(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 118417448 B
(45)授权公告日 2024.08.30

(21)申请号 202410895580.9
(22)申请日 2024.07.05
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 118417448 A
(43)申请公布日 2024.08.02
(73)专利权人 沈阳宝隆飞机零部件有限公司
地址 110000 辽宁省沈阳市沈北新区蒲平路36号
(72)发明人 刘昌根
(74)专利代理机构 辽宁惟则知识产权代理事务所(普通合伙) 21273
专利代理师 李巨智
(51)Int.Cl.
B21D 45/04(2006.01)
B21D 53/92(2006.01)

(56)对比文件
CN 201329635 Y,2009.10.21
CN 220864667 U,2024.04.30

审查员 李洪庆

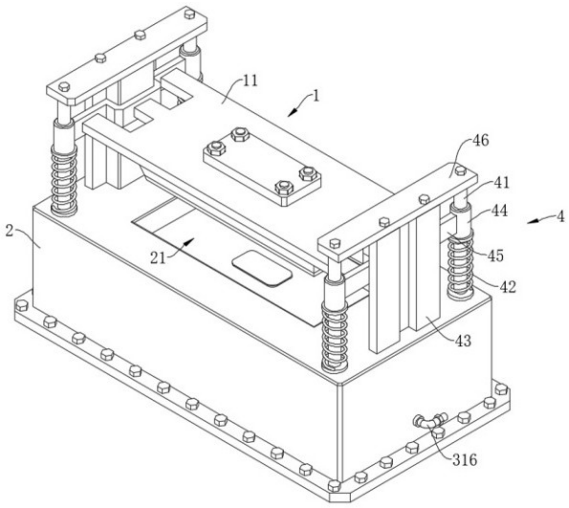
权利要求书2页 说明书9页 附图9页

(54)发明名称

一种飞机零部件热成型模具及其使用方法

(57)摘要

本发明属于热压成型技术领域,提供了一种飞机零部件热成型模具及其使用方法,所述飞机零部件热成型模具包括下模组件和用于进行升降运动的上模组件,下模组件包括用于容纳零件的容纳部,下模组件内部设置有安装腔,安装腔的内部设置有脱模组件;脱模组件包括顶升机构、升降块、连接管和顶升板;升降块与连接管连接,连接管远离顶升块的一端伸出安装腔且与安装腔的上壁滑动连接,连接管远离升降块的一端与顶升板连接,连接管的侧壁呈环形等距排列有出气孔。利用连接管的出气孔排放的空气,使飞机零部件与容纳部之间形成气流,借助气体动力的作用进行飞机零部件的脱模,从而显著降低了对飞机零部件表面的摩擦和潜在损伤。



CN 118417448 B

1.一种飞机零部件热成型模具,包括下模组件(2)和用于进行升降运动的上模组件(1),所述下模组件(2)的上表面设置有用于容纳零件的容纳部(21),其特征在于,所述下模组件(2)内部设置有安装腔(22),所述安装腔(22)的内部设置有脱模组件(3),所述容纳部(21)位于所述安装腔(22)的顶壁;

所述脱模组件(3)包括顶升机构(31)、升降块(32)、连接管(33)和顶升板(34);所述升降块(32)与所述连接管(33)连接,所述连接管(33)远离所述升降块(32)的一端伸出所述安装腔(22)且与所述安装腔(22)的上壁滑动连接,所述连接管(33)远离所述升降块(32)的一端与所述顶升板(34)连接,所述连接管(33)靠近所述顶升板(34)的一端的侧壁呈环形等距排列有出气孔(331),所述顶升机构(31)与所述升降块(32)接触用于驱动所述升降块(32)上移;

所述顶升机构(31)包括缸体(311)、活塞(312)、阀芯(313)、顶杆(314)、驱动件(315)和进气管(316);

所述进气管(316)与所述缸体(311)连接,所述活塞(312)安装于所述缸体(311)的内部,所述活塞(312)上设置有第一通道(3121),所述阀芯(313)固定安装于所述缸体(311)内且用于封闭所述第一通道(3121),所述顶杆(314)与所述活塞(312)连接且伸出所述缸体(311),所述顶杆(314)远离所述活塞(312)的一端与所述驱动件(315)连接,所述驱动件(315)内设置有第二通道(3151),所述顶杆(314)内设置有连通于所述第一通道(3121)和第二通道(3151)之间的第三通道(3141);所述驱动件(315)上设置有第一斜面(3152),所述升降块(32)上设置有与所述第一斜面(3152)匹配的第二斜面(321),所述升降块(32)内设置有用于与所述第二通道(3151)连通的第四通道(322),所述第四通道(322)与所述连接管(33)连通;

所述顶升机构(31)还包括第一弹簧(317)和排气管(318),所述第一弹簧(317)与所述驱动件(315)连接,用于为所述驱动件(315)提供靠近所述缸体(311)方向的弹力;

所述驱动件(315)上设置有第一限位部(3153),所述进气管(316)上设置有单向阀(3161),所述排气管(318)与所述缸体(311)连接,所述排气管(318)上设置有电磁阀(3181)。

2.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,所述第一弹簧(317)的数量为两个,所述顶升机构(31)还包括安装板(319),所述安装板(319)上固定安装有两个第一导向杆(3191),两个所述第一弹簧(317)分别套设于两个所述第一导向杆(3191)上,所述驱动件(315)上设置有两个凸块(3154),两个所述第一导向杆(3191)分别穿过两个所述凸块(3154)且与所述凸块(3154)滑动连接,两个所述第一弹簧(317)远离所述安装板(319)的一端与所述凸块(3154)接触。

3.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,所述脱模组件(3)还包括两个固定机构(35),所述固定机构(35)包括底板(351)、两个侧板(352)、电动推杆(353)、连接块(354)、两个滑杆(355)、两个驱动臂(356)、连接杆(357)、两个连接片(358)和夹持板(359);

所述底板(351)与所述驱动件(315)固定连接,两个所述侧板(352)与所述底板(351)固定连接,两个所述侧板(352)上分别开设有滑槽(3521),所述电动推杆(353)固定安装于所述底板(351)上,所述连接块(354)与所述电动推杆(353)的输出端连接,两个所述滑杆

(355)分别与所述连接块(354)连接且分别伸入所述滑槽(3521)内,所述滑杆(355)与所述滑槽(3521)滑动连接,两个所述驱动臂(356)通过所述连接杆(357)连接,两个所述驱动臂(356)远离所述连接杆(357)的一端分别与两个所述滑杆(355)转动连接,所述连接杆(357)穿过两个所述连接片(358)且与所述连接片(358)转动连接,两个所述连接片(358)呈三角形,两个所述连接片(358)分别与两个所述侧板(352)转动连接,所述夹持板(359)与两个所述连接片(358)固定连接;

所述升降块(32)上连接有两个夹持部(323)。

4.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,所述安装腔(22)的底壁设置有安装座(23),所述安装座(23)上设置有滑道(24),所述驱动件(315)的下表面连接有与所述滑道(24)匹配的滑块(25),所述滑块(25)与所述滑道(24)滑动连接,所述缸体(311)固定安装于所述安装座(23)的上表面。

5.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,所述驱动件(315)上还设置有两个第二限位部(3155),两个所述第二限位部(3155)和所述第一斜面(3152)形成供所述升降块(32)滑动的槽。

6.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,还包括导向组件(4),所述导向组件(4)与所述下模组件(2)连接,所述上模组件(1)与所述导向组件(4)滑动连接;

所述导向组件(4)包括四个第二导向杆(41)、四个第二弹簧(42)、两个导轨(43)、四个直线轴承(44)、两个连接件(45)和两个横板(46);四个所述第二导向杆(41)分别固定安装于所述下模组件(2)的上表面,相邻两个所述第二导向杆(41)的上端通过所述横板(46)固定,四个所述直线轴承(44)分别套设于四个所述第二导向杆(41)上,四个所述第二弹簧(42)分别套设于四个所述第二导向杆(41)上,所述第二弹簧(42)为所述直线轴承(44)提供向上的弹力,两个所述导轨(43)分别与所述下模组件(2)固定连接,两个所述导轨(43)的上端与所述横板(46)固定连接,两个所述连接件(45)分别与两个所述导轨(43)滑动连接,两个所述连接件(45)分别与直线轴承(44)固定连接,所述上模组件(1)固定安装于两个所述连接件(45)之间。

7.根据权利要求1所述的飞机零部件热成型模具,其特征在于,所述上模组件(1)包括板体(11)、上模本体(12)和电热丝(13);所述上模本体(12)固定安装于所述板体(11)的下表面,所述电热丝(13)嵌入与所述上模本体(12)内。

8.一种飞机零部件热成型模具使用方法,其特征在于,该方法的实施依赖于权利要求1至7任一项所述的飞机零部件热成型模具,所述方法包括如下步骤:

将飞机零部件设置于容纳部(21)内,并控制上模组件(1)下移,对飞机零部件进行热压成型;

热压成型完成后,控制上模组件(1)上移;

利用顶升机构(31)驱动升降块(32)上移,升降块(32)带动连接管(33)上移,连接管(33)带动顶升板(34)上移,进而带动连接管(33)和顶升板(34)上移,以顶起热压成型后的飞机零部件;在顶升操作完成后,空气通过连接管(33)内部通入,并从连接管(33)侧壁上环形等距排布的出气孔(331)排出,利用气压使飞机零部件从容纳部(21)分离。

