



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108134436 A

(43)申请公布日 2018.06.08

(21)申请号 201810130587.6

(22)申请日 2018.02.08

(71)申请人 黄一君

地址 066100 河北省秦皇岛市北戴河滨海  
大道16号华贸公园郡17-1-102号

(72)发明人 黄一君

(74)专利代理机构 深圳市韦恩肯知识产权代理  
有限公司 44375

代理人 黄昌平

(51) Int. Cl.

H02J 7/00(2006.01)

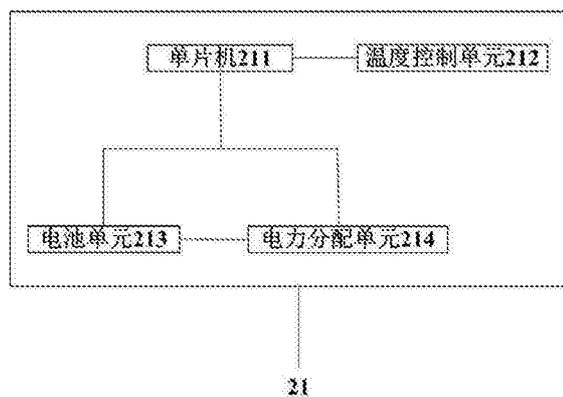
权利要求书1页 说明书5页 附图6页

(54)发明名称

星载电源系统及卫星

(57)摘要

本发明提供了一种星载电源系统,所述星载电源系统包括中央控制器与星载电源模组,所述星载电源模组包括多个电池组,每个电池组与中央控制器相连,每个电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开,由此即使某些电池组出现故障,星载电源模组也可以将该出现故障的电池组隔离,其他正常的电池组依然可以保证整个系统的正常运行,避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷,可靠性及安全性高。本发明的另一个目的在于提出一种卫星。



1. 一种星载电源系统,其特征在于,包括:

中央控制器;以及

星载电源模组,所述星载电源模组包括多个电池组,每个所述电池组与所述中央控制器相连,每个所述电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开,每个所述电池组还用于将其自身状况信息反馈至所述中央控制器。

2. 根据权利要求1所述的星载电源系统,其特征在于,每个所述电池组包括单片机、与所述单片机分别相连的温度控制单元、设有充电单元的电池单元以及电力分配单元,所述电池单元与所述电力分配单元相连。

3. 根据权利要求2所述的星载电源系统,其特征在于,每个所述电池组还包括最大功率点跟踪充电单元,所述最大功率点跟踪充电单元分别与所述电池单元和所述单片机相连。

4. 根据权利要求2所述的星载电源系统,其特征在于,所述电力分配单元包括稳压变压单元以及与所述稳压变压单元相连的数条电力输送线,其中,每条电力输送线包括C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元与电源-开关单元,每两个电池组之间一个电池组的C+开关单元与另一电池组的C-开关单元相连且一个电池组的电源+开关单元与另一电池组的电源+开关单元并联、一个电池组的电源-开关单元与另一电池组的电源-开关单元并联。

5. 根据权利要求4所述的星载电源系统,其特征在于,所述C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元、电源-开关单元是继电器或者MOSFET管。

6. 根据权利要求1-5中任一项所述的星载电源系统,其特征在于,还包括太阳能电池板,所述太阳能电池板与所述星载电源模组相连,所述星载电源模块还用于控制所述太阳能电池板对所述星载电源模组供电。

7. 根据权利要求1-6任一项所述的星载电源系统,其特征在于,每个所述电池组通过控制总线与所述中央控制器相连,所述控制总线包括I2C和CAN总线。

8. 根据权利要求1-6任一项所述的星载电源系统,其特征在于,还包括星载耗能单元,所述星载耗能单元与多个所述电池组相连,所述星载耗能单元包括星载电脑、姿态控制单元、通信系统及其他载荷。

9. 一种卫星,其特征在于,包括权利要求1-8中任一项所述的星载电源系统。

## 星载电源系统及卫星

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种星载电源系统及卫星。

### 背景技术

[0002] 卫星星载电源 (EPS) 能否可靠、高效的运行并正确的给卫星其他子系统提供电力, 对于卫星任务成败至关重要。

[0003] 传统卫星星载电源通常包括电池、充电系统、电力分配系统、变压稳压系统、温度控制系统等, 为保证可靠性通常会有主备电源和多条电力输送线路来保障系统正常工作, 虽然现有技术中的星载电源在一定程度上也能够满足卫星的需求, 但其会带来以下的问题: 任何系统出现问题均可能导致整个电源故障甚至失去工作能力, 因此对其可靠性要求极高, 开发难度和成本高。

