

# 采用固定时间观测器的翼伞控制方法与应用

郭一鸣, 闫建国<sup>†</sup>, 肖冰, 吴慈航, 邢小军

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129)

**摘要:** 针对翼伞-火箭一子级柔性结构系统的控制难题, 提出了一种采用固定时间观测器的改进矢量场轨迹跟踪控制方法. 首先, 设计了在线风场估计方法对未知风场进行了估计; 其次, 为了保证该控制系统在气动参数不确定、子系统较连耦合等因素影响下的快速稳定性, 提出了一种固定时间干扰观测器用来估计无需知道干扰上边界的复合干扰, 并用于补偿控制系统的输入; 然后, 设计了一个同时保证侧偏距、偏航角以及偏航角速率稳定的横侧向控制器, 并利用Lyapunov理论证明了闭环翼伞控制系统的收敛特性. 最后, 通过数值仿真及硬件在环实验验证了所提出方法的有效性及应用价值.

**关键词:** 非线性控制系统; 姿态控制; 路径跟踪; 固定时间; 观测器

**引用格式:** 郭一鸣, 闫建国, 肖冰, 等. 采用固定时间观测器的翼伞控制方法与应用. 控制理论与应用, 2023, 40(2): 390–399

DOI: 10.7641/CTA.2022.11247

## Fixed-time disturbance observer-based parafoil control method and application

GUO Yi-ming, YAN Jian-guo<sup>†</sup>, XIAO Bing, WU Ci-hang, XING Xiao-jun

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710129, China)

**Abstract:** To address the control problem of the flexible parafoil-booster system, a modified vector field path following control scheme with a fixed-time disturbance observer is proposed. Firstly, an online wind field estimation approach is introduced to obtain the unknown wind environment. Secondly, in order to ensure the fast stability of the parafoil-booster control system subject to the negative influence of aerodynamic uncertainties and the hinge coupling between these two subsystems, a fixed-time disturbance observer is designed to estimate the composite disturbance without knowing the upper boundary of the disturbance. The estimation result is used to compensate for the input of the control system. Thirdly, a lateral controller is developed to simultaneously ensure the stability of lateral deflection moment, yaw angle, and yaw rate. The closed-loop parafoil control system has been proved by using the Lyapunov theory. Finally, the effectiveness and application value of the proposed method is verified by numerical simulation and hardware-in-loop testing.

**Key words:** nonlinear control systems; attitude control; trajectory tracking; fixed time; observers

**Citation:** GUO Yiming, YAN Jianguo, XIAO Bing, et al. Fixed-time disturbance observer-based parafoil control method and application. *Control Theory & Applications*, 2023, 40(2): 390–399

## 1 引言

多级火箭是将航天器送入外层空间的主要载体. 当火箭一子级工作结束后, 会与本体分离并自由无控地坠向地面, 重达数吨的箭体自高空坠落具有强大的破坏力, 严重威胁着附近地面人员和财产的安全. 因此, 采用落区控制技术对于提升火箭发射安全性, 增强发射任务灵活性, 甚至满足未来火箭高常密度及低成本发射需求具有重要意义<sup>[1-2]</sup>. 其中, 翼伞落区控制技术是目前航天回收的研究热点<sup>[3]</sup>.

翼伞-火箭一子级回收系统的轨迹跟踪控制问题是翼伞落区技术的主要难点, 原因是: 其一, 翼伞系统具有特殊的吊挂结构及柔性气动外形, 其动力学构造相当复杂且很难通过风洞试验获得准确的气动参数<sup>[4]</sup>; 其二, 翼伞系统仅能通过单侧襟翼下偏实现横侧向控制, 其双侧襟翼下偏对滑翔比的控制十分有限; 其三, 翼伞回收系统缺乏动力装置, 其飞行速度不可控且极易受到环境风的影响<sup>[5]</sup>. 因此, 如何处理系统内部复杂耦合、气动不确定性以及外部未知风场等干

收稿日期: 2021-12-20; 录用日期: 2022-06-30.

<sup>†</sup>通信作者. E-mail: yjg0311@nwpu.edu.cn; Tel.: +86 13609249955.

本文责任编辑: 龙离军.

国家自然科学基金项目(61771399), 陕西省自然科学基金基础研究计划项目(2020JM-123)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61771399) and the National Natural Science Foundation of Shaanxi Province (2020JM-123).

扰是设计这类欠驱动、无动力的翼伞系统控制律时首要解决的问题。

在目前的文献中,对未知干扰的处理一般有两种方式:鲁棒控制方法<sup>[5,6]</sup>和扰动抑制控制方法<sup>[7,8]</sup>。其中,基于干扰观测器的扰动抑制控制方法具有更好的控制精度和更低的保守性,近年来得到研究人员的广泛关注<sup>[9]</sup>。其基本原理是:利用观测器估计出所有不确定因素组成的集总干扰,然后设计带有扰动补偿的控制方案,实现对干扰的完全处理<sup>[10]</sup>。可见,控制系统的性能依赖于所设计干扰观测器的估计精度和收敛特性<sup>[11]</sup>。为了提升观测器估计性能,研究人员对此展开了丰富的研究<sup>[12-15]</sup>。例如,文献<sup>[12]</sup>提出了一种采用滑模方法与径向基神经网络构造的干扰观测器,在线估计扰动及故障信息。文献<sup>[13]</sup>设计了扩张状态观测器来估计内外所有扰动的总和。此外,文献<sup>[14]</sup>提出了一种高精度渐近观测器来估计系统受到的干扰力矩。上述方法只能使估计误差渐近收敛,若集总干扰没有在控制允许的短时间内得到补偿,那么翼伞-一子级闭环控制系统的性能可能会严重变差或者不稳定<sup>[15]</sup>。若设计出与初始条件无关的固定时间干扰观测器,能确保不同干扰条件下估计误差的收敛速度一致。因此,设计高精度固定时间干扰观测器是本文的研究动机之一。

一旦完成干扰观测器的设计,就应该为系统开发扰动抑制控制器<sup>[16]</sup>。例如:文献<sup>[17]</sup>则基于改进后的扩张状态观测器,设计了滑模姿态控制方案,并通过Lyapunov理论进行了严格证明;利用非线性干扰观测器的估计值,文献<sup>[18]</sup>设计了自适应滑模姿态控制算法;在文献<sup>[19]</sup>中,基于设计好的有限时间干扰观测器,设计了带有扰动抑制模块的PD姿态控制器。可见,基于扰动观测器的姿态控制方案近些年来得到了显著发展。然而,在执行归航任务中,翼伞不仅需要保持稳定的姿态,同时需要跟踪期望的归航航迹以确保落点的准确性<sup>[20,21]</sup>。据笔者了解,目前尚未有合适的控制方案来解决这一问题。因此,为翼伞系统设计一个同时保证侧偏距和航向角收敛的横侧向控制器是本文的另一个研究动机。

基于上述研究动机,本文以翼伞-一子级系统为研究对象,研究了复合干扰下的轨迹跟踪问题,提出了一种基于固定时间干扰观测器的控制算法。相比于现有方法,本文的主要贡献可总结如下:1)提出了一种无需已知扰动上界的固定时间干扰观测器。不同于文献<sup>[14]</sup>的渐近方法,本文设计的观测器能保证估计误差在固定时间内收敛到0,且收敛时间与初始条件无关;2)为翼伞-一子级多体系统设计了一种同时能保证侧偏距和偏航角跟踪的横侧向控制器。整个闭环控制系统被证明是渐近稳定的;3)采用快速高阶滑模微分器来获取控制律中的数值微分,避免应用时出现微

