



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111619795 A

(43)申请公布日 2020.09.04

(21)申请号 201911221130.7

B64C 5/06(2006.01)

(22)申请日 2019.12.03

B64C 1/24(2006.01)

(30)优先权数据

B64D 27/24(2006.01)

19400005.5 2019.02.27 EP

B64D 27/26(2006.01)

(71)申请人 空客直升机德国有限公司

地址 德国多瑙沃特

(72)发明人 阿克塞尔·芬克 乌韦·基塞韦特

克劳斯·基克

(74)专利代理机构 北京银龙知识产权代理有限公司

公司 11243

代理人 张敬强 杜嘉璐

(51)Int.Cl.

B64C 27/08(2006.01)

B64C 27/12(2006.01)

B64C 27/22(2006.01)

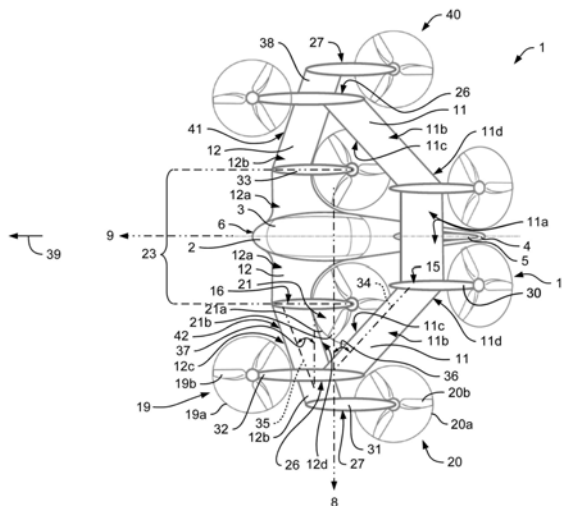
权利要求书2页 说明书12页 附图6页

(54)发明名称

能垂直起飞和降落的联结翼的多旋翼飞行器

(57)摘要

本发明涉及一种适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器(1)。多旋翼飞行器包括机身(2)、具有垂直尾翼(5)的尾梁(4)、被设置用于在运行中产生推力的推力产生单元组(40)、至少一个下机翼(12)以及至少一个上机翼(11),下机翼(12)包括连接至机身的下机翼内侧部分(12a)以及形成下机翼翼梢(27)的下机翼外侧部分(12b),上机翼(11)连接至垂直尾翼并形成上机翼翼梢。至少一个上机翼(11)以联结翼构造连接至至少一个下机翼(12)。



1. 一种适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器(1),其包括机身(2)、设置有垂直尾翼(5)的尾梁(4)、被设置用于在运行中产生推力的推力产生单元组(40)、至少一个下机翼(12)以及至少一个上机翼(11),所述至少一个下机翼包括连接至所述机身(2)的下机翼内侧部分(12a)和形成下机翼翼梢(27)的下机翼外侧部分(12b),所述至少一个上机翼连接至所述垂直尾翼(5)并形成上机翼翼梢(26),

其中,所述至少一个上机翼(11)以联结翼构造连接至所述至少一个下机翼(12),

其中,所述推力产生单元组(40)的第一推力产生单元(19)以不能倾斜的方式被安装到所述至少一个上机翼(11)上,并被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力,所述第一推力产生单元(19)设置在所述至少一个上机翼(11)的前缘(11c)附近,并且

其中,所述推力产生单元组(40)的第二推力产生单元(20)以不能倾斜的方式被安装到所述至少一个下机翼(12)上,并被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力,所述第二推力产生单元(20)设置在所述至少一个下机翼(12)的后缘(12d)附近。

2. 根据权利要求1所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述至少一个上机翼(11)和所述至少一个下机翼(12)经由中间吊架(13)互连以形成所述联结翼构造,其中所述中间吊架(13)被安装到所述上机翼翼梢(26)上并且在所述下机翼翼梢(27)附近被安装到所述下机翼外侧部分(12b)上。

3. 根据权利要求1或2所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述至少一个下机翼(12)包括将所述下机翼内侧部分(12a)和所述下机翼外侧部分(12b)互连的机翼过渡区域(16),其中至少一个第三推力产生单元(21)在所述至少一个下机翼(12)的后缘(12d)附近以不能倾斜的方式被安装到所述至少一个下机翼(12)上,并被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力,所述至少一个第三推力产生单元(21)设置在所述机翼过渡区域(16)附近。

4. 根据权利要求3所述的多旋翼飞行器(1),

其中,第一机翼吊舱(32)被安装到所述上机翼翼梢(26)上以支撑所述第一推力产生单元(19),其中第二机翼吊舱(31)被安装到所述下机翼翼梢(27)上以支撑所述第二推力产生单元(20),并且其中至少一个第三机翼吊舱(33)在所述机翼过渡区域(16)中被安装到所述至少一个下机翼(12)上以支撑所述至少一个第三推力产生单元(21)。

5. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述至少一个下机翼(12)是后掠机翼,并且其中所述至少一个上机翼(11)是前掠机翼。

6. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述下机翼外侧部分(12b)相对于所述下机翼内侧部分(12a)向上倾斜预定的正二面角(17)。

7. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述至少一个上机翼(11)向下倾斜预定的负二面角(18)。

8. 根据权利要求7所述的多旋翼飞行器(1),

其中,所述至少一个上机翼(11)包括连接至所述垂直尾翼(5)的上机翼内侧部分(11a)和形成所述上机翼翼梢(26)的上机翼外侧部分(11b),其中所述上机翼外侧部分(11b)相对于所述上机翼内侧部分(11a)向下倾斜预定的负二面角(18)。

9. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述推力产生单元组(40)的至少一个附加的推力产生单元(10)相对于所述多旋翼飞行器(1)的侧倾轴线(9)固定地倾斜,以至少在所述多旋翼飞行器(1)的巡航运行期间产生向前的推力。
10. 根据权利要求9所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述至少一个附加的推力产生单元(10)以不能倾斜的方式被安装到所述至少一个上机翼(11)上,并且设置在所述至少一个上机翼(11)的后缘(11d)附近。
11. 根据权利要求9或10所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,附加的机翼吊舱(30)被安装到所述上机翼(11)上以支撑所述附加的推力产生单元(10)。
12. 根据权利要求9至11中任一项所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述至少一个上机翼(11)为至少大致V形。
13. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述下机翼内侧部分(12a)和所述下机翼外侧部分(12b)界定所述多旋翼飞行器(1)的登机区域(23)。
14. 根据权利要求13所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述登机区域(23)配备有适于支持进出形成在所述机身(2)内的机舱(3)的至少一个登机台阶(25),其中所述至少一个登机台阶(25)设置在所述至少一个下机翼(12)的前缘(12c)附近,并且其中所述第一推力产生单元(19)在运行中限定相关联的旋翼盘(19a),所述旋翼盘设置在距所述至少一个登机台阶(25)的预定的安全距离处。
15. 根据前述任一项权利要求所述的多旋翼飞行器(1),  
其中,所述第一推力产生单元(19)在运行中限定相关联的旋翼盘(19a),所述旋翼盘在所述多旋翼飞行器(1)的高度方向(7)上至少设置在大致与相应的机舱高度(3a)对应的高度(44)处或更高处。

## 能垂直起飞和降落的联结翼的多旋翼飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种适于垂直起飞和降落的多旋翼飞行器,其包括机身、尾梁、被设置用于在运行中产生推力的推力产生单元组、至少一个下机翼以及至少一个上机翼,其中至少一个上机翼以联结翼构造连接至至少一个下机翼。

### 背景技术

[0002] 例如,从文献EP2551190A1、EP2551193A1、EP2551198A1、EP2234883A1、EP2571762A1、EP2985220A1、W02015/028627A1、W02016/004852A1、W02017/021918A1、W02017/155348A1、W02018/078388A1、W02015028627、W02018081734、US3,262,657A、US7857253B2、US7946528B2、US2007/0034738A1、US2017/0369162A1、GB905911A、CN104176250A、CN105151292A、CN105270620A、CN105346719A、CN107539472A、CN107600405A、CN201306711U、CN202728571U、CN205098474U、CN205707349U、CN206012959U、CN206427269U、CN105564633和KR20090101413A已知了各种常规的适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器(VTOL),其在下文中被称为“VTOL的多旋翼飞行器”。从现有技术中还已知了其他VTOL的多旋翼飞行器,例如波音CH-47纵列式双旋翼直升机、贝尔XV-3倾斜旋翼飞行器、具有涵道旋翼的贝尔XV-22四倾斜旋翼机以及所谓的无人机,尤其是所谓的四旋翼无人机,例如在文献US2015/0127209A1、DE102005022706A1和KR101451646B1中描述的那些。此外,还存在VTOL的多旋翼飞行器的研究和原型,例如来自空中客车公司、意大利设计公司和奥迪公司的Pop.Up Next型跨界交通工具、来自北京亿航创新科技有限公司的亿航184型自主控制飞行器、来自德国飞行者科技有限公司(Skyflyer Technology GmbH)的Skyflyer SF MK II飞行器、来自空中客车公司的Quadcruiser。