一种飞机零部件热成型模具及其使用方法

技术领域

[0001] 本发明属于热压成型技术领域,尤其涉及一种飞机零部件热成型模具及其使用方法。

背景技术

[0002] 飞机零部件的制造通常涉及到复杂的工程技术,其中热成型技术是一种关键的制造过程。热成型过程包括将金属或合成材料加热至其可塑性温度,然后在特定压力和温度条件下,利用模具将其成型为精确的零部件形状。此技术因其能够生产出符合严格航空标准的高强度、轻质且复杂的零部件而被广泛应用。热成型不仅提高了材料的利用率,还能通过精确控制成型条件来保证零部件的性能和可靠性。

[0003] 尽管热成型技术已广泛应用于飞机零部件的制造,但现有的热成型模具在脱模过程中仍存在显著的挑战。目前,许多模具设计依赖于手动脱模,这一过程不仅劳动强度大,而且效率低下。此外,部分模具采用了机械结构,如顶升机构或其他直线运动机构来辅助脱模。然而,由于飞机零部件的精密度要求极高且零部件面积通常较大,使用这些机械辅助脱模时,零部件可能在某些位置与模具分离,而在其他位置仍与模具紧密贴合,从而导致脱模效果不佳。如果试图通过增加顶升机构或直线运动机构的行程来解决这一问题,又容易引起零部件的变形,影响其最终性能和安全性。

发明内容

[0004] 本发明提供一种飞机零部件热成型模具及其使用方法,旨在解决上述背景技术所提出的问题。

[0005] 在本发明的第一方面,提供了一种飞机零部件热成型模具,包括下模组件和用于进行升降运动的上模组件,所述下模组件的上表面设置有用于容纳零件的容纳部,所述下模组件内部设置有安装腔,所述安装腔的内部设置有脱模组件,所述容纳部位于所述安装腔的顶壁;

[0006] 所述脱模组件包括顶升机构、升降块、连接管和顶升板;所述升降块与所述连接管连接,所述连接管远离所述升降块的一端伸出所述安装腔且与所述安装腔的上壁滑动连接,所述连接管远离所述升降块的一端与所述顶升板连接,所述连接管靠近顶升板的一端的侧壁呈环形等距排列有出气孔,所述顶升机构与所述升降块接触用于驱动所述升降块上移。

[0007] 可选的,所述顶升机构包括缸体、活塞、阀芯、顶杆、驱动件和进气管;

[0008] 所述进气管与所述缸体连接,所述活塞安装于所述缸体的内部,所述活塞上设置有第一通道,所述阀芯固定安装于所述缸体内且用于封闭所述第一通道,所述顶杆与所述活塞连接且伸出所述缸体,所述顶杆远离所述活塞的一端与所述驱动件连接,所述驱动件内设置有第二通道,所述顶杆内设置有连通于所述第一通道和第二通道之间的第三通道;所述驱动件上设置有第一斜面,所述升降块上设置有与所述第一斜面匹配的第二斜面,所

述升降块内设置有用于与所述第二通道连通的第四通道,所述第四通道与所述连接管连通。

[0009] 可选的,所述顶升机构还包括第一弹簧和排气管,所述第一弹簧与所述驱动件连接,用于为所述驱动件提供靠近所述缸体方向的弹力;

[0010] 所述驱动件上设置有第一限位部,所述进气管上设置有单向阀,所述排气管与所述缸体连接,所述排气管上设置有电磁阀。

[0011] 可选的,所述第一弹簧的数量为两个,所述顶升机构还包括安装板,所述安装板上固定安装有两个第一导向杆,两个所述第一弹簧分别套设于两个所述第一导向杆上,所述驱动件上设置有两个凸块,两个所述第一导向杆分别穿过两个所述凸块且与所述凸块滑动连接,两个所述第一弹簧远离所述安装板的一端与所述凸块接触。

[0012] 可选的,所述脱模组件还包括两个固定机构,所述固定机构包括底板、两个侧板、电动推杆、连接块、两个滑杆、两个驱动臂、连接杆、两个连接片和夹持板;

[0013] 所述底板与所述驱动件固定连接,两个所述侧板与所述底板固定连接,两个所述侧板上分别开设有滑槽,所述电动推杆固定安装于所述底板上,所述连接块与所述电动推杆的输出端连接,两个所述滑杆分别与所述连接块连接且分别伸入所述滑槽内,所述滑杆与所述滑槽滑动连接,两个所述驱动臂通过所述连接杆连接,两个所述驱动臂远离所述连接杆的一端分别与两个所述滑杆转动连接,所述连接杆穿过两个所述连接片且与所述连接片转动连接,两个所述连接片呈三角形,两个所述连接片分别与两个所述侧板转动连接,所述夹持板与两个所述连接片固定连接;

[0014] 所述升降块上连接有两个夹持部。

[0015] 可选的,所述安装腔的底壁设置有安装座,所述安装座上设置有滑道,所述驱动件的下表面连接有与所述滑道匹配的滑块,所述滑块与所述滑道滑动连接,所述缸体固定安装于所述安装座的上表面。

[0016] 可选的,所述驱动件上还设置有两个第二限位部,两个所述第二限位部和所述第一斜面形成供所述升降块滑动的槽。

[0017] 可选的,一种飞机零部件热成型模具还包括导向组件,所述导向组件与所述下模组件连接,所述上模组件与所述导向组件滑动连接;

[0018] 所述导向组件包括四个第二导向杆、四个第二弹簧、两个导轨、四个直线轴承、两个连接件和两个横板;四个所述第二导向杆分别固定安装于所述下模组件的上表面,相邻两个所述第二导向杆的上端通过所述横板固定,四个所述直线轴承分别套设于四个所述第二导向杆上,四个所述第二弹簧分别套设于四个所述第二导向杆上,所述第二弹簧为所述直线轴承提供向上的弹力,两个所述导轨分别与所述下模组件固定连接,两个所述导轨的上端与所述横板固定连接,两个所述连接件分别与两个所述导轨滑动连接,两个所述连接件分别与直线轴承固定连接,所述上模组件固定安装于两个所述连接件之间。

[0019] 可选的,所述上模组件包括板体、上模本体和电热丝;所述上模本体固定安装于所述板体的下表面,所述电热丝嵌入与所述上模本体内。

[0020] 在本发明的第二方面,还提供一种飞机零部件热成型模具使用方法,该方法的实施依赖于上述的一种飞机零部件热成型模具,包括如下步骤:

[0021] S1.将飞机零部件设置于容纳部内,并控制上模组件下移,对飞机零部件进行热压

成型。

[0022] S2.热压成型完成后,控制上模组件上移。

[0023] S3.利用顶升机构驱动升降块上移,升降块带动连接管上移,连接管带动顶升板上移,进而带动连接管和顶升板上移,以顶起热压成型后的飞机零部件。在顶升操作完成后,空气通过连接管内部通入,并从连接管侧壁上环形等距排布的出气孔排出,利用气压使飞机零部件从容纳部分离。

[0024] 本发明所达到的有益效果,本发明通过进气管将压缩空气输送到缸体内,空气推动活塞沿着缸体移动。这种简单而有效的驱动方式利用气压作为动力源,减少了机械磨损并提供了可靠的运动能力。顶杆和驱动件之间的直线运动通过第一斜面和第二斜面的相互作用转化为升降块的上移,保证了运动的稳定性和均匀性。同时也提供稳定的机械力。

[0025] 利用顶升机构驱动升降块上移,升降块带动连接管上移,连接管带动顶升板上移,进而带动连接管和顶升板上移,以顶起热压成型后的飞机零部件。在顶升操作完成后,空气通过连接管内部通入,并从连接管侧壁上环形等距排布的出气孔排出,利用气压使飞机零部件从容纳部逐渐分离。

[0026] 利用连接管的出气孔排放的空气,使飞机零部件与容纳部之间形成气流,借助气体动力的作用进行飞机零部件的脱模。显著降低了对飞机零部件表面的摩擦和潜在损伤,尤其是在处理高精度和易损材料的飞机部件时,能够保持其表面质量和结构完整性。由于飞机零部件通常需要满足极高的精确度和材料完整性要求。相较于传统的机械顶升或推动方式,气体的动力作用在零部件的整个接触面上分布更为均匀。减少了局部应力集中,从而显著降低了由于不均匀力作用导致的零部件变形或损伤的风险。符合航空工业对零部件质量控制的严格标准,有效地提高了制造过程的可靠性和生产效率。

附图说明

[0027] 为了更清楚地说明本申请的实施例中的技术方案,下面将对实施例描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例,对于本领域技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0028] 图1是本发明提供的飞机零部件热成型模具的立体结构示意图。

