



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103649863 A

(43) 申请公布日 2014. 03. 19

(21) 申请号 201180072266. 1

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2011. 07. 12

G05D 1/08 (2006. 01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2014. 01. 13

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/US2011/043724 2011. 07. 12

(87) PCT国际申请的公布数据
W02013/009303 EN 2013. 01. 17

(71) 申请人 贝尔直升机泰克斯特龙公司
地址 美国得克萨斯州

(72) 发明人 R·L·福滕博 F·康韦
J·S·格林伍德

(74) 专利代理机构 北京市浩天知识产权代理事
务所 11276
代理人 宋菲 刘兰兰

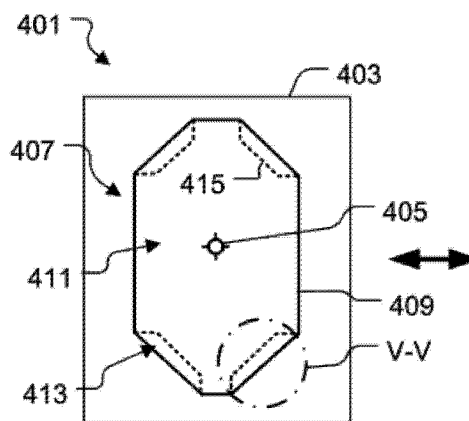
权利要求书2页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

飞行员周期变距控制裕量显示

(57) 摘要

控制飞机飞行的系统,包括:旋翼桨叶,与旋翼桨叶可操作地相关联的驱动器,与驱动器可操作地相关联的控制器,以及飞行控制系统。飞行控制系统具有适用于根据对即将发生的危险飞行状况的检测来修正飞机的飞行控制限度的子系统和显示可行的飞行控制限度的显示器,该飞行控制限度通过根据对迫近危险飞行状况的检测修正设计控制限度获得。该方法包括生成控制限度,根据将要发生的危险飞行状况修正控制限度,并显示驱动器位置相对于显示的控制限度的位移,以此向飞行员提示提高将要发生的危险状况的操作裕量所必需的周期变距杆的输入或踏板输入。



1. 一种旋翼飞机,包括:
旋翼桨叶;
与所述旋翼桨叶可操作地相关联的驱动器,所述驱动器被配置用于改变所述旋翼桨叶的浆距;
与所述驱动器可操作地相关联的控制器;以及
飞行控制系统,该系统具有:
配置用于基于对即将发生的危险飞行状况的检测来修正所述飞机的飞行控制限度的子系统;以及
配置用于显示记号的显示器,所述记号用于识别所述控制器相对于所述飞行控制限度的位移,所述显示器显示飞行包线,所述飞行包线被配置成当所述飞机接近所述即将发生的危险飞行状况时发生变形。
2. 根据权利要求1所述的飞机,进一步包括:
与所述驱动器和所述子系统可操作地相关联的第一传感器;以及
与所述旋翼桨叶和所述子系统可操作地相关联的第二传感器;
其中,所述子系统利用来自所述第一传感器和所述第二传感器的信息,以确定是否存在即将发生的危险飞行状况。
3. 根据权利要求1所述的飞机,进一步包括:
适用于控制所述飞机的偏航运动的踏板控制器;
其中,所述记号识别所述浆距和偏航控制位移。
4. 根据权利要求1所述的飞机,其中,所述飞机是倾斜翼飞机。
5. 根据权利要求1所述的飞机,其中所述即将发生的危险飞行状态是所述旋翼桨叶的过度挥舞。
6. 根据权利要求1所述的飞机,其中,浆距控制器是周期变距控制器,并且偏航控制器是踏板。
7. 根据权利要求1所述的飞机,所述飞行包线包括:
第一区域;以及
位于所述第一区域内的第二区域;
其中,所述第一区域被配置成描绘未被所述子系统修正的控制限度;以及
其中,所述第二区域描绘被所述子系统修正后的控制限度。
8. 根据权利要求7所述的飞机,其中,所述第二区域的尺寸在接近所述即将发生的危险飞行状况时发生改变。
9. 根据权利要求7所述的飞机,其中,所述第一区域和所述第二区域的控制限度在所述即将发生的危险飞行状况中被所述子系统修正。
10. 根据权利要求1所述的飞机,其中,所述显示器显示所述飞机的偏航控制方向和所述飞机的周期纵向控制方向。
11. 用于旋翼飞机的飞行控制系统,包括:
配置用于基于对即将发生的危险飞行状况的检测来修正所述旋翼飞机的飞行控制限度的子系统;
配置用于显示记号的显示器,所述记号用于识别所述控制器相对于所述飞行控制限度

的位移,所述显示器显示飞行包线,所述飞行包线被配置成当所述飞机接近所述即将发生的危险飞行状况时发生变形。

12. 根据权利要求 11 所述的飞行控制系统,其中,飞行员浆距控制器是周期变距控制器,并且飞行员偏航控制器是踏板。

13. 根据权利要求 11 所述的飞行控制系统,所述第一包线具有:

第一区域;以及

位于所述第一区域内的第二区域;

其中,所述第一区域被配置成描绘未被所述子系统修正的所述控制限度;以及

其中,所述第二区域描绘被所述子系统修正后的控制限度。

14. 根据权利要求 11 所述的飞行控制系统,其中所述第二区域的面积根据所述即将发生的危险飞行状态增大或减小。

15. 根据权利要求 11 所述的飞行控制系统,其中,所述第一区域和所述第二区域的控制限度在所述即将发生的危险飞行状况中被所述子系统修正。

16. 根据权利要求 11 所述的飞行控制系统,其中,所述即将发生的危险飞行状况是旋翼桨叶的过度挥舞。

17. 一种方法,包括:

生成飞机的飞行控制限度;

根据即将发生的危险飞行状况修正所述控制限度;

提供显示器,显示有:

用于识别由所述飞行控制限度限定的飞行包线内的驱动器位移的记号;

在所述飞机在正常飞行状况和即将发生的危险飞行状况之间转变时,改变所述飞行包线的尺寸。

18. 根据权利要求 17 所述的方法,进一步包括:

测量所述旋翼飞机的旋翼桨叶的挥舞;以及

根据测量的所述挥舞修正所述控制限度;

其中,所述旋翼桨叶的过度挥舞是所述即将发生的危险飞行状况。

19. 根据权利要求 17 所述的方法,进一步包括:

测量与所述旋翼桨叶可操作地相关联的驱动器的位移运动;以及根据测量的所述挥舞和所述驱动器的位移运动修正所述控制限度。

飞行员周期变距控制裕量显示

技术领域

[0001] 本发明主要涉及飞行控制系统,更具体地,涉及一种针对旋翼桨叶(rotor blade)挥舞的飞机飞行控制系统。

背景技术

[0002] 在前向飞行状态下,所有的旋翼系统都受到不对称的升力。在悬停期间,整个旋翼桨盘(rotor disk)上各处的升力相等。随直升机空速增加,前行旋翼桨叶由于空速增加而产生更大的升力。例如,在悬停时旋翼桨叶以 300 海里/小时(knots)的速度移动,且前向飞行速度为 100 海里/小时,则前行桨叶以 400 海里/小时的相对速度运动,这时后行桨叶的运动速度是 200 海里/小时。必须以某种方式对此进行补偿,否则直升机会随着空速的增加越来越快地做快速横滚(snap rolls),而在空中螺旋前进。

[0003] 桨叶的挥舞运动补偿了升力的不对称。由于前行旋翼桨叶上的空速增加(以及相应的升力增加),该旋翼桨叶向上挥舞运动。后行旋翼桨叶上空速和升力的降低使该桨叶向下挥舞运动。这种流过旋翼系统的诱导气流改变了旋翼桨叶的迎角(angle of attack)并使向上挥舞运动的前行旋翼桨叶产生较小的升力,而使向下挥舞运动的后行旋翼桨叶相应地产生更大的升力。在一些旋翼系统的设计中,需要通过挥舞阻止件来限制这种挥舞,以防止由于过度挥舞对旋翼系统部件造成损伤。除了结构损伤,如果旋翼挥舞到了所述阻止件上,飞机的控制也会受到损害。因此,飞机设计者必需控制挥舞并对这种危险情况发出提醒。本申请用于解决这方面需求。

[0004] 常规的控制挥舞的装置和方法包括提供示出飞机纵杆(longitudinal stick)位置的显示器。在一个实施例中,显示出的是从中心位置生长出的简单的绿色条带。与显示器相关的刻度盘(tic mark)表示还剩 10% 的控制裕量。这种常规装置的常见问题包括:在到达危险挥舞状态之前,没有显示剩余控制功率(control power)的界面。虽然前述的开发工作在飞机显示领域表现出了巨大进步,但仍存在许多不足。

附图说明

[0005] 在所附权利要求中阐明了被认为是本申请的特性的新颖特征。然而,当结合附图阅读时,本申请本身和优选的使用模式及其进一步的目的和优点将通过参照以下详细描述而被最好地理解,其中:

[0006] 图 1 为旋翼飞机的侧视图;

[0007] 图 2 为倾斜翼飞机的斜视图;

[0008] 图 3A 和图 3B 是旋翼系统的斜视图;

[0009] 图 4A-4C 是根据本申请优选实施例的控制系统的显示器的前视图;

[0010] 图 5 是从图 4A 示出的显示器中截取的 V-V 部分的放大图;

[0011] 图 6 是根据本申请优选实施例的飞行控制系统的结构示意图;以及

[0012] 图 7 是描述根据本申请优选实施例的优选方法的流程图。

[0013] 尽管本申请的系统和方法易受各种不同的修改和可替换的形式的影响,但是其特定实施例在附图中通过实例而被示出并且在本文中详细地加以描述。然而,应当理解的是,本文中对于特定实施例的描述并非意在将本申请限制为所公开的具体实施例,而是相反地,意在覆盖落入由所附权利要求限定的本申请的过程的精神和范围内的所有修改、等效物和可替换方案。

