



# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110901894 B

(45) 授权公告日 2024. 09. 10

(21) 申请号 201910875079.5

(22) 申请日 2019.09.17

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 110901894 A

(43) 申请公布日 2020.03.24

(30) 优先权数据  
1815118.3 2018.09.17 GB

(73) 专利权人 空中客车营运有限公司  
地址 英国布里斯托尔

(72) 发明人 达朗·希利

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227  
专利代理师 李新燕 王蓓蓓

(51) Int. Cl.

B64C 13/50 (2006.01)

B64C 9/20 (2006.01)

B64C 9/00 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2004245386 A1, 2004.12.09

US 3272090 A, 1966.09.13

US 2017057620 A1, 2017.03.02

审查员 刘若凡

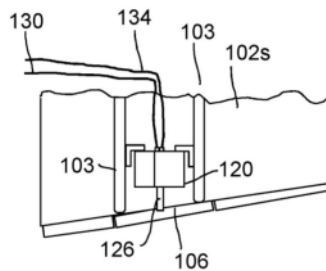
权利要求书3页 说明书8页 附图6页

## (54) 发明名称

用于飞行器部件的致动器、机翼、飞行器及机翼设计方法

## (57) 摘要

本公开涉及致动器、机翼、飞行器以及设计并制造飞行器机翼的方法。飞行器的右舷机翼(102s)包括各种可移动空气动力学表面,比如扰流板(106)、缝翼、副翼、襟翼等。本发明提供了用于使每个这样的表面移动的致动器(120)。右舷机翼的致动器的位置和安装与左舷机翼的致动器(120)的位置和安装关于飞行器的中心线对称。致动器的活塞、臂(126)或其他机械输出部的位置位于致动器的中央部分处(即位于致动器的中心线(123)处或位于致动器的中心线(123)附近)。用于动力的输入端口(128、132)也位于中央部分处。用于右舷机翼(102s)的致动器(120)因此可以与用于左舷机翼(102p)的致动器大致相同。



1. 一种飞行器,包括位于右舷侧上的第一机翼和位于左舷侧上的第二机翼,所述第一机翼与所述第二机翼关于所述飞行器的中心线大致对称,其中,所述第一机翼和所述第二机翼中的每一者包括:

主体,所述主体包括承载结构,

可移动空气动力学表面,

致动器,所述致动器是具有静液压传动的电动致动器或电动备用液压致动器并且附接至所述机翼的所述主体的所述承载结构的至少一部分,所述致动器具有臂和动力输入部,所述臂布置成使所述可移动空气动力学表面相对于所述机翼的所述主体移动,所述动力输入部用于为所述臂的移动提供动力,并且其中,

所述第一机翼的所述可移动空气动力学表面与所述第二机翼的所述可移动空气动力学表面关于所述飞行器的所述中心线对称,

所述第一机翼的所述致动器的位置与所述第二机翼的所述致动器的位置关于所述中心线对称,

所述机翼的所述主体的所述承载结构的附接有所述第一机翼的所述致动器的部分的位置与所述机翼的所述主体的所述承载结构的附接有所述第二机翼的所述致动器的部分的位置关于所述中心线对称,

每个致动器具有外侧端部、内侧端部、位于所述外侧端部与所述内侧端部之间的中央部分和位于所述外侧端部与所述内侧端部中间的主中心线,

所述臂的位置位于所述致动器的所述中央部分处且与所述致动器的所述主中心线成一条线,

其中,所述第一机翼的所述致动器能够与所述第二机翼的所述致动器相同,并且

其中,用于驱动每个致动器的移动的动力至少部分地由液压动力来提供并且至少部分地由电力来提供,

其中,用于所述液压动力的液压端口和用于所述电力的电端口对称地定位在所述致动器的所述主中心线的两侧,或者所述液压端口和所述电端口必须与所述致动器的所述主中心线成一条线,

所述致动器具有沿从所述致动器的所述内侧端部至所述外侧端部的方向测量的长度,

所述致动器具有中平面,所述中平面在所述致动器的所述内侧端部与所述外侧端部之间与所述主中心线处于相同位置处,并且,

所述臂的位置、所述液压端口的位置和所述电端口的位置全部位于所述致动器的中央区域内,所述中央区域从所述致动器的所述中平面延伸所述致动器的所述长度的10%的距离。

2. 根据权利要求1所述的飞行器,其中,每个致动器包括用于控制信号的输入部,所述控制信号用于控制所述可移动空气动力学表面的移动,用于所述控制信号的所述输入部的位置位于所述致动器的所述中央部分处。

3. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述第一机翼的所述致动器位于所述第一机翼中或所述第一机翼上,并且所述第二机翼的所述致动器位于所述第二机翼中或所述第二机翼上。

4. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,每个致动器在所述第一机翼和所述第二机

翼中的每一者中处于原位。

5. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述第一机翼的所述致动器位于未被所述机翼的其他部件或结构占据的保留区内,所述保留区具有内侧端部和外侧端部并且关于位于所述保留区的所述内侧端部与所述外侧端部的中间的中央平面对称。

6. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述臂布置成推动或拉动所述可移动空气动力学表面。

7. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述可移动空气动力学表面是扰流板。

8. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述致动器关于位于所述致动器的所述外侧端部与所述致动器的所述内侧端部的中间的平面大致对称。

9. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述致动器包括壳体,所述壳体包含用于动力的输入的至少一个系统端口以及用于不同的输入的至少一个另外的系统端口。

10. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述致动器具有介于10kg与50kg之间的质量,能够由所述致动器产生的最大的力介于500N与10kN之间。

11. 一种致动器,所述致动器构造成用于用作根据权利要求1至10中的任一项所述的致动器。

12. 一种机翼,所述机翼用于根据权利要求1至10中的任一项所述的飞行器。

13. 一种设计并制造用于飞行器的左舷飞行器机翼和右舷飞行器机翼的方法,每个机翼包括一个或多个可移动表面和用于使所述可移动表面移动的一个或多个致动器,每个致动器是具有静液压传动的电动致动器或电动备用液压致动器,并且每个致动器具有布置成使所述可移动表面相对于所述机翼的主体移动的臂,其中,所述方法包括以下步骤:

设计第一机翼,包括:设计所述机翼中的用于处理载荷的结构形状和构成,以及设计所述可移动表面的形状、构型和运动学,

将下述项中的所有项结合到所述设计过程中:

- (a) 用于使所述可移动表面中的至少一个可移动表面移动的致动器的位置,
- (b) 所述致动器相对于所述机翼中的用于处理载荷的结构安装,
- (c) 所述致动器至所述可移动表面中的所述至少一个可移动表面的连接,以及
- (d) 所述致动器的设计,

使得一个机翼中的下述各项中的每一项是另一机翼中的对应特征的镜像:所述致动器的位置、所述致动器相对于所述机翼中的用于处理载荷的结构安装、以及所述致动器至所述可移动表面中的所述至少一个可移动表面的连接,

并且

使得与在所述右舷飞行器机翼中所使用的致动器设计相同的致动器设计能够被用于所述左舷飞行器机翼中的所述致动器;

所述方法则包括制造下述项中的一者或两者的步骤:(a) 所述飞行器的所述机翼以及

(b) 用于所述飞行器的所述机翼的所述致动器,

其中,每个致动器具有外侧端部、内侧端部、位于所述外侧端部与所述内侧端部之间的中央部分和位于所述外侧端部与所述内侧端部中间的主中心线,

其中,所述臂的位置位于所述致动器的所述中央部分处且与所述致动器的所述主中心线成一条线,

其中,用于驱动每个致动器的移动的动力至少部分地由液压动力来提供并且至少部分地由电力来提供,

其中,用于液压动力的液压端口和用于电力的电端口对称地定位在所述致动器的所述主中心线的两侧,或者所述液压端口和所述电端口必须与所述致动器的所述主中心线成一条线,

所述致动器具有沿从所述致动器的所述内侧端部至所述外侧端部的方向测量的长度,

所述致动器具有中平面,所述中平面在所述致动器的所述内侧端部与所述外侧端部之间与所述主中心线处于相同位置处,并且,

所述臂的位置、所述液压端口的位置和所述电端口的位置全部位于所述致动器的中央区域内,所述中央区域从所述致动器的所述中平面延伸所述致动器的所述长度的10%的距离。

## 用于飞行器部件的致动器、机翼、飞行器及机翼设计方法

### 技术领域

[0001] 本公开涉及用于在飞行器中使用的致动器。更具体地但非排他性地,本发明涉及飞行器、用于关于飞行器部件比如可移动空气动力学表面而使用的致动器、以及用于关于飞行器的右舷侧上的对应部件而使用的致动器。本发明还涉及设计并制造各自容纳有这样的致动器的左舷飞行器部件和右舷飞行器部件的方法。

### 背景技术

[0002] 飞行器通常关于沿着飞行器的中心线的竖向平面大致对称。因此,通常飞行器的右舷侧上的主机翼将与飞行器的左舷侧上的主机翼对称。在设计飞行器的用于飞行器的机翼的部件时,通常假设飞行器的另一机翼将对称地布置。要求一个机翼的部件与对应的另一机翼的部件不仅在它们的形状和构型上对称,而且在其布置方面相对于机翼的其他部件和结构对称可以对设计和制造效率有重大影响。可能有必要将机翼中的某些部件比如说例如用于使襟翼、缝翼、副翼、扰流板等移动的致动器设计和制造成具有(用于一个机翼的)左手侧版本和(用于另一机翼的)右手侧版本。设计和制造用于飞行器的左手侧致动器和右手侧致动器两者显著增加了制造成本和维护成本两者。为避免对于左手侧致动器和右手侧致动器两者的需要而采用的典型解决方案是依赖于致动器的单一设计并简单地将该单一设计倒置(将该单一设计颠倒)以用于在两个机翼中的一个机翼中使用。然而,该解决方案并不总是实用的;例如,如果重力对致动器的功能有影响,则该解决方案不实用。

[0003] 本发明试图缓解上述问题中的一个或更多个问题。替代性地或另外,本发明试图提供改进的飞行器机翼和/或用于在飞行器机翼中使用的改进的致动器。

### 发明内容

[0004] 根据第一方面,本发明提供了一种飞行器,该飞行器包括右舷侧上的第一机翼和左舷侧上的第二机翼。第一机翼与第二机翼关于飞行器的中心线(即从上方观察时)大致对称。每个机翼包括包含承载结构的主体。该承载结构可以包括飞行器的主结构和/或副结构。承载结构可以包括一个或更多个翼梁。承载结构可以包括一个或更多个肋。每个机翼还包括可移动空气动力学表面,例如比如说扰流板。第一机翼的可移动空气动力学表面与第二机翼的可移动空气动力学表面关于飞行器的中心线大致对称。存在用于使可移动空气动力学表面移动的致动器,该致动器位于机翼中或机翼上。致动器在处于原位时可以被认为具有外侧端部、内侧端部以及位于外侧端部与内侧端部之间的中央部分。致动器例如通过安装支架附接至机翼的主体的承载结构。致动器具有例如为活塞、臂等的机械输出部,该机械输出部布置成使可移动空气动力学表面相对于机翼的主体移动。致动器还包括用于为机械输出部的移动提供动力的动力输入部。第一机翼的致动器(“第一致动器”)的位置与第二机翼的致动器(“第二致动器”)的位置关于中心线对称。第一致动器的附接部也优选地与第二致动器的附接部对称。例如,机翼的承载结构与第一致动器之间的每个附接部的位置及布置与机翼的承载结构与第二致动器之间的每个附接部的位置及布置关于中心线对称。机

械输出部的位置优选地位于致动器的中央部分处,优选地直接邻近于致动器的中心线或位于致动器的中心线上(中心线位于致动器的外侧端部与内侧端部的中间)。动力输入部的位置也优选地位于致动器的中央部分处,优选地直接邻近于致动器的中心线或位于致动器的中心线上。因此,尽管第一致动器被用于为使用第二致动器的设定的镜像的设定中,但是相同的致动器设计可以用作第一致动器和第二致动器(其中,致动器呈相同的方式)。例如,第一致动器可以与第二致动器大致相同。飞行器可以包括安装在飞行器上的第三致动器和第四致动器并且可选地包括更多的致动器,这样的另外的致动器各自与第一致动器相同并且也与第二致动器相同。