[0029] 图2是本发明提供的飞机零部件热成型模具的爆炸图。

[0030] 图3是本发明提供的飞机零部件热成型模具的剖视结构示意图。

[0031] 图4是本发明提供的飞机零部件热成型模具的下模组件的立体剖视结构示意图。

[0032] 图5是本发明提供的飞机零部件热成型模具的脱模组件的立体结构示意图。

[0033] 图6是本发明提供的飞机零部件热成型模具的脱模组件的爆炸图。

[0034] 图7是本发明提供的飞机零部件热成型模具的升降块、连接管和顶升板的立体结构示意图。

[0035] 图8是本发明提供的飞机零部件热成型模具的驱动件的立体结构示意图。

[0036] 图9是本发明提供的飞机零部件热成型模具的固定机构的第一视角的立体结构示意图。

[0037] 图10是本发明提供的飞机零部件热成型模具的固定机构的第二视角的立体结构

示意图。

[0038] 图11是本发明提供的飞机零部件热成型模具的固定机构的爆炸图。

[0039] 图12是本发明提供的飞机零部件热成型模具的连接有供气装置的立体结构示意图。

[0040] 附图标记如下：

[0041] 1 -上模组件、11 -板体、12 -上模本体、13 -电热丝、2 -下模组件、21 -容纳部、22 -安装腔、23 -安装座、24 -滑道、25 -滑块、3 -脱模组件、31 -顶升机构、311 -缸体、312 -活塞、3121 -第一通道、313 -阀芯、3131 -安装架、314 -顶杆、3141 -第三通道、315 -驱动件、3151 -第二通道、3152 -第一斜面、3153 -第一限位部、3154 -凸块、3155 -第二限位部、316 -进气管、3161 -单向阀、317 -第一弹簧、318 -排气管、3181 -电磁阀、319 -安装板、3191 -第一导向杆、32 -升降块、321 -第二斜面、322 -第四通道、323 -夹持部、33 -连接管、331 -出气孔、34 -顶升板、35 -固定机构、351 -底板、352 -侧板、3521 -滑槽、353 -电动推杆、354 -连接块、355 -滑杆、356 -驱动臂、357 -连接杆、358 -连接片、359 -夹持板、4 -导向组件、41 -第二导向杆、42 -第二弹簧、43 -导轨、44 -直线轴承、45 -连接件、46 -横板、5-供气装置。

具体实施方式

[0042] 下面将结合本申请的实施例中的附图，对本申请的实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述，显然，所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本申请的实施例，本领域技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本申请保护的范围。

[0043] 本申请中的术语“第一”和“第二”等是用于区别不同对象，而不是用于描述特定顺序。此外，术语“包括”和“具有”以及它们任何变形，意图在于覆盖不排他的包含。例如包含了一系列步骤、操作、组件或模块的过程、方法、系统、产品或设备没有限定于已列出的步骤、操作、组件或模块，而是可选的还包括没有列出的步骤、操作、组件或模块，或可选的还包括对于这些过程、方法、产品或设备固有的其它步骤、操作、组件或模块。

[0044] 在本文中提及“实施例”意味着，结合实施例描述的特定特征、结构或特性可以包含在本申请的至少一个实施例中。在说明书中的各个位置出现该短语并不一定均是指相同的实施例，也不是与其他实施例互斥的独立的或备选的实施例。本领域技术人员显式地和隐式地理解的是，本文所描述的实施例可以与其他实施例相结合。

[0045] 实施例一

[0046] 如图1至图12所示，示例性实施例的一种飞机零部件热成型模具，包括下模组件2和用于进行升降运动的上模组件1。下模组件2的上表面设置有容纳部21，用于安放待成型的飞机零部件。在下模组件2内部设有一个安装腔22，容纳部21位于安装腔22的顶壁；其中安装了脱模组件3。脱模组件3专门用于在热压成型后，对飞机零部件进行脱模操作。本实施例中，上模组件1和下模组件2压合处形状与飞机翼肋相匹配。实际使用中，可以根据实际加工的零部件尺寸以及参数来制备上模组件1和下模组件2的压合处的形状，该热成型模具主要适用于飞机的翼肋或其他需要热压成型的零件。

[0047] 实际使用过程中，该模具被安装在现有的热压机上，液压系统连接至上模组件1。

加热后的飞机零部件放置在下模组件2的容纳部21内。使用液压系统控制上模组件1向下移动,使上模组件1将飞机零部件压紧至下模组件2。压制完成后,液压系统控制上模组件1向上移动,完成压制和脱模过程。

[0048] 所述脱模组件3包括顶升机构31、升降块32、连接管33和顶升板34。升降块32与连接管33相连接,连接管33在远离升降块32的一端伸出安装腔22,并与安装腔22的上壁滑动连接。连接管33的另一端连接到顶升板34。连接管33靠近顶升板34的一端的侧壁上呈环形等距排布有出气孔331。顶升机构31接触升降块32,该顶升机构31用于驱动升降块32向上移动。

[0049] 利用顶升机构31驱动升降块32上移,升降块32带动连接管33上移,连接管33带动顶升板34上移,进而带动连接管33和顶升板34上移,以顶起热压成型后的飞机零部件。在顶升操作完成后,空气通过连接管33内部通入,并从连接管33侧壁上环形等距排布的出气孔331排出,利用气压使飞机零部件从容纳部21逐渐分离。

[0050] 更进一步的说,下模组件2中的容纳部21底部设计有用于容纳顶升板34的容纳槽(图中未标出)。当顶升板34处于其最低位置时,其上表面与容纳部21的底壁完全吻合,形成一个平滑的表面。在脱模过程中,顶升板34上移至一定高度,该高度只要满足顶升板34与容纳部21底壁之间形成一个缝隙,允许空气通过即可。避免脱模过程中,过高的上移行程造成飞机零部件变形的问题。而且利用空气提供的气压来使飞机零部件与下模组件2的容纳部21分离,避免减少机械结构与飞机零部件接触,进而避免对飞机零部件造成损伤。

[0051] 利用连接管33的出气孔331排放的空气,使飞机零部件与容纳部21之间形成气流,借助气体动力的作用进行飞机零部件的脱模。显著降低了对飞机零部件表面的摩擦和潜在损伤,尤其是在处理高精度和易损材料的飞机部件时,能够保持其表面质量和结构完整性。由于飞机零部件通常需要满足极高的精确度和材料完整性要求。相较于传统的机械顶升或推动方式,气体的动力作用在零部件的整个接触面上分布更为均匀。减少了局部应力集中,从而显著降低了由于不均匀力作用导致的零部件变形或损伤的风险。符合航空工业对零部件质量控制的严格标准,有效地提高了制造过程的可靠性和生产效率。

[0052] 具体而言,顶升机构31主要由缸体311、活塞312、阀芯313、顶杆314、驱动件315和进气管316组成。

[0053] 其中,进气管316与缸体311连接,活塞312安装于缸体311的内部,活塞312上设置有第一通道3121。阀芯313为圆柱形,且阀芯313通过安装架3131与缸体311的内壁固定连接,阀芯313远离安装架3131的一端为半球形。阀芯313用于封闭第一通道3121,顶杆314与活塞312连接且伸出缸体311,顶杆314远离活塞312的一端与驱动件315连接,驱动件315内设置有第二通道3151,顶杆314内设置有连通于第一通道3121和第二通道3151之间的第三通道3141,第二通道3151如图3所示,呈弯曲状。驱动件315上设置有第一斜面3152,升降块32上设置有与第一斜面3152匹配的第二斜面321。升降块32内设置有用于与第二通道3151连通的第四通道322,第四通道322与连接管33连通。

[0054] 如图12所示,将进气管316远离缸体311的一端与现有的供气装置5连接,利用供气装置5为缸体311内提供空气,空气进入缸体311后,随着气压不断升高,空气推动活塞312移动,此时活塞312相对阀芯313移动,活塞312通过顶杆314带动驱动件315进行直线运动,驱动件315的第一斜面3152作用于升降块32的第二斜面321上,在第一斜面3152和第二斜面

321的作用下,促使升降块32进行上移,同时升降块32也相对驱动件315移动。升降块32间接的带动顶升板34进行上移。当活塞312完全脱离阀芯313时,第二通道3151远离顶杆314的一端也与第四通道322对应,随后空气由活塞312的第一通道3121进入,依次经过第三通道3141、第二通道3151和第四通道322后,进入连接管33,最后由连接管33的出气孔331排出。使飞机零部件与容纳部21之间形成气流,借助气体动力的作用进行飞机零部件的脱模。本实施例中顶升板34的上移的动力及气流的输入均由供气装置5提供,设计巧妙。

[0055] 其中供气装置5可以是但不限于下列现有设备:

[0056] 压缩机:用于生成压缩空气;

[0057] 气瓶:充满压缩空气或氮气的高压气瓶;

[0058] 气泵:提供持续气流的设备。

[0059] 具体而言,顶升机构31还包括第一弹簧317和排气管318,第一弹簧317与驱动件315连接,用于为驱动件315提供靠近缸体311方向的弹力。当活塞312移动,并驱动驱动件315移动时,驱动件315将第一弹簧317压缩,第一弹簧317用于为驱动件315提供复位力。

[0060] 驱动件315上设置有第一限位部3153,当驱动件315的第一限位部3153运动至与升降块32接触时,驱动件315运动到位,随着气压的继续输入,驱动件315也无法在进行远离缸体311方向的运动,同时活塞312也与阀芯313分离。进气管316上设置有单向阀3161,排气管318与缸体311连接,排气管318上设置有电磁阀3181。

[0061] 当空气充入进气管316后,空气经过单向阀3161,单向阀3161用于防止缸体311内的空气由进气管316回流。通过向缸体311内充入空气实现对升降块32的驱动以及对飞机零部件的脱模,当脱模完成后,控制电磁阀3181开启,在第一弹簧317的弹力作用下,促使活塞312进行复位运动,缸体311内的空气受到挤压由排气管318流出,同时驱动件315也进行复位运动,随后升降块32、连接管33以及顶升板34在重力作用下下降,顶升板34回到用于容纳顶升板34的容纳槽内,等待下一次脱模动作。

