(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106394314 B
(45)授权公告日 2019.02.26

(21)申请号 201510464010.5

(22)申请日 2015.07.31

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 106394314 A

(43)申请公布日 2017.02.15

(73)专利权人 比亚迪股份有限公司
地址 518118 广东省深圳市坪山新区比亚迪路3009号

(72)发明人 牛宏斌 谢志斌 周方 耿伟光 邓立雨

(74)专利代理机构 北京清亦华知识产权代理事务所(普通合伙) 11201
代理人 黄德海

(51)Int.Cl.
B60L 15/32(2006.01)
B60L 15/20(2006.01)

(56)对比文件
CN 103182956 A,2013.07.03,
JP 特开2007-228722 A,2007.09.06,
CN 103303157 A,2013.09.18,

审查员 司徒远亮

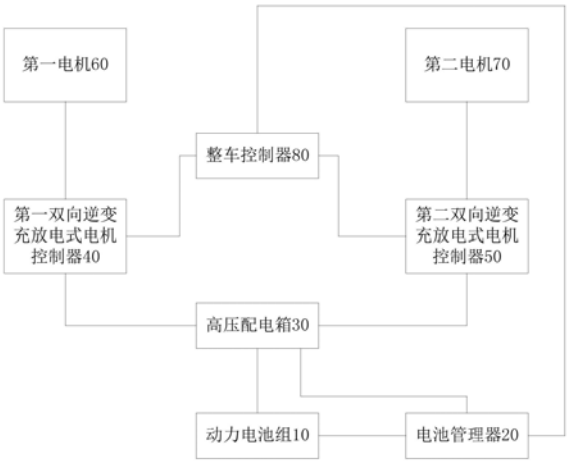
权利要求书2页 说明书9页 附图3页

(54)发明名称

电动飞机牵引车及其驱动控制系统和方法

(57)摘要

本发明公开了一种电动飞机牵引车的驱动控制系统,包括:整车控制器分别与第一双向逆变充放电式电机控制器、第二双向逆变充放电式电机控制器和电池管理器进行通信,其中,第一双向逆变充放电式电机控制器与第一电机相连,第二双向逆变充放电式电机控制器与第二电机相连。当整车控制器获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式后,根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配,以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。该系统无需机械式差速器,控制方便简单,驱动效率高,可靠性高,成本低。本发明还公开了一种电动飞机牵引车及电动飞机牵引车的驱动控制方法。



CN 106394314 B

1.一种电动飞机牵引车的驱动控制系统,其特征在于,包括:

相互独立驱动控制的第一电机和第二电机;

第一双向逆变充放电式电机控制器,所述第一双向逆变充放电式电机控制器与所述第一电机相连以控制所述第一电机;

第二双向逆变充放电式电机控制器,所述第二双向逆变充放电式电机控制器与所述第二电机相连以控制所述第二电机;

高压配电箱,所述高压配电箱分别与所述第一双向逆变充放电式电机控制器和所述第二双向逆变充放电式电机控制器相连;

动力电池组,所述动力电池组与所述高压配电箱相连以通过所述高压配电箱分别给所述第一双向逆变充放电式电机控制器和所述第二双向逆变充放电式电机控制器供电;

电池管理器,所述电池管理器用于检测所述动力电池组的电池状态信息,并根据所述电池状态信息对所述高压配电箱进行控制;

整车控制器,所述整车控制器分别与所述第一双向逆变充放电式电机控制器、所述第二双向逆变充放电式电机控制器和所述电池管理器进行通信,所述整车控制器获取所述电动飞机牵引车的载荷状态和所述电动飞机牵引车的转向模式,并根据所述载荷状态和所述转向模式对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配,以实现所述电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

2.根据权利要求1所述的电动飞机牵引车的驱动控制系统,其特征在于,当所述电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时,所述整车控制器直接向所述第二电机分配驱动扭矩。

3.根据权利要求1所述的电动飞机牵引车的驱动控制系统,其特征在于,当所述电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时,如果所述电动飞机牵引车直行,所述整车控制器则计算所述电动飞机牵引车的重心,并按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

4.根据权利要求1所述的电动飞机牵引车的驱动控制系统,其特征在于,所述转向模式包括向心转向模式、蟹形转向模式和前轮转弯模式,其中,

当所述电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时,所述整车控制器计算所述电动飞机牵引车的重心、所述电动飞机牵引车的车辆转向角和转弯半径;

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述向心转向模式且所述车辆转向角大于预设角度,所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配;

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述蟹形转向模式且所述车辆转向角大于所述预设角度,所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心和所述转弯半径对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配;

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述前轮转弯模式且所述车辆转向角大于所述预设角度,所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心和所述转弯半径对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

5.根据权利要求4所述的电动飞机牵引车的驱动控制系统,其特征在于,

当所述电动飞机牵引车启动时,所述整车控制器按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配;

当所述车辆转向角小于或等于所述预设角度时，所述整车控制器按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

6.一种电动飞机牵引车，其特征在于，包括根据权利要求1-5中任一项所述的电动飞机牵引车的驱动控制系统。

7.一种根据权利要求6所述的电动飞机牵引车的驱动控制方法，其特征在于，包括以下步骤：

获取所述电动飞机牵引车的载荷状态，并获取所述电动飞机牵引车的转向模式；

根据所述载荷状态和所述转向模式对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现所述电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

