

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2020年2月20日 (20.02.2020)



(10) 国际公布号
WO 2020/035042 A1

(51) 国际专利分类号:
B64C 19/00 (2006.01) *B64D 27/24* (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2019/100919

(22) 国际申请日: 2019年8月16日 (16.08.2019)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201810939576.2 2018年8月17日 (17.08.2018) CN

(71) 申请人: 深圳市道通智能航空技术有限公司 (AUTEL ROBOTICS CO., LTD.) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。

(72) 发明人: 秦威 (QIN, Wei); 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。

(74) 代理人: 深圳市六加知识产权代理有限公司 (LIUJIA CHINA IP LAW OFFICE); 中国广东省深圳市南山区南海大道4050号上汽大厦207室, Guangdong 518057 (CN)。

(81) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG,

BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, JP, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国(除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:
— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(54) Title: POWER SUPPLY METHOD AND DEVICE FOR AIRCRAFT, FLIGHT CONTROL SYSTEM, AND AIRCRAFT

(54) 发明名称: 飞行器的供电方法、装置、飞行控制系统及飞行器

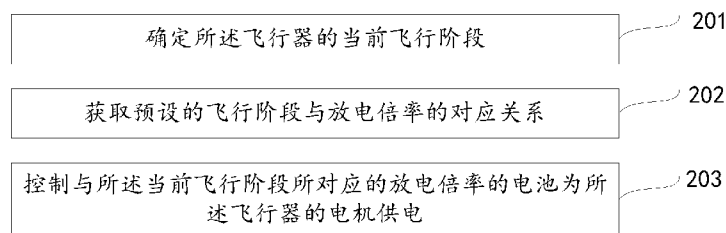


图 2

- 201 Determine the current flight phase of an aircraft
- 202 Acquire the correlation between the preset flight phase and the discharge rate
- 203 Control a battery, of which the discharge rate corresponds to the current flight phase, to supply power to the motor of the aircraft

(57) Abstract: A power supply method and device for an aircraft, a flight control system, and an aircraft. Said method comprises: determining the current flight phase of an aircraft (100); and controlling a battery (20), of which the discharge rate corresponds to the current flight phase, to supply power to the motor (30) of the aircraft (100).

(57) 摘要: 一种飞行器的供电方法、装置、飞行控制系统及飞行器。其中, 方法包括: 确定飞行器(100)的当前飞行阶段; 控制与当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池(20)为飞行器(100)的电机(30)供电。



WO 2020/035042 A1

飞行器的供电方法、装置、飞行控制系统及飞行器

相关申请交叉引用

本申请要求于2018年8月17日申请的、申请号为201810939576.2、申请名称为“飞行器的供电方法、装置、飞行控制系统及飞行器”的中国专利申请的优先权，其全部内容通过引用结合在本申请中。

技术领域

本发明实施例涉及飞行器技术领域，尤其涉及一种飞行器的供电方法、飞行器的供电装置、飞行控制系统，以及具有该飞行控制系统的飞行器。

背景技术

目前飞行器被应用于各个领域，以无人机（Unmanned Aerial Vehicle/Drones, UAV）为例，由于其具有体积小、造价低、使用方便、对作战环境要求低、战场生存能力较强等优点，被广泛应用于警用、城市管理、农业、地质、气象、电力、抢险救灾、视频拍摄等领域。利用飞行器的飞行以完成各种任务，例如完成航拍、巡线、勘测、计量、货物运输等等任务。

在飞行器的实际应用中，通常希望可以尽可能的提高飞行器的飞行时间，以便飞行器可以更好的适用于完成各种飞行任务，如在大范围勘测时，通常需要飞行器飞行较长时间，从而完成的大范围的勘测任务。因此，如何提高飞行器的飞行时间成为需要解决的问题。

发明内容

本发明的主要目的在于提供一种飞行器的供电方法、装置、飞行控制系统及飞行器，可以提高飞行器的飞行时间。

本发明实施例公开了如下技术方案：

为解决上述技术问题，本发明实施例提供了一种飞行器的供电方法，所述方法包括：

确定所述飞行器的当前飞行阶段；

控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

在一些实施例中，在所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电之前，所述方法还包括：

获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系；

所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电，包括：

根据所述预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

在一些实施例中，所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器供电，包括：

当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

其中，所述第二电池与所述第一电池的放电倍率不同。

在一些实施例中，所述第一飞行阶段为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。

在一些实施例中，所述确定所述飞行器的当前飞行阶段，包括：

获取所述飞行器当前的飞行状态参数；

根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。

在一些实施例中，所述方法还包括：

接收至少一种放电倍率的电池的电力。

在一些实施例中，所述至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池；

所述接收至少一种放电倍率的电池的电力，包括：

接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。

为解决上述技术问题，本发明实施例还提供了一种飞行器的供电装置，所述装置包括：

飞行阶段确定模块，用于确定所述飞行器的当前飞行阶段；

控制模块，用于控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

在一些实施例中，所述装置还包括：

获取模块，用于获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系；

所述控制模块具体用于：

根据所述获取模块获取的预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

在一些实施例中，所述控制模块具体用于：

当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

其中，所述第二电池与所述第一电池的放电倍率不同。

在一些实施例中，所述第一飞行阶段为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。

在一些实施例中，所述飞行阶段确定模块具体用于：

获取所述飞行器当前的飞行状态参数；

根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。

在一些实施例中，所述装置还包括：

接收模块，用于接收至少一种放电倍率的电池的电力。

在一些实施例中，所述至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池；

所述接收模块具体用于：

接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。

为解决上述技术问题，本发明实施例还提供了一种飞行控制系统，包括：

至少一个处理器；以及，

与所述至少一个处理器通信连接的存储器；其中，

所述存储器存储有可被所述至少一个处理器执行的指令，所述指令被所述至少一个处理器执行，以使所述至少一个处理器能够执行如上所述的飞行器的供电方法。

为解决上述技术问题，本发明实施例还提供了一种计算机程序产品，所述计算机程序产品包括存储在非易失性计算机可读存储介质上的计算机程序，所述计算机程序包括程序指令，当所述程序指令被计算机执行时，使所述计算机执行如上所述的飞行器的供电方法。

为解决上述技术问题，本发明实施例还提供了一种非易失性计算机可读存储介质，所述计算机可读存储介质存储有计算机可执行指令，所述计算机可执行指令用于使计算机执行如上所述的飞行器的供电方法。

为解决上述技术问题，本发明实施例还提供了一种飞行器，包括电池、电机及如上所述的飞行控制系统，所述电池分别与所述飞行控制系统

统及所述电机连接。

在本发明实施例中，针对飞行器所处的飞行阶段不同，采用与飞行器所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池为飞行器的电机供电，可以提高飞行器的飞行时间，进而增大飞行器的飞行的范围。

附图说明

一个或多个实施例通过与之对应的附图中的图片进行示例性说明，这些示例性说明并不构成对实施例的限定，附图中具有相同参考数字标号的元件表示为类似的元件，除非有特别申明，附图中的图不构成比例限制。

