



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 104246373 B

(45) 授权公告日 2016. 06. 08

(21) 申请号 201280052419. 0

(22) 申请日 2012. 10. 23

(30) 优先权数据

11186387. 4 2011. 10. 24 EP

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2014. 04. 24

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2012/070930 2012. 10. 23

(87) PCT国际申请的公布数据

W02013/060663 DE 2013. 05. 02

(73) 专利权人 阿尔斯通技术有限公司

地址 瑞士巴登

(72) 发明人 R. 特舒奥 S. 纳兰西 G. 菲科恩

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 陈浩然 严志军

(51) Int. Cl.

F23R 3/60(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 1828140 A, 2006. 09. 06,

US 6442946 B1, 2002. 09. 03,

JP 2002517673 A, 2002. 06. 18,

EP 1160512 A2, 2001. 12. 05,

EP 0896193 B1, 2003. 09. 24,

审查员 崔辉

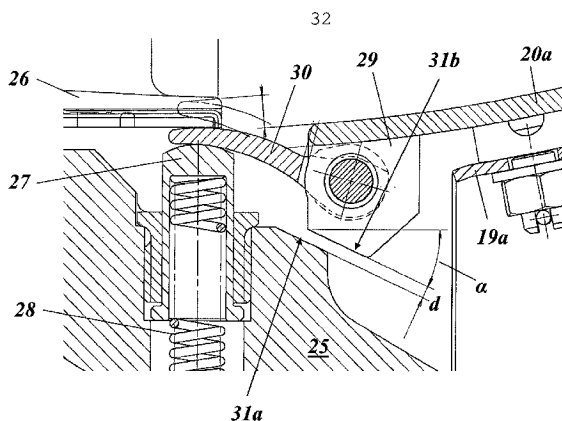
权利要求书2页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

燃气涡轮机

(57) 摘要

燃气涡轮机 (10) 包括压缩机 (12)、环状的燃烧室 (13) 和涡轮 (15), 其中, 为了将在燃烧室 (13) 中产生的热气引入到紧接着的涡轮 (15) 中, 燃烧室 (13) 在过渡区域 (A) 中利用燃烧室壳 (20a) 如此联接到涡轮入口 (26) 处, 即可在燃烧室 (13) 与涡轮入口 (26) 之间实现由热膨胀引起的相对运动, 并且其中, 由于在运行中出现的热膨胀 (33), 燃烧室壳 (20a) 利用分布地安装在周面处的支撑元件 (29) 邻接到在轴覆盖部 (25) 处的锥状轮廓 (31a) 处且支撑在该处。在负载和寿命方面的改进由此实现, 即锥状轮廓 (31a) 与机器轴线围有角度 ( $\alpha$ ), 其使得燃烧室壳 (20a) 能够利用支撑元件 (29) 滑到锥状轮廓 (31a) 上。



1. 一种燃气涡轮机(10),包括压缩机(12)、环状的燃烧室(13)和涡轮(15),其中,为了将在所述燃烧室(13)中产生的热气引入到紧接着的涡轮(15)中,所述燃烧室(13)在过渡区域(A)中利用燃烧室壳(20a)如此联接到涡轮入口(26)处,即可在燃烧室(13)与涡轮入口(26)之间实现由热膨胀引起的相对运动,并且其中,由于在运行中出现的热膨胀(33),所述燃烧室壳(20a)利用在所述过渡区域(A)中且分布地安装在所述燃烧室壳(20a)的周面处的支撑元件(29)邻接到在轴覆盖部(25)处的锥状轮廓(31a)处且支撑在该处,所述轴覆盖部(25)在压缩机输出部与涡轮入口区域之间包围所述燃气涡轮机的转子,其特征在于,所述锥状轮廓(31a)与机器轴线围有角度( $\alpha$ ),其使得所述燃烧室壳(20a)能够利用所述支撑元件(29)滑到所述锥状轮廓(31a)上。

2. 根据权利要求1所述的燃气涡轮机,其特征在于,所述支撑元件构造为径向突出的、在轴向方向上定向的支撑板或鳍状物(29);所述支撑板或鳍状物(29)具有与所述锥状轮廓(31a)相对而置的且与所述锥状轮廓(31a)在角度方面相应的斜面(31b);且在所述锥状轮廓(31a)与所述斜面(31b)之间设置有不为零的安装公差(d)。

3. 根据权利要求2所述的燃气涡轮机,其特征在于,所述燃烧室壳(20a)在其热膨胀时在膨胀方向(33)上膨胀,该膨胀方向(33)与所述锥状轮廓(31a)围有不为零的角度差( $\Delta\alpha$ )。