8.根据权利要求7所述的电动飞机牵引车的驱动控制方法，其特征在于，当所述电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，所述整车控制器直接向所述第二电机分配驱动扭矩。

9.根据权利要求7所述的电动飞机牵引车的驱动控制方法，其特征在于，当所述电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，如果所述电动飞机牵引车直行，所述整车控制器则计算所述电动飞机牵引车的重心，并按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

10.根据权利要求7所述的电动飞机牵引车的驱动控制方法，其特征在于，所述转向模式包括向心转向模式、蟹形转向模式和前轮转弯模式，其中，

当所述电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，所述整车控制器计算所述电动飞机牵引车的重心、所述电动飞机牵引车的车辆转向角和转弯半径；

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述向心转向模式且所述车辆转向角大于预设角度，所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配；

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述蟹形转向模式且所述车辆转向角大于所述预设角度，所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心和所述转弯半径对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配；

如果所述电动飞机牵引车的当前转向模式为所述前轮转弯模式且所述车辆转向角大于所述预设角度，所述整车控制器则按所述电动飞机牵引车的重心和所述转弯半径对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

11.根据权利要求10所述的电动飞机牵引车的驱动控制方法，其特征在于，

当所述电动飞机牵引车启动时，所述整车控制器按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配；

当所述车辆转向角小于或等于所述预设角度时，所述整车控制器按所述电动飞机牵引车的重心对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配。

电动飞机牵引车及其驱动控制系统和方法

技术领域

[0001] 本发明涉及电动牵引车技术领域，尤其涉及一种电动飞机牵引车及其驱动控制系统和方法。

背景技术

[0002] 电动飞机牵引车在牵引飞机时，需要很大的牵引力和较高的稳定性，才能保证行车的安全性。

[0003] 目前，电动飞机牵引车大多是通过安装机械式差速器来实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制，此方式不仅缩小了电动飞机牵引车的安装空间，还增加了电动飞机牵引车的制造成本，不易产业化生产。此外，该方式通过机械式差速器来实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制，增加了能量消耗，因此降低了驱动效率，不能更有效的发挥轮胎牵引力和转向力，从而无法获得较高的稳定性和行车安全性，进而无法获得较高的可靠性。

发明内容

[0004] 本发明旨在至少在一定程度上解决相关技术中的技术问题之一。

[0005] 为此，本发明的一个目的在于提出一种电动飞机牵引车的驱动控制系统，无需机械式差速器，控制方便简单，驱动效率高，可靠性高，成本低。

[0006] 本发明的第二个目的在于提出一种电动飞机牵引车。

[0007] 本发明的第三个目的在于提出一种电动飞机牵引车的驱动控制方法。

[0008] 为了实现上述目的，本发明第一方面实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统，包括：相互独立驱动控制的第一电机和第二电机；第一双向逆变充放电式电机控制器，所述第一双向逆变充放电式电机控制器与所述第一电机相连以控制所述第一电机；第二双向逆变充放电式电机控制器，所述第二双向逆变充放电式电机控制器与所述第二电机相连以控制所述第二电机；高压配电箱，所述高压配电箱分别与所述第一双向逆变充放电式电机控制器和所述第二双向逆变充放电式电机控制器相连；动力电池组，所述动力电池组与所述高压配电箱相连以通过所述高压配电箱分别给所述第一双向逆变充放电式电机控制器和所述第二双向逆变充放电式电机控制器供电；电池管理器，所述电池管理器用于检测所述动力电池组的电池状态信息，并根据所述电池状态信息对所述高压配电箱进行控制；整车控制器，所述整车控制器分别与所述第一双向逆变充放电式电机控制器、所述第二双向逆变充放电式电机控制器和所述电池管理器进行通信，所述整车控制器获取所述电动飞机牵引车的载荷状态和所述电动飞机牵引车的转向模式，并根据所述载荷状态和所述转向模式对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现所述电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

[0009] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统，整车控制器可获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式，并根据载荷状态和转向模式对第一电

机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该系统无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0010] 为了实现上述目的，本发明第二方面实施例的电动飞机牵引车包括本发明第一方面实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统。

[0011] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车，可通过整车控制器获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式，并根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该系统无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而额获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0012] 为了实现上述目的，本发明第三方面实施例的电动飞机牵引车的驱动控制方法，包括：获取所述电动飞机牵引车的载荷状态，并获取所述电动飞机牵引车的转向模式；根据所述载荷状态和所述转向模式对所述第一电机和所述第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现所述电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

[0013] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车的驱动控制方法，通过获取电动飞机牵引车的载荷状态，并获取电动飞机牵引车的转向模式，然后根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该方法无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0014] 本发明附加的方面的优点将在下面的描述中部分给出，部分将从下面的描述中变得明显，或通过本发明的实践了解到。