[0062] 其中,单向阀3161和电磁阀3181的设定,为了防止缸体311内的空气外泄;当供气装置5停止供气时,第一弹簧317的弹力会间接的驱动活塞312进行复位运动,当阀芯313再次伸入第一通道3121内时,由于缸体311内的空气无法排出,进而有效的防止活塞312在第一弹簧317的弹力作用下复位。此种结构设计用于防止供气装置5出现气压不足或停止供气的意外情况时,活塞312出现复位的情况,进而避免了在供气装置5出现气压不足或停止供气的意外情况时,顶升板34落回至容纳槽内。

[0063] 具体而言,第一弹簧317的数量为两个,顶升机构31还包括安装板319,安装板319上固定安装有两个第一导向杆3191,两个第一弹簧317分别套设于两个第一导向杆3191上,驱动件315上设置有两个凸块3154,两个第一导向杆3191分别穿过两个凸块3154且与凸块3154滑动连接,两个第一弹簧317远离安装板319的一端与凸块3154接触。两个第一导向杆3191的设定用于提高驱动件315直线运动的平稳性以及平顺性,为驱动件315起到导向作用设置两个第一弹簧317用于保证驱动件315受力均衡。

[0064] 实施例二

[0065] 为了保证第二通道3151与第四通道322对接的稳定性。本实施例相较于实施例一,区别在于,脱模组件3还包括两个固定机构35,固定机构35包括底板351、两个侧板352、电动推杆353、连接块354、两个滑杆355、两个驱动臂356、连接杆357、两个连接片358和夹持板

359。

[0066] 底板351与驱动件315固定连接,两个侧板352与底板351固定连接,两个侧板352上分别开设有滑槽3521,电动推杆353固定安装于底板351上,连接块354与电动推杆353的输出端连接,两个滑杆355分别与连接块354连接且分别伸入滑槽3521内,滑杆355与滑槽3521滑动连接,两个驱动臂356通过连接杆357连接,两个驱动臂356远离连接杆357的一端分别与两个滑杆355转动连接,连接杆357穿过两个连接片358且与连接片358转动连接,两个连接片358呈三角形,两个连接片358分别与两个侧板352转动连接,夹持板359与两个连接片358固定连接。升降块32上连接有两个夹持部323。

[0067] 在升降块32未与第一限位部3153接触时,电动推杆353的输出端处于收回的状态。当升降块32与第一限位部3153接触时,电动推杆353启动,电动推杆353的输出端带动连接块354移动,由滑杆355与滑槽3521滑动连接,保证了连接块354稳定的直线运动,同时滑杆355带动驱动臂356运动,驱动臂356通过连接杆357带动两个连接片358相对侧板352转动,直至两个连接片358带动夹持板359与夹持部323接触,此时升降块32被夹持板359和第一限位部3153所固定,此时第二通道3151与第四通道322完整对接,进而保证了第二通道3151与第四通道322对接的稳定性,也保证了气流输送的稳定性,减少气体泄漏。

[0068] 其中,电动推杆353为目前现有的直线运动机构,其具体控制原理以及使用方法在此不再进行详细赘述。在本实施例具体实施中,可以施加现有的接触开关,并将该接触开关安装于升降块32上或第一限位部3153上,用于监测升降块32是否与第一限位部3153接触,当升降块32与第一限位部3153接触后,接触开关被触发,同时启动电动推杆353。脱模完成后,可以利用现有的开关或控制器等控制电动推杆353的输出端收回,取消对升降块32的固定。同时也可以使用现有的位置监测传感器,用于监测升降块32的位置,进而控制电动推杆353的启停以及动作。综上所述,关于固定机构35的具体触发方式以及控制方法为本领域技术人员所熟知的技术手段,可以根据实际情况进行灵活设置,在此不再进行详细赘述。

[0069] 具体而言,所述安装腔22的底壁设置有安装座23,所述安装座23上设置有滑道24,所述驱动件315的下表面连接有与所述滑道24匹配的滑块25,所述滑块25与所述滑道24滑动连接,所述缸体311固定安装于所述安装座23的上表面。滑块25和滑到24的设定用于提高驱动件315运动的平稳性以及平顺性。

[0070] 具体而言,所述驱动件315上还设置有两个第二限位部3155,两个所述第二限位部3155和所述第一斜面3152形成供所述升降块32滑动的槽。两个第二限位部3155的设定用于对升降块32的运动起到导向作用。

[0071] 实施例三

[0072] 本实施例相较于实施例二,区别在于一种飞机零部件热成型模具还包括导向组件4,导向组件4与下模组件2连接,上模组件1与导向组件4滑动连接。

[0073] 导向组件4包括四个第二导向杆41、四个第二弹簧42、两个导轨43、四个直线轴承44、两个连接件45和两个横板46。如图1所示,下模组件2的俯视呈矩形结构,四个导向杆41分别设置下模组件2的上表面的四角处;相邻两个第二导向杆41的上端通过横板46固定,四个直线轴承44分别套设于四个第二导向杆41上,四个第二弹簧42分别套设于四个第二导向杆41上,第二弹簧42为直线轴承44提供向上的弹力,两个导轨43分别与下模组件2固定连接,两个导轨43的上端与横板46固定连接,两个连接件45分别与两个导轨43滑动连接,两个

连接件45分别与直线轴承44固定连接,上模组件1固定安装于两个连接件45之间。需要说明的是,相邻的两个导向杆41是指在与驱动件315运动方向垂直的方向上相互靠近的两个导向杆41。

[0074] 当液压机构/系统为上模组件1提供向下的压力,以对飞机零部件进行热压成型时,上模组件1下移,同时带动两个连接件45下移,两个连接件45在两个导轨43上滑动,此外直线轴承44也跟随两个连接件45在第二导向杆41上滑动。利用导轨43以及第二导向杆41对上模组件1的运动起到精确的导向效果,同时第二弹簧42被压缩,当液压机构/系统带动上模组件1上移时,第二弹簧42为液压机构/系统提供辅助向上的力。

[0075] 具体而言,上模组件1的设计兼顾了热成型过程中对温度控制的严格要求,以确保飞机零部件的质量和精确度。上模组件1包括板体11、上模本体12以及电热丝13。上模本体12固定安装在板体11的下表面,并且电热丝13被嵌入到上模本体12内部。

[0076] 电热丝13的嵌入使得上模本体12能够在热压成型过程中提供均匀且可控的热量。以适用于需要精密温度控制的热成型工艺,尤其是飞机零部件的生产。通过电热丝13的热效应,上模本体12可以在整个成型过程中维持恒定的温度,从而保证材料的热处理效果和成型质量,防止由于温度不均或不足引起的材料性能下降。

[0077] 此外,电热丝13的温度可以通过外部现有的控制系统精确调节,以适应不同材料的成型温度需求。这种温度的精确控制对于实现高标准的飞机零部件生产至关重要,因为任何微小的温度变化都可能影响零部件的结构完整性和最终性能。同时,在实际实施过程中,也可以选择在容纳部21内同样嵌入电热丝13。

[0078] 本发明还提供一种飞机零部件热成型模具使用方法,该方法的实施依赖于上述的一种飞机零部件热成型模具,包括如下步骤:

[0079] S1.将飞机零部件设置于容纳部21内,并控制上模组件1下移,对飞机零部件进行热压成型。

[0080] S2.热压成型完成后,控制上模组件1上移。

[0081] S3.利用顶升机构31驱动升降块32上移,升降块32带动连接管33上移,连接管33带动顶升板34上移,进而带动连接管33和顶升板34上移,以顶起热压成型后的飞机零部件。在顶升操作完成后,空气通过连接管33内部通入,并从连接管33侧壁上环形等距排布的出气孔331排出,利用气压使飞机零部件从容纳部21分离。

[0082] 更进一步的说,在热成型开始之前,确保飞机零部件已经被预加热到适当的温度,以促进成型效果。

[0083] 将预加热的飞机零部件准确放置在下模组件2的容纳部21内,确保零部件位置正确,以保证成型的精度和质量。控制上模组件1缓慢下移。上模本体12通过电热丝13加热,确保在成型过程中维持恒定的温度,对飞机零部件进行热压成型。压力和温度的精确控制是确保成型质量的关键。成型完成后,激活液压系统,使上模组件1上移。为飞机零部件脱模做准备。

[0084] 激活顶升机构31,其中驱动升降块32开始向上移动。升降块32通过机械连接带动连接管33及其上的顶升板34同步上移。

[0085] 随着顶升板34的上移,热压成型后的飞机零部件开始从下模组件2的容纳部21中逐步被顶起。这一过程中,顶升板34需保持与零部件的平稳接触,避免造成零部件的损伤或

变形。

[0086] 在顶升操作即将完成时,通过进气管316向连接管33内通入压缩空气。空气从连接管33的侧壁上的出气孔331均匀排出,形成一个稳定的气垫层,利用气压将飞机零部件平滑地从容纳部21内完全分离。这种气体辅助的脱模方式有助于减少物理接触,降低机械损伤的风险。

[0087] 该方法利用顶升机构31和气流对飞机零部件进行脱模,电热丝13的整合确保了成型过程中材料的均匀加热,避免了因温度不均导致的材料性能不稳定。而且利用气流脱模极大地减少了成型零件的损伤风险,特别是对于复杂或精细的飞机零部件,这种方法能够保持其高质量标准和尺寸精度,显著提升了生产效率和产品质量,使其在航空制造业中具有较高的实用价值。

