

基于模型预测控制的翼伞航迹跟踪



李之翰¹, 南英¹, 王金诚²

1. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

2. 航空工业航宇救生装备有限公司, 湖北 襄阳 441003

摘要: 翼伞是一种既可以在空中展开又可以在地面折叠的伞状装置, 其具有的高度不稳定性和复杂气动特性给翼伞控制带来了很大挑战。本文提出了一种基于模型预测控制(MPC)的翼伞航迹跟踪控制方法。首先, 建立了翼伞运动学和动力学模型, 包括了翼伞的位置、速度、加速度等状态变量, 以及翼伞运动受到的气动力和气动力矩。然后, 采用模型预测控制方法, 利用已知的翼伞模型和环境模型进行预测, 通过优化算法计算出最优的控制输入, 实现对翼伞航迹的跟踪控制。最后, 通过仿真试验验证了所提出的控制方法的有效性。相比传统的翼伞跟踪方法, 本文提出的方法显示出更优的跟踪性能, 该方法能够有效抑制外部扰动的影响, 具有良好的控制精度及鲁棒性, 有一定的工程应用价值。

关键词: 翼伞; 模型预测控制; 航迹跟踪; 优化算法; 仿真验证

中图分类号: V249.122

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2024.04.010

翼伞作为一种类似于降落伞的飞行器, 通常用于人员或物品的运输、搜索和救援等领域。翼伞的飞行控制是实现上述任务的重要组成部分。航迹跟踪是翼伞控制的一个关键问题, 它要求翼伞能够按照期望轨迹飞行, 从而实现特定任务的要求。

经过几十年的发展, 有许多方法被用于翼伞跟踪控制, 包括传统的比例积分微分(PID)控制, 以及模糊控制、神经网络控制等智能控制方法, 其中传统方法是当前工程应用的主流。熊菁等^[1]研究了 Serret-Frenet 坐标系下的翼伞航迹跟踪问题, 基于比例积分(PD)控制算法设计翼伞航迹跟踪控制器, 并仿真验证了该方法的可行性。传统的PID算法广泛应用于翼伞空投系统的归航航迹跟踪控制^[2-4]。Ward等^[5]针对传统PID控制方法只能控制翼伞系统的横向转弯, 无法主动控制其纵向运动的问题, 提出了一种移动有效载荷重心的方法, 实现了翼伞主动横向与纵向控制。

随着信息技术的高速发展, 多种智能控制方法被用于翼伞的跟踪控制。朱二琳等^[6]基于模糊控制理论设计了翼伞系统航迹跟踪控制器, 取得了比传统PID控制方法更好的效果。钱克昌等^[7]针对翼伞系统精确动力模型难以建立的问题, 提出一种将神经网络与动态逆控制相结合的控制方法, 用于翼伞自主飞行跟踪控制, 并仿真验证了该算法的有效

性。谢亚荣等^[8]提出了一种基于模糊干扰观测器的非线性预测控制方法。李永新等^[9]进一步提出了根据跟踪过程的误差切换模糊控制算法和广义预测控制算法的自适应控制器。Slegers等^[10]设计了翼伞跟踪设定航迹的智能预测控制器。Benjamin^[11]将L1自适应控制方法应用在大型翼伞的航迹跟踪控制中。陶金等^[12]基于自抗扰控制(LADRC)研究了翼伞航迹跟踪控制方法, 并通过仿真与空投试验进行验证, 证明了该方法能够有效克服内扰和外扰的影响, 实现高精度轨迹跟踪控制, 证明了这种方法相比传统方法具有更好的抗扰能力和鲁棒性。Carlos等^[13]针对由于控制过大而产生控制闭锁情况下、翼伞无法恢复到平衡位置的问题, 利用多体模拟的方法, 研究闭锁现象的发生原理, 并基于该模拟给出避免失稳的被动方法。此外还利用模拟结果说明了利用翼伞刹车输入的主动控制能避免闭锁失稳现象的发生。Cacan等^[14]研究在风速超过翼伞飞行空速时系统飞行动态响应不确定性问题, 提出一种直接与间接相结合的自适应控制策略以快速描述翼伞动力学特性, 该算法能够在多种退化条件下实现高精度着陆。张昊等^[15-16]提出一种基于模拟对象的可变增益反步跟踪控制方法, 并在此基础上得到翼伞的航迹跟踪误差模型, 针对该模型设计了可变增益反步跟踪控制律, 通过仿

收稿日期: 2023-09-14; 退修日期: 2024-01-05; 录用日期: 2024-02-02

基金项目: 航空科学基金(201929052002)

引用格式: Li Zhihan, Nan Ying, Wan Jincheng. Parafoil trajectory tracking based on model predictive control[J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35(04): 74-82. 李之翰, 南英, 王金诚. 基于模型预测控制的翼伞航迹跟踪[J]. 航空科学技术, 2024, 35(04): 74-82.

