



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106536349 A

(43)申请公布日 2017. 03. 22

(21)申请号 201580022694.1

(22)申请日 2015.04.17

(30)优先权数据

1453516 2014.04.17 FR

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2016.11.03

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2015/058383 2015.04.17

(87)PCT国际申请的公布数据

W02015/158892 FR 2015.10.22

(71)申请人 赛峰电子与防务公司

地址 法国布洛涅-比扬古

申请人 赛峰起落架系统公司

(72)发明人 卡罗·南希 雅克·拉库里

(74)专利代理机构 北京派特恩知识产权代理有限公司 11270

代理人 郭志岐 姚开丽

(51)Int.Cl.

B64C 25/00(2006.01)

B64D 47/08(2006.01)

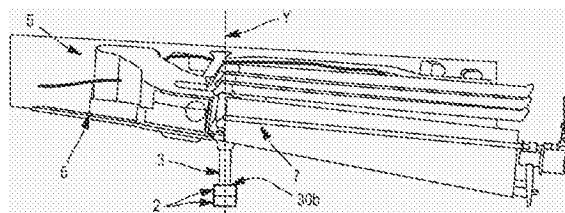
权利要求书2页 说明书7页 附图4页

(54)发明名称

包括配备有障碍物检测器的可缩回臂的飞机

(57)摘要

本发明涉及一种飞机(5),该飞机包括:结构(6);起落架(1),安装在飞机的结构(6)上;以及至少一个障碍物检测器(2)。飞机(5)的特征在于,障碍物检测器(2)固定到臂(3),所述臂(3)安装在结构(6)上,使得臂可在静止位置和检测位置之间运动,其中在静止位置,臂(3)缩回,而在检测位置,臂(3)展开,使得障碍物检测器(2)延伸接近起落架(1)的下部,与飞机(5)的结构(6)相距一定距离。



1. 一种飞机 (5), 包括:

-结构 (6);

-起落架 (1), 安装在飞机的结构 (6) 上; 以及

-至少一个障碍物检测器 (2),

其中, 障碍物检测器 (2) 附接到臂 (3), 所述臂 (3) 安装在结构 (6) 上以能够在静止位置和检测位置之间运动, 其中在静止位置, 臂 (3) 收缩, 而在检测位置, 臂 (3) 展开,

其特征在于, 起落架 (1) 是可缩回的并具有缩回构造和延伸构造, 其中在缩回构造, 起落架 (1) 容纳在形成于结构 (6) 中的盒 (7) 中, 而在延伸构造, 起落架 (1) 展开, 臂 (3) 安装在起落架 (1) 的盒 (7) 中, 当臂展开时, 障碍物检测器 (2) 位于接近起落架 (1) 的下部的位置, 远离飞机 (5) 的结构 (6)。

2. 根据权利要求1所述的飞机 (5), 其中, 起落架 (1) 包括:

-外壳 (10), 具有沿着纵轴 (X) 延伸的主方向, 所述外壳 (10) 包括构造为安装在飞机 (5) 上的第一端部 (10a) 和与第一端部 (10a) 相反的第二端部 (10b); 以及

-杆 (14), 可滑动地安装在外壳 (10) 的第二端部 (10b) 上, 所述杆 (14) 能够相对于外壳 (10) 沿着纵轴 (X) 平移地运动,

并且其中, 在静止位置, 障碍物检测器 (2) 延伸到与外壳 (10) 的第二端部 (10b) 相邻的区域中。

3. 根据权利要求1或2所述的飞机 (5), 其中, 臂 (3) 包括安装在结构 (6) 上的第一端部 (30a) 和与第一端部 (30a) 相反的第二端部 (30b), 障碍物检测器 (2) 附接在与臂 (3) 的第二端部 (30b) 相邻的区域中。

4. 根据权利要求1至3中的一项所述的飞机 (5), 其中, 障碍物检测器 (2) 附接为朝着起落架 (1) 的后方区域定向。

5. 根据权利要求1至4中的一项所述的飞机 (5), 其中, 只有当起落架 (1) 处于延伸构造时, 臂 (3) 才从静止位置转变到检测位置。

6. 根据权利要求1至5中的一项所述的飞机 (5), 其中, 当飞机 (5) 的运动速度小于预定阈值速度时, 臂 (3) 转变到静止位置。

7. 根据权利要求1至6中的一项所述的飞机 (5), 其中, 臂 (3) 是可伸缩的。

8. 根据权利要求1至7中的一项所述的飞机 (5), 包括至少两个障碍物检测器 (2)。

9. 根据权利要求8所述的飞机 (5), 其中, 障碍物检测器 (2) 附接在一起以形成单个部件。

10. 根据权利要求1至11中的一项所述的飞机 (5), 其中, 障碍物检测器 (2) 包括从以下组中选择的至少一个优选地至少两个障碍物检测器 (2): 红外接近检测器、微波接近检测器、超声接近检测器、一个或多个红外或可见光相机、超声测距仪、雷达测距仪或激光测距仪。

11. 根据权利要求1至10中的一项所述的飞机 (5), 进一步包括致动器 (4), 所述致动器 (4) 构造为使障碍物检测器 (2) 围绕臂 (3) 旋转。

12. 根据权利要求11所述的飞机 (5), 其中, 致动器构造为使臂 (3) 旋转, 通过臂 (3) 的旋转使障碍物检测器 (2) 围绕臂 (3) 旋转。

13. 根据权利要求1至12中的一项所述的飞机 (5), 其中, 障碍物检测器 (2) 包括检测场

(F),所述检测场(F)具有构造为覆盖飞机(5)的下方区域和飞机(5)的后方区域的孔径和深度。

14.根据权利要求13所述的飞机(5),其中,检测场(F)的孔径具有包括在 $0^{\circ}$ 和 $270^{\circ}$ 之间的水平视角( $\alpha$ )以及包括在大约0米和大约250米之间的深度。

