



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104285054 A

(43) 申请公布日 2015. 01. 14

(21) 申请号 201380022026. X

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2013. 04. 26

F02C 7/22(2006. 01)

(30) 优先权数据

F02C 7/232(2006. 01)

61/639, 013 2012. 04. 26 US

F02C 9/26(2006. 01)

13/477, 819 2012. 05. 22 US

F02K 3/00(2006. 01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 10. 24

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/US2013/038500 2013. 04. 26

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/163604 EN 2013. 10. 31

(71) 申请人 索拉透平公司

地址 美国加利福尼亚州

(72) 发明人 C·Z·特沃多施莱布 J·G·达克斯

(74) 专利代理机构 北京市中咨律师事务所

11247

代理人 管莹 吴鹏

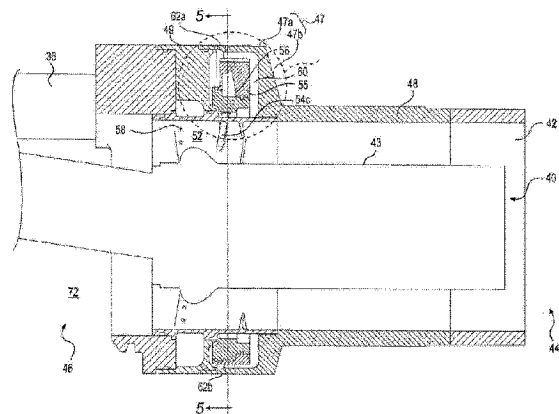
权利要求书1页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

具有被吹扫的隔离空气腔的燃料喷射器

(57) 摘要

一种燃料喷射器 (30), 其包括纵向延伸通过所述燃料喷射器的用于使燃料空气混物流至燃烧室 (50) 的流路。所述燃料喷射器还可包括至少部分地环绕所述流路的液态燃料通道 (56)。所述通道可包括构造成将液态燃料从所述通道传送到所述流路的多个燃料支路 (54a-54e)。所述燃料喷射器还可包括环形外壳 (47), 所述环形外壳围绕所述通道周向地设置以形成至少部分地围绕所述通道的隔离空气腔 (60)。所述外壳可包括至少一个吹扫孔 (62a, 62b, 62c) 以提供所述隔离空气腔与所述喷射器的所述外壳的外部之间的连通。



1. 一种用于双燃料燃气涡轮发动机 (100) 的燃料喷射器 (30), 所述燃料喷射器包括: 纵向延伸通过所述燃料喷射器的用于使燃料空气混合物流至燃烧室 (50) 的流路 (42);

至少部分地环绕所述流路的液态燃料通道 (56), 所述通道包括构造成将液态燃料从所述通道传送到所述流路的多个燃料支路 (54a-54e); 和

所述燃料喷射器的环形外壳 (47), 所述环形外壳围绕所述通道周向地设置以形成至少部分地围绕所述通道的隔离空气腔 (60), 所述外壳包括至少一个吹扫孔 (62a, 62b, 62c), 以提供所述隔离空气腔与所述喷射器的所述外壳的外部之间的连通。

2. 根据权利要求 1 所述的燃料喷射器, 其中, 所述至少一个吹扫孔包括多个吹扫孔。

3. 根据权利要求 2 所述的燃料喷射器, 其中, 所述多个吹扫孔中的至少一个定位成接近所述多个燃料支路中的一个燃料支路。

4. 根据权利要求 2 所述的燃料喷射器, 其中, 所述多个吹扫孔中的每个吹扫孔的直径小于或等于大约 0.075 英寸。

5. 根据权利要求 2 所述的燃料喷射器, 其中, 所述多个吹扫孔中的至少一个吹扫孔的直径大约为 0.03 英寸。

6. 根据权利要求 2 所述的燃料喷射器, 其中, 所述多个吹扫孔中的至少一个吹扫孔从所述燃料通道沿径向向外定位。

7. 根据权利要求 2 所述的燃料喷射器, 其中, 所述多个吹扫孔为实现所述隔离空气腔和所述喷射器的所述外壳的外部之间的空气连通的唯一装置。

8. 一种操作双燃料燃气涡轮发动机 (100) 的方法, 所述燃气涡轮发动机包括构造成当所述燃气涡轮发动机采用液态燃料运行时容纳液态燃料的液态燃料通道 (56), 所述燃料通道通过燃料支路 (54a-54e) 流体地联接到燃料喷射器的燃料流路 (42), 所述燃料通道定位在环形外壳 (47) 内, 所述环形外壳围绕所述通道周向延伸以形成至少部分地绕所述通道延伸的隔离空气腔, 所述外壳包括将所述隔离空气腔流体地联接到围绕所述外壳的压缩空气空间的多个吹扫孔 (62a, 62b, 62c), 所述方法包括:

在所述燃料流路中将气态燃料与压缩空气混合以形成燃料空气混合物;

将所述燃料空气混合物越过所述燃料支路引至所述燃气涡轮发动机的燃烧室;

