(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107061014 A
(43)申请公布日 2017.08.18

(21)申请号 201710076074.7

(22)申请日 2017.02.10

(30)优先权数据
15/041696 2016.02.11 US

(71)申请人 通用电气公司
地址 美国纽约州

(72)发明人 G.C.杰梅因哈德特 M.D.舒尔特

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
代理人 严志军 刘林华

(51)Int.Cl.
F02C 7/05(2006.01)
F04D 29/52(2006.01)
F02C 7/045(2006.01)

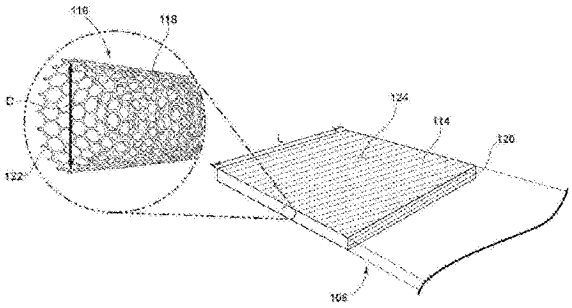
权利要求书1页 说明书4页 附图6页

(54)发明名称

具有冲击板的飞行器发动机

(57)摘要

本发明公开一种针对风扇壳体的面板，所述面板包括：支撑层，所述支撑层包括具有开放面的一组分隔空腔；以及面板，所述面板包括具有纳米结构的聚合物基质复合材料。



CN 107061014 A

1.一种飞行器发动机，包括：

飞行器发动机，具有通过所述发动机的流动路径；

冲击板，固定为限定所述流动路径的至少一部分，并包括具有纳米结构的聚合物基质复合材料。

2.根据权利要求1所述的飞行器发动机，其中，所述纳米结构包括碳纳米管。

3.根据权利要求1所述的飞行器发动机，其中，所述聚合物基质复合材料包括至少一层纤维。

4.根据权利要求3所述的飞行器发动机，其中，所述至少一层纤维浸渍了所述纳米结构分散于其中的树脂。

5.根据权利要求4所述的飞行器发动机，其中，所述聚合物基质复合材料包括多层浸渍纤维。

6.根据权利要求5所述的飞行器发动机，其中，所述纤维为碳纤维。

7.根据权利要求3所述的飞行器发动机，其中，所述纳米结构生长到所述至少一层纤维上。

8.根据权利要求1所述的飞行器发动机，其中，所述冲击板在受到最大尺寸在0.5到1.0英寸的冰块以750英尺/秒的速度0.5磅/秒的质量流速冲击最少30秒时，未显示纤维受损或受损最小。

9.根据权利要求1所述的飞行器发动机，其中，所述冲击板在受到最大尺寸在0.5到1.0英寸的冰块以750英尺/秒的速度0.5磅/秒的质量流速冲击最少45秒时，未显示纤维受损。

具有冲击板的飞行器发动机

背景技术

[0001] 涡轮发动机，特别是燃气或燃烧涡轮发动机是旋转式发动机，其从通过具有多个叶片的风扇的燃烧气流中获取能量，然后通过一系列压缩机级(包括成对的旋转叶片和静止叶片)进入发动机，通过燃烧器，然后通过一系列涡轮机级(包括成对的旋转叶片和静止叶片)。在压缩机级中，叶片由从转子伸出的支柱支撑，而叶片安装到定子盘。

[0002] 风扇包括风扇壳体，其受到随进入发动机的气流一起运动的碎片冲击。风扇壳体可包括冲击板，其包含吸声材料，以消除声音损伤。冲击板还可以包括面板，以保护不是结构元件，且容易损坏的吸声材料。

发明内容

[0003] 一方面，本发明的实施例涉及一种飞行器发动机，其包括具有风扇驱动轴的飞行器发动机，包含联接到所述驱动轴的导流罩的风扇，以及由所述导流罩径向延伸的周向布置叶片的叶片阵列，环形风扇壳体构造为围绕所述风扇，环形冲击板安装到所述风扇壳体，并围绕所述叶片阵列。所述环形冲击板包括形成多个单元的开放框架，以及包括具有纳米结构的聚合物基质复合材料的面板。所述纳米结构包括碳纳米管。所述聚合物基质复合材料包括至少一层纤维。所述至少一层纤维浸渍了所述纳米结构分散于其中的树脂。所述聚合物基质复合材料包括多层浸渍纤维。所述纤维为碳纤维。所述纳米结构生长到所述至少一层纤维上。

[0004] 另一方面，本发明的实施例涉及一种飞行器发动机，其包括具有通过所述发动机的流动路径的飞行器发动机，以及固定的冲击板，其限定所述流动路径的至少一部分，并包括具有纳米结构的聚合物基质复合材料。所述纳米结构包括碳纳米管。所述聚合物基质复合材料包括至少一层纤维。所述至少一层纤维浸渍了所述纳米结构分散于其中的树脂。所述聚合物基质复合材料包括多层浸渍纤维。所述纤维为碳纤维。所述纳米结构生长到所述至少一层纤维上。所述面板在受到最大尺寸高达1.0英寸的冰块以750英尺/秒的速度冲击时，未显示纤维受损。