4. 根据权利要求3所述的燃气涡轮机,其特征在于,角度差( $\Delta\alpha$ )处在在 $2^\circ$ 与 $15^\circ$ 之间的范围中;且所述锥状轮廓(31a)与机器轴线围成的角度( $\alpha$ )在 $20^\circ$ 与 $30^\circ$ 之间。

5. 根据权利要求2至4中任一项所述的燃气涡轮机,其特征在于,安装公差(d)处在在1mm与10mm之间的范围中。

6. 根据权利要求1至4中任一项所述的燃气涡轮机,其特征在于,所述轴覆盖部(25)包含灰口铸铁,而所述支撑元件(29)包含镍基合金或18/10铬镍钢。

7. 根据权利要求1至4中任一项所述的燃气涡轮机,其特征在于,所述环状的燃烧室(13)由单独的部段组成,且每个部段设置有两个支撑元件(29)。

8. 根据权利要求4所述的燃气涡轮机,其特征在于,角度差( $\Delta\alpha$ )处在在 $5^\circ$ 与 $10^\circ$ 之间的范围中;且所述角度( $\alpha$ )在 $24^\circ$ 与 $26^\circ$ 之间。

9. 根据权利要求4所述的燃气涡轮机,其特征在于,角度差( $\Delta\alpha$ )处在在 $7^\circ$ 与 $8^\circ$ 之间的范围中。

10. 根据权利要求5所述的燃气涡轮机,其特征在于,安装公差(d)处在在2mm与8mm之间的范围中。

11. 根据权利要求5所述的燃气涡轮机,其特征在于,安装公差(d)处在在3mm与4mm之间的范围中。

12. 一种用于燃气涡轮机(10)的燃烧室内壳(20a),其在背对热气的侧部上的出口端处包括分布在周面处的支撑元件(29),该支撑元件具有斜面(31b),其在安装状态中平行于轴覆盖部(25)的锥状轮廓(31a)伸延且与机器轴线围有角度( $\alpha$ ),角度( $\alpha$ )使得所述燃烧室内壳(20a)的支撑元件(29)能够滑到所述轴覆盖部(25)的锥状轮廓(31a)上,所述轴覆盖部(25)在压缩机输出部与涡轮入口区域之间包围所述燃气涡轮机的转子。

13. 一种用于燃气涡轮机(10)的轴覆盖部(25),所述轴覆盖部(25)在压缩机输出部与涡轮入口区域之间包围所述燃气涡轮机的转子,所述轴覆盖部(25)在外侧上的下游端处具

有锥状轮廓(31a),该锥状轮廓在安装状态中与机器轴线围有角度( $\alpha$ ),角度( $\alpha$ )使得燃烧室内壳(20a)能够利用分布地安装在所述燃烧室内壳(20a)的周面处的支撑元件(29)滑到所述锥状轮廓(31a)上;所述支撑元件具有斜面(31b),其在安装状态中平行于所述锥状轮廓(31a)伸延且与机器轴线围有角度( $\alpha$ )。

## 燃气轮机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及燃气轮机的技术领域。本发明涉及在环状的燃烧室与紧接着的涡轮之间的过渡区域。

### 背景技术

[0002] 本发明以这样的燃气轮机为起点,其在最简单的情况下具有如在图1中描述的那样的示意图。图1的燃气轮机10包括压缩机12、燃烧室13和涡轮15。压缩机12通过空气入口11吸入燃烧空气且对燃烧空气进行压缩。已压缩的空气被导入到燃烧室13中且在此用于燃料14的燃烧。产生的热气在紧接着的涡轮15中在产生功率的情况下降低压力且作为排气16离开涡轮15。

[0003] 现代的(固定式)工业燃气轮机(IGT)通常设计有环状的或环形燃烧室。在通常更小的IGT中将燃烧室实施为所谓的“罐式燃烧器(Can Annular Combustors)”。

[0004] 在带有环状的或环形燃烧室的IGT中,燃烧室由侧壁以及热气的进入平面和离开平面来限制。燃烧室侧壁在此或者分部段地由壳元件组成或实施为全壳(Vollschale)。在使用全壳时,视装配情况而定产生分界面的必要性,其允许取下上部部分,以便例如装配或拆卸燃气轮机转子。分界面相应具有两个分界面焊缝,其例如处在机器轴线的高度上(3点和9点位置)。下部的半壳和上部的半壳必须尤其对流地进行冷却。

[0005] 燃烧室壳的功能

[0006] 燃烧室壳(燃烧器过渡管,Combustor Transition Duct)具有以下功能:

[0007] · 其密封两个腔室(Plenum)/室;

[0008] · 其还必须彼此密封(借助于分界面装配,通常在3点和9点位置);

