

[19] 中华人民共和国国家知识产权局



# [12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200810012346.8

[51] Int. Cl.

B64D 27/02 (2006.01)

B64C 13/18 (2006.01)

B64D 31/00 (2006.01)

[43] 公开日 2008年12月31日

[11] 公开号 CN 101332872A

[22] 申请日 2008.7.17

[21] 申请号 200810012346.8

[71] 申请人 韦世党

地址 110042 辽宁省沈阳市大东区小东路一  
号金茂国际公寓一栋11楼10号

共同申请人 刘冰

[72] 发明人 韦世党 彭春林 刘冰 张纯录

[74] 专利代理机构 沈阳世纪蓝海专利事务所  
代理人 黄玉杰

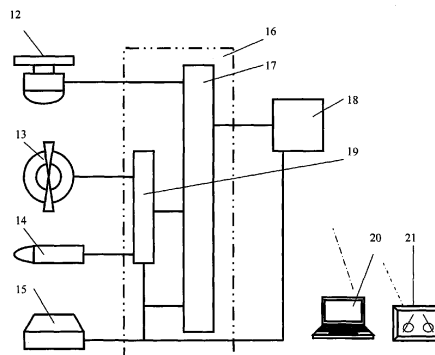
权利要求书2页 说明书12页 附图4页

## [54] 发明名称

复合动力多用途无人机

## [57] 摘要

本发明涉及一种复合动力多用途小型无人机，包括机身、垂直尾翼、水平尾翼、可更换式能源舱、吊舱挂架、可更换式任务舱、主驱动器、主驱动器螺旋桨、辅助驱动器舱连接器固定环、机翼、辅助动力舱连接器及飞行控制器，其特点是：可更换式能源舱和可更换式任务舱。通过更换式任务舱，可以执行遥感遥测、空中导航、空中转信、精确打击等任务。通过更换式能源舱，可以将不同动力源或相同动力源但不同种类的发动机综合在一些起使用。本发明可根据需要做到电动发动机的长时间航行、喷气发动机的高推重比，火箭的瞬时高速等等。这种复合发动机的无人机可以执行复杂环境下的复杂任务。



1、一种复合动力多用途小型无人机，包括机身、垂直尾翼、水平尾翼、可更换式能源舱、吊舱挂架、可更换式任务舱、主驱动器、主驱动器螺旋桨、辅助驱动器舱连接器固定环、机翼、辅助动力舱连接器及飞行控制器其特征在于：可以将不同动力源或相同动力源且不同种类的发动机综合在一起来使用；可更换式能源舱，根据复合式发动机的组合方式，可携带不同的能源；所说的飞行控制器，选择自动驾驶仪为基础设备，主计算机与其相联的系统内置和外围设备有飞行姿态和飞行参数传感器组，主发动机和辅助发动机均与主计算机相联，并通过动力选择模块与自动驾驶仪的连接总线相联，动力选择模块以不同的子程序对不同的动力组合实施控制；无线电通道控制机一端通过自动驾驶仪总线与计算机、动力选择模块相连接，另一端与控制飞行状态的副翼、升降舵、功率（油门）、方向舵和襟翼等操纵舵面连接，将电信号转变为机械运动，通过不同通道的不同功能，实现对飞机的控制；遥控发射机是人工干涉无人机飞行的多通道无线电遥控设备，操纵员操纵遥控器上的摇杆、旋钮，操纵信号经无线电波传送到空中无人机上的无线电接收机，经舵机改变可控舵面的舵角或发动机工作状态，实现对无人机的遥控；自动驾驶仪中还内置了一个完整的指挥控制站界面，通过运行 Windows 的超级终端程序，可以与任何有进入密码的 PC 机实现连通，并可以在相应控制模式下，通过上行链路对飞机进行遥控，或对飞机的预先设置进行实时修改；自动驾驶仪还有专用的 TTL 异步串口，该专用串口可以与使用者设置在地面、空中、船舶上的指挥控制站进行通信，通过这个串口完成所有控制功能；

2、根据权利要求1所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：机身上方中间部位装有辅助动力舱连接器，该连接器是一铝合金中空支架，由二端的连接器固定环固定在机身上，机身下方通过吊舱挂架，可以悬挂可更换

式能源舱和可更换式任务舱。

3、根据权利要求1和2所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：复合式动力组合方式，可以是“涡喷+电机驱动螺旋桨”式。

4、根据权利要求1和2所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：复合式动力组合方式，可以是“涡喷+火箭”式。