图1是本发明实施例提供的一种飞行器的供电方法的应用环境的示意图；

图2是本发明实施例提供的一种飞行器的供电方法的流程示意图；

图3是本发明实施例提供的供电方法的一种具体实现方式的示意图；

图4是本发明实施例提供的另一种飞行器的供电方法的流程示意图；

图5是本发明实施例提供的隔离电路的示意图；

图6是本发明实施例提供的一种飞行器的供电装置示意图；

图7是本发明实施例提供的飞行控制系统的硬件结构示意图；

图8是本发明实施例提供的一种飞行器的示意图。

具体实施方式

为使本发明实施例的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述，显然，所描述的实施例是本发明一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本发明保护的范围。

此外，下面所描述的本发明各个实施方式中所涉及到的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互组合。

本发明提供的飞行器的供电方法可用于对各种飞行器进行供电，如

无人机、无人船或其它可移动装置等等。以无人机为例，该无人机可以是旋翼飞行器(rotorcrafft)，例如，由多个推动装置通过空气推动的多旋翼飞行器，本发明的实施例并不限于此，无人机也可以是其它类型的无人机，如固定翼无人机、无人飞艇、伞翼无人机、扑翼无人机等等。

请参阅图 1，为本发明实施例提供的飞行器的供电方法的应用场景的示意图。该应用场景中包括：飞行器 100。其中，该飞行器 100 包括：飞行控制系统 10、电池 20 及电机 30。电池 20 分别与飞行控制系统 10 及电机 30 连接，以便为飞行控制系统 10 及电机 30 提供电力，从而保证飞行器 100 的飞行。并且，飞行控制系统 10 与电机 30 通信连接，以便发送控制指令给电机 30，从而控制电机 30 的开启或关闭。

具体的，通过电池 20 为飞行控制系统 10 提供电力，从而保证飞行控制系统 10 的正常工作，如控制飞行器 100 的飞行以及控制电池 20 为电机 30 供电；通过电池 20 为电机 30 提供电力，从而驱动与电机 30 连接的螺旋桨旋转，从而为飞行器 100 的飞行提供动力。

飞行控制系统 10（简称飞控系统）具有对飞行器 100 的飞行和任务进行监控和操纵的能力，包含对飞行器 100 发射和回收控制的一组设备。飞行控制系统 10 用于实现对飞行器 100 的飞行的控制。飞行控制系统 10 可以包括飞行控制器和传感系统。其中，飞行控制器和传感系统通信连接，以便进行数据或信息的传输。

传感系统用于测量飞行器 100 及飞行器 100 的各个部件的位置参数和状态参数等等，如三维位置、三维角度、三维速度、三维加速度和三维角速度、飞行高度等等。例如，在飞行器 100 飞行时，可以通过传感系统实时获取飞行器当前的飞行状态参数，以便实时确定飞行器所处的飞行状态。

传感系统例如可以包括红外传感器、声波传感器、陀螺仪、电子罗盘、惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)、视觉传感器、全球导航卫星系统和气压计等传感器中的至少一种。例如，全球导航卫星系统可以是全球定位系统(Global Positioning System, GPS)。通过 IMU 可以测量飞行器 100 的飞行过程中的姿态参数，通过红外传感器或声波传感器可以测量飞行器 100 的飞行高度等等。

飞行控制器用于控制飞行器 100 的飞行。并且，在飞行器 100 飞行的过程中，通过控制电池 20 为飞行控制器提供电力，以便保证飞行控制器的正常工作，如控制飞行器 100 的飞行以及控制电池 20 为电机 30 供电等等。

可以理解的是，飞行控制器可以按照预先编好的程序指令对飞行器 100 进行控制，也可以通过响应来自其它设备的一个或多个控制指令对飞行器 100 进行控制。例如，当确定飞行器 100 的当前飞行阶段后，发送控制指令给对应的电机 30，以控制与当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池 20 为电机 30 供电，以便驱动对应的螺旋桨旋转，从而为飞行器 100 的飞行提供动力；或者，当确定飞行器 100 的当前飞行阶段后，接收外部设备如控制器发送的控制指令，并将该控制指令发送给对应的电机 30，以控制与当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池 20 为电机 30 供电，以便驱动对应的螺旋桨旋转，从而为飞行器 100 的飞行提供动力。其中，飞行器 100 的飞行阶段可以包括但不限于：准备阶段、起飞阶段、爬升阶段、巡航阶段、进场阶段、下滑阶段、拉平阶段、飘落阶段、滑行阶段等等。

电池 20 为一种将化学能直接转化成电能的装置，电池 20 在充电时利用外部的电能使内部活性物质再生，把电能储存为化学能；在放电时，把化学能转换为电能输出，以为各种设备提供电力。例如，为飞行器 100 提供电力，以保证飞行器的飞行。

对于飞行器而言，其主要是通过飞行以完成各种任务，例如完成航拍、巡线、勘测、计量、货物运送等等任务。在飞行器的实际应用中，通常希望可以尽可能的提高飞行器的飞行时间，从而增大飞行器的飞行范围，以便飞行器可以更好的适用于完成各种飞行任务。基于此，本发明实施例中的电池 20 包括有至少两种放电倍率的电池，以便飞行控制系统 10 针对飞行器 100 所处的飞行阶段不同，采用与飞行器 100 所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池 20 为飞行器 100 的电机 30 供电，从而提高飞行器 100 的飞行时间，进而增大飞行器 100 的飞行的范围。

需要说明的是，至少两种放电倍率的电池可以包括有各种放电倍率的电池，以便适应于为各种飞行器或飞行器的各个阶段的电力需要。并

且，任意一种放电倍率的电池中可以包含有若干多电芯，若干个电芯组合成对应放电倍率的电池。

此外，该电池 20 可以为任何合适的电池，如锂电池、镍镉电池或其它蓄电池等等。

电机 30 为飞行器 100 的动力系统主要组成元件。飞行器 100 可以包括一个或多个电机，相适应的，每个电机对应有一个螺旋桨。每个电机与对应的螺旋桨连接。并且，为了满足飞行器 100 各个飞行阶段的飞行需要，电机 30 可以包括各种类型的电机，如升空电机、巡航电机等等。

电机 30 和螺旋桨可以设置在飞行器 100 的机身上；电机 30 用于接收飞行控制系统 10 发送的控制指令，该控制指令可用于使得电池 20 为电机 30 供电，电机 30 接收该控制指令后，在电池 20 为电机 30 提供电力的情况下进行旋转，从而带动螺旋桨旋转，从而为飞行器 100 的飞行提供动力，该动力使得飞行器 100 能够实现一个或多个自由度的运动，如前后运动、上下运动等等。在某些实施例中，飞行器 100 可以围绕一个或多个旋转轴旋转。例如，上述旋转轴可以包括横滚轴、平移轴和俯仰轴。可以理解的是，电机 30 可以是直流电机，也可以是交流电机。另外，电机 30 可以是无刷电机，也可以有刷电机。

可以理解的是，上述对于飞行器 100 的各组成部分的命名仅是出于标识的目的，并不应理解为对本发明的实施例的限制。

下面结合附图，对本发明实施例作进一步阐述。

实施例 1:

图 2 为本发明实施例提供的一种飞行器的供电方法的流程示意图。所述飞行器的供电方法可应用于对各种类型的飞行器供电，如无人机、无人船或其它可移动装置等等。该飞行器的供电方法可由任何合适类型的，具有一定逻辑运算或处理能力的控制电路、芯片或控制器等执行，如飞行器的飞行控制系统等等。下面以飞行器的飞行控制系统作为执行该飞行器的供电方法的执行主体的示例进行具体说明。