[0009] · 其除了分界面之外实施成旋转对称;

[0010] · 其在装配燃烧室半壳时必须在分界面中交错/彼此引导;

[0011] · 燃烧室内壳或内燃烧室壳必须在分界面处“看不见地”来彼此引导(不能采取连接平面的视觉控制,因为其由燃烧室内壳遮盖);

[0012] · 其应不必承受轴向力或径向力;

[0013] · 其可然而不必自承地来实施(无承载结构);

[0014] · 其必须具有(很大的)轴向和径向运动间隙,尤其在瞬变的运行状态期间;

[0015] · 其必须耐热(持久强度/疲劳强度);

[0016] · 如果可能,应抑制自振(支撑壳)。

[0017] 图2显示了一种燃烧室,其包括带有环形燃烧室的示例性的燃气轮机的区段。在此可在右侧上识别出压缩机12的输出部与其导引叶片和运行叶片,在相对而置的侧部上存在涡轮15的入口区域与其导引叶片和运行叶片。在压缩机输出部与涡轮入口区域之间存在包围转子17的轴覆盖部(Wellenabdeckung)25。轴覆盖部的入口区域设计为压缩机扩散器,其带有在流动方向上渐增的流动截面,已压缩的空气通过该流动截面流到包围环状的燃烧室13的腔室18中。燃烧室13建造成包括内燃烧室壳20a和外燃烧室壳20b。在燃烧室壳20a、

20b的相应的外侧上有间隔地布置有内冷却套19a和外冷却套19b,其与相关的燃烧室壳一起相应形成内冷却空气引导部21a和外冷却空气引导部21b。

[0018] 来自腔室18的空气通过冷却空气引导部21a、20b流到处在燃烧室13之前的输入区域中,在其中布置有实际的燃烧器22,在该情况下布置有所谓的双锥面燃烧器。通过冷却空气引导部21a、21b引导的空气一方面进入到燃烧器22中且在此与燃料混合。另一方面空气通过燃烧室13的后壁23直接进入燃烧室中。对于燃气涡轮机的无干扰的运行的重要的是在图2中利用点圆和参考标号A标记的在燃烧室13与涡轮15之间的过渡区域。

[0019] 燃烧室的内壳和外壳在运行中在热方面和机械方面经受很大的负荷。壳的材料强度性能很大程度上取决于温度。为了在允许的最大材料温度水平的作用下保持材料温度,如结合图2和在此显示的冷却套19a、19b已经说明的那样对壳元件进行对流冷却。

[0020] 邻近涡轮入口的造型和很高的热负载首先在该区域中同样在冷却空气侧上要求恒定大小的热过渡。在燃烧室点火之前,两个燃烧室壳至少达到压缩机出口空气的温度。一旦燃烧器点火,两个燃烧室壳的金属温度进一步上升。

[0021] 由于燃烧室壳的很高的金属温度,壳沿轴向和径向膨胀(参见图4中的膨胀方向33)。膨胀尤其可在关于涡轮的进入部的接口(第一导引叶片排的内平台和外平台)处很好地测量。膨胀持续地且在确定的时间段上一在起动过程期间且在燃气轮机负载变化时一发生。在燃烧室冷却时逆行地发生相同的过程(收缩过程)。

[0022] 现在在实践中已经证实通过在燃烧室与涡轮入口之间的过渡部的正好说明的类型和配置产生并非所期望的必须避免的损耗痕迹或损耗。由于在燃气轮机运行期间的与此相关联的磨损而影响了功能性。此外还影响或降低寿命。最后还可预料到的是在重新调整机器时的额外花费。

## 发明内容

[0023] 因此,本发明的一个方面在于如此构造开头提及的类型的燃气轮机使得避免迄今的解决方案的缺点且尤其更好地获取和支持燃烧室壳的瞬变的运动。

[0024] 本发明以这样的燃气轮机为出发点,其包括压缩机、环状的燃烧室和涡轮,其中,为了将在燃烧室中产生的热气引入到紧接着的涡轮中,燃烧室在过渡区域中利用燃烧室壳连接涡轮入口。为了在燃烧室与涡轮入口之间实现由热膨胀引起的相对运动,燃烧室内壳具有分布地安装在周面处的支撑元件。由于在运行中出现的膨胀,支撑元件邻接到在轴覆盖部处的锥状轮廓处且支撑在该处。

[0025] 本发明的一个方面为锥状轮廓,其与机器轴线围有角度,该角度使得燃烧室内壳能够利用支撑元件滑到锥状轮廓上。

[0026] 除了燃气轮机之外,本公开的对象为用于燃气轮机的燃烧室内壳和轴覆盖部。

[0027] 燃烧室内壳在背对热气的侧部上的出口端处包括分布地安装在周面处的支撑元件,该支撑元件具有斜面,其在安装状态中平行于轴覆盖部的锥状轮廓伸延。斜面与机器轴线围有角度,该角度使得燃烧室内壳的支撑元件能够滑到轴覆盖部的锥状轮廓上。

