



## (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106988786 A

(43)申请公布日 2017. 07. 28

(21)申请号 201610913710.2

F01D 5/28(2006.01)

(22)申请日 2016.10.20

(30)优先权数据

14/887509 2015.10.20 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 H.C.罗伯茨三世

R.W.小阿尔布雷奇特

M.J.麦克卡伦 P.A.弗林

M.F.X.小吉利奥蒂 E.A.埃斯蒂尔

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 严志军 肖日松

(51)Int.Cl.

F01D 5/14(2006.01)

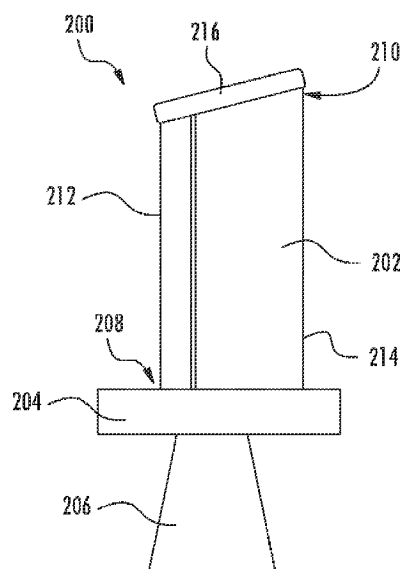
权利要求书1页 说明书11页 附图9页

(54)发明名称

添加制造的转子叶片及构件

(57)摘要

提供了一种经由添加制造形成的转子叶片(200)。转子叶片(200)包括翼型件(202)和联接的构件。翼型件(202)包括经由添加制造形成的第一材料的多个熔合层,并且限定前缘(212)和远侧端部处的末端(210)。联接的构件包括经由添加制造形成的第二材料的多个熔合层。互锁过渡区(10)包括多个凸起(16),其分别从翼型件(202)和联接的构件交替地延伸,以不可拆卸地联接翼型件(202)和联接的构件。



1. 一种转子叶片(200), 包括:

翼型件(202), 其包括经由添加制造形成的第一材料的多个熔合层, 其中所述翼型件(202)限定前缘(212)和远侧端部处的末端(210);

联接的构件, 其包括经由添加制造形成的第二材料的多个熔合层; 以及

互锁过渡区(10), 其包括多个凸起(16), 所述多个凸起(16)分别从所述翼型件(202)和所述联接的构件交替地延伸, 以不可拆卸地联接所述翼型件(202)和所述联接的构件。

2. 根据权利要求1所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述联接的构件为保护转子叶片末端(216), 并且其中所述互锁过渡区(10)设置在所述翼型件(202)的所述末端(210)处。

3. 根据权利要求2所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述多个凸起(16)中的各个允许所述翼型件(200)与所述保护转子叶片末端(216)之间的相对运动, 使得所述保护转子叶片末端(216)能够在所述转子叶片(200)接触物体时收缩。

4. 根据权利要求1所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述联接的构件为保护前缘构件(218), 并且其中所述互锁过渡区(10)设置在所述翼型件(202)的所述前缘(212)处。

5. 根据权利要求4所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述翼型件(202)与所述保护前缘构件(218)之间的相邻凸起(16)的至少一部分防止所述翼型件(202)与所述保护前缘构件(218)之间的相对运动。

6. 根据权利要求1所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述翼型件(202)还限定了限定用于所述流动路径的内径向边界的平台(204), 并且其中所述联接的构件为阻尼器构件(224), 并且其中所述互锁过渡区(10)设置在所述平台(204)的内表面(220)处。

7. 根据权利要求6所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述多个凸起(16)中的各个允许所述平台(204)与所述阻尼器构件(224)之间的相对运动, 使得所述阻尼器构件(224)可沿径向方向关于所述平台(204)移动。

8. 根据权利要求6所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述互锁过渡区(10)限定流体通道(38), 所述流体通道(38)构造成提供所述平台(204)与所述阻尼器构件(224)之间的流体连通。

9. 根据权利要求1所述的转子叶片(200), 其特征在于, 所述翼型件(202)包括金属合金, 并且其中所述联接的构件包括热障涂层。

10. 一种使用添加制造来形成转子叶片(200)的方法, 所述方法包括:

经由添加制造熔合第一材料的多个层以形成翼型件(202), 其中所述翼型件(202)限定前缘(212)和远侧端部处的末端(210);

经由添加制造熔合第二材料的多个层以形成联接的构件; 以及

通过形成互锁过渡区(10)来不可拆卸地联接所述翼型件(202)和所述联接的构件, 所述互锁过渡区(10)包括分别从所述翼型件(202)和所述联接的构件交替地延伸的多个凸起(16)。

## 添加制造的转子叶片及构件

### 技术领域

[0001] 本主题大体上涉及沿互锁过渡区连结两个构件的添加制造方法。

### 背景技术

[0002] 在制造中,通常合乎需要的是连结两个或更多个构件来产生单个部件。然而,连结构件的当前方法通常导致较差的机械性质,不论这些构件是否由相同或不类似的材料制成。

[0003] 例如,连结两个构件的现有技术的方法可包括金属熔化过程,如焊接或硬钎焊,使用机械紧固件如铆钉或螺钉,或施加结构粘合剂和使其固化。这些接头可展现较差的物理性质,并且提供弱机械联结,如较差的剪切联结或粘合。由于那些区域中的集中应力,故这些接头还可倾向于沿材料过渡线或平面的裂缝开始和传播。

[0004] 此外,在一些应用中,合乎需要的是具有允许连结构件之间的一些相对移动的接头。例如,不是柔韧或柔性的两个或更多个构件之间的接头可展现关于接头的疲劳耐久性、抗冲击性和总体寿命的问题。在其中构件或连结材料具有不同热膨胀系数的情况下,不允许相对移动的接头不可补偿热增长失配,因此导致接头在某些温度环境中的失效。

[0005] 此外,在连结构件之间延伸的冷却孔可为合乎需要的。然而,取决于接头和构件的方位和构造,不可为可能的是,使用当前的方法(如,钻孔或机加工)在不损害接头的完整性的情况下形成冷却孔。不可为可能的是,例如在孔在接头自身内的情况下,或在钻取孔可另外弱化接头的情况下,产生冷却孔。

[0006] 因此,具有改进的结构完整性的连结两个或更多个构件的方法是合乎需要的。更具体而言,用于形成允许构件之间的相对移动或包括冷却孔(如果期望),同时仍提供强机械联结的接头的方法将是特别有用的。

### 发明内容

[0007] 本发明的方面和优点将在以下描述中部分地阐述,或者可从描述为明显的,或者可通过本发明的实践学习。

[0008] 在本公开的一个示例性实施例中,提供给了—种经由添加制造形成的转子叶片。转子叶片包括翼型件和联接的构件。翼型件包括经由添加制造形成的第一材料的多个熔合层,并且限定前缘和远侧端部处的末端。联接的构件包括经由添加制造形成的第二材料的多个熔合层。互锁过渡区包括多个凸起,其分别从翼型件和联接的构件交替地延伸,以不可拆卸地联接翼型件和联接的构件。

[0009] 在本公开的又一个实施例中,提供了一种使用添加制造形成转子叶片的方法。该方法包括经由添加制造熔合第一材料的多个层以形成翼型件,其中翼型件限定前缘和远侧端部处的末端。该方法还包括经由添加制造熔合第二材料的多个层以形成联接的构件。该方法还包括通过形成互锁过渡区来不可拆卸地联接翼型件和联接的构件,该互锁过渡区包括分别从翼型件和联接的构件交替地延伸的多个凸起。

[0010] 技术方案1. 一种转子叶片,包括:

翼型件,其包括经由添加制造形成的第一材料的多个熔合层,其中所述翼型件限定前缘和远侧端部处的末端;

联接的构件,其包括经由添加制造形成的第二材料的多个熔合层;以及

互锁过渡区,其包括多个凸起,所述多个凸起分别从所述翼型件和所述联接的构件交替地延伸,以不可拆卸地联接所述翼型件和所述联接的构件。

[0011] 技术方案2. 根据技术方案1所述的转子叶片,其特征在于,所述联接的构件为保护转子叶片末端,并且其中所述互锁过渡区设置在所述翼型件的所述末端处。

[0012] 技术方案3. 根据技术方案2所述的转子叶片,其特征在于,所述多个凸起中的各个允许所述翼型件与所述保护转子叶片末端之间的相对运动,使得所述保护转子叶片末端能够在所述转子叶片接触物体时收缩。

