

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2519835

切换系统下的翼伞轨迹跟踪控制*

孙宇轩¹ 朱二琳²

(1. 江苏理工学院机械工程学院 常州 213001; 2. 江苏理工学院电气信息工程学院 常州 213001)

摘要: 针对翼伞系统在飞行过程中的实际情况,提出一种基于切换系统的翼伞飞行轨迹跟踪控制理论,采用线性自抗扰控制与比例积分微分控制相互切换的控制方法。利用线性自抗扰控制响应速度快、抗扰能力强与比例积分微分控制依赖误差信号便可实现基本控制的优点,采用切换控制对给定参考轨迹的方位角进行跟踪,实现对规划轨迹的跟踪控制。在切换系统中,根据给定飞行轨迹是否为直线、给定轨迹的转弯半径与实际飞行半径误差的大小,进行控制器的切换。仿真结果表明,与文中任意单一控制相比,切换系统更具优势,对飞行轨迹的跟踪控制效果更好。

关键词: 翼伞系统;切换控制;轨迹跟踪;线性自抗扰控制;比例积分微分控制

中图分类号: TP273;TN0 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1050

Parafoil trajectory tracking control under switching system

Sun Yuxuan¹ Zhu Erlin²

(1. School of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China;

2. School of Electrical & Information Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou 213001, China)

Abstract: This paper proposes a theory of parafoil flight trajectory tracking control based on switching systems, which adopts a control method of switching between linear active disturbance rejection control and proportional integral derivative controller. The linear active disturbance rejection control has fast response speed and strong anti-interference ability, and the proportional integral derivative controller relies on error signals to achieve basic control. Switching control is adopted to track and control the azimuth angle of a given reference trajectory; in the switching system, it is determined whether to switch to the corresponding controller based on whether the given reference trajectory is a straight flight, whether the given turning radius of the flight trajectory changes, and so on. The simulation results show that compared with any single control, the switching system has more advantages and better tracking control performance on the flight trajectory.

Keywords: parafoil system; switching control; trajectory tracking; linear active disturbance rejection control; proportional integral derivative control

0 引言

传统降落伞利用其高阻力的特性,实现主动减速,由于使用方便,被广泛地用于军事物资的投送以及各种航天器的回收^[1]。传统降落伞技术虽已成熟,但其抗风扰能力不佳,操纵性能较差^[2]。随着降落伞结构的不断改进,一种新型的可控制航行方向和速度的自动回航伞正在逐步取代传统的伞型,这便是翼伞^[3]。翼伞是一种具有独特结构的新型柔翼降落伞,它利用弹性冲压型伞衣来提供升力,具有优异的滑行能力,通过对翼伞系统的后缘处进行控制,其可以实现精准空投,也因此在许多场合都实现了应用。由于翼

伞具有大时滞、强耦合的特点,且动力学特性较为复杂,所以,要实现翼伞系统的自主精确归航,就必须对翼伞系统的轨迹进行跟踪控制。

轨迹跟踪控制器的设计是实现翼伞自主归航的关键,其直接关系到翼伞系统能否准确地按照预定轨迹飞行。目前,国内外对给定轨迹的翼伞跟踪控制也逐渐趋于成熟,主要取得的研究成果如下:周宇阳等^[4]针对翼伞的三维路径,设计了一种双线性自抗扰控制控制(active disturbance rejection control, ADRC)来对翼伞进行轨迹跟踪,仿真结果表明,该方法能够很好的实现对三维航迹的跟踪控制。Zheng等^[5]提出了一种基于线性主动干扰抑制的二阶控制

收稿日期:2025-09-11

* 基金项目:国家自然科学基金(62401234)项目资助

器,通过与传统的线性自抗扰控制控制(linear active disturbance rejection control, LADRC)对比,发现该方法在控制器响应时间和超调量方面具有一定的优势,对翼伞的跟踪控制效果更佳。郭一鸣等^[6]针对柔性翼伞系统,提出一种基于固定时间观测器的翼伞轨迹跟踪控制方法,通过仿真证明了其方法的有效性。孙昊等^[7]针对外界风场影响控制精度的问题,提出一种基于风场前馈补偿的改进抗扰控制器,通过仿真实验与实际飞行实验,证明了其所设计控制器的优势,具有一定的实际意义。Sun 等^[8]针对翼伞容易受周围复杂环境的影响导致归航精度下降的问题,提出了一种基于扩张状态观测器(extended state observer, ESO)的滑模控制(sliding mode control, SMC),将估计出的干扰在 SMC 中补偿。仿真结果与实际飞行实验表明,该方法可以有效地克服环境干扰的影响,实现对翼伞轨迹的精确跟踪。Sun 等^[9]做了基于风扰抑制的翼伞系统建模与归航控制,考虑了风的扰动对翼伞控制的影响,设计了一种滑翔比控制器,通过仿真实验证明其方法的优势。

