出并应用于具有有限控制权限的高超音速飞机^[21]。一般来说,SMC方法具有渐近稳定的性能。为了将收敛性能从渐进增强到有限时间状态收敛,Zak^[22]首先提出了一种终端滑模控制(TSMC),在滑模面中加入非线性项,使系统状态在有限时间内到达滑动面上的控制目标点。TSMC不仅具有快速响应和鲁棒性,还具有有限时间收敛的优势。然而,TSMC的问题在于,每当状态达到零时,控制输入可能会变得无穷大。而非奇异终端滑模控制(NTSMC)^[23]解决了这个问题。本文将研究利用NTSMC的无人机容错控制方案,并在有限时间内估计无人机系统中存在的非线性不匹配扰动和执行器故障。主要创新点包括:

(1) 将干扰观测器和非奇异终端滑模控制方法结合,提出了一种针对无人机系统的复合抗干扰容错控制方法,有效提高无人机系统的抗干扰和容错能力。

(2) 同时考虑不匹配扰动和执行器故障。不匹配的干扰由有限时间干扰观测器(FTDO)估计。高阶滑模观测器可以保证执行器故障引起的总扰动的估计误差在有限时间内收敛到零。

(3) 提出了一种通过非奇异终端滑模控制律

估计扰动的滑模面,在有限时间内得到期望轨迹,大大减少了抖振。

1 四旋翼无人机数学模型

考虑具有完全驱动动力学的四旋翼系统,其中四个独立的控制输入用于控制四个自由度 $[z, \phi, \theta, \psi]^T$, ϕ, θ, ψ 分别为四旋翼的翻滚角、俯仰角和偏航角, z 为四旋翼在地球坐标系中的高度位置。

假设四旋翼数学模型中的每个通道都存在扰动,四旋翼根据拉格朗日方程建立的动力学方程如下^[17]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + d_z(t) \\ \dot{x}_2 = \frac{\cos x_5 \cos x_3}{m_s} (u_1 \eta_z + \Delta_z) - g \\ \dot{x}_3 = x_4 + d_\phi(t) \\ \dot{x}_4 = \dot{x}_5 \dot{x}_7 \frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{J_r}{I_x} \dot{x}_5 \Omega_r + \frac{l}{I_x} (u_2 \eta_\phi + \Delta_\phi) \\ \dot{x}_5 = x_6 + d_\theta(t) \\ \dot{x}_6 = \dot{x}_3 \dot{x}_7 \frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{J_r}{I_y} \dot{x}_3 \Omega_r + \frac{l}{I_y} (u_3 \eta_\theta + \Delta_\theta) \\ \dot{x}_7 = x_8 + d_\psi(t) \\ \dot{x}_8 = \dot{x}_5 \dot{x}_3 \frac{I_x - I_y}{I_z} + \frac{c}{I_z} (u_4 \eta_\psi + \Delta_\psi) \end{cases} \quad (1)$$

$[\dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3, \dot{x}_4, \dot{x}_5, \dot{x}_6, \dot{x}_7, \dot{x}_8]^T = [z, \dot{z}, \phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}]^T$; $\theta, \psi \in [-\pi/2, \pi/2]$; I_x, I_y, I_z 分别是围绕 x, y, z 的转动惯量; J_r 是螺旋桨的惯性; m_s 是四旋翼的总质量; g 是重力加速度; l 是每个旋翼末端到机身重心的距离; $0 < \eta_i \leq 1$ ($i = z, \phi, \theta, \psi$),是执行器故障因子,代表执行器故障的程度; Δ_i 表示偏置故障; $d_\psi(t)$ 是不匹配干扰; c 是力矩比例因子; u_1, u_2, u_3 和 u_4 是控制输入:

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ lb & 0 & -lb & 0 \\ 0 & -lb & 0 & lb \\ -k & k & -k & k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, k 和 b 为正整数参数,与叶片数量、叶片的升力和阻力系数、螺旋桨的半径和空气的几何形状和密度有关; Ω_i ($i = 1, 2, 3, 4$)是四个转子的角速度, $\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$ 。

四旋翼无人机系统(1)考虑了两个关键因素。第一个是状态方程中的执行器故障 η_j ($j = z, \phi, \theta, \psi$)可以直接影响控制输入,导致无人机系统性能不佳。另一个是干扰 $d_j(t)$ ($j = z, \phi, \theta, \psi$),对无人机飞行跟踪有很大影响。

如何消除故障和干扰对无人机的影响,设计扰动观测器估计故障和干扰,并辅助用于控制律

的设计,是本文重点。

针对式(1)的四旋翼无人机动力学模型,提出以下假设:

假设 1:

(a) 四旋翼结构是刚性和对称的。

(b) 四旋翼无人机飞行过程中,重力加速度不随位置的变化而变化;

(c) 惯性参考系是地面,机身重心与刚体固定坐标系的原点重合。

假设 2: 系统(1)中的失配扰动 $d_j(t)$ 是 r 阶可微的,并且 $d_j^{(r)}(t)$ 有一个 Lipschitz 常数 L 。

假设 3: 期望的轨迹 x_d 和 \dot{x}_d 的一阶和二阶导数是有界且可测量的。

引理 1^[23]: 考虑式(1)中的四旋翼系统,并假设存在一个 Lyapunov 函数 $V(x)$,定义在原点的邻域 $U \subset \mathfrak{R}^n$ 和 $\dot{V}(x) < \beta_1 V(x)\alpha_1$ 与 $x \in U \setminus \{0\}$, $0 < \alpha_1 < 1, \beta_1 > 0$ 。则系统局部达到限时间稳定,当 $T \leq 1/\beta_1 [(1-\alpha_1)]V(x_0)(1-\alpha_1)$ 时, $V(x) = 0$ 。

