



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107697271 A

(43)申请公布日 2018.02.16

(21)申请号 201710672736.7

(22)申请日 2017.08.08

(30)优先权数据

15/231,076 2016.08.08 US

(71)申请人 湾流航空航天公司

地址 美国乔治亚州

(72)发明人 M·哈登 J-Y·希恩

(74)专利代理机构 北京市隆安律师事务所

11323

代理人 权鲜枝

(51)Int.Cl.

B64C 13/04(2006.01)

B64C 13/50(2006.01)

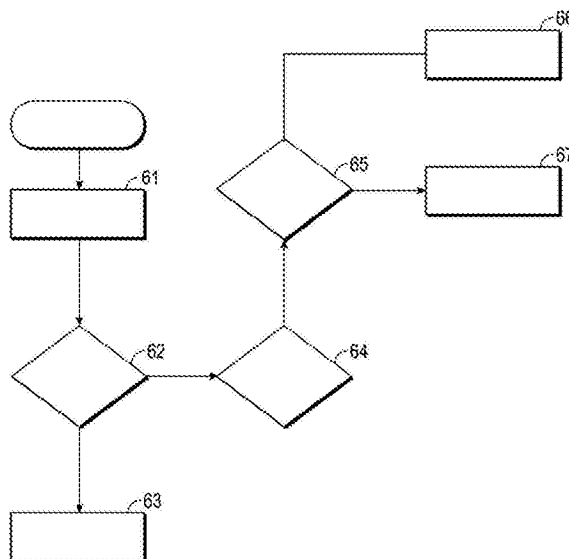
权利要求书3页 说明书7页 附图5页

(54)发明名称

在电传操纵航空器系统中控制升降舵向稳定器卸载负荷

(57)摘要

一种用于控制航空器上的稳定器和升降舵的移动的控制单元,控制单元包括处理器,处理器配置为:从航空器的飞行控制输入装置接收俯仰参考命令;基于俯仰参考命令确定升降舵命令,升降舵命令配置为在航空器机头上仰或机头下俯方向命令升降舵;确定升降舵命令与对应于俯仰参考命令的期望升降舵值之间的差异;确定阈值,作为在给定的俯仰参考命令下的期望最大升降舵偏转;将该差异和阈值进行比较,并且响应于此产生命令信号,命令信号配置为,当该差异小于或等于阈值时,保持稳定器的当前位置,并且基于俯仰参考命令,在航空器机头上仰或机头下俯方向命令升降舵。



1. 一种用于控制航空器上的稳定器和升降舵的移动的控制单元,所述控制单元包括:
处理器,其配置为:
从所述航空器的飞行控制输入装置接收俯仰参考命令;
基于所述俯仰参考命令确定升降舵命令,所述升降舵命令配置为在所述航空器机头上仰或机头下俯方向命令所述升降舵;
确定所述升降舵命令与对应于所述俯仰参考命令的期望升降舵值之间的差异;
确定阈值,作为在给定的俯仰参考命令下的期望最大升降舵偏转;
将所述差异和所述阈值进行比较,并且响应于此产生命令信号,所述命令信号配置为,当所述差异小于或等于所述阈值时,保持所述稳定器的当前位置,并且基于所述俯仰参考命令,在所述航空器机头上仰或机头下俯方向命令所述升降舵。
2. 根据权利要求1所述的控制单元,
其中所述命令信号配置为限制所述稳定器在所述航空器机头上仰或机头下俯方向移动。
3. 根据权利要求1所述的控制单元,
其中所述命令信号配置为,当所述差异大于所述阈值时,使所述稳定器在将会抵消或卸荷所述升降舵的偏转的偏转方向移动。
4. 根据权利要求3所述的控制单元,
其中所述控制命令配置为,当所述升降舵命令相对于所述期望升降舵值过度地使航空器机头上仰时,使所述稳定器在航空器机头上仰方向移动。
5. 根据权利要求3所述的控制单元,
其中所述控制命令配置为,当所述升降舵命令相对于所述期望升降舵值过度地使航空器机头下俯时,使所述稳定器在航空器机头下俯方向移动。
6. 根据权利要求1所述的控制单元,
其中所述处理器配置为确定所述升降舵与航空器机头上仰极限的距离,并且将所述距离和所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的预定义距离进行比较;
其中所述控制命令配置为,当所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的距离小于所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的所述预定义距离时,使所述稳定器在所述航空器机头上仰方向运行。
7. 根据权利要求1所述的控制单元,
其中所述处理器配置为确定所述升降舵与航空器机头下俯极限的距离,并且将所述距离和所述升降舵与所述航空器机头下俯极限的预定义距离进行比较;
其中所述控制命令配置为,当所述升降舵与所述航空器机头下俯极限的距离小于所述升降舵与所述航空器机头下俯极限的所述预定义距离时,使所述稳定器在所述航空器机头下俯方向运行。
8. 根据权利要求1所述的控制单元,
其中所述处理器配置为确定所述航空器的空速;
其中所述处理器还配置为将所确定的空速和预定速度极限进行比较,并且当达到所述预定速度极限时,限制所述稳定器在航空器机头下俯方向移动。
9. 根据权利要求1所述的控制单元,

其中所述处理器配置为滤掉所述俯仰参考命令中的高频内容。

10. 根据权利要求1所述的控制单元，

其中所述处理器配置为滤掉所述升降舵命令中的高频内容。

11. 根据权利要求1所述的控制单元，

其中所述处理器配置为从查找表中提取与所述俯仰参考命令相对应的估计的升降舵效率值。

12. 根据权利要求1所述的控制单元，

其中所述处理器配置为从查找表中提取在给定的俯仰参考命令下的所述期望最大升降舵偏转的所述阈值。

13. 根据权利要求1所述的控制单元，

其中所述处理器配置为以迭代方式执行其操作。

14. 一种航空器，包括：

水平稳定器和用于俯仰轴线控制的升降舵；

飞行控制输入装置；

具有处理器的控制单元，其中所述处理器配置为从所述飞行控制输入装置接收俯仰参考命令，并且至少基于所述俯仰参考命令确定升降舵命令，所述升降舵命令配置为命令所述升降舵在机头上仰或机头下俯方向移动；

