



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103032902 B

(45) 授权公告日 2016. 03. 16

(21) 申请号 201210369296. 5

GB 2263733 B, 1993. 04. 08,

(22) 申请日 2012. 09. 27

审查员 刘芳芳

(30) 优先权数据

13/249868 2011. 09. 30 US

(73) 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 D. B. 帕特森 D. M. 科斯梅尔

C. D. 杨 D. L. 加纳 J. E. 汤普森

D. D. 布朗 G. E. 维赫

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 肖日松 谭祐祥

(51) Int. Cl.

F23R 3/52(2006. 01)

(56) 对比文件

GB 2027866 B, 1980. 02. 27,

US 5657633 A, 1997. 08. 19,

CN 102022729 A, 2011. 04. 20,

EP 1394470 A2, 2004. 03. 03,

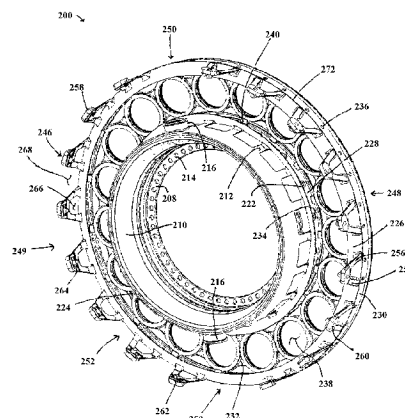
权利要求书1页 说明书8页 附图10页

(54) 发明名称

燃烧系统及其组装方法

(57) 摘要

本发明涉及燃烧系统及其组装方法。提供了一种用于燃气涡轮发动机(100)的燃烧系统(106)。该燃烧系统包括内壳体结构(124)、外壳体结构(122)和燃烧室框架(200),燃烧室框架(200)安装在内壳体结构和外壳体结构之间,使得燃烧室框架联接到内壳体结构和外壳体结构。



1. 一种用于燃气涡轮发动机 (100) 的燃烧系统 (106), 所述燃烧系统包括:

内壳体结构 (124);

外壳体结构 (122); 以及

燃烧室框架 (200), 所述燃烧室框架 (200) 安装在所述内壳体结构和所述外壳体结构之间以至少部分地限定具有前区域和后区域的燃烧室的前边界, 使得所述燃烧室框架相比于所述燃烧室的后区域更靠近所述燃烧室的前区域地联接到所述内壳体结构和所述外壳体结构, 其中, 所述燃烧室框架包括穹隆结构和与所述穹隆结构一体地形成的罩, 使得在所述穹隆结构的前方所述罩大体上径向地延伸。

2. 根据权利要求 1 所述的燃烧系统 (106), 其特征在于, 还包括:

内衬套 (134); 和

外衬套 (136), 其中, 所述内衬套和外衬套联接到所述燃烧室框架 (200), 使得所述内衬套和外衬套至少部分地限定所述燃烧室 (302) 的径向边界。

3. 根据权利要求 1 所述的燃烧系统 (106), 其特征在于, 所述燃烧室框架 (200) 为环形燃烧室框架。

4. 根据权利要求 3 所述的燃烧系统 (106), 其特征在于, 所述罩包括环形内罩 (222) 和环形外罩 (226), 以及其中, 所述穹隆结构 (224) 包括从所述内罩延伸到所述外罩的环形穹隆结构 (224), 其中, 所述内罩、所述外罩以及所述穹隆结构一体地形成在一起。

5. 根据权利要求 4 所述的燃烧系统 (106), 其特征在于, 所述燃烧室框架包括与所述外罩一体地形成的多个周向间隔的支撑件, 所述支撑件被构造成将所述燃烧室框架联接到所述外壳体结构。

6. 根据权利要求 4 所述的燃烧系统 (106), 其特征在于, 还包括偏转器 (242), 所述偏转器 (242) 联接到所述穹隆结构 (224)。

7. 一种用于具有内壳体结构 (124) 和外壳体结构 (122) 并且限定具有前区域和后区域的燃烧室的燃气涡轮发动机燃烧系统 (106) 的燃烧室框架 (200), 所述燃烧室框架包括:

内框架段 (202);

外框架段 (204); 以及

中间框架段 (206), 所述中间框架段 (206) 从所述内框架段延伸到所述外框架段, 其中, 所述燃烧室框架被构造成安装在所述内壳体结构和所述外壳体结构之间以至少部分地限定所述燃烧室的前边界, 使得所述内框架段联接到所述内壳体结构, 并且使得所述外框架段相比于所述燃烧室的后区域更靠近所述燃烧室的前区域地联接到所述外壳体结构, 其中, 所述中间框架段包括穹隆结构和与所述穹隆结构一体地形成的罩, 使得在所述穹隆结构的前方所述罩大体上径向地延伸。

8. 根据权利要求 7 所述的燃烧室框架 (200), 其特征在于, 所述燃烧室框架被构造成联接到内衬套和外衬套 (134, 136), 使得所述内衬套和外衬套至少部分地限定所述燃烧室 (302) 的径向边界。

9. 根据权利要求 7 所述的燃烧室框架 (200), 其特征在于, 所述燃烧室框架为环形燃烧室框架。

10. 根据权利要求 9 所述的燃烧室框架 (200), 其特征在于, 所述内框架段 (202) 包括环形内凸缘 (208)。

燃烧系统及其组装方法

技术领域

[0001] 本公开的领域大体上涉及燃烧系统,并且更特定而言,涉及燃气涡轮发动机燃烧系统及其组装方法。

背景技术

[0002] 许多已知的燃气涡轮发动机包括用于将燃料与压缩空气混合并点燃混合物以产生燃烧气体的燃烧系统。燃烧气体被导入涡轮系统中以驱动涡轮旋转,从而驱动风扇、压缩机和/或可旋转地联接到涡轮的发电机。在一些燃气涡轮发动机(例如,飞行器上的推进式燃气涡轮发动机)中,燃烧气体从涡轮系统排出到环境空气中,从而为飞行器提供推力。在一些其它燃气涡轮发动机(例如,在联合循环发电厂中的燃气涡轮发动机)中,燃烧气体从涡轮系统被导入热回收蒸汽发生器中以用于产生蒸汽。

[0003] 大多数已知的燃烧系统经受与燃烧过程相关联的较大温度和压力梯度。这些温度和压力梯度可以是燃烧系统上的应力来源。因此,提供一种燃烧系统将是有用的,该燃烧系统便于燃气涡轮发动机的有效运转,同时更好地经受与燃烧过程相关联的温度和压力梯度。

发明内容

[0004] 在一个方面,提供了一种组装用于燃气涡轮发动机的燃烧系统的方法。该方法包括提供燃烧室框架、内壳体结构和外壳体结构。该方法还包括将燃烧室框架安装在内壳体结构和外壳体结构之间,使得燃烧室框架联接到内壳体结构和外壳体结构。

[0005] 在另一方面,提供了一种用于燃气涡轮发动机的燃烧系统。该燃烧系统包括内壳体结构和外壳体结构。燃烧系统还包括燃烧室框架,该燃烧室框架安装在内壳体结构和外壳体结构之间,使得燃烧室框架联接到内壳体结构和外壳体结构。

[0006] 在另一方面,提供了一种用于具有内壳体结构和外壳体结构的燃气涡轮发动机燃烧系统的燃烧室框架。该燃烧室框架包括内框架段、外框架段以及从内框架段延伸到外框架段的中间框架段。燃烧室框架被构造成安装在内壳体结构和外壳体结构之间,使得内框架段联接到内壳体结构,并且使得外框架段联接到外壳体结构。

附图说明

[0007] 图1是示例性燃气涡轮发动机的示意图;

[0008] 图2是用于在图1所示燃气涡轮发动机中使用的燃烧室框架的前透视图;

[0009] 图3是图2所示燃烧室框架的前透视图的放大部分;

[0010] 图4是图2所示燃烧室框架的后透视图;

[0011] 图5是图4所示燃烧室框架的后透视图的放大部分;

[0012] 图6是图2所示燃烧室框架的前视图;

[0013] 图7是图6所示燃烧室框架沿线7-7截取的剖视图;

[0014] 图 8 是沿图 6 的线 8-8 截取的图 1 所示燃气涡轮发动机的燃烧系统的示意性剖视图,其具有图 2 至图 7 所示的燃烧室框架;