2 扰动观测器设计

考虑动力学模型(1)中的高度子系统 z ,其可以重写为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + d_z(t) \\ \dot{x}_2 = \frac{\cos\theta\cos\phi}{m_s}u_1 - g + f \end{cases} \quad (4)$$

其中 $d_z(t)$ 为不匹配扰动, $f = \frac{\cos\theta\cos\phi}{m_s}(\eta_z - 1)u_1 + \Delta_z \frac{\cos\theta\cos\phi}{m_s}u_1$ 是执行器故障引起的总不确定性,与系统状态 ϕ , θ 和控制输入 u_1 有关。

2.1 有限时间扰动观测器

定理 1 为了在有限时间内估计无人机系统(3)中的不匹配扰动 d_z ,设计有限时间扰动观测器为:

$$\begin{cases} \dot{\tau}_{z0} = v_{z0} + x_2, \dot{\tau}_{z1} = v_{z1}, \dots, \dot{\tau}_{z(r-1)} = v_{z(r-1)}, \dot{\tau}_{zr} = v_{zr} \\ v_{z0} = -\lambda_0 L^{1/(r+1)} |\tau_{z0} - x_1|^{r/(r+1)} \text{sgn}(\tau_{z0} - x_1) + \tau_{z1} \\ v_{z1} = -\lambda_1 L^{1/r} |\tau_{z1} - v_{z0}|^{(r-1)/r} \text{sgn}(\tau_{z1} - v_{z0}) + \tau_{z2} \\ \vdots \\ v_{z(r-1)} = -\lambda_{r-1} L^{1/2} |\tau_{z(r-1)} - v_{z(r-2)}|^{1/2} \text{sgn}(\tau_{z(r-1)} - v_{z(r-2)}) + \tau_{zr} \\ v_{zr} = -\lambda_r L \text{sgn}(\tau_{zr} - v_{z(r-1)}) \\ \hat{x}_1 = \tau_{z0}, \hat{d}_z = \tau_{z1}, \dots, \hat{d}_z^{r-1} = \tau_{zr} \end{cases} \quad (4)$$

其中 $\lambda_i > 0$ ($i = 0, 1, \dots, r$) 是观测器系数, τ_{zi} 是辅助变量, v_{zi} ($i = 1, 2, \dots, r$) 是 τ_{zi} 的导数, $\hat{x}_1, \hat{d}_z, \dots, \hat{d}_z^{(r-1)}$ 分别是 $x_1, d_z, \dots, d_z^{(r-1)}$ 的估计值。

证明: 结合式(3)和式(4),观测器估计误差为:

$$\begin{cases} \dot{e}_{z0} = -\lambda_0 L^{1/(r+1)} |e_{z0}|^{r/(r+1)} \text{sgn}(e_{z0}) + e_{z1} \\ \dot{e}_{z1} = -\lambda_1 L^{1/r} |e_{z1} - \dot{e}_{z0}|^{(r-1)/r} \text{sgn}(e_{z1} - \dot{e}_{z0}) + e_{z2} \\ \vdots \\ \dot{e}_{z(r-1)} = -\lambda_{r-1} L^{1/2} |e_{z(r-1)} - \dot{e}_{z(r-2)}|^{1/2} \text{sgn}(e_{z(r-1)} - \dot{e}_{z(r-2)}) + e_{zr} \\ \dot{e}_{zr} = -\lambda_r L \text{sgn}(e_{zr} - \dot{e}_{z(r-1)}) \end{cases} \quad (5)$$

$$e_{z0} = \hat{x}_1 - x_1, e_{z1} = \hat{d}_z - d_z, \dots, e_{z(r-1)} = \hat{d}_z^{(r-2)} - d_z^{(r-2)}, e_{zr} = \hat{d}_z^{(r-1)} - d_z^{(r-1)}$$

假设式(3)中的不匹配扰动满足假设 2 的条件。从 Shtessel^[24] 得出观测器(4)是有限时间稳定的,存在时间常数 T_0 使得 $e_{zi}(t) = 0$ 。

2.2 故障估计

为了有效估计出高度子系统的执行器故障,本节提出了一种高阶滑模观测器,它也可以扩展到滚转、俯仰和偏航系统。

假设 4: 系统(3)中的执行器故障项 f 及其导数是有界的。

定理 2: 高阶滑模观测器^[25]用于在有限时间内估计高度系统(3)的状态变量和故障项 f :

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + k_{f1} |e_{x1}|^{2/3} \text{sgn}(e_{x1}) + \hat{d}_z \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{f} + \frac{\cos\theta\cos\phi}{m_s}u_1 - g + k_{f2} |e_{x1}|^{1/3} \text{sgn}(e_{x1}) \\ \dot{\hat{f}} = k_{f3} \text{sgn}(e_{x1}) \end{cases} \quad (6)$$

其中 $e_{x1} = x_1 - \hat{x}_1$, k_{f1} , k_{f2} 和 k_{f3} 是观测器增益系数,那么执行器故障项 f 可以在有限的时间估计出来。

