



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112351937 B

(45) 授权公告日 2024. 10. 22

(21) 申请号 201980039105.9

(22) 申请日 2019.05.30

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112351937 A

(43) 申请公布日 2021.02.09

(30) 优先权数据
1809573.7 2018.06.11 GB

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2020.12.11

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/GB2019/051473 2019.05.30

(87) PCT国际申请的公布数据
W02019/239103 EN 2019.12.19

(73) 专利权人 穆格伍尔弗汉普顿有限公司
地址 英国西米德兰兹

(72) 发明人 格林·托马斯

(74) 专利代理机构 深圳中一联合知识产权代理
有限公司 44414
专利代理师 张威

(51) Int.Cl.
B64C 9/16 (2006.01)
B64C 9/22 (2006.01)

(56) 对比文件
CN 102869572 A, 2013.01.09
审查员 赵江波

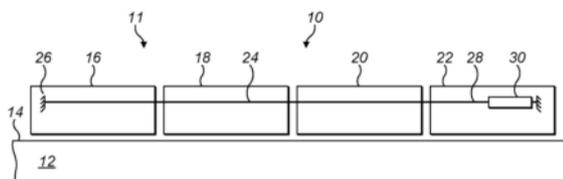
权利要求书3页 说明书14页 附图8页

(54) 发明名称

控制面元件倾斜和/或损失检测系统

(57) 摘要

一种飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,包括具有固定部件的飞机机翼结构和至少两个控制面元件,其中所述至少两个控制面元件被配置成可相对于所述固定部件进行移动。所述检测系统还包括电缆,所述电缆可操作地连接到所述至少两个控制面元件中的每一个,使得在所述两个控制面元件中的其中一个发生倾斜和/或损失时,向所述电缆施加拉力。所述检测系统具有包括第一部件和第二部件的传感器组件,其中所述第一部件和所述第二部件中的一个具有传感器,并且其中所述电缆连接到所述第二部件,使得所述控制面元件中的其中一个的倾斜和/或损失导致所述第二部件相对于所述第一部件移动。



1. 飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,包括:

飞机机翼结构,所述飞机机翼结构具有固定部件和至少两个控制面元件,其中所述至少两个控制面元件被配置成可相对于所述固定部件进行移动,

电缆,所述电缆可操作地连接到所述至少两个控制面元件中的每一个,以便在所述两个控制面元件中的其中一个发生倾斜和/或损失时,向电缆施加拉力,以及

传感器组件,所述传感器组件具有第一部件和第二部件,其中所述第一部件和所述第二部件中的其中一个具有第一传感器和第二传感器,并且其中所述电缆连接到所述第一部件和所述第二部件中的另一个,使得所述控制面元件中的其中一个的倾斜和/或损失导致所述第二部件相对于所述第一部件进行移动,

所述第一传感器和所述第二传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第一相对位置,所述第一相对位置指示对负载进行支撑的所述机翼结构,并且

所述第一传感器和所述第二传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第二相对位置,所述第二相对位置指示被支撑的机翼结构;

其中所述第一传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件何时处于相对位置的第一范围内;

其中所述第二传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件何时处于相对位置的第二范围内。

2. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述传感器被配置为检测所述第一部件和所述第二部件的第三相对位置,所述第三相对位置指示所述控制面元件的其中一个的倾斜和/或损失。

3. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述传感器被配置为检测所述第一部件和所述第二部件的第四相对位置,所述第四相对位置指示所述电缆中的拉力的损失。

4. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中当所述第一部件和所述第二部件超出所述第一范围时,第一传感器无法检测所述第一部件和所述第二部件的相对位置。

5. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中当所述第一部件和所述第二部件超出所述第二范围时,所述第二传感器无法检测所述第一部件和所述第二部件的相对位置。

6. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述第一范围与所述第二范围重叠。

7. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述第一范围不与所述第二范围重叠。

8. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中第三相对位置和第四相对位置的其中一个位于所述第一范围和所述第二范围的其中一个范围之外,并且位于所述第一范围和所述第二范围的另一个范围之内。

9. 根据权利要求8所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述第三相对位置和所述第四相对位置的另一个位于所述第一范围和所述第二范围的其中一个范围之内,并且位于所述第一范围和所述第二范围的另一个范围之外。

10. 根据权利要求8所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述第三相对位置和所述第四相对位置的另一个位于所述第一范围和所述第二范围之外。

11. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中至少一个传感器包括连续传感器。

12. 根据权利要求11所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述连续传感器是线性传感器。

13. 根据权利要求12所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述线性传感器是线性可变差动变压器。

14. 根据权利要求11所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述连续传感器是旋转传感器。

15. 根据权利要求14所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述旋转传感器包括将线性运动转换为旋转运动的装置。

16. 根据权利要求11所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述连续传感器是检测光栅的连续位置的传感器。

17. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其被配置成使得当所述传感器在所述机翼结构被支撑时检测到所述第一相对位置时,指示所述检测系统出现故障。

18. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其被配置成使得当所述传感器在所述机翼结构对负载进行支撑时检测到所述第二相对位置时,指示所述检测系统出现故障。

19. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述第一部件安装在所述控制面元件的其中一个之上。

20. 根据权利要求1所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,包括:

另一个控制面元件,其中所述另一个控制面元件被配置成可相对于所述固定部件进行移动,

另一根电缆,所述电缆被可操作地连接到所述另一个控制面元件以及所述至少两个控制面元件中的其中一个,使得在所述另一个控制面元件和/或所述至少两个控制面元件中的其中一个发生倾斜和/或损失时,向所述另一根电缆施加拉力,并且

所述传感器组件具有第三部件,其中所述另一根电缆连接到所述第三部件,使得所述另一个控制面元件和/或所述至少两个控制面元件中的其中一个的倾斜和/或损失导致所述第三部件相对于所述第一部件移动,

所述传感器被配置成检测所述第一部件和所述第三部件的第一相对位置,所述第一相对位置指示对负载进行支撑的所述机翼结构,并且

所述传感器被配置成检测所述第一部件和所述第三部件的第二相对位置,所述第二相对位置指示被支撑的机翼结构。

21. 根据权利要求20所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述传感器被配置为检测所述第一部件和所述第三部件的第三相对位置,所述第三相对位置指示另一个控制面元件和/或所述至少两个控制面元件中的其中一个的倾斜和/或损失。

22. 根据权利要求20所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述传感器被配

置为检测所述第一部件和所述第三部件的第四相对位置,所述第四相对位置指示在所述另一根电缆中的拉力的损失。

23. 根据权利要求20所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中所述传感器包括第三传感器,所述第三传感器被配置成检测所述第一部件和所述第三部件何时位于相对位置的进一步的第一范围内。

24. 根据权利要求23所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,其中当所述第一部件和所述第三部件超出所述进一步的第一范围时,所述第三传感器无法检测所述第一部件和所述第三部件的相对位置。

25. 一种操控飞机的方法,所述飞机具有在上述权利要求1-24中任一项所述的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,所述方法包括:

在机翼结构对负载进行支撑时检测第一部件和第二部件的初始相对位置,

在当所述机翼结构被支撑时,检测所述第一部件和所述第二部件的第二相对位置,以及

从而检测所述至少两个控制面元件的正确对准或所述控制面元件的其中一个的错位,或检测所述检测系统的故障。

26. 根据权利要求25所述的方法,其中检测所述检测系统的故障包括:

a) 检测电缆中的拉力的损失,或

b) 检测所述检测系统的由于面板倾斜引起的故障和电缆断裂引起的故障。

控制面元件倾斜和/或损失检测系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种控制面元件倾斜和/或损失检测系统。更具体地说,本发明涉及一种用于飞机机翼的前缘缝翼和襟翼的改进的缆绳式倾斜和/或损失检测系统。

背景技术

[0002] 飞机机翼通常包括一组可操纵的控制面元件。这些控制面元件定义了可相对于固定翼结构进行移动的控制面(也称为辅助翼面),以改变机翼的气动特性。这种控制面元件包括前缘装置(如前缘缝翼)和后缘装置(如襟翼)。

[0003] 通常,控制面元件由两个独立的致动器在跨接端进行驱动。可以想象,如果这些致动器中的任何一个发生故障,可能会发生不一致的驱动和倾斜或相关控制面的损失。重要的是,如果检测到倾斜或损失,相关系统将会关闭,并通知飞机驾驶员。

[0004] 在现有技术中,已经提出了各种用于控制面的倾斜或损失的检测方法。在专利号为US5,680,124的美国专利中描述的这样一种系统提供了一种连接到每一个控制面元件的电缆或绳索。电缆在发生倾斜或损耗时处于张力状态。在电脑上设置具有距离传感器的移动检测器,使得可以检测到由倾斜和/或损失引起的电缆的任何移动。探测器安装在最末端的襟翼或前缘缝翼上。通过使电缆从可移动的控制面元件穿过固定翼结构并连接到机身和前缘缝翼电子单元来将探测器与机身中的襟翼/前缘缝翼电子单元相连。

[0005] 设计这种系统的一个挑战是,由机翼结构偏转、飞机动力学或温度变化引起的相对较小的偏转或运动可能会使探测系统混乱。这种虚假运动不会导致表面元件的膨胀或收缩的问题,但是检测的混乱可能会导致系统不必要地对细微的错位做出响应。

