

# 一种纵列双旋翼跨介质无人机出入水切换控制

张柏嘉<sup>1</sup>, 王继河<sup>1</sup>, 孙慧杰<sup>2†</sup>, 张锦绣<sup>1</sup>, 吴雨瑶<sup>3</sup>, 何智林<sup>1</sup>, 邵茂森<sup>1</sup>

(1. 中山大学 航空航天学院, 广东 深圳 518107; 2. 中南大学 交通运输工程学院, 长沙 410075;  
3. 中山大学 智能工程学院, 广东 深圳 518107)

**摘要:** 为确保跨介质飞行过程的平稳性, 设计一种纵列式双旋翼跨介质无人机的切换控制方法. 该跨介质无人机在空中和水下采用两种不同的执行机构, 并且空中存在欠驱动特性, 给跨介质无人机出入水的平稳控制带来了巨大的挑战. 通过牛顿-欧拉方法, 给出一种新型纵列式双旋翼跨介质无人机在不同介质中的动力学模型. 考虑在不同飞行阶段执行机构的切换, 基于自适应超螺旋滑模方法, 提出一种新型的跨介质无人机姿态和高度的切换控制策略, 并设计合适的切换规则以确定控制器的切换时机. 利用李雅普诺夫稳定性理论, 验证了闭环系统的渐近稳定性. 最后, 通过纵列式双旋翼跨介质无人机垂直出入水的仿真对所提出控制方法进行了测试, 仿真结果验证了所设计控制器的有效性和鲁棒性.

**关键词:** 纵列双旋翼跨介质无人机; 位姿控制; 切换控制; 稳定性分析; 超螺旋滑模控制; 自适应参数

中图分类号: TP273 文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2025.0706

引用格式: 张柏嘉, 王继河, 孙慧杰, 等. 一种纵列双旋翼跨介质无人机出入水切换控制 [J]. 控制与决策.

## A switching control method of tandem dual-rotor HAUVs for water entry and exit

ZHANG Bo-jia<sup>1</sup>, WANG Ji-he<sup>1</sup>, SUN Hui-jie<sup>2†</sup>, ZHANG Jin-xiu<sup>1</sup>, WU Yu-yao<sup>3</sup>, HE Zhi-lin<sup>1</sup>, SHAO Mao-sen<sup>1</sup>

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China; 2. School of Traffic & Transportation Engineering, Central South University, Changsha 410075, China; 3. School of Intelligent Systems Engineering, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China)

**Abstract:** In order to ensure the stability of trans-medium flight, a switching control method for tandem dual-rotor hybrid aerial underwater vehicle (HAUV) is designed. This HAUV adopts two different sets of actuators in the air and underwater, and is underactuated during aerial flight, which brings huge challenges to the smooth control of HAUV during water-entry and water-exit. Through the Newton-Euler method, the dynamic model of a new tandem dual-rotor HAUV across different media is established. Considering the switching of actuators in different flight stages, a new type of switching control strategy for the attitude and altitude of HAUV is proposed based on the adaptive super-twisting sliding mode method, and a suitable switching rule is designed to determine the switching timing of controllers. The asymptotic stability of the closed loop system is proved by Lyapunov stability theory. Finally, the proposed control method is tested via simulations of vertical water-entry and water-exit of the tandem dual-rotor HAUV, and the simulation results verify the effectiveness and robustness of the designed controller.

**Keywords:** tandem dual-rotor hybrid aerial-underwater vehicles; position and attitude control; switching control; stability analysis; super-twisting sliding mode control; adaptive parameters

## 0 引言

为了拓展现有无人飞行器的应用范围和作业区

域, 各国的航空科技人员开始把目光转移到具有水空两栖能力的跨介质飞行器上面<sup>[1]</sup>. 水空两栖无人机

收稿日期: 2025-07-04; 录用日期: 2025-11-03.

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金项目 (62503486); 国家自然科学基金面上项目 (12572408); 广东省重点领域研发计划项目 (2025B1111130002); 广东省特支计划项目 (2023TX07A477); 南方海洋科学与技术广东省实验室 (珠海) 项目 (SML2024SP007).

责任编辑: 周彬.

†通信作者. E-mail: huijie\_sun@foxmail.com.

具备无人机 (UAV) 的快速部署能力和高机动性以及无人水面舰艇 (USV) 的快速游弋能力和无人水下航行器 (UUV) 的高隐蔽性等优势, 在军事和民用领域都具有广阔的应用前景<sup>[2,3]</sup>, 如灾难救援、海洋保护和作为侦察及援助武器等. 水空跨介质无人机可以分为仿生型跨介质无人机、固定翼或多旋翼跨介质无人机以及多模态跨介质无人机<sup>[4]</sup>. 仿生型跨介质无人机有由 Chen 等人研发的扑翼型仿蜜蜂跨介质无人机<sup>[5]</sup>、Hou 等人研发的射流型仿生乌贼跨介质无人机<sup>[6]</sup>以及 Wang 等人研发的跳水型仿生鳗鱼跨介质无人机<sup>[7]</sup>等; 比较有名的固定翼和多旋翼跨介质无人机则分别有北京航空航天大学 Yao 等人研制的飞鱼固定翼跨介质无人机<sup>[8]</sup>和罗格斯大学 Maia 等人研制的 Naviator 双层四旋翼跨介质无人机<sup>[9]</sup>; 关于多模态跨介质无人机, 上海交通大学的 Lu 团队有着丰富的研究成果. 自 2017 年来, 他们研制了哪吒系列跨介质无人机<sup>[10-13]</sup>. 在这几类中跨介质无人机中, 多模态跨介质无人机的性能最为优异. 它同时具备空中快速飞行能力、水下长时潜航能力以及反复跨越介质的能力等等, 但其体型、质量更大, 结构更加复杂, 控制难度也比另两类水空跨介质无人机高.

近年来中山大学的研究人员提出了一种新型多模态跨介质无人机, 即纵列式双旋翼构型水空跨介质无人机<sup>[14]</sup>. 与现有的跨介质无人机相比, 纵列双旋翼跨介质无人机具有重心可允许移动范围大、低水下阻力和高水下机动性等优势, 此外, 由于机身细长, 纵列双旋翼跨介质无人机在海底狭长地形等复杂场景的探索更为灵活. 但其也存在动力学特性较传统的单介质飞行器更为复杂<sup>[15]</sup>、空中欠驱动以及空中和水下的执行机构不同等问题. 目前, 针对水空跨介质无人机控制的研究, 成果主要集中于多旋翼跨介质无人机. 如奥克兰大学的研究人员采用了经典的 PD 控制器, 并成功实现了跨介质无人机水面上的重复起飞和降落<sup>[16]</sup>; 空军工程大学的研究人员设计了具有实时整流参数的自适应滑模控制<sup>[17]</sup>, 从而提高了系统在跨介质运动过程中对环境变化的鲁棒性; 上海交通大学的研究人员采用了自适应动态表面控制策略, 实现了跨介质无人机在水空过渡过程中对期望高度和姿态的跟踪, 并提高了整个控制系统对环境的适应性<sup>[18]</sup>. 但上述方法采用同一个控制器去控制跨介质无人机的各个阶段, 既没有保证水、空的轨迹跟踪情况和抗扰动效果达到最优, 又不能满足控制纵列双旋翼跨介质无人机的两套执行机构的控制要求. 有关纵列双旋翼跨介质无人机控制的研究仍处于起步阶段, 因此开展纵列双旋翼跨介质无人

机的控制方法的研究具有重要意义.

针对上述问题, 文章基于切换系统进行控制算法的设计. 切换系统是由有限个子系统和一个切换策略组成的混杂系统, 由切换策略协调各子系统的运行. 对于实际系统, 诸如飞行器控制、故障诊断、机器人和化学化工等领域<sup>[19]</sup>, 其由于环境或自身的变化会表现出不同的模式, 故切换控制得到了广泛的应用. 切换控制在跨介质无人机的控制也有应用, 如巴西三所大学联合组成的研究小组提出了基于 LMI 的  $H_2$  鲁棒切换控制方法来保证跨介质无人机在不同介质下的稳定运动<sup>[20]</sup>; 罗格斯大学的研究人员设计了一个 GSPID 控制器, 它能够根据传感器读数在两组 PID 控制参数间进行切换, 这些参数反应了跨介质无人机在水空跨介质过程中的状态<sup>[21]</sup>. 对于纵列双旋翼跨介质无人机各子系统, 选取合适的控制算法至关重要. PID 控制器是目前旋翼无人机最常用的控制器, 该类控制器的设计方法、参数调整策略等都已经十分成熟<sup>[22]</sup>, 且在水空跨介质无人机的控制中也有案例可以参考 (如文献 [16]、[23]). 但 PID 控制器也存在着响应速度慢、参数调节困难、对非线性系统控制精度不高和鲁棒性差等缺点, 难以满足跨介质无人机在多域工作的要求, 且增益参数的方法在发生系统切换时会导致控制信号发生突变, 这容易引起系统的抖振甚至失稳<sup>[24]</sup>. 相较之下, 滑模控制器算法简单, 且系统鲁棒性高, 能够很好地应对外界干扰 (如横风、水浪等)<sup>[25]</sup>, 是当前飞行控制技术领域的核心技术之一, 且在切换系统领域也有应用 (如文献 [26]、[27]). 而超螺旋滑模算法则是能有效地处理相对度为一的二阶系统的滑模控制算法之一, 有着响应速度更快, 跟踪性能更好且抖振更小等优点. 但其也存在需要知道扰动梯度的边界的问题, 对干扰边界的高估会产生大于必要的控制增益. 针对该问题, Shtessel 提出了自适应超螺旋控制律<sup>[28]</sup>, 该控制律有效地处理了具有未知边界扰动的动力学控制. 因此, 采用自适应超螺旋滑模方法有利于跨介质无人机出入水控制对扰动的不敏感性及切换的平滑性.

基于上文的讨论, 针对多模态纵列式双旋翼构型跨介质无人机出入水的位姿控制问题, 本文设计了一种基于自适应超螺旋滑模控制算法的切换策略. 将整个跨介质无人机系统视作空、水两个子系统, 分别构建不同阶段的动力学模型, 并针对不同执行机构的特点设计相应的控制器, 设计合适的切换规则以确定控制器的切换时机, 同时通过 Lyapunov 理论分析切换系统的稳定. 文章末尾通过纵列双旋翼跨介质无人机垂直出入水的仿真实验验证了所提出方

法的有效性和鲁棒性. 与现有的文献相比, 本文的主要创新性为将自适应超螺旋滑模方法与切换控制结合, 使执行机构和对应飞行阶段相匹配, 有效地解决了含有多套执行机构的跨介质无人机出入水的位姿控制问题, 同时提高了系统的控制精度及鲁棒性.

## 1 跨介质无人机模型及控制问题描述

文章研究对象为纵列式双旋翼跨介质无人机, 其可以满足诸如空中悬停、垂直起降、快速机动等功能, 还有着气动效率高、悬停所需动力少、重心可允许移动范围大等优点. 此外该跨介质无人机机身细长, 加上流线型的外形, 这提供了低水下阻力和高机动性. 其结构示意图如下.

