

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

G05D 1/06 (2006.01)

G01C 21/00 (2006.01)



# [12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200680027176.X

[45] 授权公告日 2010年3月24日

[11] 授权公告号 CN 100595711C

[22] 申请日 2006.7.25

[21] 申请号 200680027176.X

[30] 优先权

[32] 2005.7.26 [33] FR [31] 0507922

[86] 国际申请 PCT/FR2006/001811 2006.7.25

[87] 国际公布 WO2007/012749 法 2007.2.1

[85] 进入国家阶段日期 2008.1.24

[73] 专利权人 法国空中巴士公司

地址 法国图卢兹

[72] 发明人 F·皮塔德 J·-P·德莫蒂尔

F·奥布里

[56] 参考文献

FR2740570A1 1997.4.30

US20020126040A1 2002.9.12

US3396391A 1968.8.6

CN1140494A 1997.1.15

审查员 陈子蔚

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

代理人 曹若

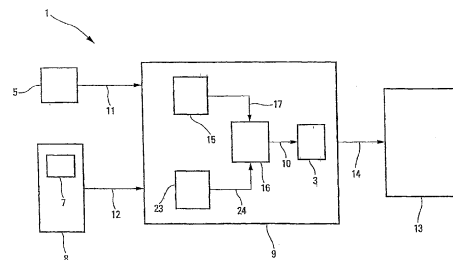
权利要求书3页 说明书9页 附图3页

## [54] 发明名称

用于检测飞行器与周围地形的碰撞危险的方法、设备和飞行器

## [57] 摘要

本发明涉及一种设备(1)，包括：装置(5)，对地形轮廓进行识别；装置(7)，用于确定特殊飞行参数的有效值；检查装置(9)，用于检验通过所述有效值确定的飞行路线是否与地形轮廓相适应；以及装置(13)，用于在出现不相容性的情况下发射警报信号。所述检查装置(9)包含：至少一个元件(15)，用于计算高度变化，该高度变化由在回避动作时通过减速产生的能量转换和总斜度变化所引起；元件(16)，使用所述高度变化确定回避路线；以及元件(3)，检验如此确定的该回避路线是否与地形轮廓相适应。



1. 一种用于检测飞行器(A)与周围地形的碰撞的危险的方法, 根据该方法, 下列一系列连续步骤被自动和重复地实施:

- a) 计入位于飞行器(A)前面的地形的轮廓(6);
- b) 确定特殊飞行参数的有效值, 所述特殊飞行参数包括:
  - 飞行器(A)的有效质量GW;
  - 飞行器(A)的当前有效速度VO; 和
  - 飞行器(A)的当前有效斜度 $\gamma_0$ ;
- c) 从这些有效值确定回避路线, 该回避路线包括至少一个源部分和一个恒定斜度部分, 其中源部分表示回避操作的恢复阶段, 用来允许飞行器(A)恢复高度, 而且该回避路线被投影在飞行器(A)的前方;
- d) 检查所述回避路线是否与至少在飞行器(A)前面的预定距离的地形的所述轮廓(6)相适应; 以及
- e) 如果在步骤d)中检测到不相适应性, 则发送相应的警报信号(19),

其特征在于:

- 在步骤c)中:

- 使用确定的所述特殊飞行参数的有效值, 计算出飞行器(A)的高度变化( $\Delta H$ ), 该高度变化由在回避操作时通过减速产生的能量的转换和总斜度变化所引起, 其中总斜度等于在质量之上的推力和阻力之间的差值; 和
- 如此计算的高度变化( $\Delta H$ )被用于确定回避路线, 该回避路线是真实性的最好的表示, 而且包括计入所述高度变化( $\Delta H$ )的中间部分(22), 该中间部分在源部分和呈恒定斜度的部分之间; 以及

- 在步骤d)中, 如此确定的回避路线被用来检查该回避路线是否与在飞行器(A)前面的所述预定距离的地形的所述轮廓(6)相适应。

2. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于: 由减速产生的所述总斜度变化对应于推力变化。

3. 根据权利要求1所述的方法, 其特征在于: 在步骤c)中, 通过

对下列各项求和，逐步地计算所述高度变化 ( $\Delta H$ )：

- 第一个高度变化，表示由减速引起的动能向势能的转化；以及
- 第二个高度变化，表示所述步骤中的总斜度。

4. 根据权利要求 1 到 3 中任一项所述的方法，其特征在于：

- 在步骤 c) 中：
  - 使用确定的所述特殊飞行参数的有效值，计算出表示回避操作的恢复阶段的荷载系数；和
  - 如此计算的荷载系数被用于确定回避路线的源部分，该源部分是真实性的最好的表示；以及
- 在步骤 d) 中，如此确定的源部分被用来检查该回避路线是否与在飞行器 (A) 前面的所述预定距离的地形的所述轮廓 (6) 相适应。

