



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 103047013 A

(43) 申请公布日 2013. 04. 17

(21) 申请号 201210175007. 8

(22) 申请日 2012. 05. 31

(30) 优先权数据

13/118867 2011. 05. 31 US

(71) 申请人 MRA 系统有限公司

地址 美国马里兰州

(72) 发明人 M. 马赫什瓦里 方笑梅

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

代理人 李强 谭祐祥

(51) Int. Cl.

F02C 7/24(2006. 01)

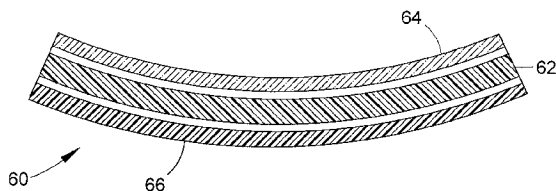
权利要求书 1 页 说明书 7 页 附图 3 页

(54) 发明名称

用于航空应用的层压绝热毡及其工艺

(57) 摘要

本发明涉及一种用于航空应用的层压绝热毡及其工艺。一种用于航空发动机(10)的绝热毡(60),以及用于将绝热毡(60)制造成具有低导热性和耐高温能力的工艺。绝热毡(60)具有分层结构,该分层结构包括气凝胶绝热材料(62)、设置在气凝胶绝热材料(62)的第一表面处的复合层(64),以及背衬层(66),背衬层(66)设置在气凝胶绝热材料(62)的相反的表面处,使得气凝胶绝热材料(62)封装在复合层和背衬层(64,66)之间。复合层(64)包含用纤维增强材料增强的树脂基质材料。



1. 一种具有分层结构的绝热毡 (60), 其特征在于:
气凝胶绝热材料 (62), 其具有相反地设置的第一表面和第二表面;
复合层 (64), 其设置在所述气凝胶绝热材料 (62) 的所述第一表面处, 所述复合层 (64) 包括用纤维增强材料增强的树脂基质材料; 以及
背衬层 (66), 其设置在所述气凝胶绝热材料 (62) 的所述第二表面处, 使得所述气凝胶绝热材料 (62) 封装在所述复合层和背衬层 (64, 66) 之间。
2. 根据权利要求 1 所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述气凝胶绝热材料 (62) 由选自由硅石和氧化铝组成的组的至少一种材料形成。
3. 根据权利要求 1 或 2 所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述复合层 (64) 的所述树脂基质材料选自由聚硅氧烷和地质聚合物组成的组, 聚硅氧烷和地质聚合物在被加热时会转变成硅石。
4. 根据权利要求 1 至 3 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述复合层 (64) 的所述纤维增强材料是选自由硅石纤维、玻璃纤维、石英纤维、氧化铝纤维和碳化硅纤维组成的组的至少一种材料。
5. 根据权利要求 1 至 4 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述背衬层 (66) 包括复合材料、铝箔和聚合膜中的至少一个。
6. 根据权利要求 1 至 5 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述背衬层 (66) 包括选自由聚苯砜膜、聚酰亚胺膜和聚醚酰亚胺膜组成的组的至少一种聚合膜。
7. 根据权利要求 1 至 5 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述背衬层 (66) 包括玻璃复合材料或碳复合材料和芳香族类型的环氧树脂基质材料。
8. 根据权利要求 1 至 5 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述背衬层 (66) 包括包含碳增强材料的碳复合材料。
9. 根据权利要求 1 至 8 中的任一项所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述绝热毡 (60) 安装在高旁通燃气轮机发动机 (10) 的核心发动机 (14) 中。
10. 根据权利要求 9 所述的绝热毡 (60), 其特征在于, 所述绝热毡 (60) 安装成以便在热方面保护整流罩 (36), 所述整流罩 (36) 限定所述航空发动机 (10) 的旁通管道 (30) 的边界。

