



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 112327902 A

(43) 申请公布日 2021. 02. 05

(21) 申请号 202010770591.6

(22) 申请日 2020.08.04

(30) 优先权数据

16/532,205 2019.08.05 US

(71) 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 B·E·卡沙立克 B·R·布朗

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245

代理人 张颖

(51) Int. Cl.

G05D 1/10 (2006.01)

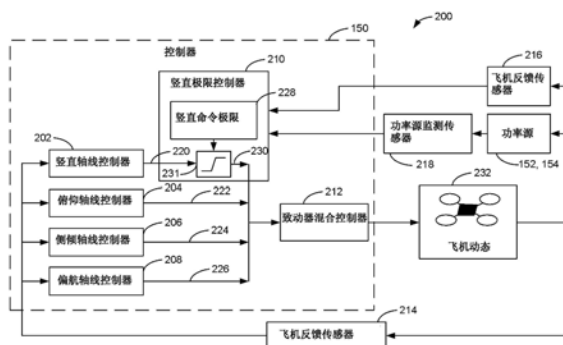
权利要求书2页 说明书23页 附图9页

(54) 发明名称

飞行控制优先化的方法和装置

(57) 摘要

本发明涉及飞行控制优先化的方法和装置，公开了用于飞行控制优先级的方法、装置、系统和制品。示例性装置包括推力状态确定器和命令产生器，该推力状态确定器确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度；确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度；和基于旋翼飞机的竖直控制简档识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度，命令产生器基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令确定第一竖直控制命令，第二竖直控制命令由旋翼飞机执行；和基于第一竖直控制命令控制旋翼飞机。



1. 一种控制旋翼飞机的飞行的装置,所述装置包括:

推力状态确定器,用以:

确定所述旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与所述第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,所述第一可用功率基于所述旋翼飞机的第一功率源,所述第一推力状态基于与由所述第一功率源提供功率的所述第一旋翼相关联的第一测量值;

确定所述旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与所述第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,所述第二可用功率基于所述旋翼飞机的第二功率源,所述第二推力状态基于与由所述第二功率源提供功率的所述第二旋翼相关联的第二测量值;和

基于所述旋翼飞机的竖直控制简档来识别所述第一推力裕度或所述第二推力裕度作为选择的推力裕度;和

命令产生器,用以:

基于所述选择的推力裕度和第二竖直控制命令来确定第一竖直控制命令,所述第二竖直控制命令由所述旋翼飞机执行;和

基于所述第一竖直控制命令控制所述旋翼飞机。

2. 根据权利要求1所述的装置,其中所述旋翼飞机是无人飞行器,所述第一旋翼包括电耦连至所述第一功率源的两个或更多个旋翼,并且所述第二旋翼包括电耦连至所述第二功率源的两个或更多个旋翼,并且进一步包括传感器接口,以获得与所述第一两个或更多个旋翼相关联的第一测量值,并获得与所述第二两个或更多个旋翼相关联的第二测量值。

3. 根据权利要求1所述的装置,其中所述第一功率源或所述第二功率源中的至少一个包括一个或多个电池,并且所述第一测量值或所述第二测量值中的至少一个基于与所述一个或多个电池相关联的温度、电流或电压中的至少一个,并且进一步包括传感器接口,以获得所述温度、所述电流或所述电压中的至少一个。

4. 根据权利要求1所述的装置,其中所述竖直控制简档是第一竖直控制简档,所述第一旋翼至少包括第一旋翼和第二旋翼,所述第一测量值至少包括与所述第一旋翼对应的第一测量值和与所述第二旋翼对应的第二测量值,并且所述推力状态确定器用以:

基于所述第一测量值至少大于所述第二测量值,从而基于所述第一竖直控制简档确定所述第一推力状态,所述第一竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平;

基于至少所述第一测量值和所述第二测量值的平均值,从而基于第二竖直控制简档确定所述第一推力状态,所述第二竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平,所述第二推力水平小于所述第一推力水平;和

基于所述第一测量值至少小于所述第二测量值,从而基于第三竖直控制简档确定所述第一推力状态,所述第三竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平,所述第三推力水平小于所述第二推力水平。

5. 根据权利要求1所述的装置,其中所述竖直控制简档是第一竖直控制简档,并且所述推力状态确定器将通过以下方式识别所述选择的推力裕度:

当所述竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平时,基于

所述第一推力裕度至少大于所述第二推力裕度而选择所述第一推力裕度；

当所述竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平时，基于至少所述第一推力裕度和所述第二推力裕度的平均值来选择所述第一推力裕度，所述第二推力水平小于所述第一推力水平；和

当所述竖直控制简档对应于分配到所述旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平时，基于所述第一推力裕度至少小于所述第二推力裕度而选择所述第一推力裕度，所述第三推力水平小于所述第二推力水平。

6. 根据权利要求1所述的装置，其中所述推力状态确定器用于：

确定所述第一推力状态与储备状态之间的第一差；

确定所述第二推力状态与所述储备状态之间的第二差；和

至少基于所述第一差和所述第二差而识别所述选择的推力裕度。

7. 根据权利要求1所述的装置，其中所述命令产生器用于：

通过使所述选择的推力裕度乘以增益值而确定第一控制值；

基于所述第一控制值和第三控制值的和而确定第二控制值，所述第三控制值对应于第一传递函数的输出；

通过使所述第二控制值乘以不同于所述第一传递函数的第二传递函数而确定第四控制值；和

基于所述第四控制值和所述第二竖直控制命令的最小值而确定所述第一竖直控制命令。

飞行控制优先化的方法和装置

技术领域

[0001] 本公开总体上涉及飞机,并且更具体地,涉及用于飞行控制优先化的方法和装置。

背景技术

[0002] 通常被称为无人机的无人飞机(UAV)变得更容易获得并且在许多应用中越来越受欢迎。无人飞机可以在操作人员的远程控制下操作和/或由机载计算机自主操作。对无人飞机的兴趣增加导致对改进无人飞机的飞行控制系统的兴趣增加。

发明内容

[0003] 本文公开一种用于飞行控制优先化的方法和装置。

[0004] 本文公开的示例装置包括推力状态确定器,该推力状态确定器:确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,该第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,该第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,该第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,该第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;和基于旋翼飞机的竖直控制简档(vertical control profile)识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度。该示例性装置进一步包括命令发生器,该命令发生器基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令确定第一竖直控制命令,该第二竖直控制命令由旋翼飞机执行并基于第一竖直控制命令控制旋翼飞机。

[0005] 本文公开了示例性非暂时性计算机可读存储介质。该示例性非暂时性计算机可读存储介质包括指令,这些指令在被执行时使机器至少:确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;基于旋翼飞机的竖直控制简档识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度;基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令来确定第一竖直控制命令,第二竖直控制命令由旋翼飞机执行,并且基于第一竖直控制命令控制旋翼飞机。

[0006] 本文公开的示例方法包括:确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;基于旋翼飞机的竖直控制简档

来识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度;基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令来确定第一竖直控制命令,第二竖直控制命令由旋翼飞机执行,并且基于第一竖直控制命令来控制旋翼飞机。

附图说明

[0007] 图1A至图1B描绘了示例性飞机。

[0008] 图2描绘了图1A-1B的示例性飞机的示例性飞行控制系统,该示例性飞行控制系统包括示例性控制器,该示例性控制器包括示例性竖直极限控制器。

[0009] 图3描绘了图2的示例性控制器的示例性竖直极限控制器的示例性实施方式。

[0010] 图4描绘了用于通过图3的示例性竖直极限控制器确定示例性推力裕度的示例性过程。

[0011] 图5描绘了用于通过图3的示例性竖直极限控制器产生示例性竖直命令的示例过程。

[0012] 图6是表示可以被执行以实施图2的示例性控制器从而控制图1A-1B的示例性飞机的示例性机器可读指令的流程图。

[0013] 图7是表示可以被执行以实施图2的示例性控制器从而基于(一个或多个)旋翼测量值确定推力状态的示例性机器可读指令的流程图。

[0014] 图8是表示可以被执行以实施图2的示例性控制器从而基于(一个或多个)候选推力状态裕度和图1A-1B的示例性飞机的竖直控制简档识别推力状态裕度的示例性机器可读指令的流程图。

[0015] 图9是被构造为执行图6-8的示例性机器可读指令以实施图2的示例控制器的示例性处理平台的框图。

[0016] 附图未按比例绘制。通常,在整个附图和随附的书面描述中将使用相同的附图标记指代相同或相似的部件。在所呈现的各个附图中示出的连接线或连接器旨在表示各个元件之间的示例性函数关系和/或物理或逻辑耦连。

[0017] 当识别可以被单独提及的多个元件或部件时,在本文中描述符“第一”、“第二”、“第三”等。除非基于描述符的上下文使用另外指定或理解,否则这些描述符无意于赋予优先权或时间顺序的任何含义,而仅仅是为了便于理解所公开的示例而分别指代多个元件或部件的标签。在一些示例中,描述符“第一”可以用于指代具体实施方式中的元件,而相同元件在权利要求中可以使用诸如“第二”或“第三”的不同描述符指代。在这样的情况下,应该理解,使用这样的描述符仅仅是为了便于指代多个元件或部件。

具体实施方式

[0018] 近年来,无人飞机(UAV)或无人驾驶飞机已被用于飞行相当远的距离以运输有效载荷(例如,设备、包裹、供应品等)或收集信息。一些无人飞机可以是包括多个旋翼的垂直起飞和降落(VTOL)飞机(例如,多旋翼VTOL飞机、多旋翼VTOL UAV等),以便于姿态和竖直控制。VTOL飞机可以对应于能够悬停、起飞和竖直降落的飞机。例如,VTOL飞机可以通过调节一个或多个旋翼的旋转速度和/或取向来执行姿态控制,以控制VTOL飞机相对于惯性参考系的取向。在其他示例中,VTOL飞机可以通过调节一个或多个旋翼的旋转速度和/或取向来

执行竖直控制,以增加或减小高度。

[0019] 在紧急情况下,VTOL飞机可能需要姿态控制优先于竖直控制。例如,电动VTOL飞机可能以降低的功率运行(例如,一个或多个电池电量低或处于降低的功率状态),并且可能无法向可操作地耦连到旋翼的马达提供最大功率输入(例如,与一个或多个电池充满电或基本充满电时相比)以执行最大姿态控制和最大竖直控制两者。在这样的示例中,电动VTOL飞机可能需要优先进行姿态控制,以确保电动VTOL飞机处于相对于地面的取向以便于使用电动VTOL飞机的起落架降落在地面上。可替代地,通过使竖直控制优先于姿态控制,电动VTOL飞机可以无法使用起落架降落,从而对电动VTOL飞机造成损坏。

[0020] 传统的旋转翼飞机(例如,直升机或其他具有动力旋翼的飞机)可能不需要强制姿态控制的优先级高于竖直控制,因为旋转翼飞机通常使用旋翼周期性俯仰进行姿态控制,这不显著影响旋转翼飞机的旋翼能够产生的推力的量。相反,多旋翼VTOL UAV控制单个旋翼推力,以控制姿态状态和竖直状态两者。例如,多旋翼VTOL UAV可以将差动旋翼推力用于姿态控制,并且将对称旋翼推力用于竖直控制。因此,在多旋翼VTOL UAV的任何致动器、马达等处的推力极限可以影响多旋翼VTOL UAV的姿态和竖直控制响应。

[0021] 本文公开的示例包括用于多旋翼飞机的飞行控制优先化的方法和装置。在一些公开的示例中,多旋翼飞机(诸如电动多旋翼VTOL UAV)包括飞行控制系统,该飞行控制系统集成多旋翼飞机的姿态控制和电力系统以产生可允许的竖直控制的上限。有利地,通过产生上限,飞行控制系统确保多旋翼飞机的足够的姿态控制能力,以在最大化可允许的竖直控制的同时避免潜在的坠机或其他不期望的飞行事件。

[0022] 在一些公开的示例中,飞行控制系统包括竖直极限控制器,以获取与多旋翼飞机的一个或多个电气或功率分配总线相关联的测量值。竖直极限控制器可以确定与在当前操作条件(例如瞬时或基本瞬时操作条件)下可操作地耦连到马达的旋翼相关联的推力状态(例如旋翼推力状态)。在一些公开的示例中,推力状态对应于和/或另外基于对旋翼马达的功率的当前分配。例如,旋翼的推力状态可以对应于由控制旋翼的旋转的马达消耗和/或以其他方式施加到该马达的电流或电压等的当前或瞬时量。在这样的示例中,旋翼可以具有20V、40V等的推力状态。

[0023] 在一些公开的示例中,竖直极限控制器确定在当前操作条件下与多旋翼飞机的旋翼相关联的推力裕度(例如,旋翼推力裕度、推力状态裕度、旋翼推力状态裕度等)。例如,推力状态裕度可以对应于(1)对旋翼马达的最大(可能)功率分配与(2)对旋翼马达的当前功率分配之间的差。

[0024] 在一些公开的示例中,竖直极限控制器确定与一个或多个旋翼相关联的功率总线推力裕度,该一个或多个旋翼具有由感兴趣的功率总线提供功率的相应马达。例如,功率总线可以将功率输送到可操作地耦连到第一旋翼的第一马达和可操作地耦连到第二旋翼的第二马达。竖直极限控制器可以基于施加到第一马达的第一电压确定第一旋翼的第一推力状态,并且基于施加到第二马达的第二电压确定第二旋翼的第二推力状态。竖直极限控制器可以通过确定第一推力状态和第二推力状态的最大值、最小值、平均值等确定功率总线推力状态。竖直极限控制器可以通过确定功率总线推力状态和与向功率总线输送功率的一个或多个功率源相关联的电压之间的差来确定功率总线推力裕度。

[0025] 在一些公开的示例中,旋翼的推力状态裕度与旋翼的推力状态成反比。例如,旋翼

的推力状态裕度可以随着旋翼的推力状态减小而增加。在一些示例中,因为相应的马达正在消耗分配到马达的最大量的功率以满足、达到和/或以其他方式维持旋翼的命令的速度,因此旋翼的最小推力状态裕度可以对应于旋翼的最大推力状态。在这样的示例中,因为相应的推力状态裕度近似为零,因此具有最大推力状态的旋翼不响应命令变化以增加推力。因此,具有最大推力状态的旋翼能够引起与该旋翼相关联的姿态控制的劣化。

