



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102555329 A

(43) 申请公布日 2012. 07. 11

(21) 申请号 201110437962. X

*B32B 27/06* (2006. 01)

(22) 申请日 2011. 12. 12

(30) 优先权数据

10382334. 0 2010. 12. 13 EP

11382345. 4 2011. 11. 11 EP

(71) 申请人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 P·P·马丁 A·冈萨雷斯-加西亚

N·拉帕纳 S·F·博悦

V·M·萨兹 F·M·菲瑞尔

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司

公司 11245

代理人 赵蓉民 张全信

(51) Int. Cl.

*B32B 9/04* (2006. 01)

*B32B 27/04* (2006. 01)

权利要求书 1 页 说明书 11 页 附图 8 页

(54) 发明名称

改进的绿色飞行器内部面板

(57) 摘要

本发明的名称是改进的绿色飞行器内部面板。本公开涉及用作飞行器内部部件的夹心板。除了提供修饰功能之外,夹心板还需要具有某些机械性质和具有足够的阻燃性,以阻止火在交通工具内蔓延。本公开提供了具有表层的飞行器内部面板,所述表层包括基于无机热固性树脂或者热塑性树脂的天然纤维加强的复合材料。这种面板提供需要的耐火性和耐热性,使容易重复利用和处理,比常规夹心板更便宜并提供明显的重量节省。

1. 飞行器内部面板,其包括夹在第一表层和第二表层之间的中心部分,其中所述第一表层和第二表层两者都包括复合材料,所述复合材料包括设置在树脂中的天然纤维的复合基体。
2. 根据权利要求1所述的飞行器内部面板,其中所述天然纤维已经用阻燃剂,任选地非卤化阻燃剂处理。
3. 根据权利要求2所述的飞行器内部面板,其中所述阻燃剂是下列之一:硼衍生物、四水八硼酸二钠和磷酸盐纳米颗粒。
4. 根据权利要求1所述的飞行器内部面板,其中所述树脂是无机热固性树脂,任选地包括硅酸铝衍生物。
5. 根据权利要求1所述的飞行器内部面板,其中所述树脂是热塑性树脂,任选地包括聚丙烯或聚乳酸。
6. 根据权利要求5所述的飞行器内部面板,其包括在所述第一表层和第二表层的至少一个的外表面上的阻燃剂保护涂层。
7. 根据权利要求6所述的飞行器内部面板,其中所述树脂包括聚丙烯和所述保护涂层包括封装在铝纳米颗粒中的硅酸钠纳米颗粒。
8. 根据权利要求6所述的飞行器内部面板,其中所述树脂包括聚乳酸和所述保护涂层包括下列至少一种的纳米颗粒:磷酸盐、铵盐、纳米石墨烯、碳酸盐和硅酸钠。
9. 根据权利要求1所述的飞行器内部面板,其中所述中心部分包括纸蜂窝或热塑性泡沫,如像聚偏1,1-二氟乙烯泡沫的耐火热塑性泡沫。
10. 根据权利要求1所述的飞行器内部面板,其中所述中心部分已经例如通过介质阻挡放电方法或通过化学蚀刻或通过使用粘合剂活化,以增强与所述第一表层和第二表层的粘合。
11. 包括根据权利要求1所述的飞行器内部面板的飞行器。

## 改进的绿色飞行器内部面板

### 技术领域

[0001] 本公开涉及包括夹心板结构的飞行器内部面板。飞行器内部面板可用在如地板、天花板、侧壁和储藏室的应用中。

### 背景技术

[0002] 夹心板用于许多飞行器内部应用,如地板、侧壁、天花板和储藏间。这些类型的夹心板可用在其他类型运输工具的类似应用中。除了提供修饰 (finishing) 功能之外,夹心板还需要具有某些机械性能并且具有足够的阻燃性以阻止火在运输工具内部蔓延。

[0003] 申请人特别感兴趣的是在飞行器内部应用夹心板。因此,下面的描述集中在新型“绿色”的或环境友好的夹心板在飞行器内部的应用。足够清楚的是,本公开可扩展到一般地具有根据权利要求所述的飞行器内部面板组合结构 (composition) 的夹心板。这些一般性夹心板具有更大的适用性,不仅是飞行器内部,且不需要任何改变。

[0004] 当前飞行器内部面板是包括夹在外表层之间的中心部分的夹层结构。选择在这些面板中使用的材料主要是选择它们的阻燃性能。对于商业客机,有严格的规定来监管在机舱中使用的材料的阻燃性,以及对于在这些材料燃烧期间释放的热和烟有限制。这导致基于酚醛树脂的玻璃纤维增强的复合材料在常规的飞行器内部部件中的广泛应用。除了它们合适的阻燃性之外,基于这些复合材料的面板还能够模制成复杂的形状,它们具有高强度与重量比,具有低维护成本并且通常容易安装。

[0005] 一般而言,酚醛树脂和玻璃纤维预浸料构成这种面板的外表层。可选地,表层可以用玻璃纤维与环氧树脂或碳纤维与环氧树脂的复合材料制造。所有这些表层材料具有已知的局限性。酚醛树脂被认为是非常有害的并可引起诸如皮炎的皮肤问题。玻璃纤维导致刺激皮肤、眼睛和上呼吸系统,产生在外观上与毒葛、尘肺病和矽肺病类似的皮肤疹。如果被吞食,玻璃纤维还可造成胃肠不适。

[0006] 常规面板的中心部分通常由包括芳族聚酰胺纤维的 Nomex (高熔点芳香族聚酰胺) (RTM) 蜂巢状结构形成。这些纤维是耐热合成纤维,但是具有已知的缺点:一旦破裂,它们产生对肺有害并造成皮肤刺激的小纤维。

[0007] 当加热树脂时在固化之后可能暴露出纤维的地方,这种有害的表层和中心部分材料的使用在制造期间存在困难,以至于需要小心处理。因此,在制造这种面板期间需要个人防护设备。这不适合一制造好部件就安装到飞行器上。但是,在飞行器的使用寿命结束,拆毁并处理部件时产生更严重的问题。在飞行器寿命的任何阶段,比如在整修或改装过程中,这对于内部面板的移除和处理当然就是这样。而且,材料的有害性质使面板成为不良的重复利用候选物并因此通常最后送往垃圾场掩埋。它们不沥滤但是仍然构成有害的残留物。这和当前推行获得更好环境性能的产品航空工业相背。

[0008] 因此,理想的情况是在保持优异技术性能的同时夹心板是更加环境友好的。例如,更容易重复利用的夹心板将是特别有利的。

## 发明内容

[0009] 针对该背景和从第一方面,本公开涉及包括夹在第一和第二表层之间的中心部分的飞行器内部面板,其中第一和第二表层两者都包括天然纤维和树脂。天然纤维可以是天然纤维织物。第一和第二表层可包括外表层。

[0010] 在容易重复利用和处理方面,使用天然纤维提供显著的“绿色”好处,并且也提供诸如减轻重量和降低成本的其他优点,这将在下面更详细地描述。

[0011] 为了改进在着火的情况下夹心板的性能,在天然纤维形成表皮之前可以用阻燃剂对它们进行处理。可使用如硼衍生物的非卤化阻燃剂,如,四水八硼酸二钠 ( $\text{Na}_2\text{B}_8\text{O}_{13} \cdot 4\text{H}_2\text{O}$ )。磷酸盐纳米颗粒和 / 或纳米石墨烯 (nano-graphene) 也可用作阻燃剂,以涂覆纤维。

[0012] 虽然可以使用许多类型的天然纤维,但亚麻是目前优选选择之一。

[0013] 任选地,树脂是无机热固性树脂,例如硅酸铝衍生物,诸如在地聚物 (poly(sialate)) 结构中具有不同 Si : Al 原子比的  $-\text{Si}-\text{O}-\text{Al}-\text{O}-\text{Si}-\text{O}-$  型 (钾、钙) 双硅铝地聚物 (poly(sialate-siloxo))。树脂可包括如硬化剂和抗收缩添加剂的任一种和任何组合。硬化剂的合适的选择包括磷酸铝和磷酸铜混合物,并且抗收缩添加剂的合适的选择包括硅酸铝衍生的化合物和空心玻璃微球。

