



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104520192 B

(45)授权公告日 2019.04.16

(21)申请号 201380038963.4

(72)发明人 B·毕纳德提 R·S·法雷尔

(22)申请日 2013.08.26

L·R·里昂 J·H·兰
G·A·布克

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104520192 A

(74)专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245

(43)申请公布日 2015.04.15

代理人 赵蓉民

(30)优先权数据

13/620,679 2012.09.14 US

(51)Int.CI.

B64D 33/02(2006.01)

F02C 7/045(2006.01)

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2015.01.22

(56)对比文件

US 5083426 A, 1992.01.28,

CN 101730791 A, 2010.06.09,

CN 101675226 A, 2010.03.17,

US 2002/0036115 A1, 2002.03.28,

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2013/056590 2013.08.26

审查员 祖洪飞

(87)PCT国际申请的公布数据

W02014/042857 EN 2014.03.20

权利要求书2页 说明书11页 附图15页

(73)专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

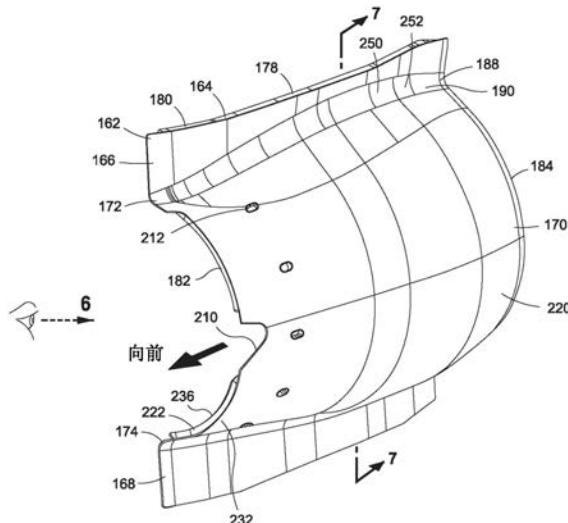
(54)发明名称

具有小弯曲半径的金属夹层结构

(57)摘要

一种用于涡轮发动机的机舱的声衰减壁板

(162)可以包括倒圆部分(172、174)。倒圆部分(172、174)可以包括具有凹面配置的空气流表面，并且倒圆部分(172、174)可以被暴露于穿过机舱的空气流。倒圆部分(172、174)可以包括声衰减区段。



1.一种声衰减壁板(160),其包含:

机舱(112)的内壁板(162)的倒圆部分(172,174);

所述倒圆部分包括具有凹面配置(190)的暴露于空气流(144)的空气流表面(188);

所述倒圆部分包含声衰减区段并且被形成为具有夹在一对面板之间的蜂窝芯材的蜂窝夹层结构;

在所述倒圆部分中的所述蜂窝芯材具有巢室宽度,该巢室宽度与所述内壁板的以下部分中的至少一个中的所述蜂窝芯材的巢室宽度相同:桶部分、上分叉部和下分叉部;

所述空气流表面(188)由具有内半径(176)的空气流面板(232)提供,所述内半径以不小于2:1的内半径/芯材厚度比率被形成;并且

其中所述蜂窝芯材包括垂直于所述面板取向的多个巢室(226),所述蜂窝芯材(222)具有芯材厚度(224)。

2.根据权利要求1所述的声衰减壁板(160),其中:

蜂窝夹层结构是金属蜂窝夹层结构(220)。

3.根据权利要求1或2所述的声衰减壁板(160),其中:

内半径(176)不小于2.0英寸。

4.根据权利要求1或2所述的声衰减壁板(160),其中:

所述倒圆部分(172,174)包含具有多个肋(242)和与所述肋(242)整体成形的空气流面板(232)的整体式肋状结构(240);以及

所述空气流面板包含所述空气流表面(188)。

5.一种减弱涡轮发动机(108)的噪声的方法,所述方法包含以下步骤:

沿机舱(112)内的内壁板(162)的倒圆部分(172,174)的凹面空气流表面(188)传送空气流(144),所述倒圆部分包含:包括夹在一对面板之间的并且具有多个巢室(226)的蜂窝芯材(222)的蜂窝夹层结构,在所述倒圆部分中的所述蜂窝芯材具有巢室宽度,该巢室宽度与所述内壁板的以下部分中的至少一个中的所述蜂窝芯材的巢室宽度相同:桶部分、上分叉部和下分叉部;

通过形成在所述蜂窝夹层结构的空气流面板(232)中的多个孔(254)将所述巢室流体地耦接至所述空气流;

吸收流体地耦接至所述巢室的所述空气流中的声能;并且

提供带有内半径的所述空气流面板,所述内半径具有不小于2:1的内半径/芯材厚度比率;

其中所述蜂窝芯材包括垂直于所述面板取向的多个巢室(226),所述空气流面板(232)具有内半径(176),所述蜂窝芯材(222)具有芯材厚度(224)。

6.根据权利要求5所述的方法,还包含以下步骤:

通过所述孔(254)传送一部分所述空气流(144),以便所述空气流进入所述巢室(226);并且

响应于所述空气流进入所述巢室吸收声能。

7.根据权利要求5所述的方法,其中:

所述蜂窝夹层结构是金属蜂窝夹层结构(220)。

8.根据权利要求5至7中任一项所述的方法,还包含以下步骤:

提供带有不小于2.0英寸的内半径(176)的所述空气流面板(232)。

具有小弯曲半径的金属夹层结构

技术领域

[0001] 本公开大体涉及夹层结构，并且更具体地，涉及形成在小弯曲半径处的金属蜂窝夹层结构。

背景技术

[0002] 许多商业客机使用旁路燃气涡轮发动机提供推动力。在一个旁路涡轮发动机中，周围空气进入发动机入口并被加压并通过位于入口附近的风扇向后加速。来自风扇的加压空气的相对小的部分被传入核心发动机，在核心发动机中空气与燃料混合并被点燃从而引起燃料空气混合物的燃烧和膨胀。燃料空气混合物的膨胀可旋转地驱动风扇。从排气喷嘴中排出的燃烧气体增加了燃气涡轮发动机的推进推力。来自风扇的压缩空气的相对大的部分穿过环绕核心发动机的风扇风道。从风扇风道出来的空气可以提供很大一部分的燃气涡轮发动机的推进推力。

[0003] 在诸如那些具有推力反向器的某些旁路涡轮发动机中，风扇风道由一对内壁被分支或被分为两个半圆形的风扇风道。内壁中的每一个可以包括大体环绕核心发动机的半圆形桶部分。内壁也可以包括从桶部分的周向末端径向地延伸的上壁部分和下壁部分。上壁和下壁部分可以被耦接至风扇风道外壁（例如，风扇反向器整流罩）的完全相反侧（例如，上侧和下侧）。分支的风扇风道布置提供了至发动机内部用于检查和维修的改善的可达性。

[0004] 可以通过改善通过风扇风道的空气流的空气动力增强燃气涡轮发动机的运转效率和性能。例如，通过最小化或消除在风扇风道的潮湿的空气流表面中的突出部可以改善燃气涡轮发动机的燃料效率。此外，通过最小化发动机部件的重量（诸如风扇风道内壁和外壁的重量）可以改善燃气涡轮发动机的特定性能。而且，通过声学上处理暴露于空气流的风扇风道的潮湿的表面面积可以减小燃气涡轮发动机的噪声输出。

[0005] 鉴于以上，本领域需要一种改善燃气涡轮发动机的风扇风道的空气动力和用于降低风扇风道部件的重量的系统和方法，以便可以改善发动机的性能。此外，本领域需要一种用于增加风扇风道潮湿的表面面积大小的系统和方法，其在声学上能够看作用于增加影响燃气涡轮发动机的噪声减小的能力的一种手段。

发明内容

[0006] 通过本公开提供一种涡轮发动机的机舱的声衰减内壁板具体解决了上面提到的与燃气涡轮发动机的特定性能和噪声输出关联的需求。内壁板可以包括具有带有凹面配置的空气流表面的倒圆部分。倒圆部分可以被暴露于穿过机舱的空气流。倒圆部分可以包括用于减弱与空气流关联的噪声的声衰减区段。

[0007] 同样公开的是内壁板，该内壁板包含半圆形桶部分、上和下分叉壁部分以及上和下倒圆部分。桶部分可以具有周向相反的末端。上分叉壁部分和下分叉壁部分可以从桶部分的周向相反的末端被大体径向地向外取向。上和下倒圆部分可以将各自的上和下分叉壁部分连接至桶部分的周向相反的末端，以便内壁板形成金属的、一片式的、整体的结构。

[0008] 在进一步的实施例中,所公开的是具有可以被连接至涡轮发动机或与涡轮发动机关联的机舱的飞机。该机舱可以具有沿着穿过机舱的空气流的风道空气流路径放置的内壁板。该内壁板可以具有包括具有凹面配置的空气流表面的倒圆部分。该倒圆部分可以包含用于减弱与空气流关联的噪声的声衰减区段。

[0009] 同样公开的是减弱涡轮发动机的噪声的方法。该方法可以包括沿放置在机舱内的内壁板的倒圆部分的凹面空气流表面传送空气流。倒圆部分可以包含蜂窝夹层结构。蜂窝夹层结构可以包括具有多个巢室 (cell) 的蜂窝芯材。该方法可以包括使用在蜂窝夹层结构的空气流面板中形成的多个孔将巢室流体地耦接至风扇风道空气流,并且吸收来自进入巢室的空气流的声能。

[0010] 根据本公开的一方面,其提供了声衰减壁板,该声衰减壁板包含机舱的内壁板的倒圆部分;倒圆部分包括具有凹面配置的空气流表面且暴露于空气流;以及倒圆部分包含声衰减区段。

[0011] 有利地,倒圆部分包含具有一对面板的蜂窝夹层结构,并且蜂窝芯材被插入面板之间;并且蜂窝芯材包括垂直于面板取向的多个巢室。优选地,蜂窝夹层结构是金属蜂窝夹层结构。优选地,蜂窝芯材具有芯材厚度;并且空气流表面由具有内半径的空气流面板提供;并且内半径以不小于大约2:1的内半径/芯材厚度比率形成。优选地,内半径不小于大约2.0英寸。

[0012] 有利地,倒圆部分包含具有多个肋的整体式肋状结构和与肋整体成形的空气流面板;以及包含空气流表面的空气流面板。

[0013] 根据本公开的另一方面,提供了内壁板,其包含具有周向相反的末端的半圆形桶部分;从桶部分的周向相反的末端径向向外地延伸的上分叉壁部分和下分叉壁部分;将各自的上和下分叉壁部分连接至桶部分的周向相反的末端的上倒圆部分和下倒圆部分;并且内壁板被形成为金属的、一片式的、整体的结构。

[0014] 有利地,内壁板形成燃气涡轮发动机的机舱的一部分。

[0015] 有利地,上和下倒圆部分中每个均包括具有凹面配置的空气流表面且暴露于穿过机舱的空气流。

[0016] 有利地,上和下倒圆部分中的至少一者包含声衰减区段。

[0017] 有利地,上和下倒圆部分中的至少一者包含蜂窝夹层结构。

[0018] 有利地,上和下倒圆部分中的至少一者包含具有多个肋的整体式肋状结构和与肋整体成形的空气流面板。

[0019] 根据本公开的又一方面,其提供了包含连接至涡轮发动机的机舱的飞机,该机舱具有沿着空气流的风道空气流路径放置的内壁板;该内壁板具有被暴露于空气流的、包括具有凹面配置的空气流表面的倒圆部分;以及该倒圆部分包含声衰减区段。