[0003] 这些VTOL的多旋翼飞行器中的每一个都配备有推力产生单元组,该推力产生单元组具有少于八个被设置用于在多旋翼飞行器的运行期间在预定的推力方向上产生推力的推力产生单元。然而,也存在配备了八个或更多个推力产生单元的VTOL的多旋翼飞行器的研究和原型,例如来自德国e-Volo公司的Volocopter 2X型多旋翼直升机、来自小鹰公司(Kitty Hawk Corp.)的Cora、来自空客A3的eVTOL Vahana以及来自杰欧比航空有限公司(Joby Aviation)的Joby S2 VTOL。在文献W02013/126117A1、W02015/143093A2、DE102013108207A1、US6568630B2、USD678169S、US8393564B2、US8733690B2、US2013/0118856A1、CN206218213U、US9944386B1、US10086931B2、US9975631B1、EP3366582A1、EP3333072A1、W02018/075414A1、US3089666A、W02018/075414A1和RU180474U1中描述了具有八个或更多个推力产生单元的另外的VTOL的多旋翼飞行器。

[0004] 更一般而言,目前主要发展了三种不同类型的VTOL的多旋翼飞行器。第一VTOL的多旋翼飞行器类型具有可以被称为“常规设计”的设计。根据这种常规设计,第一VTOL的多旋翼飞行器类型通常是无机翼的,并且仅配备有推力产生单元,该推力产生单元刚性附接于相应的机体并且基本上适于悬停,但是仍然也被用于在巡航向前飞行运行中提供推力。第一VTOL的多旋翼飞行器类型的例子是来自德国e-Volo公司的Volocopter 2X。

[0005] 第二VTOL的多旋翼飞行器类型具有可以被称为“可变换设计”的设计。根据这种可变换设计,第二VTOL的多旋翼飞行器配备有能在第一位置和第二位置之间倾斜的能倾斜的推力产生单元,这些能倾斜的推力产生单元在第一位置仅产生用于悬停的推力,这些能倾斜的推力产生单元在第二位置仅产生用于巡航运行的推力。第二VTOL的多旋翼飞行器类型通常采用固定的机翼或能倾斜的机翼布局来实现。这种能倾斜的机翼布局的第二VTOL的多旋翼飞行器类型的例子是来自空中客车A<sup>3</sup>的eVTOL Vahana。例如,在文献US10,086,931B2和US9,975,631B1中描述了具有能倾斜的推力产生单元的其他VTOL的多旋翼飞行器。

[0006] 第三VTOL的多旋翼飞行器类型具有可以被称为“复合设计”的设计。根据这种复合设计,第三VTOL的多旋翼飞行器类型配备有被设置为主要产生升力并基本上适于悬停的刚性安装的推力产生单元以及被设置为产生用于向前飞行的推进的附加向前推力的刚性安装的推力产生单元。第三VTOL的多旋翼飞行器类型通常采用无机翼或固定机翼的布局来实现。固定机翼的布局的第三VTOL的多旋翼飞行器类型的例子是来自小鹰公司的Cora。。

[0007] 更具体地,为具有固定机翼布局的复合设计的VTOL的多旋翼飞行器有利地将升力面(即,机翼)和多个推力产生单元结合起来,升力面(即,机翼)和多个推力产生单元均提供不同的升力/推力复合特性。机翼被设置用于在向前飞行期间产生升力,因此允许减少飞行期间的相应的功率消耗。这对于给定的VTOL的多旋翼飞行器产生了有益的范围扩展,并提高了推力产生单元的相应的马达和旋翼的性能特征。实际上,将可用的动力资源经济地用于VTOL的多旋翼飞行器目前是影响飞行期间的电机动性的总体适用性的一个重大主题。

[0008] 然而,在指定的机翼上使用基本上产生升力的多个推力产生单元在任何情况下都对VTOL的多旋翼飞行器的可控性和稳定性构成了挑战,在一个或多个相关联的旋翼不能运行的情况下,甚至对飞行器的空气动力学和结构效率以及相应的机舱、产生向前推力的推力产生单元、升力面和电池关于安全性和运行要求的结构设置构成了更多挑战。这种挑战一方面在于将基本上产生升力的多个推力产生单元相对于指定的VTOL的多旋翼飞行器的机身在机翼上设置成使得可以避免不利的气动相互作用。另一方面,必须确保飞行器安全地进行常规或紧急的运行,以容易进出系统并实现优异的重量,从而实现优异的任务效率。举例来说,机翼和基本上产生升力的推力产生单元的不利的气动相互作用例如一方面在悬停飞行期间与重叠相关联,另一方面在向前飞行期间与尾流干扰相关联,因此进一步强调需要增加指定的VTOL的多旋翼飞行器的总体尺寸及其对应的总覆盖区。

[0009] 为了克服至少一些上述缺点,VTOL的多旋翼飞行器的新概念基于支撑式机翼构造,即,具有所谓的箱式机翼或联结翼构造的VTOL的多旋翼飞行器。通常,这样的箱式机翼或联结翼构造设置成带有两个主要机翼平面的双平面机翼结构的形式。在箱式机翼构造中,相应的上机翼和下机翼连接在一起以形成环状的闭合机翼,而不限定传统的机翼翼梢,而在联结翼构造中,相应的上机翼和下机翼分别在相关联的机翼翼梢处彼此连接。

[0010] 在文献DE69430198T2,EP2418148A2和US9,321,526B2中描述了具有箱式机翼或联结翼构造的示例性VTOL的多旋翼飞行器。这些文献分别描述了具有刚性且有效的箱式机翼或联结翼构造的VTOL的多旋翼飞行器,其允许抑制附加的升力面或有效地集成推力产生单元和起落架。相应的箱式机翼或联结翼构造在指定的VTOL的多旋翼飞行器的每一侧都呈现一对互连的主机翼的设置。一个主机翼向前掠,另一个主机翼向后掠。

[0011] 在文献W02015/019255A1和US2015/266571A1中描述了具有箱式机翼或联结翼构

造的其他示例性VTOL的多旋翼飞行器。文献W02015/019255A1描述了一种飞行器,其包括联结翼构造,其中推力产生单元被集成到机翼中。文献US2015/266571A1描述了一种飞行器,其具有弓式机翼构造并适于使用一组机翼安装的旋翼和一组尾部安装的旋翼进行垂直起飞和降落。更具体地,该飞行器适于在垂直起飞构造中通过旋翼垂直起飞,然后将旋翼旋转成向前飞行构造而转变成水平飞行路径。飞行器使用其机翼安装的旋翼的不同构造来减少所有飞行模式中的阻力。

[0012] 在任何情况下,传统的VTOL的多旋翼飞行器的主要缺点在于缺乏安全的登机区域,安全的登机区域允许在不暴露于相邻设置的基本上产生升力的推力产生单元的情况下,安全且自由地进出指定的VTOL的多旋翼飞行器的相应的乘客舱以进行登机或紧急离开。此外,在传统的VTOL的多旋翼飞行器中,在由于低交互性的多旋翼设置造成的分散升力与集中质量之间通常存在差异,这在相应的飞行器结构上引起较大的载荷水平,因此降低了结构重量效率。此外,在机身前方设置升力面(例如,机翼)和/或基本上产生升力的推力产生单元时通常会产生大的头顶质量,这导致在机身内部需要坚固的框架来应对紧急着陆或碰撞情况下的安全要求,因此导致附加的大载荷结构并且结构效率相关联地降低。另外,升力或向前推力产生单元通常设置成它们各自的旋翼盘对飞行器的机舱产生冲击,这在叶片丢失的情况下导致严重的安全风险,因此进一步需要为乘客提供保护装置并且进一步不利地影响重量效率。最后,许多常规的VTOL的多旋翼飞行器使用在中央机身内靠近乘客的不希望的电池位置,即机舱的后方、下方或旁边,这在飞行期间或撞击之后电池突然起火的情况下构成了严重的安全负担。因此,本发明的目的是提供一种新型的多旋翼飞行器,其适于垂直起飞和着陆并能够实现安全运行,特别是通过为乘客提供自由且安全进出的登机区域。新型的多旋翼飞行器应优选具有支撑式机翼构造,其克服上述缺点并具有改进的相应的机翼的结构设置与改进的推力产生单元分布的结合,以实现改进的结构重量效率,同时确保登机和紧急着陆的改善的安全特性。

## 发明内容

[0013] 上述目的通过包括权利要求1的特征的、适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器来解决。更具体地,根据本发明,一种适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器包括机身、具有垂直尾翼的尾梁、被设置用于在运行中产生推力的推力产生单元组、至少一个下机翼以及至少一个上机翼,下机翼包括连接至机身的下机翼内侧部分和形成下机翼翼梢的下机翼外侧部分,上机翼连接至垂直尾翼并形成上机翼翼梢。至少一个上机翼以联结翼构造连接至至少一个下机翼。推力产生单元组的第一推力产生单元以不能倾斜的方式被安装到至少一个上机翼上,并被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力,第一推力产生单元设置在至少一个上机翼的前缘附近。推力产生单元组的第二推力产生单元以不能倾斜的方式被安装到至少一个下机翼上,并被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力,第二推力产生单元设置在至少一个下机翼的后缘附近。

[0014] 优选地,根据本发明的VTOL的多旋翼飞行器的机身至少具有机舱并且适于运送乘客。在机身的每一侧,可以设置联结翼。换言之,优选第一联结翼设置在VTOL的多旋翼飞行器的右舷侧,并且第二联结翼设置在其左舷侧。每个联结翼优选由一个不能倾斜而固定地安装的下机翼和一个不能倾斜而固定地安装的上机翼组成。在下机翼的前缘的区域中,可