[0028] 用于燃气轮机的轴覆盖部在外侧上的下游端处具有锥状轮廓,其在安装状态中与机器轴线围有角度。该角度使得燃烧室内壳能够利用支撑元件滑到锥状轮廓上。

[0029] 燃气涡轮机的一种设计方案的特征在于：支撑元件构造为径向突出的、在轴向方向上定向的支撑板或鳍状物(Finne)；支撑板或鳍状物具有与锥状轮廓相对而置的且与锥状轮廓在角度方面相应的斜面；且在锥状轮廓与斜面之间设置有不为零的安装公差。

[0030] 燃气涡轮机的另一设计方案的特征在于：燃烧室壳在其热膨胀时在膨胀方向上膨胀，该膨胀方向与锥状轮廓围有不为零的角度差。

[0031] 角度差尤其处在在 $2^{\circ}$ 与 $15^{\circ}$ 之间的范围中，优选处在在 $5^{\circ}$ 与 $10^{\circ}$ 之间的范围中，尤其处在在 $7^{\circ}$ 与 $8^{\circ}$ 之间的范围中，且锥状轮廓与机器轴线围成的角度在 $20^{\circ}$ 与 $30^{\circ}$ 之间，尤其在 $24^{\circ}$ 与 $26^{\circ}$ 之间。

[0032] 根据另一设计方案，安装公差处在在1mm与10mm之间的范围中，优选处在在2mm与8mm之间的范围中，尤其处在在3mm与4mm之间的范围中。

[0033] 另一设计方案的特征在于：轴覆盖部包含灰口铸铁，而支撑元件包含镍基合金或优选包含奥氏体铁素体钢。

[0034] 又一设计方案的特征在于：环形燃烧室由单独的部段组成，且每个部段设置有两个支撑元件。

#### 附图说明

[0035] 下面应借助实施例结合附图进一步阐述本发明。其中：

[0036] 图1显示了燃气涡轮机的极度简化的示意图；

[0037] 图2以一个区段在燃烧室的区域中显示了通过带有环形燃烧室的燃气涡轮机的纵向截面；

[0038] 图3以简化的图示显示了在燃烧室与轴覆盖部或压缩机扩散器之间由于在运行中的热膨胀的相对运动；

[0039] 图4显示了根据本发明的实施例的过渡区域的配置；以及

[0040] 图5以透视图显示了图4的燃烧室的离开区域。

#### 具体实施方式

[0041] 在开头说明的过渡区域A中，在内燃烧室壳20a与其冷却套19a与涡轮入口(图4中的26)的内壁之间的过渡部现在如此设计，即其允许且承受由热膨胀引起的相对移动。在两个构件之间的间隔在流动技术方面由板状的过渡元件(图4中的30)桥接，其一方面可摆动地支承在内燃烧室壳20a处且另一方面在其自由端处通过以压力弹簧(图4中的28)加载的压紧螺栓(图4中的27)如此压向涡轮入口26的内壁的外侧，即其可横向于压紧螺栓27的轴线移动。以这种方式针对热气在燃烧室与涡轮入口之间实现密封的过渡部，其允许且补偿两个构件彼此的相对移动。

[0042] 为了燃烧室不可在运行期间进行有害的振动，在过渡区域中设置有这样的器件，如果已经断定燃烧室的与运行相关联的热膨胀，该器件使得燃烧室能够支撑在轴覆盖部25处。该器件包括多个径向突出的、在轴向方向上定向的支撑板(图3、图4中的29)，其沿着内燃烧室壳20a的内周面来布置。支撑板29同时具有用于可摆动的过渡元件30的摆动支承(图3中的32)。

[0043] 支撑板29相应具有斜面(图4中的31b)，其与机器轴线围有预定的角度 $\alpha$ (参见图

4)。轴覆盖部25的锥状轮廓(图4中的31a)以间隔d(图4)与斜面31b相对而置,该锥状轮廓与机器轴线围有相同的角度 $\alpha$ 。如果燃烧室在燃气轮机启动时热膨胀,内燃烧室壳20a利用安装在其处的支撑板29朝在图3中画出的膨胀方向33上运动到锥状轮廓31a上,直至最终两个面31a和31b彼此挤压。