仅通过所述多个吹扫孔将压缩空气从所述压缩空气空间引入到所述隔离空气腔中; 和

将压缩空气从所述隔离空气腔引至所述燃料流路以与流经所述燃料流路的燃料空气混合物混合。

9. 根据权利要求 8 所述的方法, 还包括将经冷却的压缩空气引入到所述燃料通道中。

10. 根据权利要求 8 所述的方法, 其中, 所述多个吹扫孔包括三个吹扫孔, 并且所述多个吹扫孔的直径小于或等于大约 0.075 英寸。

## 具有被吹扫的隔离空气腔的燃料喷射器

### 技术领域

[0001] 本发明总体上涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷射器，且更具体地涉及具有被吹扫 (purged) 的隔离 / 隔热空气腔的燃气涡轮燃料喷射器。

### 背景技术

[0002] 燃气涡轮发动机通过从由燃料在压缩空气流中燃烧产生的热气体流中提取能量来产生动力。通常，涡轮发动机具有联接到下游涡轮的上游空气压缩机，涡轮和空气压缩机之间具有燃烧腔室 (“燃烧室”)。当在燃烧室中燃烧压缩空气和燃料的混合物时释放能量。所产生的热气体被引到涡轮发动机的叶片上以使涡轮旋转并产生机械动力。在一个典型的涡轮发动机中，一个或多个燃料喷射器将某种类型的液态或气态碳氢燃料 (例如，柴油或天然气) 引入到用于燃烧的燃烧室中。这种燃料在燃料喷射器中与 (来自空气压缩机的) 压缩空气混合，并且流至用于燃烧的燃烧室。燃烧室中的燃料的燃烧可产生超过 2000° F (1093.3°C) 的温度。在涡轮发动机的运行期间，燃料喷射器附近的这些高温使燃料喷射器的温度升高。

[0003] 在燃料喷射器中，使用燃料管路和燃料通道将燃料引至燃烧室。燃料喷射器在运行期间的高温可能导致这些管路和通道中的液态燃料的焦化。经过一段时间后，沉积在管路和通道中的焦炭可导致形成节流 / 流动限制，所述节流会对燃气涡轮发动机的运行产生不利的影响。在一些燃料喷射器中，可围绕易受焦化影响的燃料管路或通道设置隔离腔或护罩。

### 发明内容

[0004] 一方面，本发明公开了一种用于双燃料燃气涡轮发动机的燃料喷射器。所述燃料喷射器包括纵向延伸通过所述燃料喷射器的用于使燃料空气混物流至燃烧室的流路。所述燃料喷射器还可包括至少部分地环绕所述流路的液态燃料通道。所述通道可包括构造成将液态燃料从所述通道传送至所述流路的多个燃料支路 (辐条, spoke)。所述燃料喷射器还可包括环形外壳，所述环形外壳围绕所述通道周向地设置，以形成至少部分地围绕所述通道的隔离空气腔。所述外壳可包括至少一个吹扫孔，以提供所述隔离空气腔与所述喷射器的所述外壳的外部之间的连通。

[0005] 另一方面，本发明公开了一种操作双燃料燃气涡轮发动机的方法。所述燃气涡轮发动机可包括构造成当所述燃气涡轮发动机采用液态燃料运行时容纳液态燃料的液态燃料通道。所述燃料通道可通过燃料支路流体地联接到燃料流路。所述液态燃料通道可定位在围绕所述液态燃料通道周向延伸以形成至少部分地围绕所述液态燃料通道延伸的隔离空气腔的环形外壳内。所述外壳可包括将所述隔离空气腔流体地联接到围绕所述外壳的压缩空气空间的多个吹扫孔。所述方法可包括在所述燃料流路中使气态燃料与压缩空气混合以形成燃料空气混合物，并且将所述燃料空气混合物越过 / 经过所述燃料支路引至所述燃气涡轮发动机的燃烧室。所述方法还可包括仅通过所述多个吹扫孔将压缩空气从所述压缩

空气空间引入到所述隔离空气腔中,并且将所述压缩空气从所述隔离空气腔引至所述燃料流路以与流经其中的所述燃料空气混合物混合。

[0006] 又一方面,本发明公开了一种双燃料燃气涡轮发动机。所述燃气涡轮发动机包括压气机、定位在所述压气机下游的燃烧室以及流体地联接所述压气机和所述燃烧室的燃料喷射器。所述燃料喷射器可构造成将燃料空气混合物通过纵向延伸通过所述燃料喷射器的流路引至所述燃烧室。所述燃料喷射器可包括至少部分地环绕所述流路的用于液态燃料的通道以及将所述通道流体地联接到所述流路的多个燃料支路。所述燃料喷射器还可包括围绕所述通道周向地延伸以形成围绕所述通道的隔离空气腔的环形外壳。所述外壳可构造成使所述隔离空气腔与围绕所述外壳的压缩空气空间隔离。所述外壳可包括构造成将压缩空气从所述压缩空气空间引至所述空气腔中的多个吹扫孔。所述多个吹扫孔中的每个吹扫孔的直径可小于或等于大约 0.075 英寸。

### 附图说明

- [0007] 图 1 为示例性公开的燃气涡轮发动机系统的视图；  
[0008] 图 2 为用于图 1 中的涡轮发动机中的示例性燃料喷射器的视图；  
[0009] 图 3 为图 2 中的燃料喷射器沿纵向平面截取的剖视图；  
[0010] 图 4 为图 2 中的燃料喷射器的燃料通道的一部分的立体图；以及  
[0011] 图 5 为图 2 中的燃料喷射器沿横向平面截取的剖视图。