[0026] 在一些公开的示例中,竖直极限控制器基于多旋翼飞机的竖直控制简档,从多个推力状态裕度向下选择到基于多个推力状态裕度的最小值、平均值、最大值等识别的推力状态裕度。在这样公开的示例中,竖直控制简档可以对应于多旋翼飞机可以基于对一个或多个旋翼的功率分配而满足、达到和/或以其他方式维持的推力水平。例如,推力水平可以对应于通过多旋翼飞机的旋翼可达到和/或以其他方式可获得的最大推力水平。

[0027] 在一些公开的示例中,最大推力水平可以基于与旋翼相关联的推力状态是否被最小化、被最大化、被平均等,以满足期望的、预期的或感兴趣的推力状态裕度。例如,旋翼的第一推力水平可以对应于第一推力裕度(例如,保守的推力状态裕度),旋翼的第二推力水平可以对应于小于第一推力裕度的第二推力裕度(例如,平均推力状态裕度),而旋翼的第三推力水平可以对应于小于第二推力裕度的第三推力裕度(例如,不是保守的推力状态裕度、激进的推力状态裕度等)。在一些公开的示例中,竖直极限控制器基于向下选择的推力状态裕度和当前的竖直控制命令确定用于多旋翼飞机的竖直控制命令,以使姿态控制优先于竖直控制。

[0028] 图1A至图1B描绘了示例性飞机100。图1A是飞机100的俯视等距视图,而图1B是飞机100的底部等距视图。在图1A至图1B中,飞机100是旋翼飞机(诸如多旋翼UAV)。例如,飞机100可以是多旋翼VTOL UAV。在这样的示例中,飞机100可以是电致动的多旋翼VTOL UAV、化学燃料致动的多旋翼VTOL UAV等和/或其组合。可替代地,飞机100可以是操作员控制的和/或以其他方式在飞机100上具有一个或多个用户(例如,飞行员)。可替代地,飞机100可以是任何其他类型的多旋翼飞机。

[0029] 飞机100包括示例性旋翼组件102、104、106、108、110、112、114、116、118、120、122、124,以控制和/或以其他方式促进飞机100的飞行。飞机100包括在飞机100的第一侧上的第一示例性旋翼组件102、第二示例性旋翼组件104、第三示例性旋翼组件106、第四示例性旋翼组件108、第五示例性旋翼组件110和第六示例性旋翼组件112。飞机100包括在飞机100的与第一侧相对的第二侧上的第七示例性旋翼组件114、第八示例性旋翼组件116、第九示例性旋翼组件118、第十示例性旋翼组件120、第十一示例性旋翼组件122和第十二示例性旋翼组件124。可替代地,飞机100可以包括比图1A至图1B中描绘的更少或更多的旋翼组件。

[0030] 在图1A的所示示例中,飞机100包括在飞机100的第一侧上的第一示例性旋翼支撑框架126和在飞机100的第二侧上的第二示例性旋翼支撑框架128。第一旋翼组件102和第二旋翼组件104经由第一旋翼支撑框架126的第一示例性支腿130耦连到飞机100。第三旋翼组件106和第四旋翼组件108经由第一旋翼支撑框架126的第二示例性支腿132耦连到飞机100。第五旋翼组件110、第六旋翼组件112经由第一旋翼支撑框架126的第三示例性支腿134耦连到飞机100。第七旋翼组件114和第八旋翼组件116经由第二旋翼支撑框架128的第一示例性支腿136耦连到飞机100。第九旋翼组件118和第十旋翼组件120经由第二旋翼支撑框架128的第二示例性支腿138耦连到飞机100。第十一旋翼组件122和第十二旋翼组件124经由

第二旋翼支撑框架128的第三示例性支脚140耦连到飞机100。

[0031] 在图1A的所示示例中,每个旋翼组件102-124包括两个示例性推进器142、示例性旋翼144、示例性马达146和示例性传感器148。可替代地,旋翼组件102-124中的一个或多个可以包括比图1A所描绘的更少或更多的推进器142。可替代地,旋翼组件102-124中的一个或多个可以包括比图1A中所描绘的一个旋翼144、马达146和/或传感器148更多的旋翼、马达和/或传感器。

[0032] 图1A的所示示例的旋翼组件102-124可操作以促进飞机100的姿态控制和/或竖直控制。例如,可以增加旋翼144的旋转速度以增加高度,减小旋翼144的旋转速度以减少高度等。在其他示例中,第一组的一个或多个旋翼组件102-124可以增加相应的旋翼144的旋转速度,而不同组的一个或多个旋翼组件102-124可以减小相应的旋翼144的旋转速度以影响飞机100的姿态控制。

[0033] 图1A的所示示例的旋翼组件102-124包括马达146,以启用、旋转和/或以其他方式促进推进器142和旋翼144的操作。在图1A中,马达146是电动马达。可替代地,马达146可以由发动机(例如,内燃发动机)代替或与发动机结合操作。例如,马达146可以由与发动机相关联的一个或多个交流发电机提供功率。

[0034] 在图1A的所示示例中,飞机100包括示例性控制器(例如,飞行控制器、飞行控制计算设备等)150,以控制和/或以其他方式促进飞机100的操作(例如,飞行操作)。控制器150经由差动旋翼推力(例如,差动旋翼推力飞行控制方法、基于差动旋翼推力矢量的飞行控制方法等)控制飞机100的俯仰、侧倾和/或偏航。在其他示例中,控制器150可以经由任何其他飞行控制方法或方案控制飞机100的俯仰、侧倾和/或偏航。例如,控制器150可以引导、指示和/或以其他方式调用旋翼组件102-124中的一个或多个的马达146,以调节相应的旋翼144的旋转速度。在这样的示例中,控制器150可以调节(例如,单独调节)输送到马达146和/或由马达146消耗的功率的量和/或更一般地输送到旋翼组件102-124和/或由旋翼组件102-124消耗的功率的量。可替代地,飞机100可以包括一个以上的控制器150以促进飞机100的操作。

[0035] 图1A的控制器150从传感器148获得与旋翼组件102-124相关联的测量值(例如,传感器测量值)。例如,控制器150可以耦连(例如,通信耦连、电耦连、机械耦连等)到旋翼组件102-124中的一个或多个的传感器148。在图1A中,传感器148是电压传感器。例如,控制器150可以获得被供应到马达146的电压。可替代地,传感器148可以是电流传感器、速度传感器、温度传感器等。例如,控制器150可以获得被供应到马达146的电流、马达146的旋转速度(例如,每分钟转数(RPM))、马达146的温度等。可替代地,控制器150可以从马达146获得测量值。例如,控制器150可以经由工业通信协议总线(例如,控制器局域网(CAN)协议、基于航空无线电公司(ARINC)的协议(例如,ARINC 429、ARINC 629等))与马达146通信,以获得与马达146相关联的参数(诸如马达速度、向马达146提供的电流和/或电压、温度等)。

[0036] 图1A的飞机100包括示例性功率源152、154,该示例性功率源152、154包括第一示例性功率源152和第二示例性功率源154。例如,第一功率源152可以对应于飞机100的第一功率总线,而第二功率源154可以对应于飞机100的第二功率总线。在其他示例中,飞机100可以包括比图1A中所描绘的功率源152、154更少或更多的功率总线、功率源等。在图1A中,第一功率源152可以向第一至第六旋翼组件102-112提供功率,而第二功率源154可以向第

七至第十二旋翼组件114-124提供功率。可替代地,第一功率源152和第二功率源154可以向旋翼组件102-124的任何其他组合提供功率。图1A的功率源152、154是电池,并且功率源152、154中的每一个可以包括一个或多个电池(例如,锂离子电池、锂聚合物电池(例如,镍金属氢化物(NiMH)电池、镍镉(NiCd)电池等)等)。可替代地,一个或两个功率源152、154可以是不同类型的能量存储设备。

[0037] 图1A的控制器150经由第一示例性功率源传感器156获得与第一功率源152相关联的测量值(例如,传感器测量值),并且经由第二示例性功率源传感器158获得与第二功率源154相关联的测量值。在一些示例中,功率源传感器156、158是电压传感器。例如,控制器150可以基于来自第一功率源传感器156的第一测量值(例如,第一电压轨测量值、第一功率总线电压测量值等)确定第一功率源152的第一电压。在其他示例中,控制器150可以基于来自第二功率源传感器158的第二测量值(例如,第二电压轨测量值、第二功率总线电压测量值等)确定第二功率源154的第二电压。另外地或可替代地,第一功率源传感器156和/或第二功率源传感器158可以是电流传感器、温度传感器等和/或其组合。例如,功率源传感器156、158可以获得指示功率源152、154的温度(例如,核心温度、表面温度等)的温度测量值。

[0038] 图1A至图1B的飞机100包括示例性起落架160、162、164,示例性起落架160、162、164包括第一示例性起落架160、第二示例性起落架162和第三示例性起落架164。在操作中,控制器150产生命令并将其传输至旋翼组件102-124以使姿态控制优先于竖直控制,从而确保在紧急情况、与具有低电压的功率源152、154中的一个或两个相关联的情况等情况下,飞机100在起落架160、162、164上着陆。

[0039] 图2描绘了图1A至图1B的飞机100的示例性飞行控制系统200。图2的飞行控制系统200包括图1A的控制器150,其包括示例性竖直轴线控制器202、示例性俯仰轴线控制器204、示例性侧倾轴线控制器206、示例性偏航轴线控制器208、示例性竖直极限控制器210和示例性致动器混合控制器212。图2的飞行控制系统200包括(一个或多个)第一示例性飞机反馈传感器214、(一个或多个)第二示例性飞机反馈传感器216、(一个或多个)示例性功率源监测传感器218以及图1A的功率源152、154。

[0040] 在图2的所示示例中,(一个或多个)第一飞机反馈传感器214可以对应于与旋翼144、马达146和/或更一般地与图1A的飞机100相关联的一个或多个速度传感器。例如,(一个或多个)第一飞机反馈传感器214可以对应于一个或多个传感器(诸如图1A的传感器148)。在其他示例中,(一个或多个)第一飞机反馈传感器214可以对应于加速度传感器(例如,加速度计)、迎角传感器、角速率传感器(例如,陀螺仪传感器)等。在图2中,(一个或多个)第二飞机反馈传感器216可以对应于可以测量与旋翼144、马达146和/或更一般地图1A的飞机100相关联的电流、电压等的一个或多个传感器。例如,(一个或多个)第二飞机反馈传感器216可以对应于一个或多个传感器(诸如图1A的传感器148)。可替代地,(一个或多个)第二飞机反馈传感器216可以对应于加速度传感器(例如,加速度计)、迎角传感器、角速率传感器(例如,陀螺仪传感器)等。在图2中,(一个或多个)功率源监测传感器218可以对应于可测量与图1A的功率源152、154相关联的电流、电压等的一个或多个传感器。例如,(一个或多个)功率源监测传感器218可以对应于图1A的功率源传感器156、158。

[0041] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括竖直轴线控制器202,以确定与图1A的一个或多个旋翼144的RPM值(例如,RPM设定点值、命令的RPM值、

期望的RPM值等)、图1A的一个或多个马达146的RPM值等和/或其组合中的至少一个相对应的第一示例性致动器命令220,从而影响飞机100的高度。例如,垂直轴线控制器202可以确定第一致动器命令220以基于来自(一个或多个)第一飞机反馈传感器214的(一个或多个)测量值影响图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的操作。例如,垂直轴线控制器202可以基于(一个或多个)第一飞机反馈传感器214确定高度误差并确定第一致动器命令(例如,旋翼速度命令、旋翼角度或倾斜命令等)220以达到期望高度(例如,减小和/或以其他方式消除高度误差)。在这样的示例中,垂直轴线控制器202可以基于与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的当前或瞬时旋转速度确定第一致动器命令220。

[0042] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括俯仰轴线控制器204,以确定与图1A的一个或多个旋翼144的RPM值、图1A的一个或多个马达146的RPM值等和/或其组合中的至少一个相对应的第二示例性致动器命令222,从而影响飞机100的俯仰。例如,俯仰轴线控制器204可以确定第二致动器命令222以基于来自(一个或多个)第一飞机反馈传感器214的(一个或多个)测量值调节和/或以其他方式影响图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的操作。例如,俯仰轴线控制器204可以基于(一个或多个)第一飞机反馈传感器214确定俯仰误差(例如,不正确的向前或向后位置)并确定第二致动器命令(例如,旋翼速度命令、旋翼角度或倾斜命令等)222以实现期望俯仰(例如,减小和/或以其他方式消除俯仰误差)。在这样的示例中,俯仰轴线控制器204可以基于与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的当前旋转速度确定第二致动器命令222。

[0043] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括侧倾轴线控制器206,以确定与图1A的一个或多个旋翼144的RPM值、图1A的一个或多个马达146的RPM值等和/或其组合中的至少一个相对应的第三示例性致动器命令224,从而调节和/或以其他方式影响飞机100的侧倾。例如,侧倾轴线控制器206可以确定第三致动器命令224以基于来自(一个或多个)第一飞机反馈传感器214的(一个或多个)测量值指示图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的操作。例如,垂直轴线控制器202可以基于(一个或多个)第一飞机反馈传感器214确定侧倾误差(例如,不正确的侧向位置)并确定第三致动器命令(例如,旋翼速度命令、旋翼角度或倾斜命令等)224以实现期望侧倾(例如,减小和/或以其他方式消除侧倾误差)。在这样的示例中,侧倾轴线控制器206可以基于与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的当前旋转速度确定第三致动器命令224。

[0044] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括偏航轴线控制器208,以确定与图1A的一个或多个旋翼144的RPM值、图1A的一个或多个马达146的RPM值等和/或其组合中的至少一个相对应的第四示例性致动器命令226,以调节和/或以其他方式影响飞机100的偏航。例如,偏航轴线控制器208可以确定第四致动器命令226以基于来自(一个或多个)第一飞机反馈传感器214的(一个或多个)测量值指导图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的操作。例如,偏航轴线控制器208可以基于(一个或多个)第一飞机反馈传感器214确定偏航误差(例如,不正确的航向)并确定第四致动器命令(例如,旋翼速度命令、旋翼角度或倾斜命令等)226以实现期望偏航(例如,减小和/或以其他方式消除偏航误差)。在这样的示例中,偏航轴线控制器208可以基于与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的当前旋转速度确定第四致动器命令226。

