



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112937851 A

(43) 申请公布日 2021.06.11

(21) 申请号 202110135898.3

(22) 申请日 2021.02.01

(71) 申请人 河北利翔航空科技有限公司

地址 050000 河北省石家庄市高新区长江
道壹号C座1105室

(72) 发明人 李强 张旺春

(74) 专利代理机构 石家庄新世纪专利商标事务
所有限公司 13100

代理人 齐兰君 杨钦祥

(51) Int.Cl.

B64C 29/00 (2006.01)

B64C 27/26 (2006.01)

B64C 27/28 (2006.01)

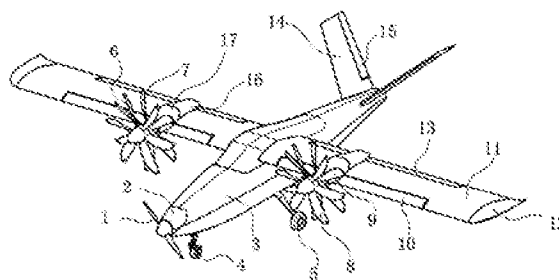
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼
飞行器

(57) 摘要

本发明公开了一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,涉及飞行器设计领域,具体是一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其包括:包括机身、主翼部、尾翼部以及动力部。本发明具备固定翼飞行和旋翼类可垂直起降的优点,在垂直起降时,其向上拉力主要由共轴反桨的主螺旋桨提供,而前置螺旋桨仅提供较小的向上拉力,其作用为调节飞行器的纵向姿态,使飞行器在垂直起降过程中,飞行器纵向姿态处于平衡的状态。本发明采用共轴反桨的螺旋桨,在具有一定桨盘面积的情况下,缩小了螺旋桨的直径,当所有动力舱无倾转时,本发明可在跑道上进行固定翼状态起降,起降所消耗能量更小,也能够提高飞行器载重。



1. 一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,包括机身(3)、主翼部、尾翼部以及动力部;

所述主翼部包括机翼(11)、前缘缝翼(10)以及襟翼(13);所述机翼(11)固定连接在所述机身(3)中部的两侧,所述前缘缝翼(10)与所述机翼(11)前边缘铰接,所述襟翼(13)与所述主翼铰接;

所述尾翼部包括:V尾(14)以及方向舵(15),所述V尾(14)固定连接在所述机身(3)后部;所述方向舵(15)与所述V尾(14)铰接;所述V尾(14)与所述机身(3)的纵切面呈一定的夹角,所述V尾(14)为两个,两个所述V尾(14)呈V字形;

所述动力部包括:第一动力单元、第二动力单元以及第三动力单元;所述第一动力单元与所述机身(3)前端铰接,所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别对称设置在所述机身(3)的两侧,所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别与所述机翼(11)铰接。

2. 根据权利要求1所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述第二动力单元以及所述第三动力单元结构相同,均包括翼上动力舱可动端(17)、第二动力装置以及第一螺旋桨,所述翼上动力舱可动端(17)与所述机身(3)铰接,所述第二动力装置本体与所述翼上动力舱可动端(17)固定连接,所述第一螺旋桨与所述动力装置输出轴固定连接。

3. 根据权利要求1所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述第一动力单元包括前置螺旋桨(1)、前置动力舱(2)以及第一动力装置,所述第一动力装置本体与所述前置动力舱(2)固定连接,所述前置螺旋桨(1)与所述第一动力装置输出轴固定连接,所述前置动力舱(2)与所述机身(3)前端铰接。

4. 根据权利要求2所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述动力部还包括翼上动力舱(16),所述翼上动力舱(16)与所述机身(3)固定连接,所述翼上动力舱可动端(17)与所述翼上动力舱(16)铰接。

5. 根据权利要求2所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述第二动力装置为前驱动电机(18)。

6. 根据权利要求3所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述第一动力装置为主驱动电机(19)。

7. 根据权利要求2所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述第一螺旋桨为共轴反转螺旋桨。

8. 根据权利要求1所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,所述主翼部还包括翼尖(12),所述翼尖(12)设置在机翼(11)的一端,所述翼尖(12)上翘。

