



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105358315 B

(45)授权公告日 2017.08.08

(21)申请号 201480038863.6

(22)申请日 2014.06.16

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 105358315 A

(43)申请公布日 2016.02.24

(30)优先权数据

13/937,269 2013.07.09 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2016.01.07

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2014/042467 2014.06.16

(87)PCT国际申请的公布数据

W02015/006016 EN 2015.01.15

(73)专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺斯州

(72)发明人 M·R·马森 J·L·马尔考

A·W·巴特尔 J·B·莫泽

B·I·里昂

(74)专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127

代理人 王小东

(51)Int.Cl.

B29D 24/00(2006.01)

B29D 99/00(2006.01)

B29C 70/44(2006.01)

B29C 33/06(2006.01)

B29C 35/08(2006.01)

B29C 33/52(2006.01)

B29C 33/76(2006.01)

B29K 101/12(2006.01)

B29L 31/30(2006.01)

(56)对比文件

US 4946526 ,1990.08.07,

US 2004/0104512 A1,2004.06.03,

US 2008/0302486 A1,2008.12.11,

US 5587098 ,1996.12.24,

CN 102083616 A,2011.06.01,

审查员 刘磊

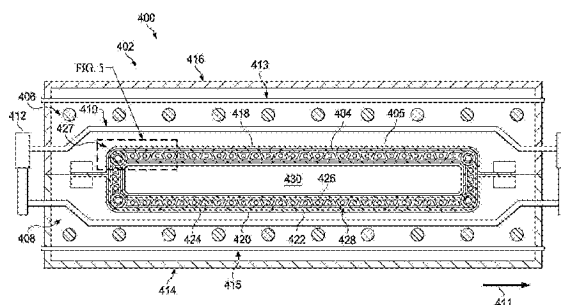
权利要求书2页 说明书19页 附图12页

(54)发明名称

热塑性夹层结构

(57)摘要

提出了一种设备和方法。设备包括：复合结构(404)、延伸到所述复合结构中的多个空腔(427)以及位于所述多个空腔(427)内的多个芯轴(428)。所述复合结构(404)包括被固结的热塑性材料。所述多个芯轴(428)包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料。



1. 一种形成固结的结构和设备, 该设备包括:

复合结构, 所述复合结构包括:

第一热塑性层;

第二热塑性层; 以及

热塑性芯部层, 该热塑性芯部层位于所述第一热塑性层和所述第二热塑性层之间, 并包括延伸到所述复合结构中的多个空腔;

金属囊, 该金属囊在所述复合结构内接触所述第二热塑性层, 并构成为被加压以将压缩力施加给所述复合结构, 其中所述金属囊的材料具有热膨胀特性, 以允许在固结之后移除所述金属囊; 以及

多个芯轴, 所述多个芯轴位于所述多个空腔内, 其中所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料。

2. 根据权利要求1所述的设备, 其中, 延伸到所述复合结构中的所述多个空腔与所述复合结构的表面中的多个开口连通。

3. 根据权利要求1或权利要求2所述的设备, 其中, 所述多个芯轴进一步包括能溶解的第二材料。

4. 根据权利要求3所述的设备, 其中, 所述第一材料包括:

所述第二材料内的多个管。

5. 根据权利要求4所述的设备, 其中, 所述多个管是金属的。

6. 根据权利要求1所述的设备, 其中, 所述第一热塑性层抵靠着所述热塑性芯部层的第一侧面被固结。

7. 根据权利要求6所述的设备, 其中, 所述第二热塑性层抵靠着所述热塑性芯部层的第二侧面被固结。

8. 根据权利要求1所述的设备, 其中, 所述第一材料包括位于能溶解的第二材料内的多个金属管。

9. 一种形成固结的结构的方法, 该方法包括:

铺放热塑性材料以形成预制件结构, 所述预制件结构具有第一热塑性层、第二热塑性层、和热塑性芯部层, 该热塑性芯部层位于所述第一热塑性层和所述第二热塑性层之间, 并包括延伸到所述预制件结构中的多个空腔,

将多个芯轴定位在所述多个空腔内;

将金属囊定位在所述预制件结构内以接触所述第二热塑性层, 其中该金属囊被构成为被加压以将压缩力施加给所述预制件结构, 其中所述金属囊的材料具有热膨胀特性, 以允许在固结之后移除所述金属囊; 以及

将所述预制件结构定位在工具内, 所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫。

10. 根据权利要求9所述的方法, 其中, “铺放热塑性材料以形成预制件结构, 所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔”的步骤包括:

将编织的热塑性材料铺放到所述多个芯轴上以形成多个芯部部分, 其中所述多个芯轴包括构造为响应于所述磁场而产生热量的第一材料以及能溶解的第二材料。

11. 根据权利要求9或权利要求10所述的方法, 所述方法进一步包括:

使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述预制件结构加热至固结温度。

12.根据权利要求10所述的方法,所述方法进一步包括:

使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述预制件结构加热至固结温度,并且其中“使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构”的步骤进一步包括:将所述磁场施加给所述多个芯轴,其中所述第二材料是因瓦合金。

13.根据权利要求10所述的方法,所述方法进一步包括:

使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述预制件结构加热至固结温度,并且

给所述金属囊加压,使得所述金属囊膨胀并施加压缩力,从而将所述预制件结构按压成抵靠所述若干模具衬垫。

热塑性夹层结构

技术领域

[0001] 本公开总体涉及复合结构的形成。更具体地，本公开涉及复合夹层结构。仍更具体地，本公开涉及一种用于形成包括热塑性材料的夹层结构的方法和设备。

背景技术

[0002] 复合材料可以是组合两种或更多种功能成分而形成的坚韧轻质材料。例如，复合材料可包括结合在聚合物树脂基体中的增强纤维。用在复合材料中的树脂可包括热塑性或热固性树脂。热塑性材料在加热时可变软，并且在冷却时可硬化。热塑性材料能够被反复加热和冷却。当加热时，热固性材料可变硬。纤维可以是单向的，或者可采取机织布或织物的形式。

[0003] 出于许多目的使用复合结构，其包括夹在面片之间的芯部。该布置形成了夹层结构。通常情况下，芯部包括蜂窝或空腔。与由实心材料制成的类似结构比较，采用这些蜂窝或空腔来减轻复合结构的重量。实心材料是无蜂窝的材料。减轻这些复合结构的重量已引导飞行器工业使用这样的复合结构来减轻飞行器部件的重量。

[0004] 由热固性材料形成夹层结构的时间可能是不期望的。例如，热固性材料可由手或机器铺放，以形成夹层结构的形状。铺放复合材料的速度可能受限。此外，使热固性材料固化可能需要数小时。除了将热固性材料保持在固化温度下持续数小时，使用电阻加热使热固性材料固化的常规压热器可进一步需要数小时来进行加热和冷却。

[0005] 使热塑性材料固结所花费的时间可能少于使热固性材料固化的时间。然而，在使热塑性材料固结期间进行电阻加热的时间可能仍是不期望的。

[0006] 目前，可使用紧固件生产热塑性夹层结构。使用紧固件增加了热塑性夹层结构的重量。使用紧固件还可增加了形成热塑性夹层结构的时间。

[0007] 因此，需要有一种用于在不使用紧固件的情况下生产热塑性夹层结构的方法和组件。还需要有一种使热塑性夹层结构固结的方法。此外，需要比使用电阻加热更快地使热塑性夹层结构固结，以减少生产热塑性夹层结构的成本和生产热塑性夹层结构的时间量中的至少一者。

[0008] 故，期望具有一种考虑了上面所讨论问题以及其它可能问题中的至少若干问题的方法和设备。

发明内容

[0009] 提出了一种设备。所述设备包括：复合结构、延伸到所述复合结构中的多个空腔以及位于所述多个空腔内的多个芯轴。所述复合结构包括被固结的热塑性材料。所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料。

[0010] 提出了一种设备。所述设备包括复合结构和多个芯轴。所述复合结构包括被固结的热塑性材料。所述热塑性材料包括热塑性芯部层、第一热塑性层和第二热塑性层。所述热塑性芯部层包括延伸到所述复合结构中的多个空腔。所述第一热塑性层位于所述热塑性芯

部层的第一侧面上。所述热塑性芯部层的所述第一侧面包括所述热塑性芯部层的外表面。所述第二热塑性层位于所述热塑性芯部层的第二侧面上。所述热塑性芯部层的所述第二侧面包括所述热塑性芯部层的内表面。所述多个芯轴位于所述多个空腔内。所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料以及可溶解的第二材料。所述第一材料形成为所述第一材料内的多个金属管。

[0011] 提出了一种形成固结的结构的方法。铺放热塑性材料以形成预制件结构,所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔。多个芯轴位于所述多个空腔内。将所述预制件结构定位在工具内。所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫。

[0012] 提出了一种形成固结的结构的方法。将编织的热塑性材料铺放到金属囊上以形成第一热塑性层。将编织的热塑性材料铺放到多个芯轴上以形成多个芯部部分。所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料以及可溶解的第二材料。将所述多个芯部部分放置到所述第一热塑性层上。将编织的热塑性材料铺放到所述多个芯部部分上以形成预制件结构。将所述预制件结构定位在工具内。所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫。使所述结构固结以形成所述固结的结构。固结的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述结构加热至固结温度;给所述金属囊加压,使得所述金属囊施加压缩力;以及在所述工具中冷却所述结构。从所述工具移除所述固结的结构。使所述固结的结构内的所述第二材料溶解。总之,根据本发明的一个方面,提供了一种设备,该设备包括:复合结构,所述复合结构包括被固结的热塑性材料;多个空腔,所述多个空腔延伸到所述复合结构中;以及多个芯轴,所述多个芯轴位于所述多个空腔内,其中所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料。

[0013] 所述设备有利的是,其中,延伸到所述复合结构中的所述多个空腔与所述复合结构的表面中的多个开口连通。

[0014] 所述设备有利的是,其中,所述芯轴进一步包括可溶解的第二材料。

[0015] 所述设备有利的是,其中,所述第一材料包括所述第二材料内的多个管。

[0016] 所述设备有利的是,其中,所述多个管是金属的。

[0017] 所述设备有利的是,其中,所述复合结构是夹层结构,并且所述多个芯轴位于所述夹层结构的内部。

[0018] 所述设备有利的是,其中,所述复合结构包括:热塑性芯部层;以及位于所述热塑性芯部层的第一侧面上的热塑性层,其中所述热塑性层抵靠着所述热塑性芯部层的所述第一侧面被固结。

[0019] 所述设备有利的是,其中,所述热塑性层是第一热塑性层,并且进一步包括位于所述热塑性芯部层的第二侧面上的第二热塑性层,其中所述第二热塑性层抵靠着所述热塑性芯部层的所述第二侧面被固结。

[0020] 所述设备有利的是,其中,所述多个芯轴位于所述热塑性芯部层内。

[0021] 所述设备有利的是,其中,所述第一材料包括位于可溶解的第二材料内的多个金属管。

[0022] 所述设备有利的是,其中,所述多个金属管由因瓦合金形成。

[0023] 根据本发明的另一方面,提供了一种设备,该设备包括:复合结构,所述复合结构

包括被固结的热塑性材料,所述热塑性材料包括热塑性芯部层,所述热塑性芯部层包括延伸到所述复合结构中的多个空腔;位于所述热塑性芯部层的第一侧面上的第一热塑性层,所述热塑性芯部层的所述第一侧面包括所述热塑性芯部层的外表面;位于所述热塑性芯部层的第二侧面上的第二热塑性层,所述热塑性芯部层的所述第二侧面包括所述热塑性芯部层的内表面;以及多个芯轴,所述多个芯轴位于所述多个空腔内,其中所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料以及可溶解的第二材料,所述第一材料形成为所述第二材料内的多个金属管。

[0024] 所述设备有利的是,其中,所述多个金属管由因瓦合金形成。

[0025] 根据本发明的另一方面,提供了一种形成固结的结构的方法,该方法包括:铺放热塑性材料以形成预制件结构,所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔,多个芯轴位于所述多个空腔内;以及将所述预制件结构定位在工具内,所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫。

[0026] 所述方有利的是,其中,“铺放热塑性材料以形成预制件结构,所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔,多个芯轴位于所述多个空腔内”的步骤包括:将编织的热塑性材料铺放到所述多个芯轴上以形成多个芯部部分,其中所述多个芯轴包括构造为响应于所述磁场而产生热量的第一材料以及可溶解的第二材料。

[0027] 有利的是,所述方法进一步包括:使所述结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述结构加热至固结温度。

[0028] 有利的是,所述方法进一步包括:使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述预制件结构加热至固结温度,并且其中“使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构”的步骤进一步包括:将所述磁场施加给所述多个芯轴,其中所述第二材料是因瓦合金。

[0029] 有利的是,所述方法进一步包括:使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述预制件结构加热至固结温度,并且其中“铺放热塑性材料以形成预制件结构,所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔,多个芯轴位于所述多个空腔内”的步骤进一步包括:将编织的热塑性材料铺放到金属囊上以形成第一热塑性层;以及将所述多个芯部部分放置到所述第一热塑性层上,并且其中“使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构”的步骤进一步包括:给所述金属囊加压,使得所述金属囊膨胀并施加压缩力,从而将所述预制件结构按压成抵靠所述若干模具衬垫。

[0030] 所述方法有利的是,其中,“铺放热塑性材料以形成预制件结构,所述预制件结构具有延伸到所述预制件结构中的多个空腔,多个芯轴位于所述多个空腔内”的步骤进一步包括:将编织的热塑性材料铺放到所述多个芯部部分上。

[0031] 有利的是,所述方法进一步包括:使所述固结的结构内的材料溶解。

[0032] 所述方法有利的是,其中,所述若干模具衬垫包括若干智能基座。

[0033] 根据本发明的又一方面,提供了一种形成固结的结构的方法,该方法包括:将编织的热塑性材料铺放到金属囊上以形成第一热塑性层;将编织的热塑性材料铺放到多个芯轴上以形成多个芯部部分,其中所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料以及可溶解的第二材料;将所述多个芯部部分放置到所述第一热塑性层上;将编织的热塑

