

垂直起降飞行器及其控制方法

本申请要求 2023 年 12 月 07 日申请的、申请号为 2023116776187、名称为“垂直起降飞行器及其控制方法”及 2023 年 12 月 07 日申请的、申请号为 2023233405592、名称为“一种垂直起降飞行器”的中国专利申请的优先权，其全部内容通过引用结合在本申请中。

技术领域

本申请涉及飞行器技术领域，具体涉及一种垂直起降飞行器及其控制方法。

背景技术

垂直起降固定翼飞行器（分布推进式）既具备直升机的垂直起降能力，又具备固定翼的水平高效、高速飞行能力，并且相比直升机更加安静、舒适、经济，相比多旋翼更加高效、航程更长，相比固定翼可在城市内的起降平台垂直起降，是城市空中出行的极佳选择。然而现有垂直起降飞行器中，在尾翼上设置旋翼时，旋翼产生的气流与尾翼产生的气流相互干扰，容易造成俯仰控制困难，这将会给垂直起降飞行器的飞行控制带来不可预测的技术难度。

申请内容

鉴于以上现有技术的缺点，本申请提供一种垂直起降飞行器及其控制方法，以改善现有垂直起降飞行器中尾翼上倾转旋翼与尾翼之间气流干扰较大，不容易进行俯仰控制的问题。

为实现上述目的及其它相关目的，本申请提供一种垂直起降飞行器，包括：机身和 $2N$ 个倾转旋翼。所述机身的两侧设置有机翼，所述机身的尾部设置有尾翼，所述尾翼上设置有升降方向舵； $2N$ 个倾转旋翼对称安装在所述机身两侧，且 $2N$ 个所述倾转旋翼中的一部分位于所述尾翼上；其中， N 为大于或等于 2 的自然数，在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述

机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧，在所述垂直起降飞行器模态变化的过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面移动，且所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，在飞行过程中，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的旋转轴线和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转轴线在所述机身的对称平面上存在投影不平行。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，在巡航状态和/或垂起状态和/或模态转换状态时，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的倾转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的倾转速度存在第一差值，且所述第一差值不等于 0。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，在巡航状态和/或垂起状态和/或模态转换状态时，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的旋转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转速度存在第二差值，且所述第二差值不等于 0。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器采用以下方法进行俯仰控制：

在飞行的过程中，根据当前空速或动压分配升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例；

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵和 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，根据所述俯仰控制比例，对 $2N$ 个所述倾转旋翼进行控制包括：

通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的倾转角度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵；

和/或，通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的旋转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵；

和/或，通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的倾转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼，四个所述倾转旋翼对称安装在所述机身的两侧，其中两个所述倾转旋翼关于所述机身对称安装在所述机翼上，另外两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器包括六个倾转旋翼，六个所述倾转旋翼对称安装在所述机身的两侧，其中四个所述倾转旋翼关于所述机身对称安装在所述机翼上，另外两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述尾翼为 V 型尾翼，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为全倾转旋翼，两个所述全倾转旋翼分别安装在所述 V 型尾翼上部的两侧翼尖上。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，其中两个倾转旋翼设于机翼的翼尖，位于所述机翼的翼尖上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器还包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于 2 的自然数， $2M$ 个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；在垂直起降状态时，所有的所述固定旋翼在水平面上的投影均关于 A 点呈中心对称，所述 A 点位于所述机身的对称面内，在所述垂直起降飞行器由模态变化的过程中，G 点位于 A 点靠近机头的一侧或与 A 点重合，B 点始终位于 A 点靠近所述尾翼的一侧。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中， $2M$ 个所述固定旋翼的旋转轴线与机身对称面之间的夹角为 $-15^\circ \sim +15^\circ$ ；和/或， $2N$ 个所述倾转旋翼在倾转过程中旋转轴线所形成的平面与机身对称面之间的夹角为 $-15^\circ \sim +15^\circ$ 。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼和四个固定旋翼，设所述重心 G 点至 A 点的距离为 L_1 ， $L_1 \geq 0$ ，所述 A 点至 B 点的距离为 L_2 ， $L_2 > 0$ ，四个所述固定旋翼沿机身延伸方向的间距为 L_3 、四个所述倾转旋翼沿机身延伸方向的间距为 L_4 ，则 $0.1(L_3 + L_4) \geq$

$4L1+2L2 \geq 0.01 (L3+L4)$ 。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述尾翼为 V 型尾翼，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为所述全倾转旋翼，两个所述全倾转旋翼分别安装在所述 V 型尾翼上部的两侧翼尖上。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器采用以下方法进行俯仰控制：

在飞行的过程中，根据当前空速或动压分配升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼及 $2M$ 个固定旋翼的俯仰控制比例：

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼及 $2M$ 个固定旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，四个所述固定旋翼对称安装在所述机身的两侧，四个所述倾转旋翼位于四个所述固定旋翼的内侧，且其中两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述尾翼为 V 型尾翼，所述 V 型尾翼上安装有两个所述倾转旋翼，两个所述倾转旋翼分别安装在所述 V 型尾翼的翼尖，在垂直起降状态时，沿平行于所述垂直起降飞行器滚转轴的方向，所述尾翼上倾转旋翼的旋转中心与所述 V 型尾翼的翼尖前缘的距离为 $t1$ ，所述 V 型尾翼的翼尖的弦长为 $t2$ ，其中， $t1$ 与 $t2$ 的比值为 15%~40%。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，位于所述尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼；位于所述尾翼之外的所述倾转旋翼为部分倾转旋翼。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，在所述机翼的翼尖上设有倾转旋翼，位于所述尾翼上的所述倾转旋翼和位于所述机翼的翼尖上的所述倾转旋翼均为全倾转旋翼。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述全倾转旋翼包括第一旋翼和动力吊舱，所述第一旋翼连接于所述动力吊舱，所述动力吊舱转动连接于所述尾

翼或所述机翼，所述动力吊舱在所述第一旋翼的倾转过程中随所述第一旋翼同步倾转。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述第一旋翼包括螺旋桨和旋转驱动装置，所述螺旋桨安装于所述旋转驱动装置的输出轴上，所述动力吊舱包括吊舱壳体和位于吊舱壳体内部的倾转机构，所述倾转机构用于驱动所述旋转驱动装置倾转，以带动螺旋桨倾转。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述倾转机构包括：摇臂、驱动臂、倾转驱动装置和连杆；所述摇臂和所述驱动臂均转动安装于所述尾翼；所述倾转驱动装置的座体安装于所述尾翼，所述倾转驱动装置的驱动端驱动所述驱动臂旋转；所述连杆分别与所述驱动臂和所述摇臂转动连接；所述摇臂与所述第一旋翼的旋转驱动装置固定连接。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述尾翼上固定设置有相互平行的第一轴体和第二轴体，所述摇臂转动安装于所述第一轴体，所述驱动臂转动安装于所述第二轴体，所述倾转驱动装置的座体安装于所述第二轴体上，所述倾转驱动装置的驱动与所驱动臂相固定。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述第一轴体和所述第二轴体之间设置有抱装结构，所述抱装结构的一端与所述座体固定连接，所述抱装结构的另一端环绕抱紧所述第一轴体。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述第一轴体和/或第二轴体为空心轴体。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述升降方向舵包括舵板和舵体驱动装置，所述舵板转动连接于所述尾翼或所述机身的尾部，所述舵体驱动装置驱动所述舵板转动以对所述垂直起降飞行器的方向进行调节。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，以所述垂直起降飞行器的滚转轴为基准，定义为 0° ，以所述倾转旋翼向上倾转为正向，以向下倾转为负向，所述倾转旋翼的旋转轴线在 $-20^{\circ}\sim 110^{\circ}$ 范围内倾转。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述尾翼为前掠式尾翼，位于所述前掠式尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述垂直起降飞行器还包括尾鳍，所述尾鳍设置于所述前掠式尾翼的下方，并连接于所述机身的尾部。

本申请还提供一种垂直起降飞行器的控制方法，垂直起降飞行器，包括：机身和 $2N$ 个倾转旋翼。所述机身的两侧设置有机翼，所述机身的尾部设置有尾翼，所述尾翼上设置有升降方向舵； $2N$ 个倾转旋翼对称安装在所述机身两侧，且 $2N$ 个所述倾转旋翼中的一部分位于所述尾翼上；其中， N 为大于或等于 2 的自然数，在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧，在所述垂直起降飞行器模态变化的过程中， G 点和 B 点均沿所述对称面向移动；具体地，在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡中， G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧移动，所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。所述控制方法包括以下俯仰控制过程：

根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例；

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

在本申请控制方法一实施例中，根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例之前还包括以下旋翼控制过程：

获取每一倾转旋翼的当前倾转位置；

若所述当前倾转位置与设定的巡航位不一致，则获取对应倾转旋翼在当前倾转位置下的当前空速或动压，并判断当前空速或动压是否等于或大于当前倾转位置下的预设阈值；

若当前空速或动压等于或大于当前倾转位置下的预设阈值，则控制倾转旋

翼倾转至预设的下一位置；

逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速。

在本申请控制方法一实施例中，所述垂直起降飞行器还包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于 2 的自然数； $2M$ 个固定旋翼围绕 $2N$ 个所述倾转旋翼分布，所述旋翼控制过程中，在逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速的过程中，还包括：逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速。

在本申请控制方法一实施例中，在所述旋翼控制之前还包括以下起飞控制过程：

将 $2N$ 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线竖直向上或倾斜向上；

将升降方向舵向下偏转；

启动 $2M$ 个所述固定旋翼和 $2N$ 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行器达到设定高度，发出平飞指令。

在本申请控制方法一实施例中，所述垂直起降飞行器还包括 $2M$ 个固定旋翼， $2M$ 个固定旋翼围绕 $2N$ 个所述倾转旋翼分布，根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例之前还包括以下起飞控制过程：

将 $2N$ 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线水平向前；

将升降方向舵向下偏转；

启动 $2M$ 个所述固定旋翼和 $2N$ 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行器达到设定高度，发出平飞指令。

在本申请控制方法一实施例中，在所述起飞控制过程之后，俯仰控制之前还包括以下旋翼控制过程：逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速，发出前飞指令并逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速。

在本申请控制方法一实施例中，所述旋翼控制过程中，在逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速之后，还包括控制所述升降方向舵根据当前空速或动压回零，并逐步参与到所述俯仰控制过程。