参照图 2，所述飞行器的供电方法包括：

201: 确定所述飞行器的当前飞行阶段。

飞行器通常用于完成各种规定的飞行任务，飞机要完成一次飞行任务通常包括如下阶段：准备阶段、起飞阶段、爬升阶段、巡航阶段、进场阶段、下滑阶段、拉平阶段、飘落阶段、滑行阶段等等。

对于不同的飞行阶段，飞行器的电机所需的功率不同，因此在对飞行器的电机进行供电前，可以先确定飞行器当前所处的飞行阶段，也即飞行器的当前飞行阶段，以便后续基于该当前飞行阶段采用对应的电池为飞行器的电机供电。

其中，飞行控制系统确定所述飞行器的当前飞行阶段包括：获取所述飞行器当前的飞行状态参数；根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。

具体的，可以基于飞行控制系统的传感系统中的各个传感器以获取飞行器当前的飞行状态参数，其中，该飞行状态参数可以包括飞行高度等。例如，可以通过传感系统中的红外传感器或声波传感器测量飞行器的飞行高度。

对于飞行器的不同飞行阶段，飞行器的飞行高度通常会存在差异，例如，当飞行器的当前飞行阶段为巡航阶段时，通常飞行器会保持在预先设定的飞行高度上沿着预先规划的航线巡航飞行。因此，可以基于飞行高度来确定飞行器的当前飞行阶段。例如，当检测到飞行器当前的飞行高度大于预设高度阈值时，确定飞行器的当前飞行阶段为巡航阶段。

可以理解是的，在一些实施例中，还可以基于其它飞行状态参数确定飞行器的当前飞行阶段，如飞行器的飞行速度、加速度等等。

202: 获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系。

电池的放电倍率用于表示电池放电电流大小的比率，即倍率。放电倍率=放电电流/额定容量，单位为 C。例如：额定容量为 100Ah 的电池用 20A 放电时，其放电倍率为 0.2C。

其中，该预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系可以预先配置于飞行控制系统的数据库中，直接从飞行控制系统的数据库读取得到的；或者，通过网络从其他设备（如服务器或终端设备等）获取得到的预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系。

每个飞行阶段所对应的放电倍率由满足该飞行阶段的飞行需要所确定，并且，由于电池越高的放电倍率则会有越低的能量/重量比，因此，在满足对应飞行阶段的飞行需要的条件下的最小放电倍率为该飞行阶段的最优放电倍率。例如，在起飞阶段，电池的放电倍率为 5C-10C 均可以满足起飞阶段的飞行需要，则此时电池的放电倍率为 5C 为起飞阶段的最优放电倍率。

该预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系可以为各个飞行阶段对应某一放电倍率的对应关系，例如，起飞阶段对应的放电倍率为 5C。在一些实施例中，该预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系还可以为各个飞行阶段对应某一范围内的放电倍率的对应关系，例如，起飞阶段对应 5C-10C 范围内的放电倍率。

飞行控制系统获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，以便基于该对应关系来确定各个飞行阶段所对应的放电倍率的电池。

203: 控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

所述飞行器的电机为用于驱动飞行器的螺旋桨旋转以为飞行器的飞行提供动力的电机。

对于飞行器的不同飞行阶段而言，飞行器的电机所需的功率是不同的，另外，为了保证飞行器各个阶段的正常飞行，所采用的电机及螺旋桨也可以为不同的。例如，飞行器的起飞阶段，一般会在飞行器上装较大螺旋桨作为升空桨，并通过较大功率的电机作为该升空桨的驱动电机，利用电池为该驱动电机供电以驱动该升空桨旋转从而使得飞行器升空，而在飞行器升空之后处于巡航阶段时，再利用较小的螺旋桨作为姿态控制桨，借助空气动力，以较小功率的电机控制飞行器的巡航。

而通常情况下，在飞行器的飞行过程中，对于飞行器的供电，一般会采用一种放电倍率电池进行供电的方式，该方式由于需要能承受飞行器起飞阶段的大功率的需要所以一般都会按起飞阶段的功率设计电池的放电倍率，然而飞行器在巡航阶段的时候又不需要那么高的倍率，并且，电池越高的放电倍率则会有越低的能量/重量比，所以一定程度上会因较高的放电倍率导致电池重量的增加，从而增加飞行器的飞行负担，

影响飞行器可飞行的飞行时间。

基于此，本发明实施例，针对飞行器的不同的飞行阶段，采用不同的放电倍率的电机为飞行器的电机供电，以提到飞行器的飞行时间，从而使得飞行器可更好的完成各种飞行任务。

具体的，飞行控制系统控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电，包括：根据所述预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

飞行控制系统在确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池后，便可控制所确定的电池为飞行器的电机供电，以保证飞行器的正常飞行。其中，飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。为了满足飞行器各个飞行阶段的飞行需要，各个飞行阶段可对应不同的电机。例如，在起飞阶段，所需要供电的电机为升空电机；在巡航阶段，所需要供电的电机为巡航电机等等。也即，在不同的飞行阶段，采用不同放电倍率的电池分别给不同的电机供电，以提高飞行时间。

具体的，飞行控制系统控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器供电，包括：当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池；其中，第二电池与第一电池的放电倍率不同。

其中，该第一指令用于开启第一电机，以便第一电池为第一电机供电；第二指令用于关闭第一电机并开启第二电机，以便第二电池为第二电机供电。在飞行器飞行的过程中，起飞阶段所需的功率大于巡航阶段所需的功率，因此，当所述第一飞行阶段为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。针对飞行器所处的飞行阶段不同，采用与飞行器所处的飞行阶段对应的

放电倍率的电池为飞行器的电机供电，可以提高飞行器的飞行时间。

下面以图 3 为例，对通过本实施例所提供的飞行器的供电方法来提高飞行器的飞行时间进行具体说明。

如图 3 所示，当飞行器的当前飞行阶段为起飞阶段时，飞行控制系统给第一电机也即升空电机发送第一指令，从而使得升空电机开启且放电倍率较高的第一电池为升空电机，驱动升空电机所对应的螺旋桨旋转，从而使得飞行器上升；当飞行器上升到大于预设高度阈值时，也即当飞行器的当前飞行阶段为巡航阶段时，飞行控制系统给第二电机也即巡航电机发送第二指令，从而使得升空电机关闭，巡航电机开启，且放电倍率较小的第二电池为升空电机，驱动巡航电机所对应的螺旋桨旋转，从而使得飞行器沿着预先规划的航线巡航飞行，从而提高飞行器的飞行时间。

下面以以下一组具体数据为例具体说明通过本发明实施例所提供的飞行器的供电方法可以提高飞行器的飞行时间：

假如，飞行器的起飞阶段所需的功率为 1400W，起飞阶段的飞行时间 1 分钟，巡航阶段所需的功率为 200W，电池采用 6 串（6 个电芯串联，每个电芯的电压为 3.8V）的高电压电池，电池的重量限制在 1.5KG。分别计算采用一种放电倍率的电池供电所得到的飞行器的飞行时间和采用多种放电倍率的电池供电所得到的飞行器的飞行时间如下：

