

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.

F02B 41/00 (2006.01)

F02C 9/16 (2006.01)

F02B 33/36 (2006.01)



[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200310117908.2

[45] 授权公告日 2008 年 9 月 3 日

[11] 授权公告号 CN 100416062C

[22] 申请日 2003.11.19

[21] 申请号 200310117908.2

[30] 优先权

[32] 2002.11.19 [33] US [31] 10/299230

[73] 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

[72] 发明人 D·L·布鲁斯 J·R·泰勒

[56] 参考文献

US5152661A 1992.10.6

US4796429A 1989.1.10

US3877221A 1975.4.15

US3879939A 1975.4.29

US4029430A 1977.6.14

审查员 吴 俊

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
代理人 章社杲

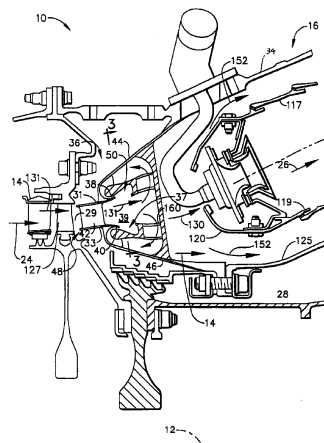
权利要求书 2 页 说明书 10 页 附图 7 页

[54] 发明名称

具有附面层吹除的燃烧室进口扩压器

[57] 摘要

一种燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件，其具有至少一个发散的环形壁，该环形壁包括限定了扩压器流动路径的流动路径表面。环形吹除槽沿环形壁轴向地定位，环形吹除空气流动路径通向吹除槽并与之流体相通。设置在扩压器流动路径中的吹除槽下游的进气口的环形阵列具有朝向上游的开口，并且与吹除空气流动路径流体相通。环形进气口支撑在中空支柱上。各中空支柱都具有至少一个径向延伸的流动通道，用于将吹除空气从进气口引到吹除空气流动路径上。吹除槽相对于扩压器流动路径开在下游方向上。设于吹除空气流动路径上的一排吹除空气压缩机叶片的可用于提高吹除空气的压力。



1. 一种燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件(37), 包括:
扩压器(50), 其具有至少一个发散的环形壁(38),
所述环形壁具有限定了扩压器流动路径(39)的流动路径表面(139), 以及
沿所述环形壁(38)轴向地定位的环形的吹除槽(140);
装在中空支柱(64)上并与之流体相通的进气口(160)的环形阵列,
所述进气口(160)的环形阵列设置在所述扩压器流动路径(39)中的所述吹除槽(140)的下游;
各所述进气口(160)均具有朝向上游的开口(142); 和
所述进气口(160)与环形的吹除空气流动路径(156 和 154)流体相通。
2. 根据权利要求 1 所述的组件(37), 其特征在于, 吹除空气流动路径(156)通向所述吹除槽(140)并与之流体相通。
3. 根据权利要求 1 所述的组件(37), 其特征在于, 所述组件(37)还包括位于各所述中空支柱(64)中的至少一个径向延伸的流动通道(170), 其从所述进气口(160)处径向地延伸出来, 并连接到所述吹除空气流动路径(156)上且与之流体相通。
4. 根据权利要求 2 所述的组件(37), 其特征在于, 所述组件(37)还包括吹除空气压缩机叶片(182)的至少一个内部环形排(180), 其相对于所述吹除空气流动路径(156)径向地设置在所述吹除槽(140)上游的所述吹除空气流动路径(156)上。
5. 根据权利要求 2 所述的组件(37), 其特征在于, 所述组件(37)还包括位于所述环形壁(38)中的排放孔(238), 所述排放孔(238)位于所述环形壁(38)的后端(240)并与所述环形吹除空气流动路径(156)流体相通。
6. 一种燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件(37), 包括:

扩压器(50), 其具有径向间隔开的发散环形的内壁和外壁(40 和 38),

各所述内壁和外壁均具有流动路径表面(139), 其限定了在所述内壁和外壁之间延伸的扩压器流动路径(39), 和

分别沿所述内壁和外壁(40 和 38)轴向地定位的径向上的内、外环形吹除槽(140 和 138);

吹除空气压缩机叶片(182)的至少一个径向内部的环形排(180)、和至少一个径向外部的环形排(178), 它们分别径向地设置在径向上的内、外环形吹除空气流动路径(156 和 154)上,

所述吹除空气压缩机叶片(182)的内、外环形排(180 和 178)分别处于所述径向上的内、外环形吹除槽(140 和 138)的上游。

7. 根据权利要求 6 所述的组件(37), 其特征在于, 径向上的内、外环形吹除空气流动路径(156 和 154)分别通向所述径向上的内、外环形吹除槽(140 和 138)并与之流体相通。

8. 根据权利要求 7 所述的组件(37), 其特征在于, 所述组件(37)还包括:

安装在中空支柱(64)上并与之流体相通的进气口(160)的环形阵列, 所述进气口(160)的环形阵列设置在所述扩压器流动路径(39)中的所述吹除槽(140)的下游,

各所述进气口(160)均具有朝向上游的开口(142), 和

所述进气口(160)与所述吹除空气流动路径(156 和 154)流体相通。

9. 根据权利要求 8 所述的组件(37), 其特征在于, 所述组件(37)还包括位于各所述中空支柱(64)中的径向向内和向外延伸的流动通道(170 和 168), 其从所述进气口(160)处径向向内和向外地延伸出来, 并分别连接到所述径向上的内、外环形吹除空气流动路径(156 和 154)上且与之流体相通。

具有附面层吹除的燃烧室进口扩压器

技术领域

本发明大体上涉及燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器，更具体地涉及将空气吹入到围绕着扩压器流动路径的环形壁的附面层中。