具体实施方式

[0014] 本申请的系统和方法克服了常见的与常规飞机控制系统有关的上述问题。控制系统包括用于修正为特定飞机预设的飞行控制限度的子系统。该子系统确定飞机是否正运行于或接近于即将发生的危险飞行情况,在示例性实施例中,这些危险飞行情况即是发生桨叶过度挥舞的情况。控制系统进一步包括带记号(symbol)的显示器,即带有中心光点(pipper),该中心光点(pipper)结合桨距(pitch)控制反馈和/或踏板位移以及相对于飞行控制限度的偏航控制反馈来识别飞行员的周期变距控制器(cyclic controller)的位移。对控制系统和方法的进一步描述和图解说明在下面的附图和公开内容中被提供。

[0015] 当然,应当理解的是,在任何这样的实际实施例的开发中,必需做出许多特定于实现方式的决定以便实现开发者的特定目标,例如遵从与系统有关和与商业有关的约束,这些约束将从一种实现方式到另一种实现方式变化。而且,应当理解的是,这样的开发工作可能是复杂而耗时的,但是仍然是受益于本公开的本领域普通技术人员承担的例行任务。

[0016] 现在参照附图,图1和图2示出了使用了本发明的飞行控制系统的两种不同的旋翼飞机。图1示出了直升机101的侧视图,图2示出了倾斜翼飞机201的斜视图。该飞行控制系统优选使用在低速飞行并具有固定横向周期变距的倾斜翼飞机201中。然而,应当理解的是该控制系统可以简单地适用于其他类型的旋翼飞机,即,以不同速度运行,带有或不带有固定横向周期变距控件的直升机101。

[0017] 直升机101包括承载于机身105上的旋翼系统103。与旋翼系统103可操作地相关联的一个或多个旋翼桨叶107为直升机101提供飞行能力,这些旋翼桨叶由机身105内的多个控制器控制。例如,在飞行中,飞行员可以操控周期变距控制器109来改变旋翼桨叶107的桨距角,由此提供横向或纵向的飞行方向,和/或操控踏板111来控制偏航(yaw)方向。本申请中的系统优选地承载于机身105中,以供飞行员能够在飞行中查看。

[0018] 倾斜翼飞机201包括两个或两个以上承载于旋翼发动机舱(rotatable nacelle)的旋翼系统203。该旋翼发动机舱使飞机201能够像常规直升机一样起飞和降落,因此,倾斜翼飞机201的旋翼系统容易受到由旋翼桨叶控制,旋翼系统旋转以及例如风速和方向等旋翼运行环境引起的旋翼桨叶205过度挥舞的影响。在优选实施例中,本申请的控制系统承载于机身207中,以在飞行中为飞行员提供帮助。应该理解的是,与直升机101类似地,倾斜翼飞机201包括用于操控横向,纵向或偏航控制的周期变距控制器和踏板。

[0019] 为简化描述,并清楚地描述出该系统的新颖特征,一些与该控制系统可操作地相关联的必需的系统 and 装置没有示出,即,传感器,连接器,电源,安装支承,电路,软件等等。然而,应该理解的是,虽然未在图中示出,但正如在本领域内所公知的,本申请中的系统在运行中与这些或其他的必需的系统 and 装置可操作地关联

[0020] 参照附图中的图3A和3B,图中示出了旋翼系统103的斜视图。图3A示出了正常

运行期间的旋翼系统 103, 而图 3B 示出了危险飞行状况下的旋翼系统 103, 即正在经受过度挥舞情况的旋翼系统 103。旋翼系统 103 包括经由旋翼轭 303 与旋翼桨片 107 可旋转连接的桅杆 301。一个或多个约束件 305 和 / 或其他的邻近结构沿桅杆 301 放置。在示例性的实施例中, 约束件 305 是用于限制桨毂(hub)运动的常规“阻止件”。应该理解的是, 直升机 101 和倾斜翼飞机 201, 以及其他种类的旋翼飞机, 都容易受到过度挥舞的影响, 这种过度挥舞会导致对旋翼系统的损害。

[0021] 在飞行过程中, 如垂直箭头所描述的, 桅杆 301 的旋转连同旋翼桨叶 107 的俯仰(pitching)引起挥舞。过度的挥舞会导致旋翼轭 303 向 D1 方向运动, 如水平箭头描述的, 这种倾斜转会使旋翼轭与约束件 305 接触, 导致对旋翼系统部件和 / 或约束件 305 的损害, 并且在一些情形下, 导致灾难性的失效。应该理解的是, 本申请中的控制系统的新颖特征之一就是协助飞行员控制飞机的飞行以避免旋翼轭 303 和约束件 305 之间的接触。