以设置用于乘客的合适的登机区域,优选靠近VTOL的多旋翼飞行器的前部区域。

[0015] 有利地,上机翼和下机翼至少通过中间吊架互连。中间吊架的一个轴向端部优选被固定地安装到上机翼的机翼翼梢上。中间吊架的另一个轴向端部优选在预定的机翼过渡区域处被固定地安装到下机翼的外侧部分上。下机翼可以在翼展方向上延伸超过该预定的机翼过渡区域。中间吊架可相对于其连接的下机翼的上表面基本垂直地延伸。

[0016] 优选地,下机翼呈现正掠角。换言之,下机翼向后掠,使得下机翼的机翼翼梢位于下机翼的相应的内侧部分的后方。相反,上机翼优选具有负掠角。换言之,上机翼向前掠,使得上机翼的机翼翼梢位于上机翼的相应的内侧部分的前方。

[0017] 下机翼的内侧部分可以安装到机身(即,VTOL的多旋翼飞行器)的前部部分上。优选地,下机翼的内侧部分在VTOL的多旋翼飞行器的机舱下方延伸。

[0018] 此外,下机翼的内侧部分优选平行于水平参考平面延伸,而下机翼的相应的外侧部分优选呈现正二面角。换言之,下机翼的外侧部分相对于水平平面(即,相对于下机翼的内侧部分)向上倾斜,使得下机翼的机翼翼梢相对于水平平面优选位于比下机翼的内侧部分更大的高度处。下机翼的内侧部分优选在相关联的机翼过渡区域处过渡到下机翼的外侧部分。

[0019] 有利地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器包括形成推力产生单元组的多个电动推力产生单元。推力产生单元中的一部分可以专用于在运行中纯粹提供升力,而另一部分可以专用于在运行中提供附加的向前推力。

[0020] 优选地,每个联结翼包括推力产生单元组中的至少三个推力产生单元:设置在上机翼的外侧部分处的一个上机翼外侧推力产生单元、设置在下机翼的外侧部分处的一个下机翼外侧推力产生单元以及设置在下机翼的内侧部分处的一个下机翼内侧推力产生单元。上机翼外侧推力产生单元可以由安装到上机翼的机翼翼梢上的第一机翼吊舱支撑。该第一机翼吊舱优选在上机翼的前缘的方向上延伸,使得上机翼外侧推力产生单元设置在上机翼的前缘附近。下机翼外侧推力产生单元可以由安装到下机翼的机翼翼梢的第二机翼吊舱支撑。该第二机翼吊舱优选在下机翼的后缘的方向上延伸,使得下机翼外侧推力产生单元设置在下机翼的后缘附近。下机翼内侧推力产生单元可以由第三机翼吊舱支撑,该第三机翼吊舱优选在下机翼的内侧部分和外侧部分的机翼过渡区域处安装到下机翼上。第三机翼吊舱优选在下机翼的后缘的方向上延伸,使得下机翼内侧推力产生单元设置在下机翼的后缘附近。

[0021] 有利地,用于向推力产生单元提供动力的各个电池可以至少部分地容纳在第一至第三机翼吊舱内。就电池的冷却能力和在碰撞情况下保护本发明的VTOL的飞行器的各个乘员免受燃烧电池的影响而言,将电池至少部分地远离机身设置被认为是有利的。

[0022] 此外,在下机翼的内侧部分和外侧部分之间的机翼过渡区域处被安装到下机翼上的第三机翼吊舱可以适于至少部分地容纳主起落架。该主起落架可以是轮式起落架。

[0023] 优选地,上机翼外侧推力产生单元在运行中限定位于本发明的VTOL的多旋翼飞行器的机舱上方的旋翼盘,而下机翼内侧推力产生单元在运行中限定可以位于机舱下方的旋翼盘,以便将旋翼盘与机舱保持足够的安全距离,使得例如发生旋翼爆裂时,相关联的旋翼叶片不会穿透机身。此外,下机翼外侧推力产生单元优选设置成比上机翼外侧推力产生单元的高度低,但是高于下机翼内侧推力产生单元的高度。因此,当将下机翼外侧推力产生单

元设置在机舱的高度时,由下机翼外侧推力产生单元在运行中限定的旋翼盘可以倾侧,使得例如在发生旋翼爆裂时,相关联的旋翼叶片不会穿透机身。

[0024] 有利地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器的飞行稳定性是通过将推力产生单元组中的一些推力产生单元设置在上机翼前方(即,在上机翼的前缘附近)以及将推力产生单元组中的其他一些推力产生单元设置在下机翼后方(即,在下机翼的后缘附近)来实现的。

[0025] 更具体地,为了获得飞行稳定性,必须建立升力相对于本发明的VTOL的多旋翼飞行器的重心的平衡。在垂直飞行或悬停期间,升力主要由推力产生单元组的基本上产生升力的推力产生单元产生,而在向前飞行期间,升力由基本上产生升力的推力产生单元和联结翼同时提供。因此,在两种飞行情况下,一方面必须实现相对于升力中心(在联结翼处产生的升力和通过基本上产生升力的推力产生单元产生的升力的量)的平衡,另一方面必须实现相对于本发明的VTOL的多旋翼飞行器的重心的平衡。

[0026] 在本发明的VTOL的多旋翼飞行器中,联结翼构造提供了用于在两种飞行情况下都实现机翼升力与推力产生单元升力之间的改善的平衡的显著优势。这些优势转化为VTOL的多旋翼飞行器的改进的稳定性和可控性。实际上,这种改善的平衡成就通过使用联结翼构造有利地被实现,并且被认为相对于单翼飞行器的设计更具挑战性,尤其是在出于运行安全性的原因而意图避免在所需的登机区域内在相应的单翼前方或后方设置推力产生单元时。

[0027] 优选地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器的联结翼构造具有联结翼,该联结翼的下机翼向后掠,而上机翼向前掠,其中在俯视图中,下机翼和上机翼在它们各自的根部(即,靠近机身)处彼此具有最大的纵向距离,而在它们互连的它们各自的外侧部分处彼此具有最小的纵向距离。根据一个方面,基本上产生升力的两个外侧推力产生单元被安装到每个联结翼的外侧部分上,一个在上机翼的前缘附近,另一个在下机翼的后缘附近。基本上产生升力的第三推力产生单元优选在机翼过渡区域处被安装到下机翼的内侧部分上,并且在VTOL的多旋翼飞行器的俯视图中在由上机翼和下机翼均包围的区域中延伸。因此,基本上产生升力的三个升力推力产生单元的合成的升力中心可以容易地匹配上机翼和下机翼的合成的升力中心,同时避免联结翼与推力产生单元的相应的尾流之间的实质性干扰。

[0028] 有利地,当上机翼外侧推力产生单元至少被安装到与相应的机舱高度对应的大致高度时,可以确保为可能的旁观者提供便利的间隙。此外,当安装到下机翼上的推力产生单元在下机翼的后缘(即,在下机翼后方)附近延伸时,可以提供前面的登机区域,该登机区域有利地没有阻挡性和威胁生命的推力产生单元,因此,因高的登机 and 紧急出口安全水平而脱颖而出。此外,当安装到下机翼上的推力产生单元(即,至少相关联的旋翼盘)可以基本上设置在机舱下方并因此设置在机身下方时,在旋翼爆裂的情况下,乘客和关键设备不会受到影响。

[0029] 另外,由于下机翼外侧推力产生单元相对于地面的垂直位置较高,因此机身可以设置得更靠近地面,面向所需的间隙,以免在着陆条件不好的情况机翼翼梢撞在地面上。由于机身和下机翼内侧部分靠近地面,因此可以将轮式起落架的尺寸和重量保持得较小和较低。

[0030] 此外,合适的下机翼设计可允许在没有额外重量的情况下调节大型起落架轨道。这导致地面稳定性得到改善,并且硬着陆情况期间的结构载荷被降低。



[0031] 优选地,至少一个上机翼和至少一个下机翼经由中间吊架互连以形成联结翼构造。中间吊架被安装到上机翼翼梢上并且被安装到下机翼翼梢附近的下机翼外侧部分上。

[0032] 优选地,至少一个下机翼包括将下机翼内侧部分和下机翼外侧部分互连的机翼过渡区域。至少一个第三推力产生单元在至少一个下机翼的后缘附近以不能倾斜的方式被安装到至少一个下机翼上,并且被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力。至少一个第三推力产生单元设置在机翼过渡区域附近。

[0033] 优选地,第一机翼吊舱被安装到上机翼翼梢上以支撑第一推力产生单元。第二机翼吊舱被安装到下机翼翼梢上以支撑第二推力产生单元。至少一个第三机翼吊舱在机翼过渡区域中被安装到至少一个下机翼上以支撑至少一个第三推力产生单元。

[0034] 优选地,至少一个下机翼是后掠机翼,并且至少一个上机翼是前掠机翼。

[0035] 优选地,下机翼外侧部分相对于下机翼内侧部分向上倾斜预定的正二面角。

[0036] 优选地,至少一个上机翼向下倾斜预定的负二面角。

[0037] 优选地,至少一个上机翼包括连接至垂直尾翼的上机翼内侧部分和形成上机翼翼梢的上机翼外侧部分。上机翼外侧部分相对于上机翼内侧部分向下倾斜预定的负二面角。

