

DOI: 10.13973/j.cnki.robot.170287

共轴八旋翼无人飞行器的偏航静态抗饱和补偿控制

彭程¹, 白越¹, 乔冠宇^{1,2}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 设计了一种共轴八旋翼无人飞行器, 与四旋翼飞行器相比, 其具有更大的驱动能力、更强的带载能力和一定的冗余能力。首先, 建立了飞行器的动力学模型。针对共轴八旋翼飞行器偏航运动能力比俯仰、滚转运动能力弱, 偏航容易出现执行器饱和现象的问题, 从实际工程出发提出了基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和补偿器。线性自抗扰算法易于工程调节, 能够实时估计与补偿外界扰动。静态抗饱和补偿器不增加系统阶次, 有效抑制偏航执行器饱和。利用李亚普诺夫稳定性理论证明了基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和偏航控制系统的稳定性。最后, 通过共轴八旋翼飞行器的仿真实验与原型机比较实验验证了算法的有效性与鲁棒性。原型机实验结果表明: 在室内固定干扰下, 执行器退出饱和的最长时间约为 4 s, 偏航角误差收敛到 ± 0.085 rad; 在室外变干扰下, 执行器退出饱和的最长时间约为 9 s, 偏航角误差收敛到 ± 0.127 rad。基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和补偿器在外界干扰情况下能够有效地抑制执行器饱和, 具有良好的偏航控制性能与强鲁棒性。

关键词: 共轴八旋翼无人飞行器; 偏航运动; 执行器饱和; 线性自抗扰控制器; 静态抗饱和补偿器
中图分类号: TP242 **文献标识码:** A **文章编号:** 1002-0446(2018)-02-0240-09

Static Anti-windup Compensation Control of Yaw Movement for a Coaxial Eight-Rotor UAV

PENG Cheng¹, BAI Yue¹, QIAO Guanyu^{1,2}

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: A coaxial eight-rotor unmanned aerial vehicle (UAV) with higher drive capability, greater payload capacity and damage tolerance than a quad-rotor UAV is developed. Firstly, the UAV dynamic model is set up. The actuator saturation tends to occur in the yaw movement of the coaxial eight-rotor UAV, for the reason that the yaw movement is much weaker than the pitch movement and roll movement in the coaxial eight-rotor UAV. For this problem, a static anti-windup compensator based on linear active disturbance rejection controller (LADRC) is proposed from the view point of practical engineering. LADRC is easy to be adjusted in engineering and able to estimate and compensate external disturbances in real time. The static anti-windup compensator can prevent actuator saturation in the yaw movement without increasing the system order. Then, the stability of the yaw control system with static anti-windup compensator based on LADRC is proved based on Lyapunov stability theory. Finally, the validity and robustness of the algorithm are verified via numerical simulations and coaxial eight-rotor prototype experiments. Experimental results indicate that the yaw control system with static anti-windup compensator based on LADRC spends 4 s to exit saturation for the longest time with yaw angle error limited to ± 0.085 rad indoors in the case of constant disturbances, and it spends 9 s to exit saturation for the longest time with yaw angle error limited to ± 0.127 rad outdoors in the case of varied disturbances. The static anti-windup compensator based on LADRC can effectively prevent actuator saturation with accurate yaw control and strong robustness for the coaxial eight-rotor UAV in the presence of external disturbances.

Keywords: coaxial eight-rotor UAV (unmanned aerial vehicle); yaw movement; actuator saturation; linear active disturbance rejection controller (LADRC); static anti-windup compensator

1 引言 (Introduction)

近年来, 四旋翼无人飞行器由于具有体积小、结构简单、飞行灵活、可垂直起降等特点, 得到了

越来越多的关注^[1-2]。然而, 四旋翼无人飞行器在结构上仅具有 4 个驱动单元, 它的机动能力受到很大制约。并且四旋翼飞行器的升力与重量的比值小, 导致其带载能力低, 飞行时间短。另外, 其不

基金项目: 国家自然科学基金 (11372309, 61304017); 吉林省科技发展计划 (20150204074GX); 省院合作科技专项资金 (2014SYHZ0004)。
通信作者: 乔冠宇, qgy008@163.com 收稿/录用/修回: 2017-05-02/2017-10-10/2017-10-12

具备驱动机构冗余能力,可靠性不高.因此,四旋翼无人飞行器在实际工程中往往不能够满足大载荷、长距离的工作需求.近几年,科研人员在四旋翼无人飞行器的基础上研究了更加适用于实际工程的多旋翼无人飞行器.Pounds等人^[3]设计了一款质量为4 kg的大型四旋翼无人机,采用比例-积分-微分(PID)控制器验证了其良好的控制性能.Samano等人^[4]提出了一个八旋翼无人机,8个旋翼在同一个平面上,等间隔地组成一个圆形,该无人机具有高载荷能力和一定的冗余能力.Hugo等人^[5]提出了一个新型结构的八旋翼飞行器,该结构使得飞行器的平动动力学和转动动力学完全解耦,因此飞行更为灵活,鲁棒性增强.

然而,与四旋翼飞行器相比,上面提出的多旋翼无人飞行器的体积变大,占地面积增大,携带不方便,灵活性大大降低.因此,本文提出了一种共轴八旋翼无人飞行器,共轴设计确保八旋翼飞行器与四旋翼飞行器在具有相同紧凑结构的基础上,增加了4个执行单元,故在具有相同旋翼与电机时,共轴八旋翼的升力约为四旋翼升力的2倍.又由于2个飞行器的占地面积相同,故共轴八旋翼的重量远远小于四旋翼的2倍,因此其升力与重量比值大大增加,使得驱动能力增大、带载能力提高、鲁棒性增强.另外,共轴设计方案提高了执行机构的故障冗余能力,增强了飞行系统的可靠性.

对于共轴八旋翼无人飞行器,驱动电机作为执行单元在物理上具有有限转速,因此飞行器在3个姿态运动控制上存在执行器饱和的问题.并且,偏航运动是由反扭力矩产生,俯仰和滚转运动都是由旋翼升力力矩产生.与升力力矩相比,反扭力矩非常小,因此导致偏航运动能力比俯仰、滚转运动能力弱.那么,根据飞行器的姿态运动机理,偏航姿态运动比俯仰、滚转姿态运动在外界干扰情况下更容易达到执行器饱和.同样地,被学者广泛研究的四旋翼飞行器也具有姿态控制上的执行器饱和问题.

