(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 118564306 A
(43)申请公布日 2024.08.30

(21)申请号 202410827710.5

(22)申请日 2024.06.25

(71)申请人 中国航发沈阳发动机研究所
地址 110015 辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号

(72)发明人 周丽敏 张涛 尤宏德 崔兴

(74)专利代理机构 北京航信高科知识产权代理事务所(普通合伙) 11526
专利代理师 高原

(51)Int.Cl.
F01D 9/04(2006.01)
F01D 25/12(2006.01)

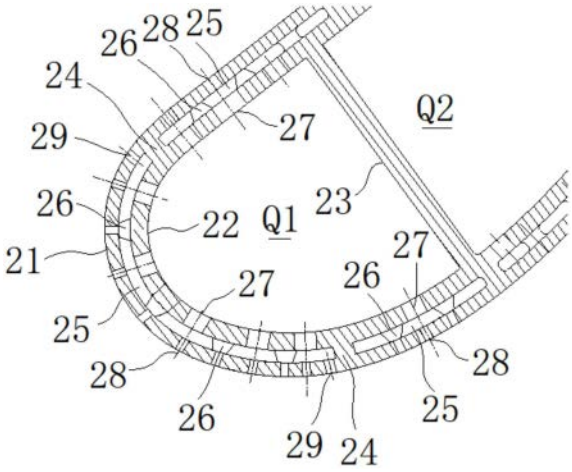
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54)发明名称

一种高压涡轮导向叶片及其前缘层板冷却结构

(57)摘要

本申请提供了一种高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,包括:外层壁、内层壁和主隔墙,内外层壁之间形成前缘层板腔,主隔墙使得高压涡轮导向叶片内部形成前缘冷气供气腔;其中,前缘层板腔内设有层板腔隔墙,层板腔隔墙使前缘层板腔内形成多个独立的层板腔,每个独立的层板腔范围内的内层壁上设有冲击孔和外层壁上设有气膜孔,且每个独立的层板腔范围内的内层壁与外层壁之间设有自内向外截面积逐渐减小的扰流柱,自前缘冷气供气腔进入的冷气沿着冲击孔和气膜孔流通,实现高压涡轮导向叶片前缘高温区域的冷却。本申请可以在较小的冷气压力和燃气压力比值条件下达到优化冷却空气用量分配、降低前缘层板腔冷气压力损失、保证前缘高温区域的有效冷却。



CN 118564306 A

1.一种高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,其特征在于,所述前缘层板冷却结构包括:

外层壁(21)、内层壁(22)和位于内层壁(22)内侧的主隔墙(23),所述外层壁(21)与内层壁(22)之间形成前缘层板腔,所述主隔墙(23)使得所述高压涡轮导向叶片内部形成前缘冷气供气腔(Q1);

其中,所述前缘层板腔内设有至少一个层板腔隔墙(24),所述层板腔隔墙(24)使所述前缘层板腔内形成多个独立的层板腔(25),每个独立的层板腔(25)范围内的内层壁(22)上设有冲击孔(27)和外层壁(21)上设有气膜孔(28),且每个独立的层板腔(25)范围内的内层壁(22)与外层壁(21)之间设有自内向外截面积逐渐减小的扰流柱(26),自前缘冷气供气腔(Q1)进入的冷气沿着冲击孔(27)和气膜孔(28)流通,实现高压涡轮导向叶片前缘高温区域的冷却。

2.如权利要求1所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,其特征在于,所述层板腔(25)的数量根据高压涡轮导向叶片的前缘冷气供气腔(Q1)截面面积以及外层壁(21)的燃气压力分布确定。

3.如权利要求1所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,其特征在于,所述扰流柱(26)截面类型包括圆形截面、跑道型截面、椭圆形截面、梅花形截面、水滴型截面。

4.如权利要求1所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,其特征在于,在靠近所述层板腔隔墙(24)上游的外层壁(21)上设有至少一排的增强气膜孔(29),用于实现层板腔隔墙(24)处的强气膜覆盖。

5.如权利要求1所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,其特征在于,所述扰流柱(26)满足如下要求:

$D1+D2 \geq 2D1*\cos a$

式中,D1为扰流柱与内层壁连接处的扰流柱直径;

D2为扰流柱与外层壁连接处的扰流柱直径;

a为扰流柱锥度。

6.一种高压涡轮导向叶片,其特征在于,所述高压涡轮导向叶片包括如权利要求1至5任一所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构。

一种高压涡轮导向叶片及其前缘层板冷却结构

技术领域

[0001] 本申请属于航空发动机领域,特别涉及一种高压涡轮导向叶片及其前缘层板冷却结构。

背景技术

[0002] 高压涡轮导向叶片(简称高导向叶片)是发动机上热负荷最高的零件之一,随着发动机使用性能的不断提升,涡轮前温度也越来越高,严酷的工作环境使得高导叶片经常出现烧蚀、裂纹等损伤。

[0003] 如图1和图2所示,高压涡轮导向叶片通常采用冲击+对流+气膜的冷却方式,即高导叶片的叶身11内设有前冷气导管12和后冷气导管13,在前冷气导管12和后冷气导管13上设置冲击孔,在叶身11前缘壁面上设置气膜孔,从而冲击+对流+气膜的冷却方式。由于高导叶片的前缘外表面燃气温度非常高且换热剧烈,在冷却设计上往往需要对该区域采用复杂的冷却设计技术以强化冷却,现有的前缘高温区域复合冷却结构已经无法满足要求,而采用了如图3所示的层板冷却结构——即前缘采用双层壁板的结构形式,层板冷却结构的应用使高压涡轮进口温度提升到2100K以上成为可能。

[0004] 层板冷却相对于传统的复合冷却的一些显著特点是:双层壁板采用一体成型而形成叶片的承载结构,同时在双层壁板之间的层板腔增加一些扰流结构以强化换热,同时将高导叶片内部冷气的供气腔分成多个,有利于冷气的合理分配。

[0005] 但层板冷却也存在着一些问题:

[0006] 1)一方面,由于先进的航空发动机要求燃烧室有较高的总压恢复系数以保证发动机良好的性能和效率,导致高导叶片前缘高温区域进口压力较高,使得气膜孔具有较高的出口背压,冷气进口压力与燃气压力比在一个较小的范围内,可以说性能越好的发动机对高压涡轮导向叶片的冷却需求越严苛;

[0007] 层板冷却结构的层板腔内一般设计有诸多强化换热的扰流结构,由此引起了层板腔内冷气较大的压力损失,降低了气膜孔进、出口的压力比值,导致气膜孔压力裕度进一步的下降,随着发动机使用时间的延长、性能恶化等因素的影响,冷气进口的压力往往会逐步下降,使用过程中增加了燃气倒灌和前缘烧蚀的风险;

[0008] 2)另一方面,层板腔具有壁厚方向尺寸较小、扰流结构密布的特点,弦向尺寸较大的层板腔设计,往往给铸造带来众多困难,如陶瓷型心断芯、脱芯困难、壁厚超差等问题,大大提高了叶片的生产成本。

[0009] 因此对于涡轮进口温度更高、冷气与燃气压比更小的先进航空发动机,需要一种强化前缘高温区域的冷却结构,提高前缘气膜孔压力裕度,保证前缘的冷却同时降低叶片生产难度,提升航空发动机工作可靠性、降低生产成本。

发明内容

[0010] 本申请的目的是提供了一种高压涡轮导向叶片及其前缘层板冷却结构,以解决或

减轻背景技术中的至少一个问题。

[0011] 本申请的技术方案是:一种高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构,所述前缘层板冷却结构包括:

[0012] 外层壁、内层壁和位于内层壁内侧的主隔墙,所述外层壁与内层壁之间形成前缘层板腔,所述主隔墙使得所述高压涡轮导向叶片内部形成前缘冷气供气腔;

