

动力翼伞风扰补偿高度控制方法

孙昊, 孙青林*, 卢伟涛

(南开大学人工智能学院, 天津 300350)

摘要:外界风场是影响翼伞高度跟踪精度的最主要扰动因素。针对该问题,建立了动力翼伞的八自由度模型,并在传统自抗扰控制的基础上,设计一种基于风场前馈补偿的改进抗扰控制器,对外界的风场干扰进行针对性补偿,实现翼伞系统的高度跟踪控制。在通过仿真实验对控制器进行初步验证的基础上,进行了翼伞系统的实际飞行实验。在实际飞行环境下,仿真中所调节的控制器参数可直接应用于实际飞行实验,翼伞系统的平均高度跟踪误差在2.5 m以内,证明所设计的控制器存在一定的实际应用价值。

关键词:自抗扰控制;翼伞系统;高度控制;风场补偿;轨迹跟踪

中图分类号:V24 文献标志码:A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:1001-2486(2024)03-116-10



听语音
与作者互动
聊科研

Altitude control of powered parafoil with wind feedforward compensation

SUN Hao, SUN Qinglin*, LU Weitao

(College of Artificial Intelligence, Nankai University, Tianjin 300350, China)

Abstract: The lift of the powered parafoil system is determined by the system's airspeed, making it susceptible to external wind interference and the primary disturbance factor affecting the accuracy of the parafoil's altitude tracking. To address this issue, an eight-degree-of-freedom model of the powered parafoil was established based on traditional active disturbance rejection control. An improved disturbance compensation controller was designed based on wind field feedforward compensation. The compensation for external wind disturbance was targeted. The altitude tracking control of the parafoil system was achieved. Based on preliminary verification of the controller through simulation experiments, actual flight experiments of the parafoil system were conducted. In the actual flight environment, the control parameters adjusted in the simulation can be directly applied to the actual flight experiments, and the average altitude tracking error of the parafoil system is within 2.5 m, which proving that the designed controller has some practical application value.

Keywords: active disturbance rejection control; parafoil system; altitude control; wind compensation; trajectory tracking

动力翼伞系统通过在负载后部安装推力装置,提高飞行速度,并以此控制系统的飞行高度。相较于传统的无动力翼伞系统,动力翼伞的留空时间更长、飞行高度可控,在战场侦察、干扰作战和空投补给等方面具有更广阔的应用前景^[1-3]。不同于传统无动力系统,动力翼伞可控制其飞行高度,完成更复杂的飞行任务。如何实现飞行高度的稳定控制,完成定高飞行,成为动力翼伞系统最基础的控制目标。

然而,区别于传统的刚性无人飞行器,动力翼伞采用柔性伞衣为系统提供升力,柔性的伞体在空中会发生复杂的形态变化,导致动力翼伞系统

的非线性强、运动特性复杂^[4-6]。除此以外,由于翼伞升力主要由来流速度,即系统空速决定^[7-8],但在动力翼伞的飞行过程中,其环境风场会发生实时变化,改变系统升力,这是动力翼伞系统高度控制的最大扰动因素^[9]。

近年来,针对翼伞系统的高度控制,已有部分学者进行了相关研究。如 Slegers 等^[10]通过辨识遥控飞行数据建立动力翼伞的六自由度模型,并设计模型预测控制器进行系统的水平和高度控制。Jann^[11-12]设计了一种名为 ALEX 的动力翼伞系统,这是最早的几个有公开文献介绍的动力翼伞系统之一,并进行纵向和横向的控制策略验

收稿日期:2022-11-10

基金项目:国家自然科学基金资助项目(62003177,61973172,62003175);国家部委基金资助项目(8091B022133)

第一作者:孙昊(1991—),男,天津人,副研究员,博士,硕士生导师,E-mail:sunh@nankai.edu.cn

*通信作者:孙青林(1963—),男,天津人,教授,博士,博士生导师,E-mail:sunql@nankai.edu.cn

证。Carter 等^[13]则针对大型翼伞设计了控制器。Ward 等^[14]和 Hua 等^[15]都通过对飞行数据的分析,对动力翼伞的气动参数和动态性能进行了分析,并进行了控制实验。Ward 等^[16]更在此基础上设计了自适应控制器,控制动力翼伞的滑降比。Lü 等^[17]针对动力翼伞的高度控制,设计了一种多元最优控制策略,并进行了仿真验证。Devalla 等^[18-19]针对实际系统,通过传统比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)控制器分别控制动力翼伞的水平和高度,但从实验结果可以看出,系统的高度控制时间较短,跟踪误差较大。Li 等^[20]根据翼伞六自由度模型,设计了一种3D 轨迹跟踪控制器。García-Beltrán 等^[21]则基于被动优先控制法,设计了无人动力翼伞高度控制器。除此以外, Tanaka 等^[22-23]设计了一种稳定控制器,用于实现动力翼伞高度跟踪,并进行了飞行实验。但该研究主要集中于动力翼伞水平轨迹的跟踪控制,在目标轨迹为标准圆或标准正方形的情况下,该研究的水平跟踪最大误差约为 10 m,并未对高度控制结果进行详细介绍。Gao 等^[24]基于流固耦合技术建立了翼伞系统的五自由度动力学模型,对系统的纵向特性进行了仿真,并完成了实验验证。窦天恒等^[25]基于翼伞的八自由度动力学模型,采用横向非线性控制方法进行了风场环境下的轨迹跟踪。

通过分析已有研究的飞行数据,可以看出风场干扰是动力翼伞高度控制的最主要扰动因素。因此,为解决风场环境下动力翼伞高度控制问题,设计了动力翼伞的八自由度模型,用于模拟飞行状态,分析风场扰动对系统的影响,并调节控制器参数。随后,提出了一种基于风场前馈补偿的抗扰控制策略,结合自抗扰控制,充分发挥扩张状态观测器可将外界风场视为总扰动的一部分的特点,预先对风场在高度通道上的干扰进行补偿,实现动力翼伞系统高度跟踪。最后,在通过半实物仿真实验积累充分数据的基础上,进行了动力翼伞的实际飞行实验,测试实际飞行实验效果。

1 问题描述

图 1 给出了动力翼伞系统飞行过程中的侧视图,其中黑色箭头为来流方向,即为动力翼伞系统飞行的反方向。在图 1 中,翼伞系统中在空中滑行时,其空速可表示为:

$$\mathbf{v}_{\text{air}} = \mathbf{v}_d + \mathbf{v}_w \quad (1)$$

式中: \mathbf{v}_{air} 为空速; \mathbf{v}_d 为地速,即翼伞在大地坐标系下的飞行速度; \mathbf{v}_w 为风场速度。而翼伞的部分升

力由伞衣上下翼面的来流速度差形成,因此其空速将影响翼伞伞衣所能提供的升力,一般来说空速越快,伞衣提供的升力就越大。

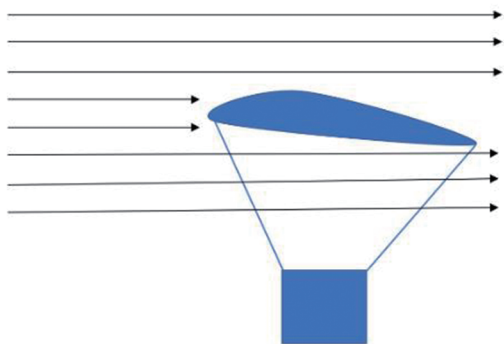


图 1 风场示意图(翼伞侧视图)