背景技术

传统的燃气涡轮发动机包括串流相通的压缩机和排气流动路径，排气流动路径具有处于环形的内、外壁之间的进口压缩机的出口导流叶片(OGV)级，OGV 又安装在机械地固定于发动机外壳内的 OGV 支撑结构中。出口导流叶片通常具有翼型似的截面，包括前缘、相对较厚的中间部分以及较薄的后缘。在 OGV 的下游设有燃烧室进口扩压器、燃烧室、涡轮喷嘴以及高压涡轮。OGV 的内、外壁通常由相应的内、外环形扩压器的进口壁来支撑，从而在它们之间形成了相对无泄漏的流动路径，并支撑了 OGV 和扩压器。OGV、内壁和外壁以及扩压器可以是单个的部件、整体铸造的组件，或者在一些其它的构造中，相应的 OGV 的内、外壁及其之间的 OGV 焊接在扩压器的外壳上。

在发动机的运转过程中，压缩机压缩进气流，因此进气流被加热。然后，被排出的压缩且加热过的气流通过 OGV 和扩压器被引导至燃烧室中，在燃烧室中气流将与燃料以传统的方式混合并点燃，以形成可燃气体。可燃气体通过涡轮喷嘴被引导至高压涡轮中，高压涡轮从中抽取能量，用于使压缩机旋转并为其提供能量。

通常需要调节压缩机出口处的高压空气，使其具有较低的涡流和较低的马赫数以便在燃烧室中使用，采用出口导流叶片和扩压器

来调节压缩机的排气，以使其适于在燃烧室中使用。一些发动机的结构也需要 OGV 用作结构件，这在设计上增加了额外的限制。传统上说，出口导流叶片处于恒定环面高度的流动路径中。流动路径有助于使气流径向向外地转向，以帮助其对准下游的燃烧室。OGV 被设计用来从压缩机的排气中去除切向涡流，从而使空气在离开 OGV 时在轴向方向上正常地流动。在去除涡流的过程中，气流的切向动量转化成静压力，降低了气流的绝对马赫数。扩压器限定了位于 OGV 后缘的下游处的扩压器流动路径，其通过一个或多个发散的环形通道而进一步降低了气流的马赫数。这些通道也可径向向外地引导气流，为给定的环面高度提供了更大的扩散作用。通过采用足够的翼型实度，选择合适的翼型安装角，优化表面速度分布，并提供足够的扩压器的长度/面积比以防止气流分离，就可获得足够的效率和喘振裕度。

希望能在足够的喘振裕度下尽可能有效地将高压压缩机的排气提供给燃烧室，同时减小发动机的长度并因此降低重量和成本。缩短的长度通常会导致更高的扩散速度，这使得附面层更容易分离，这会对性能和喘振裕度产生不利的影响。因此，缩短的长度和较高的扩散速度趋向于相互冲突的需求。这就希望在保持性能和喘振裕度的同时减小传送空气所需的轴向长度，并因此减小发动机的长度、重量和成本。

已经提出了采用先进压缩机的新颖燃气涡轮发动机的设计，该压缩机可在非常高的压缩机出口马赫数下运转。在从海平面起飞的条件下，压缩机的出口马赫数可以高达 0.45，动态速度头约为总压力的 12.5%。针对这些条件设计的传统的燃烧室进口扩压器具有较高的压力损失，这将使发动机的燃料消耗率显著地增加。为了减小这些损失，扩压器必须尽可能多地回收此速度头。非常长的传统扩压器可回收多达一半的此速度头，但是压力损失将仍然很大，并且发动机将相当地长且重。对于这些先进的发动机应用来说，需要较短

长度且较低压力损失的扩压器设计。

一种所提出的解决这个问题的方法是在扩压器的内、外壁上使用附面层吸除来防止在较短长度和较高面积比的扩压器中产生气流分离。然而，吸除扩压器需要去除 8%到 12%的压缩机出口气流以实现优良的扩压器性能。为了实现优良的发动机性能，这部分气流必须以最小的压力损失重新引入发动机中。这部分气流的一些可用于涡轮的冷却，但在发动机循环中这一点上，压力显著地低于压缩机的出口压力，这将使吸除气流产生相当大的压力损失。

在燃气涡轮发动机行业、尤其是在飞行器的燃气涡轮发动机行业中，非常希望能设计并建造较短的燃烧室进口扩压器。为了实现这个目的，希望能采用可以有效方式防止或阻滞附面层分离的装置来建造这样的扩压器。

发明内容

本发明提供了一种燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件，其包括具有至少一个发散环形壁的扩压器，该环形壁包括限定了扩压器流动路径的流动路径表面，以及沿环形壁轴向地定位的环形吹除槽。燃烧室进口扩压器组件的一个代表性实施例还包括通向吹除槽并与之流体相通的环形吹除空气流动路径。在扩压器流动路径中的吹除槽的下游设置了安装在中空支柱上的环形阵列的进气口。

各进气口均具有朝向上游的开口，并通过支撑用中空支柱之一而与吹除空气的流动路径流体相通。各中空支柱均具有至少一个径向延伸的流动通道，该通道从进气口处径向延伸出，并连接到吹除空气流动路径上且与之流体相通。各中空支柱都具有翼型形状的截面、支柱的前缘以及非流线型体的下游端。进气口相对于扩压器流动路径开在上游方向上。

