



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118205708 A

(43) 申请公布日 2024. 06. 18

(21) 申请号 202410366237.5

(22) 申请日 2024.03.28

(71) 申请人 中山大学

地址 510275 广东省广州市海珠区新港西路135号

(72) 发明人 黄海晨 张静 王普润 陈镇东  
吴兴涛 聂文萱 梁海朝

(74) 专利代理机构 广州三环专利商标代理有限公司 44202

专利代理师 甄培杨

(51) Int. Cl.

B64C 35/00 (2006.01)

B64U 10/70 (2023.01)

B64U 10/14 (2023.01)

B60F 5/02 (2006.01)

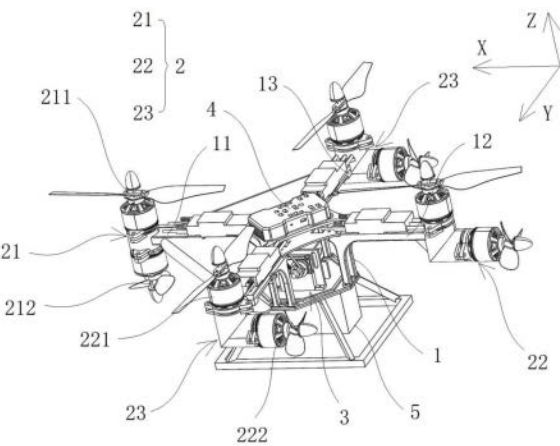
权利要求书2页 说明书13页 附图7页

(54) 发明名称

一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机

(57) 摘要

本发明涉及无人机技术领域,公开了一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机,包括机架、四个动力组件、水下调整机构、控制系统和电源,机架设有前机臂、后机臂和两个侧机臂;前部动力组件固定于前机臂的端部,后部动力组件固定于后机臂的端部,两个侧部动力组件转动安装于侧机臂的端部;前部动力组件的第一旋翼机构和第一螺旋桨机构的轴线方向均沿Z向布置;后部动力组件和两个侧部动力组件均包括第二旋翼机构和第二螺旋桨机构,第二旋翼机构与第二螺旋桨机构的轴线方向相交;水下调整机构、控制系统和电源均安装于机架上,水下调整机构与两个侧部动力组件传动连接,以带动两个侧部动力组件绕Y向调整角度,控制系统、电源与四个动力组件电连接。



1. 一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,包括机架、四个动力组件、水下调整机构、控制系统和电源,所述机架具有X向、Y向和Z向,所述机架设有沿X向延伸的前机臂和后机臂,以及沿Y向延伸的两个侧机臂;

四个所述动力组件为前部动力组件、后部动力组件和两个侧部动力组件,所述前部动力组件固定安装于所述前机臂的端部,所述后部动力组件固定安装于所述后机臂的端部,两个所述侧部动力组件转动安装于对应的所述侧机臂的端部;

所述前部动力组件包括第一旋翼机构和第一螺旋桨机构,所述第一旋翼机构和所述第一螺旋桨机构的轴线方向均沿Z向布置;所述后部动力组件和两个侧部动力组件均包括第二旋翼机构和第二螺旋桨机构,所述第二旋翼机构的轴线方向与所述第二螺旋桨机构的轴线方向相交布置;

所述水下调整机构、所述控制系统和所述电源均安装于所述机架上,所述水下调整机构分别与两个所述侧部动力组件传动连接,以带动两个所述侧部动力组件绕Y向调整角度,所述控制系统和所述电源分别与四个所述动力组件电连接。

2. 根据权利要求1所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述侧部动力组件的第二旋翼机构的轴线方向与所述侧部动力组件的第二螺旋桨机构的轴线方向垂直布置。

3. 根据权利要求2所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,两个所述侧机臂的端部均安装有转动座,所述转动座的形状为直角形,所述侧部动力组件的第二旋翼机构设置于所述转动座的一端,所述侧部动力组件的第二螺旋桨机构设置于所述转动座的另一端。

4. 根据权利要求3所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述侧机臂的内部开设有Y向通孔,所述Y向通孔中转动安装有传动轴,所述传动轴的一端与所述转动座固定连接;所述水下调整机构包括两个舵机,所述舵机与对应的所述传动轴的另一端止转连接。

5. 根据权利要求4所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述舵机的输出轴上安装有舵机盘,所述舵机盘背向所述舵机的一侧固定有阶梯轴,所述阶梯轴与所述传动轴之间皮带传动相连。

6. 根据权利要求1所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述后机臂的端部设置有固定座,所述固定座的形状为直角形,所述后部动力组件的第二旋翼机构安装于所述固定座的Z向端部,所述后部动力组件的第二螺旋桨机构安装于所述固定座的X向端部。

7. 根据权利要求1所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述机架还安装有电调组件,所述电调组件分别与所述控制系统和四个所述动力组件电连接,所述电调组件用于接收所述控制系统发出的控制信号,并根据控制信号调节所述动力组件的转速。

8. 根据权利要求1所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述前机臂与两个所述侧机臂之间设置有上护板,所述前机臂与所述机架的下部之间设置有下护板,所述下护板的下表面为弧形曲面;机架的下部固定连接有外框架,所述电源安装于所述外框架的内部。

9. 根据权利要求1所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述控制系统包括任务分配模块、飞行控制器、水下运动控制器和切换开关,所述任务分配模块与所述切换开关电连接;

所述切换开关分别与所述飞行控制器、所述水下运动控制器电连接,所述飞行控制器用于控制旋翼机构工作,所述水下运动控制器用于控制螺旋桨机构和所述水下调整机构工作。

10. 根据权利要求9所述的具有仿生学出入水设计的两栖无人机,其特征是,所述机架上还安装有传感器组件,所述传感器组件用于实时检测两栖无人机的位置、姿态和所处水深,所述传感器组件与所述任务分配模块电连接,以根据位置信号、姿态信号和水深信号发出控制指令/模态切换指令;所述传感器组件与所述飞行控制器、所述水下运动控制器电连接,以根据位置信号和姿态信号控制四个所述动力组件工作。

## 一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及无人机技术领域,特别是涉及一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机。

### 背景技术

[0002] 无人机是指利用无线遥控技术控制运动的无人飞行器,微型无人机在城市治安、农业生产、航拍测绘以及国防军事等领域广泛应用。无人机通常只在空中飞行,难以满足水-空跨介质运动的要求。

[0003] 如授权公告号为CN107380423B、授权公告日为2023.09.05的中国发明专利公开了一种水空两栖无人机,具体包括无人机机体,其上设有至少一个机臂、每个机臂的末端分别有驱动部件,驱动部件的上端安装有旋翼,驱动部件的下端安装有船用螺旋桨,旋翼与螺旋桨通过单向轴承或者单向离合器连接。当无人机在空中飞行时,驱动旋翼转动,实现无人机在空中正常飞行,并通过对旋翼的控制实现姿态调整;当无人机到水中时,旋翼不提供水下运动所需要的效率,不工作;加大船用螺旋桨的转速时,无人机向下运动到水下,再通过对无人机的姿态控制实现无人机的水下行驶。

[0004] 现有水空两栖无人机的工作过程为:从空中进入水中,无人机先平稳降落并漂浮在水面,再切换至船用螺旋桨工作,实现入水及水下行驶。同理,从水中进入空中,无人机凭借浮力浮于水面上,再控制无人机的旋翼工作,使无人机飞离水面。

[0005] 但是,现有水空两栖无人机进行跨介质运动时,需漂浮停留在水面上切换动力,入水和出水动作不连贯,水-空跨介质运动效率低。

### 发明内容

[0006] 本发明要解决的技术问题是:现有水空两栖无人机进行跨介质运动时,需漂浮停留在水面上切换动力,入水和出水动作不连贯,水-空跨介质运动效率低的问题。

[0007] 为了解决上述技术问题,本发明提供了一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机:

[0008] 具有仿生学出入水设计的两栖无人机包括机架、四个动力组件、水下调整机构、控制系统和电源,所述机架具有X向、Y向和Z向,所述机架设有沿X向延伸的前机臂和后机臂,以及沿Y向延伸的两个侧机臂;

[0009] 四个所述动力组件为前部动力组件、后部动力组件和两个侧部动力组件,所述前部动力组件固定安装于所述前机臂的端部,所述后部动力组件固定安装于所述后机臂的端部,两个所述侧部动力组件转动安装于对应的所述侧机臂的端部;

[0010] 所述前部动力组件包括第一旋翼机构和第一螺旋桨机构,所述第一旋翼机构和所述第一螺旋桨机构的轴线方向均沿Z向布置;所述后部动力组件和两个侧部动力组件均包括第二旋翼机构和第二螺旋桨机构,所述第二旋翼机构的轴线方向与所述第二螺旋桨机构的轴线方向相交布置;

[0011] 所述水下调整机构、所述控制系统和所述电源均安装于所述机架上,所述水下调整机构分别与两个所述侧部动力组件传动连接,以带动两个所述侧部动力组件绕Y向调整角度,所述控制系统和所述电源分别与四个所述动力组件电连接。

[0012] 进一步的,所述侧部动力组件的第二旋翼机构的轴线方向与所述侧部动力组件的第二螺旋桨机构的轴线方向垂直布置。

[0013] 进一步的,两个所述侧机臂的端部均安装有转动座,所述转动座的形状为直角形,所述侧部动力组件的第二旋翼机构设置于所述转动座的一端,所述侧部动力组件的第二螺旋桨机构设置于所述转动座的另一端。

