(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104508254 B
(45)授权公告日 2016.12.21

(21)申请号 201380039407.9

(22)申请日 2013.06.19

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 104508254 A

(43)申请公布日 2015.04.08

(30)优先权数据
61/675396 2012.07.25 US
13/743818 2013.01.17 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2015.01.23

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/US2013/046501 2013.06.19

(87)PCT国际申请的公布数据
WO2014/018193 EN 2014.01.30

(73)专利权人 通用电气公司
地址 美国纽约州

(72)发明人 S.A.施梅尔斯 D.J.富西纳托 J.C.格勒斯纳 D.N.米尔科维奇 R.普罗克托尔

(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.
F01D 11/24(2006.01)

(56)对比文件
US 4279123 A,1981.07.21,
US 4279123 A,1981.07.21,
US 2005/0158169 A1,2005.07.21,
US 2005/0158169 A1,2005.07.21,
US 4013376 A,1977.03.22,
US 2002/0053837 A1,2002.05.09,
GB 2217788 A,1989.11.01,

审查员 刘玲

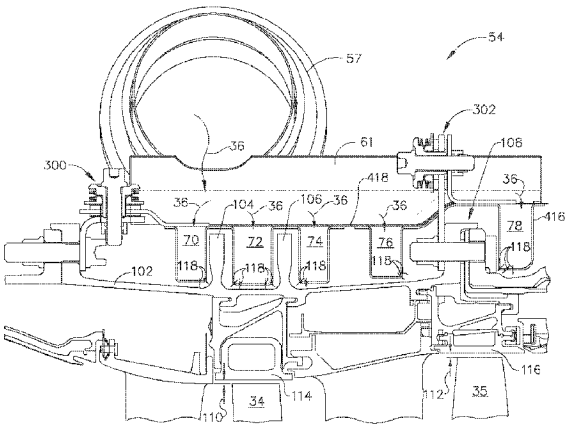
权利要求书2页 说明书6页 附图7页

(54)发明名称

主动间隙控制歧管系统

(57)摘要

公开一种用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统。示例性主动间隙控制系统可包括:大体沿周向安装的喷射管,其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔;基本刚性地将喷射管联接到壳体上的刚性安装组件;以及/或者滑动安装组件,其将喷射管联接壳体上,同时容许在喷射管和壳体之间沿大体平行于发动机轴线的方向进行有限的相对运动。滑动安装件可大体沿轴向在刚性安装件的前面联接到壳体上。分离距离与冲击孔直径的比可小于大约8。弧间隔与冲击孔直径的比可小于大约15。



CN 104508254 B

1.一种用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统，所述主动间隙控制系统包括：

沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔；

其中，单独的冲击孔具有冲击孔直径；

其中，所述喷射管的单独的冲击孔与所述间隙控制构件间隔开分离距离；以及

其中，所述分离距离与所述冲击孔直径的比小于8；

进一步包括：

刚性地将所述喷射管联接到所述壳体上的刚性安装组件，以及滑动安装组件，所述滑动安装组件将所述喷射管联接到所述壳体上，同时容许在所述喷射管和所述壳体之间沿平行于发动机轴线的方向进行有限的相对运动；

其中，所述滑动安装组件沿轴向在所述刚性安装组件的前面联接到所述壳体上。

2.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述分离距离与所述冲击孔直径的比小于5。

3.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述分离距离与所述冲击孔直径的比小于3。

4.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，

所述喷射管的第一单独的冲击孔与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔；以及

所述弧间隔与所述冲击孔直径的比小于15。

5.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，

所述喷射管的第一单独的冲击孔与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔；以及

所述弧间隔与所述冲击孔直径的比介于2和9之间。

6.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，

所述喷射管的第一单独的冲击孔与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔；以及

所述弧间隔与所述冲击孔直径的比介于4和7之间。

7.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比大于1.3。

8.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比大于1.4。

9.根据权利要求1所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比为1.5。

10.一种用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统，所述主动间隙控制系统包括：

沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔；

其中，第一单独的冲击孔具有冲击孔直径；

其中，所述第一单独的冲击孔与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔；以及

其中，所述弧间隔与所述冲击孔直径的比小于15；

进一步包括：

刚性地将所述喷射管联接到所述壳体上的刚性安装组件，以及滑动安装组件，所述滑动安装组件将所述喷射管联接到所述壳体上，同时容许在所述喷射管和所述壳体之间沿平行于发动机轴线的方向进行有限的相对运动；

其中，所述滑动安装组件沿轴向在所述刚性安装组件的前面联接到所述壳体上。

11.根据权利要求10所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述弧间隔与所述冲击孔直径的比介于2和9之间。

12.根据权利要求10所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述弧间隔与所述冲击孔直径的比介于4和7之间。

13.根据权利要求10所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比大于1.3。

14.根据权利要求10所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比大于1.4。

15.根据权利要求10所述的主动间隙控制系统，其特征在于，跨过单独的冲击孔的压力比为1.5。

16.一种用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统，所述主动间隙控制系统包括：

沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔；

刚性安装组件，其刚性地将所述喷射管联接到所述壳体上；以及

滑动安装组件，其将所述喷射管联接到所述壳体上，同时容许在所述喷射管和所述壳体之间沿平行于发动机轴线的方向进行有限的相对运动；

其中，所述滑动安装组件沿轴向在所述刚性安装组件的前面联接到所述壳体上；

其中，第一单独的冲击孔具有冲击孔直径；

其中，所述第一单独的冲击孔与所述间隙控制构件间隔开分离距离；

其中，所述第一单独的冲击孔与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔；

其中，所述分离距离与所述冲击孔直径的比小于8；以及

其中，所述弧间隔与所述冲击孔直径的比小于15。

17.根据权利要求16所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述分离距离与所述冲击孔直径的比小于3。

18.根据权利要求16所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述弧间隔与所述冲击孔直径的比介于4和7之间。

19.根据权利要求16所述的主动间隙控制系统，其特征在于，所述喷射管至少部分地由滚轧成形通道构建而成。

主动间隙控制歧管系统

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求2012年7月25日提交的美国临时申请No. 61/675,396的优先权，该申请通过引用而整体地结合在本文中。

技术领域

[0003] 本文公开的主题大体涉及燃气涡轮发动机，并且更特别地，涉及用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统。

背景技术

[0004] 在一些燃气涡轮发动机中，诸如用来推动航空器的那些，发动机性能的一些方面可取决于涡轮叶片尖部和包围叶片尖部的静态密封件或护罩之间的间隙。例如，叶片尖部间隙过大可不利地影响推力、燃料消耗率和/或排气温度裕度。