[0006] 专利号为EP0726201的欧洲专利中的装置允许检测一个或多个相邻的表面元件在其膨胀或收缩期间的严重位移或错位,同时忽略较小幅度的,虚假的移动。

[0007] 所有这些现有系统的问题是,没有一个系统能够检测到被卡住的电缆,或者检测到在某些情况下的未被检测到的传感器故障。

[0008] 如果检测系统发生故障,例如电缆被卡住,或检测系统的任何其它组件被卡住,则无法再检测到倾斜或损失,这将危及系统的安全性。因此,需要定期进行检查,以确认电缆没有被卡住。这是一种手动操作,增加了维护时间、成本和管理工作量。飞机法规,特别是商用飞机的法规,也使得对具有未发现的故障的系统的认证变得更加困难。

发明内容

[0009] 根据本发明的一个方面,有一种飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,包括:

[0010] 飞机机翼结构,其具有固定部件和至少两个控制面元件,其中所述至少两个控制面元件被配置成可相对于所述固定部件进行移动,

[0011] 电缆,所述电缆被可操作地连接到所述至少两个控制面元件中的每一个,以便在所述控制面元件中的一个发生倾斜和/或损失时,向电缆施加拉力,以及

[0012] 传感器组件,所述传感器组件具有第一部件和第二部件,其中所述第一部件和所

述第二部件中的其中一个具有传感器,并且其中所述电缆连接到所述第二部件,使得所述控制面元件中的其中一个的倾斜和/或损失导致所述第二部件相对于所述第一部件移动,

[0013] 所述传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第一相对位置,所述第一部件和所述第二部件指示对负载进行支撑的所述机翼结构,并且

[0014] 所述传感器可被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第二相对位置,所述第二相对位置指示所支撑的机翼结构。

[0015] 所述传感器可被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第三相对位置,所述第三相对位置指示所述控制面元件的其中一个的倾斜和/或损失。

[0016] 所述传感器可以被配置成检测所述第一部件和所述第二部件的第四相对位置,所述第四相对位置指示电缆中的拉力的损失。

[0017] 所述传感器可以包括第一传感器,所述第一传感器被配置成检测所述第一部件和第二部件何时处于相对位置的第一范围内。

[0018] 当所述第一部件和所述第二部件在所述第一范围之外时,所述第一传感器可能无法检测所述第一部件和所述第二部件的相对位置。

[0019] 所述传感器可包括第二传感器,所述第二传感器被配置成检测所述第一部件和所述第二部件何时处于相对位置的第二范围内。

[0020] 当所述第一部件和所述第二部件在所述第二范围之外时,所述第二传感器可能无法检测所述第一部件和所述第二部件的相对位置。

[0021] 所述第一范围可能与所述第二范围重叠。

[0022] 所述第一范围可能不与所述第二范围重叠。

[0023] 所述第三相对位置和所述第四相对位置中的一个可以在所述第一范围和所述第二范围的其中一个范围之外,并且在所述第一范围和所述第二范围的另一个范围内。

[0024] 所述第三相对位置和所述第四相对位置中的另一个可以在所述第一范围和所述第二范围的其中一个范围内,以及在所述第一范围和所述第二范围的另一个范围之外。

[0025] 所述第三相对位置和所述第四相对位置中的另一个可以在所述第一范围和所述第二范围之外。

[0026] 所述至少一个传感器可以包括连续传感器。

[0027] 所述连续传感器可以是线性传感器,例如是线性可变差动变压器。

[0028] 所述连续传感器可以是旋转传感器,例如是包括将线性运动转换为旋转运动的装置的旋转传感器,比如齿条和小齿轮。

[0029] 所述连续传感器可以是检测光栅的连续位置的传感器。

[0030] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以配置成当传感器检测到机翼结构被支撑时的第一个相对位置时,指示所述检测系统的故障。

[0031] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成当所述传感器检测到所述机翼结构对负载进行支撑时的第二个相对位置时,指示所述检测系统的故障。

[0032] 所述第一部件可以安装在其中一个控制面元件上。

[0033] 根据本发明的另一个方面,提供有一种操作飞机的方法,该飞机具有在上述权利要求中任一项定义的飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,该方法包括:

[0034] 在所述机翼结构对负载进行支撑时检测第一部件和第二部件的初始相对位置,以

及

[0035] 当所述机翼结构被支撑时,检测所述第一部件和所述第二部件的第二相对位置,并且

[0036] 从而检测所述至少两个控制面元件的正确对准或其中一个所述控制面元件的错位,或检测所述系统的故障。

[0037] 检测所述系统的检测故障可能包括:

[0038] a) 检测所述电缆中的拉力的损失,或

[0039] b) 检测所述检测系统的其它故障。

[0040] 根据本发明的一个方面,提供有一种飞机控制面倾斜和/或损失检测系统,包括:

[0041] 飞机机翼结构,其具有固定部件和至少两个控制面元件,其中所述至少两个控制面元件被配置成可相对于所述固定部件移动;

[0042] 连接到所述至少两个控制面元件中的每一个的电缆,使得在所述至少两个控制面元件中的其中一个发生倾斜和/或损失时,向所述电缆施加拉力;和

[0043] 传感器组件,所述传感器组件具有外壳、活塞和弹性件,其中所述外壳具有至少一个传感器并且所述活塞具有传感器目标,其中,所述电缆连接到所述活塞,使得所述控制面元件中的一个的倾斜和/或损失导致所述传感器目标相对于所述至少一个传感器移动,从而产生指示所述传感器目标相对于所述至少一个传感器的位置的至少两个信号。

[0044] 有利地,指示传感器目标相对于至少一个传感器的位置的至少两个信号的提供允许系统检测传感器目标的不同部分或区域的位置变化,从而在电缆断裂或断开,以及电缆被卡住时检测任一控制面元件的倾斜或错位。

[0045] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可进一步包括传感器,所述传感器被配置成生成指示由飞机机轮进行支撑的飞机重量的信号。

[0046] 指示是否由飞机机轮支撑的飞机的重量的信号,并结合与相对于传感器的传感器目标的位置有关的信号的提供有助于评估电缆是否被卡住。

[0047] 所述传感器组件可被配置成生成指示所述电缆的运动的信号,以确定所述电缆是否被卡住。

[0048] 所述传感器组件可以包括第一传感器和第二传感器。所述第一传感器和所述第二传感器中的每一个都可以与所述传感器目标的不同部分或区域相关联。例如,所述第一传感器可以与所述传感器目标的第一端或第二端相关联,并且所述第二传感器例如可以与所述传感器目标的第一端和第二端中的另一个相关联。

[0049] 通过这种方式,就可以确定所述电缆是否可以自由移动,从而确定电缆是否被卡住。

[0050] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成使得当检测系统处于正常、空载、飞机着陆状态时,所述第一传感器和所述第二传感器中的至少一个可以与传感器目标重叠。

[0051] 所谓“空载”状态,是指飞机着陆,并且飞机重量由机轮进行支撑的情况,即飞机的机翼是空载的。所谓“装载”状态,是指飞机在空中,飞机重量由机翼进行支撑的状态,即飞机机翼被装载。

[0052] 飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成使得当检测系统处于正常、空

载、飞机着陆状态时,所述第一传感器和所述第二传感器中的每一个都能与传感器目标重叠。

[0053] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成使得当检测系统处于正常的,飞机着陆的空载状态时,所述第二传感器与所述传感器目标重叠,以及进一步地,当所述检测系统处于正常的,飞机在空中飞行的装载状态时,所述第二传感器与传感器目标间隔开。

[0054] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成使得当检测系统处于正常的,飞机着陆的空载状态时,所述第一传感器与所述传感器目标重叠,并且进一步地,当检测系统处于正常的,飞机在空中飞行的装载状态时,所述第一个传感器与所述传感器目标重叠。

[0055] 所述飞机控制面倾斜和/或损失检测系统可以被配置成使得当检测系统处于正常的,飞机着陆的空载状态时,所述第一传感器与所述传感器目标间隔开,并且进一步地,当检测系统处于正常的,飞机在空中飞行的装载状态时,所述第一传感器与所述传感器目标重叠。

[0056] 至少一个传感器可以包括连续传感器。

[0057] 所述连续传感器可以检测传感器目标或电枢的不同部分或区域的位置和移动。

[0058] 通过这种方式,就可以确定电缆是否可以自由移动,从而确定电缆是否被卡住。

[0059] 所述连续传感器可以是线性传感器,例如是线性可变差动变压器。

[0060] 所述连续传感器可以旋转传感器,其包括将线性运动转换为旋转运动的装置,例如齿条和小齿轮。

[0061] 所述连续传感器可以是检测光栅的连续位置的传感器,例如电磁传感器或具有光栅的光学传感器。

[0062] 附图的简要说明

[0063] 现在将参考附图描述根据本发明的倾斜和/或损失检测系统的示例,其中:

[0064] 图1是飞机前缘的典型的机翼布局的示意图;

[0065] 图2A是已知倾斜和/或损失检测系统的传感器组件在面板无倾斜的正常状态下的示意图;

[0066] 图2B是图2A的传感器组件在面板发生倾斜的状态下的示意图;

[0067] 图2C是图2A的传感器组件在发生电缆故障的状态下的示意图;

[0068] 图3A是当相关飞机在地面上且飞机机翼处于松弛的空载状态时根据本发明第一实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;