扩压器组件的一个更具体的实施例包括径向间隔开的发散环形的内壁和外壁，而各内、外壁均具有流动路径表面，其限定了在内

壁和外壁之间延伸的扩压器流动路径。径向上的内、外环形吹除槽分别沿内、外壁而轴向地定位。径向上的内、外环形吹除空气流动路径分别通向径向上的内、外环形吹除槽并与之流体相通。进气口和支撑进气口的中空支柱置于扩压器流动路径中的吹除槽的下游，进气口具有朝向上游的开口。进气口与吹除空气流动路径流体相通。中空支柱的径向上的内、外支柱部分分别从各环形进气口处径向向内和向外地延伸，并且径向上的内、外支柱部分分别在进气口内部和径向上的内、外环形吹除空气流动路径之间具有径向向内和向外延伸的流动通道。进气口相对于扩压器流动路径开在上游方向上。

扩压器组件的另一代表性实施例包括径向间隔开的发散环形的内壁和外壁，各内、外壁均包括限定了扩压器流动路径的流动路径表面。径向上的内、外环形吹除槽分别沿内壁和外壁而轴向地定位。径向上的内、外环形吹除空气流动路径分别通向径向上的环形内、外吹除槽并与之流体相通，而且还与吹除槽下游的扩压器流动路径流体相通。径向上的内、外环形吹除空气流动路径通过吹除槽下游的开口或排放孔而与扩压器流动路径流体相通。

另一代表性实施例包括吹除空气压缩机叶片的至少一个径向内部的环形排和至少一个径向外部的环形排，叶片连接在发动机的压缩机上，并分别被径向地设置在径向上的内、外环形吹除空气流动路径中的径向上的环形内、外吹除槽的上游。

本发明提供了一种能减小扩压器的轴向长度的燃气涡轮发动机的设计。本发明通过防止沿扩压器环形壁的气流分离而减小了发动机的长度、重量和成本，同时能保持可接受的发动机性能和喘振裕度的水平。

附图说明

在权利要求中阐述并辨析了本发明的新颖特征。在结合了附图的下述详细介绍中更具体地描述了根据优选的和代表性的实施例的

本发明, 其中:

图 1 是轴向燃气涡轮发动机燃烧室和该发动机的具有带吹除槽的代表性扩压器的压缩机排气部分的截面图。

图 2 是压缩机排气部分和扩压器组件的放大的截面图, 该组件包括用于为图 1 所示的吹除槽提供吹除空气的进气口。

图 3 是沿图 1 中线 3-3 剖开的进气口的示意图。

图 4 是安装在中空支柱上的图 2 所示进气口的其中之一的透视图。

图 5 是沿图 4 中线 5-5 剖开的支柱和进气口的剖视图。

图 6 是具有位于扩压器组件下游的吹除空气源的第一另选的代表性扩压器的图示。

图 7 是具有位于扩压器中的吹除空气源的第二另选的代表性扩压器的图示。

图 8 是第三另选的代表性扩压器的图示, 其具有图 6 所示的组件, 还包括压缩机叶片的压缩机从动增压级, 叶片设置在将吹除空气源连接至吹除槽上的径向上的内、外环形吹除空气流动路径上。

图 9 是第四另选的代表性扩压器的图示, 其具有图 7 所示的组件, 还包括压缩机叶片的压缩机从动增压级, 叶片设置在将吹除空气源连接至吹除槽上的径向上的内、外环形吹除空气流动路径上。

图中各标号的含义如下: 10 燃气涡轮发动机; 12 轴向中心轴线; 14 轴流压缩机; 16 燃烧室; 24 热的压缩气流; 26 可燃气体; 28 轴; 29 燃烧室流动路径; 31 外带; 33 内带; 34 发动机外壳; 36 导流叶片和扩压器组件; 37 燃烧室进口扩压器组件; 38 环形外壁; 39 扩压器流动路径; 40 环形内壁; 42 出口导流叶片(OGV); 44 扩压器的外支撑; 46 扩压器的内支撑; 48 出口导流叶片段; 50 扩压器; 58 吹除空气; 62 前缘; 64 中空支柱; 66 后缘; 68 内部; 74 上游端; 80 翼型截面; 82 支柱前缘; 84 非流线型体的下游端; 117 燃烧室的外衬里; 119 燃烧室的内衬里; 120 圆顶形进口组件; 125 燃

烧室内壳; 127 末旋转级; 130 燃烧室气流; 131 压缩机出口压力(CDP)下的空气; 138 外部环形吹除槽; 139 流动路径表面; 140 内部环形吹除槽; 141 上游方向; 142 朝向上游的开口; 152 第二部分; 154 外部的吹除空气流动路径; 156 内部的吹除空气流动路径; 160 进气口; 162 外支柱部分; 164 内支柱部分; 168 向外延伸的流动通道; 170 向内延伸的流动通道; 178 外部环形排; 180 内部环形排; 182 压缩机叶片; 238 排放孔; 240 后端。

具体实施方式

图 1 显示了燃气涡轮发动机 10 的一部分, 其在轴向中心轴线 12 的周围包括串流相通的传统的环形且轴对称的结构, 其包括轴流压缩机 14 和燃烧室 16。压缩机 14 接收进口气流并将其压缩成相对较热的压缩气流 24, 其经过燃气涡轮发动机的出口导流叶片和扩压器组件 36 而流入燃烧室 16 中, 在其中气流以传统的方式与燃料混合并被点燃, 以产生可燃气体 26。气体 26 流入涡轮(未示出)中, 该涡轮从中抽取能量以使涡轮旋转, 这又通过轴 28 使压缩机 14 旋转并为其提供能量。

出口导流叶片和扩压器组件 36 具有整体式的出口导流叶片段 48 和燃烧室进口扩压器 50。出口导流叶片部分处于扩压器 50 之前或上游。出口导流叶片段 48 包括多个周向隔开且径向延伸的出口导流叶片(OGV)42, 其在环形外带 31 和内带 33 之间的压缩机流动路径 29 上径向地延伸。环形的外带 31 和内带 33 支撑了 OGV 42, 并设置成可绕中心轴线 12 同轴地移动。出口导流叶片 42 具有包括前缘 62 和后缘 66 的翼型截面。

