(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 118220497 A
(43)申请公布日 2024.06.21

(21)申请号 202410408459.9
(22)申请日 2022.01.24
(30)优先权数据
17/157,580 2021.01.25 US
(62)分案原申请数据
202280019988.9 2022.01.24
(71)申请人 阿切尔航空公司
地址 美国加利福尼亚州
(72)发明人 G·C·鲍尔 薛南思 A·陈 B·戈德曼 N·德彭布什
(74)专利代理机构 北京市金杜律师事务所 11256
专利代理师 苏娟 李艳兵
(51)Int.Cl.
B64D 31/16(2024.01)
B64D 27/357(2024.01)
B64D 27/34(2024.01)
B64C 27/28(2006.01)

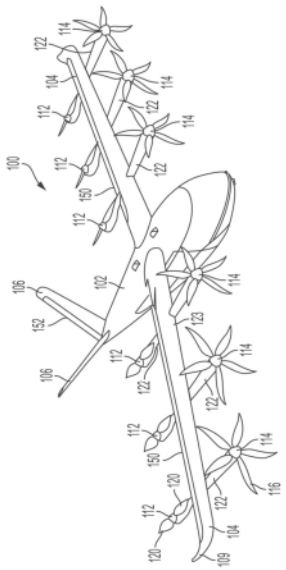
权利要求书3页 说明书13页 附图8页

(54)发明名称

用于控制电动垂直起降飞行器的系统和方法

(57)摘要

一种控制电动飞行器的方法,所述电动飞行器包括多个致动器,所述致动器包括多个电动推进单元,所述方法包括:接收用于所述电动飞行器的力和力矩命令;基于期望的力和力矩命令通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括用于使由电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项;以及根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器,以满足用于所述电动飞行器的力和力矩命令。



CN 118220497 A

1.一种控制电动飞行器的方法,所述电动飞行器包括多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元和为所述多个电动推进单元供电的多个电池组,所述方法包括:

接收用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令;

监测所述多个电池组的能量状态,其中所述多个电池组中的至少第一电池组与所述多个电池组中的至少第二电池组电隔离;

基于所述期望的力和力矩命令,通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括根据监测到的所述多个电池组的能量状态来平衡所述电动推进单元的能量汲取的能量平衡项;和

根据所确定的控制命令控制所述多个致动器以满足所述电动飞行器的期望的力和力矩命令。

2.根据权利要求1所述的方法,其中,所述第一电池组具有比所述第二电池组更低的剩余能量,并且由所述第一电池组供电的第一电动推进单元以比由所述第二电池组供电的第二电动推进单元低的功率运行。

3.根据权利要求2所述的方法,其中,所述第一电池组和所述第二电池组具有相同的能量容量。

4.根据权利要求3所述的方法,其中,所述第一电动推进单元和所述第二电动推进单元具有相同的额定功率。

5.根据权利要求1所述的方法,其中,所述能量平衡项包括所述多个电动推进单元的一组优选运行状态,并且由具有较低剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态低于由具有较高剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态。

6.根据权利要求1所述的方法,其中,所述能量平衡项包括用于偏离优选运行状态的一组惩罚,并且与连接到较低能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚高于与连接到较高能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚。

7.根据权利要求1所述的方法,其中,所述优化问题包括用于使由所述电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项。

8.根据权利要求1-7中任一项所述的方法,其中,所述电动飞行器是垂直起降飞行器。

9.根据权利要求1-7中任一项所述的方法,其中,所述电动飞行器是载人的。

10.根据权利要求1-7中任一项所述的方法,其中,所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供垂直升力,并且所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供向前推力。

11.根据权利要求1-7中任一项所述的方法,其中,至少一个电动推进单元被构造成能够从用于提供垂直升力的升力构型倾斜至用于提供向前推力的推进构型。

12.根据权利要求1-7中任一项所述的方法,其中,所述电动飞行器包括在所述飞行器的机身的任一侧上的多个电动推进单元。

13.一种用于控制电动飞行器的系统,所述电动飞行器包括多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元,所述系统包括:

一个或多个处理器;

存储器;和

一个或多个程序,所述一个或多个程序存储在所述存储器中以由所述一个或多个处理

器执行,以用于:

接收用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令;

监测多个电池组的能量状态,其中所述多个电池组中的至少第一电池组与所述多个电池组中的至少第二电池组电隔离;

基于所述期望的力和力矩命令,通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括根据监测到的所述多个电池组的能量状态来平衡所述电动推进单元的能量汲取的能量平衡项;和

根据所确定的控制命令控制所述多个致动器以满足所述电动飞行器的期望的力和力矩命令。

14.根据权利要求13所述的系统,其中,所述第一电池组具有比所述第二电池组更低的剩余能量,并且由所述第一电池组供电的第一电动推进单元以比由所述第二电池组供电的第二电动推进单元低的功率运行。

15.根据权利要求14所述的系统,其中,所述第一电池组和所述第二电池组具有相同的能量容量。

16.根据权利要求15所述的系统,其中,所述第一电动推进单元和所述第二电动推进单元具有相同的额定功率。

17.根据权利要求13所述的系统,其中,所述能量平衡项包括所述多个电动推进单元的一组优选运行状态,并且由具有较低剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态低于由具有较高剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态。

18.根据权利要求13所述的系统,其中,所述能量平衡项包括偏离优选运行状态的一组惩罚,并且与连接到较低能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚高于与连接到较高能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚。

19.根据权利要求13所述的系统,其中,所述优化问题包括用于使由所述电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项。

20.根据权利要求13-19中任一项所述的系统,其中,所述电动飞行器是垂直起降飞行器。

21.根据权利要求13-19中任一项所述的系统,其中,所述电动飞行器是载人的。

22.根据权利要求13-19中任一项所述的系统,其中,所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供垂直升力,并且所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供向前推力。

23.根据权利要求13-19中任一项所述的系统,其中,至少一个电动推进单元被构造成能够从用于提供垂直升力的升力构型倾斜至用于提供向前推力的推进构型。

24.根据权利要求13-19中任一项所述的系统,其中,所述电动飞行器包括在所述飞行器的机身的任一侧上的多个电动推进单元。

25.一种电动飞行器,所述电动飞行器包括:

多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元;和

根据权利要求13-19中任一项所述的系统,所述系统用于经由所述多个致动器控制所述电动飞行器。

26.根据权利要求25所述的电动飞行器,其中,所述电动飞行器是垂直起降飞行器或者

是载人的。

27.根据权利要求25所述的电动飞行器,其中,所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供垂直升力,并且所述电动推进单元中的一者或多者被构造成能够提供向前推力。

28.根据权利要求25所述的电动飞行器,其中,至少一个电动推进单元被构造成能够从用于提供垂直升力的升力构型倾斜至用于提供向前推力的推进构型。

29.根据权利要求25所述的电动飞行器,其中,所述电动飞行器包括在所述飞行器的机身的任一侧上的多个电动推进单元。

用于控制电动垂直起降飞行器的系统和方法

[0001] 本发明申请是2022年1月24日提交的、申请号为202280019988.9、发明名称为“用于控制电动垂直起降飞行器的系统和方法”(基于PCT国际申请No.PCT/US2022/070303)发明专利申请的分案申请。

[0002] 相关申请的交叉引用

[0003] 本申请要求于2021年1月25日提交的第17/157,580号美国申请的优先权和权益,在此通过引用并入其全部内容。

技术领域

[0004] 本发明总体上涉及飞行器控制,并且特别地涉及对电动垂直起降飞行器的控制。

背景技术

[0005] 垂直起降(VTOL)飞行器是能够垂直起降和悬停的飞行器,提供将旅行者直接运送到他们的目的地的能力。直升机是完全通过其旋翼产生升力的VTOL飞行器。一些VTOL飞行器具有机翼和推进系统,推进系统使机翼能够提供在向前飞行期间所需的升力。一些有翼VTOL飞行器使用用于起降期间的垂直推力和用于巡航期间的向前推力的单独推进系统。其它有翼VTOL飞行器使用在垂直推力位置与向前推力位置之间倾斜的可倾斜推进系统。电动VTOL飞行器使用电动推进单元来提供用于垂直飞行和向前飞行的推力。许多电动VTOL飞行器包括可运动的电动推进单元,其中推进单元的推力矢量可以被改变,例如从用于垂直升力的向上方向改变到用于向前飞行的向前方向。由于致动器自由度比运动自由度更多,因此许多电动VTOL飞行器是过致动的。控制分配是指在过致动系统中的多个致动器之间分配控制力的问题。电动VTOL飞行器通常包括比传统飞行器更多的推进单元和其它致动器,并且推进单元和其它致动器强烈地影响多个控制轴线。因此,电动VTOL飞行器可能面临比传统飞行器更大的控制分配问题。

发明内容

[0006] 根据一些实施例,用于电动VTOL飞行器中的控制分配的系统和方法包括在控制飞行器的致动器时考虑旋翼声学。根据各种实施例,控制分配包括求解优化目标函数,该优化目标函数包括作为主要目标的满足力和力矩命令以及作为次要目标的调制旋翼声学。在一些实施例中,通过最小化沿边飞行、改变旋翼组中的旋翼速度和/或最小化螺旋桨尖端速度来调制旋翼声学。

[0007] 根据一些实施例,用于控制分配的系统和方法包括在控制飞行器的致动器时考虑电池组电量。在一些实施例中,电动VTOL飞行器包括多个电池组,多个电池组彼此电隔离,并且为一个或多个电动推进单元供电。控制分配可以包括求解优化目标函数,该优化目标函数包括作为主要目标的满足力和力矩命令以及作为次要目标的平衡电池组的能量使用。在一些实施例中,优先利用由具有较大电量的电池组供能的电动推进单元。