[0044] 在实际的燃气轮机中,在燃烧室与涡轮进入部之间的接口处分析在接口配对件之间的相对的径向和轴向运动,且在此确定特定的滑动面。在该应用中,特定的滑动面应为大约 $16^\circ$ 且相应在设计方面进行了考虑( $25^\circ$ 的滑动面)。

[0045] 通过借助于FE工具模拟在燃烧室区域中的瞬变运动计算出特定的滑动角。由于热膨胀而产生垂直于滑动角的附加的运动,其用来确定最优的间隙。针对不同的运行状态,FE工具已经计算出大约 $15^\circ-18^\circ$ 的滑动角。基于该结果,滑动角和因此还有接触角应必须选择成小于 $20^\circ$ 。在考虑到机械的这样要求的情况下,即每个支撑板希望仅仅一个接触部位(不希望面接触,仅仅希望线接触)且锥状的全圆壳同样并未最终如衬套那样碰到锥状的楔形物上且应热装,有意识地选择更大的角度,在这种情况下选择 $25^\circ$ 的角度。

[0046] 在图4或5中描绘了根据本发明的过渡部的配置的一种实施例。对于间隔和角度的大小,根据图3在热膨胀时的膨胀方向33与斜面31b或滑动面围成的角度差 $\Delta\alpha$ 扮演重要角色。

[0047]  $\Delta\alpha$ 应处在 $2^\circ-15^\circ$ 的范围中,优选处在 $5^\circ-10^\circ$ 的范围中,尤其处在 $7^\circ-8^\circ$ 的范围中。

[0048] 在这种情况下,斜面31b与机器轴线的角度 $\alpha$ 处在在 $20^\circ$ 与 $30^\circ$ 之间,优选处在 $24^\circ$ 与 $26^\circ$ 之间。

[0049] 安装公差或间隔d处在1-10mm的范围中,优选处在2-8mm的范围中,尤其处在3-4mm的范围中。

[0050] 安装公差d在此等于冷时间隙加上加工公差。冷时间隙是需要的,因为部件可以说是在看不见的情况下进行装配。

[0051] 由于角度差 $\Delta\alpha$ ,部件在燃气轮机启动时移动至一起。轻微的压紧是需要的。太大的 $\Delta\alpha$ 导致鳍状物的“卡住(Fressen)”。太小的角度 $\Delta\alpha$ 将在运行中导致间隙或松动的贴靠。这将允许振动且同样导致损坏。

[0052] 所说明的大小尤其针对所显示的类型燃气轮机得到,在其中轴覆盖部25包含灰口铸铁,而用于鳍状物的材料从镍基合金或优选奥氏体铁素体钢中来选择。

[0053] 在此,对于分段的环形燃烧室,尤其每个部段设置有两个鳍状物或支撑板。

[0054] 在修改已经存在的燃气轮机(改型)的情况下,将现存的轴覆盖部修整到角度 $\alpha$ 上,而旧的鳍状物通过带有角度 $\alpha$ 的新的鳍状物来代替。

[0055] 参考标号列表

[0056] 10 燃气轮机

[0057] 11 空气入口

[0058] 12 压缩机

[0059] 13 燃烧室

[0060] 14 燃料

[0061] 15 涡轮

[0062] 16 排气

- [0063] 17 转子
- [0064] 18 腔室
- [0065] 19a 内冷却套
- [0066] 19b 外冷却套
- [0067] 20a 内燃烧室壳
- [0068] 20b 外燃烧室壳
- [0069] 21a 内冷却空气引导部
- [0070] 21b 外冷却空气引导部
- [0071] 22 燃烧器(例如双锥面燃烧器)
- [0072] 23 后壁(燃烧室)
- [0073] 24 空气
- [0074] 25 轴覆盖部(压缩机扩散器)
- [0075] 26 涡轮入口
- [0076] 27 压紧螺栓
- [0077] 28 压力弹簧
- [0078] 29 支撑板(鳍状物)
- [0079] 30 过渡元件
- [0080] 31a 锥状轮廓(压缩机扩散器/轴覆盖部)
- [0081] 31b 斜面(支撑板)
- [0082] 32 摆动支承
- [0083] 33 膨胀方向
- [0084] A 燃烧室—涡轮的过渡区域
- [0085] d 间隔(安装公差)
- [0086]  $\alpha$  角度(与机器轴线围成的角度)
- [0087]  $\Delta\alpha$  角度差。