附图说明

[0015] 图1是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的方框示意图。

[0016] 图2是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的3种转向模式的示意图。

[0017] 图3是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的动力传动简图。

[0018] 图4是根据本发明另一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的流程图。

[0019] 图5是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制方法的流程图。

具体实施方式

[0020] 下面详细描述本发明的实施例，所述实施例的示例在附图中示出，其中自始至终

相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的，旨在用于解释本发明，而不能理解为对本发明的限制。

[0021] 下面参考附图描述根据本发明实施例的电动飞机牵引车及电动飞机牵引车的驱动控制系统和方法。

[0022] 图1是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的方框示意图。如图1所示，该电动飞机牵引车的驱动控制系统包括：动力电池组10、电池管理器20、高压配电箱30、第一双向逆变充放电式电机控制器40、第二双向逆变充放电式电机控制器50、第一电机60、第二电机70和整车控制器80。

[0023] 其中，第一电机60和第二电机70是相互独立驱动控制的。

[0024] 第一双向逆变充放电式电机控制器40与第一电机60相连以控制第一电机60；

[0025] 第二双向逆变充放电式电机控制器50与第二电机70相连以控制第二电机70；

[0026] 高压配电箱30分别与第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50相连；

[0027] 动力电池组10与高压配电箱30相连以通过高压配电箱30分别给第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50供电；

[0028] 电池管理器20用于检测动力电池组10的电池状态信息，并根据电池状态信息对高压配电箱30进行控制；

[0029] 整车控制器80分别与第一双向逆变充放电式电机控制器40、第二双向逆变充放电式电机控制器50和电池管理器20进行通信，整车控制器80获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式，并根据载荷状态和转向模式对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

[0030] 由此，该系统无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本，并且控制方便简单。此外，通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0031] 在本发明的实施例中，第一电机60可为前驱动桥永磁同步电动机60，第二电机70可为后驱动桥永磁同步电动机70。

[0032] 具体地，整车控制器80在电动飞机牵引车的驱动控制系统的运行过程中与整车通讯，接收整车的载荷状态信息，接收第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50的转弯角度、转弯半径等信息，并综合分析以上信息，下达指令。在整车动力分配的过程中，整车控制器80同时接收第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50的实际转向角度、转弯半径等数据，计算出整车牵引目标所需的扭矩，并给第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50发送驱动指令。并且整车控制器80还参与采集方向盘角度信息，用于计算前驱动桥永磁同步电动机60和后驱动桥永磁同步电动机70传到前后桥再传到各轮边的驱动力。

[0033] 其中，整车控制器80包含两个网络，一个CAN网络与整车通讯，另一个CAN网络与第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50组成一个动力子网。且第一双向逆变充放电式电机控制器40和第二双向逆变充放电式电机控制器50还用于接收整车控制器80的驱动指令，按照整车控制器80的所分配的扭矩进行驱动，并采集驱

动或者制动回馈时的实际所用的扭矩信息发送给整车控制器80。

[0034] 由于当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，只需要一台电动机工作即可，因此，在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，整车控制器80直接向第二电机70分配驱动扭矩。

[0035] 具体地，整车控制器80可在操作者选择的模式(例如，空载或满载)中采集到是牵引目标或不不牵引目标的信号来切换两驱和四驱。以此来减少不必要的能量消耗，从而提高驱动效率。其中，两驱表示后轮驱动，牵引目标可为飞机。

[0036] 在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，整车控制器80直接向第二电机70分配驱动扭矩。在本发明的另一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，如果电动飞机牵引车直行，整车控制器80则计算电动飞机牵引车的重心，并按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配。其中，重心可以根据电动飞机牵引车所牵引的目标在电动飞机牵引车上重量分配比例计算得到。

[0037] 图2是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的3种转向模式的示意图。

[0038] 如图2所示，在本发明的一个实施例中，转向模式包括向心转向模式、蟹形转向模式和前轮转弯模式。

[0039] 其中，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，整车控制器80可根据不同的转向模式计算电动飞机牵引车的重心、电动飞机牵引车的车速转向角和转弯半径。

[0040] 具体地，如果电动飞机牵引车的当前转向模式为向心转向模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器80则按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配；如果电动飞机牵引车的当前转向模式为蟹形转向模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器80则按电动飞机牵引车的重心和转弯半径对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配；如果电动飞机牵引车的当前转向模式为前轮转弯模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器80则按电动飞机牵引车的重心和转弯半径对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配。其中，预设角度可以根据实际情况进行标定，预设角度可以为10°。

[0041] 举例而言，假设电动飞机牵引车的速度小于等于30Km/h，处于低速条件(电动飞机牵引车要求最高时速能达到30km/h)。

[0042] 根据瞬心定理：$\frac{V}{R}=\frac{V_1}{R_1}=\frac{V_2}{R_2}=\frac{V_3}{R_3}=\frac{V_4}{R_4}$ 其中V为质心速度，R为转弯半径，V1和V2为前轮的速度，V3和V4为后轮的速度，R1和R2为前轮的转弯半径，R3和R4为后轮的转弯半径。并且在本发明的实施例中，扭矩和速度的关系约等于$V\propto T$，因此得出，扭矩分配系数 $K=\frac{T_1}{R_1}=\frac{T_2}{R_2}=\frac{T_3}{R_3}=\frac{T_4}{R_4}$。并且在转弯时，前后扭矩分配比为$\frac{R_1+R_2}{R_3+R_4}$，其中，$R_1$和$R_2$为前轮转向半径，$R_3$和$R_4$为后轮转向半径。

