



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118928758 A

(43) 申请公布日 2024. 11. 12

(21) 申请号 202411246752.6

B64C 29/00 (2006.01)

(22) 申请日 2019.09.04

B64C 39/12 (2006.01)

(30) 优先权数据

16/530782 2019.08.02 US

(62) 分案原申请数据

201980098124.9 2019.09.04

(71) 申请人 小鹰公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 P·辛哈 D·范德 林德

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

专利代理师 刘茜 后云钟

(51) Int. Cl.

B64C 11/46 (2006.01)

B64C 5/02 (2006.01)

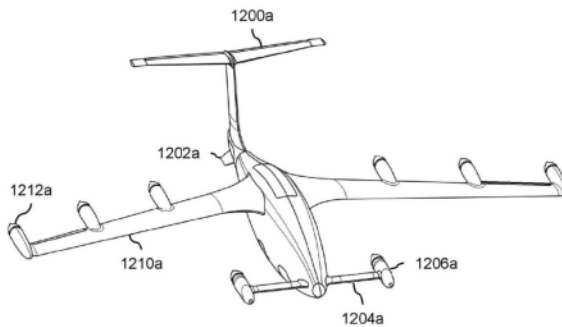
权利要求书2页 说明书16页 附图21页

(54) 发明名称

具有后旋翼和T型尾翼的固定翼飞机

(57) 摘要

本申请涉及具有后旋翼和T型尾翼的固定翼飞机。一种飞机包括具有后缘的鸭翼、具有水平面和后缘的前掠和固定翼以及多个倾转旋翼。该多个倾转旋翼中的至少一个被附接到该鸭翼的后缘,并且该多个倾转旋翼中的至少一个被附接到该前掠和固定翼的后缘。该飞机还包括具有水平面的T型尾翼,其中该T型尾翼的水平面处于高于该前掠和固定翼的水平面的高度处。



1. 一种飞机, 包括:

具有前缘和后缘的鸭翼;

具有后缘的前掠和固定翼;

多个倾转旋翼子模块, 包括:

第一倾转旋翼子模块, 其中:

所述鸭翼的所述前缘在下述位置处与所述第一倾转旋翼子模块接触, 所述位置在所述第一倾转旋翼子模块的长度的40%至60%的范围内, 包含端值, 其中, 0%对应于所述第一倾转旋翼子模块的前部尖端, 并且100%对应于所述第一倾转旋翼子模块的后部尖端; 以及
所述鸭翼的所述后缘在下述位置处与所述第一倾转旋翼子模块接触, 所述位置在所述第一倾转旋翼子模块的长度的55%至80%的范围内, 包含端值; 以及

多个其他倾转旋翼子模块, 其联接到所述前掠和固定翼的所述后缘; 以及

附接到机身的下侧的燕尾翼, 其中, 所述燕尾翼在深失速期间将所述飞机的机头向下推, 其中, 当所述飞机处于地面上时, 所述机身搁置在所述燕尾翼上, 并且其中, 所述前掠和固定翼包括用于所述多个其他倾转旋翼子模块中的每一个的对应弯曲部段, 当所述多个其他倾转旋翼子模块处于悬停位置时, 所述弯曲部段平行于与所述多个其他倾转旋翼子模块相关联的螺旋桨盘的曲线。

2. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的水平面处于高于所述鸭翼的水平面的高度处。

3. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述多个倾转旋翼子模块包括联接到所述鸭翼的两个倾转旋翼子模块和联接到所述前掠和固定翼的六个倾转旋翼子模块。

4. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 在巡航模式期间, 所述前掠和固定翼具有在80%至100%的第二范围内的相对升力, 包含端值。

5. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的内侧部段具有在 -5° 至 0° 的第二范围内的扭转角, 包含端值。

6. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的中间部段具有在 0° 至 5° 的第二范围内的扭转角, 包含端值。

7. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的外侧部段具有在 -5° 至 0° 的第二范围内的扭转角, 包含端值。

8. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的外侧部段在所述鸭翼之后失速。

9. 根据权利要求1所述的飞机, 其中, 所述前掠和固定翼的外侧部段在所述前掠和固定翼的其余部分之后失速。

10. 一种方法, 包括:

提供具有前缘和后缘的鸭翼;

提供具有后缘的前掠和固定翼; 以及

提供多个倾转旋翼子模块, 包括:

第一倾转旋翼子模块, 其中:

所述鸭翼的所述前缘在下述位置处与所述第一倾转旋翼子模块接触, 所述位置在所述第一倾转旋翼子模块的长度的40%至60%的范围内, 包含端值, 其中, 0%对应于所述第一

倾转旋翼子模块的前部尖端,并且100%对应于所述第一倾转旋翼子模块的后部尖端;以及所述鸭翼的所述后缘在下述位置处与所述第一倾转旋翼子模块接触,所述位置在所述第一倾转旋翼子模块的长度的55%至80%的范围内,包含端值;以及

提供附接到机身的下侧的燕尾翼,其中,所述燕尾翼在深失速期间将飞机的机头向下推,其中,当所述飞机处于地面上时,所述机身搁置在所述燕尾翼上,并且其中,多个其他倾转旋翼子模块联接到所述前掠和固定翼的所述后缘,其中,所述前掠和固定翼包括用于所述多个其他倾转旋翼子模块中的每一个的对应弯曲部段,当所述多个其他倾转旋翼子模块处于悬停位置时,所述弯曲部段平行于与所述多个其他倾转旋翼子模块相关联的螺旋桨盘的曲线。

11. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的水平面处于高于所述鸭翼的水平面的高度处。

12. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述多个倾转旋翼子模块包括联接到所述鸭翼的两个倾转旋翼子模块和联接到所述前掠和固定翼的六个倾转旋翼子模块。

13. 根据权利要求10所述的方法,其中,在巡航模式期间,所述前掠和固定翼具有在80%至100%的第二范围内的相对升力,包含端值。

14. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的内侧部段具有在 -5° 至 0° 的第二范围内的扭转角,包含端值。

15. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的中间部段具有在 0° 至 5° 的第二范围内的扭转角,包含端值。

16. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的外侧部段具有在 -5° 至 0° 的第二范围内的扭转角,包含端值。

17. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的外侧部段在所述鸭翼之后失速。

18. 根据权利要求10所述的方法,其中,所述前掠和固定翼的外侧部段在所述前掠和固定翼的其余部分之后失速。

具有后旋翼和T型尾翼的固定翼飞机

技术领域

[0001] 本申请涉及飞行器领域。本申请为分案申请,其母案的申请号为201980098124.9,申请日为2019年9月4日,发明名称为“具有后旋翼和T型尾翼的固定翼飞机”。

背景技术

[0002] 正在开发能够以更小的占用空间起飞和降落的新型飞机。例如,这些飞机可用于没有机场或跑道的地区中。某些此类飞机设计具有附接到前掠和固定(主)翼的后缘的倾转旋翼。将期望可进一步改进飞机性能的飞机的新特征和/或新配置。例如,如果飞机的一些或所有水平升力面将失速,则将期望改进的稳定性和/或控制。

附图说明

[0003] 在下面的详细描述和附图中公开了本发明的各种实施例。

[0004] 图1是图示了具有倾转旋翼的前掠固定翼多旋翼飞行器实施例的顶视图的示图。

[0005] 图2A是图示了在发动机关闭的情况下边界层厚度的实施例的底视图的示图。

[0006] 图2B是图示了在发动机打开的情况下边界层厚度的实施例的底视图的示图。

[0007] 图3A是图示了具有对应的升力矢量、推力矢量和阻力的倾转翼配置的示例的示图。

[0008] 图3B是图示了具有前缘安装的倾转旋翼和对应的升力矢量、推力矢量和阻力的固定翼配置的示例的示图。

[0009] 图3C是图示了具有后缘安装的倾转旋翼和对应的升力矢量、推力矢量和阻力的固定翼配置的实施例的示图。

[0010] 图4是图示了当主翼上的后缘安装的倾转旋翼关闭时产生的气流的实施例的示图。

[0011] 图5A是图示了用于比较的前掠和渐缩翼和直翼的实施例的示图。

[0012] 图5B是图示了具有前掠、渐缩主翼且没有鸭翼的机翼配置的实施例的示图。

[0013] 图5C是图示了具有鸭翼和直主翼的机翼配置的实施例的示图。

[0014] 图5D是图示了尾翼的实施例的示图。

[0015] 图5E是图示了附接到主翼的顶表面的挂架的实施例的示图。

[0016] 图6A是图示了从悬停位置到巡航位置的起飞倾转度变化的实施例的示图。

[0017] 图6B是图示了从巡航位置到悬停位置的降落倾转度变化的实施例的示图。

[0018] 图7是图示了速度倾转度图的实施例的示图。

[0019] 图8A是具有三元件尾翼的飞机实施例的顶视图。

[0020] 图8B是具有三元件尾翼的飞机实施例的前视图。

[0021] 图8C是具有三元件尾翼的飞机实施例的侧视图。

[0022] 图9A是具有V型尾翼的飞机实施例的成角度视图。

[0023] 图9B是具有V型尾翼的飞机实施例的前视图。

- [0024] 图10是图示了具有能够以魔毯模式(magic carpet mode)飞行的截短机身(truncated fuselage)的多旋翼飞行器的实施例的示图。
- [0025] 图11A是具有截短机身和尾翼的多旋翼飞行器实施例的顶视图。
- [0026] 图11B是具有截短机身和尾翼的多旋翼飞行器实施例的侧视图。
- [0027] 图12A是具有用于改进飞行控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的透视图。
- [0028] 图12B是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的侧视图。
- [0029] 图12C是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的顶视图。
- [0030] 图12D是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的前视图。
- [0031] 图12E是倾转旋翼飞行器的实施例的顶视图,与前面的鸭翼相比,其具有在更后部附接的更窄的鸭翼。
- [0032] 图12F是当倾转旋翼处于悬停位置时后缘平行于螺旋桨盘的曲线的主翼的实施例的顶视图。
- [0033] 图13是图示了在具有水平尾翼的倾转旋翼飞行器的向前飞行期间的尾流干扰的实施例的示图。
- [0034] 图14是图示了具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的实施例的示图。
- [0035] 图15A是图示了在深失速中具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的流线和涡量的实施例的示图。
- [0036] 图15B是图示了在深失速中具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的流线的实施例的示图。
- [0037] 图16是图示了失速顺序的实施例的流程图。

具体实施方式

[0038] 本发明可以按多种方式来实施,包括作为过程;设备;系统;物质的组成;在计算机可读存储介质上实施的计算机程序产品;和/或处理器,例如配置成执行存储在耦接到该处理器的存储器上和/或由耦接到该处理器的存储器提供的指令的处理器。在本说明书中,这些实施方式或者本发明可以采用的任何其他形式可以被称为技术。一般而言,可以在本发明的范围内改变所公开的过程的步骤的顺序。除非另有说明,否则被描述为配置成执行任务的例如处理器或存储器之类的部件可以被实施为临时配置成在给定时间执行该任务的通用部件或者制造成执行该任务的专用部件。如本文所使用的,术语“处理器”是指配置成处理例如计算机程序指令之类的数据的一个或多个装置、电路和/或处理核心。

[0039] 连同说明本发明的原理的附图一起,下面提供本发明的一个或多个实施例的详细描述。本发明结合这些实施例来描述,但是本发明不限于任何实施例。本发明的范围仅受权利要求限制,并且本发明涵盖许多替代方案、修改和等同物。在下面的描述中阐述了许多具体细节,以便提供对本发明的透彻理解。这些细节是出于例示的目的提供,并且可以在没有这些具体细节中的一些或全部的情况下根据权利要求来实践本发明。为了清楚起见,没有

详细描述与本发明相关的技术领域中的已知技术材料,使得不会不必要地模糊本发明。

[0040] 本文描述了改进的倾转旋翼飞行器的各种实施例。在一些实施例中,飞机包括具有后缘的鸭翼、具有水平面和后缘的前掠和固定翼以及多个倾转旋翼,其中,该多个倾转旋翼中的至少一个被附接到该鸭翼的后缘,并且该多个倾转旋翼中的至少一个被附接到该前掠和固定翼的后缘。该飞机还包括具有水平面的T型尾翼,其中,该T型尾翼的水平面处于高于该前掠和固定翼的水平面的高度处。如下文将更详细地描述的,当一些或所有水平升力面失速时,这种配置有助于在更好的程度上保持控制和/或有助于增加在正常或规则高速飞行包线中的稳定性。首先,描述一些早期版本的倾转旋翼飞行器可能会有所帮助。下面的附图描述了一些此类早期版本。

[0041] 图1是图示了具有倾转旋翼的前掠固定翼多旋翼飞行器实施例的顶视图的示图。在所示例中,主翼(100)是固定翼,其以固定方式或位置附接到机身(102)。换言之,主翼不是能够旋转的倾转翼。主翼(100)也是前掠的(例如,相对于俯仰轴线)。例如,对于具有鸭翼的飞机实施例(如此处所示),前掠角可为大约 14° 和 16° 之间的 θ_{sweep} ,或者对于没有鸭翼的飞机实施例,前掠角可高达 35° 。

[0042] 在该示例中,主翼(100)具有六个旋翼(104),它们附接到主翼的后缘。为清楚起见,这些旋翼有时被称为主翼旋翼(例如,用于将它们区别于附接到鸭翼的旋翼)。自然,此处所示的旋翼的数量仅是示例性的,并非旨在为限制性的。

[0043] 除了该六个主翼旋翼外,还有附接到鸭翼(108)的两个旋翼(106)。这些旋翼有时被称为鸭翼旋翼。鸭翼比主翼薄,因此与主翼旋翼不同,鸭翼旋翼被附接到鸭翼的远端,而不是鸭翼的后缘。

[0044] 该示例中的所有旋翼都是倾转旋翼,这意味着它们能够在两个位置之间倾转或以其他方式旋转。在该示例中,飞机的左(即,左舷)侧上的旋翼处于巡航(例如,向前飞行、面向后等)位置。例如,参见鸭翼旋翼106的位置。在该位置,旋翼围绕(例如,基本上)纵向的旋转轴线旋转,使得它们提供(基本上)向后的推力。当旋翼处于该位置时,保持多旋翼飞行器在空中的升力来自主翼(100)和鸭翼(108)上方的气流。在各种实施例中,倾转旋翼的旋转范围可低至5度或高至95度,并且是设计和/或实施特定的。

[0045] 飞机的右(即,右舷)侧上的旋翼处于悬停(例如,垂直起降、面向下等)位置。例如,参见主翼旋翼104的位置。在该第二位置,旋翼围绕(例如,基本上)竖直的旋转轴线旋转,使得它们提供(基本上)向下的推力。在该配置中,保持多旋翼飞行器在空中的升力来自旋翼的向下气流。

[0046] 一般而言,倾转旋翼在定向为基本上向下输出推力时,允许飞机执行垂直起降(VTOL)。这种模式或配置(例如,相对于飞机作为一个整体飞行的方式和/或具体地相对于倾转旋翼的位置)有时被称为悬停。执行垂直起降的能力允许飞机在没有机场和/或跑道的地区起飞和降落。一旦升空,倾转旋翼(如果期望)就会改变位置,以(基本上)向后而不是向下输出推力。对于向前飞行,这允许飞机以更高效的方式飞行;这种模式或配置有时被称为巡航。

[0047] 鸭翼是有用的,因为它可首先失速(例如,在主翼之前),从而产生大量的俯仰力矩并且在失速时不会损失太多升力,而主翼失速会根据俯仰力矩的变化而损失大量升力(例如,导致整个飞机掉落或坠落)。因此,与没有鸭翼的情况相比,有鸭翼的失速可能更无害。

鸭翼失速行为与前掠翼相结合特别有益,这是因为主翼的失速如果在翼根处可能会产生不利的俯仰力矩,并且如果在翼尖处可能会产生大且危险的滚转力矩。此外,鸭翼可在低空速度下产生升力并增加 CL_{max} (即,最大升力系数),并且提供用于支撑或以其他方式将鸭翼发动机附接到的支柱。

[0048] 在一些实施例中,用于将旋翼附接到鸭翼和/或主翼的挂架(110)包括一些铰链和/或旋转机构,使得倾转旋翼可在所示的两个位置之间旋转。可使用任何合适的铰链机构。例如,对于超轻型飞机,有非常严格的重量要求,并且因此可能期望轻型解决方案。可替代地,也可使用固定倾转解决方案来满足非常严格的重量要求(如下文将更详细地描述的)。

[0049] 在一些实施例中,飞机被设计成使得主翼(100)和鸭翼(108)能够提供足够的升力,以在紧急情况期间在需要时执行滑翔机式降落。例如,一些超轻型标准或规范要求在一个或多个旋翼出现故障时能够安全降落,并且执行滑翔机式降落的能力将满足该要求。使用固定翼作为主翼的一个益处(例如,与倾转翼相反)在于没有机翼卡在错误位置(例如,悬停位置)的危险,在该位置无法进行滑翔机式降落,这是因为机翼位置不适合滑翔机式降落。

[0050] 具有后缘安装的倾转旋翼的固定翼的另一个益处在于在从悬停位置到巡航位置的过渡期间的失速行为(或没有失速行为),或者反之亦然。对于倾转翼,在过渡期间,倾转翼的迎角会变化,这会使失速构成增加的风险。具有后缘安装的倾转旋翼的固定翼不会改变机翼迎角(例如,即使旋翼关闭/打开或倾转旋翼移位)。此外,这种配置增加了主翼上的动态压力和循环两者,这大幅改善了过渡(例如,从悬停位置到巡航位置,或者反之)期间的行为。换言之,与倾转翼(作为示例)相比,对于具有后缘安装的倾转旋翼的固定翼,可更快和/或更高效地执行过渡。

[0051] 与倾转旋翼相关的另一个益处(例如,与倾转翼相反)在于用于倾转致动器的质量分数较小。也就是说,用于多个倾转旋翼的多个致动器(仍然)包括比用于倾转翼的单个重型致动器更小的质量分数。对于倾转旋翼,故障点也更少,这是因为存在多个致动器,而不是倾转翼的单个(和重型)致动器。另一个益处在于,与倾转翼设计相比,固定翼使得过渡(例如,在巡航模式或位置与悬停模式或位置之间)更稳定和/或更快。

