

基于VOF-Simulink的跨介质无人机仿真分析

朱丰毅, 史春景, 郝永平

沈阳理工大学机械工程学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2026年7月6日; 录用日期: 2026年7月30日; 发布日期: 2026年8月7日

摘要

针对跨介质无人机水面起飞过程中浮力补偿衰减、水面效应变化以及旋翼升力需求动态调整等问题, 本文建立了结合Fluent VOF多相流仿真与MATLAB/Simulink动力学建模的联合分析方法。首先, 基于VOF模型对无人机在纯空气、近水面和远水面三种工况下的流场分布与升力响应进行数值模拟, 分析自由液面对旋翼气动特性的影响; 随后, 将CFD仿真得到的升力数据引入Simulink, 构建考虑吃水深度变化、浮力衰减和高度相关升力修正的水面连续起飞动力学模型。结果表明, 近水面工况下旋翼稳态升力约为10.0 N, 相较纯空气工况下的8.8 N提高约13.6%; 当桨盘距水面高度与桨叶半径之比 H/R 大于0.8时, 水面效应对升力的影响明显减弱。Simulink仿真进一步表明, 起飞初期静浮力能够抵消部分重力并提高有效升力裕度, 随着机体逐渐离水, 浮力补偿减小, 旋翼需承担的净升力需求增加, 系统加速度呈下降趋势。研究结果揭示了跨介质无人机水面起飞阶段升力、浮力与水面效应之间的耦合机理, 可为后续自主起降控制、抗扰动控制律设计和起飞过程参数优化提供参考。

关键词

跨介质无人机, VOF, Simulink, 水面效应, 浮力-升力耦合, 初稳性

Simulation Analysis of a Cross-Medium UAV Based on VOF-Simulink

Fengyi Zhu, Chunjing Shi, Yongping Hao

School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang Liaoning

Received: July 6, 2026; accepted: July 30, 2026; published: August 7, 2026

Abstract

To address buoyancy compensation decay, water-surface effect variation, and the dynamic rotor lift demand during water-surface takeoff of a cross-medium UAV, this study establishes a coupled analysis method that integrates Fluent VOF multiphase-flow simulation with MATLAB/Simulink dynamic

modeling. A VOF model is first used to simulate the flow-field distribution and lift response under pure-air, near-water-surface, and far-water-surface conditions, so as to evaluate the influence of the free surface on rotor aerodynamic performance. The lift data obtained from the CFD simulations are then introduced into Simulink to build a continuous water-surface takeoff model that accounts for draft variation, buoyancy decay, and height-dependent lift correction. The results show that the steady rotor lift near the water surface is approximately 10.0 N, which is about 13.6% higher than the pure-air value of 8.8 N. When the ratio between the rotor disk height above the water surface and the blade radius, H/R , exceeds 0.8, the influence of the water-surface effect is significantly weakened. The Simulink results further indicate that static buoyancy offsets part of the vehicle weight during the initial takeoff stage and increases the effective lift margin. As the vehicle leaves the water, buoyancy compensation decreases, the net lift demand borne by the rotors increases, and the acceleration gradually declines. The proposed approach reveals the coupled mechanism among lift, buoyancy, and water-surface effect during cross-medium takeoff, and provides a reference for autonomous takeoff control, disturbance-rejection control design, and parameter optimization.

Keywords

Cross-Medium UAV, VOF, Simulink, Water-Surface Effect, Buoyancy-Lift Coupling, Initial Stability

Copyright © 2026 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

国内外已开展了较多关于无人机跨介质飞行的研究，主要包括跨介质无人机的水面气动理论研究、跨介质无人机的结构设计研究，以及仿生系列无人机等方向。现有跨介质无人机主要分为三种类型：仿生类、固定翼类、旋翼类[1]。其中，旋翼类无人飞行器又可进一步分为：水上无人机、潜射无人机和潜水无人机 3 大类[2]。

旋翼类跨介质无人机兼具水面航行、漂浮待机和空中飞行能力，在海洋监测、应急搜救、近岸巡检和复杂环境侦察等场景中具有应用潜力[3]-[5]，在军事和民用领域均具有广阔的应用前景[6]。相对于传统单介质飞行器，跨介质无人机既能在空中飞行又能在水中潜行，突破了环境的限制[7]，同时结合了空中无人机强大的通信定位与编队能力以及水下潜航器高效的隐蔽与潜行能力，具有极大的应用空间与实际价值[8]。跨介质无人机在水面起飞阶段需同时面对气动升力、水面效应、浮力变化和水动力阻力等多源耦合因素，其动力学过程更加复杂。现有研究多集中于旋翼气动特性、跨介质结构设计或单一工况下的数值仿真，而对无人机从水面连续起飞过程中“浮力补偿衰减 - 升力需求增加 - 加速度变化”这一动态耦合机制的描述仍不够充分。因此，本文提出一种结合 VOF 多相流仿真与 Simulink 动力学建模，对无人机跨越气液界面的升力变化过程进行系统分析。

基于此，本文以一款轴对称跨介质四旋翼无人机为研究对象，首先开展浮力和初稳性理论计算，随后基于 Fluent VOF 模型分析不同水面高度下的旋翼升力变化，并进一步在 Simulink 中构建浮力 - 升力耦合动力学模型，以揭示水面连续起飞阶段的关键力学机理。

2. 两栖无人机结构模型

本文研究的无人机采用多舱体模块化连接结构。该构型借鉴了船舶初稳性设计思想，使飞行器在受到波浪、风载或起飞扰动时仍能保持一定的正稳性。如图 1 所示，无人机主要由顶部基座、功能舱、电

子舱、电池舱和底部配重模块组成。其中，顶部基座主要承担旋翼及机臂连接功能，功能舱与电子舱用于布置控制系统及电子设备，电池舱和配重模块则分别提供能源与重心调节。不考虑机臂时，机体轴向总长约为 359.3 mm；上部圆柱舱段半径约为 49~50 mm，下部圆柱舱段半径约为 30 mm。

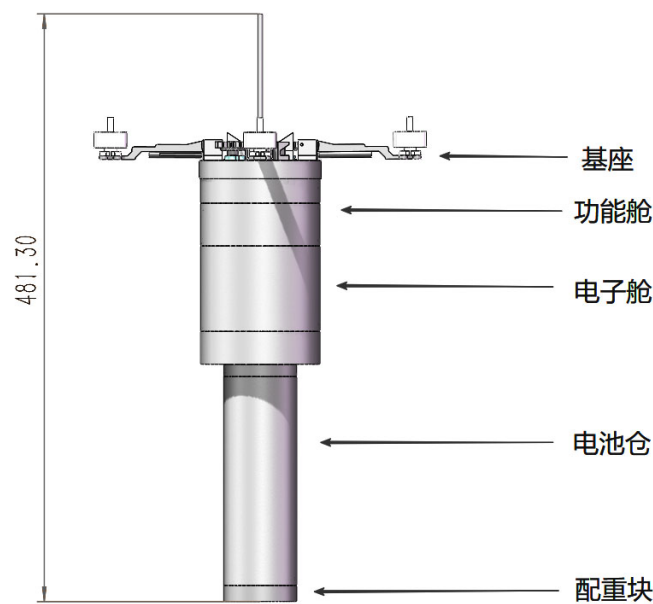


Figure 1. Overall structural diagram of the UAV
图 1. 无人机整体结构示意图

机身主体采用白色树脂材料制造，机臂采用铝合金材料，底部配重块采用不锈钢材料。其中机臂与电机相对于整体排水体积可忽略不计，而重量计入基座部分共同计算。整机质量约为 1458 g，其中基座质量为 283 g，空载功能舱质量为 16 g，电子舱质量为 167 g，电池舱质量为 504 g，配重块质量为 488 g。各舱段的质量、半径、长度及排水体积见表 1。