性材料铺放到所述多个芯部部分上以形成预制件结构；将所述预制件结构定位在工具内，所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫；使所述预制件结构固结以形成所述固结的结构，其中“固结”的步骤包括：将磁场施加给所述若干模具衬垫，以将所述预制件结构加热至固结温度；给所述金属囊加压，使得所述金属囊膨胀并施加压缩力，从而将所述预制件结构按压成抵靠所述若干模具衬垫；以及在所述工具中冷却所述预制件结构；从所述工具移除所述固结的结构；并且使所述固结的结构内的所述第二材料溶解。

[0034] 有利的是，所述方法进一步包括：

[0035] 将所述磁场施加给所述多个芯轴，其中所述第一材料是因瓦合金。

[0036] 所述方法有利的是，其中，所述若干模具衬垫包括若干智能基座。

[0037] 根据所述本发明的另一方面，提供了一种设备，该设备包括：复合的预制件结构，所述复合的预制件结构包括热塑性材料；多个空腔，所述多个空腔延伸到所述复合的预制件结构中；多个芯轴，所述多个芯轴位于所述多个空腔内，其中所述多个芯轴包括构造为响应于磁场而产生热量的第一材料；以及工具，所述工具包括：形成模具空腔的多个模具；位于所述模具空腔内的若干模具衬垫；以及多个感应线圈，所述多个感应线圈的部分被嵌入所述多个模具中。

[0038] 特征和功能可以在本公开的各种实施方式中独立地实现，或者可在其它实施方式中组合，其中可以参考以下描述和附图看到更多的细节。

附图说明

[0039] 认为是说明性实施方式的特性的新颖特征在所附权利要求书中加以阐述。然而，当结合附图阅读时，将参考本公开的说明性实施方式的以下详细描述最好地理解说明性实施方式以及最佳使用模式、其它目的及其特征，其中：

[0040] 图1是依据可实施的说明性实施方式的飞行器的图示；

[0041] 图2是依据说明性实施方式的制造环境的框图的图示；

[0042] 图3是依据说明性实施方式的工具的立体图的图示；

[0043] 图4是依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示；

[0044] 图5是依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示；

[0045] 图6是依据说明性实施方式生产的结构的图示；

[0046] 图7是依据另一说明性实施方式的工具的立体图的图示；

[0047] 图8是依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示；

[0048] 图9是依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示；

[0049] 图10是依据说明性实施方式的芯轴的立体图的图示；

[0050] 图11是依据说明性实施方式的温度循环的图示；

[0051] 图12是依据说明性实施方式用于形成夹层结构的工艺的流程图图示；

[0052] 图13是依据说明性实施方式用于形成夹层结构的工艺的流程图图示；

[0053] 图14是依据说明性实施方式采取框图形式的飞行器制造和保养方法的图示；以及

[0054] 图15是采取可实施说明性实施方式的框图的形式飞行器的图示。

具体实施方式

[0055] 在飞行器的设计和制造中复合材料的使用比重越来越大。复合材料在飞行器中用于降低飞行器的重量。这种降低的重量提高了诸如有效载荷能力和燃料效率的性能特征。此外,复合材料为飞行器中的各种部件提供了更长的使用寿命。

[0056] 不同的说明性实施方式认识并考虑到若干不同的考虑。例如,说明性实施方式认识到,使用夹层板可允许消除纵梁、翼梁、框架或飞行器设计中的其它支撑结构。

[0057] 说明性示例还认识并考虑到,可使用热固性材料形成目前实施的复合夹层结构。复合夹层结构包括具有多个材料层的结构。在复合夹层结构中,多个材料层中的一个或多个可主要由复合材料组成或部分地由复合材料组成。复合夹层结构可具有延伸到该结构中的多个空腔。说明性实施方式认识并考虑到,由热固性材料形成夹层结构所需要的时间可能是不期望的。

[0058] 例如,热固性材料可由手或机器铺放,以形成夹层结构的形状。说明性实施方式认识并考虑到,铺放复合材料的速度可能受限。

[0059] 此外,说明性实施方式认识并考虑到,使热固性材料固化可能需要数小时。除了将热固性材料保持在固化温度下持续数小时,使用电阻加热使热固性材料固化的常规压热器可进一步需要数小时来进行加热和冷却。

[0060] 不同的说明性实施方式认识并考虑到,使热塑性材料固结所花费的时间可能明显少于使热固性材料固化所花费的时间。此外,不同的说明性实施方式认识并考虑到,使用感应加热可减少使热塑性材料固结或使热固性材料固化所需要的时间。而且,不同的说明性实施方式认识并考虑到,使用感应加热可减少使热塑性材料固结或使热固性材料固化所消耗的能量。

[0061] 不同的说明性实施方式认识并考虑到,减少形成一个部件所需的时间可能会增加在工具上生产的部件的数量。此外,不同的说明性实施方式认识并考虑到,减少形成一个部件所消耗的能量可能会减少该部件的成本。

[0062] 不同的说明性实施方式认识并考虑到,目前,可使用紧固件生产热塑性夹层结构。不同的说明性实施方式认识并考虑到,在无紧固件的情况下生产热塑性夹层结构可减少生产热塑性夹层结构所需要的时间。不同的说明性实施方式认识并考虑到,在无紧固件的情况下生产热塑性夹层结构可减轻所得到的热塑性夹层结构的重量。

[0063] 不同的说明性实施方式还认识并考虑到,编织的复合材料可提供优于复合带或丝束的堆叠层的改进性能。例如,说明性实施方式认识并考虑到,编织的复合材料可提供改进的平面外负载(out of plane load)。编织的复合材料可包括彼此交叉的纤维,从而改进了堆叠复合层的平面外负载。如本文所用的,“平面外负载”指的是不在对象平面中的负载。例如,垂直于编织的复合材料表面的负载是平面外负载。改进的平面外负载可致使改进的损伤容限。如本文所用的,改进的损伤容限意指由碰撞或其它源产生的损伤的改进抵抗性。

[0064] 不同的说明性实施方式还认识并考虑到,使用编织的复合材料可减少复合材料的制造时间。例如,不同的说明性实施方式认识并考虑到,编织机械可立刻利用比常规复合材料放置机械更多数量的复合材料线轴。因此,不同的说明性实施方式认识到,使用编织机械可减少制造时间。

[0065] 现在参考附图,并且特别参考图1,描绘了依据说明性实施方式的飞行器的图示。在该说明性示例中,飞行器100具有附接至机身106的机翼102和机翼104。飞行器100包括附

接至机翼102的发动机108和附接至机翼104的发动机110。

[0066] 机身106具有尾段112。水平稳定器114、水平稳定器116和竖直稳定器118附接至机身106的尾段112。

[0067] 飞行器100是可依据说明性实施方式实施热塑性夹层结构的飞行器的示例。在一个说明性实施方式中,机翼104的蒙皮面板可包括热塑性夹层结构。在另一说明性实施方式中,机身106的各部分可包括热塑性夹层结构。

[0068] 图1中的飞行器100的图示并不意在暗示物理或建筑限于可实施说明性构造的方式。例如,虽然飞行器100是商用飞行器,但是飞行器100还可以是军用飞行器、旋翼机、直升机、无人飞行器或任何其它合适的飞行器。

[0069] 虽然关于飞行器描述了用于说明性实施方式的说明性示例,但是说明性实施方式还可应用于其它类型的平台。例如,所述平台可以是活动平台、固定平台、陆基结构、基于水的结构和基于空间的结构。更具体地,所述平台可以是水面船只、坦克、人员运输器、火车、宇宙飞船、空间站、卫星、潜艇、汽车、电站、桥梁、水坝、房屋、风车、制造工厂、建筑物和其它合适的平台。

[0070] 现在参考图2,描绘了依据说明性实施方式的制造环境的框图的图示。在该说明性示例中,图2中的制造环境200以块的形式进行描绘,以图示一个或多个说明性实施方式的不同部件。在该描绘的示例中,制造环境200包括工具202、结构206、金属囊208、控制器210、电源212、冷却剂供应装置214和传感器216。

[0071] 工具202被构造为使结构206固结。如本文所用的,固结包括将高温、高压或高温和高压施加给热塑性材料,使得热塑性材料中的树脂流动。随着热塑性材料中的树脂流动,增强纤维可保持为基本相同的取向。随着树脂的流动,树脂可在附近的热塑性材料的边界处与附近的热塑性材料的树脂混杂。树脂在冷却时凝固。固结可致使复合材料拥有更高的质量。在复合材料中,相对于复合材料的整个体积,更高的质量可呈现更高的纤维体积。固结可致使复合材料拥有更低的空隙率。工具202包括由多个支撑件251支撑的多个负载约束件217。工具还包括位于多个负载约束件217内的多个模具218。模具空腔220可以是由多个模具218形成的空间。模具空腔220可被构造为在固结过程期间容纳结构206。

[0072] 多个模具218可由不易于感应加热的材料形成。在一些说明性示例中,多个模具218可由陶瓷、复合材料、酚类或一些其它的期望材料形成。在一个说明性示例中,可基于热膨胀系数、耐热冲击性和抗压强度来选择用于多个模具218的材料。在该说明性示例中,所述材料可选择为具有低的热膨胀系数、期望的耐热冲击性和相对较高的抗压强度。在一个说明性示例中,多个模具218可以是可浇注的熔融石英陶瓷。

[0073] 如所描绘的,多个模具218容纳多个感应线圈222和多个杆224。多个感应线圈222具有部分223和柔性部分225。多个感应线圈222的部分223可嵌入多个模具218中。在一些说明性示例中,部分223可沿着多个模具218中的每个模具的长度延伸。多个感应线圈222的柔性部分225可接合多个模具218中的不同模具的部分223。在一个说明性示例中,柔性部分225可具有足够的弹性,足以随着多个模具218的移动而移动。在一个说明性示例中,柔性部分225可具有足够的弹性,足以移动而连接部分223。多个感应线圈222可经由附接至柔性部分225的连接器253连接到控制器210、电源212、冷却剂供应装置214和传感器216。

[0074] 控制器210可被构造为控制由电源212馈送至多个感应线圈222的输入功率。通过

控制输入功率,控制器210可控制由感应线圈222产生的磁场。通过控制由感应线圈222产生的磁场,控制器210可控制工具202的操作温度。

[0075] 控制器210可实施在软件、硬件、固件或它们的组合中。当使用软件时,由控制器210执行的操作可实施为程序代码,程序代码被构造为在处理器单元上运行。当使用固件时,由控制器210执行的操作可实施为程序代码和数据,并且存储在持久性存储器中以在处理器单元上运行。当采用硬件时,硬件可包括操作为在控制器210中执行操作的电路。

[0076] 冷却剂供应装置214可被构造为将冷却剂供给到多个感应线圈222。流过多个感应线圈222的冷却剂可充当将热量传递出工具202的热交换器。传感器216可被构造为在操作期间测量工具202的一部分的温度。

[0077] 多个杆224可嵌入多个模具218内。多个杆224能为多个模具218提供加强。在一个说明性示例中,多个杆224由玻璃纤维形成。多个杆224可由多个螺栓227保持到位。在一些说明性示例中,多个杆224可纵向延伸穿过多个模具218中的模具。在一些说明性示例中,多个杆224可横向延伸穿过多个模具218中的模具。在一些说明性示例中,多个杆224可纵向且横向延伸穿过多个模具218中的模具。

[0078] 模具空腔220与惰性气体供给装置215关联。在结构206的固结期间,惰性气体221可存在于来自惰性气体供给装置215的模具空腔220中。在一些说明性示例中,惰性气体供给装置215可供给惰性气体,以给金属囊208加压。

[0079] 若干模具衬垫226被定位在模具空腔220内。如所描绘的,若干模具衬垫226包括材料229。材料229可以是构造为当暴露于磁场时产生热量的材料。材料229可选自金属、金属合金、陶瓷、金属化膜或任何其它合适的材料。在一些说明性示例中,若干模具衬垫226包括具有铁磁性的金属合金。在一些说明性示例中,可基于期望的固结温度来选择用于若干模具衬垫226的铁磁材料。例如,可基于铁磁材料变为非磁性时的温度来选择用于若干模具衬垫226的材料。该温度还被称为居里温度。铁磁材料可针对若干模具衬垫226进行选择,使得铁磁材料的居里温度对应于期望的固结温度。在这些说明性示例中,若干模具衬垫226还可被称为若干智能基座。

[0080] 当暴露于由多个感应线圈222产生的磁场时,若干模具衬垫226可产生热量。若干模具衬垫226可用于在固结过程期间将热量施加给结构206。

[0081] 结构206具有横截面228。横截面228是封闭的横截面233。如本文所用的,封闭的横截面是使结构形成封闭路径的横截面。因此,当结构206的横截面228形成封闭路径时,结构206具有封闭的横截面233。封闭的横截面233可为矩形230、圆形232或三角形234。

[0082] 结构206包括第一热塑性层236、热塑性芯部层238和第二热塑性层240。结构206还可被称为复合结构。在固结之前,结构206可被称为预制件结构。在固结之后,结构206可被称为固结的结构。

[0083] 热塑性芯部层238包括多个芯部部分237。多个芯部部分237具有延伸到热塑性芯部层238中的多个空腔244。延伸到结构206中的多个空腔244与结构206的表面242中的多个开口246连通。多个空腔244可在纵向方向245上延伸穿过结构206。在一些说明性示例中,多个空腔244可在基本平行于热塑性芯部层238的第一侧面239和第二侧面241的方向上延伸穿过结构206。

[0084] 热塑性芯部层238容纳位于多个空腔244内的多个芯轴248。在一个说明性示例中,

结构206是夹层结构247,并且多个芯轴248位于夹层结构247的内部。

[0085] 多个芯轴248包括第二材料250和第一材料252。在该说明性示例中,第二材料250为可溶解的材料。在一个说明性示例中,第二材料250可溶解于水中。在该说明性示例中,第二材料250可选自陶瓷、石墨或可溶解在水中的其它合适的材料中的至少一者。如本文所用的,短语“…中的至少一个”当与一系列条目一起使用时意味着,可使用一个或多个所列条目的不同组合,并且可能只需要列中的一个条目。例如,“条目A、条目B和条目C中的至少一个”可包括(非限制性地):条目A;或条目A和条目B。该示例还可包括:条目A、条目B和条目C;或条目B和条目C。

