



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102282423 B

(45) 授权公告日 2014. 06. 18

(21) 申请号 200980154984. 6

(22) 申请日 2009. 10. 01

(30) 优先权数据

09/00221 2009. 01. 19 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2011. 07. 19

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/FR2009/001176 2009. 10. 01

(87) PCT国际申请的公布数据

W02010/081941 FR 2010. 07. 22

(73) 专利权人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 塞巴斯蒂安·艾伦·克里斯托夫·布格瓦

帕特里斯·安德烈·康玛丽特

蒂里·安德烈·埃曼努埃尔·科尔特斯

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

代理人 万学堂 周伟明

(51) Int. Cl.

F23R 3/06 (2006. 01)

F23R 3/10 (2006. 01)

F23R 3/50 (2006. 01)

(56) 对比文件

CN 1050890 C, 2000. 03. 29, 全文.

CN 1111668 C, 2003. 06. 18, 全文.

EP 1235032 A2, 2002. 08. 28, 全文.

EP 0803681 A1, 1997. 10. 29, 全文.

US 2003/0177769 A1, 2003. 09. 25, 全文.

审查员 候金伟

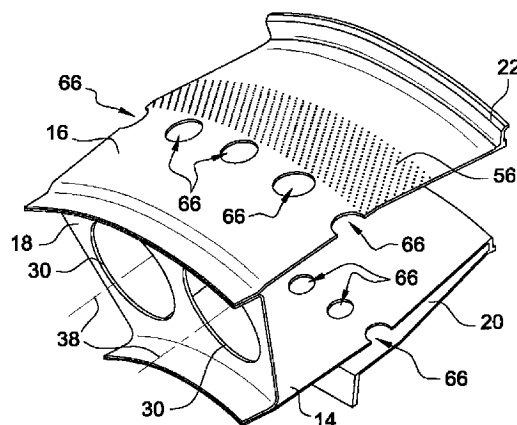
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

具有用于主空气和稀释空气的单一环形行入孔的涡轮机燃烧室壁

(57) 摘要

一种涡轮机燃烧室包括：形成回转表面的共轴壁 (14, 16)，所述共轴壁 (14, 16) 包括用于将主空气和稀释空气引入所述室中的入孔，每个壁中的所述孔围绕所述室的纵轴而相互大致对准，以形成单一的环形行的孔 (66)。



1. 一种环形燃烧室 (10), 用于涡轮机, 所述燃烧室具有纵轴 (34), 并设置在包括主空气和稀释空气的空气 (40) 流经的一扩散器 (12) 的出口处, 该燃烧室包括共轴的内壁 (14) 和外壁 (16), 所述内壁 (14) 和外壁 (16):

- 通过一环形壁 (18) 连接在一起, 所述环形壁形成具有开口 (30) 的室端壁, 每个所述开口 (30) 沿一确定的轴 (38) 延伸, 并且来自所述扩散器 (12) 和燃料喷射器 (32) 的气流 (42) 通过该开口, 并且

- 限定回转表面, 所述回转表面包括用于将所述主空气和稀释空气引入所述燃烧室中的入孔,

其特征在于,

- 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的主空气入孔和稀释空气入孔围绕所述室的纵轴 (34) 而相互大致对准, 以形成单一环形行的孔 (66), 和

- 所述室端壁将形成回转表面的所述共轴的内壁 (14) 和外壁 (16) 的上游端连接在一起, 偏导器 (70) 通过所述室端壁的开口 (30) 安装, 在所述单一环形行的孔 (66) 与所述偏导器中的一个之间的轴向距离 L, 沿着所述开口 (30) 中的一个沿其延伸的所述确定的轴线 (38) 测量, 大致等于在所述燃烧室中垂直于所述确定轴线 (38) 的平面中测量的所述燃烧室的内壁 (14) 与外壁 (16) 之间的距离 H 的一半。

2. 根据权利要求 1 所述的室, 其特征在于, 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述环形行的孔 (66) 大致为圆形。

3. 根据权利要求 1 所述的室, 其特征在于, 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述环形行的孔 (66) 由圆形弧构成。

4. 根据权利要求 1 所述的室, 其特征在于, 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述环形行的孔 (66) 由波构成。

5. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述室的内壁 (14) 和外壁 (16) 进一步包括: 用于穿过冷却空气的多个通孔 (56)。

6. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述单一环形行的孔 (66) 的形状或尺寸大致相同。

7. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述单一环形行的孔 (66) 的形状或尺寸根据所述孔 (66) 相对于安装在所述室上游的所述燃料喷射器 (32) 的位置而相互不同。

8. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述单一环形行的孔 (66) 的直径在 5mm 至 20mm 的范围内。

9. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述燃烧室的内壁 (14) 和外壁 (16) 中的每个壁中的所述单一环形行的孔 (66) 的数量等于安装在所述室上游的燃料喷射器数量的 k 倍, 其中 k 等于 2、3 或 4。

10. 根据权利要求 1-4 中任何一项所述的室, 其特征在于, 所述单一环形行的孔 (66) 限定为使得穿过其中的气流为由所述扩散器所传递的气流 (40) 的 30% -35%,

所述室端壁开口 (30) 限定为使得穿过其中的气流 (42) 为由所述扩散器所传递的气流 (40) 的 30% -40%。

11. 根据权利要求 10 所述的室, 其特征在于, 所述燃料喷射器 (32) 包括: 用于向所述

燃烧室供应空气的装置,所述空气包括所述主空气的将透入所述燃烧室中的一部分,所述主空气的其余部分设置为穿过所述内壁和外壁中的每个壁中的所述单一环形行的孔(66)。

12. 根据权利要求1-4中任何一项所述的室,其特征在于,所述单一环形行的孔(66)限定为使得穿过其中的气流为由所述扩散器所传递的气流(40)的32%。

13. 一种涡轮机,其特征在于,所述涡轮机包括根据任一前述权利要求所述的燃烧室(10)。

具有用于主空气和稀释空气的单一环形行入孔的涡轮机燃烧室壁

技术领域

[0001] 本发明涉及用于涡轮机（例如飞机涡轮螺旋桨发动机或涡轮喷气发动机）的环形燃烧室。

[0002] 这样的燃烧室具有形成回转表面的两个共轴壁，这两个共轴壁内外套置地延伸并在它们的上游端通过具有开口的环形室端壁连接在一起，燃料喷射系统安装在所述开口中。

[0003] 燃烧室的内壁和外壁包括空气入孔，用于引入主空气和稀释空气。在现有技术中，每个室壁均包括：环形行的主空气入孔和环形行的稀释空气入孔，主空气入孔位于稀释空气入孔的上游。经由主空气入孔传送的空气用于防止在燃烧室中出现再循环区，以及用于为所述室进给空气以确保燃料的化学计量燃烧；而通过室稀释空气入孔的空气用于通过将燃烧气体的温度降低至使安装在室下游的涡轮机的涡轮可接受的温度来控制室中的温度变化。

背景技术

[0004] 氮氧化物 (NO_x) 在化学计量燃烧区和相邻区中产生，其中空气 / 燃料混合物的富集度在 0.7 至 1.3 的范围内，这些氮氧化物被排入大气中。氮氧化物主要产生在位于成行的主空气入孔与成行的稀释空气入孔之间的室的中间容积中。

[0005] 为了减少这些污染化合物排放，已经提出了针对富油淬熄贫油 (rich quench lean, RQL) 类型燃烧室的设想，RQL 类型燃烧室具有：富集度大于化学计量标准的初级燃烧区，其后是具有主空气喷射孔以实现快速稀释的收缩部。然而，这种解决方案促使在初级区中产生烟并导致收缩部高温状态问题。

[0006] 另一种已知的解决方案包括：在具有两个系列的喷射系统和两个燃烧区（分别被优化用于低速和高速）的双头燃烧室中安排分级的燃烧。这种解决方案的缺点包括：相当大的重量，高成本，和控制所述室的复杂性。

[0007] 另一技术包括：使用多点室，其中通过喷射系统经由室端壁将所有主空气引入以形成高速贫油混合物和在空转时局部富集的区域（例如参见以申请人之名提交的文献 US 2004/025508，以及文献 EP 1 235 032）。这种技术能够减少氮氧化物的形成，但其仍然复杂和昂贵。

