

doi: 10.7690/bgzdh.2025.02.010

基于切换策略的翼伞轨迹跟踪控制

王 闯¹, 刘 蓉^{2,3}, 杨 明¹, 王 佑¹

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学无人机研究院, 南京 210016;
3. 南京航空航天大学中小型无人机先进技术工信部重点实验室, 南京 210016)

摘要: 针对翼伞系统轨迹跟踪控制中强扰动、大时滞性等问题, 提出一种基于切换策略的翼伞轨迹跟踪控制器。结合线性自抗扰控制抗扰能力强、响应速度快, 预测控制能有效克服系统时滞性、跟踪精度高、鲁棒性好等优点, 采用 2 维轨迹跟踪制导策略通过跟踪目标轨迹的航向角实现对翼伞轨迹的跟踪控制; 在切换策略中, 依据航向角偏差量设计双切换量的控制器切换规则, 降低控制器间切换频率, 提高双控制器切换的可靠性。仿真结果表明, 与单一的控制器的相比, 切换控制器对给定归航轨迹的跟踪具有更优的效果。

关键词: 翼伞系统; 轨迹跟踪; 切换策略; 线性自抗扰控制; 预测控制

中图分类号: V249.1; TP273 **文献标志码:** A

Parafoil Trajectory Tracking Control Based on Switching Strategy

Wang Chuang¹, Liu Rong^{2,3}, Yang Ming¹, Wang You¹

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Unmanned Aerial Vehicle Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 3. Key Laboratory of Advanced Technology for Small and Medium-Sized Unmanned Aerial Vehicle, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A parafoil trajectory tracking controller based on switching strategy is proposed to solve the problems of strong disturbance and large time delay in parafoil trajectory tracking control. Combining with the advantages of linear active disturbance rejection control (ADRC), which has strong disturbance rejection capability and fast response speed, and the advantages of predictive control, which can effectively overcome the time delay of the system, has high tracking accuracy and good robustness, the two-dimensional trajectory tracking guidance strategy is adopted to realize the tracking control of the parafoil trajectory by tracking the course angle of the target trajectory; In the switching strategy, the controller switching rule of dual switching quantity is designed according to the heading angle deviation, which reduces the switching frequency between controllers and improves the reliability of dual controller switching. Simulation results show that, compared with the single controller, the switching controller has better tracking performance for a given homing trajectory.

Keywords: parafoil system; trajectory tracking; switching strategy; linear active disturbance rejection control; predictive control

0 引言

作为一种特殊的柔翼飞行器, 翼伞系统采用柔性冲压式伞衣提供升力, 滑翔性能十分出色, 通过合理操控翼伞系统襟翼后缘两侧的下拉绳可使其广泛运用到精确空投作业各个领域。由于翼伞系统是一个非常复杂的、强耦合性、大时滞的非线性系统; 因此, 在自主精确归航的过程中对其进行轨迹跟踪控制是非常必要的。

在当前国内外的研究中, 郭一鸣等^[1]针对柔性控制系统的难题, 提出了一种基于固定时间观测器的改进矢量场轨迹跟踪控制方法。Slegers 等^[2]通过

简化翼伞系统为线性状态空间模型设计了模型预测控制器跟踪预定轨迹。Castaneda^[3]采用滑模控制器, 设计改进的扩张状态观测器, 对翼伞姿态进行了有效的控制。谢亚荣等^[4]针对翼伞系统飞行过程中受到较大风场干扰的情况, 设计了模糊干扰观测器的非线性预测策略。谢志刚等^[5]总结了传统动态逆算法并不适用于翼伞系统的飞行控制, 在预测控制的基础上结合动态逆算法组合成新的飞行控制算法对翼伞进行跟踪控制。Hiel^[6]在对较大的翼伞系统控制研究中设计了一种基于 L_1 自适应的控制算法。朱二琳等^[7]针对翼伞空投系统在实际工程中的应用, 提出了一种基于模糊逻辑的翼伞导航控制算法。

收稿日期: 2024-07-12; 修回日期: 2024-08-14

基金项目: 173 项目 (19-163-**-**-006-**-**); JKW 创新项目 (19-163-**-**-008-**-**); 国家重点研发计划重点专硕 (2017YFC0822404)