众所周知,执行器饱和会恶化系统的控制性能,通常会增大系统的超调、延长调节时间、导致系统振荡、甚至失稳.一般地,执行器饱和控制设计方法分为直接设计方法和抗饱和补偿器设计方法.其中,抗饱和补偿器设计方法具有广泛应用,它在没有执行器饱和时不作用,当发生饱和时进行抗饱和补偿,从而弱化饱和对系统的影响,避免系统性能损失^[6].Ofodile等人^[7]提出一种双积分抗饱和补偿器,有效应用到四旋翼飞行器控制上,保

证系统全局稳定性,并且具有良好的抗饱和性能和控制性能.杨青运等人^[8]针对具有输入饱和的飞行器,将干扰观测器和抗饱和控制相结合,设计一种基于干扰观测器的抗饱和鲁棒控制器,飞行器仿真实验有效验证了算法的可行性.Borisov等人^[9]提出了鲁棒输出控制器,设计了一种连续补偿器应用到输入有界的四旋翼飞行器控制中,并且增加了积分环节,最终通过仿真实验验证了算法的有效性.文[10]基于 H_∞ 回路成型技术设计了一种标称控制器,将飞行器输入饱和视为不确定性,进而对整个飞行器系统进行抗饱和补偿,最终仿真实验证明了其算法具有较好的控制效果.

因此,针对共轴八旋翼无人飞行器的偏航姿态容易达到执行器饱和的问题,本文设计了一种基于线性自抗扰的静态抗饱和和补偿器.线性自抗扰算法参数较少,易于调节,便于工程实现,并且线性扩张状态观测器能够实时估计与补偿干扰,提高共轴八旋翼偏航系统的鲁棒性.另外,静态抗饱和和补偿器具有结构简单、不增加系统阶次的优点,适用于实际飞行工程.最后,共轴八旋翼偏航静态抗饱和和仿真比较实验与原型机飞行实验均有效地证明了基于线性自抗扰的静态抗饱和和偏航系统对外界干扰具有准确的偏航控制性能与良好的抗饱和性能,具有实际工程应用价值.

2 共轴八旋翼无人飞行器动力学建模 (Dynamics modeling of the coaxial eight-rotor UAV)

共轴八旋翼无人飞行器的结构如图1所示,4个等长的碳纤维连杆绕着飞行器的中心点组成了十字形分布,8个电机和旋翼分成4组分别垂直安装在4个连杆的末端位置.其中, Ω_i ($i=1,2,\dots,8$)表示第*i*个电机的转速,共轴上下2个旋翼的旋转方向相反,同一平面的相邻2个旋翼的旋转方向也相反.俯仰运动是由增加(减小)1、2旋翼的转速,同时减小(增加)5、6旋翼的转速产生;相似地,改变左右2组旋翼转速来产生滚转运动;在增加(减小)逆时针旋翼转速的同时再减小(增加)顺时针旋翼的转速即可产生偏航运动.

设定地面坐标系 $E = \{O_g, x_g, y_g, z_g\}$ 与机体坐标系 $B = \{O_b, x_b, y_b, z_b\}$. 定义 $\xi = [x, y, z]^T$ 为共轴八旋翼飞行器质心的平动空间位置,欧拉角向量 $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ 表示飞行器的姿态.共轴八旋翼无人飞行器可假定为具有空间6个自由度的对称刚体,那么,基于牛顿-欧拉公式得到绕质心转动的动力学方程为

$$\frac{d\mathbf{H}}{dt} = \frac{\delta\mathbf{H}}{\delta t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} = \mathbf{M} \quad (1)$$

其中, $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$ 为飞行器相对于机体坐标系 B 的转动角速度, 动量矩 \mathbf{H} 表示为

$$\mathbf{H} = \mathbf{J} \cdot \boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{J} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$, I_x 、 I_y 和 I_z 分别为三轴转动惯量. 旋翼转动转矩表示为

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \rho A C_T R^2 l (\Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_7^2 - \Omega_8^2) \\ \rho A C_T R^2 l (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_5^2 - \Omega_6^2) \\ \rho A C_D R^3 (\Omega_1^2 + \Omega_4^2 + \Omega_5^2 + \Omega_8^2 - \Omega_2^2 - \Omega_3^2 - \Omega_6^2 - \Omega_7^2) \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中, ρ 表示空气密度, $A = \pi R^2$ 为旋翼面积, 旋翼半径由 R 表示, C_T 为升力系数, C_D 为力矩系数, l 表示旋翼与飞行器中心的距离.

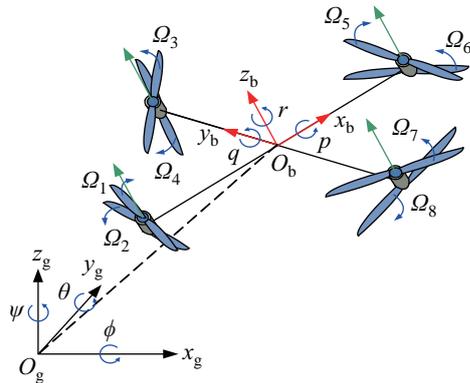


图1 共轴八旋翼无人飞行器结构图

Fig.1 Structure of the coaxial eight-rotor UAV

欧拉角变化率 $\dot{\boldsymbol{\eta}}$ 和角速度之间的关系为

$$\dot{\boldsymbol{\eta}} = \mathbf{T} \cdot \boldsymbol{\omega} \quad (4)$$

其中, \mathbf{T} 表示姿态转移矩阵. 考虑到飞行器通常在小角度运动, 假定 \mathbf{T} 为单位矩阵. 故共轴八旋翼绕质心转动的动力学方程为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [M_x - qr(I_z - I_y)]/I_x \\ [M_y - pr(I_z - I_x)]/I_y \\ [M_z - pq(I_y - I_x)]/I_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

由于机体坐标系 B 的 x, y 方向对称, 故有 $I_x = I_y$.