[0014] 树脂也可以是热塑性树脂如聚丙烯树脂或聚乳酸树脂。可在基体中使用进一步包括阻燃剂的树脂。在聚丙烯树脂基体中阻燃剂合适的选择包括多磷酸铵——任选地为纳米颗粒,和纳米石墨烯。在聚乳酸树脂基体中阻燃剂合适的选择包括多磷酸铵——任选地为纳米颗粒、硼酸锌和纳米石墨烯。

[0015] 飞行器内部面板可在第一和第二表层至少之一的外表面上包括阻燃剂保护层。任选地,当由聚丙烯树脂形成时,包括封装在铝纳米颗粒中的硅酸钠纳米颗粒的保护涂层设置在第一表层和 / 或第二表层上。任选地,当由聚乳酸树脂形成时,包括磷酸盐纳米颗粒、铵盐、纳米石墨烯、碳酸盐、硅酸钠和丙烯酸树脂的保护涂层设置在第一表层和 / 或第二表层上。

[0016] 任选地,中心部分可包括具有或没有阻燃性的轻木 (balsa wood)。在处理和再利用方面,轻木是特别容易处理的天然产物。中心部分可包含纸蜂窝 (paper honeycomb)。中心部分可包括热塑性泡沫。在一些实施方式中,中心部分包括轻木、纸蜂窝和热塑性泡沫的组合。在存在热塑性泡沫的情况下,其优选是耐火的,如聚偏 1,1- 二氟乙烯 (PVDF) 泡沫、聚醚酰亚胺基 (PEI) 泡沫或其他材料。在常规的蜂巢结构上使用泡沫的优点可能是增强隔音。当用在飞行器内部时,这可能为乘客提供更加安静、更加舒适的环境。

[0017] 中心部分和 / 或表层可被处理以提高粘附力,例如中心部分和表层之间或表层和保护涂层之间的粘附力。例如,中心部分和 / 或表层可进行介质阻挡放电处理 (dielectric barrier discharge treatment),以活化一个或多个表面从而提高粘附力。例如,为了该目的,可使用大气压力空气介质阻挡放电,或其他表面活化机制。任选地,化学蚀刻可用于处理中心部分和 / 或表层,用于提高粘附力。

[0018] 对于某些应用,飞行器内部面板可包括多于三层。例如,除了中心部分、第一表层和第二表层,飞行器内部面板可包括另外的表层或另外的中心部分,或另外的表层和中心部分两层,或其他层。其他层可包括用于装饰目的常规饰层 (finish) 或阻燃剂涂层。在所有构造中中心部分可夹在第一表层和第二表层之间,第一和第二表层设置在飞行器内部面

板的最外面,即,第一表层和第二表层提供飞行器内部面板的外表面。

[0019] 上述飞行器内部面板避免使用有害的材料。换句话说,飞行器内部面板可仅仅包括天然材料,或飞行器内部面板可不包括有害的材料。结果,飞行器内部面板制造期间的处理、重复利用或处置更加容易和便宜。例如,当在已经达到其使用寿命终点的飞行器中存在时,绿色飞行器内部面板可被拆卸和重复利用或处置,因为没有需要特殊处理的有害材料,对于保护在飞行器上工作的人们来说没有严格要求。

[0020] 重要的是,如上构造的飞行器内部面板可以获得或甚至超过常规飞行器内部面板的机械性能和阻燃性而不会带来任何重量负担。例如,如上述构造的飞行器内部面板按照 FAA 和 EASA 的要求通过了俄亥俄州立大学 (OSU) 测试,具有比常规夹心板更低或类似的热释放速率值。而且,燃烧后,飞行器内部面板提供所要求的低水平热和烟的产生。它们的性能符合并可以甚至超过对民用客机提出的认证要求。

[0021] 根据本公开的飞行器内部面板的进一步优点是在它们的制造中可使用常规制造方法,并因此可避免改装成本。

[0022] 还有,天然纤维通常比玻璃纤维更便宜 45% 到 80%。

[0023] 除了上述,从根据本公开的飞行器内部面板获得另外的明显好处。这是因为绿色飞行器内部面板一般比常规面板更轻。例如,相同大小和构造的根据本公开的飞行器内部面板比常规面板会轻得多。这种重量节省主要源于使用天然纤维而不是玻璃纤维:玻璃纤维通常的密度为  $\sim 2.6\text{g}/\text{cm}^3$ ,而亚麻纤维通常的密度为  $\sim 1.5\text{g}/\text{cm}^3$ 。这种优点在商用客机上尤其明显,当使用热塑性面板和无机树脂基面板时,整个内部重量可分别降低 15% -30%。飞行器的重量减少总是优先考虑的,尤其对于航空公司。这是因为减少的重量导致降低的燃料消耗。这为航空公司在降低燃料成本方面提供明显的成本节省,且  $\text{CO}_2$  排放降低还带来明显的环境优点。

[0024] 据估算,在一般的商业客机中每减少一千克重量提供每小时减少 0.02kg 到 0.04kg 燃油燃烧。假定客机一般寿命为 100,000 小时,那么在客机整个工作寿命中,每节省一公斤重量将实现减少 4 吨燃油燃烧,并减少 12.5 吨  $\text{CO}_2$  排放。将根据本公开的飞行器内部面板用于天花板、地板、侧壁、隔板、储藏间和机舱其他部件的通常布置的通常客机,对于由无机树脂制造的面板可看到 200kg 到 500kg 的重量减少和对于由热塑性树脂制造的面板可看到 100kg 到 250kg 的重量减少。该重量减少对于由无机树脂制造的面板还等于在客机寿命期间 2,500 到 6,500 吨  $\text{CO}_2$  排放的减少和对于由热塑性树脂制造的面板还等于在客机寿命期间 1,300 到 3,250 吨  $\text{CO}_2$  排放的减少。而且,由于夹心板更容易重复利用和处置,在使用寿命的最后还可实现更多的  $\text{CO}_2$  减少。

[0025] 另外,对于热塑性树脂的具体情况,产生 1kg 聚乳酸的能量是 40MJ,产生 1kg 聚丙烯的能量是 77MJ。与之相比,酚醛树脂为 139MJ/kg 或环氧树脂为 140MJ/kg。这意味着如果所有的环氧树脂基面板被热塑性基面板替换,每年能量节省在 5,000 和 20,000GJ 之间。另一方面,生命周期影响研究显示,复合面板中天然纤维和玻璃纤维相比产生 66% 的环境影响减少(制造天然纤维的能量仅是玻璃纤维的 1/3 或更少)。如果面板包含 40% 的天然纤维代替玻璃纤维,每年可实现 900 和 2,000GJ 之间的节省能量。和玻璃纤维加强的热固性复合材料相比,因为在天然纤维和热塑性基体产生期间更低的环境影响,可实现另外的环境好处,如降低的微粒和气体排放。因此,热塑性复合材料代替环氧树脂基复合材料将避

免从飞行器内部产生目前可能只能通过产生 CO<sub>2</sub> 排放的焚烧或通过掩埋处理的大量危险废弃物。由于这些材料缺少可降解性,最近的面板不能真正消除废弃物,却增加了释放到环境中的有害物质的量。但是,热塑性面板可被重复利用并用于其他数种应用中如货盘、木塑应用、绝缘元件等。

[0026] 本公开还扩展到包括上述任何飞行器内部面板的飞行器。

[0027] 本公开还扩展到制造上述任何飞行器内部面板的方法,包括固化天然纤维织物、树脂和中心部分的层叠物,以形成飞行器内部面板。

[0028] 飞行器内部面板可在单个步骤、在两个步骤或在多于两个步骤中形成。例如,可首先形成第一表层和第二表层,和接着在第二步中连接至中心部分。这样,方法可包括铺层天然纤维织物、用树脂浸渍织物、固化表层、在表层之间铺层中心部分以形成层叠物、和固化层叠物,形成飞行器内部面板。可选地,在一步方法中,方法可包括在中心部分上铺层天然纤维织物、添加树脂以形成层叠物、和一步固化层叠物,以形成飞行器内部面板。任何上面的固化步骤可使用真空袋方法进行。例如,真空袋方法可包括不用抽真空操作固化 30 分钟到 24 小时,以防止在无机热固性树脂聚合期间水的去除。这可在 25-80 摄氏度范围内的温度下进行。可以施加压力(使用大气压力、通过机械挤压机或利用高压釜),以使组件致密。这些步骤之后可以是利用抽真空操作在室温下固化无机热固性树脂,直到达到恒定的重量。一旦无机热固性树脂已经聚合,表明该最终步骤已经除去水分。尽管对于使用无机热固性树脂的制造这些步骤是优选的,但是当采用热塑性树脂时也可使用它们。可包括另外的添加保护涂层的步骤。