用于航空应用的层压绝热毡及其工艺

技术领域

[0001] 本发明大体涉及航空发动机中使用的类型的绝热毡。更具体而言,本发明涉及用于适于包围旁通燃气轮机发动机的核心发动机的绝热毡的结构。

背景技术

[0002] 图 1 示意性地显示现有技术中已知的高旁通涡轮风扇 (turbofan) 发动机 10。发动机 10 示意性地显示为包括风扇组件 12 和核心发动机 14。风扇组件 12 显示为包括复合式风扇壳体 16 和从成阵列的风扇叶片 18 向前凸起的整流锥 (spinner) 鼻部 20。整流锥鼻部 20 和风扇叶片 18 两者由风扇盘 (未显示) 支承。核心发动机 14 显示为包括高压压缩机 22、燃烧器 24、高压涡轮 26 和低压涡轮 28。进入风扇组件 12 的空气的大部分旁通到发动机 10 的后部,以产生额外的发动机推力。旁通的空气传送通过环形形状的旁通管道 30,并且通过风扇喷嘴 32 离开管道 30。风扇叶片 18 被风扇舱 34 包围,风扇舱 34 限定旁通管道 30 的径向外侧边界。风扇舱 34 进一步限定通往发动机 10 的入口管道和风扇喷嘴 32,并且典型地结合外部平移整流罩 (cowl) (未显示) 作为推力反向器的一部分。核心发动机 14 被核心整流罩 36 包围,核心整流罩 36 限定旁通管道 30 的径向内侧边界,并且对一次排气喷嘴 38 提供从核心发动机 14 向后延伸的后部核心整流罩平移表面。

[0003] 核心整流罩 36 提供许多功能,包括 (但不限于) 用于通过风扇旁通管道 30 的空气流的空气动力学轮廓、声学抑制、用于核心发动机 14 的火包容,以及发动机系统失效包容 (爆裂管道)。高旁通燃气轮机发动机的核心整流罩被典型地构造成具有以粘合剂的方式结合到铝核心上的铝壳或纤维增强复合壳。在图 2 中示意性地显示了一个实例,其指示为图 1 中的区域“A”的详细横截面图。整流罩 36 的结构显示为包括结合到相对较厚的核心 44 的相反的侧上的成对的壳 40 和 42。核心 44 被显示为具有蜂窝结构,其包含连续的六边形形状的室 48,室 48 其完全地从穿过核心 44 的厚度,但是其它轻质蜂窝类型结构也是已知的且用于整流罩核心。开室核心材料的非限制性实例包括开室陶瓷、金属、碳和热塑性泡沫,以及例如由 NOMEX® 芳族聚酰胺纤维形成的蜂窝类型材料。闭室核心材料的非限制性实例包括木材和其它纤维质材料,以及由聚甲基丙烯酸酯亚胺形成且在名称 ROHACell® 下从 Evonik Industries (以前为 Degussa) 商购获得的闭室低密度刚性泡沫材料。图 2 中显示的结构是在高旁通燃气轮机发动机的核心整流罩以及其它航空发动机舱构件 (例如,发动机入口、推力反相器和横向整流罩) 中使用的相当典型的夹层类型的分层结构。核心整流罩 36 的分层结构使得其能够维持较高的结构负荷。

[0004] 如根据图 1 和 2 显而易见的那样,壳 40 可称为整流罩 36 的外壳,因为其沿径向朝外而限定通过旁通管道 30 的空气流的径向内侧边界,而另一个壳 42 沿径向朝内朝向核心发动机 14 的内部。外壳 40 可形成为声学壳,在该情况下,壳 40 将通过形成许多小的通孔而在声学方面得到处理,通孔通过将声音相关联的压力波引导到核心 44 内的室 48 中来帮助抑制噪声,其中,波的能量通过摩擦 (转变成热)、压力损耗,以及由于波从另一个壳 42 (本文称为背衬壳 42) 的反射所引起的消除而消散。不管核心整流罩 36 是否具有金属

或复合结构,绝热毡 50 被设置在背衬壳 42 上。组合起来,整流罩 36 和热毡 50 可安装成至少包围燃烧器区段(对应于燃烧器 24)和涡轮区段(对应于高压涡轮 26 和低压涡轮 28),并且热毡 50 用来通过将温度限制成结合在整流罩 36 的核心 44 和壳 40 和 42 之间的粘合剂在发动机操作期间经受的温度而保护整流罩 36 的结构完整性。绝热毡 50 的当前材料和结构在薄的一层钢 54 和聚合物膜 56 之间包括绝热材料 52,例如,玻璃和 / 或硅石纤维垫。如果超过整流罩 36 的结合层温度,空气绝热毡 50 和核心整流罩 36 的其余部分之间的热空气泄露的可能性可产生危险。

[0005] 因为较新的发动机设计的运行温度已经升高,它们的核心整流罩的越来越苛刻的热环境使得需要较厚且较重的绝热毡 50,这在重量(燃料经济性)、核心发动机 14 的包围的构件的间隙和对核心发动机 14 执行的维护方面是不利的。因而,存在对这样的较薄的绝热毡的期望:这种绝热毡能够实现相当的或较低的传热性,同时还减轻重量,以便改进毡的效率和毡安装在其中的发动机的总效率。