[0022] 现在参照附图中的图 4A-4C, 图中示出了根据本申请优选实施例的控制系统 401。控制系统 401 包括用于在屏幕上显示飞行控制限度的显示器 403。图 4A 示出了正常飞行中的系统 401, 这时设计控制包线的某一部分受到控制功率管理子系统(CPMS)的限制, 而图 4C 示出了随着飞机接近危险飞行状况, 控制包线发生变形。图 4B 示出了这种转变, 即飞机运行到相对危险的飞行条件时, 飞行包线的变形。

[0023] 显示器 403 带有记号 405 (symbol), 即中心光点, 在优选实施例中, 该中心光点显示出周期变距控制器 109(cyclic controller)和踏板 111 的位移。在优选实施例中, 中心光点在显示器 403 上的垂直运动表示对称周期变距, 或等效地, 纵向周期变距控制器 109 的位移, 而光点在显示器 403 上的水平运动表示差分的左右旋翼周期变距的位移, 或等效地, 控制踏板 111 的位移。然而, 应该理解的是, 显示器 403 的可选实施例可以轻易地适用于包括其他的飞行参数和 / 或不同的控制器动作以替代该优选实施例。例如, 作为优选实施例的替代, 系统 401 可适用于显示一个表示周期变距横向和纵向运动的记号。记号 405 向飞行员提示提高对将要发生的危险状况的裕量所必需的周期变距杆的输入或踏板的输入。应该理解的是, 图 4B 中的光点位置提示飞行员左踏板和拉杆(aft stick)会增加控制裕量。

[0024] 应该理解的是, 显示器 403 既适于显示飞机的旋翼轭控制也适于显示飞机的桨距控制。例如, 显示器 403 的纵轴表示与周期变距控制器 109 的操控有关的桨距控制, 而显示器 403 的水平轴表示与踏板 111 的操控有关的飞机旋翼轭控制。显示器 403 通过显示与控制限度有关的旋翼轭和桨距控制提供了显著的优点。

[0025] 图 4A 示出了具有飞行包线 407 的显示器 403, 该飞行包线 407 由实线表示的飞机控制限度 409 限定。应该理解的是, 控制限度 409 是针对飞机的特定飞行能力而建立的或由 CPMS 施加的限制而建立的设计飞行限度。例如, 其他的旋翼飞机可能包括具有更小的近似矩形轮廓的飞行控制限度, 以代替优选实施例中较大的八边形轮廓。应该理解的是, 显示器 403 适于显示旋翼飞机的任何飞行控制限度。

[0026] 飞行包线 407 包括第一区域 411, 在该区域中, 飞行控制限度没有经过 CPMS 的修正, 这将在下文中详细解释。飞行包线 407 进一步包括第二区域 413, 特别地, 区域 411 中共设置有 4 个第二区域 413。在示例性实施例中, 区域 413 由虚线 415 限定。在区域 413 中, 飞机运行于或即将运行至将要发生的危险状况, 即过度挥舞, 并且飞行控制限度受到 CPMS 的修正。

[0027] 图 4B 示出了第一飞行包线 407 转变为第二包线 417。第一包线 407 的变形发生在飞机接近将要发生的危险飞行状况时。在第二飞行包线 417 中,区域 411 仍然不受 CPMS 的影响。应该理解的是,显示器 403 连续且可逆的显示包线 407 和包线 417 之间的转变。

[0028] 图 4C 示出了第三飞行包线 419,这是将要发生的危险状况中显示器 403 的最终形状,其中,整个可用的控制包线受 CPMS 限制。飞行包线 419 中包括虚线 421,该虚线在包线 419 中形成区域,用于提示飞行员注意避免飞行控制限度。该区域划定了不考虑接近非安全飞行条件时飞机控制的安全裕量。

[0029] 应该理解的是,本文中公开的飞行包线是由飞机控制限度生成的,飞机的控制限度经过了由 CPMS 建立的控制限度的修正,CPMS 是根据桨叶挥舞和驱动器运动连续计算得到的。因此,包线的整体形状和尺寸会变化。例如,在图 5 中,区域 413 具有宽度 W, W 的长度在桨叶挥舞增强时增加,随桨叶挥舞减弱而减小。这些特征使飞行员能够有效操纵控制器,避免过度挥舞。

[0030] 还应该理解的是,显示器 403 在包线 407 和 419 之间的持续变化,飞行控制包线 407 和 419 取决于 CPMS 所施加的约束,其中包线 407 表示最小的 CPMS 限制而包线 419 表示最大的 CPMS 限制。应该理解的是,图 4B 示出了飞机从正常飞行,即第一飞行包线 407,转换到将要发生的危险状况,即第三飞行包线 419 时可能产生的众多飞行包线中的一种。应该注意到,在包线转换期间,飞行控制限度 409 的水平线和垂直线变化。例如,图 4A 和图 4B 之间的对比表明,飞行控制限度 409 的水平长度和垂直长度在飞机接近将要发生的危险飞行状况时,随飞行包线的变化而变短。