### 具体实施方式

[0012] 图 1 示出示例性的燃气涡轮发动机 (GTE) 100。除了具有其他系统,GTE 100 可具有沿发动机轴线 98 布置的压气机系统 10、燃烧室系统 20、涡轮系统 70 以及排气系统 90。压气机系统 10 将空气压缩至压气机出口压力和温度 (分别为大约 200psi 和 800° F(426.7°C)) 并且将压缩空气传送至燃烧室系统 20 的包封空间 72。然后将压缩空气从包封空间 72 引入到定位在该包封空间中的一个或多个燃料喷射器 30。压缩空气可与燃料喷射器 30 中的燃料混合,并且形成的混合物被引至燃烧室 50。在燃烧室 50 中点燃并燃烧燃料空气混合物以产生高压高温的燃烧气体。这些燃烧气体然后被引至涡轮系统 70。涡轮 70 从这些燃烧气体中提取能量,并且通过排气系统 90 将废气引至大气中。图 1 中所示的和以上所描述的 GTE 100 的布置结构仅为示例性的并且本发明中的燃料喷射器 30 可与具有任意构型和布置结构的 GTE 100 一起使用。

[0013] 图 2 为可联接到 GTE 100 的燃烧室 50 的燃料喷射器 30 的一实施例的视图。燃料喷射器 30 从流体地联接到燃烧室 50 的第一端 44 延伸到定位在包封空间 72 内的第二端 46。存储在包封空间 72 内的压缩空气通过第二端 46 上的开孔 (在图 2 中不可见) 进入到燃料喷射器 30 中。还在第二端 46 处通过液态燃料管路 38 (和引燃燃料供给管路 34) 将液态燃料引入到燃料喷射器 30 中。该燃料与流经燃料喷射器 30 的压缩空气混合并且所产生的燃料空气混合物通过第一端 44 进入到燃烧室 50 中。燃料喷射器 30 的一些实施例 (诸如图 2 中所示出的燃料喷射器 30 的实施例) 可为双燃料喷射器,该双燃料喷射器构造成选择性地气态燃料和液态燃料传送至燃烧室 50。在双燃料喷射器中,传送至燃料喷射器 30 的燃料可在气态燃料和液态燃料之间切换以适应 GTE 100 的运行情况。例如,在具有充足

天然气供应的运行位置处,燃料喷射器 30 可在启动期间将液态燃料传送至燃烧室 50 并且随后切换至天然气燃料以利用在本地可获取的燃料供给。在双燃料喷射器中,除了传送液态燃料的燃料管路以外,燃料管路还可将气态燃料传送至燃料喷射器。例如,在图 2 中的燃料喷射器 30 中,气态燃料管路 36 (和引燃燃料供给管路 34) 可将气态燃料引至燃料喷射器 30。

[0014] 为减少大气污染物(诸如  $\text{NO}_x$ ) 的排放同时维持燃烧室 50 内的火焰稳定,燃料喷射器 30 通过定位在中央的引燃组件 40 将富燃料空气混合物引至燃烧室 50 中。引燃燃料管路 34 向引燃组件 40 供给液态和 / 或气态燃料。燃料喷射器 30 还包括管状的预混合筒 48, 该预混合筒围绕引燃组件 40 的外壳 43 周向布置以限定出围绕引燃组件 40 的环形管道 42。该预混合筒燃料空气混合物通过该环形管道 42 被引至燃烧室 50。将液态燃料(以及在双燃料喷射器情况下的气态燃料)和压缩空气引入到引燃组件 40 和环形管道 42 中,以分别形成引燃燃料空气混合物和预混合燃料空气混合物。这些燃料空气混合物(引燃和预混合燃料空气混合物)形成独立的燃料空气流,所述独立的燃料空气流通过燃料喷射器 30 的第一端 44 被引入到燃烧室 50 中。

[0015] 图 3 为燃料喷射器 30 沿图 2 中的平面 3-3 截取的剖视图。引燃组件 40 包括一起协作以将引燃燃料空气混合物传送至燃烧室 50 的多个部件。由于燃料喷射器和引燃组件的工作原理为本领域中已知的,出于简洁考虑,略去引燃组件 40 的细节。接近第二端 46 处,环形管道 42 包括空气旋流器 52, 该空气旋流器构造成将旋流施加至从包封空间 72 进入到环形管道 42 中的压缩空气。来自液态燃料管路 38 (见图 2) 的燃料被引至围绕空气旋流器 52 环形地布置的液态燃料歧管(歧管 55)。歧管 55 包括围绕歧管 55 周向布置的、容纳有液态燃料的液态燃料通道(燃料通道 56)。多个支路 54a-54c (同样见图 5) 将液态燃料从燃料通道 56 传送至流经空气旋流器 52 的压缩空气。该燃料与旋转的空气流混合以形成通过环形管道 42 进入到燃烧室 50 中的预混合燃料空气混合物。尽管图 3-5 示出支路 54a-54c 联接到空气旋流器 52, 但这不是必需的,并且在一些实施例中,支路 54a-54e 可定位在空气旋流器 52 的上游或下游。在双燃料喷射器中,空气旋流器 52 还包括多个孔口 58, 所述多个孔口构造成将气态燃料射入到旋转的空气流中。根据燃料喷射器运行所用的燃料类型,将液态燃料或气态燃料中的一者传送至流经空气旋流器 52 的压缩空气。该燃料(液态或气态)将与压缩空气混合以形成主要的燃料流。

