



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116727723 A

(43) 申请公布日 2023. 09. 12

(21) 申请号 202311009206.6

(22) 申请日 2023.08.11

(71) 申请人 成都飞机工业(集团)有限责任公司
地址 610000 四川省成都市青羊区黄田坝
纬一路88号

(72) 发明人 张龙 刘顺涛 谢明伟 樊西锋
李彦 王昊 周朝阳 席栋
刘东君 刘强

(74) 专利代理机构 广州三环专利商标代理有限
公司 44202
专利代理师 杨子亮

(51) Int. Cl.

B23B 41/00 (2006.01)

B23B 35/00 (2006.01)

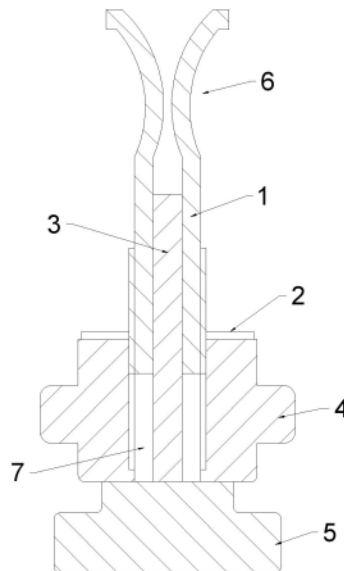
权利要求书2页 说明书7页 附图7页

(54) 发明名称

一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法

(57) 摘要

本申请公开了一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,涉及飞机蒙皮制孔技术领域,选取预设数量的目标孔所在点制作初孔预连接孔,并在初孔预连接孔内安装可拆卸的初孔定位紧固件;在非初孔预连接孔的区域制作目标孔;拆除初孔定位紧固件,并在已制作的目标孔中选取预设数量的目标孔作为终孔预连接孔,并安装可拆卸的终孔定位紧固件;将初孔预连接孔制作为目标孔;拆除终孔定位紧固件,制孔结束。本申请减少自动制孔过程非必要的人工参与,实现飞机部件蒙皮自动制孔覆盖率100%。



1. 一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,包括:
 - 选取预设数量的目标孔所在点制作初孔预连接孔,并在初孔预连接孔内安装可拆卸的初孔定位紧固件;
 - 在非初孔预连接孔的区域制作目标孔;
 - 拆除初孔定位紧固件,并在已制作的目标孔中选取预设数量的目标孔作为终孔预连接孔,并安装可拆卸的终孔定位紧固件;
 - 将初孔预连接孔制作为目标孔;
 - 拆除终孔定位紧固件,制孔结束。
2. 根据权利要求1所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述初孔定位紧固件和所述终孔定位紧固件均包括:
 - 固定螺母,所述固定螺母沿其中心轴线设置有导向限位槽;
 - 弹性夹头,所述弹性夹头设置于所述导向限位槽内,且沿所述导向限位槽往复直线滑动;
 - 调节螺母,所述调节螺母一体成型有调节芯杆,所述调节芯杆沿所述导向限位槽延伸至所述弹性夹头的内部,并能够使所述弹性夹头往外张开而紧固蒙皮和骨架叠层。
3. 根据权利要求2所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述弹性夹头包括:
 - 连接杆部,所述连接杆部沿其中心轴线设置有与所述调节芯杆配合的螺纹通孔;
 - 弹性片,一对所述的弹性片对称设置于所述连接杆部远离所述调节芯杆的一端,所述调节芯杆能够自所述弹性片之间通过而往外涨开所述弹性片。
4. 根据权利要求3所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述弹性片的外壁设置有向中心凹陷的圆弧凹陷部,所述圆弧凹陷部与所述弹性片的前端相交以形成拉钩部。
5. 根据权利要求3所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述连接杆部与所述导向限位槽之间设置有防止所述连接杆部转动的防转结构。
6. 根据权利要求2所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述初孔定位紧固件的弹性夹头的外径为所述终孔定位紧固件的弹性夹头的外径的 $1/3\sim 1/2$ 。
7. 根据权利要求2所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述固定螺母远离所述调节螺母一端端面上设置有保护垫片。
8. 根据权利要求1所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述并在已制作的目标孔中选取预设数量的目标孔作为终孔预连接孔,包括:
 - 判断制孔叠层数量,若制孔叠层数量 $m\geq 3$,则根据初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;
 - 若制孔叠层数量 $m< 3$,则进一步判断骨架叠层的厚度 d_2 与蒙皮的厚度 d_1 之间比值,基于 d_2 与 d_1 之间比值以及初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;
 - 其中,所述叠层数量为蒙皮与骨架的层数之和。
9. 根据权利要求8所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,其特征在于,所述若制孔叠层数量 $m\geq 3$,则根据初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量,包