如果只是一种放电倍率的电池供电：要满足起飞阶段所需的功率 1400W，1 分钟的起飞阶段的飞行时间，则需要的起飞阶段的能量 $W_1=1400W*1/60H\approx 23.33WH$ ，起飞阶段的平均电流 $I_1=1400W/(3.8*6V)\approx 61.4A$ ，也即是电池的放电电流要能满足 61.4A 的额定放电电流。由于市面上 5C 放电倍率的高压电池的能量/重量比值大约在 220WH/KG 左右，故 1.5KG 的电池最大能量 $W_{max1}=220WH/KG*1.5KG=330WH$ ，换算成电池容量 $Q_{max1}=330WH/(3.8*6V)\approx 14.47AH$ ，即可知道该容量电池 5C 倍率的额定电流为 72.35A，可以满足 61.4A 的起飞电流及巡航电流 $I_2=200W/22.8V\approx 8.77A$ 。故该方案的巡航阶段的飞行时间 $T_1=(330WH-23.33WH)/200W\approx 1.53H$ ，再加上起飞阶段的飞行时间（1 分钟），总共约为 1.55 H。

如果采用多种放电倍率的电池供电：要满足起飞阶段所需的功率

1400W, 1 分钟的起飞阶段的飞行时间, 则需要的起飞阶段的能量 $W_1=1400W*1/60 \approx 23.33WH$, 则需要消耗的起飞阶段的容量 $Q_1=23.33WH/3.8*6V \approx 1.023AH$, 起飞阶段的平均电流 $I_1=1400W/3.8*6V \approx 61.4A$, 也即是较高的放电倍率的电池 (起飞阶段所对应的电池, 也即第一电池) 的放电电流要能满足 61.4A 的放电电流, 故较高的放电倍率的电池的放电倍率至少要到达 60C。由于市面上 60C 放电倍率的高压电池的能量/重量比值大约在 120WH/KG 左右, 故较高的放电倍率的电池的重量 $M_1=23.33 WH / (120WH/KG) \approx 0.194KG$ 。故较低的放电倍率的电池 (巡航阶段所对应的电池, 也即第二电池) 的重量 $M_2=1.5KG-M_1=1.306KG$, 由于市面上 1C 放电倍率的高压电池的能量/重量比值在 300WH/KG 左右, 故 1.306KG 的较低的放电倍率的电池最大能量 $W_{max2}=300WH/KG*1.306KG=391.8WH$, 换算成电池容量 $Q_{max2}=391.8WH/(3.8*6V) \approx 17.18AH$, 即可知道该容量电池 1C 倍率的额定电流为 17.18A, 可以满足 200W 的巡航电流 I_2 。故该方案的巡航阶段的飞行时间 $T_2=(391.8WH-23.33WH)/200W \approx 1.84H$, 再加上起飞阶段的飞行时间 (1 分钟), 总共约为 1.86 H。

由此可知, 在相同的约束条件下, 针对不同飞行阶段采用多种放电倍率的电池供电方案, 要比单一放电倍率电池方案的飞行时间长 20%左右, 也即, 通过本发明实施例提供的飞行器的供电方法可以提高飞行器的飞行时间。

需要说明的是, 本领域普通技术人员, 根据本发明实施例的描述可以理解, 在不同实施例中, 在不矛盾的情况下, 所述步骤 201-203 可以有不同的执行顺序, 例如先执行步骤 202, 再执行步骤 201 等。此外, 在一些其它实施例中, 步骤 202 并非必要步骤。

在本发明实施例中, 针对飞行器所处的飞行阶段不同, 采用与飞行器所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池为飞行器的电机供电, 可以提高飞行器的飞行时间, 进而增大飞行器的飞行的范围。

实施例 2:

图 4 为本发明实施例提供的另一种飞行器的供电方法的流程示意图。

所述飞行器的供电方法可应用于对各种类型的飞行器供电，如无人机、无人船或其它可移动装置等等。该飞行器的供电方法可由任何合适类型的，具有一定逻辑运算或处理能力的控制电路、芯片或控制器等执行，如飞行器的飞行控制系统等等。下面以飞行器的飞行控制系统作为执行该飞行器的供电方法的执行主体的示例进行具体说明。

参照图 4，所述飞行器的供电方法包括：

401：确定所述飞行器的当前飞行阶段。

402：控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

需要说明的是，本发明实施例中的步骤 401、步骤 402 分别与上述实施例中的步骤 201、步骤 203 相似，在步骤 401、步骤 402 中未详尽描述的技术细节，可参考上述实施例中步骤 201、步骤 203 的具体描述，因此，在此处便不再赘述。

403：接收至少一种放电倍率的电池的电力。

由于飞行控制系统也需要电力来维持其正常的工作，如控制飞行器的飞行以及控制电池为电机供电等等。因此，在飞行器飞行的过程中，飞行控制器接收至少一种放电倍率的电池的电力。

其中，该至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池。所述接收至少一种放电倍率的电池的电力，包括：接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。例如，当飞行控制系统接收两种放电倍率的电池的电力时，可以同时接收两种放电倍率的电池的电力，也可以同一时间接收其中一种放电倍率的电池的电力。

例如，以图 3 为例，根据飞行的需要，飞行控制系统可以同时接收第一电池和第二电池所提供的电力；或者接收第一电池所提供的电力；或者接收第二电池所提供的电力。

通过多种放电倍率的电池给飞行控制系统供电，以保证飞行控制系统供电稳定、可靠。多种放电倍率的电池供电部分或者全部供电，飞行控制系统都可以工作。这相当于增加了供电电池的种类，该供电方式相比只有一种电池供电，可以增加供电的冗余。例如，当一种供电电池出现故障时，另一种供电电池马上可以接管其工作，在更换供电电池后，

又是两种供电电池协同工作。

其中，为了防止供电电压互灌，当飞行控制系统接收至少两种放电倍率的电池的电力时，需要进行隔离。由于飞行控制系统的功耗一般都比较小，可以通过二极管隔离供电。其隔离电路具体可参考图 5。其中，飞行控制系统采用多路电池供电，每路电池通过二极管隔离，电池输入的电压通过电源管理芯片转换为飞行控制系统所需的电压输出。

需要说明的是，本领域普通技术人员，根据本发明实施例的描述可以理解，在不同实施例中，在不矛盾的情况下，所述步骤 401-403 可以有不同的执行顺序，例如先执行步骤 403，再执行步骤 401 等。

在本发明实施例中，针对飞行器所处的飞行阶段不同，采用与飞行器所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池为飞行器的电机供电，可以提高飞行器的飞行时间，进而增大飞行器的飞行的范围。此外，飞行控制系统接收多种放电倍率的电池的电力，以保证飞控系统供电稳定、可靠。

实施例 3:

图 6 为本发明实施例提供的一种飞行器的供电估算装置示意图。其中，所述飞行器的供电装置 60 可应用于对各种类型的飞行器供电，如无人机、无人船或其它可移动装置等等。所述飞行器的供电装置 60 可配置于任何合适类型的，具有一定逻辑运算或处理能力的控制电路、芯片或控制器等执行，如飞行器的飞行控制系统等等。

