



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101385058 B

(45) 授权公告日 2011. 07. 06

(21) 申请号 200780006059. X

B64D 45/04 (2006. 01)

(22) 申请日 2007. 02. 14

(56) 对比文件

(30) 优先权数据

CN 1544291 A, 2004. 11. 10, 全文.

0601453 2006. 02. 20 FR

EP 1460504 A1, 2004. 09. 22, 全文.

(85) PCT申请进入国家阶段日

WO 2006/000590 A1, 全文.

2008. 08. 20

US 3666929 A, 1972. 05. 30, 全文.

(86) PCT申请的申请数据

审查员 吴娟

PCT/FR2007/000258 2007. 02. 14

(87) PCT申请的公布数据

W02007/096500 FR 2007. 08. 30

(73) 专利权人 法国空中巴士公司

地址 法国图卢兹

(72) 发明人 P·劳奎特 J·-P·休伊恩

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 曾祥交 何自刚

(51) Int. Cl.

G08G 5/02 (2006. 01)

G05D 1/06 (2006. 01)

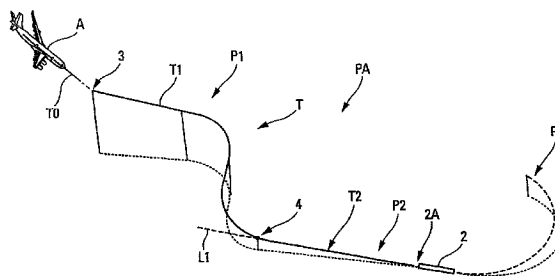
权利要求书 2 页 说明书 9 页 附图 3 页

(54) 发明名称

在进场期间协助驾驶飞行器的设备及具有该设备的飞行器

(57) 摘要

一种用于在为了着陆而进场期间协助驾驶飞行器的设备。该设备 (1) 包括用于协助引导该飞行器的引导系统 (8), 在根据第一引导模式的初始阶段期间以及在根据第二引导模式的终点阶段期间, 在同时促动了控制装置 (11A, 11B, 11n) 的情况下, 此第一引导模式和第二引导模式之间的转换由该引导系统 (8) 自动实施。



CN 101385058 B

1. 一种用于在为了着陆而进场阶段期间协助驾驶飞行器的设备,所述进场阶段 (PA) 展示出:

- 在第一转换点 (3) 与至少一个第二转换点 (4 ;4A, 4B) 之间限定的初始阶段 (P1), 在此初始阶段期间, 遵循性能限制沿预定的飞行平面引导该飞行器 (A) ;以及

- 在此第二转换点 (4 ;4A, 4B) 和着陆之间限定的终点阶段 (P2), 在此终点阶段期间, 沿进场轴线 (L1) 引导该飞行器,

所述设备包括:

- 能够提供关于该飞行器 (A) 的信息的信息源组 (2) ;

- 导航数据库 (6) ;

- 能够确定如下内容的计算系统 (7) :

• 相对于所述飞行平面的飞行轨迹 (T1) ;

• 位于所述飞行器 (A) 的当前位置和所述飞行轨迹 (T1) 之间的第一侧向偏差和第一垂直偏差 ;

• 所述进场轴线 (L1) ;以及

• 位于所述飞行器 (A) 的当前位置和所述进场轴线 (L1) 之间的第二侧向偏差和第二垂直偏差 ;

- 能够协助引导所述飞行器的引导系统 (8) ;以及

- 显示系统 (9),

其特征在于:

- 所述设备 (1) 还包括控制系统 (10), 所述控制系统 (10) 包括至少一个可促动的控制装置 (11A, 11B, 11n), 所述控制装置 (11A, 11B, 11n) 允许所述飞行器的飞行员控制混合进场模式, 所述混合进场模式包括用于在所述初始阶段 (P1) 期间引导所述飞行器 (A) 的第一引导模式, 以及在所述终点阶段 (P2) 期间引导所述飞行器 (A) 的第二引导模式 ;

- 所述计算系统 (7), 形成为以便一旦促动所述控制装置 (11A, 11B, 11n), 即同时确定相对所述混合进场模式的所述第一侧向偏差和第一垂直偏差以及第二侧向偏差和第二垂直偏差, 并且从为此效果而所需的全部信息在飞行器 (A) 上可得到时开始进行该确定 ;

- 所述引导系统 (8), 形成为以便在位于所述第一转换点和第二转换点之间的所述初始阶段 (P1) 期间, 同时促动所述控制装置 (11A, 11B, 11n) 的情况下, 根据所述第一引导模式协助引导所述飞行器 (A) ;以及在从所述第二转换点开始的所述终点阶段 (P2) 期间, 同时促动所述控制装置 (11A, 11B, 11n) 的情况下, 根据所述第二引导模式协助引导所述飞行器 (A) ;在所述第一引导模式和第二引导模式之间的转换由所述引导系统 (8) 自动实施 ;以及

- 所述显示系统 (9) 形成为以便从所述控制装置 (11A, 11B, 11n) 被促动开始, 在至少一个显示屏 (12, 13) 上至少显示:

• 指示所述混合进场模式的指示装置 ;

• 如果必要时, 至少指示所述混合进场模式的当前引导状态的指示装置 ;以及

• 分别代表所述第一侧向偏差和第一垂直偏差以及第二侧向偏差和第二垂直偏差的指示装置, 并且一旦这些偏差可得到时即显示。

2. 根据权利要求 1 所述的设备, 其特征在于, 所述控制系统 (10) 包括多个控制装置

(11A, 11B, 11n), 其中各控制装置 (11A, 11B, 11n) 均允许控制多种不同的混合进场模式中的一种模式。

3. 根据权利要求 2 所述的设备, 其特征在于, 所述控制系统 (10) 包括用于分别控制所述混合进场模式的多个控制装置 (11A, 11B, 11n), 所述混合进场模式同时包括:

- 第一引导模式, 其允许遵循所述性能限制; 以及
- 分别地包括如下第二引导模式中的一种: 多种不同的精确进场模式的一种精确进场模式, 或者非精确进场模式。

4. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述设备形成为以便还在中断了正在进行的进场阶段的重新加大油门阶段 (P3) 期间, 实施与所述初始阶段 (P1) 相关的操作。

5. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述显示系统 (9) 包括导航屏幕 (12) 和主驾驶屏幕 (13)。

6. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述显示系统 (9) 形成为以便区分关于所述混合进场模式的当前引导模式的信息的显示, 以及涉及所述混合进场模式的另一种引导模式的信息的显示。

7. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述显示系统 (9) 形成为以便能够显示:

- 涉及关于所述第一引导模式的信息的第一辅助显示装置; 以及
- 涉及关于所述第二引导模式的信息的第二辅助显示装置。

8. 根据权利要求 7 所述的设备, 其特征在于, 所述显示系统 (9) 形成为以便还能够显示第二转换点 (4A, 4B) 的位置。

9. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述计算系统 (7) 包括:

- 用于确定所述第一偏差的飞行管理系统 (14); 以及
- 用于确定所述第二偏差的协助着陆的多模式接收器 (20)。

10. 根据权利要求 1-3 中的任一项所述的设备, 其特征在于, 所述终点阶段 (P2) 开始于:

- 对于侧向引导而言, 最早当所述飞行器 (A) 到达第二侧向转换点 (4A) 时开始; 以及
- 对于垂直引导而言, 最早当所述飞行器 (A) 到达第二垂直转换点 (4B) 时开始。

11. 根据权利要求 10 所述的设备, 其特征在于, 所述导航数据库 (6) 包括用于对应于精确进场模式的第二引导模式的所述第二侧向转换点和第二垂直转换点 (4A, 4B) 的预定基准。

12. 根据权利要求 10 所述的设备, 其特征在于, 所述计算系统 (7) 直接计算用于对应于非精确进场模式的第二引导模式的所述第二侧向转换点和第二垂直转换点 (4A, 4B) 的基准。

13. 一种飞行器, 其特征在于, 所述飞行器包括如权利要求 1 到 12 中任一项所述的设备 (1)。

在进场期间协助驾驶飞行器的设备及具有该设备的飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及在为了着陆而进场期间协助驾驶飞行器尤其是运输机的设备,及具有该设备的飞行器。

背景技术

[0002] 在本发明的背景下,所述进场阶段表示:

[0003] - 限定在这一点(称为“最终进场点”)和这一点(称为“转换点(point de transition)”)之间的初始阶段,在此阶段期间遵循尤其是 RNP 型的性能约束(英文为“Required Navigation Performance”)沿预定飞行平面引导该飞行器;

[0004] - 在此转换点和着陆跑道上的有效着陆之间限定的终点阶段,在此阶段期间沿进场轴线引导该飞行器。

[0005] 已知在国际背景下,空中运输不断增长,空中通道被加入飞行路线,而通道的宽度越来越窄。为了能够减小此空中通道的宽度,尤其要考虑所述飞行器的某些性能。而飞行器的这些特征性能尤其是在位于所述最终进场点和所述转换点之间的所述进场阶段的初始阶段实施。

[0006] 还已知飞行器应该保持的用于留在空中通道中的这些性能是两种类型的性能,即:

[0007] - 引导性能:目标是使该飞行器正确地沿着飞行平面,这就是说,使引导误差最小(英文称为“Flight Technical Error”或 FTE);以及

[0008] - 导航性能:目标是对该飞行器的有效位置有良好的估计,这就是说,使位置估计误差最小(英文为“Position Estimation Error”或 PEE)。

[0009] 为了保持前述性能,所以要促使这两种误差 FTE 和 PEE 的和,即英文命名为“Total System Error”或 TSE 的总误差最小。

[0010] 抑制参数 TSE 是所需的条件之一,这尤其将允许:

[0011] - 该飞行器对于那些包含障碍物或对于显示出限制的地形以新的进场类型飞行;

[0012] - 在靠近其他进场跑道的跑道上实施同时进场;以及

[0013] - 批准更低的进场判断高度(hauteur de décision)最小值。

[0014] 所以,在前述初始阶段(位于所述最终进场点和所述转换点之间)期间考虑 RNP 型的导航性能和引导性能,这允许对于非一般精度的进场减小判断高度的最小值,然而不允许减至预定高度,例如 250 英尺(大约 75 米)之下,该预定高度与所述转换点相关。

[0015] 从所述转换点开始,可以实施进场阶段的所述终点阶段,同时沿进场轴线引导该飞行器,该进场轴线与使用例如 ILS 型(英文为“Instrument Landing System”)的仪器的精确进场,或非精确进场一致。

[0016] 然而,在这样的情况下,当转换(所述转换点)处于该初始阶段和该终点阶段之间时,引导模式的改变通常以有点突然的方式而实现的,尤其是涉及所述的适当的引导,以及为了向机组人员显示相应的信息。这尤其存在如下缺陷:

- [0017] - 对于乘客及机组人员不舒适；
- [0018] - 在该飞行器的突然反应时对飞行员的压力；以及
- [0019] - 在该初始阶段，缺少给飞行员的信息，这些信息使得他 / 她能够使该飞行器关于进场轴线 xLS（以下详细说明）定位并确认该飞行器的位置与此轴线 xLS 一致。

发明内容

[0020] 本发明涉及在为了着陆而进场期间协助驾驶飞行器的设备，该设备能够弥补前述缺陷，所述进场阶段呈现出：

[0021] - 在第一转换点以及至少一个第二转换点之间限定的初始阶段，在此阶段期间遵循性能限制沿预定的飞行平面引导该飞行器；以及

[0022] - 在此第二转换点和着陆之间限定的终点阶段，在此阶段期间沿进场轴线引导该飞行器。

[0023] 为此，根据本发明，所述类型的设备包括：

[0024] - 能够提供关于该飞行器，尤其是关于该飞行器的当前位置的信息的信息源组；

[0025] - 导航数据库；

[0026] - 能够确定如下内容的计算系统：

[0027] • 相对所述飞行平面的轨迹；

[0028] • 位于该飞行器的当前位置和所述飞行轨迹之间的第一侧向偏差和垂直偏差；

[0029] • 所述进场轴线；以及位于该飞行器的当前位置和所述飞行轨迹之间的第二侧向偏差和垂直偏差；

[0030] - 能够协助引导该飞行器的引导系统；以及

[0031] - 显示系统，

[0032] 值得注意的是：

[0033] - 所述设备还包括控制系统，该控制系统包括至少一个可促动的控制装置，该控制装置允许该飞行器的飞行员控制（即根据实施方式配备或进入）一种混合进场模式，此模式包括用于在所述初始阶段期间引导该飞行器的第一引导模式，以及在所述终点阶段期间引导该飞行器的第二引导模式。