[0069] 图3B是飞机在空中时图3A的传感器组件的示意图;

[0070] 图3C是图3A的传感器组件在面板发生倾斜的状态下的示意图;

[0071] 图3D是图3A传感器组件在发生电缆故障的状态下的示意图;

[0072] 图4A是当相关飞机在地面上且飞机机翼处于松弛的空载状态时根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;

[0073] 图4B是飞机在空中时图4A中的传感器组件的示意图;

[0074] 图4C是图4A的传感器组件在面板发生倾斜的状态下的示意图;

[0075] 图4D是图4A中的传感器组件在发生电缆故障的状态下的示意图;

- [0076] 图5A是根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;
- [0077] 图5B是根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;
- [0078] 图5C是根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;
- [0079] 图6A至6F示出根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图;
- [0080] 图7A和图7B示出根据本发明的替代性实施例的倾斜和/或损失检测系统的传感器组件的示意图。

具体实施方式

[0081] 参照图1,图1示意性地示出了控制面元件倾斜和/或损失检测系统10。所示系统10安装在具有固定翼结构12的机翼11上,机翼结构12具有固定前缘14。作为多个第一前缘缝翼16、第二前缘缝翼18、第三前缘缝翼20和第四前缘缝翼22形式的控制面元件被独立地,可移动地安装到固定翼结构12上。前缘缝翼16、18、20、22的连接和驱动方法在本领域中是公知的,在这里将不再进一步描述。前缘缝翼系统的整体位置由系统运动传感器进行指示,其通常位于每个机翼的最末端位置。在正常情况下,前缘缝翼16,18,20,22中的每一个都一起移动,因此系统运动传感器系统不会检测到前缘缝翼的异常运动。

[0082] 系统10包括电缆或绳索24和已知的偏斜传感器装置(或传感器组件)30。传感器装置30的主体33连接到前缘缝翼22上。电缆24具有第一端26和第二端28。电缆24通过第二端28连接到偏斜传感器装置30,并通过前缘缝翼16,18,20,22中的每一个进行自由移动,并通过第一端26连接到第一前缘缝翼16。

[0083] 任何前缘缝翼相对于其他前缘缝翼的移动将导致电缆24中产生张力或拉力,这种张力被偏斜传感器装置30所检测到。

[0084] 已知的偏斜传感器装置30是一个弹簧加压的在气缸中设置活塞的装置,将参考图2A到2C对该装置进行更详细的描述。

[0085] 参考图2A,偏斜传感器装置30具有作为活塞32的一部分提供的传感器目标31、中空气缸(也称为外壳)34形式的主体33、弹簧36形式的弹性偏置装置和传感器38。活塞32具有第一端40和第二端42。电缆24连接到活塞32的第二端42。气缸34具有第一端44和第二端46。传感器目标31和活塞32可在气缸34内移动。弹簧36位于活塞32的第二端42和气缸34的第二端46之间。传感器38安装在气缸34的外侧。

[0086] 当传感器目标靠近距离传感器时,传感器38能够检测活塞32的传感器目标31何时处于“目标靠近”或“激活”或“打开”的位置,或者当传感器目标远离传感器时检测传感器目标31何时处于“目标远离”或“停用”或“关闭”的位置。通常,传感器38是近距离传感器,而活塞32的传感器目标31是金属目标。近距离传感器可以是一个电线圈,其内含物随金属目标的接近或远离而变化。可选地,传感器38可以是具有磁性目标的霍尔效应装置或具有机械目标的开关。可使用任何合适的传感器和传感器目标。

[0087] 电缆24穿过多个前缘缝翼,如图1所示,并由弹簧36保持张力,使得传感器目标31

靠近传感器38。

[0088] 图2A所示的偏斜传感器装置30的设置表示没有面板倾斜,即机构30处于正常状态,机翼处于放松的,空载状态,其中相关飞机在地面上或在正常飞行中处于装载状态。传感器目标31处于“目标靠近”的位置。换言之,传感器目标31在传感器38的检测范围内。

[0089] 现在参考图2B,偏斜传感器装置30的设置指示面板倾斜(即,一个或多个前缘缝翼相对于其他前缘缝翼倾斜或错位)。面板倾斜已导致电缆24被向右拉,在气缸34的第二端46处对弹簧36进行压缩。因此,传感器目标31从传感器38处移开,传感器38能够检测到传感器目标31已经移动到“目标远离”的位置。“目标远离”指示故障的发生,在这种情况下,发生了面板倾斜。

[0090] 现在参考图2C,偏斜传感器装置30的设置指示电缆24出现故障(断裂或断开)。在电缆24出现断裂48之后,弹簧36伸出,从而允许传感器目标31朝气缸34的第一端44移动。因此,传感器目标31从传感器38移开,传感器38能够检测到传感器目标31已经移动到“目标远离”的位置。“目标远离”指示故障的发生,在这种情况下,出现了电缆故障。

[0091] 在图2B和2C所示的每种情况下,传感器38检测到传感器目标31处于“目标远离”的位置。换言之,系统30不能区分倾斜的面板或电缆故障。

[0092] 图2A至2C的现有技术的系统30也不能例如通过电缆24、传感器38或检测系统的其他部件的卡住来检测检测系统是否发生了故障。此外,根据所使用的传感器38的类型,它无法检测传感器是否在“目标附近”状态下发生故障,使得当出现面板倾斜或电缆故障导致目标处于“目标远离”的位置时,传感器仍然指示“目标靠近”。

[0093] 下表1显示了各种情况,相应的实际传感器目标位置和表面上的传感器目标位置,以及检测到故障的时间。

[0094] 表1

	情况	实际的目 标位置	传感器指示的 目标位置	当检测到故障 时
	1 正常着陆(图 2a)	近	近	无
[0095]	2 正常飞行	近	近	无
	3 倾斜(图 2b)	远	远	立即
	4 缆绳断裂(图 2c)	远	远	立即
	5 当飞机着陆时缆	近	近	未指示故障

	绳被卡住				
[0096]	6	当飞机飞行时绳 绳被卡住	近	近	未指示故障
	7	传感器永久指示 目标远离	近或远	近	未指示故障
	8	传感器永久指示 目标靠近	近或远	远	立即

[0097] 关于表1中的条件1和条件2,显然不存在故障。

[0098] 对于情况3和情况4,显然故障会被立即检测到。

[0099] 对于情况5和情况6,传感器系统不可能检测到被卡住的电缆,因此必须单独进行手动检查。

[0100] 在情况7中,传感器因永久性地提供“目标靠近”信号而失效,即使目标可能是接近或远离的。应当理解,传感器系统不可能检测到该故障,因此需要单独的系统检查。

[0101] 在情况8中,传感器再次失效,但是在这种情况下,无论目标接近还是远离,传感器永久地指示“目标远离”的状态。应当理解,很明显发生了故障。

[0102] 也将认识到,不可能区分情况3、情况4和情况8。

[0103] 参考图3A至3D,示出了根据本发明第一实施例的偏斜传感器装置130。偏斜传感器装置(或传感器组件)130具有:作为活塞(或组件的第二部件)132的一部分的传感器目标131、空心气缸(或组件的外壳或第一部件)134的形式的主体133、弹簧136形式的弹性偏置装置、第一传感器138和第二传感器139。活塞132具有第一端140和第二端142。电缆24连接到活塞132的第二端142。气缸134具有第一端144和第二端146。传感器目标131和活塞132可在气缸134内移动。弹簧136位于活塞132的第二端142和气缸134的第二端146之间。第一传感器138和第二传感器139安装在气缸134的外部。

[0104] 仅在图3a中示意性地示出了相关的机翼111、前缘114、第一前缘缝翼116、第二前缘缝翼118、第三前缘缝翼120和第四前缘缝翼122。

[0105] 图3A所示的构造表示相关飞机(未示出)着陆,使得飞机的重量在机轮上(未示出),并且飞机机翼111处于松弛的空载状态。换言之,机翼结构由机轮进行支撑。

[0106] 第一传感器138和第二传感器139中的每一个都处于“目标附近”的位置或状态,指示正常,非操作(即非飞行)状态。

[0107] 当飞机(未显示)起飞时,机翼111因支撑飞机重量而弯曲,机翼111拉动电缆124,如图2B所示。传感器目标131被向右拉动,使得弹簧被压缩在传感器目标131的第二端142和气缸134的第二端146之间。在该状态下,第二传感器139处于“目标远离”位置,而第一传感器138处于“目标靠近”位置。此时飞机的重量不在机轮上(即机翼结构支撑负载)。第二传感器139的位置变化指示组件的第一部件和第二部件已从第一相对位置移动,其指示机翼由飞机进行支撑,特别是飞机机轮到第二个相对位置指示机翼正在支撑负载(即机翼正在支撑着飞机),并且指示偏斜传感器装置130的电缆(或传感器系统的任何其他部分)没有被卡住。类似地,支撑飞机重量的位置(从机轮到机翼,即不在机轮上)的变化表明偏斜传感器装

