

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

B60T 13/66 (2006.01)

B60T 13/74 (2006.01)



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200780047624.7

[43] 公开日 2009 年 10 月 28 日

[11] 公开号 CN 101568458A

[22] 申请日 2007.12.20

[21] 申请号 200780047624.7

[30] 优先权

[32] 2006.12.21 [33] US [31] 11/614,953

[86] 国际申请 PCT/US2007/088461 2007.12.20

[87] 国际公布 WO2008/080026 英 2008.7.3

[85] 进入国家阶段日期 2009.6.22

[71] 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

[72] 发明人 埃里克·戈多

[74] 专利代理机构 北京市柳沈律师事务所

代理人 史新宏

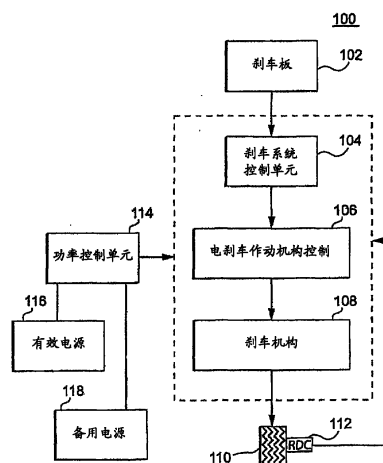
权利要求书 3 页 说明书 11 页 附图 2 页

[54] 发明名称

飞行器全电刹车系统的降低功率模式

[57] 摘要

此处所述的用于飞行器的全电刹车系统能够以正常全功率模式、低功率模式和睡眠模式操作。该全功率模式由飞行器的有效电源支持，而低功率模式和睡眠模式由飞行器的备用电源（例如电池）支持。低功率模式响应于不需要全制动性能的某些条件或操作状态的检测而被激活。例如，关于牵引操作和停留刹车调节操作，可以利用低功率模式。睡眠模式响应于缺少刹车命令达一段延长时间而被激活。在低功率模式和睡眠模式期间调节、控制或者调整全电刹车系统的各种参数和/或设置，以便相对于全功率模式实现降低的功耗。



1. 一种以不同的功耗模式操作全电刹车系统的方法，所述方法包括：

以全功率模式操作所述全电刹车系统，所述全功率模式对应于第一最大制动性能能力；

检测触发所述全电刹车系统的降低功率模式的条件；

从所述全功率模式切换到所述降低功率模式；和

在所述降低功率模式中，以低功率模式操作所述全电刹车系统，所述低功率模式对应于比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

2. 如权利要求 1 的方法，还包括：

当以所述全功率模式操作所述全电刹车系统时，对所述全电刹车系统的控制信号消息维持较高速度的数据通信协议；和

当以所述低功率模式操作所述全电刹车系统时，对所述全电刹车系统的控制信号消息维持较低速度的数据通信协议。

3. 如权利要求 1 的方法，其中以所述全功率模式操作所述全电刹车系统依赖于有效电源。

4. 如权利要求 1 的方法，其中以所述低功率模式操作所述全电刹车系统依赖于备用电源。

5. 如权利要求 1 的方法，还包括：

检测触发所述全电刹车系统的睡眠模式的睡眠模式条件；

响应于所述睡眠模式条件的检测，切换到所述睡眠模式；和

以所述睡眠模式操作所述全电刹车系统。

6. 如权利要求 5 的方法，其中以所述睡眠模式操作所述全电刹车系统依赖于来自备用电源的静止功耗。

7. 如权利要求 1 的方法，其中检测触发所述降低功率模式的条件包括：从功率控制单元接收备用电源消息。

8. 如权利要求 1 的方法，其中检测触发所述降低功率模式的条件包括：确定功率控制单元无效了至少一段阈值时间。

9. 如权利要求 1 的方法, 检测触发所述降低功率模式的条件包括: 确定电力作动机构控制已经失去数据通信至少一段阈值时间。

10. 一种以不同的功耗模式操作全电刹车系统的方法, 所述方法包括:

确定何时不需要全制动性能, 其中全制动性能对应于第一最大制动性能能力; 和

如果不需要全制动性能, 则以低功率模式操作所述全电刹车系统, 所述低功率模式对应于比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

11. 如权利要求 10 的方法, 还包括: 响应于睡眠模式条件的检测, 以睡眠模式操作所述全电刹车系统, 其中睡眠模式下的功耗少于低功率模式下的功耗。

12. 如权利要求 11 的方法, 还包括:

在以睡眠模式操作时, 接收刹车命令; 和

响应于所述刹车命令, 切换到对应于所述第一最大制动性能能力的全功率模式。

13. 如权利要求 11 的方法, 还包括:

在以睡眠模式操作时, 接收刹车命令; 和

响应于所述刹车命令, 切换到低功率模式。

14. 如权利要求 10 的方法, 还包括: 在牵引操作期间, 激活所述低功率模式。

15. 如权利要求 10 的方法, 还包括: 在停留刹车夹紧操作期间, 激活所述低功率模式。

16. 如权利要求 10 的方法, 还包括: 改变所述全电刹车系统的数据通信协议, 以便适应所述低功率模式。

17. 如权利要求 16 的方法, 其中改变数据通信协议包括: 改变所述电力刹车系统传输控制信号消息的频率。

18. 一种全电刹车系统, 所述全电刹车系统包括:

刹车机构; 和

耦接到所述刹车机构的刹车控制结构, 所述刹车控制结构包括处

理逻辑部件，该处理逻辑部件被配置成：

以全功率模式控制所述全电刹车系统的操作，在所述全功率模式期间，所述刹车机构具有第一最大制动性能能力；

一旦检测到触发条件，从所述全功率模式切换到低功率模式；和

以低功率模式控制所述全电刹车系统的操作，在所述低功率模式期间，所述刹车机构具有比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

19. 如权利要求 18 的全电刹车系统，其中所述刹车控制结构的处理逻辑部件被配置成：

检测触发所述全电刹车系统的睡眠模式的睡眠模式条件；和

之后以所述睡眠模式控制所述全电刹车系统的操作，其中睡眠模式下的全电刹车系统的功耗低于低功率模式下的全电刹车系统的功耗。

20. 如权利要求 18 的全电刹车系统，其中所述刹车控制结构的处理逻辑部件被配置成改变所述全电刹车系统的数据通信协议，以便适应所述低功率模式。

飞行器全电刹车系统的降低功率模式

技术领域

本发明的实施例通常涉及飞行器的全电刹车系统 (electric brake system)。更具体地, 本发明的实施例涉及一种提供用于全电刹车系统的功耗降低模式的刹车控制 (brake control) 方案。

背景技术

在普通操作条件下, 飞行器的全电刹车系统依赖于有效电源 (active power source), 例如通过一个或多个飞行器引擎驱动电源。这种有效电源能够提供足够的能量来驱动飞行器上的电刹车作动机构 (electric brake actuator), 而该电刹车作动机构可能需要相对高的驱动功率。然而, 存在飞行器依赖备用电源的某些状况。例如, 飞行器在牵引、维护或者停留刹车 (parking brake) 调节操作期间可能利用电池 (当飞行器引擎不运行时)。电池的重量和尺寸由飞行器的备用功耗需求规定, 因此飞行器设计者通常致力于减少这些需求。

飞行器不必总是利用它的全制动 (full braking) 性能能力。例如, 在牵引操作和停留刹车调节操作期间通常不需要全制动性能, 因为飞行器以非常低的速度行进或者它是静止不动的。尽管在这些操作期间不需要全制动力, 但是全电刹车系统仍可能通过维持它的全制动能力而消耗大量的功率。

发明内容

此处描述的技术和科技控制飞行器的全电刹车系统的操作, 以便当不需要全制动性能时减少备用电源 (例如电池) 的放电。飞行器的全电刹车系统被控制在低功率模式下操作, 以便在牵引和停留刹车夹紧 (cinching) 操作期间减少电池的消耗。而且, 在缺少刹车命令的情况下, 飞行器的全电刹车系统被控制在睡眠模式。

本发明的上面和其它特征可以在一个实施例中通过一种以不同的功耗模式操作飞行器的全电刹车系统的方法来实现。所述方法包括: 以全功率模式操作所述全电刹车系统, 所述全功率模式对应于第一最大制动性能能力; 检

测触发所述全电刹车系统的降低功率模式的条件；从所述全功率模式切换到所述降低功率模式；和在所述降低功率模式中，以低功率模式操作所述全电刹车系统，所述低功率模式对应于比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

本发明的上面和其它特征可以在另一个实施例中通过一种以不同的功耗模式操作飞行器的全电刹车系统的方法来实现。所述方法包括：确定何时不需要全制动性能，其中全制动性能对应于第一最大制动性能能力；和如果不需要全制动性能，则以低功率模式操作所述全电刹车系统，所述低功率模式对应于比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

本发明的上面和其它特征可以在另一个实施例中通过一种飞行器的全电刹车系统来实现。所述全电刹车系统包括刹车机构和耦接到所述刹车机构的刹车控制结构。所述刹车控制结构包括处理逻辑部件，该处理逻辑部件被配置成：以全功率模式控制所述全电刹车系统的操作，在所述全功率模式期间，所述刹车机构具有第一最大制动性能能力；一旦检测到触发条件，从所述全功率模式切换到低功率模式；和以低功率模式控制所述全电刹车系统的操作，在所述低功率模式期间，所述刹车机构具有比所述第一最大制动性能能力低的第二最大制动性能能力。

所述概述被提供来以简化形式介绍在详细描述中的下面进一步描述中的概念的选择。所述概述并不意欲识别要求保护的主题的关键特征或重要特征，也不意欲被用作来辅助确定要求保护的主题的范畴。