扩压器 50 从 OGV 42 的下游延伸出来。扩压器的外支撑 44 从环形外壁 38 上轴向向后且径向向外地延伸出来, 并固定地连接到径向外部的发动机外壳 34 上。扩压器的环形内支撑 46 从环形内壁 40 上轴向向后且径向向内地延伸至径向内部的燃烧室外壳 125 上。这里

所显示的出口导流叶片和扩压器组件 36 的整体式出口导流叶片 48 和扩压器 50 的代表性实施例是一个整体式单元，其可通过焊接或其它连接方法制出。在本发明组件的代表性实施例中，出口导流叶片和扩压器组件 36 例如通过铸造而整体地形成一个单件。扩压器 50 也可以是通过焊接或其它连接方法如整体铸造成型所制出的单独的整体单元。扩压器 50 也称为燃烧室扩压器。

图 2 显示了包括有扩压器 50 的燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件 37 的第一代表性实施例。扩压器组件 37 包括径向间隔开的发散环形的内壁 40 和外壁 38，各内壁和外壁均具有流动路径表面 139，其限定了在内壁和外壁之间延伸的扩压器流动路径 39。由压缩机 14 所产生的热的压缩气流 24 经扩压器流动路径 39 而流动。径向上的内、外环形吹除槽 140 和 138 分别沿内壁 40 和外壁 38 而轴向地定位，并沿着发散环形的内壁 40 和外壁 38 的流动路径表面 139 而引导吹除空气 58。内、外环形吹除槽 140 和 138 轴向地定位在内壁 40 和外壁 38 的上游端 74 附近，并设计用于将吹除空气 58 沿着外壁 38 的流动路径表面 139 吹到附面层中，以便防止或阻滞附面层的分离。也可用其它类型的开口来替代吹除槽。

吹除空气 58 通过径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154 来输送，流动路径 156 和 154 分别通向径向上的内、外环形吹除槽 140 和 138 并与之流体相通。其中含有处于压缩机出口压力(CDP)下的空气 131 的扩压器流动路径 39 用作吹除空气 58 的一个来源。可从压缩机出口压力下的空气 131 中的可捕获压缩机出口压力下的空气的总压头的位置处抽取吹除空气 58。可从燃气涡轮发动机的燃烧室进口扩压器组件 37 中的一些位置或者在发动机上的空气具有足够高的总压力以被吹入或注入到附面层中的其它部分处来抽取吹除空气 58。为了实现低的压力损失，在吹除空气流动路径 156 和 154 中保持较低的速度是有利的。吹除空气 58 转向下游方向并加速流入到内、外环形吹除槽 140 和 138 中，从而激励扩压器壁的附面层，

并防止在扩压器中产生气流分离。

沿着扩压器 50 的环形内壁 40 和外壁 38 的流动路径表面 139 吹入空气，可以使附面层能在产生分离之前承受更多的扩散。这种增大的额外扩散可用于减小扩压器的长度并同时增大扩压器的面积比。这种增大的额外扩散还可用于减小扩压器的长度并同时获得相同的扩压器出口面积，和/或增大扩压器的出口面积并同时保持相同的扩压器长度。具有更大负载的更短的扩压器使得能得到压力损失降低的更短的燃气涡轮发动机的整体结构。

吹气源的一个实施例是安装在中空支柱 64 上并与之流体相通的进气口 160 的环形阵列，其位于吹除槽 140 下游的扩压器流动路径 39 的中间区域内，如图 2,3,4 和 5 所示。进气口 160 设于总压力为最高的扩压器流动路径 39 的区域中。各进气口 160 都具有朝向上游的开口 142，并通过支撑用中空支柱 64 中的一个与径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154 流体相通。中空支柱 64 的径向上的内、外支柱部分 164 和 162 从环形进气口 160 中分别径向向内或向外地延伸出来。径向上的内、外支柱部分 164 和 162 具有径向向内和向外延伸的流动通道 170 和 168，它们分别在进气口 160 的内部 68 和径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 及 154 之间延伸。各中空支柱 64 都具有翼型形状的截面 80、支柱前缘 82 以及非流线型体的下游端 84。进气口 160 相对于扩压器流动路径 39 开在上游方向 141 上。

参考图 1，燃烧室 16 为大致环形的形式并以中心轴线 12 为中心，包括燃烧室外衬里 117、燃烧室内衬里 119 和圆顶形进口组件 120。燃烧室 16 由发动机外壳 34 径向向外地限定，并由燃烧室内壳 125 径向向内地限定。圆顶形进口组件 120 与位于其上游的扩压器组件 37 直接流动式相通。圆顶形进口组件 120 设计用于接收燃烧室的气流 130，这一气流是被称为处于压缩机出口压力(CDP)下的空气 131 的占主导的第一部分。CDP 空气 131 传统上定义为高压压缩机的末旋

转级 127 的出口处的压缩气流,其通常在压缩机的出口导流叶片上表示出来。CDP 空气 131 的第二部分 152 (由压缩机 14 所产生的压缩气流) 分别围绕着圆顶形进口组件 120 和燃烧室内垫里 117 与外垫里 119 而流动。

如果希望在吹除空气 58 中存在更大的压力升高,可在径向上的内、外环形吹除槽 140 和 138 的上游设置吹除空气压缩机叶片 182 的至少一个径向内部的环形排 180 和至少一个径向外部的环形排 178,使其分别径向地穿过径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154,如图 8 所示。吹除空气压缩机叶片 182 的径向上的内、外环形排 180 和 178 固定地连接在压缩机 14 的末旋转级 127 上。