[0008] 根据各种实施例,一种控制电动飞行器的方法,所述电动飞行器包括多个致动器,

所述多个致动器包括多个电动推进单元,所述方法包括:接收用于所述电动飞行器的力和力矩命令;基于期望的力和力矩命令通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括使由电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项;以及根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器,以满足用于所述电动飞行器的力和力矩命令。

[0009] 在这些实施例的任一个中,根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器可以包括:使多个电动推进单元中的至少第一电动推进单元以不同于所述多个电动推进单元中的至少第二电动推进单元的速度来运行,以将所述多个电动推进单元的频率分散在更宽的频带上。

[0010] 在这些实施例的任一个中,更靠近所述飞行器的机身的电动推进单元可以以比远离所述机身的电动推进单元更低的速度运行,以降低所述机身处的噪声。

[0011] 在这些实施例的任一个中,电动推进单元可以在向前直航飞行期间以不同速度运行。

[0012] 在这些实施例的任一个中,所述多个电动推进单元的至少一部分可以是可倾斜的,并且根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器可以包括倾斜所述电动推进单元和调节所述飞行器的姿态中的至少一者以使沿边飞行时间最小化。

[0013] 在这些实施例的任一个中,根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器可以包括:设定至少一个电动推进单元的叶片的桨距,以使所述至少一个电动推进单元的速度最小化。

[0014] 在这些实施例的任一个中,所述电动飞行器可以是垂直起降飞行器。

[0015] 在这些实施例的任一个中,所述电动飞行器可以是载人的。

[0016] 在这些实施例的任一个中,所述电动飞行器可以包括在所述飞行器的机身的任一侧上的多个电动推进单元。

[0017] 根据各种实施例,一种用于控制电动飞行器的系统,所述电动飞行器包括多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元,所述系统包括一个或多个处理器、存储器和一个或多个程序,所述一个或多个程序存储在所述存储器中以由所述一个或多个处理器来执行:接收用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令;基于期望的力和力矩命令通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括使由电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项;以及根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器,以满足用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令。

[0018] 根据各种实施例,一种控制电动飞行器的方法,所述电动飞行器包括多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元和为所述多个电动推进单元供电的多个电池组,所述方法包括:接收用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令;监测所述多个电池组的能量状态,其中所述多个电池组的至少第一电池组与所述多个电池组的至少第二电池组电隔离;基于所述期望的力和力矩命令通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括根据所监测的所述多个电池组的能量状态来平衡所述电动推进单元的能量汲取的能量平衡项;以及根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器以满足所述电动飞行器的期望的力和力矩命令。

[0019] 在这些实施例的任一个中,所述第一电池组具有比所述第二电池组低的剩余能量,并且由所述第一电池组供电的第一电动推进单元以比由所述第二电池组供电的第二电

动推进单元低的功率运行。

[0020] 在这些实施例的任一个中,所述第一电池组和所述第二电池组具有相同的能量容量。

[0021] 在这些实施例的任一个中,所述第一电动推进单元和所述第二电动推进单元具有相同的额定功率。

[0022] 在这些实施例的任一个中,所述能量平衡项包括用于所述多个电动推进单元的一组优选运行状态,并且由具有较低剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态低于用于由具有较高剩余能量的电池组供电的电动推进单元的优选运行状态。

[0023] 在这些实施例的任一个中,所述能量平衡项包括用于偏离优选运行状态的一组惩罚,并且与连接到较低能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚高于与连接到较高能量电池组的电动推进单元相关联的惩罚。

[0024] 在这些实施例的任一个中,所述优化问题包括使由所述电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项。

[0025] 在这些实施例的任何一个中,所述电动飞行器是垂直起降飞行器。

[0026] 在这些实施例的任一个中,所述电动飞行器是载人的。

[0027] 在这些实施例的任一个中,所述电动飞行器包括在所述飞行器的机身的任一侧上的多个电动推进单元。

[0028] 根据各种实施例,一种用于控制电动飞行器的系统,所述电动飞行器包括多个致动器,所述多个致动器包括多个电动推进单元,所述系统包括一个或多个处理器、存储器和一个或多个程序,所述一个或多个程序存储在所述存储器中以由所述一个或多个处理器执行:接收用于所述电动飞行器的期望的力和力矩命令;监测所述多个电池组的能量状态,其中所述多个电池组的至少第一电池组与所述多个电池组的至少第二电池组电隔离;基于所述期望的力和力矩命令通过求解优化问题来确定用于所述多个致动器的控制命令,所述优化问题包括根据所监测的所述多个电池组的能量状态来平衡所述电动推进单元的能量汲取的能量平衡项;以及根据所确定的控制命令来控制所述多个致动器以满足所述电动飞行器的期望的力和力矩命令。

附图说明

[0029] 现在将参照附图仅以示例的方式描述本发明,在附图中:

[0030] 图1A示出了根据各种实施例的处于向前飞行构型的VTOL飞行器;

[0031] 图1B示出了根据各种实施例的处于起降构型的VTOL飞行器;

[0032] 图2A和图2B示出了根据各种实施例的用于为飞行器的电动推进单元供电的配电架构;

[0033] 图3是根据一些实施例的用于电动飞行器的控制分配的方法的框图;

[0034] 图4是根据各种实施例的用于控制电动飞行器的致动器的控制系统的功能框图;

[0035] 图5是根据各种实施例的控制分配系统的功能框图,该系统包括具有频率划分的多步优化;以及

[0036] 图6示出了根据各个实施例的计算系统700的示例。

具体实施方式

[0037] 根据各种实施例,用于电动VTOL飞行器控制分配的系统和方法包括在飞行器的致动器之间分配控制力时考虑旋翼声学和/或电池组能量平衡。根据各种实施例,控制分配包括求解优化目标函数,优化目标函数包括作为主要目标的实现力和力矩命令以及作为次要目标的调制旋翼声学和/或平衡电池组能量。

[0038] 根据各种实施例,电动VTOL飞行器包括在飞行器机身的每一侧上的多个电动推进单元。电动推进单元包括旋翼驱动的螺旋桨,并且可以通过使旋翼以不同速度运行以将组合频率分散在更大的频带上来减小由飞行器产生的声学噪声,这可以减小任何单个频率的幅度,获得较低的感知噪声。在一些实施例中,可以通过在使螺旋桨尖端速度最小化的同时仍然提供所需推力来调制旋翼声学。这可以通过确定旋翼速度和实现用于所需推力的最低尖端速度的螺旋桨桨距来实现。在一些实施例中,电动推进单元的至少一部分是可倾斜的,并且可以通过利用推力转向和飞行轨迹以使沿边飞行时间最小化来调制旋翼声学。在一些实施例中,可以通过对推力分布进行平衡以最小化对任何一个旋翼的过度需求来调制旋翼声学。

[0039] 根据各种实施例,电动VTOL飞行器包括彼此电隔离的多个电池组,以向多个电动推进单元的不同部分提供电力。在一些实施例中,控制分配包括电池组能量平衡,可以通过使连接至相比于其它电池组具有更低电量的电池组的电动推进单元的使用最小化来实现电池组能量平衡。根据各种实施例,可以通过减少电动推进单元在控制分配优化目标函数中的优选状态和/或增加用于偏离优选状态的惩罚,来实现使连接至更低电量的电池组的电动推进单元的使用最小化。

[0040] 在本发明和实施例的以下描述中,参考附图,在附图中通过图示示出了可以实践的特定实施例。应当理解,在不脱离本发明的范围的情况下,可以实践其它实施例和示例,并且可以进行改变。

[0041] 另外,还应当理解,在以下描述中使用的单数形式“一”、“一”和“所述/该”也旨在包括复数形式,除非上下文另外明确指出。还应当理解,本文所用的术语“和/或”是指并涵盖相关联的所列项目中的一个或多个项目的任何和所有可能的组合。还应当理解,术语“包含”、“包含的”、“包括”和/或“包括的”在用于本文中时是指定所述特征、数字、步骤、操作、元件、部件和/或单元的存在,但不排除一个或多个其它特征、数字、步骤、操作、元件、部件、单元和/或其组合的存在或添加。

[0042] 如本文所用,术语“推进旋翼(proprotor)”是指可变桨距螺旋桨,其可以通过改变螺旋桨的桨距为垂直起升和向前推进提供推力。

[0043] 如本文所用,术语“电池组”意指电连接的电池(即,电池单元)的任何组合,并且可以包括布置成串联、并联或串联和并联的组合的多个电池。

[0044] 图1A和图1B示出了根据各种实施例的分别处于巡航构型和垂直起降构型的VTOL飞行器100。在2020年5月19日提交的标题为“Vertical Take-Off and Landing Aircraft”的第16/878,380号美国专利申请中对根据各种实施例的VTOL飞行器的示例性实施例进行了讨论,在此通过引用并入其全部内容。

[0045] 飞行器100包括机身102、安装到机身102的机翼104、以及安装到机身102后部的一个或多个后稳定器106。飞行器100包括多个旋翼112和多个推进旋翼114(本文统称为EPU)。

EPU(112、114)通常包括驱动多个叶片的电动马达和用于对马达进行控制/供电的马达控制器。在一些实施例中,EPU中的一者或多者的叶片的桨距可以在飞行中进行控制。在一些实施例中,EPU可以包括多个局部马达,这些局部马达可以独立地和共同地驱动风叶,并且可以由多个单独的马达控制器来控制。

[0046] 旋翼112安装到机翼104,并且被构造成能够为垂直起降提供升力。推进旋翼114安装到机翼104,并且在升力构型与推进构型之间可倾斜,在升力构型中,推进旋翼114提供垂直起降和悬停所需的部分升力,如图1B所示,在推进构型中,推进旋翼114向飞行器100提供用于水平飞行的向前推力,如图1A所示。如本文所用,推进旋翼的升力构型是指推进旋翼的推力主要向飞行器提供升力的任何的推进旋翼取向,而推进旋翼的推进构型是指推进旋翼的推力主要向飞行器提供向前推力的任何的推进旋翼取向。

