



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116324495 A

(43) 申请公布日 2023. 06. 23

(21) 申请号 202180064558.4

(74) 专利代理机构 北京鸿德海业知识产权代理有限公司 11412

(22) 申请日 2021.09.22

专利代理师 栗东晖

(30) 优先权数据

FR2009720 2020.09.24 FR

(51) Int.Cl.

G01S 13/42 (2006.01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2023.03.21

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2021/076030 2021.09.22

(87) PCT国际申请的公布数据

W02022/063810 FR 2022.03.31

(71) 申请人 泰雷兹公司

地址 法国库尔布瓦

(72) 发明人 让-菲利普·勒布拉

鲁道夫·科特伦

多米尼克·鲍尔德

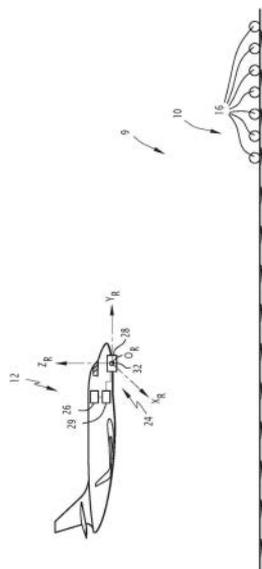
权利要求书3页 说明书10页 附图5页

(54) 发明名称

用于定位飞行中的飞行器的方法

(57) 摘要

本发明涉及一种通过包括至少一个传感器和雷达 (32) 的定位装置 (24) 定位飞行中的飞行器 (12) 的方法,该方法包括:a、借助于至少一个传感器根据由该传感器或至少一个传感器提供的信号来确定飞行器 (12) 的位置 (称为第一位置) 的第一阶段,b、借助于雷达确定飞行器 (12) 的位置 (称为第二位置) 的第二阶段,与第一确定阶段同时进行,以及c、比较与第一位置相关联的数据和与第二位置相关联的数据的阶段,在此之后,确认第一位置有效或无效。



1. 一种用于定位飞行中的飞行器(12)的方法,所述飞行器(12)在空间区域(9)的上空飞行,所述空间区域在地面上包括至少布置成一排(18A、18B、20A、20B、20C)的特征元件(16),所述定位方法通过由所述飞行器(12)承载的定位装置(24)来实施,所述定位装置(24)包括第一定位单元(26)和第二定位单元(28),所述第一定位单元(26)包括从惯性传感器和无线电导航传感器中选择的至少一个传感器,所述第二定位单元(28)包括雷达(32),所述方法包括:

a、所述第一定位单元(26)根据由所述传感器或至少一个传感器提供的信号确定所述飞行器(12)位置、称为第一位置、的第一阶段,

b、所述第二定位单元(28)确定所述飞行器(12)位置、称为第二位置、的第二阶段,与所述第一确定阶段同时进行,所述第二确定阶段包括:

i、所述雷达(32)探测所述飞越区域的特征元件(16),每次探测都与坐标相关联,

ii、根据所述探测到的元件的坐标,确定:

(1)、所述雷达(32)的水平投影( $P_H$ ) 在穿过所述排元件或至少一排(18A、18B、20A、20B、20C)元件的直线上的正交投影的距离、称为第一距离(D1),所述雷达(32)的水平投影( $P_H$ )是所述雷达(32)在地面上的位置的正交投影,

(2)、所述雷达(32)的水平投影( $P_H$ ) 在垂直于所述排元件或至少一排(18A、18B、20A、20B、20C)元件的直线上的正交投影的距离、称为第二距离(D2),

iii、根据所述确定的第一和第二距离(D1、D2)来确定所述第二位置。

c、比较与所述第一位置相关联的数据和与所述第二位置相关联的数据的阶段,在此之后,确认所述第一位置有效或无效。

2. 根据权利要求1所述的方法,其中所述飞越区域是所述飞行器(12)的着陆地点,并且所述特征元件(16)是所述着陆地点的特征元件,比如信标。

3. 根据权利要求2所述的方法,其中所述着陆地点包括跑道(10),所述跑道具有与所述跑道的纵向边缘等距的纵向轴线、称为跑道中心线(Y),所述特征元件(16)在所述跑道(10)上分布成至少两个纵排(18A、18B)和至少一个横排(20A、20B、20C),所述纵排(18A、18B)基本上平行于所述跑道中心线(Y),其中两个纵排(18A、18B)各自沿着所述跑道(10)的不同纵向边缘布置,所述横排或每个横排(20A、20B、20C)基本上垂直于所述跑道中心线(Y),所述飞行器在所述跑道(10)上着陆方向上的最后一个横排(20A)称为跑道入口,所述第一个距离(D1)是所述雷达(32)的水平投影( $P_H$ ) 在所述跑道中心线(Y)上的正交投影的距离、称为轴向偏移量( $D_A$ ),所述第二个距离(D2)是所述雷达(32)的水平投影( $P_H$ ) 在穿过所述跑道入口的直线上的正交投影的距离、称为到达所述跑道入口的距离( $D_{SHT}$ )。

4. 根据权利要求1至3中任一项所述的方法,其中所述比较步骤包括:当确定所述第一位置无效时触发警报;所述方法包括当触发警报时修改所述飞行器(12)的轨迹的阶段。

5. 根据权利要求1至4中任一项所述的方法,其中所述第一位置与第一标准偏差相关联,所述第二位置与第二标准偏差相关联,所述第一位置的不确定性显示为第一椭圆体,所述第一椭圆体的中心是所述第一位置,所述第一椭圆体的半径取决于所述第一标准偏差,所述第二位置的不确定性显示为第二椭圆体,所述第二椭圆体的中心是所述第二位置,所述第二椭圆体的半径取决于所述第二标准偏差,当所述第二椭圆体和所述第一椭圆体不相交时,在所述比较阶段确定所述第一位置无效。

6. 根据权利要求5所述的方法,其中当已经确定所述第一位置有效时,所述方法包括合并所述第一和第二位置以获得所述飞行器(12)的优化位置的步骤。

7. 根据权利要求1至6中任一项所述的方法,其中所述比较阶段包括在所述定位装置(24)的显示器上显示根据所述第一位置从数据库中的一组图像中确定的所述飞越区域的图像,所述显示的图像包括所述飞行器(12)飞越的区域的特征元件,所述比较阶段进一步包括在所述显示的图像上叠加由所述雷达(32)在确定所述第二位置期间探测到的飞越区域的特征元件(16)的图案,当叠加在所述图像上的特征元件在所述显示的图像上具有与已经存在于所显示的所述图像上的相应特征元件基本相同的位置时,确定所述第一位置有效,否则确定所述第一位置无效。

8. 根据权利要求1至7中任一项所述的方法,其中所述确定所述第二位置的步骤包括确定所述雷达轴线( $Y_R$ )与平行或垂直于所述排元件或至少一排(18A、18B、20A、20B、20C)元件的直线、称为基准线、之间的角偏移量(T),根据所述确定的角偏移量来确定所述第一距离(D1)和所述第二距离(D2)。

9. 根据权利要求8所述的方法,其中在所述确定所述第二位置的步骤中,所述角偏移量(T)的确定包括:

- a、将每次探测的坐标转换成笛卡尔坐标,
- b、对于包括在预定值范围内的每个角偏移量值( $T_{test}$ ),针对每次探测确定为所述角偏移量值( $T_{test}$ )校正的沿着所述横坐标轴的笛卡尔坐标,
- c、对于所述预定值范围内的每个角偏移量值( $T_{test}$ ),确定对应于沿着所述横坐标轴校正的每个笛卡尔坐标的探测次数,并且与最大探测次数相关联的所述角偏移量值( $T_{test}$ )是所述雷达轴线( $Y_R$ )和所述基准线之间的角偏移量(T)。