[0008] 还已提出通过使成行的稀释空气入孔向上游移动，即减少成行主空气入孔与成行稀释空气入孔之间的距离来减少上述燃烧室中间区。然而，这种解决方案不能使氮氧化物的排放充分减少。

发明内容

[0009] 本发明的具体目的在于，以简单、有效和便宜的方式减少涡轮机燃烧室中氮氧化物的排放。

[0010] 为此,本发明提供一种环形燃烧室,用于涡轮机,例如飞机涡轮螺旋桨发动机或涡轮喷气发动机,所述室包括:形成回转表面的共轴壁,所述共轴壁包括用于将主空气和稀释空气引入所述室中的入孔,所述室的特征在于,每个壁中的所述主空气入孔和稀释空气入孔围绕所述室的纵轴而相互大致对准,以形成单一环形行的孔。

[0011] 这样,与现有技术中的两行相比,本发明的燃烧室的每个壁包括单一行的入孔,用于引入主空气和稀释空气。本发明因而可消除该室的中间容积(这与现有技术中使其减小的情况不同),因而显著减少氮氧化物从室中排放。这还可通过消除对其中一个环形行的孔的加工而减少室壁制造的成本。

[0012] 每个室壁中的孔同时用于将主空气和稀释空气引入室中。现有技术中穿过主空气入孔的仅一部分主空气流设计为穿过室的主空气入孔和稀释空气入孔。主空气流的其余部分用于供应在燃烧室端壁中安装的燃料喷射系统。主气流中穿过本发明的孔的部分仅用于防止在室中出现再循环区,其占总主空气流的约 25%。主空气中穿过室喷射系统的部分用于向室中供应空气,并占总主空气流的约 75%。本发明因而用于将在现有技术中仅通过室的主空气入孔执行的两种前述功能分开。

[0013] 每个室壁中的孔位于沿室纵轴对中的曲线上。在一个实施例中,所述孔所处的线大致为圆形。所述孔于是位于横向平面中,该平面可垂直于室轴线。

[0014] 在一个变例中,每个室壁中的至少一些孔可位于由圆形弧或波构成的线上。

[0015] 所述室壁还可包括:用于使冷却空气穿过的多个通孔。

[0016] 每个壁中的用于主空气和稀释空气的入孔优选地围绕所述室的纵轴而均匀分布。

[0017] 每个壁中的所述孔的形状和/或尺寸可大致相同,或者可不同,特别是作为所述孔相对于安装在所述室的上游的燃料喷射系统的位置的函数。

[0018] 有利地,所述室的每个壁中的主空气入孔和稀释空气入孔的数量等于所述燃料喷射系统的数量的 k 倍,其中 k 等于 2、3 或 4。

[0019] 主空气入孔和稀释空气入孔具有的直径优选地在 5 毫米 (mm) 至 20mm 的范围内,更优选地在 10mm 至 15mm 的范围内。

[0020] 燃烧室具有室端壁,所述室端壁将形成回转表面的其壁的上游端连接在一起,并包括开口,燃料喷射系统和偏导器安装在所述开口中。在每个壁中所述孔的环形行与所述偏导器之间的沿所述开口的轴线测得的距离有利地大致等于所述室中的主燃烧区的高度的一半,以确保主空气流和稀释空气流通过前述孔进入所述室中。

[0021] 前述燃料喷射系统可包括:将空气供应到所述室中的装置,其使用主空气流的一部分透入室中,而主空气流的其余部分用于穿过每个室壁中的所述孔,如前所述。

[0022] 本发明还提供一种涡轮机,例如,飞机涡轮螺旋桨发动机或涡轮喷气发动机,其特征在于,所述涡轮机包括如前所述的燃烧室。

附图说明

[0023] 通过阅读以下利用示例性方式并参照附图进行的描述,本发明可被更好地理解,而且本发明的其他特征、细节和优点将显得更清楚,其中:

[0024] 图 1 是现有技术涡轮机燃烧室的示意性轴向剖面半视图;

[0025] 图 2 是图 1 的室壁的示意性局部透视图;