[0005] 第一致动器和第二致动器可以各自包括用于控制信号的输入部,该控制信号用于控制可移动空气动力学表面的移动。在这样的情况下,优选地,用于控制信号的输入部的位置也位于致动器的中央部分处,优选地直接邻近于致动器的中心线或位于致动器的中心线上。

[0006] 机械输出部的位置、动力输入部的位置和/或用于控制信号的输入部的位置优选地居中地定位在致动器上(“在中央部分处”),以允许相同的致动器设计被用作左手侧版本和右手侧版本两者。然而,这些位置不需要精确地位于致动器的中平面处(即精确地位于致动器的外侧端部与内侧端部的中间)。中央部分可以从位于致动器的内侧端部与外侧端部之间的致动器的中平面延伸下述距离:该距离不大于在从致动器的内侧端部至外侧端部的方向上测量的致动器的长度的10%。因此,举例来说,中央部分可以占据致动器的体积的大约20%。

[0007] 用于驱动致动器的移动的动力可以至少部分地由液压动力提供。用于驱动致动器的移动的动力可以至少部分地由电力提供。致动器可以是电驱动的液压致动器。致动器可以具有固有冗余度,即连接至两个单独的动力源,使得在第一动力源发生故障时第二动力源提供备用。致动器可以是具有静液压传动的电动致动器(EHA)。致动器可以是具有机械传动的电动致动器(EMA)。致动器可以呈电动备用液压致动器(EHBA)的形式。优选地,致动器具有耐受故障的设计。

[0008] 致动器可以关于位于致动器的外侧端部与致动器的内侧端部的中间的平面大致对称。致动器可以具有关于其中间平面的映射对称性。可以是致动器在其整体形状上不对称的情况。第一致动器可以布置并构造成使得第一致动器占据未被机翼的其他部件或结构所占据的(大于致动器的)空间体积。这样的空间体积可以例如在致动器的初始设计期间被定义为“保留区”。这样的空间体积具有内侧端部和外侧端部并且优选地关于位于内侧端部与外侧端部的中间的中央平面对称。因此,尽管致动器不一定需要是完全地对称的,但与致动器相关联的保留区可以具有关于致动器的中央平面的映射对称性。

[0009] 如上所述,致动器的机械输出部可以包括臂,该臂例如呈致动器的活塞的形式或者从致动器的活塞延伸。这样的臂可以布置成例如响应于控制信号而推动或拉动可移动空气动力学表面。

[0010] 致动器可以是线性致动器。致动器可以是旋转致动器。

[0011] 致动器可以包括壳体。这样的壳体可以包括用于动力的输入的至少一个系统端口。壳体可以包括用于液压动力的输入的系统端口以及用于电力的输入的不同的系统端口。可以在壳体中设置至少一个另外的系统端口,以用于不同的输入、例如控制输入。该壳

体还可以具有开孔,机械输出通过该开孔提供。致动器的壳体可以具有介于200mm与1000mm之间的最大尺寸。致动器的壳体可以占据介于5升与100升之间、例如介于8升与60升之间的体积。

[0012] 致动器可以具有介于10kg与100kg之间的质量。致动器可以构造成使得由致动器能够产生的最大的力至少为500N并且优选地介于10kN与100kN之间。

[0013] 致动器的体积的至少90%可以设置在一个、两个或三个主要部分(且不再更多)中,其中,每个部分都包括具有最大尺寸的壳体,这些最大尺寸的总和介于200mm与1000mm之间。致动器可以设置在包括具有不超过600mm的最大尺寸的壳体的一个主要部分中。

[0014] 飞行器的第一机翼和第二机翼可以是飞行器的主翼。然而,本发明的实施方式可以具有与飞行器的其他部分相关的应用。本发明的致动器可以具有与飞行器的其他部分相关的应用,例如应用于水平尾翼中、起落架中或飞行器的位于飞行器的左舷侧上的具有位于飞行器的右舷侧上的部分的对应镜像的任何其他部分中。例如,飞行器的第一机翼和第二机翼可以替代性地分别是飞行器的水平尾翼的右舷侧水平稳定器和水平尾翼的左舷侧水平稳定器。

[0015] 根据本发明的第二方面,提供了一种飞行器,该飞行器包括:第一可移动部件(该部件例如是空气动力学表面、比如说例如机翼上的扰流板),该第一可移动部件位于飞行器的左舷侧上;第一致动器,该第一致动器用于使第一可移动部件移动;对应的第二可移动部件,该第二可移动部件位于飞行器的右舷侧上;以及第二致动器,该第二致动器用于使第二部件移动。第一可移动部件是第二可移动部件的镜像,但是(可选地)其自身不是对称的。第一致动器的安装布置是第二致动器的安装布置的镜像,但每个致动器大致具有相同的设计。这可以通过具有映射对称性的致动器而成为可能。替代性地,致动器可以不是完全对称的,而是替代地设计成使得:对于当致动器在飞行器的另一侧上使用时需要被镜像的那些功能而言,要么(a)在功能的实现方式方面存在某种形式的映射对称性,要么(b)所述功能借助于足够接近于致动器的中平面定位的部件/部分来实现。因此,可以在飞行器的两侧上使用相同的致动器,而不需要在一侧上相比于另一侧进行(功能、操作模式或安装方式方面的)任何明显折衷。

[0016] 本发明还提供了一种用于在本发明的第一方面和/或第二方面中使用的致动器。本发明还提供了一种机翼,该机翼在与飞行器的其余部分分离的情况下呈根据本发明的第一方面和/或第二方面的飞行器的机翼中的一个机翼的形式。

[0017] 本发明的第三方面提供了一种设计飞行器的左舷部分和右舷部分(例如机翼)以及用于使该部分的部件移动的致动器的方法,其中有与左舷部分相关联的致动器以及与右舷部分相关联的致动器。例如,飞行器的每个机翼可以包括一个或更多个可移动表面和用于使可移动表面移动的一个或更多个致动器。该方法包括设计第一部分(例如第一机翼)的步骤,该步骤包括:设计用于处理载荷的结构形状和构成。该方法包括:设定致动器的位置;设计致动器相对于承载结构安装的方式(可能包括设计这样的承载结构的形状和载荷处理能力);设计致动器如何连接至要被致动器移动的部件;以及优选地,还设计致动器自身(或至少致动器的总体形式和功能)。优选地,该方法执行成使得飞行器的左舷部分和右舷部分中的一者中的下述各项中的每一项是左舷部分和右舷部分中的另一者中的对应特征的镜像:(a)致动器的位置、(b)致动器相对于载荷处理结构的安装、以及(c)致动器至待

