



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116834949 A

(43) 申请公布日 2023. 10. 03

(21) 申请号 202310808122.2

(22) 申请日 2023.07.03

(71) 申请人 彭道杰

地址 518000 广东省深圳市南山区学苑大道1088号

(72) 发明人 彭道杰

(74) 专利代理机构 成都顶峰专利事务所(普通合伙) 51224

专利代理师 王袁辉

(51) Int. Cl.

B64C 27/22 (2006.01)

B64C 27/26 (2006.01)

B64C 27/32 (2006.01)

B64C 3/38 (2006.01)

B64C 29/00 (2006.01)

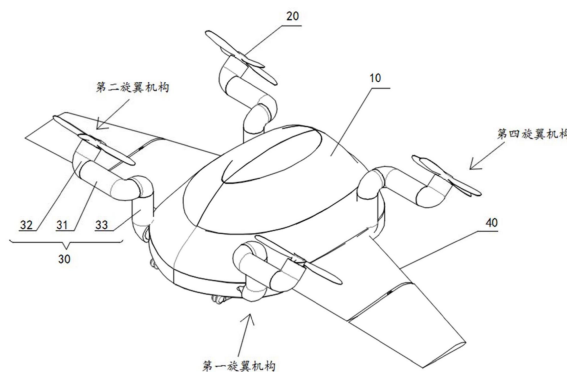
权利要求书3页 说明书12页 附图5页

(54) 发明名称

一种融合型飞行器及其控制方法

(57) 摘要

本发明公开了一种融合型飞行器及其控制方法,本发明设置有转动式矢量旋翼组和固定机翼组,其中,转动式矢量旋翼组包含若干旋翼机构,而固定机翼组则包含有两个固定机翼,如此,在升降阶段和低空阶段,可利用旋翼机构进行垂直升降,从而可减少飞行器升降阶段所需的空空间,基于此,则可适应在复杂的低空环境中使用;而当飞行器需要高速巡航时,可利用旋翼机构和固定机翼相配合进行高速飞行,即利用旋翼机构提供动力,并使用固定翼飞行器的原理进行高速巡航;通过上述设计,本发明综合了两类飞行器的优点,使得飞行器既能在低空实现垂直升降和灵活控制,又能在高空进行高速巡航,实现长途飞行,由此,其使用适应性相比于传统技术得到了大幅提高。



1. 一种融合型飞行器,其特征在于,包括:

飞行器主体、转动式矢量旋翼组和固定机翼组,其中,所述转动式矢量旋翼组包括若干旋翼机构(20)和若干转动机构(30),若干旋翼机构(20)均匀分布在所述飞行器主体的两侧,每个旋翼机构(20)分别通过一转动机构(30)与所述飞行器主体连接,且每个转动机构(30)用于驱动对应的旋翼机构(20)相对于飞行器主体对应机体坐标系的x轴和/或y轴做旋转运动,以通过调节对应旋翼机构(20)与机体坐标系的x轴和/或y轴之间的角度,来调整所述飞行器主体的飞行姿态;

所述固定机翼组包括两个固定机翼(40),其中,两固定机翼(40)分别安装在所述飞行器主体的两侧,且所述飞行器主体在所述转动式矢量旋翼组的驱动下低空低速飞行,或在所述转动式矢量旋翼组及固定机翼组的驱动下高空高速飞行。

2. 根据权利要求1所述的一种融合型飞行器,其特征在于,任一旋翼机构(20)对应的转动机构(30)包括:第一转动臂(31)和第二转动臂(32);

所述第一转动臂(31)与所述第二转动臂(32)转动连接,其中,所述第一转动臂(31)远离所述第二转动臂(32)的一端转动连接所述飞行器主体,所述第二转动臂(32)远离所述第一转动臂(31)的一端转动连接所述任一旋翼机构(20),且所述第一转动臂(31)沿所述机体坐标系的yz平面转动,所述第二转动臂(32)沿所述机体坐标系的xz平面转动。

3. 根据权利要求2所述的一种融合型飞行器,其特征在于,任一旋翼机构(20)对应的转动机构(30)还包括:固定臂(33)、第一舵机和第二舵机;

所述固定臂(33)的一端固定连接所述飞行器主体,所述固定臂(33)的另一端安装有所述第一舵机,其中,所述第一舵机的驱动端固定连接所述第一转动臂(31)远离所述第二转动臂(32)的一端,所述第一转动臂(31)靠近所述第二转动臂(32)的一端设置有所述第二舵机,且所述第二舵机的驱动端固定连接所述第二转动臂(32)。

4. 根据权利要求1所述的一种融合型飞行器,其特征在于,所述飞行器主体包括有飞行控制器,且任一旋翼机构(20)包括旋翼、电机、调速驱动器和编码器;

所述电机的驱动端固定连接所述旋翼,所述飞行控制器通过所述调速驱动器电连接所述电机,且所述电机通过所述编码器电连接所述飞行控制器。

5. 根据权利要求1所述的一种融合型飞行器,其特征在于,两固定机翼(40)采用折叠式机翼,且当使用所述转动式矢量旋翼组驱动所述飞行器主体飞行时,两固定机翼(40)处于折叠状态,当使用所述转动式矢量旋翼组及所述固定机翼组的驱动飞行器主体飞行时,两固定机翼(40)处于展开状态。

6. 一种权利要求1~5任意一项所述的融合型飞行器的控制方法,其特征在于,包括:

获取融合型飞行器的控制指令;

根据所述控制指令,调节每个旋翼机构(20)的旋翼参数,以通过调节各个旋翼机构(20)的旋翼参数,完成对所述融合型飞行器的飞行控制。

7. 根据权利要求6所述的方法,其特征在于,所述控制指令包括:沿飞行器主体的机体坐标系的x轴方向运动和沿机体坐标系的y轴方向运动;

其中,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构(20)的旋翼参数,包括:

调节各个旋翼机构(20)与机体坐标系的x轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的x轴方向运动;以及

调节各个旋翼机构(20)与机体坐标系的y轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的y轴方向运动,其中,融合型飞行器沿机体坐标系的x轴方向或y轴方向运动时,所述飞行器主体保持水平状态。

8.根据权利要求6所述的方法,其特征在于,所述控制指令包括:过渡飞行指令,其中,所述过渡飞行指令用于表征所述融合型飞行器从低空低速状态转换为高空高速状态;

其中,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构(20)的旋翼参数,包括:

获取各个旋翼机构(20)的目标升力和目标水平加速度;

基于所述目标升力和所述目标水平加速度,并采用如下公式(1),来调节所述融合型飞行器的在竖直方向上的推进角和水平速度,直至所述融合型飞行器上两固定机翼(40)产生的第一作用力、所有旋翼机构(20)产生的第二作用力以及所述融合型飞行器的重力三者之间达到平衡时为止,以在达到平衡时,完成所述融合型飞行器的过渡飞行控制,其中,所述第一作用力包括两固定机翼(40)产生的第一升力和受到的阻力,所述第二作用力包括所有旋翼机构(20)产生的第二升力和水平推力;

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha + kv_h^2 \cos \varphi = Mg \\ \sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = kv_h^2 \sin \varphi + Ma_h \end{cases} \quad (1)$$

上述公式(1)中, $F_i$ 表示第*i*个旋翼机构(20)所产生的目标升力, $n$ 表示旋翼机构(20)的总数量, $\alpha$ 表示所述融合型飞行器在竖直方向上的推进角, $k$ 表示升力系数, $\varphi$ 表示固定机翼的迎风角, $Mg$ 表示融合型飞行器的重力, $v_h$ 表示所述水平速度, $a_h$ 表示目标水平加速度;

其中, $\sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha = F_v$ ,  $\sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = F_h$ ,  $kv_h^2 \cos \varphi = F_w$ ,  $kv_h^2 \sin \varphi = F_f$ ,且 $F_v$ 表示所有旋翼机构(20)产生的第二升力, $F_h$ 表示所有旋翼机构(20)产生的水平推力, $F_w$ 表示两固定机翼(40)产生的第一升力, $F_f$ 表示两固定机翼(40)受到的阻力。

9.根据权利要求6所述的方法,其特征在于,所述控制指令包括:固定翼俯仰飞行指令;

其中,当应用于具有4个旋翼机构(20)的融合型飞行器时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构(20)的旋翼参数,包括:

调节四个旋翼机构(20)与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角,其中,任一旋翼机构(20)与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角的调节范围为 $[0, b]$ ,且**b**为最大调节角度;

降低四个旋翼机构(20)中第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持四个旋翼机构(20)中第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行俯冲运动,其中,第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速相同,第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第二旋翼机构为处于飞行器主体头部两侧的两旋翼机构,第三旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体尾部两侧的两旋翼机构;

或

增加第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行爬升运动。

10.根据权利要求6所述的方法,其特征在于,所述控制指令包括:固定翼转动飞行指令;