[0052] 在一些实施例中(此处未示出),旋翼是可变桨距螺旋桨,当旋翼处于悬停位置对比巡航位置时,其具有不同的叶片桨距。例如,当处于巡航位置(例如,参见旋翼106)对比悬停位置(例如,参见旋翼104)时,不同(范围)的叶片桨距可使得能够实现更高效的操作或飞行。当旋翼处于巡航位置时(例如,参见旋翼106),将叶片桨距置于“巡航桨距”(例如,大约 26°)使得能够实现小正面面积,这有利于巡航(例如,较低的阻力)。当旋翼处于悬停位置时(例如,参见旋翼104),将叶片桨距置于“悬停桨距”(例如,大约 6°)使得能够实现有利于悬停的高盘面积。换句话说,一种叶片桨距可能很适合巡航模式,但不适用于悬停模式,并且反之亦然。使用可变桨距螺旋桨使得能够实现更好的(例如,整体)效率,从而导致较低的功耗和/或增加的飞行范围。

[0053] 下面的附图说明了与图1中所示的示例性飞机相关的各种益处。

[0054] 图2A是图示了在发动机关闭的情况下边界层厚度的实施例的底视图的示图。在该示例中,层流运行线200a、202a和204a图示了在主翼的各个区域处的层流运行(laminar

run)。在该示例中,假定飞机正在巡航(例如,在基本上向前的方向上飞行)。如图1中所示,在该实施例中,主翼旋翼(206)被附接到主翼(208)的后缘。下一个图示出了旋翼开启的情况下的边界层厚度。

[0055] 图2B是图示了在发动机打开的情况下边界层厚度的实施例的底视图的示图。在该示例中,发动机打开,并且旋翼具有30m/s的出口气流速度。在发动机打开的情况下,会朝向在机翼的后部形成低压区域,这会增加主翼上的层流运行。例如,参见对应于来自图2A的层流运行线200a、202a和204a的层流运行线200b、202b和204b。两组的比较表明,前两个位置(即,200a/200b和202a/202b处)的层流运行有所增加。由于来自鸭翼旋翼(210)的干扰,最后一个位置(即,204a/204b)仅具有稍长的层流运行长度。

[0056] 来自主翼旋翼的阻力(更具体地说,来自于将主翼旋翼附接到主翼的挂架的阻力)隐藏在离开主翼的气流的尾流中。例如,参见图2A,其更清楚地示出了挂架(220)连接或以其他方式附接在层流运行(222)的大部分范围之后。在这里所示的实施例的情况下,挂架还可能保持来自主翼的一些边界层厚度,这意味着挂架具有较低的单位表面积阻力。与其他一些替代设计或配置相比,这改善了阻力。下面的附图更详细地描绘了这一点。

[0057] 图3A是图示了具有对应的升力矢量、推力矢量和阻力的倾转翼配置的示例的示图。在该示例中,固定旋翼(300)以固定位置或角度附接到倾转翼(302)。这是上述飞机实施例的一种替代性布置。为了将固定旋翼(300)产生的气流向后或向下引导,使倾转翼(302)旋转。如这里所示,对于这种配置,在倾转翼的后缘处存在阻力(304),这是不期望的。

[0058] 此处还示出了这种配置的升力(306)和推力(308),其中倾转翼被示出为处于在过渡中间(例如,在巡航位置和悬停位置之间)。如这里所示,升力(306)和推力(308)基本上彼此正交,这是低效的。换句话说,倾转翼在其过渡期间效率低下。

[0059] 图3B是图示了具有前缘安装的倾转旋翼和对应的升力矢量、推力矢量和阻力的固定翼配置的示例的示图。在该示例中,倾转旋翼(320)附接到固定翼(322)的前缘。这是上述飞机实施例的另一替代性布置。还示出了该布置的对应的阻力(324)和推力(326)。这种配置没有产生有用的升力,并且因此这里没有示出升力矢量。

[0060] 图3C是图示了具有后缘安装的倾转旋翼和对应的升力矢量、推力矢量和阻力的固定翼配置的实施例的示图。在该示例中,倾转旋翼(340)附接到固定翼(342)的后缘。在这种配置中,由于后缘安装的倾转旋翼(例如,主要是由于未示出的其挂架)造成的阻力隐藏在离开主翼的气流的尾流中。如此,没有阻力(至少没有由于倾转旋翼(340)的阻力)。

[0061] 后缘安装的倾转旋翼(340)相对于固定翼(342)的位置也在固定翼上方吸入空气(344),其后空气通过旋翼并向下转向或弯曲。机翼上方的这种流动转向会产生这里所示的相对大的诱导升力(346)。此处还示出了由旋翼引起的推力矢量(348)。注意到诱导升力(346)和推力(348)基本上在相同的方向上(即,两者都基本上向上指向),这是一种更高效的布置,包括在过渡期间。换句话说,与其他旋翼和机翼布置相比,使用具有后缘安装的倾转旋翼的固定翼在过渡期间产生更小的阻力和提高效率(例如,由于现在指向基本相同的方向的升力和推力矢量)。例如,分别注意图3A和图3B中的阻力304和阻力324,以及图3A中升力306和推力308的正交位置。

[0062] 下面的附图更详细地图示了流动转向的实施例。

[0063] 图4是图示了当主翼上的后缘安装的倾转旋翼关闭时产生的气流的实施例的示

图。在该示例中,示出了倾转旋翼多旋翼飞行器(400),但为了比较目的,主翼旋翼关闭。在旋翼关闭的情况下,流入气流(402)和流出气流(404)沿基本相同的方向移动。也就是说,气流在其通过旋翼时不会转向(例如,向下)。

[0064] 除了旋翼打开之外,多旋翼飞行器420示出为与多旋翼飞行器400相同的多旋翼飞行器。在该示例中,流入气流(422)和流出气流(424)具有明显不同的方向,并且当气流通过所示的示例性多旋翼飞行器的旋翼时,存在明显的气流转向或弯曲。如上所述,这会引入明显的升力,这是期望的,因为消耗的功率更少和/或多旋翼飞行器的航程增加。

[0065] 在该示例中,主翼旋翼(426)处于悬停位置。如这里所示,这些旋翼略微俯仰或以其他方式成角度(例如,其中主翼旋翼的顶部略微向前指向,并且底部略微向后指向)。在该图中,倾转量被示出为 θ_{pitch} (428)并且在一些实施例中为大约 90° 的旋转范围或移动(例如,当处于巡航位置时从水平向上 $\sim 3^\circ$ (例如,用于最小阻力)和在悬停位置时从水平向下 $\sim 93^\circ$,这产生 $\sim 96^\circ$ 的旋转范围)。尽管旋翼的这种成角度或俯仰对于发生流动转向并不是绝对必要的,但在一些实施例中,主翼旋翼在一定程度上成角度或以其他方式俯仰,以便增加或以其他方式优化流动转向的量。在一些实施例中,鸭翼旋翼类似地俯仰。注意,多旋翼飞行器420被示出为处于机头向上的位置,并且因此垂直轴线(例如,相对于多旋翼飞行器)不垂直于地面和/或参考系。

[0066] 在一些实施例中,当旋翼处于悬停位置时,旋翼(例如,主翼旋翼和/或鸭翼旋翼)远离机身滚转或以其他方式略微向外成角度。在一些实施例中,为了更大的偏航权利,该滚转(例如,向外)为大约 10° 。

[0067] 在一些实施例中,除了为前掠之外,主翼是减缩的(例如,翼向外朝向尖端变窄)。以下附图描绘了各种机翼和/或尾翼的实施例。

[0068] 图5A是图示了用于比较的前掠和渐缩翼和直翼的实施例的示图。在所示示例中,机翼500是没有渐缩的直翼(例如,机翼从机翼的中心到尖端宽度相同)。示例性旋翼(502)被示出为处于直翼(500)的后缘处。

[0069] 由点划线表示的推力中心(504)由旋翼的放置或布置决定并且穿过主翼旋翼(502)的中心。为简单起见,在该示例中忽略了鸭翼旋翼。升力中心是基于机翼的形状。对于诸如机翼500之类的矩形翼,由实线指示的升力中心(506)沿机翼中心向下延伸。气动中心的计算更复杂(例如,气动中心取决于机翼的剖面等),并且由虚线指示的气动中心508对于这种类型的机翼是示例性的和/或典型的。

[0070] 如此处所示,直翼(500)及其对应的主翼旋翼(502)的布置产生推力中心(504),其距升力中心(506)以及气动中心两者都相对远。这种分离是不期望的。更具体而言,当主翼旋翼(502)处于悬停位置时,如果推力中心(504)远离升力中心(506),则过渡(例如,在飞机整体移动的背景下,例如从基本向上飞行转换到基本向前飞行,或者反之亦然)将产生非常大的力矩,并可能倾覆飞行器或妨碍加速或稳定性和/或需要巨大的和/或非最佳的推进系统。在巡航中,如果推力中心(504)远离升力中心(506),则它不是那么重要(例如,因为推力力矩更小并且更容易被气动力矩平衡),但这仍然是不期望的。

[0071] 相比之下,前掠和减缩翼(520)及其对应的沿后缘的旋翼(522)的布置产生彼此更接近的推力中心(524)、升力中心(526)和气动中心(528)。例如,机翼的前掠使旋翼在不同程度上向前。这使得推力中心向前移动(例如,朝向前缘和其他中心)。机翼的减缩防止气动

中心和升力中心因前掠而过度向前蠕动(并且更重要的是,远离推力中心)。例如,对于没有减缩的前掠翼(未示出),推力中心将向前移动大约与气动中心和升力中心相同的量,并且将导致三个中心之间的分离比此处示出的机翼520的情况更大。

[0072] 前掠和减缩翼的其他一些益处包括更好的飞行员能见度,以及更好的机身与主翼的接合位置(例如,使得主翼梁可在飞行员座椅后方通过,而不是穿过飞行员)。此外,减缩减少了机翼力矩并使发动机的推力中心更靠近机翼与机身的附接,如关于飞行方向所参考的,因此从机翼到机身承载的力矩更少,尾桁更短(例如,这可减轻飞机的重量),并提高俯仰稳定性。

[0073] 图5B是图示了具有前掠、渐缩主翼且没有鸭翼的机翼配置的实施例的示图。在该示例中,主翼(530)是前掠和渐缩的(例如,从机翼的中心到尖端)。当最外旋翼(534)处于悬停位置时,尖端(532)是圆形的,其中后缘遵循最外旋翼(534)的形状或轮廓,如这里所示。从安全角度来看,这可能是具有吸引力的,因为让主翼环绕旋翼的前部(例如,其中旋翼的叶片和主翼的后缘之间的间隙相对小)使得主翼能够作为至少最外旋翼(534)的前侧的护罩。在该示例中,存在10个主翼旋翼(例如,包括旋翼534),它们附接到主翼(530)的后缘。

[0074] 在这种机翼配置中,没有鸭翼。为了补偿鸭翼和/或鸭翼旋翼的缺失,与存在鸭翼和/或鸭翼旋翼的情况相比,主翼具有更多的前掠。例如,此处所示的前缘或翼梁的 θ_{sweep} 可为大约 20° 或 30° ,而不是在有鸭翼和/或鸭翼旋翼时的大约 10° - 15° 。

[0075] 这种类型的机翼配置在传感器放置或其他体积或结构要求使得无法将鸭翼附接到机身前体区域的应用中具有吸引力。它还具有附带的益处,即:即使在螺旋桨中的一个上出现桨叶脱落(例如,桨叶破碎和/或成为抛射体)的情况下,也为驾驶舱提供附加的保护,这是因为主翼阻挡了与驾驶舱相交的叶片轨迹锥的大部分。其在简化和减少系统上的部件数量方面也可能是有益的,并且可用于飞行器上的不同数量的旋翼,其中出于封装原因,鸭翼是不明智的。

[0076] 图5C是图示了具有鸭翼和直主翼的机翼配置的实施例的示图。在该示例中,存在具有四个鸭翼旋翼(542)的鸭翼(540),所述鸭翼旋翼(542)附接到鸭翼的后缘。还有直的主翼(544),其具有附接到主翼的后缘的六个主翼旋翼(546)。升力中心、推力中心和气动中心(未示出)可相对靠近彼此,其中升力中心和推力中心在气动中心之前,所有这些都是期望的属性或特性。

[0077] 这种类型的机翼配置在掠翼在结构上或从控制角度来看不利或者在增加可用升力的同时需要紧凑的占用空间以及诱导阻力不重要的应用中具有吸引力。附加的鸭翼面积有助于在向前飞行和过渡时获得附加的升力,而附加的旋翼有助于在悬停期间增加升力。向鸭翼而不是主翼添加附加的旋翼允许推力中心向前移动,从而匹配气动中心由于鸭翼面积增加而引起的向前运动,前提是鸭翼具有小的面积。与通过扩大大型主翼来增加升力表面积相比,增加鸭翼面积允许飞行器跨度保持不变或更小。

[0078] 图5D是图示了尾翼的实施例的示图。在一些实施例中,飞机包括尾翼(即,尾翼不是必需的)并且该图示出了尾翼的一个示例。在该示例中,尾翼(550)具有两个控制表面(552),例如襟翼。控制旋翼(554)被附接到尾翼的后缘的该边缘的中央处。如这里所示,控制旋翼可被定向成使得其向下推动空气。在各种实施例中,控制旋翼(554)是固定旋翼或倾转旋翼。在一些实施例中,如果控制旋翼是倾转旋翼,则将没有前缘旋翼(556)。尾翼还包括

附接到尾翼的前缘的两个尾翼旋翼(556)。在一些实施例中,前缘旋翼(556)是固定旋翼。

[0079] 图5E是图示了附接到主翼的顶表面的挂架的实施例的示图。存在多种方法将主翼旋翼附接到主翼,并且这只是一个示例。在该示例中,主翼旋翼(560a/560b)被附接到挂架(562)。该挂架又附接到主翼(564)的顶表面,在那里挂架和主翼之间存在间隙(566)。结果,在挂架(562)和主翼(564)之间的间隙566处存在管状效应(duct-like effect)。此外,使挂架与机翼的上表面偏置会导致机翼表面上的附加升力和较低阻力,代价是挂架蒙皮上的阻力增加。

[0080] 如这里所示,挂架(562)的后部是旋翼(560a/560b)伸出主翼(564)的后部之外的位置。这允许在处于巡航位置(参见旋翼560a)、悬停位置(参见旋翼560b)或处于这两个极端之间的任何位置时旋翼有足够的空隙旋转,而不会撞到主翼。

[0081] 如上所述,在一些实施例中,鸭翼旋翼(如果存在的话)和主翼旋翼是倾转旋翼,并且这些旋翼能够在两个位置之间转换(如果期望)以实现更高效的飞行。(由此得出的一个推论是,可通过改变倾转度而不是仅在两个极端或终端位置之间倾转来保持慢速飞行(例如,低于传统固定翼的失速速度。))下面的附图描绘了旋翼在巡航位置和悬停位置之间的示例性倾转过渡。

[0082] 图6A是图示了从悬停位置到巡航位置的起飞倾转度变化的实施例的示图。在一些实施例中,示例性多旋翼飞行器在起飞(例如,基本上垂直)后不久执行该过渡。要注意的是,这种倾转过渡是可选的,并且飞机可在旋翼完全处于悬停位置的情况下飞行(尽管低于最佳性能)。例如,如果倾转动作存在风险,则可这样做,并且在更高的高度处进行动作将更好。

[0083] 多旋翼飞行器600示出了执行垂直起飞后的示例性飞机。在这里所示的这种状态下,主翼旋翼和鸭翼旋翼处于悬停位置(例如,绕基本垂直的旋转轴线旋转,使得旋翼产生基本向下的推力)。

[0084] 然后,多旋翼飞行器从完全向上的移动方向过渡到具有至少一些向前运动的移动方向,其中旋翼保持在悬停位置,直到多旋翼飞行器到达开始过渡的某个期望高度(602)。换句话说,飞行器首先过渡,并且随后改变旋翼的倾转度。在一个示例中,多旋翼飞行器开始从悬停位置到巡航位置的旋翼倾转变化的高度是足够高的高度,以足以在过渡期间出现问题的情况下有恢复时间。使旋翼在悬停位置和巡航位置之间转换是风险更大的时间,其中出现问题(例如,旋翼故障、旋翼卡住等)的可能性更高。尽管多旋翼飞行器可能具有用于恢复的适当的系统和/或技术(例如,通过让剩余的旋翼输出更多推力,部署降落伞等来补偿旋翼失效),但这些系统和/或技术需要时间(即足够的高度)才能工作。

[0085] 从位置602,多旋翼飞行器基本上向前飞行并且将倾转旋翼从悬停位置(例如,推力基本上向下输出的位置)移动到巡航位置。一旦处于巡航位置604,旋翼就绕基本纵向的轴线旋转,使得它们输出向后推力。

[0086] 图6B是图示了从巡航位置到悬停位置的降落倾转度变化的实施例的示图。例如,示例性多旋翼飞行器可在垂直降落之前执行这种过渡。与之前的过渡一样,此过渡是可选的。例如,如果期望,则示例性多旋翼飞行器可将倾转旋翼保持在巡航位置并执行滑翔机式降落,而不是垂直降落。

[0087] 多旋翼飞行器610示出了处于巡航位置的旋翼。当沿基本向前的方向飞行时,倾转

旋翼从610所示的巡航位置移动到612所示的悬停位置。当倾转旋翼处于悬停位置(612)时,多旋翼飞行器下降并伴有一些向前移动(至少在这个示例中),以便在发动机或其他部件发生故障的情况下保持(较)低的功率使用并保留更好的选择(例如,多旋翼飞行器可为旋翼加电并退出降落过程或路径),直到其最后降落在地面上。

[0088] 图7是图示了速度倾转度图的实施例的示意图。在所示图中,x轴示出飞机的向前速度,并且y轴示出倾转度(例如,倾转翼或倾转旋翼的位置或角度),其范围从(例如,最小)巡航位置(700)到(例如,最大)悬停位置(702)。

