

1. 一种冷却板,其特征在于,包括:
整体式本体,所述整体式本体包括:
壳体,所述壳体具有外部并限定内部,
冷却通道,所述冷却通道设置在所述内部内,包括至少一个入口、至少一个出口以及连接管道,其中所述至少一个入口和所述至少一个出口设置在所述外部上,所述连接管道在所述至少一个入口和所述至少一个出口之间延伸,以及
至少一个增压室,所述至少一个增压室与所述冷却通道的至少一部分流体隔离并且平行,并且包括至少一个进入开口;以及
相变材料,所述相变材料位于所述至少一个增压室内。
2. 根据权利要求1所述的冷却板,其特征在于,其中所述至少一个增压室包括多个增压室。
3. 根据权利要求1所述的冷却板,其特征在于,其中所述连接管道包括蛇形冷却管道,所述蛇形冷却管道相对于所述壳体的至少一个尺寸来回延伸。
4. 根据权利要求1-3中任一项所述的冷却板,其特征在于,进一步包括电源,所述电源与所述冷却板呈堆叠关系,以共同限定电力模块。
5. 根据权利要求4所述的冷却板,其特征在于,其中所述电力模块包括入口腔和出口腔,所述入口腔和所述出口腔流体联接到所述至少一个入口和所述至少一个出口。
6. 根据权利要求5所述的冷却板,其特征在于,其中所述电力模块位于航空电子底盘内。
7. 根据权利要求1-3中任一项所述的冷却板,其特征在于,其中所述至少一个增压室经由进入开口流体联接到相变材料源。
8. 根据权利要求1-3中任一项所述的冷却板,其特征在于,其中与所述相变材料不同的液体冷却剂流过所述冷却通道。
9. 根据权利要求1-3中任一项所述的冷却板,其特征在于,其中所述整体式本体是增材制造的。
10. 一种冷却板,其特征在于,包括:本体,所述本体具有形成壳体的第一材料,所述壳体具有蛇形冷却管道和与所述蛇形冷却管道的至少一部分平行的至少一个增压室;和位于所述增压室内的相变材料。

用于电力模块的冷却板

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求2018年9月25日提交的美国专利申请No.16/141,423的优先权和权益,上述申请整体并入本文。

技术领域

[0003] 本公开大体涉及一种热管理系统,更具体地,涉及一种电子底盘内的冷却板。

背景技术

[0004] 现代电力系统包括那些用于飞行器的现代电力系统,采取航空电子包的形式,实现多种特征,例如但不限于用于使飞行器飞行所需的各种电气设备和操作的控制,分配和供电。航空电子设备通常包括安装在多个电路板上的电子部件。电路板可以封装在电子底盘中,该底盘执行若干有益功能,包括防止航空电子设备暴露于环境、遭受雷击,并且还可以用于消散电子部件产生的热量。

[0005] 电子部件的功能设计结合了电力所需的控制和转换特征。该转换通常由封装在电力模块中的硅,碳化硅和氮化镓半导体装置执行。与电力模块相关的一个因素是散热。虽然由电力模块消散的热量是由许多因素引起的,但它一般涉及效率损失,通常作为热量产生。温度升高会导致电力模块性能和/或可靠性的下降。航空电子设备的散热通过热管理技术得到解决。

[0006] 用于热管理的附加因素涉及一种在小覆盖区的许多装置的封装。因此,模块可以操作的装置的功率密度取决于去除产生的热量的能力。电力电子器件的热管理的一种常见形式是通过冷却板。冷却板通过将热量从电力模块的热源传递出去而工作,从而以较低的相对温度维持和保护热源。在热管理领域中已知有各种类型的冷却板,包括空气冷却和液体冷却装置。

[0007] 电力模块的热管理的一个示例包括具有嵌入管的冷却板附件,以提供电力模块的液体冷却。冷却板通常是金属结构,例如铝或铜。诸如水的冷却剂通过管或内部铣削通道,以冷却电力模块。通常,冷却板联接到电力模块基部,热界面材料(TIM)分散在两者之间。热界面材料可能包括热油脂,柔顺的导热垫片等,以提高金属与金属界面的热效率。

[0008] 航空电子设备能够产生非常高的稳态热负载(在千瓦范围),并且它可以得益于利用例如冷却板的冷却装置,用于管理和保护操作中的航空电子设备。

发明内容

[0009] 在一个方面,本公开涉及一种包括整体式本体和相变材料的冷却板,该整体式本体包括具有外部和限定内部的壳体、冷却通道和至少一个增压室,冷却通道设置在内部内,包括至少一个入口和至少一个出口以及连接管道,其中至少一个入口和至少一个出口设置在外部,并且该连接管道在至少一个入口和至少一个出口之间延伸,至少一个增压室与冷却通道的至少一部分流体隔离并且平行并且包括至少一个进入开口,相变材料位于至少一

个增压室内。

[0010] 在另一个方面,本公开涉及一种冷却板,其包括:整体式本体,该整体式本体具有形成壳体的第一材料,该壳体具有蛇形冷却管道和与蛇形冷却管道的至少一部分平行的至少一个增压室;和位于增压室内的相变材料。

附图说明

[0011] 在附图中:

[0012] 图1是根据本文描述的各个方面的飞行器的立体图,该飞行器具有包括航空电子系统的电子底盘。

[0013] 图2是根据本公开描述的一个方面的图1中包括冷却板的电子底盘的立体图。

[0014] 图3是图2的包括形成内部蛇形冷却管道的基于流体的冷却通道和用于相变材料的增压室的冷却板的立体图,其中增压室与冷却通道的部分平行。

[0015] 图4是与具有充满相变材料的增压室的图3相同的立体图。

[0016] 图5是根据本公开的另一个方面的图2的冷却板附接到发热模块的示例性歧管系统。

具体实施方式

[0017] 本公开的各方面描述了一种形成并利用具有用于保持相变材料的一个或多个增压室的冷却板的方法。出于说明的目的,将关于飞行器系统来描述本公开的冷却板。应当理解,本公开不限于此并且可以普遍适用于非飞行器应用,包括太阳能配电系统,以及其他移动或非移动应用,包括其他航空、陆地或海上应用。

[0018] 如本文所公开的冷却板是一种紧凑的热管理解决方案,其可以被模块化和调谐发展成稳态和瞬态电力负载状态的阵列。在一些电子应用中,瞬态电力负载状态可以增加和超过稳态热负载。例如,当激光应用中发生脉冲负载时。虽然在航空电子底盘中示出,但应该理解的是,如本文所公开的冷却板适用于许多应用,并且不限于此。相变材料和冷却剂管道的集成,特别是平行布置,可以增加冷却板在热性能和所需规格方面的能力,并通过消除两个独立系统的需求来提供重量减轻和最小化的复杂性。本文所述的冷却板和制造冷却板的方法依赖于同时但独立的冷却技术。冷却板具有用于传统液体冷却的冷却板的入口和出口,然而,冷却板还包括填充有相变材料的储存器,以根据需要解决瞬态峰值负载状态。

[0019] 虽然将描述“一组”各种元件,但应理解,“一组”可包括任何数量的相应元件,包括仅一个元件。另外,所有的方向参考(例如,径向,轴向,上,下,向上,向下,左,右,侧向,前,后,顶部,底部,上方,下方,竖直,水平,顺时针,逆时针)仅用于识别目的以帮助读者理解本公开,并且不产生限制,特别是关于本公开的位置,取向或用途。连接参考(例如,附接,联接,连接和接合)将被广义地诠释,并且除非另有指示,否则可以包括元件集之间的中间构件和元件之间的相对移动。因此,连接参考不必推断两个元件直接连接并且处于彼此固定关系。示例性附图仅用于说明的目的,并且附图中反映的尺寸,位置,顺序和相对大小可以变化。

[0020] 图1示意性地示出了具有热管理构件11的飞行器10,热管理构件11被示为机载电子底盘12,用于容纳在飞行器10的操作中使用的航空电子设备或航空电子部件。应当理解,

在非限制性示例中,热管理构件11还可以包括热分散器,散热器,热交换器,辐射体或热管。电子底盘12可容纳各种航空电子元件并保护它们免受污染物,电磁干扰(EMI),射频干扰(RFI),振动等的影响。可选地或另外地,电子底盘12可以具有安装在电子底盘12上的各种航空电子设备。可以理解的是,电子底盘12可以位于飞行器10内的任何位置,而不仅仅是如图所示的机头。

[0021] 虽然在商用客机中示出,但电子底盘12可以用于任何类型的飞行器,例如但不限于固定翼,旋转翼,火箭,商用飞行器,个人飞行器和军用飞行器。此外,本公开的各方面不限于仅飞行器方面,并且可以包括在其他移动和固定构造中。非限制性示例移动构造可包括基于地面的,基于水的或其它基于空气的运载工具。

[0022] 图2更详细地示出了电子底盘12,其中电子底盘12可包括限定内部18的底盘壳体16和外部20。电子底盘12可包括底盘框架30,底盘框架30具有后壁31和相对的侧壁34,35。底盘框架30还可包括可移除的盖36,当可移除的盖36被移除时,提供通向电子底盘12的内部18的入口,并且当可移除的盖36联接或安装到底盘框架30时,至少部分地限制进入内部18。在非限制性示例中,框架可以由任何合适的材料形成,例如铝或钢。

[0023] 更进一步地,一组翅片40可以从侧壁34,35突出。该组翅片40也可由包括铝或钢的任何合适的材料形成。虽然在侧壁34,35上示出了该组翅片40,但是在另外的非限制性示例中,该组翅片40可以设置在电子底盘12的任何外部部分上,例如盖36或后壁31。虽然示出了该组翅片40完全地沿着侧壁34,35延伸,但应该理解的是,该组翅片40不需要延伸侧壁34,35的整个长度,并且可以以其他构造被组织。

[0024] 包括至少一个航空电子系统卡64的航空电子系统63可以容纳在电子底盘12内,其中航空电子系统63可以被构造成滑入内部18。每个航空电子系统卡64可以包括一组导线。该组导线可以由任何合适的材料形成,包括铜或铝。此外,至少一个发热电子部件66可以包括在航空电子系统卡64上。应该理解的是,根据需要,该组导线可以在电子部件66内使用,或者用于连接多个电子部件66,或者在航空电子系统卡64内或航空电子系统卡64上的任何其他地方使用。另外,虽然仅示出了一个航空电子系统卡64,但是电子底盘12可以被构造成容纳,支撑或包括任何数量的航空电子系统卡64。

