



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108528692 A

(43)申请公布日 2018.09.14

(21)申请号 201810364530.2

(22)申请日 2018.04.23

(71)申请人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72)发明人 董凌华

(74)专利代理机构 南京苏高专利商标事务所
(普通合伙) 32204

代理人 柏尚春

(51) Int. Cl.

B64C 27/08(2006.01)

B64C 27/32(2006.01)

B64C 1/30(2006.01)

B64C 1/00(2006.01)

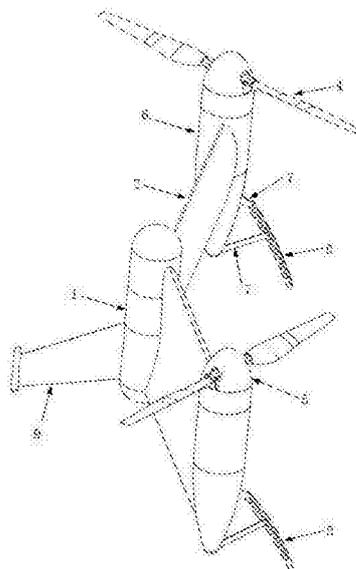
权利要求书1页 说明书4页 附图5页

(54)发明名称

一种折叠机翼双旋翼飞行器及其控制方法

(57)摘要

本发明公开了一种折叠机翼双旋翼飞行器及其控制方法,涉及飞行器领域,该飞行器包括机身、分别位于机身两侧的机翼,两个机翼铰接在机身上并可绕机身纵向轴线旋转,两个机翼远离机身的端部均设置有旋翼系统,旋翼系统利用内置的自动倾斜器产生的周期变距改变旋翼气动力和气动力矩,实现对飞行器的俯仰、偏航和滚转运动的控制。该飞行器在直升机模式和飞机模式工作时共用一套操纵系统。相比于现有的垂直起降飞行器使用两套操纵系统,本发明的设计更加简便可靠,飞行器无论在垂直起降还是平飞过程中都无多余操纵机构,提高了飞行器结构部件的利用率,减小了多余的结构重量。本发明适用于航拍,也可用于单兵侦查。



1. 一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,包括机身、分别位于所述机身两侧的机翼,所述两个机翼铰接在机身上并可绕机身纵向轴线旋转,所述两个机翼远离机身的端部均设置有用以提供动力的旋翼系统。

2. 根据权利要求1所述的一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,所述旋翼系统包括桨毂、安装在所述桨毂上的桨叶、与所述桨毂连接的短舱,所述短舱内设置有变距拉杆、自动倾斜器、舵机和舵机拉杆,所述变距拉杆与所述桨叶的叶片对应连接,所述自动倾斜器连接所述变距拉杆,所述舵机通过舵机拉杆连接所述自动倾斜器,所述舵机驱动所述舵机拉杆上下运动以带动所述自动倾斜器上下运动和倾斜运动,从而带动所述桨叶改变桨距。

3. 根据权利要求2所述的一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,所述短舱内还设置有用于向桨毂提供动力的电机,所述电机与旋翼轴联接。

4. 根据权利要求2所述的一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,所述两个旋翼系统中的桨叶的旋转方向相反。

5. 根据权利要求2所述的一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,在所述机身尾部设有腹鳍,所述短舱尾部设置有可折叠的起落架结构,当垂直起降时,两个起落架和腹鳍端部形成三点式支撑。

6. 根据权利要求1所述的一种折叠机翼双旋翼飞行器,其特征在于,所述两个机翼为可变上反角机翼。

7. 一种根据权利要求1-6中的任一项所述的折叠机翼双旋翼飞行器的控制方法,其特征在于,所述飞行器的升降运动由旋翼系统控制,旋翼旋转产生的拉力大于飞行器总重时飞行器上升,小于飞行器总重时飞行器下降;所述飞行器在直升机模式和飞机模式下的飞行运动通过旋翼周期变距来控制。

8. 根据权利要求7所述的折叠机翼双旋翼飞行器的控制方法,其特征在于,改变飞行器旋翼拉力的方法包括:

在旋翼转速一定的情况下,通过控制舵机的作动方向使自动倾斜器沿旋翼轴上下运动,带动桨叶桨距增大或减小,从而改变旋翼拉力;以及

通过控制电机转速的变化以带动旋翼改变转速,从而改变旋翼拉力。

9. 根据权利要求7所述的折叠机翼双旋翼飞行器的控制方法,其特征在于,在直升机模式下,纵向周期变距时,飞行器沿纵向移动;横向周期变距时,飞行器横向移动;纵向周期变距差动,飞行器改变航向;