其中所述处理器配置为确定所确定的升降舵命令与对应于所接收到的俯仰参考命令的期望升降舵值之间的差异，并且进一步确定阈值，作为在给定的俯仰参考命令下的期望最大升降舵偏转；

其中所述处理器进一步配置为将所述差异与所述阈值进行比较，并且响应于此产生命令信号，所述命令信号配置为基于所述俯仰参考命令使所述升降舵移动，并且当所述差异小于或等于所述阈值时保持所述稳定器的当前位置。

15. 根据权利要求14所述的航空器，

其中所述处理器配置为产生稳定器命令，所述稳定器命令配置为，当所述差异大于所述阈值时，使所述稳定器在将会抵消或卸荷所述升降舵的偏转的偏转方向移动。

16. 根据权利要求14所述的航空器，

其中所述命令信号配置为限制所述稳定器在所述航空器机头上仰或机头下俯方向移动。

17. 根据权利要求14所述的航空器，

其中所述命令信号配置为，当所述差异大于所述阈值时，使所述稳定器在将会抵消或卸荷所述升降舵的偏转的偏转方向移动。

18. 根据权利要求17所述的航空器，

其中所述控制命令配置为，当所述升降舵命令相对于所述期望升降舵值过度地使航空器机头上仰时，使所述稳定器在航空器机头上仰方向移动。

19. 根据权利要求17所述的航空器，

其中所述控制命令配置为，当所述升降舵命令相对于所述期望升降舵值过度地使航空器机头下俯时，使所述稳定器在航空器机头下俯方向移动。

20. 根据权利要求14所述的航空器，

其中所述处理器配置为确定所述升降舵与航空器机头上仰极限的距离,并且将所述距离和所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的预定义距离进行比较;

其中所述控制命令配置为,当所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的距离小于所述升降舵与所述航空器机头上仰极限的所述预定义距离时,使所述稳定器在所述航空器机头上仰方向运行。

在电传操纵航空器系统中控制升降舵向稳定器卸载负荷

技术领域

[0001] 技术领域一般涉及控制升降舵和稳定器移动。具体来说,本说明书涉及控制单元和航空器。

背景技术

[0002] 传统的航空器通常包括与飞行控制输入装置机械耦合的飞行控制表面。飞行控制表面改变作用于航空器的气动(aerodynamic)力,以调整航空器的俯仰、滚动或偏航角度。

[0003] 电传操纵(Fly-by-wire)技术解除了飞行控制表面的移动与飞行控制输入装置的机械耦合。改为由与控制装置电子耦合的执行器调整飞行控制表面。所述控制装置可以接收来自飞行员控制输入装置的输入,并且可以处理来自飞行员的输入,以产生提供给执行器的控制命令。飞行员控制输入装置的一个例子可以是驾驶舱俯仰输入,或者一般是飞行控制输入装置。特别地,这种飞行控制输入装置可被称为侧杆(side-stick)、主动侧杆(active side-stick)、驾驶舱俯仰输入(cockpit pitch input)或飞行员控制柱(pilot control column)。应当注意,在本文中,这些术语可以是同义词,泛指飞行控制输入装置。

[0004] 因此,可能需要描述一种用于航空器的增强控制方案的控制稳定器和升降舵移动的方法,由此基本上避免或减少稳定器的过度移动。

发明内容

[0005] 本文公开了配置为控制航空器的稳定器和升降舵移动的控制单元的各种非限制性实施例以及航空器的非限制性实施例。

[0006] 在第一非限制性实施例中,提供一种用于控制航空器上的稳定器和升降舵的移动的控制单元。所述控制单元包括处理器,所述处理器配置为:从所述航空器的飞行控制输入装置接收俯仰参考命令;基于所述俯仰参考命令确定升降舵命令,所述升降舵命令配置为在所述航空器机头上仰或机头下俯方向命令所述升降舵;确定所述升降舵命令与对应于所述俯仰参考命令的期望升降舵值之间的差异;确定阈值,作为在给定的俯仰参考命令下的期望最大升降舵偏转;将所述差异和所述阈值进行比较,并且响应于此产生命令信号,所述命令信号配置为,当所述差异小于或等于所述阈值时,保持所述稳定器的当前位置,并且基于所述俯仰参考命令,在所述航空器机头上仰或机头下俯方向命令所述升降舵。

[0007] 在第二非限制性实施例中,提供一种航空器。所述航空器包括:水平稳定器和用于俯仰轴线控制的升降舵;飞行控制输入装置;具有处理器的控制单元,其中所述处理器配置为从所述飞行控制输入装置接收俯仰参考命令,并且至少基于所述俯仰参考命令确定升降舵命令,所述升降舵命令配置为命令所述升降舵在机头上仰或机头下俯方向移动;其中所述处理器配置为确定所确定的升降舵命令与对应于所接收到的俯仰参考命令的期望升降舵值之间的差异,并且进一步确定阈值,作为在给定的俯仰参考命令下的期望最大升降舵偏转;其中所述处理器进一步配置为将所述差异与所述阈值进行比较,并且响应于此产生命令信号,所述命令信号配置为基于所述俯仰参考命令使所述升降舵移动,并且当所述差

异小于或等于所述阈值时保持所述稳定器的当前位置。

附图说明

- [0008] 通过结合附图参考以下详细描述可以更好地理解本发明的优点,其中:
- [0009] 图1是示出根据一些非限制性实施例的航空器的示意图;
- [0010] 图2是示出根据一些非限制性实施例的航空器飞行路径的示意图;
- [0011] 图3是示出根据一些非限制性实施例的航空器的示意图;
- [0012] 图4是示出根据一些非限制性实施例的航空器的增强控制方案的示意图;
- [0013] 图5是示出根据一些非限制性实施例的控制单元的示意图;
- [0014] 图6是示出根据一些非限制性实施例的控制单元的操作的示意图;
- [0015] 图7是示出根据一些非限制性实施例的升降舵向稳定器卸载负荷方法的示意图。

具体实施方式

[0016] 以下详细描述本质上仅是示例性的,并且不旨在限制应用和用途。如本文所使用的,词语“示例性”表示“用作例子,实例或示例”。因此,本文中描述为“示例性”的任何实施例不一定被解释为比其他实施例优选或有利。本文描述的所有实施例都是示例性实施例,用于使本领域技术人员能够制作或使用所公开的实施例,而不是限制由权利要求限定的本公开的范围。此外,无意受到前述技术领域,背景技术,发明内容,以下详细描述或任何特定计算机系统中呈现的任何明示或暗示的理论的约束。