此外, 基于伪逆矩阵的思想, 得到旋翼转动转矩与电机转速之间的关系如下:

$$\boldsymbol{\Sigma} = \mathbf{S}^T (\mathbf{S}\mathbf{S}^T)^{-1} \mathbf{M} \quad (6)$$

其中, $\boldsymbol{\Sigma}$ 表示电机转速的平方向量:

$$\boldsymbol{\Sigma} = \left[\Omega_1^2 \quad \Omega_2^2 \quad \Omega_3^2 \quad \Omega_4^2 \quad \Omega_5^2 \quad \Omega_6^2 \quad \Omega_7^2 \quad \Omega_8^2 \right]^T \quad (7)$$

\mathbf{S} 为控制量分配矩阵, 描述为

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} lk_1 & lk_1 & 0 & 0 & -lk_1 & -lk_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & lk_1 & lk_1 & 0 & 0 & -lk_1 & -lk_1 \\ k_2 & -k_2 & -k_2 & k_2 & k_2 & -k_2 & -k_2 & k_2 \end{bmatrix} \quad (8)$$

3 共轴八旋翼偏航抗饱和控制器 (Anti-windup controller of yaw movement for the coaxial eight-rotor)

3.1 基于线性自抗扰的偏航控制器

线性自抗扰算法的最初设计思想源于 PID 算法, PID 算法编程简单, 参数易于调节, 常用于工程应用, 但是 PID 算法在扰动作用下鲁棒性较弱. 线性自抗扰算法在自抗扰算法的基础上, 将控制参数降到 4 个, 并且均具有比较明确的物理意义^[11], 此外, 该算法具有实时估计与及时补偿扰动的能力, 鲁棒性强, 十分便于工程应用.

首先, 共轴八旋翼飞行器的偏航系统状态空间描述为

$$\dot{x}_1 = x_2, \quad \dot{x}_2 = M_z/I_z + w \quad (9)$$

其中, x_1 表示偏航角, x_2 表示偏航角速度, w 为系统总的不确定性.

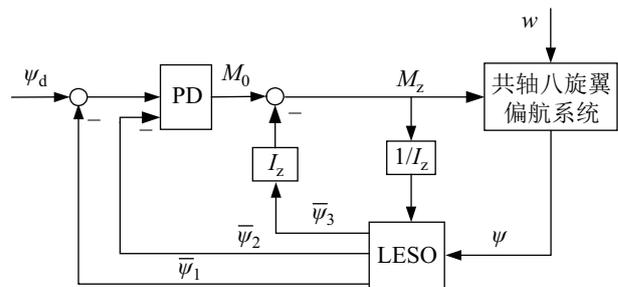


图2 偏航系统线性自抗扰控制结构图

Fig.2 The yaw system LADRC control scheme

基于线性自抗扰的偏航控制器的结构如图 2 所示, 其中线性扩张状态观测器 (LESO) 表示为

$$\begin{cases} \varepsilon_1 = \bar{\psi}_1 - \psi \\ \dot{\bar{\psi}}_1 = \bar{\psi}_2 - \beta_{z01} \varepsilon_1 \\ \dot{\bar{\psi}}_2 = \bar{\psi}_3 - \beta_{z02} \varepsilon_1 + M_z/I_z \\ \dot{\bar{\psi}}_3 = -\beta_{z03} \varepsilon_1 \end{cases} \quad (10)$$

其中, $\bar{\psi}_1$ 为偏航角的估计值, $\bar{\psi}_2$ 为偏航角速度的估计值, $\bar{\psi}_3$ 为 w 的估计值.

定义 LESO 的控制增益表示为 $L_z = [\beta_{z01}, \beta_{z02}, \beta_{z03}]^T$, 则式 (10) 的特征方程为 $s^3 + \beta_{z01}s^2 + \beta_{z02}s + \beta_{z03}$, 那么配置控制增益 $L_z = [3\omega_{z0}, 3\omega_{z0}^2, \omega_{z0}^3]^T$, 使得特征方程改写为 $(s + \omega_{z0})^3$. 这样的控制配置使得 LESO 的参数只需调节观测器带宽 ω_{z0} , 简化调参, 偏航系统更容易达到稳定^[12].

线性化 NLSEF 采用比例-微分 (PD) 控制器:

$$\begin{cases} M_0 = k_p(\psi_d - \bar{\psi}_1) - k_d\bar{\psi}_2 \\ M_z = M_0 - I_z\bar{\psi}_3 \end{cases} \quad (11)$$

其中, $\psi_d(k)$ 为期望偏航角度, k_p, k_d 为控制参数, 为了避免对期望偏航角度进行微分, 只引入了 $-k_d\bar{\psi}_2$ 项的处理方法^[13]. 在 M_0 加入扰动估计值的补偿后便可得到偏航力矩 M_z .

3.2 偏航静态抗饱和和补偿器

执行器饱和现象会导致系统控制性能恶化. 共轴八旋翼的偏航力矩小, 在实际工程中, 飞行环境往往存在扰动, 因此偏航运动容易达到执行器饱和. 本文设计一种静态抗饱和和补偿器, 只有偏航姿态达到执行器饱和时, 补偿器才执行抗饱和动作, 因此不会增大系统的复杂度, 利于工程应用.

偏航静态抗饱和和补偿器 (DLAW) 是一种线性补偿器, 其结构如图 3 所示.

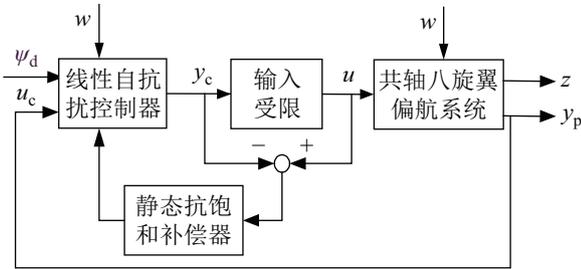


图 3 偏航静态抗饱和和补偿器结构图

Fig.3 The scheme of the static anti-windup compensator for yaw system

假设期望偏航角微分 $\dot{\psi}_d = 0$, 那么根据式 (9), 共轴八旋翼飞行器偏航系统的状态空间形式可以表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= A_p x_p + B_{pu}u + B_{pw}w \\ y_p &= C_p x_p + D_{pu}u + D_{pw}w \\ z &= C_z x_p + D_{zu}u + D_{zw}w \end{aligned} \quad (12)$$

其中, 状态向量 $x_p = [e \ \dot{e}]^T \in \mathbb{R}^{n_p}$, $e = \psi_d - \psi$ 为偏航角误差, 未受约束的控制量 $u = M_z$, y_p, w, z 分别为偏航系统的输出量、干扰输入量和被调输出量. $A_p = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $B_{pu} = \begin{bmatrix} 0 \\ -1/I_z \end{bmatrix}$, $B_{pw} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$,

$C_p = [1 \ 0]$, $C_z = [1 \ 0]$, 1 维向量 $D_{pu} = D_{pw} = D_{zu} = D_{zw} = 0$.