针对该问题的研究大都停留在对特定的飞行轨迹进行飞行控制,只存在一个控制器。翼伞系统在实际飞行过程中会根据实际情况,调整飞行轨迹,单一控制器往往不能满足需求。

对此,一些学者提出了新的解决思路,切换控制^[10-11],通过一定的切换策略,在控制器之间进行切换,来满足不同的控制需求。近年来切换控制也被应用在了翼伞控制方面,李永新等^[12]研究了基于模糊控制与预测控制切换的翼伞系统航迹跟踪控制,在翼伞偏航角误差较大的情况下,采用模糊控制,直至偏航角误差达到设定的范围内,切换为广义预测控制,对翼伞飞行轨迹进行精确的控制,但其只设置了一个切换条件,会导致频繁切换,造成系统不稳定。王闯等^[13]在李永新的基础上优化了切换策略,依据航向角偏差量设计双切换量的控制器切换规则,以降低控制器间切换频率,提高双控制器切换的可靠性。

以上两种设计思路,都是依据误差为唯一切换准则,本文结合实际,考虑一种新的切换思路,依据飞行轨迹进行控制器的切换,不同的飞行轨迹,对应不同的控制器,满足实际的需求,采用 LADRC 与比例积分微分控制(proportional integral derivative, PID)相结合的方法,实现翼伞系统的轨迹跟踪。利用 LADRC 响应速度快、抗扰能力强的特点与 PID 依赖误差信号便可实现基本控制的优点,对翼伞的飞行进行控制,以获得更好的控制效果。

1 问题描述

1.1 翼伞系统的动力学建模

翼伞系统建模方法发展至今,已经建立了多种不同自由度的翼伞模型,现如今的研究中通常的模型有 3 自由度、4 自由度^[14]、6 自由度^[15-16]、8 自由度^[17-18]等的翼伞模型,例如,6 自由度的翼伞模型包括 3 个平动自由度和 3 个转动

自由度,而 8 自由度的翼伞模型则包括 3 个平动自由度和 3 个转动自由度以及偏航角和俯仰角自由度,由于本文仅考虑水平面的运动,所以采用 6 自由度的翼伞进行仿真实验。

首先建立模型的基准坐标系,如图 1 所示, $O_d X_d Y_d Z_d$ 表示大地坐标系, $O_s X_s Y_s Z_s$ 是体坐标系,这两个坐标系之间的相互转化是通过 $[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 完成的,其中 ϕ 代表滚转角, θ 代表俯仰角, ψ 代表偏航角。其动力学方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}} \\ \dot{\mathbf{W}} \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_r + \mathbf{A}_a]^T \begin{bmatrix} \mathbf{F}_{aero} + \mathbf{F}_{ex} + \mathbf{F}_{r,nl} + \mathbf{F}_{a,nl} \\ \mathbf{M}_{aero} + \mathbf{M}_{ex} + \mathbf{M}_{r,nl} + \mathbf{M}_{a,nl} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{V} = [u_s \ v_s \ w_s]^T$ 和 $\mathbf{W} = [p_s \ q_s \ r_s]^T$ 是翼伞质心速度和速度的矢量, \mathbf{A} 是质量矩阵, \mathbf{A}_r 表示实际质量, \mathbf{A}_a 表示附加质量。 \mathbf{F}_{aero} 和 \mathbf{M}_{aero} 代表了气动力和扭矩,是非线性函数。 δ 是控制变量,用以改变飞行的位置与姿态, \mathbf{F}_{ex} 和 \mathbf{M}_{ex} 分别代表重力和力矩, $\mathbf{F}_{r,nl}$ 、 $\mathbf{F}_{a,nl}$ 、 $\mathbf{M}_{r,nl}$ 和 $\mathbf{M}_{a,nl}$ 代表在推导过程中产生的其他项。具体说明可参考文献^[19]。

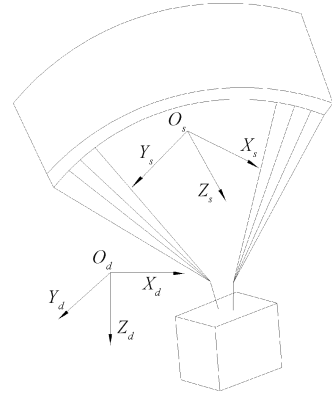


图 1 翼伞坐标系

Fig. 1 Parafoil coordinate system

1.2 方位角模型

翼伞的方位角 $\Psi_d = \Psi_{tr} + \arctan\left(\frac{y'_p}{x'_p}\right)$, 定义为速度与大地坐标系正半轴的夹角,表示为:

$$\Psi = \arctan\left(\frac{\dot{y}}{\dot{x}}\right) \quad (2)$$

其中, $[x \ y]^T$ 是翼伞系统在大地坐标系中的位置矢量, $[\dot{x} \ \dot{y}]^T$ 表示翼伞系统在大地坐标系中的速度矢量。

引理文献^[20]:如果所需路径通过式(3)进行更新,并且方位角随着制导律式(4)的变化而变化,那么在翼伞系统的位置和期望点的位置之间的误差集 ϵ 是全局一致渐近稳定和局部指数稳定的。

$$\dot{\omega} = \frac{U_{ve} \cos \Psi_{tr} + k_s s}{\sqrt{x_p'^2 + y_p'^2}} \quad (3)$$

$$\Psi_d = \Psi_{tr} + \arctan\left(\frac{y'_p}{x'_p}\right) \quad (4)$$

其中, $[x_p \ y_p]^T$ 表示翼伞系统水平面的期望位置,

该位置随着参数 ω 的变化而变化, $[x'_p \ y'_p]^T$ 表示期望点的速度。 $\epsilon = [s \ e]^T$, 其中 s 表示前向误差, e 表示横向误差。 U_{ve} 表示水平面上的和速度, $\Psi_{ir} = \arctan\left(-\frac{e}{k_e}\right)$ 为横向误差跟踪函数, k_s, k_e 为可调参数, Ψ_d 为理想方位角。