证明: 结合式(3)和式(6),观测器误差方程为:

$$\begin{cases} \dot{e}_{x1} = \hat{e}_2 - k_{f1} |e_{x1}|^{2/3} \text{sgn}(e_{x1}) \\ \dot{e}_{x2} = -\hat{f} - k_{f2} |e_{x1}|^{1/3} \text{sgn}(e_{x1}) + e_2 \\ \dot{e}_2 = k_{f3} \text{sgn}(e_{x1}) + \dot{f} \end{cases} \quad (7)$$

考虑估计误差 $e_2 = f - \hat{f}$ 和 $e_{x2} = x_2 - \hat{x}_2$ 。根据假设 4, f 的导数是有界的,式(7)中的估计误差方程具有递归精确鲁棒微分器的形式。因此,如果对增益 k_{f1} , k_{f2} 和 k_{f3} 进行适当选择,误差 e_{x1} , e_{x2} 和 e_2 将在有限时间内收敛到零 $t > T_1$ 。详细的稳定性分析参考[26]。

2.3 控制器设计

结合 DOBC 方法,对存在不匹配扰动下系统

(3)的滑模面里引入扰动估计 \hat{d}_z :

$$s_z = \xi_{z1} + 1/\beta(\xi_{z2} + \hat{d}_z)p/q \quad (8)$$

其中 $\beta > 0$ 是增益常数, p 和 q 是满足 $1 < p/q < 2$ 的正奇数, \hat{d}_z 是扰动 d_z 的估计值, $\xi_{z1} = x_1 - z_d$, $\xi_{z2} = x_2 - \dot{z}_d$ 。

定理 3: 针对滑模面(8), 如果控制律设计为:

$$u_1 = -\frac{m_s}{\cos\theta\cos\phi}[-g - \ddot{z}_d + \dot{f} + \beta\frac{q}{p}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{2-p/q} + v_{z1} + k\text{sgn}(s_z) |s_z|^\alpha + k_1\text{sgn}(s_z)] \quad (9)$$

其中 $0 < \alpha < 1$, $k > 0$, $k_1 = \sigma_1\beta\frac{q}{p}$

$(\xi_{z2} + \hat{d}_z)\frac{q}{pq} + \sigma_2$, $|e_{z1}| = |\hat{d}_z - d_z| \leq \sigma_1$, $|e_2| = |\hat{f} - f| \leq \sigma_2$, 那么高度 z 可以在有限的时间内到达期望的轨迹 z_d 。

证明: 对滑模面(8)求导:

$$\begin{aligned} \dot{s}_z &= \dot{\xi}_{z1} + \frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}(\dot{\xi}_{z2} + \dot{\hat{d}}_z) = \\ &x_2 + d_z - \dot{z}_d + \frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1} \\ &[\frac{\cos\theta\cos\phi}{m_s}u_1 - g + f - \ddot{z}_d + v_{z1}] = \\ &-\frac{k}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}\text{sgn}(s_z) |s_z|^\alpha - \\ &e_{z1} - \frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}e_2 - \\ &\frac{k_1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}\text{sgn}(s_z) \end{aligned} \quad (10)$$

其中 $e_{z1} = \hat{d}_z - d_z$ 是扰动估计误差, $e_2 = \hat{f} - f$ 是故障估计误差。

定义李雅普诺夫函数 $V_z(s) = (1/2)s_z^2$, 取 V_z 的导数并代入控制律(9)得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_z &= -\frac{k}{\beta}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1} |s_z|^{1+\alpha} - e_{z1}s_z - \\ &\frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}e_2s_z - \frac{k_1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \\ &\hat{d}_z)^{p/q-1} |s_z| \leq -\frac{k}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \\ &\hat{d}_z)^{p/q-1} |s_z|^{\alpha+1} + \sigma_1 |s_z| + \\ &\frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1} \\ &\sigma_2 |s_z| - \frac{k_1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1} |s_z| \leq \\ &-2^{\frac{1+\alpha}{2}}\frac{k}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}V_z^{\frac{1+\alpha}{2}} \leq \\ &-KV_z^{\frac{1+\alpha}{2}} \end{aligned} \quad (11)$$

其中 $K = 2^{\frac{1+\alpha}{2}}\frac{k}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}$, p, q

满足 $1 < p/q < 2$, $\beta\frac{p}{q}(xi_{z2} + \hat{d}_z)p/q - 1 \geq 0$, 可以保证 $K \geq 0$ 。对于 $\bar{\xi}_{z2} = \xi_{z2} + \hat{d}_z \neq 0$ 的情况, 满足 Lyapunov 稳定性的条件, 因此有限时间内系统状态可以到达滑动面 $s_z = 0$, 由于式(10)中的执行器故障估计误差 e_2 将在有限时间 T_1 内收敛到零。对于 $\xi_{z2} = 0$, 得到

$$\dot{\xi}_{z2} = -k_1\text{sgn}(s_z) - k\text{sgn}(s_z) |s_z|^\alpha \quad (12)$$

当 $s > 0$ 和 $s < 0$ 可得 $\dot{\xi}_{z2} \leq -k_1$, $\dot{\xi}_{z2} \geq k_1$, 分别可以证明 $\bar{\xi}_{z2} = 0$ 不是吸引子, 因此, 从引理 1 可得系统(11) 是有限时间稳定的, 收敛时间 T_2 满足

$$T_2 \leq 1/\left[\sqrt{2}\frac{k}{\beta}\left(1 - \frac{1+\alpha}{2}\right)\right]V_z(x_0)1 - \frac{1+\alpha}{2} \quad (13)$$