[0005] 一些燃气涡轮发动机可使用主动间隙控制来调节在各种发动机运行条件下的涡轮叶片尖部间隙。例如，一些主动间隙控制系统可构造成将较冷或较热的空气(一般可称为热控制空气)引导到高压或低压涡轮壳体上，以使壳体热膨胀远离叶片尖部(增大尖部间隙)，或者收缩(减小尖部间隙)。

[0006] 问题：一些主动间隙控制系统可能无法有效地控制叶片尖部间隙，因为热传递容量有限，而且/或者一些主动间隙控制系统可不利地影响发动机性能，因为它们使用较大量热控制空气。

发明内容

[0007] 上面提到的问题(一个或多个)的至少一个解决办法由本公开提供，以包括为了示例性教导且不意于限制而提供的示例实施例。

[0008] 根据本公开的至少一些方面的用于燃气涡轮发动机的示例性主动间隙控制系统可包括大体沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔。单独的冲击孔可具有冲击孔直径。喷射管的单独的冲击孔可与间隙控制构件间隔开分离距离。分离距离与冲击孔直径的比可小于大约8。

[0009] 根据本公开的至少一些方面的用于燃气涡轮发动机的示例性主动间隙控制系统可包括大体沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔。第一单独的冲击孔可具有冲击孔直径。第一单独的冲击孔可与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔。弧间隔与冲击孔直径的比可小于大约15。

[0010] 根据本公开的至少一些方面的用于燃气涡轮发动机的示例性主动间隙控制系统可包括：大体沿周向安装的喷射管，其包括布置成使热控制空气冲击在壳体的间隙控制构件上的多个冲击孔；基本刚性地将喷射管联接到壳体上的刚性安装组件；以及/或者滑动安装组件，其将喷射管联接到壳体上，同时容许在喷射管和壳体之间沿大体平行于发动机轴线的方向进行有限的相对运动。滑动安装件可大体沿轴向在刚性安装件的前面联接到壳体

上。第一单独的冲击孔可具有冲击孔直径。第一单独的冲击孔可与间隙控制构件间隔开分离距离。第一单独的冲击孔可与沿周向相邻的第二单独的冲击孔间隔开弧间隔。分离距离与冲击孔直径的比可小于大约8。弧间隔与冲击孔直径的比可小于大约15。

附图说明

[0011] 在本文特别地指出和声明了专利权利要求所覆盖的主题。但是，参照结合附图得到的以下描述，可最佳地理解该主题及其实施例，其中：

[0012] 图1是包括示例性主动间隙控制系统的航空器燃气涡轮发动机的示意性横截面图；

[0013] 图2是示例性空气分配歧管的轴向视图；

[0014] 图3是示例性空气分配歧管的局部剖开透视图；

[0015] 图4是示例性空气分配歧管的横截面图；

[0016] 图5是示例性空气分配歧管的详细局部剖开透视图；

[0017] 图6是示例性冲击孔的详细横截面图；以及

[0018] 图7是全部都根据本公开的至少一些方面的示例性滑动安装组件的分解透视图。

具体实施方式

[0019] 在以下详细描述中，参照附图，附图形成详细描述的一部分。在图中，相似符号典型地标识相似构件，除非上下文另有规定。在详细描述、附图和权利要求中描述的示例性实施例不表示限制。可利用其它实施例，而且可作出改变，而不偏离这里介绍的主题的精神或范围。将容易地理解，可按多种不同的构造来布置、代替、组合和设计本文大体描述和图中示出的本公开的各方面，清楚地构想到了它们全部，而且它们构成本公开的一部分。

[0020] 本公开尤其包括燃气涡轮发动机，并且更特别地，用于燃气涡轮发动机的主动间隙控制系统。

[0021] 图1是航空器燃气涡轮发动机10的示意性横截面图，航空器燃气涡轮发动机10包括根据本公开的至少一些方面的示例性主动间隙控制(ACC)系统100。发动机10可包括成下游连续流关系的下者：包括风扇14的风扇区段13、增压机或低压压缩机(LPC)16、高压压缩机(HPC)18、燃烧区段20、高压涡轮(HPT)22和/或低压涡轮(LPT)24。高压轴26可围绕发动机轴线8而设置，并且可将HPT 22传动地连接到HPC 18上。低压轴28可将LPT 24传动地连接到LPC 16和/或风扇14上。HPT 22可包括HPT转子30，HPT转子30可包括安装在转子30的周边处的多个第一级涡轮叶片34和第二级涡轮叶片35。

[0022] 在根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例中，压缩风扇空气供应32可用作热控制空气36的源，热控制空气36可通过空气供应管42供应到ACC系统100。设置在空气供应管42中的空气阀44可控制流过其中的热控制空气36的量。通过压缩风扇空气供应32供应的热控制空气36可用作ACC系统100的冷却空气。热控制空气36可受控制地从风扇旁通导管15流过空气供应管42，到达ACC系统100的分配歧管54。空气阀44可由控制器48控制，诸如数字电子发动机控制系统，它通常被称为全权数字发动机控制(FADEC)。在一些示例实施例中，通往空气供应管42的空气供应入口19可位于出口导叶17的下游，出口导叶17在风扇旁通导管15中设置在风扇14下游。

[0023] 图2是根据本公开的至少一些方面的示例性空气分配歧管54的轴向视图。图3是根据本公开的至少一些方面的示例性空气分配歧管54的局部剖开透视图。图4是根据本公开的至少一些方面的示例性空气分配歧管54的横截面图。图5是根据本公开的至少一些方面的示例性空气分配歧管54的详细局部剖开透视图。

[0024] 参照图2-5，示例性空气分配歧管54可接收来自空气供应管42的热控制空气36。空气分配歧管可包括一个或多个管道，诸如第一分配管55和/或第二分配管57，其可设置成大体沿周向围绕HPT 22(图1)。第一分配管55和/或第二分配管57可构建成大体圆柱形管的形式，其可围绕发动机轴线8形成大体环形。在一些示例实施例中，大体环形可由诸如介于第一分配管55和第二分配管57的下游端(可为封闭的)之间的间隙58中断。第一分配管55和第二分配管57中的各个可包括大体管状弧，大体管状弧形成大体环形的一部分。

[0025] 在一些示例实施例中，第一分配管55和/或第二分配管57可通过T形接头53接收来自空气供应管42的热控制空气36。例如，T形接头53可包括在流体方面联接到空气供应管42上的入口、在流体方面联接到第一分配管55上的大体沿周向定向的侧向出口，以及在流体方面联接到第二分配管57上的大体沿周向定向的侧向出口。

[0026] 在一些示例实施例中，第一分配管55和/或第二分配管57可在流体方面联接到一个或多个空气分配集管61上。例如，第一分配管55可布置成将热控制空气36供应到四个集管61，并且/或者第二分配管57可布置成将热控制空气供应到四个集管61，总共八个集管61。第一分配管55和/或第二分配管57可通过开口63将热控制空气36供应到一个或多个对应的空气分配集管61，从而在提供从第一分配管55和/或第二分配管57的内部到集管61的内部中的流径。