[0014] 进一步的,所述侧机臂的内部开设有Y向通孔,所述Y向通孔中转动安装有传动轴,所述传动轴的一端与所述转动座固定连接;所述水下调整机构包括两个舵机,所述舵机与对应的所述传动轴的另一端止转连接。

[0015] 进一步的,所述舵机的输出轴上安装有舵机盘,所述舵机盘背向所述舵机的一侧固定有阶梯轴,所述阶梯轴与所述传动轴之间皮带传动相连。

[0016] 进一步的,所述后机臂的端部设置有固定座,所述固定座的形状为直角形,所述后部动力组件的第二旋翼机构安装于所述固定座的Z向端部,所述后部动力组件的第二螺旋桨机构安装于所述固定座的X向端部。

[0017] 进一步的,所述机架还安装有电调组件,所述电调组件分别与所述控制系统和四个所述动力组件电连接,所述电调组件用于接收所述控制系统发出的控制信号,并根据控制信号调节所述动力组件的转速。

[0018] 进一步的,所述前机臂与两个所述侧机臂之间设置有上护板,所述前机臂与所述机架的下部之间设置有下护板,所述下护板的下表面为弧形曲面;机架的下部固定连接有外框架,所述电源安装于所述外框架的内部。

[0019] 进一步的,所述控制系统包括任务分配模块、飞行控制器、水下运动控制器和切换开关,所述任务分配模块与所述切换开关电连接;

[0020] 所述切换开关分别与所述飞行控制器、所述水下运动控制器电连接,所述飞行控制器用于控制旋翼机构工作,所述水下运动控制器用于控制螺旋桨机构和所述水下调整机构工作。

[0021] 进一步的,所述机架上还安装有传感器组件,所述传感器组件用于实时检测两栖无人机的位置、姿态和所处水深,所述传感器组件与所述任务分配模块电连接,以根据位置信号、姿态信号和水深信号发出控制指令/模式切换指令;所述传感器组件与所述飞行控制器、所述水下运动控制器电连接,以根据位置信号和姿态信号控制四个所述动力组件工作。

[0022] 本发明的一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机与现有技术相比,其有益效果在于:该具有仿生学出入水设计的两栖无人机采用了机架、四个动力组件、水下调整机构、控制系统和电源的设计形式,机架设有沿X向延伸的前机臂和后机臂,以及沿Y向延伸的两个侧机臂,前部动力组件固定于前机臂的端部,后部动力组件固定于后机臂的端部,两个侧部动力组件转动安装于对应的侧机臂的端部。利用四个动力组件关于机架呈前后左右分布,同步控制四个动力组件进行工作,可实现两栖无人机的空中悬停飞行和水下行驶的目的。

[0023] 其中,前部动力组件包括第一旋翼机构和第一螺旋桨机构,第一旋翼机构的轴线

方向沿Z向布置;后部动力组件和两个侧部动力组件均包括第二旋翼机构和第二螺旋桨机构。前部动力组件的第一旋翼机构、后部动力组件的第二旋翼机构、两个侧部动力组件的第二旋翼机构用于产生空中飞行时的升力,两个侧部动力组件可绕Y向调整角度,进而改变两个侧部动力组件的推力角度,从而能够灵活地调整无人机的飞行姿态。

[0024] 相应的,前部动力组件的第一螺旋桨机构、后部动力组件的第二螺旋桨机构、两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构用于产生水下行驶时的动力,第一螺旋桨机构的轴线方向沿Z向布置,第一螺旋桨机构能够使机身在水下绕Y向进行扭转动作。由于两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构为矢量螺旋桨机构,可有效防止水下侧翻,克服了水下运动的不稳定性,通过水下调整机构能够带动两个侧部动力组件绕Y向调整角度,使两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构可产生XOZ平面内的动力。

[0025] 而且,当两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构处于动力相反状态时,能够使机身在水下绕Z向进行扭转动作;并且,还能带动机身从XOY平面90度翻转至XOZ平面,然后再将两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构调整至与第一螺旋桨机构的轴线方向一致,利用这三个螺旋桨机构可驱动无人机沿Y向平动。因此,当两栖无人机处于水中时,利用四个动力组件的螺旋桨机构产生不同方向的动力,能够进行X向、Y向、Z向的平移运动,以及绕Y向、Z向的扭转动作,即实现了水中五个自由度的运动目的。

[0026] 若无人机从空中进入水中时,先将机身由平飞调整至斜向下的飞行姿态,利用惯性以斜插方式进入水中,关闭旋翼机构同时启动螺旋桨机构,使无人机进入水下行驶状态。相应的,无人机从水中进入空中时,先将机身调整至斜向上的行驶姿态,利用后部动力组件的第二螺旋桨机构和两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构产生水下推力,使无人机以蝠鲼出水的方式飞出水面,在飞出水面的滞空时间内切换动力模式,关闭螺旋桨机构同时启动旋翼机构,使无人机进入空中飞行状态。相比于现有无人机需漂浮停留在水面上切换动力,采用仿生学的出入水设计,入水和出水动作更加连贯,水-空跨介质运动效率高。

[0027] 另外,若无人机漂浮在水面需要潜入水中时,先利用前部动力组件的第一螺旋桨机构对无人机产生头部抬起的动力,确保机身的后半部向下进入水中,启动另外三个动力组件的第二螺旋桨机构产生斜向上的水下推力,使机身短暂地加速上窜离开水面,滞空后具有一个初速度,由于无人机的中心布置在前部,在惯性和重力作用下最终以斜向下的方式钻入水中,实现了无人机以抛物线形式下潜运动的目的。

## 附图说明

- [0028] 图1是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的立体示意图;
- [0029] 图2是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的主视示意图;
- [0030] 图3是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的俯视示意图;
- [0031] 图4是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的机架结构图;
- [0032] 图5是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的入水动作图;
- [0033] 图6是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的出水动作图;
- [0034] 图7是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的下潜动作图;
- [0035] 图8是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的控制系统原理图;
- [0036] 图9是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的控制逻辑图;

[0037] 图10是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的力学综合模型立体图;

[0038] 图11是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的力学综合模型主视图;

[0039] 图12是本发明实施例的具有仿生学出入水设计的两栖无人机的力学综合模型平面图;

[0040] 图中,1-机架、11-前机臂、12-后机臂、120-固定座、13-侧机臂、130-转动座、131-Y向通孔、14-外框架、15-上护板、16-下护板、2-动力组件、21-前部动力组件、211-第一旋翼机构、212-第一螺旋桨机构、22-后部动力组件、221-第二旋翼机构、222-第二螺旋桨机构、23-侧部动力组件、3-水下调整机构、30-舵机、31-舵机盘、32-阶梯轴、4-控制系统、40-电调组件、5-电源。

### 具体实施方式

[0041] 下面结合附图和实施例,对本发明的具体实施方式作进一步详细描述。以下实施例用于说明本发明,但不用来限制本发明的范围。

[0042] 在本发明的描述中,应当理解的是,本发明中采用术语“中心”、“纵向”、“横向”、“长度”、“宽度”、“厚度”、“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”、“顺时针”、“逆时针”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的设备或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本发明的限制。

[0043] 此外,术语“第一”、“第二”仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示相对重要性或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此,限定有“第一”、“第二”的特征可以明示或者隐含地包括一个或者更多个该特征。在本发明的描述中,“多个”的含义是两个或两个以上,除非另有明确具体的限定。

[0044] 在本发明中,除非另有明确的规定和限定,术语“安装”、“相连”、“连接”、“固定”等术语应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或成一体;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通或两个元件的相互作用关系。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0045] 如图1至图7所示,本发明实施例的一种具有仿生学出入水设计的两栖无人机,包括机架1、四个动力组件2、水下调整机构3、控制系统4和电源5,机架1具有X向、Y向和Z向,机架1设有沿X向延伸的前机臂11和后机臂12,以及沿Y向延伸的两个侧机臂13;四个动力组件2为前部动力组件21、后部动力组件22和两个侧部动力组件23,前部动力组件21固定安装于前机臂11的端部,后部动力组件22固定安装于后机臂12的端部,两个侧部动力组件23转动安装于对应的侧机臂13的端部。

[0046] 前部动力组件21包括第一旋翼机构211和第一螺旋桨机构212,第一旋翼机构211和第一螺旋桨机构212的轴线方向均沿Z向布置;后部动力组件22和两个侧部动力组件23均包括第二旋翼机构221和第二螺旋桨机构222,第二旋翼机构221的轴线方向与第二螺旋桨机构222的轴线方向相交布置;水下调整机构3、控制系统4和电源5均安装于机架1上,水下

调整机构3分别与两个侧部动力组件23传动连接,以带动两个侧部动力组件23绕Y向调整角度,控制系统4和电源5分别与四个动力组件2电连接。

[0047] 该具有仿生学出入水设计的两栖无人机采用了机架1、四个动力组件2、水下调整机构3、控制系统4和电源5的设计形式,机架1设有沿X向延伸的前机臂11和后机臂12,以及沿Y向延伸的两个侧机臂13,前部动力组件21固定于前机臂11的端部,后部动力组件22固定于后机臂12的端部,两个侧部动力组件23转动安装于对应的侧机臂13的端部。利用四个动力组件2关于机架1呈前后左右分布,同步控制四个动力组件2进行工作,可实现两栖无人机的空中悬停飞行和水下行驶的目的。

