



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109849370 B

(45) 授权公告日 2021.12.28

(21) 申请号 201910213809.5

审查员 雷安琪

(22) 申请日 2019.03.20

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 109849370 A

(43) 申请公布日 2019.06.07

(73) 专利权人 成都联科航空技术有限公司

地址 611700 四川省成都市高新西区合瑞  
南路5号

(72) 发明人 李书军 陈剑 尹军华 杨白燕

周才超

(74) 专利代理机构 四川力久律师事务所 51221

代理人 刘芸芸

(51) Int. Cl.

B29C 70/34 (2006.01)

B29C 70/54 (2006.01)

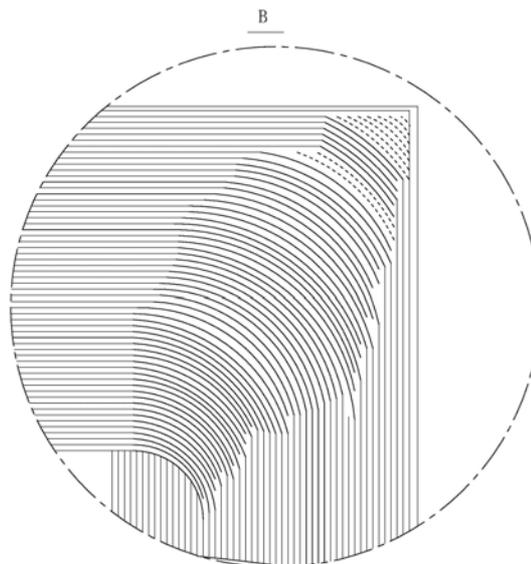
权利要求书1页 说明书6页 附图7页

(54) 发明名称

一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法

(57) 摘要

本发明涉及树脂基纤维增强复合材料预浸料热压罐成型技术领域,特别涉及一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法,其包括:设计铺层方案;准备模具;按铺层方案铺设复合材料;组装封袋;将模具与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;脱模;在设计铺层方案中,连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域被分为圆角区和尖角区,在尖角区中,采用条状复合材料,沿柱面区的周向铺设复合材料,进行填充。本发明提供的加工方法将连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域分为圆角区和尖角区,采用两种不同的铺层方式进行圆角区和尖角区的填充,使得在该区域的内侧能够随模具形成圆角,该区域的外侧能够根据填充的形状、在压力的作用下形成尖角。通过设计铺层方案,解决了该区域内圆外尖的加工问题。



1. 一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法,包括以下步骤:设计铺层方案;准备模具;按铺层方案铺设复合材料;组装封袋;将模具与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;脱模;其特征在于,在设计铺层方案中,连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域被分为圆角区和尖角区,在所述尖角区中,采用条状复合材料碎片,沿柱面区的周向铺设复合材料,进行填充至需要的尖角形状,所述圆角区的复合材料片与所述法兰端面处的复合材料片连续,柱面区的铺层与圆角区的铺层连续,在所述连接结构的柱面区,所述复合材料片的延伸方向与所述柱面区的轴线方向一致,沿柱面区的轴线方向,所述复合材料片连续,该区域的内侧随模具形成圆角,该区域的外侧在压力作用下形成尖角。

2. 根据权利要求 1 所述的加工方法,其特征在于,在设计铺层方案中,以所述柱面区在径向方向上厚度的中间面为对称面,所述柱面区的复合材料片以所述对称面为中心对称设置。

3. 根据权利要求 1 所述的加工方法,其特征在于,所述连接结构包括加强筋,所述加强筋设于所述柱面区的内侧,所述加强筋与所述柱面区相连,所述加强筋与所述法兰端面相连,所述模具上设有用于与加强筋对应的凹槽;在设计铺层方案中,对应于加强筋处的复合材料片的延伸方向与所述柱面区的轴线方向一致。

4. 根据权利要求 1-3 中任意一项所述的加工方法,其特征在于,所述连接结构包括主体结构 and 加强筋,所述主体结构包括所述柱面区和所述法兰端面,所述加强筋上设有第一粘接面,所述主体结构上设有第二粘接面,所述第一粘接面与所述第二粘接面粘接;所述模具包括主体结构模具和加强筋模具,分别用于加工出连接结构的主体结构和加强筋。

5. 根据权利要求 4 所述的加工方法,其特征在于,在所述主体结构和所述加强筋均脱模后,还包括以下步骤:打磨所述第一粘接面和第二粘接面;粘接所述第一粘接面和第二粘接面。

6. 根据权利要求 5 所述的加工方法,其特征在于,所述主体结构模具上设有定位刻线,用于定位所述第二粘接面。

7. 根据权利要求 1 所述的加工方法,其特征在于,在设计铺层方案中,在所述连接结构的柱面区外侧设置机加工余量区,所述机加工余量区的复合材料片的延伸方向与所述柱面区的轴线方向一致。

## 一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及树脂基纤维增强复合材料预浸料热压罐成型技术领域,特别是一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法。

### 背景技术

[0002] 火箭/导弹发动机壳体要实现级间连接或与其它部件的连接,必须依靠壳体级间连接结构来实现,以有效实现级间推力的传递。连接结构承受轴向拉伸、轴向压缩、环向拉伸、弯曲、剪切等多种载荷,载荷工况复杂。

[0003] 根据连接结构的形状,可以将这种连接结构分为柱面区和法兰端面区,柱面区与法兰端面区相连,且法兰端面所在的平面与柱面区的轴线垂直。由于发动机整体气动外形的要求,连接结构柱面区与法兰端面区的交界处的外侧需制造成尖角。由于柱面区与法兰端面区交界处的内侧需制造成圆角,因此要求模具在柱面区与法兰端面交界处也必须是与之匹配的圆角,复合材料铺层逐层铺放在模具上将导致连接结构产品外侧也会形成圆角。上述的复合材料柱面区与法兰端面交界处的尖角特征给连接结构整体成型提高了难度。

### 发明内容

[0004] 本发明目的在于:提供一种能够有效成型火箭/导弹级间连接结构的加工方法,这种成型方法能够使柱面区与法兰端面区交界处的外侧成型成尖角,内侧成型成圆角,且工艺简单,使得连接结构能够满足发动机整体气动外形要求。