9. 根据权利要求1所述的一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,其特征在于,还包括起落架,所述起落架与所述机身(3)固定连接或铰接。

一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器设计领域,具体是一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器。

背景技术

[0002] 大气层中的飞行器按飞行原理大致可分为固定翼飞行器、旋翼类飞行器以及介于两者之间的垂直起降固定翼飞行器。固定翼飞行器一般具有机翼,其由发动机或者螺旋桨产生拉力或推力,使飞行器相对于空气运动,从而使机翼的上、下表面间产生压力差,进而产生升力,维持飞行器的飞行。而旋翼类飞行器则由发动机或螺旋桨产生垂直向上拉力,将飞行器“拉离”地面,并且通过改变螺旋桨的倾角产生向前后向后的拉力分量来控制飞行器前进或后退。

[0003] 与旋翼飞行器完全由旋翼来提供升力相比,固定翼飞行器效率更高,在功率相同的情况下,固定翼飞行器载重更大。固定翼飞行器的不足之处在于起飞和降落都需要较长的跑道。

[0004] 垂直起降固定翼飞行器具备固定翼飞行和旋翼类可垂直起降的优点,不需要跑道,并且具有固定翼飞行器的高效率。目前垂直起降固定翼飞行器种类很多,但在垂直起飞时,大多数飞行器仍完全依靠旋翼的拉力,效率很低。

发明内容

[0005] 本发明提供了一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,用于解决现有技术中垂直起降固定翼飞行器在垂直起降时,效率低的问题。

[0006] 本发明采用如下技术方案:

一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器,包括机身、主翼部、尾翼部以及动力部;

所述主翼部包括机翼、前缘缝翼以及襟翼;所述机翼固定连接在所述机身中部的两侧,所述前缘缝翼与所述机翼前边缘铰接,所述襟翼与所述主翼铰接;

所述尾翼部包括:V尾以及方向舵,所述V尾固定连接在所述机身后部;所述方向舵与所述V尾铰接;所述V尾与所述机身的纵切面呈一定的夹角,所述V尾为两个,两个所述V尾呈V字形;

所述动力部包括:第一动力单元、第二动力单元以及第三动力单元;所述第一动力单元与所述机身前端铰接,所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别对称设置在所述机身的两侧,所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别与所述机翼铰接。

[0007] 进一步地,所述第二动力单元以及所述第三动力单元结构相同,均包括翼上动力舱可动端、第二动力装置以及第一螺旋桨,所述翼上动力舱可动端与所述机身铰接,所述第二动力装置本体与所述翼上动力舱可动端固定连接,所述第一螺旋桨与所述动力装置输出轴固定连接。

[0008] 进一步地,所述第一动力单元包括前置螺旋桨、前置动力舱以及第一动力装置,所述第一动力装置本体与所述前置动力舱固定连接,所述前置螺旋桨与所述第一动力装置输出轴固定连接,所述前置动力舱与所述机身前端铰接。

[0009] 进一步地,所述动力部还包括翼上动力舱,所述翼上动力舱与所述机身固定连接,所述翼上动力舱可动端与所述翼上动力舱铰接。

[0010] 进一步地,所述第二动力装置为前驱动电机。

[0011] 进一步地,所述第一动力装置为主驱动电机。

[0012] 进一步地,所述第一螺旋桨为共轴反转螺旋桨。

[0013] 进一步地,所述主翼部还包括翼尖,所述翼尖设置在机翼的一端,所述翼尖上翘。

[0014] 进一步地,还包括起落架,所述起落架与所述机身固定连接或铰接。

[0015] 本发明的积极效果如下:

本发明具备固定翼飞行和旋翼类可垂直起降的优点,在垂直起降时,其向上拉力主要由共轴反桨的主螺旋桨提供,而前置螺旋桨仅提供较小的向上拉力,其作用为调节飞行器的纵向姿态,使飞行器在垂直起降过程中,飞行器纵向姿态处于平衡的状态。

[0016] 本发明采用共轴反桨的螺旋桨,在具有一定桨盘面积的情况下,缩小了螺旋桨的直径,当所有动力舱无倾转时,本发明可在跑道上进行固定翼状态起降,起降所消耗能量更小,也能够提高飞行器载重。