第一作者: 王 闯 (1998—), 男, 江苏人, 硕士。

在上述研究中, 大多采用单一控制方法控制翼伞系统跟踪给定的目标轨迹。然而翼伞系统作为一种高空投放、无动力、非线性的系统, 其飞行速度慢, 在归航过程中极易受到外界风场干扰; 同时, 翼伞系统采用操纵绳控制, 其操纵响应存在较大的滞后现象, 单一的控制方法往往无法有效解决翼伞系统归航控制中的难题。笔者提出一种基于线性自抗扰控制与预测控制切换的控制策略, 对翼伞系统滑翔段和能量控制段进行轨迹跟踪控制; 同时, 发挥线性自抗扰控制良好抗干扰能力和预测控制高精度跟踪的优势, 并通过补偿器实现控制器的无抖动切换, 达到更优的控制效果。

1 问题描述

1.1 翼伞系统动力学建模

对于翼伞系统非线性模型, 国内外已有较多的研究, 9 自由度翼伞系统模型、12 自由度翼伞系统模型相继建立并且对模型特性进行了仿真分析。但这些模型考虑翼伞与载荷之间相对运动较多, 不适合翼伞系统控制器优化设计。笔者将翼伞系统看作一个刚性的整体, 搭建翼伞系统 6 自由度动力学模型。

设翼伞系统在惯性坐标系下的位置为 $P_d=[x \ y \ z]^T$, 翼伞系统在惯性坐标系下的姿态角为 $A_d=[\phi \ \theta \ \psi]^T$, 翼伞系统在物伞体坐标系下的速度矢量为 $V_s=[u_s \ v_s \ w_s]^T$, 翼伞系统在伞面坐标系下的速度矢量为 $V_p=[u_p \ v_p \ w_p]^T$, 翼伞系统在物伞体坐标系下的姿态角速度矢量为 $W_s=[p \ q \ r]^T$, 翼伞系统在伞面坐标系下的姿态角速度矢量为 $W_p=[\tilde{p} \ \tilde{q} \ \tilde{r}]^T$, 由牛顿-欧拉方程计算出翼伞系统 6 自由度方程:

平动 3 自由度:

$$\dot{P}_d = R_{s-d} V_s; \quad (1)$$

$$\dot{V}_s = (F_G + F_A + F_S + F_W) / M - S_w^s V_s. \quad (2)$$

式中具体力的计算公式为:

$$F_G = [-\sin \theta \ \sin \phi \cos \theta \ \cos \phi \cos \theta]^T M g; \quad (3)$$

$$F_A = \frac{1}{2} \rho |V_p|^2 S_p R_{p-s} [C_X \ C_Y \ C_Z]^T; \quad (4)$$

$$F_S = \frac{1}{2} \rho |V_p| S_r C_{DS} R_{p-s} V_p; \quad (5)$$

$$F_W = -R_{p-s} (m_F \dot{V}_p + S_w^p m_F V_p). \quad (6)$$

转动 3 自由度:

$$\dot{A}_d = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}; \quad (7)$$

$$\dot{W}_s = J^{-1} (M_A + M_W - S_w^s J W_s). \quad (8)$$

式中具体力矩的计算公式为:

$$M_A = \frac{1}{2} \rho |V_p|^2 S_p R_{p-s} [bC_l \ cC_m \ bC_n]^T; \quad (9)$$

$$M_W = -R_{p-s} (I_F \dot{W}_p + S_w^p I_F W_p). \quad (10)$$

式中: M 为翼伞系统总质量; F_G 为翼伞系统的重力; F_A 为翼伞系统的气动力; F_S 为载荷的有效阻力; F_W 为翼伞系统附加质量产生的附加动力; S_w^s 为伞体坐标系下的姿态角速度 W_s 产生的反对称矩阵; S_w^p 为伞面坐标系下的姿态角速度 W_p 产生的反对称矩阵; M_A 为翼伞系统在伞体坐标系下的气动力矩; M_W 为翼伞系统附加质量在伞体坐标系下产生的附加气动力矩; J 为翼伞系统的转动惯量; R_{s-d} 和 R_{p-s} 为翼伞系统坐标系转换矩阵; m_F 和 I_F 为翼伞系统附加质量矩阵; C_X 、 C_Y 、 C_Z 和 C_l 、 C_m 、 C_n 分别为翼伞系统的气动力和气动力矩参数, 具体可参考文献[8]。

