



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105283384 A

(43) 申请公布日 2016. 01. 27

(21) 申请号 201480033924. X

约瑟夫·弗雷德里克·金

(22) 申请日 2014. 05. 05

(74) 专利代理机构 北京安信方达知识产权代理有限公司 11262

(30) 优先权数据

61/819, 487 2013. 05. 03 US

代理人 张华卿 郑霞

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2015. 12. 14

(51) Int. Cl.

B64C 29/02(2006. 01)

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2014/036863 2014. 05. 05

(87) PCT国际申请的公布数据

W02015/012935 EN 2015. 01. 29

(71) 申请人 威罗门飞行公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 达纳·J·泰勒

菲利普·T·托库马鲁

巴特·迪安·希布斯

威廉·马丁·帕克斯

大卫·韦恩·甘兹

克里斯多佛·尤金·费希尔

詹森·西德哈萨达夫·慕克吉

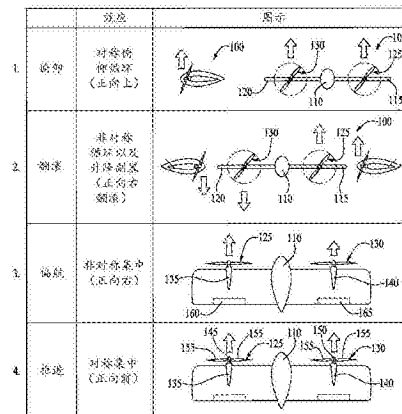
权利要求书4页 说明书15页 附图14页

(54) 发明名称

垂直起落 (VTOL) 飞行器

(57) 摘要

一种用于固定翼飞机的飞行控制装置,包括:第一左舷翼(115)和第一右舷翼(120);联接在第一左舷旋翼(155)与第一左舷电动机(135)之间的第一左舷旋转斜板(145),所述第一左舷电动机(135)联接所述第一左舷翼(115);以及联接在第一右舷旋翼(130)与第一右舷电动机(140)之间的第一右舷旋转斜板(150),所述第一右舷电动机(140)联接所述第一右舷翼(120)。



1. 一种用于固定翼飞机的飞行控制装置,包括:
第一左舷翼和第一右舷翼;
联接在第一左舷旋翼与第一左舷电动机之间的第一左舷旋转斜板,所述第一左舷电动机联接到所述第一左舷翼;以及
联接在第一右舷旋翼与第一右舷电动机之间的第一右舷旋转斜板,所述第一右舷电动机联接到所述第一右舷翼。
2. 根据权利要求 1 所述的装置,还包括:
第二左舷翼和第二右舷翼;
联接在第二左舷旋翼与第二左舷电动机之间的第二左舷旋转斜板,所述第二左舷电动机联接到所述第二左舷翼;以及
联接在第二右舷旋翼与第二右舷电动机之间的第二右舷旋转斜板,所述第二右舷电动机联接到所述第二右舷翼。
3. 根据权利要求 2 所述的装置,还包括:
联接到机身的水平稳定器和可旋转地联接到所述水平稳定器的升降舵,所述机身联接在所述第一左舷翼与所述第二右舷翼之间。
4. 根据权利要求 3 所述的装置,还包括:
可旋转地设置在所述第一左舷翼的后缘上的左舷副翼;以及
可旋转地设置在所述第一右舷翼的后缘上的右舷副翼。
5. 根据权利要求 1 所述的装置,还包括:
分别附接到所述第一左舷翼与所述第一右舷翼的第一起落架和第二起落架。
6. 根据权利要求 5 所述的装置,还包括:
附接到水平稳定器的第三起落架。
7. 一种用于固定翼飞机的飞行控制的方法,包括:
响应于以下项,引起联接在第一左舷翼与第一右舷翼之间的机身的左翻滚:
响应于第一左舷旋转斜板的驱使而在第一左舷旋翼中产生负旋转力矩,所述第一左舷旋翼可旋转地联接到所述第一左舷翼;以及
响应于第一右舷旋转斜板的驱使而在第一右舷旋翼中产生正旋转力矩,所述第一右舷旋翼可旋转地联接到所述第一右舷翼。
8. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:
响应于在所述第一左舷旋翼与所述第一右舷旋翼之间产生非对称集中控制,引起围绕所述机身的偏航运动。
9. 根据权利要求 8 所述的方法,其中产生非对称集中控制、在所述第一左舷旋翼中产生正旋转力矩以及在所述第一右舷旋翼中产生负旋转力矩共同实现所述左舷翼和所述右舷翼的协同转向。
10. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:
响应于以下项,引起所述机身的右翻滚:
响应于所述第一左舷旋转斜板的驱使而在所述第一左舷旋翼中产生正旋转力矩,以及
响应于所述第一右舷旋转斜板的驱使而在所述第一右舷旋翼中产生负旋转力矩。
11. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:

响应于在至少所述第一左舷旋翼与可旋转地联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼之间提供非对称集中控制,提供所述机身的俯仰控制,所述第二左舷翼联接到所述机身。

12. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:

响应于在至少所述第一左舷旋翼与可旋转地联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼之间提供差异的电机 RPM 控制,提供所述机身的俯仰控制,所述第二左舷翼联接到所述机身。

13. 根据权利要求 12 所述的方法,还包括:

响应于在所述第一右舷旋翼与可旋转地联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼之间提供差异的电机 RPM 控制,提供所述机身的俯仰控制。

14. 根据权利要求 13 所述的方法,还包括:

提供与所提供的俯仰控制互补的升降舵控制,以用另外的俯仰力矩补充所述俯仰力矩。

15. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:

响应于驱使升降舵而提供所述机身的俯仰控制。

16. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:

响应于以下项,引起所述机身的右翻滚:

响应于第二左舷旋转斜板的驱使而在第二左舷旋翼中产生负旋转力矩,所述第二左舷旋翼可旋转地联接到第二左舷翼;以及

响应于第二右舷旋转斜板的驱使而在第二右舷旋翼中产生正旋转力矩,所述第二右舷旋翼可旋转地联接到第二右舷翼;

其中在所述第二左舷旋翼与所述第二右舷旋翼中产生的所述正力矩和负力矩引起所述第二左舷翼与所述第二右舷翼的右翻滚。

17. 根据权利要求 16 所述的方法,还包括:

响应于驱使分别可旋转地联接到所述第二左舷翼和所述第二右舷翼的左舷副翼和右舷副翼,补充所述机身的右翻滚。

18. 根据权利要求 7 所述的方法,还包括:

响应于以下项,提供所述机身的上仰控制:

响应于第一右舷旋转斜板的驱使而在所述第一右舷旋翼中产生正旋转力矩;以及

响应于所述第一右舷旋转斜板的驱使而在所述第一左舷旋翼中产生正旋转力矩。

19. 一种固定翼飞机的垂直起飞和水平飞行的方法,包括:

在由第一左舷翼上的第一左舷电动机驱动的第一左舷旋翼中和在由第一右舷翼上的第一右舷电动机驱动的第一右舷旋翼中产生推动力,以引起联接在所述第一左舷翼和第一右舷翼之间的机身的垂直起飞。

20. 根据权利要求 19 所述的方法,还包括:

利用循环旋翼叶片控制在所述第一左舷旋翼和所述第一右舷旋翼中产生负旋转力矩,以实现所述第一左舷翼和所述第一右舷翼从垂直起飞到水平飞行的转变。

21. 根据权利要求 19 所述的方法,还包括:

在由第二左舷翼上的第二左舷电动机驱动的第二左舷旋翼中以及在由第二右舷翼上的第二右舷电动机驱动的第二右舷旋翼中产生推动力。

22. 根据权利要求 21 所述的方法,还包括:

一方面响应于在所述第一左舷旋翼与所述第一右舷旋翼之间的非对称集中控制且另一方面响应于所述第二左舷旋翼与所述第二右舷旋翼之间的非对称集中控制,所述机身从垂直起飞转变为水平飞行。

23. 根据权利要求 21 所述的方法,还包括:

一方面响应于所述第一左舷旋翼与所述第一右舷旋翼之间的差异的旋翼角速度 (RPM) 控制且另一方面响应于所述第二左舷旋翼与所述第二右舷旋翼之间的差异的旋翼角速度 (RPM) 控制,所述机身从垂直起飞转变为水平飞行。

24. 根据权利要求 21 所述的方法,还包括:

响应于产生所述第一左舷旋翼、所述第一右舷旋翼、所述第二左舷旋翼以及所述第二右舷旋翼的对称循环控制而提供水平推动力。

25. 根据权利要求 21 所述的方法,还包括:

响应于产生选自下列组成的组中的至少一对旋翼的非对称集中推动力而提供水平推动力:i) 一方面包括第一左舷旋翼和第二左舷旋翼以及另一方面包括第一右舷旋翼和第二右舷旋翼,ii) 一方面包括第一左舷旋翼和第一右舷旋翼以及另一方面包括第二左舷旋翼和第二右舷旋翼。

26. 根据权利要求 21 所述的方法,还包括:

响应于以下项,提供所述机身的俯仰及翻滚位置保持控制:

产生所述第一左舷旋翼、所述第一右舷旋翼、所述第二左舷旋翼以及所述第二右舷旋翼的对称循环控制,以提供水平推动力;以及

产生选自下列组成的组中的至少一对旋翼的非对称集中控制:i) 一方面包括第一左舷旋翼和第二左舷旋翼以及另一方面包括第一右舷旋翼和第二右舷旋翼,ii) 一方面包括第一左舷旋翼和第一右舷旋翼以及另一方面包括第二左舷旋翼和第二右舷旋翼,

其中产生的非对称集中控制结合产生的对称循环控制引起所述机身保持静止,且相对于水平面成一定俯仰或翻滚角度。

27. 一种固定翼飞机控制的方法,包括:

向联接到第一左舷翼的第一左舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制,用于所述第一左舷旋翼的所述旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组,以分别引起俯仰、翻滚和偏航力矩;

向联接到第一右舷翼的第一右舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制,用于所述第一右舷旋翼的所述旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组,以分别引起俯仰、翻滚和偏航力矩;

其中固定翼飞机俯仰、偏航和翻滚力矩在没有利用机翼上的控制表面的情况下实现。

28. 根据权利要求 27 所述的方法,还包括:

向联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制,所述旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组;以及

向联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制,所述循环控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组。

29. 根据权利要求 27 所述的方法,其中提供旋翼叶片俯仰控制影响所述第一左舷旋翼、所述第一右舷旋翼、所述第二左舷旋翼和所述第二右舷旋翼的对称循环控制,从而引起

所述第一左舷翼、所述第一右舷翼、所述第二左舷翼和所述第二右舷翼水平平移。

30. 一种固定翼飞机,包括:

机身;

从所述机身的相对侧延伸的第一左舷翼和第一右舷翼,所述第一左舷翼和所述第一右舷翼缺少飞行中可控制的表面;

联接到所述第一左舷翼的第一左舷旋翼,所述第一左舷旋翼由第一电动机驱动并具有第一旋转斜板;以及

联接到所述第一右舷翼的第一右舷旋翼,所述第一右舷旋翼由第二电动机驱动并具有第二旋转斜板。

31. 根据权利要求 30 所述的固定翼飞机,其中所述第一旋转斜板和所述第二旋转斜板能够实现第一左舷旋翼叶片俯仰控制和第一右舷旋翼叶片俯仰控制,所述第一左舷旋翼叶片俯仰控制和所述第一右舷旋翼叶片俯仰控制各自独立地选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组。

32. 根据权利要求 30 所述的固定翼飞机,还包括:

从所述机身的相对侧延伸的第二左舷翼和第二右舷翼;

联接到所述第二左舷翼的第二左舷旋翼,所述第二左舷旋翼由第三电动机驱动并具有第三旋转斜板;以及

联接到所述第二右舷翼的第二右舷旋翼,所述第二右舷旋翼由第四电动机驱动并具有第四旋转斜板。

垂直起落 (VTOL) 飞行器

技术领域

[0001] 本发明的领域涉及飞机飞行控制,并且更具体而言,涉及旋转固定翼飞机的飞机飞行控制。

背景技术

[0002] 存在用于在不使用跑道的情况下能够起飞、待机和降落的远程或自动驾驶的无人飞行器 (UAV) 的很多应用。垂直起落 (VTOL) 机致力于解决这种局限性并可以以具有主翼和垂直 / 水平的尾翼控制表面的手动发射的飞行器或者可操作垂直起落的三或四旋翼直升机的形式呈现。具有主翼和垂直 / 水平的尾翼控制表面的飞行器在巡航时倾向于更高效且更快,而旋翼直升机在向前飞行时效率较低但是具有起落的优点。