其中,当应用于具有4个旋翼机构(20)的融合型飞行器时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构(20)的旋翼参数,包括:

调节四个旋翼机构(20)与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角,其中,任一旋翼机构(20)与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角的调节范围为 $[0, b]$ ,且b为最大调节角度;

降低四个旋翼机构(20)中第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及增加四个旋翼机构(20)中第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行左转运动,其中,第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体同侧的两旋翼机构;或

增加第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及减少第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行右转运动。

## 一种融合型飞行器及其控制方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于飞行器技术领域,具体涉及一种融合型飞行器及其控制方法。

### 背景技术

[0002] 目前,飞行器主要分为多旋翼飞行器和固定翼飞行器,其中,多旋翼飞行器主要由机身主体、动力系统和控制系统组成,具体的,机架支臂、起落架、任务载荷设备构成了机身主体;电动机、螺旋桨、电池构成了动力系统,也是其旋翼系统;飞控导航设备、机上数据链路构成了控制系统,多旋翼飞行器依靠若干旋翼为飞行提供升力和推进力,且其旋翼大小相同,分布位置对称,可通过调节旋翼转速来灵活实现空中的升降、悬停、前进、旋转等飞行动作;而固定翼飞行器则是由机翼、机身、垂直尾翼、起降系统、动力系统等部分组成,其主要依靠机翼与空气的相对运动产生足够的升力在空中飞行。

[0003] 现有的多旋翼飞行器具有操作灵活,可垂直升降的优点,可以适用于复杂低空环境,但是,其航行高度有限、航行速度较低、航程较短,难以适用于高速和长距离巡航的场景;而固定翼飞行器虽然拥有飞行高度高、高航速和高航程的优点,但起降落所需空间大,不适用于在民用复杂环境下使用;基于此,如何提供一种既能够实现垂直升降,又能实现高速巡航的融合型飞行器,以用来满足不同的使用需求,已成为一个亟待解决的问题。

### 发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种融合型飞行器及其控制方法,来解决现有飞行器无法同时具备垂直升降、灵活控制以及高速巡航的问题。

[0005] 为了实现上述目的,本发明采用以下技术方案:

[0006] 第一方面,提供了一种融合型飞行器,包括:

[0007] 飞行器主体、转动式矢量旋翼组和固定机翼组,其中,所述转动式矢量旋翼组包括若干旋翼机构和若干转动机构,若干旋翼机构均匀分布在所述飞行器主体的两侧,每个旋翼机构分别通过一转动机构与所述飞行器主体连接,且每个转动机构用于驱动对应的旋翼机构相对于飞行器主体对应机体坐标系的x轴和/或y轴做旋转运动,以通过调节对应旋翼机构与机体坐标系的x轴和/或y轴之间的角度,来调整所述飞行器主体的飞行姿态;

[0008] 所述固定机翼组包括两个固定机翼,其中,两固定机翼分别安装在所述飞行器主体的两侧,且所述飞行器主体在所述转动式矢量旋翼组的驱动下低空低速飞行,或在所述转动式矢量旋翼组及固定机翼组的驱动下高空高速飞行。

[0009] 基于上述公开的内容,本发明所提供的融合型飞行器,设置有转动式矢量旋翼组和固定机翼组,其中,转动式矢量旋翼组包含若干旋翼机构,而固定机翼组则包含有两个固定机翼,如此,在升降阶段和低空阶段,可利用旋翼机构进行垂直升降,从而可减少飞行器升降阶段所需的空間,基于此,则可适应在复杂的低空环境中使用;而当飞行器需要高速巡航时,可利用旋翼机构和固定机翼相配合进行高速飞行,即利用旋翼机构提供动力,并使用固定翼飞行器的原理进行高速巡航;通过上述设计,本发明采用混合型飞行设计,综合了两

类飞行器的优点,使得飞行器既能在低空实现垂直升降和灵活控制,又能在高空进行高速巡航,实现长途飞行,由此,其使用适应性相比于传统技术得到了大幅提高,适用于大规模应用与推广。

[0010] 在一个可能的设计中,任一旋翼机构对应的转动机构包括:第一转动臂和第二转动臂;

[0011] 所述第一转动臂与所述第二转动臂转动连接,其中,所述第一转动臂远离所述第二转动臂的一端转动连接所述飞行器主体,所述第二转动臂远离所述第一转动臂的一端转动连接所述任一旋翼机构,且所述第一转动臂沿所述机体坐标系的yz平面转动,所述第二转动臂沿所述机体坐标系的xz平面转动。

[0012] 在一个可能的设计中,任一旋翼机构对应的转动机构还包括固定臂、第一舵机和第二舵机;

[0013] 所述固定臂的一端固定连接所述飞行器主体,所述固定臂的另一端安装有所述第一舵机,其中,所述第一舵机的驱动端固定连接所述第一转动臂远离所述第二转动臂的一端,所述第一转动臂靠近所述第二转动臂的一端设置有所述第二舵机,且所述第二舵机的驱动端固定连接所述第二转动臂。

[0014] 在一个可能的设计中,所述飞行器主体包括有飞行控制器,且任一旋翼机构包括旋翼、电机、调速驱动器和编码器;

[0015] 所述电机的驱动端固定连接所述旋翼,所述飞行控制器通过所述调速驱动器电连接所述电机,且所述电机通过所述编码器电连接所述飞行控制器。

[0016] 在一个可能的设计中,两固定机翼采用折叠式机翼,且当使用所述转动式矢量旋翼组驱动所述飞行器主体飞行时,两固定机翼处于折叠状态,当使用所述转动式矢量旋翼组及所述固定机翼组的驱动飞行器主体飞行时,两固定机翼处于展开状态。

[0017] 第二方面,提供了一种实施例第一方面或第一方面中任意一种可能设计的融合型飞行器的控制方法,包括:

[0018] 获取融合型飞行器的控制指令;

[0019] 根据所述控制指令,调节每个旋翼机构的旋翼参数,以通过调节各个旋翼机构的旋翼参数,完成对所述融合型飞行器的飞行控制。

[0020] 在一个可能的设计中,所述控制指令包括:沿飞行器主体的机体坐标系的x轴方向运动和沿机体坐标系的y轴方向运动;

[0021] 其中,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构的旋翼参数,包括:

[0022] 调节各个旋翼机构与机体坐标系的x轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的x轴方向运动;以及

[0023] 调节各个旋翼机构与机体坐标系的y轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的y轴方向运动,其中,融合型飞行器沿机体坐标系的x轴方向或y轴方向运动时,所述飞行器主体保持水平状态。

[0024] 在一个可能的设计中,所述控制指令包括:过渡飞行指令,其中,所述过渡飞行指令用于表征所述融合型飞行器从低空低速状态转换为高空高速状态;

[0025] 其中,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构的旋翼参数,包括:

[0026] 获取各个旋翼机构的目标升力和目标水平加速度;

[0027] 基于所述目标升力和所述目标水平加速度,并采用如下公式,来调节所述融合型飞行器的在竖直方向上的推进角和水平速度,直至所述融合型飞行器上两固定机翼产生的第一作用力、所有旋翼机构产生的第二作用力以及所述融合型飞行器的重力三者之间达到平衡时为止,以在达到平衡时,完成所述融合型飞行器的过渡飞行控制,其中,所述第一作用力包括两固定机翼产生的第一升力和受到的阻力,所述第二作用力包括所有旋翼机构产生的第二升力和水平推力;

$$[0028] \quad \begin{cases} \sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha + kv_h^2 \cos \varphi = Mg \\ \sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = kv_h^2 \sin \varphi + Ma_h \end{cases} \quad (1)$$

[0029] 上述公式(1)中, $F_i$ 表示第*i*个旋翼机构所产生的目标升力, $n$ 表示旋翼机构的总数量, $\alpha$ 表示所述融合型飞行器在竖直方向上的推进角, $k$ 表示升力系数, $\varphi$ 表示固定机翼的迎风角, $Mg$ 表示融合型飞行器的重力, $v_h$ 表示所述水平速度, $a_h$ 表示目标水平加速度;

[0030] 其中, $\sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha = F_v$ ,  $\sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = F_h$ ,  $kv_h^2 \cos \varphi = F_w$ ,  $kv_h^2 \sin \varphi = F_f$ ,且 $F_v$ 表示所有旋翼机构产生的第二升力, $F_h$ 表示所有旋翼机构产生的水平推力, $F_w$ 表示两固定机翼产生的第一升力, $F_f$ 表示两固定机翼受到的阻力。

[0031] 在一个可能的设计中,所述控制指令包括:固定翼俯仰飞行指令;

[0032] 其中,当应用于具有4个旋翼机构的融合型飞行器时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构的旋翼参数,包括:

[0033] 调节四个旋翼机构与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角,其中,任一旋翼机构与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角的调节范围为 $[0, b]$ ,且**为最大调节角度;**