[0038] 优选地,推力产生单元组的至少一个附加的推力产生单元相对于多旋翼飞行器的侧倾轴线固定地倾斜,以至少在多旋翼飞行器的巡航运行期间产生向前的推力。

[0039] 优选地,至少一个附加的推力产生单元以不能倾斜的方式被安装到至少一个上机翼上,并且设置在至少一个上机翼的后缘附近。

[0040] 优选地,附加的机翼吊舱被安装到上机翼上以支撑附加的推力产生单元。

[0041] 优选地,至少一个上机翼至少是大致V形。

[0042] 优选地,下机翼内侧部分和下机翼外侧部分界定多旋翼飞行器的登机区域。

[0043] 优选地,登机区域配备有适于支持进出形成在机身内的机舱的至少一个登机台阶,并且该至少一个登机台阶设置在至少一个下机翼的前缘附近。第一推力产生单元在运行中限定相关联的旋翼盘,该旋翼盘设置在距至少一个登机台阶的预定的安全距离处。

[0044] 优选地,第一推力产生单元在运行中限定相关联的旋翼盘,该旋翼盘在多旋翼飞行器的高度方向上至少大致设置在与相应的机舱高度对应的高度处或更高处。

[0045] 根据一个方面,本发明的VTOL的多旋翼飞行器适于运送乘客。

[0046] 有利地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器不仅被设计用于运送乘客,而且特别适合且适于确认可在市区内运行。优选地,它易于飞行,具有多个冗余,满足当局的安全要求,设计上具有成本效益并且仅产生相对较低的噪声。优选地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器具具有相对较小的旋翼直径和轻型设计,并且仍然适于实现紧急着陆。

[0047] 此外,本发明的VTOL的多旋翼飞行器优选能够悬停并且包括分布式推进系统。

[0048] 有利地,本发明的VTOL的多旋翼飞行器显著提高了多旋翼飞行器的各种飞行能力和经济性。此外,本发明的推力产生单元的设置显著减小了本发明的VTOL的多旋翼飞行器的前部部件和后部部件之间的不利的相互作用。

[0049] 应注意的是,尽管上面参照具有多个旋翼组件的多旋翼结构描述了本发明的VTOL的多旋翼飞行器,其中每个推力产生单元可以由一个或两个反向旋转的旋翼组成,但是术语旋翼应理解为任何一种带叶片的推进装置。换言之,在本说明书中对旋翼或旋翼结构的任何引用应同样被理解为对螺旋桨和螺旋桨结构的引用,使得本发明的多旋翼飞行器同样

可以被实现为多螺旋桨飞行器和/或多螺旋桨和多旋翼的飞行器。在任何情况下,本发明主要涉及具有限定旋翼平面的旋翼的多推力构造、用于围绕至多一个旋翼的任何旋转部件的局部罩或全罩以及优选驱动每个旋翼的至少一个电动机,所述旋翼平面可以被选择成彼此独立地上下定位。

### 附图说明

[0050] 在下面的描述中参照附图通过举例概述了本发明的优选实施方式。在这些附图中,相同的或功能相同的部件和元件用相同的附图标记和字符标记,因此,在下面的描述中仅描述一次。

[0051] -图1是适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器的俯视图;

[0052] -图2是图1的多旋翼飞行器的主视图;

[0053] -图3示出了图1的多旋翼飞行器的俯视图,其中上机翼具有不同的构造;

[0054] -图4是图3的多旋翼飞行器的主视图;

[0055] -图5示出了具有单个后推力产生单元的图1的多旋翼飞行器的俯视图;

[0056] 以及

[0057] -图6示出了图5的多旋翼飞行器的主视图。

[0058] 附图标记列表

[0059] 1-多旋翼飞行器;2-机身;3-机舱;3a-机舱高度;4-尾梁;5-垂直尾翼;6-飞行器前部区域;7-偏航轴线或高度方向;8-俯仰轴线;9-侧倾轴线;10-后推力产生单元;11-上机翼;11a-上机翼内侧部分;11b-上机翼外侧部分;11c-上机翼前缘;11d-上机翼后缘;12-下机翼;12a-下机翼内侧部分;12b-下机翼外侧部分;12c-下机翼前缘;12d-下机翼后缘;13-中间吊架;14a-中间吊架与下机翼外侧部分的机翼互连部;14b-中间吊架和上机翼的机翼互连部;15-上机翼内侧部分和上机翼外侧部分的机翼过渡区域;16-下机翼内侧部分和下机翼外侧部分的机翼过渡区域;17-下机翼外侧部分相对于水平平面的二面角;17a-下机翼外侧部分的质心轴线;18-上机翼相对于水平平面的二面角;18a-上机翼的质心轴线;19-上机翼外侧推力产生单元;19a-上机翼外侧推力产生单元旋翼盘;19b-上机翼外侧推力产生单元旋翼叶片;20-下机翼外侧推力产生单元;20a-下机翼外侧推力产生单元旋翼盘;20b-下机翼外侧推力产生单元旋翼叶片;21-下机翼内侧推力产生单元;21a-下机翼内侧推力产生单元旋翼盘;21b-下机翼内侧推力产生单元旋翼叶片;22-容器;23-登机区域;24-登机区域的上层台阶;25-下层登机台阶;26-上机翼翼梢;27-下机翼翼梢;28-轮式主起落架;29-轮式前起落架;30-后推力产生单元吊舱;31-上机翼外侧推力产生单元吊舱;32-下机翼外侧推力产生单元吊舱;33-下机翼过渡区推力产生单元吊舱;34-上机翼四分之一弦线;35-下机翼四分之一弦线;36-上机翼掠角;37-下机翼掠角;38-下机翼外侧延伸部;38a-下机翼外侧延伸长度;39-向前飞行方向;40-推力产生单元组;41-左舷侧机翼组;42-右舷侧机翼组;43-水平安全距离;44-高度。

### 具体实施方式

[0060] 图1示出了适于垂直起飞和着陆的多旋翼飞行器1,为了简化和清楚起见,在下文中将其称为“VTOL的多旋翼飞行器1”。VTOL的多旋翼飞行器1的向前飞行方向由箭头39示例

性示出。

[0061] 出于说明的目的,以形成三维参考框架的三个相互正交的方向示出了VTOL的多旋翼飞行器1。“纵向”方向对应于VTOL的多旋翼飞行器1固有的相应的侧倾轴线9,其在下文中也被称为“X轴9”。被称为“横向”的另一个方向垂直于侧倾轴线9并且对应于VTOL的多旋翼飞行器1的相应的俯仰轴线8。该横向方向在下文中也被称为“Y轴8”。由X轴9和Y轴8形成的相应的XY平面被认为是“水平的”,并且对应于图1所示的VTOL的多旋翼飞行器1的俯视图平面。第三方向对应于VTOL的多旋翼飞行器1的相应的偏航轴线(图2中的7),其垂直于水平的XY平面定向并且也被称为“Z轴7”。由Y轴8和Z轴7(在图2中)形成的相应的YZ平面对应于VTOL的多旋翼飞行器1的主视图平面(参见图2)。根据一个方面,VTOL的多旋翼飞行器1相对于YZ平面至少基本上对称。

[0062] VTOL的多旋翼飞行器1示例性地包括机身2,该机身2示例性地设置有机舱3和尾梁4。机身2示例性地限定了在X轴9的方向上与尾梁4相对的飞行器前部区域6。优选地,垂直尾翼5刚性地安装到尾梁4上。此外,VTOL的多旋翼飞行器1优选包括推力产生单元组40,其被设置用于在运行中产生推力。

[0063] VTOL的多旋翼飞行器1优选包括至少一个上机翼11和至少一个下机翼12。至少一个上机翼11以联结翼构造连接至至少一个下机翼12。示例性地,上机翼11和下机翼12形成左舷机翼组41和右舷机翼组42。

[0064] 更具体地,例如,联结翼构造包括设置在VTOL的多旋翼飞行器1的左舷侧上的至少一对上机翼11和下机翼12,它们形成左舷侧机翼组41。例如,联结翼构造还包括设置在VTOL的多旋翼直升机1的右舷侧上的另外至少一对上机翼11和下机翼12,它们形成右舷侧机翼组42。左舷侧机翼组41通过上机翼11和机身2连接至右舷侧机翼组42。

[0065] 应注意的是,为了附图的清楚和简便起见,基本上仅右舷侧机翼组42的上机翼11和下机翼12用相应的附图标记进行标记并且在下文中更详细地进行描述。右舷侧机翼组42的这种更详细的描述应被理解为代表两个机翼组41、42,因为由于VTOL的多旋翼飞行器1相对于YZ平面的优选对称性,它们优选具有相似的构造。然而,参照仅为了附图的清楚起见而用于标记左舷侧机翼组41的部件(例如,下文描述的机翼延伸部38)的描述也可以适用于右舷侧机翼组42的构造。

[0066] 优选地,上机翼11包括连接至垂直尾翼5的上机翼内侧部分11a和形成上机翼翼梢26的上机翼外侧部分11b。上机翼内侧部分11a优选刚性地安装到垂直尾翼5上。上机翼11还可以包括将上机翼内侧部分11a和上机翼外侧部分11b互连的机翼过渡区域15。上机翼11示例性地包括上机翼前缘11c和上机翼后缘11d,上机翼后缘11d在X轴9的方向上与前缘11c相对。

[0067] 上机翼内侧部分11a优选平行于水平平面(即,XY平面)延伸。上机翼11示例性地具有跨越相应的上机翼翼弦的25%的上机翼四分之一弦线34。

[0068] 此外,下机翼12优选包括连接至机身2的下机翼内侧部分12a以及形成下机翼翼梢27的下机翼外侧部分12b。下机翼内侧部分12a可以被刚性地安装到机身2的前部区域6附近并且在机舱3下方延伸。下机翼12可以包括机翼过渡区域16,该机翼过渡区域16将下机翼内侧部分12a和下机翼外侧部分12b互连。下机翼12示例性地包括下机翼前缘12c和下机翼后缘12d。