在飞机模式下,纵向周期变距对飞行器进行俯仰操纵,横向周期变距对飞行器进行航向操纵,纵向周期变距差动对飞行器进行滚转操纵。

一种折叠机翼双旋翼飞行器及其控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器领域,具体涉及一种折叠机翼双旋翼飞行器及其控制方法。

背景技术

[0002] 传统固定翼飞行器虽然机翼气动效率较高,但是无论是手抛还是弹射均对场地有一定的要求,而且手抛发射需要操作人员暴露于空旷场地,不利于操作人员的安全隐蔽。四旋翼及多旋翼飞行器虽然易于起降和操控,但是由于机体飞行阻力过大的原因导致其飞行速度、续航时间和飞行半径非常有限,难以完成较大范围的侦查任务。现有的垂直起降飞行器利用固定翼飞行器的长航时特点和四旋翼稳定性较好的特点,简单地将固定翼飞行器和四旋翼飞行器功能叠加以达到垂直起降目的,然而这种设计在不同飞行模式下其工作效率都没有达到最佳,难以充分发挥飞行器的续航潜力。一般情况下旋翼直径越大则悬停效率越高,相同起飞重量的飞行器使用双旋翼的悬停效率高于四旋翼或多旋翼。

[0003] 综上,现有的垂直起降飞行器具有结构复杂、气动效率低的问题。

发明内容

[0004] 发明目的:针对现有技术的不足和缺陷,本发明提出一种折叠机翼双旋翼飞行器,通过带自动倾斜器的双旋翼系统实现飞行器在直升机模式和飞机模式下的稳定操纵,在飞机模式下飞行不需要常规气动舵面,仍然使用直升机模式下的操纵系统进行飞行操纵。

[0005] 本发明的另一目的在于提供一种上述折叠机翼双旋翼飞行器的控制方法。

[0006] 技术方案:为达到上述目的,本发明提出的一种折叠机翼双旋翼飞行器,包括机身、分别位于机身两侧的机翼,两个机翼铰接在机身上并可绕机身纵向轴线旋转,两个机翼远离机身的端部均设置有用以提供动力的旋翼系统。旋翼系统利用内置的自动倾斜器的运动产生的周期变距来改变旋翼气动力和气动力矩,实现对飞行器的俯仰、偏航和滚转运动的控制。

[0007] 所述两个机翼为可变上反角机翼,在飞行器平飞时,机翼绕机身纵向轴线转动改变机翼上反角,降低飞行器重心,提高飞行器的稳定性。在飞行器降落后机翼可绕机身对折,使得飞行器展向尺寸减小一半,方便收纳携带。

[0008] 所述旋翼系统包括桨毂、安装在桨毂上的桨叶、与桨毂连接的短舱,短舱内设置有变距拉杆、自动倾斜器、舵机和舵机拉杆,变距拉杆与桨叶的叶片对应连接,自动倾斜器连接变距拉杆,舵机通过舵机拉杆连接自动倾斜器,舵机驱动舵机拉杆上下运动以带动自动倾斜器上下运动和倾斜运动,从而带动桨叶改变桨距。自动倾斜器沿旋翼轴上下运动改变旋翼总距,自动倾斜器绕球铰倾斜使得旋翼产生周期变距。短舱内还设置有电机,电机与旋翼轴联接,用于向桨毂提供动力。两个旋翼系统中的桨叶的旋转方向相反,对在旋转时产生的反扭矩进行平衡。

[0009] 为增加航向稳定性,在机身尾部设有腹鳍,短舱尾部设置有可折叠的起落架结构,当垂直起降时,两个起落架和腹鳍端部形成三点式支撑。

[0010] 上述折叠机翼双旋翼飞行器的升降运动由旋翼系统控制,旋翼旋转产生的拉力大于飞行器总重时飞行器上升,小于飞行器总重时飞行器下降。飞行器旋翼拉力的改变有两种方式:一是在旋翼转速一定的情况下,通过控制舵机作动方向使自动倾斜器沿旋翼轴上下运动,带动桨叶桨距增大或减小,从而改变旋翼拉力;二是通过控制电机转速变化,带动旋翼改变转速,从而改变旋翼拉力。

[0011] 自动倾斜器倾斜会使桨叶的迎角产生周期变化,即产生旋翼的周期变距。飞行器在直升机飞行模式下,纵向周期变距时,飞行器沿纵向移动;横向周期变距时,飞行器横向移动;纵向周期变距差动,飞行器改变航向。飞行器在飞机飞行模式下,纵向周期变距对飞行器进行俯仰操纵,横向周期变距对飞行器进行航向操纵,纵向周期变距差动对飞行器进行滚转操纵。

[0012] 有益效果:与现有技术相比,本发明具有以下有益效果:

[0013] 1、本发明的折叠机翼双旋翼飞行器采用立式飞翼构型,采用两个带自动倾斜器的旋翼作为飞行器直升机模式和飞机模式的动力与操纵面,既能保证直升机模式下的操纵性和稳定性,也能在飞机模式实现对飞行器操纵,无需额外的气动舵面,简化了垂直起降飞行器的结构,减轻了飞行器的自身重量,增大了有效载荷。且能够借助飞控主动增稳,取代常规飞机模式依靠飞行器自身气动设计达到静稳定。

[0014] 2、本发明的飞行器利用双旋翼实现悬停/垂直起飞,飞行器转至飞机模式后,主要由机翼提供升力,旋翼工作在轴流模式,可以提高旋翼总距并降低转速,在保证旋翼能够提供足够拉力的前提下,有效降低旋翼的型阻,减少飞行器需用功率,从而实现更长续航时间的能力。

[0015] 3、本发明的飞行器采用变上反角机翼,在有效降低重心的同时使机翼所受的气动力更有利于飞行器飞行的稳定,变上反角结构在飞行器直升机模式下作动,使机身重心发生偏移,配合旋翼的周期变距可以更高效的完成向飞机模式过渡,降低了飞行器倾转过渡对旋翼的操纵功效的高度依赖。

[0016] 4、本发明采用铰链折叠机构,可以使飞行器对折从而使飞行器几何外形尺寸大为缩小,方便单兵携带或背包旅行。同时将变上反角结构与飞行器折叠铰链融合设计,既降低了飞行器结构复杂程度,也降低了飞行器结构重量。变上反角特性使得飞行器在飞行环境不利的条件下可通过增大上反角以提高飞行稳定性,降低了对天气环境的敏感度。在直升机模式时,利用变上反角的机构驱动,可使飞行器重心发生偏移,配合旋翼的周期变距操纵所产生的纵向气动力,可以更好的完成直升机模式与飞机模式的相互转换。

[0017] 5、本发明采用腹鳍设计,在垂直飞行与水平飞行模式互相切换的过程中,有助于保持飞行器的航向稳定性。腹鳍在飞行器发生侧滑时起增加航向稳定性、保持平衡的作用。腹鳍布局巧妙地利用了自身的结构与短舱伸缩出的起落架构成三点式支撑,减轻了不必要的结构重量。

附图说明

[0018] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单的介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附

图。

[0019] 图1为本发明实施例提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器的结构示意图(垂直起飞)；

[0020] 图2为本发明实施例提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器的主体结构侧视图(直升机状态)；

[0021] 图3为本发明实施例中提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器的结构意图(平飞)；

[0022] 图4为本发明实施例提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器的短舱系统结构示意图；

[0023] 图5为本发明实施例中提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器直升机模式飞行控制策略；

[0024] 图6为本发明实施例中提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器飞机模式飞行控制策略；

[0025] 图7为本发明实施例中提供的一种折叠机翼双旋翼飞行器的舵机作动示意图。

具体实施方式

[0026] 下面结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。为了便于描述,附图中仅示出了与本发明相关的部分而非全部结构。另外需要明确的是,术语中采用的“上”、“下”、“内”、“尾部”等指示的方位或者位置关系为基于附图1所示的方位或位置关系,仅是为了描述本发明和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置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。

[0027] 如图1所示,本发明提出的折叠机翼双旋翼飞行器包括机身1、分别位于机身1两侧的机翼2,两个机翼2通过铰链连接在机身1上并可绕机身旋转,两个机翼2远离机身的端部均连接短舱6,短舱6的头部设有桨叶4和整流罩5。参照图2和图3,短舱6连接桨毂3,桨叶4安装于桨毂3上,桨叶4随桨毂3旋转而转动。机身1的尾部设有腹鳍9,短舱6的尾部设有两根起落架支臂7,起落架8安装于起落架支臂7上,两个起落架支臂可绕短舱内部支点转动,牵连起落架收放。在垂直起降时,两个起落架和腹鳍端部形成三点式支撑。光电设备10设于机身1的头部,用于航拍或侦查。

[0028] 两个机翼2为可变上反角机翼,在飞行器平飞时,机翼绕机身纵向轴线转动改变机翼上反角,降低飞行器重心,提高飞行器的稳定性。在飞行器降落后机翼可绕机身对折,使得飞行器展向尺寸减小一半,方便收纳携带。