[0086] 第一材料252是构造为响应于磁场产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料252包括具有铁磁性的金属合金。在一些说明性示例中,可基于若干模具衬垫226的期望的固结温度和居里温度中的至少一者来选择第一材料252的铁磁材料。例如,可基于使若干模具衬垫226变为非磁性的温度来选择第一材料252的材料。可选择铁磁材料用于第一材料252,使得在若干模具衬垫226变为非磁性之后,第一材料252产生热量。在这些说明性示例中,多个金属管254还可被称为多个智能基座。第一材料252可选自合金510、因瓦合金、可伐合金、坡莫合金或当暴露至磁场时产生热量的任何其它合适的材料。合金510还可被称为锡磷青铜。在一些说明性示例中,多个金属管254可由因瓦合金形成。可基于期望的固结温度和居里温度中的至少一者来选择第一材料252,在考虑了若干模具衬垫的期望的固结温度和居里温度的情况下,当因瓦合金的居里温度是值得期得的时,第一材料252可以是因瓦合金。基于因瓦合金的其它性能,因瓦合金可被选择作为第一材料252。具体来说,因瓦合金的热膨胀系数可期望用在复合材料处理中。因瓦合金的热膨胀系数可基本类似于复合材料的热膨胀系数。

[0087] 在一些说明性示例中,在多个芯轴248中,第一材料252可嵌入第二材料250内。在一个说明性示例中,第一材料252可采取第二材料250内的多个金属管254的形式。

[0088] 第一热塑性层236具有封闭的横截面235。在一些说明性示例中,封闭的横截面235可具有与结构206的封闭的横截面233基本相同的形状。

[0089] 第一热塑性层236、热塑性芯部层238和第二热塑性层240可被共同固结。如本文所用的,当一种材料被暴露至热量和压力中的至少一者而使得该种材料流动并凝固时,该种材料被固结。如本文所用的,当多种材料一起被暴露至热量和压力中的至少一者而使得这些材料流动并凝固时,这些材料被共同固结。使第一热塑性层236和热塑性芯部层238共同固结可形成其中第一热塑性层236的树脂和热塑性芯部层238的树脂可一起流动的交界面。同样,使第二热塑性层240和热塑性芯部层238共同固结可形成其中第二热塑性层240的树脂和热塑性芯部层238的树脂可一起流动的交界面。

[0090] 在一些说明性示例中,第一热塑性层236可抵靠着热塑性芯部层238的第一侧面239固结。在一个说明性示例中,第一侧面239可包括热塑性芯部层238的外表面。在一些说明性示例中,第二热塑性层240可抵靠着热塑性芯部层238的第二侧面241固结。在一个说明性示例中,第二侧面241可包括热塑性芯部层238的内表面。

[0091] 金属囊208可与第二热塑性层240关联。在一些说明性示例中,金属囊208可放置在第二热塑性层240内。在一些说明性示例中,第二热塑性层240可放置到金属囊208上。在一些说明性示例中,金属囊208可充当芯轴。在固结期间,金属囊208可被加压,使得金属囊208

施加压缩力。在一些说明性示例中,金属囊208可使用惰性气体进行加压。

[0092] 当结构206为编织的热塑性材料时,编织的热塑性材料的缝可相对于彼此移动。编织的热塑性材料的这种移动可发生在使金属囊208在压力下膨胀的时候。编织的热塑性材料的移动可改进所得到的结构206的质量。

[0093] 金属囊208可由表现出期望特性243的材料形成。金属囊208的期望特性243可包括保持压力的能力、热稳定性、弹性、一致性和热膨胀特性。例如,值得期望的是,金属囊208的材料在结构206的固结温度下是热稳定的。

[0094] 另外,值得期望的是,金属囊208的材料是柔性的,以提供压力的均匀分布。此外,值得期望的是,金属囊208的材料是一致的,以符合结构206的层滴(ply drop)或其它面貌。而且,值得期望的是,金属囊208的材料具有热膨胀特性,以允许在固结之后移除金属囊208。

[0095] 在一些说明性示例中,若干金属囊208可由具有磁特性的材料形成。在这些说明性示例的一些示例中,当暴露至磁场时,若干金属囊208可产生热量。在一些说明性示例中,若干金属囊208可由非磁性材料形成。

[0096] 在一些说明性示例中,金属囊208可由铝或铝合金形成。在一些说明性示例中,金属囊208可由镁或镁合金形成。在其它说明性示例中,除铝或镁之外的其它金属材料可提供期望特性243,诸如保持压力的能力、热稳定性、弹性、一致性和热膨胀特性。

[0097] 金属囊208与压力源217关联。压力源217被构造为在工具202中使结构206固结期间给金属囊208加压。

[0098] 图2中的制造环境200的图示并不意在暗示物理或建筑限于可实施说明性实施方式的方式。可使用除了或代替图示部件的其它部件。一些部件可能是不必要的。另外,所呈现的块是为了图示一些功能部件。当在说明性实施方式中进行实施时,这些块中的一个或多个可被组合、划分或者组合并划分为不同的块。

[0099] 例如,多个杆224可代替性地由除了玻璃纤维以外的其它材料形成。在该示例中,多个加强杆可由优选不导电的材料形成。在另一示例中,多个加强杆可由导电材料形成并被布置为使之不易于感应加热。

[0100] 作为另一示例,代替第一热塑性层236、热塑性芯部层238和第二热塑性层240的热塑性材料,结构206可包括热固性材料。虽然工具202在上面被描述为执行固结工艺,但是在该说明性示例中,工具202可用于执行热固性材料的固化工艺。使热固性材料固化可在比使热塑性材料固结低的温度下执行。结果,在这些说明性示例中,若干金属囊208可包括弹性材料,而非金属材料。

[0101] 作为另一示例,横截面228可以是开放的横截面或基本封闭的横截面。例如,横截面228可呈V形、I形、J形、Z形、T形、C形、U形或其它合适的形状。

[0102] 现在转向图3,描绘了依据说明性实施方式的工具的立体图的图示。在该描绘的示例中,工具300是图2中的工具202及工具202中的部件的物理实施的示例。

[0103] 在该说明性示例中,工具300包括第一模具302和第二模具304。第一模具302和第二模具304可以是图2的多个模具218的物理实施。如所描绘的,第一模具302被安装在负载约束件306内,而第二模具304被安装在负载约束件308内。负载约束件306和负载约束件308可以是图2的多个负载约束件217的物理实施。第一模具302和第二模具304可分别由诸如进

行栓接或夹紧的任何合适的紧固装置附接至负载约束件306和负载约束件308。

[0104] 如所描绘的,负载约束件306和负载约束件308被安装在柱支撑件310、柱支撑件312、柱支撑件314和柱支撑件316上。柱支撑件310、柱支撑件312、柱支撑件314和柱支撑件316可以是图2的多个支撑件251的物理实施。负载约束件306和负载约束件308为第一模具302和第二模具304提供支撑表面。负载约束件306和负载约束件308可防止第一模具302和第二模具304在制造操作期间弯折和破裂。负载约束件306和负载约束件308可由钢、铝或任何其它期望材料形成。可基于存在于形成或固结期间的负载来选择用于负载约束件306和负载约束件308的材料。可选择用于负载约束件306和负载约束件308的材料来提供诸如期望刚度和期望强度的期望特性,以防止第一模具302和第二模具304在制造操作期间弯折和/或破裂。在一些说明性示例中,材料可以是非磁性的,以减少由多个感应线圈320产生的磁场的任何失真。在一些说明性示例中,可能没有负载约束件306和负载约束件308。在这些说明性示例中,第一模具302和第二模具304可足够强,足以在没有负载约束件306和负载约束件308的情况下防止第一模具302和第二模具304的弯折或破裂。

[0105] 第一模具302和第二模具304用多个杆318加强,多个杆318用多个螺栓319保持。多个杆318可以是图2的多个杆224的物理实施。多个螺栓319可以是图2的多个螺栓227的物理实施。多个杆318在穿过第一模具302和第二模具304的网格中既沿纵向321又沿横向323延伸。

[0106] 多个感应线圈320与第一模具302和第二模具304关联。多个感应线圈320可以是图2的多个感应线圈222的物理实施。多个感应线圈320包括部分322和柔性部分324。如所描绘的,部分322沿着第一模具302和第二模具304的长度延伸。部分322可以是图2的部分223的物理实施。部分322可嵌入第一模具302和第二模具304中。柔性部分324接合第一模具302和第二模具304中的部分322。柔性部分324可以是图2的柔性部分225的物理实施。位于多个感应线圈320的端部处的连接器326可将多个感应线圈320连接到控制器、电源、冷却剂供应装置或其它外部设施。连接器326可以是图2的连接器253的物理实施。

[0107] 图3中的工具300的图示并不意在暗示物理或建筑限于可实施说明性实施方式的方式。可使用除了或代替图示部件的其它部件。一些部件可能是不必要的。

[0108] 例如,多个杆318可能只在第一模具302和第二模具304内沿一个方向延伸。作为另一示例,虽然只描绘了第一模具302和第二模具304,但是工具300可代替性地具有三个或更多个模具。

[0109] 现在转向图4,描绘了依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示。视图400可以是方向323且沿着4-4切割的图3的工具300内的结构的横截面图。工具402可以是图2中的工具202的物理实施。结构404可以是图2中的结构206的物理实施。

[0110] 如所描绘的,结构404被定位在工具402内。具体来说,结构404在工具402的模具空腔405内被定位在第一模具406和第二模具408之间。多个感应线圈410沿纵向411延伸穿过第一模具406和第二模具408。多个感应线圈410由柔性部分412接合。多个杆413延伸穿过第一模具406。多个杆415延伸穿过第二模具408。第一模具406和第二模具408被保持在负载约束件414和负载约束件416内。

[0111] 模具衬垫418在模具空腔405内与第一模具406关联。模具衬垫420在模具空腔405内与第二模具408关联。模具衬垫418和模具衬垫420在模具空腔405内接触结构404。

[0112] 结构404包括第一热塑性层422、热塑性芯部层424和第二热塑性层426。第一热塑性层422可以是图2的第一热塑性层236的物理实施。热塑性芯部层424可以是图2的热塑性芯部层238的物理实施。第二热塑性层426可以是图2的第二热塑性层240的物理实施。

[0113] 可使用复合铺放工艺形成第二热塑性层426。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或任何其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，第二热塑性层426可经由复合铺放工艺放置在金属囊430上。在一个说明性示例中，复合铺放工艺可将复合材料直接铺放到金属囊430上。在一个说明性示例中，编织的复合材料可直接放置到金属囊430上以形成第二热塑性层426。

[0114] 在一些说明性示例中，第二热塑性层426可放置在金属囊430上作为预制件。在该说明性示例中，第二热塑性层426可在放置到金属囊430上之前形成为期望形状。在一些说明性示例中，第二热塑性层426可随着将该第二热塑性层426放置在金属囊430上而被固结或呈半刚性。

[0115] 定位热塑性芯部层424使之邻近第二热塑性层426。热塑性芯部层424具有多个空腔427。多个空腔427容纳多个芯轴428。多个空腔427延伸到图4中。换句话说，多个空腔427沿纵向延伸穿过结构404。

[0116] 可使用复合铺放工艺形成热塑性芯部层424。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，可通过将复合材料铺放到多个芯轴428上而形成热塑性芯部层424。在一个说明性示例中，可通过将编织的热塑性材料铺放于多个芯轴428上而形成热塑性芯部层424。在将复合材料铺放到多个芯轴428上之后，多个芯轴428可相对于彼此定位，以形成热塑性芯部层424。在一个说明性示例中，多个芯轴428可相对于彼此定位在第二热塑性层426上。

[0117] 第一热塑性层422可由复合带、复合丝束、编织的复合材料或任何其它合适的复合材料的若干层形成。可使用复合铺放工艺形成第一热塑性层422。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或任何其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，第一热塑性层422可经由复合铺放工艺放置在热塑性芯部层424上。在一个说明性示例中，复合铺放工艺可将复合材料直接铺放到热塑性芯部层424上。在一个说明性示例中，编织的复合材料可直接铺放到热塑性芯部层424上，以形成第一热塑性层422。

[0118] 在一些说明性示例中，第一热塑性层422可放置在热塑性芯部层424上作为预制件。如本文所用的，预制件是在被放置到一地点上之前形成为期望形状的复合材料。在该说明性示例中，第一热塑性层422可在放置到热塑性芯部层424上之前形成为期望形状。在一些说明性示例中，第一热塑性层422可随着将该第一热塑性层422放置在热塑性芯部层424上而被固结或呈半刚性。

[0119] 为了使结构404固结，可为多个感应线圈410供电，以产生磁场。响应于磁场，模具衬垫418和模具衬垫420可产生热量。

[0120] 金属囊430可被加压。金属囊430被定位在结构404内，使得金属囊430在结构404内接触第二热塑性层426。

[0121] 当被加压时，金属囊430可将压缩力施加给结构404。金属囊430可通过在压力下膨胀将压缩力施加给结构404，以将结构404按压成抵靠模具衬垫418和模具衬垫420。模具衬垫418和模具衬垫420与第一模具406和第二模具408关联。第一模具406和第二模具408为结

构404限定外模线。当金属囊430被加压时,第一模具406和第二模具408提供耐压力。换句话说,第一模具406和第二模具408可为结构404提供基本刚性的外模线。使金属囊430有效地膨胀并将结构404按压成抵靠第一模具406和第二模具408。

[0122] 当结构404是编织的热塑性材料时,编织的热塑性材料的缝可相对于彼此移动。当金属囊430在压力下膨胀时,可发生编织的热塑性材料的这种移动。编织的热塑性材料的移动可改进所得到的结构404的质量。

[0123] 多个芯轴428可防止或减少在固结期间热塑性芯部层424的形狀的非期望改变。换句话说,由于多个空腔427内的多个芯轴428,金属囊430所施加的压力不会压碎或非期望地碰撞多个空腔427。

[0124] 随着结构404被加热和压缩,第一热塑性层422抵靠着热塑性芯部层424被固结。在加热和压缩期间,第一热塑性层422的树脂抵靠着热塑性芯部层424流动。随着结构404被冷却,第一热塑性层422的树脂可抵靠着热塑性芯部层424凝固。第一热塑性层422和热塑性芯部层424可形成其中第一热塑性层422的树脂和热塑性芯部层424的树脂可一起流动的界面。