括：

若初孔预连接孔处于蒙皮边缘，则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈90°布置两个终孔预连接孔，否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈180°布置两个终孔预连接孔。

10. 根据权利要求8所述的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法，其特征在于，所述若制孔叠层数量 $m < 3$ ，则进一步判断骨架叠层的厚度 d_2 与蒙皮的厚度 d_1 之间比值，基于 d_2 与 d_1 之间比值以及初孔预连接孔的位置，设置终孔预连接孔的位置及数量，包括：

若 $d_2/d_1 \leq 1$ ，且初孔预连接孔处于蒙皮边缘，则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈90°布置两个终孔预连接孔，否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈180°布置2个终孔预连接孔；

若 $1 < d_2/d_1 \leq 2$ ，且初孔预连接孔处于蒙皮边缘，则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈90°布置两个终孔预连接孔，否则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈180°布置两个终孔预连接孔；

若 $2 < d_2/d_1 \leq 3$ ，且初孔预连接孔处于蒙皮边缘，则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈90°布置两个终孔预连接孔，否则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈180°布置两个终孔预连接孔。

一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法

技术领域

[0001] 本申请涉及飞机蒙皮制孔技术领域,具体涉及一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法。

背景技术

[0002] 当前飞机部件表面蒙皮制孔流程大致为:首先在待加工产品的蒙皮与骨架叠层连接孔中选取部分孔作为预连接孔并制出初孔;然后通过工艺抽钉将蒙皮定位在骨架上,并在非预连接区域实施自动制孔;最后由人工通过拆除预连接孔位上的工艺抽钉,并将这些预连接孔制为终孔。

[0003] 上述方案在施工过程中,无法实现预百分之百的自动制孔,其中10%~20%的预连接孔需通过人工补制完成,导致制孔质量稳定性不高,影响工件质量。

发明内容

[0004] 本申请的主要目的在于提供一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,旨在解决现有技术中传统飞机部件表面蒙皮制孔无法实现百分之百自动制孔的问题。

[0005] 本申请采用的技术方案如下:

一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,包括:

选取预设数量的目标孔所在点制作初孔预连接孔,并在初孔预连接孔内安装可拆卸的初孔定位紧固件;

在非初孔预连接孔的区域制作目标孔;

拆除初孔定位紧固件,并在已制作的目标孔中选取预设数量的目标孔作为终孔预连接孔,并安装可拆卸的终孔定位紧固件;

将初孔预连接孔制作为目标孔;

拆除终孔定位紧固件,制孔结束。

[0006] 进一步的,所述初孔定位紧固件和所述终孔定位紧固件均包括:

固定螺母,所述固定螺母沿其中心轴线设置有导向限位槽;

弹性夹头,所述弹性夹头设置于所述导向限位槽内,且沿所述导向限位槽往复直线滑动;

调节螺母,所述调节螺母一体成型有调节芯杆,所述调节芯杆沿所述导向限位槽延伸至所述弹性夹头的内部,并能够使所述弹性夹头往外张开而紧固蒙皮和骨架叠层。

[0007] 进一步的,所述弹性夹头包括:

连接杆部,所述连接杆部沿其中心轴线设置有与所述调节芯杆配合的螺纹通孔;

弹性片,一对所述的弹性片对称设置于所述连接杆部远离所述调节芯杆的一端,所述调节芯杆能够自所述弹性片之间通过而往外涨开所述弹性片。

[0008] 进一步的,所述弹性片的外壁设置有向中心凹陷的圆弧凹陷部,所述圆弧凹陷部与所述弹性片的前端相交以形成拉钩部。

[0009] 进一步的,所述连接杆部与所述导向限位槽之间设置有防止所述连接杆部转动的防转结构。

[0010] 进一步的,所述初孔定位紧固件的弹性夹头的外径为所述终孔定位紧固件的弹性夹头的外径的 $1/3\sim 1/2$ 。

[0011] 进一步的,所述固定螺母远离所述调节螺母一端端面上设置有保护垫片。

[0012] 进一步的,所述选取部分已制作的目标孔为终孔预连接孔,包括:

判断制孔叠层数量,若制孔叠层数量 $m\geq 3$,则根据初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;

若制孔叠层数量 $m< 3$,则进一步判断骨架叠层的厚度 d_2 与蒙皮的厚度 d_1 之间比值,基于 d_2 与 d_1 之间比值以及初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;

其中,所述叠层数量为蒙皮与骨架的层数之和。

[0013] 进一步的,所述若制孔叠层数量 $m\geq 3$,则根据初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量,包括:

若初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔。

[0014] 进一步的,所述若制孔叠层数量 $m< 3$,则进一步判断骨架叠层的厚度 d_2 与蒙皮的厚度 d_1 之间比值,基于 d_2 与 d_1 之间比值以及初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量,包括:

若 $d_2/d_1\leq 1$,且初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 180° 布置2个终孔预连接孔;

若 $1<d_2/d_1\leq 2$,且初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔;

若 $2<d_2/d_1\leq 3$,且初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔。

[0015] 与现有技术相比,本申请的有益效果是:

本申请实施例提出的一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,由于采用可拆卸的初孔定位紧固件和终孔定位紧固件替代传统的抽钉铆接,从而可以在制孔过程中,拆除初孔预连接孔连接的初孔定位紧固件,同时在初孔预连接孔附近使用终孔定位紧固件固定骨架和蒙皮,使得能够在初始机加工位上完成所有孔位的百分之百自动制孔,有效提高制孔质量以及制孔效率,保证工件质量。

附图说明

[0016] 图1为使用初孔定位紧固件固定蒙皮和骨架叠层的状态示意图;

图2为在初孔预连接孔以外的区域制作目标孔的状态示意图;

图3为在已制作的目标孔中使用终孔定位紧固件固定蒙皮和骨架叠层的状态示意

图；

图4为去掉初孔定位紧固件的状态示意图；

图5为将初孔预连接孔制作为目标孔的状态示意图；

图6为去掉终孔定位紧固件的状态示意图；

图7为初孔定位紧固件的立体结构示意图；

图8为初孔定位紧固件的剖视图。

[0017] 附图中标号说明：

100-蒙皮,200-骨架叠层,1-弹簧夹头,2-保护垫片,3-调节芯杆,4-固定螺母,5-调节螺母,6-圆弧凹陷部,7-导向限位槽。

具体实施方式

[0018] 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清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本申请的一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通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。

[0019] 需要说明,本申请实施例中所有方向性指示(诸如上、下、左、右、前、后……)仅用于解释在某一特定姿态(如附图所示)下各部件之间的相对位置关系、运动情况等,如果该特定姿态发生改变时,则该方向性指示也相应地随之改变。

[0020] 在本申请中,除非另有明确的规定和限定,术语“连接”、“固定”等应做广义理解,例如,“固定”可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或成一体;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通或两个元件的相互作用关系,除非另有明确的限定。对于本领域的普通技术人员而言,可以根据具体情况理解上述术语在本申请中的具体含义。