10. 根据从属于权利要求3的权利要求8或9所述的方法,其中所述基准线是所述跑道中心线(Y),在所述确定所述第二位置的阶段,所述距离确定包括:

- a、计算针对在所述确定步骤中确定的所述角偏移量(T)校正的每次探测的笛卡尔坐标、称为最佳笛卡尔坐标,
- b、根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定沿着每次探测的x轴的位置直方图,所述直方图具有至少两个峰值,以及
- c、根据沿着所述直方图的至少两个峰值的横坐标轴的笛卡尔坐标确定所述轴向偏移量( $D_A$ )。

11. 根据从属于权利要求3的权利要求8至10中任一项所述的方法,其中所述基准线是所述跑道中心线(Y),在所述确定所述第二位置的阶段,所述距离确定包括:

- a、计算针对在所述确定步骤中确定的所述角偏移量(T)校正的每次探测的笛卡尔坐标、称为最佳笛卡尔坐标,
- b、根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定每次探测的y轴位置的直方图,该直方图具有至少一个峰值,以及
- c、根据沿着所述直方图的一个或多个峰值的y轴的笛卡尔坐标确定到达跑道入口的距离( $D_{SHT}$ )。

12. 一种用于定位飞行中的飞行器(12)的装置(24),所述飞行器(12)在空间区域(9)的上空飞行,所述空间区域在地面上包括至少布置成一排(18A、18B、20A、20B、20C)的特征元

件(16),所述定位装置(24)由所述飞行器(12)承载,所述定位装置(24)包括第一定位单元(26)和第二定位单元(28),所述第一定位单元(26)包括从惯性传感器和无线电导航传感器中选择的至少一个传感器,所述第二定位单元(28)包括雷达(32),所述定位装置配置为实施根据权利要求1至11中任一项所述的方法。

13.一种飞行器,包括根据权利要求12所述的定位装置(24)。

## 用于定位飞行中的飞行器的方法

### 【技术领域】

[0001] 本发明涉及一种用于定位飞行中的飞行器的方法。本发明进一步涉及相关的定位装置。本发明进一步涉及包括这种定位装置的飞行器。

### 【背景技术】

[0002] 飞行器通常配备有用于协助驾驶飞行器的机载设备。尤其是，当能见度条件降低（大雾、雪或大雨）时，飞行器的机组人员或飞行员会例如在进场（approach）和着陆（landing）阶段参考这种设备。

[0003] 为了实现这种设备的正确操作，飞行器包括用于通常基于惯性传感器和/或无线电导航传感器来定位飞行器的装置。

[0004] 然而，这种定位装置具有操作局限性。尤其是，由惯性传感器获得的位置不够精确。无线电导航传感器非常依赖于环境，因此很可能受到故障的干扰或影响。

[0005] 因此，需要一种用于结合常规飞行器定位方案的方法。

### 【发明内容】

[0006] 为此，本说明书的主题是一种用于定位飞行中的飞行器的方法，该飞行器在空间区域的上空飞行，该空间区域在地面上包括至少布置成一排的特征元件（characteristic elements），该定位方法通过由飞行器承载的定位装置来实施，该定位装置包括第一定位单元和第二定位单元，该第一定位单元包括从惯性传感器和无线电导航传感器中选择的至少一个传感器，该第二定位单元包括雷达，该方法包括：

[0007] - 第一定位单元根据由该传感器或至少一个传感器提供的信号确定飞行器位置（称为第一位置）的第一阶段，

[0008] - 第二定位单元确定飞行器位置（称为第二位置）的第二阶段，与第一确定阶段同时进行，该第二确定阶段包括：

[0009] ○ 雷达探测飞越区域（overflowed zone）的特征元件，每次探测都与坐标相关联，

[0010] ○ 根据探测到的元件的坐标，确定：

[0011] ■ 雷达的水平投影在穿过该排元件或至少一排元件的直线上的正交投影的距离（称为第一距离），雷达的水平投影是雷达在地面上的位置的正交投影，

[0012] ■ 雷达的水平投影在垂直于该排元件或至少一排元件的直线上的正交投影的距离（称为第二距离），

[0013] ○ 根据所确定的第一和第二距离来确定第二位置。

[0014] - 比较与第一位置相关联的数据和与第二位置相关联的数据的阶段，在此之后，第一位置被确认为有效或无效。

[0015] 根据本发明的其他有利方面，该方法包括以下一个或多个单独采用或根据所有技术上可能的组合采用的特征：

[0016] - 飞越区域是飞行器的着陆地点，并且特征元件是着陆地点的特征元件，比如信标

(beacons)；

[0017] -着陆地点包括跑道,该跑道具有与跑道的纵向边缘等距的纵向轴线(称为跑道中心线),特征元件在跑道上分布成至少两个纵排和至少一个横排,纵排基本上平行于跑道中心线,其中两个纵排各自沿着跑道的不同纵向边缘布置,该横排或每个横排基本上垂直于跑道中心线,飞行器在跑道上着陆方向上的最后一个横排称为跑道入口,第一个距离是雷达的水平投影在跑道中心线上的正交投影的距离(称为轴向偏移量),第二个距离是雷达的水平投影在穿过跑道入口的直线上的正交投影的距离(称为到达跑道入口的距离)；

[0018] -比较阶段包括当确定第一位置无效时触发警报(alert),该方法包括修改飞行器轨迹的阶段；

[0019] -第一位置与第一标准偏差相关联,第二位置与第二标准偏差相关联,第一位置的不确定性显示为第一椭圆体,该第一椭圆体的中心是第一位置,该第一椭圆体的半径取决于第一标准偏差,第二位置的不确定性显示为第二椭圆体,该第二椭圆体的中心是第二位置,该第二椭圆体的半径取决于第二标准偏差,当第二椭圆体和第一椭圆体不相交时,在比较阶段确定第一位置无效；

[0020] -当已经确定第一位置有效时,该方法包括合并第一和第二位置以获得飞行器的优化位置的阶段；

[0021] -比较阶段包括在定位装置的显示器上显示根据第一位置从数据库中的一组图像中确定的飞越区域的图像,所显示的图像包括飞行器飞越的区域的特征元件,比较阶段进一步包括在所显示的图像上叠加由雷达在确定第二位置期间探测到的飞越区域的特征元件的图案,当叠加在图像上的特征元件在所显示的图像上具有与已经存在于所显示的图像上的相应特征元件基本相同的位置时,确定第一位置有效,否则确定第一位置无效；

[0022] -确定第二位置的阶段包括确定雷达轴线与平行或垂直于该排元件或至少一排元件的直线(称为基准线)之间的角偏移量,根据所确定的角偏移量来确定第一距离和第二距离；

[0023] -在确定第二位置的阶段,角偏移量的确定包括：

[0024] -将每次探测的坐标转换成笛卡尔坐标,

[0025] -对于预定值范围内的每个角偏移量值,针对每次探测确定按照所述角偏移量值校正的沿着横坐标轴的笛卡尔坐标,

[0026] -对于预定值范围内的每个角偏移量值,确定对应于沿x轴校正的每个笛卡尔坐标的探测次数,并且与最大探测次数相关联的角偏移量值是雷达轴线和基准线之间的角偏移量。

[0027] -在确定第二位置的阶段,基准线是跑道中心线,距离的确定包括：

[0028] -计算针对在确定步骤中确定的角偏移量校正的每次探测的笛卡尔坐标(称为最佳笛卡尔坐标),

[0029] -根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定沿着每次探测的x轴的位置直方图(histogram),该直方图具有至少两个峰值,以及