置130没有被卡住。

[0108] 参考图3C, 偏斜传感器装置130的设置指示面板发生倾斜, 并且一个或多个前缘缝翼相对于其它前缘缝翼发生倾斜或错位。面板倾斜已导致电缆24被向右拉, 对在气缸134第二段146处的弹簧136进行压缩。因此, 传感器目标131从第一传感器138和第二传感器139移开, 第一传感器138和第二传感器139中的每一个都指示传感器目标131已移动到“目标远离”状态, 因此可以确定发生了面板倾斜。注意, 在这种情况下, 传感器目标131与传感器138、传感器139中的任何一个没有重叠。

[0109] 参考图3D, 偏斜传感器装置130的设置指示电缆124已经失效(即, 断裂或断开)。在电缆124出现断裂148之后, 弹簧136膨胀, 从而导致传感器目标131向气缸134的第一端144移动。因此, 传感器目标131从第一传感器138移开, 第一传感器138能够检测到传感器目标131已经移动到“目标远离”状态。第二传感器13a能够检测到传感器目标131处于“目标靠近”状态, 因此可以确定断开的电缆。

[0110] 图3A至3D所示的构造允许区分面板倾斜和断裂的电缆。

[0111] 图3A至3D的系统130有利地消除了关于卡住机构的手动延迟故障检查的需要。

[0112] 下表2显示了各种情况, 相关的第一传感器和第二传感器的实际目标位置和所指示的目标位置, 以及检测到故障的时间。

[0113] 表2

[0114]

	情况	第一传感器 (138) 的实际的 目标位置	第一传感器 (138) 指示的目 标位置	第二传感器 (139) 的实际的 目标位置	第二传感器 (139) 指示的目 标位置	检测到故障的时间
1	正常着陆 (图 3a)	近	近	近	近	无
2	正常飞行) (图 3b)	近	近	远	远	无
3	倾斜 (图 3c)	远	远	远	远	立即
4	缆绳断裂 (图 3d)	远	远	近	近	立即
5	当飞机着陆 时缆绳被卡 住	近	近	近	近	起飞
6	当飞机飞行 时缆绳被卡 住	近	近	远	远	着陆
7	第一传感器 永久指示目	近或远	近			未指示故障

	标靠近					
[0115]	8	第一传感器 永久指示目 标远离	近或远	远		立即
	9	第二传感器 永久指示目 标靠近			近或远	近
	10	第二传感器 永久指示目 标远离			近或远	远

[0116] 关于表2中的情况1和情况2,显然没有故障。

[0117] 对于情况3和情况4,很明显故障会被立即检测到。

[0118] 对于情况5,起飞时会检测到这种情况,因为在一个功能齐全的系统中,起飞时第二传感器的目标位置应变为远,但并不因此表示被卡住的电缆。

[0119] 对于情况6,在飞行中没有检测到电缆被卡住,但在着陆时,第二传感器的实际目标位置应变为接近,但不会因此表示电缆被卡住。

[0120] 传感器系统不可能检测到情况7中所示的故障,因此需要单独进行系统检查。

[0121] 在情况8中,立即检测到故障。

[0122] 在情况9中,起飞时检测到故障。

[0123] 在条件10中,着陆时检测到故障。

[0124] 在另一个实施例中,如果气缸134较长,使得活塞131和目标132向左移动,使得当电缆断裂时,传感器139也指示“目标远离”状态,则传感器结构仍能够检测面板倾斜或电缆断裂,但无法确定发生了哪种类型的故障。

[0125] 参照图4A至4D,示出了根据本发明第二实施例的偏斜传感器装置(或传感器组件)230。

[0126] 偏斜传感器装置230具有作为活塞(或机构或组件的第二部件)232的一部分提供的传感器目标231、空心气缸(或机构或组件的外壳或第一部件)234形式的主体233、弹簧236形式的弹性偏置装置、第一传感器238和第二传感器239。活塞232具有第一端240和第二端242。电缆224连接到活塞232的第二端242。气缸234具有第一端244和第二端246。传感器目标231和活塞232可在气缸234内移动。弹簧236位于活塞232的第二端242和气缸234的第二端246之间。第一传感器238和第二传感器239安装在气缸234的外部。

[0127] 仅在图4a中示意性地示出了相关的机翼211、前缘214、第一前缘缝翼216、第二前缘缝翼218、第三前缘缝翼220和第四前缘缝翼222。

[0128] 图4A中所示的构造表示相关飞机(未示出)着陆,使得飞机的重量在机轮上(未示出),并且飞机机翼211处于放松的空载状态。换言之,机翼结构是被支撑的。

[0129] 在本实施例中,第一传感器238处于“目标远离”位置或状态,且第二传感器239处

于“目标靠近”位置或状态,其指示正常,非操作(即非飞行)的状态。当飞机(未显示)起飞时,机翼211因支撑飞机重量而弯曲,机翼211拉动电缆224,如图4B所示。传感器目标232被向右拉动,如此使得弹簧被压缩在传感器目标232的第二端242和气缸234的第二端246之间。在该状态下,第二传感器239改变到“目标远离”位置,第一传感器238改变到“目标靠近”位置。此时飞机的重量不在机轮上(即机翼结构支撑负载)。第一传感器238和第二传感器239中的每一个的位置变化指示组件的第一部件和第二部件已从第一相对位置移动,其指示机翼被支撑到第二相对位置,该第二相对位置指示机翼正在支撑负载并且偏斜传感器装置230的电缆没有被卡住。类似地,支撑飞机重量的位置(从机轮到机翼,即不在机轮上)的变化表明偏斜传感器装置230没有被卡住。

[0130] 参考图4C,偏斜传感器装置230的设置指示已经发生面板倾斜,并且一个或多个前缘缝翼相对于其它前缘缝翼倾斜或错位。面板倾斜已导致电缆24被向右拉,压缩在气缸234第二端246处的弹簧236。因此,传感器目标232进一步远离第一传感器238和第二传感器239,使得第一传感器238和第二传感器239中的每一个都能够检测到传感器目标231已经移动到“目标远离”状态,因此可以确定面板倾斜。注意,在这种情况下,在传感器目标232和传感器238、传感器239中的任何一个之间没有重叠。

[0131] 参考图4D,偏斜传感器装置230的设置指示电缆224发生故障(即断裂或断开)。在电缆224中出现断裂248之后,弹簧236膨胀,从而使传感器目标232向气缸234的第一端244移动。因此,传感器目标231从第一传感器238移开,第一传感器238能够检测到传感器目标232已经移动到“目标远离”状态。第二传感器239能够检测到传感器目标231处于“目标靠近”状态。因此,在飞行过程中,可以确定电缆发生故障。

[0132] 图4A至4D所示的设置允许区分由面板倾斜引起的故障和由电缆断裂引起的故障。

[0133] 因此,图4A至4D的系统230也有利地消除了涉及被卡住的结构的手动延迟故障检查的需要。

[0134] 此外,由于在该系统中,第一传感器238和第二传感器239在正常操作期间都会改变状态(即在飞机着陆和飞行之间都会改变状态),因此机械故障(传感器的卡滞和电气故障)都不会潜伏在超过一次飞行的间隔内。

[0135] 下表3示出了各种情况,以及第一传感器目标位置和第二传感器目标位置,指示的目标位置和检测到故障的时间。

[0136] 表3

[0137]

	情况	第一传感器 (238) 的实际的目标位置	第一传感器 (238) 指示的目标位置	第二传感器 (239) 的实际的目标位置	第二传感器 (239) 指示的目标位置	检测到故障的时间
1	正常着陆 (图 3a)	远	远	近	近	无
2	正常飞行)	近	近	远	远	无

[0138]

	(图 3b)					
3	倾斜 (图 3c)	远	远	远	远	立即
4	缆绳断裂 (图 3d)	远	远	近	近	飞行中: 立即, 着陆时未指示故障
5	当飞机着陆时缆绳被卡住	近	近	近	近	起飞
6	当飞机飞行时缆绳被卡住	近	近	远	远	着陆
7	第一传感器永久指示目标靠近	近或远	近			着陆
8	第一传感器永久指示目标远离	近或远	远			起飞
9	第二传感器永久指示目标靠近			近或远	近	起飞
10	第二传感器永久指示目标远离			近或远	远	着陆

[0139] 从表3可以看出,所有故障都是可以检测到的。情况3,在飞行和着陆都可以检测到

倾斜。情况4,在飞行过程中可以立即检测到缆绳断裂,但如果飞机着陆时缆绳断裂,则不会指示该故障。在起飞或着陆时都可以检测到情况5-10所示的故障。

[0140] 在进一步的实施例中,如果气缸234较长使得活塞231和目标物232向左移动使得当缆绳断裂时传感器239仍指示“目标远离”状态,传感器装置仍能检测面板倾斜或缆绳故障,但无法确定发生了什么类型的故障。

[0141] 图3A至3D和图4A至4D中的偏斜传感器装置130,230是特别有利的,这是因为组件可以被制造地相对简单、稳固并且能够耐受飞机表面的恶劣环境。

[0142] 参考图5A,提供偏斜传感器装置(或传感器组件)330的替代性实施例。偏斜传感器装置330具有电枢332形式的传感器目标(或第二部件)、空心气缸(或外壳或第一部件)334、弹簧336形式的弹性偏置装置以及线性可变差动变压器338形式的连续线性传感器。也可以使用其它连续线性传感器。电枢332具有第一端340和第二端342。电缆324连接到电枢332的第二端342。气缸334具有第一端344和第二端346。电枢332可在气缸334内移动。弹簧336位于电枢332的第二端342和气缸334的第二端346之间。传感器338安装在气缸334的外侧。