[0021] 另外,若本申请实施例中有涉及“第一”、“第二”等的描述,则该“第一”、“第二”等的描述仅用于描述目的,而不能理解为指示或暗示其相对重要性或者隐含指明所指示的技术特征的数量。由此,限定有“第一”、“第二”的特征可以明示或者隐含地包括至少一个该特征。另外,全文中出现的“和/或”的含义,包括三个并列的方案,以“A和/或B”为例,包括A方案、或B方案、或A和B同时满足的方案。另外,各个实施例之间的技术方案可以相互结合,但是必须是以本领域普通技术人员能够实现为基础,当技术方案的结合出现相互矛盾或无法实现时应当认为这种技术方案的结合不存在,也不在本申请要求的保护范围之内。

[0022] 作为解释,传统飞机蒙皮与骨架叠层之间完成自动制孔流程大致为:首先在待加工产品的蒙皮与骨架叠层连接孔中选取部分孔作为预连接孔并制出初孔;然后通过工艺抽钉将蒙皮定位在骨架上,并在非预连接区域实施自动制孔;最后由人工通过拆除预连接孔位上的工艺抽钉,并将这些预连接孔制为终孔。

[0023] 由于采用抽钉工艺连接使得框架与蒙皮铆接,铆接后抽钉与蒙皮以及骨架叠层之间是不可拆卸的,在将预连接孔制为终孔时,需要使用钻具将抽钉拆除,且由于机床工位不具备拆除抽钉的条件,因此需要将工件从机床工位取下,再进行抽钉拆除,而在使用钻具拆除抽钉时,可同步使用钻具将预连接孔制为终孔,避免麻烦而无需再上机床,从而其中约占总孔数10%~20%的初孔是通过人工补制完成,无法实现百分之百的自动制孔,导致制孔质

量稳定性不高。

[0024] 还不难发现的,现有方案抽钉安装、拆除过程均由人工完成,操作复杂、耗时长,导致自动制孔综合效率低。

[0025] 为此,本申请实施例提供了一种实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,包括:

S1:选取预设数量的目标孔所在点制作初孔预连接孔,并在初孔预连接孔内安装可拆卸的初孔定位紧固件;

S2:在非初孔预连接孔的区域制作目标孔;

S3:拆除初孔定位紧固件,并在已制作的目标孔中选取预设数量的目标孔作为终孔预连接孔,并安装可拆卸的终孔定位紧固件;

S4:将初孔预连接孔制作为目标孔;

S5:拆除终孔定位紧固件,制孔结束。

[0026] 在本实施例中,预设数量的初孔预连接孔以及预设数量的终孔预连接孔,均由实际生产过程中,根据蒙皮以及骨架叠层的具体情况,经工艺人员制定生产工艺而确定。

[0027] 具体来说,图1-图6为本申请实施例提供的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法的流程示意图,图中100为蒙皮,200为骨架叠层,X表示初孔预连接孔所在点位,•表示终孔预连接孔所在点位。

[0028] 在制孔时,首先选取初孔预连接孔的孔位,将蒙皮100和骨架叠层200固定于机床加工位,并在预连接孔的孔位处制作初孔预连接孔,其中:初孔预连接孔贯穿蒙皮100和骨架叠层200,初孔预连接孔的孔径尺寸一般为目标孔的孔径尺寸的 $1/3-1/2$;

然后,初孔预连接孔制作完成后,在初孔预连接孔内插入初孔定位紧固件,利用初孔定位紧固件将蒙皮100定位固定在骨架叠层200上,再机加工出除初孔预连接孔以外的目标孔;

接着,在已经制好的目标孔中选取终孔预连接孔,并在终孔预连接孔内插入终孔定位紧固件,利用终孔定位紧固件将蒙皮100定位固定在骨架叠层200上,而后拆下初孔定位紧固件;

再接着,将初孔预连接孔机加工成为目标孔;