Table 1. UAV-related parameters
表 1. 无人机相关参数

舱室	重量(含内部)	半径	长度	排水体积
基座	283 g	50 mm	15 mm	117,810 mm ³
功能舱(空舱)	16 g	49 mm	53 mm	399,700 mm ³
电子舱	167 g	49 mm	97 mm	732,000 mm ³
电池舱	504 g	30 mm	181 mm	512,000 mm ³
配重块	488 g	30 mm	13.3 mm	37,600 mm ³
总计	1458 g		359.3 mm	1,799,110 mm ³

3. 无人机浮力、初稳性计算与仿真设置

3.1. 无人机浮力理论分析

本无人机总体采用“上大下小、上轻下重”的结构设计思路：上部较大半径舱段用于提高水线面惯性矩并调节浮心位置，下部电池舱和配重模块用于降低重心。浮力作用于浮心并竖直向上，重力作用于

重心并竖直向下；当二者大小相等且作用线重合时，无人机处于正浮平衡状态。

根据阿基米德原理，机体在水中受到的静浮力可表示为 $F_{\text{浮}} = \rho g V_{\text{排}}$ ，其中 ρ 为水的密度， g 为重力加速度， $V_{\text{排}}$ 为机体排开水的体积。由此可知，浮力大小直接取决于机体浸没部分的排水体积。

由阿基米德原理可得： $F_{\text{浮}} = \rho g V_{\text{排}}$ 。

(1) 最小浮力。无人机能够在水面静浮的基本条件为 $F_{\text{浮}} = F_{\text{重}}$ 。以整机质量 1458 g 计算，其重力为 $F_{\text{重}} = mg = 1.458 \text{ kg} \times 9.81 \text{ m/s}^2 \approx 14.30 \text{ N}$ 。

因此，空载状态下无人机实现静浮所需的最小浮力约为 $F_{\text{浮min}} = 14.30 \text{ N}$ 。

(2) 最大浮力。当无人机主体完全浸没时，可获得最大静浮力。根据表 1 所列排水体积，机体总体积约为 $V_{\text{总}} = 1799110 \text{ mm}^3 = 0.001799110 \text{ m}^3$ 。

$$F_{\text{浮max}} = \rho g V_{\text{总}} = 1000 \text{ kg/m}^3 \times 9.81 \text{ m/s}^2 \times 0.001799110 \text{ m}^3 \approx 17.65 \text{ N}。$$

因此，空载状态下无人机完全浸没时的最大浮力约为 17.65 N。

综上，可得到两个关键浮力参数： $F_{\text{浮min}} \approx 14.30 \text{ N}$ ， $F_{\text{浮max}} \approx 17.65 \text{ N}$ 。

由此可估算无人机在水面漂浮状态下的理论最大附加载荷为 $F_{\text{浮max}} - F_{\text{浮min}} \approx 3.35 \text{ N}$ ，折合质量约为 341 g。也就是说，在理想条件下，附加载荷小于约 341 g 时，无人机具备水面静浮能力。

3.2. 无人机初稳性理论计算

稳性是指浮体在受到风、浪或载荷移动等外界扰动后，抵抗倾覆并恢复至初始平衡位置的能力。对于跨介质无人机而言，水面漂浮稳定性直接影响起飞姿态和介质转换过程，因此必须进行初稳性分析。

重心是浮体全部质量的等效作用点，也是重力合力的作用点，其位置由各组成部件的质量分布决定。

重心 G 的计算公式为[9]-[11]：

$$\begin{aligned} x_G &= \frac{\sum_{i=1}^n (m_i * x_i)}{\sum_{i=1}^n m_i} \\ y_G &= \frac{\sum_{i=1}^n (m_i * y_i)}{\sum_{i=1}^n m_i} \\ z_G &= \frac{\sum_{i=1}^n (m_i * z_i)}{\sum_{i=1}^n m_i} \end{aligned}$$

式中， x_G 、 y_G 、 z_G 为无人机整体重心坐标， m_i 为第 i 个部件的质量， x_i 、 y_i 、 z_i 为第 i 个部件的重心坐标。

经计算，无人机重心高度约为 $z_G = -186.3 \text{ mm}$ 。

浮心是无人机浸没部分排水体积的几何形心，也是浮力合力的作用点。浮力方向始终竖直向上并通过浮心 B 。浮心位置由浸没几何形状决定，因此会随吃水深度、倾斜角和水下体积形状的变化而移动。

浮心 B 的计算公式为：

$$\begin{aligned} x_B &= \frac{1}{V} \iiint_V x dV \\ y_B &= \frac{1}{V} \iiint_V y dV \\ z_B &= \frac{1}{V} \iiint_V z dV \end{aligned}$$

式中, x_B 、 y_B 、 z_B 为无人机浮心坐标, $V_{\text{排}}$ 为排水体积, dV 为体积微元。

经计算, 无人机浮心高度约为 $z_B = -118 \text{ mm}$ 。

如图 2 所示, 浮心与重心的相对位置决定了浮体的初稳性。当重心过高或浮力作用线与重力作用线偏离较大时, 微小扰动便可能引起明显摇摆甚至倾覆。正浮平衡需满足两个条件: 浮力与重力大小相等、方向相反; 二者作用线位于同一铅垂线上。

船舶自扶正能力是指船舶在航行时受到复杂的风浪环境等外界因素的影响下, 在横倾 $0^\circ \sim 180^\circ$ 后仍然可以在不受外力作用下利用自身浮力和重力产生的力矩而回复到平衡位置的能力[12]。

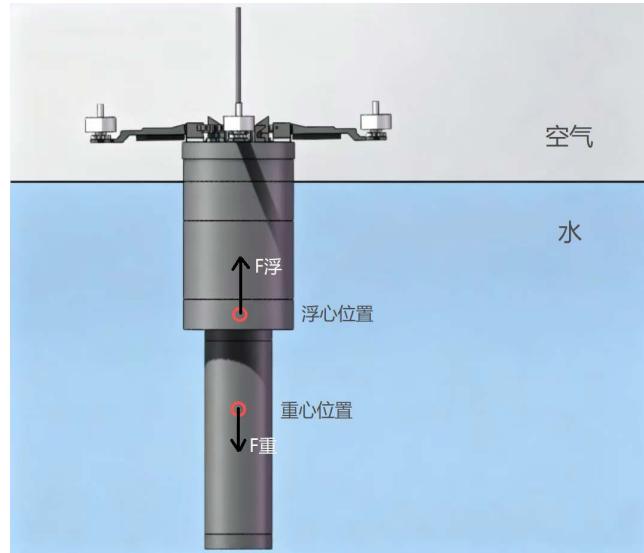


Figure 2. Schematic diagram of the buoyancy center and gravity center of the UAV

图 2. 无人机浮心、重心位置示意图

稳心 M 是判断浮体初稳性的关键几何点。当浮体由正浮状态发生小角度倾斜时, 倾斜后的浮力作用线与正浮状态中心线的交点即为稳心。若稳心位于重心之上, 则浮体受到倾斜扰动后能够产生扶正力矩。

无倾角(0°)下的稳性计算如下。

稳心 M 的垂向位置通常以基准点 K 为参考, 记为 KM , 可由浮心高度 KB 与稳心半径 BM 叠加得到:

$$KM = KB + BM$$

其中, KB 为浮心高度, BM 为稳心半径。 BM 由水线面几何形状与排水体积决定, 其计算公式为:

$$BM = \frac{I_T}{\nabla}$$

式中, I_T 为水线面相对于倾斜轴的惯性矩, $V_{\text{排}}$ 为排水体积。水线面惯性矩越大, BM 和 KM 越大, 浮体的初稳性越强。

初稳性高度 GM 可表示为:

$$GM = KM - KG$$

式中, KG 为重心高度。 $GM > 0$ 是浮体具备初稳性的判据, GM 的大小直接影响倾斜后的扶正力矩。

根据计算结果, 无人机浮心高度约为 $KB = -118.0 \text{ mm}$, 重心高度约为 $KG = -186.3 \text{ mm}$, 初稳性高度约为 $GM = 70.8 \text{ mm}$ 。因此稳心高度可表示为 $KM = KG + GM \approx -115.5 \text{ mm}$ 。

$$GM = KM - KG = 70.8 \text{ mm} > 0$$

计算结果表明，稳心 M 位于重心 G 上方约 70.8 mm，满足 $GM > 0$ 的初稳性条件，说明该无人机在水面具有正稳性和一定的漂浮恢复能力。

15°倾斜状态下的稳性计算如下。

以无人机顶部中心点为坐标原点，在 15°倾斜状态下，需分别计算倾斜后的重心 G' 、浮心 B' 及其水平距离(见表 2)，以获得扶正力臂 GZ 。

Table 2. Coordinates of the center of buoyancy and center of gravity
表 2. 浮心、重心坐标