附图说明

通过参考结合下列附图考虑的详细描述和权利要求书，能够获得对本发明的更完整理解，在整个附图中，类似的附图标记指向类似的元件：

图 1 是适于飞行器使用的全电刹车系统的一部分的简化示意表示图；和图 2 是图示适于飞行器的全电刹车系统使用的功率控制处理的流程图。

具体实施方式

下面的详细描述实际上仅仅是图示性的，并不意欲限制本发明的实施例或者所述实施例的应用和使用。而且，往往不受前面技术领域、背景技术、发明内容或者下面详细描述中所展示的任何表达的或者暗示的理论的限制。

这里可以鉴于功能和/或逻辑块组件和各种处理步骤来描述本发明的实施例。应当理解，所述块组件可以通过被配置来执行特定功能的任意数目的硬件、软件、和/或固件组件来实现。例如，本发明的实施例可以采用各种集成电路组件，例如，存储器元件、数字信号处理元件、逻辑元件、查找表等，它们可以在一个或多个微处理器或其它控制器件的控制下执行种种功能。另外，本领域的普通技术人员将会理解，本发明的实施例可以结合各种不同的飞行器刹车系统和飞行器配置来实践，并且此处描述的系统仅仅是本发明的一个示例实施例。

为了简洁原因，此处可以不详细描述与信号处理、飞行器刹车系统、刹车系统控制和系统的其它功能方面（和系统的各个操作组件）相关的传统技术和组件。而且，此处包含的各个附图中所示的连接线往往表示各个元件之间的示例功能关系和/或物理耦接。应当注意，许多替换性或附加的功能关系或物理连接可以呈现于本发明的实施例中。

下面的描述提及被“连接”或“耦接”在一起的元件或节点或特征。如此处所使用的，除非相反地明确记载，“连接”是指一个元件/节点/特征直接连接到（或者直接与...通信）另一个元件/节点/特征，并且不必是机械地。类似地，除非相反地明确记载，“耦接”是指一个元件/节点/特征直接或间接地连接到（或者直接或间接地与...通信）另一个元件/节点/特征，并且不必是机械地。因此，尽管图 1 中所示的示意图描绘了元件的一个示例结构，但是在本发明的实施例中可以存在附加介入元件、器件、特征或组件。

图 1 是适于飞行器（未示出）使用的全电刹车系统 100 的一部分的简化示意表示图。全电刹车系统 100 包括：刹车板（brake pedal）102、耦接到该刹车板 102 的刹车系统控制单元（BSCU）104、耦接到 BSCU 104 的电刹车作动机构控制（EBAC）106、和耦接到 EBAC 106 的刹车机构 108。刹车机构 108 对应于飞行器的至少一个轮（wheel）110。全电刹车系统 100 也可以包括耦接到轮 110 的轴装远程数据集中器（RDC）112。简言之，BSCU 104 对刹车板 102 的操纵做出反应，并且生成由 EBAC 106 接收的控制信号。接着，EBAC 106 生成由刹车机构 108 接收的刹车机构控制信号。接着，刹车机构 108 致动以减缓轮 110 的旋转。下面将更详细地描述这些特征和组件。

全电刹车系统 100 可应用于飞行器的任意数目的电力制动配置，并且为了描述简单，以简化的方式来描述全电刹车系统 100。全电刹车系统 100 的

实施例可以包括左子系统结构和右子系统结构，其中术语“左”和“右”分别是指飞行器的左舷和右舷。实际上，该两个子系统结构能够以下面描述的方式独立地控制。在这点上，所采用的全电刹车系统 100 的实施例可以包括左刹车板、右刹车板、左 BSCU、右 BSCU、耦接到左 BSCU 并由该左 BSCU 控制的任意数目的左 EBAC、耦接到右 BSCU 并由该右 BSCU 控制的任意数目的右 EBAC、每个轮（或者每组轮）的刹车机构、和每个轮（或者每组轮）的 RDC。在操作中，全电刹车系统能够对于飞行器的每个轮独立地生成并应用刹车作动机构控制信号或者对于任意组轮同时生成并应用刹车作动机构控制信号。

刹车板 102 被配置成提供输入到全电刹车系统 100 的导航信号（pilot）。该导航信号物理地操纵刹车板 102，从而导致刹车板 102 的偏转或运动（例如，一些形式的物理输入）。该物理偏转通过硬件伺服或等效组件从它的自然位置来测量，通过换能器或等效组件被转换为 BSCU 导航命令控制信号，并且被发送到 BSCU 104。BSCU 导航命令控制信号可以传送可以包括或指示刹车板 102 的偏转位置的刹车板传感器数据、刹车板 102 的偏转率、刹车机构 108 的期望刹车条件等等。

全电刹车系统 100 的一个实施例可以使用任意数目的 BSCU 104。为了描述简单，该示例仅包括一个 BSCU 104。BSCU 104 是电力控制单元，其具有嵌入式软件，用于数字地计算表示刹车命令的 EBAC 控制信号。电/软件实现进一步允许制动性能的优化和定制化，并且如果必要，可以尝试给定的飞行器部署。