[0034] - 所述计算系统形成为以便从所述控制装置促动开始，同时确定相对所述受控混合进场模式的所述第一偏差和第二偏差，以及从为此目的而所需的全部信息在飞行器上可得到时开始进行该确定。

[0035] - 所述引导系统形成为以便在所述控制装置被促动的情况下，同时在位于所述第一转换点和第二转换点的所述初始阶段期间，根据所述第一引导模式协助引导该飞行器，以及在从所述第二转换点开始的所述终点阶段期间，根据所述第二引导模式协助引导该飞行器，位于所述第一引导模式和第二引导模式之间的转换由所述引导系统自动实施；以及

[0036] - 所述显示系统形成为以便从所述控制装置被促动开始，在至少一个显示屏上至少显示：

[0037] • 指示所述受控混合进场模式的指示装置；

[0038] • 如果必要时至少指示所述受控混合进场模式的当前引导状态的指示装置；以及

[0039] • 分别代表所述第一偏差和第二偏差的指示装置，并且从这些偏差可得到时开始

即显示。

[0040] 因此,受惠于本发明:

[0041] - 第一引导模式和第二引导模式之间(这就是说和所述初始阶段和终点阶段分别相关的引导)的转换由引导系统自动实施;以及

[0042] - 从混合进场模式的控制(配备或进入)开始,同时向该飞行器的机组成员告知此控制,以及与所述受控混合进场模式的第一引导模式和第二引导模式都相关的偏差。

[0043] 这允许在所述进场阶段的初始阶段和终点阶段之间获得简单而有效的转换。

[0044] 除此之外,该飞行器的机组成员还被立即告知侧向偏差和垂直偏差,该侧向偏差和垂直偏差不仅仅是关于此时实施或将很快实施的该初始阶段的所述第一引导模式的偏差,还是关于将直到该初始阶段末尾才实施的所述终点阶段的所述第二引导模式的偏差。因此,从该混合进场模式的控制开始,机组成员就可以确认关于所述第二引导模式的信息,并由此预测之后该第二引导模式的实施。

[0045] 根据本发明的设备还呈现出其他优点。尤其是:

[0046] - 它避免了飞行员在地面附近的动作,并从而减小了飞行员在地面附近的压力和工作负荷;

[0047] - 在最终进场点之前,根据进场选择、进场参数监视以及进场的配备,它使得该过程(以及其他类此的进场)对于飞行员而言是协调的;以及

[0048] - 它使得进场和转换更柔和(在以下详细说明了 RNP 模式和 xLS 模式之间),这增加了乘客和飞行员的舒适性。

[0049] 在一个优选实施例中,所述控制系统,例如 MCDU 型(英文为" Multipurpose Control Display Unit")的多功能显示及控制系统,包括多个控制装置,例如按钮,其中各控制装置均允许控制多种不同混合进场模式中的一种模式。在此情况下,优选的是,所述控制系统包括用于分别控制混合进场模式的控制装置,该混合进场模式同时:

[0050] - 包括第一引导模式,它允许遵守例如 RNP 型的所述性能限制;以及

[0051] - 分别地包括如下第二引导模式中的一种:多种不同的精确进场模式的一种精确进场模式,或者非精确进场模式。

[0052] 在本发明的背景下,根据本发明的设备尤其能够将如下进场模式考虑在内:

[0053] - 涉及例如 ILS 型(英文为" Instrument Landing System")的仪器着陆系统;

[0054] - 涉及例如 MLS 型(英文为" Microwave Landing System")的微波着陆系统的仪器进场模式;以及

[0055] - 涉及 GLS 型(英文为" GPS Landing System")的 GPS 着陆系统(英文为" Global Positioning System",也就是全球定位系统)的仪器进场模式。

[0056] 此外,非精确进场模式可以是 FLS 型的进场模式,该模式例如在专利 FR-2 852 683, FR-2 852 684 和 FR-2 852 686 中有描述。

[0057] 除此之外,在一个具体实施例中,根据本发明的设备形成为以便还在重新加大油门(remise des gaz)阶段(它中断了正在进行的进场阶段)期间,实施涉及所述初始阶段的操作。当检测到特定故障,或飞行员不能获得对判断高度的视觉参考时,会需要这样的重新加大油门阶段。

[0058] 此外,所述显示系统以有利的方式包括例如 ND 型(英文为" Navigation

Display”) 的导航屏幕, 以及例如 PFD 型 (英文为 “ Primary Flight Display ”) 的主驾驶屏幕。

[0059] 此外, 有利的是, 所述显示系统形成为以便区分涉及所述混合进场模式的当前引导模式的信息的显示, 以及涉及所述混合进场模式的另一种引导模式的信息的显示。这种区分能够通过例如借助于不同颜色、不同亮度和 / 或不同图形而实施。

[0060] 除此之外, 所述显示系统以有利的方式形成为以便能够显示 :

[0061] - 涉及关于所述第一引导模式的信息 (例如所述性能限制) 的第一辅助显示装置 ;

[0062] - 涉及关于所述第二引导模式的信息 (例如所述第二引导模式的识别, 由第二引导模式利用的频率和信道) 的第二辅助显示装置 ; 以及需要时

[0063] - 侧向和垂直转换点的位置。

[0064] 此外, 在一个特定实施例中, 所述计算装置包括 :

[0065] - 例如 FMS 型 (英文为 “ Flight Management System ”) 的飞行管理系统, 用于确定所述第一侧向偏差和第一垂直偏差 ; 以及