[0047] 根据各种实施例,旋翼112被构造成能够仅提供升力,所有推力由推进旋翼来提供。因此,旋翼112可以处于固定位置。在起降期间,推进旋翼114倾斜到升力构型,在升力构型中它们的推力被向下引导以提供附加升力。在一些实施例中,旋翼112是可倾斜的,以用于推力转向。

[0048] 对于向前飞行,推进旋翼114从它们的升力构型倾斜到它们的推进构型。换句话说,推进旋翼114的倾斜从推进旋翼的推力被向上引导以在垂直起降期间和在悬停期间提供升力的倾斜位置范围变化到推进旋翼的推力被向前引导以向飞行器100提供向前推力的倾斜位置范围。推进旋翼围绕轴线118倾斜,轴线118垂直于飞行器100的向前方向。当飞行器100处于完全向前飞行时,升力可以完全由机翼104提供,并且旋翼112可以关闭。旋翼112的叶片120可以被锁定在用于飞行器巡航的低阻力位置。在一些实施例中,每个旋翼112具有两个叶片120,两个叶片120被锁定在最小阻力位置中以便巡航,在最小阻力位置中,一个叶片位于另一个叶片的正前方,如图1A所示。在一些实施例中,旋翼112具有多于两个的叶片。在一些实施例中,推进旋翼114包括比旋翼112更多的叶片116。例如,如图1A和图1B所示,旋翼112可以各自包括两个叶片,而推进旋翼114可以各自包括五个叶片。根据各种实施例,推进旋翼114可以具有从2个至5个的叶片。

[0049] 根据各种实施例,飞行器在机身102的每一侧上仅包括一个机翼104(或横跨整个飞行器延伸的单个机翼),并且旋翼112的至少一部分位于机翼104的后方,推进旋翼114的至少一部分位于机翼104的前方。在一些实施例中,所有的旋翼112都位于机翼104的后方,所有的推进旋翼都位于机翼104的前方。根据一些实施例,所有的旋翼112和推进旋翼114都安装到机翼,即,没有旋翼或推进旋翼安装到机身。根据各种实施例,旋翼112全部位于机翼104的后方,而推进旋翼114全部位于机翼104的前方。根据一些实施例,所有的旋翼112和推进旋翼114都位于翼尖109的内侧。

[0050] 根据各种实施例,旋翼112和推进旋翼114通过吊杆122安装到机翼104。吊杆122可以安装在机翼104的下方、机翼的顶部上、和/或可以集成到翼型中。根据各种实施例,一个旋翼112和一个推进旋翼114安装到每个吊杆122。旋翼112可以安装在吊杆122的后端,而推进旋翼114可以安装在吊杆122的前端。在一些实施例中,旋翼112安装在吊杆122上的固定位置。在一些实施例中,推进旋翼114经由铰链124安装到吊杆122的前端。推进旋翼114可以安装到吊杆122,使得推进旋翼114在处于其推进构型时与吊杆122的主体对准,形成将向前飞行的阻力最小化的吊杆122的前端的连续延伸部。

[0051] 根据各种实施例,飞行器100可以在飞行器100的每一侧上包括多个机翼、在飞行器100的每一侧上仅包括一个机翼、或包括横跨飞行器100延伸的单个机翼。根据一些实施例,至少一个机翼104是安装到机身102上侧的高翼。根据一些实施例,机翼包括控制表面150,例如襟翼和/或副翼,它们经由一个或多个控制表面致动器(未示出)来定位。根据一些实施例,机翼可以具有弯曲的翼尖109,以用于在向前飞行期间减小阻力。根据一些实施例,后稳定器106包括控制表面152,例如经由一个或多个控制表面致动器(未示出)来定位的一个或多个方向舵、一个或多个升降舵和/或一个或多个组合的方向舵-升降舵。(一个或多个)机翼可以具有任何合适的设计。在一些实施例中,机翼具有渐缩的前缘123,例如在图1A的实施例中所示。在一些实施例中,机翼具有渐缩的后缘。

[0052] 图2A示出了根据各种实施例的用于为飞行器100的EPU(112、114)供电的配电架构。尽管图1A至图2A示出了根据各种实施例的安装到飞行器的机翼104的12个EPU(图2A中编号为1至12),但是其可以具有任何合适数量的EPU,包括4个、6个、8个、10个、14个、18个、20个或更多个。EPU由多个电池组200供电。在图2A所示的实施例中,有六个电池组200,编号为1至6。每个电池组200仅对EPU的一部分供电。在所示实施例中,每个电池组200为两个EPU供电。图2B中列出了根据图2A所示实施例的电池组和EPU的分组。电池组1为EPU1和EPU12供电,电池组2为EPU2和EPU11供电,等等。每个电池组200经由专用配电总线(例如总线202、204)连接到其相应的EPU部分。因此,电池组1的配电总线202没有电连接到电池组2的配电总线204。

[0053] 由于电池组200彼此电隔离,因此在一个电池组或其配电中的电故障不影响其它EPU和电池组的运行。只有由发生故障的电池组或配电来供电的EPU受到影响。因此,在飞行器的供电中没有单点故障。此外,由于电池组和配电电路彼此隔离,因此不需要二极管来防止电流从一个电池组流到另一个电池组。相对于具有并联的电池组的系统,这可以显著地节省重量并提高效率。

[0054] 根据各种实施例,可以选择由给定电池组供电的特定EPU,以在电池组发生故障时减小由对EPU的供电损失引起的失稳影响。根据各种实施例,布置在EPU集的一个或多个对称轴的相对侧上的EPU可以由相同的电池组供电,以减小由于对电池组驱动的EPU的供电损失进而可能引起的滚转、俯仰或偏航力矩。例如,在飞行器的纵向轴线280的任一侧上位于相同相对位置中的EPU可以由第一电池组驱动,使得如果电池组中的一者发生故障,则将发生最小的滚转力矩,因为由其余EPU提供的推力将围绕纵向轴线保持均匀。类似地,在一些实施例中,将一组EPU至少部分地布置在一对机翼的前缘的前方,并且将一组EPU至少部分地布置在一对机翼的后缘的后方,并且在机翼的相对侧和纵向轴线280的相对侧上的EPU可以由相同的电池组供电,使得在电池组故障的情况下发生最小的滚转和俯仰力矩(如图2A所示)。

[0055] 根据各种实施例,每个电池组200为至少一个推进旋翼114的至少一部分和至少一个旋翼112的至少一部分供电。在图2A的实施例中,处于相对位置的旋翼和推进旋翼由相同的电池组200驱动。因此,飞行器机身102左侧的最外侧的推进旋翼114(图2A中的EPU1)由与机身102右侧的最外侧旋翼112(EPU12)相同的电池组(图2A中的电池组1)供电。类似地,另一对最外侧的EPU(图2A中的EPU6和EPU7)由相同的电池组(电池组6)供电。分组不需要限于在精确的相对位置的EPU。例如,EPU1可以与EPU11而不是与EPU12成一组。

[0056] 由给定电池组供电的EPU的数量可以大于2。例如,在一些实施例中,每个电池组的EPU的数量可以是三个、四个、五个、六个或EPU总数的任何其它适当部分。根据各种实施例,在每个组内可以有不同数量的EPU。例如,一组可以具有两个EPU(由电池组驱动的两个EPU),而另一组可以具有四个EPU(由不同的电池组驱动的四个EPU)。电池组的数量可以少至两个。在各种实施例中,电池组的数量为至少三个、至少四个、至少五个、至少六个、至少七个、至少八个或更高。

[0057] 图3是根据一些实施例的用于电动飞行器的控制分配的方法300的框图。方法300可以用于电动飞行器(例如图1A的飞行器100)的控制分配。方法300确定用于飞行器的多个致动器的命令。多个致动器可以包括与飞行器的多个电动推进单元中的每一者相关联的一个或多个致动器,并且可以包括飞行器的一个或多个控制表面致动器。如下面进一步讨论的,方法300可以包括控制分配,其利用飞行器的过致动来优化旋翼声学噪声和/或电池组能量平衡。根据一些实施例,方法300利用由于电动推进单元的数量和构型而获得的额外自由度来减小声学噪声,同时满足飞行器所期望的力和力矩。根据一些实施例,飞行器包括独立地为电动推进单元供电的多个电池组,并且方法300利用额外的自由度来平衡电池组能量。

[0058] 在步骤302,接收用于电动飞行器的力和力矩命令,其可以包括从飞行器的上游计算模块(例如飞行控制系统)接收力和力矩命令,上游计算模块可以根据飞行员的输入产生力和力矩命令。力和力矩命令可以是通过飞行器的各种致动器中的一者或多者的动作而施加到飞行器的期望的力和力矩。

[0059] 如本文所用,“致动器”是飞行器的提供自由度以控制飞行器的任何子系统。例如,每个EPU的旋翼是致动器,其自由度是叶片的旋转速度。一个或多个EPU可以包括其它致动器,例如提供推力转向的旋翼倾斜系统和/或用于调节螺旋桨叶片桨距的螺旋桨叶片桨距系统。因此,例如,图1A和图1B的飞行器100可以在每个推进旋翼114上包括多达三个致动器(旋翼速度、叶片桨距和旋翼倾斜度),在每个旋翼112上可以包括多达两个致动器(旋翼速度、叶片桨距),对于所示的EPU构型,这可以提供用于EPU的多达30个致动器(对于旋翼叶片桨距不可调节的实施例为24个致动器)。其它致动器可以包括在飞行器的机翼(例如图1A的控制表面150)和/或尾部(例如图1A和图1B的控制表面152)上的控制表面致动器。在一些实施例中,存在10个控制表面致动器,并且可用于根据方法300的控制分配的致动器的总数量是34个。