分爆炸的现象。最后,设计了硬件在环实验验证所提出方法的有效性。

**注1** 在本文中, $\mathbb{R}$ 表示实数集, $\mathbb{R}^n$ 表示 $n$ 维欧氏空间, $\mathbb{R}^{m \times n}$ 表示 $m \times n$ 维实数矩阵。 $\mathbf{I}_3$ 和 $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ 分别表示三维单位矩阵和 $3 \times 3$ 零矩阵。变量下标为 $i = p$ 和 $i = b$ 分别表示翼伞部分或一子级部分的相关量。此外,任意三维向量 $\mathbf{C} = [c_1 \ c_2 \ c_3]^T$ 的叉乘矩阵可被表示为如下形式:

$$\mathbf{C}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -c_3 & c_2 \\ c_3 & 0 & -c_1 \\ -c_2 & c_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

## 2 翼伞回收系统模型

翼伞和火箭一子级靠吊带和伞绳连接,且一子级质心距离吊挂点较远,一般采用9自由度模型<sup>[20]</sup>来描述系统。系统结构及相关坐标系如图1所示。图中,惯性坐标系 $O_e X_e Y_e Z_e$ 以期望着陆点为原点,系统坐标系 $O_c X_c Y_c Z_c$ 以翼伞和一子级的铰点 $O_c$ 为原点, $O_p X_p Y_p Z_p$ 表示以翼伞质心 $O_p$ 为原点的伞体坐标系, $O_b X_b Y_b Z_b$ 表示以火箭质心 $O_b$ 为原点的载荷体坐标系。 $\mathbf{X}_{cp} \in \mathbb{R}^3$ 和 $\mathbf{X}_{cb} \in \mathbb{R}^3$ 分别表示伞体质心与铰点的距离,以及火箭一子级质心与铰点的距离。

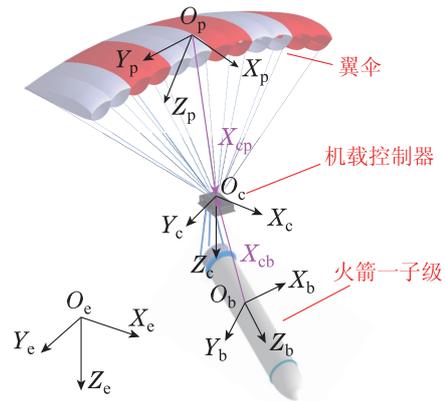


图1 翼伞-一子级系统结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of a parafoil-booster system

$\Theta_p = [\phi_p \ \theta_p \ \psi_p]^T$ 和 $\Theta_b = [\phi_b \ \theta_b \ \psi_b]^T$ 分别被定义为翼伞、火箭一子级的姿态欧拉角, $\mathbf{T}_{i-c} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 和 $\mathbf{R}_i \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 分别表示线速度和角速度的转换矩阵<sup>[20]</sup>。

### 2.1 动力学模型

#### 2.1.1 火箭一子级动力学模型

由于子系统的耦合关系,除了重力 $\mathbf{F}_b^G \in \mathbb{R}^3$ ,气动力及力矩 $\mathbf{F}_b^{\text{aero}}, \mathbf{M}_b^{\text{aero}} \in \mathbb{R}^3$ 之外,火箭一子级还会受到吊绳拉力 $\mathbf{F}_r \in \mathbb{R}^3$ 及扭矩 $\mathbf{M}_c \in \mathbb{R}^3$ 的影响。令 $\mathbf{V}_b \in \mathbb{R}^3$ 和 $\boldsymbol{\omega}_b \in \mathbb{R}^3$ 分别表示基于一子级系的线速度和角速度,得到其动力学方程为

$$m_b \dot{\mathbf{V}}_b = \mathbf{F}_b^{\text{aero}} + \mathbf{F}_b^G - \mathbf{T}_{b-c} \mathbf{F}_r, \quad (2)$$

$$\mathbf{I}_b \dot{\boldsymbol{\omega}}_b = -\boldsymbol{\omega}_b^\times \mathbf{I}_b \boldsymbol{\omega}_b + \mathbf{M}_b^{\text{aero}} + \mathbf{M}_c + \mathbf{X}_{cb}^\times \mathbf{T}_{b-c} \mathbf{F}_r, \quad (3)$$

式中: $m_b \in \mathbb{R}$ 表示一子级质量, $\mathbf{I}_b \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示一子

级的转动惯量. 一子级重力 $F_b^G$ 为已知力, 其余力与力矩在实际过程中很难直接测量得到.

### 2.1.2 伞体动力学模型

柔性翼伞会受到重力 $F_p^G \in \mathbb{R}^3$ , 气动力及气动力矩 $F_p^{\text{aero}}, M_p^{\text{aero}} \in \mathbb{R}^3$ , 附加质量造成的力与力矩干扰 $F^{\text{app}}, M^{\text{app}} \in \mathbb{R}^3$ , 大气湍流或涡流等造成的干扰力矩 $M^d \in \mathbb{R}^3$ , 伞绳力 $F_r$ 与扭矩 $M_c$ 的影响. 令 $V_p \in \mathbb{R}^3$ 和 $\omega_p = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 分别表示基于伞体系的翼伞线速度和角速度, 得到翼伞动力学方程

$$m_p \dot{V}_p = F_p^{\text{aero}} + F_p^G + F^{\text{app}} - T_{p-c} F_r, \quad (4)$$

$$I_p \dot{\omega}_p = -\omega_p^\times I_p \omega_p + M_p^{\text{aero}} + M^{\text{app}} + M^d - T_{p-c} T_{b-c}^T M_c - X_{cp}^\times T_{p-c} F_r, \quad (5)$$

式中:  $m_p \in \mathbb{R}$ 表示翼伞质量,  $I_p \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示翼伞的转动惯量. 根据文献[7], 翼伞系统通过机载控制器下拉操纵绳, 产生不对称襟翼偏转 $\delta_a$ , 进而改变气动力 $F_p^{\text{aero}}$ 及气动力矩 $M_p^{\text{aero}}$ 实现控制, 即

$$\begin{bmatrix} F_p^{\text{aero}} \\ M_p^{\text{aero}} \end{bmatrix} = \frac{\rho V S_p^{\text{ref}}}{2} \begin{bmatrix} c_\alpha C_D(\alpha, \omega_2, \delta_a) + s_\alpha C_L(\alpha, \omega_2, \delta_a) \\ C_Y(\beta, \omega_1, \omega_3, \delta_a) \\ -s_\alpha C_D(\alpha, \omega_2, \delta_a) + c_\alpha C_L(\alpha, \omega_2, \delta_a) \\ b V C_l(\beta, \omega_1, \omega_3, \delta_a) \\ c V C_m(\alpha, \omega_2, \delta_a) \\ b V C_n(\beta, \omega_1, \omega_3, \delta_a) \end{bmatrix}, \quad (6)$$

式中:  $\rho \in \mathbb{R}$ 表示空气密度,  $V \in \mathbb{R}$ 表示翼伞系统空速,  $\alpha, \beta \in \mathbb{R}$ 分别表示迎角和侧滑角,  $b \in \mathbb{R}$ 表示翼伞的展长,  $c \in \mathbb{R}$ 表示翼伞的弦长,  $S_p^{\text{ref}} \in \mathbb{R}$ 表示翼伞参考面积,  $C_* \in \mathbb{R}$ 表示难以获取的气动系数.