5、根据权利要求1和2所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：复合式动力组合方式，可以是“涵道风扇+电机驱动螺旋桨”式。

6、根据权利要求1和2所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：复合式动力组合方式，可以是“双无刷电机驱动螺旋桨”式。

7、根据权利要求1和2所述的一种复合动力多用途小型无人机，其特征在于：复合式动力组合方式，可以是“电机驱动螺旋桨+火箭”式。

## 复合动力多用途无人机

### 技术领域

本发明涉及一种小型无人驾驶飞机，特别是一种可更换能源舱、任务舱、飞控系统的复合动力多用途无人驾驶飞机

### 背景技术

目前，小型无人机已经应用于现代社会经济发展、安全防卫、抢险救灾等多种领域。但当今的小型无人机现有的无人机都是单一种类的动力源，使用环境和用途受到限制。比如活塞式发动机噪音大，不适宜合作侦察用；喷气发动机油耗大，航程短；电动发动机速度慢，抗风性能差等等。

### 发明内容

本发明的目的是为解决已有技术中存在的技术问题，提供一种将不同动力源或相同动力源且不同类型的发动机组合在一起，通过优势互补，可适应于城市、海洋、高原等多种环境的无人机。通过更换任务舱，可以执行遥感遥测、航路指示、安全防护、森林和海洋监测等多种任务。

本发明为解决已有技术中存在问题的技术方案是：一种复合动力多用途小型无人机，包括机身、垂直尾翼、水平尾翼、可更换式能源舱、吊舱挂架、可更换式任务舱、主驱动器、主驱动器螺旋桨、辅助驱动器舱连接器固定环、机翼、辅助动力舱连接器及飞行控制器其特征在于：可以将不同动力源或相同动力源且不同种类的发动机综合在一起使用；可更换式能源舱，根据复合式发动机的组合方式，可携带不同的能源；所说的飞行控制器，选择自动驾驶仪为基础设备，主计算机与其相联的系统内置和外围设备有飞行姿态和飞行参数传感器组，主发动机和辅助发动机均与主计算机相联，并通过动力选择模块与自动驾

驶仪的连接总线相联，动力选择模块以不同的子程序对不同的动力组合实施控制；无线电通道控制机一端通过自动驾驶仪总线与计算机、动力选择模块相连接，另一端与控制飞行状态的副翼、升降舵、功率（油门）、方向舵和襟翼等操纵舵面连接，将电信号转变为机械运动，通过不同通道的不同功能，实现对飞机的控制；遥控发射机是人工干涉无人机飞行的多通道无线电遥控设备，操纵员操纵遥控器上的摇杆、旋钮，操纵信号经无线电波传送到空中无人机上的无线电接收机，经舵机改变可控舵面的舵角或发动机工作状态，实现对无人机的遥控；自动驾驶仪中还内置了一个完整的指挥控制站界面，通过运行 Windows 的超级终端程序，可以与任何有进入密码的 PC 机实现连通，并可以在相应控制模式下，通过上行链路对飞机进行遥控，或对飞机的预先设置进行实时修改；自动驾驶仪还有专用的 TTL 异步串口，该专用串口可以与使用者设置在地面、空中、船舶上的指挥控制站进行通信，通过这个串口完成所有控制功能；

机身上方中间部位装有辅助动力舱连接器，该连接器是一铝合金中空支架，由二端的连接器固定环固定在机身上，机身下方通过吊舱挂架，可以悬挂可更换式能源舱和可更换式任务舱。

复合式动力组合方式，可以是“涡喷+电机驱动螺旋桨”式；可以是“涡喷+火箭”式；复合式动力组合方式，可以是“涵道风扇+电机驱动螺旋桨”式；可以是“双无刷电机驱动螺旋桨”式；可以是“电机驱动螺旋桨+火箭”式。

#### 附图说明

本发明的有益效果是：现有的无人机无论是单发还是双发或多发，都是单一的动力源。本发明将不同动力源的发动机组合在一起，兼有不同动力源的优点，比如电动发动机的长航时，喷气发动机的高推重比，火箭的瞬时高速等等。经合理组合，这种使用复合发动机的无人机可以执行复杂环境下的复杂任务。

