



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102239087 B

(45) 授权公告日 2013. 12. 25

(21) 申请号 200980147257. 7

(22) 申请日 2009. 11. 25

(30) 优先权数据

195505 2008. 11. 25 IL

198950 2009. 05. 25 IL

(85) PCT申请进入国家阶段日

2011. 05. 25

(86) PCT申请的申请数据

PCT/IL2009/001110 2009. 11. 25

(87) PCT申请的公布数据

W02010/061384 EN 2010. 06. 03

(73) 专利权人 以色列宇航工业有限公司

地址 以色列卢德镇

(72) 发明人 阿里·佩里 兰·布莱尔

(74) 专利代理机构 北京安信方达知识产权代理有限公司 11262

代理人 张春媛 阎斌斌

(51) Int. Cl.

B64F 1/22(2006. 01)

(56) 对比文件

FR 2675919 A1, 1992. 10. 30,

US 2008/0083851 A1, 2008. 04. 10,

US 5048625 A, 1991. 09. 17,

WO 85/00790 A1, 1985. 02. 28,

CN 2459269 Y, 2001. 11. 14,

CN 2458238 Y, 2001. 11. 07,

审查员 冯景

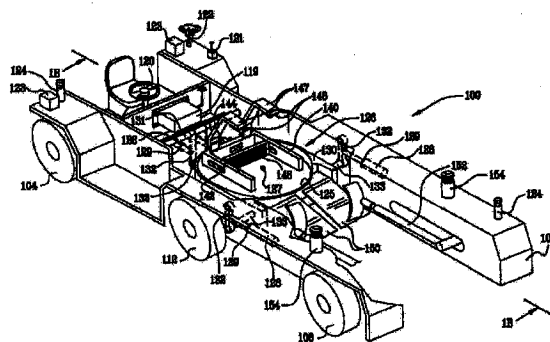
权利要求书2页 说明书20页 附图46页

(54) 发明名称

无牵引杆飞机拖车

(57) 摘要

提供一种无牵引杆飞机拖车,用于在其上接收飞机的起落架从而牵引飞机。该拖车包括:底盘,用于接收起落架的至少一部分;推进装置,配置成用于沿轨迹方向移动拖车;至少一个力传感器,用于直接或间接测量由于拖车和飞机之间的速度差,底盘至少沿该方向施加在起落架上的力;以及与力传感器通讯的控制器,用于改变拖车的一个或多个运动参数,从而保持底盘施加在起落架上的力低于预定值。该推进装置包括变角度斜盘液压泵,该泵连接到变角度斜盘液压马达及可控旁路阀上,以便在旁路处于关闭状态时使液压流体在泵和马达之间循环,从而激励推进装置,以至少提高速度和牵引力之一,及在旁路处于打开状态时至少使大部分液压流体经过旁路阀循环通过马达,从而至少减少转速和拖车的牵引力之一。控制器通过调节至少推进装置、泵和马达斜盘可获得的动力以及旁路阀的状态改变这些参数。



CN 102239087 B

1. 一种无牵引杆飞机拖车,用于接收飞机的起落架从而牵引飞机,所述拖车包括:
  - 底盘,用于在其上接收所述起落架的至少一部分;
  - 推进装置,配置成用于沿轨迹方向移动拖车,包括变角度斜盘液压泵,该泵连接到变角度斜盘液压马达及可控旁路阀上,以便在旁路处于关闭状态时使液压流体在泵和马达之间循环,从而激励推进装置,以至少提高该拖车的速度和牵引力之一,及在旁路处于打开状态时至少使大部分液压流体经过旁路阀循环通过马达,从而至少减少该拖车的转速和牵引力之一;
  - 至少一个力传感器,用于直接或间接测量由于所述拖车和所述飞机之间的速度差、底盘至少沿该方向施加在起落架上的力;及
  - 与力传感器通讯的控制器,用于改变拖车的一个或多个运动参数,从而通过调节至少推进装置、泵和马达斜盘可获得的动力以及旁路阀的状态,保持底盘施加在起落架上的力低于预定值。
2. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,还包括液压马达转换阀,对于自由的拖车移动,当旁路关闭时,该液压马达转换阀允许液压流体自由流过马达。
3. 如权利要求 1 或 2 所述的无牵引杆飞机拖车,其中旁路还与旁路开通之后的制动周期关联,其中液压流体从所述变角度斜盘液压泵转向,所述控制器还配置成用于控制旁路的状态,该旁路阀的特征在于:其响应期小于制动周期。
4. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,所述推进装置还包括用于控制旁路状态的阀,该阀的特征在于其响应期小于液压泵斜盘和马达的共振周期。
5. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器还配置成用于调节液压马达的排量。
6. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器还配置为用于调节所述变角度斜盘液压泵的控制角度。
7. 如权利要求 6 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器还配置为用于引起所述变角度斜盘液压泵控制角度的快速变化。
8. 如权利要求 6 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器还配置成用于引起所述变角度斜盘液压泵控制角度的缓慢变化。
9. 如权利要求 6 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器配置成利用前馈方法来调整所述变角度斜盘液压泵的控制角度。
10. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,还包括位于所述起落架和所述底盘之间用于吸收能量的能量吸收器。
11. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中对所述一个或多个运动参数的改变引起拖车降低速度和 / 或减少牵引力。
12. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述底盘包括支撑组件,该支撑组件配置为用于接收起落架的所述部分并被安装在底盘上,以便至少沿该方向在底盘上移动。
13. 如权利要求 12 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述力传感器配置用于检测所述支撑组件至少沿所述方向施加在所述底盘上的力。
14. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述运动参数选自速度、方向、加速度和减速度构成的组。

15. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器还配置为至少基于一个或多个外部因素计算底盘施加在起落架上的结果力。

16. 如权利要求 15 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述外部因素选自以下构成的组:

- 沿拖车将要穿越的飞机行驶表面的各个地点的相关坡度数据;
- 影响飞机和拖车的相关风力数据;
- 沿飞机行驶表面各个地点的飞机和 / 或拖车的相关滚动摩擦力数据;及
- 相关的障碍物数据。

17. 如权利要求 16 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述相关坡度数据由坡度检测功能提供。

18. 如权利要求 16 或 17 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述相关坡度数据被预定并存储作为数据库中的坡度数据,该控制器还配置为用于确定拖车在飞机行驶表面上的位置,以及用于使坡度数据与所述位置相关。

19. 如权利要求 16 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述相关滚动摩擦力数据被预定和存储作为数据库中的摩擦数据,控制器还配置成用于确定拖车在飞机行驶表面上的位置,以及用于使摩擦数据与该位置相关。

20. 如权利要求 16 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述拖车还设置成探测飞机路径上的障碍物。

21. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器设置成与远程指挥中心无线通讯。

22. 如权利要求 21 所述的无牵引杆飞机拖车,其中所述控制器构成为通过电子飞行包与远程指挥中心无线通讯。

23. 如权利要求 1 所述的无牵引杆飞机拖车,还包括电子飞行包,用于和飞机内的同类设备无线通讯。

24. 一种牵引飞机的方法,该方法包括提供无牵引杆飞机拖车,该拖车包括:

- 底盘,用于在其上接收所述飞机起落架的至少一部分;以及
- 推进装置,用于沿轨迹方向推动拖车,其包括变角度斜盘液压泵,该泵连接到变角度斜盘液压马达及可控旁路阀上,以便在旁路处于关闭状态时使液压流体在泵和马达之间循环,从而激励推进装置,以至少提高该拖车的速度和牵引力之一,及在旁路处于打开状态时,至少使大部分液压流体经过旁路阀循环通过马达,从而至少减少拖车的转速和牵引力之一;

该方法还包括:使拖车牵引飞机,同时改变拖车的一个或多个运动参数,以便通过调整至少推进装置、泵和马达斜盘获得的动力,以及旁路阀的状态,保持底盘施加在起落架上的力低于预定值。

25. 权利要求 24 所述的方法,其中所述拖车是权利要求 1 至 24 之任一所述的拖车。

## 无牵引杆飞机拖车

### 技术领域

[0001] 本发明总体上涉及用于飞机地面运动的系统,更具体而言,涉及这种系统中地面车辆的控制方法。

### 背景技术

[0002] 飞机拖车通常用于在机场地面位置之间牵引飞机,从而无需飞机依靠自身动力移动,从而节省燃料。拖车可以配备牵引杆,牵引杆连接起落架和拖车,或者也可以是无牵引杆的,这种情况下没有配备牵引杆,其中起落架通常直接设置在拖车底盘上。

### 发明内容

[0003] 根据本发明的一方面,提供了一种无牵引杆飞机拖车,用于接收飞机的起落架从而牵引飞机,该拖车包括:

[0004] • 底盘,用于在其上接收起落架的至少一部分;

[0005] • 推进装置,配置成用于沿轨迹方向移动拖车,包括一个变角度斜盘液压泵,该泵连接到变角度斜盘液压马达及可控旁路阀上,以便在旁路处于关闭状态时使液压流体在泵和马达之间循环,从而激励推进装置,以至少提高拖车的速度和牵引力之一,及在旁路处于打开状态时至少使大部分液压流体经过旁路阀循环通过马达,从而至少减少拖车的转速和牵引力之一;

[0006] • 至少一个力传感器,用于直接或间接测量由于拖车和飞机之间的速度差,底盘至少沿该方向施加在起落架上的力;及

[0007] • 与力传感器通讯的控制器,用于改变拖车的一个或多个运动参数,从而通过调节至少推进装置、泵和马达斜盘可获得的动力以及旁路阀的状态,保持底盘施加在起落架上的力低于预定值(例如在拖车运动期间)。

[0008] 显然,本说明书和权利要求书中使用的术语“无牵引杆”涉及一类没有牵引杆(即,一种连接在拖车底盘和飞机起落架之间的杆或其它连接装置)的飞机拖车。在无牵引杆的飞机拖车中,起落架通常直接位于底盘上,或者其重量被导入底盘内的一个区域。

[0009] 显然,本说明书及权利要求书中使用的术语“控制器”可以在广义上理解为包括但不限于两个或多个控制器,例如每个控制器都实现一个特定功能。

[0010] 无牵引杆飞机拖车还包括液压马达转换阀,对于自由的拖车移动,当旁路关闭时,该液压马达转换阀允许液压流体自由流过马达。

[0011] 旁路还可以与旁路开通之后的制动周期关联,其中液压流体从斜盘泵(swash plate pump)转向,控制器还配置成用于控制旁路的状态,该阀的特征在于:其响应期远小于制动周期。

[0012] 该推进驱动模块还包括用于控制旁路状态的阀,该阀的特征在于其响应期远小于液压泵斜盘和马达的共振周期。

[0013] 该控制器还配置成用于调节液压马达的排量。

[0014] 该控制器还配置为用于调节斜盘泵的控制角度。这样,就可以控制拖车的速度以及由此施加在起落架上的力。

[0015] 控制器还可以配置为用于引起斜盘泵控制角度快速变化。这就允许其防止施加在飞机起落架上的力超过力阈值。

[0016] 该控制器还配置成用于引起斜盘泵控制角度缓慢变化。例如,这可有利于使无牵引杆的飞机拖车获得期望的速度。

[0017] 该控制器还可以构成为利用前馈方法(即一种控制方式,在该方式中能够使用系统输入中的倒置(upsets),以预先或在那些倒置到达的同时调整系统设备)来调整斜盘泵的控制角度。

[0018] 该无牵引杆飞机拖车还包括位于起落架和底盘之间用于吸收能量的能量吸收器。

[0019] 一个或多个运动参数的改变可以具有一种效果,以便和/或被引导导致引起拖车降低速度和/或减少牵引力。

[0020] 底盘可以包括支撑组件,配置为用于接收起落架部分并被安装在底盘上,以便可以至少沿该方向在底盘上移动。在此情况下,力传感器可以设置为用于测量沿至少该方向支撑组件施加在底盘上的力。

[0021] 运动参数选自速度、方向、加速度和减速度构成的组。

[0022] 该控制器还配置为用于至少基于一个或多个外部因素计算底盘施加在起落架上的(预测)结果力。这些外部因素可以选自以下构成的组:

[0023] • 沿拖车将要穿越的飞机行驶表面的各个地点的相关坡度数据;

[0024] • 影响飞机和拖车的相关风力数据;

[0025] • 沿飞机行驶表面各个地点的飞机和/或拖车的相关滚动摩擦力数据;及

[0026] • 相关的障碍物数据。

[0027] 相关坡度数据可以由坡度检测功能提供。

[0028] 相关坡度数据可以被预定并存储作为数据库中的坡度数据,该控制器还配置为用于确定拖车在飞机行驶表面上的位置,以及用于使坡度数据与位置相关。

[0029] 相关滚动摩擦力数据可以被预定并存储作为数据库中的摩擦数据,控制器还配置成用于确定拖车在飞机行驶表面上的位置,以及用于使摩擦数据与该位置相关。

[0030] 拖车还可以构成为探测飞机路径上的障碍物。

[0031] 该控制器可以构成为能够例如通过电子飞行包与远程指挥中心无线通讯。

[0032] 该无牵引杆飞机拖车还包括电子飞行包,用于和飞机内的同类设备无线通讯。

[0033] 根据本发明的另一方面,提供了一种牵引飞机的方法,该方法包括提供无牵引杆飞机拖车,该拖车包括:

[0034] • 底盘,用于在其上接收飞机起落架的至少一部分;以及

[0035] • 推进装置,用于沿轨迹方向移动拖车,包括一个变角度斜盘液压泵,该泵连接到变角度斜盘液压马达及可控旁路阀上,以便在旁路处于关闭状态时使液压流体在泵和马达之间循环,从而激励推进装置,以至少提高拖车的速度和牵引力之一,及在旁路处于打开状态时至少使大部分液压流体经过旁路阀循环通过马达,从而至少减少拖车的转速和牵引力之一;

[0036] 该方法还包括:使拖车牵引飞机,同时改变拖车的一个或多个运动参数,以便通过

调整至少推进装置、泵和马达斜盘获得的动力,以及旁路阀的状态,保持底盘施加在起落架上的力低于预定值。

[0037] 拖车可以如上所述那样提供。

[0038] 根据本发明的另一方面,提供了一种无牵引杆飞机拖车,其用于接收飞机的起落架从而牵引飞机,该拖车包括:

[0039] • 底盘,用于在其上接收起落架的至少一部分;

[0040] • 推进装置,用于沿轨迹方向移动拖车;及

[0041] • 控制器,用于比较无牵引杆飞机拖车的实际速度和其预定的期望速度,如果满足下述条件则指令推进装置保持无牵引杆飞机拖车的实际速度:

[0042] ○ 实际速度低于期望速度;及

[0043] ○ 在比较之前的预定期间内,实际速度保持在预定速度范围内。

[0044] 控制器还配置用于探测飞机飞行员控制制动和飞机减速,还配置用于在满足下述条件时指令推进装置保持实际速度:

[0045] • 实际速度高于期望速度;及

[0046] • 对飞机飞行员控制制动和飞机减速至少之一进行探测。

[0047] 控制器还可以配置为如果探测到飞机飞行员控制制动,则指令推进装置改变无牵引杆飞机拖车的实际速度,以便与期望速度匹配。

[0048] 无牵引杆飞机拖车还可配置用于在牵引飞机期间始终提供正牵引力。

[0049] 无牵引杆飞机拖车还构成为实时防止起落架超过其最大允许疲劳负荷。

[0050] 控制器还构成为计算期望速度。

[0051] 控制器还构成为计算对应期望速度的期望牵引力。

[0052] 控制器还构成为至少基于拖车位置计算期望速度。

[0053] 控制器还构成为至少基于该拖车的位置和至少一个其它拖车的位置计算期望速度。

[0054] 控制器还构成为,用于至少基于该拖车的位置以及与其享有至少一条路径的至少一个其它拖车的位置和速度,计算期望速度。

[0055] 该控制器还构成为,用于至少基于该拖车的位置及其到达牵引位置一端的期望时间计算期望速度。

[0056] 该控制器还构成为,至少基于该拖车的位置、另一个拖车到达牵引点一端的估算时间、以及该拖车到达牵引位置该端的期望时间计算期望速度。

[0057] 该无牵引杆飞机拖车还包括发射器,用于发射有关拖车速度和位置的信息。可发射该信息,例如发射给飞机驾驶舱,发射给至少一个其它拖车,或者发射给一个远程指挥中心。

[0058] 该无牵引杆飞机拖车还包括接收器,用于接收来自远程指挥中心的、至少一个其它拖车的相关速度和位置信息。

[0059] 该无牵引杆飞机拖车还包括探测器,其利用传感器探测至少一个其它拖车的速度和位置;该控制器构成为至少基于该其它拖车的速度和位置计算期望速度。

[0060] 该控制器还构成为,基于到达牵引位置一端的期望时间和其它拖车到达牵引点一端的估算时间,计算期望速度。

[0061] 根据本发明的又一方面,提供了一种无牵引杆飞机拖车的控制方法,该方法包括:

[0062] • 获得期望与该拖车共享至少部分牵引路径的至少一个其它拖车的相关速度和位置信息;及

[0063] • 至少基于该速度、位置及该信息计算该拖车的期望速度。

[0064] 该牵引方法还包括基于该拖车到达牵引位置一端的期望时间计算期望速度。

[0065] 该方法还包括基于其它拖车到达牵引点一端的估算时间计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0066] 该方法还包括将该拖车相关速度和位置信息传送给其它拖车。

[0067] 该方法还包括将该拖车的相关速度和位置信息传送给远程指挥中心,以及接收其它拖车的相关速度和位置信息。

[0068] 该拖车还可以利用传感器获得至少一个其它拖车的相关速度和位置信息。

[0069] 根据本发明的又一方面,提供了一种无牵引杆飞机拖车,其用于接收飞机的起落架从而牵引飞机,该拖车包括:

[0070] • 底盘,用于在其上接收起落架的至少一部分;

[0071] • 推进装置,用于沿轨迹方向移动拖车;及

[0072] • 控制器,配置为如上所述进行工作。

#### 附图说明

[0073] 从下面结合附图进行的详细描述中,可以更充分地理解和欣赏本发明。

[0074] 图 1A 是一种无牵引杆飞机拖车的示意图;

[0075] 图 1B 是沿图 1A 中线 1B-1B 的所示无牵引杆飞机拖车剖视图;

[0076] 图 1C 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车的顶视图;

[0077] 图 2A 至 2J 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车拖机 (pushback) 作业前和拖机作业时各个阶段的透视图;

[0078] 图 3A 至 3E 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车飞行员控制滑行作业时各个阶段的示意图;

[0079] 图 4A 至 4E 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车自主滑行作业时各个阶段的示意图;

[0080] 图 5A 至 5E 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车自主返回作业时各个阶段的示意图;

[0081] 图 6A 至 6C 是图 1A 所示无牵引杆飞机拖车驾驶功能的示意图;

[0082] 图 7A 至 7D 表示一种能量吸收系统,其反作用于飞机的飞行员控制制动,以便控制起落架上的负载;

[0083] 图 8A 是力控制回路和速度控制回路的输入输出方框图,它们是图 1 所示拖车控制器的部分;

[0084] 图 8B 是多端输入 / 多端输出 (MIMO) 力控制回路和速度控制回路的方框图,它们是该控制器的一部分;

[0085] 图 9 表示该无牵引杆拖车和飞机的动力学模型,以及施加在飞机上和图 1A 所示无牵引杆飞机拖车上的力;

[0086] 图 10 表示各个控制回路;

- [0087] 图 11 表示一种牵引飞机的方法；
- [0088] 图 12 表示无牵引杆拖车和相应的飞机驾驶舱电子飞行包 (EFB) 单元；
- [0089] 图 13 表示具有两个摄像机的无牵引杆飞机拖车；
- [0090] 图 14 表示机场内的数个无牵引杆拖车的运动；
- [0091] 图 15 表示一种牵引飞机的方法；
- [0092] 图 16 是速度、飞行员制动、牵引力和马达 RPM 曲线图,其中每个都作为时间的函数,并且与无牵引杆飞机拖车期望和实际速度相关;以及
- [0093] 图 17 表示无牵引杆飞机拖车的一种控制方法。

### 具体实施方式

[0094] 提供一种自动或半自动拖车的控制系统,用于使飞机从机场出入口滑行到起飞跑道。为了节约燃料和减少污染,该拖车设计成不使用飞机的喷射引擎而使飞机滑行。控制器因而具有双重功能,即实时和始终控制拖车牵引速度(从而取代飞机引擎),并且调节拖车牵引力(从而防止飞机起落架,例如前起落架或 NLG 超过其静荷载极限和疲劳荷载极限),从而使其寿命周期不受影响。因此,为了指挥控制器工作,提供了一种多端输入、多端输出(MIMO)控制概念,其中一些在控制和受控制变量互相联系和互相依赖。

[0095] 本说明书涉及不使用飞机喷射引擎而使飞机从出入口滑行到起飞跑道的自动或半自动拖车。这些拖车可以以一种飞机飞行员控制滑行的模式作业,其中飞机飞行员驾驶和制动如同飞机依靠自身动力移动,拖车速度由其自身的控制器控制。一旦滑行结束,那么在机场指挥和控制系统控制下拖车能够自动返回到出入口的拖机作业前的位置。拖车驾驶员可以完成拖机作业,之后他离开拖车,滑行期间飞机飞行员控制拖车。飞机滑行期间拖车可以以自主作业模式作业。术语“自主”广义上包括在机场指挥、控制和通信系统控制下的作业,但是飞机飞行员优先。

[0096] 现在参见图 1A、1B 和 1C,它们表示了一种无牵引杆飞机拖车 100。国际公布 W02008/139440,其被转让给本申请的受让人,它教导了很多对本说明书实用的原理,其全部内容被援引加入到本文适当的位置,以给出附加或其它细节、特征和/或技术背景的适当教导。如图 1A、1B 和 1C,无牵引杆飞机拖车 100 包括一个支撑在六个轮上的底盘 102,包括前转向轮 104 和 106、后转向轮 108 和 110,及中间非转向轮 112 和 114。显然,可选的,轮 112 和 114 也可以是转向的。分别由附图标记 115、116、117 和 118 表示的可转向轮 104、106、108、和 110 的转动中心可以限定一个长方形的顶点,其长度 A 由拖车 100 同侧各前轮和后轮转动中心之间的距离确定,其宽度 B 由各前轮轮 104 和 106 转动中心 115 和 116 之间的距离以及各后轮 108 和 110 的转动中心 117 和 118 之间的距离确定。

[0097] 每个轮 104、106、108、110、112 和 114 都由一个相应的液压马达(未表示)可控驱动,液压马达由相应的液压泵(未表示)提供动力,液压泵由车辆柴油马达(未表示)响应来自控制器 119 的速度和力矩控制信号进行驱动。每个转向轮 104、106、108 和 110 可以由一个或多个转向活塞(未表示)响应来自控制器 119 的转向控制信号进行控制。这些轮、液压泵和柴油马达构成用于沿轨迹方向推动拖车的推进装置的部分。

[0098] 驾驶员控制界面组件(其可以包括转向轮 120、刹车(未表示)、及在必要时的可选其它控制),可以与控制器 119 进行接口,以便在拖机作业之前以及在拖机作业时,和/或

在出现紧急情况时或在拖车控制系统故障时允许驾驶员控制无牵引杆飞机拖车 100 的作业。该无牵引杆飞机拖车 100 可以通过控制器 119 以“飞机飞行员控制”(PIC) 模式作业, 滑行到或者接近起飞点。接近起飞点时, 控制器 119 自动或手动(由安全驾驶员)使拖车 100 脱离飞机, 响应从机场指挥和控制中心或拖车位置传感器 121(如 GPS 传感器或任何其它适当拖车位置传感器)接到的指令, 拖车 100 在控制器 119 的控制下作业, 自主或由安全驾驶员手动驾驶, 从起飞点返回到期望的拖车作业前的位置。拖车 100 还可以配备风传感器 122, 一个或多个障碍物检测传感器 123, 例如雷达和/或激光传感器, 例如以 Velodyne® 的 HDL-64E 名称销售的, 其输出到控制器 119, 以及一个或多个驱动摄像机 124, 这实现了远程驱动拖车 100, 例如借助远程指挥和控制中心。驱动摄像机 124 可转动以具有可选择的扫视和俯仰角度, 从而能够使作业者观察拖车 100 以及附近的各个位置。

[0099] 可转动的飞机起落架轮支撑组件 125 枢轴和可转动地安装在水平底座组件 126 上。支撑组件 125 的转动稳定状态中心, 由附图标记 127 表示, 可以位于各个转向轮 104、106、108 和 110 的转动中心 115、116、117 和 118 确定的长方形几何中心。

[0100] 水平底座组件 126 连接底盘 102, 其连接方式允许其相对于底盘具有一定受限量的运动自由度, 并通过能量吸收器组件接合, 该能量吸收器组件可以包括多个能量吸收活塞 128, 每个活塞都枢轴连接于底盘 102 和水平底座组件 126。力传感器 129, 其可以是测力单元, 可以与每个能量吸收活塞 128 相关联, 力传感器输出给控制器 119, 并因此用于控制车辆加速和减速。

[0101] 水平底座组件 126 可以包括圆周底座元件 130, 其通过悬挂支撑在一对前悬挂支撑 132 上的横向延伸支撑杆 131 而枢轴安装在底盘 102 上, 并悬挂在枢轴安装于底盘 102 上的一对后支撑 132 上。悬挂支撑 132 通过枢轴安装的能量吸收活塞 128 接合。圆周底座元件 130 在悬挂支撑 132 上的安装可以借助转轴 133, 它们可以与也可以不与底座元件 130 一体成型。

[0102] 借助一对向外延伸与高承载量轴承 135 啮合的枢轴 134, 以及高承载量轴承 135 相应地与底座 126 上形成的 360 度圆周轴承座圈 136 接合, 支撑组件 125 可以枢轴或可转动地安装在底座 126 上。这种布置使支撑组件 125 相对于底座元件 130、水平底座组件 126, 和底盘 102 的转动和倾斜摩擦较小。

[0103] 直框架 140 固定安装在支撑组件 125 上, 用于使飞机起落架轮在支撑组件上找准。飞机起落架轮止动杆 142 借助固定在支撑组件 125 上的止动杆定位活塞 144 可选择地相对于直框架 140 定位, 用于使支撑组件适合不同尺寸的飞机起落架轮。支撑组件 125 的转动方向可以由转动传感器 145 检测, 例如电位计, 其给控制器 119 提供支撑组件的转动方向输入。支撑组件 125 的转动方向可以由支撑组件旋转马达 146 控制。

[0104] 可选择定位的夹组件 147 可以安装在支撑组件 125 上并连接直框架 140。该夹组件 147 工作时可选择地将飞机起落架轮夹持到支撑组件 125 上, 以便使飞机起落架轮的转动中心尽可能刚好位于支撑组件的转动中心 127 处, 如上所述, 其位于转向轮 104、106、108 和 110 的转动中心确定的长方形几何中心。

[0105] 力传感器 148, 例如测力单元, 安装在夹组件 147 的前切削表面及止动杆 142 的后切削表面上, 以便与飞机起落架轮啮合, 从而检测施加到飞机起落架轮和因而施加到飞机起落架上的水平面内的力, 该力例如由于加速度差、减速度差, 和/或拖车 100 相对于加速

度、减速度的速度,和 / 或由于牵引造成的飞机速度而产生。

[0106] 倾斜的飞机起落架轮坡道加载装置 150 可以安装在底座元件 130 上。与活塞组件 152 啮合的一对起落架轮可以用于推动或提升飞机起落架并将飞机起落架轮定位在支撑组件 125 上。

[0107] 力传感器 148 可以工作,以便检测至少沿拖车运动轨道的大体水平方向施加到起落架上的力。该力可以是飞机的飞机飞行员 - 控制制动的结果,其使拖车减速或使拖车加速。控制器 119 至少部分响应力传感器的输出而工作,尤其是飞机飞行员控制制动导致飞机减速,从而给驱动拖车 100 的轮的液压马达提供速度和力矩控制信号。该控制例如将施加到飞机起落架上的力减少和限制到不会损坏飞机起落架的最大允许力,以此作为飞机飞行员控制制动导致拖车减速和 / 或加速的结果。

[0108] 转动传感器 145 可以工作,检测支撑组件 125 相对于底座组件 126 的转动,这是由飞机起落架的飞机飞行员驾驶引起,控制器 119 可操作以基于转动传感器 145 的输出以及对飞机飞行员驾驶指令的响应控制转向轮 104、106、108 和 110 的转向。

[0109] 力传感器 129 和 148 可以工作以检测至少沿大体水平方向施加到起落架上的力,以使控制器 119 工作以通过采用至少一个力反馈回路,利用至少一个力传感器的输出、检测飞行员控制制动、和至少一个下面的输入,控制拖车加速和减速:

[0110] • 由沿拖车 100 穿越的飞机行驶表面多个位置处已知的坡度引起的力指示,这些位置通过位置检测功能被识别给控制器;