[0015] 图 9 是图 8 所示示意性剖视图的放大部分;以及

[0016] 图 10 是沿图 6 的线 10-10 截取的图 1 所示燃气涡轮发动机的燃烧系统的另一个示意性剖视图,其具有图 2 至图 7 所示的燃烧室框架。

[0017] 附图标记:

- [0018] 10 压缩空气
- [0019] 12 第一部分
- [0020] 14 第二部分
- [0021] 16 第三部分
- [0022] 18 流
- [0023] 100 燃气涡轮发动机
- [0024] 102 风扇系统
- [0025] 104 压缩机系统
- [0026] 106 燃烧系统
- [0027] 108 高压涡轮系统
- [0028] 110 低压涡轮系统
- [0029] 112 排气系统
- [0030] 114 燃烧器壳体
- [0031] 116 前内喷嘴支撑件
- [0032] 118 CDN 模块
- [0033] 120 HPT 壳体
- [0034] 122 外壳体结构
- [0035] 124 内壳体结构
- [0036] 126 燃烧器组件
- [0037] 128 燃料喷嘴
- [0038] 130 点火器
- [0039] 132 混合器
- [0040] 134 内衬套
- [0041] 136 外衬套
- [0042] 138 螺栓
- [0043] 140 螺栓
- [0044] 142 螺栓
- [0045] 144 前端
- [0046] 146 螺栓
- [0047] 148 前端
- [0048] 150 后端
- [0049] 152 内片簧 (leaf spring)
- [0050] 154 涡轮喷嘴

[0051]	156	后端
[0052]	158	外片簧
[0053]	162	冷却管
[0054]	164	旁路导管
[0055]	200	燃烧室框架
[0056]	202	内框架段
[0057]	204	外框架段
[0058]	206	中间框架段
[0059]	208	内凸缘
[0060]	210	气室 (plenum)
[0061]	212	接头
[0062]	214	内凸缘螺栓孔
[0063]	216	阀转接器
[0064]	218	出口槽
[0065]	220	内衬套冷却流进入孔
[0066]	222	内罩
[0067]	223	前表面
[0068]	224	穹隆结构
[0069]	225	前表面
[0070]	226	外罩
[0071]	228	内边缘
[0072]	230	外边缘
[0073]	232	腹板 (web)
[0074]	234	内衬套螺栓孔
[0075]	236	外衬套螺栓孔
[0076]	238	孔眼
[0077]	240	接片 (tab)
[0078]	244	背面
[0079]	246	支撑件
[0080]	248	组
[0081]	249	组
[0082]	250	间隔
[0083]	252	间隔
[0084]	256	臂
[0085]	258	间隔件
[0086]	260	支撑件螺栓孔
[0087]	262	花篮螺母
[0088]	264	径向内表面
[0089]	266	大致 U 形的外衬套冷却流进入孔

[0090]	268	大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔
[0091]	270	内唇缘
[0092]	272	外唇缘
[0093]	300	流动路径
[0094]	302	燃烧室
[0095]	304	外衬套冷却流路径
[0096]	306	内衬套冷却流路径。

具体实施方式

[0097] 以下详细描述以示例的方式而非以限制的方式阐述了燃烧系统及其组装方法。该描述应清楚地使本领域的普通技术人员能够制造和使用燃烧系统,并且该描述阐述了燃烧系统的若干实施例、修改、变型、备选方案和用法,包括目前认为是其最佳模式的内容。燃烧系统在本文中描述为适用于优选实施例,即燃气涡轮发动机。然而,设想到燃烧系统及其组装方法具有在广泛的系统和 / 或各种其它商业、工业和 / 或消费性应用中的一般应用。

[0098] 图 1 是示例性燃气涡轮发动机 100 的示意图,其包括沿中线轴线 C 对齐的风扇系统 102、压缩机系统 104、燃烧系统 106、高压涡轮系统 108 和低压涡轮系统 110。在运行中,空气流过风扇系统 102 并供应到压缩机系统 104。压缩空气被输送至燃烧系统 106,在其中压缩空气与燃料混合并点燃以产生燃烧气体。燃烧气体从燃烧系统 106 流过涡轮系统 108、110 并经由排气系统 112 离开燃气涡轮发动机 100。在其它实施例中,燃气涡轮发动机 100 可包括以任何合适方式布置的任何合适数量的风扇系统、压缩机系统和 / 或涡轮系统。

[0099] 图 2 至图 6 是燃烧系统 106 的燃烧室框架 200 的透视图,并且图 7 是沿图 6 的线 7-7 截取的燃烧室框架 200 的剖视图。如图 2 至图 7 所用,按照在燃气涡轮发动机 100 内的取向对燃烧室框架 200 的引用(例如,诸如“燃烧室框架 200 的构件 X 从燃烧室框架 200 的构件 Y ‘轴向向前’或‘轴向向后’延伸”)意图表示燃烧室框架 200 被构造成当燃烧室框架 200 如本文所述安装在燃气涡轮发动机 100 内时以这种方式取向,并且这种对取向的引用并不意图将本公开的范围限制到仅仅实际上安装在燃气涡轮发动机 100 内的那些燃烧室框架 200。而是,本公开意图适用于一般的燃烧室框架 200,无论是否安装在燃气涡轮发动机内。

[0100] 燃烧室框架 200 围绕轴线 C 为环形的,使得燃烧室框架具有半径 R。燃烧室框架 200 包括内框架段 202、外框架段 204 以及从内框架段 202 延伸到外框架段 204 的中间框架段 206。在示例性实施例中,内框架段 202、外框架段 204 和中间框架段 206 由相同材料一体地形成在一起。在一些实施例中,内框架段 202、外框架段 204 和 / 或中间框架段 206 可彼此分开形成且使用任何合适的联接工艺(例如,焊接工艺)联接到彼此。在其它实施例中,内框架段 202、外框架段 204 和 / 或中间框架段 206 可由不同材料形成。

[0101] 内框架段 202 包括内凸缘 208、气室 210 和多个接头 212。内凸缘 208、气室 210 和接头 212 一体地形成在一起。内凸缘 208 从气室 210 径向向内延伸且包括多个周向间隔的内凸缘螺栓孔 214。气室 210 从内凸缘 208 轴向向前延伸,并且包括一对直径上相对的径向延伸的阀转接器 216 以及四个等距隔开的面向后的出口槽 218。接头 212 彼此周向间隔开且从气室 210 延伸到中间框架段 206 以限定多个内衬套冷却流进入孔 220。在示例性实施

例中,内衬套冷却流进入孔 220 形状上为大体矩形的。在其它实施例中,内衬套冷却流进入孔 220 可具有便于使燃烧室框架 200 能够如本文所述起作用的任何合适的形状。适当地,内框架段 202 可具有任何数量和尺寸的内凸缘螺栓孔 214、阀转接器 216、出口槽 218 和 / 或内衬套冷却流进入孔 220,以适应其中将安装燃烧室框架 200 的相关燃气涡轮发动机或其它系统的所需空气动力学和 / 或热力学性质。

[0102] 中间框架段 206 包括一体地形成在一起的弧形内罩 222、穹隆结构 224 和弧形外罩 226。内罩 222 为环形的且设置在内框架段 202 的接头 212 和穹隆结构 224 之间,并且外罩 226 为环形的且设置在外框架段 204 和穹隆结构 224 之间,使得穹隆结构 224 从内罩 222 延伸到外罩 226。内罩 222 的弯曲前表面 223 限定每个内衬套冷却流进入孔 220 的周边的后部,以便于空气流更顺利(即更少受限)地穿过其。穹隆结构 224 包括内边缘 228、外边缘 230 和从内边缘 228 延伸到外边缘 230 的腹板 232。内边缘 228 具有内唇缘 270 和多个周向间隔的内衬套螺栓孔 234,并且外边缘 230 具有外唇缘 272 和多个周向间隔的外衬套螺栓孔 236。

