arXiv:2301.00936v1 [cs.RO] 3 Jan 2023

空水两栖四旋翼飞行器的控制与动态运动规划：在水淹洞穴环境中尽量降低能量消耗

Ilya Semenov[1],Robert Brown[1],Michael Otte[2]

摘要—本文提出一种动态路径规划算法，使两栖旋翼飞行器能够穿越凹形、随时间不变的障碍场，同时尽量降低能耗。我们建立了一个非线性四元数状态模型，用于描述旋翼飞行器在水面上方和水面下方的动力学。分层架构采用六自由度动力学，为飞行器生成待跟随的运动路径及所需的控制输入。旋翼飞行器拥有周围环境的三维地图，并利用当前介质（空气或水）中的有限量程机载传感器读数更新地图。路径规划采用概率路线图和 D* Lite。

I. 引言

地球上最后几处尚未探索的疆域之一位于水面之下。随着社会对地球水域的利用、影响及互动日益增加，人们也愈发需要全面了解海洋环境。为增进这种了解，我们研发了一种如图1所示的两栖四旋翼飞行器 [1]。具备水下能力的自主四旋翼飞行器（AQWUA）可在空气与水下之间转换，在水面附近执行任务。

与传统四旋翼飞行器、潜水器以及其他固定翼和多旋翼混合型飞行器相比，这类车辆具有诸多优势。这些优势在洞穴探索中尤为突出。许多洞穴既有水淹区域，也有空中区域，这意味着只有具备机动性的混合介质车辆才能在其中通行。由于缺乏通信，车辆必须自主运行，因此需要解决未知环境中的路径规划问题。

A. 新颖性

本文重点研究 AQWUA车辆的空水两栖运动规划问题，并考虑穿越部分淹没的洞穴系统这一场景。据作者所知，此前尚未对空水两栖混合车辆的运动规划进行研究。

本文的主要贡献包括：设计空水两栖轨迹控制器、提出专为水空两栖环境设计的运动规划方法，以及比较混合型与非混合型飞行器在模拟洞穴系统中的路径。本研究的另一项显著特点是网格完备运动规划方法：采用一种我们称为“PRM on the go”的 PRM 变体，并进行简单的图代价修正。

[1]Ilya Semenov 和 Robert Brown，航空航天工程系，Alfred Gessow 旋翼飞行器中心，马里兰大学，大学公园市isemenov@umd.edu和 rbrown36@terpmail.umd.edu[2]Michael Otte，航空航天工程系，马里兰大学，大学公园市 otte@umd.edu

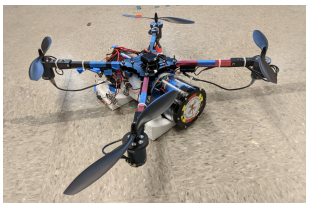


图1. 具备水下能力的自主四旋翼飞行器（AQWUA）是一种能够在空气和水中行驶的两栖车辆。

B. 相关工作

相关研究探讨了高自由度（DOF）系统、高填充率隧道状障碍空间以及运动学车辆中的动态重新规划挑战。一些方法使用体素——二维像素的三维等价形式——来离散化三维环境 [2]。体素表示既实用又得到广泛应用，尤其是结合 OctoMap 等压缩算法时 [3]。基于四元数的四旋翼飞行器控制策略已经实现了成功的位置 [4], [5] 和姿态控制 [6], [7]。其他方法则将路径规划与位置和姿态控制相结合，以求得满足物理动力学约束的最优轨迹 [8], [9]。

据作者所知，尚无研究探索过空水两栖混合车辆的路径规划。已有研究提出了具备一定自主功能的混合车辆设计 [10]，过去也研究过其他类型的混合车辆，包括空地混合车辆 [11] 和垂直起降固定翼飞行器 [12]。针对协同空地车辆的路径规划也已有相关研究 [13]。我们的工作不同于以往研究之处在于：我们针对单个空水两栖混合车辆构建并求解了能量最小化路径规划问题。

C. 系统概述

我们使用分层位置/姿态控制器，在空气和水下两种介质中求解两点边值问题。随后将这些解用于动态采样运动规划算法。假设对洞穴系统的先验知识是部分的、不准确的或未知的。车辆的电池续航时间有限，因此需要寻求最小能量解。

我们的运动规划方法包含预处理和在线两个阶段。预处理期间会构建 PRM运动图并找到初始路径。在线阶段，随着车辆移动，利用机载传感器持续更新地图，并据此重新规划路径（使用 D*-Lite）。

为尽量减少电池能耗，图代价函数定义为跨越一条边所消耗的预期能量。图 2a 所示的分层控制器构型采用空中与水下车辆动力学，既用于指导路径规划算法，也用于执行路径。

大多数控制器层在空气中或水下运行时在结构上具有通用性，只需修改部分变量数值。然而，位置控制器在空气中和水下运行时采用不同的假设。

控制器、运动规划器、实验、结果和结论分别在第II、III、IV、V和VI节中进行了描述。

II. 控制器构造

整个系统采用耦合的分层架构，由运动规划器、轨迹生成器、位置控制器、姿态控制器和电机控制器组成。每一层都接收来自上层的输入（图2a）。

车辆模型采用标准的X构型四旋翼。然而，在水下运行时，浮力会减小重力矢量，机身阻力会大幅增加，同时旋翼扭矩和推力都会增大，从而导致较低的旋翼转速，进而影响电机效率。

轨迹生成器在节点之间为车辆生成平滑的位置、速度和加速度函数，供位置控制器跟踪（图9）。通过确定所需的姿态和姿态角速度来实现跟踪。姿态控制器确定电机必须围绕车辆重心产生的所需力矩或扭矩。最后，能量确定函数根据电机实验数据确定相应的旋翼转速，并对电功率进行积分，以计算消耗的能量。