[0045] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括垂直极限控

制器210,以产生示例性垂直命令极限228。垂直命令极限228可以对应于与旋翼144的操作相关联的电极限值。例如,垂直命令极限228可以对应于过电压极限值、过电流极限值等,垂直轴线控制器202产生的第一致动器命令220可以不超过垂直命令极限228。

[0046] 在一些示例中,垂直极限控制器210基于第一致动器命令220或垂直命令极限228中的至少一个产生示例性垂直命令230。在图2中,垂直极限控制器210通过执行示例性垂直命令极限函数231产生垂直命令230。例如,当第一致动器命令220不调用垂直命令极限228时,垂直极限控制器210可以产生垂直命令230以对应于第一致动器命令220。例如,如果与第一致动器命令220相关联的第一电压小于或等于与垂直命令极限228相关联的第二电压,则垂直极限控制器210可以允许第一致动器命令220通过或传输到致动器混合控制器212。

[0047] 在一些示例中,垂直极限控制器210基于垂直命令极限228产生垂直命令230。例如,当第一致动器命令220调用垂直命令极限228时,垂直极限控制器210可以产生垂直命令230以对应于垂直命令极限228。例如,如果与第一致动器命令220相关联的第一电压大于与垂直命令极限228相关联的第二电压,则垂直极限控制器210可以衰减、减小和/或以其他方式限制第一致动器命令220至垂直命令极限228。在这样的示例中,垂直极限控制器210可以将垂直命令230传输至致动器混合控制器212,在致动器混合控制器212中,垂直命令230被限制为与垂直命令极限228相关联的值。

[0048] 在图2的所示示例中,控制器150和/或更一般地飞行控制系统200包括致动器混合控制器212,以将垂直命令230(例如,第一致动器命令220、被限制于垂直命令极限228的第一致动器命令220等)、第二致动器命令222、第三致动器命令224或第四致动器命令226中的至少一个合成为示例性飞机动态232。例如,基于垂直命令230、第二致动器命令222、第三致动器命令224和/或第四致动器命令226中的一个或多个的结合、混合和/或其他融合,致动器混合控制器212可以产生命令并将其传输到旋翼组件102-124。例如,飞机动态232可以对应于飞机100的移动,诸如从第一位置到第二位置的移动、从第一高度到第二高度的移动、从第一取向到第二取向的移动等和/或其组合。

[0049] 虽然实施图1A的控制器150的示例性方式如图2中所示,但图2中示出的元件、过程和/或设备中的一个或多个可以以任何其他方式组合、划分、重新布置、省略、消除和/或实施。此外,示例性垂直轴线控制器202、示例性俯仰轴线控制器204、示例性侧倾轴线控制器206、示例性偏航轴线控制器208、示例性垂直极限控制器210、示例性致动器混合控制器212和/或更一般地图1A的示例性控制器150可以由硬件、软件、固件和/或硬件、软件和/或固件的任何组合实施。因此,例如,示例性垂直轴线控制器202、示例性俯仰轴线控制器204、示例性侧倾轴线控制器206、示例性偏航轴线控制器208、示例性垂直极限控制器210、示例性致动器混合控制器212和/或更一般地示例性控制器150可以由一个或多个模拟或数字电路、逻辑电路、可编程处理器、可编程控制器、图形处理单元(GPU)、数字信号处理器(DSP)、专用集成电路(ASIC)、可编程逻辑器件(PLD)和/或现场可编程逻辑器件(FPLD)实施。当阅读本专利的任何装置或系统权利要求以覆盖纯软件和/或固件实施方式时,示例性垂直轴线控制器202、示例性俯仰轴线控制器204、示例性侧倾轴线控制器206、示例性偏航轴线控制器208、示例性垂直极限控制器210和/或示例性致动器混合控制器212中的至少一个在此被明确定义为包括诸如包括软件和/或固件的存储器、数字通用磁盘(DVD)、光盘(CD)、蓝光盘等的非暂时性计算机可读存储设备或存储磁盘。更进一步,图1A的示例控制器150可以包括除

了图2所示的那些元件、过程和/或设备之外或者代替图2所示的那些元件、过程和/或设备的元件、过程和/或设备中的一个或多个,和/或可以包括一个以上的任何一个或全部的所说明的元件、过程和/或设备。如本文所使用的,短语“通信”包括其变体,涵盖通过一个或多个中间部件的直接通信和/或间接通信,并且不需要直接的物理(例如,有线)通信和/或恒定通信,而是另外包括以周期性间隔、调度间隔、非周期性间隔和/或一次性事件的选择性通信。

[0050] 图3描绘了图2的示例性飞行控制系统的竖直极限控制器210的示例性实施方式。在一些示例中,竖直极限控制器210基于与图1A至图1B的飞机100的旋翼组件102-124相关联的功率分配配置、竖直控制简档或(一个或多个)测量值中的至少一个确定图2的竖直命令极限228。在图3的所示示例中,竖直极限控制器210包括示例性配置确定器310、示例性传感器接口320、示例性推力状态确定器330、示例性命令产生器340和示例性数据库350。图3的数据库350中的进一步的描述是示例性功率分配配置360和(一个或多个)示例性竖直控制简档370。

[0051] 在图3的所示示例中,竖直极限控制器210包括配置确定器310,以确定与图1A至图1B的飞机100相关联的配置(诸如功率分配配置360)。例如,配置确定器310可以通过查询数据库350确定飞机100的功率分配配置360。在这样的示例中,配置确定器310可以确定飞机100的功率分配配置360包括一个或多个电气或功率总线(例如,电分配总线、功率分配总线等)。例如,配置确定器310可以确定飞机100具有对应于和/或以其他方式包括具有一个或多个功率总线的功率分配配置或拓扑。

[0052] 在一些示例中,配置确定器310基于功率分配配置360识别和/或以其他方式确定飞机100的功率分配总线提供和/或以其他方式输送功率至诸如旋翼144、马达146、传感器148和/或更一般地图1A的旋翼组件102-124的一个或多个部件。例如,配置确定器310可以基于功率分配配置360确定飞机100的第一功率分配总线输送功率至图1A至图1B的第一、第二、第三、第四、第九和第十旋翼组件102、104、106、108、110、118、120的马达146。在其他示例中,配置确定器310可以基于功率分配配置360确定飞机100的第二功率分配总线输送功率至图1A至图1B的第五、第六、第七、第八、第十一和第十二旋翼组件112、114、116、122、124的马达146。

[0053] 在一些示例中,配置确定器310确定飞机100正在使用或将要使用的(一个或多个)竖直控制简档370中的一个。例如,配置确定器310可以确定飞机100正在使用(一个或多个)竖直控制简档370中的第一竖直控制简档。在这样的示例中,配置确定器310可以基于对图1A的一个或多个旋翼144的功率分配而确定(一个或多个)竖直控制简档370中的第一竖直控制简档对应于飞机100可以满足、达到和/或以其他方式维持的第一推力水平。在其他示例中,配置确定器310可以确定竖直控制简档370中的第二竖直控制简档对应于不同于第一推力水平的第二推力水平。例如,配置确定器310可以确定竖直控制简档370中的第一竖直控制简档对应于保守的竖直控制简档(例如,保守的功率简档),并且竖直控制简档370中的第二竖直控制简档对应于积极的竖直控制简档(例如,非保守的功率简档、激进的功率简档等)。在这样的示例中,保守的功率简档可以对应于相比于激进的功率简档飞机100具有更高的推力裕度,因为与可以实现输送至旋翼组件102-124的最大允许量的功率的激进的功率简档相比,保守的功率简档只能使更少的功率被输送至旋翼组件102-124。

[0054] 在图3的所示示例中, 竖直极限控制器210包括传感器接口320以收集和/或以其他方式获得与飞机100相关联的测量值。在一些示例中, 传感器接口320获得与图1A至图1B的旋翼组件102-124相关联的测量值。例如, 传感器接口320可以从图1A的传感器148获得马达146的电流和/或电压测量值、旋翼144的速度测量值等。在一些示例中, 传感器接口320获得与感兴趣的功率总线相关联的测量值。例如, 传感器接口320可以从功率源传感器156、158获得图1A的功率源152、154的电压测量值。另外地或可替代地, 传感器接口320可以从监测与飞机100相关联的任何其他部件和/或特性的传感器获得测量值。例如, 传感器接口320可以从功率源传感器156、158获得与功率源152、154相关联的温度。

[0055] 在图3的所示示例中, 竖直极限控制器210包括推力状态确定器330, 以确定与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的推力状态(例如, 旋翼推力状态)。在一些示例中, 推力状态确定器330基于从监测旋翼组件和/或以其他方式与旋翼组件相关联的传感器获得的测量值确定与旋翼组件相关联的推力状态。例如, 推力状态确定器330可以基于传感器148的测量值确定旋翼144的推力状态。在这样的示例中, 推力状态确定器330可以通过确定施加到马达146的电压(其中电压由传感器148感测和/或以其他方式测量)来确定旋翼144的推力状态。

[0056] 在一些示例中, 推力状态确定器330确定由感兴趣的功率总线提供功率的旋翼组件102-124中的一个或多个的推力状态(例如, 功率总线推力状态), 其中该确定可以基于飞机100的竖直控制简档370。例如, 感兴趣的功率总线可以包括图1A至图1B的第一至第四旋翼组件102、104、106、108。推力状态确定器330可以通过确定施加到第一旋翼组件102的马达146的第一电压来确定第一旋翼组件102的第一推力状态, 通过确定施加到第二旋翼组件104的马达146的第二电压来确定第二旋翼组件104的第二推力状态, 等等。

[0057] 在一些示例中, 推力状态确定器330确定飞机100的竖直控制简档370是第一竖直控制简档, 其对应于分配到旋翼组件102-124的指示飞机100具有最小的推力状态裕度的第一推力水平(例如, 激进的竖直控制简档)。例如, 第一推力水平可以是分配到飞机100的竖直控制的推力水平。基于第一竖直控制简档, 推力状态确定器330可以通过确定与感兴趣的功率总线相关联的第一推力状态、第二推力状态等的最小值来确定功率总线推力状态。在这样的示例中, 推力状态裕度的值可以与基础推力状态的值成反比。

[0058] 在其他示例中, 推力状态确定器330可以确定飞机100的竖直控制简档370是第二竖直控制简档, 该第二竖直控制简档对应于分配到旋翼组件102-124的指示平均推力状态裕度(例如, 平均竖直控制简档、保守的竖直控制简档和积极的竖直控制简档之间的竖直控制简档等)的第二推力水平。例如, 第二推力水平可以小于与第一竖直控制简档相关联的第一推力水平。基于第二竖直控制简档, 推力状态确定器330可以通过确定与感兴趣的功率总线相关联的第一推力状态、第二推力状态等的平均值来确定功率总线推力状态。

[0059] 在其他示例中, 推力状态确定器330可以确定飞机100的竖直控制简档370是第三竖直控制简档, 该第三竖直控制简档对应于与分配到旋翼组件102-124的指示最大推力状态裕度(例如, 保守的竖直控制简档)的第三推力水平。例如, 第三推力水平可以小于第一推力水平和第二推力水平。基于第三竖直控制简档, 推力状态确定器330可以通过确定与感兴趣的功率总线相关联的第一推力状态、第二推力状态等的最大值来确定功率总线推力状态。

[0060] 在一些示例中,推力状态确定器330基于与旋翼组件102-124中的一个或多个相关联的一个或多个推力状态来确定推力状态裕度。例如,推力状态确定器330可以基于(1)功率总线推力状态与(2)参考电压或储备电压与轨电压(例如,与图1A的功率源152、154中的一个或多个相关联的电压)之间的差来确定推力状态裕度。在这样的示例中,推力状态裕度可以对应于瞬时推力状态(例如,功率总线推力状态)与可以输送到功率总线的最大功率分配之间的差(例如,参考电压或储备电压与轨电压之间的差)。

[0061] 在图3的所示示例中,竖直极限控制器210包括命令产生器340以产生图2的竖直命令极限228和/或更一般地产生图2的竖直命令230。例如,命令产生器340可以通过产生竖直命令230来控制(例如,竖直控制)飞机100。在一些示例中,命令产生器340通过将是一个或多个传递函数应用于感兴趣的推力裕度(例如,功率总线推力裕度)来确定竖直命令极限228。在一些示例中,命令产生器340产生命令(例如,竖直命令)以被传输到图2的致动器混合控制器212。例如,命令产生器340可以通过确定竖直命令极限228和由图2的竖直轴线控制器202产生的第一致动器命令220的最小值、平均值等值而产生命令。在这样的示例中,命令产生器340可以产生与竖直命令极限228或第一致动器命令220的最小值相对应的命令,该最小值对应于不受限的总竖直控制极限。有利地,通过基于最小值产生命令,致动器混合控制器212可以产生一个或多个命令,以允许飞机100通过在必要时减少竖直控制而优先进行姿态控制。

[0062] 在图3的所示示例中,竖直极限控制器210包括数据库350以记录数据(例如,功率分配配置360、竖直控制简档370中的一个或多个、来自飞机100的一个或多个传感器的一个或多个测量值等)。数据库350可以由易失性存储器(例如,同步动态随机存取存储器(SDRAM)、动态随机存取存储器(DRAM)、RAMBUS动态随机存取存储器(RDRAM)等)和/或非易失性存储器(例如,闪存)实施。数据库350可以附加地或可替代地由诸如DDR、DDR2、DDR3、DDR4、移动DDR(mDDR)等的一个或多个双倍数据速率(DDR)存储器实施。数据库350可以附加地或可替代地由诸如(一个或多个)硬盘驱动器(HDD)、(一个或多个)CD驱动器、(一个或多个)DVD驱动器、(一个或多个)固态硬盘(SSD)驱动器等的任何一个或多个大容量存储设备实施。虽然在所示出的示例中,数据库350被说明为单个数据库,但数据库350可以由任何数量和/或类型的数据库实施。此外,存储在数据库350中的数据可以具有诸如二进制数据、逗号分隔的数据、制表符分隔的数据、结构化查询语言(SQL)结构等的任何数据格式。