[0034] 降低四个旋翼机构中第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持四个旋翼机构中第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行俯冲运动,其中,第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速相同,第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第二旋翼机构为处于飞行器主体头部两侧的两旋翼机构,第三旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体尾部两侧的两旋翼机构;或

[0035] 增加第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行爬升运动。

[0036] 在一个可能的设计中,所述控制指令包括:固定翼转动飞行指令;

[0037] 其中,当应用于具有4个旋翼机构的融合型飞行器时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构的旋翼参数,包括:

[0038] 调节四个旋翼机构与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角,其中,任一旋翼机构与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角的调节范围为 $[0, b]$ ,且**为最大调节角度;**

[0039] 降低四个旋翼机构中第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及增加四个旋翼机构中第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行左转运动,其中,第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体同侧的两旋翼机构;或

[0040] 增加第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及减少第三旋翼机构和第四旋翼机

构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行右转运动。

[0041] 第三方面,提供了一种存储介质,存储介质上存储有指令,当指令在计算机上运行时,执行如第二方面或第二方面中任意一种可能设计的所述融合型飞行器的控制方法。

[0042] 第四方面,提供了一种包含指令的计算机程序产品,当指令在计算机上运行时,使计算机执行如第二方面或第二方面中任意一种可能设计的所述融合型飞行器的控制方法。

[0043] 有益效果:

[0044] (1)本发明采用混合型飞行设计,综合了两类飞行器的优点,使得飞行器既能在低空实现垂直升降和灵活控制,又能在高空进行高速巡航,实现长途飞行,由此,其使用适应性相比于传统技术得到了大幅提高,适用于大规模应用与推广。

[0045] (2)本发明所提供的飞行器,为每个旋翼机构配备转动机构,其中,每个转动机构用于调节对应旋翼机构与机体坐标系的x轴和/或y轴之间的角度,如此,即可实现飞行器飞行姿态的调节;同时,直接通过调整旋翼机构与机体坐标系的x轴和/或y轴之间的角度,来进行飞行姿态调整,使得飞行器在前后运动和左右过程中,其飞行器主体的姿态不会发生倾斜,基于此,可实现飞行器主体的定姿态飞行,其稳定性相比于传统飞行器,得到了大幅提升。

[0046] (3)本发明所提供的飞行器中的固定机翼为折叠式机翼,如此,在低空阶段或升降阶段,可将固定机翼折叠,从而可减少场地空间占用,增加低空运动的灵活性;

[0047] (4)本发明所提供的飞行器中的固定机翼为全固定翼,不需要配备额外方向舵,可以实现机体与固定翼融合的设计,这样固定翼与机体融合优化设计可以提高高空固定翼模式的稳定性,提供更大升力并降低阻力。

## 附图说明

[0048] 图1为本发明实施例提供的融合型飞行器的立体结构图;

[0049] 图2为本发明实施例提供的融合型飞行器的俯视示意图;

[0050] 图3为本发明实施例提供的融合型飞行器的侧视示意图;

[0051] 图4为本发明实施例提供的融合型飞行器的爆炸结构图;

[0052] 图5为本发明实施例提供的融合型飞行器的飞控系统的架构框图;

[0053] 图6为本发明实施例提供的融合型飞行器的控制方法的步骤流程图;

[0054] 图7为本发明实施例提供的电子设备的结构示意图。

[0055] 附图标记:10-飞行器主体;20-旋翼机构;30-转动机构;40-固定机翼;31-第一转动臂;32-第二转动臂;33-固定臂。

## 具体实施方式

[0056] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将结合附图和实施例或现有技术的描述对本发明作简单地介绍,显而易见地,下面关于附图结构的描述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。在此需要说明的是,对于这些实施例方式的说明用于帮助理解本发明,但并不构成对本发明的限定。

[0057] 应当理解,尽管本文可能使用术语第一、第二等等来描述各种单元,但是这些单元

不应当受到这些术语的限制。这些术语仅用于区分一个单元和另一个单元。例如可以将第一单元称作第二单元,并且类似地可以将第二单元称作第一单元,同时不脱离本发明的示例实施例的范围。

[0058] 应当理解,对于本文中可能出现的术语“和/或”,其仅仅是一种描述关联对象的关联关系,表示可以存在三种关系,例如,A和/或B,可以表示:单独存在A,单独存在B,同时存在A和B三种情况;对于本文中可能出现的术语“/和”,其是描述另一种关联对象关系,表示可以存在两种关系,例如,A/和B,可以表示:单独存在A,单独存在A和B两种情况;另外,对于本文中可能出现的字符“/”,一般表示前后关联对象是一种“或”关系。

[0059] 实施例:

[0060] 参见图1~5所示,本实施例所提供的融合型飞行器,可以但不限于包括:飞行器主体10、转动式矢量旋翼组和固定机翼组,其中,举例所述转动式矢量旋翼组可以但不限于包括若干旋翼机构20和若干转动机构30,参见图1所示,若干旋翼机构20均匀分布在所述飞行器主体10的两侧,且每个旋翼机构20分别通过一转动机构30与所述飞行器主体10连接;同时,举例所述固定机翼组可以但不限于包括两个固定机翼40,且两固定机翼40分别安装在所述飞行器主体10的两侧;如此,本实施例所提供的飞行器则具备可两种飞行系统和两种飞行模式,其一是旋翼飞行系统和旋翼飞行模式,其二是:固定翼飞行系统和固定翼飞行模式;基于此,在升降阶段和低空阶段,可利用旋翼机构20进行垂直升降以及实现不同的飞行动作,由此,不仅可减少飞行器升降阶段所需的空间,还可实现飞行器的灵活控制;而当飞行器需要高速巡航时,可利用旋翼机构和固定机翼相配合进行高速飞行,具体的,是利用旋翼机构提供动力,并使用固定机翼来产生升力,以实现高速巡航。

[0061] 由此通过前述阐述,本实施例所提供的融合型飞行器,则可在所述转动式矢量旋翼组的驱动下低空低速飞行,或在所述转动式矢量旋翼组及固定机翼组的驱动下高空高速飞行,从而适应于不同的使用场景,如搭载各种仪器设备完成测绘、拍摄等任务,或是运输货物、载人,帮助驾驶员及乘客完成短途或长途旅行等等。

[0062] 在具体实施时,前述各个转动机构30用于驱动对应的旋翼机构20相对于飞行器主体10对应机体坐标系的x轴和/或y轴做旋转运动,以通过调节对应旋翼机构20与机体坐标系的x轴和/或y轴之间的角度,来调整所述飞行器主体10的飞行姿态;其中,通过调整各个旋翼机构20与机体坐标系x轴之间的角度,或y轴之间的角度,可实现飞行器的前后运动和左右运动时,同时,在飞行时进行前述两种运动时,飞行器主体10则不会发生倾斜,可保持水平状态,实现定姿态飞行;由此,相比于传统飞行器(需要调节整个飞行器姿态才能实现前后和左右运动),本实施例所提供的飞行器的稳定性得到了大幅提升,可以保证机身的平稳,非常便于搭载摄像装置。

[0063] 可选的,机体坐标系的原点位于融合型飞行器的质心,x轴在飞行器对称平面内,平行于机身轴线(指向前,即水平方向),y轴垂直于x轴,位于垂直方向,z轴垂直于对称平面;在本实施例中,机体坐标系是飞行器姿态控制的常用坐标系。

[0064] 更进一步的,举例两固定机翼40采用折叠式机翼(如通过电机或舵机,结合调速器和编码器的控制方式,来实现固定机翼的自动折叠),且当使用所述转动式矢量旋翼组驱动所述飞行器主体飞行时,两固定机翼40处于折叠状态,当使用所述转动式矢量旋翼组及所述固定机翼组的驱动飞行器主体飞行时,两固定机翼40处于展开状态;如此通过前述设计,

可减少场地空间占用,增加低空运动的灵活性。

[0065] 参见图1~4所示,下述提供转动机构30的其中一种具体结构:

[0066] 在一个具体的实施方式中,举例任一旋翼机构20对应的转动机构30可以但不限于包括:第一转动臂31和第二转动臂32,其中,其具体的安装结构为:

[0067] 参见图1~4所示,举例所述第一转动臂31与所述第二转动臂32转动连接,其中,所述第一转动臂31远离所述第二转动臂32的一端转动连接所述飞行器主体10,所述第二转动臂32远离所述第一转动臂31的一端转动连接所述任一旋翼机构20,且所述第一转动臂31沿所述机体坐标系的yz平面转动,所述第二转动臂32沿所述机体坐标系的xz平面转动;如此,即可通过两转动臂,来实现各个旋翼机构20的转动,从而实现飞行器姿态的控制。

[0068] 同时,本实施例公开前述两转动臂的具体转动结构:

[0069] 参见图1、图2和4所示,举例前述转动机构30还包括:固定臂33、第一舵机和第二舵机,其中,所述固定臂33的一端固定连接所述飞行器主体,所述固定臂33的另一端安装有所述第一舵机,所述第一舵机的驱动端固定连接所述第一转动臂31远离所述第二转动臂32的一端,所述第一转动臂31靠近所述第二转动臂32的一端设置有所述第二舵机,且所述第二舵机的驱动端固定连接所述第二转动臂32;由此通过前述阐述,则可通过两个舵机,来驱动两转动臂转动,从而调节各个旋翼机构20与机体坐标系的x轴和y轴之间的角度。

[0070] 可选的,下述提供旋翼机构20的其中一种具体结构:

[0071] 在一个具体的实施方式中,举例所述飞行器主体包括有飞行控制器,且任一旋翼机构20包括旋翼、电机、调速驱动器和编码器,其中,所述电机的驱动端固定连接所述旋翼,所述飞行控制器通过所述调速驱动器电连接所述电机,且所述电机通过所述编码器电连接所述飞行控制器;由此,即可利用飞行控制器和调速驱动器来精确控制旋翼的转动;当然,还可为每个舵机也配置一调速驱动器和一编码器,以实现两转动臂转动角度的精确调节。

[0072] 在具体实施时,举例每个旋翼机构20可以包含一套可转动矢量旋翼,也可包含多套水平分布或垂直分布的可转动矢量旋翼,如包含一个四旋翼,或包含两个垂直分布的四旋翼;在本实施例中,优选为采用四旋翼;其中,在具体飞行过程中,为了克服在空气中旋转产生的反转矩,可使得四个旋翼中的两个正转,两个反转,以便通过交叉旋翼的旋转来克服反转矩,且飞行器可以通过调节每个旋翼的转速大小来调节升力大小,实现升力大小和方向的变化;基于此,无需增加额外的尾翼或自动倾斜器,即可实现运动状态的控制;当然,若各个旋翼机构为两个垂直分布的四旋翼,那么,每个旋翼机构中的一个四旋翼正转,一个四旋翼反转,也可克服在空气中旋转产生的反转矩。

[0073] 同时,四个旋翼可以通过转动机构内的两舵机,来相对于机体坐标系的x轴和y轴作旋转运动,如此,相比于现有旋翼组的桨片旋转轴垂直于飞行器主体平面的设计,本发明可以更加灵活地实现飞行器的状态控制,且与固定翼组相结合可以实现飞行器工作状态的切换;另外,该种结构旋翼组,使得飞行器在进行前后和左右运动时,其主体不会发生倾斜,可实现定姿态飞行,如此,可大幅提高飞行的稳定性。

[0074] 更进一步的,举例飞行器主体上还设置有起落架、飞控系统、操作面板以及电源等等,其中,飞行器主体是无人机的主体,起到将各个模块连接起来的作用,且电源、飞控系统、操面板、起落架等都在其中,同时,还可提供载荷空间,实现载人和/或载物功能,且为了减小高速行驶时的阻力,可将机身设计为流线型。

[0075] 在本实施例中,操作面板为飞行器在飞控系统的基础上提炼出来给驾驶员的操作界面,包括如运动控制操作杆、各种状态信息显示等;同时,可根据驾驶员的是否在飞行器内,来将操作面板设置在飞行器内部(有人机),或设置在飞行器的远程操作端(无人机);当然,也可两种方式同时提供;而电源则通过自带的电压转换模块为飞行器所有电子设备提供各自适配的工作电压,以保证整个飞行器的正常工作。

[0076] 另外,举例飞控系统的硬件部分包括飞行控制器、陀螺仪、加速度传感器、GPS模块、雷达组、温湿度传感器、气压传感器、电路控制板等,其用于对飞行器进行运动控制,如起降、前后移动、翻转、可折叠固定翼的开合、飞行状态过渡等功能;同时,传感器采集到的数据可直接传到飞行控制器中进行处理,而飞行控制器还可通过驱动总线驱动所有电机,以及通过交互总线接收外部传感器(如摄像头等)和操作面板的信息,并通过交互总线将检测的数据更新到操作面板,其中,飞控系统的架构框图可参见图5所示。

[0077] 由此通过前述对融合型飞行器的详细阐述,本发明综合了两类飞行器的优点,使得飞行器既能在低空实现垂直升降和灵活控制,又能在高空进行高速巡航,实现长途飞行,其使用适应性相比于传统技术得到了大幅提高,适用于大规模应用与推广。

[0078] 参见图6所示,本实施第二方面,提供一种实施例第一方面所述的融合型飞行器的控制方法,其中,举例前述控制方法可以但不限于在飞行控制器侧运行,可以理解的是,前述执行主体并不构成对本申请实施例的限定,相应的,本方法的运行步骤可以但不限于如下述步骤S1~S2所示。

[0079] S1. 获取融合型飞行器的控制指令。

[0080] S2. 根据所述控制指令,调节每个旋翼机构20的旋翼参数,以通过调节各个旋翼机构20的旋翼参数,完成对所述融合型飞行器的飞行控制。

[0081] 在本实施例中,举例前述控制指令主要包括三个阶段的控制指令,分别为低空状态(低速阶段)、过渡状态(由低空低速状态转换为高空高速状态)、高空状态(高速状态),其中低速低空状态一般指速度在28m/s以内,飞行高度处于1000m之下为低空;大于前述速度和高度则为高空;因此,下述分别阐述融合型飞行器在前述三个阶段的控制过程。

[0082] 首先,当控制指令包括:起飞指令时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构20的旋翼参数,则包括:

[0083] A. 展开转动式矢量旋翼组,并使转动式矢量旋翼组中的各个旋翼与地面垂直。

[0084] B. 控制各个旋翼中的m各个旋翼正转,s个旋翼反转,并进行各个旋翼的扭矩调节,并使各个旋翼在空气中旋转所引起的反扭矩总和为0,其中,m等于s,且m与s的总和为旋翼总量。

[0085] C. 调节各个旋翼的转速,并使各个旋翼所产生的总升力大于所述融合型飞行器的重力,以在调节后,完成所述融合型飞行器的起飞控制。

[0086] 在本实施例中,以设置4个四旋翼为例,其中,参见图1所示,位于飞行器主体10头部两侧的旋翼机构为第一旋翼机构和第二旋翼机构,位于尾部两侧的旋翼机构为第三旋翼机构和第四旋翼机构,其中,使第一旋翼机构中的旋翼正转,第二旋翼机构中的旋翼反转,第三旋翼机构中的旋翼正转,第四旋翼机构中的旋翼反转(升力分别为: $F_1$ 、 $F_2$ 、 $F_3$ 和 $F_4$ ,转矩分别为 $T_1$ 、 $T_2$ 、 $T_3$ 和 $T_4$ ),此时, $T_1 = -T_2$ , $T_3 = -T_4$ ,四者所引起的反扭矩总和为零;同时,四个旋翼机构所提供的升力为 $F_i$  ( $i = 1, 2, 3, 4$ ),此时,飞行器的受力情况为::

$$[0087] \quad \sum_{i=1}^4 F_i + F_{ground} = Mg + Ma \quad (2)$$

[0088] 上述公式(2)中, $F_{ground}$ 表示地面对飞行器的支持力, $a$ 飞行器的加速度, $g$ 为重力加速度, $M$ 为飞行器的质量。

[0089] 根据前述公式可知,初始时四个旋翼提供的升力为0,加速度为0,飞行器的重力依靠地面支持力克服 $F_{ground}=Mg$ ;而当飞行器进入起飞阶段,四旋翼提供的升力相当(即 $F_1=F_2=F_3=F_4$ ),且随着四旋翼的转速增大,四旋翼提供的总升力逐渐增大,地面对飞行器的支持力逐渐减小至0,起飞阶段四旋翼转速继续增大,当四个旋翼机构所提供的总升力( $\sum_{i=1}^4 F_i$ )大于飞行器的重力时,飞行器获得大于0的加速度,开始加速向上起飞;同时,由于运动,会受到的空气阻力,因此,飞行器在空中的受力情况为:

$$[0090] \quad \sum_{i=1}^4 F_i = Mg + Ma + F_f' \quad (3)$$

[0091] 上述公式(3)中, $F_f'$ 表示空气阻力。

[0092] 由此,若飞行器在空时的总升力大于 $Mg$ ,则加速度大于0,飞行器做加速上升运动,反之,则作加速下降运动,而若总升力等于 $Mg$ ,则作匀速运动或悬停。

[0093] 同理,在低空阶段,若控制指令包括沿飞行器主体的机体坐标系的 $x$ 轴方向运动和沿机体坐标系的 $y$ 轴方向运动,那么,根据控制指令,调节每个旋翼机构20的旋翼参数,则包括:

[0094] D. 调节各个旋翼机构20与机体坐标系的 $x$ 轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的 $x$ 轴方向运动。以及