[0005] 为了实现上述目的,本发明采用的技术方案为:

[0006] 一种火箭/导弹发动机级间连接结构的加工方法,包括以下步骤:设计铺层方案;准备模具;按铺层方案铺设复合材料;组装封袋;将模具与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;脱模;

[0007] 在设计铺层方案中,连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域被分为圆角区和尖角区,在尖角区中,采用条状复合材料,沿柱面区的周向铺设复合材料,进行填充。

[0008] 本发明提供的加工方法将连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域分为圆角区和尖角区,采用两种不同的铺层方式进行圆角区和尖角区的填充,使得在该区域的内侧能够随模具形成圆角,该区域的外侧能够根据填充的形状、在压力的作用下形成尖角。通过设计铺层方案,解决了该区域内圆外尖的加工问题。

[0009] 作为本发明的优选方案,在设计铺层方案中,在连接结构的柱面区,复合材料片的延伸方向用于与柱面区的轴线方向一致。通过上述的方式得到的连接结构,在使用中,连接结构承受的载荷能够沿复合材料片的延伸方向进行传递,有利于提高连接结构的承载能力。

[0010] 作为本发明的优选方案,在设计铺层方案中,在连接结构的柱面区,复合材料片连续。通过上述方式得到的连接结构,在使用中,连接结构的柱面区在传递载荷时,由于此处的复合材料片没有中断,因此能够更加顺利地传递载荷,进一步提高承载能力。

[0011] 作为本发明的优选方案,在设计铺层方案中,以柱面区在径向方向上厚度的中间面为对称面,柱面区的复合材料片以对称面为中心对称设置。通过上述方式得到的连接结构,对称设置的复合材料铺层能够消除在加热过程中的热变形翘曲,减小内应力,从而提高成型质量。

[0012] 作为本发明的优选方案,在设计铺层方案中,圆角区的复合材料片与法兰端面处的复合材料片连续。

[0013] 作为本发明的优选方案,连接结构包括加强筋,加强筋设于柱面区的内侧,加强筋与柱面区相连,加强筋与法兰端面相连,模具上设有用于与加强筋对应的凹槽;在设计铺层方案中,对应于加强筋处的复合材料片的延伸方向与柱面区的轴线方向一致。通过上述方式,在模具上设置用于与加强筋对应的凹槽,则加强筋部分可以通过在热压罐中成型直接得到,加工过程简单。

[0014] 作为本发明的优选方案,连接结构包括主体结构和加强筋,主体结构包括柱面区和法兰端面,加强筋上设有第一粘接面,主体结构上设有第二粘接面,第一粘接面与第二粘接面粘接;模具包括主体结构模具和加强筋模具,分别用于加工出连接结构的主体结构和加强筋。通过上述方式,加强筋部分与主体结构部分分别成型,然后再粘接到一起,脱模难度低。

[0015] 作为本发明的优选方案,在主体结构和加强筋均脱模后,还包括以下步骤:打磨第一粘接面和第二粘接面;粘接第一粘接面和第二粘接面。在脱模后,打磨第一粘接面和第二粘接面,能够便于第一粘接面与第二粘接面更加牢固地连接到一起。

[0016] 作为本发明的优选方案,主体模具上设有定位刻线,用于定位第二粘接面。

[0017] 作为本发明的优选方案,在设计铺层方案中,在连接结构的柱面区外侧设置机加工余量区,机加工余量区的复合材料片的延伸方向与柱面区的轴线方向一致。在外侧设置机加工余量区,脱模后,可以通过对柱面区外侧进行机加工,获得尺寸精度和表面质量更高的连接结构。

[0018] 作为本发明的优选方案,模具包括模体和盖板,盖板用于设于模体的上方,模体的上端面用于与盖板配合。在模体的上方设置盖板,则在热压罐成型的过程中,盖板能够使管内的压力更加均匀地传递到连接结构上,有利于保证法兰端面的成型质量。

[0019] 综上所述,由于采用了上述技术方案,本发明的有益效果是:

[0020] 本发明提供的加工方法将连接结构柱面区与法兰端面交界处的区域分为圆角区和尖角区,采用两种不同的铺层方式进行圆角区和尖角区的填充,使得在该区域的内侧能够随模具形成圆角,该区域的外侧能够根据填充的形状、在压力的作用下形成尖角。通过设计铺层方案,解决了该区域内圆外尖的加工问题。

## 附图说明

[0021] 图1是本发明具体实施方式中用于加工的连接结构的结构示意图。

[0022] 图2是本发明实施例1提供的模具与连接结构的剖面示意图。

[0023] 图3是图2中A部的局部放大图。

[0024] 图4是本发明实施例1提供的加工方法中的复合材料铺层的示意图。

[0025] 图5是图4中B部动局部放大图。

- [0026] 图6为本发明提供的加工方法中预压实步骤的示意图。
- [0027] 图7为图6中C部的局部放大图。
- [0028] 图8为本发明提供的加工方法中的组装封袋时的示意图。
- [0029] 图9为图8中D部的局部放大图。
- [0030] 图10为本发明实施例2提供的加工方法中,在加工主体结构时示意图。
- [0031] 图标:1-连接结构;11-柱面区;14-机加工余量区;13-加强筋;12-法兰端面;21-模体;22-盖板;4-有孔隔离膜;5-透气毡;6-真空袋膜;7-无孔隔离膜;3-复合材料层;2-模具;8-密封胶条。