5. 根据权利要求 4 所述的方法，其特征在于：

- 在步骤 b) 中：
  - 估计飞行器 (A) 的有效质量 GW；和
  - 测量飞行器 (A) 的当前有效速度 VO；以及
- 在步骤 c) 中，使用下列公式计算所述荷载系数 Nz：

$$Nz = n_0 + (n_1 \cdot GW) + (n_2 \cdot VO)$$

其中， $n_0$ 、 $n_1$  和  $n_2$  是预定参数。

6. 根据权利要求 5 所述的方法，其特征在于：所述预定参数中的至少一项取决于飞行器 (A) 的有效飞行形态。

7. 一种用于检测飞行器 (A) 与周围地形的碰撞的危险的设备，所述设备 (1) 包括：

- 第一装置 (5)，识别位于飞行器 (A) 前面的地形的轮廓 (6)；
- 第二装置 (7)，用于确定特殊飞行参数的有效值，包括
  - 估计飞行器 (A) 的有效质量 GW；
  - 测量飞行器 (A) 的当前有效速度 VO；和
  - 测量飞行器 (A) 的当前有效斜度  $\gamma_0$ ；
- 第三装置 (9)，用于从所述有效值计算回避路线，而且用于检查所述回避路线是否与至少在飞行器 (A) 前面的预定距离的地形的所述轮廓 (6) 相适应；以及
- 第四装置 (13)，如果所述第三装置 (9) 检测到不相适应性，

则发送相应的警报信号(19),

其特征在于: 所述第三装置(9)包括至少:

- 第一单元(15), 使用确定的所述特殊飞行参数的有效值, 计算飞行器(A)的高度变化( $\Delta H$ ), 该高度变化由在回避操作时通过减速产生的能量的转换和总斜度的变化所引起, 其中总斜度等于在质量之上的推力和阻力之间的差值;
- 第二单元(16), 使用所述第一单元(15)计算的高度变化( $\Delta H$ )以确定回避路线, 该回避路线是真实性的最好的表示; 以及
- 第三单元(3), 使用所述第二单元(16)确定的回避路线以检查这个回避路线是否与在飞行器(A)前面的所述预定距离的地形的所述轮廓(6)相适应。

8.根据权利要求7所述的设备, 其特征在于: 所述第三装置(9)还包括:

- 第四单元(23), 使用确定的所述特殊飞行参数的有效值, 计算表示回避操作的恢复阶段的荷载系数;
- 第五单元(16), 使用所述第四单元(23)计算的荷载系数以确定回避路线的源部分, 其中源部分表示回避操作的恢复阶段, 用来允许飞行器(A)恢复高度, 该源部分是真实性的最好的表示; 以及
- 第六装置(3), 使用所述第五单元(16)确定这个源部分, 以检查所述回避路线是否与在飞行器(A)前面的所述预定距离的地形的所述轮廓(6)相适应。

9.一种飞行器, 其特征在于: 包括根据权利要求7和8中任一项所述的设备(1)。

## 用于检测飞行器与周围地形的碰撞危险的方法、设备和飞行器

本发明涉及用于检测飞行器，特别是运输飞机与周围地形的碰撞的危险的方法和设备。

已知这种例如 TAWS(“地形回避和警报系统”)类型或 GPWS(“地面接近警报系统”)类型的设备的用途是检测飞行器与周围地形的碰撞的任何危险，并在这样的危险被检测到时警告机组人员，使得机组人员于是能够实施地形回避操作。这种设备一般包括：

- 第一装置，识别位于飞行器前面的地形的轮廓；
- 第二装置，用于确定特殊飞行参数的有效值；
- 第三装置，用于从所述有效值计算回避路线，该回避路线是实际位置的最佳可能的表示；而且用于检查这个回避路线是否与至少在飞行器前面的预定距离的地形的所述轮廓相适应；以及
- 第四装置，如果所述第三装置检测到不相容性，则发送相应的警报信号。

