

伞翼无人机线性自抗扰高度控制*

陶金^{1,2}, 孙青林¹, 陈增强¹, 贺应平³

(1. 南开大学 计算机与控制工程学院, 天津 300350; 2. 阿尔托大学 电子工程与自动化学院, 芬兰 埃斯波 02150;
3. 中航工业集团 航宇救生装备有限公司, 湖北 襄阳 441003)

摘要:针对伞翼无人机参数不确定性和复杂环境干扰敏感的问题,提出一种伞翼无人机线性自抗扰(Linear Active Disturbance Rejection Control, LADRC)高度控制方法。建立伞翼无人机8自由度飞行动力学模型,并引入风场和降雨模型以更加准确地模拟真实飞行环境。基于LADRC确定总体控制架构,设计线性扩张状态观测器对所有扰动进行估计,并引入误差反馈率在控制中实时补偿。使用该控制方法在多种扰动工况下进行伞翼无人机高度控制仿真实验。仿真结果表明,基于LADRC的高度控制方法能够有效克服内扰和外扰的影响,实现高精度高度控制;与传统PID控制效果相比,LADRC控制器具有更好的抗扰能力和鲁棒性。

关键词:伞翼无人机;线性自抗扰控制;高度控制;风雨环境;内扰与外扰

中图分类号:TP24 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)06-103-08

Linear active disturbance rejection altitude control for parawing unmanned aerial vehicle

TAO Jin^{1,2}, SUN Qinglin¹, CHEN Zengqiang¹, HE Yingping³

(1. College of Computer and Control Engineering, Nankai University, Tianjin 300350, China;

2. Department of Electrical Engineering and Automation, Aalto University, Espoo 02150, Finland;

3. Aerospace Life-Support Industries Ltd., Aviation Industry Corporation of China, Xiangyang 441003, China)

Abstract: In order to reduce the effects of parameter variations and complex environment disturbances on the altitude control of parawing UAVs (unmanned aerial vehicles), an altitude control strategy based on LADRC (linear active disturbance rejection control) was studied. An eight degree of freedom model of a parawing UAV was built, and the wind and rain models were introduced for the accurate simulation of real flight environments. Based on the features of LADRC, the whole control structure was determined. As a result, the internal and external disturbances were estimated by using linear extended state observer and compensated real-timely by the feedback control law. Flight simulation experiments under various disturbance conditions were conducted. Simulation results show that the altitude control method based on LADRC can not only accurately estimate and compensate the internal/external disturbances but also implement precise altitude control. Compared with standard PID controller, the LADRC controller has better robustness and disturbance rejection ability.

Key words: parawing unmanned aerial vehicle; linear active disturbance rejection control; altitude control; wind and rain environment; internal and external disturbance

伞翼无人机(Unmanned Aerial Vehicle, UAV),又称无人动力翼伞,是借助翼伞提供的升力和螺旋桨产生的推力飞行的一种无人驾驶飞行器,一般是由冲压式翼伞和动力装置组成。与固定翼无人机相比,其具有载荷比高、造价低廉、可低空低速飞行、便于机载弹载以及对起飞和着陆场地要求低等优异性能。鉴于其诸多的优点,目前已被广泛应用于军事、民用以及航空航天等领域。伞翼无人机的操控方式与传统翼伞空投系统

基本相同,主要依靠下拉连接翼伞后缘两侧的操纵绳实现飞行方向的改变,通过同时快速下拉双侧操纵绳实现雀降着陆^[1-3]。伞翼无人机与翼伞空投系统的主要区别在于其增加了动力装置,可以实现高度控制,在空投高度不足时可以通过动力装置保持或者提升高度实现更远距离的目标投送^[4]。

目前国内外研究主要集中在传统翼伞空投系统的控制^[5-7]方面。伞翼无人机与翼伞空投系统

* 收稿日期:2016-06-27

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61273138,61573197);国家科技支撑计划资助项目(2015BAK06B04);天津市重点基金资助项目(14JCZDJC39300);天津市科技支撑计划重点资助项目(14ZCZDSF00022)

作者简介:陶金(1986—),男,山东菏泽人,讲师,博士,E-mail:jin.tao@aalto.fi;

孙青林(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:sunql@nankai.com

不同,伞翼无人机有伞绳操纵和推力控制两个输入,且两者之间存在着强烈的耦合,大大增加了控制难度。针对伞翼无人机,文献[8]建立了伞翼无人机 4 自由度纵向面的模型,设计了基于部分反馈线性化的控制率来对纵向面的轨迹进行跟踪控制。文献[9]推导得出了伞翼无人机线性化模型,并设计了最优伺服比例积分微分(Proportional-Integral-Derivative, PID)控制器。文献[10]利用非线性动态逆控制方法实现伞翼无人机姿态控制系统的设计,并引入模糊干扰观测器对其飞行过程中所受的复合干扰进行逼近。文献[11]将模型预测控制方法应用于伞翼无人机的轨迹跟踪控制。以上研究主要涉及伞翼无人机水平面的轨迹跟踪控制,针对纵向面高度控制的研究相对较少。

自抗扰控制(Active Disturbance Rejection Control, ADRC)是由中国科学院的韩京清教授吸收工程中的 PID 控制技术,并独立于复杂的数学模型,提出的一种应对非线性、不确定性和扰动的控制方法^[12]。ADRC 继承了传统 PID 控制的优势,并且改进了 PID 控制中的缺点,其通过采用扩张状态观测器估计系统扰动,将系统扰动补偿为串联积分型,从而实现扰动抑制。ADRC 最初是以非线性形式提出的,具有较多的整定参数,不易调试。美国克里夫兰州立大学的 Gao 教授^[13]通过引入带宽参数化的方法将 ADRC 简化为线性自抗扰控制(Linear ADRC, LADRC),易于调试和工程实现。ADRC 以其优秀的抗干扰和解决不确定性问题的能力已经在许多控制系统中得到了检验^[14-15]。

