



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104884236 B

(45)授权公告日 2017.12.22

(21)申请号 201380069114.5

(22)申请日 2013.11.18

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 104884236 A

(43)申请公布日 2015.09.02

(30)优先权数据
13/732,624 2013.01.02 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2015.07.01

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/US2013/070565 2013.11.18

(87)PCT国际申请的公布数据
W02014/107236 EN 2014.07.10

(73)专利权人 波音公司
地址 美国伊利诺伊州

(72)发明人 A·W·巴特尔 D·E·吉迪恩
M·H·拉森

(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 徐东升

(51)Int.Cl.
B29C 70/50(2006.01)
B29D 99/00(2006.01)

(56)对比文件
GB 2113140 A,1983.08.03,
GB 2113140 A,1983.08.03,
FR 2639867 A1,1990.06.08,
CN 102596545 A,2012.07.18,
CN 1103833 A,1995.06.21,
CN 1429855 A,2003.07.16,

审查员 张阳

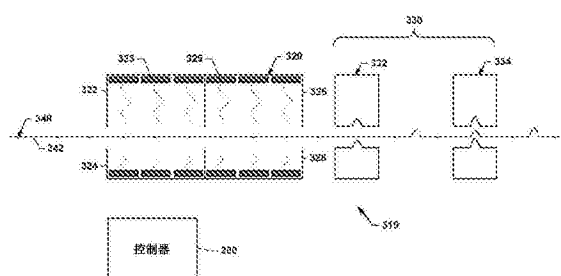
权利要求书1页 说明书5页 附图5页

(54)发明名称

增强的热塑性复合零件的制造

(57)摘要

一种制造增强的热塑性复合零件的方法,该方法包含:按顺序操作移动嵌入在热塑性基体中的增强纤维的层叠通过加热台并且然后通过成型台。加热台用于软化一部分层叠中的热塑性基体,而成型台用于给热塑性基体刚被软化的一部分层叠赋予几何结构。在层叠的不同部分上同时执行软化和成型。



1. 一种制造增强的热塑性复合零件的方法,所述方法包含:

按顺序操作移动嵌入在热塑性基体中的增强纤维的层叠通过加热台并且然后通过成型台;以及

使用所述加热台以软化所述层叠的一部分中的所述热塑性基体,同时使用所述成型台以给热塑性基体刚被软化的所述层叠的一部分赋予几何结构;

其中在所述层叠的不同部分上同时执行所述软化和成型;和

其中所述成型包括使用多级工具给所述层叠赋予不同的几何结构;和

所述成型被执行为多点冲压操作。

2. 根据权利要求1所述的方法,进一步包含:移动使用热塑性树脂预浸渍的增强纤维的层片堆通过固结台以在移动通过所述加热台和所述成型台之前将所述层片固结成所述层叠。

3. 根据权利要求2所述的方法,其中红外能量用于固结所述层片并软化所述热塑性基体。

4. 根据权利要求1所述的方法,其中使用整体加热的工具执行所述成型。

5. 根据权利要求1所述的方法,进一步包含:将附属特征添加到所述层叠的成型部分。

6. 根据权利要求1所述的方法,其中柔性聚合物膜被用作传送机皮带以支撑所述层叠,并且其中所述膜在所述零件已经成型之后从所述零件剥离。

7. 根据权利要求1所述的方法,其中使用与所述层叠一起移动的工具执行所述成型。

8. 根据权利要求1所述的方法,其中所述层叠被成型为具有连续或拉伸断裂的纤维增强体的一体形成的加筋零件。

9. 一种制造系统,其包含:

加热台,其用于软化增强的热塑性复合层叠的热塑性基体;

成型台,其包括多级工具,用于给热塑性基体刚被软化的所述层叠的一部分赋予几何结构,其中所述成型台被配置为执行为多点冲压操作;以及

传送机,其用于按顺序移动所述层叠通过所述台,以便在所述层叠的不同部分上同时执行所述软化和成型。

10. 根据权利要求9所述的系统,进一步包含:固结台,其用于将使用热塑性材料预浸渍的未固结的增强纤维的层片堆固结成所述层叠;其中所述传送机将所述未固结的层片堆移动到所述固结台并且然后将所述层叠移动到所述加热台。

11. 根据权利要求10所述的系统,进一步包含用于在层片堆的一部分被固结时成型层片堆的另一部分的台。

12. 根据权利要求9所述的系统,其中所述加热台包括上部预加热区域和下部预加热区域以及上部加热区域和下部加热区域。

13. 根据权利要求9所述的系统,其中所述成型台包括第一工具组,其用于成型初始零件几何结构;和第二工具组,其用于改变所述初始零件几何结构以增加零件刚度。

增强的热塑性复合零件的制造

背景技术

[0001] 在航空航天工业中,使用嵌入在热塑性基体中的增强纤维制成的复合零件是期望的。由增强的热塑性复合材料制成的零件在较高的工作温度下可以具有比由增强的热固性复合材料制成的零件更小的强度削减。增强的热塑性复合材料具有比增强的热固性复合材料更高的韧性,包括断裂韧性和层间拉伸强度(ILT)。