或者,如图 7 所示,吹除空气 58 的来源可以是扩压器流动路径 39。内壁 40 和外壁 38 中的位于扩压器组件 37 或内壁 40 和外壁 38 的后端 240 处的排放孔 238 使得扩压器流动路径 39 与内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154 相通。排放孔 238 可沿壁定位在其它位置上,只要这些孔位于吹除槽的足够远的下游处,使得这一位置上的扩压器气流具有足够的静压力以便通过径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154 而从扩压器流动路径中排出。排放孔 238 可用作吹除空气 58 的一个来源。这种特定实施例利用吹除槽来激励附面层,并采用经排放孔 238 所抽取的排气来去除任何残余的弱附面层。这一组合作用将导致相对平稳的扩压器出口速度分布,以及较低的扩压器压力损失。同样,如果希望在吹除空气 58 中存在更大的压力升高,可在径向上的内、外环形吹除槽 140 和 138 的上游设置吹除空气压缩机叶片 182 的至少一个径向内部的环形排 180 和至少一个径向外部的环形排 178,使其分别径向地穿过径向上的内、外环形吹除空气流动路径 156 和 154,如图 9 所示。

具有上述扩压器和吹除槽的飞行器燃气涡轮发动机可在海平面起飞条件下被设计、建造和操作,该条件包括处于约 0.40-0.60 范围内的压缩机出口马赫数。压缩机出口马赫数和动态速度头是在高压

压缩机的末旋转级 127 的出口处的压缩机出口压力(CDP)下的空气 131 的状态,其通常在压缩机出口导流叶片的后缘处标示出来。

在上文已经通过示例性方式介绍了本发明。应当理解,所用术语用于描述用语的性质而不起限制作用。虽然在本文中已经介绍了被认为是本发明的优选的和代表性的实施例,然而本领域的技术人员从本文的介绍中显然能清楚本发明的其它变化,因此,希望在所附权利要求中保护处于本发明的精神实质和范围内的所有这些变化。