伞翼无人机是一个非线性、强耦合的动态系统,而是其横向运动和纵向运动之间存在着强耦合,同时实现精确控制的难度大。为克服伞翼无人机自身和环境不确定性对高度控制产生的影响,本文基于 LADRC 对伞翼无人机高度控制进行了研究,并通过仿真验证控制方法的可行性。

1 飞行动力学模型

伞翼无人机的结构图以及相关坐标系^[4]如图 1 所示。

为了便于建模分析,建立三个主要坐标系:大地坐标系 $O_e x_e y_e z_e$,取空间中某一固定点 O_e 为坐标原点, x_e 轴指向伞翼无人机初始运动方向, z_e 轴垂直向下, y_e 轴、 x_e 轴与 z_e 轴共同构成右手坐标系;伞体坐标系 $O_s x_s y_s z_s$,选择伞翼的气动中心 O_s 为坐标原点, z_s 轴位于伞翼无人机纵向对称面内,指向连接点的中心 C 点, y_s 轴垂直于纵向对称面,

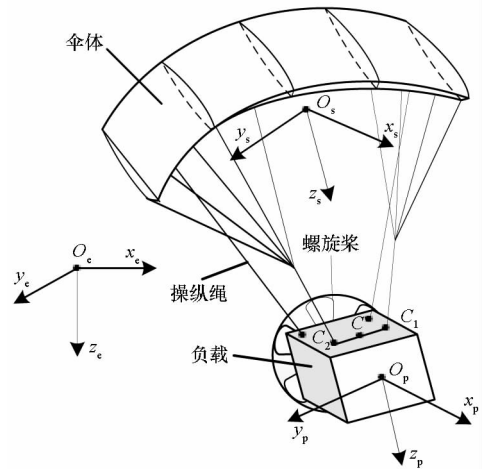


图 1 伞翼无人机及相关坐标系

Fig. 1 Schematic diagram of parawing UAV and related coordinates

指向伞衣左侧, x_s 轴与其他两轴共同构成右手坐标系;负载坐标系 $O_p x_p y_p z_p$,以负载质心 O_p 为坐标原点, z_p 轴位于负载纵向对称面内,指向负载底部, y_p 轴垂直于纵向对称面,指向负载左侧, x_p 位于纵向对称面内,与其他两轴构成右手坐标系。

1.1 部件的动力学模型

1.1.1 伞体动力学模型

伞翼无人机在空中飞行,伞体平均密度与空气密度相当,因此附加质量的影响必须考虑,具体计算方法参见文献[16]。在伞体坐标系下伞体的速度和角速度用 V_s 和 W_s 表示,则伞体的动量 P_s 和动量矩 H_s 的表达式为:

$$\begin{bmatrix} P_s \\ H_s \end{bmatrix} = [A_a + A_r] \begin{bmatrix} V_s \\ W_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_1 & A_2 \\ A_3 & A_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_s \\ W_s \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,下标 s 表示对伞体的运动分析, A_a 和 A_r 分别表示伞体附件质量和真实质量矩阵, A_i ($i = 1, \dots, 4$) 表示 $A_a + A_r$ 的三阶子矩阵。

当伞衣完全充气展开后,伞体将受气动力、重力以及连接绳的拉力作用,因此伞体的运动方程可表示为:

$$\frac{\partial P_s}{\partial t} + W_s \times P_s = F_s^{\text{aero}} + F_s^G + F_s^t \quad (2)$$

$$\frac{\partial H_s}{\partial t} + W_s \times H_s + V_s \times P_s = M_s^{\text{aero}} + M_s^G + M_s^f + M_s^t \quad (3)$$

其中,上标 aero 、 G 、 f 和 t 分别表示气动力、重力、摩擦力和吊绳拉力, F 和 M 分别表示力和力矩项,“ \times ”表示两个向量之间的叉乘。

1.1.2 负载动力学模型

将负载视为具有固定形状的刚性旋成体,其动量 P_p 和动量矩 H_p 表示为:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P}_p \\ \mathbf{H}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_p & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{J}_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{V}_p \\ \mathbf{W}_p \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,下标 p 代表对负载的运动分析, \mathbf{V}_p 和 \mathbf{W}_p 分别表示负载的速度和角速度, m_p 和 \mathbf{J}_p 分别表示负载的质量和转动惯量。

负载在空气中受到重力、气动力、连接绳的拉力以及动力装置产生的推力的共同作用。因为重力和推力的作用点恰好位于负载的质心处,故重力和推力产生的力矩可忽略。负载的运动方程可表示为:

$$\frac{\partial \mathbf{P}_p}{\partial t} + \mathbf{W}_p \times \mathbf{P}_p = \mathbf{F}_p^{\text{aero}} + \mathbf{F}_p^G + \mathbf{F}_p^t + \mathbf{F}_p^{\text{th}} \quad (5)$$

$$\frac{\partial \mathbf{H}_p}{\partial t} + \mathbf{W}_p \times \mathbf{H}_p = \mathbf{M}_p^{\text{aero}} + \mathbf{M}_p^f + \mathbf{M}_p^t \quad (6)$$

其中,上标 th 表示推力,其他所有符号含义同式(2)~(3)。

1.2 整机动力学模型

根据力的作用的相互性原理,连接绳拉力在伞体坐标系下满足:

$$\mathbf{F}_s^t = -\mathbf{T}_{p-s} \mathbf{F}_p^t \quad (7)$$

式中, \mathbf{T}_{*-*} 代表不同坐标系之间的转换矩阵。

结合式(2)和式(5),将 \mathbf{F}_s^t 和 \mathbf{F}_p^t 代入式(7),可得到关系式:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_1 \dot{\mathbf{V}}_s + \mathbf{A}_2 \dot{\mathbf{W}}_s + \mathbf{T}_{p-s} m_p \dot{\mathbf{V}}_p &= \mathbf{F}_s^{\text{aero}} + \mathbf{F}_s^G + \\ \mathbf{T}_{p-s} (\mathbf{F}_p^{\text{aero}} + \mathbf{F}_p^G + \mathbf{F}_p^{\text{th}}) - \mathbf{W}_s \times (\mathbf{A}_1 \mathbf{V}_s + \mathbf{A}_2 \mathbf{W}_s) - \\ \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{W}_p \times (m_p \mathbf{V}_p) \end{aligned} \quad (8)$$