体坐标系与大地坐标系的速度关系如式(5)所示。

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{s-d} \begin{bmatrix} u_s \\ v_s \\ w_s \end{bmatrix} \quad (5)$$

变换矩阵如下:

$$\mathbf{R}_{s-d} = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & S\phi S\theta C\psi - C\phi S\psi & C\phi S\theta C\psi + S\phi S\psi \\ C\theta S\psi & S\phi S\theta S\psi + C\phi C\psi & C\phi S\theta S\psi - S\phi C\psi \\ -S\theta & S\phi C\theta & C\phi C\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

其中, C 代表余弦函数, S 代表正弦函数。根据式(1)、(2)、(5)以及式(6)得到关于 Ψ 的二阶模型:

$$\ddot{\Psi} = f_s \quad (7)$$

其中, f_s 表示一个关于翼伞系统状态变量的非线性函数。控制量 δ 也在 f_s 中耦合, 为了便于控制系统的设计, 应将控制变量分开。重写式(7)为:

$$\ddot{\Psi} = f_s - b_0 u + b_0 u = f + b_0 u \quad (8)$$

其中, 用 u 表示 δ , $f = f_s - b_0 u$ 是总扰动, b_0 是增益参数。 $\Psi_d = \Psi_{ir} + \arctan\left(\frac{y'_p}{x'_p}\right)$, 的动力学用以下状态空间模型来表示:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f + b_0 u \\ \Psi = x_1 \end{cases} \quad (9)$$

翼伞系统的水平位置控制转化为对方位角 Ψ 的控制, 控制器的设计便成为了问题的关键。翼伞系统在实际飞行过程中会根据情况, 调整飞行轨迹, 单一控制器不能实现很好的控制。本文设计双控制器, 合理设计切换条件, 实现对翼伞系统的控制。

2 切换系统下的控制器设计

翼伞在对预定轨迹进行跟踪时, 不同的飞行轨迹对控制的影响不同, 且翼伞系统本身的结构较为复杂, 内部系统未知, 模型存在不确定性, 增加了控制难度。本文采用 LADRC 与 PID 相互切换的控制方法, 对翼伞进行控制。

一方面 LADRC 利用其响应速度快、抗扰动能力强等优点, 快速接近预定轨迹, 完成跟踪控制, 但由于模型未知, 很大程度影响了 LADRC 的控制精度。另一方面, 在飞行半径产生变化的情况下, PID 控制器仅需误差信号便可快速响应, 实现基本控制。

本文选择 LADRC 与 PID 相结合的方式。判断处误差为实际飞行轨迹与理想飞行轨迹之间的误差, 控制框图如图2所示。

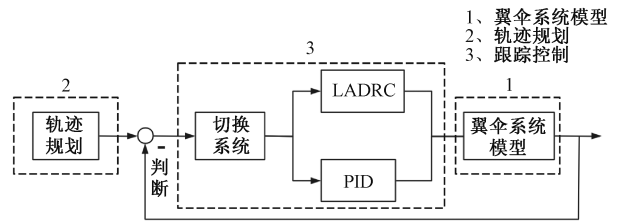


图2 控制框图

Fig. 2 Control block diagram

2.1 线性自抗扰控制

ADRC 最早由韩京清研究员提出, 经过多年的发展, 逐渐进入大众视野, 在许多领域都有了广泛地应用。后来, 高志强教授在此基础上进行改进, 演变出了 LADRC, 大大减少了参数, 使得参数整定更为容易, 很大程度上简化了设计步骤, 使其在工业上的实现变得更为容易^[21]。

本文采用 LADRC 来对翼伞系统进行跟踪控制, LADRC 主要由线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO)和比例微分(proportional derivative, PD)控制器组成, 控制器主要通过 LESO 估计翼伞系统内扰和外扰的实时作用值, 并在反馈中给予补偿, 从而抑制扰动。由前文可知, 对于翼伞的水平方向的控制, 已经转换为对其方位角的控制, 前文已经给出, 此处不再赘述。

对于 LADRC 而言, LESO 为其核心, 其中经过转换的翼伞系统的方位角二阶形式在式(9)已给出, 式(10)为翼伞系统的 LESO。

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 - \beta_1(\hat{x}_1 - x_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 - \beta_2(\hat{x}_1 - x_1) + b_0 u \\ \dot{\hat{x}}_3 = -\beta_3(\hat{x}_1 - x_1) \end{cases} \quad (10)$$

其中, $\hat{x}_1, \hat{x}_2, \hat{x}_3$ 为 LESO 的状态变量, \hat{x}_1 为 x_1 的观测值, \hat{x}_2 为 x_2 的观测值, \hat{x}_3 为总扰动 f 的观测值; $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 为所选观测器增益, 如式(11)所示, 其中 ω_0 为观测器带宽。

$$\begin{cases} \beta_1 = 3\omega_0 \\ \beta_2 = 3\omega_0^2 \\ \beta_3 = \omega_0^3 \end{cases} \quad (11)$$