[0060] 在步骤304,通过求解优化问题来确定用于飞行器的致动器的至少一部分的控制命令,该优化问题包括使寻求满足来自步骤302的力和力矩命令的代价函数最小化,以及实现可以包括减少由飞行器的EPU产生的声音和/或平衡为电动推进单元供电的多个电池组的能量使用的一个或多个次要目标。控制命令包括用于飞行器的EPU的致动器的控制命令,其可以包括例如旋翼速度、螺旋桨叶片桨距和/或旋翼倾斜度(例如,对于推进旋翼)。

[0061] 根据一些实施例,一个或多个次要目标包括调制由飞行器的电动推进单元产生的噪声,如图3中的可选方框306所示。根据各种实施例,可以通过降低一个或多个EPU的推进旋翼的尖端速度来实现降低噪声。根据一些实施例,可以通过调节螺旋桨桨距来减小EPU的螺旋桨的尖端速度,同时提供所需的推力。在一些实施例中,可以通过将载荷分布在EPU上以降低任何一个EPU处的载荷峰值来实现降低噪声。

[0062] 在一些实施例中,可以通过使EPU以不同的速度运行使得由EPU产生的声音频率扩散在人耳感知为较小噪声的较宽频带,从而实现降低噪声。在一些实施例中,更靠近机身的EPU以比更远离机身的EPU更低的速度来运行,以减少更靠近机身及其乘客产生的噪声量。在一些实施例中,频率的扩散沿着飞行器的中心线是镜像的,使得在飞行器的任一侧上的相同位置中的EPU以相同的速度运行,以保持推力平衡,例如在直航飞行期间。例如,在图1A中的示例的飞行器100的任一侧上的两个最内侧的推进旋翼114可以以所有推进旋翼的最低速度来运行,而在飞行器100的任一侧上的两个最外侧的推进旋翼114可以以所有推进旋翼的最高速度来运行,同时围绕偏航轴线保持推力的平衡。

[0063] 在一些实施例中,EPU的至少一部分是可倾斜的,并且可以通过利用推力转向以最小化沿边飞行时间来调制旋翼噪声声学。步骤304中的代价函数可以为使可倾斜的EPU中的一者或多者在完全垂直推力位置上运行分配相对较高的代价,使得当力和力矩命令允许时,代价函数的最小化将倾向于比满足力和力矩命令所严格要求的速度更快地将可倾斜的EPU从它们的完全垂直推力位置移开。根据一些实施例,用于减小声学噪声的推力转向可以通过经由控制表面致动的姿态调节来抵消。

[0064] 根据一些实施例,一个或多个次要目标包括基于飞行器的多个电池组的能量状态来平衡电动推进单元的能量汲取,如方法300的可选方框308所示。在一些实施例中,飞行器包括多个电池组,多个电池组独立地为不同的EPU供电并且可以彼此电隔离。经由步骤304的控制分配,可以监测电池组的能量状态并控制EPU,使得由较低能量电池组供电的EPU可以比由较高能量电池组供电的EPU使用得更少。例如,关于图2A和图2B所示的实施例,在飞行期间的某一点处,电池组1可能具有比电池组2相对较低的电量,并且为了平衡电池组的能量,根据各种实施例,由电池组1供电的一个或多个EPU可以以相对较低的功率状态运行,并且连接到电池组2的一个或多个EPU可以以相对较高的功率状态运行,以弥补来自连接到电池组1的一个或多个EPU的损失推力的至少一部分。

[0065] 在一些实施例中,相对较低的电量可以意味着总共较低的电量,例如在电池组具有相同的能量容量并且一个电池组的剩余电量比另一个电池组低的情况下。在一些实施例中,相对较低的电量可以是相对于相应的电池组的容量而言。例如,图2A和图2B的电池组2的容量可以比电池组1的容量低,但是其相对电量可以比电池组1的相对电量高(例如,对于电池组2为90%,对于电池组1为80%)。

[0066] 在一些实施例中,连接到较低能量电池组的一个或多个EPU以比连接到较高能量电池组的一个或多个EPU低的功率运行。例如,参考图2A和图2B,连接到电池组1的至少一个EPU和连接到电池组2的至少一个EPU可以具有相同的额定功率,并且连接到电池组1的EPU可以以比连接到电池组2的EPU低的功率运行。在一些实施例中,连接到较低能量电池组的一个或多个EPU以相对于给定飞行器运行状态的标称功率的较低功率运行,该标称功率可以是或可以不是比连接到较高能量电池组的一个或多个EPU低的功率,连接到较高能量电池组的一个或多个EPU以相对于给定飞行器运行状态的标称功率的较高功率运行。例如,连接到较低能量电池组的EPU可以具有比连接到较高能量电池组的EPU更高的额定功率,并且连接到较低能量电池组的EPU可以以相对较低的功率运行,该相对较低的功率仍然高于连接到较高能量电池组的EPU的相对较高功率。

[0067] 在步骤310,根据在步骤304确定的控制命令使飞行器的致动器的至少一部分运

行,以满足电动飞行器的期望的力和力矩命令。例如,根据所确定的控制命令来使与多个电动推进单元相关联的各种致动器运行。根据在步骤304的优化中所寻求的次要目标(其可以包括调制EPU声学噪声、电池组能量平衡或两者),步骤310不仅可以实现飞行器上期望的力和力矩,而且可以实现相对较低的声学噪声和/或飞行器的电池组的一定程度的能量平衡。

[0068] 图4是根据各种实施例的用于控制电动VTOL飞行器(例如飞行器100)的致动器的控制系统400的功能框图。系统400包括控制分配模块402,控制分配模块402基于各种输入406来产生致动器命令404。如下面进一步讨论的,控制分配模块402通过使目标函数最小化来确定致动器命令404,该目标函数包括一个或多个主要目标(例如满足所命令的飞行器的力和力矩)和一个或多个次要目标(可以包括使声学噪声最小化和/或优化电池组使用)。控制系统400可以通过基于微处理器的控制器执行存储在存储介质中的软件代码以实现本文所述的功能来实现。控制系统400也可以以硬件或硬件与软件的组合来实现。控制系统400可以实现为飞行器的飞行控制系统的一部分。应当理解,为了便于描述,控制系统的许多常规功能未在图4中示出。

[0069] 至控制分配模块402的输入406可以包括以下中的一种或几种:力和力矩命令408、致动器状态410、包络线保护限制412、调度参数414、空气动力学参数416、电池状态418和优化器参数420。力和力矩命令408包括多达六个力和力矩的命令,其可以包括x、y和z的力命令以及x、y和z的力矩命令。如本领域中已知的,力和力矩命令可以从操作者命令(或自动驾驶仪命令、或来自无人驾驶飞行器的自主控制器的命令)和飞行器状态(例如,速度、加速度、高度、姿态)中获得。力和力矩命令408由上游控制器(未示出)产生并被提供给控制分配模块402。

[0070] 致动器状态410包括致动器硬件限制,例如行程限制、速度限制、响应时间限制等,并且可以包括可以指示致动器性能恶化的致动器健康标识,致动器性能恶化可以限制给定致动器满足致动器命令的能力。致动器状态410可以用于确定各个致动器命令的界限(例如,最小值/最大值)。根据各种实施例,电池状态418是飞行器的电池组的剩余能量,剩余能量可以在控制分配包括平衡电池组能量状态时被监测。

[0071] 包络线保护限制412可以包括防止在飞行包络线之外运行的命令限制,飞行包络线定义飞行器的运行限制,包括如本领域已知的基于速度和加速度的限制。

[0072] 调度参数414是用于定义分配问题的速度相关参数。空气动力学参数416是从空气动力学和声学建模中获得的参数,并且可以基于致动器雅可比矩阵和致动器状态。空气动力学参数416可以是调度参数414的函数。优化器参数420是用于定义优化问题的参数,如下面进一步讨论的。优化器参数420可以包括定义力和力矩轴线的相对优先级的轴线权重。优化器参数420还可以包括定义不同致动器在控制分配问题中的相对重要性的各个致动器权重。在一些实施例中,优化器参数420是调度参数414的函数。

[0073] 控制分配模块402可以包括限制计算模块430、参数插值模块432和优化模块434。限制计算模块430基于致动器状态410和包络线保护限制412来计算各个致动器命令的限制。在标准操作中,用于给定致动器的最小命令限制包括以下项中的最大值:最小的基于硬件的限制和最小的飞行包络线限制;并且用于给定致动器的最大命令限制包括以下项中的最小值:最大的基于硬件的限制和最大的飞行包络线限制。在致动器故障的情况下,故障致动器的命令限制对应于故障模式(例如,无响应控制表面致动器的位置或故障旋翼的

ORPM)。

[0074] 参数插值模块432可以被配置为能够确定随调度参数而变化的参数,如上所述,调度参数基于飞行器的速度。给定参数(例如,空气动力学参数或优化器参数)的值可以基于与飞行器的当前速度相关联的调度参数从参数的查找表中确定,如下:

[0075] x输出=F(x表格,v)

[0076] 其中:

[0077]

$x_{输出}$	在条件 v 下 x 的输出
$x_{表格}$	x 的查找数据
v	调度参数

[0078] 在一些实施例中,参数插值模块432可以确定与一个或多个次要目标(例如电池组能量平衡)相关联的一个或多个参数。例如,用于电池组能量平衡的参数可以基于电池状态418和调度参数从参数的查找表中确定,例如如下:

[0079] x输出=F(x表格,v,E电池)

[0080] 其中,

[0081]

$x_{输出}$	在条件 v 下 x 的输出
$x_{表格}$	x 的查找数据
v	调度参数
$E_{电池}$	电池的剩余能量

[0082] 优化模块434执行非线性优化算法,非线性优化算法使主要目标440和次要目标442之和最小化。主要目标440寻求满足力和力矩命令408,并且可以在饱和情况下按轴线对命令进行优先化。在力和力矩的解空间包括多个致动器命令组合的情况下,次要目标442寻求满足其它操作目标。次要目标442可以包括用于调制旋翼声学和/或平衡能量使用的项,如下面进一步讨论的。可以被包括在次要目标442中的其它操作目标可以包括对特定致动器进行优先化和使与一个或多个优选致动器状态的偏差最小化。