[0029] 树脂的前体可包括硬化剂和抗收缩添加剂的任一种和任何组合。树脂可以包括硅酸铝衍生物,任选地具有不同的 Al : Si 比。抗收缩添加剂可以包括硅酸铝衍生的化合物或空心玻璃微球或其他。树脂还可以是热塑性树脂,如聚丙烯树脂或聚乳酸树脂。稍后详细描述热塑性基面板的制造方法。

[0030] 方法可进一步包括将天然纤维织物浸入阻燃剂溶液中。该步骤可在用天然纤维织物增强树脂之前进行。阻燃剂可以是硼衍生物。天然纤维可在 25 到 80 摄氏度浸入阻燃剂溶液中 20 到 80 分钟,和接着在室温下干燥。可将阻燃剂添加到树脂中。

[0031] 任选地,该方法还可以包括在表层和中心部分之间添加粘合剂,或处理中心部分以活化其表面,改善中心部分与表层的粘附力。例如,中心部分的一个或多个表面可以用下面的方法或使用任何其他表面活化处理来活化。方法可包括使用介质阻挡放电处理中心部分。这可以通过将中心部分放置在电极之间的台板上并且施加交流高电压电流来进行。例如使用化学蚀刻,可处理表层以提高阻燃剂保护涂层的粘附力。

[0032] 当使用热塑性树脂建造面板时,设备和方法也和用于制造常规内部部件的那些一致。可使用用于热塑性板生产的标准化混合设置,预先生产面板的外表层(如,对于聚丙烯板,200°C /1 分钟,对于聚乳酸基面板,140°C /1 分钟)。按照与内部部件生产目前使用的压碎中心部分制造方法类似的方法,热塑性板、天然纤维、粘合剂和中心部分可使用热板挤压(如,100°C /1 分钟且对于两种类型的面板,施加的力可以是 87KN)做成夹层结构。最外表层可包括使用常规涂布设备施加的阻燃剂涂层。可按照与常规面板生产目前所采用的相同方法,施加另外的修饰层。有利地,除了现有的用于制造常规面板的设备,生产新型绿色面板不需要另外的投资。

[0033] 对于热塑性基面板组件,表层可使用耐火的聚氨酯基粘合剂与夹层中心部分粘合。已经表明聚氨酯基粘合剂是所测试构造最方便的溶液,但不是粘合表层和中心部分的唯一选择。可以使用可选的制剂和粘合剂类型,如环氧树脂基粘合剂,这取决于应用所需要的最终性质。

[0034] 夹心板的中心部分可以是耐火纸蜂窝、轻木或者耐火的熱塑性泡沫。可以根据飞行器内部面板需要的性质,选择使用的中心部分的类型。具有这些中心部分的所测试的面板在阻燃性方面已经显示出良好的结果。

[0035] 就保护涂层而言,一旦面板被装配,最后的保护涂层可被施加到表层上,优选地最外表层上。该保护涂层增加了飞行器内部面板的阻燃性,起到火屏障的作用。可根据使用的表层类型,选择该涂层的成分,并基于聚丙烯和聚乳酸,成分在面板之间可不同。

[0036] 作为在施加保护涂层之前的第一步骤,可通过化学蚀刻活化表层的表面。该过程使保护涂层与表面间的粘合优化。

[0037] 为聚丙烯基面板开发的保护涂层可包括用氧化铝纳米颗粒(10%)封装的硅酸钠纳米颗粒。可通过用纳米颗粒的溶液手动浸渍表层的表面,施加保护涂层。可在表面上施加第一层并在烘箱中40°C下干燥10分钟。接着施加第二层(在相同侧并因此是同一外表层)并在烘箱中40°C下干燥30分钟。为聚乳酸基面板开发的保护涂层可用磷酸盐纳米颗粒、铵盐、纳米石墨烯、碳酸盐和硅酸钠制造。另外,可添加少量的丙烯酸树脂到纳米颗粒的混合物中,以改进涂层的柔性、粘附性和热稳定性。可使用与用于聚丙烯基面板的方法类似的方式,手工施加涂层到飞行器内部面板的表层。

#### 附图说明

[0038] 为了本公开可被更容易地理解,现将参考下面的附图仅以举例的方式描述优选的实施方式,其中:

[0039] 图1是根据现有技术的飞行器内部面板的透视图;

[0040] 图2是根据本公开第一种实施方式的绿色飞行器内部面板的透视图;

[0041] 图3是根据本公开第二种实施方式的绿色飞行器内部面板的透视图;

[0042] 图4是根据本公开方法的第一种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示意图;

[0043] 图5是根据本公开方法的第二种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示意图;

[0044] 图6是根据本公开方法的第三种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示意图;

[0045] 图7是根据本公开方法的第四种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示意图;

[0046] 图8是根据本公开第三种实施方式的绿色飞行器内部面板的透视图;

[0047] 图9是根据本公开第四种实施方式的绿色飞行器内部面板的透视图;

[0048] 图10是根据本公开方法的第五种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示意图;

[0049] 图11是根据本公开方法的第六种实施方式装配绿色飞行器内部面板的方法的示

意图；

[0050] 图 12 是显示对无机热固性树脂基表层进行的测试的表；

[0051] 图 13 是显示对图 12 的无机热固性树脂基表层进行的测试的图；

[0052] 图 14 是显示对无机热固性树脂基飞行器内部面板进行的测试的表；和

[0053] 图 15 是显示对图 14 的无机热固性树脂基飞行器内部面板进行的测试的图。

### 具体实施方式

[0054] 根据现有技术,如在图 1 中所示,飞行器内部面板 10 包括三层。中间层是用 Nomex (RTM) 蜂巢结构制成的中心部分 12。该中心部分 12 被夹在上表层 14 和下表层 16 之间。上表层和下表层 14、16 都包括酚醛树脂和玻璃纤维预浸料。表层 14、16 使用存在于预浸料中用作粘合剂的酚醛树脂与中心部分 12 结合。

[0055] 图 2 显示根据本公开第一种实施方式的绿色飞行器内部面板 20。绿色飞行器内部面板 20 包括夹在上表层 24 和下表层 26 之间的中心部分 22。和图 1 中的飞行器内部面板不同,在图 2 的面板 20 中使用的材料是环境友好的。

[0056] 中心部分 22 是 PVDF 泡沫,通常数毫米厚。在可选实施方式中,中心部分 22 可包括轻木或纸蜂窝。和中心部分 22 连接的是相应的上表层和下外表层 24、26。每个表层 24、26 包括由天然纤维制造的天然复合材料,其设置在树脂中,在该实施方式中在无机热固性树脂中。稍后描述使用热塑性树脂的实施方式。在该实施方式中,只有一层浸渍了硅酸铝衍生物树脂的亚麻纤维。无机热固性树脂具有优异的耐热性能并可经受住高达 1000 摄氏度的温度。天然纤维的耐热性往往没有这样好,所以它们可用阻燃剂处理,这将在下面就根据本公开的一些制造方法更详细地描述(例如,参见图 5 和相应的描述)。

[0057] 本公开不限于仅包括三层的飞行器内部面板结构。可包括多于一个的中心部分层,并且多于一个的表层可包括在中心部分的任何一侧。

[0058] 另一个绿色飞行器内部面板 30 的例子显示在图 3 中。飞行器内部面板 30 包括从顶部到底部如下层叠的五层:外上表层 34、内上表层 38、中心部分 32、内下表层 40 和外下表面 36。该中心部分 32 相当于就图 2 所描述的中心部分 22。而且,表层 34、36、38 和 40 相当于就图 2 所描述的表层 24、26。可以设置成对的上下表层 34、38 和 36、40 以增加强度。表层可以用对齐的方式铺层,或其层片转动(例如,外上表层 34 的经纱和纬纱可以使其经纱和纬纱相对于内上表层 38 的经纱和纬纱旋转通过 90 度)。