[0017] 在本文中,诸如第一和第二等关系术语可以仅用于将一个实体或移动与另一个实体或移动区分开来,而不一定要求或暗示这些实体或移动之间的任何实际的这种关系或顺序。诸如“第一”,“第二”,“第三”等的数字序号简单地表示多个中的不同个体,并且不暗示任何顺序或序列,除非由权利要求语言特别限定。

[0018] 最后,为了简洁起见,本文中可能不详细描述与计算机系统相关的传统技术和部件以及计算机系统(和系统的各个操作部件)的其它功能方面。此外,本文包含的各个图中所示的连接线旨在表示各种元件之间的示例功能关系和/或物理和/或机械耦合。应当注意,在本公开的实施例中可以存在许多备选或附加的功能关系或物理连接。

[0019] 现在参考图1、图2和图3,例如可以是飞机的航空器10被描述,以定义在本说明书的上下文中使用的基本术语。

[0020] 尽管在本说明书中提及航空器10,但是应当理解,本文描述的方法可以在陆地运载工具、水中运载工具、太空运载工具或其它机械中使用,而不脱离本公开的范围。

[0021] 在图1中,示出了航空器10和三个主转动轴线。示出有俯仰轴线12、滚动轴线14和偏航轴线16。在图2中,如本领域普通技术人员将会理解的,航空器10被示出为相对于水平面以俯仰角19飞行。俯仰角19是飞行路径角20与攻角18之和,飞行路径角20又由飞行路径矢量17定义,而攻角18是航空器10的纵向轴线13与飞行路径矢量17之间的差量(δ)。

[0022] 图3示意性示出航空器10的俯仰控制。航空器10包括具有升降舵26的水平稳定器24。水平稳定器24和/或升降舵26的移动在航空器10的尾部引起向下的力28(或向上的力,未示出),该力导致围绕穿过重心22的俯仰轴线(参见图1)的转动30。

[0023] 俯仰轴线控制涉及在短期内控制攻角(以及因此负荷因子或 $g's$ 、俯仰率和俯仰姿

态),在中期内控制空速和升降速率,以及在长期内控制高度。这两组相关术语的控制通常需要两个可分离的飞行员输入,通常是升降舵和推力。

[0024] 本说明书涉及通过传统的飞机升降舵的俯仰控制。在此推力将被假定为不变或不相关。飞行员在短期内使用升降舵偏转(或类似的替代)来实现和保持期望的飞机响应。为了缓解飞行员长时间保持升降舵控制的需要,使水平稳定器(或某些航空器上的替代)移动,以平衡飞机而不需要飞行员升降舵输入。稳定器的使用被称为“配平(triming)”或使飞机“配平”。稳定的空速被称为“配平速度”。

[0025] 基本上有三种控制航空器中的升降舵和稳定器的范例,即惯例:机械控制、电传操纵(FBW)直接控制和FBW增强控制方案。

[0026] 根据传统的机械控制方案,飞行员移动飞行控制输入装置以实现期望的飞行路径并且调整配平开关以减轻飞行控制输入装置的力。驾驶舱控制物理连接到气动表面。由飞行员选择的目标速度或“配平速度”是组合的飞行员输入的结果。

[0027] FBW直接控制通过用于命令执行器相应地移动稳定器和升降舵的飞行控制计算机(FCC)或某些替代计算装置代替驾驶舱控制到气动表面的物理连接。驾驶舱输入形成FCC表面命令,并且FCC将气动表面移动到所命令的位置。

[0028] 根据FBW增强控制方案,驾驶舱输入形成FCC机动命令(即,攻角或增量攻角),并且FCC使用增强命令和反馈来实现所命令的机动。结果,由飞行员选择的目标速度或“配平速度”可以是存储在FCC中的并且可以通过配平开关调整的参数。

[0029] 在增强控制的情况下,飞行员配平开关不再是用于移动水平稳定器的命令。配平开关改为可以是用于调整稳态速度命令的输入装置。在升降舵和稳定器控制(水平稳定器控制)算法中可以结合飞行控制输入装置的输入,使用该FCC“配平速度”信号。应当注意,一些设计细节可能在不同的飞机之间变化,并且为了描述的目的在此被有意地简化。例如,增强控制飞机可以被设计为完全去除配平开关,在这种情况下,配平速度被连续地设定为当前速度,或者可以通过飞行员动作偶尔被设定为当前速度。因此,对于具有增强俯仰控制的飞机,飞行员的配平开关命令和稳定器移动之间没有明显的连接。FCC用来控制稳定器移动的手段是本说明书的主题,并且在水平稳定器被用于自动和连续地去除由升降舵承载的不期望的或过度的负荷的意义上,这种手段被称为升降舵卸载负荷(offload)功能。

[0030] 图4示意性示出增强控制方案的原理。飞行控制输入装置40的输入和配平开关42的输入作为电信号41或43被发送到FCC 44。FCC基于所述输入值确定位置命令45,并且该位置命令配置为限定升降舵位置46和稳定器位置47。环境和物理学导致飞机响应48,即攻角、负荷因子、俯仰率、俯仰姿态和/或空速,并且该飞机响应的传感器测量被反馈给FCC,其可能改变位置命令45。

[0031] 图5示意性描述了升降舵向稳定器卸载负荷方法。空中数据系统50、水平稳定器执行器51和飞行控制输入装置40向FCC 44提供输入值。飞行控制输入装置40提供机动命令,该机动命令被提供给俯仰控制模块55,并且被作为用于确定升降舵命令的基础。FCC 44包括控制单元56,控制单元56接收该输入值并且确定稳定器速率命令57和经调整的升降舵命令58。特别地,控制单元56包括处理器59,处理器59配置为执行如本文所述的所需操作。应当注意,本文描述为由控制单元56执行的操作的部分或全部可以由处理器59执行。处理器59可以包括一个或多个处理器核心或计算单元,它们配置为至少部分地以冗余模式(至少

