



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101324344 B

(45) 授权公告日 2011. 08. 17

(21) 申请号 200810125214. 6

(22) 申请日 2008. 06. 16

(30) 优先权数据

0755761 2007. 06. 14 FR

(73) 专利权人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 劳伦特·博纳德·卡莫兰诺

米歇尔·皮埃尔·卡泽兰斯

赛尔文·杜沃

罗曼·尼古拉斯·卢纳尔

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

代理人 刘广新

(51) Int. Cl.

F23R 3/58 (2006. 01)

F23R 3/28 (2006. 01)

(56) 对比文件

US 6530223 B1, 2003. 03. 11, 全文.

FR 2695460 A1, 1994. 03. 11, 全文.

EP 1167881 A1, 2002. 01. 02, 全文.

CN 1158383 A, 1997. 09. 03, 全文.

US 5025622 A, 1991. 06. 25, 全文.

审查员 伏晓艳

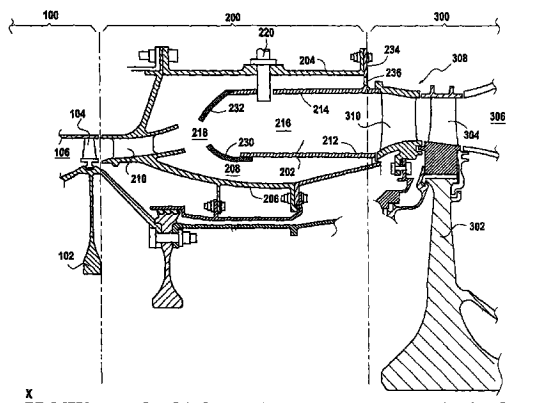
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 5 页

(54) 发明名称

一种采用螺线气流的涡轮机燃烧室

(57) 摘要

本发明涉及一种采用螺线气流的涡轮机燃烧室,所述涡轮机燃烧室(202),其包括一个内环形壁(212)、一个环绕在内环形壁周围以便与其配合形成燃烧用环形空间的外环形壁(214)、多个由引燃喷油器(220a)和与其沿圆周方向交替布置的全油门喷油器(220b)的燃油喷射器系统(220),和至少一个按实际纵向方向面向燃烧区域上游端打开的进气开口。外环形壁(214)带有多个引燃腔室(222),沿外环形壁两个纵向端部之间延伸并径向向外环形壁延伸,引燃腔室按普通实际圆周方向接收来自燃烧室外部的空气。每个引燃喷油器(220a)径向向引燃腔室打开,而每个全油门喷油器(220b)则在两个相邻引燃腔室之间径向打开。



1. 一种涡轮发动机燃烧室 (202), 其包括:
  - 一个围绕纵轴 (X-X) 的内环形壁 (212);
  - 一个以纵轴为中心并围绕内环形壁的外环形壁 (214), 可与内环形壁配合, 形成一个环形空间 (216), 作为燃烧区域;
  - 多个燃油喷油器系统 (220), 该燃油喷油器系统包括引燃喷油器 (220a) 和全油门喷油器 (220b), 所述引燃喷油器 (220a) 沿圆周方向与全油门喷油器 (220b) 交替布置;
  - 燃烧室的特征在于, 其还包括至少一个进气开口 (218), 按实际上纵向方向, 向燃烧区域上游段打开;
  - 外环形壁 (214) 包括了多个引燃腔室 (222), 围绕纵轴有规律地分布, 每个引燃腔室在外环形壁两个纵向端部之间纵向延伸, 并径向向外环形壁外部延伸, 使燃烧室外部的空气按圆周方向被喷入到引燃腔室内;
  - 每个引燃喷油器 (220a) 径向向引燃腔室 (222) 打开, 每个全油门喷油器 (220b) 在所述相邻引燃腔室之间径向打开。
2. 根据权利要求 1 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 每个引燃腔室 (222) 在其上游端关闭, 而在其下游端打开。
3. 根据权利要求 1 或权利要求 2 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 每个引燃腔室 (222) 由两个径向隔板 (224) 沿圆周方向形成, 其中一个隔板包括了多个喷气孔口 (226), 向燃烧室外部打开, 并通向所述引燃腔室。
4. 根据权利要求 3 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 每个引燃腔室 (222) 的另一个隔板提供了一种横截面, 该截面实际上为曲面。
5. 根据权利要求 1 或 2 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 全油门喷油器 (220b) 相对于引燃喷油器 (220a) 在其下游轴向偏置。
6. 根据权利要求 1 或 2 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 该燃烧室没有一个将内环形壁 (212) 和外环形壁 (214) 上游纵向端部横向相互连接的壁。
7. 根据权利要求 1 或 2 所述的一种燃烧室, 其特征在于, 燃油喷油系统 (220) 并没有相关的空气系统。
8. 根据权利要求 1 或 2 所述的一种燃烧室, 其还包括一个安装在内环形壁 (212) 上并沿其上游端延伸的内环形整流罩 (230), 和一个安装在外环形壁 (214) 上并沿其上游端延伸的外环形整流罩 (232)。
9. 一种涡轮机, 其特征在于, 其包括一个根据权利要求 1 到 8 中任何一项权利要求所述的燃烧室 (202)。