[0029] 图4示出了短舱6内部的结构,短舱6包括变距拉杆11、自动倾斜器12、舵机13和舵机拉杆14,以及与旋翼轴联接的电机15,变距拉杆11与桨叶4的叶片一一对应连接,自动倾斜器12连接变距拉杆11,舵机13通过舵机拉杆14连接自动倾斜器12,电机15用于向桨毂3输入动力,带动桨毂转动。舵机13驱动舵机拉杆14作动,使自动倾斜器12上下运动或倾斜,带动桨叶4改变桨距。当短舱6内的所有舵机作动量相同时,自动倾斜器12沿旋翼轴上下运动,带动桨叶4的迎角增大或减小,从而改变旋翼总距。当舵机作动量不同时,自动倾斜器12会绕球铰倾斜,使桨叶4的迎角产生周期变化,即产生旋翼的周期变距,使得桨叶4在不同的旋转方位角所产生的升力不同。桨叶一般为弹性材料制成,在不同方位角受到的升力不同时,桨叶在挥舞方向的变形也不同,即旋翼桨盘会产生倾斜,旋翼产生的拉力会有一个向桨盘倾斜方向的分量。

[0030] 飞行器的升降运动由旋翼系统控制,旋翼旋转产生的拉力大于飞行器总重时飞行器上升,小于飞行器总重时飞行器下降。飞行器旋翼拉力的改变有两种方式:一是在旋翼转速一定的情况下,通过控制舵机作动方向使自动倾斜器沿旋翼轴上下运动,带动桨叶桨距增大或减小,从而改变旋翼拉力;二是通过控制电机转速变化,带动旋翼改变转速,从而改变旋翼拉力。

[0031] 飞行器垂直起飞时,利用双旋翼(即两个桨叶4)产生的拉力将飞行器提升至一定高度,两个起落架8分别收回至对应短舱6内部,通过自动倾斜器12控制飞行器各个方向的运动及稳定,到达安全高度。如上所述,自动倾斜器周期变距使旋翼桨盘产生侧向力,对机身形成倾转力矩,两个机翼2绕机身1转动,使飞行器重心向倾转一侧偏移,旋翼桨盘的倾斜使飞行器在水平方向加速,随着前飞速度的增加,两个机翼产生的升力逐渐增大,旋翼的功率消耗逐渐下降,直至飞行器升力完全由两个机翼提供,旋翼只产生前飞的拉力并控制飞行器飞行姿态稳定,可以通过提高旋翼总距和降低旋翼转速,使旋翼在拉力不变的情况下降低需用功率,增大飞行器的续航时间。当飞行器需要降落时,则需通过旋翼的自动倾斜器配合两个机翼转动将飞行器由水平飞行姿态改变为垂直飞行姿态,此时飞行器上反角变为零,旋翼周期变距使飞行器产生抬头力矩,飞行器抬头迎角增大时,飞行器的阻力也会随之增大,即有气动刹车效应帮助飞行器减速,此时转为直升机模式,根据设定的着陆点控制飞行器精准着陆,完成飞行任务。

[0032] 飞行器在直升机模式下,纵向周期变距时,飞行器会沿纵向移动;横向周期变距时,飞行器横向移动;纵向周期变距差动,飞行器改变航向。在飞机模式下,纵向周期变距对飞行器进行俯仰操纵,横向周期变距对飞行器进行航向操纵,纵向周期变距差动对飞行器进行滚转操纵。

[0033] 如图5所示,在直升机模式下,能够对旋翼总距、电机转速、纵向周期变距、纵向周期变距差动、横向周期变距进行控制,总距和电机转速需独立控制。如图6所示,在飞机模式下,能够对总距、电机转速、纵向周期变距、纵向周期变距差动、横向周期变距进行直接控制。旋翼总距的控制通过自动倾斜器沿旋翼轴上下运动使桨叶桨距增大或减小而实现,电机转速的控制通过飞控系统发出的可调脉宽信号实现,总距和电机转速的变化可以改变旋翼拉力,从而控制飞行器的升降运动。纵横向周期变距的控制通过控制自动倾斜器的运动实现,而自动倾斜器的运动通过对舵机作动方向的控制来实现,图7(a)-7(h)示出了舵机作动示意图,图中操纵编号表示不同的舵机驱动位置,其中,舵机1-3位于一个短舱,舵机4-6位于另一个短舱,箭头方向表示舵机驱动的方向。图7(a)-7(h)分别示出了飞行器不同的运动对应不同的自动倾斜器输入,图7(a)为提总距示意图,图7(b)为降总距示意图,图7(c)纵向周期变距(后仰)示意图,图7(d)纵向周期变距(前倾)示意图,图7(e)纵向周期变距差动(左转)示意图,图7(f)纵向周期变距差动(右转)示意图,图7(g)横向周期变距(右偏)示意图,图7(h)横向周期变距(左偏)示意图。以图7(c)为例,要使得飞行器向后仰,则1、4号舵机向上驱动,2、3、5、6号舵机向下驱动。同样地,其他情况下参照相应图示即可得出舵机驱动方向,不再一一赘述。