[0089] 以实线边界示出并填充有网格图案的第一操作包线(704)与倾转翼飞机相关联。例如,参见图4中的多旋翼飞行器400以及图3A中的倾转翼302和固定旋翼300。以虚线边界和灰色填充示出的第二操作包线(706)与具有前掠和固定翼的(例如,可比较的)飞机相关联。该前掠和固定翼具有后缘安装的倾转旋翼。例如,参见上述实施例。

[0090] 在这里所示的示意图中,倾转旋翼操作包线(706)是倾转翼操作包线(704)的超集,这表明前一种飞机配置比后者更安全和/或更适航,并且还能够可在可比较的倾转位置处更快和更慢地飞行。对于固定翼,机翼已经(和/或总是)指向(向前)行进的方向。当倾转旋翼处于或接近(例如,最大)悬停位置(702)时,飞行器几乎可一直飞行到失速速度(例如 V_2),而无需将发动机倾转到巡航位置。例如,注意,倾转旋翼操作包线(706)可一直停留在(例如,最大)悬停位置(702)直至 V_2 。与倾转翼操作包线(704)相比,这大大增加了倾转旋翼操作包线(706)的操作状态。例如,注意倾转翼操作包线(704)上方的所有灰色区域。

[0091] 可有助于处于或接近悬停位置的倾转旋翼配置的扩展操作包线的另一个影响包括流动转向(例如,参见图4)。主翼上方的流动转向会引起一些附加的升力。在一些实施例中,当处于正常悬停时(例如,在最小倾转位置700),通过将主翼旋翼从直接向下以稍微向后的角度倾转,来放大或优化该流动转向及其产生的升力。

[0092] 相反,当倾转翼在(例如,最大)悬停位置(702)向上倾转时,倾转翼呈现大的正面积。结果,倾转翼无法以任何合适的速度向前飞行,直到处于或接近完全(例如,最小)巡航位置(700)或几乎如此。

[0093] 下面的附图图示了具有倾转旋翼的前掠固定翼飞机的更详细的实施例,其包括上面没有描述的一些可选特征。

[0094] 图8A是具有三元件尾翼的飞机实施例的顶视图。在所示示例中,示例性多旋翼飞行器包括具有三个元件的尾翼(800):两个水平稳定器(802)和单个垂直稳定器(804)。在这个示例中主翼的尖端(806)是弯曲的。例如,这可能有助于更好地捕获来自螺旋桨的尖端的强制气流,以及增加机翼纵横比。对于给定的功率输入,这导致更低的诱导阻力和更高的可获得升力。附加的移除是在靠近建筑物进行悬停操作时保护尖端螺旋桨叶片免受横向撞击。主翼还包括肩部(808),其加宽了主翼的连接到机身的部分并在结构上有所帮助。

[0095] 图8B是具有三元件尾翼的飞机实施例的前视图。图8B继续图8A的示例。如此处所示,鸭翼旋翼(820)被定位成使得它们处于主翼(822的)的平面)下方。鸭翼旋翼的这种定位改进了巡航中的推力线并减少了鸭翼旋翼(820)和主翼(822)之间的相互作用。

[0096] 图8C是具有三元件尾翼的飞机实施例的侧视图。如该视图所示,鸭翼旋翼(840)被定位成使得它们处于主翼(842)的平面)下方。

[0097] 图9A是具有V型尾翼的飞机实施例的成角度视图。在该示例中,多旋翼飞行器具有

V型尾翼(900)。V型尾翼(900)的一个益处在于它有助于避免主翼旋翼(902)和尾翼(900)的表面之间的相互作用。下面的附图示出了更清楚地图示了这一点的前视图。

[0098] 图9B是具有V型尾翼的飞机实施例的前视图。图9B继续图9A的示例。如该视图所示,V型尾翼(910)在从机身向外延伸到机翼尖端时超越主翼旋翼。结果,即使当主翼旋翼处于巡航位置(912)时,V型尾翼(910)也不直接处于主翼旋翼(912)之后和/或直接处于其尾流中。这最大限度地减少了主翼旋翼(912)和V型尾翼的表面(910)之间的相互作用。

[0099] 该视图还示出了(至少在该实施例中)处于悬停中的主翼旋翼(914)成角度或以其他方式略微向后和略微向外倾转。如上所述,这可能是期望的,因为它允许至少一些飞机实施例以“魔毯模式”飞行,其中旋翼仍处于悬停倾转位置,但可过渡为主要翼载飞行。下图示出了这种情况的示例。

[0100] 图10是图示了具有能够以魔毯模式飞行的截短机身的多旋翼飞行器的实施例的示意图。如本文所用的,术语“魔毯模式”是指如下模式,即:其中旋翼仍处于悬停定向,但飞行器已加速至机翼产生大量升力的空速。在魔毯模式下,可通过向前俯仰来控制飞行器速度,并且高度可通过如下方式来控制,即:通过增加速度来提高效率并且因此提高爬升率,或者通过直接向旋翼增加推力。在所示示例中,多旋翼飞行器具有带两个鸭翼旋翼(1002)的鸭翼(1000)。为具有前掠的固定翼的主翼(1004)具有附接到主翼的后缘的六个主翼旋翼(1006)。机身(1008)相对短并且在本文中被称为截短机身(truncated fuselage)。例如,注意机身(1010)的端部仅延伸超过最后旋翼(1012)的端部一点。在该特定实施例中,旋翼是固定的并且不倾转或以其他方式改变位置。

[0101] 存在能够满足严格的重量要求(例如,超轻标准)的多种多旋翼飞行器的实施例。在这种方法中,截短机身要短得多,而且本身没有尾翼,这两者都减轻重量。使用固定旋翼(例如,与倾转旋翼相反)也可减轻重量。截短机身和没有尾翼也产生了更小的占用空间,这有助于运输(例如,在拖车中)以及起飞和/或降落所需的空量。

[0102] 在一些实施例中,旋翼处于向后倾转的固定位置,更多地处于倾转范围的悬停端而不是倾转范围的巡航端(例如,以 20° 至 40° 之间(包含端值)的角度从水平向下倾转的旋转轴线)。例如,参见与固定旋翼(1022)相关联的旋转轴线(1020),其中倾转角在 20° 至 40° 之间,这对于魔毯模式是合适的和/或可接受的。例如,这种旋翼位置(虽然固定)允许示例性多旋翼飞行器垂直(例如,不是由于机翼上的气动升力,而是来自旋翼产生的气流)以及向前(例如,离开机翼)飞行。这种在以翼载方式飞行(例如,主要和/或大部分)时保持旋翼处于悬停式倾转的能力或模式有时被称为飞行魔毯模式。注意,这种以魔毯模式飞行的能力不一定限于固定旋翼实施例。例如,上述倾转旋翼实施例中的一些或全部可以魔毯模式飞行(例如,其中倾转位置是极限或最大悬停位置,或者两个极限之间的某个倾转位置)。

[0103] 图11A是具有截短机身和尾翼的多旋翼飞行器实施例的顶视图。此处所示的实施例与图10中所示的之前的多旋翼飞行器的实施例有相似之处,并且为简洁起见,此处不讨论共有特征。与前面的示例不同,该实施例具有尾翼(1100)。机身(1102)是截短机身,所以尾翼(1100)和机身(1102)使用尾桁(1104)连接。

[0104] 图11B是具有截短机身和尾翼的多旋翼飞行器实施例的侧视图。图11B继续图11A的示例。根据这个视图,更清楚地示出了多旋翼飞行器的其他特征,包括尾翼上的水平控制表面(1106)和垂直控制表面(1108)以及雪橇状的起落架(1110)。

[0105] 简要地返回到图8A-8C,如果可进一步改进这些图中所示的飞行器的性能将是期望的。下面的附图描绘了在失速(例如,部分失速或深失速)期间具有更好的控制和/或稳定性的替代飞行器实施例。为了方便和易于解释,在下面描述的单个示例性飞行器中示出了多个特征和/或改进。自然,在一些实施例中,并非下面描述的所有特征和/或改进一起出现在同一飞行器中。

[0106] 图12A是具有用于改进飞行控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的透视图。为了更好地示出该示例性飞行器的特征,倾转旋翼的叶片未在该图和随后的示图中示出。如上所述,叶片(未示出)被附接在挂架(1206a和1212a)的远端和/或后端处。在该示例性飞行器中,尾翼(1200a)是T型尾翼(可替代地,它可称为2元件尾翼),而不是图8A-8C中所示的更常规的布置(例如,尾翼有三个元件:两个水平和一个垂直)。如此,当飞行器水平时(例如,在前飞期间),T型尾翼的水平表面高于六个倾转旋翼使用挂架(1212a)所附接到的主翼(1210a),并且也高于两个倾转旋翼使用挂架(1206a)所附接到的鸭翼(1204a)。

[0107] 此处所示的示例性飞行器还包括燕尾翼(dovetail)(1202a),它是机身的底部上朝向飞行器的后部的小翅片。在一些实施例中,除了飞行期间的空气动力学益处(在下面更详细地描述)之外,该示例性飞行器中的燕尾翼具有充当尾橇的(附加)益处,当飞行器处于地面上时机身搁置在该尾橇上。例如,为了降落,示例性飞行器将执行更多的垂直降落而不是滑翔降落。由于执行更垂直定向的降落,这消除了对轮子的需要,并且使燕尾翼执行双重任务可降低飞行器(其可能属于超轻类别)的重量。

[0108] 可替代地,在一些其他实施例中,飞行器具有(例如,除了用于降落的燕尾翼或作为其替代)起落架(例如,包括可伸缩的或不可伸缩的轮子)或后橇。在一些应用中需要后橇或尾橇,因为尾橇既适用于滑行降落又适用于垂直降落,并且如果期望,尾橇允许飞行器四处移动(例如,在一个或多个橇上)。相反,在某些应用中可能不期望(尾)橇,因为如果飞行器执行硬降落,则其可能需要修理或更换。

[0109] 该飞行器还包括与其他鸭翼实施例(例如,图8A-图8C中所示的实施例)相比更窄(例如,10-15%)并更靠后(例如,2-5%)附接的鸭翼(1204a)。如下文将更详细地描述的,这些特征和/或设计改变有助于飞行器在各种飞行场景中的控制和/或稳定性。

[0110] 图12B是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的侧视图。图12B示出了图12A的飞行器,但是从不同的角度。根据该视图,T型尾翼(1200b)和燕尾翼(1202b)(仍然)可见。相反,在该视图中,鸭翼(1204b)和主翼(1210b)被它们的挂架(例如,分别为1206b和1212b)遮挡。

[0111] 图12C是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的顶视图。根据该视图,T型尾翼(1200c)、鸭翼(1204c)、附接到鸭翼的挂架(1206c)、主翼(1210c)和附接到主翼的挂架(1212c)全都可见。燕尾翼(未示出)被T型尾翼(1200c)遮挡而无法看到。

[0112] 图12D是具有用于改进控制和/或稳定性的特征的倾转旋翼飞行器的实施例的前视图。根据该视图,T型尾翼(1200d)、鸭翼(1204d)、附接到鸭翼的挂架(1206d)、主翼(1210d)和附接到主翼的挂架(1212d)全都可见。燕尾翼(未示出)被机身(1208)遮挡而无法看到。

[0113] 图12E是倾转旋翼飞行器的实施例的顶视图,与前面的鸭翼相比,其具有在更后部

附接的更窄的鸭翼。在该示例中,机身1240和挂架1242通过两个挂架实施例连接:较宽的(例如,从前到后)鸭翼(1244),其将机身(1240)和挂架(1242)附加在更靠前的位置处;以及较窄的鸭翼(1246),其将机身(1240)和挂架(1242)附接在更靠后的位置处。(注意:较宽的更靠前的鸭翼(1244)用虚线绘制,而较窄的更靠后的鸭翼(1246)用实线绘制。)在一个示例中,新的鸭翼具有的前缘和后缘相对于挂架的前末端处于以下范围内(例如,0%对应于挂架的前末端,而100%对应于挂架的后末端):

鸭翼边缘	相对于挂架的位置范围
前缘	40%至60%
后缘	55%至80%

表1:图12E中的鸭翼1246的前缘和后缘的示例性位置范围。

[0114] 为较宽的鸭翼(1244)的更新和改进版本的较窄的鸭翼(1246)的一个益处在于它通过进一步向后推动升力表面区域并减少重心之前(前方)的区域而提高了俯仰稳定性。较窄的鸭翼(1246)的另一个益处在于,由于其位于螺旋桨盘(1248)下方的新的更靠后的位置,当倾转旋翼处于悬停位置时,鸭翼遮挡产生大部分升力的区域(1250)较少(大约螺旋桨盘的外部三分之一)。当倾转旋翼如此定位或定向时,这提高了悬停效率。又一个益处在于在鸭翼更靠后的情况下,鸭翼更靠近旋翼的推力中心,这减少了鸭翼的扭转并增加了该模式的频率。换句话说,较新/较窄的鸭翼的位置相对于推力中心和质心具有更有利的位置(这有利于结构模式)。

[0115] 在一些实施例中,主翼的后缘成形或以其他方式塑造成遵循螺旋桨的曲线,以(进一步)提高悬停模式期间的效率。下图示出了这种情况的示例。

[0116] 图12F是当倾转旋翼处于悬停位置时后缘包括平行于螺旋桨盘的曲线的弯曲部段的主翼的实施例的顶视图。在该示例中,圆1260a-1260c示出了当倾转旋翼处于悬停(即,面朝下)位置时螺旋桨盘占据的圆形区域。主翼的后缘(1262)具有三个弯曲和/或圆形部段(1264a-1264c),它们遵循螺旋桨盘(1260a-1260c)的曲线和/或平行于其延伸。由于这些弯曲的部段,在悬停模式期间,主翼不再阻挡螺旋桨盘产生的向下升力或推力,这有助于飞行器在此模式下更高效地飞行。

[0117] 如上所述,对具有图8A-8C中所示的水平尾翼的飞行器的分析和飞行测试揭示了在图12A-12D中所示的飞行器改进的某些条件下的不期望的飞行性能。下图更详细地描绘了这一点。

[0118] 图13是图示了在具有水平尾翼的倾转旋翼飞行器的向前飞行期间的尾流干扰的实施例的示图。在所示示例中,飞行器(1300)是具有水平尾翼的倾转旋翼飞行器(例如,参见图8A-8C)。在此处所示的状态下,飞行器以(相对)低的迎角飞行,有时也称为前飞模式。例如,该飞行器的正常迎角可能在-4度到16度的范围内,并且此处所示的迎角为大约0度。如这里所示,来自鸭翼的尾流(1302)和来自主翼的尾流(1304)与水平尾翼(1306)(负面地)相互作用,这是因为两个水平翼型处于的高度相对接近鸭翼和主翼的高度。这种尾流干扰导致俯仰不稳定(至少在前飞期间)。这是不期望的,因为如果部分或全部自动控制系统出现故障,飞行员将需要进行干预以保持俯仰稳定。由于飞行器是为没有经验的飞行员使用设计的,因此在紧急情况或故障情况期间将这种负担加在飞行员身上是不期望的。

[0119] 具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器(例如图12A-12D中所示的)不会经历这种尾流干

扰和不稳定,因为T型尾翼的水平翼型远高于鸭翼和主翼。下图示出了这种飞行器的各种尾流。

[0120] 图14是图示了具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的实施例的示图。与前图一样,飞行器(1400)以(相对)低的迎角飞行(即,以前飞模式飞行)。然而,该飞行器具有T型尾翼(1402),而不是(例如,常规的)水平尾翼,如图8A-8C中所示。如此,来自鸭翼的尾流(1404)和来自主翼的尾流(1406)不会干扰T型尾翼(1402)的水平表面,因为该表面比鸭翼和主翼高得多。还要注意的,是,T型尾翼不经受来自机身的任何尾流(该图中未示出)。结果,T型尾翼提供了良好的恢复力(并且因此,提供了良好的俯仰稳定性),并且在部分或全部控制系统出现故障的情况下将不需要那么多的飞行员干预。

[0121] 使用T型尾翼的另一个(附带)益处在于水平部分充当垂直部分的围栏或帽,从而提高了其空气动力学效率和最大力。这允许T型尾翼的垂直部分否则比出于空气动力学稳定性和许可目的而将需要的要小。

[0122] 在一些实施例中,T型尾翼被安装在垂直基部上方0.7至1.2米的范围内的高度处。该范围可能具有吸引力或以其他方式是期望的,因为限制T型尾翼的水平表面的高度会产生更好的结构属性,这是由于在较低安装的尾翼的情况下,T型尾翼的垂直部分(其必须转移载荷)最终变得更短和更“弦向”(也就是说,在前后方向上更宽,这增加了对于相同或给定厚度的扭转刚度)。

[0123] 下面的附图示出了在深失速中具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器,并描述了上述(例如,图12A-12D中)某些特征在深失速期间如何提供帮助。

[0124] 图15A是图示了在深失速中具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的流线和涡量的实施例的示图。在此处示出的示例中,飞行器(1500)已向上俯仰到如此高的迎角,以至于主翼失速(在此视图中,主翼被附接到主翼的挂架(1502a)遮挡)。这显著增加了主翼产生的尾流(1504)的大小以及尾流内的湍流。这使得来自主翼的尾流(1504)与水平尾翼(1506a)相互作用,由于大的迎角,该水平尾翼(1506a)本身失速。这种场景被称为“深失速”,并且在这种状况下,失去所有俯仰控制。

[0125] 在这种状况下,机身的下侧上的燕尾翼(1508a)有助于稳定飞行器。如这里所示,虽然T型尾翼(1506a)的水平稳定器受到来自主翼的尾流(1504)的负面影响,但燕尾翼(1508a)位于较低的高度处,并且因此不受来自主翼的尾流(1504)的(负面)影响。在这种场景中,燕尾翼(1508a)将会将飞行器的机头足够得向下推动,以使T型尾翼(1506a)的主水平稳定器脱离失速的主翼的尾迹(1504),从而恢复俯仰控制。

[0126] 为清楚起见,下图示出了相同的示例,但没有此处示出的涡量。

[0127] 图15B是图示了在深失速中具有T型尾翼的倾转旋翼飞行器的流线的实施例的示图。在该示例中,可更好地看到经过主翼(被挂架1502b遮挡)并且随后干扰T型尾翼(1506b)的水平稳定器并导致深失速的流线(1520)。如上所述,燕尾翼(1508b)将向下推动飞行器的机头,从而允许T型尾翼(1506b)的水平稳定器超越来自主翼的干扰,从而恢复俯仰控制。