1.2 制导策略

一般情况下, 翼伞系统在滑翔段和能量控制段的下降速度是不变的, 只能通过控制电机对翼伞系统襟翼后缘操纵绳实施单侧下拉的方式对水平轨迹误差进行修正。笔者采用水平 2 维轨迹跟踪制导策略设计翼伞系统的制导器^[9], 如图 1 所示。

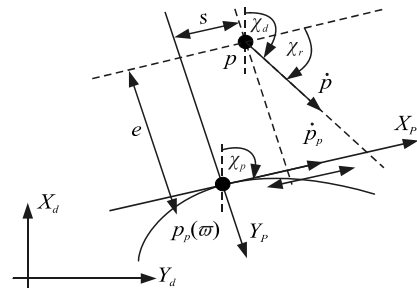


图 1 基于制导的 2 维轨迹跟踪策略

上图中, 定义点 p 为翼伞系统实际归航轨迹上的一点, 分别用 $p=[x \ y]^T$ 和 $\dot{p}=[\dot{x} \ \dot{y}]^T$ 表示点 p 的惯性位置和速度矢量, 用 $U_d = (\dot{p}^T \dot{p})^{1/2}$ 表示点 p 的速度大小, 用 $\chi_d = \arctan(\dot{y}/\dot{x})$ 表示点 p 运动的航向角。定义点 p_p 为翼伞系统目标归航轨迹上的一点, 分别用 $p_p(\omega)=[x_p(\omega) \ y_p(\omega)]^T$ 和 $\dot{p}_p(\omega)=[\dot{x}_p(\omega) \ \dot{y}_p(\omega)]^T$

表示点 p_p 的惯性位置和速度矢量，用 $x_p(\varpi) = \arctan(\dot{y}_p(\varpi)/\dot{x}_p(\varpi))$ 表示点 p_p 运动的航向角。其中，点 p_p 的位置随尺度变量 ϖ 的变化而变化。

以目标轨迹前进方向为 x 轴设置目标轨迹坐标系，则大地坐标系与目标轨迹坐标系之间转换公式为：

$$R_{d-p}(\chi_p) = \begin{bmatrix} \cos \chi_p & -\sin \chi_p \\ \sin \chi_p & \cos \chi_p \end{bmatrix}. \quad (11)$$

则点 p 与点 p_p 之间的误差量为：

$$\varepsilon = [s \quad e]^T = R_{d-p}^T(p - p_p(\varpi)). \quad (12)$$

式中： s 为前向误差； e 为横向误差。

对于翼伞系统而言，在轨迹跟踪过程中，前向误差由目标轨迹点 p_p 对尺度变量 ϖ 的刷新而消除；因此，只需要设置控制器控制翼伞系统的航向角 χ_d 跟踪目标轨迹运动的航向角 χ_p 即可。

2 基于切换策略的控制器设计

翼伞系统对目标轨迹进行跟踪控制的过程中，不仅要克服风场干扰和系统本身的大时滞性等问题，而且要保证控制器跟踪的快速性。为此笔者设计线性自抗扰控制和预测控制切换的控制策略。预测控制可以克服翼伞系统的大时滞问题，提高系统控制精度和鲁棒性。但预测控制运算量十分庞大，对系统硬件要求较高，快速性有待进一步提高；线性自抗扰控制不仅在面对突风扰动时具有很强的抗扰能力，而且响应速度快，使翼伞系统迅速靠近目标归航轨迹。笔者设计的翼伞轨迹跟踪控制器中，以目标轨迹运动的航向角 χ_p 为输入，翼伞系统运动的航向角 χ_d 为输出，通过切换策略判断航向角偏差量 χ_e 的大小从而选择预测控制器或者线性自抗扰控制器，控制器的结构如图 2 所示。为减小系统切换过程中出现抖动，在 2 个控制器之间安排过渡过程，使得控制器之间能够平滑稳定地切换。