[0059] 现在将描述根据本公开的飞行器内部面板的制造方法。为了简单起见,将描述三层绿色飞行器内部面板,尽管容易明白该方法可简单地扩展到具有多于三层的面板。

[0060] 图 4 显示了简单的制造方法。在 100,形成表层 24、26。该步骤 100 包括铺层天然纤维织物,如在 102 所示。例如,为每个表层 24、26 铺层一层亚麻织物。在 104,热固性无机树脂浸渍天然纤维并通过固化混合物形成表层 24、26。例如,硅酸铝衍生物用作无机热固性树脂并可和硬化剂混合。另外,可以使用抗收缩添加剂。已经发现,用作填料按重量计以 1% -15% 添加的硅酸铝衍生的化合物起很好的作用。用热固性树脂浸渍的天然纤维织物可被放入真空袋并抽真空以抽出空气。不用抽真空在 25 摄氏度到 80 摄氏度范围的温度下,在大气压力下或在机械挤压机或在高压釜中加压下,使表层固化 30 分钟至 24 小时的时间,以使复合材料致密。接着室温下固化,直到达到恒重,其中抽真空以从复合材料中除去

水分。

[0061] 以这种方式形成的表层 24、26，它们铺层在中心部分 22 的两侧，如步骤 106 所示。表层 24、26 放置在中心部分 22 的每侧，在表层和中心部分表面之间施加粘合剂。已经发现环境友好的粘合剂（低挥发性有机化合物）起很好的作用。在该实施方式中，中心部分 22 包括 PVDF 泡沫。在 108，可通过在低压真空袋方法中，在大气压力、或在机械挤压机或在高压釜中加压下固化粘合剂以使面板 20 致密，形成完成的夹心板 20。

[0062] 图 5 显示根据本公开制造方法的另一种实施方式。在 200，形成表层 24、26。第一步骤 201 包括用阻燃剂处理天然纤维。例如，天然纤维可以形成织物并在 25-80 摄氏度下浸入阻燃剂浓溶液中 20 到 80 分钟。接着浸泡过的天然纤维织物通过垂直地悬挂，在室温下烘干，直到它们达到恒重。已经发现用这种方式制造的自然纤维按重量计保持 10% 到 30% 的阻燃剂。

[0063] 接着该方法以之前就图 4 所描述的非常相同的方式继续。在 202，将处理过的天然纤维铺层，并在 204 用热固性无机树脂浸渍。在 206，这样形成的表层 24、26 与中心部分 22 结合，并在 208，形成最终的飞行器内部面板 20。

[0064] 就图 4 和 5 描述的制造方法包括两阶段面板装配方法，其中首先形成表层 24、26 并接着装配完成的飞行器内部面板 20。但是，任何这些方法可被改变以使用表层 24、26 和完成的面板 20 在仅单个过程中固化的一步形成方法。

[0065] 例如，图 6 显示适合使用单一固化步骤的图 4 方法。在步骤 305 中，活化中心部分 22 的表面以提高中心部分 22 和表层 24、26 之间的粘附力。该处理可包括将 PVDF 中心部分 22 暴露于大气压空气介质阻挡放电 (DBD)。DBD 反应器可装有以 40 至 80Hz 运行的正弦波形高电压交流电源。运行工作负载的输出功率和阻抗是可变和可控制的。该放电可在固定的电极和泡沫中心部分 22 安装在其上的滑动台板之间产生。电极可用钢条形成，围绕该钢条缠绕 1.5mm 直径的裸不锈钢丝。台板可为 10mm 厚并且可具有硅橡胶涂层。可以用 0.87KW 功率和每分钟 40m 的速度的四个循环，相当于 4.9W/cm<sup>2</sup> 的功率密度。已经发现这种处理活化中心部分 22 的表面，使得它们更具化学反应性，因此明显提高中心部分 22 和表层 24、26 之间的粘附力。

[0066] 在 302，铺层如上述那些的天然纤维织物。如在步骤 304 中所示，如上述的热固性树脂浸渍两个天然纤维织物。在 306，一层纤维织物铺层在中心部分 22 的一侧，而另一层纤维织物铺层在该中心部分 22 的另一侧。接着在 308，在单个步骤中使用真空袋方法装配飞行器内部面板 20。以这样的方式，在仅单个步骤中形成复合表层 24、26 并与中心部分结合。面板 20 可被放进真空袋中并抽真空以抽出空气。接着可在 25-80 摄氏度下，在大气压力下、或在机械挤压机或在高压釜中加压下，不抽真空使面板 20 固化 30 分钟至 24 小时以提高复合材料的紧实性。接着在室温下固化，用抽真空除去复合材料的水分，直到达到恒定的重量。

[0067] 图 7 示出作为单个固化过程的图 5 的改变。在 401，如同前面描述，用阻燃剂处理天然纤维织物。在 405，如同前面描述，用 DBD 处理中心部分。然后在步骤 402，如所示，铺层被处理过的纤维织物，并在步骤 404 中如上述那些的热固性无机树脂浸渍该纤维织物。在 406，一层纤维织物铺层在中心部分 22 的一侧，而另一层纤维织物铺层在该中心部分 22 的另一侧。然后在单个步骤中利用真空袋方法形成完成的飞行器内部面板 20，如在 408 中所

示。

[0068] 除了图 6 和图 7 之外,现在容易理解,如一般方法的其他变型也可以一样,前面附图中的方法可适于以类似的方式使用单一固化步骤。

[0069] 图 2 显示具有由无机热固性树脂形成的上表层 24 和下表层 26 的飞行器内部面板 20。现将描述使用热塑性树脂的实施方式和示例制造方法。

[0070] 图 8 显示包括夹层结构的飞行器内部面板 80。中心部分 82 夹在上表层 84 和下表层 86 之间。上表层设置保护涂层 88。

[0071] 中心部分 82 包括耐火的热塑性泡沫。中心部分 82 可具有 4mm 到 5mm 的厚度。在可选实施方式中,中心部分 82 包括纸蜂窝。纸蜂窝中心部分可具有 10mm 或甚至更厚的厚度。

[0072] 上表层 84 和下表层 86 具有相应的构造。它们两者都包括设置在热塑性树脂中的天然纤维,如亚麻。天然纤维可如之前就图 2 和 3 所描述的那样。在图 8 实施方式中使用的热塑性树脂是聚丙烯。

[0073] 该复合材料基体可用非卤化阻燃剂改性。例如,多磷酸铵(50%浓度)和纳米石墨烯(5%浓度)可添加到聚丙烯基体。可添加增容剂以改进阻燃剂并入基体。另外,可用阻燃剂即非卤化纳米颗粒阻燃剂,如纳米磷酸盐,处理天然纤维,从而在天然纤维上形成保护涂层。

[0074] 在图 8 的实施方式中,上表层 84 设置保护涂层 88。在可选实施方式中,下表层 86 也设置保护涂层 88。保护涂层 88 可以是耐火纳米涂层。在只施加至一个表层 84 或 86 的情况,当飞行器内部面板 80 安装在飞行器中时,该表层 84 或 86 可以是机舱侧表层。

[0075] 将保护涂层 88 施加到由聚丙烯树脂形成的上表层 84。尽管为了清楚的目的,在图 8 中只显示了单层,但是保护涂层 88 包括两层保护层。每个层包括在铝纳米颗粒中封装的纳米硅酸钠纳米颗粒,并依次施加这两个层。

[0076] 在一些实施方式中,飞行器内部面板 80 没有设置保护涂层 88。

[0077] 图 9 显示包括热塑性树脂的飞行器内部面板 90 的另一种实施方式。飞行器内部面板 90 包括夹在上表层 94 和下表层 96 之间的中心部分 92。尽管在一些情况下,仅仅表层 94 或 96 的一层可能需要设置保护涂层 98,但是上表层 94 和下表层 96 二者的外表面都设置保护涂层 98。实际上,在一些实施方式中,上表层 94 和下表层 96 都不需要设置保护涂层 98。

[0078] 中心部分 92 包括耐火的热塑性泡沫。中心部分 92 可具有 4mm 到 5mm 的厚度。在可选实施方式中,中心部分 92 包括纸蜂窝。纸蜂窝中心部分可具有 10mm 或甚至更厚的厚度。在可选实施方式中,中心部分 92 包括轻木。

[0079] 上表层 94 和下表层 96 具有相应的构造。它们两者包括设置在热塑性树脂中的天然纤维,如亚麻。天然纤维可如就图 2 和 3 之前所描述的那样。在图 9 实施方式中使用的热塑性树脂是聚乳酸。