其中 $V_z(x_0)$ 代表李雅普诺夫函数 V_z 的初始值。

当滑动面(8)到达 0, 即

$$s_z = \xi_{z1} + 1/\beta(\xi_{z2} + \hat{d}_z)p/q = 0 \quad (14)$$

得

$$\begin{aligned} \dot{\xi}_{z1} &= -\frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}(\dot{\xi}_{z2} + v_{z1}) = \\ &-\frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{p/q-1}(-e_2 - \\ &\beta\frac{q}{p}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)^{2-p/q}) = \frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \\ &\hat{d}_z)^{p/q-1}e_2 + (\xi_{z2} + \hat{d}_z) \end{aligned}$$

定义李雅普诺夫方程为:

$$V_e = \frac{1}{2}\xi_{z1}^2 \quad (15)$$

取方程(15)的导数:

$$\dot{V}_e = \left[\frac{1}{\beta}\frac{p}{q}(\xi_{z2} + \hat{d}_z)p/q - 1e_2 + (\xi_{z2} + \hat{d}_z)\right]\xi_{z1} \quad (16)$$

由式(14)可以计算出 $\xi_{z2} + \hat{d}_z = -\beta^{\frac{q}{p}}\xi_{z1}^{\frac{q}{p}}$:

$$\begin{aligned} \dot{V}_e &= (\beta^{\frac{q-p}{p}}\frac{p}{q}\xi_{z1}^{\frac{p-q}{p}}e_2 - \beta^{\frac{q}{p}}\xi_{z1}^{\frac{q}{p}})\xi_{z1} \\ &= \beta^{\frac{q-p}{p}}\frac{p}{q}\xi_{z1}^{\frac{2p-q}{p}}e_2 - \beta^{\frac{q}{p}}\xi_{z1}^{\frac{q+1}{p}} \end{aligned} \quad (17)$$

其中 e_2 为执行器故障引起的扰动误差, e_2 的收敛时间为 T_1 , 滑模面收敛时间为 T_2 。

通过选择观测器和控制器的参数, 收敛时间满足条件 $T_1 < T_2$ 。因此执行器故障扰动估计当滑动面 $s_z = 0$ 时, 式(17)中的误差 e_2 将收敛到 0。

$$\dot{V}_e = -\beta^{\frac{q}{p}}\xi_{z1}^{\frac{q+1}{p}} = -2^{\frac{p+q}{2p}}\beta^{\frac{q}{p}}V_e^{\frac{p+q}{2p}} \quad (18)$$

从引理 1 可以得出, 当滑动面 $s_z = 0$ 时, ξ_{z1} 可以在有限时间内达到零, 这意味着系统状态 $x_1 = z$

可以在有限时间内达到期望轨迹 z_d 时间。

翻滚角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 的控制器 u_2 , u_3 和 u_4 类似于高度 z 控制器 u_1 :

$$u_2 = -\frac{I_x}{l}[-\phi_d + \dot{\theta}\dot{\psi}\frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega_r + \hat{f}_\phi + \beta\frac{q}{p}(\xi_{\phi^2} + \hat{d}_\phi)^{2-p/q} + v_{\phi 1} + k_{\phi 1}\text{sgn}(s_\phi) |s_\phi|^\alpha + k_{\phi 2}\text{sgn}(s_\phi)]$$

$$u_3 = -\frac{I_y}{l}[-\theta_d + \dot{\phi}\dot{\psi}\frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega_r + \hat{f}_\theta + \beta\frac{q}{p}(\xi_{\theta 2} + \hat{d}_\theta)^{2-p/q} + v_{\theta 1} + k_{\theta 1}\text{sgn}(s_\theta) |s_\theta|^\alpha + k_{\theta 2}\text{sgn}(s_\theta)]$$

$$u_4 = -\frac{I_z}{c}[-\psi_d + \dot{\phi}\dot{\theta}\frac{I_x - I_y}{I_z} + \hat{f}_\psi + \beta\frac{q}{p}(\xi_{\psi 2} + \hat{d}_\psi)^{2-p/q} + v_{\psi 1} + k_{\psi 1}\text{sgn}(s_\psi) |s_\psi|^\alpha + k_{\psi 2}\text{sgn}(s_\psi)]$$

其中 $0 < \alpha < 1$, $k_{\phi 1}$, $k_{\theta 1}$, $k_{\psi 1}$ 为控制器系数; ϕ_d , θ_d , ψ_d 是 ϕ 、 θ 和 ψ 的期望轨迹; $v_{\phi 1}$, $v_{\theta 1}$, $v_{\psi 1}$ 是不匹配扰动 d_ϕ , d_θ , d_ψ 的估计值; \hat{f}_ϕ , \hat{f}_θ , \hat{f}_ψ 分别是故障项 f_ϕ , f_θ , f_ψ 的估计值。

$$k_{\phi 2} = \sigma_{\phi 1}\beta\frac{q}{p}(\xi_{\phi 2} + \hat{d}_\phi)\frac{q}{pq} + \sigma_{\phi 2}$$

$$k_{\theta 2} = \sigma_{\theta 1}\beta\frac{q}{p}(\xi_{\theta 2} + \hat{d}_\theta)\frac{q}{pq} + \sigma_{\theta 2}$$

