



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102004454 B

(45) 授权公告日 2015. 05. 20

(21) 申请号 201010269647. 6

WO 02/055385 A1, 2002. 07. 18, 全文 .

(22) 申请日 2010. 08. 31

US 2005/0045768 A1, 2005. 03. 03, 全文 .

(30) 优先权数据

审查员 时斌

12/551, 177 2009. 08. 31 US

(73) 专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 J·L·马斯格雷夫 S·M·斯特科

(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 赵蓉民

(51) Int. Cl.

B64D 39/00(2006. 01)

(56) 对比文件

EP 1736407 A1, 2006. 12. 27, 说明书第 [0017]、[0021]、[0027] 段, 附图 1、5.

CN 201254296 Y, 2009. 06. 10, 全文 .

WO 2008/134606 A1, 2008. 11. 06, 全文 .

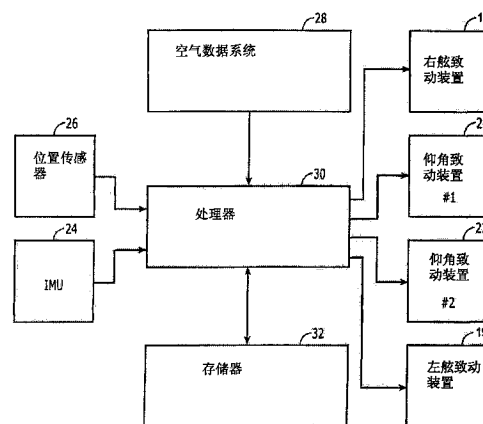
权利要求书2页 说明书8页 附图4页

(54) 发明名称

用于控制加油锥套的方法、设备以及加油系统

(57) 摘要

提供通过控制加油锥套而便于空中加油的方法、设备和系统。关于这方面, 锥套的当前状态的指示和与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差一起被提供。然后, 基于锥套的当前状态、与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差、和先前已向致动器发布的当前命令确定致动器命令。然后, 可向由锥套承载的致动器发布命令, 也就是已更新的命令, 以减小或消除 (多个) 状态误差。



1. 一种用于控制加油锥套 (14) 的方法, 包括:

接收 (64) 与软管 (12) 相关的、包括软管仰角速率、软管方位角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差和与所述锥套 (14) 相关的、包括锥套俯仰角速率、锥套偏航角速率、锥套滚转角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差;

加权与所述软管或所述锥套相关的至少一个状态的所述相应误差从而区分所述软管仰角速率、所述软管方位角速率、所述锥套俯仰角速率、所述锥套偏航角速率或所述锥套滚转角速率中一个或者更多的优先级;

接收 (60) 所述锥套 (14) 的当前状态的指示;

使用处理器 (30), 基于所述锥套 (14) 的所述当前状态、在加权之后的与所述软管 (12) 相关的至少一个状态的相应误差、在加权之后的与所述锥套 (14) 相关的至少一个状态的相应误差和先前已向所述锥套 (14) 承载的致动器 (17、19、20、22) 发布的当前命令来确定 (68) 要向所述致动器 (17、19、20、22) 发布的命令 (40); 以及

向所述致动器发布 (74) 所述命令。

2. 根据权利要求 1 所述的方法, 还包括接收动压力 (36) 的表示, 并且其中确定要向所述锥套 (14) 承载的所述致动器 (17、19、20、22) 发布的所述命令 (40) 还基于所述动压力 (36)。

3. 根据权利要求 1 所述的方法, 其中, 所述加油锥套 (14) 包括多个致动器 (17、19、20、22), 其中确定所述命令 (40) 包括确定要向所述多个致动器 (17、19、20、22) 中的每个致动器发布的相应命令, 并且其中发布所述命令 (40) 包括向所述多个致动器 (17、19、20、22) 中的每个致动器发布相应命令。

4. 一种用于控制加油锥套 (14) 的设备, 所述设备包括处理器 (30), 所述处理器 (30) 配置成:

接收 (64) 与软管 (12) 相关的、包括软管仰角速率、软管方位角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差;

接收与所述锥套相关的、包括锥套俯仰角速率、锥套偏航角速率、锥套滚转角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差;

加权与所述软管或所述锥套相关的至少一个状态的所述相应误差从而区分所述软管仰角速率、所述软管方位角速率、所述锥套俯仰角速率、所述锥套偏航角速率或所述锥套滚转角速率中一个或者更多的优先级;

接收 (60) 所述锥套 (14) 的当前状态的指示;

基于所述锥套 (14) 的所述当前状态、在加权之后的与所述软管 (12) 相关的至少一个状态的所述相应误差、在加权之后的与所述锥套 (14) 相关的至少一个状态的所述相应误差和先前已向所述锥套 (14) 承载的致动器 (17、19、20、22) 发布的当前命令来确定 (68) 要向所述致动器 (17、19、20、22) 发布的命令; 以及

向所述致动器 (17、19、20、22) 发布 (74) 所述命令。

5. 根据权利要求 4 所述的设备, 其中, 所述处理器 (30) 还配置成接收动压力 (36) 的表示, 并且其中所述处理器 (30) 配置成还基于所述动压力 (36) 确定要向所述锥套 (14) 承载的所述致动器 (17、19、20、22) 发布的所述命令 (40)。

6. 根据权利要求 4 所述的设备, 其中, 所述加油锥套包括多个致动器 (17、19、20、22),

其中所述处理器 (30) 配置成通过确定要向所述多个致动器 (17、19、20、22) 中的每个致动器发布的相应命令来确定所述命令 (40), 并且其中所述处理器 (30) 配置成通过向所述多个致动器 (17、19、20、22) 中的每个致动器发布相应命令来发布所述命令 (40)。

7. 一种加油系统, 包括:

加油锥套 (14), 其包括至少一个致动器 (17、19、20、22); 以及

处理器 (30), 其配置成:

接收 (64) 与软管 (12) 相关的、包括软管仰角速率、软管方位角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差;

接收与所述锥套 (14) 相关的、包括锥套俯仰角速率、锥套偏航角速率、锥套滚转角速率或其组合中至少一个的至少一个状态的相应误差;

加权与所述软管或所述锥套相关的至少一个状态的所述相应误差从而区分所述软管仰角速率、所述软管方位角速率、所述锥套俯仰角速率、所述锥套偏航角速率或所述锥套滚转角速率中一个或者更多个的优先级;

接收 (60) 所述锥套 (14) 的当前状态的指示;

基于所述锥套 (14) 的所述当前状态、在加权之后的与所述软管 (12) 相关的至少一个状态的所述相应误差、在加权之后的与所述锥套 (14) 相关的至少一个状态的所述相应误差和先前已向所述致动器 (17、19、20、22) 发布的当前命令来确定 (68) 要向所述致动器 (17、19、20、22) 发布的命令 (40); 以及

向所述致动器 (17、19、20、22) 发布 (74) 所述命令。

8. 根据权利要求 7 所述的加油系统, 其中, 所述处理器 (30) 还配置成接收动压力 (36) 的表示, 并且其中所述处理器 (30) 配置成还基于所述动压力 (36) 确定要向所述锥套 (14) 承载的所述致动器 (17、19、20、22) 发布的所述命令 (40)。

## 用于控制加油锥套的方法、设备以及加油系统

### 技术领域

[0001] 本发明的实施例一般涉及空中加油,更具体地涉及用于控制加油锥套的方法和设备。

### 背景技术

[0002] 空中加油或空中燃料补给包括将燃料从诸如空中加油飞机的一架飞机输送至诸如受油飞机的另一飞机。例如,可利用空中加油,以便扩展飞机在没有可行的着陆点或加油点的区域上长距离行进的范围。空中加油可为各种类型的飞机所利用,包括例如固定翼飞机和 / 或直升飞机。

[0003] 便于空中加油的一种系统是探管锥套式空中加油系统。在探管锥套式空中加油系统中,空中加油飞机可伸出细长挠性软管,细长挠性软管具有附连至其远端的锥套,同时具有从受油飞机延伸的加油探管的受油飞机接近该空中加油飞机。加油探管配置成在飞行时接合锥套,以便开始燃料的输送。通常,加油探管从其延伸的受油飞机的操作者负责操纵受油飞机,使得加油探管进入并接合锥套。

[0004] 遗憾的是,锥套的运动可使加油探管与锥套的接合成为挑战性的任务。除了作用在锥套上的其他力之外,由承载加油探管的受油飞机产生的涡流可使锥套移位。另外,阵风等也可使锥套相对于加油探管移位。加油锥管的这种意外和不可预知的运动增加空中加油操作的复杂性。同样地,空中加油所需的时间可以增加,从而潜在地降低总体的任务效率。此外,锥套的运动可能损坏软管和锥套组件和 / 或承载加油探管的受油飞机。

[0005] 为了与锥套接触并避免锥套的一些运动,承载加油探管的受油飞机的飞行员有时可以以相对高的速度拦截锥套。尽管在较高速率的锥套拦截可克服由锥管的运动所引入的一些复杂情况,但较高速率的锥套拦截可产生软管摆动,这可不利地影响软管的整体性以及因此影响燃料的输送。

[0006] 为了减少锥套的运动,锥套已经被设计成具有无源干扰抑制,诸如借助于锥套伞罩设计。在这方面,可为不同的空气速度范围设计具有稍微不同的无源干扰抑制系统的锥套。此外,可将锥套的无源干扰抑制与有源张力控制结合,以便进一步减少锥套的运动。然而,具有无源干扰抑制的锥套仍可以以意外且不可预知的方式比预期的运动更多。例如,具有无源干扰抑制的锥套可能不能抵制倾向于将锥套从加油探管推开的涡流。

[0007] 因此,需要提供方法、设备和系统,它们可克服上述问题中的一个或更多问题以及其他可能的问题。

### 发明内容

[0008] 根据一个实施例,提供便于空中加油的方法、设备和系统。在这方面,根据本发明的实施例提供用于控制加油锥套的方法和设备,从而便于锥套与加油探管以可减少锥套与加油探管的接合所需的时间的方式接合,并因此提高总体任务效率,同时降低可归因于空中加油操作的损坏的可能性。

[0009] 在一个实施例中,提供一种控制加油锥套的方法。该方法接收与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差。该方法还可接收锥套的当前状态的指示。该实施例的方法还可基于锥套的当前状态、与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差和先前已向锥套承载的致动器发布的当前命令来确定要向致动器发布的命令。根据该实施例的方法,然后可向致动器发布命令、也就是已更新的命令。

[0010] 在另一个实施例中,可提供一种用于控制加油锥套的设备。该设备可包括处理器,其配置成接收与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差。该处理器还可配置成接收锥套的当前状态的指示。该处理器还可配置成基于锥套的当前状态、与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差和先前已向锥套承载的致动器发布的当前命令来确定要向致动器发布的命令。然后,锥套可配置成向致动器发布命令。

[0011] 在另外的实施例中,提供包括加油锥套的加油系统,加油锥套包括至少一个致动器和处理器。该处理器配置成接收与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差。该处理器还配置成接收锥套的当前状态的指示。此外,该处理器还配置成基于锥套的当前状态、与软管或锥套相关的至少一个状态的相应误差和先前已向致动器发布的当前命令来确定要向致动器发布的命令。此外,该实施例的处理器可配置成向致动器发布命令。

[0012] 在前述实施例中,接收的相应误差可包括与软管相关的至少一个状态和与锥套相关的至少一个状态的误差。在一个实施例中,相应误差可包括与软管或锥套相关的至少一个状态的相应速率误差。例如,相应速率误差可包括软管仰角速率的误差、软管方位角速率的误差、锥套俯仰角速率的误差、锥套偏航角(或侧滑角)速率的误差或锥套滚转角速率的误差中的至少一个。