最后,拆除终孔定位紧固件,完成所有目标孔的自动加工。

[0029] 由上述内容可见,通过采用可拆卸的初孔定位紧固件和终孔定位紧固件将蒙皮定位固定于骨架叠层,从而在制孔过程中,将初孔预连接孔制为目标孔时,拆除对应的初孔定位紧固件,暴露初孔预连接孔后便可以通过机加工自动制孔,与传统的抽钉工艺中,需要将抽钉使用钻具拆卸并钻孔相比,本申请能够实现百分之百的自动制孔,能保证制孔质量的稳定性和制孔效率。

[0030] 在本实施例中,初孔定位紧固件和终孔定位紧固件结构相似,不同点在于二者尺寸上的区别。具体的,参见图7和图8所示,初孔定位紧固件和终孔定位紧固件均包括固定螺母4、弹性夹头以及调节螺母5,其中,固定螺母4沿其中心轴线设置有导向限位槽7,调节螺母5和弹性夹头分别位于固定螺母4的两端,弹性夹头包括连接杆部和弹性片,一对弹性片一体成型于连接杆部的一端,且弹性片相互间隔独立,彼此之间留有空隙通道,连接杆部插接于导向限位槽7内,连接杆部与导向限位槽7之间设置有防止连接杆部转动的防转结构,

调节螺母5的一端一体成型有调节芯杆3,调节芯杆3设置有外螺纹,连接杆部沿其中心轴线设置有贯通的螺纹通孔,调节芯杆3旋入螺纹通孔内,使得调节芯杆3与连接杆部螺纹连接,从而旋转调节螺母5,在防转结构的限位下,使得连接杆部只能沿着导向限位槽7往复直线运动。同时,在弹性片的外壁设置有向中心凹陷的圆弧凹陷部6,圆弧凹陷部6与所述弹性片的前端相交以形成拉钩部,可以想象的,连接杆部沿导向限位槽7往后向着调节螺母5一侧移动时,调节芯杆3会逐渐与圆弧凹陷部6的内侧相抵,从而将弹性片往外侧涨开。

[0031] 由上述内容可知,初孔定位紧固件进行安装工作时,将弹性夹头放入飞机蒙皮与骨架叠层开设的预连接孔中,保持固定螺母4不动,使用气动扳手带动调节螺母5顺时针旋转,在防转结构的辅助限位下,弹性夹头沿导向限位槽7往调节螺母5一侧移动,调节芯杆3逐渐与圆弧凹陷部6相抵,从而将弹性片往外涨开,当拉钩部移动至最下层的骨架时,与骨架的下表面相勾连,弹簧夹头1不再继续收缩,并配合涨开的弹性片,涨紧在初孔预连接孔内,完成定位紧固件安装,蒙皮与骨架完成预连接。初孔定位紧固件进行拆除工作时,保持固定螺母4不动,气动扳手带动转向螺母逆时针旋转,弹性夹头沿着导向限位槽7往远离调节螺母5一侧移动,调节芯杆3从弹性夹片之间退出,弹簧夹头1完全退出直到限位位置,此时将定位紧固件从飞机蒙皮初孔预连接孔中取出,完成定位紧固件拆除工作。

[0032] 可见,相比原方案抽钉连接相比,采用可拆卸的初孔定位紧固件,可实现回收重复利用,生产成本更低,同时,初孔定位紧固件拆装过程可通过气动扳手实现快速安装,相比原方案抽钉连接相比,安装效率大幅提高。

[0033] 可以想象的,初孔定位紧固件安装于初孔预连接孔,终孔定位紧固件安装于终孔预连接孔(即目标孔),而初孔预连接孔的孔径尺寸一般为目标孔的孔径尺寸的 $1/3-1/2$,可见初孔定位紧固件和终孔定位紧固件的区别在于:初孔定位紧固件的弹性夹头的外径为所述终孔定位紧固件的弹性夹头的外径的 $1/3\sim 1/2$ 。

