

伞翼飞行器测控一体化设计研究

甘泽, 曾文应, 杜钰舰, 刘孟群, 贺卫亮*

北京航空航天大学宇航学院, 北京

收稿日期: 2024年3月28日; 录用日期: 2024年6月12日; 发布日期: 2024年6月24日

摘要

针对伞翼飞行器柔性大变形、非线性控制的特殊性和复杂性问题, 本文提出了一种测控一体化设计方法。将传统机载飞控中的大部分飞行控制软件移植到地面站, 利用地面站的软硬件资源实现飞行控制解算, 并通过测控链路, 将飞控指令上传至机载飞控端。这种一体化设计方法不仅简化了机载飞控端硬件设计的难度, 而且充分利用了地面站软件和硬件的能力, 使飞控能力更加强大便捷。为此, 本文首先建立了伞翼飞行器的六自由度动力学模型, 根据水平通道和垂直通道控制的需求, 分别实现了LADRC控制器, 完成了测控一体化中飞控软硬件及地面站软件的研制。仿真模拟和飞行试验结果表明, 所设计的测控一体化方案能够有效地实现伞翼飞行器的自主飞行控制。

关键词

伞翼飞行器, 飞控, 测控, LADRC, 自主飞行

Research on the Integrated Design of TT & C of Parafoil-Craft

Ze Gan, Wenying Zeng, Yujian Du, Mengqun Liu, Weiliang He*

School of Astronautics, Beihang University, Beijing

Received: Mar. 28th, 2024; accepted: Jun. 12th, 2024; published: Jun. 24th, 2024

Abstract

In order to solve the particularity and complexity of the nonlinear control of flexible and large deformation of parafoil-craft, an integrated design method of TT & C was proposed in this paper. Most of the flight control software in the traditional airborne flight control is transplanted to the ground station, the flight control solution is realized by using the software and hardware resources of the

*通讯作者。

ground station, and the flight control instructions are uploaded to the airborne flight control terminal through the TT & C link. This integrated design method not only simplifies the difficulty of designing the hardware of the airborne flight control terminal, but also makes full use of the software and hardware capabilities of the ground station to make the flight control capability more powerful and convenient. To this end, this paper first establishes a 6-DOF dynamic model of parafoil-craft, implements LADRC controllers according to the requirements of horizontal channel and vertical channel control, and completes the development of a software and hardware system of flight control and ground station software in integrated TT & C. The simulation and flight test results show that the designed integrated TT & C scheme can effectively realize the autonomous flight control of the parafoil-craft.

Keywords

Parafoil-Craft, Flight Control, TT & C, LADRC, Autonomous Flight

Copyright © 2024 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

伞翼飞行器作为一种柔性飞行器, 在进行动力学建模和设计自主飞行控制器时有如下特点: 通过舵机控制操纵伞绳使得伞翼面柔性结构局部变形, 形成非对称气动外形, 产生滚转、偏航、俯仰等机动特征[1]; 控制周期与响应时间较长, 在控制周期和延迟响应时间内, 伞翼面出现柔性大变形, 变形对气动力的影响具有强烈的非线性和不确定性, 难以通过精确动力学建模得到[2]; 伞翼完全展开时具备良好的姿态稳定特征, 能在不施加控制的情况下稳定滑翔。

本文在建立动力学模型的基础上, 基于 LADRC 理论, 进行自主飞行控制器设计, 并通过仿真验证控制方法的可行性。根据伞翼飞行器的动力学特性, 将自主飞行控制解算功能转移至地面站软件, 通过稳定测控链路实现自主飞行。飞行试验结果表明, 测控一体化能有效地实现伞翼飞行器的自主飞行控制。

2. 伞翼飞行器六自由度动力学建模

2.1. 坐标系定义

伞翼飞行器按照柔性伞翼与刚性机身之间的约束关系建立六自由度动力学模型[3], 建立伞翼飞行器六自由度模型使用到 4 个坐标系:

1) 大地坐标系 S_g : 原点位于初始时刻关节 C 处, X_g 轴指向当地正北方向, Z_g 轴指向地心, Y_g 轴由右手定则确定。

2) 气流坐标系 S_a : 原点位于伞翼压心, X_a 轴指向来流方向, Z_a 轴指向伞翼下翼面, Y_a 轴由右手定则确定。

3) 柔性伞翼坐标系 S_p : 原点位于伞翼质心, X_p 轴指向伞翼前缘, Z_p 轴垂直伞翼面向下, Y_p 轴由右手定则确定。

4) 伞翼飞行器体坐标系 S_c : 原点位于系统质心 G, X_c 轴指向当地正北方向, Z_c 轴指向地心, Y_c 轴由右手定则确定。伞翼 - 吊舱系统六自由度模型如图 1 所示。

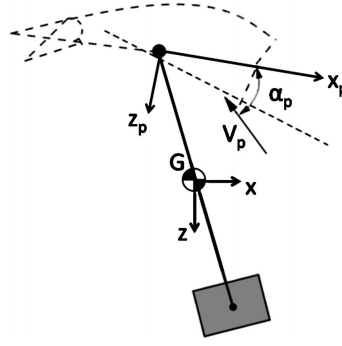


Figure 1. Model of a parafoil-craft with 6-DOF

图 1. 伞翼飞行器六自由度模型

2.2. 动力学建模

设伞翼-载荷系统质心位置矢量 \mathbf{X}_{cm} 、速度矢量 \mathbf{V}_{cm} 、系统旋转角速度矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 、 S_c 坐标系到 S_g 的转换矩阵 \mathbf{T}_{gc} 、飞行器相对于参考系 S_g 的欧拉角 (φ, θ, ψ) 。

根据物体在本体系下角速度和惯性系下欧拉角变化率关系, 可得到公式(1) [4]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_\theta t_\theta & c_\theta t_\theta \\ 0 & c_\theta & -s_\theta \\ 0 & s_\theta/c_\theta & c_\theta/c_\theta \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \quad (1)$$

其中, s_θ 是 $\sin(\theta)$ 简写; c_θ 是 $\cos(\theta)$ 简写; φ 是飞行器滚转角; θ 是飞行器俯仰角; ψ 是飞行器偏航角。

为计算作用在系统上的气动力, 必须确定有效载荷质心的速度 \mathbf{V}_b 、伞翼质心的速度 \mathbf{V}_p , 两者计算公式如公式(2)所示:

$$\begin{cases} \mathbf{V}_b = \mathbf{V}_{cm}^b + \boldsymbol{\Omega} \mathbf{X}_{gb} \\ \mathbf{V}_p = \mathbf{V}_{cm}^b + \boldsymbol{\Omega} \mathbf{X}_{gp} \end{cases} \quad (2)$$

其中, \mathbf{X}_{gb} 是系统质心 G 到载荷质心 b 的位置矢量在 S_g 坐标系的投影; \mathbf{X}_{gp} 是系统质心 G 到载荷质心 p 的位置矢量在 S_g 坐标系的投影; $\boldsymbol{\Omega}$ 是 $\boldsymbol{\omega}$ 的叉乘矩阵。

系统的质心加速度 \mathbf{a}_{cm} 为:

$$\mathbf{a}_{cm} = \dot{\mathbf{V}}_{cm}^b + \boldsymbol{\Omega} \mathbf{V}_{cm}^b \quad (3)$$

伞翼-载荷系统受的外力有伞翼受气动力 \mathbf{F}_p^A 、载荷受气动力 \mathbf{F}_b^A 、重力 \mathbf{W} 、推力 \mathbf{T} 、伞翼气动力矩 \mathbf{M}_p^A , 此外还考虑附加质量 \mathbf{M}_F 、附加转动惯量 \mathbf{I}_F 引起的流体对伞翼的作用力 \mathbf{F}_{app} [5]。