对于伞翼无人机来讲,连接点的中心 C 点的速度是唯一确定的,因此,在 C 点处伞体和负载的运动约束为:

$$\mathbf{V}_p + \mathbf{W}_p \times \mathbf{L}_{O_p-C} = \mathbf{V}_s + \mathbf{W}_s \times \mathbf{L}_{O_s-C} \quad (9)$$

式中, \mathbf{L}_{O_p-C} 和 \mathbf{L}_{O_s-C} 分别表示由负载坐标系原点 O_p 和伞体坐标系原点 O_s 到 C 点的向量。

对式(9)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_p - \mathbf{L}_{O_s-C}^{\times} \dot{\mathbf{W}}_s - \mathbf{T}_{p-s} (\dot{\mathbf{V}}_p - \mathbf{L}_{O_p-C}^{\times} \dot{\mathbf{W}}_p) &= \\ \mathbf{T}_{p-s} [\mathbf{W}_p^{\times} (\mathbf{V}_p + \mathbf{W}_p^{\times} \mathbf{L}_{O_p-C})] - \\ \mathbf{W}_s^{\times} (\mathbf{V}_s + \mathbf{W}_s^{\times} \mathbf{L}_{O_s-C}) \end{aligned} \quad (10)$$

式中, $\mathbf{L}_{*-*}^{\times}$ 是一个反对称阵,“ \times ”表示的是左侧矢量与右侧矢量的叉乘。

伞体和负载之间的相对运动满足的角速度约束为:

$$\mathbf{W}_p = \mathbf{W}_s + \boldsymbol{\tau}_s + \boldsymbol{\kappa}_p \quad (11)$$

式中: $\boldsymbol{\tau}_s$ 为伞体坐标系下相对偏航角,表示为 $\boldsymbol{\tau}_s = [0 \ 0 \ \psi_r]^T$, ψ_r 为相对偏航角; $\boldsymbol{\kappa}_p$ 是负载坐标系下相对俯仰角,描述为 $\boldsymbol{\kappa}_p = [0 \ \theta_r \ 0]^T$, θ_r 为相对俯仰角。

对式(11)求导,得到角加速度的约束方程为:

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_{p-s} \dot{\mathbf{W}}_p - \dot{\mathbf{W}}_s - \dot{\boldsymbol{\tau}}_s - \mathbf{T}_{p-s} \dot{\boldsymbol{\kappa}}_p &= \\ \mathbf{W}_s^{\times} \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{W}_p + \boldsymbol{\tau}_s^{\times} \mathbf{T}_{p-s} \boldsymbol{\kappa}_p \end{aligned} \quad (12)$$

令 $\mathbf{x} = [\mathbf{V}_p \ \mathbf{W}_p \ \mathbf{V}_s \ \mathbf{W}_s \ \psi_r \ \theta_r]^T_{12 \times 1}$ 为系统的状态变量,可得伞翼无人机的动力学模型为:

$$\dot{\mathbf{x}} = ([\mathbf{D}_1^T \ \mathbf{D}_2^T \ \mathbf{D}_3^T \ \mathbf{D}_4^T])^{-1} [\mathbf{E}_1^T \ \mathbf{E}_2^T \ \mathbf{E}_3^T \ \mathbf{E}_4^T] \quad (13)$$

式中,

$$\mathbf{D}_1 = [\mathbf{T}_{p-s} m_p \ \mathbf{0}_{3 \times 3} \ \mathbf{A}_1 \ \mathbf{A}_2 \ \mathbf{0}_{3 \times 2}] \quad (14)$$

$$\mathbf{D}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_m \begin{bmatrix} \mathbf{J}_p & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{A}_3 & \mathbf{A}_4 \end{bmatrix} + \\ \mathbf{0}_{5 \times 3} \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{ml} \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{p1} \\ \mathbf{L}_{p2} \end{bmatrix} \mathbf{T}_{p-s}^{-1} \\ -k[0 \ 0 \ 1] \psi_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{A}_1^T \\ \mathbf{A}_2^T \end{bmatrix}^T \end{bmatrix} \mathbf{0}_{5 \times 2} \quad (15)$$

$$\mathbf{D}_3 = [-\mathbf{T}_{p-s} \ \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{L}_{O_p-C}^{\times} \ \mathbf{I}_{3 \times 3} \ -\mathbf{L}_{O_s-C}^{\times} \ \mathbf{0}_{3 \times 2}] \quad (16)$$