[0043] 在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车启动时，整车控制器80按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配；当车速转向角小于或等于

预设角度，如10°时，整车控制器80按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配。

[0044] 可以理解的是，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，电动飞机牵引车启动，整车控制器80会按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配。当电动飞机牵引车以低速转向运行且车速转向角小于等于预设角度，如10°时，无论电动飞机牵引车以哪种转向模式运行，整车控制器80都会按电动飞机牵引车的重心对第一电机60和第二电机70的驱动扭矩进行分配。

[0045] 进一步地，以电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，按重心和转弯半径分配扭矩为例。

[0046] 假设电动牵引车的驱动控制系统给出的总扭矩为100N.m，前后载荷比(重心比)为4:6，转弯时，前后转弯半径比为1.2:1。根据本发明实施例得：

[0047] 前轮分配的扭矩 $M_1=\frac{100*(\frac{4}{10}+\frac{1.2}{2.2})}{2}=47.28N.m$

[0048] 后轮分配的扭矩 $M_2=\frac{100*(\frac{6}{10}+\frac{1}{2.2})}{2}=52.72N.m$

[0049] 图3是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统的动力传动简图。如图4所示，整车控制器可以是一个用于整车动力分配的低压控制器，整车控制器可通过接收加速踏板的信号、档位信号、方向盘转角信号、电池组信息等计算出牵引目标所需的电动机的总功率和牵引目标的总扭矩，并将功率及扭矩分配给第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器。第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器在接收到整车控制器的功率及扭矩分配信号后执行动作(牵引目标)。整车控制器还可用于两驱和四驱的切换控制，在本发明中为达到使用功能要求，当电动飞机牵引车进行牵引目标时，两台电动动机同时工作。不牵引目标行驶时，只需后桥的一台电动机工作，整车控制器可在操作者选择的模式(例如，空载或满载)中采集到是牵引目标或不牵引目标的信号来切换两驱和四驱。

[0050] 进一步地，如图4所示，电动飞机牵引车的驱动控制系统的控制过程包括以下步骤：

[0051] B501，车辆启动。

[0052] B502，判断操作者选择的是哪种转向模式，因为不同的转向模式对应不同的程序执行方式，判断完成后执行步骤B503。

[0053] B503，判断车辆是否有转向意图，如果否，返回步骤B502，如果是，执行步骤B504。

[0054] B504，计算转动的角度及转动方向，如果有转向，可计算得转弯半径。

[0055] B505，计算瞬心到车的直线距离。

[0056] B506，根据转弯半径，计算前轴和后轴上的车速比。

[0057] B507，通过加速踏板深度信号计算目标电动机转速和扭矩。

[0058] B508，计算前后轴上目标电动机的功率需求。

[0059] 在本发明的实施例中，电动飞机牵引车的驱动控制系统，用控制扭矩的方式来实

现轴间差速的四轮转向驱动，能够有效的解决前后桥独立驱动的电动飞机牵引车的轴间差速。

[0060] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统，整车控制器可获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式，并根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该系统无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0061] 为了实现上述实施例，本发明还提出一种电动飞机牵引车。

[0062] 本发明实施例的电动飞机牵引车包括本发明上述任一实施例的电动飞机牵引车的驱动控制系统。

[0063] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车，可通过整车控制器获取电动飞机牵引车的载荷状态和电动飞机牵引车的转向模式，并根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该系统无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而额获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0064] 为了实现上述实施例，本发明还提出一种电动飞机牵引车的驱动控制方法。

[0065] 图5是根据本发明一个实施例的电动飞机牵引车的驱动控制方法的流程图。如图5所示，该电动飞机牵引车的驱动控制方法包括：

[0066] S101，获取电动飞机牵引车的载荷状态，并获取电动飞机牵引车的转向模式。

[0067] 具体地，载荷状态可为空载状态或满载状态。在本发明的一个实施例中，如图2所示，转向模式包括向心转向模式、蟹形转向模式和前轮转弯模式。

[0068] 其中，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，整车控制器可计算电动飞机牵引车的重心、电动飞机牵引车的车速转向角和转弯半径。

[0069] 具体地，如果电动飞机牵引车的当前转向模式为向心转向模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器则按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配；如果电动飞机牵引车的当前转向模式为蟹形转向模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器则按电动飞机牵引车的重心和转弯半径对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配；如果电动飞机牵引车的当前转向模式为前轮转弯模式且车速转向角大于预设角度，整车控制器则按电动飞机牵引车的重心和转弯半径对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配。其中，预设角度可以根据实际情况进行标定，预设角度可以为10°。

[0070] S102，根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。

[0071] 在本发明的实施例中，第一电机可为前驱动桥永磁同步电动机，第二电机可为后驱动桥永磁同步电动机。

[0072] 具体地，整车控制器在电动飞机牵引车的驱动控制系统的运行过程中与整车通

讯，接收整车的载荷状态信息，接收第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器的转弯角度、转弯半径等信息，并综合分析以上信息，下达指令。且在整车动力分配的过程中，整车控制器同时接收第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器的实际转向角度、转弯半径等数据，计算出整车牵引目标所需的扭矩，并给第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器发送驱动指令。并且整车控制器还参与采集方向盘角度信息，用于计算前驱动桥永磁同步电动机和后驱动桥永磁同步电动机传到前后桥再传到各轮边的驱动力。