[0013] 其中,所述前缘层板腔内设有至少一个层板腔隔墙,所述层板腔隔墙使所述前缘层板腔内形成多个独立的层板腔,每个独立的层板腔范围内的内层壁上设有冲击孔和外层壁上设有气膜孔,且每个独立的层板腔范围内的内层壁与外层壁之间设有自内向外截面积逐渐减小的扰流柱,自前缘冷气供气腔进入的冷气沿着冲击孔和气膜孔流通,实现高压涡轮导向叶片前缘高温区域的冷却。

[0014] 在本申请优选实施方式中,所述层板腔的数量根据高压涡轮导向叶片的前缘冷气供气腔截面面积以及外层壁的燃气压力分布确定。

[0015] 在本申请优选实施方式中,所述扰流柱截面类型包括圆形截面、跑道型截面、椭圆形截面、梅花形截面、水滴型截面。

[0016] 在本申请优选实施方式中,在靠近所述层板腔隔墙上游的外层壁上设有至少一排的增强气膜孔,用于实现层板腔隔墙处的强气膜覆盖。

[0017] 在本申请优选实施方式中,所述扰流柱满足如下要求:

[0018] $D1+D2\geq 2D1*\cos a$

[0019] 式中,D1为扰流柱与内层壁连接处的扰流柱直径;

[0020] D2为扰流柱与外层壁连接处的扰流柱直径;

[0021] a为扰流柱锥度。

[0022] 另一方面,本申请提供的技术方案是:一种高压涡轮导向叶片,其特征在于,所述高压涡轮导向叶片包括如上任一所述的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构。

[0023] 本申请提供的高压涡轮导向叶片及其前缘层板冷却结构解决了常规的层板冷却结构中导向叶片前缘气膜孔压力裕度不足、冷却不够产生的前缘温度超温以及弦向具有过大尺寸的层板腔的叶片铸造加工难的问题,可以在较小的冷气压力和燃气压力比值的条件下,达到优化冷却空气用量分配、降低前缘层板腔冷气压力损失、保证前缘高温区域的有效冷却,同时本申请能够降低层板结构导向叶片加工成本、提高铸件合格率,提高冷却效果的同时提高叶片生产效率。

附图说明

[0024] 为了更清楚地说明本申请提供的技术方案,下面将对附图作简单地介绍。显而易见地,下面描述的附图仅仅是本申请的一些实施例。

[0025] 图1为现有技术中典型的涡轮导向叶片结构示意图。

[0026] 图2为现有技术中的涡轮导向叶片前缘复合冷却结构示意图。

[0027] 图3为现有技术中的涡轮导向叶片前缘层板冷却结构示意图。

[0028] 图4为本申请的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构示意图。

[0029] 图5为本申请的扰流柱结构示意图。

[0030] 图6为本申请的扰流柱排布示意图。

[0031] 附图标记：

[0032] 21-外层壁

[0033] 22-内层壁

[0034] 23-主隔墙

[0035] 24-层板腔隔墙

[0036] 25-层板腔

[0037] 26-扰流柱

[0038] 27-冲击孔

[0039] 28-气膜孔

[0040] 29-增强气膜孔

具体实施方式

[0041] 为使本申请实施的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合本申请实施例中的附图，对本申请实施例中的技术方案进行更加详细的描述。

[0042] 为了解决现有的高压涡轮导向叶片(简称高导叶片)前缘层板冷却结构在小的冷气与燃气压比条件下存在的问题，本申请提出一种新型结构的前缘层板冷却结构。

[0043] 如图4至图6所示，本申请提供的高压涡轮导向叶片前缘层板冷却结构包括：外层壁21、内层壁22和主隔墙23，外层壁21和内层壁22构成叶片的主要承载结构，两者之间具有一定的间隙，可形成前缘层板腔和后侧层板腔。主隔墙23设置在内层壁22内部，从而将叶片内部分隔成至少两个供气腔——即为前缘进行供气的前缘冷气供气腔Q1和为叶身中部或尾缘供气的后侧冷气供气腔Q2，前缘冷气供气腔Q1可为前缘层板腔进行冷气供给，后侧冷气供气腔Q2可为后侧层板腔进行冷气供给。