移动的部件的连接。以这种方式,与在右舷部分中所使用的致动器设计相同的致动器设计可以被用于左舷部分中的致动器。还可能的是,致动器的相同设计(相同的形状和构型、例如外部形状和致动方式)可以用于同一飞行器上的多于两个的位置中,可能用于飞行器的一侧(左舷侧或右舷侧)上的多于两个的位置中。一旦设计步骤已经完成,就可以是制造飞行器的左舷部分和/或右舷部分的步骤。替代性地或另外,可以存在制造如此设计的一个或更多个致动器的步骤。可以存在将致动器装配在飞行器的部件中或与飞行器的部件一起装配的步骤。将理解的是,飞行器部件的制造、致动器的制造以及飞行器部件和致动器的装配不需要由同一实体或在同一国家执行。

[0018] 当然,将理解的是,关于本发明的一个方面所描述的特征可以结合到本发明的其他方面中。例如,本发明的方法可以结合参照本发明的设备所描述的任何特征,并且本发明的设备可以结合参照本发明的方法所描述的任何特征。

## 附图说明

[0019] 现在将仅通过示例的方式参照所附示意图来对本发明的实施方式进行了描述,在所附示意图中:

[0020] 图1以平面图示出了适于与本发明的实施方式一起使用的类型的飞行器;

[0021] 图2示出了现有技术的致动器;

[0022] 图3、图3a、图4以及图5示出了位于飞行器的机翼中的现有技术的致动器;

[0023] 图6示出了根据本发明的第一实施方式的致动器;

[0024] 图7示出了位于右舷机翼中的第一实施方式的致动器;

[0025] 图8示出了位于左舷机翼中的第一实施方式的致动器;

[0026] 图9和图10示出了根据本发明的第二实施方式的致动器;

[0027] 图11示出了位于右舷机翼中的第二实施方式的致动器;

[0028] 图12示出了位于左舷机翼中的第二实施方式的致动器;以及

[0029] 图13是根据本发明的第三实施方式的方法的流程图。

## 具体实施方式

[0030] 本发明的实施方式涉及致动器的构型和布置,该致动器用于使飞行器的机翼上的可移动表面或者在飞行器上的不同位置处设置有对称的可移动表面(例如镜像)的飞行器其他部分上的可移动表面移动。机翼上的可移动表面需要致动器将该表面移动到期望的位置中。

[0031] 图1示出了适于与本发明的实施方式一起使用的类型的飞行器100。该飞行器具有位于飞行器的右舷侧上的第一机翼102s(当沿前进方向从上方观察飞行器时的右侧机翼)和位于飞行器的左舷侧上的第二机翼102p(当沿前进方向从上方观察飞行器时的左侧机翼)。第一机翼102s与第二机翼102p关于包含飞行器的纵向轴线的竖向平面119大体对称。每个机翼具有各种可移动空气动力学表面。第一机翼102s具有位于机翼的后缘上的一个或更多个襟翼104、一个或更多个扰流板106和一个或更多个副翼108,以及位于机翼的前缘上的一个或更多个缝翼110和下垂前缘装置112。第二机翼102p具有可移动空气动力学表面的对称布置。飞行器的尾部组件也具有呈左舷水平稳定器114p和右舷水平稳定器114s的

形式的两个对称的翼状结构。右舷侧稳定器114s具有至少一个升降舵116。左舷侧稳定器114p也具有升降舵的对应的对称布置。

[0032] 图1的飞行器的可移动空气动力学表面中的任何可移动空气动力学表面可以与用于在飞行器的运行期间使表面以受控制的方式移动的致动器相关联。图2中示出了现有技术的这样的致动器的示意性表示。

[0033] 图2示出了适于致动飞行器机翼的襟翼的现有技术的致动器20。致动器20包括具有主部分22和副部分24的壳体,在主部分22中容置有各种液压部件,在副部分24中容置有各种电气部件。本示例中的致动器呈包括臂26的线性致动器的形式,该臂26布置成在使用中经由未示出的连杆装置使飞行器的机翼的襟翼移动。图2以虚线示出了可以用于将致动器安装在飞行器中的固定件38的可能位置。

[0034] 图3示出了在飞行器的右舷机翼2s(在图3中仅示出了该机翼的一部分)中处于原位的图2的现有技术的致动器20的示例。机翼2s包括若干肋3、翼梁5并且机翼的后缘包括可移动的襟翼4,襟翼4通过致动器20的臂26的致动而移动。致动器20经由固定凸耳38相对于翼梁5安装在机翼中。壳体还具有用于连接至电缆30的第一系统端口28以及用于经由软管34连接至液压供给部的第二系统端口32。

[0035] 图3a示出了在飞行器的右舷机翼2s(在图3a中仅示出了该机翼的一部分)中处于原位的图2的现有技术的致动器20的另一示例。机翼2s包括若干肋3并且机翼的后缘包括可移动的襟翼4,襟翼4通过致动器20的臂26的致动而移动。致动器20经由固定凸耳38相对于肋3中的一个肋安装在机翼中。壳体还具有用于连接至电缆30的第一系统端口28以及用于经由软管34连接至液压供应部的第二系统端口32。

[0036] 图4示出了安装在飞行器的左舷机翼2p中的现有技术的致动器20。使用了与图3a中所示的致动器相同但呈反向构型的致动器20。然而,那样做并不总是实用的。图5示出了如果试图在左舷机翼2p中以相同的方式使用相同的致动器(与图3a的右舷机翼中所使用的致动器相同)可能出现的问题。如果致动器的臂26安装成在相同的位置处作用在襟翼4上,则左舷机翼中的致动器的中心需要比右舷机翼中的致动器的中心更靠外侧。如果左舷机翼的肋的位置和构型与右舷机翼的肋的位置和构型相对应,则致动器的不同位置将需要不同的安装布置。还将看到的是,液压供给部34稍微向内侧偏移,并且电源30稍微向外侧偏移,从而对于每个机翼中的那些供给部需要不同的路径。对这样的问题的解决方案是需要左手版本的致动器和右手版本的致动器,其中,这样的解决方案涉及随之而来的额外成本。