[0027] 在一些示例实施例中，第一分配管55和/或第二分配管57可包括与第一分配管55和/或第二分配管57的周向端相关联的相应的端壁402、404。端壁402、404可分别基本密封第一分配管55和/或第二分配管57的周向端，从而基本防止热控制空气36泄漏。

[0028] 在一些示例实施例中，单独的集管61可为大体管状，并且/或可定向成大体平行于发动机轴线8。除了开口63(连接到第一分配管55或第二分配管57上)以及与喷射管70、72、74、76、78(在下面论述)相关联的开口71、73、75、77、79(在下面论述)，单独的集管61可基本密封，从而基本防止热控制空气36泄漏。

[0029] 在一些示例实施例中，单独的集管61可在流体方面联接到一个或多个喷射管70、72、74、76、78上。单独的喷射管70、72、74、76、78可从集管61大体沿径向向内延伸，并且/或者可大体沿周向至少部分地围绕发动机轴线8延伸。单独的集管61可通过相应的开口71、73、75、77、79将热控制空气供应到一个或多个对应的喷射管70、72、74、76、78。

[0030] 在一些示例实施例中，一个或多个喷射管70、72、74、76、78可设置在一个或多个面板80、82、84、86中。例如，喷射管70、72、74、76、78可设置在四个面板80、82、84、86中，面板各个都形成围绕发动机轴线8的周边的大约四分之一(例如，大约90度)延伸的弧。喷射管70、72、74、76、78可包括与面板80、82、84、86的周向端相关联的相应的端壁90、92、94、96、98。端壁90、92、94、96、98可基本密封喷射管70、72、74、76、78的周向端，从而基本防止热控制空气36泄漏。

[0031] 在一些示例实施例中，可使用滚轧成形来构建面板80、82、84、86的至少一些构件。例如，喷射管70、72、74可至少部分地由滚轧成形通道构建而成。喷射管76、78可至少部分地

由滚轧成形通道416构建而成。通道可连结到弯曲片材418上，以基本包围喷射管70、72、74、76、78。例如，弯曲片材418可对喷射管70、72、74、76、78提供径向外侧壁。虽然可使用备选的构建技术，但滚轧成形可提供具有小半径拐角且重量和成本较低的通道。

[0032] 在一些示例实施例中，一个或多个喷射管70、72、74、76、78可构造成通过一个或多个冲击孔118将热控制空气36引导到一个或多个间隙控制构件上。例如，HPT壳体102可包括一个或多个热控制环104、106(也称为伪凸缘)和/或从热控制环沿径向向外延伸的一个或多个栓接凸缘108。来自一个或多个喷射管70、72、74、76、78的热控制空气36可冲击在热控制环104、106、栓接凸缘108(例如在沿轴向向前的表面和/或向后的表面上)和/或热控制环104、106和/或栓接凸缘108附近的壳体102上。大体上，热控制环104、106、栓接凸缘108和/或控制环104、106和/或栓接凸缘108附近的壳体102可在本文被称为间隙控制构件。

[0033] 大体上，在一些示例实施例中，喷射管70、72、74、76、78可较接近间隙控制构件。因此，冲击孔118可较小，这可允许使用较少量热控制空气36来与间隙控制构件实现期望热传递。换句话说，一些示例实施例可提供改进的ACC能力(壳体102由于热控制空气36的冲击而偏转)，同时比以前的设计使用更少量热控制空气36。

[0034] 在一些示例实施例中，热控制空气36可被引导成冲击到热控制环104、106和/或栓接凸缘108连结壳体102的大体圆柱形部分的地方或此处附近。热控制环104、106、栓接凸缘108和/或热控制环104、106和/或栓接凸缘108附近的壳体102可构造成响应于温度变化(诸如至少部分地由于热控制空气36冲击在其上而引起的温度变化)而沿径向向内收缩和/或沿径向向外膨胀。在一些示例实施例中，至少一些热控制空气36可被引导成冲击在热控制环104、106和/或栓接凸缘108的沿径向向外的表面上。

[0035] 在一些示例实施例中，热控制环104、106和/或壳体102的相关联的部分的径向移动可影响第一级涡轮叶片34的尖部间隙110，并且/或者栓接凸缘108的径向移动可影响第二级涡轮叶片35的尖部间隙112。例如，热控制环104、106的收缩(例如由于冷却)可导致与第一级涡轮叶片34相关联的护罩114沿径向向内移动，从而减小尖部间隙110。栓接凸缘108和/或壳体102的相关联的部分的收缩(例如由于冷却)可导致与第二级涡轮叶片35相关联的护罩116沿径向向内移动，从而减小尖部间隙112。相反，热控制环104、106和/或栓接凸缘108的膨胀(例如由于加热)可导致相应的护罩114、116沿径向向外移动，从而使相应的尖部间隙110、112增大。

[0036] 在一些示例实施例中，第一分配管55、第二分配管57、集管61和/或喷射管70、72、74、76、78可构造成围绕壳体102的周边供应大体均匀量的热控制空气36。均匀分布的热控制空气36可促使壳体102均匀地热膨胀或收缩，这可与最小周向扭曲相关联。

[0037] 在一些示例实施例中，跨过冲击孔118的压力比(例如，喷射管70、72、74、76、78中的冲击孔118上游的压力与壳体102附近的冲击孔118下游的压力的比)可大于大约1.3。在一些示例实施例中，跨过冲击孔118的压力比可大于大约1.4。在一些示例实施例中，跨过冲击孔118的压力比可为大约1.5。为了提供跨过冲击孔118的期望压力比，各种上游构件可构造成提供较小的压降。例如，空气供应入口、空气供应管42、空气阀44、第一分配管55、第二分配管57、集管61和/或喷射管70、72、74、76、78可单独地和共同地构造成从风扇旁通导管15到冲击孔118施加小压降。例如，T形接头53可包括在热控制空气36的流径中的圆形和/或喇叭形拐角，这可减小施加的压降。

[0038] 在一些示例实施例中，排出空气37(例如已经通过冲击孔118从喷射管70、72、74、76、78中排出的热控制空气36)可经由一个或多个排气槽口406、408、410、412而通过面板80、82、84、86排出。例如，面板80、82、84、86可包括排气槽口406、408、410、412，它们的总流动面积是冲击孔118的总流动面积的至少大约两倍。在一些示例实施例中，面板80、82、84、86可包括排气槽口406、408、410、412，它们的总流动面积是冲击孔118的总流动面积的大约三倍。在一些示例实施例中，面板80、82、84、86可包括排气槽口406、408、410、412，它们的总流动面积是冲击孔118的总流动面积的大约四倍。在一些示例实施例中，诸如通过排气槽口406、408、410、412提供合适的冲击后通气可减小或基本消除与冲击孔118相关联的交叉流退化损失。在一些示例实施例中，喷射管70、72、74、76、78内的压力可充分地高于壳体102周围的压力，使得排出空气37必须流过其中的额外的限流装置(例如挡板)是不必要的。