[0143] 参见图5B,还有偏斜传感器装置(或传感器组件)430的进一步的实施例。偏斜传感器装置430具有支架432形式的传感器目标(或第二部件)、空心气缸(或壳体或第一部件)434、弹簧436、小齿轮437和连续的旋转传感器438形式的弹性偏置装置。可以使用其它方法将线性传感器运动转换为旋转传感器运动。支架432具有第一端440和第二端442。电缆424连接到支架432的第二端442。气缸434具有第一端444和第二端446。支架432可在气缸434内移动。弹簧436位于支架432的第二端442和气缸434的第二端446之间。旋转传感器438安装在气缸434的外侧。

[0144] 参考图5C,还有偏斜传感器装置(或传感组件)530的进一步实施例。偏斜传感器装置530具有光栅式目标532形式的传感器目标(或第二部件)、空心气缸(或外壳或第一部件)534、弹簧536形式的弹性偏置装置和检测器538。目标532具有第一端540和第二端542。电缆524连接到目标532的第二端542。气缸534具有第一端544和第二端546。目标532可在圆柱体534内移动。弹簧536位于目标532的第二端542和气缸534的第二端546之间。探测器538安装在气缸534的外侧。在本实施例中,传感器可以是光学传感器或电磁传感器。可以使用其他连续光栅式传感器。

[0145] 传感器组件330,430和530中的每一个以类似于图3a至4d所示的方式连接到机翼。参考图6A至6F,图6A至6F示出了偏斜传感器装置630的进一步的实施例,在该实施例中,实现与偏斜传感器装置130相同或基本相同功能的部件被标记为大于500。

[0146] 在该示例中,壳体633连接到第二前缘缝翼618。电缆624一端连接到第一传感器目标631,其另一端连接到第一前缘缝翼616。止动块650防止第一传感器目标631比图6A中所示方向更向左地移动。

[0147] 传感器组件630还包括第二传感器目标631'和第三传感器638'。第二电缆624'一端连接至第二传感器目标631',其另一端连接至第四前缘缝翼622。止动块650防止第二传感器目标631'比图6A所示方向更向右地移动。

[0148] 图6A示出了当相关飞机着陆时部件的相对位置。三个传感器都显示目标靠近。

[0149] 图6B示出了组件与飞行中的相关飞机的相对位置。在这种情况下,第一传感器638和第二传感器638'均指示目标靠近,而第二传感器639指示目标远离。图6B显示了正常的飞

行状态。

[0150] 图6C示出了第一前缘缝翼616发生倾斜的情况。在这些情况下,第一传感器638指示目标远离。

[0151] 图6D示出了第四前缘缝翼622或第三前缘缝翼620发生倾斜时部件的位置。在这种情况下,第三个传感器638'指示目标远离。

[0152] 如图6E所示,所有三个传感器都指示目标远离,其显示第二前缘缝翼618的倾斜或第一前缘缝翼616,以及第三前缘缝翼和第四前缘缝翼中的其中一个或全部的倾斜。

[0153] 图6F示出了电缆624在飞行过程中的故障。因此,所有的传感器都指示目标靠近。

[0154] 在正常运行期间,较长的机翼更容易弯曲,在正常运行期间拉动电缆导致的机翼弯曲与在真实的倾斜事件中的拉力值之间的差异可能会重叠。在图6A至6F所示的实施例中,通过添加更多的偏斜传感器来克服该问题。在这种情况下,有两个目标和三个传感器。传感器639作为与第一传感器目标631和第二传感器目标631'相关的近距离传感器。

[0155] 图7A和图7B示出了偏斜传感器装置(或传感器组件)730的各自的侧视图和平面图,其中实现与偏斜传感器装置630相同或基本相同功能的部件被标记为大于100。偏斜传感器装置730不等同于挡块650,但是,如图7B所示,允许目标彼此重叠,从而确保电缆724和724'始终处于张力下。

[0156] 传感器组件330,430,530,630,730中的每一个被配置成检测第一部件和第二部件的第一相对位置和第二相对位置,该第一相对位置指示对负载进行支撑的机翼结构,第二相对位置指示被支撑的机翼结构。传感器组件330,430和530中的每一个被配置成检测指示倾斜的第一部件和第二部件的相对位置。传感器组件330,430,530,630,730中的每一个被配置成检测第一部件和第二部件的相对位置,该相对位置指示相应电缆324,424,524,624,724的故障。

[0157] 各种变化属于本发明的范围。

[0158] 利用上述发明,可以检测任意数量表面中的其中一个表面的倾斜和/或损失。

[0159] 偏斜传感器装置可以被放置在控制面元件倾斜和/或损失检测系统内的任何表面中。如图3a和4a所示,适当的偏斜传感器装置与四个控制面元件(在这些情况下是四个前缘缝翼)相关联,尽管在进一步的实施例中,这些偏斜传感器装置可以与多于或少于四个的控制面相关联。