[0002] 相对于使用树脂预浸渍的增强纤维层片,热塑性材料还提供特定优点。不像热固性材料,热塑性材料不具有保质期并且在加工之前不需要冷藏。热塑性材料在固结期间也不会产生显著的挥发物。

[0003] 然而,现有技术不能使用连续的或长间断的(拉伸断裂的)纤维增强体和热塑性树脂来有效地形成大型整体的加筋复合零件。制造此类零件所需要的设备的大小对于操作来说是不切实际的且对于重配置具有挑战性。

发明内容

[0004] 本文的实施例提供了一种制造增强的热塑性复合零件的方法,该方法包含:按顺序操作移动嵌入在热塑性基体中的增强纤维层叠通过加热台且然后通过成型台。加热台用于软化一部分层叠中的热塑性基体,而成型台用于给热塑性基体刚被软化的一部分层叠赋予几何结构。在层叠的不同部分上同时执行软化和成型。

[0005] 本文的另一个实施例提供了一种方法,该方法包含:按顺序移动使用热塑性树脂预浸渍的增强纤维层片堆通过固结台、加热台和成型台以将层片固结成层叠,软化层叠中的热塑性树脂而不引起树脂流动,并赋予零件几何结构。在层叠的不同部分上同时执行固结、软化和成型。

[0006] 本文的又一个实施例提供了一种制造系统,该系统包含:加热站,其用于软化增强的热塑性复合层叠的热塑性基体;成型台,其用于给热塑性基体刚被软化的一部分层叠赋予几何结构;和传送机,其用于按顺序移动层叠通过各个台,以便在层叠的不同部分上同时执行软化和成型。

[0007] 本公开的一方面提供了一种用于制造增强的热塑性复合零件的方法,该方法包含:按顺序操作移动嵌入在热塑性基体中的增强纤维的层叠通过加热台且然后通过成型台,并使用该加热台软化一部分层叠中的热塑性基体,同时使用成型台给热塑性基体刚被软化的一部分层叠赋予几何结构,其中在层叠的不同部分上同时执行软化和成型。有利地,该方法进一步包含:移动使用热塑性树脂预浸渍的增强纤维的层片堆通过固结台以在移动通过所述加热台和所述成型台之前将层片固结成层叠。有利地,该方法进一步包含:使层片堆的下游部分成型,同时使层片堆的上游部分被固结、加热并成型。有利地,该方法进一步包含:其中红外能量用于固结层片并软化热塑性基体。有利地,该方法进一步包含:其中成型包括使用多级工具给层叠赋予不同的几何结构。有利地,该方法进一步包含:其中成型被执行为多点冲压操作。有利地,该方法进一步包含:其中使用被整体加热的工具执行成型。有利地,该方法进一步包含:将附属特征添加到层叠的成型部分。有利地,该方法进一步包

含:其中传送机用于移动层叠通过各个台。有利地,该方法进一步包含:其中柔性聚合物膜被用作传送机皮带以支撑层叠,并且其中膜在零件被成型之后从零件剥落。有利地,该方法进一步包含:其中使用与层叠一起移动的工具执行成型。有利地,该方法进一步包含:其中层叠成型为具有连续或拉伸断裂的纤维增强体的整体加筋零件。

[0008] 本公开的进一步方面提供了一种方法,该方法包含:按顺序移动使用热塑性树脂预浸渍的增强纤维的层片堆通过固结台、加热台和成型台以将层片固结成层叠,软化层叠中的热塑性树脂而不引起树脂流动,并赋予零件几何结构,其中在层叠的不同部分上同时执行固结、软化和成型。有利地,该方法进一步包含:使层片堆的下游部分成型,同时使层片堆的上游部分固结、加热并成型。