[0017] 本发明具有前缘缝翼和后缘襟翼,当主翼动力舱向上倾转 90° 时,前缘缝翼和后缘襟翼同时打开,形成一个中间高,两边低的凸面,共轴反桨的主螺旋桨产生的强大的向下气流流经该凸面时,由于康达效应的作用,会产生一个额外向上的升力,提高了垂直起降的效率。

附图说明

[0018] 图1为本发明实施方式左侧轴测视图(固定翼飞行状态)图;

图2为本发明实施方式左侧轴测视图(垂直起降状态)图;

图3为本发明实施方式左侧视图(垂直起降状态)图;

图4为本发明实施方式使用共轴反桨螺旋桨滑流进行康达效应增升原理图;

图5为本发明实施方式飞行器受力分析图(垂直起降状态);

图6为本发明实施方式飞行器受力分析图(固定翼飞行状态);

图7为本发明实施方式飞行器受力分析图(中间飞行状态)。

[0019] 图中:

1前置螺旋桨;

2前置动力舱;

3机身;

4前起落架;

5主起落架;

6右前主螺旋桨;

7右后主螺旋桨;

8左前主螺旋桨;

9左后主螺旋桨；
10前缘缝翼；
11机翼；
12翼尖；
13襟翼；
14V尾；
15方向舵；
16翼上动力舱；
17翼上动力舱可动端；
18前驱动电机；
19主驱动电机。

具体实施方式

[0020] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白，以下结合附图及实施例，对本发明进行进一步详细说明。应当理解，此处所描述的具体实施方式仅用以解释本发明，并不用于限定本发明。

[0021] 如图1-7所示，一种使用康达效应增升的垂直起降固定翼飞行器，包括机身3、主翼部、尾翼部以及动力部；

所述主翼部包括机翼11、前缘缝翼10以及襟翼13；所述机翼11固定连接在所述机身3中部的两侧，所述前缘缝翼10与所述机翼11前边缘铰接，所述襟翼13与所述主翼铰接；

所述尾翼部包括：V尾14以及方向舵15，所述V尾14固定连接在所述机身3后部；所述方向舵15与所述V尾14铰接；所述V尾14与所述机身3的纵切面呈一定的夹角，所述V尾14为两个，两个所述V尾14呈V字形；

所述动力部包括：第一动力单元、第二动力单元以及第三动力单元；所述第一动力单元与所述机身3前端铰接，所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别对称设置在所述机身3的两侧，所述第二动力单元以及所述第三动力单元分别与所述机翼11铰接。

[0022] 进一步地，所述第二动力单元以及所述第三动力单元结构相同，均包括翼上动力舱可动端17、第二动力装置以及第一螺旋桨，所述翼上动力舱可动端17与所述机身3铰接，所述第二动力装置本体与所述翼上动力舱可动端17固定连接，所述第一螺旋桨与所述动力装置输出轴固定连接。

[0023] 进一步地，所述第一动力单元包括前置螺旋桨1、前置动力舱2以及第一动力装置，所述第一动力装置本体与所述前置动力舱2固定连接，所述前置螺旋桨1与所述第一动力装置输出轴固定连接，所述前置动力舱2与所述机身3前端铰接。

[0024] 进一步地，所述动力部还包括翼上动力舱16，所述翼上动力舱16与所述机身3固定连接，所述翼上动力舱可动端17与所述翼上动力舱16铰接。

[0025] 进一步地，所述第二动力装置为前驱动电机18。

[0026] 进一步地，所述第一动力装置为主驱动电机19。

[0027] 进一步地，所述第一螺旋桨为共轴反转螺旋桨。

[0028] 进一步地，所述主翼部还包括翼尖12，所述翼尖12设置在机翼11的一端，所述翼尖

12上翘。

[0029] 进一步地,还包括起落架,所述起落架与所述机身3固定连接或铰接。

[0030] 更为具体地,一种飞行器包括机身3、机翼11、前动力舱2及螺旋桨、翼上动力舱16及主螺旋桨、V尾14及起落架。飞行器采用常规布局,机翼具有前缘缝翼10和后缘襟翼13,当前缘缝翼10和后缘襟翼13同时打开,会形成一个中间高,两边低的凸面。机身前端设置有具有可向上偏转 90° 的前置动力舱2,前置动力舱2中设置有第一动力装置,其前端设置前置螺旋桨1。机翼11中部都设置有翼上动力舱16,翼上动力舱16前端为翼上动力舱可动端17,该可动端可向上偏转 90° ,其中设置有第二动力装置,其前端设置右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7以及左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9,螺旋桨两两配对,为共轴反桨设置。

