



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103930346 A

(43) 申请公布日 2014. 07. 16

(21) 申请号 201280045925. 7

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2012. 07. 10

B64D 15/12 (2006. 01)

(30) 优先权数据

13/237, 437 2011. 09. 20 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 03. 20

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2012/046096 2012. 07. 10

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/043251 EN 2013. 03. 28

(71) 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 A·阿尔马塔里奥 D·A·伯奇

J·努雅达 R·J·奥利维尔

Y·舍娜蔻茹 R·J·洛夫蒂斯

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限

公司 11245

代理人 赵蓉民 张全信

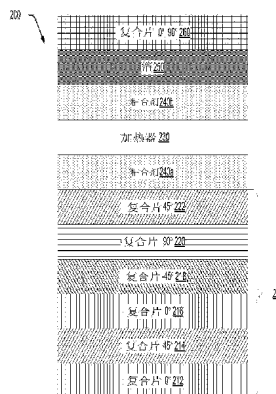
权利要求书2页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一体化表面热管理系统

(57) 摘要

公开了将热施加至飞机表面的系统和方法。复合飞机结构包括含多个树脂浸渍片(212、214、216、218、220、222)的基体、邻近所述基体的加热层(230),其中加热层包括至少一个加热器、邻近加热层的粘合层(240a、240b)、邻近加热层的防雷层(250)、以及邻近防雷层的外表面层(260)。



1. 一种复合飞机结构(200),其包括:
包括多个树脂浸渍片的基体(210);
邻近所述基体(210)的加热层(230),其中所述加热层包括至少一个加热器。
2. 根据权利要求1所述的复合飞机结构(200),还包括:
邻近所述加热层的粘合层(240);
邻近所述加热层的防雷层(250);以及
邻近所述防雷层的外表面层(260)。
3. 根据权利要求1所述的复合飞机结构(200),其中所述基体(210)包括按多个不同方位布置的多个复合片。
4. 根据权利要求1所述的复合飞机结构(200),其中所述加热层(230)包括多个分开的可控加热元件。
5. 根据权利要求4所述的复合飞机结构(200),还包括耦连至所述加热层(230)的控制电路。
6. 根据权利要求5所述的复合飞机结构(200),其中所述控制电路包括:
功率输入板(310),从而接收来自电源的电功率;
控制板(320),其耦连至所述功率输入板(310),从而产生至少一个热设定信号,所述信号代表至少一个加热器的所需热设定;
调节器模块(330),从而:
接收来自所述控制板的至少一个热设定信号;
接收来自至少一个加热器的温度信号;以及
产生代表至少一个热设定信号和所述温度信号之间的差异的输出信号。
7. 根据权利要求6所述的复合飞机结构(200),其中所述输出信号被反馈至至少一个加热器,从而调节流经所述加热器的电流。
8. 将热施加至复合飞机结构(200)的方法,包括:
在功率输入板中,接收(410)来自电源的电功率;
在耦连至所述功率输入板的控制板中,产生(420)至少一个温度设定信号,所述信号代表嵌入所述飞机结构内的至少一个加热器的所需温度设定;
在调节器模块内,接收(430)来自所述控制板的至少一个温度设定信号、以及来自至少一个加热器的温度信号;
在所述调节器模块内,产生(435)代表至少一个温度设定信号和所述温度信号之间的差异的输出信号;以及
将所述输出信号引导(445)至嵌入所述飞机结构(200)内的至少一个加热器,从而调节流经所述加热器的电流。
9. 根据权利要求8所述的方法,其中在功率输入板中,接收(410)来自电源的电功率包括接收来自耦连至所述功率输入板的远程电源的电功率。
10. 根据权利要求8所述的方法,其中在耦连至所述功率输入板的控制板中,产生(420)至少一个温度设定信号包括接收来自所述控制板上的输入装置的输入。
11. 根据权利要求8所述的方法,还包括在所述控制板上提供接近至少一个加热器的温度的指示器。

12. 根据权利要求 8 所述的方法,其中至少一个复合飞机结构(200)包括:
包括多个树脂浸渍片的基体(210);
邻近所述基体(210)的加热层(230),其中所述加热层包括至少一个加热器。
13. 根据权利要求 12 所述的方法,其中至少一个复合飞机结构(200)还包括:
邻近所述加热层的粘合层(240);
邻近所述加热层的防雷层(250);以及
邻近所述防雷层的外表面层(260)。

一体化表面热管理系统

背景技术

[0001] 飞机包括飞行表面(例如,机翼、安定面和控制表面)和飞行中控制方向的可移动控制表面。此种控制表面可包括侧倾控制的副翼、俯仰控制的升降舵、以及偏航控制的方向舵。

