(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 112334386 B
(45)授权公告日 2024.10.01

(21)申请号 201980040487.7
(22)申请日 2019.04.11
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112334386 A
(43)申请公布日 2021.02.05
(30)优先权数据
a201800268 2018.04.17 RO
(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2020.12.16
(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/RO2019/000011 2019.04.11
(87)PCT国际申请的公布数据
WO2019/203673 EN 2019.10.24

(73)专利权人 拉兹万·萨比耶
地址 罗马尼亚布加勒斯特
(72)发明人 拉兹万·萨比耶
(74)专利代理机构 北京康信知识产权代理有限责任公司 11240
专利代理师 李佳佳

(51)Int.Cl.
B64C 29/00(2006.01)
B64C 9/14(2006.01)
B64C 21/04(2023.01) (续)

(56)对比文件
US 2010140416 A1,2010.06.10 (续)

审查员 沈茂

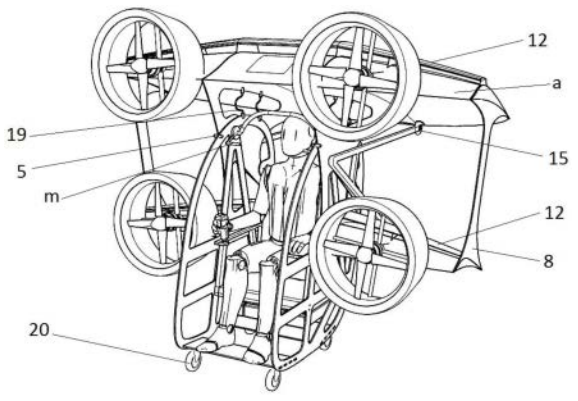
权利要求书2页 说明书4页 附图10页

(54)发明名称

垂直起飞和着陆的个人飞行设备

(57)摘要

本发明涉及一种垂直起飞和着陆的个人飞行设备,其特征在于,该飞行设备是由在其间铰接的两个独立部分构成的双翼机设备,第一独立部分包括驾驶员座舱(1),驾驶员座舱铰接到第二部分,第二部分由机翼组件(6)形成,驾驶员座舱(1)通过两个铰接件(3)附接到机翼组件(6)并固定在机翼的直立的中央竖直支撑件(7)中,该驾驶员座舱(1)通过下机翼的开放区域在中央竖直支撑件(7)的内部摆动,并且以这种方式,驾驶员座舱在机翼支撑结构内部具有有限的摆动可能性,机翼支撑结构进而设置有四个导管类型的螺旋桨(9),所述螺旋桨由电发动机(20)驱动,其中两个螺旋桨设置在上机翼上,两个螺旋桨设置在下机翼上,从而形成一种四轴飞行器,在每个螺旋桨的导管(10)的入口边缘上设置有环形喷射狭缝(11),并且操作设备所需的电能由放置在飞行员座椅下方的电池(14)提供,电池通过速度调节器将电能传输到发动机,设备的整个操作借助于设置在双翼机的上机翼的中央部分中的飞行计算机(17)来管理,并且用机翼和发动机来完成垂直定向的起飞,飞行设备借助于固定在机翼的端部中的起落架(15)降落到地面上,飞行设备如四轴飞行器一样起飞,并且通过减小机翼的倾角来完成到巡航飞行的过渡,由于机翼前进时的阻力增加同时飞行设备的平移速度增加,倾角自然地减小,并且同时,由于驾驶员座舱(1)的低重心并由于允许驾驶员座舱相对于机翼组件(6)旋转的接合点(3),驾驶员座舱保持在竖直位置,并且着陆以类似于四轴飞行器的方式实现,降低速度导致机翼的倾角增大,直到机翼返回到着陆需要的垂直面。



CN 112334386 B

[转续页]

[接上页]

(51)Int.Cl.

B64C 39/00(2023.01)

B64C 39/08(2006.01)

B64C 11/00(2006.01)

(56)对比文件

US 2011042509 A1,2011.02.24

US 2011217163 A1,2011.09.08

US 2013068876 A1,2013.03.21

US 2017057621 A1,2017.03.02

US 2018002026 A1,2018.01.04

1.一种垂直起飞和着陆的飞行设备,所述飞行设备是双翼机类型的并具有在其间铰接的两个主要的独立部分,第一独立部分包括驾驶员座舱(1),所述驾驶员座舱铰接到第二独立部分,所述第二独立部分是机翼组件(6);所述驾驶员座舱(1)通过两个铰接件(3)附接到所述机翼组件(6),两个所述铰接件固定在上机翼(a)和下机翼(b)的直立的中央竖直支撑件(7)中,

其中,所述上机翼(a)和下机翼(b)设置有四个螺旋桨(9),四个所述螺旋桨由四个电发动机(20)驱动,其中四个所述螺旋桨中的两个设置在所述上机翼(a)上,四个所述螺旋桨中的两个设置在所述下机翼(b)上,从而四个所述螺旋桨(9)形成一种四轴飞行器布局;

其中,所述四个螺旋桨(9)具有第一导管(10);

其中,电池(14)通过速度调节器将电能传输到所述四个电发动机,并且所述电池(14)放置在飞行员座椅下方;

其中,所述飞行设备的整个操作借助于飞行计算机(17)来管理,所述飞行计算机(17)设置在所述上机翼(a)的中央部分中;

其中,用所述上机翼(a)和下机翼(b)以及所述发动机来完成垂直定向的起飞;

其中,所述飞行设备借助于固定在所述上机翼(a)和下机翼(b)的末端中的起落架(15)降落到地面上;

其中,所述飞行设备如四轴飞行器一样起飞,并且通过减小所述上机翼(a)和下机翼(b)的倾角来完成到巡航飞行的过渡,由于所述上机翼(a)和下机翼(b)的阻力增加同时所述飞行设备的平移速度增加,所述倾角自然地减小,同时,由于所述驾驶员座舱(1)的低重心并由于允许所述驾驶员座舱相对于所述机翼组件(6)旋转的所述两个铰接件(3),所述驾驶员座舱保持在竖直位置;

并且其中,着陆以类似于四轴飞行器的方式实现,降低速度导致所述上机翼(a)和下机翼(b)的倾角增大,直到所述上机翼(a)和下机翼(b)自然返回到着陆需要的垂直位置,

其中,

-所述下机翼(b)是不连续的并且由左侧和右侧组成,所述左侧和右侧由位于直立的中央竖直支撑件与所述下机翼(b)的左侧和右侧的内边缘之间的开放空间物理地隔开,在所述机翼组件(6)处于巡航飞行位置时,所述开放空间位于所述上机翼(a)的下方并向前、向后及向下开放,并且所述驾驶员座舱在所述下机翼(b)的开放空间内在所述左侧与右侧之间有限旋转;

-所述驾驶员座舱(1)相对于所述铰接件(3)具有较低的重心,因此确定所述驾驶员座舱(1)自然地保持在竖直位置中;以及

-所述铰接件(3)构造成允许所述驾驶员座舱(1)以所述驾驶员座舱(1)的有限旋转弧相对于所述机翼组件(6)旋转。

2.根据权利要求1所述的垂直起飞和着陆的飞行设备,其中,四个所述螺旋桨(9)设置在双重导管中并设置有第二导管(35),所述第二导管(35)在前侧设置有喷射狭缝37),从而形成双流导管螺旋桨,并且其中所述第一导管(10)的外侧与第二导管(35)的内侧一起形成环形科恩达喷射器。

3.根据权利要求2所述的飞行设备,其中,四个所述电发动机(20)的轴直接地或经由倍速器驱动空气压缩机(22),所述空气压缩机通过管(23)向环形室(24)提供压缩空气,将所