Fig. 1 Schematic diagram of wind influence (parafoil side view)

综上所述,在地速相同的情况下,风场将通过改变系统空速的方式形成动力翼伞高度通道的主要扰动。针对该扰动,将采用前馈补偿的方式,对其干扰进行补偿,实现高度的抗扰控制。

2 系统建模

动力翼伞系统如图 2 所示,系统采用操纵绳下拉伞衣的左右后缘,控制其飞行方向。同时,相较于传统无动力翼伞系统,动力翼伞在负载后部安装了一个螺旋桨,通过控制水平速度的方式,改变系统升力,并以此控制系统的飞行高度。图 2 中共有 3 个坐标系,分别为大地坐标系 $O_d - X_d Y_d Z_d$ 、伞体坐标系 $O_c - X_c Y_c Z_c$ 和负载坐标系 $O_p - X_p Y_p Z_p$ 。动力翼伞的八自由度模型包含伞体在伞体坐标系上的速度和角速度,以及伞体和

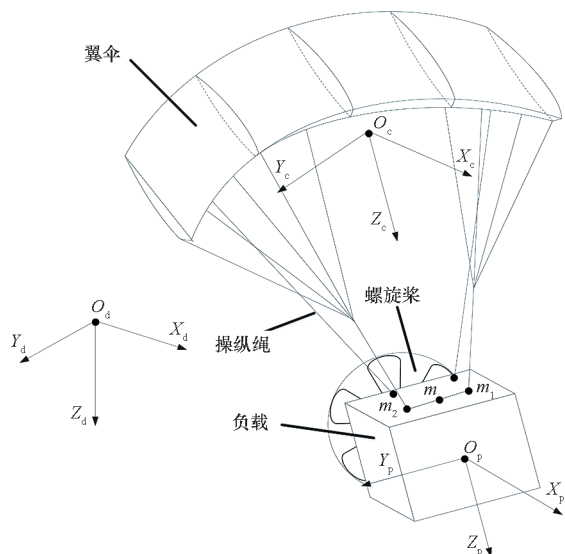


图 2 动力翼伞系统示意图

Fig. 2 Powered parafoil system schematic diagram

负载的相对偏航和俯仰角度。

在伞体坐标系下,伞体的动量 \mathbf{P}_c 和动量矩 \mathbf{H}_c 可表示为:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{P}_c \\ \mathbf{H}_c \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_{a,0} + \mathbf{A}_{r,0}] \begin{bmatrix} \mathbf{V}_c \\ \mathbf{W}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & \mathbf{A}_2 \\ \mathbf{A}_3 & \mathbf{A}_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{V}_c \\ \mathbf{W}_c \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: \mathbf{V}_c 和 \mathbf{W}_c 分别为伞体在伞体坐标系下的速度和角速度; $\mathbf{A}_{a,0}$ 和 $\mathbf{A}_{r,0}$ 分别为翼伞的真实和附加状态矩阵^[26]。

对伞体进行受力分析,可以得到:

$$\frac{\partial \mathbf{P}_c}{\partial t} + \mathbf{W}_c \times \mathbf{P}_c = \mathbf{F}_{cA} + \mathbf{F}_{cG} + \mathbf{F}_{cT} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \mathbf{H}_c}{\partial t} + \mathbf{W}_c \times \mathbf{H}_c + \mathbf{V}_c \times \mathbf{P}_c = \mathbf{M}_{cA} + \mathbf{M}_{cf} + \mathbf{M}_{cG} + \mathbf{M}_{cT} \quad (4)$$

其中: \mathbf{F} 表示伞衣受力; \mathbf{M} 表示力矩; 下标 cA, cG, cT, cf 分别表示伞体所受的空气动力、重力、伞绳拉力、摩擦力。翼伞的实际水平控制量为翼伞的伞绳操纵绳长度,下拉伞绳将改变 \mathbf{F}_{cA} , 以此调整动力翼伞的飞行方向。

动力翼伞负载的动量和动量矩可表示为:

$$\mathbf{P}_p = m_p \mathbf{V}_p \quad (5)$$

$$\mathbf{H}_p = J_p \mathbf{W}_p \quad (6)$$

其中: \mathbf{V}_p 和 \mathbf{W}_p 表示负载在负载坐标系下的速度和角速度; m_p 为负载质量; J_p 为负载的转动惯量。

负载受力可表示为:

$$\frac{\partial \mathbf{P}_p}{\partial t} + \mathbf{W}_p \times \mathbf{P}_p = \mathbf{F}_{pA} + \mathbf{F}_{pG} + \mathbf{F}_{pT} + \mathbf{F}_{pth} \quad (7)$$

$$\frac{\partial \mathbf{H}_p}{\partial t} + \mathbf{W}_p \times \mathbf{H}_p = \mathbf{M}_{pA} + \mathbf{M}_{pf} + \mathbf{M}_{pT} \quad (8)$$

其中: 下标 pA, pG, pT, pf, pth 分别表示负载所受的空气动力、重力、伞绳拉力、摩擦力、螺旋桨推力。动力翼伞的螺旋桨推力将改变 \mathbf{F}_{pth} , 在模型中假设推力作用负载中心点, 并以此控制系统的飞行高度。

式(3)和式(7)中,伞绳拉力为一组作用力和反作用力,存在以下关系:

$$\mathbf{F}_{cT} = -\mathbf{T}_{p-c} \mathbf{F}_{pT} \quad (9)$$

式中: \mathbf{T}_{p-c} 为负载到伞体坐标系的转换矩阵。

此外,如图 2 所示,翼伞伞衣和负载在 m_1 和 m_2 两点处相连,因此两部分在两连接点的中心点 m 需满足约束条件:

$$\mathbf{V}_p + \mathbf{W}_p \times \mathbf{L}_{O_p-m} = \mathbf{V}_c + \mathbf{W}_c \times \mathbf{L}_{O_c-m} \quad (10)$$

式中: \mathbf{L}_{O_c-m} 和 \mathbf{L}_{O_p-m} 分别为质心 O_c 到 m 点以及质心 O_p 到 m 点的向量。

同时,负载与伞体还需满足角速度约束:

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

式中: $\boldsymbol{\tau}_c = [0 \ 0 \ \dot{\psi}_r]^T$, 为负载与伞体的相对偏航角速度; $\boldsymbol{\kappa}_p = [0 \ \dot{\theta}_r \ 0]^T$, 为相对俯仰角速度; 相对偏航和俯仰角度可表示为 ψ_r 和 θ_r 。