[0013] 技术方案4. 根据技术方案1所述的转子叶片,其特征在于,所述联接的构件为保护前缘构件,并且其中所述互锁过渡区设置在所述翼型件的所述前缘处。

[0014] 技术方案5. 根据技术方案4所述的转子叶片,其特征在于,所述翼型件与所述保护前缘构件之间的相邻凸起的至少一部分防止所述翼型件与所述保护前缘构件之间的相对运动。

[0015] 技术方案6. 根据技术方案1所述的转子叶片,其特征在于,所述翼型件还限定了限定用于所述流动路径的内径向边界的平台,并且其中所述联接的构件为阻尼器构件,并且其中所述互锁过渡区设置在所述平台的内表面处。

[0016] 技术方案7. 根据技术方案6所述的转子叶片,其特征在于,所述平台与所述阻尼器构件之间的相邻凸起的至少一部分防止所述平台与所述阻尼器构件之间的相对运动。

[0017] 技术方案8. 根据技术方案6所述的转子叶片,其特征在于,所述多个凸起中的各个允许所述平台与所述阻尼器构件之间的相对运动,使得所述阻尼器构件可沿径向方向关于所述平台移动。

[0018] 技术方案9. 根据技术方案6所述的转子叶片,其特征在于,所述互锁过渡区限定流体通道,所述流体通道构造成提供所述平台与所述阻尼器构件之间的流体连通。

[0019] 技术方案10. 根据技术方案1所述的转子叶片,其特征在于,所述翼型件包括金属合金,并且其中所述联接的构件包括热障涂层。

[0020] 技术方案11. 一种使用添加制造来形成转子叶片的方法,所述方法包括:

经由添加制造熔合第一材料的多个层以形成翼型件,其中所述翼型件限定前缘和远侧端部处的末端;

经由添加制造熔合第二材料的多个层以形成联接的构件;以及

通过形成互锁过渡区来不可拆卸地联接所述翼型件和所述联接的构件,所述互锁过渡区包括分别从所述翼型件和所述联接的构件交替地延伸的多个凸起。

[0021] 技术方案12. 根据技术方案11所述的方法,其特征在于,所述联接的构件为保护转子叶片末端,并且其中所述互锁过渡区设置在所述翼型件的所述末端处。

[0022] 技术方案13. 根据技术方案11所述的方法,其特征在于,所述多个凸起中的各个允许所述翼型件与所述保护转子叶片末端之间的相对运动,使得所述保护转子叶片末端能够在所述转子叶片接触物体时收缩。

[0023] 技术方案14. 根据技术方案11所述的方法,其特征在于,所述联接的构件为保护前缘构件,并且其中所述互锁过渡区设置在所述翼型件的所述前缘处。

[0024] 技术方案15. 根据技术方案14所述的方法,其特征在于,所述翼型件与所述保护前缘构件之间的相邻凸起的至少一部分防止所述翼型件与所述保护前缘构件之间的相对运动。

[0025] 技术方案16. 根据技术方案11所述的方法,其特征在于,所述翼型件还限定了限定用于所述流动路径的内径向边界的平台,并且其中所述联接的构件为阻尼器构件,并且其中所述互锁过渡区设置在所述平台的内表面处。

[0026] 技术方案17. 根据技术方案16所述的方法,其特征在于,所述平台与所述阻尼器构件之间的相邻凸起的至少一部分防止所述平台与所述阻尼器构件之间的相对运动。

[0027] 技术方案18. 根据技术方案16所述的方法,其特征在于,所述多个凸起中的各个允许所述平台与所述阻尼器构件之间的相对运动,使得所述阻尼器构件可沿径向方向关于所述平台移动。

[0028] 技术方案19. 根据技术方案18所述的方法,其特征在于,所述互锁过渡区限定流体通道,所述流体通道构造成提供所述平台与所述阻尼器构件之间的流体连通。

[0029] 技术方案20. 根据技术方案11所述的方法,其特征在于,所述第一构件和所述第二构件由粉末金属制成,并且熔合为熔化过程。

[0030] 本发明的这些及其它的特征、方面和优点将参照以下描述和所附权利要求变得更好理解。并入在本说明书中并且构成本说明书的部分的附图示出了本发明的实施例,并且连同描述用于阐释本发明的原理。

## 附图说明

[0031] 包括针对本领域技术人员的其最佳模式的本发明的完整且开放的公开在参照附图的说明书中阐述,在该附图中:

图1为根据本公开的示例性实施例的互锁过渡区的透视图,其中第一构件和第二构件示为分开来提供凸起的清楚视图;

图2为根据示例性实施例的具有轴和球柄凸起的互锁过渡区的侧视图;

图3为根据示例性实施例的具有梯形凸起的互锁过渡区的侧视图;

图4为根据示例性实施例的具有长形轴和球柄凸起的互锁过渡区的侧视图;

图5为根据示例性实施例的具有轴和球柄凸起的互锁过渡区的侧视图,其中硬钎焊材料用作第一构件与第二构件之间的粘合剂;

图6为根据示例性实施例的具有延伸穿过的冷却孔的非平面互锁过渡区的侧视图;

图7为根据示例性实施例的具有延伸穿过的冷却孔的互锁过渡区的透视截面视图;

图8为根据本主题的示例性实施例的燃气涡轮发动机的示意性截面视图;

图9A为根据示例性实施例的具有包括不可拆卸地联接于翼型件的远侧端部的保护翼型件末端的翼型件的转子叶片的俯视图;

图9B为根据示例性实施例的具有包括不可拆卸地联接于翼型件的远侧端部的可收缩的保护翼型件末端的翼型件的转子叶片的俯视图;

图10为根据示例性实施例的具有包括不可拆卸地联接于翼型件的前缘的保护前缘的

翼型件的转子叶片的俯视图;以及

图11为根据示例性实施例的具有包括不可拆卸地联接于翼型件平台的径向内表面的一体的平台下阻尼器的翼型件的转子叶片的俯视图。

[0032] 本说明书和附图中的附图标记的重复使用旨在表示本发明的相同或相似的特征或元件。

[0033] 部件列表

- 10 互锁过渡区
- 12 第一构件
- 14 第二构件
- 16 凸起
- 18 轴
- 20 球柄
- 22 第一构件表面
- 24 第二构件表面
- 26 间隙
- 28 梯形凸起
- 30 长形凸起
- 32 长形轴
- 34 相对运动箭头
- 36 接头粘合层
- 38 冷却孔
- 110 涡扇喷气发动机
- 112 纵向或轴向中心线
- 114 风扇区段
- 116 芯部涡轮发动机
- 118 外壳
- 120 入口
- 122 低压压缩机
- 124 高压压缩机
- 126 燃烧区段
- 128 高压涡轮
- 130 低压涡轮
- 132 喷气排气区段
- 134 高压轴/转轴
- 136 低压轴/转轴
- 138 风扇
- 140 叶片
- 142 盘
- 144 前缘

146 末端  
148 促动组件  
150 动力齿轮箱  
152 可旋转毂  
154 风扇壳或机舱  
156 出口导叶  
158 下游区段  
160 旁通空气流通路  
162 空气  
164 入口  
166 空气的第一部分  
168 空气的第二部分  
170 燃烧气体  
172 定子导叶  
174 涡轮转子叶片  
176 定子导叶  
178 涡轮转子叶片  
180 喷气喷嘴排气  
182 风扇喷嘴排气区段  
184 热气体路径  
200 转子叶片  
202 翼型件  
204 平台  
206 燕尾部  
208 根部  
210 末端  
212 前缘  
214 后缘  
216 保护翼型件末端  
218 保护前缘  
220 径向内表面  
222 径向外表面  
224 阻尼器。

### 具体实施方式

[0034] 现在将详细参照本发明的实施例,其一个或更多个实例在附图中示出。各个实例经由阐释本发明提供,而不限本发明。实际上,对本领域技术人员而言将显而易见的是,可在本发明中作出各种改型和变型,而不脱离本发明的范围或精神。例如,示为或描述为一个实施例的部分的特征可与另一个实施例一起使用以产生又一个实施例。因此,意图是,本

