



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108974324 A

(43)申请公布日 2018.12.11

(21)申请号 201810492124.4

(22)申请日 2018.05.21

(30)优先权数据

15/607,962 2017.05.30 US

(71)申请人 波音公司

地址 美国伊利诺斯州

(72)发明人 爱德华·V·怀特

(74)专利代理机构 北京康信知识产权代理有限  
责任公司 11240

代理人 陈鹏 瞿艺

(51)Int.Cl.

B64C 3/18(2006.01)

B64C 3/26(2006.01)

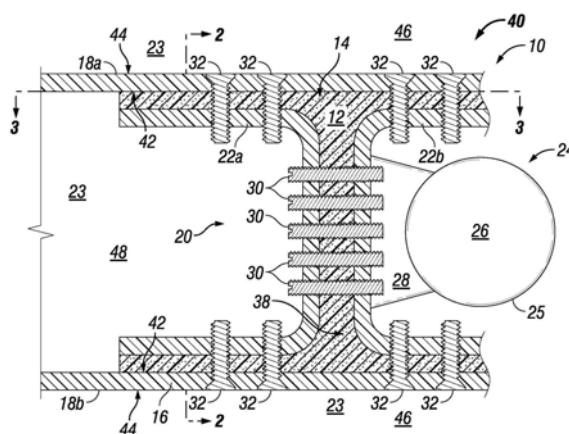
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

热管理系统、复合机翼及复合翼梁

(57)摘要

一种用于传递来自热负荷的热的热管理系统及包括该系统的复合飞机机翼,该系统包括:至少一个复合结构构件,其支撑热负荷源;以及传热构件,与至少一个复合结构构件热接触并与散热器热接触。该系统还包括至少一个导热第一紧固件,其与传热构件热接触并将热负荷源耦接至至少一个复合结构构件。至少一个第一紧固件将热从热负荷源传导到传热构件中。传热构件将热从导热第一紧固件传导至散热器。



1. 一种用于传递来自热负荷的热的热管理系统(10),所述系统包括:  
至少一个复合结构构件(22),支撑产生所述热负荷的热负荷源(24);  
传热构件(12),与所述至少一个复合结构构件(22)热接触并与散热器(23)热接触;以及

至少一个导热第一紧固件(30),与所述传热构件(12)热接触,所述导热第一紧固件将所述热负荷源(24)耦接至所述至少一个复合结构构件(22),并将热从所述热负荷源(24)传导到所述传热构件(12)中,

其中,所述传热构件(12)将热从所述导热第一紧固件(30)传导至所述散热器(23)。

2. 根据权利要求1所述的系统(10),其中,所述散热器(23)包括环境大气(46),并且所述系统(10)还包括:

导热第二紧固件(32),与所述传热构件(12)热接触,所述导热第二紧固件将复合机翼蒙皮(18)耦接到所述至少一个复合结构构件(22);并且

其中,所述复合机翼蒙皮(18)具有暴露于所述环境大气(46)的至少一个侧面(44),并且所述导热第二紧固件(32)的至少一部分延伸至暴露于所述环境大气(46)的所述至少一个侧面(44)。

3. 根据权利要求2所述的系统(10),其中,所述复合机翼蒙皮(18)还包含树脂中的纤维,并且其中,所述纤维比所述树脂更具导热性。

4. 根据权利要求1所述的系统(10),其中,所述传热构件(12)还包括碳泡沫材料。

5. 根据权利要求1所述的系统(10),其中,所述至少一个复合结构构件(22)具有第一导热系数,所述传热构件(12)具有高于所述第一导热系数的第二导热系数,并且所述至少一个导热第一紧固件(30)具有高于所述第二导热系数的第三导热系数。

6. 根据权利要求1所述的系统(10),其中,所述热负荷源(24)还包括电致动系统(25)。

7. 根据权利要求1至6中任一项所述的系统(10),其中,所述至少一个复合结构构件(22)被包括在复合翼梁(20)中,所述至少一个复合结构构件(22)包括:

第一复合结构构件(22a),包括基部(226)、盖部(224)和腹板部(226);以及

第二复合结构构件(22b),包括基部(226)、盖部(224)和腹板部(226),

其中,所述第一复合结构构件(22a)的所述腹板部(226)被定位为与所述第二复合结构构件(22b)的所述腹板部(226)相邻并隔开,以在所述第一复合结构构件(22a)和所述第二复合结构构件(22b)之间限定中央腔(38);并且

其中,所述传热构件(12)是定位在所述中央腔(38)的至少一部分中并延伸成覆盖所述第一复合结构构件(22a)的基部(226)和盖部(224)的至少一部分以及所述第二复合结构构件(22b)的基部(226)和盖部(224)的至少一部分的导热材料。