## 一种采用螺线气流的涡轮机燃烧室

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一般领域的航空或陆地涡轮发动机的燃烧室。

### 背景技术

[0002] 一般来讲,航空或陆上涡轮发动机包括一个装置,该装置具体是由如下部分组成:一个用来将流过涡轮机的空气进行压缩的环形压缩段;一个位于压缩段出口端的环形燃烧段,在此处,来自压缩段的空气与燃油混合并燃烧;以及一个位于燃烧段出口端的环形涡轮段,该段带有一个由来自燃烧段气体带动旋转的转子。

[0003] 燃烧段采用多个转子级的形式组成,每个转子级装有位于环形通道内的叶片,涡轮机空气流经该环形通道,后者的截面从上游向下游逐渐缩小。燃烧段由燃烧室组成,其同样呈环形通道形式,压缩空气在此与燃油混合并燃烧。涡轮段由多个转子级组成,每个转子级上装有叶片,这些叶片位于燃烧气体流过的环形通道内。

[0004] 空气一般按照如下顺序流过上述装置:来自压缩段末级的压缩空气自身即可回转运动,其倾斜角相对于涡轮机的纵轴大约  $35^{\circ}$  到  $45^{\circ}$ ,该倾斜角的大小取决于涡轮机的转速。所述压缩空气在进入燃烧段时,空气流动整流叶片会将其整流变直,以便与涡轮机的纵轴平行(即,压缩空气相对于涡轮机纵轴的倾斜角回到  $0^{\circ}$ )。燃烧室内的空气而后与燃油混合,进行良好燃烧,燃烧后产生的气体一般沿涡轮机的纵轴继续流动,进而到达涡轮段。在涡轮段,燃烧气体经由喷嘴再次改变方向,从而形成了回转运动,其倾斜角相对于涡轮机的纵轴大于  $70^{\circ}$ 。这种倾斜角为形成迎角是必不可少的,而所述迎角是提供机械力以便向涡轮段第一级转子赋予旋转驱动力所需要的。

[0005] 这种为了涡轮机内空气流通而进行的角度分配带来了许多缺陷。离开压缩段末级的空气本身具有一个角度,这个角度在  $34^{\circ}$  到  $45^{\circ}$  范围内,其在流动时不断地被整流(角度回到  $0^{\circ}$ ),而后进入到燃烧室,并在其进入到涡轮段时再次改变方向,形成的角度大于  $70^{\circ}$ 。这种流经涡轮机的空气流动倾斜角的不断改变要求压缩段整流叶片和涡轮段喷嘴产生强大的气动力,而这种气动力对涡轮机整体效能是特别有害的。

### 发明内容

[0006] 本发明通过提出一种涡轮机燃烧室来解决上述问题,所述燃烧室所接受的空气可围绕涡轮机纵轴旋转运动。

[0007] 本发明这一目的可以通过一种涡轮机燃烧室来实现,所述燃烧室包括:

[0008] 一个围绕纵轴的内环形壁;

[0009] 一个以纵轴为中心并围绕内壁周围的外环形壁,可与内环形壁相互配合,形成一个环形空间,作为燃烧区域;

[0010] 多个燃油喷油系统,包括引燃喷油器,沿圆周方向与全油门喷油器交替排列。

[0011] 所述燃烧室的特征在于,其进一步包括至少一个进气开口,按实际纵向方向,面向燃烧区域上游端打开;

[0012] 其特征还在于,外壁包括了多个引燃腔室,围绕纵轴成角度分布,每个引燃腔室在外环形壁的两个纵向端部之间纵向延伸,并径向向外环形壁的外部延伸,所述引燃腔室按通常的实际上圆周方向接收来自燃烧室外部的空气;

[0013] 其特征还在于,每个引燃喷油器径向向引燃腔室打开,每个全油门喷油器则在所述相邻引燃腔室之间径向打开。

[0014] 本发明所提出的燃烧室可以接收的空气能够围绕涡轮机纵轴进行旋转运动。涡轮机压缩段出口处的空气的固有倾斜角从而可以通过燃烧室得以保持。这样,将旋转驱动力传给涡轮机涡轮段第一级所要求的气动力将大大降低。气动力的这种极大下降引起涡轮机效能增加。此外,压缩段流动整流叶片和涡轮段喷嘴都可以简化,或甚至略去不用,从而减轻了重量,降低了制造成本。