对系统质心 G 列力平衡方程得到:

$$(\mathbf{M} + \mathbf{M}_F) \dot{\mathbf{V}}_{cm}^b = \mathbf{F}_p^A + \mathbf{F}_b^A + \mathbf{W} + \mathbf{T} - \boldsymbol{\Omega} \mathbf{M}_F \mathbf{V}_p - (\mathbf{M} + \mathbf{M}_F) \boldsymbol{\Omega} \mathbf{V}_{cm}^b \quad (4)$$

对系统质心 G 列力矩平衡方程得到:

$$\mathbf{R}_{gp} \mathbf{M}_F \dot{\mathbf{V}}_{cm}^b + (\mathbf{I} + \mathbf{I}_F) \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{M}_p^A - \mathbf{L}_p \mathbf{M}_F \mathbf{V}_p + \mathbf{R}_{gp} \mathbf{F}_p^A - \mathbf{R}_{gp} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{M}_F \mathbf{V}_p + \mathbf{R}_{gb} \mathbf{F}_b^A - \boldsymbol{\Omega} (\mathbf{I} + \mathbf{I}_F) \boldsymbol{\omega} \quad (5)$$

其中, \mathbf{M}_{app} 是由附加转动惯量 \mathbf{I}_F 引起的力矩; \mathbf{M}_p^A 是伞翼气动力矩; \mathbf{R}_{gp} 与 \mathbf{R}_{gb} 分别是 \mathbf{X}_{gp} 和 \mathbf{X}_{gb} 的叉乘矩阵; \mathbf{I} 是系统在 S_g 坐标系下的惯量矩阵; \mathbf{L}_p 是 \mathbf{V}_p 的叉乘矩阵 [6]。

最后, 将力平衡公式(4)、力矩平衡公式(5)联立, 得到六自由度伞翼飞行器的动力学模型公式 [7], 写成矩阵形式得到公式(6):

$$\begin{bmatrix} M + M_F & 0 \\ R_{gp} M_F & I + I_F \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_{cm}^b \\ \dot{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W + F_p^A + F_b^A + T \\ M_p^A - L_p M_F V_p + R_{gp} F_p^A + R_{gb} T \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$+ \begin{bmatrix} -\Omega M_F V_p - (M + M_F) \Omega V_{cm}^b \\ -R_{gp} \Omega M_F V + R_{gb} F_b^A - \Omega (I + I_F) \omega \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} S_{F_p^A} \\ S_{M_p^A} + R_{gp} S_{F_p^A} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_s \end{bmatrix}$$

其中, δ_a 是伞翼非对称襟翼偏转; δ_s 是伞翼对称襟翼偏转; $S_{F_p^A}$ 是与伞翼气动力变化量有关的矩阵; $S_{M_p^A}$ 是与伞翼气动力矩变化量有关的矩阵[8]。