[0111] • 施加到飞机上的风力指示,涉及风力的信息由安装风传感器的机场和 / 或拖车提供给控制器;及

[0112] • 沿拖车穿越的飞机行驶表面各个位置处已知拖车和飞机滚动摩擦力指示,这些位置通过位置检测功能被识别给控制器。

[0113] 通过采用至少一个速度反馈回路,基于沿拖车和飞机穿越的行驶路线的已知速度限制(例如利用控制器 119 内存储的适当机场地图),以及指示沿拖车 100 和飞机行驶路线的拖车 100 位置的拖车位置传感器的输出,控制器 119 还可操作地控制拖车 100 的速度。

[0114] 可以在拖车 100 的底盘 102 上安装一个或一对激光测距仪 154,用于确定飞机纵轴和拖车 100 的纵轴之间的角度关系。飞机纵轴和拖车 100 纵轴之间的角度关系用于自主滑行作业模式中,例如图 4A 至 4E 所示的下述模式。

[0115] 如图 2A,拖车 100 在拖车驾驶员的控制下,沿着箭头 200 所示方向被推向等待拖机作业的飞机 202。图 2B 表示位于坡道 150 上的起落架轮 204。图 2C 表示与起落架轮接合活塞组件 152,活塞组件 152 定位于与起落架轮 204 接合,用于推动和提升飞机起落架,及将飞机起落架轮定位于支撑组件 125 上。图 2D 表示飞机起落架轮止动杆 142 相对于直框架 140 借助止动杆定位活塞 144 进行适当定位,以便适应特殊飞机 202 的特殊飞机起落架轮 204。图 2E 表示起落架轮 204 被推上支撑组件 125。

[0116] 图 2F 表示飞机起落架轮 204 由活塞组件 152 推靠于适当定位的止动杆 142 上,以便飞机起落架轮 204 的转轴尽可能刚好位于支撑组件 125 的转动中心 127,如上所述,该转动中心 127 位于或靠近转向轮 104、106、108 和 110 的转动中心确定的长方形几何中心。

[0117] 图 2G 和 2H 表示对与飞机起落架轮 204 脱离啮合的单个活塞组件 152 的一系列收回动作,以及夹组件 147 的单个夹与飞机起落架轮 204 的接合,以将飞机起落架轮夹在支

撑组件 125 上,从而使飞机起落架轮的转动中心尽可能刚好位于支撑组件 125 的转动中心 127。图 2I 表示在拖车驾驶员控制下拖车 100 将飞机 202 拖回。图 2J 表示拖车驾驶员完成拖机作业后离开拖车 100。在全部或部分滑行期间,驾驶员可以留在拖车 100 上,可以参与拖车与飞机的脱离,之后引擎启动。

[0118] 图 3A 表示飞机起落架轮 204 由飞机飞行员采用传统飞机转向杆 206 或踏板(未表示)所控制的转动,相应导致支撑组件 125 相对于底座元件 130 转动。支撑组件 125 的转动立即由转动传感器 145 检测,其输出提供给控制器 119,使拖车 100 的转向轮 104、106、108 和 110 立即转动,如下面参照图 6A 至 6B 所详细描述的那样。

[0119] 控制器 119 可以依据反馈控制回路完成拖车 100 的转向,反馈控制回路接收转动传感器 145 的输入,其代表飞机飞行员所控制的起落架轮 204 的方向,亦即支撑组件 125 的方向与附图标记 210 表示的拖车纵轴之间的角度  $\alpha$ 。如将在下面参照图 6A 至 6C 描述的那样,控制器 119 使拖车转向轮 104、106、108、和 110 分别转动角度  $\beta 1$ ,  $\beta 2$ ,  $\beta 3$  和  $\beta 4$ ,并驱动拖车 100,从而使角度  $\alpha$  变为零。

[0120] 图 3B 表示拖车 100 运动的中间阶段,其中拖车定向为使飞机 202 按照飞机飞行员指示的方向拖动。在此阶段,支撑组件 125 和拖车 100 纵轴 210 之间的角度  $\alpha$  表示为图 3A 所示的一半。由于拖车 100 相对于飞机 202 的转动,以角度  $\gamma$  表示拖车 100 的纵轴 210 与待牵引飞机 202 纵轴(在此由附图标记 220 表示)之间的角度。

[0121] 图 3C 表示拖车 100 相对于飞机 202 的起落架轮 204 定向从而使  $\alpha$  为零。显然拖车转向轮 104、106、108 和 110 的角度  $\beta 1$ 、 $\beta 2$ 、 $\beta 3$  和  $\beta 4$  通常分别不为零。在此阶段,拖车 100 纵轴 210 与拖车 100 牵引的飞机 202 纵轴 220 之间的角度  $\gamma$  小于图 3B 中的  $\gamma$ ,因为飞机 202 已经开始转动。

[0122] 图 3D 表示飞机飞行员踏下踏板 222 制动飞机 202。飞机 202 的制动是这样实现的,即通过制动飞机 202 的主起落架(未表示),引起飞机 202 减速从而使施加的力立刻被夹件 147 上的力传感器 148 检测到,力传感器的输出由控制器 119 接收,控制器 119 相应地立刻使拖车 100 减速。由于在飞机 202 制动和相应的拖车 100 减速之间存在时间滞后,因此力被施加在在后能量吸收活塞 128 上,这些力由力传感器 129 立刻检测到。后能量吸收活塞 128 吸收飞机 202 相对于拖车 100 制动而产生的能量。在此阶段,力传感器 129 作为力传感器 148 的备用。

[0123] 图 3E 表示响应尤其来自力传感器 148 和 129 的输入,由控制器 119 控制的拖车 100 的受控加速,从而在考虑到下述一个或多个因素的情况下,给飞机提供滑行速度,对于沿飞机行驶路径的预定位置该速度在预定速度极限内,并保证施加在起落架上的力不超过预定极限:

[0124] • 沿拖车 100 穿越的飞机行驶表面各个位置的已知坡道引起的力,这些位置由位置检测功能识别传送给控制器 119,例如此处由安装拖车位置传感器 121 的拖车提供的 GPS 功能;

[0125] • 施加到飞机 202 上的风力,涉及风力的信息从机场或拖车装载的风传感器提供给控制器 119,例如拖车车载风传感器 122,还可以选择通过机场指挥和控制功能提供;及

[0126] • 沿拖车 100 穿越的飞机行驶表面各个位置处拖车 100 和飞机 202 的滚动摩擦力,这些位置由拖车位置传感器 121 提供的位置检测功能识别传送给控制器 119,还可以选择

通过机场指挥和控制功能提供。

[0127] 不仅响应飞机飞行员对飞机 202 的制动,而且响应障碍物传感器 123 对障碍物的检测,控制器 119 也可以使拖车 100 减速。控制器 119 响应尤其来自力传感器 148 和 129 的输入,对拖车减速进行控制,保证飞机和拖车之间的协调减速比,从而将施加于飞机 202 起落架上的力限制在预定力极限内。

[0128] 为了区别起落架上的常规牵引力和飞行员制动施加的力,控制器 119 可以考虑上述一个或多个因素,这些因素由来自各个传感器的数据表示,例如传感器 120、121、122 和 123 及摄像机 124。

[0129] 控制器 119 还可以工作,控制拖车 100 的加速和减速,以便通过采用速度控制反馈回路保持期望的拖车速度。控制器 119 还配备有,或者允许接入机场的嵌入式地图,用于指示拖车行驶路径各个区域的有关拖车速度极限。该速度极限信息与拖车位置传感器 121 提供的指示拖车 100 即时位置的信息协作。控制器 119 还包括指示拖车 100 即时速度的导航系统。该反馈回路工作,使实际速度尽可能接近和不超过拖车即时位置的速度极限。

[0130] 控制器 119 还可操作地控制拖车 100 的加速和减速,以便将施加在飞机 202 起落架上的水平力限制在一个可接受的极限内,例如飞机总重量的 4%,例如采用力控制反馈回路。控制器 119 接收来自力传感器 148 和 129 的输入,它们表示尤其是由于风、坡道、滚动摩擦以及飞机 202 和 / 或拖车 100 加速或减速而施加在飞机 202 起落架上的力的总和。力反馈回路工作,使拖车 100 加速或减速,以便使力传感器 148 和 129 检测到的力保持低于可接受的极限,可以选择为飞机 202 或拖车 100 的不期望的加速和减速留出余量。

[0131] 现在参见图 4A、4B、4C、4D 和 4E,表示无牵引杆飞机拖车 100 自主滑行作业各阶段。该自主滑行作业可以由拖车 100 的驾驶员启动,也可以在拖机作业结束后自动响应机场指挥和控制中心发出的指令启动。

[0132] 在自主滑行作业中,支撑组件 125 的作用是通过将起落架轮 204 的位置保持在飞机飞行员最后选择的位置,该位置通常平行于飞机的纵轴 220,而将沿水平面施加在起落架上的力尤其是力矩降低为零。由此,起落架保持在该位置,而拖车 100 沿其行驶路径改变其朝向。这意味着在拖车 100 的大多数转向策略中,支撑组件转向到与拖车 100 相反的方向。

[0133] 通过操纵主起落架上的飞机制动器(这一操作会马上被力传感器 148 和 129 检测到),自主拖车控制可立即由飞机飞行员取代。

[0134] 自主滑行可以采用机场指挥控制中心的强化 C4(指挥,控制,通信和计算机)功能,其协作和优化机场内滑行飞机的滑行行驶路径和速度,例如利用下述一些或全部输入:

[0135] • 机场内所有滑行飞机的位置;

[0136] • 对所有飞机滑行间隙和滑行行驶路径的计算;以及

[0137] • 机场气象条件和滑道地面行驶条件。

[0138] 强化 C4 功能可以提供下述一些或全部功能:

[0139] • 避免跑道入侵;

[0140] • 计算所有飞机的最佳滑行速度以保证滑行期间启动和停止最少;

[0141] • 使滑道交通拥挤最小化;及

[0142] • 在出现故障或紧急情况下能够立即使用飞行员控制。

[0143] 图 4A 表示自主滑行作业开始时拖车 100 和飞机 202 的初始方向。飞机起落架轮 204 与拖车 100 的纵轴 210 及飞机的纵轴 220 平行。拖车 100 的转向轮 104、106、108 和 110 也平行于轴 210 和 220。

[0144] 图 4B 表示拖车 100 在控制器 119 控制下的初始转动,例如响应从基于 C4 系统的机场指挥和控制系统 250 接收的交通控制指令。如图 4B,飞机飞行员不用传统飞机转向操纵杆 206 或踏板(未表示),除非出现紧急制动。响应来自控制器 119 的适当指令,通过转动拖车 100 的轮 104、106、108 和 110 的转动,拖车 100 产生期望的转向。为了避免力矩施加到飞机 202 起落架上,由支撑组件转动马达 146 促使支撑组件 125 转动角度  $-\alpha$ ,该角度与拖车纵轴 210 与飞机纵轴 220 之间的角度  $\alpha$  大小相等方向相反。支撑组件 125 的转动由转动传感器 145 检测,给控制器 119 提供反馈输出。

[0145] 控制器 119 可以依据两个反馈控制回路,通过转向转向轮 104、106、108 和 110 及通过支撑组件转动马达 146 转动支撑组件 125 来使拖车 100 转向。一个反馈回路保证拖车 100 前部遵循机场指挥和控制系统 250 制定的预定行驶路径。第二个反馈回路使用激光测距仪 154 保证起落架轮 204 平行于飞机纵轴 220 对准。激光测距仪 154 确定拖车 100 的纵轴 210 和飞机 202 纵轴 220 之间的角度  $\alpha$ 。控制器 119 保证支撑组件 125 相对于纵轴 210 转动角度  $-\alpha$ ,以便确保起落架轮 204 与飞机纵轴 220 始终一致。

[0146] 图 4C 表示拖车 100 的又一个转动阶段。在此阶段,拖车 100 纵轴 210 和飞机 202 纵轴 220 之间的角度  $\alpha$  和支撑组件 125 与拖车 100 纵轴 210 之间的角度  $-\alpha$  是图 4B 所示角度的两倍。

[0147] 图 4D 表示自动作业模式由飞机飞行员替代,例如通过踏压制动踏板 222。该替代例如可以是针对紧急制动和/或能够使飞机飞行员控制拖车 100 的转向,如上述参照图 3A 至 3E 所描述的那样。飞机 202 的制动由飞机 202 上的主起落架(未表示)上的制动件完成,引起飞机减速,从而使施加的力由夹件 147 上的力传感器 148 立即检测到,其输出由控制器 119 接收,控制器使拖车 100 立即减速。

[0148] 控制器 119 终止拖车 100 的拖机作业模式,将拖车模式转换为飞机飞行员控制作业,如上面参照图 3A 至 3E 所述。

[0149] 由于在飞机 202 制动和相应拖车 100 减速之间存在一个时间滞后,力被施加在后能量吸收活塞 128 上,并被力传感器 129 迅即检测到。后能量吸收活塞 128 吸收飞机 202 相对于拖车 100 制动而产生的能量。在此阶段,力传感器 129 用作力传感器 148 的备用。

[0150] 返回到自主作业模式通常要求来自机场指挥和控制器系统 250 的输入或电子飞行包 (EFB) 传送的飞行员指令,该电子飞行包例如可从 Astronautics Ltd. of Israel 商购。

[0151] 图 4E 表示响应尤其来自机场指挥和控制中心 250 和力传感器 148 和 129 的输入,在控制器 119 控制下,拖车 100 以自主作业模式的受控加速,以在沿飞机行驶路径的预定位置处使飞机滑行速度处于预定速度极限范围内,保证施加于起落架上的力不超过预定极限,其中考虑到下面一个或多个因素:

[0152] 沿拖车 100 穿越的飞机行驶表面各个位置的已知坡道引起的力,这些位置由位置检测功能识别传送给控制器 119,例如此处由安装拖车位置传感器 121 的拖车提供的 GPS 功能;

[0153] 施加到飞机 202 上的风力,涉及风力的信息从机场或拖车装载的风传感器提供给控制器 119,例如拖车车载风传感器 122,还可选择通过机场指挥和控制功能提供;及

[0154] 沿拖车 100 穿越的飞机行驶表面各个位置处拖车和飞机的滚动摩擦力,这些位置由拖车位置传感器 121 提供的位置检测功能识别传送给控制器 119,并通过机场指挥和控制功能提供。

[0155] 不仅响应飞机飞行员对飞机 202 的制动,而且响应障碍物传感器 123 对障碍物的检测或驱动摄像机 124 中一个的检测,或者响应来自机场指挥和控制中心 250 的控制指令,控制器 119 还使拖车 100 减速。控制器 119 响应尤其来自力传感器 148 和 129 的输入,对拖车减速进行控制,保证飞机和拖车之间的协调减速比,从而将施加与飞机 202 起落架上的力限制在预定力极限内。

[0156] 为了区别起落架上的常规牵引力和飞行员制动施加的力,控制器 119 可以考虑上述一个或多个因素,这些因素由来自各个传感器的数据表示,例如传感器 120、121、122 和 123。

[0157] 控制器 119 还可以工作,控制拖车 100 的加速和减速,以便通过采用速度控制反馈回路保持期望的拖车速度。控制器 119 还配备有或者允许接入机场的嵌入式地图,用于指示拖车行驶路径各个区域的有关拖车速度极限。该速度极限信息与拖车位置传感器 121 提供的指示拖车即时位置信息协作。控制器 119 还包括指示拖车即时速度的导航系统。该反馈回路工作,使实际速度尽可能接近和不超过拖车即时位置的速度极限。

[0158] 控制器 119 工作,控制拖车 100 的加速和减速,以便将施加在飞机 202 起落架上的水平力限制在一个可接受的极限内,例如飞机总重量的 4%,例如采用力控制反馈回路。控制器 119 接收来自力传感器 148 和 129 的输入,它们表示尤其是由于风、坡道、滚动摩擦以及飞机 202 和 / 或拖车 100 加速或减速而施加在飞机 202 起落架上的力的总和。力反馈回路工作,使拖车 100 加速或减速,以便使力传感器 148 和 129 检测到的力保持足够低于可接受的起落架力极限,可选择为飞机 202 或拖车 100 的不期望的加速和减速留出余量。

[0159] 当拖车 100 以图 4A 至 4E 所示自主滑行作业模式作业时,其中拖车 100 和被牵引飞机 202 的滑行速度通常是飞机飞行员受控滑行作业模式的滑行速度,飞机飞行员可以取代自主系统,通过制动飞机和操纵飞机操纵杆 206 再次进行拖车转向,从而切换为飞机飞行员控制作业模式。飞机飞行员还可以在紧急情况下制动飞机。

[0160] 由于机场内全部飞机的地面运动都由指挥和控制系统集中管理的事实,因此在自主滑行模式中提供了有效的滑行作业,从而避免了飞机起飞等待线路。如图 4E 所示,指挥和控制系统 250 集成了全部飞机的运动,从而在滑行期间使飞机之间保持了期望的空间,尽可能避免了启动和停止运动。

[0161] 现在参见图 5A、5B、5C、5D 和 5E,它们是在机场塔内指挥和控制系统控制下,通过控制器 119 对拖车滑行运动和对拖车 100 从起飞区域返回拖机作业前的位置进行控制的无牵引杆飞机拖车 100 以自主模式作业的各阶段的各个示意图。

[0162] 图 5A、5B 和 5C 表示拖车 100 脱离飞机起落架轮 204。显然,拖车 100 脱离飞机通常在飞机飞行员已经启动飞机引擎后进行。指挥和控制系统 250 可以指令拖车 100 实现脱离。可选的,拖车的脱离可以由接近起飞点的预定脱离位置处的拖车检测位置自动激发。脱离指令可以无线传递到控制器 119。响应于脱离拖车的指令,夹组件 147 与飞机起落架轮

204 脱离夹持接合,拖车 100 被向前推动,同时飞机飞行员制动飞机 202,并控制飞机操纵杆 206,使飞机起落架轮滚下坡道 150,并使起落架保持平行于飞机 220 的纵轴,就像坡道 150 被相对朝前推动一样。

[0163] 安全驾驶员可以出现在拖车 100 上,在此情况下,脱离可以由安全驾驶员以传统方式执行,通常伴随安全驾驶员对语音通讯线的断开。

[0164] 图 5D 表示受到控制器 119 控制的拖车的受控加速和转向,以便在从起飞区域到拖机作业前位置的预定拖车自主行驶路径的预定位置处,将拖车行驶速度控制在预定速度极限内,其中考虑到了下述一个或多个因素:

[0165] • 由拖车位置传感器 121 指示的拖车 100 即时位置;

[0166] • 来自传感器 123 或摄像机 124 的障碍物检测信息;

[0167] • 由机场指挥和控制系统 250 提供的该拖车行驶路径上其它车辆位置的实时信息;及

[0168] • 从起飞位置到拖机作业前位置的一个或多个拖车 100 预定行驶路径指示信息;该信息可以存储在控制器 119 中,或者由机场指挥和控制系统 250 实时提供。

[0169] 图 5E 表示由控制器在拖机作业前位置处控制的拖车受控减速和停泊。

[0170] 现在参见图 6A、6B 和 6C,它们分别是为飞机 202 提供阿克曼 (Ackerman) 转向的无牵引杆飞机拖车 100 的转向功能示意图。

[0171] 参见图 6A,其表示飞机 202 以其起落架轮 204 沿飞机 202 的纵轴 220 直接转向朝前,注意下述参数定义:

[0172] • L = 起落架轮 204 的转轴 302 和此处由附图标记 306 和 308 表示的主起落架连线 304 之间沿着飞机 202 纵轴 220 的距离;

[0173] • A = 拖车 100 后转向轮 108 和 110 的中心连线 310 与前转向轮 104 和 106 的中心连线 312 之间的纵向距离;

[0174] • B = 拖车 100 的轮 108 和 110 中心之间的距离以及轮 104 和 106 的中心之间的距离;及

[0175] • C = 起落架 306 与 308 之间沿着线 304 的距离。

[0176] 图 6B 表示响应于飞机飞行员采用操纵杆 206 转向飞机而使支撑组件 125 相对于拖车 100 的底盘 103 转动,飞机 202 的起落架轮 204 转动角度  $\alpha$ 。控制器 119 促使拖车转向轮 104、106、108 和 110 转动,以便使拖车 100 转向,从而使  $\alpha$  变为零,如参见图 3A 至 3E 所述的那样。控制器 119 还控制拖车 100 的运动,以便使飞机 202 产生阿克曼转向,如图 6B 所示,其中根据下面的参数:

[0177] •  $R+C/2$  = 飞机 202 的即时转动半径;

[0178] •  $\alpha$  = 起落架轮 204 相对于飞机 202 纵轴 220 的转动角度;及

[0179] •  $\beta_i$  = 拖车 100 的轮的转向角度 ( $i = 104、106、108$  和  $110$ )。

[0180]  $\beta_i$  可以作为  $\alpha$  的函数计算如下:

[0181] •  $L/[R+C/2] = \tan \alpha \gg R = L/\tan \alpha - C/2$

[0182] •  $\tan(\beta_{108}) = [L-A/2\cos \alpha - B/2\sin \alpha]/[L/\tan \alpha + A/2 - B/2\sin \alpha]$

[0183] •  $\tan(\beta_{110}) = [L-A/2\cos \alpha + (A/2\tan \alpha + B/2)\sin \alpha]/[L/\tan \alpha + (A/2\tan \alpha + B/2)\cos \alpha]$

$$[0184] \quad \bullet \tan(\beta 104) = [L-A/2\cos\alpha + B/2\sin\alpha] / [L/\tan\alpha - A/2 + B/2\sin\alpha]$$

$$[0185] \quad \bullet \tan(\beta 106) = [L-A/2\cos\alpha - (A/2\tan\alpha + B/2)\sin\alpha] / [L/\tan\alpha - (A/2\tan\alpha + B/2)\cos\alpha]$$

[0186] 图 6C 表示拖车 100 按照拖车转向算法的作业,从而使拖车 100 相对于飞机 202 定向,以便使  $\alpha$  为零。如参照图 3A 至 3E 所述,控制器 119 通过如上所述转动拖车转向轮 104、106、108 和 110 定向拖车 100,以便使由转动传感器 145 检测的角度  $\alpha$  减少为零。控制器 119 可操作地使拖车 100 定向,以便使拖车牵引飞机 202 的即时转动半径  $R+C/2$  等于飞机 202 本身的即时转动半径  $R+C/2$ ,从而在图 3A 至 3E 所示的该实例中,飞机飞行员可以按照同样的方式操控飞机,而不管其是否由拖车 100 拖动或依靠其自身动力行进。

[0187] 现在参见图 7A 和 7B,它们表示无牵引杆飞机拖车的一部分,而图 7C 表示变角度斜盘马达的一部分。液压驱动系统压力 ( $P_s$ ) 提供牵引力,并在加速、减速和制动期间,用来通过力控制回路控制飞机起落架上的负载。牵引力目标将从速度控制回路获得,力控制回路将确定达到期望速度所需要的加速度。速度和力控制回路输出是柴油马达 160 的 RPM 和变角度斜盘泵 161 的期望控制角度  $\Phi$ 。速度控制输入(反馈)是轮里程计信号 ( $\theta'$ ),力控制输入(反馈)是力传感器信号 ( $\Sigma F$ ) 和液压系统压力 ( $P_s$ ),马达力矩 - 车辆牵引力。系统压力将受到限制,以便始终和实时使起落架负载不会超过极限。

[0188] 柴油马达 160 控制液压可变容积泵流率,马达力矩控制泵压力。马达的动态响应大致模化为一个时间常数为  $\tau_d$  的第一指令系统  $N_d(\tau_d s + 1)$ 。液压马达 162 的转速用  $N_d$  表示。液压泵常数为  $K_p$ ,可变角度斜盘泵的控制角度为  $\Phi$ ,并且可以由阀(未表示)控制。液压马达 162 常数为  $D_m$ ,其提供牵引力矩 - 力  $F_t$ 。液压系统制动粘滞摩擦为  $B_h$ ,车辆质量为  $M_v$ ,其可以转换为以马达计算的等效惯性  $J_2$ 。系统中不存在弹簧效应(持续转动)。

[0189] 为提高速度和力控制回路的带宽(提高响应速度),液压系统中安装有伺服阀 164,位于马达高压线和低压线之间。伺服阀 164,一种快速响应阀,控制速度和能量耗散(吸收)量。伺服阀 164 的受控打开实际上“造成泄漏”通过狭窄通道 165,该狭窄通道 165 使车辆减速,直到完全停止(马达中没有流动,全部流动通过伺服阀 164 弃用)。在飞行员快速制动(减速度  $0.4g-0.5g$ )时,能量吸收系统可以倒置,接着车辆冲击(40 吨)由起落架承受。但是,即使最大可能减速度  $0.5g$ ,也不过在起落架上产生  $F = 40,000 \times 0.5g = 20$  吨的力(例如对 B747,最大允许  $0.15W = 60$  吨)。

[0190] 图 7A 表示非制动期间液压流体 167 的流动。例如可以在飞机加速或以大致恒速运动时出现。在此情况下,(控制旁路 166 的)伺服阀 164 关闭,以使全部液压流体在变角度斜盘泵 161 和液压马达 162 之间流动,从而使拖车轮转动。

[0191] 图 7B 表示制动期间液压流体 167 的流动。一旦飞机飞行员制动飞机,伺服阀 164 打开,引起液压流体 167 通过旁路 166 泄漏进入使车辆减速的一个狭窄通道 165 内。

[0192] 图 7C 表示控制车辆速度的变角度斜盘的角度。柴油马达控制变角度斜盘泵 161。较小角度将降低液压泵的压力,从而减少流体流动和使轮减速。

[0193] 图 7D 表示附加旁路 181 可以与变角度斜盘泵 161 平行连接。该附加旁路包括伺服阀 181 且能够响应于高于期望液压流体压力的压力而打开,或者响应于指示飞机的飞行员控制制动的至少一个力传感器的输出而打开。其可以由控制器 119 和 / 或液压压力检测元件(未表示)控制。

[0194] 显然,两个旁路在检测飞机制动时都可以打开,它们可以以并联或串联方式打开。其中一旁路在检测到制动力超出第一阈值时打开,而另一个在检测到制动力超出另一个阈值时打开。

[0195] 例如,两个旁路在检测到制动力大约为 0.5g 或更高时都可以打开,而在检测到制动力不超过 0.2g 时只打开附加旁路。

[0196] 图 8A 是作为控制器 119 一部分的力控制回路 171 和速度控制回路 172 的输入输出方框图。力控制回路和速度控制回路的输出为柴油马达 160 的 RPM(用  $N_d$  表示)和变角度斜盘泵 161 的控制-角度( $\Phi$ )。力控制回路 171 的输入(反馈)可以是力传感器信号和液压系统压力(P)。速度控制回路 172 的输入(反馈)可以是轮里程计信号。

[0197] 图 8B 表示一例多端输入/多端输出(MIMO)控制器。该控制器控制速度和无牵引杆拖车施加的力。其接收多个输入变量,例如:

[0198] •  $W_{des}$ -由柴油马达速度(RPM)提供的无牵引杆拖车期望速度  $V_{des}$ ;

[0199] •  $D_p$ -液压泵容积(力矩/流量  $T_p = D_p \times P$ ,  $Q_p = D_{pwe}$ );及

[0200] •  $D_m$ -液压马达容量(力矩/流量  $T_m = D_m \times P$ ,  $Q_m = D_{mwm}$ );

[0201] 以及多端输出多个控制变量,如:

[0202] •  $V_{eh}$ -车辆速度(其由液压马达速度  $W_m$  控制);

[0203] •  $F_{牵引}$ -车辆牵引力(其由液压马达压力 P 控制);及

[0204] •  $W_{e, 马达}$ -柴油马达速度。

[0205] 图 9 表示施加在飞机和无牵引杆拖车上的各个力。

[0206] 图 10 表示由无牵引杆飞机拖车的控制器实施的各个控制回路。

[0207] 图 11 是用于牵引飞机的方法 2000 的流程图。

[0208] 方法 2000 始于阶段 2010,其中通过无牵引杆飞机拖车对飞机进行牵引,此时通过至少一个力传感器检测至少沿大体水平方向施加于飞机起落架上的力,并保持旁路关闭;其中旁路连接至一个变角度斜盘泵以及连接至连接拖车轮的拖车轮驱动模块的液压泵。

[0209] 阶段 2010 可以通过上述任何一个无牵引杆飞机拖车活动而实施。

[0210] 阶段 2015 在阶段 2010 之后,用于检测飞行员控制的飞机制动。阶段 2010 由力传感器的中一个触发。

[0211] 阶段 2020 在阶段 2015 之后,用于确定打开旁路。

[0212] 阶段 2030 在阶段 2020 之后,用于至少部分响应指示飞机的飞行员控制飞机制动的至少一个力传感器的输出,通过拖车控制器控制旁路打开,以便减少施加在飞机起落架上的力,作为飞机的飞行员控制制动的结果。其中在旁路打开之后的制动期间,至少大部分液压流体在液压马达和旁路之间循环,以便降低托车轮的转速。

[0213] 阶段 2030 可以包括下述之一或它们的组合:

[0214] • 打开一个旁路,确定其开度以便相对于该旁路关闭时的流量减少通过该旁路的液压流体流量;

[0215] • 在远小于制动周期的一段时间内采用一个阀打开该旁路;及

[0216] • 在远小于液压马达共振周期的一段时间内采用一个阀打开该旁路。

[0217] 阶段 2030 之后关闭该旁路。当施加在起落架上的力小于阈值时或者当预定制动周期结束时或者当两者同时发生时,该旁路关闭。当飞机完全停下时或者以低于预定速度

阈值的速度行驶时,制动周期结束。

[0218] 方法 2000 包括提供一个或多个控制回路的阶段 2040。阶段 2040 可以与阶段 2010、2015、2020、2030 和 2035 之一并列执行。阶段 2040 可以包括提供速度控制回路、力控制回路、反馈和 / 或前馈回路等。

[0219] 阶段 2040 可以包括通过拖车控制器确定变角度斜盘泵的控制角度。为了方便,决定打开旁路的阶段 2020 包括提供一个控制回路,其能够通过这样一个控制回路的输出来触发。

[0220] 阶段 2040 可以包括下述中的至少一个或其组合:

[0221] • 控制无牵引杆飞机拖车的速度,通过确定变角度斜盘泵的控制角度在飞机起落架上施加力;

[0222] • 引起变角度斜盘泵控制角度快速变化,以防止施加在飞机起落架上的力超过力阈值;

[0223] • 响应无牵引杆飞机拖车的期望速度,引起变角度斜盘泵控制角度缓慢变化;及

[0224] • 提供前馈方法,以确定变角度斜盘泵的控制角度。

[0225] 阶段 2040 包括数个子阶段,其中检测飞机 (2042) 的速度变化,对变角度斜盘泵 (2044) 提供前馈方法,使变角度斜盘泵 (2046) 控制角度改变,使飞机减速。

[0226] 图 12 表示包括能够与无牵引杆飞机拖车的电子飞行包 (EFB) 992 通信 (以无线方式) 的 EFB 991 的飞机。这些 EFBs 能够允许飞行员远程控制无牵引杆飞机拖车。

[0227] EFB 992 可以以无线方式与远程指挥中心例如一个机场塔台通信。该无线通信能够允许给机场塔台提供信息,将指令传送给无牵引杆飞机拖车。可以使用各个通信协议如 Wi-Fi, Wi-Max, 蓝牙等。

[0228] 图 13 表示无牵引杆飞机拖车包括第一摄像机 881,其朝向无牵引杆飞机拖车前部,能够帮助检测障碍物,还包括第二摄像机 882,其观察支撑组件 125 并帮助监测无牵引杆飞机拖车支撑轮的方式。

[0229] 无牵引杆飞机拖车的运动可以响应一个或多个其它无牵引杆飞机拖车的位置和运动。如果多个无牵引杆飞机拖车共享相同的路线 (或者如果它们的路线重叠),那么一个无牵引杆飞机拖车的牵引应当响应其它无牵引杆飞机拖车的牵引方法。

[0230] 假定期望两个无牵引杆飞机拖车将它们的飞机牵引到相同的起飞跑道,即假定牵引过程将会在大致相同的位置处结束 (其通常是飞机跑道的起点),假定两个相邻的起飞之间存在预定时间差。例如,如果期望第一架飞机在第一时间点到达起飞跑道起点,那么第二架飞机应当没有到达 (至该起飞跑道的起点),直到预定时间差过去之后。通常,不是确定单个时间差,而是确定一组时间差。这些时间差通常取决于机场吞吐量和当前空中交通负荷。典型的时间差可以为一至三分钟,尽管不是必须如此。

[0231] 在很多情况下,这些时间差可以通过使实际牵引速度低于最大允许牵引速度的方式降低牵引速度来获得。最大允许牵引速度通常定义为单位区域内的,并响应各个变量如道路坡度、天气条件 (例如雪、雨、强风)、道路曲率以及影响最大允许牵引速度的其它因素。

[0232] 降低速度能够减少空气污染,还能够减少飞行员的制动机会。

[0233] 可以由无牵引杆飞机拖车、中央控制体等计算期望速度。例如,一个无牵引杆飞机

拖车能够计算一个或多个其它无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0234] 多个无牵引杆飞机拖车的有关位置和额外或替代的速度信息可以从一个无牵引杆飞机拖车传送到另一个无牵引杆飞机拖车,传送到中央控制体等。一个无牵引杆飞机拖车可以中转一个或多个其它无牵引杆飞机拖车的相关信息,额外或者替代地传递给中央控制体。

[0235] 图 14 表示三个无牵引杆飞机拖车 1601、1602 和 1603。假定期望全部三个无牵引杆飞机拖车都将它们的飞机牵引到相同的起飞跑道 1610,并且牵引将结束于大致相同的位置,即跑道区域 1612。无牵引杆飞机拖车 1601、1602 和 1603 能够交换它们的速度和位置信息,额外或替代地,该信息可以由中央控制体提供,例如机场塔台的控制系统,例如图 4E 所示控制系统。

[0236] 三个无牵引杆飞机拖车 1601、1602 和 1603 可以使用雷达或其它探测器探测彼此的速度和 / 或位置。

[0237] 假定无牵引杆飞机拖车 1601 领先无牵引杆飞机拖车 1602,无牵引杆飞机拖车 1603 追随无牵引杆飞机拖车 1602。还假定允许时间差范围是确定的,例如为  $\Delta t_1$  至  $\Delta t_2$ 。

[0238] 期望无牵引杆飞机拖车 1602 在第一时间点  $t_1$  到达位置 1612。该期望到达时间可以由无牵引杆飞机拖车 1601、1602 和 1603 之任一或者另一个实体计算或者检测(如果无牵引杆飞机拖车 1602 已经到达跑道区域 1612),并能够被传送到无牵引杆飞机拖车 1602 和 1603。

[0239] 可以设计无牵引杆飞机拖车 1602 的牵引方案,以便它在第二时间点  $t_2$  到达跑道区 1612,其中  $t_2$  为  $(t_1 + \Delta t_1)$  至  $(t_1 + \Delta t_2)$ 。该牵引方案包括沿导向位置 1612 的路线的期望速度。在任何情况下,期望速度不应该超过道路和空气条件决定的允许速度。该牵引方案可以由中央控制体或无牵引杆飞机拖车 1602 计算,但是也能够由另一个无牵引杆飞机拖车计算。

[0240] 可以设计无牵引杆飞机拖车 1603 的牵引方案,使其在第三时间点  $t_3$  到达跑道区 1612。 $t_3$  为  $(t_2 + \Delta t_1)$  至  $(t_2 + \Delta t_2)$ 。该牵引方案包括沿导向位置 1612 的路线的期望速度。任何情况下,期望速度不应该超过道路和空气条件决定的允许速度。该牵引方案可以由中央控制体、无牵引杆飞机拖车 1603 或者另一个无牵引杆飞机拖车计算计算。

[0241] 巡航控制方案可以由无牵引杆飞机拖车提供。

[0242] 该巡航控制方案允许飞行员在预定时期内通过将飞机的速度保持在预定速度范围内而决定无牵引杆飞机拖车的实际速度,例如以免无牵引杆飞机拖车的实际速度低于其期望速度。

[0243] 该巡航控制方案通过飞行员控制的加速或减速允许飞行员决定无牵引杆飞机拖车的实际速度—以免无牵引杆飞机拖车的实际速度高于其期望速度的情况下。

[0244] 飞行员可以通过推动制动器脱离巡航控制机构而退出巡航控制,从而允许尝试使其实际速度与期望速度匹配。

[0245] 图 15 表示牵引飞机的方法 1700。

[0246] 方法 1700 始于阶段 1707、1708 和 1709 之任一。

[0247] 阶段 1707 包括计算牵引杆飞机拖车的期望速度。阶段 1707 可以包括至少下述:

[0248] • 基于无牵引杆飞机拖车的位置计算其期望速度;

[0249] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和至少一个其它无牵引杆飞机拖车的位置计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度；

[0250] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和与该无牵引杆飞机拖车至少共享一条路线的至少一个其它无牵引杆飞机拖车的位置和速度计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度；

[0251] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置一端的期望时间计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度；及

[0252] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置、另一个无牵引杆飞机拖车到达牵引点一端的估算时间以及该无牵引杆飞机拖车到达的期望时间，计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0253] 阶段 1708 包括将速度和位置信息传送到至少一个其它无牵引杆飞机拖车。阶段 1708 可以包括将速度和位置信息传送到远程指挥中心，以及从远程指挥中心接收至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置信息。

[0254] 阶段 1709 包括采用传感器例如雷达或激光传感器等探测至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置。

[0255] 阶段 1710 追随阶段 1707、1708 和 1709，其比较无牵引杆飞机拖车的实际速度和无牵引杆飞机拖车的期望速度。可以检测实际速度，期望速度可以被无牵引杆飞机拖车接收或者可以由该无牵引杆飞机拖车计算。

[0256] 阶段 1720 追随阶段 1710，其中如果无牵引杆飞机拖车的实际速度小于其期望速度，以及如果无牵引杆飞机拖车的实际速度在进行比较之前的预定周期内保持在预定速度范围内，则使该无牵引杆飞机拖车保持该实际速度。该预定速度范围是一个比较窄的范围。

[0257] 阶段 1730 也可以追随阶段 1710，其中如果无牵引杆飞机拖车的实际速度大于其期望速度，以及如果探测到飞机处于飞行员控制制动和减速的至少之一时，则使该无牵引杆飞机拖车保持该实际速度。

[0258] 阶段 1740 也可以追随阶段 1720 和 1730，其中改变无牵引杆飞机拖车的实际速度以匹配探测到飞行员控制制动时的该无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0259] 方法 1700 可以包括阶段 1790，其中由飞机的无牵引杆飞机拖车提供正牵引力。这种提供只能被传递，或不能受到拖车施加的附加力的影响。

[0260] 图 16 表示期望速度和实际速度之间的计时图。

[0261] 借助说明，图 18 包括速度值、力值和 RPM 值。对速度、力和 RPMs 没有限制实例。

[0262] 该计时图表示无牵引杆拖车期望速度（也可以称为“期望速度”）、无牵引杆拖车实际速度（也称为“实际速度”）、飞行员提供的制动、施加在飞机起落架（其由无牵引杆飞机拖车支撑）上的力以及无牵引杆飞机拖车柴油马达的转速（随时间）改变的一个实例。

[0263] 表 1 表示在时间点  $t_0$ - $t_{18}$  处的这些值。

[0264] 表 1

[0265]

| 时间       | 期望速度   | 实际速度 | 飞行员施加的制动? | 拖车施加在起落架上的力-飞机起飞重量百分比 | 柴油马达的 RPM |
|----------|--------|------|-----------|-----------------------|-----------|
| $t_0$    | 0      | 0    | 是         | 3%                    | 1500      |
| $t_1$    | 10     | 0    | 否         | 3%                    | 1500      |
| $t_2$    | 10     | 5    | 否         | 3-5%                  | 2200      |
| $t_3$    | 10     | 10   | 否         | 5-2%                  | 2200      |
| $t_4$    | 20     | 10   | 否         | 2%                    | 2200      |
| $t_5$    | 20     | 20   | 否         | 5%                    | 2200      |
| $t_6$    | 10     | 20   | 是         | 2%                    | 2200      |
| $t_7$    | 10     | 11   | 否         | 2%                    | 2200      |
| $t_8$    | 20     | 11   | 是         | 2%                    | 2200      |
| $t_9$    | 20     | 0    | 是         | 3%                    | 2200      |
| $t_{10}$ | 20     | 0    | 否         | 3%                    | 1500      |
| $t_{11}$ | 20     | 5    | 否         | 3-5%                  | 2200      |
| $t_{12}$ | 20     | 10   | 是         | 5%                    | 2200      |
| $t_{13}$ | 10(20) | 10   | 否         | 2%                    | 2200      |
| $t_{14}$ | 10(20) | 10   | 是         | 2%                    | 2200      |
| $t_{15}$ | 20     | 8    | 否         | 3-5%                  | 2200      |
| $t_{16}$ | 20     | 20   | 否         | 5%                    | 2200      |
| $t_{17}$ | 20     | 20   | 否         | 2%                    | 2200      |
| $t_{18}$ | 20     | 0    | 是         | 3%                    | 1500      |

[0266] 该牵引过程始于  $t_1$ 。在  $t_0$  和  $t_1$  之间,飞行员踏下制动器,无牵引杆飞机拖车静止。

[0267]  $t_1$  时刻,无牵引杆飞机拖车开始运动,其实际速度增加,直到达到 ( $t_3$  时刻) 10 节的期望速度为止。 $t_4$  时刻,该期望速度增加到 20 节,在时刻  $t_4$  和  $t_5$  之间,无牵引杆飞机拖车的速度增加,直到达到期望速度 (时刻  $t_5$ ) 20 节为止。在时刻  $t_5$  和  $t_6$  之间,实际速度和期望速度等于 20 节,拖车保持其速度。在时刻  $t_6$  和  $t_7$  之间,飞行员踏下制动器 (由于可能以 10 节的较低期望速度转向操纵),无牵引杆飞机拖车的实际速度下降到 11 节,直到时刻  $t_8$  为止。在时刻  $t_8$  和  $t_{10}$  之间,飞行员踏下制动器,尽管该期望速度为 20 节,但是实际速度减少为零 (在时刻  $t_9$ ),并且被保持在该水平,直到时刻  $t_{10}$  为止。在时刻  $t_{10}$  和  $t_{12}$  之间,拖车速度增加到 10 节。在时刻  $t_{12}$  和  $t_{13}$  之间,飞行员将飞机的速度保持在大约 10 节,这导致期望速度变化为 10 节。换言之,飞行员将巡航速度设定为 10 节。该速度被保持,直到在一

个短的时间周期内（在时刻  $t_{14}$  和  $t_{15}$  之间）飞行员踏下制动器为止，并脱离巡航控制。相应地，该期望速度重置为 20 节，在时刻  $t_{15}$  和  $t_{16}$  之间，该速度增加，直到达到 20 节为止。在时刻  $t_{17}$ ，飞行员开始制动，使无牵引杆飞机拖车停止。

[0268] 该计时图还表示这些加速和减速会导致无牵引杆飞机拖车施加在起落架上的力变化。峰值在时刻  $t_3$ 、 $t_5$ ，时刻  $t_8$  和  $t_9$  之间、时刻  $t_{12}$ ，及时刻  $t_{16}$  被检测到。

[0269] 图 17 表示无牵引杆飞机拖车的一种控制方法。

[0270] 方法 1900 始于阶段 1910，其中该无牵引杆飞机拖车获得至少一个期望与该无牵引杆飞机拖车共享至少部分牵引路线的其它无牵引杆飞机拖车的位置信息。

[0271] 阶段 1920 追随阶段 1910，其中基于该无牵引杆飞机拖车的速度和位置以及该速度和位置信息，计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0272] 阶段 1930 和 1940 之任一可以追随阶段 1920。

[0273] 阶段 1930 包括给该无牵引杆飞机拖车提供期望速度。阶段 1940 追随阶段 1930，其中响应该期望速度确定无牵引杆飞机拖车的实际速度。

[0274] 阶段 1950 追随阶段 1940，其中响应该期望速度由无牵引杆飞机拖车牵引飞机。

[0275] 方法 1900 可以包括提供巡航控制方案，及额外地或替代地，基于至少一个其它无牵引杆飞机拖车速度和 / 或位置确定期望速度。

[0276] 阶段 1920 可以包括至少下述之一：

[0277] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置一端的期望时间，计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度；及

[0278] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置、至少一个其它无牵引杆飞机拖车到达牵引点一端的估算时间、以及该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置该端的期望时间，计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。

[0279] 方法 1900 还可以包括下述一个或多个阶段：

[0280] • 阶段 1990，其中将速度和位置信息传送给至少一个其它无牵引杆飞机拖车；

[0281] • 阶段 1992，其中将速度和位置信息传送给远程指挥中心；

[0282] • 阶段 1993，其中从远程指挥中心接收至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置信息；及

[0283] • 阶段 1994，其中利用传感器例如雷达、激光传感器等，探测至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置信息。

[0284] 无牵引杆飞机拖车 100 的控制器 119 可以参与方法 1700 至方法 1900 中任何方法的实施。

[0285] 例如，控制器 119 可以构成为实现下述作业之一或其组合：

[0286] • 比较无牵引杆飞机拖车的实际速度和其期望速度；

[0287] • 控制至少一个拖车轮驾驶员，如果无牵引杆飞机拖车的实际速度小于其期望速度，如果该无牵引杆飞机拖车的实际速度在比较之前的预定时间周期内保持在预定范围内（例如，一个窄的预定范围），则使该无牵引杆飞机拖车保持该实际速度；

[0288] • 控制至少一个拖车轮驾驶员，如果无牵引杆飞机拖车的实际速度大于其期望速度，如果检测到飞行员控制制动和飞机减速至少之一，则使该无牵引杆飞机拖车保持该实际速度；

- [0289] • 控制至少一个拖车轮驾驶员,如果检测到飞机飞行员控制制动,则改变该牵引杆飞机拖车的实际速度,使其与其期望速度匹配;
- [0290] • 计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度;
- [0291] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置计算其期望速度;
- [0292] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和至少一个其它无牵引杆飞机拖车的位置计算其期望速度;
- [0293] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和与该无牵引杆飞机拖车共享至少一条路线的至少一个其它无牵引杆飞机拖车的位置和速度计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度;
- [0294] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置一端的期望时间,计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度;及
- [0295] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置、另一个无牵引杆飞机拖车到达牵引点一端的期望估算时间以及该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置该端的期望时间,计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。
- [0296] 根据另一个实例,控制器 119 可以构成为实现至少下述作业之一或其组合:
- [0297] • 接收期望与该无牵引杆飞机拖车共享至少一条牵引路线一部分的至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置信息;
- [0298] • 基于该无牵引杆飞机拖车的速度和位置以及该速度和位置信息,计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度;
- [0299] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置和该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置一端的期望时间,计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度;及
- [0300] • 基于该无牵引杆飞机拖车的位置、至少一个其它无牵引杆飞机拖车到达牵引点一端的估算时间以及该无牵引杆飞机拖车到达牵引位置该端的期望时间,计算该无牵引杆飞机拖车的期望速度。
- [0301] 该无牵引杆飞机拖车可以包括接收器和发射器。参见图 4E 提供的实例,它们可以包括或集成在控制器 119 内。该发射器可以设置成将速度和位置信息发送给至少一个其它无牵引杆飞机拖车。该发射器能够将速度和位置信息发送给远程指挥中心(例如机场塔台内的控制系统),该接收器可以接收来自远程指挥中心的有关至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置信息。
- [0302] 该无牵引杆飞机拖车还可以包括雷达、激光传感器等,其用于探测至少一个其它无牵引杆飞机拖车的速度和位置。该雷达、激光传感器等的范围可达数百米,能够以高频工作(40GHz 及以上)。
- [0303] 对于本领域普通技术人员而言,本发明显然不限于上面已经特别说明和描述的内容。相反,一旦阅读了上述说明书,本领域的普通技术人员就会很清楚,对本发明上述各个特征进行的组合和再组合及其改进,这些都不属于现有技术。此外,本领域普通技术人员将会立即明白,本发明可以进行多种变化、改变和改进,但是都不超出本发明必要变通的范围。