[0044] 本申请中，根据叶片外表面的燃气压力分布特点以及前缘冷气供气腔Q1的截面面积大小(决定了层板腔弦向尺寸大小)，在叶片前缘的外层壁21、内层壁22之间设置有至少一个沿叶高方向设置的层板腔隔墙24，该层板腔隔墙24将高导叶片前缘高温区域的前缘层板腔分割成至少两个独立的层板腔25，每个独立的层板腔25部位处的内层壁22上设置冲击孔27、外层壁21上设置气膜孔28，前缘处多个独立的层板腔25的冷气由前缘冷气供气腔Q1引入，通过冲击孔27对外层壁21进行冲击冷却，之后通过气膜孔28流出而在外层壁21上形成气膜保护。

[0045] 同时，每个独立的层板腔25内设置有截面面积由大到小(从内层壁22到外层壁21)的扰流柱26，该扰流柱26可以减少冷气沿程的压力损失，从而提高高导叶片前缘高温区域气膜孔的压力裕度，同时增加冲击冷却靶面面积。

[0046] 在本申请中，可以根据高导叶片的前缘冷气供气腔Q1的截面面积以及外层壁21的燃气压力分布，选择不同数量的独立的层板腔25。

[0047] 需要说明的是，本申请中的扰流柱26截面可以采用圆形截面、跑道型、椭圆形、梅花形、水滴型等截面，以下实施例中以圆形截面形成的锥形扰流柱为例进行阐述。

[0048] 本申请提供的高导叶片前缘层板冷却结构采用多个独立的层板腔设计，减少了单个层板腔的弦向尺寸，有利于减少叶片铸造难度，降低生产成本，降低了前缘燃气倒灌和烧蚀的风险。

[0049] 例如在本申请图4所示实施例中,根据高导叶片前缘压力分布和前缘冷气供气腔Q1的结构尺寸,在前缘的内外层壁之间设有两个层板腔隔墙24,从而将前缘层板腔分成3个独立的层板腔25,在前缘高温区域,冷气经过冲击孔27,进入层板腔25,由于两个层板腔隔墙24的存在,冷气将直接通过扰流柱26后进入前缘对应区域的气膜孔28,以此减少前缘层板腔区域由于气膜孔28背压差异较大而引起的层板腔25内的横流,保证前缘的气膜孔28背压较高区域的冷气出流,使其具有较好的气膜冷却效果。

[0050] 在本申请优选实施例中,为了弥补层板腔隔墙24处缺少冲击冷却的问题,在层板腔隔墙24上游(即前缘来流沿着叶片盆背侧流通路径的上游)附近的外层板21上分别设有至少一排的增强气膜孔29,实现层板腔隔墙24处的强气膜覆盖。

[0051] 以图5和图6所示的前缘层板腔中锥形的扰流柱26为例进行说明,扰流柱26与内层壁22连接处的扰流柱直径为D1(大径),扰流柱26与外层壁21连接处的扰流柱直径为D2(小径),D1>D2>0.4mm(为保证工艺性),扰流柱截面面积逐渐减小:

[0052] 一方面,扰流柱26增大了叶片外层壁21内壁面(以下简称外壁面)与冷气的换热面积和冲击冷却的靶面面积,强化了冲击冷却效果和换热效果,即:

[0053] 假设锥形的扰流柱26的小径D2=k*D1,扰流柱间距L1=L2=2D1,圆柱形的扰流柱截面积在外壁面上所占的面积比为:

[0054] $$\frac{S_{柱}}{S_{外壁面}}=\frac{\pi(D1/2)^2}{2D1*2D2}=\frac{\pi}{16}$$

[0055] 锥形扰流柱截面积在外壁面上所占的面积比为:

[0056] $$\frac{S_{锥}}{S_{外壁面}}=\frac{\pi(k*D1/2)^2}{2D1*2D2}=\frac{k^2\pi}{16}$$

[0057] 将扰流柱设计成锥形后,相对冲击冷却面积增加比例为:

[0058] $$\Delta S\%=\frac{S_{锥}}{S_{外壁面}}-\frac{S_{柱}}{S_{外壁面}}=\frac{(k^2-1)\pi}{16}$$