图 1 是本发明的侧视图；

图 2 是本发明的前视图；

图 3 是本发明的控制系统示意图；

图 4 是本发明的可更换式能源舱示意图；

图 5 是本发明的可更换式能源舱连接装配示意图；

图 6 是本发明的可更换任务舱示意图；

图 7 是本发明的可更换任务舱连接装配示意图。

下面结合实施理和附图对本发明作进一步说明。

如图 1 所示，复合动力多用途小型无人机由机身 1、垂直尾翼 2、水平尾翼、可更换式能源舱 4、吊舱挂架 5、可更换式任务舱 6、主驱动器 7、主驱动器螺旋桨 8、连接器固定环 9、机翼 10、辅助动力舱连接器 11 组成。

本发明具有如下特点：

一、 本发明可以将不同动力源或相同动力源却不同种类的发动机综合在一起使用

在机身本体装有主驱动器 7(发动机组一)；在机身上方装有辅助动力舱连接器，可以安装不同动力源或相同动力源却不同种类的发动机组。

机身 1 本体采用复合材料管式结构，重量轻，强度大。机身前部装有主驱动器 7，及主驱动器螺旋桨 8。机身上部装有上机翼 10，机身后部装有垂直尾翼 2 和水平尾翼 3,机身上方中间部位装有辅助动力舱连接器 11（发动机组二）。该连接器是一铝合金中空支架，由二端的连接器固定环 9 固定在机身上。机身下方通过吊舱挂架 5，可以悬挂可更换式能源舱 4 和多用途可更换式任务舱 6。

二、与复合式动力的不同组合相配套的飞行控制系统。

在可更换式任务舱6内装有飞行控制系统，如图3所示,该系统由传感器组

12、主发动机13、辅助发动机14、主计算机15、自动驾驶仪16、自动驾驶仪总线17、无线电通道控制机18、动力选择模块19、指挥控制站20、人工操纵RC遥控器21组成。

飞行控制系统的核心之一是自动驾驶仪16。本发明选择高性能通用自动驾驶仪为基础设备，满足最大高度5000公尺、工作温度-20至+85摄氏度、环境湿度95%（非凝结）、可以与各种商品化的脉冲编码（PCM）或脉位编码（PPM）调制方式的多通道无线电遥控接收机（RC）配合使用等基本要求。

系统另一核心装置是主计算机15,与其相联的系统内置和外围设备有传感器组12,传感器组包括俯仰陀螺、滚转陀螺、偏航陀螺、两轴加速度计、空速传感器、气压高度计和主、备电源监视器、GPS卫星定位接收机和飞行参数专用的三个微处理机（CPU）。

控制系统必须适应复合动力环境，提供多机制可选组合飞行控制方案，主发动机13和辅助发动机14均与主计算机15相联，并通过动力选择模块19与自动驾驶仪总线17相联。动力选择模块19以不同的子程序对不同的动力组合实施控制。

飞行控制系统的第三个主要设施是标准的无线电通道控制机18。无线电通道控制机一端通过自动驾驶仪总线与计算机、动力选择模块相连接，另一端与控制飞行状态的副翼、升降舵、功率（油门）、方向舵和襟翼等操纵舵面连接，将电信号转变为机械运动，通过不同通道的不同功能，实现对飞机的控制。

控制系统的第四个主要部分是人工操纵RC遥控器21和指挥控制站20，人工操纵RC遥控器21是人工干涉无人机飞行的多通道无线电遥控设备。操纵员操纵遥控器上的摇杆、旋钮，操纵信号经无线电波传送到空中无人机上的无线电接收机，经舵机改变可控舵面的舵角或发动机工作状态，实现对无人机的遥控。

控制系统的自动驾驶仪中还内置了一个完整的指挥控制站界面，通过运行 Windows 的超级终端程序，可以与任何有进入密码的 PC 机实现连通。这个指挥控制站界面支持 RS-232 有线或无线链接，飞行时飞参和拾取数据连续下传，并可以在相应控制模式下，通过上行链路对飞机进行遥控，或对飞机的预先设置进行实时修改。

飞行控制系统的自动驾驶仪还有一个专用的 TTL 异步串口，该专用串口可以与使用者设置在地面、空中、船舶上的指挥控制站进行通信，通过这个串口完成所有控制功能。

飞行控制系统的控制内容：

飞行控制系统采用多个比例微积分调节（PID）控制回路和若干线性控制回路，根据不同的使用要求，灵活组成五个方面的控制方案。

#### 1、飞行状态和增稳控制

控制系统设有 PID 参数设置表，其作用是根据飞机的飞行速度包线，将 PID 设置参数划分为六个独立的飞行状态变量，实现不同飞行速度下（起飞、初始爬升、低速、巡航、高速和着陆）的精确变参数控制，从而使飞机在整个飞行包线范围内的飞行响应始终是稳定的。