[0095] E. 调节各个旋翼机构20与机体坐标系的 $y$ 轴之间的角度,以在调节后,使所述融合型飞行器沿机体坐标系的 $y$ 轴方向运动,其中,融合型飞行器沿机体坐标系的 $x$ 轴方向或 $y$ 轴方向运动时,所述飞行器主体保持水平状态

[0096] 还是以四个四旋翼为例,前述沿 $x$ 轴和 $y$ 轴运动的控制原理为:

[0097] 当改变各个旋翼机构中的旋翼与 $x$ 轴方向的夹角( $\alpha_1$ )时,四个旋翼提供的合力:

$$\sum_{i=1}^4 F_i \cos \alpha_1 = Mg, \text{ 此时, 无人机受到的水平分力为 } F_x = \sum_{i=1}^4 F_i \sin \alpha_1, \text{ 如此, 在没有外力干扰}$$

的情况下,飞行器将在水平分力的作用下沿 $x$ 方向做加速运动,当然,具体的运动方向(即是向前运动还是向后运动),则取决于 $\alpha_1$ 的正负。

[0098] 同理,当改变各个旋翼机构中的旋翼与 $y$ 轴方向的夹角( $\beta$ )时,旋翼提供的合力:

$$\sum_{i=1}^4 F_i \cos \beta = Mg, \text{ 此时, 无人机受到的分力为 } F_y = \sum_{i=1}^4 F_i \sin \beta, \text{ 如此, 在没有外力干扰的情况}$$

下,飞行器将在该分力的作用下沿 $y$ 方向做加速运动,当然,具体的运动方向(即是向左运动还是向右运动),则取决于 $\beta$ 的正负。

[0099] 由此,前述控制方式,可使飞行器的主题在整个前进、后退、左右飞行过程中不发生倾斜,保证了飞行器的平稳性,可以实现飞行器主体的定姿态飞行。

[0100] 在本实施例中, $\alpha_1$ 和 $\beta$ 的具体数值,可通过飞行器的飞行参数来确定出。

[0101] 当然,前述飞行器在低空阶段,也可使用传统的多旋翼控制方式,来实现前述前后、左右运动,具体的,控制方式如下所示:

[0102] 通过控制旋翼使得当前的横滚角为  $\phi$ ,且旋翼提供的合力  $\sum_{i=1}^4 F_i \cos \phi = Mg$ ,此时,

无人机受到的分力为  $F_y = \sum_{i=1}^4 F_i \sin \phi$ ,如此,在没有外力干扰的情况下,飞行器将在分力的作用下沿y轴方向做加速运动,当然,具体的运动方向,则取决于  $\phi$  的正负,其中,横滚角则是通过飞行器的飞行参数所确定出来的,且是通过调节四个旋翼的转速,来实现整个飞行器横滚角的调节,从而将其调节到所需的横滚角,以最终实现左右运动;基于此,该种控制方法则无法保证飞行器主体的定姿态飞行;当然,前后移动则是调整其俯仰角,其原理与前述左右运动控制原理相同,于此不再赘述。

[0103] 同时,在平稳飞行状态下使升力  $F_1 = F_2, F_3 = F_4$ ,若  $F_1 + F_2 < F_3 + F_4$ ,则飞行器在转矩的作用下绕y轴产生顺时针旋转,即进行俯瞰运动;而若  $F_1 + F_2 > F_3 + F_4$ ,则飞行器在转矩的作用下绕y轴产生逆时针旋转,也就是进行仰望运动。

[0104] 在平稳飞行状态下使升力  $F_1 = F_4, F_2 = F_3$ ,若  $F_1 + F_4 < F_2 + F_3$ ,则飞行器在转矩的作用下绕x轴产生顺时针旋转,即进行左倾运动;而若  $F_1 + F_4 > F_2 + F_3$ ,则飞行器在转矩的作用下绕x轴产生逆时针旋转,也就是进行右倾运动。

[0105] 在平稳飞行状态下,使各旋翼结构的反转矩  $T_1 = T_3, T_2 = T_4$ ,其中,若  $T_1 + T_3 < T_2 + T_4$ ,则飞行器绕z轴发生顺时针偏航运动;而若  $T_1 + T_3 > T_2 + T_4$ ,则飞行器将绕z轴发生逆时针偏航运动。

[0106] 在本实施例中,当接收到过渡阶段时的控制指令时,即所述控制指令包括:过渡飞行指令时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构20的旋翼参数,则包括:

[0107] 第一步:获取各个旋翼机构20的目标升力和目标水平加速。

[0108] 第二步:基于所述目标升力和所述目标水平加速度,并采用如下公式(1),来调节所述融合型飞行器的在竖直方向上的推进角和水平速度,直至所述融合型飞行器上两固定机翼40产生的第一作用力、所有旋翼机构20产生的第二作用力以及所述融合型飞行器的重力三者之间达到平衡时为止,以在达到平衡时,完成所述融合型飞行器的过渡飞行控制,其中,所述第一作用力包括两固定机翼40产生的第一升力和受到的阻力,所述第二作用力包括所有旋翼机构20产生的第二升力和水平推力。

$$[0109] \quad \begin{cases} \sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha + kv_h^2 \cos \varphi = Mg \\ \sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = kv_h^2 \sin \varphi + Ma_h \end{cases} \quad (1)$$

[0110] 上述公式1中,  $F_i$  表示第i个旋翼机构20所产生的目标升力,  $n$  表示旋翼机构20的总数量,  $\alpha$  表示所述融合型飞行器在竖直方向上的推进角,  $k$  表示升力系数,  $\varphi$  表示固定机翼的迎风角,  $Mg$  表示融合型飞行器的重力,  $v_h$  表示所述水平速度,  $a_h$  表示目标水平加速度。

[0111] 其中,  $\sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha = F_v$ ,  $\sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = F_h$ ,  $kv_h^2 \cos \varphi = F_w$ ,  $kv_h^2 \sin \varphi = F_f$ , 且  $F_v$  表示所有旋翼机构20产生的第二升力,  $F_h$  表示所有旋翼机构20产生的水平推力,  $F_w$  表示两固定机

翼40产生的第一升力, $F_f$ 表示两固定机翼40受到的阻力。

[0112] 具体的,前述过渡飞行的控制原理为:

[0113] 如果该飞行器想要进行远距离高速巡航,则需要进入高空状态,也就是从低空状态过渡到高空状;在该过渡状态中,飞行器首先在升空后控制展开飞行器的折叠式固定机翼;接着,控制飞行器以一定的迎风角 $\varphi$ 向前不断加速,随着速度的增加,飞行器会获得固定机翼带来的升力,分担可旋转多旋翼的重力负担;而后,旋翼随着速度越来越高,其与水平面所成的推进角 $\alpha$ 也越来越大,其产生的推进力逐步由主要用来克服自身重力变为克服固定机翼产生的阻力,以至于最后几乎完全变成固定机翼的推进器。

[0114] 具体的,设飞行器的速度为: $v=v_v+v_h$ , $v_v$ 表示竖直速度, $v_h$ 表示水平速度,两固定机翼产生的合力为 $F_{wf}=F_w+F_f$ ,其中,两固定机翼产生的第一升力为 $F_w$ ,两固定机翼的所产生的阻力为 $F_f$ ,记多旋翼产生的合力为: $F_{vh}=F_v+F_h$ ,且 $F_v$ 表示所有旋翼产生的第二升力, $F_h$ 表示所有旋翼产生的水平推力;同时,飞行器的加速度为: $a_{vh}=a_v+a_h$ , $a_v$ 和 $a_h$ 依次表示竖直加速度和水平加速度。

[0115] 基于此,前述 $\sum_{i=1}^n F_i \cos \alpha = F_v$ ,  $\sum_{i=1}^n F_i \sin \alpha = F_h$ ,且飞行器在水平方向有:

$$[0116] \quad F_h = F_f + Ma_h。$$

[0117] 在竖直方向有:

$$[0118] \quad F_v + F_w = Mg + Ma_v。$$

[0119] 同时,固定机翼的迎风角一定且处于小马赫数时,两固定机翼产生的第一升力为 $F_w$ 和阻力,与飞行器的速度的平方成正比;同时,在定高飞行时, $a_v = v_v = 0$ ,因此,则有:

$$[0120] \quad kv_h^2 \cos \varphi = F_w, \quad kv_h^2 \sin \varphi = F_f。$$

[0121] 在此基础上,保证竖直方向的推进角同步增大,减少垂直升力分量,增加水平推进力分量,使飞行器加速前进,在最大推进力和固定机翼的迎风角一定的情况下伴随着速度的增加,可行的加速度会不断减小,并最终会在某一水平速度上实现平衡,此时,即可使飞行器进入定速巡航模式,从而完成过渡飞行;如此,即基于前述各个公式,即可得到前述公式(1),并在给定各个旋翼机构升力和飞行器的水平加速度的情况下,基于前述公式(1),来不断调节融合型飞行器的在竖直方向上的推进角和水平速度,直至调节到所述融合型飞行器上两固定机翼产生的升力和阻力,所有旋翼机构产生的升力和水平推力,以及所述融合型飞行器的重力三者之间达到平衡时,即可完成飞行器的过渡飞行控制;在本实施例中,前述三者的平衡是指:平衡时仍然满足上述公式(1),但是,同时满足水平加速度为0,迎风角固定,旋翼推力和空气摩擦阻力平衡,自身重力和升力平衡。