[0015] 此外,引燃腔室的使用,经过汽化处理仅用于涡轮机空转转速,可以在涡轮机所有工作转速时来稳定燃烧火焰。

[0016] 根据有利布置,每个引燃腔室在其上游端关闭,而在其下游端打开。

[0017] 根据本发明的另一个有利设置,每个引燃腔室都是由两个实际径向隔板按圆周方向形成,其中一个隔板包括多个喷气孔,面向燃烧室外部打开,并通向所述引燃腔室。每个引燃腔室的另一个隔板最好呈横截面,该截面实际上呈曲线形状。

[0018] 在另一个有利的布置中,全油门喷油器在相对于引燃喷油器下游形成轴向偏置。来自引燃喷油器的火焰在燃烧室内所需要的过渡时间要比来自全油门喷油器的火焰的过渡时间长。

[0019] 所述燃烧室不需要一个横向连接内壁和外壁上游纵向端部的壁。这个壁的使用(称之为燃烧室端壁)可以最大限度地保存来自涡轮机燃烧段空气旋转运动。

[0020] 照本发明的另一个有利布置,喷油系统不设相关的空气系统。

[0021] 燃烧室也可以包括一个安装在内壁上并延伸到其上游端的内环形整流罩,另外,还包括一个安装在外壁上且延伸到其上游端部的外环形整流罩。

[0022] 本发明还提供了一种包括上述燃烧室的涡轮机。

## 附图说明

[0023] 下面结合附图进行介绍,本发明的其它优点和特点就会清楚地显现出来,附图所示实施例并不表示本发明仅限于该实施例,附图如下:

[0024] 图 1 为装有本发明燃烧室的航空涡轮机分段纵向剖面图;

[0025] 图 2 为图 1 所示燃烧室的透视图;

[0026] 图 3 为图 2 所示燃烧室的正视图;

[0027] 图 4 和图 5 为图 3 的剖面图,分别沿 IV 和 V 线剖开;

[0028] 图 6 为本发明另一种实施例燃烧室的分段正视图。

## 具体实施方式

[0029] 图 1 为涡轮机的部分示意图,所示为 X-X 纵轴。涡轮机沿该纵轴具体包括:一个环形压缩段 100;一个按流过涡轮机的空气流动方向布置在压缩段 100 出口处的环形燃烧段 200;以及一个位于燃烧段 200 出口处的环形涡轮段 300。喷入涡轮机的空气从而可以连续

地穿过压缩段 100, 然后是燃烧段 200, 最后进入涡轮段 3。

[0030] 压缩段 100 由多个转子 102 组成, 每个转子上都装有叶片 104 (图 1 仅示出了压缩段的最后一级)。这些级的叶片 104 都布置在涡轮机空气通过的环形通道 106 内, 通道截面从上游向下游逐渐减小。这样, 当喷入涡轮机的空气通过压缩段时, 便愈来愈受到压缩。

[0031] 燃烧段 200 也呈环形通道形式, 来自压缩段 100 的压缩空气经过该通道后与燃料混合并燃烧。为此, 燃烧段包括一个燃烧室 202, 空气 / 燃料混合物在此燃烧 (该燃烧室将在下面详细介绍)。

[0032] 燃烧段 200 还带有一个涡轮机壳体, 由以涡轮机纵轴 X-X 为中心的外环 204 和同轴固定在外环内的内环 206 构成。这两个内外环 204, 206 之间形成的环形空间 208 接收来自涡轮机压缩段 100 的压缩空气。

[0033] 涡轮机涡轮段 300 是由多个转子 302 级形成, 每个转子上装有叶片 304 (图 1 只示出了涡轮段的第一级)。这些级上的叶片 304 都置放在环形通道 306 内, 来自燃烧段 200 的气体就穿过该环形通道 306。

[0034] 在涡轮段 300 的第一级 302 的入口处, 来自燃烧段的气体需要给出一个相对于涡轮机纵轴 X-X 的倾斜角, 应足以带动涡轮段的各个级转动。

[0035] 为此, 在燃烧室 202 的紧下游处和涡轮段 300 第一级 302 的紧上游处安装了一个喷嘴 308。喷嘴 308 包括了多个静止径向叶片 310, 相对于涡轮机纵轴 X-X 倾斜, 可以使得燃烧段 200 来的气体带有一个倾斜角, 该角度是带动涡轮段各个级转动所需要的。

[0036] 在传统的涡轮机上, 连续通过压缩段 100、燃烧段 200 和涡轮段 300 的空气按照如下方式分配。来自压缩段 100 末级 102 的压缩空气很自然地具有回转运动, 其倾斜角相对于涡轮机的纵轴 X-X 大约  $35^{\circ}$  到  $45^{\circ}$ 。通过燃烧段 200 内的空气流动整流叶片 210 的作用, 该倾斜角被恢复到  $0^{\circ}$ 。最后, 在涡轮段 300 的入口处, 来自燃烧段的空气就通过喷嘴 308 的静止叶片 310 而重新导向, 向气体赋予一个回转运动, 其相对于纵轴 X-X 的倾斜角大于  $70^{\circ}$ 。