[0005] 另一方面，本发明的实施例涉及风扇壳体的面板，其包括支撑层，所述支撑层包括：一组分隔空腔，所述一组分隔空腔具有开放面；以及面板，所述面板包括具有纳米结构的聚合物基质复合材料。所述纳米结构包括碳纳米管。所述聚合物基质复合材料包括至少一层纤维。所述至少一层纤维浸渍了所述纳米结构分散于其中的树脂。所述聚合物基质复合材料包括多层浸渍纤维。所述纤维为碳纤维。所述纳米结构生长到所述至少一层纤维上。所述面板在受到最大尺寸高达1.0英寸的冰块以750英尺/秒的速度冲击时，未显示纤维受损。

附图说明

[0006] 在附图中：

[0007] 图1是飞行器的燃气涡轮发动机的横截面原理图。

[0008] 图2是图1的燃气涡轮发动机的风扇部分的放大图。

[0009] 图3是面板的剖视图。

[0010] 图4是面板的透视图，同时特别展示了纳米结构。

[0011] 图5A是面板原型的前后原理图。

[0012] 图5B是面板另一原型的前后原理图。

[0013] 图5C是面板第三原型的前后原理图。

[0014] 图6是面板的前后原理图。

具体实施方式

[0015] 所描述的实施例涉及冲击板，尤其涉及风扇壳体的面板。为进行说明，将针对飞行器燃气涡轮发动机描述本发明。但是应理解，本发明不限于此，而是可以在非飞行器设备(例如，其他移动设备和非移动工业、商业和住宅设备)中具有普遍适用性。

[0016] 图1是飞行器的燃气涡轮发动机10的横截面原理图。发动机10具有基本纵向延伸的轴线或中线12，其从前部14延伸到后部16。发动机10包括(以连续顺流关系)：风扇部分18，其包括风扇20；压缩机部分22，其包括增压器或低压(LP)压缩机24和高压(HP)压缩机26；燃烧部分28，其包括燃烧室30；涡轮机部分32，其包括HP涡轮机34和LP涡轮机36；以及排气部分38。

[0017] 风扇部18包括围绕风扇20的风扇壳体40。风扇20包括联接到驱动轴43的导流罩41，以及由导流罩41径向延伸的周向布置叶片42的叶片阵列。HP压缩机26、燃烧器30和HP涡轮机34形成发动机10的芯44，其产生燃烧气体。芯44由芯壳体46包围，其可以与风扇壳体40联接。

[0018] 围绕发动机10的中线12同轴设置的HP轴或卷轴48以驱动方式将HP涡轮机34连接到HP压缩机26。在较大直径的环形HP卷轴48内围绕发动机10的中线12同轴设置的LP轴或卷轴50以驱动方式将LP涡轮机36连接到LP压缩机24和风扇20。安装到卷轴48、50中的一个或两个，并与其一起旋转的发动机10的部分也可单独或共同称为转子53、53。

[0019] LP压缩机24和HP压缩机26分别包括多个压缩机级52、54，其中，一组压缩机叶片56、58相对于相应的一组静态压缩机叶片60、62(也称为喷嘴)旋转，以压缩或加压通过该级的流体流。在单个压缩机级52、54中，多个压缩机叶片56、58可设置成环，并且可以相对于中线12向外径向延伸(从叶片平台向叶片尖端)，而相应的静态压缩机叶片60、62设置在旋转叶片56、58的上游，并与其相邻。请注意，图1所示的叶片(旋转)、叶片(静态)和压缩机级的数量仅仅是为说明而选择，也可采用其他数量。

[0020] 压缩机级的叶片56、58可安装到盘59，其安装到HP和LP卷轴48、50中的对应的一个，每个级具有其自身的盘59、61。压缩机级的叶片60、62可以圆周布置安装到芯壳体46。

[0021] HP涡轮机34和LP涡轮机36分别包括多个涡轮机级64、66，其中，一组涡轮机叶片68、70相对于相应的一组静态涡轮机叶片72、74(也称为喷嘴)旋转，以便从通过该级的流体流获取能量。在单个涡轮机级64、66中，多个涡轮机叶片68、70可设置成环，并且可以相对于中线12向外径向延伸(从叶片平台向叶片尖端)，而相应的旋转叶片68、70设置在静态涡轮机叶片72、74的上游，并与其相邻。请注意，图1所示的叶片(旋转)、叶片(静态)和涡轮机级的数量仅仅是为说明而选择，也可采用其他数量。

[0022] 涡轮机级的叶片68、70可安装到盘71，其安装到HP和LP卷轴48、50中的对应的一个，每个级具有其自身的盘71、73。压缩机级的叶片72、74可以圆周布置安装到芯壳体46。

[0023] 安装到卷轴48、50中的一个或两个，并与其一起旋转的发动机10的部分也可单独或共同称为转子53。发动机10的静止部分(包括安装到芯壳体46的部分)也可单独或共同称为定子63。