[0034] 可见,终孔定位紧固件拆装工作原理与初孔定位紧固件类似,此处不再赘述,同样的,相比原方案抽钉连接相比,采用可拆卸的终孔定位紧固件,可实现回收重复利用,生产成本更低,同时,终孔定位紧固件拆装过程可通过气动扳手实现快速安装,相比原方案抽钉连接相比,安装效率大幅提高。

[0035] 在一种实施例中,为防止连接杆部在导向限位槽7内转动,连接杆部与导向限位槽7之间设置有防止连接杆部转动的防转结构,作为一种实施方式,可以采取在导向限位槽7的内壁沿着导向限位槽7的长轴方向开设有侧向槽,连接杆部沿其长轴方向一体成型有凸起的侧向凸筋,侧向凸筋配合滑动设置于侧向槽内,从而既能保证弹性夹头沿导向限位槽7直线移动,又避免了弹性夹头在导向限位槽7内转动。

[0036] 当然,可以理解的,为了避免初孔定位紧固件和终孔定位紧固件在安装过程中损伤蒙皮,初孔定位紧固件以及终孔定位紧固件与产品接触表面具有一层保护垫片2,基于保护垫片2可以起到不损伤产品表面的特点。

[0037] 此外,为实现可靠交接,确保制孔质量,同时使终孔预连接紧固件数量最小化,本部分建立了终孔预连接孔的位置选取原则,包括:

判断制孔叠层数量,若制孔叠层数量 $m \geq 3$,则根据初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;

若制孔叠层数量 $m < 3$,则进一步判断骨架叠层的厚度 d_2 与蒙皮的厚度 d_1 之间比值,

基于d2与d1之间比值以及初孔预连接孔的位置,设置终孔预连接孔的位置及数量;

其中,所述叠层数量为蒙皮与骨架的层数之和。

[0038] 具体来说,若制孔叠层数量 $m \geq 3$,且初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔。

[0039] 若制孔叠层数量 $m < 3$,且骨架叠层的厚度d2与蒙皮的厚度d1之间比值 $d2/d1 \leq 1$,初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔120mm直径范围内呈 180° 布置2个终孔预连接孔;

制孔叠层数量 $m < 3$,且骨架叠层的厚度d2与蒙皮的厚度d1之间比值 $1 < d2/d1 \leq 2$,初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔240mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔;

制孔叠层数量 $m < 3$,且骨架叠层的厚度d2与蒙皮的厚度d1之间比值 $2 < d2/d1 \leq 3$,初孔预连接孔处于蒙皮边缘,则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈 90° 布置两个终孔预连接孔,否则在所述初孔预连接孔360mm直径范围内呈 180° 布置两个终孔预连接孔。

[0040] 由上述内容可见,终孔预连接孔的选取原则主要受制孔叠层数量、骨架叠层总厚度和初孔预连接孔的制孔位置影响。

[0041] 1. 叠层数量 > 3 ,意味着叠层多,制孔过程发生分层概率大,需要在距离制孔位置较近的区域(120mm)布置2个紧固件。

[0042] 2. 叠层数量 < 3 ,需要进一步通过判断叠层厚度来确认叠层强度。叠层厚度小,刚性差,制孔过程产品发生变形概率大,需要在距离制孔位置较近的区域(120mm)布置2个紧固件。

[0043] 叠层厚度大,刚性好,制孔过程产品发生变形概率小,只需要在距离制孔位置较远的区域(360mm)布置2个紧固件。

[0044] 3. 布置角度(90° , 180°)取决于制孔位置,在矩形蒙皮四角位置制孔,就必须 90° 布置紧固件,在矩形边中间位置制孔,就需要 180° 布置紧固件。

[0045] 综上所述,本申请实施例提供的实现飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,至少具有如下有益效果:

(1) 本申请提供的飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,可实现将飞机部件蒙皮自动制孔覆盖率由80%~90%提升至100%,显著提升了制孔质量稳定性。