[0103] 腹板 232 限定多个周向布置的基本上轴向取向的孔眼 238。在一些实施例中,内边缘 228 还可具有多个周向间隔的径向向外延伸的接片 240,接片 240 设置在内罩 222 和内衬套螺栓孔 234 之间,使得一个接片 240 与每个孔眼 238 相关联且设置在该孔眼 238 下方。在示例性实施例中,多个偏转器(deflector)242 联接到(例如钎焊到)腹板 232,使得每个偏转器 242 外接相应的一个孔眼 238,以共同便于腹板 232 的背面 244 从与燃烧过程相关联的热量隔绝,如下文更详细描述。在其它实施例中,偏转器 242 可以一体地形成成为联接到腹板 232 的单个环形偏转器单元。合适地,中间框架段 206 可具有任何数量和尺寸的内衬套螺栓孔 234、外衬套螺栓孔 236 和 / 或孔眼 238,以适应其中将安装燃烧室框架 200 的相关燃气涡轮发动机或其它系统的所需空气动力学和 / 或热力学性质。

[0104] 外框架段 204 包括多个周向间隔的支撑件 246,这些支撑件 246 与中间框架段 206 的外罩 226 一体地形成且从外罩 226 轴向向前延伸。在示例性实施例中,支撑件 246 布置成 9 个支撑件 246 的一组 248 和 8 个支撑件 246 的另一组 249,组 248、249 之间的间隔 250 大于每个组 248、249 内的各个支撑件 246 之间的间隔 252。每个间隔 250 与一个阀转接器 216 周向对齐,以便于为冷却管 162(图 10)提供间隙,如下文更详细描述。在其它实施例中,支撑件 246 可以任何合适的组数布置,每组中具有任何合适数量的支撑件 246。备选地,支撑件 246 可围绕燃烧室框架 200 的周围等距间隔开(即,外框架段 204 可不具有布置成组的支撑件 246)。

[0105] 每个支撑件 246 包括一对倾斜取向的臂 256,臂 256 在限定支撑件螺栓孔 260 的间隔件 258 处接合到一起。在一些实施例中,紧固装置可联接到围绕支撑件螺栓孔 260 的间隔件 258(例如,在示例性实施例中,花篮螺母 262 铆接到围绕支撑件螺栓孔 260 的间隔件 258,以便于在安装燃烧室框架 200 时提供更大的公差,如下文更详细描述,并且间隔件 258 的径向内表面 264 可因此具有平面而不是弧形的轮廓,以便于靠着间隔件 258 设定花篮螺母 262)。在其它实施例中,紧固装置可不联接到间隔件 258。

[0106] 在示例性实施例中,每个支撑件 246 具有在臂 256 之间的间距,该间距在外罩 226 处比在间隔件 258 处更大,以限定大致 U 形的外衬套冷却流进入孔 266。因此,相邻支撑件 246 之间的每个间隔 252 为大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔 268。这样,每组 248、249 支

撑件 246 具有与大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔 268 互相交叉的大致 U 形的外衬套冷却流进入孔 266。外罩 226 的弯曲前表面 225 限定每个大致 U 形的外衬套冷却流进入孔 266 和每个大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔 268 的周边的轴向后部,以便于空气流更顺利(即,更少受限)地穿过其。在一些实施例中,支撑件 246 可在径向方向上具有厚度,该厚度在轴向方向上变化,以便于在运行期间由燃烧室框架 200 上的热梯度引起的弯曲(即,每个支撑件 246 可以在靠近间隔件 258 和 / 或靠近外罩 226 处比在它们之间的(多个)区域中更厚,以便于使支撑件 246 能够在燃气涡轮发动机 100 的高周疲劳(HCF)或低周疲劳(LCF)期间弯曲)。备选地,外框架段 204 可具有任何合适数量和尺寸的支撑件 246,这些支撑件 246 以任何合适方式被构造和间隔成适应其中将安装燃烧室框架 200 的相关燃气涡轮发动机或其它系统的所需空气动力学和 / 或热力学性质。

[0107] 图 8 和图 9 是具有燃烧室框架 200 的燃气涡轮发动机 100 的燃烧系统 106 沿图 6 的线 8-8 截取的示意性剖视图。在示例性实施例中,燃烧系统 106 包括燃烧器壳体 114 和前内喷嘴支撑件(FINS) 116,前内喷嘴支撑件(FINS) 116 联接到燃烧器 / 扩散器 / 喷嘴(CDN) 模块 118 和高压涡轮(HPT) 壳体 120 之间,以限定燃烧系统 106 的外壳体结构 122 和内壳体结构 124。外壳体结构 122 和内壳体结构 124 限定用于从压缩机系统 104 排出的压缩空气 10 的流动路径 300。

[0108] 燃烧系统 106 还包括燃烧室 302 和多个周向间隔的燃烧器组件 126,每个燃烧器组件 126 具有燃料喷嘴 128、点火器 130 和混合器 132。燃烧室 302 具有至少部分地由燃烧室框架 200 限定的前边界和至少部分地由内衬套 134 和外衬套 136 限定的径向边界,内衬套 134 和外衬套 136 联接到燃烧室框架 200 且从燃烧室框架 200 向后延伸。燃烧室框架 200 经由内凸缘 208 联接到内壳体结构 124(即,内凸缘 208 经由穿过内凸缘螺栓孔 214 插入的多个螺栓 138 螺栓连接在 FINS 116 和 CDN 118 之间)。燃烧室框架 200 还经由支撑件 246 联接到外壳体结构 122(即,支撑件 246 经由穿过支撑件螺栓孔 260 插入的多个螺栓 140 螺栓连接到燃烧器壳体 114,使得间隔件 258 靠着外壳体结构 122 被紧固)。

[0109] 内衬套 134 经由穿过内衬套螺栓孔 234 插入的多个螺栓 142 螺栓连接到燃烧室框架 200 的内边缘 228,使得内衬套 134 的前端 144 邻接内边缘 228 的内唇缘 270 用于对齐目的。类似地,外衬套 136 经由穿过外衬套螺栓孔 236 插入的多个螺栓 146 螺栓连接到燃烧室框架 200 的外边缘 230,使得外衬套 136 的前端 148 邻接外边缘 230 的外唇缘 272 用于对齐目的。另外,内衬套 134 的后端 150 悬置地靠着或靠近内片簧 152 安放,内片簧 152 联接到高压涡轮系统 108 的涡轮喷嘴 154;并且外衬套 136 的后端 156 悬置地靠着或靠近外片簧 158 安放,外片簧 158 也联接到高压涡轮系统 108 的涡轮喷嘴 154。这样,燃烧室框架 200 跨越流动路径 300,以将压缩空气 10 的第一部分 12 导入燃烧室 302 中,将压缩空气 10 的第二部分 14 导入限定在燃烧器壳体 114 和外衬套 136 之间的外衬套冷却流路径 304 中,并且将压缩空气 10 的第三部分 16 导入限定在内衬套 134 和 FINS 116 之间的内衬套冷却流路径 306 中。

[0110] 在每个燃烧器组件 126 中,燃料喷嘴 128 延伸穿过外壳体结构 122、穿过一个大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔 268 并进入一个孔眼 238 中。混合器 132 悬置地联接到围绕孔眼 238 的燃烧室框架 200 的腹板 232 以外接燃料喷嘴 128,并且每个接片 240 便于相对于燃烧室框架 200 钟点式布置(clock)混合器 132 和 / 或提供对混合器 132 在组装和运行期

间相对于燃烧室框架 200 的径向和 / 或轴向位移的限位止动。点火器 130 延伸穿过外壳体结构 122 且联接到外衬套 136, 使得点火器 130 与燃烧室 302 连通。

[0111] 在运行期间, 压缩空气 10 的第一部分 12 在内罩 222 和外罩 226 之间流过混合器 132 并进入燃烧室 302 中。压缩空气 10 的第二部分 14 通过大致 U 形的外衬套冷却流进入孔 266、大致倒 U 形的外衬套冷却流进入孔 268 以及在支撑件 246 的组 248、249 之间的较大间隔 250 流入外衬套冷却流路径 304 中。压缩空气 10 的第三部分 16 通过内衬套冷却流进入孔 220 流入内衬套冷却流路径 306 中。这样, 混合器 132 使压缩空气 10 的第一部分 12 旋动, 燃料喷嘴 128 将燃料喷入旋动的第一部分 12 中, 并且点火器 130 点燃混合物而产生流出燃烧室 302 并进入涡轮喷嘴 154 中的热燃烧气体。压缩空气 10 的第二部分 14 和第三部分 16 便于在燃烧过程中分别冷却外衬套 136 和内衬套 134。在示例性实施例中, 内罩 222 和外罩 226 尺寸设计得较小, 以便于增加流入燃烧室 302 中的压缩空气 10 的第一部分 12 并减少流入衬套冷却流路径 304、306 中的压缩空气 10 的第二部分 14 和第三部分 16, 从而提供更低的燃气涡轮发动机 100 的排放。