[0003] 设计及制造在飞行中有效且能垂直起落的飞行器的需要仍旧存在。

[0004] 概述

[0005] 公开一种用于固定翼飞机的飞行控制装置,包括:第一左舷翼和第一右舷翼;联接在第一左舷旋翼与第一左舷电动机之间的第一左舷旋转斜板 (port swash plate),第一左舷电动机联接到第一左舷翼;以及联接在第一右舷旋翼与第一右舷电动机之间的第一右舷旋转斜板,第一右舷电动机联接到第一右舷翼。装置还可以包括:第二左舷翼和第二右舷翼;联接在第二左舷旋翼与第二左舷电动机之间的第二左舷旋转斜板,第二左舷电动机联接到第二左舷翼;以及联接在第二右舷旋翼与第二右舷电动机之间的第二右舷旋转斜板,第二右舷电动机联接到第二右舷翼。在一个实施例中,所述装置可包括联接到机身的水平稳定器和可旋转地联接到水平稳定器的升降舵,机身联接在第一左舷翼与第二右舷翼之间,并且所述装置可包括可旋转地设置在第一左舷翼的后缘上的左舷副翼和可旋转地设置在第一右舷翼的后缘上的右舷副翼。所述装置可包括分别附接到第一左舷翼与第一右舷翼的第一起落架和第二起落架,并可包括附接到水平稳定器的第三起落架。

[0006] 还公开一种用于固定翼飞机的飞行控制的方法,其包括:响应于:i) 响应于第一左舷旋转斜板的驱使而在可旋转地联接到第一左舷翼的第一左舷旋翼中产生正旋转力矩;以及 ii) 响应于第一右舷旋转斜板的驱使而在可旋转地联接到第一右舷翼的第一右舷旋翼中产生负旋转力矩,引起联接在第一左舷翼与第一右舷翼之间的机身的右翻滚。在一些实施例中,所述方法可包括在第一左舷旋翼与第一右舷旋翼之间产生非对称的集中控制以引起围绕机身的偏航力矩。当一起使用时,非对称的集中控制、正旋转力矩以及负旋转力矩能够实现左舷翼和右舷翼的协同转向。在一个实施例中,所述方法还可包括翻滚响应于:响应于第一左舷旋转斜板的驱使而在第一左舷旋翼中产生负旋转力矩,以及响应于第一右舷旋转斜板的驱使而在第一右舷旋翼中产生正旋转力矩,引起机身的左翻滚。所述方法还可包括:响应于设置在至少第一左舷旋翼与可旋转地联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼之间的非对称的集中控制,提供机身的俯仰控制,第二左舷翼联接到机身。在一个实施例中,所述方法可包括:响应于在至少第一左舷旋翼与可旋转地联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼之间提供差异的角速度 (RPM),提供机身的俯仰控制,第二左舷翼联接到机身,并且方法可包

括：响应于在至少第一右舷旋翼与可旋转地联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼之间提供差分角速度 (RPM)，提供机身的俯仰控制。进一步的实施例可包括：提供与提供的俯仰控制互补的升降舵控制，以用另外的俯仰力矩补充俯仰力矩。在一个实施例中，所述方法可包括：响应于驱使升降舵而提供机身的俯仰控制。翻滚响应于：响应于第二左舷旋转斜板的驱使而在可旋转地联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼中产生正旋转力矩，以及响应于第二右舷旋转斜板的驱使而在可旋转地联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼中产生负旋转力矩，可引起机身的右翻滚，从而在第二左舷旋翼与第二右舷旋翼中产生的力的正力矩和负力矩引起第二左舷翼与第二右舷翼的右翻滚。方法还可包括：响应于驱使分别可旋转地联接到第二左舷翼和第二右舷翼的左舷副翼和右舷副翼，补充机身的右翻滚。

[0007] 公开固定翼飞机的垂直起落飞行的另一方法，其在由第一左舷翼上的第一左舷电动机驱动的第一左舷旋翼中和由第一右舷翼上的第一右舷电动机驱动的第一右舷旋翼中产生推动力，以引起联接在第一左舷翼和第一右舷翼之间的机身的垂直起飞。在该公开的方法中，所述方法还可包括：使用循环旋翼叶片控制在第一左舷旋翼和第一右舷旋翼中产生负旋转力矩，以实现第一左舷翼和第一右舷翼从垂直起飞到水平飞行的转变，并且所述方法可包括：在由第二左舷翼上的第二左舷电动机驱动的第二左舷旋翼中以及由第二右舷翼上的第二右舷电动机驱动的第二右舷旋翼中产生推动力。在大量公开的实施例中机身可从垂直起飞转变为水平飞行，包括：i) 一方面响应于第一左舷旋翼与第一右舷旋翼之间的非对称的集中控制，且另一方面响应于第二左舷旋翼与第二右舷旋翼之间的非对称的集中控制，以及 ii) 一方面响应于第一左舷旋翼与第一右舷旋翼之间的差异的旋翼角速度 (RPM) 控制，且另一方面响应于第二左舷旋翼与第二右舷旋翼之间的差异的旋翼角速度 (RPM) 控制。响应于产生第一左舷旋翼、第一右舷旋翼、第二左舷旋翼以及第二右舷旋翼的对称循环控制，或者响应于产生选自包括下列组成的组中的至少一对旋翼的差异的推动力：i) 一方面包括第一左舷旋翼和第二左舷旋翼，以及另一方面包括第一右舷旋翼和第二右舷旋翼，ii) 一方面包括第一左舷旋翼和第一右舷旋翼，以及另一方面包括第二左舷旋翼和第二右舷旋翼，提供水平推动力。在一个实施例中，可提供机身的俯仰及翻滚定位位置保持控制，以响应：产生第一左舷旋翼、第一右舷旋翼、第二左舷旋翼以及第二右舷旋翼的对称循环控制，以提供水平推动力；以及产生选自包括下列组成的组中的至少一对旋翼的差异的推动力：i) 一方面包括第一左舷旋翼和第二左舷旋翼，以及另一方面包括第一右舷旋翼和第二右舷旋翼，ii) 一方面包括第一左舷旋翼和第一右舷旋翼，以及另一方面包括第二左舷旋翼和第二右舷旋翼，从而产生的差异的推动力结合产生的对称循环控制引起机身保持静止并关于水平面成一定的俯仰或翻滚角度。

[0008] 固定翼飞机控制的另一方法包括：向联接到第一左舷翼的第一左舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制，用于第一左舷旋翼的旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组，以分别引起俯仰、翻滚和偏航力矩；以及向联接到第一右舷翼的第一右舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制，用于第一右舷旋翼的旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组，以分别引起俯仰、翻滚和偏航力矩。通过这种方法，固定翼飞机俯仰、偏航和翻滚力矩可在没有使用机翼上的控制表面的情况下实现。在另一实施例中，所述方法还可包括：向联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制，旋翼叶片俯仰控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的

组；以及向联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼提供旋翼叶片俯仰控制，循环控制选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组。

[0009] 还公开一种固定翼飞机，其可包括：机身；从机身的相对的侧延伸的第一左舷翼和第一右舷翼，第一左舷翼和第一右舷翼缺少飞行中可控制的表面；联接到第一左舷翼的第一左舷旋翼，第一左舷旋翼由第一电动机驱动并具有第一旋转斜板；以及联接到第一右舷翼的第一右舷旋翼，第一右舷旋翼由第二电动机驱动并具有第二旋转斜板。在该飞机的一个实施例中，第一旋转斜板和第二旋转斜板可实现第一左舷旋翼叶片俯仰控制和第一右舷旋翼叶片俯仰控制，第一左舷旋翼叶片俯仰控制和第一右舷旋翼叶片俯仰控制各自独立且选自包括纵向循环控制、横向循环控制和集中俯仰控制的组。所述飞机还可包括：从机身的相对的侧延伸的第二左舷翼和第二右舷翼；联接到第二左舷翼的第二左舷旋翼，第二左舷旋翼由第三电动机驱动并具有第三旋转斜板；以及联接到第二右舷翼的第二右舷旋翼，第二右舷旋翼由第四电动机驱动并具有第四旋转斜板。

附图说明

[0010] 附图中的部件不一定成比例，而是侧重于示出本发明的原理。贯穿不同的视图相似的附图标记指示相应的部件。

[0011] 图 1 示出两旋翼固定翼飞机从垂直起飞转变为水平飞行的一个实施例；

[0012] 图 2A、图 2B 和图 2C 分别为图 1 中首先示出的两旋翼固定翼飞机的右视平面视图、俯视图和透视图，并分别进一步示出上仰、右偏航以及翻滚飞行控制输入；

[0013] 图 3A 为示出图 1 和图 2 中示出的两旋翼固定翼飞机的俯仰、翻滚、偏航及推力效应输入以及相关图示的表格；

[0014] 图 3B 为描述图 1、图 2A、图 2B 和图 2C 中示出的两旋翼固定翼飞机的效应控制的实施例的表格；

[0015] 图 3C 为描述图 1、图 2A、图 2B 和图 2C 中示出的两旋翼固定翼飞机的效应控制的实施例的另一表格；

[0016] 图 4A、图 4B 和图 4C 分别为具有四个旋翼且可操作用于垂直起落的固定翼飞机的另一实施例的主视平面视图、俯视平面视图和左视平面视图；

[0017] 图 5 为描述图 4A、图 4B 和图 4C 中示出的四旋翼固定翼飞机的垂直飞行定向模式及相关控制效应的实施例的表格；

[0018] 图 6 为描述图 4A、图 4B 和图 4C 中示出的四旋翼固定翼飞机的水平飞行定向模式及相关控制效应的实施例的表格；

[0019] 图 7A、图 7B 和图 7C 分别示出四旋翼固定翼飞机在无风状态、水平矢量风状态以及甲板翻滚状态 (deck roll condition) 期间的载具定向及控制的一个实施例；

[0020] 图 8A、图 8B 和图 8C 分别为四旋翼固定翼飞机的另一实施例的俯视平面视图、主视平面视图和透视图；

[0021] 图 9 为用于与四旋翼或两旋翼（未示出）固定翼飞机一起使用的系统的一个实施例，其使用卫星通信可操作用于舰上起飞以及在地面上方空中待命待机；以及

[0022] 图 10 为示出与具有四个电动机的四旋翼固定翼飞机一起使用的动力装置和能量存储站的一个实施例的方块图。

具体实施方式

[0023] 公开一种具有一个或多个机翼的垂直起落 (VTOL) 飞行器,其可使用利用两个或更多个旋翼来垂直起落,所述旋翼可操作以使飞行器垂直向上提升、将飞行器转变为水平飞行、并然后将飞行器转变回垂直飞行以使飞行器垂直向下降落。在垂直飞行期间,当载具上移或下移时,机翼可垂直定向并因此没有对垂直提升作出贡献(例如,机翼向上指向)。当在空中时,飞行器可水平平移同时至少基本维持其处于垂直定向(例如,从一边滑行到另一边),并通过使用其旋翼可转变为向前飞行,以将飞行器从至少大致垂直旋转为至少大致水平的定向且然后从至少大致水平飞行回到至少大致垂直飞行以便降落。在向前飞行时,一个或多个机翼产生提升力并且引起旋翼推动飞行器基本向前。采用这种方式,飞行器可利用在向前飞行时机翼产生的升力的效率来使持续时间达到最大,但是鉴于垂直起落的能力不需要过长的水平跑道来起落。

[0024] 在实施例中,用于载具的姿态控制完全来自于推进机构,而不利用诸如副翼、升降舵或方向舵的空气动力控制表面。在载具的结构上不具有控制表面(其通常位于在机翼的后缘或稳定器处)的情况下,载具更轻、(空气动力学上)更有效、更可靠、不那么复杂且通常更坚固。更坚固允许飞行器承受实际条件,并且操纵具有控制表面的通常不会或者不能承受实际条件的载具,而不损坏或对其控制和操作产生潜在的不利影响。例如,结构上没有控制表面的飞行器可能垂直降落到灌木丛或岩石地带,而不存在由于损害的飞行控制表面引起的后续飞行控制问题的可能性。类似地,没有控制表面时,飞行器需要更少的维护并且更不易于在操纵时损坏,例如当在船上移动时。飞行器上没有控制表面时,减少拖曳。在其它实施例中,可提供一些控制表面来补充另外借助推进力来提供的姿态控制。