8. 一种复合飞机机翼(40),包括权利要求1至7中任一项所述的系统(10),其中,所述至少一个复合结构构件(22)包括在具有内腔(38)的复合翼梁(20)中,所述内腔包含所述传热构件(12)的一部分,并且所述热负荷源(24)是通过导热安装件(28)和所述至少一个导热第一紧固件(30)耦接至所述复合翼梁(20)的电致动系统(25),所述至少一个导热第一紧固件(30)延伸到所述内腔(38)中并与所述传热构件(12)热接触;并且所述复合翼梁(20)包括:

第一复合机翼蒙皮(18a),在内侧(42)上与所述传热构件(12)热接触并在外侧(44)上暴露于环境大气(46);

第二复合机翼蒙皮(18b),在内侧(42)上与所述传热构件(12)热接触并在外侧(44)上暴露于所述环境大气(46);以及

一个或多个导热第二紧固件(32),所述导热第二紧固件将所述第一复合机翼蒙皮(18a)和所述第二复合机翼蒙皮(18b)耦接到所述复合翼梁(20)并与所述传热构件(12)热接触,

其中,所述一个或多个导热第二紧固件(32)的一部分延伸穿过至所述第一复合机翼蒙皮(18a)或所述第二复合机翼蒙皮(18b)的外侧(44)。

9.根据权利要求8所述的机翼(40),还包括与所述复合翼梁(20)以及所述第一复合机翼蒙皮(18a)或所述第二复合机翼蒙皮(18b)的内侧(42)接触的至少一个加强构件(34),其中,所述至少一个加强构件(34)被配置为限定一个或多个通道(36),并且其中,所述一个或多个通道(36)包含所述传热构件(12)的一部分。

10.根据权利要求8所述的机翼(40),还包括电操作的致动器(26),其中,所述安装件(28)将所述致动器(26)支撑在所述复合翼梁(20)上的期望位置中,并且其中,所述安装件(28)被配置为将热从所述致动器(26)传递走。

## 热管理系统、复合机翼及复合翼梁

### 技术领域

[0001] 本公开总体上涉及用于薄翼或复合机翼飞机的热管理系统。更具体地，本公开涉及用于将用于高级控制面致动器的热管理在结构上结合到薄翼和/或复合机翼飞机中的系统。

### 背景技术

[0002] 飞机制造业的最新趋势是使用更多的复合材料(即,碳纤维增强聚合物(CFRP))和更少的金属材料来减轻飞机的重量。然而,复合材料在导热方面不如金属好。更具体地,复合材料中的纤维具有相对高的热导率(例如,碳)。然而,纤维周围的树脂是不导热的(例如,聚合物),这降低了复合材料的整体热导率。

[0003] 飞机制造业的另一个趋势是推动实现具有更多的电动子系统、电子致动系统(“EAS”)以及更少的气动和液压系统的多电飞机(“MEA”)。EAS(例如机翼中的控制面致动器)在它们操作时产生热。相比之下,对于液压致动器,产生的热被传递至液压流体,液压流体被引导至换热器以管理机翼中产生的热。EAS没有这种液压的或以其他方式的流体来将热从致动器上传递走。因此,相比于有效地传递热的金属翼,在复合机翼内,热会累积,并且复合材料不能将热有效地传递到较冷位置(即,环境大气和/或机翼燃料箱)。热的累积可能损坏EAS、周围结构等。

[0004] 一些EAS具有主动冷却系统,该主动冷却系统包括冷却剂管道和换热器。然而,这种主动冷却系统使用电力并增加了飞机的重量。

### 发明内容

[0005] 所公开的实施例包括一种用于传递来自热负荷的热的热管理系统,该热载荷包括支撑热负荷源的复合结构构件以及与复合结构构件热接触并与散热器热接触的传热构件。该系统还包括至少一个导热第一紧固件,该导热第一紧固件与传热构件热接触并将热负荷源耦接至复合结构构件,并将热从热负荷源传导到传热构件中,并且传热构件将热从导热第一紧固件传导至散热器。

[0006] 散热器可以是环境大气,并且该系统还包括导热第二紧固件,该导热第二紧固件与传热构件热接触,并将复合机翼蒙皮耦接到复合结构构件,并且机翼蒙皮具有暴露于环境大气的至少一个侧面,并且导热第二紧固件的至少一部分延伸至暴露于环境大气的至少一个侧面。

[0007] 传热构件可以是碳泡沫材料。此外,复合结构构件具有第一导热系数,传热构件具有高于第一导热系数的第二导热系数,并且至少一个导热第一紧固件具有高于第二导热系数的第三导热系数。