[0025] 航空电子系统63还可包括冷却板70,冷却板70示出为设置在电子底盘12内,并且热联接到航空电子系统卡64,使得热量可以通过冷却板70从电子部件66移走,通过一组翅片40从底座12出来。作为非限制性示例,可以预期,沿着一组翅片40提供空气以移走热量。进一步预期,引入电子底盘12的外部20的热量也可以通过对流而消散。

[0026] 冷却板70可流体地连接到入口腔72和出口腔74,用于当液体冷却剂穿过冷却板70时接收和排放液体冷却剂。液体冷却剂可通过流体入口76被引入到入口腔72并通过流体出口78离开出口腔74。可以预期的是,多个航空电子系统卡64堆叠在具有多个冷却板70的电子底座的内部18内,使得冷却板70被航空电子系统卡64“夹在中间”。

[0027] 一组安装脚68可以从底盘壳体16延伸,以便于通过螺栓或其它合适的紧固件将电子底盘12安装到飞行器10上。此外,该组安装脚68可以用作电气接地部,以将电子底盘12接地到飞行器10的框架。虽然在该示例中示出了该组安装脚68,但是电子底盘12可以与任何所需类型的附接机构一起使用。

[0028] 如本文所用,将用一组向量来描述冷却板70相对于电子底盘12的取向。为便于理

解,还包括坐标轴系统来描述本公开的各个方面。如图2中所用,“X”将指的是侧向方向或横轴,例如平行于地面并在一个边对边的方向上。另外,“Y”将指的是基本竖直并正交于X轴的另一轴或方向,以及“Z”将指的是与X轴和Y轴正交的垂直轴或方向,并且基本上是进出页面的方向。

[0029] 现在参考图3,进一步详细地示出了冷却板70。XYZ轴可用于帮助定向和更清楚地描述图1的冷却板70。冷却板70包括具有以虚线示出的壳体102的整体式本体100,以露出由壳体102限定的内部104。通过“整体式”,应该理解的是,壳体102和位于壳体102内的所有零部件由相同材料形成成为单个单元。壳体102可以沿Y轴延伸一定长度(L)和沿X轴延伸一定宽度(W)以及沿Z轴延伸一定厚度(T)。应该理解的是,长度(L),宽度(W)和厚度(T)是可变的并且取决于设计要求。冷却通道106设置在壳体102内,以限定穿过内部104的蛇形冷却管道108。蛇形冷却管道108可以设计成适应稳态热负载(Q_s) (图4)。蛇形冷却通道108可以是在冷却通道106的入口110和出口112之间延伸的连接管道。入口110可以联接到任何适当的液体冷却剂供应部114,通过非限制性的任何合适的液体用于冷却板70的环境,例如乙二醇水(EGW)或丙二醇水(PGW)。

[0030] 蛇形冷却管道108包括基本上沿着Y轴延伸的冷却通道106的第一部分106a,第二部分106b,第三部分106c和第四部分106d,以及基本上沿着X轴在冷却通道106的第一部分106a和第二部分106b,第二部分106b和第三部分106c以及第三部分106c和第四部分106d之间延伸的冷却通道106的第五部分106e,第六部分106f和第七部分106g。冷却通道106的第五部分106e,第六部分106f和第七部分106g分别流体地连接冷却通道106的第一部分106a,第二部分106b,第三部分106c和第四部分106d。冷却通道106的第一部分106a,第二部分106b,第三部分106c和第四部分106d沿着X轴以大于或等于腔宽度(W_p)的距离彼此间隔开。冷却通道的第五部分106e,第六部分106f和第七部分106g可沿着X轴以大于或等于至少一个腔宽度(W_p)的距离各自延伸。此外,冷却通道106的第六部分106f沿着Y轴以小于或等于壳体长度(L)的距离与冷却通道106的第五部分106e和第七部分106g间隔开。换句话说,蛇形冷却管道108在沿着X轴从入口110到出口112移动的同时来回蛇行。

[0031] 至少一个增压室116可以设置在冷却通道106的第一部分106a和第二部分106b之间,填充在由增压室宽度(W_p)限定的空间中,以形成与冷却通道106流体隔离的空腔118。流体隔离的空腔118的体积可以等于或略小于由腔宽度(W_p),腔厚度(T_p)和腔长度(L_p)所限定的体积。应该理解的是,腔厚度(T_p)和腔长度(L_p)的最大值等于壳体厚度(T)和壳体长度(L)。至少一个增压室与冷却通道106的第一部分106a,第二部分106b,第三部分106c和第四部分106d中的至少一个平行地定向。作为非限制性示例,至少一个增压室116可以是多个增压室,第一增压室116a,第二增压室116b和第三增压室116c,它们分别设置在相应的冷却通道的部分106a,106b,106c,106d之间。因此,蛇形冷却管道108在顺序放置的增压室116a,116b,116c之间延伸。应该理解的是,虽然示出为与蛇形冷却管道108的长度(L)的部分平行地定向,但是平行定向可以相对于宽度(W)的部分并且仅出于说明性目的而示出并且不意味着受限制。