$$k_{\psi 2} = \sigma_{\psi 1}\beta\frac{q}{p}(\xi_{\psi 2} + \hat{d}_\psi)\frac{q}{pq} + \sigma_{\psi 2}$$

$$|e_{\phi 1}| = |\hat{d}_\phi - d_\phi| \leq \sigma_{\phi 1}, |e_{\phi 2}| = |\hat{f}_\phi - f_\phi| \leq \sigma_{\phi 2}$$

$$|e_{\theta 1}| = |\hat{d}_\theta - d_\theta| \leq \sigma_{\theta 1}, |e_{\theta 2}| = |\hat{f}_\theta - f_\theta| \leq \sigma_{\theta 2}$$

$$|e_{\psi 1}| = |\hat{d}_\psi - d_\psi| \leq \sigma_{\psi 1}, |e_{\psi 2}| = |\hat{f}_\psi - f_\psi| \leq \sigma_{\psi 2}$$

对于扰动为 0 的系统,当 $e_{z0}(t) = e_{z0}(t) = \dots = e_{zr}(t) = 0$ 和 $v_{z1}(t) = 0$ 时,如果观察者状态的初始值选择为 $\tau_{z0}(t_0) = x_1(t_0)$ 和 $\tau_{z1}(t_0) = \dots = \tau_{zr}(t_0) = 0$,那么式(8)中的滑动面和式(9)中的控制律被简化为传统的 NTSMC。这意味着保留了所提出方法的标称控制性能。

3 仿真结果

使用三阶有限时间扰动观测器来估计扰动。控制器和观察者参数取为 $\beta = 3$, $p = 5$, $q = 3$, $k = 3$, $\alpha = 1/3$, $L = 10$, $\lambda_0 = 3$, $\lambda_1 = 1.5$, $\lambda_2 = 1.1$, $\gamma = 10$, $l_1 = 4$, $l_2 = 2$, $\sigma_1 = \sigma_2 = 10$ 。四旋翼无人机模型和控制器参数汇总见表 1。

表 1 四旋翼无人机参数

序号	主要参数	量值
1	m_s	1
2	l	0.21
3	I_x	1.22
4	I_y	1.22
5	I_z	2.2
6	J_r	0.2
7	k_i	0.12
8	g	9.8
9b	5	
10	k	2
11	c	1

$[z(0), \phi(0), \theta(0), \psi(0)]^T = [0, 0, 0, 0]^T$ 为初始状态, $[z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d]^T = [\pi/3, \pi/4, \pi/3, \pi/3.5]^T$ 。在 MATLAB 仿真中,不匹配扰动 $[d_z, d_\phi, d_\theta, d_\psi]^T$ 被施加到无人机系统上,分别影响高度 z 、翻滚角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ :

$$d_z = 0.2\sin(2.5\pi t - 3) + 0.3\sin(2\pi t - 7) + 0.4\sin(0.4\pi t) + 0.5\sin(0.02\pi t + 2) + 2$$

$$t \geq 5s$$

$$d_\phi = 0.8\sin(2\pi t - 3) + 2.7\sin(0.6\pi t) + 0.4\sin(0.02\pi t + 2)$$

$$t \geq 6s$$

$$d_\theta = 0.5\sin(3\pi t - 4) + 0.75\sin(0.2\pi t + 7) + 1.75\sin(0.6\pi t) + 1.6$$

$$t \geq 7s$$

$$d_\psi = 0.5\sin(2\pi t) + 0.75\sin(0.2\pi t + 7) + 0.1\sin(3\pi t - 4) + 2$$

$$t \geq 8s$$

将所提出的控制方法应用于四旋翼无人机,发现无人机可以在存在不匹配扰动的情况下快速到达参考轨迹。高度 z 、翻滚角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 的仿真结果如图 1—图 4 所示。

图 1—4 表示四旋翼系统在有限时间内追踪到期望轨迹 $z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d$ 。当扰动 $[d_z, d_\phi, d_\theta, d_\psi]^T$ 分别出现在 $t = 5s, 6s, 7s, 8s$, 时可以在有限时间内消除扰动的影响,无人机的轨迹不会有大的偏移,无人机系统的抗干扰能力大大提高。

由图 5—图 8 可知,FTDO 可以在有限时间内估计失配扰动和扰动估计误差, $e_{z1} = \hat{d}_z - d_z$, $e_{\phi 1} = \hat{d}_\phi - d_\phi$, $e_{\theta 1} = \hat{d}_\theta - d_\theta$, $e_{\psi 1} = \hat{d}_\psi - d_\psi$ 在有限时间内逼近 0。当扰动分别在 $t = 5s, 6s, 7s, 8s$ 处突