发明覆盖归入所附权利要求和它们的等同物的范围内的此类改型和变型。

[0035] 添加制造技术实现通过典型地沿垂直(Y)方向逐点、逐层建造物体的复杂物体的制造。尽管以下论述涉及材料的添加,但本领域技术人员将认识到,本文中公开的方法和结构可利用任何添加制造技艺或技术实践。例如,本发明的实施例可使用层添加过程、层减去过程或混合过程。在一些实施例中,本文中公开的方法和结构可提供由互锁过渡区10连结且由一种或更多种材料的连续沉积层形成的两个或更多个构件。

[0036] 本公开的实施例提供了用于使用添加制造技术连结两个或更多个构件的方法和结构。在这点上,多个构件可产生,其为独立实体,但产生有它们的构造中的互锁特征以有效地形成机械“根部”,其横跨联结区域到达,由此阻止拆卸和横跨过渡区传送结构负载。所得的接头可为平面或非平面的,并且可展现改进的机械强度和粘合。互锁材料过渡区例如还可用于将高抗冲击保护涂层装固于基础材料。此外,互锁特征可间隔开,以容许构件之间的小范围运动,并且接头可具有集成的冷却孔或通路。

[0037] 现在参照附图,图1示出了根据本公开的示例性实施例的互锁过渡区10的透视图,其中第一构件12和第二构件14示为分开来提供多个凸起16的清楚视图。如所示,互锁过渡区10可在由X-Z平面限定的平面区域中延伸。值得注意地,附图中仅示出了互锁过渡区10,但本领域技术人员将认识到,第一构件12和第二构件14可为使用添加制造技术制造的任何简单或复杂的物体。此外,第一构件12和第二构件14和连接它们的互锁过渡区10可缩放至任何尺寸。例如,各个凸起16可在截面中范围从几纳米到若干厘米或更大。假定其多功能性和可缩放性,用于使用添加制造技术连结两个或更多个构件的当前公开的方法和结构可在各种应用和技术领域中实践。

[0038] 图2为根据一个示例性实施例的具有轴18和球柄20凸起16的互锁过渡区10的侧视图。如所示,第一构件12和第二构件14中的各个包括分别从第一构件表面22和第二构件表面24延伸的多个凸起16。尽管所示实施例示出了沿大致垂直方向延伸的各个凸起16,但本领域技术人员将认识到,在其它实施例中,各个凸起16可相对于构件表面22,24成任何角制造。各个凸起16包括轴18,其具有位于其远侧端部处的球柄20。在图1和2中所示的实施例中,轴18为圆柱形的,并且球柄20为球形的。然而,在一些实施例中,轴18可改为具有为正方形、矩形、椭圆形、不规则形状或任何其它适合形状的截面,并且可处于共同或不同的长度。类似地,球柄20可为正方形、长方形或任何其它适合形状。

[0039] 多个凸起16可从第一构件12和第二构件14交替地延伸,以形成沿纵向方向(X)和侧向方向(Z)两者延伸的互锁过渡区10。在一些实施例中,球柄20的直径大于轴18的直径,并且轴18沿第一构件12和第二构件14间隔,使得球柄20可配合在相邻轴18之间。以该方式,多个凸起16形成互锁过渡区10,其机械地联接第一构件12和第二构件14。由于互锁过渡区10可使用添加制造逐层打印,故所得的互锁过渡区10不可拆卸地联接第一构件12和第二构件14。在这点上,第一构件12和第二构件14连结成使得它们可不通过非破坏手段分开。在一些实施例中,相邻凸起16的至少一部分可防止构件12,14之间的相对运动。如下文更详细阐释的,在其它实施例中,轴18的间距可调整成允许多个凸起16的相对移动,并且向互锁过渡区10提供一些柔性。

[0040] 在一些示例性实施例中,凸起16可具有不同形状。在这点上,多个凸起16可为不规则形状,并且各个凸起16可填充相邻凸起16之间的整个区域,或者可留下间隙或小空隙26。

例如,如图3中所示,凸起16可为梯形凸起28。在这点上,各个梯形凸起28具有分别邻近第一构件12或第二构件14的窄截面。梯形凸起28的截面区域在梯形凸起28远离第一构件12或第二构件14朝梯形凸起28的远侧端部(其中截面为最大的)延伸时变得更大。

[0041] 现在具体参照图4的实施例,多个凸起16可为长形凸起30。在这点上,长形凸起30可具有长形轴32,或者可另外制造成允许第一构件12与第二构件14之间的一些相对运动。例如,长形轴32可允许第一构件12和第二构件14关于彼此沿Z方向(如由箭头34指示)滑动,直到相邻的球柄20与彼此接触。类似地,在一些实施例中,多个凸起16的间距可增大,以便容许在X,Y和Z平面中的小范围的运动,以及绕着X,Y和Z轴线的旋转。如本领域技术人员将认识到的,多个凸起16的尺寸、形状和间距可针对任何特定应用调整成按需要容许或约束运动。

[0042] 现在具体参照图5,互锁过渡区10的一些实施例可具有粘合剂36或其它材料,其设置在第一构件表面22与第二构件表面24之间,以便进一步确保强联结。该粘合剂层36可为例如环氧树脂或固化树脂,或者接头可通过将硬钎焊填充材料引入在第一构件12与第二构件14之间来产生。作为备选,粘合剂层36可为第一构件12与第二构件14之间的另一添加制造的层,并且可由适合于用在添加制造过程中的任何材料制成,如下文所论述。以该方式,粘合剂层36可改进互锁过渡区10的机械联结强度。

[0043] 在一些情况下,合乎需要的是包括冷却孔38,其延伸穿过互锁过渡区10以提供第一构件12与第二构件14之间和/或互锁过渡区10内的冷却流体的连通。图6示出了具有集成的冷却孔38的非平面互锁过渡区10的侧视图。图7为具有集成的冷却孔38的互锁过渡区10的透视截面视图。在这些示例性实施例中,冷却孔38可通过在添加制造过程期间选择性地沉积材料以形成通路或冷却孔38而形成穿过构件。冷却孔38可在内部延伸穿过互锁过渡区10,使得它们是整装的并且不暴露于连结构件的任何外表面。此外,冷却孔38可具有任何形状或尺寸,并且可置于任何位置。例如,尽管图6和7中绘出的冷却孔38是线性的并且从第一构件12笔直地延伸穿过互锁过渡区10至第二构件14,但冷却孔38可改为是弯曲的或蛇线的。

[0044] 本文中公开的添加制造过程使得第一构件12和第二构件14能够由多种材料中的任一种制成。各个构件可由相同材料或不同材料制成。实际上,甚至单个构件可包括不同材料的多层。在一些实施例中,第一构件12可为第一部件,并且第二构件14可为第二部件,使得互锁过渡区10产生多部件组件。此外,本领域技术人员将认识到,本文中所述的方法和结构不需要限于两个构件,而是可用于连结多于两个构件。在一些实施例中,第一构件12可为基础材料,并且第二构件14可为保护涂层。例如,第二构件14可为热障涂层或热障涂层的联结涂层,以向第一构件12提供改进的热耐久性。在其它实施例中,保护涂层可为展现高抗冲击性的非常耐久的材料。以该方式,保护涂层可保护下覆构件免受冲击损坏并且延长其寿命。

[0045] 如上文所指示,第二构件14可为保护涂层,如热障涂层(TBC)系统或环境阻隔涂层(EBC)系统。此类TBC和EBC系统可大体上包括覆盖第一构件12的外表面的联结层,以及设置在联结层之上的热障层。如大体上理解的,联结层可由设计成抑制下覆的第一构件12的氧化和/或腐蚀的抗氧化金属材料形成。例如,在若干实施例中,联结层可由包括“MCrAlY”的材料形成,其中“M”代表铁、镍或钴,或者来自铝化物或贵金属铝化物材料(例如,铝化铂)。

类似地,热障层可由耐高温材料形成,以便提高第一构件12的操作温度能力。例如,在若干实施例中,热障层可由各种已知的陶瓷材料形成,如由氧化钇、氧化镁或其它贵金属氧化物部分或完全稳定的氧化锆。