[0080] 复合材料基体可用非卤化阻燃剂改性。例如,多磷酸铵(25%浓度)、硼酸锌(5%浓度)和纳米石墨烯(1%浓度)可添加到聚乳酸基体。任选地,还可添加增容剂以改进阻燃剂并入基体。另外,可用阻燃剂即非卤化纳米颗粒阻燃剂,如纳米磷酸盐,处理天然纤维,从而在天然纤维上形成保护涂层。

[0081] 在图 9 的实施方式中,上表层 94 和下表层 96 两者都设置相应的保护涂层 98。保护涂层 98 可以是耐火纳米涂层。保护涂层 98 可包括封装在铝纳米颗粒、铵盐、纳米石墨烯、碳酸钠或硅酸钠中的纳米硅酸钠纳米颗粒。

[0082] 现参看图 10 和 11 描述制造方法的另外实施方式。这些制造方法可用于制造根据本公开的飞行器内部面板,和上述飞行器内部面板 20、30、80、90 的任何实施方式。但是,下面的方法对于制造根据图 8 和 9 实施方式的飞行器内部面板是尤其优选的。

[0083] 图 10 中显示飞行器内部面板制造方法的第五种实施方式。作为例子,尽管该方法可适用于根据本公开构建的任何飞行器内部面板,但是该方法就图 8 的飞行器内部面板 80 进行描述。图 10 的制造方法和前面描述的图 5 方法相似。它是两阶段面板装配方法,其中首先形成表层 84、86 并接着装配完成的飞行器内部面板 80。

[0084] 在 500,形成表层 84、86。第一步骤 501 包括用阻燃剂处理天然纤维——在该实施方式中为亚麻。例如,天然纤维可形成织物。天然纤维可浸入阻燃剂纳米颗粒(如,纳米磷酸盐)的浓溶液中。该阻燃剂可用于根据本公开的任何飞行器内部面板,包括本文描述的所有实施方式。可浸渍天然纤维 30 秒并接着在烘箱中在 60 摄氏度下干燥 30 分钟。可重复该处理数次以增加阻燃剂的浓度。

[0085] 接着该方法在步骤 502 继续,其包括铺层涂布阻燃剂的天然纤维织物。例如,每个表层 84、86 铺层一层织物。在 504,热塑性无机树脂混合物用于浸渍天然纤维。该树脂混合物包括聚丙烯树脂(41%浓度),并为了增加阻燃性,添加多磷酸铵(50%浓度)和纳米石墨烯(5%浓度)到聚丙烯基体。可添加增容剂(4%浓度),如小浓度的 IntegrateNP507-030 偶联剂以改进基体、阻燃剂添加剂和天然纤维织物之间的相容性。可挤压该树脂混合物以获得 200  $\mu\text{m}$  厚或更薄的、与天然纤维织物结合的聚合物板。

[0086] 为了形成表层 84、86,亚麻纤维织物可夹在一对树脂混合物挤压板之间。该层压件可接着在 200 摄氏度的温度和 87kN 压力下保持 1 分钟,且所得表层 84、86 可接着允许冷却到室温。

[0087] 就以该方式形成的表层 84、86,它们铺层在中心部分 82 的两侧,如在步骤 506 中所示。将表层 84、86 放置在热塑性泡沫中心部分 82 的每侧,且防火粘合剂施加在表层和中心部分表面之间。聚氨酯基粘合剂和环氧树脂基粘合剂是粘合剂的良好选择。在 508,通过固化粘合剂,形成完成的飞行器内部面板 80。

[0088] 在步骤 510 中,可添加保护涂层到上表层 84。首先,可通过化学蚀刻,活化上表层 84 的外表面,以允许改进纳米涂层与外表面间的粘合。在该实施方式中使用的纳米涂层包括在铝纳米颗粒中封装的硅酸钠纳米颗粒。该涂层可用于根据本公开的任何飞行器内部面板,包括本文描述的所有实施方式。该涂层可通过用纳米颗粒溶液手动浸渍表面,施加到上表层 84 的活化外表面。可施加第一层并接着在 40 摄氏度下在烘箱中干燥 10 分钟。接着,可以用相同的方式施加第二层,并在 40 摄氏度下在烘箱中干燥 30 分钟。这样完成飞行器内部面板 80。

[0089] 图 10 的方法可适合形成图 9 的飞行器内部面板 90,如下。

[0090] 在 600,形成表层 94、96。在步骤 601 中可用阻燃剂处理天然纤维——在该实施方式中为亚麻。例如,天然纤维可形成织物。天然纤维可浸入阻燃剂纳米颗粒(如,纳米磷酸盐)的浓溶液中。该阻燃剂可用于根据本公开的飞行器内部面板,包括本文描述的所有实

施方式。可浸渍天然纤维 30 秒并接着在烘箱中在 60 摄氏度下干燥 30 分钟,如就图 10 已经描述的。可重复该处理数次以增加阻燃剂的浓度。

[0091] 在用于铺层涂布阻燃剂的天然纤维织物的步骤 602 中继续该方法,如通过为每个表层 94、96 铺层一层织物。在 604,热塑性无机树脂混合物用于浸渍天然纤维。在该实施方式中,该树脂混合物包括聚乳酸树脂(69%浓度),并且,为了帮助阻燃,添加多磷酸铝(25%浓度)、硼酸锌(5%浓度)和纳米石墨烯(1%浓度)到基体。可挤压该树脂混合物以获得 200  $\mu\text{m}$  厚或更薄的、与天然纤维织物结合的聚合板。

[0092] 为了形成表层 94、96,亚麻纤维织物可夹在一对树脂混合物挤压板之间。该层压结构可接着在 140 摄氏度的温度和 87kN 压力下保持 1 分钟,且所得表层 94、96 可接着允许冷却到室温。

[0093] 就以该方式形成的表层 94、96,它们铺层在中心部分 92 的两侧,如在步骤 606 中所示。表层 94、96 放置在热塑性泡沫中心部分 92 的每侧,且防火粘合剂如聚氨酯基或环氧树脂基粘合剂施加在表层和中心部分表面之间。在 608,通过固化粘合剂,形成完成的飞行器内部面板 90。

[0094] 在步骤 610 中,可添加保护涂层到上和下表层 94、96。该方法如在图 5 的步骤 510 中所述。总结来说,每个表层 94、96 的外表面可通过化学蚀刻活化,并可施加纳米涂层。该实施方式的纳米涂层可包括磷酸盐纳米颗粒、铵盐、纳米石墨烯、碳酸盐和硅酸钠。可添加少量的丙烯酸树脂以改进保护涂层的柔性、粘合和热稳定性。该涂层可用于根据本公开的飞行器内部面板,包括本文描述的所有实施方式。通过手动浸渍,可在两层中施加该涂层。可施加第一层并在 40 摄氏度下干燥 10 分钟,并可施加第二层并在相同的温度下干燥 30 分钟。这样完成飞行器内部面板 90。

[0095] 就图 10 和 11 描述的制造方法包括两阶段面板装配方法,其中首先形成表层 84、86、94、96 并接着装配完成的飞行器内部面板 80、90。但是,可修改这些方法为一步形成方法,其中表层 84、86、94、96 和完成的面板 80、90 在仅单一过程中固化,与就图 6 和 7 已经描述的类型。

[0096] 本领域技术人员清楚,在不背离由所附权利要求限定的本公开范围的情况下,可对上面的实施方式做出各种改变。

[0097] 例如,就三层飞行器内部面板 20 的上述方法可容易地适合多于三层的飞行器内部面板。例如,铺层在中心部分上的表层的数量可从每侧增加。还可包括不止一个的中心部分层。

[0098] 已经描述了各种飞行器内部面板和各种制造方法。应当意识到,不同的方法可用于制造所述的任何不同面板。

[0099] 实施例

[0100] 现将描述示例结构并展示它们的耐热性能。

[0101] 针对飞行器内部的 FAA 和 EASA 要求,测试表层的阻燃性。将包括硅酸铝衍生物无机热固性基体和天然纤维复合材料的表层——其中天然纤维按重量计包含 10%到 30%硼衍生物阻燃剂——暴露于辐射热。三个样品垂直悬挂在环境舱中。恒定空气流穿过该舱。通过调整以在样品上产生期望的总热通量  $3.5\text{W}/\text{cm}^2$  的辐射热源,测定样品的暴露。使用引导点火,启动燃烧。监控离开环境舱的燃烧产物,并用于计算热释放速率。