15.根据权利要求1至14中的一项所述的飞机(5),包括至少两个障碍物检测器(2),每个障碍物检测器(2)附接到相应的臂(3),其中臂(3)安装在结构(6)上以能够在静止位置和检测位置之间运动。

## 包括配备有障碍物检测器的可缩回臂的飞机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及对于飞机周围的障碍物的检测的一般领域。

### 背景技术

[0002] 目前,在机场在航行道上和在登记门处的事故的主要原因发生在飞机的地面操作期间。这些事故通常归因于在飞机的操纵期间尤其在后退操纵期间飞机与其周围存在的障碍物的碰撞。实际上,飞行员不能看见位于他们的飞机下面和后面的区域。

[0003] 这类障碍物的存在对地勤人员、飞机以及乘客来说是危险的。此外,由飞机与障碍物的碰撞导致的事故具有降低机场的操作能力的后果,导致航班延迟且强烈地扰乱了航空公司的活动。

[0004] 为了避免飞机与地面上存在的障碍物之间的碰撞,已知的是在飞机的整个地面操作阶段(拖曳、滑行等)期间由专门的人员给飞机护航。尤其针对这类任务培训的人员引导地面上的飞机同时预测障碍物的存在。然而,这种引导、预测和识别跑道上可能产生干扰的障碍物的能力,受到以下事实的限制,即:该人员是人,因此可能犯错、短暂地分心或者甚至由于气象条件而具有降低的能见度。此外,人不能够身体舒服地观察飞机周围的360°视场。最后,要求帮助停泊飞机和引导飞行员的人员需要用手势与跑道人员表达无线电通信过程以及维修通信。

[0005] 另外,对于地勤人员来说,这种护航工作是危险的,劳累的和压力大的,地勤人员除了预测地面上存在的障碍物之外,还必须预测地面上存在的其他飞机和车辆的运动。

[0006] 尤其从US2002/0081110已知的是,符合权利要求1的前序部分的飞机。

### 发明内容

[0007] 本发明的一个目的在于提出一种新的装置,从而允许在飞机的地面操作期间检测障碍物,以及尤其在后退操纵期间对看得见飞机的后方和下方的需求做出响应,该装置比传统的技术更加有效,不必管地面上的能见度条件如何,另外,该装置是自动的且不依赖于人的反应。

[0008] 为此,本发明提出一种飞机,该飞机包括:

[0009] -结构;

[0010] -起落架,安装在飞机的结构上;以及

[0011] -至少一个障碍物检测器,

[0012] 其中,障碍物检测器附接到臂,所述臂安装在结构上以能够在静止位置和检测位置之间运动,其中在静止位置,臂收缩,而在检测位置,臂展开。

[0013] 起落架是可缩回的并具有缩回构造和延伸构造,其中在缩回构造,起落架容纳在形成于结构中的盒中,而在延伸构造,起落架展开,臂安装在起落架的盒中,当臂展开时,障碍物检测器位于接近起落架的下部的位置,远离飞机的结构。

[0014] 通过这种构造,检测器位于最接近起落架的位置。这是特别有利的,其原因在于起

落架是最多地暴露到\最先遇到障碍物(具体地,地面上的车辆)的部件,以及其原因在于能够撞击起落架的障碍物不是机务人员能看见的。

[0015] 将检测系统靠近起落架放置的事实使得看见什么物体位于起落架的运动方向上成为可能,避免了任何视差问题,因此允许检测障碍物并能够简单地将障碍物分类成危险的或不危险的(“障碍物位于飞机的运动轴线上、在还是不在起落架的水平面?”类型的二元测试)。

[0016] 在机身或机翼上的任何其他定位(在起落架的周围的范围之外)强加了更复杂的评估(对于障碍物和起落架之间的相互定位的评估),该评估不能通过单个传感器执行(对于任何潜在障碍物来说,需要确定起落架的方向和距离)。

[0017] 飞机的某些优选的但不是限制性的特征如下:

[0018] -障碍物检测器可附接在盒的后部的区域中;

[0019] -起落架包括:外壳,具有沿着纵轴延伸的主方向,所述外壳包括构造为安装在飞机上的第一端部和与第一端部相反的第二端部;以及杆,可滑动地安装在外壳的第二端部上,所述杆能够相对于外壳沿着纵轴平移地运动,并且,在静止位置,障碍物检测器延伸到与外壳的第二端部相邻的区域中,

[0020] -臂包括安装在结构上的第一端部和与第一端部相反的第二端部,障碍物检测器附接在与臂的第二端部相邻的区域中,

[0021] -障碍物检测器附接为朝着起落架的后方区域定向,

[0022] -只有当起落架处于延伸构造时,臂才从静止位置转变到检测位置,

[0023] -当飞机的运动速度小于预定阈值速度时,臂转变到静止位置,

[0024] -臂是可伸缩的,

[0025] -飞机包括至少两个障碍物检测器,

[0026] -障碍物检测器附接在一起以形成单个部件,

[0027] -障碍物检测器包括从以下组中选择的至少一个优选地至少两个障碍物检测器:红外接近检测器、微波接近检测器、超声接近检测器、一个或多个红外或可见光相机、超声测距仪、雷达测距仪或激光测距仪,