[0046] 此外,通过使用上文公开的方法和结构来产生互锁过渡区10,TBC和EBC系统的联结层可完全消除。在这点上,联结层典型地用于TBC和EBC系统中,以便提供第一构件12与热障涂层之间的中间层,以补偿热失配,即,第一构件12和热障涂层可具有不同热膨胀系数,在置于高温环境中时在材料以不同速率增长时引起应力。联结层提供附加机械强度和粘合来确保热失配不导致联结区域失效。然而,如上文所论述,多个凸起16形成互锁过渡区10,其提供构件之间的强机械联结和改进的粘合。因此,如果互锁过渡区10将保护热障涂层联接于第一构件12,则联结层可完全消除,并且组件可仍耐受高温环境。

[0047] 此外,本领域技术人员将认识到,用于联结那些材料的多种材料和方法可使用并且构想为在本公开的范围内。例如,材料可为塑料、金属、混凝土、陶瓷、聚合物、环氧树脂、光敏聚合物树脂,或可呈固体、液体、粉末、片材或任何其它适合形式的任何其它适合的材料。如本文中使用的,提到“熔合”可表示用于产生以上材料中的任一种的联结层的任何适合的过程。例如,如果物体由聚合物制成,则熔合可表示产生聚合物材料之间的热固性联结。如果物体为环氧树脂,则联结可由交联过程形成。如果材料为陶瓷,则联结可由烧结过程形成。如果材料为粉末金属,则联结可由熔化过程形成。本领域技术人员将认识到,熔合材料来由添加制造制作构件的其它方法是可能的,并且目前公开的主题可利用那些方法来实践。

[0048] 在一些实施例中,第一材料和第二材料具有不同的热膨胀系数。在此类实施例中,可合乎需要的是将多个凸起16构造成允许一些相对移动,由此减小由于由热增长失配产生的集中应力而引起的失效的可能性。

[0049] 添加制造技术实现产生多个构件,其为独立实体,但产生有它们的构造中的互锁特征来限制它们的运动范围和/或拆卸。在这点上,两个或更多个独立的构件可制造有互锁特征,其有效地形成横跨互锁过渡区10到达的机械“根部”,阻止拆卸,并且具有横跨互锁过渡区10传送结构负载的能力。使用添加制造技术有效地连结两个或更多个构件的能力引入了宽范围的平面或非平面接头,并且可实现产生独特的组件。

[0050] 互锁材料过渡区10可提供优于现有技术的技术和商业优点。使用所述方法产生的接头具有改进的机械强度,展现不同功能、成分或微观结构的区域之间的改进的剪切联结,以及微规模或宏规模下的增强粘合。互锁材料过渡区10例如还可用于将高抗冲击保护层装固于基础材料。联结层的多功能性也改进,其中构件可由相同或不类似的材料制成,并且接头可为平面或非平面的。此外,互锁特征可间隔开,以容许构件之间的小范围运动,并且接头可具有集成的冷却孔或通路。

[0051] 使用添加制造连结两个或更多个构件的上文所述的设备和方法可用于多种应用和多种行业中。例如,燃气涡轮发动机的构件可使用该过程构造。可使用上文所述的方法构造的燃气涡轮发动机的构件的少许实例在下文论述。然而,如本领域技术人员将认识到的,这些构件仅为示例性的,并且描述的添加制造技术的其它应用和使用是可能的并且在本发明的范围内。

[0052] 图8为根据本主题的示例性实施例的燃气涡轮发动机的示意性截面视图。更具体

而言,对于图8的实施例,燃气涡轮发动机为本文中称为“涡扇发动机110”的高旁通涡扇喷气发动机110。如图8中所示,涡扇发动机110限定轴向方向A(平行于为了参照提供的纵向中心线112延伸)和径向方向R。大体上,涡扇110包括风扇区段114和设置在风扇区段114下游的芯部涡轮发动机116。

[0053] 绘出的示例性芯部涡轮发动机116大体上包括大致管状的外壳118,其限定环形入口120。外壳118包围成串流关系的包括增压或低压(LP)压缩机122和高压(HP)压缩机124的压缩机区段;燃烧区段126;包括高压(HP)涡轮128和低压(LP)涡轮130的涡轮区段;以及喷气排气喷嘴区段132。高压(HP)轴或转轴134将HP涡轮128传动地连接于HP压缩机124。低压(LP)轴或转轴136将LP涡轮130传动地连接于LP压缩机122。

[0054] 此外,对于绘出的实施例,风扇区段114包括可变桨距风扇138,其具有以间隔开的方式联接于盘142的多个风扇叶片140。如所绘,风扇叶片140从盘142大体上沿径向方向R向外延伸。多个风扇叶片140中的各个限定前缘144或上游边缘,以及限定在各个相应风扇叶片140的径向外缘处的末端146。各个风扇叶片140还能够依靠风扇叶片140操作性地联接于适合的促动组件148来关于盘142绕着桨距轴线P旋转,适合的促动组件148构造成以下文详细描述的方式改变风扇叶片140的桨距。风扇叶片140、盘142和促动组件148能够由横跨动力变速箱150的LP轴136绕着纵轴线112一起旋转。动力变速箱150包括多个齿轮,用于使LP轴136的转速逐步降低至更有效的旋转风扇速度。此外,对于所绘的实施例,可变桨距风扇138的盘142由可旋转的前毂152覆盖,其空气动力地定轮廓成促进穿过多个风扇叶片140的空气流。

[0055] 仍参照图8的示例性涡扇发动机110,示例性风扇区段114附加地包括环形风扇壳或外机舱154,其沿周向包绕风扇138和/或芯部涡轮发动机116的至少一部分。将认识到的是,机舱154可构造成由多个沿周向间隔的出口导叶156关于芯部涡轮发动机116支承。此外,机舱154的下游区段158可在芯部涡轮发动机116的外部分之上延伸,以便限定其间的旁通空气流通路160。

[0056] 在涡扇发动机110的操作期间,一定量的空气162通过机舱154和/或风扇区段114的相关联的入口164进入涡扇110。在一定量的空气162横穿风扇叶片140时,如由箭头166指示的空气的第一部分引导或发送到旁通空气流通路160中,而如由箭头168指示的空气的第二部分引导或发送到LP压缩机122中。空气的第一部分166与空气的第二部分168之间的比通常称为旁通比。空气的第二部分168的压力接着在其发送穿过高压(HP)压缩机124并且到燃烧区段126(其中其与燃料混合并且燃烧以提供燃烧气体170)中时增大。

[0057] 燃烧气体170发送穿过HP涡轮128,其中来自燃烧气体170的热能和/或动能的一部分经由联接于外壳118的HP涡轮定子导叶172和联接于HP轴或转轴134的HP涡轮转子叶片174的连续级抽取,因此引起HP轴或转轴134旋转,由此支持HP压缩机124的操作。燃烧气体170接着发送穿过LP涡轮130,其中热能和动能的第二部分从燃烧气体170经由联接于外壳118的LP涡轮定子导叶176和联接于LP轴或转轴136的LP涡轮转子叶片178的连续级抽取,因此引起LP轴或转轴136旋转,由此支持LP压缩机122的操作和/或风扇138的旋转。

[0058] 燃烧气体170随后发送穿过芯部涡轮发动机116的喷气排气喷嘴区段182来提供推进推力。同时,空气的第一部分166的压力在空气的第一部分166在其从涡扇110的风扇喷嘴排气区段182排出之前发送穿过旁通空气流通路160时显著地增大,也提供了推进推力。HP

涡轮128、LP涡轮130和喷气排气喷嘴区段132至少部分地限定热气体路径184,用于将燃烧气体170发送穿过芯部涡轮发动机116。

[0059] 上文所述的添加制造技术实现通过由互锁过渡区10连结两个或更多个构件来制造复杂物体。该技术可有利地用于制造涡扇110中的多种构件。例如,如下文所论述,添加制造技术可用于构造多种转子叶片200,其展现改进的结构完整性,并且包括性能提高特征,如保护涂层、提供小范围运动的柔性接头,以及具有集成的冷却孔或通路的接头。本领域技术人员将认识到,下文所述的实施例仅为可使用上文所述的添加制造过程制造的构件的实例,并且其它类似构造的构件在本发明的范围内。