[0024] HP涡轮机34和LP涡轮机36分别包括多个涡轮机级64、66，其中，一组涡轮机叶片68、70相对于相应的一组静态涡轮机叶片72、74(也称为喷嘴)旋转，以便从通过该级的流体流获取能量。在单个涡轮机级64、66中，多个涡轮机叶片68、70可设置成环，并且可以相对于中线12向外径向延伸(从叶片平台向叶片尖端)，而相应的旋转叶片68、70设置在静态涡轮机叶片72、74的上游，并与其相邻。请注意，图1所示的叶片(旋转)、叶片(静态)和涡轮机级的数量仅仅是为说明而选择，也可采用其他数量。

[0025] 在工作时，气流通过入口75，沿流动路径73进入，离开风扇部分18的气流被分流，使得一部分气流导入LP压缩机24中，其然后将加压的环境空气76供应给HP压缩机26，其进一步对环境空气加压。来自HP压缩机26的加压空气76与燃烧器30中的燃料混合并点燃，从而产生燃烧气体。HP涡轮机34从这些气体中获取一些功，驱动HP压缩机26。燃烧气体排放到LP涡轮机36中，其获取其他功，以驱动LP压缩机24，废气最终经由排气部分38从发动机10排出。LP涡轮机36的驱动推动LP卷轴50使风扇20和LP压缩机24旋转。

[0026] 气流78的剩余部分绕过LP压缩机24和发动机芯44，并通过静止的叶片排(更具体地，出口导叶总成80，包括多个翼型导叶82，位于风扇排气侧84)从发动机总成10排出。更具体地，在邻近风扇部分18处使用径向延伸的翼型导叶82的周向排，以对气流78进行一些方向控制。

[0027] 由风扇20供应的一些环境空气可绕过发动机芯44，并用于冷却发动机10的部分，尤其是发热部分，和/或用于冷却或驱动飞行器的其他方面。在涡轮发动机的情况下，发动机的发热部分通常在燃烧器30的下游，尤其是涡轮机部分32，其中HP涡轮机34是最热的部分，因为其直接位于燃烧部分28的下游。冷却流体的其他来源可以是，但不限于从LP压缩机24或HP压缩机26排出的流体。

[0028] 参考图2，其为风扇部分18的放大图，包括风扇壳体40，其中结合了多个部件，包括环形冲击板100，其安装到风扇壳体40。环形冲击板可包括：开放框架102，所述开放框架形成多个单元104；以及面板106，所述面板覆盖开放框架102，并径向隔开风扇叶片42的外部。

[0029] 图3展示了环形冲击板100的一部分，其中移除了面板106的一部分，以便观察开放框架102。多个单元104形成支撑层，并固定在面板106和底板108之间。开放框架102可以包括具有开放面112的一组分隔空腔110，例如，蜂窝图案。

[0030] 单元104可以是单层六边形几何结构或多层相同或不同的几何结构，由多孔层隔开(通常识别为隔膜)。此外，可以设想除六边形之外的替代几何结构，包括由开孔泡沫或类似材料形成的随机大小的单元。

[0031] 开放框架102设置为用于吸收，并被认为是非结构元件。开放框架的功能是在冲击板100被碎片撞击时影响冲击，与气囊相似，其通过增加冲击时间来减小冲击力。

[0032] 在图4中进一步展示了面板106。面板106包括具有纳米结构116的聚合物基质复合材料114，该纳米结构包括纳米管118，其具有至少一个纳米尺度(直径D和/或长度L)。聚合

物基质复合材料114可包括至少一个浸渍树脂124的碳纤维122的层120，例如，Zyvex树脂，其中分散有纳米结构116。面板106不限于一层，因为多层浸渍的碳纤维也可组合，以形成聚合物基质复合材料114。纳米结构可通过多种方法结合到聚合物基质复合材料114中，包括在聚合物树脂124中分散，生长到碳纤维122层上，或结合到部件铺叠制造中。

[0033] 面板106用作开放框架102的盖子。在本领域中，聚合物基质复合材料以高强度和刚度、重量轻，具有定向强度性质且具有碳纤维强化的聚合物复合材料而闻名与碳纳米管结合的面板106有助于在高冲击速度情况下的能量耗散。面板106保护开放框架102免受可能通过入口75进入发动机10的碎片的任何冲击。

[0034] 与其他树脂浸渍材料相比，冲击板100与具有浸渍树脂的纳米结构的面板106的组合可最大程度降低损坏。图5A、B和C展示了在冰冲击测试之前和之后的其他树脂浸渍材料的三个实例。当经受最大尺寸为1.3到2.6cm(0.5到1.0英寸)的冰块以0.22kg/s(0.5lbs/s)的质量流速进行的冲击时，一些树脂浸渍材料显示出相当大的损坏130。图5A是与膜粘合剂结合的环氧树脂预浸料，图5B是热塑性预浸料，图5C是高韧化环氧预浸料。