[0037] 本发明提供了一个燃烧室 202 的新颖的结构, 可以输入的空气是围绕涡轮机 X-X 纵轴旋转运动。采用这样的结构, 可以保存来自压缩段末级压缩空气的固有倾斜角, 无需将空气流动整流成与 X-X 纵轴相平行。同样, 涡轮段 300 内喷嘴 308 的静止叶片 210 也不必再给出如此大的倾斜角, 从而降低了为提供机械力而需要的迎角, 该机械力可向涡轮段第一级转子 302 提供转动驱动力。

[0038] 为此, 本发明提出的燃烧室 202 带有一个内环形壁 212, 该壁以涡轮机的纵轴 X-X 为中心, 还提供有一个外环形壁 204, 后者同样以纵轴 X-X 为中心, 并围绕在内壁周围, 以便与其配合, 形成环形空间 216, 作为燃烧区域。

[0039] 本发明提出的燃烧室 202 还带有至少一个进气开口 218, 该开口沿实际上纵向方向在其上游端向燃烧区域 216 打开。这个进气开口的截面可以确保燃烧区域正常工作。

[0040] 更确切地说, 如图 1 所示, 燃烧室提供有一个壁 (燃烧室端壁) 横向将内外壁的上游纵向端部相互连接, 而在燃烧室内壁 212 和 214 的上游端部之间形成所述的进气开口 208。

[0041] 本发明提出的燃烧室 202 还带有多个燃油喷油系统 220, 围绕涡轮机的纵轴 X-X 分布在外壁 214 的周围, 并按实际上径向方向向燃烧区域 216 打开。

[0042] 如图 2 和图 3 所示,燃油喷油系统 220 包括引燃喷油器 220a,所述引燃喷油器沿圆周方向与全油门喷油器 220b 交替布置,所述全油门喷油器最好在相对于引燃喷油器的下游轴向偏置。

[0043] 传统上,引燃喷油器 220a 用于点火,同时在涡轮机空车运转期间使用,而全油门喷油器 220b 则在起飞、爬升和巡航时使用。一般来讲,引燃喷油器会连续供油,而起飞喷油器则仅只在大于某种转速时才会得到供油。

[0044] 根据本发明的一个特别有利特性,燃油喷油系统 220 并没有相关的空气系统,诸如空气涡旋装置,后者为了稳定燃烧火焰在按已知方式在燃烧区域内产生回转空气流动。

[0045] 为此,燃烧室的引燃喷油器和全油门喷油器设计非常简单,而且工作也非常可靠,因为它们只是发挥其主要功能,即,喷油。此外,引燃喷油器 220a 的类型也可以和全油门喷油器 220b 相同。

[0046] 还是根据本发明,燃烧室的外壁 214 带有多个引燃腔室 222,这些腔室有规律地分布在纵轴 X-X 的周围。

[0047] 如图 2 所示,每个引燃腔室 222 首先在外壁 214 的两个纵向端部(上游和下游)之间纵向延伸,而后再径向向其外部延伸。换句话说,外壁 214 的形状是带有多个引燃腔室 222,这些腔室向该壁的外部伸出。

[0048] 更确切地说,每个引燃腔室 222 由两个隔板 224 沿圆周方向形成,每个相对于外壁 214 径向向外伸出。如图 2 和图 5 所示,其中一个所示隔板带有多个喷气孔 226,可以使得燃烧室外部的空气沿圆周方向被喷入到引燃腔室内。

[0049] 应该说明的是,空气沿相同旋转方向(图 2 和图 3 所示顺时针方向)按圆周喷入到燃烧室的所有引燃腔室内。此外,用来沿圆周喷入引燃腔室的空气转动方向与来自涡轮机压缩段的压缩空气的旋转方向相同。

[0050] 引燃腔室 222 经引燃喷油器 220a 输入燃油,每个开口径向向其中一个引燃腔室打开。每个全油门喷油器 220b 则径向向两个相邻引燃腔室之间的燃烧区域打开。

[0051] 每个引燃腔室 222 最好在其上游端通过径向隔板 228 来关闭,而在其下游端则打开(具体如图 2 和图 5 所示)。这样,经由其进气开口 218 进入到燃烧区域 216 的空气就不会扰动经由喷气孔口 226 进入引燃腔室 222 内的空气流动。