[0032] 至少一个进入开口120(示出为两个进入开口120a,120b)在至少一个增压室116的流体隔离的空腔118和相变材料(PCM)源122之间提供流体连接。至少一个进入开口120可以通过帽部124或能够打开和关闭至少一个进入开口120的任何合适的盖或覆盖物来打开和

关闭。作为非限制性示例,第一增压室116a和第三增压室116c经由沿着X轴延伸并在冷却通道106的第六部分106f上方间隔开的增压连接器126流体连接。第一进入开口120a可以设置在增压连接器126处。第二进入开口120b可以设置在第二腔116b处以在第二增压室116b的流体隔离的空腔118和PCM源122之间提供流体连接。应该理解的是,进入开口120的任何数量是可以预期的,作为非限制性示例,三个进入开口可以单独地连接到每个增压室。PCM源122可以提供有机PCM,作为非限制性示例的石蜡碳。应该注意的是,由PCM源122提供的PCM的液体冷却剂与经过冷却通道106的是不相同的。相比于经过冷却通道106的液体冷却剂,PCM具有更高的熔点,作为非限制性示例在20和70摄氏度之间。根据使用的PCM的膨胀体积,PCM可以填充至少一个增压室116的60-100%的容量。

[0033] 整体式本体100可被增材制造,使得冷却通道106和至少一个增压室116是3D打印为封闭在壳体102内的一个部件。加强桩128可以通过至少一个等于或小于壳体102的厚度(T)的长度来沿着Z轴延伸。加强桩可用于双重目的。加强桩128可在PCM的膨胀期间为至少一个增压室116提供结构壁加强稳定性,并且加强桩128可在至少一个增压室116内在整个PCM上均匀地进行外部功率耗散。

[0034] 如本文所述,一种制造冷却板70的方法包括由第一材料打印整体式本体100。第一材料可以是金属合金,作为非限制性示例可以是铝,铜,银,或银/铜合金。整体式本体100打印有蛇形冷却管道108和与冷却通道106的部分平行放置的至少一个增压室116。此外,包括加强桩128的内部结构也可以包括在该打印中,从而形成整体式本体100,这是为将要使用的应用而定制的一个部件,并且具有如本文所述的内部细节。

[0035] 转到图4中,冷却板70示出为具有填充有PCM 130的至少一个增压室116。通过非限制性示例,所有三个增压室116a,116b,116c都填充有PCM 130。该方法还包括在短暂时间内用PCM 130填充至少一个增压室116。换句话说,在至少一个增压室和PCM源122之间的流体连接仅受限于填充该至少一个增压室116所需的时间。

[0036] 在操作期间,液体冷却剂(C)通过入口110接收并穿过蛇形冷却管道108。沿着蛇形冷却管道108的几何结构的液体冷却剂(C)被设计成承受从电源(作为非限制性示例的航空电子系统卡64(图2))接收的稳态热负载(Q_s)。稳态热负载(Q_s)被接收在液体冷却剂(C)中,使得被加热的冷却剂(H)从出口排出,并且航空电子系统卡64被冷却。在瞬态热负载期间,作为非限制性示例,通过航空电子系统卡64的小周期电输出或突变电输出的释放量瞬间增加,形成瞬态热负载(Q_t)。正是在瞬态热负载(Q_t)期间,PCM 130接收多余热量(Q_{t*})并存储多余热量(Q_{t*}),直到瞬态负载结束,此时PCM 130将多余热量(Q_{t*})释放到平行定向的冷却通道的部分106a,106b,106c,106d并经由出口排放多余热量(Q_{t*}),作为被加热的冷却剂(H)从航空电子系统卡64带走。

[0037] 稳态热负载(Q_s)可以在液体冷却剂(C)的热容量之内。当作为非限制性示例的激光器发生较高的耗散脉冲负载时,等于稳态热负载(Q_s)的量将消散到液体冷却剂(C)中,并且PCM可以解决额外的或瞬态热负载(Q_t)和出现的临时热量或多余热量(Q_{t*})。

[0038] 图5示出了冷却板70附接到发热模块142的的示例性歧管系统140。冷却板70可以被打印以模仿任何电源的形状,作为非限制性示例,电源为如图所示的发热模块142。发热模块142可以是电力模块或电池模块,或任何合适的电源,例如航空电子系统卡64。冷却板70和发热模块142可以彼此相邻地按顺序堆叠,使得冷却板70的外部144与发热模块142的

外部146接触。冷却板70可流体连接到入口腔148和出口腔150,用于在液体冷却剂(C)通过蛇形冷却管道108时接收和排出液体冷却剂(C)。如本文所述,应该理解的是,在发热模块142的正常操作期间接收到冷却板70中的热量被冷却板70接收,作为稳态热负载(Q_s)。该稳态热负载(Q_s)通过蛇形冷却管道108由液体冷却剂(C)携带,并作为被加热的冷却剂(H)经由出口排出。在瞬态负载状态下,当发热模块142用于发送脉冲或间歇地操作激光器时,瞬态热负载(Q_t)被接收并存储在PCM 130中,直到瞬态负载状态已经过去。然后,瞬态热负载(Q_t)被传递到蛇形冷却管道108中并由液体冷却剂(C)接收。在瞬态负载状态之后排放的被加热的冷却剂(H)可以包括在任何适当的时间段内的瞬态负载状态期间产生的多余热量(Q_{t*})的至少一部分,直到所有的多余热量(Q_{t*})已经消散。