参照图 6，所述飞行器的供电装置包括：飞行阶段确定模块 601、获取模块 602、控制模块 603 以及接收模块 604。

具体的，飞行阶段确定模块 601 用于确定所述飞行器的当前飞行阶段。

飞行阶段确定模块 601 具体用于：获取所述飞行器当前的飞行状态参数；根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。其中，该飞行状态参数可以包括飞行高度等。例如，飞行阶段确定模块 601 可以通过飞行控制系统的传感系统中的红外传感器或声波传感器测量飞行器的飞行高度以得到该飞行状态参数。

对于飞行器的不同飞行阶段，飞行器的飞行高度通常会存在差异，

例如，当飞行器的当前飞行阶段为巡航阶段时，通常飞行器会保持在预先设定的飞行高度上沿着预先规划的航线巡航飞行。因此，飞行阶段确定模块 601 可以基于飞行高度来确定飞行器的当前飞行阶段。例如，当检测到飞行器当前的飞行高度大于预设高度阈值时，飞行阶段确定模块 601 确定飞行器的当前飞行阶段为巡航阶段。

可以理解是的，在一些实施例中，还可以基于其它飞行状态参数确定飞行器的当前飞行阶段，如飞行器的飞行速度、加速度等等。

具体的，获取模块 602 用于获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系。

其中，该预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系可以预先配置于飞行控制系统的数据库中，获取模块 602 直接从飞行控制系统的数据库读取得到的；或者，通过网络获取模块 602 从其他设备（如服务器或终端设备等）获取得到的预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系。

具体的，控制模块 603 用于在当前飞行阶段时，通过与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

控制模块 603 具体用于：根据所述预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

控制模块 603 在确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池后，便可控制所确定的电池为飞行器的电机供电，以保证飞行器的正常飞行。其中，飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。为了满足飞行器各个飞行阶段的飞行需要，各个飞行阶段可对应不同的电机。例如，在起飞阶段，所需要供电的电机为升空电机；在巡航阶段，所需要供电的电机为巡航电机等等。也即，在不同的飞行阶段，采用不同放电倍率的电池分别给不同的电机供电，以提高飞行时间。

在一些实现方式中，控制模块 603 具体用于：当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令

至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池，其中，第二电池与第一电池的放电倍率不同。

其中，该第一指令用于开启第一电机，以便第一电池为第一电机供电；第二指令用于关闭第一电机并开启第二电机，以便第二电池为第二电机供电。在飞行器飞行的过程中，起飞阶段所需的功率大于巡航阶段所需的功率，因此，当所述第一飞行阶段为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。针对飞行器所处的飞行阶段不同，采用与飞行器所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池为飞行器的电机供电，可以提高飞行器的飞行时间。

具体的，接收模块 604 用于接收至少一种放电倍率的电池的电力。

由于飞行控制系统也需要电力来维持其正常的工作，如控制飞行器的飞行以及控制电池为电机供电等等。因此，在飞行器飞行的过程中，通过接收模块 604 来接收至少一种放电倍率的电池的电力。

其中，该至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池。接收模块 604 具体用于：接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。例如，当接收模块 604 接收两种放电倍率的电池的电力时，可以同时接收两种放电倍率的电池的电力，也可以同一时间接收其中一种放电倍率的电池的电力。通过接收模块 604 接收多种放电倍率的电池电力，以保证飞行控制系统供电稳定、可靠。

其中，为了防止供电电压互灌，当接收模块 604 接收至少两种放电倍率的电池的电力时，需要进行隔离。由于飞行控制系统的功耗一般都比较小，可以通过二极管隔离供电。

需要说明的是，在一些其它实施例中，获取模块 602 和/或接收模块 604 并非飞行器的供电装置 60 的必要模块，也即在一些其它实施例中，获取模块 602 和/或接收模块 604 可以省略。例如，在一些实施例中，飞行器的供电装置 60 可以不包括获取模块 602 及接收模块 604。

还需要说明的是，在本发明实施例中，所述飞行器的供电装置 60 可执行本发明实施例所提供的飞行器的供电方法，具备执行方法相应的功能模块和有益效果。未在飞行器的供电装置 60 的实施例中详尽描述

的技术细节，可参见本发明实施例所提供的飞行器的供电方法。

实施例 4:

图 7 是本发明实施例提供的飞行控制系统硬件结构示意图，其中，所述飞行控制系统可为各种飞行器的飞行控制系统等。如图 7 所示，所述飞行控制系统 70 包括：

一个或多个处理器 701 以及存储器 702，图 7 中以一个处理器 701 为例。

处理器 701 和存储器 702 可以通过总线或者其他方式连接，图 7 中以通过总线连接为例。

存储器 702 作为一种非易失性计算机可读存储介质，可用于存储非易失性软件程序、非易失性计算机可执行程序以及模块，如本发明实施例中的飞行器的供电方法对应的程序指令/模块（例如，附图 6 所示的飞行阶段确定模块 601、获取模块 602、控制模块 603 以及接收模块 604）。处理器 701 通过运行存储在存储器 702 中的非易失性软件程序、指令以及模块，从而执行飞行控制系统的各种功能应用以及数据处理，即实现所述方法实施例的飞行器的供电方法。

存储器 702 可以包括存储程序区和存储数据区，其中，存储程序区可存储操作系统、至少一个功能所需要的应用程序；存储数据区可存储根据飞行控制系统使用所创建的数据等。此外，存储器 702 可以包括高速随机存取存储器，还可以包括非易失性存储器，例如至少一个磁盘存储器件、闪存器件、或其他非易失性固态存储器件。在一些实施例中，存储器 702 可选包括相对于处理器 701 远程设置的存储器，这些远程存储器可以通过网络连接至飞行控制系统。所述网络的实施例包括但不限于互联网、企业内部网、局域网、移动通信网及其组合。

所述一个或者多个模块存储在所述存储器 702 中，当被所述一个或者多个处理器 701 执行时，执行所述任意方法实施例中的飞行器的供电方法，例如，执行以上描述的图 4 中的方法步骤 401 至步骤 403，实现图 6 中的模块 601-604 的功能。

所述飞行控制系统 70 可执行方法实施例所提供的飞行器的供电方

法，具备执行方法相应的功能模块和有益效果。未在飞行控制系统实施例中详尽描述的技术细节，可参见方法发明实施例所提供的飞行器的供电方法。

本发明实施例提供了一种计算机程序产品，所述计算机程序产品包括存储在非易失性计算机可读存储介质上的计算机程序，所述计算机程序包括程序指令，当所述程序指令被计算机执行时，使所述计算机执行如上所述的飞行器的供电方法。例如，执行以上描述的图 4 中的方法步骤 401 至步骤 403，实现图 6 中的模块 601-604 的功能。

本发明实施例提供了一种非易失性计算机可读存储介质，所述计算机可读存储介质存储有计算机可执行指令，所述计算机可执行指令用于使计算机执行如上所述的飞行器的供电方法。例如，执行以上描述的图 4 中的方法步骤 401 至步骤 403，实现图 6 中的模块 601-604 的功能。

实施例 5:

图 8 是本发明实施例提供的飞行器示意图，所述飞行器 80 包括：电池 801、电机 802 及如上所述的飞行控制系统 70。其中，飞行器 80 包括但不限于：无人机、无人船等。

