



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108216580 A

(43)申请公布日 2018.06.29

(21)申请号 201711348818.2

(22)申请日 2017.12.15

(30)优先权数据

102016014974.4 2016.12.15 DE

(71)申请人 利勃海尔航空航天林登贝格股份有限公司

地址 德国林登贝格

(72)发明人 托比亚斯·勒本 托马斯·格罗姆

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

代理人 丁永凡 蒋静静

(51)Int.Cl.

B64C 13/00(2006.01)

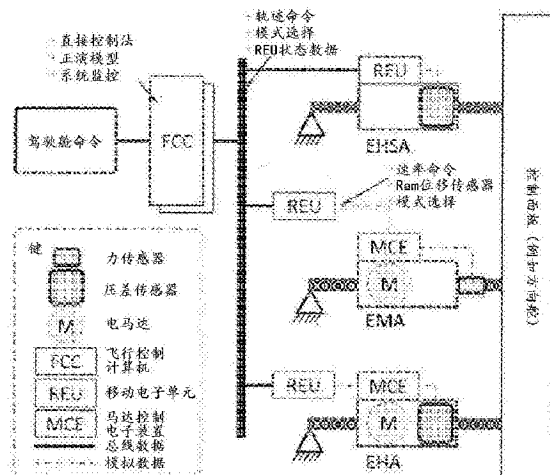
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

用于控制飞行器的执行器的执行器控制装置

(57)摘要

本发明涉及一种执行器控制装置,所述执行器控制装置用于控制飞行器的,尤其飞机的例如控制面的至少两个基于不同技术的执行器,所述执行器控制装置具有:至少一个前馈装置,所述前馈装置设立用于补偿所述执行器中的至少一个执行器的行为;和至少一个力差调控器,所述力差调控器设立用于平衡在调节力中剩余的闭环控制偏差。



1. 一种执行器控制装置,所述执行器控制装置用于控制飞行器的例如控制面的至少两个基于不同技术的执行器,所述飞行器尤其是飞机,所述执行器控制装置具有:至少一个前馈装置,所述前馈装置设立用于补偿所述执行器中的至少一个执行器的行为;和至少一个力差调控器,所述力差调控器设立用于平衡在调节力中剩余的闭环控制偏差。

2. 根据权利要求1所述的执行器控制装置,其特征在于,所述执行器控制装置设立用于控制恰好一个控制面。

3. 根据权利要求1或2所述的执行器控制装置,其特征在于,所述前馈装置设立用于使所述执行器具有共同的并且尤其优化的模型特性。

4. 根据权利要求3所述的执行器控制装置,其特征在于,通过计算由线性化的微分方程构成的可逆的传递函数算出所述模型特性,其中所述微分方程描述所述执行器的系统。

5. 根据权利要求3或4所述的执行器控制装置,其特征在于,共同的所述模型特性对应于最弱的所述执行器的特性,和/或所述模型特性对应于包括连续的轨迹的模型,所述轨迹不低于在所述模型的规范中针对所述系统规定的功效。

6. 根据上述权利要求中任一项所述的执行器控制装置,其特征在于,设有限制装置,所述限制装置设立用于限制力差调控器对总控制流的作用。

7. 根据上述权利要求中任一项所述的执行器控制装置,其特征在于,所述前馈装置是确定性的并且尤其通过与复制品比较来监控和/或对于每个通道是明确的。

8. 一种飞行器,尤其飞机,其具有根据权利要求1至7中任一项所述的至少一个执行器控制装置,其中所述飞行器包括至少一个控制面和至少两个与所述控制面耦合的执行器。

9. 一种用于控制飞行器的控制面的至少两个基于不同技术的执行器的方法,所述飞行器尤其是飞机,所述方法具有如下步骤:

闭环控制/开环控制所述执行器以使所述执行器具有共同的模型特性;以及借助于力差调控器平衡闭环控制偏差。

10. 根据权利要求9所述的方法,其特征在于,所述模型特性的计算包括:计算由线性化的微分方程构成的可逆的传递函数。

11. 根据权利要求9或10所述的方法,其特征在于,借助于根据权利要求1至7中任一项所述的执行器控制装置执行所述方法。

## 用于控制飞行器的执行器的执行器控制装置

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种执行器控制装置,所述执行器控制装置用于控制飞行器的,尤其飞机的例如控制面的至少两个基于不同技术的执行器。