[0125] 随着结构404被加热和压缩,第二热塑性层426抵靠着热塑性芯部层424被固结。在加热和压缩期间,第二热塑性层426的树脂抵靠着热塑性芯部层424流动。随着结构404被冷却,第二热塑性层426的树脂可抵靠着热塑性芯部层424凝固。第二热塑性层426和热塑性芯部层424可形成其中第二热塑性层426的树脂和热塑性芯部层424的树脂可一起流动的界面。

[0126] 现在转向图5,描绘了依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示。图5是结构404在框5内的视图。结构404可以是图2中的结构206的物理实施。

[0127] 如图5所描绘的,多个芯轴428位于热塑性芯部层424的多个空腔427内。如图4和图5所描绘的,多个芯轴428包括多于一个的横截面形状。芯轴502、芯轴504和芯轴506位于多个芯轴428内。芯轴502具有圆形横截面。芯轴504和芯轴506均具有梯形横截面。在一些说明性示例中,多个芯轴428可具有不同或另外的横截面形状。

[0128] 芯轴502、芯轴504和芯轴506可作为热塑性芯部层424的形成工具。在形成热塑性芯部层424期间,复合材料可被铺放到芯轴502、芯轴504和芯轴506上,以形成三个芯部部分。在铺放复合材料之后,芯轴502、芯轴504和芯轴506可相对于彼此定位,以形成热塑性芯部层424的一部分。在一个说明性示例中,编织的复合材料可被铺放到芯轴502、芯轴504和芯轴506上。

[0129] 芯轴502被构造为在固结过程期间提供对金属囊430的压力的抵抗性。结果,芯轴502在固结期间维持或基本维持多个空腔427的空腔503的形状。芯轴502包括形成为圆形横截面形状的第二材料508以及形成为管的第一材料510。

[0130] 第二材料508包括可溶解材料。第一材料510包括构造为响应于磁场而产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料510是因瓦合金。

[0131] 可基于待使用的若干模具衬垫的期望的固结温度和居里温度中的至少一者来选择第一材料510。结果,在考虑若干模具衬垫的期望的固结温度和居里温度的情况下,当因瓦合金的居里温度是值得期望的时,第一材料510可以是因瓦合金。基于因瓦合金的其它性能,因瓦合金可被选择为第一材料510。具体来说,因瓦合金的热膨胀系数可期望用在复合

材料处理中。因瓦合金的热膨胀系数可基本类似于复合材料的热膨胀系数。

[0132] 第一材料510可对第二材料508提供加强。在一些说明性实施方式中,第一材料510可增加芯轴502的刚度。

[0133] 在使结构404固结期间,第一材料510可响应于多个感应线圈410所产生的磁场而产生热量。在一些说明性示例中,第一材料510可在对模具衬垫418和模具衬垫420进行加热直到这些模具衬垫418和模具衬垫420几乎是非磁性的之后产生热量。

[0134] 芯轴504被构造为在固结过程期间提供对金属囊430的压力的抵抗性。结果,芯轴504在固结期间维持或基本维持多个空腔427中的空腔505的形状。芯轴504包括形成为梯形横截面形状的第二材料512以及形成为管的第一材料514。

[0135] 第二材料512包括可溶解材料。第一材料514包括构造为响应于磁场而产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料514是因瓦合金。第一材料514可对第二材料512提供加强。在一些说明性实施方式中,第一材料514可增加芯轴504的刚度。

[0136] 在使结构404固结期间,第一材料514可响应于多个感应线圈410所产生的磁场而产生热量。在一些说明性示例中,第一材料514可在对模具衬垫418和模具衬垫420进行加热直到这些模具衬垫418和模具衬垫420几乎是非磁性的之后产生热量。

[0137] 芯轴506被构造为在固结过程期间提供对金属囊430的压力的抵抗性。结果,芯轴506在固结期间维持或基本维持多个空腔427中的空腔509的形状。芯轴506包括形成为梯形横截面形状的第二材料516以及形成为管的第一材料518。

[0138] 第二材料516包括可溶解材料。第一材料518包括构造为响应于磁场而产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料518是因瓦合金。第一材料518可对第二材料516提供加强。在一些说明性实施方式中,第一材料518可增加芯轴506的刚度。

[0139] 在使结构404固结期间,第一材料518可响应于多个感应线圈410所产生的磁场而产生热量。在一些说明性示例中,第一材料518可在对模具衬垫418和模具衬垫420进行加热直到这些模具衬垫418和模具衬垫420几乎是非磁性的之后产生热量。

[0140] 在固结之后,第二材料508、第二材料512和第二材料516可被溶解。第一材料510、第一材料514和第一材料518然后可从空腔503、空腔505和空腔509移除。

[0141] 现在转向图6,描绘了依据说明性实施方式所生产的结构的正视图的图示。结构600可以是使用图2的工具202形成的结构206的物理实施方式。结构600可以是在工具402中进行固结并且从多个空腔427移除多个芯轴428之后从图3的方向323观察的结构404的物理实施方式。结构600可以是用于图1的飞行器100的机翼104的蒙皮面板。

[0142] 结构600是固结的热塑性夹层结构。示出的结构600延伸进入页面。结构600包括第一热塑性层602、热塑性芯部层604和第二热塑性层606。热塑性芯部层604具有多个空腔608。在一些说明性示例中,可铺设第一热塑性层602、热塑性芯部层604和第二热塑性层606,然后使之共同固结。

[0143] 现在转向图7,描绘了依据另一说明性实施方式的工具的立体图的图示。在该描绘的示例中,工具700是图2的工具202及工具202中的部件的物理实施的示例。

[0144] 在该说明性示例中,工具700包括第一模具702、第二模具704和第三模具706。第一模具702、第二模具704和第三模具706可以是图2的多个模具218的物理实施。如所描绘的,第三模具706采取柱形芯轴的形式。在该说明性示例中,第三模具706形成了内模线。在该说

明性示例中,第一模具702和第二模具704形成了外模线。如所描绘的,第一模具702被安装在负载约束件708内。如所描绘的,第二模具704被安装在负载约束件710内。第一模具702和第二模具704可由诸如进行栓接或夹紧的任何合适的紧固装置附接至负载约束件708和负载约束件710。负载约束件708和负载约束件710可以是图2的多个负载约束件217的物理实施。

[0145] 负载约束件708和负载约束件710为第一模具702和第二模具704提供支撑表面。负载约束件708和负载约束件710可在制造操作期间防止第一模具702和第二模具704非期望地变形,诸如弯折和破裂。负载约束件708和负载约束件710可由钢、铝或任何其它期望材料形成。可基于存在于形成或固结期间的负载来选择用于负载约束件708和负载约束件710的材料。在一些说明性示例中,所述材料可以是非磁性的,以减少由多个感应线圈712产生的磁场的任何失真。在一些说明性示例中,可能没有负载约束件708和负载约束件710。在这些说明性示例中,第一模具702和第二模具704可足够强,足以防止弯折或破裂。

[0146] 第三模具706用多个杆714加强,多个杆714用多个螺栓716保持。如所描绘的,多个杆714沿纵向延伸穿过第三模具706。多个杆714可以是图2的多个杆224的物理实施。多个螺栓716可以是图2的多个螺栓227的物理实施。

[0147] 多个感应线圈712与第一模具702、第二模具704和第三模具706关联。多个感应线圈712可以是图2的多个感应线圈222的物理实施。多个感应线圈712包括部分722和柔性部分724。如所描绘的,部分722沿着第一模具702、第二模具704和第三模具706的长度延伸。部分722可以是图2的部分223的物理实施。部分722可嵌入第一模具702、第二模具704和第三模具706中。柔性部分724接合第一模具702、第二模具704和第三模具706中的部分722。柔性部分724可以是图2的柔性部分225的物理实施。位于多个感应线圈712的端部处的连接器726可将多个感应线圈712连接到控制器、电源、冷却剂供应装置或其它外部设施。连接器726可以是图2的连接器253的物理实施。

[0148] 图7中的工具700的图示并不意在暗示物理或建筑限于可实施说明性实施方式的方式。可使用除了或代替图示部件的其它部件。一些部件可能是不必要的。

[0149] 例如,多个杆714还可存在于第一模具702和第二模具704内。作为另一示例,虽然描绘了第一模具702、第二模具704和第三模具706,但是工具700可代替性地具有多于三个的模具。

[0150] 现在转向图8,描绘了依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示。视图800可以是图7中沿着8-8截取的工具700内的结构的横截面图。工具802可以是图2中的工具202的物理实施。结构804可以是图2中的结构206的物理实施。

[0151] 如所描绘的,结构804被定位在工具802内。具体来说,结构804在工具802的模具空腔806内被定位在第一模具808、第二模具810和第三模具812之间。多个感应线圈818延伸穿过第一模具808。多个感应线圈820延伸穿过第二模具810。多个感应线圈824延伸穿过第三模具812。多个感应线圈818、多个感应线圈820和多个感应线圈824由柔性部分接合。

[0152] 多个杆822延伸穿过第三模具812。第一模具808和第二模具810被保持在负载约束件814和负载约束件816内。

[0153] 模具衬垫825在模具空腔806内与第三模具812关联。模具衬垫825接触金属囊828。模具衬垫826在模具空腔806内与第一模具808和第二模具810关联。模具衬垫826在模具空

腔806内接触结构804。

[0154] 结构804包括第一热塑性层834、热塑性芯部层832和第二热塑性层830。第一热塑性层834可以是图2的第一热塑性层236的物理实施。热塑性芯部层832可以是图2的热塑性芯部层238的物理实施。第二热塑性层830可以是图2的第二热塑性层240的物理实施。

[0155] 第二热塑性层830可由复合带、复合丝束、编织的复合材料或任何其它合适的复合材料的若干层形成。可使用复合铺放工艺形成第二热塑性层830。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或任何其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，第二热塑性层830可经由复合铺放工艺放置在金属囊828上。在一个说明性示例中，复合铺放工艺可将复合材料直接铺放到金属囊828上。在一个说明性示例中，复合材料可被编织到金属囊828上以形成第二热塑性层830。

[0156] 在一些说明性示例中，第二热塑性层830可放置在金属囊828上作为预制件。在该说明性示例中，第二热塑性层830可在放置到金属囊828上之前形成为期望形状。在一些说明性示例中，第二热塑性层830可随着将该第二热塑性层830放置在金属囊828上而被固结或呈半刚性。

[0157] 热塑性芯部层832具有多个空腔833。多个空腔833延伸到结构804中并且延伸进入图8的页面。多个空腔833容纳多个芯轴836。可使用复合铺放工艺形成热塑性芯部层832。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，可通过将复合材料铺放到多个芯轴836上形成热塑性芯部层832。在一个说明性示例中，可通过将编织的热塑性材料铺放到多个芯轴836上形成热塑性芯部层832。在将复合材料铺放到多个芯轴836上之后，多个芯轴836可相对于彼此定位，以形成热塑性芯部层832。在一些说明性示例中，在将复合材料铺放到多个芯轴836上之后，多个芯轴836可相对于彼此定位在第二热塑性层830上，以形成热塑性芯部层832。

[0158] 第一热塑性层834可由复合带、复合丝束、编织的复合材料或任何其它合适的复合材料的若干层形成。可使用复合铺放工艺形成第一热塑性层834。复合铺放工艺可选自编织、带铺放、丝束铺放或任何其它期望的复合铺放工艺中的一者。在一些说明性示例中，第一热塑性层834可经由复合铺放工艺放置在热塑性芯部层832上。在一个说明性示例中，复合铺放工艺可将复合材料直接铺放到热塑性芯部层832上。在一个说明性示例中，复合材料可被编织到热塑性芯部层832上以形成第一热塑性层834。

[0159] 在一些说明性示例中，第一热塑性层834可放置在热塑性芯部层832上作为预制件。在该说明性示例中，第一热塑性层834可在放置到热塑性芯部层832上之前形成为期望形状。在一些说明性示例中，第一热塑性层834可随着将该第一热塑性层834放置在热塑性芯部层832上而被固结或呈半刚性。

[0160] 为了使结构804固结，可为多个感应线圈818、多个感应线圈820和多个感应线圈824供电，以产生磁场。响应于磁场，模具衬垫825和模具衬垫826可产生热量。

[0161] 金属囊828可被加压。在一些说明性示例中，可使用惰性气体给金属囊828加压。当被加压时，金属囊828可将压缩力施加给结构804。金属囊828可通过在压力下膨胀将压缩力施加给结构804，以将结构404按压成抵靠模具衬垫825和模具衬垫826。模具衬垫825和模具衬垫826与第一模具808和第二模具810关联。第一模具808和第二模具810为结构804限定外模线。当金属囊828被加压时，第一模具808和第二模具810提供耐压力。换句话说，第一模具

808和第二模具810可为结构804提供基本刚性的外模线。使金属囊430有效地膨胀并将结构404按压成抵靠第一模具406和第二模具408。

[0162] 当结构804是编织的热塑性材料时,编织的热塑性材料的缝可相对于彼此移动。当金属囊828在压力下膨胀时,可发生编织的热塑性材料的这种移动。编织的热塑性材料的移动可改进所得到的结构804的质量。

[0163] 多个芯轴836可防止或减少在固结期间热塑性芯部层832的形狀的非期望改变。换句话说,由于多个空腔833内的多个芯轴836,金属囊828所施加的压力不会压碎或非期望地碰撞多个空腔833。

[0164] 随着结构804被加热和压缩,第一热塑性层834抵靠着热塑性芯部层832被固结。在加热和压缩期间,第一热塑性层834的树脂抵靠着热塑性芯部层832流动。随着结构804被冷却,第一热塑性层834可抵靠着热塑性芯部层832凝固。第一热塑性层834和热塑性芯部层832可形成其中第一热塑性层834的树脂和热塑性芯部层832的树脂可一起流动的交界面。

[0165] 随着结构804被加热和压缩,第二热塑性层830抵靠着热塑性芯部层832被固结。在加热和压缩期间,第二热塑性层830的树脂抵靠着热塑性芯部层832流动。随着结构804被冷却,第二热塑性层830可抵靠着热塑性芯部层832凝固。第二热塑性层830和热塑性芯部层832可形成其中第二热塑性层830的树脂和热塑性芯部层832的树脂可一起流动的交界面。