[0069] 下机翼内侧部分12a优选平行于水平平面(即,XY平面)延伸。下机翼12示例性地具有跨越相应的下机翼翼弦的25%的下机翼四分之一弦线35。

[0070] 优选地,上机翼11和下机翼12具有不同的掠角。每个掠角被定义为各个四分之一弦线34、35相对于VTOL的多旋翼飞行器1的横向Y轴8的角度。更具体地,上机翼掠角36示例性地由上机翼四分之一弦线34相对于横向Y轴8的倾斜度限定。优选地,该倾斜度使得上机翼11被实施为前掠机翼。类似地,下机翼掠角37示例性地由下机翼四分之一弦线35相对于横向Y轴8的倾斜度限定,使得下机翼12优选是后掠机翼。

[0071] 优选地,上机翼11和下机翼12至少通过中间吊架(图2中的13)互连以形成联结翼构造。然而,下机翼12的机翼延伸部38可以在中间吊架(图2中的13)与下机翼外侧部分12b的机翼互连部(图2中的14a)后方在横向Y轴8的方向上延伸,从机翼互连部(图2中的14a)开始并在下机翼翼梢27处终止。

[0072] 根据一个方面,VTOL的多旋翼飞行器1包括适于在运行中产生升力和推力的推力产生单元组40。推力产生单元组40优选被构造成使得右舷侧机翼组42优选至少包括上机翼外侧推力产生单元19、下机翼外侧推力产生单元20、下机翼内侧推力产生单元21和附加的后推力产生单元10。示例性地,推力产生单元19、20、21中的每个推力产生单元在运行中分别通过至少一个旋转推力产生单元的旋翼叶片19b、20b、和21b分别限定相关联的推力产生单元的旋翼盘19a、20a和21a。

[0073] 上机翼外侧推力产生单元19优选以不能倾斜的方式被安装到右舷侧机翼组42的上机翼11上,并且被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力。上机翼外侧推力产生单元19优选设置在右舷侧机翼组42的上机翼11的前缘11c附近。示例性地,上机翼外侧推力产生单元19可以由机翼吊舱32支撑。机翼吊舱32可以被安装到右舷侧机翼组42的上机翼翼梢26上。

[0074] 推力产生单元组40的下机翼外侧推力产生单元20优选以不能倾斜的方式被安装到右舷侧机翼组42的下机翼12上,并且被设置用于至少在垂直起飞和着陆期间产生升力。下机翼外侧推力产生单元20优选设置在右舷侧机翼组42的下机翼12的后缘12d附近。下机翼外侧推力产生单元20可以由机翼吊舱31支撑。机翼吊舱31可以被安装到下机翼翼梢27上。

[0075] 推力产生单元组40的下机翼内侧推力产生单元21优选以不能倾斜的方式被安装到右舷侧机翼组42的下机翼12上,优选在下机翼12的后缘12d附近,并且被设置用于至少在垂直起飞和降落期间产生升力。下机翼内侧推力产生单元21可以设置在从下机翼内侧部分12a到下机翼外侧部分12b的机翼过渡区域16附近。下机翼内侧推力产生单元21可以由机翼吊舱33支撑。机翼吊舱33可以在机翼过渡区域16中被安装到下机翼12上。

[0076] 推力产生单元组40的附加的后推力产生单元10优选以不能倾斜的方式被安装到右舷侧机翼组42的上机翼11上,并且优选设置在右舷侧机翼组42的上机翼11的后缘11d附近。示例性地,附加的后推力产生单元10相对于VTOL的多旋翼飞行器1的X轴9固定地倾斜,以至少在VTOL的多旋翼飞行器1的巡航运行期间产生向前的推力。至少一个附加的后推力产生单元10可以由附加的机翼吊舱30支撑。附加的机翼吊舱30可以被安装到右舷侧机翼组42的上机翼11上。优选地,附加的机翼吊舱30被安装到上机翼内侧部分11a至上机翼外侧部分11b的机翼过渡区域15处。

[0077] 根据一个方面,VTOL的多旋翼飞行器1包括用于VTOL的多旋翼飞行器1的乘客的登机区域23。登机区域23优选被设计成没有推力产生单元,以使得乘客能够安全可靠地进出机舱3。因此,示例性地,其在右舷侧下机翼内侧部分12a和左舷侧下机翼内侧部分12a的前缘12c处设置在飞行器前部区域6附近。登机区域23在VTOL的多旋翼飞行器1的右舷侧和左舷侧分别由下机翼内侧部分12a到下机翼外侧部分12b的机翼过渡区域16限定。

[0078] 此外,为了进一步提高登机时的安全性,上机翼外侧推力产生单元19的旋翼盘19a优选在Z轴方向(图2中的7)上设置在上机翼外侧部分11b上方,并且下机翼内侧推力产生单元21的旋翼盘21a优选在Z轴方向(图2中的7)上至少大致设置在下机翼内侧部分11a的高度处并且在下机翼外侧部分12b下方。根据一个方面,下机翼内侧部分11a可以在其后缘12d处成形,使得下机翼12至少形成用于下机翼内侧推力产生单元21的局部罩。

[0079] 图2示出了图1的VTOL的多旋翼飞行器1,其具有机身2、其上刚性地安装有垂直尾翼5的尾梁4以及推力产生单元组40。示例性地,推力产生单元组40的每一个推力产生单元19、20、21在运行中限定其相关联的旋翼盘19a、20a、21a,并且至少包括旋翼叶片19b、20b、21b。此外,推力产生单元组40的推力产生单元19、20、21中的每一个可以由机翼吊舱31、32、33中的一个支撑。VTOL的多旋翼飞行器1还包括联结翼构造形式的上机翼11和下机翼12,其中右舷侧机翼组42和左舷侧机翼组41各自均包括上机翼11和下机翼12。

[0080] 图2进一步示出了限定VTOL的多旋翼飞行器1的高度方向的偏航轴线7(即,Z轴7)以及俯仰轴线8(即,Y轴8),它们都是VTOL的多旋翼飞行器1固有的。图2还进一步示出了上机翼11,其设置有推力产生单元组40的附加的后推力产生单元10。

[0081] 而且,如上面参照图1所述,上机翼11包括刚性地安装到垂直尾翼5上的上机翼内侧部分11a以及在机翼过渡区域15处安装到上机翼内侧部分11a的上机翼外侧部分11b。示例性地,左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42的上机翼内侧部分11a一体地形成为一件。

[0082] 根据一个方面,上机翼11和下机翼12至少通过中间吊架13互连以形成联结翼构造。优选地,中间吊架13在机翼互连部14b处刚性地安装到上机翼翼梢26上,并且在机翼互连部14a处靠近下机翼翼梢27附近刚性地安装到下机翼外侧部分12b上。优选地,中间吊架13相对于与其连接的下机翼外侧部分12b的上表面基本垂直地(即,至少基本上平行于Z轴7)延伸。

[0083] 优选地,下机翼12的机翼延伸部38从中间吊架13与下机翼外侧部分12b的机翼互连部14a朝向下机翼翼梢27延伸。机翼延伸部38可具有长度38a,该长度被确定成使得下机翼外侧推力产生单元20和下机翼内侧推力产生单元21被充分地间隔开以避免两个推力产生单元20、21之间的不希望的干扰。

[0084] 此外,根据图1在运行中限定相关联的旋翼盘19a的上机翼外侧推力产生单元19优选在VTOL的多旋翼飞行器1的高度方向7上设置在至少大致与相应的机舱高度3a至少对应的高度44处或更高处。机舱高度3a示例性地定义为地面和上机身区域之间的高度,上机身区域示例性地设置在上机翼11的最小高度下方。

[0085] 根据一个方面,上机翼11相对于VTOL的多旋翼直升机1的横向Y轴8具有负二面角,即,上机翼11相对于上机翼内侧部分11a向下倾斜预定的负二面角18。此外,下机翼12优选相对于VTOL的多旋翼飞行器1的横向Y轴8具有正二面角,即,下机翼12相对于下机翼内侧部分12a向上倾斜预定的正二面角17。二面角17、18被定义为上机翼11和下机翼12的各自的质

心轴线17a、18a相对于多旋翼飞行器1的水平平面(即,XY平面)的角度。

[0086] 举例来说,VTOL的多旋翼飞行器1包括具有轮式主起落架28和轮式前起落架29的轮式起落架。轮式主起落架28优选至少部分地安装到机翼吊舱33上,机翼吊舱33设置在下机翼内侧部分12a到下机翼外侧部分12b的机翼过渡区域16处。更特别地,在VTOL的多旋翼飞行器1的运行中,轮式主起落架28优选至少部分地可缩回到机翼吊舱33中。轮式前起落架29优选设置在飞行器的机身2的前部机翼区域6处,即,在轮式主起落架28的上游。

[0087] 根据一个方面,下机翼外侧部分12b设置有至少一个容器22。该至少一个容器22示例性地设置在机翼互连部14b处,中间吊架13优选在该机翼互连部处刚性地安装到上机翼翼梢26上。优选地,至少一个容器22具有可以通过对于应特定的用针对相应的基本要求而确定的外部几何形状,以便例如允许储存诸如电池等相关联的设备。示例性地,至少一个容器22具有略圆的形状。