在本申请控制方法一实施例中，在所述起飞控制过程之前还包括地面准备过程，所述地面准备过程包括：启动垂直起降飞行器，并对系统上电检测，对伺服系统全行程状态确认。

在本申请控制方法一实施例中，根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵包括：通过重心不同方位的所述倾转旋翼之间的倾转速度差和/或倾转角度差和/或所述倾转旋翼的旋转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵。

在本申请控制方法一实施例中，所述控制方法还包括：依次重复执行旋翼控制过程及俯仰控制过程，直至倾转旋翼倾转至巡航位，完成起飞转平飞。

本申请垂直起降飞行器设置有升降舵和 $2N$ 个倾转旋翼，在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧。且在所述垂直起降飞行器模态变化过程中，所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。采用这种布局，垂直起降飞行器重心 G 点和倾转旋翼的对称中心 B 点不重合，特别地在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中， G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧移动。因此重心前侧倾转旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较小，重心后侧倾转旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较大，前后倾转旋翼的力矩差可以抵抗尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的部分抬头力矩，因此可以降低俯仰操控的难度。因此，在重心 G 点前后两侧倾转旋翼相同转速油门情况下，因为对重心 G 点的力臂长度差异，会产生低头力矩，可以通过低头力矩来抵消或部分抵消尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的抬头力矩，因此可以使垂直起降飞行器在前后旋翼油门一致的情况下就能较好的配平俯仰力矩。

本申请控制方法，根据当前空速或动压分配升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例，并能够通过升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼联动实现俯仰

控制。

附图说明

为了更清楚地说明本申请实施例或现有技术中的技术方案，下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍，显而易见地，下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例，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它的实施例。

图 1 为本申请一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的轴侧图；

图 2 为本申请一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的侧视图；

图 3 为本申请另一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的轴侧图；

图 4 为本申请另一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的侧视图；

图 5 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在巡航状态的轴侧图；

图 6 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的轴侧图；

图 7 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的俯视图；

图 8 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的侧视图；

图 9 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的后视图；

图 10 为全倾转旋翼的局部视图；

图 11 为全倾转旋翼拆除吊舱壳体后的局部视图；

图 12 为全倾转旋翼拆除吊舱壳体后的俯视图；

图 13 为图 12 中 D-D 的剖视图；

图 14 为全倾转旋翼拆除吊舱壳体后的另一方向的视图；

图 15 为全倾转旋翼拆除吊舱壳体后的另一方向的三维视图；

图 16 为图 14 的 F-F 剖视图；

图 17 为图 14 的 P-P 剖视图；

图 18 为尾翼上全倾转旋翼处于垂起状态，且舵板弦长占比为 30%时的局部视图；

图 19 为尾翼上全倾转旋翼处于垂起状态，且舵板弦长占比为 60%时的局部视图；

图 20 为尾翼上全倾转旋翼处于垂起状态，且舵板弦长占比为 100%时的局部视图；

图 21 为尾翼上全倾转旋翼处于巡航状态时的局部视图；

图 22 为尾翼上全倾转旋翼处于斜向爬升状态时的局部视图；

图 23 为尾翼上升降方向舵的旋转路径图；

图 24 为飞行器垂直起降状态时尾翼的俯视图；

图 25 为尾翼舵板弦长占比示意图、舵板偏转角示意图；

图 26 为飞行器垂直起降状态时尾翼的俯视图；

图 27 为吊舱部分倾转及全倾转控制方法全机俯仰力矩（无量纲化）随风速（无量纲化）变化曲线（CFD 仿真结果）；

图 28 为本申请垂直起降飞行器一实施例从地面状态到巡航状态的流程图；

图 29 为本申请垂直起降飞行器一实施例起飞转平飞的流程图；

图 30 为本申请垂直起降飞行器一实施例俯仰控制的流程图；

图 31 为本申请垂直起降飞行器一实施例旋翼控制的流程图；

图 32 为本申请垂直起降飞行器一实施例起飞控制过程的流程图；

图 33 为本申请垂直起降飞行器一实施例起飞控制过程的流程图；

图 34 为本申请又一实施例中垂直起降飞行器在垂直起降状态的俯视图。

元件标号说明

10、机身；20、机翼；30、尾翼；31、升降方向舵；311、舵板；41、第一倾转旋翼；411、第三机臂；42、第二倾转旋翼；421、第四机臂；43、第三倾转旋翼；44、第四倾转旋翼；441、第一旋翼；4411、螺旋桨；4412、旋转驱动装置；4413、整流罩；442、动力吊舱；4421、倾转驱动装置；4422、摇臂；4423、

第一轴体；4424、第二轴体；4425、抱装结构；44251、开缝；4426、连杆；4427、第一铰接轴；4428、第二铰接轴；4429、驱动臂；4430、轴承；51、第一固定旋翼；511、第一机臂；52、第二固定旋翼；521、第二机臂；53、第三固定旋翼；54、第四固定旋翼；60、对称面。

具体实施方式

以下通过特定的具体实例说明本申请的实施方式，本领域技术人员可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本申请的其它优点与功效。本申请还可以通过另外不同的具体实施方式加以实施或应用，本说明书中的各项细节也可以基于不同观点与应用，在没有背离本申请的精神下进行各种修饰或改变。需说明的是，在不冲突的情况下，以下实施例及实施例中的特征可以相互组合。还应当理解，本申请实施例中使用的术语是为了描述特定的具体实施方案，而不是为了限制本申请的保护范围。下列实施例中未注明具体条件的试验方法，通常按照常规条件，或者按照各制造商所建议的条件。

当实施例给出数值范围时，应理解，除非本申请另有说明，每个数值范围的两个端点以及两个端点之间任何一个数值均可选用。除非另外定义，本申请中使用的所有技术和科学术语与本技术领域的技术人员对现有技术的掌握及本申请的记载，还可以使用与本申请实施例中所述的方法、设备、材料相似或等同的现有技术的任何方法、设备和材料来实现本申请。

须知，本说明书中所引用的如“上”、“下”、“左”、“右”、“中间”及“一”等的用语，亦仅为便于叙述的明了，而非用以限定本申请可实施的范围，其相对关系的改变或调整，在无实质变更技术内容下，当亦视为本申请可实施的范畴。

请参阅图1至图34，本申请首先提供一种垂直起降飞行器，垂直起降飞行器在机身10外围对称布置2N个倾转旋翼，并在尾翼30上设置有升降舵。可以利用2N个倾转旋翼与重心的位置关系，改善垂直起降飞行器在复杂的干扰流场下俯仰力矩的控制，从而改善现有垂直起降飞行器中尾翼30上倾转旋翼与

尾翼 30 之间气流干扰造成的控制问题。

请参阅图 1 至图 7，本申请提供一种垂直起降飞行器，该垂直起降飞行器包括：机身和 $2N$ 个倾转旋翼。机身 10 为对称结构，并具有沿机身 10 长度方向延伸的对称面 60（即图 3 中直线 $O1-O2$ 所在的竖直面），机身 10 的其余结构和形状不受限定，可以参照现有垂直起降飞行器的机身 10 结构，机身 10 内包括航电系统、飞控系统、电气系统、导航系统等飞行器常规运行系统，在此不做赘述。所述机身 10 的两侧设置有机翼 20，两侧的机翼 20 相对于机身 10 的对称面 60 对称，机翼 20 的结构也可参照现有飞行器的固定机翼结构，在此不再赘述。所述机身 10 的尾部设置有尾翼 30，尾翼 30 与机身 10 一体成型或机械连接，并相对于机身 10 的对称面 60 对称设置。所述尾翼 30 上设置有升降方向舵 31，升降方向舵 31 的安装位置及结构可以为多种，例如可以设置于尾翼 30 上任一合适的位置，也可以为现有任一合适的升降方向舵结构。

关键地，请参阅图 7， $2N$ 个倾转旋翼安装在机身 10 的两侧， N 为大于或等于 2 的自然数， $2N$ 个倾转旋翼关于所述机身 10 的对称面 60 对称设置，且 $2N$ 个所述倾转旋翼中的一部分倾转旋翼安装在所述尾翼 30 上。在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧，在所述垂直起降飞行器在模态变化过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面移动，例如由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧移动，所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。

采用上述布局，垂直起降飞行器重心 G 点和 $2N$ 个倾转旋翼的对称中心 B 点不重合，且在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面 60 向靠近机头一侧移动。因此重心前侧倾转旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较小，重心后侧倾转旋翼所产生的牵拉力对

重心 G 点的力矩较大, 前后倾转旋翼的力矩差可以抵抗尾翼 30 上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的部分抬头力矩, 因此可以降低俯仰操控的难度。因此, 在重心 G 点前后两侧倾转旋翼相同转速油门情况下, 因为对重心 G 点的力臂长度差异, 会产生低头力矩, 可以通过低头力矩来抵消或部分抵消尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的抬头力矩, 因此可以使垂直起降飞行器在前后旋翼油门一致的情况下就能较好的配平俯仰力矩。

本申请的垂直起降飞行器, 在各个状态下, 例如沿水平方向飞行的巡航状态、沿竖直方向起降的垂起状态、模态转换状态 (包括垂起状态向巡航状态转换和巡航状态向垂起状态转换) 时, 倾转旋翼间的旋转轴线可以平行设置, 也可以不平行设置。在一些实施例中, 在飞行过程中, 所述尾翼 30 上的任一所述倾转旋翼的旋转轴线和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转轴线在所述机身 10 的对称面 60 上的投影不平行, 通过不平行的旋转轴线使不同的倾转旋翼提供不同方向的力矩, 从而对垂直起降飞行器整体的俯仰力矩进行控制。

虽然各个倾转旋翼之间的倾转速度可以相同, 从而通过其他手段进行俯仰控制, 但在本申请垂直起降飞行器一实施例中, 在各个状态下, 例如沿水平方向飞行的巡航状态、沿竖直方向起降的垂起状态、模态转换状态 (包括垂起状态向巡航状态转换和巡航状态向垂起状态转换) 时, 所述尾翼 30 上的任一所述倾转旋翼的倾转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的倾转速度存在第一差值, 且所述第一差值不等于 0, 通过设定第一差值的阈值, 可以通过倾转旋翼的倾转来对垂直起降飞行器的在各个状态的俯仰力进行调节, 以获得较大的俯仰控制力矩。

虽然各个倾转旋翼之间可以旋转速度相同, 通过其他手段进行俯仰控制, 在本申请垂直起降飞行器一实施例中, 在各个状态下, 例如沿水平方向飞行的巡航状态、沿竖直方向起降的垂起状态、模态转换状态 (包括垂起状态向巡航状态转换和巡航状态向垂起状态转换) 时, 所述尾翼 30 上的任一所述倾转旋翼的旋转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转速度存在第二差值, 且所述