[0128] 在一些实施例中,倾转旋翼飞行器(上面描述了其各种示例)被设计成具有期望的失速顺序。下图描绘了这一点的示例。

[0129] 图16是图示了失速顺序的实施例的流程图。在该示例中,描绘了各种(例如,水平气动升力)表面失速(例如,当飞机的机头向上升起)的顺序或次序,其中,出于下述原因,该

顺序比某些其他失速顺序更优选。随着飞行器的机头越来越多地抬起,飞机可通过所描述的失速顺序前进。在一些实施例中,主翼被设计成实现本文所述的失速顺序(例如,通过适当地选择主翼的机翼扭转或其他形状或尺寸)。注意,尽管图12C用作示例以示出以所述顺序失速的示例性表面,但本文所述的失速顺序对于其他实施例也适用和/或期望,例如图8A-8C中所示的实施例。

[0130] 在1600,鸭翼失速。例如,在图12C中,所示飞行器的机头可充分抬起,使得鸭翼1204c失速。通过首先让鸭翼失速,这提供了向下俯仰(即,机头下降)力矩,其是抵消机头抬起(其首先导致鸭翼失速)的恢复力矩。出于这个原因(即,恢复力矩和/或移动),首先让鸭翼失速是期望的。

[0131] 在1602,主翼的中间部段失速。例如,在图12C中,主翼(1210c)可具有机翼扭转,使得内部(内侧)部段1222、中间部段(1224)和外部(外侧)部段1226各自在不同的时间和/或迎角失速。作为步骤1602的示例,图12C中的中间部段1224失速(例如,在鸭翼1204c之后)。

[0132] 在1604,主翼的内侧部段和水平尾翼表面彼此接近地失速。例如,在图12C中,内部部段1222和T形尾翼1200c大致同时失速(但在鸭翼1204c首先失速并且中间部段1224第二失速之后)。要注意的是,主翼的内侧部段和水平尾翼表面不必正好同时(即,同时地)失速,只是彼此接近。确切的顺序可以是任一者先失速。

[0133] 在1606,主翼的外侧部段失速。例如,在图12C中,外侧部段1226失速(例如,在鸭翼1204c(第一)、中间部段1224(第二)和内部部段1222和T型尾翼1200c(第三)之后)。

[0134] 在一个示例中,假定飞行器正在执行每秒5度的向上俯仰操纵。至少在此示例中,鸭翼失速(1600处)和外侧部段失速(1606处)之间的最小可接受时间差将为大约0.5-1秒的差。该差异将使飞机保持可控和/或给飞行员足够的时间来响应各种失速。

[0135] 图12C中所示的示例性飞行器具有三个主升力面:前部的鸭翼(1204c)、中间的主翼(1210c)和后部的T型尾翼(1200c)。在此示例中,这些表面失速的顺序(例如,当飞行器向上俯仰(机头)时)被设计成遵循此处示出的期望顺序。遵循这个顺序的一个益处在于其有助于向飞行员反馈(例如,飞行员应降低飞机的机头)和/或导致造成机头被动降低的力的平衡(例如,在没有飞行员干预的情况下)。

[0136] 如上所述,由于该飞行器是倾转旋翼飞行器,为了在悬停模式下倾转发动机和螺旋桨的良好分布(即,使得推力中心靠近水平面中飞行器的质心(图12C中的1220)),主翼是前掠的。作为主翼前掠的结果,主翼的内侧部段(图12C中的1222)、中间部段(图12C中的1224)和外侧部段(图12C中的1226)失速的顺序变得重要。这是因为与机翼是直的(并且因此,机翼的分段失速顺序主要影响滚转控制考虑)的典型通用航空飞机不同,在前掠翼中,失速顺序不仅会影响滚转控制,而且还会影响俯仰控制。

[0137] 典型的通用航空飞机(与本文所述的各种倾转旋翼飞行器不同)仅具有上述三个升力面中的两个:即,主翼和在后部处具有一些水平表面的尾翼。出于力臂的考虑,这样的通用航空飞机通常包括称为副翼的控制面(例如,在主翼的外侧部段上),以允许滚转控制。在设计主翼时,与机翼的其余部分相比,包含副翼的外侧部段通常前缘向下扭转。这意味着当整个机翼向上俯仰时,相对于翼尖上的来风的相对角度低于机翼其余部分上的来风。当机翼接近其失速迎角时,机翼的内部部段开始失速,但处于较低局部迎角的外部部分不会。这使得副翼仍然能够允许通过失速的滚转控制。

[0138] 相比之下,对于本文所述的各种倾转旋翼飞行器,如果主翼的外部(外侧)部段(例如,图12C中的1226)持续失速使得飞行器可尽可能长地保持滚转控制将是期望的。然而,最内部的机翼部段(例如,图12C中的1222)也不能允许过早失速,因为它们的升力中心(例如,图12C中的1230)处于飞行器的重心(例如,图12C中的1220)后方。如果这些内侧部段(例如,图12C中的1222)将失速,则飞机将经历机头向上俯仰力矩,从而进一步加速失速序列。因此,主翼扭转被设计成使得具有位于飞行器的重心(例如,图12C中的1220)的正横方向的升力中心(例如,图12C中的1232)的中间部段首先失速。这以抖振的形式向飞行员提供反馈。随着可获得升力的下降,机头也有被动下沉的趋势。内侧部段(例如,图12C中的1222)接下来失速,并且外侧部段(例如,图12C中的1226)最后失速,从而允许飞机保持滚转控制,直到最后可能的时刻(例如,因为外侧部段的升力中心(例如,图12C中的1234)位于飞行器的重心(例如,图12C中的1220)前部,所以此处的失速会导致失去滚转控制)。这种失速顺序允许飞机尽可能长地保持滚转和俯仰控制,从而允许飞行器摆脱可能与失速结合形成的任何自旋或螺旋模式,直到最后可能的时刻。

[0139] 下表描述了实现图16中描述的失速顺序的主翼的各部段的角度范围的示例:

主翼部段	扭转角范围
内侧部段(例如,图12C中的1222)	-5°至0°
中间部段(例如,图12C中的1224)	0°至5°
外侧部段(例如,图12C中的1226)	-5°至0°

表2:实现图16中描述的失速顺序的扭转角范围的示例。

[0140] 为了完整起见,本文描述的示例性失速顺序包括飞行器的所有水平升力面。然而,要注意的是,在一些对飞行器影响很小或没有影响的应用中,可改变中间的失速顺序。由于上述原因,期望使鸭翼首先失速(参见步骤1600),并且使主翼的外部部段最后失速(参见步骤1606),但中间的失速顺序(例如,步骤1602和1604)具有一定灵活性。例如,根据尾翼的可用权限,中间和内部机翼部段的相对失速顺序可能是或者可能不是关键。为此,步骤1602和1604具有虚线边框而不是图16中的实线边框。

[0141] 在一些实施例中,与其他类型的飞行器相比,本文所述的各种示例性飞行器(例如,包括图8A-8C和图12A-12D)在巡航(即,向前飞行)中具有不同的升力分布。更具体而言,与具有鸭翼的其他飞行器相比,巡航期间鸭翼和尾翼上的升力都大幅低于主翼上的升力。例如,参见下表(出于完整性考虑,该表包括巡航和快速巡航之外的各个飞行阶段)。要注意的是,最右边一列中提到的水平尾翼包括各种尾翼配置(例如,包括图8A-8C和图12A-12D中所示的那些尾翼):

飞行阶段/模式	升力-鸭翼	升力-主翼	升力-水平尾翼
起飞/悬停(例如,来自旋翼推力,而非气动升力)	25%	75%	0%
过渡(例如,在起飞/悬停和巡航之间)	25% - 35%	75% - 80%	-10% - 10%
较慢巡航(例如,~85 kts)	8%	87%	5%
较快巡航(例如,120 kts - 150kts)	5%	95%	0%

表3:在各个飞行阶段期间三个主升力面上的示例性相对升力。

[0142] 通常,鸭翼飞机在巡航期间在鸭翼上承载更多升力(例如,25%-30%),但对于本文所述的飞行器并非如此。例如,参见较慢巡航和较快巡航,其中与鸭翼相关的升力分别为8%和5%。一般而言,本文描述的实施例中的鸭翼在巡航(即,向前飞行)期间具有在0%和15%内的相关升力。替代的是,巡航期间的大部分提升由主翼完成(例如,80%至100%),这增加了飞行器效率。还要注意的,在较慢巡航和较快巡航期间,所有表面都与升力相关,而没有表面与向下的力相关(例如,所有的提升百分比都是正值)。这表明飞行器可高效飞行,因为具有升力的表面不必弥补或以其他方式补偿具有向下力的另一表面。

[0143] 尽管为了清楚理解的目的已在一些细节上描述了前述实施例,但是本发明不限于所提供的细节。存在实施本发明的许多替代方式。所公开的实施例是说明性的而非限制性的。