[0016] 图 4 为燃料喷射器 30 的围绕燃料通道 56 (图 3 中所示) 的区域的立体图。图 5 为燃料喷射器 30 沿图 2 中的平面 5-5 截取的剖视示意图。在以下描述中,将参照图 3-5。在入口(未示出)处将来自液态燃料管路 38 的液态燃料引至燃料通道 56。燃料通道 56 环绕歧管 55 从入口延伸至一末端,在一些实施例中,该末端可延伸越过入口和与入口交叠。然而,在一些实施例中(如图 5 中所见),燃料通道 56 可仅仅部分地围绕歧管 55 的圆周延伸。支路 54a-54e 将燃料通道 56 流体地联接到环形管道 42。尽管在图 5 中的实施例中示出五个支路(54a-54e), 通常,在不同的燃料喷射器的实施例中可采用任意方式(对称的或其它的)布置任意数量的支路。这些支路 54a-54e 穿过空气旋流器 52 的叶片延伸进入到环形空间 42 中并且将来自燃料通道 56 的液态燃料喷射到流经空气旋流器 52 的压缩空气中。

[0017] 歧管 55 邻近容纳有高温高压的压缩空气的包封空间 72 设置在燃料喷射器 30 中。为帮助防止燃料通道 56 中的液态燃料的焦化,形成有至少部分地环绕歧管 55 的圆周的隔

离空气腔（腔 60）。如图 3 和 4 所示，腔 60 还可至少部分地围绕歧管 55 的截面延伸。腔 60 使燃料通道 56 与包封空间 72 中的高温空气隔离，并且帮助使燃料通道 56 维持在低于液态燃料的焦化温度的温度下。腔 60 通过使用在预混合筒 48 的上游端处的形成通路（channel）区段包围歧管 55 而形成。形成通路区段 47 可为位于预混合筒 48 的上游端处的倒置的 L 形区域，该 L 形区域具有连接到垂直壁 47b 的水平壁 47a。水平壁 47a 的一端可附接（钎焊等）至外壳 49 并且垂直壁 47b 的相对端可附接到空气旋流器 52 以使歧管 55 与包封空间 72 隔离，并且形成围绕歧管 55 的腔 60。将液态燃料从燃料通道 56 引至环形空间 42 的支路 54a-54e 穿过腔 60 延伸进入到空气旋流器 52 的叶片中。在支路 54a-54e 和旋流器叶片之间形成的间隙 57（见图 5）使腔 60 流体地联接到环形空间 42。

[0018] 在 GTE 100 使用液态燃料运行期间，液态燃料通过支路 54a-54e 排入到环形空间 42 中。液态燃料与环形空间 42 内的压缩空气混合并且向下游流向燃烧室 50。当 GTE 100 采用气态燃料运行时，关闭向燃料通道 56 的液态燃料供给，并且气态燃料通过孔口 58 被排入到环形空间 42 中。气态燃料与环形空间 42 内的压缩空气混合并且流过支路 54a-54e 流至燃烧室 50。随着燃料空气混物流过支路 54a-54e，燃料空气混合物中的一部分倾向于通过支路 54a-54e 的出口和间隙 57 迁移到燃料通道 56 和腔 60 中。这种燃料进入到无效 / 暂停的燃料管路和燃料喷射器的腔中的现象称为串移（cross-migration）。

[0019] 在一些应用中，串移导致迁移的燃料空气混合物在燃料通道 56 和 / 或腔 60 中点燃。这种现象（称作自燃）在具有低的自燃延迟时间的燃料的情况下特别普遍。自燃延迟时间是对燃料空气混合物在特定温度下点燃所需的时间的测量。已知包括重质烃的燃料（例如，丁烷、丙烷等）具有低的自燃延迟时间。除可能的硬件损坏外，自燃会导致燃料通道中的燃料的焦化。

[0020] 环形空间 42 中的燃料空气混合物的周向压力变化加剧了气态燃料向燃料通道 56 和腔 60 的流入。这些周向压力变化可能由于若干因素而发生在燃料喷射器中。例如，在一些燃料喷射器中，环形空间 42 中的位于空气旋流器 52 上游的结构（例如，支柱等）引起位于该结构下游的压力波动。在一些燃料喷射器中，在燃烧室 50 中由燃烧引致的压力波动与燃料流相互作用并且引起环形空间 42 内的周向压力变化。不管压力波动的原因如何，处在高压区域内的支路 54a-54e 可存在燃料空气混合物通过这些支路流入到燃料通道 56 和 / 或腔 60 中。并且，处在低压区域内的支路 54a-54e 存在燃料空气混合物通过这些支路流出。例如，当环形空间 42 内的周向压力变化使得接近支路 54c 的混合物的压力高而接近支路 54e 的压力低时，燃料空气混合物将通过支路 54c（和与支路 54c 相关联的间隙 57）迁移到燃料通道 56（和隔离空气腔 60）中，并且通过支路 54e（以及它的间隙 57）回流至环形空间 42 中。