对于水空跨介质无人机 (Hybrid aerial underwater vehicle, HAUV), 控制其位置的前提是姿态和高度控制, 且无人机的水平位置对高度和姿态控制的影响较小, 可以忽略. 故文章着重介绍跨介质无人机的姿态及高度控制.

### 1.1 纵列双旋翼跨介质无人机建模

图1中 $O_E - X_E Y_E Z_E$ ,  $O_B - X_B Y_B Z_B$ 分别为地面惯性坐标系和机体坐标系. 体坐标系的原点 $O_B$ 为跨介质无人机的重心,  $O_B X_B$ 为跨介质无人机的纵轴, 朝向机头的方向为正方向.  $O_B Y_B$ 垂直于机身的纵向对称面, 从头部往尾部看的右侧为其正方向.  $O_B Z_B$ 的方向由右手法则确定.  $\theta$ 为俯仰角, 是机体系 $O_B X_B$ 轴与地平面 $O_E X_E Y_E$ 平面的夹角, 无人机抬头, 俯仰角为正向;  $\psi$ 为偏航角, 是机体系 $O_B X_B$ 在地平面 $O_E X_E Y_E$ 的投影和 $O_E X_E$ 轴的夹角, 定义投影在 $O_E X_E$ 轴的右侧时, 偏航角为正;  $\phi$ 为滚转角, 是机体系 $O_B Z_B$ 与 $O_B X_B$ 轴所在的平面与铅垂面的夹角, 规定滚转角为正时无人机向右滚转.

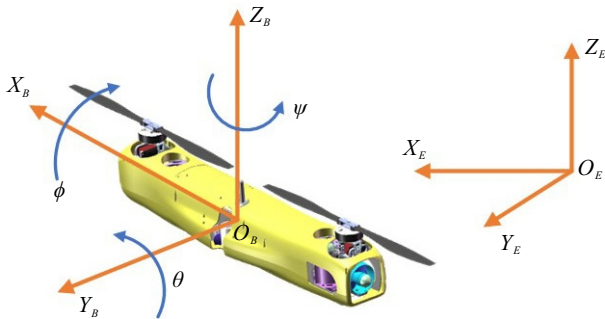


图1 纵列双旋翼跨介质无人机结构示意图

该无人机的运动学模型可以写成<sup>[29,30]</sup>.

$$\dot{\xi}_1 = R_B^E V, \quad (1)$$

$$\dot{\xi}_2 = T W. \quad (2)$$

式中 $\xi_1 = [x \ y \ z]^T$ ,  $\xi_2 = [\phi \ \theta \ \psi]^T$ 分别表示无人机相

对于惯性坐标系的位置和方向,  $V = [u \ v \ w]^T$ ,  $W = [p \ q \ r]^T$ 分别表示惯性坐标系下无人机的线速度和角速度在体坐标下的分量.  $R_B^E$ 为由机体坐标变换到地面坐标的旋转矩阵,  $T$ 为体坐标系下角速度到欧拉角速度的转换矩阵, 它们具体的表达式如下.

$$R_B^E = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + c\psi s\theta s\phi & s\psi s\theta + c\psi s\theta c\phi \\ s\psi c\theta & c\psi c\theta + s\psi s\theta s\phi & -c\psi s\theta + s\psi s\theta c\phi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix}, \quad (3)$$

$$T = \begin{pmatrix} 1 & \tan\theta s\phi & \tan\theta c\phi \\ 0 & s\phi & -c\phi \\ 0 & s\phi/s\theta & c\phi/s\theta \end{pmatrix}. \quad (4)$$

式中 $c^*$ ,  $s^*$ 分别代表 $\cos^*$ ,  $\sin^*$ .

跨介质无人机在不同的飞行阶段(空中巡航、水下潜航)的构型、推进装置和受力情况均不相同, 其动力学模型也不相同. 在空中飞行时, 该跨介质无人机可视作一台纵列式双旋翼构型的直升机, 位置和姿态依靠两个旋翼和两台舵机控制, 具有欠驱动特点; 在水下潜航时, 其可视作一台无人潜航器, 位置和姿态依靠五个水下推进器和尾部舵机控制. 为方便书写和分析, 现将跨介质无人机在两种飞行状态下的动力学模型写成如下统一的形式<sup>[31]</sup>:

$$M^\sigma \dot{v}_o + C^\sigma(v_o)v_o + D^\sigma(v_r) + g^\sigma(\eta) = \tau_c^\sigma + \tau_d^\sigma. \quad (5)$$

式中 $\eta = [\xi_1^T \ \xi_2^T]^T$ ,  $v_o = [V^T \ W^T]^T$ ,  $M^\sigma \in R^{6 \times 6}$ 为包含水下附加质量的惯性矩阵,  $C^\sigma(v_o) \in R^{6 \times 6}$ 为无人机和附加质量引起的科式向心力(力矩)矩阵,  $D^\sigma(v_r) \in R^{6 \times 6}$ 为由一阶和二阶速度引起的水力、力矩阻尼矩阵, 其中 $v_r$ 为无人机相对水流的速度, 其表达式为

$$v_r = v_o - \begin{pmatrix} R_B^E & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & T \end{pmatrix} v_w. \quad (6)$$

$v_w$ 为水流速度,  $g^\sigma(\eta) \in R^6$ 为重力和浮力引起的恢复力和力矩矩阵,  $\tau_c^\sigma = [T_{3 \times 1}^\sigma; \tau_{3 \times 1}^\sigma] \in R^6$ 为推进装置提供的推力和力矩矩阵,  $\tau_d^\sigma = [T_{d3 \times 1}^\sigma; \tau_{d3 \times 1}^\sigma] \in R^6$ 为由模型不确定性和外界扰动引起的干扰矩阵. 对于动力学模型(5), 当 $\sigma=1$ 时, 无人机处于空中飞行阶段;  $\sigma=2$ 时, 无人机处于水下潜航阶段. 处于不同飞行阶段时, 系统参数矩阵 $M^\sigma$ ,  $C^\sigma(v_o)$ ,  $D^\sigma(v_r)$ ,  $g^\sigma(\eta)$ ,  $\tau_c^\sigma$ ,  $\tau_d^\sigma$ 并不相同. 同时, 为了简化无人机的动力学模型, 我们给出如下假设:

**假设 1** 无人机在体坐标系 $O_B$ 下关于 $(X_B, Z_B)$ 平面是惯性且水动力对称的.

**假设 2** 体坐标系的原点 $O_B$ 也是无人机的重心, 且浮心 $Z_b$ 在 $Z_B$ 轴上, 位于重心的上方.

**假设3** 因为无人机的惯性积远远小于惯性矩阵的主对角线元素, 可以将其忽略。

基于假设 1-3, 纵列双旋翼跨介质无人机的动力学模型 (5) 中各系统参数矩阵的表达式为:

### 1) 空中系统参数矩阵

$$M^1 = \text{diag}[m \ m \ m \ I_x \ I_y \ I_z]. \quad (7)$$

式中,  $m$  为无人机的质量,  $I_x, I_y, I_z$  为无人机关于  $x_B, y_B, z_B$  三轴的转动惯量。

$$C^1(v_o) = \begin{pmatrix} O_{3 \times 3} & S_1 \\ S_2 & S_3 \end{pmatrix}, \quad (8)$$

$$S_1 = \begin{pmatrix} 0 & mw & -mv \\ -mw & 0 & mu \\ mv & -mu & 0 \end{pmatrix}, \quad (9)$$

$$S_2 = O_{3 \times 3}, \quad (10)$$

$$S_3 = \begin{pmatrix} 0 & I_z r & -I_y q \\ -I_z r & 0 & I_x p \\ I_y q & -I_x p & 0 \end{pmatrix}, \quad (11)$$

$$D^1(v_r) = O_{6 \times 6}, \quad (12)$$

$$g^1(\eta) = -mg[-s\theta \ c\theta s\phi \ c\theta c\phi \ 0 \ 0 \ 0], \quad (13)$$

$$\tau_c^1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -s\eta_f c_T \Omega_f^2 - s\eta_r c_T \Omega_r^2 \\ c\eta_f c_T \Omega_f^2 + c\eta_r c_T \Omega_r^2 \\ -c_T [\Omega_f^2 (e_f c\eta_f + h_f s\eta_f) + \Omega_r^2 (e_r c\eta_r + h_r s\eta_r)] \\ l_f c\eta_f c_T \Omega_f^2 + l_r c\eta_r c_T \Omega_r^2 \\ l_f s\eta_f c_T \Omega_f^2 + l_r s\eta_r c_T \Omega_r^2 \end{bmatrix}. \quad (14)$$

式中,  $c^*, s^*$  分别表示  $\cos^*, \sin^*$ ,  $\eta_f, \eta_r$  分别为无人机前后旋翼的倾转角,  $\Omega_f, \Omega_r$  分别为无人机前后旋翼的转速,  $c_T$  为旋翼的升力系数。

$$\tau_d^1 = \begin{bmatrix} T_d^1 \\ \tau_d^1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

式中,  $T_d^1, \tau_d^1 \in R^{3 \times 1}$  分别为干扰力和干扰力矩。

### 2) 水下系统参数矩阵

$$M^2 = \text{diag}[m - X'_u \ m - Y'_v \ m - Z'_w \\ I_x - Q'_p \ I_y - M'_q \ I_z - N'_r]^T. \quad (16)$$

式中,  $X'_u, Y'_v, Z'_w, Q'_p, M'_q, N'_r$  分别表示额外的附加质量及附加转动惯量系数, 各自的表达式如表 1 所示。

其中,  $B$  为机体宽度,  $H$  为机体高度,  $L$  为机体长度,  $K_i (i = 1, 2, \dots, 6)$  为椭球体相应的附加质量, 可通过查表获得。

$$C^2(v_o) = \begin{pmatrix} O_{3 \times 3} & S_1 \\ S_2 & S_3 \end{pmatrix}, \quad (17)$$