[0048] 其中,前部动力组件21包括第一旋翼机构211和第一螺旋桨机构212,第一旋翼机构211的轴线方向沿Z向布置;后部动力组件22和两个侧部动力组件23均包括第二旋翼机构221和第二螺旋桨机构222。前部动力组件21的第一旋翼机构211、后部动力组件22的第二旋翼机构221、两个侧部动力组件23的第二旋翼机构221用于产生空中飞行时的升力,两个侧部动力组件23可绕Y向调整角度,进而改变两个侧部动力组件23的推力角度,从而能够灵活地调整无人机的飞行姿态。

[0049] 相应的,前部动力组件21的第一螺旋桨机构212、后部动力组件22的第二螺旋桨机构222、两个侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222用于产生水下行驶时的动力,第一螺旋桨机构212的轴线方向沿Z向布置,第一螺旋桨机构212能够使机身在水下绕Y向进行扭转动作。由于两个侧部动力组件的第二螺旋桨机构222为矢量螺旋桨机构,可有效防止水下侧翻,克服了水下运动的不稳定性,通过水下调整机构3能够带动两个侧部动力组件23绕Y向调整角度,使两个侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222可产生XOZ平面内的动力。

[0050] 而且,当两个侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222处于动力相反状态时,能够使机身在水下绕Z向进行扭转动作;并且,还能带动机身从XOY平面90度翻转至XOZ平面,然后再将两个侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222调整至与第一螺旋桨机构212的轴线方向一致,利用这三个螺旋桨机构可驱动无人机沿Y向平动。因此,当两栖无人机处于水中时,利用四个动力组件2的螺旋桨机构产生不同方向的动力,能够进行X向、Y向、Z向的平移运动,以及绕Y向、Z向的扭转动作,即实现了水中五个自由度的运动目的。

[0051] 若无人机从空中进入水中时,如图5所示,先将机身由平飞调整至斜向下的飞行姿态,利用惯性以斜插方式进入水中,关闭旋翼机构同时启动螺旋桨机构,使无人机进入水下行驶状态。相应的,无人机从水中进入空中时,如图6所示,先将机身调整至斜向上的行驶姿态,利用后部动力组件22的第二螺旋桨机构222和两个侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222产生水下推力,使无人机以蝠鲼出水的方式飞出水面,在飞出水面的滞空时间内切换动力模式,关闭螺旋桨机构同时启动旋翼机构,使无人机进入空中飞行状态。相比于现有无人机需漂浮停留在水面上切换动力,采用仿生学的出入水设计,入水和出水动作更加连贯,水-空跨介质运动效率高。

[0052] 另外,若无人机漂浮在水面需要潜入水中时,如图7所示,先利用前部动力组件21的第一螺旋桨机构212对无人机产生头部抬起的动力,确保机身的后半部向下进入水中,启动另外三个动力组件2的第二螺旋桨机构222产生斜向上的水下推力,使机身短暂地加速上窜离开水面,滞空后具有一个初速度,由于无人机的中心布置在前部,在惯性和重力作用下最终以斜向下的方式钻入水中,实现了无人机以抛物线形式下潜运动的目的。



[0053] 在本实施例中,侧部动力组件23的第二旋翼机构221的轴线方向与侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222的轴线方向垂直布置。具体的,两个侧机臂13的端部均安装有转动座130,转动座130的形状为直角形,侧部动力组件23的第二旋翼机构221设置于转动座130的一端,侧部动力组件23的第二螺旋桨机构222设置于转动座130的另一端。空中飞行时,两个侧部动力组件23的第二旋翼机构221的轴线方向主要保持在Z向,水下行驶时,两个侧部动力组件23的螺旋桨机构222可在XOY平面内调整角度,实现了X向、Z向平移运动,以及绕X向扭转动作的目的。

[0054] 另外,侧机臂13的内部开设有Y向通孔131,Y向通孔131中转动安装有传动轴,传动轴的一端与转动座130固定连接;水下调整机构3包括两个舵机30,舵机30与对应的传动轴的另一端止转连接。舵机30的输出轴上安装有舵机盘31,舵机盘31背向舵机30的一侧固定有阶梯轴32,阶梯轴32与传动轴之间皮带传动相连。两个舵机30通过固定架和螺栓安装在机架1的内部,两个舵机30的舵机盘31均连接有阶梯轴32,阶梯轴32上设有主动带轮,传动轴的对应端设有从动带轮,皮带与主动带轮、从动带轮传动连接,两个舵机30分别驱动两个传动轴以及两侧的转动座130绕Y向转动,从而完成对水下螺旋桨机构的角度调控。

[0055] 作为进一步的优选方案,后机臂12的端部设置有固定座120,固定座120的形状为直角形,后部动力组件22的第二旋翼机构221安装于固定座120的Z向端部,后部动力组件22的第二螺旋桨机构222安装于固定座120的X向端部,利用后部动力组件22的第二螺旋桨机构222可产生沿X向恒定的水下推力,保证了无人机在水下平移运动的动力足够。

[0056] 在本实施例中,机架1还安装有电调组件40,电调组件40分别与控制系4和四个动力组件电连接,电调组件40用于接收控制系4发出的控制信号,并根据控制信号调节动力组件的转速。而且,前机臂11与两个侧机臂13之间设置有上护板15,前机臂11与机架1的下部之间设置有下护板16,下护板16的下表面为弧形曲面,利用上护板15和下护板16可保证机身和内部元件,防止因入水时冲击力大而损坏机体,还能够减小无人机在水下行驶时的阻力。

[0057] 机架1采用3D打印技术制作,机臂采用材料强度高的未来8500高韧性树脂制成,其他部分则选用性价比高的未来8200树脂制成,机架1的各个应力集中连接处设计加强筋,以防止断裂。机架1的下部固定连接有外框架14,电源5安装于外框架14的内部,外框架14作为缓冲平台,防止运动过程中剧烈震荡引起控制系4和电源5损坏。其中,旋翼机构和螺旋桨机构均包括防水电机,即防水电机共有8个,用于分别带动四组旋翼和四组螺旋桨工作。四个旋翼机构均为可折叠的双叶旋翼,空气阻力小,提高了运动效率。

[0058] 另外,控制系4选用Pixhawk 2.4.8配M8N GPS,根据飞控计算机的指令,按规定执行动作。控制系4包括任务分配模块、飞行控制器、水下运动控制器和切换开关,如图8所示,任务分配模块与切换开关电连接;切换开关分别与飞行控制器、水下运动控制器电连接,飞行控制器用于控制旋翼机构工作,水下运动控制器用于控制螺旋桨机构和水下调整机构3工作。

[0059] 机架1上还安装有传感器组件,传感器组件用于实时检测两栖无人机的位置、姿态和所处水深,传感器组件与任务分配模块电连接,以根据位置信号、姿态信号和水深信号发出控制指令/模态切换指令;传感器组件与飞行控制器、水下运动控制器电连接,以根据位置信号和姿态信号控制四个动力组件2工作。

[0060] 需要说明的,无人机在水-空跨介质运动过程中,利用自带的传感器组件实时检测机身位置、速度、水压(或所处水深)等状态,判断出当前是否处于水中,然后根据指令控制出水或入水,在水下时锁住旋翼机构,利用螺旋桨机构控制水下行驶姿态,在空中时锁住螺旋桨机构,利用旋翼机构控制空中飞行姿态。

[0061] 关于两栖无人机的动力控制说明:

[0062] • 综述

[0063] 无人机在空中时,水下螺旋桨不工作,通过改变输入电调的油门信号,调整电机的转速,旋翼由电机驱动向下转动并产生推力和反扭矩。当油门信号改变时,旋翼对无人机质心的力和力矩随之改变,从而加速度和角加速度改变,以控制无人机的位置和姿态。

[0064] 无人机在水中时,旋翼不工作,通过改变输入电调的油门信号可以调整电机的转速,通过改变输入舵机的PWM信号可以调整舵机的转角。水下螺旋桨由电机驱动旋转并产生推力和反扭矩,在舵机驱动下改变推力和力矩的作用面。当油门信号和PWM信号改变时,水下螺旋桨对无人机质心的力和力矩随之改变,从而加速度和角加速度改变,以控制无人机的位置和姿态。

[0065] • 两栖无人机综合模型

[0066] 综合模型主要包括无人机在空中和水中的动力学模型、控制分配模型和电气模型。其中,动力学模型给出了控制力和无人机运动量的数学关系,控制分配模型给出了控制力和驱动部件之间的数学关系,电气模型给出了驱动部件的数学模型。这几个模型可以反映出控制输入“油门信号”和“PWM信号”与无人机动力之间的关系。

[0067] • 符号说明

[0068]