[0060] 大体上参照图9至11,各个转子叶片200可包括翼型件202、平台204,以及用于将翼型件202以已知方式安装于转子盘(未示出)的一体的燕尾部206。翼型件202可沿径向方向(R)在位于平台204近侧的根部端部208与翼型件202的远侧端部处的末端端部210之间延伸。各个翼型件202包括第一轮廓侧壁和第二轮廓侧壁。第一侧壁为凸形的并且限定翼型件202的吸入侧,而第二侧壁为凹形的并且限定翼型件202的压力侧。侧壁连结在翼型件202的前缘212处和在沿轴向间隔的后缘214处。更具体而言,翼型件后缘214沿弦向且在翼型件前缘212下游间隔。第一侧壁和第二侧壁从定位在燕尾部206附近的叶片根部208在翼展上沿径向向外延伸至翼型件末端端部210。

[0061] 各个转子叶片200典型地设置在转子盘(未示出)上,并且置于壳体内。例如,如果转子叶片200构造为风扇叶片140,则其可联接于盘142,使得各个叶片140从盘142大体上沿径向方向R向外延伸。风扇138和其风扇叶片140可由环形风扇壳或外机舱154沿周向包绕。

[0062] 图9A和9B示出了转子叶片200,其使用上文所述的添加制造技术形成,并且具有包括不可拆卸地联接于所述翼型件202的末端210的保护翼型件末端216的翼型件202。以该方式,翼型件202可被保护而免受与和转子壳体(例如,护罩)或其它物体接触相关的损坏和磨损。在图9A中所示的实施例中,互锁过渡区10中的多个凸起16不容许保护翼型件末端216与翼型件202之间的相对移动。在图9B中所示的另一个实施例中,多个凸起16可为长形凸起30。在这点上,长形凸起30可具有长形轴32,或者可另外制造成允许保护翼型件末端216与翼型件202之间的一些相对运动。在转子叶片200绕着其轴线旋转时,长形凸起30允许保护翼型件末端216从翼型件202沿径向延伸。以该方式,保护翼型件末端216可更精确地遵循壳体的轮廓。此外,保护翼型件末端216可在其撞击物体如空气流中携带的物体或壳体自身时收缩。

[0063] 图10示出了转子叶片200,其使用上文所述的添加制造技术形成,并且具有包括不可拆卸地联接于翼型件202的前缘212的保护前缘218的翼型件202。以该方式,翼型件202可为基础材料,其例如较软、较轻并且延性更大。这可提供减少的材料成本的节省,制造的容易和减少的燃料消耗。保护前缘218可为热障涂层或热障涂层的联结涂层,以向翼型件202提供改进的热耐久性。在其它实施例中,保护前缘218可为展现高抗冲击性的非常耐久的材料。以该方式,保护前缘218可保护翼型件202免受冲击损坏并且延长其寿命。

[0064] 平台204典型地与转子叶片200集成,并且沿径向设置在翼型件202与一体的燕尾部206之间。平台204从转子叶片200朝相邻转子叶片200的平台204沿侧向延伸,使得多个转子叶片平台204形成沿径向设置在转子叶片200的根部208处的周向流表面。各个平台204可限定径向内表面220(例如,在平台下方)和径向外表面222(例如,在平台上方)。在转子盘旋

转时,离心力引起各个转子叶片200从转子盘沿径向延伸,由一体的燕尾部206中导致的向心力保持就位。高转速可引起转子叶片200和平台204中的极端振动、应力和疲劳。平台阻尼器224可设置在平台204的径向内表面220上,以阻尼相邻转子叶片200之间的振动和力相互作用,以及密封平台204之间的空间。

[0065] 图11示出了转子叶片200,其使用上文所述的添加制造技术形成,并且具有翼型件202,翼型件202包括不可拆卸地联接于翼型件平台204的径向内表面220(例如,下侧)的一体的平台下阻尼器224。阻尼器224可关于平台204移动,使得在转子盘旋转时,离心力可沿径向向外驱动阻尼器224,以接合其所连接的平台204的径向内表面220,以及相邻平台204的径向内表面220。以该方式,阻尼器224减小由转子叶片平台204之间的振动和相互作用产生的振动和不必要的磨损。在一些实施例中,平台204还可包括构造成提供平台204与阻尼器构件224之间的流体连通的多个冷却流体通道30。

[0066] 互锁过渡区10和添加制造方法的转子叶片200应用的上文所述的示例性实施例旨在为出于阐释目的使用的示例性实施例。所示实施例为涡轮叶片,但可作为备选为压缩机叶片、风扇叶片,或可使用所述方法构造的任何其它构件。例如,在图9至11的所示实施例中,转子叶片200构造用于在燃气涡轮发动机110的高压涡轮128或低压涡轮130(如,涡轮转子叶片174,178)中使用。然而,转子叶片200可作为备选为压缩机转子叶片,其构造用于在燃气涡轮发动机110的低压压缩机122或高压压缩机124中使用。类似地,本领域技术人员将认识到,转子叶片200可为风扇叶片,例如,风扇叶片140,其安装在燃气涡轮发动机110的风扇区段114内。这些实施例不以任何方式旨在限制本发明的范围。实际上,本领域技术人员将认识到,燃气涡轮发动机110的许多其它构件可使用如说明书各处和附图中描述的添加制造技术来构造。

[0067] 该书面的描述使用实例以公开本发明(包括最佳模式),并且还使本领域技术人员能够实践本发明(包括制造和使用任何装置或系统并且执行任何并入的方法)。本发明的可专利范围由权利要求限定,并且可包括本领域技术人员想到的其它实例。如果这些其它实例包括不与权利要求的字面语言不同的结构元件,或者如果这些其它实例包括与权利要求的字面语言无显著差别的等同结构元件,则这些其它实例意图在权利要求的范围内。