集成在传感器组的俯仰陀螺、滚转陀螺、偏航陀螺、两轴加速度计、空速传感器和气压高度计，以及 GPS 提供的经纬度、速度和高度，可以获取飞机的飞行参数信息，这些参数经 CPU 运算后再通过 PID 控制回路和通道设备，控制各飞行舵面，实现飞行状态和增稳控制。主要是根据不同的发动机组合，实施副翼、升降舵、功率（油门）、方向舵和襟翼五个操纵舵面，以及尾翼、升降副翼、襟副翼三组交联和舵机换向控制。同时，以线性控制方式实现主机翼、挂载和火箭发动机的控制。基本通道配置是：



副翼PID通道控制：滚转角、滚转增稳；

升降舵PID通道控制：俯仰增稳、俯仰角、飞行速度、飞行高度；

功率（油门）PID通道控制：飞行高度、飞行速度；

方向舵PID通道控制：转弯速率、偏航增稳；

航向PID通道控制：转弯速率、滚转角；

俯仰PID通道控制：俯仰角、飞行速度、飞行高度；

变翼线性通道控制：火箭发动机工作状态、适时自毁机翼；

挂载线性通道控制：挂载信息选择和交换、投放挂载；

火箭线性通道控制：火箭发动机工作状态。

## 2、导航控制

控制系统允许预设24个航路点（任务启动标志）的经纬度坐标、航路点序号、航段飞行速度、航段飞行高度、航路点半径等参数。控制系统将根据这些设置确定的航线，依据GPS卫星定位接收机获取飞机当前位置信息，经CPU运算后，控制飞机按预设航路点序号以预设的速度和高度按顺序飞行。

航路点的预设有经纬度和极座标二种方式，可以储存6条航线、8个航路点制式航线。

## 3、飞行任务控制

控制系统可以根据预先设置，控制飞机按程序完成相关任务。

在每个航路点上，可以根据任务要求设置事件指令，其最基本的内容包括根据任务需要自定义的飞行样式、范围尺寸、位移和循环飞行时间。

飞机在抵达装有事件指令的航路点后，将执行常规和特殊任务作业。在同一个航路点上可以装定多个事件指令，飞机抵达后可同时执行多个任务。

常规的任务作业包括：

环绕目标的预设循环飞行；

控制任务舵机动作，在目标区域作专项飞行；

控制地空数据信号传输；

关闭或接通 RC 遥控接收机（即抗无线电干扰措施）；

关闭发动机等。

特殊任务作业主要根据可更换任务舱的当时设备情况而定，主要项目包括：

机载遥感遥测设备工作控制；

机载视频设备工作控制；

机载雷达和障碍探测设备控制；

机载空中通信转信机工作控制；

投放挂载控制；

模拟特种目标工作控制；

精确攻击控制。

#### 4、起飞和着陆控制

起飞和着陆是两个完全独立的控制过程，可以通过调整系统设置菜单中的参数设置，获得希望的控制效果。控制系统在自动起飞的过程中，不执行导航控制，只需将飞机对着逆风方向即可，此时飞行状态和增稳控制将始终起作用。飞机的初始速度达到设定的离地速度后，将自动保持设定的爬升速度进入爬升；飞机爬升至设定的改平高度后，转入正常飞行状态，导航系统自动引导飞机加入航线飞行。起飞方式支持常规的滑跑、手掷，以及弹射、投放和火箭助推等。

飞机发生以下情况时，控制系统将自动进入着陆保护：

导航和任务控制系统发出着陆指令；

能源舱能源存量极限告警；

驾驶仪电源低电告警；

飞行高度低于设定的临界保护高度；

正常的 RC 遥控受到干扰。

飞机进入着陆状态后，关闭发动机或使发动机保持怠速，然后自动维持设定的最小速度滑降着陆。控制系统为正常的着陆编制预设了专门的着陆航线，并且设置专门的事件指令，在下降到预定高度时，减震气囊舱门打开，充气爆管起爆，气囊充气着陆。

## 5、自服控制

控制系统有自身管理控制功能，主要是：

故障检测和故障实时监测功能；

多故障保护和危机自理功能；

传感器组度量单位自动换算功能；

接口管理功能。设有二路 8 位 A/D 模拟数据记录通道、8K 缓存、指挥控制站（GCS）链路端口（TTL 电平、二进制格式）、两个 RS-232 链路端口（ASCII 文本格式）。