可以使用被设计来执行此处描述的功能的通用处理器、内容可寻址存储器、数字信号处理器、特定用途集成电路、现场可编程门阵列、任何适当可编程逻辑器件、离散门或晶体管逻辑部件、离散硬件组件、或者它们的组合，来实现或者执行 BSCU 104。处理器可被实现为微处理器、控制器、微控制器或者状态机。处理器也可被实现为计算设备的组合，例如，数字信号处理器和微处理器的组合、多个微处理器、一个或多个微处理器结合数字信号处理器内核、或者任何其它这样的配置。在一个实施例中，BSCU 104 以计算机处理器（例如 PowerPC 555）来实现，其安装软件并且提供用于所述软件的外部接口。

BSCU 104 监控各种飞行器输入，以便提供下列控制功能，例如但不限于：

踏板刹车；停留刹车；自动刹车；和收起落架刹车（gear retract braking）。另外，BSCU 104 混合防滞(antiskid)命令（其可以从 BSCU 104 内部地或者外部地产生），以便提供增强的刹车控制。BSCU 104 获得来自刹车板 102 的导航命令控制信号、以及来自 RDC 112 的轮数据（例如，轮速度、旋转方向、轮胎压力等）。BSCU 104 处理其输入信号并且生成由 EBAC 106 接收的一个或多个 EBAC 控制信号。实际上，BSCU 104 经由数字数据总线将 EBAC 控制信号发送到 EBAC 106。在一般的结构（未示出）中，每个 BSCU 可以生成独立的输出信号以供任意数目的 EBAC 在它的控制下使用。

BSCU 104 可以耦接到一个或多个相关的 EBAC 106。EBAC 106 可以按上面针对 BSCU 104 所述的方式来实现、执行或者实施。在一个实施例中，EBAC 106 以计算机处理器（例如 PowerPC 555）来实现，其安装软件，提供用于该软件的外部接口，并且包括被配置成实施此处所描述的各种 EBAC 操作的适当处理逻辑部件。EBAC 106 获取来自 BSCU 104 的 EBAC 控制信号，处理该 EBAC 控制信号，并且生成用于刹车机构 108 的刹车机构控制信号（刹车作动机构信号，它们通常是高功率信号）。

特别地，BSCU 104 和 EBAC 106 的功能可被组合到单个基于处理器的特征或组件。在这点上，BSCU 104、EBAC 106 或者它们的组合可被考虑为全电刹车系统 100 的刹车控制结构。这样的刹车控制结构包括支持此处描述的刹车控制操作的适当配置的处理逻辑部件、功能性和特征。

轮 110 可以包括相关联的刹车机构 108。EBAC 106 控制刹车机构 108 应用、释放、调制并且另外控制刹车机构 108 的一个或多个组件的作动。在这点上，EBAC 106 响应于 BSCU 104 生成的各个 EBAC 控制信号而生成刹车机构控制信号。刹车机构控制信号可被适当地格式化并且被布置成与飞行器所利用的特定刹车机构 108 兼容。实际上，刹车机构控制信号可被调节来实施防滞（anti-skid）和其它制动操纵。本领域的普通技术人员熟知控制它们的飞行器刹车机构和普通习惯，因此这里不再详细描述公知的各个方面。

全电刹车系统 100 可以包括轮 110 的一个或多个传感器或者可以与轮 110 的一个或多个传感器通信。这些传感器被适当地配置成测量轮 110 的轮数据（轮速度、轮旋转方向、轮胎压力、轮/刹车温度等），其中轮数据可被全电刹车系统 100 利用。RDC 112 通常被配置成接收、测量、检测或者另外获得用于处理和/或传送到全电刹车系统 100 的其它组件的数据。这里，RDC 112

耦接到（或者另外相关于）轮 110，并且 RDC 112 被配置成收集并发送它的轮数据到 BSCU 104。飞行器上的一条或多条数字数据通信总线可被配置成使用任何适当的数据通信协议和任何适当的数据传输方案将轮数据从 RDC 112 通信到 BSCU 104。在替换的实施例 中，RDC 112 可被配置成将轮数据通信到 EBAC 106。在又一实施例中，RDC 112 可被配置成将轮数据（或者其一部分）通信到 BSCU 104 和 EBAC 106 两者。