发明内容

[0006] 本发明提供一种用于航空发动机的绝热毡,以及用于将绝热毡制造成具有低导热性和耐高温能力的工艺。

[0007] 根据本发明的第一方面,一种绝热毡具有分层结构,分层结构包括:气凝胶绝热材料,其具有相反地设置的第一表面和第二表面;复合层,其设置在气凝胶绝热材料的第一表面处;以及背衬层,其设置在气凝胶绝热材料的第二表面处,使得气凝胶绝热材料封装在复合层和背衬层之间。复合层包含用纤维增强材料增强的树脂基质材料。

[0008] 根据本发明的第二方面,一种绝热毡安装在高旁通燃气轮机发动机上,并且包围燃气轮机发动机的核心发动机的燃烧器和 / 或涡轮区段。绝热毡具有分层结构,分层结构包括:气凝胶绝热材料,其具有相反地设置的第一表面和第二表面;复合层,其设置在气凝胶绝热材料的第一表面处;以及背衬层,其设置在气凝胶绝热材料的第二表面处,使得气凝胶绝热材料封装在复合层和背衬层之间。复合层包含用纤维增强材料增强的树脂基质材料,并且绝热毡安装在核心发动机中,以便在热方面保护整流罩,整流罩限定航空发动机的旁通管道的边界。

[0009] 根据本发明的另一个方面,提供了一种用于制造绝热毡和将绝热毡安装在航空发动机上的工艺。该工艺包括将复合层、气凝胶绝热材料和背衬层堆叠在工具上而形成堆叠结构。复合层包含用纤维增强材料增强的树脂基质材料。然后加热堆叠结构而形成绝热毡,其中,气凝胶绝热材料封装在复合层和背衬层之间。然后将绝热毡安装在航空发动机上使得绝热毡在热方面保护整流罩,整流罩限定航空发动机的旁通管道的边界。

[0010] 本发明的技术效果是绝热毡能够保护舱结构,例如,复合核心整流罩,以免受发动机火的影响,以及将复合舱结构保持在不危害结构的强度结构完整性的温度处。与在现有技术毡的情况下典型地可能有的相比,绝热毡能够以较小的厚度和 / 或较轻的重量执行这些功能,并且因此可导致降低发动机重量,使包围的构件有更大的间隙,以及对核心发动机执行更简单的检查和维护操作。

[0011] 根据以下详细描述,将更好地理解本发明的其它方面和优点。

附图说明

- [0012] 图 1 示意性地显示高旁通涡轮风扇发动机的横截面图。
- [0013] 图 2 示意性地显示用于高旁通燃气轮机发动机中的传统核心整流罩的横截面。
- [0014] 图 3 示意性地显示根据本发明的一个实施例构造的绝热毡的横截面。
- [0015] 图 4 示意性地显示适于制造图 3 的绝热毡的设备的横截面。
- [0016] 部件列表

- 10 发动机
- 12 组件
- 14 发动机
- 16 壳体
- 18 叶片
- 20 鼻部
- 22 压缩机
- 24 燃烧器
- 26 涡轮
- 28 涡轮
- 30 管道
- 32 喷嘴
- 34 舱
- 36 整流罩
- 38 喷嘴
- 40 壳
- 42 壳
- 44 核心
- 48 室
- 50 毡
- 52 材料
- 54 钢
- 56 膜
- 60 毡
- 62 材料
- 64 层
- 66 层
- 68 片材
- 70 层
- 72 袋
- 74 膜
- 76 膜
- 78 配件

80 结构。

具体实施方式

[0017] 图 3 显示了适于用于例如图 1 中显示的类型的高旁通燃气轮机发动机中的绝热毡 60 的横截面。图 3 中显示的热毡 60 可安装来代替图 2 的绝热毡 50, 并且因此可适于用于核心整流罩 36。具体而言, 为了在热方面保护核心整流罩 36 的分层结构 (壳 40 和 42 以及核心 44) 的目的, 热毡 60 可位于整流罩 36 的内部面上, 类似于针对图 2 的现有技术毡 50 所显示和描述的方式。但是, 可预见到, 热毡 60 可安装在发动机 10 的其它位置处, 以及用于高旁通燃气轮机发动机之外的应用中。