[0160] 尽管根据与前缘相关联的前缘缝翼对本发明进行了描述,但本发明同样适用于襟翼(后缘)以及其他控制面元件。

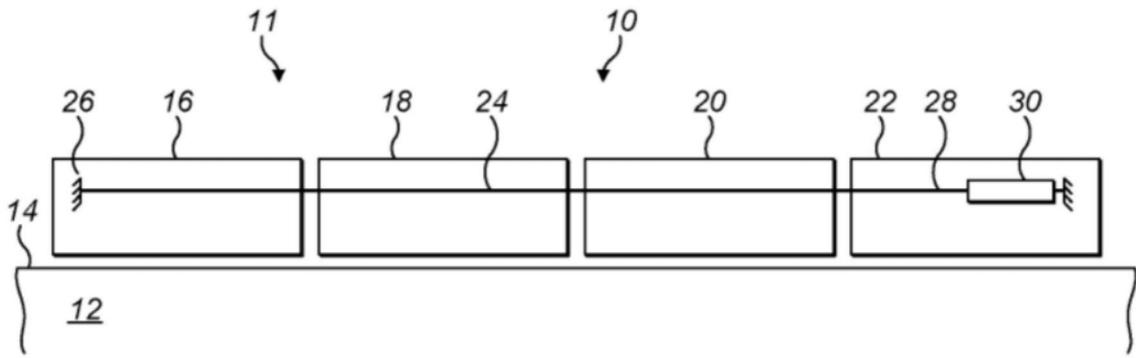


图1

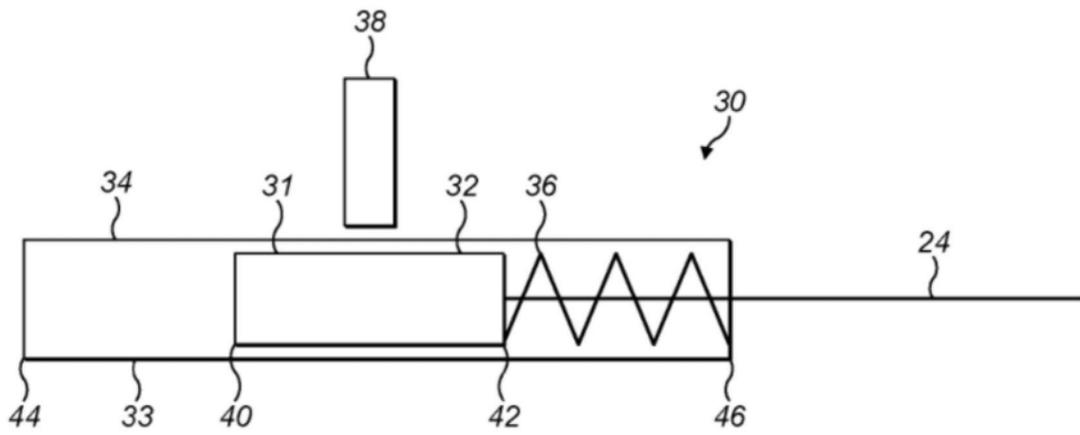


图2A

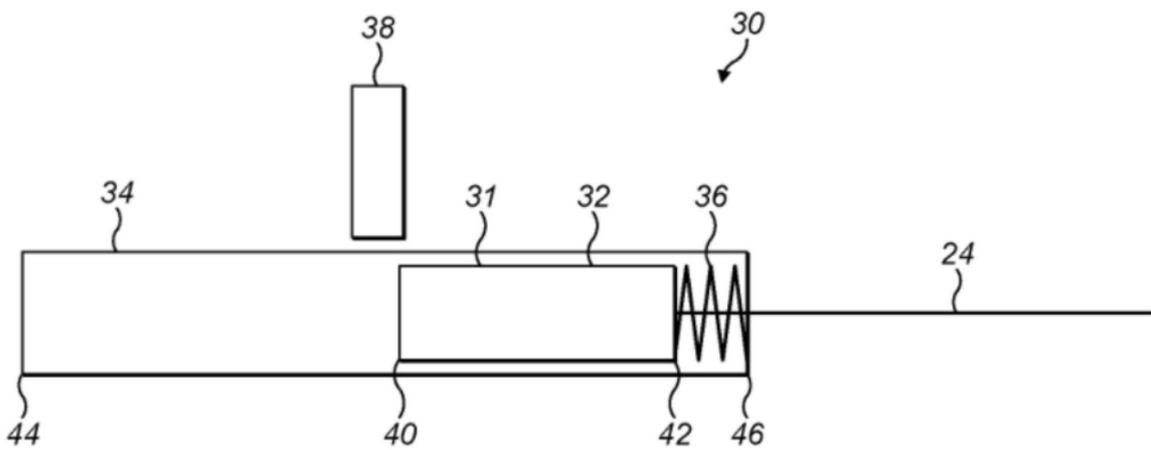


图2B

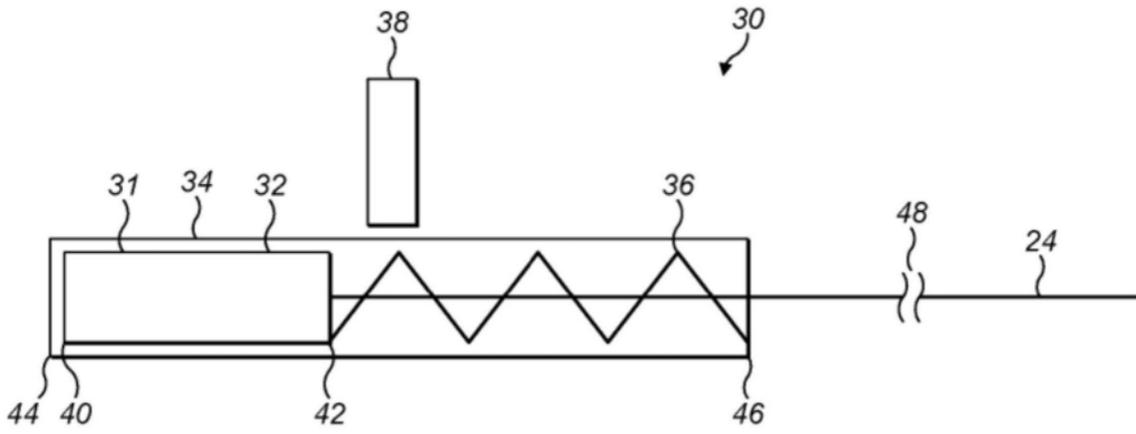


图2C

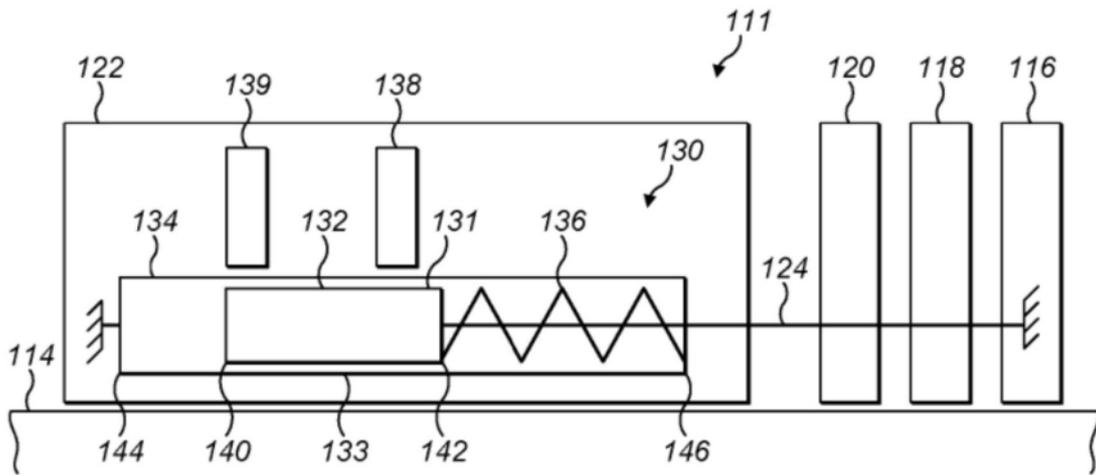


图3A

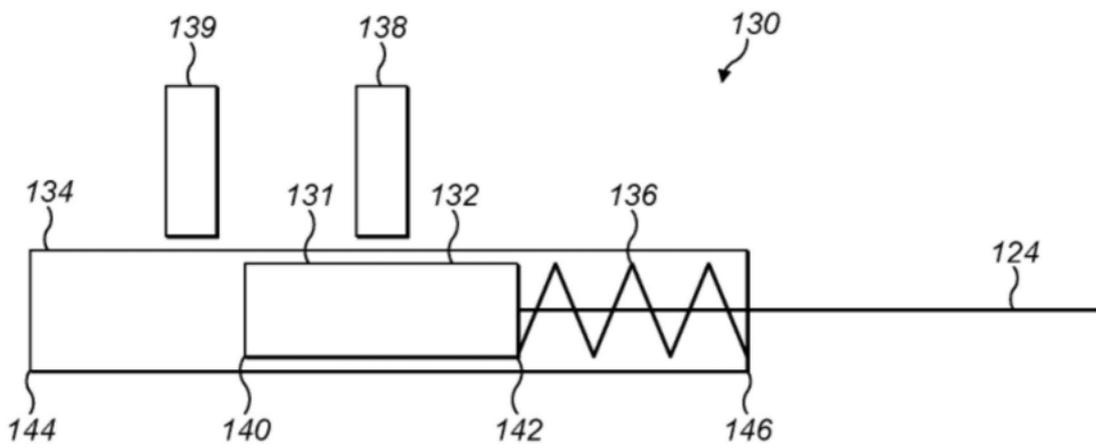


图3B

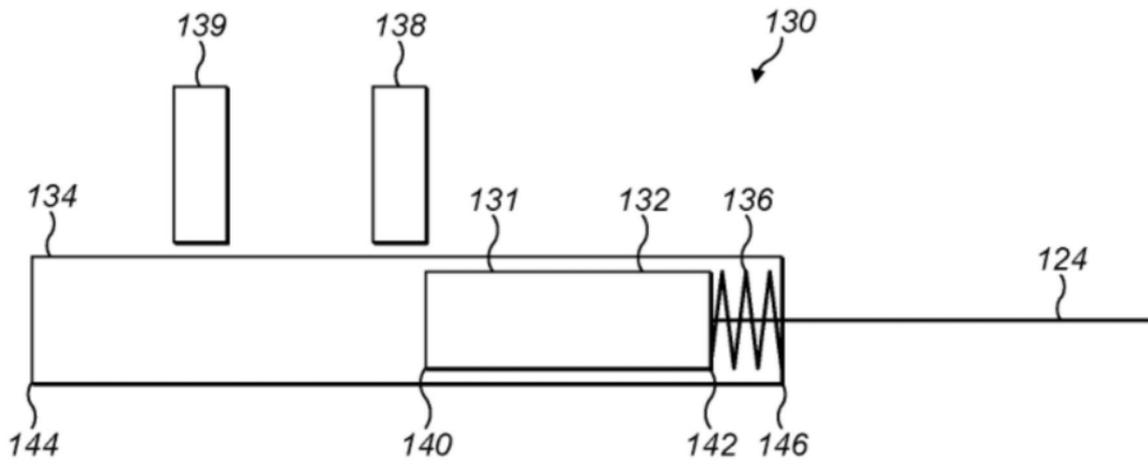