[0122] 在本实施例中,融合型飞行器的在竖直方向上的推进角最大值为90度,且达到90度时,给定的目标水平加速度无法继续保持,此时,可减少该目标水平加速度,是水平速度继续增大,直至目标水平加速度减少至0时,达到最大水平速度,从而实现前述三者之间的平衡。

[0123] 还是以四个四旋翼为例,在本实施例中,当接收到高空状态阶段时的控制指令时,即所述控制指令包括:固定翼俯仰飞行指令时,根据所述控制指令,调节每个旋翼机构20的旋翼参数,则包括:

[0124] A1. 调节四个旋翼机构20与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角,其中,任一旋翼

机构(20)与机体坐标系中的x轴方向之间的夹角的调节范围为 $[0, b]$ ,且 $b$ 为最大调节角度,且 $b$ 可预先设置,或根据飞行器的飞行参数求取。

[0125] A2.降低四个旋翼机构20中第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持四个旋翼机构20中第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行俯冲运动,其中,第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速相同,第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第二旋翼机构为处于飞行器主体头部两侧的两旋翼机构,第三旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体尾部两侧的两旋翼机构;或增加第一旋翼机构和第二旋翼机构的转速,以及增加、减少或保持第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行爬升运动。

[0126] 在本实施例中,前述飞行控制与传统固定翼飞机不同的地方在于:该飞行器的运动状态不需要尾翼来控制,可以直接通过改变多旋翼的速度和相对于水平面的夹角来实现。

[0127] 在固定翼模式的平衡状态下,保持旋翼的升力 $F_1=F_2, F_3=F_4$ 直接降低第一旋翼机构和第二旋翼机构中旋翼的转速,并增大、保持或减少第三旋翼机构和第四旋翼机构中旋翼的转速,可以使飞行器沿着y轴顺时针旋转,同时迎风角负向增加,固定机翼的升力在z轴方向的分量减小,飞行器进行俯冲运动;反之,直接增大第一旋翼机构和第二旋翼机构中旋翼的转速,增大、保持或减少第三旋翼机构和第四旋翼机构中旋翼的转速,可以使飞行器沿着y轴逆时针旋转,同时迎风角正向增加,固定机翼升力在z轴方向的分量增大,飞行器进行爬升运动。

[0128] 同理,当控制指令包括固定翼转动飞行指令时,则降低四个旋翼机构20中第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及增加四个旋翼机构20中第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行左转运动,其中,第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速相同,第二旋翼机构和第三旋翼机构的转速相同,且第一旋翼机构和第四旋翼机构为处于飞行器主体同侧的两旋翼机构;或增加第一旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以及减少第三旋翼机构和第四旋翼机构的转速,以使融合型飞行器在固定翼飞行模式下进行右转运动。

[0129] 前述左右运动的控制原理为:

[0130] 在固定翼模式的平衡状态下,保持旋翼 $F_1=F_4, F_2=F_3$ ,降低第一旋翼机构和第二旋翼机构中旋翼的转速,增大其余两个旋翼机构中旋翼的转速,可以使飞行器沿着x轴逆时针旋转,与此同时,固定机翼侧风角增大,固定机翼的升力在y轴正方向上开始有分量,飞行器进行左转运动;反之,则可使飞行器沿着x轴逆时针旋转,并使固定机翼侧风角负向增大,进而使固定机翼的升力在y轴负方向上开始有分量,从而实现的飞行器右转运动。

[0131] 由此通过前述对融合型飞行器的控制方法的详细阐述,本发明则可通过调节各个旋翼结构的旋翼参数,来实现整个飞行器不同姿态的飞行控制,使其具备低空垂直起降以及高空巡航能力。

[0132] 如图7所示,本实施例第三方面提供了一种电子设备,其中该电子设备包括:依次通信相连的存储器、处理器和收发器,其中,所述存储器用于存储计算机程序,所述收发器用于收发消息,所述处理器用于读取所述计算机程序,执行如实施例第二方面所述的融合型飞行器的控制方法。

[0133] 具体举例的,所述存储器可以但不限于包括随机存取存储器(random access memory, RAM)、只读存储器(Read Only Memory, ROM)、闪存(Flash Memory)、先进先出存储器(First Input First Output, FIFO)和/或先进后出存储器(First In Last Out, FILO)等等;具体地,处理器可以包括一个或多个处理核心,比如4核心处理器、8核心处理器等。处理器可以采用DSP(Digital Signal Processing, 数字信号处理)、FPGA(Field-Programmable Gate Array, 现场可编程门阵列)、PLA(Programmable Logic Array, 可编程逻辑阵列)中的至少一种硬件形式来实现,同时,处理器也可以包括主处理器和协处理器,主处理器是用于对在唤醒状态下的数据进行处理的处理单元,也称CPU(Central Processing Unit, 中央处理器);协处理器是用于对在待机状态下的数据进行处理的低功耗处理器。

[0134] 在一些实施例中,处理器可以在集成有GPU(Graphics Processing Unit, 图像处理单元), GPU用于负责显示屏所需要显示的内容的渲染和绘制,例如,所述处理器可以不限于采用型号为STM32F105系列的微处理器、精简指令集计算机(reduced instruction set computer, RISC)微处理器、X86等架构处理器或集成嵌入式神经网络处理器(neural-network processing units, NPU)的处理器;所述收发器可以但不限于为无线保真(WIFI)无线收发器、蓝牙无线收发器、通用分组无线服务技术(General Packet Radio Service, GPRS)无线收发器、紫蜂协议(基于IEEE802.15.4标准的低功耗局域网协议, ZigBee)无线收发器、3G收发器、4G收发器和/或5G收发器等。此外,所述装置还可以但不限于包括有电源模块、显示屏和其它必要的部件。

[0135] 本实施例提供的电子设备的工作过程、工作细节和技术效果,可以参见实施例第一方面和第二方面,于此不再赘述。

[0136] 本实施例第四方面提供了一种存储包含有实施例第二方面所述的融合型飞行器的控制方法的指令的存储介质,即所述存储介质上存储有指令,当所述指令在计算机上运行时,执行如实施例第二方面所述的融合型飞行器的控制方法。

[0137] 其中,所述存储介质是指存储数据的载体,可以但不限于包括软盘、光盘、硬盘、闪存、优盘和/或记忆棒(Memory Stick)等,所述计算机可以是通用计算机、专用计算机、计算机网络、或者其他可编程装置。

[0138] 本实施例提供的存储介质的工作过程、工作细节和技术效果,可以参见实施例第一方面和第二方面,于此不再赘述。

[0139] 本实施例第五方面提供了一种包含指令的计算机程序产品,当所述指令在计算机上运行时,使所述计算机执行如实施例第二方面所述的融合型飞行器的控制方法,其中,所述计算机可以是通用计算机、专用计算机、计算机网络、或者其他可编程装置。

[0140] 最后应说明的是:以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明的保护范围。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