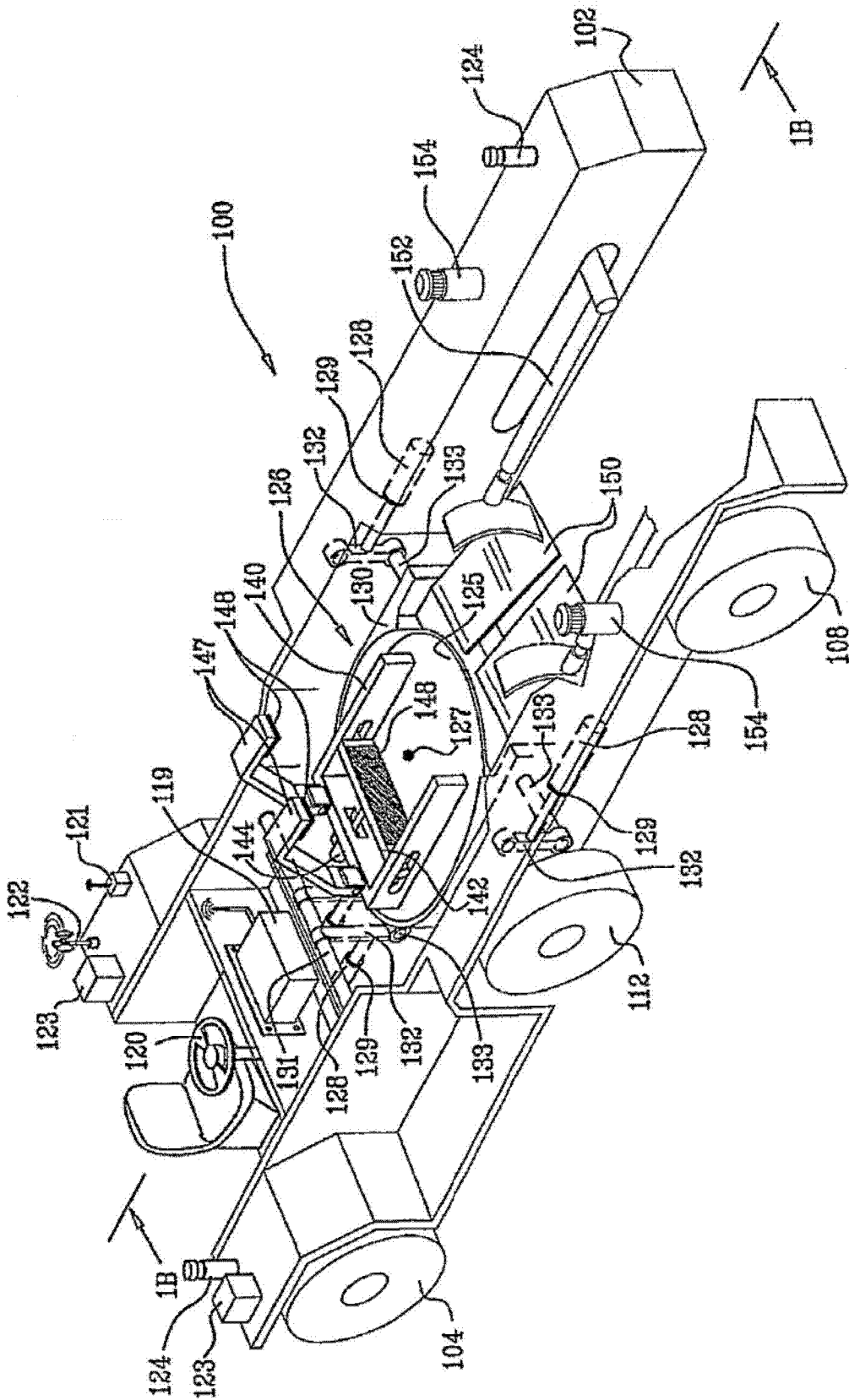


图 1A



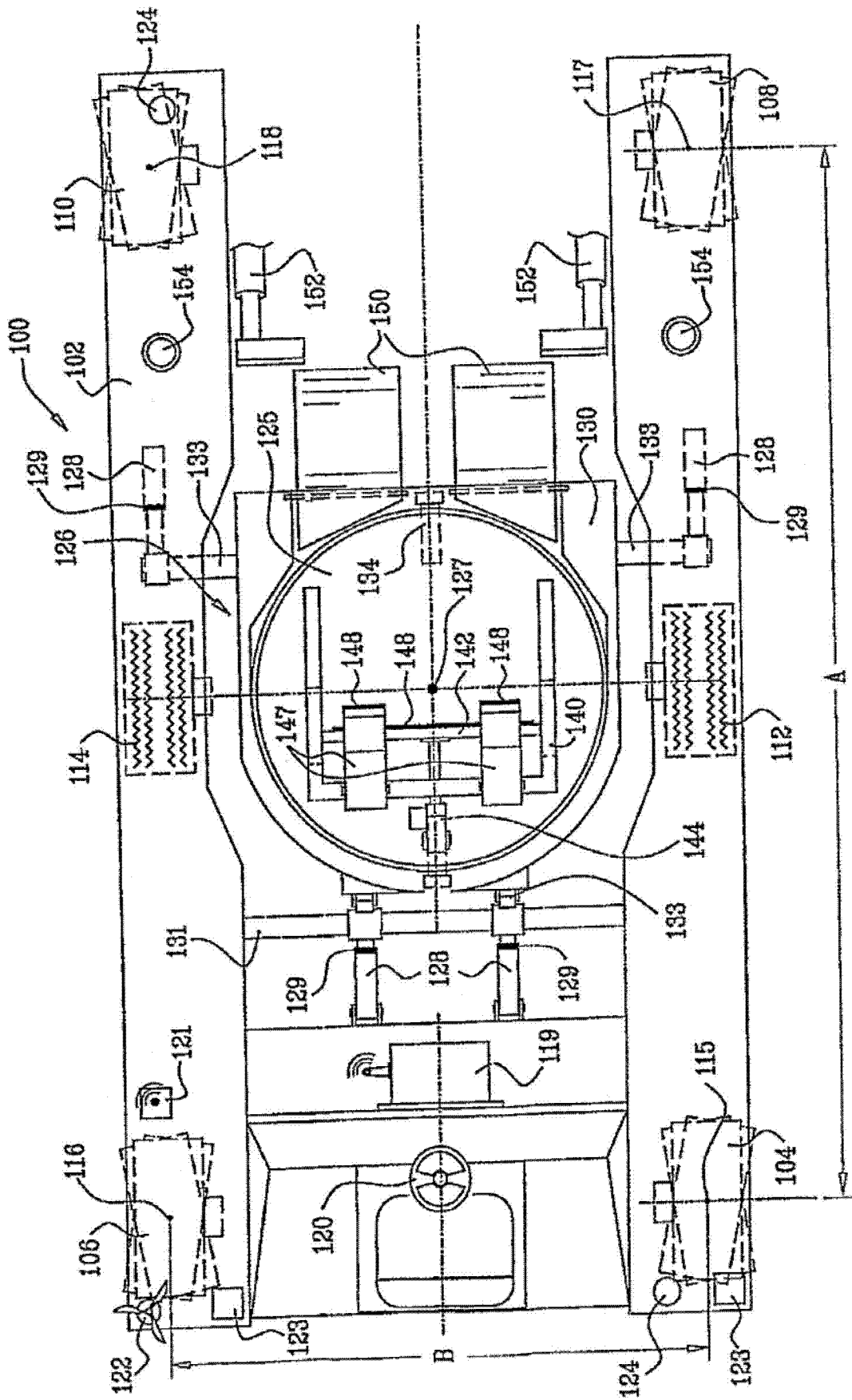


图 1C

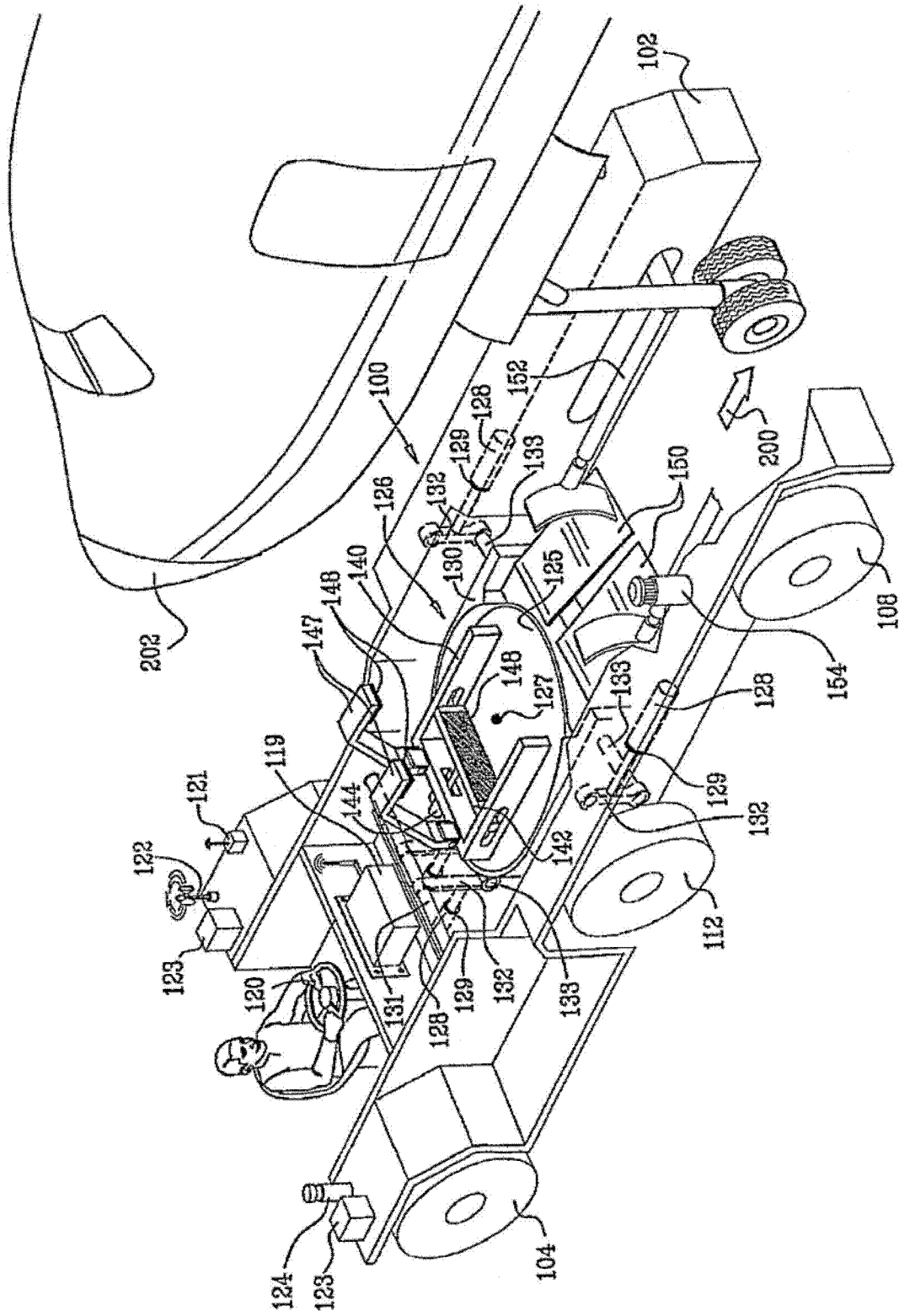


图 2A

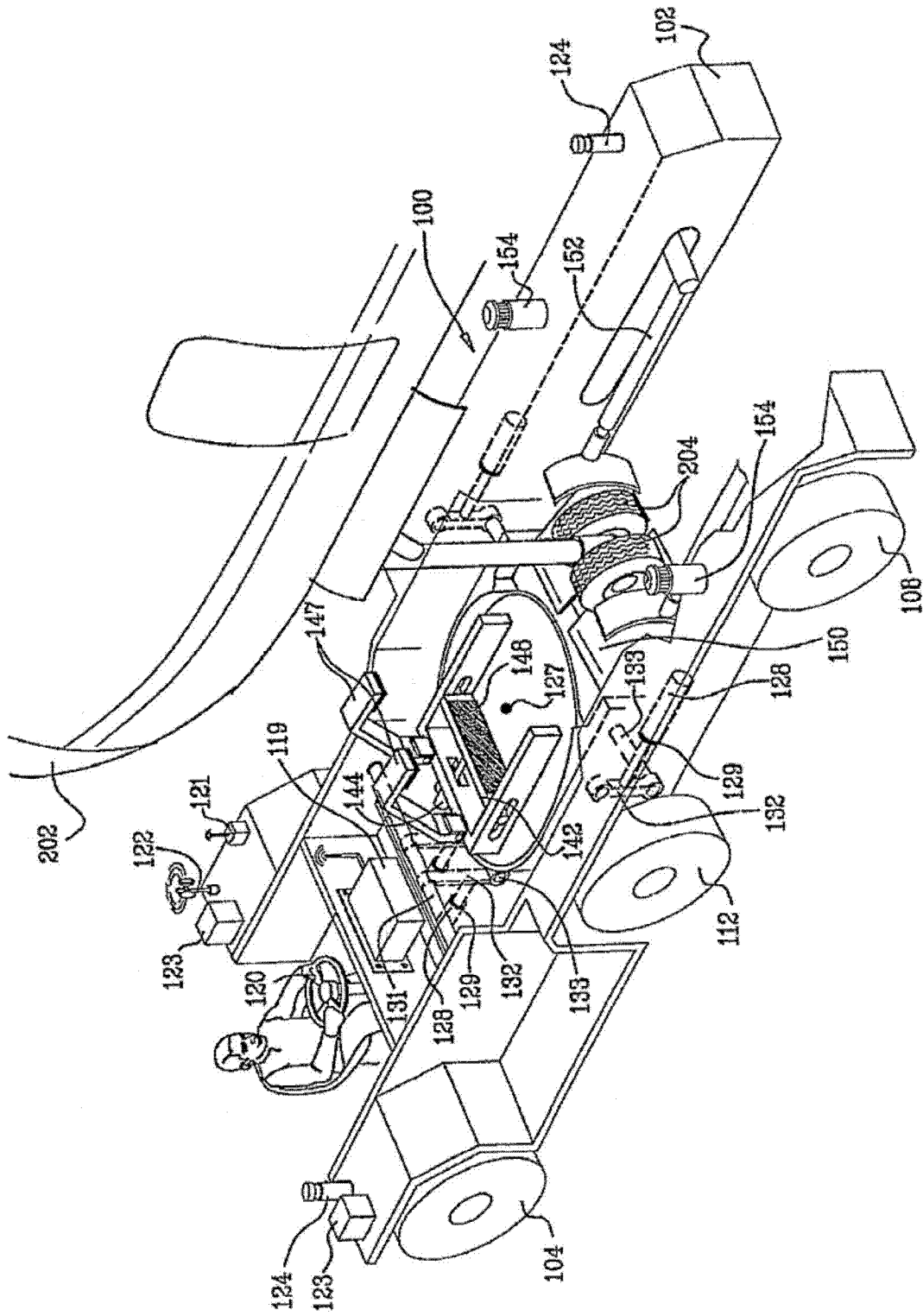


图 2B

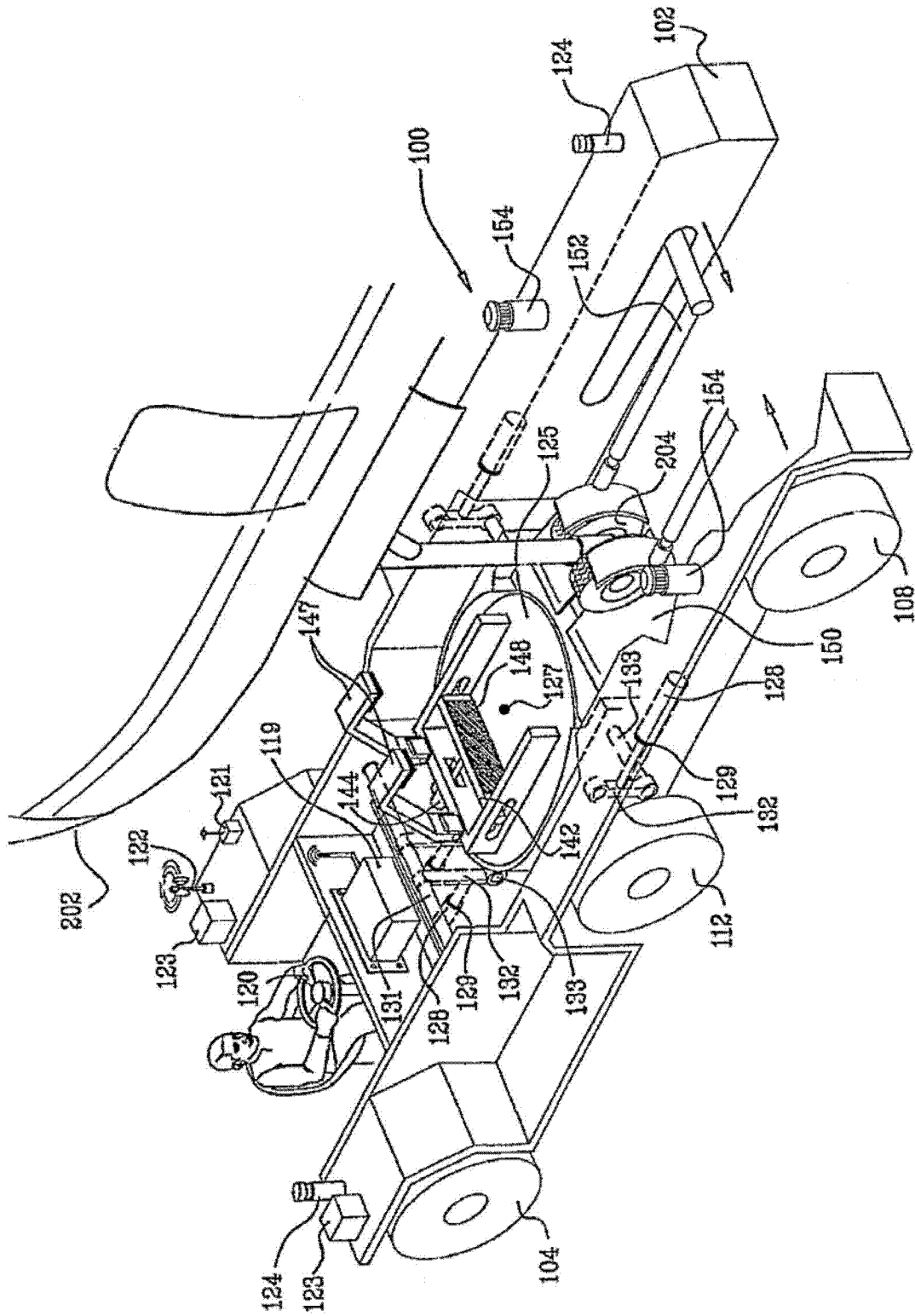


图 2C

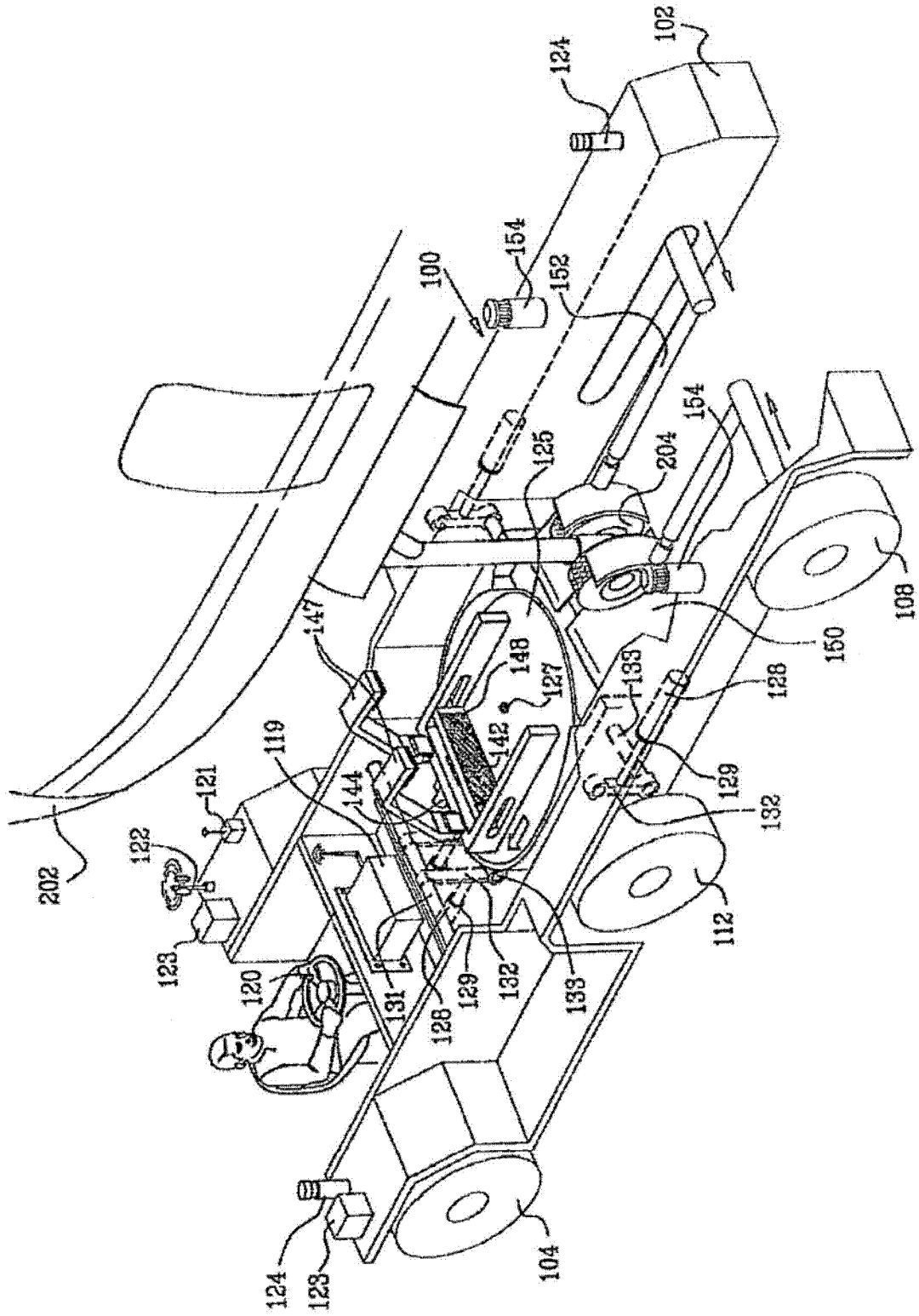


图 2D



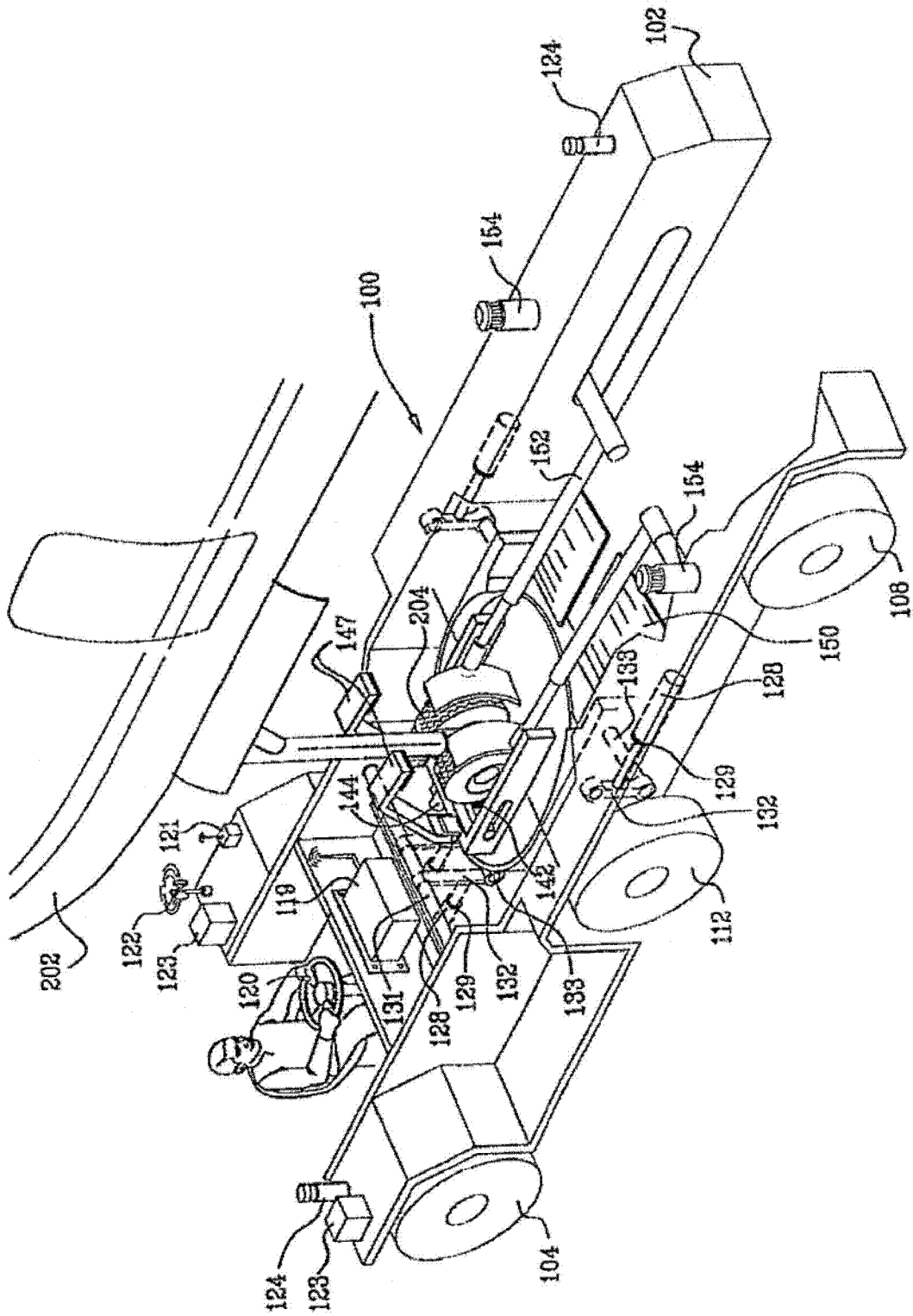


图 2F

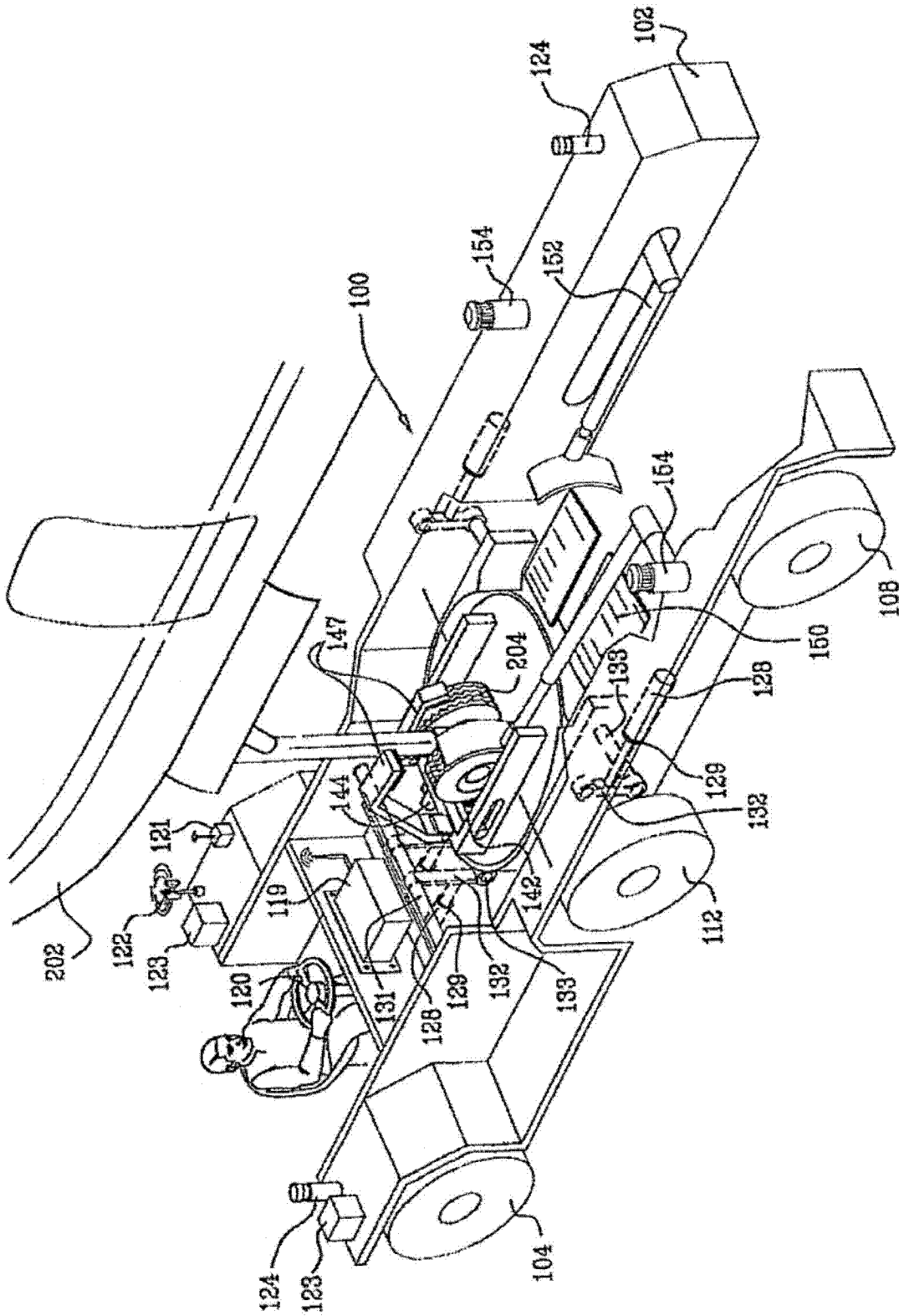


图 2G