[0021] 为了防止或最小化燃料空气混合物向燃料通道 56 的串移，可在热交换器中冷却来自压气机系统 10（或另一个压气机）的压缩空气并且在当 GTE100 采用气态燃料运行时将该压缩空气引入到燃料通道 56 中。处于比环形空间 42 中的燃料空气混合物的压力更大的压力下的该经冷却的压缩空气阻止混物流入到燃料通道 56 中。燃料通道 56 中的高压压缩空气通过支路 54a-54e 流出到环形空间 42 中，并且变成被引入到燃烧室 50 中的预混合燃料空气混合物的一部分。

[0022] 为了防止或最小化燃料空气混合物向腔 60 的流入，通过在形成通路区段 47 上形

成的吹扫孔 62a、62b、62c 将来自包封空间 72 的压缩空气引入到腔 60 中。这些吹扫孔 62a、62b、62c 将高压高温的压缩空气从包封空间 72 引入到腔 60 中，由此阻止低压燃料空气混合物流入到腔 60 中。来自腔 60 的压缩空气通过间隙 57 流入到环形空间 42 中并且与流经其中的燃料空气混合物混合。吹扫孔 62a、62b、62c 的数量、尺寸以及位置可取决于应用。为了防止焦化，期望保持燃料通道的壁（的温度）明显低于大约 800° F (426.7°C)。由于包封空间 72 中的压缩空气处于高温（通常高于大约 800° F）下，增大吹扫孔的尺寸和数量可使燃料通道 56 的温度增加并且增大焦化的可能性。而较少数量和较小的吹扫孔可使温度的提升最小化，但是较少数量和较小的吹扫孔可能不能给串移提供充足的阻力。为了使吹扫孔的尺寸和数量最小化同时实现所期望的最低程度的串移，可将吹扫孔设置在它们提供最大益处的位置处。然而，通常，应用中的吹扫孔的数量、尺寸和位置可能取决于特定的燃料喷射器设计和 GTE 100 的运行情况，以下描述了两种吹扫孔设计，这两种吹扫孔设计在评估期间很大程度上减少了串移和自燃而没有使燃料通道 56 的温度增加到高于焦化温度。

[0023] 在一个实施例（见图 5）中，设置在形成通路区段 47 的水平壁 47a 上的三个吹扫孔 62a、62b、62c——每个吹扫孔的直径小于或等于大约 0.075 英寸（大约 1.9mm）——充分地减少了串移同时保持燃料通道 56 的温度低于焦化温度。为了仅采用三个直径小于或等于大约 0.075 英寸的吹扫孔 62a、62b、62c 来实现减少串移，将吹扫孔 62a 定位成接近具有高流入量的支路 54c，并且吹扫孔 62b 和 62c 定位成接近歧管 55 的已知会增大自燃的结构特征。已知歧管 55 中的节流部——诸如（流体地联接到腔 60 的）凹口 64——会阻碍腔 60 中的燃料空气混合物的流动并且增大自燃。使吹扫孔 62b 和 62c 接近这些凹口 64 已证明显著减少了自燃和串移。在图 5 中所示出的实施例中，吹扫孔 62a、62b 和 62c 大致定位在与垂直轴线 88a 相距介于 10° -20° 之间、160° -170° 之间以及 190° -200° 之间的位置处。

[0024] 在燃料喷射器 30 的另一个实施例中，设置在形成通路区段 47 的水平壁 47a 上的具有大约为 0.075 英寸的直径的吹扫孔 56a 以及设置在形成通路区段 47 的垂直壁 47b 上的具有大约 0.03 英寸的直径的吹扫孔 56b 和 56c 显著减少了串移而没有使燃料通道 56 的温度提升至高于焦化温度。三个吹扫孔 56a、56b、56c 距离垂直轴线 88a 的角位置与图 5 中的角位置相同。

#### [0025] 工业适用性

[0026] 所公开的燃气涡轮燃料喷射器可应用到期望使燃料喷射器的液态燃料通道的温度保持低于燃料的焦化温度的任何涡轮发动机中。为了隔离燃料通道，围绕通道设置有隔离空气腔。为阻止燃料流入和阻止燃料在空气腔中自燃，设置吹扫孔以使用高压空气吹扫 / 填充空气腔。现在将描述带有具有被吹扫的隔离空气腔的燃料喷射器的燃气涡轮发动机的运行。

[0027] 当 GTE 100 采用气态燃料运行时，关闭向燃料喷射器 30 的燃料通道 56 的液态燃料供给，并且将气态燃料排入到燃料喷射器 30 中以与空气混合并形成燃料空气混合物。为了阻止气态燃料空气混合物向无效的燃料通道 56 串移，将冷却的压缩空气引入到燃料通道 56 中。为了阻止气态燃料空气混合物流入到围绕燃料通道 56 的隔离空气腔 60 中，将热的压缩空气通过吹扫孔 62a、62b、62c 引入到腔 60 中。为了使得因热的压缩空气而导致的

燃料通道 56 的温度升高最小化,减小吹扫孔的尺寸和数量。为了通过这些吹扫孔 62a、62b、62c 实现所期望的串移的减少程度,将吹扫孔设置在实现最大益处的位置处。

[0028] 对本领域技术人员显而易见的是,可对所公开的具有被吹扫的隔离空气腔的燃气涡轮燃料喷射器作出多种改造和变型。通过对说明书和所公开的具有被吹扫的隔离空气腔的燃气涡轮燃料喷射器的实践的考虑,其他实施例对本领域技术人员而言将显而易见。说明书和示例仅应被认为是示例性的,本发明的实际范围通过以下的权利要求及其等同方案确定。



