



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104023967 A

(43) 申请公布日 2014. 09. 03

(21) 申请号 201280038044. 2

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2012. 08. 06

B32B 5/18(2006. 01)

(30) 优先权数据

61/515, 120 2011. 08. 04 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 01. 29

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2012/049727 2012. 08. 06

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/020129 EN 2013. 02. 07

(71) 申请人 沃佩尔控股股份有限公司

地址 美国华盛顿

(72) 发明人 S·R·斯特普尔顿 M·D·哈姆

J·D·斯科伦卡

(74) 专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专

利商标事务所 11038

代理人 陈季壮

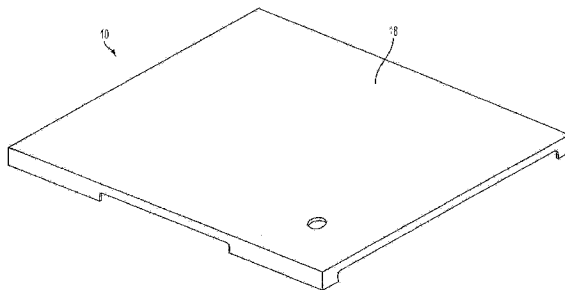
权利要求书2页 说明书7页 附图3页

(54) 发明名称

航空器内部组件的微孔泡沫模塑件

(57) 摘要

一种制品,它包括用于航空器的单片、单层硬质热塑性内部组件,其中该热塑性内部组件具有微孔泡沫结构,其中该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时;和其中该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。



1. 一种制品,它包括:

用于航空器的硬质热塑性内部组件,其中该热塑性内部组件具有微孔泡沫结构,

其中当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟放热;和

其中当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热。

2. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 ASTM D-1238-10 的要求,在 $295^\circ\text{C}/6.6\text{kgf}$ 下测量时,由熔体流动指数范围为 $1.0\text{g}/10\text{min}$ 至 $20.0\text{g}/10\text{min}$ 的材料组合物形成热塑性内部组件。

3. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 ASTM D-1238-10 的要求,在 $360^\circ\text{C}/5\text{kg}$ 下测量时,由熔体体积速率为 $60\text{cm}^3/10\text{min}$ 至 $70\text{cm}^3/10\text{min}$ 的材料组合物形成热塑性内部组件。

4. 权利要求 1 的制品,其中:

由玻璃化转变温度大于或等于 50°C 的材料组合物形成热塑性内部组件。

5. 权利要求 1 的制品,其中:

由包含包括聚醚酰亚胺、聚醚醚酮、聚酰亚胺、聚苯硫、聚亚苯砜、聚苯砜和聚碳酸酯在内的至少一种聚合物的材料组合物形成热塑性内部组件。

6. 权利要求 1 的制品,其中:

由含至少一种共聚物的材料组合物形成热塑性内部组件。

7. 权利要求 1 的制品,其中:

由含两种或更多种聚合物的共混物的材料组合物形成热塑性内部组件。

8. 权利要求 1 的制品,其中:

由含聚醚酰亚胺和聚碳酸酯的共混物的材料组合物形成热塑性内部组件。

9. 权利要求 1 的制品,其中:

该热塑性内部组件显示出 5%-20% 的重量下降,相对于由不具有微孔泡沫结构的相同材料形成的相同几何形状的实心组件。

10. 权利要求 1 的制品,其中:

该热塑性内部组件是注塑组件。

11. 权利要求 1 的制品,其中:

该热塑性内部组件是挤出组件。

12. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有大于 80 秒到达峰值放热的平均时间。

13. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $50\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热。

14. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $35\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热。

15. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $20\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热。

16. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $5\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热。

17. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $50\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热。

18. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $35\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热。

19. 权利要求 1 的制品,其中:

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $25\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热。

20. 一种形成制品的方法,该方法包括:

形成用于航空器的硬质热塑性内部组件,其中该热塑性内部组件具有微孔泡沫结构,其中当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热;和

当根据 FAR25.853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时,该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热。