[0035] 当面板106具有包括碳纳米纤维(例如Zyvex Arovex)的树脂浸渍纳米结构，且经历相同的测试时，面板106未表现出图6所示的纤维损坏。

[0036] 纳米复合材料可在材料或部件制造期间并入系统中，且具有纳米复合材料增强复合材料的部件制造利用传统的复合材料加工设备。当用于发动机流动路径连接件时，纳米复合材料增强材料对于由冲击事件(例如，冰雹或鸟类吸入)造成的损坏显示出优异的耐受性。

[0037] 纳米结构用于增强聚合物基质复合材料，以提高韧性和耐久性。与增韧聚合物树脂的传统方式相比，纳米结构材料在冲击事件期间显示出相似的防损性改善。纳米结构为树脂提供了结构强化和减振能力，这使系统的耐久性得到改善。

[0038] 提高聚合物复合材料基质系统韧性的传统方法涉及在树脂制造期间添加相对高负载的二次聚合物材料(例如，热塑性塑料或橡胶)，这会导致材料成本较高，并且要在一些机械或热性能之间折衷。所采用的其他方法包括使用在部件制造过程期间加入的二次聚合物材料，这会导致系统成本和劳动密集型制造增加。虽然纳米结构材料本身的成本相对较高，但是进入聚合物复合材料基质中的典型负载非常低，这会造成材料或系统成本的加成效应。此外，纳米结构增强的聚合物体系没有传统增韧聚合物复合材料通常所具有的许多机械和热性能折衷。

[0039] 在冲击事件期间，纳米结构增强的聚合物复合材料基质材料的使用提供了同等或更好的耐损性和耐久性潜力，同时减少了厚度和重量。此外，昂贵的劳动密集型部件制造工艺的消除提供了降低总系统成本的机会。

[0040] 应理解，所公开的设计的应用不限于具有风扇和增压器部分的涡轮发动机，而是也可应用于涡轮喷气发动机和涡轮增压发动机。

[0041] 本书面说明使用示例公开本发明，包括最佳模式，并且使本领域技术人员能够实践本发明，包括制造和使用任何设备或系统，以及执行任何组合方法。本发明的可取得专利范围由权利要求限定，并且可包括本领域技术人员所想到的其他示例。如果这种其他示例具有与权利要求的字面语言无差异的结构元件，或者如果其包括与权利要求的字面语言无实质差异的等同结构元件，则这些示例应包括在在权利要求的范围内。