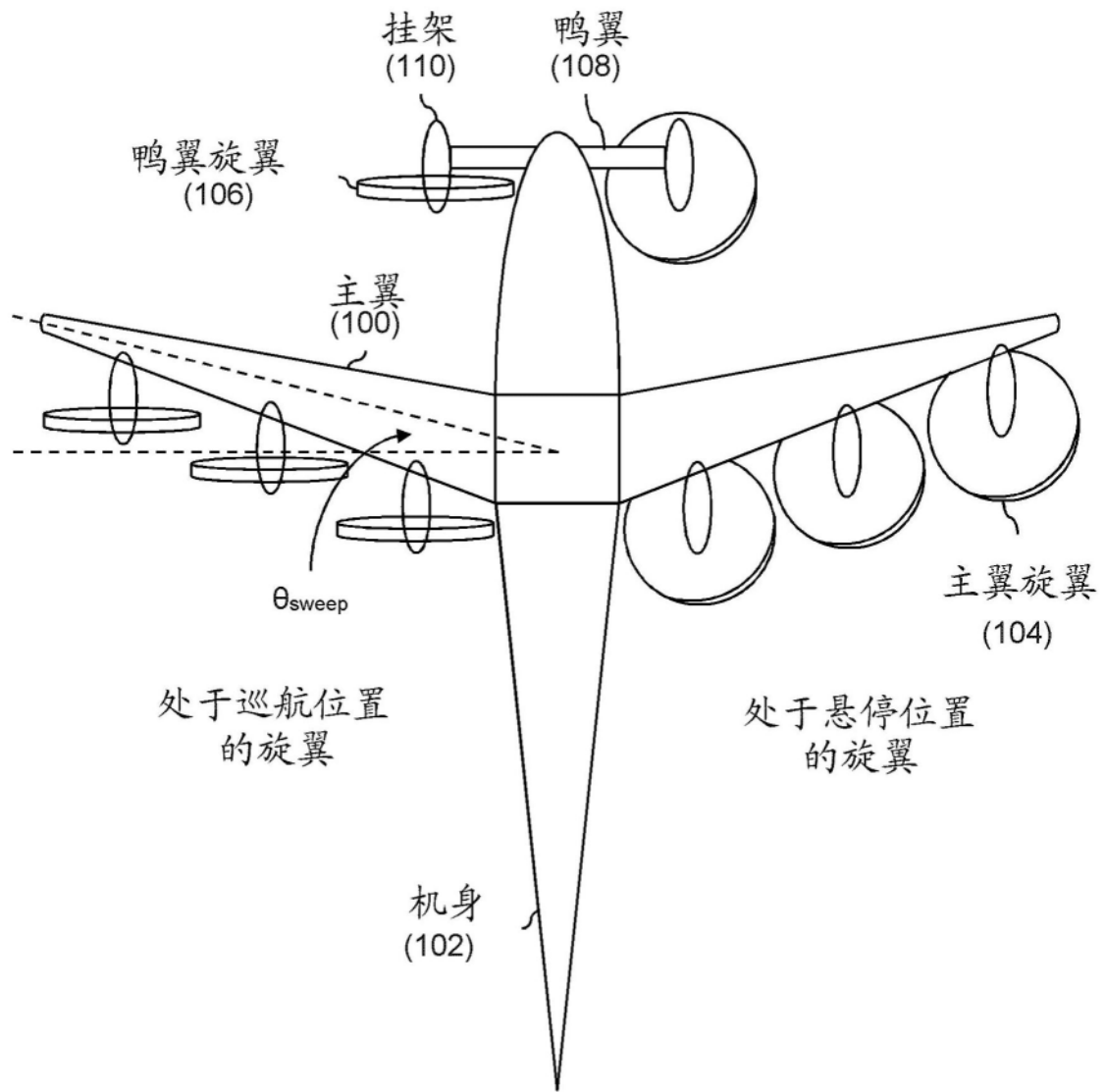


图1

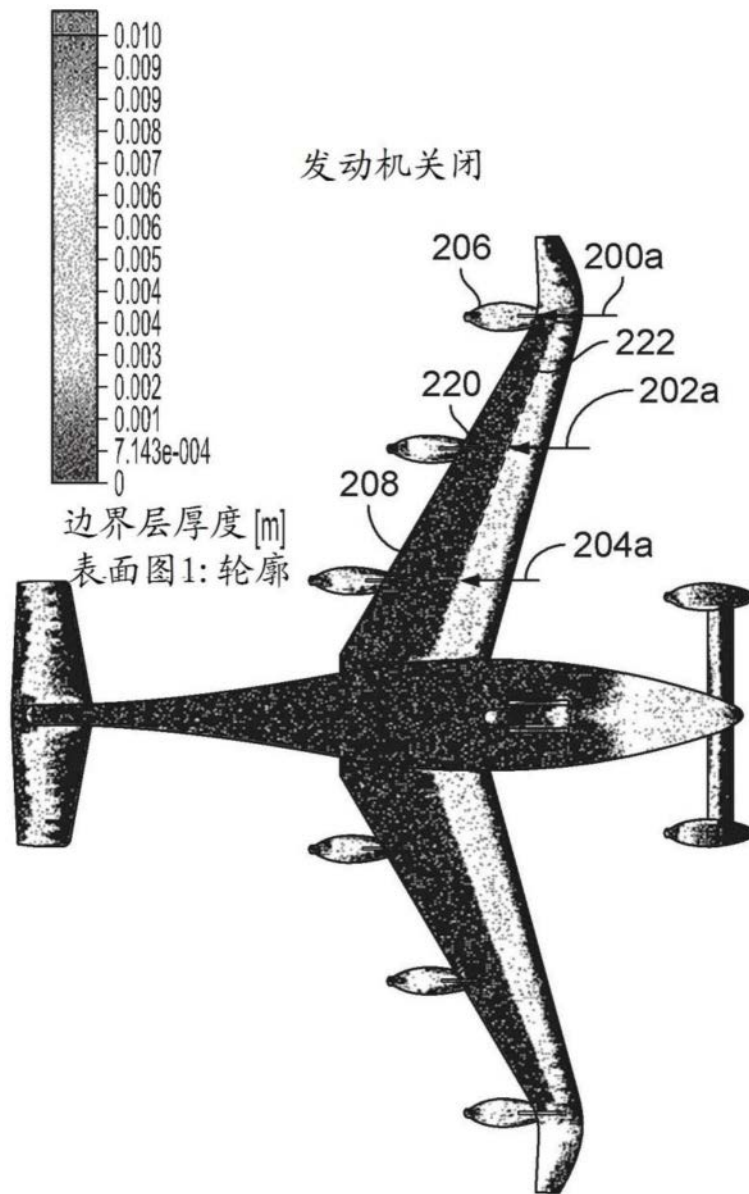


图2A

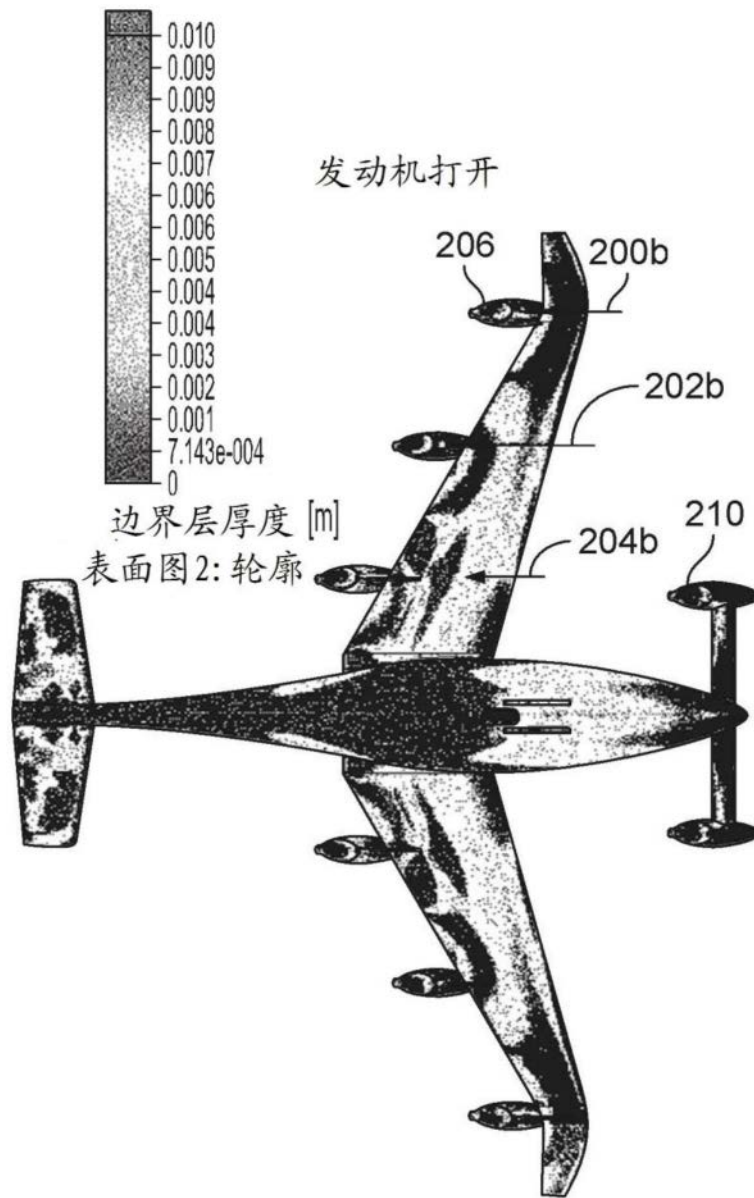


图2B

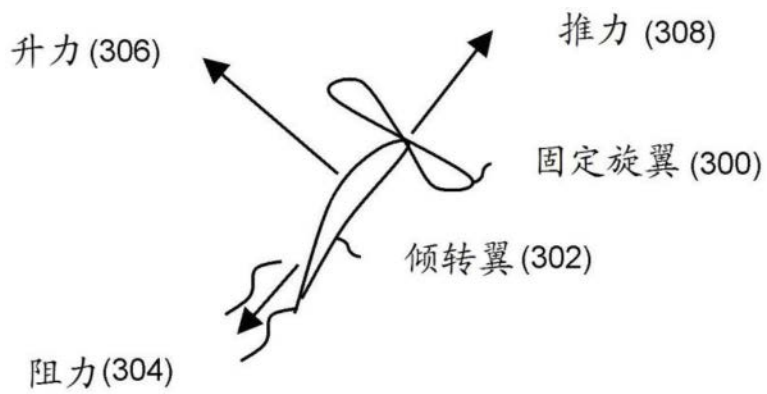


图3A

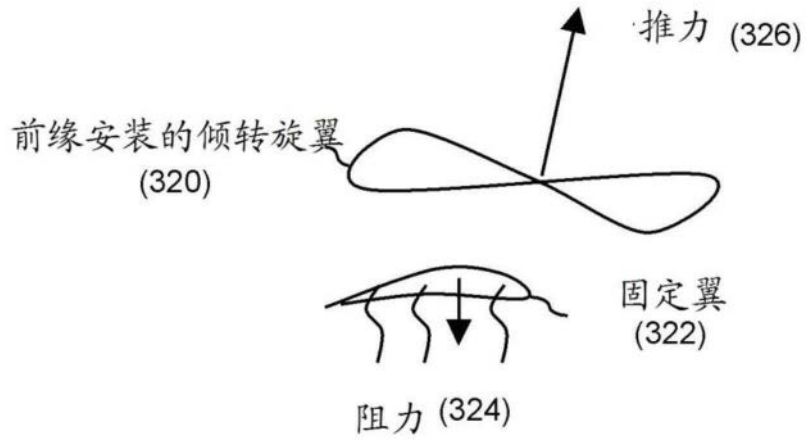


图3B

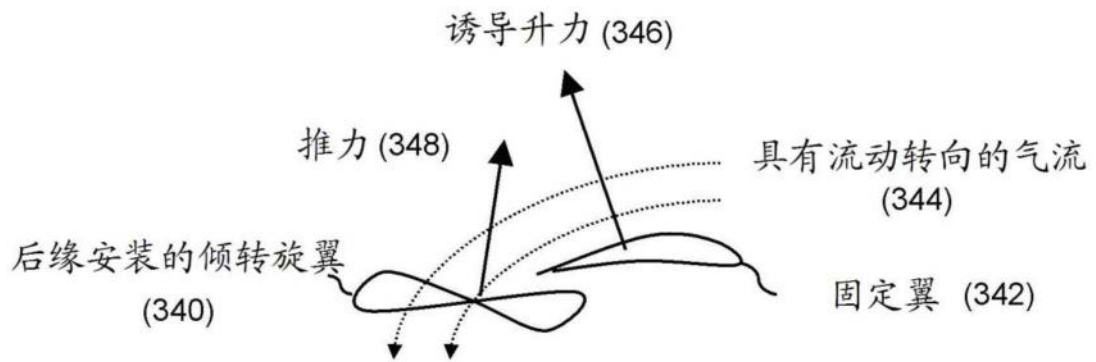


图3C

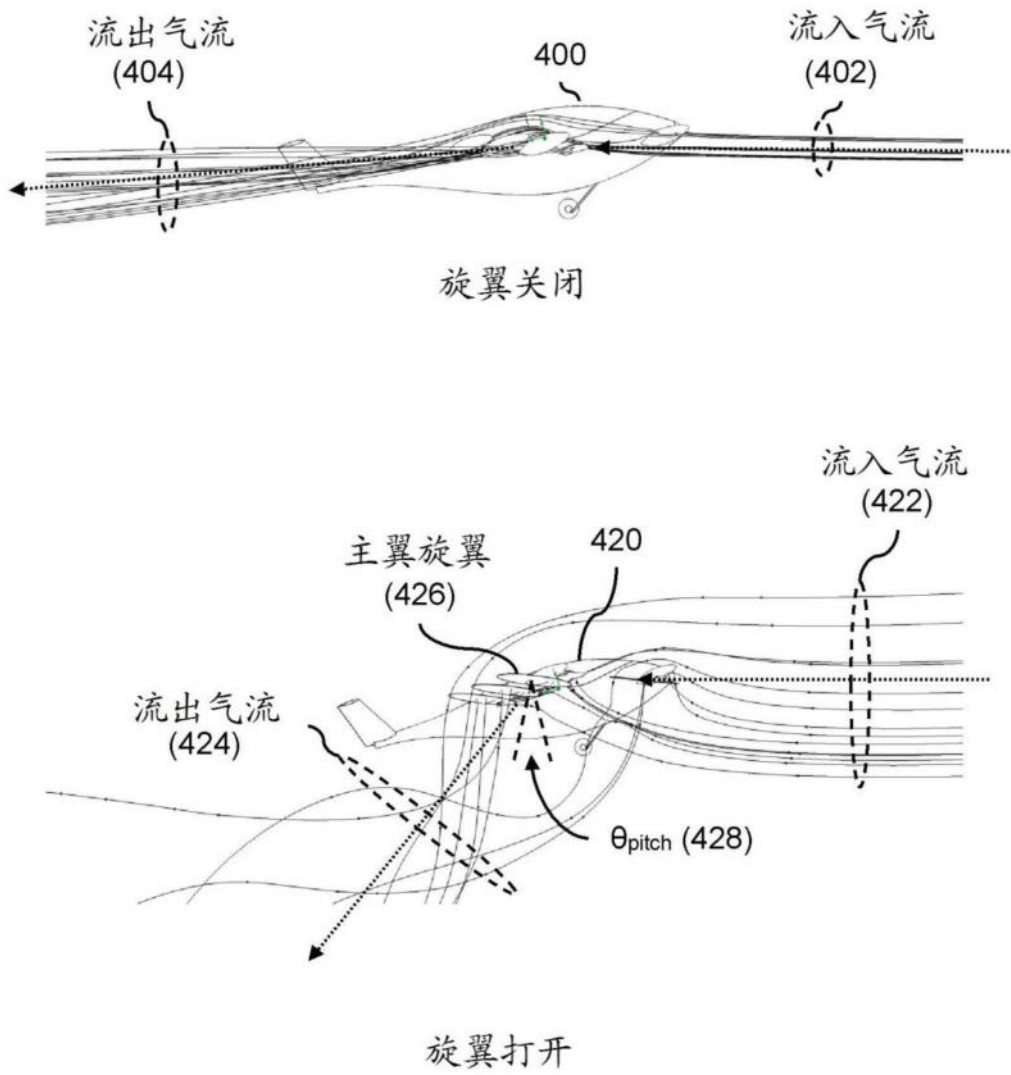


图4

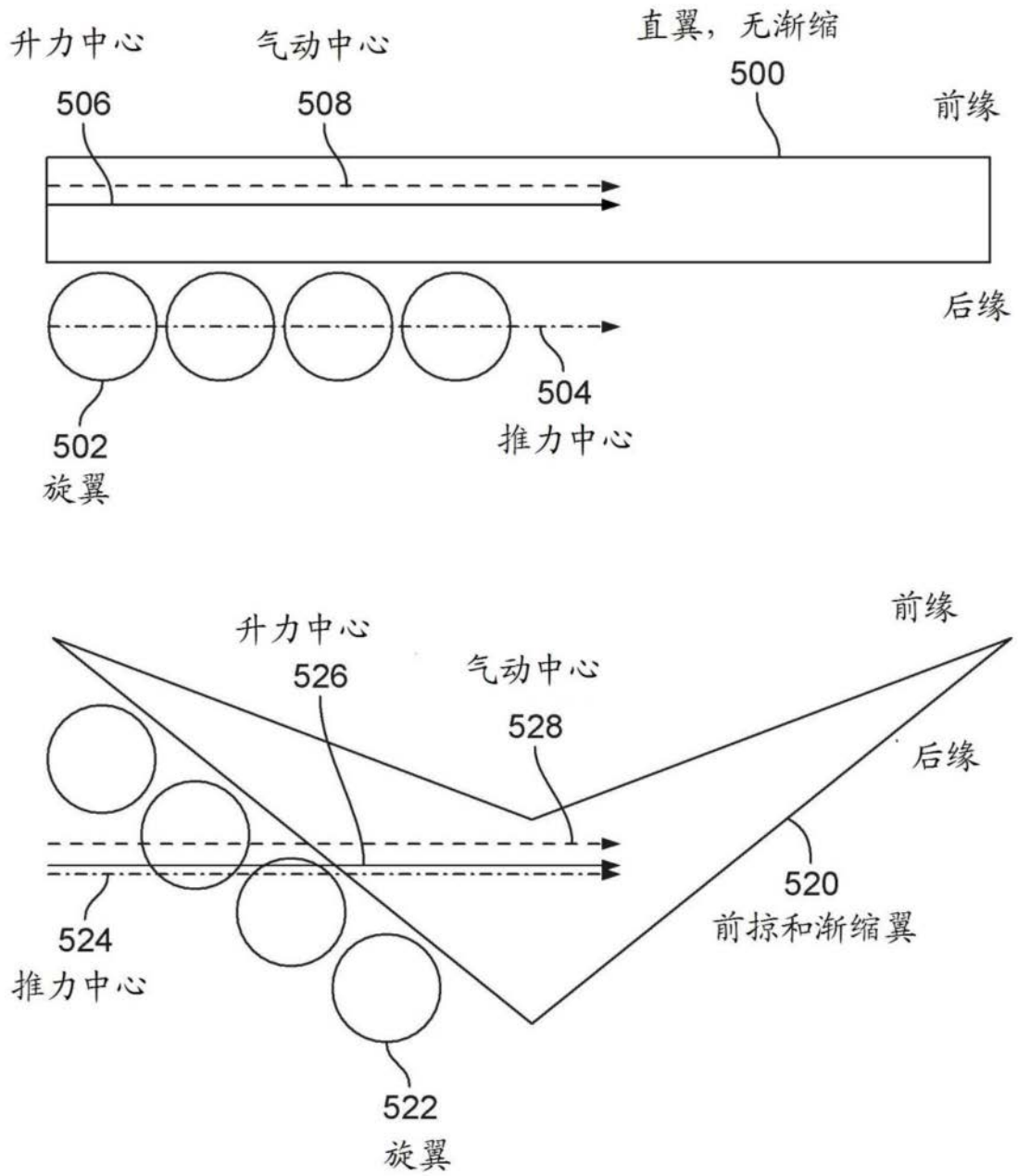


图5A

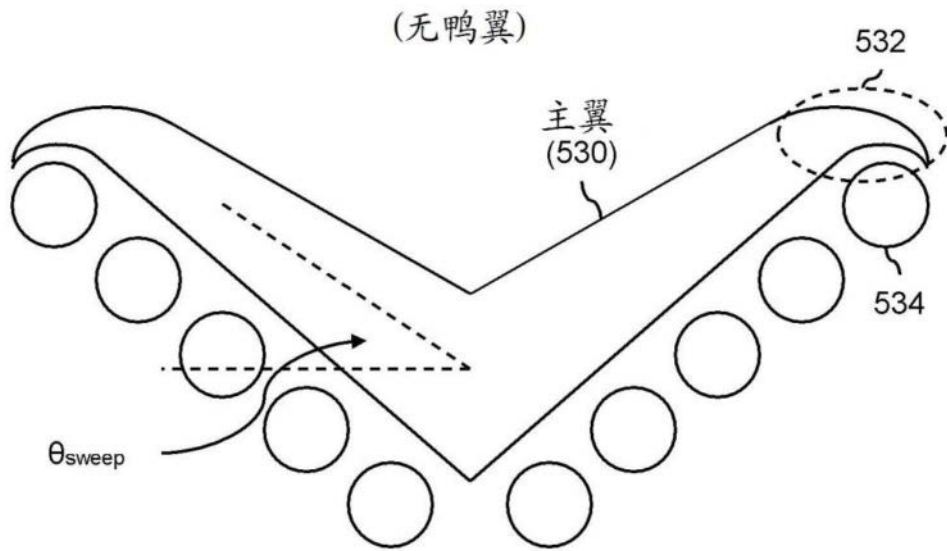