第二差值不等于 0。通过设定第二差值的阈值，可以通过倾转旋翼的旋转速度来对垂直起降飞行器的在各个状态的俯仰力进行调节，以获得较大的俯仰控制力矩。需要说明的是，也可以将前侧倾转旋翼（位于尾翼 30 上倾转旋翼航向前侧的倾转旋翼）和尾翼 30 上倾转旋翼的倾转速度的第一差值与将前侧倾转旋翼和尾翼 30 上倾转旋翼的旋转速度的第二差值相结合，从而实现多种策略的俯仰力矩控制。

虽然本申请可以如图 1 至图 4 所述，只包括 $2N$ 个倾转旋翼，但较佳地，请参阅图 7，在本申请另一实施例中，所述垂直起降飞行器包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于 2 的自然数， M 可以与 N 取值相同，也可以取值不同。 $2M$ 个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；在垂直起降状态时，所有的所述固定旋翼在水平面上的投影均关于 A 点呈中心对称，所述 A 点位于所述机身的对称面内，且与 G 点重合或位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。在垂直起降飞行器由垂直起降状态向所述巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点沿所述对称面向靠近机头一侧移动，且 G 点位于 A 点的靠近机头的一侧或与 A 点重合，B 点始终位于 A 点靠近尾翼的一侧。

具体地，以垂直起降飞行器的机头向前， $2N$ 个倾转旋翼的中心 B 点位于 $2M$ 个固定旋翼的中心 A 点的后侧，且 A 点至 B 点的距离为 L_2 ， $L_2 > 0$ ，随着 $2N$ 个倾转旋翼向前倾转， $2N$ 个倾转旋翼的重心、垂直起降飞行器的重心 G 及对称中心 B 点将向靠近机头方向移动，从 $2N$ 个倾转旋翼预设的垂直起降位（例如， 90° 倾转角）开始倾转至预设的巡航位（例如， 0° 倾转角）的整个倾转过程中，始终 $L_2 > 0$ ；与此同时，垂直起降飞行器的重心 G 处于 $2N$ 个倾转旋翼的对称中心 B 的前侧，也位于 $2M$ 个固定旋翼的对称中心 A 点的前侧，A 点至 G 点的距离为 L_1 ， $L_1 \geq 0$ ，且随着 $2N$ 个倾转旋翼向前倾转，重心 G 逐渐向前移动， L_1 的绝对值也越来越大。在该布局下，垂直起降飞行器重心和固定旋翼对称中心或倾转旋翼的对称中心不重合，且在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧

移动, 且 G 点位于 A 点靠近机头的一侧或与 A 点重合, B 点始终位于 A 点靠近所述尾翼 30 的一侧, 因此重心前侧倾转旋翼和固定旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较小, 重心后侧倾转旋翼和固定旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较大, 前后旋翼的力矩差可以抵抗尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的部分抬头力矩, 因此可以降低俯仰操控的难度。因此, 在重心 G 点前后两侧固定旋翼或倾转旋翼相同转速油门情况下, 因为对重心 G 点的力臂长度差异, 会产生低头力矩, 可以通过低头力矩来抵消或部分抵消尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的抬头力矩, 因此可以使垂直起降飞行器在前后旋翼油门一致的情况下就能较好的配平俯仰力矩。

进一步地, 在倾转旋翼的倾转转换阶段, 因为气动干扰的原因, 垂直起降飞行器也会产生额外的较大的抬头力矩, 并且在倾转旋翼的倾转过程中, 垂直起降飞行器的重心 G 点随倾转过程逐渐往机头方向移动, 而倾转旋翼的对称中心 B 点也逐渐往机头前移动, 由于重心 G 点一直处于 B 点的前面, 因此, 整个倾转阶段重心 G 点前侧的倾转旋翼与重心 G 点后侧倾转旋翼的力矩差也能够产生一部分低头力矩从而抵消或部分抵消气动干扰造成的抬头力矩。

进一步地, 在倾转阶段和巡航阶段, 重心 G 点相对 A 点和 B 点靠近前侧, B 点始终位于 A 点靠近所述尾翼 30 的一侧, 因此具有相对较大的纵向和航向静稳定裕度, 飞机抵抗极端大风天气能力更强, 飞行也更加安全。

请参阅图 26, 在本申请垂直起降飞行器一实施例中, 所述尾翼 30 为 V 型尾翼, 所述 V 型尾翼的一侧翼尖上安装有第三倾转旋翼 43, 另一侧翼尖上安装有第四倾转旋翼 44, 第三倾转旋翼 43 和第四倾转旋翼 44 关于机身对称面 60 对称。在垂直起降状态时, 沿平行于飞行器滚转轴 X 的方向, 所述尾翼上倾转旋翼的旋转中心与所述 V 型尾翼的翼尖前缘的距离为 t_1 , 所述 V 型尾翼的翼尖的弦长为 t_2 , 其中, t_1 与 t_2 的比值为 15%~40%。根据尾翼 30 翼尖结构强度受力分析, 倾转机构与尾翼 30 该范围内的翼尖连接, 尾翼 30 的厚度较厚, 尾翼 30 的受力情况是较佳。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，位于所述尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼；位于所述尾翼之外的所述倾转旋翼为部分倾转旋翼，在其它实施例中，位于所述尾翼之外的所述倾转旋翼也可全倾转旋翼，特别是倾转旋翼安装在机翼翼尖的情况下，位于机翼翼尖上的倾转旋翼也可以为全倾转旋翼。现有倾转旋翼多包括旋翼和动力吊舱 442，动力吊舱 442 中可以安装电机、控制元器件。上述“部分倾转旋翼”多将动力吊舱 442 截断，在旋翼倾转的过程中，靠近旋翼的部分随旋翼一同倾转，远离旋翼的部分与机身 10 相对固定。而上述“全倾转旋翼”中，整个动力吊舱 442 均随对应的旋翼一起倾转。需要说明的是，如果安装条件允许， $2N$ 个倾转旋翼可以全部为全倾转旋翼，但考虑到现有尾翼 30 前侧机身 10 或机翼 20 上倾转旋翼多安装在机臂上。请参阅图 1 至图 6，在本申请实施例中，尾翼 30 上的倾转旋翼为全倾转旋翼，尾翼 30 前侧的机身 10 或机翼 20 上的倾转旋翼为部分倾转旋翼。部分倾转旋翼在机翼 20 或机身 10 的具体位置和安装方式可以不多做限定。例如可以直接安装在机翼 20 上，也可以通过机臂安装在机翼 20 或机身 10 上。

在围绕机身 10 对称设置 $2N$ 个倾转旋翼，并使得尾翼 30 上设置全倾转结构的倾转旋翼。由于全倾转旋翼是通过动力吊舱 442 转动安装在尾翼 30 上的，全倾转旋翼发生倾转时动力吊舱 442 跟随同步倾转，尾翼 30 上的动力吊舱 442 与旋翼始终处于同一旋转轴线，这使得垂直起降飞行器在悬停时动力吊舱 442 浸润在对应旋翼中的遮挡面积较小，旋翼下洗流打到尾翼 30 上的区域较少，旋翼产生的气流和尾翼 30 产生气流之间的相互干扰较少，飞行器在悬停时所受抬头力矩降低，垂直起降飞行器在复杂的干扰流场下俯仰力矩的控制更为简单。

本申请中全倾转旋翼结构可以为现有一切能够实现动力吊舱 442 整体随旋翼同步倾转的倾转旋翼结构，请参阅图 10 和图 18，在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述全倾转旋翼包括第一旋翼 441 和动力吊舱 442，所述第一旋翼 441 连接于所述动力吊舱 442，所述动力吊舱 442 转动连接于所述尾翼 30 或所述机翼 20 上，并在所述第一旋翼 441 的倾转过程中随所述第一旋翼 441 同

步倾转。动力吊舱 442 的壳体内包含有动力装置，例如，若是纯电动构型，则可以包含电机、电控、环控装置、倾转机构等；若是油动构型，则吊舱里面包含发动机、ECU、倾转机构等装置，当然本方案优选为纯电动构型。

请参阅图 10，在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述第一旋翼 441 的中心设置有整流罩 4413，整流罩 4413 安装在第一旋翼 441 的迎风侧，并用于减小气流阻力，较佳地，沿所述第一旋翼 441 的旋转轴线延伸方向，所述整流罩 4413 的投影覆盖所述动力吊舱 442 的投影。这样设置可以在飞行过程中减少动力吊舱 442 对旋翼下洗流区的影响。但是本领域技术人员可以理解的是，动力吊舱 442 的投影也可以部分位于整流罩 4413 的投影内，也能够起到部分降低阻力的作用，只是作用相对于前者全覆盖的情形较弱。

动力吊舱 442 的外形包括但不限于回转体、方形体、椭圆体等，较佳地，在本申请垂直起降飞行器一实施例中，所述动力吊舱 442 为回转体结构，所述回转体结构的回转轴与所述第一旋翼 441 的旋转轴同轴设置；所述动力吊舱 442 的表面呈流线型设置。这样可以减少飞行过程中动力吊舱 442 对对应的旋翼下洗流区的影响。

请参阅图 10 至图 17，所述第一旋翼 441 包括螺旋桨 4411 和旋转驱动装置 4412，所述螺旋桨 4411 安装于所述旋转驱动装置 4412 的输出轴上，所述动力吊舱 442 包括吊舱壳体 4431 和位于吊舱壳体 4431 内的倾转机构，所述倾转机构驱动所述旋转驱动装置 4412 倾转。本申请中的倾转机构可以为能够带动动力吊舱 442 和旋转驱动装置 4412 同步倾转的一切合适的倾转机构类型，较佳地，在本实施例中，所述倾转机构包括：摇臂 4422、驱动臂 4429、倾转驱动装置 4421、连杆 4426。倾转驱动装置 4421 可以为具有旋转输出轴的一切合适的结构类型，例如，舵机、舵机和减速机的组合等，本申请中倾转驱动装置 4421 为舵机。摇臂 4422 转动安装于所述尾翼 30 上，所述摇臂 4422 靠近旋转驱动装置 4412 的一端与所述旋转驱动装置 4412 固定连接；驱动臂 4429 转动安装于所述尾翼 30，且驱动臂 4429 的转轴与所述摇臂 4422 的转轴平行设置；倾转驱动装