A. 空气与水中的轨迹生成器

为在路径节点 n_i 和 n_{i+1}之间平滑导航，采用多项式轨迹 $s_{i(i+1)}$，该轨迹依据 n_i 处的初始条件以及 n_i、n_{i+1} 和 n_{i+2}的位置。巡航速度 v_c 取为沿整条路径的平均速度。考虑 s_{01} 和 s_{12}的公式。给定初始时间 t_0，并假设沿直线运动以恒定速度 v_c 前往各节点，可求得到达时间 t_1 和 t_2。节点处的矢量速度 $\dot{x}^I(t_i)$定义为

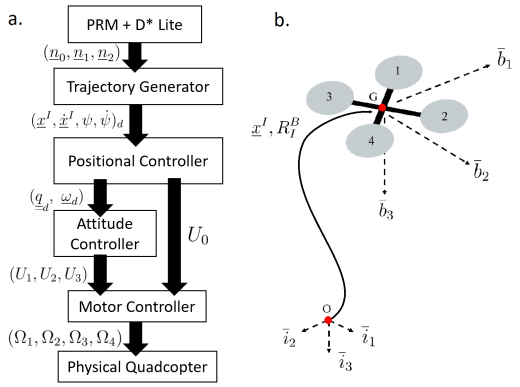


图 2. *a. AQWUA* 使用的分层路径规划与控制策略。*b.* 刚性四旋翼飞行器与参考坐标系。

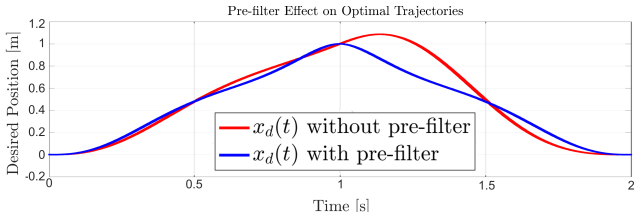


图 3. 使用和未使用预滤波算法得到的最优轨迹。*1D* 情况，期望 x：$0 \to 1 \to 0$。

其大小为 v_c，方向沿着从n_{i-1} 到 n_i的矢量方向，其中下划线表示矢量。这种简单的公式可能导致超调，我们通过预滤波来尽量减少超调（对于某个节点，如果前一个和后一个单位矢量中有分量的符号发生变化，则将该节点速度 $\dot{x}^I(t_i)$的相应分量设为 0）。图 3 展示了两者的差异：超调量从 8.66% 降至 0，路径长度减少了 6.73%。

节点之间的期望轨迹需要用两个连续二次可微多项式进行样条拟合。多项式 $s_{ij}(t-t_i)$ 从节点 n_i 到节点 n_j，时间范围为 t_i 到t_j。为简洁起见，这里仅展示$s(t)$的 x 坐标多项式 $x_d(t)$，因为所有方向的方法都相同。施加以下约束：

1) 节点 0 在 t_0处的位置、速度和加速度分别为：$s_{01}(t_0) = x^I_0$ 和 $\dot{s}_{01}(t_0) = \dot{x}^I_0$ 和 $\ddot{s}_{01}(t_0) = \ddot{x}^I_0$。2) 节点 2 在 t_2 处的速度和加速度为 0，因此：$s_{12}(t_2) = x^I_2$ 和 $\dot{s}_{12}(t_2) = 0$ 和 $\ddot{s}_{12}(t_2) = 0$。3) 多项式在 t_1处相接，因此：$s_{01}(t_1) = s_{12}(t_1) = x^I_1$ 和 $\dot{s}_{01}(t_1) = \dot{s}_{12}(t_1) = \dot{x}^I_1$ 和 $\ddot{s}_{01}(t_1) - \ddot{s}_{12}(t_1) = 0$

为满足所有边界条件，至少需要两个 6^{th} 阶多项式来描述 s_{01} 和 s_{12}。其他研究中也已展示了这种形式 [8]。不过，通过添加一个额外项并最小化轨迹的长度，可以找到显式解。令多项式定义为：$s_{01}(t) = \sum_{i=0}^{7} a_i(t-t_0)^i$，其中 $t_0 \le t < t_1$；以及 $s_{12}(t) = \sum_{i=0}^{7} b_i(t-t_1)^i$，其中 $t_1 \le t \le t_2$。

该最小化问题的代价函数 J 是两个多项式的总弧长：

$$J(\underline{a}, \underline{b}) = \int_{t_0}^{t_1} \sqrt{1 + (\dot{\underline{x}}^I_{d,01}(t))^2}dt + \int_{t_1}^{t_2} \sqrt{1 + (\dot{\underline{x}}^I_{d,12}(t))^2}dt$$

优化问题是在上述约束条件下最小化 $J(\underline{a}, \underline{b})$。每当车辆到达新的节点时，都可以分别对 x、y 和 h 求出显式解。我们注意到，基于加速度的代价函数能够更准确地优化能量消耗，但不存在显式解。我们考虑三个节点而非两个节点，因为上述边界条件能够确保轨迹平滑。

跟踪轨迹的位置控制器在空气和水中需要采用不同的形式。相关内容分别在第二节 B 和第二节 C 中介绍。

B. 空气位置控制器

位置控制器计算期望姿态 q_d 和角速度 ω_d，以跟踪位置、速度，

以及上述轨迹生成器给出的加速度。通过旋转推力矢量，使飞行器的当前状态达到期望状态。在空气中，飞行器动力学为：

$$m\ddot{\underline{x}}^I = R_I^B \underline{T}^B + m\underline{g}^I \tag{1}$$

其中，$\underline{g}^I = [0\ 0\ 9.81]^T\ m/s^2$表示任意带有上标 I 或B 的物理量，分别定义于惯性坐标系 I 或机体坐标系B中；T^B为推力矢量，R_I^B描述了从机体坐标系 B 到惯性坐标系 I 的旋转，如图2b所示。我们采用带有增益 K_p 和 K_d 的改进型PD控制器，从[14], [4], [5] 跟踪期望轨迹：

$$\ddot{\underline{x}}^I = \ddot{\underline{x}}_d^I + K_p(\underline{x}_d^I - \underline{x}^I) + K_d(\dot{\underline{x}}_d^I - \dot{\underline{x}}^I) \tag{2}$$