### 发明内容

[0004] 本发明旨在至少在一定程度上解决上述技术问题之一或至少提供一种有用的商业选择。为此, 本发明的一个目的在于提出一种星载电源系统, 所述星载电源系统包括中央控制器与星载电源模组, 所述星载电源模组包括多个电池组, 每个电池组与中央控制器相连, 每个电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开, 由此即使某些电池组出现故障, 星载电源模组也可以将该出现故障的电池组隔离, 其他正常的电池组依然可以保证整个系统的正常运行, 避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷, 可靠性及安全性高。本发明的另一个目的在于提出一种卫星。

[0005] 根据本发明的星载电源系统, 所述星载电源系统包括中央控制器; 以及星载电源模组, 所述星载电源模组包括多个电池组, 每个所述电池组与所述中央控制器相连, 每个所述电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开, 每个所述电池组还用于将其自身状况信息反馈至所述中央控制器。

[0006] 根据本发明的星载电源系统, 所述星载电源系统包括中央控制器与星载电源模组, 所述星载电源模组包括多个电池组, 每个电池组与中央控制器相连, 每个电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开, 由此即使某些电池组出现故障, 星载电源模组也可以将该出现故障的电池组隔离, 其他正常的电池组依然可以保证整个系统的正常运行, 避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷, 可靠性及安全性高。

[0007] 另外, 根据本发明上述的星载电源系统, 还可以具有如下附加的技术特征:

[0008] 每个所述电池组包括单片机、与所述单片机分别相连的温度控制单元、设有充电单元的电池单元以及电力分配单元, 所述电池单元与所述电力分配单元相连。

[0009] 每个所述电池组还包括最大功率点跟踪充电单元, 所述最大功率点跟踪充电单元分别与所述电池单元和所述单片机相连。

[0010] 所述电力分配单元包括稳压变压单元以及与所述稳压变压单元相连的数条电力

输送线,其中,每条电力输送线包括C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元与电源-开关单元,每两个电池组之间一个电池组的C+开关单元与另一电池组的C-开关单元相连且一个电池组的电源+开关单元与另一电池组的电源+开关单元并联、一个电池组的电源-开关单元与另一电池组的电源-开关单元并联。

[0011] 所述C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元、电源-开关单元是继电器或者MOSFET管。

[0012] 所述星载电源系统还包括太阳能电池板,所述太阳能电池板与所述星载电源模组相连,所述星载电源模块还用于控制所述太阳能电池板对所述星载电源模组供电。

[0013] 每个所述电池组通过控制总线与所述中央控制器相连,所述控制总线包括I2C和CAN总线。

[0014] 所述星载电源系统还包括星载耗能单元,所述星载耗能单元与多个所述电池组相连,所述星载耗能单元包括星载电脑、姿态控制单元、通信系统及其他载荷。

[0015] 本发明还公开了一种卫星,所述卫星包括上述任意结构的星载电源系统。

[0016] 根据本发明的卫星,所述卫星包括星载电源系统,所述星载电源系统包括中央控制器与星载电源模组,所述星载电源模组包括多个电池组,每个电池组与中央控制器相连,每个电池组用于控制其与所述中央控制器的导通或断开,由此即使某些电池组出现故障,星载电源模组也可以将该出现故障的电池组隔离,其他正常的电池组依然可以保证整个系统的正常运行,避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷,可靠性及安全性高。

[0017] 本发明的附加方面和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

[0018] 本发明的上述和/或附加的方面和优点从结合下面附图对实施例的描述中将变得明显和容易理解,其中:

[0019] 图1是本发明的一个实施例的星载充电系统的结构框图;

[0020] 图2是本发明的另一个实施例的星载充电系统的结构框图;

[0021] 图3是本发明的一个实施例的星载电源模组的结构框图;

[0022] 图4是本发明的又一个实施例的星载充电系统的结构框图;

[0023] 图5是本发明的再一个实施例的星载充电系统的结构框图;

[0024] 图6是本发明的一个实施例的电池组的结构框图;

[0025] 图7是本发明的另一个实施例的电池组的结构框图;

[0026] 图8是本发明的又一个实施例的电池组的结构框图;

[0027] 图9是本发明的一个实施例的不同的电池组之间相连的结构框图;以及

[0028] 图10是本发明的一个实施例的电力分配单元的结构框图。

## 具体实施方式

[0029] 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。

[0030] 本发明提供了一种星载电源系统,所述星载电源系统用于为卫星供电,保证卫星能够实现其基本功能。

[0031] 图1是本发明的一个实施例的星载充电系统的结构框图;图3是本发明的一个实施的星载电源模组的结构框图;图4是本发明的又一个实施例的星载充电系统的结构框图;图5是本发明的再一个实施例的星载充电系统的结构框图。参考图1、图3-图5,本发明提供了一种星载电源系统,所述星载电源系统包括中央控制器10以及星载电源模组20。