表1 附加质量/转动惯量系数表达式

| 符号     | 计算式  | 意义     |
|--------|--|--------|
| $X'_u$ | $X'_u = -\frac{\pi BH}{3L^2} K_1$                        | 附加质量   |
| $Y'_v$ | $Y'_v = -\frac{\pi BH}{3L^2} K_2$                        | 附加质量   |
| $Z'_w$ | $Z'_w = -\frac{\pi BH}{3L^2} K_3$                        | 附加质量   |
| $Q'_p$ | $Q'_p = -\frac{\pi BH}{60L^2} (1 + \frac{B^2}{L^2}) K_4$ | 附加转动惯量 |
| $M'_q$ | $M'_q = -\frac{\pi BH}{60L^2} (1 + \frac{B^2}{L^2}) K_5$ | 附加转动惯量 |
| $N'_r$ | $N'_r = -\frac{\pi BH}{60L^2} (1 + \frac{B^2}{L^2}) K_6$ | 附加转动惯量 |

$$S_1 = \begin{pmatrix} 0 & (m - Z'_w)w & -(m - Y'_v)v \\ -(m - Z'_w)w & 0 & (m - X'_u)u \\ (m - Y'_v)v & -(m - X'_u)u & 0 \end{pmatrix}, \quad (18)$$

$$S_2 = \begin{pmatrix} 0 & (m - Z'_w)w & -(m - Y'_v)v \\ -(m - Z'_w)w & 0 & (m - X'_u)u \\ (m - Y'_v)v & -(m - X'_u)u & 0 \end{pmatrix}, \quad (19)$$

$$S_3 = \begin{pmatrix} 0 & (I_z - N'_r)r & -(I_y - M'_q)q \\ -(I_z - N'_r)r & 0 & (I_x - Q'_p)p \\ (I_y - M'_q)q & -(I_x - Q'_p)p & 0 \end{pmatrix}, \quad (20)$$

$$D^2(v_r) = \begin{bmatrix} X_u u_r + X_{u|u}|u_r|u_r| \\ Y_v v_r + Y_{v|v}|v_r|v_r| \\ Z_w w_r + Z_{w|w}|w_r|w_r| \\ 0 \\ M_q q_r + M_w w_r + M_{w|w}|w_r|w_r| \\ N_r r_r + N_v v_r + N_{v|v}|v_r|v_r| \end{bmatrix}. \quad (21)$$

式中,  $X_u, X_{u|u}$  分别表示  $x$  方向的一次项、二次项水动力粘性系数,  $Y_v, Y_{v|v}$  分别表示  $y$  方向的一次项、二次项水动力粘性系数,  $Z_w, Z_{w|w}$  分别表示  $z$  方向的一次项、二次项水动力粘性系数,  $M_q, M_w$  表示  $y$  轴一次项水动力矩粘性系数,  $M_{w|w}$  表示二次项水动力矩粘性系数,  $N_r, N_v$  表示  $z$  轴的一次项水动力矩粘性系数,  $N_{v|v}$  表示二次项水动力矩粘性系数。

$$g^2(\eta) = \begin{bmatrix} (F_B - mg)\sin\theta \\ (F_B - mg)\cos\theta\sin\phi \\ (F_B - mg)\cos\theta\cos\phi \\ z_B F_B \cos\theta\sin\phi \\ -z_B F_B \sin\theta \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (22)$$

式中,  $F_B$  为无人机在水中受到的浮力。

$$\tau_c^2 = [B_1 \ B_2 \ B_3 \ B_4 \ B_5] \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ T_5 \end{bmatrix}, \quad (23)$$

$$B_\sigma = [d_\sigma \ r_\sigma \times d_\sigma]^T. \quad (24)$$

式中,  $T_i (i = 1, 2, \dots, 5)$  为各推进器产生的推力,  $r_i (i = 1, 2, \dots, 5)$  为各推进器的作用点, 分别为  $r_1 = [x_{T_1} \ 0 \ z_{T_1}]^T$ ,  $r_2 = [x_{T_2} \ 0 \ z_{T_2}]^T$ ,  $r_3 = [x_{T_3} \ 0 \ z_{T_3}]^T$ ,  $r_4 = [x_{T_4} \ y_{T_4} \ z_{T_4}]^T$ ,  $r_5 = [x_{T_5} \ -y_{T_5} \ z_{T_5}]^T$ , 各推进器推力的方向矢量分别为  $d_1 = d_2 = [0 \ 0 \ -1]^T$ ,  $d_3 = [\cos\delta \ \sin\delta \ 0]^T$ ,  $d_4 = d_5 = [0 \ 0 \ 1]^T$ , 故由推进器直接产生的控制力和控制力矩为:

$$\tau_c^2 = \begin{bmatrix} \cos\delta T_3 \\ \sin\delta T_3 \\ -T_1 - T_2 + T_4 + T_5 \\ -z_{T_3} \sin\delta T_3 + y_{T_4} T_4 - y_{T_5} T_5 \\ x_{T_1} T_1 + x_{T_2} T_2 + z_{T_3} \cos\delta T_3 - x_{T_4} T_4 - x_{T_5} T_5 \\ x_{T_3} \sin\delta T_3 \end{bmatrix}, \quad (25)$$

$$\tau_d^2 = \begin{bmatrix} T_d^2 \\ \tau_d^2 \end{bmatrix}. \quad (26)$$

式中,  $T_d^2, \tau_d^2 \in R^{3 \times 1}$  分别为干扰力和干扰力矩.

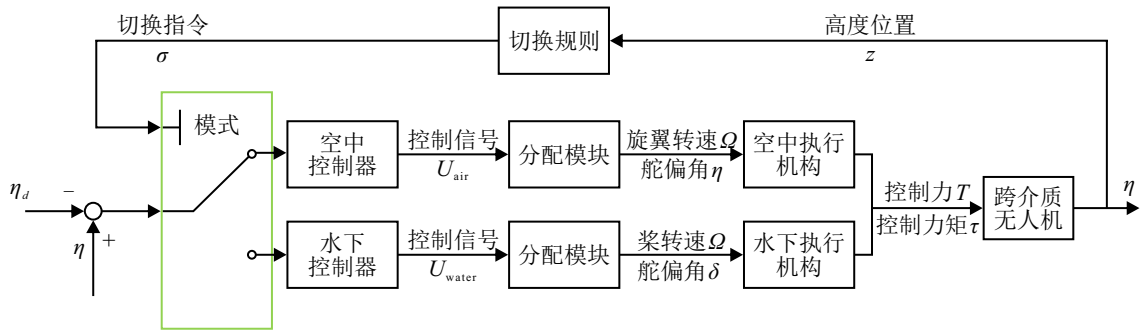


图2 水空跨介质无人机总体控制框图

图2中,  $U_{air}, U_{water}$  分别为由空中、水下控制器计算得到的三轴控制力和控制力矩, 其中  $U_{air} = [u_1, u_x, u_y, u_2, u_3, u_4]^T$ , 各项的含义在3.1.2节给出. 控制信号经过分配模块后得到旋翼的转速以及舵偏角, 接着可以得到执行机构的控制力和力矩, 最后作用到纵列双旋翼跨介质无人机得到位姿信号.

## 2.1 控制器设计

针对纵列双旋翼跨介质无人机系统(5), 设计一种自适应超螺旋滑模控制器, 使系统(5)能够很好地跟踪期望位姿信号  $\eta$ . 定义位姿跟踪误差  $e_{x_1} = \eta - \eta_d$ ,  $e_{x_2} = \dot{\eta} - \dot{\eta}_d$ ,  $e_{x_1}$  为纵列双旋翼跨介质无人

## 1.2 问题描述

在1.1节中已经完成了跨介质无人机的建模. 由式(5)可知, 纵列双旋翼跨介质无人机在不同飞行阶段有着不同的动力学模型, 执行机构也存在差别, 无法使用一个控制器控制跨介质无人机的两个阶段, 此外还存在着气动布局独特、数学模型难以精确建立以及飞行过程中存在外界环境干扰(如横风、波浪等)等问题, 这些都加大了控制难度. 因此文章的研究目标是针对这类存在多系统、强干扰的纵列式双旋翼构型水空跨介质无人机系统设计一个鲁棒性强的切换控制方法, 要实现的控制目的为在保持跨介质无人机的姿态平稳的情况下(也即姿态角  $\phi, \theta, \psi \rightarrow 0$ ), 使无人机实现从水下  $z = -1$  m以0.2 m/s的速度垂直起飞至空中  $z = 1$  m并悬停一定时间, 然后再以相同的速度返回原点的轨迹跟踪, 最终达到的效果为在有限时间内  $\eta \rightarrow \eta_d$ , 其中  $\eta_d$  为期望的位置和姿态.

## 2 主要结果

针对建立的纵列式构型跨介质无人机动力学模型(5)以及控制要求, 文章选用具有强鲁棒性的超螺旋滑模控制方法, 从而减少系统不确定性以及外界扰动对控制效果的影响. 且滑模控制器可调参数少, 仿真更易于实现. 接下来将具体介绍控制器设计以及切换规则, 整个控制系统的控制框图如图2所示.

机的实际位置、姿态与期望值的误差量,  $e_{x_2}$  为实际速度、角速度与期望值的误差量. 基于跟踪误差设计滑模面, 设计线性滑模面  $s \in R^6$  为

$$s = \lambda e_{x_1} + e_{x_2}. \quad (27)$$

式中  $s = [s_x, s_y, s_z, s_\phi, s_\theta, s_\psi]^T$  为滑模信号,  $\lambda = \text{diag}(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z, \lambda_\phi, \lambda_\theta, \lambda_\psi) \in R^{6 \times 6}$  为滑模面系数, 是正定矩阵. 令式(27)等于0, 我们可以得到

$$\begin{cases} \lambda e_{x_1} + e_{x_2} = 0 \\ \dot{e}_{x_1} = e_{x_2} \end{cases} \quad (28)$$

进一步可以解出  $e_{x_1}, e_{x_2}$

$$\begin{cases} e_{x_1} = e_{x_1}(0)e^{-\lambda t} \\ e_{x_2} = -\lambda e_{x_1}(0)e^{-\lambda t} \end{cases} \quad (29)$$

由式 (29) 可知随着时间增加,  $e_{x_1}, e_{x_2}$  最终都会趋近于 0. 所以滑模面 (27) 可以保证系统跟踪误差收敛到 0. 令 (27) 式对时间  $t$  求导, 得到趋近律  $\dot{s}$

$$\dot{s} = \lambda \dot{e}_{x_1} + \dot{e}_{x_2}. \quad (30)$$

2.1.1 水下控制器

对  $e_{x_2}$  求导可得

$$\dot{e}_{x_2} = \ddot{\eta} - \ddot{\eta}_d. \quad (31)$$

又有位姿信号  $\eta$  和速度信号  $v_o$  的关系如下所示

$$\dot{\eta} = J(\eta)v_o. \quad (32)$$

式中  $J(\eta) = \begin{bmatrix} R_B^E & O_{3 \times 3} \\ O_{3 \times 3} & T \end{bmatrix}$  将式 (32) 结合式 (5) 代入式 (31) 可得

$$\dot{e}_{x_2} = J(\eta)M^{-1}(U_{water} - g(\eta) + N) - \ddot{\eta}_d. \quad (33)$$

式中  $N = \tau_d - C(v_o)v_o - D(v_r) + MJ^{-1}\dot{J}v_o$ ,  $U_{water}$  为控制器输出信号, 其物理意义为纵列式跨介质无人机的  $X_B, Y_B, Z_B$  三轴的控制力和力矩.

将式 (33) 代入式 (30) 可得

$$\dot{s} = \lambda e_{x_2} + JM^{-1}(U_{water} - g(\eta) + N) - \ddot{\eta}_d. \quad (34)$$

设计控制信号  $U_{water}$  如下:

$$U_{water} = MJ^{-1}(\dot{s} - \lambda e_{x_2} + \ddot{\eta}_d) + g(\eta) - N'. \quad (35)$$

式中  $N' = -C(v_o)v_o - D(v_r) + MJ^{-1}\dot{J}v_o$ .