符号	定义	单位
$X, Y, Z$	惯性系坐标轴	$m$
$e_1, e_2, e_3$	机体系坐标轴	$m$
$P = [x \ y \ z]^T$	质心位置向量	$m$
$V = [u \ v \ w]^T$	运动速度	$m/s$
$a = [a_x \ a_y \ a_z]^T$	运动加速度	$m/s^2$
$\Omega_B = [p, q, r]$	刚体角速度	$rad/s$
$\omega_{fi}$	第 $i$ 个空中旋桨的转速	$rad/s$
$\omega_{ui}$	第 $i$ 个水下旋桨的转速	$rad/s$
$\beta_1$	矢量旋桨 $u_2$ 的转动角度	$rad$
$\beta_2$	矢量旋桨 $u_3$ 的转动角度	$rad$
$\phi$	滚转角	$rad$
$\theta$	俯仰角	$rad$

[0069]

$\psi$	偏航角	$rad$
$T$	水下螺旋桨推力	$N$
$T_f$	空中螺旋桨推力	$N$
$F_d$	流体惯性力	$N$
$F_R$	恢复力(重力和浮力)	$N$
$J$	机体惯量张量矩阵	$kg \cdot m^2$
$l_u$	水下螺旋桨绕自身轴的角 动量之和	$kg \cdot m^2/s$
$Q$	控制力矩	$N \cdot m$
$\tau_d$	流体惯性力矩	$N \cdot m$

[0070] • 坐标系

[0071] 参照图10至图12中的力学模型方位坐标

[0072] • 力学综合模型

[0073] ● 基本物理量

[0074]

$$\begin{cases} P = [x & y & z]^T \\ V_B = [u & v & w]^T \\ \Phi = [\phi & \theta & \psi]^T \\ \Omega_B = [p & q & r]^T \end{cases}$$

[0075] ● 运动学方程

[0076]

$$\begin{cases} \dot{P} = C_{IB} V_B \\ \dot{\Phi} = S \Omega_B \end{cases}$$

[0077] ● 动力学方程

[0078] ■ 水下环境

[0079] ◆ 力方程

[0080]  $F_u = m(\dot{V}_B + \Omega \times V_B)$

$$[0081] \quad \begin{cases} F_u &= T + F_d + F_R \\ T &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ T_1 &= [0 \quad 0 \quad \text{sign}(\omega_{u1}) \cdot T_i]^T \\ T_2 &= [T_i \cdot \cos\beta_1 \quad 0 \quad T_i \cdot \sin\beta_1]^T \\ T_3 &= [T_i \cdot \cos\beta_2 \quad 0 \quad T_i \cdot \sin\beta_2]^T \\ T_4 &= [T_i \quad 0 \quad 0]^T \\ T_i &= k\omega_{ui}^2 \\ F_d &= F_d(V_B, \Omega_B) \\ F_R &= [-S_\theta \quad C_\theta S_\phi \quad C_\theta C_\phi]^T (B_0 - mg) \end{cases}$$

[0082] ◆力矩方程

$$\tau = J \dot{\Omega}_B + \Omega_B \times (J \cdot \Omega_B) + \Omega_B \times L$$

$$\begin{cases} \tau &= Q + \tau_d \\ Q &= [Q_\phi \quad Q_\theta \quad Q_\psi]^T \\ Q_\phi &= (Q_{M4} - Q_{M2} \cdot \cos\beta_1 - Q_{M3} \cdot \cos\beta_2) + l_2(T_3 \cdot \sin\beta_2 - T_2 \cdot \sin\beta_1) \\ Q_\psi &= [\text{sign}(\omega_{u1}) \cdot Q_{M1} - Q_{M2} \cdot \sin\beta_1 - Q_{M3} \cdot \sin\beta_2] + l_2(T_2 \cdot \cos\beta_1 - T_3 \cdot \cos\beta_2) \\ Q_\theta &= -T_1 \cdot l_1 \\ Q_{Mi} &= c_Q \omega_{ui}^2, (i = 1, 2, 3, 4) \\ \tau_d &= \tau_d(V_B, \Omega_B) \end{cases}$$

[0083] ■空中环境

[0084] ◆力方程

$$F_u = m(\dot{V}_B + \Omega \times V_B)$$

$$[0085] \quad \begin{cases} F_u &= T_f + G_B + F_{fd} \\ T_f &= \sum_{i=1}^4 T_i \\ T_i &= c_f \omega_{fi}^2 \\ F_{fd} &= F_{fd}(V_B) \\ G_B &= [-S_\theta \quad C_\theta S_\phi \quad C_\theta C_\phi]^T mg \end{cases}$$

[0086] ◆力矩方程

$$[0087] \quad \tau = J \dot{\Omega}_B + \Omega_B \times (J \cdot \Omega_B) + \Omega_B \times L_u$$

$$[0088] \quad \begin{cases} \tau = Q_f \\ Q_f = [Q_{f\phi} \quad Q_{f\theta} \quad Q_{f\psi}]^T \\ Q_{f\phi} = l_2(T_3 - T_2) \\ Q_{f\theta} = l_1(T_4 - T_1) \\ Q_{f\psi} = Q_{fM2} + Q_{fM3} - Q_{fM1} - Q_{fM4} \\ Q_{fMi} = c_M \omega_{fi}^2, (i = 1, 2, 3, 4) \end{cases}$$

[0089] • 控制分配模型

[0090] 控制分配模型是控制效率模型的逆过程,当我们可以通过控制器的设计得到期望的拉力和力矩时,控制分配模型可以帮助我们进一步解出所需的螺旋桨转速。

[0091] • 空中飞行模式

[0092] 当四旋翼在无风情况下悬停时,其螺旋桨拉力和反扭距可分别表示为

$$[0093] \quad T_i = c_f \omega_{fi}^2$$

$$[0094] \quad M_i = c_M \omega_{fi}^2$$

[0095] 其中,常数 $c_f$ 和 $c_M$ 可以通过实验确定。

[0096] 无人机在飞行时由四个螺旋桨驱动,螺旋桨的转速决定四旋翼的总拉力和力矩,对于“十”型无人机,其总拉力为

$$[0097] \quad T_f = c_f(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)$$

[0098] 总的控制力矩为

$$[0099] \quad \begin{cases} Q_{f\phi} = c_f l_2(\omega_{f3}^2 - \omega_{f2}^2) \\ Q_{f\theta} = c_f l_1(\omega_{f4}^2 - \omega_{f1}^2) \\ Q_{f\psi} = c_M(\omega_{f3}^2 + \omega_{f2}^2 - \omega_{f1}^2 - \omega_{f4}^2) \end{cases}$$

[0100] 由此可得控制分配模型:

$$[0101] \quad \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_f \\ Q_\phi \\ Q_\theta \\ Q_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_f & c_f & c_f & c_f \\ 0 & -c_f l_2 & c_f l_2 & 0 \\ -c_f l_1 & 0 & 0 & c_f l_1 \\ -c_M & c_M & c_M & -c_M \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{f1}^2 \\ \omega_{f2}^2 \\ \omega_{f3}^2 \\ \omega_{f4}^2 \end{bmatrix} = M'_4 \cdot \begin{bmatrix} \omega_{f1}^2 \\ \omega_{f2}^2 \\ \omega_{f3}^2 \\ \omega_{f4}^2 \end{bmatrix}$$

[0102] 其中, $u_i$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ) 是控制指令,而 $M'_4$ 是可逆矩阵,则控制分配逆模型可以写为:

$$[0103] \quad \begin{bmatrix} \omega_{f1}^2 \\ \omega_{f2}^2 \\ \omega_{f3}^2 \\ \omega_{f4}^2 \end{bmatrix} = M_4'^{-1} \cdot \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

[0104] 再将转速信号归一化,可得油门信号:



$$[0105] \quad \begin{bmatrix} \sigma_{f1} \\ \sigma_{f2} \\ \sigma_{f3} \\ \sigma_{f4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_{f1}^2 \\ \bar{\omega}_{f2}^2 \\ \bar{\omega}_{f3}^2 \\ \bar{\omega}_{f4}^2 \end{bmatrix} = \frac{1}{\omega_{max}^2} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{f1}^2 \\ \omega_{f2}^2 \\ \omega_{f3}^2 \\ \omega_{f4}^2 \end{bmatrix}$$

[0106] • 水下运动模式

[0107] 在水下螺旋桨的推力和转矩公式如下：

$$[0108] \quad T_i = K_T \rho n_i^2 D_{up}^4 = c_T \omega_{ui}^2, c_T = \frac{K_T \rho D_{up}^4}{4\pi^2}$$

$$[0109] \quad Q_i = K_Q \rho n_i^2 D_{up}^5 = c_Q \omega_{ui}^2, c_Q = \frac{K_Q \rho D_{up}^5}{4\pi^2}$$

[0110] 其中，

[0111]  $T_i$ 和 $Q_i$ 分别表示第*i*螺旋桨的推力和转矩(方向与旋桨角速度相反)；

[0112]  $\rho$ 表示流体密度；

[0113]  $n_i$ 表示第*i*螺旋桨的转速；

[0114]  $D_p$ 表示水下螺旋桨直径；

[0115] 推力系数 $K_T$ 和转矩系数 $K_Q$ 可由该型号螺旋桨的敞水性能曲线得到。

[0116] 无人机在水下通过 $u_i$  ( $i=1,2,3,4$ )四个螺旋桨驱动。其中，旋桨 $u_1$ 可产生向下的推力，形成俯仰力矩；旋桨 $u_2, u_3, u_4$ 产生前向推力；旋桨 $u_2, u_3$ 可以转动以产生纵向的分力。