[0088] 如上面参照图1所述,VTOL的多旋翼飞行器1的登机区域23在右舷侧和左舷侧至少延伸至下机翼内侧部分12a到下机翼外侧部分12b的相应的机翼过渡区域16。登机区域23可配备有至少一个下层登机台阶25。

[0089] 至少一个下层登机台阶25优选适于支持进出形成在机身2内的机舱3。示例性地,至少一个下层登机台阶25设置在下机翼12的前缘12c附近。例如,下层登机台阶25通向位于下机翼内侧部分12a上的登机区域23中的上层台阶24,并允许乘客进出机舱3。

[0090] 此外,出于安全原因,至少一个下层登机台阶25设置在距上机翼外侧推力产生单元19预定的安全距离43处。安全距离43被定义为登机台阶25与上机翼外侧推力产生单元19的旋翼盘(图1中的19a)之间的可用空间。

[0091] 图3示出了图1和图2的VTOL的多旋翼飞行器1,其具有机身2、具有垂直尾翼5的尾梁4、机舱3和推力产生单元组40。推力产生单元组40包括上机翼外侧推力产生单元19、下机翼外侧推力产生单元20、下机翼内侧推力产生单元21和附加的后推力产生单元10。

[0092] 图3还示出了俯仰轴线8(即,Y轴)和侧倾轴线9(即,X轴),它们都是VTOL的多旋翼飞行器1固有的。VTOL的多旋翼飞行器1包括联结翼构造的上机翼11和下机翼12,该联结翼构造包括左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42。

[0093] 然而,与图1相反,上机翼11现在一起至少是大致V形。换言之,现在每个上机翼11不再像图1中那样扭结,并且在相应的机翼过渡区域15处,在上机翼内侧部分11a和上机翼外侧部分11b之间没有图1所示的过渡。而是,每个上机翼11的机翼过渡区域15现在仅限定设置一个附加的机翼吊舱30的位置。

[0094] 图4示出了图3的VTOL的多旋翼飞行器1,其具有机身2、其上刚性地安装有垂直尾翼5的尾梁4、机舱3以及推力产生单元组40。推力产生单元组40包括上机翼外侧推力产生单元19、下机翼外侧推力产生单元20、下机翼内侧推力产生单元21和附加的后推力产生单元10。

[0095] VTOL的多旋翼飞行器1包括联结翼构造的上机翼11和下机翼12,该联结翼构造限定了左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42。图4进一步示出了左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42的上机翼11的V形形状,左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42的上机翼11优选一体地形成一个整体并且刚性地安装到垂直尾翼5上。

[0096] 图5示出了图3的VTOL的多旋翼飞行器1,其具有机身2、其上刚性地安装有垂直尾

翼5的尾梁4、机舱3以及推力产生单元组40。推力产生单元组40包括上机翼外侧推力产生单元19、下机翼外侧推力产生单元20、下机翼内侧推力产生单元21和附加的后推力产生单元10。VTOL的多旋翼飞行器1包括处于联结翼构造的、形成左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42的上机翼11和下机翼12。

[0097] 如上面参照图3所述,左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42的两个上侧翼11一起优选至少是大致V形。然而,与图3相比,现在仅提供单个附加的后推力产生单元10。如上面就图1所述,单个附加的后推力产生单元10优选垂直于VTOL的多旋翼飞行器1的XY平面固定地定向,以至少在多旋翼飞行器1的巡航运行期间产生向前的推力。单个附加的后推力产生单元10优选在上机翼11的后缘11d附近以不能倾斜的方式被安装到相关联的单个附加的机翼吊舱30上,该附加的机翼吊舱优选被安装到两个上机翼11与垂直尾翼5的互连区域处,即,右舷侧机翼组42和左舷侧机翼组41在垂直尾翼5处的互连区域处。

[0098] 图6示出了图5的多旋翼飞行器1,其具有机身2、其上刚性地安装有垂直尾翼5的尾梁4、机舱3以及推力产生单元组40。推力产生单元组40包括上机翼外侧推力产生单元19、下机翼外侧推力产生单元20、下机翼内侧推力产生单元21和附加的后推力产生单元10。特别地,图6还示出了附加的后推力产生单元10的垂直取向及其相对于机身2的设置。

[0099] 最后,应注意的是,对上述所有变型的修改在本领域技术人员的公知常识内,因此也被认为是本发明的一部分。

[0100] 此外,再次指出,图1至图6的任意一个图所示的左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42中的每一个均具有相关联的上机翼11和相关联的下机翼12,它们相应地形成了联结翼构造。换言之,图1至图6的每一个图的VTOL的多旋翼飞行器1包括两个上机翼11以及两个下机翼12,其中一个上机翼与左舷侧机翼组41相关联,另一个上机翼与右舷侧机翼组42相关联,并且其中一个下机翼与左舷侧机翼组41相关联,另一个下机翼与右舷侧机翼组42相关联。因此,图1至图6中的、为了清楚起见并为了不使相应的附图过载而仅用于左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42中的一个的所有附图标记应被认为同样适用于相应的另一个机翼组。类似地,为了简化的目的,在适当的情况下,该描述可以仅适用于左舷侧机翼组41和右舷侧机翼组42之一。