另外, 基于线性自抗扰偏航控制器的状态空间表达形式可以描述为

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= A_c x_c + B_c u_c + B_{cw}w \\ y_c &= C_c x_c + D_c u_c + D_{cw}w \end{aligned} \quad (13)$$

其中, 控制器的状态向量为 $x_c = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T \in \mathbb{R}^{n_c}$, z_1, z_2, z_3 分别表示偏航角误差、偏航角误差微分和干扰观测值, u_c 表示控制器的输入量, $y_c = M_z$ 是无约束情况下的线性自抗扰控制器输出量. $A_c = \begin{bmatrix} -\beta_{z01} & 1 & 0 \\ -\beta_{z02} - \frac{k_p}{I_z} & -\frac{k_d}{I_z} & 0 \\ -\beta_{z03} & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $B_c = \begin{bmatrix} \beta_{z01} \\ \beta_{z02} \\ \beta_{z03} \end{bmatrix}$, $C_c = [k_p, k_d, I_z]$, 1 维向量 $B_{cw} = D_c = D_{cw} = 0$.

因此, 本文设计的具有静态抗饱和和补偿的共轴八旋翼偏航控制器表示如下:

$$\begin{aligned} \dot{x}_c &= A_c x_c + B_c u_c + B_{cw}w + u_{aw} \\ y_c &= C_c x_c + D_c u_c + D_{cw}w \\ u_{aw} &= D_{aw}(\text{sat}(y_c) - y_c) \end{aligned} \quad (14)$$

u_{aw} 为静态抗饱和和补偿器, 静态抗饱和增益由 D_{aw} 表示. 当 $u_{aw} = 0$ 时, 即不考虑执行器饱和时, 具有以下无约束连接关系:

$$u = y_c, \quad u_c = y_p \quad (15)$$

由于共轴八旋翼飞行器的偏航控制量具有对称性, 即偏航控制量为对称幅值限制, 表示为 $u = \text{sat}(y_c)$, 其中 $\text{sat}(y_c) = \text{sgn}(y_c)\min(|y_c|, u_0)$. 定义 $\phi(y_c) = \text{sat}(y_c) - y_c$, 那么基于静态抗饱和控制的闭环系统可以描述为

$$\begin{aligned} x &= \begin{bmatrix} x_p \\ x_c \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{n_p+n_c} \\ \dot{x} &= Ax + B_1\phi(y_c) + B_2w \\ y_c &= C_1x + D_{11}\phi(y_c) + D_{12}w \\ z &= C_2x + D_{21}\phi(y_c) + D_{22}w \end{aligned} \quad (16)$$

其中, $n_p + n_c = 5$,

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} A_p + B_{pu}\Delta^{-1}D_cC_p & B_{pu}\Delta^{-1}C_c \\ B_c(I + D_{pu}\Delta^{-1}D_c)C_p & A_c + B_cD_{pu}\Delta^{-1}C_c \end{bmatrix}, \\ B_1 &= B_\phi + B_vD_{aw}, \quad C_1 = [\Delta^{-1}D_cC_p \ \Delta^{-1}C_c], \\ B_2 &= \begin{bmatrix} B_{pu}\Delta^{-1}(D_{cw} + D_cD_{pw}) + B_{pw} \\ B_cD_{pu}\Delta^{-1}(D_{cw} + D_cD_{pw}) + B_{cw} + B_cD_{pw} \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \mathbf{C}_2 &= [\mathbf{C}_z + \mathbf{D}_{zu}\mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{D}_c\mathbf{C}_p \quad \mathbf{D}_{zu}\mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{C}_c], \\
 \mathbf{D}_{11} &= \mathbf{D}_1 + \mathbf{C}_{v1}\mathbf{D}_{aw}, \mathbf{D}_{12} = \mathbf{\Delta}^{-1}(\mathbf{D}_{cw} + \mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pw}), \\
 \mathbf{D}_{22} &= \mathbf{D}_{zw} + \mathbf{D}_{zu}\mathbf{\Delta}^{-1}(\mathbf{D}_{cw} + \mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pw}), \\
 \mathbf{D}_{21} &= \mathbf{D}_2 + \mathbf{C}_{v2}\mathbf{D}_{aw}, \\
 \mathbf{\Delta} &= \mathbf{I} - \mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pu}, \mathbf{B}_v = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{pu}\mathbf{\Delta}^{-1}[0 \quad \mathbf{I}] \\ \mathbf{B}_c\mathbf{D}_{pu}\mathbf{\Delta}^{-1}[0 \quad \mathbf{I}] + [\mathbf{I}_{n_c} \quad 0] \end{bmatrix}, \\
 \mathbf{B}_\phi &= \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{pu}(\mathbf{I} + \mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pu}) \\ \mathbf{B}_c\mathbf{D}_{pu}(\mathbf{I} + \mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pu}) \end{bmatrix}, \\
 \mathbf{D}_1 &= \mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pu}, \quad \mathbf{D}_2 = \mathbf{D}_{zu}(\mathbf{I} + \mathbf{\Delta}^{-1}\mathbf{D}_c\mathbf{D}_{pu}), \quad (17) \\
 \mathbf{C}_{v1} &= \mathbf{\Delta}^{-1}[0 \quad \mathbf{I}], \quad \mathbf{C}_{v2} = \mathbf{D}_{zu}\mathbf{\Delta}^{-1}[0 \quad \mathbf{I}]
 \end{aligned}$$

其中, $\mathbf{D}_{11}, \mathbf{D}_{12}, \mathbf{D}_{21}, \mathbf{D}_{22}, \mathbf{D}_1, \mathbf{D}_2, \mathbf{\Delta}$ 均为 1 维向量.

3.3 基于线性自抗扰的偏航静态抗饱和和补偿器稳定性分析

为了分析本文设计的基于线性自抗扰的偏航抗饱和和补偿器的稳定性, 首先给出如下引理:

引理^[14]: 如果 y_c 和 w 属于集合 $U(u_0) = \{y_c \in \mathbb{R}, w \in \mathbb{R}; -u_0 \leq y_c - w \leq u_0\}$, 那么 $\phi(y_c)$ 满足如下不等式:

$$\phi(y_c)S^{-1}(\phi(y_c) + w) \leq 0 \quad (18)$$

其中 S 为正实数.