### 具体实施方式

- [0032] 下面结合附图,对本发明作详细的说明。
- [0033] 为了使本发明的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本发明进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅用以解释本发明,并不用于限定本发明。
- [0034] 实施例1
- [0035] 请参阅图1-图9。本发明实施例提供了一种火箭/导弹发动机级间连接结构1的加工方法。
- [0036] 请参阅图1。这种连接结构1采用复合材料制成。该连接结构1包括呈柱面形状的柱面区11、呈环状的法兰端面12,法兰端面12的外侧与柱面区11一端相连。柱面一端的厚度小于另一端的厚度。法兰端面12与柱面交界的区域上,内侧形成圆角,外侧形成尖角。法兰端面12与柱面交界的区域内侧还设有加强筋13。
- [0037] 针对这种连接结构1,本发明提供了一种加工方法,其包括以下步骤:
- [0038] 设计铺层方案;
- [0039] 准备模具2;
- [0040] 按铺层方案铺设复合材料;
- [0041] 组装封袋;
- [0042] 将模具2与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;
- [0043] 脱模;
- [0044] 机加工。
- [0045] 请参阅图4及图5。在设计铺层方案中,连接结构1柱面区11与法兰端面12交界处的区域被分为圆角区和尖角区,在尖角区中,设置复合材料碎片进行填充。进一步的,圆角区的铺层与法兰端面12的铺层之间连续设置,使得圆角区的铺层与法兰端面12区的铺层之间具有良好的过渡。而尖角区中,采用条状复合材料,沿柱面区11的周向铺设复合材料,进行填充至需要的尖角形状。
- [0046] 在设计铺层方案中,对于柱面区11的铺层设计,柱面区11的复合材料片的延伸方向用于与柱面区11的轴线方向一致。连接结构1在使用时,载荷沿柱面区11的轴线方向传播,因此,使柱面区11的复合材料片的延伸方向与柱面区11的轴线方向一致,有利于使载荷沿复合材料片的延伸方向传递,从而提高连接结构1的承载能力。需要说明的是,本实施例中所述的“柱面区11的复合材料片的延伸方向用于与柱面区11的轴线方向一致”是指,以一

个与柱面区11的轴线方向平行的虚拟截面剖开连接结构1,在截断面上,柱面区11的复合材料片的长度方向与柱面区11的轴线方向一致。另外,此处的一致,既包括完全一致的情形,也包括基本一致的情形,即柱面区11的复合材料片的延伸方向也可以与柱面区11的轴线方向之间具有一定的夹角,或在柱面区11的轴线方向附近具有一定的角度变化。

[0047] 在设计铺层方案中,对于柱面区11内的复合材料片,沿柱面区11的轴线方向上,复合材料片连续。即在柱面区11的轴线方向上,复合材料片的长度与柱面区11的长度相符。亦即:若以一个与柱面区11的轴线方向平行的虚拟截面剖开连接结构1,在截断面上,柱面区11的复合材料片呈现出一条完整的线段,而没有断开。

[0048] 在设计铺层方案中,以所述柱面区11在径向方向上厚度的中间面为对称面,所述柱面区11的复合材料片以所述对称面为中心对称设置。需要说明的是,此处所谓的对称设置是指,对于柱面区11内的复合材料层3,在对称面的两侧,复合材料的层数相等;在对称面的两侧,与对称面距离相等的两个复合材料层3的面积相等或相当。

[0049] 在设计铺层方案中,圆角区的复合材料片与法兰端面12处的复合材料片连续。进一步的,连接结构1的法兰端面12区域的厚度往往大于柱面区11的厚度,因此,在设置铺层方案时,使柱面区11的铺层与圆角区的铺层连续,圆角区的铺层与法兰端面12处的连续,即对于柱面区11内的每一层复合材料层3,其均与圆角区和法兰端面12处的材料连续。

[0050] 为了在法兰断面处形成更厚的结构,且使法兰端面12与柱面区11能够具有良好的过渡,在上述的连续铺层中,夹设局部铺层,局部铺层覆盖圆角区和法兰端面12,从而使得法兰端面12处能够具有足够的厚度,且使得圆角区的厚度能够满足载荷要求。

[0051] 在设计铺层方案中,在柱面结构的外侧设置机加工余量区14。即,使铺层的厚度大于连接结构1成品所需要的厚度,便于在脱模后进行进一步的加工。在机加工余量区14内,以机加工余量区14在径向方向上的厚度的中心面为对称面。局加工余量区内,复合材料铺层沿对称面对称设置。机加工余量区14的复合材料片的延伸方向与柱面区11的轴线方向一致。

[0052] 在连接结构1的厚度具有变化的部分,例如,在锥段处,复合材料铺层的长度逐渐变化,使得连接结构1的厚度逐渐变化。

[0053] 请参阅图6及图7。在按铺层方案铺设复合材料时,还可以对铺层进行预压实际操作。预压实际操作包括:

[0054] 在铺叠过程中,首次铺层结束后,采用抽真空方式进行预压实。后续每隔三层铺层,进行一次预压实际操作。

[0055] 进一步的,在预压实际操作中,在模具2表面粘接密封胶条8,此时的密封胶条8与复合材料坯料错开设置,用有孔隔离膜4覆盖该连接结构1,在有孔隔离膜4上放置透气毡5,然后用真空袋6膜覆盖连接结构1并与密封胶条8粘接,在连接结构1以外区域安装真空快换接头,组装封袋后形成良好的真空系统;对真空系统进行抽真空,直至系统内的真空度大于-0.90bar,通过抽真空形成的压力对连接结构1复合材料坯料的各铺层进行压实将复合材料铺贴在模具2上,以对复合材料进行压实。

[0056] 请参阅图8及图9。在组装封袋时,包括以下操作:在模具2的表面粘接耐高温密封胶条8,耐高温密封胶条8与复合材料坯料错开设置,用无孔隔离膜7覆盖复合材料坯料,在无孔隔离膜7上放置透气毡5,最后用耐高温的真空袋膜6覆盖连接结构1并与密封胶条8粘

接,在连接结构1以外的区域安装真空快换结头,组装封袋后,形成密闭良好的真空系统。

[0057] 固化时,将模具2及连接结构1转移至热压罐内,按照固化参数施加真空、压力及温度,即可对连接结构1进行固化。

[0058] 脱模时,去除真空袋膜6、透气毡5、无孔隔离膜7、密封胶条8,然后将连接结构1从模具2上取下。

[0059] 本发明提供的加工方式采用的模具2包括模体21和盖板22。

[0060] 模体21上设有凹槽。使用时,将复合材料片缠绕在模体21上。进一步的,模体21上设有凹槽,凹槽中用于容纳复合材料片。

[0061] 经过成型后,凹槽中的复合材料片形成连接结构1上的加强筋13。加强筋13位于柱面区11的内侧,且加强筋13既与法兰端面12相连,又与柱面区11相连。

[0062] 盖板22用于覆盖在模体21上。进一步的,盖板22用于覆盖在模体21上是指:当模具2被放置于热压罐中时,盖板22位于模体21的上部。

[0063] 本发明提供的加工方法的有益效果在于:

[0064] 1.本发明提供的加工方法将连接结构1柱面区11与法兰端面12交界处的区域分为圆角区和尖角区,采用两种不同的铺层方式进行圆角区和尖角区的填充,使得在该区域的内侧能够随模具2形成圆角,该区域的外侧能够根据填充的形状、在压力的作用下形成尖角。通过设计铺层方案,解决了该区域内圆外尖的加工问题;

[0065] 2.本发明实施例提供的加工方法中,通过铺层方案的设计,能够提高连接结构1的承载能力,消除加热过程中的热变形翘曲、减小内应力,提高成型质量;

[0066] 3.本发明实施例提供的加工方法中,加强筋13部分可以直接在热压罐中成型得到,加工过程较为简单。

[0067] 实施例2

[0068] 本发明实施例提供了一种火箭/导弹发动机级间连接结构1的加工方法。

[0069] 这种连接结构1采用复合材料制成。该连接结构1包括主体结构和加强筋13。主体结构上设有第一粘接面,加强筋13上设有第二粘接面,第一粘接面与第二粘接面相连。主体结构包括呈柱面形状的柱面区11、呈环状的法兰端面12,法兰端面12的外侧与柱面区11一端相连。柱面一端的厚度小于另一端的厚度。法兰端面12与柱面交界的区域上,内侧形成圆角,外侧形成尖角。法兰端面12与柱面交界的区域内侧还设有加强筋13。

[0070] 针对这种结构的连接结构1,本发明提供了一种加工方法,其与实施例1中的加工方法基本相同,区别在于:本实施例中,加强筋13的成型方式与实施例1中的不同。

[0071] 请参阅图10。在本实施例中,模具2包括主体结构模具和加强筋13模具。主体结构模具用于加工出连接结构1的主体结构,加强筋13模具用于加工出加强筋13。在加工过程中,对主体结构部分,进行以下步骤:

[0072] 设计铺层方案;准备模具2;按铺层方案铺设复合材料;封袋;将模具2与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;脱模。

[0073] 对加强筋13部分进行以下步骤:

[0074] 设计铺层方案;准备模具2;按铺层方案铺设复合材料;封袋;将模具2与复合材料整体转移到热压罐内进行固化;脱模。

[0075] 在主体结构和加强筋13分别进行成型后,进行以下步骤:

[0076] 打磨第一粘接面和第二粘接面；

[0077] 粘接第一粘接面和第二粘接面。

[0078] 进一步的,本实施例提供的加工方法采用的主体结构模具上,设有定位刻线,在主体结构成型后,主体结构上产生与定位刻线对应的痕迹,该痕迹用于在粘接的过程中定位第二粘接面。

[0079] 在实施例1提供的加工方法的有益效果的基础上,本发明实施例提供的加工方法还包括以下有益效果:

[0080] 本发明实施例提供的加工方法中,加强筋13和主体结构部分分别成型,然后通过粘接的方式粘接在一起,使得在脱模过程较为方便。

[0081] 以上所述仅为本发明的较佳实施例而已,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

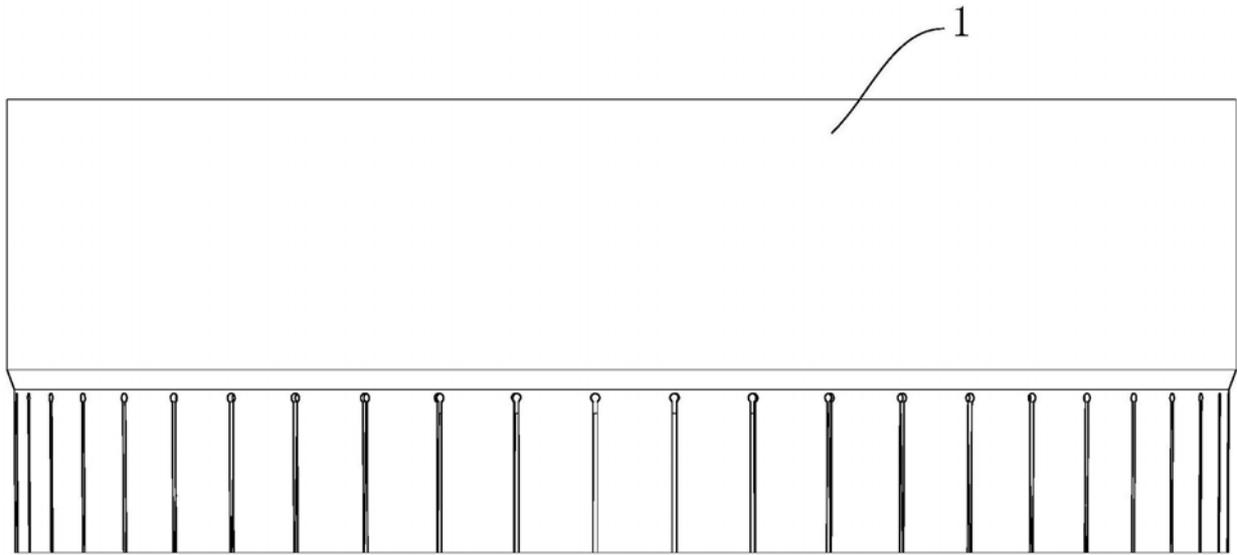


图1

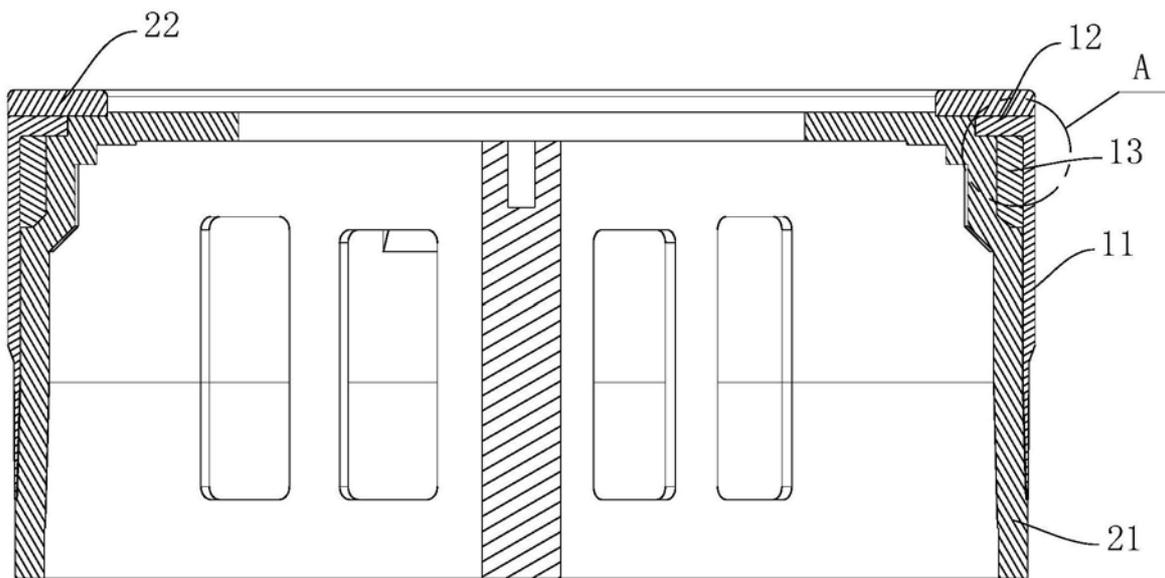


图2

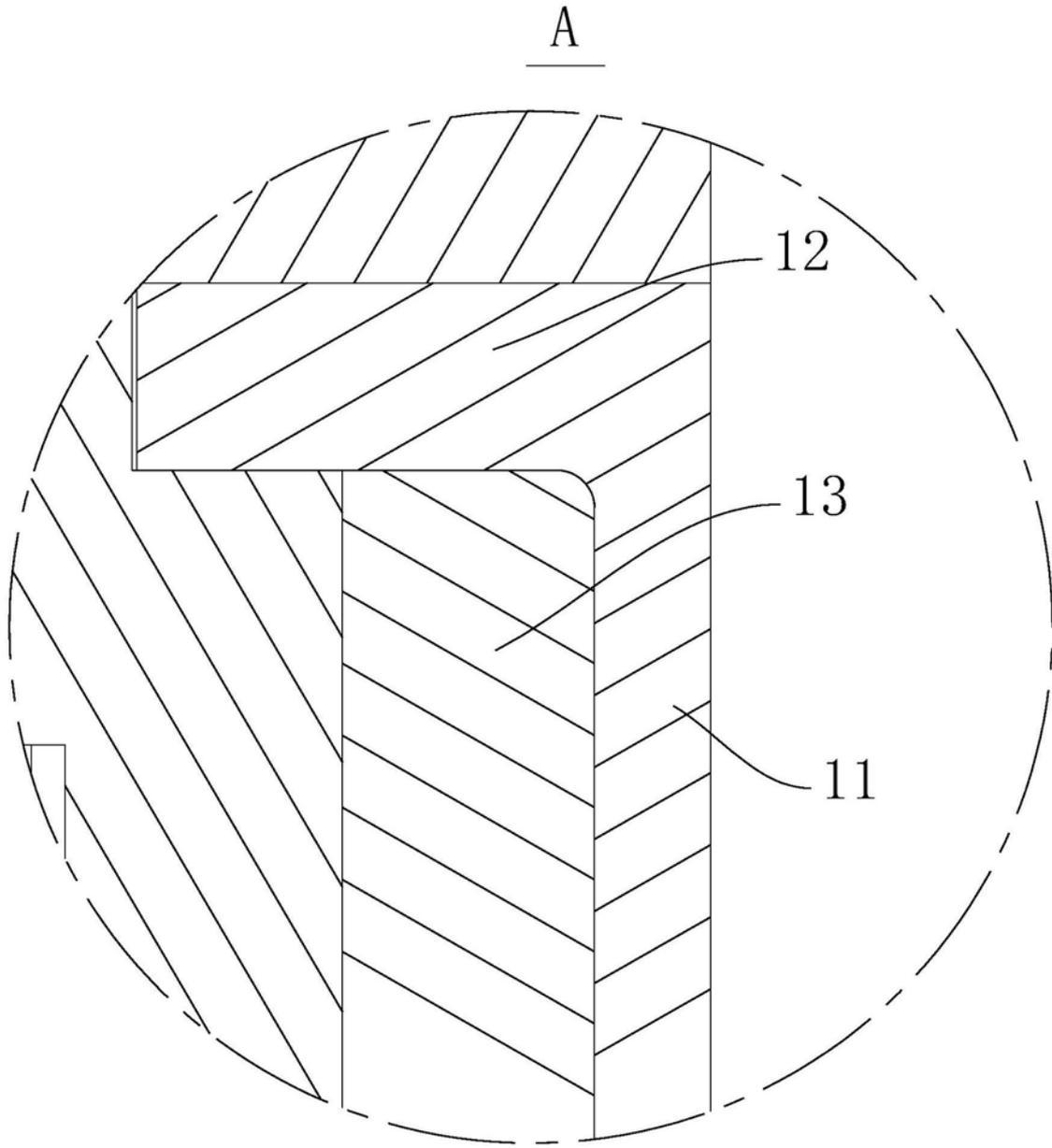


图3