[0031] 该飞行器采用常规可倾转动力舱布局,包括前置螺旋桨1、前置动力舱2、机身3、前起落架4、主起落架5、右前主螺旋桨6、右后主螺旋桨7、左前主螺旋桨8、左后主螺旋桨9、前缘缝翼10、机翼11、翼尖12、襟翼13、V尾14、方向舵15,翼上动力舱16,翼上动力舱可动端17,前驱动电机18,主驱动电机19。

[0032] 在机身3前部设置有可向上倾转 90° 的前置动力舱2,在本发明的垂直起降状态,前置动力舱2向上倾转 90° ,提供一个较小的向上拉力 F_1 ,该拉力作用为调节飞行器的纵向姿态,使飞行器在垂直起降过程中,飞行器纵向姿态处于平衡的状态。

[0033] 在机身3中部设置有机翼11,机翼11前端设置有前缘缝翼10,后端有襟翼13,中部有翼上动力舱16,翼上动力舱16的前端设置有翼上动力舱可动端17,翼上动力舱可动端17的前端设置有可与其随动偏转的右前主螺旋桨6、右后主螺旋桨7、左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9。右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7,左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9两两配对,并由位于翼上动力舱可动端17中的主驱动电机19驱动,主驱动电机19为共轴反转电机,因此两两配对的主螺旋桨在工作时为共轴反转状态。本领域技术人员容易理解的是,在具有相同等效桨盘面积的情况下,共轴反转设置的两个螺旋桨的直径会更小,这就使在螺旋桨不倾转时,飞行器能够进行固定翼状态起降成为了可能。

[0034] 当前缘缝翼10和后缘襟翼13同时打开,整个机翼面会形成一个中间高,两边低的“凸面”,在飞行器的垂直起降状态,共轴反转的右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7,左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9会产生强大的螺旋桨滑流,其流经上述“凸面”时,气流会向“凸面”的两边快速“流动”,此时由于康达效应的作用,会产生一个垂直于该“凸面”,即前缘缝翼10和后缘襟翼13位置处产生竖直向上的升力,这个额外的升力有利于提高飞行器在垂直起降时的效率。

[0035] 在该飞行器的垂直起降状态,前置动力舱2向上偏转 90° ,翼上动力舱可动端17向上偏转 90° ,前置螺旋桨1、右前主螺旋桨6、右后主螺旋桨7、左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9也随动向上偏转 90° ,此时的飞行器的受力情况为:共轴反转的右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7,左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9产生一个向上的拉力 F_2 ,前置螺旋桨1也产生一个向上的拉力 F_1 ,机翼形成的“凸面”在螺旋桨滑流的作用下,由于康达效应的作用,产生升力 F_3 ,飞行器要维持垂直起飞和空中悬停,则必须有这三个力的合力大于等于飞行器的重力 G ,即:

$$F_1+F_2+F_3 \geq G$$

同时,在飞行器的纵向,需要达到力矩平衡,且由于 F_2 和 F_3 离飞行器重心19近力臂

短,F1离重心19远力臂长,因此F1值小于F2和F3的合力。并且由于F1力臂长的原因,当飞行器纵向受到扰动出现不平衡时,仅需少量改变F1的值,即可使飞行器重新达到平衡状态。

[0036] 与也采用康达效应的“上蒙皮吹气襟翼”(USB)不同,本发明采用的康达效应增升,是利于共轴反转的螺旋桨提供强大的滑流,同时流经前缘缝翼10和后缘襟翼13,均可产生一定升力。而“上蒙皮吹气襟翼”(USB)仅是后缘襟翼位置产生升力,且会使机翼产生个不利的低头力矩,而本发明中由于前缘缝翼10和后缘襟翼13均可产生升力,其各自由于升力产生的力矩,可相互抵消。