两个处理器核心或计算单元执行相同的操作)和/或以协作模式(处理器核心或计算单元各自执行不同的并且单独分配的操作以有助于目标结果)工作。

[0032] 在正常操作中,俯仰控制律是飞行控制输入装置在俯仰轴线上的输入用来命令机动的手段。可以通过配平参考速度与实际空速 U 之间的差异来修正机动命令,以实现速度稳定性。针对给定的飞行控制输入装置偏转的机动命令可随飞行条件而变化。飞行控制律可以使用反馈和前馈信号使飞机以期望的瞬态响应实现所命令的机动。

[0033] 图6示意性示出在哪些条件和环境下控制单元应用本文描述的其工作模式。换句话说,图6中所示的方案限定了对控制单元的约束。在第一阶段61,接收输入(图5的左侧),并且控制单元确定稳定器位置和升降舵位置。随后,核实升降舵位置是否在升降舵位置的期望区域之外。升降舵位置的期望区域因其形状也被称为“领结(bowtie)区域”,如下面将参照图7进一步详细描述。如果升降舵命令导致不在期望区域之外的位置,则升降舵卸载负荷功能不启用,如框63所示。然而,如果升降舵命令导致在期望区域之外的位置,则核实高倾角保护是否已启用以及是否指示了稳定器机头上仰命令,参见框64。如果是这样,则升降舵卸载负荷功能也不启用。否则,如果高倾角保护未启用,则核实高速保护是否已启用,参见框65。如果高速保护未启用,则控制单元应用升降舵向稳定器卸载负荷功能,见框67。否则,如果高速度保护已启用,则FCC只允许俯仰向下稳定器命令,见框66。

[0034] 图7描述了根据示例性实施例的升降舵向稳定器卸载负荷方法。图7示出用于移动水平稳定器的逻辑。该逻辑可以仅在飞行中并且例如参考图6描述的仅当某些其他优先级模式未启用时应用。例如,当飞机高速度保护模式或高倾角保护模式已启用时,可能会对稳定器移动施加若干限制(这里不再赘述)。

[0035] 升降舵命令的期望区域由“领结”形区域(从该图的左上角延伸到右下角的沙漏形状)表示。该区域的形状确保升降舵处于提供所需机动的位置,并避免稳定器不必要的活动。

[0036] 该图以“目标1-g升降舵位置”开始。“目标”位置可能随着飞机襟翼设置和空速而变化。关于该“目标”位置,可接受的升降舵位置变化设定了该目标与“期望升降舵区域”上、下极限之间的垂直距离。在长时间巡航飞行期间,随着燃料燃烧,升降舵命令将逐渐变动,尽管 N_z 命令是恒定的。选择可接受的变化的大小,以将稳定器执行器的占空比保持在可接受的水平,换句话说,以确保稳定器在巡航中不会比所需的更频繁地调整。

[0037] 在机动飞行期间,随着机动命令远离目标位置1-g,“期望升降舵区域”增长。这是为了允许升降舵效率因重量和重心而变化。在给定的飞行条件下,但是在所有重量和重心变化下的最大和最小升降舵效率被用来设定离开1.0g基准延伸的最小和最大斜率。这些发散的斜率形成“领结”地区。

[0038] 领结区域在升降舵偏转的极值处被截断,参见图的左上角和右下角。这是为了确保在升降舵命令饱和的情况下,稳定器立即在正确的方向移动。对于在飞机中升降舵独自不能产生的大机动命令,稳定器将因该领结上的“平坦点”而开始运行。该极限条件在飞行中很少发生,但是特别在故障状态的极少情况下,尤其是在一个升降舵卡住并且相反的升降舵执行大机动命令时是有可能的。

[0039] 使用所描述的逻辑,通过稳定器的适当移动,将“当前升降舵命令”(如图所示)移动到领结区域中。换句话说,如果升降舵命令导致升降舵位置在期望区域(“领结区域”)之

外,则稳定器被相应地移动,以使升降舵回到期望区域。在升降舵卸载负荷逻辑中,可以将低通滤波器应用于机动命令和升降舵命令,使得稳定器不响应瞬时变化。

[0040] 此外,升降舵移动不是稳定器移动的直接结果,而是控制算法连续计算升降舵命令的直接结果。还应注意,整个图大致与空速相反地增长和收缩。升降舵机头上仰和下俯极限、目标1-g升降舵位置、领结斜率上限和下限都根据飞行条件(空速,高度)和配置(襟翼和起落架)而不断更新。

[0041] 换句话说,本说明书的一个方面是水平稳定器控制逻辑。传统的运输航空器中的稳定器控制可以通过飞行员对俯仰配平开关的简单输入来完成。飞行员输入配平命令以实现零飞行员俯仰输入力。对于俯仰配平开关控制配平参考速度而不是稳定器位置的增强控制方案,这可能不实用。或者,配平开关可能不存在,或者只能在某些故障条件下使用。在所有这些情况下,需要一些其他手段将稳定器移动到期望位置。本文描述的所谓的升降舵向稳定器卸载负荷逻辑被设计为完成这一点。图6和图7中示出并参照其描述稳定器控制图和流程图。

[0042] 再次参考图6和图7,基于来自飞行控制输入装置的机动命令和估计的升降舵效率来计算期望的升降舵位置。升降舵效率是在给定的高度/空速条件下,升降舵偏转与所导致的飞机响应之间的关系。应用基于飞机配置的期望的升降舵偏置。使用该期望位置的公差来限定可接受的升降舵位置范围。该公差的大小与所命令的偏差成比例地变化,以反映每g的真实升降舵的不确定性。这导致所谓的领结图形,因为可接受的区域为领结的形状。

[0043] 当升降舵命令在领结之外时(参见图7,由“当前升降舵位置”表示的位置),稳定器被命令在适当的方向移动,直到与升降舵的位置对应的点移动到领结内。在该示例性实施例中,对该功能使用的机动命令和升降舵命令进行滤波以去除高频内容。在所示例子中,升降舵向稳定器卸载负荷功能将在航空器机头上仰方向命令稳定器。这具有在飞行控制律通过命令更正(more positive)的升降舵偏转,使升降舵偏转朝向领结移动来响应的同时,将飞机响应保持在所命令的值的效应。

[0044] 应当注意,标称的“升降舵效率”线的斜率以及“期望的升降舵区域”的宽度连同“升降舵偏值”项都可能依赖于飞行条件。飞行控制输入装置与机动命令的关系也可能依赖于飞行条件。这些依赖性使得可以在整个飞机机动和飞行包络内定制适当的稳定器控制灵敏度。