真试验证明了该控制器可以实现航迹的精确跟踪且具有很好的鲁棒性。孙青林等^[17]将动力翼伞系统模型进行改进,提出基于LADRC的轨迹跟踪控制器,并在半实物仿真试验中证明该跟踪控制器更优。赵令公等^[18]基于无模型自适应控制方法设计翼伞控制系统,该方法的优势在于不需要构建具体模型,仅利用系统的输入输出数据。

本文通过建立翼伞模型(包括翼伞气动模型、动力学模型及运动学模型),设计了基于模型预测控制(MPC)的翼伞航迹跟踪控制方法,利用已知的翼伞模型和环境模型进行预测,实现风场扰动下的翼伞高精度航迹跟踪控制。

1 翼伞模型

为了实现翼伞的航迹跟踪控制,需要建立一套能够描述翼伞运动的数学模型。

1.1 翼伞结构

翼伞的气动外形决定了翼伞的气动力及气动力矩大小,经充气后翼伞完全展开,其基本结构参数如图1所示。

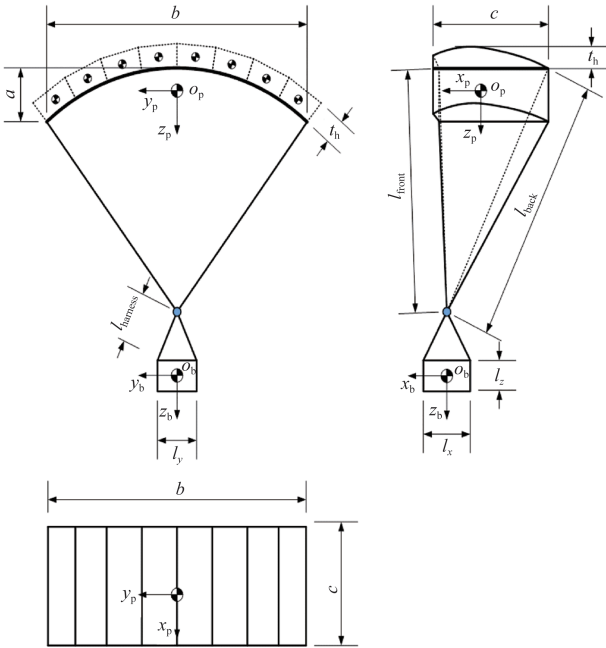


图1 翼伞结构

Fig.1 Structure of parafoil

翼伞结构的基本参数主要包括以下部分: b 为翼伞完全展开的展向长度; c 为翼伞完全展开的弦向长度; AR 为展弦比: $AR = \frac{b}{c} = \frac{b^2}{S}$, S 为伞衣的水平投影面积。对于矩形翼伞飞行器来说, $S=bc$ 。 t_h 为伞衣前缘上下弦线的最远距离。 φ 是在翼伞平衡滑翔时,翼剖面的参考弦长与水平线之间的夹角。

$o_p x_p y_p z_p$ 是翼伞伞体坐标系; $o_b x_b y_b z_b$ 是翼伞空投体坐标系。 l_x 、 l_y 和 l_z 是空投体尺寸。 l_{front} 和 l_{back} 分别是翼伞前后操纵绳长度; $l_{harness}$ 是连接绳长度。翼伞气动模型如式(1)~式(8)所示

$$C_L = C_L(\alpha_p, \delta_s) + C_{L_{da}} |\delta_a| \quad (1)$$

$$C_D^p = C_D^p(\alpha_p, \delta_s) + C_{D_{da}} |\delta_a| \quad (2)$$

$$C_X = (-C_D^p u_p + C_L w_p) / V_p \quad (3)$$

$$C_Y = C_{Y_p} \beta + C_{Y_r} (r_p b / 2V_p) + C_{Y_{da}} \delta_a \quad (4)$$

$$C_Z = (-C_D^p w_p - C_L u_p) / V_p \quad (5)$$

$$C_l = C_{l_p} \beta + C_{l_r} \frac{p_p b}{2V_p} + C_{l_r} \frac{r_p b}{2V_p} + C_{l_{da}} \delta_a \quad (6)$$

$$C_m = C_{m_{cl}}(\alpha_p, \delta_s) + C_{m_q} \frac{q_p c}{2V_p} + C_{m_{da}} |\delta_a| \quad (7)$$

$$C_n = C_{n_p} \beta + C_{n_p} \frac{p_p b}{2V_p} + C_{n_r} \frac{r_p b}{2V_p} + C_{n_{da}} \delta_a \quad (8)$$

式中, C_L 和 C_D^p 分别为升力系数和阻力系数; C_X 、 C_Y 和 C_Z 分别为伞体坐标系 $o_p x_p y_p z_p$ 各轴上的轴向力系数; C_l 、 C_m 和 C_n 分别为滚转力矩系数、俯仰力矩系数和偏航力矩系数; δ_s 为对称下偏量, δ_a 为非对称下偏量; p_p 、 q_p 、 r_p 为翼伞角速度在伞体坐标系 $o_p x_p y_p z_p$ 上的投影; u_p 、 v_p 、 w_p 为翼伞速度在伞体坐标系 $o_p x_p y_p z_p$ 上的投影; V_p 为翼伞速度的大小; α_p 为翼伞的迎角, β 为翼伞的侧滑角。

1.2 动力学与运动学模型

将翼伞系统视为一个刚体,分析翼伞的系统受力,得到翼伞系统质心运动的动力学方程如下

$$\begin{cases} \dot{V}_p = \frac{-D - mg \sin \theta}{m} \\ \dot{\varphi} = \frac{L \cos \gamma_v - Y \sin \gamma_v - mg \cos \theta}{m V_p \psi} \\ \dot{\psi} = \frac{-L \sin \gamma_v + Y \cos \gamma_v}{m V_p} \end{cases} \quad (9)$$

翼伞质心运动学方程如下

$$\begin{cases} \dot{x} = V_p \cos \varphi \cos \psi \\ \dot{y} = V_p \cos \varphi \sin \psi \\ \dot{z} = -V_p \sin \varphi \end{cases} \quad (10)$$

式中, V_p 为翼伞飞行速度; L 、 D 、 Y 分别为作用在翼伞上的气动升力、阻力和侧力; φ 和 ψ 分别为翼伞航迹倾角和航迹偏角; γ_v 为速度倾斜角。以翼伞模型为基础,建立翼伞航迹跟踪方法。