控制器增益为 k_{p1}, k_{d1} , 如式(12)所示, 其中 ω_a 为控制器带宽。

$$\begin{cases} k_{p1} = \omega_a^2 \\ k_{d1} = 2\omega_a \end{cases} \quad (12)$$

经计算, 最终得到 LADRC 的控制律如式(13)所示。

$$u = (k_{p1}(\Psi_d - \hat{x}_1) + k_{d1}(\dot{\Psi}_d - \hat{x}_2) - \hat{x}_3) / b_0 \quad (13)$$

2.2 PID 控制

PID 控制由来已久, 是工业控制领域应用最广泛的控制算法, 具有结构简单、鲁棒性强、易于实现等特点。自 20 世纪 20 年代提出以来, PID 控制已成为自动化控制的基础, 广泛应用于过程控制、运动控制、航空航天、电力电子等领域。

本文采用 PID 控制对翼伞在飞行过程中的轨迹变化进行跟踪控制,具体设计如下。对于 PID 控制器,确定误差信号 e_1 ,为理想方位角与实际方位角之间的误差。

$$e_1 = \Psi_d - x_1 \quad (14)$$

根据误差信号,计算出误差信号的微分 $\frac{de_1}{dt}$ 。

$$\frac{de_1}{dt} = \frac{d\Psi_d}{dt} - \frac{dx_1}{dt} \quad (15)$$

误差信号的积分 $\int e_1 dt$ 为:

$$\int e_1 dt = \int (\Psi_d - x_1) dt \quad (16)$$

最后得出 PID 控制器的控制量 u_{12} 的表达式。

$$u_{12} = k_p \cdot e_1 + k_i \cdot \int e_1 dt + k_d \cdot \frac{de_1}{dt} \quad (17)$$

其中, k_p 、 k_i 、 k_d 分别表示其比例积分微分部分的参数。

2.3 切换控制

目前翼伞系统的切换控制,仅仅依靠角度误差信号,切换条件单一。本文设计双切换策略,依靠跟踪误差和飞行半径的变化进行切换。

翼伞开始飞行时,此时距离预定轨迹较远,为了快速跟踪目标轨迹,选用 LADRC 进行跟踪控制,以便快速接近目标轨迹,此时,若飞行轨迹与实际飞行轨迹的误差大于 1 m,且为飞行半径改变的曲线飞行,则切换至 PID 控制器进行飞行,此时若飞行半径持续变化,则继续使用 PID 控制器,若半径不再发生改变,则切换至 LADRC。

若预定轨迹与实际飞行轨迹的误差小于 1 m,则继续使用 LADRC。

本文仿真实验针对两种常见的飞行轨迹,即变半径曲线转直线的飞行,和变半径曲线转定半径曲线飞行,图 3 所示为切换策略流程图, es 为实际飞行轨迹与理想飞行轨迹之间的误差。

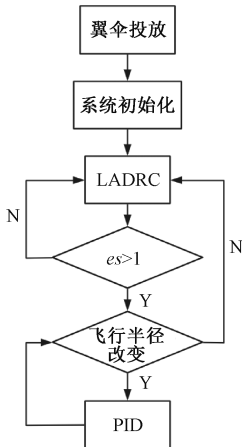


图 3 切换策略流程图

Fig. 3 Flowchart of switching strategy

翼伞开始飞行时,选用 LADRC,快速接近目标轨迹。由于 LESO 是 LADRC 的核心部件,肩负估计“总扰动”和不可测状态的任务,其估计性能决定着系统的整体控制效果,在某些情况下,为使 LESO 具有较快误差估计收敛速度和更小稳态误差,往往需要较高的观测器增益^[22],高增益导致的测量噪声放大会使执行机构产生振动,严重时甚至导致系统不稳定^[23]。

而 PID 相较于 LADRC 而言,其仅仅依靠误差信号,便可以实现基本的控制,弥补了 LADRC 在应对高频变化的参考信号时需要提高带宽的不足。

经过上述切换控制,既发挥了 LADRC 的优势,又发挥了 PID 控制的优势。

3 仿真分析

给定翼伞系统的主要参数:翼展 $b = 10.62$ m,弦长 $c = 3.17$ m,伞衣面积 $S_0 = 34$ m²,伞绳长度 $L_0 = 6.8$ m,展弦比 $A_c = 3.35$,系统总质量 $M_2 = 109$ kg。本文的翼伞系统归航轨迹的初始位置为 $(0, -250, 1900)$ m,翼伞投放的初始位置为 $(0, -100, 2000)$ m。翼伞进行轨迹跟踪时加入风扰,飞行 100 s 时,加入风速 3 m/s 沿 x 轴方向的侧向风,飞行 110 s 时,加入风速 2 m/s 沿 y 轴方向的侧向风。