- [0026] 图 3 是本发明的涡轮机燃烧室的示意性轴向剖面半视图；
- [0027] 图 4 是图 3 的室壁的示意性局部透视图；
- [0028] 图 5 是本发明的柱形室壁沿径向所见的高度示意性的局部图；和
- [0029] 图 6 和 7 是对应于图 5 的视图，其中显示出本发明的室壁的各种实施例。

具体实施方式

[0030] 首先参见图 1，其中显示出用于涡轮机的环形燃烧室 10，所述室被布置在本身位于压缩机（未示出）出口处的扩散器 12 的出口处，所述室包括：形成回转表面的内壁 14，和形成回转表面的外壁 16，内壁和外壁通过形成室端壁的环形壁 18 连接在一起。室壁 14 和 16 分别通过内、外环形法兰 20 和 22 向下游分别紧固到扩散器内截锥罩 24 和燃烧室外壳体 26 的一端上，壳体 26 的上游端连接到扩散器外截锥罩 28 上。

[0031] 室端壁 18 具有开口 30（图 1 和 2），来自扩散器 12 的空气和由喷射器 32 传输的燃料经开口 30 穿过，其中喷射器 32 紧固在外壳体 26 上并沿围绕室的纵轴 34 的周边而均匀分布。每个喷射器 32 具有燃料喷射头 36，燃料喷射头 36 安装在环形壁 18 的开口 30 中并与开口 30 的轴线 38 对准。

[0032] 由压缩机传输且离开扩散器 12 的空气流（箭头 40）的一部分经由开口 30 穿过并供应到燃烧室 10（箭头 42），所述空气流的其余部分进入内、外环形通路 44 和 46 而绕过燃烧室 10（箭头 48）。

[0033] 内通路 44 形成在扩散器 12 的内罩 24 与室的内壁 14 之间，沿此通路经过的空气被分为流 50 和流 57，其中，流 50 经由内壁 14 中的两行孔 52、54 透入室 10 中，流 57 穿过室的内法兰 20 中的孔 58 以继续冷却位于室下游的部件（未示出）。

[0034] 外通路 46 在外壳体 26 与室的外壁 16 之间形成，沿此通路经过的空气被分为流 60 和流 62，其中，流 60 经由外壁 16 中的两行孔 52、54 透入室 10 中，流 62 穿过外法兰 22 中的孔 64 以继续冷却下游部件。

[0035] 在室的每个壁 14、16 中的两行孔 52、54 为环形并相互沿轴向分开，如图 1 和 2 中清楚可见。上游环形行的孔 52 是主空气入孔，它们供应具有确保室内燃料化学计量燃烧的空气流的室。下游环形行的孔 54 是稀释空气入孔，用于将燃烧气体冷却到使图中未示出的安装在燃烧室下游的涡轮机的涡轮可接受的温度。

[0036] 此外，室的壁 14、16 包括多个通孔（在图 1 中未示出，而在图 2 中以 56 示意性呈现），用于使得用于冷却壁的冷却空气经过。

[0037] 穿过主空气孔 52 的冷却空气流和穿过喷射系统的空气流 42 均呈现为由扩散器传输的空气流 40 的 15% 至 25%。

[0038] 经由稀释空气孔 54 穿过的空气流约为 20% 至 30%，经由多个通孔 56 和经由用于冷却室端壁 18 的孔的空气流约为总空气流 40 的 30% 至 40%。

[0039] 本发明用于通过消除在两个环形行的主空气孔和稀释空气孔之间延伸的中间容积 V 而显著减少环形燃烧室的氮氧化物排放。为此，下游行的稀释空气孔制成与上游行的主空气孔重合，以形成单一行的孔，也用于主空气和稀释空气进入。

[0040] 在图 3 和 4 中显示的本发明的实施例中，每个室的壁 14、16 仅具有一个环形行的主空气入孔和稀释空气入孔，这些孔被给予相同的附图标记 66，因为这些孔中的每个均用