定理: 若存在对称正定矩阵 $\mathbf{Q} \in \mathbb{R}^{(n_p+n_c) \times (n_p+n_c)}$ 、矩阵 $\mathbf{E} \in \mathbb{R}^{(n_c+1) \times 1}$ 、正实数 S 和正实数 γ , 满足以下条件:

$$\begin{bmatrix} \text{He}[\mathbf{A}\mathbf{Q}] & \mathbf{B}_\phi S + \mathbf{B}_v \mathbf{E} - \mathbf{Q}\mathbf{C}_1^T & \mathbf{B}_2 & \mathbf{Q}\mathbf{C}_2^T \\ * & \text{He}[-S + \mathbf{D}_1 S - \mathbf{C}_{v1} \mathbf{E}] & -\mathbf{D}_{12} & S\mathbf{D}_2^T + \mathbf{E}^T \mathbf{C}_{v2}^T \\ * & * & -\mathbf{I} & \mathbf{D}_{22}^T \\ * & * & * & -\gamma \mathbf{I} \end{bmatrix} < 0 \quad (19)$$

对于任意方阵 \mathbf{X} , 有 $\text{He}[\mathbf{X}] = \mathbf{X} + \mathbf{X}^T$, 则静态抗饱和和增益 $\mathbf{D}_{aw} = \mathbf{E} \cdot S^{-1}$. 并且, 当 $w = 0$ 时, 共轴八旋翼无人飞行器偏航系统 (16) 全局渐近稳定; 当 $w \neq 0$ 时, 对于任意有界干扰 $w(t) \in L_2[0, \infty)$, 共轴八旋翼偏航系统 (16) 为 L_2 增益稳定, 即满足

$$\int_0^T z^2(t) dt \leq \gamma \int_0^T w^2(t) dt + \gamma x(0) \mathbf{Q}^{-1} x(0), \quad \forall T \geq 0 \quad (20)$$

证明: 选取李亚普诺夫函数为 $V(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}$, $\mathbf{P} = \mathbf{P}^T = \mathbf{Q}^{-1} > 0$. 根据上述引理可以得到, $\phi(y_c) S^{-1}(\phi(y_c) + y_c) \leq 0$, 其中 $w = y_c$. 依据 Schur 补定理, 式 (19) 可以改写成^[15]:

$$\dot{V}(\mathbf{x}) + \frac{1}{\gamma} z^2 - w^2 - 2\phi(y_c) S^{-1}(\phi(y_c) + y_c) < 0 \quad (21)$$

因此, 当 $w = 0$ 时, 显然有 $\dot{V}(\mathbf{x}) < 0$, 那么共轴八旋翼飞行器偏航系统 (16) 全局渐近稳定. 由式 (21) 可知: $\dot{V}(\mathbf{x}) + \frac{1}{\gamma} z^2 - w^2 < 0$, 不等式两边积分可得:

$$\begin{aligned}
 \int_0^T z^2(t) dt &\leq \gamma \int_0^T w^2(t) dt + \gamma(V(\mathbf{x}(0)) - V(\mathbf{x}(T))) \\
 &\leq \gamma \int_0^T w^2(t) dt + \gamma V(\mathbf{x}(0)) \quad (22)
 \end{aligned}$$

因此式 (20) 得证.

最后, 通过求取如下基于 LMI 约束的凸优化问题:

$$\min_{\mathbf{Q} > 0, \gamma > 0} \gamma, \quad \text{s.t. 式 (19)} \quad (23)$$

来得到静态抗饱和和补偿增益 \mathbf{D}_{aw} .

4 共轴八旋翼无人机偏航数值仿真实验 (Numerical simulations of yaw movement for the coaxial eight-rotor UAV)

为了验证本文设计的偏航静态抗饱和和补偿器的有效性, 进行了 3 种不同仿真实验条件下的线性自抗扰静态抗饱和算法与线性自抗扰算法的比较实验. 共轴八旋翼飞行器的模型参数选取原型机的真实值, 详见表 1. 共轴八旋翼无人机的电机转速限制在 $132 \text{ rad/s} \leq \Omega_i \leq 250 \text{ rad/s}$, $i = 1, 2, \dots, 8$, 因此, 反扭力矩 $|M_z| \leq 0.55 \text{ N}\cdot\text{m}$. 线性自抗扰算法的控制参数分别为 $\omega_{z0} = 40$, $k_p = 64$, $k_d = 16$. 根据 Matlab 的 LMI 工具箱求取静态抗饱和和补偿增益 $\mathbf{D}_{aw} = [1.8 \ 0.2 \ 0.7]^T$, L_2 增益 $\gamma = 1.7476$.

表 1 共轴八旋翼飞行器的模型参数

Tab.1 Model parameters of the coaxial eight-rotor UAV

参数	数值
m	1.6 kg
l	0.5 m
I_x	$8.1 \times 10^{-3} \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
I_y	$8.1 \times 10^{-3} \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
I_z	$14.2 \times 10^{-3} \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
R	0.2 m
C_T	0.011 29
C_D	0.002 48

初始偏航角设定为 $\psi_0 = 0$, 期望偏航角设定为 $\psi_d = 1.8 \text{ rad}$, 仿真实验 3 的期望偏航角设定为幅值为 1.5 rad 的方波. 另外, 仿真实验 3 中引入了白噪声干扰, 幅值为 $0.15 \text{ N}\cdot\text{m}$.