因此,需要由美国专利权证保护的是如所附权利要求中所限定和辨析的本发明。

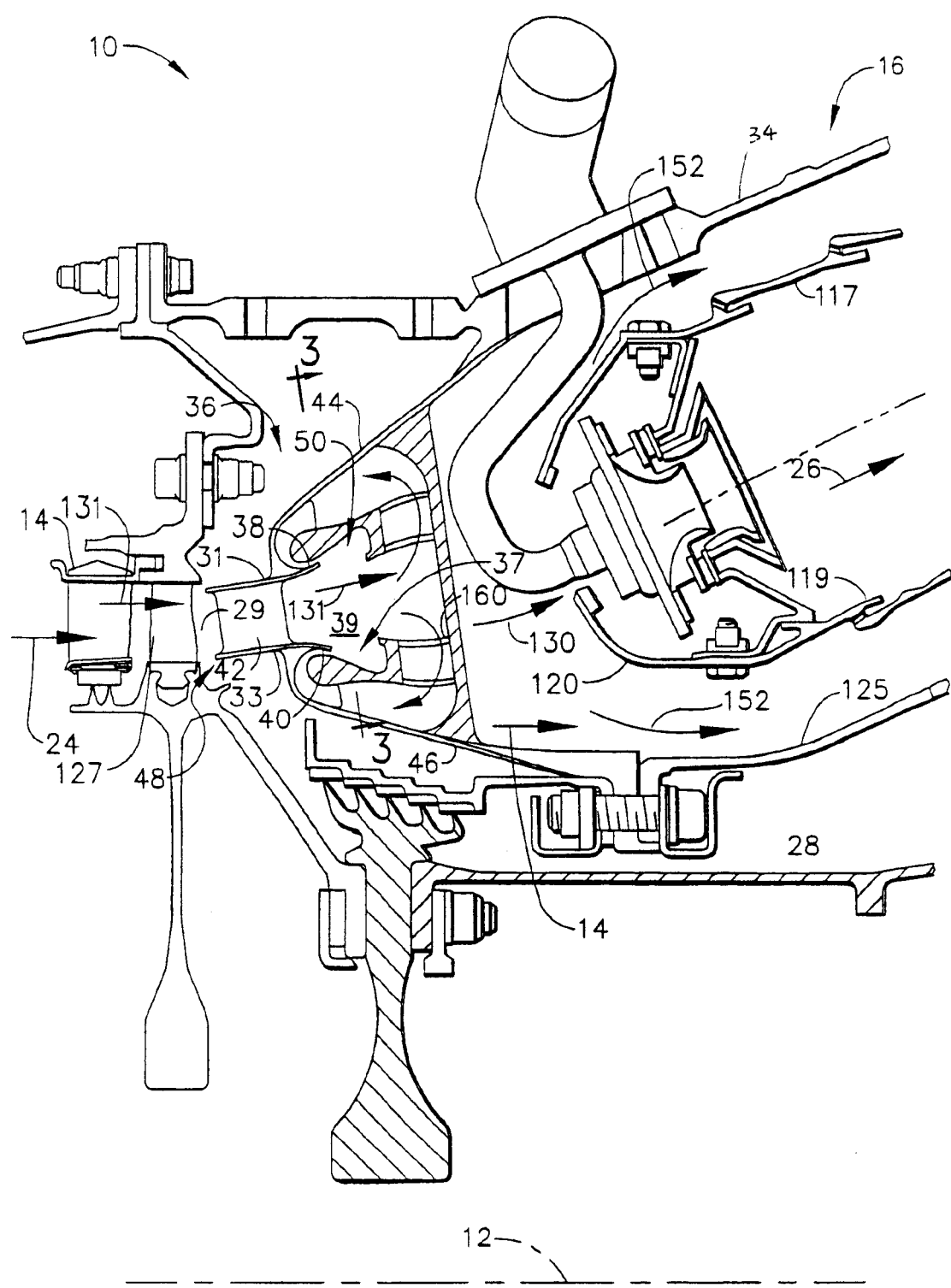


图 1

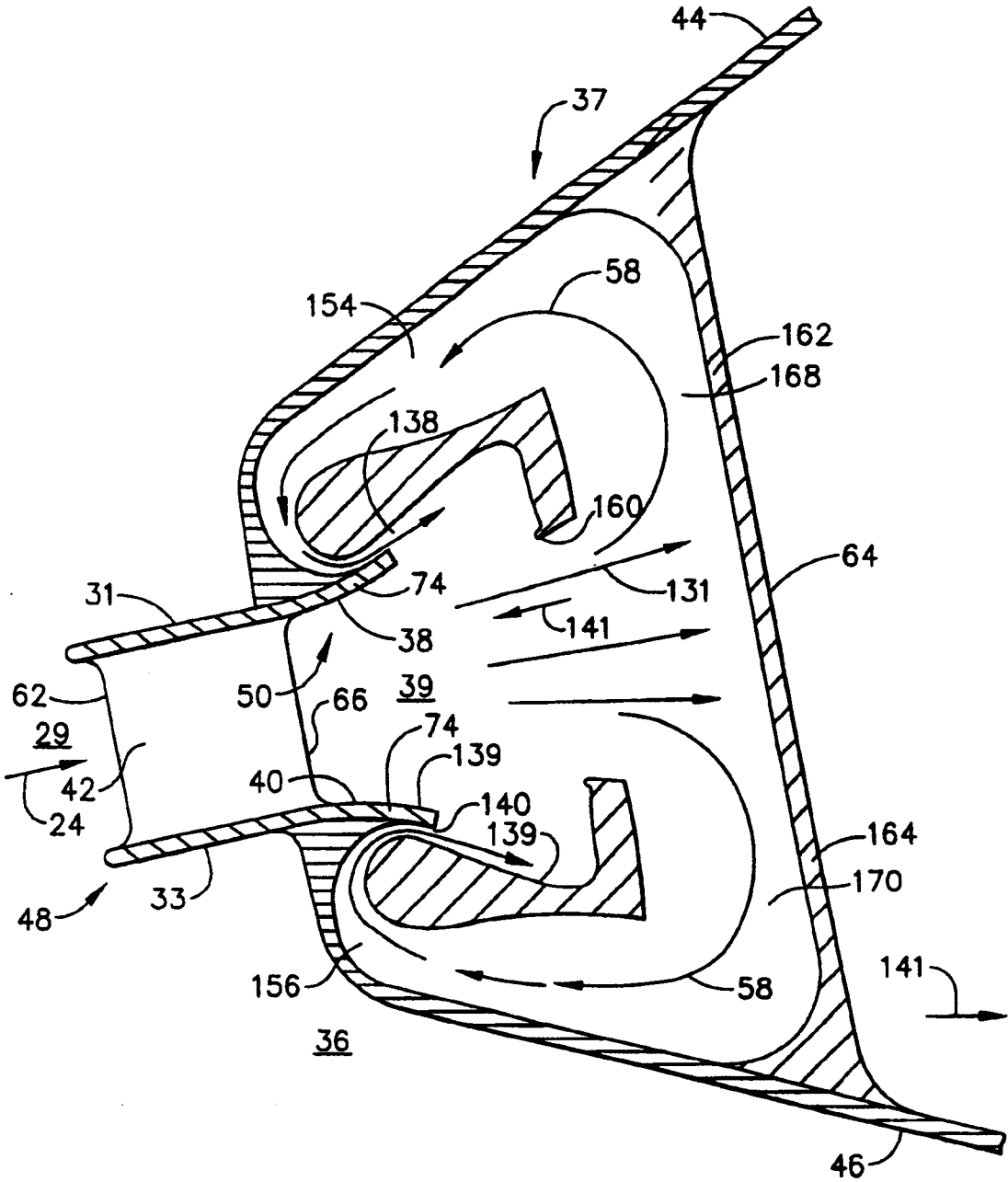


图 2

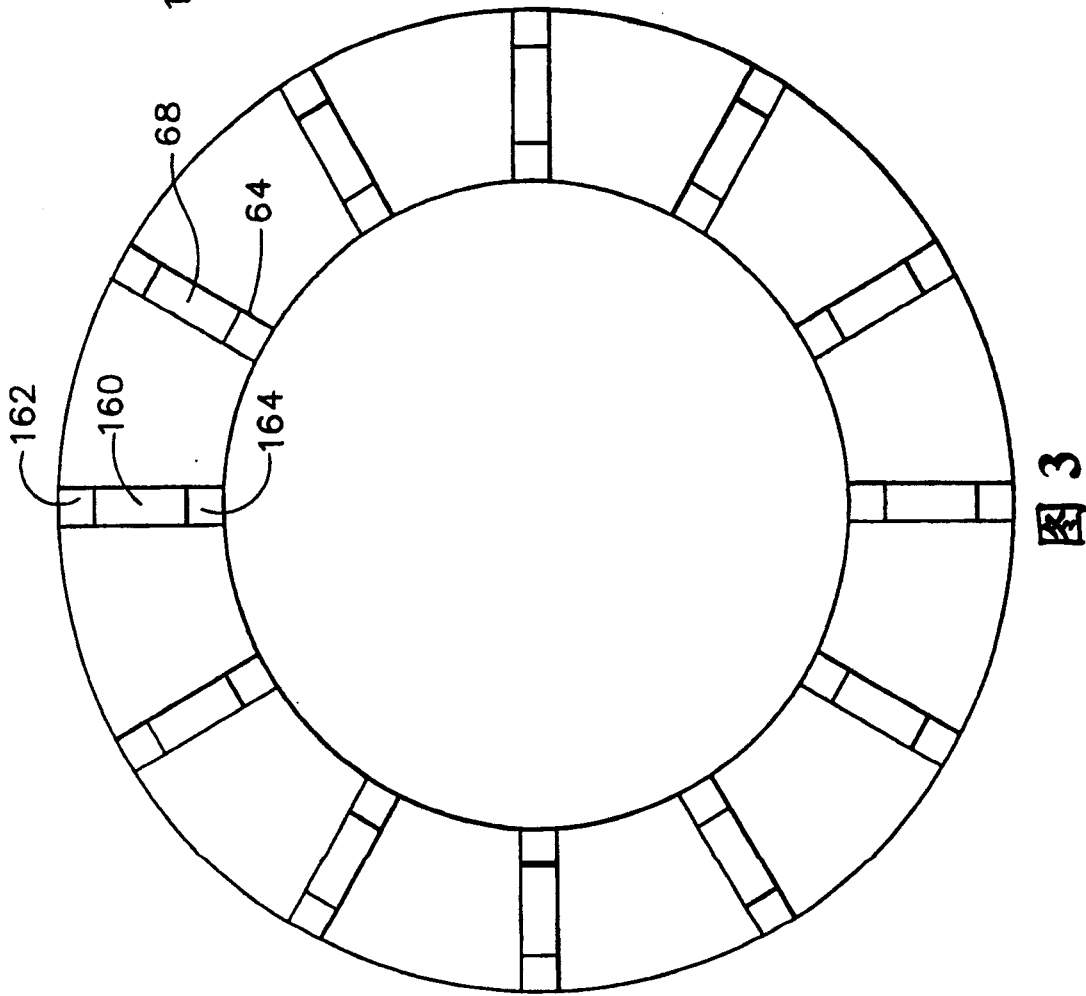