全电刹车系统 100 可以包括适当配置的功率控制单元或子系统 114 或者与适当配置的功率控制单元或子系统 114 合作。功率控制单元 114 可以耦接到 BSCU 104、EBAC 106、刹车机构 108、和/或全电刹车系统 100 的其它组件。功率控制单元 114 可被配置成按照需要调节、移除或者另外控制到全电刹车系统 100 一个或多个组件的功率，以便实现期望的操作功率模式。功率控制单元 114 也可被配置成监控飞行器功率系统和供给全电刹车系统 100 的功率总线。例如，功率控制单元 114 可耦接到飞行器的有效电源 116 和飞行器的备用电源 118（例如电池）。有效电源 116 可以包括耦接到引擎的发生器和适当配置的交流到直流转换器，例如变压整流单元（TRU）。在这个实施例中，有效电源 116 提供从飞行器引擎生成的功率，而当引擎不运行时，备用电源 118 向飞行器供电。功率控制单元 114 可被适当地配置成从有效电源 116 和/或备用电源 118 提供操作功率给全电刹车系统 100，并且功率控制单元 114 可被配置成以此处更详细描述的方式提供全功率模式、降低功率模式、低功率模式或者睡眠模式。

全电刹车系统 100 可被适当地配置成支持不同的功耗模式。例如，全电刹车系统 100 优选地支持低功率模式和睡眠模式，以便当不需要全制动性能（例如夹紧力（clamping force））时减少功耗。然而，一旦刹车板 102 被偏转，全电刹车系统 100 可以恢复到全功率模式（或者，从睡眠模式切换到低功率模式），这会相应地增加制动性能能力。在某些条件下，全电刹车系统 100 可以进入睡眠模式。这样的操作减少了备用电源 118 的消耗，并且减少了在许多飞行器操作状态期间存在的对于冷却损失必需消耗的功率量。

全电刹车系统 100 可被设计来当检测到某些条件时进入降低功率模式。例如，全电刹车系统 100 可被配置成在检测到下列任一触发条件时从全功率模式切换到降低功率模式：（1）从功率控制单元 114 接收“备用电源”消息；（2）确定功率控制单元 114 无效达至少一段阈值时间；或（3）确定 EBAC 106

已经丢失了从飞行器剩余部分的数据通信达至少一段阈值时间。为了简洁明了，在图 1 中未描绘从 BSCU 104 和 EBAC 106 到飞行器的其它组件的各种通信路径。

在一个实施例中，低功率模式在牵引操作期间和在停留刹车夹紧操作期间将激活。在这两种情况中，不需要高制动性能，或者对全制动性能的短暂延迟是可容忍的。牵引操作可能依赖于飞行器电池达一小时或更长时间，而停留刹车调节操作由于刹车机构 108 的冷却而可以持续达一小时。实际上，飞行器在这些操作期间可能降低功率，因此在刹车装置冷却以及停留刹车被调节的时间期间，电池将提供功率。

系统通信的变化也可被用来减少备用电源 118 的功耗。例如，如果刹车系统控制信号消息每五毫秒被正常地发送并且每五毫秒做出反应，则在低功率模式期间，消息之间的时间可能长得多（在一些实施例中长达一秒），以便最小化确定响应所消耗的功率。而且，全电刹车系统 100 的一些功能可能被禁止，以便进一步降低这些操作期间的功耗。例如，在牵引期间或停留刹车调节期间不需要防滞。

图 2 是图示适于飞行器的全电刹车系统使用的功率控制处理 200 的流程图。结合处理 200 执行的各种任务可以通过软件、硬件、固件、或者它们的组合来执行。为了图示目的，处理 200 的下列描述可以参考上述结合图 1 所述的元件。在本发明的实施例中，处理 200 的一部分可以通过所描述的系统的不同元件例如 BSCU、EBAC、功率控制单元等等来执行。应当理解，处理 200 可以包括任意数目的附加或替换的任务，图 2 中所示的任务不必以图示的顺序执行，并且处理 200 可被合并到更综合的程序或者具有此处未详细描述的任务的附加功能性的处理。

对于该示例，功率控制处理 200 假设飞行器初始地以它的全功率模式操作，在该全功率模式中全电刹车系统具有第一最大制动性能能力（例如 100 % 夹紧力）。换句话说，全功率模式的制动性能表示全电刹车系统的 100 % 制动性能。如果处理 200 检测到触发全电刹车系统的降低功率模式的条件（查询任务 202），则全电刹车系统将从全功率模式切换到降低功率模式。否则，全电刹车系统将继续以全功率模式操作（任务 204）。

功率控制处理 200 可以使用一个或多个测试来检测降低功率模式条件。一个触发条件与“备用电源”消息的接收相关联，该消息指示飞行器目前正

被代替正常有效电源的备用或者替补电源供电。参考图 1，例如，如果功率控制单元 114 生成用于 BSCU 104 和/或 EBAC 106 的“备用电源”消息，则全电刹车系统可以从正常的全功率模式切换到降低功率模式。在飞行器包括两个功率控制单元（一个用于左侧电力刹车子系统结构，一个用于右侧电力刹车子系统结构）的实施例，查询任务 202 可以检测当两个功率控制单元生成用于全电刹车系统的相应“备用电源”消息时的降低功率模式条件。