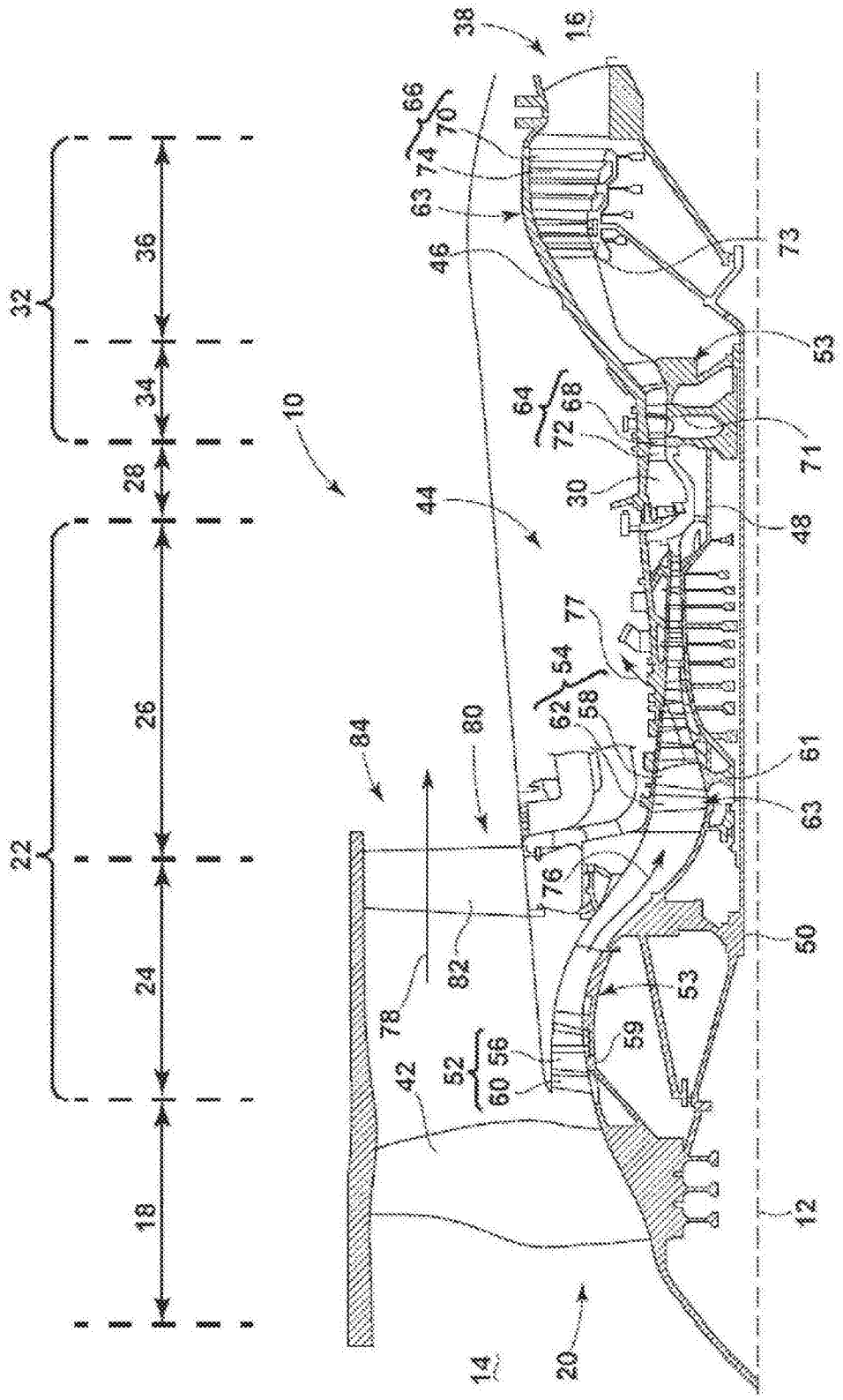

38
16
66
70
74
63
46
73
53
64
68
72
71
10
44
30
48
77
54
62
58
84
80
61
63
76
50
82
53
78
59
52
56
60
42
12
14
20
32
36
34
28
22
26
24
18