其中，所述电池 801 分别与所述飞行控制系统 70 及所述电机 802 连接。飞行控制系统 70 用于控制电池 801 为电机 802 提供电力。具体的，在当前飞行阶段时，飞行控制系统 70 控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池 801 为所述飞行器的电机 802 供电。

其中，飞行控制系统 70 可以直接控制电池 801 的供电，也可以通过控制电机 802 以控制电池 801 的供电。例如，飞行控制系统 70 发送用于控制电池的供电的第一控制指令给电池 801，以控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池 801 为所述飞行器的电机 802 供电；或者，飞行控制系统 70 发送用于开启电机的第二控制指令给电机 802，以使电机 802 开启，从而使得与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池 801 为所述飞行器的电机 802 供电。

飞行控制系统 70 针对飞行器 80 所处的飞行阶段不同，采用与飞行器 80 所处的飞行阶段对应的放电倍率的电池 801 为飞行器的电机 802

供电，可以提高飞行器 80 的飞行时间，进而增大飞行器 80 的飞行的范围。

需要说明的是，以上所描述的装置实施例仅仅是示意性的，其中所述作为分离部件说明的模块可以是或者也可以不是物理上分开的，作为模块显示的部件可以是或者也可以不是物理模块，即可以位于一个地方，或者也可以分布到多个网络模块上。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部模块来实现本实施例方案的目的。

通过以上的实施例的描述，本领域普通技术人员可以清楚地了解到各实施例可借助软件加通用硬件平台的方式来实现，当然也可以通过硬件。本领域普通技术人员可以理解实现所述实施例方法中的全部或部分流程是可以通过计算机程序指令相关的硬件来完成，所述的程序可存储于计算机可读取存储介质中，该程序在执行时，可包括如所述各方法的实施例的流程。其中，所述的存储介质可为只读存储记忆体 (Read-Only Memory, ROM) 或随机存储记忆体 (Random Access Memory, RAM) 等。

最后应说明的是：以上实施例仅用以说明本发明的技术方案，而非对其限制；在本发明的思路下，以上实施例或者不同实施例中的技术特征之间也可以进行组合，步骤可以以任意顺序实现，并存在如上所述的本发明的不同方面的许多其它变化，为了简明，它们没有在细节中提供；尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明，本领域的普通技术人员应当理解：其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改，或者对其中部分技术特征进行等同替换；而这些修改或者替换，并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

权 利 要 求 书

1、一种飞行器的供电方法，其特征在于，所述方法包括：

确定所述飞行器的当前飞行阶段；

控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

2、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，在所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电之前，所述方法还包括：

获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系；

所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电，包括：

根据所述预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

3、根据权利要求 1 或 2 所述的方法，其特征在于，所述控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器供电，包括：

当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

其中，所述第二电池与所述第一电池的放电倍率不同。

4、根据权利要求 3 所述的方法，其特征在于，所述第一飞行阶段

为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。

5、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，所述确定所述飞行器的当前飞行阶段，包括：

获取所述飞行器当前的飞行状态参数；

根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。

6、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，所述方法还包括：
接收至少一种放电倍率的电池的电力。

7、根据权利要求 6 所述的方法，其特征在于，所述至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池；

所述接收至少一种放电倍率的电池的电力，包括：

接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。

8、一种飞行器的供电装置，其特征在于，所述装置包括：

飞行阶段确定模块，用于确定所述飞行器的当前飞行阶段；

控制模块，用于控制与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池为所述飞行器的电机供电。

9、根据权利要求 8 所述的装置，其特征在于，所述装置还包括：

获取模块，用于获取预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系；

所述控制模块具体用于：

根据所述获取模块获取的预设的飞行阶段与放电倍率的对应关系，确定与所述当前飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

控制所确定的电池为所述飞行器的电机供电，所述飞行器的电机为在当前飞行阶段所需要供电的飞行器的电机。

10、根据权利要求 8 或 9 所述的装置，其特征在于，所述控制模块具体用于：

当所述当前飞行阶段为第一飞行阶段时，发送第一指令至所述飞行器的第一电机，以使第一电池为所述第一电机供电，所述第一电池为与第一飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

当所述当前飞行阶段为第二飞行阶段时，发送第二指令至所述飞行器的第二电机，以使第二电池为所述第二电机供电，所述第二电池为与第二飞行阶段所对应的放电倍率的电池；

其中，所述第二电池与所述第一电池的放电倍率不同。

11、根据权利要求 10 所述的装置，其特征在于，所述第一飞行阶段为起飞阶段，所述第二飞行阶段为巡航阶段，所述第一电池的放电倍率高于所述第二电池的放电倍率。

12、根据权利要求 8 所述的装置，其特征在于，所述飞行阶段确定模块具体用于：

获取所述飞行器当前的飞行状态参数；

根据所述飞行器当前的飞行状态参数，确定所述飞行器的当前飞行阶段。

13、根据权利要求 8 所述的装置，其特征在于，所述装置还包括：接收模块，用于接收至少一种放电倍率的电池的电力。

14、根据权利要求 13 所述的装置，其特征在于，所述至少一种放电倍率的电池包括至少两种放电倍率的电池；

所述接收模块具体用于：

接收所述至少两种放电倍率的电池中所有电池的电力或部分电池的电力。

15、一种飞行控制系统，其特征在于，包括：
至少一个处理器；以及，
与所述至少一个处理器通信连接的存储器；其中，
所述存储器存储有可被所述至少一个处理器执行的指令，所述指令被所述至少一个处理器执行，以使所述至少一个处理器能够执行权利要求 1-7 任一项所述的方法。