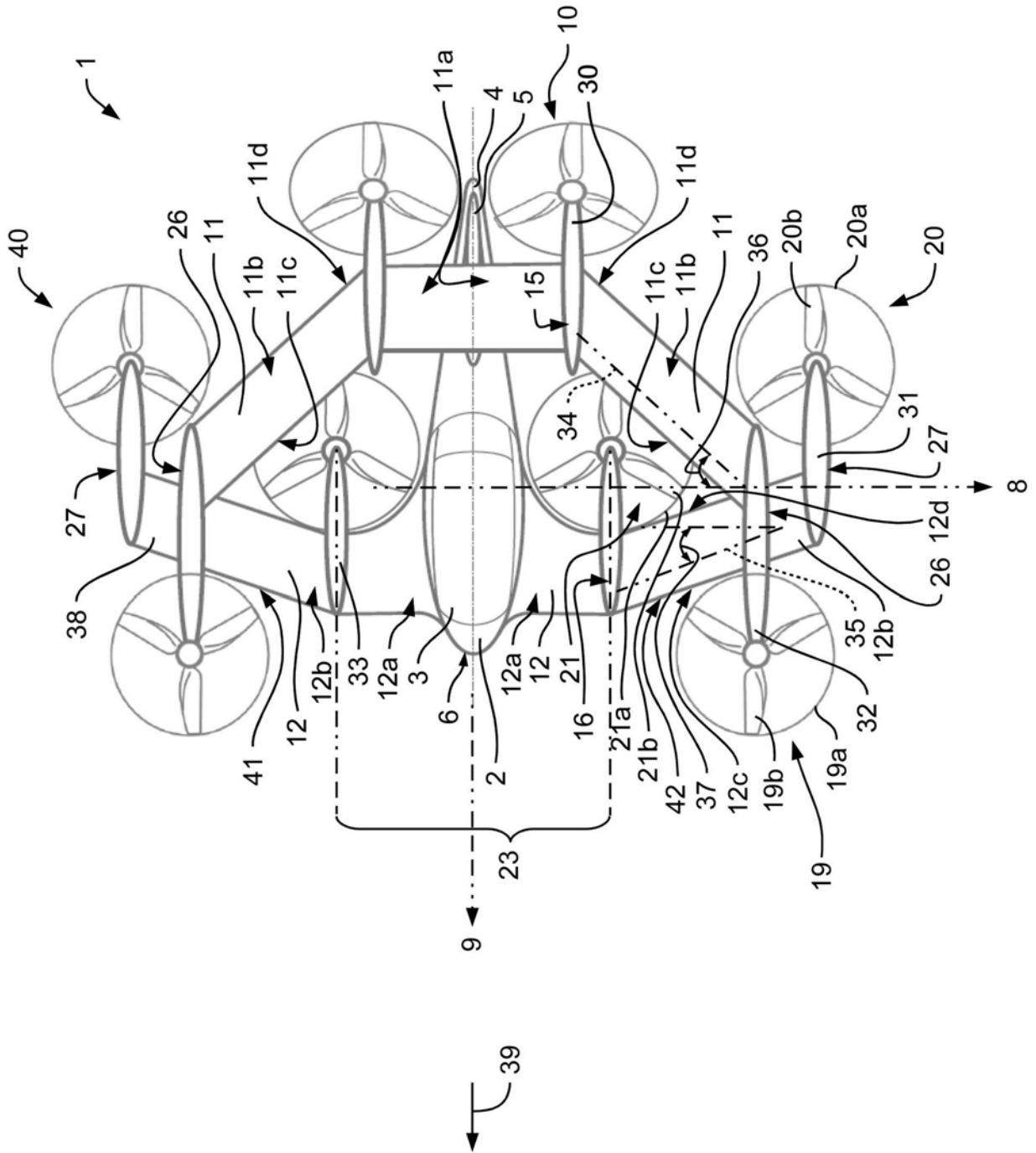


图1



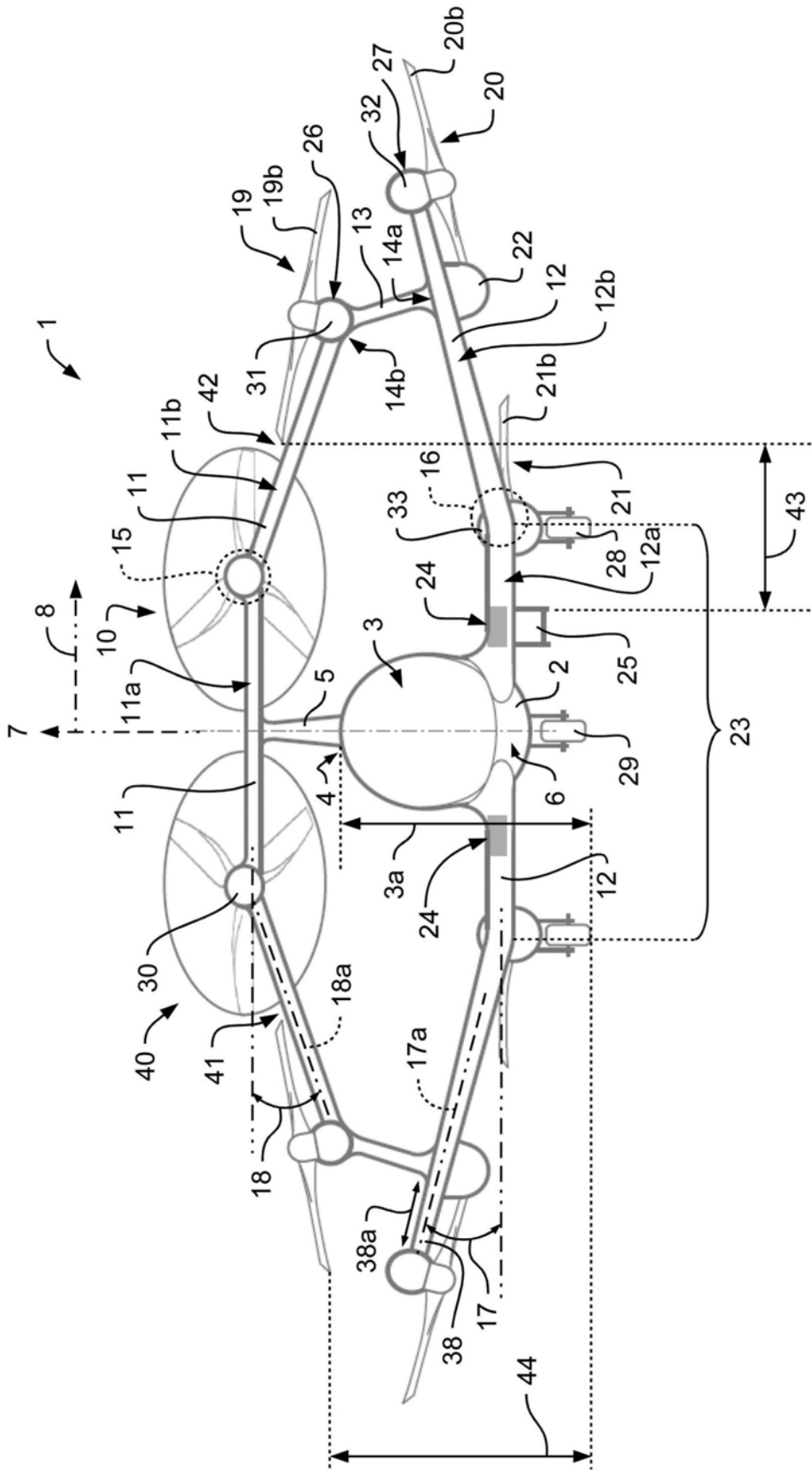


图2

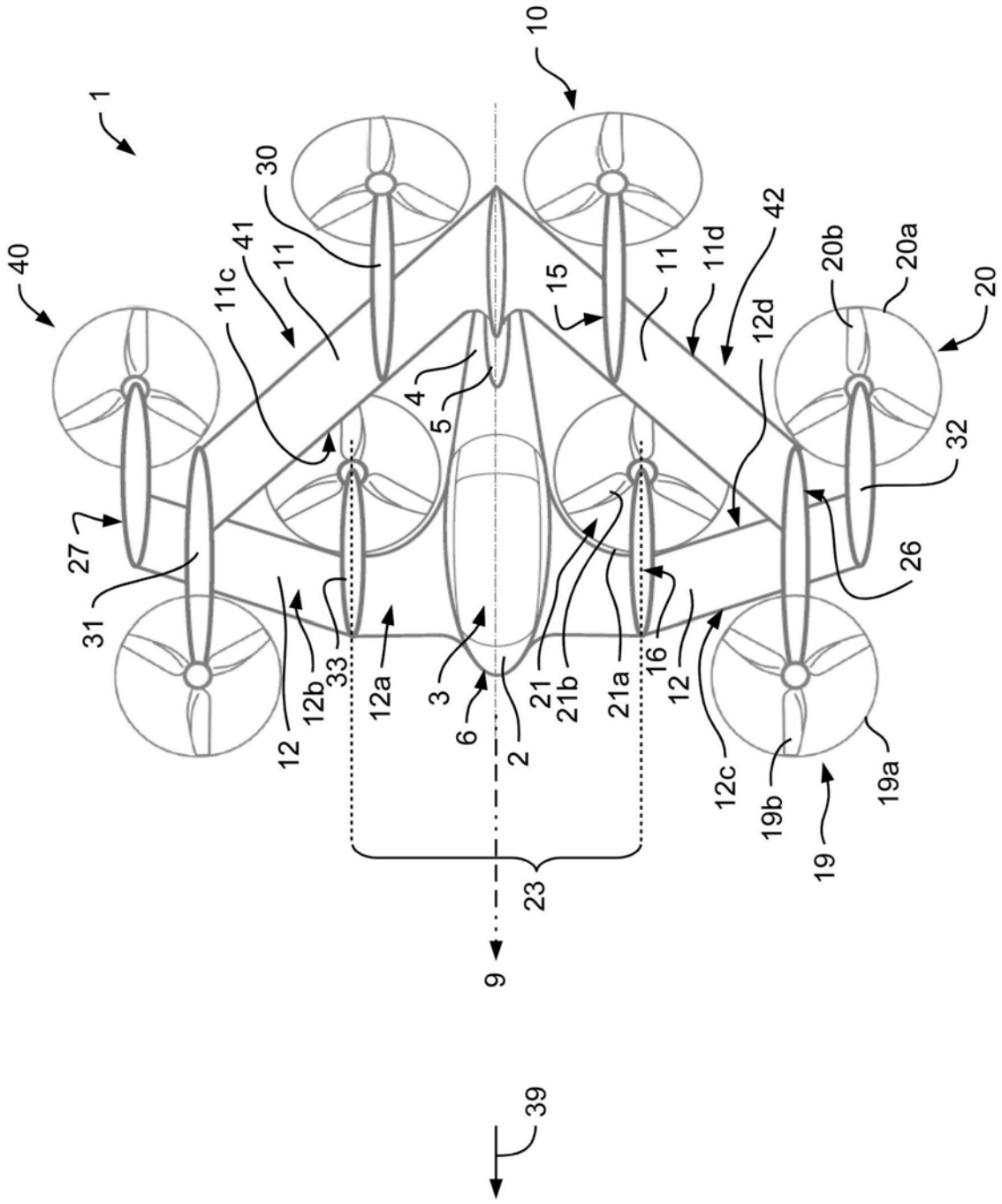