置 4421 的座体固定安装于所述尾翼 30，倾转驱动装置 4421 的驱动端驱动所述驱动臂 4429 旋转；所述连杆 4426 的一端通过第一铰接轴 4427 与所述摇臂 4422 铰接，所述连杆 4426 的另一端通过第二铰接轴 4428 与所述驱动臂 4429 铰接，虽然第一铰接轴 4427 和第二铰接轴 4428 位置也可以不安装轴承 4430，但较佳地，所述连杆 4426 与第一铰接轴 4427 之间设置有轴承 4430，所述连杆 4426 与第二铰接轴 4428 之间也设置有轴承 4430，这样可以使倾转过程更加稳定。上述倾转机构通过摇臂 4422 转轴和驱动臂 4429 的转轴可以实现与尾翼 30 的双轴连接结构，倾转机构所承受的力矩可以通过增大摇臂 4422 与尾翼 30 之间转轴至驱动臂 4429 与尾翼 30 之间转轴的轴间距来增大来降低单杆所受到的力，机构抗扭转能力更强，提高机构支撑刚度。并且采用该种设置可以使用单侧支撑的方式，将倾转机构固定在飞行器上，通过四连杆机构降低了驱动需求，同时也可以很方便的通过调整四连杆之间的长度比例，可以调整整个机构的刚度，调整固有频率。

请参阅图 11 至图 17，较佳地，本实施例中，所述尾翼 30 上固定设置有相互平行的第一轴体 4423 和第二轴体 4424，第一轴体 4423 和第二轴体 4424 的一端固定在尾翼 30 的翼尖上，第一轴体 4423 和第二轴体 4424 的另一端悬臂伸出，所述摇臂 4422 通过轴承 4430 转动安装于所述第一轴体 4423，所述驱动臂 4429 通过轴承 4430 转动安装于所述第二轴体 4424，所述倾转驱动装置 4421 的座体通过抱装结构 4425 转动安装在所述第一轴体 4423 上，并沿第一轴体 4423 的轴向定位，所述倾转驱动装置 4421 的驱动端与所述第二轴体 4424 同轴并与所述驱动臂 4429 固定连接。该种设置方式，一方面通过抱装结构 4425 和第二轴体 4424 可以共同实现对倾转驱动装置 4421 的定位安装，另一方面也可以减少倾转机构安装于动力吊舱 442 壳体内部的安装难度，提高全倾转旋翼单侧安装稳定性。需要说明的是，在其它实施例中，也可以将倾转驱动装置 4421 固定设置于尾翼 30 上，并将倾转驱动装置 4421 的输出轴伸出与驱动臂 4429 固定连接，从而驱动连杆 4426 带动摇臂 4422 倾转。但该种设置方式相较于本实

施例，会占用尾翼 30 内部较大空间，不适用于翼型较薄或者内部设备较多的情况，同时会导致倾转驱动装置 4421 所受扭矩最终全靠倾转驱动装置 4421 安装座承受，对倾转驱动装置 4421 安装强度有较大要求。

请参阅图 11 至图 17，第一轴体 4423 和第二轴体 4424 之间还可以通过上述抱装结构 4425 相互限位，加强第一轴体 4423 和第二轴体 4424 在尾翼 30 上设置的结构强度，使得第一轴体 4423 和第二轴体 4424 在尾翼 30 上维持相互平行的位置关系，保证驱动装置与摇臂 4422 在倾转驱动过程中维持在同一水平面上，实现驱动装置对于摇臂 4422 平稳的倾转驱动。抱装结构 4425 的一端与倾转驱动装置 4421 的座体固定连接，具体地，抱装结构 4425 一端环绕设置在倾转驱动装置 4421 的座体外围，更具体地，抱装结构 4425 一端与倾转驱动装置 4421 的座体固定连接并同轴安装在第二轴体 4424 上；抱装结构 4425 的另一端则环绕抱紧第一轴体 4423，具体地，如图 15 所示，抱装结构 4425 的另一端过盈套装在第一轴体 4423 外围，以实现与第一轴体 4423 的抱紧固定，更具体地，抱装结构 4425 另一端上设置有开缝 44251，开缝 44251 由抱装结构 4425 另一端的外缘延伸至与第一轴体 4423 相抵触的内壁处，开缝 44251 的缝隙沿第一轴体 4423 轴向延伸。抱装结构 4425 的另一端利用开缝 44251 的弹性扩张和收缩特性，实现对不同外径尺寸第一轴体 4423 的环绕抱紧，扩大抱装结构 4425 与第一轴体 4423 过盈配合所允许的公差范围。

本申请中，第一轴体 4423 和/或第二轴体 4424 为空心轴体，可以从其中穿线及管路，防止线缆及管路在外部不规则摆动损伤线缆，同时降低线缆及管路的范围，防止损伤线缆。考虑到第二轴体 4424 需要承受较大的载荷，较佳地，本实施例中，第一轴体 4423 为空心轴体，第二轴体 4424 为实心轴体，当然在其它实施例中若第二轴体 4424 能够承受较大的载荷，也可以将第二轴体 4424 设置成空心轴体，或者将第一轴体 4423 和第二轴体 4424 都设置成空心轴体。

需要说明的是，考虑到整个倾转机构单侧安装，第一轴体 4423 的伸出距离

较长会导致第一轴体 4423 的弯矩增加, 较佳地, 请参阅图 12, 在一实施例中, 第一轴体 4423 与尾翼 30 安装存在一沿轴向较长的配合面 4432, 这样设置可以增加第一轴体 4423 的安装长度, 增加第一轴体 4423 与倾转驱动装置座体的接触面积, 以平衡第一轴体 4423 所受的弯矩, 进而减小第一轴体 4423 的弯曲变形, 提高整个机构的安装稳定性。

本申请一实施例中, 倾转驱动装置 4421 旋转中心至第二铰接轴 4428 的轴心的距离为 a , 第一铰接轴 4427 的轴心至第二铰接轴 4428 的轴心的距离为 b , 第一轴体 4423 的中心至第一铰接轴 4427 的轴心的距离为 c , 第一轴体 4423 的中心到第二轴体 4424 的中心的距离为 d , a 分别小于 b 、 c 、及 d , c 分别大于 b 和 d , a 和 c 的总和小于 b 和 d 的总和。如此, 一旦倾转驱动装置 4421 失控, 使得倾转驱动装置 4421 的输出轴一直处于正转或反转的状态, 摇臂 4422 会摆动, 也即摇臂 4422 沿顺时针转动到极限位置后会沿逆时针转, 沿逆时针转动到极限位置后会沿顺时针转, 如此, 限制了倾转机构的活动范围, 使得倾转机构不会转动超出范围与其它部件发生碰撞干涉等, 防止由于倾转过度导致其前端螺旋桨与机体等结构发生碰撞损伤机体等结构。因此, 本申请通过调整倾转机构中各部件的长度比例, 可约束倾转机构的倾转角度范围, 同时巧妙的实现了倾转机构的限位问题, 使得倾转机构正向旋转的极限位置与逆向旋转的极限位置均在连杆同一限位位置, 该巧妙设计不仅能够有效保证机构的安全性, 同时也简化设计, 无需额外设置限位机构以进行极限位置限位, 极大限度的优化了传动杆机构运动过程的安装空间; 具体地, 通过调整连杆机构内各个零部件的长度比例使在初始角度状态(即倾转最小角度)和末角度状态(即倾转最大角度)的驱动臂 4429 的末端轴线(即第二铰接轴 4428 的轴线)与第一轴体 4423 的轴线距离相等, 且此时初始角度状态驱动臂 4429 的末端轴线与第一轴体 4423 的轴线组成平面与末角度状态驱动臂 4429 的末端轴线与第一轴体 4423 的轴线组成平面之间夹角等于摇臂 4422 旋转的角度 $\pm 5^\circ$, 即可以实现一个限位点约束两个方向。

本实施例中上述倾转机构，在不同倾转角度减速比不同，实现了在不同角度的控制精度要求，结构紧凑，布置集中降低了空间要求。并且通过多连杆的使用，实现了减速比随角度的变化而变化，可以实现在大负载处减速比增加，在小负载处减速比减小，实现了峰值驱动力矩的降低，降低了对驱动的需求。并且本申请的倾转驱动装置为旋转类驱动结构，可以通过倾转装置内部自带的刹车或减速比调节装置，来对驱动力进行放大，一方面能够克服执行端所承受的扭矩，以实现任意位置的状态保持，在驱动失效时保持当前状态位置，在驱动恢复后可以继续工作，另一方面可以使结构件布置更加集中。

如图1至图7，及图20至图23所示，在本申请直起降飞行器一实施例中，以滚转轴X为基准，以向上为正向，所述倾转旋翼的旋转轴线在 -20° ~ 110° 范围内倾转。其中，请参阅图21， 0° 为倾转旋翼的旋转轴线沿滚转轴X方向向前延伸；请参阅图23， 90° 为倾转旋翼的旋转轴线沿竖直方向向上，请参阅图22，为倾转旋翼的旋转轴线位于 0° 至 90° 之间的倾斜状态。需要说明的是，当倾转角倾转范围为 90° ~ 110° 时，垂直起降飞行器能够实现机头朝前向后飞，这极大的扩展了垂直起降飞行器的飞行包线和能力，降低了垂直起降飞行器在空中需要掉头的风险。当垂直起降飞行器需要起飞时，根据飞行控制需要，可将内侧所有的倾转旋翼倾转角置于 0° ~ 90° 的任一角度，例如可以置于 0° 、 30° 、 45° 、 60° 或 90° 等。

尾翼30上的倾转旋翼的数量可以为小于 $2N$ 的任一偶数，较佳地，请参阅图5至图9，本实施例中，所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼和四个固定旋翼，四个所述固定旋翼对称安装在所述机身10的两侧，四个所述倾转旋翼位于四个所述固定旋翼的展向内侧，且两个所述倾转旋翼安装在所述尾翼30上，两个所述倾转旋翼安装在所述机翼20前侧的所述机身10或所述机翼20上。具体地，四个倾转旋翼分成数量相等的两组，分别标记为第一组倾转旋翼和第二组倾转旋翼，第一组倾转旋翼安装在垂直起降飞行器重心G前侧的机身10或机翼20上，第二组倾转旋翼安装在垂直起降飞行器重心G后侧的尾翼30上。