[0025] 在实施例中,用于推进的机构为至少两个旋翼,其通过相应的电动机可旋转地附接到机翼并且每个旋翼包括旋转斜板,旋转斜板可通过例如利用循环或集中俯仰控制来改变叶片旋转速率(rpm)和/或叶片俯仰而提供飞行器的俯仰、偏航和翻滚控制。在垂直飞行(或至少大致垂直)时,大部分的提升、姿态控制和推进可由至少两个推进器产生;并且在水平飞行(或至少大致水平)时,大部分的提升可由机翼表面产生,而载具姿态控制和推进可由至少两个旋翼产生。也就是,对于水平飞行,飞行器的俯仰、偏航和翻滚控制将通过由至少两个旋翼产生的差异的推进力和旋转力矩提供,每个旋翼包括至少两个或三个可旋转的旋翼叶片,可旋转的旋翼叶片通过使用例如具有两个或三个控制轴的旋转斜板而具有可控的变化的俯仰。在实施例中,可提供空气动力控制表面,诸如升降舵和副翼,以补充垂直和水平飞行中的姿态控制。

[0026] 图1示出两旋翼固定翼飞行器100的一个实施例,其可具有机身110,机身110联接在左舷翼和右舷翼(115、120)之间并包括左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)。左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)通过相应的左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)被联接到相应的左舷电动机和右舷电动机(135、140)并由相应的左舷电动机和右舷电动机(135、140)驱动,左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)提供旋翼叶片155的集中控制以及优选地提供旋翼叶片155的单轴循环俯仰控制。在另一实施例中,旋转斜板(135、150)可提供旋翼叶片155的集中控制以及旋翼叶片155的两轴循环俯仰控制。在再一实施例中,左舷翼和右舷翼(115、120)具有分别在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)之后大致跨越旋翼洗流(rotor

wash) 的左舷升降副翼和右舷升降副翼 (160、165), 以补充飞机 100 的俯仰和 / 或翻滚姿态控制。例如, 如果需要补充俯仰控制, 例如用于垂直飞行与水平飞行之间的转变, 升降副翼 (160、165) 会以“垂下”的构造被驱使以在飞机中引起向前俯仰的力矩。类似地, 如果需要补充翻滚控制, 升降副翼 (160、165) 可被操作为常规机翼以及垂直 / 水平稳定器飞机上的副翼。为了飞行器在垂直飞行期间向前和向后转变, 升降副翼 (160、165) 可用于通过产生力矩抵消由机翼与其上方来自螺旋桨洗流 (prop wash) 的气流产生的提升力而 (至少大致) 维持飞行器的垂直定向。

[0027] 飞机被示出为初始设置为在地面上的起落架 170 上并在着陆位置 A 沿竖直位置定向。飞机 100 的垂直起飞被实现, 因为垂直推进力由分别被第一左舷电动机和第一右舷电动机 (135、140) 驱动的第一左舷旋翼 125 和第一右舷旋翼 130 供应。可操作旋翼 (125、130), 以利用角速度控制或集中控制输入生成对称的或差异的推进力 (X1、X2), 以及利用循环控制输入生成对称的或差异的旋转力矩, 以共同实现俯仰、翻滚、偏航以及垂直 / 水平加速。为了本申请的目的, 图 2C 中提供惯性参照系, 且图 1 中提供垂直 / 水平方向。

[0028] 飞行器可从着陆位置 (位置 A) 转变为垂直飞行并然后转变为水平飞行 (位置 B), 其中大部分升力由机翼 (115、120) 提供。姿态控制 (俯仰、翻滚、偏航) 在垂直飞行和水平飞行期间可通过旋翼 (125、130) 提供, 因为旋翼叶片 155 的相应的俯仰通过旋转斜板 (145、150) 引导并且因为旋翼 (125、130) 通过电动机 (135、140) 旋转驱动。在水平飞行期间, 水平推进力 (Y1、Y2) 足够克服在巡航、待机以及其他水平构造上升期间机翼 (115、120) 和机身 110 的依附和诱导阻力。

[0029] 图 2A、图 2B 和图 2C 分别为两旋翼飞机的右视平面视图、俯视图和透视图, 分别示出上仰、右偏航以及翻滚飞行控制力。如图 2A 的侧视图中所示, 在飞行器 100 向前飞行时, 利用借助旋转斜板 (145、150) 对旋翼 (125、130) 的循环控制, 可在旋翼的中心下方并因此在飞行器 100 的质心 M 下方生成的推进力 T1 比在旋翼的中心上方以及在飞行器 100 的质心 M 上方生成的推进力 T2 大。在一些实施例中, 叶毂和 / 或旋翼叶片可铰接或用万向接头固定, 从而随着旋转斜板 (145、150) 移动, 旋翼将相对于其初始位置 (或相对于飞行器) 移位与旋转斜板的位移相关的一角度, 结果推进力矢量相对于其初始位置 (例如, 正向前) 成角度, 其中该成角度的力矢量的分量将在飞行器上施加力以促使其旋转 (例如, 俯仰)。如果从循环控制输入生成负旋转力矩, 则生成的差异力以及导致的旋转力矩将促使飞行器 100 上仰, 如果从循环控制输入生成正旋转力矩, 则俯冲。类似地, 如果响应于左舷旋转斜板 145 的驱使左舷旋翼 125 产生正旋转力矩以及响应于右舷旋转斜板 150 的驱使右舷旋翼 130 产生负旋转力矩, 则可引起机身 110 的右翻滚。

[0030] 在图 2B 中, 飞行器被示出在其水平飞行定向的向前飞行期间, 其中偏航控制被左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的差异的推进力 (X 左舷、X 右舷) 影响。在其水平飞行定向中, 旋翼 (125、130) 的差异的推进力 (X 左舷、X 右舷) 可通过由左舷旋转斜板和右舷旋转斜板 (145、150) 提供的非对称集中控制来实现, 和 / 或, 在非优选实施例中, 通过利用左舷电动机和右舷电动机 (135、140) 的控制的左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的差异的电机角速率控制 (旋翼 RPM) 来实现。例如, 右偏航力矩 (向右舷侧偏航) 可通过以下引起: i) 增加由左舷旋翼 125 产生的推进力, ii) 减小由右舷旋翼 130 产生的推进力, 或通过 iii) 同时增加由左舷旋翼 125 产生的推进力和减小由右舷旋翼 130 产生的推进力。由特定旋翼产

生的增加的推进力可通过集中驱使借助增加相关的旋翼叶片 155 的俯仰角而实现,或在非优选实施例中通过增加由相关的电动机驱动的特定旋翼的角旋转 (RPM) 而实现。类似地,由特定旋翼产生的减小的推进力可通过集中驱使借助减小相关的旋翼叶片 155 的俯仰角而实现,或通过减小由相关的电动机驱动的特定旋翼的角旋转 (RPM) 而实现。

[0031] 在替代实施例中,对称循环控制可由左舷旋翼 125 和右舷旋翼 130 提供,以产生非对称的左定位的叶片推进力和右定位的叶片推进力(用虚线示出),以产生最终右偏航力矩。更特别地,左舷旋转斜板 145 驱使左舷旋翼 125 中非对称叶片俯仰,从而经过左舷旋翼 125 的左侧(区域 155a)的叶片产生比经过左舷旋翼 125 的右侧(区域 155b)的叶片更大的推进力。类似地,经过右舷旋翼 130 的左侧(区域 155a)的叶片产生比经过右舷旋翼 130 的右侧(区域 155b)的叶片更大的推进力,其中所有叶片通过左舷翼和右舷翼(115、120)共同产生在机身 110 右侧的最终偏航。

[0032] 图 2C 为示出产生机身的左翻滚的旋翼的循环控制的透视图。在一个实施例中,响应于以下:响应于第一左舷旋转斜板 145 的驱使在第一左舷旋翼 125 中产生负旋转力矩 $M_{左舷}$ 以及响应于第一右舷旋转斜板 150 的驱使在第一右舷旋翼 130 中产生正旋转力矩 $M_{右舷}$,引起机身的左翻滚。类似地,为了影响机身上的右翻滚,响应于第一左舷旋转斜板的驱使在第一左舷旋翼中可产生正旋转力矩并且响应于第一右舷旋转斜板的驱使在第一右舷旋翼中可产生负旋转力矩。右翼上的上仰与左翼上的俯冲促使飞行器 100 翻滚至左侧(如从后面观察的)。类似地,使这些俯仰力反向可引起飞行器 100 翻滚至右侧。图 2C 中还示出水平推进力分量 T3、T4、T5 和 T6 并指示在所示出的旋翼叶片位置处的相关的叶片 155 的推进力大小,以及相关的垂直推进力矢量分量 Z_1 (右舷翼)、 Z_2 (左舷翼)。

[0033] 图 3A 描述图 1 和图 2 中示出的两旋翼固定翼飞机的俯仰、翻滚、偏航以及推进效应输入和相关的力矢量和图示的实施例。在图 3A 的第 1 行中,提供飞机 100 的主视平面视图,以示出通过左舷翼和右舷翼(115、120)机身 110 的机头向上正俯仰控制的一个实施例。可利用对称俯仰循环控制引起上仰,例如通过分别响应于左舷旋转斜板和右舷旋转斜板的驱使在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中产生相应的正的(并且等量的)旋转力矩,该旋转力矩导致如用两根垂直力线指示的上仰力。还提供飞行器 100 的左平面视图和右平面视图,来示出由机头向上对称俯仰循环控制产生的最终的机头向上的力矢量。

[0034] 在图 3A 的第 2 行中,提供飞机 100 的主平面视图,来示出机身的右(正向)翻滚。诸如通过响应于左舷旋转斜板的合适的驱使在左舷旋翼 125 中产生正旋转力矩并通过响应于右舷旋转斜板的合适的驱使在右舷旋翼中产生负旋转力矩,利用左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的非对称循环控制可引起右(正向)翻滚。虽然图 3A 中未示出,但是利用左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的非对称循环控制还可提供机身的左翻滚。例如,响应于左舷旋转斜板的合适的驱使可在左舷旋翼中产生负旋转力矩,并且响应于右舷旋转斜板的合适的驱使可在右舷旋翼中产生正旋转力矩,导致机身 110 的左翻滚。升降副翼的非对称控制还可补充机身的左翻滚(参见图 2B),诸如通过将左舷升降副翼 160 向上延伸以降低左舷翼 115 上的提升力,并将右舷升降副翼 165 向下延伸以增加右舷翼 165 上的提升力。

[0035] 在图 3A 的第 3 行中,提供飞机 100 的俯视平面视图,来示出机身的右(正)偏航。利用左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的差异的推进力可引起偏航。这种差异的推进力可通过左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的非对称集中控制或者差异的旋转速度控制来提供。如

图 3A 的第 3 行中所示出,机头向右(正)偏航可通过左舷旋翼 125 提供比右舷旋翼 130 更大的推进力而围绕机身引起。类似地,机头向左(负)偏航可通过左舷旋翼 125 提供比集中旋翼 130 更小的推进力而围绕机身引起。在一个实施例中,差异的推进力利用左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的差异的旋转速率而提供,诸如通过左舷电动机和右舷电动机(135、140)以不同的每分钟转速(RPM)驱动左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)而提供。在图 3A 中描述的另一实施例中,旋翼(125、130)的非对称集中控制被用于提供差异的推进力,诸如,通过向左舷旋翼 125 提供相对大的集中控制而向右舷旋翼 130 提供相对小的集中控制。

[0036] 在图 3A 的第 4 行中,还提供飞机 100 的俯视平面视图,来示出施加推进力的一个实施例。在一个实施例中,可利用旋翼(125、130)的对称集中(正向向前)控制来实现推进力调节。旋翼(125、130)可通过左舷电动机和右舷电动机(135、140)以恒定角旋转速率驱动,其中通过由相应的左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)产生的集中的叶片俯仰调节,来改变旋翼推进力。为了增加向前的推进力,左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)可增加相应的集中控制输入,从而以对称的方式增加每个叶片 155 的俯仰。为了减小向前的推进力,左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)可降低相应的集中控制输入,从而以对称的方式减小每个叶片 155 的俯仰。