[0037] 图6和图7示出了用于致动飞行器机翼的扰流板106的本发明的第一实施方式的致动器120(图中示意性地示出了机翼和扰流板并且未示出相邻的襟翼等)。致动器120包括壳体121(在图6中以虚线示出)。壳体121关于包含图6中所示的中心线123的平面大致对称。致动器120具有主部分122和副部分124,在主部分122中容置有各种液压部件,在副部分124中容置有各种电气部件。该示例中的致动器呈包括臂126的线性致动器的形式,臂126布置成在使用中使机翼的扰流板106移动。臂126居中地安装在致动器的本体上且安装在中心线123的区域中。壳体121包括一体安装的支架138,支架138关于中心线123安装在致动器的两侧。液压端口128和电端口132安装在中心线123的区域内,在本示例中安装至中心线的两侧。对致动器的控制可以由单独的控制电缆(未示出)提供或者可能地由无线控制信号提供。

[0038] 图7示出了在飞行器的右舷机翼102s(在图7中仅示出了该机翼的一部分)中处于原位的第一实施方式的致动器120。机翼102s包括若干肋,图7中示出了所述若干肋中的两个肋(肋103)。机翼的后缘包括可移动的扰流板106,该扰流板106经由连杆装置(未示出)被移动,该连杆装置通过致动器120的臂126的致动而被驱动。致动器120经由其安装支架138安装在图7中所示的两个肋103的中间。致动器可以安装至机翼中的其他承载结构。这样的承载结构可以包括飞行器的主结构和/或副结构。主结构可以被认为是承载飞行载荷、地面载荷或增压载荷的关键结构,该关键结构对于飞行器的安全运行而言是足够关键的,使得该结构的失效将导致飞行器的失效或者以其他方式使飞行器的结构完整性降低至不安全的水平。副结构可以被视为不如主结构关键但仍然具有承载或承担在飞行器的运行期间产生的载荷的目的。

[0039] 系统端口128连接至电缆130,并且系统端口132经由软管134连接至液压供给部。图8示出了安装在飞行器的左舷机翼102p中的相同的致动器120。相同的致动器120以相同的构型(且以相同的方式)被使用。由于致动器臂126的中央位置以及致动器在右舷机翼102s中的两个肋103之间的中央位置,因此可以在左舷机翼102p中安装同样的致动器。此外,由于液压端口128/电端口132的中央位置,因此右舷机翼中的连接导管130、134的长度可以与在左舷机翼中的连接导管的长度大致相同。因此,在每个机翼中线缆/软管的布线可以是大致相同的。通过将致动器和局部机翼结构设计成在局部高度上对称,可以具有适于在左舷机翼和右舷机翼两者中使用的一个致动器设计。因此,可以减少制造时间和成本。也可以减少需要提供的备用零件的数量,并且使用于零件的维护活动和存储空间更高效。

[0040] 将看到的是,存在包围致动器的3-D体积,并且在机翼中没有自身具有映射对称性的其他结构(即保留区)。在本实施方式中,致动器自身具有虽然不是完全对称、但大体上具有映射对称性的整体形状。致动器的质量约为10kg并且可以由致动器产生的最大的力约为10kN。

[0041] 为了总结第一实施方式,飞行器的右舷机翼包括各种可移动空气动力学表面,比如襟翼、缝翼、副翼、扰流板等。致动器设置成用于使每个这样的表面移动。右舷机翼的致动器的位置和安装与左舷机翼的致动器的位置和安装关于飞行器的中心线对称。致动器的活塞、臂或其他机械输出部的位置位于致动器的中央部分处。用于动力的输入端口也位于中央部分处。因此,用于右舷机翼的致动器可以与用于左舷机翼的致动器大致相同。将理解的是,致动器的位置和安装的对称性、机械输出部的对称性以及至/从致动器的系统端口/连接部的对称性不需要是完全的,而是足够地接近于对称,使得用于右舷机翼的致动器可以与用于左舷机翼的致动器大致相同,而不需要在一侧上相比于另一侧进行(功能、操作模式或安装方式方面的)任何明显折衷。

[0042] 图9示出了根据本发明的第二实施方式的致动器220,第二实施方式相比于第一实施方式涉及较大的飞行器。对于类似的部件使用类似的附图标记(但是以“2”开头而不是以“1”开头)。现在将仅描述致动器220的与致动器120不同的那些方面。安装支架238比第一实施方式的对应的支架138的体积更大。用于液压连接的端口228和用于电连接的端口232彼此叠置地定位成与中央平面223成一条线,如图10中更清楚地示出的那样,图10是沿由图9的箭头示出的方向观察的致动器的面对观察者的一端。存在单独设置的系统端口229,以用于提供控制信号。该系统端口229也相对于致动器本体居中地布置。体积较大的致动器可以

具有多于一个这样的控制端口229。图11示出了右舷机翼202s中的致动器220的布置,而图12示出了位于左舷机翼202p中的相同的致动器220。由于端口228、232的居中布置,因而线缆230/软管234的布线可以关于飞行器的中心线对称。致动器220具有约70kg的质量。可以由致动器产生的最大的力约为70kN。

[0043] 图13示出了设计并制造用于飞行器的左舷机翼和右舷机翼的方法450。每个机翼包括一个或更多个可移动表面和用于使可移动表面移动的一个或更多个致动器。该方法包括设计第一机翼的步骤451,该步骤包括:设计机翼中的承载结构(例如主结构和副结构两者)的形状和构成,以及设计可移动表面的形状、构型和运动学。以下方面中的所有方面均结合到该设计过程中:

[0044] (a) 设定(方框452)用于使可移动表面中的至少一个可移动表面移动的致动器的位置,

[0045] (b) 确定(方框453)致动器相对于机翼中的承载结构的安装构型和位置,

[0046] (c) 确定(方框454)致动器至可移动表面中的至少一个可移动表面的连接,以及

[0047] (d) 设计(方框455)致动器。设计过程451以下述方式执行:使得左舷机翼在涉及以上每个方面的范围内都可以是右舷机翼的镜像。然后,将第二机翼大致设计456为第一机翼的镜像,但是使用相同的致动器设计。因此,设计过程451也以下述方式执行:使得与右舷机翼中所使用的致动器设计相同的致动器设计可以用于左舷机翼中的致动器。在每种情况下,致动器和周围结构设计成使得存在用于致动器的特征的对称的保留区。用于左舷侧致动器的保留区与用于右舷侧致动器的保留区关于飞行器的中心线对称,并且每个保留区本身具有映射对称性。具有以这种方式对称的保留区并相应地设计致动器的形状允许保留区的体积比可能的其他情况的体积小。然而,致动器自身不需要完全对称。

[0048] 尽管已经参照具体实施方式描述并说明了本发明,但本领域的普通技术人员将理解的是,本发明适用于本文中未具体说明的许多不同的变型。现在将仅通过示例的方式来描述某些可能的变型。

[0049] 致动器自身可以具有完全的映射对称性。

[0050] 致动器可以安装成使飞行器的其他部件移动。例如,致动器可以安装在水平尾翼或起落架中或者水平尾翼或起落架上。被致动器移动的部件或表面可以是副翼、襟翼、缝翼、下垂前缘装置、翼梢装置、升降舵或飞行器的其他移动表面或部件,而不一定呈空气动力学表面的形式。

[0051] 用于将致动器安装至承载结构的安装支架等不需要是致动器的一体化部件。例如,可以存在致动器的允许通过使用辅助固定件来将开孔固定至承载结构的类似特征的一个或更多个特征,比如凸耳、孔眼、安装凸台等。

[0052] 致动器在附图中的至少一些图中被示出为经由安装装置安装至一个或更多个肋。致动器可以安装至其他承载结构,比如说例如翼梁。

[0053] 致动器可以不具有任何液压动力源并且/或者不需要使用液压流体来操作。致动器可以是圆柱形的致动器和/或旋转致动器。

[0054] 将理解的是,在本文中,术语“中心线”是关于具有映射对称性的事物而使用的。在这样的情况下,将存在包含中心线的假想平面,存在关于该假想平面——例如将飞行器分成左舷侧半部和右舷侧半部的假想平面——的映射对称性。

[0055] 还将理解的是,本发明的实施方式可以具有在带有可以通常被描述为单机翼的飞行器上的应用。在这样的情况下,飞行器将通常具有可以被视为左舷侧机翼和右舷侧机翼的左机翼部分和右机翼部分。

[0056] 除非上下文另有要求,否则术语“或”应被解释为“和/或”。

[0057] 在前面的描述中,提及了具有已知的、明显的或可预见的等同方案的整体或元件,则这样的等同方案如同被单独阐述一样并入本文中。应当参照用于确定本发明的真实范围的权利要求,权利要求应当被解释为包含任何这样的等同方案。读者还将理解的是,被描述为优选、有利、方便等的本发明的整体或特征是可选的,并且不限制独立权利要求的范围。此外,应当理解的是,尽管在本发明的一些实施方式中这样的可选整体或特征可能是有益的,但在其他实施方式中这样的可选整体或特征可能是非期望的并且可能因此不存在。

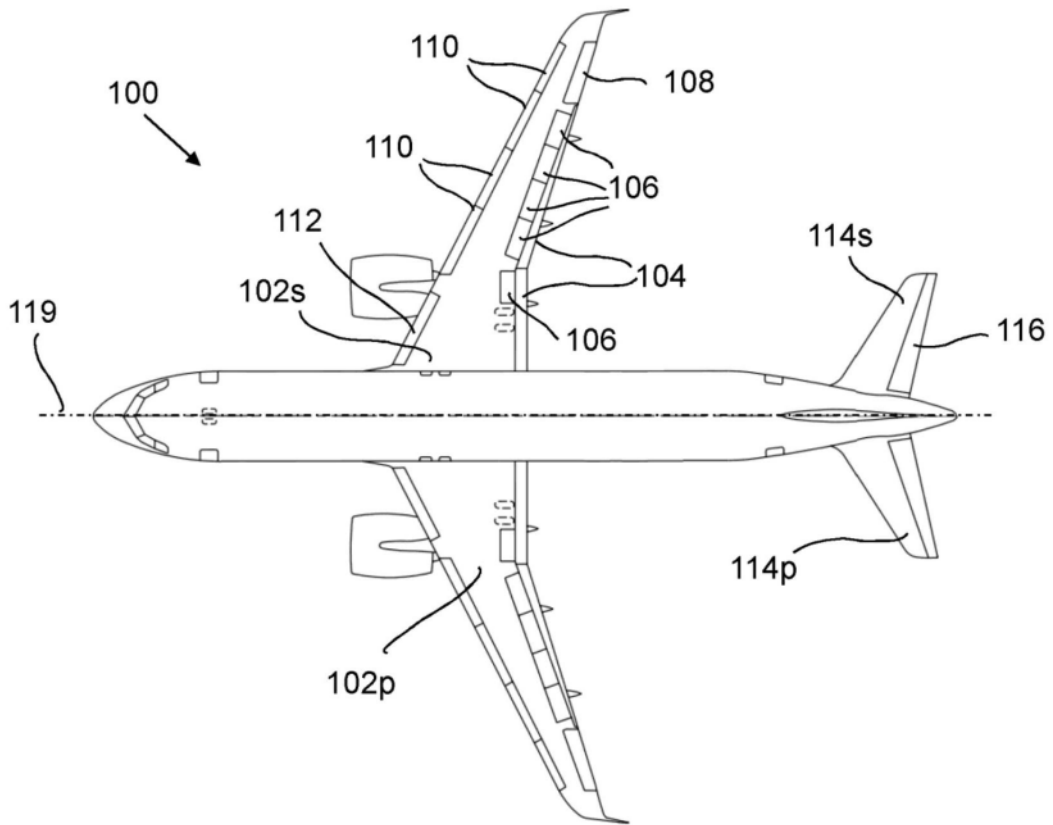


图1

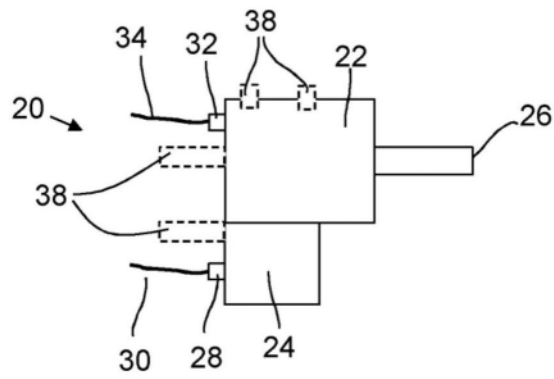


图2(现有技术)