## 控制模式

控制系统可以通过五种控制模式实现飞行控制。

### 1、全自动程序控制模式

所有的飞行、导航和任务控制，均由自动控制系统根据飞行前编制的程序执行。

### 2、个人操纵遥控器全人工控制模式

使用个人 RC 遥控器发射机操纵所有舵机，控制飞机飞行，自动驾驶仪不参与正常的飞行控制，仅在 RC 设备故障、受干扰和系统低电告警、能源舱能源存

量极限告警时执行自动着陆保护。

### 3、以人工操纵为主的被动式自动控制方式

飞机飞行的航向、高度、速度均由人工通过RC遥控器控制，无人机控制系统的自动驾驶仪不能参与航向、高度、速度的控制，只负责发动机运转和增稳控制。

### 4、以指挥控制站为主的自动控制模式

使用指挥控制站软件，通过无线数据链对所有飞行和导航设置进行实时控制。这种控制可以完全是由指挥控制站预设程序自动进行的，也可以通过人工干预对飞机的既有设置进行适时修正。在此过程中，飞机控制系统的自动驾驶仪仍需负责发动机运转和增稳控制，以及自动着陆保护。

### 5、联合干预控制模式

飞机的飞行、导航和任务控制，由人工操纵的RC遥控器和指挥控制站的数据链联合控制。既发挥人工操纵在实时性、灵活性方面的优势，又发挥指挥控制站功能全面的优势，同时规避了RC遥控器功能不全的弱点。在此过程中，飞机控制系统的自动驾驶仪仍需负责发动机运转和增稳控制，以及自动着陆保护。

在此模式下，可以设二个以上的操纵点或站位，实现一机多控，以便适应复杂环境和执行复杂任务的需求。

三、可更换式能源舱，根据复合式发动机的组合方式，携带不同的能源。

如图 4、图 5 所示，可更换式能源舱包括：舱体 22、插头及连线凹槽 23、凸缘 24、定位卡销限位孔 25、固定卡销 26、飞控系统 27、能源舱 28、减震气囊舱门 29、减震气囊 30、充气爆管 31、舱门铰链 32、无线电遥控遥测收发信机 33、插头及连线凹槽 34。

可更换式能源舱段由复合材料制成。其前端是与可更换任务舱段止口相配

的凸缘 24，以及 4 个定位销卡销限位孔 25，及固定卡销 26，电器插头和插头连线则隐藏在插头及连线凹槽 23 中。

可更换式能源舱段分为电源型和燃油型二种型号，外形相同。内部均装有飞控计算机、无线电遥控遥测接收/发射机、回收减震气囊和能源室。能源舱 28 的能源室为电池组（动力电池和设备电池），燃油型舱段的能源室为异形油箱。

减震气囊 30 位于能源舱段的最下层，它包括气囊体和气源两部分。折叠妥当的纺织品气囊体包裹着一只小巧的充气爆管 31，用一小段尼龙搭扣与该舱固定在一起。为保证减震气囊正常工作，舱段下部装设外开式减震气囊舱门 29。舱门铰链 32 平时用一套电动插销锁关闭，使用中下降到一定高度时可以自动打开，也可经遥控器打开。当无人机执行完任务，在回收区上空降落时，该舱门打开，充气爆管起爆，减震气囊被弹射放出并快速充气膨胀。减震气囊是一次性用品，降落后可以方便地以新换旧，便于再次出动。

#### 四、多用途可更换任务舱

如图 6、图 7 所示，可更换任务舱包括：铝合金舱体 35、云台一 36、铝合金隔板 37、固定螺丝 38、任务舱无线电传输模块 39、云台二 40、复合材料透明舱体 41、连接胶条 42、固定卡销插孔 43、定位销 44、电器插座 45、可更换任务舱舱体 46。

可更换任务舱段的上部是铝合金舱体 35，下部是复合材料透明舱体 41，它们的连接部内侧垫有连接胶条 42，用 4 枚固定螺丝 38 固定。

任务舱段与能源舱段相连的铝合金隔板 37 上装有任务舱无线电传输模块 39，该模块电路根据任务要求有不同搭配。隔板外侧面装有电器插座 45 和 4 个 T 型定位销 44，并加工有固定卡销插孔 43。