通过选取合适的趋近律, 即可得到控制信号  $U_{water}$ . 经典的超螺旋滑模算法的形式如下<sup>[32]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{s} = -b|s|^\tau \text{sgn}(s) + \epsilon \\ \dot{\epsilon} = -c\text{sgn}(s) \end{cases} \quad (36)$$

$$\text{sgn}(s) = \begin{cases} 1, & s > 0 \\ 0, & s = 0 \\ -1, & s < 0 \end{cases} \quad (37)$$

式中  $b, c$  为趋近律系数,  $\tau$  通常取 0.5,  $|s|, \text{sgn}(s)$  分别表示对向量  $s$  的每一个元素取绝对值或取符号值.

结合式 (35) 和 (36) 得到的水下控制器输出  $U_{water}$  的表达式为

$$U_{water} = MJ^{-1}(-\lambda_2 e_{x_2} - b_2 \text{sig}(s) + \epsilon_2 + \ddot{\eta}_d) + g(\eta) - N'. \quad (38)$$

式中  $\text{sig}(s) = |s|^\tau \text{sgn}(s)$ , 下标 2 表示为水下控制器参数. 图 3 为水下控制系统的控制框图.

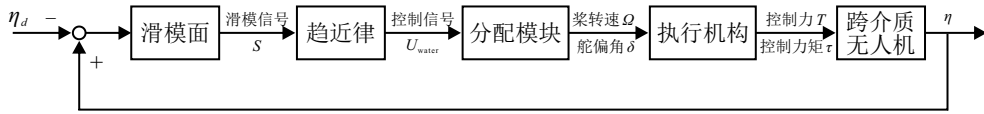


图3 水下控制器控制框图

由于纵列双旋翼跨介质无人机空中执行机构的数目与水下并不相同, 且该无人机在空中具有欠驱动特性, 水下控制器的形式并不适用空中, 为此需要根据空中执行机构的特点单独设计控制器.

2.1.2 空中控制器

因为纵列式双旋翼无人机在空中的运动具有强

耦合性, 控制系统通常是基于以内外环分层设计的思路进行设计的<sup>[33]</sup>. 跨介质无人机的六个状态量中,  $x, y$  位置状态并不是与控制输入直接相关, 控制输入直接作用在高度和姿态通道上, 但  $x, y$  位置的变化依赖于姿态的变化, 可以通过控制姿态角  $\theta, \phi$  实现对  $x, y$  的控制. 在结构上可以将位置作为外环, 姿态作

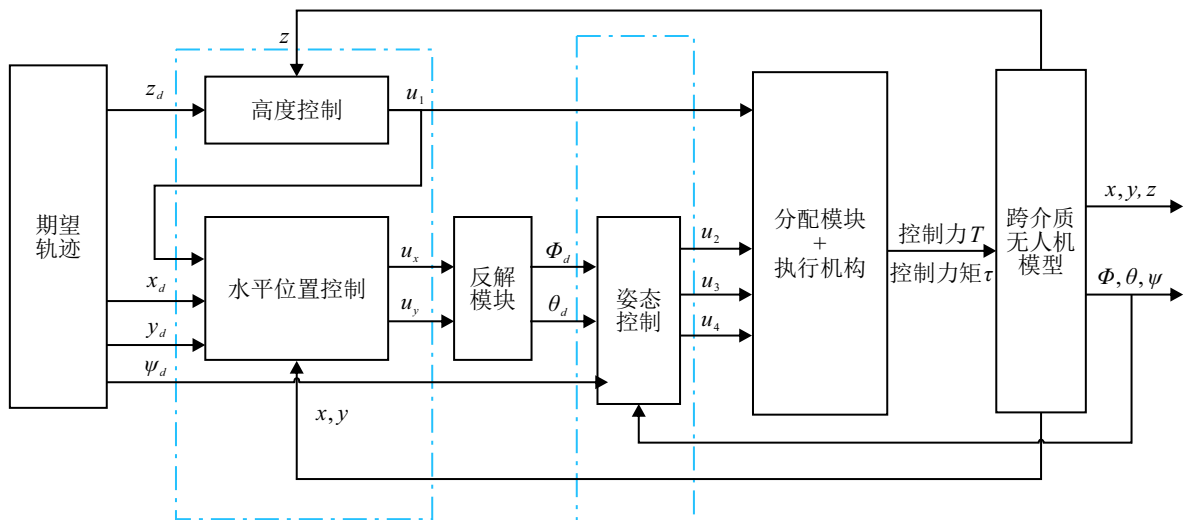


图4 空中控制器内外环控制框图

为内环, 内外环控制结构如图4所示.

图中 $u_1$ 为 $Z_B$ 轴的控制力,  $u_2, u_3, u_4$ 分别为 $X_B, Y_B, Z_B$ 三轴的控制力矩,  $u_x, u_y$ 为虚拟控制量, 分别为 $X_B, Y_B$ 轴的虚拟控制力.  $u_1$ 通过反馈线性化得到.  $z$ 向的平动动力学方程如下所示

$$\ddot{z} = u_1 \cos\theta \cos\phi / m - g. \quad (39)$$

设计虚拟输入 $u_z$

$$u_z = u_1 \cos\theta \cos\phi / m - g. \quad (40)$$

于是可以得到

$$u_1 = m(u_z + g) / (\cos\theta \cos\phi). \quad (41)$$

由于本跨介质无人机在空中巡航段是欠驱动系统, 若只用控制量 $u_1$ 对 $x, y, z$ 三个方向进行控制难以实现. 因此, 在 $x, y$ 两个方向引入虚拟控制量 $u_x, u_y$ .  $x, y$ 方向的平动动力学方程如下

$$\begin{cases} \ddot{x} = u_1 (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\phi \sin\psi) / m \\ \ddot{y} = u_1 (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \sin\phi \cos\psi) / m \end{cases} \quad (42)$$

令虚拟控制量 $u_x, u_y$ 为

$$\begin{cases} u_x = \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\phi \sin\psi \\ u_y = \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \sin\phi \cos\psi \end{cases} \quad (43)$$

此时,  $x, y$ 两个方向也可作反馈线性化. 在 $u_1$ 由 $z$ 确定的基础上, 设计 $u_x, u_y$ 使得 $x, y$ 实现控制目标. 一般而言, 跨介质无人机实现空中轨迹跟踪, 可以给定参考轨迹 $(x_d, y_d, z_d, \psi_d)$ . 此时, 反解模块用于解出要实现相应轨迹跟踪的期望滚转角、俯仰角 $\phi_d, \theta_d$ , 即

$$\phi_d = \arcsin(u_x \sin\psi_d - u_y \cos\psi_d), \quad (44)$$

$$\theta_d = \arcsin\left(\frac{u_x - \sin\phi_d \sin\psi_d}{\cos\phi_d \sin\psi_d}\right). \quad (45)$$

为了实现轨迹跟踪, 可以给定参考轨迹来设计控制器, 在 $x, y, z$ 三个方向上采用超螺旋滑模控制. 同时引入误差信号 $e = \eta - \eta_d$ ,  $\eta_d = [x_d \ y_d \ z_d \ \phi_d \ \theta_d \ \psi_d]^T$ 为期望姿态信号.

由式(30)和式(36)可以得到

$$\begin{cases} \ddot{e}_x = -\lambda_{1x} e_{v_x} - b_{1x} |s_x|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_x) + \epsilon_x \\ \ddot{e}_y = -\lambda_{1y} e_{v_y} - b_{1y} |s_y|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_y) + \epsilon_y \\ \ddot{e}_z = -\lambda_{1z} e_{v_z} - b_{1z} |s_z|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_z) + \epsilon_z \end{cases} \quad (46)$$

由式(42)和式(46)以及 $u_z = \ddot{z}$ 即可得到 $u_x, u_y, u_z$

$$\begin{cases} u_x = \frac{m(-\lambda_{1x} e_{v_x} - b_{1x} |s_x|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_x) + \epsilon_x - \ddot{x}_d)}{u_1} \\ u_y = \frac{m(-\lambda_{1y} e_{v_y} - b_{1y} |s_y|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_y) + \epsilon_y - \ddot{y}_d)}{u_1} \\ u_z = -\lambda_{1z} e_{v_z} - b_{1z} |s_z|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_z) + \epsilon_z - \ddot{z}_d \end{cases} \quad (47)$$

将式(47)中的 $u_z$ 代入式(41)即可得到 $u_1$ 的表达式

$$u_1 = \frac{m(-\lambda_{1z} e_{v_z} + b_{1z} \operatorname{sig}(s_z) + \epsilon_z - \ddot{z}_d + g)}{\cos\theta \cos\phi}. \quad (48)$$

由 $u_x, u_y$ 反解出期望的滚转角、俯仰角 $\phi_d, \theta_d$ , 三个欧拉角也用超螺旋滑模控制器进行控制.

$$\begin{cases} u_2 = -I_x (\lambda_{1\phi} e_{\phi} + b_{1\phi} |s_{\phi}|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_{\phi}) - \epsilon_{\phi} + \ddot{\phi}_d) \\ u_3 = -I_y (\lambda_{1\theta} e_{\theta} + b_{1\theta} |s_{\theta}|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_{\theta}) - \epsilon_{\theta} + \ddot{\theta}_d) \\ u_4 = -I_z (\lambda_{1\psi} e_{\psi} + b_{1\psi} |s_{\psi}|^{\tau} \operatorname{sgn}(s_{\psi}) - \epsilon_{\psi} + \ddot{\psi}_d) \end{cases} \quad (49)$$

式(47-49)中 $\lambda, b$ 分别为滑模面系数和趋近律系数, 下标1表示为空中控制器参数.

### 2.1.3 自适应律

为式(36)中的固定控制参数 $b, c$ 设计自适应律, 通过在线修正控制参数来适应系统的动态变化或外部干扰, 从而保证闭环系统的动态品质. 自适应律由Yuri Shtessel给出<sup>[34]</sup>:

$$\dot{b} = \begin{cases} \eta_b \operatorname{sgn}(|s| - \mu), & b > b_m \\ \eta_d, & b \leq b_m \end{cases} \quad (50)$$

$$c = \eta_c b. \quad (51)$$

式中 $\eta_b, \mu, b_m, \eta_d, \eta_c$ 为正常数. 自适应律中 $b, c$ 的初值通常选用超螺旋滑模方法调整好的 $b, c$ 的值,  $\mu$ 的值则稍大于超螺旋滑模方法得到的 $|s|$ 的最大值即可, 更详细的参数调整策略可以参考文献[35].