[0020] 有利地,倒圆部分包含具有一对面板的金属蜂窝夹层结构,并且蜂窝芯材被插入面板之间;并且蜂窝芯材包括垂直于面板取向的多个巢室。优选地,面板中的一个包含形成暴露于空气流的空气流表面的空气流面板;以及至少一部分空气流面板,其具有将巢室流体地耦接至空气流的多个孔。有利地,蜂窝芯材具有芯材厚度;空气流表面由具有内半径的空气流面板提供;以及内半径以不小于大约2:1的内半径/芯材厚度比率形成。优选地,内半径不小于大约2.0英寸。优选地,机舱包括由内壁板和外壁限定的分支风扇风道,内壁板在

外壁的大体径向相对侧之间延伸；内壁板包含半圆形桶部分，其具有从桶部分的周向相反的末端径向向外地延伸的上分叉壁部分和下分叉壁部分；上和下分叉壁部分的每一个通过各自的上和下倒圆部分被连接至桶部分；并且内壁板被形成为一片式的、整体的结构。

[0021] 根据本公开的又一个方面，其提供了一种减弱涡轮发动机的噪声的方法，其包含沿机舱内的内壁板的倒圆部分的凹面空气流表面传送空气流，倒圆部分包含包括具有多个巢室的蜂窝芯材的蜂窝夹层结构；通过形成在蜂窝夹层结构的空气流面板中的多个孔将巢室流体地连接至空气流；并且吸收流体地耦接至巢室的空气流中的声能。

[0022] 有利地，该方法还包含通过孔传送一部分空气流，以便空气流进入巢室；并且响应于空气流进入巢室吸收声能。

[0023] 有利地，蜂窝夹层结构是金属蜂窝夹层结构。

[0024] 有利地，空气流面板具有内半径，蜂窝芯材具有芯材厚度，该方法还包含提供带有内半径的空气流面板，该内半径具有不小于大约2:1的内半径/芯材厚度比率。

[0025] 有利地，该方法还包含提供带有内半径的空气流面板，该内半径不小于大约2.0英寸。

[0026] 上面已经讨论的特征、功能和优点能够在本公开的各种各样的实施例中被独立实现或者可以在其他实施例中被组合，参考下面的具体实施方式和附图能够了解实施例的进一步的细节。

附图说明

[0027] 参考附图将更加理解本公开的这些和其他特征，其中贯穿全文的相同的编号指示相同部件，并且其中：

[0028] 图1是飞机的透视图；

[0029] 图2是沿图1的线2截取的燃气涡轮发动机的侧视图，并且其中燃气涡轮发动机可以包括具有如本文所公开的一个或更多个声衰减内壁板的机舱；

[0030] 图3是沿图2的线3截取的燃气涡轮发动机的截面图，并且图示说明了移动通过燃气涡轮发动机的分支风扇风道的空气流，并进一步图示说明了沿内壁板的空气流表面传送的空气流；

[0031] 图4是沿图2的线4截取的在燃气涡轮发动机处的后视图，并且图示说明了机舱的每个内壁板与外壁的连接以限定燃气涡轮发动机的分支风扇风道；

[0032] 图5是沿图4的线5截取的内壁板中的一个的空气流表面的透视图，并且图示说明了将各自的上和下分叉壁部分连接至半圆形桶部分的上和下倒圆部分，从而形成作为一片式的、整体的结构的内壁板；

[0033] 图6是图5的内壁板的非空气流侧的透视图；

[0034] 图7是沿图5的线7截取的内壁板的截面图，并且图示说明了作为蜂窝夹层结构形成的一片式的、整体的结构的内壁板；

[0035] 图8是形成为蜂窝夹层结构的上倒圆部分的截面图；

[0036] 图9是沿图8的线9截取的上倒圆部分的截面图，并且图示说明了具有一对面板和在面板之间插入的蜂窝芯材的蜂窝夹层结构；

[0037] 图10是沿图9的线10截取的上倒圆部分的俯视图，并且图示说明了用于将蜂窝巢

室流体地连接至穿过分支风扇风道的空气流的面板中的一个的多孔配置；

[0038] 图11是上倒圆部分的可替代实施例的截面图，其中蜂窝夹层结构包括穿孔的隔板；

[0039] 图12是沿图11的线12截取的上倒圆部分的可替代实施例的截面图，并且图示说明了可以被穿孔以允许将蜂窝夹层结构的空气流芯材部分与非空气流芯材部分流体地耦接的隔板；

[0040] 图13是内壁板的实施例的透视图，其中上和下倒圆部分包含整体式肋状结构；

[0041] 图14是沿图13的线14截取的内壁板的截面的透视图，并且图示说明了将桶部分连接至下分叉壁部分的下倒圆部分的整体式肋状结构；

[0042] 图15是连接到下分叉壁部分的面板的整体式肋状结构的边缘部分的放大视图；

[0043] 图16是图示说明一种或更多种操作的流程图，所述一种或更多种操作可以被包括在使用本文公开的内壁板用于减弱涡轮发动机的噪声的方法中。

具体实施方式

[0044] 现在参考附图，其中图示用于图示说明本公开的各种实施例的目的，图1中示出了可以包括一个或更多个燃气涡轮发动机108的飞机100的透视图，燃气涡轮发动机108可以结合如本文所公开的声衰减壁板160。飞机100可以包括机身102，其可以从飞机100的前端处的机头延伸至飞机100的后端处的机尾104。机尾104可以包括用于飞机100的方向控制的一个或更多个尾部表面。飞机100可以进一步包括一对机翼106和可以通过支柱110或挂架被安装至机翼106的一对燃气涡轮发动机108。

[0045] 尽管本公开的内壁板162在固定机翼客机（诸如，图1所图示说明的管式机翼（tube-and-wing）飞机100）的背景中描述，内壁板162的实施例可以被无限制地应用于任意配置的任意飞机。就这一点而言，内壁板162可以被应用于任意民用、商用或军用飞机。此外，本文公开的内壁板162的实施例可以被应用于替代的飞机配置，并且不限于图1所图示说明的管式机翼飞机100配置。例如，所公开的实施例可以被应用于混合翼体飞机或混合机翼飞机。所公开的实施例不限于在固定机翼飞机中实施，并且可以被应用于旋翼飞机。此外，所公开的实施例不限于飞机。就这一点而言，所公开的内壁板162的实施例可以无限制地在任意类型的任意交通工具中被实施，这些交通工具包括船舶、基于陆地的交通工具、飞行器和/或太空飞行器或其任何组合。所公开的内壁板162的实施例也可以在任意非交通工具应用中被实施。

[0046] 参考图2，其示出的是燃气涡轮发动机108的侧视图。如上所述，燃气涡轮发动机108可以包括通过支柱110可以被耦接至飞机100的机翼106的机舱112。燃气涡轮发动机108可以包括由位于燃气涡轮发动机108的前端处的入口整流罩122限定的入口120。燃气涡轮发动机108还可以包括用于容纳风扇126（图3）的风扇整流罩124。风扇126可以对进入入口120的空气加压，并且可以通过机舱112的分支风扇风道138（图4）使空气流144向后加速。

[0047] 在图2中，燃气涡轮发动机108还可以包括具有包括被配置为用于推力反向的前后移动的（一个或多个）平移套筒204的风扇反向器整流罩202的推力反向器组件200。平移套筒204中的每一个可以具有套筒前端206和套筒后端208。套筒前端206可以邻接风扇整流罩124。套筒后端208和后整流罩186可以共同形成用于分支风扇风道138的风扇喷嘴148。风扇

反向器整流罩202可以由在机舱112的顶部上的铰链梁116和在机舱112的底部上的锁梁118来支撑,以允许风扇反向器整流罩202围绕铰链梁116向上地枢转,用于进入发动机的内部进行检查或维修。燃气涡轮发动机108可以包括在燃气涡轮发动机108的后端处的主要排气喷嘴134。主要排气喷嘴134可以由后整流罩186和主要排气塞136限定。

[0048] 参考图3,其示出的是图2所图示说明的燃气涡轮发动机108的水平横截面视图。在图3中,风扇126可以被容纳在风扇整流罩124内。风扇126可以被安装至从核心发动机128向前延伸的轴(未示出)。核心发动机128可以被容纳在发动机核心整流罩130内。风扇126可以围绕发动机纵向轴线114可旋转,用于将空气吸入入口120并加压且/或通过风扇风道向后加速空气。一部分空气可以穿过核心流动路径132并且可以进入核心发动机128,在核心发动机128中,空气可以与燃料混合并被点燃,从而引起其燃烧。燃烧气体可以通过主要排气喷嘴134被排出。

[0049] 在图3中,被风扇126加压的空气流144可以通过位于燃气涡轮发动机108的相反侧上的分支风扇风道138向后流动。分支风扇风道138中的每一个可以由半圆形外壁140(例如,风扇反向整流罩202)和内壁板162限定。内壁板162中的每一个可以沿着空气流144的风道空气流路径146被放置(例如,大体平行于空气流144的风道空气流路径146而被取向)。后整流罩186可以被安装至内壁板后端184(图5)。内壁板162可以具有沿着燃气涡轮发动机108的纵向轴线114的方向的轴向轮廓178(图5)。内壁板162的轴向轮廓178可以在内壁板162中包含变化半径的复合曲率(compound curvature)。内壁板162可以具有可以被暴露于沿风道空气流路径146移动的空气流144的空气流表面188。

[0050] 参考图4,其示出的是在燃气涡轮发动机108的部分处的后视图并且图示说明了在上和下侧之间或半圆形外壁板140的表面之间延伸的内壁板162。在一个实施例中,内壁板162中的每一个可以在外壁140的周向相反侧142之间(例如,在上侧和下侧之间)延伸。内壁板162可以大体形成为另一个的镜像并且可以包括具有基本竖直取向的、大体平面的上分叉壁部分166和基本竖直取向的、大体平面的下分叉壁部分168的半圆形桶部分170。然而,上和下分叉壁部分166、168可以提供在非平面配置中并且可以相对于内壁板162的桶部分170以任意角度被取向。上和下分叉壁部分166、168可以从桶部分170的周向相反端径向向外地(例如,径向向上地和径向向下地)延伸。

[0051] 在图4中,每个内壁板162可以有利地包括用于将上和下分叉壁部分166、168连接至桶部分170的上倒圆部分172和下倒圆部分174。上倒圆部分172和下倒圆部分174提供了用于将桶部分170以空气动力学光滑且连续的方式过渡至上和下分叉壁部分166、168的手段。就这一点而言,上倒圆部分172和下倒圆部分174提供了用于形成为一片式的、整体的结构164的内壁板162的手段,而不需要在桶部分170与上和下分叉壁部分166、168的接合处的机械接头(未示出)。

[0052] 参考图5,其示出的是内壁板162形成为整体的结构164。上和下倒圆部分172、174可以从内壁板前端182向内壁板后端184延伸。上和下倒圆部分172、174中的每一个包括具有凹面配置190的空气流表面188,所述上和下倒圆部分172、174中的每一个暴露于空气流144。上和下倒圆部分172、174可以形成在包括沿机舱112的轴向方向(例如,平行于纵向轴线114)的轴向轮廓178的双轮廓180中,并且内半径176的轮廓沿机舱112的径向方向。