### 背景技术

[0002] 从现有技术中已知不同的执行器控制装置设计,所述执行器控制装置设计用于:能够将不同的执行器共同地用于驱动飞行器的例如控制面。因此,例如已知开环控制/闭环控制设计,所述开环控制/闭环控制设计具有由伺服执行器(EHSA)和电-静液压的执行器(EHA)构成的配置,其中比较这两个执行器的压差并且经由PID调控器转化为执行器的调节命令,以便通过定位的匹配来平衡所述执行器的调节力。在此已知的是,执行控制信号的无信号区变化,由此调整更快的执行器的反应时间或应答特性,使得避免在不同的执行器启动或运动时的力冲突。

[0003] 此外,已知用于具有机械的安全备份的方向舵控制装置的系统构建结构,其中能够使用不同类型的液压执行器(例如EHSA、EHA、EBHA)。

[0004] 文献US 2008/203224 A的主题是将机电执行器(EMA)集成到传统的液压飞行控制系统中。在此被处理的问题并非专门是这两种技术的双机(aktiv-aktiv)运行中的力冲突,而是避免EMA的不利的特性。在主动-被动(aktiv-passiv)配置中,被动的EMA可能由于其惯性而将衰减的负荷施加到EHSA上。这造成在面控制装置的机械结构中的应力或扭力,以及造成EHSA的提高了的功率消耗并且造成通过EMA的马达感应产生电流。在双机配置中,由于外部的负荷可能造成EMA的大程度地受负荷。这由于受技术影响而缺少的散热能力可能造成热生成或其他错误功能。所述文献描述了特别的、称作为主-备(aktiv-standby)的运行模式,所述运行模式通过EMA的控制电子仪器内部的可变的电流限制来实行。由此实现:EMA跟随控制面的调节运动,但是对于其定位(调节力)的作用小。仅在外部负荷极其大的情况下,主动的EHSA的功效的失效才会造成错误定位。然后EMA功率电子仪器内部的电流限制可能被提高,以至于该EMA功率电子仪器能够短暂地起辅助作用。

[0005] 在从现有技术中已知的设备中存在如下缺点:在此仅实现调节力的静态的补偿。在调节过程期间出现的动态的力冲突不被考虑。然而,尤其在控制面的偏转大/离散的情况下,这在混合配制中是主要的效应。针对前馈装置(Vorsteuerung)的设计,从现有技术中未得知在实际的飞行控制系统内部适合的实行。

### 发明内容

[0006] 因此,本发明的目的是,提供一种执行器控制装置,所述执行器控制装置能够克服或最小化在不同的执行器之间的力冲突或静态的力冲突。

[0007] 静态的力冲突基本上通过在执行器相对于彼此的定位期间的公差和不准确性确定。因此,在位移传感器(LVDT)中的故障例如造成彼此间的错误定位。与典型成比例的闭环增益相关地,产生恒定的力,借助于所述力,执行器相对于彼此将驶向其分别测量出的位

置。因此,从现有技术中已知的是,通过对调节命令的反馈实行与定位并行设置的对力差的闭环控制。除了该方法以外,也能够避免或补偿在构件生产装入以及因维护引起的定位错误。

[0008] 然而,静态的力冲突的上述原因涉及每个执行器配置,在所述执行器配置中多个设备在主动运行中工作。而在主动-被动配置中可能不会造成,执行器主动地向着彼此行进。然而,被动的执行器经由其衰减特性将负荷施加到主动的执行器上,所述主动的执行器能够与调节速度相关地处于相同的数量级上。

[0009] 为了能够实现混合的执行器配置的可靠的且有效的运行,接下来介绍的方法途径在动态的力冲突和由定位错误而引起的静态的力冲突之间进行区分,所述动态的力冲突由于执行器的特征性的行为而产生。因此,所述方法途径以有针对性的方式探讨这两个原因。