[0063] 虽然图3中示出了实施图2的竖直极限控制器210的示例性方式,但图3中示出的元件、过程和/或设备中的一个或多个可以以任何其他方式组合、划分、重新布置、省略、消除和/或实施。此外,示例性配置确定器310、示例性传感器接口320、示例性推力状态确定器330、示例性命令产生器340和/或更一般地图2的示例性竖直极限控制器210可以通过硬件、软件、固件和/或硬件、软件和/或固件的任何组合实施。因此,例如,示例性配置确定器310、示例性传感器接口320、示例性推力状态确定器330、示例性命令产生器340和/或更一般地示例性竖直极限控制器210中的任何一个可以由一个或多个模拟或数字电路、逻辑电路、(一个或多个)可编程处理器、(一个或多个)可编程控制器、(一个或多个)GPU、(一个或多个)DSP、(一个或多个)ASIC、(一个或多个)PLD和/或(一个或多个)FPLD实施。当阅读本专利的任何装置或系统权利要求以覆盖纯软件和/或固件实施方式时,示例性配置确定器310、示例性传感器接口320、示例性推力状态确定器330和/或示例性命令产生器340中的至少一

个在此被明确定义为包括诸如包括软件和/或固件的存储器、DVD、CD、蓝光磁盘等的非暂时性计算机可读存储设备或存储磁盘。更进一步,图2的示例性竖直极限控制器210可以包括除了图3中所示的那些元件、过程和/或设备之外和/或代替图3中所示的元件、过程和/或设备的一个或多个元件、过程和/或设备,和/或可以包括一个以上的任何一个或全部的所示出的元件、过程和设备。

[0064] 图4描绘了用于由图3的竖直极限控制器210确定推力裕度(例如,推力状态裕度)的示例性过程400。在图4的过程400中,图3的配置确定器310可以确定图1A至图1B的飞机100的功率分配配置包括第一示例性功率总线402和第二示例性功率总线404。可替代地,飞机100可以具有比第一和第二功率总线402、404更少或更多的功率总线。尽管图4的过程400被描绘为使用第一功率总线402和第二功率总线404实施,但是过程400不限于此。因此,图4的过程400,在一些示例中,可以被减少至一个功率总线(例如,第一功率总线402),而在其他示例中,可以被扩展为多于两个的功率总线(例如,至少包括第一功率总线402和第二功率总线404的三个或更多个功率总线)。

[0065] 在图4的过程400中,第一功率总线402包括图1A至图1B的第一、第二、第三、第四、第九和第十旋翼组件102、104、106、108、110、118、120的马达146。在图4中,第二功率总线404包括基于功率分布配置360的图1A至图1B的第五、第六、第七、第八、第十一和第十二旋翼组件112、114、116、122、124的马达146。

[0066] 在图4的过程400中,图3的传感器接口320可以获得与功率总线402、404相关联的测量值。例如,传感器接口320可以获得与图1A的功率源152、154相关联的电压测量值。例如,传感器接口320可以确定与第一功率源152相关联的第一功率源状态和与第二功率源154相关联的第二功率源状态。例如,第一功率源状态可以是与第一功率源152相关联的诸如电流、电压、从第一功率源汲取的功率等的电参数的值。在图4中,第一功率源状态可以对应于在图4中标记为“Vrail1”的第一示例性功率源电压406,其对应于图1A的第一功率源152的第一电压测量值。在图4中,第二功率源状态可以对应于在图4中标记为“Vrail2”的第二示例性功率源电压408,其对应于图1A的第二功率源154的第二电压测量值。

[0067] 在图4的过程400中,推力状态确定器330确定与第一功率总线402相关联的第一示例性推力状态410a-f。例如,传感器接口320可以获得与图1A至图1B的第一、第二、第三、第四、第九和第十旋翼组件102、104、106、108、110、118、120中的每一个的马达146相关联的电压测量值。例如,传感器接口320可以确定在图4中标记为“Vmotor1”的电压,其对应于与图1A至图1B的第一旋翼组件102的马达146相关联的电压测量值。在这样的示例中,推力状态确定器330可以将第一推力状态410a确定为电压“Vmotor1”。

[0068] 在图4的过程400中,推力状态确定器330确定与第二功率总线404相关联的第二示例性推力状态412a-f。例如,传感器接口320可以获得与图1A至图1B的第五、第六、第七、第八、第十一和第十二旋翼组件112、114、116、122、124中的每一个的马达146相关联的电压测量值。例如,传感器接口320可以确定在图4中标记为“Vmotor5”的电压,其对应于与图1A至图1B的第五旋翼组件110的马达146相关联的电压测量值。在这样的示例中,推力状态确定器330可以将第五推力状态412a确定为电压“Vmotor5”。

[0069] 在图4的过程400中,推力状态确定器330通过执行第一示例性函数(FN1) 416确定第一示例性功率总线推力状态414。在图4中,推力状态确定器330通过执行第二示例性函数

(FN2) 420确定第二示例性功率总线推力状态418。在图4中,第一函数416和第二函数420相同。在其他示例中,第一函数416和第二函数420可以不同。

[0070] 在图4的过程400中,函数416、420对应于基于图1A至图1B的飞机100的竖直控制简档的最小化函数、最大化函数、平均化函数等。例如,如果竖直控制简档指示飞机100采用最大推力状态裕度(例如,保守的竖直控制简档),则函数416、420可以确定第一推力状态410a-f和第二推力状态412a-f的最大值。在这样的示例中,第一功率总线推力状态414可以对应于第一推力状态410a-f中的较高或较大的推力状态,并且第二功率总线推力状态418可以对应于第二推力状态412a-f中的最高的推力状态。

[0071] 在其他示例中,如果竖直控制简档指示飞机100采用最小推力状态裕度(例如,激进的竖直控制简档),则函数416、420可以确定第一推力状态410a-f和第二推力状态412a-f的最小值。在这样的示例中,第一功率总线推力状态414可以对应于第一推力状态410a-f中的最低的推力状态,并且第二功率总线推力状态418可以对应于第二推力状态412a-f中的最低的推力状态。

[0072] 在图4的过程400中,推力状态确定器330确定在图4中标记为“Voltage_Reserve”的示例性储备电压424与第一功率源电压406之间的第一差422。例如,基于第一功率源状态和储备电压424之间的差,第一差422可以对应于第一调整后的功率源状态。在图4中,储备电压424为25V,而在其他示例中,储备电压可以为诸如0V、10V、20V等的任何其他值。在一些示例中,储备电压424是储备状态,其可以对应于针对特定飞行情况(诸如紧急着陆)或需要额外推力(例如,手动超驰)时可以储备或保存的能量的量。

[0073] 在图4的过程400中,推力状态确定器330通过确定第一差422与第一功率总线推力状态414之间的差确定第一示例性功率总线推力状态裕度426。例如,第一功率总线推力状态裕度426是(1)由第一功率总线402提供功率的马达的当前或瞬时推力状态与(2)可以从第一功率总线402输送到与第一功率总线402电耦合的马达的可用功率之间的裕度或差,其中可用功率基于储备电压424和第一功率源电压406之间的差。

[0074] 在图4的过程中,推力状态确定器330确定储备电压424和第二功率源电压408之间的第二差428。例如,基于第二功率源状态和储备电压424之间的差,第二差428可以对应于第二调整后的功率源状态。在图4中,推力状态确定器330通过确定第二差428和第二功率总线推力状态418之间的差确定第二示例性功率总线推力状态裕度430。例如,第二功率总线推力状态裕度430是(1)由第二功率总线404提供功率的马达的当前或瞬时推力状态与(2)可以从第二功率总线404输送到与第二功率总线404电耦合的马达的可用功率之间的裕度或差,其中可用功率基于储备电压424和第二功率源电压408之间的差。

[0075] 在图4的过程中,因为功率总线推力状态裕度426、430中的一个可以选择作为示例性推力状态裕度432,推力状态确定器330识别第一功率总线推力状态裕度426和第二功率总线推力状态裕度430作为候选推力状态裕度。在图4中,推力状态确定器330通过在第一功率总线推力状态裕度426和第二功率总线推力状态裕度430上执行第三示例性函数(FN3) 434确定推力状态裕度432。第三函数434可以对应于基于图1A至图1B的飞机100的竖直控制简档的最小化函数、最大化函数、平均化函数等。例如,如果竖直控制简档指示飞机100采用最大推力状态裕度,则第三函数434可以确定第一功率推力状态裕度426和第二功率推力状态裕度430的最大值。在这样的示例中,推力状态裕度432可以对应于第一功率推力状态裕

度426和第二功率推力状态裕度430中的更高或更大的推力状态裕度。在图4中,函数416、420、434是相同的。在其他示例中,函数416、420、434中的一个或多个可以不同。

[0076] 图5描绘了用于通过图3的竖直极限控制器210产生图2的竖直命令230的示例性过程500。例如,过程500可以对应于硬件逻辑、机器可读指令、硬件实施的状态机和/或其任何组合。例如,图3的命令产生器340可以执行和/或以其他方式实施过程500以产生竖直命令230。在图5中,命令产生器340获得由图3的推力状态确定器330计算出的图4的推力状态裕度432。在图5中,命令产生器340获得示例性不受限竖直控制命令502,其可以对应于一个或多个致动器命令,当被飞机100调用时,该致动器命令可以导致飞机100执行不受限竖直控制命令。例如,不受限竖直控制命令502可以对应于由图2的竖直轴线控制器202产生的第一致动器命令220。

[0077] 在图5的所示示例中,命令产生器340将示例性增益(例如,增益值)504应用于推力状态裕度432以产生第一示例性控制值506。例如,第一控制值506可以是RPM中的旋翼速度。在图5中,增益504对应于马达施加的电压对旋翼速度因数。例如,增益504可以将由推力状态裕度432表示的电压转换成图1A的旋翼144的速度。在图5中,命令产生器340将第一控制值506添加到第一示例性传递函数508的输出。例如,第一传递函数508的输出可以是基于图2的竖直命令230的反馈值。

[0078] 在图5的所示示例中,命令产生器340将第二示例性控制值509应用于第二示例性传递函数510。第二控制值509基于第一控制值506和第三示例性控制值511的相加。第三控制值511是第一传递函数508的输出。例如,第二传递函数510可以将输入旋翼速度(例如,第二控制值509)转换为第四示例控制值512。第四控制值512可以是过电压极限值,当其被施加到可操作地耦连到图1A的旋翼144的马达146时,第四控制值调用马达146以产生与输入旋翼速度相比降低的旋翼速度。有利地,降低的旋翼速度可以使图1A至图1B的飞机100通过减小分配到竖直控制的功率而具有可用功率以用于充分的姿态控制。第四控制值512可以对应于阈值(例如,阈值电压),在一些示例中,竖直命令230可以不超过该阈值。例如,竖直命令230可以对应于有限的竖直控制命令以使姿态控制优先于竖直控制。

[0079] 在图5的所示示例中,命令产生器340通过使用第四控制值512和不受限的竖直控制命令502执行图2的竖直命令极限函数231来确定竖直命令230。例如,如果竖直命令极限函数231是最小化函数,则竖直命令极限函数231可以通过确定第四控制值512和不受限的竖直控制命令502中的最小值或较小值来确定竖直命令230。在其他示例中,如果竖直命令极限函数231是最大化函数,则竖直命令极限函数231可以通过确定第四控制值512和不受限的竖直控制命令502中的最大值或较大值来确定竖直命令230。可替代地,竖直命令极限函数231可以是任何其他类型的函数(诸如平均化函数)。

[0080] 在图5的所示示例中,命令产生器340基于示例性反馈值516确定竖直命令230。在图5中,反馈值516是对应于竖直指令230的被传输至图2的致动器混合控制器212的电压。命令产生器340将示例性单位延迟(例如,单位延迟函数)518应用于反馈值516,以产生示例性延迟反馈值520。第一传递函数508获得延迟的反馈值520以产生输出,该输出对应于先前传输至致动器混合控制器212的旋翼速度的延迟值。有利地,命令产生器340可以基于反馈值516产生(例如,迭代地产生)第四控制值512,以确保由过程500实施对控制循环的稳定控制。

[0081] 图6至图8中示出了表示用于实施图2至图3的竖直极限控制器210和/或更一般地图1A和/或图2的控制器150的示例性硬件逻辑、机器可读指令、硬件实施的状态机和/或其任何组合的流程图。机器可读指令可以是可执行程序或可执行程序的一部分,以由计算机处理器(诸如,下面结合图9讨论的示例性处理器平台900中示出的处理器912)执行。程序可以实现在被存储在非暂时性计算机可读存储介质(诸如CD-ROM、软盘、硬盘驱动器、DVD、蓝光磁盘或与处理器912相关联的存储器)中的软件中,但是整个程序和/或其部分可以替代地由除处理器912之外的设备执行和/或以固件或专用硬件实现。此外,尽管示例性程序是参照图6至图8中所示的流程图进行描述的,但是实施示例性竖直极限控制器210和/或更一般地控制器150的许多其他方法可以被可替代地使用。例如,可以改变框的执行顺序,和/或可以改变、消除或组合所描述的一些框。附加地或可替代地,通过被构造为执行相应的操作而无需执行软件或固件的一个或多个硬件电路(例如,离散和/或集成的模拟和/或数字电路、FPGA、ASIC、比较器、运算放大器(op-amp)、逻辑电路等)可以实施任何或全部框。

[0082] 如上所述,图6至图8的示例性过程可以使用可执行指令(例如,计算机和/或机器可读指令)实施,该可执行指令存储在诸如硬盘驱动器、闪存、只读存储器、光盘、数字通用磁盘、高速缓存、随机存取存储器和/或任何其他存储有信息达任意持续时间(例如达延长的时间段、永久地、短暂的情况、用于临时缓冲和/或用于信息的缓存)的存储设备或存储磁盘的非暂时性计算机和/或机器可读介质上。如本文所使用的,术语“非暂时性计算机可读介质”被明确定义为包括任何类型的计算机可读存储设备和/或存储磁盘,并排除传播信号并排除传输介质。