[0059] 当k=1/2时,相对冲击冷却面积增加3π/64,即增加了14.7%,冲击冷却靶面面积的增加,减少了扰流柱柱区冷气无法到达的死角区面积,显著改善冲击冷却效果的同时增加了外层壁冷气侧的换热面积,大幅地提升冷却效果。同理,冷气在层板腔25通道内,由内壁面22到外壁面21的沿程流通面积相应增加了14.7%,减小了冷气沿程的流阻,降低压力损失,对于提升气膜孔压力裕度具有重要的意义。

[0060] 另一方面,扰流柱26截面面积的减小,增加了冷气沿程的流通面积,减少了层板腔25内冷气沿程的压力损失,有利于提高气膜孔的压力裕度,保证气膜孔冷气的出流。

[0061] 通过调整扰流柱26的锥角a以及内外径D1与D2,可以增加扰流柱26的侧面积,即增加层板腔25的换热面积,进一步获得冷却效益,即:

[0062] 锥形扰流柱的侧面积:

[0063] $$S_{锥}=\pi r1\frac{r1}{\sin a}-\pi r2\frac{r2}{\sin a}$$

[0064] 圆柱形扰流柱的侧面面积：

[0065] $$S_{柱}=\pi D1\frac{r1-r2}{\tan a}$$

[0066] 式中，r1＝1/2*D1，r2＝1/2*D2；

[0067] 为增加层板腔内扰流柱的换热面积，只要保证下式成立：$S_{锥}\geq S_{柱}$

[0068] 即满足：D1+D2≥2D1*cosa

[0069] 即可增大层板腔内换热面积，提升冷却效果。

[0070] 最后，本申请还提供了一种高压涡轮导向叶片，该高压涡轮导向叶片具有上述的前缘层板冷却结构。

[0071] 本申请将高压涡轮导向叶片的层板腔通过隔墙分隔成多个独立的层板腔以及采用变截面的锥形扰流柱应用于高导叶片前前缘冷却结构中，解决了常规的层板冷却结构中导向叶片前缘气膜孔压力裕度不足、冷却不够产生的前缘温度超温以及弦向具有过大尺寸的层板腔的叶片铸造加工难的问题，可以在较小的冷气压力和燃气压力比值的条件下，通过合理的将前缘层板腔进行分隔成多腔以及采用压力损失较小的扰流柱，达到优化冷却空气用量分配、降低前缘层板腔冷气压力损失、保证前缘高温区域的有效冷却，同时本申请能够降低层板结构导向叶片加工成本、提高铸件合格率，提高冷却效果的同时提高叶片生产效率。

[0072] 以上所述，仅为本申请的具体实施方式，但本申请的保护范围并不局限于此，任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内，可轻易想到的变化或替换，都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此，本申请的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

