



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104024104 A

(43) 申请公布日 2014. 09. 03

(21) 申请号 201280048639. 6

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2012. 10. 03

B64C 1/40(2006. 01)

B64D 15/04(2006. 01)

(30) 优先权数据

11/59059 2011. 10. 07 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 04. 02

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/FR2012/052232 2012. 10. 03

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/050698 FR 2013. 04. 11

(71) 申请人 埃尔塞乐公司

地址 法国贡夫勒维尔洛谢

(72) 发明人 埃尔韦·于尔兰 皮埃尔·卡吕埃勒

(74) 专利代理机构 北京万慧达知识产权代理有

限公司 11111

代理人 白华胜 黄谦

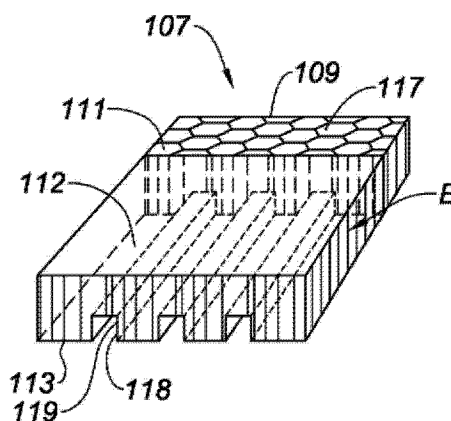
权利要求书1页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

制造吸音板的方法

(57) 摘要

本发明涉及一种制造吸音板(107)的方法,根据该方法,将反射壁(112)附加在吸音隔室组的其中一个面(111,113)的至少一部分上。根据本发明的方法其特征在于,在所述其中一个面(111,113)的相对面(111,113)上在所述组体的厚度(E)的部分厚度的位置上形成至少一条通道(118),所述通道(118)形成至少一条主通道(119),用于隔室之间的联通和用于除冰流体的流通。



1. 一种制造吸音板 (107) 的方法, 在所述吸音板中, 将反射壁 (112) 附加在吸音隔室组的其中一个面 (111, 113) 的至少一部分上, 其特征在于, 在所述其中一个面 (111, 113) 的相对面 (111, 113) 上在所述吸音隔室组的厚度 (E) 的部分厚度的位置上形成至少一条通道 (118), 所述通道 (118) 形成至少一条主通道 (119), 用于隔室之间的联通和用于除冰流体的流通。

2. 根据权利要求 1 所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 在所述吸音板 (107) 的内壁 (112) 或外壁 (114) 的至少一部分上沿基本横向于主通道 (119) 的方向安装金属条带 (331)。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 所述吸音隔室组包括蜂窝芯体结构 (109), 所述蜂窝芯体结构 (109) 包括多个蜂窝隔室 (117)。

4. 根据权利要求 1-3 中任一项所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 通过对在对接区域 (Z) 处接合在一起的至少两个片材 (15) 延伸, 形成所述吸音隔室组。

5. 根据权利要求 1、3 或 4 所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 通过对在形成了局部接合的缩减的接合区域 (Z') 处接合在一起的至少两个片材 (15) 延伸, 形成所述吸音隔室组, 并基于所述片材的延伸, 形成基本横向于所述主通道 (331) 的第二通道 (435)。

6. 根据权利要求 1-5 中任一项所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 在所述吸音隔室组的其中一个面 (111, 113) 上加工形成至少一个凹槽 (119), 所述至少一个凹槽 (119) 形成了至少一条通道 (118)。

7. 根据权利要求 1-6 中任一项所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 沿所述吸音隔室组的长度或宽度方向构型有凹槽 (119)。

8. 根据权利要求 1-6 中任一项所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 相对于所述吸音隔室组的长度或宽度方向倾斜地构型有凹槽 (119)。

9. 根据权利要求 1-3 中任一项所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 通过对在形成了局部接合的缩减的接合区域 (Z') 处接合在一起的至少两个片材 (15) 延伸, 形成所述吸音隔室组, 并基于所述片材的延伸, 形成至少一条通道 (118), 于是形成了用于隔室之间联通的至少一条主通道 (119)。

10. 根据权利要求 1、2、6、7 或 8 所述的制造吸音板的方法, 其特征在于, 所述吸音隔室组包括声学开孔泡沫材料。

11. 一种吸音板 (107), 其特征在于, 所述吸音板由根据权利要求 1-10 中任一项所述的制造方法制成。

12. 一种飞行器涡轮喷气发动机舱, 包括形成了空气流 (F) 进气口唇部 (3) 的用于缓解噪音的上游段, 以及中游段和下游段, 其特征在于, 所述发动机舱的至少一个段包括至少一个根据权利要求 11 所述的吸音板 (107)。