[0013] 在一个实施例中,还可接收动态压力或动压力的表示,其中要向致动器发布的命令同样基于动压力确定。一个实施例的加油套管可包括多个致动器。在该实施例中,命令的确定可包括要向多个致动装置中的每个致动装置发布的相应命令的确定。同样地,根据该实施例,命令的发布还可包括向多个致动装置中的每个致动装置的相应命令的发布。

[0014] 已讨论的特征、功能和优点能在本发明的各种实施例中独立地实现,或者可在其他实施例中组合,其他实施例的进一步细节能参考以下的说明和附图了解。

## 附图说明

[0015] 如此已概括地描述了本发明,现在参考不一定按比例绘制的附图,其中:

[0016] 图 1 是根据本发明的一个实施例的具有细长软管和加油锥套的空中加油飞机以及具有从受油飞机延伸的加油探管的受油飞机的示意图;

[0017] 图 2 是根据本发明的实施例具有加油锥套的加油系统的框图,其中至少一个致动器和处理器用于控制加油锥套的;

[0018] 图 3 是根据本发明的实施例由用于控制加油锥套的控制混合器执行的操作的框图;以及

[0019] 图 4 是根据本发明的实施例为控制加油锥套所执行的操作的流程图。

## 具体实施方式

[0020] 现在将在下文中参考示出一些但非所有实施例的附图更全面地描述本发明。实际

上,这些实施例可具有不同的形式,并且不应解释为限于在此阐述的实施例;更确切地说,提供这些实施例,使得本发明满足适用的法律要求。相同的附图标记自始至终指的是相同的元件。

[0021] 现在参考图 1,描绘空中加油操作。在这方面,空中加油飞机 10 具有从空中加油飞机延伸的细长软管 12。细长软管包括近端,该近端由空中加油飞机承载,并且可操作地与同样由空中加油飞机承载的储油器接合。储油器可位于空中加油飞机内的机身、机翼结构或其他隔室内。细长软管可构造成从伸展的位置收起,并且例如可卷起在滚筒组件上,该滚筒组件可设置在空中加油飞机内,诸如空中加油飞机的机身内的。细长软管的远端大体上在空中加油飞机的后下方延伸。加油锥套 14 可操作地与细长软管的第二端接合,从而与该细长软管流体连通。如图 1 所示,承载加油探管 18 的受油飞机 16 可接近空中加油飞机,诸如从后下方接近空中加油飞机,尽力使加油探管与锥套接合并且其后为受油飞机的空中加油作准备。尽管在图 1 中结合固定翼飞机描绘空中加油操作,但包括例如直升飞机的其他类型的飞机也可依赖于空中加油。

[0022] 加油锥套 14 可包括一个或更多个致动器。加油锥套可包括各种不同类型的致动器。例如,加油锥套可包括伞罩致动器,这些伞罩致动器可用于使伞罩的若干部分处于展开状态或缩回状态,在展开状态中,锥套的相应部分具有较大的轮廓,而在缩回状态中,锥套的相应部分具有减小的轮廓,如例如由授予 John F. Takas 等人的美国专利 No. 7,219,857 所描述的。替代性地,加油锥套可包括升降舵形式的一个或更多个致动器,如例如由 2008 年 12 月 4 日提交的 PCT 申请 No. PCT/US08/85587 所描述的。尽管描述了两种类型的致动器,但加油锥套在其他实施例中可包括其他类型的致动器,其包括例如控制面。

[0023] 在图 2 中所示意性地描绘的并且以下所描述的一个实施例中,加油锥套 14 包括多个致动器。例如,加油锥套可包括用于在方位方向提供偏转或其他受控运动的右舷致动器 17 和左舷致动器 19。在该实施例中,右舷致动器可配置成提供相对于加油锥套沿右舷方向的运动的控制,而左舷致动器可配置成提供相对于加油锥套沿左舷方向的运动的控制。另外地或替代性地,锥套可包括第一和第二仰角致动器 20 和 22。第一和第二仰角致动器可配置成提供相对于加油锥套沿诸如向上和向下方向的相反垂直方向的运动的控制。尽管描述了具有四个致动器的加油锥套的一个实施例,但加油锥套可包括任何数量的致动器,并且致动器可被定位或以别的方式配置,以便在任意数量的不同方向提供加油锥套的控制。

[0024] 现在参考图 3,描绘根据本发明的实施例用于控制加油锥套 14 的控制混合器。图 3 中所描绘的控制混合器可以是自动的,并且通常借助于计算机实现,诸如飞行控制计算机等。同样地,控制混合器可体现在对飞行控制计算机进行控制的计算机程序产品中,以向多个致动器发布合适的命令,以便按照需要控制锥套。

[0025] 控制混合器接收多个输入参数。如图 3 所示和在图 4 的框 60 中,控制混合器可接收锥套 14 当前状态 34 的指示。在一个实施例中,可接收包括软管和锥套组件的角位置和 / 或速率的锥套状态向量  $\bar{x}(t)$ 。可直接测量或借助于具有扩展卡尔曼滤波器的模型估计锥套状态向量的相应状态。关于锥套状态向量的相应状态的测量,如图 2 所示,可提供惯性测量单元 (IMU) 24 和 / 或位置传感器 26,以便提供关于加油锥套和软管相对于仰角轴和方位轴的加速度和位置的信息。在这方面,惯性测量单元可提供包括角速率和线性加速度的加速度信息,而位置传感器可提供包括角度位置的位置信息。尽管锥套状态向量可包括

各种各样不同的状态,但图解实施例的锥套状态向量包括软管仰角和速率、软管方位角和速率、锥套俯仰角和速率、锥套偏航角和速率以及锥套滚转角和速率,如由惯性测量单元所提供的。