述压缩空气朝向所述环形科恩达喷射器引导。

4.一种垂直起飞和着陆的飞行设备,所述飞行设备是双翼机类型的并具有在其间铰接的两个主要的独立部分,第一独立部分包括驾驶员座舱(1),所述驾驶员座舱铰接到第二独立部分,所述第二独立部分是机翼组件(6),包括呈双翼机类型构造的上机翼(a)和下机翼(b)以及连接所述上机翼(a)和下机翼(b)的中央竖直支撑件(7);所述驾驶员座舱(1)通过两个铰接件(3)附接到所述机翼组件(6),两个所述铰接件固定直立的所述中央竖直支撑件(7)中,

所述上机翼(a)和下机翼(b)设置有四个三流式喷气发动机,其中,管理所述飞行设备的整个操作的飞行计算机(17)设置在所述上机翼(a)的中央部分中,起落架(15)固定在所述上机翼(a)和下机翼(b)的末端中,所述起落架(15)适于使所述飞行设备降落到地面上;以及

其中,

-每个所述三流式喷气发动机由具有第一导管(10)的传统的双流涡轮风扇发动机组成,所述第一导管围绕所述涡轮风扇,所述第一导管(10)由第二导管(35)围绕,所述第二导管(35)在入口边缘上设置有环形喷射狭缝(37);其中,所述第二导管(35)的内部与所述第一导管(10)的外部一起形成环形科恩达喷射器;

-从所述双流涡轮风扇发动机的压缩级获取压缩空气,以向所述环形科恩达喷射器供气,所述环形科恩达喷射器围绕所述双流涡轮风扇发动机,增加第三同心发动机喷气;

-第一流是中央流,并且由所述涡轮风扇的内部涡轮喷气产生;第二流由位于内部涡轮喷气前方的涡轮风扇的风扇产生,并产生围绕所述涡轮喷气的环形流,并且第三流由围绕所述涡轮风扇的柯恩达环形喷射器产生;

-用于喷射狭缝(37)的操作所需的压缩空气由所述涡轮风扇的压缩机(41)的一级通过管(23)提供,四个所述三流式喷气发动机中两个设置在所述上机翼(a)上,两个设置在所述下机翼(b)上,由此四个所述三流式喷气发动机形成一种四轴飞行器布局;

-所述下机翼(b)是不连续的并且由左侧和右侧组成,所述左侧和右侧由位于直立的中央竖直支撑件与所述下机翼(b)的左侧和右侧的内边缘之间的开放空间物理地隔开,在所述机翼组件(6)处于巡航飞行位置时,所述开放空间位于所述上机翼(a)的下方并向前、向后及向下开放,并且所述驾驶员座舱在所述下机翼(b)的开放空间内在所述左侧与右侧之间有限旋转;

-所述驾驶员座舱(1)相对于所述铰接件(3)具有较低的重心,因此确定所述驾驶员座舱(1)自然地保持在竖直位置中;以及

-所述铰接件(3)构造成允许所述驾驶员座舱(1)以所述驾驶员座舱(1)的有限旋转弧相对于所述机翼组件(6)旋转。

垂直起飞和着陆的个人飞行设备

[0001] 本发明涉及一种垂直起飞和着陆的飞行设备,该飞行设备能够在承载能力之内以巡航模式承载至少一个人以及飞行。

[0002] 在最近一段时间,由于大城市以及其周围环境中拥挤的道路交通,垂直起飞和着陆的飞行设备经历了巨大的发展,并比以往更需要找到一些空中交通解决方案来代替汽车。

[0003] 在诸如US2011/042509A1/24.02.2011、US5071088A1/10.12.1991、US2018/002013A1/04.01.2018、EP3263456A1/03.01.2018或WO20171584171(A1)的专利和专利申请中公开了多种类型的垂直起飞和着陆的飞行设备,这些飞行设备已知具有优点和缺点。

[0004] 本发明的目的是提供一种适于上述要求的飞行设备。

[0005] 一种垂直起飞和着陆的飞行设备,其特征在于,飞行设备是由在其间铰接的两个独立部分构成的双翼机设备,第一独立部分包括驾驶员座舱,该驾驶员座舱铰接到第二部分,该第二部分由机翼的实体支撑件形成,驾驶员座舱通过两个铰接件附接到机翼组件,两个铰接件固定在机翼的中央竖直支撑柱,驾驶员座舱可在机翼支撑结构内部摆动,机翼支撑结构进而设置有具有导管螺旋桨的四个电动机,其中两个螺旋桨设置在上机翼上,两个设置在下机翼上,从而形成一种四轴飞行器组件,在每个螺旋桨的导管的入口边缘上设置有环形喷射狭缝,并且操作飞行设备所需的电能由放置在飞行员座椅下方的蓄电池提供,该电池将电力传输到发动机,飞行设备的整个操作由设置在双翼机的上机翼的中央部分中的飞行计算机来管理,用垂直定向机翼和发动机来完成起飞,飞行设备借助于固定在机翼的端部中的起落架来降落到地面上,飞行设备如四轴飞行器一样起飞,并且通过减小机翼的倾角来完成到巡航飞行的过渡,因为机翼前进时的阻力增加而同时飞行设备的平移速度增加,所以该倾角自然地减小,并且同时,由于驾驶员座舱的低重心和允许驾驶员座舱在机翼组件内部旋转的铰接件,所以驾驶员座舱保持竖直位置,着陆过程类似于四轴飞行器,降低速度导致机翼的倾角增大直到机翼返回到着陆需要的垂直面。

[0006] 为了使飞行更有效率,飞行设备可另外地在机翼和螺旋桨的导管上装配科恩达喷射器。

[0007] 根据本发明的可起飞和着陆的飞行设备的优势如下:其能够垂直地起飞和着陆,可承载一个人(此概念可延伸用于4至5人的运输),保证几十公里的飞行,在整个飞行状态中表现出低噪音和良好能量效率,具有高度安全性和小尺寸。

[0008] 下文参考图1-17详细描述了根据本发明的飞行设备,其中:

[0009] -图1是具有机翼喷射器的构造变型中的飞行设备的两个独立部分的概图;

[0010] -图2是在巡航模式中的飞行设备的概图;

[0011] -图3是机翼喷射器处于巡航位置的构造形式中的飞行设备的全视图;

[0012] -图4是机翼喷射器处于起飞/着陆位置的构造形式中的飞行设备的概图;

[0013] -图5是机翼喷射器处于起飞/着陆位置的构造形式中的飞行设备的侧视立体图;

[0014] -图6是机翼喷射器处于起飞/着陆位置的构造形式中的飞行设备的侧面立体图;

[0015] -图7是机翼喷射器在过渡模式中的构造形式中的飞行设备的侧视图;

[0016] -图8是机翼喷射器在巡航模式中的构造形式中的飞行设备的侧视图；

[0017] -图9是机翼喷射器处于起飞/着陆位置的构造形式中的飞行设备的正视图；

[0018] -图10是在起飞和过渡模式中，具有喷射狭缝的导管螺旋桨和装配有科恩达类型喷射器以及气流的机翼的横截面图；

[0019] -图11是在巡航模式中，具有入口喷射狭缝的导管螺旋桨、装配有科恩达类型喷射器的机翼以及气流的横截面图；

[0020] -图12是具有入口喷射器的双流导管螺旋桨的横截面图；

[0021] -图13是具有入口喷射器和排气喷射器的双流导管螺旋桨的横截面图；

[0022] -图14是三流式喷气发动机的截面图；

[0023] -图15是飞行设备的后视图；

[0024] -图16是具有普通螺旋桨而没有机翼喷射器的飞行设备的概图；

[0025] -图17是具有打开的救助降落伞的设备的立体图；

[0026] 图1示出了飞行设备的两个独立(distinct，相异的)且铰接的部分。第一独立部分由驾驶员座舱1构成。该座舱由刚性框架构成，优选地是桁架，以提供强度和刚度，并且包括必须足够大以向飞行员2提供舒适位置的驾驶舱。在飞行员座椅的扶手端部上合并有控制面板13。如有必要，控件还可被安排在行人腿部或者控制杆(lever)中。驾驶员座舱是打开的，但为了飞行员的舒适，可通过具有侧面开口的前门来部分地关闭驾驶员座舱，或者驾驶员座舱可被完全关闭以使气流偏离。电池14以及马达的速度控制器放置在飞行员座椅下方。