[0028] -飞机进一步包括致动器,该致动器构造为使障碍物检测器围绕臂旋转,

[0029] -致动器构造为使臂旋转,通过使臂旋转而使障碍物检测器围绕臂旋转,

[0030] -障碍物检测器包括检测场,该检测场具有构造为覆盖飞机的下方区域和飞机的后方区域的孔径和深度,

[0031] -检测场的孔径具有包括在 $0^{\circ}$ 和 $270^{\circ}$ 之间的水平视角以及包括在大约0米和大约250米之间的深度,

[0032] -飞机包括至少两个障碍物检测器,每个障碍物检测器附接到相应的臂,其中臂安装在结构上以能够在静止位置和检测位置之间运动。

## 附图说明

[0033] 通过阅读下面参考附图以非限制性示例的方式给出的详细描述,本发明的其他特点、目的和优点将更加清楚地显现,在附图中:

[0034] 图1示出了符合本发明的飞机的示例性实施例的一部分的示意图,其中臂位于检

测位置，

[0035] 图2是支撑用于符合本发明的飞机的障碍物检测器的臂的示例性实施例的一部分的详细视图，

[0036] 图3示出了图1的飞机的检测器的检测场，

[0037] 图4是臂的示例性实施例的纵剖面的视图，

[0038] 图5是符合本发明的飞机的盒的示例性实施例的示意图，其中处于缩回构造的起落架和位于静止位置的臂是看得见的，

[0039] 图6示出了臂定位在包括前起落架和两个主起落架的示例性飞机上的示例，以及相关的检测场的示例。

## 具体实施方式

[0040] 为了允许最优的障碍物检测并降低飞机5在地面上操作期间的碰撞风险，本发明提出了在飞机5的起落装置1(或起落架)上给飞机5配备一个或多个障碍物检测器2。因此，由所述检测器检测的障碍物可随后用作专用处理单元的输入值(或者如果合适的话，直接输给飞机的飞行员)，其中该处理单元构造为分析这些输入值并从这些输入值推断出飞机在地面上运动期间安全且最优的轨迹。例如，处理单元可准备飞机周围存在的障碍物的地图，以帮助飞机的飞行员指挥飞机。适当地，处理单元还构造为处理由障碍物检测器获得的信息并优化该信息(例如，当检测器2包括摄像机时，需要处理获得的图像以考虑阴影区域和暴露到光的区域之间的光照差异)。

[0041] 起落架1还可包括主起落架(例如，位于机翼下方)或者甚至辅助起落架(例如，位于飞机5的机鼻处的前起落架)。在附图中示出的示例中，这是主起落架。

[0042] 起落架1可以是固定的或可缩回到形成于飞机5的结构6(机身或机翼)中的专用起落架1盒7中。

[0043] 在下文中，将在可缩回起落架1的情况下更加具体地描述本发明，即，起落架1构造为在起飞阶段和着陆阶段之间缩回到飞机5的起落架1盒7中，以及在着陆阶段和地面操作期间延伸。

[0044] 按照本身已知的方式，起落架1通常包括外壳10，外壳10具有沿着纵轴X延伸的主方向，构成起落架1的主体并允许主要的力传递到飞机5的结构6。为此，外壳10包括安装在飞机5的结构6上的第一端部10a和包括不可见的腔的第二端部10b，由底座12和滑动杆14组成的下部枢转地安装在该腔中。

[0045] 滑动杆14能够相对于外壳10沿着纵轴X平移地运动，并与底座12一起形成减震器，该减震器适合于吸收着陆时的冲击能量并支撑飞机5的地面操纵。底座12可安装在外壳10的第二端部10b的腔中，以使滑动杆14可基本上围绕外壳10的纵轴X枢转。

[0046] 滑动杆14的、更加远离外壳10的第二端部10b的端部14b，支撑移动装置16，例如诸如由轮辋组成的轮。

[0047] 起落架1进一步包括撑杆18，撑杆18包括构造为安装在飞机5上的第一端部和构造为在所述外壳10的第二端部10b附近连接到外壳10的第二端部。撑杆18构造为将来自移动装置16的轴向载荷传递到飞机5的结构6。

[0048] 申请人意识到，在技术上难以将诸如障碍物检测器2的传感器容纳在起落架1上，

其原因是这些障碍物检测器2的检测场F必须至少覆盖延伸到飞机5下方的区域和延伸到飞机5后方的区域(沿着水平尾翼的方向及更远)。可选地,障碍物检测器2能够覆盖飞机5的前方区域(朝着机鼻),也可以是有用的。

[0049] 此外,障碍物检测器2的性能必须不能由于当飞机在跑道上高速滚动时撞击物体或者由于气象条件(雪花、雨滴、冰雹等)或环境中存在的颗粒(灰尘、烟雾、污染物等)而被削弱。

[0050] 还将注意到,障碍物检测器2的位置、方向和选择必须考虑期望监测的区域的范围、选择的障碍物检测器的固有检测场(场的深度和孔径)以及每个检测器的灵敏度(尤其是对光照的灵敏度,通常在飞机下方的光照比飞机周围的光照要低些,对于一些类型的检测器来说这可能产生问题)。

[0051] 由于起落架1的可缩回性质,这些困难进一步增加。实际上,在起落架1的延伸构造中,障碍物检测器2必须沿着用于检测障碍物的方向定向。另外,在缩回构造中,障碍物检测器2必须能够容纳在飞机5的结构6中,飞机5的结构6的可用体积大幅受限。