[0073] 其中，整车控制器包含两个网络，一个CAN网络与整车通讯，另一个CAN网络与第一双向逆变充放电式电机控制器，第二双向逆变充放电式电机控制器组成一个动力子网。且第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器还用于接收整车控制器的驱动指令，按照整车控制器的所分配的扭矩进行驱动，并采集驱动或者制动回馈时的实际所用的扭矩信息发送给整车控制器。

[0074] 由于当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，只需要一台电动机工作即可，因此，在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，整车控制器直接向第二电机分配驱动扭矩。

[0075] 具体地，整车控制器可在操作者选择的模式(例如，空载或满载)中采集到是牵引目标或不不牵引目标的信号来切换两驱和四驱。以此来减少不必要的能量消耗，从而提高驱动效率。其中，两驱表示后轮驱动，目标可为飞机。

[0076] 在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为空载状态时，整车控制器直接向第二电机分配驱动扭矩。在本发明的另一个实施例中，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，如果电动飞机牵引车直行，整车控制器则计算电动飞机牵引车的重心，并按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配。其中，重心可以根据电动飞机牵引车所牵引的目标在电动飞机牵引车上重量分配比例计算得到。

[0077] 举例而言，假设电动飞机牵引车的速度小于等于30Km/h,处于低速条件(电动飞机牵引车要求最高时速能达到30km/h)。

[0078] 根据瞬心定理：$\frac{V}{R}=\frac{V_1}{R_1}=\frac{V_2}{R_2}=\frac{V_3}{R_3}=\frac{V_4}{R_4}$ 其中V为质心速度，R为转弯半径，V1和V2为前轮的速度，V3和V4为后轮的速度，R1和R2为前轮的转弯半径，R3和R4为后轮的转弯半径。并且在本发明的实施例中，扭矩和速度的关系约等于$V\propto T$，因此得出，扭矩分配系数 $K=\frac{T_1}{R_1}=\frac{T_2}{R_2}=\frac{T_3}{R_3}=\frac{T_4}{R_4}$。并且在转弯时，前后扭矩分配比为 $\frac{R_1+R_2}{R_3+R_4}$，其中，R_1和R_2为前轮转向半径，R_3和R_4为后轮转向半径。

[0079] 在本发明的一个实施例中，当电动飞机牵引车启动时，整车控制器按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配；当车速转向角小于或等于预设角度，如10°时，整车控制器按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配。

[0080] 可以理解的是，当电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，电动飞机牵引车启动，整车控制器会按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配。

当电动飞机牵引车以低速转向运行且车速转向角小于等于预设角度，如10°时，无论电动飞机牵引车以哪种转向模式运行，整车控制器都会按电动飞机牵引车的重心对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配。进一步地，以电动飞机牵引车的载荷状态为满载状态时，按重心和转弯半径分配扭矩为例。

[0081] 假设电动牵引车的驱动控制系统给出的总扭矩为100N.m，前后载荷比(重心比)为4:6，转弯时，前后转弯半径比为1.2:1。根据本发明实施例得：

[0082] 前轮分配的扭矩 $M_1=\frac{100*(\frac{4}{10}+\frac{1.2}{2.2})}{2}=47.28N.m$

[0083] 后轮分配的扭矩 $M_2=\frac{100*(\frac{6}{10}+\frac{1}{2.2})}{2}=52.72N.m$

[0084] 在本发明的实施例中，整车控制器可以是一个用于整车动力分配的低压控制器，整车控制器可通过接收加速踏板的信号、档位信号、方向盘转角信号、电池组信息等计算出牵引目标所需的电动机的总功率和牵引目标的总扭矩，并将功率及扭矩分配给第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器。第一双向逆变充放电式电机控制器和第二双向逆变充放电式电机控制器在接收到整车控制器的功率及扭矩分配信号后执行动作(牵引目标)。整车控制器还可用于两驱和四驱的切换控制，在本发明中为达到使用功能要求，当电动飞机牵引车进行牵引目标时，两台电动动机同时工作。不牵引目标行驶时，只需后桥的一台电动机工作，整车控制器可在操作者选择的模式(例如，空载或满载)中采集到是牵引目标或不牵引目标的信号来切换两驱和四驱。进一步地，电动飞机牵引车的驱动控制方法的控制过程如图3所示。

[0085] 根据本发明实施例的电动飞机牵引车的驱动控制方法，通过获取电动飞机牵引车的载荷状态，并获取电动飞机牵引车的转向模式，然后根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制。由此，该方法无需机械式差速器就可以实现前后轴间差速的四轮驱动控制，既节省了安装空间，又降低了成本并且控制方便简单。通过第一电机和第二电机的独立控制并及时调整电机扭矩的大小，可以提高驱动效率，且能更有效的发挥轮胎的牵引力和转向力，从而获得较高的稳定性和行车安全性，进而提高了电动飞机牵引车的可靠性。