[0053] 参考图6,其示出的是内壁板162的非空气流侧。内壁板162的非空气流侧包含未直

接暴露于穿过分支风扇风道138的空气流144的内壁板162的侧面。内壁板162可以包括用于连接与燃气涡轮发动机108关联的其他系统的一个或更多个特征件。例如，内壁板162可以包括用于与推力反向器致动系统(未示出)连接的一个或更多个特征件。就这一点而言，内壁板162可以包括一个或更多个拉杆安装孔212，拉杆安装孔212可以局部地形成在内壁板162中作为推力反向器致动系统的一部分。此外，内壁板162可以包括一个或更多个凹口或开口210，其可以形成在内壁板前端182中，用于穿过与涡轮发动机108关联的一个或更多个系统。

[0054] 参考图5-图6，在一个实施例中，内壁板162可以有利地形成金属的、一片式的、整体的结构164。在一个实施例中，内壁板162可以与包含金属蜂窝夹层结构220的内壁板162的一个或更多个部件一起形成。例如，上和/或下倒圆部分172、174可以单独形成为金属蜂窝夹层结构220。另一些部分(诸如桶部分170和/或内壁板162的上和/或下分叉壁部分166、168)也可以由金属蜂窝夹层结构单独形成，并诸如通过焊接或钎焊将上和下倒圆部分172、174连接在一起，以形成一片式的、整体的结构164。可替代地，可以预想到上和/或下倒圆部分172、174、桶部分170、和/或上和下分叉壁部分166、168可以最初被形成为连续的、一片式的、整体的结构。例如，内壁板162可以最初被形成为连续的、一片式的、整体的、金属蜂窝夹层结构220。

[0055] 在以下更详细描述的实施例中，上和/或下倒圆部分172、174可以任选地被单独形成为整体式肋状结构240(如图13-图15中所示)作为形成金属蜂窝夹层结构220的上和/或下倒圆部分172、174的替代。然而，在上和/或下倒圆部分172、174被形成为整体式肋状结构240而不是形成蜂窝夹层结构220的实施例中，上和/或下倒圆部分172、174的剩余的部分中的一个或更多个(诸如桶部分170或上和/或下分叉壁部分166、168)可以由金属蜂窝夹层结构220单独形成，并且然后诸如通过沿焊缝248(图13)钎焊和/或焊接一起被连接至上和/或下倒圆部分172、174的整体式肋状结构240以形成最终的、一片式的、整体的结构164(如图13所示且以下所描述的)。

[0056] 仍然参考图5-图6，使内壁板162形成为整体的结构164相对于多片内壁板(未示出)可以提供若干显著优点，多片内壁板需要附加的配件(未示出)和机械紧固件(未示出)以将桶部分170连接至上和下分叉壁部分166、168。例如，使内壁板162形成为整体的结构164可以提供燃气涡轮发动机108的重量减轻。此外，使内壁板162形成为整体的结构164可以减少部件数量，这可以改善内壁板162的制造生产能力。而且，使内壁板162形成为整体的结构164可以导致内壁板162相对于多片内壁板(未示出)的运转寿命或疲劳寿命的增加。更进一步地，使内壁板162形成为整体的结构164可以避免发动机和推力反向器组件200之间的间隙问题。就这一点而言，使内壁板162形成为整体的结构164可以提供各种系统和结构的附加封装空间，所述各种系统和结构可以在内壁板162和核心发动机128之间的相对小的空间内被传送(routed)。

[0057] 此外，上和下倒圆部分172、174可以有利地在相对小的内半径176处被形成，内半径176通过最大化分支风扇风道138相对于较小的横截面积的横截面积可以提供用于分支风扇风道138的改善的空气动力，该较小的横截面积将与具有在相对大的半径处(未示出)形成的倒圆部分的分支风扇风道关联。而且，内壁板162的上和下倒圆部分172、174可以提供从上和下分叉壁部分166、168至半圆形桶部分170的空气动力学光滑过渡，这可以改善穿

过分支风扇风道138的空气流144的空气动力学流动特性。分支风扇风道138的改善的空气动力学可以导致燃气涡轮发动机108的运转效率的增加。

[0058] 仍然参考图5-图6,如上所述,内壁板162中的每一个的上倒圆部分172和/或下倒圆部分172、174可以形成为金属蜂窝夹层结构220。金属蜂窝夹层结构220可以包括具有多个管状巢室226(图10)的金属芯材222和在芯材222的相反侧上的一对金属面板232、236。上倒圆部分172和/或下倒圆部分172、174可以被形成以便暴露于空气流144的面板(例如,图7的空气流面板232)可以具有相对小的内半径176(图8)。此外,上倒圆部分172和/或下倒圆部分172、174可以具有多孔配置252。空气流面板232的多孔配置252可以促进巢室226至空气流144的流体耦接,以便上倒圆部分172和/或下倒圆部分172、174可以操作作为内壁板162的声衰减区段。

[0059] 有利地,上和下倒圆部分172、174可以为内壁板162提供相对于缺少多孔配置的倒圆部分(未示出)的声衰减能力增加的声衰减能力。上和下倒圆部分172、174可以提供内壁板162的整个噪声衰减能力的显著增加,其中桶部分170和/或上和/或下分叉壁部分166、168也可以被提供有具有多孔配置252的面板232、236。就这一点而言,上和下倒圆部分172、174可以提供比由桶部分170或由内壁板162的上和下分叉壁部分166、168提供的单位潮湿表面面积声衰减量大的单位潮湿表面面积声衰减量。

[0060] 参考图7,其示出的是包含一片式的、整体的结构164的内壁板162的实施例的截面图。在所示的实施例中,内壁板162可以包含具有由金属材料形成的芯材222和面板232、236的金属蜂窝夹层结构220。上和下倒圆部分172、174可以由能够承受在燃气涡轮发动机108的运转寿命期间的高温变化的金属材料形成。例如,包括上和下倒圆部分172、174的内壁板162的面板232、236的空气流表面188可以经历范围从大约-40°F(或更低)至高达大约800-1000°F或更高的温度。此外,包括上和下倒圆部分172、174的内壁板162可以由能够承受在金属蜂窝夹层结构220的面板232、236两侧的高达大约400-500°F或更高的温度梯度的(一种或多种)材料形成。就这一点而言,包括上和/或下倒圆部分172、174的内壁板162可以具有钛芯材222和钛面板232、236。然而,包括上和/或下倒圆部分172、174的内壁板162可以由钛合金或其他金属材料或其合金形成。例如,面板232、236和/或蜂窝芯材222可以包含钢、镍合金(诸如铬镍铁合金)以及其他合金。

[0061] 参考图8,其示出的是由蜂窝夹层结构220形成的上倒圆部分172的实施例的截面图。上倒圆部分172被有利地配置为提供从桶部分170至上分叉壁部分166以空气动力学光滑且连续的方式的光滑过渡。如以上所指示的,上倒圆部分172可以形成为独立的部件,并且之后可以被连接至上分叉壁部分166和桶部分170,诸如通过钎焊、焊接,或者通过其他的用于无缝互相连接上分叉壁部分166至桶部分170的手段。下倒圆部分可以以类似于上倒圆部分172的方式被形成且被组装至桶部分170。

[0062] 在图8中,上倒圆部分172有利地以如由空气流面板232限定的相对小的内半径176形成。芯材222可以以芯材厚度224被形成,芯材厚度224大体恒定,而在上倒圆部分172的周向末端之间的芯材高度上没有显著变化。在一个实施例中,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174的金属蜂窝夹层结构220可以以不小于大约2:1的内半径/芯材厚度比率被形成。例如,对于大约1.0英寸的芯材厚度,空气流面板232可以以不小于大约2.0英寸的内半径176被形成。在一个实施例中,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174可以以大约2:1和4:1之间的

内半径/芯材厚度比率被形成。然而,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174可以不受限制地以任意内半径/芯材厚度比率被形成。在燃气涡轮发动机108的背景中,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174可以具有不小于大约0.25英寸的芯材厚度224的蜂窝芯材222。例如,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174的芯材厚度224可以处于从大约0.25英寸至1.50英寸的范围。然而,蜂窝芯材222可以不受限制地以任意厚度被提供。

[0063] 参考图9,其示出的是上倒圆部分172的蜂窝夹层结构220,并且图示说明了包含大体垂直于面板232、236取向的多个管状巢室226的蜂窝芯材222。蜂窝夹层结构220的面板232、236可以以至少大约0.015英寸的面板厚度234、238被提供。例如,每个面板232、236可以以处于大约0.030至0.050英寸范围内的面板厚度234、238被提供。然而,可以不受限制地以任意面板厚度234、238提供面板232、236中的每一个,该任意面板厚度234、238包括小于0.015英寸或大于0.050英寸的面板厚度234、238。而且,在核心发动机128的相反侧上的面板232、236可以被提供不同的面板厚度234、238,而并不必要求它们具有相同的面板厚度234、238。空气流面板厚度234可以根据空气流面板232的内半径176选择。例如,上倒圆部分172的相对小的内半径176或空气流面板232的多孔配置可以指示相对较厚的面板厚度234。

[0064] 在图9中,空气流面板232可以被提供有包括多个孔254的多孔配置252。空气流面板232的多孔配置252可以促进空气流144和巢室226的内部之间的流体连通,用于如以下更详细描述的声衰减目的。在一个实施例中,芯材222可以任选地提供在芯材222和非空气流面板236之间的界面处的有槽的配置(未示出)中。芯材222的有槽的配置可以促进从巢室226中排出流体以避免以其他方式可能发生的来自巢室226中的积液(诸如由于降雨导致的水或诸如喷射燃料或液压流体的其他流体)的腐蚀。

[0065] 参考图10,所示出的是上倒圆部分172的平面图,其图示说明了蜂窝芯材222的巢室226和空气流面板232的多孔配置252。尽管蜂窝芯材222的巢室226以六边形被示出,但是芯材222可以提供有具有多种不同的截面形状(包括但不限于,诸如正方形或矩形的正交形状、或者其他诸如三角形的形状)的任意一个的巢室226。巢室226的形状可以基于可以被期望的声衰减特性被选定。此外,巢室226的形状可以鉴于内半径176的尺寸和沿上倒圆部分172和/或下倒圆部分174的轴向长度的曲率变化被选定。例如,芯材222可以被选定有巢室几何结构,该巢室几何结构有助于以沿径向方向的相对小的内半径176且沿上和/或下倒圆部分172、174的轴向方向的相对大的或可忽略的曲率半径形成芯材222。

[0066] 在相同的方面,在芯材222中的巢室226的巢室宽度228可以根据声学考量、可制造性和其他的因素被选定。在一个实施例中,上倒圆部分172和/或下倒圆部分174可以被提供有在从大约0.25至1.0英寸范围内的巢室宽度228的芯材222。然而,芯材222可以被提供有小于0.25或大于1.0英寸的巢室宽度228。在一个实施例中,巢室宽度228可以处于从大约0.25到0.5英寸的范围。例如,芯材222可以被提供有大约0.38英寸的巢室宽度228。每个巢室226可以被可以具有相对小的厚度的巢室壁封闭。例如,芯材222可以由具有箔厚度230在大约0.001和0.010英寸或更大之间的箔形成。