[0166] 现在转向图9,描绘了依据说明性实施方式的工具内的结构的横截面图的图示。图9是图8的框9内的视图。如图9所描绘的,多个芯轴836位于热塑性芯部层832的多个空腔833内。如图8和图9所描绘的,多个芯轴836包括一种横截面形状。

[0167] 芯轴902位于多个芯轴836内。芯轴902具有梯形横截面。在一些说明性示例中,多个芯轴836可具有不同或另外的横截面形状。

[0168] 芯轴902可作为热塑性芯部层832的形成工具。在形成热塑性芯部层832期间,复合材料可铺放到芯轴902上。在铺放复合材料之后,芯轴902可相对于多个芯轴836中的其它芯轴定位,以形成热塑性芯部层832的一部分。在一个说明性示例中,编织的复合材料可铺放到芯轴902上。

[0169] 芯轴902被构造为在固结过程期间提供对金属囊828的压力的抵抗性。结果,芯轴902在固结期间维持或基本维持多个空腔833中的空腔908的形状。芯轴902包括形成为梯形横截面形状的第二材料904以及形成为管的第一材料906。

[0170] 第二材料904包括可溶解材料。第一材料906包括构造为响应于磁场而产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料906是因瓦合金。第一材料906可对第二材料904提供加强。在一些说明性实施方式中,第一材料906可增加芯轴902的刚度。

[0171] 在使结构804固结期间,第一材料906可响应于多个感应线圈818、多个感应线圈820和多个感应线圈824所产生的磁场而产生热量。在一些说明性示例中,第一材料906可在对模具衬垫825和模具衬垫826进行加热直到这些模具衬垫825和模具衬垫826几乎是而非磁性的之后产生热量。

[0172] 现在转向图10,描绘了依据说明性实施方式的芯轴的立体图的图示。在该描绘的示例中,芯轴1000是图2的多个芯轴248中的芯轴的物理实施的示例。芯轴1000可以是图9的芯轴902。芯轴1000可用于制造飞行器部分,诸如图1的飞行器100的机翼104的蒙皮面板。

[0173] 如所描绘的,芯轴1000具有梯形横截面。在一些说明性示例中,芯轴1000可具有不

同或变化的横截面形状。在一个说明性示例中,芯轴1000可具有圆形横截面形状。在另一说明性示例中,芯轴1000可具有三角形横截面形状。

[0174] 芯轴1000包括形成为梯形横截面形状的第二材料1002以及形成为管的第一材料1004。第二材料1002包括可溶解材料。第一材料1004包括构造为响应于磁场而产生热量的材料。在一些说明性示例中,第一材料1004是因瓦合金。第一材料1004可对第二材料1002提供加强。在一些说明性实施方式中,第一材料1004可增加芯轴1000的刚度。

[0175] 芯轴1000可作为热塑性芯部层(诸如图2的热塑性芯部层238)的形成工具。在形成热塑性芯部层期间,复合材料可铺放到芯轴1000上,以形成芯部部分。该芯部部分可以是图2的多个芯部部分237中的芯部部分。在铺放复合材料之后,芯轴1000可相对于其它芯轴定位,以形成热塑性芯部层的一部分。在一个说明性示例中,编织的复合材料可铺放到芯轴1000上。

[0176] 芯轴1000可在热塑性芯部层中限定一空腔。该空腔可以是图2中的多个空腔244中的空腔。

[0177] 芯轴1000被构造为在固结过程期间提供对金属囊(诸如图2的金属囊208)的压力的抵抗性。结果,芯轴1000在固结期间维持或基本维持空腔的形状。

[0178] 在固结期间,第一材料1004可响应于多个感应线圈(诸如图2的多个感应线圈222)产生的磁场而产生热量。在一些说明性示例中,第一材料1004可在对模具衬垫进行加热直到这些模具衬垫几乎是非磁性的之后产生热量。该模具衬垫可以是图2的模具衬垫226中的模具衬垫。

[0179] 图3至图10中示出的不同部件可与图2中的部件组合,与图2中的部件一起使用,或两者的组合。另外,图3至图10中的若干部件可以是图2中以块的形式示出的部件如何能够实施为物理结构的说明性示例。

[0180] 现在转向图11,描绘了依据说明性实施方式的温度循环的图示。温度循环1100可以是图2中的结构206中的工具202的温度循环的说明性示例。

[0181] 温度循环1100具有X轴1102和Y轴1104。温度循环1100代表了包括热塑性材料的结构在工具中的固结。所述工具包括感应加热工具。

[0182] X轴1102代表了以分钟为单位的时间。Y轴1104代表了温度。在温度循环1100中,所述工具大约需要15分钟,如坡道1106所代表的,以将结构加热至固结温度1108。此后,固结温度1108大约保持3分钟,如水平1110所代表的。在水平1110之后,所述结构被可控地冷却至室温1112,如坡道1114所代表的。

[0183] 在一些说明性示例中,以产生期望的材料特性的速率在坡道1114中使所述结构冷却。例如,所述结构能以在结构的热塑性材料中产生期望的结晶度的速率冷却。在一些说明性示例中,以防止产生不期望的材料特性的速率在坡道1114中使所述结构冷却。

[0184] 如所描绘的,用于在工具中使所述结构固结的温度循环1100显著短于热固性材料的固化。此外,如所描绘的,用于在工具中使所述结构固结的温度循环1100所花费的时间可少于使用电阻加热工具进行固结所花费的时间。因此,通过使用温度循环1100,可减少夹层结构的制造时间。此外,通过使用温度循环1100,可减少制造成本。

[0185] 现在转向图12,描绘了依据说明性实施方式的用于形成夹层结构的工艺的流程图 的图示。图12中图示的工艺可实施于图2的制造环境200中。此外,可实施该工艺来形成图2

的结构206。

[0186] 该工艺可开始于:铺放热塑性材料以形成结构,所述结构具有延伸到所述结构中的多个空腔,多个芯轴位于所述多个空腔内(操作1202)。所述结构可以是图2的结构206。该工艺然后可:将所述结构定位在工具内,所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫(操作1204)。所述若干模具衬垫可以是图2的模具衬垫226。该工艺然后可:使所述结构固结以形成固结的结构,“固结”的步骤包括:将磁场施加给所述若干模具衬垫,以将所述结构加热至固结温度(操作1206)。此后,该工艺终止。

[0187] 现在转向图13,描绘了依据说明性实施方式用于形成夹层结构的工艺的流程图的图示。图13中图示的工艺可实施在图2的制造环境200中。此外,可实施该工艺来形成图2的结构206。该工艺可开始于:将编织的热塑性材料铺放到金属囊上以形成第一热塑性层(操作1302)。所述金属囊可以是图2的金属囊208。所述第一热塑性层可以是图2的第二热塑性层240。

[0188] 该工艺然后可:将编织的热塑性材料铺放到多个芯轴上以形成多个芯部部分,其中所述多个芯轴包括可溶解的第二材料以及构造为响应于磁场而产生热量的第一材料(操作1304)。所述多个芯轴可以是图2的多个芯轴248。

[0189] 该工艺然后可:将多个芯部部分放置到第一热塑性层上(操作1306)。所述多个芯部部分可以是图2的多个芯部部分237。

[0190] 接下来,该工艺可:将编织的热塑性材料铺放到多个芯部部分上以形成结构(操作1308)。铺放编织的热塑性材料的步骤可形成图2的第一热塑性层236。

[0191] 接下来,该工艺可:将所述结构定位在工具内,所述工具具有构造为响应于磁场而产生热量的若干模具衬垫(操作1310)。所述工具可以是图2的具有模具衬垫226的工具202。

[0192] 该工艺然后可:使所述结构固结以形成固结的结构,其中“固结”的步骤包括:将磁场施加给若干模具衬垫,以将所述结构加热至固结温度;给金属囊加压,使得所述金属囊施加压缩力;以及在所述工具中冷却所述结构(操作1312)。所述金属囊可以是图2的金属囊208。当所述结构具有编织的热塑性材料时,编织的热塑性材料的缝可相对于彼此移动。当金属囊208在压力下膨胀时,可发生编织的热塑性材料的这种移动。编织的热塑性材料的移动可改进所得到的结构206的质量。

[0193] 该工艺然后可:从所述工具移除所述固结的结构(操作1314)。接下来,该工艺可:使所述固结的结构内的所述第二材料溶解(操作1316)。此后,该工艺终止。

[0194] 可在如图14所示的飞行器制造和保养方法1400和如图15所示的飞行器1500的背景下描述本公开的说明性实施方式。首先转向图14,以框图的形式描绘了依据说明性实施方式的飞行器制造和保养方法的图示。在前期生产过程中,飞行器制造和保养方法1400可包括图15中的飞行器1500的规格和设计1402及材料采购1404。

[0195] 在生产过程中,进行图15中的飞行器1500的部件和子组件制造1406以及系统整合1408。此后,图15中的飞行器1500可经过检定和交付1410以便投入服役1412。在向客户服役1412期间,图15中的飞行器1500被安排进行例行维护和保养1414(这可包括改造、重构、翻新及其它维护或保养)。

[0196] 可由系统集成商、第三方及/或经营商执行或进行飞行器制造和保养方法1400的各个过程。在这些示例中,经营商可以是客户。为了本描述之目的,系统集成商可包括但不

限于任一数量的飞行器制造商与主系统分包商；第三方可包括但不限于任一数量的供应商、转包商以及供货商；并且经营商可以是航空公司、租赁公司、军事实体、服务组织等。

[0197] 现在参考图15，以可实施说明性实施方式的框图的形式描绘了飞行器的图示。在该示例中，飞行器1500由图14中的飞行器制造和保养方法1400生产，并且可包括具有多个系统1504与内饰1506的机体1502。系统1504的示例包括推进系统1508、电气系统1510、液压系统1512以及环境系统1514中的一个或多个。可包括任一数量的其它系统。尽管示出了航空航天的示例，但是不同的说明性实施方式可应用于诸如汽车工业之类的其它工业。

[0198] 在此实施的设备与方法可在图14中的飞行器制造和保养方法1400的至少一个阶段中采用。可在部件和子组件制造1406期间使用一个或多个说明性实施方式。例如，图2中的结构206可在部件和子组件制造1406期间使用工具202来形成。此外，结构206还可用于在维护和保养1414期间执行更换。例如，可在飞行器1500的例行维护期间检查飞行器1500。结构206可以是飞行器1500的一部分，诸如机体1502或系统1504的部分。

[0199] 说明性实施方式提供了用于形成热塑性夹层结构的方法与设备。具体来说，说明性实施方式提供了用于在不使用紧固件的情况下形成热塑性夹层结构的方法与设备。结构可包括第一热塑性层236、热塑性芯部层238和第二热塑性层240。通过使用工具202的多个感应线圈222和模具衬垫226，结构206可被固结。在固结期间，多个芯轴248中的第一材料252可响应于多个感应线圈222所产生的磁场进行加热。

[0200] 金属囊208可在固结期间提供压缩力。在固结期间，多个芯轴248为热塑性芯部层238内的多个空腔244提供支撑。

[0201] 在一些说明性示例中，第一热塑性层236可包括编织的复合材料。在一些说明性示例中，第二热塑性层240可包括编织的复合材料。在一些说明性示例中，热塑性芯部层238可包括环绕多个芯轴248的编织的复合材料。

[0202] 通过形成根据说明性实施方式的热塑性夹层结构，可降低制造时间。通过形成根据说明性实施方式的热塑性夹层结构，可降低夹层结构的制造成本。此外，说明性实施方式可形成具有比包括紧固件的夹层结构更低重量的热塑性夹层结构。

[0203] 已经出于图示和描述的目的提出了不同说明性实施方式的描述，并非意在穷举或限于所公开形式的实施方式。许多修改和变型对本领域普通技术人员将是显而易见的。此外，与其它说明性实施方式比较，不同的说明性实施方式可提供不同的特征。所选择的一个或多个实施方式被选中并描述以便最好地解释实施方式、实际应用的原理，并且使本领域普通技术人员能够理解本公开的带有各种修改的适于特定预期用途的各种实施方式。