[0088] 本申请的示例性实施例可相互组合,通过组合而获得的示例性实施例也落入本申请的范围内。

[0089] 本申请应用了具体个例对本申请的原理及实施方式进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本申请的方法及其核心思想;同时,对于本领域的技术人员,依据本申请的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处,综上所述,本说明书内容不应理解为对本申请的限制。

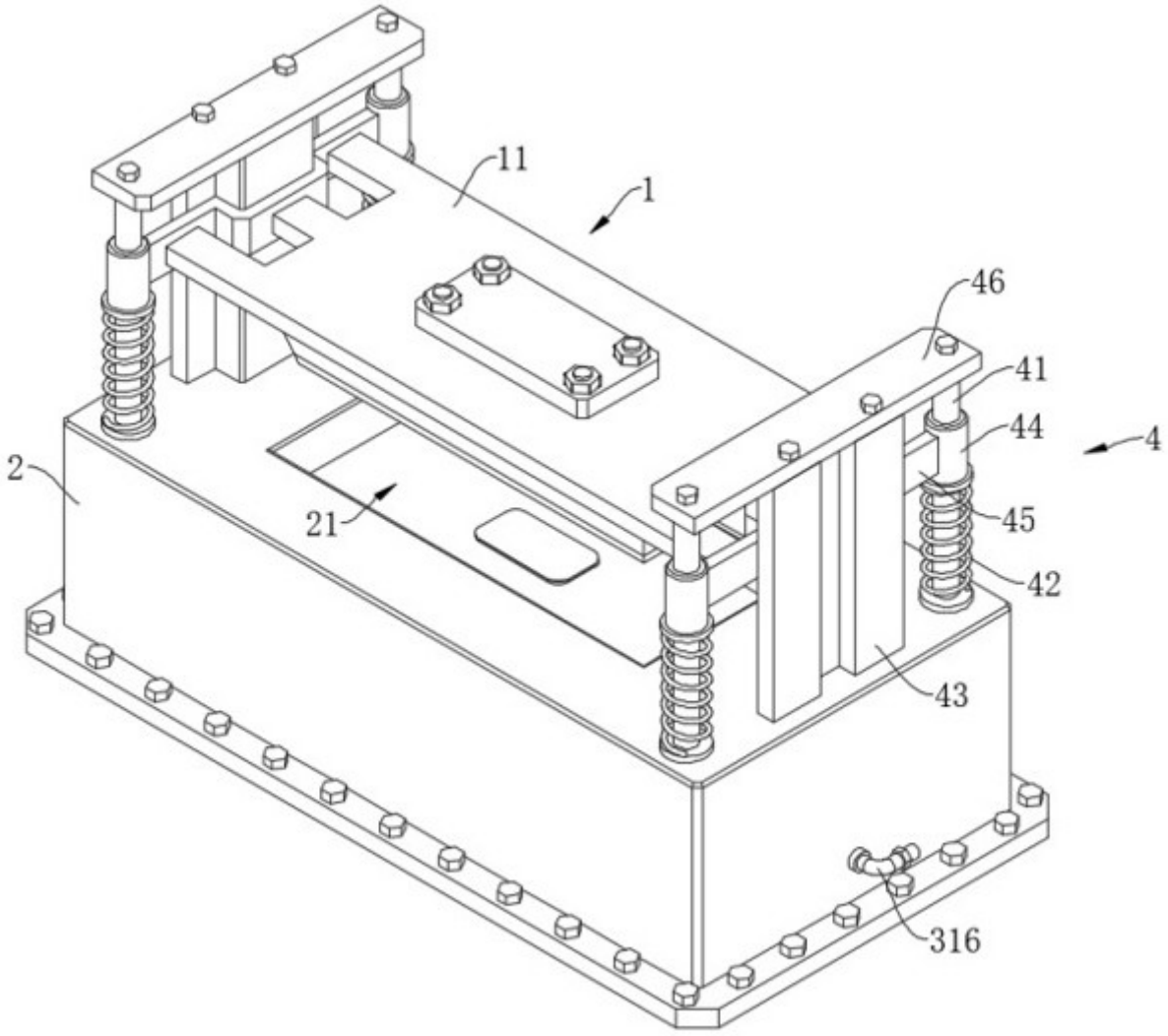


图 1

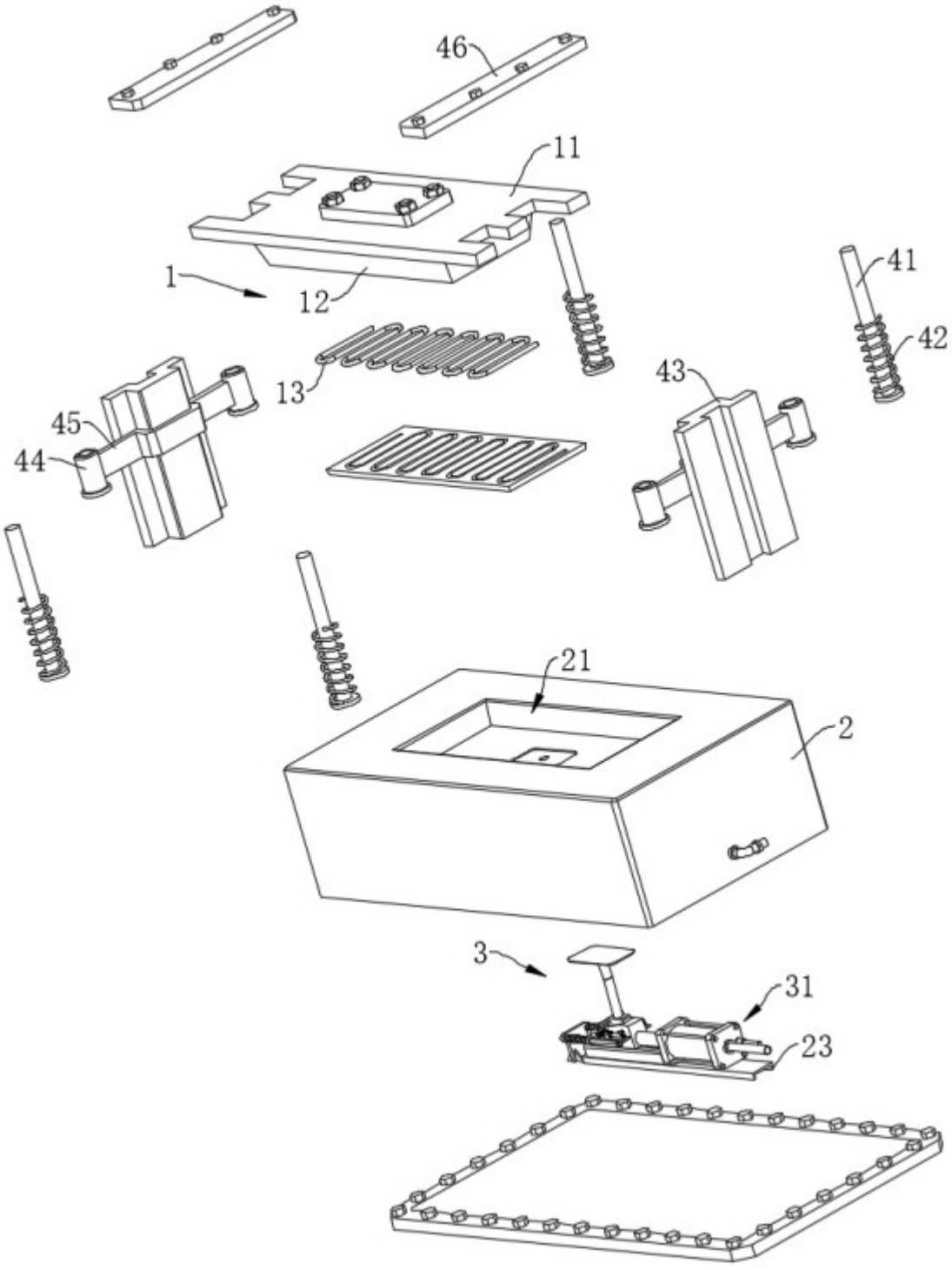


图 2

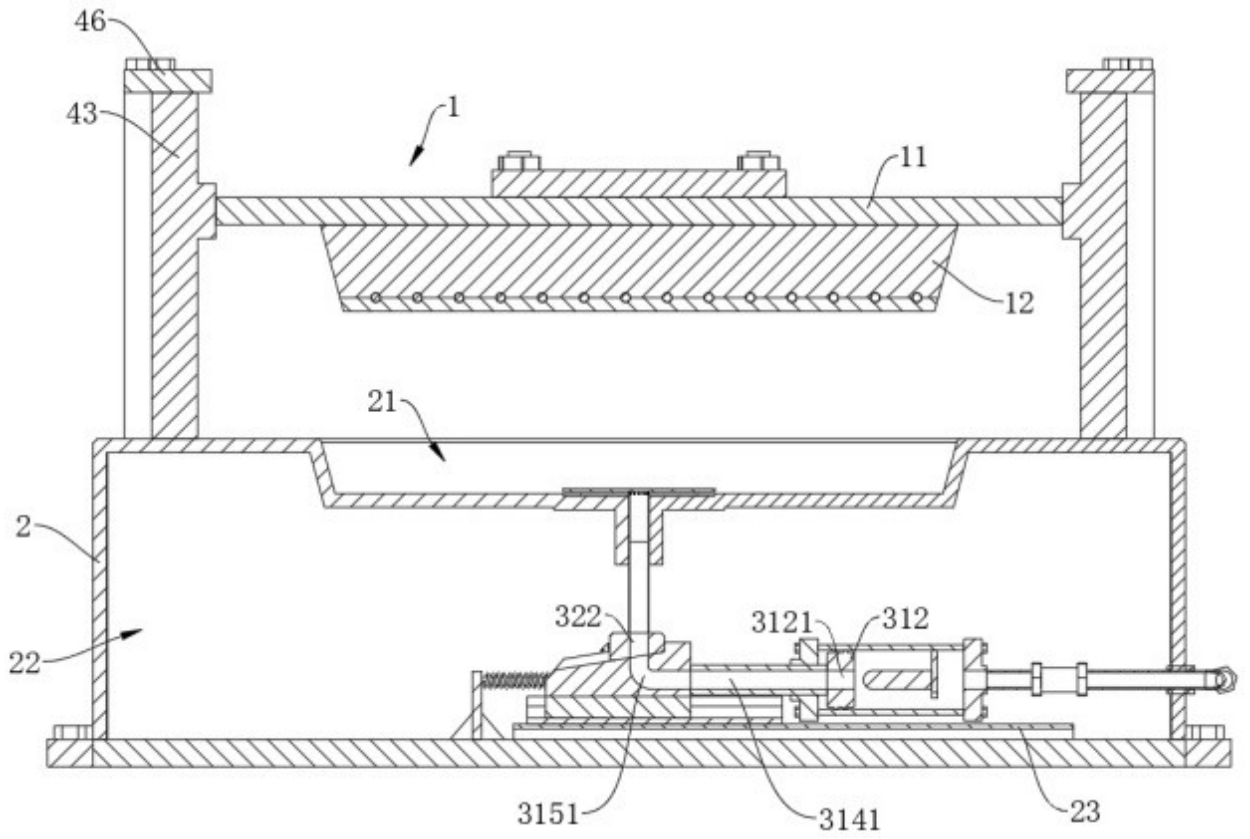


图 3

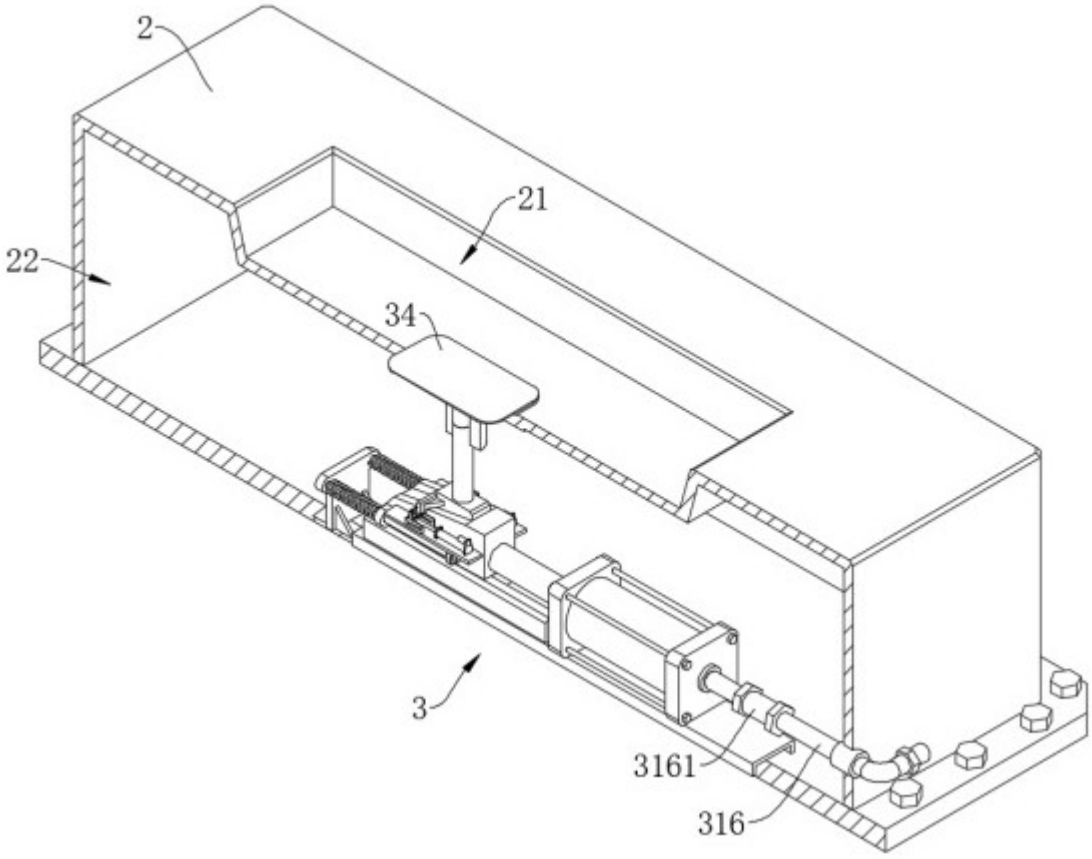


图 4

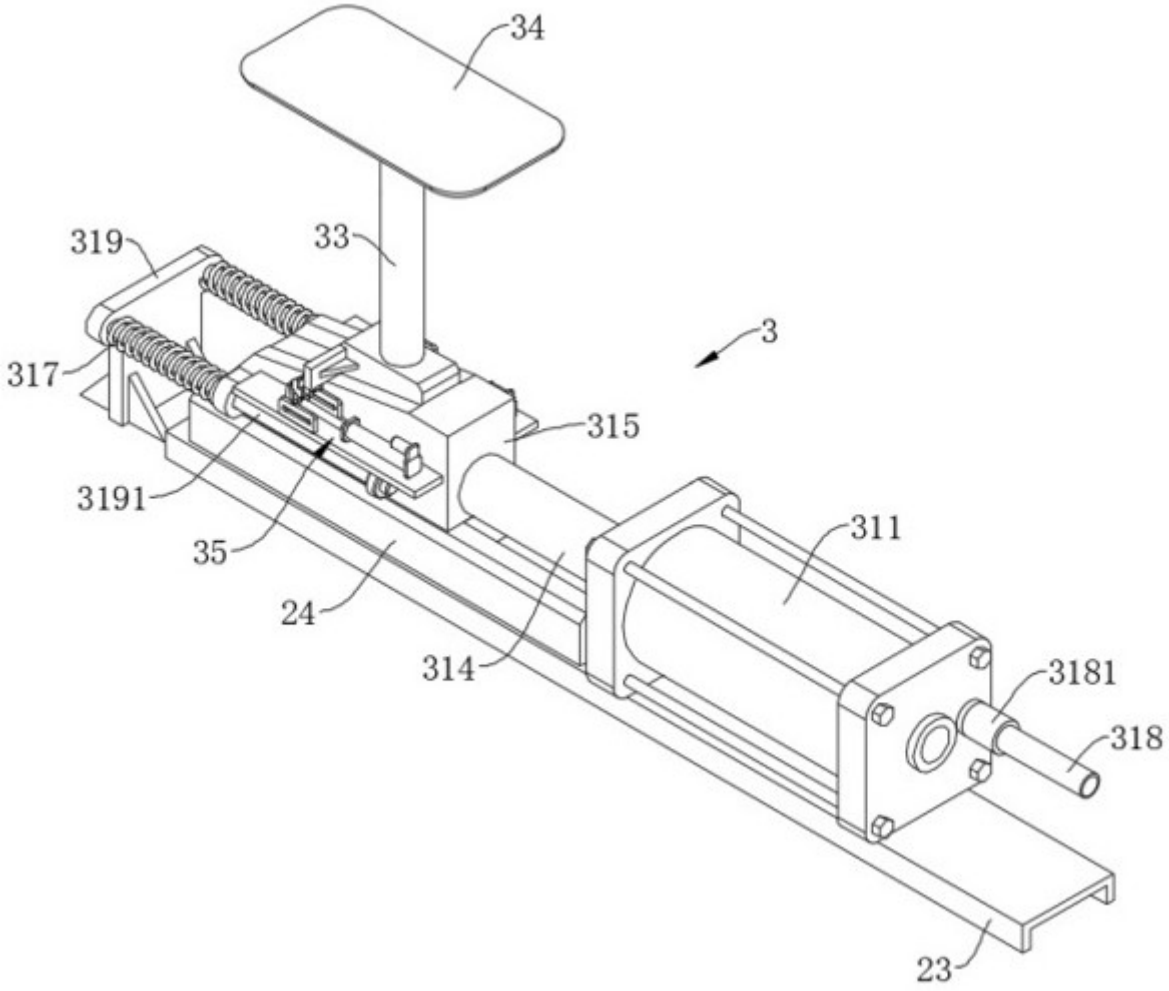


图 5

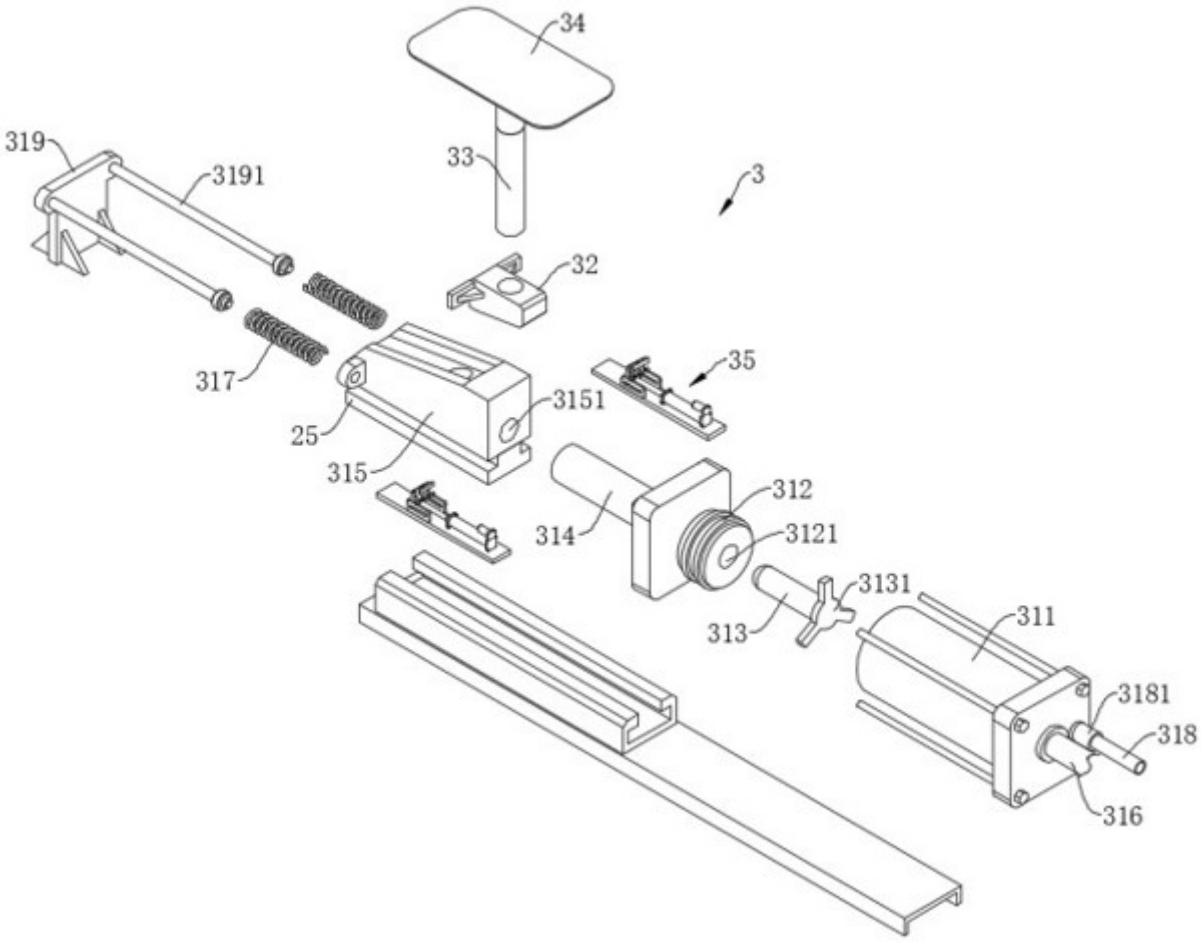

34
319