[0083] 优化模块434使包括主要目标440和次要目标442的目标函数最小化。以下是目标函数的示例:

[0084]
$$\left\|W\left(Bu-FM_{req}\right)\right\|_2^2+\left\|null(B)\,\varepsilon\,(u-u_0)\right\|_2^2$$
(表达式1)

[0085] 根据各种实施例,优化模块434寻找使表达式1的目标函数最小化的一组致动器命令u,其符合:

[0086] min≤u≤max

[0087] 在表达式1中,第一函数$\|W(Bu-FM_{req})\|_2^2$对应于主要目标440。W包括用于对特定的力和力矩轴线进行优先化的权重,并且由插值模块432基于优化器参数420来确定。B是致动器雅可比矩阵,其由插值模块432基于空气动力学参数来确定。FM_{req}是力和力矩命令。

[0088] 表达式1中的第二函数$\| null(B)\varepsilon(u-u_0) \|_2^2$对应于次要目标442并且包括雅可比矩阵B的零空间。ε包括用于致动器的相对优先级的权重，并且由插值模块432基于优化器参数420来确定。u_0包括致动器优选运行状态，并且由插值模块432基于空气动力学参数416来确定。

[0089] 表达式1中的次要目标函数是使与致动器优选运行状态的偏差最小化的1_2范数。可以使用其它的最小化函数，例如使用1_1范数以使控制力最小化或使用1_∞范数以使最大命令最小化。

[0090] 根据各种实施例，由电隔离的电池组供电的多个电动推进单元的能量平衡通过基于电池状态418调节权重ε和致动器优选运行状态u_0中的至少一者而被包括在次要目标中。例如，与较低能量电池组相关联的致动器的权重ε可以具有比与较高能量电池组相关联的致动器的权重ε更高的值(用于偏离优选状态的更高惩罚)。另外地或可替代地，与较低能量电池组相关联的致动器的优选运行状态u_0可以具有比与较低能量电池组相关联的致动器的优选运行状态u_0更低的值。

[0091] 根据各种实施例，飞行器的多个电动推进单元的声音调制通过应用优选运行状态u_0被包括在次要目标中，优选运行状态u_0使在机舱中接收的声音最小化。例如，在任何给定的飞行器速度下，旋翼和/或推进旋翼的优选运行速度被分散在根据[00039]中所概述的方法的频率范围上，以便于降低乘客感知的噪声。

[0092] 优化模块434寻找使表达式1的目标函数最小化的那组致动器命令u，符合u在由限制计算模块430所确定的致动器命令限制$u_{最小}$与$u_{最大}$之间的要求。

[0093] 根据各种实施例，可以通过将目标函数公式化为二次问题并使用二次规划求解器来求解该二次问题，从而求解目标函数。合适的二次规划求解器的示例包括内部点、有效集、共轭梯度和增广拉格朗日求解器。

[0094] 图5是根据各种实施例的用于控制分配的系统500的功能框图，该控制分配的系统包括具有频率划分的多步优化。系统500的控制分配包括基于低频的力和力矩命令而执行的第一控制分配步骤和基于高频的力和力矩命令而执行的第二控制分配步骤。系统500可以确保对于不能响应高频命令的慢速致动器，不产生高频命令。类似于图4的系统400，系统500可以提供寻求实现一个或多个次要目标(例如降低的噪声和/或电池组能量平衡)的控制分配，相对于单步优化具有较低的计算成本。

[0095] 在系统500中，多个输入502被提供给力和力矩命令过滤器508。多个输入502包括力和力矩命令504，并且可以包括优化器参数506。过滤器508从未过滤的力和力矩命令504中过滤低频的力和力矩命令510。过滤器508可以基于过滤器的截止频率和增益对低频的力和力矩命令进行过滤，过滤器的截止频率和增益可以是基于调度参数的预定参数。致动器的动态特性和/或功耗可以用于确定过滤器行为。例如，致动器响应时间可以用于确定适当的过滤器截止频率，使得针对相对较慢的致动器(即，具有相对较长的响应时间的致动器)产生相对低频的致动器命令。根据各种实施例，慢速致动器的组可以包括用于控制电动推进单元的倾斜的致动器和用于控制叶片桨距的致动器，而快速致动器的组可以包括用于控制叶片速度的电动推进单元马达和一个或多个控制表面致动器。根据各种实施例，致动器状态、包络线保护限制和/或调度参数可以直接馈送到慢速致动分配模块512以确定慢速致动器命令514的限制。根据各种实施例，致动器状态、包络线保护限制和/或调度参数可以直

接馈送到快速致动分配模块518中以确定快速致动器命令524的限制。其它输入(例如内插的空气动力学参数和/或电池状态)也可以直接馈送到模块512和518中以形成在相应模块中求解的目标函数。

[0096] 低频的力和力矩命令510被提供给慢速致动分配模块512,慢速致动分配模块512可以以类似于图4的优化模块434的方式来配置,并通过使目标函数最小化来确定一组致动器命令,如以上关于控制分配模块402所讨论的。从慢速致动分配模块512中输出一组慢速致动器命令514以控制慢速致动器。

[0097] 慢速致动分配模块512还可以输出一组快速致动器命令516,该组快速致动器命令516可以被提供给快速致动分配模块518。快速致动分配模块518还被提供一组高频的力和力矩命令520。可以通过从力和力矩命令504中减去慢速致动分配模块512已经从慢速致动分配模块512所确定的慢速致动器命令514和快速致动器命令516确定并实现的力和力矩522以将高频的力和力矩命令520提供给快速致动分配模块518。

[0098] 快速致动分配模块518通过使目标函数最小化来确定一组致动器命令,如以上关于控制分配模块402所讨论的,并且以类似于慢速致动分配模块512的方式。快速致动分配模块518仅输出用于控制快速致动器的快速致动器命令524。因此,基于来自慢速致动分配模块512的慢速致动器命令514来控制慢速致动器,并且基于来自快速致动分配模块518的快速致动器命令524来控制快速致动器。

[0099] 根据各种实施例,当力和力矩命令504的频率高于慢速致动器单独能够处理的频率时,慢速致动分配模块512将输出可以接近但不超过慢速致动器的硬件限制的慢速致动器命令514。力和力矩命令504的未完成部分可以随后经由快速致动分配模块518由快速致动器来满足。虽然系统500的具有频率划分的多步优化在计算上比单步优化控制分配更密集,但是它允许同时利用慢速致动器和快速致动器两者。

[0100] 图6示出了根据一些实施例的计算系统600的示例,其可以用于图1的系统400和/或图5的系统500的一个或多个部件,例如系统400的控制分配模块402、系统500的慢速致动分配模块512和/或系统500的快速致动分配模块518。系统600可以是任何合适类型的基于处理器的系统。系统600可以包括,例如,以下项中的一个或多个:输入设备620、输出设备630、一个或多个处理器610、存储器640和通信设备660。

[0101] 输入设备620可以是允许用户输入(例如来自飞行员的用户输入)的任何合适的设备,例如一个或多个按钮、操纵杆和/或开关、一个或多个触摸屏等。输出设备630可以是或包括提供输出的任何合适的设备,例如显示器、触摸屏、触觉设备、虚拟/增强现实显示器或扬声器。

[0102] 存储器640可以是提供存储的任何合适的设备,例如包括RAM、缓存、硬盘驱动器、可移动存储盘或其它非暂时性计算机可读介质的电、磁或光存储器。通信设备660可以包括能够从一个或多个其它计算系统或模块发送和接收信号的任何合适的设备或设备的组合。计算系统600的部件可以以任何合适的方式连接,例如经由物理总线连接或无线地连接。

[0103] 处理器610可以是任何合适的处理器或处理器的组合,包括中央处理单元(CPU)、图形处理单元(GPU)、现场可编程门阵列(FPGA)和专用集成电路(ASIC)中的任一个或任何组合。可以存储在存储器640中并由一个或多个处理器610执行的软件650可以包括,例如,实现本发明的功能或部分功能的程序(例如,如在上述设备中实现的)。例如,软件650可以

包括由一个或多个处理器610执行的一个或多个程序,以用于执行本文所述的方法的一个或多个步骤,例如图3的方法300的一个或多个步骤。

[0104] 软件650还可以被存储和/或传输在任何非暂时性计算机可读存储介质中,以供例如上述的那些指令执行系统、装置或设备使用或与其结合使用,软件650可以从指令执行系统、装置或设备中获取与软件相关联的指令并执行该指令。在本发明的上下文中,计算机可读存储介质可以是例如存储器640的任何介质,其可以包含或存储供指令执行系统、装置或设备使用或与其结合使用的程序。

[0105] 软件650还可以在任何传输介质内传输,以供例如上述的那些指令执行系统、装置或设备使用或与其结合使用,软件650可以从指令执行系统、装置或设备中获取与软件相关联的指令并执行该指令。在本发明的上下文中,传输介质可以是能够通信、传播或传输供指令执行系统、装置或设备使用或与其结合使用的的程序的任何介质。传输计算机可读介质可以包括但不限于电、磁、光、电磁、或红外有线或红外无线的传播介质。系统600可以实现任何合适的操作系统,并且可以用任何合适的编程语言来编写。

[0106] 出于解释说明的目的,已经参考特定实施例描述了上述描述。然而,上述说明性的讨论并不旨在是穷举的或将本发明限制为所公开的精确形式。鉴于上述教导,许多修改和变化是可能的。选择和描述实施例是为了最好地解释技术的原理及其实际应用。由此,本领域的其它技术人员能够最佳地利用具有各种修改的技术和各种实施例,以适合于预期的特定用途。