[0018] 图 3 中显示的热毡 60 具有分层结构, 分层结构包括结合到复合层 64 和背衬层 66 上且结合在复合层 64 和背衬层 66 之间的绝热材料 62。绝热材料 62 为气凝胶, 其如在本领域中已知的那样为源自凝胶的材料, 其中, 凝胶的液体成分由气体代替而产生极端低密度的固体。气凝胶绝热材料 62 的优选组分包括二氧化硅 (硅石; SiO_2), 但是可预见有其它的组分, 例如, 氧化铝 (Al_2O_3) 气凝胶。适当的硅石气凝胶的商业实例可从 Aspen Aerogels 公司在名称 PYROGEL® XT 和 PYROGEL® XTF 下获得, 据报告它们为无定形硅石, 其包含非编织玻璃或硅石纤维絮作为增强材料。据进一步报告, PYROGEL® XT 和 PYROGEL® XTF 具有大约 650°C 的最大可用温度, 这可兼容来用作核心发动机热毡 60 的绝热材料 62。如果由 PYROGEL® XT 和 PYROGEL® XTF 形成, 则气凝胶绝热材料 62 的厚度为至少 0.1cm, 例如, 大约 0.1 cm 至大约 10cm, 并且更优选大约 0.5cm 至大约 1cm。气凝胶绝热材料 62 的期望厚度可用单层气凝胶材料或者包装或结合在一起的多层气凝胶材料形成。

[0019] 如根据图 3 中的毡 60 的形状显而易见的那样, 复合层 64 意图沿径向朝内朝向核心发动机 14 的内部, 并且因此至少用作热毡 60 和整流罩 36 的初始火保护阻隔。复合层 64 优选为聚合物复合材料, 其包含用纤维增强材料增强的树脂基质材料。用于纤维增强材料的优选组分包括玻璃纤维和 / 或硅石纤维, 但是可预见使用其它纤维增强材料, 例如, 石英纤维、氧化铝纤维和 / 或碳化硅纤维。纤维增强材料优选呈织物的形式, 并且优选构成复合层 64 的至少 10 体积%, 更优选复合层 64 的大约 40 体积% 至大约 70 体积%。树脂基质材料的适当的组分包括 (但不限于) 聚硅氧烷聚合物和地质聚合物 (geopolymers), 例如, 聚硅铝氧化物 (polysialate), 可对其添加填料材料, 例如硅石。树脂基质材料的优选组分是匀质的、共聚合的、交叉连结的硅酮聚合物, 其在暴露于火焰或足够高的温度时会转变成无机硅石。适当的织物增强的聚合物复合材料的商业实例可从 CYTEC Engineered Materials 在族名 SM8000 下获得, 据报告其会经受住大约 800°C 的温度, 而不会烧焦或碳化。具体的实例是 SM8027 和 SM8030, 其包含硅酮聚合物作为树脂基质材料且包含硅石织物作为增强材料。据报告这些复合材料的硅酮聚合物基质材料在经历高热处理时会转变成硅石。复合层 64 的厚度为至少 0.1mm, 例如, 大约 0.1mm 至大约 5mm, 并且更优选大约 0.2mm 至大约 0.5mm。如绝热材料 62 那样, 复合层 64 可构造成单个离散层或两个或更多个离散层, 以基于毡 60 的设计要求获得适当的厚度。

[0020] 背衬层 66 沿径向朝外朝向整流罩 36, 并且可直接结合到整流罩 36 的径向内侧壳 42 上。背衬层 66 用作毡 60 的支承膜, 其促进毡 60 的处理和安装。虽然不直接暴露于核心发动机 14 的内部, 但是尽管如此, 背衬层 66 优选能够经受住至少 200°C 的温度。背衬层 66

的适当的组分包括复合材料、铝箔和 / 或一种或多种聚合膜,例如,聚苯砜 (PPSU) 膜、聚酰亚胺膜 (例如, KAPTON®)、聚醚酰亚胺膜和 / 或抵抗住流体暴露的另一种高温聚合膜。可预见对背衬层 66 使用其它组分。适当的 PPSU 膜的实例可从 Solvay Advance Polymers 在名称 RADEL® 下商购获得。优选的复合材料是玻璃复合物和碳复合物,其包含具有高于 120°C 的工作温度的芳香族类型的环氧树脂系统,例如,可从 Cytec Engineered Materials 获得的 CYCOM® 997 和 CYCOM® 977,以及可从 Hexcel 获得的 HEXFLOW® RTM6 和 HEXFLOW® VRM37。用于复合材料的优选纤维增强物包括连续的、编织的、单向的且非卷曲织物,其优选构成背衬层 66 的至少 10 体积 %, 并且更优选为背衬层 66 的大约 45 体积 % 至大约 65 体积 %。背衬层 66 的适当的碳纤维增强材料的实例可从 Hexcel 在名称 HEXFLOW® AS4 下商购获得。背衬层 66 的适当的碳复合材料的实例可从 Cytec Engineered Materials 在名称 CYCOM®997/AS4 prepreg 下商购获得。