3. 测控一体化设计

3.1. 总体设计

测控一体化方案结构如图 2 所示。

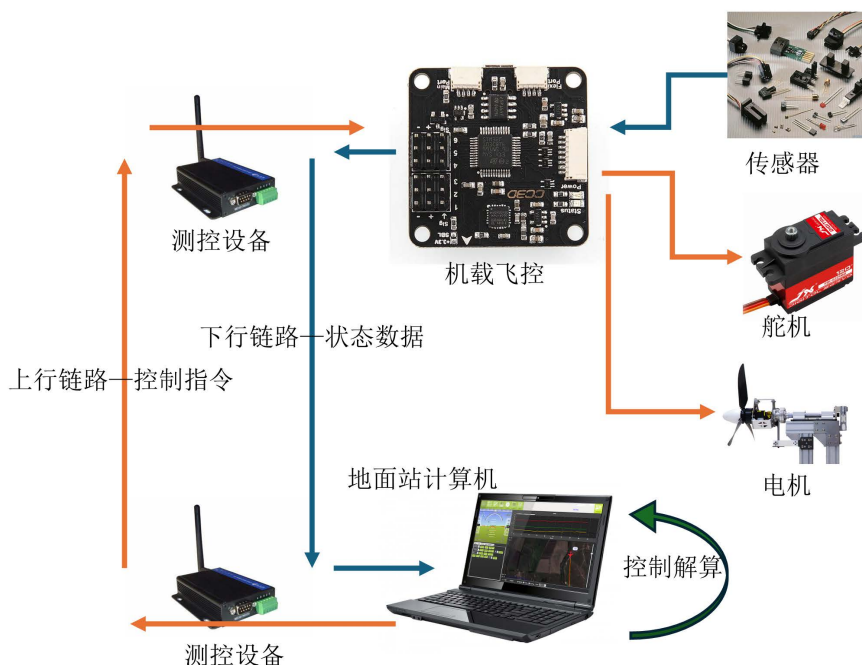


Figure 2. Integrated design scheme diagram of flight control and TT & C
图 2. 飞控测控一体化设计示意图

机载飞控的主要功能是采集传感器数据、与测控设备通信、控制舵机与电机;地面站软件的主要功能是接收飞控下传数据、提供交互界面、解算自主飞行控制量、发送控制指令;测控设备为机载飞控与地面站计算机提供数据传输通道。三者协同工作实现飞控测控一体化。

3.2. 基于 LADRC 控制理论的自主飞行控制器设计

考虑到伞翼飞行器控制模型柔性大变形和非线性特征,以及飞行过程中受突风影响,因此,常采用 LADRC (线性自抗扰控制)设计无人机自主飞行控制器[9]-[15]。

伞翼飞行器水平及垂直通道相互耦合。根据伞翼飞行器的飞行与控制特点,左右舵面控制的机理是伞翼面气动外形改变形成非对称气动力的作用,导致伞翼左右转弯飞行,而非对称气动力主要体现在气动外形改变一侧的阻力增大并占主导地位。这样伞翼飞行器在转弯机动过程中,偏航与滚转的耦合作用

主要体现在偏航运动。另外，伞翼飞行器的俯仰方向运动主要依靠螺旋桨推力进行俯仰调节。因此，为简化起见，认为控制舵机行程只影响飞行器水平飞行轨迹，电机产生的推力也只影响飞行器的垂直通道高度[16]。

3.2.1. 水平通道自主控制

在实现水平通道轨迹跟踪时，制导部分使用 L1 制导率[17]。L1 制导率是在期望路径上选取参考点，根据这个参考点和当前水平速度计算出期望水平加速度。

使用 L1 制导率时，首先计算期望水平加速度 a_T ，再根据 $a_T = \dot{\psi}_T^2 R$ 计算得到目标偏航角变化率 $\dot{\psi}_T$ ，其中 R 是期望轨迹半径。

$\dot{\psi}_T$ 作为水平通道 LADRC 控制器输入，得到舵机双侧下拉偏差 δ_a ，再经过动力学模型输出得到实时水平位置与水平速度。水平通道控制逻辑如图 3 所示。

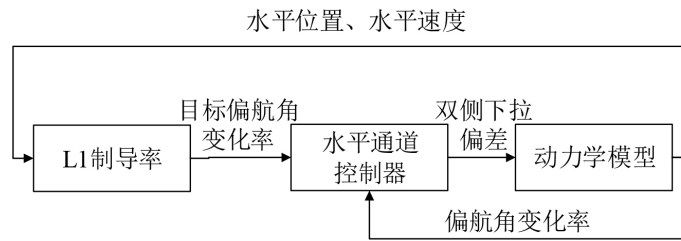


Figure 3. Horizontal channel control logic
图 3. 水平通道控制逻辑

根据伞翼飞行器六自由度动力学模型有公式(7) [18]:

$$\dot{\psi} = \frac{s_\varphi}{c_\varphi} \omega(2) + \frac{c_\varphi}{c_\theta} \omega(3) \quad (7)$$

结合六自由度动力学模型关于 $\dot{\omega}$ 和 δ_a 的表达式，建立 $\dot{\psi}$ 的一阶 LADRC 控制器，如公式(8)所示:

$$\ddot{\psi} = f + b_0 \delta_a \quad (8)$$

其中， f 是总扰动，于是建立一阶扩张状态观测器表达式，如公式(9)所示:

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - \dot{\psi} \\ \dot{z}_1 = z_2 + b_0 \delta_a - \beta_1 e_1 \\ \dot{z}_2 = -\beta_2 e_1 \end{cases} \quad (9)$$

其中， z_1 是偏航角变化率 $\dot{\psi}$ 的观测值； e_1 是 z_1 与 $\dot{\psi}$ 的偏差。

3.2.2. 垂直通道自主控制

为实现垂直通道自主飞行，利用动力学方程将推力与垂直高度联系起来，建立垂直通道 LADRC 控制器[19]，控制逻辑如图 4 所示。

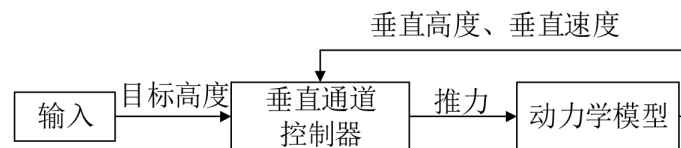


Figure 4. Vertical channel control logic
图 4. 垂直通道控制逻辑

根据六自由度动力学模型，得到垂直高度微分表达式，如公式(10)所示：

$$\dot{z} = u_b \sin \theta - v_b \sin \varphi \cos \theta - w_b \cos \varphi \cos \theta \quad (10)$$

其中， $[u_b, v_b, w_b]^T$ 是飞行器相对于大地速度在本体系上的投影； φ 、 θ 分别是滚转角和俯仰角。

对公式(10)求导后得到公式(11)：

$$\begin{aligned} \ddot{z} = & \dot{u}_b \sin \theta - \dot{v}_b \sin \varphi \cos \theta - \dot{w}_b \cos \varphi \cos \theta + (u_b \cos \theta + v_b \sin \varphi \sin \theta + w_b \cos \varphi \sin \theta) \dot{\theta} \\ & + (w_b \sin \varphi \cos \theta - v_b \cos \varphi \cos \theta) \dot{\varphi} \end{aligned} \quad (11)$$

速度与推力 T_x 的关系可写为公式(12)：

$$\begin{cases} \dot{u}_b = f_1 + k_1 T_x \\ \dot{v}_b = f_2 + k_2 T_x \\ \dot{w}_b = f_3 + k_3 T_x \end{cases} \quad (12)$$

其中， f_1 、 f_2 、 f_3 与输入 z 和输出 T_x 无关； k_1 、 k_2 、 k_3 只与飞行器质量有关；公式(11)可写为二阶形式，如公式(13)所示：

$$\ddot{z} = f + b T_x = f + (b - b_0) T_x + b_0 T_x \quad (13)$$

将 $f + (b - b_0) T_x$ 视为系统的总扰动，建立垂直高度的二阶 LADRC 控制器。

3.2.3. 自主飞行控制仿真模拟

伞翼飞行器在大地坐标系下初始位置(0, 0, -1000) m、初始速度(10, 0, 0) m/s、初始姿态角(0, 0, 0) rad、初始姿态角速度(0, 0, 0)。此外，飞行器的几何参数、质量、转动惯量、气动参数等主要部分如表 1 所示。

Table 1. Table of main parameters of the aircraft

表 1. 飞行器主要参数表

项目	数值
m_p	0.5 kg
m_b	2.9 kg
A	1.3 m × 0.7 m
$ X_{cp} $	1 m
$ X_{cb} $	0.05 m
b	0.5 m

其中， m_p 是伞翼质量； m_b 是载荷质量； A 是伞翼面积； $|X_{cp}|$ 是伞翼质心至系统质心距离； $|X_{cb}|$ 是载荷质心至系统质心距离； b 是立方体载荷边长，其余气动参数见文献[7]。

水平通道设计两种跟踪轨迹，轨迹 a 定义为 4 个目标点组成的矩形路径，矩形中心坐标(0, 0)，长宽都为 3000。轨迹 b 定义为一条圆形目标轨迹 $x^2 + y^2 = 1500^2$ 。