此外, 由附加质量 $M_f \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 和附加质量矩 $I_f \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 产生的力与力矩可写为

$$F^{\text{app}} = -M_f \dot{V}_p - \omega_p^\times M_f T_{p-c} V_p, \quad (7)$$

$$M^{\text{app}} = -I_f \dot{\omega}_p - \omega_p^\times I_f \omega_p. \quad (8)$$

### 2.1.3 整体动力学模型

伞绳的物理约束使得翼伞速度 $V_p$ , 一子级速度 $V_b$ 和铰点 $O_c$ 处的线速度 $V_c$ 存在直接的转换关系为

$$V_p = T_{p-c} V_c + \omega_p^\times X_{cp}, \quad (9)$$

$$V_b = T_{b-c} V_c + \omega_b^\times X_{cb}, \quad (10)$$

取系统状态变量为 $x = [\omega_b^T \ \omega_p^T \ V_c^T \ F_r^T]^T$ , 则得到9自由度翼伞-一子级系统的整体动力学方程为

$$\dot{x} = ([A_1 \ A_2 \ A_3 \ A_4]^T)^{-1} \begin{bmatrix} B_1 \\ B_2 \\ B_3 \\ B_4 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

式中:

$$A_1 = [0_{3 \times 3} \ I_p + I_f \ 0_{3 \times 3} \ X_{cp}^\times T_{p-c}]^T, \quad (12)$$

$$A_2 = [-m_b X_{cb}^\times \ 0_{3 \times 3} \ m_b T_{b-c} \ T_{b-c}]^T, \quad (13)$$

$$A_3 = [0_{3 \times 3} \ -(m_p I_3 + M_f) X_{cp}^\times \ (m_p I_3 + M_f) T_{p-c} \ -T_{p-c}]^T, \quad (14)$$

$$A_4 = [I_b \ 0_{3 \times 3} \ 0_{3 \times 3} \ -X_{cb}^\times T_{b-c}]^T, \quad (15)$$

$$B_1 = M_p^{\text{aero}} - \omega_p^\times (I_p + I_f) \omega_p - T_{p-c} T_{b-c}^T M_c + M^d, \quad (16)$$

$$B_2 = F_b^{\text{aero}} + F_b^G - m_b \omega_b^\times \omega_b^\times X_{cb}, \quad (17)$$

$$B_3 = F_p^{\text{aero}} - (m_p I_3 + M_f) \omega_p^\times \omega_p^\times X_{cp} + F_p^G - \omega_p^\times M_f (T_{p-c} V_c + \omega_p^\times X_{cp}), \quad (18)$$

$$B_4 = M_c + M_b^{\text{aero}} - \omega_b^\times I_b \omega_b. \quad (19)$$

## 2.2 运动学模型

定义翼伞-火箭一子级系统基于惯性坐标系的位置为 $p_e = [x_e \ y_e \ z_e]^T$ . 根据式(5)可知, 和实际物理控制信号 $\delta_a$ 具有直接关系的横侧向状态量是翼伞偏航角 $\psi_p$ , 因此翼伞位置的运动学方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_e = V_g \cos \chi = V_s \cos \psi_p + w_x, \\ \dot{y}_e = V_g \sin \chi = V_s \sin \psi_p + w_y, \\ \dot{z}_e = -V_z, \end{cases} \quad (20)$$

式中 $V_w = [w_x \ w_y \ 0]^T$ 表示系统受到的未知风速.  $V_s \in \mathbb{R}$ 和 $V_z \in \mathbb{R}$ 表示系统基于惯性坐标系的水平速度及垂直速度.  $V_g \in \mathbb{R}$ 和 $\chi \in \mathbb{R}$ 表示系统的地速以及航向角. 此外, 姿态运动学方程为

$$\dot{\Theta}_i = R_i \omega_i. \quad (21)$$

## 2.3 在线风场估计

当进入稳定的滑翔或稳定下偏状态后, 翼伞-一子级系统的水平速度 $V_s$ 会稳定到定值, 可通过多次飞行试验后获得. 因此可根据测量位置信息的GPS设备以及已知速度 $V_s$ , 在线估计飞行时的风场情况.

首先, 翼伞-一子级系统地速可由导航系统所测位置及采样时差求得

$$V_g = \frac{p_e(t) - p_e(t - h_g)}{h_g}, \quad (22)$$

式中:  $V_g = [V_g \cos \chi \ V_g \sin \chi \ -V_z]^T$ ,  $h_g \in \mathbb{R}$ 表示位置信息采样时差,  $p_e(t)$ 和 $p_e(t - h_g)$ 分别表示 $t$ 和 $t - h_g$ 时刻的位置矢量. 得到估计值为

$$\hat{V}_w = V_g - \begin{bmatrix} V_s \cos \psi_p \\ V_s \sin \psi_p \\ -V_z \end{bmatrix}. \quad (23)$$

## 2.4 问题描述

翼伞-火箭一子级系统是一个高耦合、非线性且存在诸多不确定参数的欠驱动多体系统. 值得注意的是,

由于其纵向操纵能力非常有限,在实际工程中,往往仅对翼伞系统的横侧向通道进行控制设计.为了方便后续的控制设计,提出以下假设:

**假设1** 翼伞-火箭一子级系统上搭载足够的传感器可以测量获得 $p_e, V_c, \Theta_p, \dot{\Theta}_p$ 以及 $\omega_p$ .

**假设2** 翼伞-火箭一子级回收系统受到的风速 $V_w$ 变化较小且各处一致,且不考虑垂直风影响.

目前,翼伞系统相关的高精度传感器已得到了长足的发展;在实际进行翼伞回收火箭的任务前,往往需要充足的前期调研工作以保证风场环境的适宜.因此上述假设是合理的.

本文的控制目标如下:针对式(2)–(21)所描述的翼伞-一子级系统,考虑风场、附加质量、系统耦合及气动不确定性等造成的复合干扰,设计横侧向控制器,构建闭环的翼伞横侧向轨迹跟踪控制系统.

### 3 横侧向轨迹跟踪控制器

根据运动学方程(20)可知,控制翼伞偏航角 $\psi_p$ 可直接改变翼伞-一子级系统的惯性位置.因此,若要准确地消除系统位置与期望轨迹的偏差,需要明确偏航角 $\psi_p$ 的动力学特性.定义 $x_1 = \psi_p, x_2 = \dot{\psi}_p$ ,根据系统转动模型(11)(21),其动力学方程可改写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = 0.5\rho V^2 S_p^{\text{ref}} \delta_a + f + d, \end{cases} \quad (24)$$

式中: $f \in \mathbb{R}$ 表示可通过测量得到的函数, $d \in \mathbb{R}$ 表示风场、附加质量、系统耦合及气动不确定性等造成的力矩干扰.

本节的横侧向轨迹跟踪控制器设计思路如下:首先提出了一个固定时间干扰观测器;然后利用干扰估计值,设计了带有干扰抑制能力的轨迹跟踪控制器,包括直线跟踪算法和圆弧跟踪算法;最后讨论了其可实现性.

#### 3.1 固定时间干扰观测器

与渐近干扰观测器不同,固定时间干扰观测器的估计时间与初始条件无关,能够严格保证不同干扰情况下干扰观测器都能在设计好的固定时间内完成估计,进而确保闭环渐近控制系统在实际应用中有稳定的抗干扰能力<sup>[15]</sup>.因此,本文首先设计了固定时间干扰观测器来估计系统受到的复合干扰.

首先,将式(24)中 $x_2$ 的动力学改写为

$$\dot{x}_2 = -x_2 + 0.5\rho V^2 S_p^{\text{ref}} \delta_a + d_{\text{lumped}}, \quad (25)$$

式中 $d_{\text{lumped}} = f + d + x_2$ .

其次,引入可测的辅助变量

$$\dot{x}_a = -x_a + 0.5\rho V^2 S_p^{\text{ref}} \delta_a. \quad (26)$$

然后,定义观测器的估计误差为 $z = x_2 - x_a$ ,得

到其动力学为

$$\dot{z} = -z + d_{\text{lumped}}. \quad (27)$$

最后,定义 $z$ 的估计值为 $\hat{z}$ ,观测误差为 $\tilde{z} = \hat{z} - z$ .若能构造 $\hat{z}$ 的动力学,并使得 $\tilde{z}$ 趋近于0,那么就得到 $d_{\text{lumped}}$ 的估计值 $\hat{d}_{\text{lumped}}$ ,继而获得复合干扰的估计值 $\hat{d}$ .基于此,提出以下定理.