13. 根据权利要求 12 所述的飞行器涡轮喷气发动机舱, 其特征在于, 在所述进气口唇部 (3) 的外部 (5) 中固定有吸音板 (107); 所述发动机舱包括适于将除冰流体从入口管 (123) 导向所述流体的排出腔室 (125) 的除冰设备, 所述除冰设备通过用于吸音隔室组的隔室之间联通的至少一个主通道 (119) 来进行引导。

制造吸音板的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种制造吸音板的方法。本发明还涉及由所述制造方法得到的吸音板。本发明另外涉及一种包含根据本发明的制造方法得到的吸音板的用于飞行器涡轮喷气发动机的机舱。

背景技术

[0002] 飞行器涡轮喷气发动机产生显著的噪音污染。随着所使用的涡轮喷气发动机变得越来越强劲,对于减少这种污染存在强烈需求。对围绕涡轮喷气发动机的机舱的设计为在很大程度上有助于减少这种噪声污染。

[0003] 为了进一步改善飞行器的声学性能,所述发动机舱配备有吸音板,目的是减少由涡轮喷气发动机产生的噪声的传播。

[0004] 通常,这种吸音板安装在围绕所述涡轮喷气发动机的机舱上,在所述涡轮喷气发动机的风扇管道的入口和/或出口中。

[0005] 飞行器涡轮喷气发动机机舱通常有几个功能,如将涡轮喷气发动机保持到连接到飞行器机翼的发动机支柱;将所述涡轮喷气发动机的推力反向;或进而将噪音衰减设备和除冰设备集成。

[0006] 在飞行器飞行状态期间,通常某高度的气候条件会造成在飞行器的不同点结霜。例如,霜可能形成在涡轮喷气发动机的机舱上,包括所述机舱的前缘。这种结霜是不可接受的,因为它能导致所述机舱的空气动力学轮廓的改变,或者在取出形成在所述机舱的进气口唇部的冰块时破坏涡轮喷气发动机。

[0007] 因此,当务之急是要在所述涡轮喷气发动机的机舱上装备防止结霜和结冰的设备。

[0008] 这种设备的实现方式已知的是通过采集在所述涡轮喷气发动机的压缩机中的热气体,或通过压缩或加热来产生热气体,并将它们重定向到可能受结冰影响的机舱表面上。

[0009] 经常发生的问题与吸音设备和除冰设备的共存有关。事实上,在一般情况下,吸音板靠近机舱的进气口的唇部;这对除冰设备的功能部分有限制作用,所述除冰设备只能在所述机舱的未被吸音板覆盖的区域中。

[0010] 文献 EP0913326 提供了这种问题的一个解决方案,该方案通过在所述机舱的进气唇部内安装“皮科洛(Piccolo)”管或除冰流体的旋转运动系统,从而允许通过蜂窝芯体结构注入的除冰流体形成吸音装置的中间层。

[0011] 文献 EP1103462 还描述了一种除冰流体的旋转运动的系统,即,“旋流(swirl)”管,它推动除冰流体,随后所述除冰流体通过声处理设备的蜂窝芯体结构。

[0012] 这些解决方案的一个共同的缺点是声音处理被该流体所干扰,这会导致该吸音设备的故障。

[0013] 还已知文献 US3933327,其为功能性涡轮喷气发动机机舱的空气进气口在声音处理区域提供了除冰装置,这要归功于在声音处理设备的蜂窝芯体结构的厚度中设置的开

口,这些开口允许热气体容易经由所述结构的隔室通过。这种解决方案的主要缺点是声音处理设备的制造复杂。事实上,为了让热气体必须在每个隔室壁上流通,蜂窝结构的实现很复杂。

[0014] 最后,文献 FR2820715 描述了由多个未连接的岛状物形成的声衰减装置,来自涡轮喷气发动机的进气口的整流罩的除冰系统的热加压流体在所述岛状物间流动。根据这些方法和设备,除冰设备的性能不会受到声音处理设备的影响。然而,首先,因为要在进气口唇部布置用于热加压流体通过的通道,声音处理表面会减少,于是声音衰减装置的性能被急剧降低。接着,所述声音衰减装置的整合很难完成,因为它需要在两条蜂窝芯体结构之间设置用于热流体流通的通道。

发明内容

[0015] 本发明的目的是克服这些缺点,也就是说,要提供一种方法以及一种容易制造的设备,其中,一旦将该设备接合到例如涡轮喷气发动机机舱中,除冰设备的性能不会因吸音板的存在而受到影响,相反,吸音板的吸音性能在所述除冰设备运转过程中只有略微的降低。

[0016] 为此,本发明提供一种制造吸音板的方法,在所述吸音板中,将反射壁附加(rapporte)在吸音隔室组的其中一个面的至少一部分上,在所述其中一个面的相对面上在所述吸音隔室组的部分厚度上形成至少一条通道,所述通道形成至少一条主通道,用于隔室之间的联通和用于除冰流体的流通。