[0066] - 例如 MMR 型 (英文为 “ Multimode Receive ”) 的协助着陆的多模式接收器, 用于确定所述第二侧向偏差和第二垂直偏差。

[0067] 除此之外, 有利的是, 所述终点阶段开始于 :

[0068] - 对于侧向引导而言, 最早当该飞行器到达第二侧向转换点时开始 ; 以及

[0069] - 对于垂直引导而言, 最早当该飞行器到达第二垂直转换点时开始。

[0070] 在此情况下, 有利的是 :

[0071] - 当第二引导模式对应于精确进场模式时, 所述导航数据库包括所述第二侧向转换点以及第二垂直转换点的预定基准 ; 及 / 或

[0072] - 当第二引导模式对应于非精确进场模式时, 所述计算系统直接计算所述第二侧向转换点以及第二垂直转换点的这些基准。

附图说明

[0073] 附图的图形将使得易于理解如何实施本发明。在这些附图中, 相同的标号代表相似的部件。

[0074] 图 1 是根据本发明的设备的示意简图。

[0075] 图 2 和 3 是两个图形, 它们示意性地分别在垂直平面和水平平面中显示了如在本发明中所考虑的进场阶段。

具体实施方式

[0076] 根据本发明并且在图 1 中示意性地描绘的设备 1 用于在为了在着陆跑道 2 上着陆的进场阶段 PA 期间, 协助飞行器 A, 尤其是军用运输机的驾驶。为此, 顺着在图 2 和 3 (它们涉及一个特定示例) 中示意性描绘的轨迹 T 沿该进场阶段 PA 引导所述飞行器 A。

[0077] 在本发明的背景下, 所述进场阶段 PA 包括 :

[0078] - 在转换点 3 (或 “ 最终进场点 ”) 和至少一个另一个转换点 4 之间限定的初始阶段 P1, 在此阶段遵循 RNP 型 (英文为 “ Required Navigation Performance ”) 性能限制

沿预定飞行平面引导该飞行器 A ;以及

[0079] - 在转换点 4 和在着陆跑道 2 上的着陆之间限定的终点阶段 P2, 在此阶段沿着在图 2 中示意性描绘的至少一条进场轴线 L1 引导该飞行器 A。

[0080] 所述该类型的设备 1 包括 :

[0081] - 能够提供关于该飞行器 A, 尤其是关于该飞行器 A 的当前位置的信息的常用信息来源组 5 ;为此, 所述组 5 可尤其包括惯性基准系统和 GPS 传感器 ;

[0082] - 在以下详细说明书的导航数据库 6 ;

[0083] - 能够确定如下内容的计算系统 7 :

[0084] • 在所述初始阶段 P1 期间相对所述飞行平面的飞行轨迹 T1 ;

[0085] • 在所述初始阶段 P1 期间位于该飞行器 A 的当前位置和所述飞行轨迹 T1 之间的第一侧向偏差和第一垂直偏差 ;

[0086] • 所述进场轴线 L1 ;以及

[0087] • 在所述终点阶段 P2 期间位于该飞行器 A 的当前位置和所述进场轴线 L1 之间的第二侧向偏差和第二垂直偏差 ;

[0088] - 能够协助引导该飞行器 A 的引导系统 8 ;以及

[0089] - 在以下详细说明书的显示系统 9。所述引导系统 8 包括未特别描绘的如下装置 :

[0090] - 计算装置, 其用于确定驾驶定值的常用方式 ;

[0091] - 至少一个协助驾驶的装置, 例如自动驾驶装置和 / 或飞行引向仪, 其根据从所述计算装置接收的驾驶指令来确定该飞行器的驾驶命令 ;以及

[0092] - 促动受控部件的装置, 该受控部件诸如例如飞行器的舵面 (gouverne) (转向系统、升降舵等), 对于这些舵面应用如此确定的驾驶命令。

[0093] 根据本发明, 所述设备 1 还包括至少一个控制系统 10, 例如 MCDU 型 (英文为 " Multipurpose Control Display Unit") 多功能控制和显示系统及 / 或 FCU 型 (英文为 " Flight Control Unit" en anglais) 飞行控制单元, 该控制系统 10 包括多个控制装置 11A, 11B, ..., 11n。各所述控制装置 11A, 11B, 11n 允许该飞行器 A 的驾驶员控制特定的混合进场模式, 该混合进场模式包括 :

[0094] - 第一引导模式, 用于在所述初始阶段 P1 期间侧向地或垂直地引导该飞行器 A ;以及

[0095] - 第二引导模式, 用于在所述终点阶段 P2 期间侧向地或垂直地引导该飞行器 A。

[0096] 更确切地说, 所述混合进场模式包括 :

[0097] - 第一引导模式, 其允许遵循优选为 RNP 型的性能限制, 以便尤其将该飞行器 A 留在空中通道 CA 中, 该空中通道 CA 由图 3 中的线 28A 和 28B 限定范围 ;以及

[0098] - 分别地包括如下第二引导模式中的一种 :

[0099] • 多种不同精确进场模式中的精确进场模式, 这些精确进场模式每次使用从地面接收的信息 ;

[0100] • 非精度进场模式, 该非精度进场模式仅使用该飞行器 A 上可得到的信息。

[0101] 在本发明的背景下, 根据本发明的设备 1 尤其能够将如下进场模式考虑在内 :

[0102] - 涉及例如 ILS 型 (英文为 " Instrument Landing System") 的仪器着陆系统的仪器进场模式, 此模式例如在专利 FR-2 852 685 中有描述 ;

[0103] - 涉及例如 MLS 型（英文为“ Microwave Landing System”）的微波着陆系统的仪器进场模式；以及

[0104] - 涉及 GLS 型（英文为“ GPS Landing System”）的 GPS 着陆系统（英文为“ Global Positioning System”，也就是全球定位系统）的仪器进场模式。因此，不同的混合进场模式可以都可以以“ RNP/xLS”模式表示，xLS 通常代表前述 ILS、MLS、GLS 和 FLS 进场模式。除此之外，根据本发明：