航空器内部组件的微孔泡沫模塑件

[0001] 相关申请的交叉参考

[0002] 本申请要求 2011 年 8 月 4 日提交的美国临时申请 No. 61/515, 120 的权益。

发明领域

[0003] 本发明的公开内容涉及航空器 (aircraft) 内部组件和这种组件的微孔泡沫模塑件。

背景技术

[0004] 热塑性注塑航空器内部组件具有超出其他注塑部件, 例如一次性组件或者可隐藏看不见的组件典型地要求的需求和 / 或目的。例如, 期望航空器内部的部件轻质, 满足或超过 FAR25. 853 的安全要求和 / 或满足或超过放热标准 OSU65/65。此外, 可期望在没有机械表面制备 (超出清洁) 的情况下, 原样模塑的表面罩面漆导致可接受的上漆罩面漆, 因为可对模塑部件上漆, 以匹配其他内部组件。

[0005] 减少部件重量的一种方法可包括发泡, 同时形成该部件。尽管发泡工艺可改进加工过程中的流动特征, 但发泡工艺存在许多缺点。例如, 在本发明之前, 没有预期到通过发泡的 (使用 MUCCELL™ 微孔发泡工艺) 热塑性部件将满足 FAR25. 853 的安全要求和 OSU65/65 的放热标准, 甚至当在不发泡的结构内采用满足以上技术规格的材料模塑时。特别地, 预期与发泡材料有关的增加的表面与体积之比将增加可燃性和放热。

[0006] 此外, 没有预期到在本发明之前, 发泡的部件, 尤其由满足上述安全要求的材料形成的发泡部件, 也会提供内部航空器应用可接受的美学特征。使用微孔泡沫工艺生产的部件的表面罩面漆可显示出表面缺陷, 上述表面缺陷可通过在航空器内部市场中使用的标准的打底和上漆工艺传递 (transmit)。此外, 在升高的温度下油漆的固化工艺可导致额外的表面缺陷, 因为在发泡结构内捕获的气体在固化工艺过程中膨胀。

[0007] 发明概述

[0008] 提供一种制品, 它包括用于航空器的热塑性内部组件, 其中该热塑性内部组件具有微孔发泡结构, 其中该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟放热, 当根据 FAR25. 853 (d), 附录 F, Part IV 至修订 (Amendment) 25-116 的要求测试时; 和其中该热塑性内部组件的平均峰值放热小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$, 当根据 FAR25. 853 (d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0009] 可由熔体流动指数范围为 $1.0\text{g}/10\text{min}$ 至 $20.0\text{g}/10\text{min}$ 的材料组合物形成热塑性内部组件, 当根据 ASTM D-1238-10 的要求, 在 295°C / 6.6kgf 下测量时。

[0010] 可由熔体体积速率为 $60\text{cm}^3/10\text{min}$ 至 $70\text{cm}^3/10\text{min}$ 的材料组合物形成热塑性内部组件, 当根据 ASTM D-1238-10 的要求, 在 360°C / 5kg 下测量时。

[0011] 可由玻璃化转变温度大于或等于 50°C 的材料组合物形成热塑性内部组件。

[0012] 可由含至少一种聚合物的材料组合物形成热塑性内部组件, 所述聚合物包括聚醚酰亚胺, 聚醚醚铜, 聚醚亚胺, 聚苯硫, 聚亚苯砜, 聚苯砜, 和聚碳酸酯。

[0013] 可由含至少一种共聚物,或者两种或更多种聚合物,例如聚醚酰亚胺和聚碳酸酯的共混物的材料组合物形成热塑性内部组件。

[0014] 该热塑性内部组件可显示出 5%-20% 的重量减少,相对于由不具有微孔泡沫结构的相同材料形成的相同几何形状的实心组件。

[0015] 该热塑性内部组件可以是注塑组件或者挤出组件。

[0016] 该热塑性内部组件可具有大于 80 秒达到峰值放热的平均时间,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0017] 该热塑性内部组件可进一步具有小于或等于 50, 35, 20 或 $5\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0018] 该热塑性内部组件可进一步具有小于或等于 50, 35 或 $25\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0019] 提供形成制品的方法,该方法包括形成用于航空器的硬质热塑性内部组件,其中该热塑性内部组件具有微孔泡沫结构,其中该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时;和其中该热塑性内部组件具有小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25. 853(d), 附录 F, Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0020] 附图简述

[0021] 通过结合附图,参考本文描述的实施方案的下述说明,本发明公开内容的以上提及的和其他的特征,以及实现它们的方式可变得更加显而易见且更好理解,其中:

[0022] 图 1 阐述了注塑试验部件的顶部透视图;和

[0023] 图 2 阐述了注塑试验部件的底部透视图。

[0024] 详细说明

[0025] 可理解,本发明的公开内容不限于其应用到下述说明中列出或者附图中阐述的结构和组件布局的细节上。本发明可以实施其他实施方案且可按照各种方式来实践或进行。此外,可理解,本文所使用的措辞和术语为的是说明,且不应当被视为限制,因为它们可通过本领域的技术人员来理解。

[0026] 本发明的公开内容涉及航空器内部组件,和使用微孔的泡沫模塑工艺,形成这种组件的方法。如上所述,热塑性模塑的航空器内部组件必须遭受超出在其中部件可保持避免看到的应用中使用的其他注塑部件,例如一次性物品或部件典型地要求的需求和/或目的。这些需求可包括相对轻质,满足 FAR25. 853 的安全要求,且满足 OSU65/65 的放热标准。进一步地,当大多数部件可被上漆时,可期望在没有机械表面制备(超出清洁)的情况下,原样模塑的表面罩面漆导致可接受的上漆过的罩面漆,

[0027] 本文形成航空器内部组件所使用的材料可包括可在各种热塑性模塑工艺,例如注塑或挤出中使用的热塑性材料。另外,如上所述,这些材料可包括当用超临界流体发泡时,保持适合于满足 FAR25. 853 和 OSU65/65 的火焰-烟雾-毒性的材料。FAR25. 853 也可称为 14CFR25. 853(根据修订 25-83 修订),60FR6623,1995 年 2 月 2 日(根据修订 25-116 修订),69FR62788,2004 年 10 月 27 日,在此通过参考将其全文引入。

[0028] 可理解,包括在 FAR25. 853(d) 内的 OSU65/65 要求乘客容量大于或等于 20 人的航空器的一些内部组件(非座位缓冲垫,它们包括在 FAR25. 853(c) 内)满足 Part 25 的附录

F 中的 Parts IV 和 V 的试验要求。Part IV 要求对于待测试的三个或更多个样品的每一种来说,在头 2 分钟暴露内总的正放热取平均,且必须对每一样品的峰值放热取平均。平均总的放热必须不超过 65 千瓦 - 分钟 / 米²,和平均峰值放热速率必须不超过 65 千瓦 / 米²。

[0029] 该材料可优选显示出范围为 1.0g/10min. 至 20.0g/10min 的熔体流动指数,和更尤其范围为 1.0g/10min. 至 9.0g/10min,当在 295°C /6.6kgf 下测量时,其中包括在其内的所有数值或递增量,和在 360°C /5kg 下的熔体体积速率为 60-70cm³/10min,当根据 ASTM D-1238-10 的要求测量时。候选的材料也可包括玻璃化转变温度 (T_g) 大于或等于 50°C,和更特别地大于或等于 150°C 的那些材料。这些材料因此可包括聚醚酰亚胺,芳族聚酮类聚合物,例如聚醚醚酮 (PEEK),聚酰亚胺,聚苯硫,聚亚苯砜,聚苯砜,它们的共混物和共聚物。在一个实施方案中,该材料可优选包括聚醚酰亚胺和聚碳酸酯的共混物。在特别的实施方案中,可使用 ULTEM9085,聚醚酰亚胺 / 聚碳酸酯的共混物 (获自 SABIC Innovative Polymers)。前述材料也可理解为硬质热塑性材料,在 23°C 和 50% 相对湿度下,它处于弯曲或张紧时的弹性模量大于 700MPa,当根据 ASTM 方法 D790 或 D638 测试时。

[0030] 获自 SABIC 的 ULTEM9085 的性能如下所述:

[0031]

