



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105059542 A

(43) 申请公布日 2015. 11. 18

(21) 申请号 201510485246. 7

(22) 申请日 2015. 08. 10

(71) 申请人 成都纵横自动化技术有限公司

地址 610000 四川省成都市高新区天府大道  
中段1号

(72) 发明人 任斌 王进 王利光

(74) 专利代理机构 成都行之专利代理事务所  
(普通合伙) 51220

代理人 王记明

(51) Int. Cl.

B64C 29/00(2006. 01)

B64C 39/12(2006. 01)

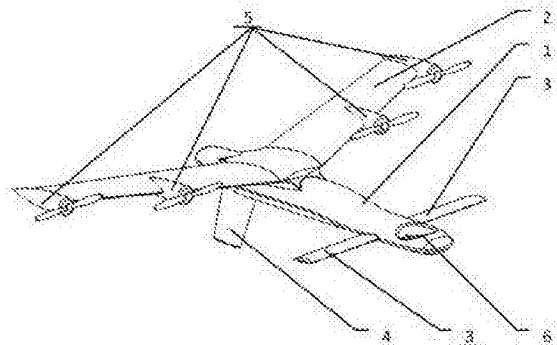
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

一种垂直起降的固定翼长航时飞行器

(57) 摘要

本发明公布了一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,包括飞行状态呈水平位置的机身,在机身的头部安装有一对鸭翼,在机身的尾部设置有一对机翼,在机身尾部的下方设置有一个垂直尾翼,在所述的机翼下方至少设置有两对的偶数个分布式动力装置,动力装置的转轴沿机身的轴线分布;在所述机身的头部设置有一个垂直分布的通孔,在该通孔内安装有一个转轴呈竖直分布的俯仰控制动力。本发明的飞行器俯仰控制动力在整个飞行包线内通过变桨矩螺旋桨的转速和螺距输出所需俯仰控制力矩,由于定桨矩螺旋桨的数量更多,每个螺旋桨的转速可以独立控制,所以滚转和偏航控制可调节的最小脉宽更小,控制精度更高。



1. 一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,包括机身(1),其特征在于:在机身(1)的头部安装有一对鸭翼(3),在机身(1)的尾部设置有一对机翼(2),在机身(1)尾部的下方设置有一个垂直尾翼(4),在所述的机翼(2)下方至少设置有两对的偶数个分布式动力装置(5),动力装置(5)的转轴沿机身(1)的轴线分布;在所述机身(1)的头部设置有一个垂直分布的通孔,在该通孔内安装有一个转轴呈垂直分布的俯仰控制动力(6)。

2. 根据权利要求1所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:所述机翼(2)为上单翼布局,具有非负的上反角和非负的后掠角,在机翼(2)后缘安装有副翼,所述垂直尾翼(4)竖向分布,在垂直尾翼(4)后缘安装有方向舵。

3. 根据权利要求2所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:所述机翼(2)的翼梢和所述垂直尾翼(4)的翼梢共同构成三个支撑点,在停止状态时,该三个支撑点使飞行器竖直向上的停靠在地面。

4. 根据权利要求1所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:所述的偶数个分布式动力装置(5)均为定桨矩螺旋桨,且只有位于翼梢的一对为拉进式定桨矩螺旋桨,其余相邻的定桨矩螺旋桨的转向相反。

5. 根据权利要求4所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:所述的定桨矩螺旋桨中,拉进式定桨矩螺旋桨为非折叠结构,其余的均为折叠螺旋桨。

6. 根据权利要求1所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:所述俯仰控制动力(6)为变桨矩螺旋桨。

7. 根据权利要求1至6中任意一项所述的一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,其特征在于:在所述机身(1)的头部还设置有一个螺旋桨,在机身(1)内设置有一个内燃机、以及蓄电池;所述内燃机为非电喷内燃机,在水平飞行状态下驱动机身头部螺旋桨,提供水平飞行的动力,同时为蓄电池充电,蓄电池可在整个飞行包线内驱动电机来带动分布式动力装置(5)和俯仰控制动力(6)。