[0031] 在示例性的实施例中,飞行控制包线 407 和 419 都产生各自的八边形和菱形的几何形状。当然,应该理解的是,根据所需求的限度以及飞机的飞行特点,在可选实施例中,可以包括不同的几何形状。

[0032] 参照附图中的图 6,示出了飞行控制系统 401 的结构示意图。系统 401 进一步包括飞行控制子系统(FCS) 601 和控制功率管理子系统(CPMS) 603。FCS601 和 CPMS603 可操作地相互关联,用于辅助飞行员避免过度挥舞。

[0033] 被标记为飞行控制规则(CLAW)的框 605 描述了由 FCS601 和 CPMS603 生成的飞行控制限度结果。如图所示,实线表示初始飞行控制限度,而虚线表示修正过的飞行控制限度,即应用 CPMS603 降低了该实线。应该理解的是,只有在飞机飞行于或接近于将要发生的危险飞行状况时,即桨叶挥舞过度时,CPMS603 才会限制飞行控制限度。之后,修正过的飞行控制限度显示在显示器 403 中。

[0034] 在优选实施例中,辅助控制器(pilot controller)指令 607,即来自周期变距控制器 109 和 / 或踏板 111,以及自动飞机控件 609 的命令被 FCS601 接收,之后中继给飞机驱动器 611。驱动器 611 的定位由记号 405 显示在显示器 403 上。

[0035] 优选地,CPMS603 可操作地关联到第一传感器 613 和第二传感器 615,其中,第一传感器 613 适于感测驱动器 611 的位移运动,第二传感器 615 适于感测旋翼系统 103 的桨叶挥舞。CPMS603 中提供有挥舞限度算法,通过算法从传感器 613 和传感器 615 中接收感测数据,并生成控制限度包线(参见图 4A-4C)。正如讨论的那样,在飞行期间,挥舞大小和驱动器位移的变化将导致由 CPMS603 所生成的控制限度的变化。

[0036] 参照附图中的图 7,示出了描述优选方法的流程图 701。框 703 示出了第一步,包

括为飞机生成控制限度,该控制限度是对特定飞机的预定控制限度。在优选的方法中,组合控制的飞行员控件以及自动飞机控件受飞行控制裕量的限制。框 705 描述了下一步骤,该步骤包括修正控制限度以避免将要发生的危险状况,即过度挥舞。该步骤利用 CPMS 经由与飞机旋翼系统和飞机驱动器可操作地关联的挥舞限制算法实现。如同在框 707 中描述的。显示器被提供用来显示由飞行控制限度限定的飞行控制包线。使用记号示出控制器相对于控制限度的位移。下一步是在飞机接近将要发生的危险飞行状况时改变包线的形态,如框 709 所描述的。

[0037] 明显地,该系统和方法所具有的显著优点已被描述和说明。上文公开的倾斜翼的特定实施例作为示例,实施例可以经过修改并以不同但等效的方式实施,这些方式对受益于本文教导的本领域技术人员是显而易见的。因此,明显地,上文中公开的特定实施例可以被改变或修改,而所有这些变动都应被认为处于本发明的范围和精神内。相应地,本文所要求的保护已在说明书中阐明。虽然上文中给出了实施例,但本申请并不限于这些实施例,而可经过各种变化和修改而不脱离其精神。