[0030] -根据沿着直方图的至少两个峰值的横坐标轴的笛卡尔坐标确定轴向偏移量。

[0031] -在确定第二位置的阶段,基准线是跑道中心线,距离的确定包括：

[0032] -计算针对在确定步骤中确定的角偏移量校正的每次探测的笛卡尔坐标(称为最

佳笛卡尔坐标),

[0033] -根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定每次探测的y轴位置的直方图,该直方图具有至少一个峰值,以及

[0034] 根据沿着直方图的峰值的y轴的笛卡尔坐标确定到达跑道入口的距离。

[0035] 本说明书进一步涉及一种用于定位飞行中的飞行器的装置,该飞行器在空间区域的上空飞行,该空间区域在地面上包括至少布置成一排的特征元件,该电子定位装置由飞行器承载,该定位装置包括第一定位单元和第二定位单元,该第一定位单元包括从惯性传感器和无线电导航传感器中选择的至少一个传感器,该第二定位单元包括雷达,该定位装置配置为实施如上所述的方法。

[0036] 本说明书进一步涉及一种包括如上所述的定位装置的飞行器。

### 【附图说明】

[0037] 本发明的其他特征和优点将在阅读遵循本发明的实施方式的以下描述时显现,该描述仅作为一个限制性实例给出且参考了以下附图:

[0038] -[图1]图1是飞行中的飞行器的示意图,飞行器的飞越区域是包括跑道的飞行器着陆地点,

[0039] -[图2]图2是跑道和飞行器雷达在跑道水平面上的水平投影的一个实例的示意性平面图,

[0040] -[图3]图3是电子装置的计算器的一个实例的示意图,

[0041] -[图4]图4是定位装置的一个实例的流程图,以及

[0042] -[图5]图5是图4所示的定位方法确定位置的第二阶段的一个实例的流程图。

### 【具体实施方式】

[0043] 图1示出了空间区域(a zone of space)9和在空间区域9上空飞行的飞行器12。

[0044] 在该特定实例中,空间区域9是着陆地点(更准确地说是跑道10),并且飞行器12是飞机。在该实例中,飞行器12正在接近跑道10,以便在跑道10上着陆。

[0045] 如图2所示,跑道10是用于飞行器着陆和起飞的矩形表面(rectangular surface)。跑道10包括限定跑道10的纵向边缘(两个)和横向端部(两个)。

[0046] 跑道10的长度例如在3公里(km)至4公里之间。跑道10的宽度例如在25米至45米之间。

[0047] 在图2所示的实例中,跑道10具有沿着跑道10的纵向方向且与跑道10的纵向边缘(longitudinal edges)距离相等的纵向轴线。纵向轴线称为跑道中心线Y。垂直于跑道中心线Y的轴线在图2中也通过附图标记“X”来表示。

[0048] 跑道10包括一组特征元件16。为了清楚起见,在图2中仅标记了某些特征元件16。特征元件16例如是灯(也称为灯标(light beacons))。在一种变型中,特征元件16是雷达反射器(比如三面体(trihedron)或龙伯透镜(Luneberg lenses))。在另一种变型中,特征元件16是跑道上发现的其他元件。

[0049] 在本实例中,特征元件16在跑道10上分布成至少两个纵排18A、18B和至少一个横排20。

[0050] 纵排18A、18B基本上平行于跑道中心线Y。其中两个纵排18A、18B各自沿着跑道10的不同纵向边缘布置。术语“沿着...布置”是指将这些排布置成距离相应的纵向边缘不到三米。

[0051] 该横排20或每个横排20基本上垂直于跑道中心线Y。在图2所示的实例中,跑道10包括三个横排20A、20B、20C的特征元件16。沿着飞行器在跑道10上降落的方向的最后一个横排20A称为跑道入口(图2所示的实例中的横排20A)。

[0052] 在一种变型中,跑道10包括至少三个纵排:两个纵排18A、18B和第三纵排18C(未示出),它们沿着跑道中心线Y布置并位于跑道入口的下游。

[0053] 本领域技术人员应当理解的是,这种实例是作为说明而给出。空间区域9更一般地是飞越区域,包括在地面(ground)、地貌(relief)或已知表面(known surface)上布置成至少一排的预定特征元件16(反射器)。因此,空间区域9是例如不包括跑道的着陆地点或者不允许飞行器12着陆的控制区域。此外,在一种变型中,飞行器12是直升机或无人机。

[0054] 飞行器12进一步包括电子定位装置24。定位装置24由飞行器12承载。

[0055] 图1示出了定位装置24的一个实例。在本实例中,定位装置24包括第一定位单元26、第二定位单元28和计算器29。

[0056] 第一定位单元26实施从惯性定位方案、无线电导航定位方案和由惯性和无线电导航方案的组合产生的方案中选择的所谓常规定位方案。

[0057] 第一定位单元26包括从惯性传感器和无线电导航传感器中选择的至少一个传感器。惯性传感器例如是加速度计、陀螺测试仪或陀螺仪。无线电导航传感器例如是GPS(“全球定位系统”的首字母缩写)。

[0058] 更准确地说,在无线电导航方案的情况下,第一定位单元26包括例如VOR系统(“甚高频全向信标”的缩写)、DME系统(距离测量设备的缩写)、GPS、SBAS、GBAS或ILS。这些系统例如满足各种类型的着陆进场的要求(NPA、LNAV、VNAV、LPV、ILS等)。

[0059] 第二定位单元28通过雷达实施定位方案。

[0060] 第二定位单元28包括与计算器(比如定位装置24的计算器29)通信的至少一个雷达32。在一种变型中,第二定位单元28包括其专用计算器,用于直接处理由雷达32进行的测量。

[0061] 雷达32定义了图1中由笛卡尔参考系表示的参考系,其中横坐标 $X_R$ 、纵坐标 $Y_R$ 和海拔高度 $Z_R$ 的中心在 $O_R$ 。纵坐标 $Y_R$ 是探测的纵向轴线,称为雷达轴线。当雷达32正确定位在飞行器12上时,雷达轴线 $Y_R$ 基本上与飞行器12的轨迹重合。

[0062] 雷达32有利地是毫米波雷达。优选地,雷达的距离分辨率为数米级,并且雷达的角度分辨率(angular resolution)很好,即:十分之几度级。

[0063] 雷达32优选地包括至少三个接收通道,用于针对每次探测测量探测的径向距离、探测在雷达32坐标系中的圆周角以及探测在雷达32坐标系中的负仰角。距任意点M的径向距离是其距坐标系的原点 $O_R$ 的距离。圆周角或圆周是在轴线( $O_R Y_R$ )和穿过目标点C的直线( $O_R C$ )所携带的角度平面( $O_R X_R Y_R$ )上的投影角度。负仰角是雷达32的平面( $O_R X_R Y_R$ )和从雷达32到目标点C的直线之间形成的角度。

[0064] 计算器29例如是计算机。

[0065] 在图3所示的实例中,计算器29包括处理器40,该处理器包括数据处理单元42、存

存储器44、数据存储读取器46以及可选的人机接口48,该人机接口包括键盘50和显示器52。

[0066] 计算器42与计算机程序产品交互。该计算机程序产品包括数据存储介质。该数据存储介质是处理单元42可读的介质。可读数据存储介质是适于存储电子指令并易于偶接到计算机系统的总线的介质。

[0067] 例如,数据存储介质是USB key、磁碟或软盘、光盘、CD-ROM、磁光盘、ROM、RAM、EPROM、EEPROM、磁卡或光卡。

[0068] 包含程序指令的计算机程序存储在存储介质上。

[0069] 该计算机程序可以加载到数据处理单元42中,并且适于实施定位方法,该定位方法将在本说明书的下文中进行描述。

[0070] 在另一个实施方式(未示出)中,计算器29是以一个或多个可编程逻辑部件(比如FPGA(现场可编程门阵列))的形式产生的,或者进一步以一个或多个专用集成电路(比如ASIC(专用集成电路))的形式产生的。在这种情况下,计算器29配置为实施定位方法,这将在本说明书的下文中进行描述。