[0026] 图 3 的控制混合器还可为飞机 10 接收可由例如空气数据系统 28 测量的动压力(或动态压力)36。例如,见图 2 和图 4 的框 62。如由图 4 的框 64 所指示的,除锥套状态向量 34 和动压力之外,控制混合器还可为各种锥套状态 34 接收误差。关于图解的实施例,例如,可接收软管仰角速率误差、软管方位角速率误差、锥套俯仰角速率误差、锥套偏航角速率误差和锥套滚转角速率误差。然而,在锥套状态向量包括附加的或不同的状态的实施例中,误差同样可包括附加的或不同类型的误差。在这些示例中,加速度误差可以是预期速率与实际速率之间的差值乘以预定增益。例如,关于软管仰角速率,软管仰角速率误差可以是预期软管仰角速率与实际软管仰角速率之间的差值。如上所述,诸如可借助于惯性测量单元 24 测量实际速率。

[0027] 如图 3 所示,一个实施例的锥套控制混合器因此可接收锥套状态向量  $\bar{x}(t)$  (标识为元素 34)、动压力  $qbar$  (标识为元素 36) 和各种状态误差 38,然后可处理各种状态误差以产生锥套致动器命令  $\bar{u}(t)$  (标识为元素 40),以控制锥套 14 的(多个)致动器。控制混合器可操作相对连续的过程,其中加油锥套的已更新加速度和位置由各种位置传感器 26 和惯性测量单元 24 重复感测,然后作为可确定状态误差的位置信息和加速度信息提供。状态误差继而提供给控制混合器,用于已更新的致动器命令的生成。结果,传感器可大致连续感测和发送位置与加速度信息。以这个方式,控制混合器可确定并然后利用各种状态误差来控制锥套的(多个)致动器,以减小状态误差并因此使预期状态与实际状态之间的差值更接近于零。在一个实施例中,致动器命令也可随状态误差变化而大致连续地变化。换句话说,可大致连续地产生致动器命令,以减小状态误差或使状态误差最小化。

[0028] 控制混合器可通过将状态误差加权来向状态误差 38 分配优先级。关于这方面,控制混合器可包括具有与各状态误差相关的相应权重的加权矩阵  $K$ ,其中权重建立相应状态误差的相对优先级。关于图 3 的实施例,通过与相应的状态误差相关的单独权重 42 描绘加权矩阵  $K$ 。同样参见图 4 的框 66。例如,加权矩阵可为锥套俯仰角速率误差建立优先级,例如通过相对大的权重表示的,使得控制混合器可产生致动器命令,以在锥套偏航角速率误差之前或比锥套偏航角速率误差更快地减小锥套俯仰角速率误差和/或使锥套俯仰角速率误差最小化。在另一示例中,加权矩阵可为锥套偏航角速率误差建立优先级,使得控制混合器可产生致动器命令,以在锥套俯仰角速率误差之前或比锥套俯仰角速率误差更快地减小锥套偏航角速率误差和/或使锥套偏航角速率误差最小化。在又一示例中,加权矩阵可为锥套俯仰角速率误差和锥套偏航角速率误差建立相等的优先级,使得可以相同的方式同时处理和减小这些状态误差。控制混合器的设计者可确定由加权矩阵所建立的优先级。

[0029] 在建立优先级之后,加权的状态误差与锥套状态向量  $\bar{x}$  和动压力  $qbar$  一起可提供给控制授权矩阵  $B$  (在图 3 的实施例中标识为 44)。控制授权矩阵  $B$  是控制混合器的元素并可由控制混合器构造成控制效果矩阵的转置,其中构造控制效果矩阵以确定(多个)致动器产生加速度误差所需的运动。通过获得该矩阵的转置,控制授权矩阵可允许确定(多个)致动器的预期运动以阻遏和/或排除加速度误差。因此,控制授权矩阵可表示源于风洞试验、飞行试验、或源于其他形式的分析的控制效果矩阵的转置矩阵。更具体地,可通过

(多个)模型致动器的风洞试验测量由致动器的运动产生的力和力矩。处理力矩相对于(多个)致动器的运动的导数可允许确定被测试的(多个)致动器的控制效果。

[0030] 换句话说,限定控制授权矩阵 B,以表示响应多个致动器的变化的锥套 14 的相应状态加速度的变化。矩阵包括多个项,各个项表示响应相应致动器的变化的锥套相应状态加速度的变化。同样地,矩阵表示预期锥套响应于致动器的变化的方式。通常,矩阵被构造成具有多行和多列。各列通常包括多个项,所述多个项中的每一项限定响应于相同致动器中的变化的锥套的相应状态加速度的预期变化。因此,矩阵的各列表示由于相应致动器的变化引起的锥套的状态加速度的预期变化。

[0031] 在一个实施例中,控制授权矩阵 B 为  $n \times m$  矩阵,其中  $n$  为状态的数量,而  $m$  为致动装置的数量。例如,在控制混合器接收具有十个不同状态的锥套状态向量  $\bar{x}$  并且锥套具有四个致动器的实施例中,其中所述不同状态例如各种锥套速率的五种状态影响锥套加速度,则控制授权矩阵可以是通过基于影响锥套加速度的状态汇编多个行的  $5 \times 4$  的矩阵。控制授权矩阵允许状态加速度误差转换成相关致动器的对应运动。换句话说,控制授权矩阵可使用加权的状态加速度误差,以确定由致动器施加的运动,从而减小在乘以增益时用作加速度误差替代的速率误差和/或使该速率误差最小化。因此,控制授权矩阵可表示致动器的物理行为以及它们对加速度误差的影响。

[0032] 控制授权矩阵 B 可通过各种技术构造。在一种技术中,矩阵被构造成数值计算的结果。在该技术中,提供锥套 14 的当前状态  $\bar{x}$  和致动器的当前设定  $\bar{u}$ 。基于锥套的当前状态和致动器的当前设定,确定作用在锥套上的合力和扭矩。通过析出锥套的质量与惯性的因数,可确定状态加速度。