[0017] 根据本发明的制造方法允许以简单的方式制成吸音板。的确,相比于现有技术,在未被反射表层覆盖的所述吸音隔室组的一侧上在所述隔室组的厚度的一部分上形成至少一个通道,用于制造这些通道的方法将在下文中描述。所得到的吸音板被成形为尤其能够集成到用于飞行器涡轮喷气发动机机舱的空气进气唇部。此通道形成主通道,用于除冰流体的循环。根据本发明,所述主通道仅在整个吸音隔室的厚度的一部分上形成。通过这种布置,吸音板的声学性能的改变非常小。此外,当由根据本发明的制造方法制成的吸音板例如集成在飞行器涡轮喷气发动机的机舱中时,在所述吸音隔室组的表面上限定的通道提供了所述隔室间的联通,从而使来自除冰设备并且满足吸音板的除冰的除冰流体能自由地在吸音隔室组内流通,但是不改变其声学性能。

[0018] 根据本发明的制造方法的另一个特征,在所述吸音板的内壁或外壁的至少一部分上沿基本横向于主通道的方向安装金属条带。

[0019] 这种布置有利地提高了吸音隔室的热传导。这有助于解决现有技术中与将热能从所述除冰流体良好地传输到所述吸音隔室组的问题。

[0020] 根据本发明,所述隔室组包括吸音蜂窝芯体结构,所述芯体结构包括多个蜂窝隔室。

[0021] 通过对在对接区域处接合在一起的至少两个片材延伸形成所述吸音隔室组。

[0022] 根据本发明的吸音板可以由本领域技术人员已知的吸音板制成——简单地通过在所述板的一个侧面上形成通道而制成,所述通道可以由下面描述的方法制成。本发明的吸音板被成形为尤其能够接合到用于飞行器涡轮喷气发动机机舱的进气口唇部。

[0023] 根据本发明,通过对在局部接合的缩减接合区域处接合在一起的至少两个片材延

伸,形成所述吸音隔室组,并在所述片材延伸期间,形成基本横向于所述主通道的第二通道。

[0024] 由于这个特征,在主要通道之间建立了循环。当将根据本发明的制造方法制成的吸音板例如集成到涡轮喷气飞行器的机舱内时,这允许大幅提高除冰流体在吸音板中的通过面积。因此,通过用于制造这样的吸音隔室组的方法,改善了隔室间除冰流体的热能传递。此外,事实是,第二通道相对于主通道是横向的,以限制吸音表面积的损失。

[0025] 根据本发明,在所述吸音隔室组的其中一个面上加工形成至少一个凹槽,所述至少一个凹槽形成了至少一条通道。

[0026] 以这种布置,所述通道允许除冰流体流经整个吸音隔室组,而不改变其功能和性能。此外,形成隔室之间联通的通道的是由本领域技术人员已知的简单刻槽工艺形成。

[0027] 根据本发明,沿所述吸音隔室组的长度或宽度方向构型有凹槽。

[0028] 根据本发明的另一个实施例,相对于整个吸音隔室组的长度或宽度方向倾斜地构型有凹槽。

[0029] 根据本发明的一个特征,通过对在形成了局部接合的缩减接合区域处接合在一起的至少两个片材延伸,形成所述吸音隔室组,并基于所述片材的延伸,形成至少一条通道,于是形成了用于隔室之间联通的至少一条主通道。

[0030] 因为切槽工艺形成了这种通道的替代形成方式,通过相同的工艺形成了通道,包括形成所述第二通道,即用至少两个局部连接的片材延伸形成,所述两个片材通过形成局部连接的缩减连接区域而相互连接。

[0031] 根据本发明的一个变型,所述吸音隔室组包括声学开孔泡沫材料。

[0032] 此外,本发明还涉及一种由根据本发明的方法制造的吸音板。

[0033] 本发明还涉及一种用于飞行器的涡轮喷气发动机的机舱,所述机舱包括上游段,中间段和下游段,所述机舱的至少一个段包括至少一个根据本发明的吸音板。

[0034] 在根据本发明的机舱的一个实施例中,在所述机舱的进气口唇部的外部中固定有吸音板;所述发动机舱包括适于将除冰流体从入口管导向流体的排出腔室的除冰设备,所述除冰设备通过用于吸音隔室组的隔室之间联通的至少一个主通道来进行引导。

[0035] 对于这种布置,除冰流体在蜂窝芯体结构中的分布被安排成在流路的整个周围大致均匀。

附图说明

[0036] 通过阅读下面的详细描述,根据给出的非限制性实施例,并参考其中的附图,将明白本发明的其它特征,目的和优点:

[0037] - 图 1 示出了在其上游部分设置有吸音板的用于涡轮喷气发动机的机舱的剖视图;

[0038] - 图 2 示出了一种制造蜂窝芯体结构的方法;