[0039] 一种使用冷却板70来冷却电力模块140的方法包括使液体冷却剂(C)通过蛇形冷却管道108从入口110流向出口112。该方法还包括在与蛇形冷却管道108的一部分平行地定向的至少一个增压室内存储PCM 130。稳态负载(Q_s)由蛇形冷却通道108内的液体冷却剂(C)接收。在变电涌期间,如本文所述,瞬态热负载(Q_t)由PCM 130接收并存储在位于至少一个增压室116内的PCM 130中。如本文所述,该方法还包括在完成电涌后将所存储的瞬态热负载或多余热量(Q_{t*})传递到液体冷却剂(C)。

[0040] 本公开的各方面提供了多种益处。本文公开的尺寸可变模块化冷却板包括用于在正常操作状态下管理稳态热负载的冷却剂入口,出口和路径。另外,本文公开的冷却板能够处理瞬态热负载,使得在瞬态热负载期间接收的多余热量仅在瞬态热负载结束之后从诸如石蜡的PCM中消散。如本文所述的公开可以容纳当今存在的各种PCM以及未来的PCM材料。

[0041] 同时接受瞬态热负载(其可能由于例如脉冲负载而产生短的高功率散热)由内部夹杂诸如石蜡的PCM来完成,以吸收上述稳态状态之上的瞬态热负载。外壳本身的增材制造允许复杂且均匀夹杂的内部增压室,以便能够根据安装或附接冷却板的电力模块的任何要求来调节热管理能力,稳态和瞬态。

[0042] 在一个有效的和充分紧凑的单元中一起集成这两种能力,将体积减小到所需要的规格,同时满足性能要求。

[0043] 除了以上图中所示的那些之外的其它可能的构造是本公开所预期的。在未描述的范围,各个方面的不同特征和结构可以根据需要与其他特征和结构组合使用。该一个特征不能在所有方面中示出,并不意味着被解释为它不能有,而是为了描述的简洁而完成。因此,可以根据需要混合和匹配不同方面的各种特征以形成新方面,无论是否明确地描述了新方面。本公开涵盖本文描述的特征的组合或置换。

[0044] 本书面描述使用示例来公开本发明的各方面,包括最佳模式,并且还使任何本领域技术人员能够实践本发明的各方面,包括制造和使用任何装置或系统以及执行任何结合的方法。本发明的可专利范围由权利要求限定,并且可包括本领域技术人员想到的其他示例。如果这些其他示例具有与权利要求的字面语言没有不同的结构元件,或者如果它们包括与权利要求的字面语言无实质差别的等效结构元件,则这些其他示例意图在权利要求的范围内。

[0045] 本发明的进一步方面由以下条项的主题提供:

[0046] 1. 一种冷却板,包括:整体式本体,该整体式本体包括壳体、冷却通道和至少一个增压室,壳体具有外部并限定内部,冷却通道设置在内部内,包括至少一个入口和至少一个

出口以及连接管道,其中至少一个入口和至少一个出口设置在外部,连接管道在至少一个入口和所述至少一个出口之间延伸,至少一个增压室与冷却通道的至少一部分流体隔离并且平行,并且包括至少一个进入开口;以及相变材料,相变材料位于至少一个增压室内。

[0047] 2. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中至少一个增压室包括多个增压室。

[0048] 3. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中连接管道包括蛇形冷却管道,蛇形冷却管道相对于壳体的至少一个尺寸来回延伸。

[0049] 4. 根据任何在前条项所述的冷却板,进一步包括电源,该电源与冷却板呈堆叠关系,以共同限定电力模块。

[0050] 5. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中电力模块包括入口腔和出口腔,入口腔和出口腔流体联接到至少一个入口和至少一个出口。

[0051] 6. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中电力模块位于航空电子底盘内。

[0052] 7. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中至少一个增压室经由进入开口流体联接到相变材料源。

[0053] 8. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中与相变材料不同的液体冷却剂流过冷却通道。

[0054] 9. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中整体式本体是增材制造的。

[0055] 10. 一种冷却板,包括:本体,本体具有形成壳体的第一材料,壳体具有蛇形冷却管道和与蛇形冷却管道的至少一部分平行的至少一个增压室;和位于增压室内的相变材料。

[0056] 11. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中至少一个增压室包括多个增压室。

[0057] 12. 根据任何在前条项所述的冷却板,进一步包括电源,该电源与冷却板呈堆叠关系,以共同限定电力模块。

[0058] 13. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中蛇形冷却管道在至少一个出口和至少一个入口之间相对于壳体的至少一个尺寸来回延伸。

[0059] 14. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中电力模块包括入口腔和出口腔,入口腔和出口腔流体联接到至少一个入口和至少一个出口。

[0060] 15. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中电力模块位于航空电子底盘内。

[0061] 16. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中增压室进一步包括进入开口,进入开口在临时时间内流体连接到相变材料源。

[0062] 17. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中与相变材料不同的液体冷却剂流过冷却通道。

[0063] 18. 根据任何在前条项所述的冷却板,其中本体是增材制造的整体式本体。

[0064] 19. 一种制造冷却板的方法,该方法包括:由第一材料打印整体式本体,整体式本体具有蛇形冷却管道和与蛇形冷却管道的至少一部分平行的增压室;以及用相变材料填充增压室。