任务舱内部装有二个带减震装置的云台一 37、云台二 40，可以根据任务需

求，将 CCD 摄象机、红外热像仪、高清晰度照相机、通信转信机、航路障碍探测仪等分别安装在该云台上。

### 五、复合式动力组合方式

不同的组合方式适用于不同的环境和任务。

涡喷+电机驱动螺旋桨式：可增强抗风能力，较大地提高航速，适用于海洋环境和时限性要求高的任务；

涡喷+火箭式：可极大地提高短时航速，可遂行特种爆破和特殊目标模拟等任务；

涵道风扇+电机驱动螺旋桨式：可增加起飞重量，提高航速，增强抗风能力，适用于多挂载任务；

双无刷电机驱动螺旋桨式：可增强抗风能力，提高机动性。

电机驱动螺旋桨+火箭式：可在保持长航时优越性的前提下，可以极大地提高短时航速，适用于特种爆破和军事目标模拟等任务。

### 具体实施方式

#### 实施例 1：随行式导航信标无人机

针对目前国内绝大多数直升机不具备障碍探测能力的情况，复合动力无人机携带导航任务舱，安装有水平、垂直方向障碍物探测仪、光学或红外摄影设备和信标系统，充当伴随直升机飞行的随行式导航信标无人机。使用中，可以单机或以编队方式伴随直升机出动。通过无人机任务舱的设备，向直升机传送信号或图像导航信息，减少直升机的安全隐患，提高直升机在复杂环境下执行复杂任务的能力。

#### 实施例 2：局部区域监控无人机

复合动力无人机采取最大活动半径发动机配组，在 20 千公尺半径依座标方

格作程序式逐格飞行。此时若携带视频、红外热成像等监视监测系统任务舱，可以完成局部区域监视监测或护林防火、航空拍摄等任务。

### 实施例 3：空中转信无人机

复合动力无人机采取最大载荷发动机配组，携带通信转信任务舱，在指挥控制站上空作长时留空飞行，可以实现指挥控制站（或其载体）与通信目的地的通信增程。

### 实施例 4：小型无人攻击机

复合动力无人机采取火箭发动机配组，携带末端自寻的攻击任务舱。无人机在联合干预控制模式下进入目标攻击区，以自身寻的设备锁定目标后，开启火箭和变翼程序，自毁并抛弃主机翼，对目标进行精确打击。