[0033] 为了确定作用在锥套上的合力和扭矩,诸如基于气动数据库或为本领域的技术人员所知的另外方式确定如由锥套的当前状态  $x$  限定的当前飞行条件的空气动力系数。于是能借助于同样为本领域的技术人员所知的力组合方程(force buildup equations)基于锥套的空气动力系数和质量确定锥套上的合力和扭矩。于是可从力组合方程和反作用力分析地确定锥套的状态加速度中的预期变化。

[0034] 关于图解的实施例,各状态的变化率  $\dot{\bar{x}}(t)$  可限定如下:

$$[0035] \quad \dot{\bar{x}}(t) = f(\bar{x}(t), \bar{u}(t), qbar)$$

[0036] 其中  $\bar{x}(t)$  表示包括位置和速率信息的锥套状态向量,  $\bar{u}(t)$  表示当前致动器命令,  $qbar$  表示动压力,而  $\dot{\bar{x}}(t)$  与  $\bar{x}(t)$ 、 $\bar{u}(t)$  和  $qbar$  之间的函数关系可如上所述限定,其中各锥套速率的变化率作为加速度。同样地,对于具有锥套状态向量(该向量有影响诸如软管仰角速率、软管方位角速率、锥套俯仰角速率、锥套偏航角速率和锥套滚转角速率的锥套加速度的五个状态)的系统和具有四个致动器的加油锥套而言,控制授权矩阵 B 可表示如下:

[0037]

$$B(\bar{x}, \bar{u}, qbar) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_2} & \frac{\partial f_1(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_3} & \frac{\partial f_1(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_2(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_2} & \frac{\partial f_2(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_3} & \frac{\partial f_2(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_3(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_3(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_2} & \frac{\partial f_3(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_3} & \frac{\partial f_3(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_4(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_4(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_2} & \frac{\partial f_4(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_3} & \frac{\partial f_4(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_4} \\ \frac{\partial f_5(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_5(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_2} & \frac{\partial f_5(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_3} & \frac{\partial f_5(\bar{x}, \bar{u}, qbar)}{\partial u_4} \end{bmatrix}$$

[0038] 如上所述,锥套状态向量 34 和动压力 36 由控制混合器接收,同时当前致动器命令  $u_i$  是由控制授权矩阵 B 的在前实例提供的那些命令。在这方面,  $i$  标识相应的致动器。通常,当前致动器命令由向量  $\bar{u}$  表示,向量  $\bar{u}$  包括对当前命令各相应致动器进入的状态进行限定的项。

[0039] 基于当前致动器命令  $\bar{u}$ ,确定锥套的多个状态的预期变化。在这方面,飞行中的锥套 14 具有多个状态  $x_j$ ,包括软管仰角速率、软管方位角速率、锥套俯仰角速率、锥套偏航角速率、锥套滚转角速率等,其中  $j$  在该实例中表示相应的状态。锥套的当前状态通常由系统状态向量  $\bar{x}$  表示。

[0040] 如图 4 的框 68 所指示的,控制矩阵通过控制授权矩阵 B 产生各速率误差的点积,例如软管仰角速率误差、软管方位角速率误差、锥套俯仰角速率误差、锥套偏航角速率误差和锥套滚转角速率误差的点积,以便确定减小或消除状态误差 38 所需的致动器速率命令  $\bar{u}(t)$  (在图 3 的实施例中标识为 46)。由于致动器通常经受诸如可允许的致动器变化率的限制的至少一些限制,所以同样可将限制强加于可允许的各致动器变化,使得向致动器发布的最终命令不会企图超过致动器的限制。尽管可将不同的限制强加于不同的致动器,但可诸如借助于向量限制器 48 限制致动器速率命令,以防止命令相应的致动器以超过预定义极限的速率改变。在这方面,可预定义上限和 / 或下限,使得可允许的相应致动器的变化率必须保持在由 (多个) 极限界定的可接受范围内。参见图 4 的框 70。

[0041] 为了将由控制授权矩阵 B 提供以形成锥套 14 的状态速率、继而锥套 14 的状态的预期变化的致动器的变化率转换成致动器命令,可对变化率积分,如  $\frac{1}{s}$  所表示的,其中最终命令也被限制成使得各致动器保持在预定义的范围。见图 3 的框 50 和图 4 的框 72。例如,可限制控制面的位置,以便保持在如同通常由预定的上下限限定的预定义的位置范围内。

[0042] 一旦已合适地限制致动器的预期变化来防止命令任何致动器超过其预定义的极限,就可将已确定为影响锥套的状态速率的预期变化的各致动器的变化作为命令向致动器中的每个致动器发布。参见图 4 的框 74。同样地,状态速率的预期变化、以及继而锥套状态向量的预期变化将受到影响。

[0043] 如上所述,本发明的实施例的方法和设备可确定各致动器的预期状态,以便主动地稳定可控制的锥套 14,从而补偿由于软管和锥套的角度位置以及飞机速度和高度的变化引起的气动控制效果的非线性改变。另外,本发明的方法和设备的实施例可限制到致动器的命令的变化率,以将命令约束成处于致动器的命令性能能力内。尽管在此前已描述了向

加油锥套承载的四个致动器提供命令的实施例,但本发明的实施例的方法和设备可向加油锥套携带的更少或更多数量的致动器提供合适的命令,以及考虑具有更多或更少状态速率的锥套状态向量。通过改善加油锥套上的控制授权并提供改进的调整包络线,受油飞机可发现用加油探管接合锥套更简单,从而通过减小对由受油飞机产生的涡流的锥套响应和减小以高于不同预期的闭合速率接近锥套的需求,提高总体任务效率并减小锥套和受油机探管上的磨损。