[0021] 也在本发明的范围内的是,采用用作复合层 64 的相同材料 (例如,硅石织物增强的聚硅氧烷复合物) 作为背衬层 66,在该情况下,绝热材料 62 有效地包围在复合层 64 中。背衬层 66 的厚度优选至少 0.02mm,例如,大约 0.02mm 至大约 2mm,并且更优选地大约 0.04mm 至大约 0.13mm。

[0022] 如上面提到的那样,热毡 60 可进一步包括可选的额外的层。例如,图 4 显示了用于制造热毡 60 的工艺,其中,在绝热材料 62 和复合层 64 之间提供由铝箔或聚酰亚胺膜 (例如, KAPTON®) 形成的可选的层 70。

[0023] 图 4 中显示的制造方法是可用来制造热毡 60 的若干可行技术中的一个。在图 4 中,背衬层 66、气凝胶绝热材料 62、可选的层 70 和复合层 64 堆叠在恰当的工具上,在图 4 中显示其包括垫板 (caul) 片材 68,并且然后使得到的堆叠的结构 80 在为毡 60 限定期望形状和大小的工艺中固化。如图 4 中显示的那样,复合层 64 可缠绕在绝热材料 62 和背衬层 66 的整个周缘的周围,使得绝热材料 62 完全被复合层 64 和背衬层 66 封装。在置于垫板片材 68 上时,堆叠的结构 80 与垫板片材 68 的表面相一致。因此,为了制造图 3 中显示的弓形形状的毡 60,垫板片材 68 将还具有互补的弓形形状 (未显示)。图 4 示意性地将堆叠的结构 80 显示为被袋 72 覆盖,以使得能够在垫板片材 68 和袋 72 之间抽真空,使得袋 72 挤压堆叠的结构 80。袋可类似地用于高压釜工艺中,由此对袋 72 的上表面施加压力,使得袋 72 挤压堆叠的结构 80。在任一种情况下,在升高的温度下挤压堆叠的结构 80 用来在复合层 64 和背衬层 66 的树脂成分的固化期间使结构 80 的层紧凑或在层之间提供接触。固化工艺至少使复合层 64 和背衬层 66 的周缘结合到彼此上,以便完全封装绝热材料 62,如根据图 4 显而易见的那样。可选地,复合层 64 和背衬层 66 可还直接结合到绝热材料 62 的相反的表面。粘合剂可置于复合层 64 和背衬层 66 中的一个或两者的周缘上,以促进使它们粘合到彼此上。释放膜 74 和 76 显示为在堆叠的结构 80 以及垫板片材 68 和袋 72 之间,以防止复合层 64 和背衬层 66 粘合到垫板片材 68 和袋 72 上。释放膜 74 和 76 可由任何适当的材料形成,例如 TEFLON®。释放片材 76 优选为多孔的,以允许包围堆叠结构 80 的空气被从袋 72 下面抽出且通过配件 78 排出。在图 4 中显示的工艺之前,复合层 64 可使用真空或高压釜工艺单独地制造和固化,并且然后与绝热材料 62 和背衬层 66 组装在一起且利用粘合剂结合到背衬层 66 上。

[0024] 适当的固化温度、压力 / 真空水平和其它参数将部分地取决于使用的特定材料,

并且可由常规实验确定。通过使用 PYROGEL XT® 气凝胶材料的实例作为绝热材料 62, 使用 SM8027 作为硅石织物增强的聚硅氧烷复合层 64, 以及使用碳复合材料作为背衬层 66, 可在大约 5 英寸汞柱至大约 15 英寸汞柱 (大约 17kPa 至大约 51kPa) 的分真空下进行适当的固化循环。一旦如图 4 中显示的那样组装, 堆叠的结构 80 就可以大约 2°C / 分钟的速率从室温被加热到大约 50°C 且保持大约四十分钟, 然后进一步以大约 2°C / 分钟的速率被加热到大约 120°C 且保持大约四十分钟, 然后进一步以大约 2°C / 分钟的速率被加热到大约 180°C 且保持大约两小时, 并且然后进一步以大约 2°C / 分钟的速率被加热到大约 200°C 且保持大约两小时。此后, 得到的层压结构可以大约 3°C / 分钟的速率被冷却到大约 35°C。