**定理1** 设计固定时间观测器

$$\begin{cases} \dot{\hat{z}} = \dot{y} - \tilde{z} - \mu_1 \text{sig}(\tilde{z})^{2p-1} - \mu_2 \text{sig}(\tilde{z})^{2q-1}, \\ \hat{d} = \hat{d}_{\text{lumped}} - x_2 - f, \end{cases} \quad (28)$$

式中:集合 $\hat{d}_{\text{lumped}} = \hat{z} + \dot{y}$ , $\text{sig}(\tilde{z})^{2p-1} = |\tilde{z}|^{2p-1} \text{sgn}(\tilde{z})$ , $y = z$ 为可测变量, $\dot{y}$ 为其数值微分. $\mu_1, \mu_2, p, q, \gamma \in \mathbb{R}^+$ 均为正实数,且满足 $p = 1 - 1/(2\gamma)$ , $q = 1 + 1/(2\gamma)$ 以及 $\gamma > 1$ .那么,复合干扰的估计误差 $\tilde{d} = \hat{d} - d$ 可保证在固定时间 $T_f$ 内收敛到0.

**证** 设计有关观测误差的备选Lyapunov函数为 $V_1 = 0.5\tilde{z}^2$ ,对其求时间导数得到

$$\begin{aligned} \frac{dV_1}{dt} &= \tilde{z}(\dot{y} - \tilde{z} - \mu_1 \text{sig}(\tilde{z})^{2p-1} - \mu_2 \text{sig}(\tilde{z})^{2q-1} - \dot{z}) = \\ &\tilde{z}(-\tilde{z} - \mu_1 \text{sig}(\tilde{z})^{2p-1} - \mu_2 \text{sig}(\tilde{z})^{2q-1}) \leq \\ &-2^p \mu_1 V_1^p - 2^q \mu_2 V_1^q, \end{aligned} \quad (29)$$

即有 $dt \leq -\frac{dV_1}{2^p \mu_1 V_1^p + 2^q \mu_2 V_1^q}$ ,等号两侧同时求定积分得到

$$\int_0^{T_f} dt \leq \int_{V_1(0)}^{V_1(T_f)} \frac{dV_1}{-(2^p \mu_1 V_1^p + 2^q \mu_2 V_1^q)}, \quad (30)$$

设中间变量 $W_1 = \sqrt{\frac{\mu_2}{\mu_1}} (2V_1)^{\frac{1}{2\gamma}}$ ,得到

$$\begin{aligned} T_f &\leq \int_{V_1(0)}^{V_1(T_f)} \frac{(2V_1)^{-p} / \mu_1 dV_1}{-(1 + (\mu_2/\mu_1)(2V_1)^{q-p})} = \\ &\frac{2\gamma}{\sqrt{4\mu_1\mu_2}} \int_{W_1(0)}^{W_1(T_f)} \frac{dW_1}{-(1 + W_1^2)} \leq \\ &\frac{\pi\gamma}{2\sqrt{\mu_1\mu_2}}, \end{aligned} \quad (31)$$

即当 $t \geq T_f$ 时,干扰观测器的观测误差 $\tilde{z}(t) \equiv 0$ ,根据式(27),此时复合干扰估计误差 $\tilde{d}$ 为

$$\tilde{d} = \hat{d}_{\text{lumped}} - x_2 - f - d = \hat{d}_{\text{lumped}} - d_{\text{lumped}} = \tilde{z}. \quad (32)$$

可以看出,干扰观测器 $\hat{d}$ 能在固定时间 $T_f$ 内估计出复合干扰 $d$ . 证毕.

**注2** 虽然目前关于有限时间/固定时间干扰观测器有诸多研究,但几乎都要求已知干扰的上边界值,即满足 $\|d\| \leq D_{\text{max}}$ ( $D_{\text{max}}$ 为已知干扰边界).而本文提出的方法无需对干扰进行限制.从理论上来说,无论初始情况下的复合干扰多大,通过整定参数 $\mu_1, \mu_2, \gamma$ 可得到尽可能小的估计时间 $T_f$ .因

此,所提出的干扰观测器有能力在短时间 $T_f$ 内准确地重构出由于风场、附加质量、气动不确定等造成的复合干扰,并将估计值 $\hat{d}$ 作为补偿信号输入到控制律中,抑制甚至消除扰动对控制稳定性造成的影响。

### 3.2 横侧向轨迹跟踪控制器

采用第2.3节的估计方法,可获得翼伞-火箭一子级系统基于风场坐标系的位置矢量 $\mathbf{p}_w = [x_w \ y_w \ z_w]^T \in \mathbb{R}^3$ 与 $\mathbf{p}_e$ 之间的关系

$$\begin{cases} \dot{x}_w = \dot{x}_e - \hat{w}_x, \\ \dot{y}_w = \dot{y}_e - \hat{w}_y, \\ \dot{z}_w = \dot{z}_e. \end{cases} \quad (33)$$

一般地,在利用翼伞执行归航任务时,基于风场系下的期望轨迹往往由直线和圆弧构成<sup>[21]</sup>,因此,本节分别对直线和圆弧跟踪控制器进行设计。

#### 3.2.1 直线跟踪算法

假设期望的跟踪直线为

$$\mathcal{P}_l(\mathbf{r}_l, \mathbf{q}_l) = \{\mathbf{x}_q \in \mathbb{R}^2 : \mathbf{x}_q = \mathbf{r}_l + \lambda \mathbf{q}_l, \lambda \in \mathbb{R}\}, \quad (34)$$

式中:  $\mathbf{r}_l = [r_x \ r_y]^T \in \mathbb{R}^2$ 表示该直线路径的初始点坐标,  $\mathbf{q}_l = [q_x \ q_y]^T \in \mathbb{R}^2$ 表示路径方向的单位矢量,且期望偏航角为 $\psi_{q1} = \text{atan2}(q_y/q_x)$ 。

设定接近直线路径的期望偏航角为

$$x_{1d}(e_{py}) = -\psi^\infty \frac{2}{\pi} \arctan(k_l e_{py}) + \psi_{q1}, \quad (35)$$

式中:  $\psi^\infty \in (0, \frac{\pi}{2})$ 表示接近直线的最大期望偏航角,  $k_l \in \mathbb{R}$ 为正数增益并影响从 $\psi^\infty$ 到 $\psi_{q1}$ 的偏航角变化速率.此外,  $e_{py} \in \mathbb{R}$ 表示系统基于水平面上的实时位置与期望路径之间的横侧向偏差,即

$$e_{py} = -\sin \psi_{q1} (x_w - r_x) + \cos \psi_{q1} (y_w - r_y). \quad (36)$$

在此之后,设计两个跟踪误差变量为

$$\tilde{x}_1 = x_1 - x_{1d}, \quad \tilde{x}_2 = x_2 - a_1. \quad (37)$$

式中:  $a_1 = -\psi^\infty \frac{2k_l V_s \sin(x_1 - \psi_{q1})}{\pi + \pi(k_l e_{py})^2} - \varepsilon_1 \tilde{x}_1$ ,其中  $\varepsilon_1 \in \mathbb{R}$ 为正数增益。

**定理2** 针对9自由度描述的翼伞-一子级系统,采用干扰观测器(28)来估计复合干扰 $d$ ,设 $\varepsilon_2 \in \mathbb{R}$ 为正数增益,并令直线跟踪的控制律为

$$\delta_a = \frac{2}{\rho V^2 S_p^{\text{ref}}} (-f - \hat{d} + \dot{a}_1 - \tilde{x}_1 - \varepsilon_2 \tilde{x}_2), \quad (38)$$

那么,尽管存在复合干扰的影响,闭环控制系统的跟踪误差 $e_{py}$ ,  $\tilde{x}_1$ 以及 $\tilde{x}_2$ 是渐近收敛的。

**证** 选择备选Lyapunov函数为 $V_2 = 0.5e_{py}^2$ ,其导

数为

$$\dot{V}_2 = -\frac{2\psi^\infty}{\pi} e_{py} V_s \arctan(k_l e_{py}), \quad (39)$$