2 基于MPC的翼伞航迹跟踪控制方法

MPC是一种在满足一定约束条件的前提下,被用来实现过程控制的先进方法,它的实现依赖于过程的动态模型。

它是一种基于模型的控制方法,首先需要建立一个预测模型,该模型能够描述系统未来的行为和状态。然后,根据该模型,可以预测未来的系统输出,并根据预测结果生成控制指令,调整系统的输入和输出,以实现系统的优化和控制。相较于传统的PID控制,MPC具有更强的鲁棒性和适应性,能够更好地处理复杂的系统和环境变化,它致力于将更长时间跨度甚至无穷时间的最优化控制问题,分解为若干更短时间跨度或者有限时间跨度的最优化控制问题,并且在一定程度上仍然追求最优解。翼伞MPC控制如图2所示。

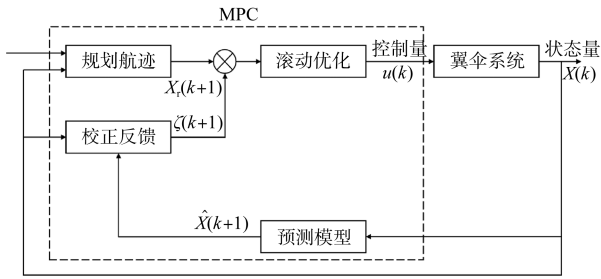


图2 翼伞MPC控制

Fig.2 Parafoil MPC control

2.1 运动质点模型

将 V_p 替换为 v 。基于式(9)和式(10)所示的翼伞动力学和运动学模型,建立非线性状态方程

$$\begin{cases} \dot{x} = v \cos \varphi \cos \psi \\ \dot{y} = v \cos \varphi \sin \psi \\ \dot{z} = -v \sin \varphi \\ \dot{\varphi} = u \\ \dot{\psi} = w \end{cases} \quad (11)$$

定义翼伞系统的状态量为 $[x, y, z, \varphi, \psi]^T$, 控制量为 $[v, u, w]^T$ 。对式(11)做近似线性化处理

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} \\ v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} \\ -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \\ u_{\text{ref}} \\ w_{\text{ref}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} \\ 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} \\ 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x - x_{\text{ref}} \\ y - y_{\text{ref}} \\ z - z_{\text{ref}} \\ \varphi - \varphi_{\text{ref}} \\ \psi - \psi_{\text{ref}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v - v_{\text{ref}} \\ u - u_{\text{ref}} \\ w - w_{\text{ref}} \end{bmatrix} \quad (12)$$

记

$$X_{\text{ref}} = \begin{bmatrix} v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} \\ v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} \\ -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \\ u_{\text{ref}} \\ w_{\text{ref}} \end{bmatrix} \quad (13)$$

由式(12)与式(13)可得

$$\dot{\hat{X}} = A\hat{X} + B\hat{u} \quad (14)$$

其中

$$\hat{X} = \begin{bmatrix} x - x_{\text{ref}} \\ y - y_{\text{ref}} \\ z - z_{\text{ref}} \\ \varphi - \varphi_{\text{ref}} \\ \psi - \psi_{\text{ref}} \end{bmatrix}, \hat{u} = \begin{bmatrix} v - v_{\text{ref}} \\ u - u_{\text{ref}} \\ w - w_{\text{ref}} \end{bmatrix}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} \\ 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} \\ 0 & 0 & 0 & -v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \cos \psi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ v_{\text{ref}} \cos \varphi_{\text{ref}} \sin \psi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ -v_{\text{ref}} \sin \varphi_{\text{ref}} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

线性化完成之后,形成连续的线性运动学模型,采用欧拉前项差分法将模型离散化

$$\dot{\hat{X}} = \frac{\hat{X}(k+1) - \hat{X}(k)}{T} = A\hat{X}(k) + B\hat{u}(k) \quad (15)$$

对式(15)变换可得

$$\hat{X}(k+1) = (I + TA)\hat{X}(k) + TB\hat{u}(k) \quad (16)$$

整理得到运动学模型的离散化线性表达式

$$\hat{X}(k+1) = \hat{A}\hat{X}(k) + \hat{B}\hat{u}(k) \quad (17)$$

式中, $\hat{A} = I + TA$, $\hat{B} = TB$, $\hat{A}$ 与 $\hat{B}$ 为时变矩阵。

2.2 预测模型

为预测下一时刻与当前时刻的状态关系与趋势,将当前状态量与上一时刻的控制量进行组合,作为新的状态量输入,形成预测方程。

$$\varsigma(k) = \begin{bmatrix} \hat{X}(k) \\ \hat{u}(k-1) \end{bmatrix} \quad (18)$$

根据式(18),可得线性齐次的矩阵表达式

$$\varsigma(k+1) = \tilde{A} \cdot \hat{X}(k) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k) \quad (19)$$

式中, $\tilde{A} = \begin{bmatrix} \hat{A}(k) & \hat{B}(k) \\ O_{m \times n} & I_m \end{bmatrix}$, $\tilde{B} = \begin{bmatrix} \hat{B}(k) \\ I_m \end{bmatrix}$ 。 m 为控制量个数, n

为状态量个数。

根据离散化的预测方程,结合预测时域和控制时域,结合式(19)列项如下

$$\begin{cases} s(k+1) = \tilde{A} \cdot \hat{X}(k) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k) \\ s(k+2) = \tilde{A} \cdot \hat{X}(k+1) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k+1) = \\ \quad \tilde{A}^2 \cdot \hat{X}(k) + \tilde{A}\tilde{B} \cdot \Delta u(k) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k+1) \\ s(k+3) = \tilde{A} \cdot \hat{X}(k+2) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k+2) = \\ \quad \tilde{A}^3 \cdot \hat{X}(k) + \tilde{A}^2\tilde{B} \cdot \Delta u(k) + \\ \quad \tilde{A}\tilde{B} \cdot \Delta u(k+1) + \tilde{B} \cdot \Delta u(k+2) \end{cases} \quad (20)$$