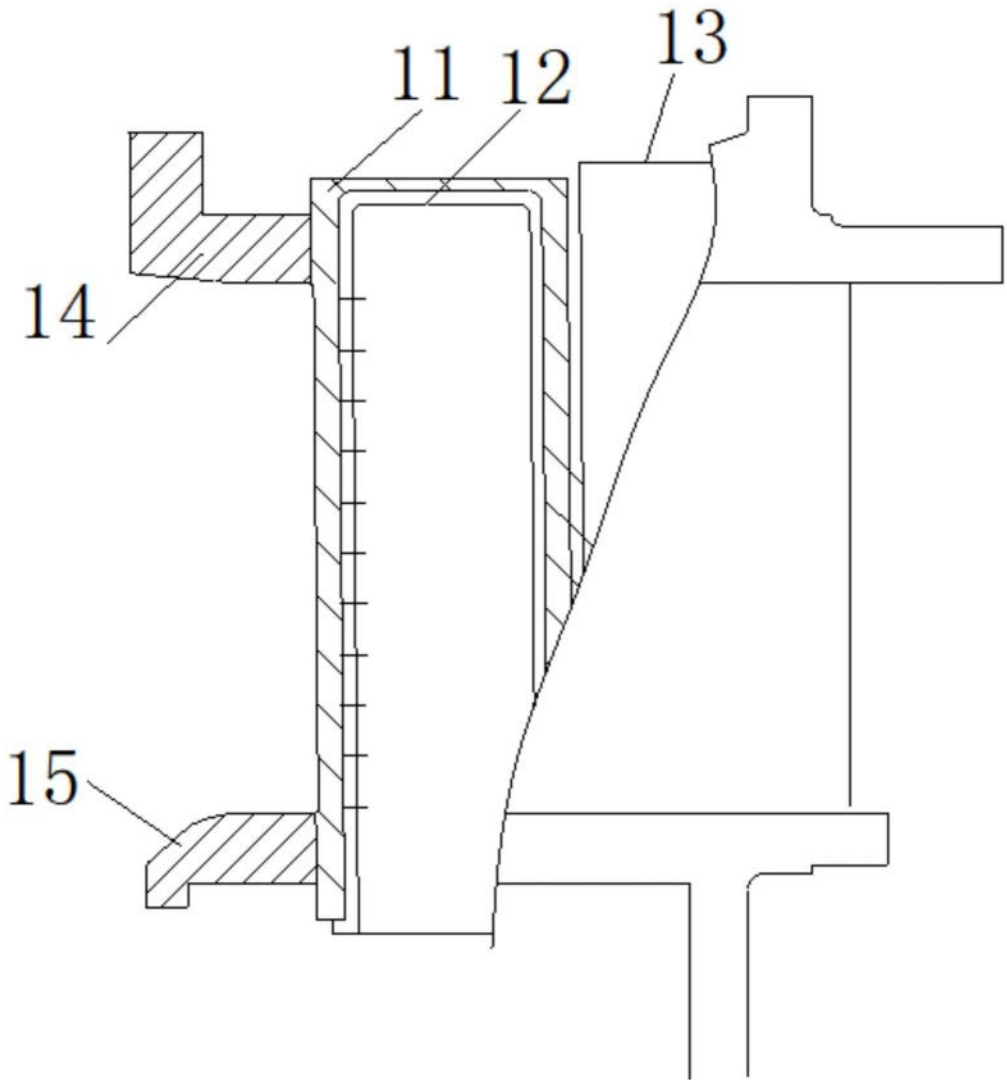


图1

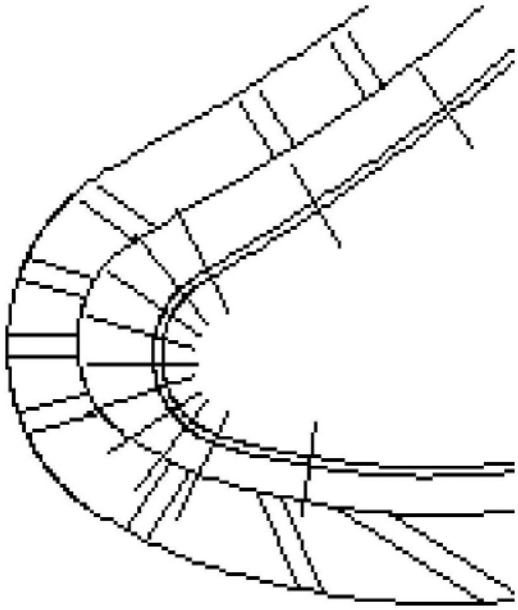


图2