[0032] 中央控制器 (IEPS Central Controller) 10构成了本发明的星载电源系统的核心控制功能器件。

[0033] 星载电源模组20与中央控制器10相连,星载电源模组20包括多个电池组 (IEPS) 21,该电池组21为智能电池组,每个电池组21与中央控制器10相连。每个所述电池组21用于控制其与所述中央控制器10的导通或断开,即该智能电池组可控制其自身与中央控制器10处于导通状态,或者该智能电池组还可以控制其自身与中央控制器10处于断开状态,由此即使某些电池组21出现故障,中央控制器10也可以将该出现故障的电池组21隔离,其他正常的电池组21依然可以保证整个系统的正常运行,避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷,可靠性及安全性高。

[0034] 星载电源模组20的多个电池组21还用于将其自身状况信息反馈至所述中央控制器10,即每个智能电池组可通过控制总线 (CONTROL BUS) 连接到中央控制器10完成对自身状态和要求的汇报。

[0035] 在其他实施例中,本发明的星载电源系统也可以省略中央控制器10,而是将中央控制器10的功能集成在星载电源模组20中。

[0036] 在具体实施中,参考图2、图5,所述星载电源系统还包括太阳能电池板 (Solar Panels) 30,所述太阳能电池板30与星载电源模组20相连,所述星载电源模块20还用于控制所述太阳能电池板30对所述星载电源模组20供电,具体地,太阳能电池板30可以长期通过光照来发电,当星载电源模组20电力不足时,星载电源模组20控制与其相连接的太阳能电池板30对自身或其他负载充电。

[0037] 在其他实施例中,也可以采用核能电池组件与星载电源模组20相连,同时该星载电源模组20也可以控制该核能电池组件对其进行供电。

[0038] 在具体实施中,参考图6、图8,每个所述电池组21包括单片机 (MCU) 211、温度控制单元 (Temperature Control Unit) 212、设有充电单元的电池单元 (Battery) 213以及电力分配单元 (Power Distribution Unit;简称PDU) 214,其中,温度控制单元212、电池单元213、电力分配单元214分别与所述单片机211相连,所述电池单元213与所述电力分配单元214相连,即每个电池组21包括一独立的单片机211,通过该单片机211可以实现单个电池组21对自身电量、电池健康度和使用状况的监测能力,同时单片机211可自主判断执行对温度控制单元212的控制来保持电池在正常使用温度。

[0039] 在具体实施中,参考图7、图8,作为一种优选的实施例,每个所述电池组21还包括最大功率点跟踪充电单元 (Maximum Power Point Tracking Charging Unit;简称MPPTCharging Unit) 215,所述最大功率点跟踪充电单元215分别与所述电池单元213和所述单片机211相连。

[0040] 在具体实施中,参考图9、图10,所述电力分配单元214包括稳压变压单元(Regulator)以及与该稳压变压单元相连的数条电力输送线(Lin),其中,每条电力输送线包括C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元与电源-开关单元,每两个电池组21之间一个电池组21的C+开关单元与另一电池组21的C-开关单元相连且一个电池组21的电源+开关单元与另一电池组21的电源+开关单元并联、一个电池组21的电源-开关单元与另一电池组21的电源-开关单元并联,如此则实现了不同的电池组21之间的并联,从而实时在轨调节电压,具体地,如果传统卫星星载电源设计有12v、24v、48v三个电压电源各一根,如果48v电源出现故障就会导致所有48v载荷无法工作,而如果使用本发明实施例的电池组21,就可以在任意电力输送线路组合出任意预设电压,例如四个电池组21,每个电池组21的电压为12V,通过该电力分配单元214的作用可以任意串联/并联组合不同的电压组合,可以组合成12V、24V、36V、48V四种电压。

[0041] 在具体实施中,所述C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元、电源-开关单元是继电器或者MOSFET(Metal-Oxide Semiconductor Field Efficient Transistor;金属-氧化物半导体场效应管)管,在本实施例中,所述C+开关单元、C-开关单元、电源+开关单元、电源-开关单元是以一MOSFET管为例。