将式(20)转换成矢量形式

$$\xi = \Theta \cdot s(k) + \Phi \cdot \Delta u(k) \quad (21)$$

其中,

$$\xi = [s(k+1), s(k+2), \dots, s(k+N_p)]^T \quad (22)$$

$$\Theta = [\tilde{A}, \tilde{A}^2, \dots, \tilde{A}^{N_p}]^T \quad (23)$$

$$\Phi = \begin{bmatrix} \tilde{B} & 0 & \dots & 0 \\ \tilde{A}\tilde{B} & \tilde{B} & \dots & 0 \\ \tilde{A}^2\tilde{B} & \tilde{A}\tilde{B} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ \tilde{A}^{N_p-1}\tilde{B} & \tilde{A}^{N_p-2}\tilde{B} & \dots & \tilde{A}^{N_p-N_c-1}\tilde{B} \end{bmatrix}^T \quad (24)$$

式中, N_p 为预测时域, N_c 为控制时域。

令 $\xi(k) = C \cdot s(k)$, 其中 $C = [I_n, 0]$, n 为状态量个数, 则系数矩阵更新如下

$$\begin{cases} \Theta = C \cdot \Theta \\ \Phi = C \cdot \Phi \end{cases} \quad (25)$$

2.3 目标函数

目标函数的选取基于两个优化原则:(1)翼伞的位置尽量靠近参考路径,以实现跟踪的目的;(2)翼伞控制量变化率尽量小,以保证速度变化的流畅性。基于此原则构造代价函数如下

$$J = \sum \|\xi - \xi_{\text{ref}}\|_Q^2 + \sum \|\Delta u\|_R^2 + \rho \varepsilon^2 \quad (26)$$

式中, Q 和 R 为权重系数。 $\rho \varepsilon^2$ 为松弛因子系数。加入以上系数可以保证方程有解,也便于凑式计算。

将目标函数转换成二次规划的形式,并将预测方程代入代价函数,矩阵方程凑式成标准的二次规划形式如下

$$f = \frac{1}{2} X^T H X + f^T X \quad (27)$$

$$\text{式中, } X = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \varepsilon \end{bmatrix}, H = 2 \cdot \begin{bmatrix} \Phi^T Q \Phi & 0 \\ 0 & \rho \end{bmatrix}, f = \begin{bmatrix} 2E^T Q \Phi \\ 0 \end{bmatrix}, E = \Theta s。$$

控制量遵循以下约束

$$\begin{cases} u_{\min} < u(k) < u_{\max} \\ \Delta u_{\min} < \Delta u(k) < \Delta u_{\max} \end{cases} \quad (28)$$

3 数值仿真及分析

3.1 仿真条件

根据翼伞滑翔比约束,将翼伞的飞行范围限制在横向距离40km、侧向距离40km、高度7km内;翼伞速度不超过50m/s,风速10m/s;设置不确定性条件包括不同威胁区、地形条件以及不同风场条件;设置控制精度目标在200m以内。仿真所设置的风场、地形和威胁区如图3和图4所示。

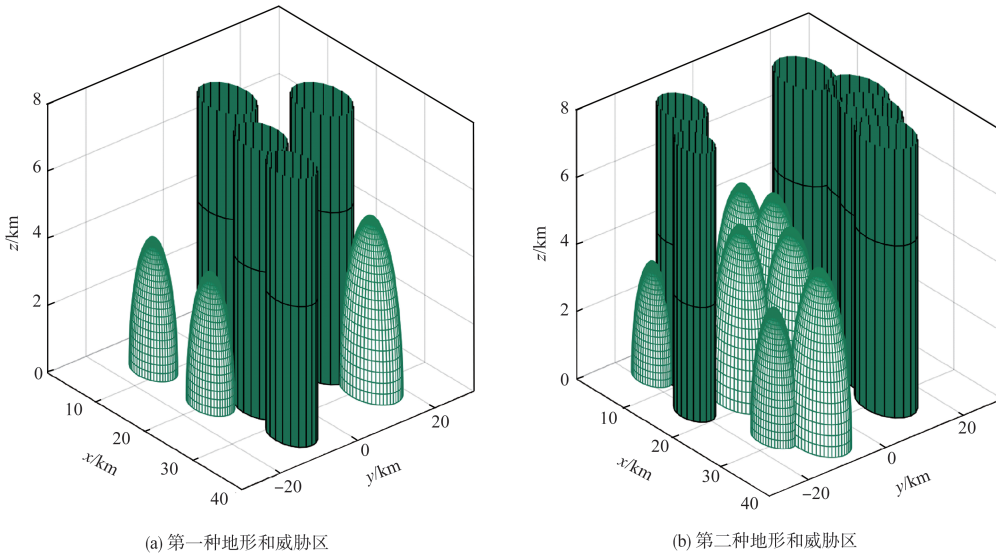
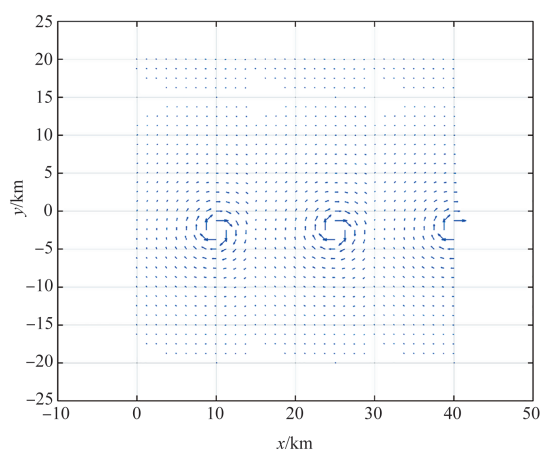
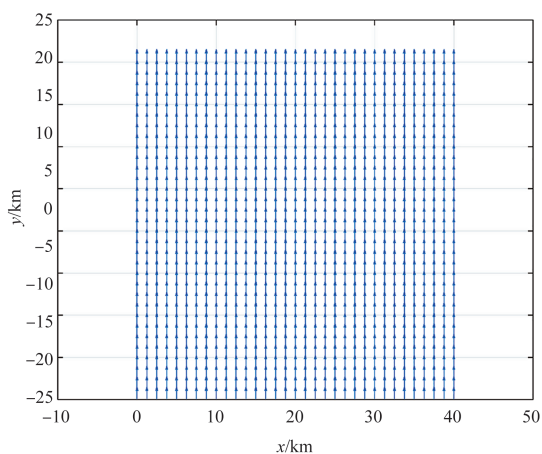