[0065] 20. 根据任何在前条项所述的方法,进一步包括在增压室内形成加强桩。

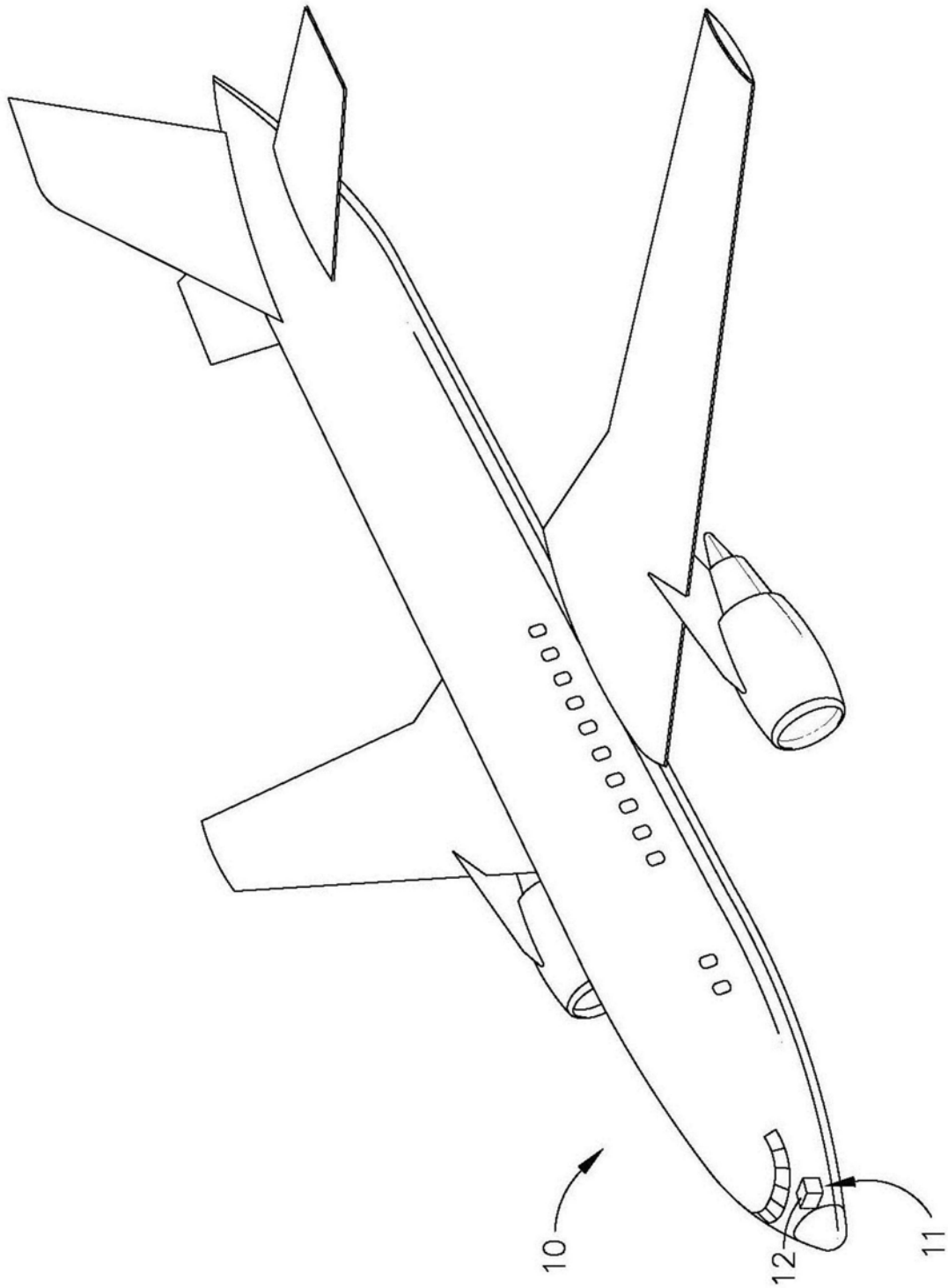