取水平通道 LADRC 控制器的参数 $b_0 = 1.15$ 、 $\omega_0 = 1.2$ 、 $\omega_c = 12$ ，水平通道跟踪目标轨迹 a 和轨迹 b 的效果如图 5 所示。

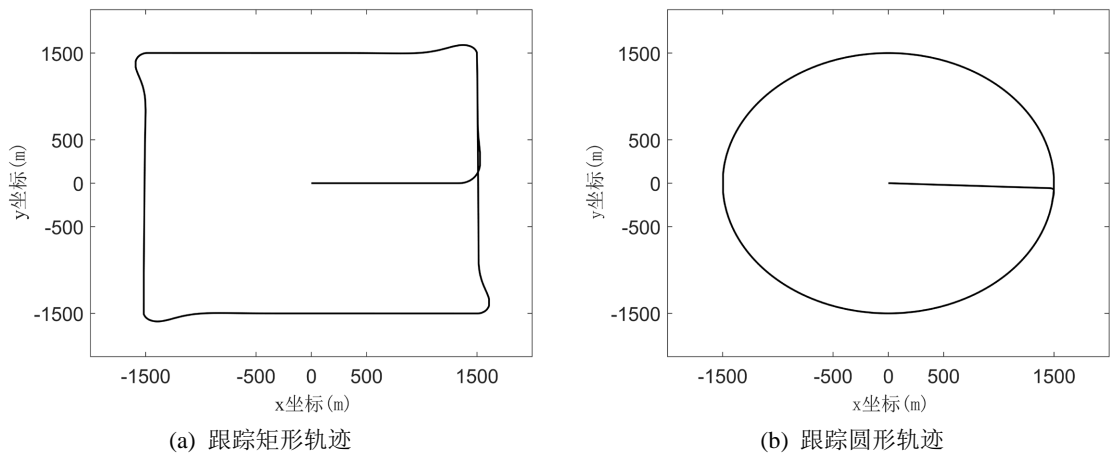


Figure 5. Horizontal channel trajectory tracking effect

图 5. 水平通道轨迹跟踪效果

跟踪矩形轨迹时因为矩形相邻边的转向的不连续性, 导致飞行器在抵达一个目标点之后, 通过一个较小的曲率半径迅速贴合下一段目标轨迹。跟踪圆形目标轨迹时, 只要一次贴合目标轨迹, 后续偏航角几乎保持不变, 因此跟踪效果较矩形目标轨迹更好。

垂直通道跟踪方案是在前 1000 s 内定高-1300 m, 之后定高-800 m。取 $b_0 = -0.3$ 、 $\omega_0 = 1.2$ 、 $\omega_c = 12$, 垂直通道定高效果如图 6 所示。由于二阶控制器引入对垂直速度的控制, 使得稳定后飞行高度在目标高度上波动幅度小于 10 m。

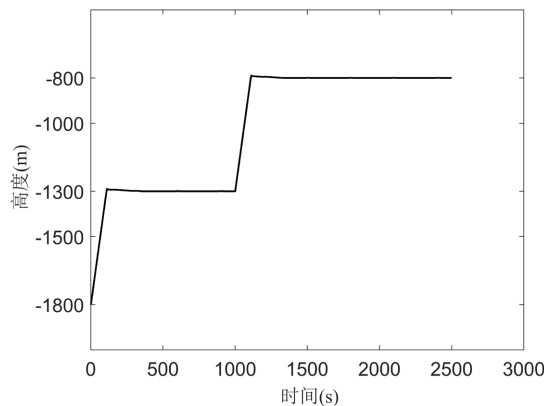


Figure 6. Vertical channel height tracking effect

图 6. 垂直通道定高效果

由图 5、图 6 可知, 水平通道与垂直通道 LADRC 控制器工作良好, 飞行轨迹符合预期。

3.2.4. 地面站软件实现 LADRC 控制器

1) 设计控制基类 `Control_base`, 提供 `Horizontal_Control` 接口用于计算水平通道舵机控制量, 提供 `Vertical_Control` 接口用于计算垂直通道电机控制量。