[0009] 本公开的进一步方面提供了一种制造系统,该系统包含:加热站,其用于软化增强的热塑性复合层叠的热塑性基体;成型台,其用于给热塑性基体刚被软化的一部分层叠赋予几何结构;和传送机,其用于按顺序移动层叠通过各个台,以便在层叠的不同部分上同时执行软化和成型。有利地,该制造系统进一步包含:固结台,其用于将使用热塑性材料预浸渍的未固结的增强纤维的层片堆固结成层叠;其中传送机将未固结的层片堆移动到固结台并且然后将层叠移动到加热台。有利地,该制造系统进一步包含:用于在层片堆的一部分被固结时成型层片堆的另一部分的台。有利地,该制造系统进一步包含:其中加热台包括上部和下部预加热区域以及上部和下部加热区域。有利地,该制造系统进一步包含:其中工具台包括第一级工具,其用于使初始零件几何结构成型;和第二级工具,其用于改变初始几何结构以增加零件刚度。有利地,该制造系统进一步包含进一步包含控制器,其用于控制传送机、加热台和成型台的操作。

[0010] 各种实施例可以独立地或可以与另一些实施例相结合获得这些特征和功能。参考具体实施方式和附图能够了解实施例的进一步细节。

附图说明

[0011] 图1和图2是使增强的热塑性复合零件成型的方法的图示说明。

[0012] 图3和图4是使增强的热塑性复合零件成型的系统的图示说明。

[0013] 图5是飞行器生产和使用方法的流程图。

[0014] 图6是飞行器的框图。

具体实施方式

[0015] 参考图1,其示出了一种制造增强的热塑性复合零件的方法。零件包括嵌入在热塑性基体中的增强纤维的层片。增强纤维的示例包括但不限于碳纤维、玻璃纤维和Kevlar®芳纶纤维。增强纤维在形式上可以是连续的、编织的、短的或拉伸断裂的。热塑性材料的示例包括但不限于聚醚酰亚胺(PEI)、聚苯硫醚(PPS)和聚芳醚酮(例如,聚醚醚酮(PEEK)、聚醚酮酮(PEKK))。

[0016] 图1的方法涉及形成层片堆101并移动层片堆101(沿箭头的方向)通过一系列台120-150,同时在这些台120-150的每个处执行操作。操作包括但不限于固结、加热、成型和抛光。这些操作按顺序执行。然而,可以在层片堆101的不同部分上同时执行这些不同的操作。

[0017] 在台110处,堆叠增强纤维的层片100以形成层片堆101的未固结部分102。在一些实施例中,使用热塑性树脂预浸渍层片100,并且这些“预浸材料”在成型工具上堆叠。在另一些实施例中,干燥纤维的层片100与热塑性膜的膜片交错。在堆叠之前,不需要冷藏热塑性材料。

[0018] 层片堆101的未固结部分102被移动至固结台120,用于固结成层叠104。在充足的压力和温度下执行固结以便一并移除树脂中的孔隙和固结层片100。该温度足以软化热塑性树脂而不引起其流动。最小化或基本消除通常与热固性复合材料的固化关联的问题(例如,真空袋压成型、固结的层叠中的挥发物产生的气孔以及与释放气体有关的环境,健康和考虑)。

[0019] 移动层片堆101直到层叠104到达加热台130。加热台130用于软化层叠104中的热塑性基体,而不引起其流动。在该点加热将促进层叠104的随后成型。

[0020] 再次移动层片堆101直到加热的层叠106到达成型台140处。成型台140用于给加热的层叠(其热塑性材料刚被软化)赋予几何结构以产生成型的层叠108。可以单级或多级执行成型。作为多级成型的示例,第一级工具可以给每一个细部赋予相同的几何结构,但末级工具可以仅对特定细部添加几何结构。多级成型可以被执行为多点冲压操作,其中按顺序使用冲压工具。

[0021] 考虑多个一体形成的加强筋的制造。第一级工具级在每个加强筋中冲压相同的几何结构。末级工具仅在特定加强筋中冲压附加的几何结构,从而导致具有可变高度的加强筋。末级通过改变加强筋本身的几何结构而增加刚度,而不会向其添加任何附加材料(从而使加强筋“一体形成”)。

[0022] 工具可以在成型期间被整体加热。工具可以被加热以在最终零件中形成聚合物的结晶。加热还促进轻微的层片“滑移”,而不是将加热的(例如,有可能700°F)热塑性材料移动到材料将立即冻结且内部应力然后将集中的冷却工具内。

[0023] 如果仅使用单级工具,则可以维持该工具处于低于热塑性的熔点的温度。这将冷却加热的层叠106。如果使用多级工具,则可以维持第一级工具处于稍微低于、处于或高于材料的熔点的温度,且可以维持末级工具处于低于热塑性材料的熔点的温度。这些温度将冷却加热的层叠106,但仍允许成型。

[0024] 工艺参数(诸如温度和进给速率)不限于任何特定值。这些参数是树脂材料、纤维材料和堆中层片的数量等的函数。在一些实施例中,当加热的层叠106成型时,工具可以与加热的层叠106一起移动。