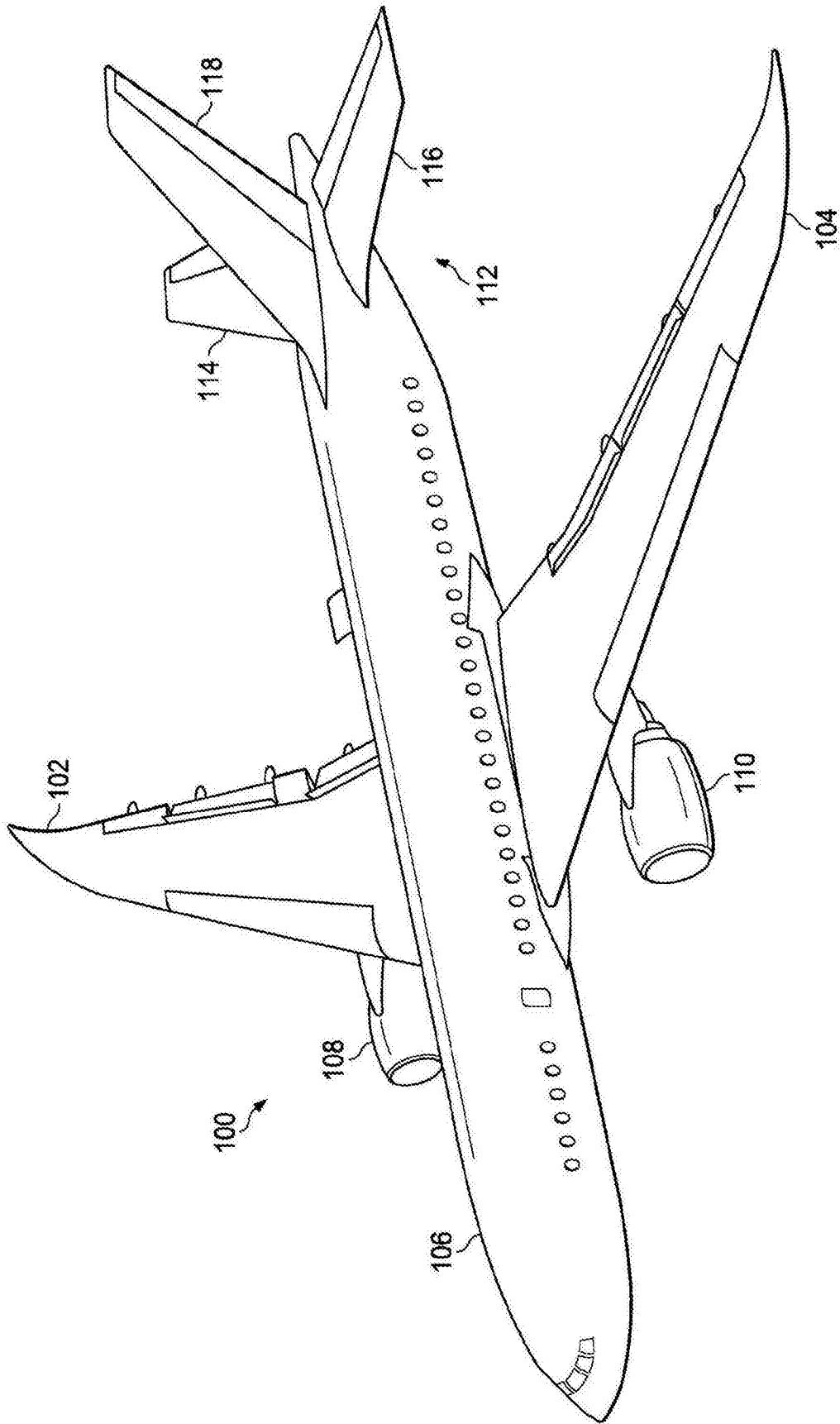


图1

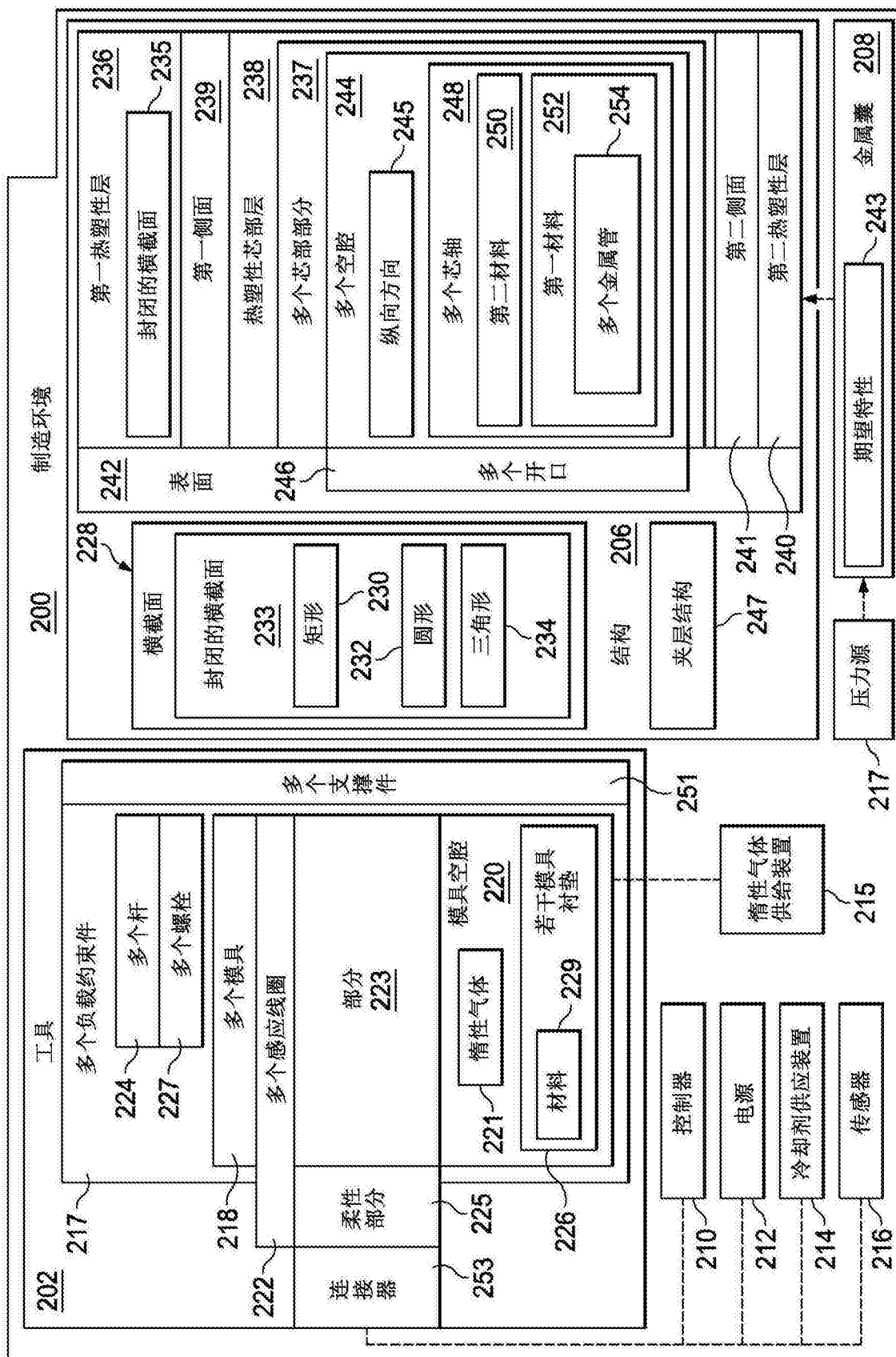


图2

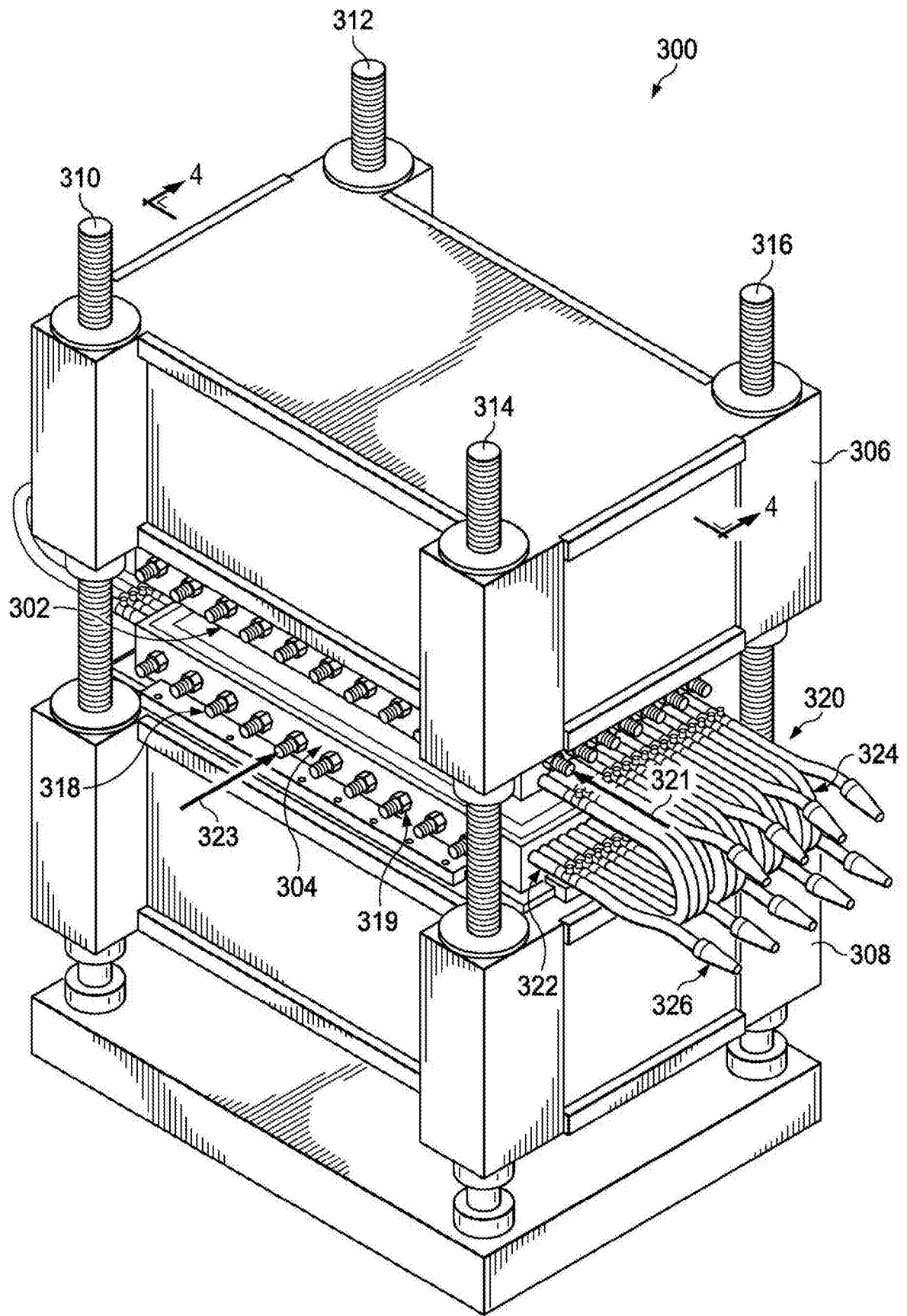


图3

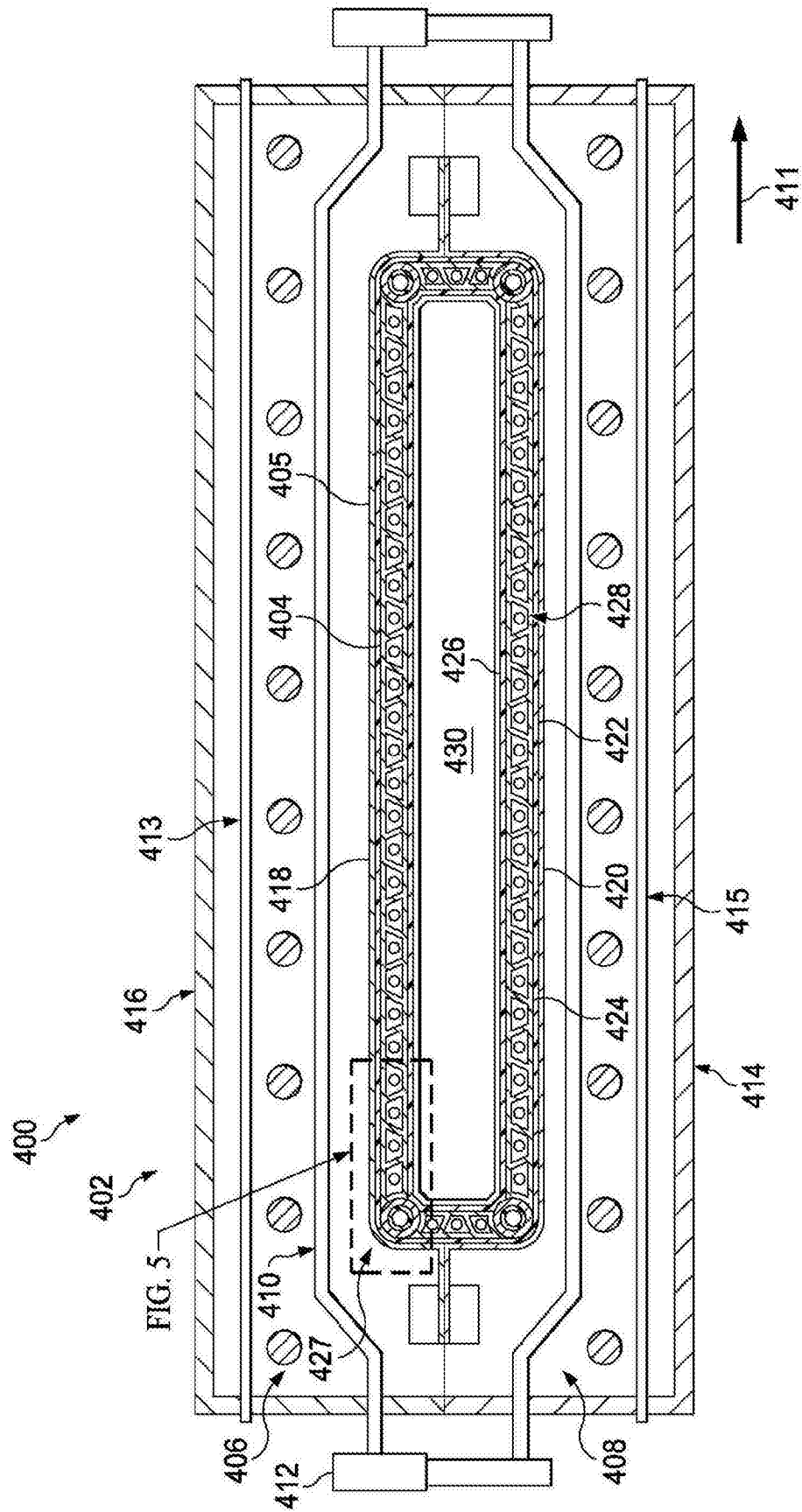


图4

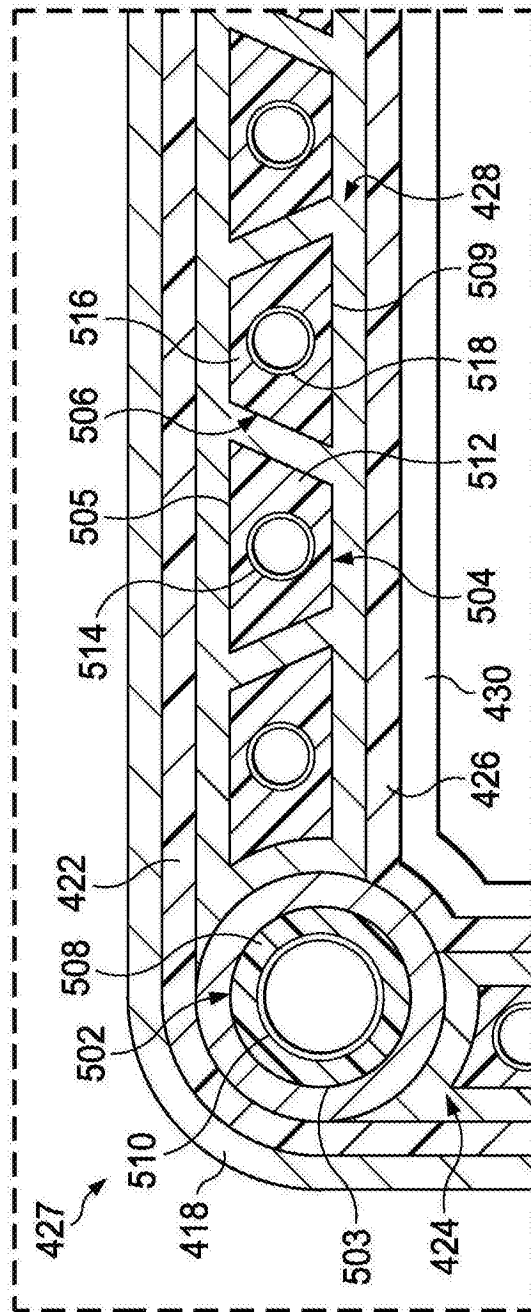


图5