一般地，所述第三装置使用模型来计算相应的路线，该模型用来表示由飞行器实施的回避操作。然而，所使用的模型相当好地仿制由飞行器实施的操作，该模型一般考虑恒定的荷载系数和表示飞行器的稳定状态的固定路线。此外，得到的近似结果使得有必要考虑大的误差容限，以便在回避操作时不过高估计飞行器的实际性能。然而，考虑误差容限可能特别导致错误警报。所述第三装置使用的计算模式和检查模式因此不是完全可靠的。

本发明涉及一种用于检测飞行器与周围地形的碰撞的危险的方法，该方法能够克服这些缺点。

为此，根据本发明，下述一系列连续步骤根据所述方法被自动和重复地实施：

- a) 计入位于飞行器前面的地形的轮廓；
- b) 确定特殊飞行参数的有效值；
- c) 从这些有效值确定回避路线，该回避路线包括至少一个源部分和一个恒定斜度部分，而且该回避路线被投影在飞行器的前面；
- d) 检查所述回避路线是否与至少在飞行器前面的预定距离的地形

- 的所述轮廓相适应；以及
- e) 如果在步骤 d)中检测到不相容性，则发送相应的警报信号，所述方法的特征在于：
- 在步骤 c)中：
    - 使用确定的所述特殊飞行参数中的某些的有效值，计算出飞行器的高度变化，该高度变化由在回避操作时通过减速产生的能量的转换和总斜度变化所引起；和
    - 如此计算的高度变化被用于确定回避路线，该回避路线是真实性的最佳可能的表示，而且在源部分和恒定斜度的部分之间包括考虑这个高度变化的中间部分；以及
  - 在步骤 d)中，如此确定的回避路线被用来检查该回避路线是否与在飞行器前面的所述预定距离的地形的所述轮廓相适应。

于是，根本发明，计入了飞行器的高度变化，该高度变化由在回避操作时的能量的转换和推力变化所引起，使得能够最优化在步骤 c)中使用的模型。在这个步骤 c)中使用的处理因此适合于尽可能地接近真实性。因此，与地形的碰撞的危险的检测考虑了回避操作，该回避操作非常接近于必要时由飞行器实际使用的回避操作，这特别能够避免错误警报并能够获得特别可靠的监控。

在第一个实施例中，由减速产生的所述总斜度变化对应于推力变化。

有利地，在这个第一实施例中：

- 在步骤 b)中：
  - 估计飞行器的有效质量 GW；
  - 测量飞行器的当前有效速度 VO；和
  - 测量飞行器的当前有效斜度  $\gamma_0$ ；以及
- 在步骤 c)中，使用下列等式计算出所述高度变化  $\Delta H$ ：
 
$$\begin{cases} \Delta H = [K1 \cdot (VO^2 - VF^2) / 2 \cdot g + (K2 \cdot (VO - VF) + K3) / (GW - GWO)] \cdot f(x) \\ f(x) = f(X - X_0; VF; GW; \gamma_F - \gamma_0) \\ f(x) \in [0; 1] \end{cases}$$

其中：

- K1、K2 和 K3 是取决于飞行器的预定参数；

- $g$  表示重力加速度;
- $GWO$  表示预定的飞行器的质量的恒定值, 该恒定值取决于所述飞行器;
- $VF$  表示速度的恒定值, 对应于在回避操作的结尾达到的稳定速度, 这个值是预定的而且取决于飞行器;
- $\gamma F$  表示飞行斜度的恒定值, 对应于在回避操作的结尾稳定的相对于地面的飞行斜度, 这个值是预定的, 而且取决于飞行器和状态参数;
- $X$  表示飞行器的当前位置, 该位置在飞行器的垂直对称面的水平轴线上; 以及
- $XO$  表示在所述回避操作的高度变化阶段开始时的飞行器的位置, 该位置在所述垂直面的所述水平轴线上。

此外, 在第二个实施例中, 在步骤 c) 中, 通过对下列各项求和, 逐步地计算所述高度变化:

- 第一个高度变化, 表示由减速引起的动能向势能的转化; 以及
- 第二个高度变化, 表示所述步骤中的总斜度。

此外, 有利地, 为了最优化回避操作的初始恢复阶段:

- 在步骤 c) 中:
  - 使用确定的所述特殊飞行参数中的某些的有效值, 计算出表示回避操作的源阶段的荷载系数; 和
  - 如此计算的荷载系数被用于确定回避路线的源部分, 该源部分是真实性的最佳可能的表示; 以及
- 在步骤 d) 中, 如此确定的源部分被用来检查该回避路线是否与在飞行器前面的所述预定距离的地形的所述轮廓相适应。