图3

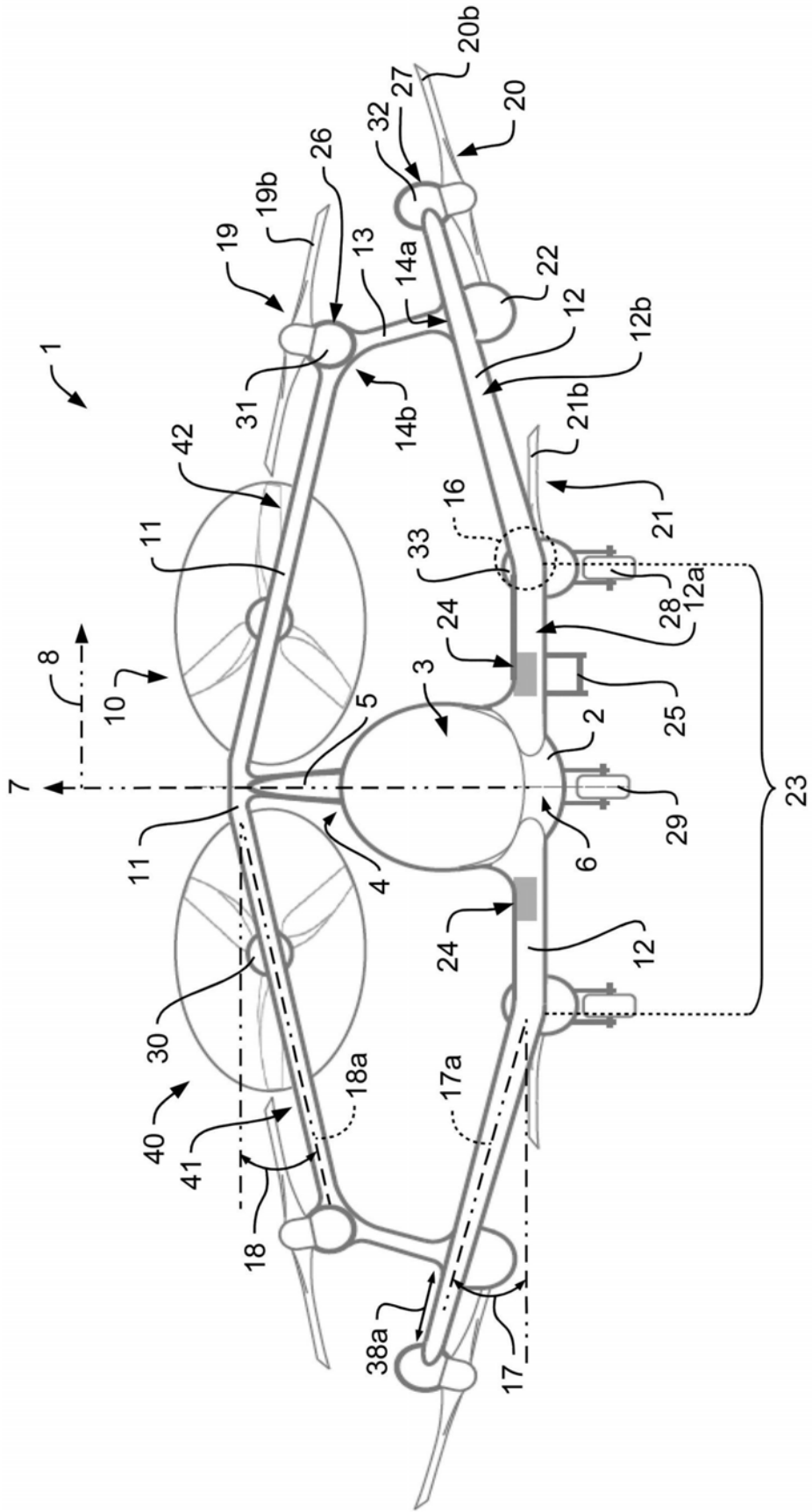


图4

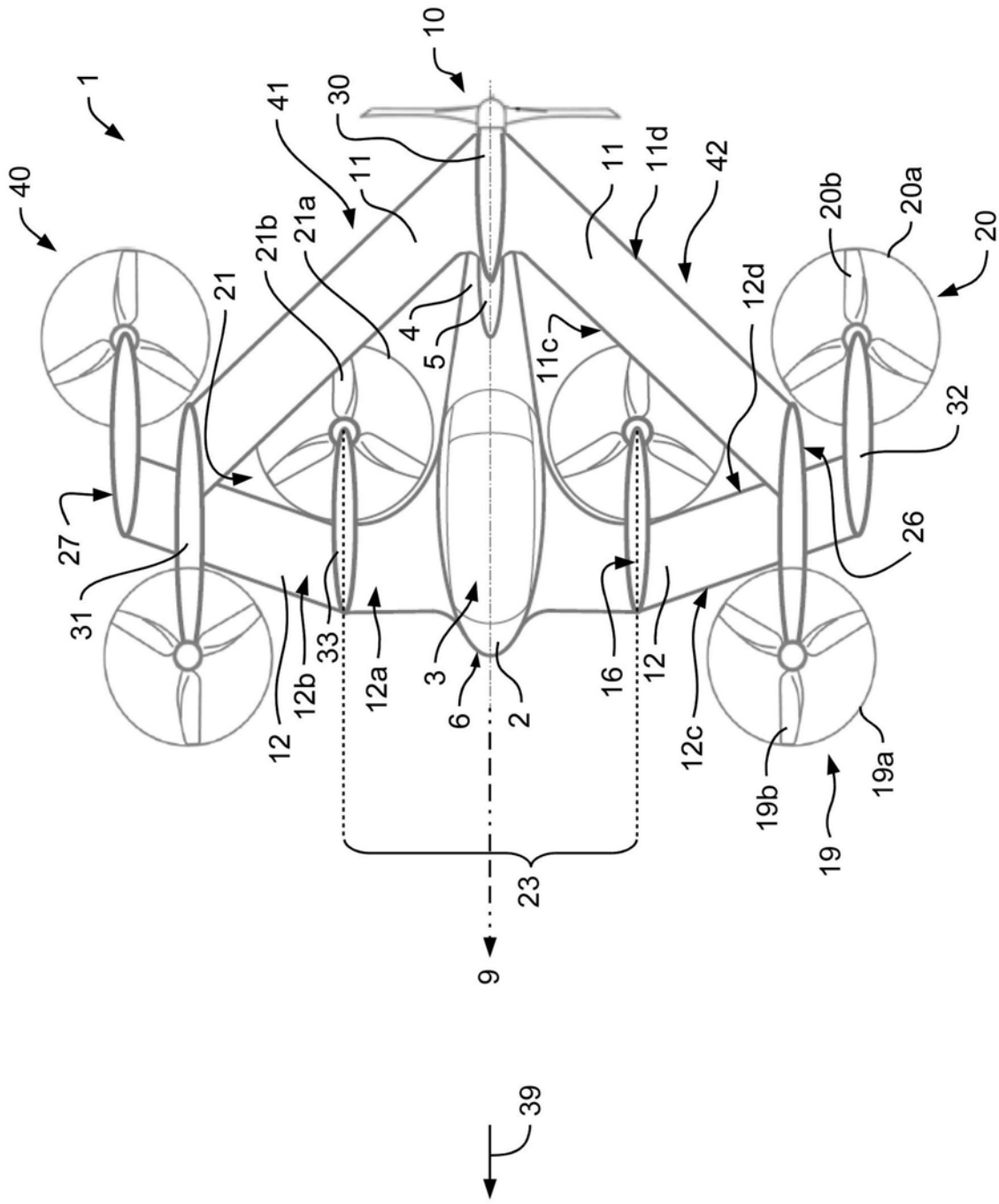


图5

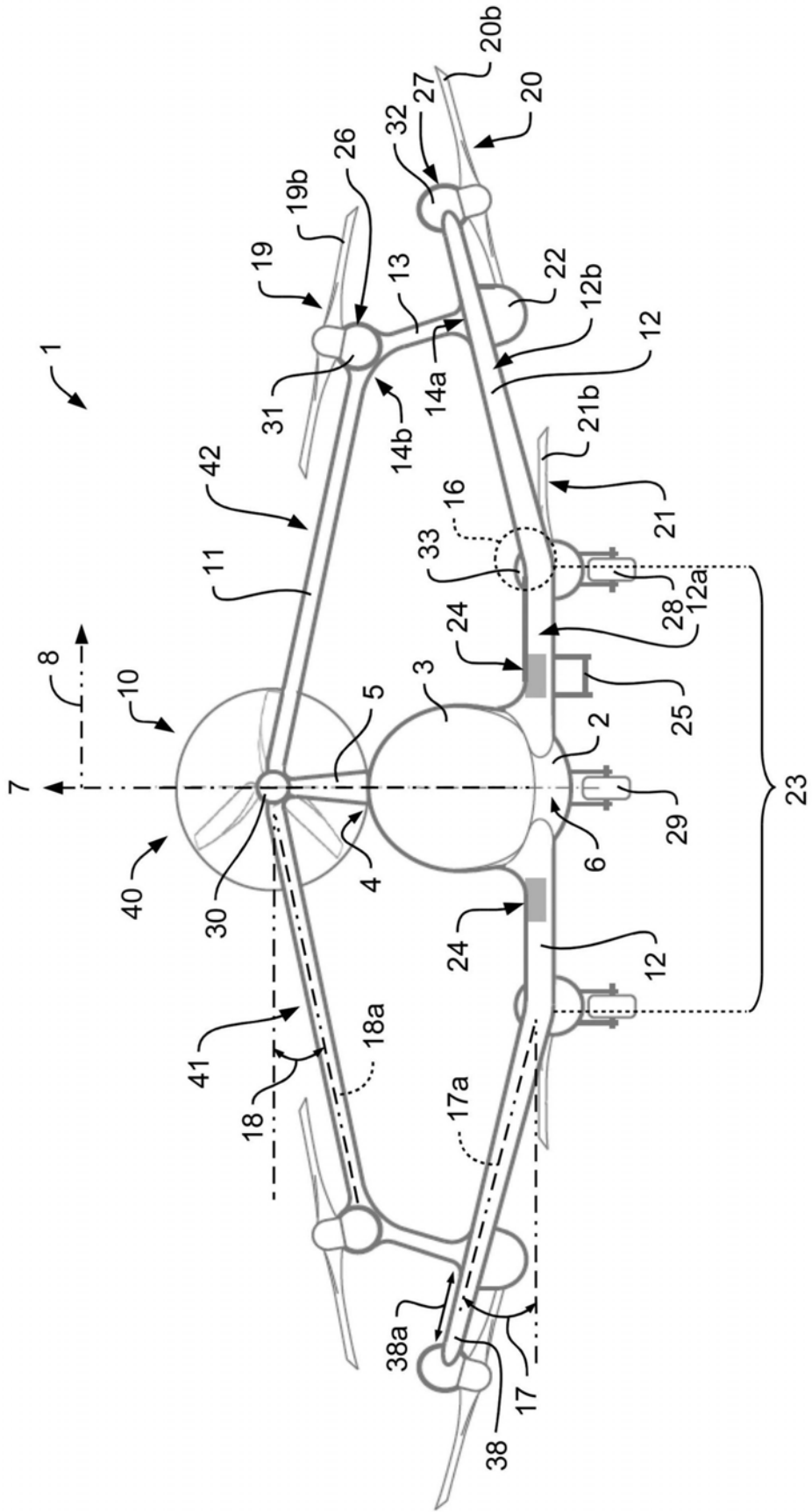


图6