[0071] 现在将结合图4描述定位装置24的操作,图4示意性地示出了定位方法的一个实施实例。

[0072] 该定位方法旨在在飞越一个区域期间实施,该区域在地面上包括特征元件16。尤其是,该定位方法尤其适用于飞行器12接近用于飞行器12着陆的着陆地点的阶段。

[0073] 有利的是,该定位方法实时实施,即在每个瞬间实施。

[0074] 该定位方法包括第一定位单元26根据由第一单元26的所述传感器或至少一个传感器提供的信号确定飞行器12的位置(称为第一位置)的第一阶段100。

[0075] 由此通过常规的惯性和/或无线电导航方法获得第一位置。第一位置提供第一坐标。

[0076] 有利的是,在第一确定阶段100结束时,还获得了飞行器12的速度。

[0077] 该定位方法包括第二定位单元28确定飞行器12的位置(称为第二位置)的第二阶段110。

[0078] 第二确定阶段110与第一确定阶段100同时实施,目的是评估飞行器12在同一时刻的位置。图5示出了第二确定阶段110的一个实施实例。

[0079] 第二确定阶段110包括:在步骤200中,雷达32探测飞越区域(尤其是图1和图2所示的实例中的跑道10)的特征元件16。

[0080] 每次探测都与坐标相关联。尤其是,每次探测由径向距离、雷达32的坐标系中的圆周角以及雷达32的坐标系中的负仰角来限定。由此,在探测步骤结束时获得雷达图像,在该雷达图像上呈现了这些探测。

[0081] 等效地,在改变坐标系之后,每次探测可以由径向距离D、相对于飞行器12的局部水平线定义的仰角S和相对于飞行器12的纵向轴线定义的方位角G来限定。

[0082] 为了例如从坐标(高度,圆周) = (E,C) 转换到(海拔高度,方位) = (S,G),首先计算笛卡尔方向向量 $u_x = \cos E \cdot \cos C$ 、 $u_y = \cos E \cdot \sin C$ 和 $u_z = \sin E$ 。然后依次将对应于雷达海拔高度设置角的相反方向的旋转矩阵(rotation matrix)、对应于飞行器滚动(roll)的相反方向的旋转矩阵和对应于飞行器俯仰(pitch)的相反方向的旋转矩阵应用于所述矢量。获得的矢量在飞行器的局部水平坐标系中以笛卡尔坐标来表达,并且通过执行从笛卡尔坐标

到极坐标的转换来获得海拔高度和方位值。这种操作包括了解雷达的海拔高度设置角(与雷达在飞行器上的机械安装有关)以及飞行器的滚转角和俯仰角(通常由飞行器惯性单元提供)。

[0083] 有利的是,雷达32将诸如恒定虚警率(constant false alarm rate/CFAR)的处理应用于所获得的雷达图像,这样可以更好地探测特征元件16。因此,在时间上,“雷达图像”开始由地面反向散射并由雷达接收的信号形成。对所述图像应用CFAR处理,这可以提供带有坐标的探测列表。

[0084] 第二确定阶段110包括:在步骤210中,根据探测到的特征元件16的坐标,确定雷达轴线 $Y_R$ 与平行或垂直于该排元件或至少一排元件的直线(称为基准线)之间的角偏移量 $T$ 。基准线是根据飞越区域和飞越区域上特征元件16的几何形状的预定线。在图1和图2所示的实例中,基准线是跑道中心线 $Y$ 。由计算器29实施确定步骤210。

[0085] 确定角偏移量 $T$ 的步骤包括例如:

[0086] -将每次探测的坐标转换成笛卡尔坐标,

[0087] -对于包括在预定值范围内的每个角偏移量值 $T_{test}$ ,针对每次探测确定为所述角偏移量值 $T_{test}$ 校正的沿着横坐标轴的笛卡尔坐标,

[0088] -对于预定值范围内的每个角偏移量值 $T_{test}$ ,确定对应于沿着横坐标轴校正的每个笛卡尔坐标的探测次数,并且与最大探测次数相关联的角偏移量值 $T_{test}$ 是雷达轴线 $Y_R$ 和基准线之间的角偏移量 $T$ 。

[0089] 当基准线是跑道10的 $Y$ 轴时,给出了确定角偏移量 $T$ 的一个更具体的实例(图1和图2)。本实例利用了特征元件16平行于跑道中心线 $Y$ 成排布置的情况。

[0090] 在所述实例中,确定角偏移量 $T$ 的步骤包括将探测到的元件的坐标转换成笛卡尔坐标。通过以下公式得出笛卡尔坐标:

$$[0091] \quad x = D \cdot \cos S \cdot \sin G \quad (1)$$

$$[0092] \quad y = D \cdot \cos S \cdot \cos G \quad (2)$$

[0093] 其中:

[0094] ● $x$ 是沿着横坐标轴的笛卡尔坐标,

[0095] ● $y$ 是沿着纵向坐标的笛卡尔坐标,

[0096] ● $D$ 是径向距离,

[0097] ● $S$ 是仰角(elevation angle),以及

[0098] ● $G$ 是方位角(bearing angle)。

[0099] 然后,确定步骤210包括:对于角偏移量测试值 $T_{test}$ ,针对每次探测确定为所述角偏移量值 $T_{test}$ 校正的沿着横坐标轴的笛卡尔坐标。角偏移量测试值 $T_{test}$ 是具有预定步长的预定值区间内的值。值区间包括在例如-10度( $^{\circ}$ )和10 $^{\circ}$ 之间,并且预定步长等于十分之一度。因此,对于每个角偏移量测试值 $T_{test}$ ,通过以下公式获得沿着探测的 $x$ 轴的笛卡尔坐标:

$$[0100] \quad x = D \cdot \cos S \cdot \sin(G + T_{test}) \quad (3)$$

[0101] 然后,对于每个角偏移量测试值 $T_{test}$ ,确定步骤210包括:确定对应于沿着横坐标轴校正的每个笛卡尔坐标的探测次数。与最大探测次数相关联的角偏移量值 $T_{test}$ 是雷达轴线 $Y_R$ 和跑道中心线 $Y$ 之间的角偏移量 $T$ 。以上内容相当于为每个角偏移量测试值 $T_{test}$ 产生沿着 $x$ 轴的位置直方图以及为沿着 $x$ 轴的每个区间计算其 $x$ 位置给出最高峰值(无论 $x$ 值是多

少)的探测次数,这反映了探测已经相对于跑道中心线Y尽可能最佳对准的情况。

[0102] 可选地,通过找到峰值周围的二阶回归的最大值的位置来细化角偏移量T。

[0103] 在第二实例中,通过对探测列表执行主成分分析(principal component analysis/PCA)来获得角偏移量T。在这种情况下,首先计算(x,y)对的协方差矩阵,这可以从中推导出特征向量并最终推导出角偏移量T。

[0104] 在第三实例中,通过对探测列表应用霍夫变换来获得角偏移量T,并且累积点得出了角偏移量T。

[0105] 然而,第二和第三实例得出的结果不如第一实例稳健,因为每个特征元件并不总是对应于探测(探测概率<1),或者一些探测可能不是特征元件16(跑道附近可能导致探测或错误警报的其他物体)。