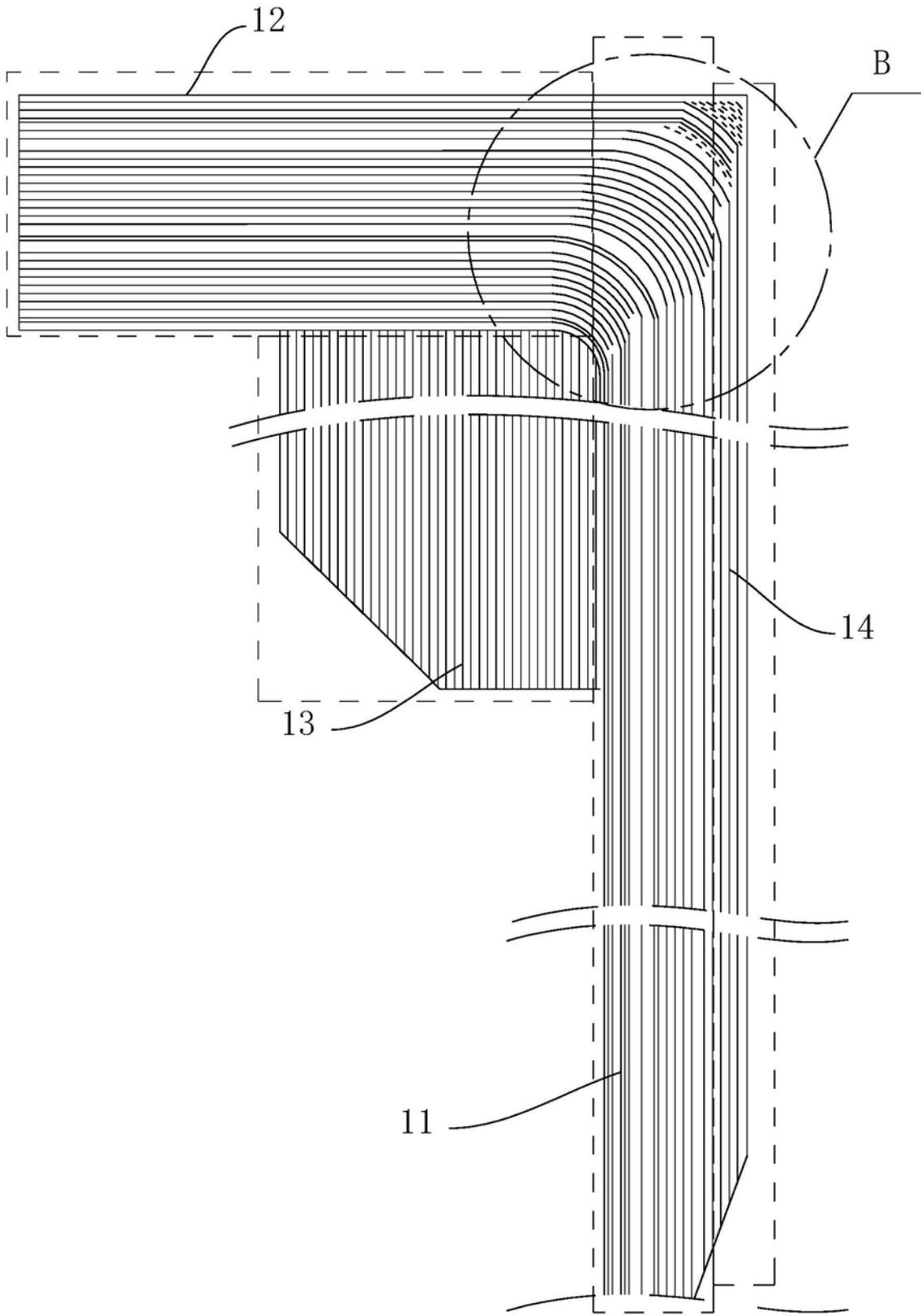


图4

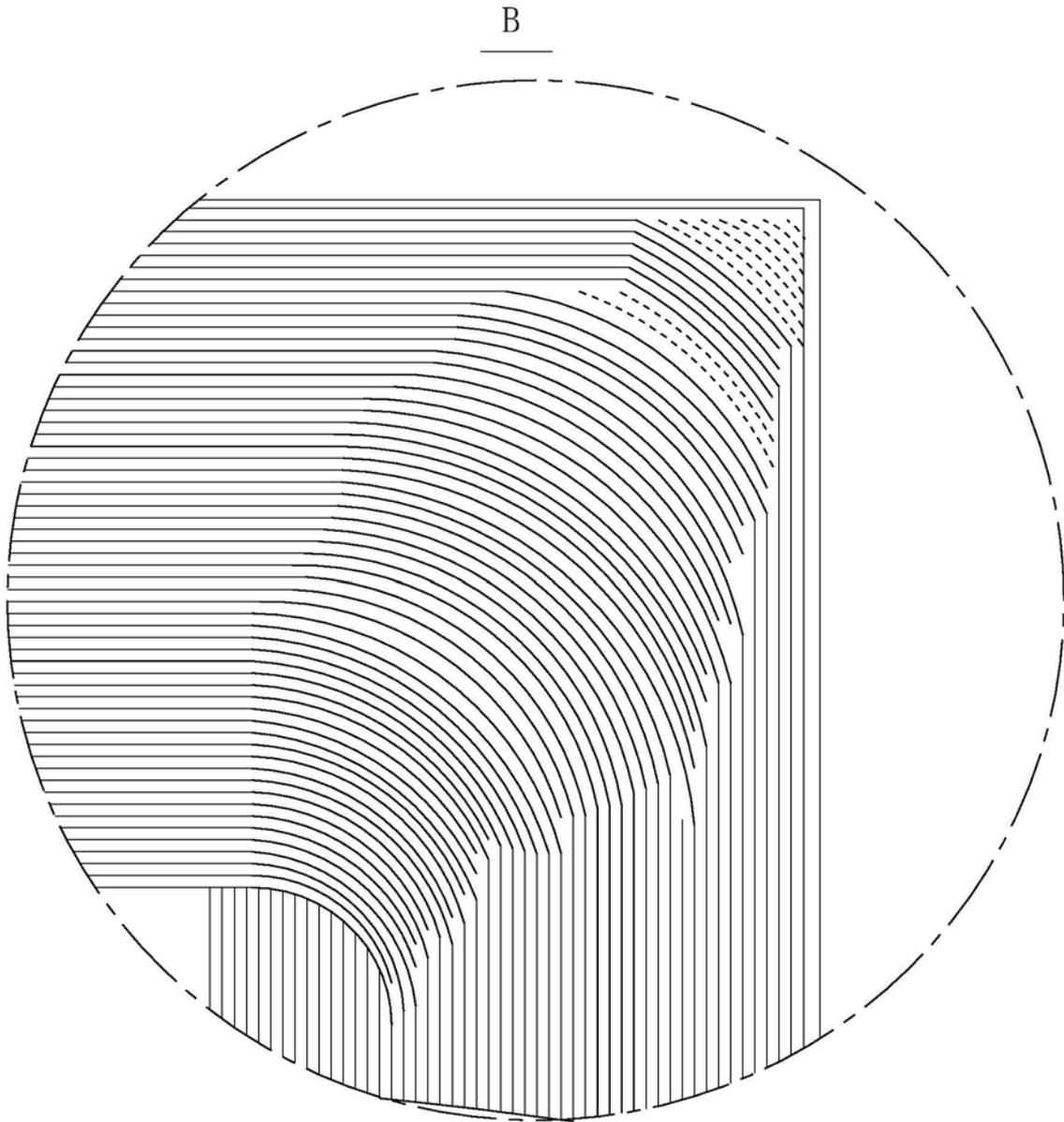


图5

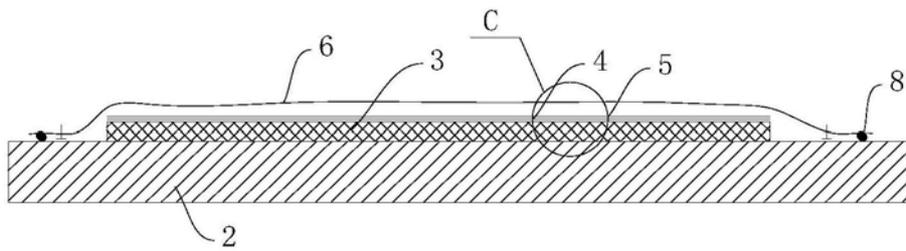


图6

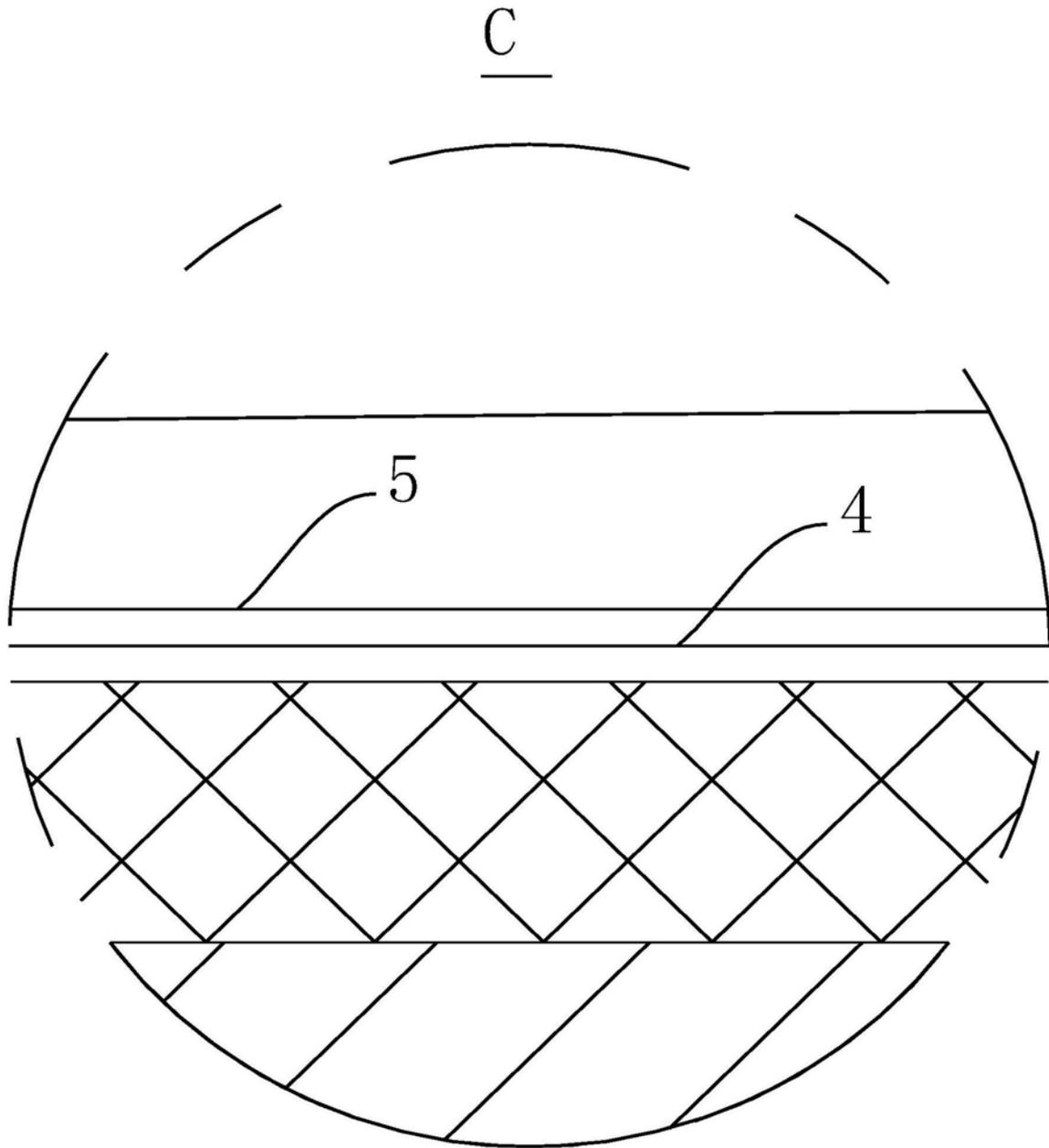