[0002] 在冬天条件下,尤其在地面上滞留期间,飞行表面和控制表面可能会被冰覆盖。目前的飞机除冰技术包括在飞机上喷洒加热的基于乙二醇的溶液来从飞行表面和控制表面上清除冰,和/或将飞机暴露至红外(IR)辐射加热器。此种除冰技术昂贵且耗时,并且导致机场效率延迟。因此,可发现实用的用于除去飞机表面的冰的其他技术。

发明内容

[0003] 根据本公开的系统和方法的实施方式可提供改进的系统和方法,从而将热施加至飞机结构。更具体地,本文所述实施方式提供可包含一体化加热元件的飞机结构的构造,以及提供使用加热元件将热施加至结构的方法。

[0004] 在一个实施方式中,复合飞机结构包括含多个树脂浸渍片的基体、邻近所述基体的加热层——其中加热层包括至少一个加热器、邻近加热层的粘合层、邻近加热层的防雷层、以及邻近防雷层的外表面层。

[0005] 在另一个实施方式中,飞机包括机身和至少一个复合飞机结构,其包括含多个树脂浸渍片的基体、邻近所述基体的加热层——其中加热层包括至少一个加热器、邻近加热层的粘合层、邻近加热层的防雷层、以及邻近防雷层的外表面层。防雷层可与加热层结合。飞机可还包括按多个不同方位布置的多个复合片。飞机可还包括加热层,其中加热层包括多个分开的可控制密封加热元件。飞机可包括耦连至加热层的控制电路,其中控制电路包括功率输入板,从而接收来自电源的电功率;控制板,其耦连至功率输入板,从而产生至少一个热设定(setting)信号,该信号代表至少一个加热器的所需热设定;调节器模块,从而接收来自控制板的至少一个热设定信号、接收来自至少一个加热器的温度信号以及产生代表至少一个热设定信号和温度信号之间的差异的输出信号。所述输出信号可被反馈至至少一个加热器,从而调节流经加热器的电流。

[0006] 在又一个实施方式中,将热施加至飞机结构的方法包括在功率输入板中,接收来自电源的电功率;在耦连至功率输入板的控制板中,产生至少一个热设定信号,该信号代表嵌入飞机结构内的至少一个加热器的所需热设定;在调节器模块内,接收来自控制板的至少一个热设定信号以及接收来自至少一个加热器的温度信号,以及,在调节器模块内,产生代表至少一个热设定信号和温度信号之间的差异的输出信号;以及将输出信号引导至嵌入飞机结构内的至少一个加热器,从而调节流经加热器的电流。

[0007] 根据本文所提供的描述将明白其他适用范围。应理解描述和特定例子旨在仅用于说明,而不是要限制本技术公开或申请的范围。

附图说明

- [0008] 参考下列附图,以下将详细描述根据本公开教导的方法和系统的实施方式。
- [0009] 图 1 是根据实施方式具有一体化表面热管理系统的飞机的示意性透视图。
- [0010] 图 2 是根据实施方式的适于包括加热层的飞机结构的示意性横截面图。
- [0011] 图 3 是根据实施方式的可用于一体化表面热管理系统的控制电路的示意图。
- [0012] 图 4 是图示根据实施方式的用于加热飞机结构的方法的高级操作的流程图。

具体实施方式

[0013] 本文描述了关于飞机结构上热管理的系统和方法。在以下描述和图 1-3 中阐述了某些实施方式的具体细节,以提供对这种实施方式的彻底理解。然而,本领域技术人员将理解,在没有以下描述中所述的若干细节的情况下,可实行可选实施方式。

[0014] 图 1 是具有根据本发明实施方式所配置的一个或更多控制、提升和致动表面 102 的飞机 100 的部分示意性俯视图。在该实施方式的一方面,飞机 100 包括机身 104、前翼 106 (示出为第一机翼 106a 和第二机翼 106b)以及固定附接至机身的水平安定面 114(示出为第一机翼 114a 和第二机翼 114b)。每个机翼 106 可包括若干可移动的控制表面,以在飞行期间控制飞机 100。这些控制表面可包括襟副翼 108a、108b,共同由标识号 108 指代,升降舵 110a、110b,统称为 110,以及副翼 112a、112b,统称为 112。在操作中,飞行控制致动系统可延伸或缩回线性致动器,从而上下偏斜升降舵,其行为造成飞机机头向上或向下。类似地,可偏斜副翼、方向舵、襟副翼、以及扰流片,从而在飞机上产生所需的效果。