图 3

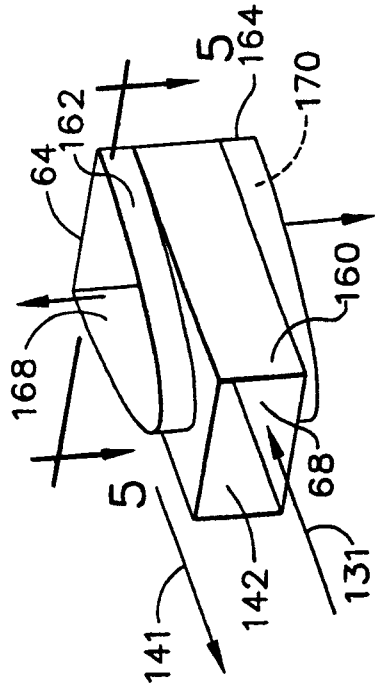


图 4

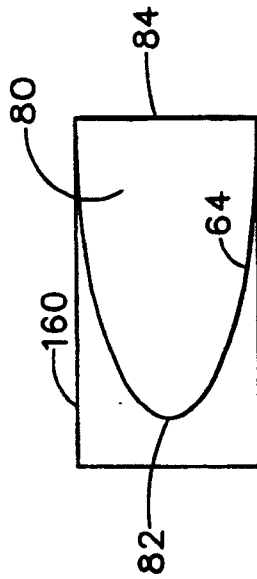
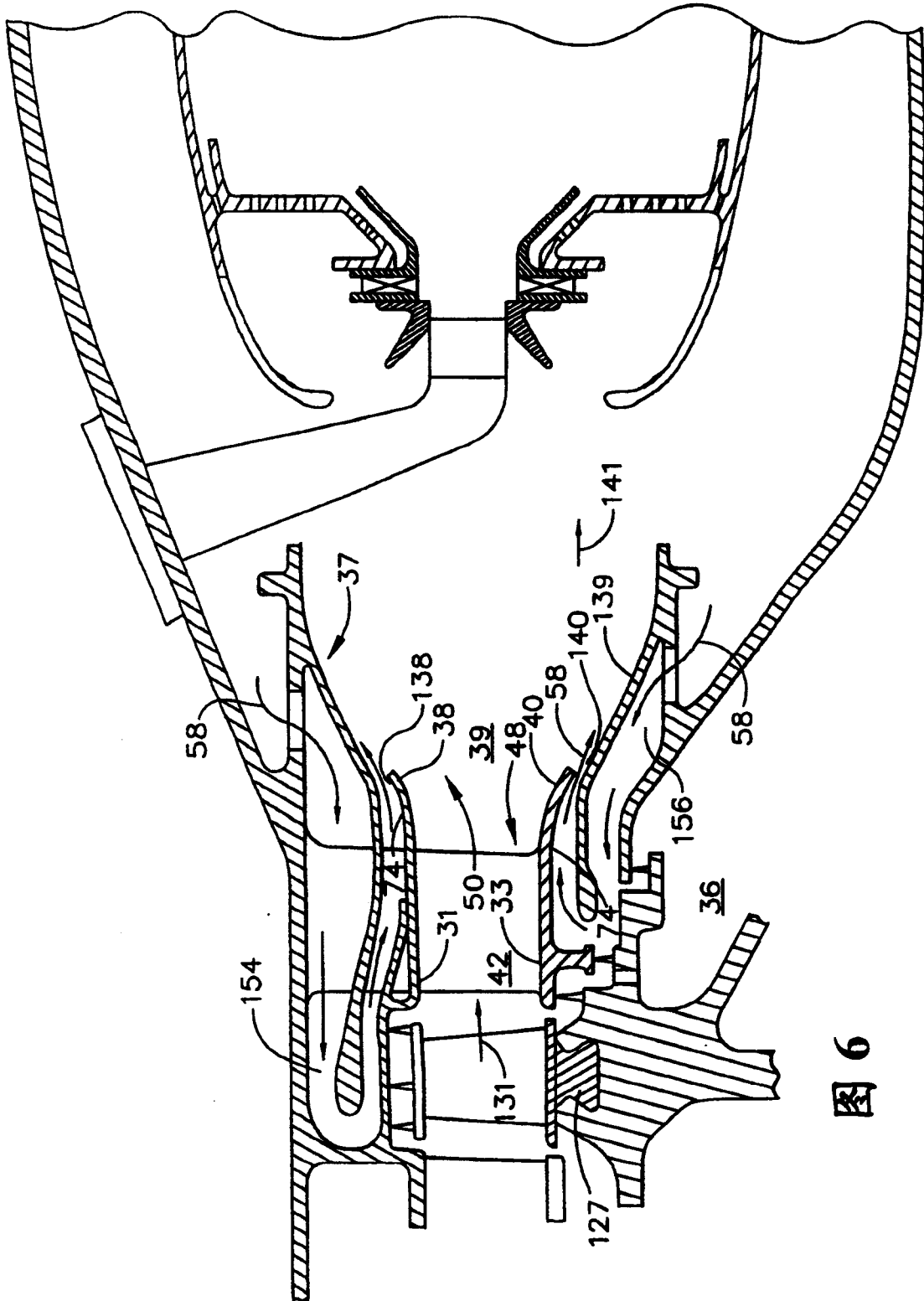