第一组倾转旋翼包括有第一倾转旋翼 41、第二倾转旋翼 42，第二组倾转旋翼中包括有第三倾转旋翼 43 和第四倾转旋翼 44。第一倾转旋翼 41 安装在所述第三机臂 411 上，第二倾转旋翼 42 安装在所述第四机臂 421 上并与所述第一倾转旋翼 41 关于机身 10 的对称面 60 对称。第三倾转旋翼 43 通过第一动力吊舱 442 安装于尾翼 30 上，第四倾转旋翼 44 通过第二动力吊舱 442 安装于尾翼 30 上。第一动力吊舱 442 与第二动力吊舱 442 关于机身 10 的对称面 60 对称设置，第四倾转旋翼 44 与第三倾转旋翼 43 关于机身 10 的对称面 60 对称设置。

在垂直起降状态时，四个倾转旋翼的转轴均沿竖直方向向上倾转，所述第一倾转旋翼 41、第二倾转旋翼 42、第三倾转旋翼 43 和第四倾转旋翼 44 均分布在以 B 点为中心的第一圆周上。所述第一倾转旋翼 41 和第四倾转旋翼 44 在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述第二倾转旋翼 42 和第三倾转旋翼 43 在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称。

请参阅图 7，四个固定旋翼分成数量相等的两组，分别标记为第一组固定旋翼和第二组固定旋翼，第一组固定旋翼安装在垂直起降飞行器重心前侧机翼 20 上，第二组固定旋翼安装在垂直起降飞行器重心后侧的机翼 20 上。第一组固定旋翼包括有第一固定旋翼 51、第二固定旋翼 52，第二组固定旋翼中包括有第三固定旋翼 53 和第四固定旋翼 54，所述第一固定旋翼 51、第二固定旋翼 52、第三固定旋翼 53 和第四固定旋翼 54 均分布在以 A 点为中心的第二圆周上。第一固定旋翼 51 和第二固定旋翼 52 关于机身 10 的对称面 60 对称，第三固定旋翼 53 和第四固定旋翼 54 也关于机身 10 的对称面 60 对称，四个固定旋翼的转轴均向上伸出，所述第一固定旋翼 51 和第四固定旋翼 54 在水平面上的投影关于 A 点呈中心对称，所述第二固定旋翼 52 和第三固定旋翼 53 在水平面上的投影关于 A 点呈中心对称。需要说明的是，本申请中前侧指沿朝向机头的延伸方向，后侧指朝向尾翼 30 一侧的延伸方向。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，四个所述固定旋翼沿机身延伸方向的间距，即第二固定旋翼 52 至第四固定旋翼 54 的间距，或第一固定旋翼 51 至

第三固定旋翼 53 的间距为 L_3 。四个所述倾转旋翼沿机身延伸方向的间距，即第二倾转旋翼 42 至第四倾转旋翼 44 的间距，或第一倾转旋翼 41 至第三倾转旋翼 43 的间距为 L_4 ，则 $0.1(L_3+L_4) \geq 4L_1+2L_2 \geq 0.01(L_3+L_4)$ 。这种设置方式在倾转阶段和巡航阶段，可以使重心 G 点相对 A 点和 B 点靠近前侧，且 B 点始终位于 A 点靠近所述尾翼 30 的一侧，具有相对较大的纵向和航向静稳定裕度，飞机抵抗极端大风天气能力更强，飞行也更加安全。

请参阅图 7，所述机身 10 一侧的所述机翼 20 上安装有第一机臂 511，所述机身 10 另一侧的所述机翼 20 上安装有第二机臂 521；所述第一机臂 511 与所述第二机臂 521 关于机身 10 的对称面 60 对称设置，2M 个所述固定旋翼分别对称安装在机身 10 两侧的第一机臂 511 和第二机臂 521 上，并分别位于所述机翼 20 的前后两侧及第一机臂 511 和第二机臂 521 的前后两端，同时所有的所述固定旋翼在水平面上的投影均关于 A 点两两对应大致呈中心对称。

请参阅图 1 至图 4，在一实施例中，与图 5 至图 9 中的垂直起降飞行器不同，该实施例中所述垂直起降飞行器只包括四个倾转旋翼，而不具有固定旋翼，四个所述倾转旋翼对称安装在所述机身 10 的两侧，其中两个所述倾转旋翼关于所述机身 10 对称安装在所述机翼 20 上，四个倾转旋翼的结构和对应于机身的安装关系与图 5 至 9，及图 34 中的相同，具体位置根据飞行器做适应性调整，在此不再赘述。

与图 1 至图 4 中垂直起降飞行器不同，在本申请垂直起降飞行器另一实施例中，所述垂直起降飞行器包括六个倾转旋翼，而不包括固定旋翼，六个所述倾转旋翼对称安装在所述机身 10 的两侧，其中四个所述倾转旋翼关于所述机身 10 对称安装在所述机翼 20 上，另外两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼 30 上。所述尾翼 30 为 V 型尾翼，位于所述尾翼 30 上的两个所述倾转旋翼为全倾转旋翼，两个所述全倾转旋翼分别安装在所述 V 型尾翼上部的两侧翼尖上，两个倾转旋翼分别设于机身 10 两侧的机翼 20 的翼尖上，并关于机身 10 的对称面 60 对称，位于所述机翼 20 的翼尖上的所述倾转旋翼优选为全倾转旋翼，最

后剩余的两个倾转旋翼通过机臂安装在机翼 20 的前侧，为部分倾转旋翼。但需要说明的是，若条件允许，通过机臂安装在机翼 20 的前侧的倾转旋翼也可以为全倾转旋翼。

本申请中，升降方向舵 31 的安装位置及结构可以为多种，例如可以设置于尾翼 30 上任一合适的位置，也可以为现有任一合适的升降方向舵 31 结构。具体地，请参阅图 5 和图 17，所述升降方向舵 31 包括舵板 311 和舵体驱动装置（未示出），所述舵板 311 转动连接于所述尾翼 30 或所述机身 10 的尾部，所述舵体驱动装置驱动所述舵板 311 转动以对所述垂直起降飞行器的方向进行调节。升降方向舵 31 驱动装置包括但不限于电机、或电机与减速机的组合形式。

请参阅图 25，在一些实施例中，所述舵板 311 的弦长与所述尾翼 30 的弦长比值为 15%~100%，例如可以为 15%、30%、45%、60%、90%、100% 等 15%~100% 之间的任一数值，作为示例，如图 18 所示，所述舵板 311 的弦长占所述尾翼 30 的弦长的 30%；如图 19 所示，所述舵板 311 的弦长占所述尾翼 30 的弦长的 60%；如图 20 所示，所述舵板 311 的弦长占所述尾翼 30 的弦长的 100%，但不局限于图 18 至图 20 中的比值。需要说明是，请参阅图 25，弦长为尾翼 30 翼型的截面从前缘点到后缘点的距离，弦长占比那就是从俯视图来看，尾翼 30 上舵板的在航向上的长度占比尾翼 30 的长度比值（不是沿展向 Y 的长度占比）。

请参阅图 18，在本申请垂直起降飞行器一实施例中，以滚转轴 X 为基准，以向上为正向，所述舵板 311 的偏转角度为 -90° ~ 30° ，例如，如图 23 所示，舵板 311 的偏转角度可以为 -90° 、 -60° 、 -30° 、 -15° 、 0° 、 15° 和 30° 等 -90° ~ 30° 之间的任一角度。

本申请中 2N 个倾转旋翼和 2M 个固定旋翼的旋转轴线在垂直起降状态时也可以沿竖直方向设置，较佳地，请参阅图 9，在本申请垂直起降飞行器一实施例中，2N 所述倾转旋翼对称设置于所述机身 10 的两侧，且倾转过程中旋翼的旋转轴线所形成的平面（即旋翼的旋转轴线绕倾转轴心旋转形成的平面）与机身 10 对称面 60 之间的夹角 α 为 -15° ~ $+15^{\circ}$ ，例如，可以为 -15° 、 -10° 、 0° 、

10°、15°等-15°~+15°之间的任一角度，且以自下而上向展向外侧为正，以自下而上向对称面60°倾斜为负。2M个所述固定旋翼的旋转轴线与机身对称面之间的夹角为-15°~+15°，例如，可以为-15°、-10°、0°、10°、15°等-15°~+15°之间的任一角度，且以自下而上向展向外侧为正，以自下而上向对称面60°倾斜为负。

在本申请中所述尾翼30可以为V型尾翼、Y型尾翼、H型尾翼、X型尾翼、T型尾翼、H型尾翼或U型尾翼中的任意一种，所述尾翼30上的所述倾转旋翼安装在所述尾翼30上侧，并在垂直起降状态时向上倾转。这降低了旋翼在乘员进出飞行器时对乘员造成伤害的可能性。请参阅图1至图4，在本实施例中，所述尾翼30为V型尾翼，所述尾翼30上安装有两个所述倾转旋翼，两个所述倾转旋翼分别安装在所述尾翼30上部的两侧翼尖上。在其它实施例中尾翼30也可以为上述的任意一种形状。

需要说明的是，本实施例中，当垂直起降飞行器向前飞行处于巡航状态时，尾翼30上的倾转旋翼的旋转轴线与其它位置倾转旋翼的旋转轴线可以沿滚转轴X延伸，但在其它实施例中，尾翼30上的倾转旋翼的旋转轴线与其它位置倾转旋翼的旋转轴线也可以不沿滚转轴X延伸，可以在滚转轴X所在的竖直面内，以滚转轴X为基准在±20°范围内。并且，本申请中沿滚转轴X方向，投影位于不同滚转轴X坐标位置的倾转旋翼，其动力吊舱442的控制也可以相互独立，且倾转也可以独立控制不相互关联，在此种模式下，前侧的倾转旋翼和尾翼30上的倾转旋翼所置倾转角度可不一致，倾转过程可不同步，如以滚转轴X为0°，以滚转轴X以上为正，位于滚转轴X以下为负，前侧机身10或机翼20上的倾转旋翼的动力吊舱442倾转角可为10°，后侧机身10或机翼20上的倾转旋翼的动力吊舱442倾转角可为-10°。

需要说明的是，本申请垂直起降飞行器位于垂直起降状态时，尾翼30上的倾转旋翼的旋转轴线与其它位置倾转旋翼的旋转轴线可以沿竖直方向向上延伸，也可以不沿竖直方向向上延伸。即前侧倾转旋翼和尾翼30上倾转旋翼的倾转角