[0015] 根据本文所述的实施方式,机翼 106、水平安定面 114、机身 104 或其他飞机结构中的部分可由复合结构形成,且其可包括并入至机翼 106、或水平安定面 114 的复合结构内的加热元件,从而限定图 1 中阴影所示的加热区。

[0016] 图 2 是根据实施方式的适于包括加热层的飞机结构 200 的示意性横截面图。在一些实施方式中,结构 200 可以是飞机机翼,例如机翼 106 或水平安定面 114 中的一个。在其他实施方式中,飞机结构可以是机身,例如机身 104。参考图 2,在一些实施方式中,结构 200 包括基体区段 210,该区段由多个树脂浸渍片形成。在图 2 所描绘的实施方式中,基体包括按不同方位布置的六层复合树脂层片,该树脂层片包括第一层 212、第二层 214、第三层 216、第四层 218、第五层 220、以及第六层 222,其中在第一层 212 中的纤维相对于基准轴以零度(0°)方位放置,在第二层 214 中的纤维相对于基准轴以四十五度(45°)方位放置,在第三层 216 中的纤维相对于基准轴以零度(0°)方位放置,在第四层 218 中的纤维相对于基准轴以负四十五度(-45°)方位放置,在第五层 220 中的纤维相对于基准轴以九十度(90°)方位放置,在第六层 222 中的纤维相对于基准轴以四十五度(45°)方位放置。本领域技术人员将认识到,图 2 所描述的基体仅是示例性的;且可使用其他片材料和方位。

[0017] 应明白可考虑各种替代实施方式,且基体区段 210 不局限于图 2 所示的具体实施方式。例如,在替代实施方式中,基体区段 210 可具有比图 2 所示的更多或更少数目的复合层。例如,虽然图 2 中的基体区段 210 包括以交替方式取向的总共六个复合层,但是在替代实施方式中,可不对称或对称地添加额外复合层,结果,基体区段 210 可以是对称或不对称的区段。此外,多层复合组件内的增强纤维可以以任何想要的方式取向,并不局限于上述以及图 2 所示的具体角度值和材料。

[0018] 加热层 230 邻近基体 210 放置。在一些实施方式中,加热层 230 可包括多个加热

元件。例如,加热元件可体现为嵌入薄片材料内的加热器,所述薄片材料如由奥米茄制造和分布的奥米茄 KH-405/5 电阻加热元件。

[0019] 邻近加热器 230 可放置一层或更多层粘合剂 240a、240b。在一些实施方式中,粘合剂可体现为尼龙胶,例如 BMS/160 尼龙胶。

[0020] 可邻近粘合剂层 240 或加热器放置一层导电箔 250。在一些实施方式中,导电箔 250 可体现为导电网格或包含红铜、青铜或其他导电箔或网格的预浸渍体。导电箔与加热元件的操作不相关,但通常用于雷击保护。可单独使用或结合导电箔使用其他雷击保护技术。防雷箔可与加热器组合。所有层可按任何叠合 (layup) 顺序组合。任何两层或更多层可组合成单层。在整个结构上可以不使用任何层。

[0021] 可邻近箔 250、或加热器或粘合剂放置一层片材料(例如玻璃纤维)260。在图 2 所描绘的实施方式中,片材料 260 包括相对于基准轴按多种方向取向的纤维。

[0022] 根据复合材料制造技术可构造根据图 2 所描绘的实施方式的飞机结构。一般,各个层、或片被搁置紧靠形成为例如机翼区段、机身区段等结构形状的工具并进行固化。

[0023] 完成的飞机结构上的加热器可耦连至控制电路,以管理传热操作。图 3 是根据实施方式的一体化表面热管理系统 300 的示意图。参考图 3,在一些实施方式中,系统 300 包括输入功率板 310、控制板 320、调节器 330、以及加热器阵列 340,其中加热器阵列 340 包括通过总线网 344 耦连的多个加热器 342a-342j。使用中,系统 300 可被安装在飞机上,以使一个或更多加热器阵列 340 被放置在如图 1 所描绘的飞机机翼上,或被放置在部分机身上或在飞机的控制表面上。

[0024] 功率输入板 310 可配置为,当飞机在地面上时,自例如耦连至停机位的便携式电源设备或地基电源供应器等地基电源接收功率输入。相反,当飞机在飞行中时,功率输入板 310 可接收来自飞机发电机的功率。功率输入板 310 经电路 312 耦连至控制板 320 和调节器 330。