图1

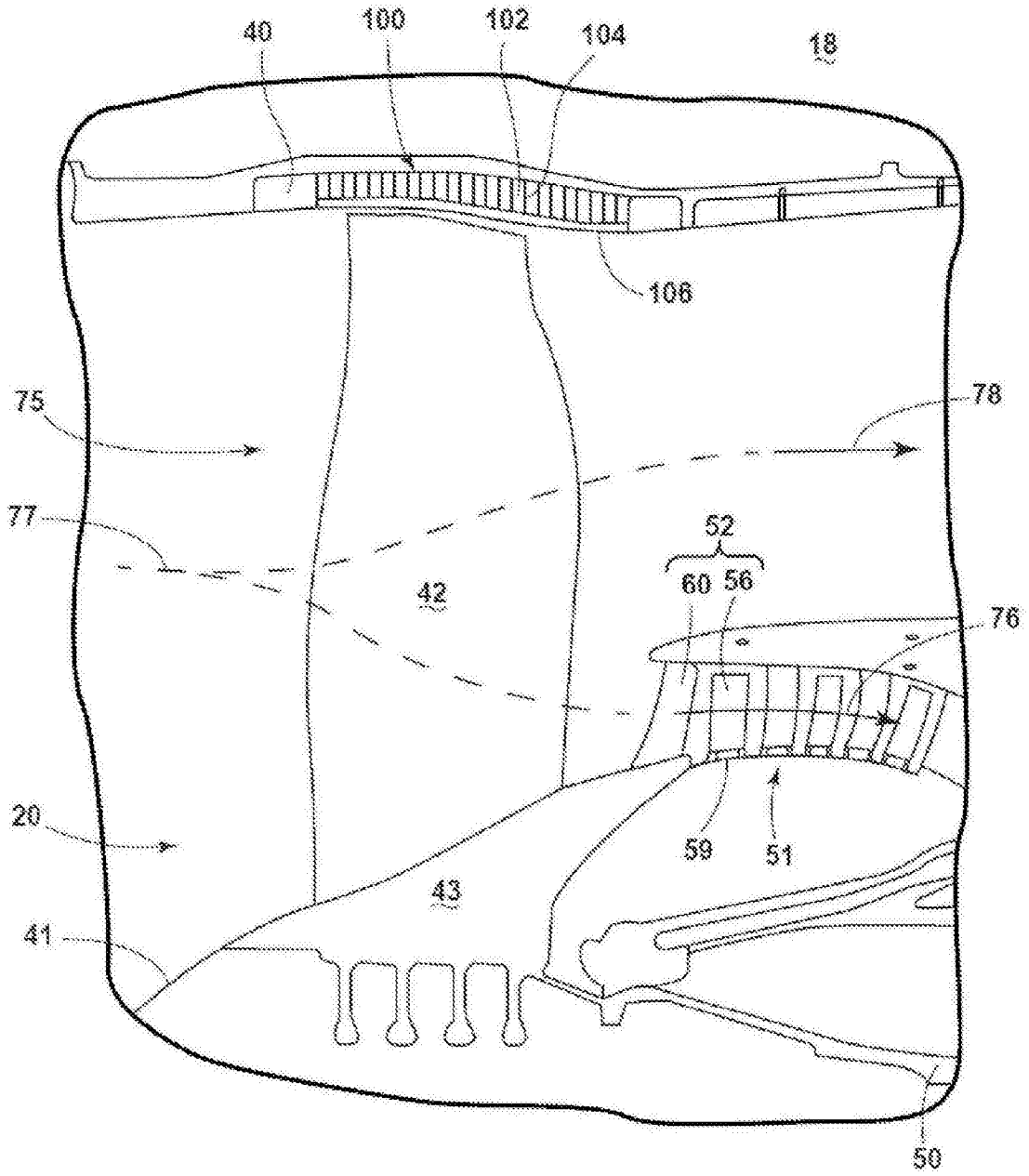


图2

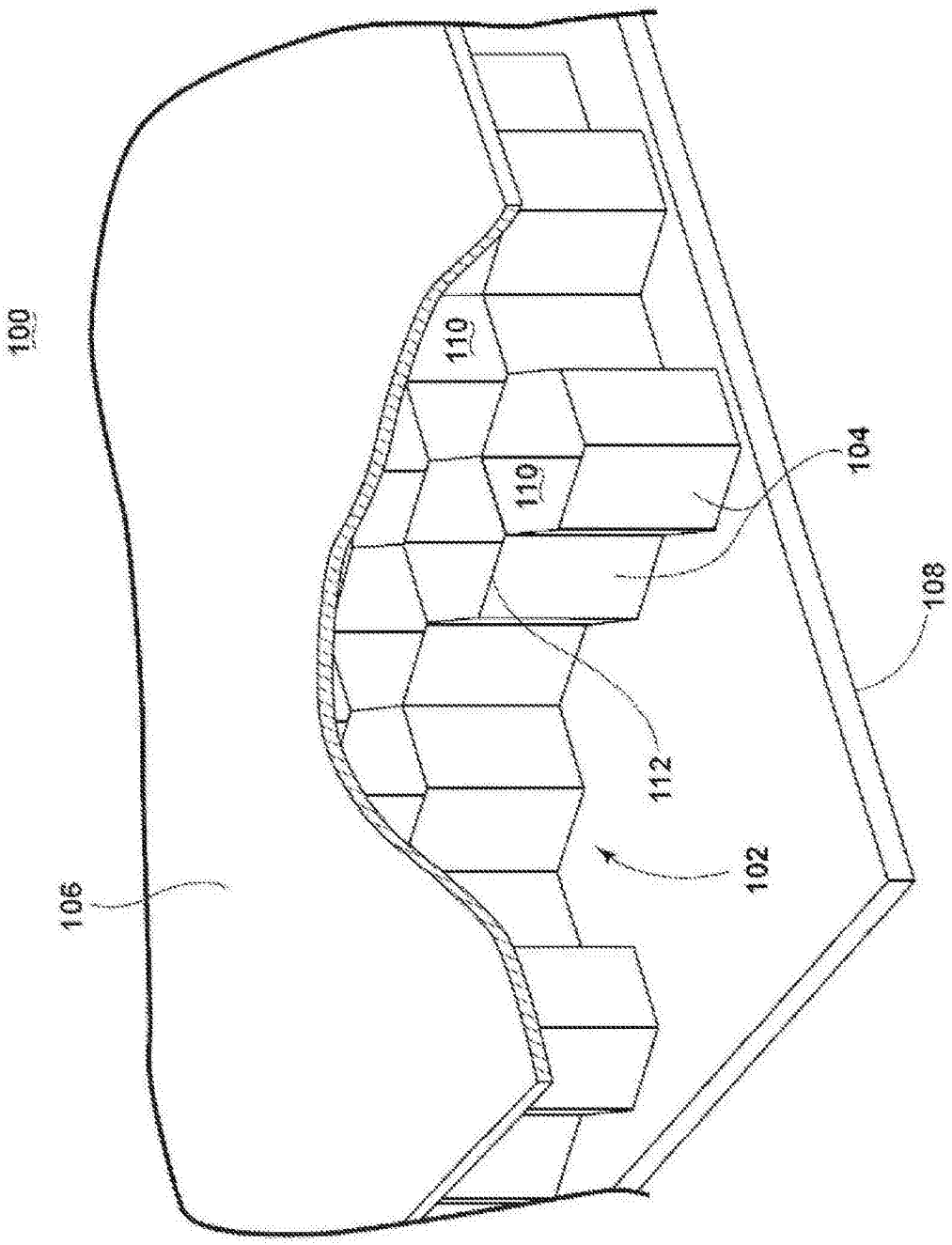


图3