## 一种垂直起降的固定翼长航时飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种固定翼飞行器,具体是指一种垂直起降的固定翼长航时飞行器。

### 背景技术

[0002] 由于垂直起降固定翼飞行器即有固定翼飞行器飞行速度快、航程远、航时长性能优势,又能在场地和空域受限的山区、丛林和水面舰艇等复杂区域完成起降,因此,垂直起降固定翼飞行器的实用价值越来越受到业界的广泛认可。

[0003] 目前,垂直起降无人飞行器包括倾转动力式和尾座式两类。倾转动力式垂直起降无人机通过倾转机构实现旋翼或喷气发动机从水平到垂直的相互转换,水平飞行时动力沿水平方向克服阻力,垂直飞行时动力沿垂直方向克服重力。这种垂直起降方式的不足之处在于必须有附加的倾转机构,增加了结构重量和复杂程度。

[0004] 虽然不像倾转动力式垂直起降无人机需要附加机构,但是现有的尾座式垂直起降固定翼无人机也存在明显局限。举例说明中国专利公开号 CN 102133926 A,公开日 2011 年 7 月 27 日,发明的名称为“一种尾座式垂直起降无人飞行器”,该发明公开的飞行器机身头部安装翼俯仰风扇,尾部于机翼相连,机翼上下左右对称分布四个垂直尾翼,尾翼后部装有偏航舵和起落架,机翼与垂直尾翼交汇处固定两个相互独立的螺旋桨。其有两点不足:第一,为了垂直起降,每个螺旋桨拉力至少为飞行器重力的 50%,而巡航状态每个螺旋桨的拉力通常不会超过飞行器重力的 10%,因此巡航状态的螺旋桨没有运行在最佳工作点,能量效率较低,不利于远航和久航;第二,垂直飞行过程中依靠螺旋桨滑流作用下的气动舵面偏转产生操纵力矩,操纵效率较低,而且容易受到螺旋桨转速的影响。

### 发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,解决现有尾座式垂直起降无人机能量效率低、低速飞行状态下操纵性差的问题。

[0006] 本发明的目的通过下述技术方案实现:

一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,包括飞行状态呈水平位置的机身,在机身的头部安装有一对鸭翼,在机身的尾部设置有一对机翼,在机身尾部的下方设置有一个垂直尾翼,在所述的机翼下方至少设置有两对的偶数个分布式动力装置,动力装置的转轴沿机身的轴线分布;在所述机身的头部设置有一个垂直分布的通孔,在该通孔内安装有一个转轴呈竖直分布的俯仰控制动力。本发明的机身在平飞状态是水平位置,垂直起降状态是竖直位置;飞行器采用在机翼下方至少设置有两对的偶数个分布式动力装置,动力装置的转轴沿机身的轴线分布的方式,在机身的头部设置的一个俯仰控制动力可以改变飞行器的飞行状态,在悬停、垂直起降阶段和低速飞行阶段,这些阶段的特点是主要依靠分布式动力装置一起工作平衡飞行器重力,保持总拉力不变,竖直方向速度不变的情况时,可以通过增加左边机翼上螺旋桨转速,同时减小右边机翼上螺旋桨转速,可使飞行器向右偏航,反之亦然;保持总拉力不变,增加顺时针转动螺旋桨转速的转速,同时减小逆时针(从后向前)转动螺

旋桨的转速,可使飞行器向右滚转;俯仰控制动力通过协调的改变变桨矩螺旋桨的转速和桨矩调整俯仰力矩,同时增加转速和桨矩,飞行器向上仰,反之亦然。高速飞行阶段的特点是主要依靠气动升力平衡重力,分布式动力装置中只有位于翼稍的一对工作,二冲程汽油发动机在这一阶段工作,驱动机身前部的定桨矩螺旋桨,这三个螺旋桨的动力共同平衡高速飞行的阻力。汽油发动机还可为锂聚合物电池充电。升降舵进行俯仰控制,副翼进行滚转控制,方向舵进行偏航控制。这个过程中,俯仰控制动力在整个飞行包线内通过变桨矩螺旋桨的转速和螺距输出所需俯仰控制力矩。由于采用变桨矩螺旋桨,俯仰控制响应速度更高,俯仰角速率和俯仰姿态效果更好;分布式动力组的所有定桨矩螺旋桨的转速组合可实现滚转和偏航控制。由于定桨矩螺旋桨的数量更多,每个螺旋桨的转速可以独立控制,所以滚转和偏航控制可调节的最小脉宽更小,控制精度更高。