图 4 ~ 6 描述了 3 个仿真实验结果, 由于在执行器饱和和下偏航控制量受到约束, 基于线性自抗扰

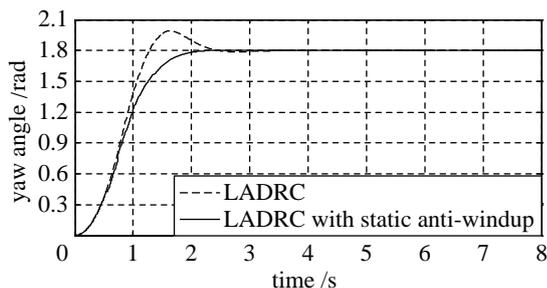


图 4 仿真实验 1 的偏航角跟踪比较结果

Fig.4 The yaw tracking results in simulation 1

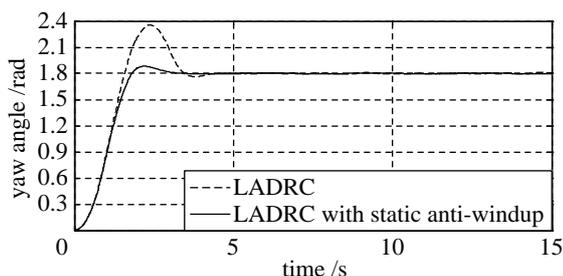
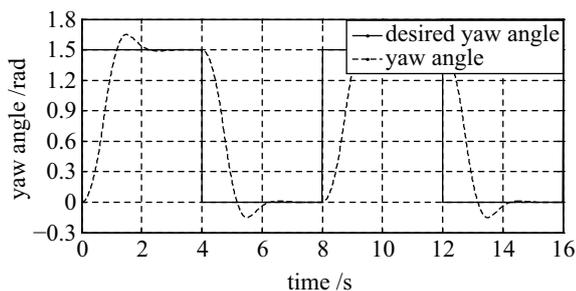
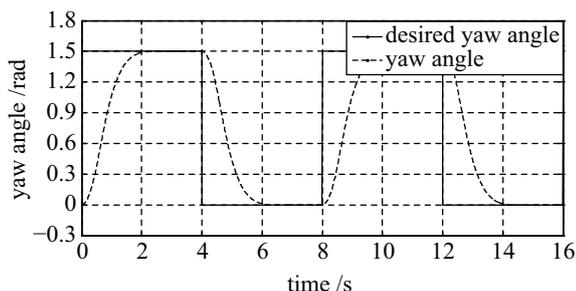


图 5 仿真实验 2 的偏航角跟踪比较结果

Fig.5 The yaw tracking results in simulation 2



(a) 线性自抗扰偏航控制跟踪结果



(b) 基于线性自抗扰的静态抗饱和和偏航控制跟踪结果

图 6 仿真实验 3 的偏航角跟踪比较结果

Fig.6 The yaw tracking results in simulation 3

的偏航系统均出现了性能下降、大超调和较长调节时间. 特别在仿真 2 中由于加入白噪声干扰, 偏航控制性能再次恶化. 然而, 在加入静态抗饱和和补偿策略后, 无扰动下的偏航系统超调小, 调节时间较短. 即使面对白噪声干扰, 偏航控制性能比线性自抗扰算法也有显著改善, 具体性能指标见表 2, 调节时间缩短, 超调明显减小, 系统鲁棒性得到提

高. 因此, 仿真对比实验证实了基于线性自抗扰的偏航静态抗饱和和补偿器能够有效弱化执行器饱和现象对系统的恶劣影响, 不仅保证了精确的偏航跟踪性能, 而且提高了偏航系统的抗扰动能力.

表 2 实验 1 与实验 2 中共轴八旋翼无人机的偏航控制性能指标

Tab.2 Yaw control performance indices of the coaxial eight-rotor UAV in simulations 1 and 2

控制器	性能指标	
	调节时间 /s	超调量 /%
仿真实验 1 线性自抗扰	3.7	9.65
仿真实验 1 线性自抗扰 + 静态抗饱和	2.8	1.12
仿真实验 2 线性自抗扰	5.1	25.76
仿真实验 2 线性自抗扰 + 静态抗饱和	3.9	9.02



(a) 地面共轴八旋翼原型机



(b) 空中共轴八旋翼原型机

图 7 共轴八旋翼原型机

Fig.7 The coaxial eight-rotor prototype

5 共轴八旋翼原型机偏航实验 (Experiments of yaw movement for the coaxial eight-rotor prototype)

5.1 原型机实验装置

共轴八旋翼原型机采用碳纤维材料, 具有重量轻、强度高的特点. 其外形如图 7 所示, 构成了十字形结构. 共轴八旋翼原型机空载质量为 1.6 kg, 能够携带 0.5 kg 载荷, 空载飞行时间长达 25 min.

飞行控制主控芯片选为TI公司的TMS320F28335(DSP),其能够满足各种控制算法的实时计算要求.原型机上安装了三轴陀螺仪、三轴磁强计、三轴加速度计、GPS模块以及精度为 $\pm 1.5\text{ mm}$ 的激光测距模块,能够准确获取飞行器运动信息.通过无线收发模块确保了原型机和上位机的实时双向传输,在准确操控飞行器工作的同时,能够获取飞行数据,从而便于飞行分析.

5.2 共轴八旋翼原型机偏航实验

为了验证本文提出的基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和补偿器的实用性和鲁棒性,在不同工况下对线性自抗扰静态抗饱和补偿算法和未加入抗饱和策略的线性自抗扰算法进行了原型机偏航比较实验.原型机的参数见表1,控制器的参数与仿真实验相同.偏航控制量为 $u \in [-0.55, 0.55]$,飞行器的初始姿态为 $\eta_0 = [0, 0, 0]^T \text{ rad}$.期望高度锁定为 2 m ,使共轴八旋翼无人机稳定于悬停状态,期望姿态为 $\eta_d = [0, 0, \pm 0.88]^T \text{ rad}$,期望偏航角由操作员使用遥控器手动给定,可能存在细微偏差.

5.2.1 室内固定干扰偏航实验

为了验证本文算法的鲁棒性,在室内密闭环境下引入电风扇提供的风扰作为外界干扰,调节风扇的高度与飞行器的高度一致,从而近似模拟水平风扰实验环境.风扇与共轴八旋翼无人机的中心距离约为 2.5 m ,该距离下使用风速计测得的风速为 4.5 m/s .由于逆风环境下偏航运动更容易达到执行器饱和,因此风扇提供的固定风扰方向设定为达到期望偏航角 $\psi_d = 0.88\text{ rad}$ 时偏航线速度的反方向,使得无人机向 $\psi_d = -0.88\text{ rad}$ 方向偏航运动时,受到水平顺风干扰;向 $\psi_d = 0.88\text{ rad}$ 方向偏航运动时,受到水平逆风干扰,并且受到的扰动逐渐加至最大,从而验证在顺风与逆风情况下的偏航抗扰动能力.

图8描述了未引入静态抗饱和和补偿时的线性自抗扰偏航控制效果,由此可见,在顺风情况下偏航角较容易达到期望值.但是,在逆风扰动作用下,偏航角出现了约 0.42 rad 的静差以及幅值约 0.35 rad 的振荡.由偏航控制量可以看出,执行器从 14 s 开始出现饱和现象,并且偏航控制量从 23 s 开始一直处于最大值,此时偏航角逐渐逼近期望值,然而由于逆风扰动,偏航角又远离期望值,因此执行器再次达到饱和,如此反复,由于没有抗饱和补偿策略,因此基于线性自抗扰控制器的偏航控制最终没有退出饱和,控制性能严重恶化.