[0042] 在具体实施中,每个所述电池组21通过控制总线(Control Bus)与所述中央控制器10相连,所述控制总线包括I2C(Inter-integrated Circuit;两线式串行总线)和CAN(Controller Area Network;控制器局域网)总线,即本发明实施例的控制总线采用I2C和CAN总线的双重控制,从而保证了信息安全;具体地,每个电池组21通过控制总线连接到中央控制器10完成对自身状态和要求的汇报,并由中央控制器10统一安排每个电池组21是否充电、放电以及如何实施电力分配;如果任何电池组21出现故障,中央控制器10可以将其从总线中隔离开来,即使多个电池组21问题仍可以保证整个电源系统的正常运行,同时由于每个电池组21实现分别管理,每组电池之间可以轮换使用,避免电池充电时放电,提高电池使用效率。同时,中央控制器10定期寻访各个电池组21,如果电池组21没有按照接收到中央控制器10的指示则通过自动断电重启与中央控制器10的连接。

[0043] 在具体实施中,所述星载电源系统还包括星载耗能单元,星载耗能单元与多个所述电池组21相连,星载耗能单元即卫星的消耗能量的构成卫星整体工作的一部分的部件,在本实施例中,所述星载耗能单元包括星载电脑(On Board Computer;简称OBC)、姿态控制单元(Attitude Determination and Control Subsystem;简称ADCS)、通信系统(Communication)及其他载荷(Payloads)。太阳能电池板30连接到各个电池组21,并由电池组21自身决定是否对电池充电、放电,星载耗能单元全部连接到电池组21并由中央控制器10控制,连接的星载耗能单元的数量由电池组21的供电总量所决定。

[0044] 本发明还公开了一种卫星,所述卫星包括上述结构的星载电源系统。

[0045] 根据本发明的卫星,所述卫星包括星载电源系统,所述星载电源系统包括中央控制器10与星载电源模组20,所述星载电源模组20包括多个电池组21,每个电池组21与中央控制器10相连,每个电池组21用于控制其与所述中央控制器10的导通或断开,由此即使某些电池组21出现故障,中央控制器10也可以将该出现故障的电池组21隔离,其他正常的电池组21依然可以保证整个系统的正常运行,避免了现有技术中的任何系统出现问题均可能导致整个电源故障的缺陷,可靠性及安全性高。

[0046] 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一定指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何的一个或多个实施例或示例中以合适的方式结合。

[0047] 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不脱离本发明的原理和宗旨的情况下在本发明的范围内可以对上述实施例进行变化、修改、替换。