[0102] 图 12 是展示由无机热固性树脂制造的三个样品表层的结果的表。两分钟之后热释放峰和总热释放完全在联邦航空局 (Federal Aviation Administration) (FAA) 设定的范围内。图 13 是显示这些样品的热释放随着时间的图。

[0103] 也构建并测试了四个由无机热固性树脂制造的夹心板。图 14 是展示每个夹心板的组分和热释放测试结果的表。以和上述表层样品相同的方式进行测试。再一次,发现峰和总热释放完全在 FAA 要求之内。图 15 是热释放随着时间的图。

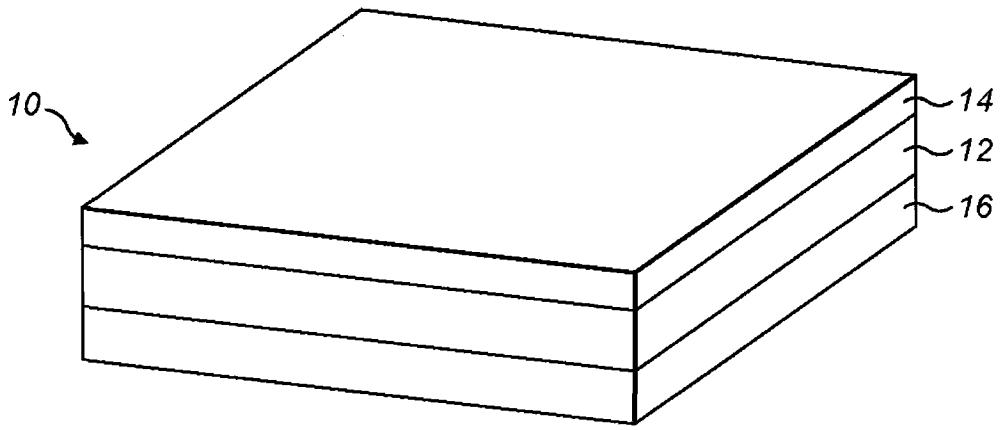


图 1 现有技术

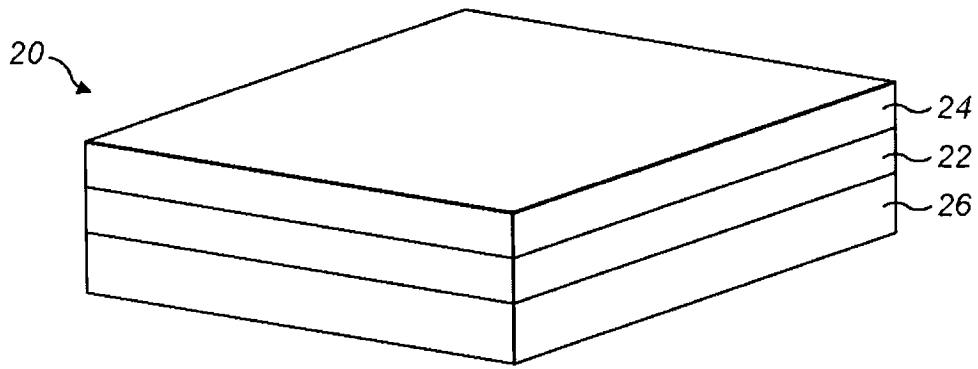


图 2

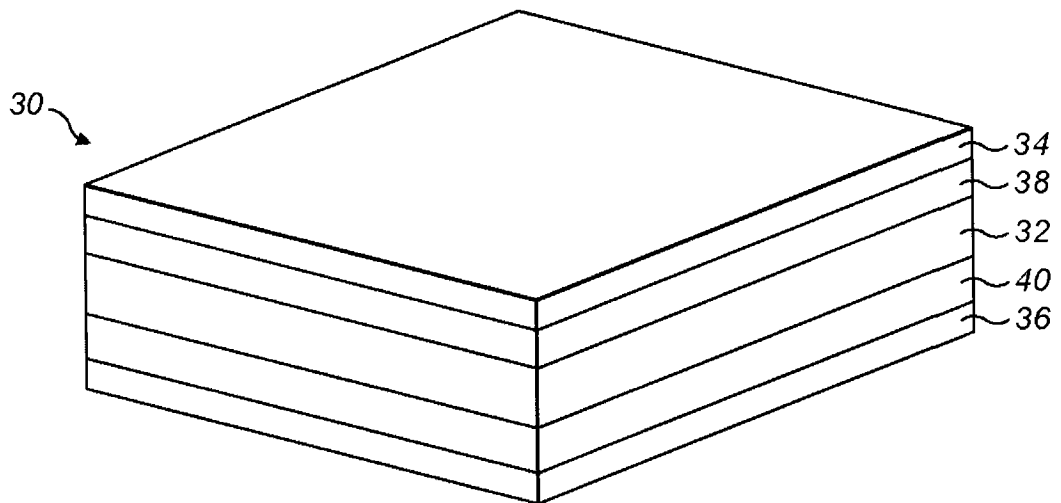


图 3

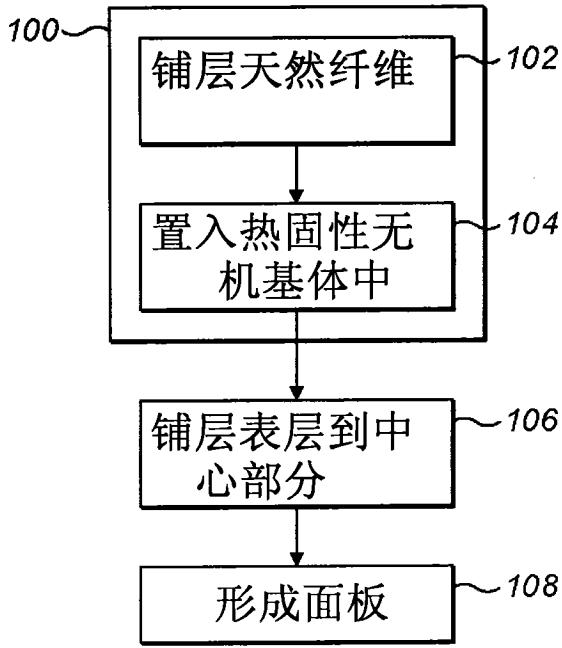


图 4

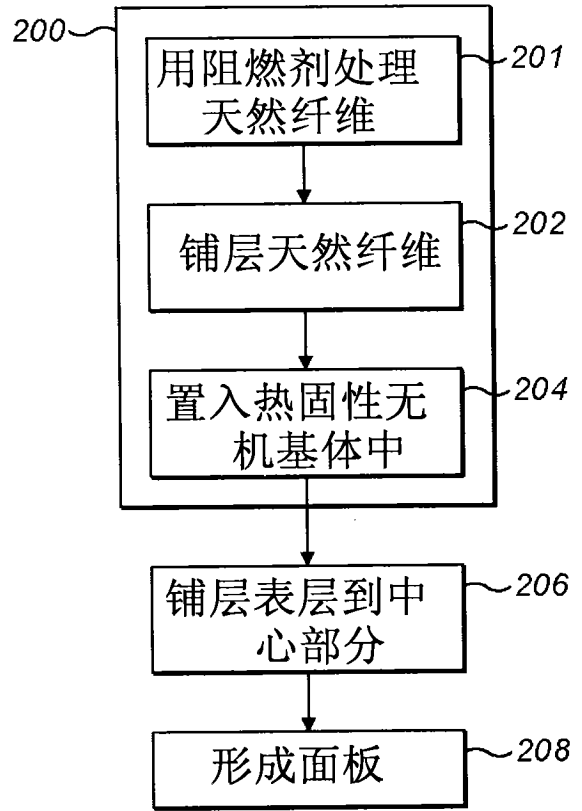


图 5

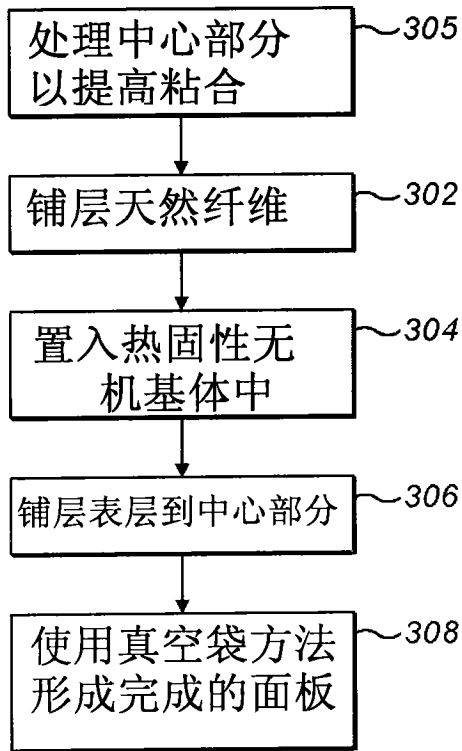


图 6

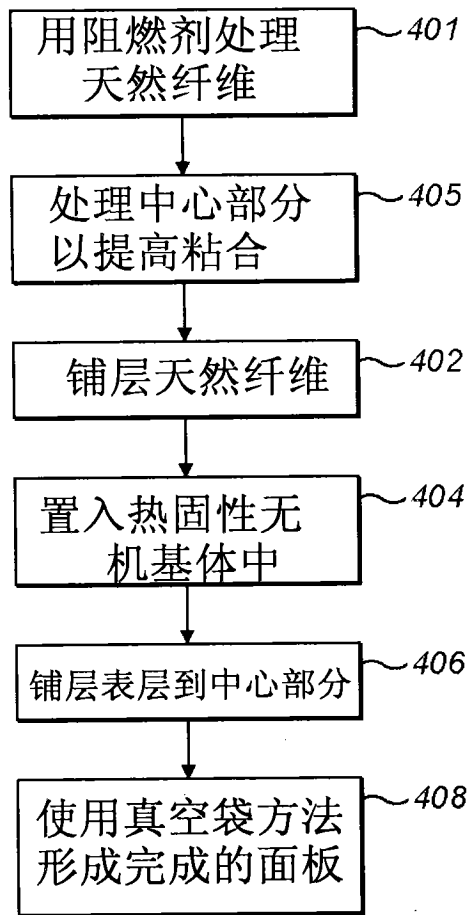


图 7