图1

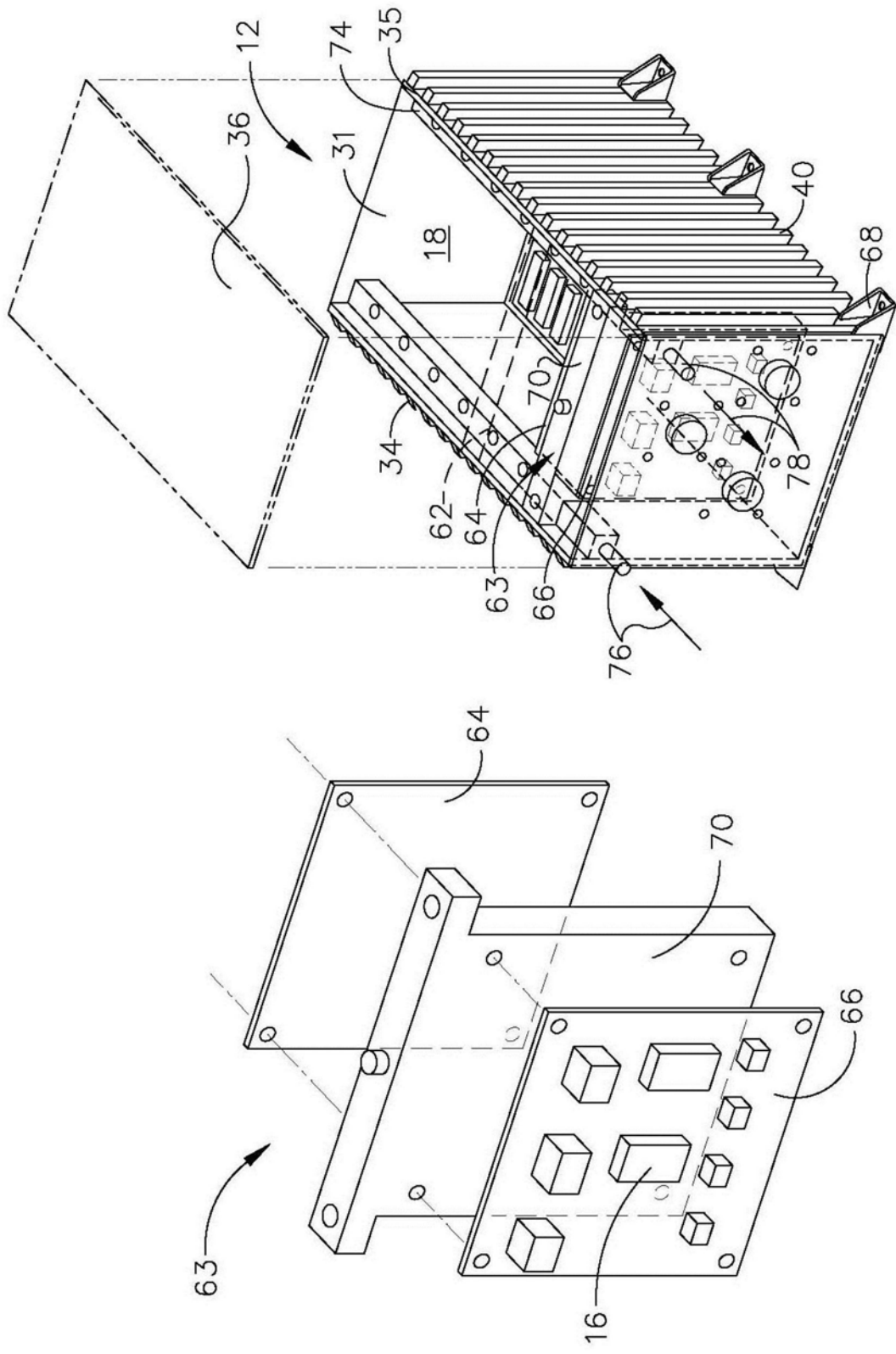


图2