[0117] 该无人机所受的拉力为：

$$[0118] \quad \begin{cases} T_x = c_T(\omega_{u2}^2 \cdot \cos\beta_1 + \omega_{u3}^2 \cdot \cos\beta_2 + \omega_{u4}^2) \\ T_y = c_T[\text{sign}(\omega_{u1}) \cdot \omega_{u1}^2 + \omega_{u2}^2 \cdot \sin\beta_1 + \omega_{u3}^2 \cdot \sin\beta_2] \end{cases}$$

[0119] 力矩为：

$$\begin{cases} Q_\phi = l_2 \cdot c_T \cdot (\omega_{u3}^2 \cdot \cos\beta_2 - \omega_{u2}^2 \cdot \cos\beta_1) + c_Q \cdot (\omega_{u4}^2 - \omega_{u2}^2 \cdot \cos\beta_1 - \omega_{u3}^2 \cdot \cos\beta_2) \\ Q_\theta = -\text{sign}(\omega_{u1}) \cdot c_T \cdot \omega_{u1}^2 \cdot l_1 \\ Q_\psi = l_2 \cdot c_T \cdot (\omega_{u2}^2 \cdot \cos\beta_1 - \omega_{u3}^2 \cdot \cos\beta_2) + c_Q \cdot [\text{sign}(\omega_{u1}) \cdot \omega_{u1}^2 - \omega_{u2}^2 \cdot \sin\beta_1 - \omega_{u3}^2 \cdot \sin\beta_2] \end{cases}$$

[0120] 为简化以上模型，不妨假设两舵机的转角相等且为小量，即 $\beta_1=\beta_2$ ，同时 $\cos\beta_i \approx 1$ ， $\sin\beta_i \approx \beta_i$ 。另外，令 $e_2$ 方向上的推力为0，则 $T_z=0$ 。

[0121] 控制分配矩阵为：

$$[0122] \quad \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ Q_\phi \\ Q_\theta \\ Q_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & c_T & c_T & c_T \\ 0 & -l_2 \cdot c_T - c_Q & -l_2 \cdot c_T - c_Q & c_Q \\ -\text{sign}(\omega_{u1}) \cdot c_T \cdot l_1 & 0 & 0 & 0 \\ \text{sign}(\omega_{u1}) \cdot c_Q & l_2 \cdot c_T - c_Q \cdot \beta_1 & -l_2 \cdot c_T - c_Q \cdot \beta_2 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{u1}^2 \\ \omega_{u2}^2 \\ \omega_{u3}^2 \\ \omega_{u4}^2 \end{bmatrix} = M_4 \cdot \begin{bmatrix} \omega_{u1}^2 \\ \omega_{u2}^2 \\ \omega_{u3}^2 \\ \omega_{u4}^2 \end{bmatrix}$$

[0123] 其中， $M_4$ 为控制效率矩阵。由此可知，控制分配逆模型为

$$[0124] \quad \begin{bmatrix} \omega_{u1}^2 \\ \omega_{u2}^2 \\ \omega_{u3}^2 \\ \omega_{u4}^2 \end{bmatrix} = M_4^{-1} \cdot \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix}$$

[0125] 由 $T_y=0$ 可得 $\beta_1 = \beta_2 = \frac{-\text{sign}(\omega_1) \cdot \omega_{u1}^2}{\omega_{u2}^2 + \omega_{u3}^2}$ ,然后更新 $M_4$ 矩阵。

[0126] 舵机转角信号 $\beta_i$ 经过舵机模型反解后可得PWM信号。

[0127] 再将转速信号归一化,可得油门信号:

$$[0128] \quad \begin{bmatrix} \sigma_{u1} \\ \sigma_{u2} \\ \sigma_{u3} \\ \sigma_{u4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\omega}_{u1}^2 \\ \bar{\omega}_{u2}^2 \\ \bar{\omega}_{u3}^2 \\ \bar{\omega}_{u4}^2 \end{bmatrix} = \frac{1}{\omega_{max}^2} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{u1}^2 \\ \omega_{u2}^2 \\ \omega_{u3}^2 \\ \omega_{u4}^2 \end{bmatrix}$$

[0129] • 电调模型

[0130] 油门指令 $\sigma$ 为一个0~1的输入信号,同时电池电压 $U_b$ 是给定的常值。电调接收油门指令 $\sigma$ 和电池输出电压 $U_b$ 后产生等效平均电压

$$[0131] \quad U_m = \sigma U_b$$

[0132] • 电机模型

[0133] 电调将电压信号输入到电机中,电机转动到一个稳定转速 $\bar{\omega}_{ss}$ ,这种关系近似为线性关系,即

$$[0134] \quad \bar{\omega}_{ss} = C_b U_m + \bar{\omega}_b = C_R \sigma + \bar{\omega}_b$$

[0135] 其中, $C_R = C_b U_b, C_b, \bar{\omega}_b$ 均为常数。

[0136] 但是,当我们给定一个油门指令后,电机达到稳态转速 $\bar{\omega}_{ss}$ 需要一定时间响应,称为电机的动态响应时间,记为 $T_m$ 。一般情况下,工程把无刷直流电机简化为一阶低通滤波器,其传递函数为

$$[0137] \quad \bar{\omega} = \frac{1}{T_m s + 1} \bar{\omega}_{ss}$$

[0138] 因此,无刷直流电机的完整模型为

$$[0139] \quad \bar{\omega} = \frac{1}{T_m s + 1} (C_R \sigma + \bar{\omega}_b)$$

[0140] • 舵机模型

[0141] 舵机(伺服电机)的简易机电模型可以用线性二阶系统表示,将飞控的PWM(Pulse Width Modulation)信号转换为舵机角度位置。

[0142] 首先,PWM信号转换为电压信号:

$$[0143] \quad V(t) = k_{pwm} \cdot PWM(t) + V_{bias}$$

[0144] 其中 $k_{pwm}$ 是将PWM脉宽转换为电压的比例系数, $V_{bias}$ 是电压偏置,此处我们令其为0。

[0145] 然后,电压信号 $V(t)$ 经过舵机的电机驱动器和电机模型,可以用以下二阶微分方程来描述:

$$[0146] \quad J \frac{d^2 \beta(t)}{dt^2} + b \frac{d\beta(t)}{dt} + k\beta(t) = K_t V(t)$$

[0147] 其中, $\beta(t)$ 是舵机的角位置, $J$ 是转动惯量; $b$ 是阻尼系数; $k$ 是扭簧刚度, $K_t$ 是电机力矩常数。

[0148] 将以上公式转换为传递函数模型,设初始位置和初始速度为0,可得到:

$$[0149] \quad \frac{\beta(s)}{PWM(s)} = \frac{k_t k_{pwm}}{Js^2 + bs + k}$$

[0150] • 水空动力切换

[0151] 在水空控制切换方面我们参考了上海交通大学哪吒实验室提出的一个框架,控制系统的总体流程如图8、图9所示:任务分配模块接受无人机的位置测量信号,分析信号后输出模态切换指令或一般任务指令;转换开关接收模态切换指令后,将信号通断指令分别发给水下操作控制器和飞行控制器。另外,由控制器发出的控制指令要经过切换单元的中转后再输出给无人机。两栖无人机接收转换开关输出的控制信号,同时机体上的传感器等元件测量无人机的位姿信息,然后将这些信息输出到控制器。无人机接收转换开关发出的模态切换信号和机体传回的测量信息,然后将控制信号输出到转换开关。

[0152] 其中,任务分配模块中包含水空模态切换的相关算法。由陀螺仪、加速度计和磁力计解算机体欧拉角,再根据加速度测量结果估计质心速度和位置,然后根据处理后的水深传感器数据判断无人机是否已入水。当无人机入水之后,任务分配模块向转换开关发送模态切换指令,连通水下运动控制器,同时阻断飞行控制器的信号。

[0153] 以上所述仅是本发明的优选实施方式,应当指出,对于本技术领域的普通技术人员来说,在不脱离本发明技术原理的前提下,还可以做出若干改进和替换,这些改进和替换也应视为本发明的保护范围。