通过考虑方程（1）中作用于航空器的惯性力，我们为姿态控制器求得用于跟踪的加速度矢量 $\bar{F}^I$。为确定使四旋翼飞行器朝向期望行进方向的惯性矢量，对方程（1）和（2）进行重新排列，可得：$R_I^B T^B = m\ddot{x}^I - mg^I = m\ddot{r}^I - mg^I$ 以及

$$R_I^B \underline{T}^B \triangleq \underline{F}^I = m(\ddot{\underline{r}}^I - \underline{g}^I). \tag{3}$$

$\bar{F}^I$是 F^I的单位矢量，即惯性坐标系中的期望推力矢量。在机体坐标系中，单位推力矢量为$\bar{T}^B = [0\ 0\ -1]^T$。为使 $\bar{F}^I$与 $\bar{F}^B$共线，需要进行旋转：

$$\bar{F}^I = R_I^B \bar{T}^B = \hat{\underline{q}}_d^* \otimes \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{T}^B \end{bmatrix} \otimes \hat{\underline{q}}_d \tag{4}$$

其中，$\hat{q}_d$ 是期望俯仰和滚转四元数，(⊗)表示四元数叉积，(*)表示共轭四元数 [5]。利用(4)，可按以下方式计算期望四元数矢量 [15] 的滚转和俯仰分量：

$$\hat{\underline{q}}_d = \frac{1}{\sqrt{2(1 + \bar{F}^{B^T}\bar{F}^I)}} \begin{bmatrix} 1 + \bar{F}^{B^T}\bar{F}^I \\ \widetilde{\bar{F}^B}\bar{F}^I \end{bmatrix}$$

其中，波浪号算子是一个反对称矩阵，使得如果 $\omega = [p\ q\ r]^T$，则 $\widetilde{\omega}$ 可表示为：

$$\widetilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

姿态矢量$\hat{q}_d$仅编码滚转和俯仰。通过应用偏航角校正，可按如下方式求得期望四元数矢量q_d：$q_d = \hat{q}_d \otimes [\cos(\psi_d/2)\ 0\ 0\ \sin(\psi_d/2)]^T$。

为了准确跟踪运动参考信号 $x_d(t)$，还必须跟踪期望角速度矢量 $\omega_d(t)$[16], ，该矢量通过对推力矢量求时间导数并应用输运定理得到：

$$\frac{d}{dt}(\bar{T}^B) = \dot{\bar{T}}^B = {}^B\cancelto{0}{\frac{d}{dt}}(\bar{T}^B) + \widetilde{\omega}_d \bar{T}^B \tag{5}$$

${}^B\frac{d}{dt}(\bar{T}^B) = 0$因为推力矢量固定在 B中，且导数是相对于 B求取的。将方程 (5) 旋转到惯性坐标系 [5], [16], [14], 后，得到的期望 $\sim$ 角速度为 $\omega_d = \bar{F}^I \dot{\bar{F}}^I$。与之前一样，这只定义了滚转和俯仰角速度。期望偏航角速度 ψ_d基于路径规划算法：$r_d = \psi_d$。在本研究中$\psi = \dot{\psi} = 0$，由于偏航方向缺乏控制权限，调整 ψ 会降低能量效率。惯性坐标系中的推力单位矢量. $\bar{F}^I$ 的时间导数完善了 ω_d的表述：

$$\dot{\bar{F}}^I = \frac{\dot{\underline{F}}^I}{\|\underline{F}^I\|} - \frac{\underline{F}^I(\underline{F}^{I^T}\dot{\underline{F}}^I)}{\|\underline{F}^I\|^3} \tag{6}$$

其中，$\dot{F}^I$ 的数值通过数值微分求得。

至此，完成了空气中的期望姿态 q_d 和角速度 ω_d 的构建。该构建见于 [4], [5], [14], [16], ，并为下文提出的新型水下位置控制器奠定了基础。

C. 水下位置控制器

水下位置控制器的构建与其空中对应控制器遵循相同的思路，但需修改基础运动方程，使其包含阻力和浮力。空气中的阻力可忽略不计，但由于水的较大密度，水中的阻力不可忽略。再次使用方程（2），输出保持不变。

水中的基础运动方程为：

$$m\ddot{\underline{x}}^I = R_I^B \underline{T}^B + m\underline{g}^I - \underline{F}_{buoy}^I + \underline{F}_D^I.$$

其中，阻力函数 F_D^I 与特征面积以及机体坐标系中的平移速度成正比：$\dot{x}^B = R_B^I \dot{x}^I$。机体坐标系中的阻力表示为 $F_D^B = -\frac{1}{2}\rho C_D A|\dot{x}^B|^T * \dot{x}^B$ [17]。表 I 中列出的各主方向平板面积存储在对角矩阵$C_D A = diag([f_1\ f_2\ f_3])$ 中。该量通过 $F_D^I = R_I^B F_D^B$旋转至惯性坐标系。

浮力的影响可以视为重力的一个缩减系数 $0 \le b \le 1$，使得 $mg^I - F_{buoy}^I = bmg^I$。这里，$b = 1$ 表示没有浮力，电机必须支撑 AQWUA 的全部重量；$b = 0$ 表示车辆完全具有浮力。采用 0.75 的浮力系数，以确保电机在正常运行期间不会饱和或停止旋转。惯性加速度向量 $\bar{F}^I$为：$R_I^B T^B \triangleq F^I = m\ddot{x}^I - bmg^I - F_D^I = m\ddot{r}^I - mg^I - F_D^I$，可简化为 $F^I = m(\ddot{r}^I - bg^I - \frac{F_D^I}{m})$。

进行这些更改后，按照与空气情形相同的方式，使用公式（3）至（6）确定期望的四元数姿态 q_d 和角速度 ω_d。

D. 空气与水中的四元数姿态控制器

姿态控制器会计算出实现目标姿态 q_d 和角速度 ω_d 所需的力矩。由于位置控制器已考虑浮力和阻力的影响，因此姿态控制器在空气和水中的公式相同。

假设 AQWUA 为刚体，且其质量转动惯量矩阵为对角矩阵，即 $J = diag([J_x\ J_y J_z])$。机体坐标系中绕各轴的角速度表示为：$\omega = [p\ q\ r]^T$。欧拉第二定律