[0037] 图 3B 和图 3C 为描述图 1、图 2A、图 2B 和图 2C 中示出的两旋翼固定翼飞机能够在水平或垂直飞行中的俯仰、翻滚、偏航和协同转向的不同飞行控制效应实施例以及示出相关力的相关图示的表格。俯仰以及俯仰至垂直飞行控制/从垂直飞行控制俯仰可借助至少两个效应实施例实现。在实施例 1(第 1 行)中,可在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)之间提供对称循环控制输入。例如,响应于在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中的每个中产生正旋转力矩(即,对称循环旋翼控制),可引起机身 110 的上仰控制,在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中的每个中产生的正旋转力矩响应于相应的左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)的合适的对称驱使。类似地,响应于在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中的每个中产生负旋转力矩,可引起机身 110 的俯冲控制,在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中的每个中产生负旋转力矩响应于相应的左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)的合适的对称驱使。在图 3C 中示出的俯仰以及俯仰至垂直飞行控制/从垂直飞行控制俯仰的实施例 2 中,这种俯仰效应控制可利用左舷升降副翼和右舷升降副翼(160、165)的对称驱使来补充。例如,如果左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)引起机身 110 的上仰,则左舷升降副翼和右舷升降副翼可被对称驱使(即,基本类似的效应控制输入),以提供另外的机身上仰力。

[0038] 翻滚控制可在至少两个不同的效应控制实施例中实现。在图 3B(第 2 行)中所示出的实施例 1 中,左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的非对称循环控制可包括机身的翻滚。例如,机身 110 的左翻滚可通过分别响应于左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)的驱使而分别在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中产生负旋转力矩和正旋转力矩而引起。类似地,机身的右翻滚可通过分别响应于左舷旋转斜板和右舷旋转斜板(145、150)的驱使而分别在左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)中产生正旋转力矩和负旋转力矩而引起。在图 3C 中示出的飞机的翻滚效应控制的实施例 2 中,左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)的非对称循环控制可通过左舷升降副翼和右舷升降副翼(160、165)的互补的非对称驱使来补充。例如,如果左舷旋翼和右舷旋翼(125、130)引起左翻滚,然后左舷升降副翼和右舷升降副翼(160、

165) 可非对称驱使, 以提供另外的机身左翻滚力, 类似于具有多个典型的副翼和舵 / 升降舵控制表面的飞机中副翼控制的运作。

[0039] 偏航控制可用至少三个不同的效应控制实施例实现。在图 3B(第 3 行) 中描述的实施例 1 中, 响应于在左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 之间产生非对称集中控制 (可替代地称为“非对称集中”控制), 可引起围绕机身 110 的偏航力矩。例如, 假定直线且稳态初始飞行姿态, 通过增加左舷旋翼 125 的相对集中控制和 / 或减少右舷旋翼 130 的相对集中控制, 可引起右 (正) 偏航。类似地, 通过减少左舷旋翼 125 的相对集中控制和 / 或增加右舷旋翼 130 的相对集中控制, 可引起围绕机身 110 的左 (负) 偏航。

[0040] 在图 3C(第 3 行) 中示出的实施例 2 中, 可利用驱动相应的左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的左舷电动机和右舷电动机 (135、140) 的不同的电机 RPM 控制来实现偏航控制。例如, 通过借助成比例地增加左舷电动机 135 的 RPM 而增加左舷旋翼 125 的 RPM 和 / 或通过借助成比例地减小右舷电动机 140 的 RPM 而减小右舷旋翼 130 的 RPM, 可引起围绕机身 110 的右 (正) 偏航。类似地, 通过借助成比例地减小左舷电动机 135 的 RPM 而减小左舷旋翼 125 的 RPM 和 / 或通过借助成比例地增加右舷电动机 140 的 RPM 而增加右舷旋翼 130 的 RPM, 可引起围绕机身 110 的左 (负) 偏航。

[0041] 在图 3C(第 3 行) 中示出的实施例 3 中, 利用左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称集中控制与左舷电动机和右舷电动机 (135、140) 的不同的电机 RPM 控制, 可实现偏航控制。例如, 通过增加左舷旋翼 125 的集中控制和 / 或降低右舷旋翼 130 的相对集中控制结合左舷电动机 135 的增加的电机 RPM 控制和 / 或右舷电动机 140 的减小的电机 RPM 控制, 可在机身 110 中引起右 (正) 偏航。类似地, 通过降低左舷旋翼 125 的集中控制和 / 或增加右舷旋翼 130 的相对集中控制结合左舷电动机 135 的减小的电机 RPM 控制和 / 或右舷电动机 140 的增加的电机 RPM 控制, 可在机身 110 中引起左 (负) 偏航。

[0042] 图 3B 和图 3C 还描述至少四种不同的效应控制实施例, 其可利用本文描述的创新性系统用于实现协同转向。在图 3B(第 4 行) 中描述的实施例 1 中, 左舷翼和右舷翼的协同转向可通过利用与左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称集中控制大约同步的左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 非对称循环控制而实现。例如, 为了实现协同右转向, 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制可通过在左舷旋翼 125 中产生正旋转力矩以及在右舷旋翼 130 中产生负旋转力矩而实现, 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制中的每一个与增加左舷旋翼 125 的集中控制和 / 或降低右舷旋翼 130 的集中控制大致同步。在另一实施例中, 为了实现协同左转向, 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制可通过在左舷旋翼 125 中产生负旋转力矩以及在右舷旋翼 130 中产生正旋转力矩而实现, 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制中的每一个与降低左舷旋翼 125 的集中控制和 / 或增加右舷旋翼 130 的集中控制大致同步。

[0043] 在图 3C(第 4 行) 中示出的实施例 2 中, 协同转向可通过利用非对称的左舷升降副翼和右舷升降副翼 (160、165) 以及左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的大致同步的非对称集中控制而实现。例如, 为了实现协同右转向, 左舷升降副翼 160 可被驱使以引起左旋翼 115 中增加的提升力, 且右舷升降副翼 165 可被驱使以引起右舷翼 120 中减小的提升力, 左舷升降副翼 160 可被驱使和右舷升降副翼 165 可被驱使中的每一个与左舷旋翼 125 的增加的集中控制和 / 或右舷旋翼 130 的降低的相对集中控制大致同步。类似地, 为了实现协同左转

向,左舷升降副翼 160 可被驱使以引起左旋翼 115 中降低的提升力,且右舷升降副翼 165 可被驱使以引起右舷翼 120 中增加的提升力,左舷升降副翼 160 可被驱使和右舷升降副翼 165 可被驱使中的每一个与左舷旋翼 125 降低的集中控制和 / 或右舷旋翼 130 的增加的相对集中控制大致同步。

[0044] 在图 3C(第 4 行)中示出的实施例 3 中,协同转向可通过利用 :i) 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制与大致同步的 ii) 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称集中控制和 iii) 左舷升降副翼和右舷升降副翼 (160、165) 的非对称控制而实现。例如,协同右转向可根据上述关于实施例 2 描述的右转向而实现,并诸如通过分别响应于左舷旋转斜板和右舷旋转斜板 (145、150) 的驱使而分别在左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 中产生正旋转力矩和负旋转力矩而具有左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的另外的非对称循环控制。类似地,协同左转向可根据上述关于实施例 2 描述的左转向而实现,并诸如通过分别响应于左舷旋转斜板和右舷旋转斜板 (145、150) 的驱使而分别在左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 中产生的负旋转力矩和正旋转力矩,具有左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的另外的非对称循环控制。

[0045] 在图 3C 的实施例 4(第 4 行)中,协同控制可通过利用 i) 左舷旋翼和右舷旋翼 (125、130) 的非对称循环控制与大致同步的 ii) 左舷升降副翼和右舷升降副翼 (160、165) 的非对称驱使 ;和用 iii) 左舷电动机和右舷电动机 (135、140) 的不同的电机 RPM 控制而实现。

[0046] 图 3B 和图 3C 还描述至少三个不同的效应控制实施例,其可利用本文描述的创新性系统用于实现缓慢的水平转变。在实施例 1(第 5 行)中,缓慢的水平转变可通过利用左舷旋翼和右舷旋翼的对称循环(非零)旋翼控制而实现。在图 3C 中示出的实施例 2(第 5 行)中,缓慢的水平转变可利用 i) 所有旋翼的对称循环(非零)旋翼控制和 ii) 升降副翼控制维持飞机更垂直的定向而实现。在图 3C 中示出的实施例 3(第 5 行)中,水平转变可利用左舷旋翼相对右舷旋翼的非对称集中控制而实现。

[0047] 尽管图 3A 和图 3B 主要描述关于两旋翼固定翼飞机 100,但是在非优选实施例中,这种效应控制输入可被用于也为具有两个机翼以及水平稳定器 / 升降舵构造的四旋翼固定翼飞机提供姿态和推进力控制,诸如图 4A、图 4B 和图 4C 中示出的。在这种应用中,效应控制优选地存在于四旋翼固定翼飞机的两个主要机翼之一上。

[0048] 图 4A、图 4B 和图 4C 分别为具有四个旋翼且可操作于垂直起落的固定翼飞机的另一实施例的主视平面视图、俯视平面视图和左视平面视图。机尾主翼 401 具有在机身 406 处接合的机尾左舷翼和机尾右舷翼 (402、404)。前向主翼 408 具有也在机身 406 处接合的前向左舷翼和前向右舷翼 (410、412)。机尾左舷旋转斜板 414 联接在机尾左舷旋翼 416 与机尾左舷电动机 418 之间,机尾左舷电动机 418 联接到机尾左舷翼 402。机尾右舷旋转斜板 420 联接在机尾右舷旋翼 422 与机尾右舷电动机 424 之间,机尾右舷电动机 420 联接到机尾右舷翼 404。前向左舷旋转斜板 426 可联接在前向左舷旋翼 428 与前向左舷电动机 430 之间,前向左舷电动机 430 联接到前向左舷翼 410。前向右舷旋转斜板 432 可联接在前向右舷旋翼 434 与前向右舷电动机 436 之间,前向右舷电动机 436 联接到前向右舷翼 412。在一个实施例中,水平稳定器 438 可联接到机身 406,且升降舵 440 可旋转地联接到水平稳定器 438,其中机身 406 联接在前向左舷翼 410 与前向右舷翼 412 之间。左舷副翼 442 可旋转

地设置在机尾左舷翼 402 的后缘 444 上；且右舷副翼 446 可旋转地设置在机尾右舷翼 404 的后缘 448 上。机尾和前向起落架 (450、452) 可分别附接到机尾左舷翼 402 和机尾右舷翼 404。第三起落架 454 可附接到水平稳定器 438, 诸如在水平稳定器 438 的相对的纵向侧部上。

[0049] 为了前述讨论以及随后的表格描述, 描述的由“对称的”和“差异的”循环旋翼控制、集中旋翼控制以及电机 RPM 产生的俯仰、偏航及翻滚运动, 假定关于飞行器的质心对称或接近对称的旋翼位置, 假定相同或接近相同的电动机输出并假定在水平和垂直飞行模式下飞机结构的关于其质心对称或接近对称的依附阻力。在实际应用中, 可提供偏置或匀称效应输入, 以补偿重量平衡偏差并补偿飞机结构的非对称依附阻力, 以维持下列效应控制的有效性:

[0050] 对称集中效应控制 - 借助相应的旋转斜板将相同或相似的集中控制输入应用于两组旋翼之间 (其中一组可以是单个旋翼), 导致两组旋翼之间相同或相似的旋翼力矢量。

[0051] 非对称集中效应控制 - 借助相应的旋转斜板将不相似的集中控制输入应用于两组旋翼之间 (其中一组可以是单个旋翼), 导致两组旋翼之间不相似的旋翼力大小但是相同或相似的矢量力方向。

[0052] 非对称循环效应控制 - 借助相应的旋转斜板将不相似的循环控制输入应用于两组旋翼之间 (其中一组可以是单个旋翼), 导致两组旋翼之间不相似的旋翼旋转力矩大小以及相反的旋转力矩方向。

[0053] 对称循环效应控制 - 借助相应的旋转斜板将相同或相似的循环控制输入应用于两组旋翼之间 (其中一组可以是单个旋翼), 导致两组旋翼之间相同或相似的旋翼旋转力矩大小和方向。对称循环效应控制还可用于指具有相同的旋转力矩大小以及相同或相似的旋转力矩方向的所有旋翼。

[0054] 差异的电机 RPM - 将不相似的旋转速度应用于两组电机之间 (其中一组可以是单个电机), 其中两组电机被配置为将这种不相似的旋转速度转变为两组旋翼之间成比例不相似的旋翼力大小但是相同或相似的矢量力方向。