[0083] “包括”和“包含”(及其所有形式和时态)在本文中用作开放式术语。因此,每当权利要求采用任何形式的“包括”或“包含”(例如,包括、包含、含有、具有等)作为序言或在任何种类的权利要求叙述中时,应理解为在不超出相应权利要求或陈述的范围的情况下,其他元件、术语等可以存在。如本文中所使用的,当短语“至少”在例如权利要求的前序中用作过渡术语时,其是以与开放式术语“包含”和“包括”相同方式的开放式。当例如以诸如A、B和/或C的形式使用时,术语“和/或”是指A、B、C的诸如(1)仅A、(2)仅B、(3)仅C、(4)A与B、(5)A与C、(6)B与C以及(7)A与B和C的任何组合或子集。如本文在描述结构、部件、项目、对象和/或事物的上下文中所使用的,短语“A和B中的至少一个”意图指代包括(1)至少一个A、(2)至少一个B和(3)至少一个A和至少一个B中的任何一个的实施方式。类似地,如本文在描述结构、部件、项目、对象和/或事物的上下文中所使用的,短语“A或B中的至少一个”意图指代包括(1)至少一个A、(2)至少一个B和(3)至少一个A和至少一个B中的任何一个的实施方式。如本文在描述过程、指令、动作、活动和/或步骤的执行或运行的上下文中所使用的,短语“A和B中的至少一个”意图指代包括(1)至少一个A、(2)至少一个B和(3)至少一个A和至少一个B中的任何一个的实施方式。类似地,如本文在描述过程、指令、动作、活动和/或步骤的执行或运行的上下文中所使用的,短语“A或B中的至少一个”意图指代包括(1)至少一个A、(2)至少一个B和(3)至少一个A和至少一个B中的任何一个的实施方式。

[0084] 图6是表示示例性机器可读指令600的流程图,该示例性机器可读指令600可以被执行以实施图1A和/或图2的控制器150以控制图1A至图1B的飞机100。机器可读指令600开始于框602,在框602,控制器150确定旋翼飞机的功率分配。例如,配置确定器310(图3)可以向数据库350(图3)查询图1A至图1B的飞机100的功率分配配置360(图3)。在这样的示例中,

配置确定器310可以确定飞机100具有包括图4的第一功率总线402和第二功率总线404的功率分配拓扑。

[0085] 在框604,控制器150确定旋翼飞机的竖直控制简档。例如,配置确定器310可以向数据库350(图3)查询飞机100的竖直控制简档370。在这样的示例中,配置确定器310可以确定竖直控制简档370指示最小化推力裕度、最大化推力裕度等。在这样的示例中,配置确定器310可以确定竖直控制简档370指示最小化推力状态裕度,其进而指示函数416、420、434是最小化函数。

[0086] 在框606,控制器150选择感兴趣的功率总线进行处理。例如,推力状态确定器330(图3)可以选择第一功率总线402进行处理。

[0087] 在框608,控制器150获得与功率总线相关联的测量值。例如,传感器接口320可以从第一功率源传感器156获得图4的第一功率源电压406。在这样的示例中,推力状态确定器330可以确定第一功率源状态是第一功率源电压406。可替代地,推力状态确定器330可以确定第一功率源状态基于第一功率源152的电流、功率消耗等。

[0088] 在框610,控制器150获得与功率总线上的(一个或多个)旋翼相关联的测量值。例如,传感器接口320可以从与第一功率总线402相关联的图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的传感器148获得测量值。在这样的示例中,传感器接口320可以获得被施加到与第一功率总线402相关联的旋翼组件102-104的相对应的一个的马达146和/或以其他方式由马达146消耗的电压测量值。

[0089] 在框612,控制器150基于(一个或多个)旋翼测量值确定推力状态。例如,推力状态确定器330可以通过在图4的推力状态410a-410f上执行第一函数416来确定图4的第一功率总线推力状态414,其中推力状态410a-410f基于与图1A至图1B的第一、第二、第三、第四、第九和第十旋翼组件102、104、106、108、110、118、120的马达146相关联的电压测量值。下面结合图7描述了用于实施框612的示例性过程。

[0090] 在框614,控制器150基于推力状态确定候选推力状态裕度。例如,推力状态确定器330可以基于图4的第一功率总线推力状态414和第一差422之间的差确定图4的第一功率总线推力状态裕度426。在这样的示例中,推力状态确定器330可以识别第一功率总线推力裕度426作为候选推力状态裕度。

[0091] 在框616,控制器150确定是否选择另一个感兴趣的功率总线进行处理。例如,推力状态确定器330可以选择图4的第二功率总线404进行处理。

[0092] 如果,在框616,控制器150确定选择另一个感兴趣的功率总线进行处理,则控制返回到框606,以选择另一个感兴趣的功率总线进行处理。如果在框616,控制器150确定不选择另一个感兴趣的功率总线进行处理,则在框618,控制器150基于(一个或多个)候选推力状态裕度和竖直控制简档来识别推力状态裕度。例如,推力状态确定器330可以通过执行图3的第三函数434来确定图4的推力状态裕度432。在这样的示例中,第三函数434可以是基于图1A至图1B的飞机100的竖直控制简档370的最小化函数、最大化函数、平均化函数等。下面结合图8描述了用于实施框616的示例性过程。

[0093] 在框620,控制器150基于所识别的推力状态裕度和由旋翼飞机正在执行的命令来确定竖直控制命令。例如,命令产生器340(图3)可以基于推力状态裕度432和图2的第一致动器命令220(例如,图5的不受限的竖直控制命令502)确定竖直命令230。

[0094] 在框622,控制器150基于竖直控制命令来控制旋翼飞机。例如,控制器150的致动器混合控制器212(图2)可以基于图2的飞机动态232产生一个或多个致动器命令以调用飞机100进行动作、运转和/或以其他方式操作。在这样的示例中,致动器混合控制器212可以基于竖直命令230、第二致动器命令222、第三致动器命令224和/或第四致动器命令226中的一个或多个的结合、混合和/或另一种融合来产生命令并将其传输到旋翼组件102-124,从而调用、指示和/或以其他方式引导飞机100从第一位置移动到第二位置、从第一高度移动到第二高度、从第一取向移动到第二取向等和/或其组合。例如,致动器混合控制器212可以产生命令并将其传输到旋翼组件102-124,以控制图1A至图1B的飞机100的飞行。

[0095] 在框624,控制器150确定是否继续监测旋翼飞机。如果在框624,控制器150确定继续监测旋翼飞机,则控制返回到框606以选择感兴趣的功率总线进行处理,否则图6的机器可读指令600结束。

[0096] 图7是表示图6的机器可读指令612的流程图,其可以被执行以实施图2的控制器150以基于(一个或多个)旋翼测量值确定推力状态。图7的过程可以用于实施图6的框612。图7的机器可读指令612开始于框702,在框702,控制器150确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平。例如,配置确定器310(图3)可以获得图3的竖直控制简档370。在这样的示例中,配置确定器310可以确定竖直控制简档370对应于可以被分配到图1A至图1B的旋翼组件102-124中的一个或多个的第一推力水平(例如,保守的竖直控制简档、保守的功率简档等)、第二推力水平(例如,平均竖直控制简档、平均功率简档等)、第三推力水平(例如,激进的竖直控制简档、非保守的功率简档、激进的功率简档等)等。例如,推力水平可以基于期望的、预期的或感兴趣的推力裕度。在这样的示例中,第一推力水平可以对应于第一推力裕度,第二推力水平可以对应于小于第一推力裕度的第二推力裕度,并且第三推力水平可以对应于小于第二推力裕度的第三推力裕度。因此,第一推力水平可以指示图4的函数416、420、434是最大化函数,第二推力水平可以指示图4的函数416、420、434是平均化函数、而第三推力水平可以指示图4的函数416、420、434是最小化函数。

[0097] 如果在框702,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平,则在框704,控制器150确定推力状态的最大值。例如,推力状态确定器330(图3)可以调用图4的第一函数416以确定第一功率总线推力状态414作为第一推力状态410a-410f的最大值。响应于在框704确定推力状态的最大值,图7的机器可读指令612返回到图6的机器可读指令600的框614以基于推力状态来确定候选推力状态裕度。

[0098] 如果在框702,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平,则控制进行到框706,以确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平。

[0099] 如果在框706,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平,则在框708,控制器150确定推力状态的平均值。例如,推力状态确定器330可以调用图4的第一函数416以确定第一功率总线推力状态414作为第一推力状态410a-410f的平均值。响应于在框708确定推力状态的平均值,图7的机器可读指令612返回到图6的机器可读指令600的框614以基于推力状态确定候选推力状态裕度。

[0100] 如果在框706,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平,则控制进行到框710,以确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第三推力水

平。

[0101] 如果在框710,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第三推力水平,则在框712,控制器150确定推力状态的最小值。例如,推力状态确定器330可以调用图4的第一函数416以确定第一功率总线推力状态414作为第一推力状态410a-410f的最小值。响应于在框712确定推力状态中的最小值,图7的机器可读指令612返回到图6的机器可读指令600的框614,以基于推力状态确定候选推力状态裕度。

[0102] 如果在框710,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第三推力水平,则控制进行到框714以确定默认推力状态。例如,推力状态确定器330可以确定用于第一功率总线推力状态414的预定值。在这样的示例中,预定值可以被存储在数据库350中。响应于在框714确定默认推力状态,图7的机器可读指令612返回到图6的机器可读指令600的框614,以基于推力状态确定候选推力状态裕度。

[0103] 图8是表示图6的机器可读指令618的流程图,其可以被执行以实施图2的控制器150,以基于(一个或多个)候选推力状态裕度和图1A至图1B的飞机100的竖直控制简档来识别推力状态裕度。图8的过程可以用于实施图6的框618。图8的机器可读指令618开始于框802,在框802,控制器150确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平。

[0104] 如果在框802,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平,则在框804,控制器150识别推力状态裕度作为(一个或多个)候选推力状态裕度的最大值。例如,推力状态确定器330(图3)可以调用图4的第三函数434以确定图4的推力状态裕度432作为第一功率总线推力状态裕度426和第二功率总线推力状态裕度430的最大值。响应于在框804识别推力状态裕度作为(一个或多个)候选推力状态裕度的最大值,图8的机器可读指令618返回到图6的机器可读指令600的框620,以基于所识别的推力状态裕度和由旋翼飞机正在执行的命令来确定竖直控制命令。

[0105] 如果在框802,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第一推力水平,则控制进行到框806,以确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平。

[0106] 如果在框806,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平,则在框808,控制器150识别推力状态裕度作为(一个或多个)候选推力状态裕度的平均值。例如,推力状态确定器330可以调用图4的第三函数434以确定图4的推力状态裕度432作为第一功率总线推力状态裕度426和第二功率总线推力状态裕度430的平均值。响应于在框808识别推力状态裕度作为(一个或多个)候选推力状态裕度的平均值,图8的机器可读指令618返回到图6的机器可读指令600的框620,以基于所识别的推力状态裕度和由旋翼飞机正在执行的命令来确定竖直控制命令。

[0107] 如果在框806,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第二推力水平,则控制进行到框810,以确定竖直控制简档是否对应于分配到旋翼飞机的第三推力水平。

[0108] 如果在框810,控制器150确定竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的第三推力水平,则在框812,控制器150识别推力状态裕度作为(一个或多个)候选推力状态裕度的最小值。例如,推力状态确定器330可以调用图4的第三函数434以确定图4的推力状态裕度432作为第一功率总线推力状态裕度426和第二功率总线推力状态裕度430的最小值。响应于在框

812识别推力状态裕度作为一个或多个) 候选推力状态裕度的最小值,图8的机器可读指令618返回到图6的机器可读指令600的框620,以基于所识别的推力状态裕度和旋翼飞机正在执行的命令来确定竖直控制命令。

[0109] 如果在框810,控制器150确定竖直控制简档不对应于分配到旋翼飞机的第三推力水平,则控制进行到框814,以识别推力状态裕度作为默认的推力状态裕度。例如,推力状态确定器330可以确定用于推力状态裕度432的预定值。在这样的示例中,该预定值可以被存储在数据库350(图3)中。响应于在框814识别推力状态裕度作为默认的推力状态裕度,图8的机器可读指令618返回到图6的机器可读指令600的框620,以基于所识别的推力状态裕度和旋翼飞机正在执行的命令来确定竖直控制命令。

[0110] 图9是被构造为执行图6至图8的指令以实施图2至图3的竖直极限控制器210和/或更一般地图1A和/或图2的控制器150的示例性处理器平台900的框图。处理器平台900可以是例如飞行控制计算机、服务器、工作站、自学习机(例如神经网络)、移动设备(例如移动电话、智能电话、诸如iPad™的平板电脑)、耳机或其他可穿戴设备、或任何其他类型的计算设备。

[0111] 所示示例的处理器平台900包括处理器912。所示示例的处理器912是硬件。例如,处理器912可以由一个或多个集成电路、逻辑电路、微处理器、GPU、DSP、或来自任何期望的家庭或制造商的控制器实施。硬件处理器可以是基于半导体(例如,硅基)的设备。在此示例中,处理器912实施示例性竖直轴线控制器202、示例性俯仰轴线控制器204、示例性侧倾轴线控制器206、示例性偏航轴线控制器208、示例性竖直极限控制器210、和图2的示例性致动器混合控制器212、以及图3的示例性配置确定器310、示例性推力状态确定器330和命令产生器340。

[0112] 所示示例的处理器912包括本地存储器913(例如,高速缓存)。所示示例的处理器912经由总线918与包括易失性存储器914和非易失性存储器916的主存储器通信。易失性存储器914可以由同步动态随机存取存储器(SDRAM)、动态随机存取存储器(DRAM)、**RAMBUS®**动态随机存取存储器(**RDRAM®**)和/或任何其他类型的随机存取存储器设备实施。非易失性存储器916可以由闪存和/或任何其他期望类型的存储器设备实施。对主存储器914、916的访问由存储器控制器控制。

[0113] 所示示例的处理器平台900还包括接口电路920。接口电路920可以通过诸如以太网接口、通用串行总线(USB)、**蓝牙®**接口、近场通信(NFC)接口和/或PCI Express接口的任何类型的接口标准实施。

[0114] 在示出的示例中,一个或多个输入设备922被连接到接口电路920。(一个或多个)输入设备922允许用户将数据和/或命令输入到处理器912中。(一个或多个)输入设备922可以例如通过音频传感器、麦克风、照相机(静止或视频)和/或语音识别系统实施。

[0115] 一个或多个输出设备924也被连接到所示示例的接口电路920。输出设备924可以例如通过显示设备(例如,发光二极管(LED)、有机发光二极管(OLED)、液晶显示器(LCD)、阴极射线管显示器(CRT)、就地开关(IPS)显示器、触摸屏等)、触觉输出设备和/或扬声器实施。因此,所示示例的接口电路920通常包括图形驱动器卡、图形驱动器芯片和/或图形驱动器处理器。

