



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105253293 A

(43) 申请公布日 2016. 01. 20

(21) 申请号 201510686903. 4

(22) 申请日 2015. 10. 22

(71) 申请人 镇江顺宇飞行器有限公司

地址 212132 江苏省镇江市镇江新区大港扬子江路 33 号 1 幢

(72) 发明人 王红州 文曦 王嵩 张兵  
李彦锐 徐兴国

(74) 专利代理机构 上海海颂知识产权代理事务所(普通合伙) 31258

代理人 陈丽君

(51) Int. Cl.

B64C 3/56(2006. 01)

B64C 39/00(2006. 01)

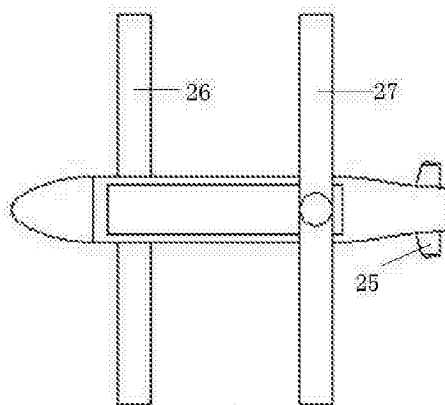
权利要求书1页 说明书4页 附图5页

(54) 发明名称

一种小型折叠翼超近程无人机系统

(57) 摘要

本发明提出的一种小型折叠翼超近程无人机系统,包括无人机和测控站,无人机包括无人机机体和设置于无人机机体上的飞行控制器、机载数据链终端、侦察电视、机载电气系统和动力装置,无人机的机翼和尾翼采用折叠方式,其特点在于,无人机不使用时,机翼和尾翼可收束于无人机表面,置于火箭筒中,发射时,机翼和尾翼在扭力弹簧的作用下,展开到位,机翼展开到位后,上、下机翼在预紧弹簧的作用下,紧密扣合,飞行姿态稳定,安全性高,同时通过火箭筒发射,适用于单兵发射,发射方式简单,成功率高。



1. 一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,包括无人机和测控站,所述无人机包括无人机机体和设置于无人机机体上的飞行控制器、机载数据链终端、侦察电视、机载电气系统和动力装置。

2. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述飞行控制器包括导航模块和飞控计算机,所述导航模块包括 MEMS 惯性测量单元、三轴磁力传感器和 GPS 卫星导航接收机,飞控计算机管理与处理 MEMS 惯性测量单元、三轴磁力传感器和 GPS 卫星导航接收机的数据,给出无人机的航姿、航向、速度和位置信息。

3. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述机载电气系统包括电池和 DC-DC 模块,所述动力装置包括电子调速器和涵道风扇,所述电池直接对电子调速器供电,以完成对涵道风扇的控制,并通过 DC-DC 模块降压后,对侦察电视、飞行控制器和机载数据链终端供电。

4. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述无人机机体包括无人机头部、无人机中部和无人机尾部,无人机呈中空结构,其所呈的中空结构包括位于无人机头部的侦查设备舱、位于无人机中部的功能舱,所述侦察电视设置于侦查设备舱内,所述机载数据链终端、机载电气系统和飞行控制器设置于功能舱内,所述无人机尾部设有贯穿无人机尾部的进气道,所述涵道风扇设置于进气道内。

5. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述无人机机体上设有位于无人机中部的机翼和位于无人机尾部的尾翼,所述机翼为 2 组,分别为前翼和后翼,所述前翼和后翼大小、结构相同,前翼设置于无人机中部下表面,后翼设置于无人机中部上表面,单组机翼包括上机翼、下机翼和机翼轴,所述上机翼包括上折叠部和翼片,所述下机翼包括下折叠部和翼片,所述翼片呈平直矩形,其上端面呈圆弧面,所述上折叠部包括呈方形的上扣合槽和呈半圆形的上扣合凸台,所述下折叠部包括呈方形的下扣合槽和呈半圆形的下扣合凸台,所述上扣合槽的开口朝下设置,所述下扣合槽的开口朝上设置,所述机翼轴为中空结构,其内设置于预紧弹簧,机翼轴自下扣合凸台所呈半圆形的圆心处竖直贯穿下机翼,并自上扣合凸台所呈半圆形的圆心处穿入上机翼,所述预紧弹簧的下端与机翼轴固接,下端与上机翼固接,机翼轴与无人机机体固接,所述机翼轴的上端套有第一扭力弹簧,上机翼和下机翼上分别设有上卡槽和下卡槽,所述第一扭力弹簧的两端分别卡接于上卡槽和下卡槽内。