定律 [5], [17], [18] 描述机体坐标系中角速度的变化率：

$$J\dot{\underline{\omega}} = \underline{U}_{1\,2\,3} - \widetilde{\omega} J\underline{\omega} - D_w\underline{\omega}$$

$\underline{U}_{1\,2\,3} = [U_1\ U_2\ U_3]^T$ 为姿态控制向量，即电机绕各轴产生的机体力矩；矩阵 D_w 为姿态阻力矩阵，其在空气中和水下会有所不同。

四元数 [5] 的变化率与 ω 有关：

$$\dot{\underline{\underline{q}}}(t) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\underline{q}^T\underline{\omega} \\ \frac{1}{2}(\widetilde{\underline{q}} + I_{3,3}q_0)\underline{\omega} \end{bmatrix} \tag{7}$$

其中，双下划线表示完整的四元数，单下划线表示向量四元数，I 是单位矩阵。四元数跟踪误差为：

$$\underline{\underline{q}}_e = \begin{bmatrix} q_{0e} \\ q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{0d} & q_{1d} & q_{2d} & q_{3d} \\ -q_{1d} & q_{0d} & q_{3d} & -q_{2d} \\ -q_{2d} & -q_{3d} & q_{0d} & q_{1d} \\ -q_{3d} & q_{2d} & -q_{1d} & q_{0d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{0m} \\ q_{1m} \\ q_{2m} \\ q_{3m} \end{bmatrix} = \underline{\underline{q}}_d^* \otimes \underline{\underline{q}}_m$$

其中，d 和 m 分别表示误差量值和测量量值。如果两个刚体的姿态相同，则 $q_e = [1\ 0\ 0\ 0]^T$。姿态控制器为：

$$\underline{U}_{1,2,3} = -K_p\underline{q}_e - K_d\underline{\omega}_e \tag{8}$$

其中，K_p 和 K_d 是正定对角增益矩阵，并随介质变化。[7], [4], [19]通过李雅普诺夫分析和 LaSalle分析发现，该控制器是渐近稳定的。

误差状态方程可写为 [18]：

$$J\dot{\underline{\omega}}_e = \underline{U}_{1,2,3} - \widetilde{\omega}_e J\underline{\omega}_e \tag{9}$$

$$\dot{\underline{\underline{q}}}_e = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\underline{q}_e^T\underline{\omega}_e \\ \frac{1}{2}(\widetilde{\underline{q}}_e + I_{3,3}q_{0e})\underline{\omega}_e \end{bmatrix}$$

$$\left\|\underline{\underline{q}}\right\|_e = 1 = q_{0e}^2 + q_{1e}^2 + q_{2e}^2 + q_{3e}^2$$

于是，正定李雅普诺夫函数候选项及其导数为：

$$V = \frac{1}{2}\underline{\omega}_e^T K_p^{-1} J\underline{\omega}_e + (q_{0e} - 1)^2 + q_{1e}^2 + q_{2e}^2 + q_{3e}^2$$

$$\dot{V} = -\underline{\omega}_e^T K_p^{-1} K_d\underline{\omega}_e \tag{10}$$

只要姿态增益 K_p 和 K_d 是正定的，V 对于 ω_e就是负定的。方程（10）可用于 LaSalle分析 [19] ，其不变性条件为$\omega_e = \dot{\omega}_e = 0$ 对所有时间均成立。结合（9）和（8），并代入不变性条件可知，q_e 趋于 0，从而证明渐近稳定性。

E. 空气和水中的能量测定

开发了一个 Simulink 程序，用于测试分层控制架构并记录车辆能耗。除了描述路径的执行情况外，该仿真还用于求出两个节点之间的静止到静止能耗，以确定边代价。静止到静止能耗是指电机使车辆沿一条边移动时所消耗的能量，其中初始状态和最终状态均为静止。使用图 2a 所示的电机控制器模型

表 I AQWUA车辆的参数。

参数	数值	参数	数值
J_{xx}	0.0165 千克·米²	C_T	0.0103
J_{yy}	0.0324 千克·米²	C_Q	0.00118
J_{zz}	0.0385 千克·米²	$f_{1,2}$	0.01
m	3.865 千克	f_3	0.03
L	200 毫米	R	190.5 毫米

来估算电功率消耗，具体说明如下。

旋翼推力和扭矩定义如下：$T_i = C_T\rho A(\Omega_i R)^2 = K_T\Omega_i^2$ 以及 $Q_i = C_Q\rho A(\Omega_i R)^2 R = K_Q\Omega_i^2$，其中 C_T 和C_Q 分别是旋翼推力和扭矩系数，ρ 为空气密度，Ω 为旋翼转速，A 为旋翼盘面积，而 i表示与旋翼 $i \in [1, 2, 3, 4]$的关联，如 [20]所述。控制向量 $U = [U_0\ U_{1,2,3}^T]^T$通过标准 X 构型映射为电机转速。

整个控制器堆栈的整体性能示例如图 9 所示，该图见附录。

通过实验测定了空气和水中电机转速与直流电功率之间的关系。沿轨迹计算每个电机的电功率并求和，以得到 P_{Total}。能量消耗为：$E(t_s) = \int_0^{t_s} P_{Total}(t)dt$。

使用第二节所述的控制器，分别针对空气和水下情形，求得以原点为中心的16×16×16米立方体内各整数位移向量对应的停停能耗查找表，据此确定路径规划边代价。当X、Y和H方向均达到2%稳定准则时，即认为停止-停止机动完成。

III. 空气与水下路径规划

为在同时包含空气和水的动态拥挤环境中导航，路径规划器采用以下流程：

1. Preprocessing
   - 概率路线图生成包含N个节点的图，并将每个节点与一定半径范围内的所有节点相连。
   - 轨迹查找表将每条边的代价估算为停止-停止能耗。
2. 在线（这些操作在循环中执行）
   - 更新图中地图与环境在传感器可视范围内的所有差异。
   - 在传感器可视范围内向图中添加新的随机节点（实时运行的概率路线图）。
   - 使用 D*-Lite 更新图边代价和当前目标路径。
   - 将接下来的若干节点传递给轨迹计算器，以获得控制输入。
   - 使用控制输入移动到下一个节点。
   - 如果未找到路径，则按照边界情况处理程序执行。