$$\mathbf{D}_4 = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{T}_{p-s} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \begin{bmatrix} 0 & s_{\psi_r} \\ 0 & -c_{\psi_r} \\ -1 & 0 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_1 &= \mathbf{F}_s^{\text{aero}} + \mathbf{F}_s^G + \mathbf{T}_{p-s} (\mathbf{F}_p^{\text{aero}} + \mathbf{F}_p^G + \mathbf{F}_p^{\text{th}}) - \\ &\mathbf{W}_s^{\times} (\mathbf{A}_1 \mathbf{V}_s + \mathbf{A}_2 \mathbf{W}_s) - \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{W}_p^{\times} m_p \mathbf{V}_p \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{E}_2 &= \mathbf{C}_m \begin{bmatrix} \mathbf{M}_p^{\text{aero}} - \mathbf{W}_p^{\times} \mathbf{J}_p \mathbf{W}_p \\ \mathbf{M}_s^{\text{aero}} + \mathbf{M}_s^G + \mathbf{W}_s^{\times} (\mathbf{A}_3 \mathbf{V}_s + \mathbf{A}_4 \mathbf{W}_s) - \mathbf{V}_s^{\times} \mathbf{A}_2 \mathbf{W}_s \end{bmatrix} + \\ &\begin{bmatrix} -\mathbf{C}_{ml} \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{p1} \\ \mathbf{L}_{p2} \end{bmatrix} \mathbf{T}_{p-s}^{-1} \\ k[0 \ 0 \ 1] \psi_r \end{bmatrix} [\mathbf{W}_s^{\times} (\mathbf{A}_1 \mathbf{V}_s + \mathbf{A}_2 \mathbf{W}_s) - \mathbf{F}_s^{\text{aero}} - \mathbf{F}_s^G] + \\ &\begin{bmatrix} \mathbf{C}_{ml} \begin{bmatrix} \mathbf{M}_p^f \\ \mathbf{M}_s^f \end{bmatrix} \\ c \dot{\psi}_r \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (19)$$

$$\mathbf{E}_3 = \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{W}_p^{\times} (\mathbf{V}_p + \mathbf{W}_p^{\times} \mathbf{L}_{O_p-C}) - \mathbf{W}_s^{\times} (\mathbf{V}_s + \mathbf{W}_s^{\times} \mathbf{L}_{O_s-C}) \quad (20)$$

$$\mathbf{E}_4 = \mathbf{W}_s^{\times} \mathbf{T}_{p-s} \mathbf{W}_s + \begin{bmatrix} 0 & \dot{\psi}_r & 0 \\ \dot{\psi}_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{T}_{p-s} [0 \ \dot{\theta}_r \ 0]^T \quad (21)$$

其中:对于任意的 σ , $\sin \sigma \equiv s_{\sigma}$, $\cos \sigma \equiv c_{\sigma}$; k 和 c 是由系统特性决定的常数; \mathbf{L}_{p1} 和 \mathbf{L}_{p2} 分别代表连接点在负载坐标系下的位置矢量, \mathbf{M}_p^f 和 \mathbf{M}_s^f 分别表示在负载坐标系和伞体坐标系下连接绳的拉力

矩,构造函数 C_m 表示为:

$$C_m = \begin{bmatrix} C_{m1} \\ \vdots \\ C_{m2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{\theta_r} c_{\psi_r} & 0 & s_{\theta_r} c_{\psi_r} & 1 & 0 & 0 \\ c_{\theta_r} s_{\psi_r} & 0 & s_{\theta_r} s_{\psi_r} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -s_{\theta_r} & 0 & c_{\theta_r} & 0 & 0 & 1 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (22)$$

1.3 风雨数学模型

1.3.1 风场模型

风场模型采用美国的军用标准 MIL - F - 8785C 中的数学模型,一般包含平均风模型和突风模型^[17]。平均风是指在一定的时间范围 T 内,沿高度方向上风速的平均值。平均风是风场的主要分量,表示为:

$$v_{wind}(t) = \frac{1}{T} \int_{t-T/2}^{t+T/2} v_{wind} dT = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n v_{wind,i}(t) \quad (23)$$

式中, n 为离散化后的数量。

突风是一种离散的或确定的风速变化,在工程研究中,突风可以单独使用,也可以叠加到平均风上,以表示强的大气扰动。本文使用的是 NASA 典型离散突风模型,如最大风速为 v_{gust}^{max} ,作用时间为 t_1 至 t_2 ($\Delta t < t_1 \leq t_2$),突变时间为 Δt 的突风用公式表示为:

$$\begin{cases} v_{gust} = 0, & t \leq t_1 \text{ or } t \geq t_2 \\ v_{gust} = \frac{v_{gust}^{max}}{2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{(t-t_1)\pi}{\Delta t} \right] \right\}, & t_1 < t < t_1 + \Delta t \\ v_{gust} = v_{gust}^{max}, & t_1 < t < t_2 \\ v_{gust} = \frac{v_{gust}^{max}}{2} \left\{ 1 - \cos \left[\frac{(t-t_2)\pi}{\Delta t} \right] \right\}, & t_2 - \Delta t < t < t_2 \end{cases} \quad (24)$$

1.3.2 降雨模型

降雨特性通常通过降雨量、雨滴直径、雨滴谱、雨滴速度等方面描述。雨滴在下降过程中不断碰撞汇聚,同时受阻力影响又破碎分散,从而形成不同直径的雨滴,雨滴直径通常在 0.1 ~ 6.5 mm 之间,分布规律一般用贝斯特经验公式 $F(d_r)$ ^[18] 来描述:

$$F(d_r) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{d_r}{a_r} \right)^n \right] \quad (25)$$

式中, d_r 为雨滴直径, n 为雨型常数, a_r 与降雨强度 R_r 有关,表示为 $a_r = 1.30R_r^{0.232}$ 。

对于不同直径的雨滴,单位体积内的雨滴数也差异较大,雨滴数的分布可通过雨滴谱 M - P 表达来描述:

$$N(d_k) = N_0 \exp(-I_r d_r) \quad (26)$$

$$I_r = c_r R_r^\lambda \quad (27)$$

其中, N_0 、 c_r 和 λ 为拟合系数,与地域环境有关。

在重力与阻力平衡后,雨滴以收尾速度匀速降落。雨滴的收尾速度 v_s 一般与雨滴直径 d_r 有关,表示为:

$$v_s = (17.20 - 0.844d_r) \sqrt{0.1d_r} \quad (28)$$

通常降雨环境存在不同类型的风,对雨滴的作用表现为改变雨滴的速度与轨迹、影响雨滴的冲击力。风场中的降雨速度 v_r 表示为:

$$v_r = [v_{wind,x} \quad v_{wind,y} \quad v_{wind,z} + v_s]^T \quad (29)$$

2 基于 LADRC 的高度控制

2.1 LADRC 基本原理

以传统二阶系统为被控对象:

$$\ddot{y} = -ay - by + \omega_{drt} + bu \quad (30)$$

式中, a 和 b 为系统参数, y 为系统的输出, u 为系统的控制输入, ω_{drt} 为系统的外部扰动。

进一步地,将式(30)改写为:

$$\begin{aligned} \dot{y} &= -ay - by + \omega_{drt} + bu \\ &= -ay - by + \omega_{drt} + (b - b_0)u + b_0u \\ &= f(\dot{y}, y, \omega_{drt}) + b_0u \end{aligned} \quad (31)$$