在该情况下, 优选地,

- 在步骤 b) 中:
  - 估计飞行器的有效质量  $GW$ ; 和
  - 测量飞行器的当前有效速度  $VO$ ; 以及
- 在步骤 c) 中, 使用下列公式计算所述荷载系数  $Nz$ :

$$Nz = n_0 + (n_1 \cdot GW) + (n_2 \cdot VO)$$

其中,  $n_0$ ,  $n_1$  和  $n_2$  是预定参数。

在一个特殊的实施例中, 至少所述预定参数中的某些以及必要时

所述恒定值中的一些取决于飞行器的有效飞行形态。这使得与可能由飞行器实际实施的操作相比，能够改进模型化的回避操作的代表性。

本发明也涉及一种用于自动地检测飞行器与周围地形的碰撞的危险的设备，所述设备包括：

- 第一装置，识别位于飞行器前面的地形的轮廓；
- 第二装置，用于确定特殊飞行参数的有效值；
- 第三装置，用于从所述有效值计算回避路线，而且用于检查所述回避路线是否与至少在飞行器前面的预定距离的地形的所述轮廓相适应；以及
- 第四装置，如果所述第三装置检测到不相容性，则发送相应的警报信号。

根据本发明，所述设备的特征在于所述第三装置至少包括：

- 第一单元，使用预定的所述特殊飞行参数中的某些的有效值，计算飞行器的高度变化，该高度变化由在回避操作时通过减速产生的能量的转换和推力的变化所引起；
- 第二单元，使用所述第一单元计算的高度变化以确定回避路线，该回避路线是真实性的最佳可能的表示；以及
- 第三单元，使用所述第二单元确定的回避路线以检查这个回避路线是否与在飞行器前面的所述预定距离的地形的所述轮廓相适应。

在一个特殊的实施例中，所述第三装置还包括：

- 第四单元，使用确定的所述特殊飞行参数的某些参数的有效值，计算表示回避操作的恢复阶段的荷载系数；
- 第五单元（例如对应于所述第二单元），使用所述第四单元计算的荷载系数以确定回避路线的源部分，该源部分是真实性的最佳可能的表示；以及
- 第六装置（例如对应于所述第三单元），使用所述第五单元确定的这个源部分以检查所述回避路线是否与在飞行器前面的所述预定距离的地形的所述轮廓相适应。

附图的图示将给出本发明可如何被具体实施的很好的理解。在这些图示中，相同的标记指示同样的部件。

图 1 是根据本发明的设备的方框图；

图 2 是在本发明中考虑的拉出操作的示意图；以及  
图 3 是能够阐明本发明的基本特征的曲线图。

根据本发明在图 1 中示意性示出的设备 1 的用途是自动地检测飞行器 A，特别是军事运输机与周围地形 2 的碰撞的任何危险，并在这样的危险被检测到时警告机组人员，使得机组人员随后能够实施对地形 2 的回避的操作 TE，如图 2 所示。

这种安装在飞行器 A 内的例如 TAWS (“地形回避和警报系统”) 类型或 GPWS (“地面接近警报系统”) 类型的设备 1 一般包括：

- 装置 5，识别至少在飞行器 A 前面的地形 6 的轮廓，并为此包括例如含有所述地形轮廓 6 的数据库和/或例如雷达这种检测地形的装置。所述地形轮廓 6 例如在地势 4 上方的预定的净空高度 G 上；
- 在下文描述的装置 7，例如形成数据源组件 8 的一部分，其用途是确定多个特殊飞行参数的有效值，这些有效值也在下文进行描述；
- 中央单元 9，通过线路 11 和 12 相应地连接到所述装置 5 和 7，其用途是从所述装置 7 确定的特殊飞行参数的所述有效值计算回避路线，把这个回避路线投影在飞行器 A 的前面，并检查如此向前投影的所述回避路线是否与至少在飞行器 A 前面的预定距离（例如 10000 米）的所述地形轮廓 6 相适应；以及
- 装置 13，通过线路 14 连接到所述中央单元 9，用于在所述中央单元 9 检测到碰撞危险的情况下发送警报信号（声音和/或可视的）。