6. 如权利要求 5 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述尾翼数量为 2 组,包括 2 个尾翼片和 2 个尾翼轴,所述尾翼轴包括铰接端和转动端,所述铰接端与尾翼片铰接,所述转动端处套合有第二扭力弹簧,所述第二扭力弹簧的两端分别与无人机机体和转动端固接。

7. 如权利要求 3 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述涵道风扇的地面最大推力为 750g 以上。

8. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述测控站对无人机发出控制命令,并接收和处理无人机传回来的图像信息。

9. 如权利要求 1 所述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,所述无人机通过 PF98 式反坦克火箭筒进行发射,在发射前,加装火药助推器。

## 一种小型折叠翼超近程无人机系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一型可利用单兵轻武器发射的弹型超近程无人机系统,特别是一种小型折叠翼超近程无人机系统。

### 背景技术

[0002] 空中侦察是用飞机、气球、卫星等在空中实施的侦察。是获取敌人纵深内情况的重要侦察手段。装备包括有人驾驶侦察机、无人侦察机、侦察直升机、预警机、侦察气球和飞艇等侦察平台,以及安装在平台上的各种雷达、电探测器材等侦察设备。通常是以观察、照相的方法和使用无线电、电视、雷达、红外线等技术实施的。

[0003] 随着科技的发展,空中无人侦察机已作为一种常用手段,得到了广泛的使用和拓展,但是仍然存在一定的缺陷,如:发射架铺设复杂、发射时,失败率高致无人机损坏等情况,发射方法以及无人机设计有待改善。

### 发明内容

[0004] 针对上述问题,本发明为达到单兵轻武器发射的目的,对无人机结构进行改进,优化发射方式,提出了一种小型折叠翼超近程无人机系统。

[0005] 为解决以上技术问题,本发明提供的技术方案是:

一种小型折叠翼超近程无人机系统,其特征在于,包括无人机和测控站,所述无人机包括无人机机体和设置于无人机机体上的飞行控制器、机载数据链终端、侦察电视、机载电气系统和动力装置;

所述飞行控制器包括导航模块和飞控计算机,所述导航模块包括 MEMS 惯性测量单元、三轴磁力传感器和 GPS 卫星导航接收机,飞控计算机管理与处理 MEMS 惯性测量单元、三轴磁力传感器和 GPS 卫星导航接收机的数据,给出无人机的航姿、航向、速度和位置信息;

所述机载电气系统包括电池和 DC-DC 模块,所述动力装置包括电子调速器和涵道风扇,所述电池直接对电子调速器供电,以完成对涵道风扇的控制,并通过 DC-DC 模块降压后,对侦察电视、飞行控制器和机载数据链终端供电;

所述无人机机体包括无人机头部、无人机中部和无人机尾部,无人机呈中空结构,其所呈的中空结构包括位于无人机头部的侦查设备舱、位于无人机中部的功能舱,所述侦察电视设置于侦查设备舱内,所述机载数据链终端、机载电气系统和飞行控制器设置于功能舱内,所述无人机尾部设有贯穿无人机尾部的进气道,所述涵道风扇设置于进气道内;

所述无人机机体上设有位于无人机中部的机翼和位于无人机尾部的尾翼,所述机翼为 2 组,分别为前翼和后翼,所述前翼和后翼大小、结构相同,前翼设置于无人机中部下表面,后翼设置于无人机中部上表面,单组机翼包括上机翼、下机翼和机翼轴,所述上机翼包括上折叠部和翼片,所述下机翼包括下折叠部和翼片,所述翼片呈平直矩形,其上端面呈圆弧形,所述上折叠部包括呈方形的上扣合槽和呈半圆形的上扣合凸台,所述下折叠部包括呈方形的下扣合槽和呈半圆形的下扣合凸台,所述上扣合槽的开口朝下设置,所述下扣合槽