[0039] - 图 3 示意性地示出了根据本发明的蜂窝芯体结构,此蜂窝芯体结构在其内表面覆盖有反射壁,并且在外表面包括用于蜂窝隔室之间联通的通道;

[0040] - 图 4 是与图 3 类似的视图,所述结构相对于图 3 被翻转,这就是说,从顶部示出了在其上成形通道的外表面;

- [0041] - 图 5 是涡轮喷气发动机机舱的上游部分的剖视图, 绘示了在机舱中的根据本发明的吸音板的集成, 并且描述了根据除冰功能的第一个实施例的操作;
- [0042] - 图 6 是与图 5 类似的图, 示出了除冰功能的第二实施例;
- [0043] - 图 7 示出了蜂窝芯体结构的另一个实施例, 根据该实施例, 在吸音板壁的结构的一侧上添加了金属条带;
- [0044] - 图 8 示出了生产根据所述通道的另外一个实施例的蜂窝芯体结构的制造方法, 如图所示, 所述通道能够提供与在图 3 和图 4 中所描述的主通道相对应的第二通道。

具体实施方式

- [0045] 在所有的附图中, 相同或相似的附注标记指代相同或相似的结构或结构组。
- [0046] 此外, 在本说明书中, 使用术语“上游”, “中游”和“下游”指的是所述机舱的各个段, 所述上游段对应于所述机舱的上游前缘, 并且所述下游段对应于所述机舱的后缘。
- [0047] 图 1 示意性地部分示出了用于飞行器的涡轮喷气发动机的机舱 1 的上游段。该上游段包括机舱 1 的空气进气唇部 3, 在其外部 5 设置有吸音板 7, 用于声学地衰减由所述飞行器涡轮喷气发动机产生的噪音和振动。
- [0048] 已知, 吸音板包括至少一组吸音隔室以提供声音处理, 在其内表面 11 上安装有内壁 12, 并且在其外表面 13 上安装有外壁 14。
- [0049] 参考图 1, 由蜂窝芯体结构 9 形成了吸音隔室组, 但也可以完全由开放的联通隔室的泡沫状多孔结构(未示出)形成。这种泡沫材料例如可以是聚氨酯或金属。
- [0050] 所述内壁 12 可以由本领域技术人员所知的任何方式来固定, 例如粘合。这是一种反射壁, 通常由形成反射的表层或隔膜构成。它限定了所述声音处理区域的端部。
- [0051] 外壁 14 通常是由带孔的表层形成, 并且能够让待衰减的声波通过, 所述声波来自于待声学缓解的空气流 F 流通的管道 V。
- [0052] 该吸音板 7 通常固定到涡轮喷气发动机机舱 1 的空气进气口 3 的唇部, 使得它能够在由未示出的除冰装置执行除冰操作期间承受产生的高温。通常情况下, 吸音板 7 可以粘合、锡焊或焊接到机舱的空气进气唇部 3, 可以附接在蜂窝材料的任何表面或局部。
- [0053] 通常, 涡轮喷气发动机机舱的空气进气唇部是金属的或是本领域技术人员中已知的具有良好的耐热性和热传导, 足以确保所述唇部的除冰的任何其他材料。
- [0054] 以已知的方式, 并且参考图 2, 蜂窝芯体结构 9 是由延伸片材 15 的方法来获得的, 片材 15 在对接区域 Z 通过粘结, 锡焊或焊接接合在一起, 以形成多个蜂窝隔室 17, 然后, 所述蜂窝隔室形成所述吸音隔室组的隔室。
- [0055] 这样的蜂窝结构芯体可以用金属合金(如铝或钛)或用对应于聚酰胺纤维和酚醛树脂基纸的材料(如 Nomex® 材料)来制造。
- [0056] 在所述吸音隔室组是由如上所述的声学泡沫(未示出)实现的情况下, 所述吸音隔室由形成所述泡沫空腔的开放空腔形成, 所述隔室由相互联通的气泡形成。
- [0057] 参考图 3 和图 4, 根据本发明, 在形成如之前图 2 中所描述的蜂窝芯体结构的步骤之后, 将反射壁 112 固定在蜂窝芯体结构 109 的表面 111, 113 之一上。
- [0058] 反射壁 112 仅占据了蜂窝芯体结构 109 的内表面的一部分, 从而为所述结构留下了通道, 允许下述的除冰流体进入或离开。

[0059] 如上所述,反射壁 112 可以通过本领域技术人员已知的任何方法固定到蜂窝芯体结构 109 的内表面 111。

[0060] 一旦该反射壁 112 被附接,在与表面 111 相对的表面 113 上,通道 118 仅形成在蜂窝芯体结构 109 的厚度 E 的一部分上。

[0061] 这种通道通过已知的加工方法形成,如开槽工艺,通过此工艺,在蜂窝芯体结构 109 未被反射壁 112 覆盖的表面 113 上形成一个或多个凹槽 119。这些通道 118 形成隔壁之间联通的主通道,并且将用于除冰流体的循环。