式中, b_0 为 b 的估计值, f 可以看成为系统的总扰动。令

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0u \\ \dot{x}_3 = h \\ y = x_1 \\ f = x_3 \end{cases} \quad (32)$$

式(32)可写为扩张状态空间的形式:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Eh \\ y = Cx \end{cases} \quad (33)$$

式中,系数矩阵取值为:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = [1 \ 0 \ 0].$$

则系统的总扰动 f 就可以通过线性扩张状态观测器 (Linear Extended State Observer, LESO) 观测出来:

$$\begin{cases} \dot{z} = Az + Bu + L(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = Cz \end{cases} \quad (34)$$

式中, $z = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$ 为状态观测向量, \hat{y} 为系统输出估计值。引入线性状态观测器的带宽 ω_o , 则 LESO 状态观测增益向量 L 可表示为: $L = [3\omega_o \ 3\omega_o^2 \ \omega_o^3]^T$ 。通过调整 ω_o 可以保证 LESO 为有界输入有界输出稳定,从而估计出 f 。

令

$$u = u_0 - \frac{z_3}{b_0} \quad (35)$$

原二阶被控对象表达式可以转化为:

$$\begin{aligned} \dot{y} &= f(\dot{y}, y, \omega_{\text{dnt}}) + b_0 u = \\ f(\dot{y}, y, \omega_{\text{dnt}}) - z_3 + b_0 u_0 &\approx b_0 u_0 \end{aligned} \quad (36)$$

可将原系统转换为串联积分型。反馈控制律 u_0 采用线性 PD 组合形式:

$$u_0 = k_p(r - z_1) - k_d z_2 \quad (37)$$

式中, k_p 和 k_d 分别为控制器比例和微分系数。

式(34)、式(35)和式(37)共同构成了 LADRC,其控制结构如图 2 所示。图中, r 代表给定值, $\text{sat}(\cdot)$ 为饱和限幅函数。由图可知, LADRC 主要由 LESO 和反馈控制律两部分构成,其核心部分为 LESO。

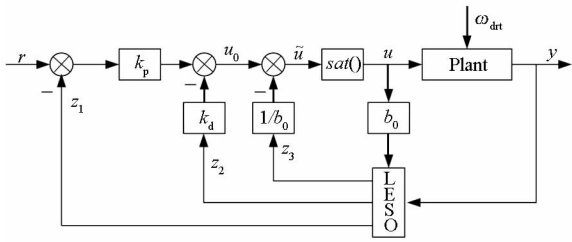


图 2 LADRC 结构示意图

Fig. 2 Structural diagram of LADRC

2.2 控制器设计

根据第 1 节对伞翼无人机动动力学的描述,可以得到飞行高度的微分形式:

$$\dot{H} = u_s \sin\theta - v_s \sin\phi \cos\theta - w_s \cos\phi \cos\theta \quad (38)$$

式中, H 代表飞行高度, $[u_s \ v_s \ w_s]^T$ 表示伞体速度在其坐标系下的三轴分量, ϕ 为滚转角, θ 为俯仰角。

对式(38)再次求导,得到 H 的二阶微分形式:

$$\begin{aligned} \ddot{H} &= \dot{u}_s \sin\theta - \dot{v}_s \sin\phi \cos\theta - \dot{w}_s \cos\phi \cos\theta + \\ & (u_s \cos\theta + v_s \sin\phi \sin\theta + w_s \cos\phi \sin\theta) \dot{\theta} + \\ & (w_s \cos\theta \sin\phi - v_s \cos\theta \cos\phi) \dot{\phi} \end{aligned} \quad (39)$$

为了得到控制输入与输出高度之间的直接关

系,根据式(8)有 $A_1 \dot{V}_s = T_{w-s} F_w^{\text{th}} + \dots$,省略项为与输入输出无关的项,展开可得:

$$\begin{cases} \dot{u}_s = f_1 + \frac{\cos\theta_r \cos\psi_r}{m_s + m_{a,11}} T_x \\ \dot{v}_s = f_2 + \frac{\cos\theta_r \sin\psi_r}{m_s + m_{a,22}} T_x \\ \dot{w}_s = f_3 + \frac{-\sin\theta_r}{m_s + m_{a,33}} T_x \end{cases} \quad (40)$$

式中: m_a 为翼伞附加质量项; m_s 为翼伞实际质量; T_x 为推力大小; f_1, f_2 和 f_3 代表省略项。

将式(40)代入式(39)可得:

$$\ddot{H} = f + b T_x \quad (41)$$

式中, f 代表所有同输入输出无关项, b 表示为:

$$b = \frac{\sin\theta \cos\theta_r \cos\psi_r}{m_s + m_{a,11}} - \frac{\sin\phi \cos\theta \cos\theta_r \sin\psi_r}{m_s + m_{a,22}} + \frac{\cos\phi \cos\theta \sin\theta_r}{m_s + m_{a,33}} \quad (42)$$