[0010] 由此确保控制面的执行器彼此间的优化的功率分配。

[0011] 本发明所基于的目的通过一种执行器控制装置实现,所述执行器控制装置用于控制飞行器的例如控制面的至少两个基于不同技术的执行器,所述飞行器尤其是飞机,所述执行器控制装置具有:至少一个前馈装置,所述前馈装置设立用于补偿所述执行器中的至少一个执行器的行为;和至少一个力差调控器,所述力差调控器设立用于平衡在调节力中剩余的闭环控制偏差。

[0012] 执行器控制装置包括:至少一个前馈装置,所述前馈装置设立为用于补偿执行器中的至少一个执行器的行为;和至少一个力差调控器,所述力差调控器设立用于平衡调节力中剩余的闭环控制偏差。本发明还针对具有相应的执行器控制装置的飞行器并且涉及相应的方法。

[0013] 力差调控器例如能够是如下类型:比例(P)、积分(I)或与微分部分组合(PID)的力差调控器。

[0014] 有利的构成方案在下文中描述。

[0015] 飞行器尤其是飞机。

[0016] 执行器的不同技术例如能够涉及液压的、电动液压的、电的驱动器,任意的混合驱动器或其他驱动技术。剩余的闭环控制偏差涉及不能由前馈装置最小化或者不能充分由前馈装置最小化的偏差。所述偏差在此能够是不同执行器的控制信号和/或位置信号之间的偏差。这些偏差还能够对应于由执行器提供的调节力之间的区别或偏差。

[0017] 当前,术语调节力能够广义解释并且能够包括如下参数,如执行器的或相应的控制面的位置、速度和/或加速度,这些参数能够直接地影响调节力。

[0018] 在一个优选的实施方案中可以考虑的是,执行器控制装置设立为用于控制刚好一个控制面。将其理解为,借助于执行器控制装置能够操纵单个控制面的多个或至少两个执行器。在此,飞行器显然具有多于一个的单个的控制面,所述控制面能够全部地或部分地借助于根据本发明的执行器控制装置控制。当前,术语控制装置不理解为是限制性的并且还包括如下事实,其中对于开环控制步骤能够附加地或备选地实行闭环控制步骤。

[0019] 在另一优选的实施方案中可以考虑的是,前馈装置设立用于使执行器具有共同的且尤其优化的模型特性。具有模型特性在此是指执行器的开环控制/闭环控制,所述开环控制/闭环控制能够在考虑尤其所有所参与的执行器的特性或特征来预计。由于具有相应的模型特性,能够保证:不控制执行器进行如下运动,所述运动是所述执行器与另一执行器相

比例如仅能够更慢地实施的运动。因为这两个执行器经由控制面彼此耦合,所以由此如果不这样的话可能造成力冲突。

[0020] 在一个尤其优选的实施方案中,通过计算由线性化的微分方程构成的可逆的传递函数能够算出所述模型特性,其中所述微分方程描述所述执行器的系统。

[0021] 尤其可以考虑的是,共同的模型特性对应于最弱的执行器的特性或考虑所述最弱的执行器的特性,和/或模型特性对应于包括连续的轨迹的模型,所述轨迹不低于在所述模型的规范中针对所述系统规定的功效。最弱的执行器例如能够是功率最弱的执行器和/或最慢的执行器和/或最慢地进行反应的执行器。由此能够保证:与较慢的执行器相比,较快的执行器也不被闭环控制/开环控制以实现更快的运行并且在此在开环控制执行器时就已经包含力冲突。

[0022] 当前,术语系统能够包括执行器、控制面和/或控制电子仪器以及必要时包括所执行的计算。

[0023] 在另一优选的实施方案中,可以考虑的是,设有限制装置,所述限制装置设立用于限制力差调控器对总控制流的作用。限制装置在此能够包括物理部件和/或例如通过执行器控制装置的编程产生。能够将力差控制器对总控制流的作用理解为,力差调控器对控制面的或一个执行器或多个执行器的位置、速度和/或加速度或对控制信号的影响,与前馈装置对所提到的参数的影响相比,能够被限制。

[0024] 在另一优选的实施方案中,可以考虑的是,前馈装置是确定性的并且尤其通过与复制品比较来监控和/或对于每个通道是明确的。当前,术语通道能够表示执行器控制装置的一部分,所述部分用于控制单个的执行器。