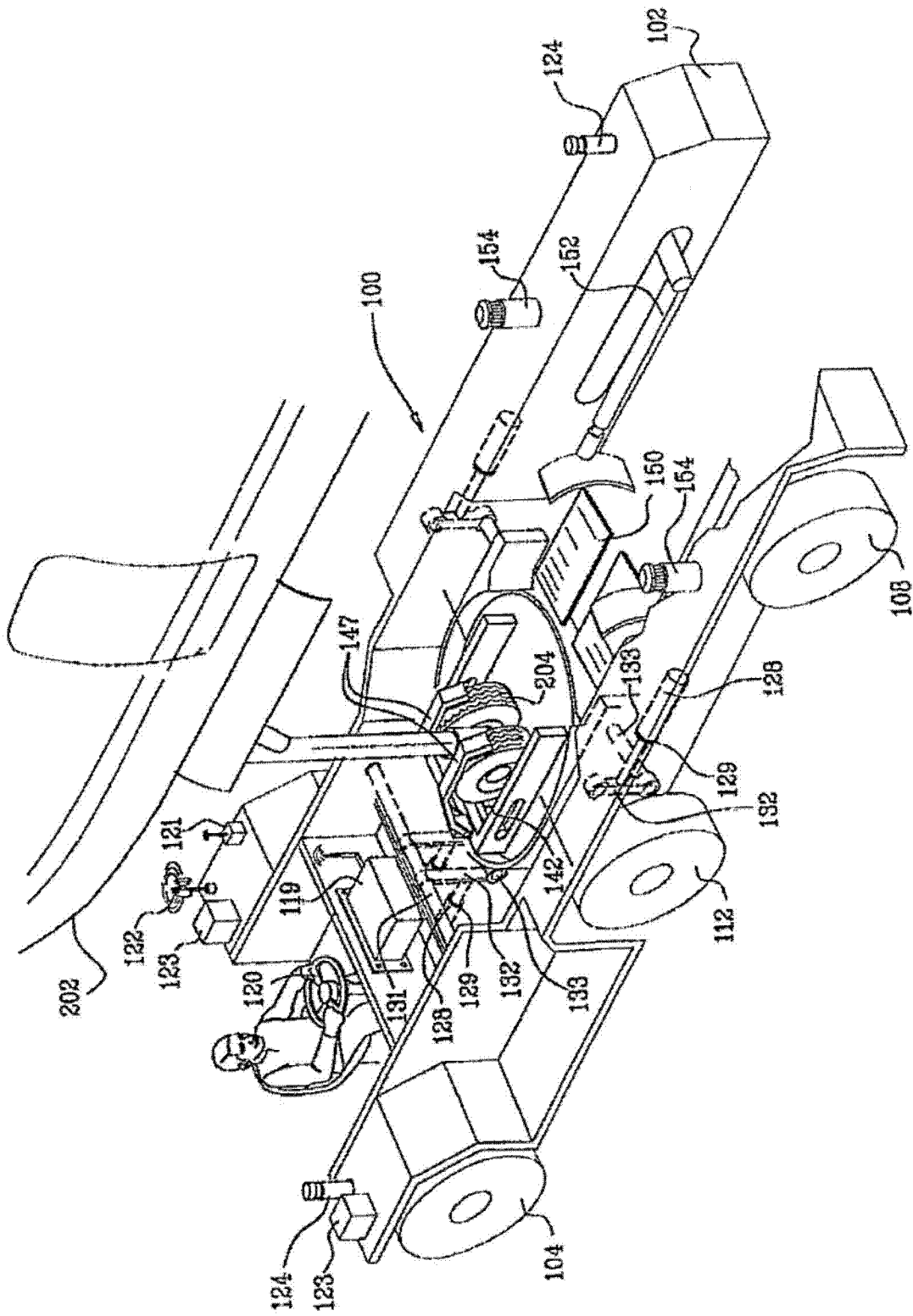


图 2H

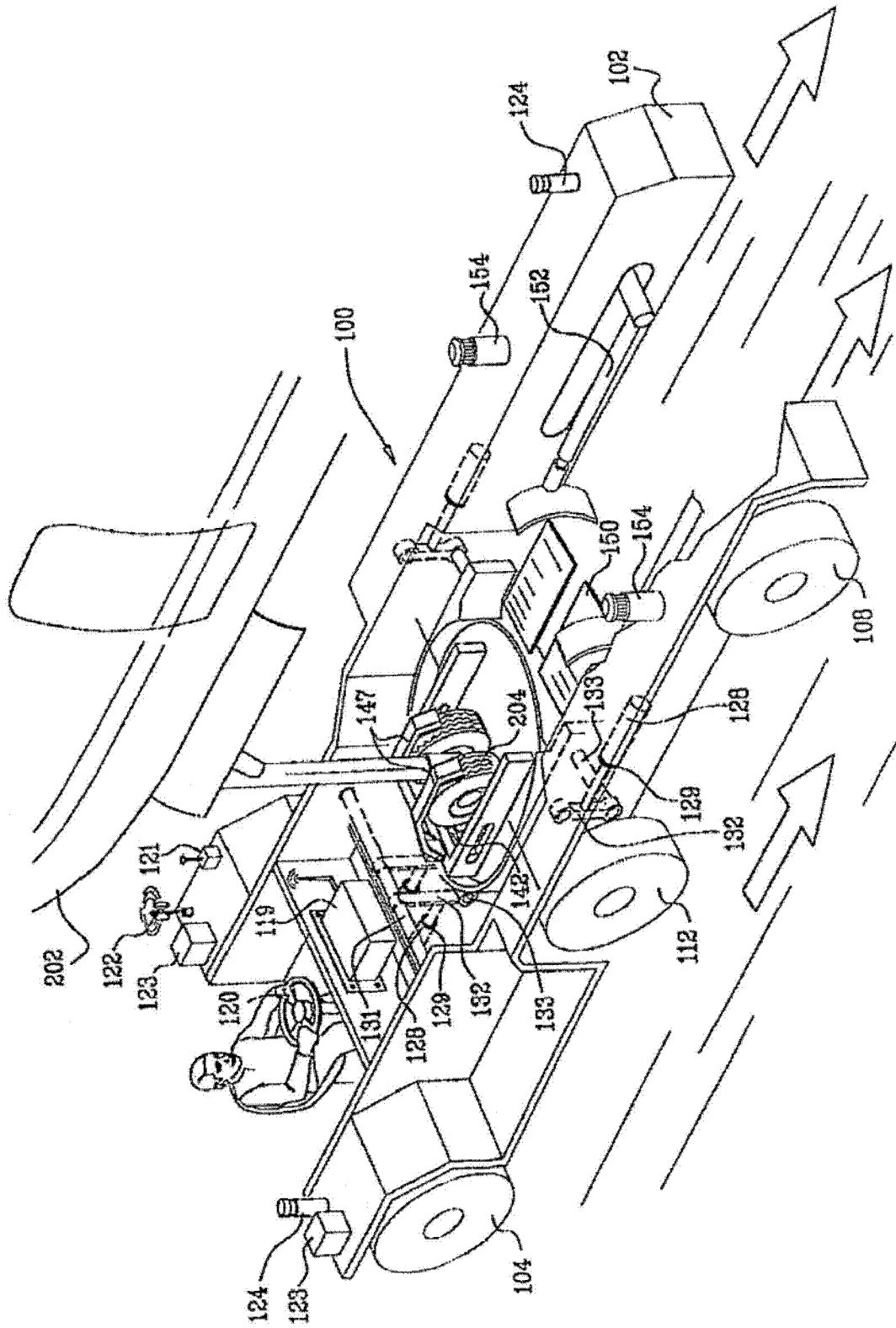


图 21

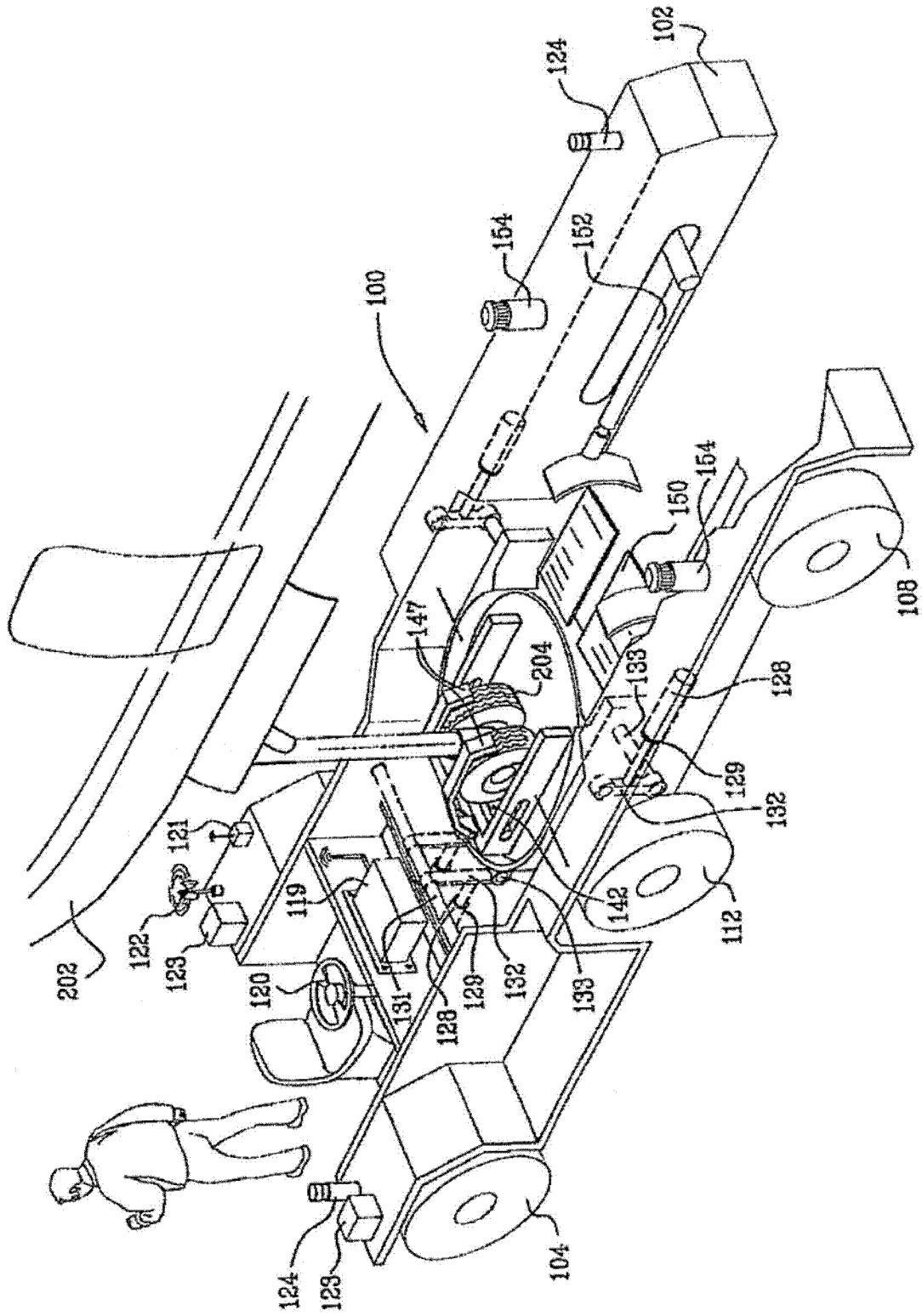


图 2J

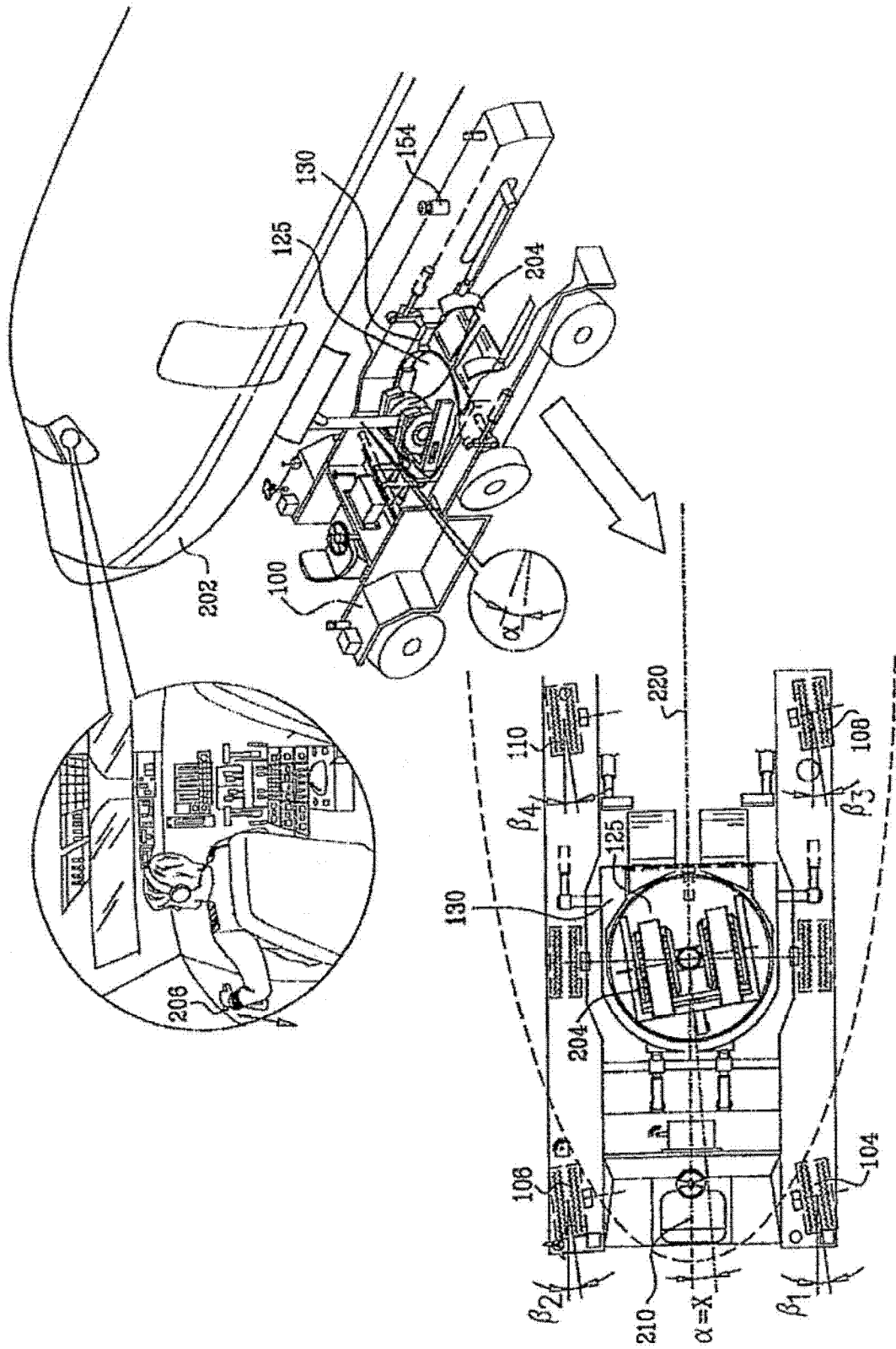


图 3A



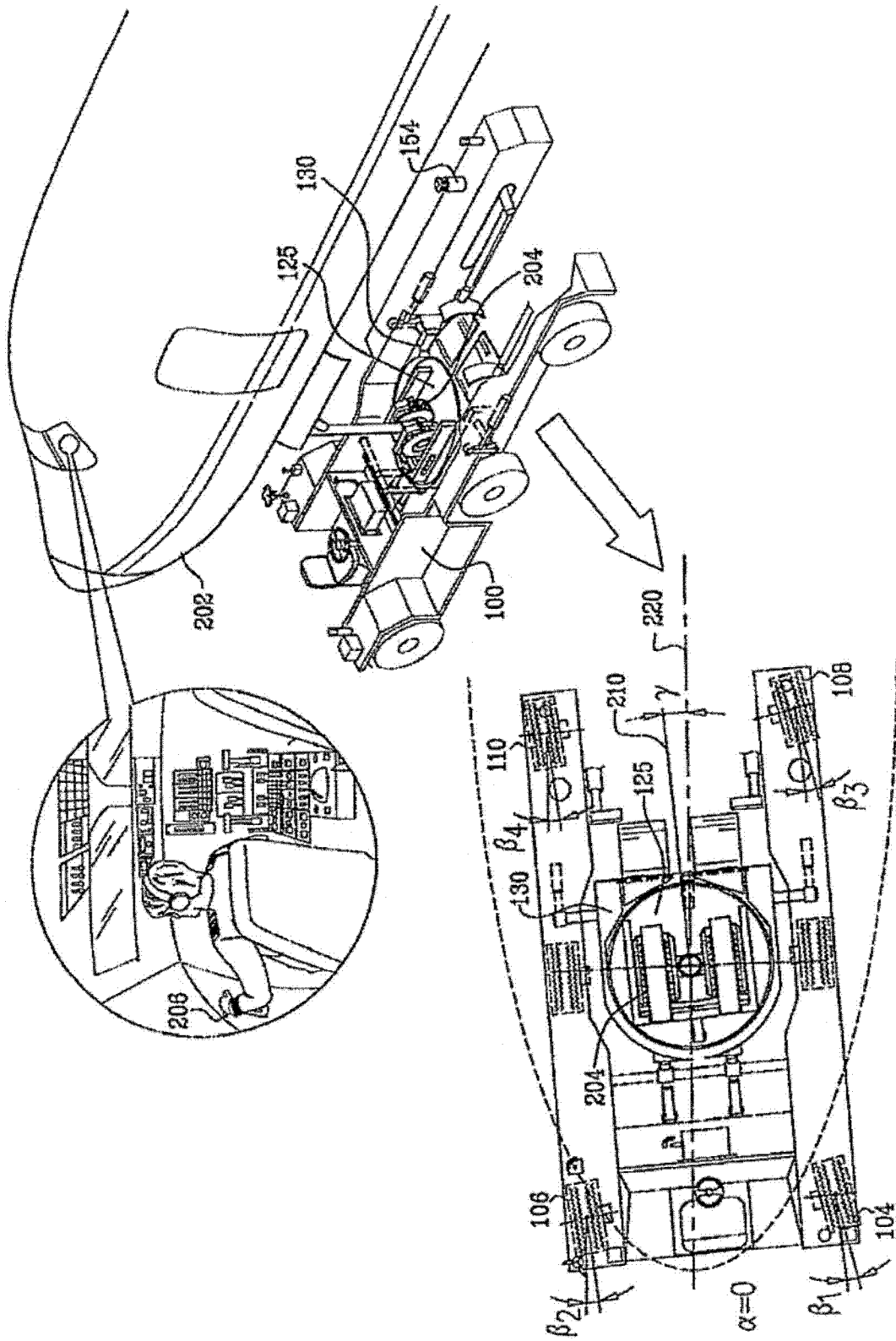


图 3C

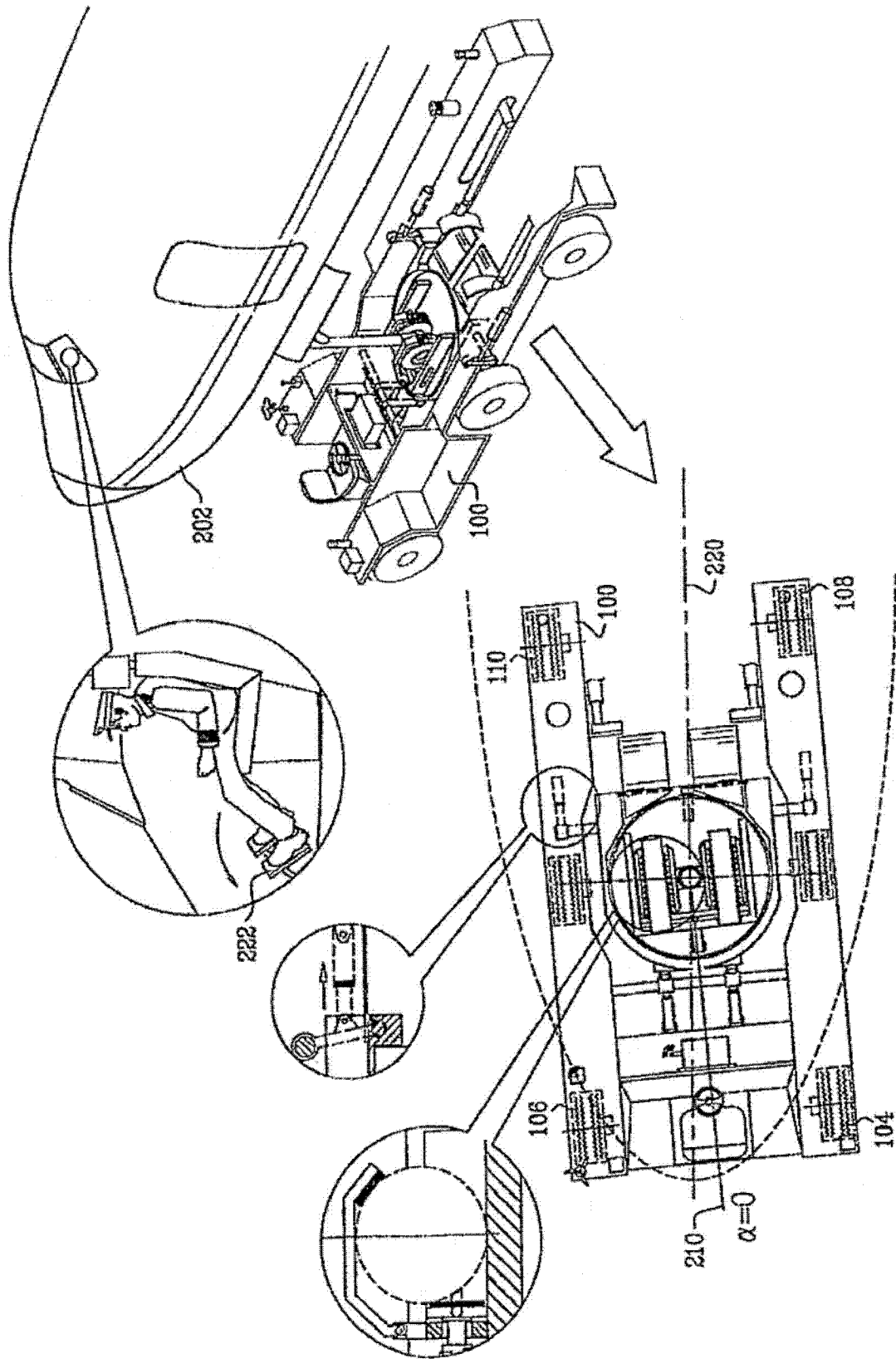


图 3D

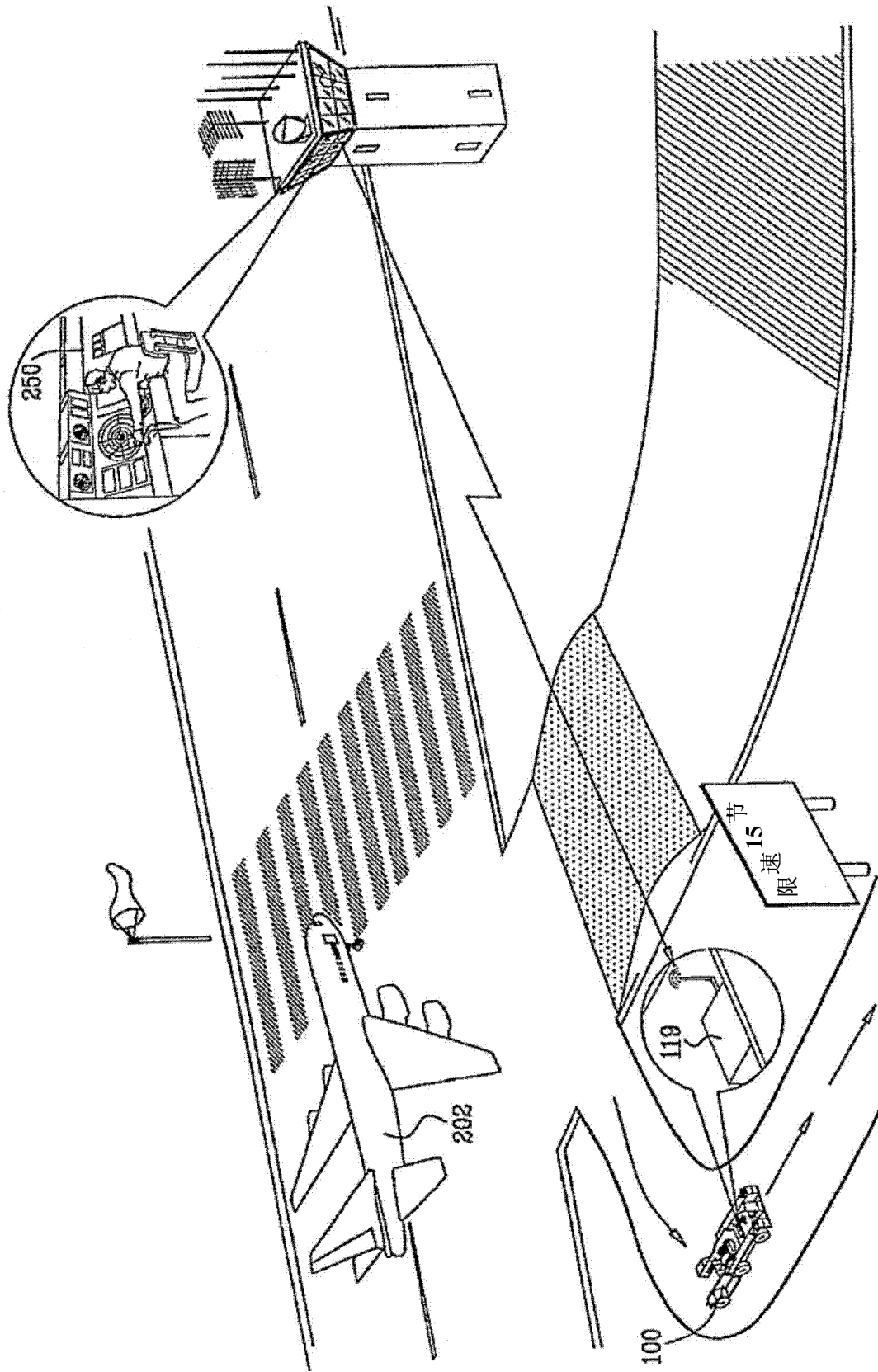


图 3E

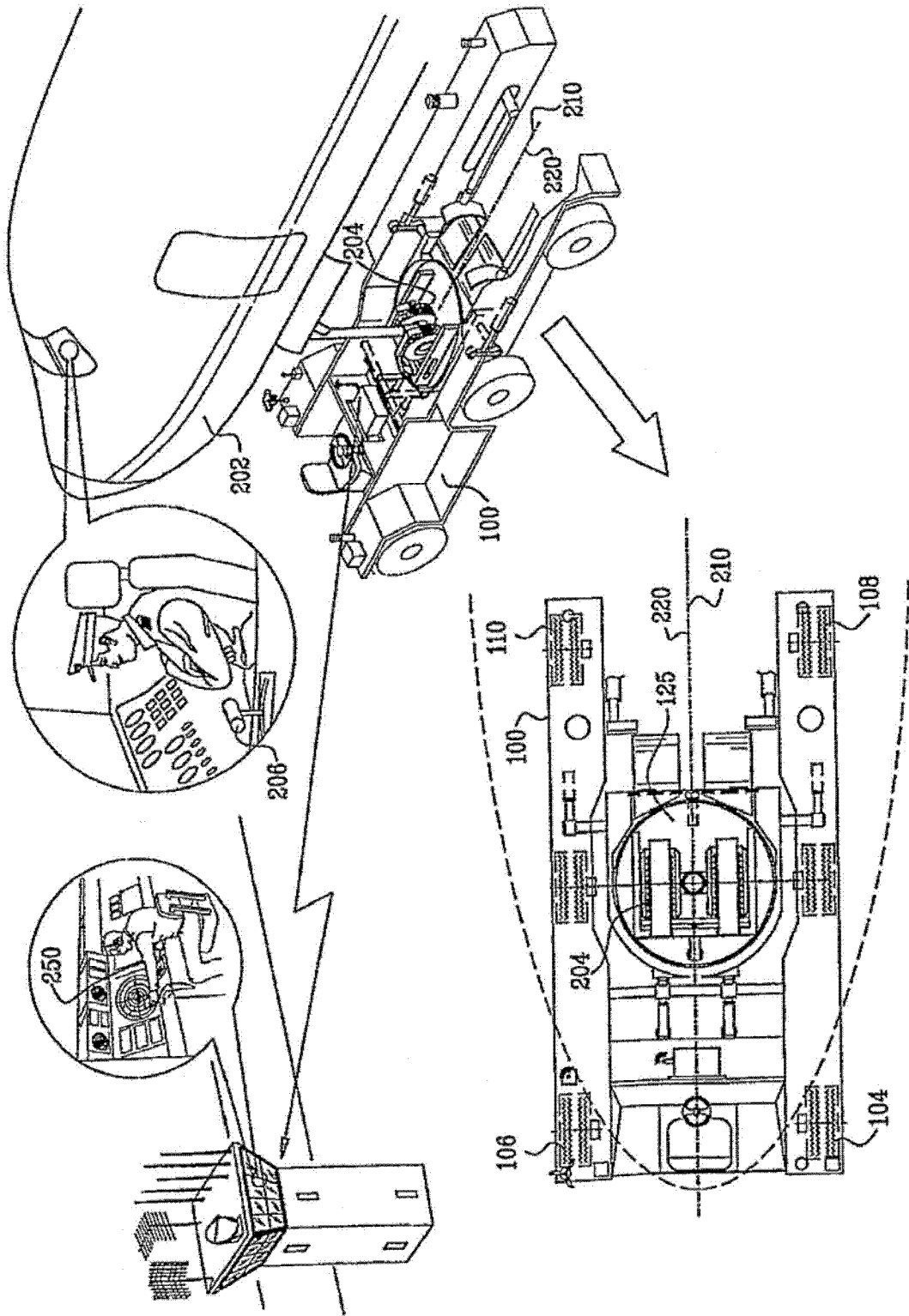


图 4A

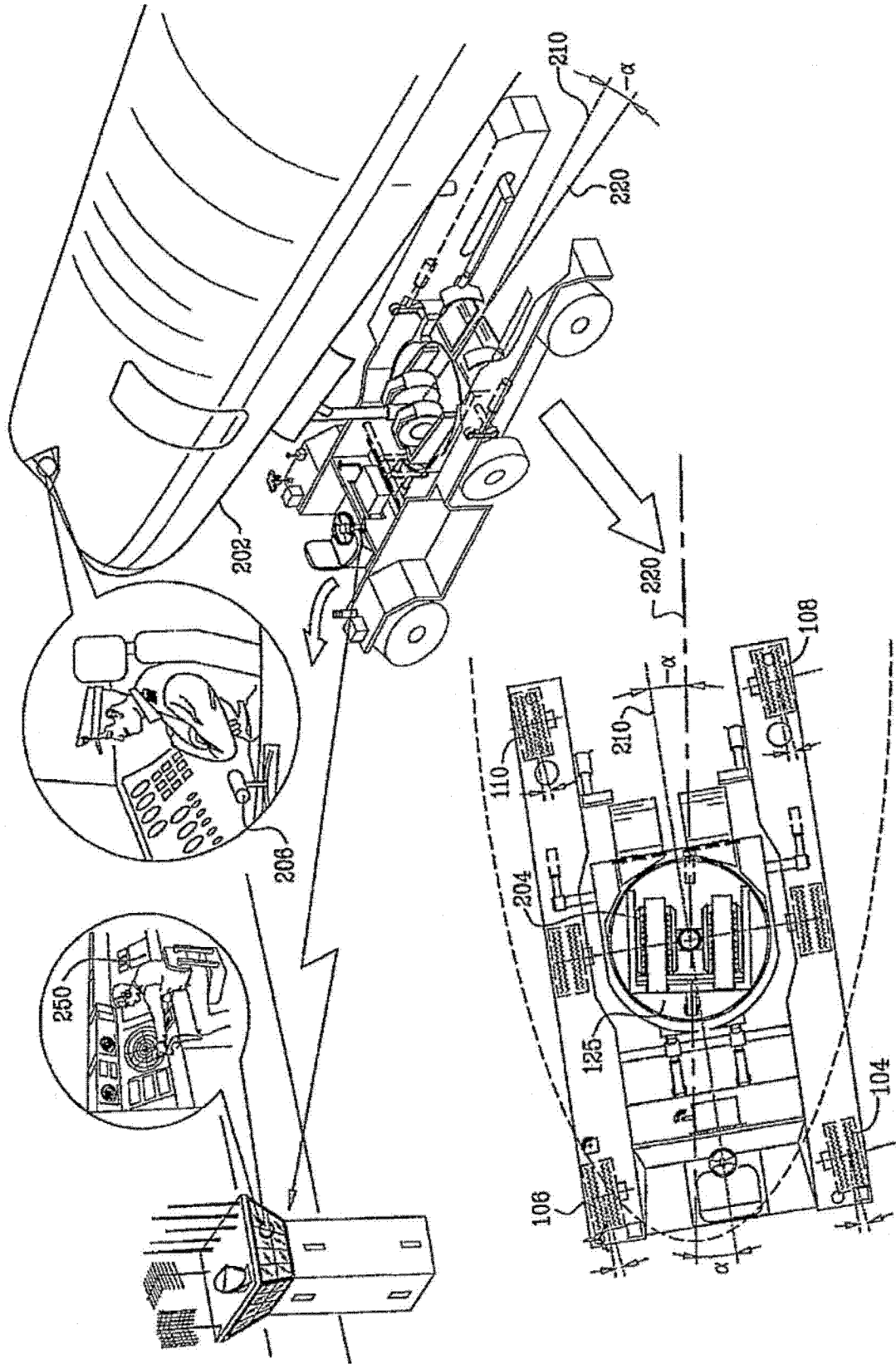