[0052] 燃烧室的工作原理如下:来自压缩段 100 并围绕纵轴 X-X 转动的压缩空气进入到燃烧段 200。该空气分成两路:一路是“内部”流动;而另一路是“外部”流动。外部流动的空气围绕燃烧室 202,在对燃烧室的外壁 214 和燃烧段的外壳体 204 冷却后进入到引燃腔室 222。所述外部空气经由喷气孔口 226 按与进入燃烧段空气方向相同的旋转方向被喷入到引燃腔室。在引燃腔室,空气与经由引燃喷油器 220a 喷入的燃油相混合燃烧。内部流动的空气代表着主要空气流,经由进气开口 218 进入到燃烧室 216,与通过全油门喷油器 220b 喷入的燃油混合后燃烧。燃烧火焰由引燃腔室的“汽化作用”来稳定。

[0053] 下面介绍了本发明所述燃烧室的各种不同的实施例。

[0054] 在如 2 和图 3 所述实施例中,没有喷气孔口的每个引燃腔室的纵向隔板 224 按横截面提供了一个实际上曲线的截面(不同于实际上平面的另一个壁)。这些壁的曲线部分可伴随经由喷气孔口 226 喷入引燃腔室的空气的旋转运动。

[0055] 相反,在图 6 所示的另一种实施例中,形成每个引燃腔室 222 的两个纵向隔板 224

沿圆周方向实际上是平面,每个沿径向方向延伸。

[0056] 一般来讲,燃烧室内引燃腔室的数量和几何尺寸会根据要求而不同。同样情况也适用于进入所述引燃腔室内的空气孔口 226 的数量、尺寸和位置。

[0057] 如图 1 所示,燃烧室 202 也可以带有一个安装在内壁 212 上的环形整流罩 230,沿内壁的上游端延伸,还包括一个安装在外壁 214 上的外环形整流罩 232,沿外壁的上游端延伸。这些整流罩 230,232 的使用可以控制进入燃烧室 202 的空气流量和环绕燃烧室的流量。

[0058] 最后,燃烧室的外壁 214 可以在其下游端包括一个环形凸缘 234,径向自该壁向外突出,这个凸缘提供有多个孔 236,这些孔围绕纵轴 X-X 有规律地等距离分开,用来将冷却空气输送到涡轮段 300。