图5B

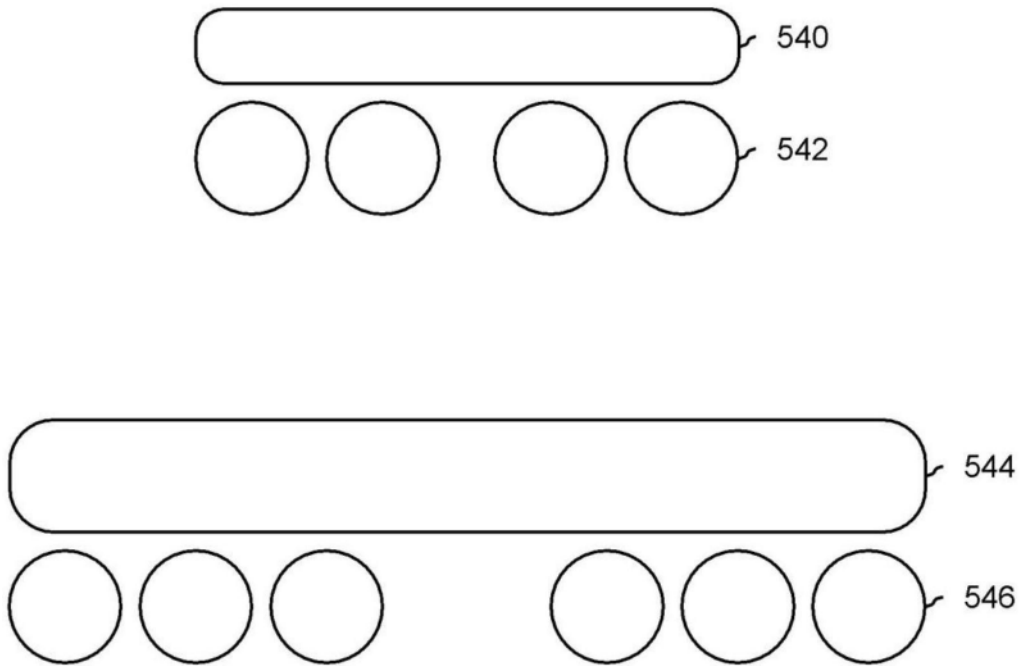


图5C

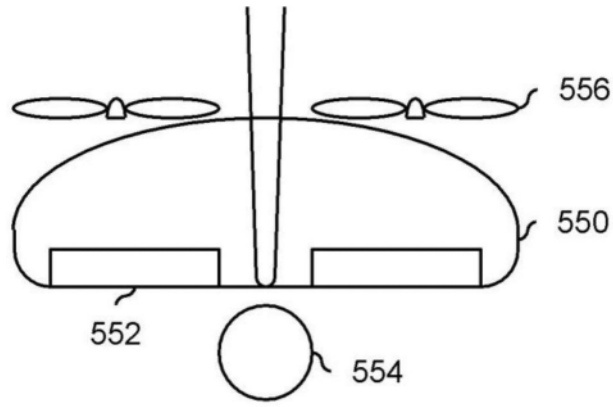


图5D

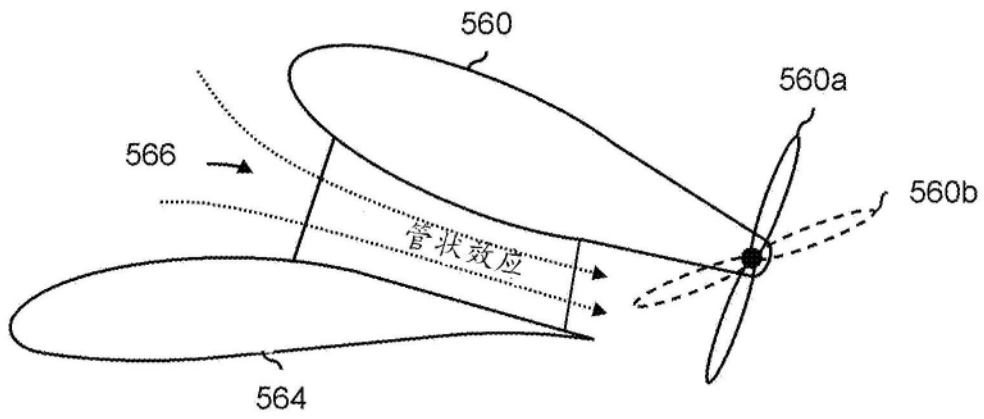


图5E

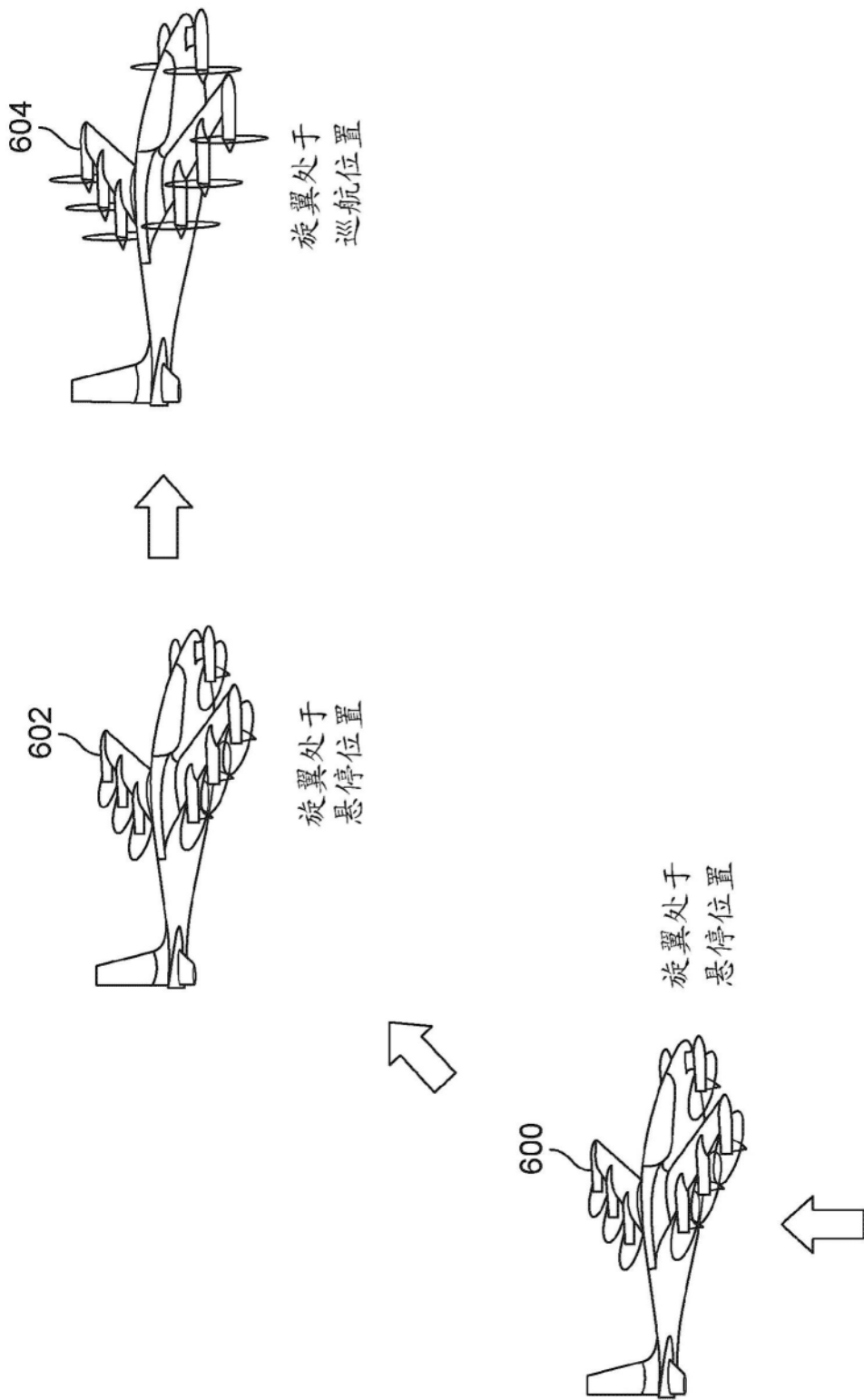


图6A

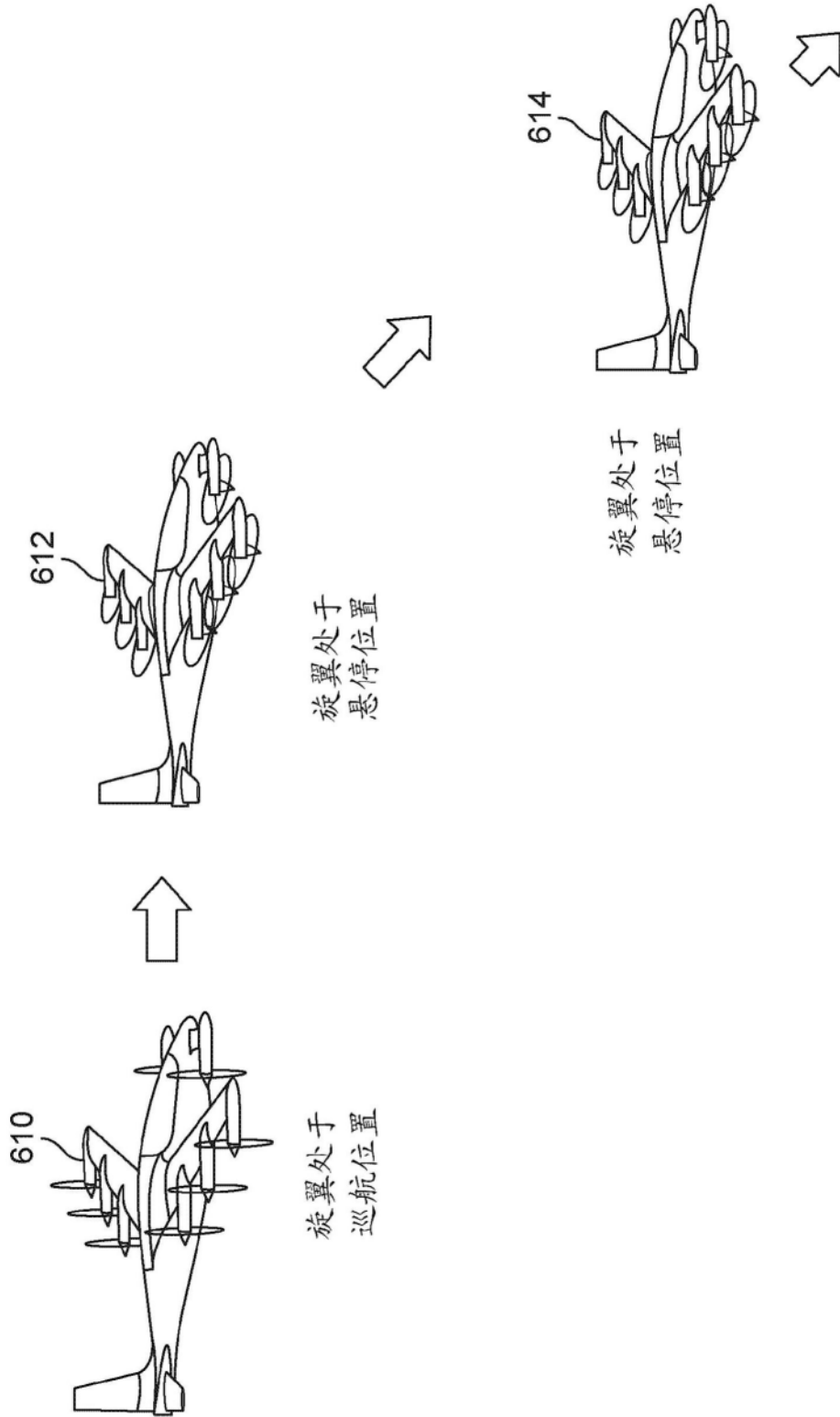


图6B

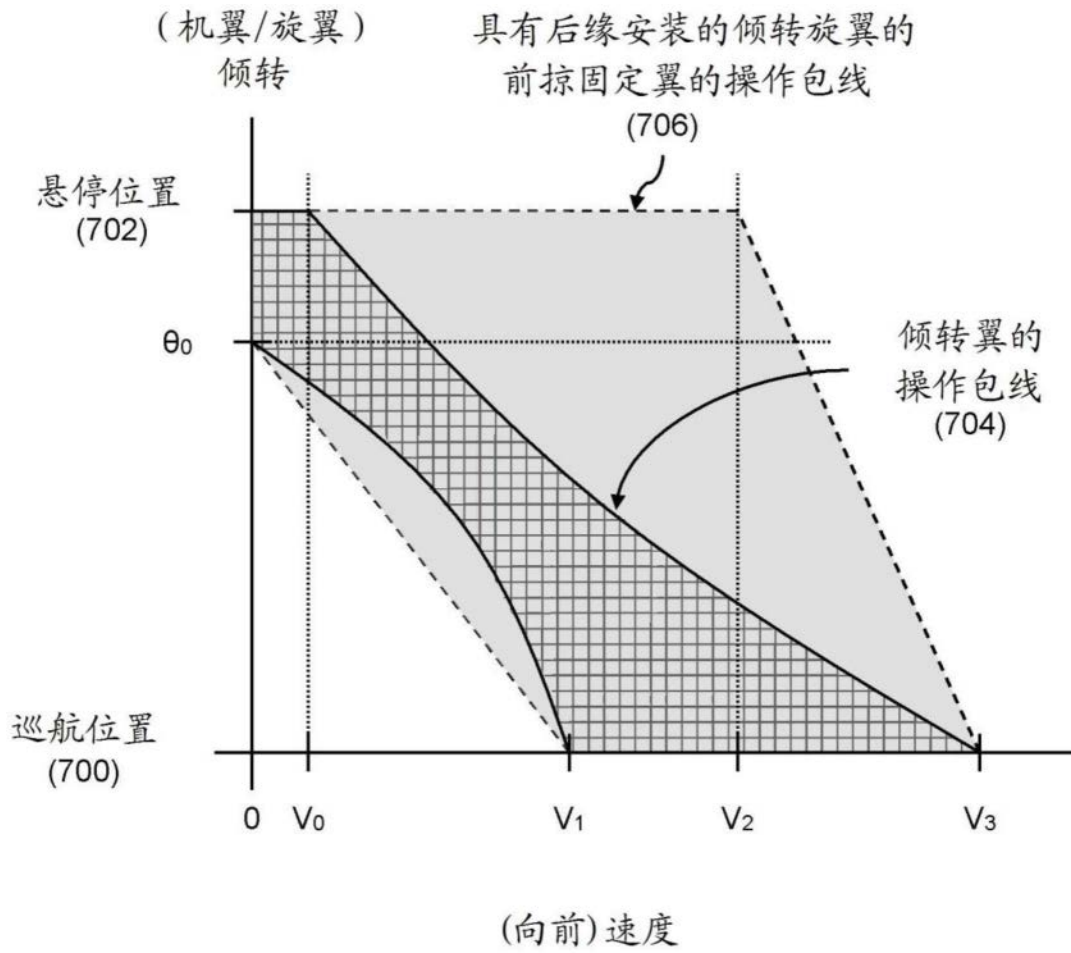


图7

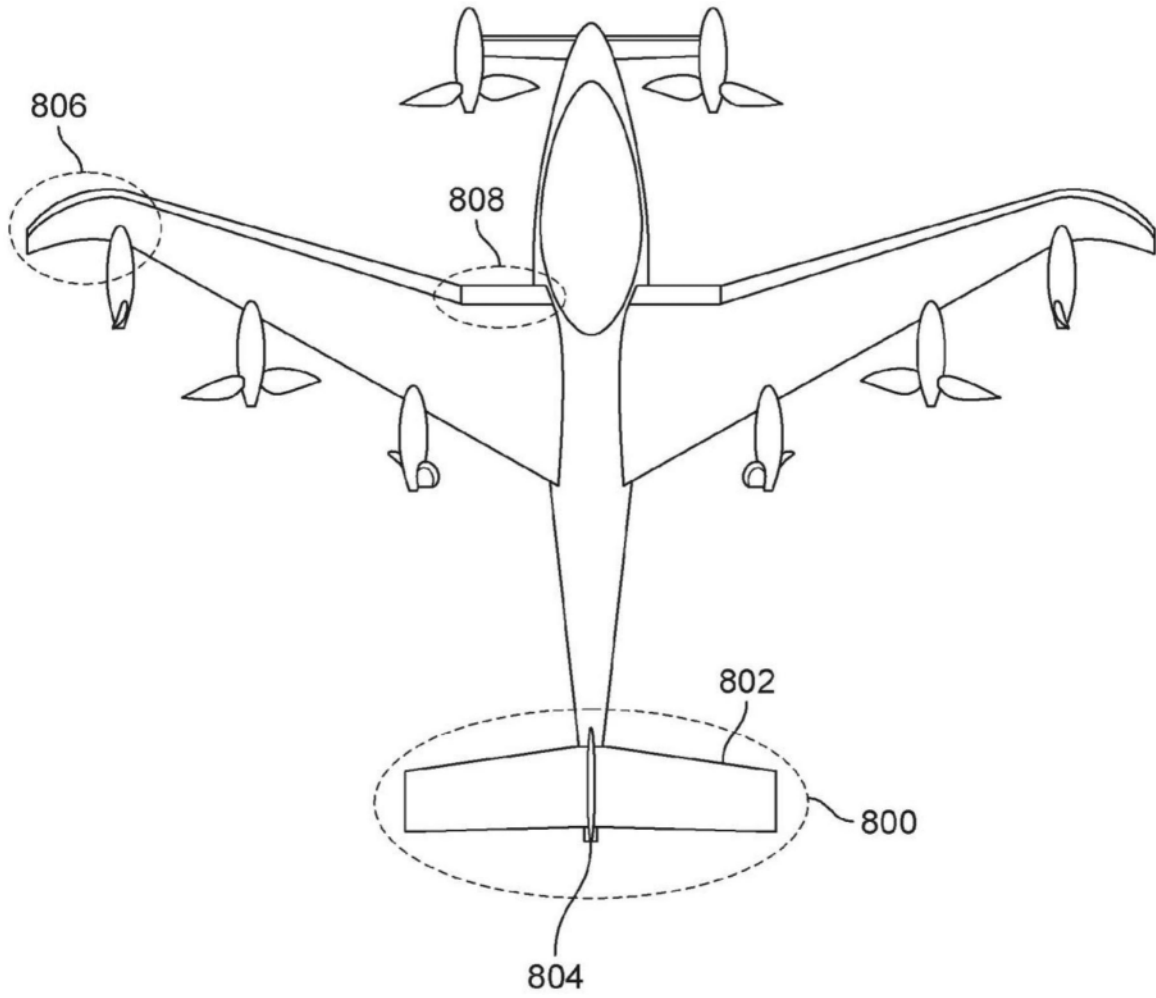


图8A

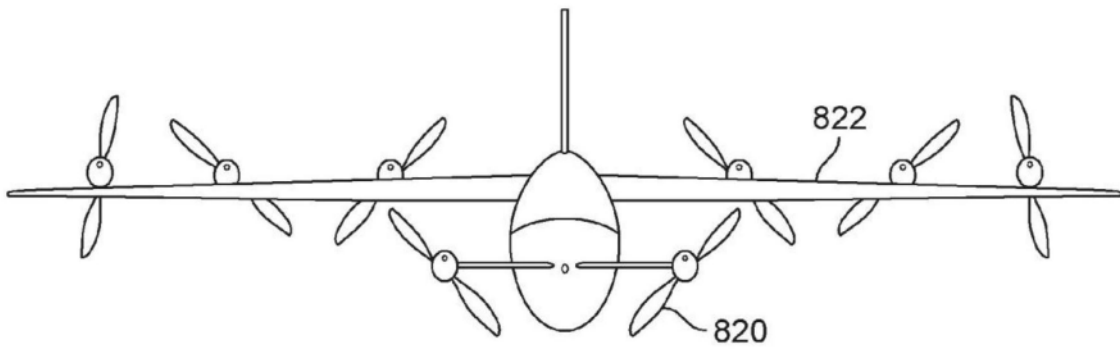


图8B