[0112] 图 10 是具有燃烧室框架 200 的燃气涡轮发动机 100 的燃烧系统 106 沿图 6 的线 10-10 截取的示意性剖视图。在示例性实施例中, 燃气涡轮发动机 100 还包括具有多个冷却管 162 的涡轮冷却歧管递送系统, 冷却管 162 从外壳体结构 122 径向向内延伸穿过在支撑件 246 的组 248、249 之间的间隔 250。冷却管 162 联接到气室 210 的阀转接器 216, 使得冷却管 162 将冷却空气的流 18 从风扇系统 102 和 / 或压缩机系统 104 导引至气室 210 中。流 18 在气室 210 内周向围绕燃烧室框架 200 被引导并通过出口槽 218 离开气室 210, 随后经由内衬套冷却流路径 306 径向向内的旁路导管 164 (图 8) 流入高压涡轮系统 108 和 / 或低压涡轮系统 110 中。

[0113] 本文所述的方法和系统便于将燃烧室框架安装在燃气涡轮发动机燃烧系统的更向前且更冷的区域中, 从而减小了施加在燃烧室框架上的操作应力并增加了燃烧室框架的使用寿命。本文所述的方法和系统还便于将燃烧室框架联接到内壳体结构和外壳体结构两者以改进燃烧室框架的结构支撑, 使燃烧室衬套在燃烧过程期间能够径向增长, 从而更好地吸收施加在燃烧室框架上的操作应力, 同时增加燃烧室框架的使用寿命。本文所述的方法和系统进一步便于一体化穹隆结构与罩, 从而通过减少穿过穹隆结构和罩联接到燃烧室衬套处的连接部的空气流泄漏而降低制造成本并增加运行效率。

[0114] 本文所述的方法和系统还便于能够使用这种燃烧室衬套: 其不被构造成在结构上支撑混合器、穹隆结构和 / 或罩 (例如, 衬套可由陶瓷基质复合物 (CMC) 材料制成)。本文所述的方法和系统还便于将燃烧室框架定位成更靠近燃料喷嘴, 这提供了对混合器、穹隆结构和 / 或罩相对于燃料喷嘴的轴向和径向位移的更好控制 (例如, 便于减少混合器、穹隆结构和 / 或罩相对于燃料喷嘴的旋转), 从而减小施加在燃烧室框架上的操作应力并增加燃烧室框架的使用寿命。另外, 本文所述的方法和系统便于使燃烧系统构件在组装期间钟点式布置 (例如, 使点火器相对于外衬套钟点式布置), 从而降低制造成本。

[0115] 以上详细描述了燃烧系统及其组装方法的示例性实施例。方法和系统不限于本文所述的具体实施例, 而是, 方法和系统的构件可与本文所述其它构件独立且分开使用。例如, 本文所述的方法和系统可具有其它工业和 / 或消费性应用, 而限于如本文所述仅用燃气涡轮发动机来实践。而是, 本发明可结合许多其它行业来实现和利用。