基于式(2)~(11),即可建立动力翼伞系统的八自由度模型,根据该模型,设计结合自抗扰控制和风场前馈补偿的控制策略,实现高度控制。仿真中翼伞系统的物理参数均按照实际系统设计,用于提供仿真和半实物仿真环境。翼伞参数将影响 \mathbf{F}_{cA} 的计算,负载质量为 m_p , 推力为 \mathbf{F}_{pth} , 翼伞硬件参数如下: 展长为 3 m、弦长为 1 m、翼伞绳长为 2.2 m、翼伞面积为 3 m²、负载质量为 8.4 kg、推力最大值为 40 N。

3 风场前馈 - 自抗扰控制器设计

3.1 自抗扰控制器

假设动力翼伞的实际飞行高度可表示为 H , 则翼伞飞行高度所满足的二阶非线性微分方程可表示为:

$$\ddot{H} = f(t, H(t), \dot{H}(t), w_{dir}(t)) + bu \quad (12)$$

式中: \dot{H} 表示翼伞的垂直速度; \ddot{H} 表示翼伞高度的加速度,即翼伞的垂直加速度; $w_{dir}(t)$ 表示翼伞所受扰动; u 为控制量; b 为控制增益。

式(12)可转化为状态空间形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t) \\ \dot{x}_2(t) = x_3(t) + bu \\ \dot{x}_3(t) = h(t) \\ y(t) = x_1(t) \end{cases} \quad (13)$$

其中: $x_1(t) = H(t)$; $x_2(t) = \dot{H}(t)$; $x_3(t) = f(t, H(t), \dot{H}(t), w_{dir}(t))$; $y(t)$ 为系统输出状态; $h(t) = \dot{f}(t, H(t), \dot{H}(t), w_{dir}(t))$ 。在自抗扰控制器中,将采用扩张状态观测器对系统的状态进行观测。

扩张状态观测器可表示为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{Z}}(t) = \mathbf{AZ}(t) + \mathbf{B}u(t) + \mathbf{L}(y(t) - \hat{y}(t)) \\ \hat{y}(t) = \mathbf{CZ}(t) \end{cases} \quad (14)$$

其中: $\mathbf{Z}(t) = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$, 为扩张状态观测器的状态观测值,用于观测 $\mathbf{X}(t) = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$; $\hat{y}(t)$ 表示系统输出 $y(t)$ 的观测值; $\mathbf{L} = [l_1 \ l_2 \ l_3]$ 表示观测器的反馈增益; $\mathbf{A} =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ b \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{C} = [1 \ 0 \ 0].$$

将观测器的极点配置在 $-w_o$, 且 $w_o > 0$, 即

$$\lambda(s) = s^3 + l_1 s^2 + l_2 s + l_3 = (s + w_o)^3 \quad (15)$$

$$\begin{cases} l_1 = 3w_o \\ l_2 = 3w_o^2 \\ l_3 = w_o^3 \end{cases} \quad (16)$$

最后, 可将其控制律设计为:

$$u(t) = \frac{u_1(t) - z_3(t)}{b} = \frac{k_p(r_1(t) - z_1(t)) + k_d(\dot{r}_1(t) - z_2(t)) - z_3(t)}{b} \quad (17)$$

式中: k_p 和 k_d 为比例 - 微分 (proportional-derivative, PD) 控制器的控制参数; r_1 表示系统的目标飞行高度。

基于式(17), 若观测器可准确观测翼伞系统的非线性扰动, 即可最小化系统总扰动 $x_3(t)$ 和 $z_3(t)$ 之间的误差, 并经过控制量补偿后, 动力翼伞此类非线性系统则可被近似视为一个易于调节和控制的积分器, 即

$$\begin{aligned} \ddot{H} &= f(t, H(t), \dot{H}(t), w_{\text{dir}}(t)) + bu \\ &= f(t, H(t), \dot{H}(t), w_{\text{dir}}(t)) - z_3(t) + \\ &\quad k_p[r_1(t) - z_1(t)] + k_d[\dot{r}_1(t) - z_2(t)] \\ &\approx k_p[r_1(t) - z_1(t)] + k_d[\dot{r}_1(t) - z_2(t)] \end{aligned} \quad (18)$$

3.2 风场前馈控制器

由 3.1 节可以看出, 自抗扰控制器可对扰动进行观测。然而, 自抗扰控制器的控制精度同样受限于扩张状态观测器的观测精度, 在式(18)中, 系统的观测状态 z_1 和 z_2 将代替传统 PD 控制器中系统状态 x_1 和 x_2 。 z_3 更是决定自抗扰控制器能否对误差进行补偿的关键。特别是动力翼伞系统采用柔性伞衣为系统提供升力, 存在极大的非线性特征和不确定性, 对扩张状态观测器的观测能力提出了更高的要求。

因此, 综上所述, 如果可以通过模型推导, 预先对部分可计算的扰动进行补偿, 可极大地缓解扩张状态观测器的观测负担, 提升观测精度和系统控制精度。主要针对外部干扰的最主要组成部分, 即外部风场对纵向控制的干扰进行推导, 并进行动态补偿。控制器的设计如图 3 所示, 其水平控制器为自抗扰控制, 其高度控制器为风场前馈 - 自抗扰控制器。

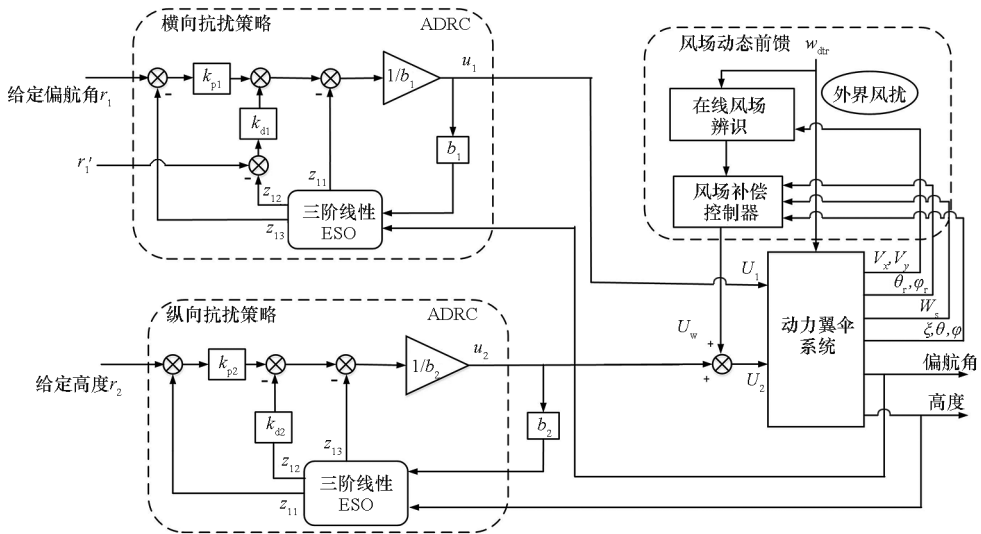


图 3 风场前馈 - 自抗扰控制器设计

Fig. 3 Design of wind feedforward compensation-active disturbance rejection controller