[0025] 控制板 320 可被安装在飞行甲板上或其他地方,且可包括开关 322,其中开关 322 选择性地打开和闭合电路 312,从而使电流流经电路 312 和禁止电流流经电路 312。控制板 320 可还包括输入装置 324,从而基于来自系统 300 的使用者的输入,产生热设定信号。在图 3 所描绘的实施方式中,输入装置体现为沿轴线可滑动的销件。然而,可使用其他输入装置,例如按钮、触摸屏等。特定输入装置并非关键。控制板 320 还包括控制器 328 和显示板 326,以提供加热器 342 的状态的指示。控制板 320 经线路 328 耦连至一个或更多加热器阵列 340,所述线路 328 载送控制板 320 和加热器 342a-342j 之间的控制信号。

[0026] 当开关 322 闭合时,来自电源的功率流经电路 312 到达调节器 330。调节器 330 可包括一个或更多温敏型断路器 332、334。在正常操作情况中,断路器 332、334 保持闭合,从而将电功率提供至加热阵列(一个或多个)340。然而,在接近加热器 342 的温度超过阈值的情况下,则一个或更多断路器可跳闸,以停止电功率流至加热阵列 340(一个或多个)。来自调节器 330 的电功率被引导至一个或更多加热器阵列 340,并通过总线网 344 被引导至单个加热器 342a-342j。

[0027] 在操作中,系统 300 实施加热飞机结构的过程。图 4 是图示根据实施方式的用于加热飞机结构的方法的高级操作的流程图。参考图 4,在操作 410 处,功率输入板 310 接收来自电源的电功率。如上所述,电源可以是外部或内部的。当开关 322 闭合时,来自电源的

功率流至控制板 320(操作 415)。电源板 310、控制板 320 和调节器 330 的一些或所有功能可组合成单一或多个单元系统。

[0028] 在操作 420 处,控制板产生一个或更多温度设定信号。在一些实施方式中,系统 300 的使用者指导控制板,从而使用输入装置 324 产生温度设定信号。在一些实施方式中,单一输入装置 324 产生可适用于整个系统 300 的单一温度设定信号。在其他实施方式中,输入装置可为单个加热器 342 产生离散信号。

[0029] 加热器 342 可包括热敏电阻、热电偶、或输出电压的其他装置,其中电压与接近加热器的温度成比例。在一些实施方式中,每个加热器 342a-342j 产生单独信号,该信号通过线路 328 中的一条被传输至控制板(操作 430)。在替代实施方式中,加热器阵列 340 可产生单一温度信号或可整合来自接近加热器阵列 340 的温度传感器的多个温度信号。

[0030] 在操作 435 处,控制板内的控制器产生一个或更多输出信号,该信号与响应于输入装置而产生的温度设定信号和来自加热器 342 的温度信号之间的差异成比例。输出信号可转变为电压(操作 440),并被放置在线路 328 上,以使电压输入(操作 445)至各个加热器 342a-342j,从而驱动加热器 342a-342j。

[0031] 图 4 所描绘的操作可体现为在控制器 328 内可执行的逻辑,以使控制器 328 可连续监控和调节加热器 342a-342j 的温度,从而将热施加至飞机结构。在一些实施方式中,逻辑可实现为逻辑指令,该指令可被存储在计算机可读存储器内,例如软件,以及可通过处理装置执行。在其他实施方式中,逻辑可减少为固件或甚至是硬件电路。因此,本文所述是包括一体化加热层和控制系统的多层复合结构,其中控制系统可耦合至一体化加热层,从而选择性地热施加至飞机结构。加热层和控制系统可用于任何固定或可移动的复合或非复合结构,无论是在飞行或在表面上/下。

[0032] 本文所提及的术语“逻辑指令”涉及这样的表达,即可被一个或更多机器了解以执行一个或更多逻辑操作。例如,逻辑指令可包括通过处理器编码器可解释用于在一个或更多数据对象上执行一个或更多操作的指令。然而,这仅是可机读指令的例子,所述实施方式不局限于该方面。

[0033] 本文所提及的术语“计算机可读媒介”涉及能够保存可被一个或更多机器接受的表达式的媒介。例如,一个计算机可读媒介可包括一个或多个用于存储计算机可读指令或数据的存储装置。这类存储装置可包括存储媒介,例如,诸如光的、磁的或半导体存储媒介。然而,这仅是计算机可读媒介的例子,所述实施方式不局限于该方面。

[0034] 本文所提及的术语“逻辑”涉及用于执行一个或多个逻辑操作的结构。例如,逻辑可包括基于一个或更多输入信号来提供一个或更多输出信号的电路。这类电路可包括有限状态机,其接收数字输入并提供数字输出,或电路,其响应于一个或更多模拟输入信号来提供一个或更多模拟输出信号。这类电路可被提供于专用集成电路(ASIC)或现场可编程门阵列(FPGA)中。同样,逻辑可包括存储在存储器中的可机读指令,这些指令结合处理电路从而执行此类可机读指令。然而,这些仅是可提供逻辑的结构例子,所述实施方式并不局限于该方面。