[0025] 再次移动层片堆101,直到成型的层叠108到达抛光台150。在这个台150处,可以将附属特征添加到成型的层叠108以产生零件的抛光的部分109。附属特征包括但不限于插入物、套管和螺旋线圈。可以在抛光台150处执行其它操作,包括但不限于修剪、无损检查(NDI)和尺寸检查。

[0026] 可以在层片堆101的不同部分上同时执行这些操作中的一些或全部。例如,附属特征可以被添加到成型部分中,同时另一部分被成型,同时另一部分被加热,同时另一部分被固结。

[0027] 该方法能够实现伸长的热塑性固结零件的制造,而无需同时固结整个零件和然后同时加热整个零件,并且然后同时形成整个零件。转而,这确保能够使用较小的机器以执行

操作。由于机器较小,因此避免了加热较大的机器的问题。该方法对于具有复杂几何结构的大复合零件(诸如具有连续或拉伸断裂的纤维增强件的一体形成的加筋零件)的制造尤其有用。

[0028] 在一些实施例中,未固结的层片堆在其移动到固结台120之前被完全成型。然而,在其他实施例中,当正在执行的其它操作(固结、加热和成型)时,层片100可以被堆叠。例如,30英尺长的零件能够由20英尺长的一件设备制造。到成型的层叠108到达抛光台150处的时刻,部件的最后10英尺的层片100已经堆叠起来。因此,这些其他实施例允许成型甚至更长的零件。

[0029] 本文的方法不限于图1的实施例。例如,一些实施例可以不包括固结台。

[0030] 现参考图2,其示出了不包括固结台的方法的实施例。图2的方法以热塑性基体中的增强纤维的层叠200开始。可以从供应者手中购买层叠200或在分离过程中固结层叠200。

[0031] 在台130处,层叠200被加热以软化一部分热塑性基体。在台140处,软化的部分被成型。可以在层叠200的不同部分上同时执行软化和成型。还可以在层叠200上执行抛光(未示出)。

[0032] 参考图3,其示出了用于执行图2的方法的系统310。系统310包括加热台320、成型台330和用于将层叠(未示出)移动到加热台320且然后移动到成型台330的传送机340。传送机340可以包括移动层叠的皮带342。传送机340可以按脉冲移动层叠。即,传送机340使层叠的部分从一个台前进到下一个台,并且停止直到台320和330两者处的操作已经完成。

[0033] 在一些实施例中,皮带342可以包括具有与层叠相同的几何结构的柔性聚合物膜。在加热和成型期间,层叠停留在膜上。膜可以被夹住以保持其在加热和成型期间拉紧。膜可以是Kapton®(卡普顿)聚酰亚胺薄膜或在热塑性熔化温度下保持稳定的其它膜。

[0034] 加热台320可以包括用于释放软化复合热塑性层叠的热塑性基体的红外能量的成排的加热元件323和325。在替代选择中,可以使用对流烤箱。然而,成排的红外加热元件323和325通常比对流烤箱小。

[0035] 图3的实施例示出了加热台320,该加热台320被划分为上部预加热区域322和下部预加热区域324以及上部加热IR区域326和下部加热IR区域328。预加热减小层叠损害的风险,并且其减少上部加热IR区域326和下部加热IR区域328中的升温时间。上部预加热区域322和上部加热IR区域326以及下部预加热区域324和下部加热IR区域328的使用使层叠的顶侧和底侧两者均能够被均匀地加热。

[0036] 图3的成型台330包括用于执行多点冲压操作的第一和第二工具组332和334。第二工具组334可以用于赋予较深的拉伸(draw)或更复杂的几何结构。第二工具组334可以通过改变零件几何结构增加刚度,而不会添加任何附加材料。

[0037] 工具组332和334可以整体被加热。例如,组332和334中的工具可由钢制成,并且加热元件可以嵌入在钢工具中。

[0038] 薄层叠在离开上部加热IR区域326和下部加热IR区域328之后将快速冷却。因而,期望的是将加热台320和成型台330在实际允许的情况下尽可能地靠近在一起,从而最小化热损失。绝热材料可以被放置在加热台320和成型台330之间以进一步最小化热损失。

[0039] 系统310还可以包括用于控制加热台320、成型台330和传送机340的操作的控制器350。由控制器350控制的操作包括但不限于控制传送机340的位置和速度、加热台320中的

温度以及工具组332和334的温度、压力和保持时间。传感器(诸如,热电偶、压力传感器以及光学传感器)可以提供到控制器350的输入。

[0040] 参考图4,其示出了用于执行图1的方法的系统410。系统410包括加热台420、成型台430和传送机440。系统410进一步包括用于铺放未固结材料的铺放台450。参数包括层片数、层片取向、层片接合位置和层片粘合频率和位置。可以用手或机器铺放未固结材料。可以执行自动铺放,例如,通过连续带层叠机。手动铺放可以包括粘合未固结材料(例如,使用热风枪)。