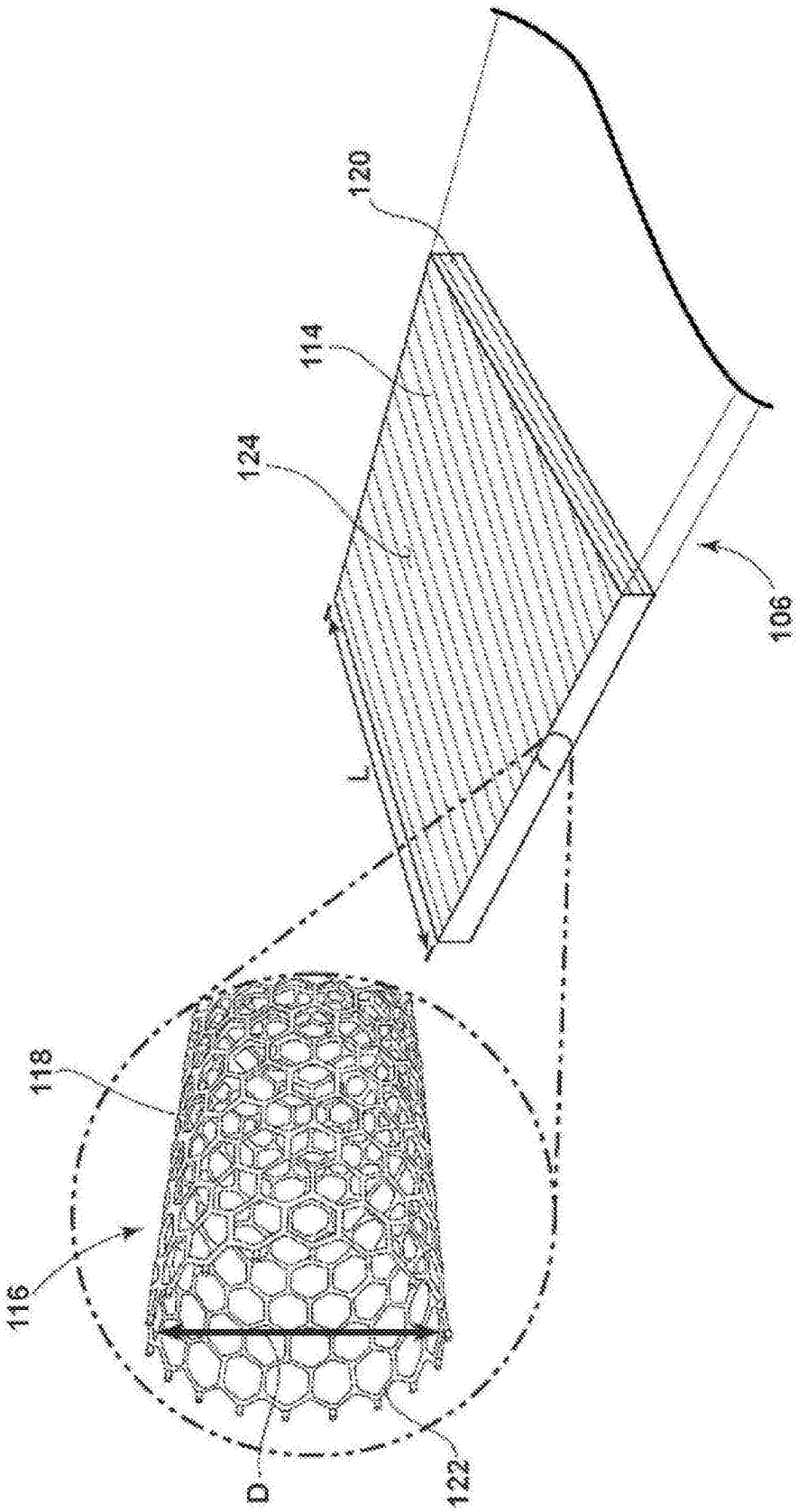


图4

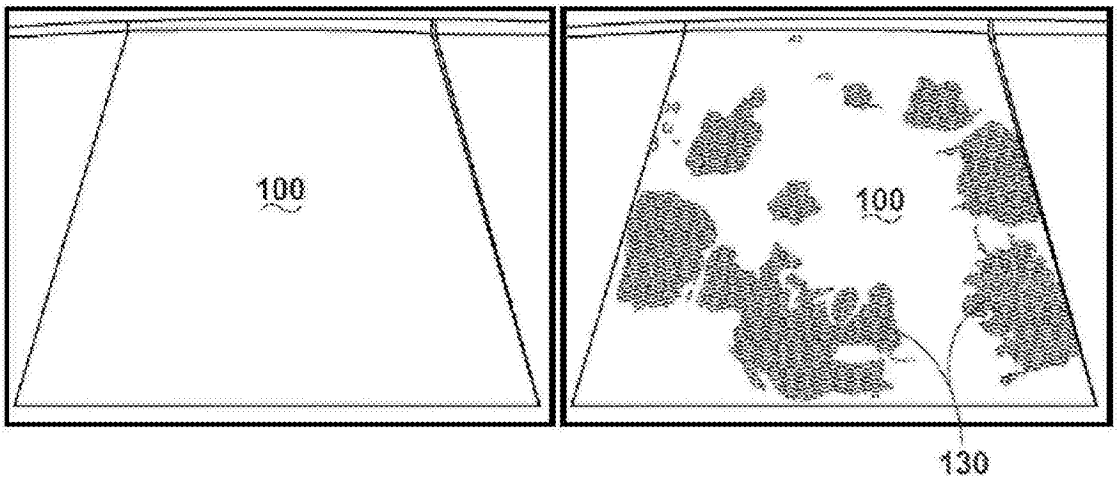


图5A

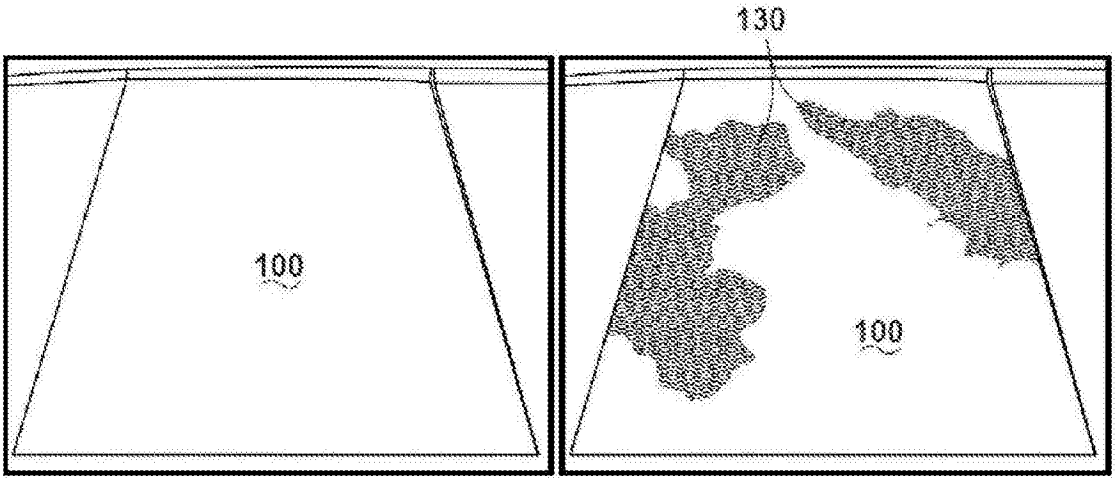