[0025] 本发明还涉及一种飞行器,尤其飞机,所述飞行器具有至少一个上述执行器控制装置,其中飞行器包括至少一个控制面和至少两个与控制面耦合的执行器。不言而喻,执行器控制装置从而飞行器能够包括其他或所有结合执行器控制装置所提出的特征。因此不再重复说明。

[0026] 本发明还针对一种用于控制飞行器的,尤其飞机的控制面的至少两个基于不同技术的执行器的方法,并且所述方法包括如下步骤:

[0027] 闭环控制/开环控制执行器以使其具有共同的模型特性;以及

[0028] 借助于力差调控器平衡闭环控制偏差。

[0029] 调控器例如能够构成为PID调控器,构成为I调控器或构成为P调控器。

[0030] 在一个尤其优选的实施方案中,所述方法还能够包括:计算由线性化的微分方程构成的可逆的传递函数以确定或计算模型特性。

## 附图说明

[0031] 根据附图中示例地示出的实施方案阐述本发明的其他细节和优点。在此示出:

[0032] 图1示出具有三个不同的执行器的执行器控制装置的示例性的实施方案;

[0033] 图2示出根据本发明的前馈设计的信号流的示意图;

[0034] 图3示出在设备构建结构之内的闭环控制设计的功能性配置;以及

[0035] 图4示出用于执行执行器控制装置的等式。

## 具体实施方式

[0036] 图1示出根据本发明的用于控制至少两个基于不同技术的执行器的执行器控制装置的示意图。在图1中示出的实施方案中,在此示出三个不同的执行器(EHSA、EMA和EHA)。根据本发明,任意数量的任意技术的执行器能够彼此耦合或借助于执行器控制装置控制。

[0037] 如从图1中所得知的那样,执行器控制装置能够与飞行控制计算机(FCC)耦合或者至少部分地在所述飞行控制计算机上实现。FCC又能够如从现有技术中已知的那样检测或转发由飞行员输入的控制指令。为了执行执行器控制装置,能够在执行器的区域中设置相应的马达控制电子仪器(MCE)和/或与其相关联的远程电子单元(REU)。REU能够与MCE连接以传递关于速率命令、Ram LVDT和/或模式选择的信息。经由总线连接能够在FCC和REU之间传输关于轨迹命令、模式选择和/或REU阶段数据的信息。借助于FCC又能够处理用于直接控制法、用于正演模型和/或用于系统/监控的数据。

[0038] PID调控器和/或前馈装置能够至少部分地在图1中示出的所有部件或一部分部件,尤其在FCC、REU和/或MCE上实现。PID调控器代表力差调控器并且是优选的实施方式。

[0039] 图1示出在飞行控制系统中的设计的具体实行。在此,所述实行的方式是普遍性的,使得在技术组合中不存在限制。因此,在图1中示例性地示出在这种飞行控制系统中的由EHSA、EHA和EMA构成的复合结构。

[0040] 可根据本发明减少或克服的动态的力冲突在控制面的运动中由于分别将使用的执行器的特征性的行为产生。在EHSA的调整气缸中由于力增强直接提供完全的系统压力,而其加速度相对于EMA的加速度占优,在EMA中首先必须克服传动装置惯性和主轴惯性。与之相对,EMA调节速度与EHSA相反尽可能与外部负荷无关。仅通过限制在马达控制电子仪器内的马达电流,所述马达的转速在最大负荷下降低。而在EHSA中,伺服阀的流量进而调节速度通过所提供的压力势确定。在外部负荷的情况下,在调整气缸中的压差升高,从而流量减少。

[0041] 出于此原因,为了避免动态的冲突所需要的是:必要时与系统状态(例如外部负荷)相关地识别系统的最弱的部分,在每个调节过程期间所述最弱的部分起制动作用。如根据本发明所提出的那样,当所有所参与的执行器刚好具有这种调节特性时,能够避免力冲突。