参数	正浮状态	倾斜 15°
重心坐标(x, z)/ mm	(0, -186.3)	(48.2, -180.0)
浮心坐标(x, z)/ mm	(0, -118.0)	(约 29.9, -114.1)

GZ 为扶正力臂，本质上是重力作用线与浮力作用线之间的水平距离。

$$GZ = GM * \sin(15^\circ) = 18.32 \text{ mm}$$

当无人机发生倾斜时，重力与浮力不再共线，二者形成力偶，该力偶产生的力矩即为扶正力矩。扶正力矩方向与倾斜方向相反，是衡量浮体抗倾覆能力和姿态恢复能力的重要指标。

$$M_{扶正} = F_{重} * GZ = 0.262 \text{ N} \cdot \text{m}$$

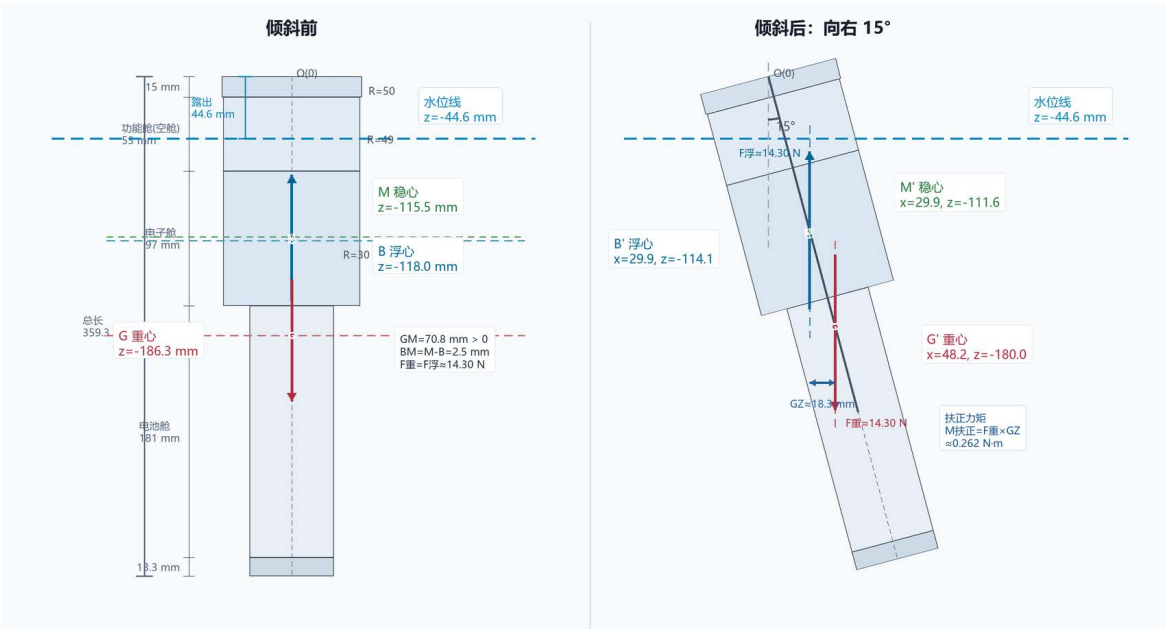


Figure 3. Comparison of the UAV before and after a 15° inclination
图 3. 无人机倾斜 15°前后对比图

如图 3 所示，该无人机在 15°横倾时仍可产生约 0.262 N·m 的扶正力矩，说明其具备较好的抗倾覆能力。该结果表明，低重心布局能够为水面作业和水面起飞提供较可靠的浮态稳定性保障。

3.3. 仿真设计

由于无人机需要完成水面漂浮、出水过渡和空中飞行等跨介质过程，其动力学特性同时受到空气动

力、水动力和气液界面效应的影响,因此有必要开展水空双介质仿真分析。

本文采用 ANSYS Fluent 进行数值模拟。考虑到无人机水面起飞过程中空气与水体之间存在明显的自由界面,为提高界面捕捉精度,仿真中采用 VOF (Volume of Fluid)多相流模型。VOF 方法引入了体积分数的概念,实现对自由表面的追踪,预测不混溶相交界面的分布和移动[13]。该方法具有较好的体积守恒特性,适用于描述气液界面的变形、破碎和融合等复杂流动过程。

3.3.1. 网格划分

在 Fluent CFD 仿真中,网格划分质量直接影响旋翼诱导流、自由液面形态以及升力计算结果的精度和收敛稳定性。针对跨介质无人机存在旋翼高速旋转、机身近壁面流动分离以及气液界面捕捉等特点,本文在保证整体计算效率的基础上,对螺旋桨旋转域、机身附近区域和自由液面附近区域进行局部加密处理,以提高关键流动结构的解析能力。

几何模型由 SolidWorks 建立后导入 ANSYS 网格设置中进行网格划分。计算域采用非结构四面体网格,以适应无人机机身、机臂连接区域及旋翼附近复杂几何边界。对于远离飞行器主体且流动梯度较小的外部区域,采用相对较大的网格尺寸以降低计算量;对于旋翼盘面、桨尖涡发展区域、机身外壁面和水气界面附近,则采用较小网格尺寸进行局部加密。

网格质量评估主要从正交质量、纵横比和局部过渡平滑性三个方面进行。本文网格的最小正交质量为 0.141,最大纵横比为 23.1,如图 4 所示,整体满足初步数值计算要求。

Mesh Quality:

Minimum Orthogonal Quality = 1.41058e-01 cell 202581 on zone 8 (ID: 2769278 on partition: 4) at location (4.09371e-02, 2.37334e-02, -1.84494e-01)

Maximum Aspect Ratio = 2.30982e+01 cell 202581 on zone 8 (ID: 2769278 on partition: 4) at location (4.09371e-02, 2.37334e-02, -1.84494e-01)

Figure 4. Fluent mesh quality report

图 4. Fluent 网格质量报告

3.3.2. 仿真设置

VOF 多相流设置

仿真采用 VOF 多相流模型与 SST $k-\omega$ 湍流模型耦合求解。主相设置为空气,第二相设置为液态水,气液界面表面张力系数取 0.0728 N/m。SST $k-\omega$ 湍流模型。该模型兼具近壁区计算稳定性和自由剪切流预测能力,适用于旋翼诱导流与自由液面耦合场景。SST $k-\omega$ 湍流模型控制方程如下:

方程来源于文献[14]。

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j k)}{\partial x_j} = P - \beta^* \rho k \omega + D_k$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = P - \beta \rho \omega^2 + D_\omega + C_\omega$$

式中, ρ 为空气密度, k 为湍流动能, ω 为比耗散率; 相关生成项、耗散项、扩散项及交叉扩散项的含义与标准 SST $k-\omega$ 模型一致。

VOF 模型通过求解体积分数方程并动态更新相界面，实现对自由液面的捕捉。本文设置纯空气、近水面和远水面三种典型工况，用于比较水面效应对旋翼升力的影响。

仿真参数设置为：旋翼转速 28,000 r/min，空气密度 1.225 kg/m^3 ，水密度 998.2 kg/m^3 ，重力加速度 9.81 m/s^2 ，近水面工况设定桨叶距水面 20 mm，远水面工况设定桨叶距水面 147 mm。