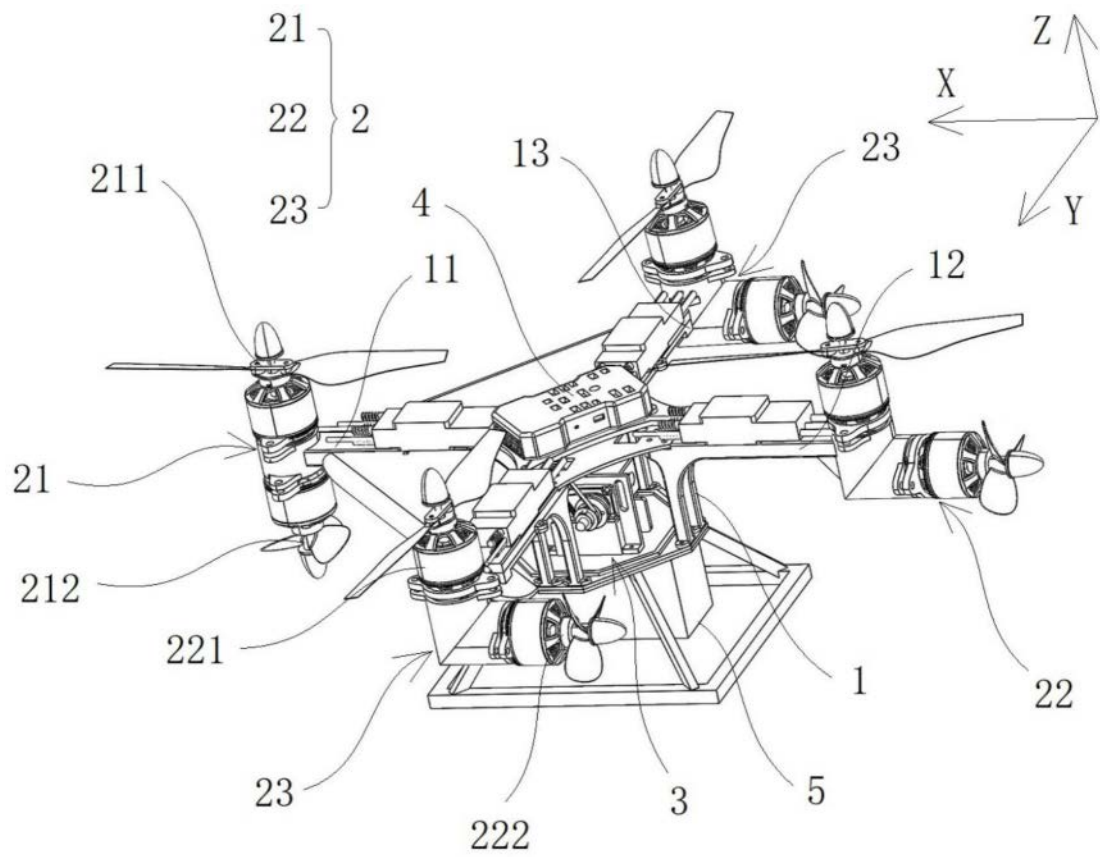


图1

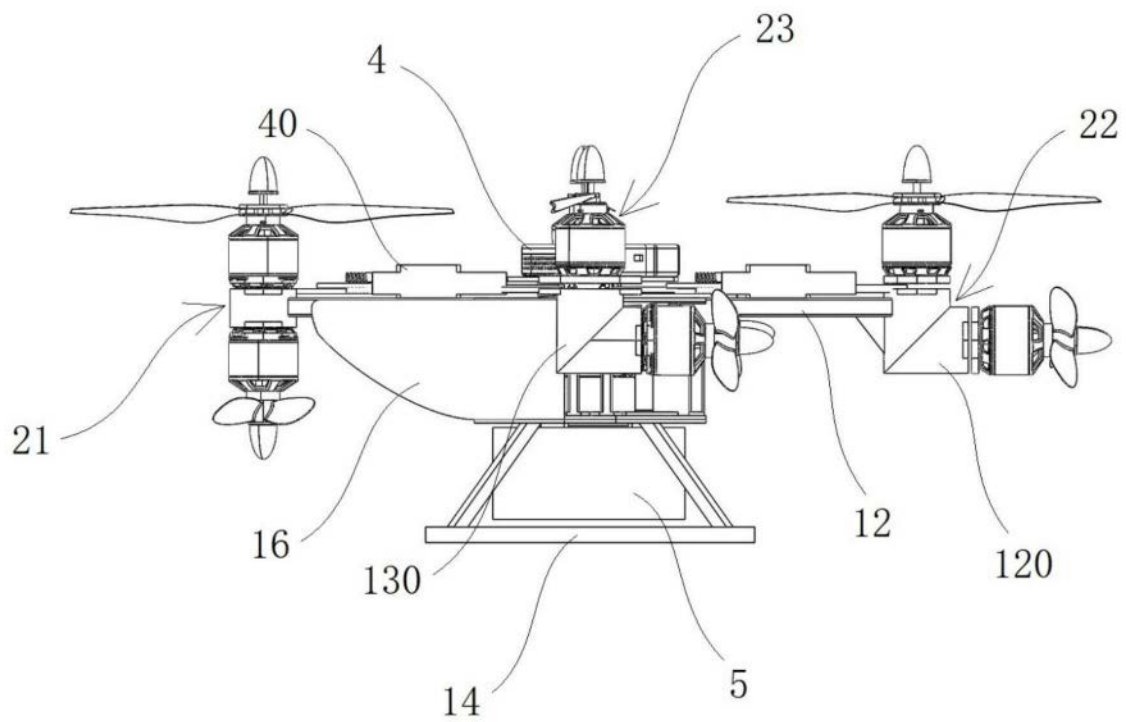


图2

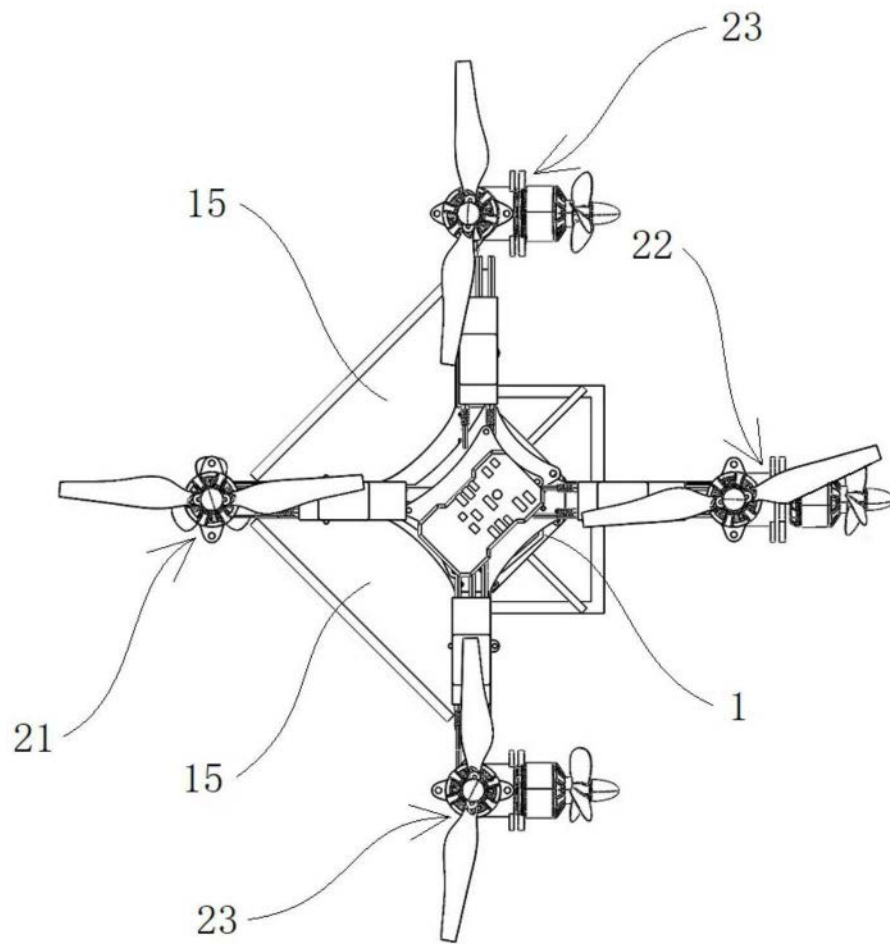


图3

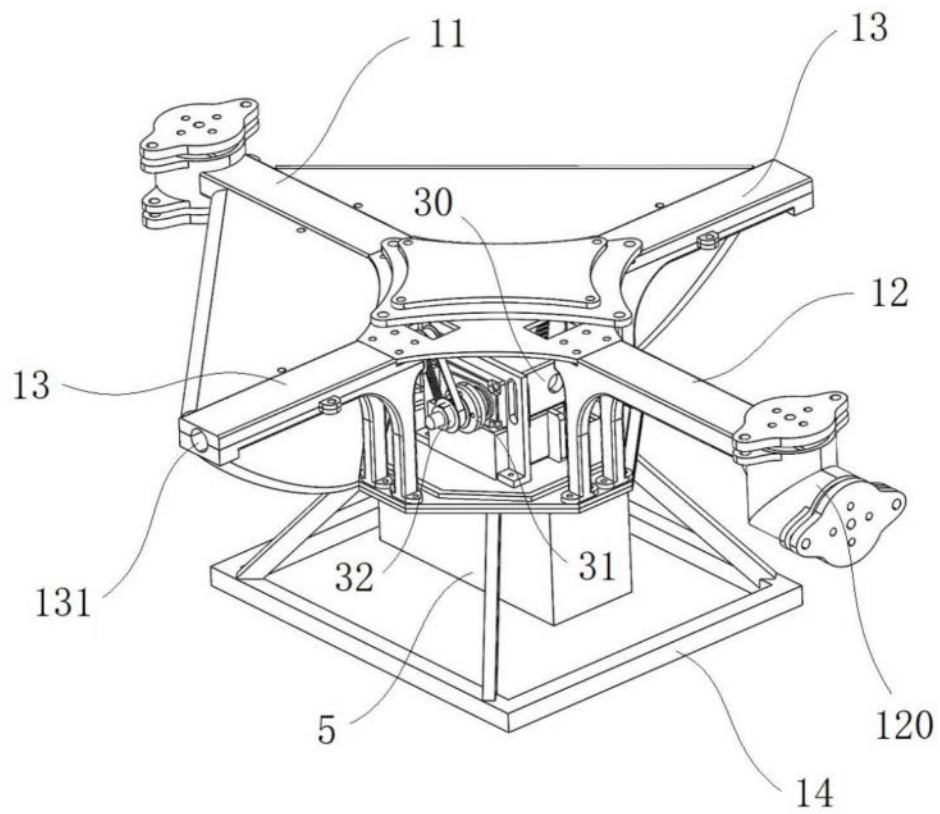


图4