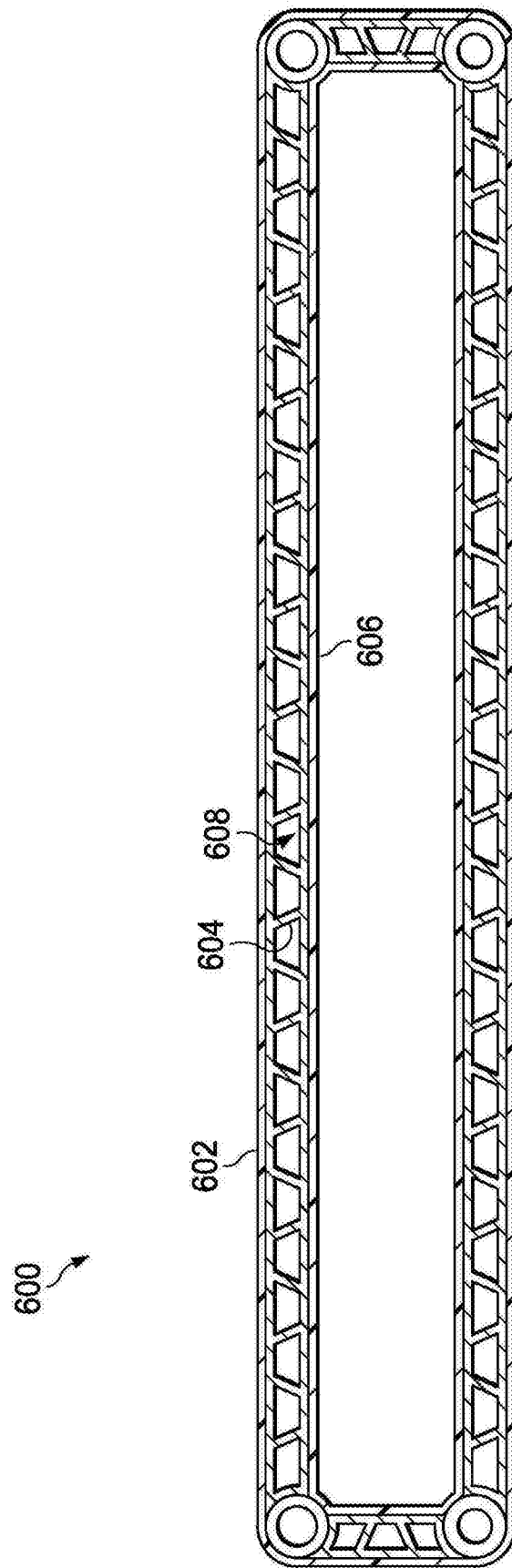


图6

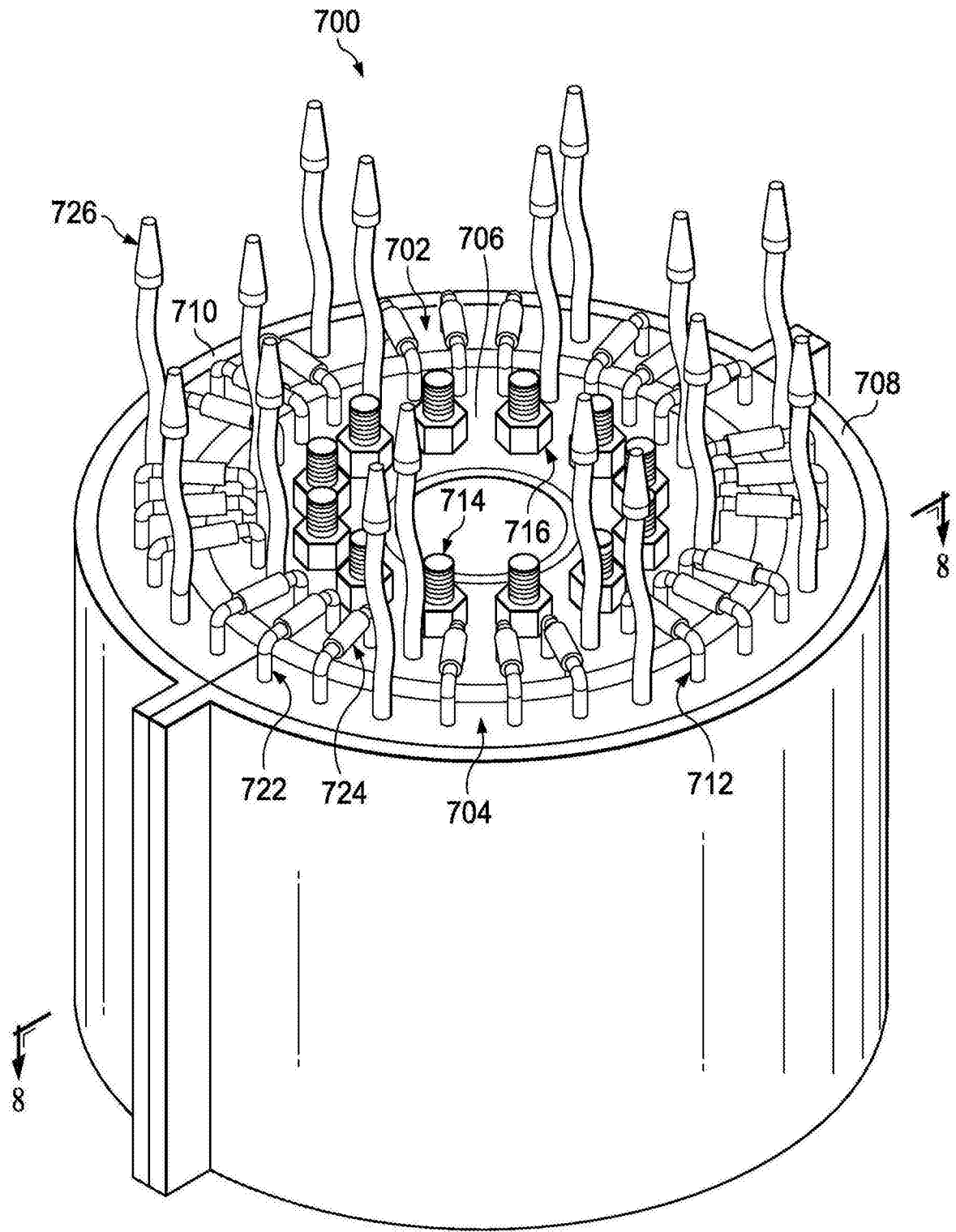


图7

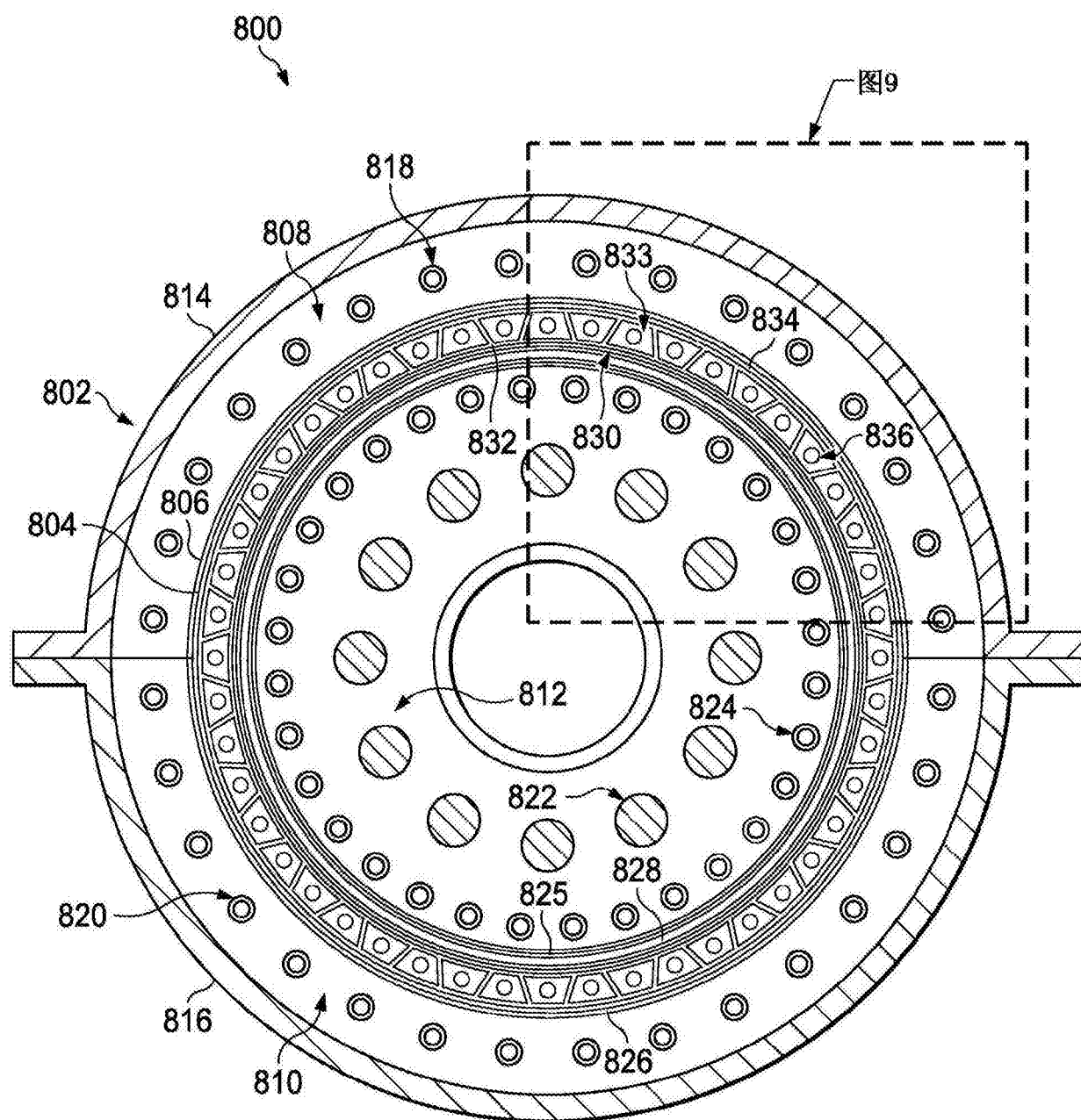


图8

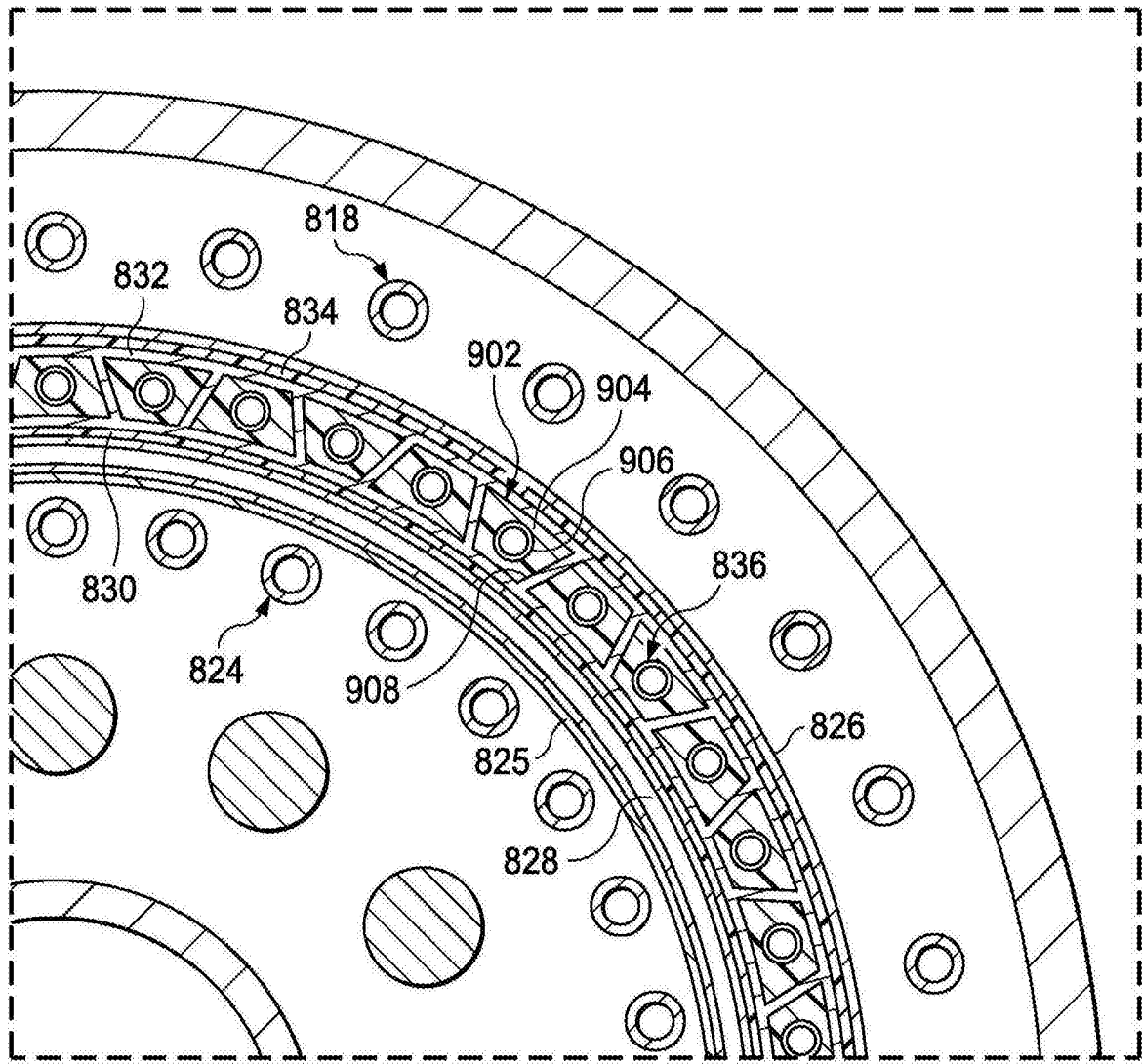


图9

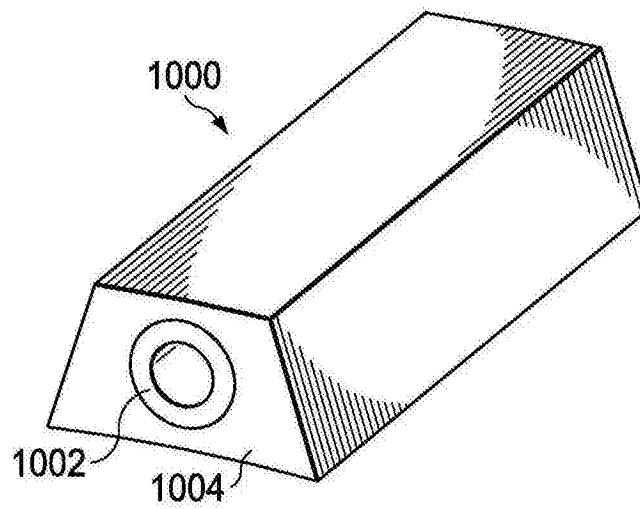


图10