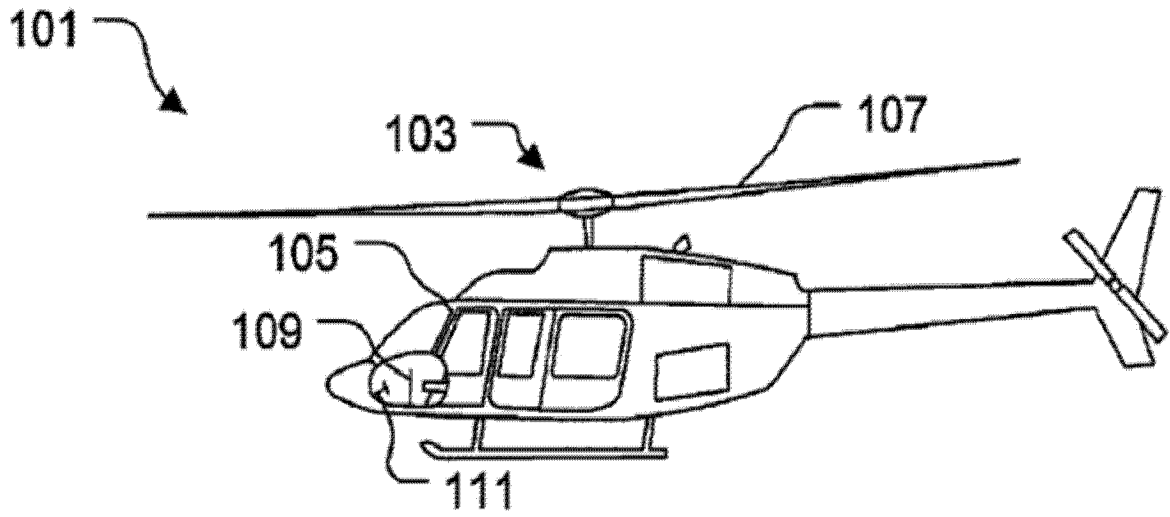


图 1

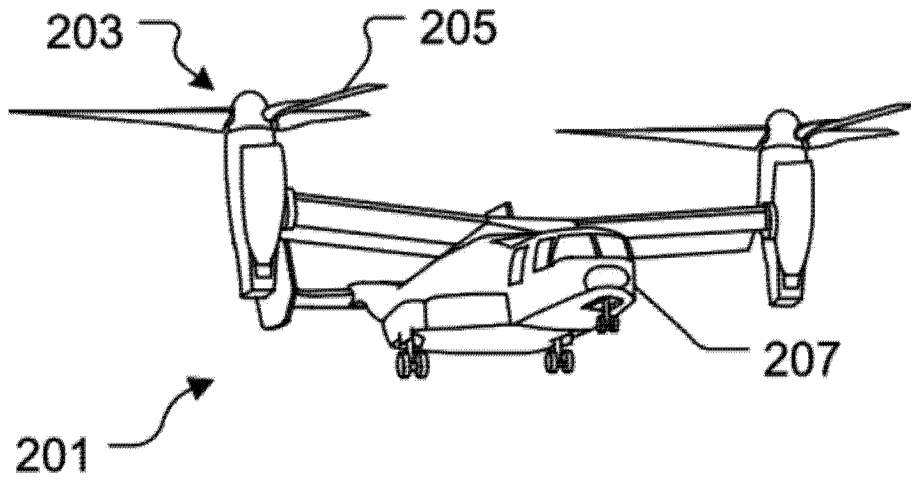


图 2

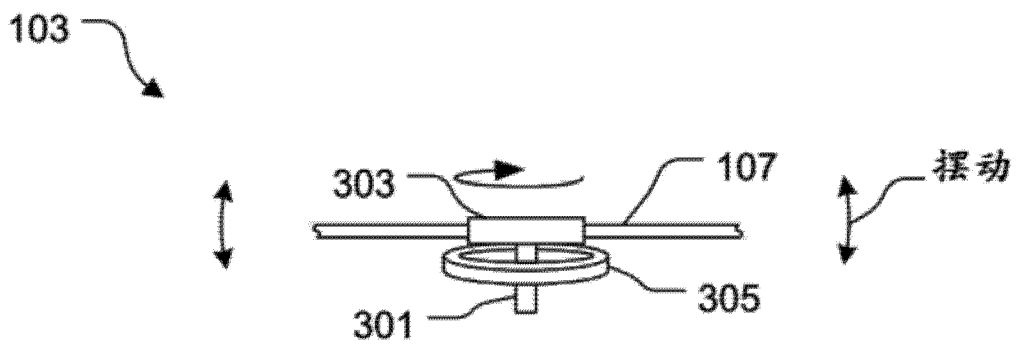


图 3A