的开口朝上设置，所述机翼轴为中空结构，其内设置于预紧弹簧，机翼轴自下扣合凸台所呈半圆形的圆心处竖直贯穿下机翼，并自上扣合凸台所呈半圆形的圆心处穿入上机翼，所述预紧弹簧的下端与机翼轴固接，下端与上机翼固接，机翼轴与无人机机体固接，所述机翼轴的上端套和有第一扭力弹簧，上机翼和下机翼上分别设有上卡槽和下卡槽，所述第一扭力弹簧的两端分别卡接于上卡槽和下卡槽内；

所述尾翼数量为 2 组，包括 2 个尾翼片和 2 个尾翼轴，所述尾翼轴包括铰接端和转动端，所述铰接端与尾翼片铰接，所述转动端处套合有第二扭力弹簧，所述第二扭力弹簧的两端分别与无人机机体和转动端固接。

[0006] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统，其中，所述涵道风扇的地面最大推力为 750g 以上。

[0007] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统，其中，所述测控站对无人机发出控制命令，并接收和处理无人机传回来的图像信息。

[0008] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统，其中，所述无人机通过 PF98 式反坦克火箭筒进行发射，在发射前，加装火药助推器。

[0009] 本发明的有益效果为：

本发明提供一种小型折叠翼超近程无人机系统，其设计合理，可适用于单兵发射，发射方式简单，成功率高，无人机不易损坏，无人机的机翼和尾翼采用折叠方式，不使用时，机翼和尾翼可收束于无人机表面，置于火箭筒中，发射时，机翼和尾翼在扭力弹簧的作用下，展开到位，机翼展开到位后，上、下机翼在预紧弹簧的作用下，紧密扣合，飞行姿态稳定，安全性高。

## 附图说明

[0010] 图 1 本发明示意图。

[0011] 图 2 本发明供电原理图。

[0012] 图 3 无人机机体剖视图。

[0013] 图 4 机翼示意图。

[0014] 图 5 机翼收起时，上折叠部和下折叠部位置示意(A-A)图。

[0015] 图 6 机翼扣合时，上折叠部和下折叠部位置示意图。

[0016] 图 7 尾翼示意图。

[0017] 图 8 机翼和尾翼收起时，无人机机体示意图。

[0018] 图 9 机翼和尾翼扣合时，无人机机体示意图。

## 具体实施方式

[0019] 如图所示的一种小型折叠翼超近程无人机系统，其特征在于，包括无人机 1 和测控站 2，所述无人机 1 包括无人机机体 3 和设置于无人机机体 3 上的飞行控制器 4、机载数据链终端 5、侦察电视 6、机载电气系统 7 和动力装置 8；

所述飞行控制器 4 包括导航模块 9 和飞控计算机 10，所述导航模块 9 包括 MEMS 惯性测量单元 11、三轴磁力传感器 12 和 GPS 卫星导航接收机 13，飞控计算机 10 管理与处理 MEMS 惯性测量单元 11、三轴磁力传感器 12 和 GPS 卫星导航接收机 13 的数据，给出无人机 1 的航

姿、航向、速度和位置信息；

所述机载电气系统 7 包括电池 14 和 DC-DC 模块 15,所述动力装置 8 包括电子调速器 16 和涵道风扇 17,所述电池 14 直接对电子调速器 16 供电,以完成对涵道风扇 17 的控制,并通过 DC-DC 模块 15 降压后,对侦察电视 6、飞行控制器 4 和机载数据链终端 5 供电；

所述无人机机体 3 包括无人机头部 18、无人机中部 19 和无人机尾部 20,无人机机体 3 呈中空结构,其所呈的中空结构包括位于无人机头部 18 的侦查设备舱 21、位于无人机中部 19 的功能舱 22,所述侦察电视 6 设置于侦查设备舱 21 内,所述机载数据链终端 5、机载电气系统 7 和飞行控制器 4 设置于功能舱 22 内,所述无人机尾部 20 设有贯穿无人机尾部 20 的进气道 23,所述涵道风扇 17 设置于进气道 23 内；