图5B

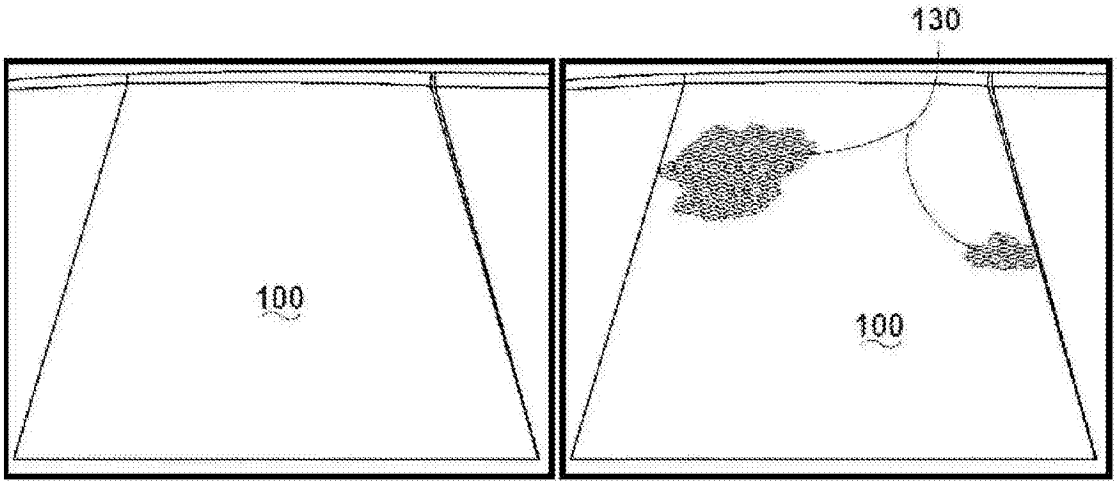


图5C

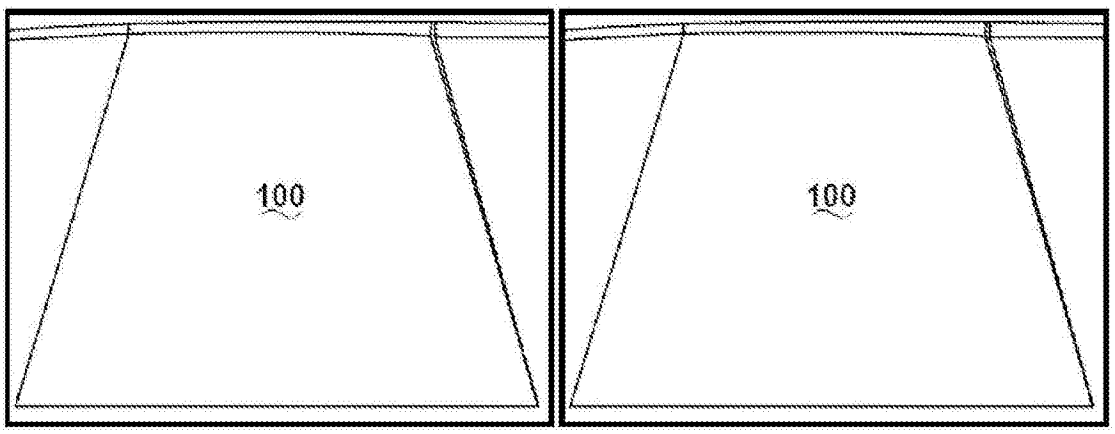


图6