结合第 2 节式(3)、式(7)及式(9), 可将系统推力表示为:

$$\begin{aligned} F_p^{\text{th}} &= m_p W_p V_p + W_p m_p V_p + \\ & T_{p-s}^{-1} W_s^{\times} (A_1 V_s + A_2 W_s) - T_{p-s}^{-1} F_s^{\text{aero}} - \\ & T_{p-s}^{-1} F_p^G + T_{p-s}^{-1} A_1 W_s^{\times} V_s + \\ & T_{p-s}^{-1} W_s^{\times} A_2 W_s - F_p^G - F_p^{\text{aero}} \end{aligned} \quad (19)$$

为了得到推力输入和动力翼伞飞行速度之间的关系, 将无量纲设置为 F_d , 可得:

$$F_p^{\text{th}} = F_d + T_{p-s}^{-1} A_1 W_s^{\times} V_s + T_{p-s}^{-1} W_s^{\times} A_2 W_s + T_{p-s}^{-1} W_s (A_1 V_s + A_2 W_s) \quad (20)$$

式(19)中, $F_p^{\text{th}} = [u_2 \ 0 \ 0]^T$ 。将式(20)展开后可得:

$$u_2 = u_s [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} s_{\psi_r} r_s + (m_{11} + m_{33})s_{\theta_r} q_s] + v_s [-(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} c_{\psi_r} r_s - (m_{22} + m_{33})s_{\theta_r} p_s] + w_s [-(m_{22} + m_{33})c_{\theta_r} s_{\psi_r} p_s + (m_{11} + m_{33})c_{\theta_r} c_{\psi_r} q_s] + F_{dx} \quad (21)$$

式中: $\mathbf{V}_s = [u_s \ v_s \ w_s]^T$ 表示动力翼伞的空速; m_{11} 、 m_{22} 和 m_{33} 表示系统质量矩阵的系数, 计算方式参考文献 [27 - 28], $m_{11} = 0.858 \ 0$, $m_{22} = 1.135 \ 0$, $m_{33} = 2.761 \ 2$; $s_x = \sin x$ 和 $c_x = \cos x$ 为三角函数; $[p \ q \ r]$ 为转动角速度。

若 $\mathbf{V}_w = [u_w \ v_w \ w_w]^T$ 表示风场在大地坐标系下的速度, $\mathbf{V}_d = [u_d \ v_d \ w_d]^T$ 表示地速, 系统空速可表示为

$$\mathbf{V}_s^T = [u_d \ v_d \ w_d] - [u_w \ v_w \ w_w] \mathbf{T}_{d-s}^T \quad (22)$$

式中: \mathbf{T}_{d-s} 为大地坐标系到伞体坐标系的转换矩阵。

将式(22)代入式(19), 可以得到:

$$u_2 = (u_s - u_w c_{\theta} c_{\varphi} - v_w c_{\theta} s_{\varphi}) [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} s_{\psi_r} r_s + (m_{11} + m_{33})s_{\theta_r} q_s] + [v_s - u_w (s_{\xi} c_{\theta} c_{\varphi} - c_{\xi} s_{\varphi}) - v_w (s_{\xi} s_{\theta} s_{\varphi} + c_{\xi} c_{\varphi})] \cdot [-(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} c_{\psi_r} r_s - (m_{22} + m_{33})s_{\theta_r} p_s] + [w_s - u_w (c_{\xi} s_{\theta} c_{\varphi} + s_{\xi} s_{\varphi}) - v_w (c_{\xi} s_{\theta} s_{\varphi} - s_{\xi} c_{\varphi})] \cdot [-(m_{22} + m_{33})c_{\theta_r} s_{\psi_r} p_s + (m_{11} + m_{33})c_{\theta_r} c_{\psi_r} q_s] + F_{dx} \quad (23)$$

式中: $\mathbf{V}_s = [u_s \ v_s \ w_s]^T$ 表示翼伞在大地坐标系下的空速。

提取式(23)中的环境风场速度, 可得:

$$U_w = u_w \{ -c_{\theta} c_{\varphi} [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} s_{\psi_r} r_s + (m_{11} + m_{33})s_{\theta_r} q_s] + (s_{\xi} c_{\theta} c_{\varphi} - c_{\xi} s_{\varphi}) [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} c_{\psi_r} r_s + (m_{22} + m_{33})s_{\theta_r} p_s] + (c_{\xi} s_{\theta} c_{\varphi} + s_{\xi} s_{\varphi}) [(m_{22} + m_{33})c_{\theta_r} s_{\psi_r} p_s - (m_{11} + m_{33})c_{\theta_r} c_{\psi_r} q_s] \} + v_w \{ -c_{\theta} s_{\varphi} [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} s_{\psi_r} r_s + (m_{11} + m_{33})s_{\theta_r} q_s] + (s_{\xi} s_{\theta} s_{\varphi} - s_{\xi} c_{\varphi}) [(m_{11} + m_{22})c_{\theta_r} c_{\psi_r} r_s + (m_{22} + m_{33})s_{\theta_r} p_s] + (c_{\xi} s_{\theta} s_{\varphi} - s_{\xi} c_{\varphi}) [(m_{22} + m_{33})c_{\theta_r} s_{\psi_r} p_s - (m_{11} + m_{33})c_{\theta_r} c_{\psi_r} q_s] \} + w_w [c_{\theta_r} r_s (m_{11} + m_{22}) (s_{\psi_r} s_{\theta} - c_{\psi_r} s_{\xi} c_{\theta}) + q_s (m_{11} + m_{33}) (s_{\theta_r} s_{\theta} - c_{\theta_r} c_{\psi_r} c_{\xi} c_{\theta}) + c_{\theta_r} p_s (m_{22} + m_{33}) (s_{\theta_r} s_{\xi} + c_{\theta_r} s_{\psi_r} c_{\xi})] \quad (24)$$

在式(24)中, 虽然控制器表达形式稍显复杂, 但控制器中参数多为固定参数(如 m_{11} 等)或系统的角速度, 可采用陀螺仪获取。在建立动力翼伞系统的风场补偿 - 自抗扰高度控制器后, 在下一节中将针对该控制器进行仿真实验与飞行测试。

4 仿真实验与飞行测试

4.1 仿真实验

在仿真实验中, 所设计算法采用自抗扰 - 风

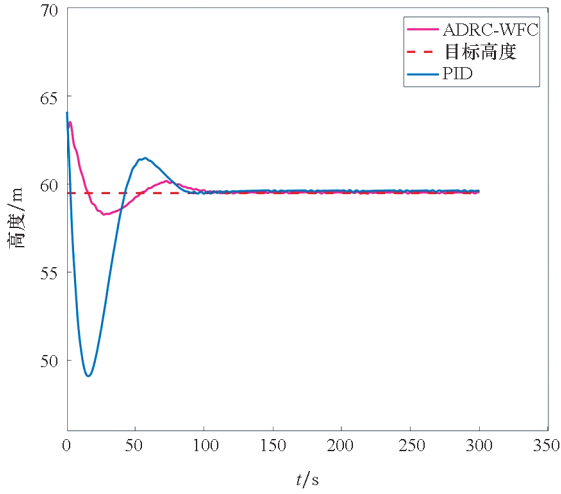
场补偿算法 (active disturbance rejection control-wind feedforward compensation, ADRC-WFC) 表示, 同时考虑圆形轨迹可在一个控制周期内模拟不同风场方向对动力翼伞系统的影响, 本项目将采用定高画圆的方式对控制器进行验证, 目标圆形轨迹的半径为 100 m, 所跟踪的高度为 59.5 m。同时, 在仿真中假设风场环境已知, 但已知风场与实际设定值存在 ± 0.3 m/s 以内的随机误差, 所设计控制器通过将风场扰动的具体数值代入式(24), 计算风场扰动对高度控制的已知影响, 实现前馈补偿, 其他无法推导的扰动则仍将采用扩张状态观测器进行动态观测和补偿。此外, 系统获取的实时飞行位置也设定了 ± 0.2 m 的白噪声, 最大限度地模拟真实飞行状态。在仿真实验中, 系统水平控制器均为自抗扰控制器 (active disturbance rejection control, ADRC), 所设计的高度控制器将与 PID 和传统 ADRC 进行对比, 控制器参数设计如下: $k_p = 0.2$, $k_d = 0.6$, $b = 0.6$, $w_o = 0.7$ 。