所述无人机机体 3 上设有位于无人机中部 19 的机翼 24 和位于无人机尾部 20 的尾翼 25,所述机翼 24 为 2 组,分别为前翼 26 和后翼 27,所述前翼 26 和后翼 27 大小、结构相同,前翼 26 设置于无人机中部 19 下表面,后翼 27 设置于无人机中部 19 上表面,单组机翼 24 包括上机翼 28、下机翼 29 和机翼轴 30,所述上机翼 28 包括上折叠部 31 和翼片 32,所述下机翼 29 包括下折叠部 33 和翼片 32,所述翼片 32 呈平直矩形,其上端面呈圆弧面,所述上折叠部 31 包括呈方形的上扣合槽 34 和呈半圆形的上扣合凸台 35,所述下折叠部 33 包括呈方形的下扣合槽 36 和呈半圆形的下扣合凸台 37,所述上扣合槽 34 的开口朝下设置,所述下扣合槽 36 的开口朝上设置,所述机翼轴 30 为中空结构,其内设置于预紧弹簧 38,机翼轴 30 自下扣合凸台 37 所呈半圆形的圆心处竖直贯穿下机翼 29,并自上扣合凸台 35 所呈半圆形的圆心处穿入上机翼 28,实现了上机翼 28 和下机翼 29 以机翼轴 30 为中心的自由转动,所述预紧弹簧 38 的下端与机翼轴 30 固接,下端与上机翼 28 固接,机翼轴 30 与无人机机体 3 固接,所述机翼轴 30 的上端套和有第一扭力弹簧 39,上机翼 28 和下机翼 29 上分别设有上卡槽 40 和下卡槽 41,所述第一扭力弹簧 39 的两端分别卡接于上卡槽 40 和下卡槽 41 内；

所述尾翼 25 数量为 2 组,包括 2 个尾翼片 42 和 2 个尾翼轴 43,所述尾翼轴 43 包括铰接端 44 和转动端 45,所述铰接端 44 与尾翼片 42 铰接,所述转动端 45 处套合有第二扭力弹簧 46,所述第二扭力弹簧 46 的两端分别与无人机机体 3 和转动端 45 固接。

[0020] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其中,所述涵道风扇 17 的地面最大推力为 750g 以上。

[0021] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其中,所述测控站 2 对无人机 1 发出控制命令,并接收和处理无人机 1 传回来的图像信息。

[0022] 上述的一种小型折叠翼超近程无人机系统,其中,所述无人机 1 通过 PF98 式反坦克火箭筒进行发射,在发射前,加装火药助推器。

[0023] 本发明为验证无人机的飞行状态对飞行速度的满足情况,通过 CFD 软件建立计算网格模型,对无人机机翼展开状态进行气动特性的数值模拟计算,得到以下数据：

无人机气动特性数值模拟结果：

$\alpha$ (deg)	$C_L$	$C_D$	$C_L/C_D$
-2.0	0.37831	0.07307	5.177254
0.0	0.55012	0.07585	7.252572
2.0	0.73050	0.08394	8.702536
4.0	0.88473	0.09880	8.954569
6.0	1.02638	0.11915	8.613854
8.0	1.14772	0.14577	7.873566

10.0	1.27433	0.17555	7.258907
------	---------	---------	----------

当无人机以  $2^\circ$  迎角在 1000m 高度进行巡航飞行, 此时对应的升力系数为 0.7305, 无人机飞行重量为 2kg, 机翼面积为  $0.085 \text{ m}^2$ , 由升力公式可推算出无人机此时的巡航速度为 86km/h, 可满足续航速度 80km/h 的要求, 此时对应的升阻比为 8.702536, 则无人机飞行需用推力为 230g;

当无人机以  $0^\circ$  迎角在 1000m 高度进行最大速度飞行, 此时对应的升力系数为 0.55, 无人机飞行重量为 2kg, 机翼面积为  $0.085 \text{ m}^2$ , 由升力公式可推算出无人机此时的飞行速度为 99km/h, 可基本满足续航速度 100km/h 的要求, 此时对应的升阻比为 7.252572, 则无人机飞行需用推力为 280g。