图3 地形和威胁区示意图

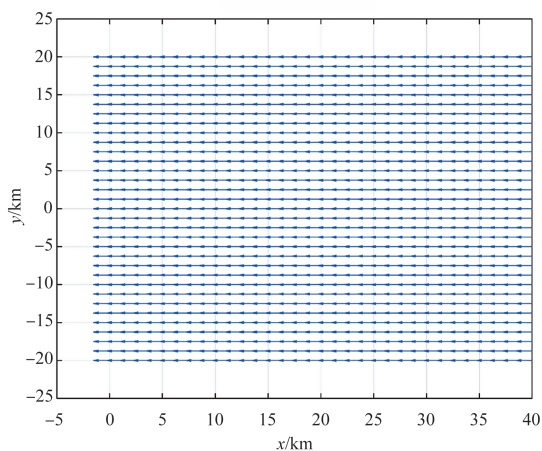
Fig.3 Schematic diagram of terrains and threat areas



(a) 旋转风场



(b) 侧风场



(c) 逆风场

图4 风场横截面示意图

Fig.4 Schematic diagram of wind field cross-section

预设的翼伞初位置、末位置及外部条件见表1。

3.2 仿真结果

根据表1条件组成的两组不同条件组合的翼伞航迹规

表1 翼伞仿真条件

Table 1 Simulation conditions for parafoil

地形威胁区	风场	投放位置/km	落点位置/km
1	旋转风	[0, 20, 7]	[40, 5, 0]
2	旋转风	[0, 20, 7]	[40, 5, 0]
2	侧风	[0, 20, 7]	[40, 5, 0]
	逆风	[0, 20, 7]	[40, 5, 0]

划仿真结果。仿真1:翼伞在相同风场条件,不同威胁区、地形情况下的航迹跟踪对比,该对比仿真均处于侧风场影响下,由同一投放点飞行至同一落点。仿真2:翼伞在不同风场条件,相同威胁区、地形情况下的航迹跟踪对比,航迹均处于第二种地形、威胁区下。

3.3 结果分析

图3(a)与图3(b)显示了两种不同形式的威胁区和地形分布,以圆柱面模拟威胁区,以二次曲面模拟不同高度的山脉等地形。采用基于原始自然算法的翼伞航迹规划方法规划的航迹应当以一定的安全距离完全避开威胁区与地形,由于第二种威胁区与地形更为复杂,所以在后续仿真2对比中采用第二种威胁区与地形。

图4显示了三种不同的风场分布的横截面,即旋转风场、侧风场以及逆风场。以不同的威胁区、地形以及随机风场来模拟环境的不确定性。

在仿真1的对比中,图5和图6所示的翼伞航迹处于相同的侧风场,两种不同的威胁区和地形,可以看出在满足最短距离、最短时间、最小转弯半径等约束条件下,本文所研究的翼伞航迹跟踪控制方法能够较为准确地跟踪所规划出的最优航迹,能够在误差范围内到达目标点,同时较好地对翼伞速度和加速度指令进行了跟踪,并将误差控制在可控范围内。

在仿真2的对比中,图7显示了翼伞在三种不同风场条件下的航迹跟踪对比,可以看出所设计的航迹跟踪控制方法能够充分利用风场对翼伞进行控制并能够较为准确地跟踪所规划的航迹,最终可以在误差范围内到达预设的落点,落点误差均在10m以内。

4 结束语

本文采用基于模型预测的翼伞航迹跟踪控制方法对多种外部情况下的翼伞进行最优航迹跟踪与飞行仿真,综合考虑了飞行禁区、气象威胁等多种威胁的飞行环境以及精确空投系统自身的动力学特性,实现了对翼伞航迹的精确