[0027] 在驾驶员座舱1下部具有可360度旋转的四轮组件，由此可在地面上容易地操作飞行设备，其中机翼处于巡航飞行位置。在驾驶员座舱1的侧面结构上配置有止动螺栓5，该止动螺栓具有在巡航飞行期间限制驾驶员座舱在机翼组件中摇摆的作用，并且止动螺栓以机翼倾角中的某个角度与机翼组件接触，以使得设备的两个独立部分接合在一起移动。构成设备的第二独立部分的驾驶员座舱1借助于杆4附接到机翼组件6，该杆穿过驾驶员座舱1与机翼组件6两者的共用孔，从而形成接合点3。为了防止由惯性引起的驾驶员座舱1不受控制的摇摆，接合点3将具有受控的摩擦，从而允许驾驶员座舱平稳地保持平衡以维持驾驶员座舱垂直于地面，但不允许不受控制的枢转。接合点3在飞行员2的两侧设置有控制杆m，当飞行员希望或者认为对于具体操纵需要进行调整时，该控制杆借助于一些齿轮允许飞行员手动地调整机翼角度。

[0028] 飞行设备的第二独立部分是机翼组件6，该机翼组件由两个具有高升力翼型的机翼a和b组成，形成双翼组件，其中上机翼a比下机翼b配置得更先进(advanced)。该组件由两个中央竖直支撑件7和两个侧面竖直支撑件8来加强，其中中央竖直支撑件还具有支撑驾驶员座舱的作用，侧面竖直支撑件将机翼的端部连接。机翼组件还可用钉(线材)来加固。机翼将起落架嵌入在自身中。翼型必须在低速和高倾角时产生高升力，并且空气阻力必须小。在这方面，优选地使用在专利号EP0772731B1中描述的轮廓。设备的飞行计算机17和救生伞18配置在上机翼的中央区域中。两个机翼设置有四个电力导管螺旋桨9，其中每个机翼有两个电力导管螺旋桨，并且这些电力导管螺旋桨以四轴飞行器的具体形式相对于对称竖直轴线对称地布置。出于效率、噪音和安全的原因，螺旋桨装配有导管10。出于更高的起飞效率，为了增加吸入的空气的量，螺旋桨的导管10的边缘将设置有喷射狭缝11。同样，为了增加在起

飞和过渡阶段期间吸取的空气的质量,可在机翼旁边设置二维科恩达(Coanda)类型喷射器12。图2示出了设置有这种机翼喷射器的飞行设备在巡航模式中的概图,而图3示出了没有设置机翼喷射器的设备。图4示出了处于起飞/着陆位置的设备的概图,而在图5中是示出了位于机翼延伸中的起落架15的侧视图。起落架15的四个轮子可360度旋转并设置在第二A形抵抗结构16的端部,该第二A形抵抗结构与中央竖直支撑件7集成为一体。为了平衡在起飞期间发展的力,马达的轴可轻微地向前倾斜以垂直于地面,这可通过对应地调整抵抗结构16的臂来获得。

[0029] 示出了机翼组件6如何相对于飞行位置旋转的飞行阶段如下:图6是处于起飞/着陆位置的设备的侧视图;图7是处于飞行过渡的设备的侧视图,而在图8中是设备在巡航飞行期间的侧视图。在巡航飞行模式期间,驾驶员座舱1和机翼组件6这两个独立部分借助于止动螺栓5而接触,并且在此时,以任何小的倾角,驾驶员座舱1与机翼组件6作为一个单元一起俯仰。机翼可具有如在图9中描述的带有直线端的椭圆形状,但也可具有梯形或矩形的形状。

[0030] 为了以节能的方式起飞,需要以相对低的速度压低大量空气。为了实现这种情况,需要执行导管螺旋桨9、环形喷射狭缝11和设置在机翼上的二维喷射器12的协同操作。图10示出了设置有喷射狭缝11的导管螺旋桨9与机翼喷射器12一起的协同操作并描画出气流。为了使所有的推进元件协同地运行,电动机20必须将其运动不仅传递到螺旋桨,还要传递到空气压缩机22,因此优选地,电动机20的轴不得不从一头到另一头地穿过马达,使得马达在一端与螺旋桨的转子21接合,而在另一端穿过倍速器与空气压缩机22接合。为了不具有大截面,该空气压缩机可以是轴向的,但也可以是离心式或者甚至是特斯拉类型的。空气压缩机22通过围绕电动机20的圆形狭缝f来吸取空气,并经由管23朝向设置在导管10的周缘中的环形压力室24吹送提供压缩空气,然后,空气在压力下从环形室24中通过喷射狭缝11喷射出。由于该喷射,在导管边缘的上部分上形成低气压,因此可吸取更多的空气穿过导管10的内部。在该压缩空气循环的同时,空气压缩机22通过管25向二维科恩达发射器12提供压缩空气,该发射器包括沿着每个机翼设置的压力室26和沿着每个机翼设置的小机翼27,其中压力室具有喷射狭缝30,小机翼包括具有喷射狭缝31的压力室28。这两个压力室26和28具有截头圆锥形状的相同尺寸并且在机翼的中央区域中具有最大横截面,并且为了尽可能保持压力室中的压力一致,压力室的截面到机翼的端部处被缩小。

[0031] 两个喷射狭缝30和31彼此平行并且它们开口的宽度沿其保持恒定,因此从机翼的一端到另一端获得相对一致的喷射。在喷射器的长度方向上,上侧机翼的曲率与小机翼27的内部轮廓相同。小机翼27的翼型在前缘上必须倒圆,这种方式下可产生低气压并吸取大量空气。在起飞模式中的气流由表示在图10中的箭头显示。还需注意,喷射狭缝30以及机翼的上侧的弯曲轮廓通过科恩达效应起作用,以沿着机翼的上侧维持一致的边界层。在更复杂的构造变型中,小机翼27能以某个角度旋转,使得喷射器进气口区域A1减小而喷射区域A2增大,并且这种方式下,可控制在上侧的压力,从而可更改机翼的升力而不用改变飞行设备的飞行速度或机翼的倾角。

[0032] 为了在巡航飞行期间具有有效的空气循环,可借助于阀32中断通过管23供应到狭缝11的压缩空气,并可借助于阀33中断供应到狭缝28的压缩空气,并且压缩空气仅被分配到狭缝30。因此,通过这种操作,空气进气口区域减小,螺旋桨的动态推力以及在室26中的

空气压力增加,并且协同地加速大量空气,在压力下通过狭缝30喷射出的空气有助于在机翼的上侧获得一致的边界层。在小机翼27为移动的构造变型中,小机翼随着喷射区域A2的减小而旋转,并且由此,在喷射器中加速的空气促进推力。在巡航飞行期间的空气循环由在图11中的箭头显示。

[0033] 为了更长的飞行距离,可用热能发动机代替电动机20。这些马达优选地是具有高功率重量比的汪克尔转子发动机(Wankel rotary),并且由于其小横截面和低振动,其适于被装在导管中。当使用热能发动机时,主要缺点之一是高级别噪声。为了减小噪声级别并同时获得在起飞模式中的效率的提升,有可能实现图12中的双流导管螺旋桨。在这种情况下,导管10向外添加有另一个导管35,该另一个导管包括环形室36和喷射狭缝37。通过管23的延伸向环形室36提供需要的压缩空气。导管35的内部与导管10的外侧部分一起形成科恩达喷射器需要的轮廓,空气借助于喷射狭缝37向内被驱动和加速穿过该轮廓。