[0067] 在图10中,空气流面板232可以具有多孔配置252以促进巢室226和穿过分支风扇风道138的空气流144之间的流体连通。与空气流面板232相对定位的非空气流面板236可以是无孔的或实心(solid)的。在空气流面板232中的孔254可以具有组合的横截面面积,该面积处于空气流面板232除了孔254的总表面积的从大约3%至20%范围内。在一个实施例

中,孔254可以具有组合的横截面面积,该面积处于从大约4%至16%范围内。孔254的组合的横截面面积的选择可以基于声学考量。在一个实施例中,孔254可以具有处于大约8%的范围内的组合的横截面面积。

[0068] 在图10中,尽管孔254被示出为大体圆形,但是空气流面板232的多孔配置252还可以使用任意配置的孔254实现而不限于圆形孔254。例如,孔可以被形成为槽或以各种其他形状的任一形状形成。在一个实施例中,孔254可以具有处于从大约0.010英寸至0.100英寸范围内的孔直径256。例如,孔254可以具有处于从大约0.070英寸至0.080英寸范围内的孔直径256。在进一步的实施例中,孔254可以具有大约0.040英寸的孔直径256。孔直径256的选择可以基于声学考量。尽管孔254被示出为具有基本均匀的间隔,然而孔254可以以任意间隔(包括非均匀的间隔或可以是局部变化的或定做的间隔)被提供以在每个分支风扇风道138内的给定位置处提供期望的声衰减能力。如上所指出的,孔254可以不受限制地以任意尺寸、形状和间隔被提供。就这一点而言,孔254和巢室226可以被定尺寸并被配置为减弱穿过分支风扇风道138的空气流144的声能,作为在期望的频率下减小涡轮发动机108的噪声水平的手段。而且,空气流面板232可以包含金属丝网(未示出)。此外,空气流面板232可以具有分层的结构,诸如其上方或者下方带有金属丝网的多孔板(未示出),或者布置在各种不同的分层配置(未示出)中的任一层中的一堆多孔板和金属丝网或其他材料(例如,烧结毡)。

[0069] 参考图11,其示出的是上倒圆部分172的可替代实施例的截面图,其中蜂窝夹层结构220可以包括用于声衰减目的的隔板258。隔板258也可以被包含在下倒圆部分174中或在内壁板162的任意其他区域中。隔板258可以将芯材222分成两个单独的芯材部分,所述两个单独的芯材部分包括邻近空气流面板232放置的空气流芯材部分264和邻近非空气流面板236放置的非空气流芯材部分266。

[0070] 参考图12,隔板258可以位于在蜂窝芯材222的组合的芯材厚度268的大约15%至50%之间的隔板深度262处。例如,隔板258可以被放置在组合的芯材厚度268的大约20%至30%之间(例如25%)的隔板深度262处。隔板258可以包含相对薄的膜,诸如箔或金属丝网。隔板258可以具有处于大约0.010和0.030英寸之间范围内的隔板厚度260。例如,隔板258可以被提供有大约0.018英寸的隔板厚度260。

[0071] 在一个实施例中,隔板258可以被穿孔以便在巢室226中的每一个中的隔板258的一部分具有多个相对小的孔眼以允许空气流芯材部分264和非空气流芯材部分266之间的流体连通。在一个实施例中,孔眼中的每一个可以由激光打孔并且可以具有处于从大约0.005至0.015英寸范围内的孔眼宽度(例如,直径)。在一个实施例中,孔眼可以具有在大约0.008和0.010英寸之间的孔眼宽度。孔眼可以基本均匀地分布并且可以以一定的宽度和数量被提供,以便孔眼具有处于隔板258(除去孔眼)的横截面积的大约1%至3%范围(例如,大约2%)内的组合的横截面面积。然而,隔板还可以以非穿孔配置被提供。

[0072] 参考图13,其示出的是内壁板的可替代实施例的透视图,其中上倒圆部分172和/或下倒圆部分174可以被形成为整体式肋状结构240。整体式肋状结构240可以被配置以形成从桶部分170的周向末端至上分叉壁部分166和/或下分叉壁部分168的光滑过渡。每个整体式肋状结构240可以包括可以与空气流面板整体成形为整体式肋状结构240的一部分的多个肋242。例如,每个整体式肋状结构240可以包含可以由金属材料被机加工或形成的一

片式的、框架构件。就这一点而言，整体式肋状结构240可以由诸如金属棒料或板料的金属料被机加工。然而，整体式肋状结构240可以使用将空气流面板与多个肋242整体成形的任意其他合适的制造工艺被形成。

[0073] 在图13所示的实施例中，每个整体式肋状结构240的肋242可以大体平行于另一个并且可以大体垂直于内壁板162的轴向方向被取向。然而，肋242可以以相对于另一个的任意角度被形成而不限于垂直于内壁板162的轴向方向被取向。整体式肋状结构240可以没有在整体成形的空气流面板232的相对侧上的面板。整体式肋状结构240的空气流面板232可以被暴露于穿过分支风扇风道138的空气流144并且可以形成具有带有相对小的内半径176的凹面配置190(其类似于图5中所图示说明的凹面配置190)的空气流表面188。

[0074] 参考图14，其示出的是内壁板162的截面图，其图示说明整体式肋状结构240与桶部分170和下分叉壁部分168的连接。在所示的实施例中，整体式肋状结构240包括多个肋242，多个肋242被示出为大体垂直于在整体式肋状结构240的上和下侧上的相对的边缘部分244延伸。边缘部分244可以与肋242和整体式肋状结构240的空气流面板232整体成形。在一个实施例中，整体式肋状结构240可以被配置成使得整体式肋状结构240的肋242和空气流面板232可以传递桶部分170和上和/或下分叉壁部分166、168之间的载荷。有利地，通过整体成形整体式肋状结构240的空气流面板232、肋242和边缘部分244，内壁板162的部件数量可以被减少从而可以简化制造和装配。

[0075] 参考图15，其示出的是整体式肋状结构240的下边缘部分244和下分叉壁部分168之间的接合部。整体式肋状结构240的边缘部分244可以被配置以促进整体式肋状结构240与桶部分170和/或上和下分叉壁部分166、168的连接。例如，边缘部分244中的每一个可以具有用于桶部分170和/或分叉壁部分166、168的面板配合的一对唇246的C型横截面形成。唇246可以被定尺寸并且被配置为补充桶部分170和/或分叉壁部分166、168的面板232、236。就这一点而言，边缘部分244中的每一个的唇246可以具有其间的间隙，该间隙基本类似于邻接桶部分170和/或分叉壁部分的空气流面板和非空气流面板之间的间隙。此外，整体式肋状结构240的边缘部分244的唇246中的每一个可以具有类似于相当于促进每个唇沿焊缝248钎焊或焊接至邻接面板的厚度的厚度。

[0076] 参考图16，其示出的是使用本文所公开的包含上和下倒圆部分172、174的内壁板162来减弱涡轮发动机108的噪声的方法的流程图。如上所指出的，上和下倒圆部分172、174的蜂窝夹层结构220的多孔配置252有利地向内壁板162提供了相对于没有多孔配置的内壁板(未示出)的声衰减能力的增加的声衰减能力。

[0077] 图16的方法300的步骤302可以包括沿机舱112内的内壁板162的上倒圆部分172和/或下倒圆部分174的空气流表面188传送空气流144。上和/或下倒圆部分172、174可以被形成为具有如图5-图12所示的金属蜂窝芯材222和金属面板232、236的金属蜂窝夹层结构220。可替代地，上和/或下倒圆部分172、174可以被形成为如图13-图15所示的整体式肋状结构240。对于由金属蜂窝夹层结构220形成的上和/或下倒圆部分172、174的实施例，如上所述，上和/或下倒圆部分172、174的空气流面板232可以具有不小于大约2:1的内半径/芯材厚度比率的内半径176形成。例如，对于大约1.0英寸的芯材厚度224，上倒圆部分172可以被形成，以便空气流面板232具有大约2.0英寸或更小的相对小的内半径176。

[0078] 图16的方法300的步骤304可以包括使用在上和/或下倒圆部分172、174的蜂窝夹

层结构220的空气流面板232中形成的多个孔254将巢室226流体地耦接至空气流144。如上所指出的，孔254可以被定尺寸并且被配置为相对于空气流面板232的潮湿的表面面积提供孔254的期望的组合的横截面面积。例如，上和/或下倒圆部分172、174的空气流面板232可以包括多个孔254，所述多个孔254具有处于空气流面板232(除去孔254)的潮湿的表面面积的从大约3%至20%(例如,4%至16%)范围内的组合的横截面面积。

[0079] 图16的方法300的步骤306可以包括通过孔254传送一部分空气流144，以便空气流144进入蜂窝芯材222的巢室226。如上所指出的，孔254以及上和下倒圆部分172、174可以增强内壁板162的声衰减能力。就这一点而言，上和下倒圆部分172、174可以提供大于内壁板162的剩余部分的单位表面面积声衰减量的单位表面面积声衰减量。

[0080] 图16的方法300的步骤308可以包括响应于空气流144进入巢室226吸收空气流144的声能。例如，进入巢室226的空气流144中的声能可以被转换成热，热可以导致涡轮发动机108的噪声输出的降低。空气流面板232中的孔254的尺寸、形状和配置以及芯材222的巢室226的尺寸和形状可以被定制以减弱由空气流144通过分支风扇风道138产生的噪声的期望的频带。

[0081] 本公开的附加的修改和改进对于本领域的普通技术人员会是显而易见的。因而，本文所描述和图示说明的部件的特定组合旨在仅代表本公开的某些实施例，并不是为了限制在本公开的精神和范围内的可替代实施例或设备。