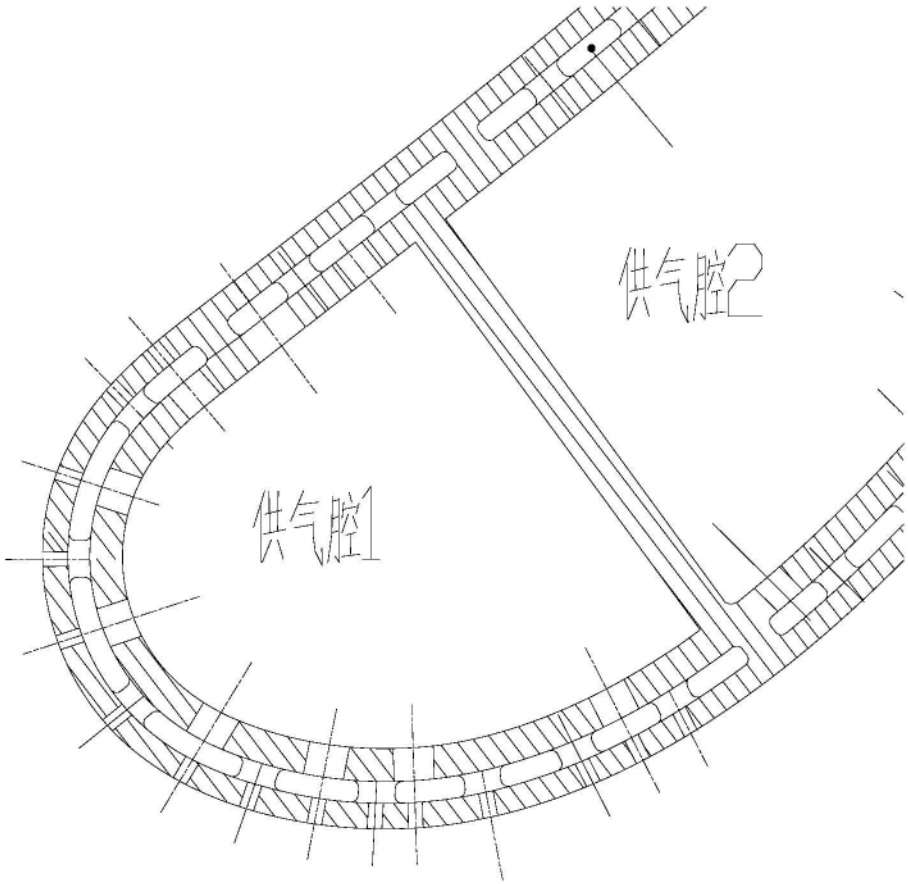


图3

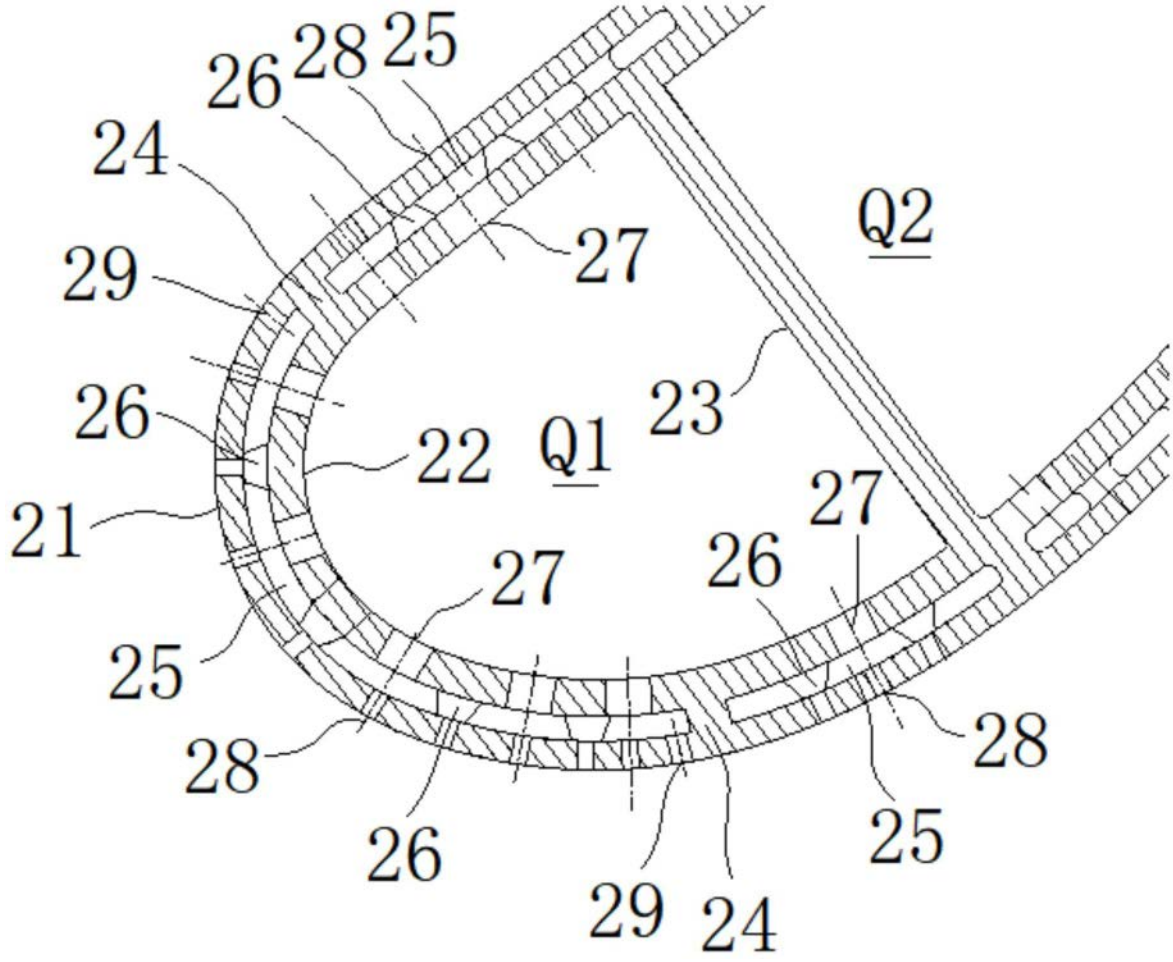


图4