为体现本文切换系统的优势,分别与 LADRC、PID 以及文献[8]改进的 SMC 做对比。翼伞在实际飞行过程中,有曲线和直线飞行,考虑以下两种状况。

3.1 变半径曲线转直线飞行

翼伞飞行轨迹随期望点 x_p, y_p 的变化而变化, r 为转弯半径,在 0~100 s 内, r, x_p, y_p 如式(18)所示。

$$\begin{cases} r = 255 \\ x_p = r \cdot \sin(\omega) \\ y_p = -r \cdot \cos(\omega) \end{cases} \quad (18)$$

在 100~140 s 内, r, x_p, y_p 如式(19)所示。

$$\begin{cases} r = 255 + 0.05t \\ x_p = r \cdot \sin(\omega) \\ y_p = -r \cdot \cos(\omega) \end{cases} \quad (19)$$

在 140~200 s 内, x_p, y_p 如式(20)所示。

$$\begin{cases} x_p = 15 + 0.5\omega \\ y_p = 330 \end{cases} \quad (20)$$

LADRC 的参数为: $\omega_0 = 35, \omega_d = 15, b_0 = 0.2$; PID 的参数为: $k_p = 245, k_i = 9, k_d = 40$ 。

图 4 所示为翼伞系统在切换控制下对曲线转直线的轨迹跟踪示意图,在飞行开始时,翼伞系统绕定半径 255 m 的圆形轨迹进行飞行,此时,依据切换策略,若飞行半径不发生改变,则继续使用 LADRC。而在飞行中段,翼伞的飞行半径逐渐增大,此时,依据切换策略,在误差大于 1 m 时,切换至 PID 控制器,进行跟踪控制,而在飞行后段,翼伞进入了直线段的飞行,此时依据切换策略,切换至 LADRC,进

行后续的飞行控制。

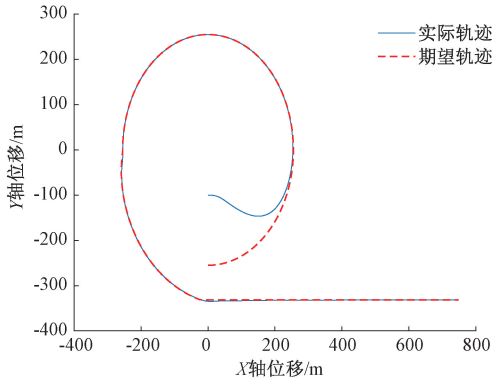


图 4 切换控制下的轨迹跟踪

Fig. 4 Trajectory tracking under switching control

图 5、6 所示分别为翼伞系统在 LADRC、与 PID 控制器单独作用下的轨迹跟踪。在 100 s 后,翼伞飞行的轨迹半径随时间不断增大,LADRC 在应对时变参考信号时表现效果不佳,存在较大误差,需要较高观测器增益,但是高增益导致的测量噪声放大会使执行机构产生振动,严重时甚至导致系统不稳定。PID 控制响应速度稍快,但其存在 5.99 m 的稳态误差。

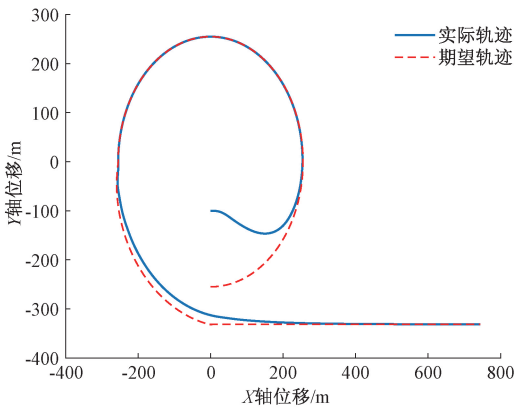


图 5 LADRC 控制下的轨迹跟踪

Fig. 5 Trajectory tracking under LADRC

图 7 为翼伞系统控制量变化情况,由于切换系统与风扰的存在,切换控制稳定时间略微延长,系统于 100 s 与 140 s 出现波动,但很快趋于稳定。本文在传统单个切换条件的基础上加入了新的判断条件,避免了频繁切换控制器,系统的稳定性提升。

由图 8 误差对比示意图可以看出,在系统趋于稳定之后,PID 控制与 LADRC 均存在较大横向误差,结合表 1 翼伞稳定时间与最大前向误差,横向误差可知,其误差峰值分别为 9.24 m 与 18.94 m,而切换系统下横向误差为 3.12 m。