[0041] 系统410进一步包括固结台460,固结台460可以包括向未固结材料施加热的红外元件463和465的上部和下部区域462和464,且其可以包括用于向未固结材料施加压力的辊466。辊466可以被加热到处于或高于热塑性树脂的熔点的温度。然后,得到的层叠被供给到加热台420。

[0042] 如果传送机440包括由柔性聚合物膜(诸如,卡普顿聚酰亚胺薄膜)制成的皮带442,则该膜在固结期间可以粘到层片堆。该膜可以在已经成型零件之后从零件剥落。

[0043] 系统410进一步包括用于控制传送机440、固结台460、加热台420和成型台430的操作的控制器470。由控制器470控制的操作包括但不限于控制传送机位置和速度、加热台420中的温度、固结辊466的温度、速度和压力以及工具温度、压力和保持时间。传感器(诸如,热电偶、压力传感器以及光学传感器)可以提供到控制器470的输入。如果执行自动铺放,则控制器470还可以控制铺放台450。

[0044] 系统410能够沿纵向(x)方向形成非常长长度的零件。如果未固结材料以预浸材料从辊馈送,则零件长度可以由该辊上的材料的长度限制。零件在Z方向上可以由预浸材料的宽度限制。

[0045] 本文的实施例可以描述在如图5所示的飞行器制造和示例性维护方法500和如图6所示的飞行器600的背景下。在预生产期间,方法500可以包括飞行器602的规格和设计510以及材料采购520。在生产期间,发生组件和子配件制造530和飞行器602的系统集成540。此后,飞行器602可以经历认证和交付550,以便投入使用560。当顾客使用时,飞行器602被安排日常维修和维护570(这也可以包括修改、重新配置、翻新等)。

[0046] 方法500的每个过程可以通过系统集成器、第三方和/或操作者(例如,顾客)被执行或实施。为了本说明书的目的,系统集成器可以包括但不限于任何数量的飞行器制造商和主系统分包商;第三方可以包括但不限于任何数量的销售商、分包商和供应商;并且操作者可以是航空公司、租赁公司、军事实体、服务组织等。

[0047] 如图6所示,由示例性方法500产生的飞行器600可以包括具有多个高水平系统620的机身610和内部630。高水平系统620的示例包括推进系统622、电气系统624、液压系统626和环境系统628中的一个或多个。可以包括任何数量的其它系统。可以通过图1和图2的方法以及图3和图4的系统制造长度超过30英尺的机身零件。虽然示出航空航天示例,但本发明的原则可以被应用到其它工业,诸如汽车工业

[0048] 本文呈现的系统和方法在方法500的任一或多个阶段期间可以被采用。例如,对应于生产工艺的组件或子配件可以类似于当飞行器600投入使用时生产的组件或子配件的方式被制造或加工。另外,一个或多个系统实施例、方法实施例或其组合可以在生产阶段期间被利用,例如,通过充分加速飞行器600的装配或减小飞行器600的成本。