3191
33
3
32
317
35
3151
25
315
312
314
3121
3131
313
311
3181
318
316

图 6

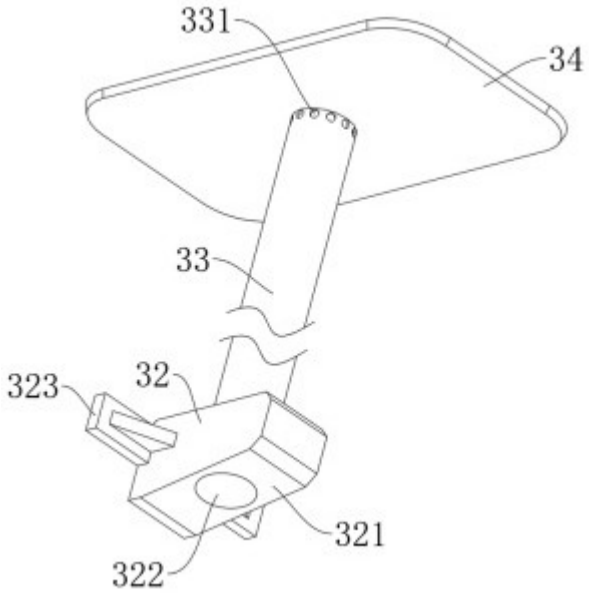

331
34
33
323
32
321
322

图 7

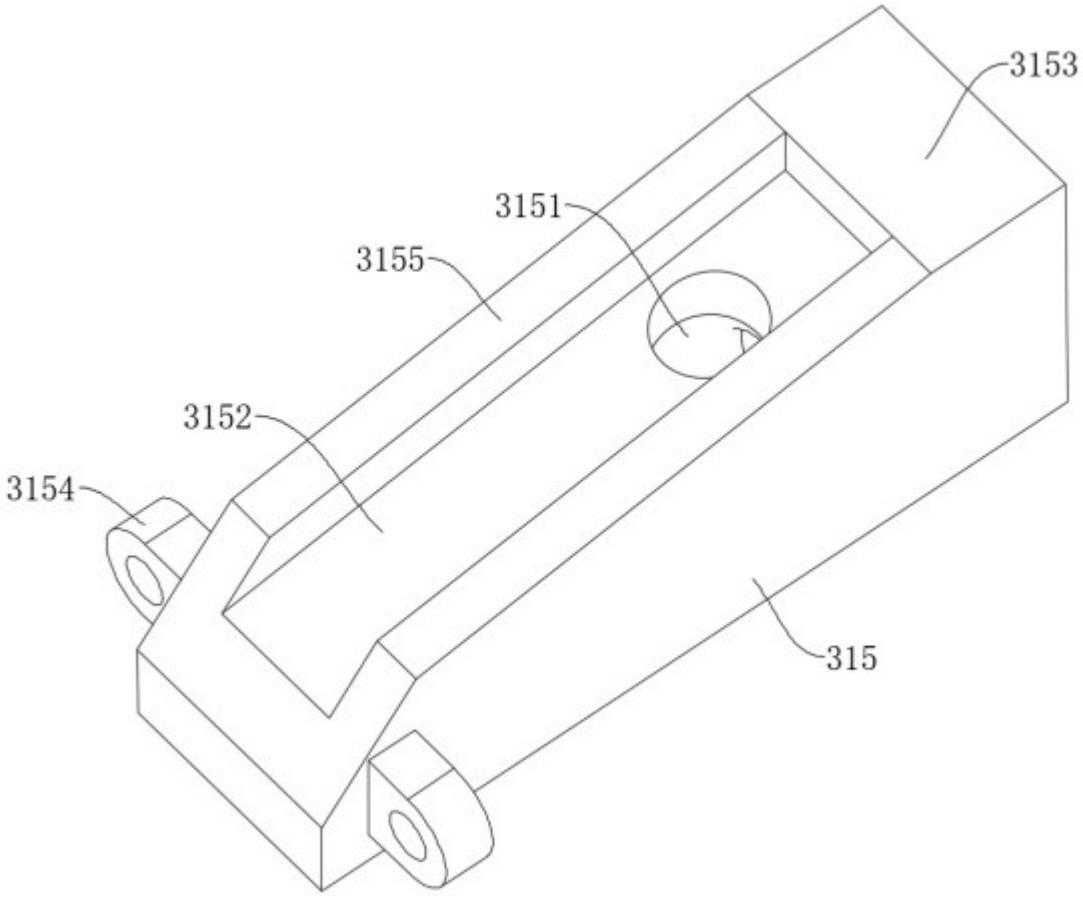


图 8

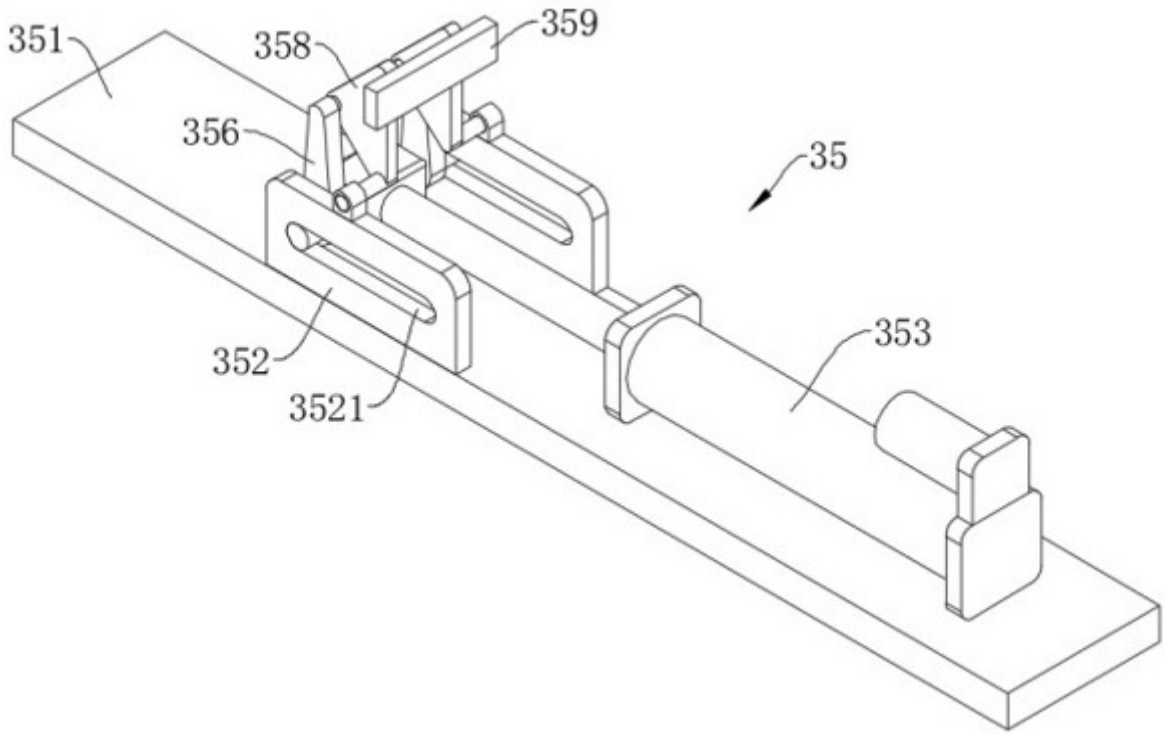

351
358
359
356
35
353
352