图9为引入静态抗饱和和补偿器时的偏航控制效

果.在逆风扰动情况下,偏航角逐渐逼近期望值,最终达到期望偏航角,没有出现较大振荡与静差.偏航控制量虽然由于风扰达到饱和状态,然而,引入的静态抗饱和补偿器发挥作用从而成功退出执行器饱和,保证了良好的偏航控制性能.由此可见,面对顺风与逆风扰动,基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和偏航控制系统具有满意的偏航控制性能、准确的抗饱和特性以及较强的抗扰动能力.

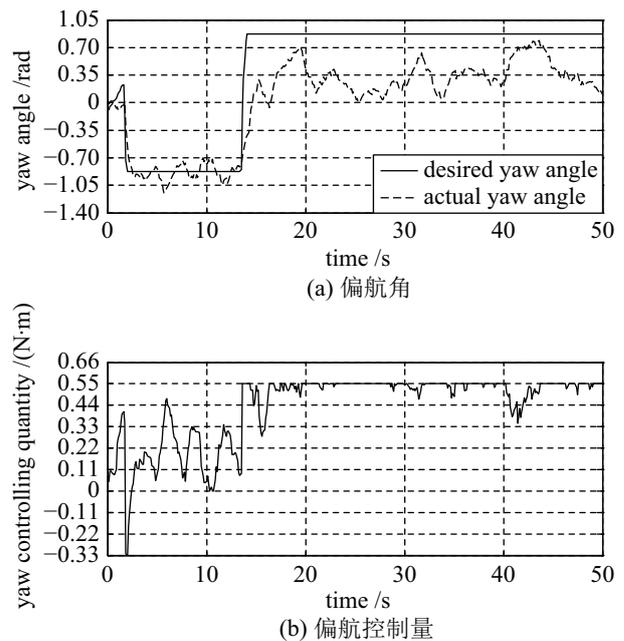


图8 基于线性自抗扰控制器的室内偏航控制
Fig.8 Yaw control based on LADRC indoors

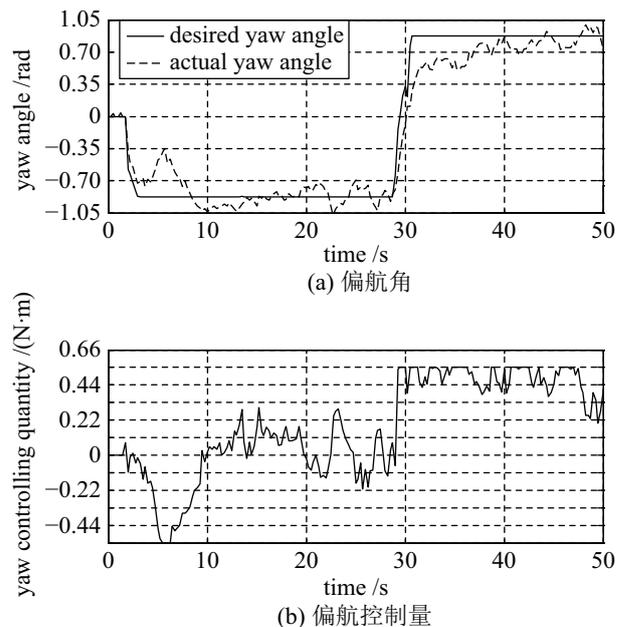


图9 引入静态抗饱和和补偿器时基于线性自抗扰控制器的室内偏航控制
Fig.9 Yaw control based on LADRC with static anti-windup compensator indoors

5.2.2 室外变化干扰偏航实验

接下来, 为了进一步验证基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和补偿器的工程实用性, 在室外更为恶劣、多变的工况下, 进行了偏航飞行比较实验. 风扰变化无规律, 使用手持风速计测得瞬时最大风速可达 5.5 m/s.

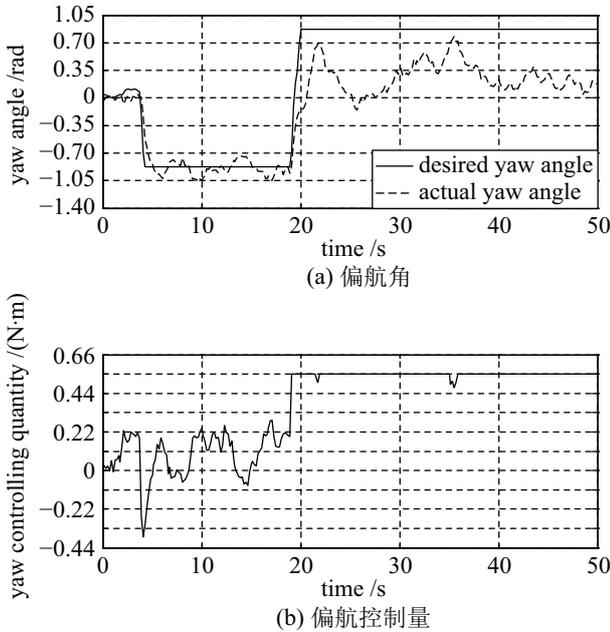


图 10 基于线性自抗扰控制器的室外偏航控制
Fig.10 Yaw control based on LADRC outdoors

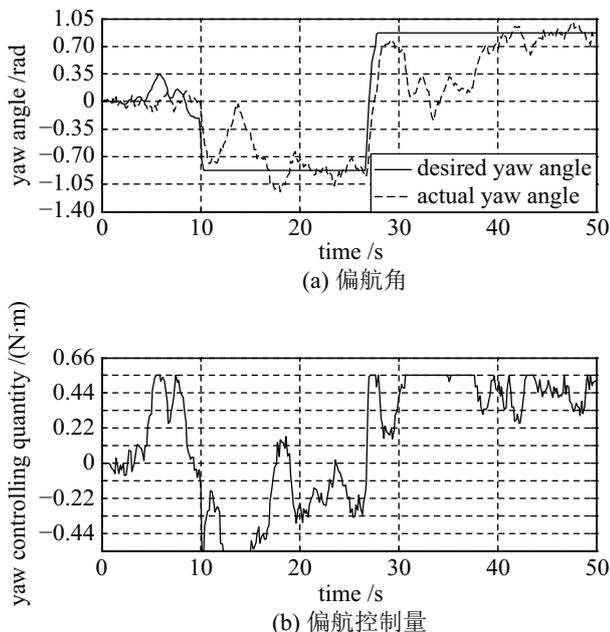


图 11 引入静态抗饱和和补偿器时基于线性自抗扰控制器的室外偏航控制
Fig.11 Yaw control based on LADRC with static anti-windup compensator outdoors

由图 10 可见, 与室内扰动实验相似, 在风扰情况下, 线性自抗扰控制下的偏航系统性能严重下

降, 无法退出执行器饱和, 并出现约 25% 的超调和约 0.71 rad 的静差, 最终未达到期望偏航角. 然而, 面对相同环境下的变干扰, 图 11 表明引入静态抗饱和和补偿策略有效地抑制了偏航执行器饱和. 虽然由于风扰导致偏航在 30 s 至 38 s 之间偏离期望偏航角, 执行器出现了一段时间的饱和现象, 但是偏航系统最终达到了期望偏航角, 并且成功退出了执行器饱和, 具有较好的偏航控制效果和较强的鲁棒性.