然变化时,FTDO 可以快速、准确地跟踪扰动的变化。

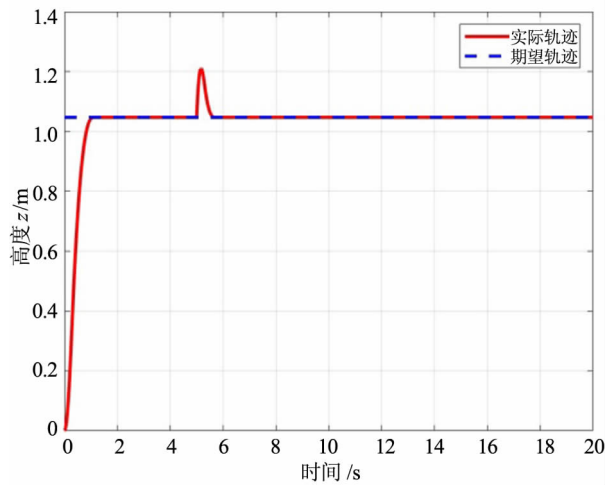


图1 高度跟踪轨迹

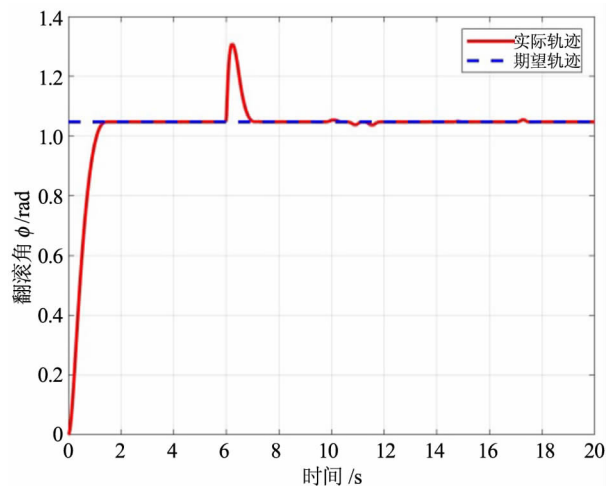


图2 翻滚角跟踪轨迹

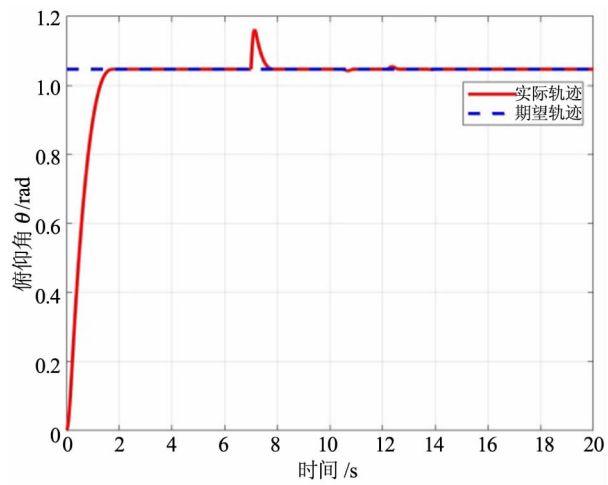


图3 俯仰角跟踪轨迹

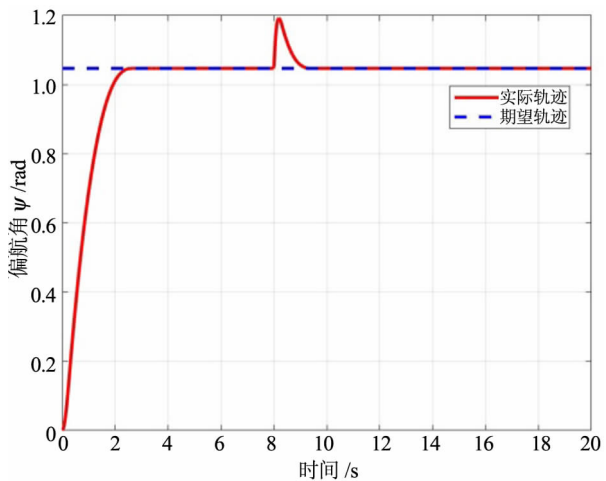


图4 偏航角跟踪轨迹

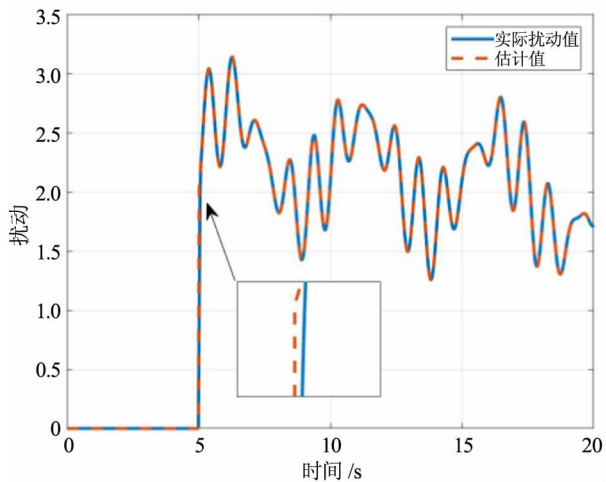


图5 扰动 d_z 估计

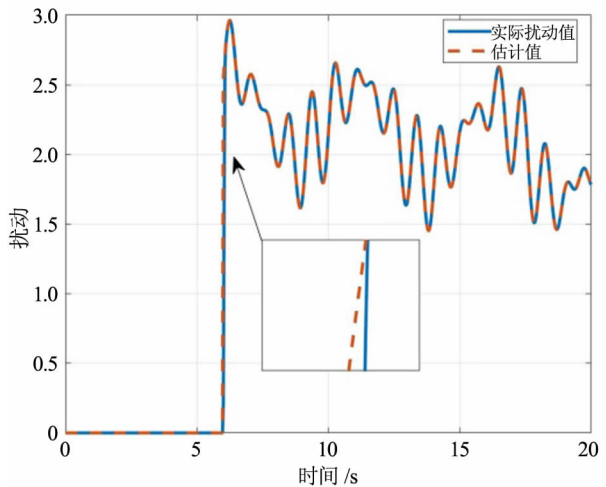


图6 扰动 d_ϕ 估计

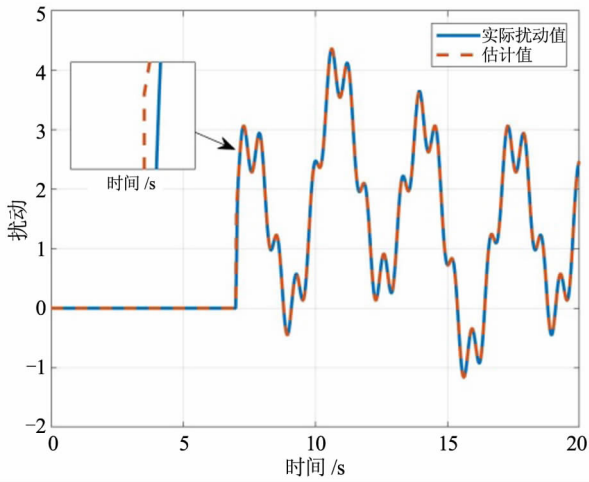


图 7 扰动 d_θ 估计

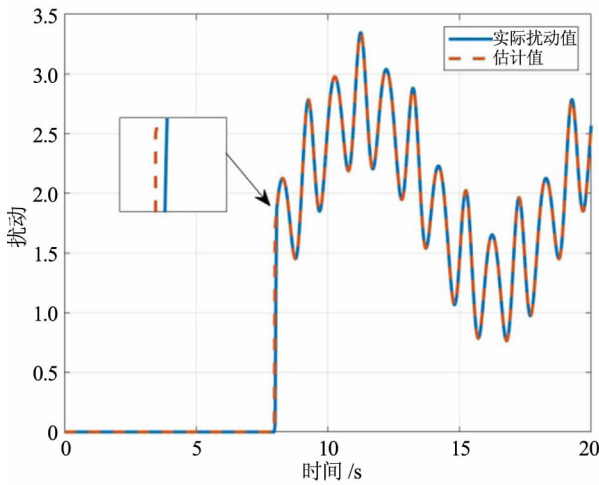


图 8 扰动 d_ψ 估计

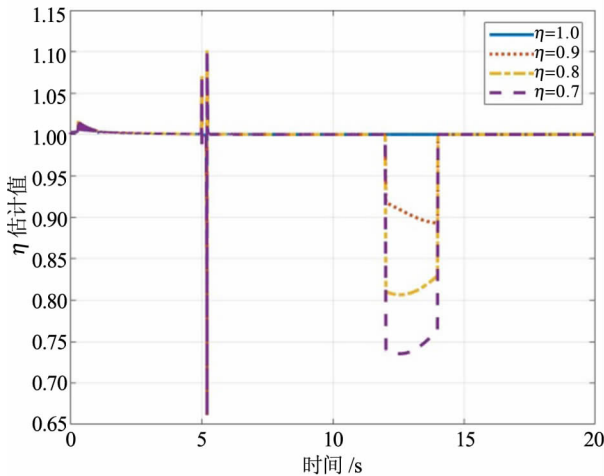


图 9 故障因子估计

图 9 采用式(6)中的故障观测器,模拟无人机的执行器故障,用于估计由执行器故障引起的总不确定性 f ,以高度 z 为例,在时间 $t = 12s$ —