[0008] 热负荷源可以是EAS。复合机翼蒙皮可以是树脂中的纤维,并且纤维比树脂更具导热性。

[0009] 所公开的实施例还包括一种用于复合飞机机翼的在结构上结合的热管理系统,该

系统包括：第一复合机翼蒙皮，在内侧上与传热构件热接触，并在外侧上暴露于环境大气；复合翼梁，具有包含传热构件的一部分的内腔；第二复合机翼蒙皮，在内侧上与传热构件热接触，并在外侧上暴露于环境大气；EAS，通过导热安装件和至少一个导热第一紧固件耦合到复合翼梁，该导热第一紧固件延伸到内腔中并与传热构件热接触；一个或多个导热第二紧固件，该导热第二紧固件将第一复合机翼蒙皮和第二复合机翼蒙皮耦合至复合翼梁并与传热构件热接触，并且一个或多个导热第二紧固件的一部分延伸穿过至第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮的外侧。

[0010] 该系统还可包括与复合翼梁以及第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮的内侧接触的加强构件。加强构件被配置为限定一个或多个通道。一个或多个通道包含传热构件的一部分。至少一个导热第一紧固件或至少一个导热第二紧固件可以由不锈钢形成。

[0011] 第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮可以是树脂中的纤维。在一些实施例中，纤维可以是玻璃或碳。

[0012] 所公开的实施例还包括一种复合翼梁，该复合翼梁包括：第一复合结构构件，具有基部、盖部 (cap) 和腹板部；第二复合结构构件，具有基部、盖部和腹板部，第一复合结构构件的腹板部被定位成与第二复合结构构件的腹板部相邻并隔开，以在第一复合结构构件和第二复合结构构件之间限定中央腔；以及导热材料，定位在中央腔的至少一部分中并延伸成覆盖第一复合结构构件的基部和盖部的至少一部分以及第二复合结构构件的基部和盖部的至少一部分。

## 附图说明

[0013] 图1是根据所公开的实施例的在结构上结合的热管理系统的一部分的横截面示意图。

[0014] 图2是沿着图1的线2-2的侧视横截面示意图。

[0015] 图3是沿着图1的线3-3的顶视横截面示意图。

[0016] 虽然本公开容许各种修改和替代形式，但在附图中以示例的方式示出了具体实施例，并且将在本文详细描述具体实施例。然而，应该理解，本公开不旨在限于所公开的特定形式。相反，意图覆盖落入由所附权利要求限定的本发明的精神和范围内的所有修改、等同和替代。

## 具体实施方式

[0017] 本文描述的实施例提供了一种改进的轻型系统以管理由EAS和复合飞机部件中的其他电气系统引起的热负荷。所公开的系统在保持复合结构的重量减轻的同时弥补并潜在地改善了金属结构的热传导。这是通过将热传导路径紧密地结合到复合结构中来实现的。更具体地，本文公开了一种用于飞机部件 (例如，用于机翼的翼梁组件) 的复合加强件组件，该复合加强件组件包括能将热从热负荷 (例如，EAS) 传递至散热器的内部导热材料，该散热器包括环境大气、机翼油箱、一些其他内箱或外箱、相变材料、一些其他位置或前述的组合。导热材料具有比周围的复合材料更高的热导率，以产生至少通向飞机蒙皮的热路径。热路径能实现热从热负荷通过导热材料传递到机翼蒙皮，并从蒙皮的外表面传递到环境大气 (其在高处时可能非常冷的)。

[0018] 图1是根据公开的实施例的结构上结合的热管理系统10的一部分的前视横截面示意图。如所示的,系统10包括结构构件22、传热构件12和至少一个第一紧固件30。结构构件22包括复合材料和/或由复合材料形成。传热构件12与结构构件22和散热器23热接触。第一紧固件(多个第一紧固件)30包括导热材料和/或由导热材料形成。第一紧固件(多个第一紧固件)30与传热构件12热接触并将热负荷源24耦接到复合结构构件22。第一紧固件(多个第一紧固件)30将热从热负荷源24传导到传热构件12中,并且传热构件12将热从第一紧固件(多个第一紧固件)30传导到散热器23。在本文更详细地描述系统10及其部件。

[0019] 传热构件12由导热材料14形成。尽管导热材料14不需要与复合材料16不发生反应,但导热材料14优选为固体(例如,不存在电流屏障,铝和碳纤维彼此反应,并因此是不太理想的组合)。传热构件12可以由碳泡沫或其他材料形成。例如,传热构件12由诸如金属、非金属、热解石墨条或带、铜条或带、银条或带、石墨烯、碳纳米管带或条等的导热材料形成。用于传热构件12的其他材料是金属泡沫、微晶格等。采用微晶格的实施例也可以利用流过或围绕微晶格的冷却流体来改善传热性能。

[0020] 用于传热构件12中或作为传热构件12的碳泡沫可以是“石墨的”或“非石墨的”并具有比例如金属更高的导热性和导电性以及更低的密度。在其中传热构件12是石墨泡沫或包括石墨泡沫的一个实例中,石墨泡沫的有效热导率大于 $150\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ,其高于对于铝的值 $2\text{--}26\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 。同样地,在该实例中石墨泡沫的密度为 $0.2\text{--}0.6\text{g}/\text{cm}^3$ ,其约为铝的密度的五分之一。因此,在重量是需要考虑的因素的情况下,如在飞机中,碳泡沫的低密度和高导热性对于用作传热构件12或用在传热构件12中是有利的。