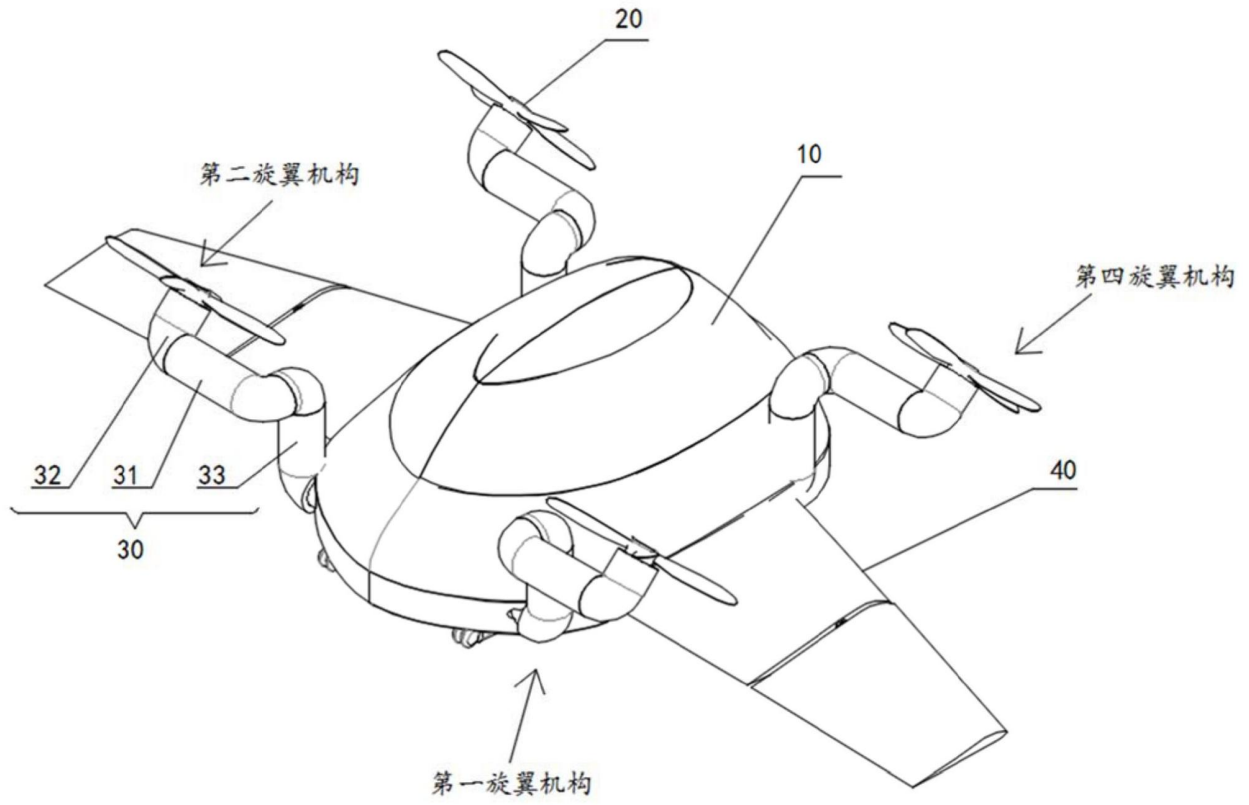


图1

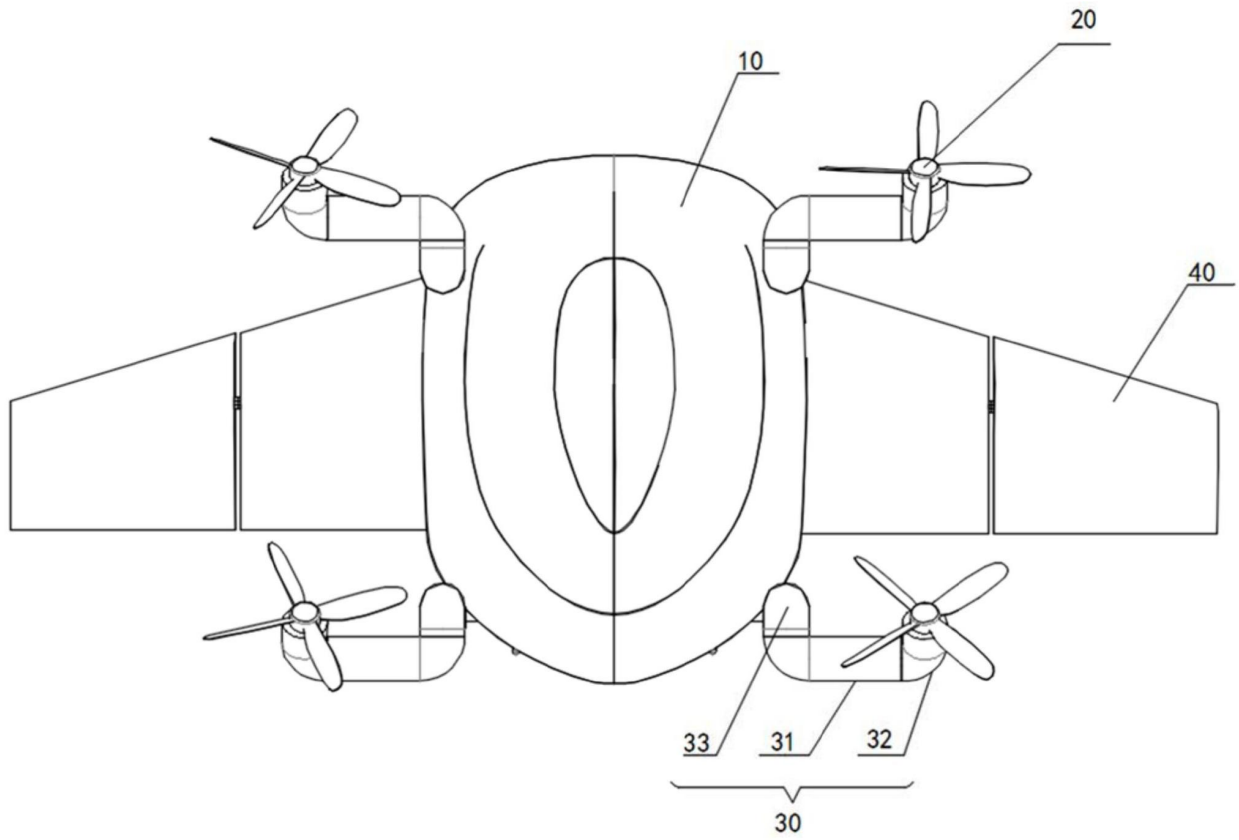


图2

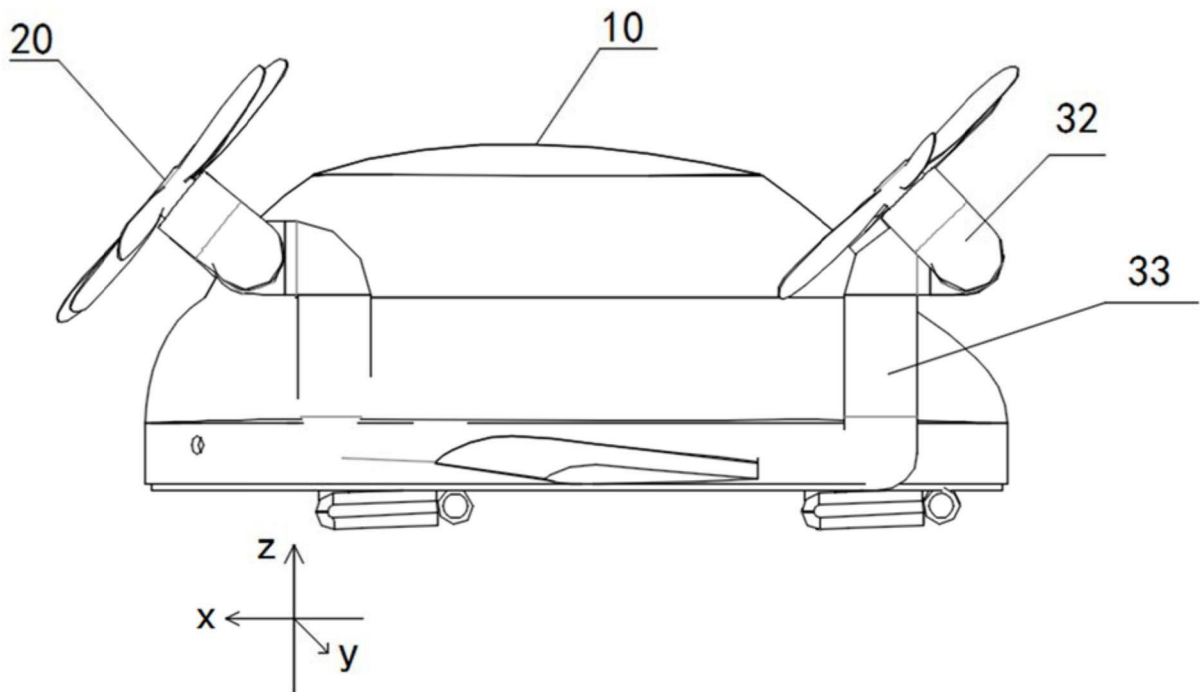


图3

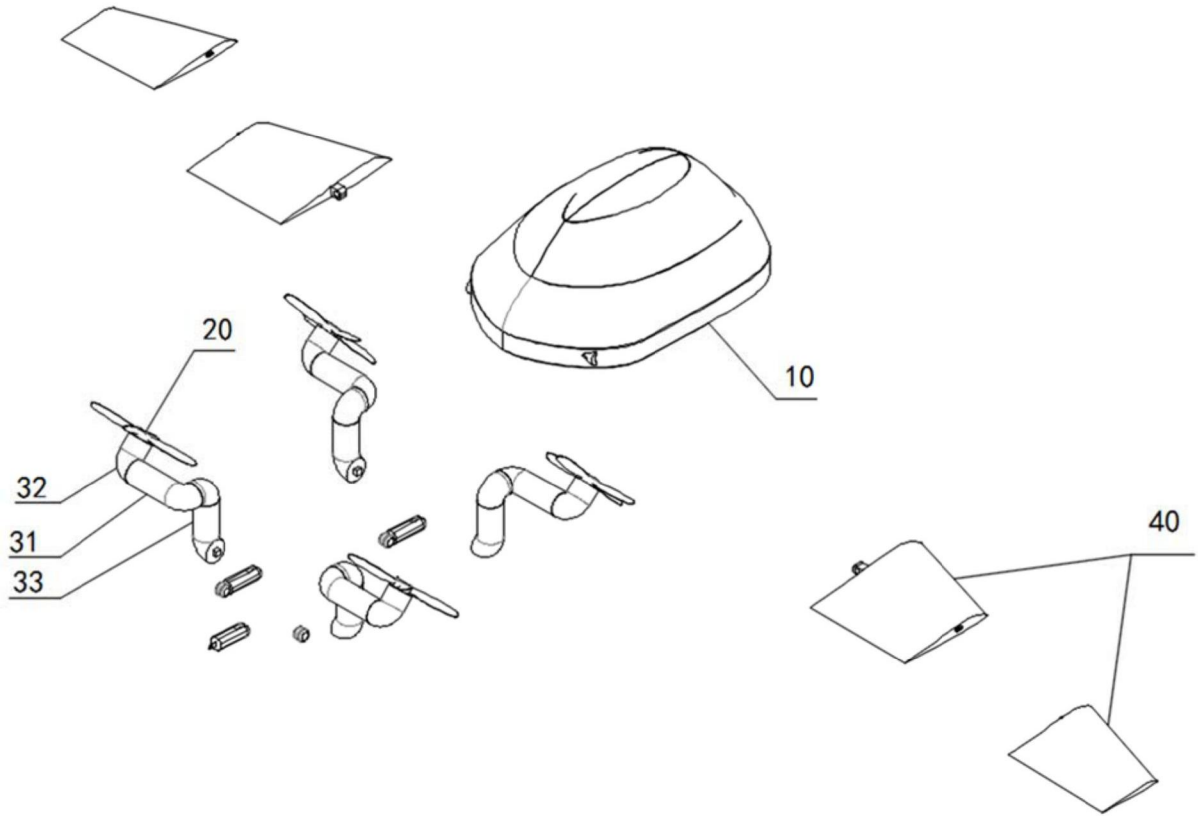