## 2.2 切换规则设计

跨介质无人机与单介质无人机不同, 其飞行环境包含空域和水域, 当跨介质无人机由空域过渡到水域或由水域过渡到空域, 环境密度将会发生跳变. 这使得无人机的动力学模型建立以及系统连续稳定的控制变得复杂. 此外, 本文研究的纵列式双旋翼跨介质无人机具有两套不同的执行机构, 分别用于空中和水下的控制. 因此, 为了区分跨介质无人机处于何种飞行环境, 同时能够让控制器与执行机构相匹配, 本文设计切换规则如下: 将跨介质无人机视作质点, 以无人机的高度位置 $z$ 作为切换变量, 以水平面 $z = 0$ 作为切换面. 当 $z < 0$ 时视无人机处于水下潜航段, 采用水下控制器(38)和UUV动力学模型(式(5),  $\sigma = 2$ ); 当 $z \geq 0$ 时视无人机处于空中巡航段, 采用空中控制器(47-49)和UAV动力学模型(式(5),  $\sigma = 1$ ). 切换控制器 $U$ 的表达式如下所示.

$$U = \begin{cases} U_{air}, & z \geq 0 \\ U_{water}, & z < 0 \end{cases} \quad (52)$$

式中,  $U_{air} = [u_x \ u_y \ u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$ 为空中控制器,

$u_i$ 为式(47-49)中的控制信号.  $U_{water} = [U_1, U_2, \dots, U_6]$ 为式(38)所表示的水下控制器.

**注1** 由于纵列式双旋翼跨介质无人机在过渡阶段采用的执行机构与空中执行机构相同,且仅构建空中、水下两个阶段的模型跨介质无人机也能达到很好的跨介质运动性能,故本文只考虑了空中、水下两个阶段,在后续的研究中可以考虑加入过渡段的设计从而更加符合跨介质无人机的运动特性.

### 3 稳定性分析

接下来分析纵列双旋翼跨介质无人机系统在3.1节设计的控制器作用下的稳定性.

**引理1**<sup>[36]</sup> 定义区间

$$\Theta_\sigma = \{x \in R^6 : V_\sigma(x(t)) = s_\sigma^2(x(t)) < X_{x,\sigma}, X_{x,\sigma} > 0\}. \quad (53)$$

对于切换系统(5),假设 $\tau_c^\sigma = \tau_d^\sigma = 0$ ,则系统状态平衡点为 $x_{eq} = 0 \in \Theta_\sigma \in R^6$ .设每个子系统的类李雅普诺夫函数 $V_\sigma$ 是定义在 $\Theta_\sigma$ 上具有连续导数的实值函数,且满足 $V_\sigma(0) = 0$ ,当 $x \neq 0$ 和 $x \in \Theta_\sigma$ 时, $V_\sigma(x) > 0$ ;当 $x \in \Theta_\sigma$ 时, $\dot{V}_\sigma(x) \leq 0$ .设系统的总李雅普诺夫函数 $V(x)$ 的表达式为

$$V(x) = \frac{1}{2} \sum_{\sigma=1}^2 V_\sigma. \quad (54)$$

若 $V(x)$ 是正定的,且其对时间的导数 $\dot{V}(x)$ 负定,则切换系统是渐进稳定的.

参考文献[37],定义纵列双旋翼跨介质无人机水、空子系统每一通道(位置通道 $x, y, z$ ,姿态通道 $\phi, \theta, \psi$ )的类Lyapunov函数为如下形式:

$$V_\sigma(x) = Z_\sigma^T P_\sigma Z_\sigma, \quad (\sigma = 1, 2). \quad (55)$$

式中 $Z_\sigma$ 的表达式如下

$$Z_\sigma = \begin{bmatrix} z_{\sigma 1} \\ z_{\sigma 2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} |s|^{\frac{1}{2}} \\ \epsilon \end{bmatrix}. \quad (56)$$

式中, $z_{\sigma 1}, z_{\sigma 2} \in R^1$ 为 $Z_\sigma$ 的两个元素, $|s|, \epsilon$ 分别为超螺旋滑模算法(36)中的滑模信号的绝对值和超螺旋滑模积分项.

切换系统的总李雅普诺夫函数 $V(x)$ 的表达式为

$$V(x) = \sum_{\sigma=1}^2 Z_\sigma^T P_\sigma Z_\sigma. \quad (57)$$

$P_\sigma$ 为正定对称矩阵,其表达式如下

$$P_\sigma = \begin{bmatrix} \beta_\sigma + 4\epsilon_\sigma^2 & -2\epsilon_\sigma \\ -2\epsilon_\sigma & 1 \end{bmatrix}. \quad (58)$$

其中 $\beta_\sigma, \epsilon_\sigma > 0$ 且 $|P_\sigma| > 0$ ,则式(55)可表示为

$$V_\sigma(x) = (\beta_\sigma + 4\epsilon_\sigma^2)z_{\sigma 1}^2 + z_{\sigma 2}^2 - 4\epsilon_\sigma z_{\sigma 1} z_{\sigma 2}. \quad (59)$$

基于上文的讨论,我们得到了每个子系统的类Lyapunov函数和切换系统的总Lyapunov函数.下面将验证切换系统在本文所提出的切换控制算法的控制下的稳定性.

**定理1** 对于纵列双旋翼跨介质无人机切换系统(5),在切换控制器(52)的作用下且参数 $b_\sigma, c_\sigma, \beta_\sigma, \epsilon_\sigma (\sigma = 1, 2)$ 为正值并满足以下条件时,切换系统(5)具有渐进稳定性.

$$\begin{cases} p_{\min}(Q_\sigma) - 1 > 0 \\ \|Z_\sigma\| > \sqrt{\frac{\|L^T P\|^2}{p_{\min}(Q_\sigma) - 1}} \end{cases} \quad (60)$$

式中 $p_{\min}(Q_\sigma)$ 为矩阵 $Q_\sigma$ 的最小特征根, $Q_\sigma$ 的表达式如下

$$Q_\sigma = \begin{bmatrix} \frac{b_\sigma(\beta_\sigma + 4\epsilon_\sigma^2) - 4c_\sigma\epsilon_\sigma}{2} & \rightarrow \\ -\beta_\sigma - 4\epsilon_\sigma^2 + 2c_\sigma - 2b_\sigma\epsilon_\sigma & \\ \leftarrow \frac{-\beta_\sigma - 4\epsilon_\sigma^2 + 2c_\sigma - 2b_\sigma\epsilon_\sigma}{2} & \\ & \frac{2}{2\epsilon_\sigma} \end{bmatrix}. \quad (61)$$

$L$ 的表达式为

$$L = \begin{bmatrix} JM^{-1}\tau_d^\sigma \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (62)$$

**假设4** 由模型不确定性和外界扰动引起的扰动误差 $\tau_d^\sigma$ 的范数有界,因此 $\|L^T P\|$ 有界,式(60)可以满足.

**证** 令式(56)对时间求导可得

$$\dot{Z} = \begin{bmatrix} \dot{z}_{\sigma 1} \\ \dot{z}_{\sigma 2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}|s|^{\frac{1}{2}}(-b\text{sig}(s) + \epsilon + JM^{-1}\tau_d^\sigma) \\ -c\text{sgn}(s) \end{bmatrix}. \quad (63)$$

将式(56)和式(62)代入式(63)可得

$$\dot{Z} = \frac{1}{|z_{\sigma 1}|} \left( \begin{bmatrix} -\frac{b}{2} & \frac{1}{2} \\ -c & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{\sigma 1} \\ z_{\sigma 2} \end{bmatrix} + L \right). \quad (64)$$

对式(55)求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_\sigma(x) &= \dot{Z}_\sigma^T P_\sigma Z_\sigma + Z_\sigma^T P_\sigma \dot{Z}_\sigma = \\ & \frac{1}{|z_{\sigma 1}|} Z_\sigma^T \begin{bmatrix} -\frac{b_\sigma}{2} & \frac{1}{2} \\ -c_\sigma & 0 \end{bmatrix}^T P_\sigma Z_\sigma + \\ & \frac{1}{|z_{\sigma 1}|} Z_\sigma^T P_\sigma \begin{bmatrix} -\frac{b_\sigma}{2} & \frac{1}{2} \\ -c_\sigma & 0 \end{bmatrix} Z_\sigma + \\ & \frac{1}{|z_{\sigma 1}|} (L^T P Z_\sigma + Z_\sigma^T P L) = \\ & -\frac{1}{|z_{\sigma 1}|} (Z_\sigma^T Q_\sigma Z_\sigma - 2L^T P Z_\sigma). \end{aligned} \quad (65)$$

容易证得

$$Z_\sigma^T Q_\sigma Z_\sigma \geq p_{\min}(Q_\sigma) Z_\sigma^T Z_\sigma. \quad (66)$$

根据 young 不等式<sup>[38]</sup>, 又有

$$\|L^T P\|^2 + \|Z_\sigma\|^2 \geq 2L^T P Z_\sigma. \quad (67)$$

因此可以得到有关  $\dot{V}_\sigma(x)$  的不等式如下

$$\begin{aligned} \dot{V}_\sigma(x) &\leq -\frac{1}{|z_{\sigma 1}|} [p_{\min}(Q_\sigma) Z_\sigma^T Z_\sigma - \\ &\|L^T P\|^2 - \|Z_\sigma\|^2] = \\ &-\frac{1}{|z_{\sigma 1}|} [p_{\min}(Q_\sigma) \|Z_\sigma\|^2 - \\ &\|L^T P\|^2 - \|Z_\sigma\|^2] = \\ &-\frac{1}{|z_{\sigma 1}|} [(p_{\min}(Q_\sigma) - 1) \|Z_\sigma\|^2 - \\ &\|L^T P\|^2]. \end{aligned} \quad (68)$$

当  $s \neq 0$  时,  $\frac{1}{|z_{\sigma 1}|} > 0$  恒成立, 若要满足  $\dot{V}_\sigma(x) < 0$ , 则  $(p_{\min}(Q_\sigma) - 1) \|Z_\sigma\|^2 - \|L^T P\|^2 > 0$ , 也即  $\|Z_\sigma\| > \sqrt{\frac{\|L^T P\|^2}{p_{\min}(Q_\sigma) - 1}}$  ( $p_{\min}(Q_\sigma) - 1 > 0$ ). 由定理 (1) 中的式 (60) 可知该条件成立, 此时有  $\dot{V}_\sigma(x) < 0$ .

则总系统的李雅普诺夫函数  $V(x)$  满足

$$\dot{V}(x) = \dot{V}_1(x) + \dot{V}_2(x) < 0. \quad (69)$$

由引理 1, 可以证明切换系统 (5) 是渐进稳定的.

## 4 系统仿真与分析

利用 Matlab/Simulink 软件进行水空跨介质无人机反复跨越介质的仿真实验, 无人机从水下  $z = -1$  m 的位置以 0.2m/s 的速度匀速垂直起飞至空中  $z = 1$  m 处, 然后悬停 20s, 再以相同速度垂直落入水中. 期望的姿态角均为 0, 初始状态  $(x_0, y_0, z_0, \phi_0, \theta_0, \psi_0) = (0, 0, -1, 0, 0, 0)$ , 总仿真时间为 45s, 求解器为 ode4, 仿真步长为 0.001s. 无人机的模型参数如表 2 所示.