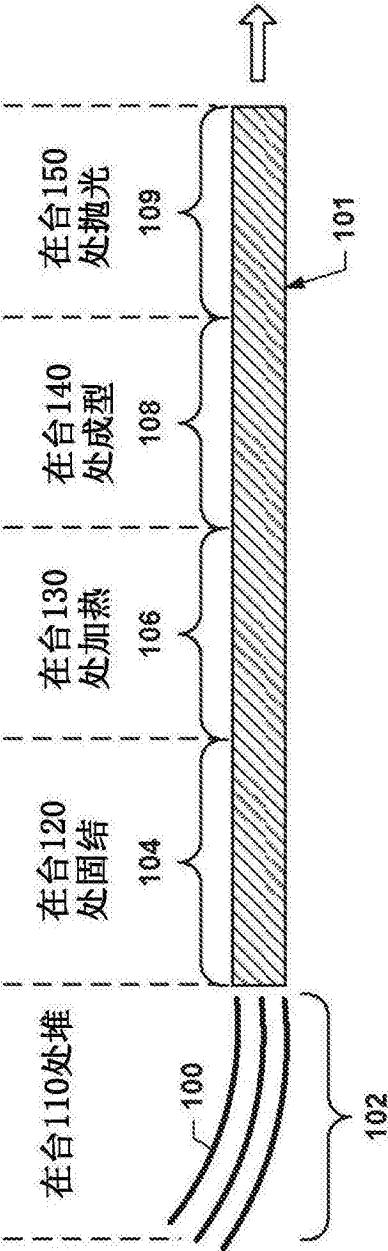


图1

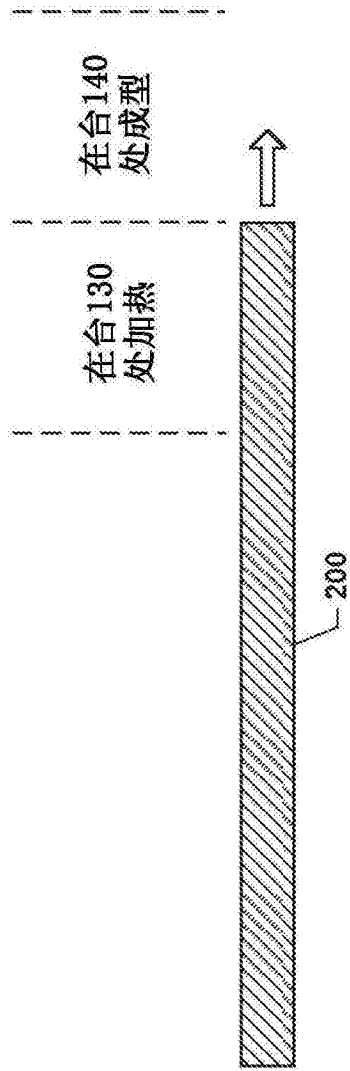


图2