[0055] 图 5 描述三种飞行控制配置实施例, 其中每一个可用于影响图 4A、图 4B 和图 4C 中示出的四旋翼固定翼飞机在载具的垂直飞行定向期间 (诸如起飞和盘旋期间) 的俯仰、偏航和翻滚控制。从垂直定向俯仰至水平飞行可借助至少两个效应实施例来实现。在飞行控制配置实施例 1 (第 1 行) 中, 一方面响应在机尾左舷旋翼 416 和 / 或机尾右舷旋翼 422 之间以及另一方面响应在前向左舷旋翼 428 和 / 或前向右舷旋翼 434 之间提供的差异的电机 RPM 控制, 可提供机身 406 的俯仰控制。在实施例 2 (第 1 行) 中, 一方面响应在机尾左舷旋翼 416 与机尾右舷旋翼 422 之间以及另一方面响应在前向左舷旋翼 428 与前向右舷旋翼 434 之间提供的非对称集中控制, 可提供机身的俯仰控制。

[0056] 图 5 还描述两种不同的效应控制实施例, 当飞行器 400 处于垂直定向模式时其可用于实现缓慢的水平转变。在实施例 1 (第 2 行) 中, 机尾左舷翼和前向左舷翼 (402、410) 以及机尾右舷翼和前向右舷翼 (404、412) 的缓慢的水平转变通过提供所有旋翼 (416、428、422 和 434) 的对称循环控制而引起。在实施例 2 (第 2 行) 中, 垂直定向模式中的缓慢的水平转变可通过一方面在机尾左舷旋翼和机尾右舷旋翼 (416、422) 之间且另一方面在前向左舷旋翼和前向右舷旋翼 (428、434) 之间产生不同的集中而提供。在替代实施例中, 水平

转变可通过一方面在机尾左舷旋翼与前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼与前向右舷旋翼 (422、434) 之间产生不同的集中而提供。

[0057] 机身的静态非零翻滚位置保持控制可在盘旋 / 垂直定向模式期间借助至少两个效应实施例实现。在实施例 1 (第 3 行) 中,一方面在机尾右舷旋翼与前向右舷旋翼 (422、434) 之间且另一方面在机尾左舷旋翼与前向左舷旋翼 (416、428) 之间可产生非对称集中控制,每个非对称集中控制与旋翼 (422、434、416、428) 的对称循环控制大致同步。在实施例 2 (第 3 行) 中,一方面在机尾右舷旋翼与前向右舷旋翼 (422、412) 之间且另一方面在机尾左舷旋翼与前向左舷旋翼 (416、428) 之间可提供差异的电机 RPM 控制,每个差异的电机 RPM 控制与所有旋翼 (422、434、416、428) 的非零对称循环控制大致同步。

[0058] 机身的静态非零俯仰角度位置保持控制可在盘旋 / 垂直定向模式期间借助至少两个效应实施例实现。在图 5 中示出的实施例 1 (第 4 行) 中,一方面在机尾左舷旋翼与机尾右舷旋翼 (416、422) 之间且另一方面在前向左舷旋翼与前向右舷旋翼 (416、434) 之间可产生非对称集中控制,其与一方面在机尾左舷旋翼与前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼与前向右舷旋翼 (422、434) 之间的对称循环控制大致同步。在实施例 2 (第 4 行) 中,可通过与机尾左舷旋翼 416、前向左舷旋翼 428、机尾右舷旋翼 422 和前向右舷旋翼 434 的对称循环控制大致同步地,一方面在机尾左舷旋翼 416 与机尾右舷旋翼 422 之间且另一方面在前向左舷旋翼 428 与前向右舷旋翼 434 之间产生差异的电机 RPM 控制而提供俯仰角度位置保持。

[0059] 在盘旋 / 垂直定向模式期间借助至少两个效应实施例可引起围绕机身的偏航力矩。在图 5 的实施例 1 (第 5 行) 中,响应于一方面机尾左舷旋翼与前向左舷旋翼 (416、428) 且另一方面机尾右舷旋翼与前向右舷旋翼 (422、434) 的非对称旋翼控制,可引起偏航力矩。在实施例 2 (第 5 行) 中,响应于一方面机尾左舷旋翼 416 与前向右舷旋翼 434 且另一方面前向左舷旋翼 428 与机尾右舷旋翼 422 的差异的电机 RPM 控制,可引起偏航力矩。

[0060] 垂直起飞可借助至少两个效应实施例提供。在实施例 1 (第 6 行) 中,响应于所有旋翼 (422、434、416、428) 的对称电机 RPM 控制,可引起起飞。在图 5 的实施例 2 (第 6 行) 中,响应于所有旋翼 (422、434、416、428) 的对称集中控制,可引起机身起飞。

[0061] 尽管图 5 描述用于影响各种飞机姿态和转变控制的两种飞机配置实施例,但是在一个飞机配置实施例中的效应控制可在另一实施例中使用。例如,在任一特定的飞机配置实施例中,缓慢的水平转变可用对称循环 (非零) 旋翼控制或非对称集中旋翼控制来实现,如图 5 第 2 行中所描述的。

[0062] 图 6 描述三种飞行控制实施例,其可共同用于影响图 4A、图 4B 和图 4C 中首先示出的四旋翼固定翼飞机在载具的水平飞行定向期间 (诸如当机尾主翼和前向主翼 (401、408) 在巡航或待机期间提供全部或基本全部垂直提升力) 的俯仰、偏航和翻滚控制。诸如在准备降落或盘旋时,可通过图 6 中描述的至少三种不同的飞机控制配置实施例在处于其水平飞行方位定向的飞行期间引起围绕机身的机身俯仰控制,以从水平飞行定向转变为垂直飞行定向。在飞行控制实施例 1 中,通过一方面在机尾左舷旋翼与机尾右舷旋翼 (416、422) 之间且另一方面在前向左舷旋翼和前向右舷旋翼 (428、434) 之间提供非对称集中控制,并通过提供大致同步的且互补的升降舵驱使,可引起俯仰至垂直飞行。在飞行控制实施例 2 (第 1 行) 中,响应于一方面在机尾左舷旋翼与机尾右舷旋翼 (416、422) 之间且另一方面在前向

左舷旋翼和前向右舷旋翼 (428、434) 之间提供非对称集中控制, 实现飞机的俯仰控制, 而不需要使用升降舵驱使。在飞行控制实施例 3 (第 1 行) 中, 通过一方面在机尾左舷电机与机尾右舷电机 (418、424) 之间且另一方面在前向左舷旋翼与前向右舷旋翼 (428、434) 之间提供差异的电机 RPM 控制, 可引起机身的俯仰控制。

[0063] 在飞行期间同时在飞机的水平定向中, 使用图 6 中描述的至少三种不同的飞机控制配置实施例可提供机身的俯仰控制。在飞行控制实施例 1 (第 2 行) 中, 通过提供升降舵控制可引起俯仰, 而不使用非对称集中旋翼控制。在实施例 2 (第 2 行) 中, 通过一方面在机尾左舷旋翼与机尾右舷旋翼 (416、422) 之间且另一方面在前向左舷旋翼与前向右舷旋翼 (428、434) 之间提供非对称集中控制, 可引起俯仰控制, 优选地不使用升降舵驱使。在实施例 3 (第 2 行) 中, 通过一方面在机尾左舷电机与机尾右舷电机 (418、424) 之间且另一方面在前向左舷旋翼与前向右舷旋翼 (428、434) 之间提供差异的电机 RPM 控制, 可引起机身的俯仰控制, 优选地不利用升降舵驱使或非对称集中旋翼控制。

[0064] 在处于飞机的水平飞行定向的飞行期间, 通过图 6 中描述的至少三种不同飞机控制配置实施例可引起围绕机身的翻滚力矩。在飞行控制实施例 1 (第 3 行) 中, 通过提供驱使分别联接到机尾左舷翼 402 和机尾右舷翼 404 的左舷副翼和右舷副翼 (442、446), 可引起翻滚。在替代实施例中, 左舷副翼和右舷副翼还可设置在前向左舷翼和前向右舷翼 (410、412) 上, 或前向主翼和机尾主翼 (401、408) 上。在实施例 2 (第 3 行) 中, 通过一方面提供机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 的非对称循环旋翼控制且另一方面提供机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 的非对称循环旋翼控制, 可引起翻滚控制。在实施例 3 (第 3 行) 中, 通过一方面提供前向左舷电机和机尾左舷电机 (430、418) 的差异的电机 RPM 控制且另一方面提供前向右舷电机和机尾右舷电机 (436、424) 的差异的电机 RPM 控制, 可提供翻滚控制。

[0065] 在处于飞机的水平飞行定向的飞行期间, 通过图 6 中描述的至少三种不同的飞机控制配置实施例可引起围绕机身的偏航力矩。在飞行控制实施例 1 和 2 (第 4 行) 中, 响应于一方面在机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 之间的非对称集中控制, 可引起围绕机身的偏航力矩。在实施例 3 (第 4 行) 中, 响应于一方面在机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 之间的差异的电机 RPM 控制, 可引起偏航力矩。

[0066] 在处于飞机的水平飞行定向的飞行期间, 通过图 6 中描述的至少三种不同的飞机控制配置实施例可引起前向主翼和机尾主翼的协同转向。在飞行控制实施例 1 (第 5 行) 中, 通过提供与一方面在机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 之间的非对称集中旋翼控制同步地左舷副翼 424 与右舷副翼 446 之间的非对称副翼控制, 可实现飞机 400 的协同转向。在飞机配置实施例 2 (第 5 行) 中, 通过提供与一方面在机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 之间提供的非对称集中控制大致同步地一方面在机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 之间且另一方面在机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 之间的非对称循环控制, 可实现飞机 400 的协同转向。

[0067] 图 7A、图 7B 和图 7C 示出图 5 中描述的数个效应控制模式在当尝试在移动的船舶甲板表面上着落时可能遇到的不同天气条件中使用的效果。更具体而言, 图 7A 示出飞机

400 处于垂直定向同时无风环境下在船舶甲板 700 上方盘旋。机尾左舷旋翼和前向左舷旋翼 (416、428) 以及机尾右舷旋翼和前向右舷旋翼 (422、434) 可维持飞机 400 处于静态盘旋位置并处于水平飞行 (即, 相对于水平面的俯仰和翻滚角度为零), 诸如通过利用以相对于垂直轴线以呈零度角的每个旋翼 (416、422、428、434) 的对称集中控制和 / 或电机 RPM 控制以及每个旋翼 (416、422、428、434) 的对称循环控制。在图 7B 中, 风被示出为离开飞机 400 的左舷翼 (402、410), 需要诸如图 5 的第 2 行中的实施例 1 和 2 中描述的主动飞行控制, 其描述机身的缓慢的水平转变控制同时处于盘旋 / 垂直定向。在替代实施例中, 诸如当风从前向位置 / 定向水平吹来时, 图 5 的第 2 行中的实施例 1 和 2 还可通过调节对称循环来提供向前 (x 轴) 方向的推进力用于抵消冲击在飞机上的风力, 以维持船舶甲板上方的静态横向位置。在图 7C 中, 示出无风环境, 但是船舶甲板被示出处于与水平面的即时俯仰角度和翻滚角度, 暗示飞机 400 的动态俯仰和翻滚效应控制的使用, 以例如利用选自图 5 的第 3 行和第 4 行中描述的实施例的控制输入的组合来实现着陆。例如, 随着飞机 400 下降, 在机身 446 中可引起主动俯仰和翻滚角度管理, 以在下降期间降低不期望的横向平移, 但是允许与船舶甲板 700 接触时起落架 (450、452 和 454) 的适当定向, 即使船舶甲板在翻滚。

[0068] 图 8A、图 8B 和图 8C 分别示出四旋翼固定翼飞机的另一实施例, 该飞机具有涡轮机和内燃机 (“ICE”) 以给电池充电, 电池将电力提供给驱动旋翼的电动机。飞机 800 可具有设置在机身 815 内的内燃机 805 和涡轮机 810。例如, 内燃机可为柴油发动机或喷气燃料发动机, 具有可用于涡轮机和内燃机 (810、805) 的提供柴油和喷气燃料存储的一个或多个燃料罐 820。内燃机和涡轮机可驱动电联接到电池 825 的一个或多个发电机。例如具有用于飞机的远程通信和控制的传感器和航空电子设备 835 的负载 830 也可设置在机身 815 中。每个旋翼 840 被相应的旋转斜板 850 引导时可通过相应的电动机 845 驱动, 其中每个电动机 845 或者直接从电池 825、由内燃机 805 或涡轮机 810 产生的电力获得动力, 或者通过电池、内燃机或涡轮机 (825、805、810) 的一些组合获得动力。例如, 在巡航或待机期间, 每个电动机 845 可从内燃机 805 获得动力。在垂直起飞期间, 每个电动机 845 可从内燃机 805 和涡轮机 810 获得动力, 或者从内燃机、涡轮机和电池 (805、810、825) 共同地获得动力。