[0034] 为了具有节能的起飞和着陆,螺旋桨发动机必须以相对低的速度来驱动大量空气,这意味着需要大直径的螺旋桨(如在直升飞机的情况中)。在图13中示出了使得较小截面的推进单元也具有良好起飞/着陆效率的解决方案,该图示出了双流导管螺旋桨,其具有用于进气的两个喷射狭缝11和37以及用于排气的狭缝38和39。喷射狭缝38和39以及导管的后部分40的倒圆轮廓的巩固作用导致了侧边的空气喷射,从而增加了排气锥体区域。因此,驱动了大量空气,这类似于具有大得多的直径的螺旋桨。这种意味着围绕主发动机存在科恩达类型喷射器的概念可扩展到涡轮喷气发动机,并且在科恩达喷射器围绕涡轮风扇的情况下,甚至可实现图14中的三流式喷气发动机。在这种情况下,管23从压缩机41的一级中取得需要的压缩空气并提供到狭缝11和37。如需要,三流式喷气发动机也可设置有排气喷射狭缝。三流式喷气发动机的优势如下:其对于垂直起飞或传统的起飞阶段具有更高的效率,并具有更小的噪音和减小的热足迹(thermal footprint)。

[0035] 图15示出了在巡航飞行中的飞行设备的后视图,其中可看到在飞行员座椅下方的电池的布置,这导致飞行设备具有较低的重心和较好的稳定性。在同样位置还可设置电动机的速度调节器。

[0036] 对于飞行设备中使用了热能发动机的构造变型,可放置燃料箱来代替电池。

[0037] 图16示出了更简单且更便宜的飞行设备,该飞行设备具有简单的螺旋桨并且不具有喷射器。

[0038] 在发生失效的情况下并且不能继续飞行,飞行设备设置有救援降落伞18,该降落伞位于飞行设备的上机翼中。这样定位使得当降落伞打开时,其将使得飞行设备的机翼保持在用于这种方式下着陆的最佳倾角。优选地,降落伞是矩形机翼类型,因为在打开后,飞行员可接入降落伞的控制并且以这种方式可操纵飞行设备到适于着陆的区域。还有,作为进一步的安全措施,飞行员可配备有个人降落伞。在迫降的情况下,驾驶员座舱端部的倒圆形状利于飞行设备的滚动,这有助于消耗与地面撞击时的动能。在接合点3中的一个损坏的情况下,驾驶员座舱1的侧面框架通过缆索19附接到机翼组件的中央竖直支撑件7。

[0039] 本飞行设备的操作模式非常简单,对于起飞模式和着陆模式两者,以及在过渡和在巡航飞行期间,飞行设备以四轴飞行器模式飞行,并且操纵和稳定模式是已知的且符合该飞行概念,因此不再需要其他表面和另外的器件来控制和稳定设备。

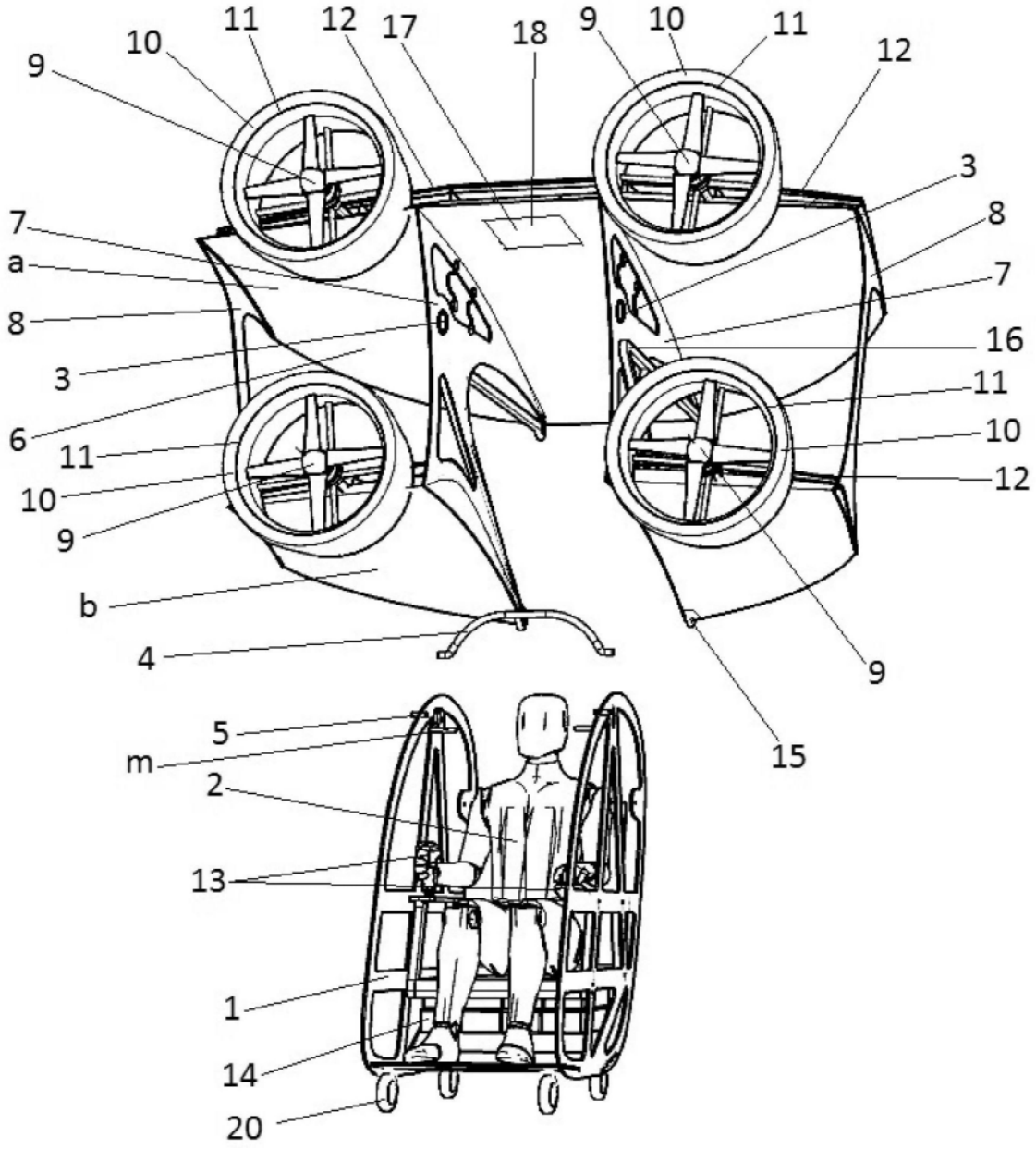

11
12
17
18
9
10
11
12
9
10
3
8
7
a
8
7
16
3
11
6
11
10
12
10
9
b
4
9
15
5
m
2
13
1
14
20