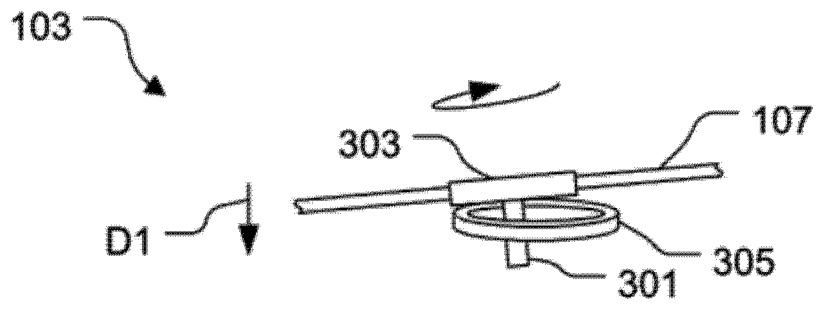


图 3B

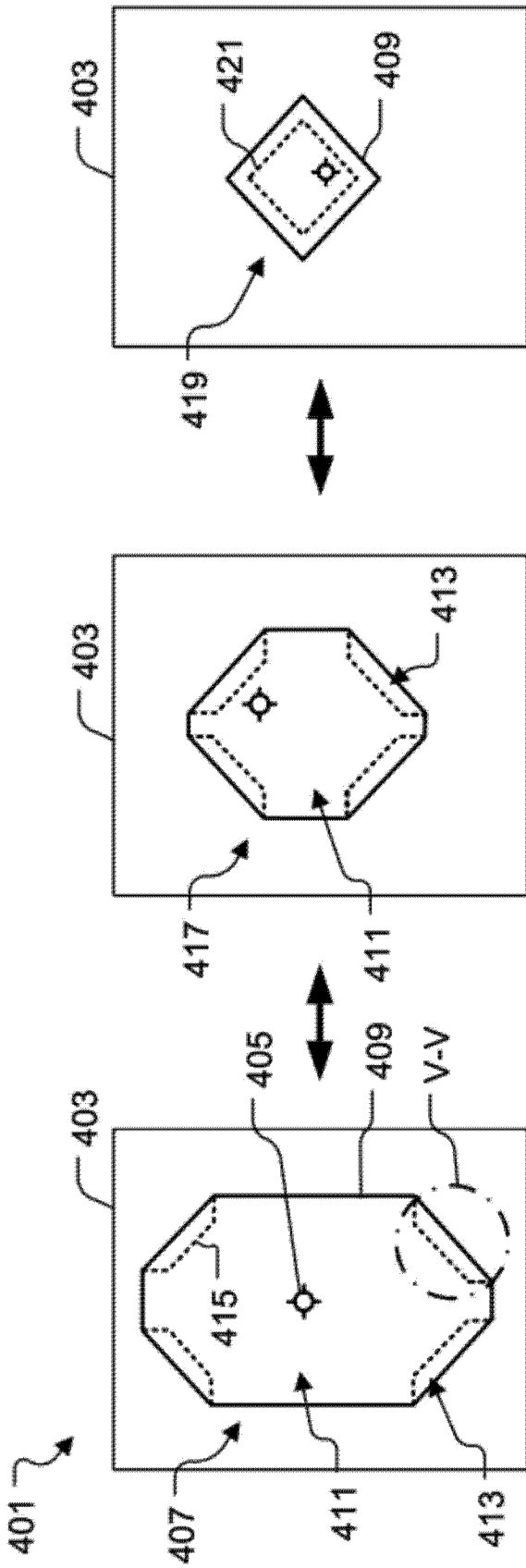


图 4A

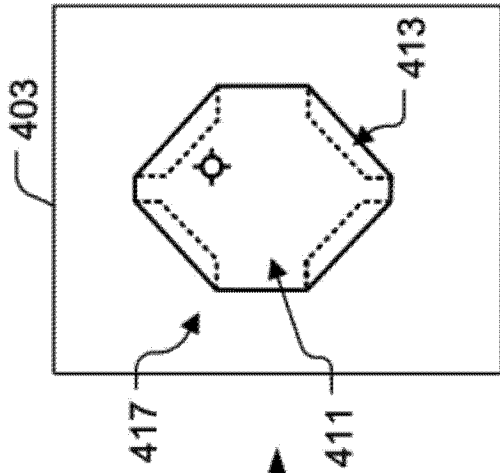


图 4B

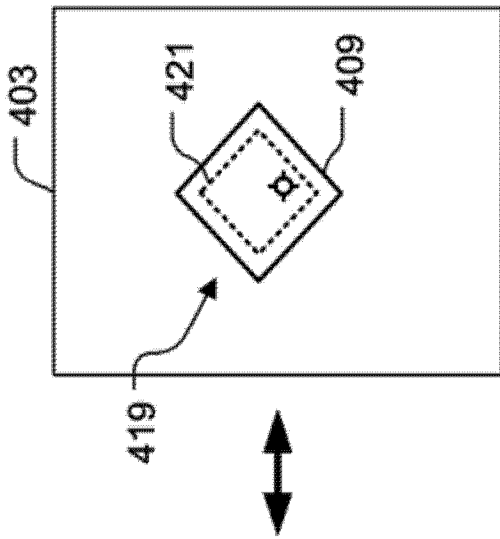