式中:当 $e_{py} \neq 0$ 时,满足 $\dot{V}_2 < 0$ 。

设计Lyapunov函数为 $V_3 = V_2 + 0.5\tilde{x}_1^2 + 0.5\tilde{x}_2^2$ ,求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= \dot{V}_2 + \tilde{x}_1 \dot{\tilde{x}}_1 + \tilde{x}_2 \dot{\tilde{x}}_2 = \\ &\dot{V}_2 + \tilde{x}_1 (x_2 + \frac{2\psi^\infty k_l V_s \sin(x_1 - \psi_{q1})}{\pi + \pi(k_l e_{py})^2}) + \\ &\tilde{x}_2 (0.5\rho V^2 S_p^{\text{ref}} \delta_a + d - \dot{x}_{2d} + f) = \\ &\dot{V}_2 - \varepsilon_1 |\tilde{x}_1|^2 - \varepsilon_2 |\tilde{x}_2|^2 + \tilde{x}_2 \tilde{d}. \end{aligned} \quad (40)$$

根据定理1可知,当 $t \geq T_f$ 时,复合干扰的观测误差 $\tilde{d} \equiv 0$ .因此得到在一定时间 $T_f$ 后,式(40)可转换为

$$\dot{V}_3 = \dot{V}_2 - \varepsilon_1 |\tilde{x}_1|^2 - \varepsilon_2 |\tilde{x}_2|^2. \quad (41)$$

当 $\dot{V}_3 \leq 0$ 时,  $e_{py}$ ,  $\tilde{x}_1$ 以及 $\tilde{x}_2$ 都是有界的.此外对式(41)求导可知,  $\ddot{V}_3$ 也是有界的,则 $\dot{V}_3$ 对时间是一致连续的.同时,根据式(40)可知,  $V_3$ 是有下界的,且 $\dot{V}_3$ 半负定.因此,采用芭芭拉定理可得,当 $t \rightarrow \infty$ 时,  $e_{py}$ ,  $\tilde{x}_1$ 以及 $\tilde{x}_2$ 渐近收敛到0. 证毕。

#### 3.2.2 圆弧跟踪算法

假设期望的跟踪圆弧为

$$\begin{aligned} \mathcal{P}_o(\mathbf{c}_o, s, r_o) = \\ \{\mathbf{x}_q \in \mathbb{R}^2 : \mathbf{x}_q = \mathbf{c}_o + r_o s \begin{bmatrix} \cos \vartheta \\ \sin \vartheta \end{bmatrix}, \vartheta \in [0, 2\pi)\}, \end{aligned} \quad (42)$$

式中:  $\mathbf{c}_o = [c_x \ c_y]^T \in \mathbb{R}^2$ 是期望圆弧的圆心;期望半径为 $r_o \in \mathbb{R}$ ;  $s \in \mathbb{R}$ 表示系统期望的旋转方向:  $s = -1$ 为顺时针,  $s = 1$ 为逆时针;期望偏航角为 $\psi_{q2} = \text{atan2}(\sqrt{y_w - c_y}/\sqrt{x_w - c_x})$ 。

根据矢量场方法,设定接近圆弧的期望偏航角为

$$x_{1d}(\tilde{r}, s) = \psi_{q2} + s(\frac{\pi}{2} + \arctan(k_o \tilde{r})), \quad (43)$$

式中:  $k_o \in \mathbb{R}$ 为正数增益,影响偏航角变化速率.此外,  $\tilde{r} = \sqrt{(x_w - c_x)^2 + (y_w - c_y)^2} - r_o$ 为跟踪圆弧时的横侧向误差。

在此之后,引入新的变量 $\tilde{x}_2 = x_2 - a_2$ ,其中

$$a_2 = \frac{k_o s V_s \cos(x_1 - \psi_{q2})}{1 + (k_o \tilde{r})^2} + \frac{V_s \sin(x_1 - \psi_{q2})}{\sqrt{(x_w - c_x)^2 + (y_w - c_y)^2}} - \varepsilon_1 \tilde{x}_1. \quad (44)$$

**定理3** 针对9自由度描述的翼伞-一子级系统,采用干扰观测器(28)来估计复合干扰 $d$ ,并令其跟踪期

望圆弧的控制律为

$$\delta_a = \frac{2}{\rho V^2 S_p^{\text{ref}}} (-f - \hat{d} + \dot{a}_2 - \tilde{x}_1 - \varepsilon_2 \tilde{x}_2), \quad (45)$$

那么, 尽管存在复合干扰的影响, 闭环控制系统的跟踪误差  $\tilde{r}$ ,  $\tilde{x}_1$  以及  $\tilde{x}_2$  是渐近收敛的。

**证** 首先, 设计Lyapunov函数为  $V_4 = 0.5\tilde{r}^2$ , 其导数为

$$\dot{V}_4 = -\tilde{r}V_s \sin(\arctan(k_o \tilde{r})), \quad (46)$$

式中: 当  $\tilde{r} \neq 0$  时, 满足  $\dot{V}_4 < 0$ 。

其次, 选择另一个Lyapunov函数为

$$V_5 = V_4 + 0.5\tilde{x}_1^2 + 0.5\tilde{x}_2^2, \quad (47)$$

求导并带入式(47)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_5 = & \tilde{x}_1 \left( -\frac{V_s \sin(x_1 - \psi_{q2})}{\sqrt{y_w - c_y} / -\sqrt{x_w - c_x}} - \right. \\ & \left. \frac{k_o s V_s \cos(x_1 - \psi_{q2})}{1 + (k_o \tilde{r})^2} \right) + \\ & \tilde{x}_1 x_2 + \dot{V}_2 + \tilde{x}_2 (0.5\rho V^2 S_p^{\text{ref}} \delta_a + d - \dot{x}_{2d} + f) = \\ & \dot{V}_4 - \varepsilon_1 |\tilde{x}_1|^2 - \varepsilon_2 |\tilde{x}_2|^2, \end{aligned} \quad (48)$$

式中: 当  $\tilde{r} \neq 0$  时, 满足  $\dot{V}_4 \leq 0$ 。证明方法类似于第3.2.1节, 可得  $\tilde{r}$ ,  $\tilde{x}_1$  以及  $\tilde{x}_2$  渐近收敛。证毕。

**注3** 根据假设1可知, 用于设计固定时间干扰观测器(28), 轨迹跟踪控制器(38)(45)的多数状态量可通过机载传感器测量得到。此外,  $y$ ,  $a_1$  和  $a_2$  的数值微分也是实现该方案必需的参数。但在实际工程中, 数值微分很难得到。对此, 本文引入快速高阶滑模微分器(fast high-order sliding-mode differentiators)估计  $y$ ,  $a_1$  和  $a_2$  的数值微分。则  $k$  阶快速高阶滑模微分器的形式如下<sup>[22]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{s}_0 = v_0 = -\lambda_{0,1}(s_0 - h) - \lambda_{0,2} \text{sig}(s_0 - h)^{\frac{k}{k+1}} + s_1, \\ \dot{s}_1 = v_1 = -\lambda_{1,1}(s_1 - v_{1-1}) - \\ \quad \lambda_{1,2} \text{sig}(s_1 - v_{1-1})^{\frac{k-1}{k+1}} + s_{i+1}, \\ \vdots \\ \dot{s}_n = v_n = -\lambda_{n,1}(s_n - v_{n-1}) - \lambda_{n,2} \text{sig}(s_n - v_{n-1})^{7/9}, \\ i = 1, 2, \dots, k-1, \end{cases} \quad (49)$$

式中:  $\lambda_{0,1}, \lambda_{0,2}, \dots, \lambda_{n,2} \in \mathbb{R}^+$  表示正数增益,  $s_i \in \mathbb{R}$  表示微分器的状态量。令输入信号  $h$  分别等于  $y$ ,  $a_1$  和  $a_2$ , 则能得到各自的微分值。