[0106] 在确定步骤210结束时,通过以下公式得出为角偏移量T校正的探测的笛卡尔坐标(称为最佳笛卡尔坐标):

$$[0107] \quad x = D \cdot \cos S \cdot \sin(G+T) \quad (4)$$

$$[0108] \quad y = D \cdot \cos S \cdot \cos(G+T) \quad (5)$$

[0109] 第二确定阶段110包括:在步骤220中,根据所确定的角偏移量T和所探测的特征元件16的坐标确定飞行器12相对于飞越区域的相对位置。由计算器29来实施确定步骤220。

[0110] 为此,确定雷达的水平投影 $P_H$ 在穿过该排元件或至少一排元件的直线上的正交投影的距离(称为第一距离D1)。雷达的水平投影 $P_H$ 是雷达在地面上的位置的正交投影。

[0111] 同时确定雷达的水平投影 $P_H$ 在垂直于该排元件或至少一排元件的直线上的正交投影的距离(称为第二距离D2)。

[0112] 然后,根据所确定的第一距离D1和第二距离D2,获得飞行器12的第二位置。

[0113] 如果飞越区域是跑道(图1和图2的实例),则第一距离D1是雷达32的水平投影 $P_H$ 在跑道中心线Y上的正交投影的距离(称为轴向偏移量 $D_A$ )。雷达32的水平投影 $P_H$ 是雷达32在跑道10的水平面上的位置的正交投影。第二距离D2是雷达32的水平投影 $P_H$ 在穿过跑道入口的直线上的正交投影的距离(称为到达跑道入口的距离 $D_{SHT}$ )。

[0114] 下文给出了确定轴向偏移量 $D_A$ 和到达跑道入口的距离 $D_{SHT}$ 的一个更具体的实例。

[0115] 例如通过根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定沿着每次探测的横坐标轴的位置直方图来获得轴向偏移量 $D_A$ 。所获得的直方图具有与跑道10上的纵排特征元件16一样多的峰值。因此,该直方图包括至少两个侧峰,对应于沿着跑道10的纵向边缘延伸的两个纵排18A、18B。轴向偏移量 $D_A$ 对应于例如沿着两个侧峰的x轴的坐标的平均值。

[0116] 在一种变型中,当跑道10还具有沿着跑道中心线Y延伸的纵排特征元件16时,所获得的直方图还具有在两个侧峰之间的中心峰。在这种情况下,轴向偏移量 $D_A$ 例如是中心峰的x位置。

[0117] 例如通过根据每次探测的最佳笛卡尔坐标确定沿着每次探测的y轴的位置直方图来获得到达跑道入口的距离 $D_{SHT}$ 。所获得的直方图具有与跑道10上的横排特征元件16一样多的峰值。在这种情况下,到达跑道入口的距离 $D_{SHT}$ 是沿着最远峰值(即,具有最大y坐标的峰值)的y轴(在y轴上)的坐标。

[0118] 可选地,第二确定阶段110进一步包括:在步骤230中,确定飞行器12相对于基准线(在图1和图2的情况下为跑道中心线Y)的水平速度,该水平速度根据取决于第一距离D1随

时间的变化和第二距离D2随时间的变化的两个分量 $V_x$ 、 $V_y$ 来表达。 $V_x$ 分量是x轴上投影速度的分量。 $V_y$ 分量是y轴上投影速度的分量。由计算器29来实施确定步骤140。

[0119] 在图1和图2(跑道10)的情况下给出了实施所述步骤的一个实例。

[0120] 尤其是,到达跑道入口的距离 $D_{SHT}$ 随时间的变化给出了速度的分量 $V_y$ ,并且轴向偏移量 $D_A$ 随时间的变化给出了速度的分量 $V_x$ 。例如采用卡尔曼滤波器来计算这些随时间的变化。

[0121] 该定位方法包括比较与在阶段100确定的第一位置相关联的数据和与在阶段110确定的第二位置相关联的数据的阶段120。在比较阶段120结束时,第一位置被确定为有效或者无效。当确定第一位置例如无效时,触发警报。由计算器29来实施比较阶段120。

[0122] 在比较阶段120的第一实施方式中,将第一位置与第二位置进行比较,以确定第一位置有效或无效。尤其是,第一位置与第一标准偏差相关联,并且第二位置与第二标准偏差相关联。第一位置的不确定性显示为第一椭圆体,其中心是第一位置,并且其半径却决于第一标准偏差。第二位置的不确定性显示为第二椭圆体,其中心是第二位置,并且其半径却决于第二标准偏差。比较阶段包括:当第一椭圆体和第二椭圆体不相交时,特别是当第二椭圆体未包括在第一椭圆体中时,确定第一位置无效。在这种情况下,例如触发警报。

[0123] 下文给出了实施比较的一个实例。对于来自两个源( $s$ =由大写字母P或V表示的主源(惯性和/或无线电导航传感器,阶段100)或者由小写字母p或v表示的次源(雷达,阶段110))的飞行器(由A表示)的每个位置数据( $d$ =由p表示的位置或者由v表示的速度),让我们将其沿着与跑道(ReperePiste)关联的笛卡尔空间坐标系的e轴(X、Y、Z)方向的标准偏差命名为 $\sigma_{d_{s_e}}$ :

[0124]  $\sigma_{d_{s_e}}$ 是协方差矩阵 $MatCov_{d_{sA}[ReperePiste]}$ 的直线e的对角项的平方根,并且 $MatCov_{PA}[ReperePiste]$ 表示飞行器(A)的位置(P)的协方差矩阵(从主源(大写字母的P)导出且在坐标系ReperePiste中表达)。

[0125] 因此, $\sigma_{d_{s_X}}$ 、 $\sigma_{d_{s_Y}}$ 和 $\sigma_{d_{s_Z}}$ 分别表示待被引导的飞行器的位置数据的横向标准偏差、纵向标准偏差和垂直标准偏差。

[0126] 通过欧几里德范数在ReperePiste中计算来自两个源的位置数据之间的距离:

$$[0127] \quad \Delta_{Position} = \|\overline{P_A P_A}\| \text{ 和 } \Delta_{Velocity} = \|\overline{V_A} - \overline{V_A}\|$$

[0128] 让我们把来自两个源的位置数据( $d$ =位置,速度)之间的距离在ReperePiste的轴线( $e=X$ 、 $Y$ 和 $Z$ )上的投影命名为 $\Delta_{d_e}$ 。

[0129] 让我们将e轴上位置数据d的最大可接受不确定度命名为 $Max_{d_e}$ 。最大不确定性例如是已知的。

[0130] 让我们将来自源s的位置数据d的可接受误差概率重新命名为 $P_{SensorError}(i) = ProbaErr_{d_s}$ 。

[0131] 让我们将应用于位置数据d与源s的标准偏差的系数命名为 $k_{d_s}$ ,以提供所述源的完整性目标的一致保护半径: $k_{d_s} = norminv\left(1 - \frac{ProbaErr_{d_s}}{2}\right)$  其中 $k_{d_s} \cdot \sigma_{d_{s_e}}$ 表示来自源s且沿着e轴的数据d的不确定性。

[0132] 如果在三个e轴中的任何一个(至少一个)上满足以下关系,则对位置数据d取消完

完整性警告( $s_1$ =位置数据d的主源,并且 $s_2$ =位置数据d的次源):

$$[0133] \quad \Delta_{d,e} + k_{d,s1} \cdot \sigma_{d,s1,e} > \text{Max}_{d,e}$$

$$[0134] \quad \text{或者} \quad \Delta_{d,e} + k_{d,s2} \cdot \sigma_{d,s2,e} > k_{d,s1} \cdot \sigma_{d,s1,e}$$