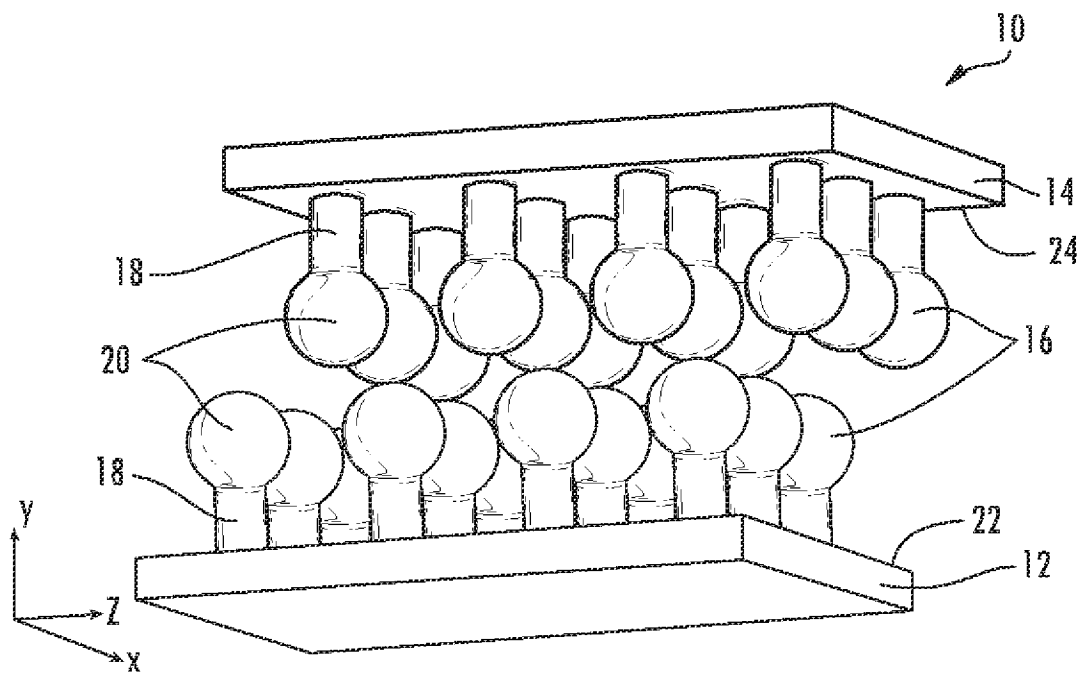


图 1

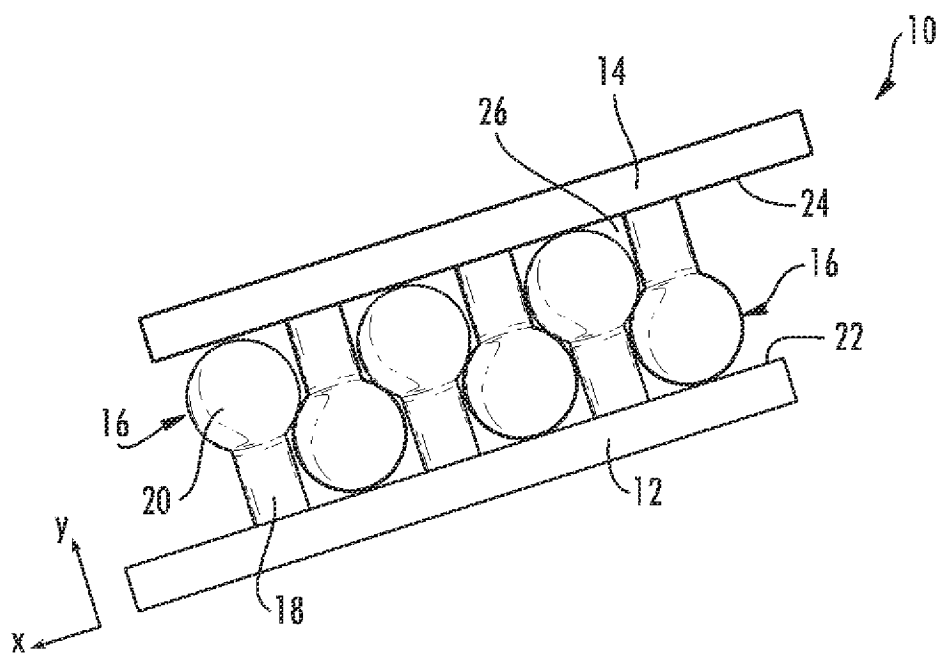


图 2

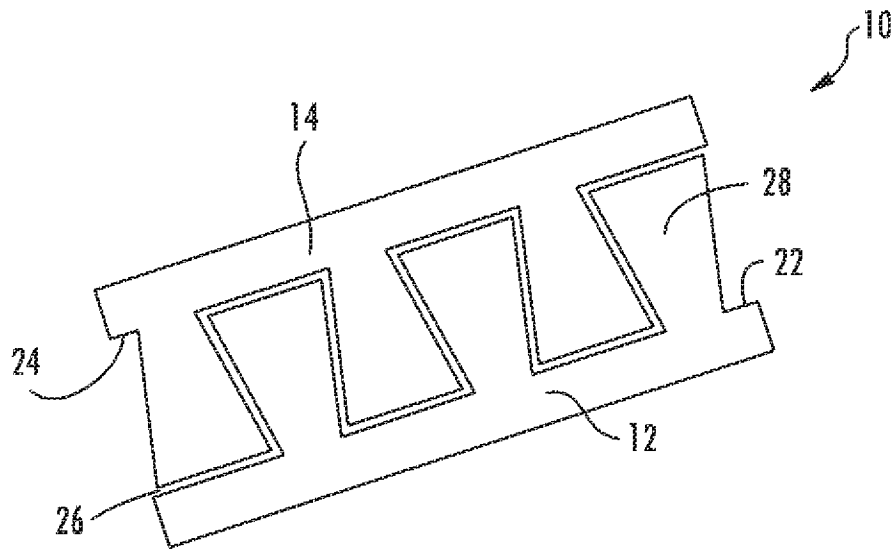


图 3

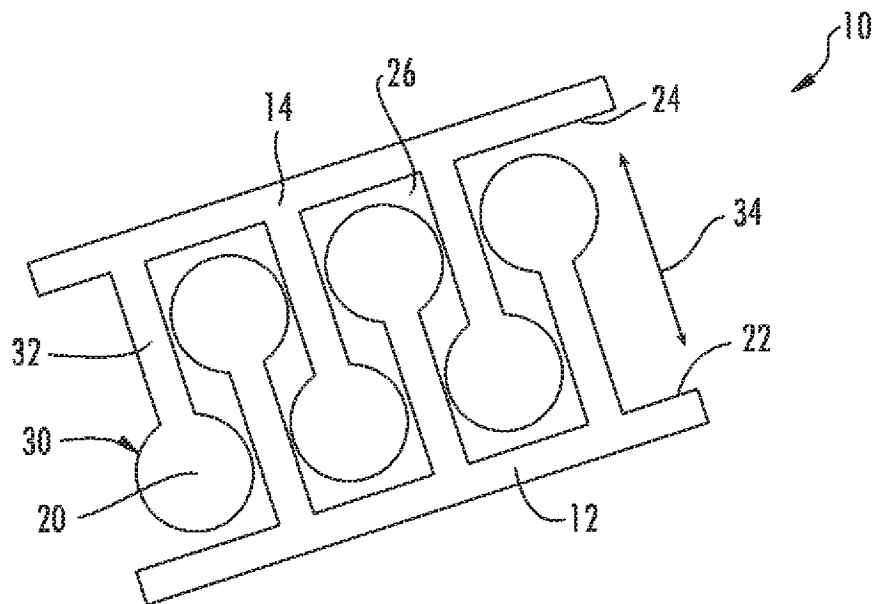


图 4