[0039] 一些示例实施例可包括与第二级涡轮叶片35的护罩116相关联的一个或多个伪凸缘(例如大体类似于热控制环104、106)。这样的伪凸缘可用来补充以及/或者代替栓接凸缘108。

[0040] 在一些示例实施例中，可使用一个或多个安装组件300、302来将分配歧管54安装到壳体102上。例如，可使用多个(例如三个)滑动安装组件300和/或多个(例如三个)刚性安装组件302来将单独的面板80、82、84、86安装到壳体102上。在一些示例实施例中，一个或多个滑动安装组件300可设置在面板80、82、84、86的大体轴向前部部分上，并且/或者一个或多个刚性安装组件302可设置在面板80、82、84、86的大体轴向后部部分上。在图7中示出且在下面描述示例性滑动安装组件300。在一些示例实施例中，在面板80、82、84、86的大体轴向后部部分处使用刚性安装组件302可改进喷射管76、78和栓接凸缘108之间的空隙的组装公差，同时对喷射管70、72、74和热控制环104、106之间的空隙的组装公差提供足够的控制。

[0041] 图6是根据本公开的至少一些方面的示例性冲击孔118的详细横截面图。冲击孔118(诸如延伸通过喷射管70的冲击孔)可具有直径202(D)和/或弧间隔204(X_n)(例如，相对于发动机轴线8沿大体周向方向在中心与中心之间测量)。冲击孔118可与冲击表面(诸如壳体102)间隔开分离距离206(Z_n)。

[0042] 在一些示例实施例中，分离距离206(Z_n)与冲击孔直径202(D)的比Z_n/D可小于大约8。在一些示例实施例中，Z_n/D可小于大约5。在一些示例实施例中，Z_n/D可小于大约3。

[0043] 在一些示例实施例中，弧间隔204(X_n)与冲击孔直径202(D)的比X_n/D可小于大约15。在一些示例实施例中，X_n/D可介于大约2和大约9之间。在一些示例实施例中，X_n/D可介于大约4和大约7之间。

[0044] 在一些示例实施例中，比Z_n/D和/或X_n/D可。

[0045] 在一些示例实施例中，冲击孔118可为大体圆形。在一些示例实施例中，冲击孔118可为非圆形(例如，大体椭圆形、正方形、三角形等)。对于非圆形冲击孔118，可通过使用已知的流体动态方法计算有效孔直径来确定用于比Z_n/D和/或X_n/D的冲击孔直径202(D)。

[0046] 图7是根据本公开的至少一些方面的示例性滑动安装组件300的分解透视图。滑动安装组件300可包括壳体支架304(可刚性地安装到壳体102上)、面板支架306(可刚性地安装到面板80、82、84、86上)，以及/或者操作性地联接壳体支架304和面板支架306的紧固件308(例如，螺栓和相关联的螺母)。壳体支架304和/或面板支架306可包括相应的紧固件孔310、312，紧固件308可延伸通过其中。紧固件孔310、312中的一个或多个可在至少一个维度

上比紧固件308大，这可容许在壳体支架304和面板支架306之间进行有限的相对运动。例如，面板支架306中的紧固件孔312可具有轴向长度314(例如，大体平行于发动机轴线8(图1))，轴向长度314可基本大于紧固件308的直径316。这种示例性滑动安装组件300可容许在壳体102和面板80、82、84、86(例如，大体平行于发动机轴线8(图1))之间进行有限的相对轴向移动。一些示例性滑动安装组件300可包括各种垫圈、衬套、间隔件等。

[0047] 在根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例中，作为风扇旁通导管15的替代或补充，热控制空气36可从HPC 18供应。例如，热控制空气36可通过合适的管道从HPC18的级5(例如，用于冷却间隙控制构件)和/或级9(例如，用于加热间隙控制构件)供应。在一些情况下，从风扇旁通导管15供应的热控制空气36可比从HPC 18供应的热控制空气36更冷，这在一些实施例中可提供较大的热传递容量。

[0048] 根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例可包括空气供应管42、空气阀44，以及/或者空气供应入口19，它们与需要热控制空气36的不止一个系统结合起来使用。例如，空气供应入口19可对高压涡轮ACC系统100和与LPT 24相关联的ACC系统提供热控制空气36。例如，Y形配件可设置在空气供应入口19的下游，Y形配件的第一分支包括空气供应管42，并且Y形配件的第二分支对LPT 24 ACC系统进行供应。

[0049] 根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例可包括用于燃气涡轮发动机壳体的热控制设备，而且特别是用于涡轮转子和周围的护罩之间的间隙的热控制。可通过流过与发动机壳体的区段处于热传递连通的多个(例如三个)热传递流体流径来对环形壳体区段或环提供热控制。考虑三个流流体流径供应的热传递流体的平均温度，流径可基本消除质量流率的周向梯度。在一些示例实施例中，前部环和后部环可由三个喷射管冷却，喷射管机械地定位成在喷射管和涡轮壳体环之间建立较小的分离距离。这种布置可减少在涡轮转子和壳体护罩之间实现期望间隙所需的风扇空气量，从而提供相当大的燃料燃烧好处。

[0050] 根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例可构造成通过单独的扇区(例如在四个90度扇区的各个中)中的多个(例如三个)喷射管，使风扇冷却空气冲击到前部和后部涡轮壳体环上。通过使用合适的机械组件和附连件，喷射管可定位成使得喷射管和涡轮壳体环之间的距离较小。这可允许以所需的最少热传递流体满足涡轮转子间隙规格。另外，风扇入口可设计成利用转换成驱动静态压力的动态压力，这可改进间隙控制系统的效率。

[0051] 根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例可通过使用较小量风扇流冷却空气减小转子叶片尖部和对应的定子组件之间的摩擦来减小运行间隙。这可改进发动机性能，减小发动机性能的退化速率，以及改进构件和模块效率。

[0052] 当与其它主动间隙控制系统相比时，根据本公开的至少一些方面的一些示例实施例可提供降低的制造成本、减小的重量，以及/或者减小的冷却空气质量流率。这些改进中的一些可改进燃料燃烧。

[0053] 本书面描述使用示例来公开本发明，包括最佳模式，并且还使本领域任何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，以及实行任何结合的方法。本发明的可取得专利的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示例。如果这样的其它示例具有不异于权利要求的字面语言的结构要素，或者如果它们包括与权利要求的字面语言无实质性差异的等效结构要素，则它们意于处在权利要求的范围之内。