图 4B

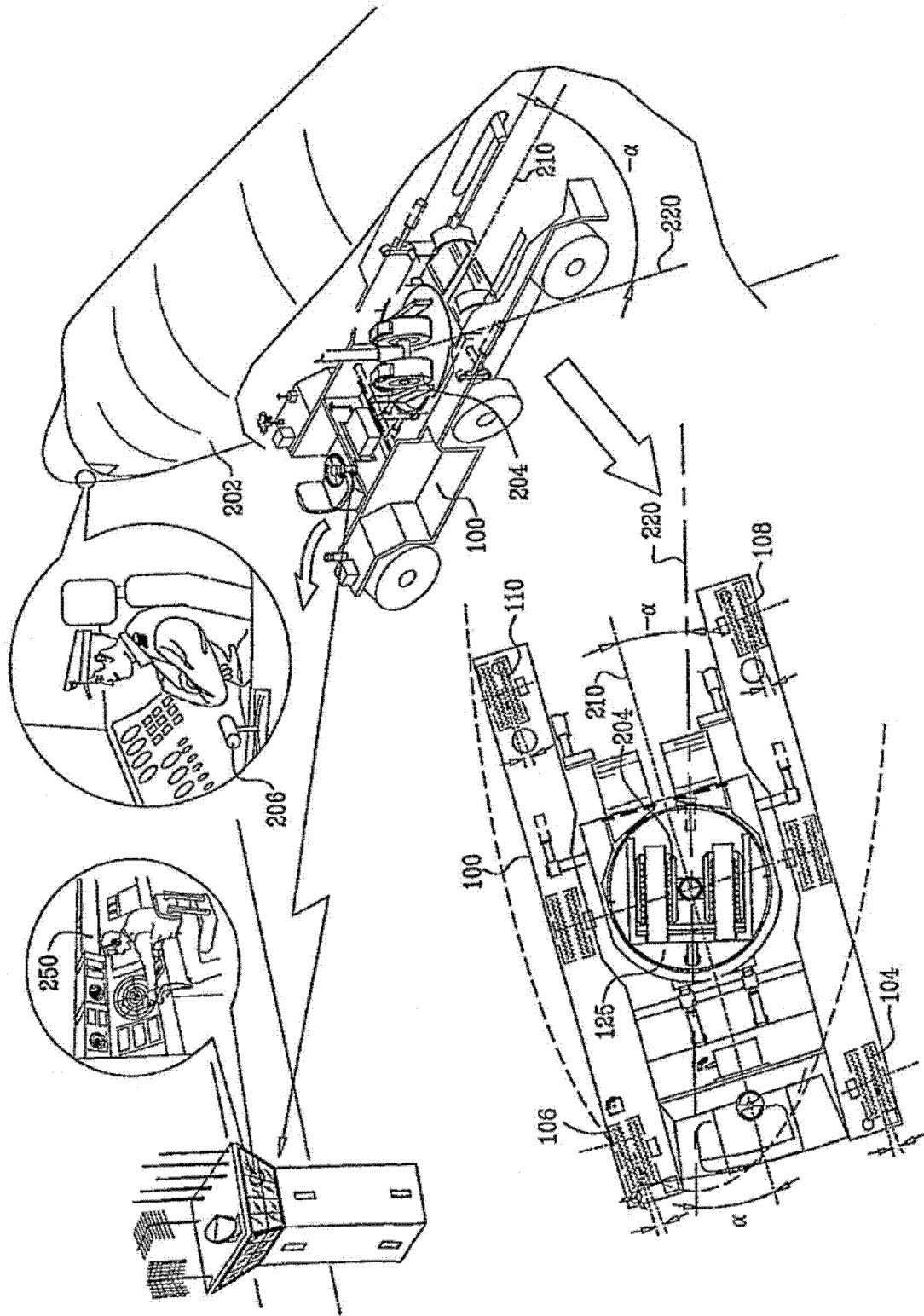


图 4C



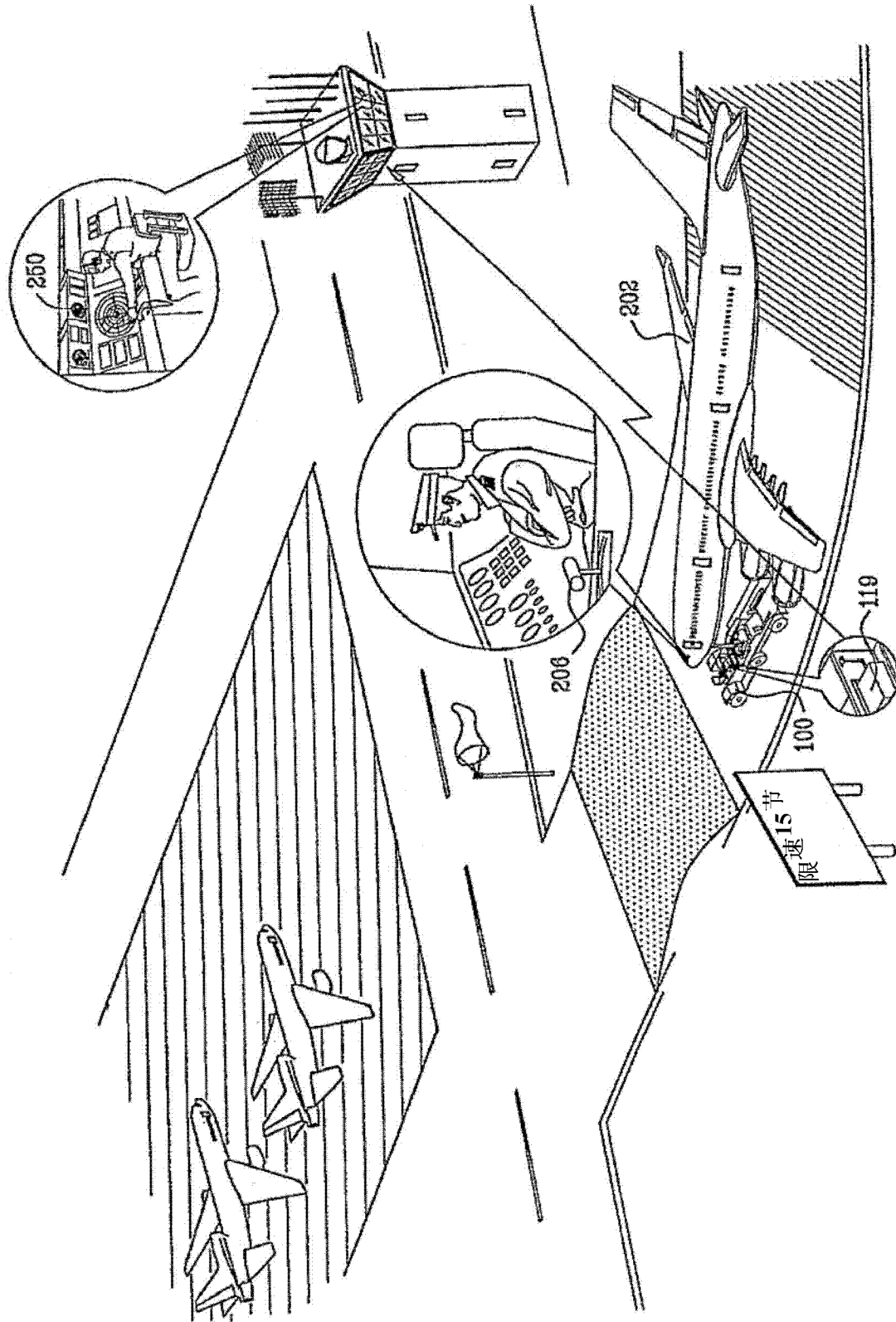


图 4E

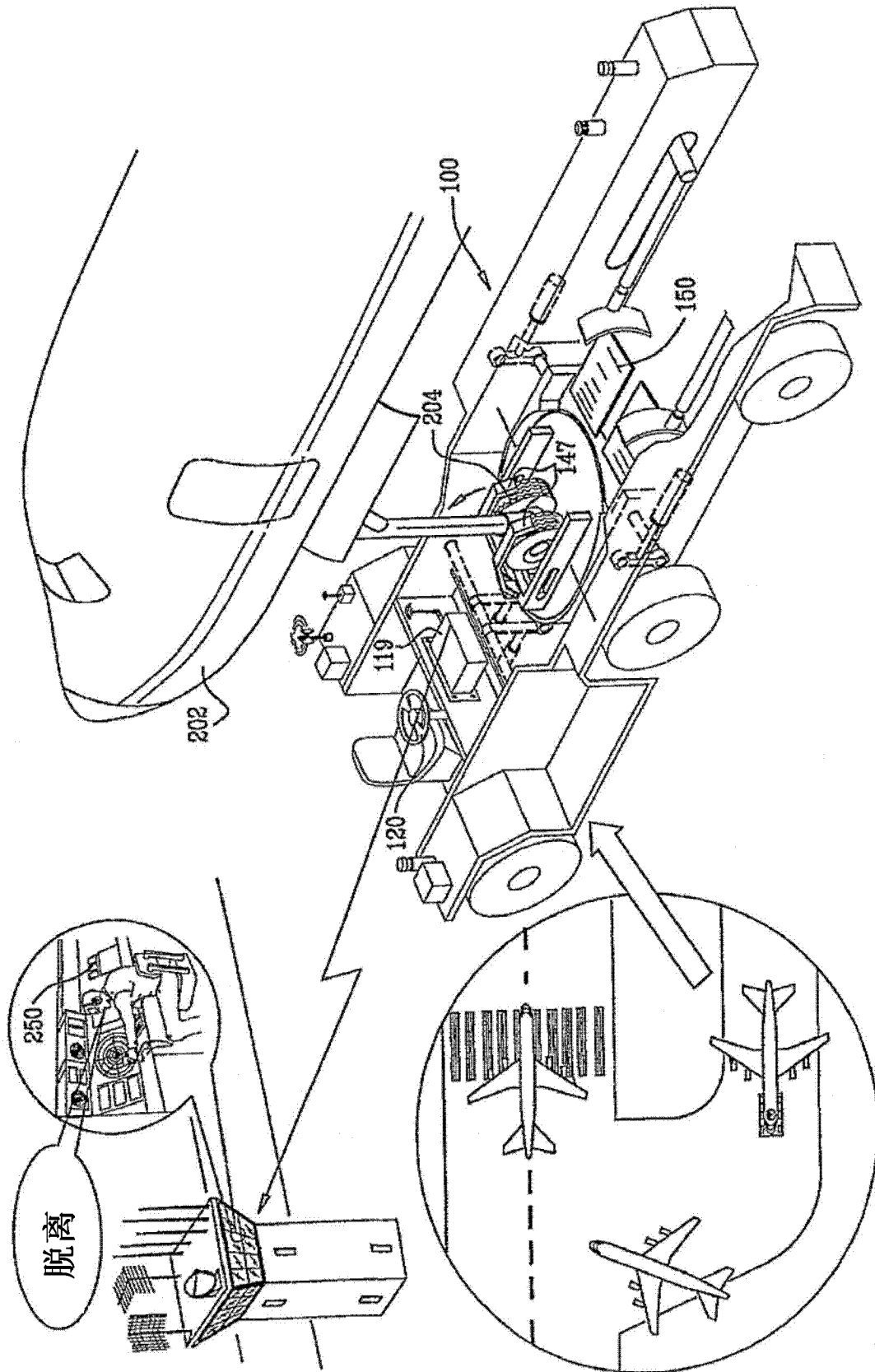


图 5A

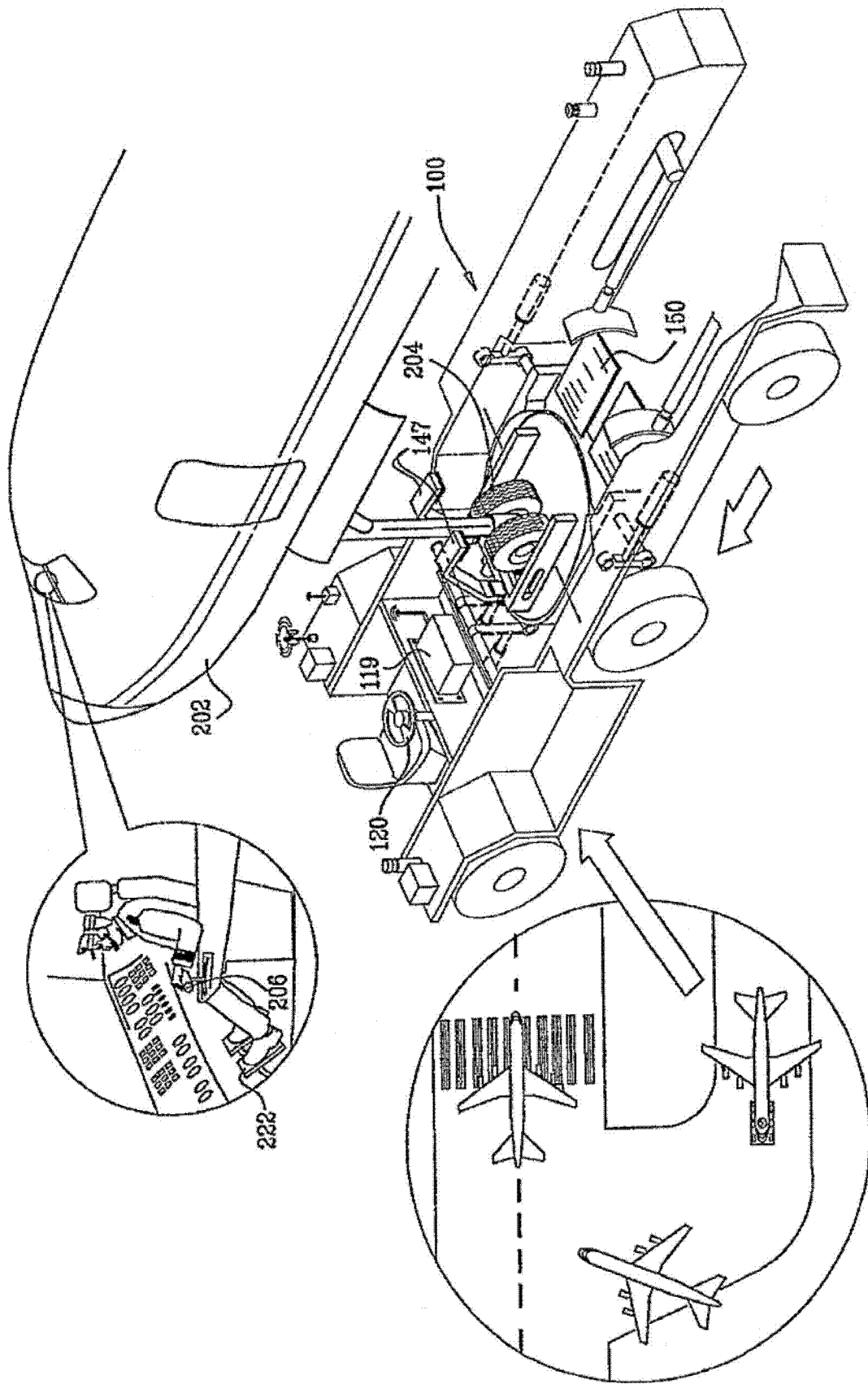


图 5B

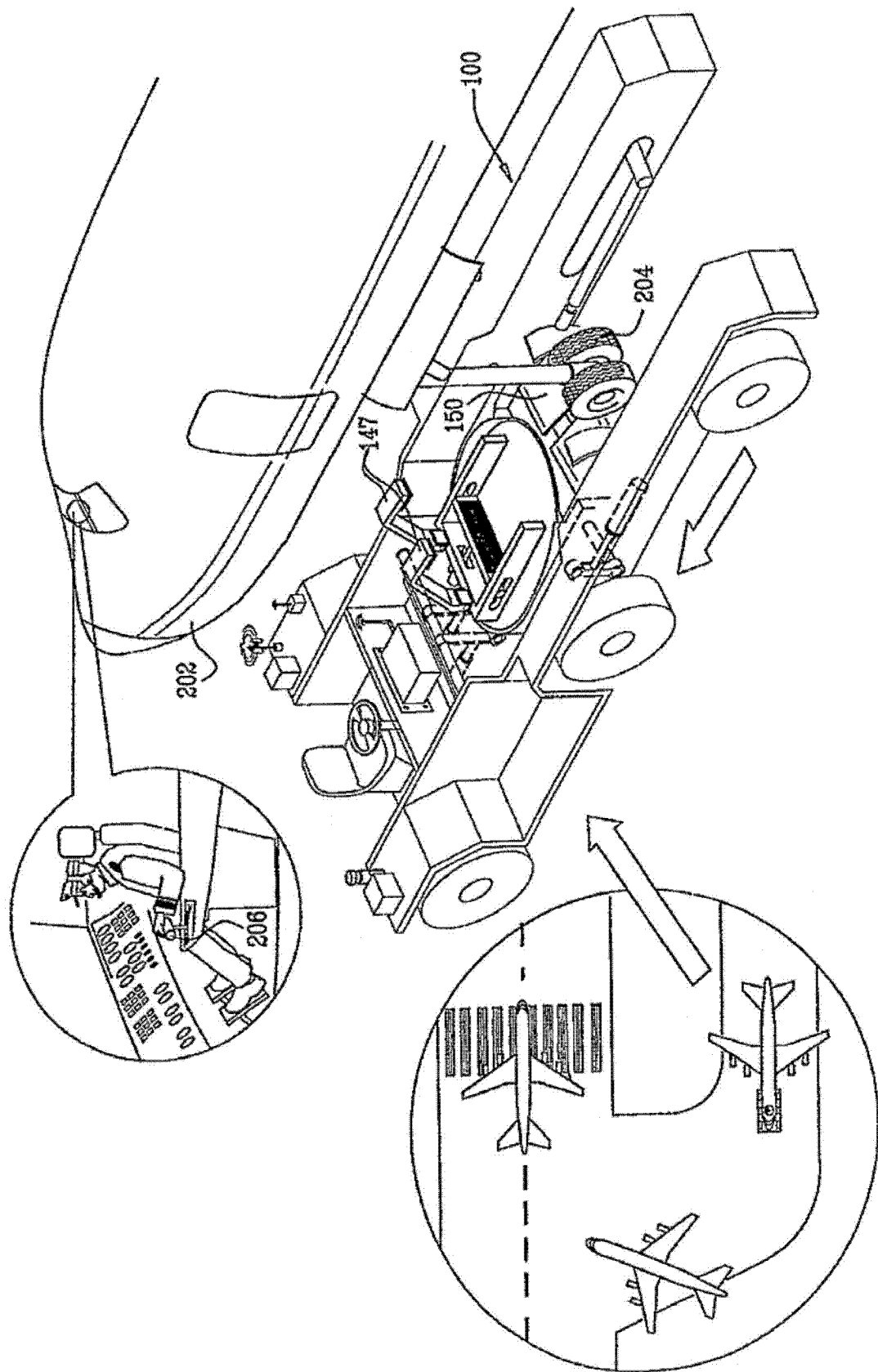


图 5C

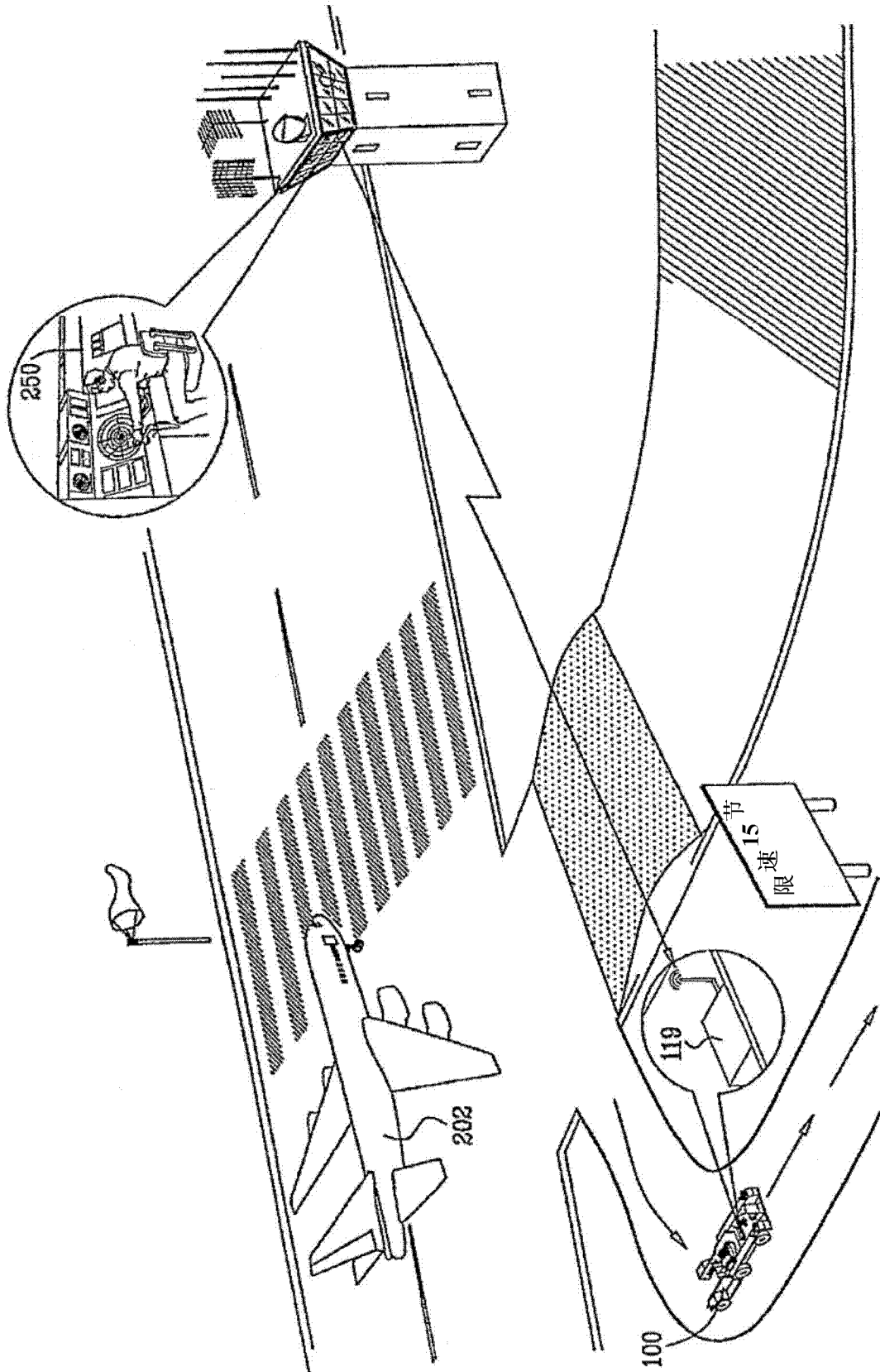


图 5D

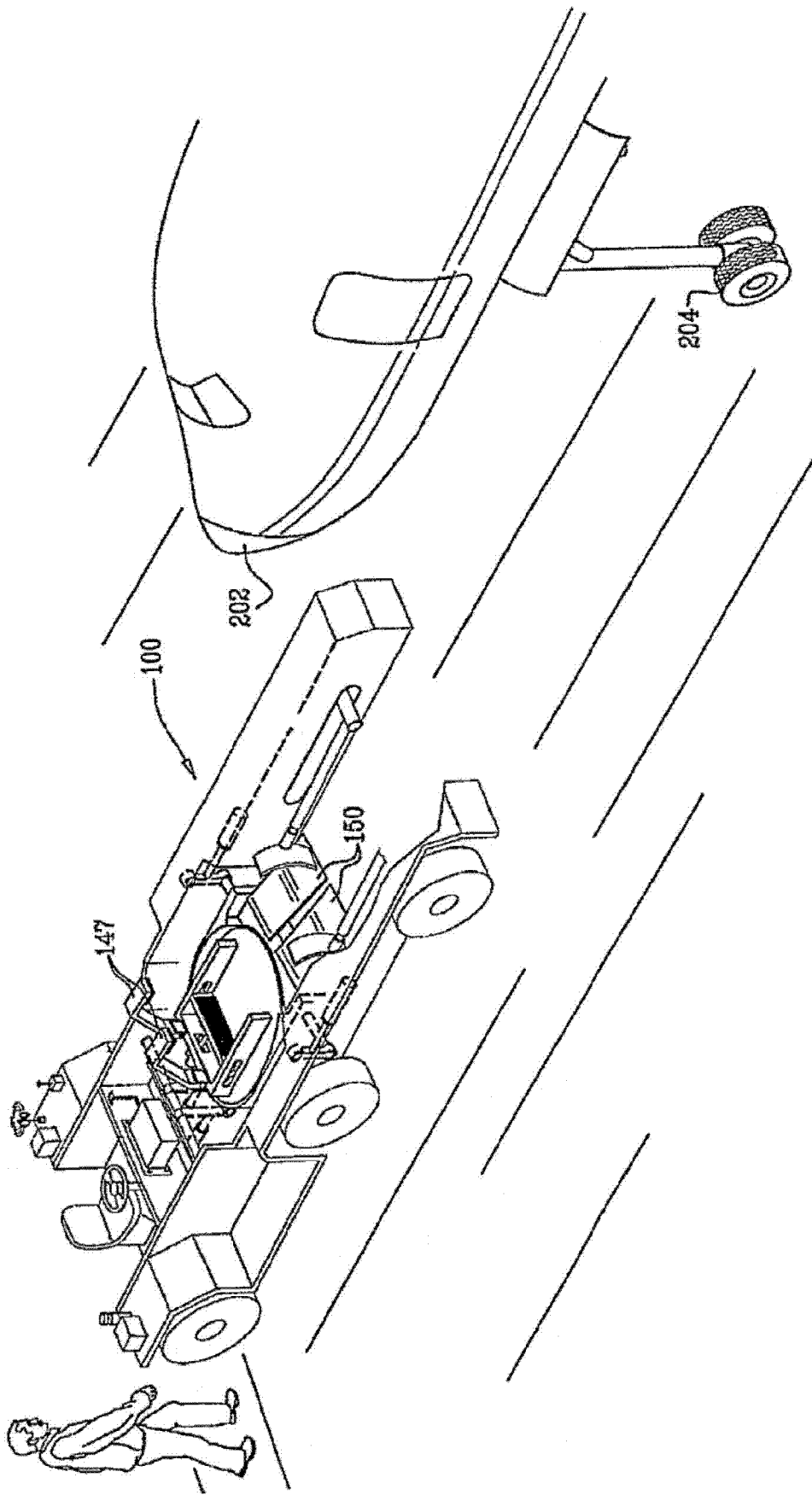


图 5E

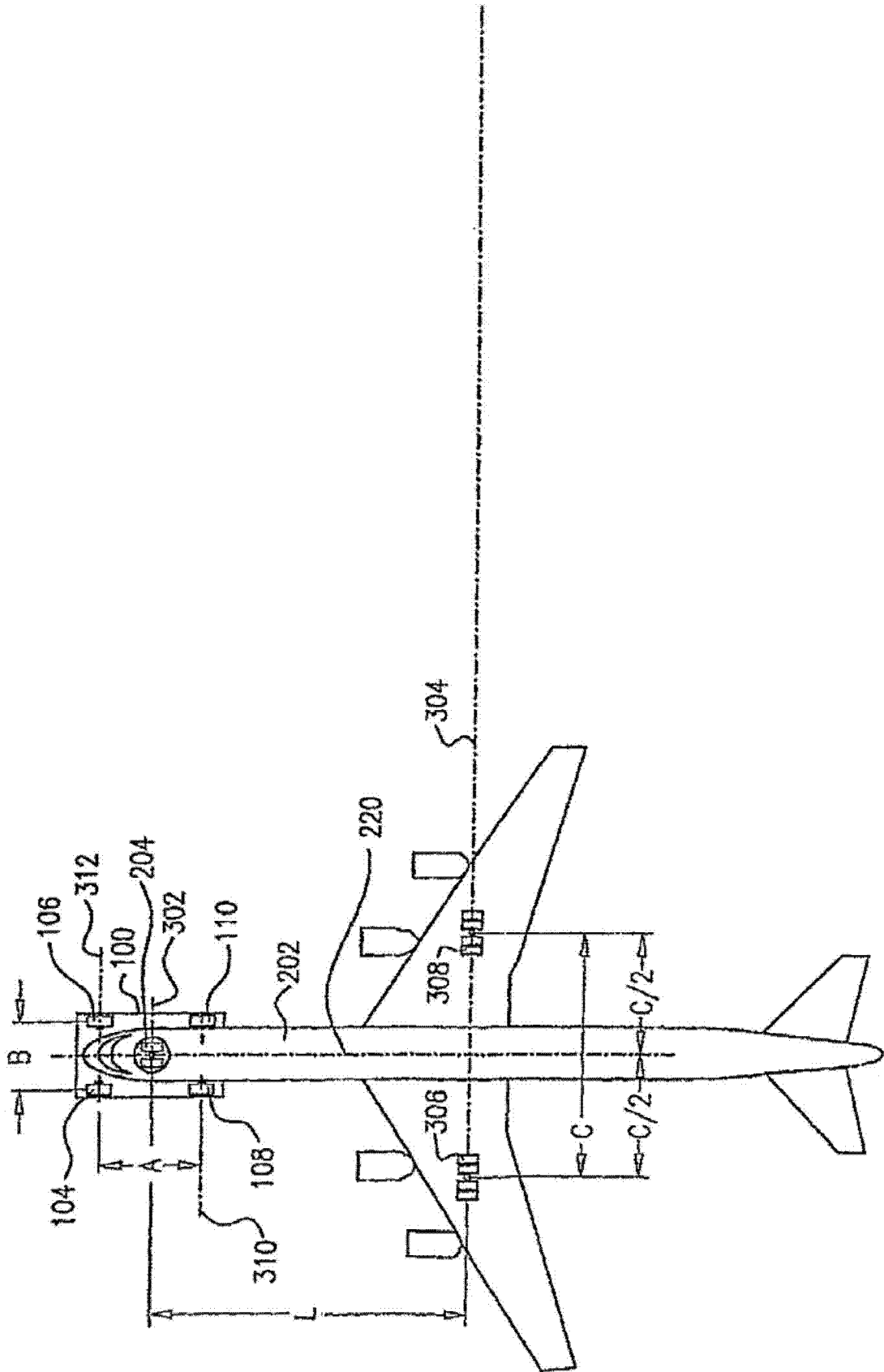