[0021] 如上所述,系统10包括由复合材料(例如CFRP)形成的一个或多个结构构件22。翼梁20至少包括第一结构构件22a、第二结构构件22b和导热材料14。每个结构构件22a、22b包括腹板部222、盖部224和基部226(参见例如图2)。第一结构构件22a的腹板部222被定位成与第二结构构件22b的腹板部222相邻并隔开,以在第一结构构件22a和第二结构构件22b之间限定中央腔38。导热材料14(例如,传热构件12)被定位在中央腔38的至少一部分中。导热材料14延伸成覆盖第一结构构件22a的基部226和盖部224的至少一部分并覆盖第二结构构件22b的基部226和盖部224的至少一部分。

[0022] 用于飞机的复合机翼40包括第一复合机翼蒙皮18a、翼梁20、第二复合机翼蒙皮18b、电子致动系统(EAS)25、以及一个或多个导热第二紧固件32。第一机翼蒙皮18a在内侧42上与传热构件12热接触并在外侧44上暴露于环境大气46。翼梁20具有包含传热构件12的一部分的内腔38。第二机翼蒙皮18b在内侧42上与传热构件12热接触并在外侧44上暴露于环境大气46。EAS 25通过导热安装件28和延伸到翼梁20的内腔38中的至少一个导热第一紧固件30耦接到翼梁20。EAS 25与传热构件12热接触。一个或多个导热第二紧固件32将第一机翼蒙皮18a和第二机翼蒙皮18b耦接到复合翼梁20并与传热构件12热接触。一个或多个导热第二紧固件32的一部分延伸穿过至第一机翼蒙皮18a或第二机翼蒙皮18b的外侧44。

[0023] 对于其中系统10结合到翼梁20中的实施例,如图1所示,传热构件12延伸遍及翼梁20并与机翼蒙皮18的内侧42热接触。还如所示的,一个或多个结构构件22被包括在翼梁20中。在附图所示的示例性实施例中,每个结构构件22具有这样的横截面形状,该横截面形状具有通过部分弓形的拐角(即“C形通道”)等连接的线性区段。替代地,代替两个结构构件22,可使用具有这样的横截面形状的单根梁或类似成形的翼梁20,该横截面形状具有由带

有中空内部的大致垂直的矩形支撑件(即“I形梁”)分开的大致为矩形的、平行的基部和盖部。其他结构构件和形状也是可能的。

[0024] 如本文所公开的,系统10被配置为管理由安装到飞机结构构件(例如,形成翼梁20的结构构件(多个结构构件)22)的热负荷源24(例如,EAS 25)等产生的热负荷。如图1所示,对于其中热负荷源24是EAS 25的实施例,系统10还包括电操作的致动器26和安装件28,该安装件28将致动器26支撑在翼梁20或其他结构构件上的期望位置中。安装件28适当地成形并由合适的导热材料形成,以促进将热从致动器26传递走。例如,如果EAS 25的外表面为大致圆柱形,则安装件28相互地弯曲,使得EAS 25和安装件28进行充分的接触,以有效地将热从EAS 25传递走。类似地,安装件28由导热材料形成,该导热材料包括:不锈钢、铝、金属、非金属、热解石墨块、碳泡沫、热解石墨条或带、铜块、条或带、温敏性水凝胶、相变材料、导热环氧树脂、导热聚合物、导热糊或其他导热材料。其中,用于安装件28的特定材料基于对于安装件28的期望强度、耐久性和热导率来选择。

[0025] 系统10还包括一个或多个第一紧固件30。紧固件30被配置为进一步增强从热负荷24(例如,EAS 25)到传热构件12的热路径。更具体地,如所示的,第一紧固件30延伸穿过至少两个复合部件(例如,穿过两个结构构件22,或穿过结构构件22和机翼蒙皮18)并穿过复合部件之间的传热构件12。第一紧固件30是金属或其他导热材料,并且可以在数量和位置上变化。因此,来自热源24(例如,EAS 25等)的热沿着第一紧固件30传递到传热构件12中,而不是通过相对低导热性的复合部件(例如,结构构件22和机翼蒙皮18)。第一紧固件30还加强了结构构件(多个结构构件)22的竖直部分,以防止结构构件(多个结构构件)22的竖直部分的变形。

[0026] 系统10还可包括由导热材料形成的至少一个第二紧固件32。第二紧固件32将机翼蒙皮18耦接到传热构件12和结构构件(多个结构构件)22(例如,其形成翼梁20)。第二紧固件32也是金属或其他导热材料,并且也在数量和位置上变化。第二紧固件32不仅承受机械负荷,而且还将热从传热构件12传递到散热器23,例如环境大气46(例如,外部机翼蒙皮18)、机翼油箱48和/或其他合适的散热器23。第二紧固件32还为复合蒙皮18的碳纤维提供热路径。碳纤维通常具有约21-180W/(m·K)的热导率,且热将沿着纤维传导并散布到大部分的蒙皮18。以这种方式,热被分配到比第二紧固件32头部的面积大得多(例如,大数百或数千倍)的区域,这便于将热传导到大气46或其他周围环境,因为热已被分配到大部分区域。