根据本发明，所述中央单元 9 包括：

- 单元 15，使用所述特殊飞行参数中的某些参数的有效值（由所述装置 7 确定），如下所述，计算飞行器 A 的高度变化  $\Delta H$ ，该高度变化由在回避操作时通过减速产生的能量的转换和总斜度的变化所引起，该回避操作被实施以避开在飞行器 A 前面的地形 2；以及
- 单元 16，通过线路 17 连接到所述单元 15，用于使用由该单元 15 计算的高度变化  $\Delta H$  以确定回避路线，该回避路线是真实性的最佳可能的表示；以及

- 单元 3, 通过线路 10 连接到所述单元 16, 用于使用由该单元 16 确定的回避路线以检查所述回避路线是否与在飞行器 A 前面的所述预定距离的所述地形轮廓 6 相适应。

为此, 所述单元 3 使用由单元 16 计算的辅助曲线 18(或回避曲线), 该辅助曲线示于图 3 并被设定为仿制回避操作。所述单元 3 使这个辅助曲线 18 在飞行器 A 的前面做直线地移动, 并检查该曲线不遇到在飞行器 A 的当前位置前面的地形轮廓 6, 至少在所述预定距离上。因此, 只要这样移动的辅助曲线 18 不遇到地形轮廓 6, 那么飞行器 A 就能够飞过在该飞行器前面的地形 2 的凸起 4。

然而, 在辅助曲线 18 移动时, 所述辅助曲线 18 遇到地形轮廓 6, 这就有与该地形轮廓碰撞的危险, 使得单元 3 然后控制装置 13 发送警报信号, 如图 2 中的符号 19 所示。此时, 驾驶员或自动制导系统使飞行器 A 跟随回避路线 TE 而行, 该回避路线被用来允许所述飞行器 A 飞过在该飞行器前面的地形 2 的地势 4, 从而避免碰撞。

直到现在, 如图 3 中的虚线所示的通常的辅助曲线 18A(用来仿制回避路线)包括:

- 第一部分 20A(或源部分), 表示回避操作的恢复阶段(源阶段), 用来允许飞行器 A 恢复高度。通常通过计入飞行器 A 的恒定荷载系数来绘制这个源部分 20A, 使得对应于恒定半径的圆弧; 以及
- 恒定斜度部分 21A, 其沿切向接在这个源部分 20A 之后。

这种通常的辅助曲线 18A 不能准确地仿制在必要时由飞行器 A 实际实施的回避操作, 这可能特别引起错误警报(与碰撞危险有关)。

根据本发明的辅助曲线 18 能够通过以最佳方式仿制由飞行器 A 实际实施的回避操作来克服这个缺点。为此, 根据本发明, 所述辅助曲线 18 除了在下文描述的特殊的源部分 20 和通常的恒定斜度部分 21 之外, 还包括计入所述高度变化  $\Delta H$  的中间部分 22。这个辅助曲线 18 因此考虑了在高度中的动态增大, 从所述源部分 20 的末端开始并一直进行到所述恒定斜度部分 21 的开始(因此相对于所述通常的部分 21A 来说, 这通过所述高度变化  $\Delta H$  垂直地向上移位)。

为此, 所述装置 7 包括没有特别按次序示出的单元, 以便分别:

- 估计飞行器 A 的有效质量 GW;

- 测量飞行器 A 的当前有效速度  $VO$ ; 以及
- 测量飞行器 A 的当前有效斜度  $\gamma O$  (相对于地面)。

此外, 在第一个实施例中, 对该实施例来说, 所述总斜度变化对应于推力变化, 所述单元 15 使用先前的有效值和下列公式来确定高度变化  $\Delta H$ :

$$\begin{cases} \Delta H = [K1 \cdot (VO^2 - VF^2) / 2 \cdot g + (K2 \cdot (VO - VF) + K3) / (GW - GW0)] \cdot f(x) \\ f(x) = f(X - XO; VF; GW; \gamma F - \gamma O) = (X - XO) / [K4 \cdot GW \cdot VF \cdot (\gamma F - K5 \cdot \gamma O)] \\ f(x) \in [0; 1] \end{cases}$$

其中:

- $K1$ 、 $K2$ 、 $K3$ 、 $K4$  和  $K5$  是取决于飞行器 A 的预定参数;
- $g$  表示重力加速度;
- $GW0$  表示预定的飞行器 A 的质量的恒定值, 该恒定值取决于所述飞行器 A;
- $VF$  表示速度的恒定值, 对应于在回避操作的结尾达到的稳定速度, 这个值是预定的而且取决于所述飞行器 A;
- $\gamma F$  表示飞行斜度的恒定值, 对应于在回避操作的结尾稳定的相对于地面的飞行斜度, 这个值是预定的, 而且取决于飞行器 A 和状态参数;
- $X$  表示飞行器 A 的当前位置, 该位置在飞行器 A 的垂直对称面  $OXZ_p$  的水平轴线  $OX$  上; 以及
- $XO$  表示在所述回避操作的高度变化阶段开始时的飞行器 A 的位置, 该位置在所述垂直面  $OXZ_p$  的所述水平轴线  $OX$  上, 如图 3 所示。

先前提及的这个高度变化  $\Delta H$  由能量转换 (引起高度变化  $\Delta H1$ ) 和推力变化 (引起高度变化  $\Delta H2$ ) 所引起:

$$\Delta H = \Delta H1 + \Delta H2$$

高度变化  $\Delta H1$  表示动能向势能的转化:

$$\Delta H1 = K1 \cdot (VO^2 - VF^2) / 2 \cdot g$$

此外, 在这个第一实施例中, 高度变化  $\Delta H2$  由减速产生的推力变化引起。

此外, 在第二个实施例中, 对该实施例来说, 高度变化  $\Delta H$  是由通

过减速产生的能量转换和总斜度变化所引起，所述高度变化  $\Delta H$  是几何斜度  $\gamma$ ：

$$\Delta H \approx \int \gamma \cdot dx$$

这个几何斜度仍然等于总斜度  $\gamma_{TOT}$  与加速度项的和：

$$\gamma = \gamma_{TOT} - (dV_{SOL}/dt)/g$$

总斜度等于推进余量，也就是等于在质量之上的推力和阻力之间的差值：

$$\gamma_{TOT} \approx (P - T)/m \cdot g$$

这个总斜度  $\gamma_{TOT}$  促成高度增大  $\Delta H$ ，因为当速度减小时该总斜度增大。这个与速度成反比的总斜度的增大是由与速度成反比的推力的增大所引起。

实际上，这个物理现象在涡轮螺旋桨飞机中是特别明显的，其中，推力的主项由下式表示：

$$P \approx \text{有效率}/V$$

在这个第二实施例中，高度变化  $\Delta H$  可因此由单元 15 逐步地计算，作为以下两个组项的和：

- $\Delta H3$ ，是由减速引起的动能向势能的转化；以及
- $\Delta H4$ ，表示所述步骤中的总斜度，

也就是：

$$\Delta H = \Delta H3 + \Delta H4$$

同时，对于步骤  $i$

$$\begin{cases} \Delta H3 = (V_{i+1}^2 - V_i^2) / 2 \cdot g \\ \Delta H4 = \text{tg}(\gamma_{TOT}) \cdot \Delta x_i \end{cases}$$

此外，根据本发明，所述中央单元 9 还包括：

- 单元 23，在由飞行器 A 实际实施的回避操作的源阶段时，使用飞行器 A 的质量  $GW$  和速度  $VO$  的有效值(由所述装置 7 确定)，计算荷载系数  $Nz$ ，其表示飞行器 A 的真实荷载系数；以及
- 附加单元，例如单元 16，通过线路 24 连接到所述单元 23，用于使用所述荷载系数  $Nz$  (代替一直使用到现在的预定的恒定荷载系数)以最优化辅助曲线 18 的所述源部分 20。一般地，这个荷载系数  $Nz$  被考虑进来以计算形成这个源部分 20 的圆弧的半

径。

在一个特殊的实施例中，所述单元 23 使用下列公式来确定所述荷载系数  $N_z$ ：

$$N_z = n_0 + (n_1 \cdot GW) + (n_2 \cdot VO)$$

其中， $n_0$ 、 $n_1$  和  $n_2$  是预定参数。

这个荷载系数  $N_z$  比现有技术中使用的恒定荷载系数更接近真实性，使得能够增大辅助曲线 18 的源部分 20 的一致性。

在设备 1 检测到碰撞危险以及开始回避操作的情况下，由飞行器 A 实际跟随的回避路线 TE 就被辅助曲线 18 如实地仿制出来，根据本发明来确定该辅助曲线，如图 3 所示。