表2 跨介质无人机模型参数

| 参数                        | 数值     |
|---------------------------|--------|
| $m/kg$                    | 5      |
| $I_x/(kg \cdot m^2)$      | 0.0076 |
| $I_y/(kg \cdot m^2)$      | 0.3177 |
| $I_z/(kg \cdot m^2)$      | 0.3163 |
| $Z_b/m$                   | 0.005  |
| $c_T/(N \cdot s^2/rad^2)$ | 0.3163 |

### 4.1 无干扰情况下的轨迹跟踪

首先在不施加任何干扰的情况下进行纵列双旋翼无人机反复跨越介质的仿真, 分别采用 PID 控制, 滑模控制 (SMC), 超螺旋滑模控制 (STSMC), 快速终

端滑模结合神经网络 (FTSMC-NN) 以及本文所设计的自适应超螺旋滑模控制 (AST) 进行对比实验, 仿真结果如下所示.

图 5 为无干扰情况下的轨迹跟踪曲线图 ( $y$  位置没有响应). 由  $x$  位置跟踪曲线图可知, 在介质跨越段 ( $t=5$  s 或  $t=35$  s), PID, SMC, STSMC, FTSMC-NN 在  $x$  方向均产生了一定的误差, 其中 PID 方法控制效果最差, 最大误差约为 0.03 m, SMC 方法次之, 最大误差约为 0.01m, STSMC 方法明显优于 PID 和 SMC 方法, 最大误差小于 0.005m, FTSMC-NN 略优于 STSMC; 相较之下, AST 方法产生的  $x$  方向的误差最不明显, 可以忽略.  $z$  位置跟踪曲线图表明, AST 方法的高度误差最小, 最大误差仅为 0.05m, 静差为 0, 且响应速度最快, 在 5s 内轨迹的跟踪情况便能达到很好的效果. 同时, 观察图 6 的  $z$  位置误差图以及图 7 的  $z$  轴线速度对比图也能体现出使用 AST 方法, 无人机跟踪  $z$  向期望位置和期望速度的稳态误差更小, 响应速度也更快, 相较其他方法有更好的跟踪效果.

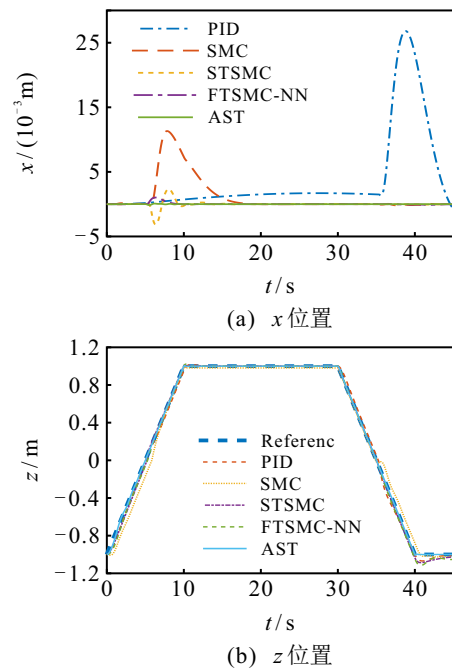


图5 轨迹跟踪对比 (无干扰)

图 8 为无干扰情况下的姿态角对比图 (滚转角、偏航角没有响应). 在无干扰情况下, 由于跨介质无人机在跨越介质时进行子系统的切换, 俯仰角会产生一定的波动. 图 8 表明系统的切换对 PID 的影响最大, 其产生了  $5^\circ$  的偏移; AST 方法的俯仰角误差最小.

综上, 在无干扰情况下, AST 方法的跟踪性能要优于其他四类方法, 且子系统的切换对 AST 方法的

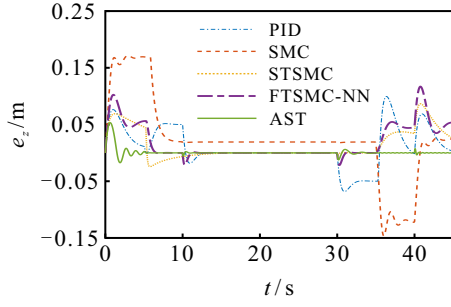


图6 高度位置误差对比 (无干扰)

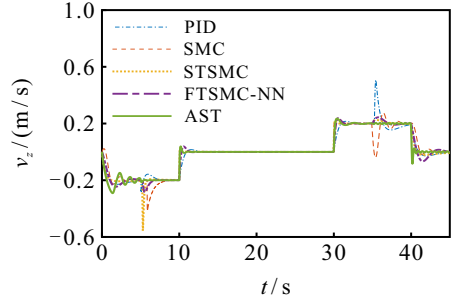


图7 z轴方向线速度对比 (无干扰)

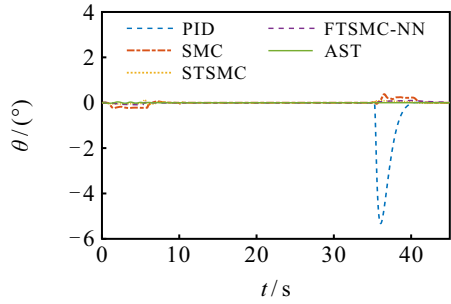


图8 俯仰角对比

影响也最小。

#### 4.2 存在干扰情况下的轨迹跟踪

考虑到跨介质无人机在飞行期间会受到外界环境干扰(如水流扰动、横风扰动等),在无人机处于水下时施加三轴方向的随机噪声的扰动力矩,在 $t=10$ s时(此时跨介质无人机处于空中悬停状态)施加一横侧风干扰,从而模拟跨介质无人机受扰情况下的轨迹跟踪。横侧风的计算与风力等级以及风向角 $\alpha$ 有关,每级风有对应的风压<sup>[39]</sup>,具体的计算方法如下所示。

$$T_{di} = PA_i \cos \delta_i, \quad (i = x, y, z). \quad (70)$$

式中,  $T_{di}$ 为风扰力,  $P$ 为风压,  $A_i$ 为迎风面积,  $\cos \delta_i$ 与风向角和无人机自身姿态有关。

设风向角的单位向量为 $E$ ,体坐标系的法向向量为 $B_x, B_y, B_z$ 。

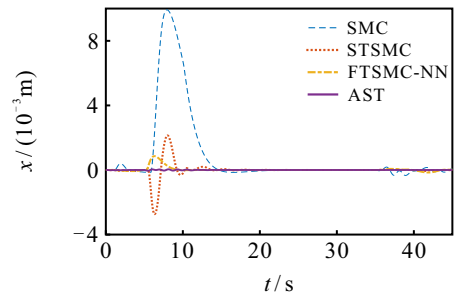
$$E = [0 \quad -\sin \alpha \quad -\cos \alpha]^T, \quad (71)$$

$$\begin{cases} B_x = R_B^E \cdot [1 \ 0 \ 0]^T \\ B_y = R_B^E \cdot [0 \ 1 \ 0]^T \\ B_z = R_B^E \cdot [0 \ 0 \ 1]^T \end{cases} \quad (72)$$

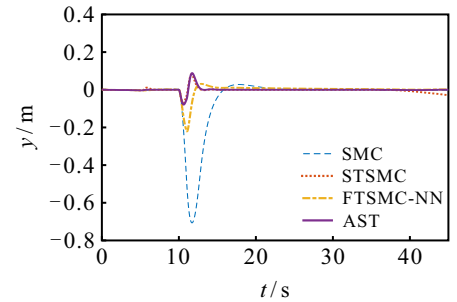
$$\cos \delta_i = \frac{E^T B_i}{\|E\| \|B_i\|}, \quad (i = x, y, z). \quad (73)$$

为了验证文章提出的控制方法的有效性和鲁棒性,我们选取了对跨介质无人机影响最为显著的垂直于机身侧面的横风,也即 $\alpha = 90^\circ$ 。经反复实验测试,该跨介质无人机最高可以承受6级风力,对应的风压约为 $119 Pa$ 。使用SMC, STSMC, FTSMC-NN和AST方法进行对比实验,仿真结果如下所示。

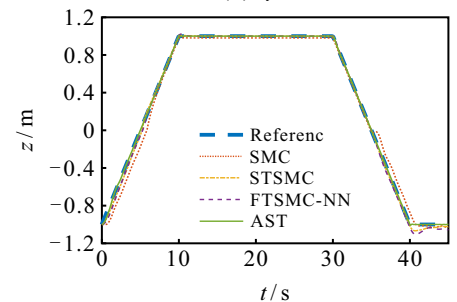
图9为有干扰情况下的跨介质无人机轨迹跟踪曲线图。由x位置跟踪曲线图可知,在介质跨越段( $t=5$ s), SMC, STSMC, FTSMC-NN在x方向均产生了一定的误差,其中SMC方法产生的最大误差为 $0.01m$ , STSMC方法产生的最大误差优于SMC,仅为 $0.002m$ ,比SMC方法要小一个数量级, FTSMC-NN最大误差稍小于STSMC,且振荡幅度更小。相比之下,AST方法产生的x误差则最不明显,可以忽略。由于跨介质无人机在 $t=10$ s时受到了持续时间为 $1s$ ,大小约为 $8N$ 的y向干扰力, SMC, STSMC, FTSMC-NN, AST的y位置跟踪曲线在 $t=10$ s时均产生了一定的偏移。SMC方法产生的偏移最大,约



(a) x位置



(b) y位置



(c) z位置

图9 轨迹跟踪对比 (存在干扰)

为 0.7m, FTSMC-NN 方法次之, 最大偏移量为 0.2m, STSMC 和 AST 方法产生的偏移几乎一致, 最大偏移约为 0.1m, 都明显小于 SMC, 且 y 位置恢复稳定的时间最少. 此外, 在 t=35s 后, AST 方法的 y 位置误差要小于 STSMC 方法. z 位置跟踪曲线、高度误差曲线图 10 以及 z 轴线速度对比图 11 的情况与无干扰情况相似, AST 方法下无人机对 z 轴期望位置和期望速度的跟踪误差更小, 响应速度更快. 图 12 为  $\alpha=90^\circ$  时横侧风干扰力作用在无人机上产生的 x, y, z 三轴干扰力, 由图可知主要作用方向为 y 轴, 干扰力大小约为 8N.