[0027] 第一紧固件30和第二紧固件32的尺寸基于预期的热负荷和复合材料(例如,机翼蒙皮18、翼梁20或其他结构构件)的热导率而形成。此外,第一紧固件30和第二紧固件32还起到结构性的承载功能的作用,并根据带承载的负荷而形成尺寸。总体而言,为了管理由耦接到复合组件的EAS25或其他发热设备产生的热,热路径通常从致动器26沿着致动器安装件28进入到第一紧固件30中,然后进入到传热构件12(和/或机翼油箱)中,从传热构件12进入到第二紧固件32(和/或复合机翼蒙皮18)中,并且最终进入到散热器23(例如,在机翼蒙皮18的另一侧上的环境大气46)中。在图1-3中,紧固件30、32被示意性地示出并包括用于所选的应用的任何合适的紧固件。例如,紧固件30、32包括:具有附带螺母(未示出)、铆钉的贯穿螺栓、嵌入式安装螺栓(例如,用于机翼蒙皮18紧固)等。

[0028] 对于使用包括通常不具有特别高的机械强度的碳泡沫的传热构件12来加固结构组件(例如,翼梁20)的实施例,加强构件34等被定位在复合机翼蒙皮18和结构构件22(例

如,其形成翼梁20)之间。

[0029] 图2是沿着图1的线2-2的侧视横截面示意图,其示出了包括加强构件34的实施例。通道36限定在加强构件34之间,并且传热构件12延伸穿过通道36。如所示的,第二紧固件32穿过传热构件12而不是穿过加强构件34耦接,以便尤其促进传热。加强构件34的实施例包括CFRP材料、导热金属或前述的组合,其增加了期望的结构强度而不会给飞机增加不期望的重量。如图2所示,翼梁20包括腹板222、盖部224和基部226。如上所述,腹板部222、盖部224和基部226由结构构件(多个结构构件)22形成。加强构件34在顶侧上被放置在盖部224和机翼蒙皮18之间,并且在底侧上被放置在基部226和机翼蒙皮18。在图2中,为了说明的目的仅示出了几个代表性的第一紧固件30和几个代表性的第二紧固件32。实际上,在腹板部222中可以存在多于一排和/或一系列的第一紧固件30,并且在底部机翼蒙皮18b中将存在多于一个第二紧固件32。

[0030] 图3是沿着图1的线3-3的顶视横截面示意图,其中为了清楚起见去除了顶部机翼蒙皮18。如该视图所示,通道36根据需要在大小、形状、宽度和长度上变化。如本文所公开的,传热构件12填充各个通道36。加强构件34也如本文所公开的那样形成尺寸和分配,以增加热管理系统10的结构强度。再次,在图3中,为了清楚起见未示出第一紧固件30,并且示出了几个示例性第二紧固件32,其提供从传热构件12到外部机翼蒙皮(图3中未示出)的热路径。

[0031] 此外,本公开包括根据以下条款的实施例:

[0032] 条款1.一种用于传递来自热负荷的热的热管理系统,该系统包括:复合结构构件,该复合结构构件支撑热负荷源;传热构件,与复合结构构件热接触并与散热器热接触;以及至少一个导热第一紧固件,与传热构件热接触,该导热第一紧固件并将热负荷源耦接至复合结构构件,并将热从热负荷源传导到传热构件中;并且其中,传热构件将热从导热第一紧固件传导至散热器。

[0033] 条款2.根据条款1所述的系统,其中,散热器包括环境大气,并且系统还包括:导热第二紧固件,与传热构件热接触,并且该导热第二紧固件将复合机翼蒙皮耦接到复合结构构件;并且其中,机翼蒙皮具有暴露于环境大气的至少一个侧面,并且导热第二紧固件的至少一部分延伸至暴露于环境大气的至少一个侧面。

[0034] 条款3.根据条款2所述的系统,其中,复合机翼蒙皮还包含树脂中的纤维,并且其中,纤维比树脂更具导热性。

[0035] 条款4.根据条款1至3中任一项所述的系统,其中,传热构件还包括碳泡沫材料。

[0036] 条款5.根据条款1至4中任一项所述的系统,其中,复合结构构件具有第一导热系数,传热构件具有高于第一导热系数的第二导热系数,并且至少一个导热第一紧固件具有高于第二导热系数的第三导热系数。