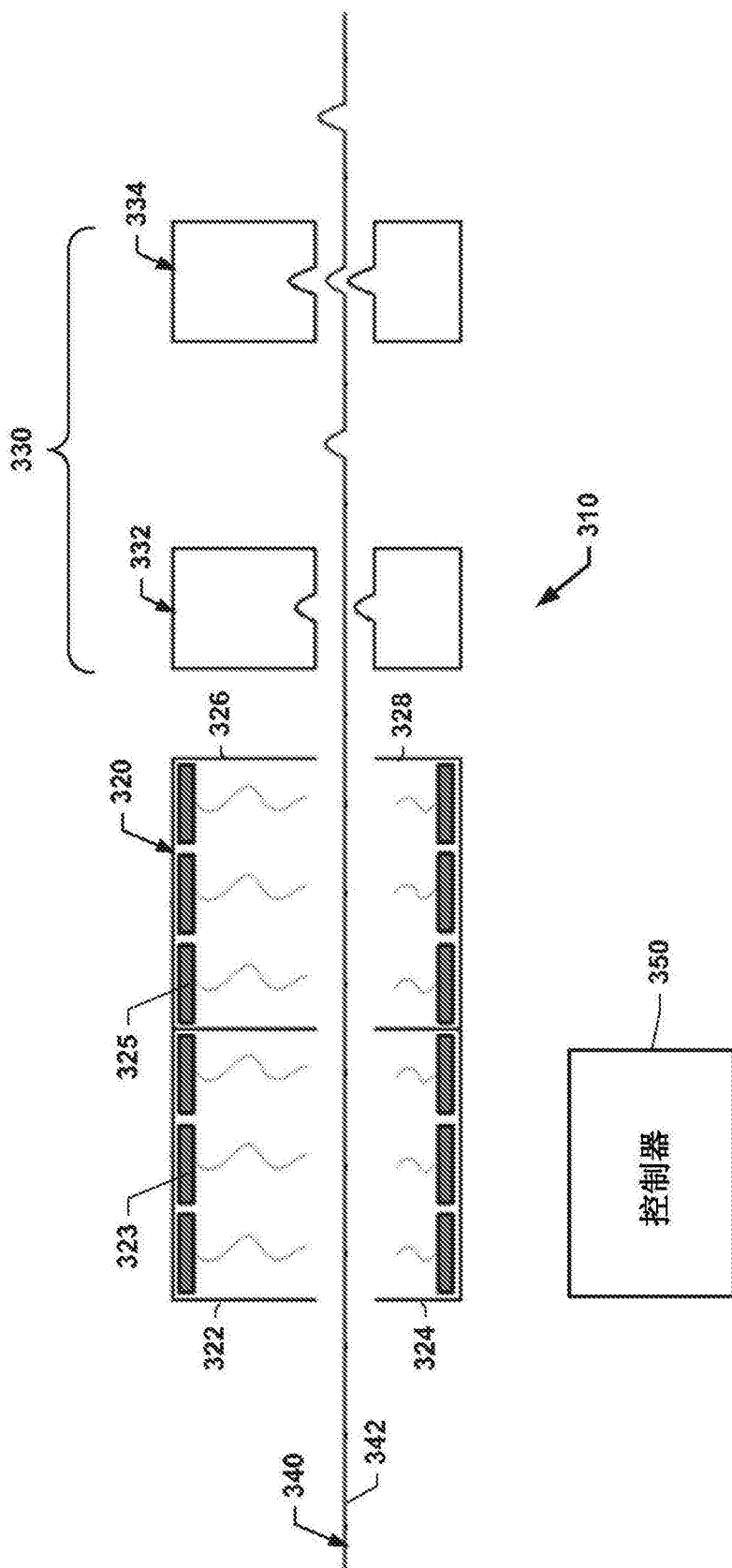


图3

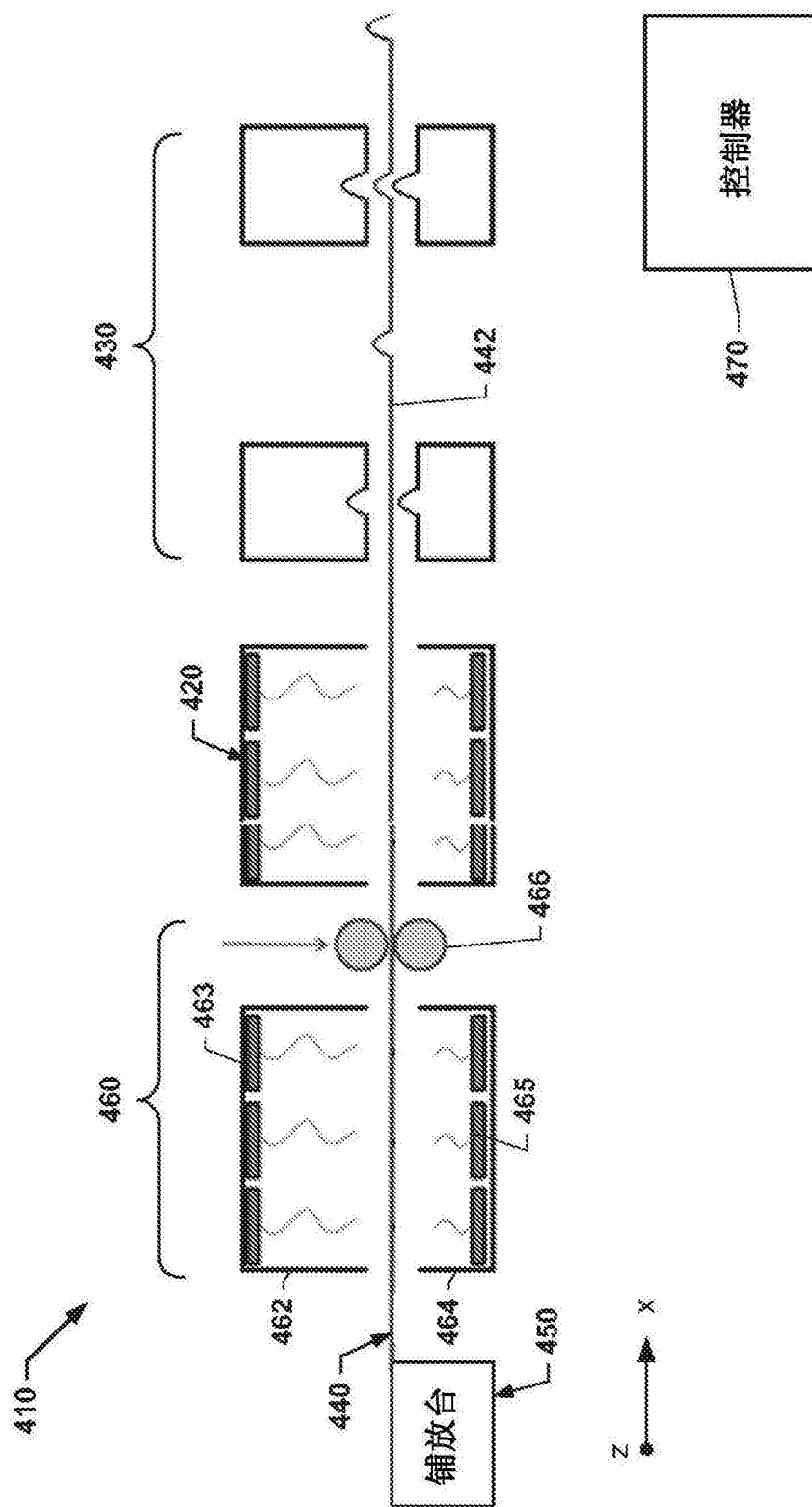


图4