[0069] 飞机 800 可设置有 X 翼配置的使机身 815 处于中心的四个翼 860。旋翼可围绕机身 815 对称布置, 每个机翼 860 上一个旋翼, 且优选地沿相应的机翼 860 与机身 815 等距离地间隔开。在一个实施例中, 每个旋翼 840 被设置在相应的翼尖 865 处, 以便增强机身 815 的姿态控制。尽管每个旋翼 840 设置有两个叶片 870, 但是每个旋翼可为三叶片或四叶片旋翼 840。四个起落架 875 可从发动机短舱或其他支撑件 880 延伸, 以实现飞机 800 的垂直起飞和降落。起落架 875 也可从机身 815、从两个或多个机翼 860 或从机身 815、机翼 860 或支撑件 880 的一些组合延伸。

[0070] 图 9 示出用于与固定翼飞机一起使用的具有多个旋翼的循环和集中控制的系统的一个实施例, 多个旋翼被配置为经由船舶甲板发射来垂直起飞和降落并利用卫星通信在地面上方的空中待命待机。飞机 900 可从船舶甲板 905 利用借助电机 RPM 控制或集中旋翼控制或者电机 RPM 控制和集中旋翼控制两者控制的推进力从垂直飞行定向垂直起飞, 其中利用内燃机发电机、涡轮发电机以及用于补充电力的预先存储的电池电力的组合提供起飞电力到电动机。利用可包括 i) 差异的电机 RPM 控制, ii) 或非对称集中控制 (参见图 5 第 1 行) 的飞行控制配置实施例, 飞机 900 可向前俯仰以建立水平飞行定向 910。

[0071] 随着水平飞行定向被建立,飞机可进入燃料有效的水平定向巡航模式 915(相对垂直定向巡航),优选地利用来自仅内燃机发电机中的一个的电力(参见图 8A、8B、8C)来驱动旋翼,其中主要提升力由飞机的机翼来提供,以便飞行到待机站 910。在替代实施例中,如果内燃机发电机不足够或者不可用或者如果需要另外的电力,涡轮发电机或者电池或者两者可用于巡航电力。在飞机控制实施例中,围绕机身的俯仰控制可利用如下实现:i)升降舵驱使,ii)非对称集中控制,或者iii)差异的电机 RPM 控制,如图 6 的第 2 行中描述的。围绕机身的翻滚控制可利用如下实现:a)副翼,b)非对称循环旋翼控制,或者c)差异的电机 RPM 控制,如图 6 的第 3 行中描述的。围绕机身的偏航控制可利用如图 6 的第 4 行中描述的非对称集中控制或差异的电机 RPM 控制来实现。在水平定向巡航期间,利用 x)副翼和非对称集中旋翼控制,y)非对称循环旋翼控制和非对称集中旋翼控制,或 z)差异的电机 RPM 控制,可便于协同转向。

[0072] 可经由卫星 925 促进与指挥和控制站(诸如船舶 920)的通信。

[0073] 由于待命待机 910,飞机可返回 930 至着陆目的地,例如,船舶甲板 905。当到达着陆目的地时,飞机可利用例如差异的电机 RPM 控制或非对称集中控制以使飞行定向改变而俯仰至水平飞行定向 935,如图 5 的第 1 行中描述的效应实施例。利用对称循环(非零)旋翼控制或非对称集中旋翼控制,飞机的缓慢的水平转变可用于最终着陆位置控制,如图 5 的第 2 行中所描述的。如果着陆目的地并非水平,或者如果船舶甲板起伏,随着飞机下降,飞机可利用图 5 第 3 和 4 行中描述的效应控制实施例来匹配船舶甲板 905 的俯仰和翻滚角度。

[0074] 在替代实施例中,飞机 900 为图 1、图 2A、2B、2C 中示出的两旋翼飞机并具有图 3A 和图 3B 中配置的效应。如图 9 中,固定翼飞机可从船舶甲板 905 利用借助电机 RPM 控制或集中旋翼控制或两者控制的推进力从垂直飞行定向垂直起飞。飞机可利用飞行控制配置实施例向前俯仰以建立水平飞行定向 910,飞行控制配置实施例可包括:i)对称循环控制,ii)或具有对称升降副翼驱使的对称循环控制(参见图 3B 第 1 行)。由于建立水平飞行定向,飞机可进入燃料有效的水平定向巡航模式 915(相对垂直定向巡航),其中主要由其机翼(115、120)(参见图 1)产生的垂直提升力便于飞行到待机站 910。在飞机控制实施例中,围绕机身的俯仰控制可利用以下实现:i)对称循环控制,或ii)对称旋翼控制和对称升降副翼驱使。围绕机身的翻滚控制可利用如下实现:a)非对称循环旋翼控制,或b)非对称循环控制。围绕机身的偏航控制可利用如下实现:x)非对称循环旋翼控制,或y)非对称循环旋翼控制和非对称升降副翼驱使。协同转向可利用如下促进:I)具有非对称集中旋翼控制的非对称循环旋翼控制,II)具有非对称集中旋翼控制的非对称升降副翼驱使,或III)具有非对称集中和非对称升降副翼驱使的非对称循环旋翼控制,或IV)具有非对称升降副翼驱使和差异的 RPM 控制的非对称循环旋翼控制。

[0075] 由于两旋翼飞机的待命待机 910,其可返回 930 到着陆目的地,例如,船舶甲板 905。到达着陆目的地时,飞机可利用例如对称循环旋翼控制或者具有对称升降副翼驱使的对称循环旋翼控制而俯仰至水平飞行定向。

[0076] 图 10 为示出混合电力系统的一个实施例的方块图,该混合电力系统具有与具有四个电动机的四旋翼固定翼飞机一起使用的动力装置和能量存储。飞机 1000 被示出为具有与混合电力系统 1010 电连通的四个电动机 1005,混合电力系统 1010 可包括盘旋电池

1015、内燃机发电机 1020 和涡轮发电机 1025。柴油和喷气燃料罐 (1035、1040) 可分别与内燃机发电机和涡轮发电机 (1020、1025) 液体连通。负载 1045, 诸如图像或热传感器、收发器或大气压传感器, 可与混合电力系统 1005 电连通。

[0077] 虽然已经描述了本申请的各种实施例, 但是对本领域技术人员明显的是, 在本发明的范围内的大量更多的实施例和实施方式是可能的。

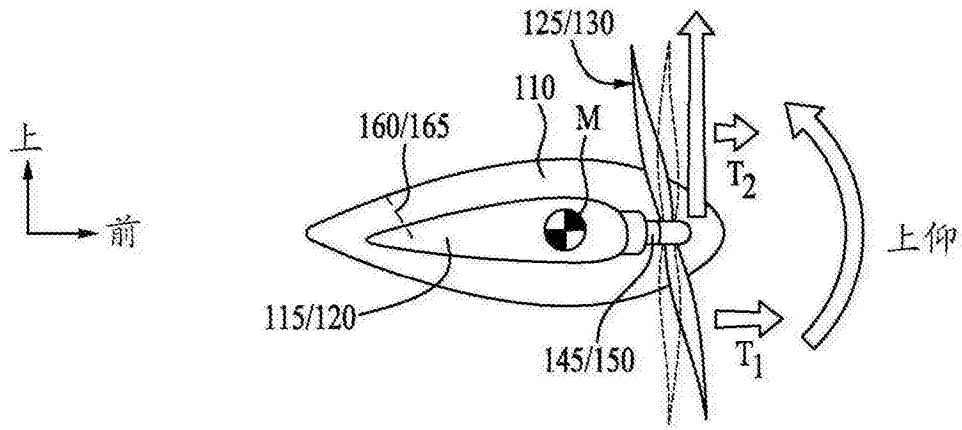


图 2A

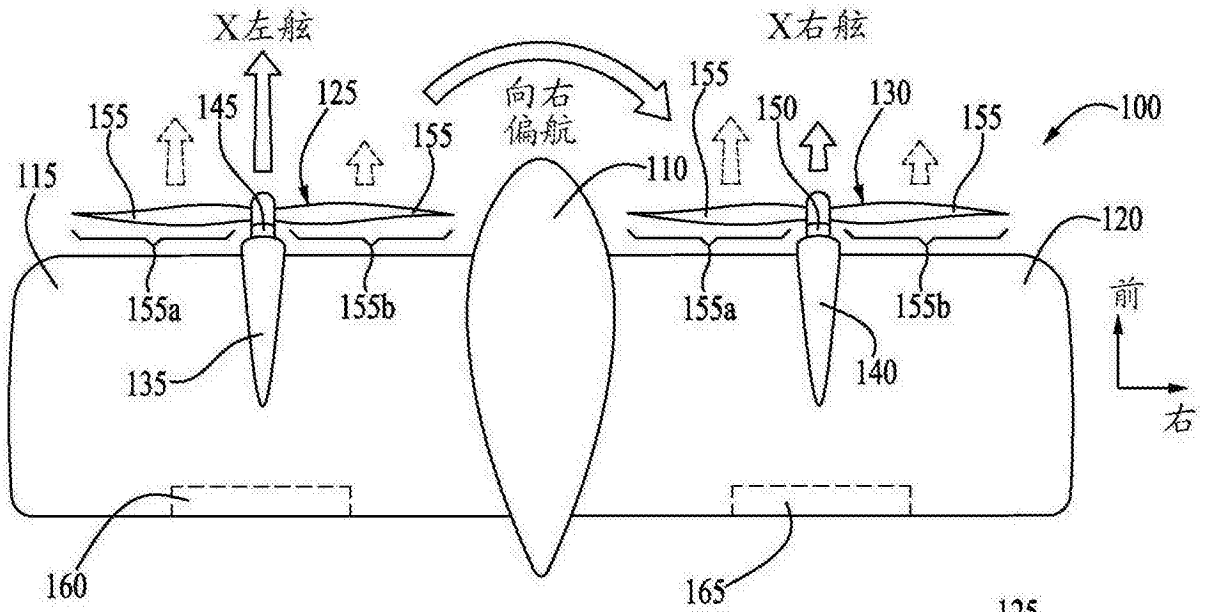


图2B

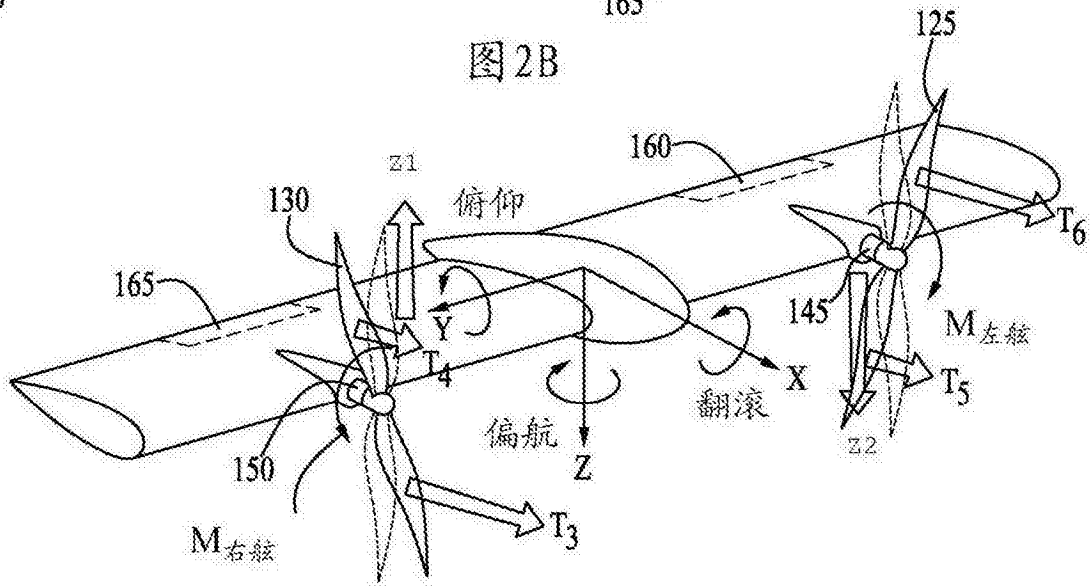


图2C

	效应	图示
1. 俯仰	对称俯仰循环 (正向上)	
2. 翻滚	非对称循环以及升降副翼 (正向右翻滚)	
3. 偏航	非对称集中 (正向右)	
4. 推进	对称集中 (正向前)	