16、一种飞行器，其特征在于，包括电池、电机及如权利要求 15 所述的飞行控制系统，所述电池分别与所述飞行控制系统及所述电机连接。

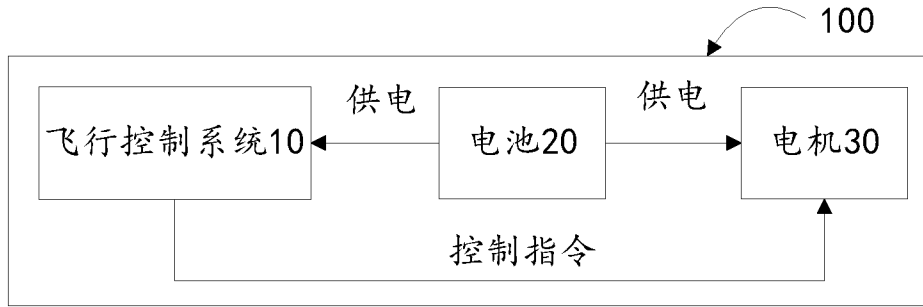


图 1

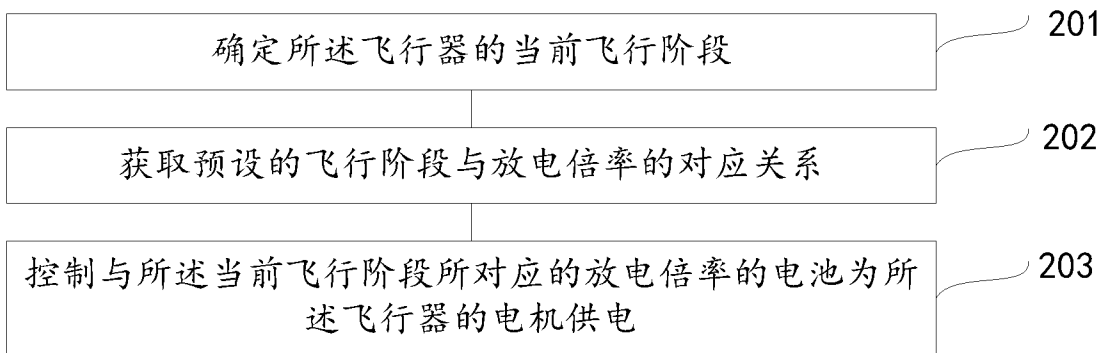


图 2

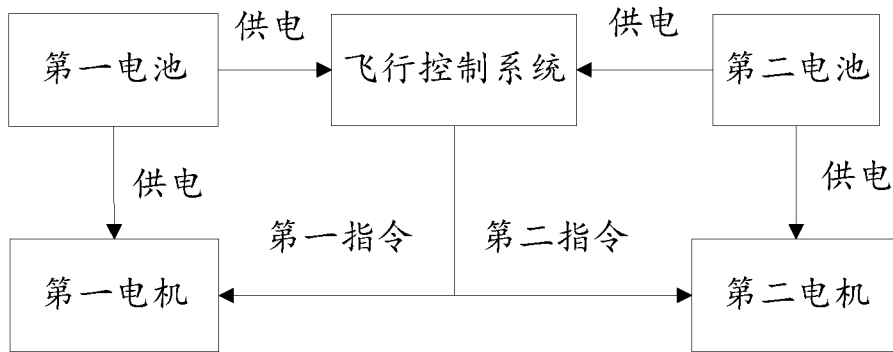


图 3

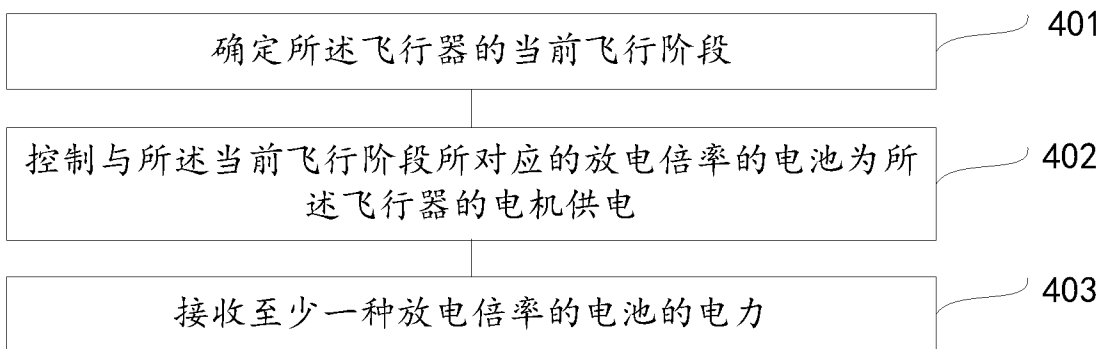


图 4

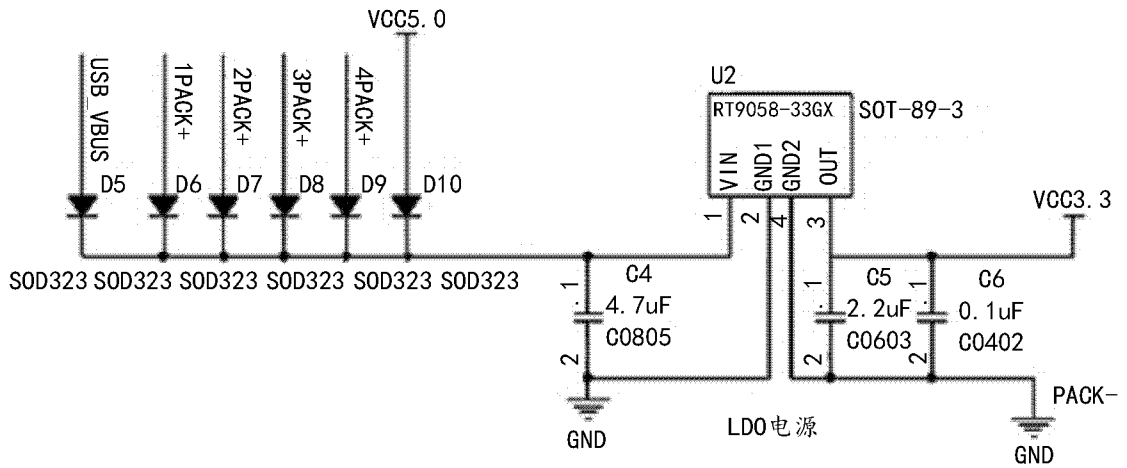


图 5

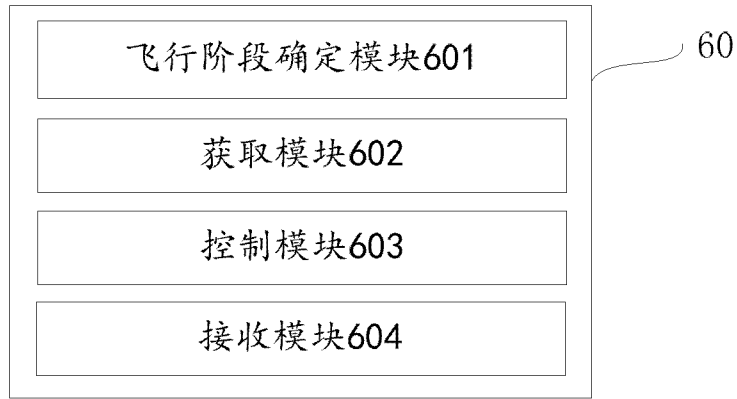


图 6

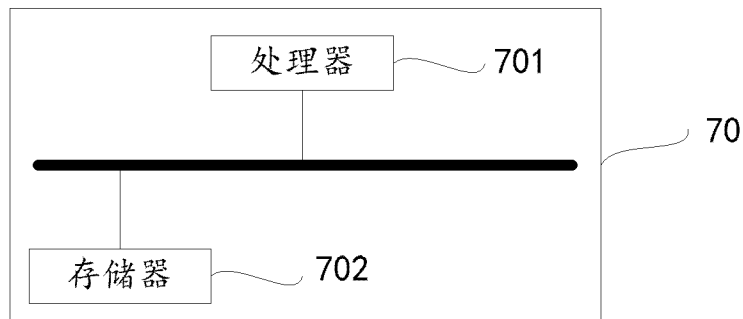


图 7

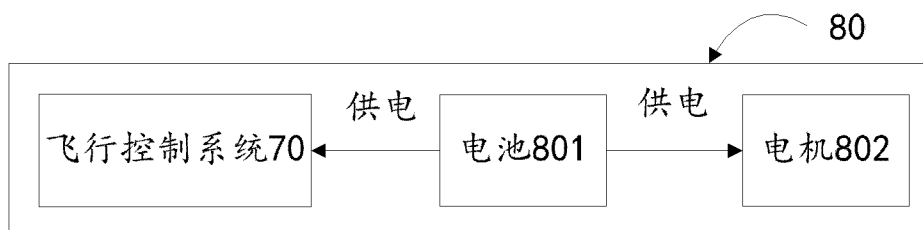


图 8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2019/100919

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER		
B64C 19/00(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED		
Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) B64C; B64D		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used) CNABS; CNTXT; CNKI; VEN; USTXT; EPTXT; WOTXT: 道通智能航空技术, 秦威, 无人机, 飞行器, 直升机, 飞机, 航天器, 航空机, 航空器, 航天机, 旋翼, 桨翼, 电流, 放电, 倍率, 电机, 马达, 电池, 电源, 飞行阶段, 航行阶段, helicopt+, UAV, aircraft, plane?, rotor?, current?, discharge, rate?, motor?, battery?, fly+, flight?, phase?, stage		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 109131841 A (SHENZHEN AUTEL ROBOTICS CO., LTD.) 04 January 2019 (2019-01-04) claims 1-16	1-16
X	WO 2017113338 A1 (SZ DJI TECHNOLOGY CO., LTD.) 06 July 2017 (2017-07-06) description, paragraphs [0004], [0012], [0052]-[0110] and [0169]-[0186], and figures 1-8 and 19	1-16
X	CN 107275696 A (SHANGHAI INSTITUTE OF SPACE POWER SOURCES) 20 October 2017 (2017-10-20) description, paragraphs [0026]-[0034], and figures 1 and 2	1-16
A	CN 102514711 A (YE, HONGXIN) 27 June 2012 (2012-06-27) entire document	1-16
A	CN 105162104 A (COMAC BEIJING AERONAUTICAL SCIENCE & TECHNOLOGY RESEARCH INSTITUTE (BASTRI) ET AL.) 16 December 2015 (2015-12-16) entire document	1-16
<input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input checked="" type="checkbox"/> See patent family annex.		
* Special categories of cited documents: "A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance "E" earlier application or patent but published on or after the international filing date "L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) "O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means "P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed "T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention "X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone "Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art "&" document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 12 October 2019		Date of mailing of the international search report 24 October 2019
Name and mailing address of the ISA/CN China National Intellectual Property Administration No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088 China		Authorized officer
Facsimile No. (86-10)62019451		Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No. PCT/CN2019/100919

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)	Publication date (day/month/year)
CN	109131841	A	04 January 2019	None	
WO	2017113338	A1	06 July 2017	US 2017203850 A1	20 July 2017
				CN 108432076 A	21 August 2018
CN	107275696	A	20 October 2017	CN 107275696 B	17 September 2019
CN	102514711	A	27 June 2012	None	
CN	105162104	A	16 December 2015	CN 105162104 B	30 January 2018

<p>A. 主题的分类</p> <p>B64C 19/00(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i</p> <p>按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类</p>																				
<p>B. 检索领域</p> <p>检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)</p> <p>B64C; B64D</p> <p>包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献</p> <p>在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用))</p> <p>CNABS;CNTXT;CNKI;VEN;USTXT;EPTXT;WOTXT; 道通智能航空技术, 秦威, 无人机, 飞行器, 直升机, 飞机, 航天器, 航空机, 航空器, 航天机, 旋翼, 桨翼, 电流, 放电, 倍率, 电机, 马达, 电池, 电源, 飞行阶段, 航行阶段, helicopt+, UAV, aircraft, plane?, rotor?, current?, discharge, rate?, motor?, battery?, fly+, flight?, phase?, stage</p>																				