[0107] 虽然已经参照附图充分描述了本发明和示例,但是应当注意,各种改变和修改对于本领域技术人员而言将变得显而易见。这些变化和修改应当被理解为包括在由权利要求限定的本公开和示例的范围内。最后,本申请中涉及的专利和公开文献的全部公开内容在此通过引用的方式并入。

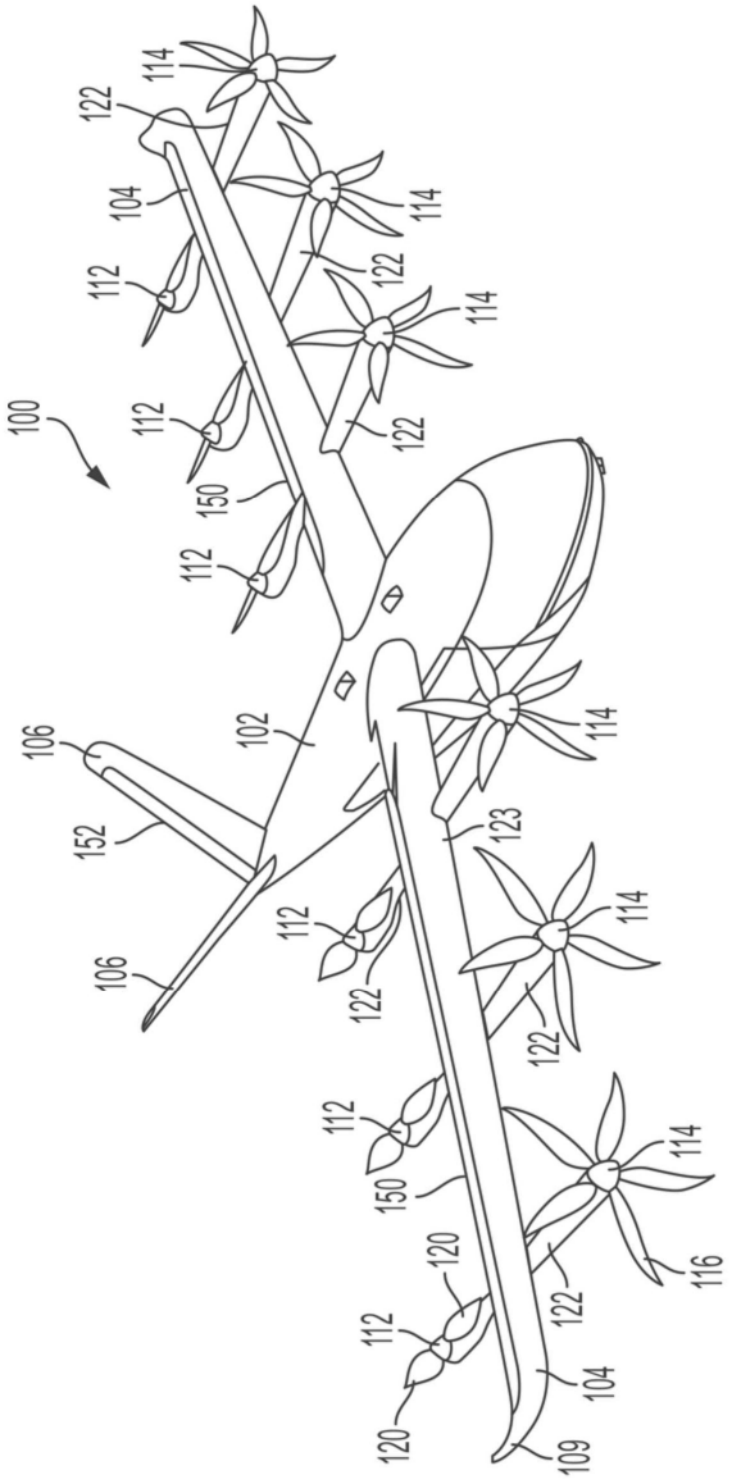

100
102
104
106
106
109
112
112
112
112
112
112
114
114
114
114
114
114
116
120
120
122
122
122
122
122
122
123
150
150
152

图1A

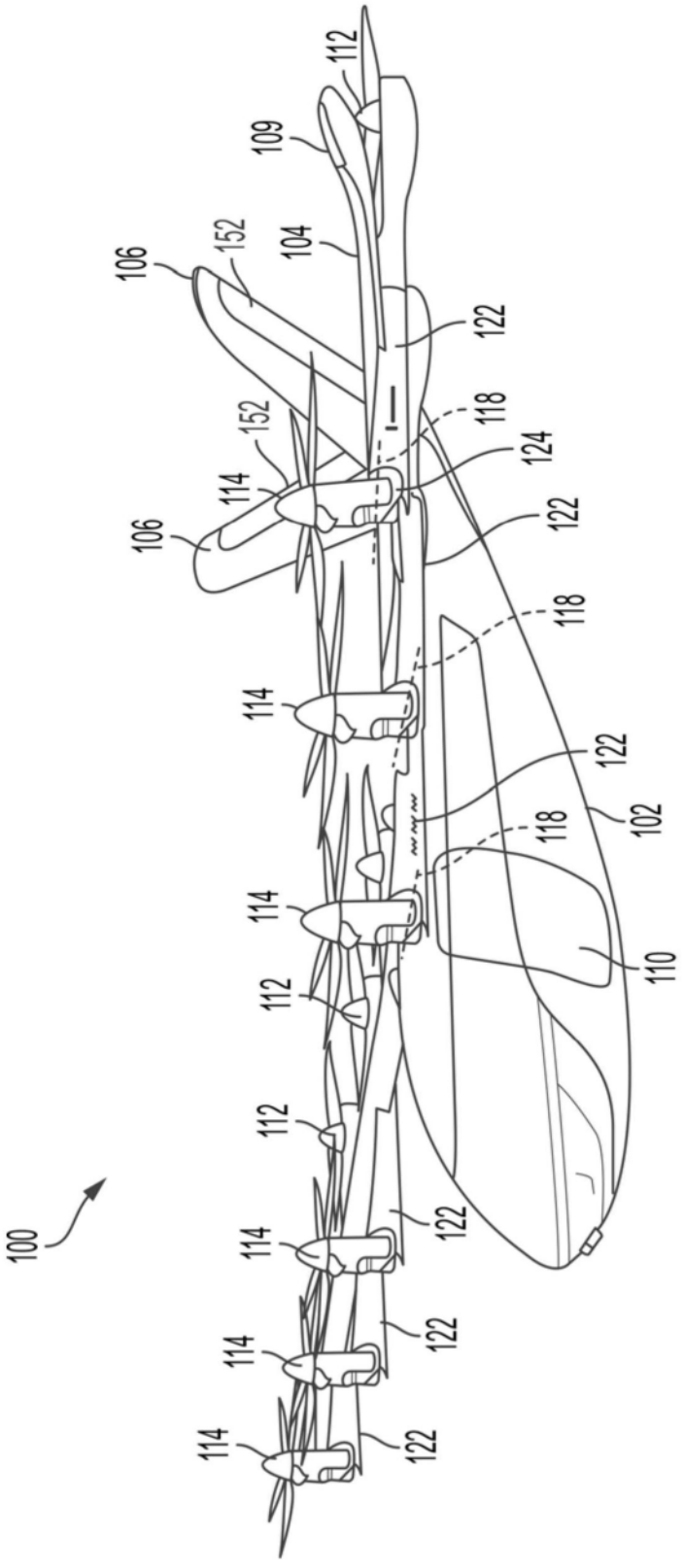

112
109
152
104
106
122
152
118
124
114
106
122
118
114
122
102
118
114
110
112
112
100
114
122
114
122
114
122