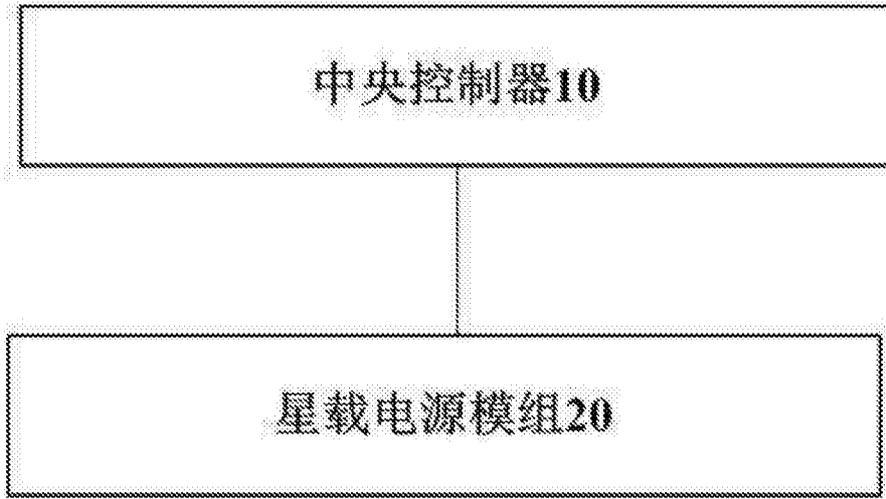


图1



图2

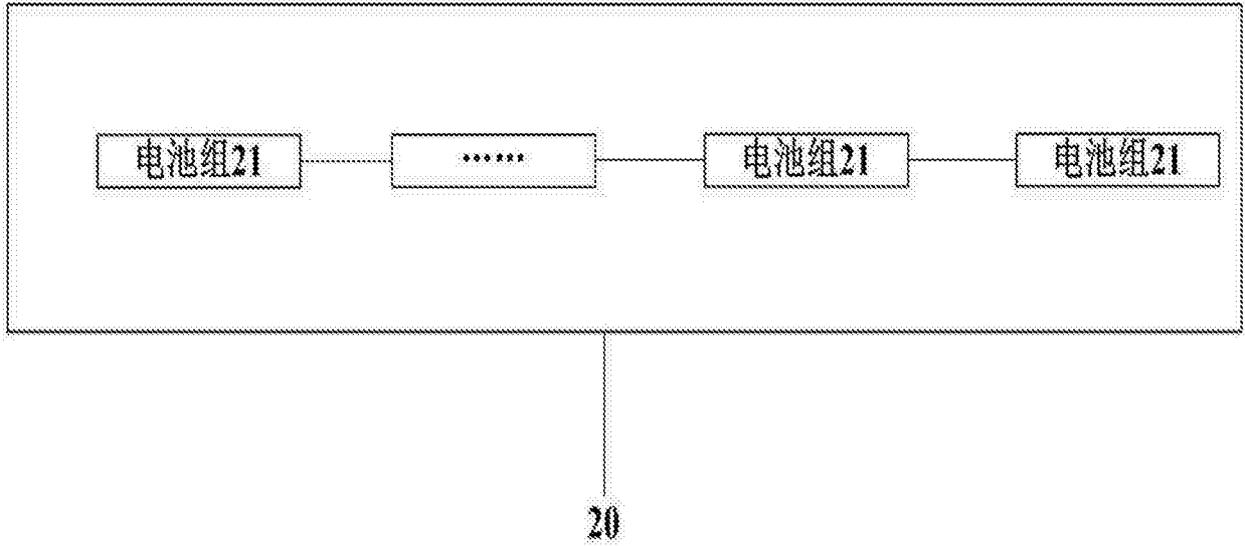