3.3.3. Fluent 悬停状态下升力仿真分析

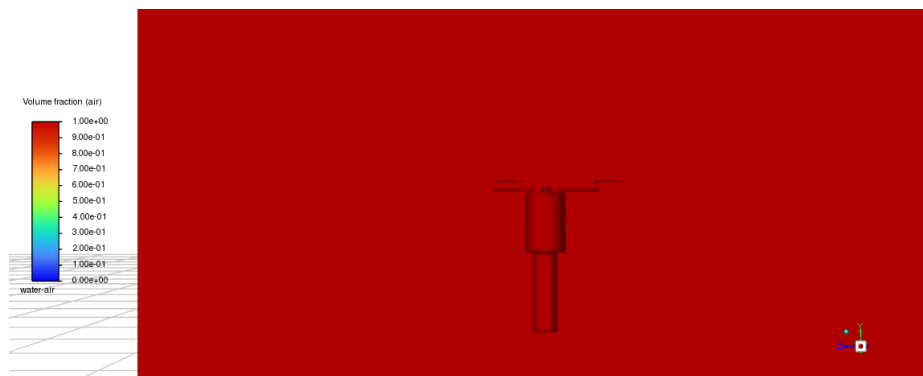


Figure 5. Gas-phase contour under the pure-air condition

图 5. 气相云图(纯空气)

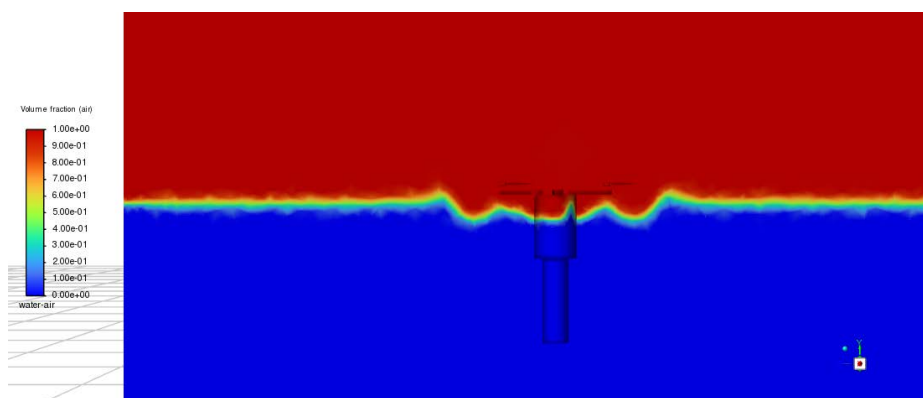


Figure 6. Two-phase contour under the near-water-surface condition

图 6. 两相云图(近水面)

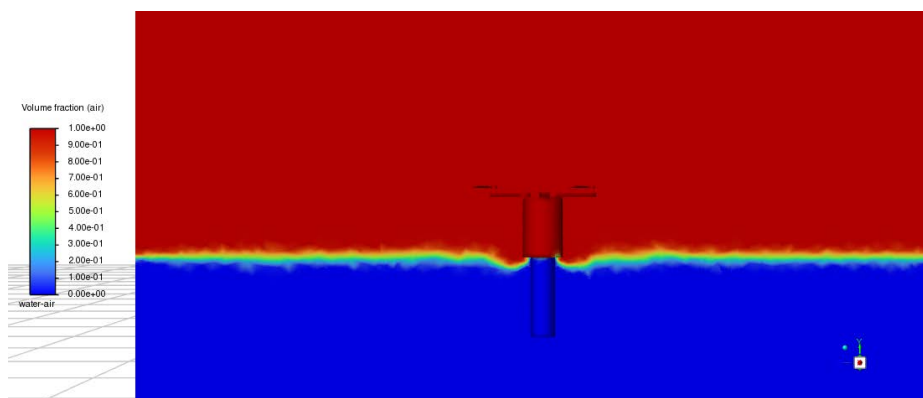


Figure 7. Two-phase contour under the far-water-surface condition

图 7. 两相云图(远水面)

在旋翼转速为 28,000 r/min 的条件下开展悬停仿真, 分别获得纯空气、近水面和远水面三种工况下的 VOF 相分布云图(如图 5~7 所示)与升力数据(如图 8~10 所示)。

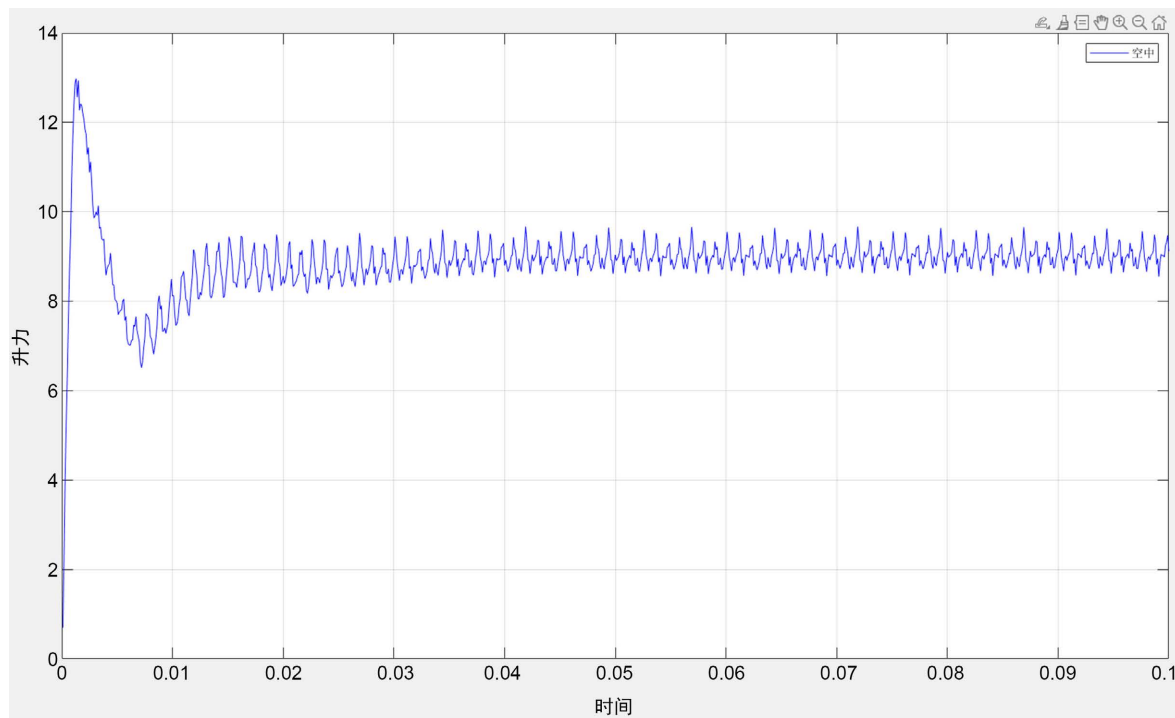


Figure 8. Lift data of a single rotor blade under the pure-air condition

图 8. 纯空气升力数据图(单桨叶)