图1

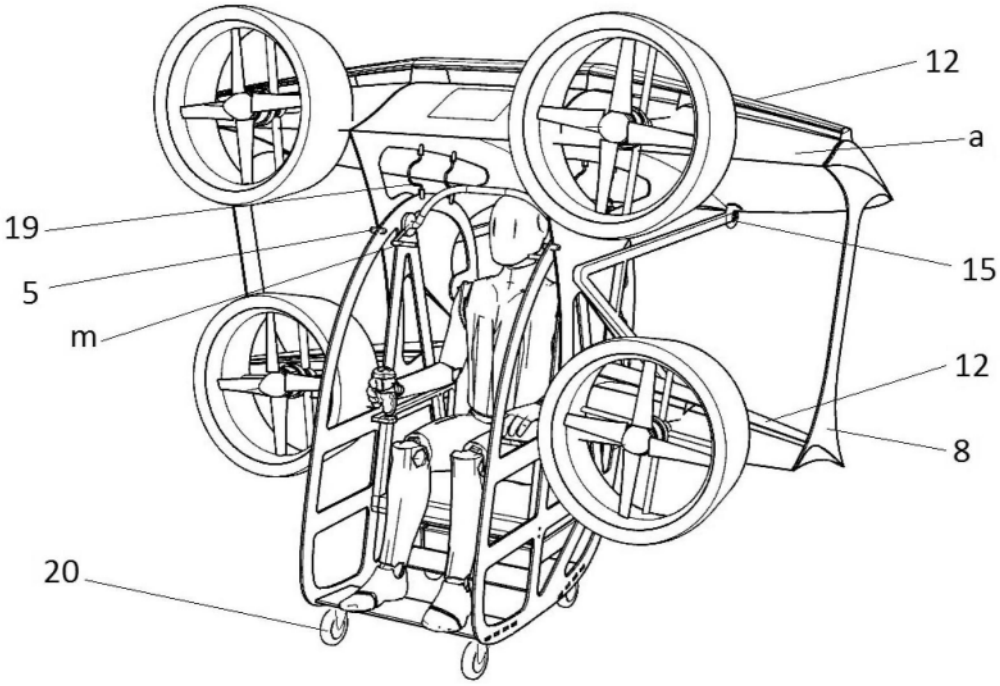


图2

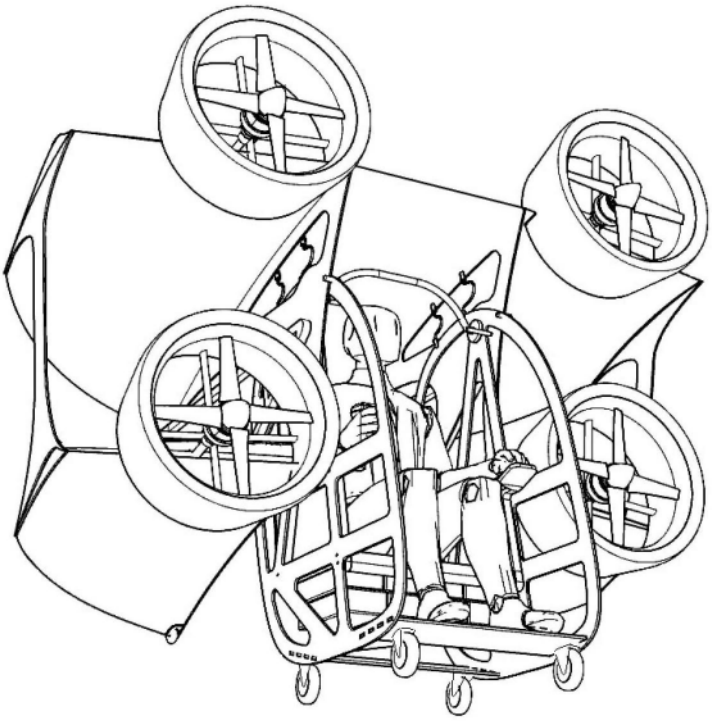


图3

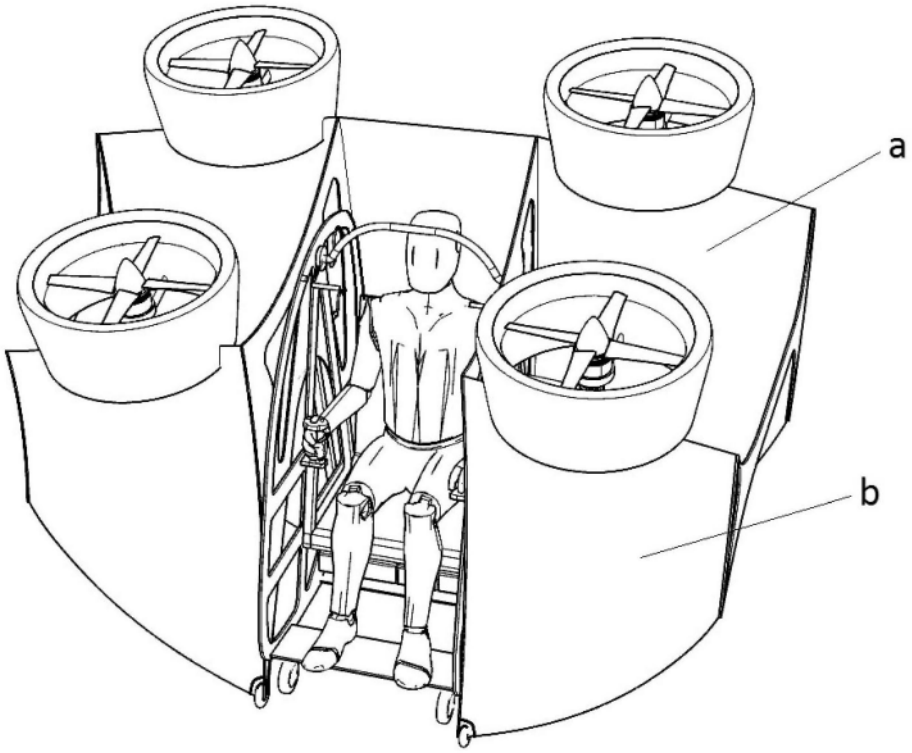


图4

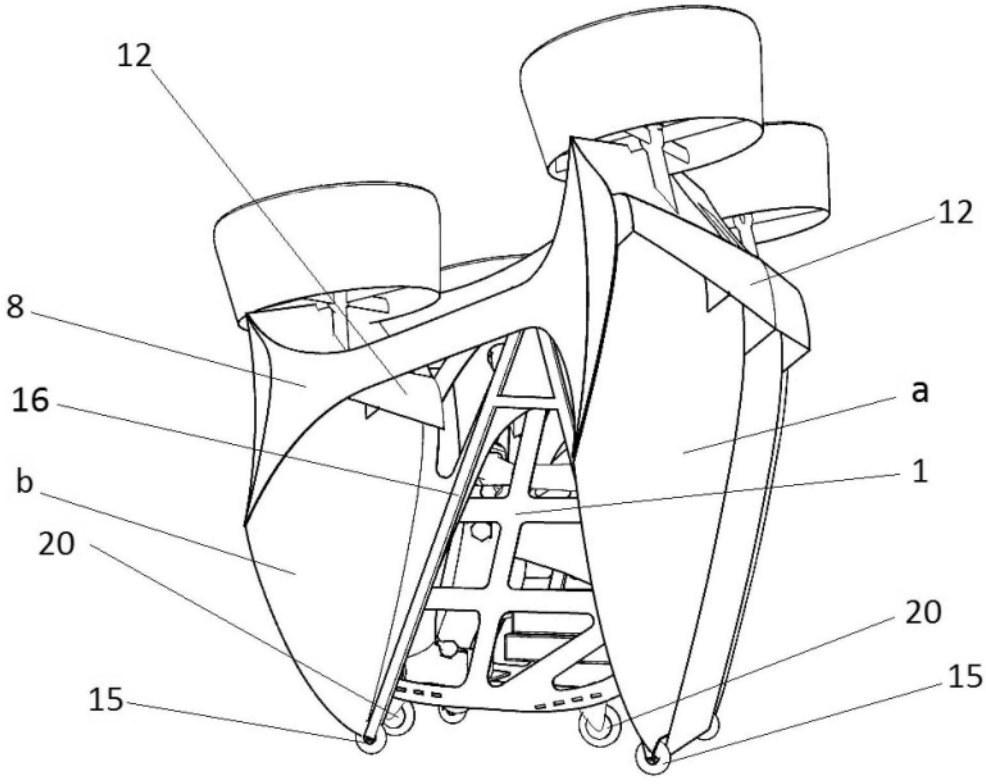


图5