物理, 机械和热性能		
比重	1.34g/cc	ASTM D792
熔体体积流速, 295℃/6.6kgf	8.9g/10min	ASTM D1238
360℃/5.0kg 下的熔体体积速率	65cm ³ /10min	ISO 1133
断裂拉伸强度	74MPa	I 型, 5mm/min; ASTM D638
屈服拉伸强度	84MPa	I 型, 5mm/min; ASTM D638
断裂伸长率	72%	I 型, 5mm/min; ASTM D638
屈服伸长率	7%	I 型, 5mm/min; ASTM D638
拉伸模量	3.44 GPa	5 mm/min; ASTM D638
弯曲模量	2.92 GPa	1.3 mm/min, 50 mm 跨度; ASTM D790
弯曲屈服强度	138 MPa	1.3 mm/min, 50 mm 跨度; ASTM D790
在 1.8 MPa (264 psi) 下的偏移 (Deflection) 温度	153 ° C @ 3.2 mm 厚度	未退火; ASTM D648
维卡软化点	173℃	Rate B/120; ISO 306
燃烧特征		
FAA 可燃性, FAR 25.853 A/B	< 5	FAR 25.853
OSU 总的放热 (2 分钟试验)	16 kw-min/m ²	FAR 25.853
OSU 峰值放热 (5 分钟试验)	36 kw/m ²	FAR 25.853
垂直燃烧 (60s) 通过	2 sec	FAR 25.853
注塑加工条件		
喷嘴温度	330-350℃	
后部-区 1	314-340℃	
中间-区 2	325-345℃	
前部-区 3	330-350℃	
熔融温度	330-350℃	
模具温度	120-150℃	
干燥温度	135℃	
干燥时间	4-6 h	
含湿量	< 0.02%	
返压	0.3-0.7 MPa	
注射量	40-60%	
螺杆速度	40-70 rpm	

[0032] 除非另有说明, 所使用的试验方法要理解为在提交本申请时刻可获得的试验方法的最新变体。

[0033] 可通过微孔模塑工艺, 将材料加工成航空器部件。微孔模塑件可理解为其中物理发泡剂, 例如超临界流体, 其中包括氮气或二氧化碳被引入到热塑性熔体内的工艺。可控

制温度和或压力,从而允许超临界流体溶解在热塑性熔体内和最初避免泡孔成核。然后将该材料注射到模腔内或者在模头内成形,其中可释放压力并可发生泡孔成核。平均闭孔尺寸(直径)范围可以是5-100微米,其中包括在其内的所有数值或递增量。更特别地,平均闭孔尺寸(直径)范围可以是5-50微米,其中包括在其内的所有数值或递增量。甚至更特别地,平均闭孔尺寸(直径)范围可以是20-50微米,其中包括在其内的所有数值或递增量。然后可冷却热塑性材料,从而保护微孔结构。这一方法的一个实例包括所谓的MUCELL™微孔发泡工艺,其获自TREXEL, INC。

[0034] 在特别的实施方案中,可注塑热塑性材料,同时使用微孔模塑工艺。注塑可理解为其中热塑性材料的粘度可下降,以允许热塑性材料借助机械作用,升高的压力,升高的温度及其组合流动的工艺。一旦热塑性材料是可流动的或者形成了熔体,则该材料可被转移到腔室内,从而形成部件或者提供几何体,然后可切削所述几何体,形成最终的部件。在利用微孔模塑工艺中,与使用相同材料模塑相同几何形状的实心部件相比,现在可使用少25%的注射压力。

[0035] 一旦被模塑,则然后可通过进一步切削或刷漆,整理该部件。现可在各种内部航空器应用中使用本文的部件,其中包括座位背,餐桌,扶手,模塑件,门板,墙板等。

[0036] 本文的发泡部件可显示出范围为5%-20%的重量下降,相对于由相同材料形成的相同几何形状的实心部件,其中包括在其内的所有数值和范围。此外,在与部件壁的标称厚度相同或更大厚度的肋条相对的表面内,该部件可显示出没有可识别的缩痕。另外,具有所指重量下降的部件现也可满足FAR25.853和OSU65/65的安全要求。

实施例

[0037] 制造试验模具,以评价微孔模塑工艺相对于常规部件的结果(和其他注塑工艺)和使用微孔模塑工艺形成的部件是否将满足以上引证的要求。构造具有航空器内部组件所需特征的模具几何形状,其中包括相对薄的壁和相对长的流动长度,以及与相邻的化妆壁(cosmetic wall)相同厚度的肋条。在图1和2中示出了试验模具内的几何形状,在试验部件10处提供硬质,单片的单层制品。具体地,试验部件10总计为12英寸×9英寸×0.51英寸,且标称壁12的厚度为0.060英寸(1.5mm)。然而,在其他实施方案中,标称壁12的厚度范围可以是1.25mm-1.8mm。部件10包括0.060英寸的肋条14和0.070英寸的略微较厚的侧壁16。模具本身是中心注道式浇口的。在测试中所使用的热塑性材料是ULTEM9085。采用常规的注塑工艺(即,没有使用微孔发泡)和采用在熔融树脂内基本上饱和的超临界流体(CO₂)作为发泡剂,加工部件10,其中在便于泡孔成核且形成发泡材料的条件下模塑所述部件,所述发泡材料具有贯穿该部件分布的多个泡孔,从而导致以上所述的重量降低。