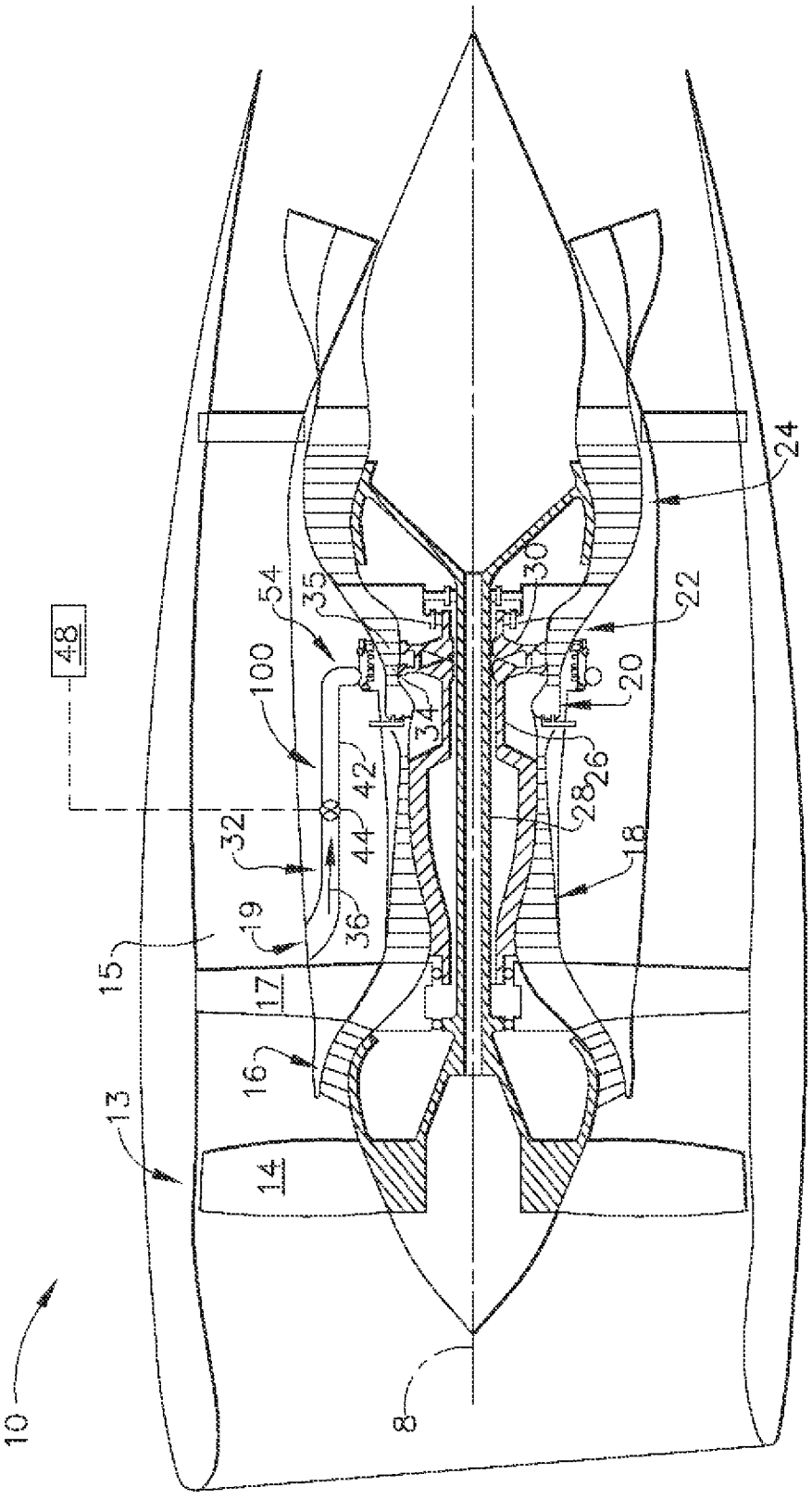


图 1

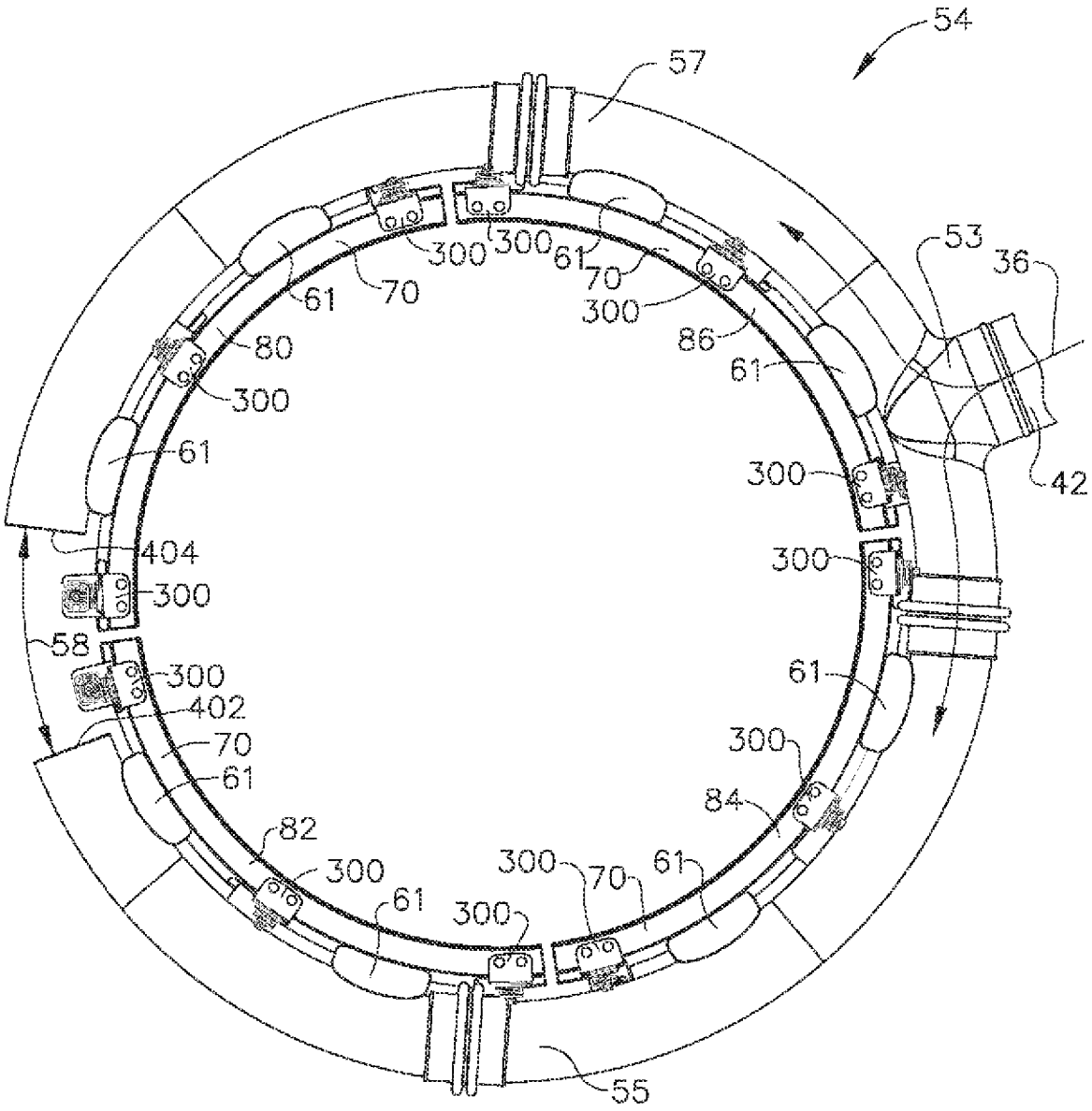


图 2

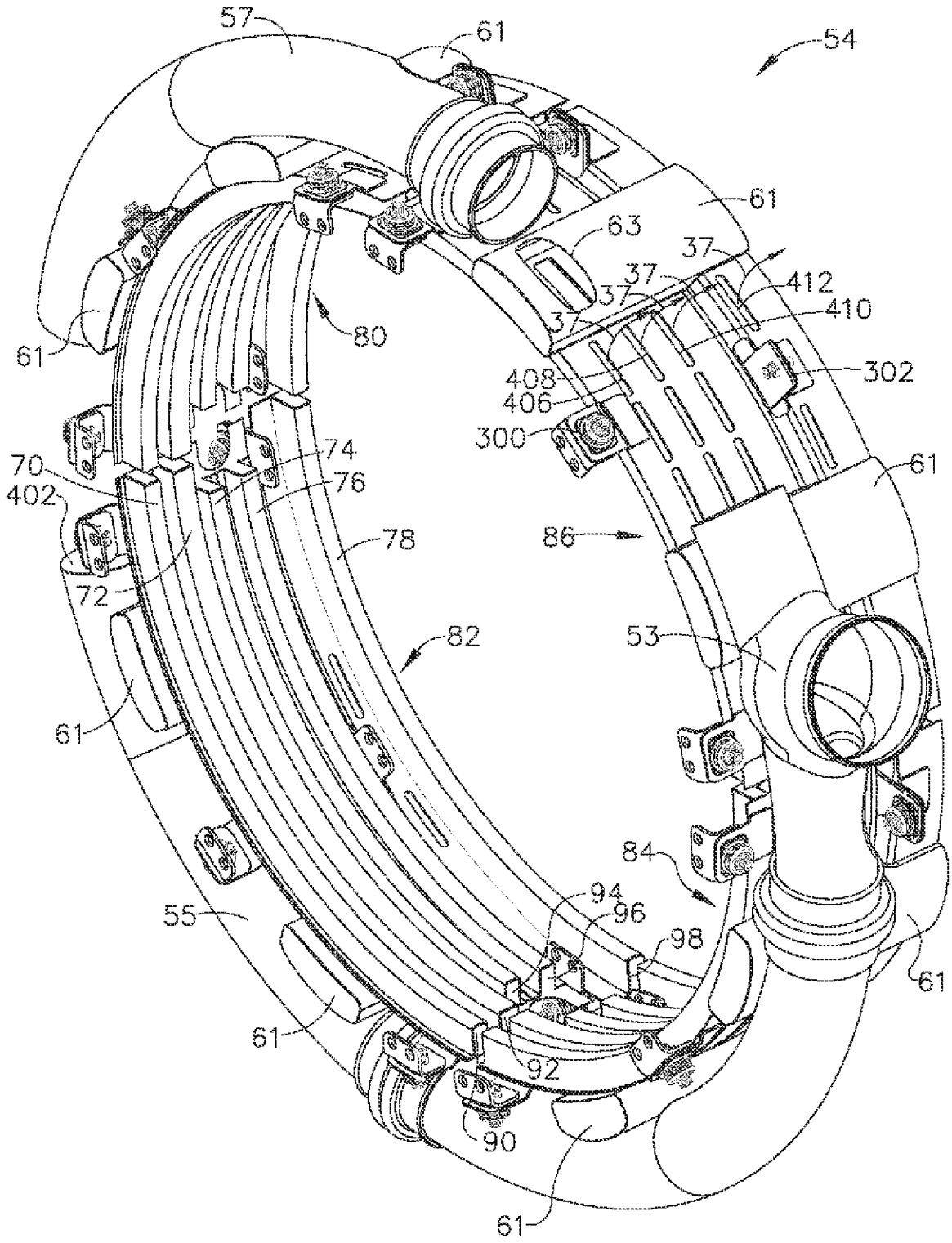

57
61
54
61
63
37
37
37
37
412
410
80
61
408
406
302
300
74
70
76
402
61
78
86
72
82
53
61
84
94
96
55
98
61
61
92
90
61