通过对 D*-Lite 进行代价修改、采用 PRM on the go 并加入边界情况处理程序，即可实现网格完备路径规划算法，详情请参见第三节C。

A. 概述

该问题所在的工作空间 W 是一个 IR³占用栅格，其中障碍物 $O \in W$ 以布尔值表示：存在或不存在。

一个节点 n 表示一个体素，而车辆则表示为单个体素。为使这种表示不受分辨率影响，所有障碍物边缘均向外扩展一个车辆半径。这形成了一条碰撞规则：任何与顶点或边相交的直线，都视为与共享该顶点或边的所有体素相交。例如，如果每个体素都以整数 X、Y、H 坐标为中心，边长为 1，那么连接 (0,0,0) 和 (1,0,0) 的直线将与 2 个体素相交；连接 (0,0,0) 和 (1,1,0) 的直线将与 4 个体素相交；连接 (0,0,0) 和 (1,1,1) 的直线将与 8 个体素相交。

AQWUA 开始探索洞穴前，并非所有障碍物都是已知的，因此需要采用动态建模环境。车辆会存储一份工作空间¯的地图 M，其中包含对障碍物分布的假设 $O \in M$。车辆移动时，传感器读数会确认环境中体素的实际状态，并更新已存储的地图。

B. 预处理

为了预先生成图 G，我们采用了一种改进的概率路线图（PRM）方法。令 N 表示随机采样的唯一节点数量 n_1, n_2..... n_N。所有距离在半径 $r_{MaxEdge}$ 以内的节点均相互连接。空气到水下以及水下到空气的转换边仅限于垂直方向（因为混合式多旋翼飞行器尚无法实现非垂直转换）。

采用了对 [21]中计算体素—直线相交算法的修改版本来进行边的碰撞检测。该算法根据第二节 III-A 中的碰撞规则，返回直线相交的所有体素的坐标。对于¯未与任何障碍物发生碰撞的边代价 $O \in M$，则通过查找第二节 II-E 中所述的代价表来确定。

当初始地图显示通往目标只有一条路径，但传感器读数发现该路径受阻时，可能会出现错误地得出“路径不存在”这一结论的问题。在这种情况下，传统的 D* Lite算法会错误地判定不存在路径，尽管假设地图中存在一些障碍物，而这些障碍物在工作空间中实际上并不存在。为解决这一问题，我们引入了以下代价修改：对于¯被判定与假设障碍物发生碰撞的所有节点和边 O，均赋予一个较大的有限代价 C_{large}，而不是将该节点或边丢弃。C_{large} 是一个大于沿环境最大维度往返两次所需代价的数值。在标准的概率路线图实现中，任何与障碍物相交的边都会被赋予无限代价并忽略。在我们的修改方案中，只有根据运行时 O 收集的传感器读数确认与障碍物发生碰撞的边，才会被赋予无限代价。

该代价修改有效地迫使车辆探索所有最初已知的通往目标的自由路径，然后探索穿过未确认障碍物、通往目标的路径。只有当通往目标的每条路径都被传感器确认的障碍物阻断时，车辆才会正确得出不存在路径的结论。图4给出了一个简单的二维示例。



图 4. 示意图展示了经过代价修改的 *D*-Lite* 算法如何解决该问题，而标准版本则无法解决。

不进行代价修改的D*-Lite实现无法求解出路径，而采用该修改的实现则能够做到。

还需注意，停止-停止代价被用作近似值，用于估算边平滑执行期间消耗的能量。这种动态执行的边取决于初始条件，因此也取决于节点历史，详见第二节-A。因此，在预处理阶段，不可能为边分配动态执行代价。

C. 规划

在线阶段使用经过修改的 D*-Lite 算法来求解预处理阶段生成的图。修改内容包括通过 PRM on the go 向图中添加新节点，以及定义边界情况处理程序。

为模拟机载传感器阵列，车辆使用第三节-B 中所述的体素-直线相交函数，发射多条长度给定、沿径向均匀分布的射线。图 5a 显示了空旷环境中分辨率为 45 度、半径为 5m 的传感器阵列所读取的体素。可以看到，读数分辨率随距离增加而降低。此外，传感器读数不会返回障碍物后方的数据，如图 5b 所示。与实际值激光或声呐系统的情况一样，该传感器实现也不会返回水面另一侧的数据。此传感器模型用于将环境与地图进行比对，并考虑二者之间的差异。在节点 n_i 处由传感器检查的体素集合为 $S_i \subset W$，发现的任何障碍物均为 $O \in W$，从而使发生碰撞的边具有无限代价。

为实现理论上的概率网格完备性保证，我们引入了一种名为“PRM on the go”的流程。PRM on the go 会从传感器检查过的体素集合中随机选取预先设定数量的采样点 $S_i \subset W$，并按照标准概率路线图流程添加新节点。

边界情况处理程序取决于任务参数。实际上，如果车辆在在线

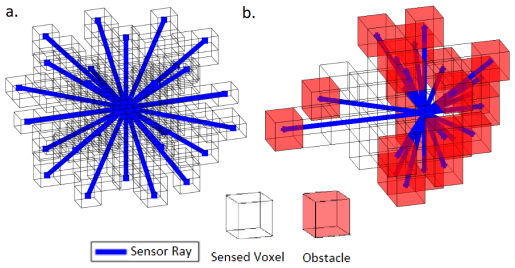


图 5. *a.* 在无障碍环境中，半径为 *5* 的 *45*度分辨率传感器阵列感测到的所有体素。*b.* 在有障碍物的环境中，同一阵列检测到的所有体素，显示障碍物后方缺乏信息。