[0135] 通过应用所述算法以及假设源 $s_1$ 、 $s_2$ 是独立的,产生的位置数据d的误差概率:

$$[0136] \quad P_{\text{SystemError}_d} = \text{ProbaErr}_{d,s1} \cdot \text{ProbaErr}_{d,s2}$$

[0137] 这个比较阶段可以按照为飞行阶段设定的安全目标以完整性水平将所产生的位置误差控制在一定范围内。以上内容之所以成为可能,尤其是因为上述采用雷达的定位方案独立于常规方案(惯性和无线电导航)。

[0138] 本领域的技术人员应当理解的是,比较阶段120包括:在先前步骤中,改变所获得的第一位置和第二位置的坐标的坐标系,以便将其放置在相同的几何坐标系中。实际上,第二位置例如以与地面(例如,跑道)关联的坐标系来表达,而第一位置例如以陆地地理坐标系WGS-84来表达。由于进场和着陆约束例如是相对于跑道来表达的,所以优选地将第一位置和第二位置代入跑道坐标系。

[0139] 在第二实施方式中,比较阶段120包括:在定位装置24的显示器上显示根据第一位置来自数据库的一组图像中确定的飞越区域图像。该图像实际上是根据第一位置选择的,以便显示飞行器12飞越的当前区域。因此,所显示的图像包括飞行器12飞越的区域的特征元件。数据库存储在例如计算器29的存储器中。

[0140] 这种显示器例如是SVGS(合成视觉引导系统)。SVGS是一种具有垂直引导的仪表进场程序,其将决断高度从I类进场的200英尺标准高度降低到150英尺。这种进场尤其在标准RTCA DO-359、AC 20-167A和AC 20-185中定义。在SVGS中,飞行器12的定位是引导系统和合成可视化系统的基础。

[0141] 显示阶段进一步包括:在所显示的图像上叠加飞越区域的特征元件16的图案,雷达32已经在确定第二位置期间探测到所呈现的元件。特征元件16的图案例如是诸如十字或圆圈的标志。所述图案旨在通过其位置来呈现特征元件16。

[0142] 然后,当叠加在图像上的特征元件16的图案在图像上具有与已经存在于图像上的相应特征元件16基本相同的位置时,确认第一位置有效。否则,确认第一个位置无效。通过这种方式,可以向飞行员提供更多的信息,并使飞行员确信位置的可行性。

[0143] 因此,在本实施方式中,与第一位置相关联的数据包括根据第一位置在数据库中确定的图像。与第二位置相关联的数据包括由雷达探测的且从中获得第二位置的特征元件16的图案。

[0144] 应该注意的是,比较阶段120的第一实施方式和第二实施方式适于组合在一起。

[0145] 可选地,该定位方法包括当确定第一位置无效时(例如,当触发警报时)修改飞行器12的轨迹的阶段130。由计算器29来实施修改阶段130。可选地,自动实施所述阶段(自动驾驶仪)。在一种变型中,由飞行员或机组人员实施所述阶段。

[0146] 典型地,轨迹的修改包括:当不满足着陆条件时(即,当触发警报时),飞行器12重新爬升海拔高度。

[0147] 可选地,当已经确定第一位置有效时,该定位方法包括合并(merging)第一和第二位置以获得优化位置的阶段140。由此提高了所获得的位置的精确度。

[0148] 在一个实施实例中,合并阶段(fusion phase)140包括:借助卡尔曼滤波器合并并

第一确定阶段100和第二确定阶段110获得的位置。

[0149] 由此,本方法可以通过雷达定位来结合由常规定位方法(惯性和无线电导航)产生的位置。尤其是,当采用常规定位方法无法实现空中导航的安全目标(例如,在没有能见度的进场和着陆阶段)时,雷达定位用于验证常规定位。

[0150] 由此,该方法提高了一个或多个常规定位方案的完整性和/或连续性和/或精确性的水平。由此,定位更加可靠和安全。

[0151] 飞行器的自动引导(自动驾驶仪)基于位置与最终进场航段的偏差。横向和垂直偏差例如以公制或角度形式表达(标准D0-253)。在I类以上的进场和着陆中,标准AC 120-118要求定位方案的完整性大于 $1-10^{-7}$ 以及角度精度垂向优于 $0.2^\circ$ 且横向优于 $0.4^\circ$ 。本方法可以通过将常规定位方法与所述雷达方法相结合来实现这些完整性水平。

[0152] 该方法例如适用于飞行器在200英尺以下的下降阶段以及采用常规的ILS(“仪表着陆系统”)I类定位方案和/或由上述雷达定位方案增强的LPV(卫星垂直导航精确进场)在没有能见度的跑道上着陆。

[0153] 在进场和着陆阶段,例如低于决断海拔高度或高度时,机组人员或飞行员应该已经获得了着陆所需的目视基准(进场灯、入口和跑道边缘和机轮触地区)。定位系统24可以将决断阈值降低到正常值以下,因为这些值是由常规定位方案确定的。由此,当上述内容不可能且触发了警报时,着陆进场被中断,同时飞行器恢复海拔高度。

[0154] 所实施的雷达定位无需图像数据库,因此可以用于所有类型的飞越区域,即使该区域未被参照。与基于占用大量存储空间的数据库的方案不同,所实施的雷达方案骄傲更易于携带到飞机上。此外,所述方法不要求对着陆地点(机场)的基础设施进行任何修改或增建。

[0155] 本领域的技术人员应当理解的是,当这样的组合兼容时,上述实施方式可能彼此组合。

[0156] 其中一个应用实例例如涉及飞行器在跑道上着陆。然而,本方法也适用于其他着陆地点(比如直升机的直升机场)或者在常规着陆地点之外的着陆地点。类似地,本方法适用于飞行的其他阶段,比如滑行、起飞、巡航或进一步下降。