[0062] 此外,这些通道 118 也可以在如下所述的蜂窝芯体结构 109 的叶扩展阶段过程中形成。

[0063] 然后,槽 119 沿蜂窝芯体结构 109 的长度方向形成。

[0064] 槽 119 还可以在蜂窝芯体结构 109 的宽度方向上形成,或相对于蜂窝芯体结构 109 的长度或宽度倾斜地形成。

[0065] 然后,槽 119 使得两个蜂窝隔壁 117 之间联通,从而形成通道,称为主通道,适于并用于除冰流体的循环,其中的操作描述如下。

[0066] 由内表层 112 和由此形成的结构 109 所构成的组件用于与带有穿孔的外表层(未示出)相装配,当由此形成的吸音板 107 被结合到涡轮喷气发动机机舱时,允许待声学缓解的空气流 F 流通。

[0067] 现在参考图 5,示出了用于涡轮喷气发动机机舱的进气口唇部 3,设置有根据本发明的方法生产的吸音板 107 和除冰设备。

[0068] 进气口唇部 3 包括在其外部 5 中的吸音板 107,所述吸音板 107 根据本发明的方法制成。

[0069] 此外,根据本发明,机舱配备有除冰设备,所述除冰设备承载了从涡轮喷气发动机的压缩机(未示出)或任何其它热压缩空气发生器到基本环形的除冰腔室 121 的除冰流体,所述除冰腔室 121 在吸音板 107 的下游部分直接连接到蜂窝芯体结构 109 的内表面 111。

[0070] 由于这种布置,除冰流体在蜂窝芯体结构 109 中的分布在流路的整个周围是大致均匀的。

[0071] 蜂窝芯体结构 109 的蜂窝隔壁 117 通向位于所述结构的外表面 113 的主通道 119。

[0072] 在除冰操作期间,来自连接到涡轮喷气发动机的压缩机(未示出)的入口导管 123 的除冰流体,在到达主通道 119 之前流入结构 109 的蜂窝隔壁 117。

[0073] 然后,除冰流体流过主通道,具有对结构的蜂窝隔壁产生良好的热传导和良好的热量分布效果。

[0074] 当除冰流体到达通道 119 的末端时,它进入机舱 1 的进气口唇部 3 的内部,然后由所述唇部 3 的壁重定向到基本上环形的排出腔室 125,所述排出腔室 125 朝向机舱的外侧开放,允许所述流体逸出。通常情况下,排出腔室位于所述进气口唇部 3 的闭合壁 126 处。

[0075] 由于所述主通道,所述除冰流体能在所述蜂窝芯体结构流淌而不妨碍蜂窝隔壁。因此,在除冰设备和除冰流体在蜂窝芯体结构中流通的操作过程中,吸音板的吸音性能不受影响。

[0076] 由于主通道 119,也可不刺穿外壁 114,以避免热空气进入发动机,对处理过的表面和声音衰减不利。

[0077] 现在参考图 6, 示出了除冰流体分布的变化, 根据图 6, 在进气口唇部固定如上所述的根据本发明的方法制造的吸音板, 但是图 6 中的除冰流体的分布是通过布置在机舱 1 的进气口唇部 3 中的皮科洛管 227 来完成。

[0078] 以已知的方式, 该皮科洛管连接到除冰流体的入口管, 接着通过多个端口(未示出) 将除冰流体直接扩散到进气口唇部 3 的内部。

[0079] 如图所示, 然后除冰流体直接进入蜂窝芯体结构 109 的主通道 119。

[0080] 通过这些通道 119 引导除冰流体排放到基本上环形的排出腔室 229, 并且通往机舱的外侧, 形成除冰流体的流通。所述排出腔室例如设置在进气口唇部 3 的闭合壁 126 处。

[0081] 根据未示出的另一种变型, 除冰流体的分布也可以通过气体旋转系统(“漩涡”管) 来实现。

[0082] 现在参考图 7, 示出了吸音板的另一个实施例, 其中, 根据以如上所述的本发明的制造方法制成的吸音板 107 设有安装在板的内壁 112 上的金属条带 331。

[0083] 当然, 这些金属条带 331 可以附接到吸音板 107 的外壁 114。

[0084] 金属条带 331 沿基本横向于蜂窝芯体结构 109 的主通道 119 的方向布置。

[0085] 金属条带 331 沿外板 107 的内壁 112 或 114 的整个或部分长度延伸并固定于其上。

[0086] 这些金属条带可以在蜂窝芯体结构的焊接阶段固定, 或者, 一旦所述蜂窝结构已由根据本发明的方法制得, 通过其他手段, 例如, 通过焊接或通过电镀来固定。