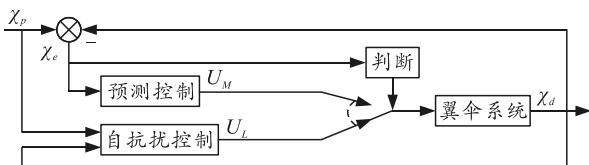


图 2 翼伞轨迹跟踪控制器结构

2.1 线性自抗扰控制

线性自抗扰控制是高志强教授在自抗扰控制的基础上通过带宽参数化方法设计的，减少了控制器的待定参数，使其易于调试和工程实现^[10]。

笔者设计的翼伞轨迹跟踪控制器中采用了二阶线性自抗扰控制方法，线性自抗扰控制器主要由线性扩张状态观测器 (linear extended state observer, LESO) 和 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，从而消除扰动的影响，达到抗干扰的作用，其结构如图 3 所示。

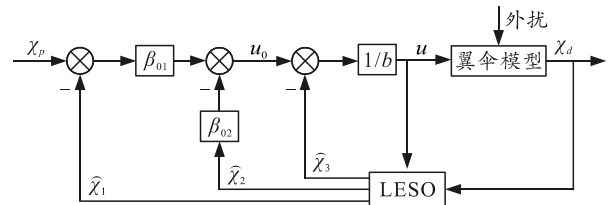


图 3 二阶线性自抗扰控制器结构

由制导策略可知，通过控制翼伞系统的航向角 χ_d 即可消除翼伞系统当前位置和目标位置之间的横向误差，翼伞系统当前的航向角为：

$$\chi(t) = \arctan(\dot{y}/\dot{x}). \quad (13)$$

根据翼伞系统动力学模型，翼伞系统航向角的二阶形式可表示为：

$$\ddot{\chi}(t) = f_1(\bullet) + f_2(u) = f + bu(t). \quad (14)$$

式中： f 为翼伞系统的总扰动； $u(t)$ 为翼伞系统控制量； b 为增益。

将 f 扩展为一个新的状态变量，可得：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\chi}_1(t) &= \chi_2(t) \\ \dot{\chi}_2(t) &= \chi_3(t) + bu(t) \\ \dot{\chi}_3(t) &= \dot{f} \\ y(t) &= \chi_1(t) \end{aligned} \right\}. \quad (15)$$

构造 LESO 方程如下：

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{\chi}}_1 &= \beta_1(y - \hat{\chi}_1) + \hat{\chi}_2 \\ \dot{\hat{\chi}}_2 &= \beta_2(y - \hat{\chi}_1) + \hat{\chi}_3 + bu \\ \dot{\hat{\chi}}_3 &= \beta_3(y - \hat{\chi}_1) \end{aligned} \right\}. \quad (16)$$

式中： $\hat{\chi}_1$ ， $\hat{\chi}_2$ ， $\hat{\chi}_3$ 为 LESO 的状态变量； β_1 ， β_2 ， β_3 为观测器增益。将扩张状态方程拉氏变换可得：

$$\left. \begin{aligned} \hat{\chi}_1(s) &= (\beta_1^2 + \beta_2s + \beta_3)Y(s)/L^*(s) + bsU(s)/L^*(s) \\ \hat{\chi}_2(s) &= \frac{\beta_2s^2 + \beta_3s}{L^*(s)}Y(s) + \frac{bs(s + \beta_1)}{L^*(s)}U(s) \\ \hat{\chi}_3(s) &= \beta_3s^2Y(s)/L^*(s) - b\beta_3U(s)/L^*(s) \end{aligned} \right\}. \quad (17)$$

则特征方程为：

$$L^*(s) = s^3 + \beta_1s^2 + \beta_2s + \beta_3. \quad (18)$$

配置观测器的 3 个极点到 s 平面左半实轴 $-\omega_0$ 处，得：

$$L^*(s)=(s+\omega_o)^3. \quad (19)$$

从而可以确定观测器增益为:

$$\beta_1 = 3\omega_o, \quad \beta_2 = 3\omega_o^2, \quad \beta_3 = \omega_o^3. \quad (20)$$