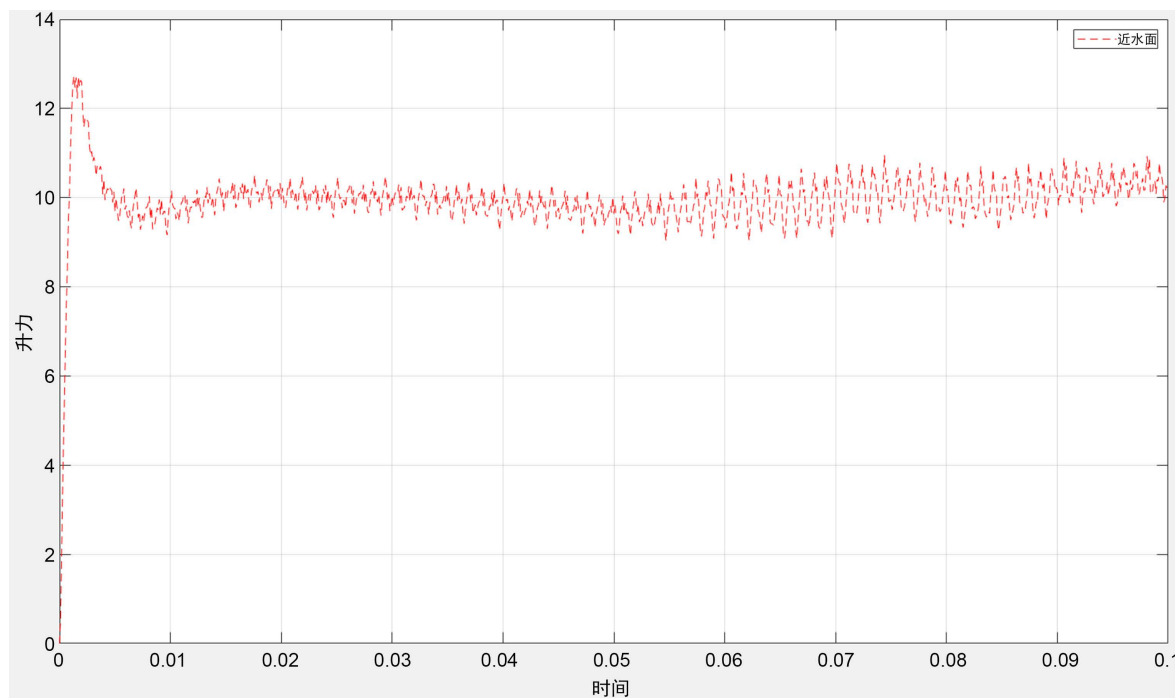


Figure 9. Lift data of a single rotor blade under the near-water-surface condition

图 9. 近水面升力数据图(单桨叶)

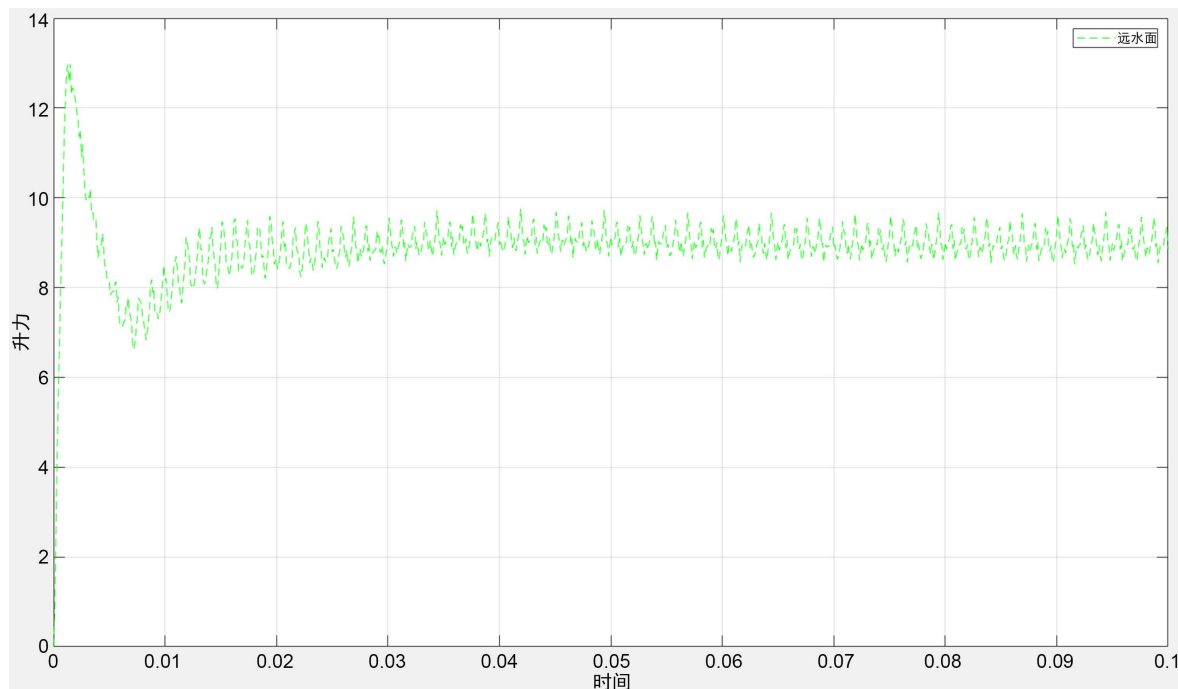


Figure 10. Lift data of a single rotor blade under the far-water-surface condition

图 10. 远水面升力数据图(单桨叶)

通过分析图 5~7 的水面变化可知:

1) 在纯空气悬停情况下,旋翼诱导流沿轴向向下,空气尾流动能主要以向下的方式向远场排出气流;而在近水面时(如图 6 所示),气流在接近气液界面后难以沿轴向扩展,被迫转化为沿水面径向扩散的壁面射流,从而在旋翼与水面之间形成局部高压区(图中水面凹陷区)。该高压区的水面约束改变了桨叶周围的压力恢复过程,并使局部压力维持在该高压区域,从而抬升了旋翼下方的静压水平,减小了诱导流向下耗散的比例,使桨叶上下方压力差增大。因此,在相同转速条件下,近水面工况可表现出更高的等效升力。与纯空气和远水面工况相比,近水面工况下桨叶压力面与吸力面之间的压差更大,且载荷更容易集中在对升力贡献较大的桨叶中外段区域。将桨叶表面压力沿面积积分后,则表现为旋翼总升力的增加。

2) 从水面涡环结构看,该涡环结构一方面限制了尾流继续向下发展,削弱了桨尖涡向远场的动量输运;并通过诱导回流改变桨盘下方的空气流场,使旋翼下方压力场更容易维持高压状态。随着桨盘高度增加,桨尖涡和下洗流在到达水面前已有足够空间扩散和衰减,水面对尾流结构的约束减弱,涡环结构对桨盘压力分布的反馈作用随之降低,升力逐渐恢复至纯空气悬停水平。

将 Fluent 得到的三组升力数据导入 MATLAB/Simulink,并利用 MATLAB 对仿真数据进行整理和可视化,得到不同工况下的升力变化曲线,如图 8~10 所示。

以纯空气悬停工况下的升力为基准,将远水面和近水面工况分别与其进行对比,如图 11、图 12 所示。

结果表明:空气工况与远水面工况下的升力基本一致;近水面工况由于存在明显水面效应,升力显著高于纯空气和远水面工况。

跨介质无人机在远水面及纯空气悬停阶段表现出较好的气动稳定性。与近水面工况相比,远水面工况的瞬态响应更快,进入稳态后的升力波动更小,升力水平基本恢复至纯空气状态。这说明当无人机远离自由液面后,水面复杂流场对旋翼气动性能的干扰明显降低。