2) 实现 LADRC 控制类 `LADRC_Control`, 该类派生自 `Control_base`, 并根据本文设计 LADRC 控制器步骤实现接口函数。

3) 接口函数实现时, 下行数据结构体以指针形式传入, 舵机、电机控制量计算完成之后发出信号, 通知通信线程打包上传。

4. 测控一体化飞行试验验证

测控一体化飞行试验目的是验证飞控软件/硬件及地面站软件设计正确、检验伞翼飞行器测控一体化，完成自主飞行试验验证。

4.1. 飞行试验方案设计

为验证测控一体化实现伞翼飞行器的自主飞行，设计飞行试验方案主要要素如下：

- 1) 伞翼飞行器系统参数为系统质量 50 kg，伞翼面积 23 m²，发动机功率 10 kW，螺旋桨直径 1.2 m。
- 2) 试验场地为内蒙古赤峰地区某机场，地面拖曳起飞。
- 3) 最大飞行高度 200 m，巡航飞行速度 10 m/s，飞行区域 2 km 直径范围。

在飞行试验中，机载飞控与地面站软件间数据传输采用 MAVLink 通信协议[20]，成功实现帧数据的封装和解析，将帧数据解析后显示在地面站上，并成功发送控制指令给机载飞控，顺利实现飞行器的巡航飞行和可控着陆。

4.2. 飞控测控一体化实现自主飞行

为验证伞翼飞行器飞控测控一体化实际效能，安排一次飞行试验。试验方案设置 3 个目标点(高度一致)，启用地面站软件自主飞行模块令飞行器自主依次抵达目标点，试验得到的飞行轨迹如图 7 所示，结果表明：在实际复杂风场情况下，飞控测控一体化能有效解决伞翼飞行器本身复杂气动与控制特性带来的控制问题，实现自主飞行。

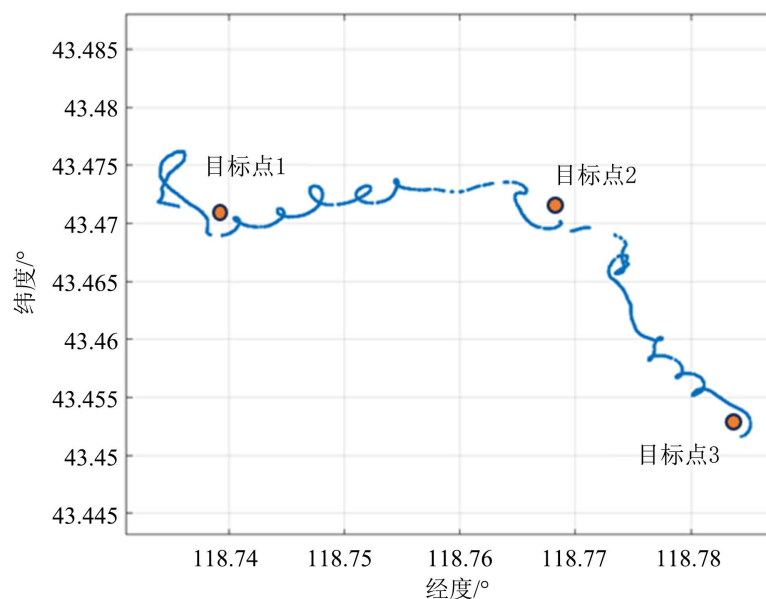


Figure 7. Flight test path
图 7. 飞行试验轨迹

5. 结束语

伞翼飞行器的飞行与控制具有非线性特征和明显的控制响应滞后效应，本文提出将自主飞行控制解算的部分功能转移到地面站软件来实现，利用地面站的软硬件资源实现飞行控制解算，再借助于测控链路，将飞控指令上传至机载飞控端，实现测控一体化自主飞行控制。研究结论如下：

- 1) 测控一体化设计利用伞翼飞行器的低动态特性, 简化机载飞控的研制难度, 提高飞控系统的效能。
- 2) 飞控测控一体化设计使用 LADRC 控制器, 降低水平通道与垂直通道的耦合影响。