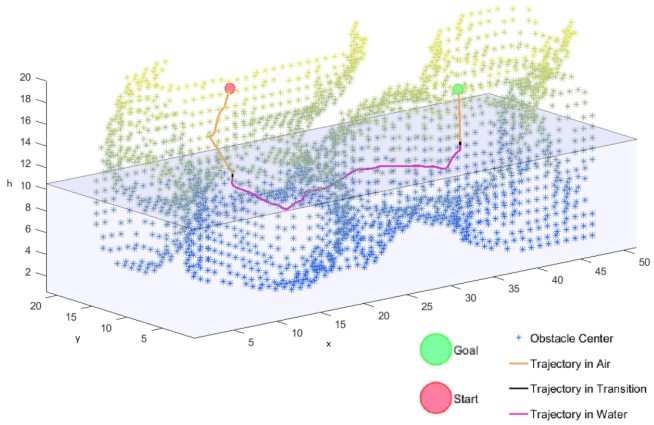


图6. 混合介质车辆在两个空中-空中端点之间行驶的轨迹

阶段未找到路径，就会立即判定不存在路径，并将车辆引导回起始节点。然而，未能找到路径也可能是因为节点分布不足。为确保离散空间中的算法完备性，我们将边界情况处理程序修改如下：对于图G，如果每条路径 $P_o \subset G$ 的代价均为 $C_o = \infty$ ，则车辆会添加节点 $n_i \subset S_{all}$ 至 G ，直到出现代价为 $C_o < \infty$的 $\exists P_o$ ，或 $\forall p_i \in S_{all},\ p_i \in G$，其中 $S_{all} \subset W$ 是所有满足 $\forall b,\ n_b \in G$ 且到起点的代价有限的 S_b 的并集。此边界情况处理行为会对所有可能的体素进行采样，然后才判定不存在路径；因此，该算法相对于体素离散化是分辨率完备的 [22][23] 。本研究采用 PRM on the go，以逐步找到代价更低的路径，并避免错误地判定不存在路径；实际的边界情况处理程序会在未找到路径时启用。

D. 与轨迹生成的集成

为了生成轨迹，在每个移动步骤中，路径规划算法都会输出当前节点的坐标和条件，以及通往目标的最优路径上的后续两个节点坐标。这些坐标和条件可用于按照第二节 A 中的方法，从第一个节点经由第二个节点到第三个节点计算轨迹。随后车辆沿该轨迹行进至第二个节点，并重复此过程，以确保车辆持续移动，并在未发生重新规划时保持有利的初始条件。如果确实发生重新规划，那么原轨迹中的第三个节点便不再是新轨迹中的第二个节点。无论是否发生动态重新规划，这一策略都能为给定的目标路径生成连续、平滑的轨迹以及相应的控制输入。

IV. 实验设置

为量化混合路径规划器的优势，我们进行了蒙特卡洛仿真，在多种环境中尝试使用仅空中、仅水下和混合路径规划器寻找路径。

按照第 VII 节所述的流程，生成了 200 个程序化构建的水下洞穴环境。为每个环境以准随机方式选取两组起点和目标节点，其中一组的两个端点都在空中，另一组则在水中。端点选在靠近 x 轴边界一定范围内的自由空间中。所有路径规划器均相同，但分别在由概率路线图（PRM）生成的不同图上运行。非混合型路径规划器仅限使用位于空中或水中的节点，而混合型路径规划器不受此限制。所有图的节点密度均相同。

仅空中和混合路径规划器尝试在空中-空中端点之间寻找路径，而仅水下和混合路径规划器则尝试在水下-水下端点之间寻找路径。图6展示了穿过洞穴的一条混合轨迹示例。

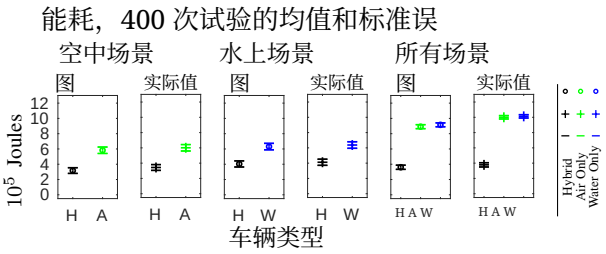
V. 结果

比较混合介质车辆与非混合介质车辆解决相同问题的能力，可以揭示多介质车辆所带来的优势。图7总结了结果。

每个环境都包含两个待解决的问题（空中和水下），因此在 400 个问题中，非混合规划器解决了 49.75%，而混合规划器解决了 70.5%。在零假设为混合规划器与非混合规划器解决给定问题的概率相等的情况下，进行 Aχ^2 分析，得到的检验统计量为 $2E - 9$。在默认置信度为 95% 时，该检验清楚地表明，非混合路径规划器解决给定问题的概率与混合规划器不同，这符合预期。

在 200 个空中问题中，混合规划器和仅空中规划器都解决了 104 个。比较这 104 个问题的解的路径代价时，混合规划器的平均效率比仅空中规划器高 27%。然而，在比较混合规划器和仅水下规划器都能解决的 94 个水下问题时，混合规划器的效率仅高 2.7%。通过 F检验发现，空中和水下问题集沿轨迹的能耗方差相同；T检验则表明，空中问题的平均轨迹代价差异在 95% 的置信度下具有统计显著性，而水下问题则不具有统计显著性。

图（停点-停点）代价能够将仅空中轨迹代价的预测误差控制在绝对差异 3.4% 以内，但对于混合型（空中问题）、混合型（水下问题）和仅水下轨迹，该差异分别增至 23.2%、20.4% 和 20.8%。显然，



	空中场景		水上场景	
	混合型	仅空中	混合型	仅水下
完成数量	148	104	134	95
预测 |%|差异	23.17	3.38	20.42	20.81

图7. 上图：在*200*个水到水和*200*个空中到空中问题实例中，平均能量消耗。假设失败的运行会耗尽全部 1.2×10^6 焦耳的储存能量（比最长运行所需能量多出≈ 20%）。“图”和“实际值”分别表示图代价（预测）以及三种车辆（仅空中、仅水下和空中-水下混合型）实际消耗的代价。左侧*4*幅图：分别考察空中和水下问题，因此仅在各自原生介质中评估空中和水下车辆。右侧*2*幅图：合并所有问题，因此仅空中和仅水下车辆无法解决另一种介质中的问题（电池耗尽）。下图：各车辆在每种场景中完成的运行数量，以及图代价与实际代价之间的百分比差异。