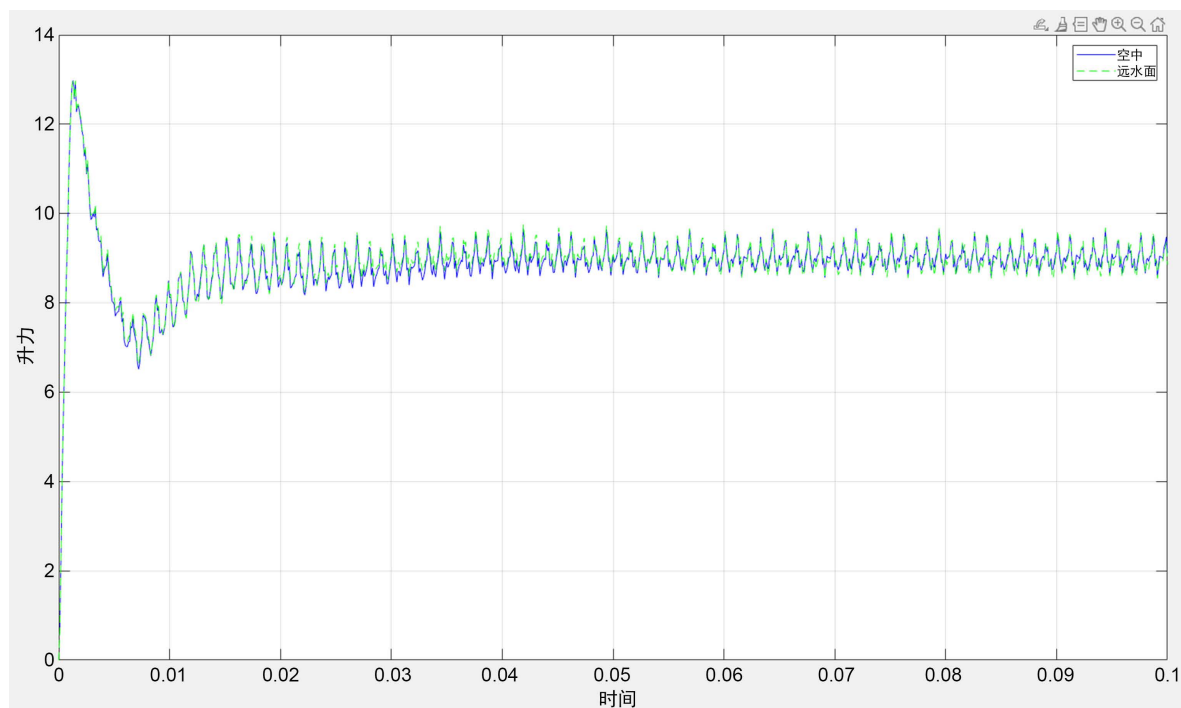


Figure 11. Lift comparison between the pure-air and far-water-surface conditions

图 11. 空中与远水面升力对比图

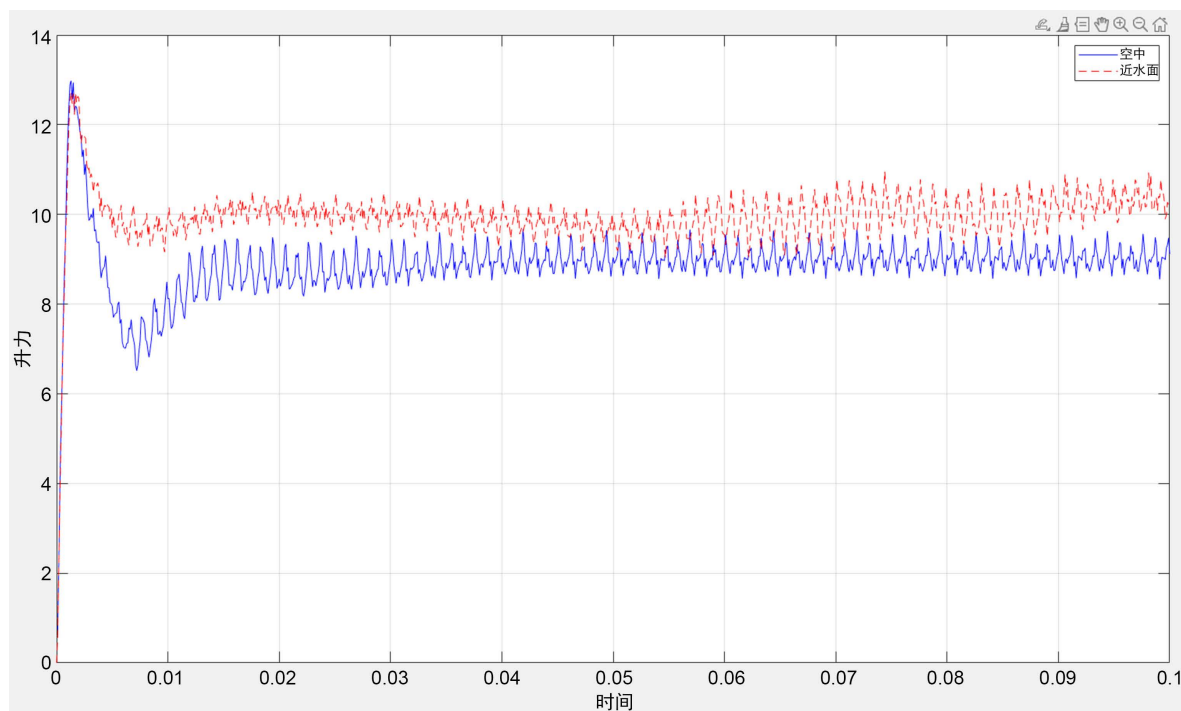


Figure 12. Lift comparison between the pure-air and near-water-surface conditions

图 12. 空中与近水面升力对比图

旋翼在非常接近水面时具有不同的气动特性,这种现象是由旋翼近水面效应造成的[15]。通过对比纯空气与远水面两组升力数据可知,当桨叶距水面足够远时,水面效应基本消失。已有研究指出[16],当桨

叶与水面距离 H 与桨叶半径 R 的比值满足 $H/R \geq 0.8$ 时, 水面效应和涡环效应对旋翼拉力的影响较弱。本文中远水面工况 $H = 167 \text{ mm}$, 桨叶半径 $R = 76.5 \text{ mm}$, 因此 $H/R = 2.18$, 满足 $H/R > 0.8$, 可认为该工况已基本脱离水面效应区域。

由此可知, 纯空气与近水面工况对比表明, 近水面状态下旋翼升力显著增大。Simulink 数据分析显示, 近水面稳态升力约为 10.0 N , 而纯空气中的平均升力约为 8.8 N , 升力提高约 13.6% 。这说明水面效应并非完全不利因素, 在起飞初期可在一定程度上增加旋翼升力, 帮助无人机更快脱离水面复杂扰动区域。

3.3.4. Simulink 系统搭建与动态出水过程仿真分析

为分析跨介质无人机从水面漂浮到完全离水过程中的动力学响应, 本文在 MATLAB/Simulink 环境中搭建水面起飞仿真模型。将 Fluent 获得的升力数据与机体浮力计算耦合起来, 用于比较水面起飞与地面起飞过程中的升力、速度和加速度变化。

如图 13 所示, 升力与浮力计算子系统以机体竖直位移作为输入, 根据无人机相对于水面的位置进行分段计算。采用多个 MATLAB Function 模块和 Switch 模块描述不同高度区间内的排水体积变化, 排水体积直接决定了浮力的大小。