图 3A

两旋翼飞机配置实施例

	效应-实施例1	图示
1. 俯仰以及俯仰至垂直飞行/从垂直飞行俯仰	<u>对称循环</u> -左舷和右舷	
2. 翻滚	<u>非对称循环</u> -左舷相对右舷	
3. 偏航	<u>非对称集中</u> -左舷相对右舷	
4. 协同转向	<u>非对称循环</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称集中</u> -左舷相对右舷	
5. 盘旋、缓慢的水平转变	<u>对称循环</u> -(非零) <u>全部</u>	

图 3B

两旋翼飞机配置实施例

	效应-实施例2	效应-实施例3	效应-实施例4
1. 俯仰以及俯仰至垂直飞行/从垂直飞行俯仰	<u>对称循环</u> -左舷相对右舷 以及 <u>对称升降副翼</u> -左舷和右舷		
2. 翻滚	<u>非对称循环</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称升降副翼</u> -左舷相对右舷		
3. 偏航	<u>差异的电机RPM</u> -左舷相对右舷	<u>非对称集中</u> -左舷相对右舷 以及 <u>差异的电机RPM</u> -左舷相对右舷	
4. 协同转向	<u>非对称升降副翼</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称集中</u> -左舷相对右舷	<u>非对称循环</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称集中</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称升降副翼</u> -左舷相对右舷	<u>非对称循环</u> -左舷相对右舷 以及 <u>非对称升降副翼</u> -左舷相对右舷 以及 <u>差异的电机RPM</u> -左舷相对右舷
5. 盘旋、缓慢的水平转变	<u>对称循环</u> - (非零) 全部 以及 <u>升降副翼</u>	<u>非对称集中</u> -左舷相对右舷	

图 3C

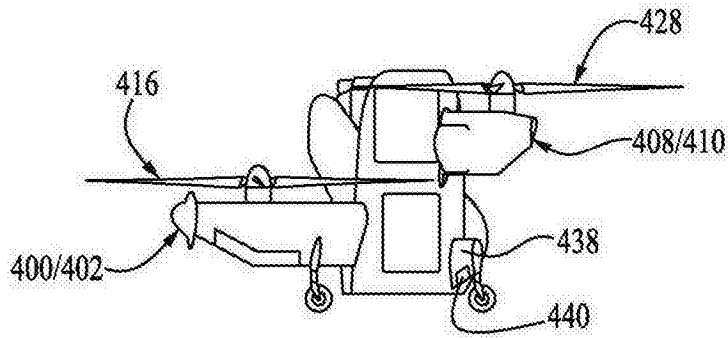


图 4C

垂直飞行定向
四旋翼飞机飞行控制配置实施例-效应控制

	效应-实施例1	效应-实施例2
1. 俯仰至水平飞行	<u>差异的电机RPM</u> -前向左舷和前向右舷相对机尾左舷和机尾右舷	<u>非对称集中</u> -前向左舷和前向右舷相对机尾左舷和机尾右舷
2. 盘旋、缓慢的水平转变	<u>对称循环 (非零)</u> -全部	<u>非对称集中</u> -前向左舷和前向右舷相对机尾左舷和机尾右舷
3. 盘旋、非零翻滚角度	<u>非对称集中</u> -前向和机尾右舷相对前向和机尾左舷 以及 <u>对称循环 (非零)</u> -全部	<u>差异的电机RPM</u> -前向和机尾右舷相对前向和机尾左舷 以及 <u>对称循环</u> -全部
4. 盘旋、非零俯仰角度	<u>非对称集中</u> -前向左舷和前向右舷相对机尾左舷和机尾右舷 以及 <u>对称循环</u> -前向和机尾左舷, 前向和机尾右舷	<u>差异的电机RPM</u> -前向左舷和前向右舷相对机尾左舷和机尾右舷 以及 <u>对称循环</u> -前向和机尾左舷, 前向和机尾右舷
5. 盘旋/垂直定向、偏航	<u>非对称循环</u> -前向和机尾左舷相对前向和机尾右舷	<u>差异的电机RPM</u> -前向左舷和机尾右舷相对机尾左舷和前向右舷
6. 垂直起飞	<u>对称电机RPM</u> -全部	<u>对称集中</u> -全部

图 5

水平飞行定向
四旋翼飞机控制配置实施例-效应控制

飞机动作	效应-实施例1	效应-实施例2	效应-实施例3
1. 俯仰至垂直飞行	升降副翼以及非对称集中 -前向左舷和前向右舷相对 机尾左舷和机尾右舷	非对称集中 -前向左舷和前向右舷相对 机尾左舷和机尾右舷	差异的电机RPM -前向左舷和前向右舷相对 机尾左舷和机尾右舷
2. 俯仰	升降副翼	非对称集中 -前向左舷和前向右舷相对 机尾左舷和机尾右舷	差异的电机RPM -前向左舷和前向右舷相对 机尾左舷和机尾右舷
3. 翻滚	副翼 -前向左舷和 前向右舷	非对称循环 -前向左舷和机尾左舷相对 前向右舷和机尾右舷	差异的电机RPM -前向左舷和机尾左舷相对 前向右舷和机尾右舷
4. 偏航	非对称集中 -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷	非对称集中 -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷	差异的电机RPM -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷
5. 协同转向	副翼 -前向左舷和前向机尾 非对称集中 -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷	非对称循环 -前向左舷和机尾左舷相对 前向右舷和机尾右舷 非对称集中 -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷	差异的电机RPM -前向左舷和机尾左舷相对 前向右舷和机尾右舷 差异的电机RPM -前向和机尾左舷相对 前向和机尾右舷