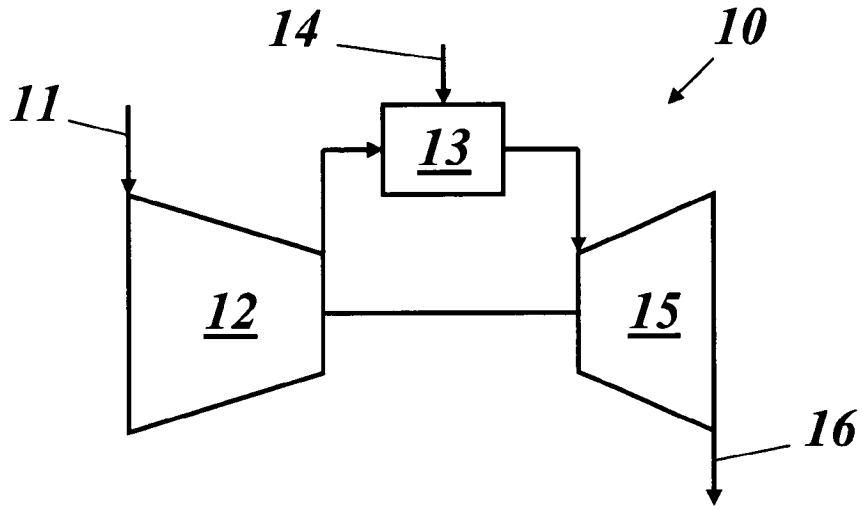


图 1

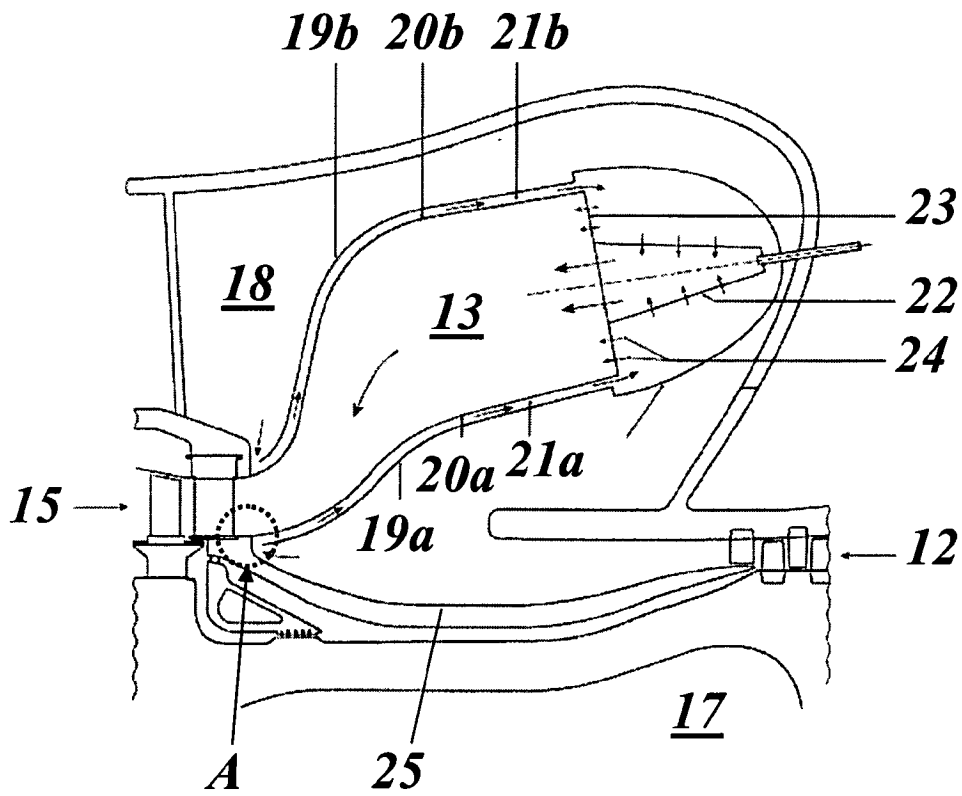