[0024] 当无人机在巡航和最大速度飞行时, 需要推力要求分别为 230g 和 280g, 该推力需求是无人机在风速为 0 是的理想状态向飞行的需用推力, 考虑到无人机的实际飞行情况和爬升、转弯等机动要求, 以及高空推力损失和发动机安装推力损失等因素的影响, 选择地面最大推力为 750g 的涵道风扇可满足无人机实际使用要求。

[0025] 本发明为满足火箭筒的发射要求, 对机翼和尾翼进行了可折叠设计, 机翼采用了上下折叠方式, 机翼的展开通过第一扭力弹簧提供驱动力, 预紧弹簧为机翼提供尾翼轴的轴向预紧力, 如图 6 和图 9 所示, 机翼展开到位后, 受预紧弹簧的轴向预紧力影响, 上机翼和下机翼的扣合凸台和扣合槽相互扣合锁定; 尾翼的展开通过第二扭力弹簧提供驱动力, 实现  $90^\circ$  旋转。

[0026] 以上所述, 仅为本发明较佳的具体实施方式, 但本发明的保护范围并不局限于此, 任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内, 可轻易想到的变化或替换, 都应涵盖在本发明的保护范围内。因此, 本发明的保护范围应该以权利要求书的保护范围为准。

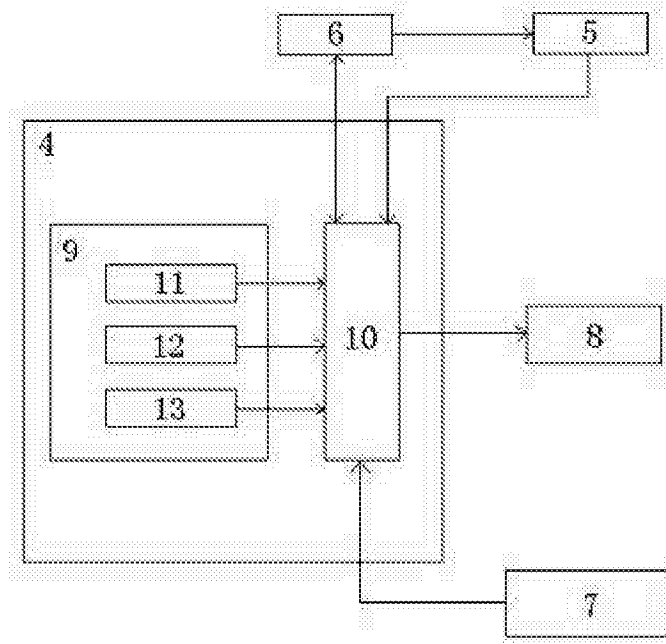


图 1