图 6

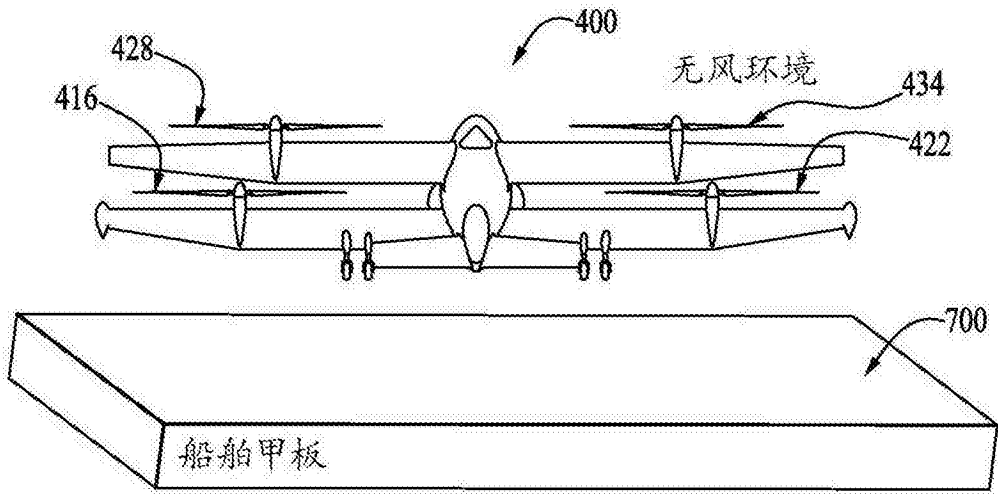


图 7A

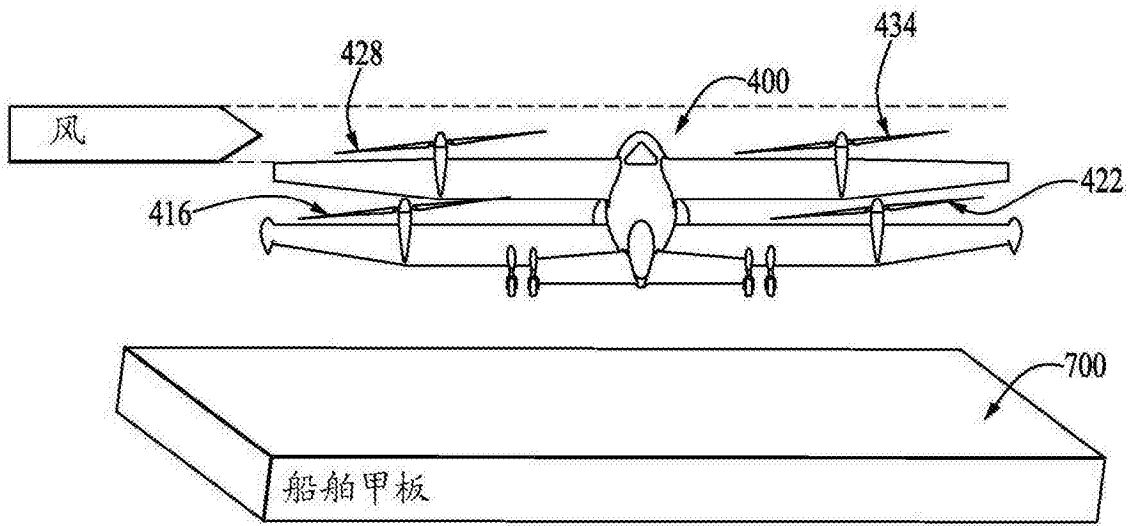


图 7B

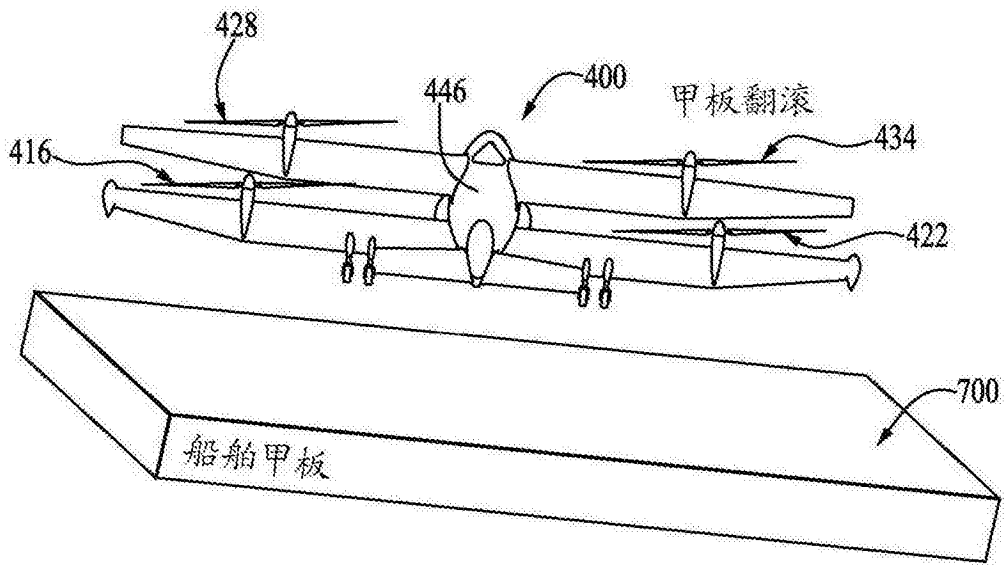


图 7C

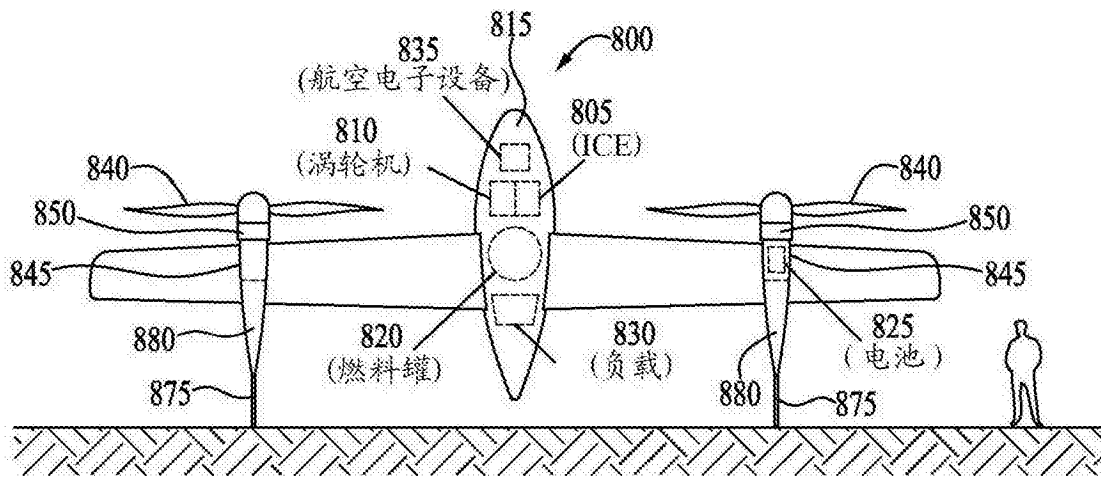


图 8A

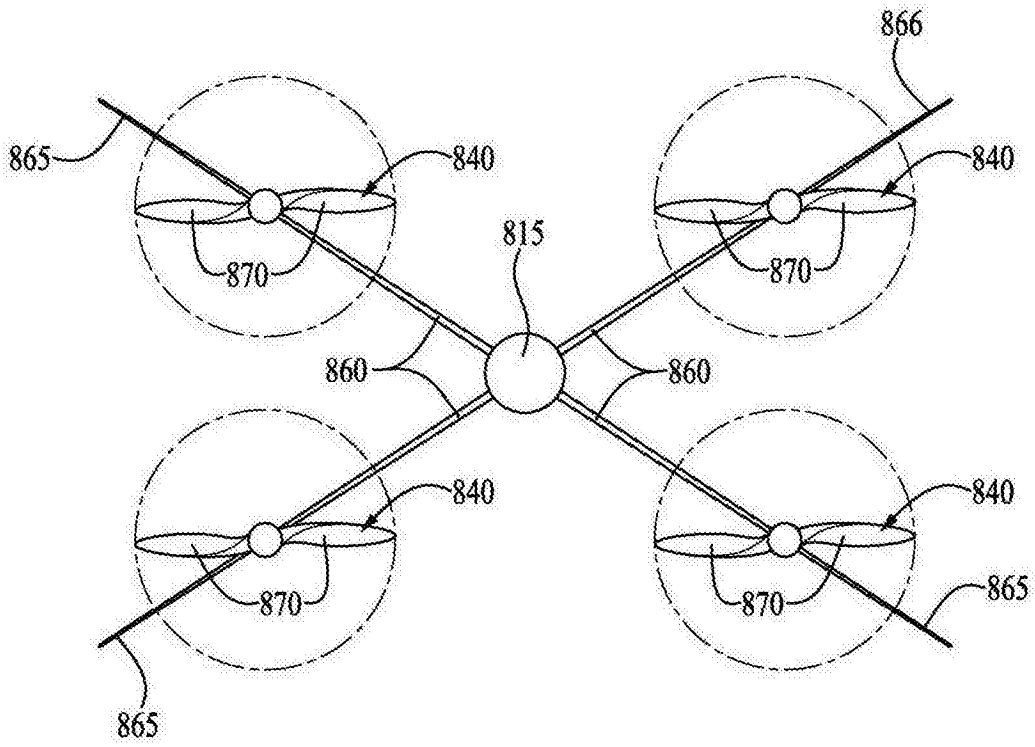


图 8B

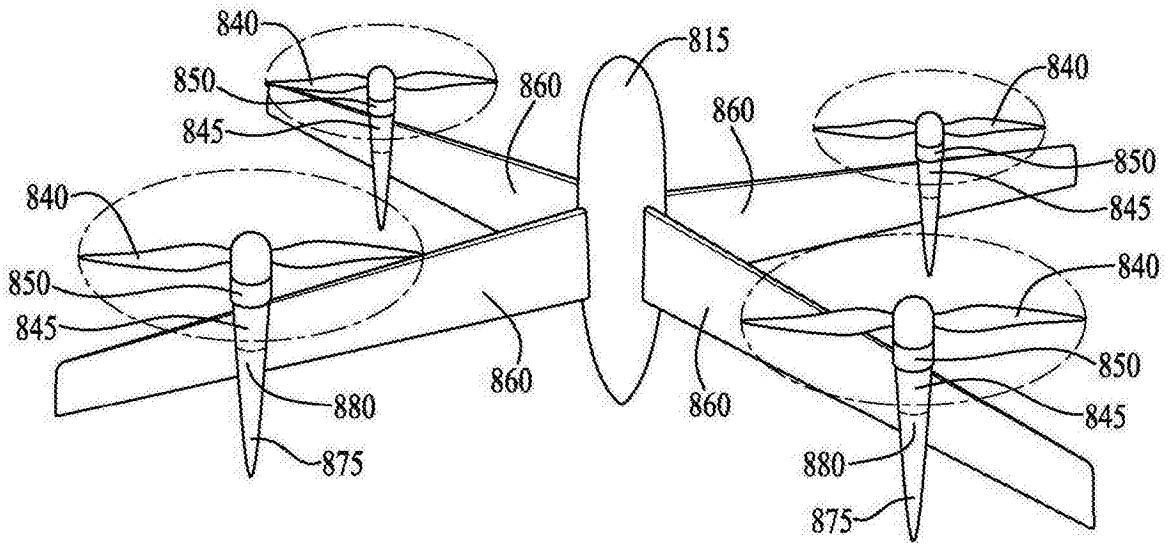


图 8C

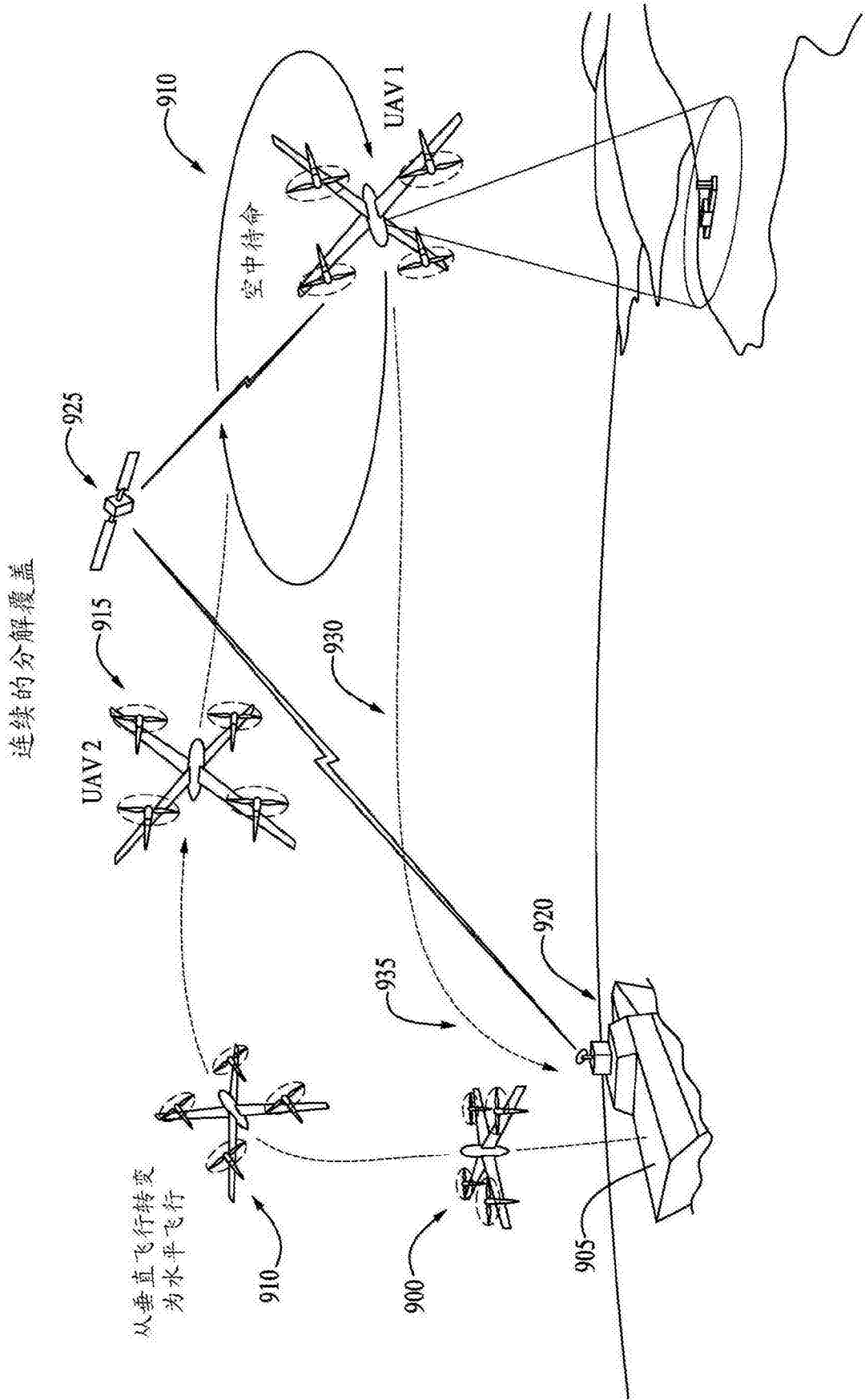


图 9

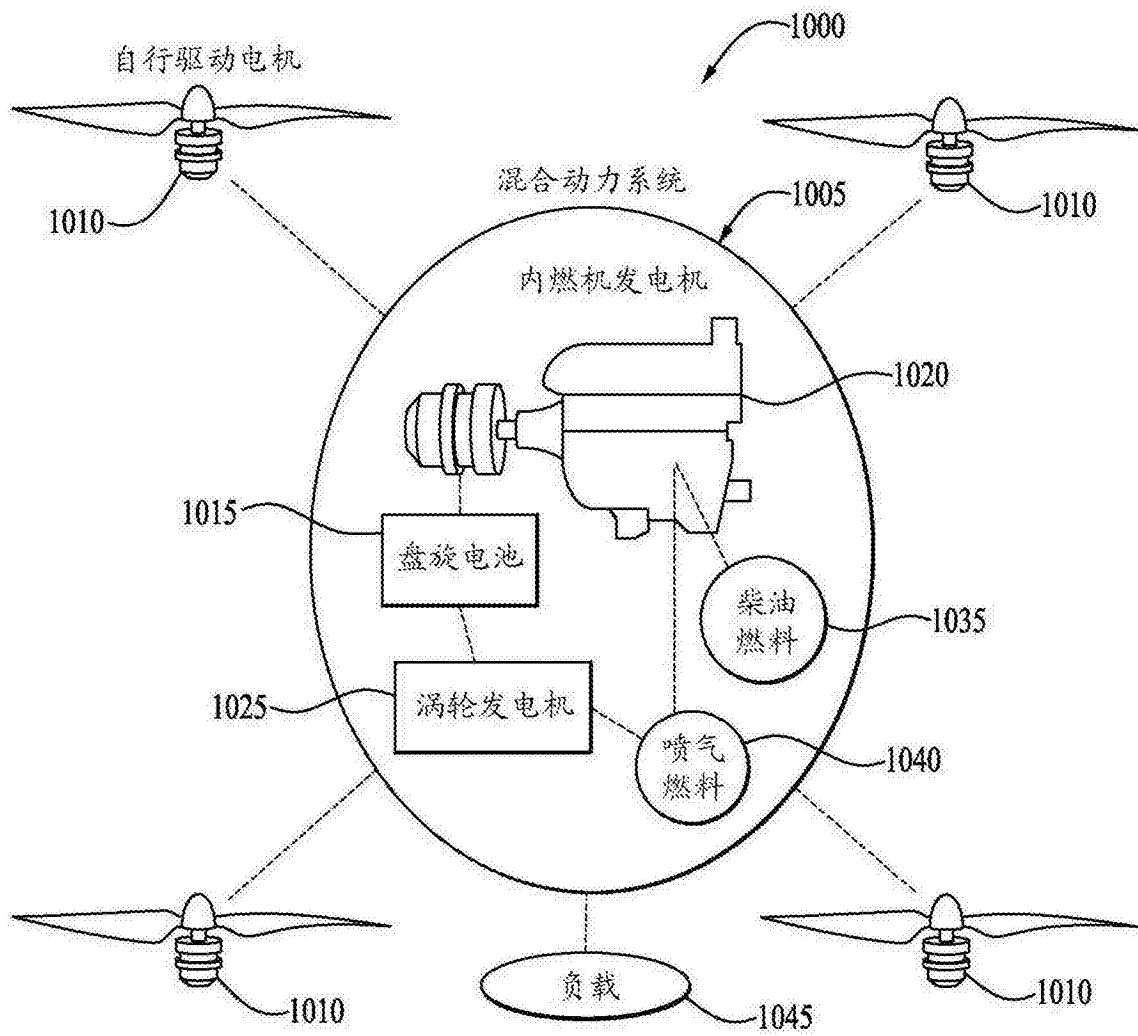


图 10