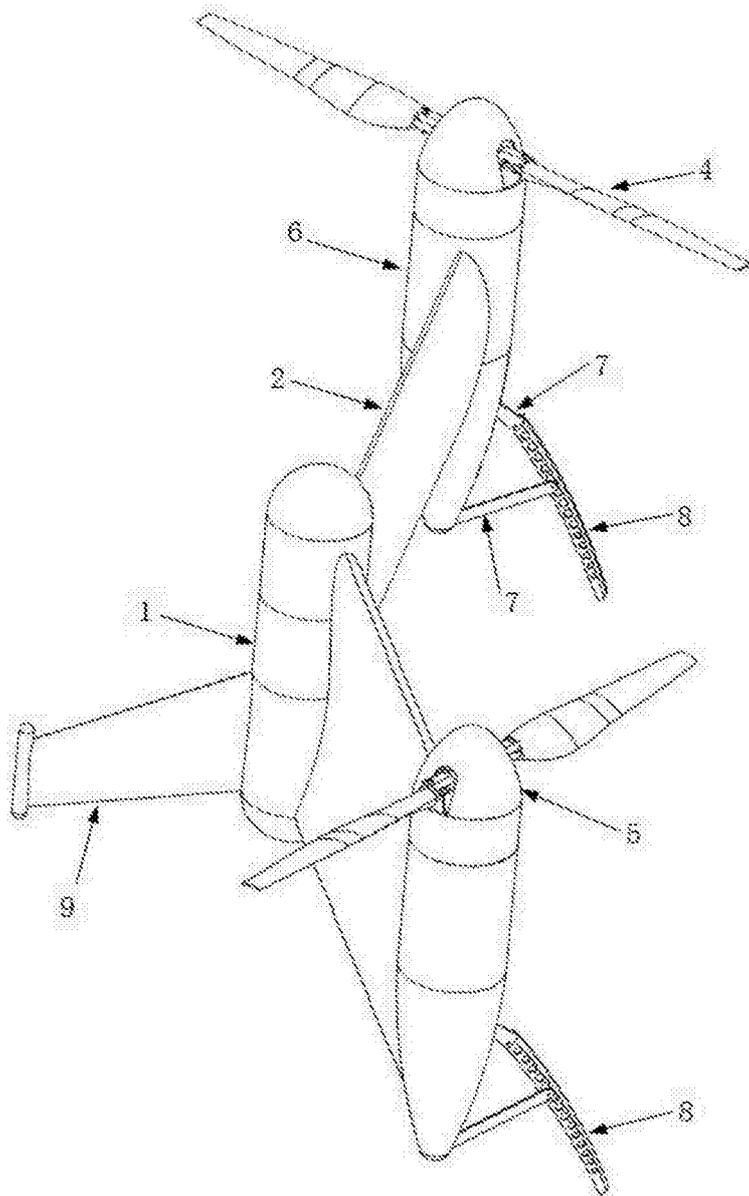


图1

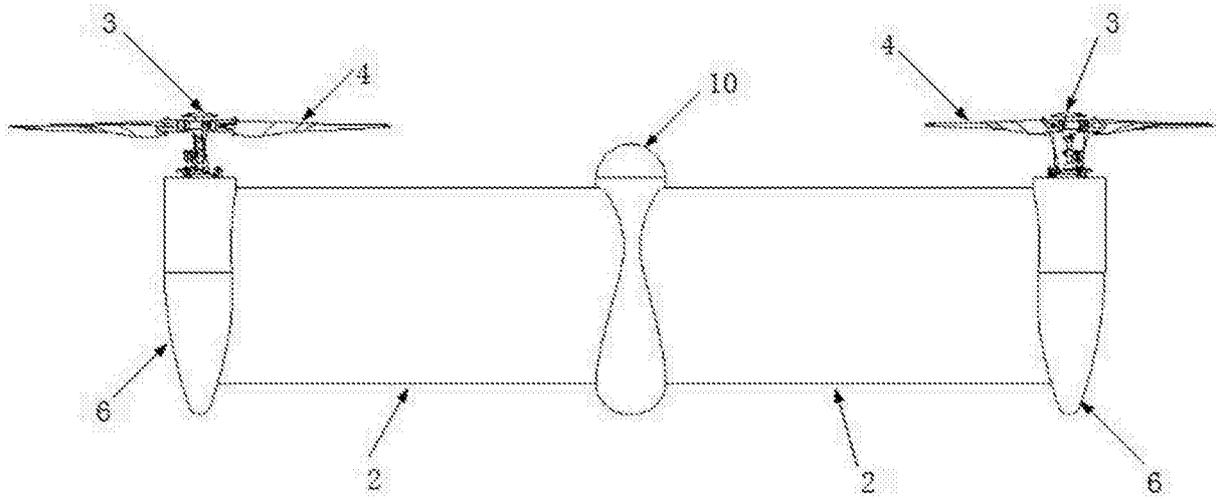


图2

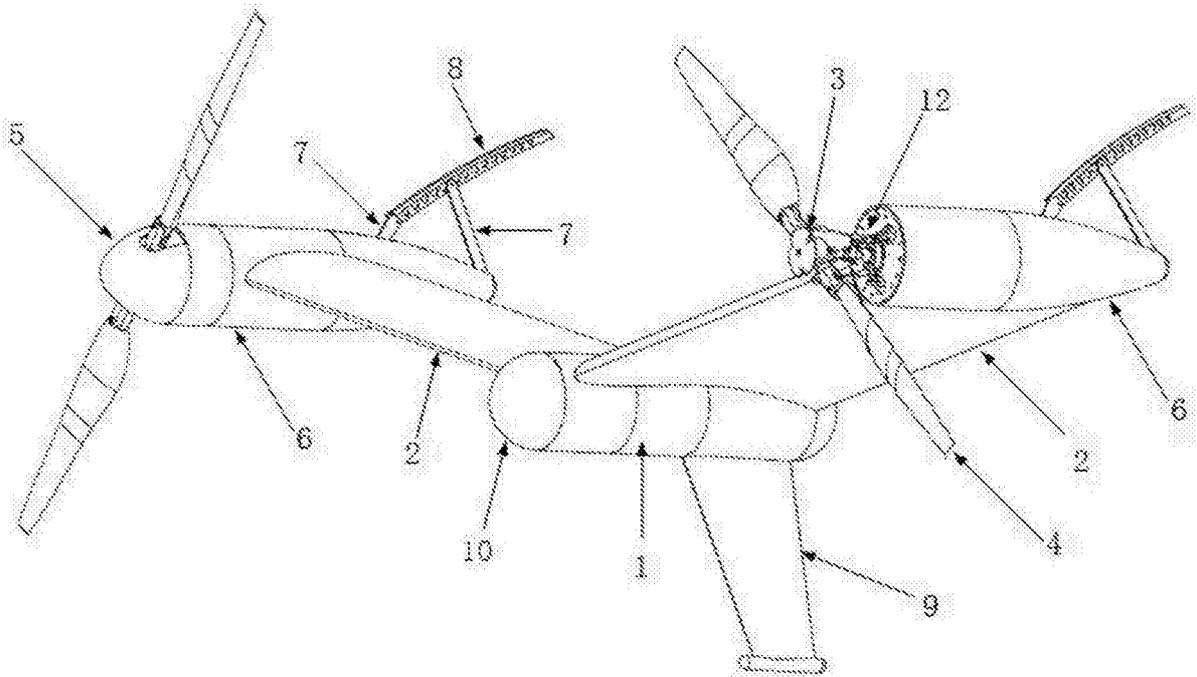


图3