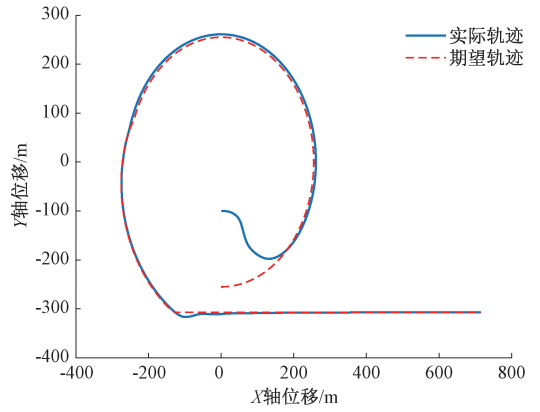


图 6 PID 控制下的轨迹跟踪

Fig. 6 Trajectory tracking under PID control

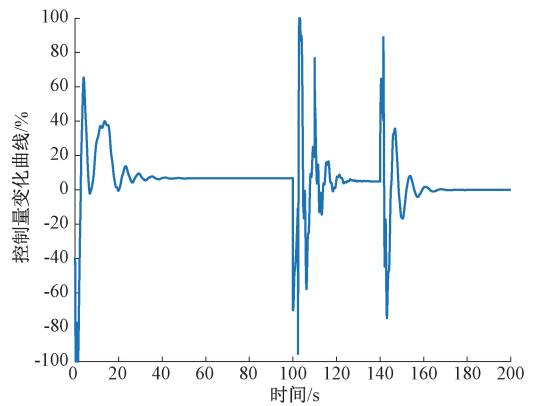
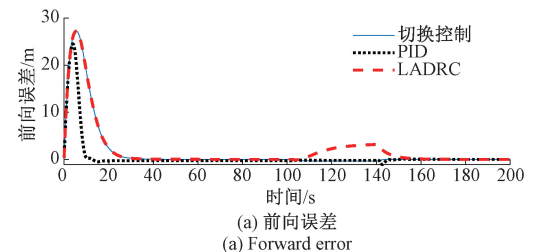
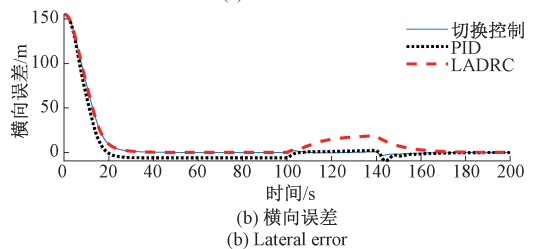


图 7 切换系统下的控制曲线

Fig. 7 The control curve under the switching system



(a) 前向误差



(b) 横向误差

图 8 切换控制与 PID、LADRC 控制下的翼伞前向误差与横向误差

Fig. 8 Forward error and lateral error of the parafoil under switching control, PID, LADRC

表 1 翼伞稳定时间与最大前向误差,横向误差

Table 1 Stability time, maximum forward error and maximum lateral error of the parafoil

控制	切换后系统 稳定时间/s	切换后最大 前向误差/m	切换后最大 横向误差/m
切换控制	80	0.39	3.12
PID	75	0.77	9.24
LADRC	78	3.17	18.94

3.2 变半径曲线转定半径曲线飞行

翼伞飞行轨迹如下,在 0~100 s 内, r, x_p, y_p 如式(21)所示。

$$\begin{cases} r = 260 \\ x_p = r \cdot \sin(\omega) \\ y_p = -r \cdot \cos(\omega) \end{cases} \quad (21)$$

在 100~150 s 内, r, x_p, y_p 如式(22)所示。

$$\begin{cases} r = 260 + 0.03t \\ x_p = r \cdot \sin(\omega) \\ y_p = -r \cdot \cos(\omega) \end{cases} \quad (22)$$

在 150~200 s 内, r, x_p, y_p 如式(23)所示。

$$\begin{cases} r = r \\ x_p = r \cdot \sin(\omega) \\ y_p = -r \cdot \cos(\omega) \end{cases} \quad (23)$$

LADRC 的参数为: $\omega_0=30, \omega_a=10, b_0=0.1$; PID 的参数为: $k_p=253, k_i=10, k_d=31$ 。

图 9 所示为翼伞系统在切换控制下对变半径曲线转恒定半径轨迹的跟踪示意图,在前段,翼伞系统绕定半径 260 m 的圆形轨迹进行飞行,此时,依据切换策略,若飞行半径不发生改变,则继续使用 LADRC。而在飞行中段,翼伞的飞行半径逐渐增大,依据切换策略,在误差大于 1 m 时,切换至 PID 控制器,进行跟踪控制。飞行后段,翼伞进入了半径恒定不变的轨迹进行飞行,此时依据切换策略,切换至 LADRC 进行控制。