[0025] 由上面描述的材料构造的热毡已经被制造, 并且通过使用通常进行来针对舱应用验证热毡的性能的测试进行评价。包括在这样的测试中的是火测试和导热性的评价。对如上面描述的那样制造和固化的两个标本进行测试, 其中绝热材料 62 为 0.5cm 厚的一层 PYROGEL XT® 气凝胶材料, 复合层 64 是 0.05mm 厚的一层 SM8027 硅石织物增强的聚硅氧烷树脂基质材料, 并且背衬层 66 是 0.05mm 厚的一层碳复合材料, 其由 CYCOM® 997 作为树脂基质材料且 HEXTOW® AS4 作为碳增强材料而形成。实验性热毡具有大约 0.4 lbs/ft² (大约 2.0 kg/m²) 的面积重量。为了比较, 还测试了传统热毡, 其中, 绝热材料是在 0.01cm 至 0.02cm 厚的一层不锈钢和 0.05cm 厚的一层 KAPTON® 或硅酮聚合物层之间的 0.5cm 厚的一层硅石颗粒、金属氧化物和增强纤维。传统热毡具有大约 0.6 lbs/ft² (大约 3.1 kg/m²) 的面积重量。因而, 实验性毡具有比传统热毡小大约 35% 的面积重量。各个被测试的热毡的总厚度为大约 5mm (大约 0.2 英寸)。

[0026] 在大约 50°C 下进行导热。传统热毡具有大约 0.054W/mK 的导热性, 而两个实验性热毡具有大约 0.052W/mK 和 0.048W/mK 的导热性。因此, 实验性毡具有粗略等于或小于传统毡的导热性。

[0027] 通过使热毡经历直接火焰来进行火测试。在大约 1000 秒的跨度里监测毡, 在这期间, 实验性热毡维持大约 800°C 至大约 1000°C 的范围内的温度, 并且传统热毡维持大约 700°C 至大约 900°C 的范围内的温度。实验性毡的性能被认为等于传统毡。

[0028] 根据上面所述总结, 根据本发明制造的热毡 60 能够有等于传统热毡的耐火性, 但是具有比传统热毡小大约 35% 的面积重量。另外, 本发明的热毡能够有较低的导热性, 这允许热毡 60 较薄, 以对核心发动机 14 的邻近的结构构件提供额外的间隙。因而, 图 3 中的显示的热毡 60 的值得注意的方面是能够减小为整流罩 36 实现期望的热保护水平所需要的厚度。热毡 60 还展示了良好的可成形性, 并且相信其具有优于传统热毡的成本优点。

[0029] 基于本发明的结果, 相信热毡 60 的适当的总厚度为至少 0.5cm。另外, 考虑到在典型的发动机内典型地可获得来容纳热毡的空间有限, 不超过大约 2.5cm 的厚度是优选的。相信适当的厚度范围大致为大约 0.2cm 至大约 3cm, 并且更优选地大约 0.5cm 至大约 1cm。

[0030] 结合起来, 复合层 64 提供火保护, 并且气凝胶绝热材料 62 提供绝热来将整流罩 36 的温度例如从大约 3000°C 降低至低于 1250°C。气凝胶绝热材料 62 的厚度主要确定需要保护的整流罩 46 的表面的温度。如果热毡 60 安装成包围图 1 的核心发动机 14 的燃烧器 24、高压涡轮 26 和低压涡轮 28, 并且用作整流罩 36 的保护性热障, 则这个能力是特别有利的。

[0031] 虽然在具体实施例方面描述了本发明, 但是显而易见的是, 本领域技术人员可采

用其它形式。例如,热毡 60 的物理结构可不同于图 3 中显示的物理结构,并且可使用提到的那些之外的工艺来制造热毡 60。因此,本发明的范围应当仅收所附权利要求限定。