14s 时,执行器会出现 10%、20%、30% 和 40% 的部分有效性损失,这意味着 $\eta = 0.9、0.8、0.7$ 和 0.6 ,可以看出,观测器可以很好地估计故障的出现时间和范围。本文方法与其他滑模观测器的抗干扰能力相比,具有更加良好的性能,以及更快的响应速度,见图 10。

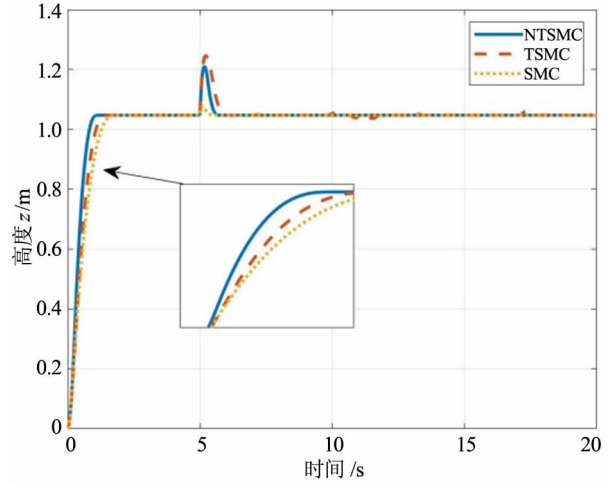


图 10 SMC、TSMC 与 NTSMC 控制方法对比

4 结 论

考虑了无人机系统的不匹配扰动和执行器故障,提出了 FTDO 来估计无人机系统中的失配扰动。受容错控制方法的启发,提出了一种高阶滑模观测器来估计无人机系统上执行器故障引起的集中扰动。利用非奇异终端滑模技术解决了无人机系统的连续有限时间控制问题,并构造了一个新的滑模面,使得沿滑面的滑动运动可以驱动状态为具有不匹配干扰和执行器故障的所需平衡点,其中的扰动已被提出的观测器补偿,所提议的方法在很大程度上增强了无人机系统的鲁棒性。

参考文献

[1] ROBERGE V, TARBOUCHI M, LABONT G. Fast genetic algorithm path planner for fixed-wing military UAV using GPU [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 54(5): 2105–2117.