[0116] 虽然已经结合多个特定实施例描述了本发明,但本领域技术人员应认识到,在权利要求的精神和范围内,可对本发明进行修改。

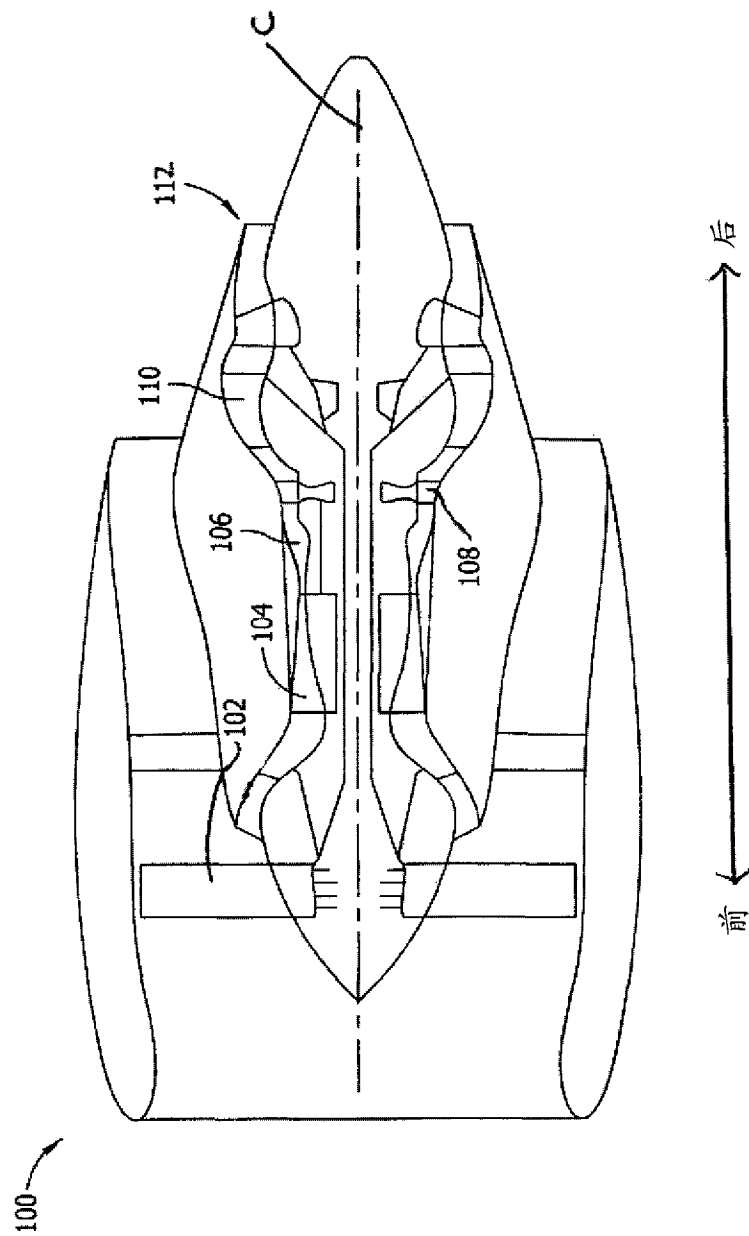


图 1

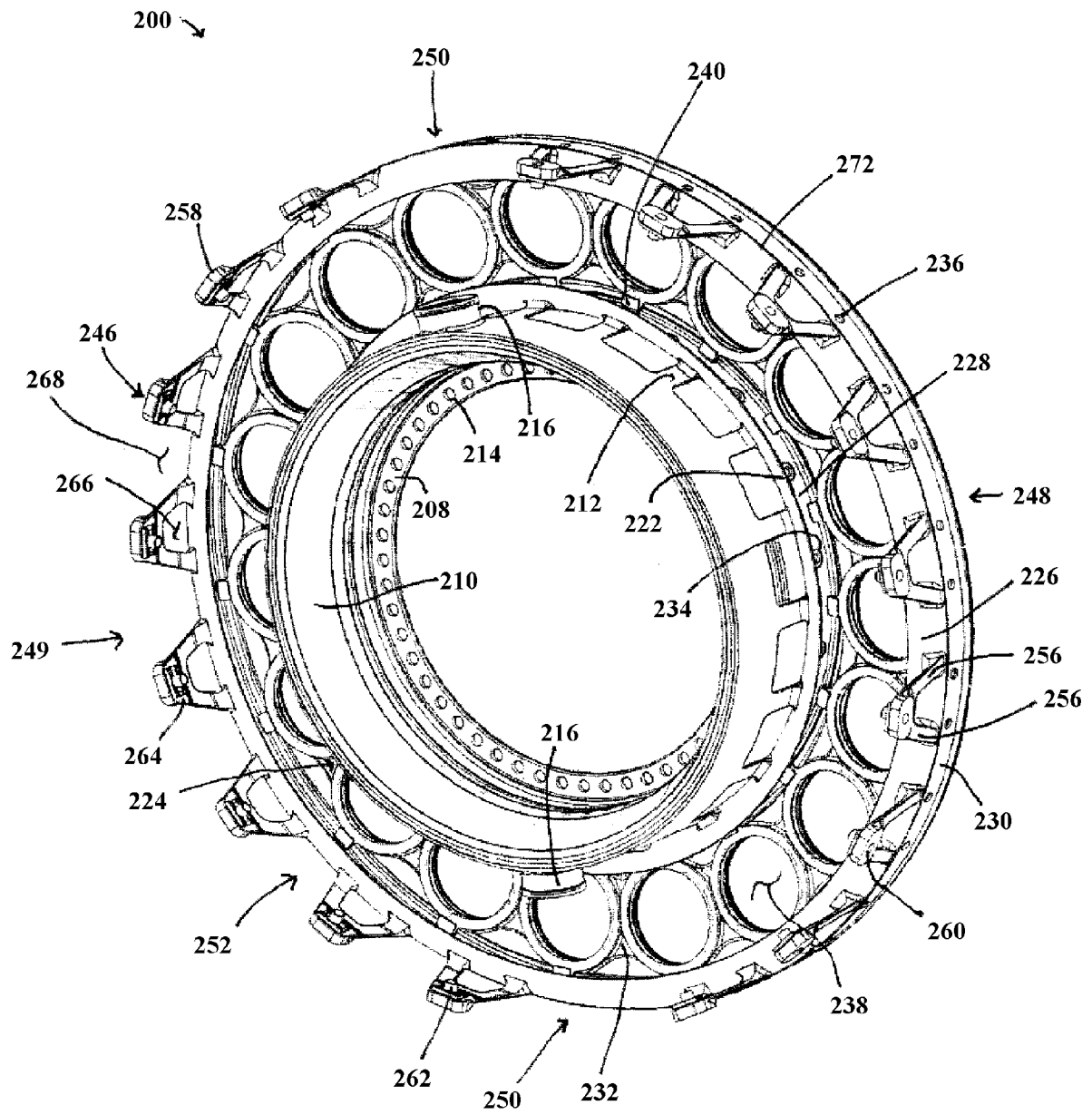