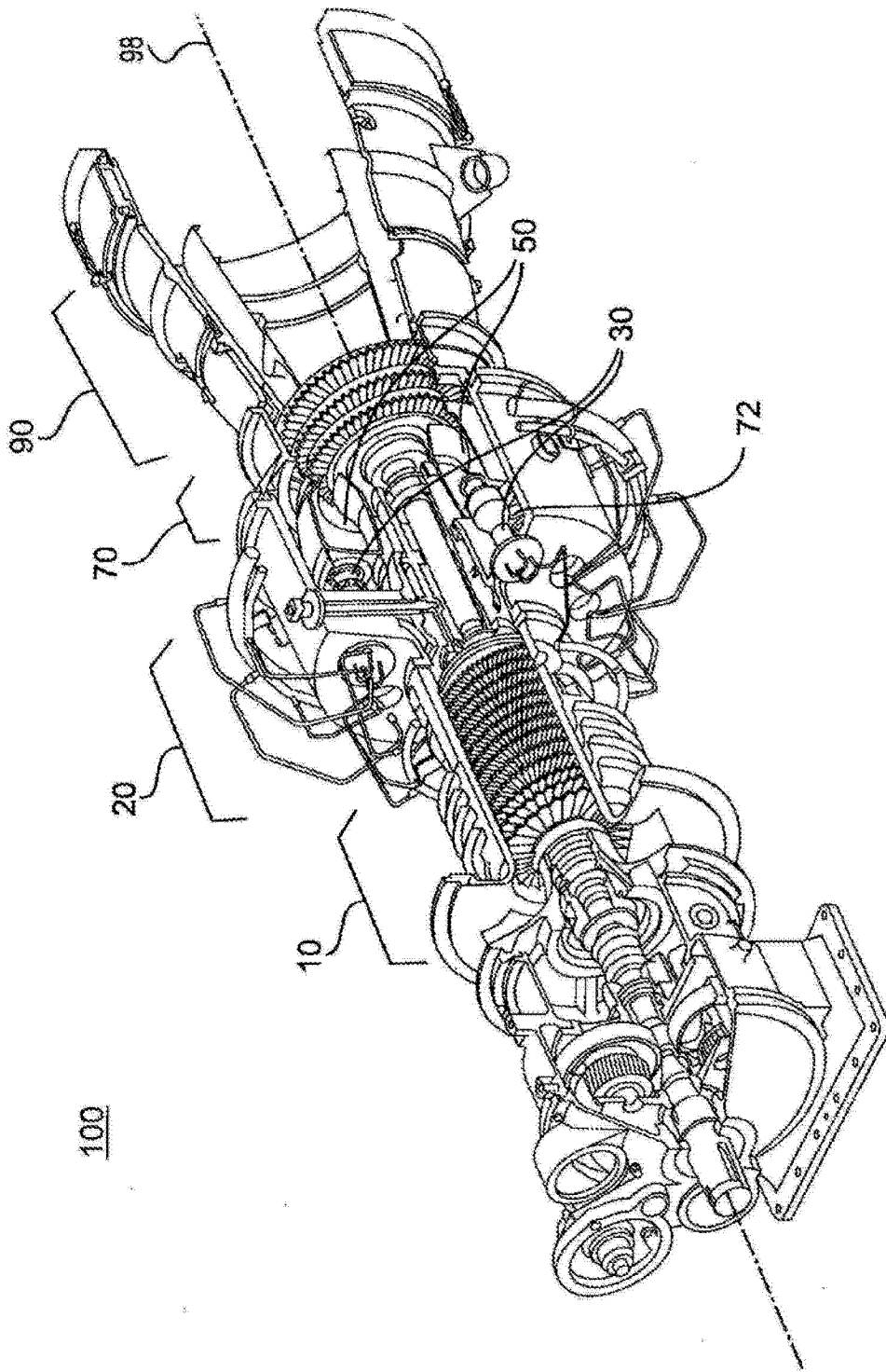


图 1