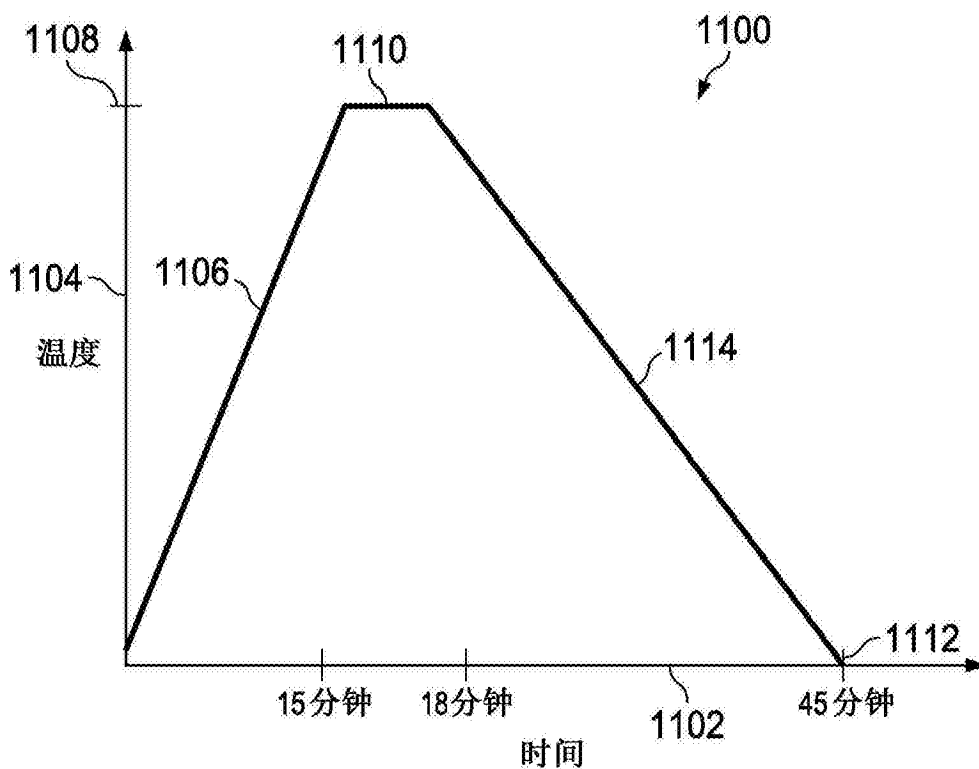


图11

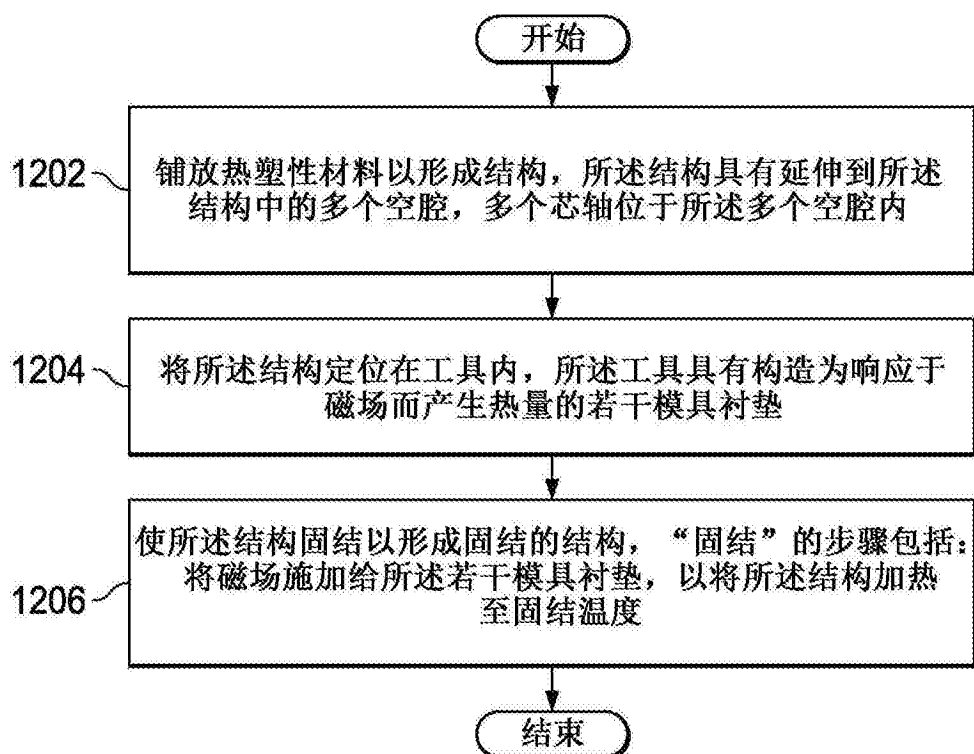


图12

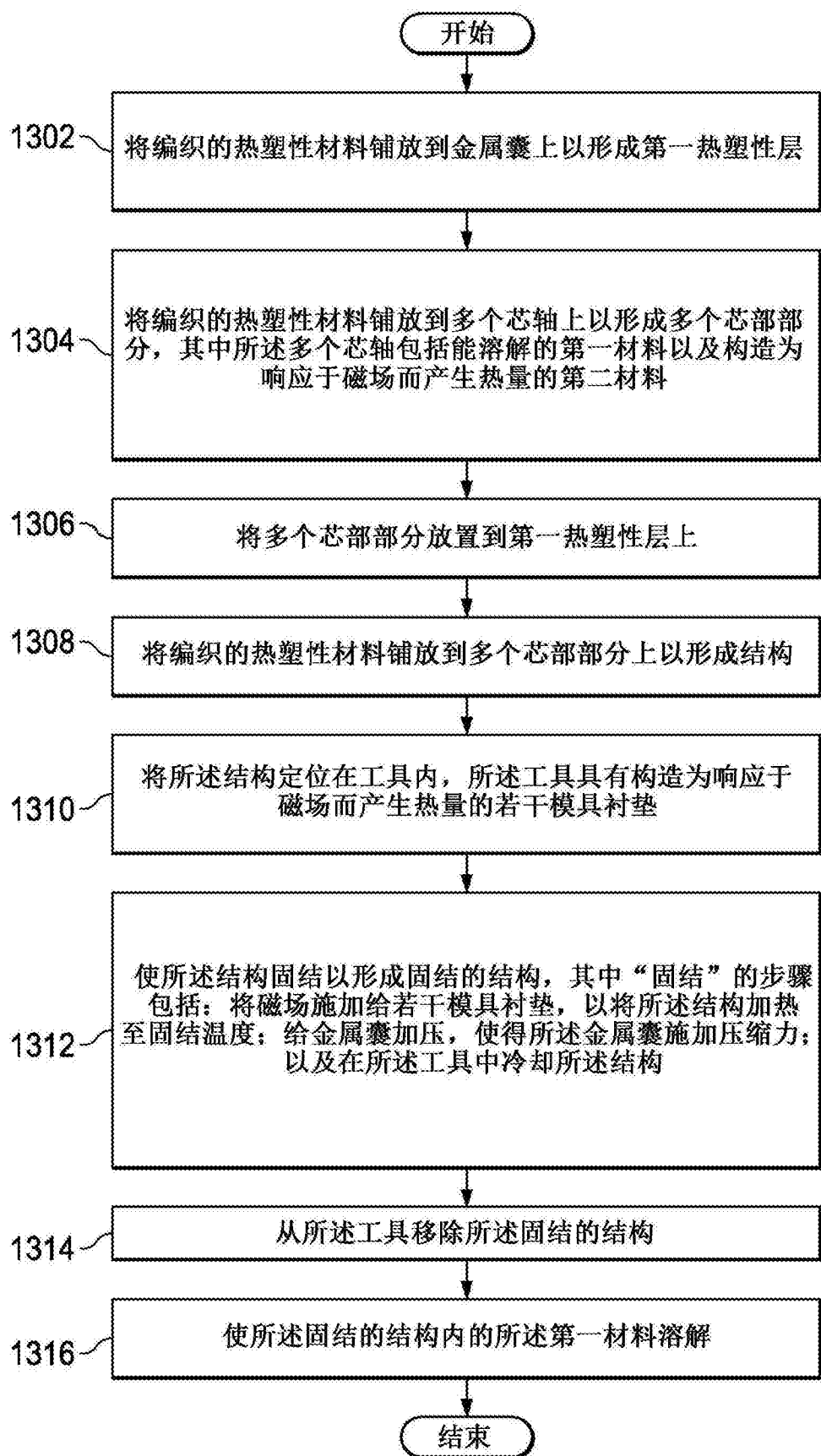


图13

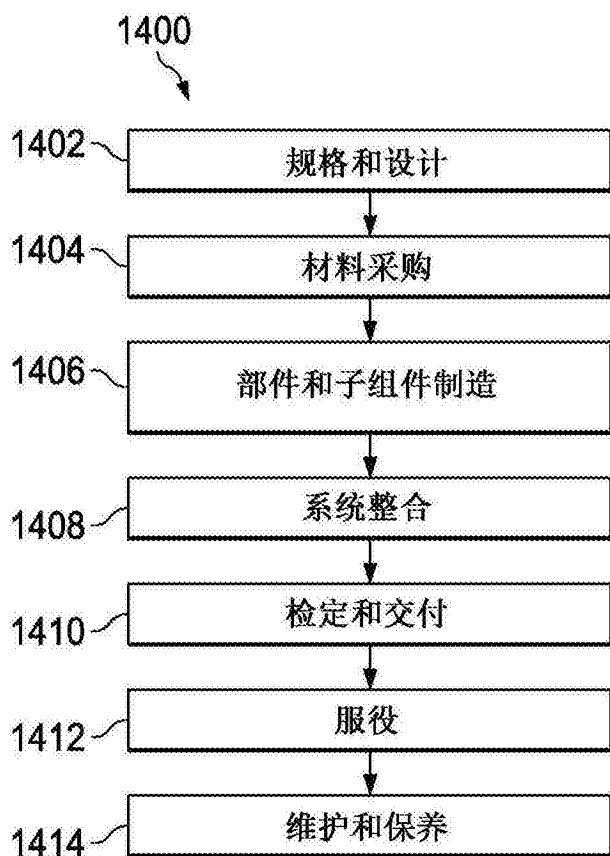


图14

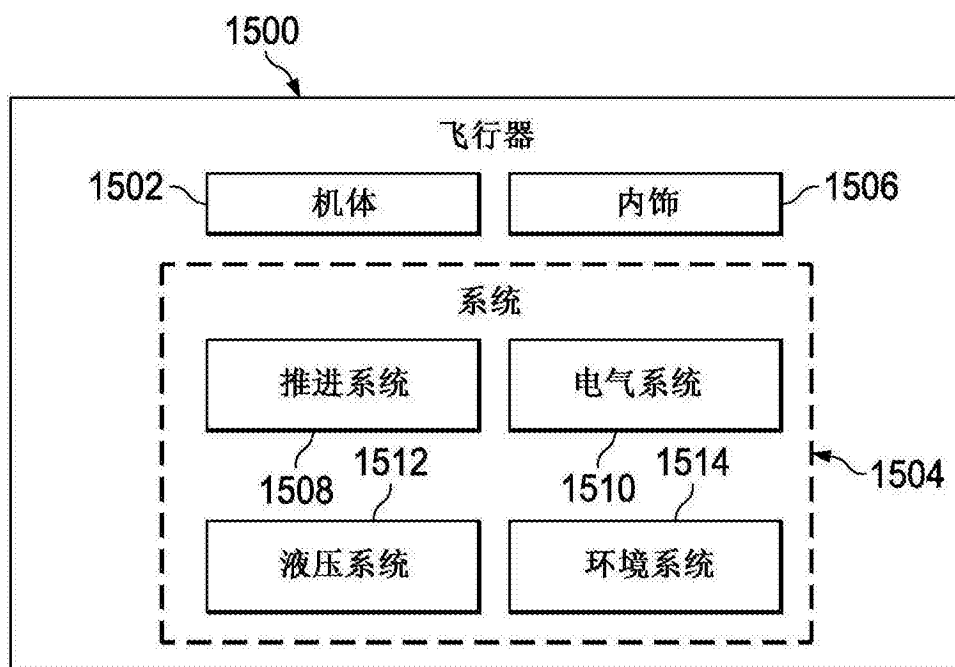


图15