度不限于置于 90° 倾转角, 为增强控制能力, 前侧倾转旋翼的旋转轴线的倾转角度和尾翼 30 上倾转旋翼的旋转轴线的倾转角度可以为 $70^\circ \sim 110^\circ$ 之间的任一数值, 例如 70° 、 80° 、 90° 、 100° 和 110° 等。2N 个倾转旋翼中每一个旋翼的旋转控制和倾转控制都相对独立, 2N 个倾转旋翼的倾转角可置于完全一致, 也可置于任两个之间都保持不同, 也可以置于部分一致, 举例说明下, 可以将 2N 个倾转旋翼中的位于尾翼 30 前侧的机身 10 或机翼 20 上的多个倾转旋翼之间的倾转角相一致, 标记为第一倾转角, 后侧尾翼 30 上的倾转旋翼的倾转角相一致, 标记为第二倾转角, 并使第一倾转角不等于第二倾转角, 例如第一倾转角可以为 100° , 第二倾转角可以为 80° 。这样可以使不同位置获得不同的俯仰配平力矩。需要说明的是, 倾转角为以倾转旋翼的倾转转轴的中心点为顶点, 倾转旋翼的旋转轴线与滚转轴 X 之间的夹角。

由于 2N 个所述倾转旋翼中后面的倾转旋翼布置于尾翼 30 上, 为了兼顾 2N 个所述倾转旋翼中心位于预设位置, 需要将尾翼 30 上的倾转旋翼向前布置, 但考虑到倾转旋翼的吊舱的加长会导致垂直起降飞行器整体刚度降低, 从而导致安全性降低, 因此在本申请一实施例中, 尾翼 30 设置为前掠式, 位于所述前掠式尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼。尾翼 30 的前掠角度不做限定, 以达到既可以平衡 2N 个倾转旋翼的布局, 又不影响垂直起降飞行器整体刚度为适宜。

因考虑到尾翼 30 的前掠会造成固定翼飞行模式下尾翼 30 的力臂缩短, 尾翼 30 的平尾 (尾翼 30 的水平投影) 容量和垂尾 (尾翼 30 的垂直投影) 容量大大的降低, 气动焦点前面的机身 10 侧面投影面积大于气动焦点后面的机身 10 侧面投影面积, 因此垂尾的有效面积会进一步缩小, 然而盲目的加大尾翼 30 面积又会使飞机的总体布局失控, 最终造成垂尾容量不够, 使飞行器固定翼模式飞行时, 横航向的稳定性不够, 甚至航向为静不稳定状态, 横航向的动稳定性模态飞行品质较低, 这对飞行控制提出了较高的难度, 为了解决以上问题, 请参阅图 9, 在前掠式尾翼 30 的下方设置有尾鳍, 尾鳍连接于所述机身 10 的尾部, 尾鳍的结构和数量可以不多做限定, 尾鳍的结构可以参见现有一切合适的

尾鳍结构，可以包括一个尾鳍体，也可包括多个尾鳍体，只要在尾翼 30 和尾鳍具有足够的垂尾容量使垂直起降飞行器在固定翼模式飞行时横航向稳定即可。

请参阅图 7 及图 28 至图 32, 本申请提供一种垂直起降飞行器的控制方法，其中，垂直起降飞行器包括：机身和 $2N$ 个倾转旋翼。机身 10 为对称结构，并具有沿机身 10 长度方向延伸的对称面 60。所述机身 10 的两侧设置有机翼 20，两侧的机翼 20 相对于机身 10 的对称面 60 对称。所述机身 10 的尾部设置有尾翼 30，所述尾翼 30 上设置有升降方向舵 31。 $2N$ 个倾转旋翼安装在机身 10 的两侧， N 为大于或等于 2 的自然数， $2N$ 个倾转旋翼关于所述机身 10 的对称面 60 对称设置，且 $2N$ 个所述倾转旋翼中的一部分倾转旋翼安装在所述尾翼 30 上。在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧，在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧移动，且所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，采用以下方法进行俯仰控制：

在飞行的过程中，根据当前空速或动压分配升降方向舵 31 与 $2N$ 个所述倾转旋翼及 $2M$ 个所述固定旋翼的俯仰控制比例；根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵 31、 $2N$ 个所述倾转旋翼和 $2M$ 个所述固定旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

在本申请垂直起降飞行器一实施例中，根据所述俯仰控制比例，对 $2N$ 个所述倾转旋翼进行控制包括：倾转角度差动调节过程：即通过尾翼 30 上的所述倾转旋翼与尾翼前侧其它任一所述倾转旋翼的倾转角度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵。和/或旋转速度差动调节过程：即通过尾翼 30 上的所述倾转旋翼与尾翼前侧其它任一所述倾转旋翼的旋转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵；和/或，倾转速度差动调节过程：即通过尾翼上的所述倾转旋翼与尾翼前侧其它任一所述倾转旋翼的倾转速度差，差动调节俯仰力

矩以进行俯仰配平及操纵。需要说明的是，上述倾转角度差动调节过程、旋转速度差动调节过程、倾转速度差动调节过程可以单个独立实施，也可以两两互相组合实施，还可以三者同时实施例。

请参阅图 28，该飞行过程依次包括四个阶段，具体包括：S100、地面准备过程，S200、起飞控制过程、S300、起飞转平飞控制过程和 S400、巡航状态。

S100、地面准备过程。地面准备过程首先需要启动垂直起降飞行器，并对系统上电检测，继而对倾转机构及升降方向舵 31 等伺服系统全行程状态确认。

S200、起飞控制过程。起飞控制过程为垂直起降飞行器由地面爬升至设定高度的过程，在该过程中倾转旋翼和固定旋翼多保持倾转角度和旋转速度不变，相对于转平飞过程，该过程相对稳定。

S300、起飞转平飞控制过程。起飞转平飞控制过程中多牵扯到倾转旋翼倾转角度的改变和/或倾转旋翼和/或固定旋翼转速的改变，因此该过程中受到的俯仰冲击力较大，对垂直起降飞行器的控制相对困难。

S400、巡航状态。在巡航状态下，垂直起降飞行器进行平飞，飞行器沿水平方向航行，相对比较稳定。

请参阅图 32，在一实施例中，步骤 S200 的起飞控制过程包括以下步骤：

S211、将 2N 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线竖直向上至垂直起降位或倾斜位（例如可为 0° ~ 90° 之间），以为爬升提供动力。垂直起降位可以为倾转旋翼的旋转轴线与滚转轴呈 90° 夹角的位置；倾斜位可以为倾转旋翼的旋转轴线与滚转轴之间 0° ~ 90° 之间（不包括端点值）的位置；

S212、将升降方向舵 31 向下偏转，从而使升降方向舵 31 参与至起飞控制；

S213、启动 2N 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行器达到设定高度，发出平飞指令。

在上述 S211 至 S213 的起飞过程中，若倾转旋翼置于 90° ，垂直起降飞行

器则正常垂直起飞，2N个倾转旋翼油门可出到一致。此时尾翼30上倾转旋翼在垂起阶段和过渡阶段遮挡面积最大，会引发较大的抬头力矩。若将所有倾转旋翼的旋转轴线置于 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 之间倾斜位置，飞机起飞时，内侧倾转旋翼则启动油门，由于内侧旋翼提供向前的拉力分量，此时飞机斜爬升向上，当飞行速度逐渐增大时，内侧倾转旋翼倾转角逐渐减小，直至倾转到 0° 转平飞固定翼模式。此方案飞机由于尾翼30遮挡倾转旋翼所造成的抬头力矩适中，控制难度较小，且对动力系统最大拉力余量要求较小。

作为一个优化，请参阅图29，本实施例中在S300起飞转平飞控制过程包括有以下过程：

S310、响应平飞指令。平飞指令可以由飞行员发出，也可以由垂直起降飞行器在判断满足预设的飞行条件时自行发出。

S320、旋翼控制过程。此过程受S200起飞控制过程的影响较大，根据倾转旋翼的状态，会有较大的不同。

S330、俯仰控制过程。考虑到在起飞转平飞过程中，倾转旋翼多分多次倾转到倾转旋翼旋转轴线与滚转轴平行的设定的巡航位，且每次倾转的过程中垂直起降飞行器均会受到一定的俯仰冲击力，可以在起飞转平飞的每一次S320旋翼控制过程之后进行S330的俯仰控制过程。

S340、依次重复执行旋翼控制过程及俯仰控制过程，直至倾转旋翼至倾转至巡航位，完成起飞转平飞。其中，巡航位例如可以为所述倾转角度为 0° 时，所述倾转旋翼的旋转轴线与滚转轴平行的位置。

请参阅图31，在一实施例中，步骤S320旋翼控制过程中包括以下步骤：

S321、获取每一倾转旋翼的当前倾转位置；该过程可以在倾转旋翼上设置角度传感器从而将当前倾转位置反馈至中控系统，也可以通过倾转旋翼对应的倾转驱动装置直接将对应当前倾转位置反馈至中控系统。

S322、若所述当前倾转位置与设定的巡航位不一致，则获取对应倾转旋翼

在当前倾转位置下的当前空速或动压，并判断当前空速或动压是否等于或大于当前倾转位置下的预设阈值；需要说明的是，设定的巡航位为预设的垂直起降飞行器在平飞状态时所在的位置，例如可以为倾转旋翼的旋转轴线与滚转轴 X 平行的 0° 位置，也可以在 $0^\circ \pm 5^\circ$ 之间的其它位置。

S323、若当前空速或动压等于或大于当前倾转位置下的预设阈值，则控制倾转旋翼倾转至预设的下一位置；

S324、逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速。若如图 1 所示，若垂直起降飞行器不具有 $2M$ 个固定旋翼，则可以通过逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速，来获得前进的动力。但若如图 7 所示，垂直起降飞行器具有 $2N$ 个倾转旋翼和 $2M$ 个固定旋翼，为了实现平飞，在逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速的同时，还需要逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速。

请参阅图 7，在另一实施例中，所述垂直起降飞行器包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于 2 的自然数， M 可以与 N 取值相同，也可以取值不同。 $2M$ 个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；在垂直起降状态时，所有的所述固定旋翼在水平面上的投影均关于 A 点呈中心对称，所述 A 点位于所述机身的对称面内，且与 G 点重合或位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。在垂直起降飞行器由垂直起降状态向所述巡航状态过渡的过程中，G 点和 B 点沿所述对称面向靠近机头一侧移动，且 G 点位于 A 点的靠近机头的一侧或与 A 点重合，B 点始终位于 A 点靠近尾翼的一侧。请参阅图 33，在一实施例中，垂直起降飞行器在 S200 的起飞过程与图 32 中 S211 至 S213 的过程不同，S200 起飞过程包括：

S221、将 $2N$ 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线水平向前，与滚转轴 X 相平行；