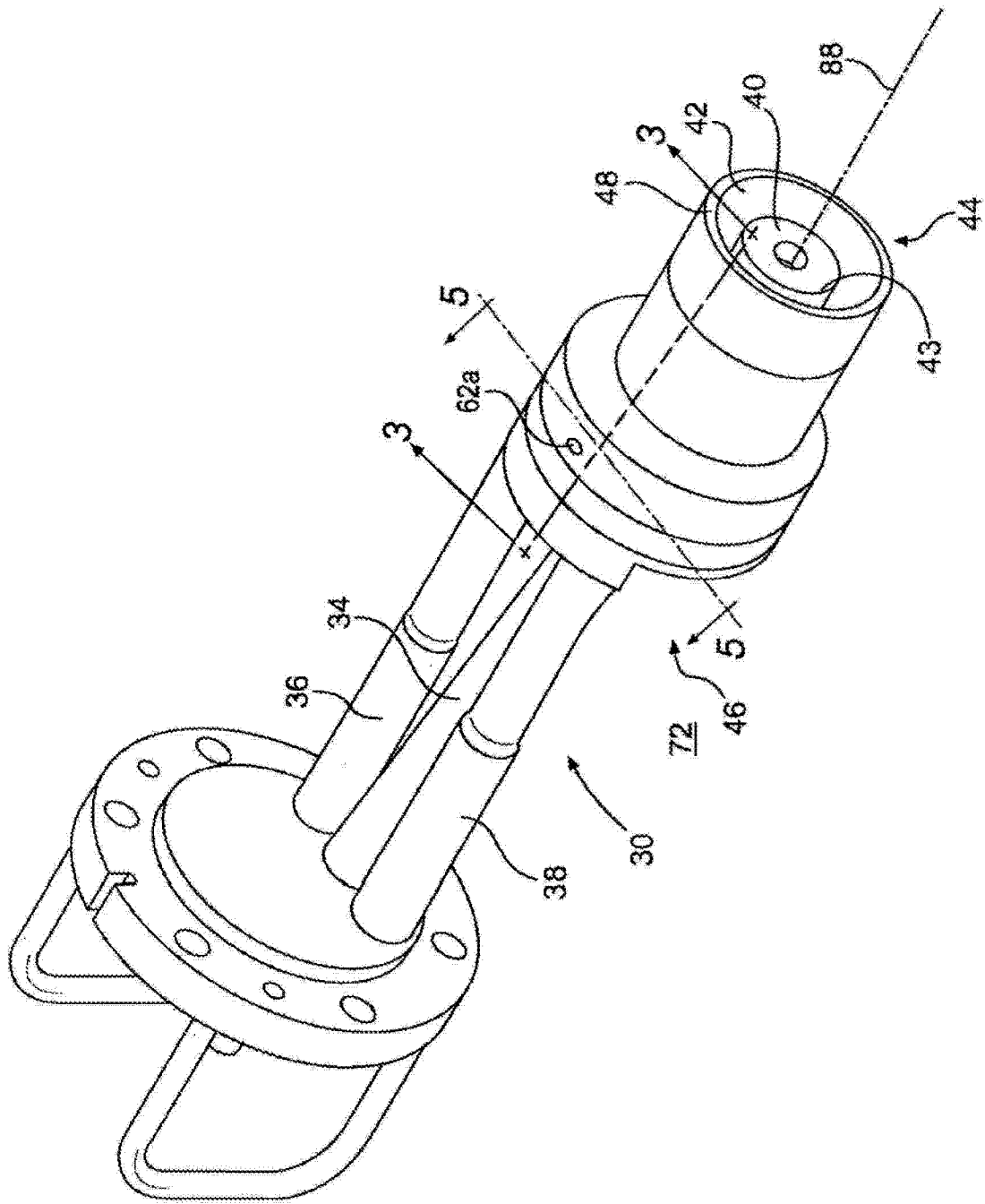


图 2



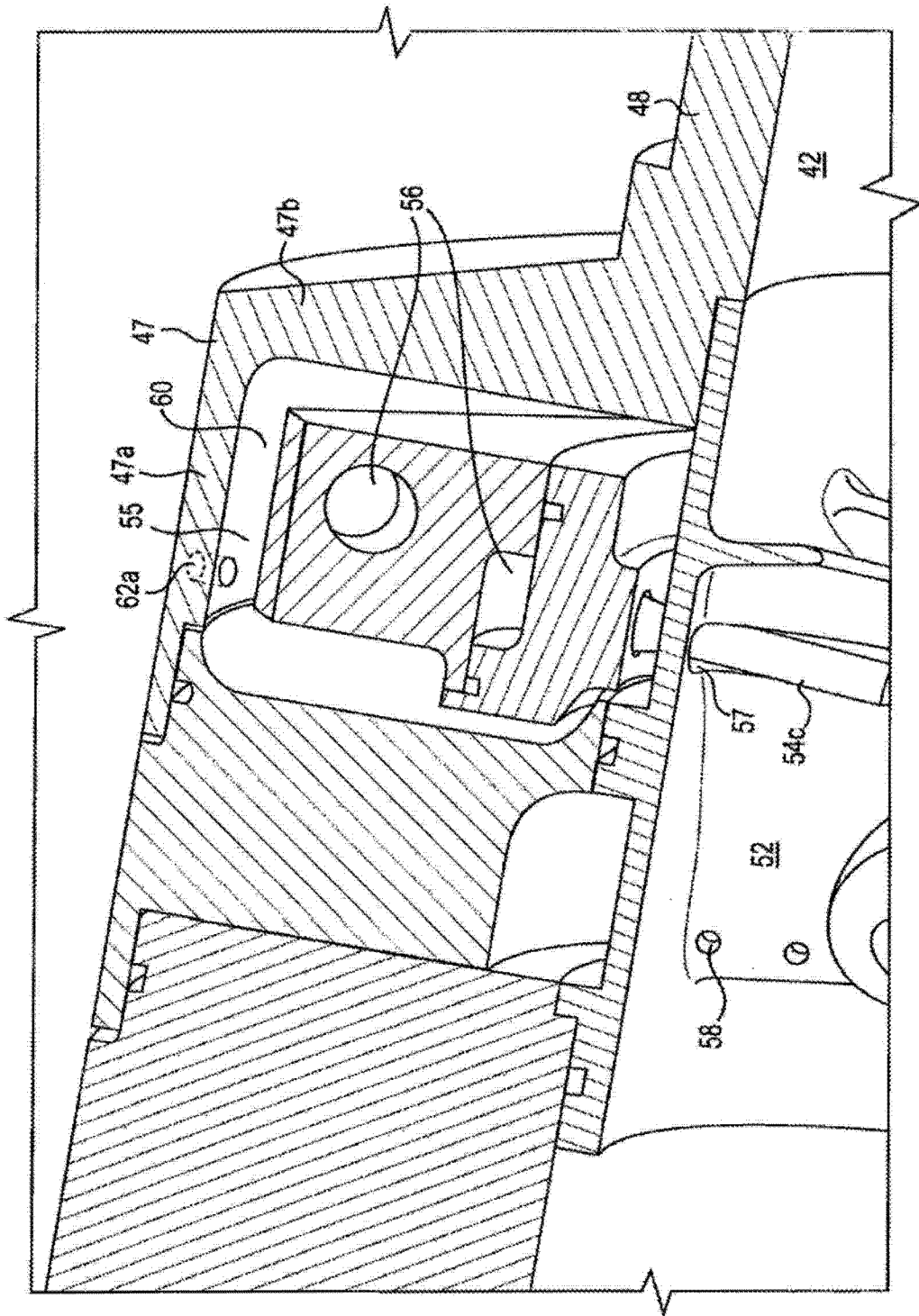