于为所述室同时供应主空气和稀释空气。

[0041] 室的壁 14、16 还包括多个通孔 56, 用于使得用于冷却壁的空气穿过。

[0042] 经由孔 66 穿过的空气流呈现为由扩散器传输的空气流 40 的约 25% 至 50%, 优选地为 30% 至 35%, 例如为 32%。这种空气流包括稀释空气流 (约为 20% 至 30%) 和主空气流 (约为 2% 至 12%)。空气流 42 呈现为空气流 40 的 30% 至 40%, 例如 38% (此流包括约 13% 至 23% 的主空气), 用于冷却室端壁的空气流和经由多个通孔 56 穿过的空气呈现为总流量的约 30%。

[0043] 穿过孔 66 的空气流 (25% 至 50%) 因而多于穿过现有技术室主空气孔 52 的空气流 (15% 至 25%), 经由喷射系统穿过的空气流 42 (30% 至 40%) 同样多于现有技术空气流 42 (15% 至 25%)。穿过喷射系统的空气流的增多有助于减少氮氧化物的排放, 穿过孔 66 的空气流的增多能够更好地实现对在燃烧室出口处涡轮所经历温度变化的控制。

[0044] 而且, 主空气流的一部分 (约为主空气流总量的约 1/4) 穿过孔 66 并用于防止在室内出现再循环区, 而主空气流其余部分 (因而呈现为主空气流总量的约 3/4) 穿过喷射系统并用于为所述室供应空气。

[0045] 成行的孔 66 的轴向位置优选地位于现有技术中的成行的孔 52 和 54 的轴向位置之间。这可补偿所述室的再点火范围的减小, 因为空气流增大有助于所述室的主区中的燃烧。

[0046] 在本发明的实施例中, 穿过每个壁的孔 66 的轴向位置使得: 在孔 66 的轴线与室端壁 18 中的开口 30 中所安装的偏导器 70 之间的轴向距离 L (沿开口 30 的轴线 38 测量) 大致等于主燃烧区的高度 H 的一半 (图 3), 即在所述室的内壁 14 与外壁 16 之间的距离 (在垂直于轴线 38 的平面中测量)。

[0047] 各孔 66 可在形状和 / 或尺寸上相同, 或者它们可相互不同。这些孔可具有任意形状: 圆形, 椭圆形, 等等。它们的直径在 5mm 至 20mm 的范围内, 优选地在 10mm 至 15mm 的范围内。在本发明的特定实施例中, 外壁中的孔 66 具有约 14.5mm 的直径, 而内壁中的孔具有约 12mm 的直径。

[0048] 每个壁 14、16 中的孔 66 的数量可确定为装配到涡轮机的喷射器 32 的数量的函数。每个壁 14、16 中的孔的数量可例如等于喷射器数量的 k 倍, 其中 k 等于 2、3 或 4。

[0049] 以下参见图 5 至 7, 其中显示出本发明的室的壁 14、16 的不同实施例。

[0050] 图 5 的壁 14、16 类似于图 3 和 4 的实施例的壁, 它们包括环形行的孔 66, 孔 66 沿以室纵轴 34 对中的周边均匀分布。

[0051] 孔 66 位于大致垂直于室轴线 34 的公共平面中, 它们在大致圆形线上相互对准。当沿径向 (从外壁 16 的外侧) 观看壁 14、16 时, 此线大致平直并垂直于室的轴线 34。

[0052] 在图 6 的变例实施例中, 孔 66 位于一曲线上, 当沿径向观看壁时, 该曲线在壁上形成圆弧。以连续线绘制的孔 66 位于凹侧朝向下游的曲线上, 而以断续线绘制的孔位于凹侧面向上游的曲线上。孔 66 所处的线可在壁中围绕其周边形成波。

[0053] 在实例中, 孔 66 的设置方式可使得: 更远的上游孔 (或更远的下游孔) 与喷射器 32 沿轴向对准。

[0054] 在图 7 的变例中的孔 66 与图 5 的孔的不同之处在于, 孔 66 的直径作为它们相对于喷射器 32 的位置的函数而变化。接近于喷射器就位的孔 66 在直径上大于在所示实例中的其他孔。