图4

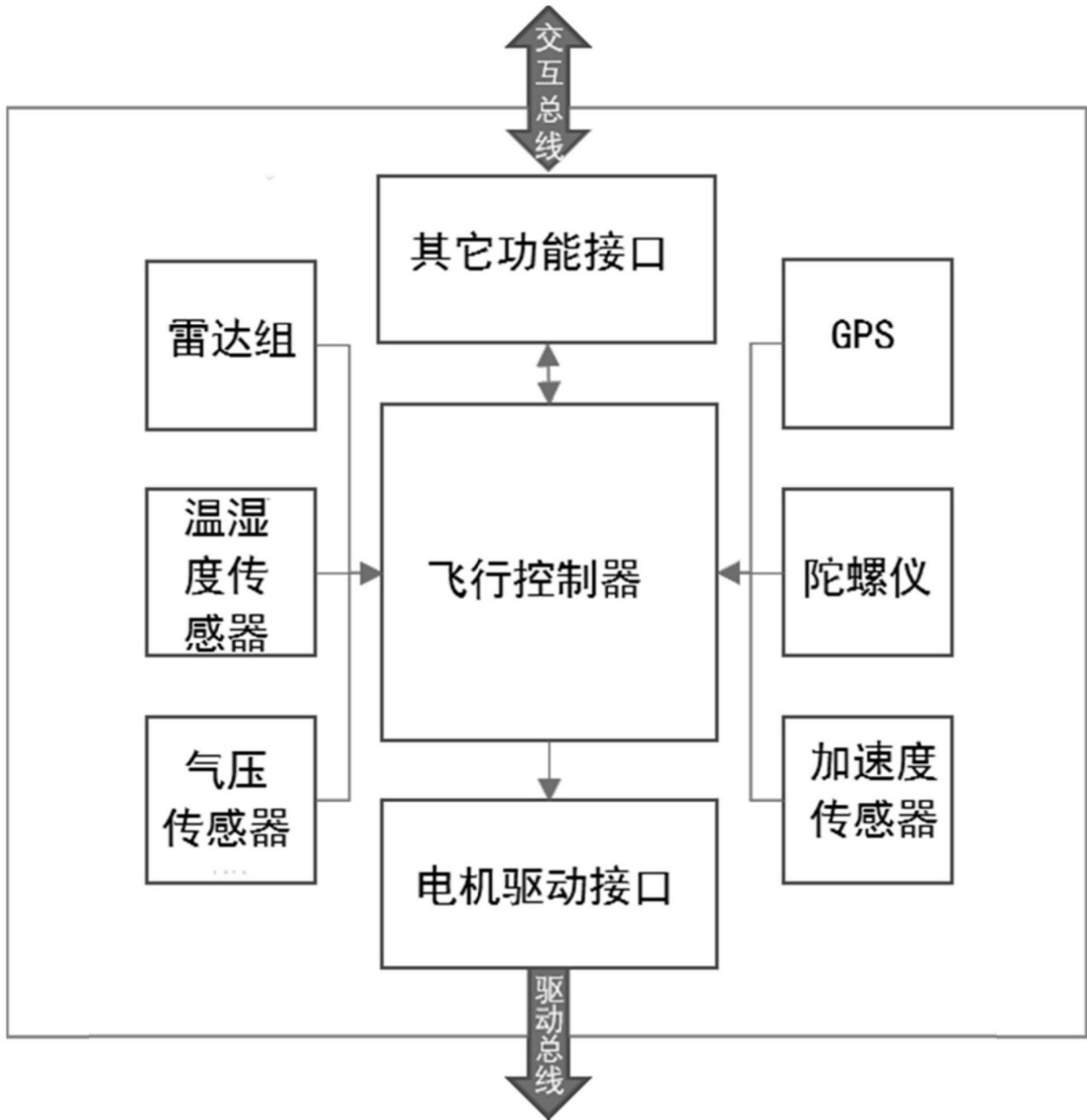


图5

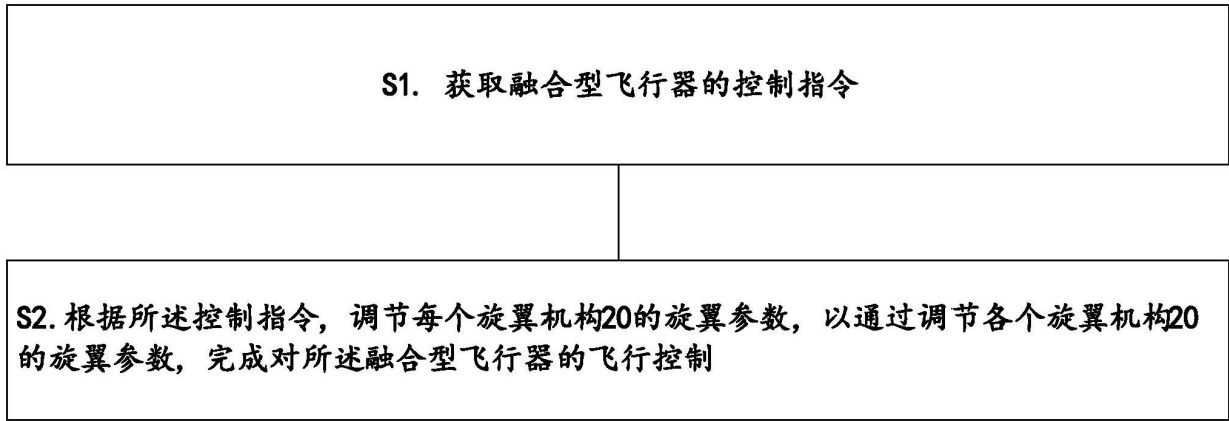


图6

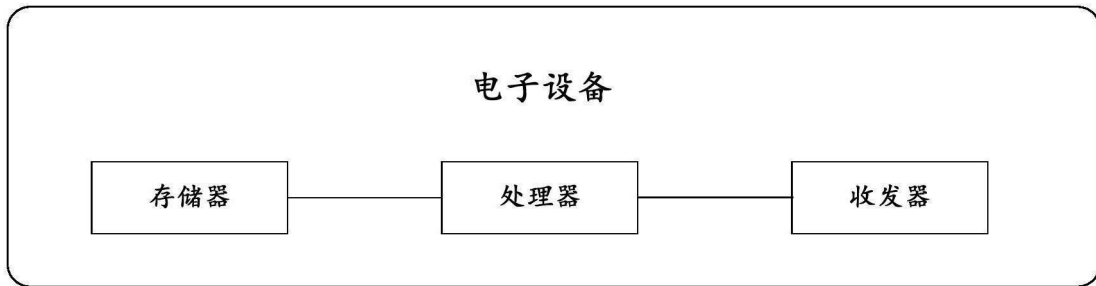


图7