在 LESO 估计出扰动并补偿后, 控制器本质上是一个 PD 控制器。令:

$$\chi_e = \chi_p - \hat{\chi}_1; \quad (21)$$

$$u_0 = \beta_{01}\chi_e - \beta_{02}\hat{\chi}_2. \quad (22)$$

则有:

$$\ddot{y} = (f(\cdot) - \hat{\chi}_3) + u_0; \quad (23)$$

$$bu = \beta_{01}\chi_p - (\beta_{01} \quad \beta_{02} \quad 1) \begin{pmatrix} \hat{\chi}_1 \\ \hat{\chi}_2 \\ \hat{\chi}_3 \end{pmatrix}. \quad (24)$$

式中: χ_p 为目标轨迹的航向角; χ_e 为航向角偏差量; u_0 为虚拟控制量; β_{01}, β_{02} 为控制器增益。根据上式计算控制器 $\chi_p \rightarrow u_0$ 传递函数为:

$$\phi(s) = \beta_{01}s^2 / (s^2 + \beta_{02}s + \beta_{01}). \quad (25)$$

则特征方程为:

$$C(s) = s^2 + \beta_{02}s + \beta_{01}. \quad (26)$$

配置控制器的 2 个极点到 s 平面左半轴 $-\omega_c$ 处, 得:

$$C(s) = (s + \omega_c)^2. \quad (27)$$

得到控制器增益为:

$$\beta_{01} = \omega_c^2, \quad \beta_{02} = 2\omega_c. \quad (28)$$

由此可得线性自抗扰控制器输出的控制律为:

$$u = (u_0 - \hat{\chi}_3) / b. \quad (29)$$

2.2 预测控制

模型预测控制本质上是最优控制的一种, 尝试在约束条件下达到最优的系统表现。它通过预测模型在未来一段时间内的表现来进行优化控制, 通过不断迭代, 最终使系统逐渐优化。

给出以翼伞系统的航向角 χ_d 为输出, 单侧下拉制动 δ_a 为输入的连续时间状态空间模型:

$$\dot{x}(t) = A_c x(t) + B_c u(t), \quad y(t) = C_c x(t). \quad (30)$$

在 Matlab 软件中通过设定采样时间, 并调用 c2dm 函数, 将连续状态空间模型转换成离散状态空间模型:

$$x(k+1) = A_d x(k) + B_d u(k), \quad y(k) = C_d x(k). \quad (31)$$

式中: A_d 、 B_d 和 C_d 为系统矩阵; $x(k)$ 为状态向量; $u(k)$ 为控制输入; $y(k)$ 为 k 时刻的输出。

由离散模型转换至增广模型为:

$$\begin{bmatrix} \Delta x(k+1) \\ y(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & 0 \\ C_d A_d & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x(k) \\ y(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ C_d B_d \end{bmatrix} \Delta u(k); \quad (32)$$

$$y(k) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta x(k) \\ y(k) \end{bmatrix}. \quad (33)$$

式中:

$$\Delta x(k+1) = x(k+1) - x(k); \quad (34)$$

$$\Delta x(k) = x(k) - x(k-1); \quad (35)$$

$$\Delta u(k) = u(k) - u(k-1). \quad (36)$$

则增广模型的矩阵表达式为:

$$A = \begin{bmatrix} A_d & 0 \\ C_d A_d & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_d \\ C_d B_d \end{bmatrix}, \quad C = [0 \quad 1]. \quad (37)$$

假设预测区间为 H_p , 控制区间为 H_c , 则未来的输出变量序列和控制变量序列可以表示为:

$$Y = [y(k_i+1|k_i) \quad y(k_i+2|k_i) \quad \cdots \quad y(k_i+H_p|k_i)]^T; \quad (38)$$

$$\Delta U = [\Delta u(k_i) \quad \Delta u(k_i+1) \quad \cdots \quad \Delta u(k_i+H_c-1)]^T. \quad (39)$$