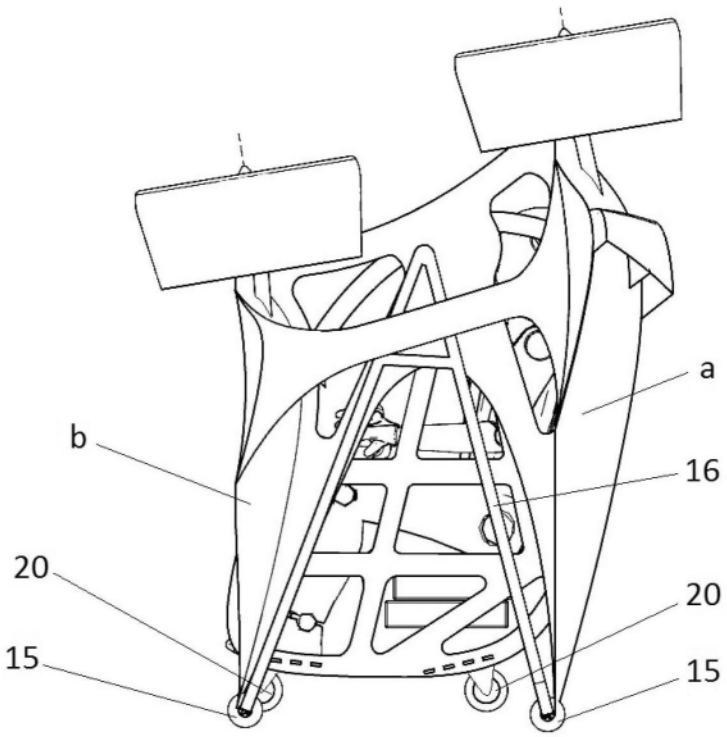


图6

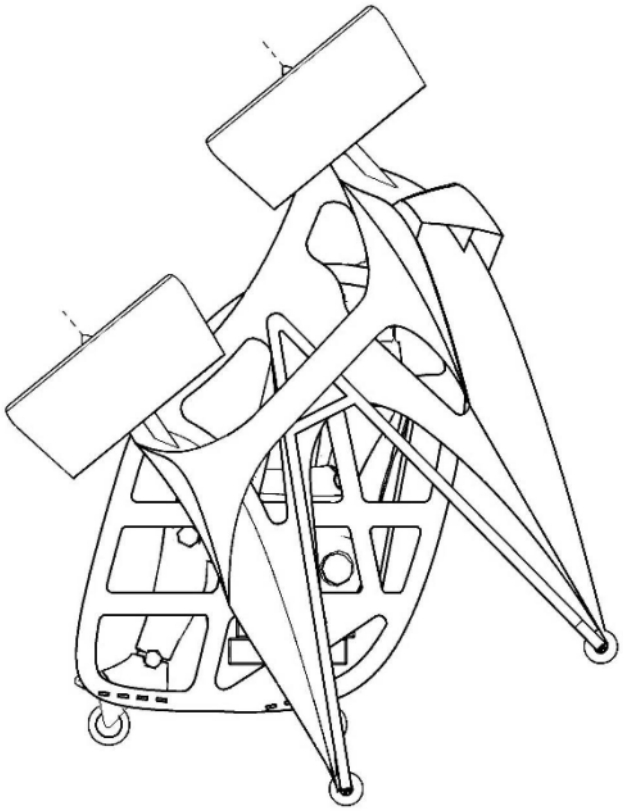


图7

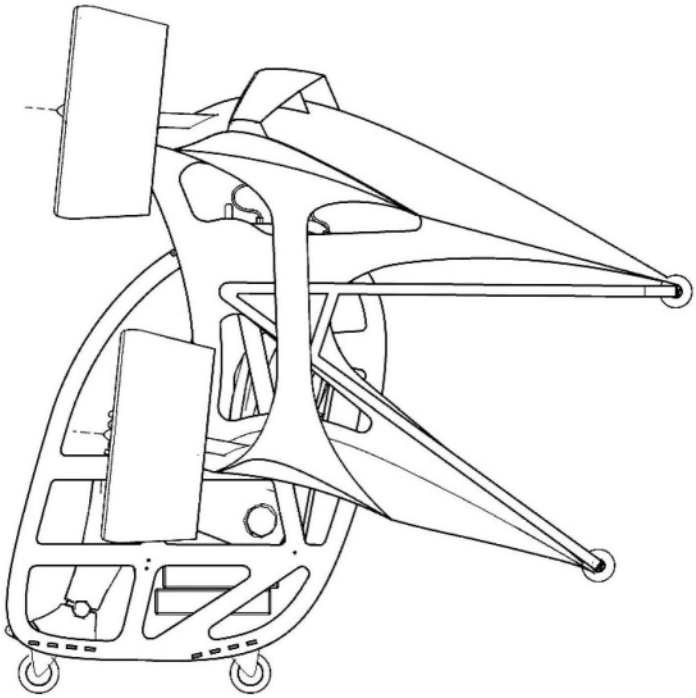


图8

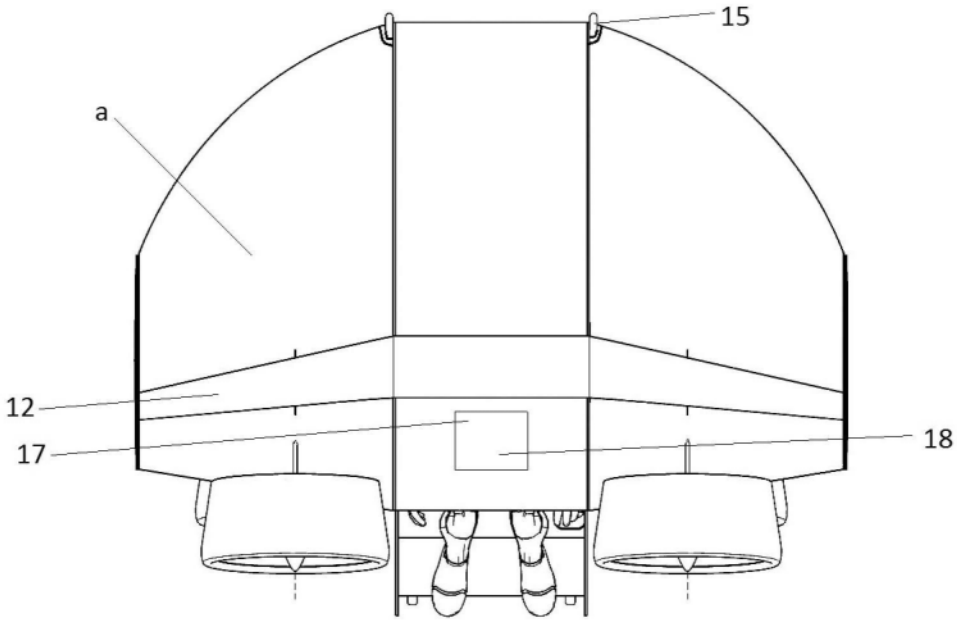


图9