水下控制器的参与会使预测结果变差。不过，其他几个因素也会产生影响。对于 99% 的轨迹，车辆的平均速度高于停停速度；而对于所有轨迹，实际轨迹长度都大于图中的路径长度。对预测绝对差百分比与速度增幅百分比进行线性回归后发现，所有情况下斜率均为正。以总路径长度进行回归时也得到相同结果，这表明路径越长、执行速度越快，停停能耗对实际轨迹代价的预测就越差。

原本预计图（停-停）能耗会高于执行轨迹的能耗，但事实并非总是如此。在481条轨迹中，65%的轨迹图代价低于执行代价。为评估这一点，计算了图预测的相对百分比差异；正值表示图代价高估了轨迹代价，这符合预期。将预测百分比相对差异与速度增幅百分比及轨迹总长度进行线性回归后，所有情况下的斜率均为负，见图8。这表明，路径越长、执行速度越快，动态轨迹的代价就越可能高于停-停预测。

针对空气和水修改 v_c，以及调整空气位置控制器、水中位置控制器和姿态控制器的增益 K_p、K_d，都会影响节点间移动的能耗。

六、结论

本研究探讨了混合式水下四旋翼飞行器在水下复杂洞穴环境中面临的一种新型水陆两栖运动规划问题。我们提出的方法结合了基于采样的方法和图搜索重规划算法的要素。研究发现，AQWUA 的路径通常比传统空气飞行器或潜水器更节能，并且还能

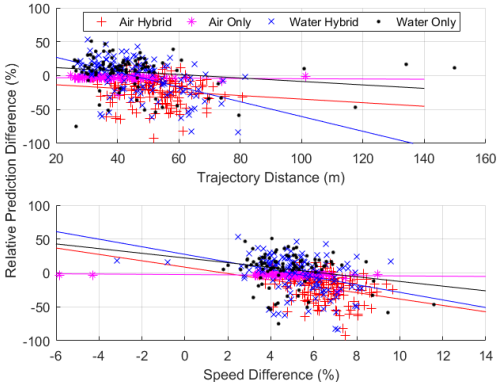


图8。上：相对预测代价差（%）与轨迹总长度的关系。回归斜率为负，表明随着轨迹长度增加，轨迹代价的低估程度加重。下：相对预测代价差（%）与平均轨迹速度增幅（%）的关系。回归斜率为负，表明随着平均速度增加，轨迹代价的低估程度加重。

解决比空气飞行器或潜水器更多的问题。

我们发现，图能耗无法准确预测实际能耗，但在不同问题中，两者的均值存在相关性。

基于分层四元数的运动学控制器是本研究的一项关键特性。它会根据工作介质进行调整，具有渐近稳定性，并能求解初始和最终条件均为静止状态的两点边值问题。它还能在初始条件任意的情况下，沿一系列节点生成平滑轨迹，并可扩展以提高分辨率，或进行修改以应对更高的复杂度。

VII. 附录

A. 程序生成环境

程序生成环境中的洞穴通过以下方式生成：首先创建两组随机三维柏林噪声 [24]，其大小与环境相同；环境规模的选择既要避免计算时间过长，又要确保环境具有足够的特征。每组噪声编码一个角度 θ 或 ϕ，其范围分别为 π和 1.1π。这些范围确保洞穴不会折返，并且总体上会延伸至整个环境。预先设定钻孔数量 N_{bores}、钻孔的最小和最大长度 n_{min} 和 n_{max}、钻孔线段长度 l_{bore}以及钻孔半径 R_{bore} 等参数，并选择合适的取值，使洞穴很可能相交且环境保持凹形。对于每个钻孔，随机选取一个点，柏林噪声会在该点生成一个球坐标系中的向量（l_{bore}，θ，ϕ），指向下一个点。重复此过程，直到生成 n_{max} 个钻孔线段，或向量指向环境边界之外的点。重复整个过程，直到找到超过 n_{min} 段的钻孔共 N_{bores} 个。将距离钻孔点 R_{bore}以内的体素标记为自由空间（其余均为障碍物）。水位设为环境高度的一半。将随机的 y-z 平面和 x-y 平面映射为自由空间，使环境具有动态性。