假设目标轨迹的航向角为 $w(k)$, 则估计误差为 $e(k) = w(k) - y(k)$, 为计算给定时刻的控制输入, 引入代价函数为:

$$J = (W - Y)^T Q (W - Y) + \Delta U^T R \Delta U. \quad (40)$$

式中: W 为系统期望值; Q 和 R 为系统权重系数矩阵; 由系统状态方程可得:

$$Y = K_{CA} x(k) + K_{CAB} \Delta U. \quad (41)$$

式中:

$$K_{CA} = [CA, CA^2, \dots, CA^{H_p}]^T; \quad (42)$$

$$K_{CAB} = \begin{bmatrix} CB & 0 & 0 & 0 & 0 \\ CAB & CB & 0 & 0 & 0 \\ CA^2 B & CAB & CB & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & 0 \\ CA^{H_p-1} B & \dots & CA^2 B & CAB & CB \end{bmatrix}. \quad (43)$$

将式(41)代入式(40), 得:

$$J = (W - K_{CA} x(k) - K_{CAB} \Delta U)^T Q (W - K_{CA} x(k) - K_{CAB} \Delta U) + \Delta U^T R \Delta U. \quad (44)$$

通过最小化代价函数, 解出控制量 ΔU 的表达式为:

$$\Delta U = (K_{CAB}^T Q K_{CAB} + R)^{-1} K_{CAB}^T \cdot Q (W - K_{CA} x(k)). \quad (45)$$

式(45)表示整个控制范围内的最佳控制量输入, 但是在 k 时刻只需要取第 1 个控制量 $\Delta u(k)$, 并且通过合理的设置采样时间 t_s , 可将预测控制量输出视为连续变化。

2.3 切换策略

由制导策略可知, 在翼伞系统投放后, 通过控制翼伞系统的航向角消除飞行轨迹与目标轨迹之间

的横向误差；因此，笔者依据翼伞系统实际轨迹和目标轨迹之间航向角的偏差量作为控制器的切换条件，通过合理调用线性自抗扰控制器和预测控制器，来实现翼伞系统轨迹跟踪控制器的切换，从而达到良好的控制效果。

传统的切换策略^[11]通过设定一个偏差量的大小来进行控制器之间的切换，以笔者的控制系统为例。如图 4 所示，当航向角偏差量 χ_e 大于给定值 χ'_e 时，控制器接收指令采用线性自抗扰控制。在控制跟踪一段时间后，当航向角偏差量 χ_e 小于给定值 χ'_e 时，控制器切换到预测控制，继续精确追踪目标轨迹。这种控制策略简单地给定了切换条件，没有考虑切换过渡过程中的平滑性问题，而且当翼伞系统的航向角偏差量有小范围波动的情况下，只设置一个切换条件会导致控制器来回切换造成系统不必要的抖动。

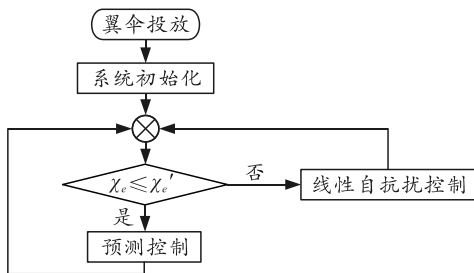


图 4 单切换量的切换策略流程

笔者设计的优化后的切换策略为：为防止翼伞系统频繁地切换控制器，造成系统不必要的抖动，设置航向角双切换量 χ_{e1} 和 χ_{e2} 且 $\chi_{e1} < \chi_{e2}$ 。在翼伞系统初始投放阶段航向角误差较大时，先采用线性自抗扰控制快速跟踪目标轨迹的航向角，在控制跟踪一段时间后，当航向角偏差量小于设定的临界值 χ_{e1} 时，控制器接收指令切换至预测控制；当系统受到外部风场扰动航向角偏差量大于设定的临界值 χ_{e2} 时，控制器再次切换至线性自抗扰控制。该切换策略在 2 种控制器之间加入了一定的航向角缓冲量，当航向角在切换量附近产生波动时，控制器不会来回切换，一定程度上提高了双控制器切换的可靠性。图 5 为双切换量的切换策略流程。