另一个触发条件与飞行器的一个或多个功率控制单元的无效状态相关联。如此处所使用的，当全电刹车系统未接收到来自功率控制单元的数据或信息时，功率控制单元被认为“无效”。例如，如果全电刹车系统确定功率控制单元无效达至少一段阈值时间，则查询任务 202 可以检测降低功率模式条件。在飞行器包括两个功率控制单元的实施例，如果一个功率控制单元无效而另一个功率控制单元提供如上所述的“备用电源”消息，则查询任务 202 可以检测功率减小条件。可替换地，如果两个功率控制单元被认为无效达至少一段阈值时间，例如两分钟或者任何适当长度的时间，则查询任务 202 可以检测功率减小条件。

又一个触发条件与 EBAC 接收的信息的缺乏相关联。如上所述，EBAC 被电力控制来生成用于电力刹车作动机构的作动机构控制信号。如果由于任何原因 EBAC 已经失去输入数据通信（即，它不再接收控制或命令信号）达至少一段阈值时间，则查询任务 202 可以检测功率减小条件。该段阈值时间例如可以是两分钟或者任何适当长度的时间。

在全功率模式中，全电刹车系统依赖于并且利用飞行器的有效电源，其在飞行器引擎运行时产生操作功率（任务 206）。在全功率模式中，全电刹车系统提供表示 100 % 系统制动潜力的全制动性能能力（任务 208）。对于该实施例，全电刹车系统中的 EBAC 以来自功率控制单元 114 的 130 伏功率信号控制；这些 130 伏功率信号被用来致动相应刹车机构的电机。事实上，以全功率模式操作 EBAC 可以从有效电源产出大约两千瓦。实际上，制动性能在模式之间进行变化，包括但是不限于：夹紧力减少；和导致防滞性能降低的制动频率响应减少。功率与操作速度（电机加速度）和刹车能够夹紧多少（电机转矩）相关，这些对于电机领域的普通技术人员来说是明显的。

在全功率模式中，全电刹车系统也可以维持较高速度的数据通信协议用以控制信号消息的传输（任务 210）。这样的高速数据通信可被期望来在正常

的制动操作期间支持较高帧或者消息率，例如 200 Hz。在一个实施例中，在以全功率模式操作时，全电刹车系统的消息每五毫秒交换一次，以便确保快速的制动系统响应和快速的数据更新。

如果查询任务 202 检测降低功率模式条件，则处理 200 使得全电刹车系统以低功率模式操作（任务 212）。查询任务 202 使得全电刹车系统来确定什么时候不需要全制动性能，并且结果什么时候激活低功率模式。例如，功率控制处理 200 可以在飞行器的牵引操作期间和/或在飞行器的停留刹车夹紧操作期间激活低功率模式。实际上，当电源切换到备用电源时，可以启动低功率模式。

在低功率模式中，全电刹车系统依赖于并且利用飞行器的备用电源，当飞行器引擎不运行时，该备用电源产生操作功率（任务 214）。在低功率模式中，全电刹车系统提供表示小于 100% 系统制动潜力的降低的制动性能能力（任务 216）。换句话说，低功率模式的最大制动性能能力小于全功率模式的最大制动性能能力。在典型的应用中，减小的能力是系统制动夹紧力潜力的大约 60%。为了实现该减少的制动能力，EBAC 可被以限制它们的平均和/或峰值功耗的方式来控制。可替换地（或者另外地），EBAC 可被以增加它们的响应时间的方式来控制。可替换地（或者另外地），全电刹车系统可以利用转矩限制器、测压元件(load cell)、刹车作动机构位置传感器、和/或刹车机构处能够提供表示刹车作动级别的反馈数据的其它组件。响应于所述数据，全电刹车系统可以经由 EBAC 来调节刹车机构的应用。实际上，以低功率模式操作 EBAC 可以从有效电源产出仅几百瓦（与全功率模式中的两千瓦相比）。

在低功率模式中，全电刹车系统也可以维持较低速度的数据通信协议用以控制信号消息的传输（任务 218）。这样的低速度数据通信可被期望来在略微免受数据速率损害的飞行器操作期间支持相对低的帧或消息速率。例如，在低功率模式中，消息之间的延迟相对于全功率模式中的延迟可能长得多（例如，多达 10-100 毫秒）。这导致更少的消息传输，依次导致更少的处理所有消息和致动所述刹车所消耗的功率。实际上，数据通信协议的变化可以通过 BSCU（或者多个 BSCU）来应付。

如果在全电刹车系统处于降低功率模式时功率控制处理 200 检测全功率模式条件（查询任务 220），则全电刹车系统切换回全功率模式。在以降低功率模式操作时，全电刹车系统可以监控其它条件以便确定是否进入睡眠模式。

因此，功率控制处理 200 可被设计来检测任何适当的睡眠模式条件。作为该特征的一个示例，处理 200 可以监控自从发生特定条件（例如刹车命令之间的闲置时间）开始逝去的时间。该闲置时间表示自从接收/处理最后刹车命令开始逝去的时间。在图 2 中，如果触发睡眠模式（查询任务 222），则处理 200 可以继续维持低功率模式，继续监控睡眠模式条件，并且继续监控触发全功率模式的条件。