图 4 展示了无风环境下的 ADRC-WFC 和 PID 算法的控制效果对比, 可以看出所设计的控制器可实现高度控制, 且控制量较为稳定。在图 4(a) 中, PID 控制器的最大误差约为 9.2 m, 而 ADRC-WFC 的最大误差约为 0.8 m。如图 4(b) 所示, 控制量以百分比显示, 其控制输入也较传统 PID 更加平滑, 超调量较小。两个控制器都包含比例和微分环节, 区别在于 PID 控制器存在一个积分环节, 而自抗扰控制器多引入了一个观测误差 z_3 和风场补偿量 U_w 。改进自抗扰控制器通过公式推导的方法直接补偿外界风场扰动, 且使用扩张状态观测器对其他扰动进行补偿。而 PID 的积分环节需要利用误差累计, 因此在飞行实验的初期 PID 控制器的反应速度比 ADRC-WFC 慢, 系统超调量较大。如图 4(c) 所示, 其水平跟踪效果也好于传统 PID 控制器。

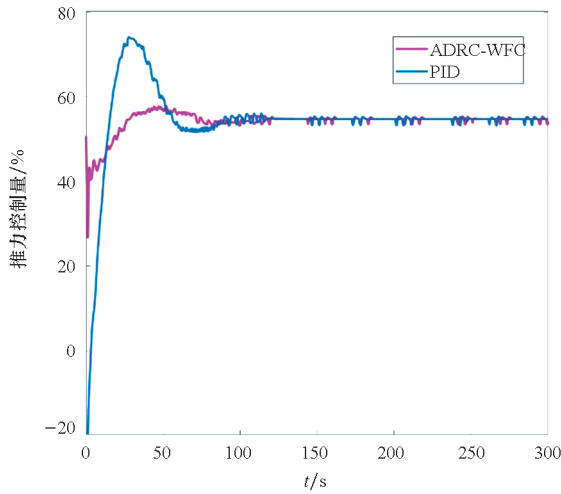
此外, 系统的飞行速度如图 4(d) 所示, 实线为 ADRC-WFC 控制器下的飞行速度, PID 控制器下的飞行速度为虚线。可以看出在无风环境下, 系统飞行速度虽因水平、高度控制量波动而存在一定影响, 但总体趋势仍为较为标准的正弦曲线。在无风环境下, 系统所受的环境干扰较小, 因此控制效果也较好。

图 5 则展示了风速为 2 m 情况下的轨迹跟踪控制结果, 所设计控制器将与无风场前馈补偿的自抗扰控制算法进行对比。从仿真结果可以看出, 采用风场补偿后, 系统的高度控制得到了较大提升, 最大误差从 6.7 m 下降到 2.1 m。此外, 如

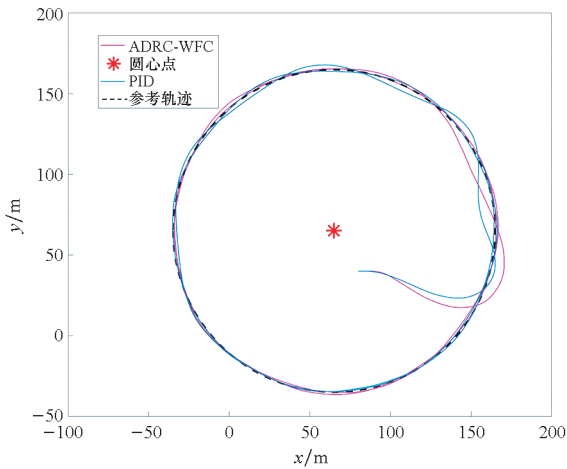
图 5(c) 所示,因系统高度控制量的波动较小,系统的水平控制效果也得到了一定提升。图 5(d) 给出了水平控制量,以百分比表示。从图 5(e) 可