[0052] 为了满足上面引证的所有要求,障碍物检测器2附接到臂3,臂3安装在飞机的结构6上,能够在静止位置和检测位置之间运动,其中在静止位置,臂3收缩,而在检测位置,臂3展开以将障碍物检测器2定位在起落架1的下部中,与飞机5的结构6和地面相距一定距离。在检测位置,障碍物检测器2随后延伸到与外壳10的第二端部10b相邻的区域中,这样能够获得大的检测场F。实际上,通过按照这种方式定位障碍物检测器2,检测器2的检测场F不被飞机5的结构6(机身或机翼,取决于检测器2的位置)阻碍。另外,障碍物检测器2与地面相距一定距离,其检测场F不受地面的存在的限制,且强有力地降低了在飞机5的运动期间障碍物检测器2可与地面上存在的或突出的物体碰撞的风险。

[0053] 当臂3位于检测位置时,障碍物检测器2可启动以检测飞机5周围可能的障碍物的存在,以及当臂3位于静止位置时,障碍物检测器2可关闭。

[0054] 臂3具有主体30,主体30沿着限定臂3的纵轴Y的主方向延伸,并包括构造为安装在飞机的结构6上的第一端部30a和与第一端部30a相反的第二端部30b。

[0055] 在检测位置,臂3的主体可基本上垂直地延伸,即,沿着地面的方向且基本上平行于外壳10的纵轴X延伸。障碍物检测器2随后可附接在臂3的第二端部30b处,以当臂3位于其检测位置时延伸到臂3的主体30下方。

[0056] 臂3可以是可伸缩的,以使臂3的主体30的第一端部30a和第二端部30b之间的距离是可变的。在本实施例中,可伸缩臂3的静止位置随后对应于缩回位置,而其检测位置对应于展开位置。因此,第一端部30a和第二端部30b之间的距离在可伸缩臂3的静止位置处比在收缩位置处更短。

[0057] 作为变型,臂3可枢转,且在其第一端部30a处使用枢转式附件可旋转地安装在飞机5的结构6上。在该可选的实施例中,臂3的第一端部30a和第二端部30b之间的距离因此被固定。此外,在枢转臂3的静止位置,臂3可处于基本上水平的位置,然后通过围绕枢转链接部旋转而运动到在检测位置处基本上竖直的位置。

[0058] 根据另一变型,臂3可以既是可伸缩的又是枢转的。

[0059] 臂3可安装在飞机5上,位于起落架1的盒7中。

[0060] 然后当臂3位于静止位置时,臂3可收缩到起落架1的盒7中,以及当起落架1位于其

延伸构造时,臂3展开以进入检测位置。

[0061] 起落架1的盒7然后尤其在飞行阶段期间能够保护臂3和障碍物检测器2。当臂位于其静止位置时,该构造进一步能够不影响飞机5的气动特性。

[0062] 具体地,臂3在盒7中的位置可根据检测精度和障碍物检测器2的检测场F以及起落架1及其起落盒7的几何结构(盒7中可用的空间,伸缩的运动性等)来选择。可能尤其有利的是,臂3朝着盒7的后部偏移(即,尽可能接近飞机5的水平尾翼)以优化检测器2的检测场F,尤其是当期望使用检测器可视化飞机5的下侧和后方的区域且减小遮蔽的区域(尤其由于起落架1的存在而遮蔽的区域)时。另外,选择臂3在盒7中的位置,以使在起落架1延伸或缩回到盒7中期间臂不会干涉。因此,臂3的第一端部可例如定位在当起落架缩回到盒7中时,在起落架1的撑杆和轮之间延伸的区域中。

[0063] 障碍物检测器2在臂3上的位置还可根据检测精度和障碍物检测器2的检测场F以及起落架1的几何结构和臂3在起落盒7中的位置来确定。

[0064] 在一个实施例中,只有当起落架1处于其延伸构造时,臂3才从其静止位置运动到其检测位置。因此只要起落架1处于缩回构造,臂3即保持收缩在静止位置并保护障碍物检测器2。

[0065] 可选地,臂3可由飞机5的运动速度控制,以避免障碍物检测器2被物体例如跑道上存在的物体撞击或者受到气象条件(雨、雪等)袭击,而阻碍通过检测器2检测障碍物。在该可选的实施例中,只有当下面两个累积条件满足时,臂3才可进入其检测位置:

[0066] -起落架1处于其延伸构造,以及

[0067] -飞机5的速度小于预定阈值速度。

[0068] 这些累积条件因此允许保护障碍物检测器2且不会过早地展开臂3。

[0069] 在适当的时候,还可使用保护屏障,例如通过保护帽或通过检测器2的支撑件3,保护障碍物检测器2免于其环境(恶劣的天气,风等)影响。

[0070] 飞机5可进一步包括适合于控制臂3和障碍物检测器2的控制单元。具体地,控制单元可构造为当对应的条件(起落架的延伸构造,以及如果有的话,飞机5的速度小于预定阈值速度)满足时,使得臂3从其静止位置运动到其检测位置。此外,当臂3(分别)位于其检测位置(静止位置)时,控制单元可(分别)控制障碍物检测器2的启动(熄火)。