[0044] 如上所述,图 3 的包括控制混合器的控制方法可以是自动的,并且同样地可由诸如图 2 中描绘的计算机实现。在这方面,图 2 的计算机包括根据本发明的示例性实施例的处理电路,其配置成执行数据处理、应用程序执行及其他处理和管理服务。例如,如图 3 和图 4 的框 66-74 所描绘的,处理电路可构造和实现加权矩阵  $K$  和控制授权矩阵  $B$ 、以及速率限制、积分和命令限制功能。处理电路可体现为配置成(例如通过硬件、软件或硬件和软件的组合)执行在此描述的操作的电路芯片(例如集成电路芯片)。然而,在有些实施例中,处理电路可体现为服务器、计算机、便携式计算机、工作站、飞行控制计算机或各种其他计算装置中的任何一种或更多种的一部分。

[0045] 在示例性实施例中,图 2 的计算机还包括一个或多个存储装置 32,诸如,例如可固定或可拆的易失性和/或非易失性存储器。存储装置可根据本发明的示例性实施例配置成存储信息、数据、应用程序、指令等,以便使得处理电路能够实现各种功能。例如,存储装置可配置成缓冲通过处理线路处理的输入数据。另外地或替代性地,存储装置可配置成存储由处理电路执行的指令。

[0046] 在一个实施例中,处理电路可包括处理器 30。处理器可以许多不同的方式体现。例如,处理器可体现为诸如微处理器或其他处理元件的各种处理装置、协处理器、控制器或包括诸如例如 ASIC(专用集成电路)、FPGA(现场可编程门阵列)、硬件加速器的集成电路的各种其他计算或处理装置等。在示例性实施例中,处理器可配置成执行存储在存储装置 32 中或以另外的方式为处理器可存取的指令。同样地,不管是否通过硬件还是软件方法、还是通过它们的组合配置,处理器在被相应配置的同时,可表示能够执行根据本发明的实施例的操作的实体(例如物理地实现在电路中)。因此,例如,当处理器体现为 ASIC、FPGA 等时,处理器可特定地配置成用于实施在此描述的操作的硬件。替代性地,作为另一示例,当处理器体现为软件指令的执行器时,指令可特定地将处理器配置成执行在此描述的操作。

[0047] 因此,可利用诸如在图 2 中所描绘的设备实践本发明的方法和设备的实施例。然而,可结合配置成根据本发明的实施例执行的计算机程序产品实践其他实施例。在这方面,如上所述,图 3 和 4 是根据示例性实施例的方法和程序产品的说明。图 3 和 4 的各个框或步骤以及图 3 和 4 中框的组合可由各种装置实现,诸如硬件、固件、处理器、电路和/或与包括一条或更多条计算机程序指令的软件的执行相关的另一装置。因此,例如,上述过程中的一个或多个可由计算机程序指令实现,所述计算机程序指令可体现上述过程并可由存储装置(例如存储器 32)存储,并可由处理电路(例如处理器 30)执行。

[0048] 如将意识到的,任何这样存储的计算机程序指令可装载到计算机或其他可编程设备(即硬件)上,以产生机器,使得在计算机或其他可编程设备上执行的指令实现在(多个)流程图框或步骤中指定的功能。这些计算机程序指令也可存储在包括存储器的计算机可读介质中,计算机可读介质可引导计算机或其他可编程设备以特定的方式运行,使得存

储在计算机可读存储器中的指令产生一种包括指令的制造物品,以实现在(多个)流程图框或步骤中指定的功能。计算机程序指令还可装载到计算机或其他可编程设备上,以使要在计算机或其他可编程设备上执行的一系列操作步骤产生计算机实现的过程,使得在计算机或其他可编程设备上执行的指令提供用于实现在(多个)流程图框或步骤中指定的功能的步骤。

[0049] 受益于在前述说明和相关的附图中给出的教导,这些发明所属领域的技术人员会明了在此阐述的发明的许多变型及其他实施例。因此,应理解的是,本发明不限于公开的特定实施例,并且确定变型及其他的实施例包括在所附权利要求的范围内。尽管在此采用了特定术语,但它们仅用于一般的和描述的意义,并且不是为了限制。