图 6A

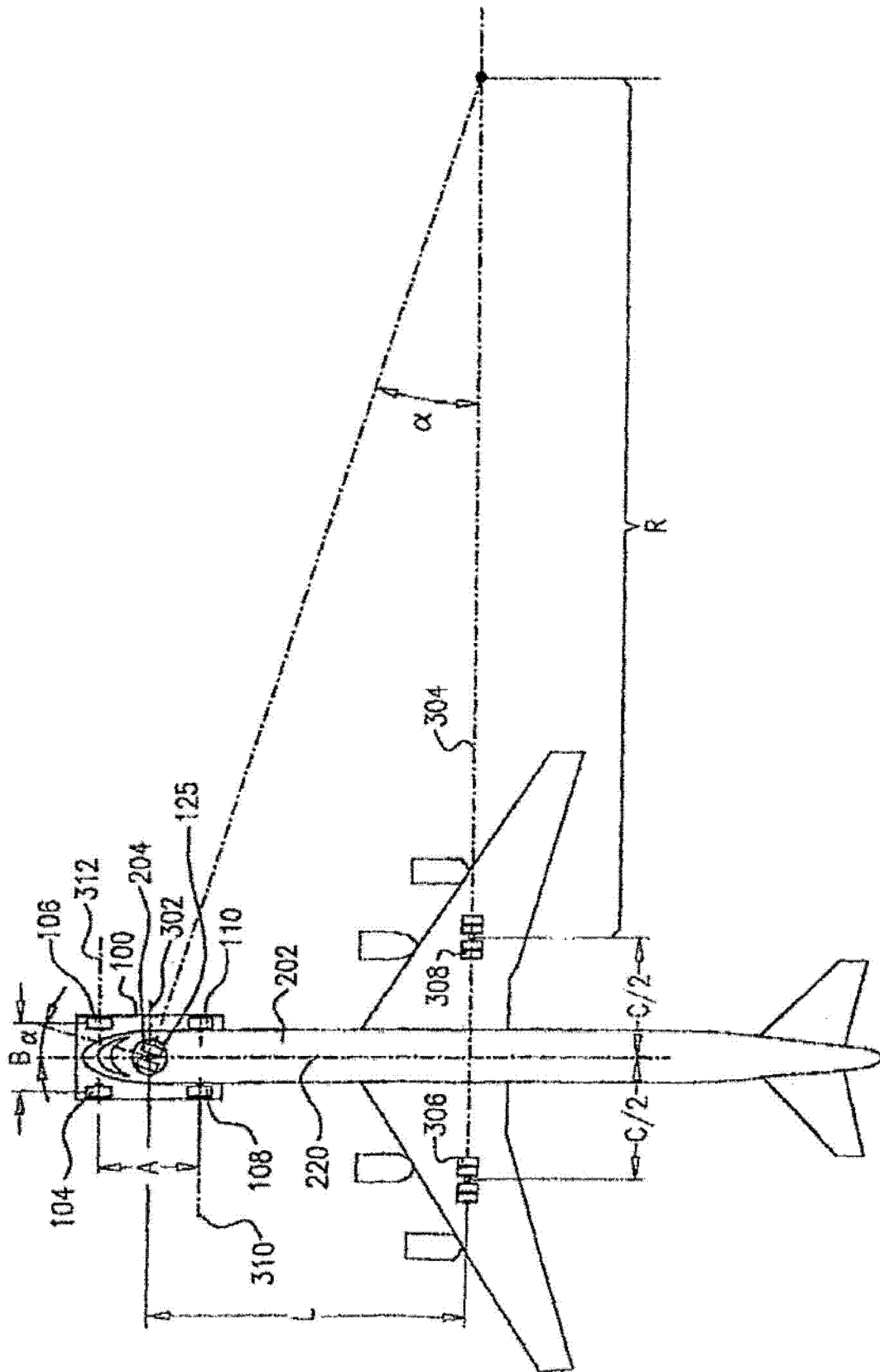


图 6B

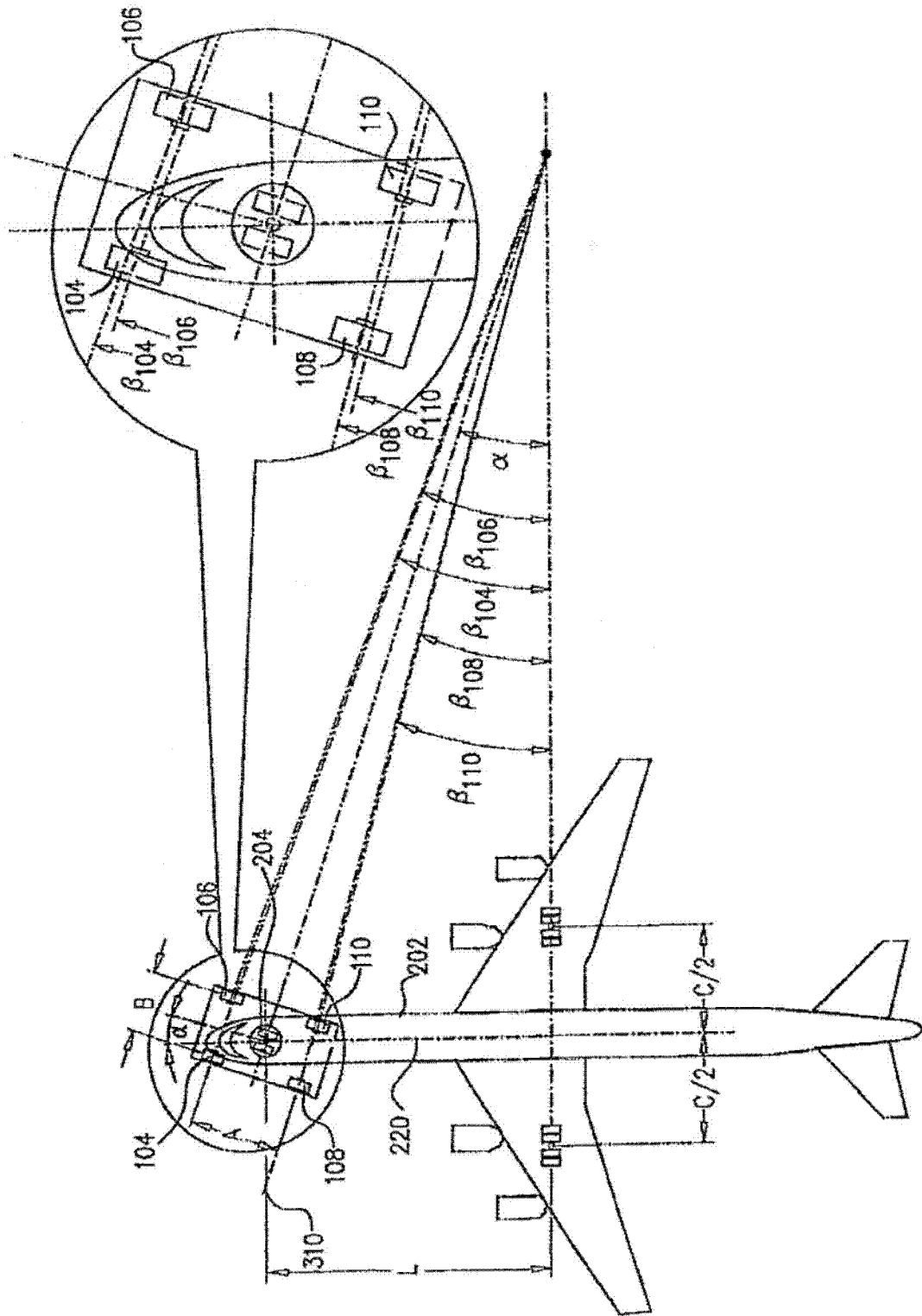


图 6C

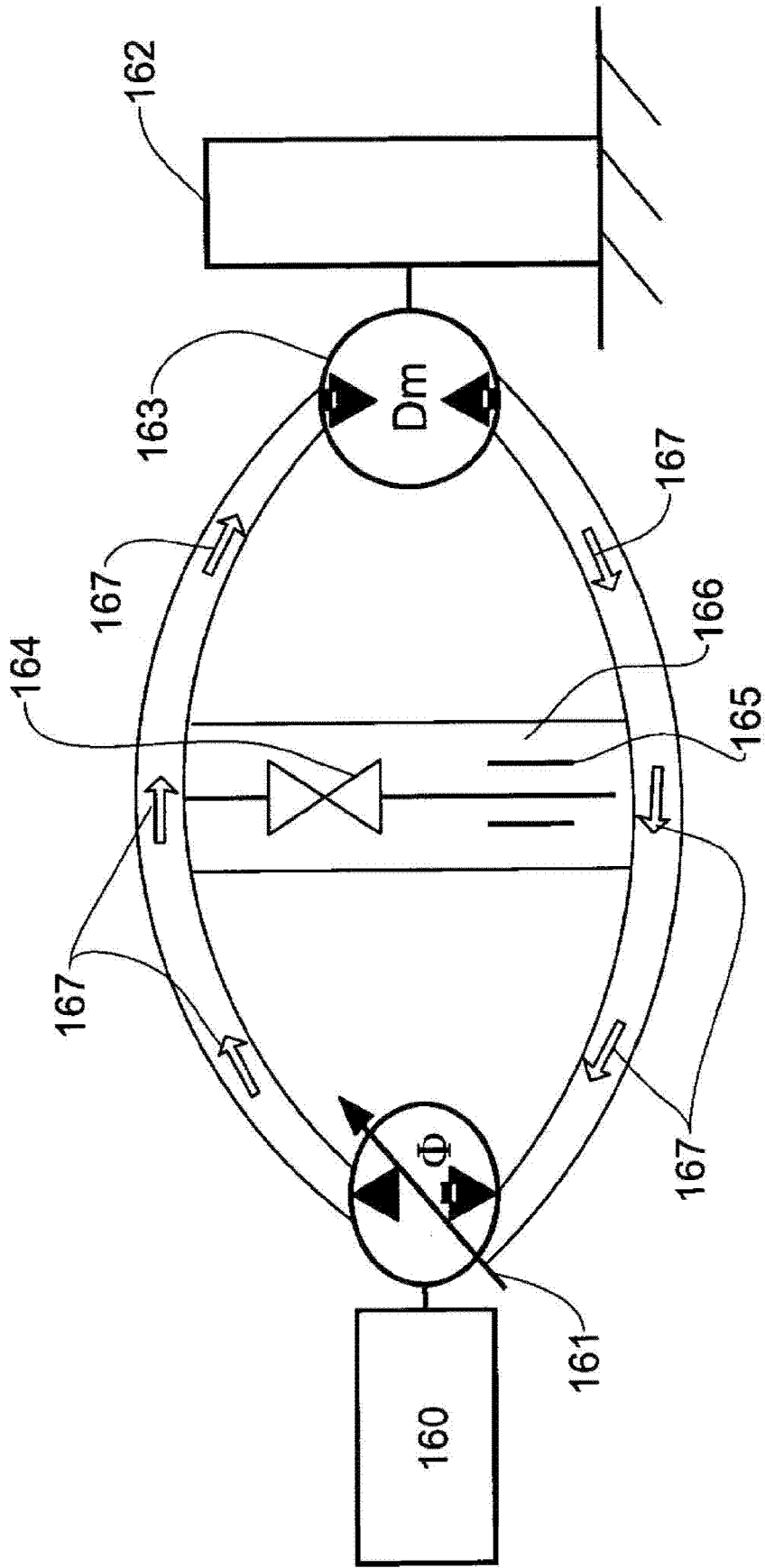


图 7A

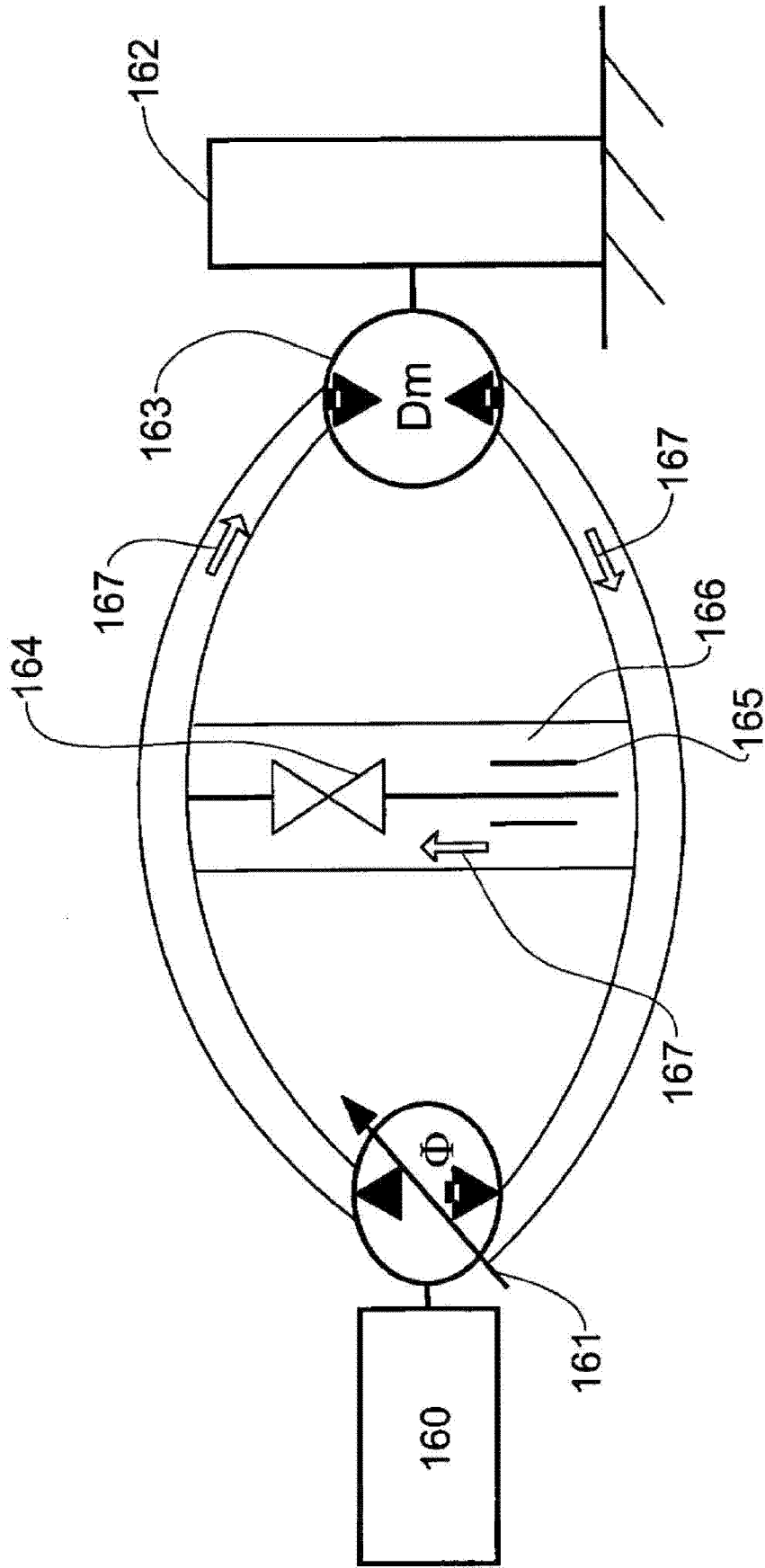


图 7B

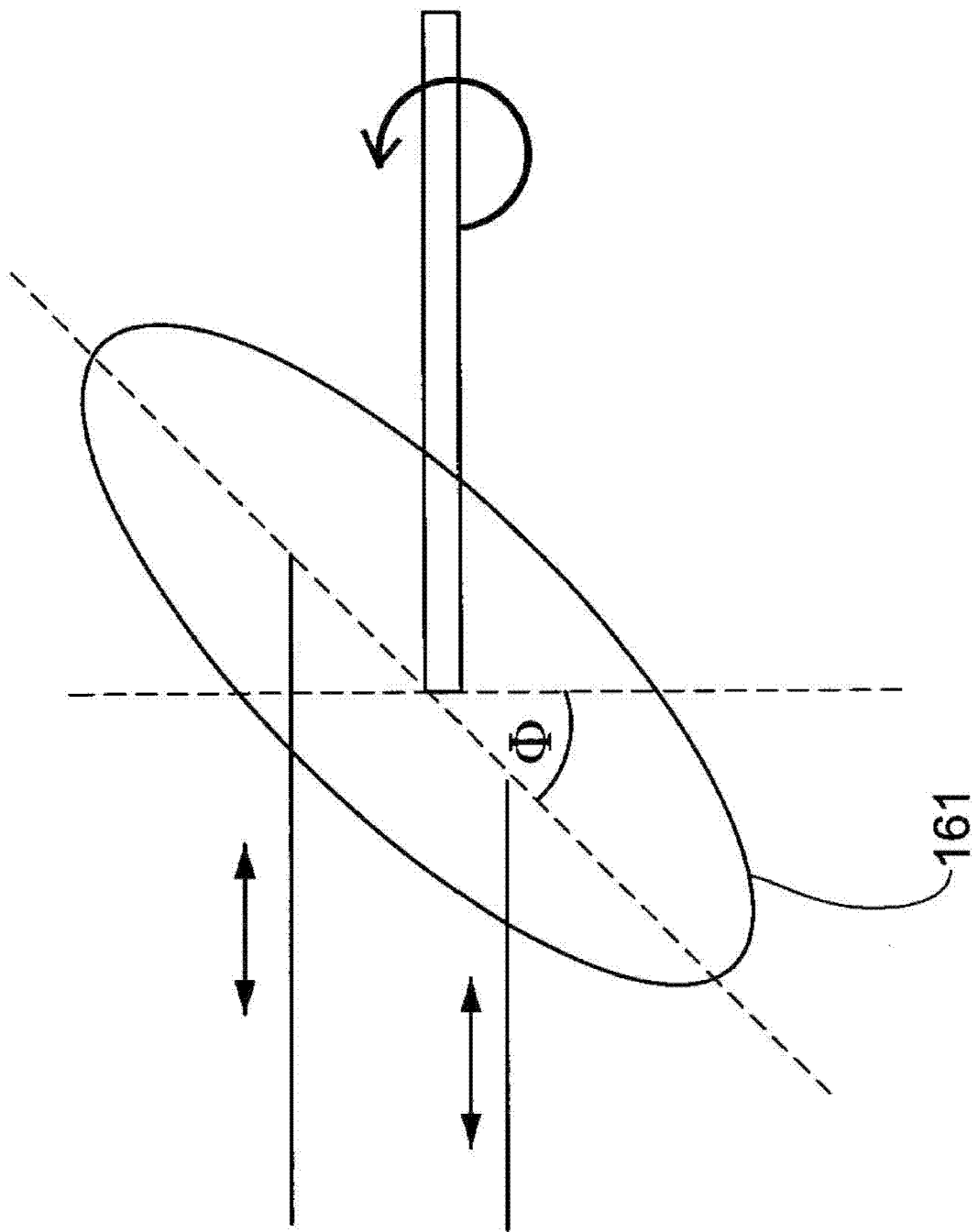


图 7C

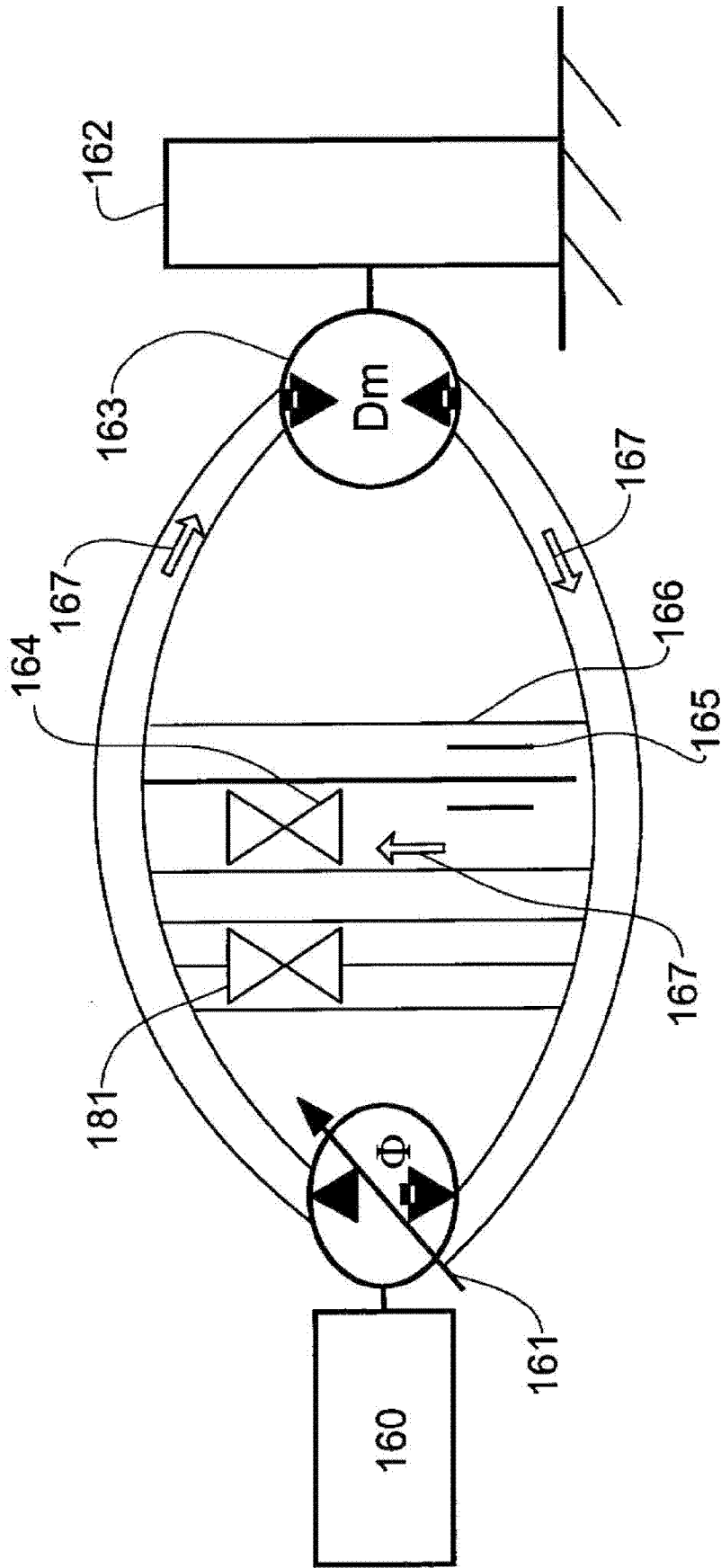


图 7D

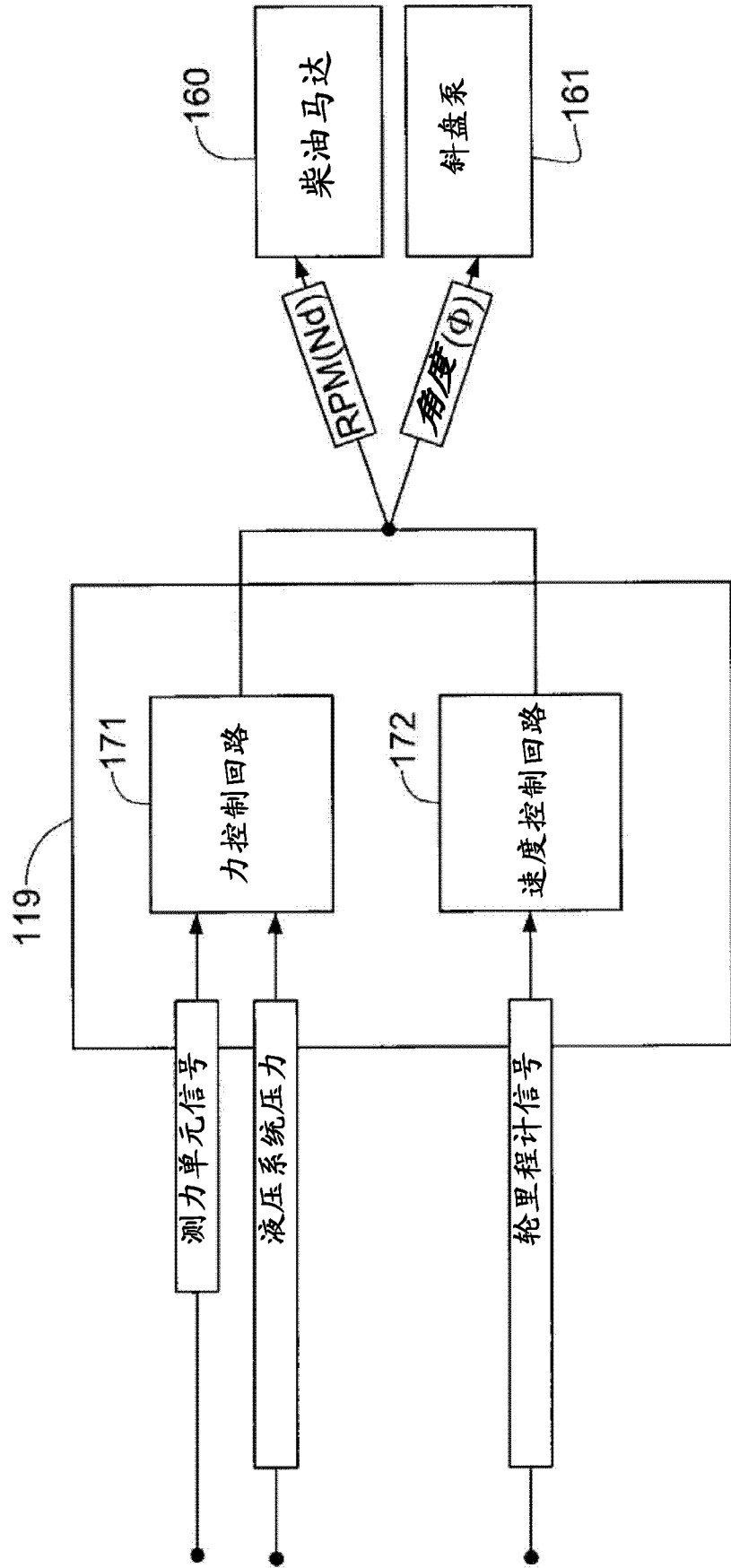


图 8A

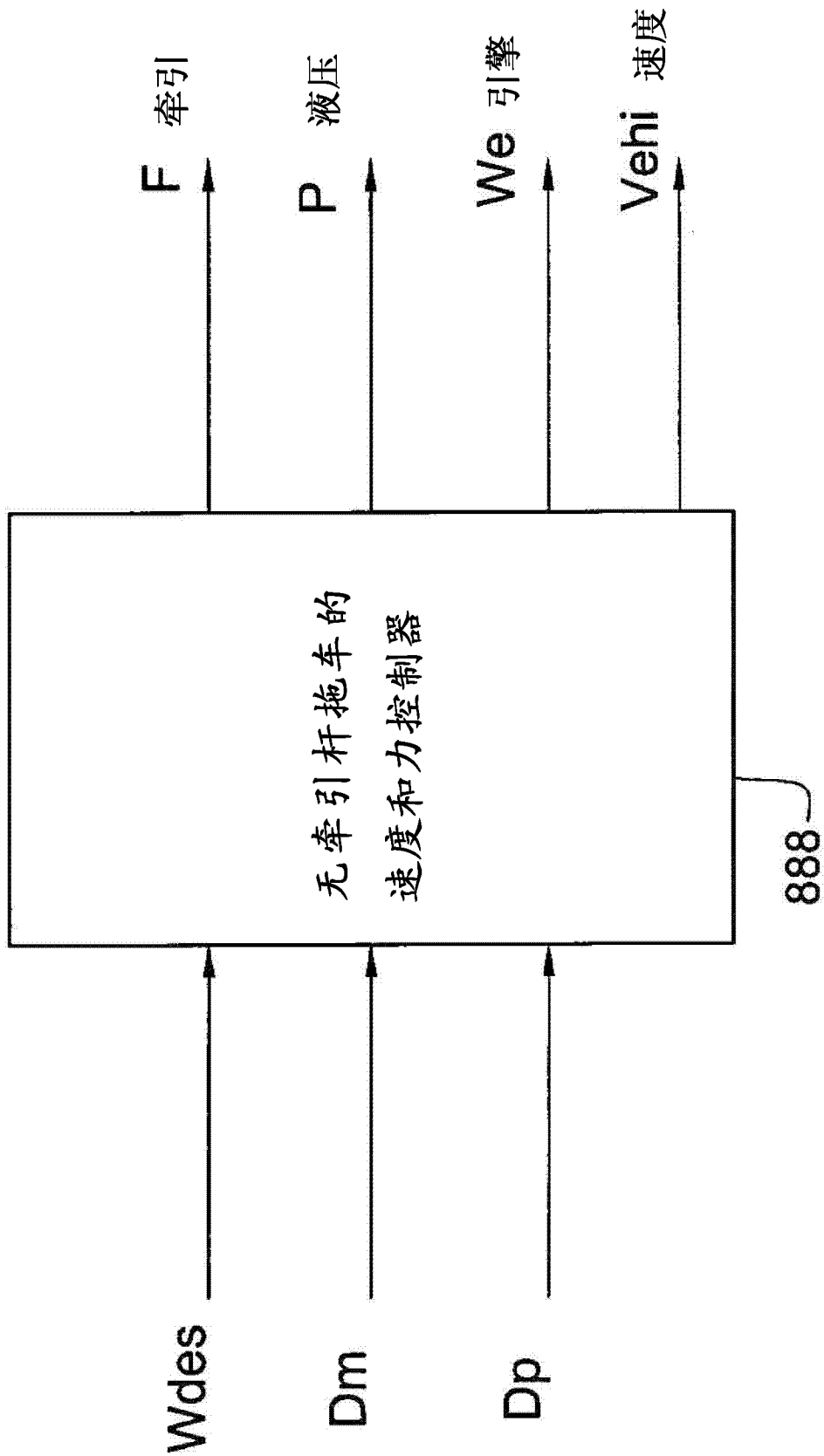


图 8B