[0105] - 所述计算系统 7 形成为以便从所述控制系统 10 的所述控制装置 11A, 11B, 11n 的促动开始，同时确定所述第一偏差和第二偏差（侧向和垂直），它们分别涉及如此受控的所述特定 RNP/xLS 混合进场模式的第一 RNP 和 xLS 引导模式和第二 RNP 和 xLS 引导模式。当然，所述计算系统 7 仅从为此必需的信息在该飞行器 A 上变得可得到时来确定这些第一偏差和第二偏差。这尤其涉及进场轴线 L1，该进场轴线 L1 被用来确定所述第二偏差，并且该进场轴线 L1 应该能够从该飞行器 A 上检测到；

[0106] - 所述引导系统 8 形成为以便以如下方式协助引导该飞行器 A，在位于所述转换点 3 和 4 之间的所述初始阶段 P1 期间，在同时促动所述控制系统 10 的情况下，根据所述第一引导模式引导该飞行器 A；以及在从所述转换点 4 开始的终点阶段 P2 期间，在同时促动所述控制系统 10 的情况下，根据所述第二引导模式引导该飞行器 A。所述第一引导模式和第二引导模式之间的转换由所述引导系统 8 自动实施；以及

[0107] - 所述显示系统 9 形成为以便在至少一个显示屏 12, 13 上，从所述控制系统 10 被促动开始，至少显示以下未描绘的指示装置（例如以图形符号、字母数字批注等形式）：

[0108] • 指示所述受控 RNP/xLS 混合进场模式的指示装置；

[0109] • 如果必要时，至少指示所述受控混合进场模式的当前引导状态的指示装置；以及

[0110] • 分别代表所述第一偏差和第二偏差（同时有侧向的和垂直的）的指示装置。

[0111] 除此之外，在一个具体实施例中，根据本发明的设备 1 形成为以便还在重新加大油门阶段 P3（它中断了正在进行的进场阶段）期间，以相似的方式实施涉及所述初始阶段 P1 的操作，该阶段 P3 在图 2 中以虚线描绘。当检测到特定故障，或飞行员不能获得对预定判断高度的视觉参考时，会需要这样的重新加大油门阶段 P3。

[0112] 此外，所述显示系统 9 尤其包括例如 ND 型（英文为“ Navigation Display”）的导航屏幕 12，以及例如 PFD 型（英文为“ Primary Flight Display”）的主驾驶屏幕 13。此外，此显示系统 9 形成为以便区分涉及所述混合进场模式的当前引导模式（例如所述第一引导模式）的信息显示，以及涉及所述混合进场模式的另一种引导模式（例如所述第二引导模式）的信息显示。这种区分能够通过例如借助于不同颜色、不同亮度和 / 或不同图形而实施。除此之外，在一个特定实施例中，所述显示系统 9 形成为以便能够显示：

[0113] - 涉及关于所述第一引导模式的信息（例如所述性能限制）的第一辅助显示装置；以及

[0114] - 涉及关于所述第二引导模式的信息（例如第二引导模式的识别，由该第二引导模式利用的频率和信道）的第二辅助显示装置。

[0115] 此外，在一个特定实施例中，所述计算装置 7 包括：

[0116] - 例如 FMS 型（英文为“ Flight Management System”）的飞行管理系统 14，用于确定所述第一侧向偏差和第一垂直偏差。此系统 14 可经由连接 15, 16, 17, 18 和 19 分别

连接在所述导航数据库 6, 所述组 5 和所述系统 10, 9 和 8 上;

[0117] - 例如 MMR 型 (英文为 "Multi Mode Receiver") 的协助着陆的多模式接收器 20, 用于确定所述第二侧向偏差和第二垂直偏差。此接收器 20 可经由连接 21, 22 和 23 分别连接在所述系统 14, 9 和 8 上; 以及

[0118] - 例如 FGS 型 (英文为 "Flight Guidance System") 的引导管理装置 24, 其用于管理不同的引导模式, 包括那些转换。此装置 24 可经由连接 25, 26 和 27 分别连接在所述系统 14, 9 和 8 上。

[0119] 在前述实施例中, 所述飞行管理系统 14 因而以常用的方式, 尤其是借助于从所述组 5 接收的所述当前位置和从所述导航数据库 6 接收的所述平面, 确定位于该飞行器 A 的当前位置和遵循飞行平面的飞行轨迹 T1 之间的所述第一侧向偏差和第一垂直偏差。此外, 借助于从所述组 5 通过该飞行管理系统 14 接收的所述当前位置, 以及例如从所述飞行管理系统 14 接收的所述进场轴线 L1, 所述协助进场的多模式接收器 20 确定位于该飞行器 A 的当前位置 (在终点阶段 P2 期间在所跟随的轨迹 T2 上) 和代表所述第二引导模式的进场轴线 L1 之间的所述第二侧向偏差和第二垂直偏差。在图 2 的示例中, 被实际跟随的轨迹 T2 与进场轴线 L1 对齐, 所述第二侧向偏差和第二垂直偏差非常小。在第一实施例中, 所述单独的进场轴线 L1 可得到来侧向地和垂直地引导该飞行器 A, 使得允许确定所述第二侧向偏差和第二垂直偏差, 然而, 在第二实施例中, 所述进场轴线 L1 可得到来只是垂直地引导该飞行器 A, 使得允许确定所述第二垂直偏差。在此第二实施例中, 可垂直地关于第二进场轴线 (例如图 3 的轴线 L2) 引导该飞行器 A, 从而允许确定所述第二侧向偏差。

[0120] 将会注意到:

[0121] - 在精确进场的背景下, 借助于至少一个形成例如所述接收器 20 的一部分的常用的传感器, 所述进场轴线 L1 通常通过至少一个位于地面且在该飞行器上检测的发射器来突出; 以及

[0122] - 在非精确进场的背景下, 所述进场轴线 L1 由所述飞行管理系统 14 以常用的方式计算出。

[0123] 将会注意到, 在本发明的背景下, 认为特定混合进场模式的控制 (通过促动控制系统 10 的控制装置 11A, 11B, 11n) 对应于:

[0124] - 或者是直接进入所述混合进场模式;

[0125] - 或者是所述混合进场模式的配备, 在同时具备其他特定条件时, 将自动进入该混合进场模式。

[0126] 在所述设备 1 的第一实施变型中, 可规定:

[0127] - 飞行管理系统 14 给引导管理装置 24 提供飞行平面;

[0128] - 组 5 给引导管理装置 24 提供该飞行器 A 的当前位置; 以及

[0129] - 所述引导管理装置 24 计算所述第一侧向偏差和第一垂直偏差, 并将其传输给所述系统 8 和 9。

[0130] 在此第一变型中, 前述其他功能没有变化。

[0131] 此外, 在第二变型中, 可以规定信息源组 5 直接给接收器 20 提供该飞行器 A 的当前位置。

[0132] 将会注意到, 在一个优选实施例中, 如图 3 中所示, 所述终点阶段 P2 开始于:

[0133] - 对于侧向引导而言,最早当该飞行器 A 到达第二侧向转换点 4A 时开始;以及

[0134] - 对于垂直引导而言,最早当该飞行器到达第二垂直转换点时开始。

[0135] 在此情形下:

[0136] - 在精确进场模式期间,所述导航数据库 6 包括所述侧向转换点 4A 和垂直转换点 4B 的预定基准,这些基准由对应于此精确进场模式的第二引导模式来利用;并且

[0137] - 在非精确进场模式期间,所述计算系统 7 直接计算所述侧向转换点 4A 和垂直转换点 4B 的基准,这些基准由对应于此非精确进场模式的第二引导模式来利用。

[0138] 因此,受惠于根据本发明的设备 1:

[0139] - 第一引导模式和第二引导模式之间(这就是说和所述初始阶段 P1 和终点阶段 P2 分别相关的引导)的转换由引导系统 8 自动实施。这允许在所述进场阶段 PA 的初始阶段 P1 和终点阶段 P2 之间获得简单而有效的转换。

[0140] - 从混合进场模式的控制(配备或进入)开始,同时向该飞行器 A 的机组成员告知此控制,以及与所述受控混合进场模式的第一引导模式和第二引导模式都相关的偏差。

[0141] 因此,该飞行器 A 的机组成员还被立即告知侧向偏差和垂直偏差,该侧向偏差和垂直偏差不仅仅是对于此时实施(或将很快实施)的该初始阶段 P1 的所述第一引导模式的偏差,还是对于将直到该初始阶段 P1 末尾才实施的所述终点阶段 P2 的所述第二引导模式的偏差。因此,从该混合进场模式的控制开始,机组成员就可以确认关于所述第二引导模式的信息,并由此预测之后该第二引导模式的实施。

[0142] 根据本发明的设备 1 还呈现出其他优点。尤其是:

[0143] - 它避免了飞行员在地面附近的动作,并从而减小了飞行员在地面附近的压力和工作负荷;

[0144] - 在最终进场点之前,根据进场选择、进场参数监视以及进场的配备,它使得该过程(以及其他类型的进场)对于飞行员而言是谐调的;以及

[0145] - 它使得进场和转换更柔和(在以下详细说明的 RNP 模式和 xLS 模式之间),这导致给乘客和飞行员带来更好的舒适性。

[0146] 在下文通过包括前述类型的进场阶段 PA、以及重新加大油门的阶段 P3 的飞行器 A 描述了实施的一个特定进场,这就是说,没有有效着陆的进场。当然,在实践中这种有重新加大油门的进场非常少见,但是它使得能够非常明确地表达本发明的不同特征。

[0147] 如图 2 和 3 中所示,或者遵循由飞行管理系统 14 管理的飞行平面,或者遵循定值(选择模式),该飞行器 A 沿着常用轨迹 T0 向转换点 3(或者“最终进场点”)飞行。当飞行调度员授权该飞行器 A 的机组人员根据所述进场阶段 PA 开始最终进场时,飞行员通过作用在促动系统 10 的相应促动装置 11A, 11B, 11n 上来配备所选择的混合进场模式。在所考虑的示例中,飞行员选择 RNP/ILS 进场。当然,相同的状况对于 RNP/GLS, RNP/MLS 或 RNP/FLS 进场依然有效。

[0148] 相应于这种选择,导航屏幕 12 显示所选择的混合进场的名称,以及要遵守的当前 RNP 约束,此 RNP 约束例如在此屏幕 12 的下面和中央显示。还可以例如在表示该飞行器 A 的符号旁边显示引导误差 FTE。此外,设备 1 在主驾驶屏幕 13 上显示 RNP/xLS 信息(在所考虑的示例中是 RNP/ILS),而不改变正在进行的引导模式。此选择还导致在导航屏幕 12 上显示 ILS 轴线(进场轴线 L1)。

[0149] 因此,通过简单地促动控制装置 11A,11B,11n,根据本发明的设备 1 显示了多种信息。这些信息例如包括关于飞行平面以及进场轴线 L1 的侧向偏差和垂直偏差、xLS 频率和信道、xLS 装置的识别、到着陆跑道 2 的极限 2A 的距离、在交叉刻度 (échelle de cap) 上的过程突出 (dague de course)、侧向 RNP 限制的刻度以及可能的垂直 RNP 限制的刻度。

[0150] 在到达点 3 时,自动进入所述受控混合进场模式的所述第一引导模塑,并且自动配备对于该终点阶段 P2 的第二引导模式。

[0151] 继续最终进场直至到达侧向 / 垂直转换 4 的公共点 (图 2) 或如图 3 中所描绘的侧向转换点 4A。此侧向转换点 4A 印在供机组成员使用的地图上,并在导航数据库 6 中用代码表示。从此点 4A 开始,xLS 精度 (在 95%) 比 RNP 限制所要求的精度 (在 95%) 更好。因此,可以转至 xLS 引导 (第二引导模式)。此时进入涉及此 ILS 引导的常用 LOC 模式,并且显示侧向偏差刻度,直至显示变成完全的 xLS 刻度。涉及垂直平面的信息不变。

[0152] 随后,当到达垂直转换点 4B 时 (该点也印在供机组成员使用的地图上,并且它也在导航数据库 6 中用代码表示),进入涉及所述第二引导模式 (ILS 引导) 的 GLIDE 模式,并且垂直偏移刻度变成完全的 xLS 刻度。