[0086] 在本发明的描述中，需要理解的是，术语“中心”、“纵向”、“横向”、“长度”、“宽度”、“厚度”、“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”“内”、“外”、“顺时针”、“逆时针”、“轴向”、“径向”、“周向”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系，仅是为了便于描述本发明和简化描述，而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作，因此不能理解为对本发明的限制。

[0087] 此外，术语“第一”、“第二”仅用于描述目的，而不能理解为指示或暗示相对重要性或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此，限定有“第一”、“第二”的特征可以明示或者隐含地包括至少一个该特征。在本发明的描述中，“多个”的含义是至少两个，例如两个，三个等，除非另有明确具体的限定。

[0088] 在本发明中，除非另有明确的规定和限定，术语“安装”、“相连”、“连接”、“固定”等

术语应做广义理解，例如，可以是固定连接，也可以是可拆卸连接，或成一体；可以是机械连接，也可以是电连接；可以是直接相连，也可以通过中间媒介间接相连，可以是两个元件内部的连通或两个元件的相互作用关系，除非另有明确的限定。对于本领域的普通技术人员而言，可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0089] 在本发明中，除非另有明确的规定和限定，第一特征在第二特征“上”或“下”可以是第一和第二特征直接接触，或第一和第二特征通过中间媒介间接接触。而且，第一特征在第二特征“之上”、“上方”和“上面”可是第一特征在第二特征正上方或斜上方，或仅仅表示第一特征水平高度高于第二特征。第一特征在第二特征“之下”、“下方”和“下面”可以是第一特征在第二特征正下方或斜下方，或仅仅表示第一特征水平高度小于第二特征。

[0090] 在本说明书的描述中，参考术语“一个实施例”、“一些实施例”、“示例”、“具体示例”、或“一些示例”等的描述意指结合该实施例或示例描述的具体特征、结构、材料或者特点包含于本发明的至少一个实施例或示例中。在本说明书中，对上述术语的示意性表述不必须针对的是相同的实施例或示例。而且，描述的具体特征、结构、材料或者特点可以在任一个或多个实施例或示例中以合适的方式结合。此外，在不相互矛盾的情况下，本领域的技术人员可以将本说明书中描述的不同实施例或示例以及不同实施例或示例的特征进行结合和组合。

[0091] 尽管上面已经示出和描述了本发明的实施例，可以理解的是，上述实施例是示例性的，不能理解为对本发明的限制，本领域的普通技术人员在本发明的范围内可以对上述实施例进行变化、修改、替换和变型。