6 结论 (Conclusion)

本文设计了一种共轴八旋翼无人飞行器, 它与四旋翼飞行器具有相同的紧凑结构, 在此基础上具有更大的升力与重量比值、更强的带载能力、更大的驱动能力以及一定的执行机构故障冗余能力. 首先, 根据共轴八旋翼无人飞行器的特性, 建立了飞行器的动力学模型. 针对共轴八旋翼飞行器偏航运动能力比俯仰、滚转运动能力弱, 偏航容易出现执行器饱和和现象的问题, 本文从实际工程出发提出了基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和补偿器. 线性自抗扰算法参数较少, 易于调节, 便于工程实现; 线性扩张状态观测器能够实时估计与补偿干扰. 静态抗饱和和补偿器结构简单, 不增加系统阶次, 适用于实际工程. 并且利用李亚普诺夫稳定理论证明了基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和偏航控制系统的稳定性. 最后, 偏航静态抗饱和和仿真实验证明了静态抗饱和和补偿器能够保证执行器发生饱和时准确地控制偏航运动, 具有较高实时性. 共轴八旋翼原型机比较实验表明: 在室内引入固定干扰条件下, 线性自抗扰偏航系统出现约 0.42 rad 的静差、幅值约 0.35 rad 的振荡, 最终没有退出执行器饱和; 基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和偏航系统退出饱和的最长时间约为 4 s, 偏航角误差收敛到 ± 0.085 rad. 在室外变化干扰下, 基于线性自抗扰控制器的偏航系统出现约 25% 的超调、约 0.71 rad 的静差, 处于长时间饱和状态; 引入静态抗饱和和补偿器时基于线性自抗扰控制器的偏航系统退出饱和的最长时间约为 9 s, 偏航角误差收敛到 ± 0.127 rad. 因此, 基于线性自抗扰控制器的静态抗饱和和补偿器在外界干扰下能够有效地弱化偏航执行器饱和现象, 并且能够实现偏航姿态精确跟踪, 抗干扰能力强, 具有一定的实际工程应用价值.

参考文献 (References)

[1] 周璠, 郑伟, 汪增福. 基于多异类传感器信息融合的微型多旋翼无人机实时运动估计 [J]. 机器人, 2015, 37(1):

- 94-101.
Zhou F, Zheng W, Wang Z F. Real-time motion estimation for UAVs based on dissimilar multi-sensor data fusion[J]. Robot, 2015, 37(1): 94-101.
- [2] 彭程, 白越, 乔冠宇, 等. 四旋翼无人机的偏航抗饱和与多模式PID控制[J]. 机器人, 2015, 37(4): 415-423.
Peng C, Bai Y, Qiao G Y, et al. Anti-windup and multi-mode PID control of yaw movement for a quad-rotor UAV[J]. Robot, 2015, 37(4): 415-423.
- [3] Pounds P, Mahony R, Corke P. Modelling and control of a large quadrotor robot[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 691-699.
- [4] Samano A, Castro R, Lozano R, et al. Modeling and stabilization of a multi-rotor helicopter[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013, 69(1-4): 161-169.
- [5] Hugo R, Sergio S, Anand S, et al. Modelling and real-time control stabilization of a new VTOL aircraft with eight rotors[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, USA: IEEE, 2007: 147-152.
- [6] Kothare M V, Campo P J, Morari M, et al. A unified framework for the study of antiwindup designs[J]. Automatica, 1994, 30(12): 1869-1883.
- [7] Ofodile N A, Turner M C. Anti-windup design for input-coupled double integrator systems with application to quadrotor UAV's[J]. European Journal of Control, 2017, 38: 22-31.
- [8] 杨青运, 陈谋. 具有输入饱和的近空间飞行器鲁棒控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(1): 18-28.
Yang Q Y, Chen M. Robust control for near space vehicles with input saturation[J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(1): 18-28.
- [9] Borisov O I, Gromov V S, Pyrkin A A, et al. Output robust control with anti-windup compensation for quadcopters[J]. IFAC Papers OnLine, 2016, 49(13): 287-292.
- [10] 杜立夫, 蔡高华, 黄万伟, 等. 高超声速再入飞行器抗饱和和控制系统设计[J]. 航天控制, 2016, 34(2): 9-14.
Du L F, Cai G H, Huang W W, et al. Anti-windup compensation control system design for hypersonic reentry vehicle[J]. Aerospace Control, 2016, 34(2): 9-14.
- [11] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(5): 574-580.
Chen Z Q, Sun M W, Yang R G. On the stability of linear active disturbance rejection control[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(5): 574-580.
- [12] 彭艳, 刘梅, 罗均, 等. 无人旋翼机线性自抗扰航向控制[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(8): 1894-1900.
Peng Y, Liu M, Luo J, et al. Research on linear adaptive disturbance rejection control method for yaw tracking of unmanned rotorcraft[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(8): 1894-1900.
- [13] Csank J, Gao Z Q. Uncertainty reduction through active disturbance rejection[C]//American Control Conference. Piscataway, USA: IEEE, 2008: 3689-3694.
- [14] Tarbouriech S, Prieur C, da Silva Jr J M G. Stability analysis and stabilization of systems presenting nested saturations[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(8): 1364-1371.
- [15] Tarbouriech S, da Silva Jr J M G, Queinnec I. Stability and stabilization of linear systems with saturating actuators[M]. Berlin, Germany: Springer, 2011.

作者简介:

彭程 (1987-), 女, 博士, 助理研究员. 研究领域: 微小型无人飞行器动力学与控制.

白越 (1979-), 男, 博士, 研究员. 研究领域: 微小型无人机自动控制.

乔冠宇 (1987-), 男, 博士生. 研究领域: 机器人系统建模与控制.