因此，由设备 1 使用的与地形 2 的碰撞的危险的检测考虑了回避操作（以辅助曲线 18 的形式），该回避操作非常接近于必要时由飞行器 A 实际使用的回避操作，这特别能够避免错误警报，从而获得特别可靠的监控。

在一个特殊的实施例中，所述预定参数  $n_0$ 、 $n_1$ 、 $n_2$ 、 $K_1$ 、 $K_2$  和  $K_3$  或所述恒定值  $GWO$ 、 $VF$  和  $\gamma F$  中的至少某些参数（记录在中央单元 9 内或数据源的组件 8 内）取决于飞行器 A 的有效飞行形态。在该情况下，数据源的组件 8 包括用来测量参数的装置，使得能够确定飞行器 A 的当前飞行形态，该飞行形态例如取决于飞行阶段、飞行器 A 的空气动力外形（缝翼、襟翼）、飞行器的高度等。

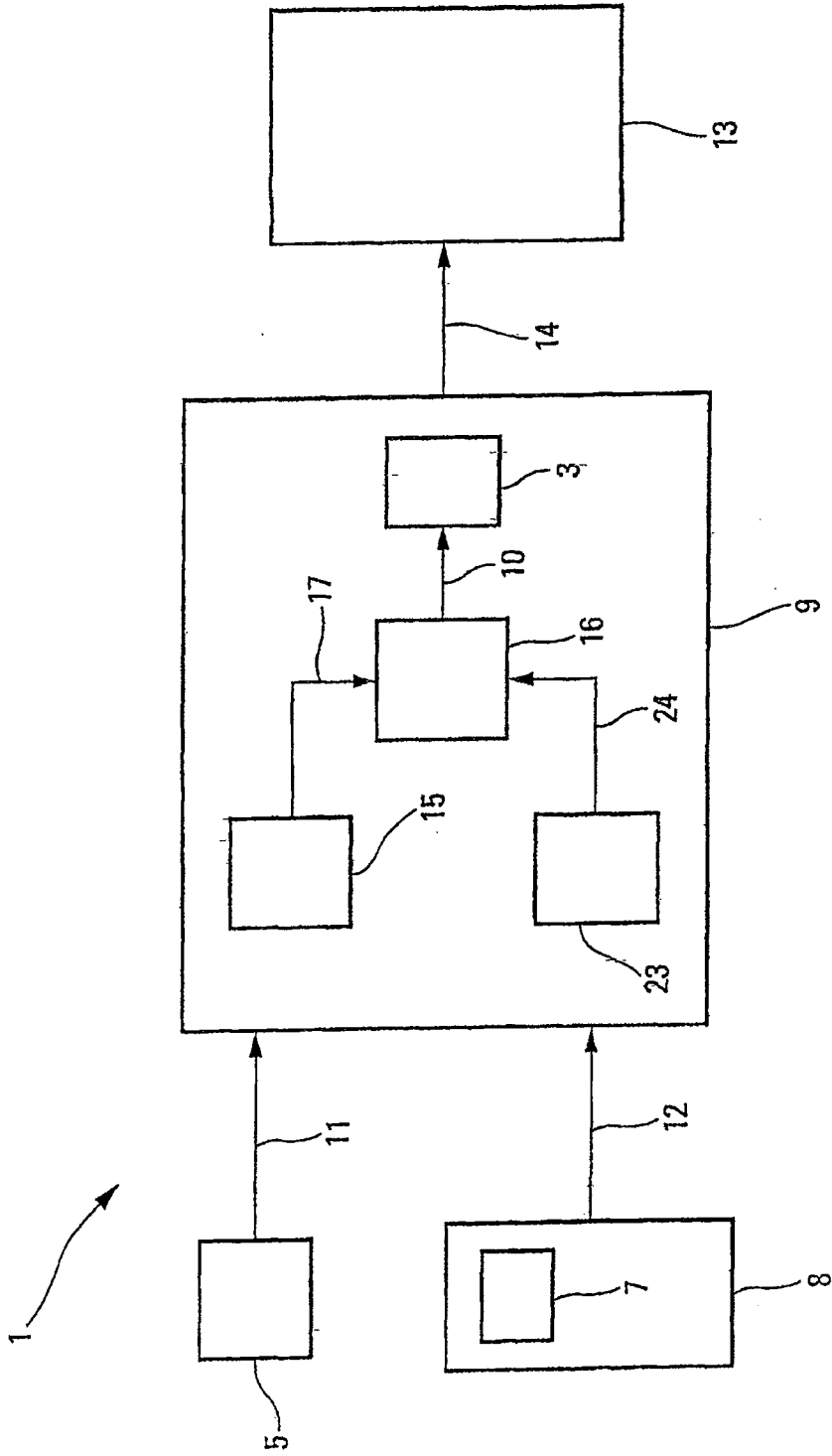


图 1

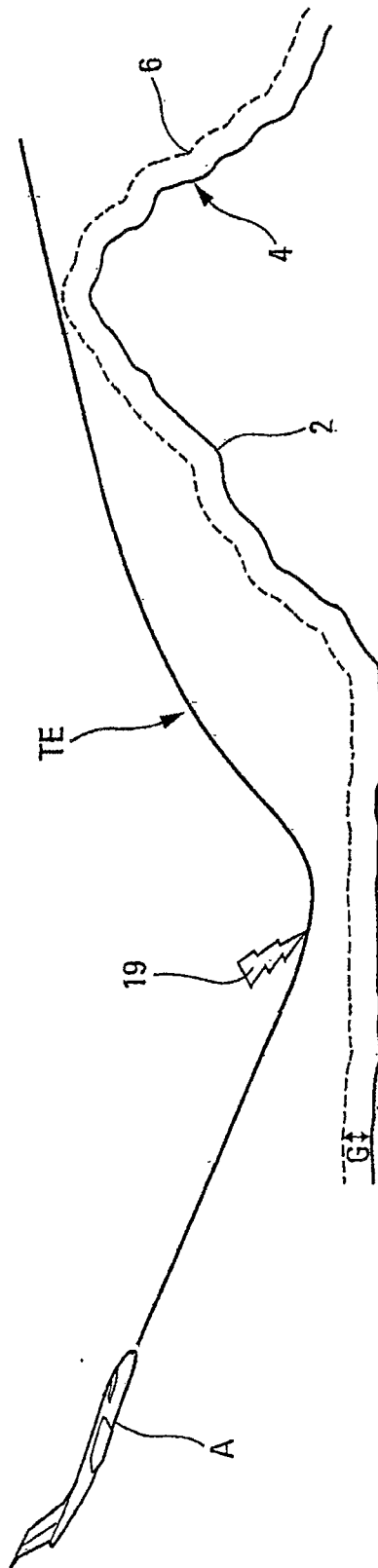


图 2

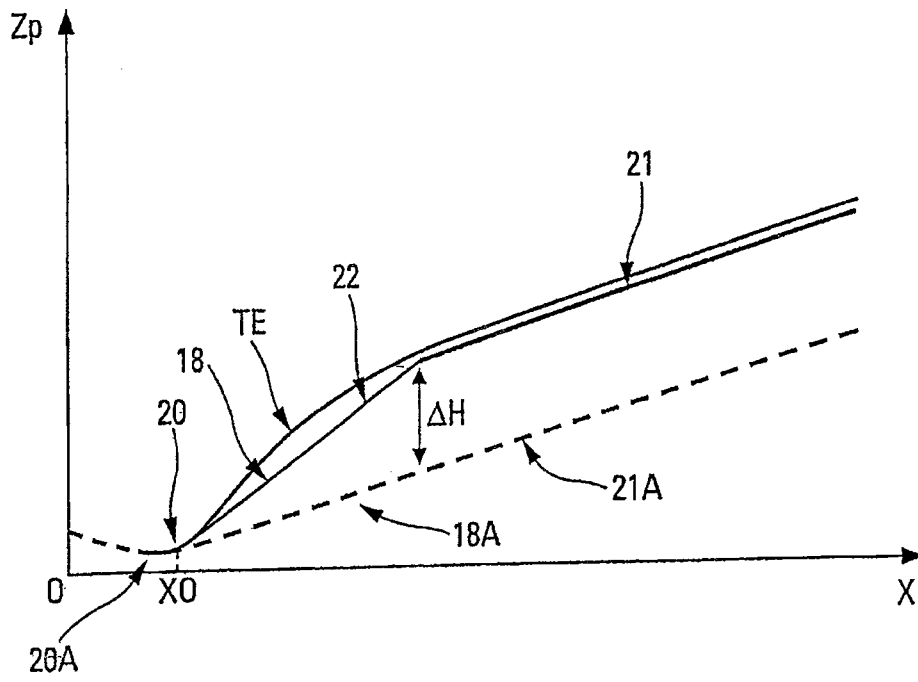


图 3