图3C

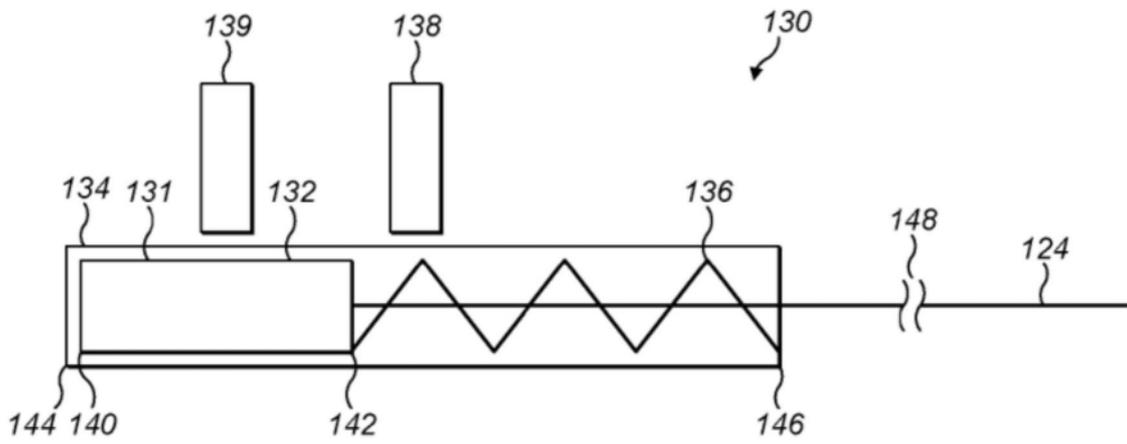


图3D

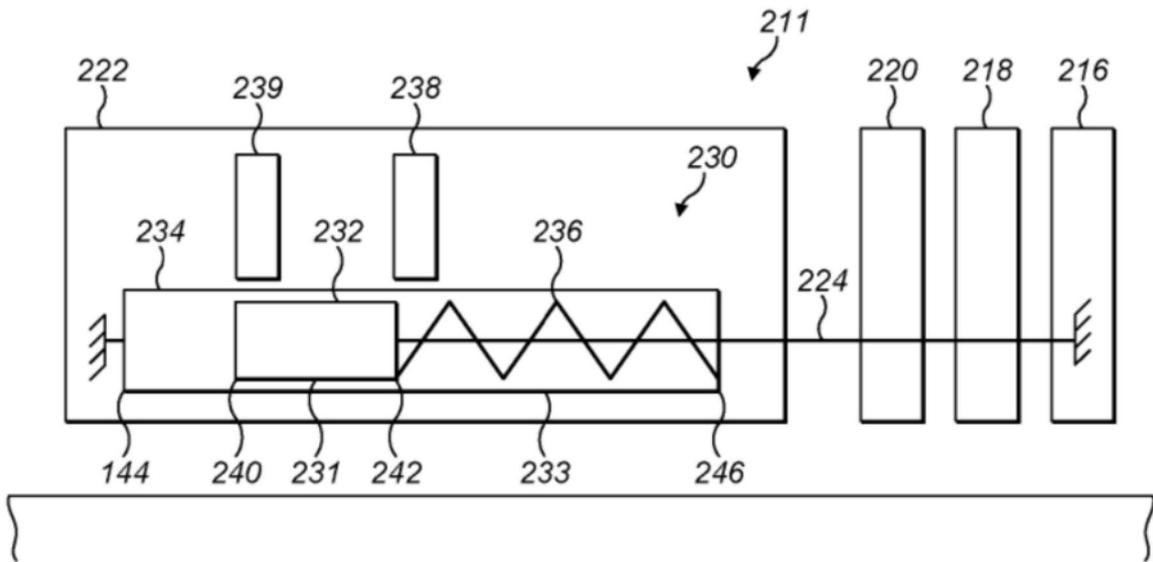


图4A

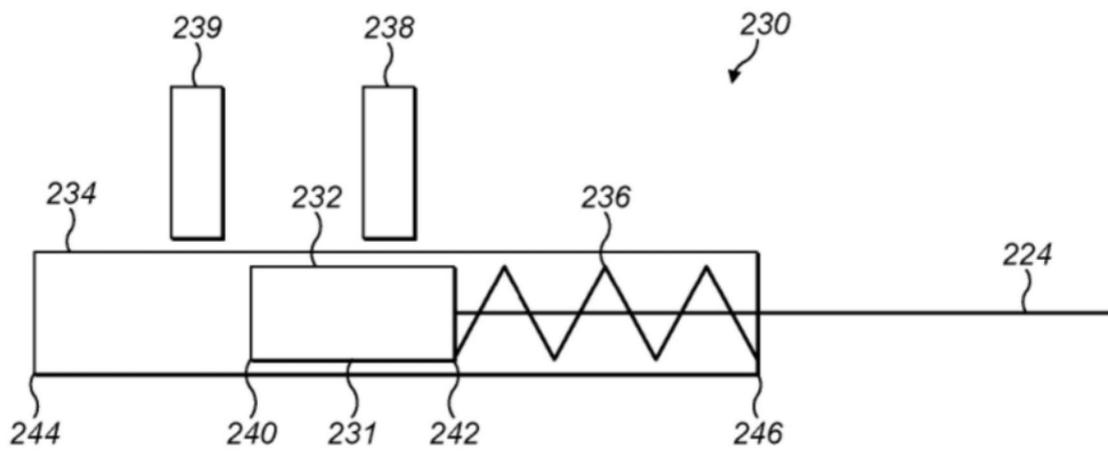


图4B

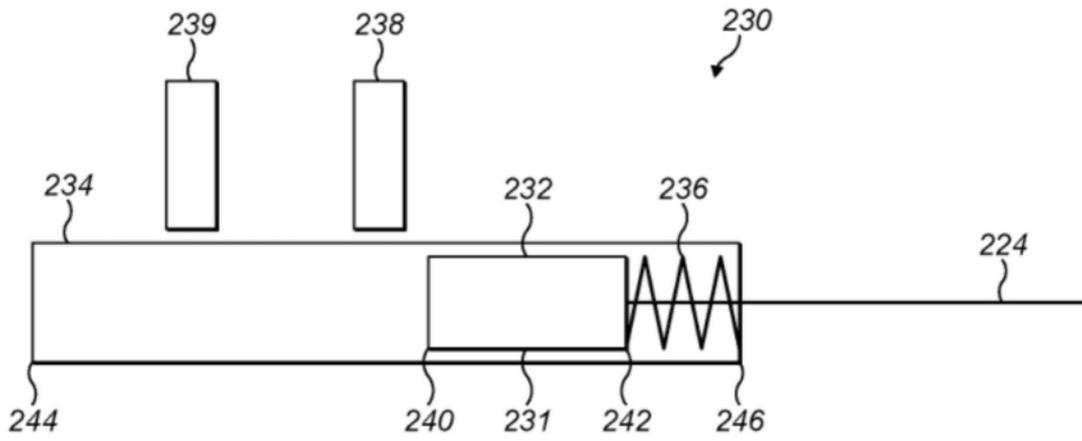


图4C

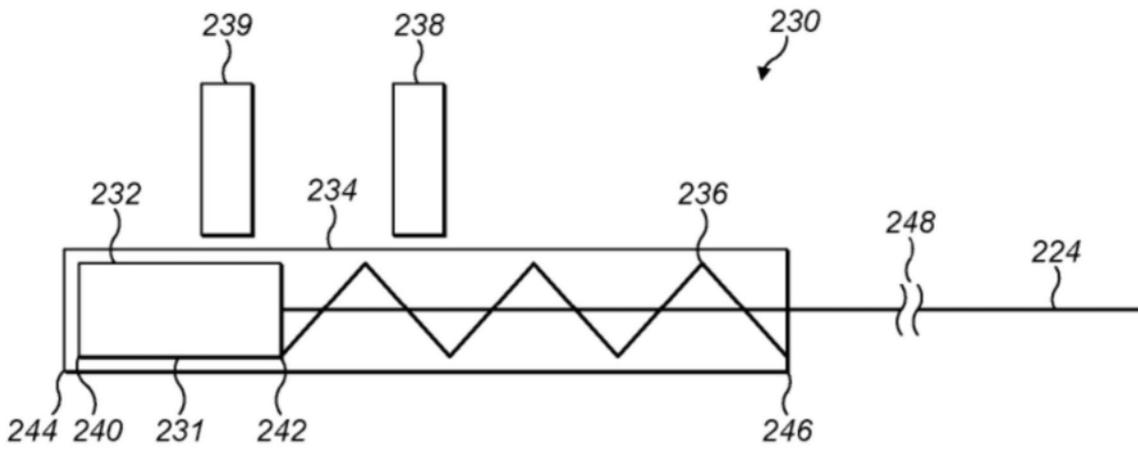


图4D

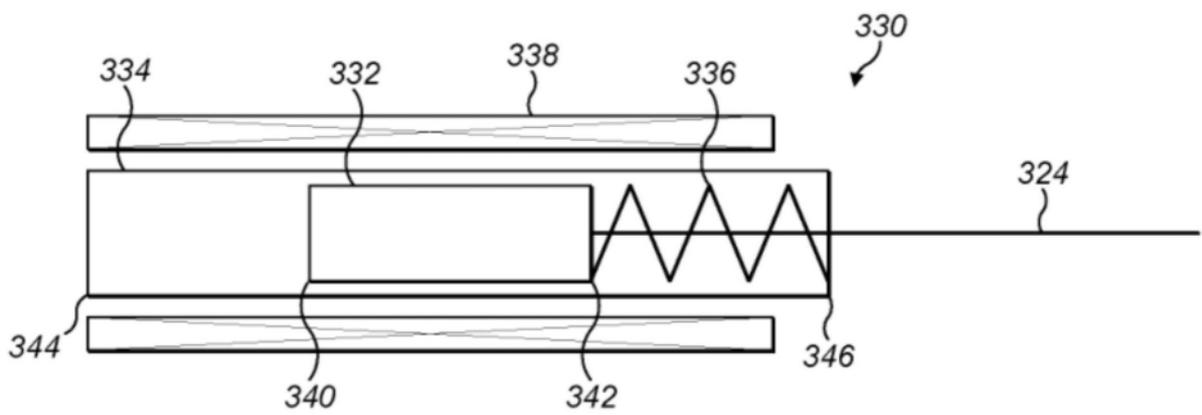


图5A

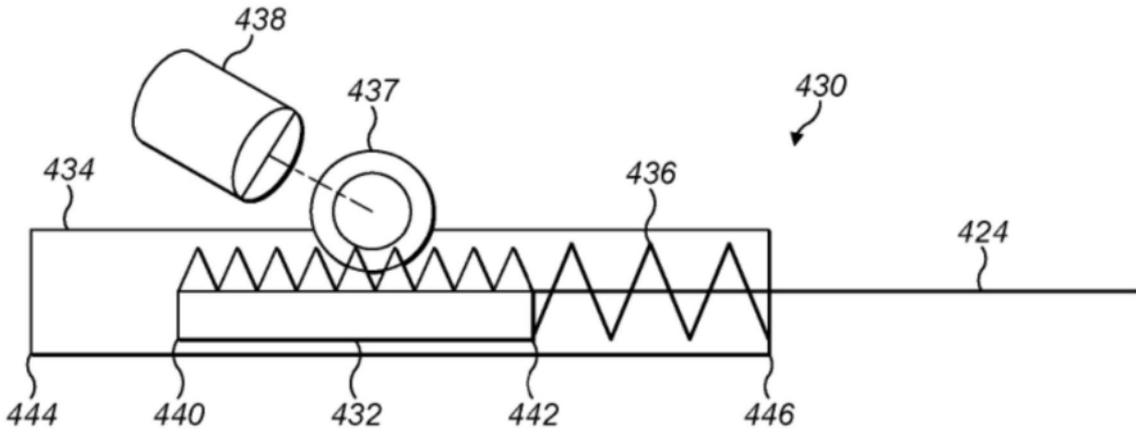


图5B

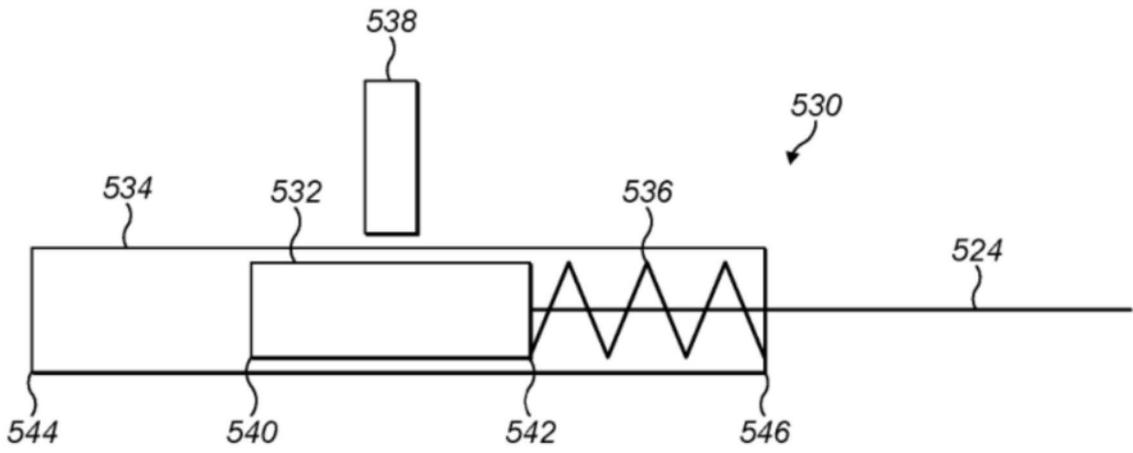