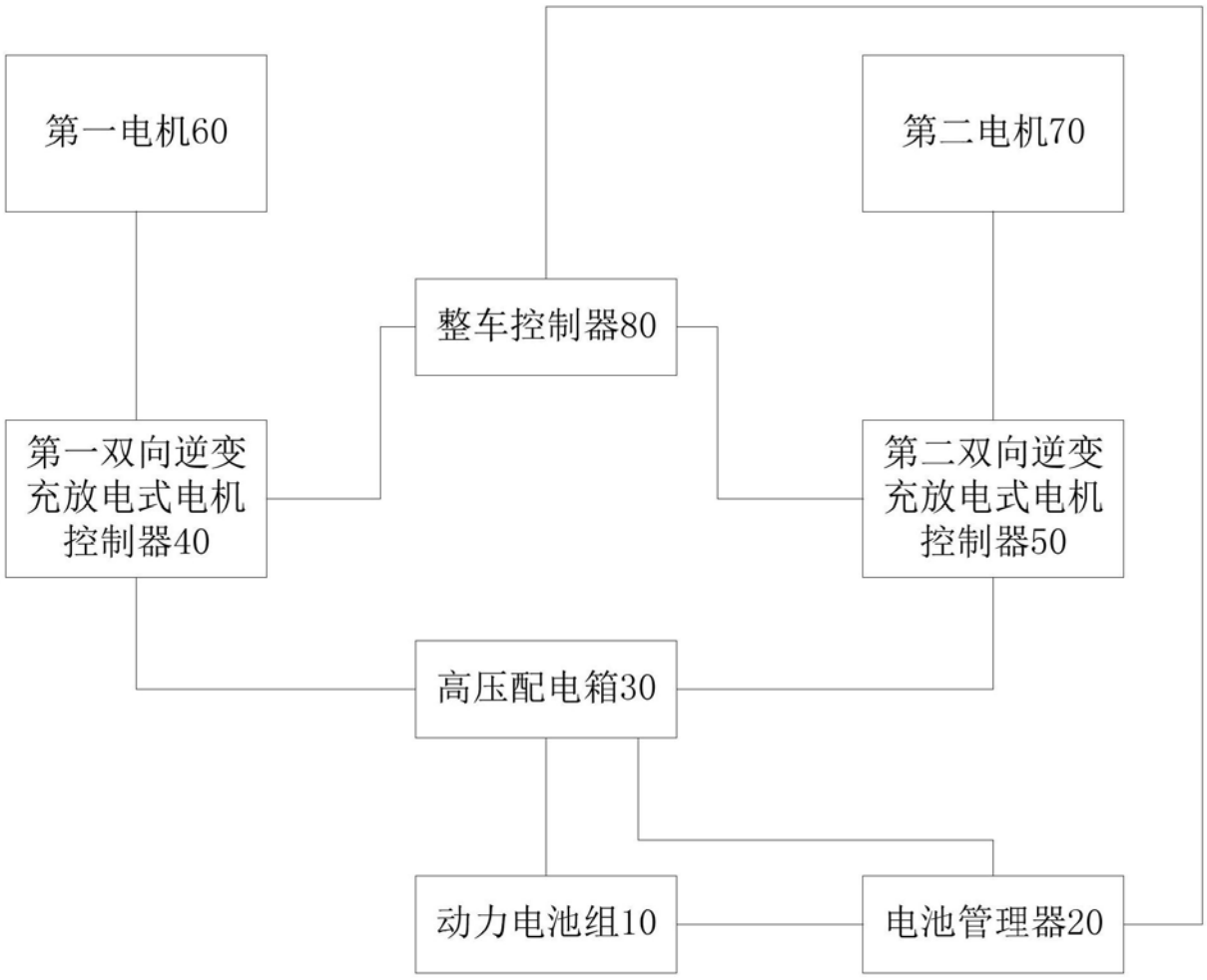

第一电机60
第二电机70
整车控制器80
第一双向逆变充放电式电机控制器40
第二双向逆变充放电式电机控制器50
高压配电箱30
动力电池组10
电池管理器20