[0071] 具体地,控制单元可直接容纳在臂3中,例如容纳在臂3的主体30中。此外,臂3可配备有检测器的一组连接和供电电缆。按照这种方式,充分地将臂3附接到飞机的结构6以及将检测器的电缆连接到飞机5的现存的电缆阵列,以安装臂3和障碍物检测器2。

[0072] 控制单元可进一步构造为将由障碍物检测器2收集的信息传递到专用的处理单元,以限定在飞机5的地面运动期间安全且最优的轨迹。

[0073] 根据一个实施例,起落架1可包括数个障碍物检测器2,例如两个障碍物检测器2,以改善对障碍物的检测,降低可由外部条件(尤其由气象条件)导致的噪声,以及补偿障碍物检测器2中的一个的任何可能的故障。然后,这两个障碍物检测器2可以是相同的(相同的检测技术和/或相同的检测精度)或不同的。

[0074] 例如,起落架1可包括从以下组中选择的至少一个优选地两个障碍物检测器2:接近检测器(红外、微波、超声等)、一个或多个相机(红外或可见光-单一或立体人工视觉等)、测距仪(超声、雷达或激光测距仪)等。



[0075] 在障碍物检测器2包括相机的情况下,通过相对于地面上的标记或置于交通路线的边缘上的面板等记录飞机5的位置,由相机传输的图像可进一步有助于可帮助引导飞机5或给飞机5领航的信息的收集。

[0076] 飞机5可进一步包括数个臂3,每个臂3配备有至少一个障碍物检测器2。例如,飞机5可包括第一臂3和第二臂3,其中第一臂3接近于主起落架1安装且一个或多个障碍物检测器2附接到第一臂3,第二臂3接近于辅助起落架1安装且一个或多个障碍物检测器2附接到第二臂3。

[0077] 用于附接障碍物检测器的数个臂3的实现能够获得数个不同的视点,因此扩大障碍物检测场,提高由不同障碍物检测器执行的测量的精度并减少可能的盲点以及降低气象条件对执行的测量的影响。

[0078] 例如,在图6中示出了将配备有障碍物检测器2的臂3定位在示例性飞机5上的示例,该飞机5包括附接在其机翼处的两个主起落架1a和附接在飞机5的机鼻下方的前起落架1b。将理解到,本发明不限于这种类型的飞机,也可应用于包括不同数量的起落架1的飞机5。然后根据飞机5的类型和起落架的数量更改臂3和障碍物检测器2的位置和方向。

[0079] 在本示例性实施例中,臂3附接到主起落架1a的盒7的后部,它们相应的检测器2朝着飞机5的后方定向。这里,飞机5在其前起落架1b处不包括障碍物检测器2。当然,将理解到,作为变型,飞机可包括附接在前起落架1b的盒7中的补充臂。归因于该位置和该方向,障碍物检测器2不仅可容纳在它们相应的起落架1a的盒7中的自由空间中,同时仍然在其延伸或缩回期间观察起落架1a的运动性,而且除此之外,检测器2的检测场F允许对于在飞机5下方和后方延伸的区域的重要部分的覆盖。此外,障碍物检测器2的该位置允许获得它们相应的检测场F在飞机5下面的区域中相当大的覆盖。

[0080] 优选地,障碍物检测器2选择为对于小尺寸具有最优的检测场F,以获得良好的检测性能并减少臂3的空间的使用,尤其是当臂3收缩位于静止位置时。于是,不需要修改飞机5的结构6以容纳收缩的臂3,尤其是当臂3容纳在起落架1的盒7中时。

[0081] 优选地,障碍物检测器2选择为具有能够覆盖飞机5的下方区域和后方区域的检测场F。例如,检测场的孔径可具有包括在 $0^{\circ}$ 和 $270^{\circ}$ 之间的角度 $\alpha$ 以及包括在大约0米和大约250米之间的深度。这种检测器2于是能够以足够的精度检测位于飞机5的环境中的障碍物。此外,现在的技术能够使障碍物检测器2在小尺寸的情况下具有这种性能。

[0082] 在一个实施例中,起落架1可包括致动器4,致动器4构造为使障碍物检测器2围绕臂3的纵轴Y旋转。因此,这种致动器4的实现允许检测器2通过执行对周围区域的扫描来扩大其检测场F的角度 $\alpha$ 。因此,检测器2可检测臂3的纵轴Y周围 $360^{\circ}$ 范围内的障碍物,即使障碍物检测器2的检测场F的初始范围 $\alpha$ 小于 $360^{\circ}$ 也是如此。

[0083] 因此,致动器4通过减小检测器2所需的检测场而允许障碍物检测器2的尺寸减小,并因此允许其体积减小。

[0084] 根据第一实施例,致动器4可构造为使障碍物检测器2围绕臂3的轴Y旋转,臂3保持相对于飞机5的结构6固定。

[0085] 作为变型,根据第二实施例,致动器4可使臂3围绕其纵轴Y旋转,障碍物检测器2保持相对于所述臂3固定。

[0086] 当起落架1包括数个障碍物检测器2时,至少两个障碍物检测器2可附接在一起以

形成单个部件。例如,障碍物检测器2中所有的或部分障碍物检测器可通过共同的支撑件附接。

[0087] 作为变型,障碍物检测器2可单独地附接到臂3。如果合适的话,每个障碍物检测器2可与对应的致动器4关联。然后,障碍物检测器2可通过它们相应的致动器4彼此独立地实施运动。

[0088] 障碍物检测器2与可伸缩臂3的附接能够保证障碍物检测器2的合适的定位,即使起落架1是可缩回的也是如此。实际上,障碍物检测器2的位置独立于起落架1的位置。此外,致动器4的可选存在允许障碍物检测器2扫描大的检测场F并确保完全看见飞机5的前方、后方和侧部。