<p>C. 相关文件</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>类型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PX</td> <td>CN 109131841 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 1月 4日 (2019 - 01 - 04) 权利要求1-16</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>WO 2017113338 A1 (SZ DJI TECHNOLOGY CO LTD) 2017年 7月 6日 (2017 - 07 - 06) 说明书第[0004]段、第[0012]段、第[0052]-[0110]段、第[0169]-[0186]段, 附图1-8、19</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>CN 107275696 A (上海空间电源研究所) 2017年 10月 20日 (2017 - 10 - 20) 说明书第[0026]-[0034]段, 附图1、2</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 102514711 A (叶洪新) 2012年 6月 27日 (2012 - 06 - 27) 全文</td> <td>1-16</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 105162104 A (中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心 等) 2015年 12月 16日 (2015 - 12 - 16) 全文</td> <td>1-16</td> </tr> </tbody> </table>			类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	PX	CN 109131841 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 1月 4日 (2019 - 01 - 04) 权利要求1-16	1-16	X	WO 2017113338 A1 (SZ DJI TECHNOLOGY CO LTD) 2017年 7月 6日 (2017 - 07 - 06) 说明书第[0004]段、第[0012]段、第[0052]-[0110]段、第[0169]-[0186]段, 附图1-8、19	1-16	X	CN 107275696 A (上海空间电源研究所) 2017年 10月 20日 (2017 - 10 - 20) 说明书第[0026]-[0034]段, 附图1、2	1-16	A	CN 102514711 A (叶洪新) 2012年 6月 27日 (2012 - 06 - 27) 全文	1-16	A	CN 105162104 A (中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心 等) 2015年 12月 16日 (2015 - 12 - 16) 全文	1-16
类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																		
PX	CN 109131841 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 1月 4日 (2019 - 01 - 04) 权利要求1-16	1-16																		
X	WO 2017113338 A1 (SZ DJI TECHNOLOGY CO LTD) 2017年 7月 6日 (2017 - 07 - 06) 说明书第[0004]段、第[0012]段、第[0052]-[0110]段、第[0169]-[0186]段, 附图1-8、19	1-16																		
X	CN 107275696 A (上海空间电源研究所) 2017年 10月 20日 (2017 - 10 - 20) 说明书第[0026]-[0034]段, 附图1、2	1-16																		
A	CN 102514711 A (叶洪新) 2012年 6月 27日 (2012 - 06 - 27) 全文	1-16																		
A	CN 105162104 A (中国商用飞机有限责任公司北京民用飞机技术研究中心 等) 2015年 12月 16日 (2015 - 12 - 16) 全文	1-16																		
<p><input type="checkbox"/> 其余文件在C栏的续页中列出。 <input checked="" type="checkbox"/> 见同族专利附件。</p>																				
<p>* 引用文件的具体类型:</p> <p>“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件</p> <p>“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利</p> <p>“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的)</p> <p>“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件</p> <p>“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件</p> <p>“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件</p> <p>“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性</p> <p>“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性</p> <p>“&” 同族专利的文件</p>																				
<p>国际检索实际完成的日期</p> <p>2019年 10月 12日</p>		<p>国际检索报告邮寄日期</p> <p>2019年 10月 24日</p>																		
<p>ISA/CN的名称和邮寄地址</p> <p>中国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088</p> <p>传真号 (86-10)62019451</p>		<p>受权官员</p> <p>许相雯</p> <p>电话号码 (86-512) 88995391</p>																		

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2019/100919

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	109131841	A	2019年 1月 4日	无			
WO	2017113338	A1	2017年 7月 6日	US	2017203850	A1	2017年 7月 20日
				CN	108432076	A	2018年 8月 21日
CN	107275696	A	2017年 10月 20日	CN	107275696	B	2019年 9月 17日
CN	102514711	A	2012年 6月 27日	无			
CN	105162104	A	2015年 12月 16日	CN	105162104	B	2018年 1月 30日