图 4C

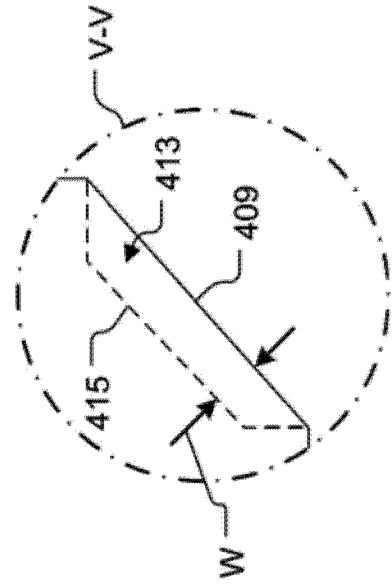


图 5

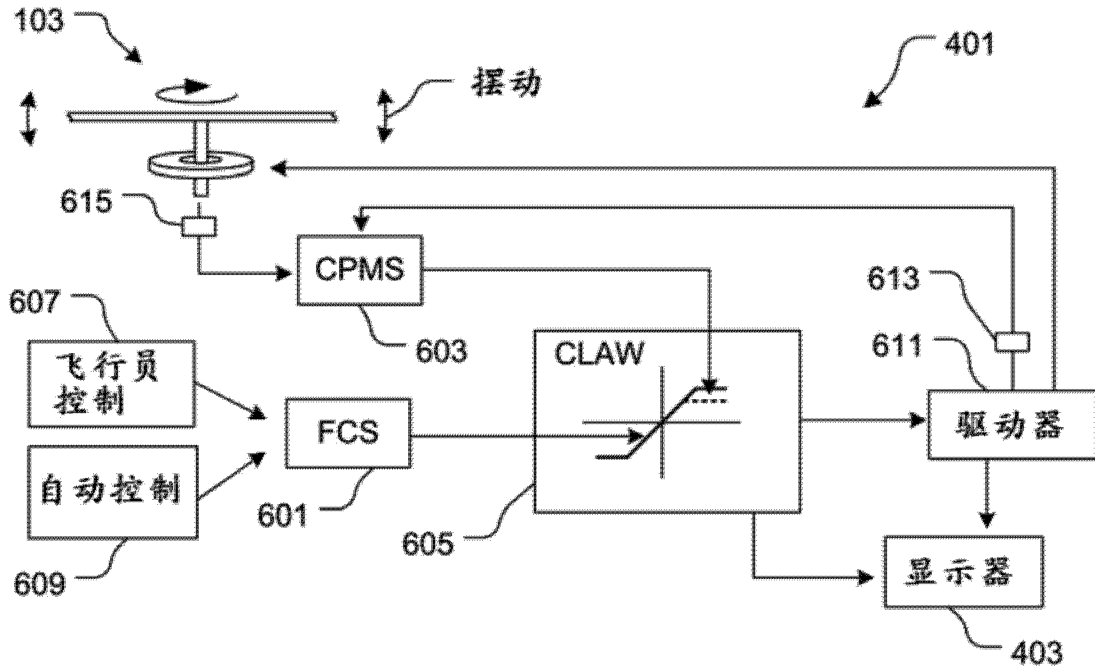


图 6

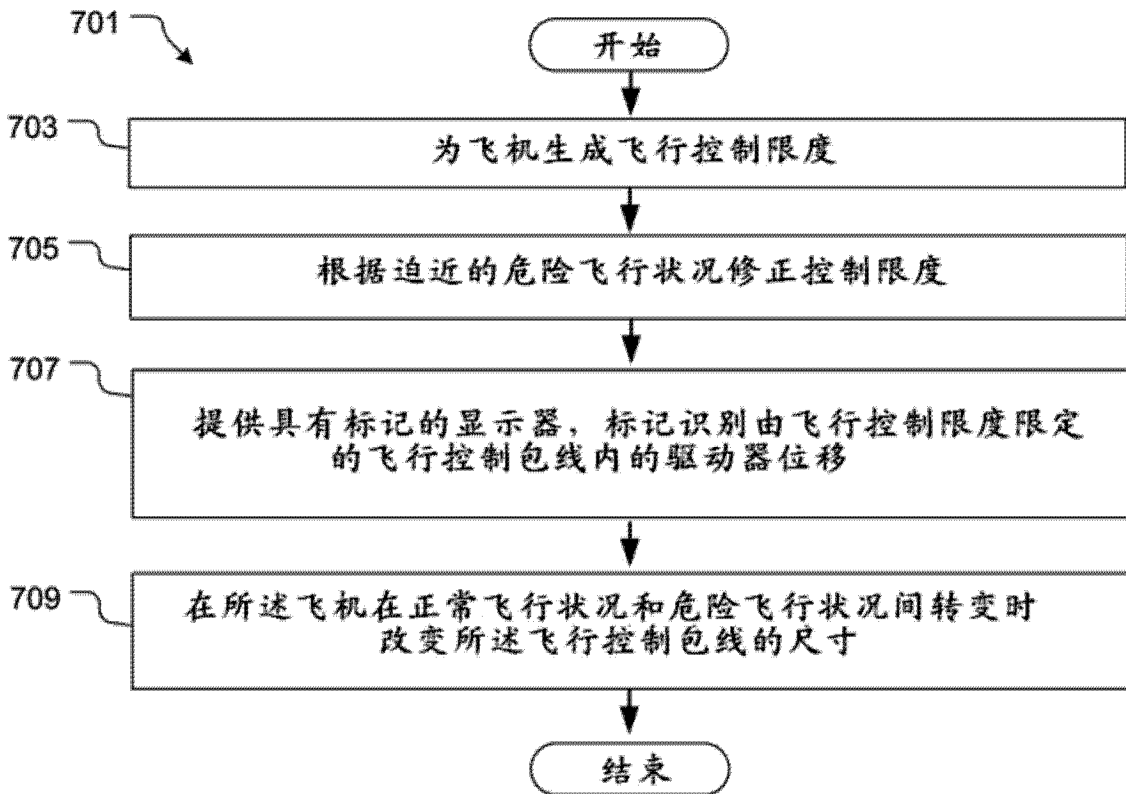


图 7