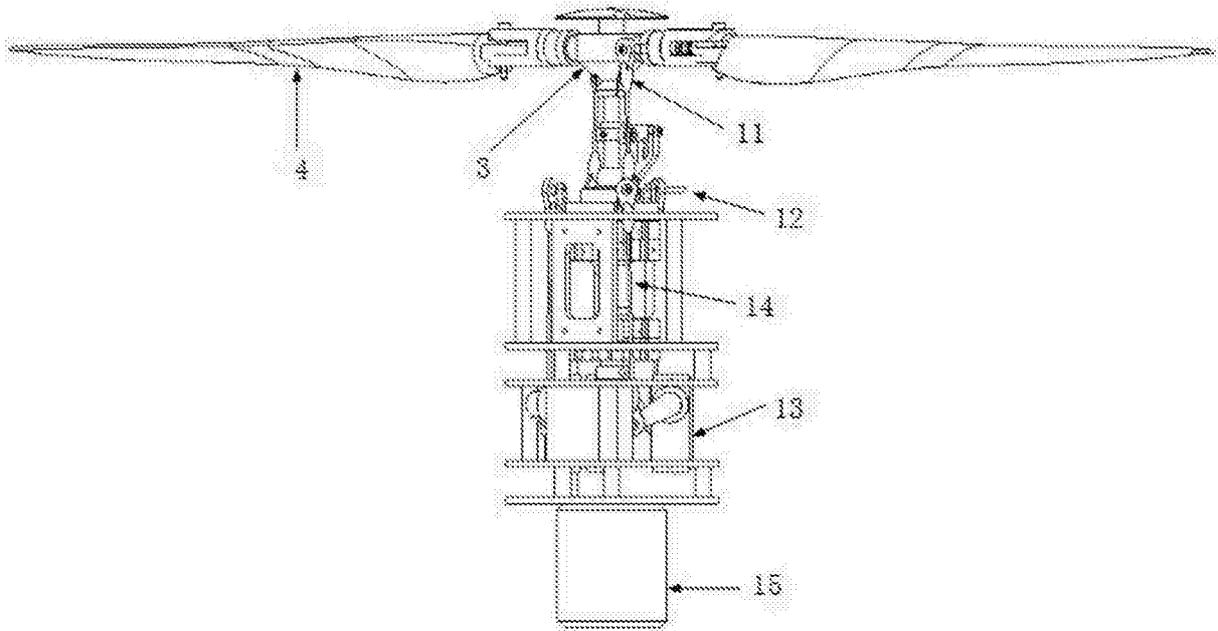


图4

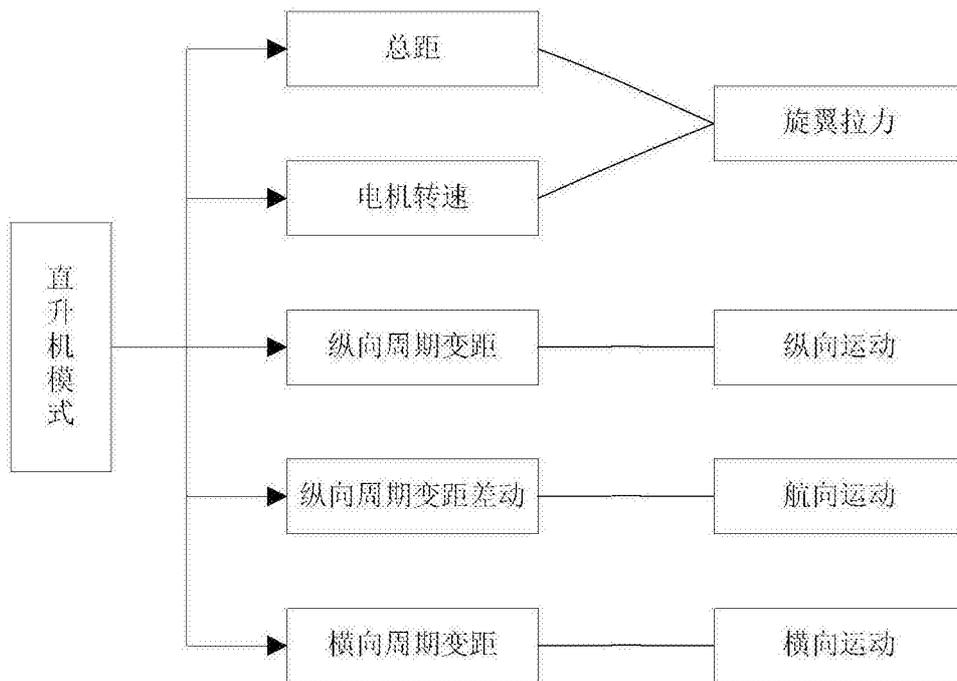


图5

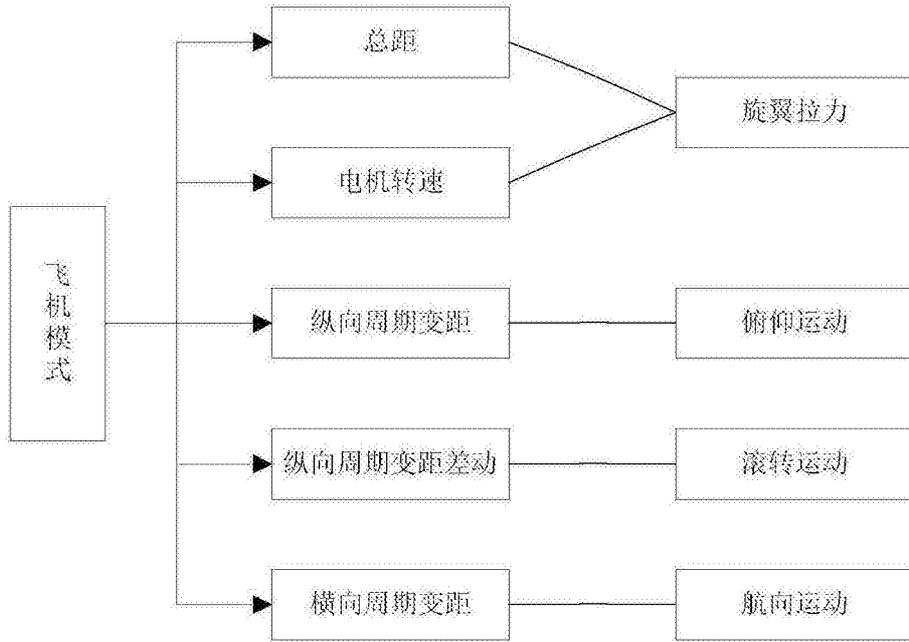


图6