[0045] 上述方法可以如下换言之来描述。在使用增强控制方案的航空器中,可以有两个单独的升降舵移动命令源,即飞行员控制输入装置(这可以被称为主输入)和稳定器向升降舵卸载负荷(这可以被称为次输入或增量升降舵命令)。增量升降舵命令被施加到升降舵以补偿稳定器移动,使得即使稳定器被移动,气动力也保持恒定。升降舵移动命令的次输入和主输入被彼此分开确定。具体来说,主输入不影响次输入。次输入被用于在稳定器被移动的同时将气动力保持在恒定值。在图7所示的领结区域内,没有稳定器移动。作为逻辑的结果,也没有由稳定器向升降舵卸载负荷而导致的升降舵移动,即,次输入或增量升降舵命令为零。然而,在领结区域内,可能存在由主输入,即,由飞行员控制输入装置导致的升降舵移动。

[0046] 升降舵向稳定器卸载负荷的目的是用等效的稳定器偏转来代替长期的升降舵偏转。因此,如果通过用稳定器偏转代替升降舵偏转使升降舵返回到默认位置,则提供飞机从

起始位置向上和向下机动的更大能力。为了用稳定器偏转代替升降舵偏转,必须用升降舵命令抵消由升降舵向稳定器卸载负荷功能计算出的稳定器命令,使得因该折中的净气动力保持恒定。这称为“增量升降舵命令”,它独立于主升降舵命令,并且是主升降舵命令之外的,它仅是变化的稳定器命令的函数。通常,增量升降舵命令与稳定器命令成比例,其中该比例是通常为负数的数 K 。 K 的大小由升降舵和稳定器的相对效率得出。在升降舵命令落在领结区域之外的情况下,稳定器将被命令在适当的方向移动。增量升降舵命令将是稳定器命令的 K 倍。在升降舵命令落在领结区域之内的情况下,稳定器将被命令以零速率移动,从而将其限制在当前位置。增量升降舵命令将为零的 K 倍,即零。

[0047] 当作为主输入的结果,升降舵可以在领结区域内移动时,稳定器命令保持为零并且增量升降舵命令也保持为零。因此,升降舵向稳定器卸载负荷功能通过避免不必要的稳定器移动来减少稳定器移动。

[0048] 在升降舵偏转处于领结区域内的情况下,产生命令信号,该命令信号配置为保持稳定器的当前位置。所产生的配置为保持稳定器的当前位置的该命令信号可以例如作为特定的“保持”信号被主动产生,并且可以被解释为独立于这些移动命令的源,主动地保持当前位置,即,限制稳定器任何形式的移动。或者,也可以仅通过不发送任何移动命令信号来实现保持稳定器的当前位置。这可以是保持当前位置的被动方式,因为只是不向稳定器提供移动命令信号。

[0049] 参考前面的描述中提到的所有实施例以及所附权利要求,提供以下附加的定义和说明。

[0050] 在本说明书的上下文中应理解的增强控制方案是一种系统,该系统为了改善操纵特性,减轻大气干扰的影响,以及将航空器保持在限定的操作包络内,而以改变飞机的固有特性的方式修改飞行员控制输入。增强控制使用命令增强、自身应用于飞行员输入的滤波器和反馈增强,使用测得的移动来校正到期望的移动。被增强的飞行员命令被发送到气动俯仰控制表面,通常是升降舵。

[0051] 俯仰参考命令是泛称,用于代表增强控制方案中的飞行员杆输入的物理解释。在任何给定的航空器中,其可以是负荷因子(N_z)命令、俯仰率命令、飞行路径速率命令、攻角命令或上述的组合。

[0052] 通常,升降舵命令对应于升降舵的偏转角(或对应于反映特定偏转角的信号),并且可以基于俯仰参考命令并且进一步考虑飞机的参数,例如,空速、负荷因子、俯仰率、动态压力和/或稳定器位置,来确定或计算。

[0053] 期望的升降舵值也代表升降舵的偏转角,并且对应于在给定的高度/空速条件下的升降舵偏转与所命令的飞机响应之间的关系;可以针对不同类型的航空器和/或同一航空器的不同飞行配置单独提供期望的升降舵斜率或功能。

[0054] 所确定的升降舵命令与期望的升降舵位置之间的差异可被称为当前飞机配置中作为俯仰参考命令的结果的升降舵偏转命令中计算出的“误差”。

[0055] 期望的最大或最小升降舵偏转通常是形状如领结的升降舵偏转的期望区域的尺寸,其是俯仰参考命令的函数。简单来说,可以通过提供与任何俯仰参考命令相关的升降舵命令极限(航空器机头向上和向下)来限定该领结区域;这可以例如使用查找表来实现。

[0056] 一般来说,升降舵偏转可以用稳定器偏转来代替,反之亦然。本说明书的一个方面

是,仅在某些条件下移动稳定器,以使升降舵位置处于期望区域中。换句话说,如果升降舵偏转在任一方向过大,即在领结区域之外,则在相应的方向移动稳定器,以减少升降舵偏转。否则,即升降舵位置在领结区域内或者在领结区域的边界处,限制稳定器移动,以减少稳定器移动循环数。通常,稳定器在与升降舵命令的移动方向相对应的方向移动,以减小升降舵的绝对或相对偏转。

[0057] 当提到稳定器的当前位置时,这表示在给定时刻的稳定器位置。升降舵偏转例如表示升降舵相对于稳定器的相对角度。该偏转涉及航空器机头上仰和下俯之一。这意味着该偏转导致航空器的相应俯仰移动。

[0058] 可以通过导致主动地阻止移动的特定且明确的保持命令或者仅通过不发送移动命令使得稳定器保持在其位置来实现限制稳定器移动。

[0059] 升降舵的航空器机头上仰极限是最大可允许的升降舵偏转,其可以随着动态压力而变化。与航空器机头上仰极限的预定义距离可以是偏离航空器机头上仰极限的小的百分比,例如在10%以内,或者例如整个升降舵范围的5%以内。如果升降舵接近航空器机头下俯极限,即在预定义距离内,则稳定器在相应的方向运行,以减小升降舵偏转,从而为飞行员提供机动灵活性。当该飞行控制方案要求任一方向的全部可用升降舵时,稳定器立即在正确方向运行。