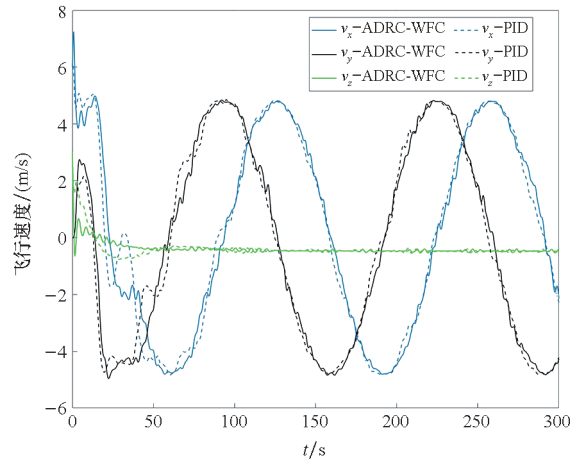
(a) 飞行高度
(a) Flight altitude



(b) 推力
(b) Thrust



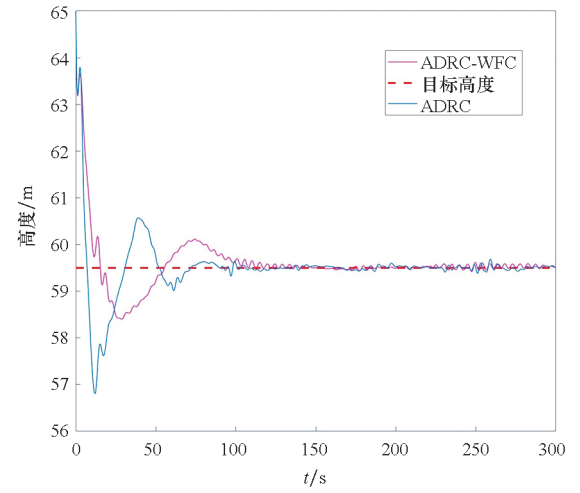
(c) 水平轨迹
(c) Horizontal trajectory



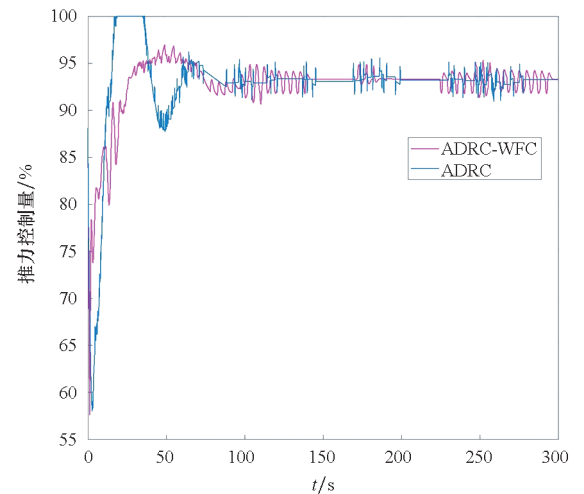
(d) 飞行速度
(d) Flight velocity

图 4 无风环境下轨迹跟踪控制

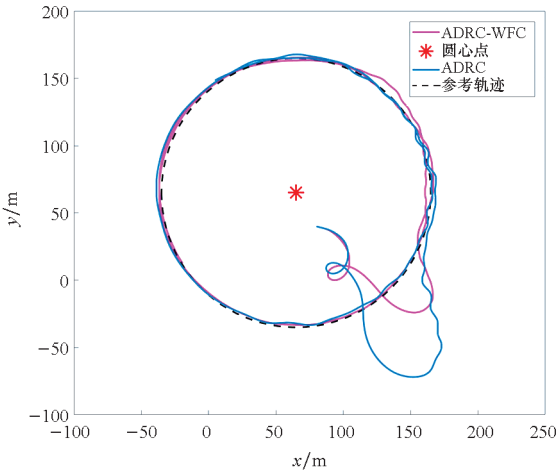
Fig. 4 Trajectory tracking control without wind environment



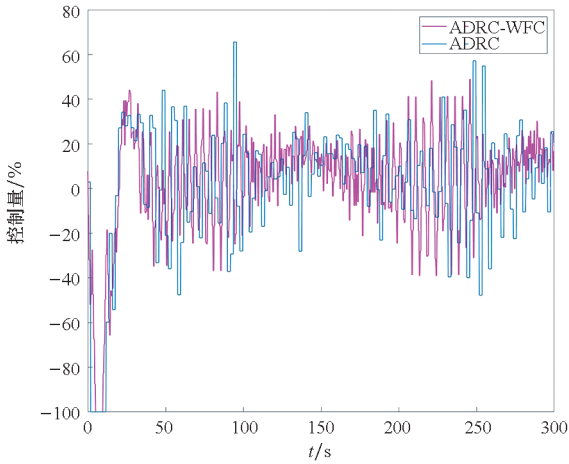
(a) 飞行高度
(a) Flight altitude



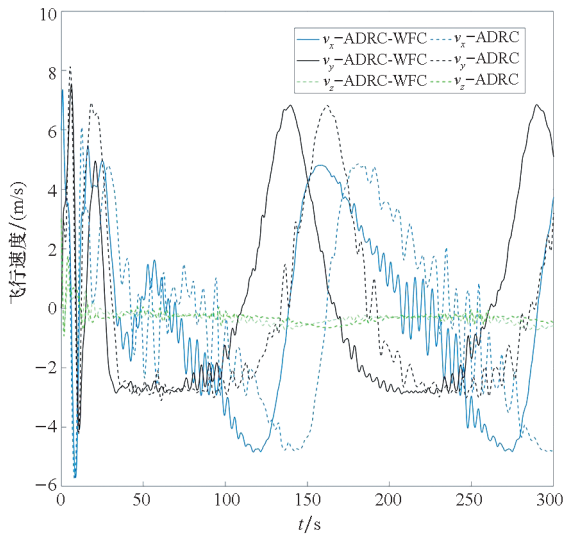
(b) 推力
(b) Thrust



(c) 水平轨迹
(c) Horizontal trajectory



(d) 水平控制量
(d) Horizontal control input



(e) 飞行速度
(e) Flight velocity

图 5 轨迹跟踪控制 ($v_w = 2 \text{ m/s}$)

Fig. 5 Trajectory tracking control ($v_w = 2 \text{ m/s}$)

以看出,因环境风场的影响,系统在大地坐标系 Y_d 轴下的飞行速度存在较大变化,而该扰动将通过前馈补偿控制器进行补偿,造成的影响较小。

4.2 飞行测试

在通过仿真实验验证了所设计控制器性能的基础上,采用实际飞行实验对控制系统进行验证。如图 6 所示,采用风场测定设备测定实时风场,并通过地面站将风场传输至嵌入式控制器,完成地面起飞和定高飞行,系统的控制器参数与半实物仿真参数完全一致。

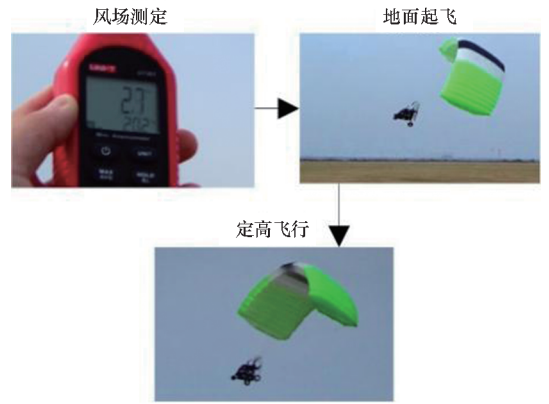
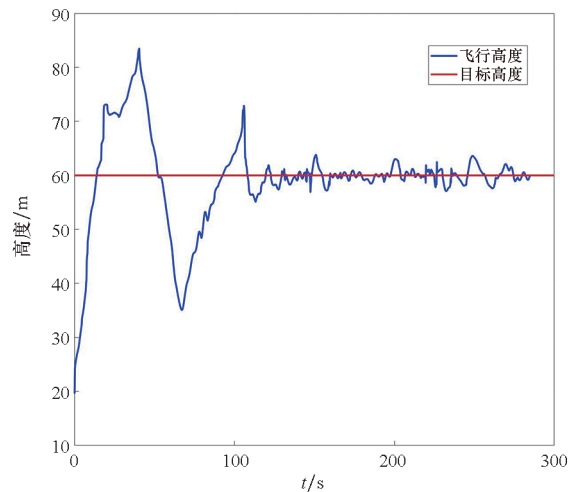