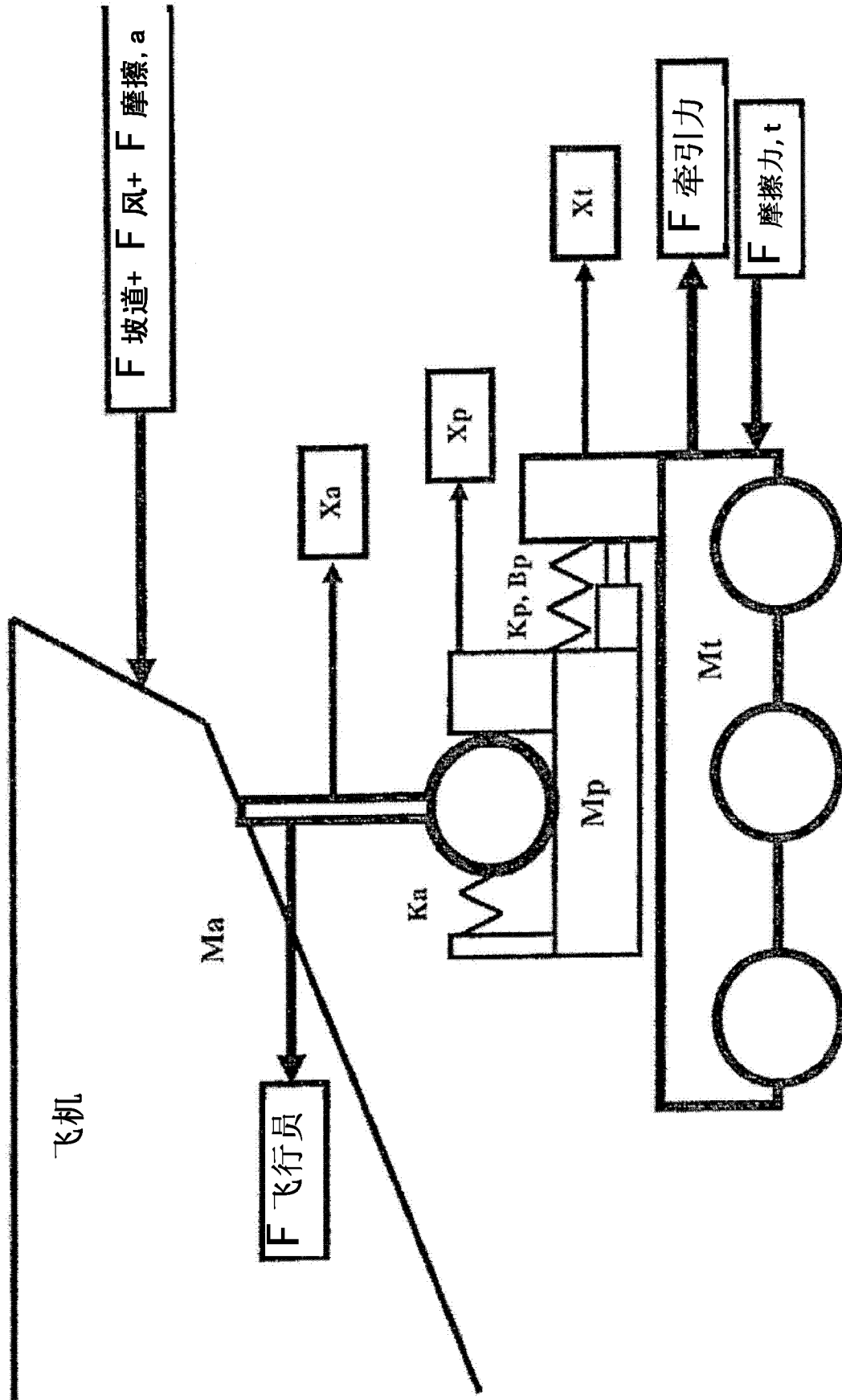


图 9



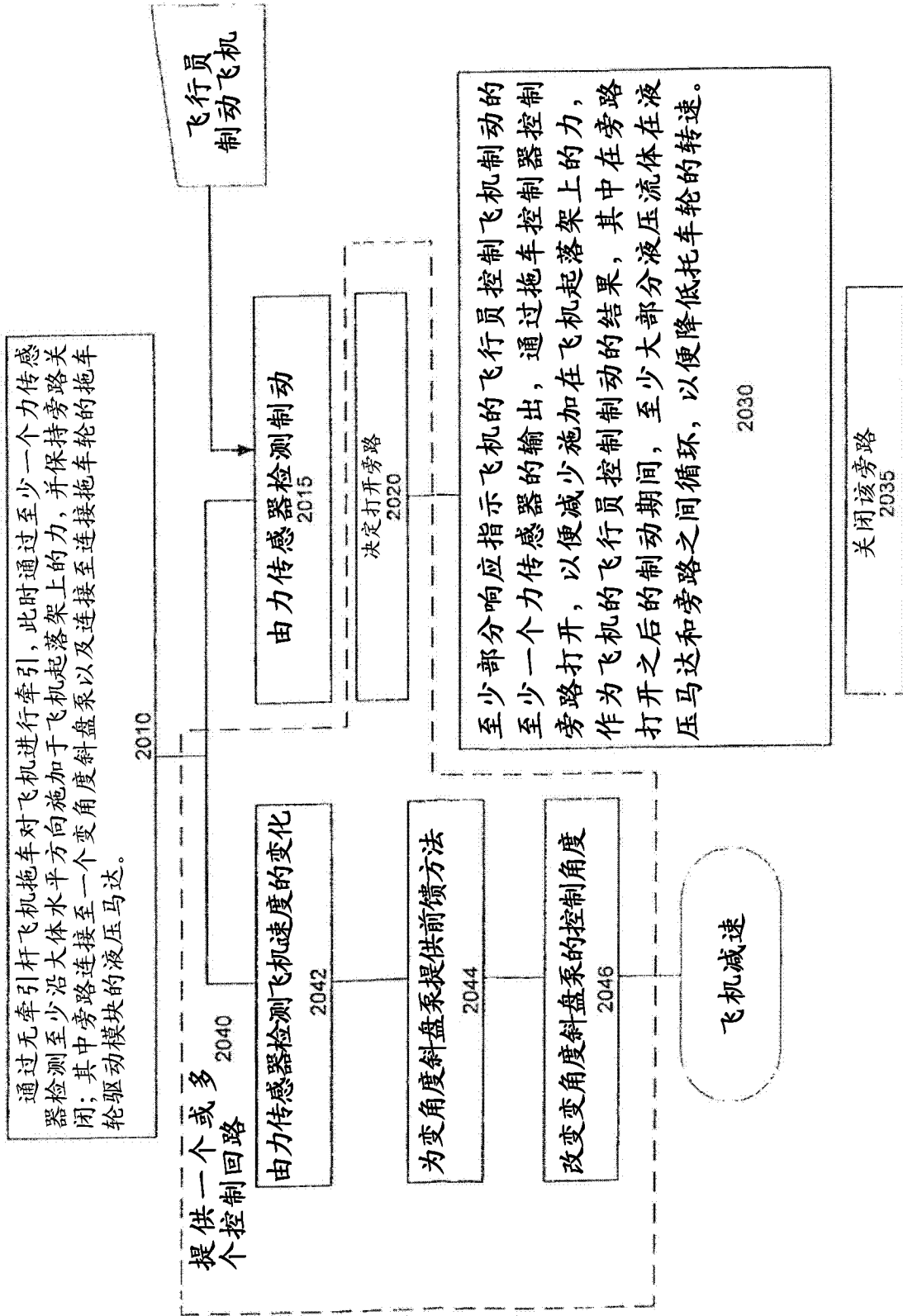


图 11

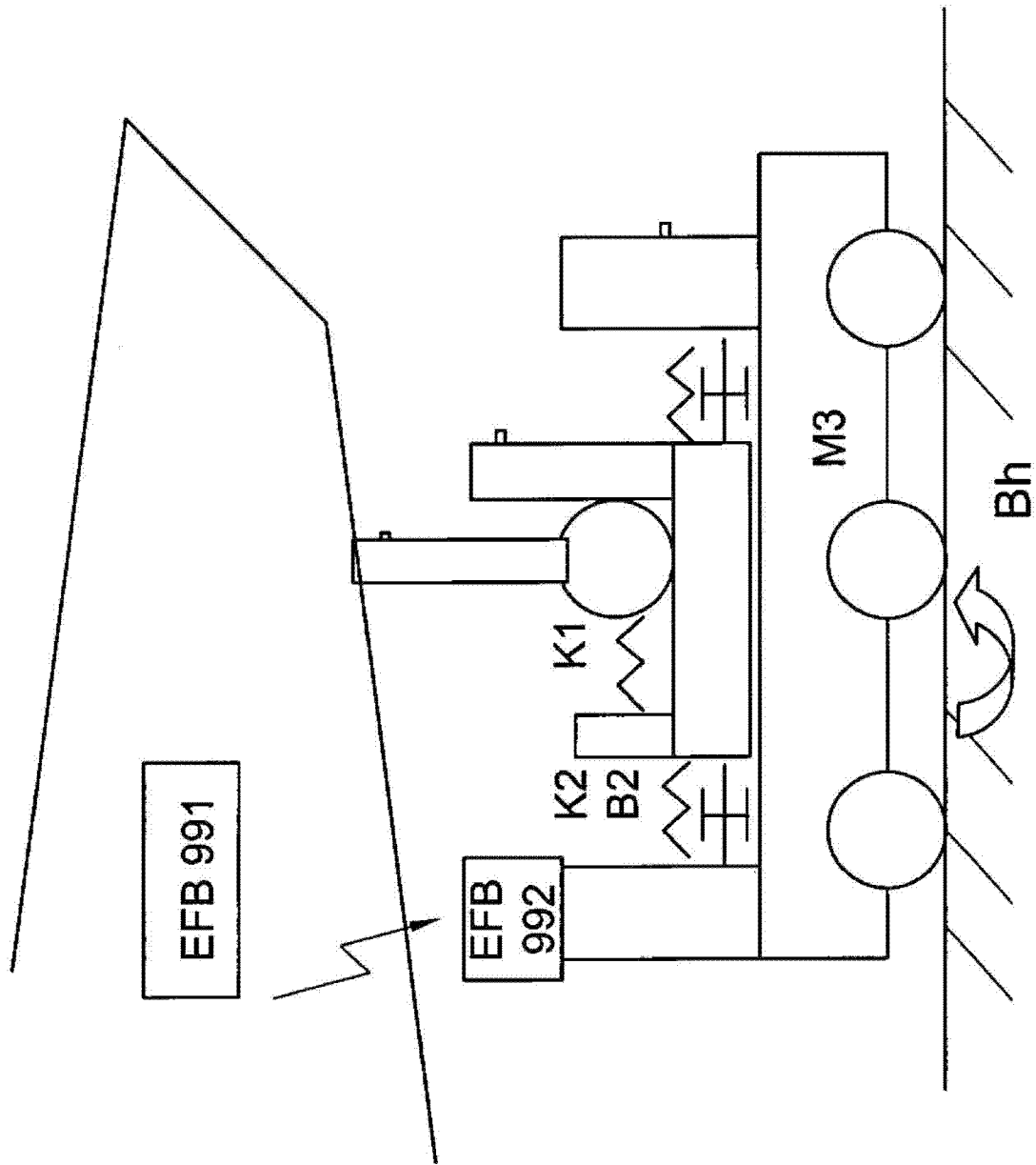


图 12

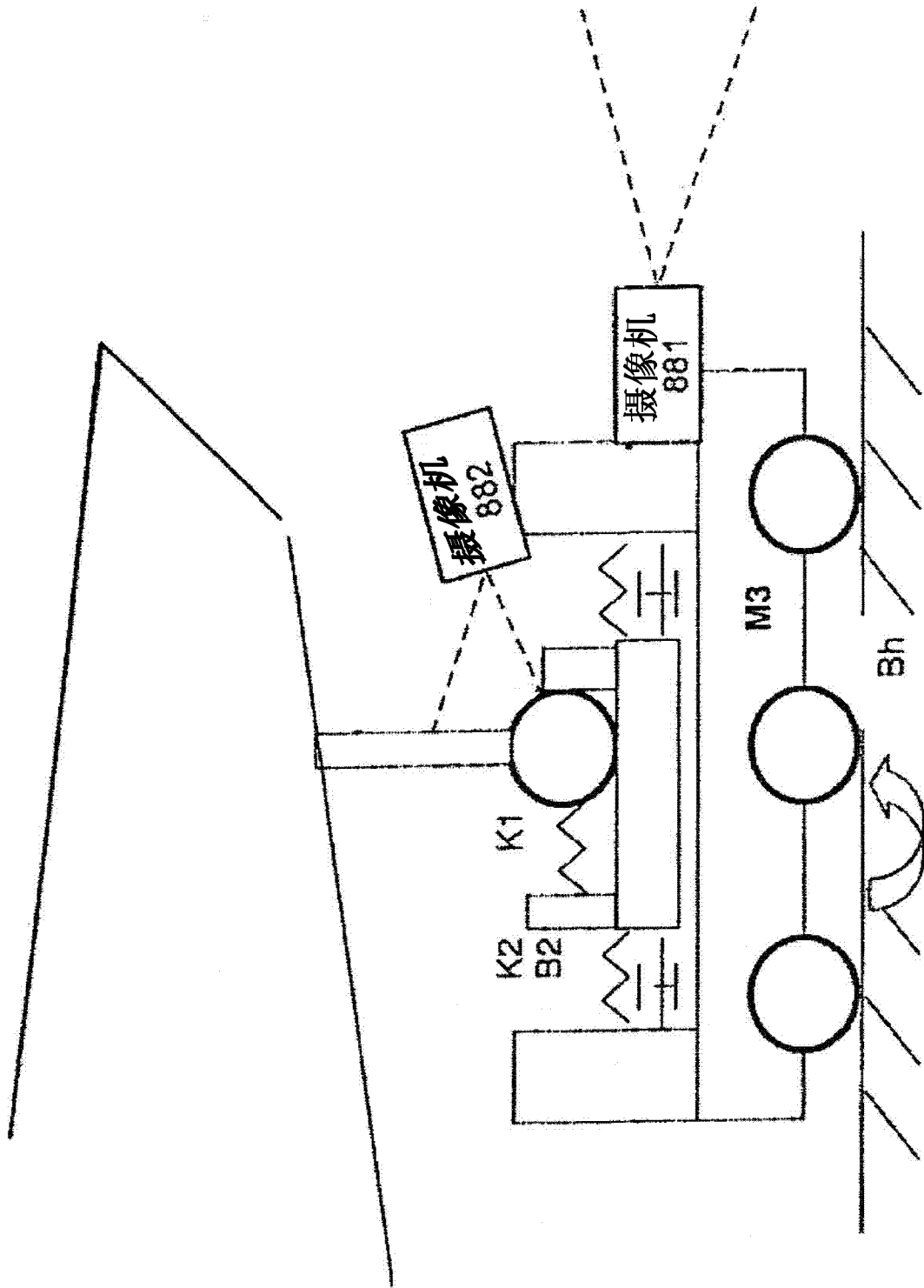


图 13

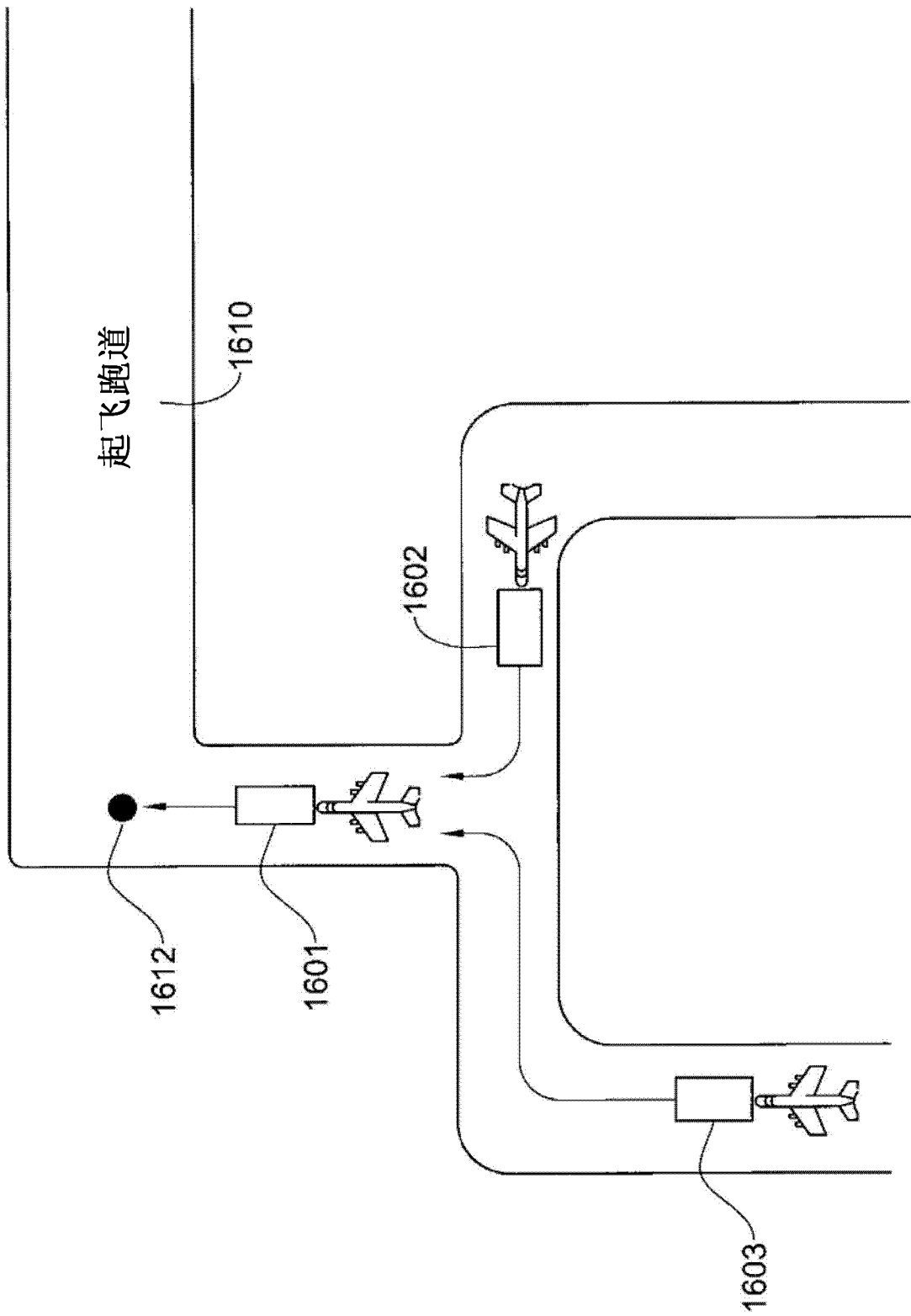
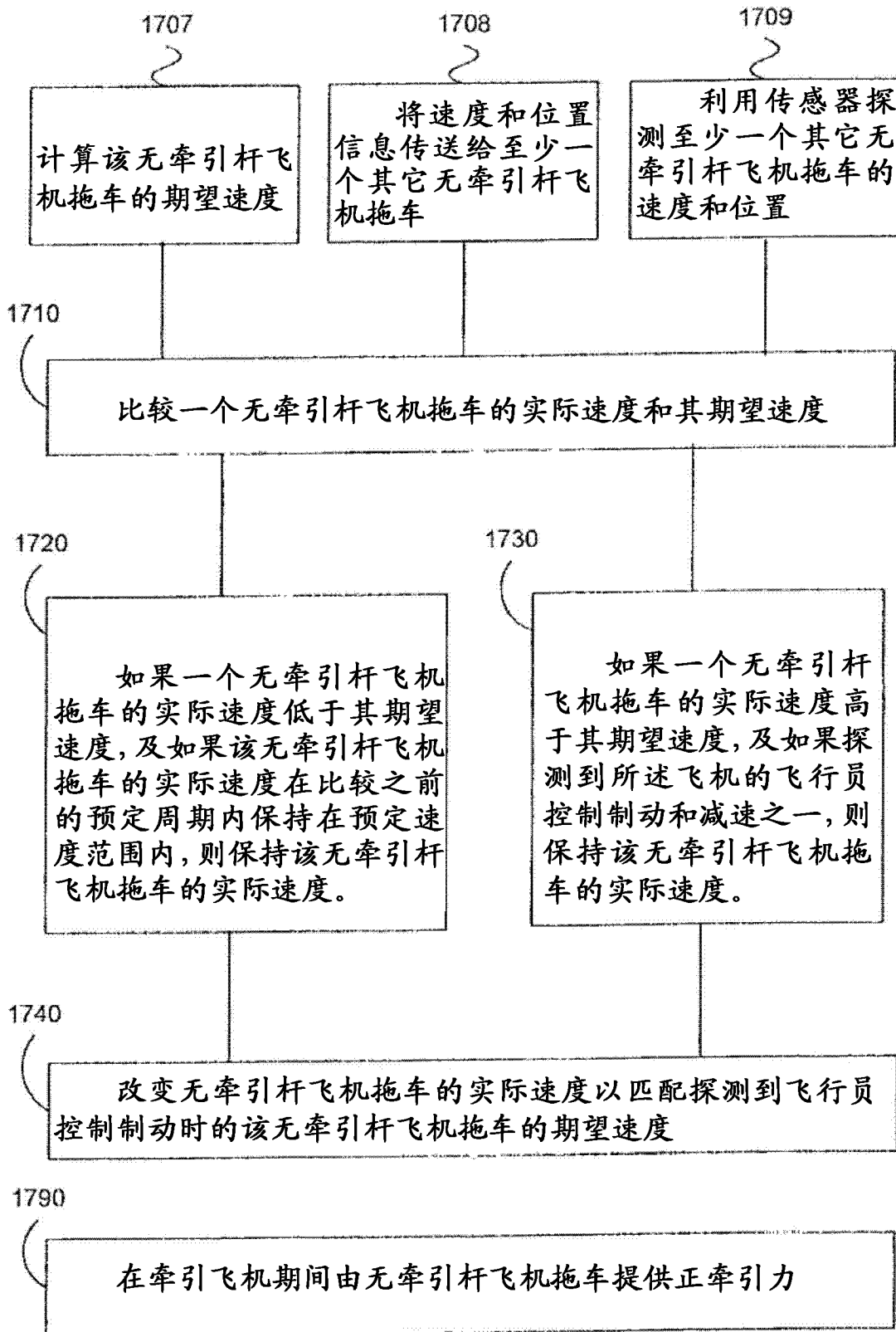


图 14



**1700**

图 15

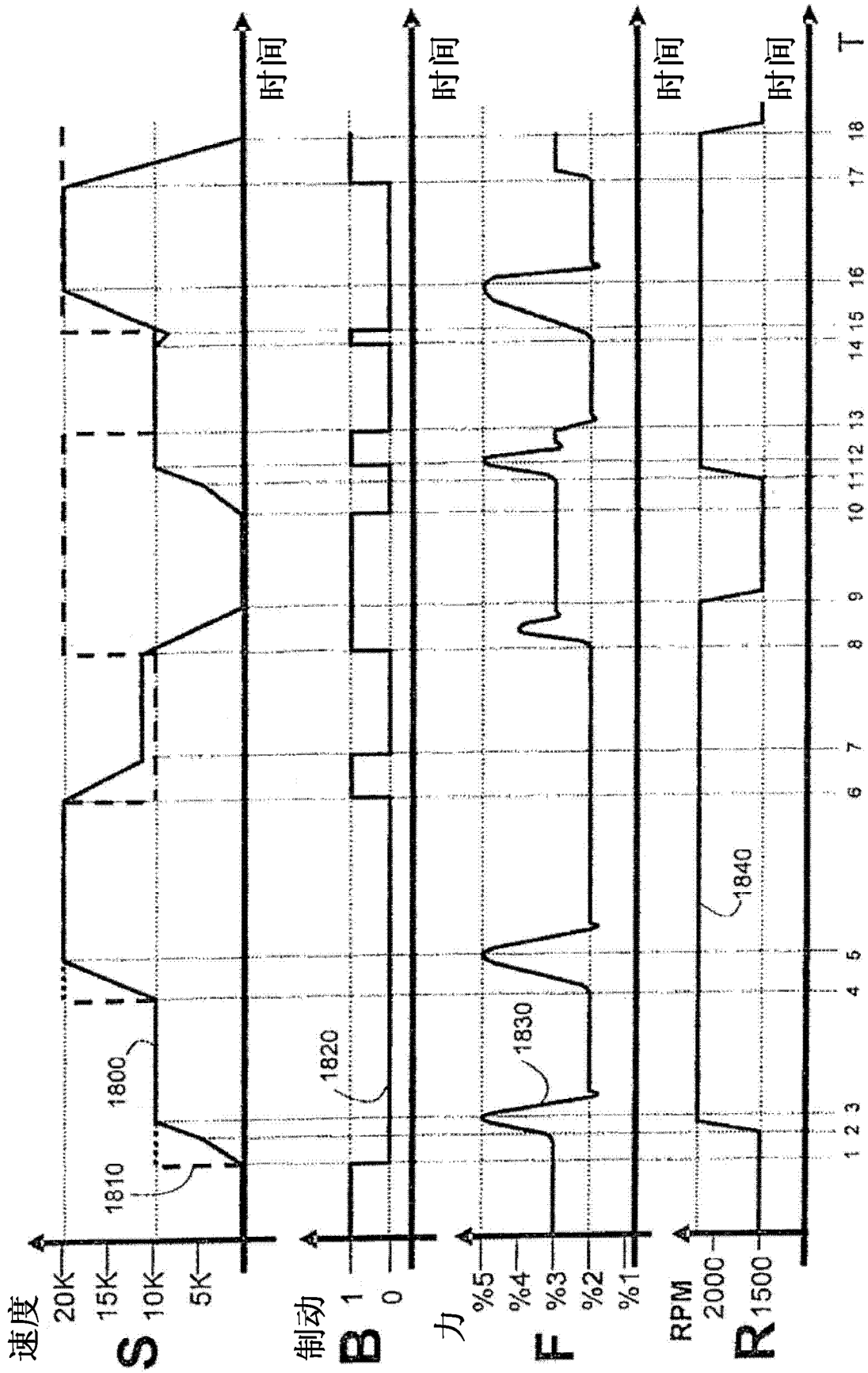
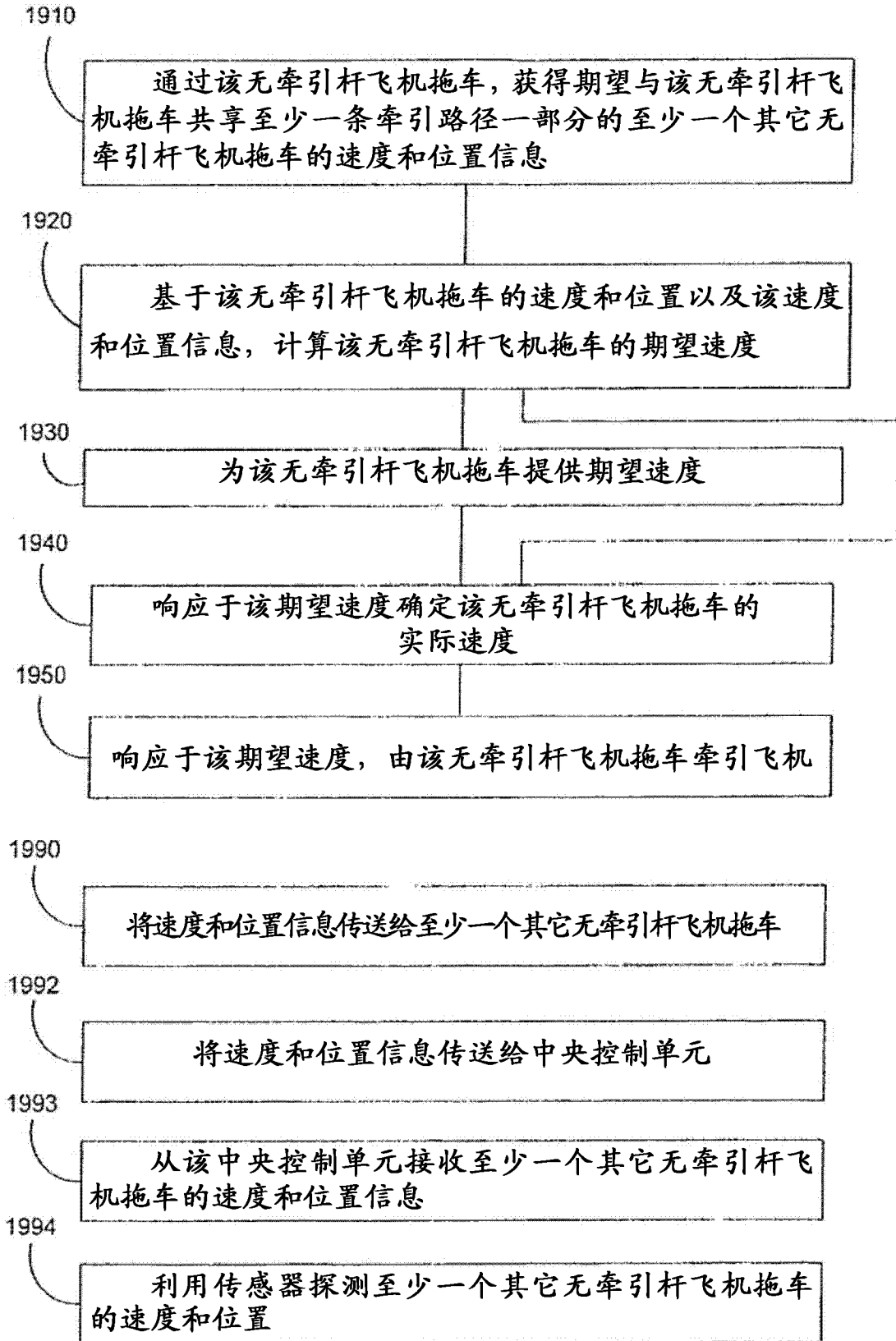


图 16



**1900**

图 17