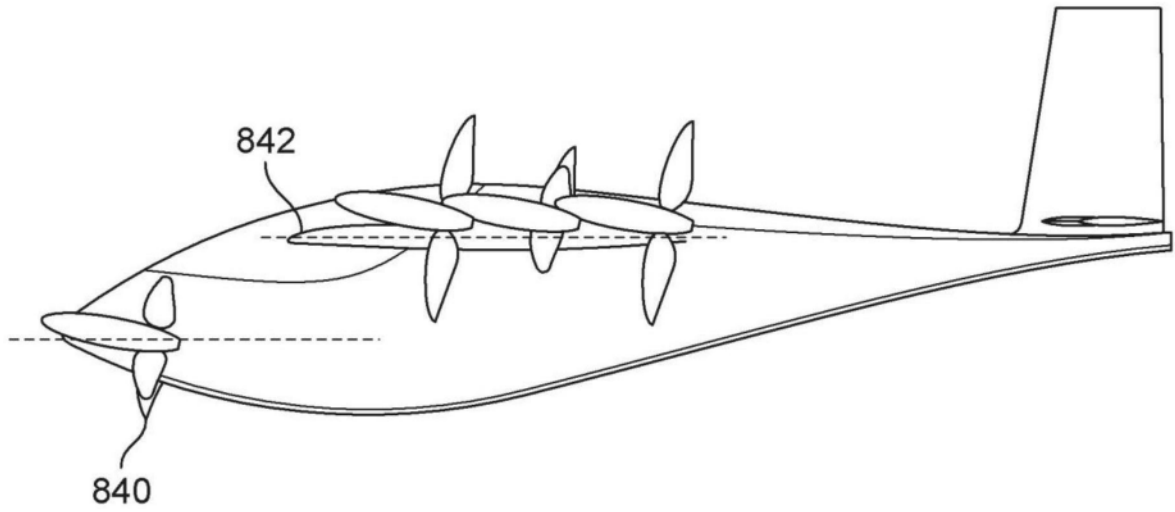


图8C

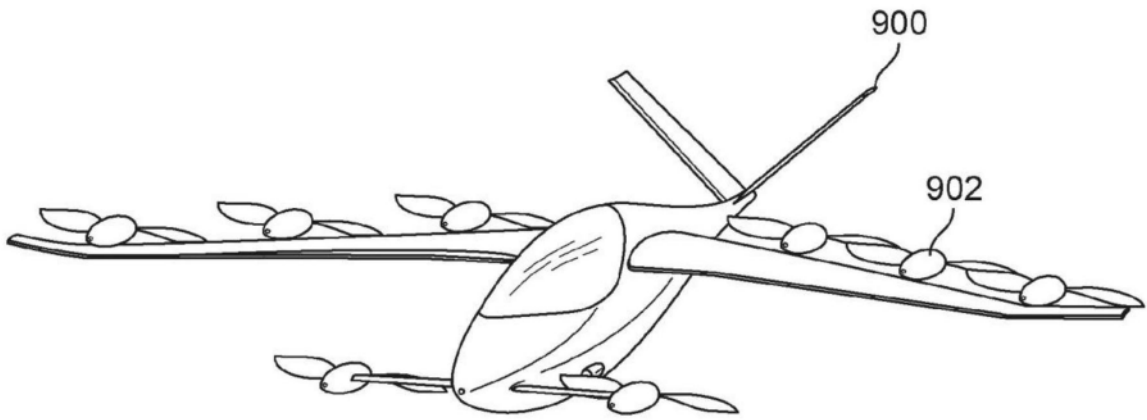


图9A

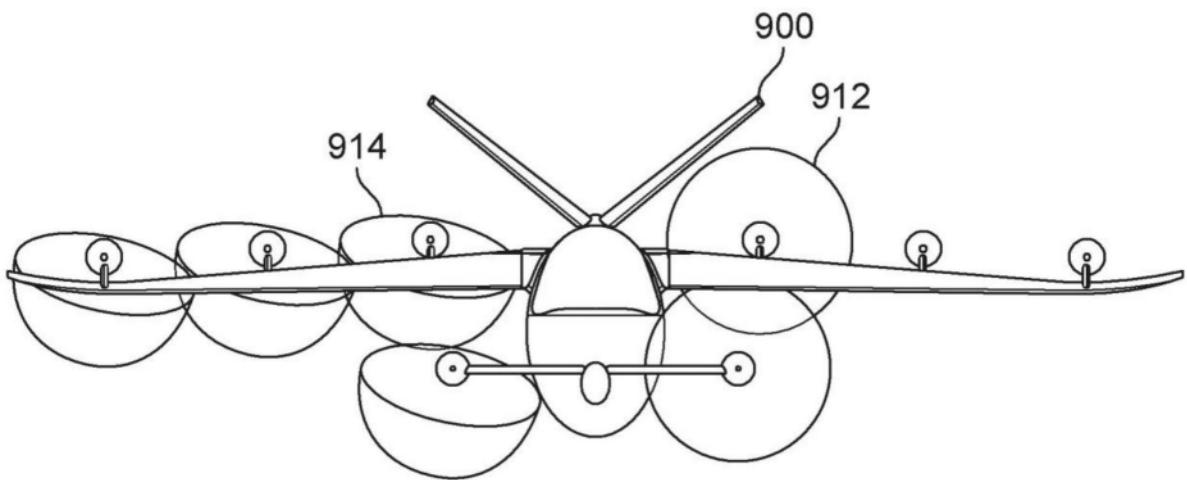


图9B

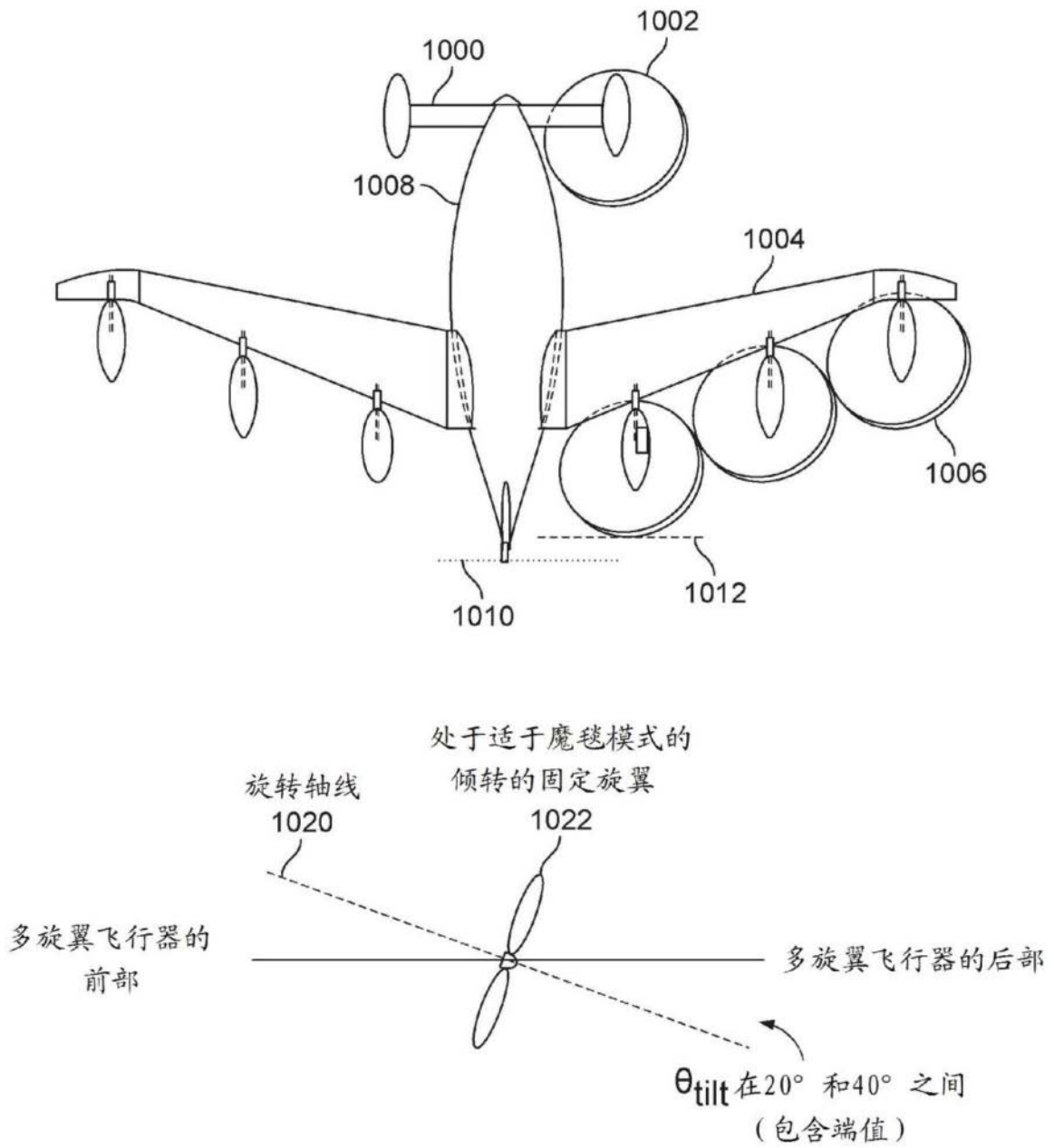


图10

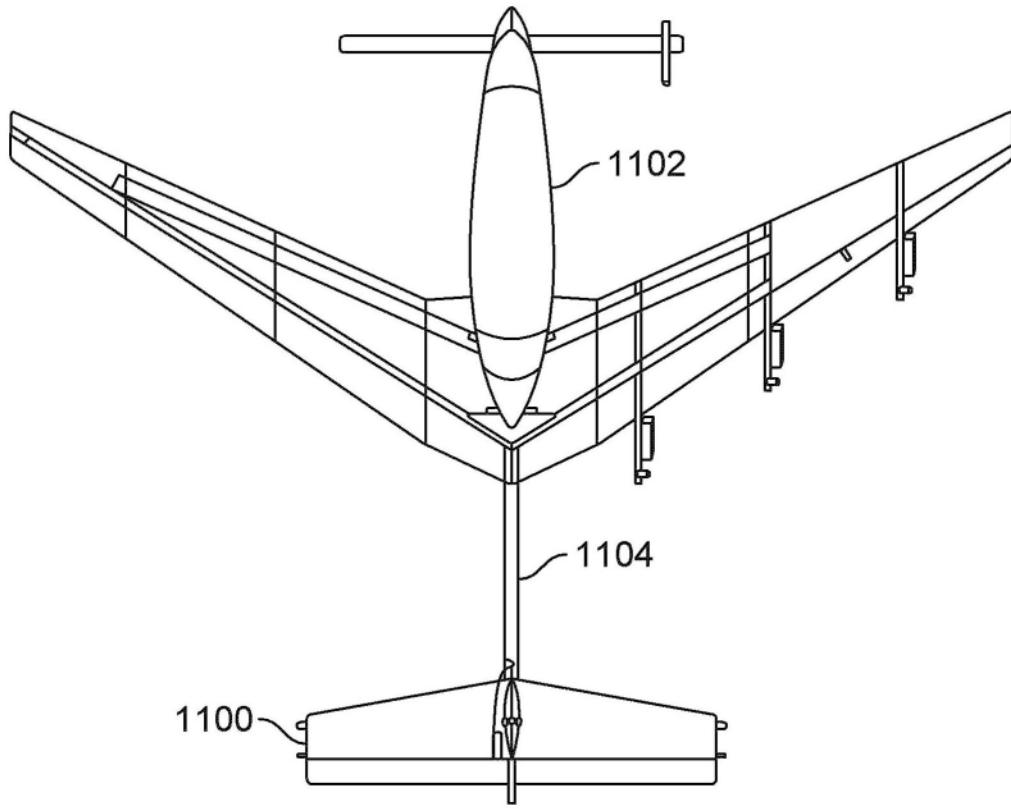


图11A

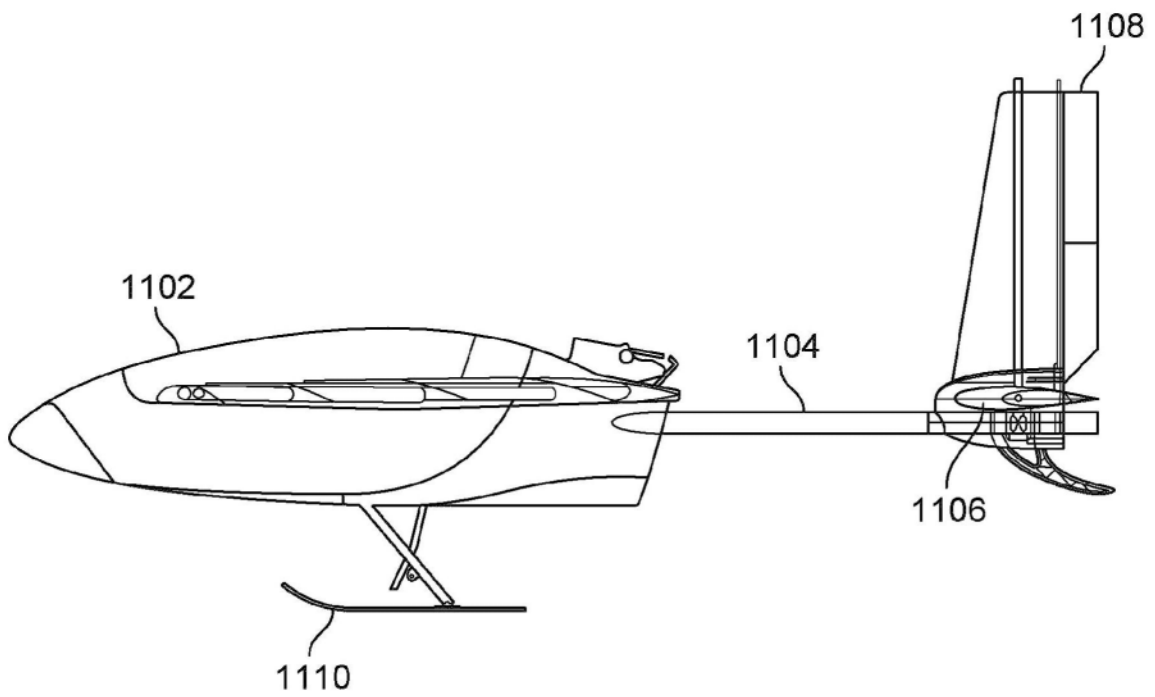


图11B

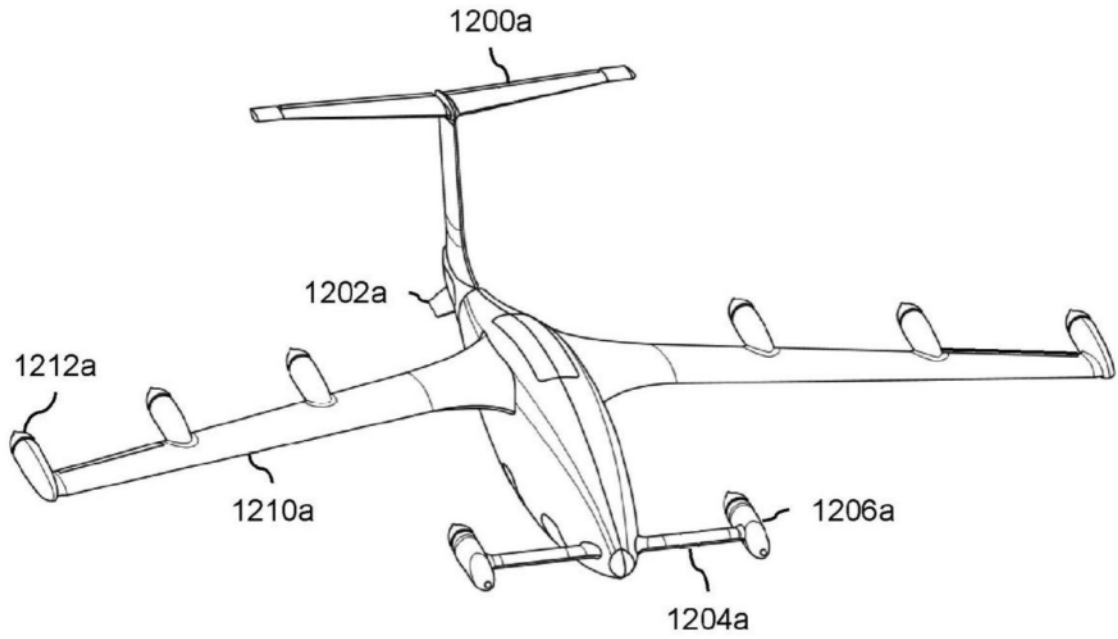


图12A

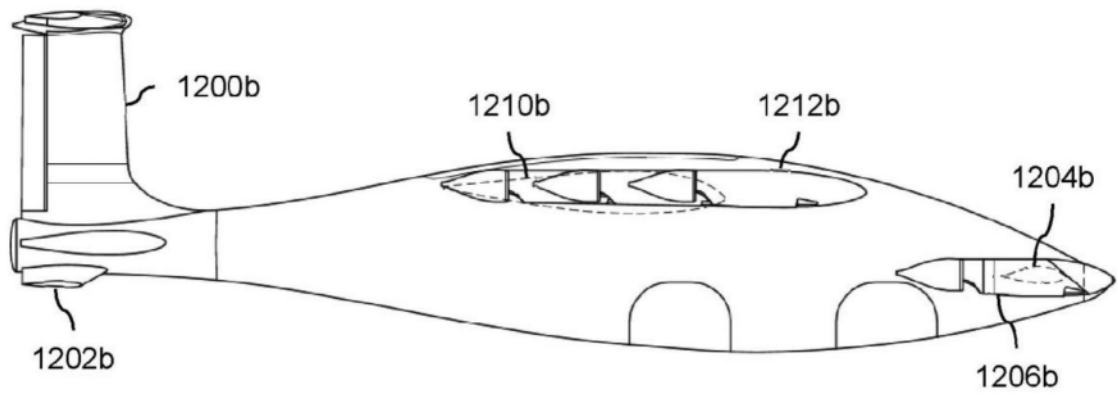


图12B

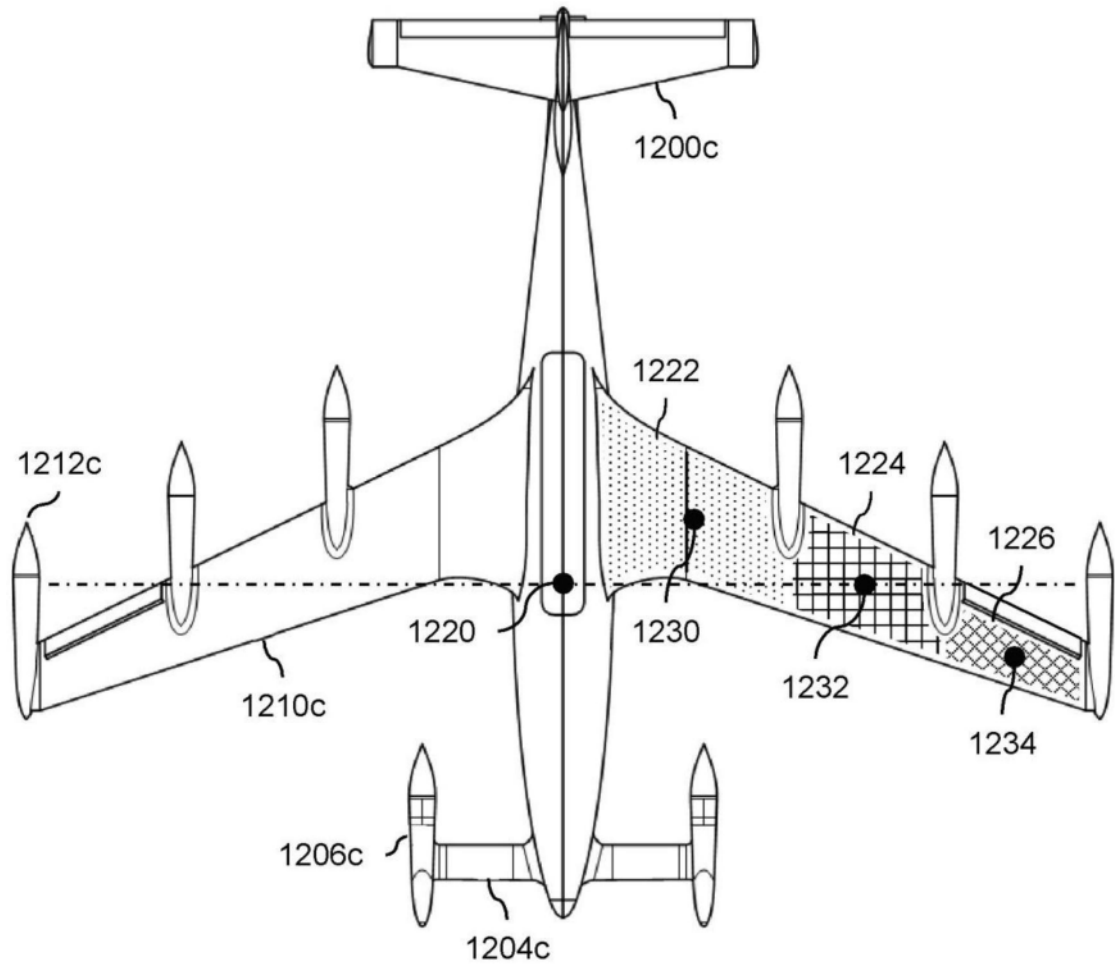