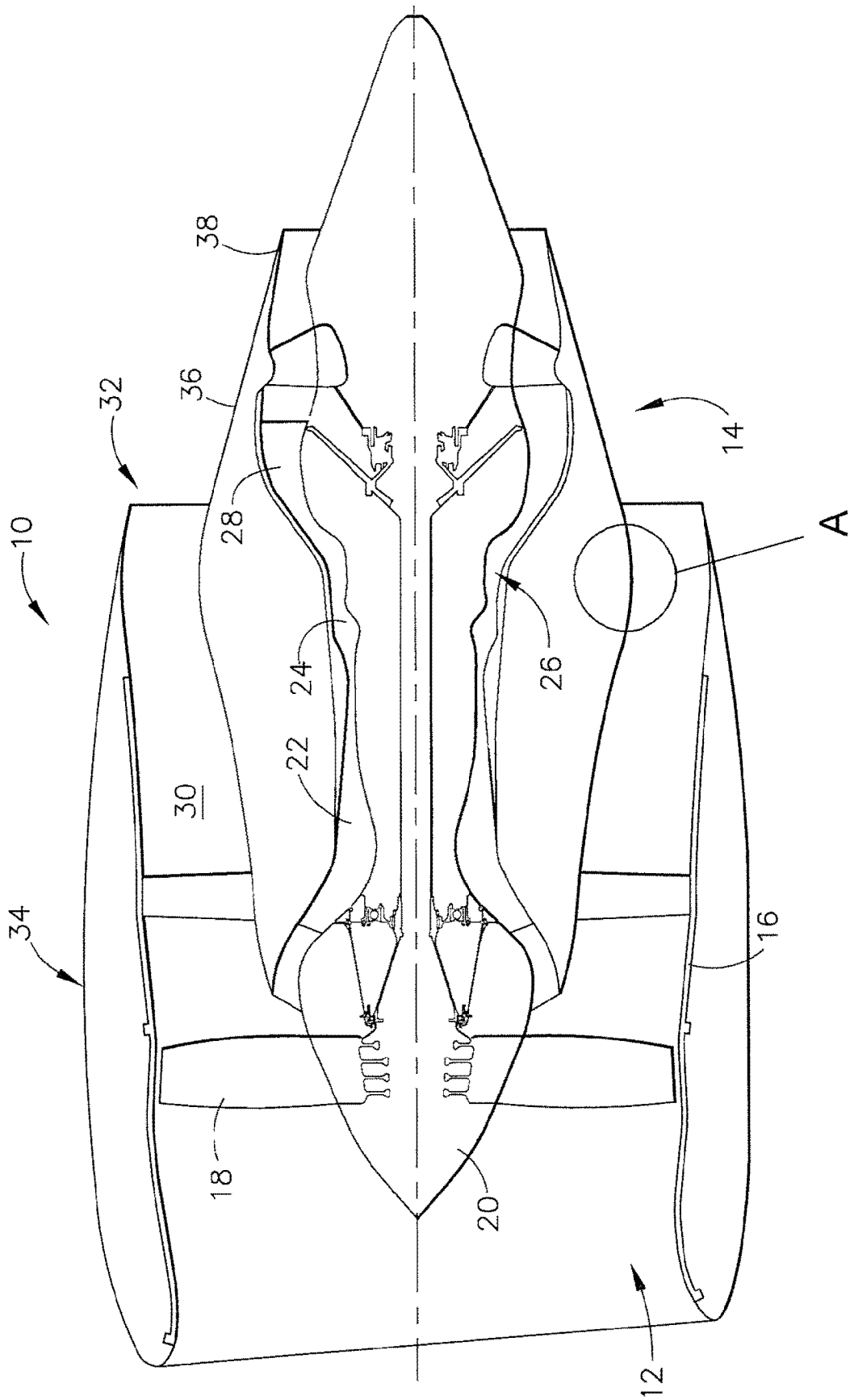


图 1

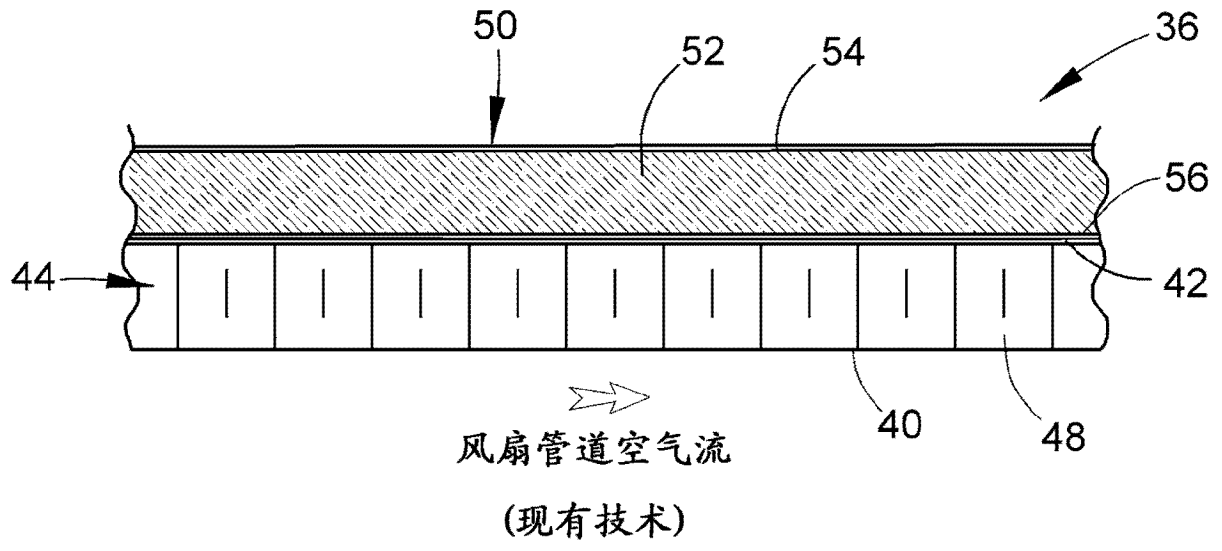


图 2