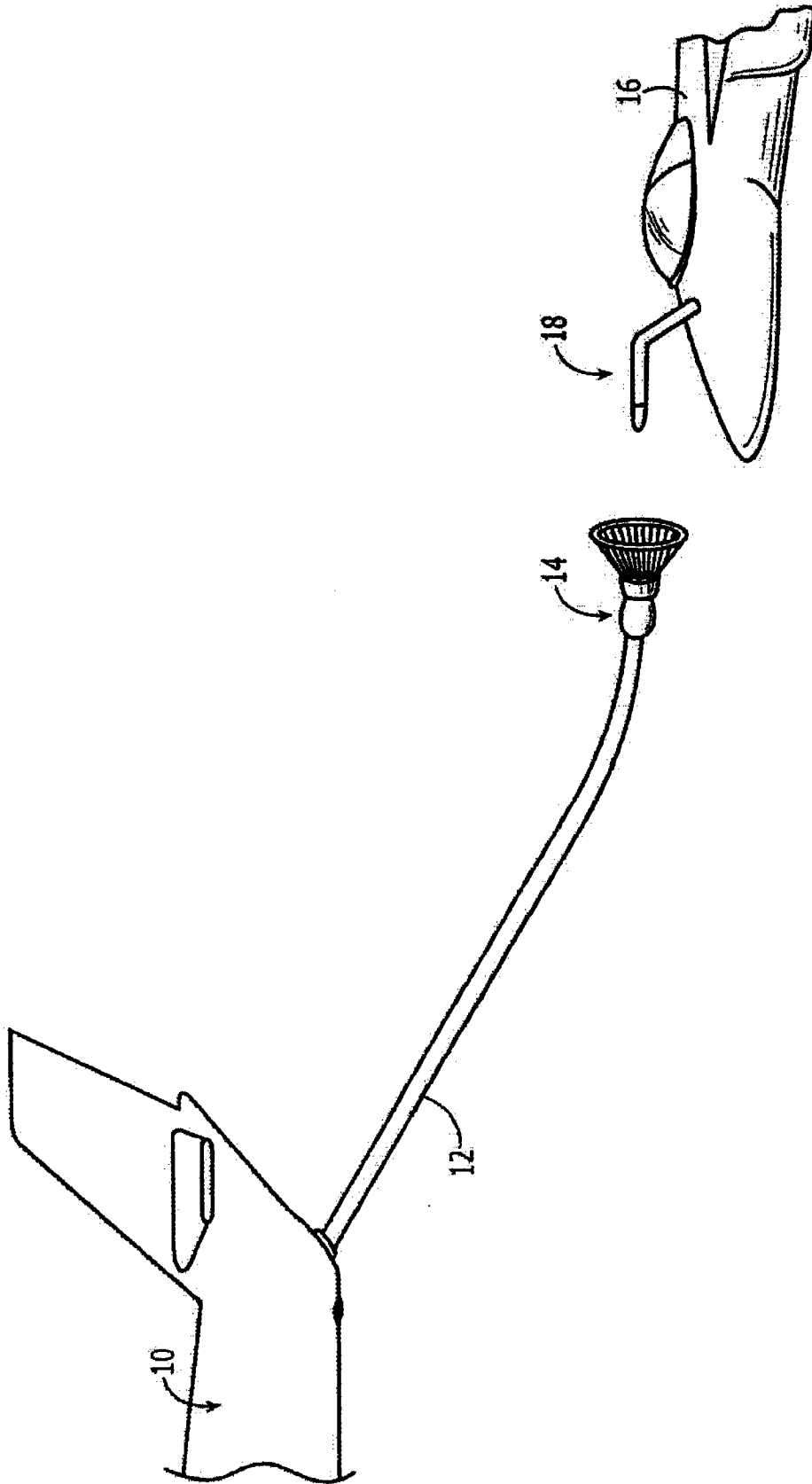


图 1

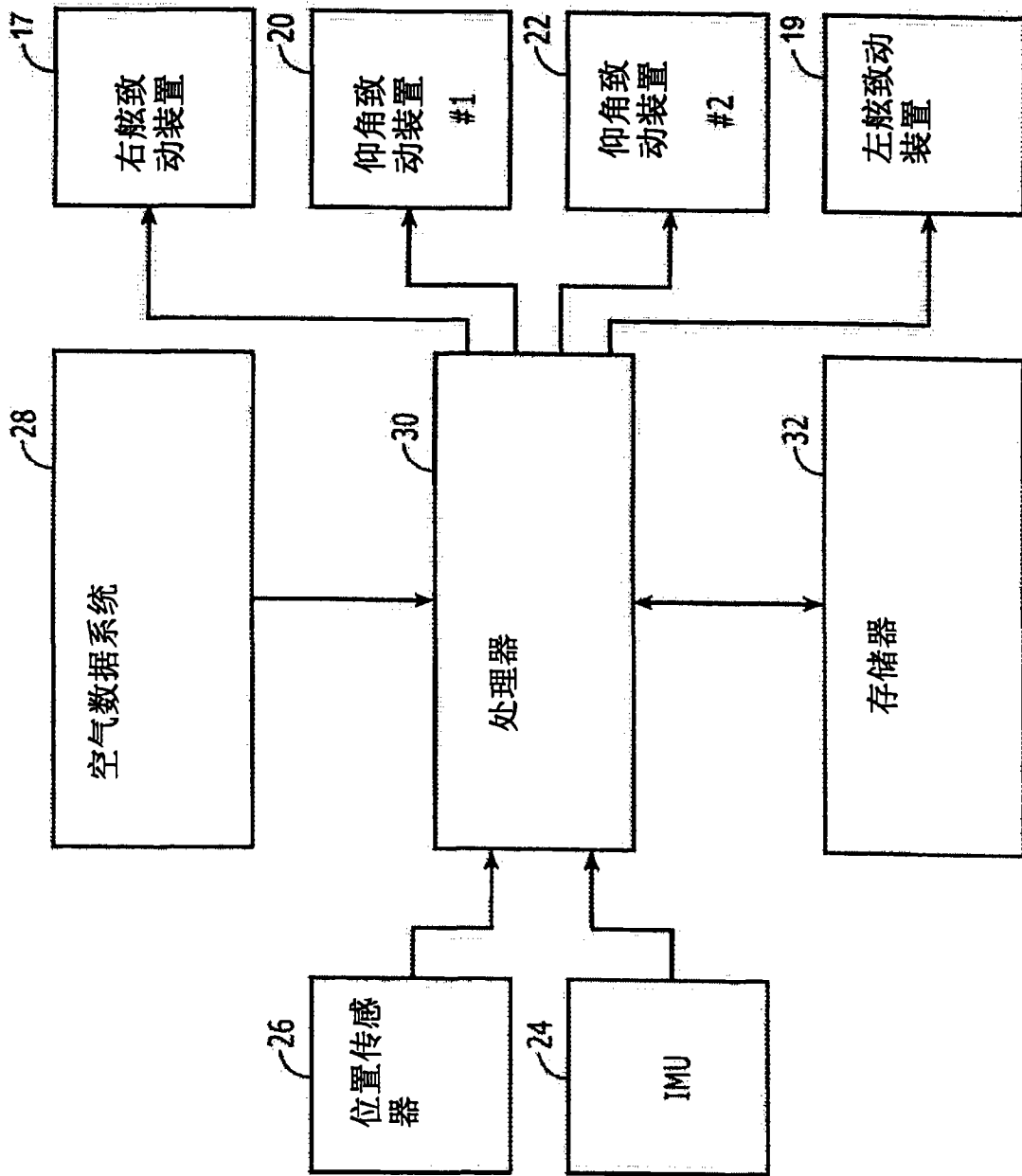


图 2