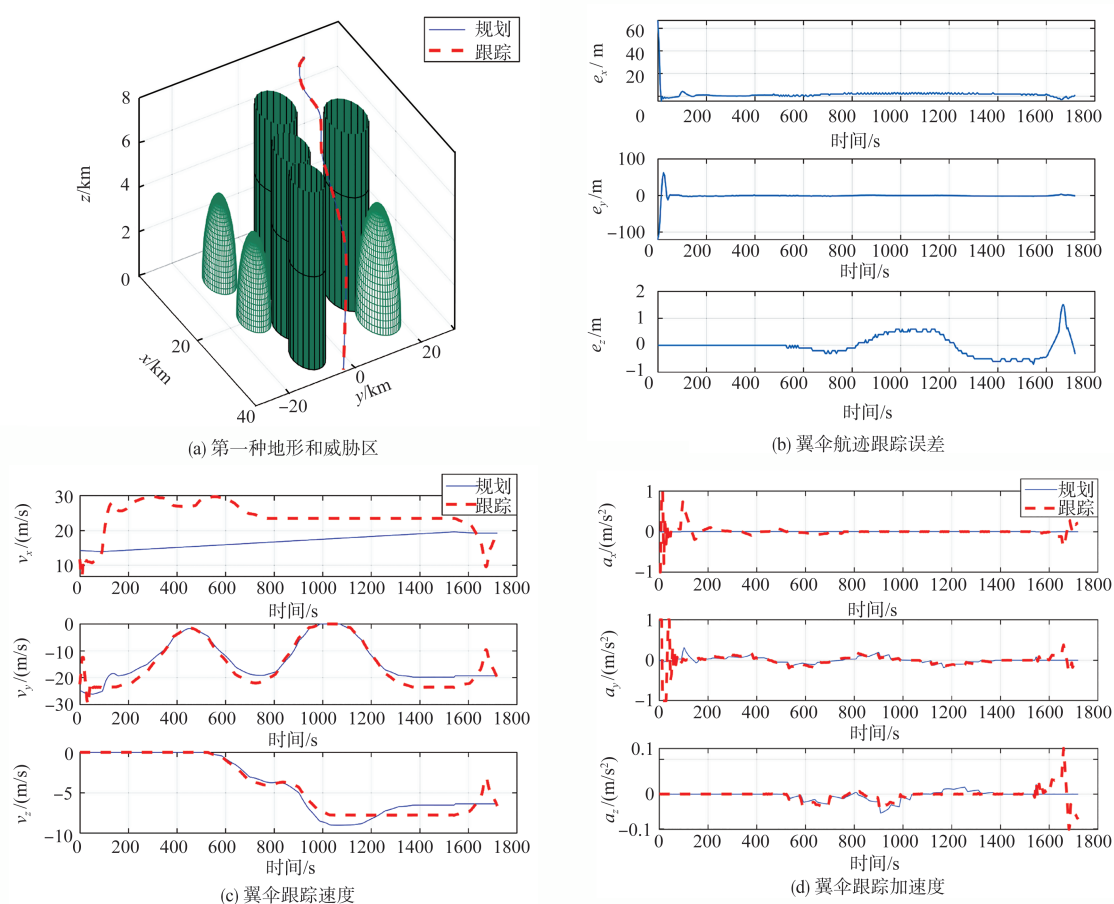


图5 翼伞航迹跟踪示意图(第一种地形、威胁区)

Fig.5 Schematic diagram of parafoil trajectory tracking (in the first type of terrains and threat areas)

跟踪,最终能够满足落点精度,说明在随机外界环境下,运用该方法能够快速高效高精度地跟踪翼伞最优航迹。该方法可应用于翼伞在真实环境中的飞行航迹跟踪,具有一定的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] 熊菁,程文科,秦子增.基于Serret-Frenet坐标系的翼伞系统轨迹跟踪控制[J].动力学与控制学报,2005,3(2): 87-91.
Xiong Jing, Cheng Wenke, Qin Zizeng. Path-following of parafoil system based on serret-frenet[J]. Journal of Dynamics and Control, 2005, 3(2): 87-91.(in Chinese)
- [2] 刘琦,陈猛,庞桂林,等.基于PID控制的翼伞归航技术研究[C].第五届中国航空学会青年科技论坛,2012: 284-289.
Liu Qi, Chen Meng, Pang Guilin, et al. Study on the parafoil homing technology based on the PID control[C]. 5th CSAA Science and Technique Youth Forum, 2012: 284-289. (in

Chinese)

- [3] Jann T. Advanced features for autonomous parafoil guidance, navigation and control[R]. AIAA 2005-16428, 2005.
- [4] 胡文治,陈建平,张红英,等.翼伞空投系统的动力学建模与飞行控制仿真[J].航空计算技术,2017,47(3): 70-73.
Hu Wenzhi, Chen Jianping, Zhang Hongying, et al. Dynamic modeling and flight control simulation of parafoil aerial delivery systems[J]. Aeronautical Computing Technique, 2017, 47(3): 70-73. (in Chinese)
- [5] Ward M, Culpepper S, Costello M. Parafoil control using payload weight shift[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 204-215.
- [6] 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.
Zhu Erlin, Zhang Xinghui. Design and application of fuzzy controller in parafoil airdrop system[J]. Electronic Measure-