基金项目

国家重点研发计划项目: 2019YFC1510900。

参考文献

- [1] Xu, W., Wang, L., Teng, H., *et al.* (2020) Research on Development of Large Powered Para-Foil Aircraft. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, **41**, 55-63.
- [2] 吕斐凯, 贺卫亮. 无人机翼伞回收系统刚柔耦合动力学建模方法[J]. 航天返回与遥感, 2021, 42(5): 1-11.
- [3] Kumar, P., Sonkar, S., Ghosh, A.K., *et al.* (2020) Dynamic Waypoint Navigation and Control of Light Weight Powered Paraglider. 2020 *IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 7-14 March 2020, 1-8. <https://doi.org/10.1109/AERO47225.2020.9172564>
- [4] Tanaka, K., Tanaka, M., Takahashi, Y., *et al.* (2017) A Waypoint Following Control Design for a Paraglider Model with Aerodynamic Uncertainty. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, **23**, 518-523. <https://doi.org/10.1109/TMECH.2017.2728678>
- [5] Lissaman, P. and Brown, G. (1993) Apparent Mass Effects on Parafoil Dynamics. *Aerospace Design Conference*, Irvine, 16-19 February 1993, 233. <https://doi.org/10.2514/6.1993-1236>
- [6] Barrows, T.M. (2002) Apparent Mass of Parafoils with Spanwise Camber. *Journal of Aircraft*, **39**, 445-451. <https://doi.org/10.2514/2.2949>
- [7] Prakash, O. and Ananthkrishnan, N. (2006) Modeling and Simulation of 9-DOF Parafoil-Payload System Flight Dynamics. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Keystone, 21-24 August 2006, 1-26. <https://doi.org/10.2514/6.2006-6130>
- [8] Toglia, C., Vendittelli, M. and Lanari, L. (2010) Path Following for an Autonomous Paraglider. *49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, Atlanta, 15-17 December 2010, 4869-4874. <https://doi.org/10.1109/CDC.2010.5717849>
- [9] 潘银松, 丁建军, 黄宇坤, 等. 一种小型无人机飞行控制系统的设计[J]. 电子测量技术, 2013, 36(2): 100-103.
- [10] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1498-1510.
- [11] 陈增强, 程赟, 孙明玮, 等. 线性自抗扰控制理论及工程应用的若干进展[J]. 信息与控制, 2017, 46(3): 257-266.
- [12] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制技术”[J]. 控制工程, 2002, 9(3): 10-18.
- [13] 要晓梅, 王庆林, 刘文丽, 等. 一般工业对象的二阶自抗扰控制[J]. 控制工程, 2002, 9(5): 4-8.
- [14] Gao, H.T., Sun, Q.L., Kang, X.F., Sun, M.W. and Chen, Z.Q. (2012) Parafoil Trajectory Tracking Control Based on Data Expansion ADRC. *Proceedings of the 31st Chinese Control Conference*, Hefei, 25-27 July 2012, 2975-2980.
- [15] 贾洪琛, 孙青林, 孙昊, 等. 动力翼伞地面站的设计和实现[J]. 计算机应用, 2018, 38(z1): 240-244.
- [16] Chambers, J.R. (2007) Longitudinal Dynamic Modeling and Control of Powered Parachute Aircraft. Master's Thesis, Rochester Institute of Technology, New York.
- [17] Park, S., Deyst, J. and How, J. (2004) A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Providence, 16-19 August 2004, 1-16. <https://doi.org/10.2514/6.2004-4900>
- [18] 檀盼龙. 自抗扰技术在动力翼伞轨迹跟踪控制中的应用[J]. 浙江大学学报, 2017, 51(5): 20-25.
- [19] 陶金, 孙青林, 陈增强, 等. 伞翼无人机线性自抗扰高度控制[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(6): 103-110.
- [20] 张凌浩, 王胜, 周辉, 等. 基于 MAVLink 协议的无人机系统安全通信方案[J]. 计算机应用, 2020, 40(8): 2286-2292.