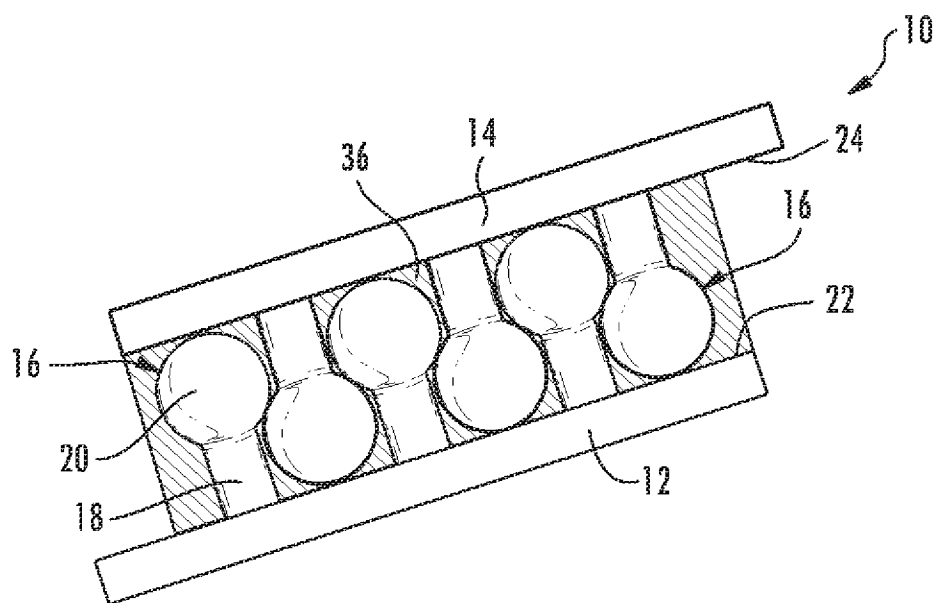


图 5

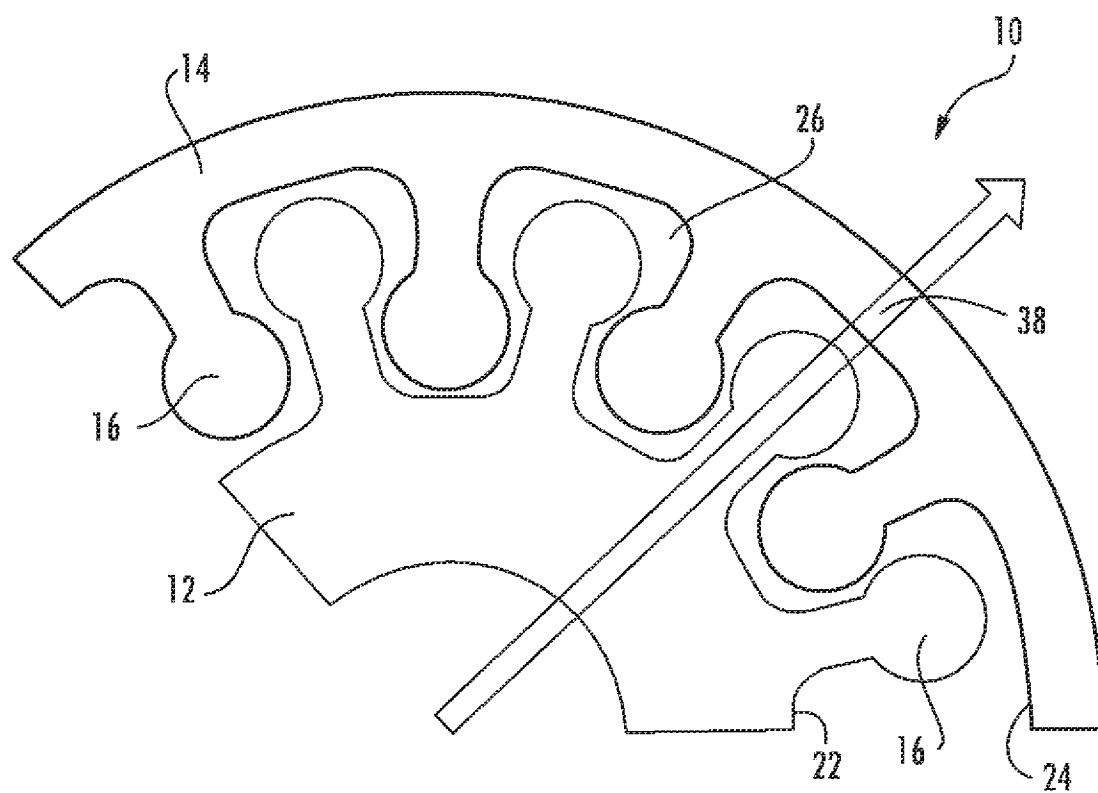


图 6

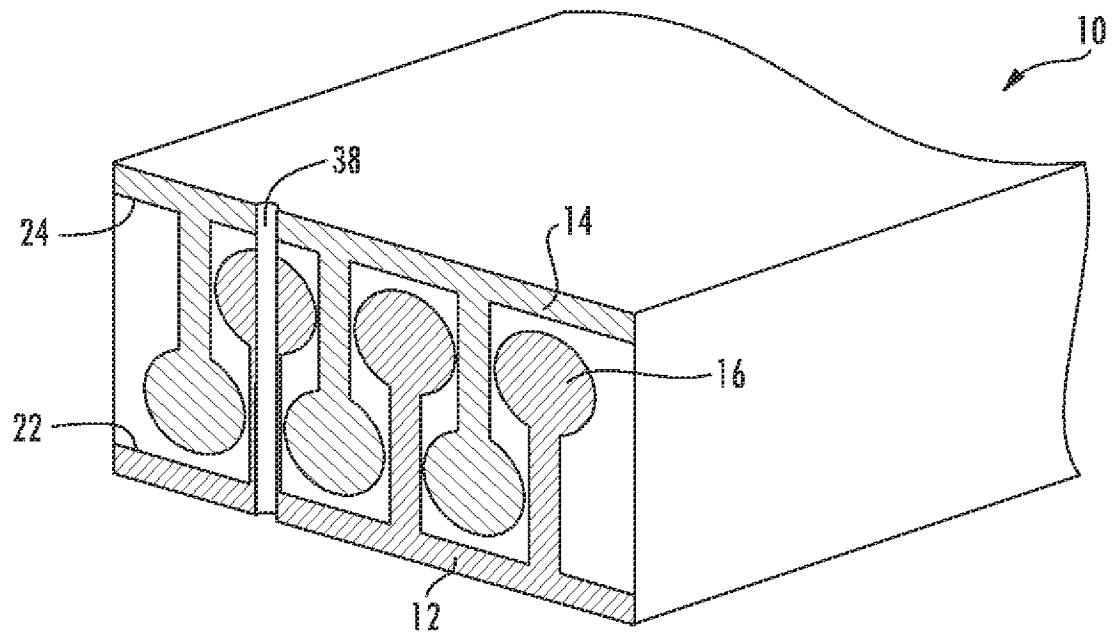


图 7

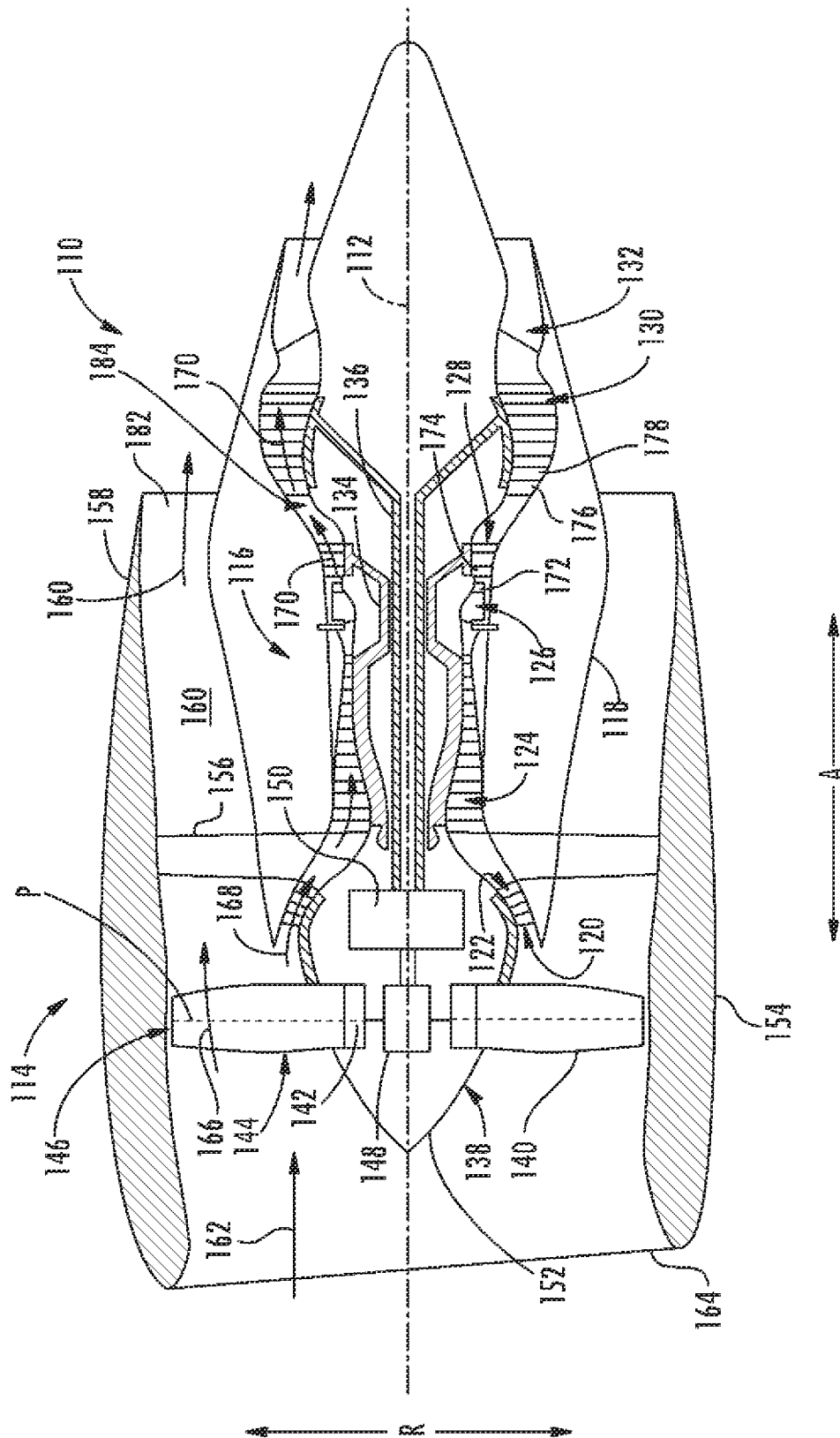


图 8