图5C

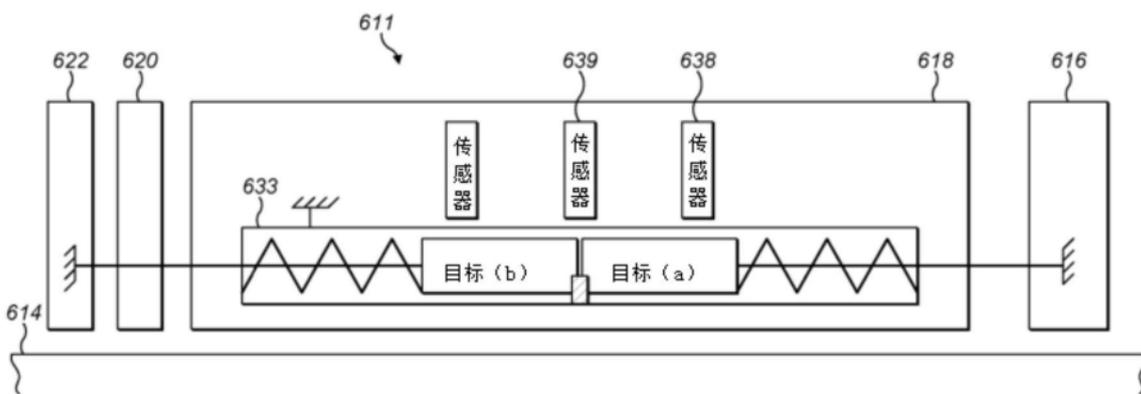


图6A

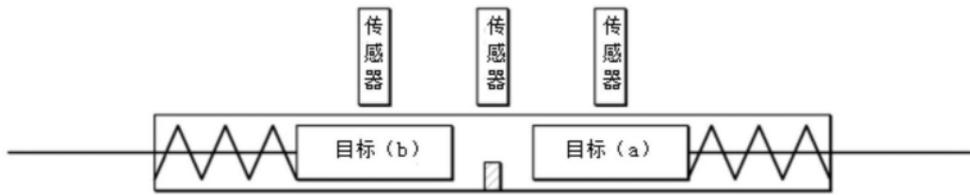


图6B

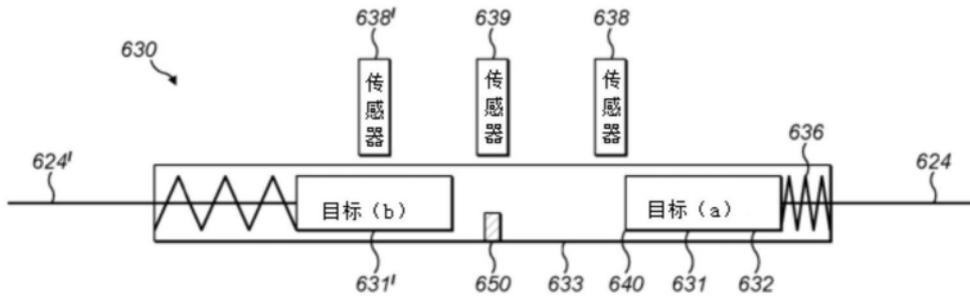


图6C

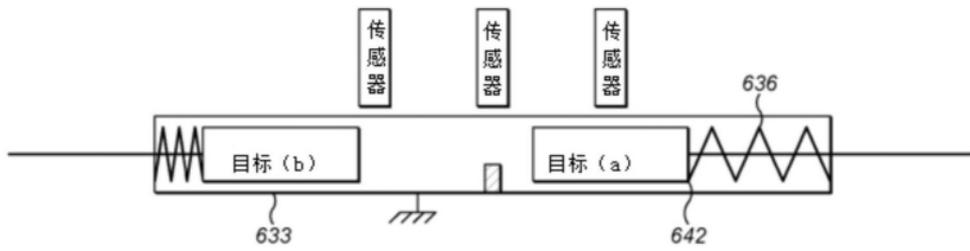


图6D

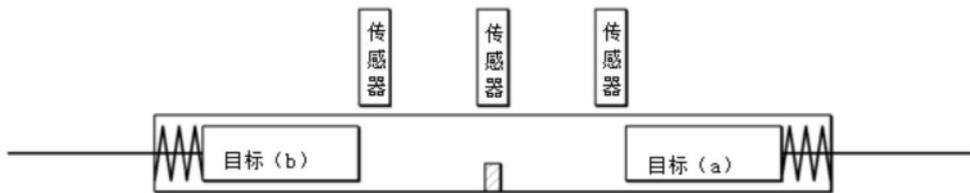


图6E

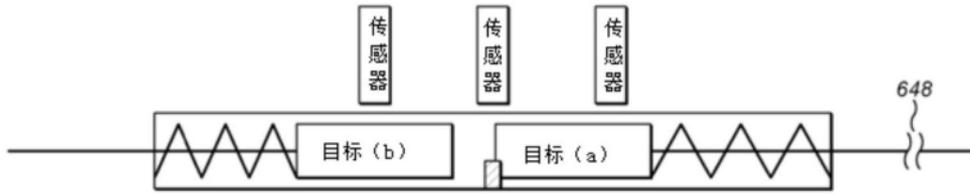


图6F

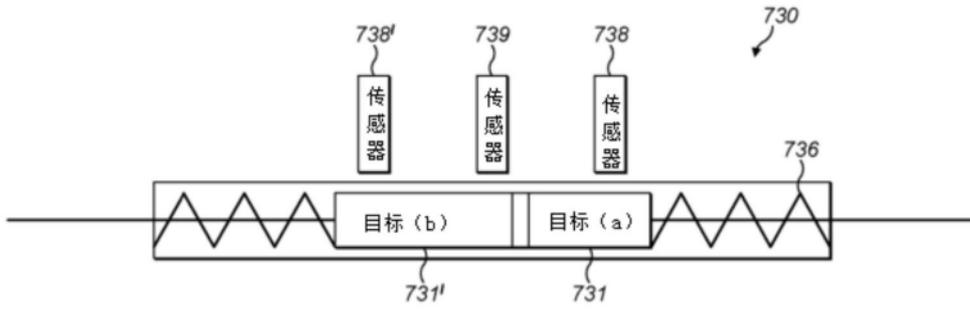


图7A

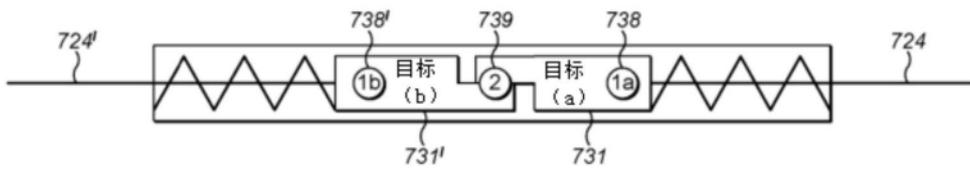


图7B