图1B

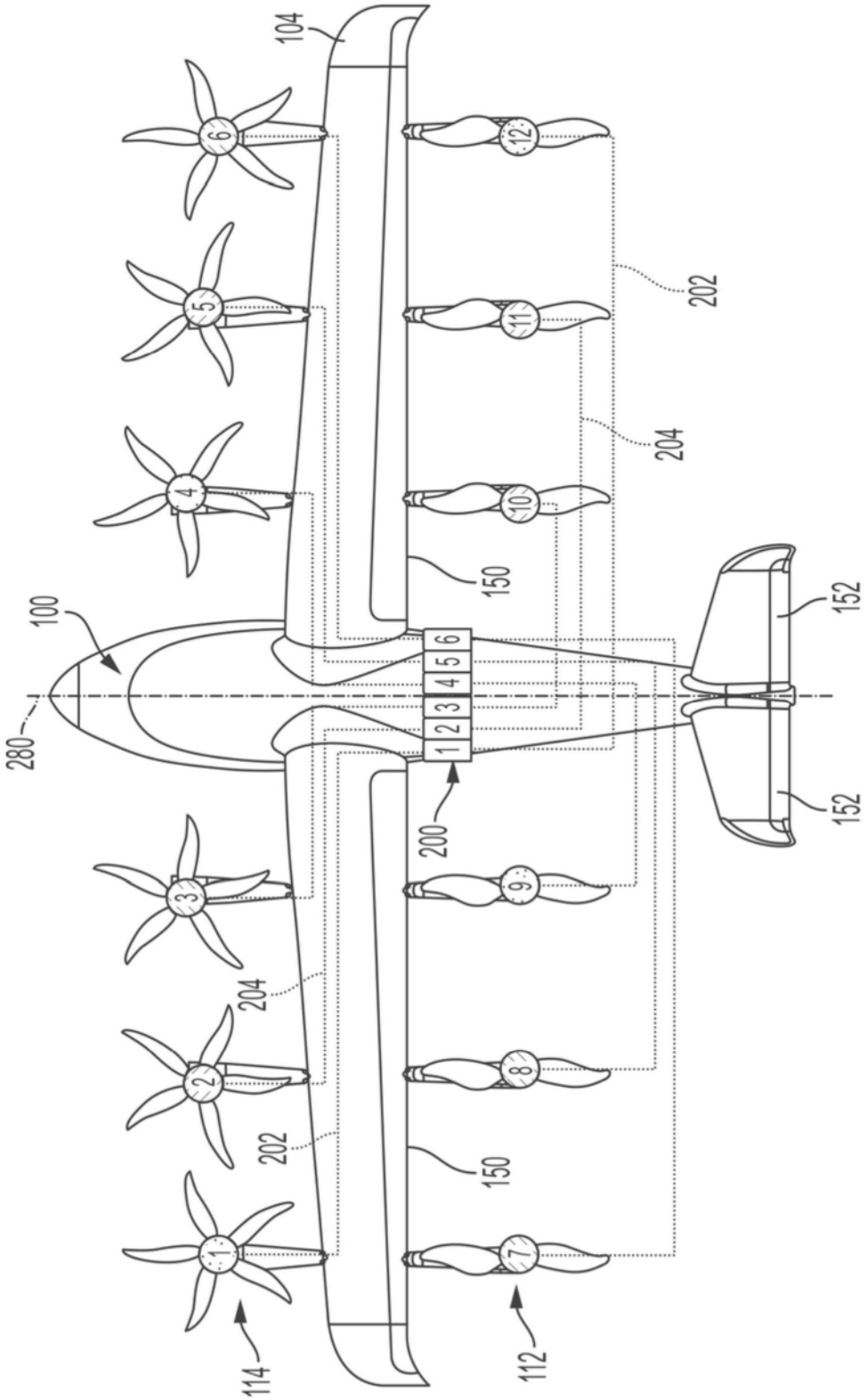

104
6
12
5
11
202
4
10
204
150
100
152
1 2 3 4 5 6
280
200
3
9
204
2
8
202
150
1
7
114
112
152

图2A

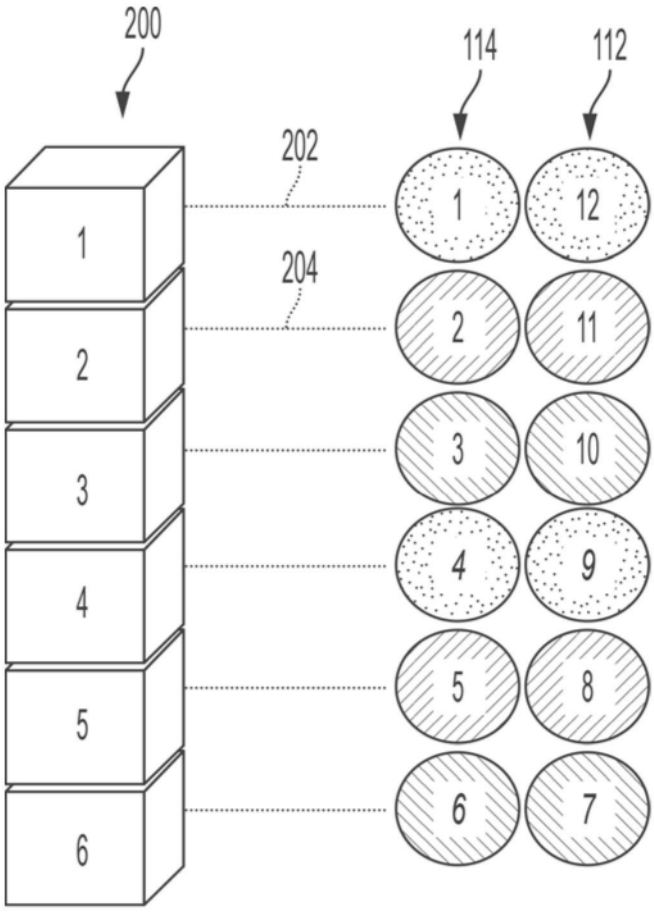


图2B

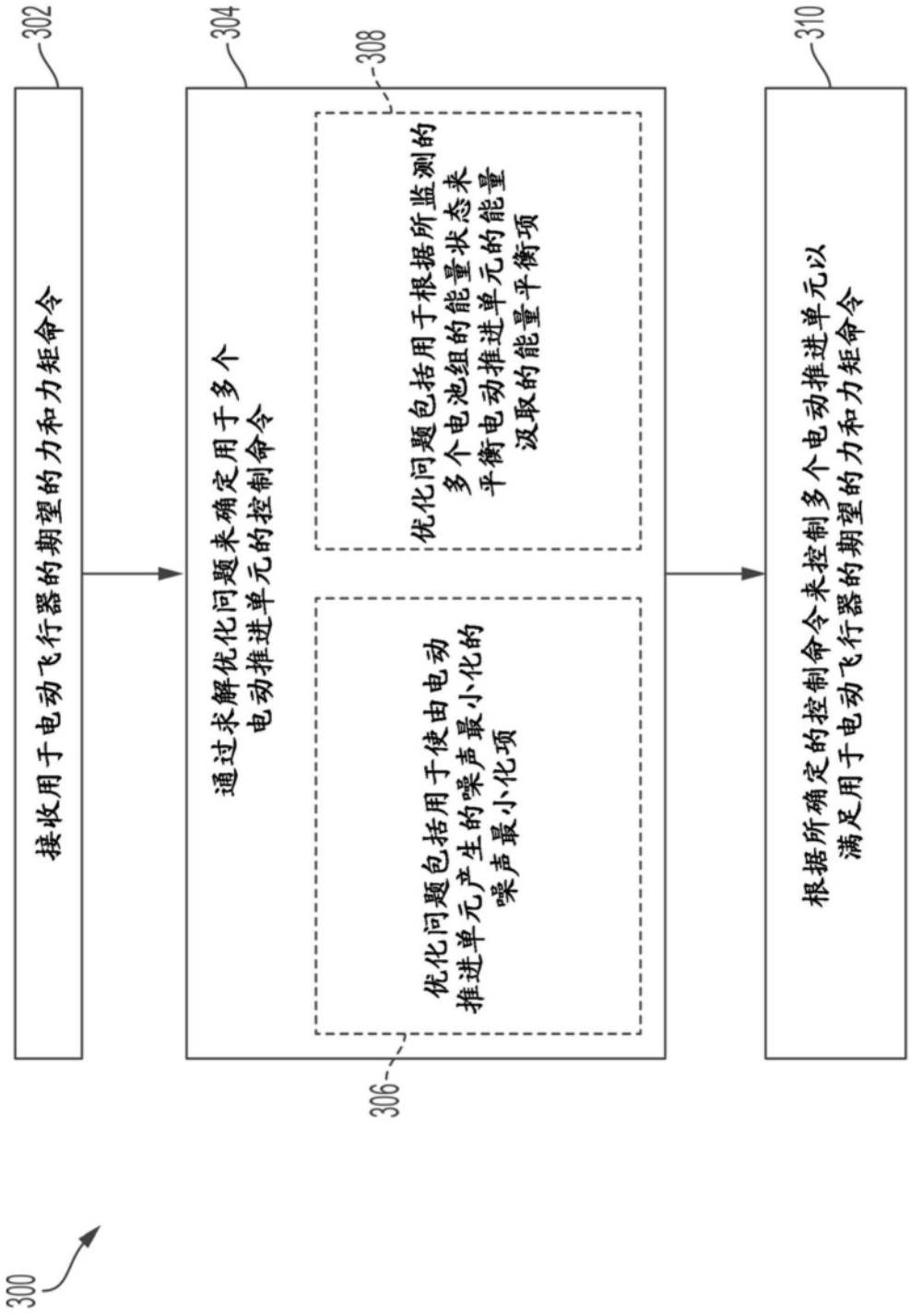

302
304
308
310
306
300
接收用于电动飞行器的期望的力和力矩命令
通过求解优化问题来确定用于多个电动推进单元的控制命令
优化问题包括用于根据所监测的多个电池组的能量状态来平衡电动推进单元的能量汲取的能量平衡项
优化问题包括用于使由电动推进单元产生的噪声最小化的噪声最小化项
根据所确定的控制命令来控制多个电动推进单元以满足用于电动飞行器的期望的力和力矩命令