选择较为接近的常数 b_0 代替 b ,式(41)转换为:

$$\ddot{H} = f + (b - b_0) T_x + b_0 T_x \quad (43)$$

将 $f + (b - b_0) T_x$ 视为系统的总扰动,利用式(34)构建伞翼无人机高度的 LESO,并估计出伞翼无人机当前高度、下降速度及整个系统的总扰动,并通过误差状态反馈控制进行动态补偿,实现伞翼无人机的高度控制。

为防止实际系统输出出现饱和,引入饱和限幅函数 $\text{sat}(\cdot)$,限幅方式选取:

$$u(t) = M \text{sat}\left(\frac{\tilde{u}(t)}{M}\right) \quad (44)$$

式中, $\tilde{u}(t)$ 为系统的控制律, M 为动力电机最大输出推力,限幅函数 $\text{sat}(\cdot)$ 定义如下:

$$\begin{cases} \text{sat}(x) = 1 & |x| > 1 \\ \text{sat}(x) = x & |x| \leq 1 \end{cases} \quad (45)$$

3 仿真实验

选用某一实际空投实验所用伞型进行仿真实验,具体参数如表 1 所示。

表 1 伞翼无人机参数

Tab. 1 Parameters of parawing UAV

参数名称	取值	单位
弦长	3.17	m
展长	10.62	m
展弦比	3.35	
伞绳长度	6.80	m
伞衣面积	34.00	m ²
安装角	10.00	(°)
伞衣质量	9.69	kg
负载质量	100.00	kg
负载阻力特征面积	0.60	m ²
推力	0 ~ 400.00	N

基于第 1 节的伞翼无人机的动力学模型和第 2 节的 LADRC 高度控制器,通过仿真分析基于 LADRC 的伞翼无人机高度控制性能。设置伞翼无人机初始高度为 2000 m,目标高度为 1950 m。采用本文构建的 LADRC 控制系统与相同结构的标准 PID 控制器分别在无扰动、风场扰动、降雨扰动、附加质量扰动和全扰动下进行伞翼无人机高度控制仿真

实验。仿真时间设置为 225 s,仿真环境设置如下:

1) 无扰动。

2) 风场扰动。第 50 s 在仿真环境中加入沿大地坐标系 y_e 轴方向 3 m/s 的平均风;在第 100 s 向系统中叠加入同方向离散突风,最大风值为 3 m/s,作用时间为 15 s。

3) 降雨扰动。第 70 s 在仿真环境中加入 50 mm/h 的降雨。

4) 附加质量扰动。因相关参数测量误差造成的附加质量有 +20% 的增量扰动。

5) 全扰动。包含上述 3 中扰动。

控制器参数选择如下:LADRC 控制器的参数设置为 $\omega_o = 30, k_p = 0.18, k_d = 1, b_o = 0.04$;PID 控制器的比例微分积分参数设置为 $k_p = 20, k_d = 100, k_i = 0.2$ 。

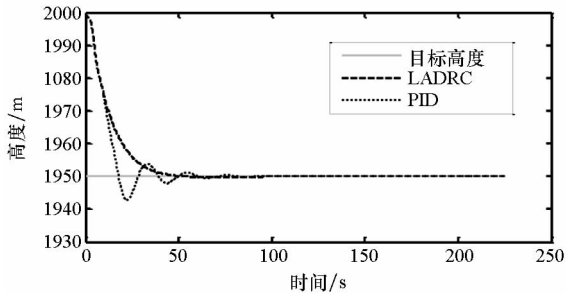
为了更好地衡量高度控制效果,定义评价标准高度的最大误差 e_{max}^{al} 和标准差 σ^{al} 为:

$$e_{max}^{al} = \max_i |h(i)| \quad (46)$$

$$\sigma^{al} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [h(i)]^2} \quad (47)$$

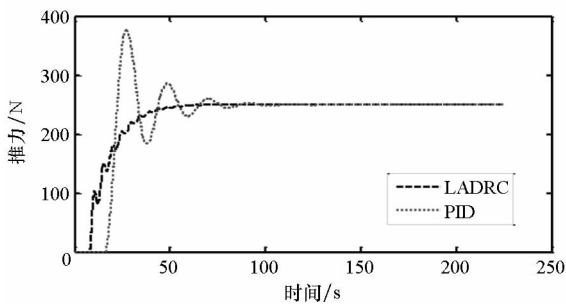
式中, $h(i)$ 为第 i 个采用时间点的参考高度和实际高度的差值, N 为总采样次数。采用相同的方法定义最大推力 th_{max} 和推力方差 σ^{th} 。