[0116] 所示示例的接口电路920还包括诸如发射机、接收机、收发机、调制解调器、住宅网关、无线接入点和/或网络接口的通信设备,以促进经由网络926与外部机器(例如,任何种类的计算机)进行数据交换。通信可以例如经由卫星系统、现场线无线系统、蜂窝电话系统等和/或任何其他无线通信方法进行通信。

[0117] 所示示例的处理器平台900还包括用于存储软件和/或数据的一个或多个大容量存储设备928。这样的大容量存储设备928的示例包括硬盘驱动器磁盘、CD驱动器、独立磁盘冗余阵列(RAID)系统和DVD驱动器。在此示例中,一个或多个大容量存储设备928实施图3的示例性数据库350、示例性功率分配配置360和示例性垂直控制简档370。

[0118] 图6至图8的机器可执行指令932可以被存储在大容量存储设备928、易失性存储器914、非易失性存储器916和/或诸如CD或DVD的可移动非暂时性计算机可读存储介质上。

[0119] 根据前述内容,将认识到,已经公开了有助于姿态控制的飞行控制优先化的示例性方法、装置和制品。在由于电动多旋翼飞机中的电气状态极限而不能实现姿态控制和垂直控制两者的示例中,所公开的方法、装置和制品通过将姿态控制和电力系统集成以始终向下选择上限为可允许的垂直控制而优先进行姿态控制。在向下选择上限之前,所公开的方法、装置和制品可以单独计算和/或以其他方式计算所有旋翼的推力裕度。响应于推力裕度计算,所公开的方法、装置和制品可以将选择方案(例如,最大推力裕度选择方案、最小推力裕度选择方案、平均推力裕度选择方案等和/或其组合)应用于计算出的推力裕度。通过向下选择上限,所公开的方法、装置和制品可以确保足够的姿态控制能力,同时允许可接受的垂直控制功率。响应于向下选择上限,所公开的方法、装置和制品可以将向下选择的上限转换为垂直控制极限值,并将该垂直控制极限值应用于先前的或即时的垂直控制命令以优先姿态控制。

[0120] 所公开的方法、装置和制品通过从多个推力状态中向下选择为单个推力状态来确定推力状态裕度,从而提高了使用多旋翼飞机的计算设备的效率。因为可以基于单个推力状态裕度而不是从多个推力状态产生命令,因此有利地,使用较少的计算功率、存储器、存储空间等和/或其组合可以产生命令,以影响多旋翼飞机的飞机动态。因此,所公开的方法、装置和制品相应地针对计算机功能上的一个或多个改进。

[0121] 本文公开了用于飞行控制优先级的示例性方法、装置、系统和制品。其他示例及其组合包括以下内容:

[0122] 条款1包括一种控制旋翼飞机飞行的装置,该装置包括推力状态确定器和命令产生器,该推力状态确定器确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与该第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与该第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;和基于旋翼飞机的垂直控制简档来识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度,并且该命令产生器基于选择的推力裕度和第二垂直控制命令来确定第一垂直控制命令,第二垂直控制命令由旋翼飞机执行;和基于第一垂直控制命令来控制旋翼飞机。

[0123] 条款2包括条款1所述的装置,其中旋翼飞机是无人驾驶飞行器,第一旋翼包括电

耦连至第一功率源的两个或更多个旋翼,并且第二旋翼包括电耦连至第二功率源的两个或更多个旋翼,并且进一步包括传感器接口,以获得与第一两个或更多个旋翼相关联的第一测量值,并获得与第二两个或更多个旋翼相关联的第二测量值。

[0124] 条款3包括条款1所述的装置,其中第一功率源或第二功率源中的至少一个包括一个或多个电池,并且第一测量值或第二测量值中的至少一个基于与一个或多个电池相关联的温度、电流或电压中的至少一个,并且进一步包括传感器接口,以获得温度、电流或电压中的至少一个。

[0125] 条款4包括条款1所述的装置,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,第一旋翼至少包括第一旋翼和第二旋翼,第一测量值至少包括与第一旋翼对应的第一测量值和与第二旋翼对应的第二测量值,并且推力状态确定器基于第一测量值至少大于第二测量值而基于第一竖直控制简档确定第一推力状态,第一竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平;基于至少第一测量值和第二测量值的平均值而基于第二竖直控制简档来确定第一推力状态,第二竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平,第二推力水平小于第一推力水平;和基于第一测量值至少小于第二测量值而基于第三竖直控制简档来确定第一推力状态,第三竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平,第三推力水平小于第二推力水平。

[0126] 条款5包括条款1所述的装置,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,并且推力状态确定器将通过以下方式识别选择的推力裕度:当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平时,基于第一推力裕度至少大于第二推力裕度而选择第一推力裕度;当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平时,基于至少第一推力裕度和第二推力裕度的平均值来选择第一推力裕度,第二推力水平小于第一推力水平;和当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平时,基于第一推力裕度至少小于第二推力裕度而选择第一推力裕度,第三推力水平小于第二推力水平。

[0127] 条款6包括条款1所述的装置,其中推力状态确定器用于:确定第一推力状态与储备状态之间的第一差;确定第二推力状态与储备状态之间的第二差;和至少基于第一差和第二差而识别选择的推力裕度。

[0128] 条款7包括条款1所述的装置,其中命令产生器用于:通过将选择的推力裕度乘以增益值来确定第一控制值;基于第一控制值和第三控制值的和来确定第二控制值,第三控制值对应于来自第一传递函数的输出;通过将第二控制值乘以不同于第一传递函数的第二传递函数而确定第四控制值;和基于第四控制值和第二竖直控制命令的最小值来确定第一竖直控制命令。

[0129] 条款8包括一种非暂时性计算机可读存储介质,其包括指令,该指令在被执行时使机器至少:确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;基于旋翼飞机的竖直控制简档来识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度;基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令来确定第一竖直

控制命令,第二竖直控制命令由旋翼飞机执行,并且基于第一竖直控制命令来控制旋翼飞机。

[0130] 条款9包括条款8所述的非暂时性计算机可读存储介质,其中旋翼飞机是无人驾驶飞行器,第一旋翼包括电耦连至第一功率源的两个或更多个旋翼,并且第二旋翼包括电耦连至第二功率源的两个或更多个旋翼,并且指令在被执行时使机器获得与第一两个或更多个旋翼相关联的第一测量值并获得与第二两个或更多个旋翼相关联的第二测量值。

[0131] 条款10包括条款8所述的非暂时性计算机可读存储介质,其中第一功率源或第二功率源中的至少一个包括一个或多个电池,并且第一测量值或第二测量值中的至少一个基于与一个或多个电池相关联的温度、电流或电压中的至少一个,并且其中指令在被执行时使机器获得温度、电流或电压中的至少一个。

[0132] 条款11包括条款8所述的非暂时性计算机可读存储介质,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,第一旋翼至少包括第一旋翼和第二旋翼,第一测量值至少包括与第一旋翼对应的第一测量值和与第二旋翼对应的第二测量值,并且指令在被执行时使机器基于第一测量值至少大于第二测量值而基于第一竖直控制简档确定第一推力状态,第一竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平;基于至少第一测量值和第二测量值的平均值而基于第二竖直控制简档确定第一推力状态,第二竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平,第二推力水平小于第一推力水平;和基于第一测量值至少小于第二测量值而基于第三竖直控制简档确定第一推力状态,第三竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平,第三推力水平小于第二推力水平。

[0133] 条款12包括条款8所述的非临时性计算机可读存储介质,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,并且指令在被执行时使机器将通过以下方式识别选择的推力裕度:当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平时,基于第一推力裕度至少大于第二推力裕度而选择第一推力裕度;当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平时,基于至少第一推力裕度和第二推力裕度的平均值来选择第一推力裕度,第二推力水平小于第一推力水平;和当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平时,基于第一推力裕度至少小于第二推力裕度而选择第一推力裕度,第三推力水平小于第二推力水平。

[0134] 条款13包括条款8所述的非暂时性计算机可读存储介质,其中指令在被执行时使机器确定第一推力状态与储备状态之间的第一差,确定第二推力状态与储备状态之间的第二差,和至少基于第一差和第二差来识别选择的推力裕度。

[0135] 条款14包括条款8所述的非暂时性计算机可读存储介质,其中指令在被执行时使机器通过使选择的推力裕度乘以增益值来确定第一控制值;基于第一控制值和第三控制值的和来确定第二控制值,第三控制值对应于第一传递函数的输出;通过使第二控制值乘以不同于第一传递函数的第二传递函数,确定第四控制值;和基于第四控制值和第二竖直控制命令的最小值,确定第一竖直控制命令。

[0136] 条款15包括一种控制旋翼飞机飞行的方法,该方法包括确定旋翼飞机的第一旋翼的第一可用功率的第一极限和与第一旋翼相关联的第一推力状态之间的第一推力裕度,第一可用功率基于旋翼飞机的第一功率源,第一推力状态基于与由第一功率源提供功率的第一旋翼相关联的第一测量值;确定旋翼飞机的第二旋翼的第二可用功率的第二极限和与第

二旋翼相关联的第二推力状态之间的第二推力裕度,第二可用功率基于旋翼飞机的第二功率源,第二推力状态基于与由第二功率源提供功率的第二旋翼相关联的第二测量值;基于旋翼飞机的竖直控制简档来识别第一推力裕度或第二推力裕度作为选择的推力裕度;基于选择的推力裕度和第二竖直控制命令来确定第一竖直控制命令,第二竖直控制命令由旋翼飞机执行,并且基于第一竖直控制命令控制旋翼飞机。

[0137] 条款16包括条款15所述的方法,其中旋翼飞机是无人驾驶飞行器,第一旋翼包括电耦连至第一功率源的两个或更多个旋翼,并且第二旋翼包括电耦连至第二功率源的两个或更多个旋翼。

[0138] 条款17包括条款15所述的方法,其中第一功率源或第二功率源中的至少一个包括一个或多个电池,并且第一测量值或第二测量值中的至少一个基于与一个或多个电池相关联的温度、电流或电压中的至少一个。

[0139] 条款18包括条款15所述的方法,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,第一旋翼至少包括第一旋翼和第二旋翼,第一测量值至少包括与第一旋翼对应的第一测量值和与第二旋翼对应的第二测量值,并且进一步包括基于第一测量值至少大于第二测量值而基于第一竖直控制简档来确定第一推力状态,第一竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平;基于至少第一测量值和第二测量值的平均值,基于第二竖直控制简档确定第一推力状态,第二竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平,第二推力水平小于第一推力水平;和基于第一测量值至少小于第二测量值,基于第三竖直控制简档确定第一推力状态,第三竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平,第三推力水平小于第二推力水平。

[0140] 条款19包括条款15所述的方法,其中竖直控制简档是第一竖直控制简档,并且识别选择的推力裕度包括当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第一推力水平时,基于第一推力裕度至少大于第二推力裕度而选择第一推力裕度;当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第二推力水平时,基于至少第一推力裕度和第二推力裕度的平均值而选择第一推力裕度,第二推力水平小于第一推力水平;和当竖直控制简档对应于分配到旋翼飞机的竖直控制的第三推力水平时,基于第一推力裕度至少小于第二推力裕度而选择第一推力裕度,第三推力水平小于第二推力水平。

[0141] 条款20包括条款15所述的方法,进一步包括确定第一推力状态与储备状态之间的第一差,确定第二推力状态与储备状态之间的第二差,和至少基于第一差和第二差来识别选择的推力裕度。

[0142] 条款21包括条款15所述的方法,进一步包括通过将选择的推力裕度乘以增益值来确定第一控制值;基于第一控制值和第三控制值的和来确定第二控制值,第三控制值对应于第一传递函数的输出;通过将第二控制值乘以不同于第一传递函数的第二传递函数,从而确定第四控制值;和基于第四控制值和第二竖直控制命令的最小值来确定第一竖直控制命令。

[0143] 尽管本文已经公开了某些示例性系统、方法、装置和制品,但是本专利的覆盖范围不限于此。相反,本专利覆盖属于落入本专利的权利要求的范围内的所有系统、方法、装置和制品。