图3

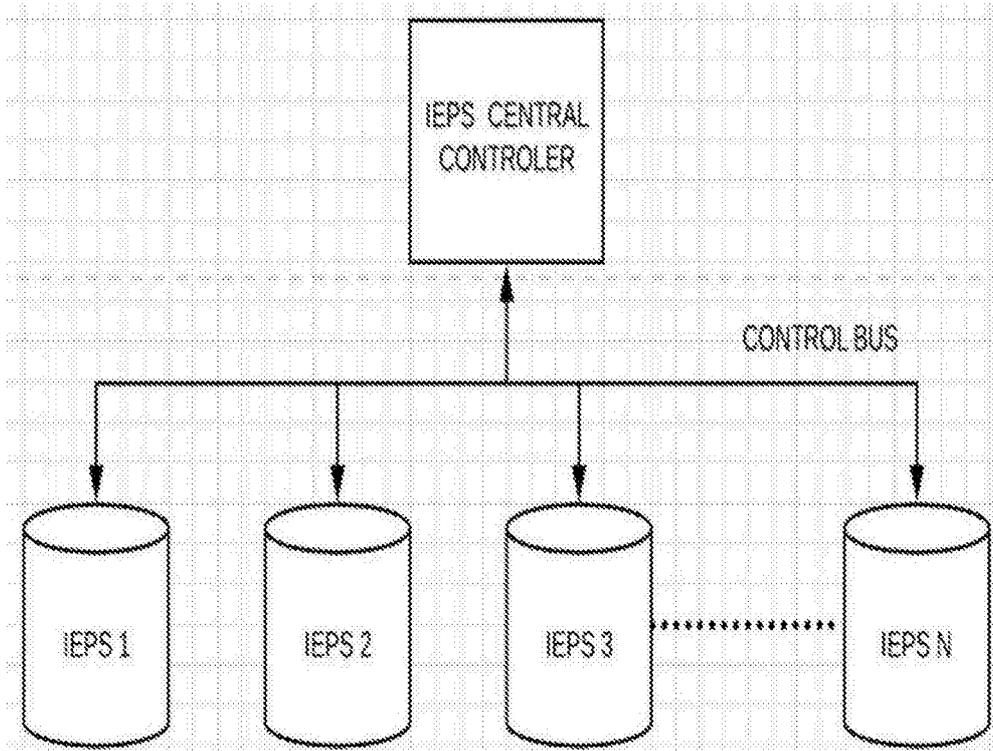


图4

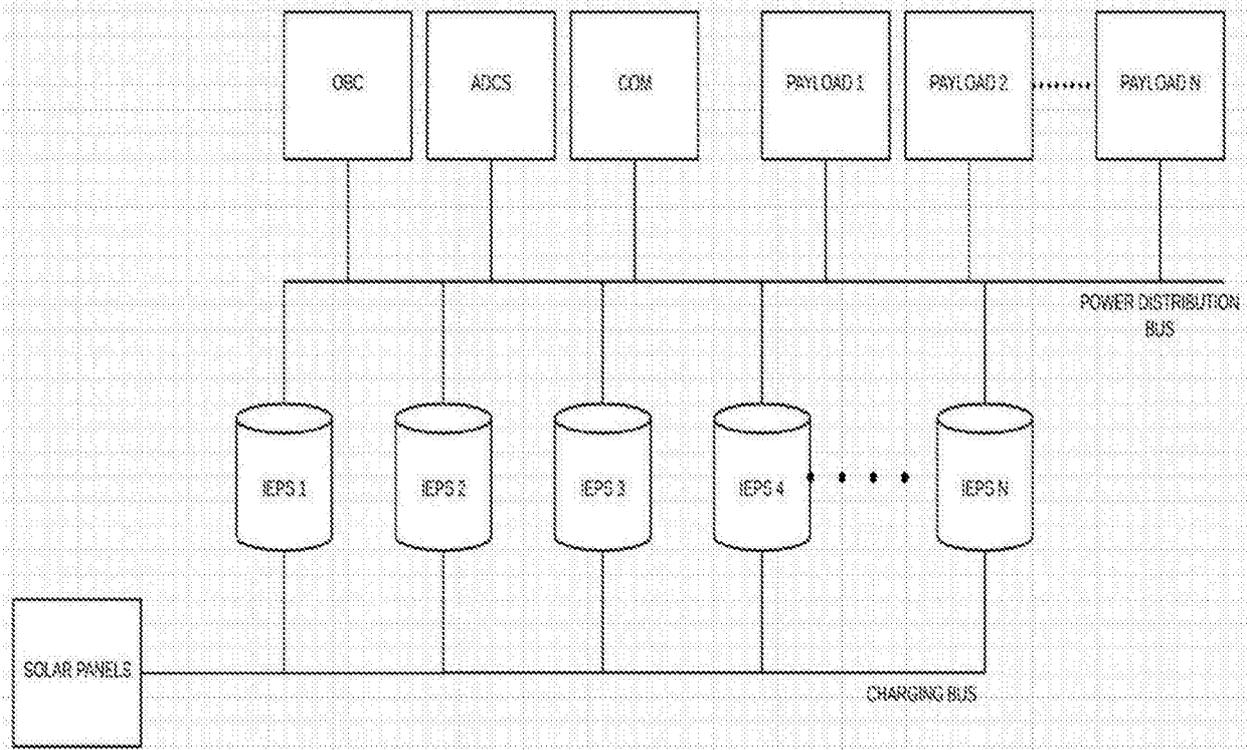


图5