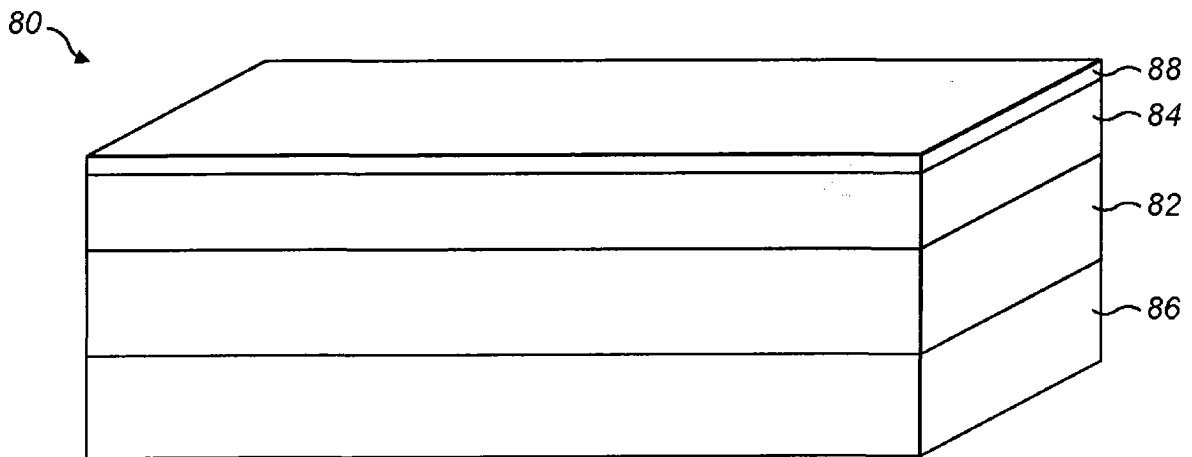


图 8

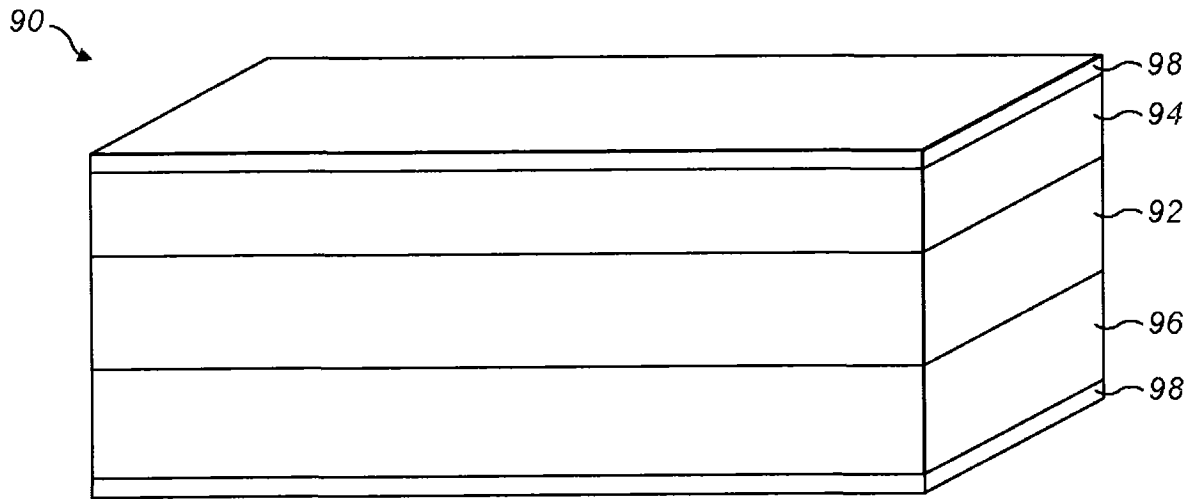


图 9

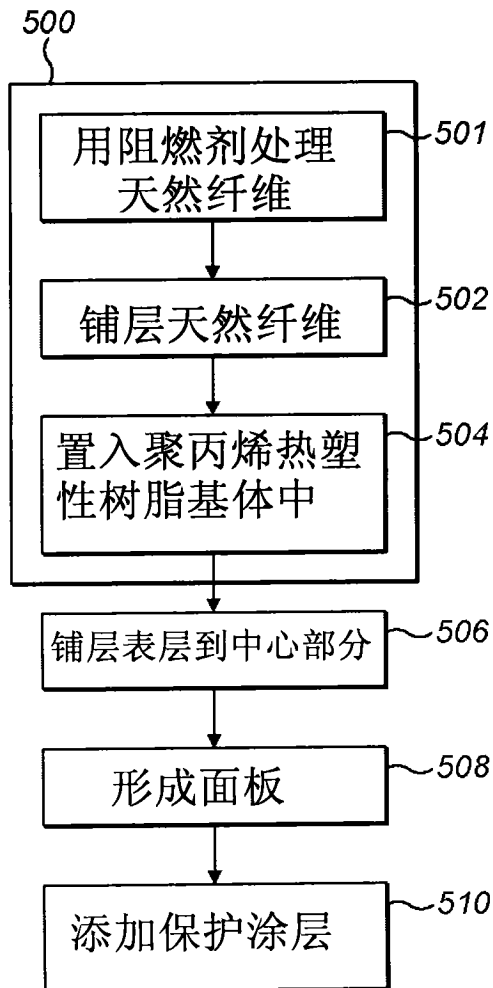


图 10

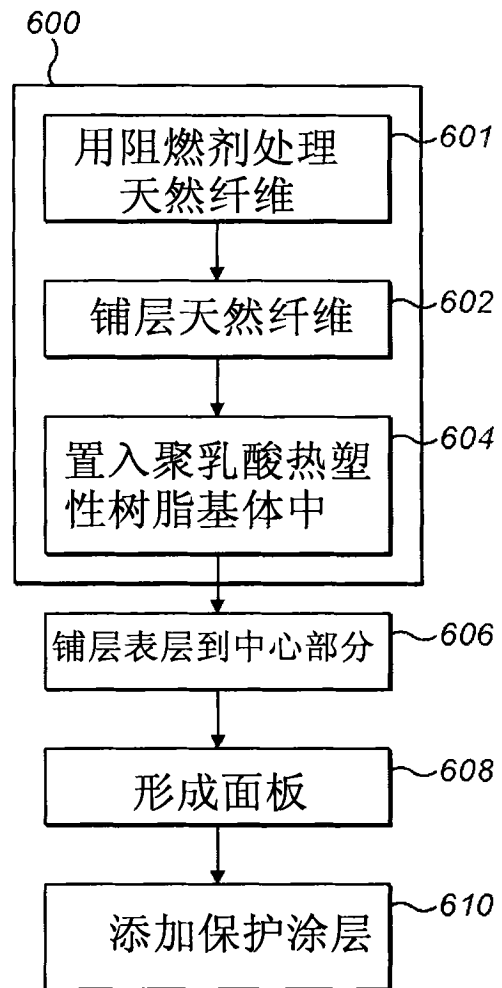


图 11

	S01	S02	S03	平均
纤维:				
纤维初始质量 (g)	31,2	30,2	30,5	30,6
最终纤维质量+硼衍生物阻燃剂(g)	41,7	40,1	40,8	40,9
% wt 硼衍生物阻燃剂	25,2%	24,7%	25,2%	25,0%
复合材料:				
树脂质量 (g)	73,4	73,4	73,4	73,4
硬化剂质量 (g)	11,0	11,0	11,0	11,0
% wt 硬化剂	13,0%	13,0%	13,0%	13,0%
总质量 (干)(g)	107,5	100,1	101,2	102,9
% wt 纤维 (干)	29,0%	30,2%	30,1%	29,8%
% wt 硼衍生物阻燃剂 (干)	9,8%	9,9%	10,2%	10,0%
最大热释放速率(kW*m <sup>-2</sup> )	34,2	27,0	28,7	30,0