采用 LADRC 和 PID 两种控制器进行 5 种工况下下翼无人机高度控制,仿真结果如图 3~7 所示。



(a) 高度变化曲线

(a) Altitude changing curves

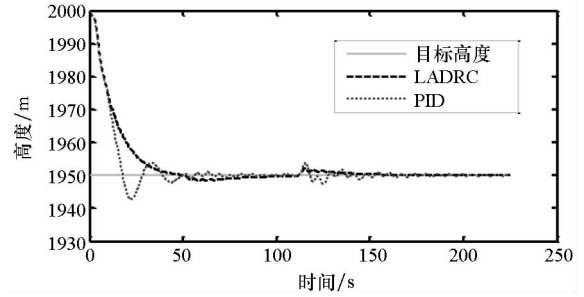


(b) 控制推力输出

(b) Controlled thrust output

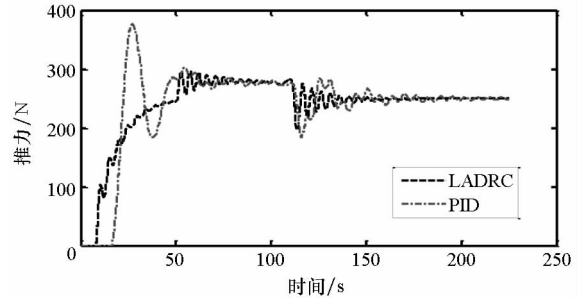
图 3 无扰动下高度控制

Fig. 3 Altitude control in undisturbed condition



(a) 高度变化曲线

(a) Altitude changing curves

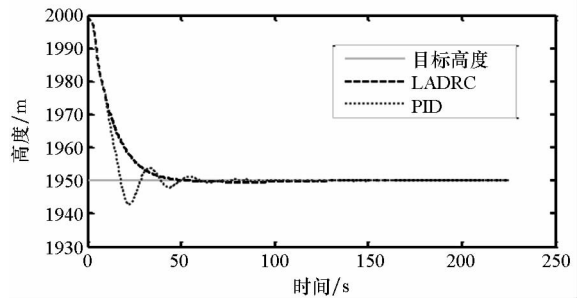


(b) 控制推力输出

(b) Controlled thrust output

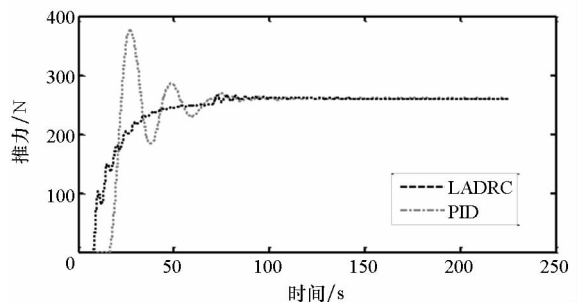
图 4 风场扰动下高度控制

Fig. 4 Altitude control with wind disturbance



(a) 高度变化曲线

(a) Altitude changing curves

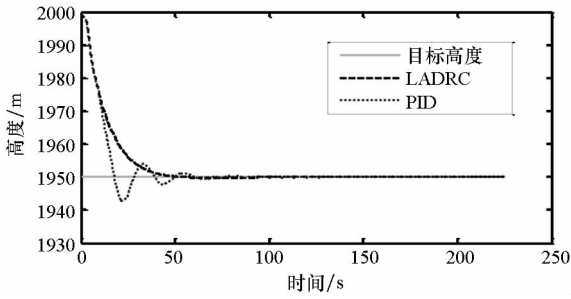


(b) 控制推力输出

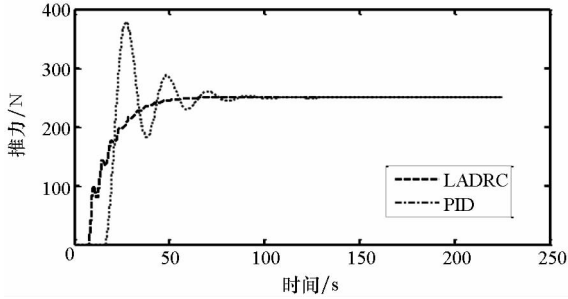
(b) Controlled thrust output

图 5 降雨扰动下高度控制

Fig. 5 Altitude control with rain disturbance



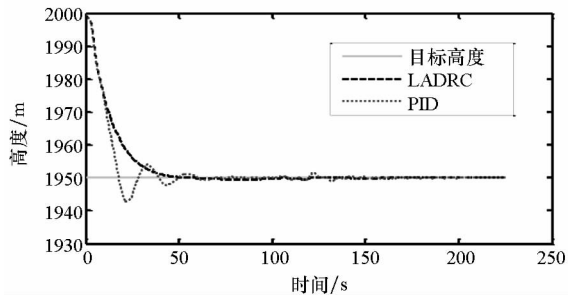
(a) 高度变化曲线
(a) Altitude changing curves



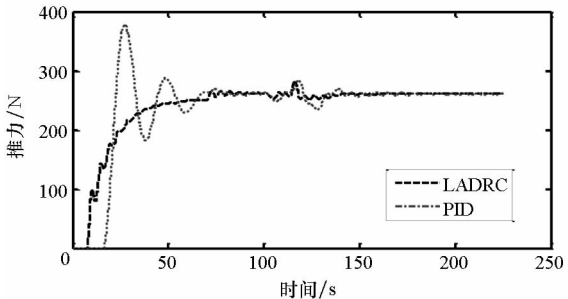
(b) 控制推力输出
(b) Controlled thrust output

图 6 附加质量扰动下高度控制

Fig.6 Altitude control with disturbance of apparent mass



(a) 高度变化曲线
(a) Altitude changing curves



(b) 控制推力输出
(b) Controlled thrust output

图 7 全扰动下高度控制

Fig.7 Altitude control with full disturbances

表 2 和表 3 分别为在上述 5 种工况下的高度误差对比和推力输出对比。

表 2 高度误差对比

Tab.2 Comparison of altitude error m

工况	LADRC 控制器		PID 控制器	
	e_{\max}^{al}	σ^{al}	e_{\max}^{al}	σ^{al}
无扰动	0.21	0.08	1.18	0.23
风场扰动	0.79	0.20	1.70	0.49
降雨扰动	0.66	0.24	1.19	0.24
附加质量扰动	0.21	0.08	1.19	0.24
全扰动	0.68	0.25	1.56	0.38

表 3 推力输出对比

Tab.3 Comparison of thrust output N

工况	LADRC 控制器		PID 控制器	
	th_{\max}	σ^{th}	th_{\max}	σ^{th}
无扰动	249.76	0.71	283.45	5.36
风场扰动	263.03	6.42	283.51	12.20
降雨扰动	264.72	4.22	283.45	6.43
附加质量扰动	249.81	0.72	284.51	5.52
全扰动	281.33	4.99	284.65	8.71

从仿真结果可以看出,在无扰动的情况下,LADRC 和 PID 控制器均能较好地控制伞翼无人机维持在参考高度。在初始阶段,LADRC 控制器能够快速无超调的控制伞翼无人机跟踪目标高度,而 PID 控制器响应较慢,控制量输出超调大,误差收敛速度慢。从高度误差对比亦可看出,LADRC 控制器要优于 PID 控制器。