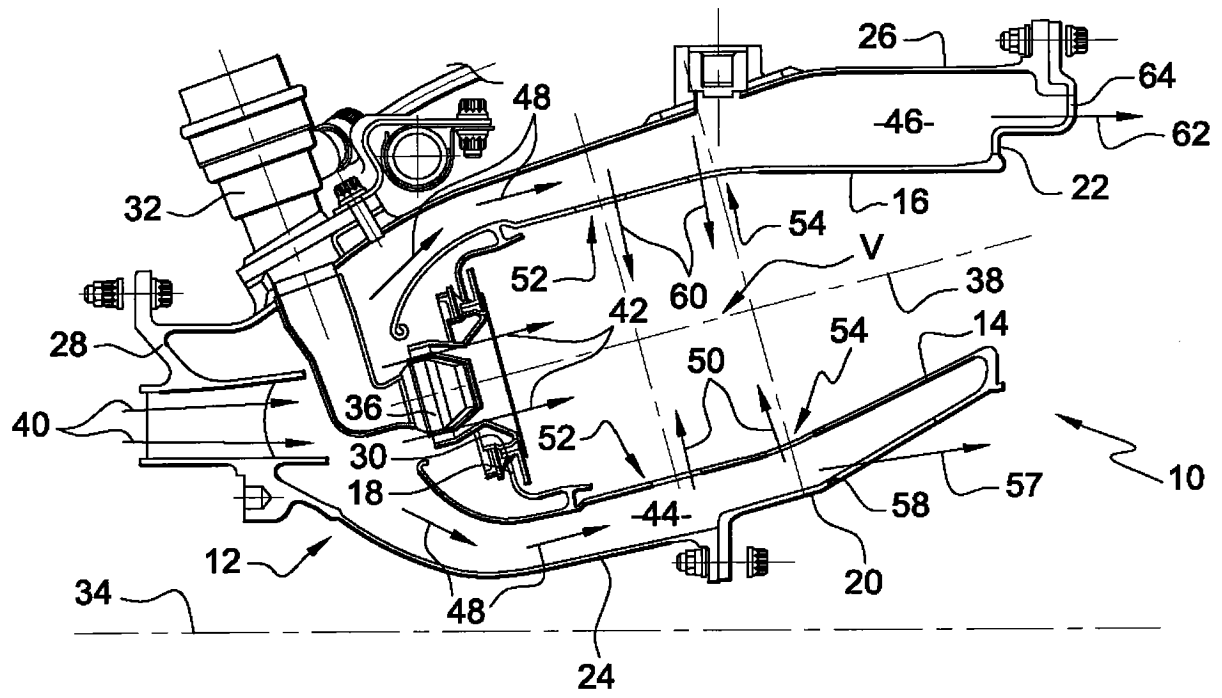


图 1

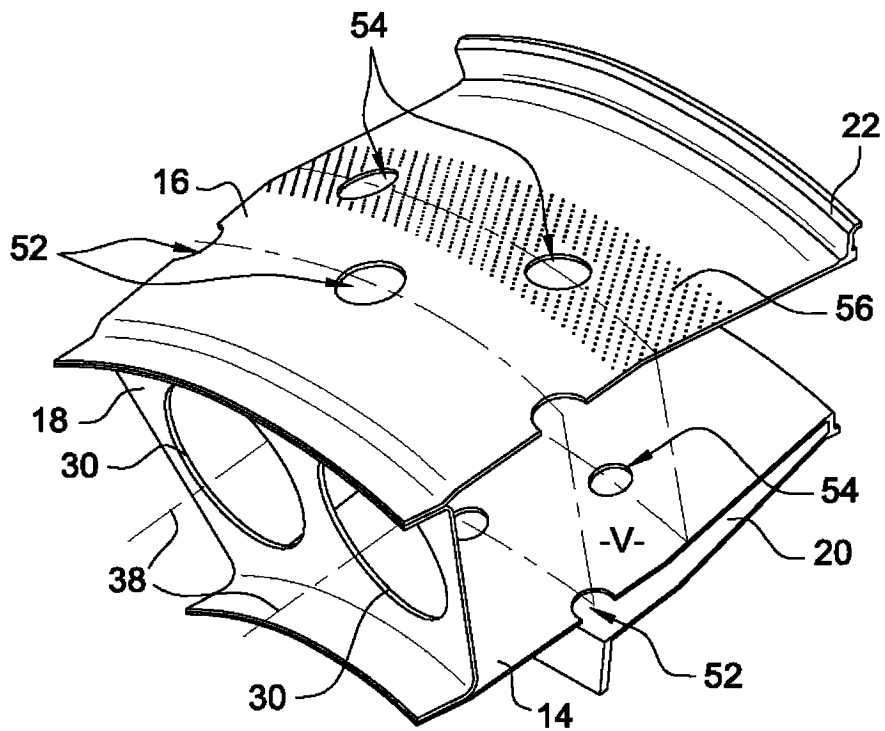


图 2