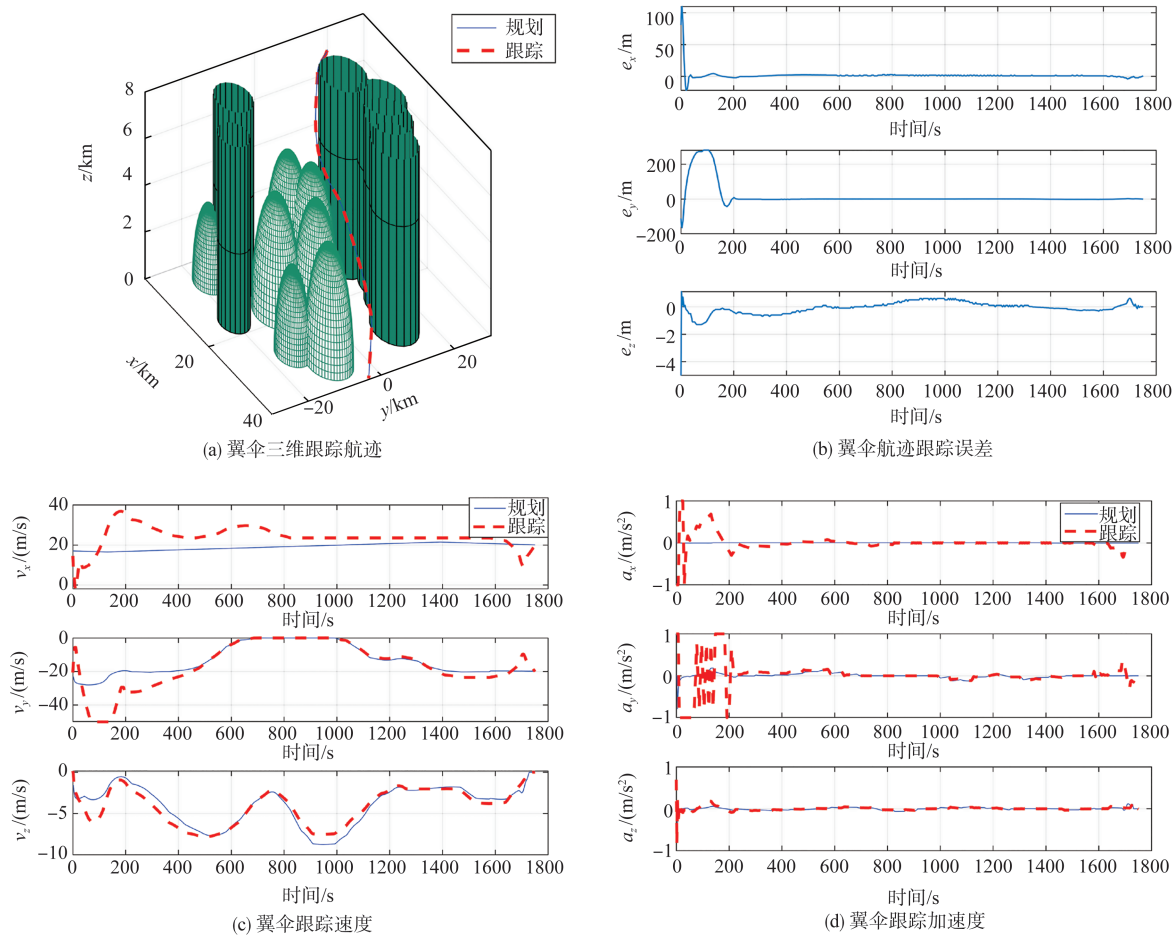


图6 翼伞航迹跟踪示意图(第二种地形、威胁区)

Fig.6 Schematic diagram of parafoil trajectory tracking (in the second type of terrains and threat areas)

ment Technology, 2011, 34(4): 46-49. (in Chinese)

- [7] 钱克昌, 陈自力, 李建. 基于动态逆的动力翼伞自主飞行控制方法[J]. 控制工程, 2011, 18(2): 178-180.

Qian Kechang, Chen Zili, Li Jian. Autonomous flight control method of powered paraglider based on dynamic inversion[J]. Control Engineering of China, 2011, 18(2): 178-180. (in Chinese)

- [8] 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.

Xie Yarong, Wu Qingxian, Jiang Changsheng. Trajectory tracking of parafoil using fdo based nonlinear predictive control [J]. Electronics Optics and Control, 2011, 18(7): 72-76. (in Chinese)

- [9] 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): 1-8.

Li Yongxin, Chen Zengqiang, Sun Qinglin. Flight path tracking of a parafoil system based on the switching between fuzzy control and predictive control[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2012, 7(6): 1-8. (in Chinese)

- [10] Slegers N J, Yakimenko O A. Optimal control for terminal guidance of autonomous parafoils[R]. AIAA 2009-2958, 2009.

- [11] Benjamin S C. Adaptive control of a 10K parafoil system[R]. AIAA 2015-2107, 2107.

- [12] 陶金, 孙青林, 陈增强. 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 Jin, Sun Qinglin, Chen Zengqiang. ladrc-based trajectory tracking control for a parafoil system[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2018, 39(3): 510-516. (in Chinese)

- [13] Carlos M, Mark C. Avoiding lockout instability for towed parafoil systems[J]. Journal of Guidance, Control, and