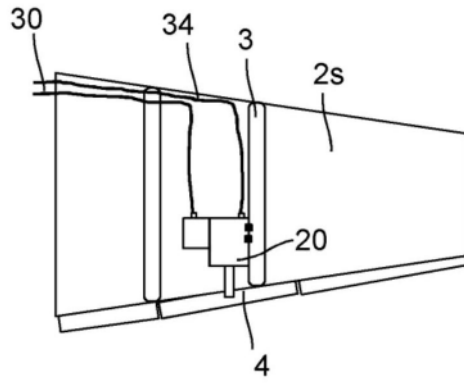


图3 (现有技术)

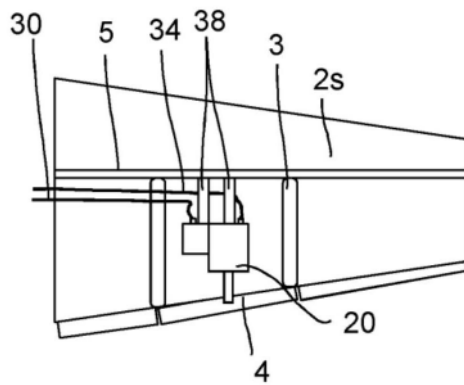


图3a (现有技术)

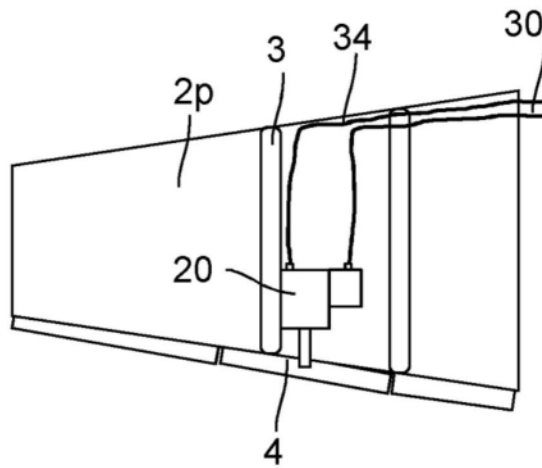


图4 (现有技术)

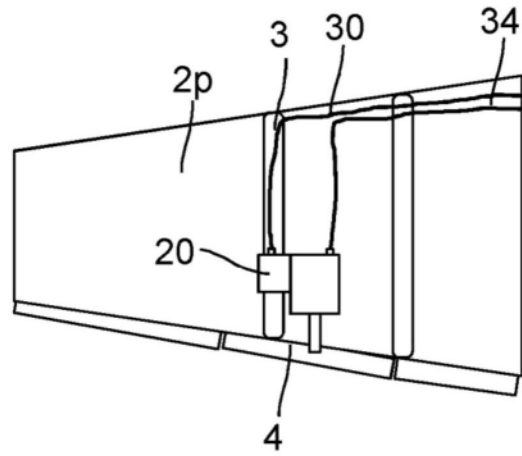


图5 (现有技术)