[2] ALTURBEH H, WHIDBORNE J F. Visual flight rules-based collision avoidance systems for UAV flying in civil aerospace [J]. Robotics, 2019, 9(1): 9.

[3] WANG Q B, DAI H N, WANG H, et al. UAV-enabled friendly jamming scheme to secure industrial internet of things [J]. Journal of Communications and Networks, 2019, 21(5): 481–490.

- [4] MOFIDO, MOBAYEN S. Adaptive finite-time backstepping global sliding mode tracker of quad-rotor UAVs under model uncertainty, wind perturbation, and input saturation [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, 58(1): 140–151.
- [5] CASTAEDA H, TODRIGUEZ J, GORDILLO J L. Continuous and smooth differentiator based on adaptive sliding mode control for a quadrotor MAV [J]. *Asian Journal of Control*, 2021, 23(2):661–672.
- [6] WANG X K, YU Y G, LI Z K. Distributed sliding mode control for leader-follower formation flight of fixed-wing unmanned aerial vehicles subject to velocity constraints [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2021, 31(6): 2110–2125.
- [7] MU B X, ZHANG K W, SHI Y. Integral sliding mode flight controller design for a quadrotor and the application in a heterogeneous multi-agent system [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(12): 9389–9398.
- [8] LUNGE M. Auto-landing of UAVs with variable centre of mass using the backstepping and dynamic inversion control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103:1059–1062.
- [9] XIA K W, SONG H S. Adaptive fixed-time control of autonomous VTOL UAVs for ship landing operations [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2020, 357(10): 6175–6196.
- [10] ZHOU L H, ZHANG J Q, DOU J X, et al. A fuzzy adaptive backstepping control based on mass observer for trajectory tracking of a quadrotor UAV [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2018, 32(12): 1675–1693.
- [11] QIAN L H, LIU H H. Path-following control of a quadrotor UAV with a cable-suspended payload under wind disturbances [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2020, 67(2): 2021–2029.
- [12] L'AFFLITTO A, ANDERSON R B, MOHAMMADI K. An introduction to nonlinear robust control for unmanned quadrotor aircraft: how to design control algorithms for quadrotors using sliding mode control and adaptive control techniques [J]. *IEEE Control Systems Magazine*, 2018, 38(3): 102–121.
- [13] ZHU B, CHEN M, LI T. Robust constrained trajectory tracking control for quadrotor unmanned aerial vehicle based on disturbance observers [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2020, 142(11):1100–1102.
- [14] WANG Ning, LV Shuai-lin, ER Meng-joo, et al. Fast and accurate trajectory tracking control of an autonomous surface vehicle with unmodeled dynamics and disturbances [J]. *IEEE Transactions on Intelligent Vehicles* 2017, 1(3):230–243.
- [15] YANG J, CHEN W H, LI S H, et al. Disturbance/uncertainty estimation and attenuation techniques in PMSM drives—a survey [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(4): 3273–3285.
- [16] FERGUSON J, DONAIRE A, ORTEGA R, et al. Matched disturbance rejection for a class of nonlinear systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2020, 65(4): 1710–1715.
- [17] LI S H, YANG J, CHEN W H, et al. Disturbance observer-based control: methods and applications [M]. Boca Raton: CRC Press, 2016:145–151.
- [18] SUN H B, GUO L. Neural network-based DOBC for a class of nonlinear systems with unmatched disturbances [J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2017, 28(2): 482–489.
- [19] SUN H B, HOU L L, ZONG G D. Composite adaptive anti-disturbance control for MIMO nonlinearly parameterized systems with mismatched general periodic disturbances [J]. *International Journal of Computer Mathematics*, 2017, 94(10): 2089–2105.
- [20] LI Y, LIU X X, MING R C, et al. A cascaded nonlinear fault-tolerant control for fixed-wing aircraft with wing asymmetric damage[J]. *ISA Transactions*, 2023, 136: 503–524.
- [21] AN H, LIU J X, WANG C H, et al. Approximate backstepping fault-tolerant control of the flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *IEEE/ASME transactions on mechatronics*, 2016, 21(3): 1680–1691.
- [22] ZAK M. Terminal attractors for addressable memory in neural networks [J]. *Physics Letters A*, 1988, 133(1–2):18–22.
- [23] FENG Y, YU X H, MAN Z H. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators [J]. *Automatica*, 2002, 38(12): 2159–2167.
- [24] SHTESSEL Y B, SHKOLNIKOV I A, LEVANT A. Smooth second-order sliding modes; Missile guidance application [J]. *Automatica*, 2007, 43(8):1470–1476.
- [25] TRIPATHI V K, KAMATH A K, BEHERA L. Finite time super twisting sliding mode controller based on higher-order sliding mode observer for real-time trajectory tracking of a quadrotor [J]. *IET Control Theory & Applications*, 2020, 14(16): 2359–2371.
- [26] SALAS-PEA O, GONZLEZ J, LEÓN-MORALES J. Observer-based super twisting design: a comparative study on quadrotor altitude control [J]. *ISA Transactions*, 2020, 109:307–314.