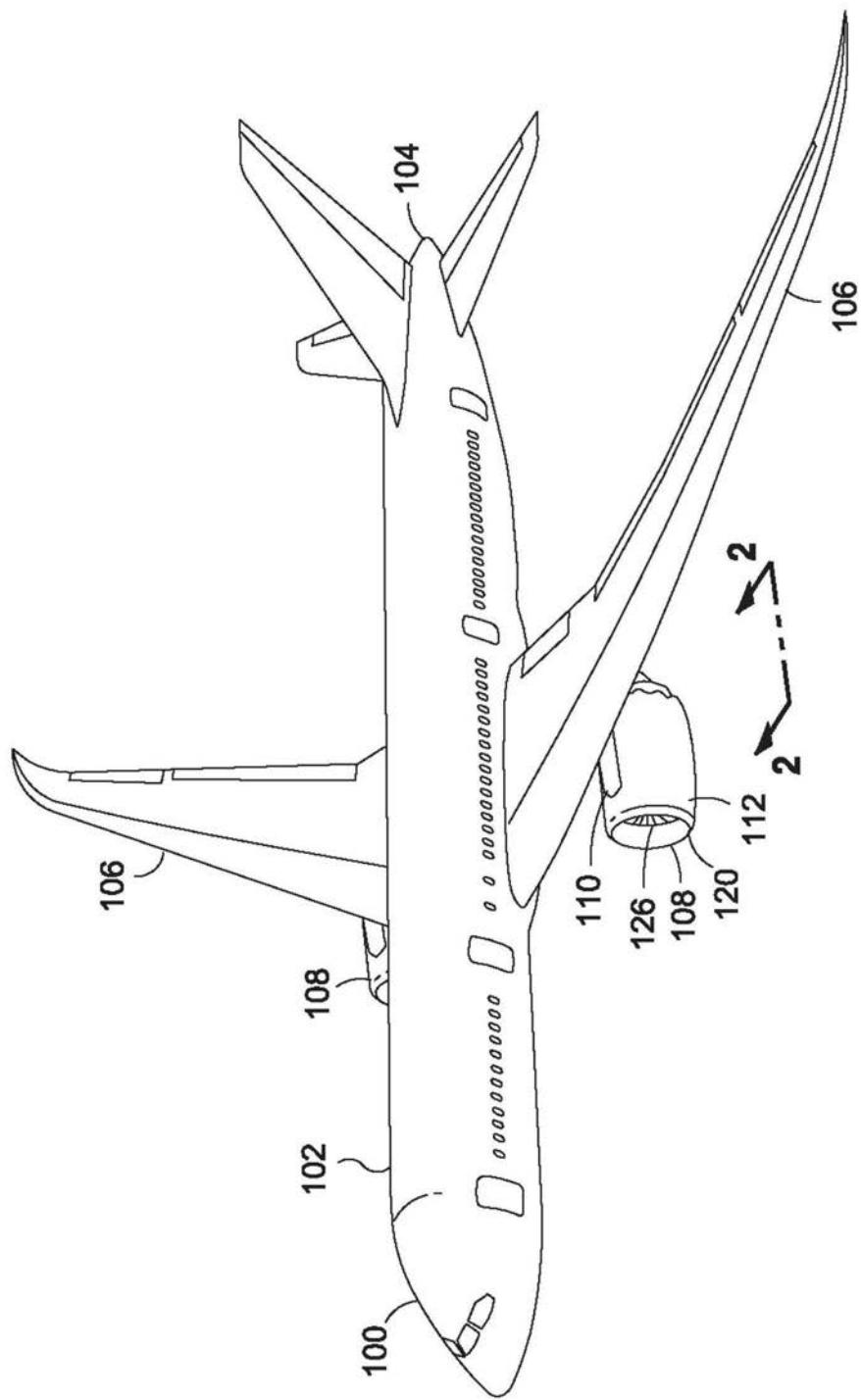


图1

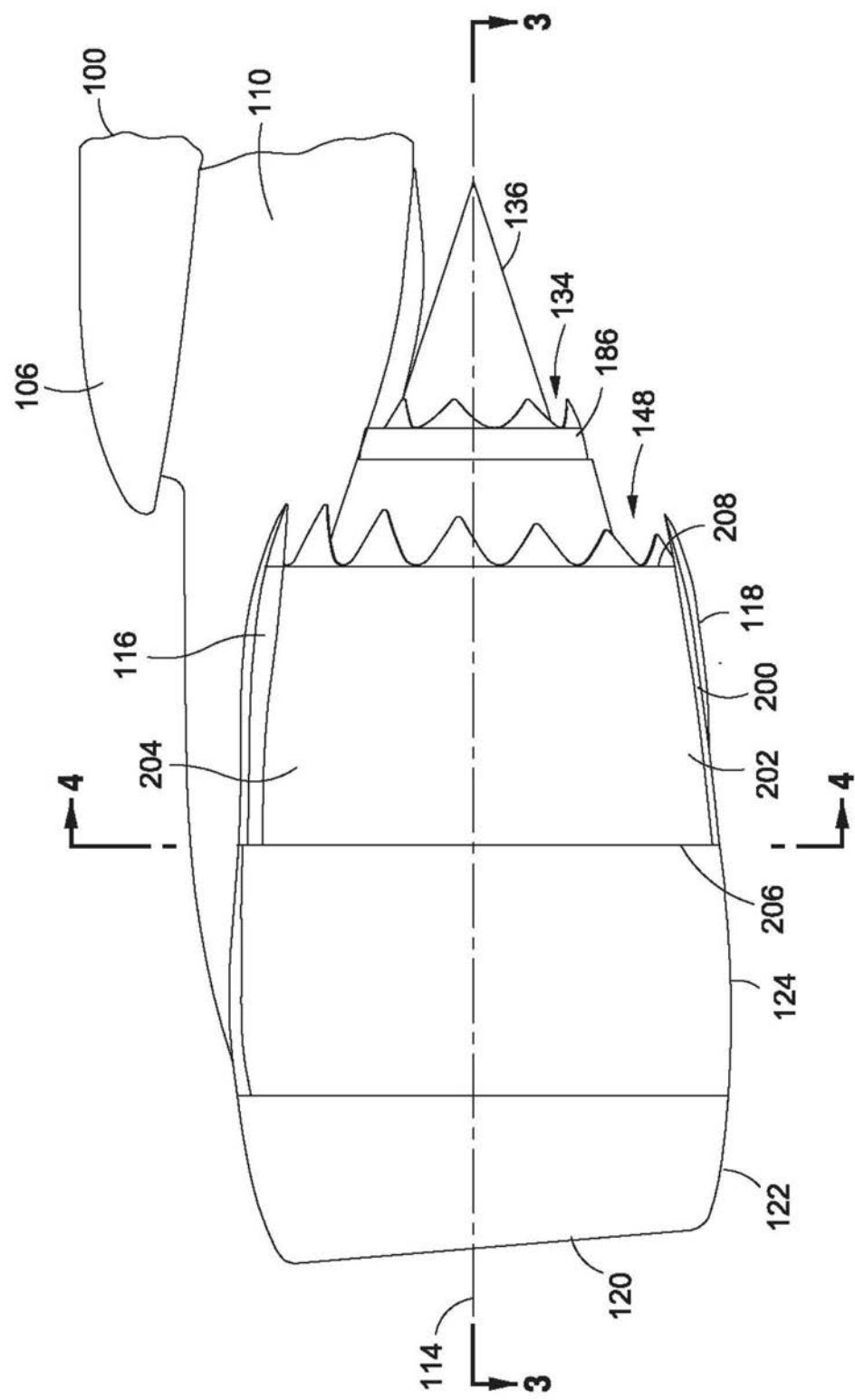


图2

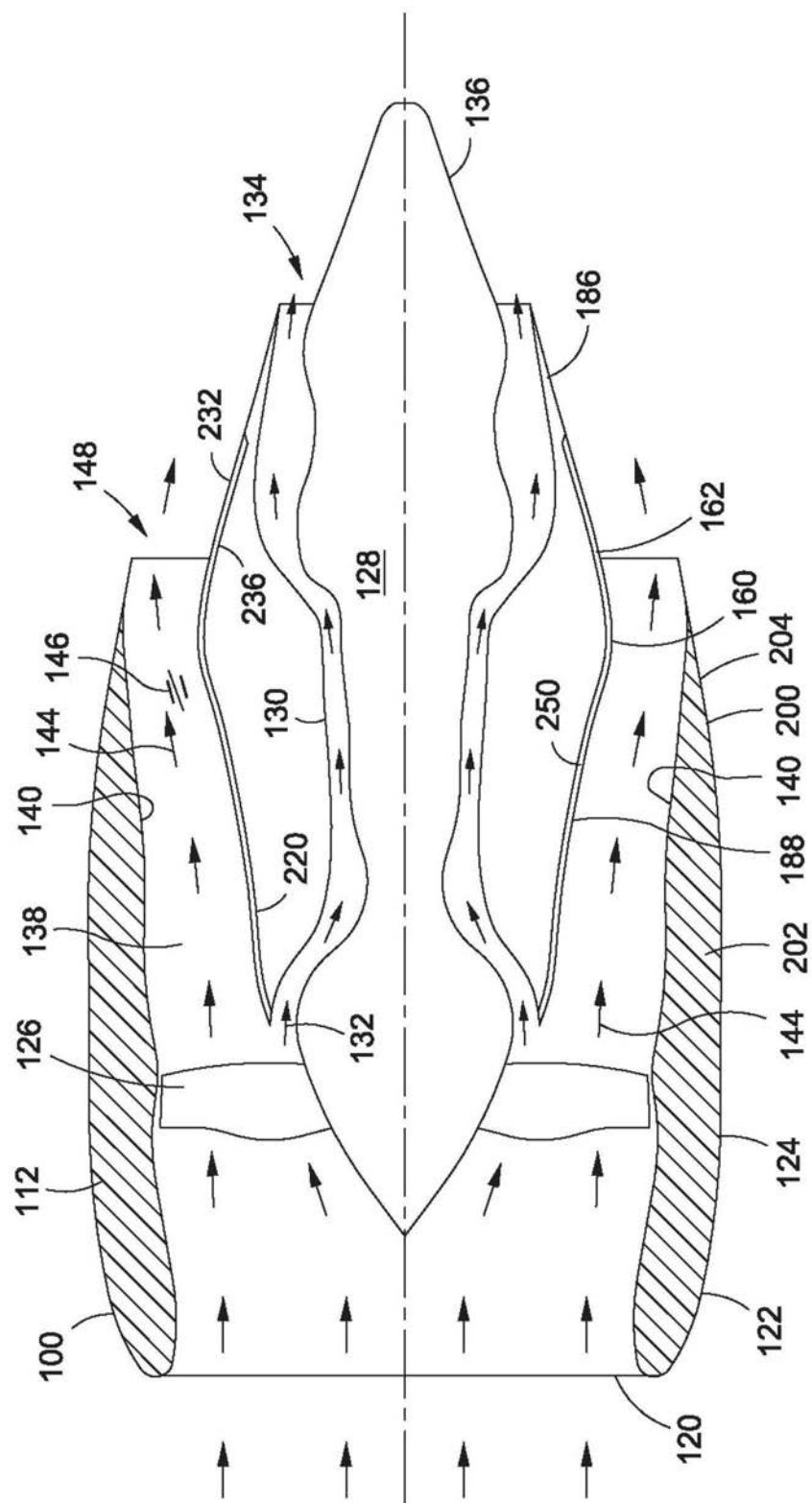


图3

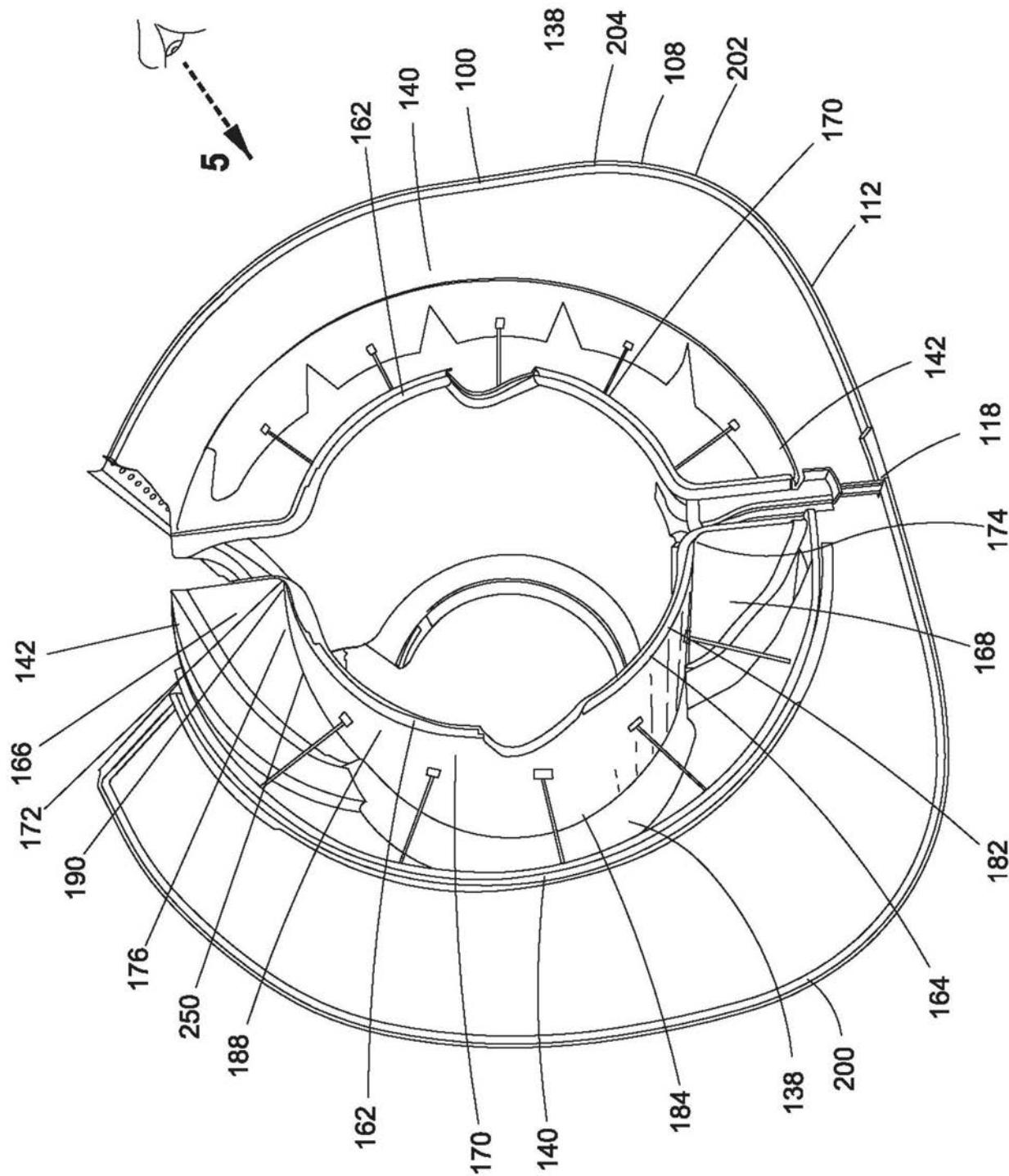


图4