图 4

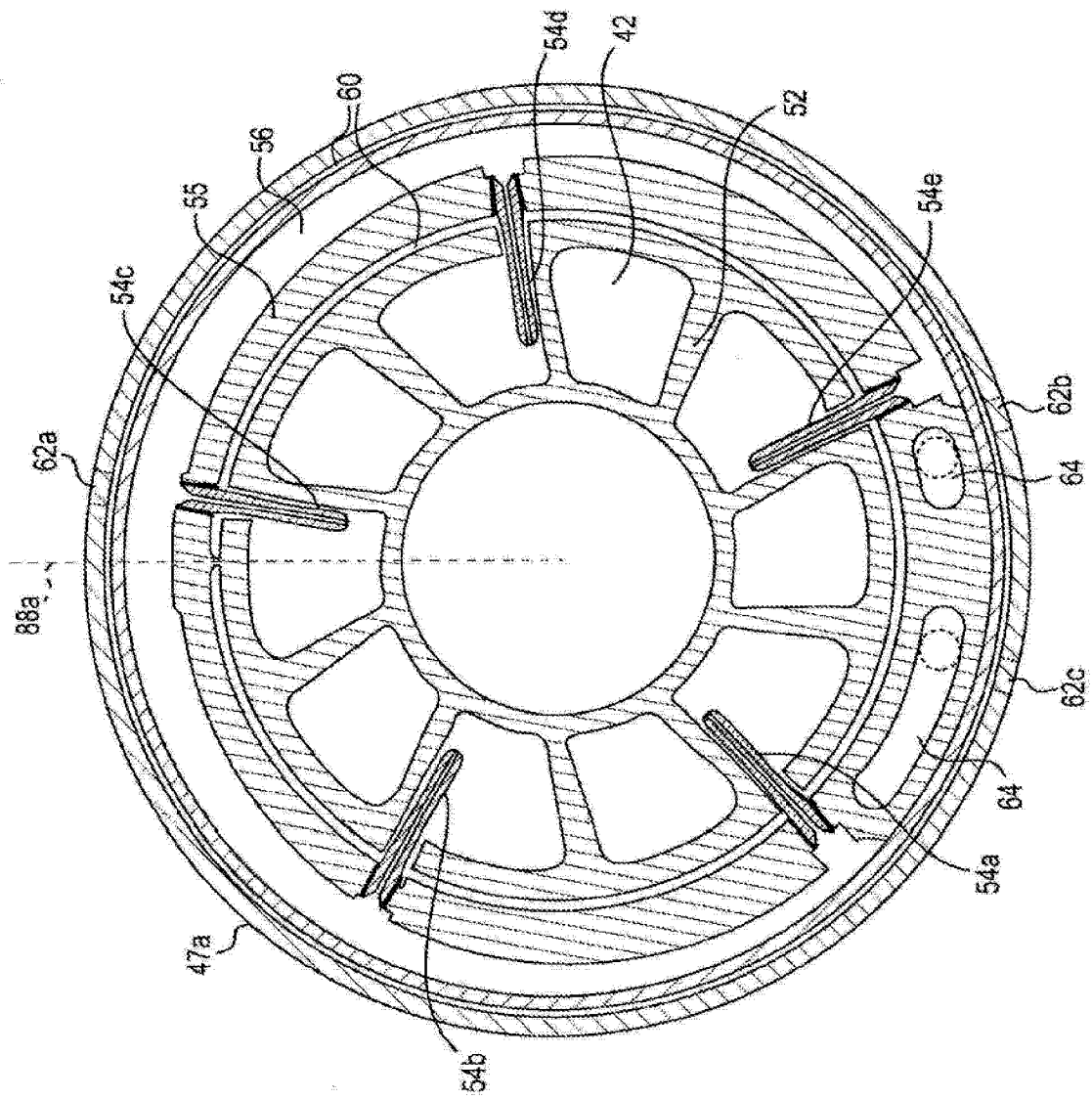


图 5