[0087] 为了更好地将这些金属条带集成, 可能希望在吸音板 107 的内壁 112 上设置槽 333。这些槽当然可以形成在所述板的外壁 114 上。

[0088] 这些金属条带 331 由具有良好导热性能的材料制成, 并且需要是比用于吸音板 107 的壁 112, 114 导热更好的材料。

[0089] 由于此变型, 增大了横向于蜂窝芯体结构 109 的主通道 119 的热传导。

[0090] 现在参考图 8, 它进一步公开了蜂窝芯体结构 109 的另一个实施例。

[0091] 如上所述, 参考图 2, 通常通过已知方法实现蜂窝芯体结构, 该方法包括延伸片材 15, 所述片材 15 在交替接合区 Z 中粘结、锡焊或焊接在一起, 以形成多个蜂窝隔室 17。

[0092] 根据在图 8 所示的实施例, 在称为缩减的连接区域 Z' 上仅部分地接合蜂窝隔室 17 的高度的一部分, 从而在扩展阶段产生局部接合, 流动截面因此形成了通道。

[0093] 当将根据本发明制造方法应用到这种结构 109, 其中, 所述主通道 119 通过开槽工艺形成, 然后, 在所述蜂窝芯体结构的扩展阶段期间通过局部接合形成通道, 于是形成第二通道 435。

[0094] 这些通道 435 横向于由开槽工艺产生的主通道。

[0095] 由于这种布置, 在主通道 119 之间产生循环, 从而导致除冰流体经过的表面的增加。

[0096] 此外, 由于第二通道横向于所述主通道 119, 允许限制吸音板的声学表面的损失。

[0097] 根据在该图中未示出的变型, 通过局部接合而扩展所述片材 15 的方法也能用来形成主通道 119。

[0098] 事实上, 根据该变型, 没有实施如上所定义的开槽方法, 但蜂窝隔室之间的通道是通过在片材之间的局部接合来实现的, 然后在扩展阶段形成用于在蜂窝隔室之间联通的通道。

[0099] 由于根据本发明的制造方法,能够用简单的方式实现有效的吸音板,一方面,减少了从风扇传递到进气口通道的噪声,并且另一方面,不影响所有飞行器涡轮喷气发动机机舱上需要的除冰设备的操作。