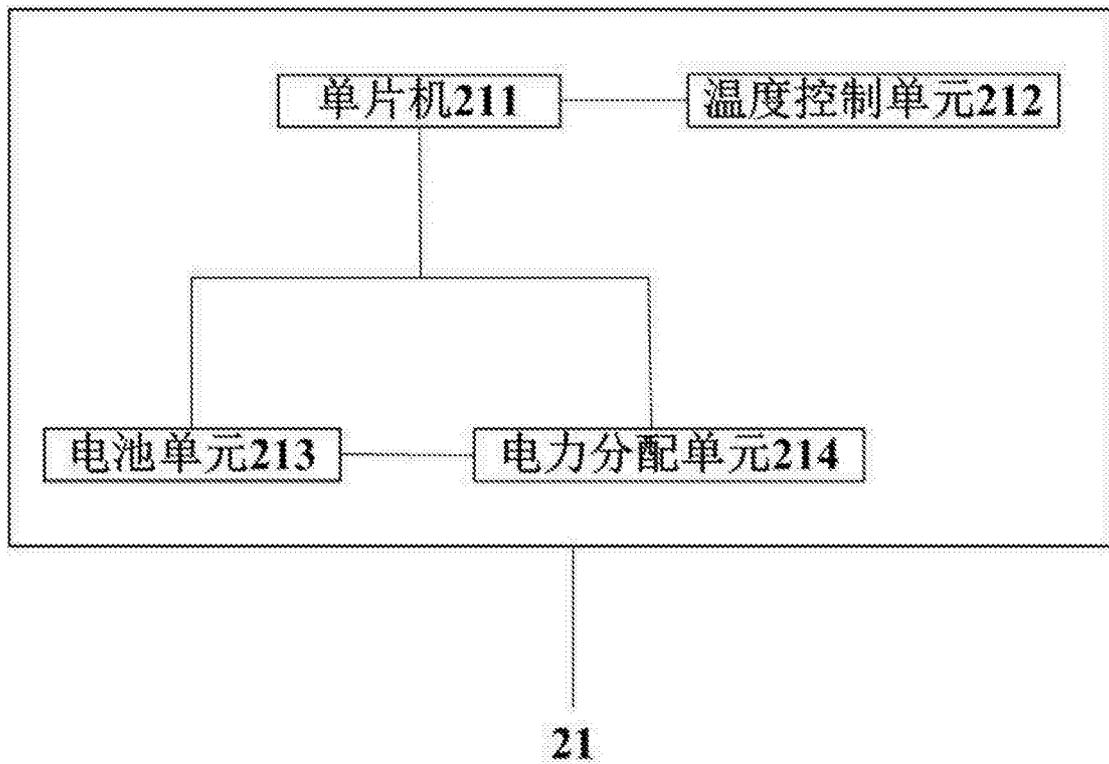


图6



图7

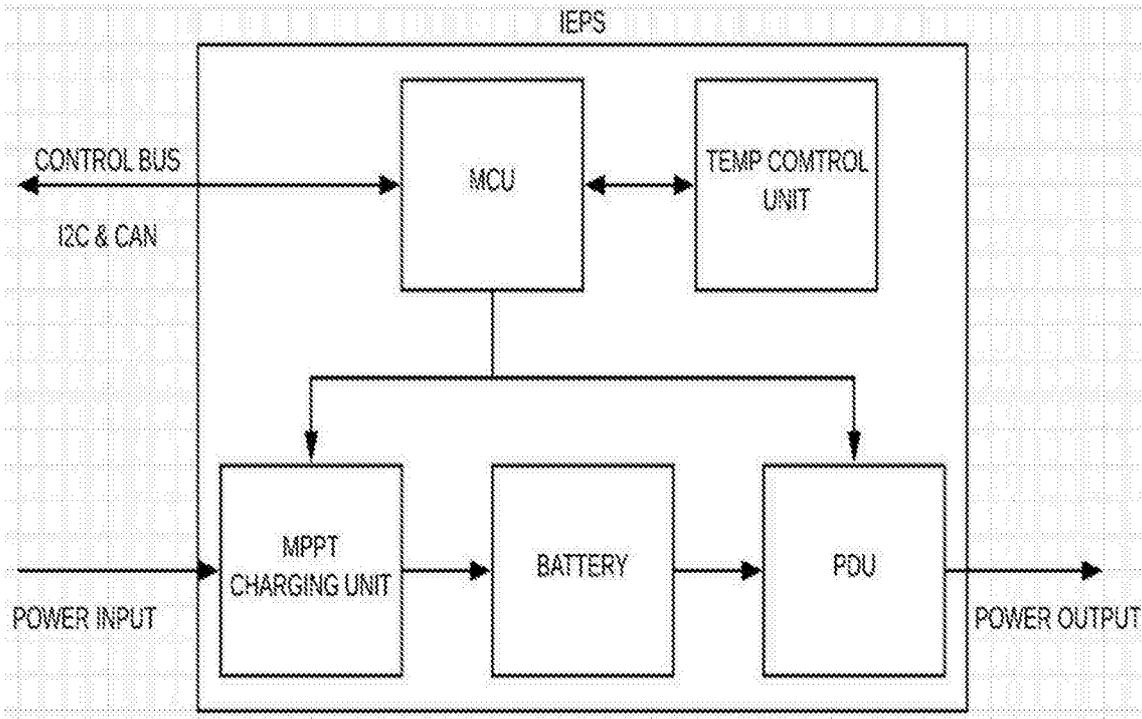