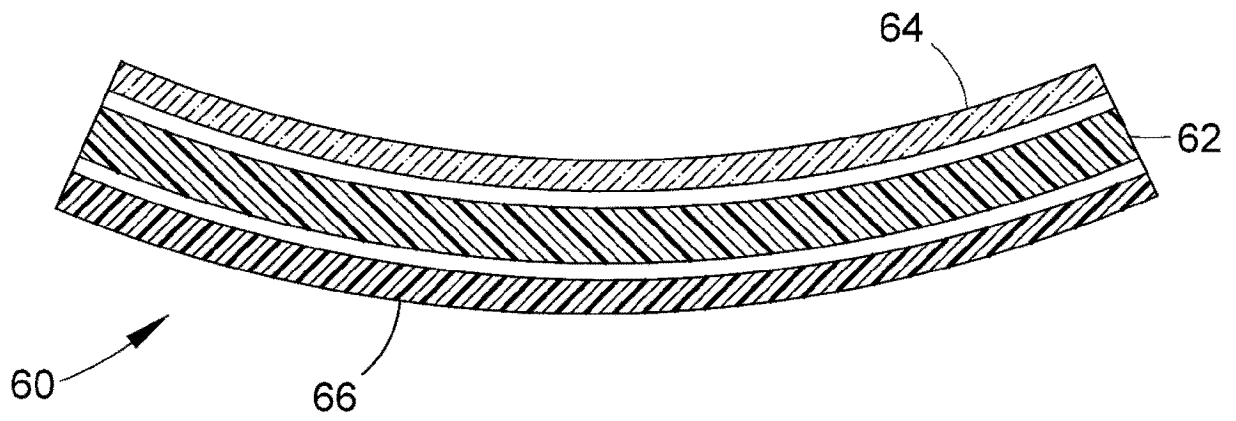


图 3

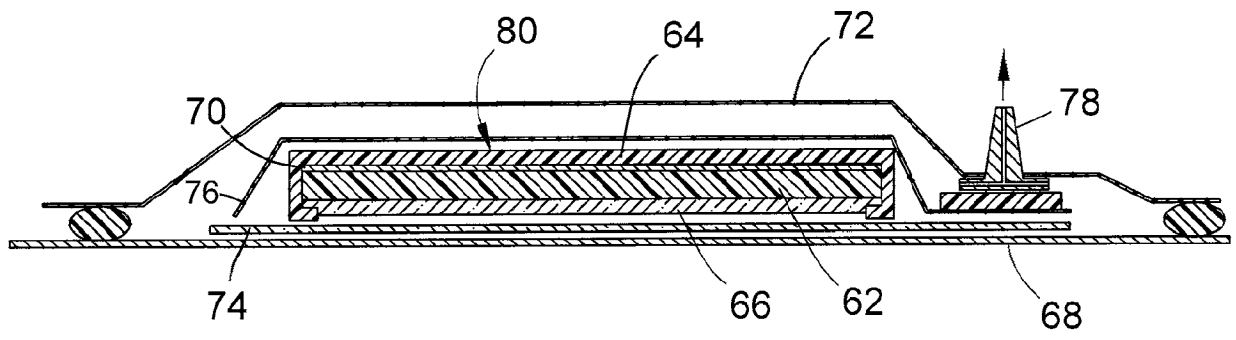


图 4