最初2分钟内总的热释放(kW*min*m <sup>-2</sup> )	-8,3	-6,5	-6,5	-7,1

图 12

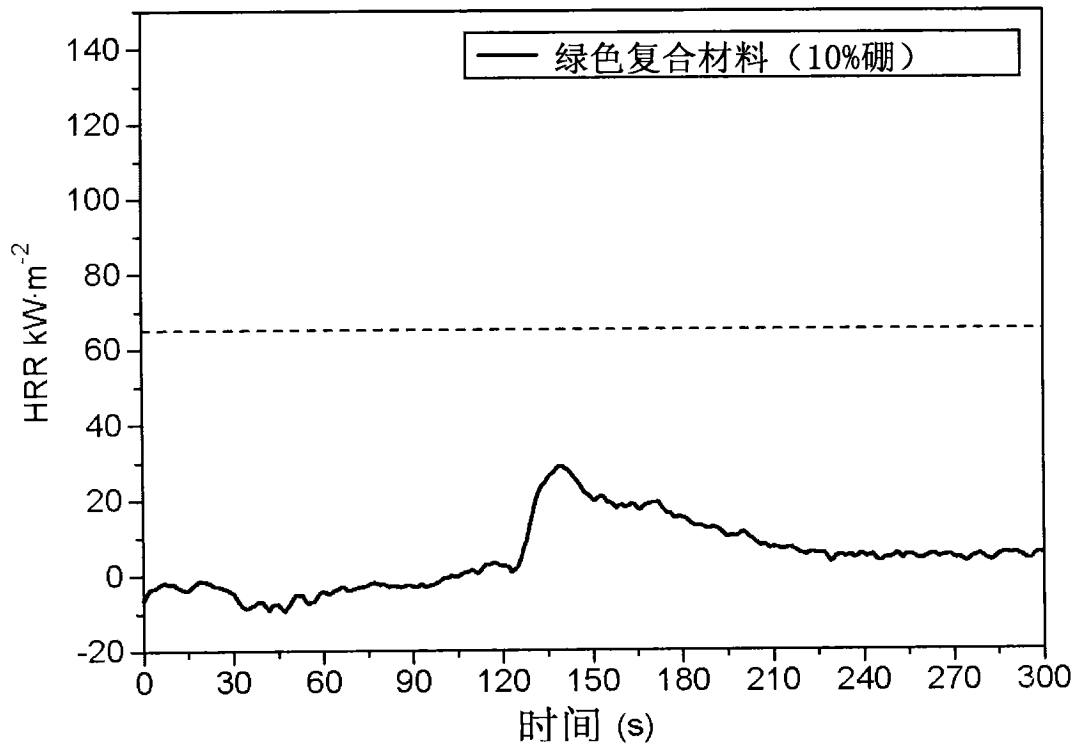


图 13

	P7	P8	P9	P10
纤维:				
纤维初始质量 (g)	25.0	24.9	25.0	12.5
纤维层数	4	4	4	2
最终纤维质量+硼衍生物阻燃剂(g)	14.1	13.6	13.1	6.4
% wt 硼衍生物阻燃剂	36.0	35.2	34.3	33.7
复合材料:				
树脂质量 (g)	73.6	73.6	73.6	36.8
硬化剂质量(g)	11.0	11.0	11.0	5.5
% wt 硬化剂	13.0	13.0	13.0	13.0
泡沫重量(g)	2.3	2.3	2.3	2.3
总质量 (干)(g)	103.8	98.7	101.0	50.2
% wt 纤维 (干)	24.1	25.3	24.8	25.0
% wt 硼衍生物阻燃剂 (干)	13.6	13.7	13.0	12.8
最大热释放速率(kW*m <sup>-2</sup> )	17.3	14.3	16.0	9.2
最初2分钟内总的热释放(kW*min*m <sup>-2</sup> )	0.2	0.4	-0.2	-1.7

图 14

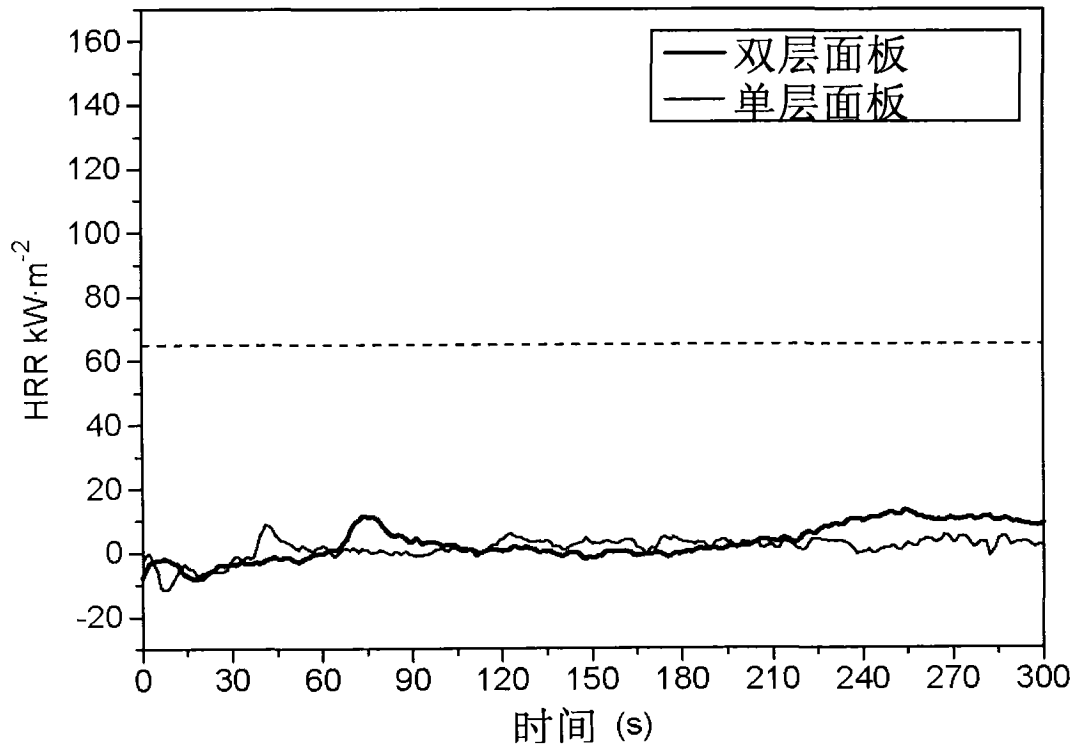


图 15