[0035] 系统 300 的各个功能性组件可实现为逻辑指令,所述逻辑指令在通用处理器或可配置的飞行控制电子设备上可执行。例如,在一些实施方式中,图 4 所描绘的操作可实施为在控制板 320 的控制器 328 上可执行的逻辑指令。当在处理器上执行时,逻辑指令使处理

器被编程为实现所述方法的专用机。当处理器经逻辑指令配置执行本文所述方法时,处理器构成用于执行所述方法的结构。可选地,本文所述方法可减少为例如现场可编程门阵列(FPGA)、专用集成电路(ASIC)等上的逻辑。

[0036] 例如,在一些实施方式中,计算机程序产品可包括存储在计算机可读媒介上的逻辑指令,其中在逻辑指令被执行时配置飞行控制电子设备,从而检测系统管理存储器模块是否在可见状态,响应于系统管理存储器处于可见状态的测定,将一个或更多系统管理存储器输入/输出操作引导至系统管理存储器模块,以及响应于系统管理存储器处于不可见状态的测定,将系统管理存储器缓存回写操作引导至系统管理存储器模块,以及将其他系统管理存储器输入/输出操作引导至系统存储器内的另一个位置。

[0037] 在说明书和权利要求中,可使用术语耦连和连接及其衍生词。在具体实施方式中,连接可用于指示两个或更多元件彼此为直接物理接触或电接触。耦连可意味着两个或更多元件为直接物理接触或电接触。然而,耦连还可意为两个或更多元件彼此可以不直接接触,而是可彼此协作或相互作用。

[0038] 说明书中所提及的“一个实施方式”或者“一些实施方式”意为结合实施方式描述的具体特征、结构或者特性被包含在至少一个实施中。说明书不同地方出现的短语“在一个实施方式中”可以或不必要全部涉及相同实施方式。在上述讨论中,已描述了示例性程序的特定实施,然而,应理解在可选实施中,某些动作无需按上述顺序执行。在可替代实施方式中,视情况可修改按不同顺序执行的一些动作,或可将其完全省略。此外,在各种可替代实施中,所述动作可通过计算机、飞行控制电子设备、处理器、可编程装置、固件、或任何其他合适的装置实施,且这些动作可以基于存储在一个或更多计算机可读媒介上或以其他方式存储或编至此类装置(例如,包括将计算机可读指令实时传输至此类装置)的指令。在软件的上下文中,上述动作可代表这样的计算机指令,即该计算机指令在通过一个或更多处理器执行时执行所例举的操作。在使用计算机可读媒介的情况中,计算机可读媒介可以是能够被装置访问从而实施其中所存储的指令的任何可用媒介。

[0039] 虽然已描述了各种实施方式,但本领域技术人员应认识到在不背离本公开的情况下,可做出修正或变更。例子用于说明各种实施方式,并非要限制本公开。因此,应当宽松地解释本说明书和权利要求,该限制仅在考虑有关的现有技术时是必要的。