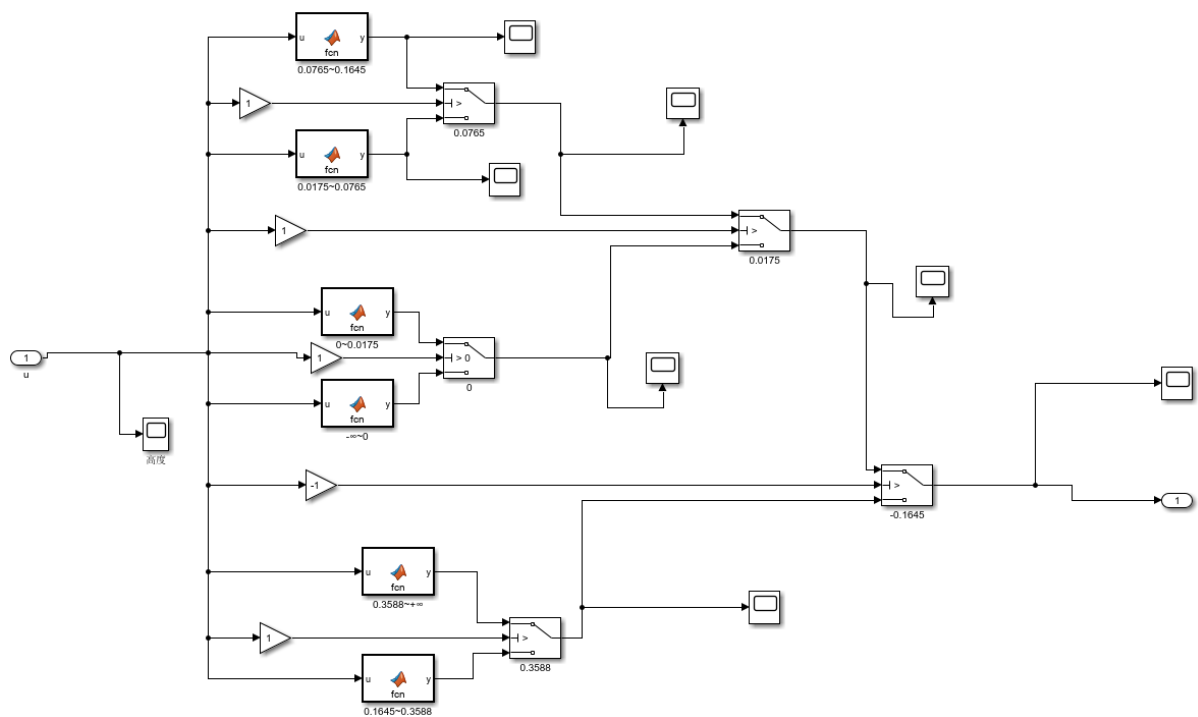


Figure 13. Piecewise calculation subsystem of buoyancy variation with height

图 13. 浮力随高度变化的分段计算子系统

在无人机出水过程动力学求解中, 总升力受水面效应与浮力共同作用。不考虑复杂水动力阻力情况下, 无人机相对于水面位置时的不同升力(单个电机)可简化为 6 段, 分别为:

$$1) u \in (-\infty, 0],$$

$$y = 0.25 * 16.25$$

$$2) u \in (0, 0.0175],$$

$$y = \left((10 - 14.3791 * u) - \frac{11 * u}{765} \right) + 0.25 * (16.25 - (73.921 * (u - 0.0175)))$$

$$3) \quad u \in (0.0175, 0.0765],$$

$$y = \left((10 - 14.3791 * u) - \frac{11 * u}{765} \right) + 0.25 * (16.25 - (73.921 * (u - 0.0175)))$$

$$4) \quad u \in (0.0765, 0.1645],$$

$$y = 8.9 + 0.25 * (16.25 - (73.921 * (u - 0.175)))$$

$$5) \quad u \in (0.1645, 0.3588],$$

$$y = 8.9 + 0.25 * (16.25 - (73.921 * (u - 0.0175)))$$

$$6) \quad u \in (0.3588, +\infty),$$

$$y = 8.9$$

式中, y 为无人机单个电机升力与浮力耦合后的总升力, 单位为 N; u 为无人机顶部距水面的高度, 单位为 m。

如图 14 所示, 水面连续起飞过程中的受力状态会随吃水深度变化而改变。初始漂浮阶段, $F_{\text{浮}(h)}$ 基本平衡无人机重力, 旋翼仅需提供较小附加升力即可启动上升; 离水过渡阶段, 吃水深度减小导致 $F_{\text{浮}(h)}$ 明显衰减, 旋翼需承担的升力需求逐步增加; 完全离水后, 浮力为零, 旋翼升力需独立平衡整机重力并提供爬升所需的剩余合力。

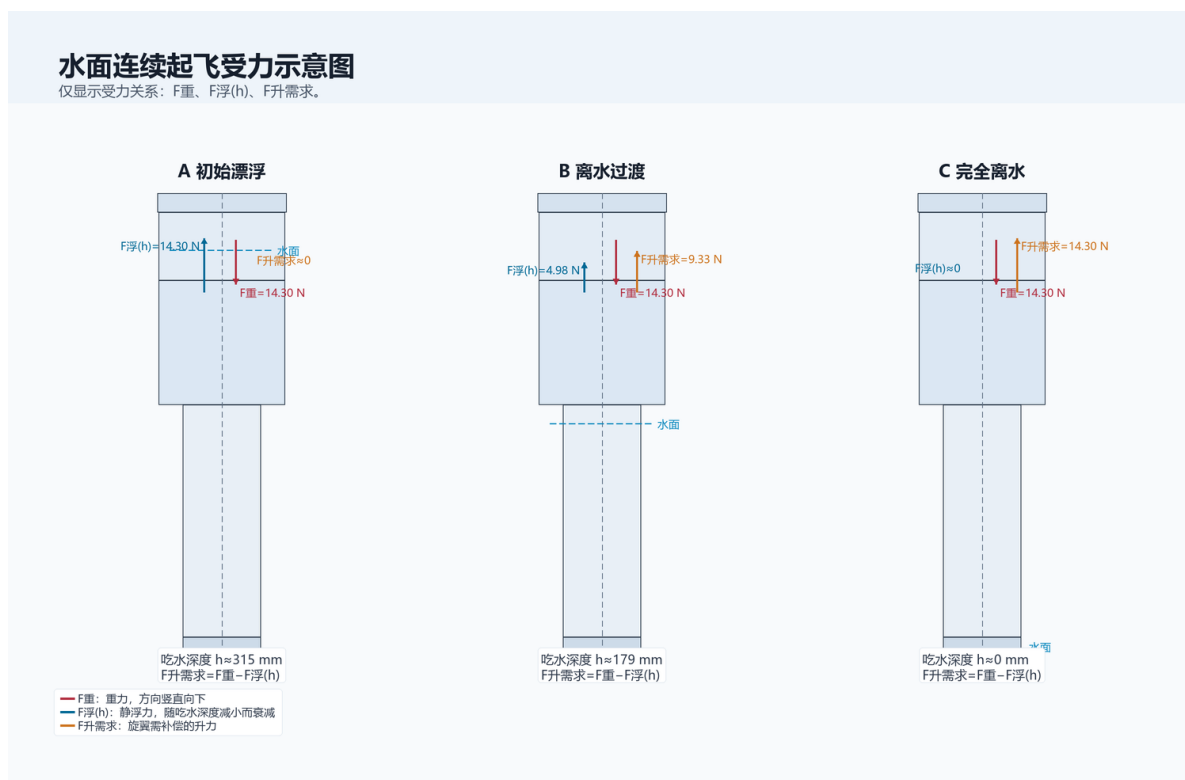


Figure 14. Force relationship during continuous water-surface takeoff

图 14. 水面连续起飞受力关系示意图

为进行工况对比, 本文设置地面起飞和水面起飞两条仿真路径。地面起飞路径主要考虑旋翼升力与重力之间的关系; 水面起飞路径在此基础上引入浮力计算与近水面升力修正模块。两类工况采用相同质量、重力加速度, 通过 Scope 模块输出升力、速度和高度等变量, 从而分析浮力补偿和水面效应对起飞动力学的影响。

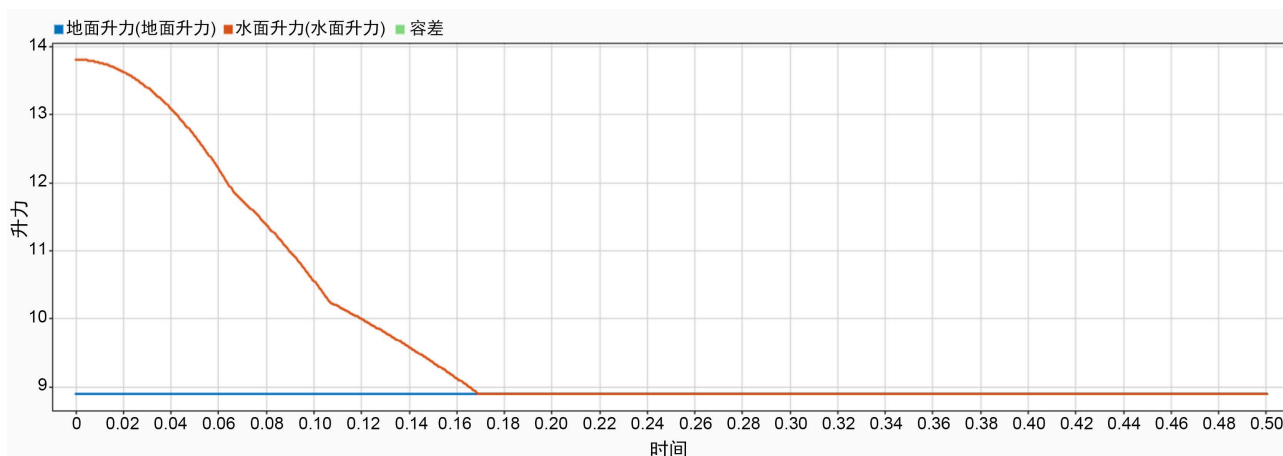


Figure 15. Lift comparison between water-surface takeoff and ground takeoff

图 15. 水面起飞与地面起飞升力对比

如图 15 所示, 横轴为时间, 纵轴为升力。水面起飞初期受到浮力补偿和近水面升力增益的共同影响, 系统有效升力裕度相对较大; 随着无人机逐渐离开水面, 浮力贡献不断减小, 升力需求逐步向纯空气悬停状态过渡。该结果说明, 水面起飞过程中的升力变化并非单纯由旋翼气动决定, 而是由旋翼升力、水面效应和机体浮力共同耦合形成。