[0089] 另外,臂3的增加仅需要对已知的飞机5的结构6做最小修改。实际上,控制单元以及检测器的连接和供电电缆可容纳在臂3中。因此,容易升级现存的飞机5以给飞机5配备障碍物检测器2。

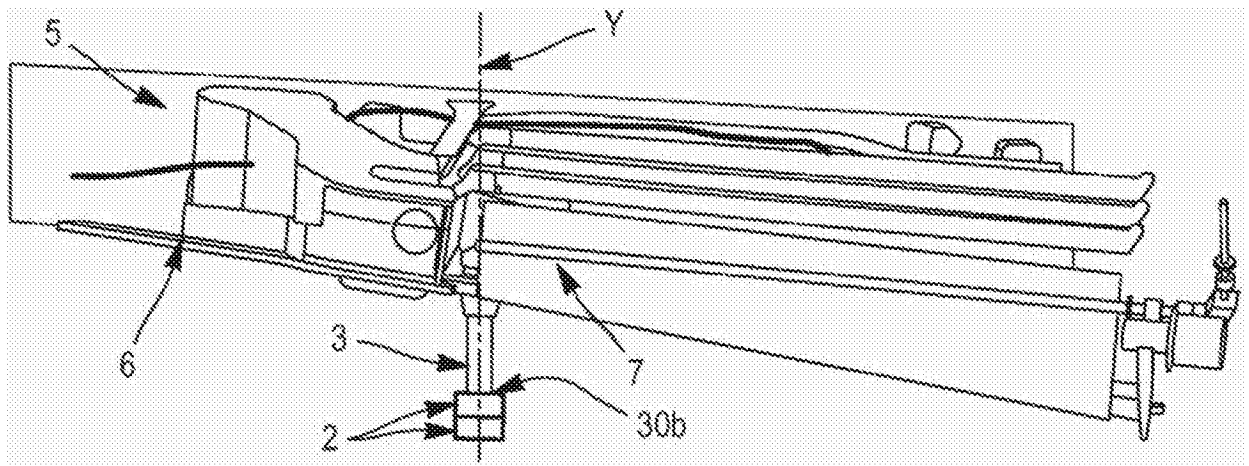