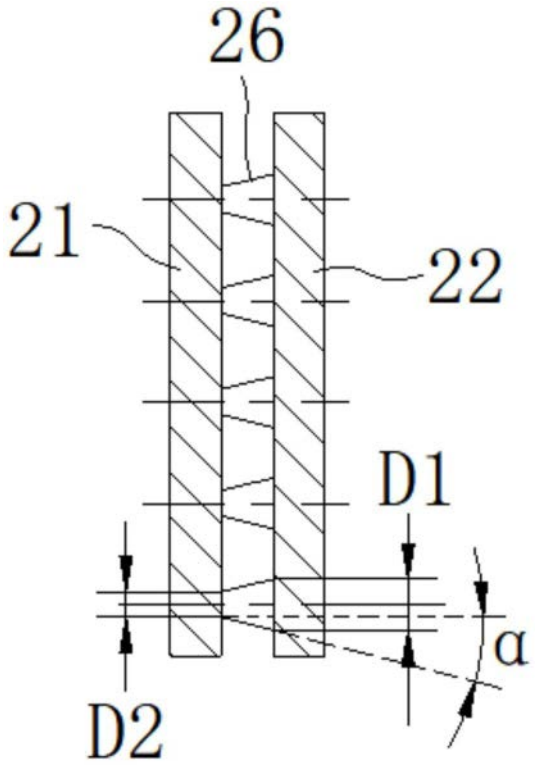


图5

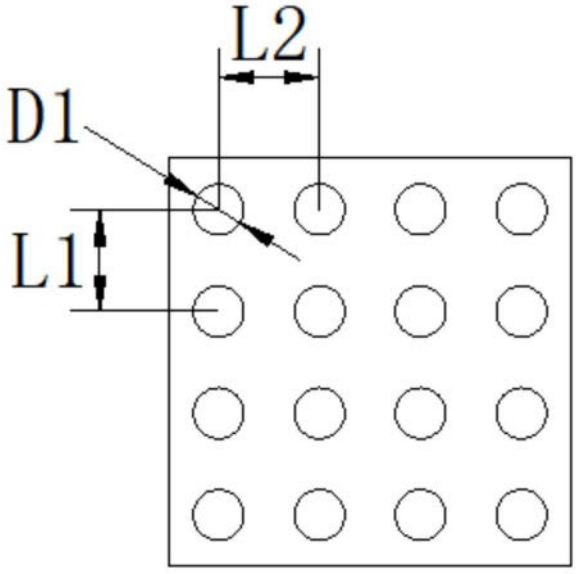


图6