图8

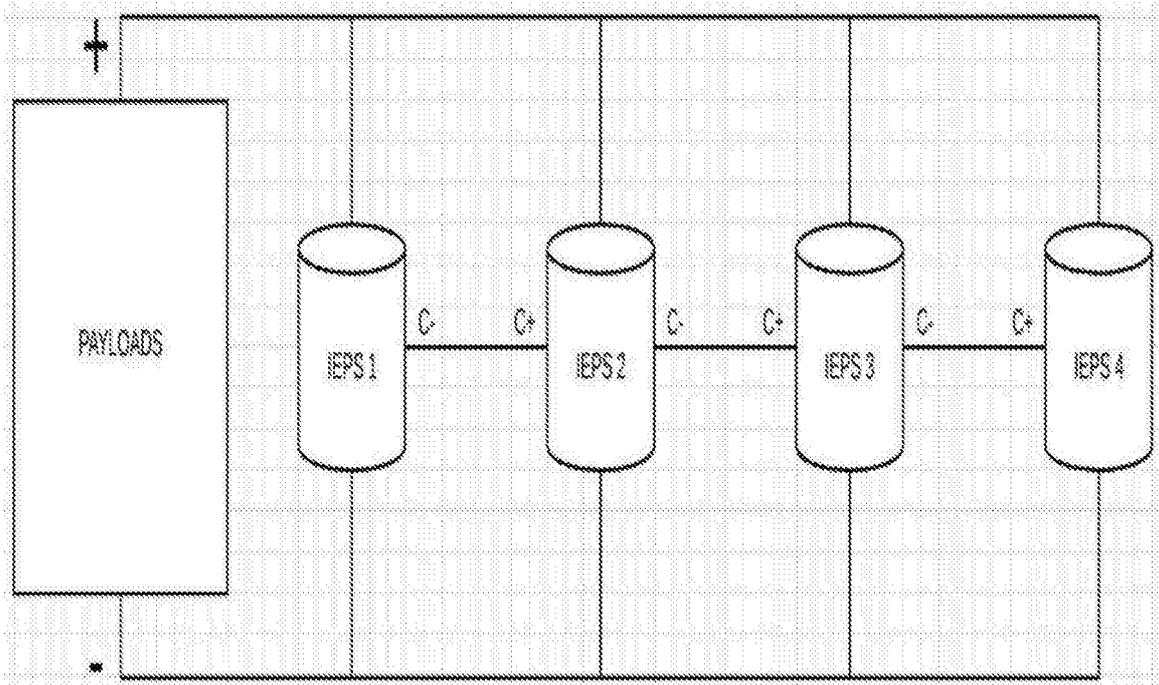


图9

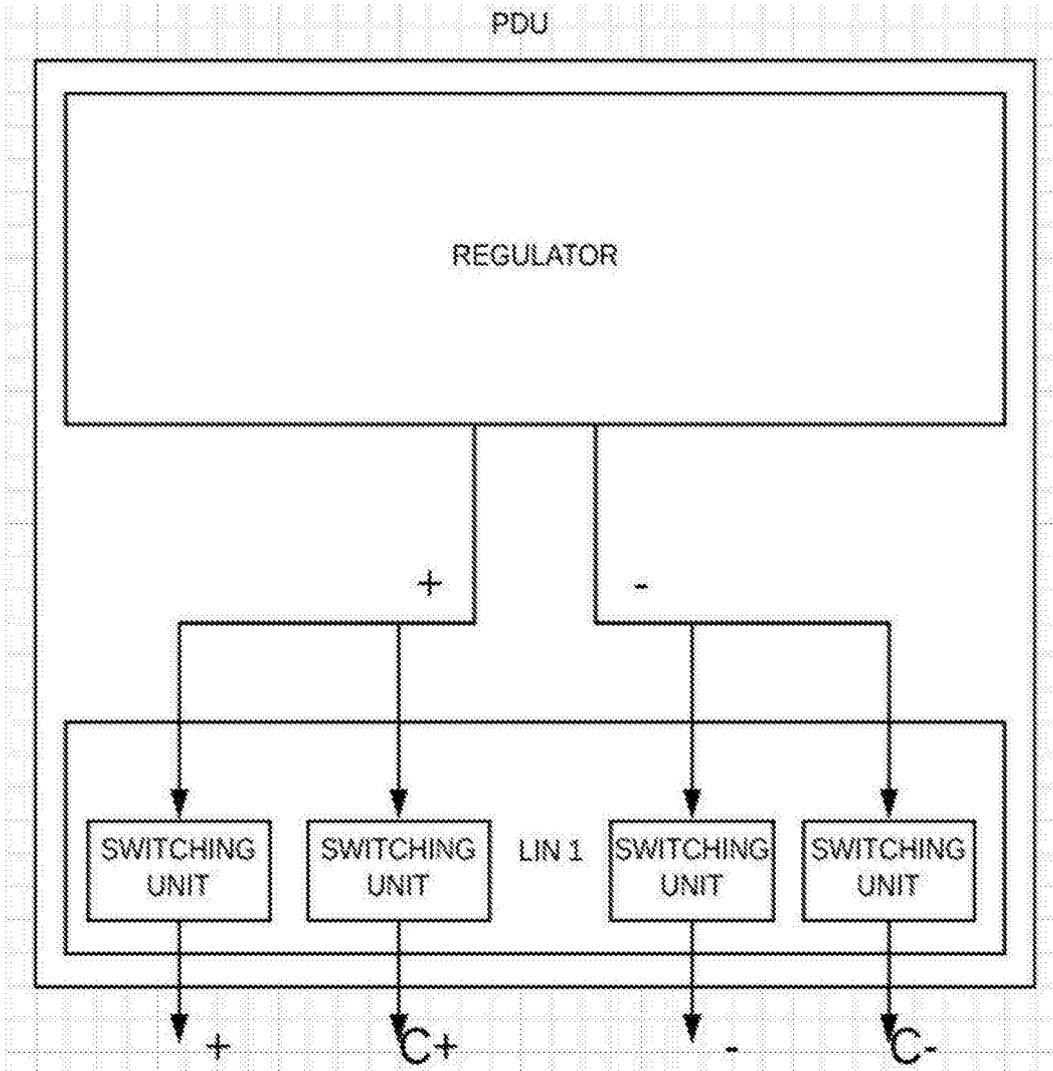


图10