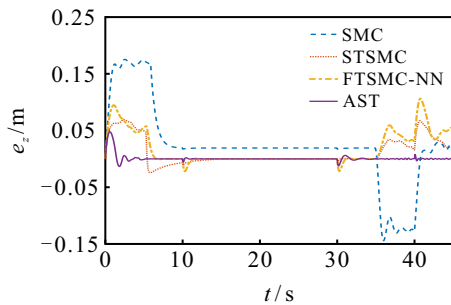


图10 高度位置误差对比 (存在干扰)

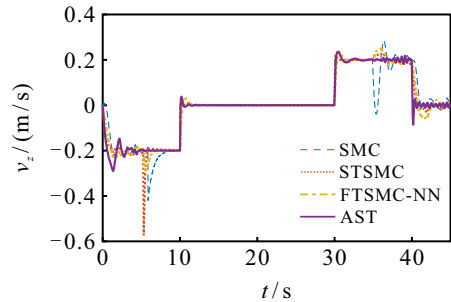


图11 z轴方向线速度对比 (存在干扰)

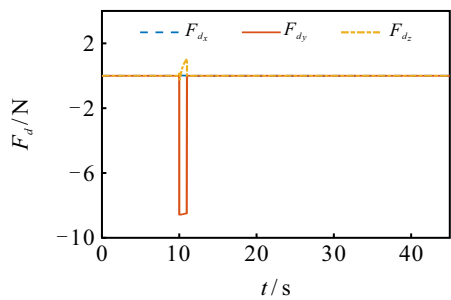
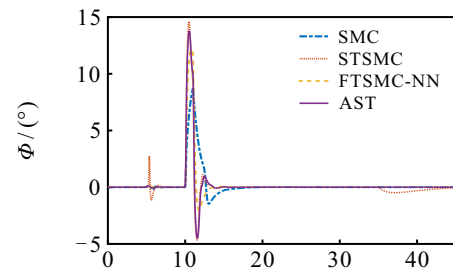


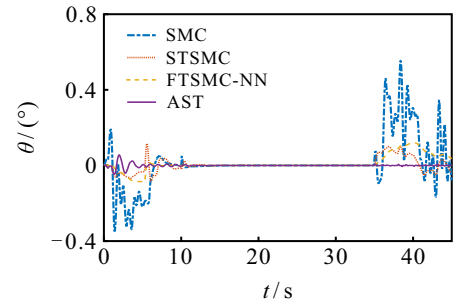
图12 横风干扰力

图 13 为有干扰情况下的姿态角对比图. 观察图 13(a), 在 t=10s 时由于 y 向干扰力的作用, 跨介质无人机产生了一定的 y 位置偏差, 故需要无人机产生一定的滚转角使 y 位置恢复稳定. AST 和 STSMC 方法产生的滚转角最大, 约为  $15^\circ$ , FTSMC-NN 次之, 最大滚转角为  $12^\circ$ , SMC 方法最小, 滚转角最大值约为  $8^\circ$ , 说明 AST 和 STSMC 方法对横风干扰的响应最明显, 且 3s 内便能恢复到稳定状态附近, 因此

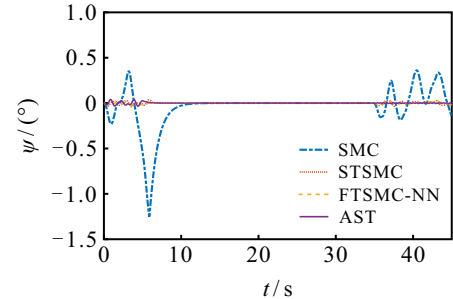
AST 和 STSMC 方法受横风影响产生的 y 位置偏移最小, 且恢复稳定的时间更短. 此外, 对比 STSMC 和 AST 方法, 在介质跨越段 ( $t=5s$  和  $t=35s$ ), 由于子系统发生切换而引起的滚转角波动 AST 方法也要明显小于 STSMC. 图 13(b) 则表明在水流干扰力矩的影响下, SMC 方法受影响程度最大, 产生的误差最大有  $0.5^\circ$ , STSMC 和 FTSMC-NN 方法相近, 略优于 SMC, 最大误差为  $0.1^\circ$ , 而 AST 方法产生的俯仰角误差最小, 最大误差小于  $0.1^\circ$ , 但振荡幅度 FTSMC 方法最小. 由图 13(c) 可知, 在干扰力矩的影响下, SMC 方法的偏航角控制效果最差, 产生的最大误差大于  $1^\circ$ . STSMC 和 FTSMC-NN 方法的控制效果接近, 产生的偏航角误差要明显小于 SMC 方法, AST 方法的偏航角误差则更小.



(a) 滚转角



(b) 俯仰角



(c) 偏航角

图13 姿态角对比

图 14-17 为各方法在干扰情况下的控制信号图, 图 18 为控制参数 b, c 的自适应曲线图. 综上, 在有横风和水流干扰的情况下, AST 虽然振荡幅度稍大于 STSMC 和 FTSMC-NN 方法, 但跟踪性能更优, 抗干扰的效果也更显著, 同时子系统切换对系统状

态的影响更小,鲁棒性更好.对于出现执行机构饱和的问题,未来会从控制器设计及理论分析等方面展

开研究,避免该问题的发生.

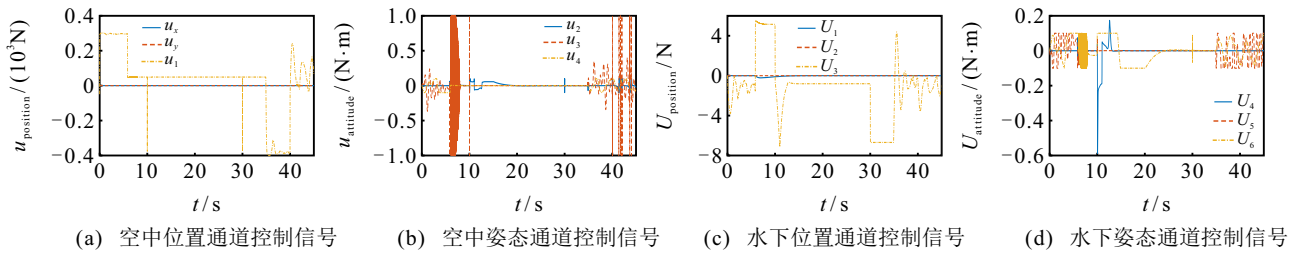


图14 SMC方法控制信号

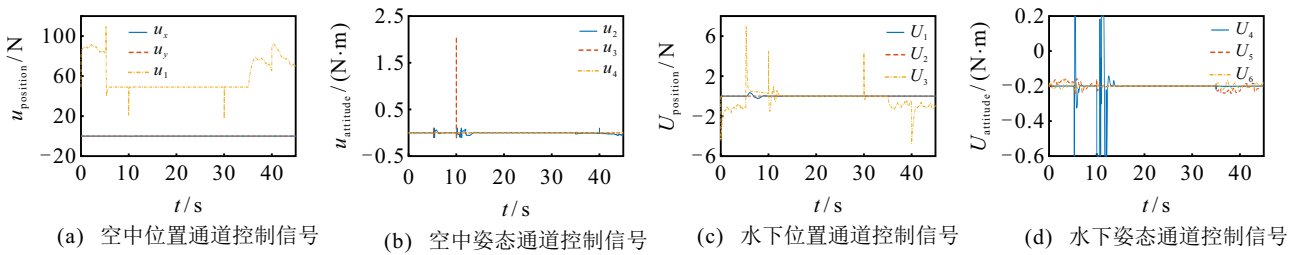


图15 STSMC方法控制信号

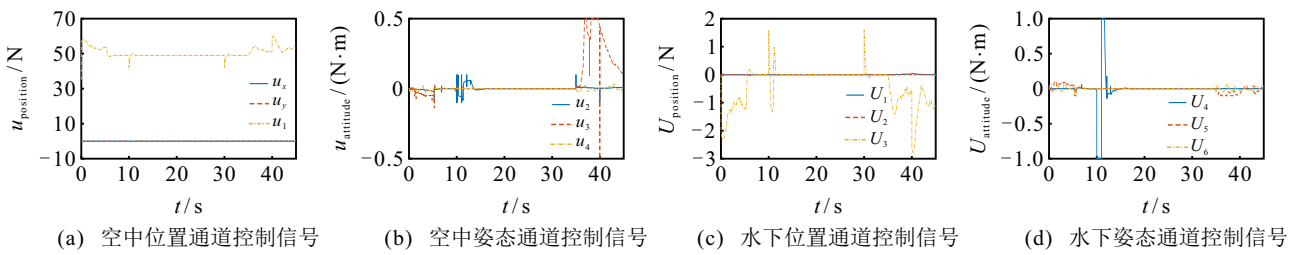


图16 FTSMC\_NN方法控制信号

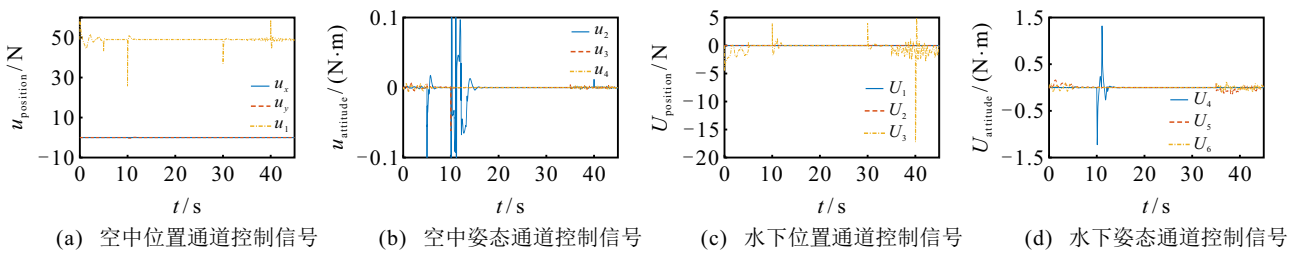


图17 AST方法控制信号

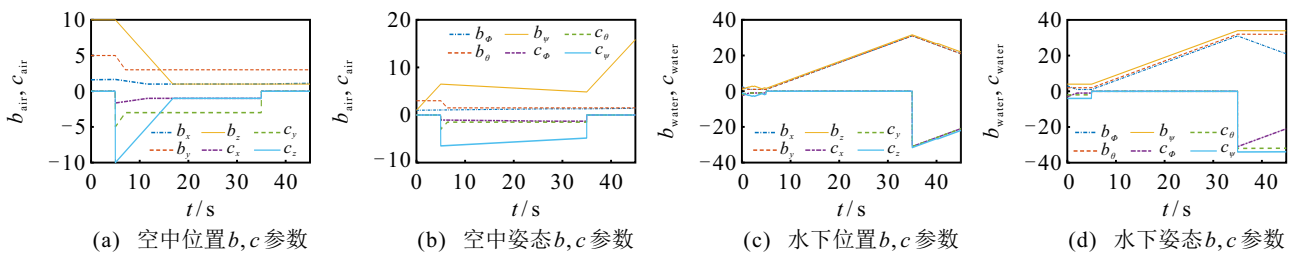


图18 参数 $b, c$ 自适应曲线

### 5 结论

针对存在多系统和外界不确定干扰的纵列式双旋翼构型水空跨介质无人机的出入水控制问题,设计了一种基于切换系统的自适应超螺旋滑模控制算

法.该算法的特点为将处于不同飞行阶段的无人机视作不同的系统,设计了一定的切换规则以确定子系统间的切换,并为每个子系统单独设计自适应超螺旋滑模控制器进行控制.整个切换控制系统的稳

定性通过 Lyapunov 理论进行证明. 系统仿真结果表明, 设计的控制算法能够在外界扰动的影响下实现水空跨介质无人机的出入水轨迹跟踪控制和姿态稳定, 且系统具有良好的稳态性能和鲁棒性.