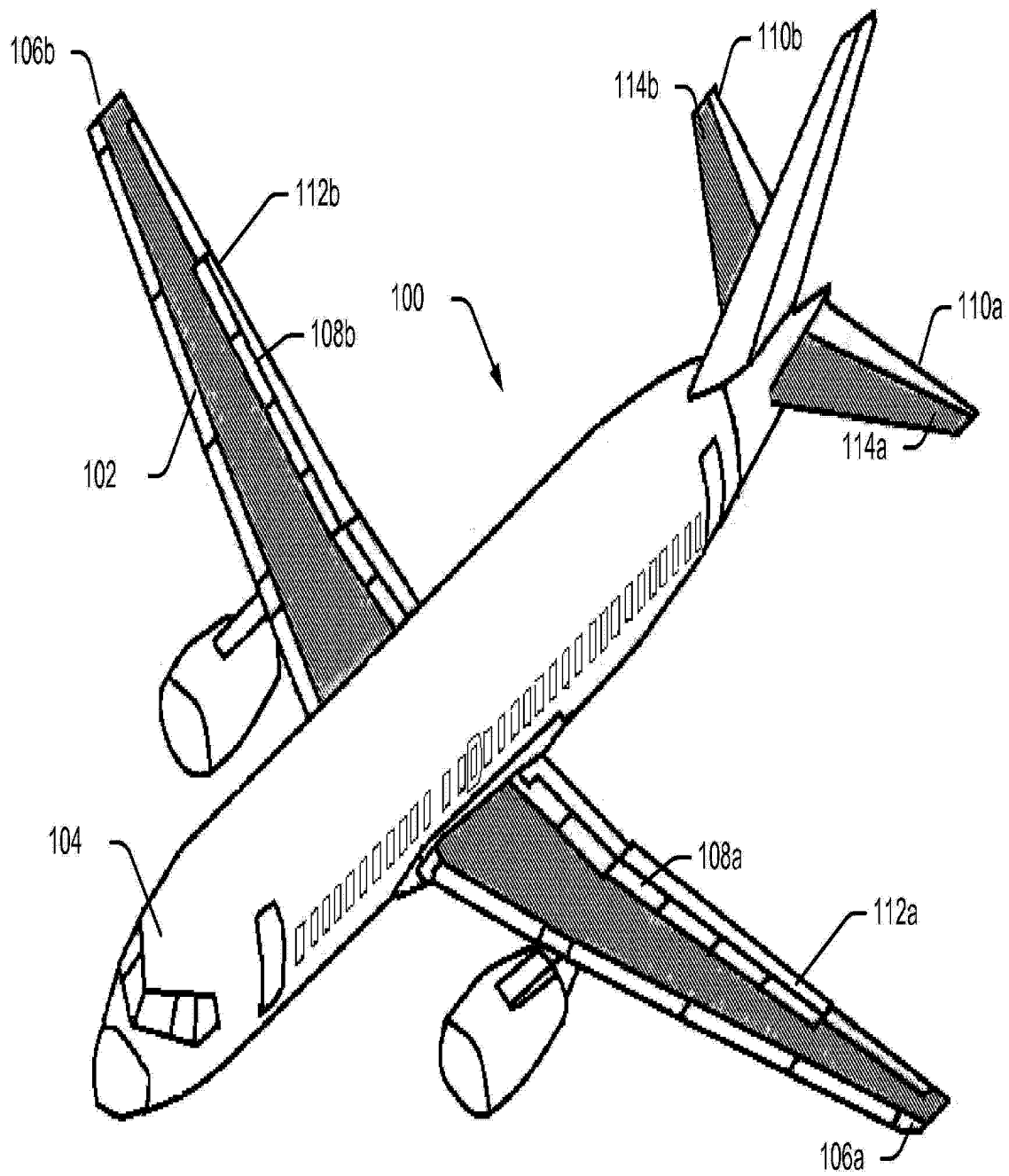


图 1