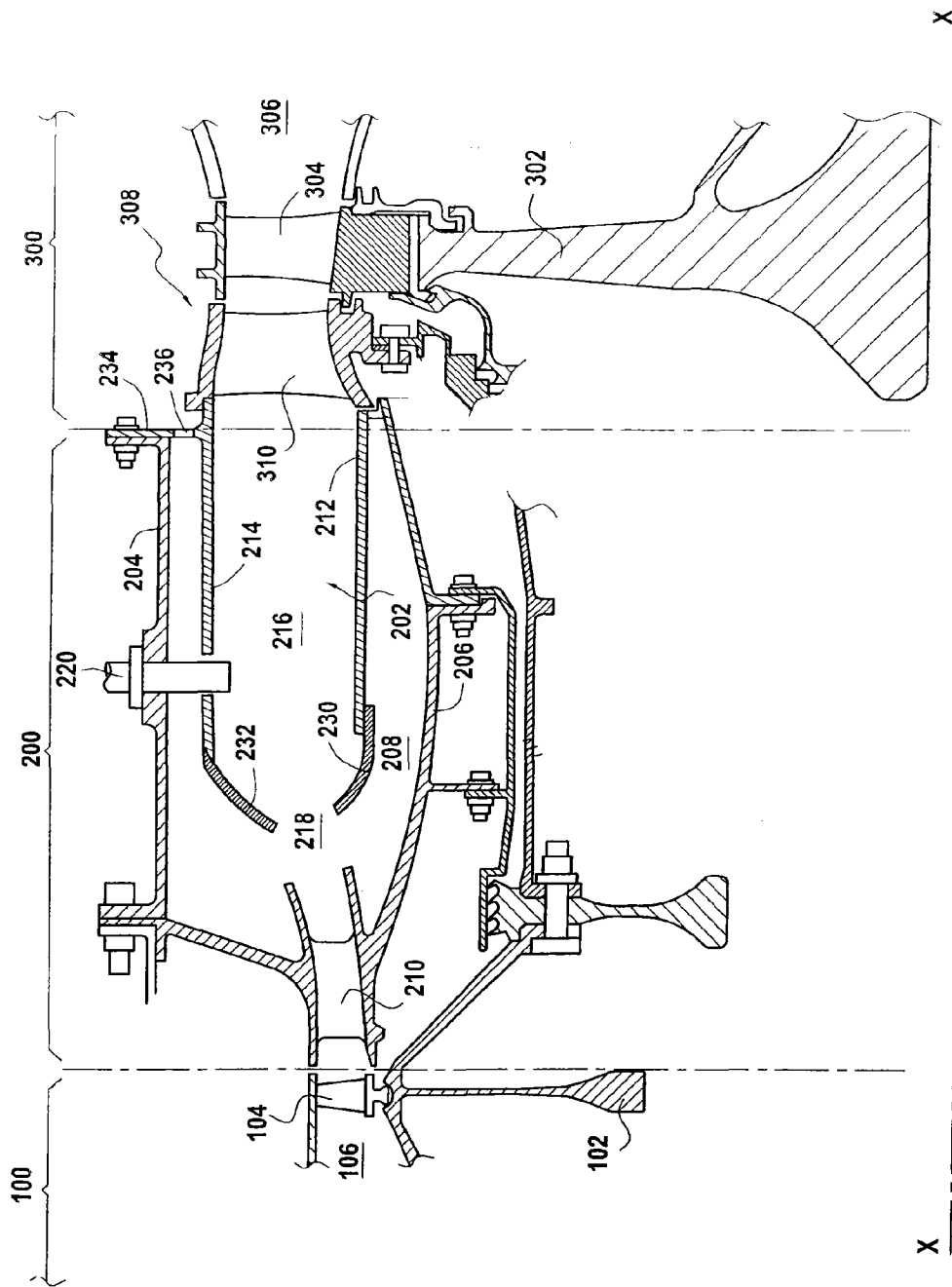


图 1



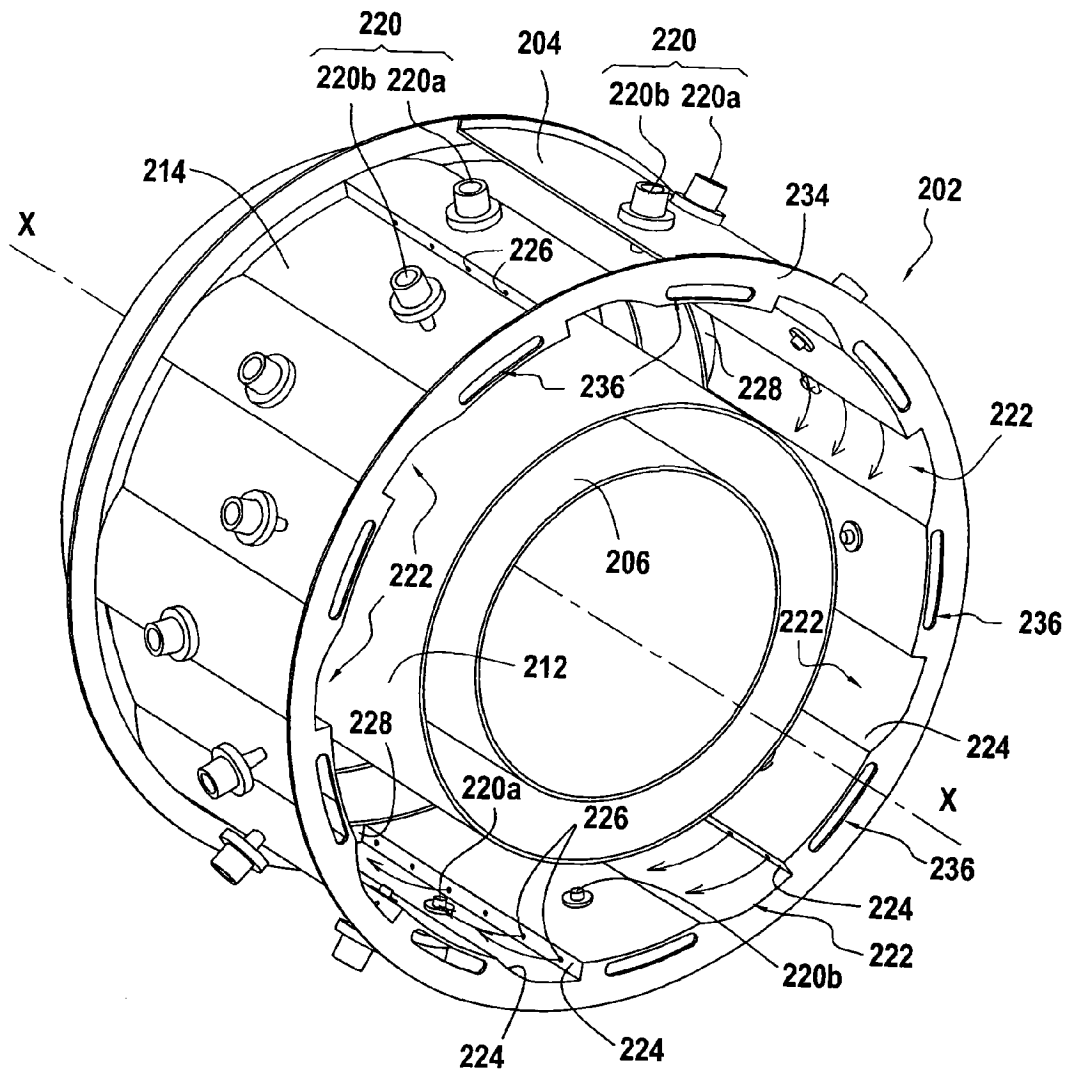


图 2