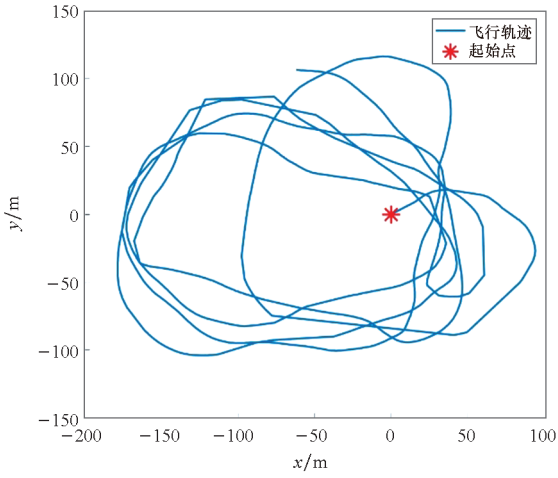
图 6 飞行实验

Fig. 6 Flight experiment

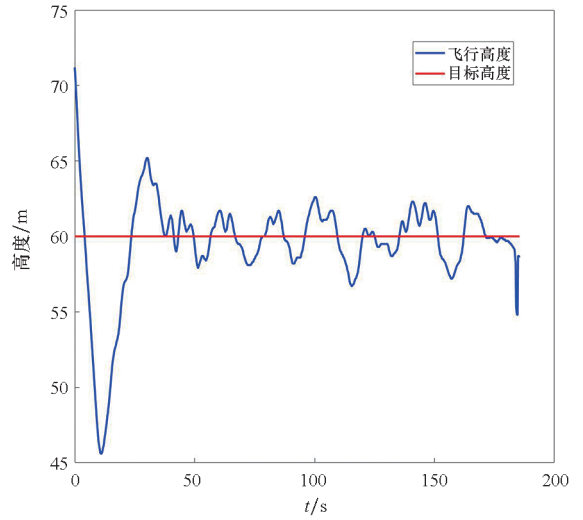
在实验中,将水平控制器设定为手动遥控,高度为自动控制,实验结果如图 7(a) 所示,其中系统的水平和 3D 轨迹如图 7(b) ~ (c) 所示。经过手动测定后,环境风场输入量被设定为: $u_w = -1.8 \text{ m/s}, v_w = 0.4 \text{ m/s}$ 。从图 7(a) 中可以看出,在飞行测试的初始阶段,观测器尚未实现收敛,且初始飞行高度较低,飞行高度存在一定波动,导致误差和超调量较大;但在系统稳定后,高度的平均



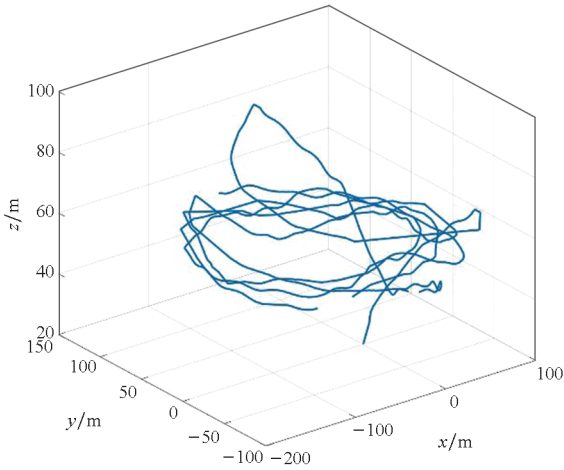
(a) 飞行高度
(a) Altitude



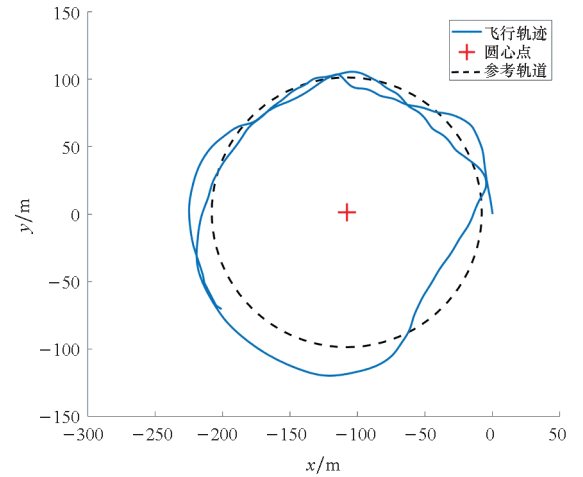
(b) 水平轨迹
(b) Horizontal trajectory



(a) 飞行高度
(a) Altitude



(c) 3D 轨迹
(c) 3D trajectory



(b) 水平轨迹
(b) Horizontal trajectory

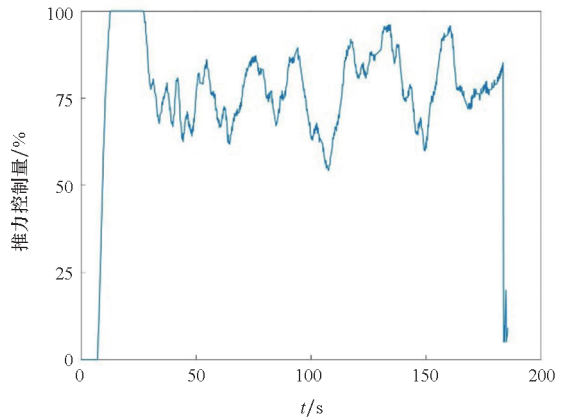
图7 轨迹跟踪控制 ($u_w = -1.8 \text{ m/s}, v_w = 0.4 \text{ m/s}$)

Fig. 7 Trajectory tracking control
($u_w = -1.8 \text{ m/s}, v_w = 0.4 \text{ m/s}$)

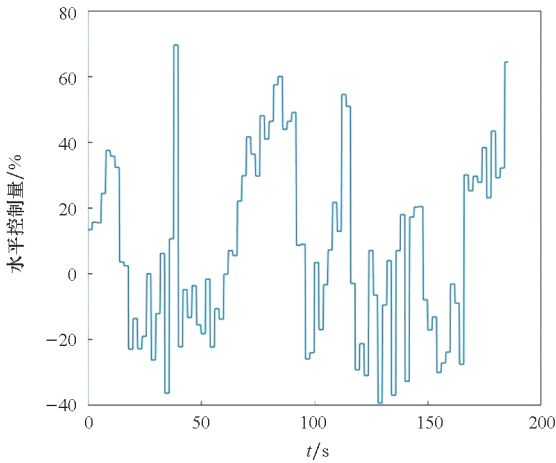
跟踪误差在 0.5 m 以内,实现了动力翼伞系统的轨迹跟踪控制,以及定高飞行。

随后,如图 8 所示,进行了动力翼伞系统跟踪圆形轨迹的定高飞行实验,经手动测量,环境风场输入为 $u_w = -1.5 \text{ m/s}, v_w = -1.2 \text{ m/s}$,该风场较手动遥控测试环境更大,且存在水平控制量干扰。

如图 8(a) 所示,可以看出所设计控制器可实现风场环境下的高度跟踪,稳定后的跟踪误差在 2.5 m 以内,通过对圆形轨迹的跟踪,也验证了所设计控制器针对不同相对方向风场的抗扰控制效果。如图 8(b) 所示,系统也可在定高飞行的基础上实现圆形的轨迹跟踪。