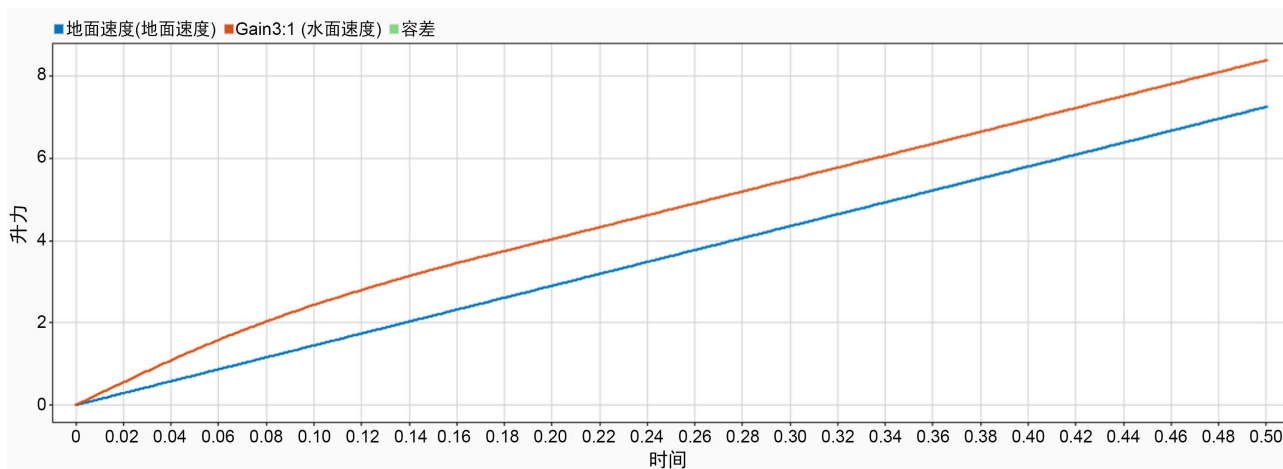


Figure 16. Velocity comparison between water-surface takeoff and ground takeoff

图 16. 水面起飞与地面起飞速度对比

如图 16 所示, 横轴为时间, 纵轴为速度。速度曲线与升力变化趋势基本一致。水面起飞初期由于浮力补偿较强, 机体更容易获得较大的初始加速度; 随着浮力逐渐衰减, 速度增长率降低, 并最终向常规空中飞行状态过渡。由此可知, Simulink 系统能够较直观地再现“浮力补偿衰减 - 升力需求增加 - 加速度降低”的连续出水动力学过程。

4. 结论

本文针对水空两栖无人机水面起飞动力学问题, 综合采用 CFD 数值模拟与 Simulink 系统动力学仿真, 分析了水面效应、机体浮力及其耦合作用对起飞过程的影响规律。主要结论如下。

(1) 明确了水面效应对旋翼升力的影响及其衰减条件。

仿真结果表明, 近水面工况下无人机稳态升力约为 10.0 N, 相较纯空气工况下的 8.8 N 提高约 13.6%, 水面效应对升力具有明显增益作用。当桨盘距水面高度 H 与桨叶半径 R 满足 $H/R > 0.8$ 时, 水面效应对升力的影响明显减弱, 升力特性基本恢复至纯空气状态。

(2) 水面起飞在初始阶段具有一定动力学优势。

由于静浮力可抵消部分重力, 且近水面效应能够提高旋翼升力, 无人机在水面起飞初期具有较大的有效升力裕度, 从而获得更高的初始加速度, 并更快完成离水过程。随着机体继续上升, 浮力补偿和水面效应逐渐减弱, 动力学响应逐步接近地面起飞或纯空气起飞状态。

(3) 揭示了跨介质起飞过程中的浮力-升力耦合机制。

通过 CFD-VOF 仿真与 Simulink 动力学模型耦合, 本文刻画了无人机穿越气液界面过程中升力与浮力的动态变化。结果表明, 近水面区域是升力波动和控制难度较高的关键区间; 当无人机脱离水面效应区后, 其气动特性趋于稳定。低重心圆柱体构型提供了约 70.8 mm 的正初稳性高度, 为水面漂浮阶段的姿态恢复提供了基础。

(4) 建立了可用于后续控制研究的建模框架。

本文提出的“CFD 仿真获取升力数据 + Simulink 系统动力学建模验证”方法具有一定通用性。所获得的升力变化曲线和动力学模型可为后续抗扰动控制律设计、自适应增益调度和跨介质自主起降控制提供参考。

参考文献

- [1] 刘相知, 崔维成. 潜空两栖航行器的综述与分析[J]. 中国舰船研究, 2019, 14(S2): 1-14.
- [2] 杨兴帮, 梁建宏, 文力, 等. 水空两栖跨介质无人飞行器研究现状[J]. 机器人, 2018, 40(1): 102-113.
- [3] 蔡昌. 下一代浅海低空监控系统中的无人机应用场景分析[J]. 舰船科学技术, 2016, 38(22): 175-177.
- [4] 杨晓飞, 於慧敏, 孟子晗, 等. 一种用于辅助搜救的两栖飞行器设计[J]. 扬州大学学报(自然科学版), 2019, 22(3): 631-636.
- [5] 汲万峰, 戚学文, 李冬. 可再入跨介质无人飞行器作战应用及效能评估[J]. 电光与控制, 2022, 29(9): 38-42.
- [6] Yang, X.B., Wang, T.M., Liang, J.H., et al. (2015) Survey on the Novel Hybrid Aquatic-Aerial Amphibious Aircraft: Aquatic Unmanned Aerial Vehicle (AquaUAV). *Progress in Aerospace Sciences*, 74, 131-151.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.12.005>
- [7] 冯金富, 胡俊华, 齐铎. 水空跨介质航行器发展需求及其关键技术[J]. 空军工程大学学报, 2019, 20(3): 8-13.
- [8] 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.
- [9] 盛振邦, 刘应中. 船舶原理: 上、下册[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2003.
- [10] 胡铁牛. 船舶静力学[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2022.
- [11] 安东东. 船舶在随机风浪作用下的倾覆仿真研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2019.
- [12] 刘天淇. 无人艇自扶正性能影响因素分析与优化方法研究[D]: [硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2024.
- [13] 杨帆. 跨介质飞行器旋翼流动机理及外形设计[D]: [硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
- [14] 杨祥生, 赵宁, 田琳琳. 基于改进 $k-\omega$ SST 模型的风力机尾流数值模拟[J]. 太阳能学报, 2017, 38(4): 920-927.
- [15] 白兴之, 吴文华, 林泽铖, 等. 旋翼近水面效应影响因素[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(1): 85-92.
- [16] 高世才, 王潇. 旋翼跨介质飞行气动特性与机理仿真分析[J]. 空气动力学学报, 2025, 43(3): 87-97.