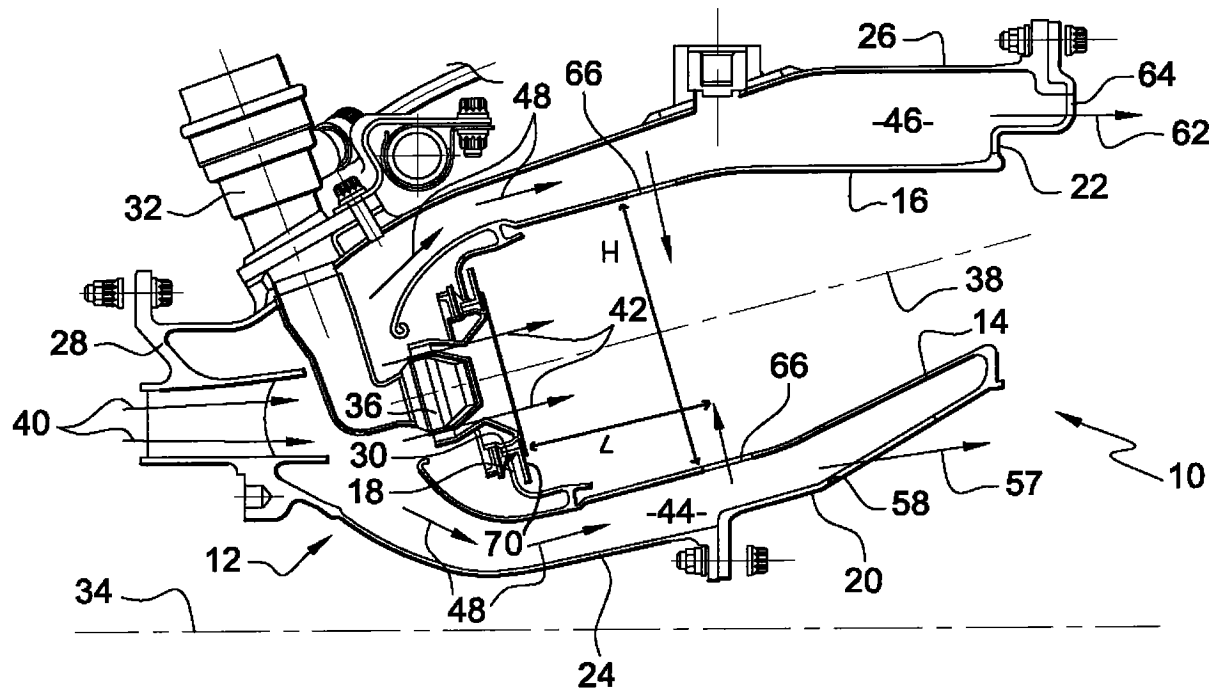


图 3

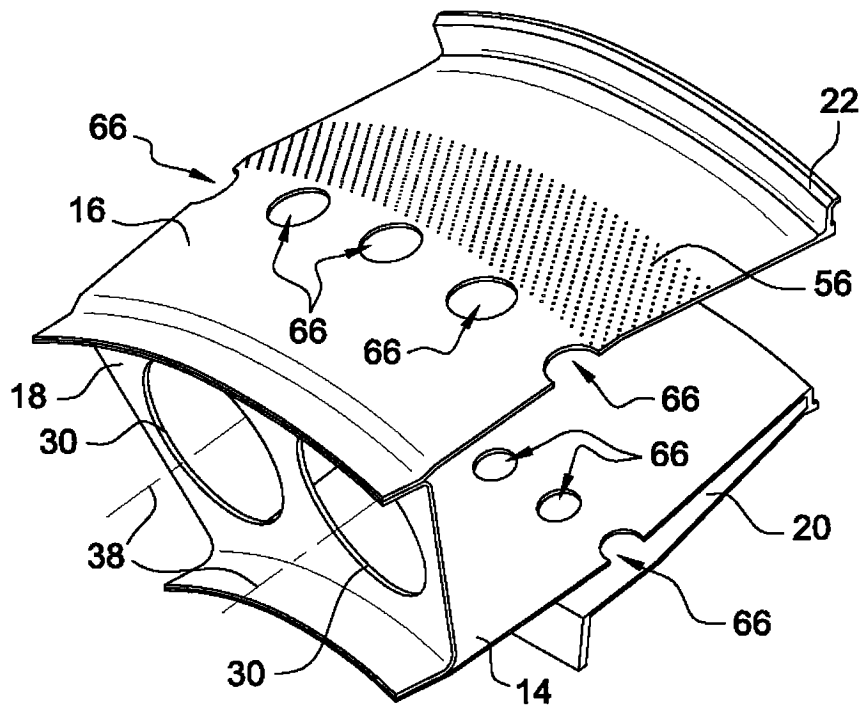


图 4

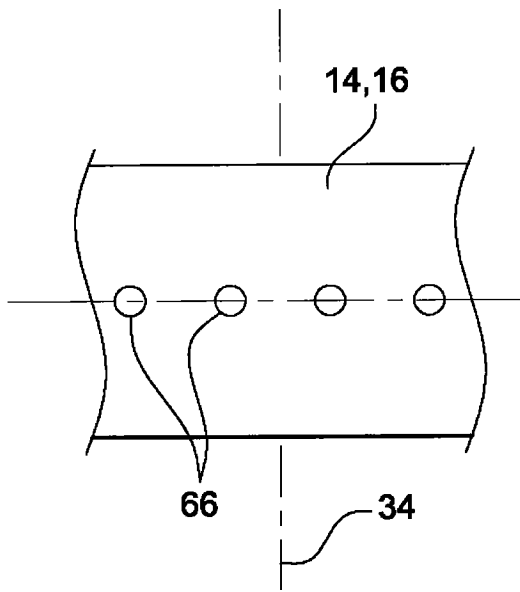