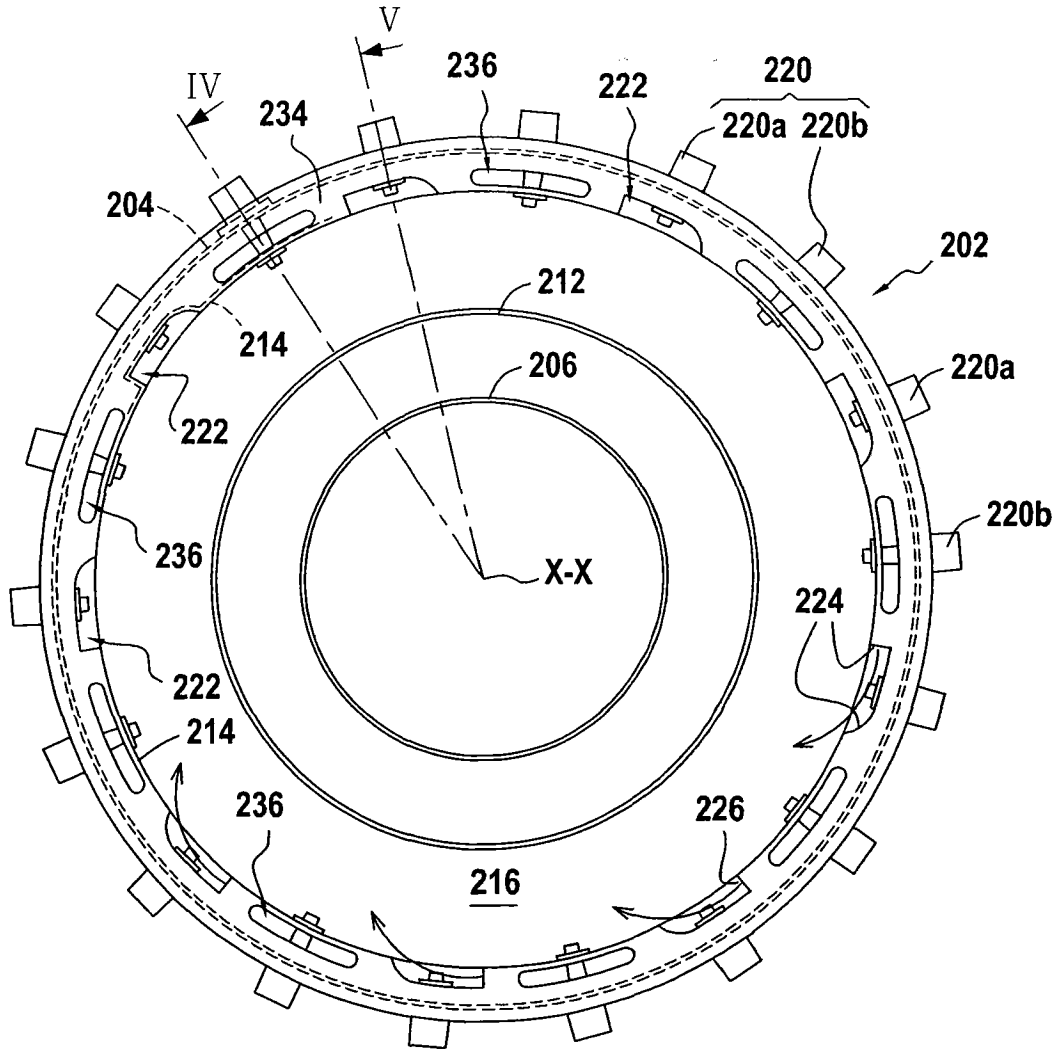


图 3

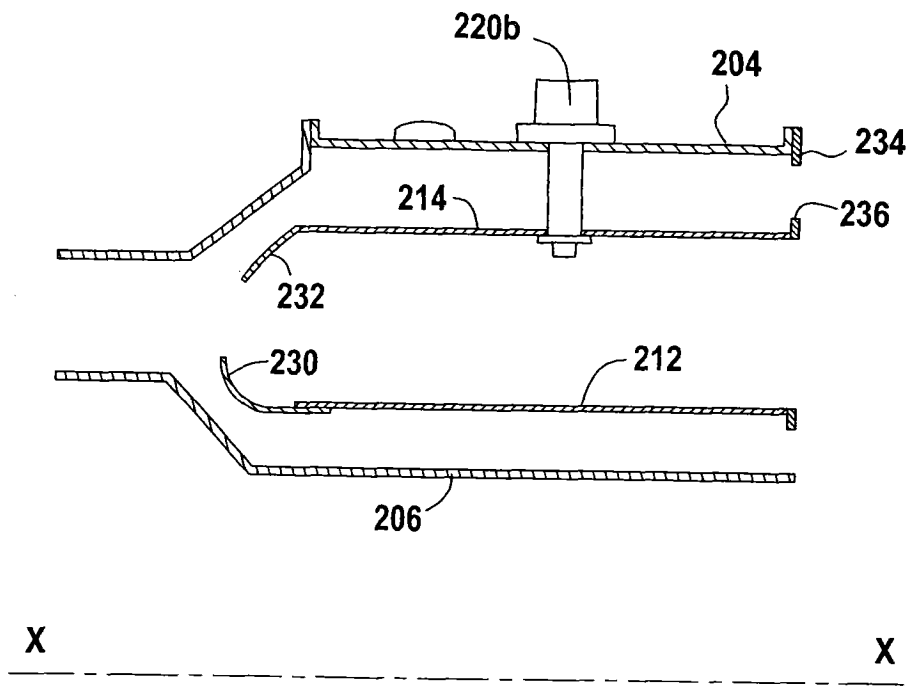


图 4