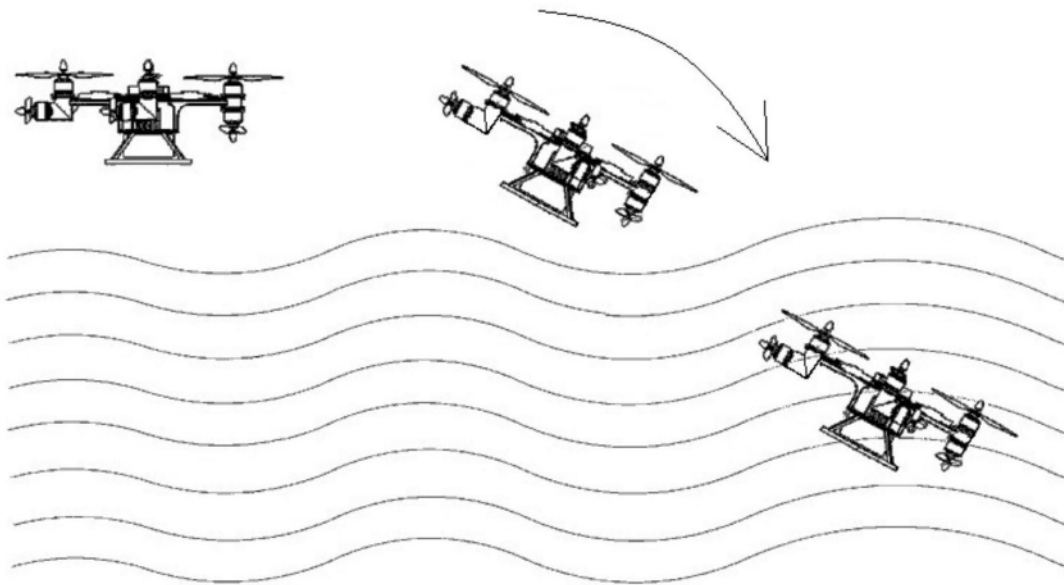


图5

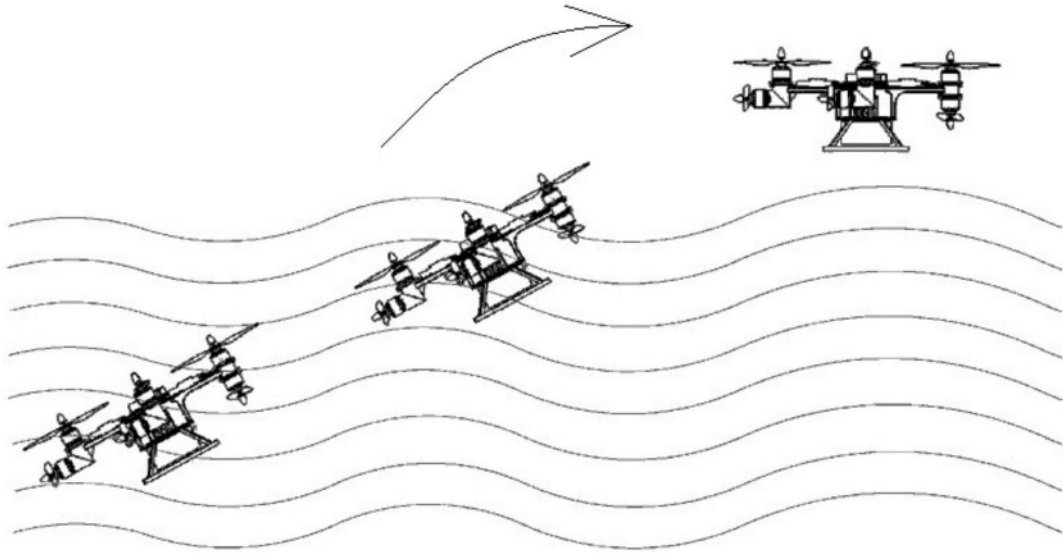


图6

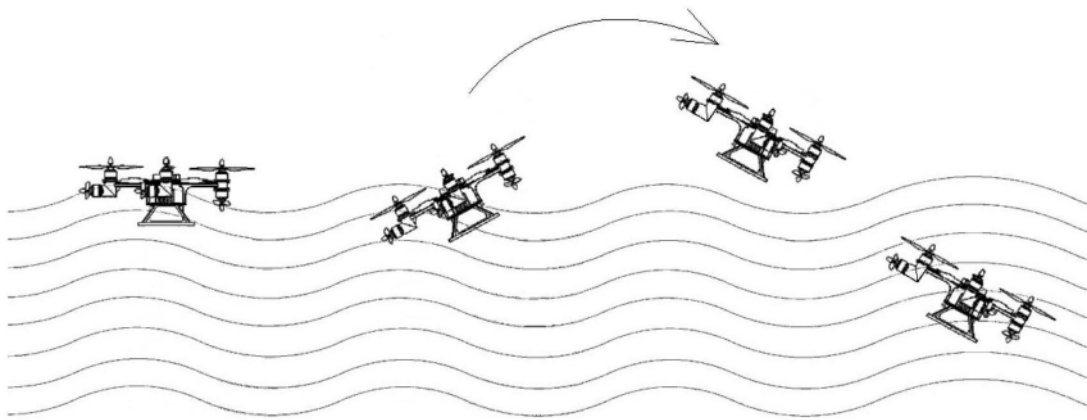


图7

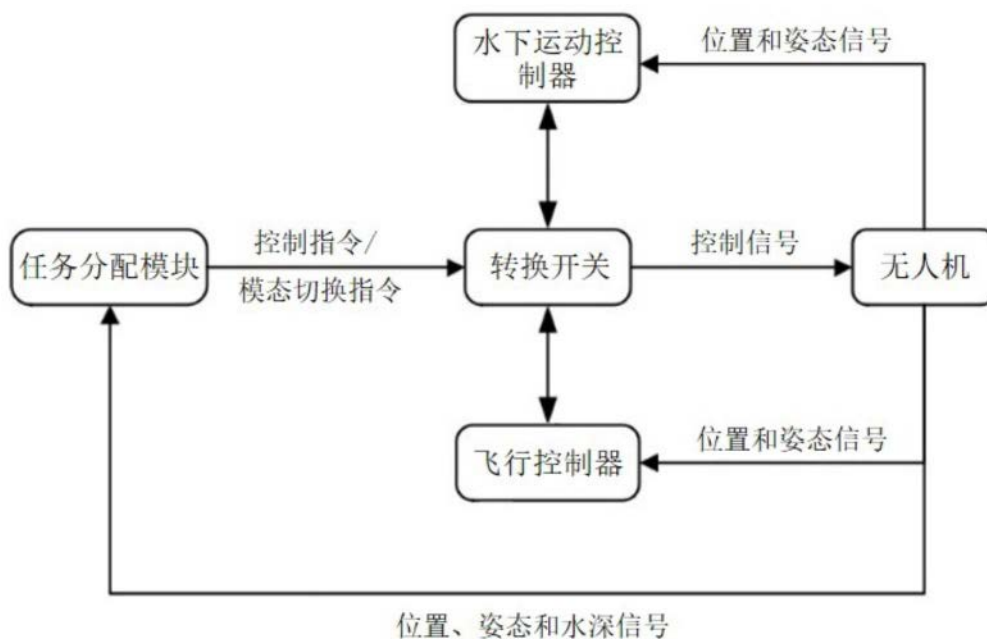


图8