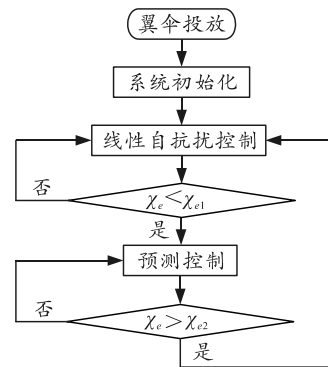


图 5 双切换量的切换策略流程

如图 6 所示，设置翼伞系统目标归航轨迹的初始位置为(1 000 500 2 000)m，初始运动的航向角为 $\chi_p = \pi/3$ ，终止位置为(0 0 0)m。

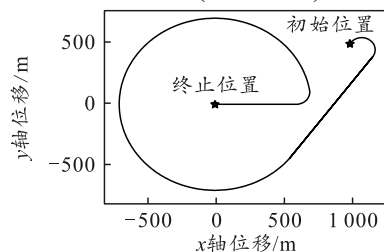


图 6 翼伞系统目标归航轨迹

设置翼伞系统投放的初始位置为(950 600 2 000)m，初始航向角为 $\chi_d = \pi/2$ 。在翼伞系统进行轨迹跟踪的过程中加入风扰 0~354 s 施加风速 5 m/s、风向为 180°的定常风；85~95 s 与 270~280 s 之间，分别施加幅值为 3 和 8 m/s、风向为 270°的突风。

仿真调试线性自抗扰控制器的参数为： $\omega_0 = 20$ ， $\omega_c = 10$ ， $b_0 = 0.5$ ；预测控制器的参数为：预测步长 $H_p = 30$ ，控制步长 $H_m = 20$ ， $t_s = 0.015$ 。航向角偏差量 $\chi_{e1} = 8^\circ$ ， $\chi_{e2} = 15^\circ$ 。仿真结果如图 7—10 所示。

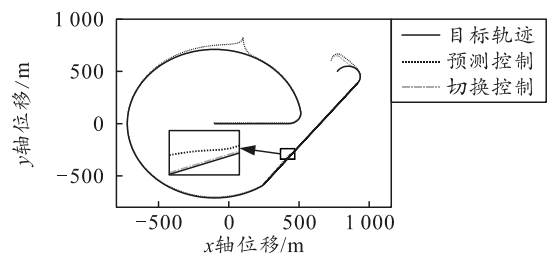


图 7 预测控制与切换控制跟踪效果对比

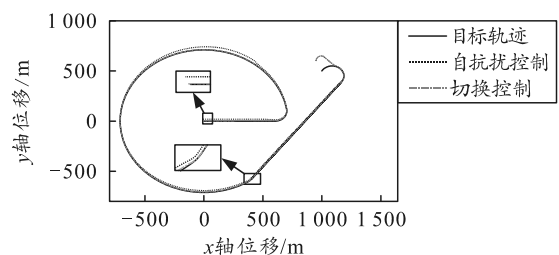


图 8 线性自抗扰控制与切换控制跟踪效果对比

3 仿真分析

翼伞系统的结构参数主要包括：翼展 $b = 13.98$ m，弦长 $c = 5.59$ m，伞衣有效面积 $S_p = 62.5$ m²，安装角 $\varphi = 3^\circ$ ，伞绳长度 $L = 7.45$ m，载荷体有效面积 $S_s = 1.9$ m²，系统总质量 $M = 620$ kg。