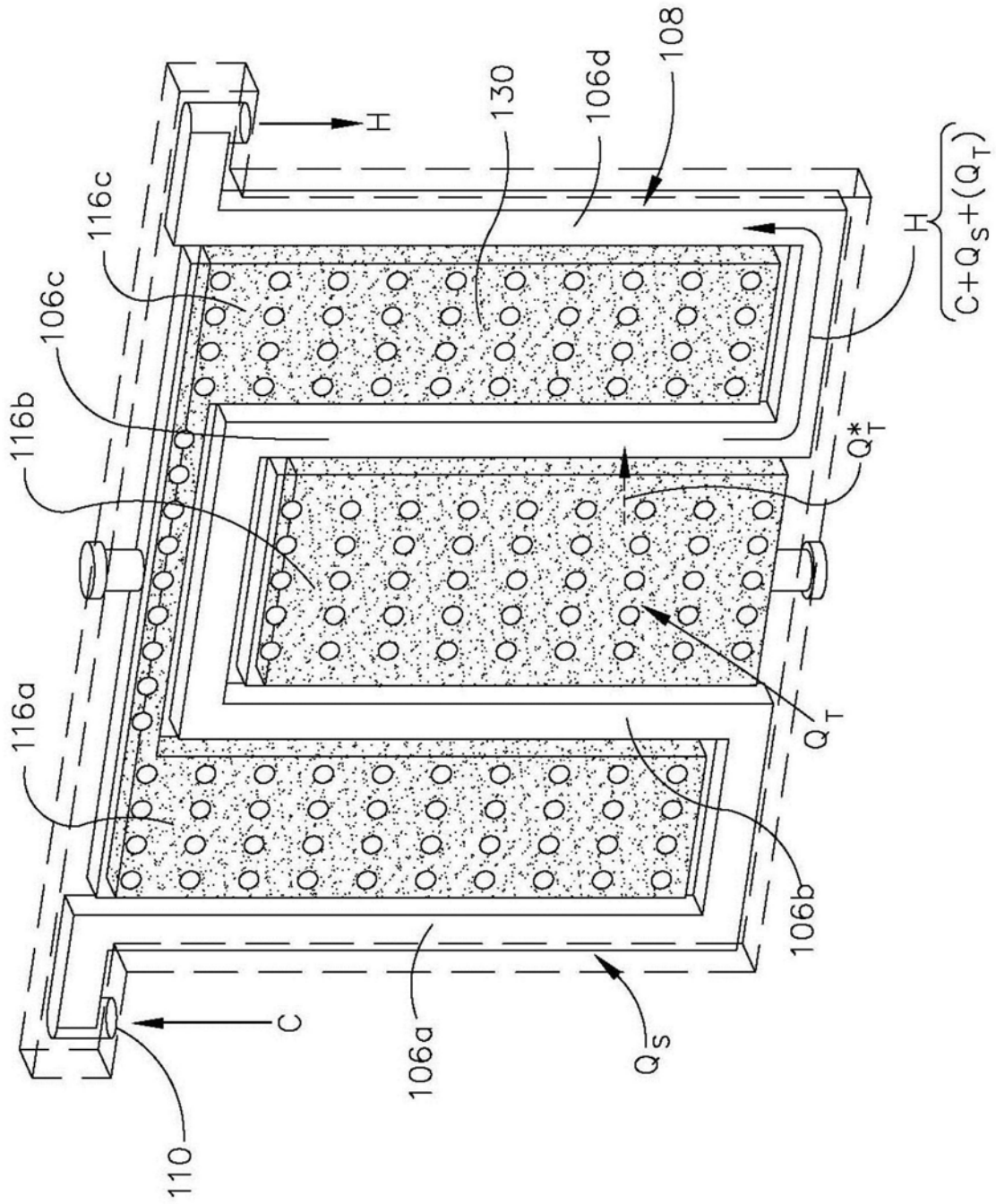


图4

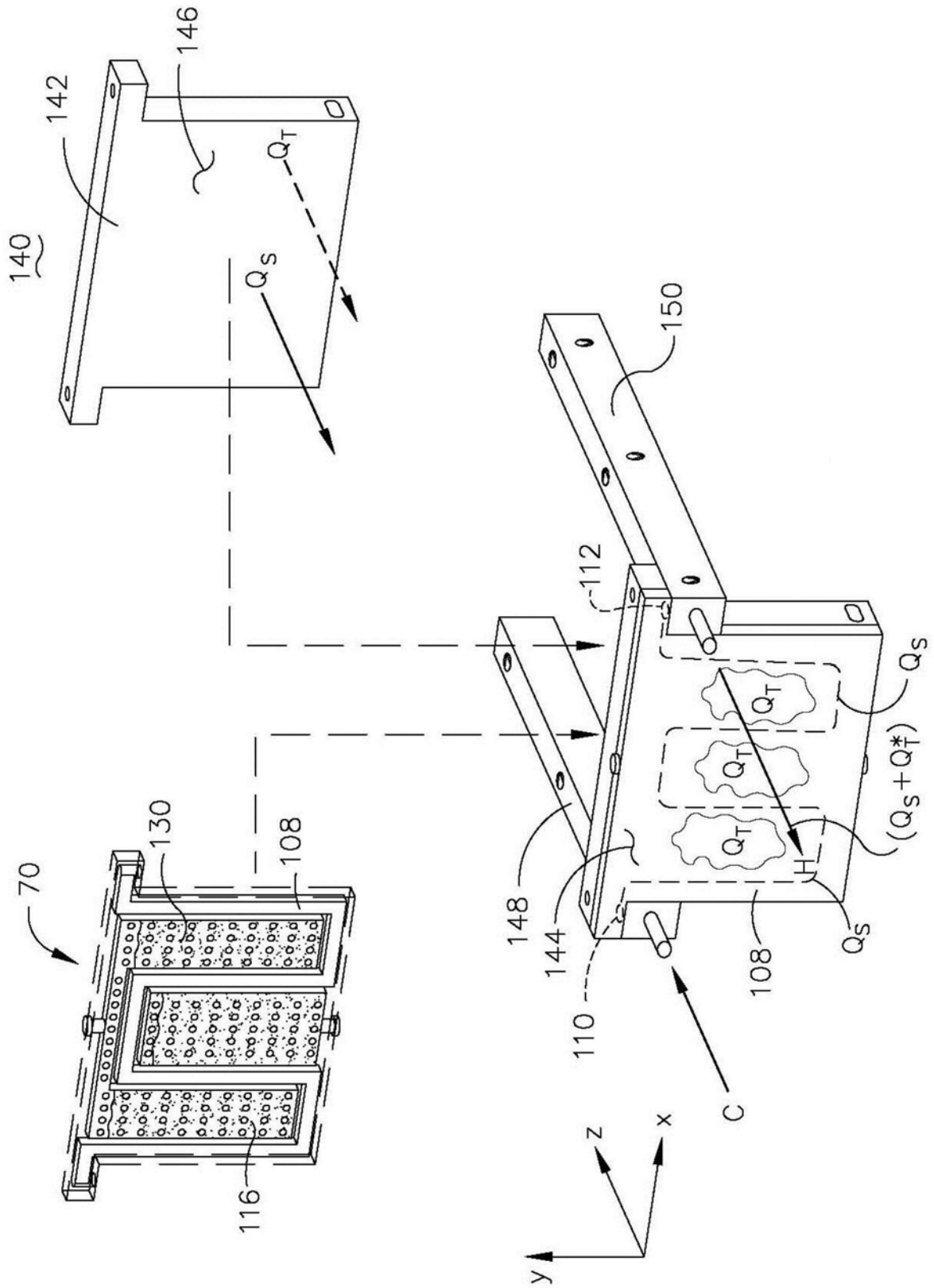


图5