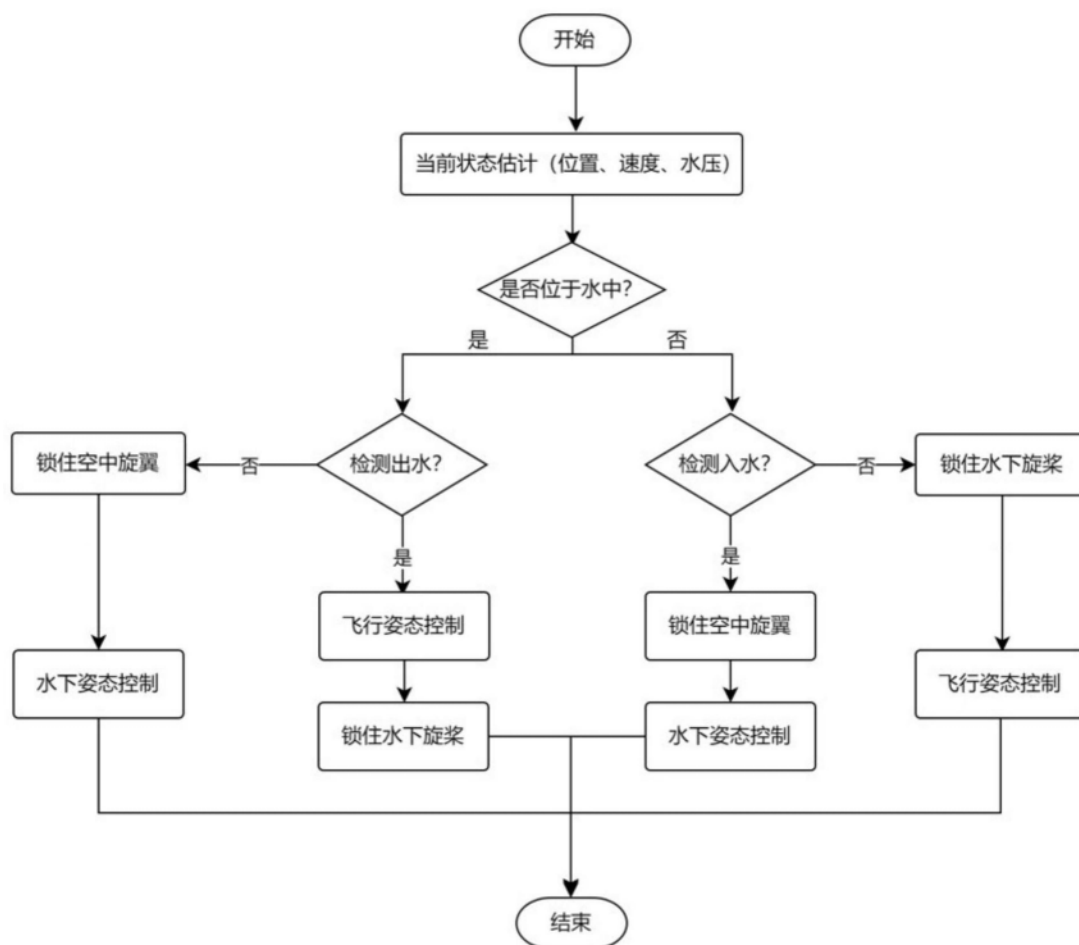


图9

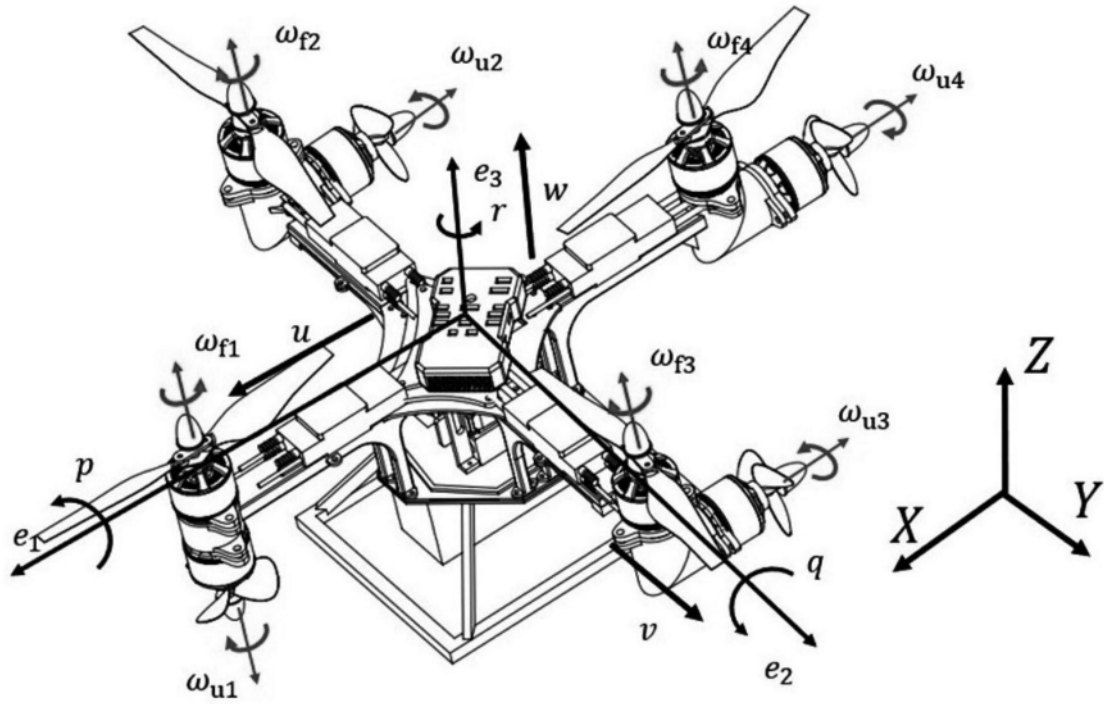


图10

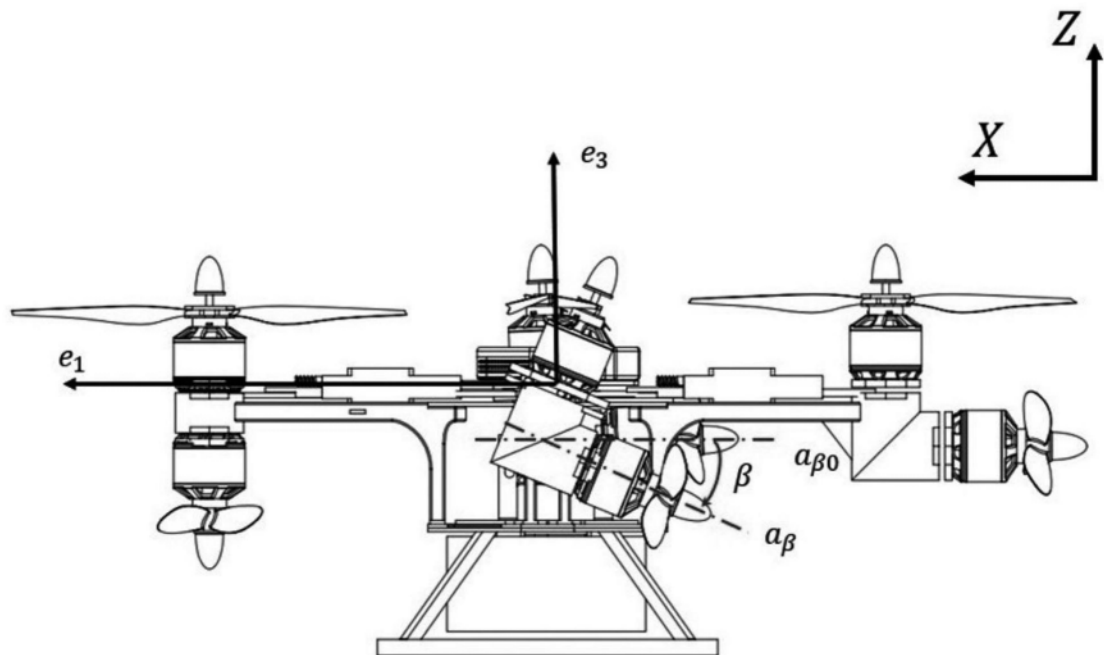


图11

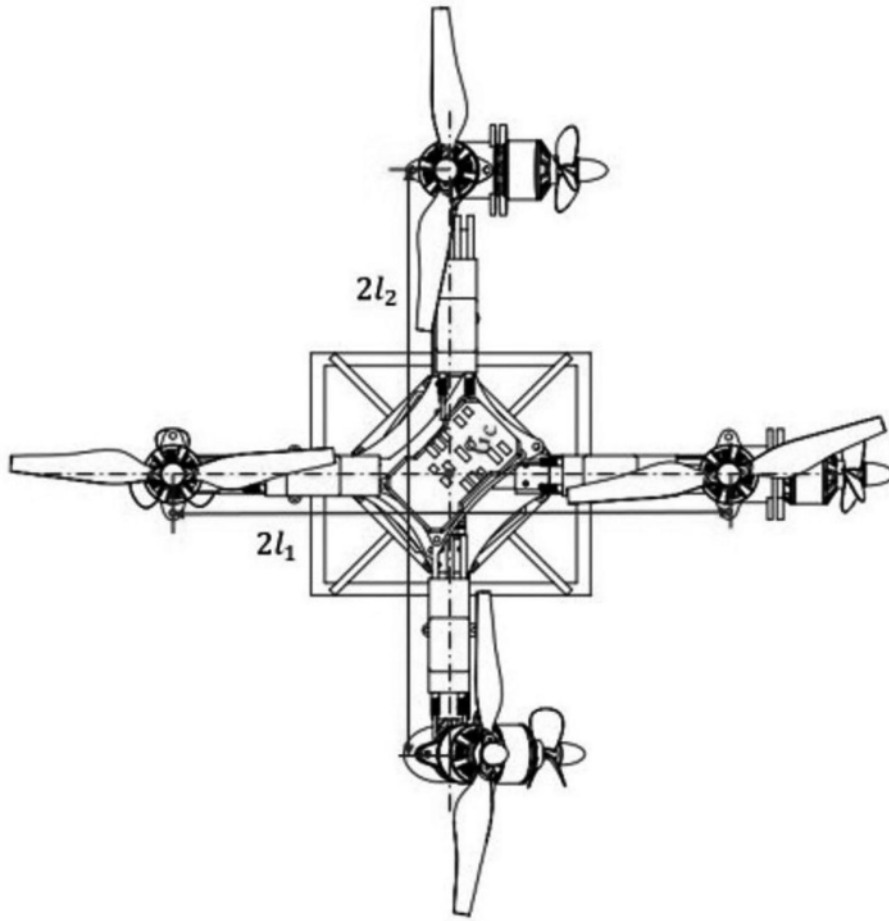


图12