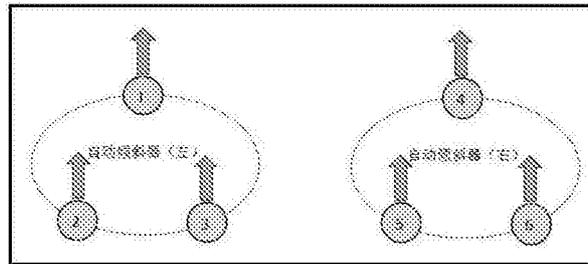


图7 (a)

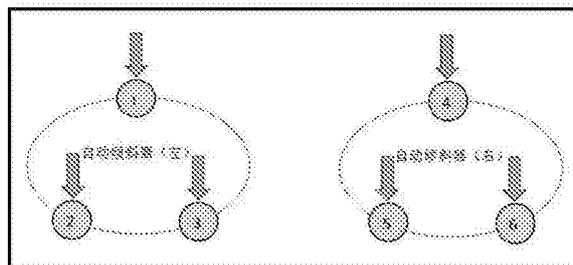


图7 (b)

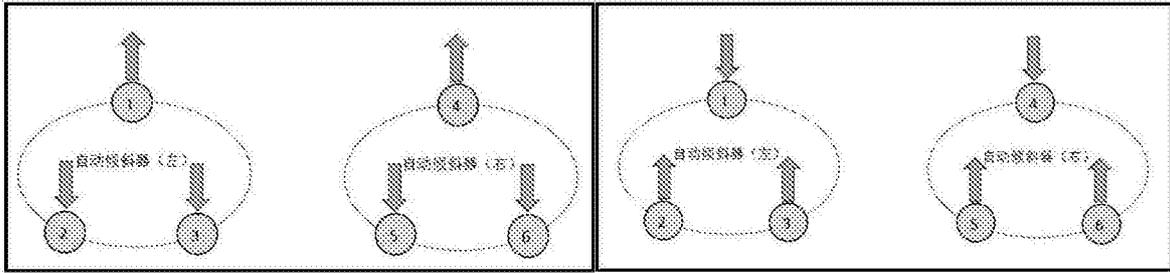


图 7(c) 图 7(d)