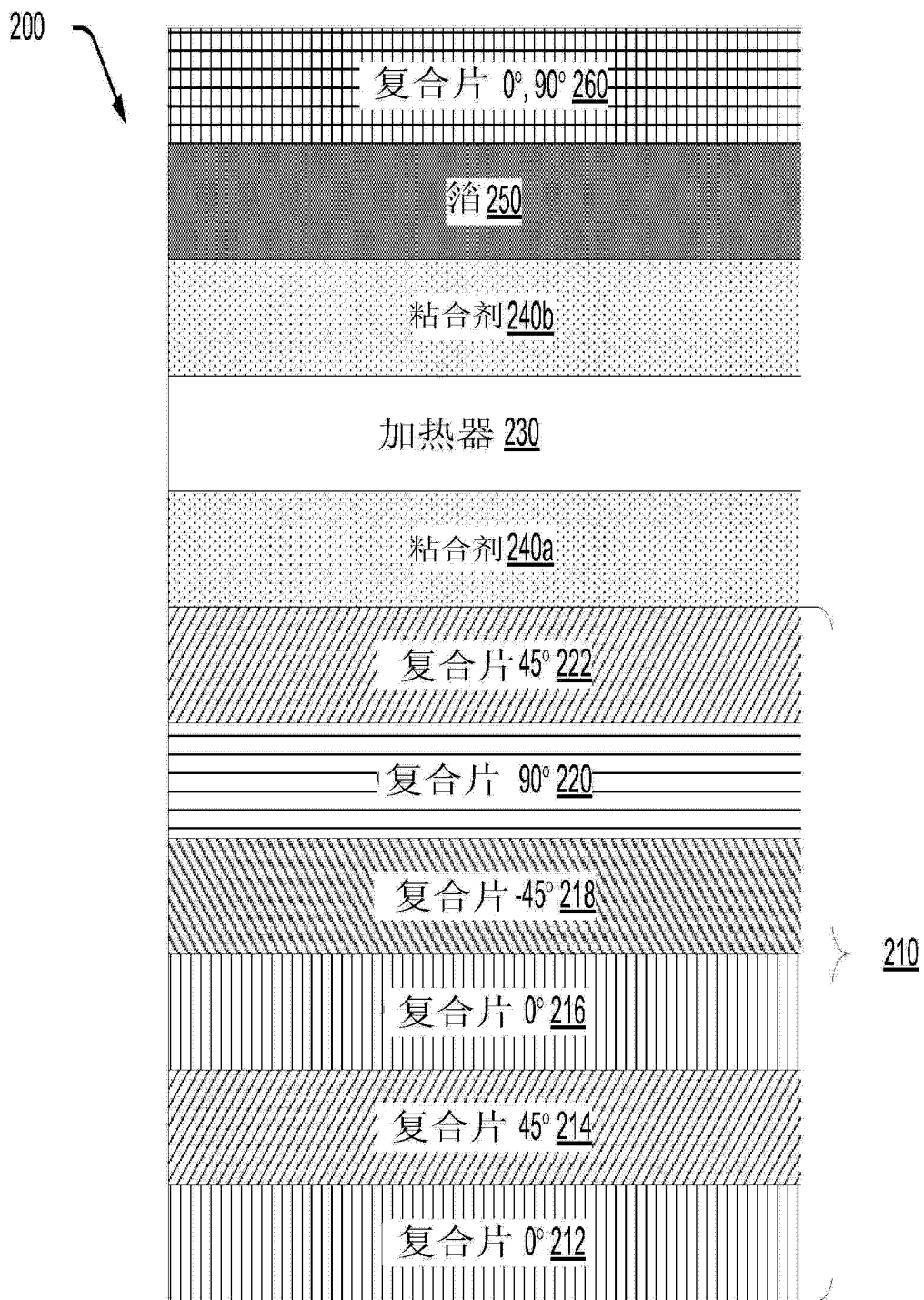


图 2

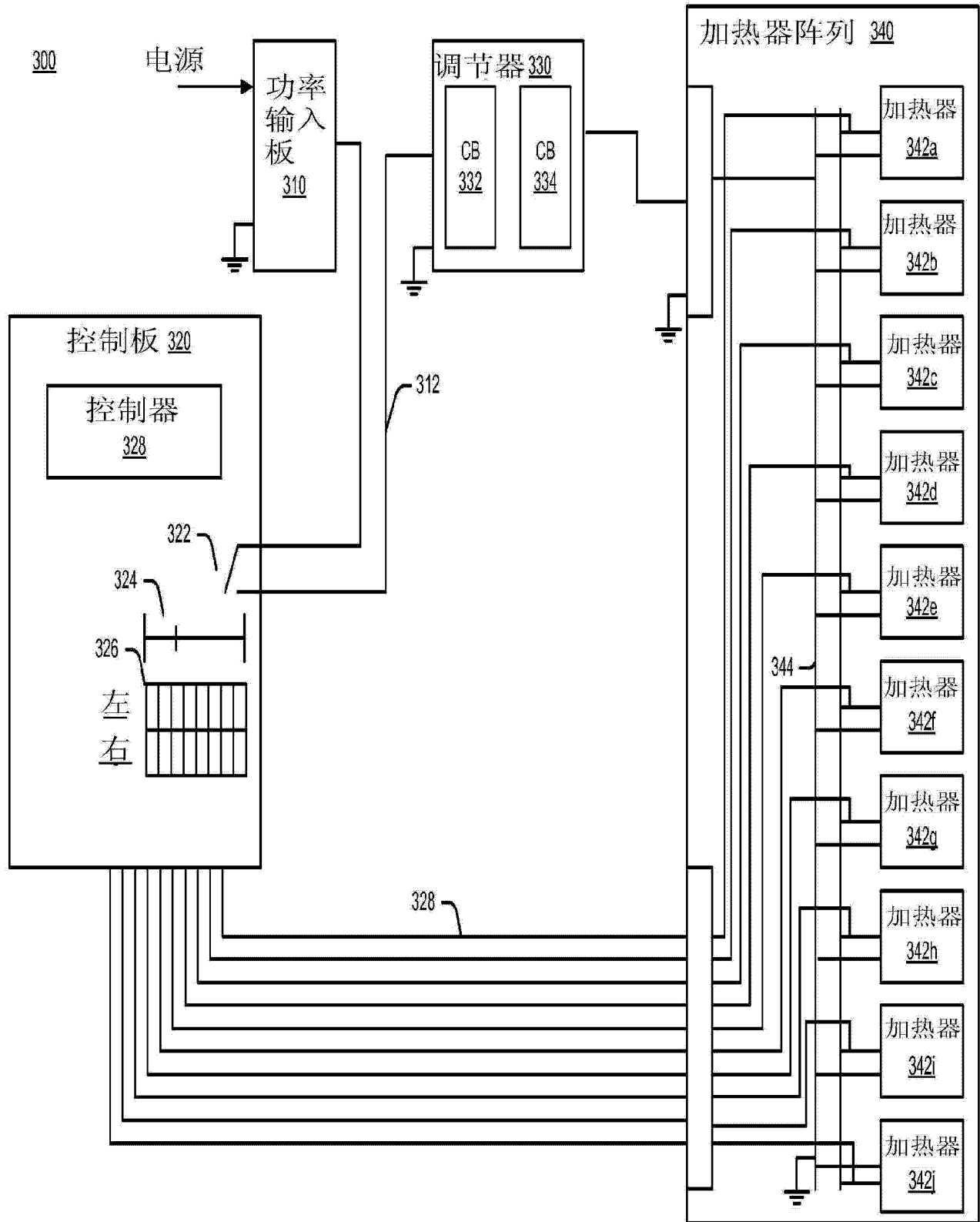