图12C

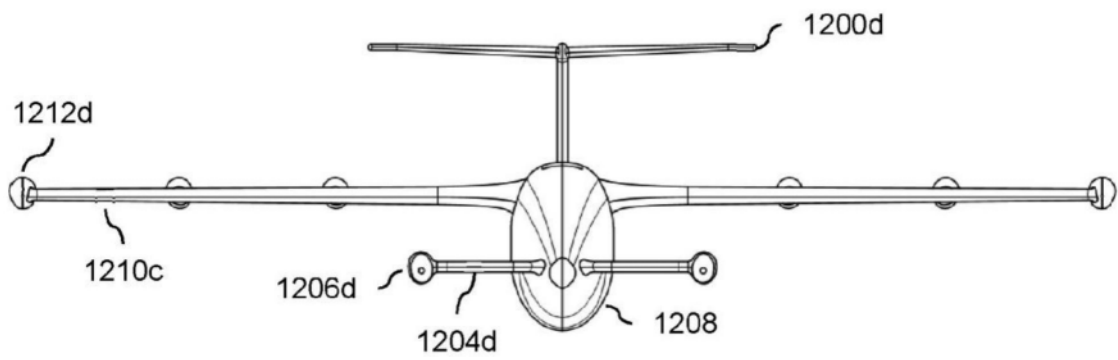


图12D

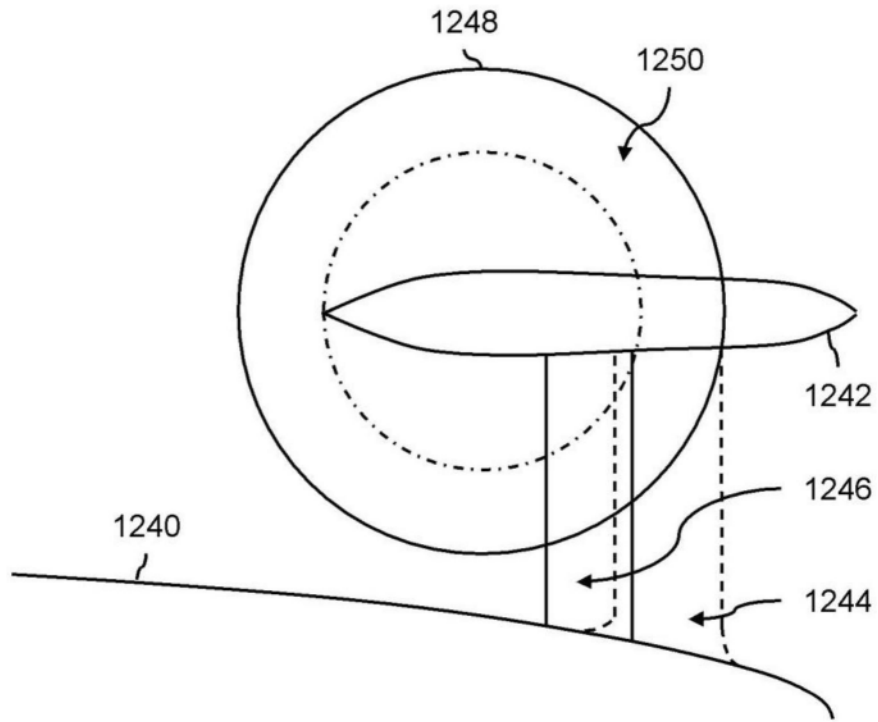


图12E

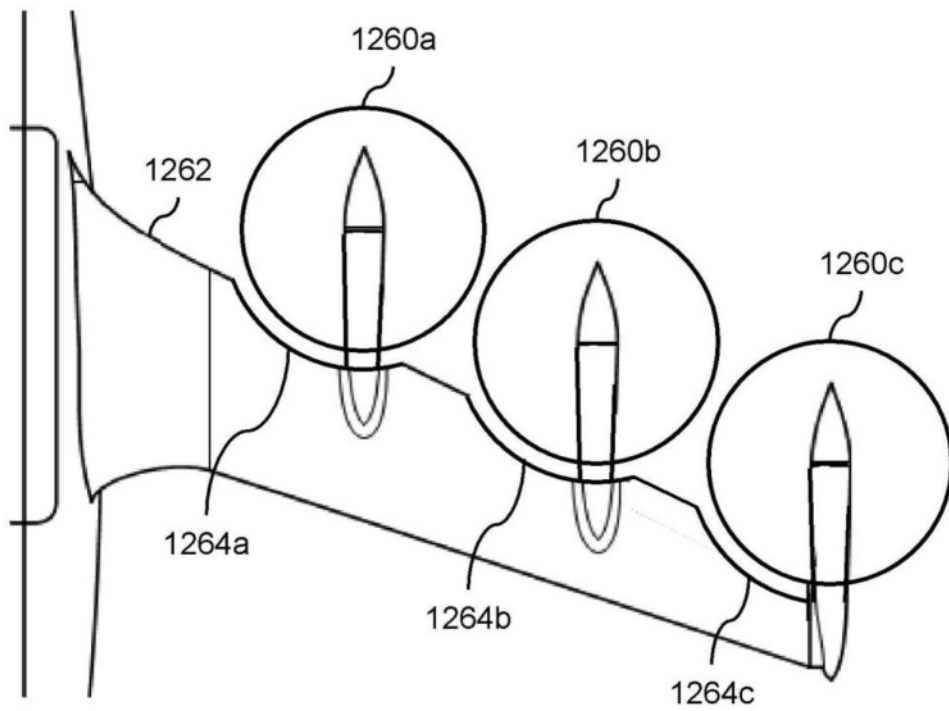


图12F

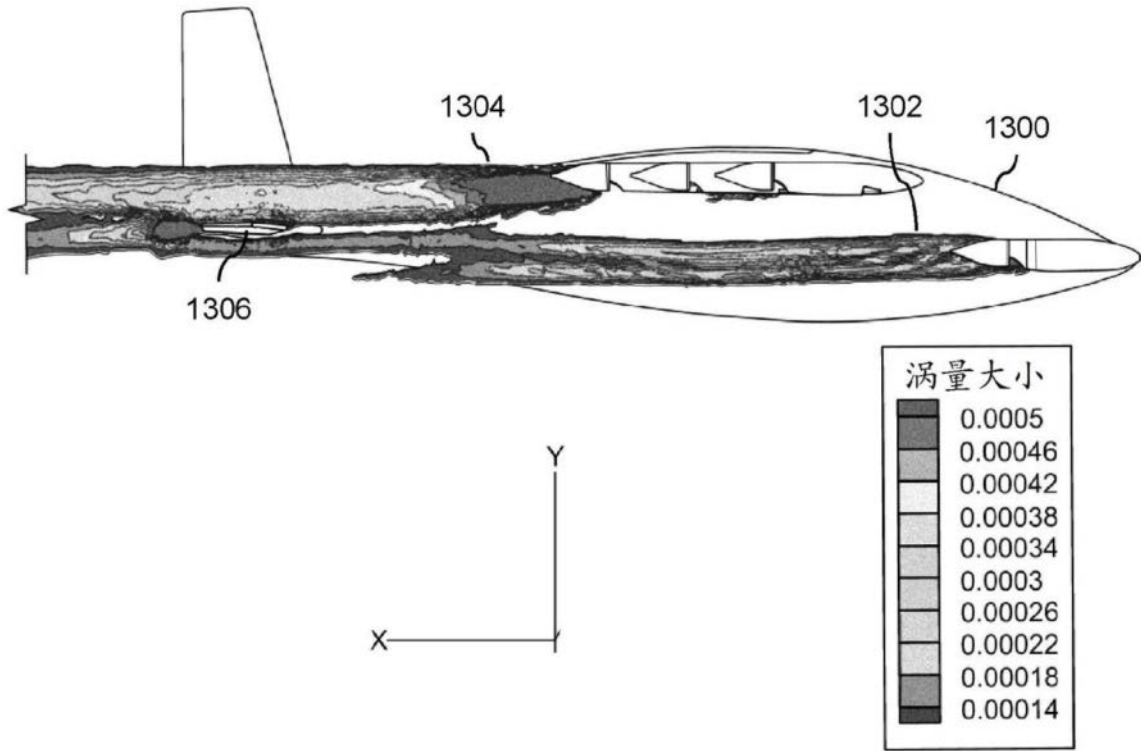


图13

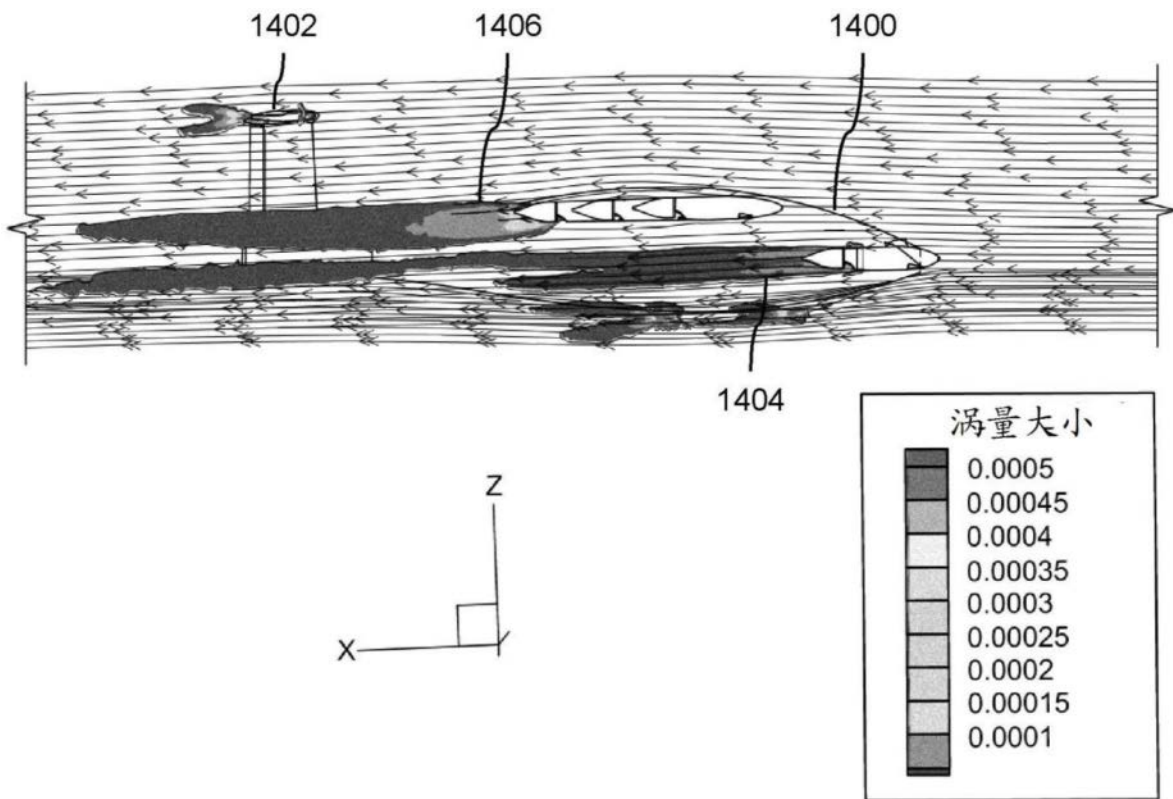


图14

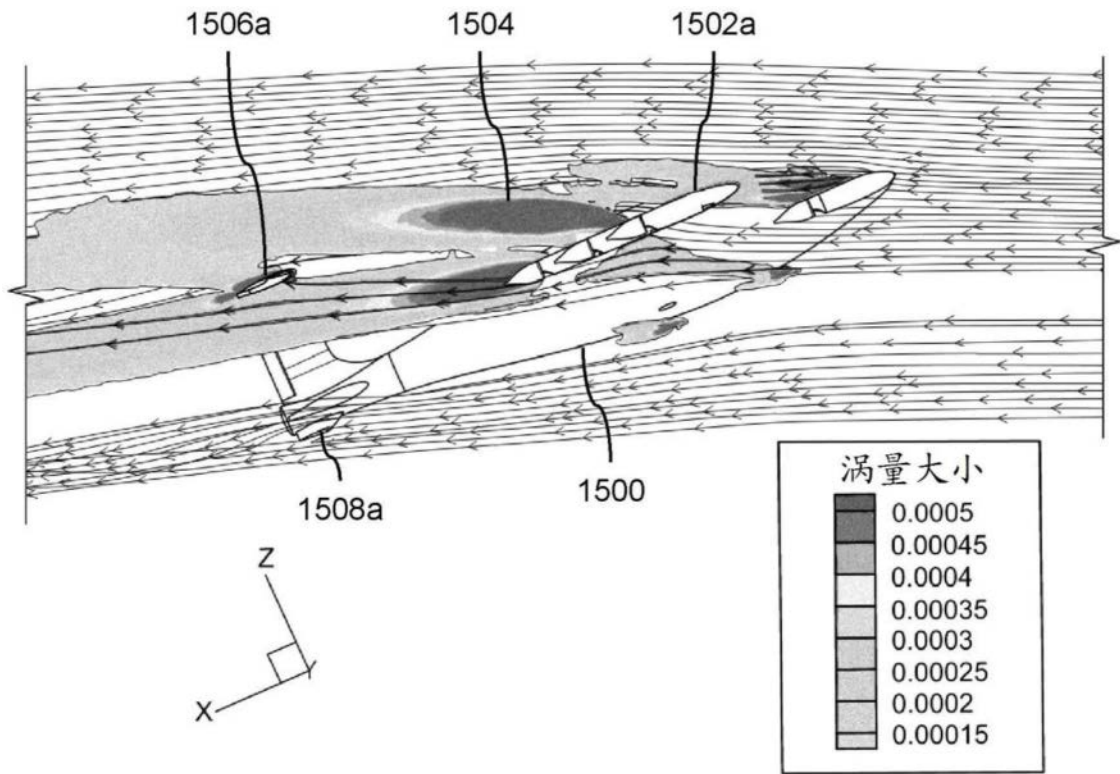


图15A

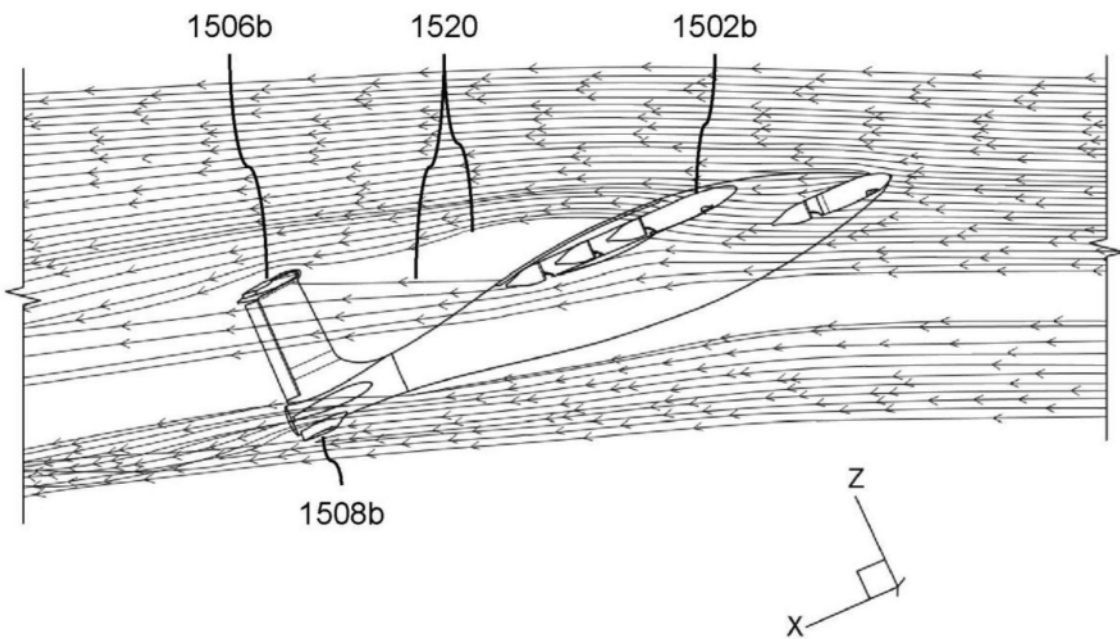


图15B

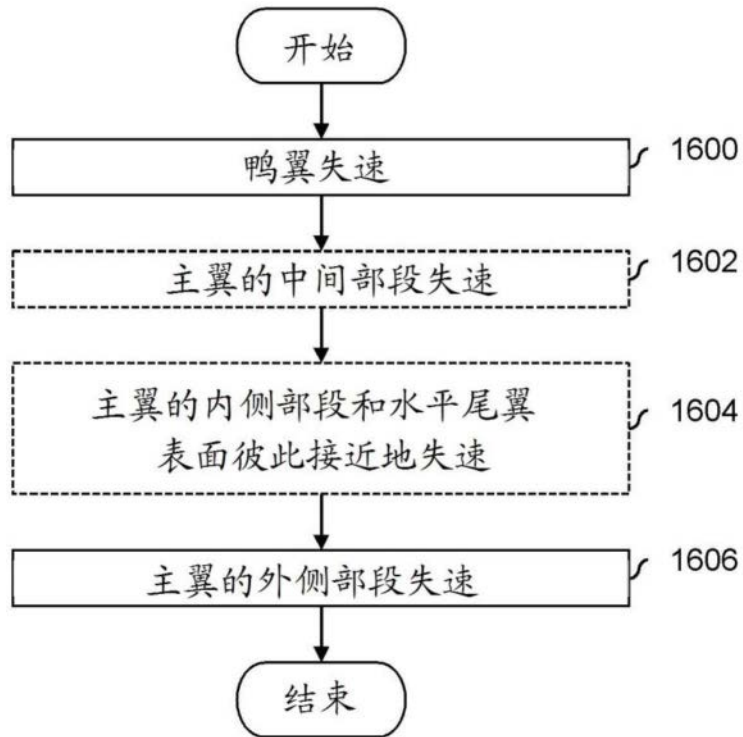


图16