[0153] 在此示例中,以通常的方式,LOC 模式用于沿侧向对准束 (或 LOC 束) 侧向地引导该飞行器 A,该对准束例如图 3 的束 L2,它表示着陆跑道 2 的中心纵向轴线,并且 GLIDE 模式用于沿垂直引导束 (或 GLIDE 束) 垂直地引导该飞行器,该垂直引导束例如图 2 的束 L1。

[0154] 这两个侧向转换点 4A 和垂直转换点 4B (或前述单独的侧向 / 垂直转换点 4) 代表最早的 xLS 引导模式 (侧向或垂直) 进入点。事实上,根据不同的标准 (飞行器 A 与极限 2A 之间的距离,拦截角 (angle d' interception),速度等),可更晚地进入这些模式。

[0155] 如果在预定判断高度,飞行器 A 的飞行员不能获得在着陆跑道 2 上着陆必需的可视参考,或者如果有故障迫使他 / 她重新加大油门,则进入遵循飞行平面的侧向引导模式,并且该飞行器 A 实施如在图 2 中所描绘的阶段 P3。此外,关于由所述飞行管理系统 14 管理的飞行平面的偏差以及 RNP 刻度 (如果该重新加大油门过程被 RNP 编码) 被重新显示。只要 xLS 信息还有效 (从地面站接收的信号),这些信息就保持被显示,因为 xLS 装置保持被选定。