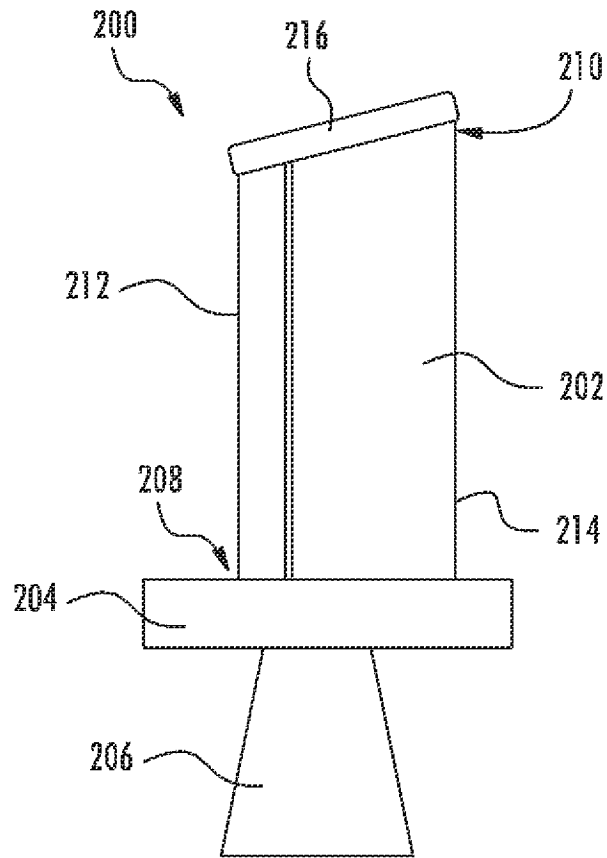


图 9A

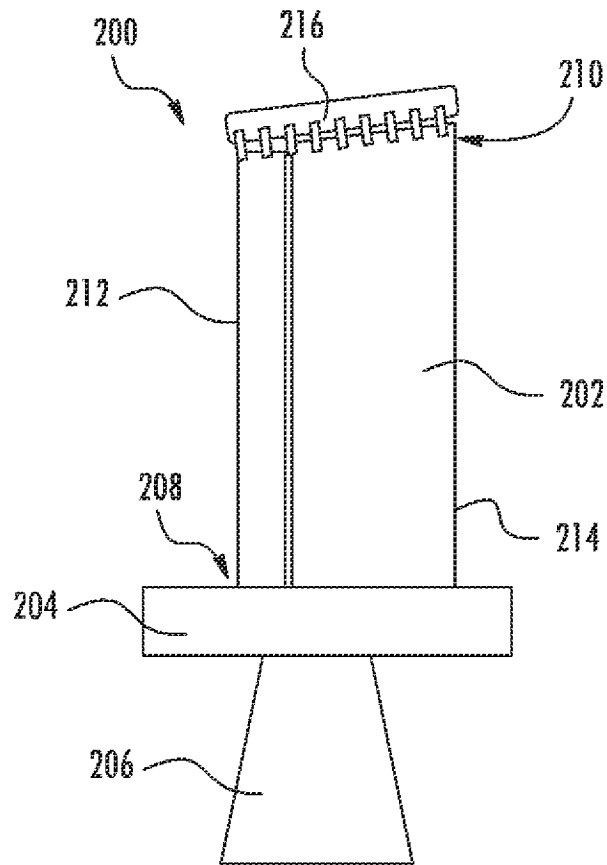


图 9B

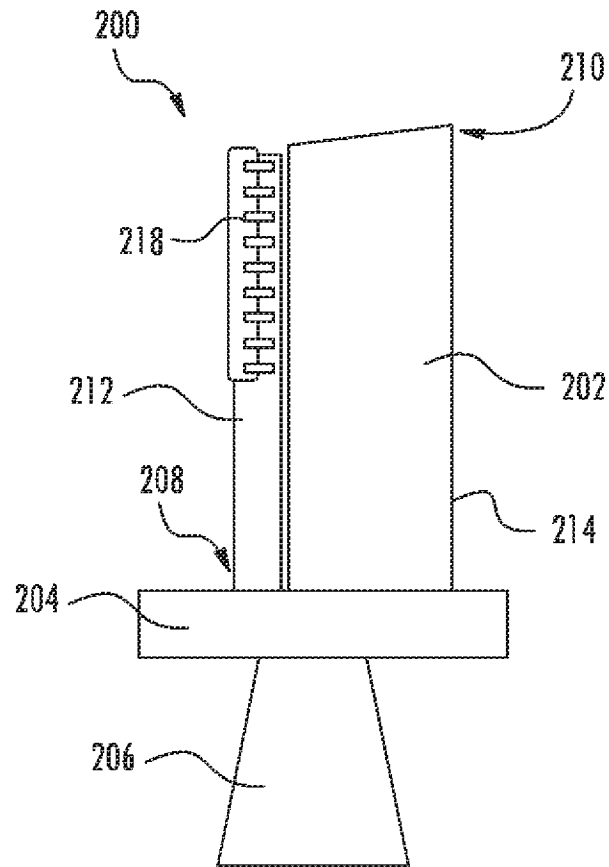


图 10

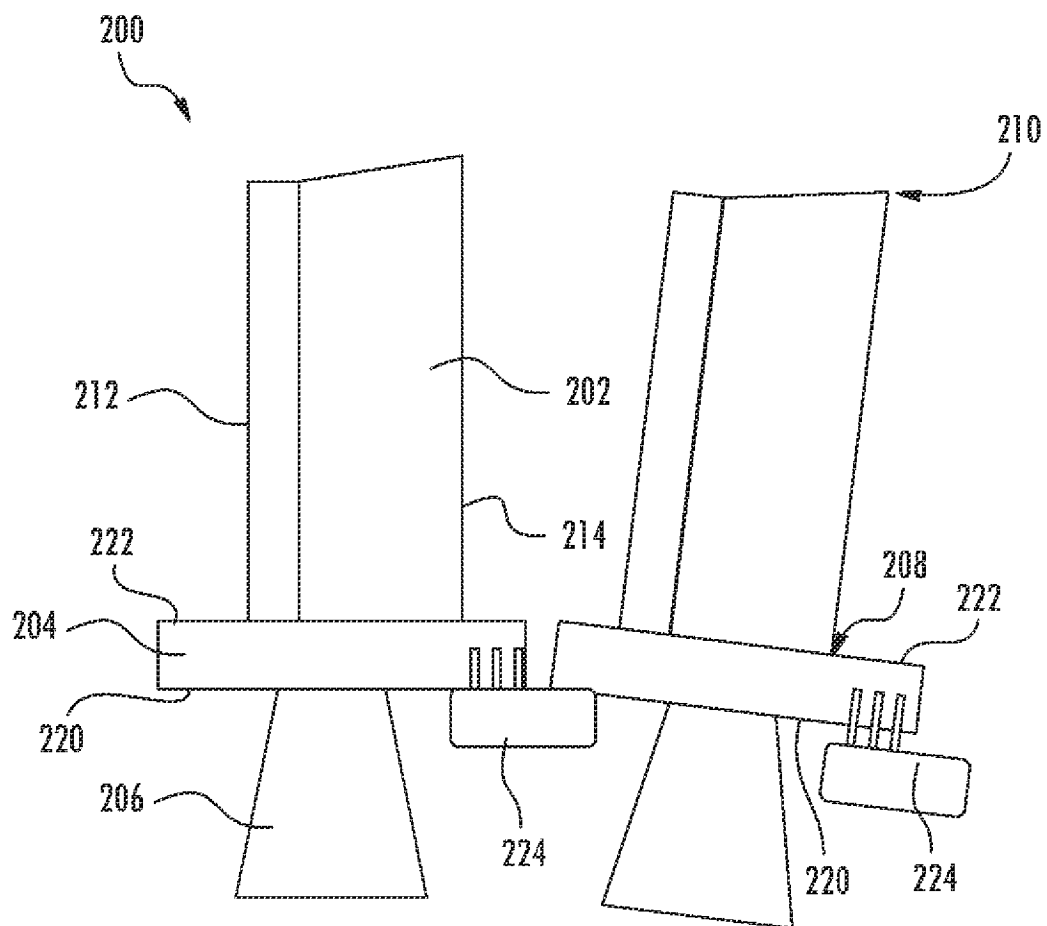


图 11