如果已经满足特定睡眠模式条件，则功率控制处理 200 可以从低功率模式切换到睡眠模式，并且提示全电刹车系统以睡眠模式操作（任务 224）。在睡眠模式中，全电刹车系统仍旧依赖于并且利用飞行器的备用电源。然而，睡眠模式依赖于来自备用电源的静止功耗，其中所述静止功耗小于在低功率模式中发生的降低的功耗。实际上，这种静止功耗表示使得全电刹车系统能够接收、产生数据消息和对数据消息做出响应（全电刹车系统在该模式期间不必做任何动作）的最小功率需求。由于在睡眠模式中未命令刹车，因此全电刹车系统不必维持在需要立即对刹车作动信号做出反应的模式。事实上，在睡眠模式中，全电刹车系统不必提供任何刹车夹紧力。为了实现睡眠模式，EBAC 可被降低电力或者保持在备用功率状态。实际上，以睡眠模式操作 EBAC 可以不从有效电源输出功率（与全功率模式中的两千瓦相比）。

在睡眠模式中，全电刹车系统也可以维持较低速度的数据通信协议用以控制信号消息的传输，如上结合任务 218 所述。为了进一步保存能量，在睡眠模式期间，包括没有从 BSCU 到 EBAC 的通信，可以使用非常低速度的数据通信协议。

如果在全电刹车系统处于睡眠模式时功率控制处理 200 检测全功率模式条件（查询任务 226），则全电刹车系统切换回全功率模式。实际上，全电刹车系统被配置成在相对短的时间周期——典型地小于一秒内转变回全功率模式。如果全电刹车系统以睡眠模式操作时接收刹车命令（查询任务 228），则如果备用电源有效（如图 2 所描绘的），处理 200 可以使得全电刹车系统响应于刹车命令而切换回低功率模式。可替换地，处理 200 可以响应于刹车命令使得全电刹车系统切换回全功率模式。否则，全电刹车系统可以继续以睡眠模式操作，以便保存能量。

尽管在前面详细的描述中展示了至少一个示例实施例，但是应当理解，存在大量的变型。也应当理解，此处描述的示例实施例或实施例不意欲以任

何方式限制本发明的范围、应用或配置。相反，前面详细的描述将向本领域的普通技术人员提供用于实现所描述的实施例的便利的指示图。应当理解，在不背离本发明的范畴的情况下，可以在元件的功能和布置上进行各种变化，本发明的范畴由权利要求限定，所述权利要求包括提交该专利申请时的已知等效物和可预见性的等效物。