图 3

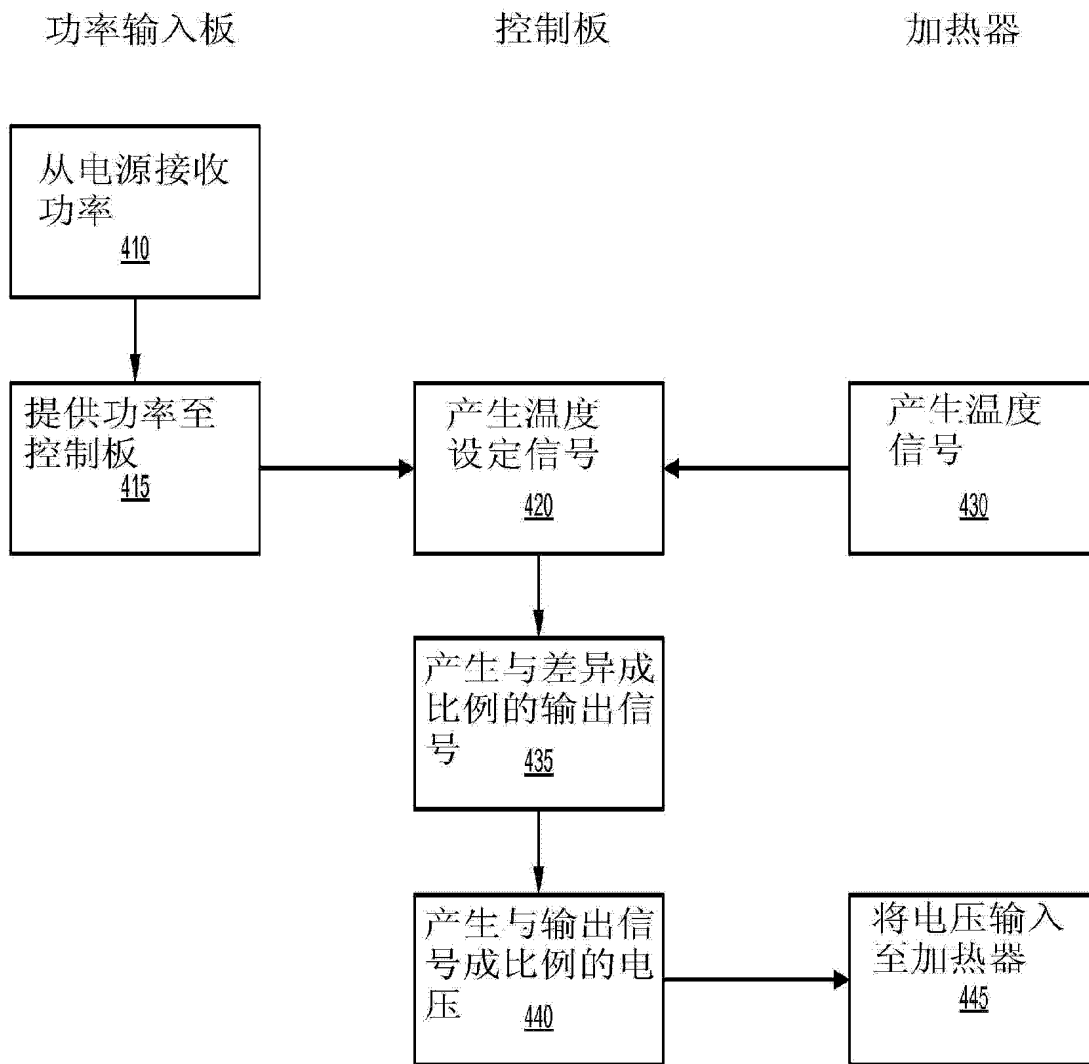


图 4