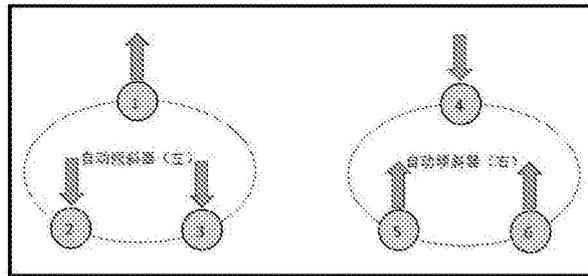


图7 (e)

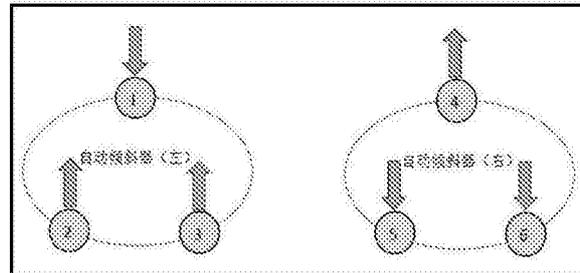


图7 (f)

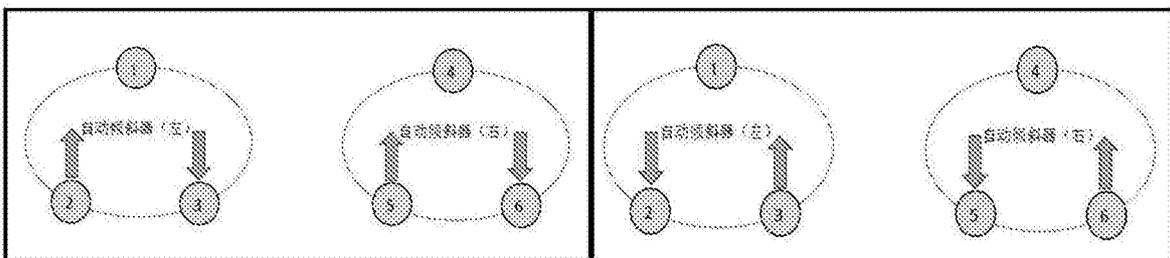


图 7(g) 图 7(h)