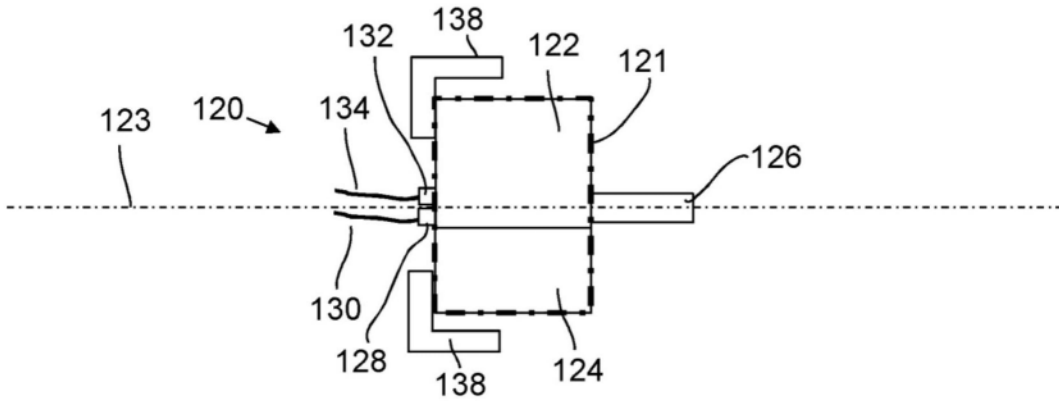


图6

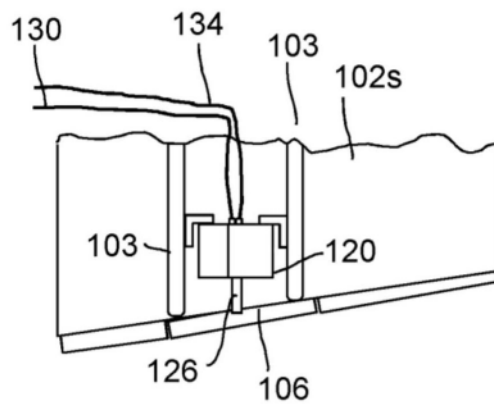


图7

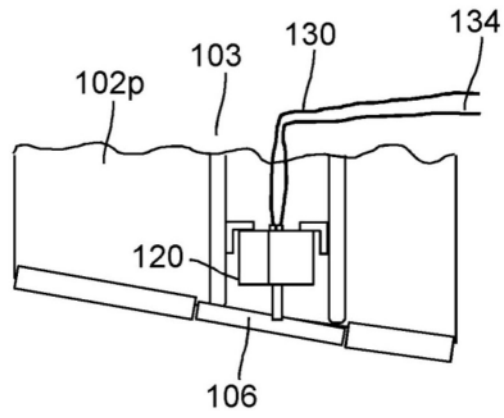


图8

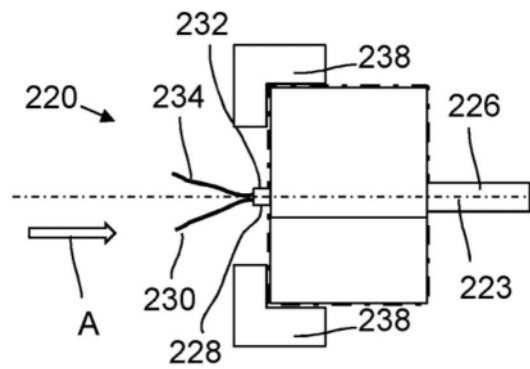


图9

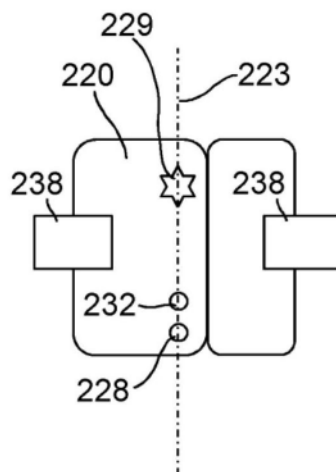


图10

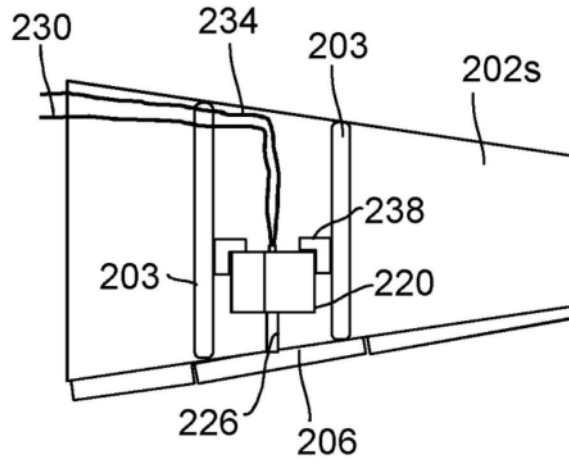


图11

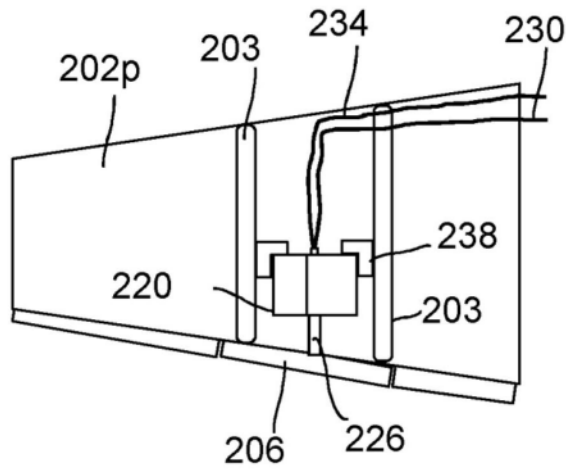


图12

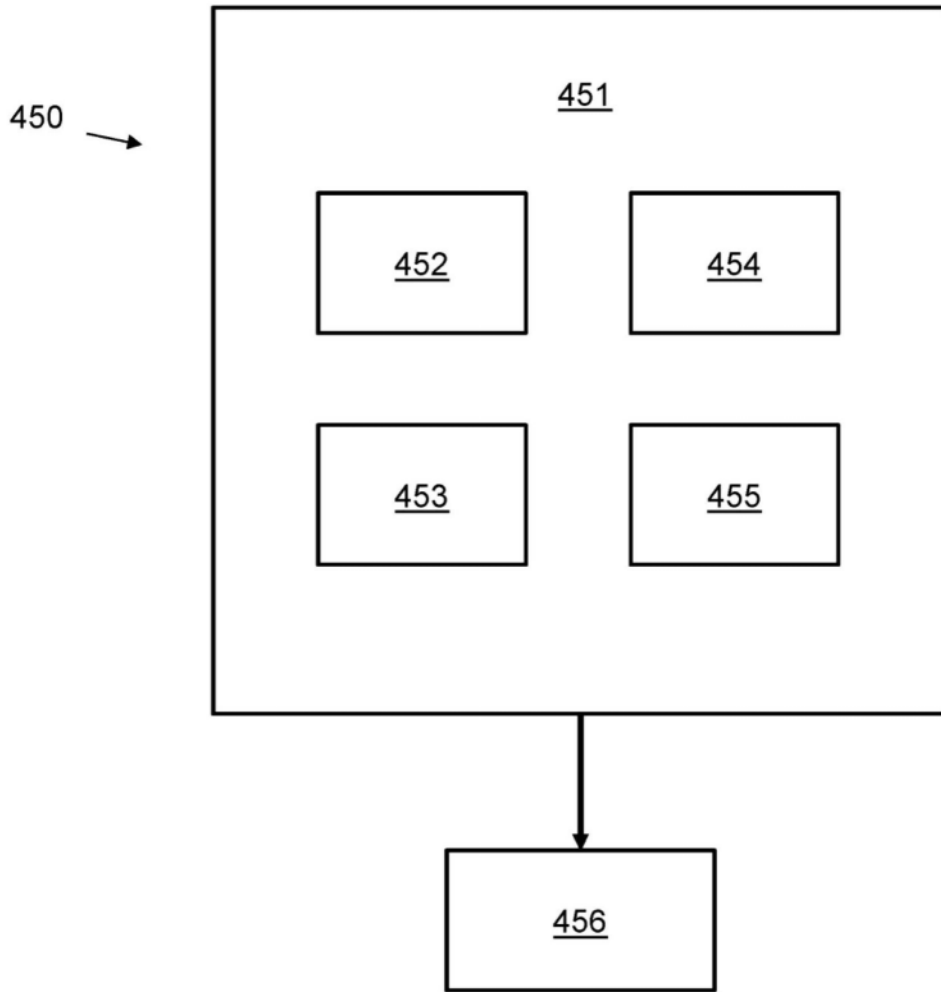


图13