图 3

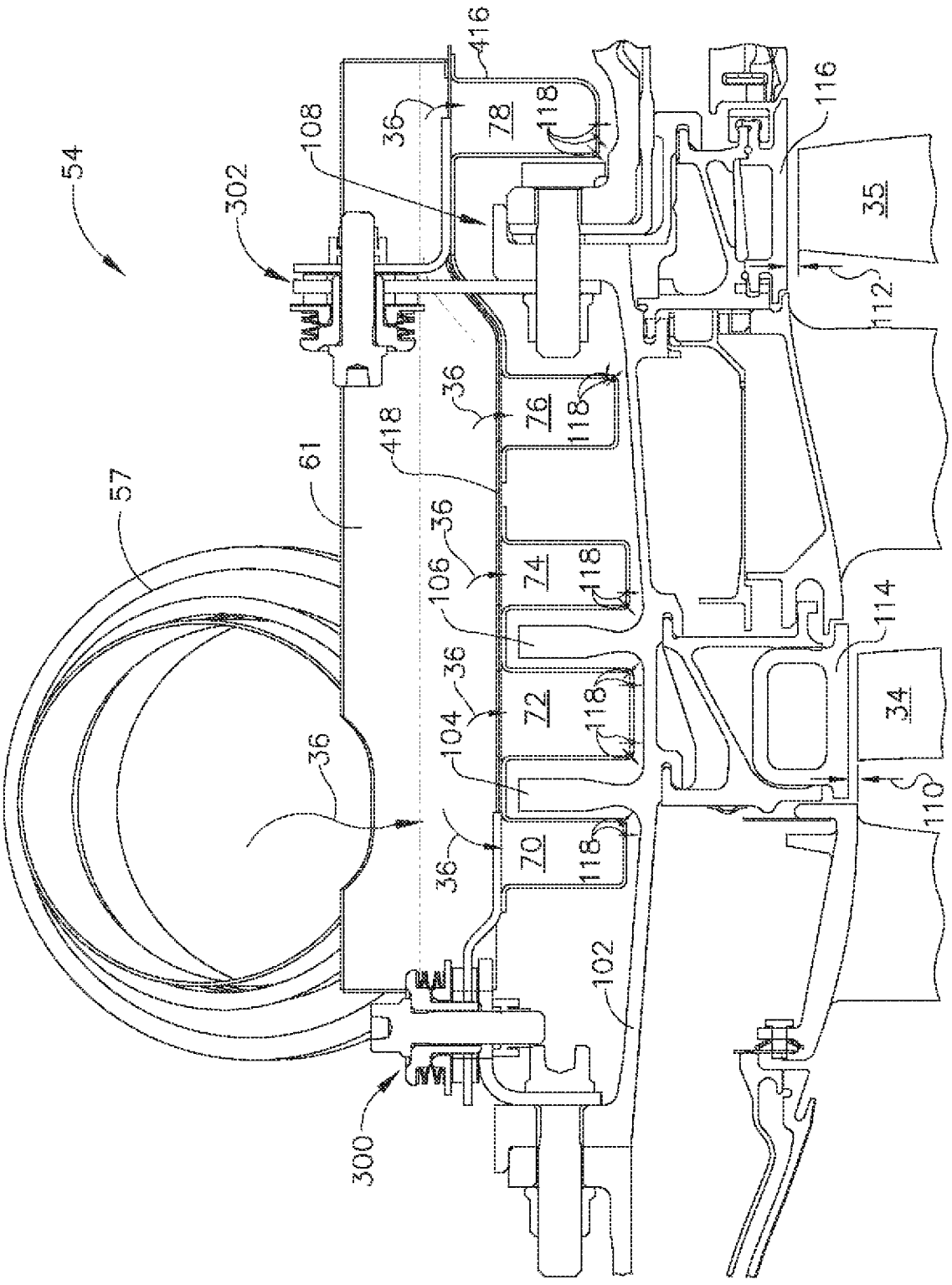

54
302
108
36
78
118
116
35
112
36
76
118
418
61
57
36
74
118
106
114
36
72
118
104
34
36
110
36
70
118
102
300