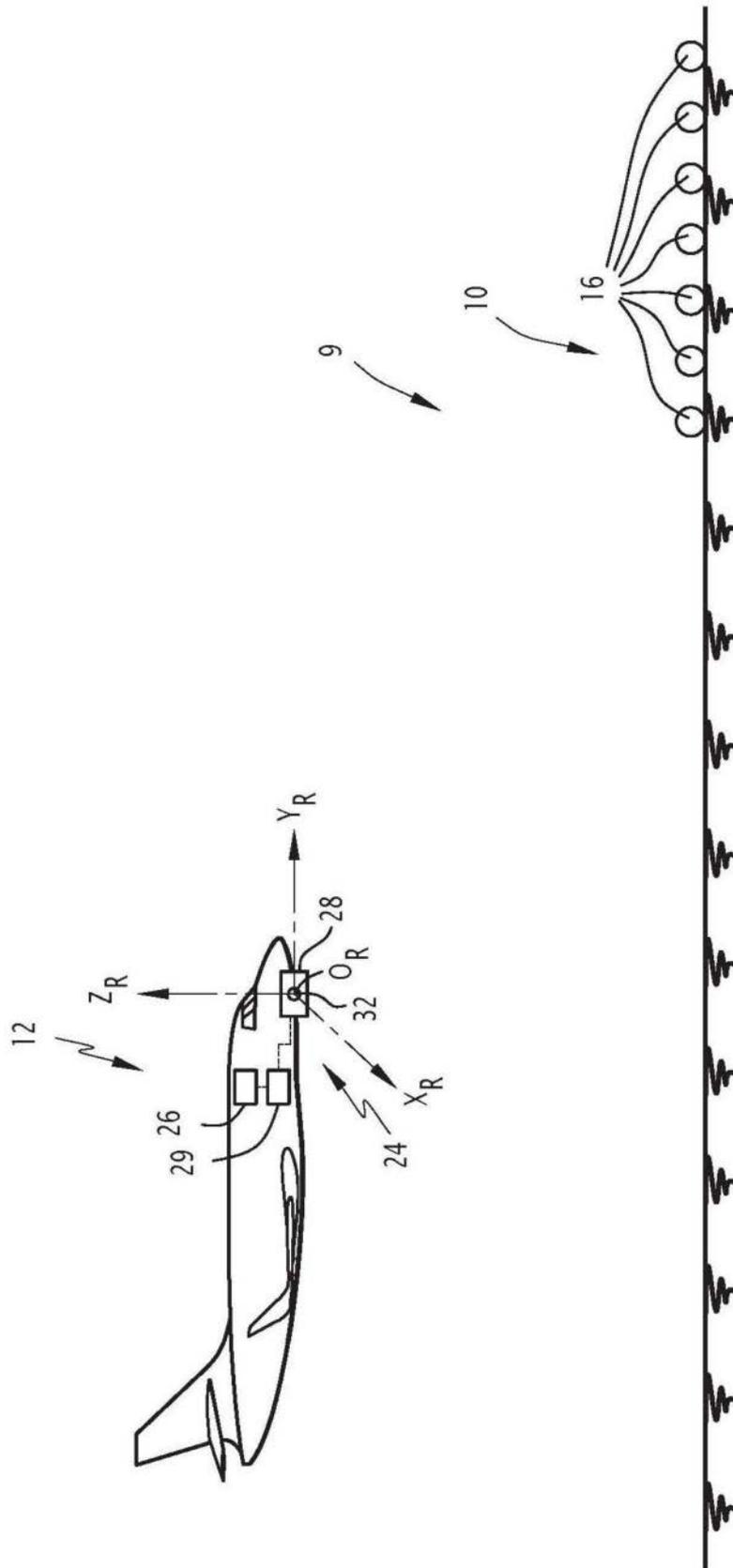


图1

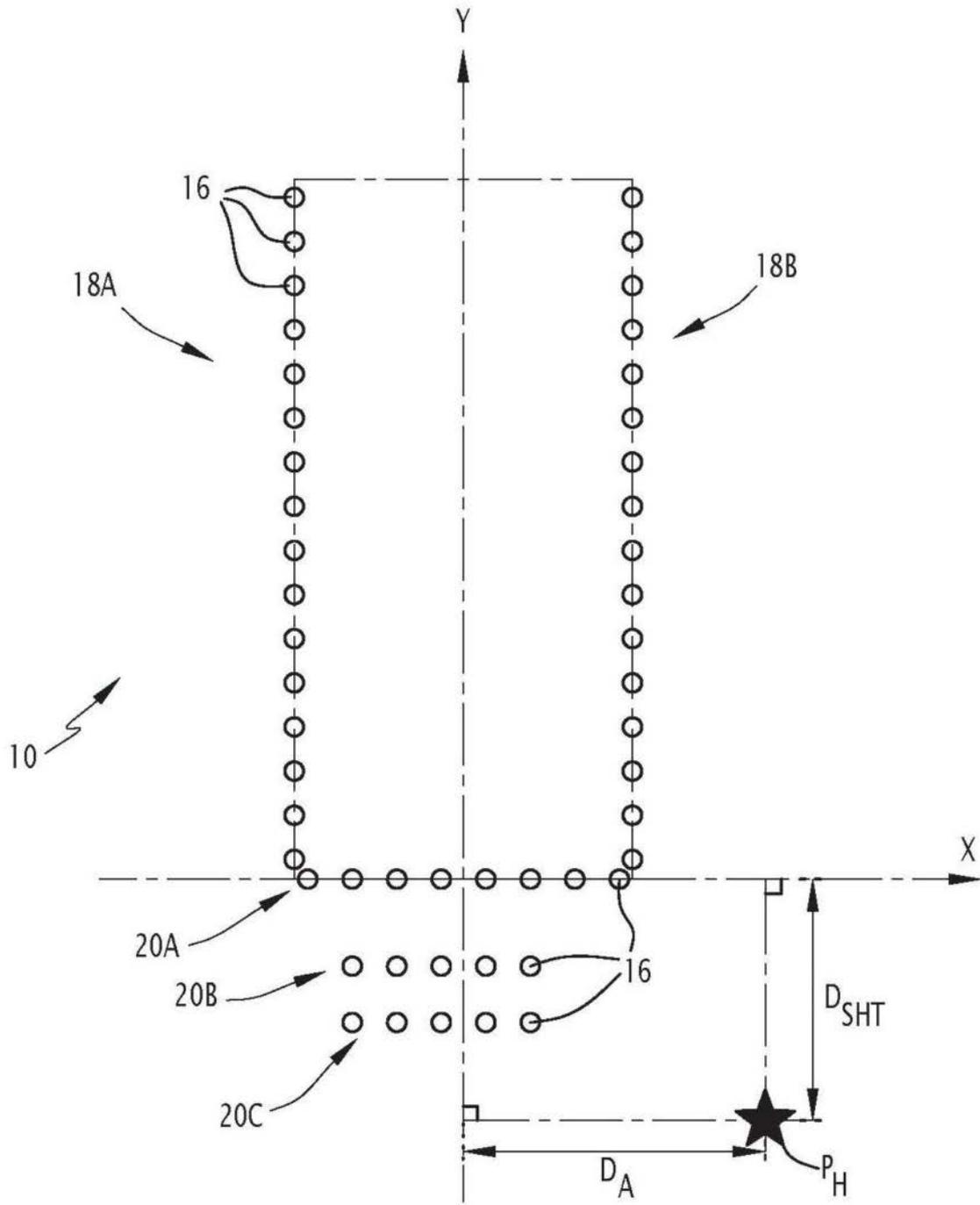


图2

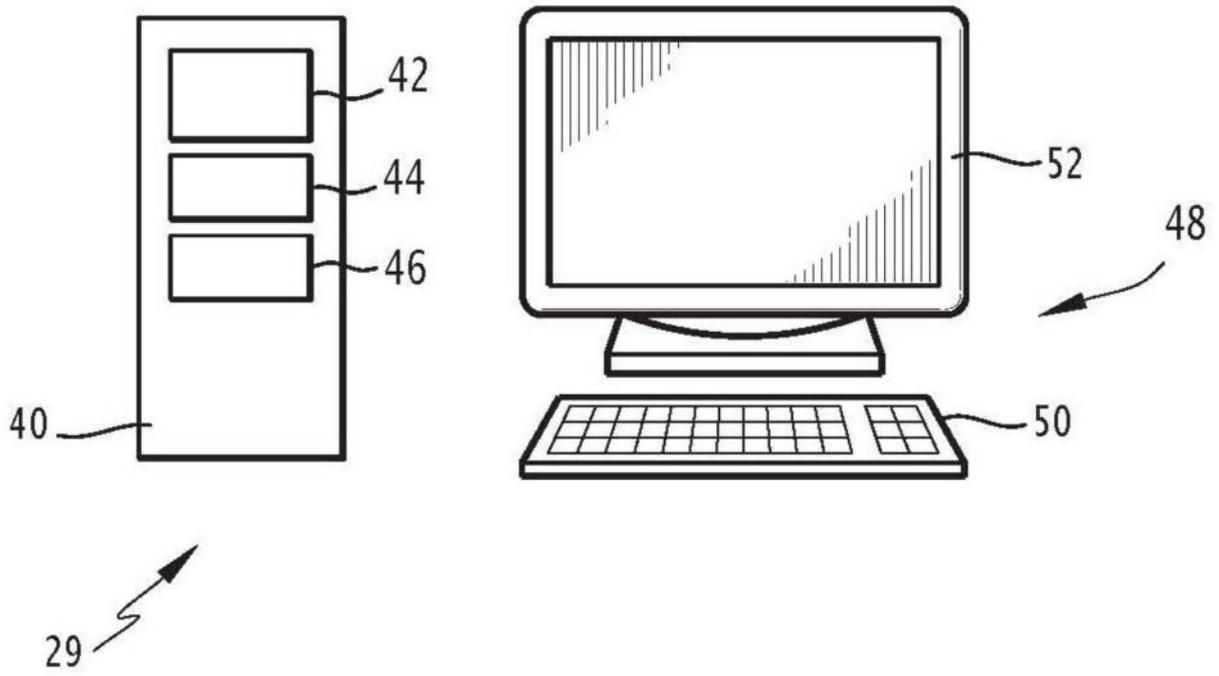