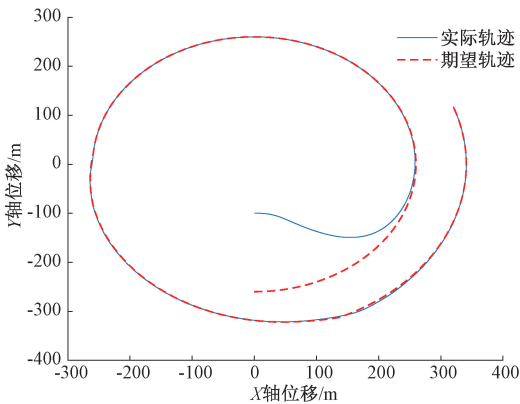


图 9 切换控制下的轨迹跟踪

Fig. 9 Trajectory tracking under switching control

图 10 所示为翼伞系统在 LADRC 作用下的轨迹跟踪,仿真结果表明,其在应对时变参考信号时性能较差。

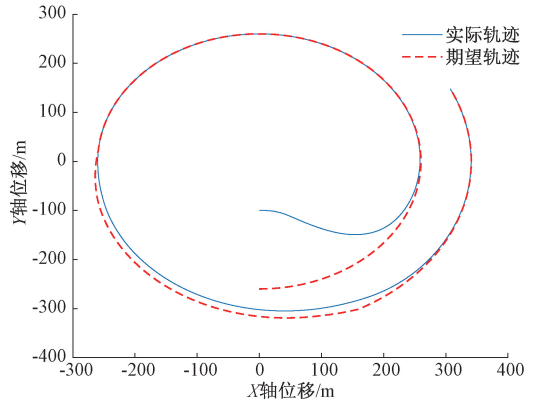


图 10 LADRC 控制下的轨迹跟踪

Fig. 10 Trajectory tracking under LADRC control

图 11 所示为翼伞系统在 SMC 作用下的轨迹跟踪,其在应对变半径参考轨迹时控制效果不佳,误差较大。

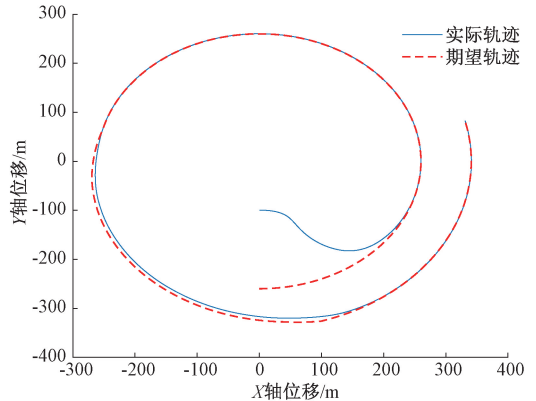


图 11 SMC 控制下的轨迹跟踪

Fig. 11 Trajectory tracking under SMC

图 12 为翼伞系统控制量变化情况,受切换系统以及风扰影响,切换控制的稳定时间略久于单控制器,控制量分别在 100 s 与 150 s 左右出现波动,但 25 s 左右趋于稳定。

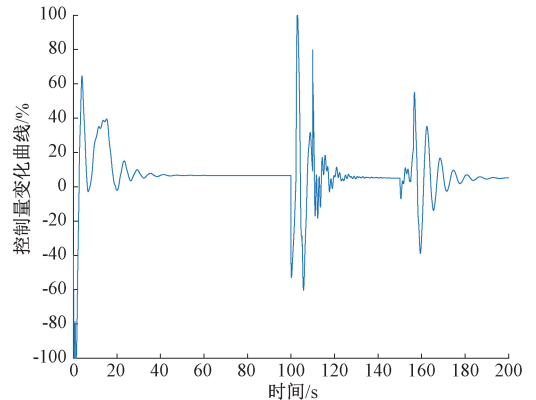


图 12 切换系统下的控制曲线

Fig. 12 The control curve under the switching system

图13所示为误差对比图,在翼伞系统趋于稳定后,单控制器均存在较大横向误差,表2为不同控制器下稳定时间与最大误差的对比,SMC与LADRC均存在较大误差。

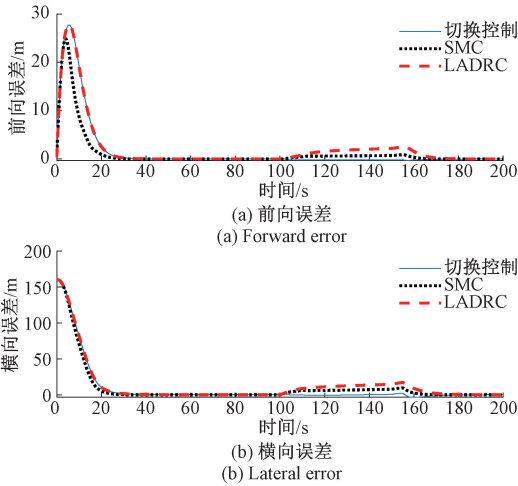


图13 切换控制与SMC、LADRC控制下的翼伞前向误差与横向误差

Fig. 13 Forward error and lateral error of the parafoil under switching control, SMC, LADRC

表2 翼伞稳定时间与最大前向误差,横向误差

Table 2 Stability time, maximum forward error and maximum lateral error of the parafoil

控制	切换后系统 稳定时间/s	切换后最大 前向误差/m	切换后最大 横向误差/m
切换控制	81	0.32	2.25
SMC	80	0.48	9.21
LADRC	84	2.62	17.23

如上所述的两种翼伞系统的归航可以看出,切换控制较于现有的控制方法,跟踪精度更高,归航效果更好。

4 结 论

本文研究了翼伞系统的轨迹跟踪控制问题,针对翼伞在飞行过程中的实际情况,提出了一种基于切换系统的翼伞飞行轨迹跟踪控制方法。利用LADRC响应速度快、抗扰能力强与PID控制仅需误差信号便可响应的特性,对给定参考轨迹的方位角进行跟踪。结合翼伞飞行实际,设计双切换策略,充分发挥两种控制器的优势,避免了控制器之间的频繁切换,实现对规划轨迹的跟踪控制。仿真结果验证了该切换策略的有效性,相较于现有的控制方法,所设计的切换策略跟踪精度高、抗干扰能力强,控制效果更好。同时,选用的切换控制器结构简单、易于实现,可以很好的应对翼伞在飞行过程中所面临的轨迹变化问题。本文在翼伞系统时变参考轨迹的跟踪控制问题上做了一定的研究,但尚未涵盖所有问题,如怎样进行更为平滑的控制器切换,以

及翼伞系统如何实现自主风向辨别,从而迎风雀降。未来将继续在这些方面深入研究,以推动相关技术的发展与进步。

参考文献

[1] XUE X P, WEN C Y. Review of unsteady aerodynamics of supersonic parachutes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 125: 100728.