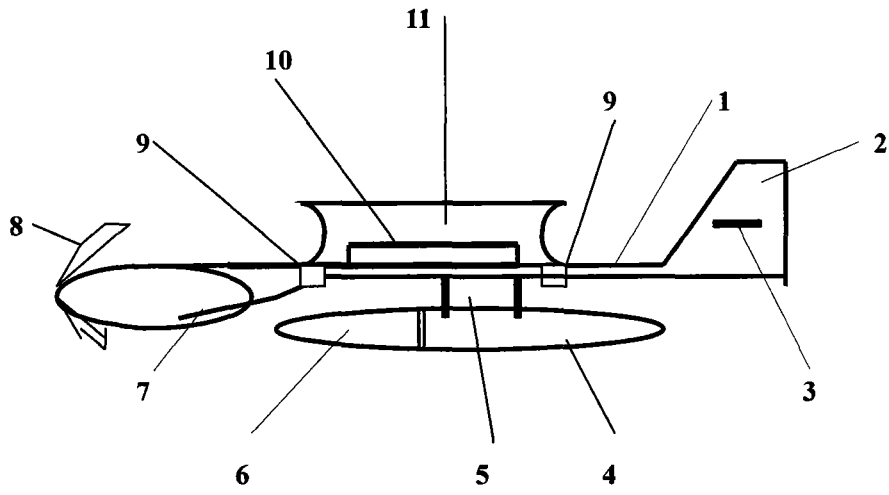


图 1

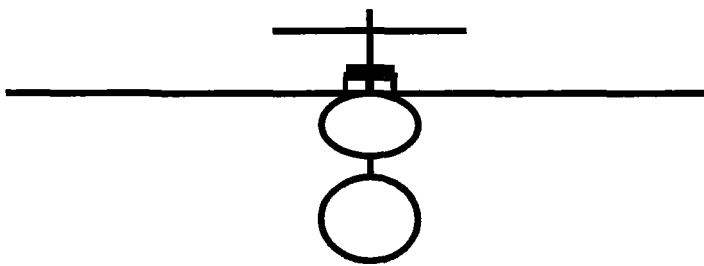


图 2



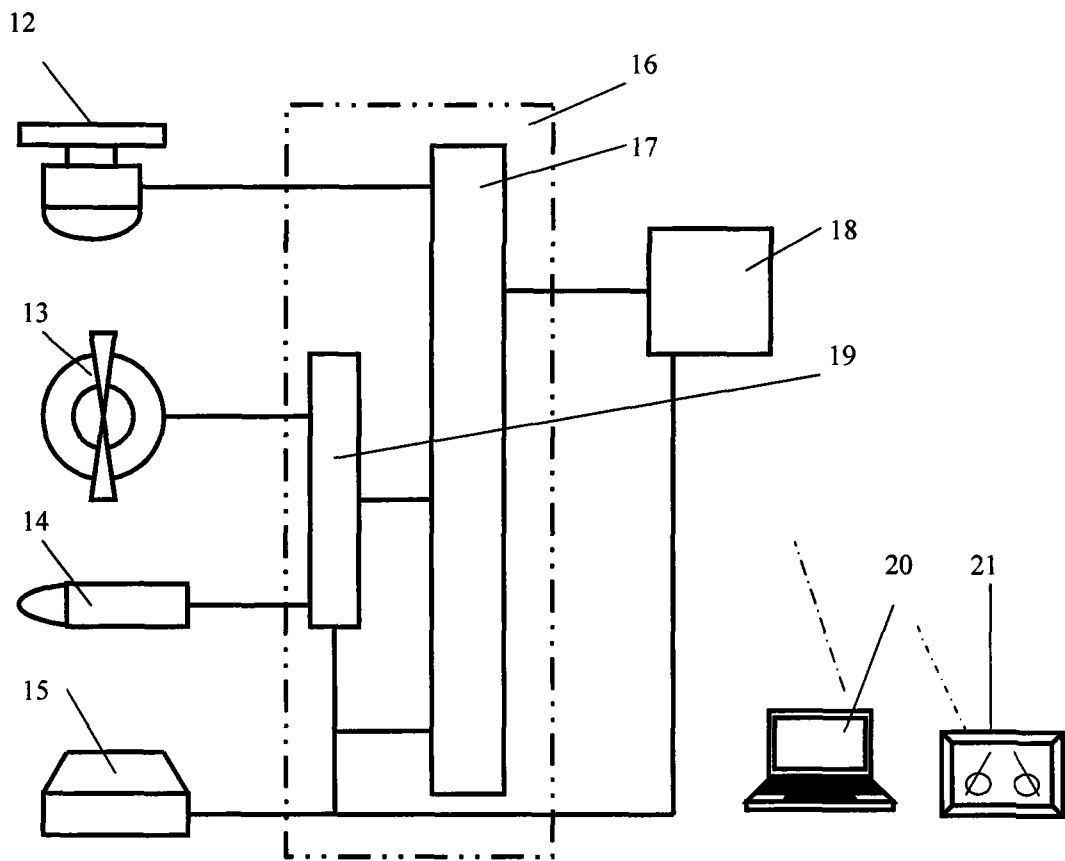


图 3

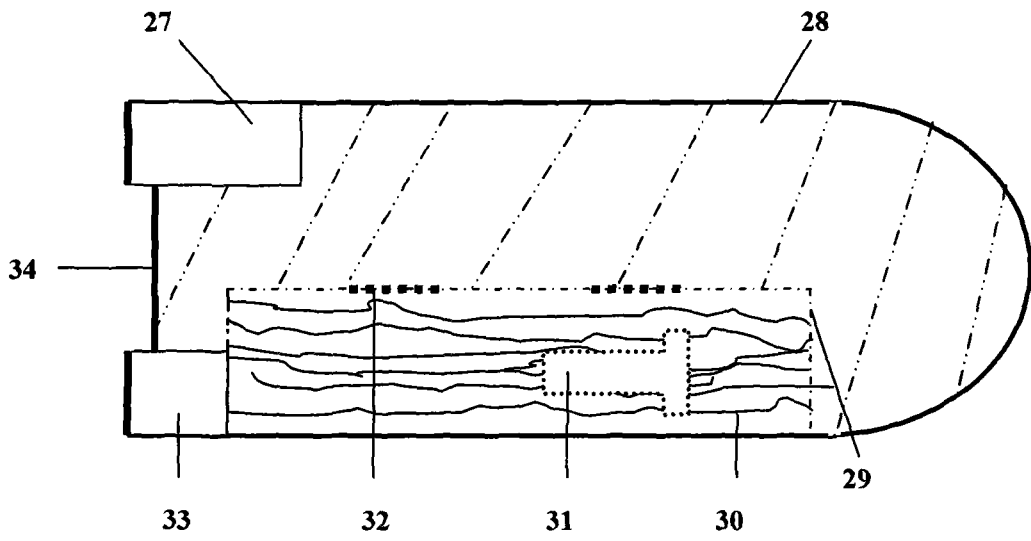