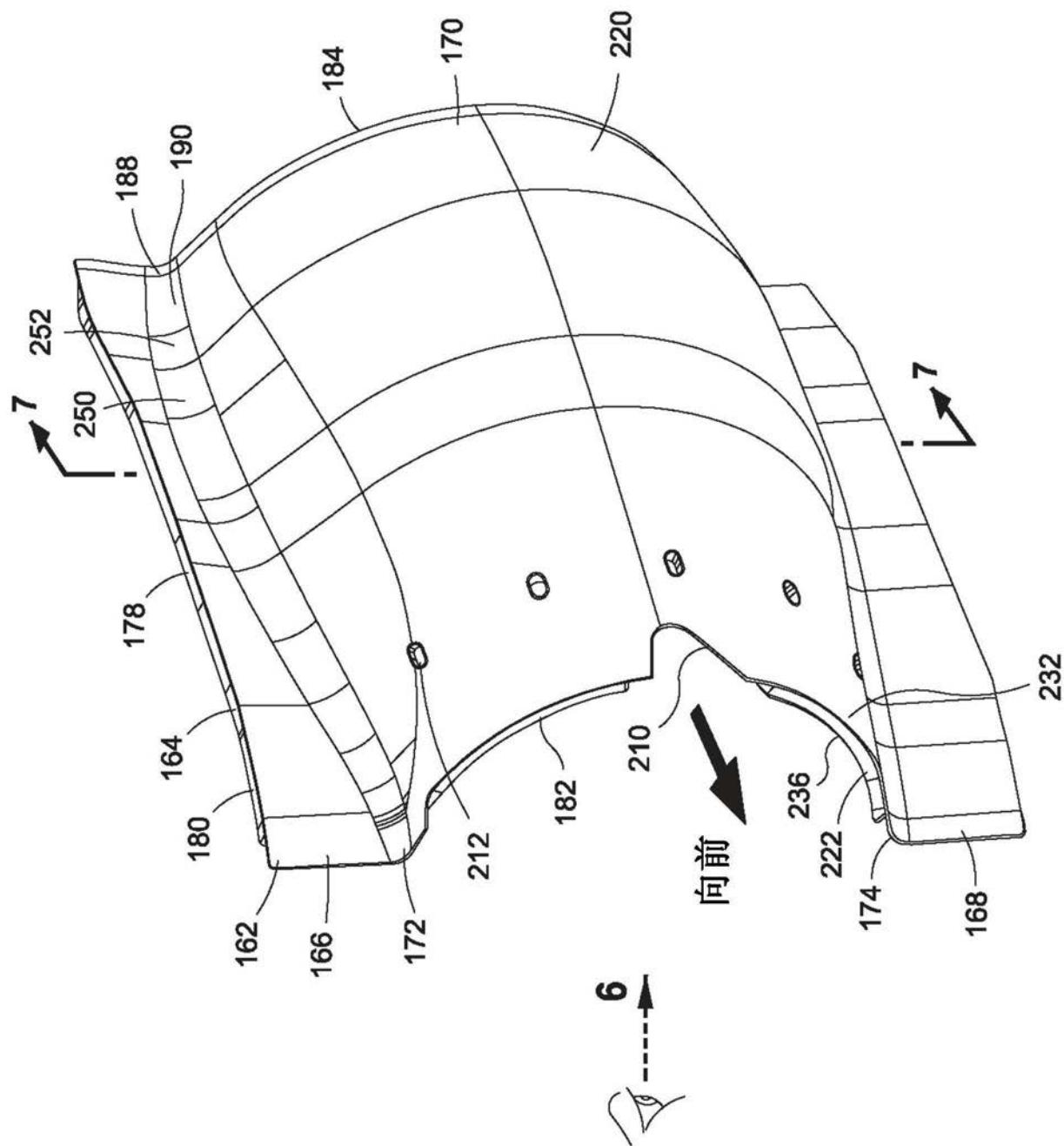


图5

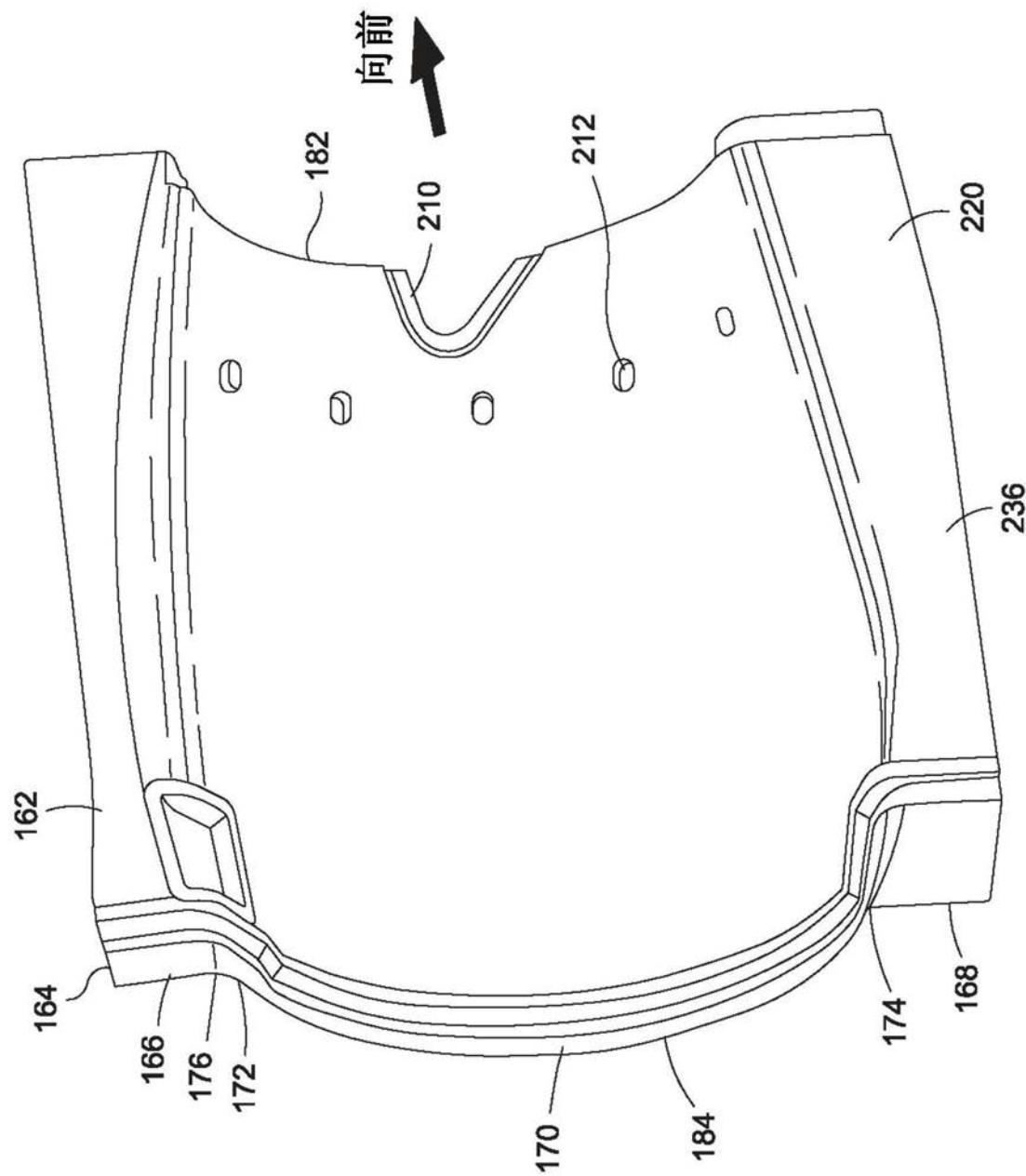


图6

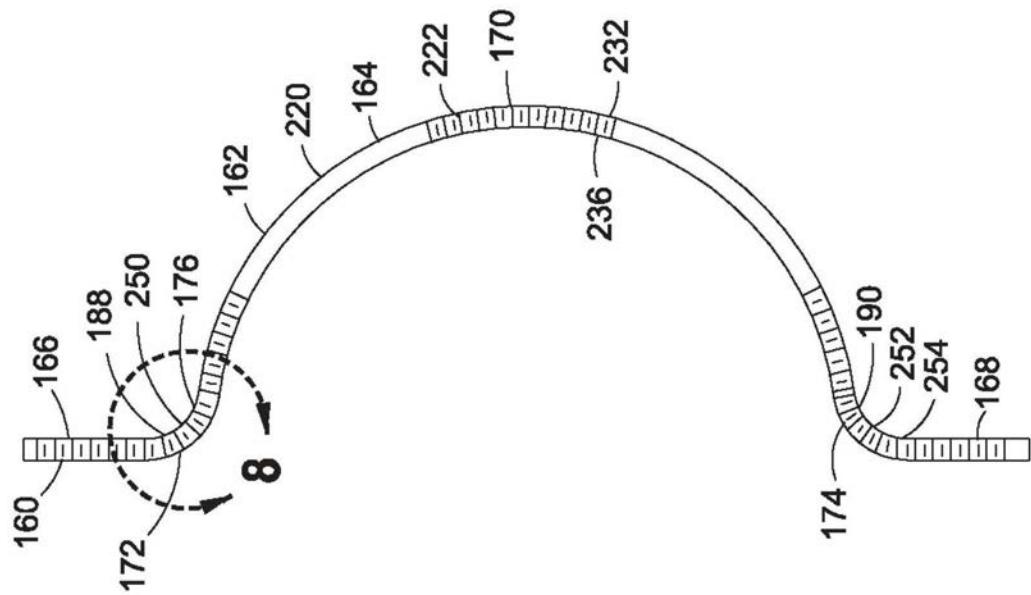


图7

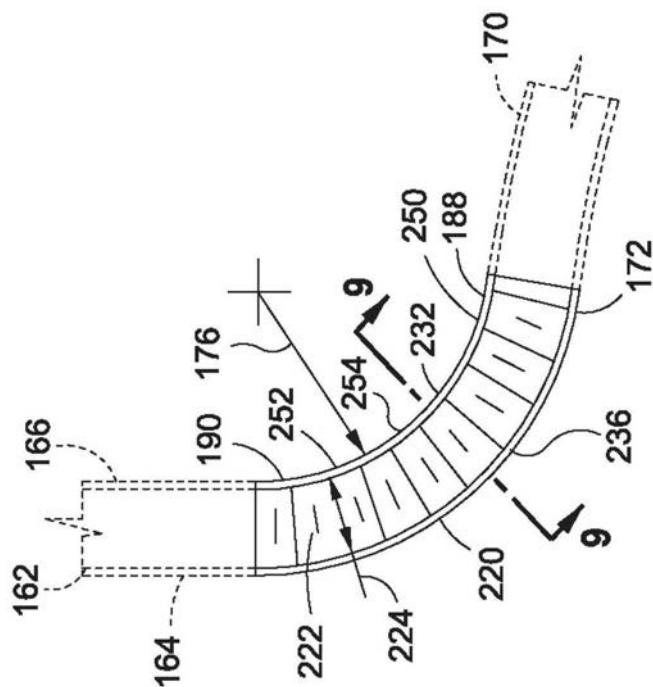


图8