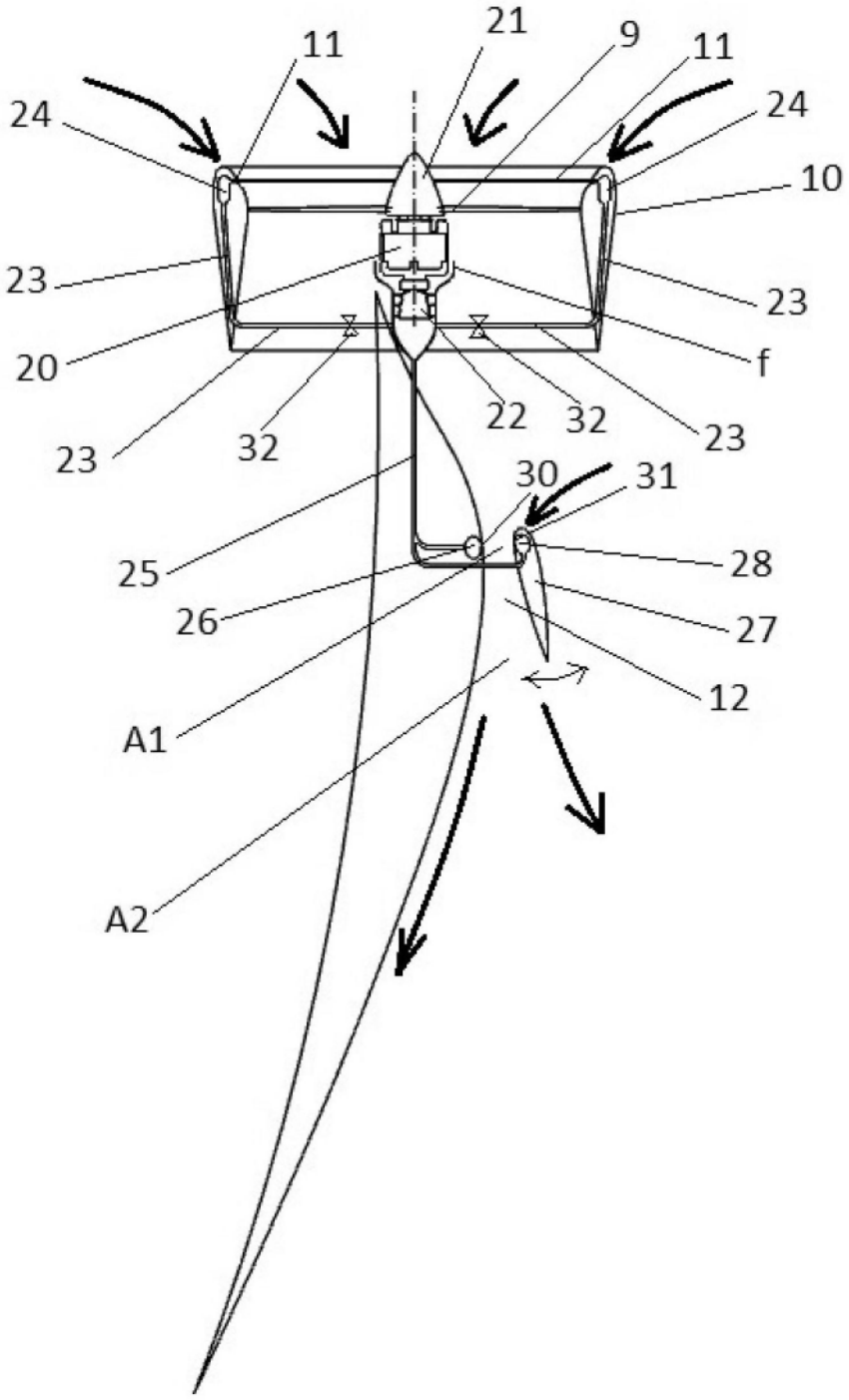


图10

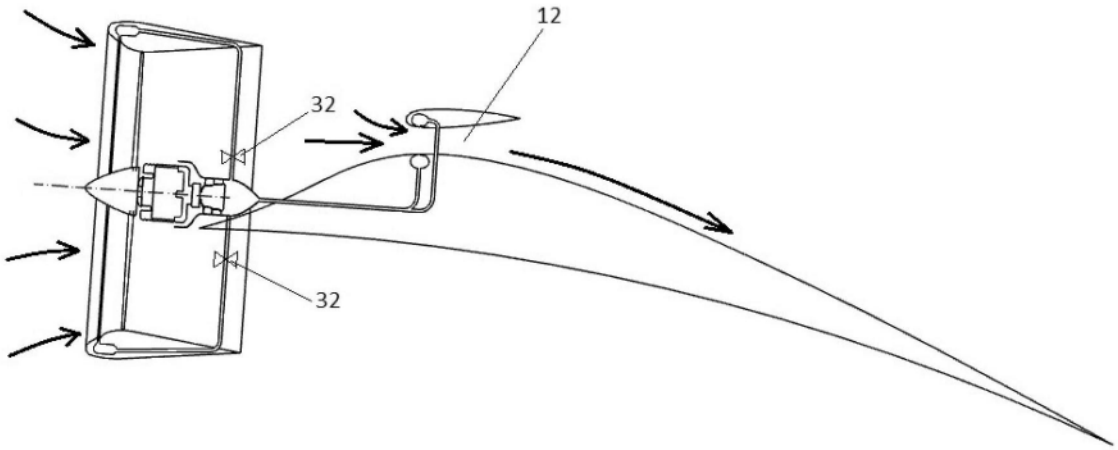


图11

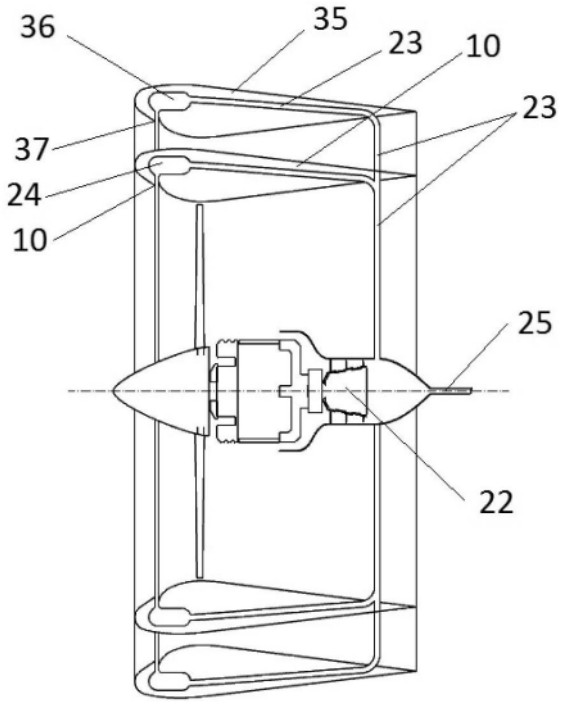


图12

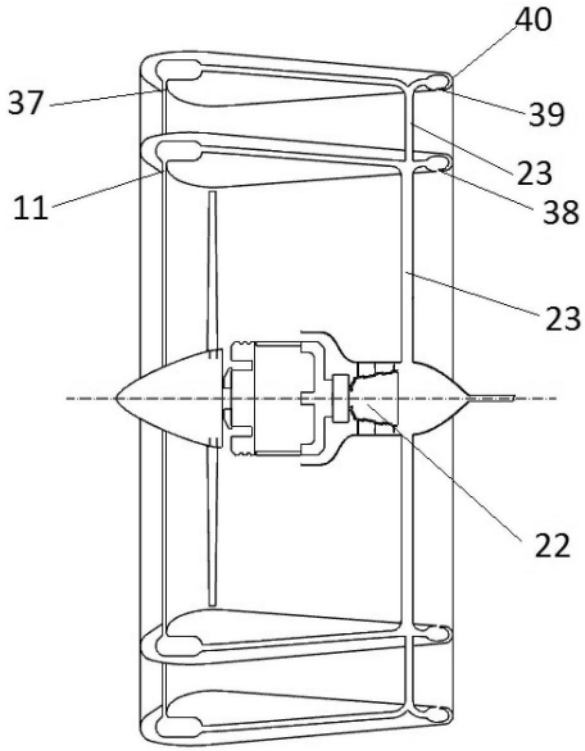


图13