在风场扰动的情况下,由于伞翼无人机水平运动和纵向面运动存在着强耦合,所以水平面的干扰也会对高度控制产生较大的影响。从仿真结果可以看出,加入水平风扰后,尤其在叠加突风扰动后,LADRC 控制器比 PID 控制器能够更快地克服突风对伞翼无人机的影响,实现控制量的平稳输出,保证伞翼无人机高度控制的精度。

当受到降雨干扰时,伞翼无人机出现一定的高度损失,需增大推力以维持其原有高度。从仿真结果可知,LADRC 控制器显示出更快的响应速度。

在伞翼无人机受到内扰作用时,LADRC 控制器控制能耗方面显示了更加优越的性能;在位置误差控制方面,LADRC 控制器亦优于 PID。

当伞翼无人机受到内扰和外扰同时作用时,系统内部存在着较强的耦合性,LADRC 控制器可以将耦合作用通过 LESO 进行观测并进行动态补

偿,实现解耦控制,其控制性能比 PID 控制器性能更优。

通过各种单一扰动相比可知,风扰的高度误差和标准差相对较大,是实现伞翼无人机精确高度控制的最大障碍;由建模误差引起的附加质量扰动对高度控制性能影响较小,其控制性能指标与无扰动情况相差不大。

4 结论

本文着眼于伞翼无人机纵向面高度控制,利用 LADRC 的思想和方法,在伞翼无人机高度控制中将内扰和外扰统一作为总扰动,通过 LESO 进行观测并进行动态补偿,可实现对所有扰动较好的抑制作用,同时具有解耦控制效果。与传统 PID 比较,LADRC 控制器具有更好的高度控制精度和抗扰性能。下一步工作是将 LADRC 扩展至水平轨迹跟踪控制,实现伞翼无人机横向和纵向解耦控制。此外,还需要通过飞行实验对所提出的伞翼无人机飞行控制策略进行验证。

参考文献 (References)

- [1] 张晓今. 航天器可控翼伞回收系统雀降性能研究[J]. 国防科技大学学报, 1996, 2: 9-13.
ZHANG Xiaojin. A study of landing flare maneuver performance of controllable parafoil system for spacecraft recovery [J]. Journal of National University of Defense Technology, 1996, 2: 9-13. (in Chinese)
- [2] Yakimenko O A. Precision aerial delivery systems: modeling, dynamics, and control[M]. VA, USA: AIAA, 2015.
- [3] 张顺玉, 秦子增, 张晓今. 可控翼伞气动力及雀降操纵力仿真计算[J]. 国防科技大学学报, 1999, 3: 21-24.
ZHANG Shunyu, QIN Zizeng, ZHANG Xiaojin. The calculation of aerodynamics and flare control force for controlled parafoil [J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 3: 21-24. (in Chinese)
- [4] Zhu E L, Sun Q L, Tan P L, et al. Modeling of powered parafoil based on Kirchhoff motion equation [J]. Nonlinear Dynamics, 2015, 79(1): 617-629.
- [5] 熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2005.
XIONG Jing. Research on the dynamics and homing project of parafoil system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
- [6] 李永新, 陈增强, 孙青林. 基于模糊控制与预测控制切换的翼伞系统航迹跟踪控制[J]. 智能系统学报, 2012, 7(6): 481-488.
LI Yongxin, CHEN Zengqiang, SUN Qinglin. Flight path tracking of a parafoil system based on the switching between fuzzy control and predictive control [J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2012, 7(6): 481-488. (in Chinese)
- [7] Rademacher B J, Lu P, Strahan A, et al. In-flight trajectory planning and guidance for autonomous parafoils [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2009, 32(6): 1697-1712.
- [8] Aoustin Y, Martynenko Y. Control algorithms of the longitude motion of the powered paraglider [C]//Proceedings of 11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis, 2012: 775-784.
- [9] Ochi Y, Kondo H, Watanabe M. Linear dynamics and PID flight control of a powered paraglider [C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2009: AIAA 2009-6318.
- [10] 谢亚荣. 空投任务下翼伞建模与飞行控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
XIE Yarong. Research on modeling and flight control of parafoil under the airdrop mission [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [11] Slegers N, Costello M. Model predictive control of a parafoil and payload system [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(4): 816-821.
- [12] Han J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [13] Gao Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C]//Proceedings of American Control Conference, 2003: 4989-4996.
- [14] 张伟, 陈宇中, 胡永明. 遥控武器站的自抗扰控制[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(1): 44-46.
ZHANG Wei, CHEN Yuzhong, HU Yongming. Active disturbance rejection control of remotely operated weapon station [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2011, 33(1): 44-46. (in Chinese)
- [15] Xia Y Q, Pu F, Li S F, et al. Lateral path tracking control of autonomous land vehicle based on ADRC and differential flatness [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(5): 3091-3099.
- [16] Barrows T M. Apparent mass of parafoils with spanwise camber [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(3): 445-451.
- [17] 熊菁, 秦子增, 程文科. 回收过程中高空风场的特点及描述[J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(3): 9-14.
XIONG Jing, QIN Zizeng, CHEN Wenke. The characteristics and description of mid-high altitude wind in recovery [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2003, 24(3): 9-14. (in Chinese)
- [18] 刘庆宽, 乔富贵, 杜彦良. 降雨对基本构件气动特性影响的初步研究[J]. 石家庄铁道大学学报(自然科学版), 2007, 20(4): 14-18.
LIU Qingkuan, QIAO Fugui, DU Yanliang. Initial research of precipitation effect on aerodynamic characteristics of basic bluff [J]. Journal of Shijiazhuang Railway Institute (Natural Science), 2007, 20(4): 14-18. (in Chinese)