S222、将升降方向舵 31 向下偏转；

S223、启动 $2M$ 个所述固定旋翼和 $2N$ 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行

器达到设定高度，发出平飞指令。

在 S221 至 S223 中的起飞过程，将所有倾转旋翼的旋转轴线置于 0° （如图 7），则飞机变为复合翼模式，飞机由外侧多个旋翼垂直起飞，外侧多个旋翼此时出力为控制方案一的两倍，内侧的倾转旋翼则在垂直转平飞过渡阶段逐渐启动，逐渐加大油门直到转平飞成功，此方案内侧倾转旋翼尾翼 30 遮挡面积最小，产生的抬头力矩最小，控制最为简单，基本为复合翼的控制模式，但所需动力系统拉力裕度较大，对动力系统要求较高，非紧急情况下减少此控制模式。

本领域技术人员可以理解的是，由于在 S221 至 S223 中的起飞过程中，倾转旋翼的轴线始终与滚转轴 X 平行，因此在 S300 起飞转平飞控制过程中的 S320 旋翼控制过程中，不再具有 S321 至 S323 的相关过程，只需逐步加大 2N 个倾转旋翼的转速，并逐步减小 2M 个固定旋翼的转速至设定转速即可。

需要说明的是，无论是 S300 中的旋翼控制过程是否具有 S321 至 S324 的倾转控制过程，垂直起降飞行器在起飞转平飞的过程中，均会受到较高的俯仰冲击力，基于此，请参阅图 30，本申请一实施例中，步骤 S330 的俯仰控制过程包括：

S332、根据当前空速或动压分配升降方向舵 31、2N 个所述倾转旋翼及 2M 个所述固定旋翼的俯仰控制比例。此过程中根据当前的垂直起降飞行器当前的速度，将俯仰调节力按设定的分配规则分配至升降方向舵 31、2N 个倾转旋翼及 2M 个固定旋翼，以通过俯仰控制比例来达到较为均衡的俯仰控制。

S333、根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、2N 个所述倾转旋翼和 2M 个所述固定旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。此过程中，中控系统根据分配后的俯仰控制比例分别对升降方向舵 31、2N 个所述倾转旋翼和 2M 个所述固定旋翼进行控制，例如可以为转速差动控制，升降方向舵 31 的偏转等从而使垂直起降飞行器不同位置产生不同的俯仰调节力，以与转平飞过程中的俯仰冲击力进行平衡。

在一实施例中, 本申请垂直起降飞行器, 将 $2N$ 个倾转旋翼设置在 $2M$ 个固定旋翼的内侧, 并在尾翼 30 上设置升降方向舵 31 和全倾转的倾转旋翼, 因此可以通过上述俯仰控制过程, 来对转平飞过程中的俯仰冲击力进行平衡, 一方面可以获得更加平稳的控制过程。另一方面, 在该俯仰控制过程中, 尾翼 30 上倾转旋翼在倾转过程中动力吊舱 442 随旋翼一起旋转, 在悬停时动力吊舱 442 浸润在对应旋翼中的遮挡面积较小, 因此旋翼下洗流打到尾翼 30 上的区域较少, 能够减少一部分抬头力矩, 能够改善垂直起降飞行器在复杂的干扰流场下俯仰力矩的控制。

需要说明的是, 若垂直起降飞行器中不包括 $2M$ 个固定旋翼, 则在步骤 S332 中无需考虑固定旋翼, 只需根据当前空速或动压分配升降方向舵 31、 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例即可。并且对应地, 在步骤 S333 中也无需考虑固定旋翼, 只需根据所述俯仰控制比例, 对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制, 以实现俯仰配平及操纵即可。

考虑到, 升降方向舵 31 在垂直起降飞行器起飞的过程中多会参与到控制过程, 因此, 在本申请上述俯仰控制过程中, 在步骤 S332 之前还包括: 还包括步骤 S331、控制所述升降方向舵 31 根据当前空速或动压适时回零或作动至与当前空/动压相匹配的配平舵偏值, 并逐步参与到所述俯仰控制过程。例如, 可以设定一空速阈值, 在当前空速大于或等于设定空速阈值时, 使升降方向舵 31 回零, 回到不偏转的初始位置, 此时舵面偏转角为 0° 。

在本实施例中, 根据所述俯仰控制比例, 对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制, 以实现俯仰配平及操纵包括: 通过不同位置的所述倾转旋翼之间的倾转速度差和/或倾转角度差和/或所述倾转旋翼的旋转速度差, 差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵。

请参阅图 27, 图 27 为通过气动仿真分析对比尾翼 30 上倾转旋翼的动力吊舱部分倾转方案及尾翼 30 上倾转旋翼的动力吊舱全倾转方案生成的全机俯仰

力矩曲线。第一曲线 101 为图 7 中仿真模型的仿真曲线，其在气动仿真分析时尾部的倾转旋翼结构参照图 20，第二曲线 102 为部分倾转模型，部分倾转模型与图 7 中垂直起降飞行器模型仅在尾翼 30 上倾转旋翼的结构存在不同，为动力吊舱部分倾转方案外，其余均相同。在两个模型中的仿真分析中，四个固定旋翼和四个倾转旋翼的转速相等且拉力匹配飞机起飞重量（拉力与重力配平状态）。

图 27 中第一曲线 101 和第二曲线 102，分别为两个模型全机俯仰力矩随飞行速度（即风速）变化曲线，图中飞行速度进行了无量纲处理，0~1 的过程为飞机从悬停状态飞到当前倾转角（保持上述的 90° 倾转角不变）下的最大速度，也就是当前倾转角下从最小速度飞到最大速度；图中的俯仰力矩也进行了无量纲处理。

由图 27 中第一曲线 101 和第二曲线 102 对比可知，在 8 个旋翼没有前后油门差动的情况下，飞机会产生一个较大的俯仰力矩，因此想要实现飞机的平稳飞行，则需要配平俯仰力矩，使俯仰方向角加速度为 0，那么要配平这部分气动俯仰力矩，则需要前后旋翼油门差动，以使旋翼差动产生的俯仰力矩和飞机本体产生的气动俯仰力矩相抵消。吊舱全倾转方案控制方法在飞行过程中产生的最大俯仰配平及操纵需要 0.25 单位。而动力吊舱 442 部分倾转方案控制方法全机最大俯仰配平及操纵需要 0.8 单位，这大大的大于全倾转控制方法，飞行过程中产生的俯仰力矩越大，飞机越难控制，对于动力系统所需要的对飞机进行调姿的额外动力越大。另外由图 27 所示仿真曲线也能看出，随着飞行速度越大，动力吊舱 442 部分倾转方案控制方法产生的俯仰配平及操纵需求量波动也较大，由悬停状态（无量纲风速为 0）的 -0.04 变到了（无量纲风速为 0.57）0.8 左右，俯仰力矩波动非常剧烈，对于飞机的俯仰控制极为不利；反观动力吊舱 442 全倾转方案控制方法产生的俯仰力矩，由悬停状态（无量纲风速为 0）的 -0.25 变到了（无量纲风速为 0.42）0.25 左右，俯仰力矩波动小，有利于飞机俯仰方向的控制，因此本申请提供的垂直起降飞行器及俯仰控制方法简单有效，

能有效提升飞机安全性。

综上，本申请垂直起降飞行器设置有升降舵和 $2N$ 个倾转旋翼，在垂直起降状态时， $2N$ 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧。且在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中，所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。采用这种布局，垂直起降飞行器重心 G 点和倾转旋翼的对称中心 B 点不重合，且在所述垂直起降飞行器由垂直起降状态向巡航状态过渡的过程中， G 点和 B 点均沿所述对称面向靠近机头一侧移动。因此重心前侧倾转旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较小，重心后侧倾转旋翼所产生的牵拉力对重心 G 点的力矩较大，前后倾转旋翼的力矩差可以抵抗尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的部分抬头力矩，因此可以降低俯仰操控的难度。因此，在重心 G 点前后两侧倾转旋翼相同转速油门情况下，因为对重心 G 点的力臂长度差异，会产生低头力矩，可以通过低头力矩来抵消或部分抵消尾翼上倾转旋翼洗流区对尾翼作用所产生的抬头力矩，因此可以使垂直起降飞行器在前后旋翼油门一致的情况下就能较好的配平俯仰力矩。

本申请控制方法，根据当前空速或动压分配升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例，并能够通过升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼联动实现俯仰控制。所以，本申请有效克服了现有技术中的一些实际问题从而有很高的利用价值和使用意义。

1、一种垂直起降飞行器，其中，包括：

机身，所述机身的两侧设置有机翼，所述机身的尾部设置有尾翼，所述尾翼上设置有升降方向舵；

2N 个倾转旋翼，对称安装在所述机身两侧，且 2N 个所述倾转旋翼中的一部分位于所述尾翼上；

N 为大于或等于 2 的自然数，在垂直起降状态时，2N 个所述倾转旋翼的螺旋桨在水平面上的投影关于 B 点呈中心对称，所述 B 点与所述垂直起降飞行器的重心 G 点均位于所述机身的对称面内，且 B 点位于 G 点靠近所述尾翼的一侧，在所述垂直起降飞行器模态变化过程中，G 点和 B 点均沿所述对称面移动，所述 B 点始终位于所述 G 点靠近所述尾翼的一侧。

2、根据权利要求 1 所述的垂直起降飞行器，其中，

在飞行过程中，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的旋转轴线和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转轴线在所述机身的对称平面上存在投影不平行。

3、根据权利要求 1 至 2 中任一项所述的垂直起降飞行器，其中，

在巡航状态和/或垂起状态和/或模态转换状态时，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的倾转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的倾转速度存在第一差值，且所述第一差值不等于 0。

4、根据权利要求 1 至 2 中任一项所述的垂直起降飞行器，其中，

在巡航状态时和/或垂起状态时和/或模态转换状态时，所述尾翼上的任一所述倾转旋翼的旋转速度和其它位置的任一所述倾转旋翼的旋转速度存在第二差值，且所述第二差值不等于 0。

5、根据权利要求 1 所述的垂直起降飞行器，其中，所述垂直起降飞行器采用以下方法进行俯仰控制：

在飞行的过程中，根据当前空速或动压分配升降方向舵与 2N 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例；

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵和 2N 个所述倾转旋翼分别

进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

- 6、根据权利要求5所述的垂直起降飞行器，其中，根据所述俯仰控制比例，对2N个所述倾转旋翼进行控制包括：

通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的倾转角度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵；

和/或，通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的旋转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵；

和/或，通过尾翼上的所述倾转旋翼与其它任一所述倾转旋翼的倾转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰配平及操纵。