[0007] 所述机翼为上单翼布局,具有非负的上反角和非负的后掠角,在机翼后缘安装有副翼,所述垂直尾翼竖向分布,在垂直尾翼后缘安装有方向舵。

[0008] 所述机翼的翼稍和所述垂直尾翼的翼稍共同构成三个支撑点,在停止状态时,这三个支撑点使飞行器竖直向上的停靠在地面。通过三个支撑点作为整个飞行器起降的支点,不用设置起落架。

[0009] 所述的偶数个分布式动力装置均为定桨矩螺旋桨,且只有位于翼稍的一对为拉进式定桨矩螺旋桨,其余相邻的定桨矩螺旋桨的转向相反。位于翼稍的一对动力装置为拉进式螺旋桨可以在水平飞行的时候作为提升动力来平衡重力,而中部的其余螺旋桨就可以不工作,从而减少能耗,在能源相同的情况下,延长了航时和航程。

[0010] 所述的定桨矩螺旋桨中,拉进式定桨矩螺旋桨为非折叠结构,其余的均为折叠螺旋桨。在高速飞行状态下,分布式动力装置只需翼稍的一对螺旋桨提供动力,其它螺旋桨为折叠桨,停转收起,减小了气动阻力,位于翼稍这对螺旋桨可以按照高速巡航状态进行参数匹配,飞行器高速飞行时的能量效率更高,同时,翼稍的螺旋桨与翼尖涡反向旋转,减小了机翼的诱导阻力,提高了气动效率。

[0011] 所述俯仰控制动力为变桨矩螺旋桨。

[0012] 在所述机身的头部还设置有一个螺旋桨,在机身内设置有一个驱动机身头部螺旋桨的内燃机、以及蓄电池;内燃机在工作过程中为蓄电池充电,蓄电池为驱动电机来带动分布式动力装置和俯仰控制动力。在高速飞行状态下,机身内的活塞式发动机既可以直接驱动机身前端的螺旋桨与位于翼稍的拉进式螺旋桨一起提供动力,又可以为电池充电,在电池容量和重量不增加的前提下提高了飞行器的远航和久航能力。

[0013] 本发明与现有技术相比,具有如下的优点和有益效果:

1 本发明一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,俯仰控制动力在整个飞行包线内通过变桨矩螺旋桨的转速和螺距输出所需俯仰控制力矩,由于采用变桨矩螺旋桨,俯仰控制响应速度更高,俯仰角速率和俯仰姿态效果更好;

2 本发明一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,在悬停和低速飞行状态下。分布式动力组的所有定桨矩螺旋桨的转速组合可实现滚转和偏航控制。由于定桨矩螺旋桨的数量更多,每个螺旋桨的转速可以独立控制,所以滚转和偏航控制可调节的最小脉宽更小,控制精度更高;

3 本发明一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,在高速飞行状态下,分布式动力装置只

需翼稍的一对螺旋桨提供动力,其它螺旋桨为折叠桨,停转收起,减小了气动阻力,位于翼稍这对螺旋桨可以按照高速巡航状态进行参数匹配,飞行器高速飞行时的能量效率更高,同时,翼稍的螺旋桨与翼尖涡反向旋转,减小了机翼的诱导阻力,提高了气动效率;

4 本发明一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,在高速飞行状态下,机身内的活塞式发动机既可以直接驱动机身前端的螺旋桨与位于翼稍的拉进式螺旋桨一起提供动力,又可以为电池充电,在电池容量和重量不增加的前提下提高了飞行器的远航和久航能力。

## 附图说明

[0014] 此处所说明的附图用来提供对本发明实施例的进一步理解,构成本申请的一部分,并不构成对本发明实施例的限定。在附图中:

图 1 为本发明水平飞行状态时的结构示意图;

图 2 为本发明水平飞行状态时的俯视图。

[0015] 附图中标记及相应的零部件名称:

1- 机身,2- 机翼,3- 鸭翼,4- 垂直尾翼,5- 动力装置,6- 俯仰控制动力。

## 具体实施方式

[0016] 为使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚明白,下面结合实施例和附图,对本发明作进一步的详细说明,本发明的示意性实施方式及其说明仅用于解释本发明,并不作为对本发明的限定。