### 4 仿真及实验验证

本节将基于式(2)–(21)描述的翼伞—子级系统, 通过数字仿真及硬件在环实验的方式分别对所提出的干扰观测器及横侧向轨迹跟踪控制器进行验证。系统参数如下: 翼伞质量  $m_p = 20 \text{ kg}$ , 翼伞展长  $b = 12 \text{ m}$ , 弦长  $c = 4 \text{ m}$ , 其质心与铰点的距离  $\mathbf{X}_{cp} = [0 \ 0 \ -9.6]^T \text{ m}$ ; 火箭—子级的质量为  $m_b = 100 \text{ kg}$ ,

质心与铰点距离  $\mathbf{X}_{cb} = [0 \ 0 \ 5]^T \text{ m}$ 。此外, 翼伞和—子级的转动惯量分别为

$$\mathbf{I}_p = \begin{bmatrix} 1356 & 0 & -84.24 \\ 0 & 1300 & 0 \\ -84.24 & 0 & 81.13 \end{bmatrix} (\text{kg} \cdot \text{m}^2), \quad (50)$$

$$\mathbf{I}_b = \begin{bmatrix} 8275 & 0 & 0 \\ 0 & 8275 & 0 \\ 0 & 0 & 421 \end{bmatrix} (\text{kg} \cdot \text{m}^2). \quad (51)$$

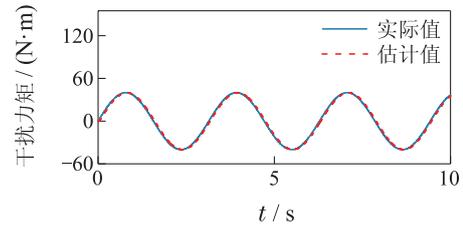
采用的控制器参数如表1所示。

表1 控制器参数

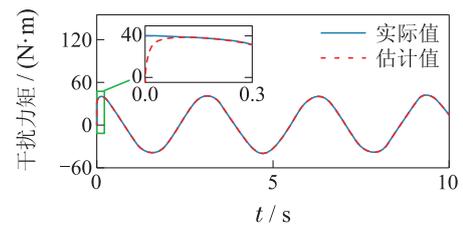
参数名称	数值	参数名称	数值
$\psi^\infty$	$0.5\pi$	$\mu_1$	5
$k_l$	0.01	$\mu_2$	2
$k_o$	0.09	$\varepsilon_1$	2
$\gamma$	6	$\varepsilon_2$	3

#### 4.1 固定时间观测器仿真验证

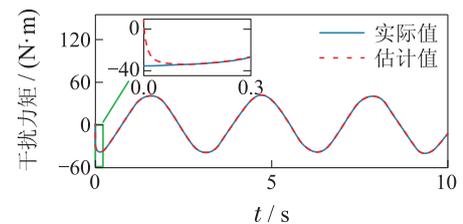
为了评估所提出的固定时间观测器的估计精度及收敛性能, 假定干扰为  $d = 40 \sin(t + P) (\text{N} \cdot \text{m})$ , 通过改变相位模拟不同初始值, 得到结果如图2所示。



(a) 初始相位  $P = 0$



(b) 初始相位  $P = 0.5\pi$



(c) 初始相位  $P = \pi$

图2 不同初始值下观测器跟踪正弦信号的结果

Fig. 2 Observers for sinusoidal signal with varying initial values

根据图2可知, 所提出的干扰观测器能在短时间内实现对干扰的准确估计。为了进一步验证收敛性能,

本节将其与文献[14]提出的渐近观测器进行对比. 初始干扰值在 $-40$  ( $N \cdot m$ )到 $40$  ( $N \cdot m$ )以均匀分布概率随机产生, 50次仿真的结果如图3所示.

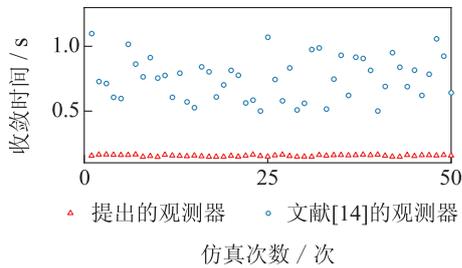


图3 收敛时间统计结果

Fig. 3 Statistical results of convergence time

可见, 文献[14]的观测器收敛时间受到初始干扰的影响, 而本文提出的固定时间干扰观测器收敛速度更快, 且几乎不受初始干扰的影响, 与理论推导结果一致. 综上所述, 本文提出的固定时间观测器对于未知干扰值具有更好的估计性能.

### 4.2 轨迹跟踪控制器硬件在环验证

本节拟采用硬件在环实验验证所提方法的有效性, 如图4所示. 该平台由3部分组成: 翼伞—子级模型仿真机、地面站系统, 以及缩比机载控制系统. 其中, 翼伞—子级模型的参数源于真实投放实验. 模型仿真机将实时系统数据通过UDP通讯传输到控制板, 控制板输出控制信号到舵机并驱动操纵臂, 同时电位器将电压控制信号反馈到控制板, 并再次通过UDP传回仿真机; 地面站系统和机载控制板间采用无线射频通讯方式进行数据传输.

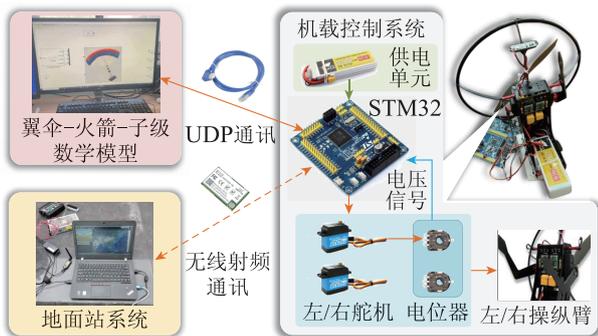


图4 硬件在环实验验证平台

Fig. 4 Hardware-in-loop testing verification platform

本节将以跟踪期望直线, 期望圆弧, 以及归航轨迹3种情况为例, 设计了与4种方法的对比实验:

- 方法1 无风场估计的控制方法;
- 方法2 无干扰观测器的控制方法;
- 方法3 PID控制方法;
- 方法4 现有的基于固定时间观测器控制方法<sup>[23]</sup>.

其中, 方法1和方法2均采用式(38)(45)的控制律, 方法1采用风场均值替换风场估计项, 方法2的干扰观

测器估计项为0. 此外, 方法3的PID参数为:  $K_p = 1$ ,  $K_i = 0.1$ ,  $K_d = 0.5$ . 由于方法3和方法4均未考虑侧偏距的消除, 为了确保公平, 将本文中侧偏距消除设计的方法应用于这些控制器.

设置数学仿真环境如下: 系统的初始水平位置为  $[0 \ 100]^T$  m, 初始偏航角为0, 采用Dryden紊流模型描述外部未知风场.  $M^d$ 在偏航角通道为

$$40(1 + 4 \sin(0.2t) - 0.2 \cos(0.7t)) \text{ (N} \cdot \text{m)}. \quad (52)$$

#### 例1 期望直线的跟踪.

期望直线初始点为  $r_l = [0 \ 0]^T$  m, 方向矢量为  $q_l = [1 \ 1]^T$  m. 直线跟踪结果如图5所示. 图中, 灰色曲线表示期望的轨迹.