图 2

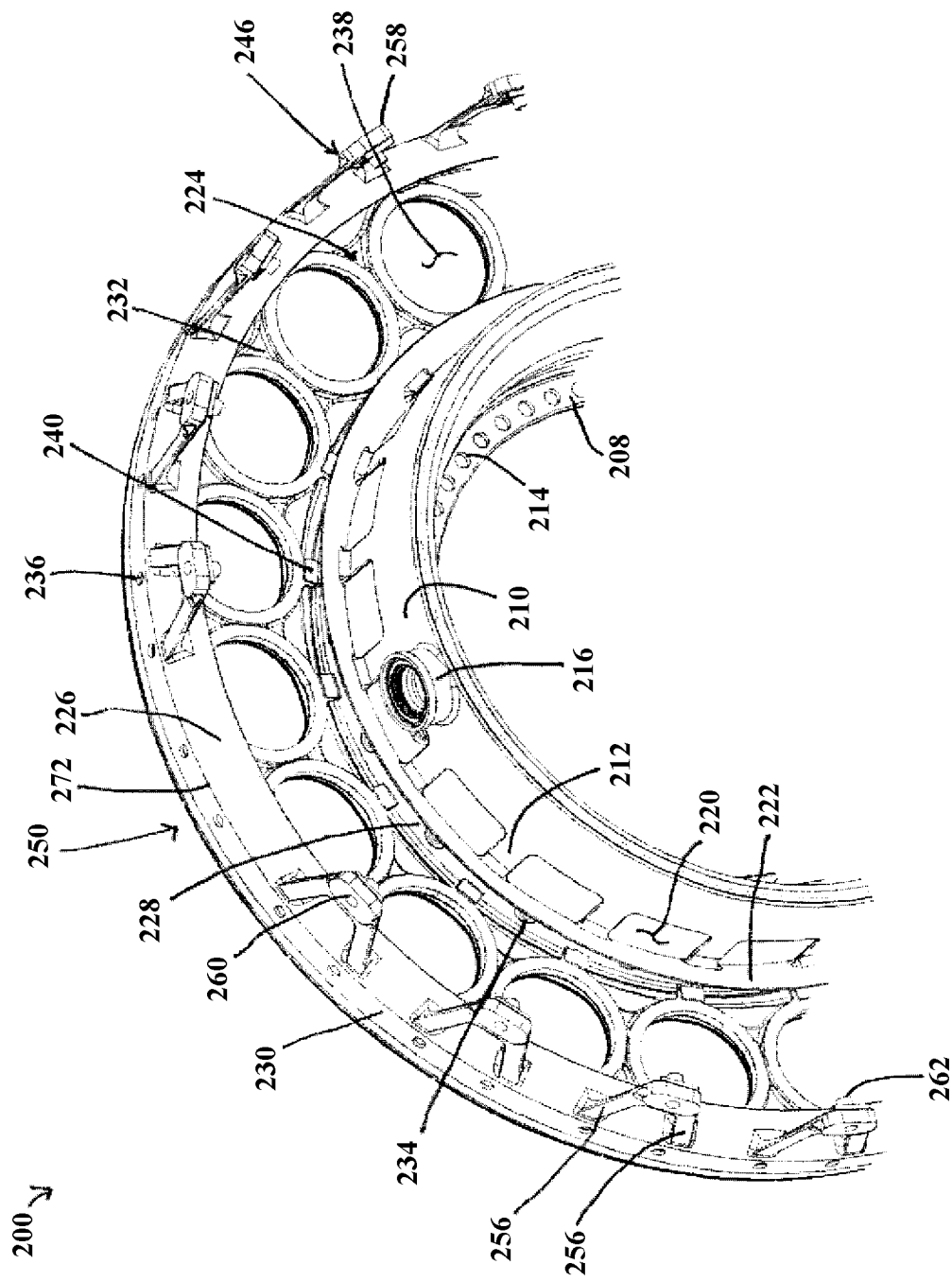


图 3

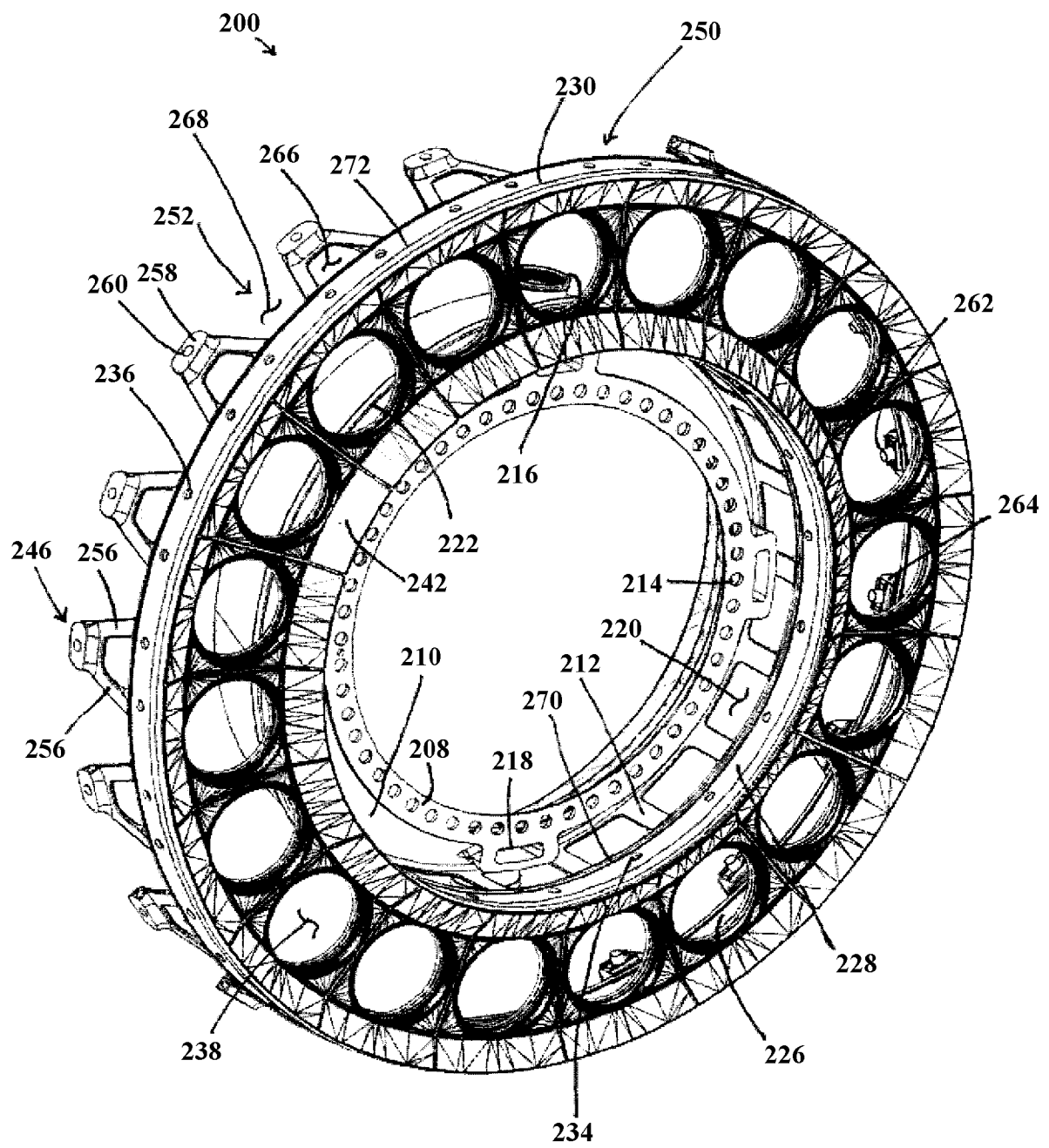


图 4