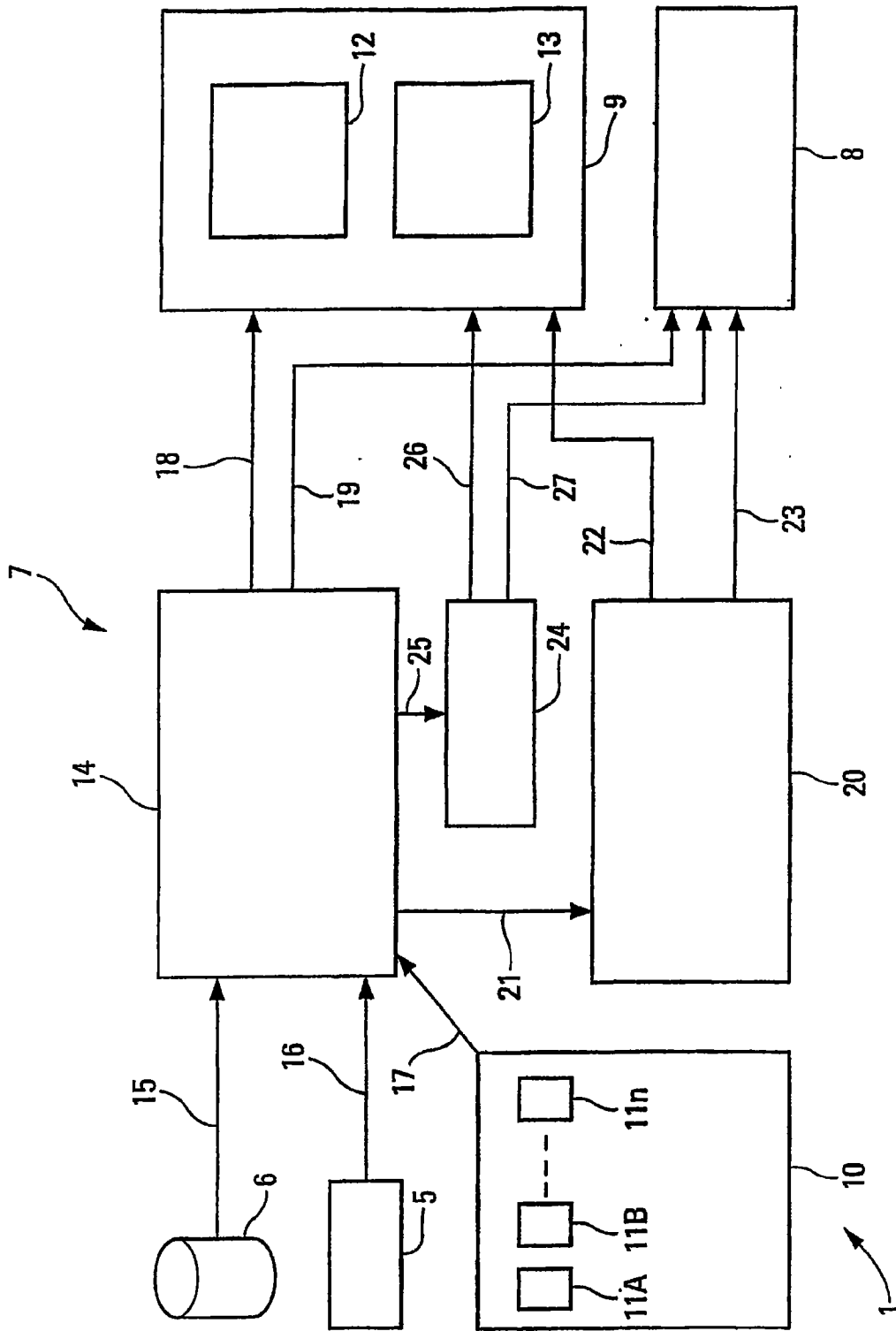


图 1

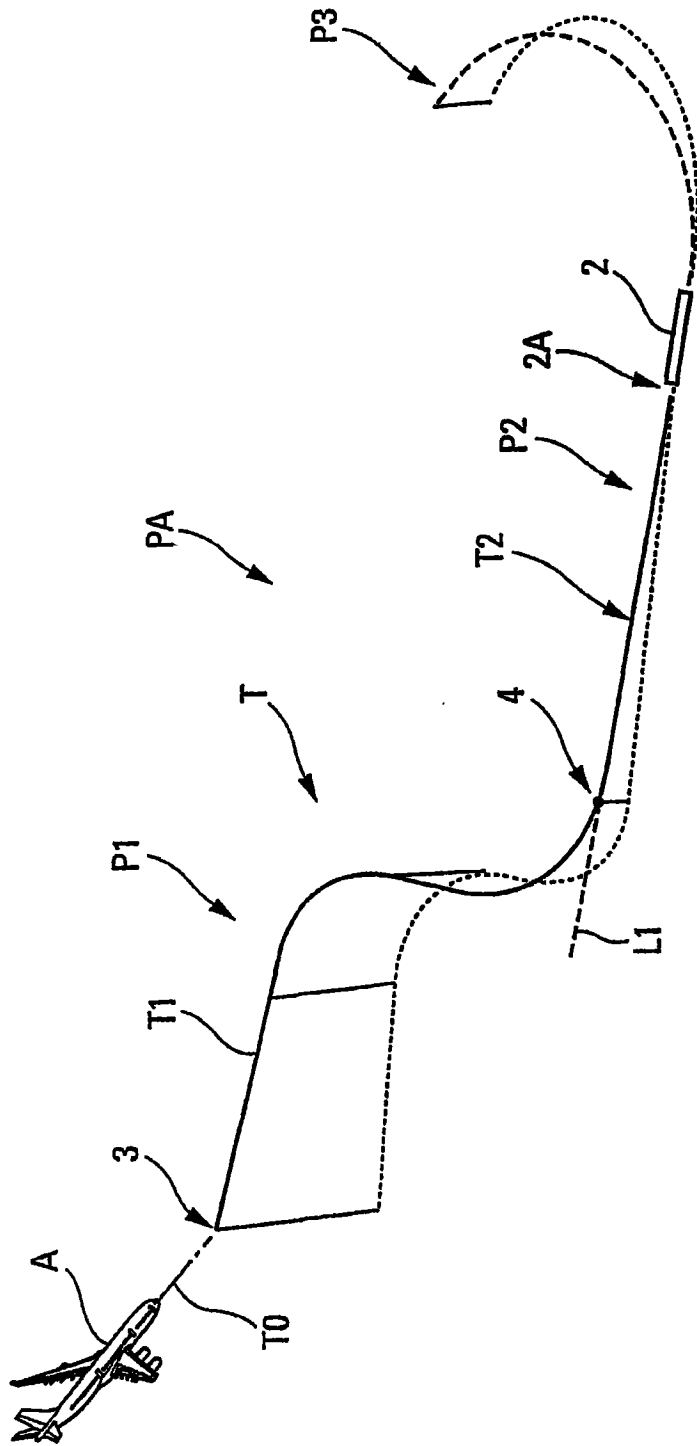


图 2

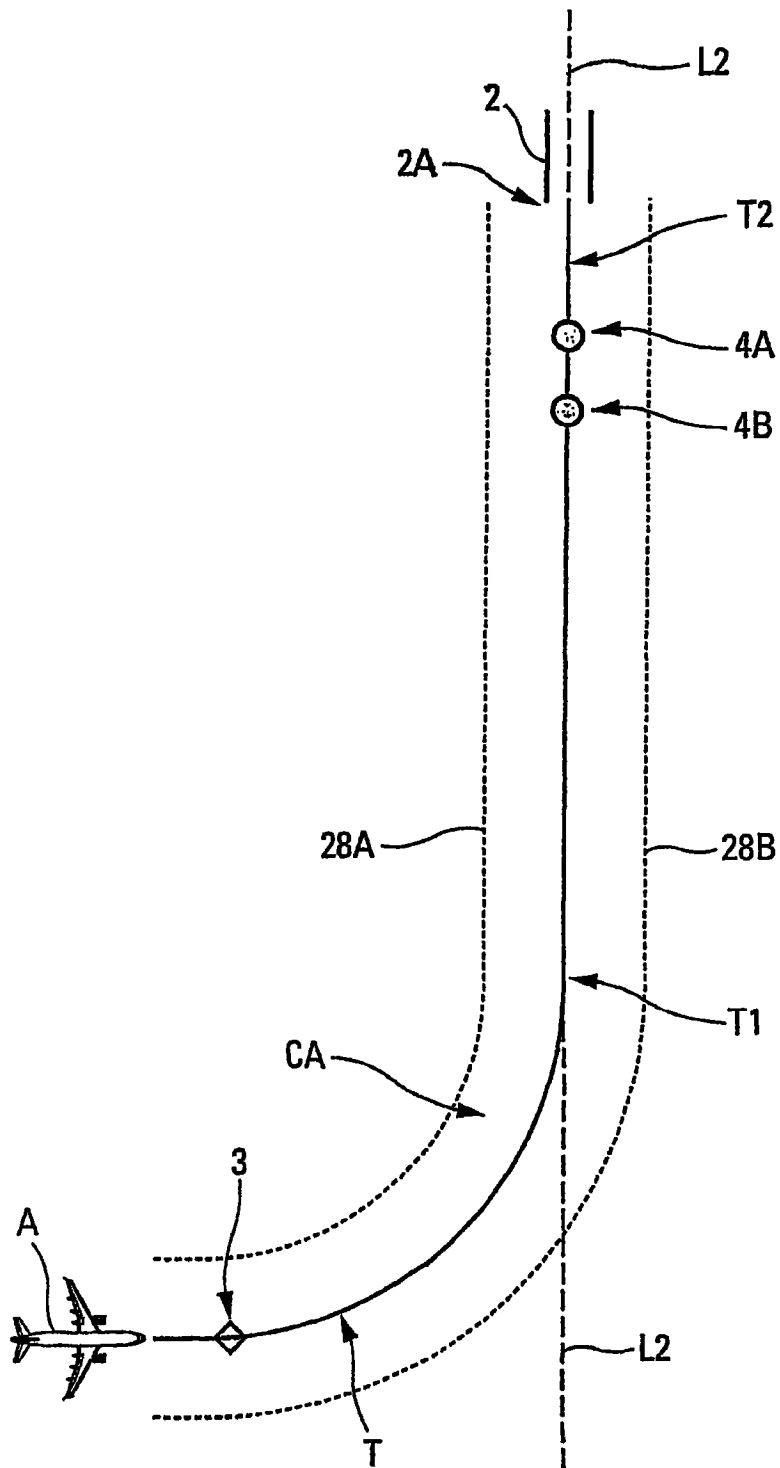


图 3