[0100] 此外,由于制造这种声音板的方法的其它特征,可以知道如何在所述吸音板中大幅增加除冰流体的通道面积而不降低其声学性能。

[0101] 不言而喻,本发明并不限于上述仅作为例子描述的所述机舱的声学板和集成该声学板的机舱,而是包含其所有的变型。

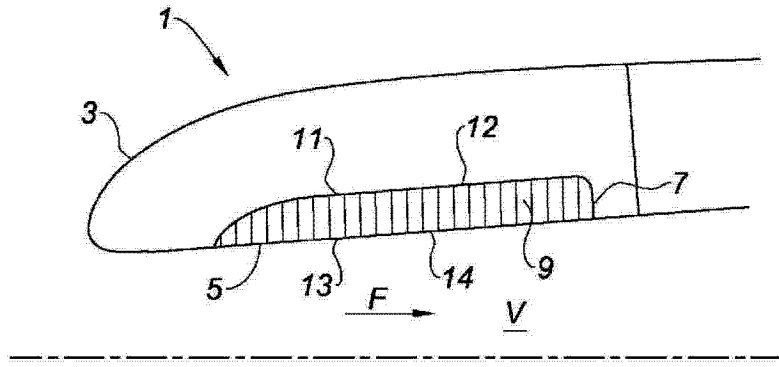


图 1

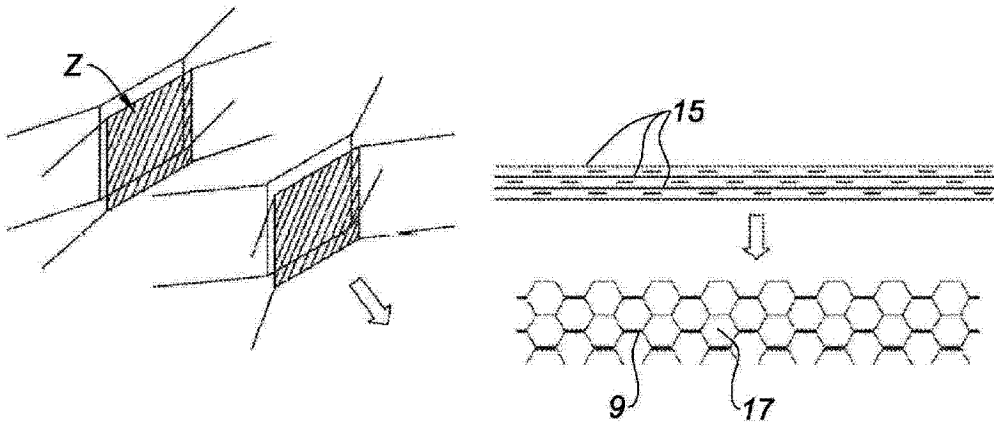


图 2

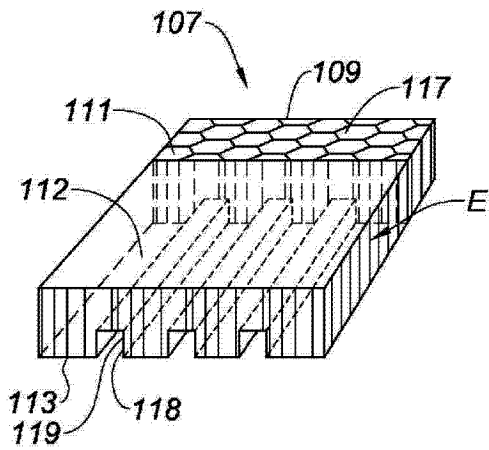