[0042] 对应于图2,此时根据本发明首先尝试补偿系统(一个执行器或最弱的执行器或多个执行器)的行为。为此,借助于微分方程详细地描述所述系统(参见图4的等式1)。于是将所述微分方程线性化,以便得到可逆的传递函数(参见图4的等式2)。由此,能够在执行器所执行的轨迹 $X$ 和对此所需的控制流 $I_{sv}$ 之间建立在图2中称作为“前馈补偿”的关系。由此可行的是,控制每个执行器,使得所述执行器跟随称作为“参考动态”的模型特性。

[0043] 因为现在每个物理系统承受一定的惯性,所以在下一步骤中必须找到如下模型特性,所述模型特性考虑所给出的系统的最大功效。一方面,这能够通过执行系统中的前述最弱的部件的模型来发生。另一方面,在此能够使用任意模型,所述模型计算连续的轨迹,所述轨迹不低于在所述模型的规范中针对该系统所规定的功效。

[0044] 因为所描述的设计基于模型方程的简化,所以物理的执行器在其定位方面虽然有前馈装置但是仍偏离于参考特性。这种偏离尤其通过并行的位置调控器(“控制器”)经由在

其权限方面受限制的对总控制流的作用来补偿。

[0045] 在图3中示意地示出,如何能够由EHSA、EMA和EHA实行在图1中提出的实例配置的所描述的前馈设计。图3示出系统构建结构和前馈装置/闭环控制装置的功能到各个设备(FCC、REU)上的配置以及所述设备之间的通信。根据本发明的闭环控制装置/开环控制装置的细节,尤其针对REU的设计方案以及针对在FCC和REU之间经由总线连接的信号传输的细节,能够部分地或完全地如在图3中所示出的实例中那样说明。

[0046] 所描述的设计能够实现执行器控制装置到前馈路径和力差调节路径或到前馈装置和PID调控器中的根据本发明的分配。前馈装置形成控制命令的主要部分,而力调控器在其权限方面受限制。

[0047] 前馈装置是确定性的进而能够通过复制品(监控器)比较来监控。所述前馈装置对于每个通道是明确的并且不存在耦合。由此维持通道的期望的不相关性,这能够实现最大可能的可用性。

[0048] 通道的通过在各个力调控器之内的力差计算而剩余的相关性——与传统的仅由力调控来辅助的方法途径相比——将其影响降低到最小。由此改善系统相对于其他设计的可监控性。

[0049] 这必要时在故障功能的情况下能够实现使通道完全独立(停用力反馈),所述完全独立伴随着不明显的功效降低。

[0050] 这种方法途径的创新点在于前馈装置与力差调控器组合的应用,以及以这种闭环控制设计为前提的系统构建结构,其中所述力差调控器用于对飞机控制面发布命令。

[0051] 类似于根据飞行控制法的预设值计算调节命令,飞行控制计算机(FCC)现在附加地接管用于相关的控制面的优化的模型特性的连续计算。该特性的特征在于动态的运动曲线(轨迹),所述运动曲线由时间上的位置、速度和加速度信号构成,所述运动曲线被递交给下级的定位电子仪器(REU)。每个REU与配属给其的执行器形成独立的控制通道和/或能够包括PID调控器。在所述REU上连接有位置闭环控制回路并且补偿相应的执行器行为,其中使每个单个的执行器具有由FCC预设的模型特性。这些所描述的功能不相关地被执行,也就是说,在REU彼此间不耦合或仅部分地耦合的情况下执行这些功能。这种构建结构所给定的不相关性,在初级的飞行控制的认证性方面是特别希望的。

[0052] 附加提出的力差调控器能够实现力冲突特性的进一步的改进。为此考虑不相关性的小程度的解体。与其他解决方法途径不同,通过与前馈装置的组合,对于闭环控制而言仅需要小的权限,由此将相关地产生的命令份额的影响降低到最小。