3521

图 9

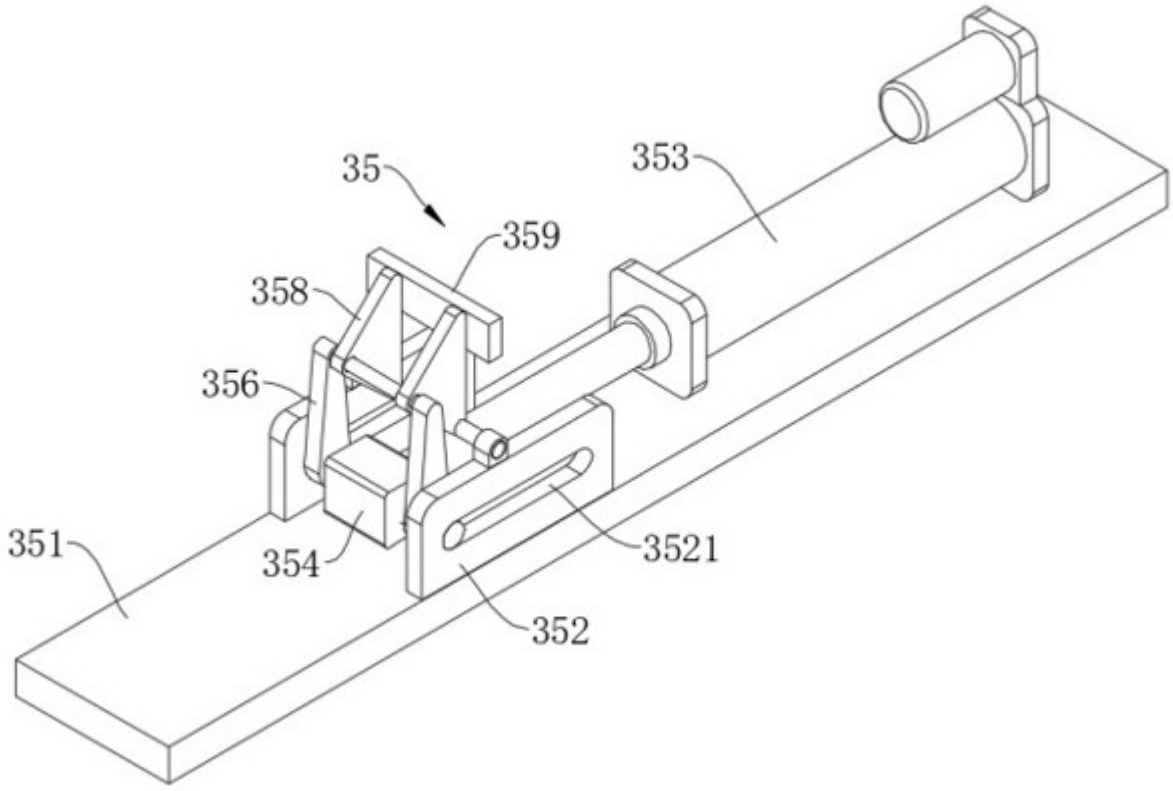

35
353
359
358
356
351
354
3521
352

图 10

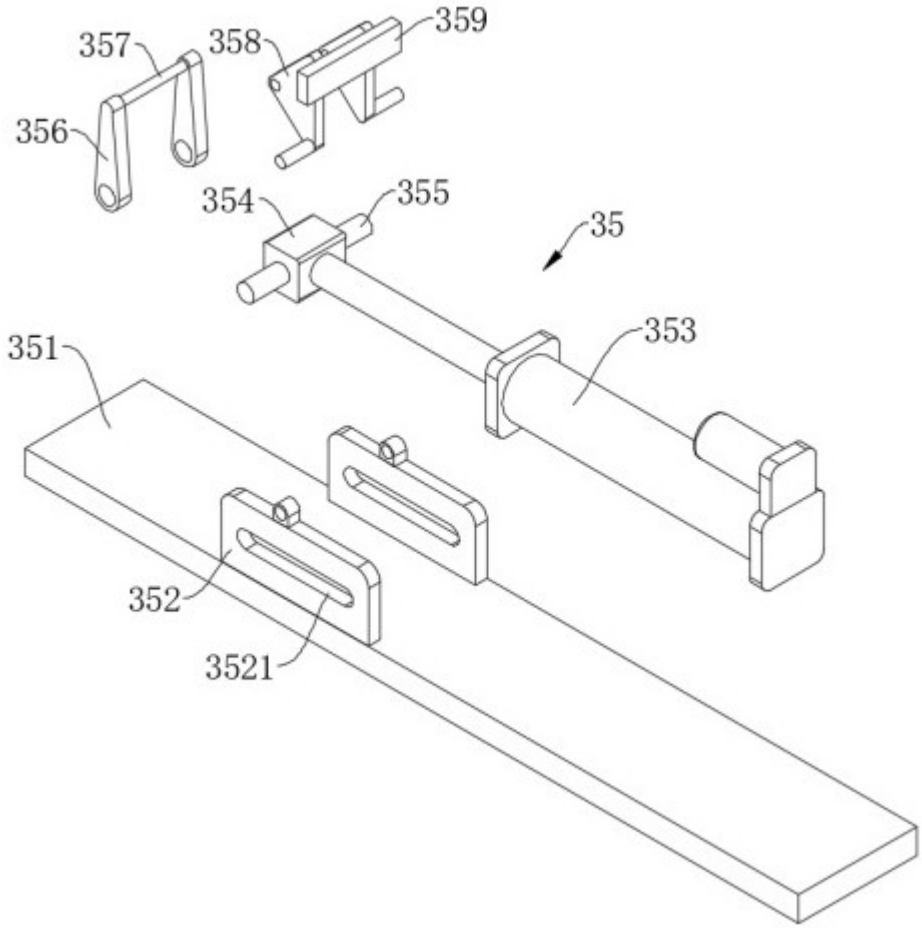

357
358
359
356
354
355
35
353
351
352
3521

图 11

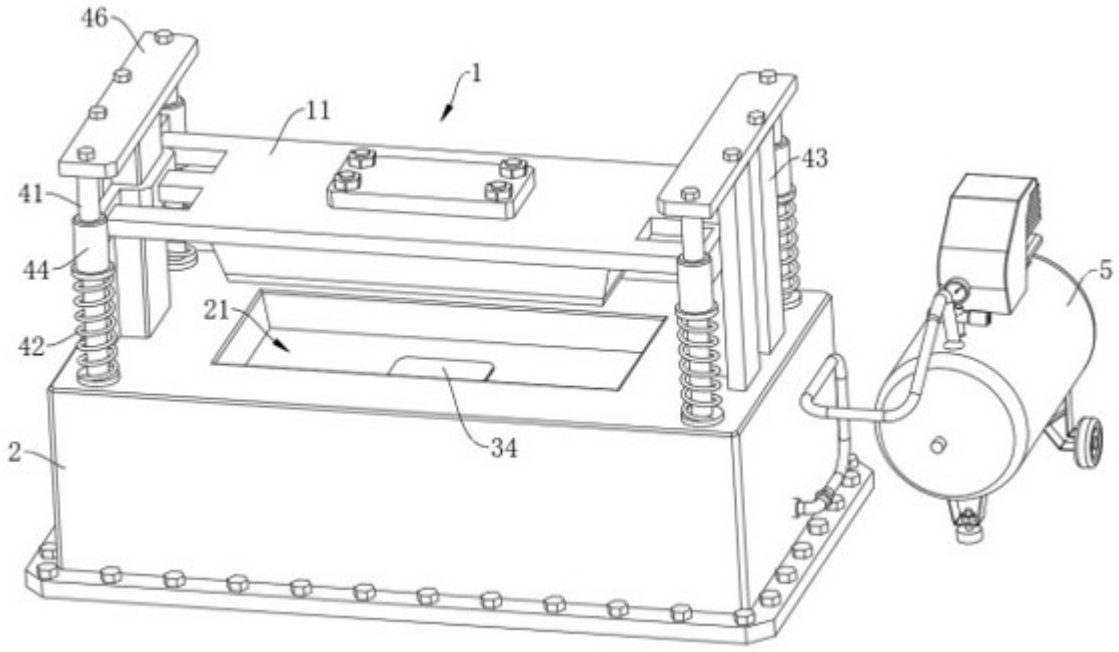

46
1
11
43
41
44
5
21
42
34
2

图 12