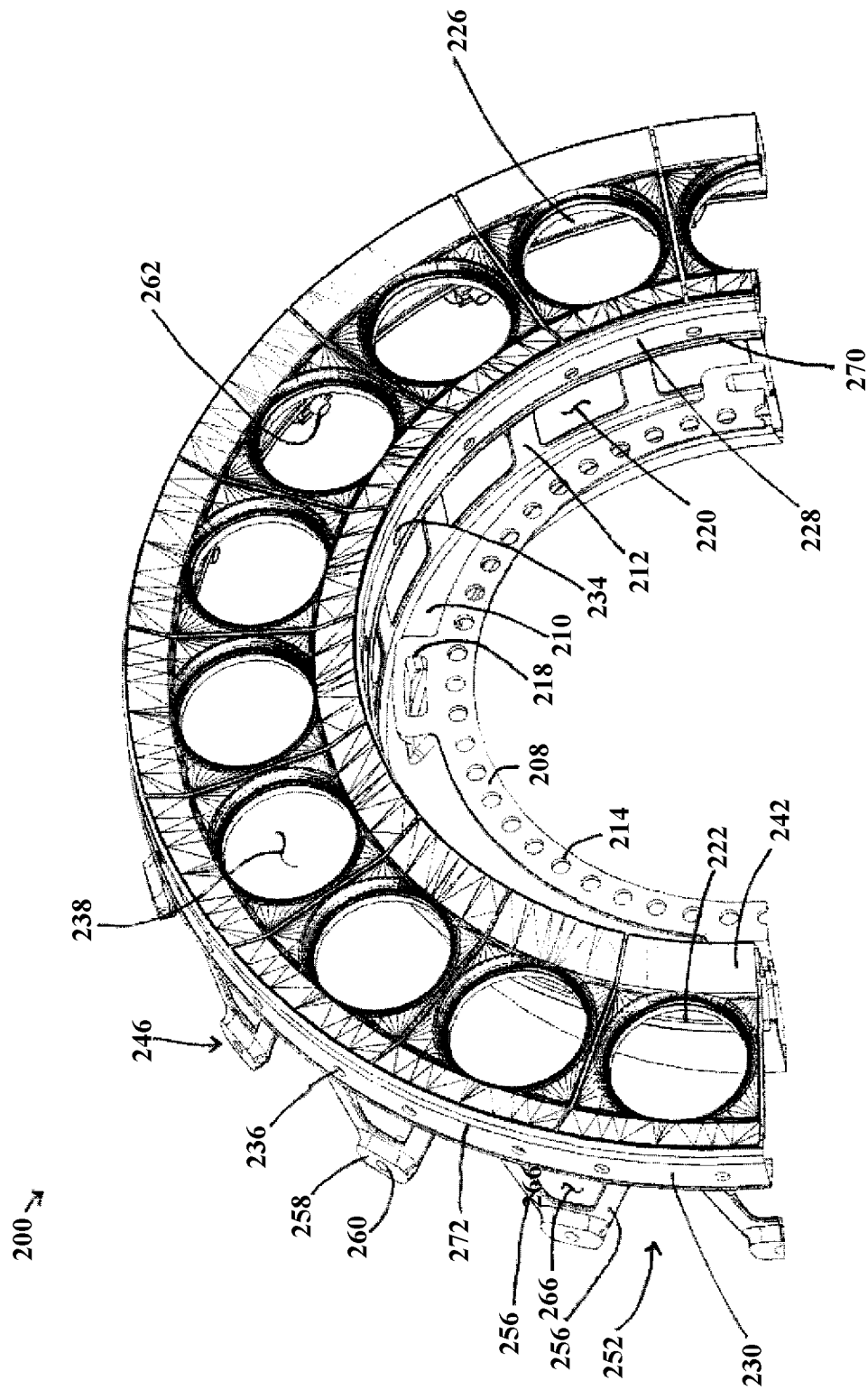


图 5

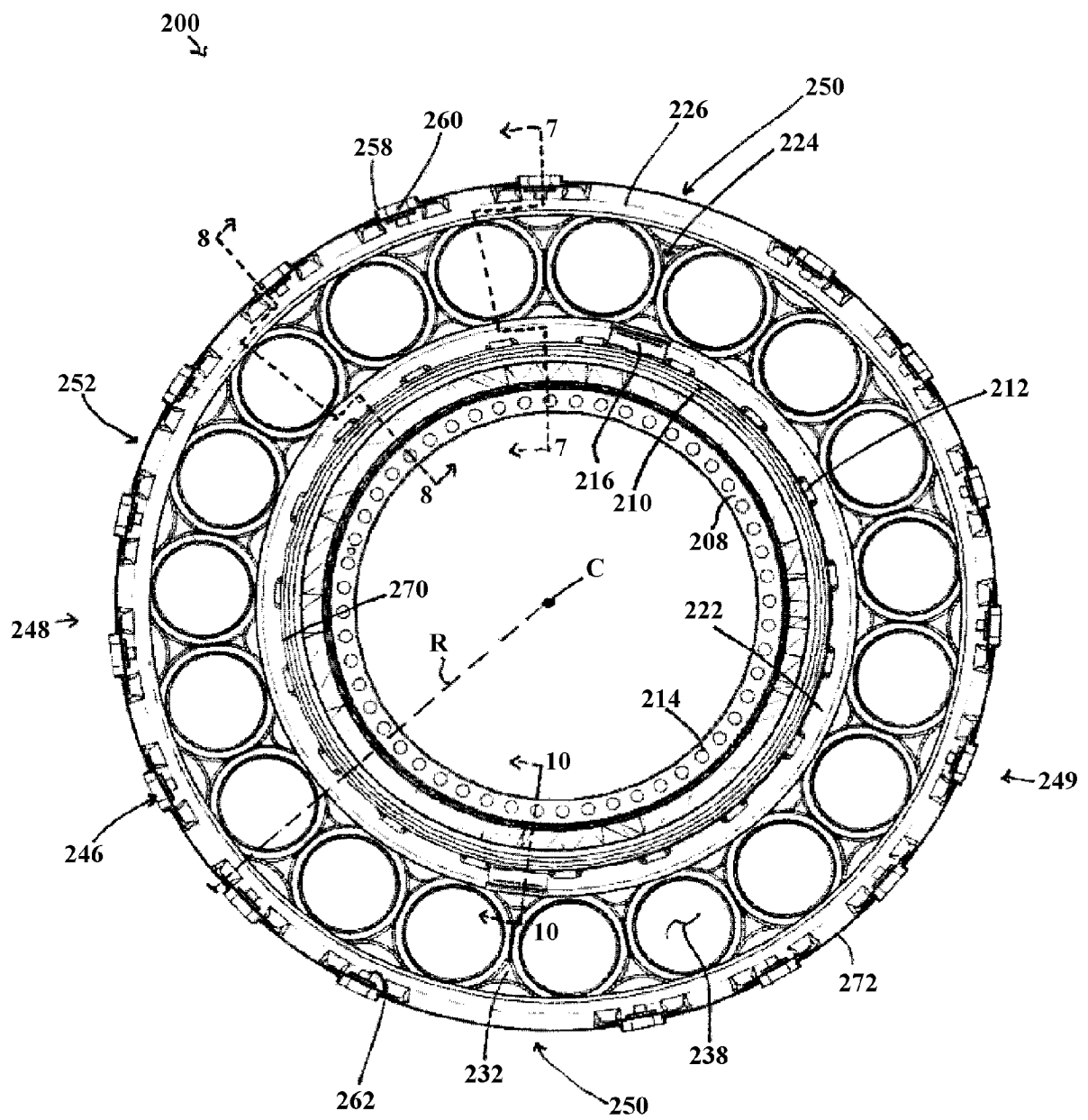


图 6

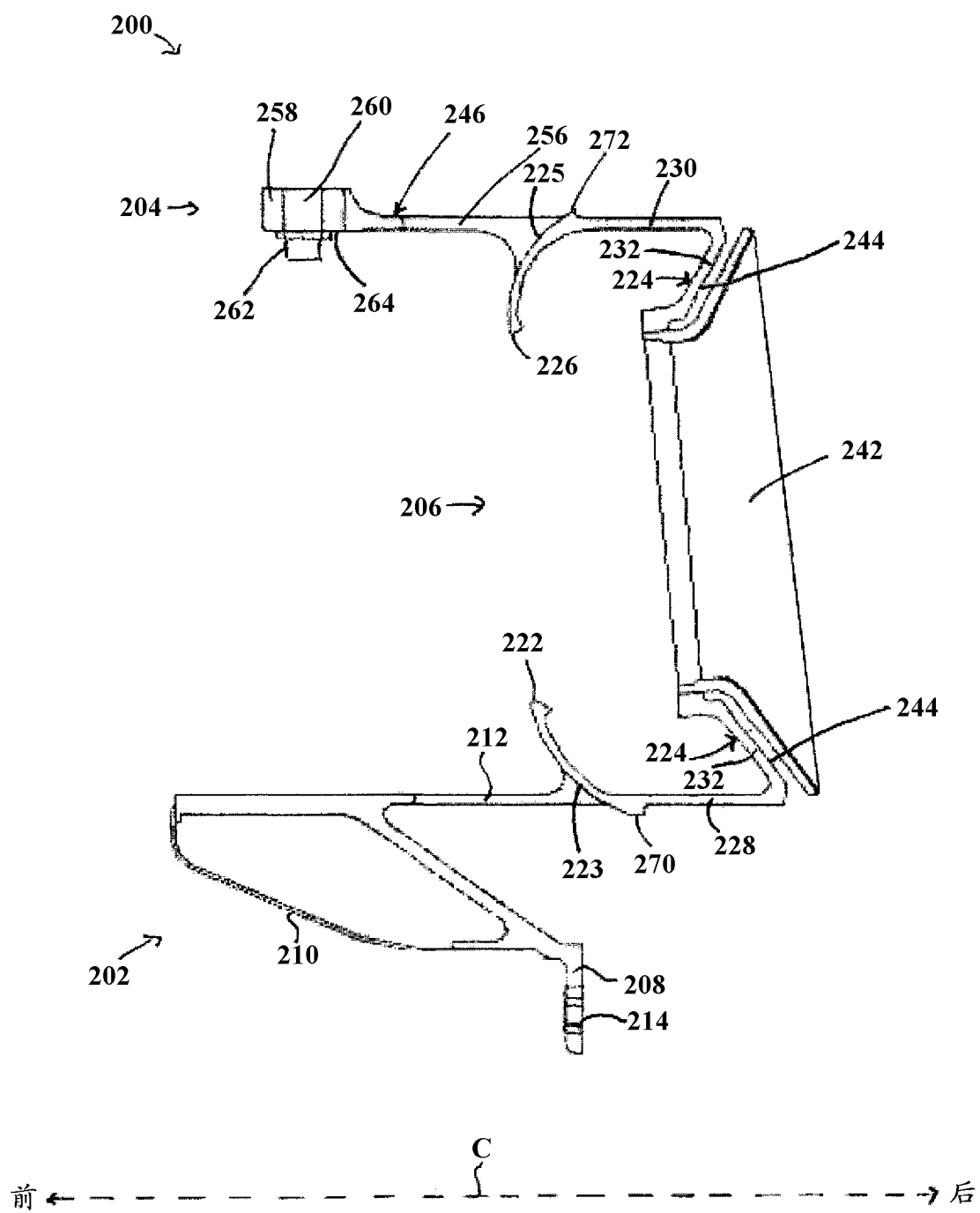


图 7