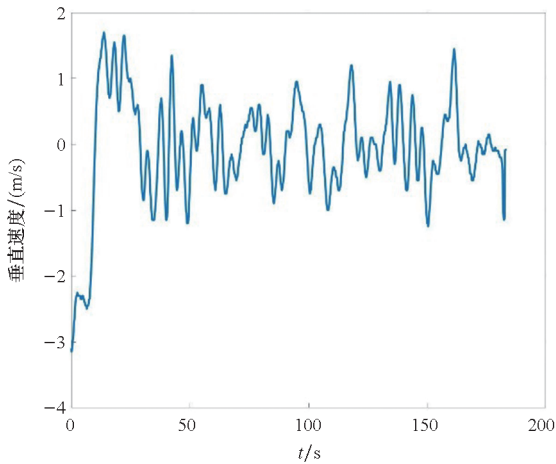


(c) 推力
(c) Thrust



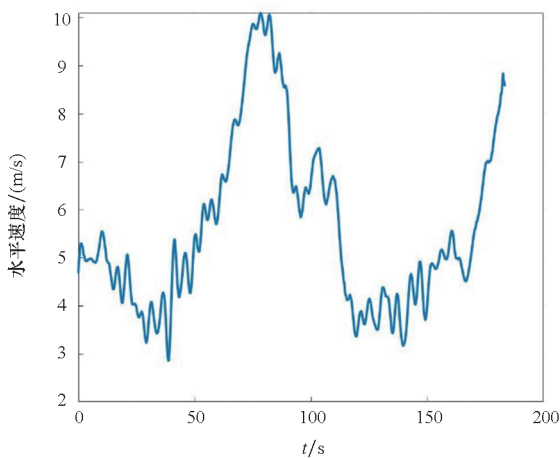
(d) 水平控制量

(d) Horizontal control input



(e) 垂直速度

(e) Vertical velocity



(f) 水平速度

(f) Horizontal velocity

图 8 飞行实验($u_w = -1.5 \text{ m/s}, v_w = -1.2 \text{ m/s}$)

Fig. 8 Flight velocity ($u_w = -1.5 \text{ m/s}, v_w = -1.2 \text{ m/s}$)

5 结论

针对动力翼伞系统易受外界风场扰动、高度

控制难度大的问题,设计了一种基于风场补偿的抗扰控制器。结合前馈补偿控制器和自抗扰控制技术,通过对风场扰动的预先补偿,实现系统高度和水平轨迹的跟踪。建立了动力翼伞系统的八自由度模型,并通过分析模型,推导出风场干扰对系统高度控制量的影响,以此设计了风场前馈补偿控制器,并通过仿真实验初步验证了所设计控制器的可行性。开展了动力翼伞的实际飞行实验,完成了定高飞行测试。对所设计算法进行了验证,实验结果表明:该控制算法可实现自动跟踪水平轨迹情况下的定高飞行,高度控制误差在 2.5 m 以内,具有较强的应用价值和应用前景。

参考文献 (References)

- [1] DEVALLA V, PRAKASH O. Developments in unmanned powered parachute aerial vehicle; a review [J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2014, 29(11): 6-20.
- [2] 许望晶, 王立武, 滕海山, 等. 大型动力翼伞飞行器发展研究[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(4): 55-63.
XU W J, WANG L W, TENG H S, et al. Research on development of large powered parafoil aircraft [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(4): 55-63. (in Chinese)
- [3] STRAHAN A. Testing of parafoil autonomous guidance, navigation & control for X-38 [C]//Proceedings of the 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2003.
- [4] 刘安民, 高峰, 张青斌, 等. 基于多项式混沌展开方法的翼伞飞行不确定性[J]. 兵工学报, 2021, 42(7): 1392-1399.
LIU A M, GAO F, ZHANG Q B, et al. Application of PCE method in parafoil-flight uncertainty analysis [J]. Acta Armamentarii, 2021, 42(7): 1392-1399. (in Chinese)
- [5] LI B B, HE Y Q, HAN J D, et al. A new modeling scheme for powered parafoil unmanned aerial vehicle platforms; theory and experiments [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(11): 2466-2479.
- [6] LYU F K, HE W L, ZHAO L G. An improved nonlinear multibody dynamic model for a parafoil-UAV system [J]. IEEE Access, 2019, 7: 139994-140009.
- [7] SUN H, SUN Q L, SUN M W, et al. Accurate modeling and homing control for parafoil delivery system based on wind disturbance rejection [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(4): 2916-2934.
- [8] YU Z P, SUN H, SUN Q L, et al. Wind-field identification for parafoils based on deep Q-learning iterative inversion [J]. Information Sciences, 2022, 610: 571-591.
- [9] CHEN Q, SUN Y X, ZHAO M, et al. Consensus-based cooperative formation guidance strategy for multiparafoil airdrop systems [J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2021, 18(4): 2175-2184.
- [10] 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.
- [11] JANN T. Advanced features for autonomous parafoil

- guidance, navigation and control [C]//Proceedings of the 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2005.
- [12] JANN T. Aerodynamic model identification and GNC design for the parafoil-load system ALEX [C]//Proceedings of the 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2001.
- [13] CARTER D W, GEORGE S, HATTIS P D, et al. Autonomous large parafoil guidance, navigation, and control system design status [C]//Proceedings of the 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 2007.
- [14] WARD M, CULPEPPER S, COSTELLO M. Parametric study of powered parafoil flight dynamics [C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2012.
- [15] HUA Y, LEI S, CHENG L, et al. Study on powered-parafoil longitudinal flight performance with a fast estimation model [J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(5): 1660 – 1668.
- [16] WARD M, COSTELLO M. Adaptive glide slope control for parafoil and payload aircraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(4): 1019 – 1034.
- [17] LYU F K, HE W L, ZHAO L G. A multivariate optimal control strategy for the attitude tracking of a parafoil-UAV system [J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 43736 – 43751.
- [18] DEVALLA V, MONDAL A K, ARUN A J, et al. Guidance, navigation and control of a powered parafoil aerial vehicle [J]. *Current Science*, 2016, 111(6): 1045 – 1054.
- [19] DEVALLA V, JAISWAL R, MONDAL A K, et al. Estimation of lateral directional aerodynamic derivatives from flight data of unmanned powered parafoil aerial vehicle [C]//Proceedings of the Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2018.
- [20] LI Y H, ZHAO M, YAO M, et al. 6-DOF modeling and 3D trajectory tracking control of a powered parafoil system [J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 151087 – 151105.
- [21] GARCÍA-BELTRÁN C D, MIRANDA-ARAUJO E M, GUERRERO-SANCHEZ M E, et al. Passivity-based control laws for an unmanned powered parachute aircraft [J]. *Asian Journal of Control*, 2021, 23(5): 2087 – 2096.
- [22] TANAKA M, TANAKA K, WANG H. Practical model construction and stable control of an unmanned aerial vehicle with a parafoil-type wing [J]. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2019, 49(6): 1291 – 1297.
- [23] TANAKA K, TANAKA M, IWASE A, et al. A rational polynomial tracking control approach to a common system representation for unmanned aerial vehicles [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2020, 25(2): 919 – 930.
- [24] GAO X L, ZHANG Q B, TANG Q G. Parachute dynamics and perturbation analysis of precision airdrop system [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(3): 596 – 607.
- [25] 窦天恒, 程文科, 高普云. 翼伞-载荷系统的航迹跟踪 [J]. *湖南工业大学学报*, 2017, 31(5): 11 – 16.
- DOU T H, CHENG W K, GAO P Y. Research on the path tracking of the parafoil-payload system [J]. *Journal of Hunan University of Technology*, 2017, 31(5): 11 – 16. (in Chinese)
- [26] 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.
- [27] BARROWS T M. Apparent mass of parafoils with spanwise camber [J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(3): 445 – 451.
- [28] 熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.
- XIONG J. Research on the dynamics and homing project of parafoil system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)