[0060] 滤掉俯仰参考命令中的高频内容是为了去除该命令中的瞬时成分,并使稳定器仅响应于持续较长时间的成分。可以将高于其的命令被滤掉的频率阈值设定为特定的预定值,或者它可以是可变值。

[0061] 在一个示例性实施例中,控制单元可以配置为从查找表提取与俯仰参考命令相对应的期望的升降舵效率值。考虑到空速、马赫数和高度对升降舵效率的影响,该查询表可以包含若干个飞行条件的条目。在一个实施例中,该查找表可以包含作为俯仰参考命令值和飞行条件的函数的最大升降舵偏转(在航空器机头上仰和下俯两个方向,在俯仰参考命令值中的每个值的领结区域的垂直高度)。

[0062] 在一个实施例中,控制单元配置为以迭代方式执行其操作。这可导致在稳定器根据说明书中阐述的原理移动的同时,稳定器和升降舵连续移动。

[0063] 应当注意,在适用的情况下,关于该控制单元提供的细节也适用于具有这种控制单元的航空器。

[0064] 尽管在本发明的以上详细描述中已经给出了至少一个示例性实施例,但是应当理解,存在大量的变型。还应当理解,所述一个或多个示例性实施例仅是例子,并且不旨在以任何方式限制本发明的范围、适用性或配置。相反,以上详细描述将为本领域技术人员提供用于实现本发明的示例性实施例的方便的路线图。应当理解,在不脱离如所附权利要求中阐述的本发明的范围的情况下,可以对示例性实施例中描述的元件的功能和布置进行各种改变。