图3

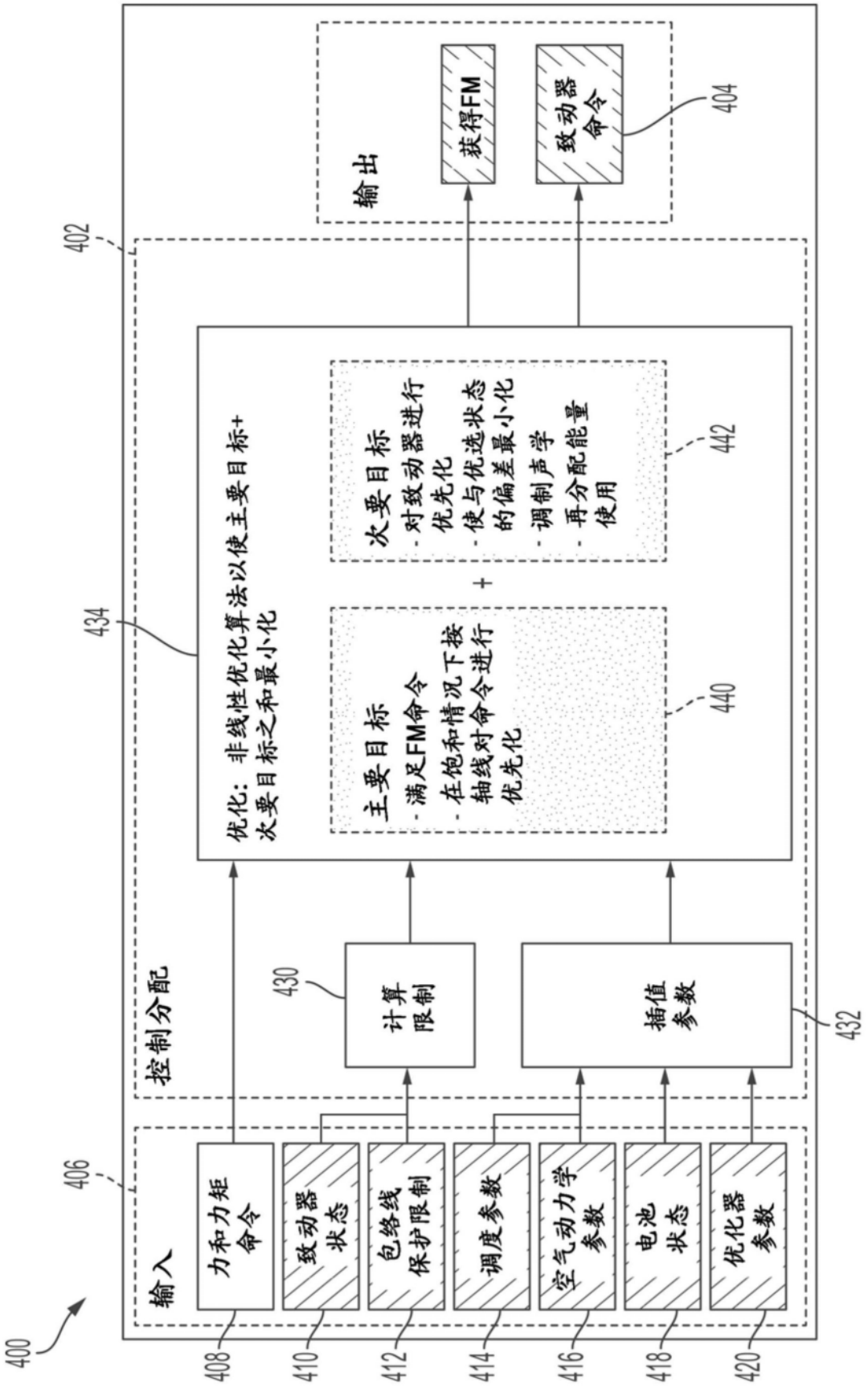

400
402
404
406
408
410
412
414
416
418
420
430
432
434
440
442
输入
力和力矩命令
致动器状态
包络线保护限制
调度参数
空气动力学参数
电池状态
优化器参数
控制分配
计算限制
插值参数
优化：非线性优化算法以使主要目标+次要目标之和最小化
主要目标
- 满足FM命令
- 在饱和情况下按轴线对命令进行优先化
+
次要目标
- 对致动器进行优先化
- 使与优选状态的偏差最小化
- 调制声学
- 再分配能量使用
输出
获得FM
致动器命令

图4

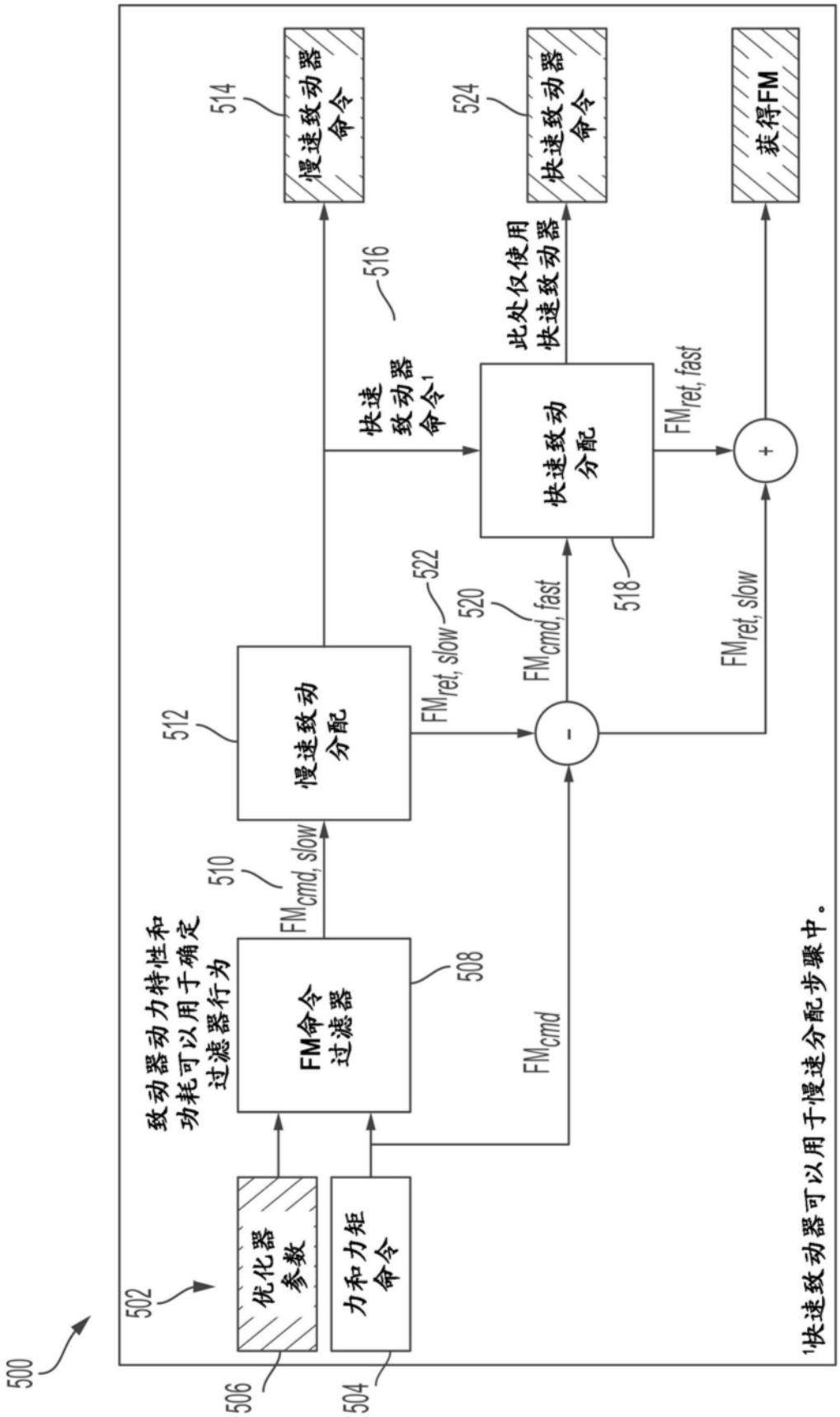

500
502
优化器参数
力和力矩命令
506
504
致动器动力特性和功耗可以用于确定过滤器行为
FM命令过滤器
508
510
FMcmd, slow
慢速致动分配
512
514
慢速致动器命令
516
快速致动器命令1
522
FMret, slow
520
FMcmd, fast
FMcmd
快速致动分配
518
此处仅使用快速致动器
524
快速致动器命令
FMret, fast
获得FM
FMret, slow
1快速致动器可以用于慢速分配步骤中。

图5

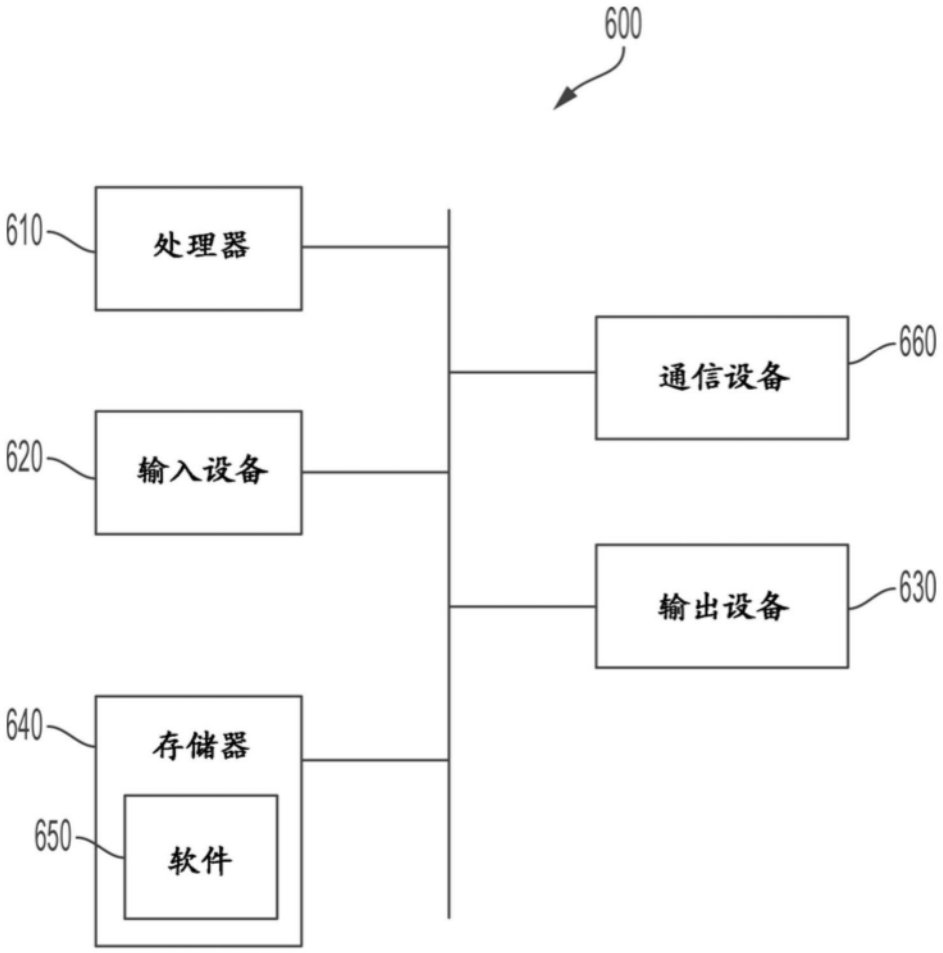


图6