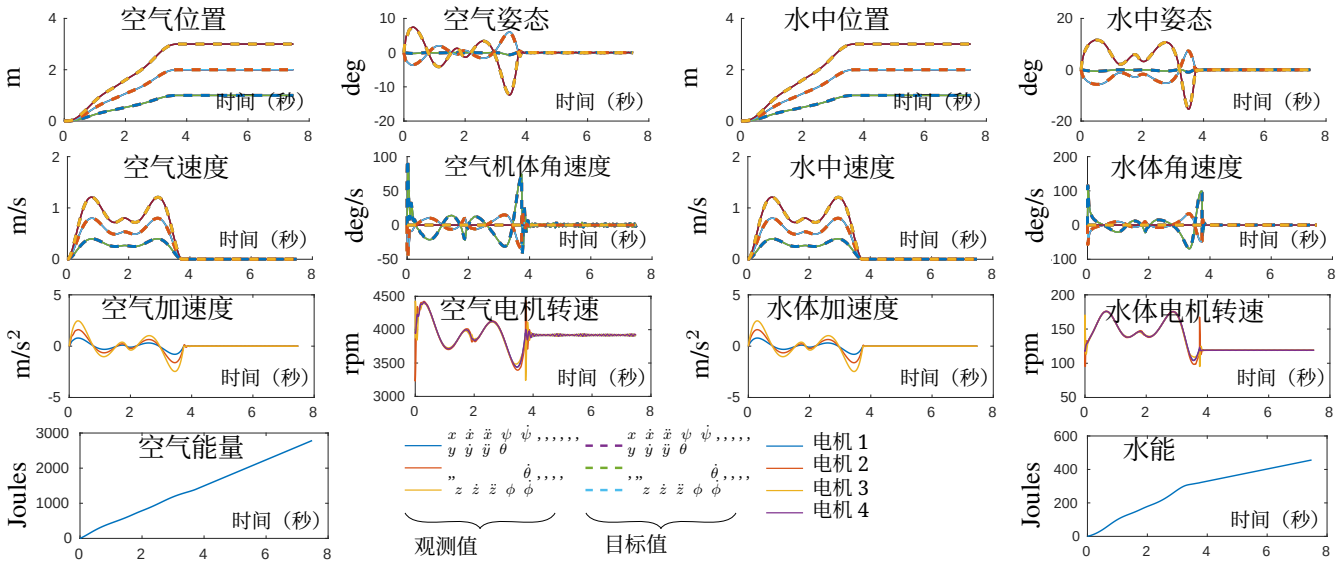


图 9。 左：控制器在空气中的性能。右：控制器在水中的性能。底部中央：图例。

B. 控制器性能示意图

图 9 展示了从 (0,0,0) 到 (1,2,3) 的空气和水下机动过程中，位置、速度、加速度及电机转速随时间的变化示例。

参考文献

[1] I. Semenov、V. Hrishikeshavan 和 I. Chopra，《具备平滑动力空水转换功能的两栖四旋翼飞行器》，发表于第八届两年一度自主垂直起降技术会议——梅萨，亚利桑那州，*2019*年。VFS，2019年1月。[2] Y. Roth-Tabak 和 R. Jain，《利用深度信息构建环境模型》，《*Computer*》，第22卷，第6期，第85–90页，1989年。[3] K. M. Wurm、A. Hornung、M. Bennewitz、C. Stachniss 和 W. Burgard，《OctoMap：面向机器人系统的概率式、灵活且紧凑的三维地图表示》，发表于*2010*年*ICRA*移动操作三维感知与建模最佳实践研讨会论文集，第3卷，2010年。[4] H. Parwana、J. S. Patrikar 和 M. Kothari，《一种全新的、完全基于四元数的非线性姿态与位置控制器》，发表于*2018*年*AIAA*制导、导航与控制会议，2018年，第1587页。[5] A. G. Kehlenbeck，《用于微型四旋翼无人机敏捷轨迹跟踪的基于四元数的控制》，博士学位论文，2014年。[6] A. Tayebi 和 S. McGilvray，《垂直起降四旋翼飞行器的姿态稳定》，《*IEEE*控制系统技术汇刊》，第14卷，第3期，第562–571页，2006年。[7] B. Wie、H. Weiss 和 A. Arapostathis，《用于航天器本征轴旋转的四元数反馈调节器》，《制导、控制与动力学杂志》，第12卷，第3期，第375–380页，1989年。[8] M. Hehn 和 R. D'Andrea，《四旋翼飞行器轨迹生成与控制》，《*IFAC*论文集》，第44卷，1491，2011年1，1485，第页。[9] P. Fiorini 和 Z. Shiller，《动态环境中的时间最优轨迹规划》，1996年。[10] M. Maia，《展示首款具备无缝水空转换能力的空中与水下无人机的无人化能力》，发表于*AUVSI XPONENTIAL 2017*，2017年。[11] A. Kalantari 和 M. Spenko，《HyTAQ（一种陆空两栖四旋翼飞行器）的设计与实验验证》，发表于*2013*年*IEEE*国际机器人与自动化会议。IEEE，2013年，第4445–4450页。[12] Y. Ke、K. Wang 和 B. M. Chen，《具备基于模型飞行能力的混合型无人机的设计与实现》，《*IEEE/ASME*机电一体化汇刊》，第23卷，第3期，第1114–1125页，2018年。[13] J. Li、G. Deng、C. Luo、Q. Lin、Q. Yan 和 Z. Ming，《无人空地车辆（UAV/UGV）协同系统中的一种混合路径规划方法》，《*IEEE*车辆技术汇刊》，第65卷，第12期，第9585–9596页，2016年。[14] M. Cutler 和 J. How，《变距四旋翼飞行器的执行器约束轨迹生成与控制》，发表于*AIAA*制导、导航与控制会议，2012年，第4777页。[15] F. L. Markley，《根据两个矢量测量值快速进行四元数姿态估计》，《制导、控制与动力学杂志》，第25卷，第2期，第411–414页，2002年。[16] M. Cutler 和 J. P. How，《变距四旋翼飞行器的敏捷飞行分析与控制》，《动态系统、测量与控制杂志》，第137卷，第10期，第101002页，2015年。[17] R. C. Nelson，《飞行稳定性与自动控制》。WCB/McGraw Hill，纽约，1998年，第2卷。[18] H. Weiss，《基于四元数的角速度/姿态跟踪系统及其在云台姿态控制中的应用》，《制导、控制与动力学杂志》，第16卷，第4期，第609–616页，1993年。[19] H. K. Khalil，《非线性系统》，*Prentice-Hall*，新泽西州，第2卷，第5期，第5–1页，1996年。[20] G. J. Leishman，《直升机空气动力学原理（附*CD*额外内容）》。剑桥大学出版社，2006年。[21] J. Amanatides、A. Woo等，《用于光线追踪的快速体素遍历算法》，发表于*Eurographics*，第87卷，第3期，1987年，第3–10页。[22] L. E. Kavraki、M. N. Kolountzakis 和 J.-C. Latombe，《用于路径规划的概率路图分析》，发表于*IEEE*国际机器人与自动化会议论文集，第4卷。IEEE，1996年，第3020–3025页。[23] S. Karaman 和 E. Frazzoli，《用于最优运动规划的基于采样的算法》，《国际机器人研究杂志》，第30卷，第7期，第846–894页，2011年。[24] K. Perlin，《图像合成器》，*SIGGRAPH*《计算机图形学》，第19卷，第3期，第287–296页，1985年7月。 [在线]。可访问：http://doi.acm.org/10.1145/325165.325247