## 实施例

[0017] 如图 1 至 2 所示,本发明一种垂直起降的固定翼长航时飞行器,包括飞行状态呈水平位置的机身 1,机身 1 呈长条流线型结构,在机身 1 的头部两侧对称安装有一对鸭翼 3,在机身 1 的尾部设置有一对机翼 2,机翼 2 为上单翼布局,具有非负的上反角和非负的后掠角,增加飞行器的横航向稳定性,机翼 2 的后缘安装有副翼,在机身 1 尾部的下方设置有一个垂直尾翼 4,垂直尾翼 4 向下,其后缘安装有方向舵,机翼 2 的翼稍和所述垂直尾翼 4 的翼稍共同构成三个支撑点,在停止状态时,该三个支撑点使飞行器竖直向上的停靠在地面;在机翼 2 下方设置有四个分布式动力装置 5,根据飞行器的重量可以增加动力装置 5 的数量,动力装置 5 采用外转子无刷电机驱动的定桨矩螺旋桨组成,这些动力装置 5 左右对称的吊装于机翼下表面,其转轴沿飞行器前后方向分布,位于机翼 2 翼稍的一对螺旋桨为拉进式,转向可削弱所述机翼翼尖涡,其余螺旋桨为推进式折叠桨,相邻螺旋桨反向;在机身 1 的头部设置有一个垂直分布的通孔,在该通孔内安装有一个转轴呈垂直分布的俯仰控制动力 6,俯仰控制动力 6 是采用电机驱动的变桨矩螺旋桨,其转轴沿飞行器上下方向分布,即垂直方向。分布式动力装置 5 和俯仰控制动力 6 的电机转速通过相应电调独立控制,变桨矩螺旋桨的桨矩和副翼、方向舵依靠相应舵机独立控制,在机身 1 内还设置有蓄电池,蓄电池带动驱动电机,驱动电机带动分布式动力装置 5 和俯仰控制动力 6,在机身的头部顶端还安装有螺旋桨,在高速飞行状态下,机身 1 的头部还设置有一个螺旋桨,在机身 1 内设置有一个驱动机身 1 头部螺旋桨的内燃机、以及蓄电池;内燃机在工作过程中为蓄电池充电,蓄电池为驱动电机来带动分布式动力装置 5 和俯仰控制动力 6,机身 1 内的活塞式发动机既可以直接驱动

机身前端的螺旋桨与位于翼梢的拉进式螺旋桨一起提供动力,又可以为电池充电,在电池容量和重量不增加的前提下提高了飞行器的远航和久航能力;本实施例中的内燃机为非电喷汽油或甲醇内燃机,在水平飞行状态下驱动头部螺旋桨,同时为蓄电池充电,在其它状态时无法正常工作,也就处于不工作状态。本实施例中使用非电喷汽油或甲醇内燃机,其稳定工作的前提是供油和供气稳定,所以只有水平飞行状态再满足这个要求,而过渡过程以及垂直状态会导致油面位置变化,油气混合比不满足工作要求,内燃机会熄火。

[0018] 本发明的飞行器控制过程如下:

地面停靠阶段:由于机翼 2 具有上反角和后掠角,机翼 2 翼梢和垂直尾翼 4 翼梢构成三个支撑点,使飞行器竖直向上。

[0019] 悬停、垂直起降阶段和低速飞行阶段,这些阶段的特点是主要依靠分布式动力组的四对定桨矩螺旋桨一起工作平衡飞行器重力。保持总拉力不变,竖直方向速度不变的情况时,增加左边机翼上螺旋桨转速,同时减小右边机翼上螺旋桨转速,可使飞行器向右偏航,反之亦然;保持总拉力不变,增加顺时针转动螺旋桨转速的转速,同时减小逆时针(从后向前)转动螺旋桨的转速,可使飞行器向右滚转。俯仰控制动力通过协调的改变变桨矩螺旋桨的转速和桨矩调整俯仰力矩,同时增加转速和桨矩,飞行器向上仰,反之亦然。

[0020] 高速飞行阶段的特点是主要依靠气动升力平衡重力,分布式动力组中只有位于翼梢的一对工作,二冲程汽油发动机在这一阶段工作,驱动机身前部的定桨矩螺旋桨,这三个螺旋桨的动力共同平衡高速飞行的阻力。汽油发动机还可为锂聚合物电池充电。升降舵进行俯仰控制,副翼进行滚转控制,方向舵进行偏航控制。