图1

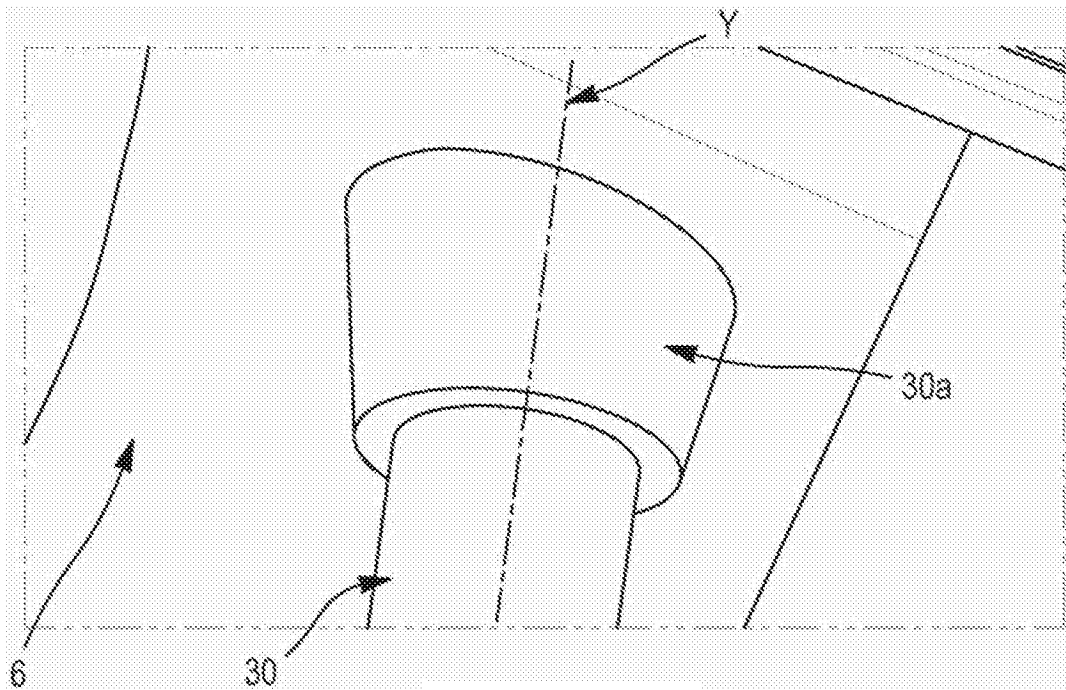


图2

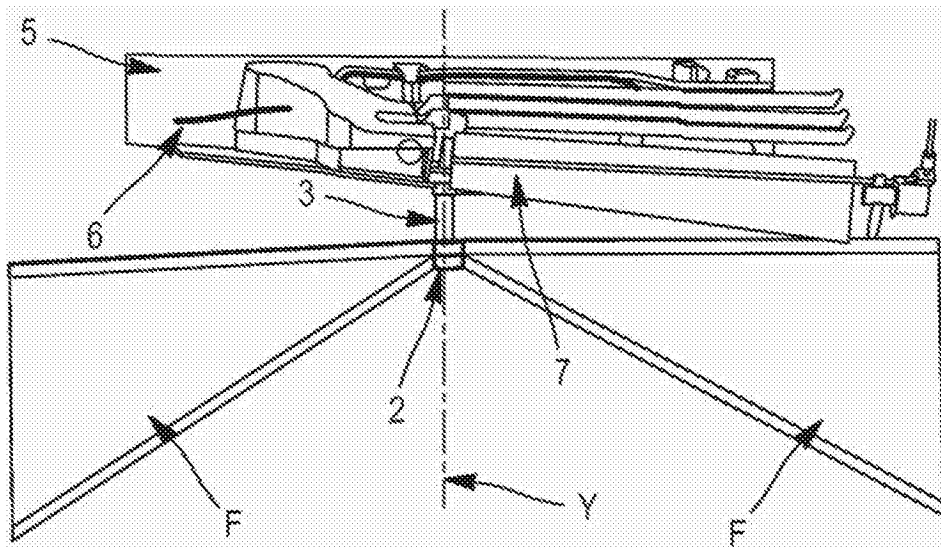


图3