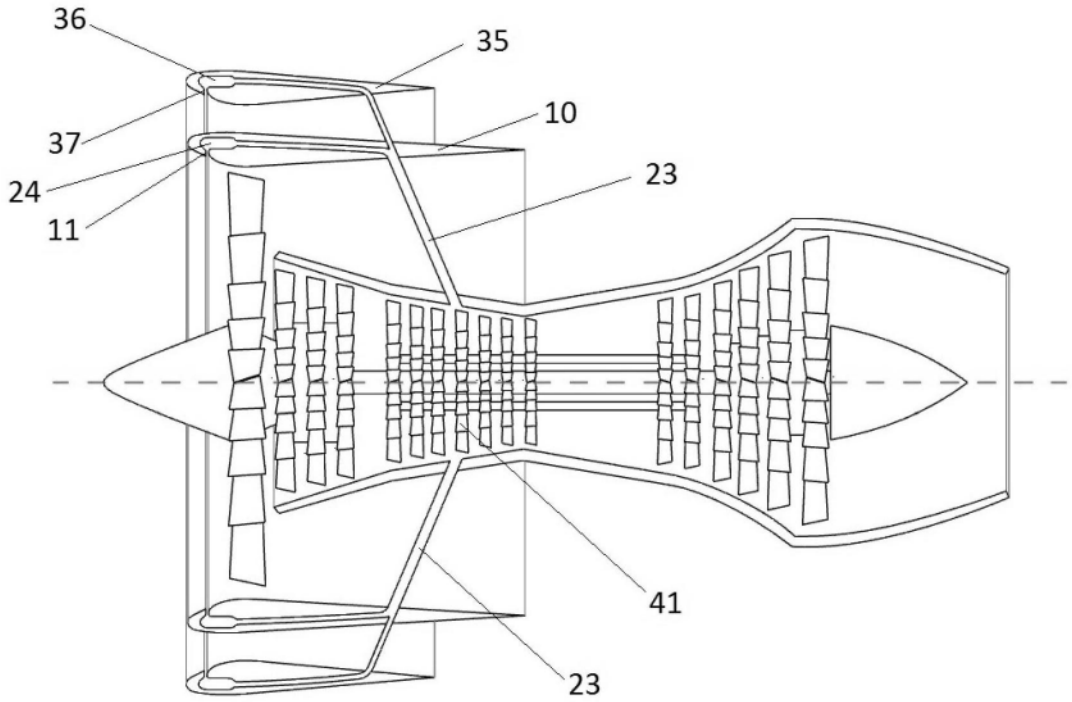


图14

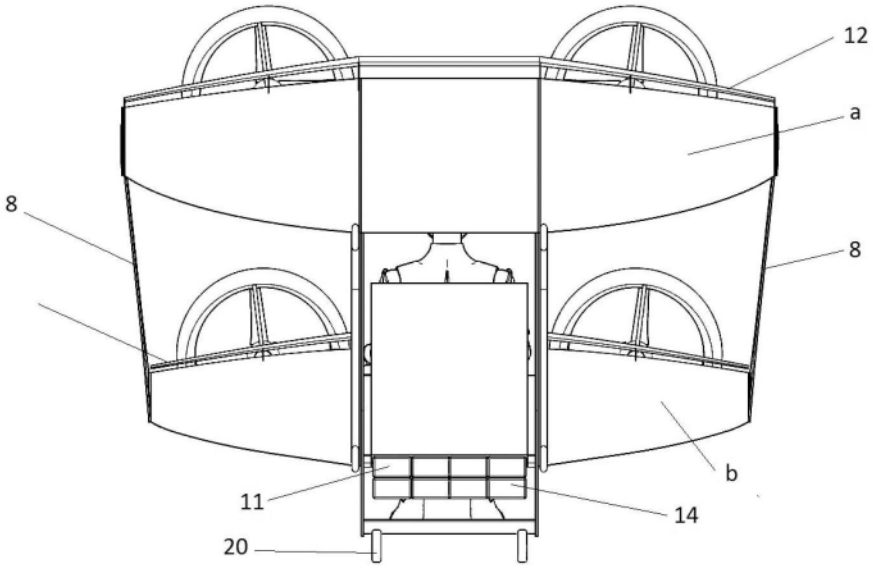


图15

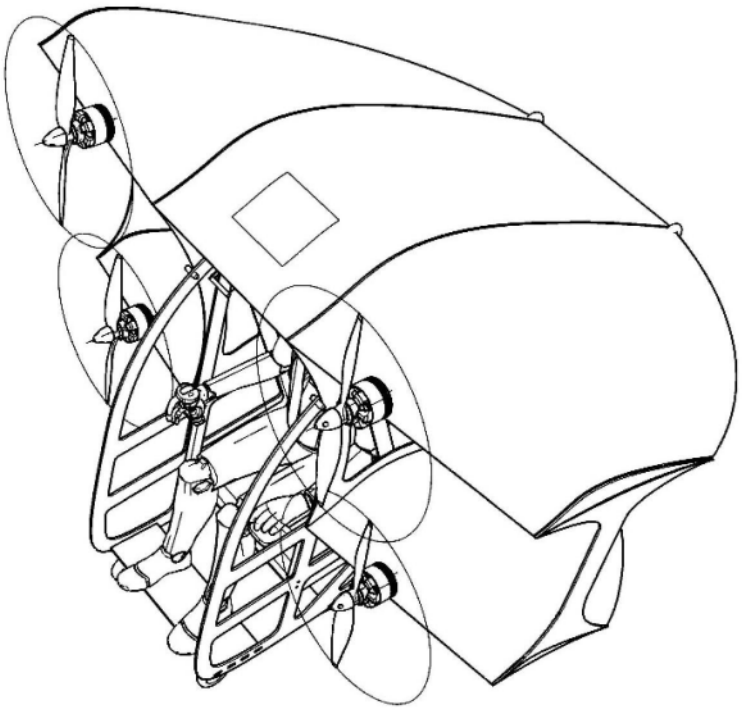


图16

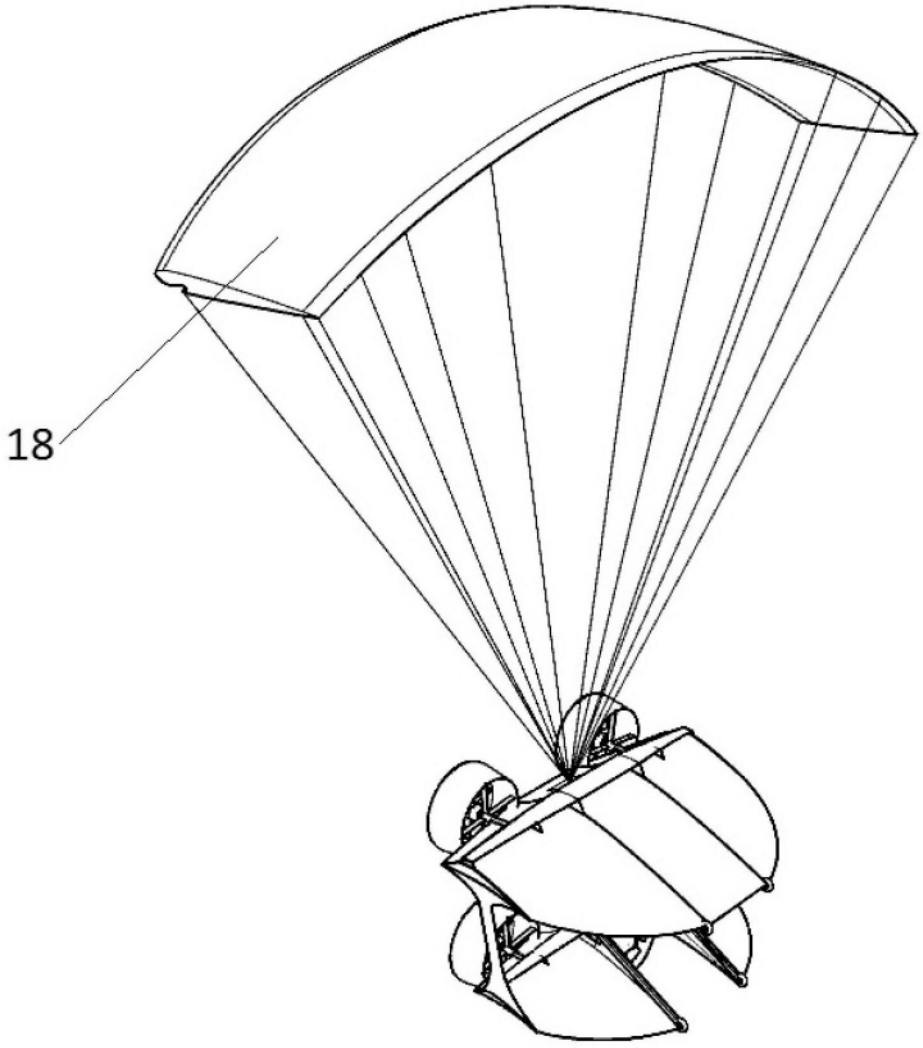


图17