[2] HEINRICH G A, VOGT S, LAWRENCE N R J, et al. In-wing pressure measurements for airspeed and airflow angle estimation and high angle-of-attack flight [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2022, 45(6): 10331045.

[3] 孙青林, 杨金山, 孙昊, 等. 翼伞系统自主归航的关键技术研究综述[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(4): 1-15.

SUN Q L, YANG J SH, SUN H, et al. Review of key technologies for autonomous homing of parafoil systems[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(4): 1-15.

[4] 周宇阳, 赵敏, 王成, 等. 基于双线性ADRC的翼伞系统三维航迹跟踪控制[J]. 机械制造与自动化, 2024, 53(1): 255-259.

ZHOU Y Y, ZHAO M, WANG CH, et al. 3D Trajectory tracking control of parafoil system based on bilinear ADRC[J]. Machine Building & Automation, 2024, 53(1): 255-259.

[5] ZHENG Y M, TAO J, SUN Q L, et al. Deep-reinforcement-learning-based active disturbance rejection control for lateral path following of parafoil system[J]. Sustainability, 2022, 15(1): 435.

[6] 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[J]. 控制理论与应用, 2023, 40(2): 390-399.

GUO Y M, YAN J G, XIAO B, et al. Fixed-time disturbance observer-based parafoil control method and application[J]. Control Theory & Applications, 2023, 40(2): 390-399.

[7] 孙昊, 孙青林, 卢伟涛. 动力翼伞风扰补偿高度控制方法[J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(3): 116-125.

SUN H, SUN Q L, LU W T. Altitude control of powered parafoil with wind feedforward compensation[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(3): 116-125.

[8] SUN Q L, YU L, ZHENG Y M, et al. Trajectory tracking control of powered parafoil system based on sliding mode control in a complex environment [J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 122: 107406.

[9] 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.
- [10] 卢自宝, 龚莉, 赵传超, 等. 直流微电网中 DC-DC 变换器的切换控制方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2021, 41(8): 202-209.
LU Z B, GONG L, ZHAO CH CH, et al. Switching control strategy of DC-DC converter in the DC microgrid [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2021, 41(8): 202-209.
- [11] 潘公宇, 冯鑫, 王万青. 主动悬架多目标切换控制策略研究[J]. 电子测量技术, 2023, 46(18): 67-75.
PAN G Y, FENG X, WANG W Q. Research on multi-objective switching control strategy of active suspension[J]. Electronic Measurement Technology, 2023, 46(18): 67-75.
- [12] 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 Y X, CHEN Z Q, SUN Q L. 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.
- [13] 王闯, 刘蓉, 杨明, 等. 基于切换策略的翼伞航迹跟踪控制[J]. 兵工自动化, 2025, 44(2): 49-54.
WANG CH, LIU R, YANG M, et al. Parafoil trajectory tracking control based on switching strategy[J]. Ordnance Industry Automation, 2025, 44(2): 49-54.
- [14] YANG H, SONG L, CHEN W F. Research on parafoil stability using a rapid estimate model [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(5): 1670-1680.
- [15] REDKAR S, FIEDLER B. Control design and simulation framework for an autonomous paramotor UAV[C]. International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, 2022.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] TAN P L, SUN M W, SUN Q L, et al. Dynamic modeling and experimental verification of powered parafoil with two suspending points[J]. IEEE Access, 2020, 8: 12955-12966.
- [19] 孙昊, 孙青林, 腾海山, 等. 复杂环境下考虑动力学约束的翼伞轨迹规划[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 372-381.
SUN H, SUN Q L, TENG H SH, et al. Trajectory planning for parafoil system considering dynamic constraints in complicated environment [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 372-381.
- [20] ZHU E L, GAO H T. Guidance-based path following control of the powered parafoil [J]. Control Engineering and Applied Informatics, 2020, 22: 42-50.
- [21] 陶金, 孙青林, 陈增强, 等. 基于 LADRC 的翼伞系统航迹跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(3): 510-516.
TAO J, SUN Q L, CHEN Z Q, et al. LADRC-based trajectory tracking control for a parafoil system [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(3): 510-516.
- [22] ZHANG M J, YANG L, HOU Y Z, et al. Improved linear active disturbance rejection controller with denoising performance [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(7): 803-810.
- [23] QIN H Y, CHEN Z Q, SUN M W, et al. Extended state observer based on sliding window real-time wavelet denoising and active disturbance rejection control[J]. Control Theory & Applications, 2022, 39(1): 23-30.

作者简介

孙宇轩, 硕士研究生, 主要研究方向为翼伞系统的建模与控制。

朱二琳(通信作者), 博士, 讲师, 硕士生导师, 主要研究方向为翼伞系统建模与控制、自抗扰控制。

E-mail: elzhu@jst.edu.cn