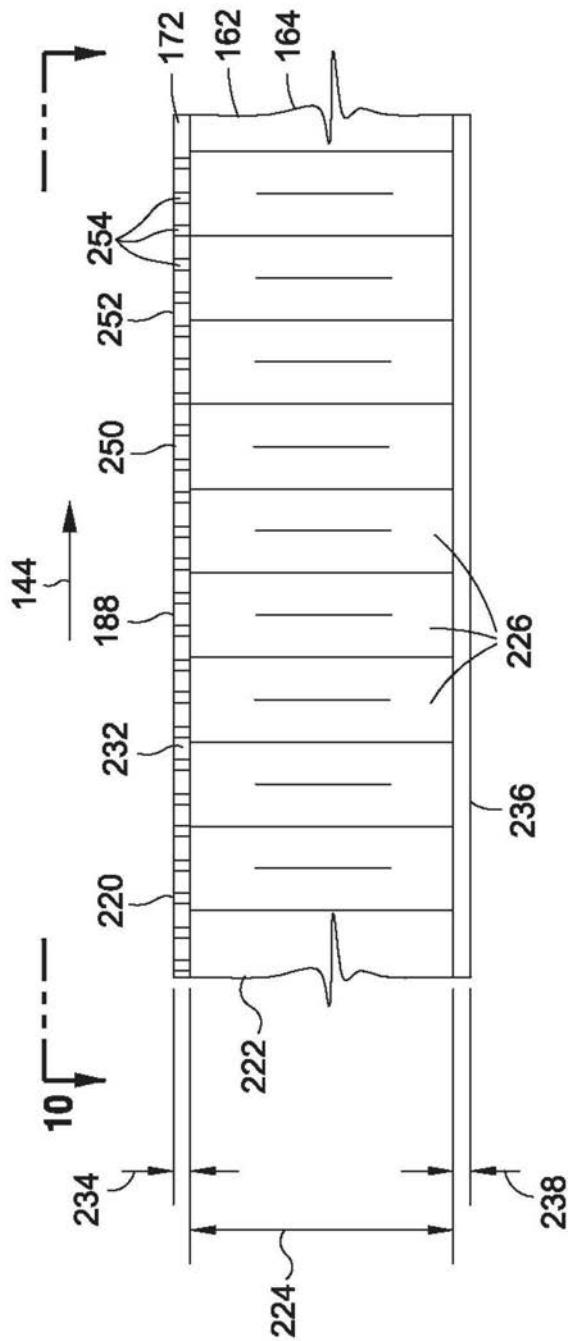


图9

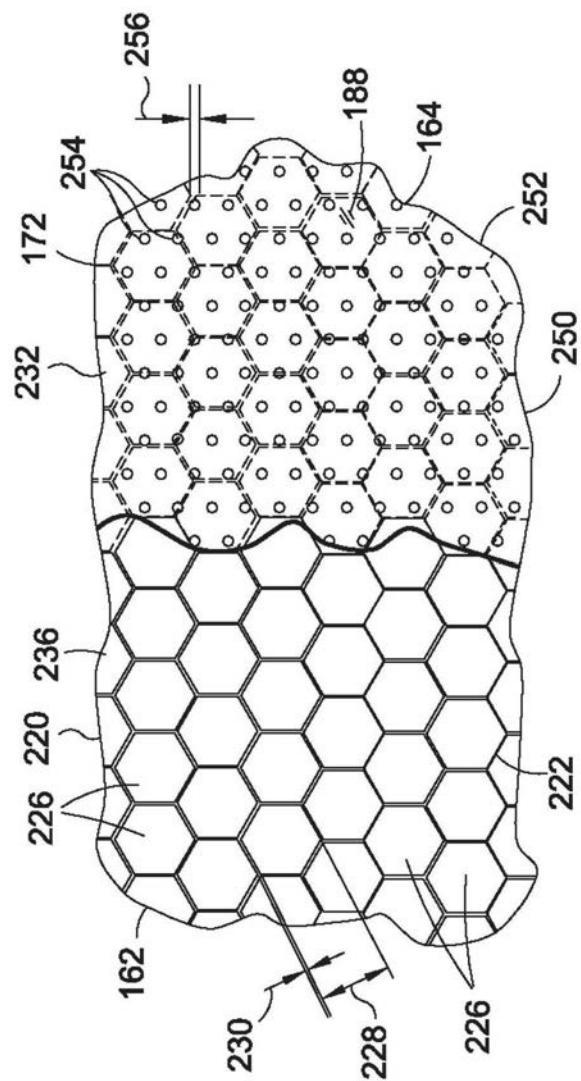


图10

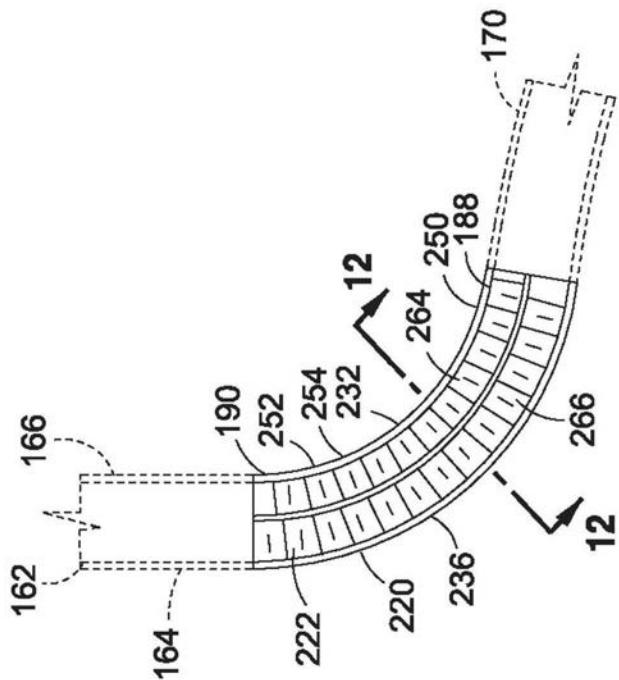


图11

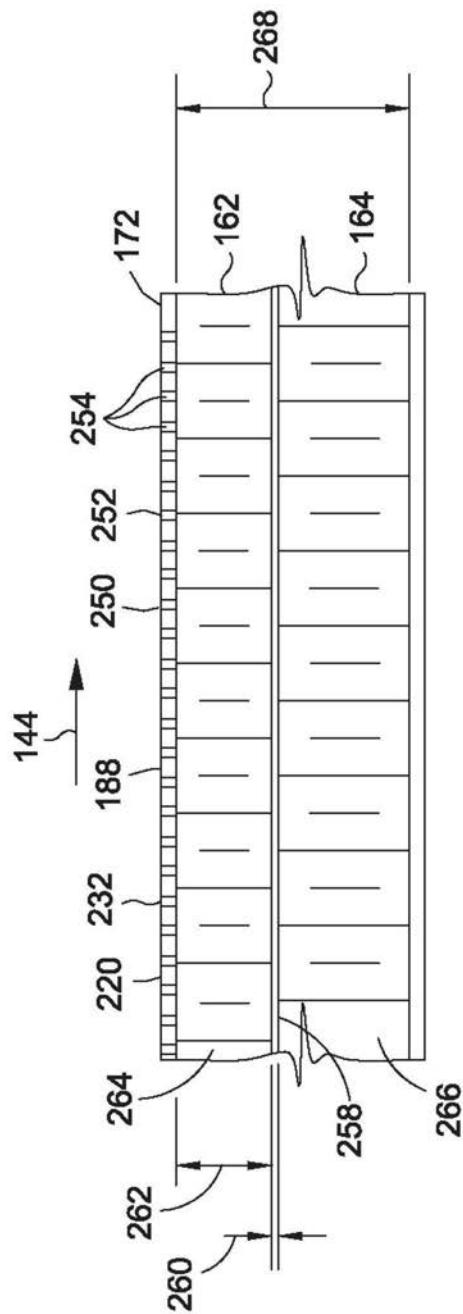


图12