[0037] 在该飞行器的固定翼飞行状态,前置动力舱2处于水平状态,翼上动力舱可动端17处于水平状态,前置螺旋桨1、右前主螺旋桨6、右后主螺旋桨7、左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9也随动处于水平状态,此时的飞行器的受力情况为:共轴反转的右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7,左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9产生一个向前的拉力F4,前置螺旋桨1也产生一个向前的拉力F5,飞行器在F4和F5的作用下,向前运动,从而使机翼与空气发生相对运动,进而机翼产生作用于飞行器气动中心位置18的升力F6,要使飞行器维持固定翼状态的水平飞行和爬升,F6需在大于或等于飞行器重力G。本领域技术人员容易理解的是,此时的F4和F5的合力,是小于垂直起降状态时的F1和F2的合力,这就可以提高飞行器的经济性。

[0038] 本发明还存在一种中间飞行状态,即前置动力舱2处于向上偏转 $0\sim 90^\circ$ 之间的状态,翼上动力舱可动端17也处于向上偏转 $0\sim 90^\circ$ 之间的状态,前置螺旋桨1、右前主螺旋桨6、右后主螺旋桨7、左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9也随动处于向上偏转 $0\sim 90^\circ$ 之间的状态,此时的飞行器的受力情况为:共轴反转的右前主螺旋桨6和右后主螺旋桨7,左前主螺旋桨8和左后主螺旋桨9产生一个斜向前的拉力F7,前置螺旋桨1也产生一个斜向前的拉力F8,F7和F8的水平分量F9,使飞行器向前运动,此时向前运动的速度小于飞行器在固定翼飞行状态的失速速度,在该速度下,机翼产生的升力F10小于飞行器的重力G,为了维持飞行器的飞行,飞行器的重力G需由机翼升力F9以及F7和F8合力的垂直分量F11来平衡。即:

$$F9+F10\geq G$$

在此状态下,能量消耗小于垂直起飞状态,但大于固定翼飞行状态,其有益之处在于,使飞行器可以在零速度和固定翼状态的失速速度之间飞行。

[0039] 在机翼11的翼梢部设置有上翘式翼尖12,其可一定程度上降低飞行器在固定翼飞行时的诱导阻力。

[0040] 在机翼11的后端部设置的襟翼13,同时向下偏转可作为襟翼使用,也可左、右机翼的襟翼13分别向下和向上偏转,作为副翼使用,控制飞行器的滚转。

[0041] 在机身3的后上部布置有V尾14,V尾14可在飞行器的固定翼飞行状态起到提高飞行器航向安定性的作用,其后缘位置设置的方向舵15,可提供飞行器在固定翼飞行状态所需的偏航力矩和俯仰力矩。

[0042] 在机身下部的前起落架4和主起落架5,采用不可收放的前三点布置,主起落架10,采用板簧式结构,结构简单,维护方便。

[0043] 以上所述实施方式仅为本发明的优选实施例,而并非本发明可行实施的穷举。对于本领域一般技术人员而言,在不背离本发明原理和精神的前提下对其所做出的任何显而易见的改动,都应当被认为包含在本发明的权利要求保护范围之内。