图 2

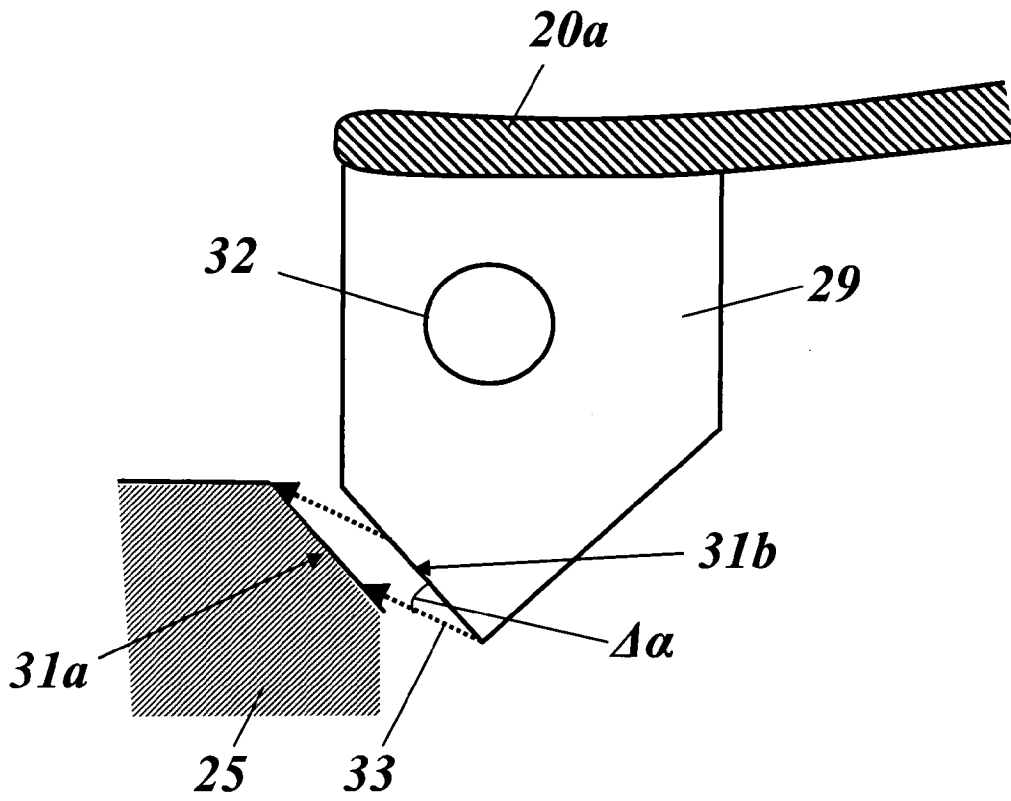


图 3