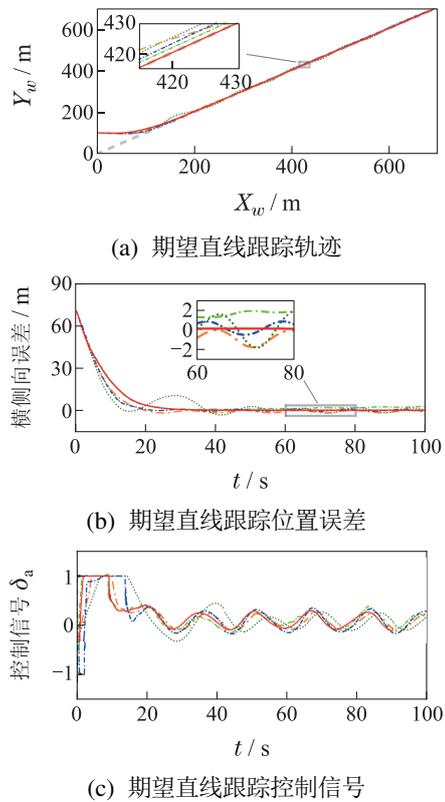
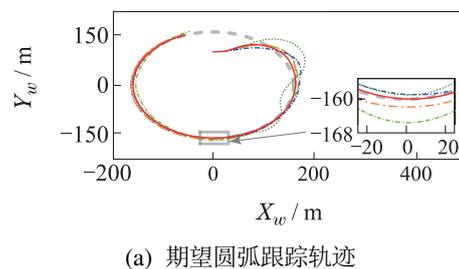


图5 跟踪期望直线的实验结果

Fig. 5 Testing results of tracking desired straight-line

#### 例2 期望圆弧的跟踪.

期望圆弧的圆心为  $c_o = [0 \ 0]^T$  m, 半径为160 m, 旋转方向为顺时针. 复合干扰下圆弧跟踪结果如图6所示.



(a) 期望圆弧跟踪轨迹

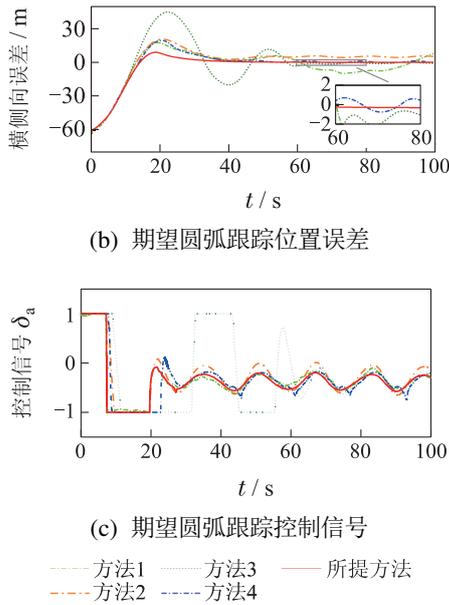


Fig. 6 Testing results of tracking desired orbit

如图5-6所示, 这些方法虽然都能实现期望轨迹的跟踪, 且控制律的曲线也比较接近, 但在同样条件下的控制效果有明显差异. 具体而言, 当缺乏风场估计环节时, 轨迹跟踪误差会随着系统工作时间的增加而逐渐累积; 当缺乏干扰观测器时, 系统受到的复合干扰无法被精准抑制, 导致存在稳态静差; PID控制方法由于缺乏扰动抑制机制来增强系统转动稳定性, 当存在干扰时的鲁棒性较差; 相较于方法1-3, 文献[23]中提出的控制方法能取得较好的控制效果, 但仍存在一定的稳定误差在0附近波动. 值得注意的是, 在方法4中, 研究人员需要根据干扰上限值 $D_{max}$ 来确定其观测器的增益值. 若 $D_{max}$ 取值过小, 会导致观测器的估计误差无法收敛; 若 $D_{max}$ 取值过大, 则会导致控制系统保守性上升. 而本文提出的固定时间观测器无需知道 $D_{max}$ , 仅通过估计误差的期望收敛时间来确定观测器的增益, 具有更好的观测特性.

总之, 相比于方法1-4, 本文提出的控制方法具有更好的控制精度及更快的收敛速度. 该方法通过风场估计算法和无需已知干扰上界的观测器分别能准确估计风场变化及复合干扰, 利用两者准确的估计值设计误差渐近控制方案, 可抑制甚至消除未知风场及干扰带来的影响.

**例 3** 期望归航轨迹跟踪.

在一子级回收任务中, 经过引导伞、多级阻力伞等减速后, 才可安全打开翼伞, 并执行精准回收任务. 为进一步验证该算法在实现该任务时的可行性, 设置的工作场景如下: 翼伞完全充气时的位置为 $p_e = [-100 \ 700 \ 2500]^T$  m, 期望落地点为 $[0 \ 0 \ 0]^T$  m, 初始偏航角为0, 其余初始值为阻力伞脱离后的结束值.

外部风场风速如图2所示, 其风场沿 $x$ 轴正方向, 需要跟踪的归航轨迹由经典分段归航方法设计获得. 9自由度模型有3个关键点的位置需要关注: 翼伞质心 $O_p$ , 一子级质心 $O_b$ 以及铰点 $O_c$ . 其航迹跟踪结果如图7所示.

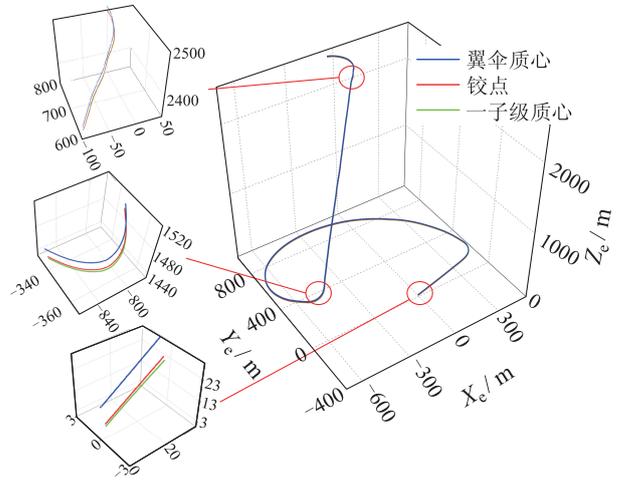


Fig. 7 Testing results of tracking desired homing trajectory

可见, 即使存在未知风场、子系统耦合、气动不确定性等复合影响, 本文提出的方法依旧能使翼伞-一子级系统保持较高精度地归航. 进一步地, 若以火箭一子级质心 $O_b$ 到达地面作为着陆点, 本方法也可保证落点位置较为精准.

图8给出了归航过程的控制输入信号 $\delta_a$ , 可见, 其变化较为平缓且对实际的舵机的转速要求不高, 极具应用价值.

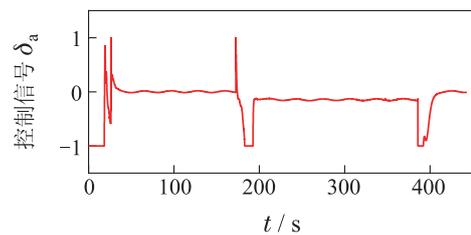
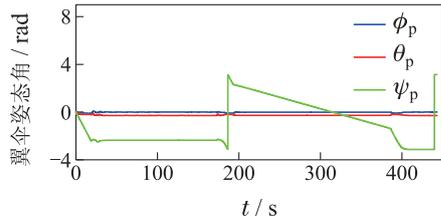
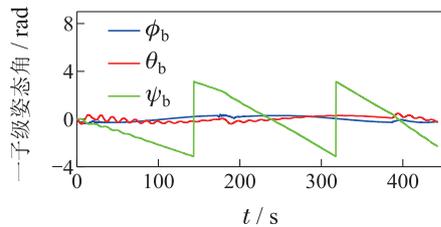


Fig. 8 Control input of tracking desired homing trajectory

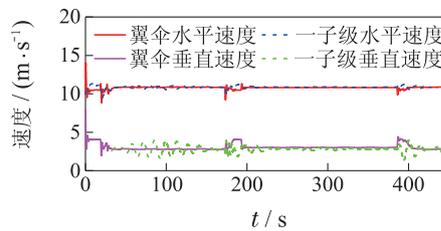
图9展示了跟踪期望归航轨迹的主要状态响应结果. 可见, 翼伞能够维持稳定的姿态及速度不断接近期望着陆点, 这是因为本文提出的方法除了对位置误差进行消除外, 还设计了翼伞偏航角和偏航角速率控制内环以维持整个多体系统的横侧向姿态稳定, 大大提升了翼伞回收一子级的安全性. 而火箭一子级由于竖直放置, 因此会不停地发生小幅摆动. 从硬件在环实验结果可知, 本文提出的方案用于翼伞回收一子级的任务中可行, 且能取得较好的控制效果.