[0021] 以上所述的具体实施方式,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明,所应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施方式而已,并不用于限定本发明的保护范围,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

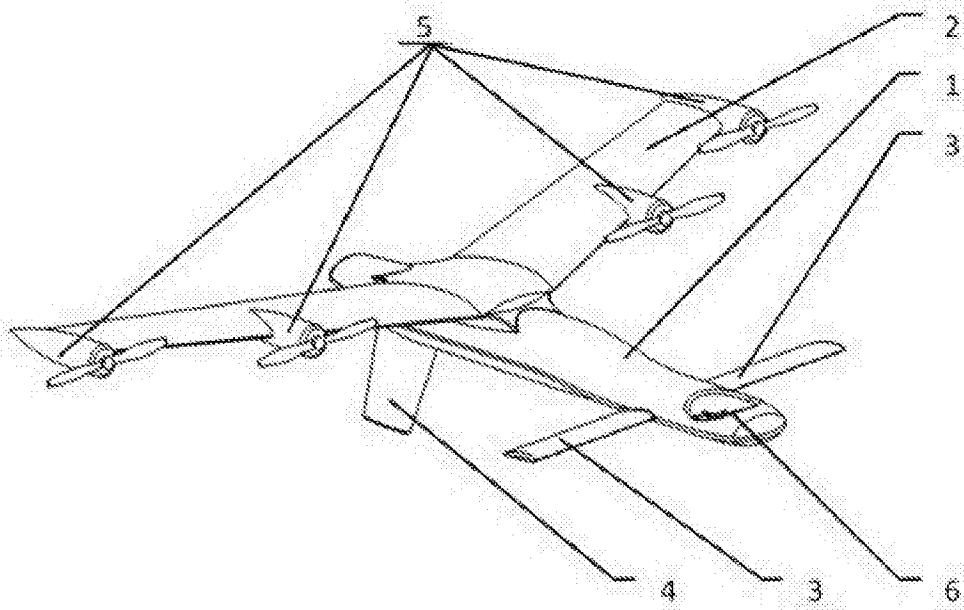


图 1

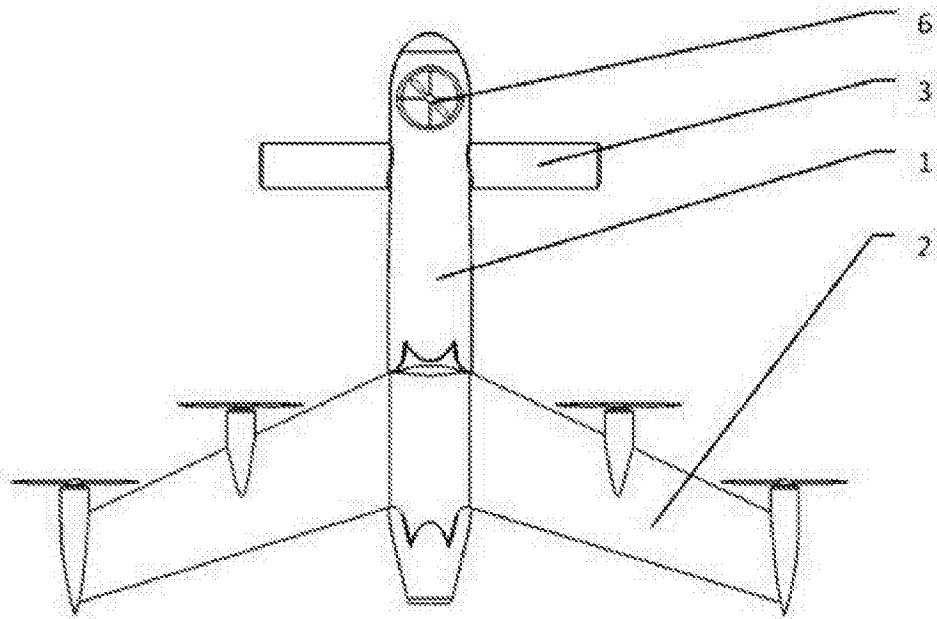


图 2