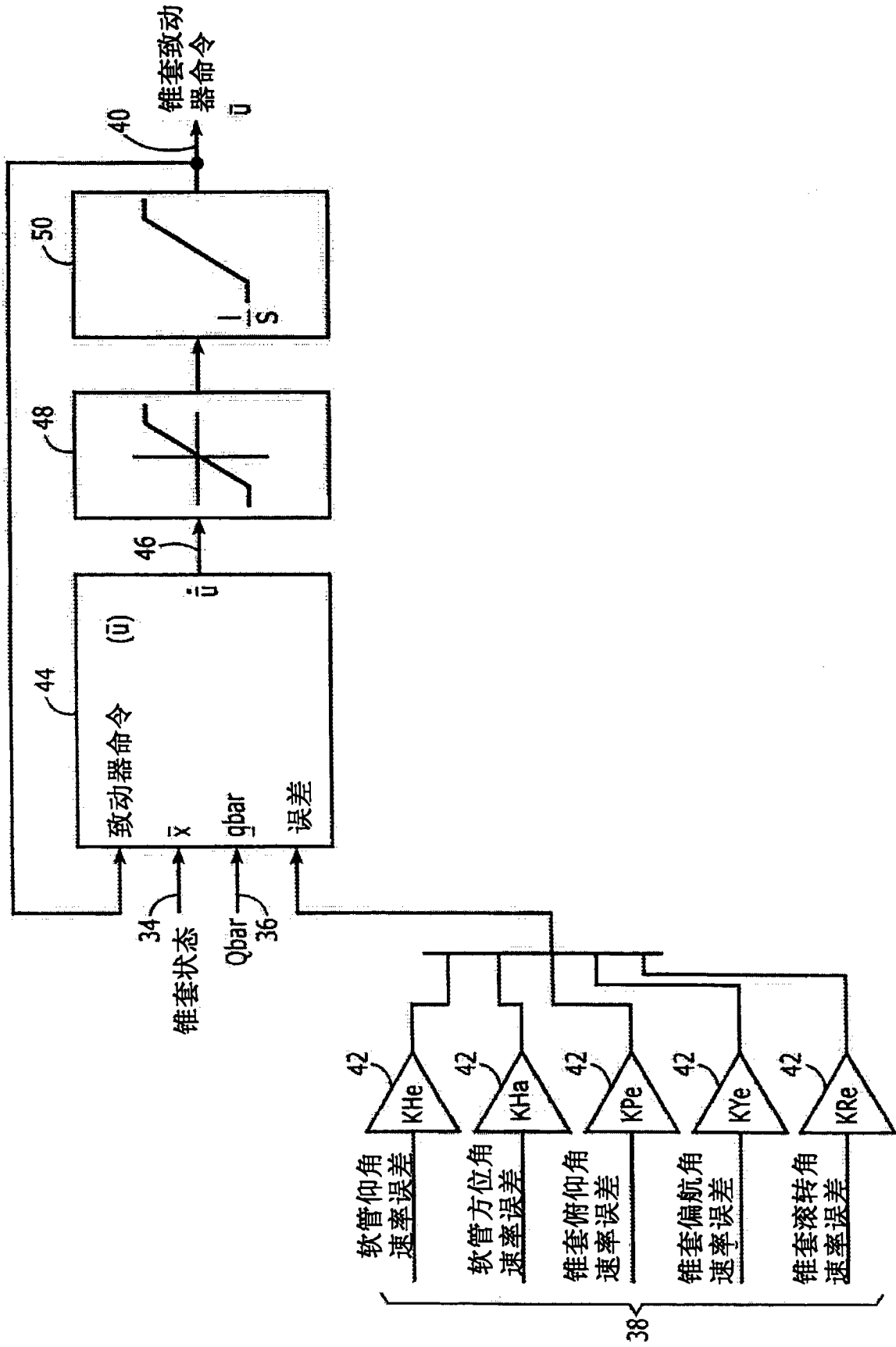


图 3

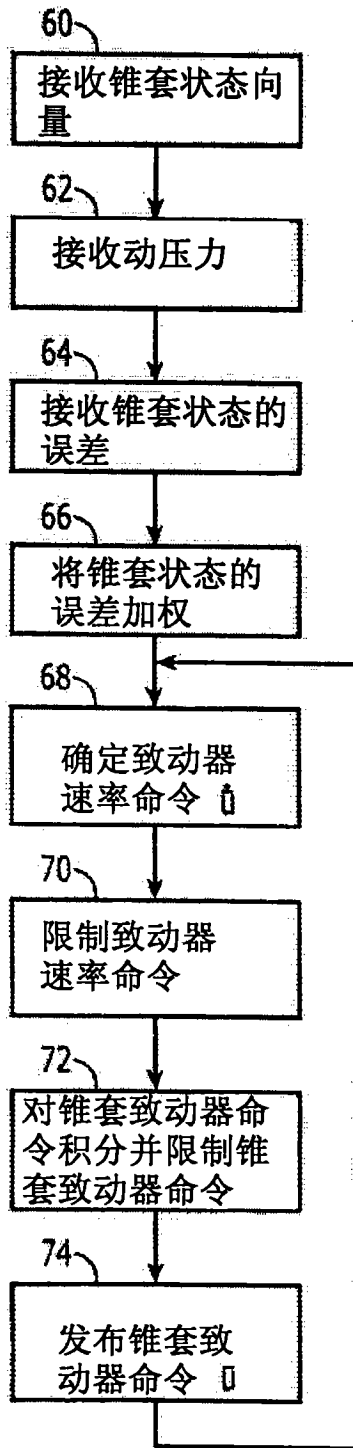


图 4