图 3

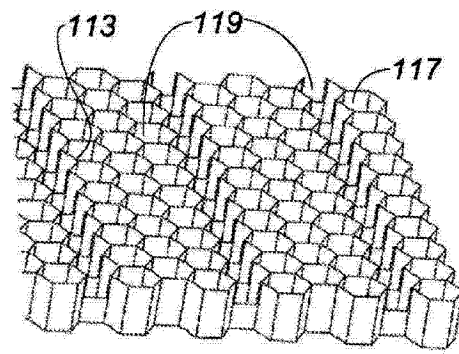


图 4

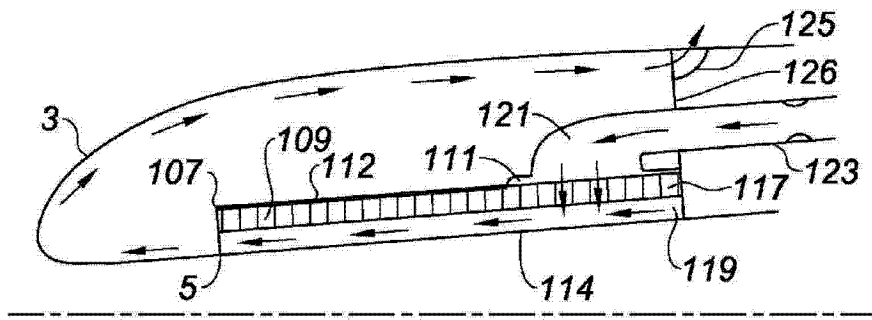


图 5

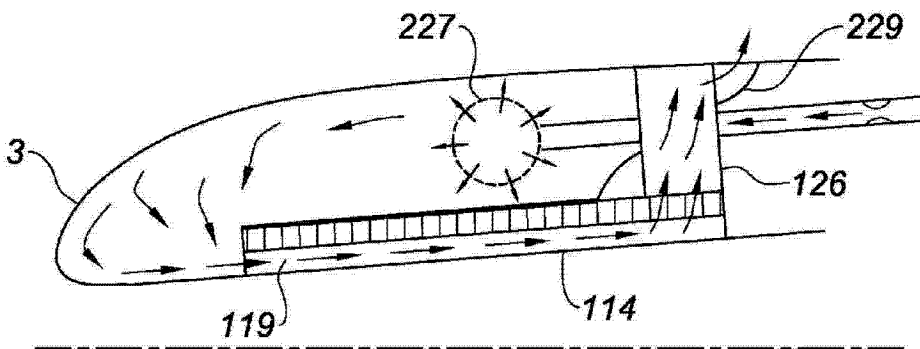


图 6

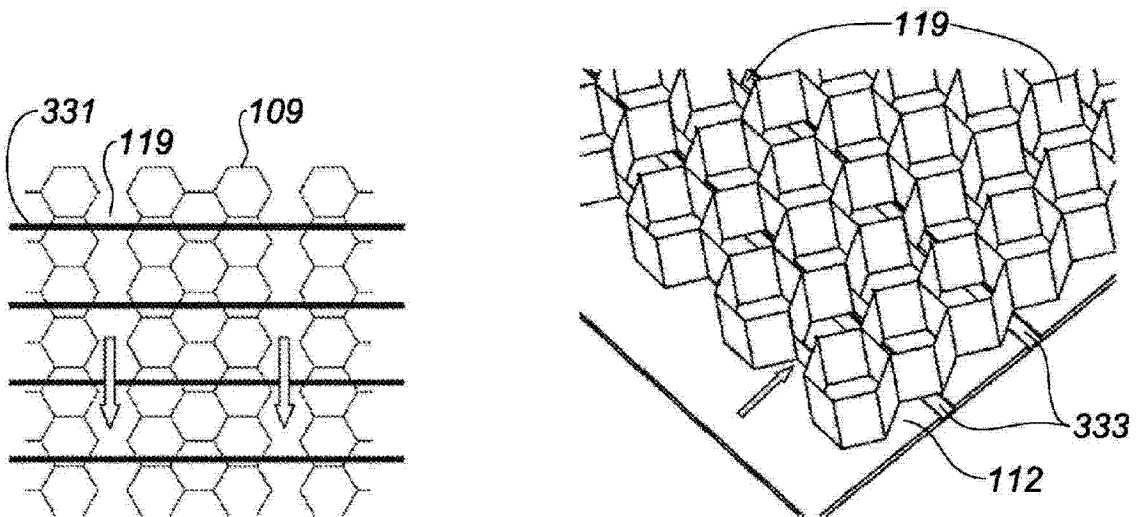


图 7

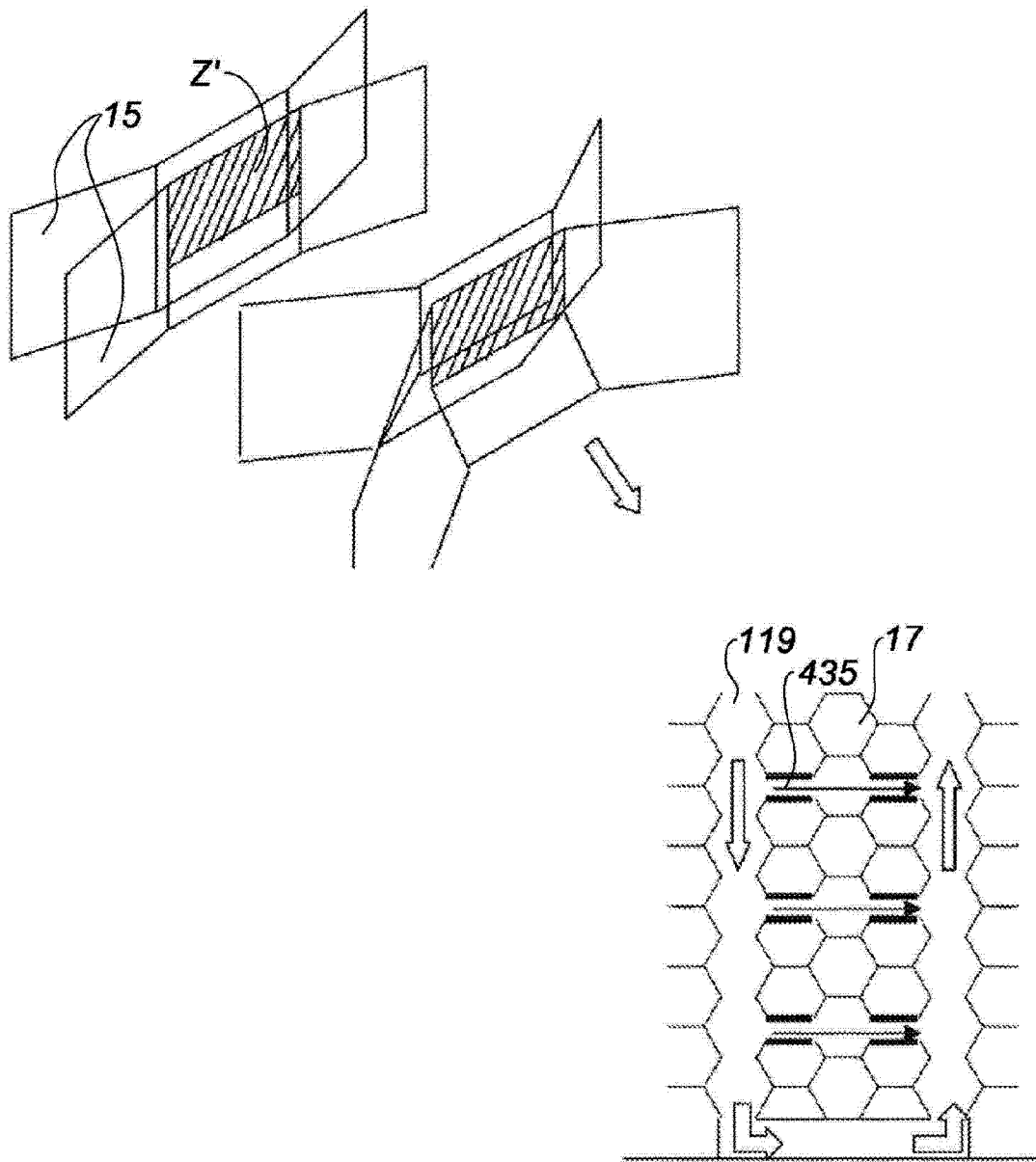


图 8