[0037] 条款6.根据条款1至5中任一项所述的系统,其中,热负荷源还包括电致动系统(EAS)。

[0038] 条款7.一种复合飞机机翼包括:第一复合机翼蒙皮,在内侧上与传热构件热接触,并在外侧上暴露于环境大气;复合翼梁,具有包含传热构件的一部分的内腔,第二复合机翼蒙皮,在内侧上与传热构件热接触,并在外侧上暴露于环境大气;电致动系统(EAS),通过导热安装件和至少一个导热第一紧固件耦接至复合翼梁,该导热第一紧固件延伸到内腔中并



与传热构件热接触；以及一个或多个导热第二紧固件，该导热第二紧固件将第一复合机翼蒙皮和第二复合机翼蒙皮耦接至复合翼梁，并与传热构件热接触；其中，一个或多个导热第二紧固件的一部分延伸穿过至第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮的外侧。

[0039] 条款8. 根据条款7所述的机翼，还可包括与复合翼梁以及第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮的内侧接触的加强构件。

[0040] 条款9. 根据条款8所述的机翼，进一步其中，加强构件被配置为限定一个或多个通道。

[0041] 条款10. 根据条款9所述的机翼，其中，一个或多个通道包含传热构件的一部分。

[0042] 条款11. 根据条款7至10中任一项所述的机翼，其中，至少一个导热第一紧固件或所述至少一个导热第二紧固件还包括不锈钢。

[0043] 条款12. 根据条款7至11中任一项所述的机翼，其中，第一复合机翼蒙皮或第二复合机翼蒙皮还包括树脂中的纤维。

[0044] 条款13. 根据条款12所述的机翼，其中，纤维包含玻璃或碳。

[0045] 条款14. 一种复合翼梁，包括：第一复合结构构件，包括基部、盖部和腹板部；第二复合结构构件，包括基部、盖部和腹板部，其中，第一复合结构构件的腹板部被定位成与第二复合结构构件的腹板部相邻并隔开，以在第一结构构件和第二结构构件之间限定中央腔；以及导热材料，布置在中央腔的至少一部分中并延伸成覆盖第一复合结构构件的基部和盖部的至少一部分以及第二复合结构构件的基部和盖部的至少一部分的。

[0046] 条款15. 根据条款14所述的复合翼梁，其中，导热材料还包含碳泡沫。

[0047] 条款16. 根据条款14或15所述的复合翼梁，还包括与第一复合结构构件的盖部和基部中的一个接触的加强构件。

[0048] 条款17. 根据条款14至16中任一项所述的复合翼梁，还包括与所述第二复合结构构件的盖部和基部中的一个接触的加强构件。

[0049] 条款18. 根据条款14至17中任一项所述的复合翼梁，还包括通过导热安装件安装至第一复合结构构件的腹板部的电致动系统(EAS)。

[0050] 条款19. 根据条款18所述的复合翼梁，还包括导热紧固件，该导热紧固件将导热安装件连接至第一复合结构构件的腹板部，并延伸到定位在中央腔的至少一部分中的导热材料中。