[0038] 发现,由MUCELL™微孔发泡工艺得到的微孔泡沫结构有效地降低塑料的密度。具体地,微孔泡沫部件10显示出8%-18%的优选重量下降,相对于由相同模具几何形状和材料得到的常规模塑的部件10。此外,微孔泡沫部件显示出基本上不具有针孔的外表面18。

[0039] 另外,采用超临界发泡工艺,生产具有与相邻壁12相同厚度的肋条14的部件10,且在与肋条14相对的表面18上不具有可识别的缩痕。使用常规的注塑工艺加工的相同几何形状的部件10导致在与肋条14相对的表面18上的缩痕,除非使用过大的包装压力和保持时间。认为这可提供相对增加的设计灵活性,以减少重量,且更少地关心缩痕的化妆效

果。

[0040] 典型地,填充的薄壁注塑部件可能成为挑战,因为在该材料完全填充模腔之前,它可冷冻。甚至当难以填充时,完全填充部件可存在该工艺的其他负面效果。对于薄壁部件来说,与常规的注塑工艺相比,本文的微孔发泡工艺要求显著较少(少约 25%)的注射压力来填充试验模具。例如,对于常规的注塑来说,第一和第二(填充)段的注射压力范围分别为 1,700psi. 和 1,200psi.。然而,对于微孔发泡工艺来说,第一和第二段注射压力范围分别为 1,237psi. 和 1,000psi.。因此,微孔发泡工艺潜在地改进流动特征,从而支持相对较低的注射压力和相对较长的流动长度。结果,认为对于使用微孔发泡模塑工艺的给定材料来说,可在注塑部件内实现相对较薄的壁厚。

[0041] 此外,相对于 FAR25.853 的安全要求和放热标准 OSU65/65,测试使用微孔发泡工艺的模塑部件。该部件满足这些标准的要求。图 3 中示出了测试的结果。

[0042] 如图 3 所示,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $65\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $50\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $35\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $20\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $5\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $4.6\text{kw}\cdot\text{min}/\text{m}^2$ 的平均 2 分钟的放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0043] 同样如图 3 所示,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $65\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $50\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $35\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有小于或等于 $25\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有 $24.3\text{kw}/\text{m}^2$ 的平均峰值放热,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0044] 同样如图 3 所示,微孔发泡部件 10 具有大于 80 秒到达峰值放热的平均时间,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有大于 85 秒到达峰值放热的平均时间,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。更特别地,微孔发泡部件 10 具有大于 89 秒到达峰值放热的平均时间,当根据 FAR25.853(d),附录 F,Part IV 至修订 25-116 的要求测试时。

[0045] 随后采用与商业航空器内部市场中使用的那些一致的工艺,给使用微孔发泡工艺生产的试验部件 10 上漆。在没有任何机械表面制备(例如填充和砂磨)的情况下在这些部件上实现抛光,所述机械表面制备不传递由微孔发泡工艺导致的任何缺陷。

[0046] 在本发明公开内容的另一实施方案中,可挤出微孔发泡部件 10,随后可热成形和

/或真空成形,以提供与图 1 和 2 类似的总体形状,但不具有肋条 14。

[0047] 因此可理解,选择树脂的微孔发泡树脂现便于人们制造并供应航空器内部组件,同时维持满足航空器材料测试要求的能力。本文的部件还提供关键的重量减轻且在其他标准材料测试性能特征,例如物理,耐热和化学特征方面没有显著牺牲。

[0048] 尽管描述了本发明的优选实施方案,但应当理解可在没有脱离本发明精神和所附权利要求的范围的情况下,作出各种变化,改变和改性。因此,不应当参考上述说明确定本发明的范围,而是应当参考所附权利要求以及等同物的全部范围来确定。此外,应当理解,所附权利要求不必然包括申请人有权要求保护的发明的最宽的范围,或者本发明可要求保护的唯一方式,或者所有引证的特征是必须的。