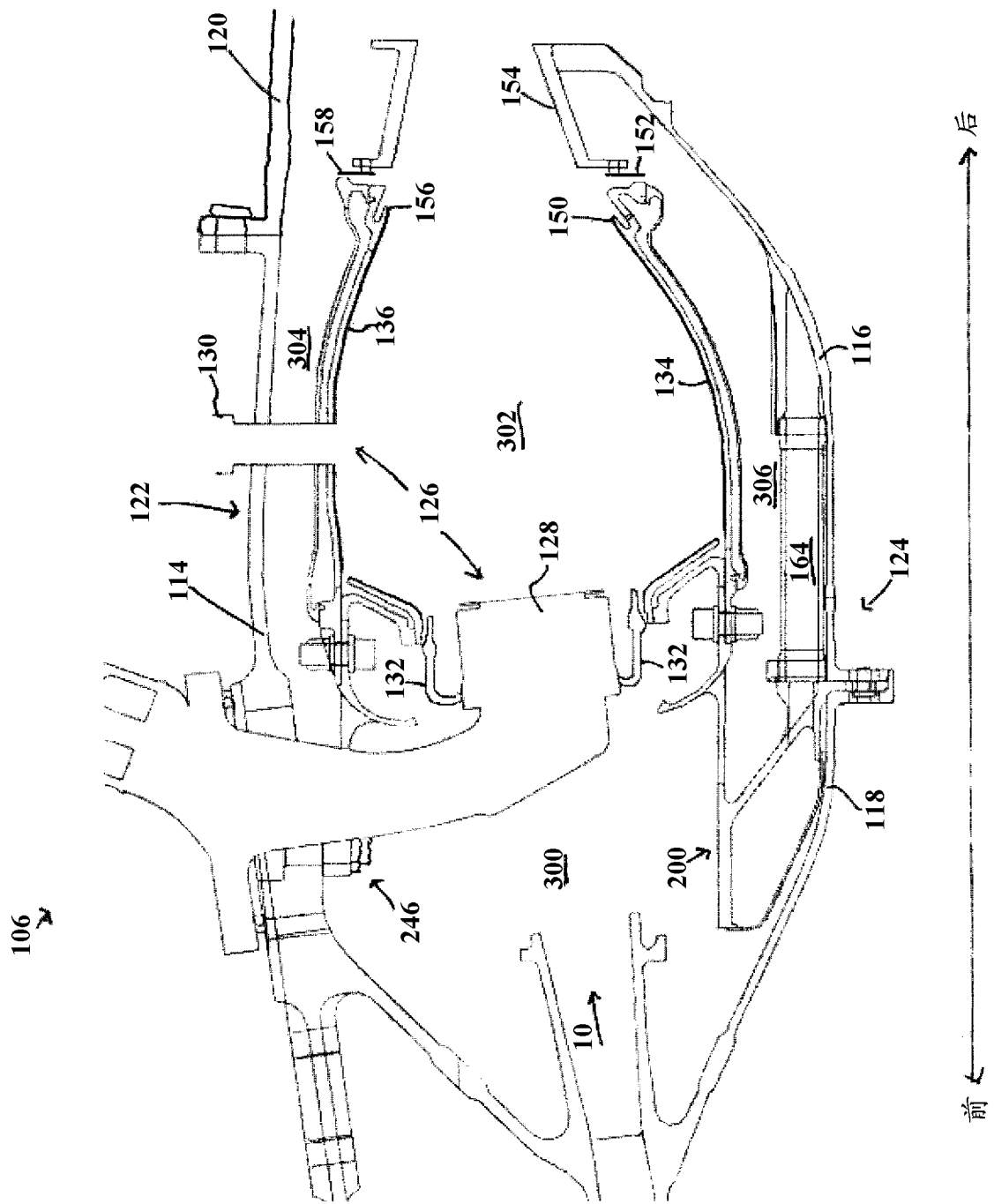


图 8

106

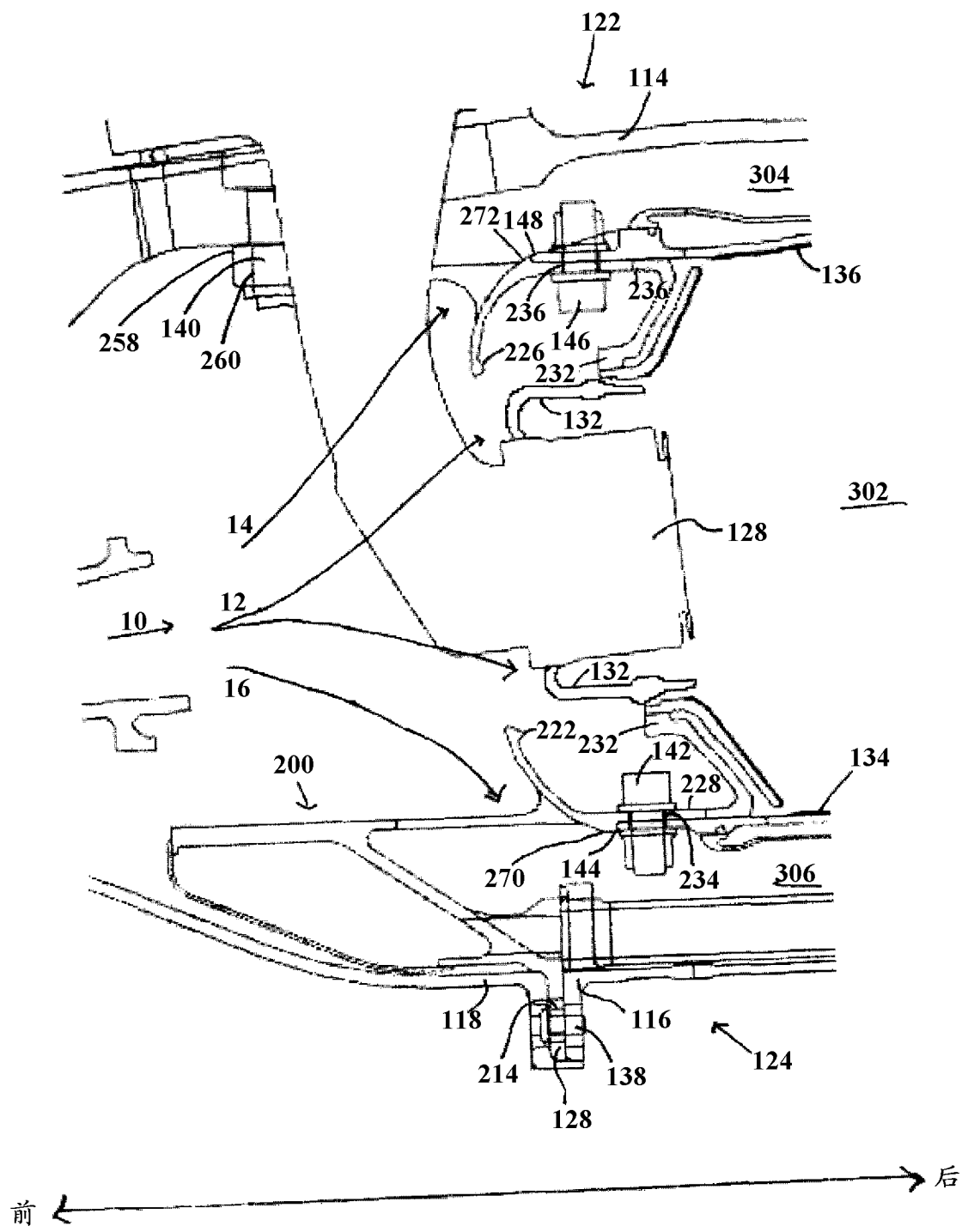


图 9

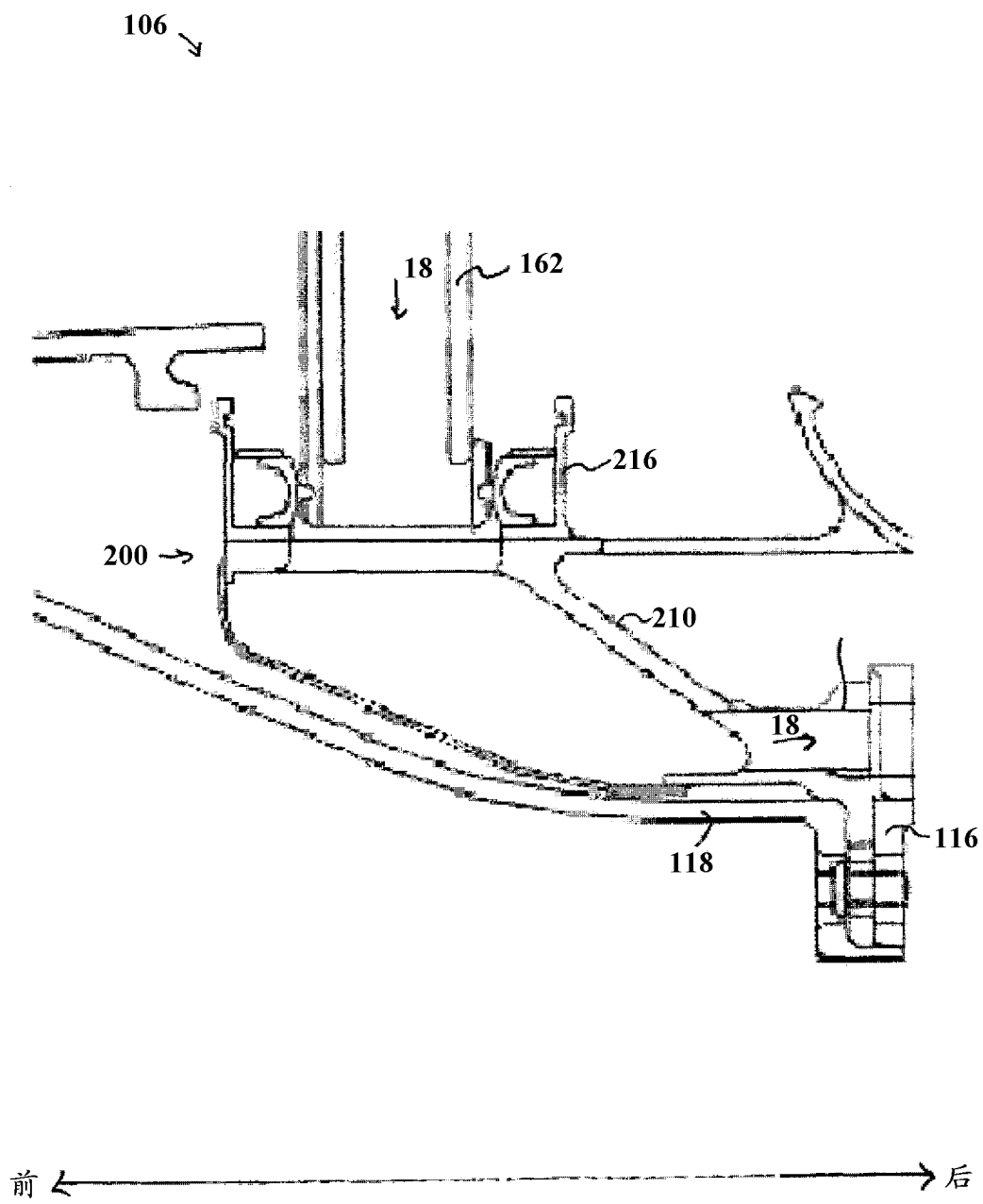


图 10