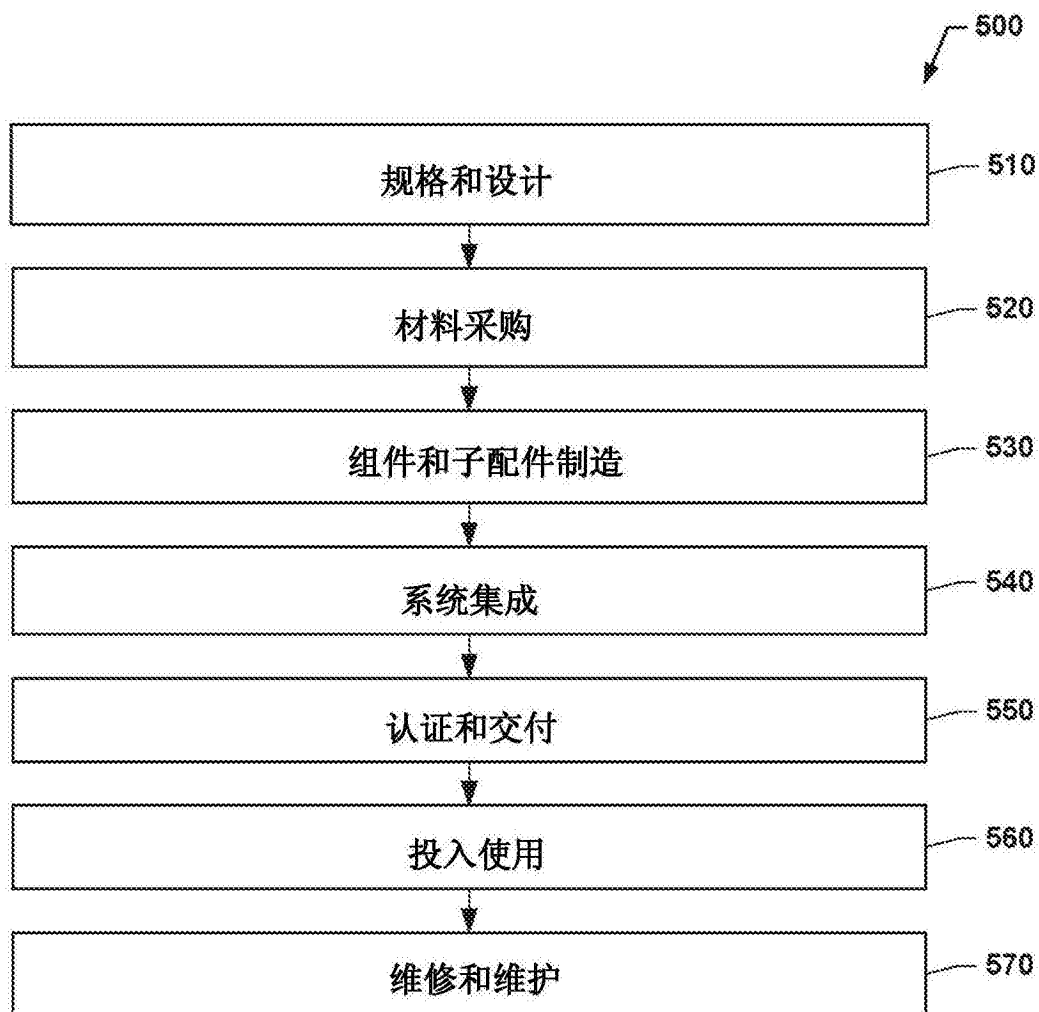


图5

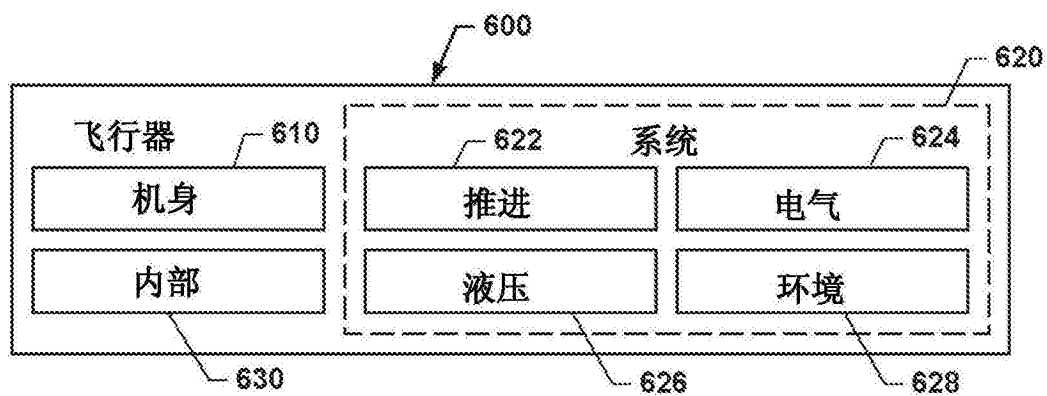


图6