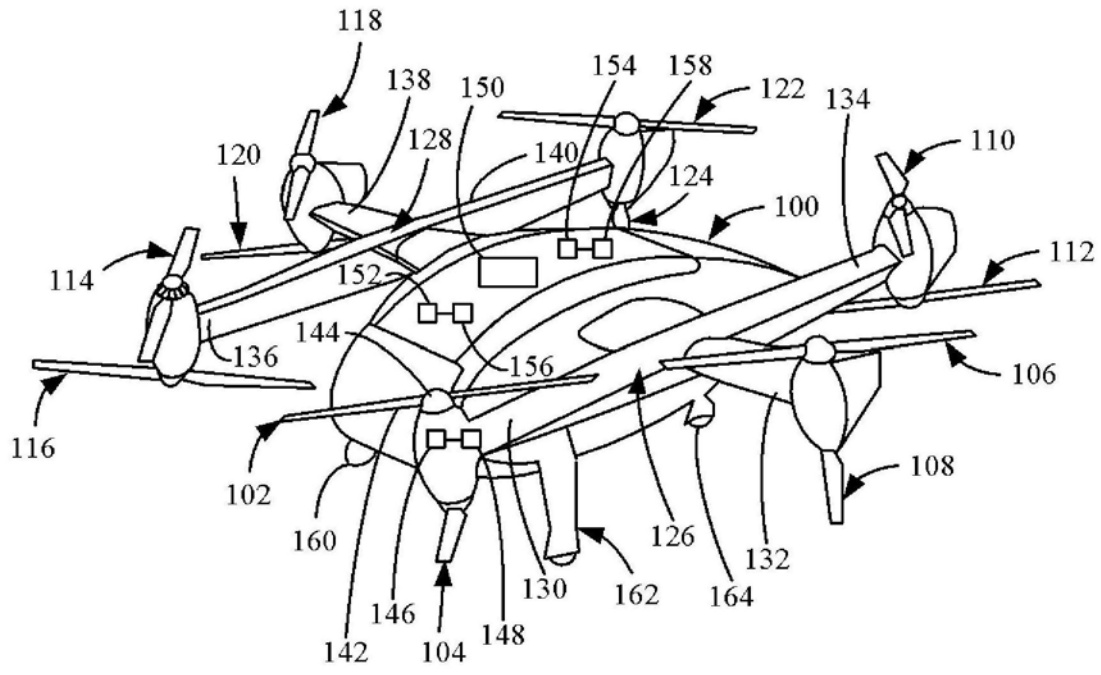


图1A

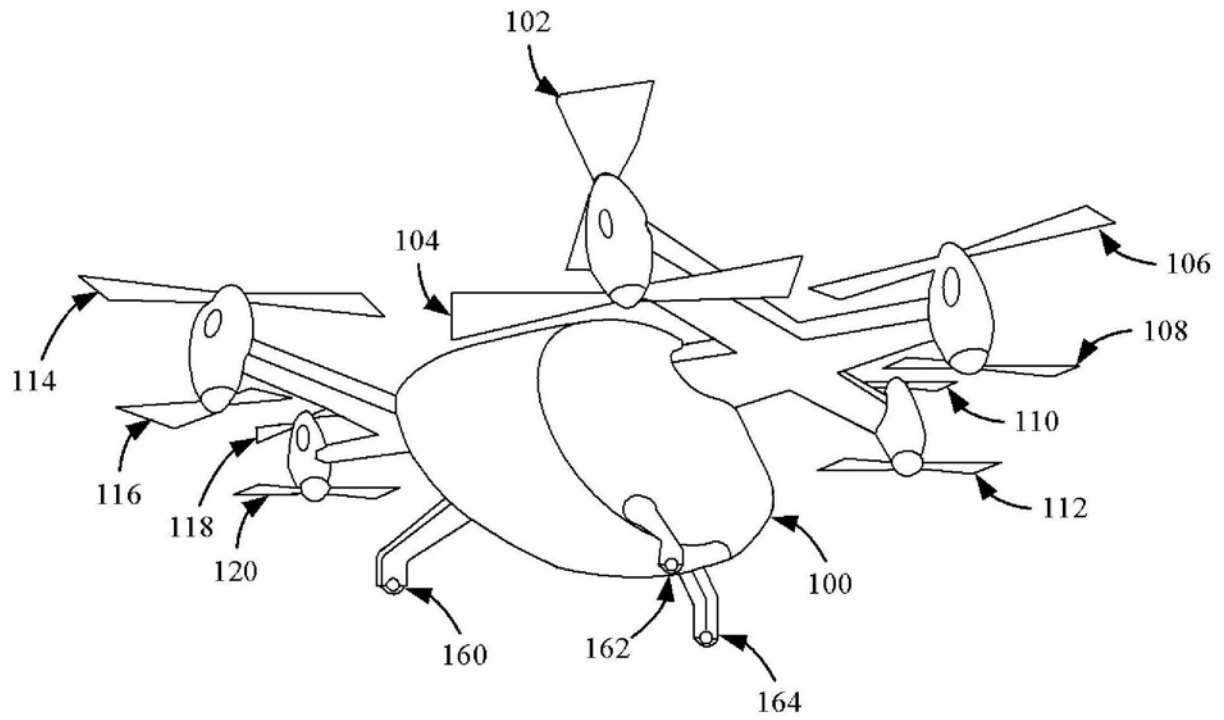


图1B

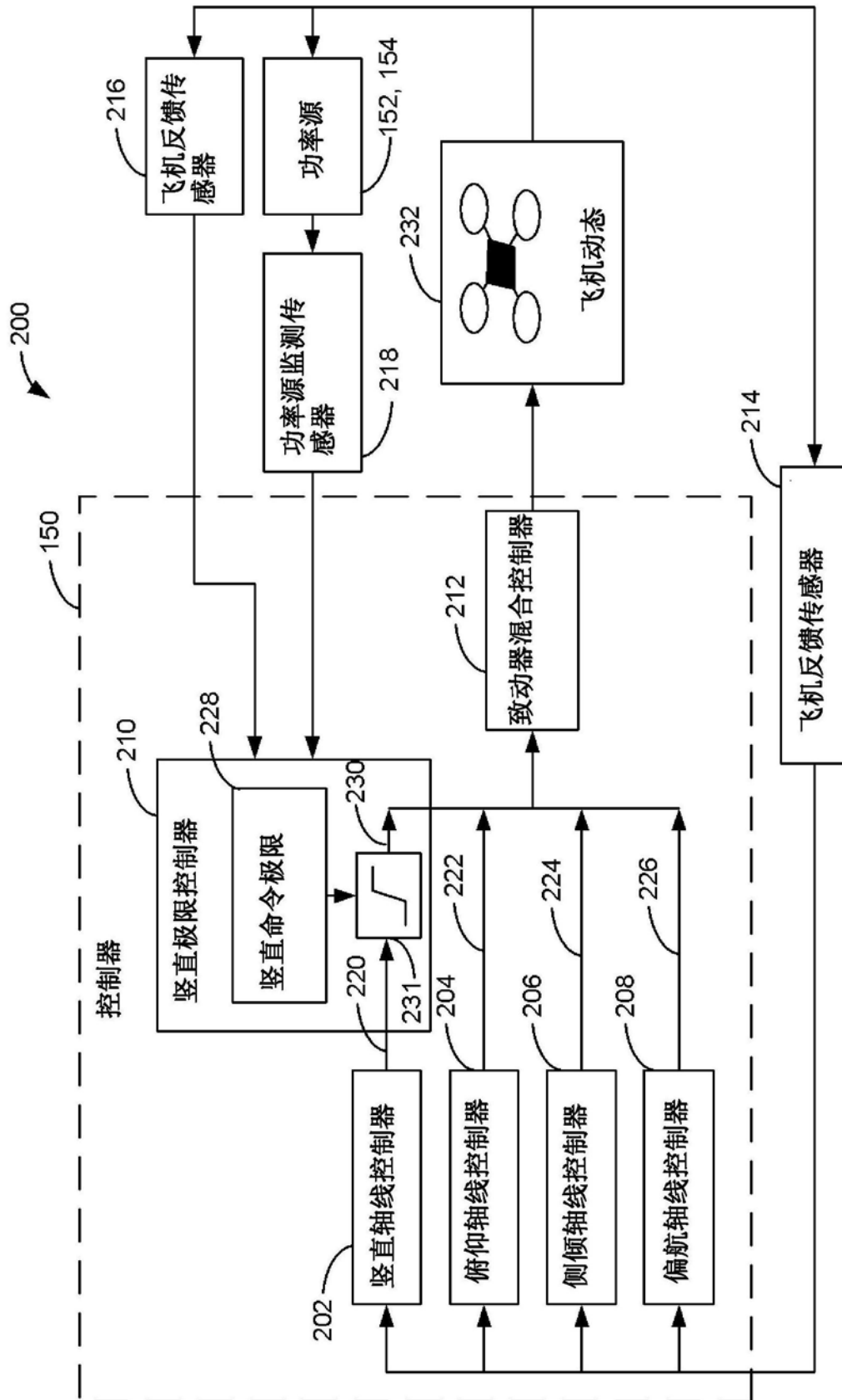


图2

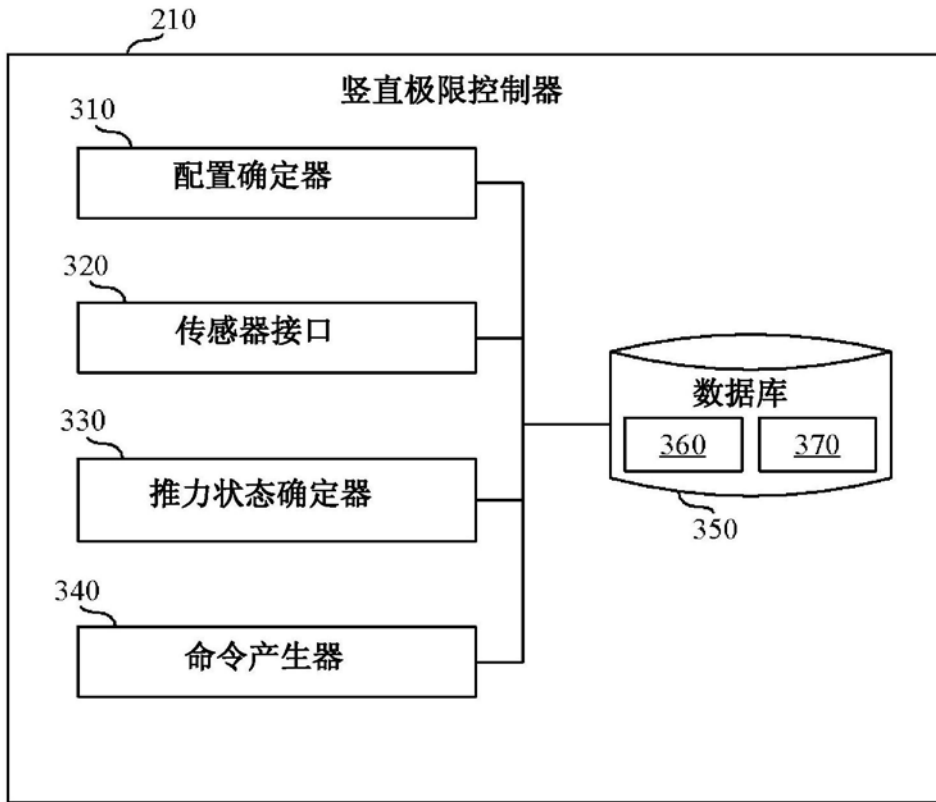


图3