图 5



9

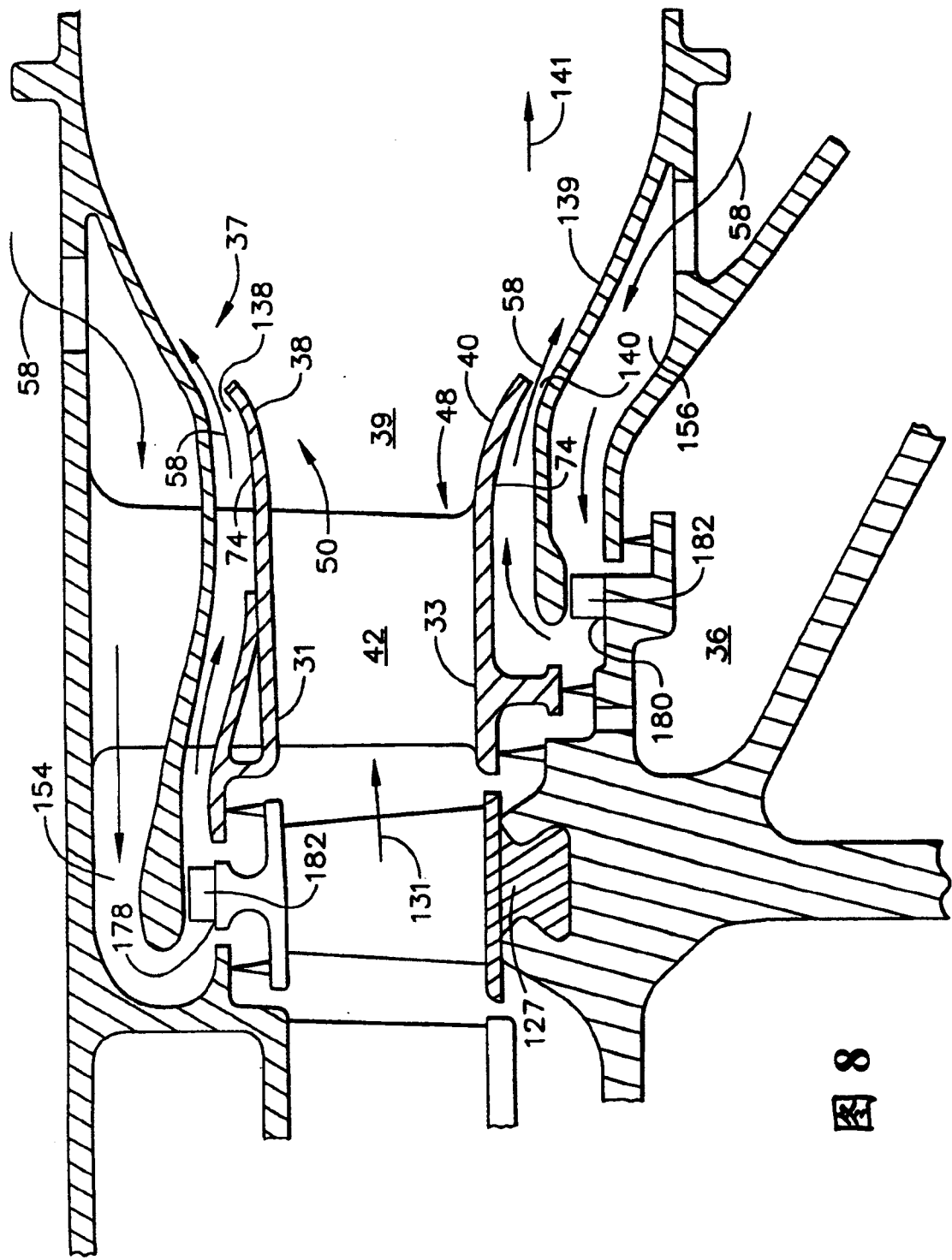


图 8