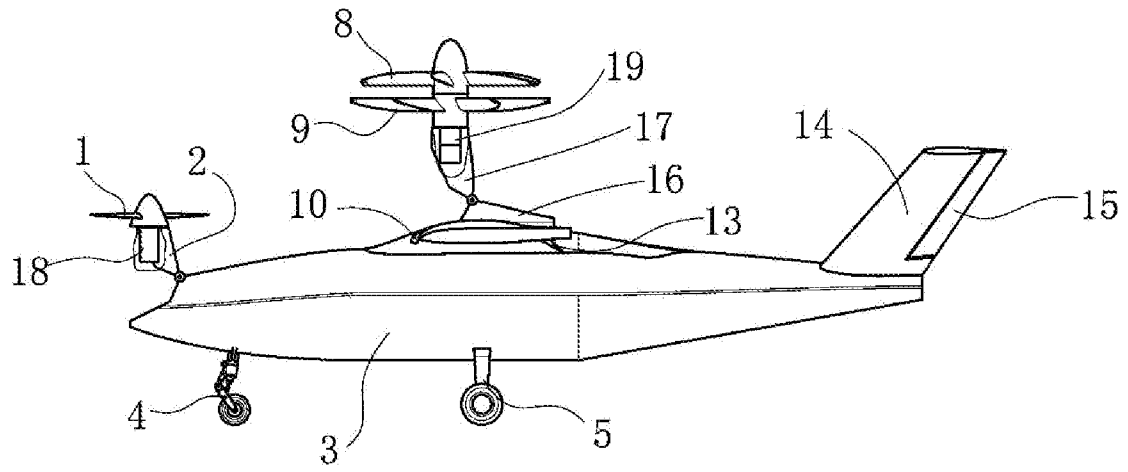


图3

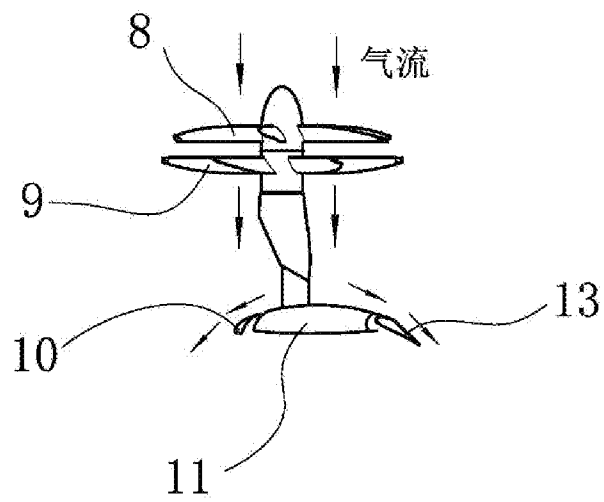


图4

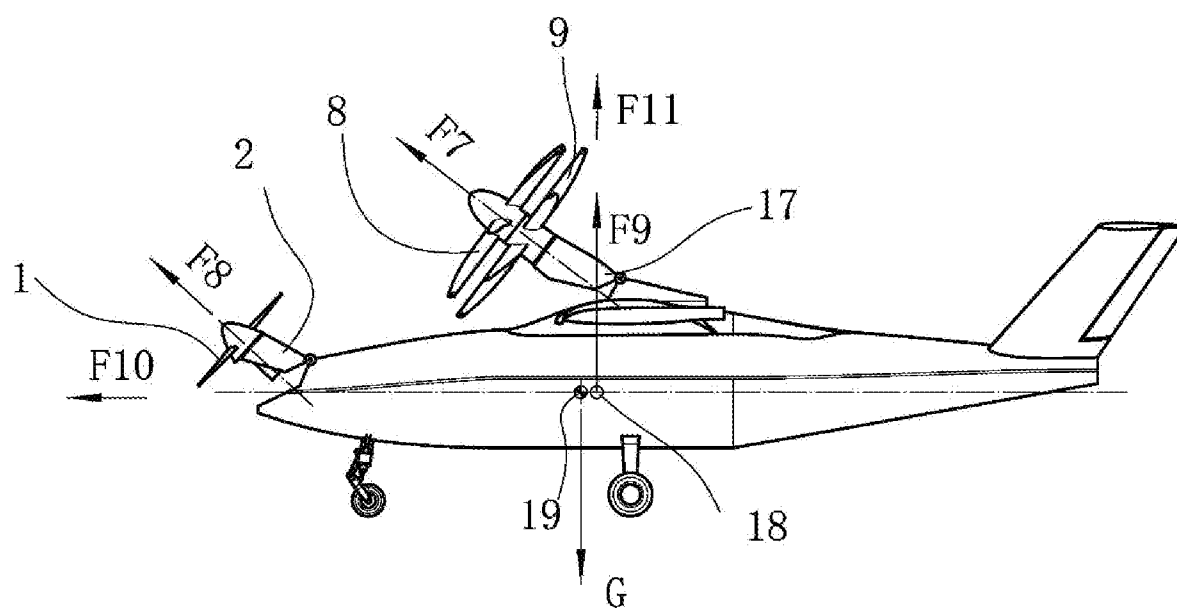


图7