[0051] 条款20. 根据条款14至19中任一项所述的复合翼梁，其中，第一复合结构构件或第二复合结构构件中的至少一个还包括C形通道构件。

[0052] 尽管已示出和描述了各种实施例，但本公开不限于此并将被理解为包括对于本领域技术人员而言将是显而易见的所有这种修改和变型。

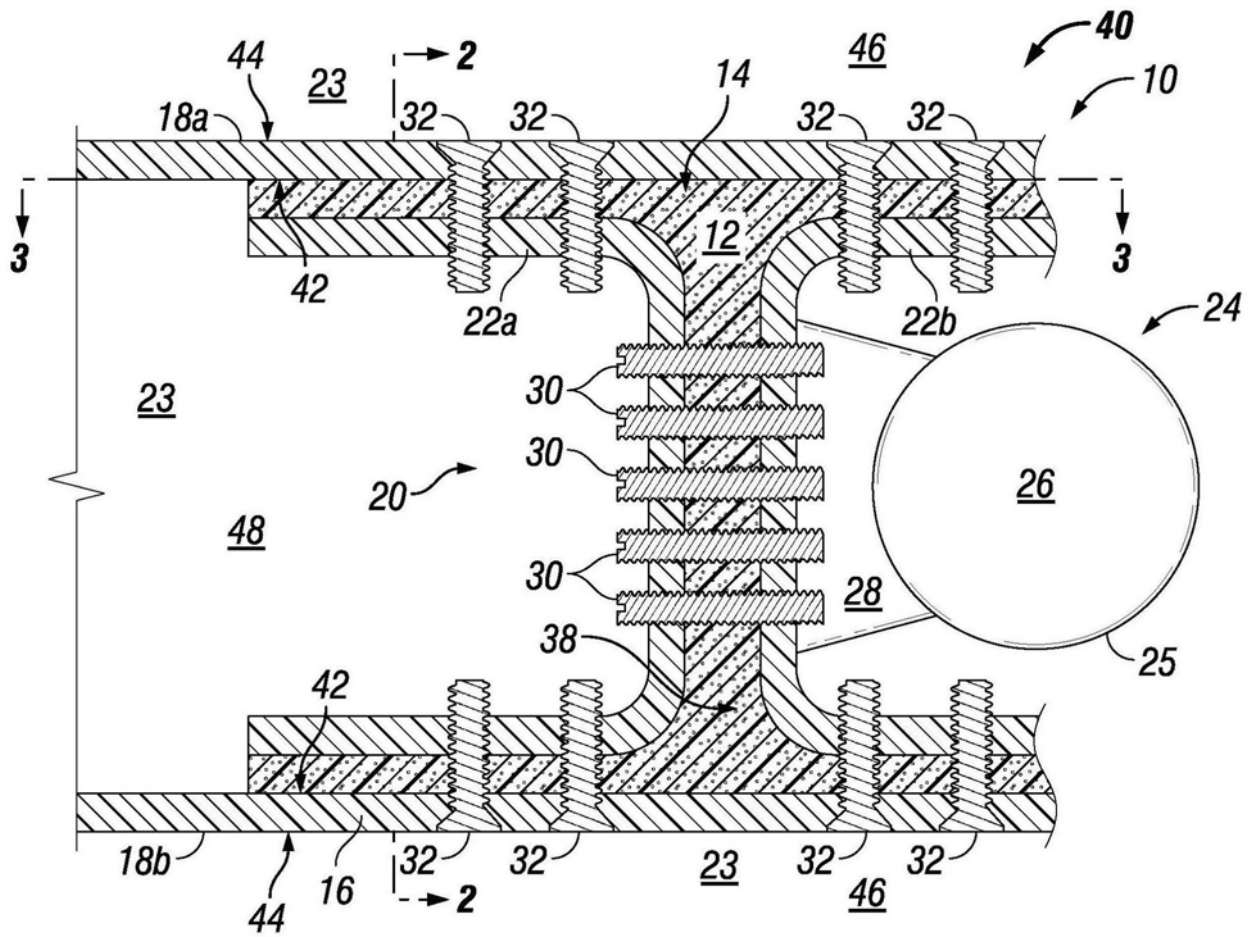


图1

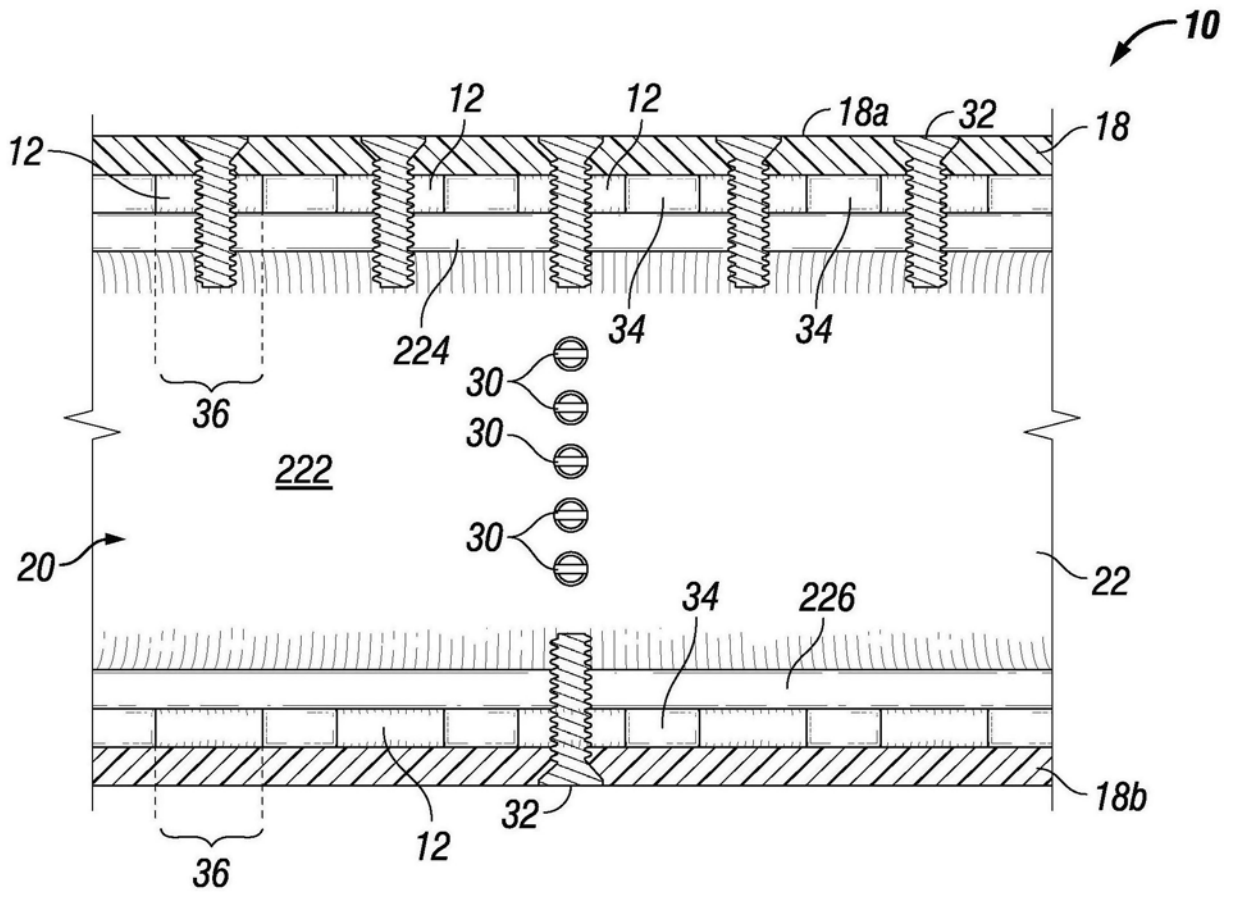


图2

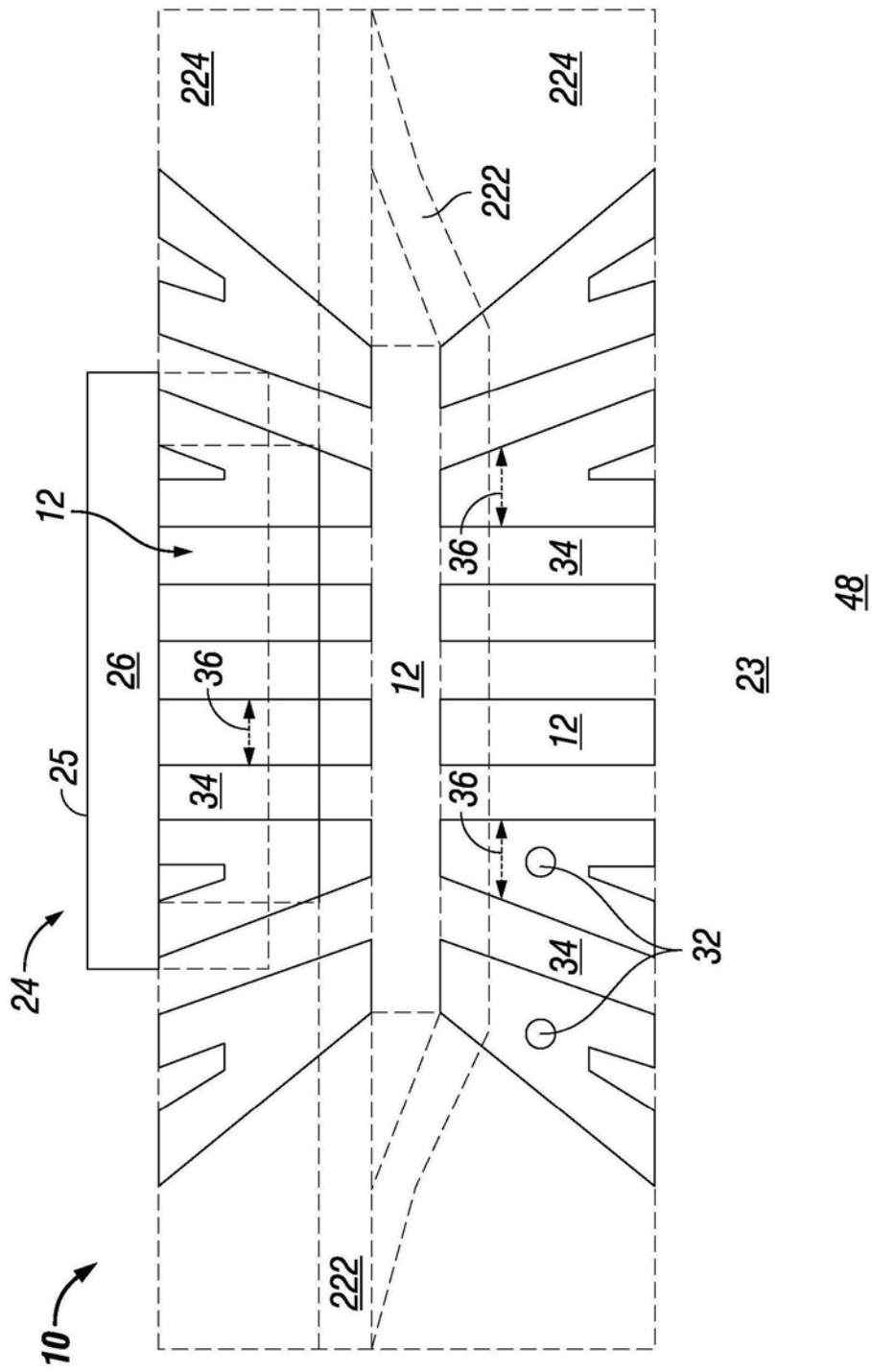


图3