图7

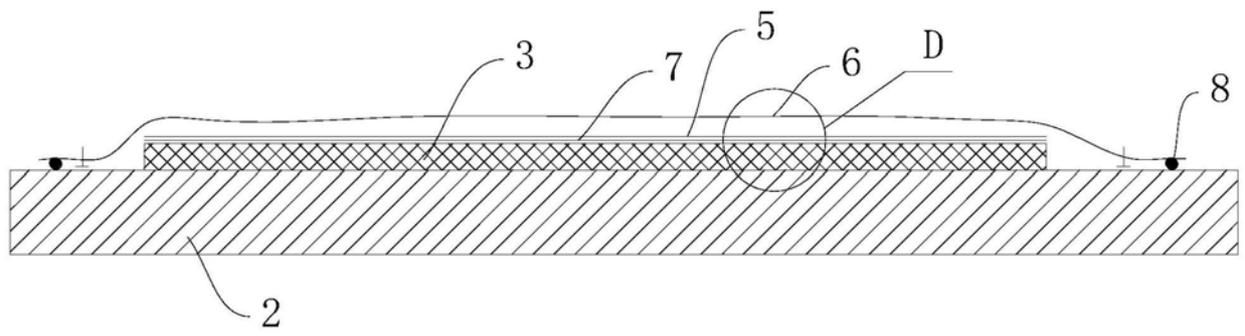


图8

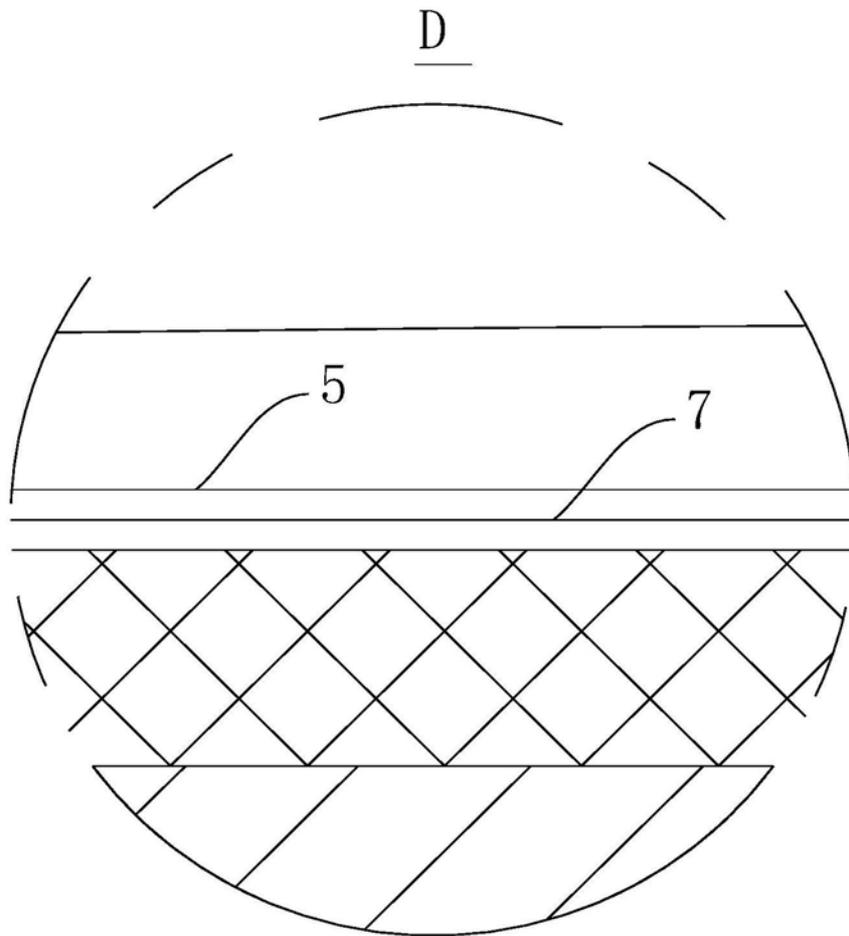


图9

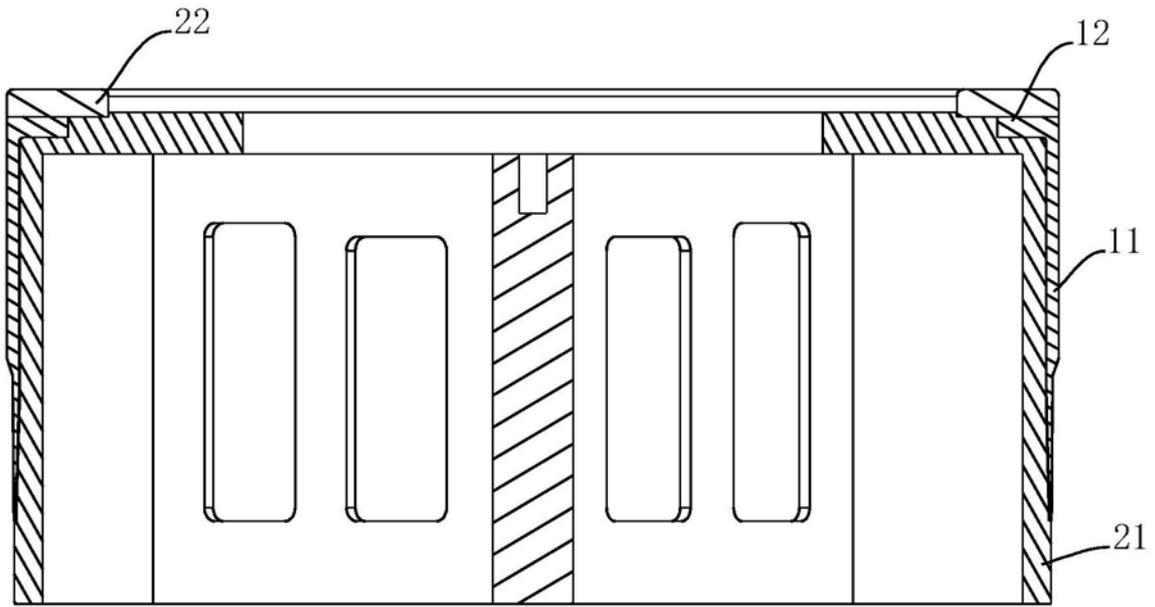


图10