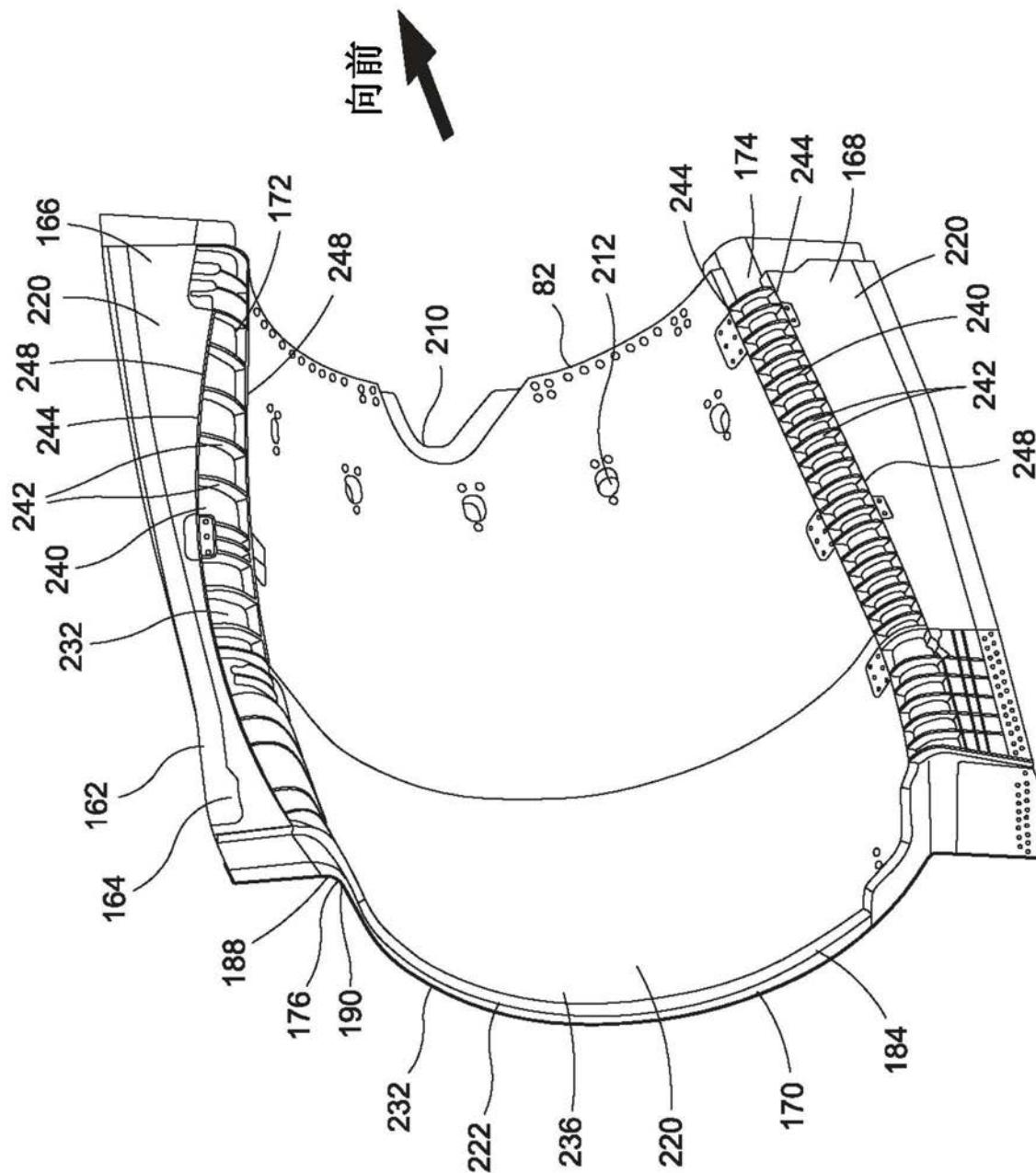


图13

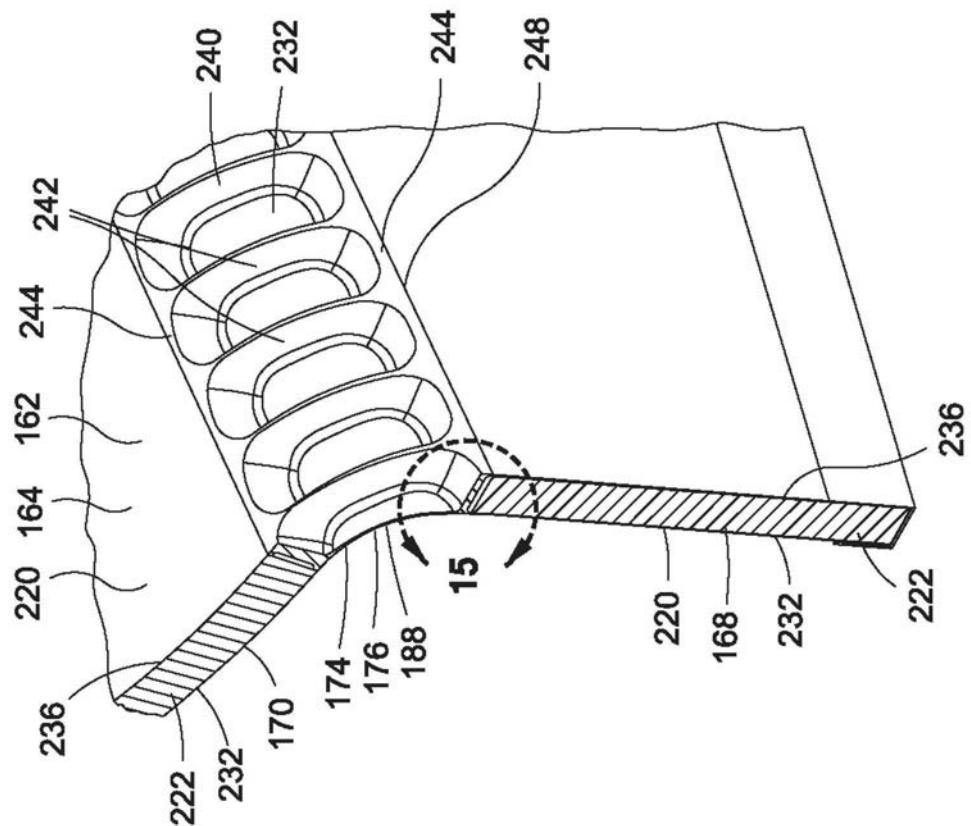


图14

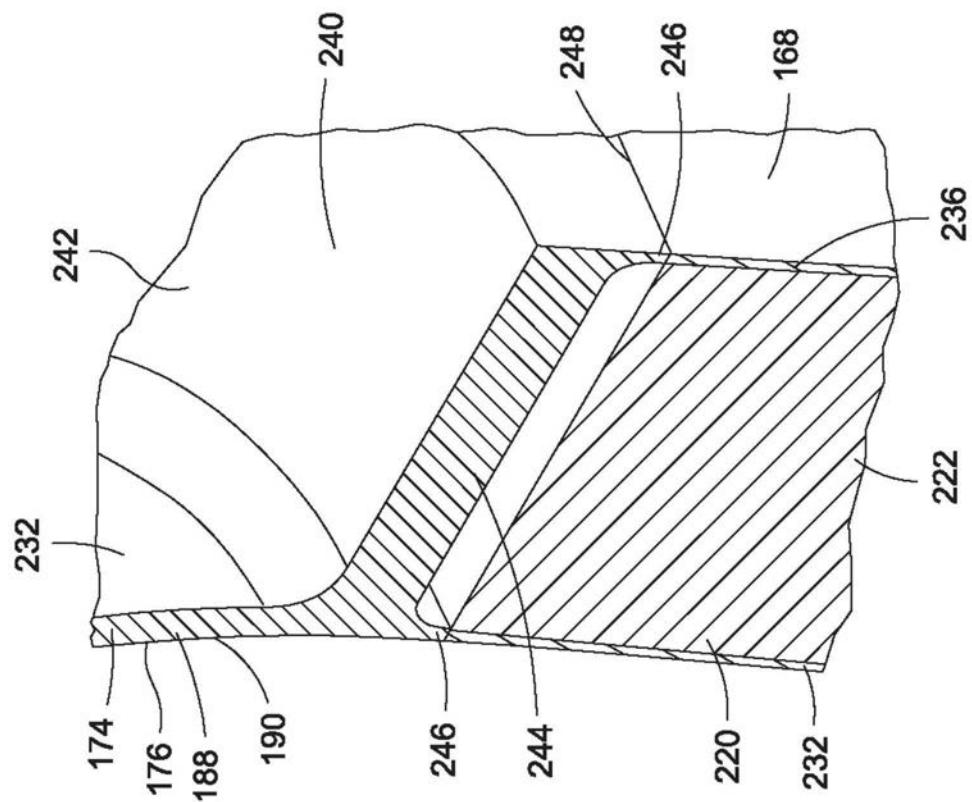


图15

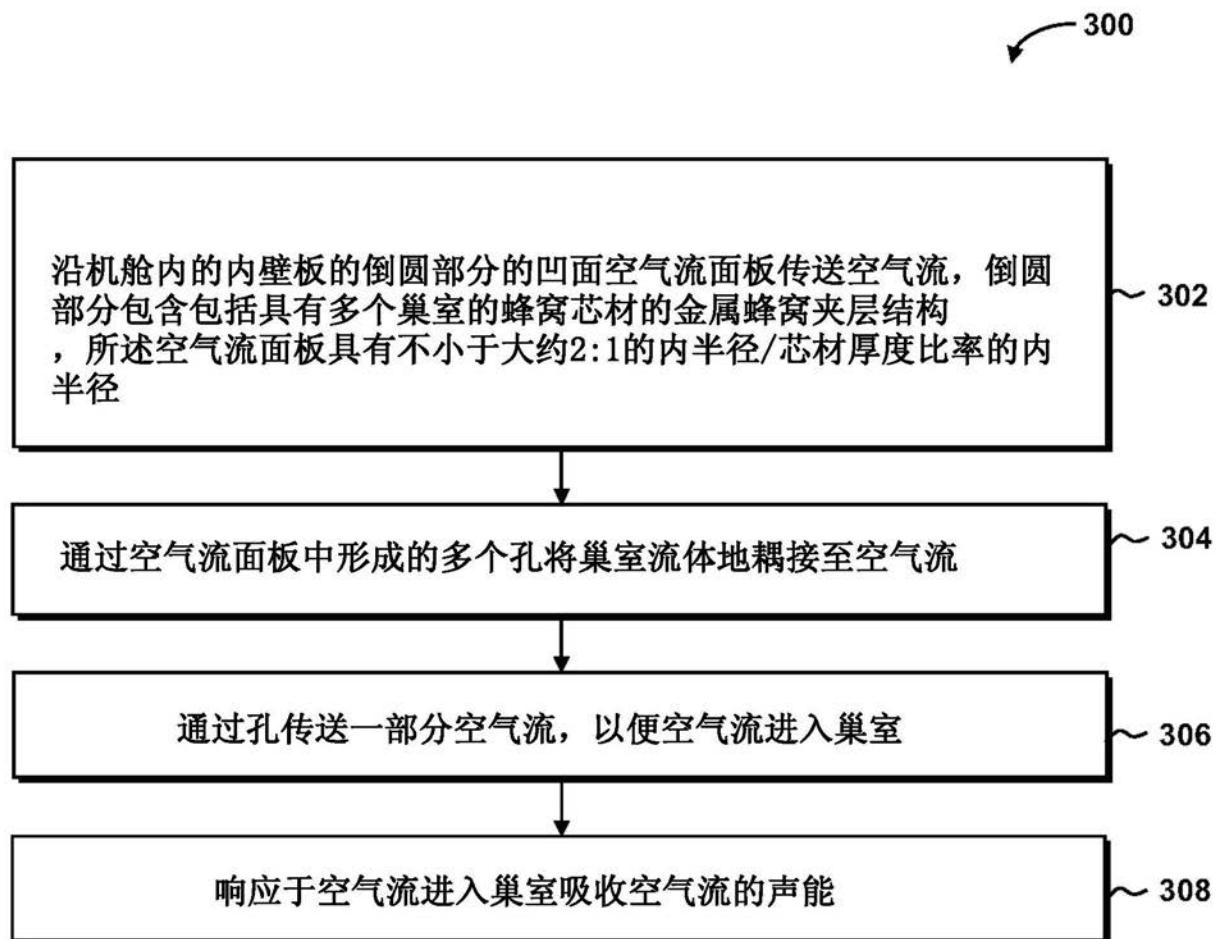


图16