图 4

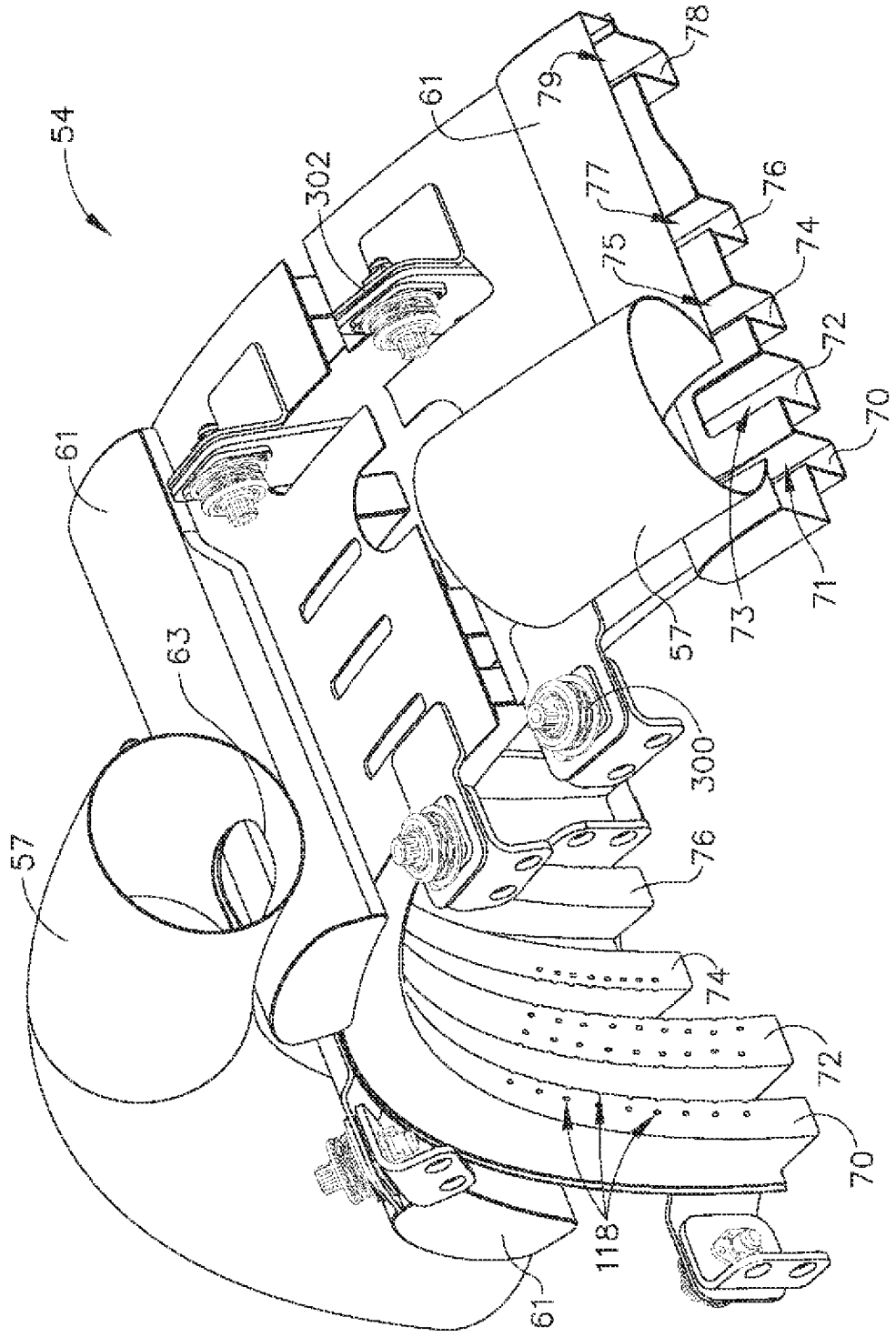


图 5

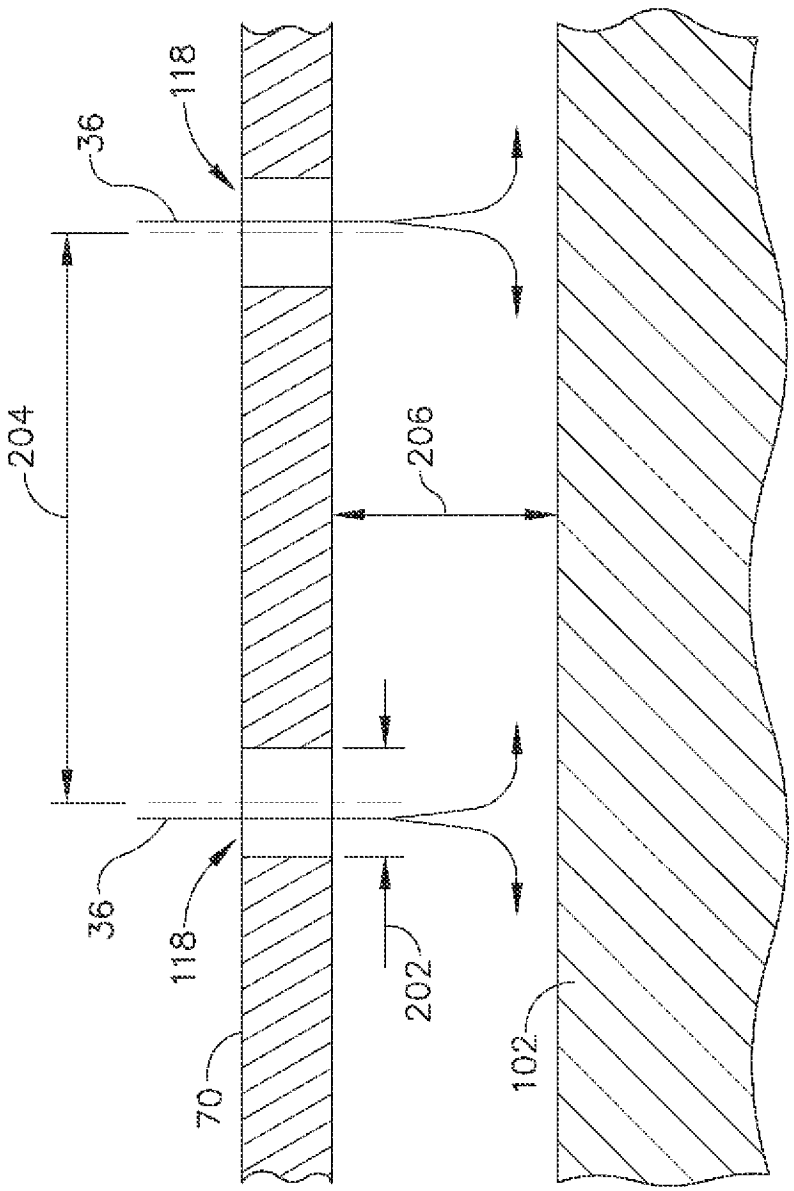


图 6

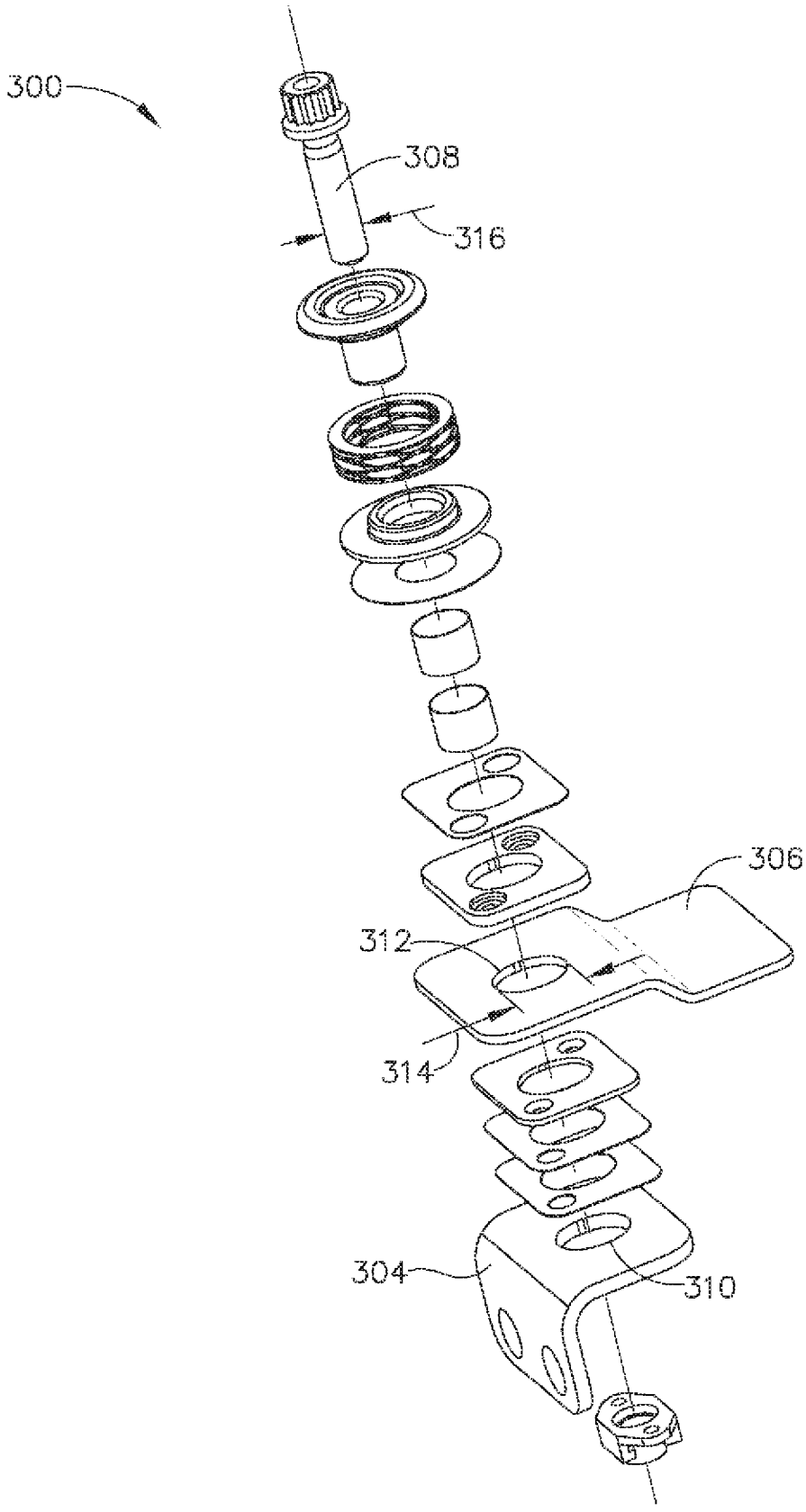


图 7