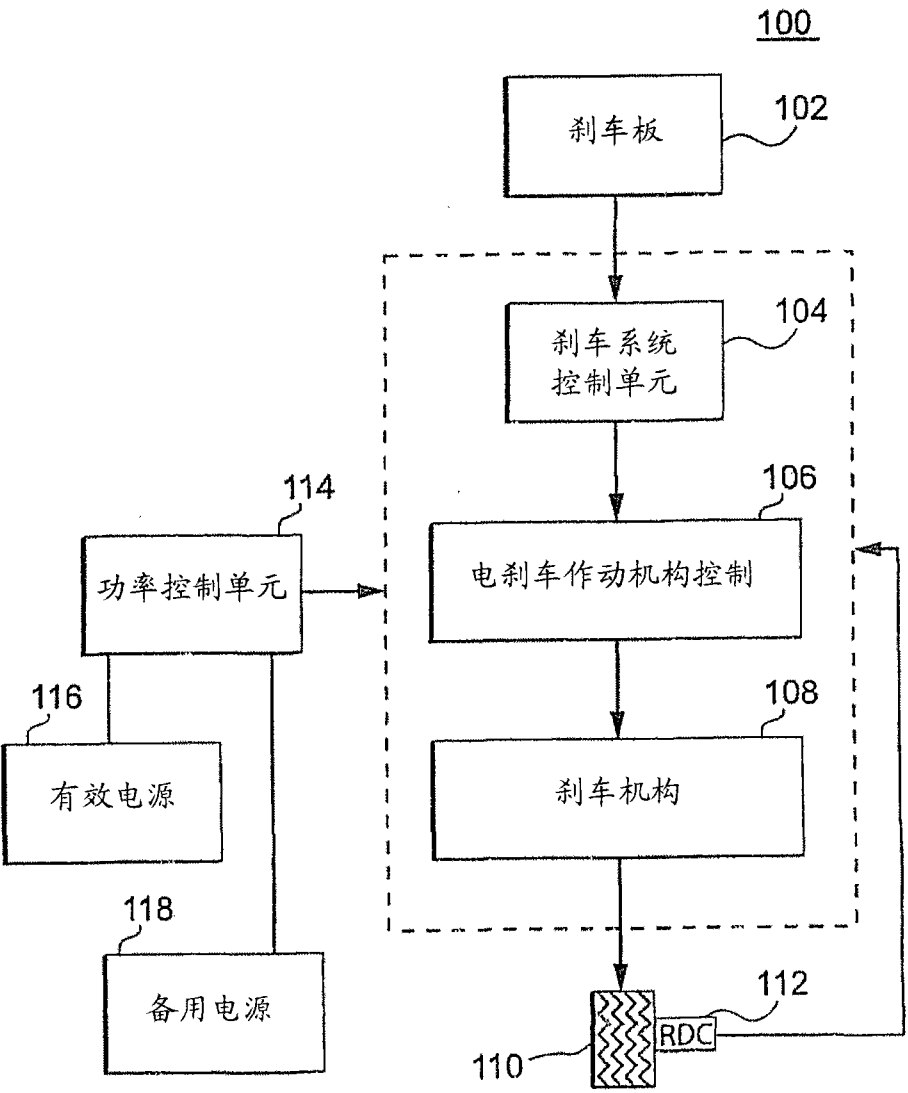


图 1

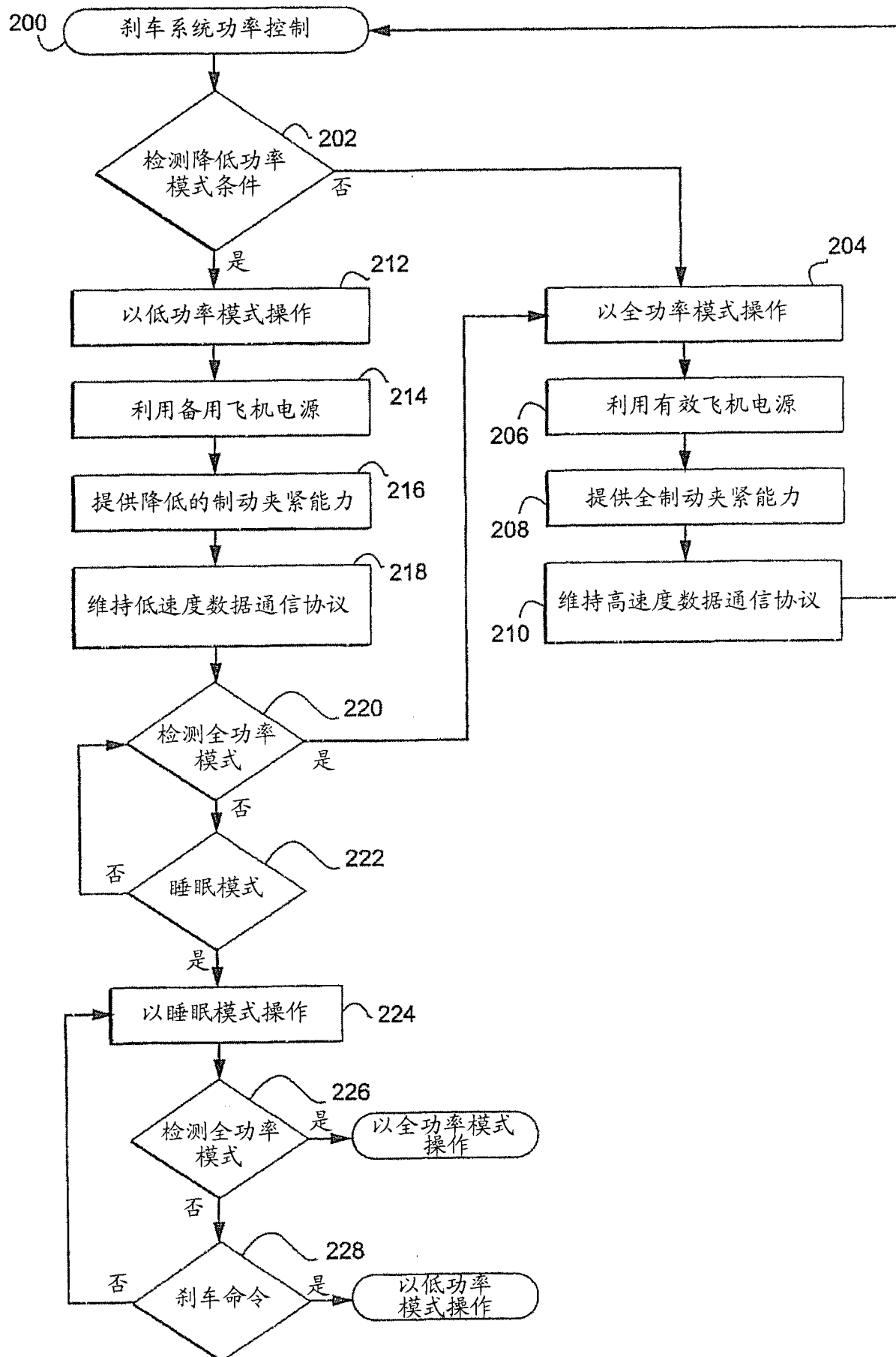


图 2