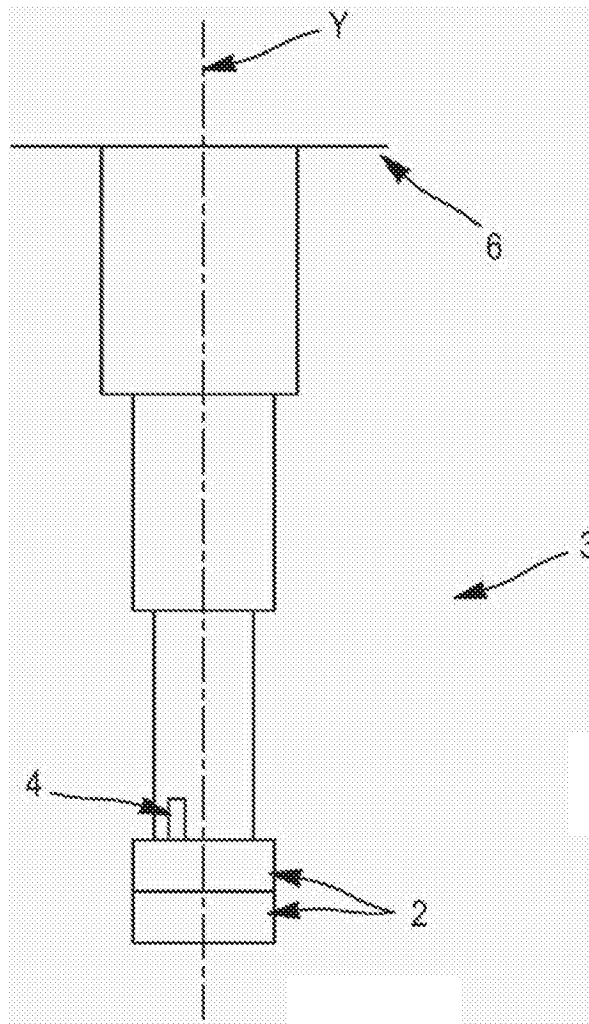


图4

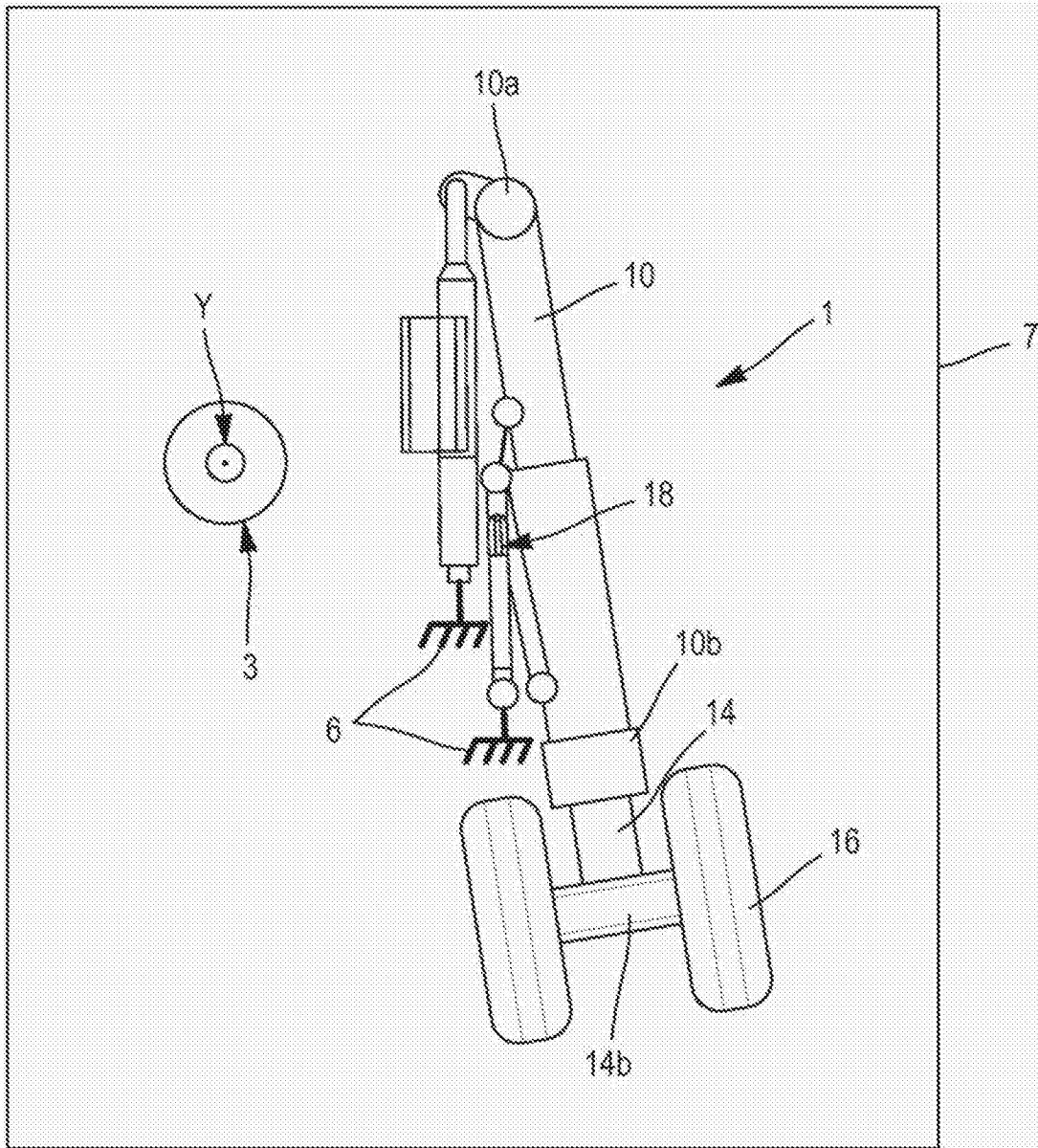


图5

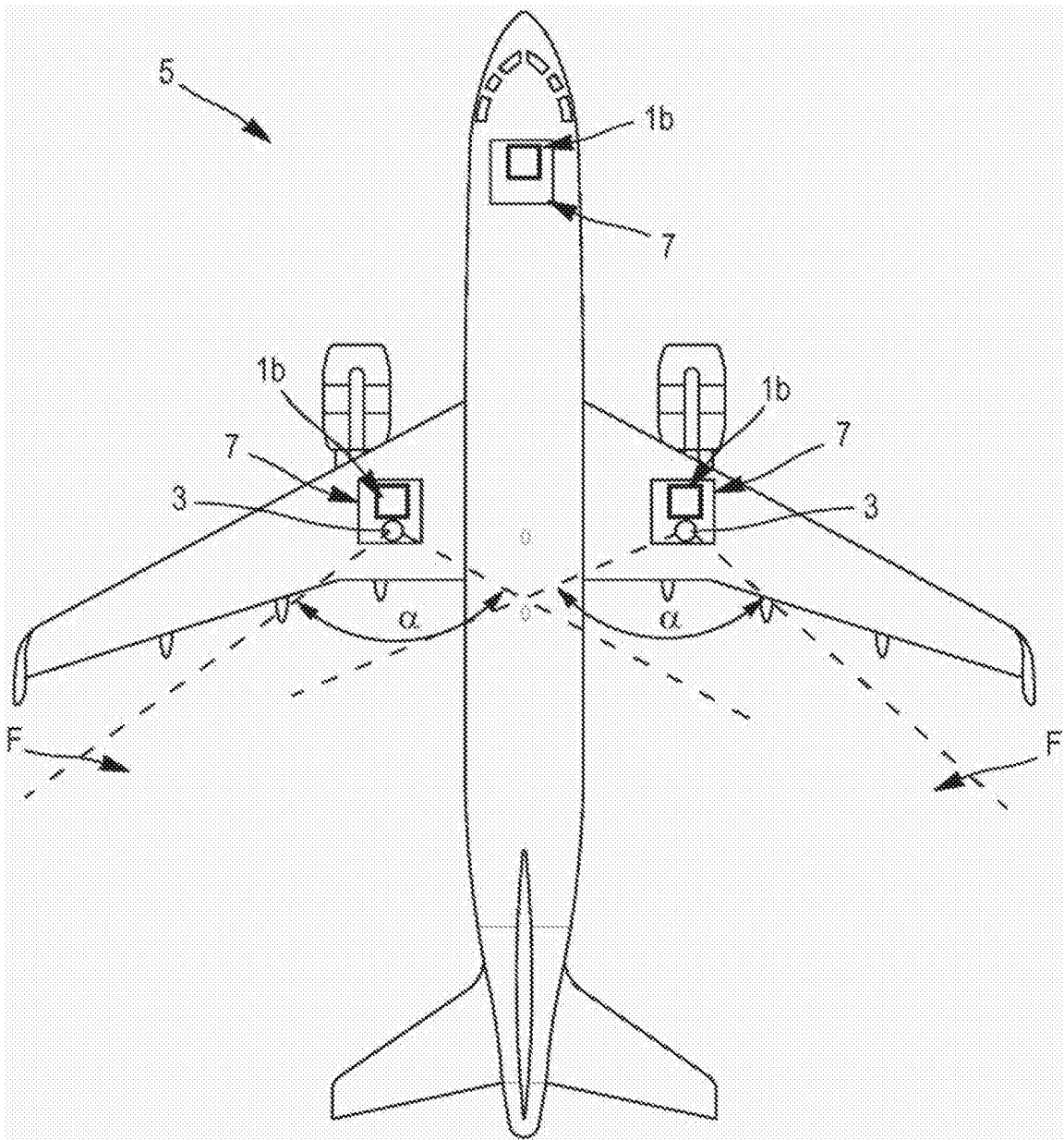


图6