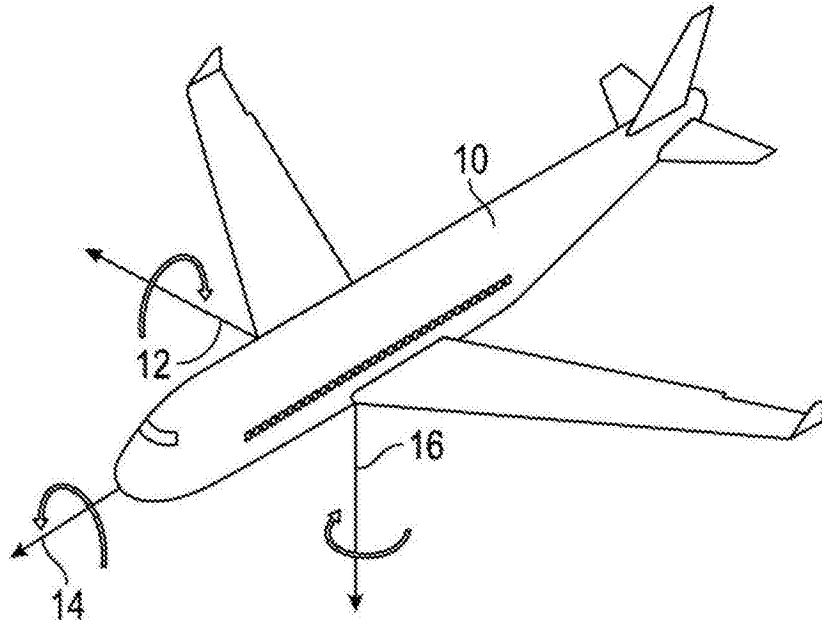


图1

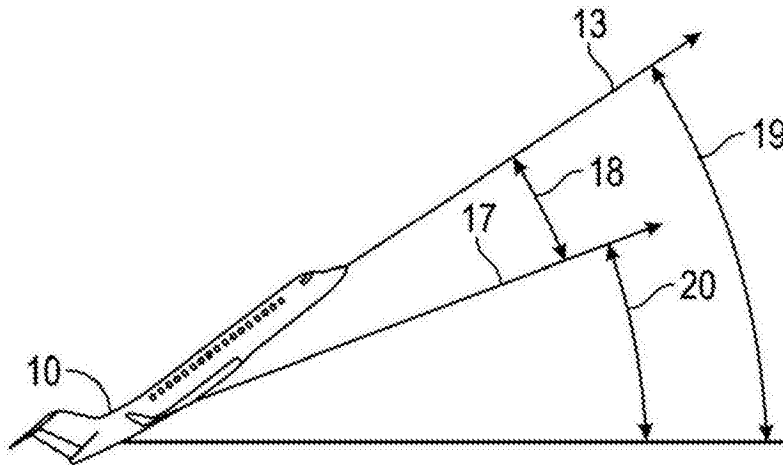


图2

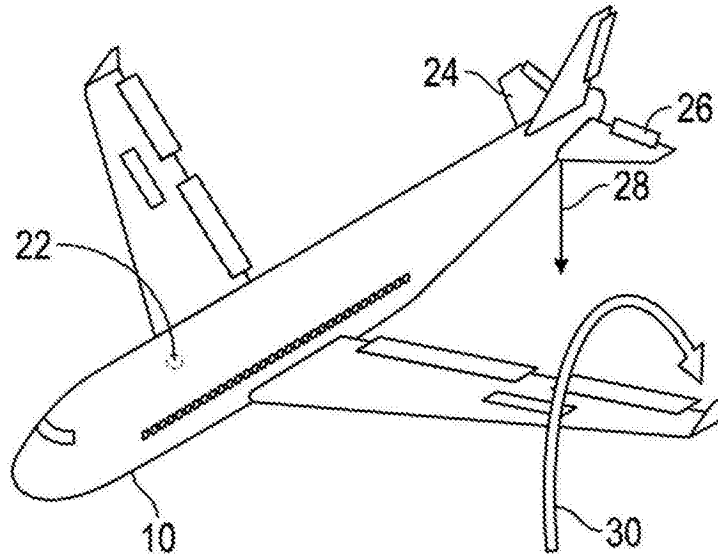


图3

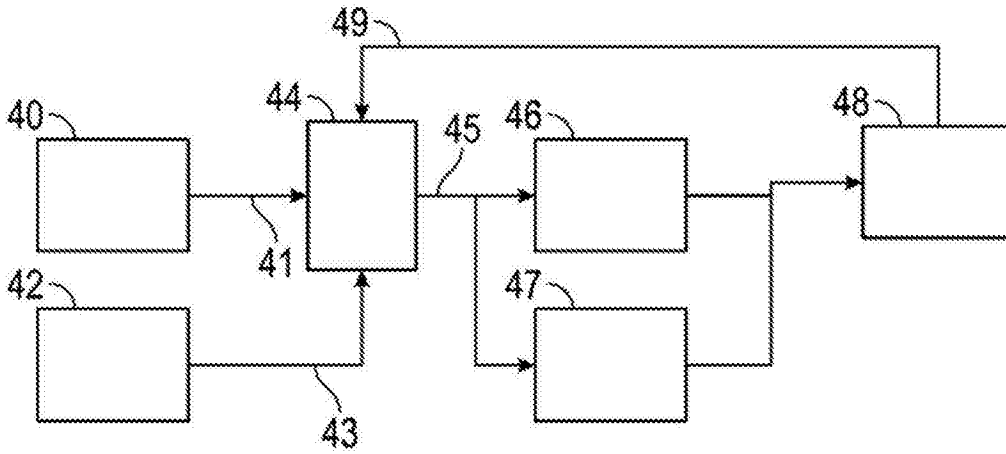