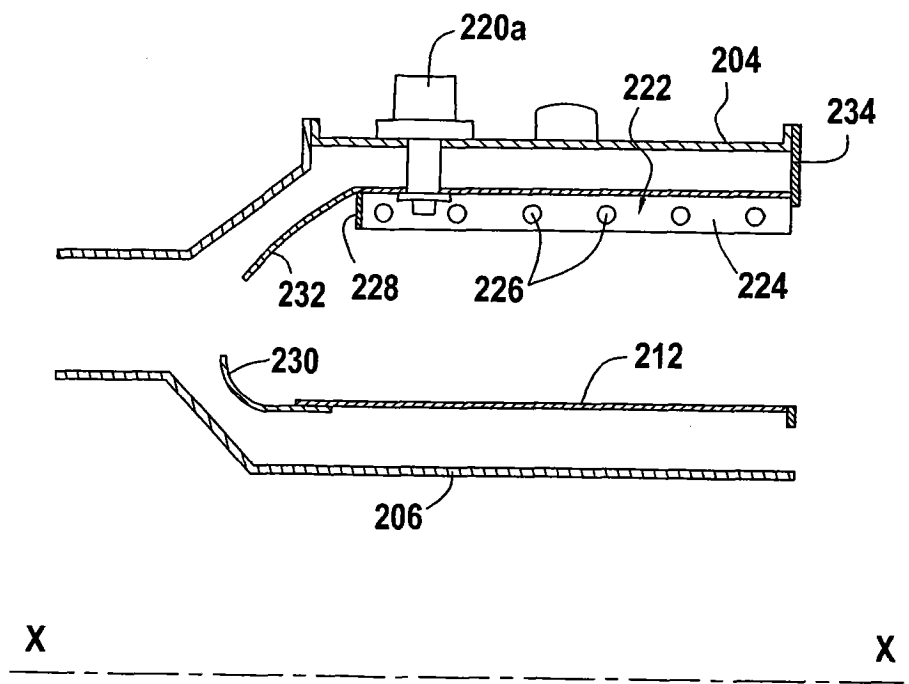


图 5

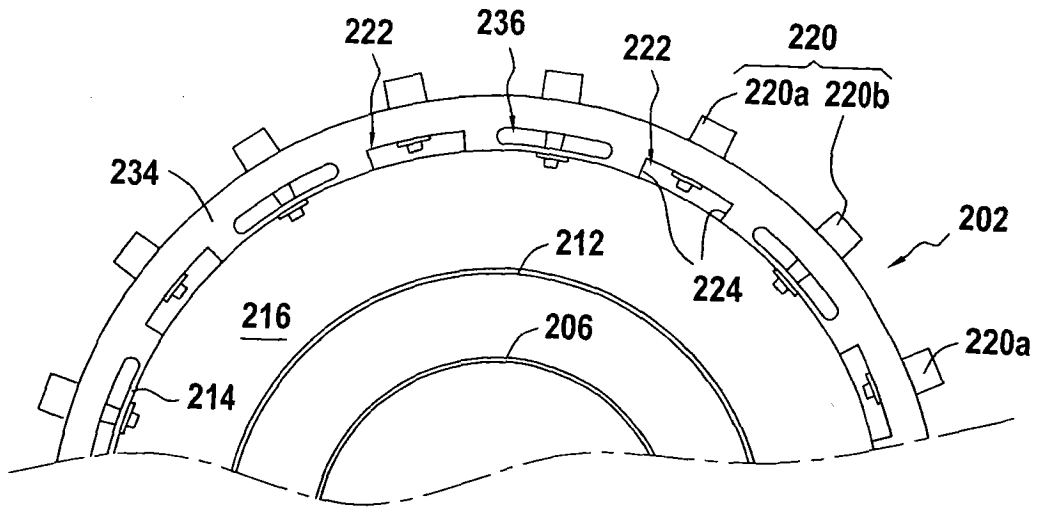


图 6