图 5

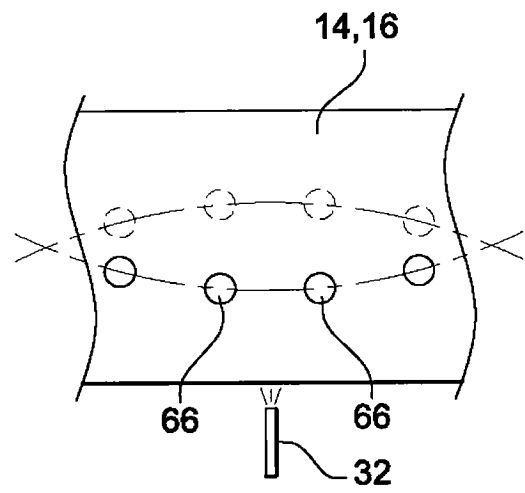


图 6

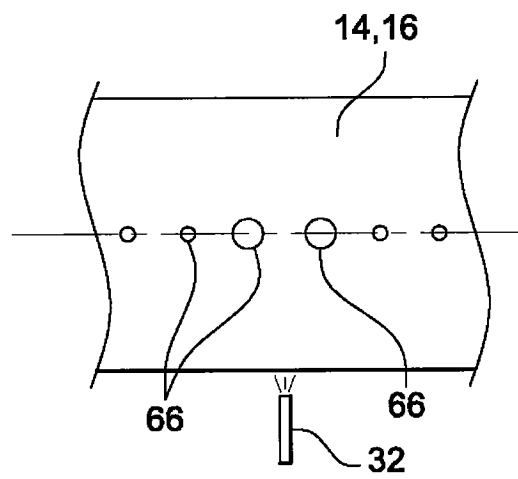


图 7