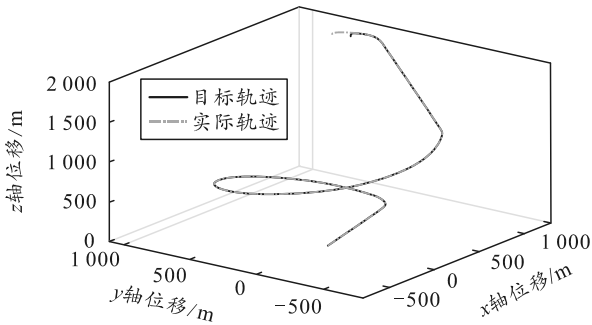


图 9 翼伞系统 3 维跟踪曲线

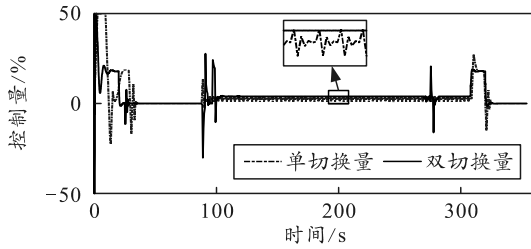


图 10 控制量变化曲线

图 7 和 8 分别展示了预测控制和线性自抗扰控制与切换控制在水平面上对目标轨迹的跟踪效果。预测控制在常值风情况下跟踪精度较高、鲁棒性好，但在面对突风扰动时跟踪曲线偏离目标轨迹较大，且响应速度较慢；线性自抗扰控制响应速度较快，面对突风扰动时波动较小，但稳态误差较大，跟踪精度不够。切换控制器既保证了跟踪精度，又保证了控制器的响应速度，且在翼伞系统面对突风扰动时依然精确跟踪目标轨迹。图 9 展示了由切换控制器控制的翼伞系统在风干扰条件下 3 维轨迹跟踪的归航情况，在 3 维视角可以更加明显地看出控制器跟踪的良好效果。图 10 展示了翼伞系统控制量变化情况，在传统切换策略下控制量变化比较频繁，容易造成系统震荡导致系统不稳定，在双切换量的策略下，控制量变化相对稳定，不会在 2 个控制器之间进行频繁切换，提高了系统的稳定性。

4 结束语

笔者分析了大时滞、非线性翼伞系统归航轨迹跟踪控制。针对翼伞系统易受外界风场干扰且翼伞系统非线性强等问题，采用线性自抗扰控制和预测控制相互切换的控制策略，通过合理地设计切换策

略，充分发挥了 2 种控制方法各自的优势。仿真结果表明：切换的控制策略跟踪精度高、响应速度快、抗干扰能力强且具有良好的鲁棒性。后续，将在轨迹跟踪控制的基础上对翼伞系统的减速雀降段姿态控制进行深入研究，提高翼伞着陆安全性。

参考文献：

- [1] 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/OL]. 控制理论与应用: 1-9[2022-11-24]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/44.1240.TP.20220701.1303.038.html>.
- [2] SLEGGERS N J, YAKIMENKO O A. Optimal control for terminal guidance of autonomous parafoils[C]//Proceedings of the 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and seminar. Sattle, Washington: AIAA, 2009: AIAA-2009-2958.
- [3] CASTANEDA H, SALAS P O S, LEON M J. Extended observer based on adaptive second order sliding mode control for a fixed wing UAV[J]. ISA Transactions, 2017, 66: 226-232.
- [4] 谢亚荣, 吴庆宪, 姜长生. 基于 FDO 非线性预测方法的翼伞航迹跟踪控制[J]. 电光与控制, 2011, 18(7): 72-76.
- [5] 谢志刚, 陈自力. 基于预测控制和动态逆算法的翼伞飞行控制[J]. 探测与控制学报, 2011, 33(4): 34-38.
- [6] HIEL B S. Adaptive control of a 10k parafoil system[C]//Proceedings of the 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Daytona Beach, FL: AIAA, 2015: AIAA 2015-2017.
- [7] 朱二琳, 张兴会. 翼伞空投系统模糊控制器的设计与实现[J]. 电子测量技术, 2011, 34(4): 46-49, 97.
- [8] 胡文治. 翼伞空投系统的动力学与飞行控制仿真[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- [9] BREIVIK M, FOSSEN T I. Principles of guidance based path following in 2D and 3D[C]//Proceeding of the 44th IEEE Conference on Decision and Control. Seville, Spain: IEEE, 2005: 627-634.
- [10] 陶金, 孙青林, 陈增强, 等. 基于 LADRC 的翼伞系统轨迹跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2018, 39(3): 510-516.
- [11] 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.