#### 参考文献 (References)

- [1] Nicolaou S. Flying boats & seaplanes: A history from 1905[M]. Bideford: Bay View Books Ltd., 1996.
- [2] Yang X B, Wang T M, Liang J H, et al. Survey on the novel hybrid aquatic-aerial amphibious aircraft: Aquatic unmanned aerial vehicle (AquaUAV)[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, 74: 131-151.
- [3] 黄领才, 雍明培. 水陆两栖飞机的关键技术和产业应用前景[J]. *航空学报*, 2019, 40(1): 18-34.  
(Huang L C, Yong M P. Key technologies and industrial application prospects of amphibian aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(1): 18-34.)
- [4] Zeng Z, Lyu C X, Bi Y B, et al. Review of hybrid aerial underwater vehicle: Cross-domain mobility and transitions control[J]. *Ocean Engineering*, 2022, 248: 110840.
- [5] Chen Y F, Wang H Q, Helbling E F, et al. A biologically inspired, flapping-wing, hybrid aerial-aquatic microrobot[J]. *Science Robotics*, 2017, 2(11): eaao5619.
- [6] Hou T G, Yang X B, Su H H, et al. Design and experiments of a squid-like aquatic-aerial vehicle with soft morphing fins and arms[C]. *International Conference on Robotics and Automation*. Montreal, 2019: 4681-4687.
- [7] Wang T M, Yang X B, Liang J H, et al. CFD based investigation on the impact acceleration when a gannet impacts with water during plunge diving[J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2013, 8(3): 036006.
- [8] Yao G C, Liang J H, Wang T M, et al. Submersible unmanned flying boat: Design and experiment[C]. *IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*. Bali, 2014: 1308-1313.
- [9] Maia M M, Soni P, Diez F J. Demonstration of an aerial and submersible vehicle capable of flight and underwater navigation with seamless air-water transition[C]. *OCEANS 2016 MTS/IEEE Monterey*. Monterey, 2016: 1-9.
- [10] Lu D, Xiong C K, Lyu B Z, et al. Multi-mode hybrid aerial underwater vehicle with extended endurance[C]. *2018 OCEANS-MTS/IEEE Kobe Techno-Oceans*. Kobe, 2018: 1-7.
- [11] Lu D, Xiong C K, Zhou H X, et al. Design, fabrication, and characterization of a multimodal hybrid aerial underwater vehicle[J]. *Ocean Engineering*, 2021, 219: 108324.
- [12] Hu R, Lu D, Xiong C K, et al. Modeling, characterization and control of a piston-driven buoyancy system for a hybrid aerial underwater vehicle[J]. *Applied Ocean Research*, 2022, 120: 102925.
- [13] Lyu C X, Lu D, Xiong C K, et al. Toward a gliding hybrid aerial underwater vehicle: Design, fabrication, and experiments[J]. *Journal of Field Robotics*, 2022, 39(5): 543-556.
- [14] Wu S H, Shao M S, Wu S F, et al. Design and demonstration of a tandem dual-rotor aerial-aquatic vehicle[J]. *Drones*, 2024, 8(3): 100.
- [15] 杨健, 冯金富, 齐铎, 等. 水空介质跨越航行器的发展与应用及其关键技术[J]. *飞航导弹*, 2017(12): 1-8.  
(Yang J, Feng J F, Qi D, et al. Development and application of water-air medium straddling vehicle and its key technologies[J]. *Airborne Missile Journal*, 2017(12): 1-8.)
- [16] Alzu'bi H, Mansour I, Rawashdeh O. Loon Copter: Implementation of a hybrid unmanned aquatic-aerial quadcopter with active buoyancy control[J]. *Journal of Field Robotics*, 2018, 35(5): 764-778.
- [17] Ma Z C, Feng J F, Yang J. Research on vertical air-water trans-media control of hybrid unmanned aerial underwater vehicles based on adaptive sliding mode dynamical surface control[J]. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2018, 15(2): 1729881418770531.
- [18] Lu D, Xiong C K, Zeng Z, et al. Adaptive dynamic surface control for a hybrid aerial underwater vehicle with parametric dynamics and uncertainties[J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 2020, 45(3): 740-758.
- [19] 黄金杰, 郝现志, 潘晓真. 基于模型依赖驻留时间的异步切换控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(3): 609-618.  
(Huang J J, Hao X Z, Pan X Z. Asynchronous switching control based on mode-dependent average dwell time[J]. *Control and Decision*, 2021, 36(3): 609-618.)
- [20] Neto A A, Mozelli L A, Drews P L J, et al. Attitude control for an hybrid unmanned aerial underwater vehicle: A robust switched strategy with global stability[C]. *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Seattle, 2015: 395-400.
- [21] Maia M M, Mercado D A, Diez F J. Design and implementation of multirotor aerial-underwater vehicles with experimental results[C]. *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Vancouver, 2017: 961-966.
- [22] 陈志旺, 张子振, 曹玉洁. 自抗扰 fal 函数改进及在四旋翼姿态控制中的应用[J]. *控制与决策*, 2018, 33(10): 1901-1907.  
(Chen Z W, Zhang Z Z, Cao Y J. Fal function improvement of ADRC and its application in quadrotor aircraft attitude control[J]. *Control and Decision*, 2018, 33(10): 1901-1907.)
- [23] Horn A C, Pinheiro P M, Grando R B, et al. A novel concept for hybrid unmanned aerial underwater vehicles focused on aquatic performance[C]. *Latin American Robotics Symposium, Brazilian Symposium on Robotics and Workshop on Robotics in Education*. Natal, 2020: 1-6.
- [24] 逯明清, 廖飞, 高福奎, 等. 基于扰动观测器增强的同轴 HAUV 自适应反步跟踪控制[J]. *航空学报*, 2024,

- 45(23): 263-276.  
(Lu M Q, Liao F, Gao F K, et al. Nonlinear disturbance observer enhanced adaptive backstepping tracking control for coaxial HAUUV[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(23): 263-276.)
- [25] 贺战胜, 邱宏凌, 沈俊. 输入受限下无人直升机自适应固定时间滑模控制[J]. *控制与决策*, 2024, 39(11): 3547-3556.  
(He Z S, Qiu H L, Shen J. Adaptive fixed-time sliding mode control of unmanned helicopter with input saturation[J]. *Control and Decision*, 2024, 39(11): 3547-3556.)
- [26] 肖会敏, 赵林, 王春花. 一类带有变时滞的广义切换系统的滑模控制[J]. *控制与决策*, 2011, 26(3): 376-380.  
(Xiao H M, Zhao L, Wang C H. Sliding mode control for a class of singular switched systems with time-varying delay[J]. *Control and Decision*, 2011, 26(3): 376-380.)
- [27] 肖会敏, 刘振. 一类不确定切换中立型系统的鲁棒滑模控制[J]. *控制与决策*, 2016, 31(3): 521-527.  
(Xiao H M, Liu Z. Robust sliding mode control for a class of uncertain switched neutral systems[J]. *Control and Decision*, 2016, 31(3): 521-527.)
- [28] Shtessel Y B, Moreno J A, Plestan F, et al. Super-twisting adaptive sliding mode control: A Lyapunov design[C]. *Proceedings of the 49th IEEE Conference on Decision and Control*. Atlanta, 2010: 5109-5113.
- [29] Guerrero J, Torres J, Creuze V, et al. Saturation based nonlinear PID control for underwater vehicles: Design, stability analysis and experiments[J]. *Mechatronics*, 2019, 61: 96-105.
- [30] Zhang Q M, Liu Z H, Zhao J R, et al. Modeling and attitude control of bi-copter[C]. *IEEE International Conference on Aircraft Utility Systems*. Beijing, 2016: 172-176.
- [31] Liang J J, Liang J Q, Huang W K, et al. Robust nonlinear path-tracking control of vector-propelled AUVs in complex sea conditions[J]. *Ocean Engineering*, 2023, 274: 113923.
- [32] Levant A. Robust exact differentiation via sliding mode technique[J]. *Automatica*, 1998, 34(3): 379-384.
- [33] Dudgeon G J W, Gribble J J. Helicopter attitude command attitude hold using individual channel analysis and design[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(5): 962-971.
- [34] Shtessel Y, Taleb M, Plestan F. A novel adaptive-gain supertwisting sliding mode controller: Methodology and application[J]. *Automatica*, 2012, 48(5): 759-769.
- [35] Kuchwa-Dube C, Pedro J O. Quadrotor-based aerial manipulator altitude and attitude tracking using adaptive super-twisting sliding mode control[C]. *International Conference on Unmanned Aircraft Systems*. Atlanta, 2019: 144-151.
- [36] 何召兰, 王茂, 黄昆, 等. 不确定离散切换系统的滑模控制[J]. *控制与决策*, 2009, 24(5): 789-793.  
(He Z L, Wang M, Huang K, et al. Sliding-mode control of uncertain discrete-time switching system[J]. *Control and Decision*, 2009, 24(5): 789-793.)
- [37] 梁洪基, 李俊丽, 朱晓英, 等. 基于快速自适应超螺旋滑模算法的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. *控制工程*, DOI: 10.14107/j.cnki.kzgc.20240269.  
(Liang H J, Li J L, Zhu X Y, et al. Trajectory tracking control of a quadrotor UA V based on a fast adaptive super-twisting sliding mode algorithm[J]. *Control Engineering of China*, DOI: 10.14107/j.cnki.kzgc.20240269.)
- [38] Alzer H, da Fonseca C M, Kovačec A. Young-type inequalities and their matrix analogues[J]. *Linear and Multilinear Algebra*, 2015, 63(3): 622-635.
- [39] Wu S F, Shao M S, Wu S H, et al. A high maneuvering motion strategy and stable control method for tandem twin-rotor aerial-aquatic vehicles near the water surface[J]. *Defence Technology*, 2025, 44: 206-220.

## 作者简介

张柏嘉 (2001–), 男, 硕士生, 主要研究方向为跨介质无人机的切换控制, E-mail: [zhangbj8@mail2.sysu.edu.cn](mailto:zhangbj8@mail2.sysu.edu.cn);

王继河 (1982–), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为编队/集群动力学与控制、航天器无拖曳控制, E-mail: [wangjihe@mail.sysu.edu.cn](mailto:wangjihe@mail.sysu.edu.cn);

孙慧杰 (1988–), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为切换系统智能控制理论及其在航空航天、机器人等领域的应用, E-mail: [huijie\\_sun@foxmail.com](mailto:huijie_sun@foxmail.com);

张锦绣 (1978–), 男, 教授, 博士, 主要研究方向为深空探测航天器系统、跨介质智能两栖无人机以及智能微小型航天器系统及集群空间博弈, E-mail: [zhangjinxiu@sysu.edu.cn](mailto:zhangjinxiu@sysu.edu.cn);

吴雨瑶 (1994–), 女, 助理研究员, 博士, 主要研究方向为卫星任务规划、姿态/姿轨协同控制, E-mail: [yuyao\\_wu@foxmail.com](mailto:yuyao_wu@foxmail.com);

何智林 (2000–), 男, 硕士, 主要研究方向为无人潜航器的制导算法和滑模控制, E-mail: [hezhlín@mail2.sysu.edu.cn](mailto:hezhlín@mail2.sysu.edu.cn);

邵茂森 (1994–), 男, 博士生, 主要研究方向为纵列双旋翼无人机的 ADRC 控制与抗风策略, E-mail: [shaoms@mail2.sysu.edu.cn](mailto:shaoms@mail2.sysu.edu.cn).