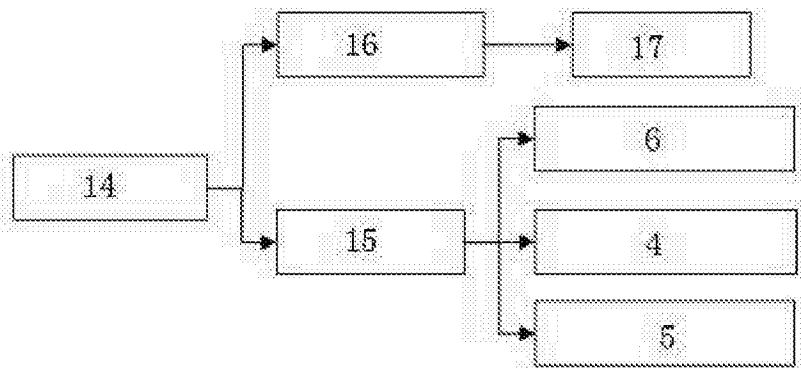


图 2

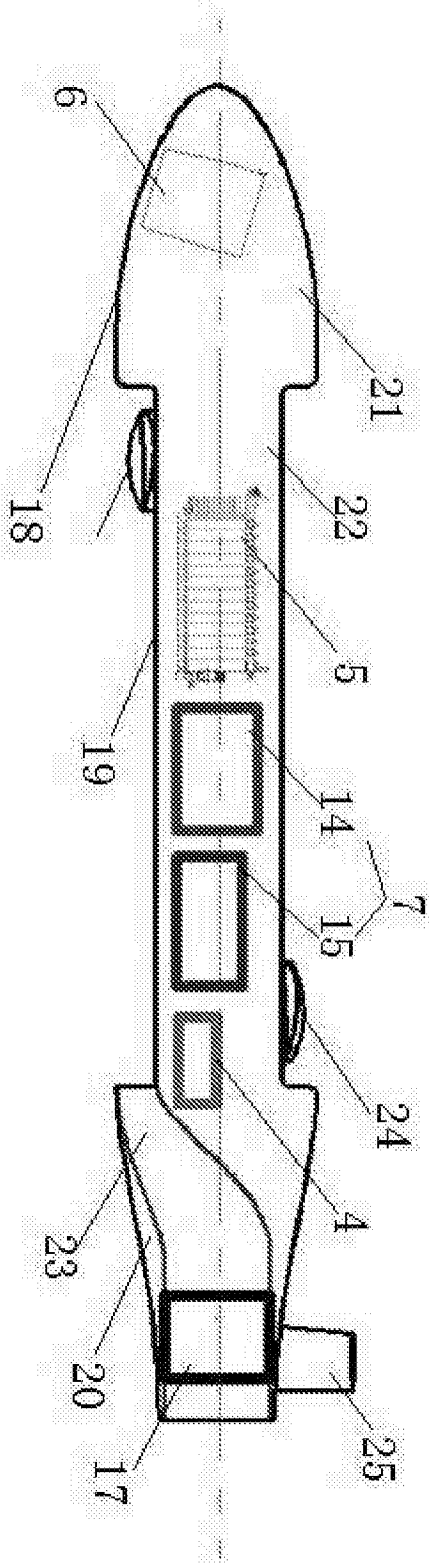


图 3

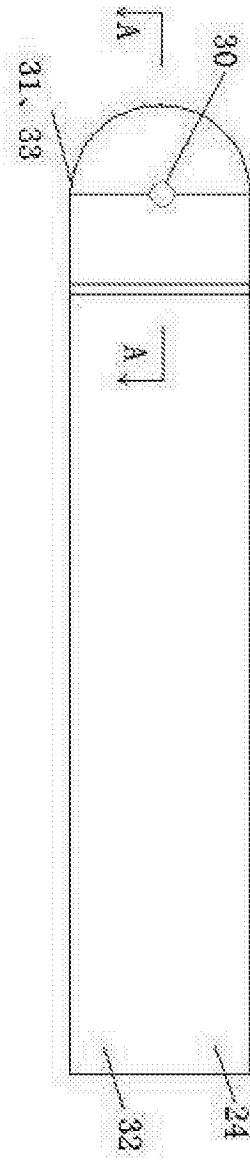


图 4





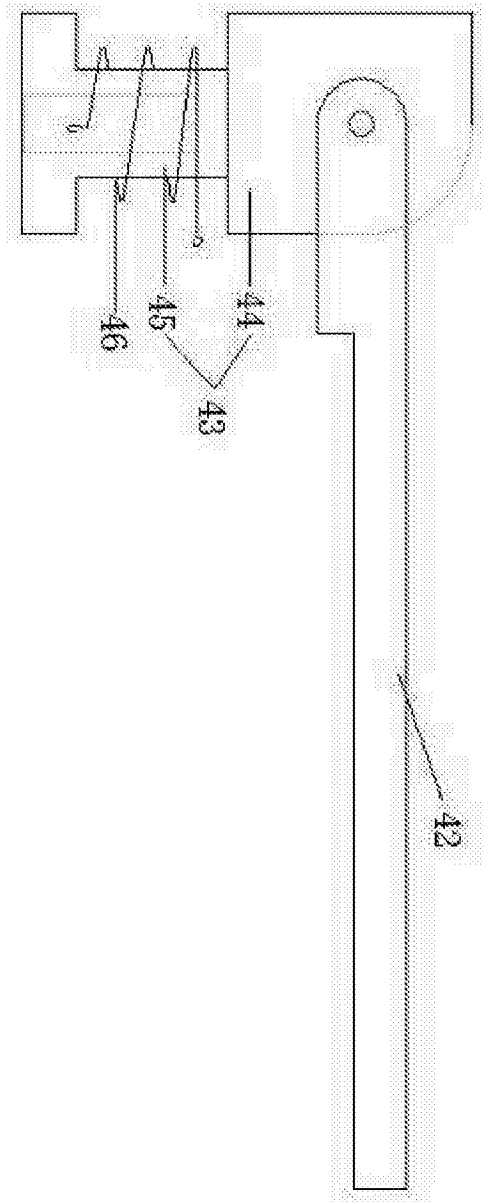


图 7

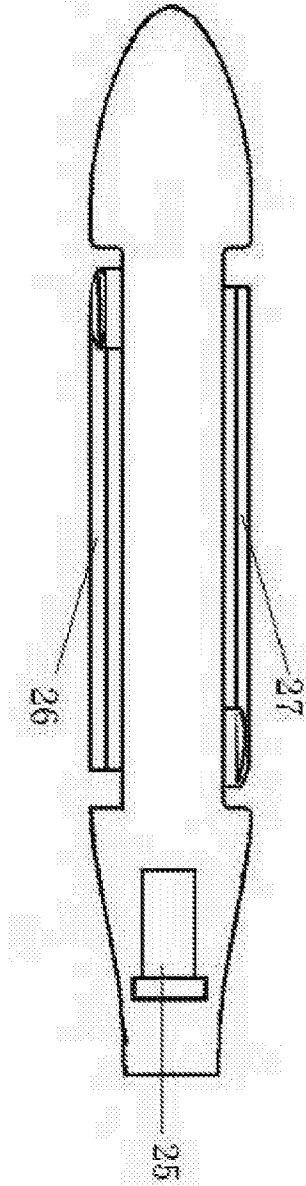


图 8

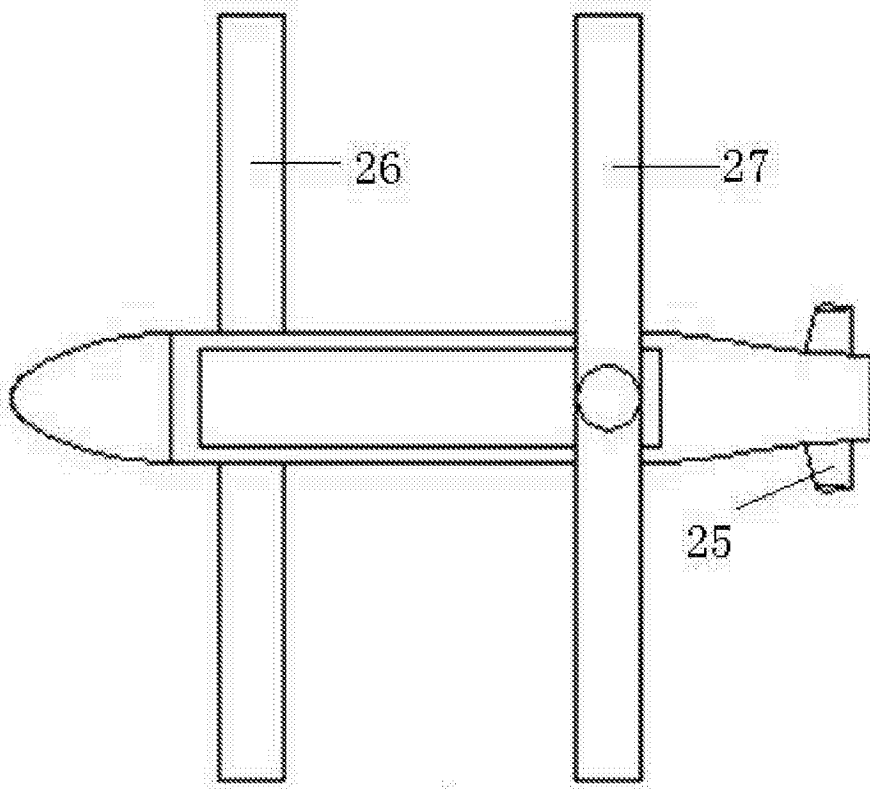


图 9