图4

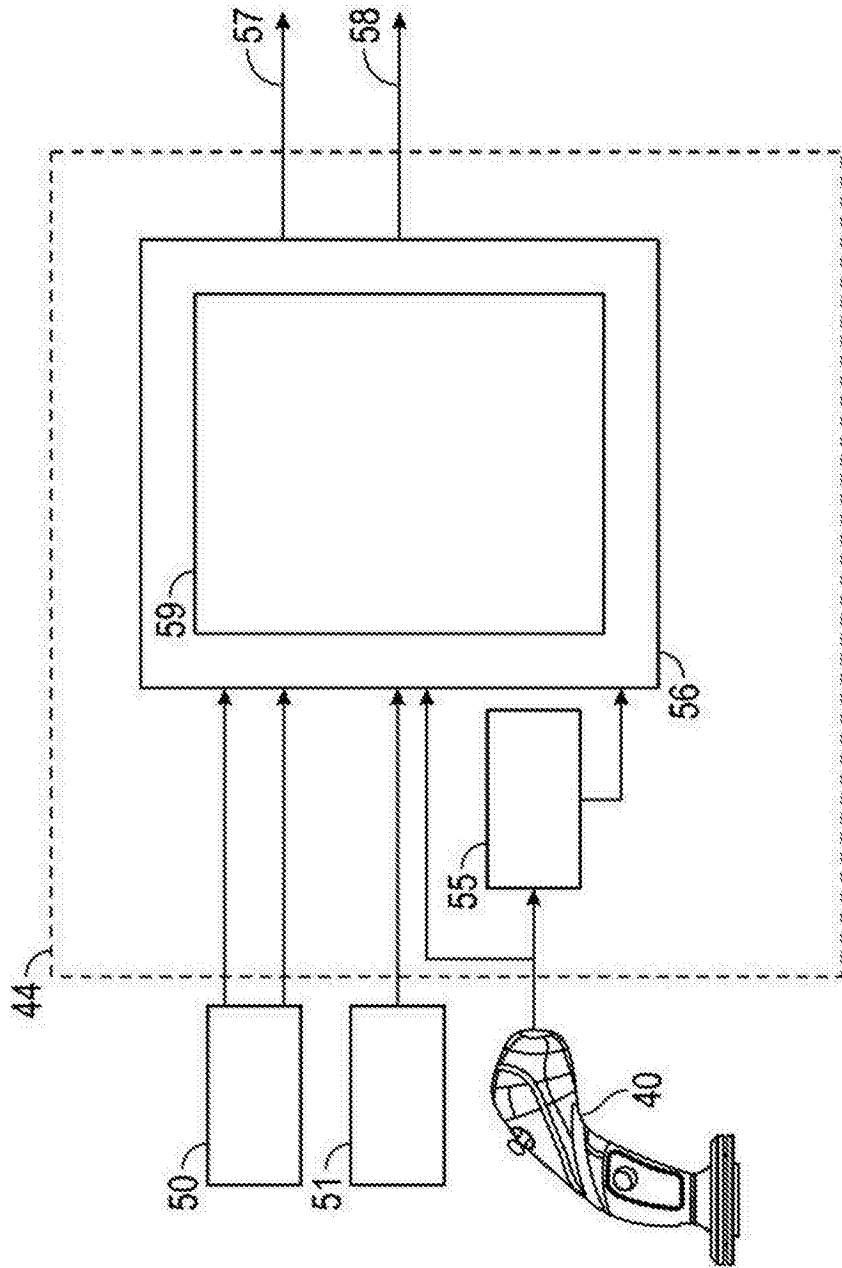


图5

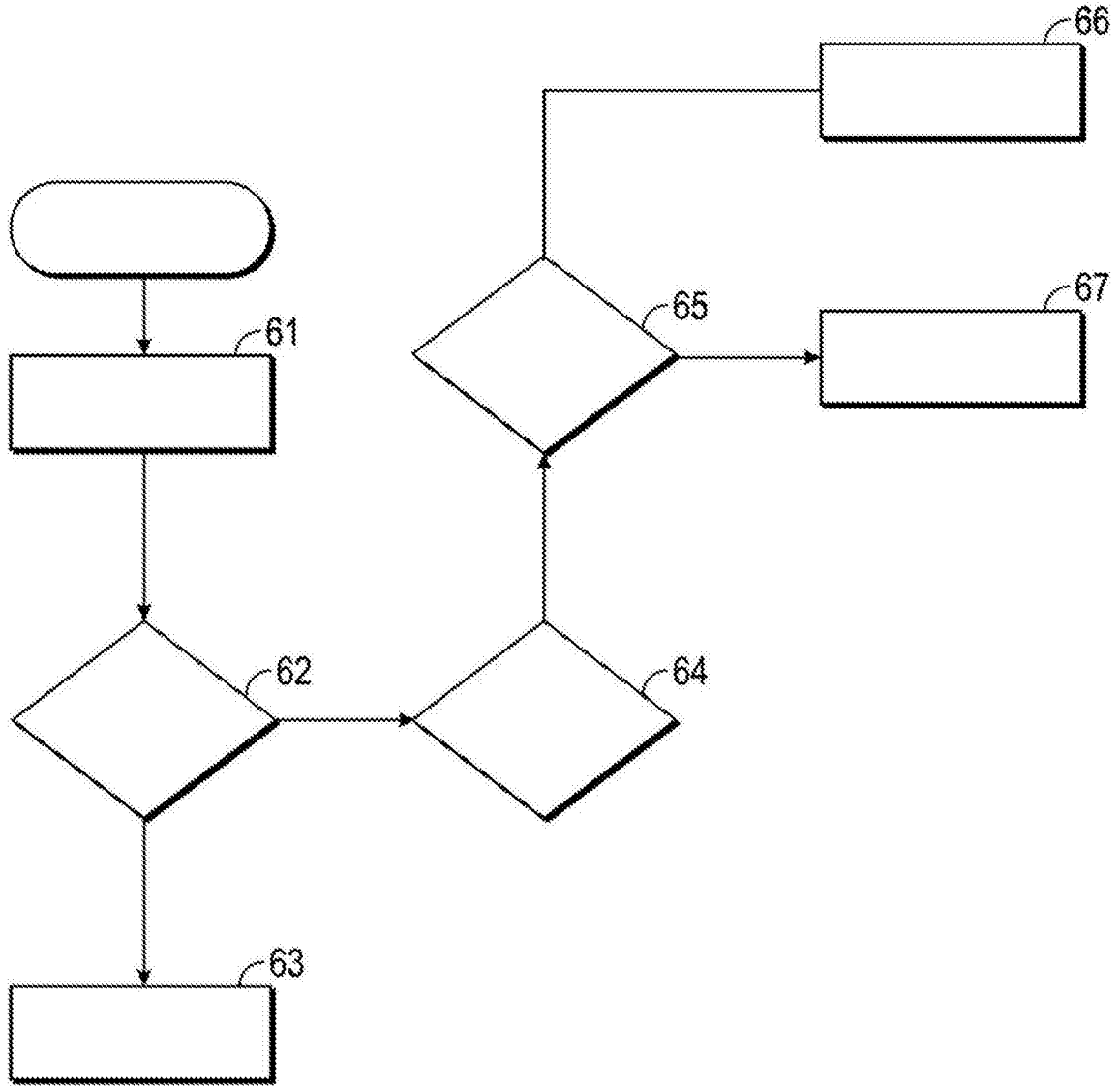


图6

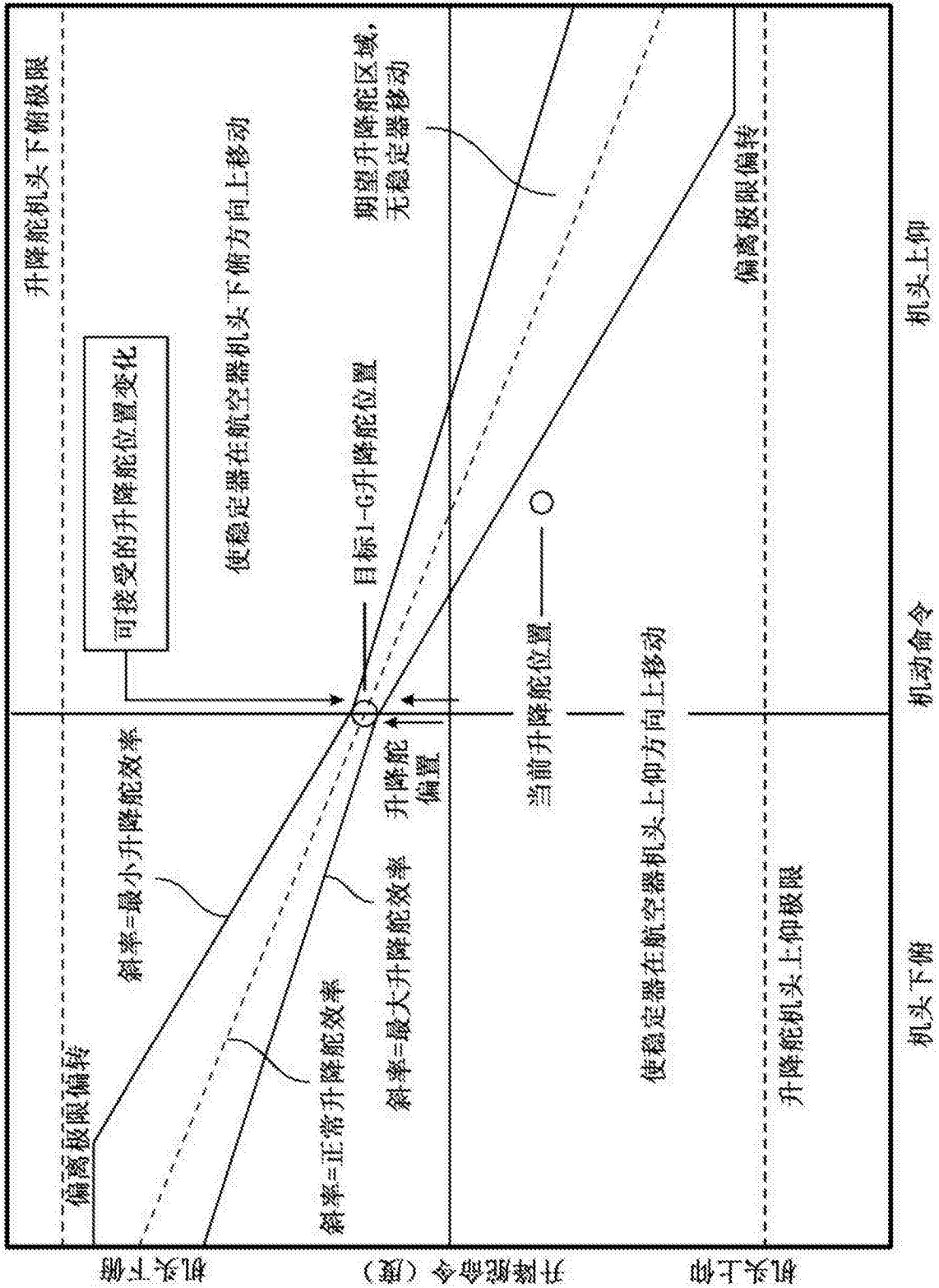


图7