(a) 归航跟踪时翼伞姿态角响应



(b) 归航跟踪时一子级姿态角响应



(c) 归航跟踪速度响应

图9 跟踪期望归航轨迹的状态响应结果

Fig. 9 Status response results of tracking desired homing trajectory

## 5 结论

本文研究了受到未知风场干扰、气动不确定性等多种因素的翼伞-火箭一子级多体系统的控制问题。针对翼伞-一子级系统欠驱动、耦合复杂等特征,提出了一种基于固定时间干扰观测器的矢量场控制方法。该方法的独特之处在于:不仅能够准确地在规定时间内估计出无需知道干扰边界的复合干扰并补偿到控制输入,并在侧偏距消除的同时保持翼伞的偏航姿态稳定。

今后的研究将充分考虑输入受限等实际因素,设计基于固定时间观测器的翼伞固定时间控制方法,进一步提升翼伞闭环系统的控制性能和实用价值。

## 参考文献:

- [1] WANG Jinbo, CUI Naigang, GUO Jifeng, et al. High precision rapid trajectory optimization algorithm for launch vehicle landing. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(3): 389 – 398. (王劲博, 崔乃刚, 郭继峰, 等. 火箭返回着陆问题高精度快速轨迹优化算法. *控制理论与应用*, 2018, 35(3): 389 – 398.)
- [2] TIAN Jichao, SONG Qiang, HONG Gang, et al. Solutions for impact zone safety issue of conventional rockets. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2018, 39(S1): 722302 – 722302. (田继超, 宋强, 洪刚, 等. 常规运载火箭解决落区安全问题的方法. *航空学报*, 2018, 39(S1): 722302 – 722302.)
- [3] WANG Liwu, XU Wangjing, LIU Tao, et al. Development and prospect of parafoil precise recovery technology for spacecraft. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2020, 41(4): 21 – 30. (王立武, 许望晶, 刘涛, 等. 航天器翼伞精确回收技术发展及展望. *航天返回与遥感*, 2020, 41(4): 21 – 30.)
- [4] CHEN Zili, ZHANG Hao, WEI Jianbin, et al. Robust backstepping tracking control based on nonlinear disturbance observer for unmanned parafoil vehicle. *Control and Decision*, 2017, 32(8): 1427 – 1433. (陈自力, 张昊, 蔚建斌, 等. 基于非线性干扰观测器的翼伞鲁棒反步跟踪控制. *控制与决策*, 2017, 32(8): 1427 – 1433.)
- [5] ROGERS J, SLEGGERS N. Robust parafoil terminal guidance using massively parallel processing. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1336 – 1345.
- [6] ALABAZARES D L, RABHI A, PEGARD C, et al. Quadrotor UAV attitude stabilization using fuzzy robust control. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2021, 43(12): 2599 – 2614.
- [7] CACAN M R, COSTELLO M. Adaptive control of precision guided airdrop systems with highly uncertain dynamics. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2018, 41(5): 1025 – 1035.
- [8] CHEN W H, YANG J, GUO L, et al. Disturbance-observer-based control and related methods-an overview. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 63(2): 1083 – 1095.
- [9] ZHANG Huifeng. *Anti-disturbance control for several classes of nonlinear systems based on disturbance observers*. Shenyang: Northeastern University, 2016. (张慧凤. 基于干扰观测器的几类非线性系统抗干扰控制. 沈阳: 东北大学, 2016.)
- [10] ZHANG Qiang, XU Hui, XU Dezhi, et al. Finite-time convergence backstepping control for a class of uncertain affine nonlinear systems based on disturbance observer. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(4): 747 – 757. (张强, 许慧, 许德智, 等. 基于干扰观测器的一类不确定仿射非线性系统有限时间收敛backstepping控制. *控制理论与应用*, 2020, 37(4): 747 – 757.)
- [11] GUO G, ZHANG P F. Asymptotic stabilization of USVs with actuator dead-zones and yaw constraints based on fixed-time disturbance observer. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2020, 69(1): 302 – 316.
- [12] DONG Min, ZHENG Fengying, Zhong Lina. Backstepping control method based on disturbance observer for unmanned parafoil vehicle. *Flight Dynamics*, 2019, 37(4): 50 – 55, 67. (董敏, 郑峰婴, 钟丽娜. 基于非线性观测器的大型翼伞姿态预测容错控制. *飞行力学*, 2019, 37(4): 50 – 55, 67.)
- [13] SUN H, SUN Q L, ZENG X Y, et al. Accurate homing of parafoil delivery systems based glide-ratio control. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2020, 56(3): 2374 – 2389.
- [14] XIAO B, YIN S. A new disturbance attenuation control scheme for quadrotor unmanned aerial vehicles. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2017, 13(6): 2922 – 2932.
- [15] ZHOU S C, GUO K X, YU X, et al. Fixed-time observer based safety control for a quadrotor UAV. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(5): 2815 – 2825.
- [16] TAO Jin, SUN Qinglin, CHEN Zengqiang. Homing control of a parafoil system in large wind environments. *Control Theory & Applications*, 2016, 33(12): 1630 – 1638. (陶金, 孙青林, 陈增强, 等. 翼伞系统在较大风场中的归航控制. *控制理论与应用*, 2016, 33(12): 1630 – 1638.)
- [17] CASTANEDA H, SALAS-PENA O S, LEON-MORALES J. Extended observer based on adaptive second order sliding mode control for a fixed wing UAV. *ISA Transactions*, 2017, 66: 226 – 232.
- [18] WANG Wen, WANG Rijun, ZHANG Jian. Adaptive sliding mode attitude control for quad-rotor aircrafts based on observer. *Electronics*

- Optics & Control*, 2019, 26(6): 75 – 79.  
(王雯, 王日俊, 张健. 基于观测器的四旋翼飞行器自适应滑模姿态控制. 电光与控制, 2019, 26(6): 75 – 79.)
- [19] XIAO B, YIN S, WU L G. A structure simple controller for satellite attitude tracking maneuver. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017, 64(2): 1436 – 1446.
- [20] YAKIMENKO O A. *Precision aerial delivery systems: Modeling, dynamics, and control*. Virginia, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2015.
- [21] Xiong Jing. *Research on the dynamic and homing project of parafoil system*. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (熊菁. 翼伞系统动力学与归航方案研究. 长沙: 国防科学技术大学, 2005.)
- [22] PU Ming, WU Qingxian, JIANG Changsheng. Faster higher-order sliding mode differentiator. *Control and Decision*, 2012, 27(9): 1415 – 1420.  
(蒲明, 吴庆宪, 姜长生, 等. 快速高阶滑模微分器. 控制与决策, 2012, 27(9): 1415 – 1420.)
- [23] WU T C, WANG H L, YU Y, et al. Fault-tolerant control based on back-stepping and fixed-time disturbance estimation for hypersonic reentry vehicles. *Proceedings of 2020 3rd International Conference on Unmanned Systems*. Harbin, China: IEEE, 2020: 50 – 55.

#### 作者简介:

**郭一鸣** 博士研究生, 目前研究方向为翼伞—一子级系统的建模与控制, E-mail: gjm629@mail.nwpu.edu.cn;

**闫建国** 教授, 博士, 博士生导师, 目前研究方向为翼伞系统的建模与控制、空中加油系统设计等, E-mail: yjg0311@nwpu.edu.cn;

**肖冰** 副教授, 博士, 博士生导师, 目前研究方向为航天器故障诊断与智能容错控制等, E-mail: xiaobing@nwpu.edu.cn;

**吴慈航** 博士研究生, 目前研究方向为空中加油控制系统设计, E-mail: cihangwu@163.com;

**邢小军** 副教授, 博士, 硕士生导师, 目前研究方向为翼伞—一子级系统的建模与控制, E-mail: xxiaojun@126.com.