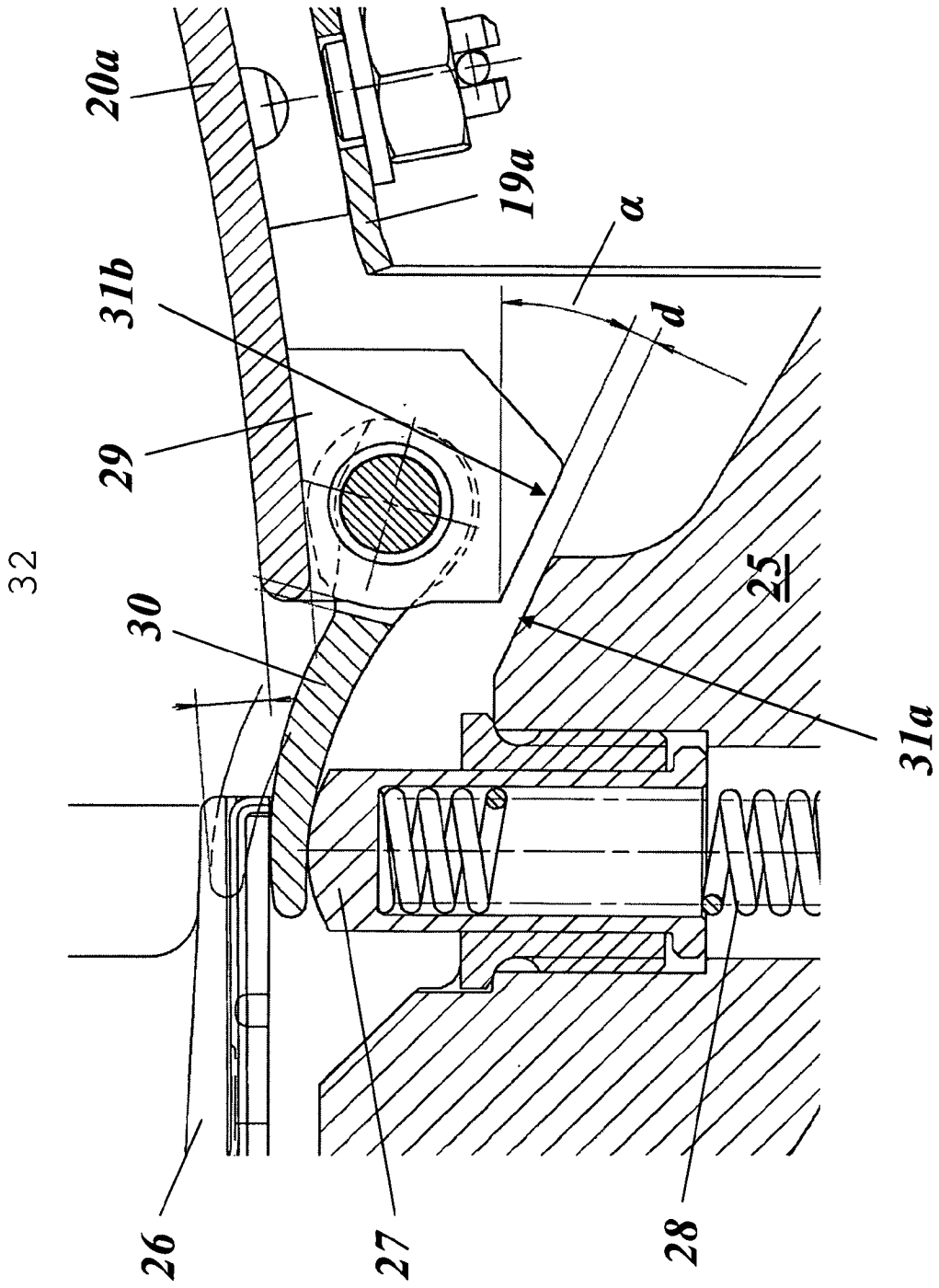


图 4

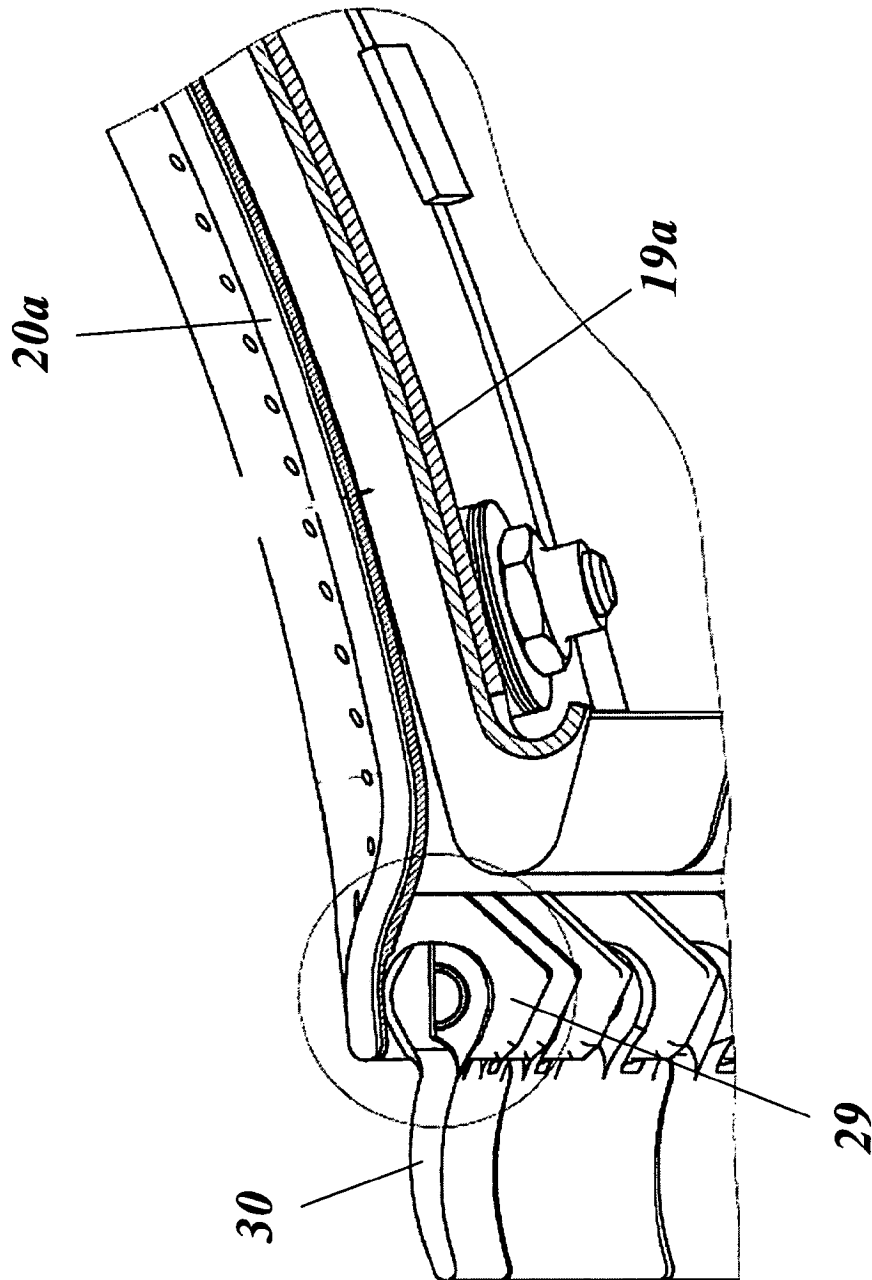


图 5