- 7、根据权利要求2所述的垂直起降飞行器，其中，

所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼，四个所述倾转旋翼对称安装在所述机身的两侧，其中两个所述倾转旋翼关于所述机身对称安装在所述机翼上，另外两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上。

- 8、根据权利要求2所述的垂直起降飞行器，其中，

所述垂直起降飞行器包括六个倾转旋翼，六个所述倾转旋翼对称安装在所述机身的两侧，其中四个所述倾转旋翼关于所述机身对称安装在所述机翼上，另外两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上。

- 9、根据权利要求7或8所述的垂直起降飞行器，其中，所述尾翼为V型尾翼，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为全倾转旋翼，两个所述全倾转旋翼分别安装在所述V型尾翼上部的两侧翼尖上。

- 10、根据权利要求7或8所述的垂直起降飞行器，其中，其中两个倾转旋翼设于机翼的翼尖，位于所述机翼的翼尖上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

- 11、根据权利要求1所述的垂直起降飞行器，其中，所述垂直起降飞行器还包括2M个固定旋翼，M为大于等于2的自然数，2M个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；在垂直起降状态时，所有的所述固定旋翼在水平面上的投影均关于A点呈中心对称，

所述 A 点位于所述机身的对称面内，在所述垂直起降飞行器模态变化过程中，G 点位于 A 点靠近机头的一侧或与 A 点重合，B 点始终位于 A 点靠近所述尾翼的一侧。

12、根据权利要求 10 所述的垂直起降飞行器，其中，

2M 个所述固定旋翼的旋转轴线与机身对称面之间的夹角为 -15° $\sim +15^{\circ}$ ；

和/或，2N 个所述倾转旋翼在倾转过程中旋转轴线所形成的平面与机身对称面之间的夹角为 $-15^{\circ} \sim +15^{\circ}$ 。

13、根据权利要求 11 所述的垂直起降飞行器，其中，所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼和四个固定旋翼，设所述重心 G 点至 A 点的距离为 L1， $L1 \geq 0$ ，所述 A 点至 B 点的距离为 L2， $L2 > 0$ ，四个所述固定旋翼沿机身延伸方向的间距为 L3、四个所述倾转旋翼沿机身延伸方向的间距为 L4，则 $0.1(L3+L4) \geq 4L1+2L2 \geq 0.01(L3+L4)$ 。

14、根据权利要求 11 所述的垂直起降飞行器，其中，所述垂直起降飞行器采用以下方法进行俯仰控制：

在飞行的过程中，根据当前空速或动压分配升降方向舵、2N 个所述倾转旋翼及 2M 个固定旋翼的俯仰控制比例；

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、2N 个所述倾转旋翼及 2M 个固定旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

15、根据权利要求 11 所述的垂直起降飞行器，其中，

所述垂直起降飞行器包括四个倾转旋翼和四个固定旋翼，四个所述固定旋翼对称安装在所述机身的两侧，四个所述倾转旋翼位于四个所述固定旋翼的内侧，且其中两个所述倾转旋翼对称安装在所述尾翼上，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

16、根据权利要求 15 所述的垂直起降飞行器，其中，

所述尾翼为 V 型尾翼，位于所述尾翼上的两个所述倾转旋翼为所述全倾

转旋翼,两个所述全倾转旋翼分别安装在所述V型尾翼上部的两侧翼尖上。

17、根据权利要求1所述的垂直起降飞行器,其中,

所述尾翼为V型尾翼,所述V型尾翼上安装有两个所述倾转旋翼,两个所述倾转旋翼分别安装在所述V型尾翼的翼尖,在垂直起降状态时,沿平行于所述垂直起降飞行器滚转轴的方向,所述尾翼上倾转旋翼的旋转中心与所述V型尾翼的翼尖前缘的距离为 t_1 ,所述V型尾翼的翼尖的弦长为 t_2 ,其中, t_1 与 t_2 的比值为15%~40%。

18、根据权利要求1所述的垂直起降飞行器,其中,

位于所述尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼;位于所述尾翼之外的所述倾转旋翼为部分倾转旋翼。

19、根据权利要求1所述的垂直起降飞行器,其中,

在所述机翼的翼尖上设有倾转旋翼,位于所述尾翼上的所述倾转旋翼和位于所述机翼的翼尖上的所述倾转旋翼均为全倾转旋翼。

20、根据权利要求15或16所述的垂直起降飞行器,其中,

所述全倾转旋翼包括第一旋翼和动力吊舱,所述第一旋翼连接于所述动力吊舱,所述动力吊舱转动连接于所述尾翼或所述机翼,所述动力吊舱在所述第一旋翼的倾转过程中随所述第一旋翼同步倾转。

21、根据权利要求20所述的垂直起降飞行器,其中,

所述第一旋翼包括螺旋桨和旋转驱动装置,所述螺旋桨安装于所述旋转驱动装置的输出轴上,所述动力吊舱包括吊舱壳体和位于吊舱壳体内的倾转机构,所述倾转机构用于驱动所述旋转驱动装置倾转,以带动螺旋桨倾转。

22、根据权利要求21所述的垂直起降飞行器,其中,

所述倾转机构包括:摇臂、驱动臂、倾转驱动装置和连杆;所述摇臂和所述驱动臂均转动安装于所述尾翼;所述倾转驱动装置的座体安装于所述尾翼,所述倾转驱动装置的驱动端驱动所述驱动臂旋转;所述连杆分别与所述驱动臂和所述摇臂转动连接;所述摇臂与所述第一旋翼的旋转驱动装置固定

连接。

23、根据权利要求 22 所述的垂直起降飞行器，其中，

所述尾翼上固定设置有相互平行的第一轴体和第二轴体，所述摇臂转动安装于所述第一轴体，所述驱动臂转动安装于所述第二轴体，所述倾转驱动装置的座体安装于所述第二轴体上，所述倾转驱动装置的驱动与所驱动臂相固定。

24、根据权利要求 23 所述的垂直起降飞行器，其中，

所述第一轴体和所述第二轴体之间设置有抱装结构，所述抱装结构的一端与所述座体固定连接，所述抱装结构的另一端环绕抱紧所述第一轴体。

25、根据权利要求 23 所述的垂直起降飞行器，其中，所述第一轴体和/或第二轴体为空心轴体。

26、根据权利要求 1 所述的垂直起降飞行器，其中，

所述升降方向舵包括舵板和舵体驱动装置，所述舵板转动连接于所述尾翼或所述机身的尾部，所述舵体驱动装置驱动所述舵板转动以对所述垂直起降飞行器的方向进行调节。

27、根据权利要求 1 所述的垂直起降飞行器，其中，

以所述垂直起降飞行器的滚转轴为基准，定义为 0° ，以所述倾转旋翼向上倾转为正向，以向下倾转为负向，所述倾转旋翼的旋转轴线在 $-20^\circ \sim 110^\circ$ 范围内倾转。

28、根据权利要求 1 所述的垂直起降飞行器，其中，所述尾翼为前掠式尾翼，位于所述前掠式尾翼上的所述倾转旋翼为全倾转旋翼。

29、根据权利要求 28 所述的垂直起降飞行器，其中，所述垂直起降飞行器还包括尾鳍，所述尾鳍设置于所述前掠式尾翼的下方，并连接于所述机身的尾部。

30、一种权利要求 1 中垂直起降飞行器的控制方法，其中，包括以下俯仰控制过程：

根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例；

根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵。

31、根据权利要求30所述的控制方法，其中，根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例之前还包括以下旋翼控制过程：

获取每一倾转旋翼的当前倾转位置；

若所述当前倾转位置与设定的巡航位不一致，则获取对应倾转旋翼在当前倾转位置下的当前空速或动压，并判断当前空速或动压是否等于或大于当前倾转位置下的预设阈值；

若当前空速或动压等于或大于当前倾转位置下的预设阈值，则控制倾转旋翼倾转至预设的下一位置；

逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速。

32、根据权利要求31所述的控制方法，其中，所述控制方法还包括：依次重复执行旋翼控制过程及俯仰控制过程，直至倾转旋翼倾转至巡航位，完成起飞转平飞。

33、根据权利要求31所述的控制方法，其中，

所述垂直起降飞行器还包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于2的自然数； $2M$ 个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；

在逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速的过程中，还包括：逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速。

34、根据权利要求33所述的控制方法，其中，在所述旋翼控制之前还包括以下起飞控制过程：

将 $2N$ 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线竖直向上或倾斜向上；

将升降方向舵向下偏转；

启动 $2M$ 个所述固定旋翼和 $2N$ 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行器达到设定高度，发出平飞指令。

35、根据权利要求 30 所述的控制方法，其中，

所述垂直起降飞行器还包括 $2M$ 个固定旋翼， M 为大于等于 2 的自然数； $2M$ 个所述固定旋翼对称安装在所述机身两侧的所述机翼上，并位于所述倾转旋翼的外侧；

根据当前空速或动压分配所述升降方向舵与 $2N$ 个所述倾转旋翼的俯仰控制比例之前还包括以下起飞控制过程：

将 $2N$ 个所述倾转旋翼倾转至旋转轴线水平向前；

将升降方向舵向下偏转；

启动 $2M$ 个所述固定旋翼和 $2N$ 个所述倾转旋翼，待垂直起降飞行器达到设定高度，发出平飞指令。

36、根据权利要求 35 所述的控制方法，其中，在所述起飞控制过程之后，俯仰控制之前还包括以下旋翼控制过程：逐步加大 $2N$ 个倾转旋翼的转速，发出前飞指令并逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速。

37、根据权利要求 34 或 36 所述的控制方法，其中，所述旋翼控制过程中，在逐步减小 $2M$ 个固定旋翼的转速至设定转速之后，还包括控制所述升降方向舵根据当前空速或动压回零，并逐步参与到所述俯仰控制过程。

38、根据权利要求 34 或 36 所述的控制方法，其中，在所述起飞控制过程之前还包括地面准备过程，所述地面准备过程包括：启动垂直起降飞行器，并对系统上电检测，对伺服系统全行程状态确认。

39、根据权利要求 30 至 36 任一项所述的控制方法，其中，根据所述俯仰控制比例，对所述升降方向舵、 $2N$ 个所述倾转旋翼分别进行控制，以实现俯仰配平及操纵包括：通过不同位置的所述倾转旋翼之间的倾转速度差和/或倾转角度差和/或所述倾转旋翼的旋转速度差，差动调节俯仰力矩以进行俯仰

配平及操纵。