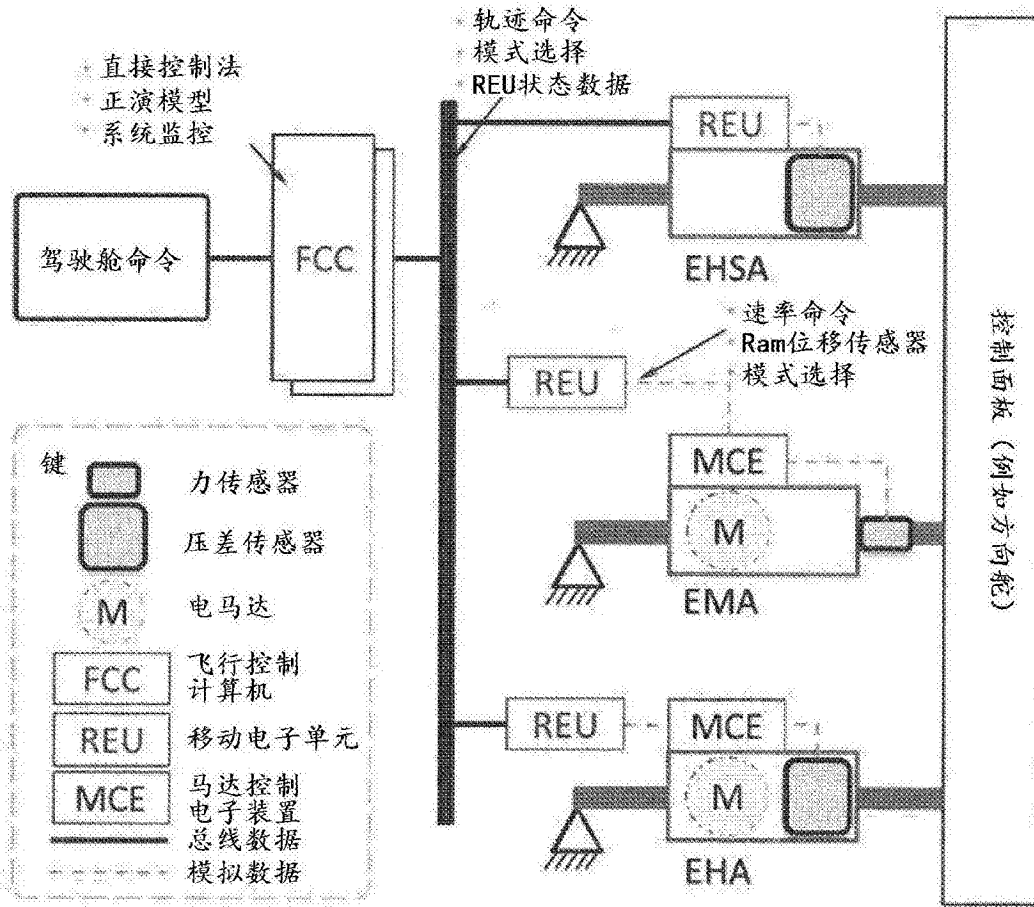


图1

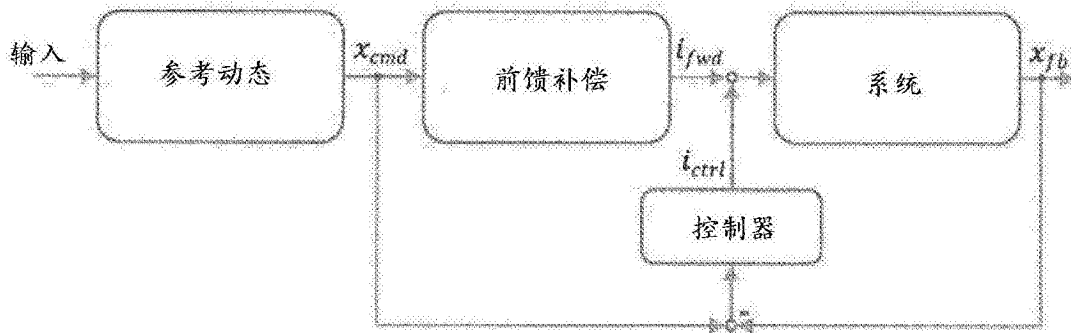


图2



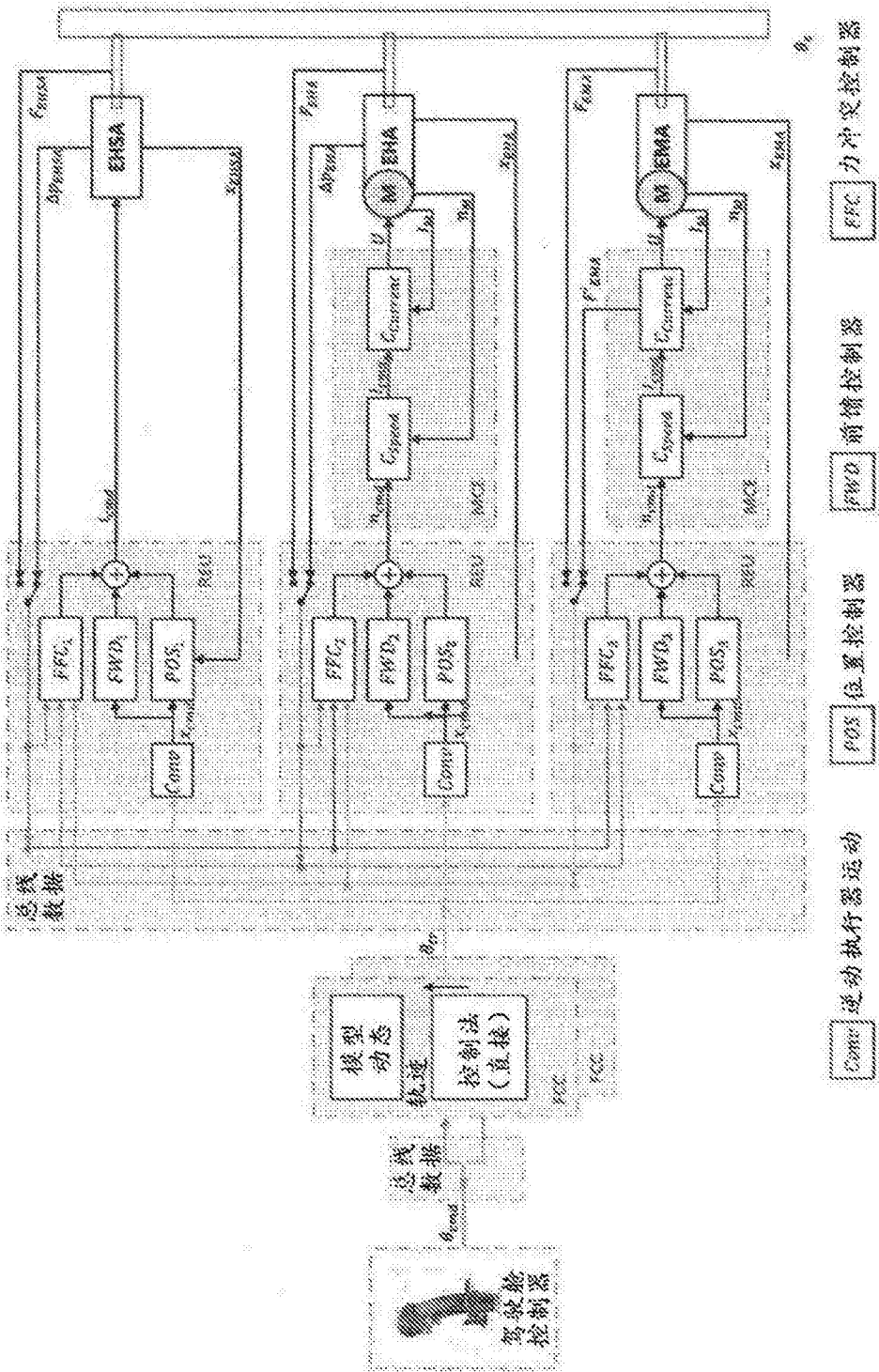


图3

等式1: 用于对EHSA建模的微分方程式

$$\frac{mV}{2BA} \cdot \ddot{x} + \frac{dV}{2BA} \cdot \dot{x} + A \cdot x = C \sqrt{\frac{P_S - P_R}{2}} K_{sv} \cdot i_{sv} - \frac{V}{2BA} \cdot \dot{F}_{ext}$$

等式2: EHSA的定位和控制之间的逆关系

$$I_{sv}(s) = \frac{1}{CK_{sv}} \sqrt{\frac{2}{P_S - P_R}} \cdot \left( \frac{mV}{2BA} s^2 + \frac{dV}{2BA} s + A \right) \cdot X(s)$$

图4