图1

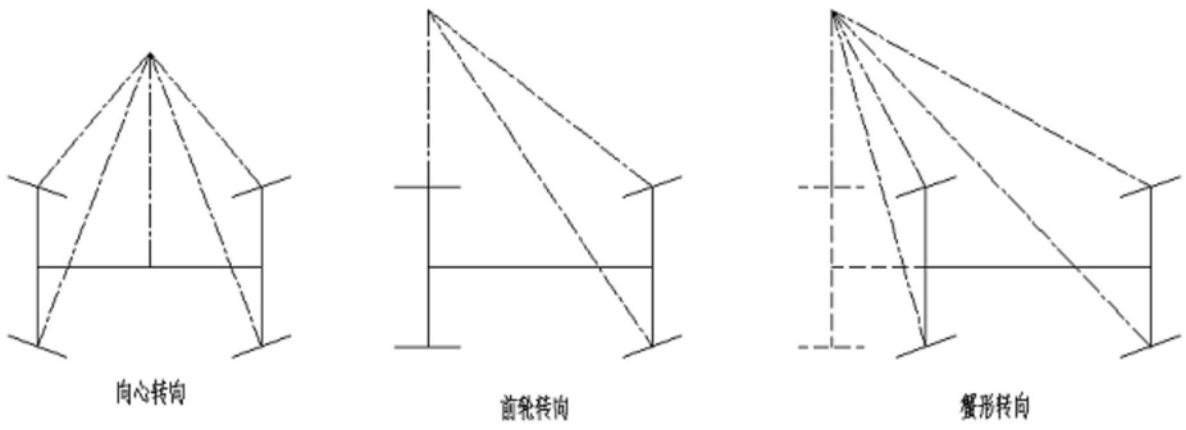

向心转向
前轮转向
蟹形转向

图2

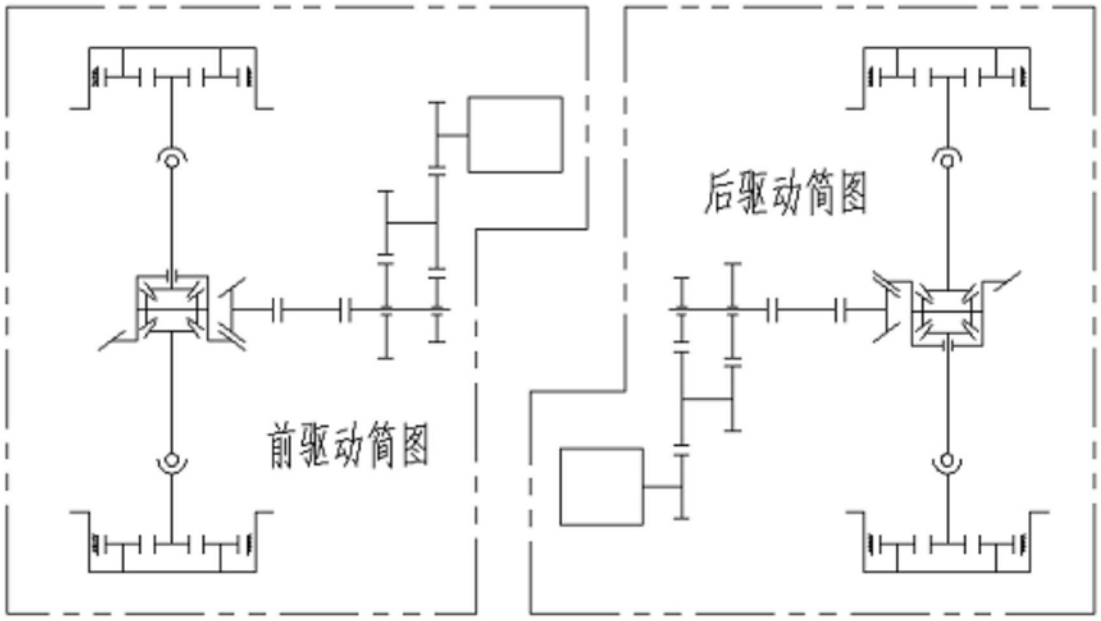


图3

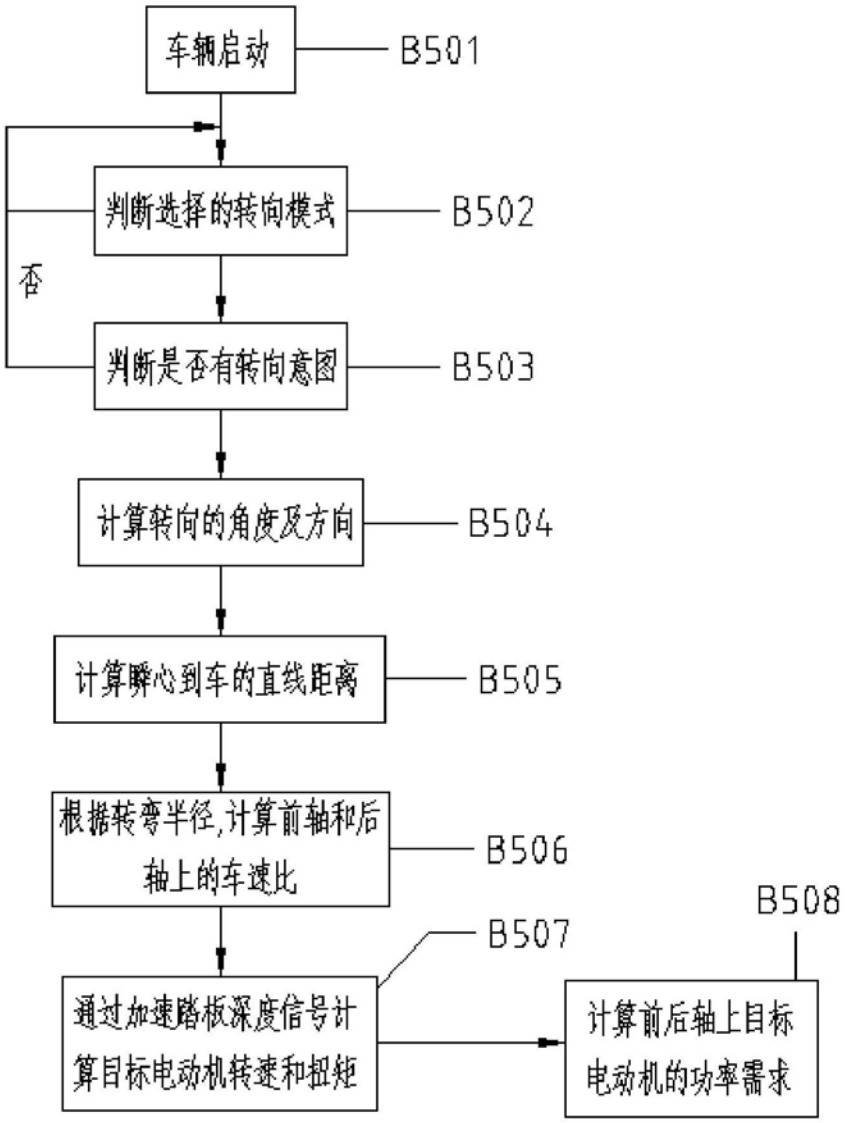

车辆启动
B501
判断选择的转向模式
B502
否
判断是否有转向意图
B503
计算转向的角度及方向
B504
计算瞬心到车的直线距离
B505
根据转弯半径,计算前轴和后轴上的车速比
B506
B507
通过加速踏板深度信号计算目标电动机转速和扭矩
B508
计算前后轴上目标电动机的功率需求

图4

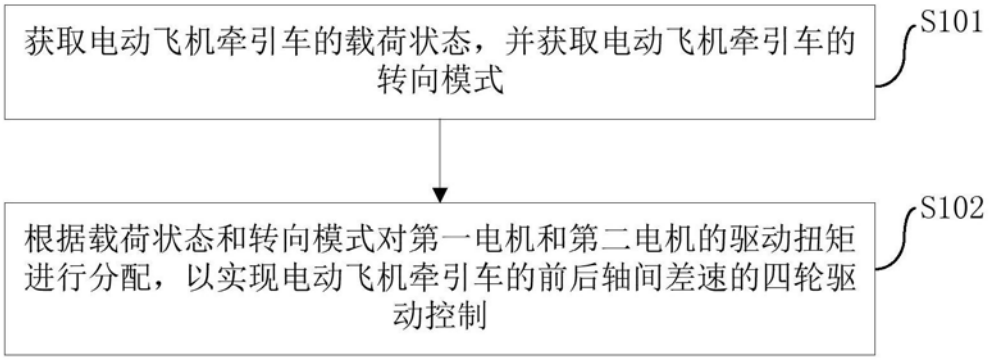

获取电动飞机牵引车的载荷状态，并获取电动飞机牵引车的转向模式
S101
根据载荷状态和转向模式对第一电机和第二电机的驱动扭矩进行分配，以实现电动飞机牵引车的前后轴间差速的四轮驱动控制
S102

图5