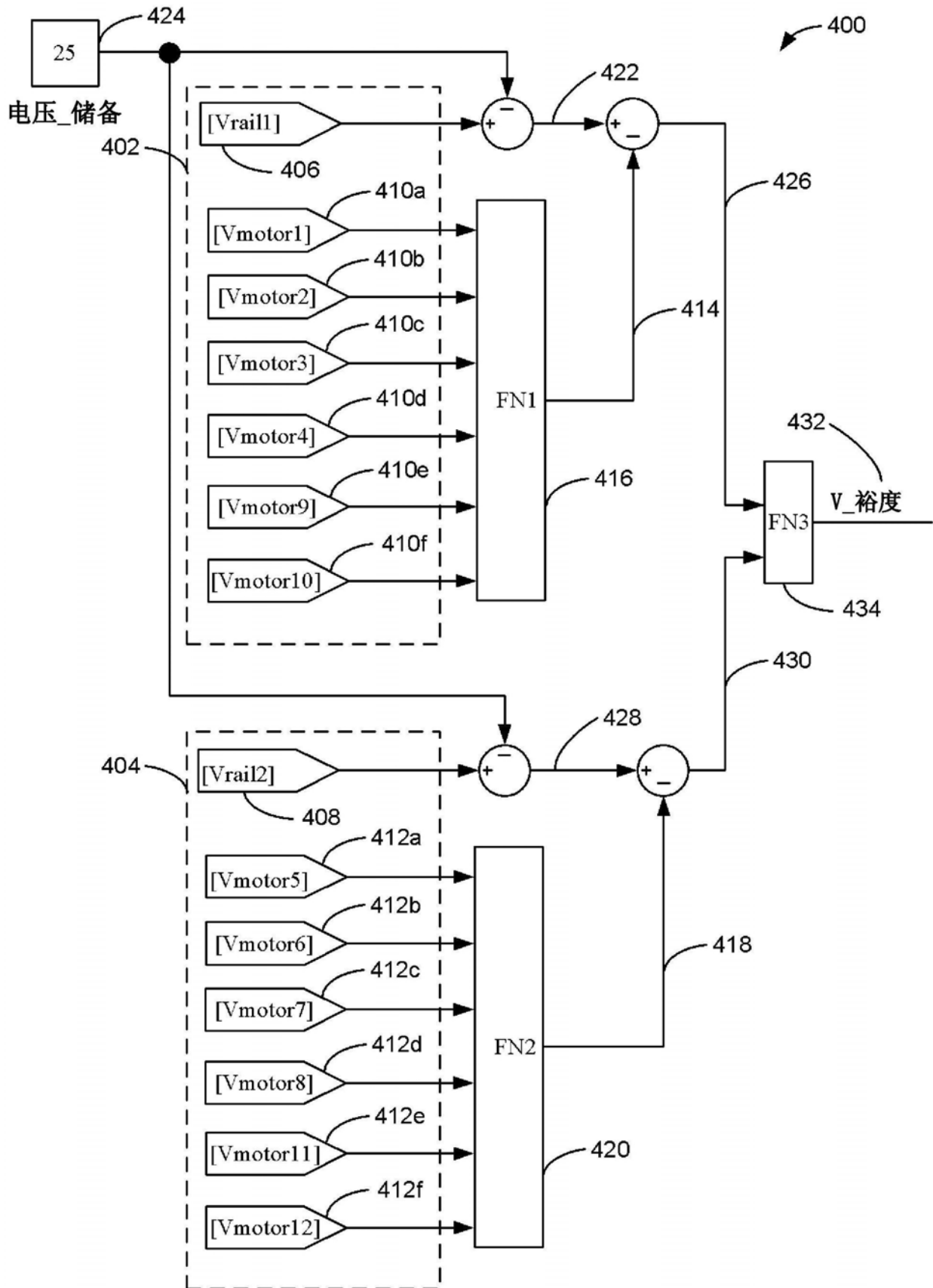


图4

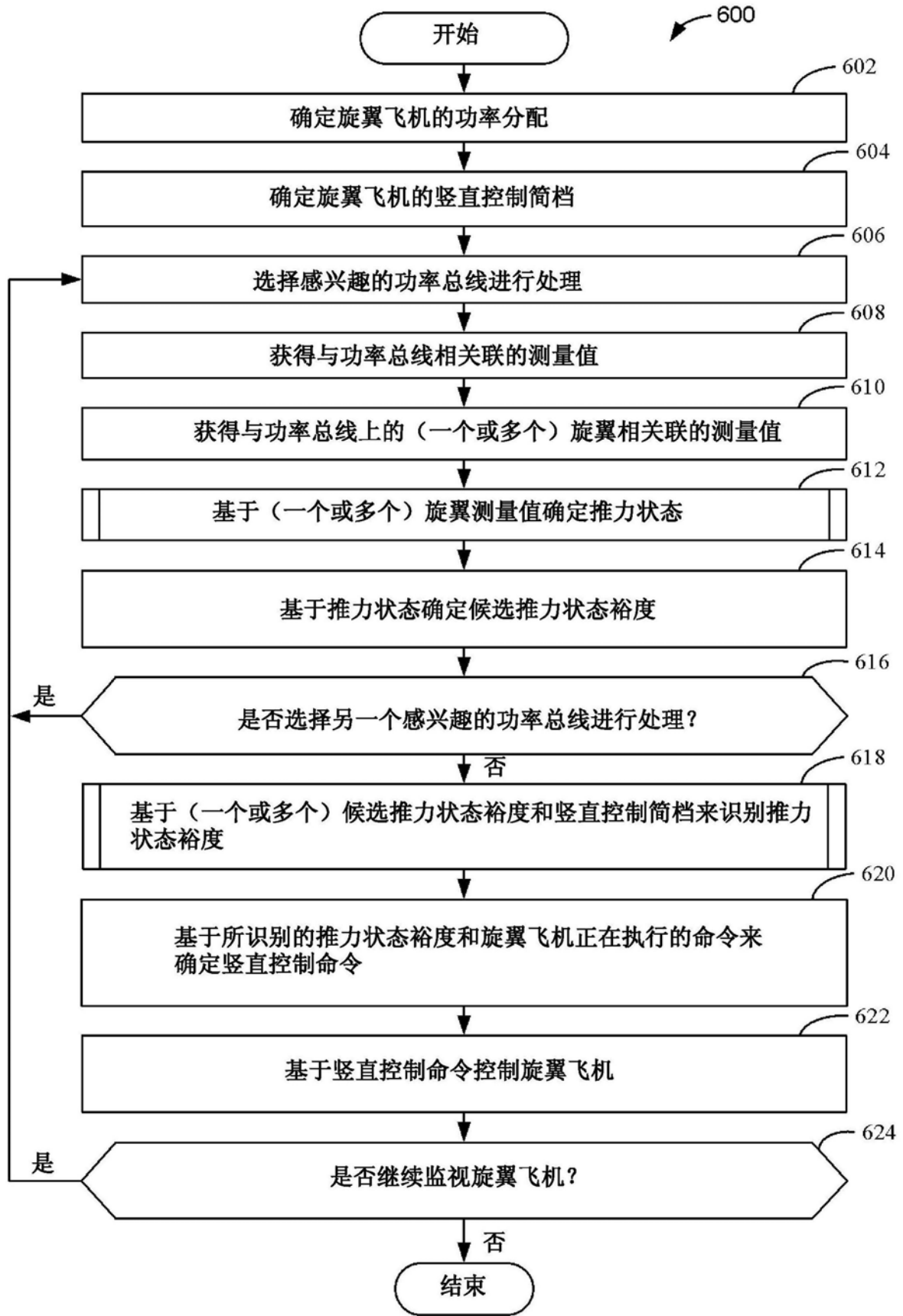


图6

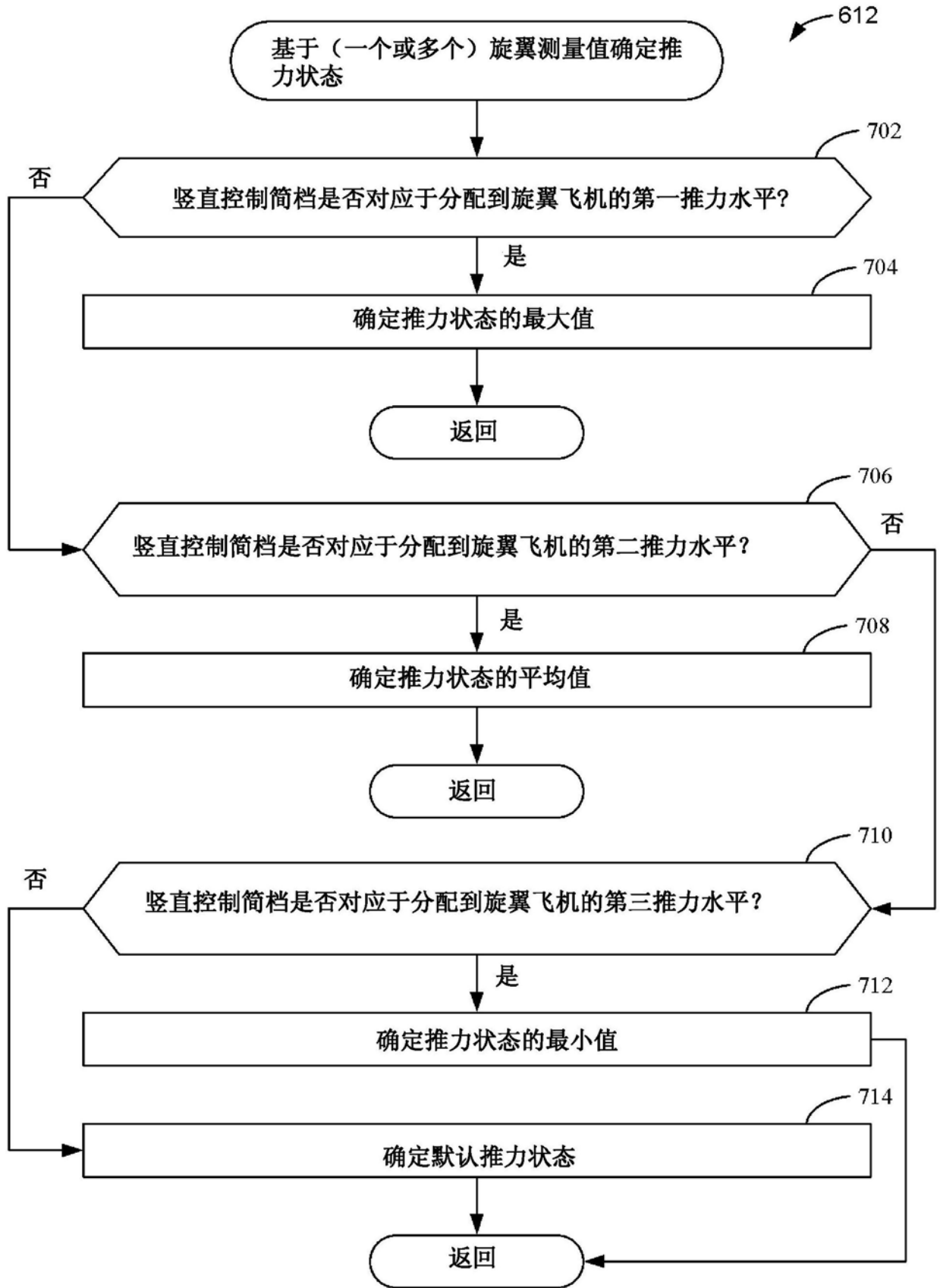


图7

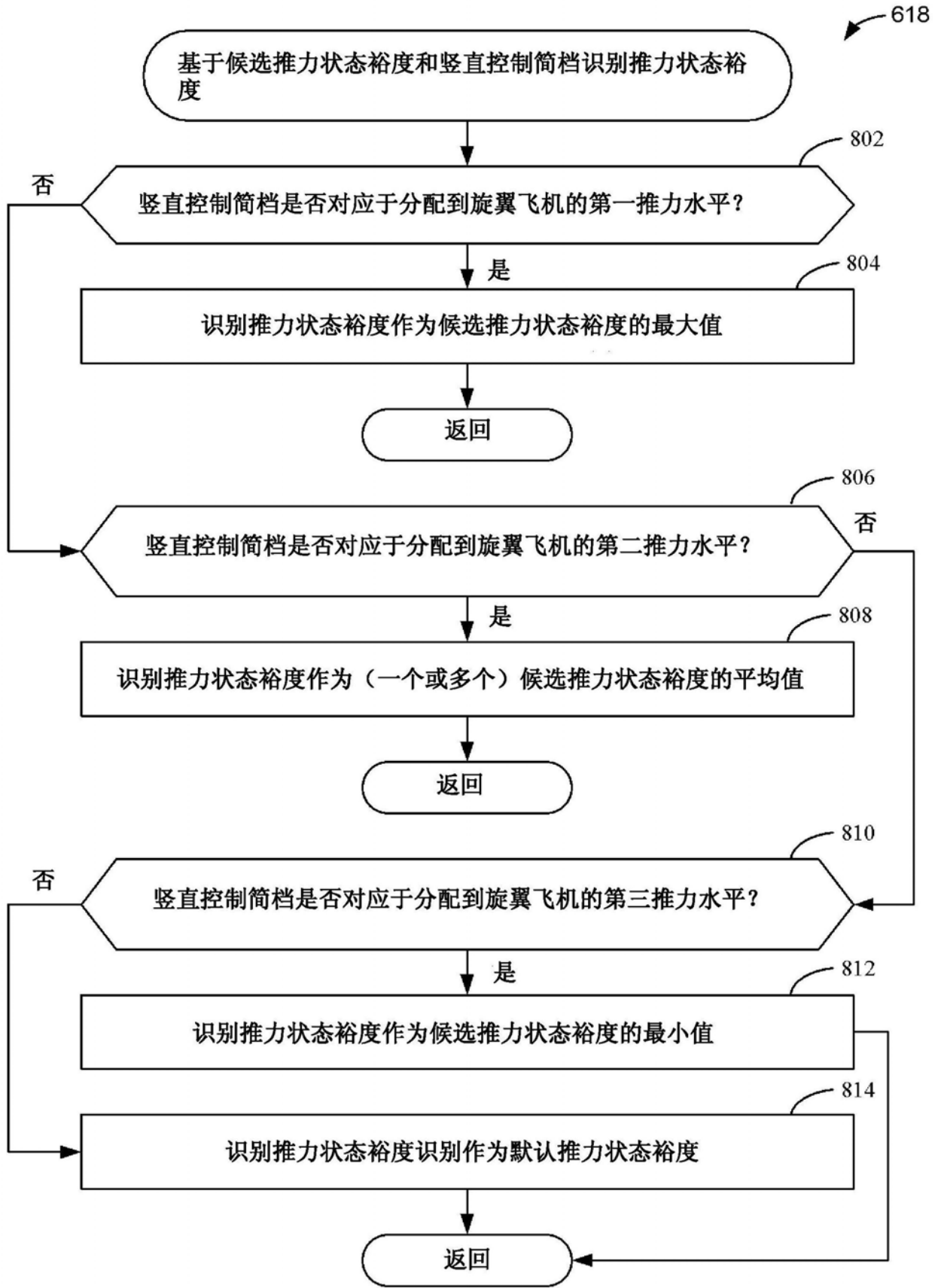


图8

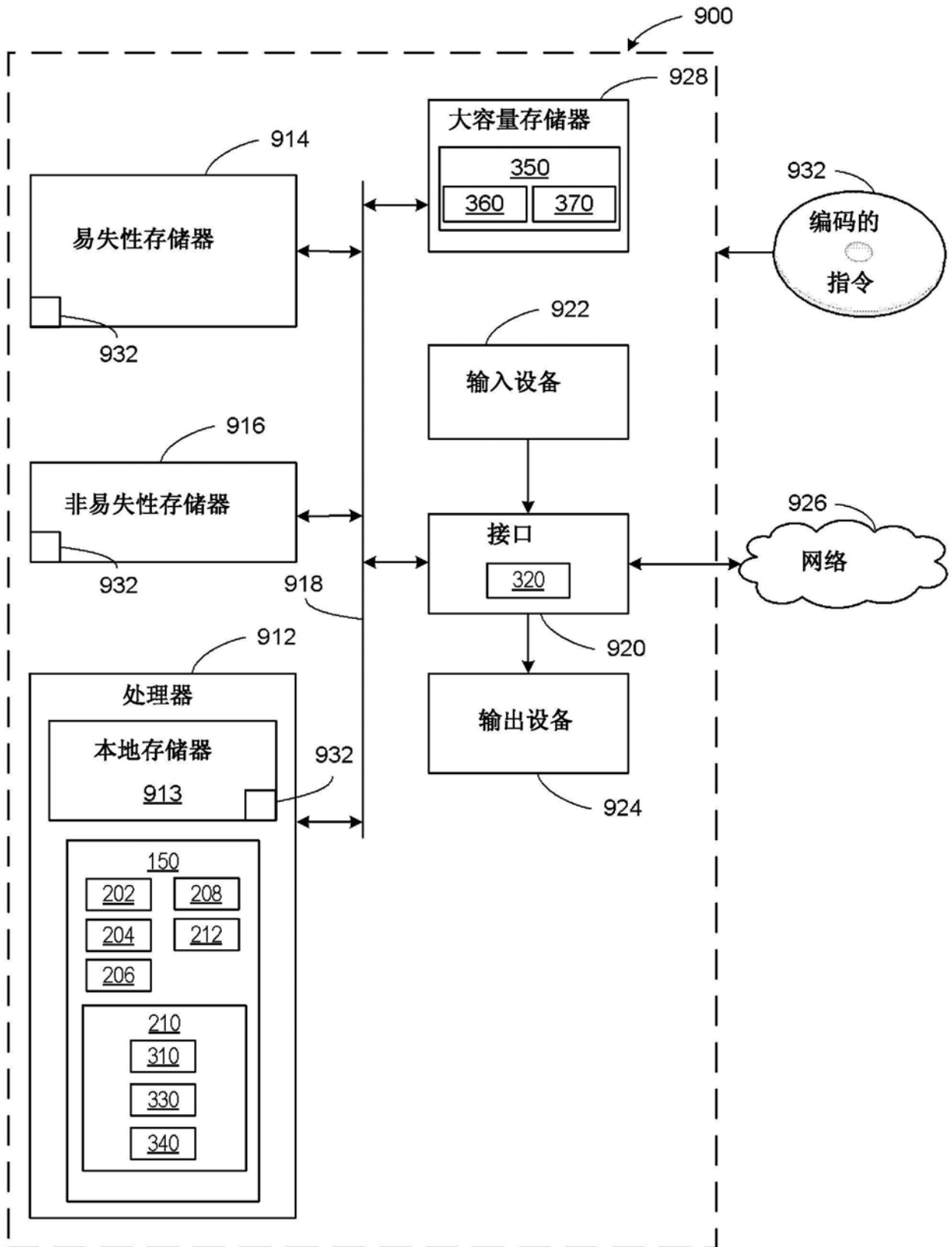


图9