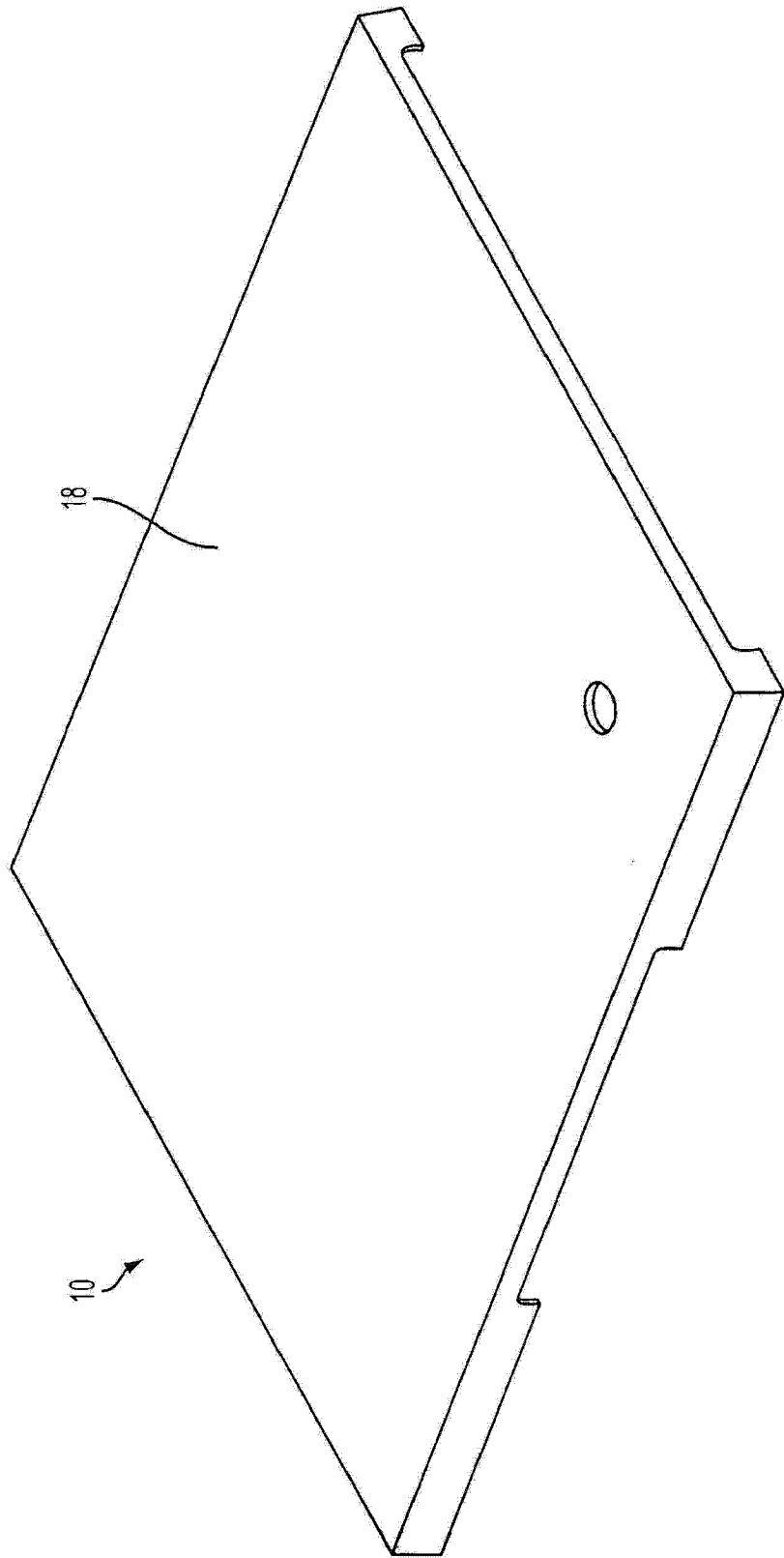


图 1

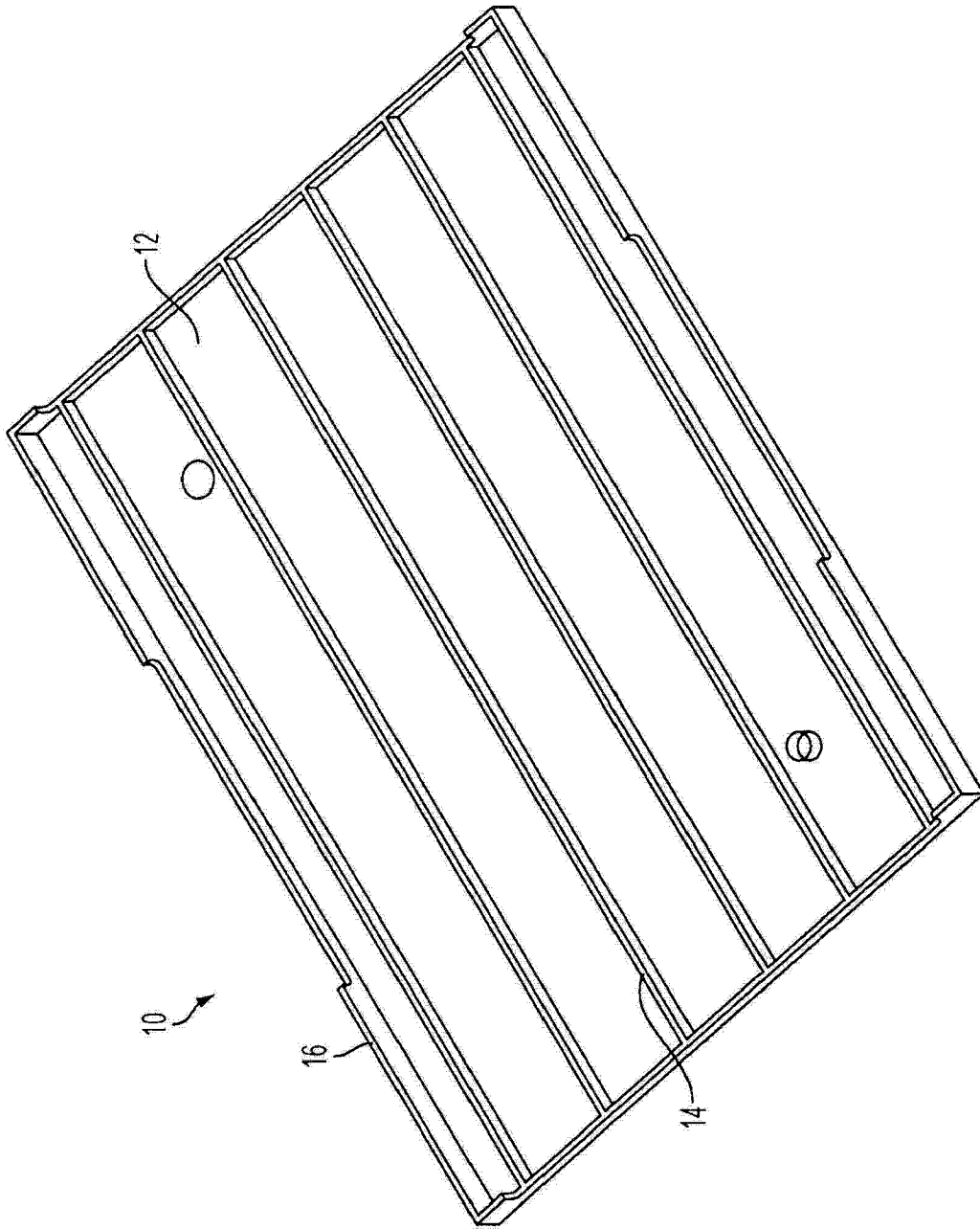


图 2

FAA可燃性 俄亥俄州放热 FAR 25.853 (d), Appendix F, Part IV					
材料	SABIC Ultem				
等级	Ultem 9085				
尺度	1.5 mm				
样口	2分钟 总共	峰值放热	峰值时间 (秒)	融化 是/否	下垂 是/否
1.	7	33	96	是	是
2.	4	17	82	是	是
3.	3	23	90	是	是
平均	4.6	24.3	89.3	是	是
标准	FAR 25.853(d), Amdt. 25-116, 65/65				
合格/不合格	合格				

图 3