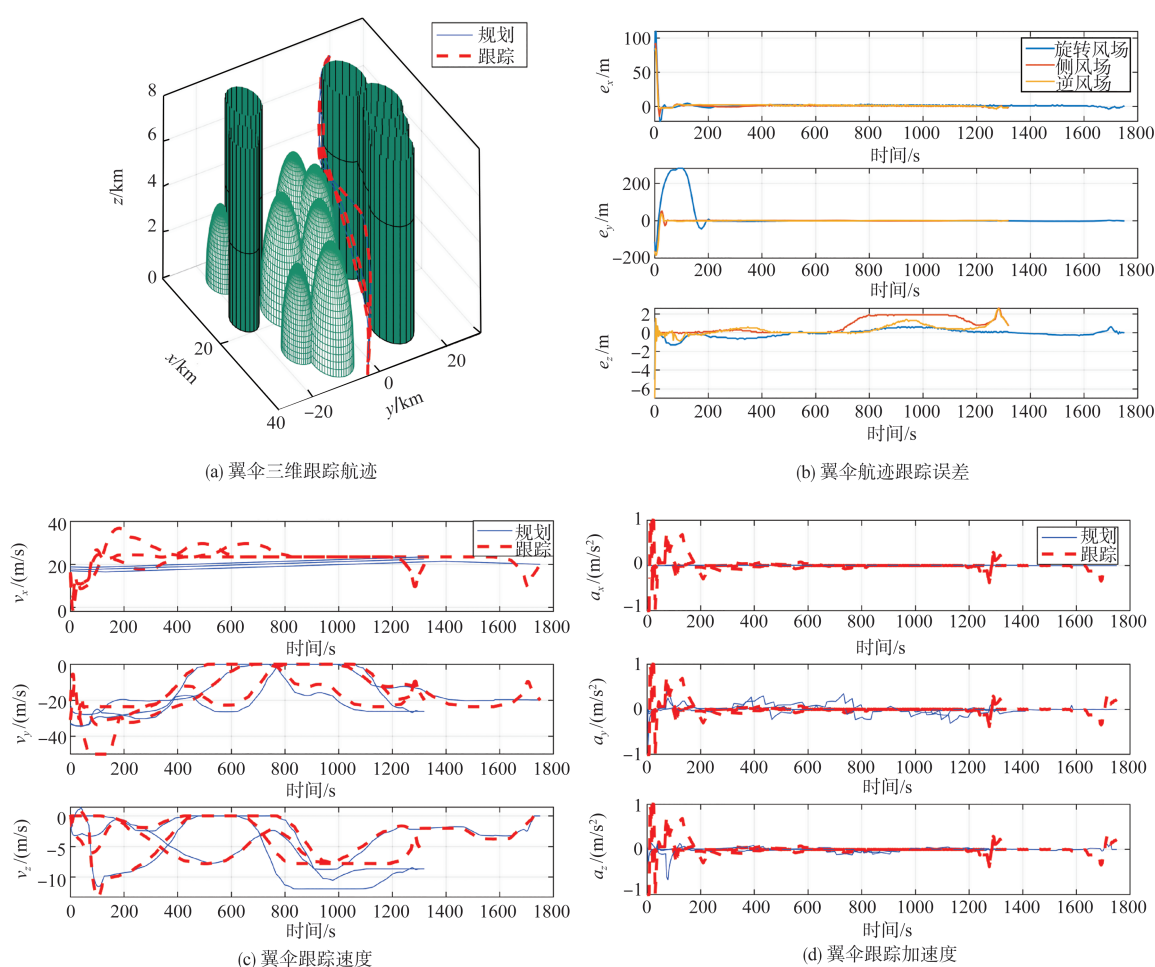


图7 翼伞在不同风场下的航迹跟踪对比

Fig.7 Comparison of parafoil trajectory tracking in different wind fields

Dynamics, 2016, 39(5): 985-995.

- [14] Cacan M, Costello M. Adaptive control of precision guided airdrop systems with highly uncertain dynamics[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(5): 1025-1035.
- [15] 张昊, 陈自力, 蔚建斌, 等. 基于反步法的无人翼伞航迹跟踪控制[J]. 火力与指挥控制, 2017, 42(9): 88-92.
- Zhang Hao, Chen Zili, Wei Jianbin, et al. Trajectory tracking control for unmanned parafoil vehicle based on backstepping method[J]. Fire Control and Command Control, 2017, 42(9): 88-92. (in Chinese)
- [16] 张昊, 陈自力, 蔚建斌, 等. 基于干扰观测器的无人翼伞反步控制方法[J]. 火力与指挥控制, 2017, 42(10): 5-9.
- Zhang Hao, Chen Zili, Wei Jianbin, et al. Backstepping control method based on disturbance observer for unmanned parafoil

vehicle[J]. Fire Control and Command Control, 2017, 42(10): 5-9. (in Chinese)

- [17] 孙青林, 陈赛, 孙昊, 等. 复杂扰动下的动力翼伞轨迹跟踪控制[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2019, 40(7): 1319-1326.
- Sun Qinglin, Chen Sai, Sun Hao, et al. Trajectory tracking control of powered parafoil under complex disturbances[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2019, 40(7): 1319-1326. (in Chinese)
- [18] 赵令公, 贺卫亮, 赵志高, 等. 基于迭代反馈调参的伞翼飞行器无模型自适应控制方法研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(1): 51-60.
- Zhao Linggong, He Weiliang, Zhao Zhigao, et al. Study of ift-mfac method for parafoil systems[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(1): 51-60. (in Chinese)

Parafoil Trajectory Tracking Based on Model Predictive Control

Li Zhihan¹, Nan Ying¹, Wan Jincheng²

1. *Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

2. *AVIC Aerospace Life-Support Industries, Co., LTD., Xiangyang 441003, China*

Abstract: A parafoil is an umbrella-like device that can be unfolded in the air and folded on the ground. Its inherent high instability and complex aerodynamic characteristics pose significant challenges for parafoil control. This paper proposed a parafoil trajectory tracking control method based on Model Predictive Control (MPC). First, a kinematic and dynamic model of the parafoil is established, including the state variables such as position, velocity, acceleration, and the aerodynamic forces and moments acting on the parafoil's motion. Then, the model predictive control method is employed to predict the parafoil's behavior using the known parafoil model and environmental model, and the optimal control inputs are calculated through an optimization algorithm to achieve parafoil trajectory tracking control. Finally, the effectiveness of the proposed control method is verified through simulation experiments. Compared to traditional parafoil tracking methods, the method proposed in this paper shows better tracking performance. This method can effectively suppress the influence on external disturbances, has good control accuracy and robustness, and has certain engineering application value.

Key Words: parafoil; MPC; trajectory tracking; optimization algorithm; simulation

Received: 2023-09-14; **Revised:** 2024-01-05; **Accepted:** 2024-02-02

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201929052002)