图3

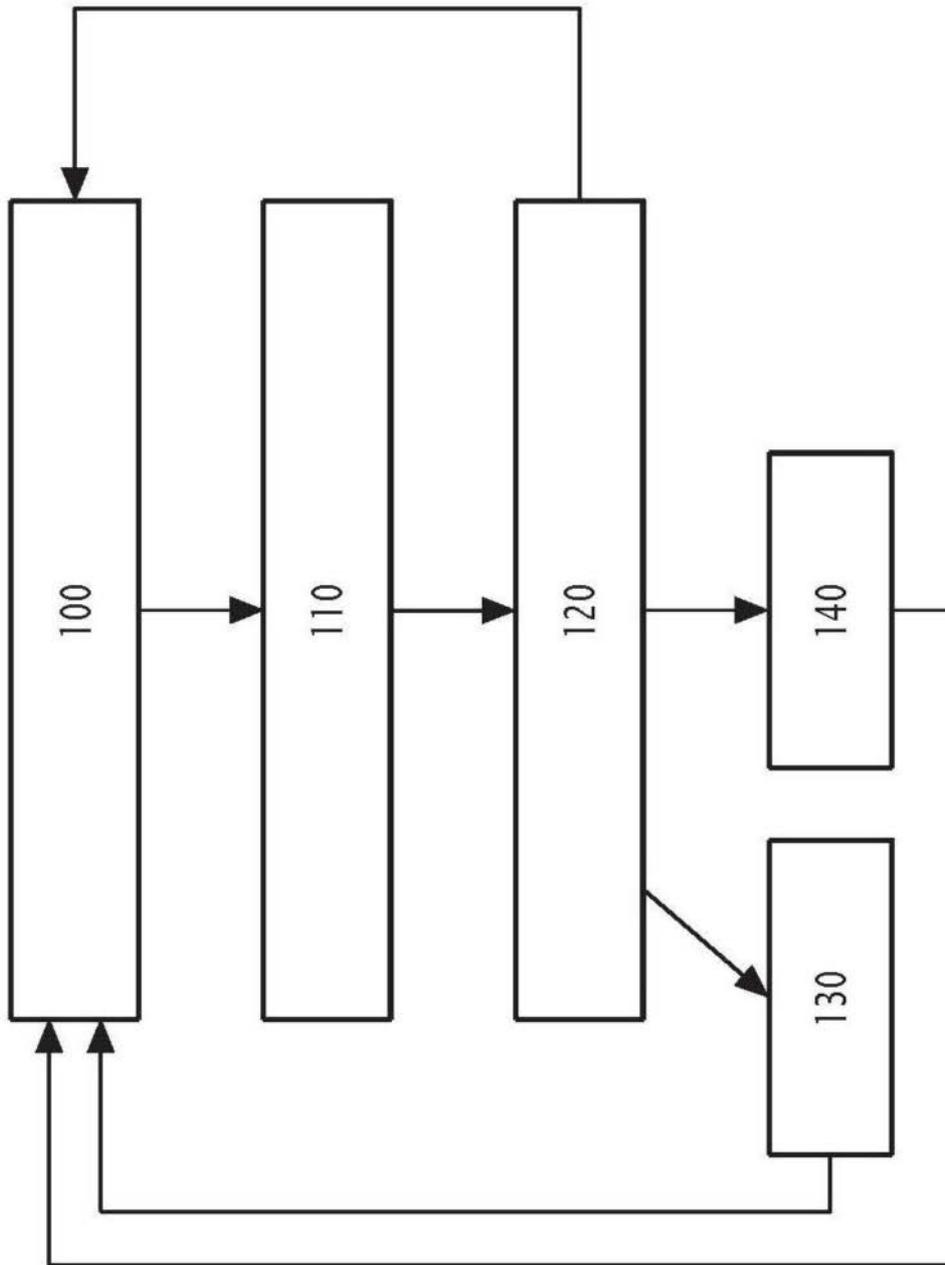


图4

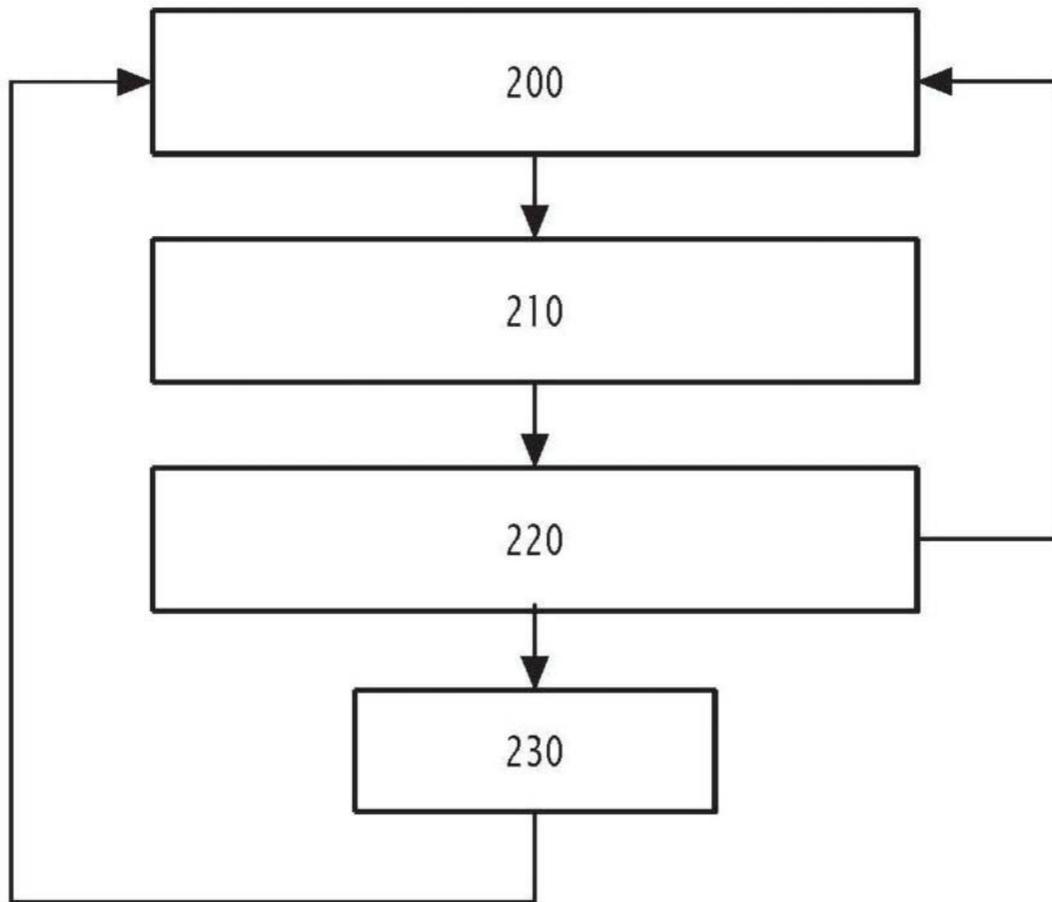


图5