图 4

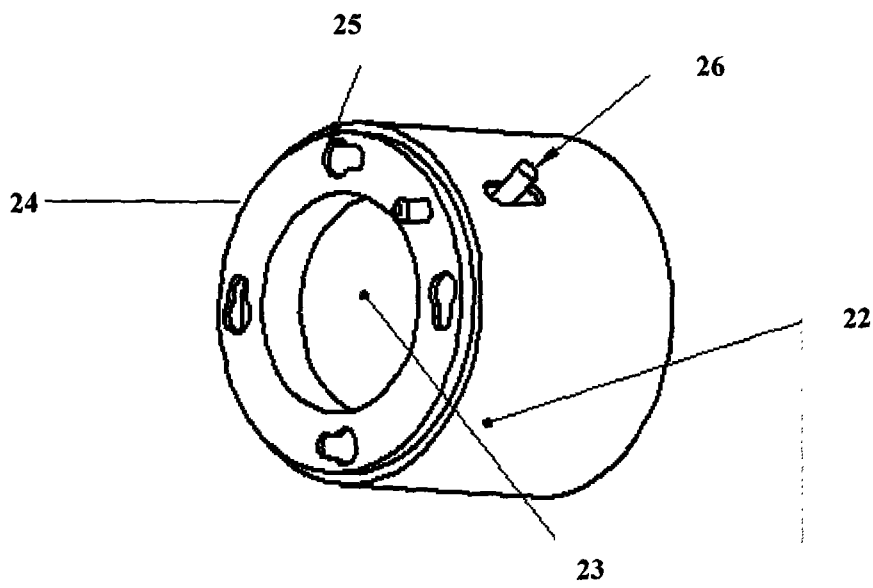


图 5

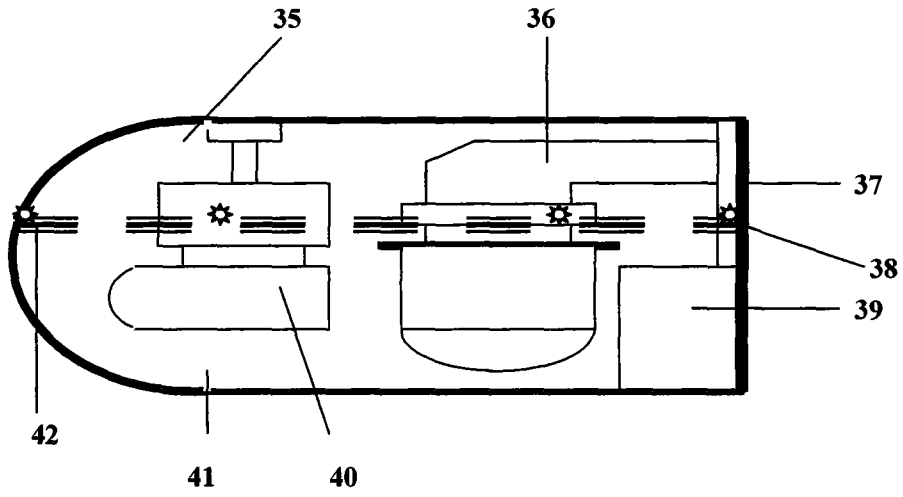


图 6

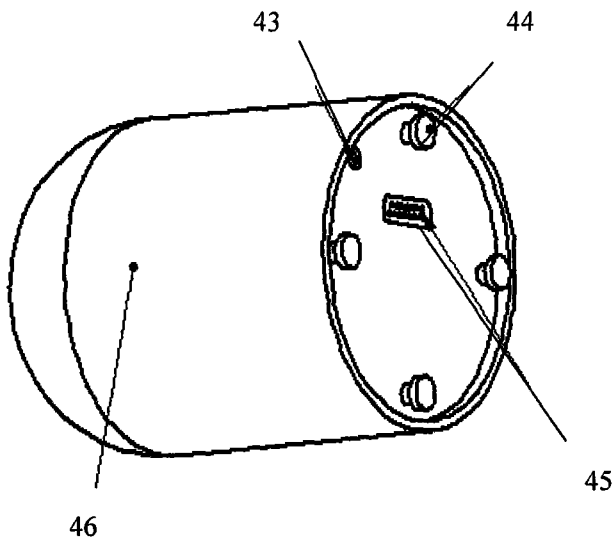


图 7