[0046] (2) 本申请提供的飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,制孔过程中使用可拆卸的专用紧固件,具有结构尺寸小、可快速自动拆装、不损伤产品、可重复使用等特点,解决了原有方案中人工拆装抽钉操作复杂、耗时长的问题,大幅提升了自动制孔综合效率。

[0047] (3) 本申请提供的飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,在制孔过程中,初孔预连接孔的位置选取,具有预连接效果好、使用预连接孔数少的特点,通过合理预连接孔布置显著提升了制孔质量。

[0048] (4) 本申请提供的飞机部件蒙皮预连接孔自动制孔的方法,相比原方案取消了人工补制孔、人工拆装工艺抽钉等环节,大幅降低了自动制孔过程中人员参与比例,提升了飞机装配自动化水平。

[0049] 以上所述仅为本申请的较佳实施例,并不用以限制本申请,凡在本申请的精神和

原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本申请的保护范围之内。

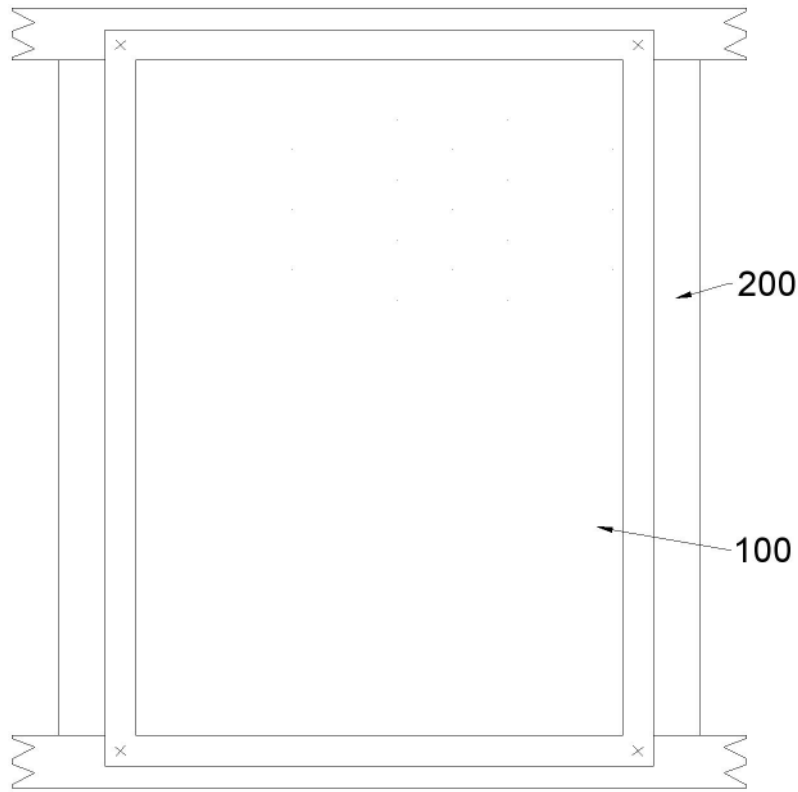


图1

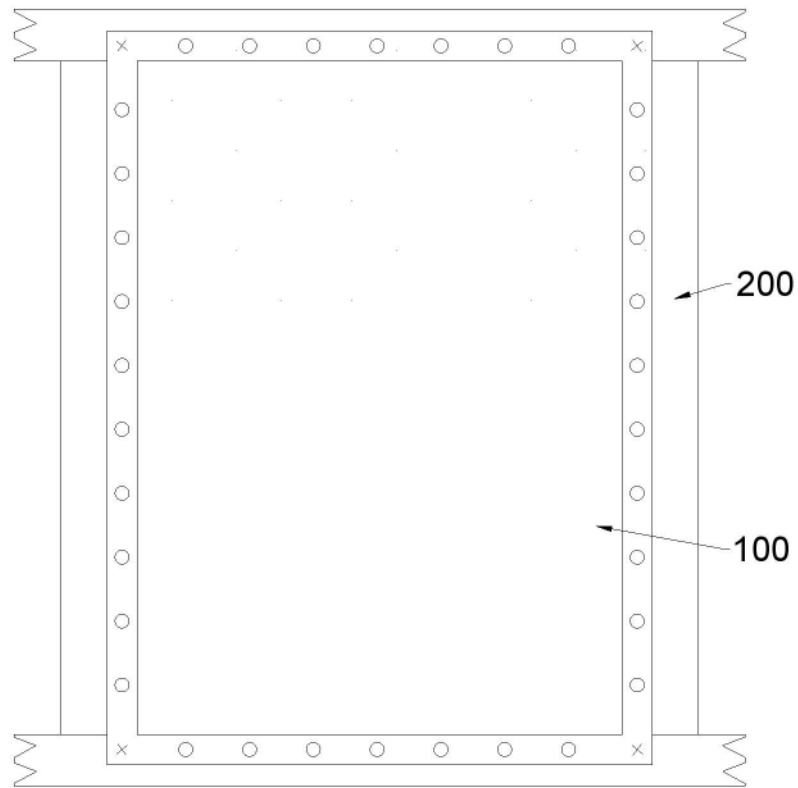


图2

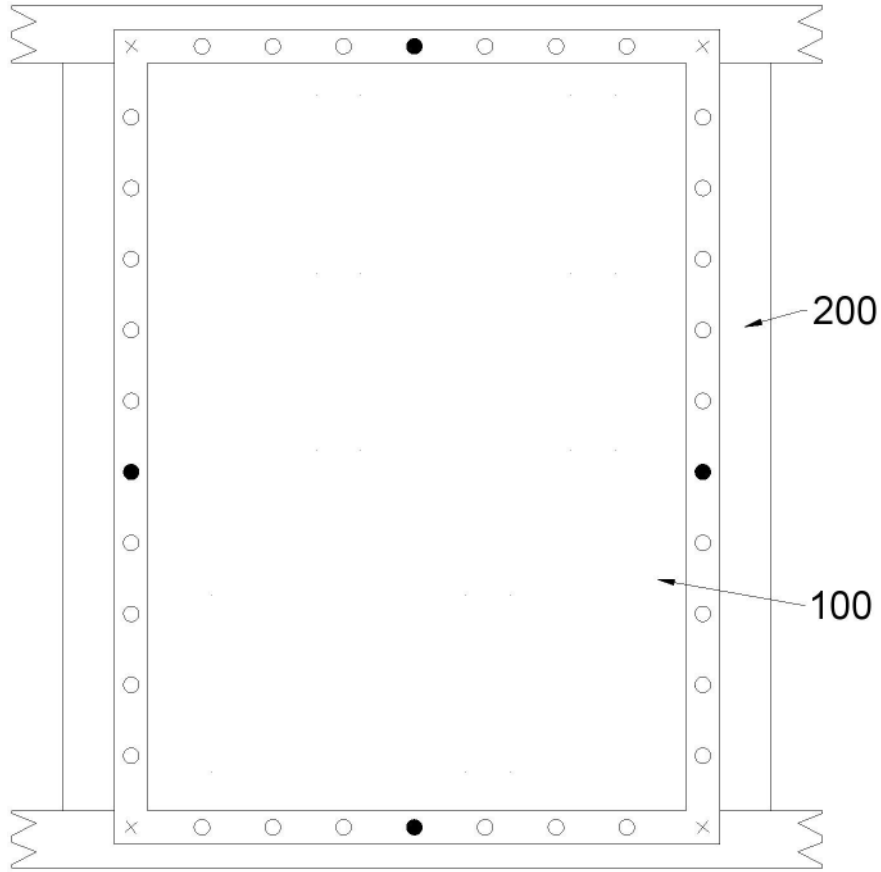


图3

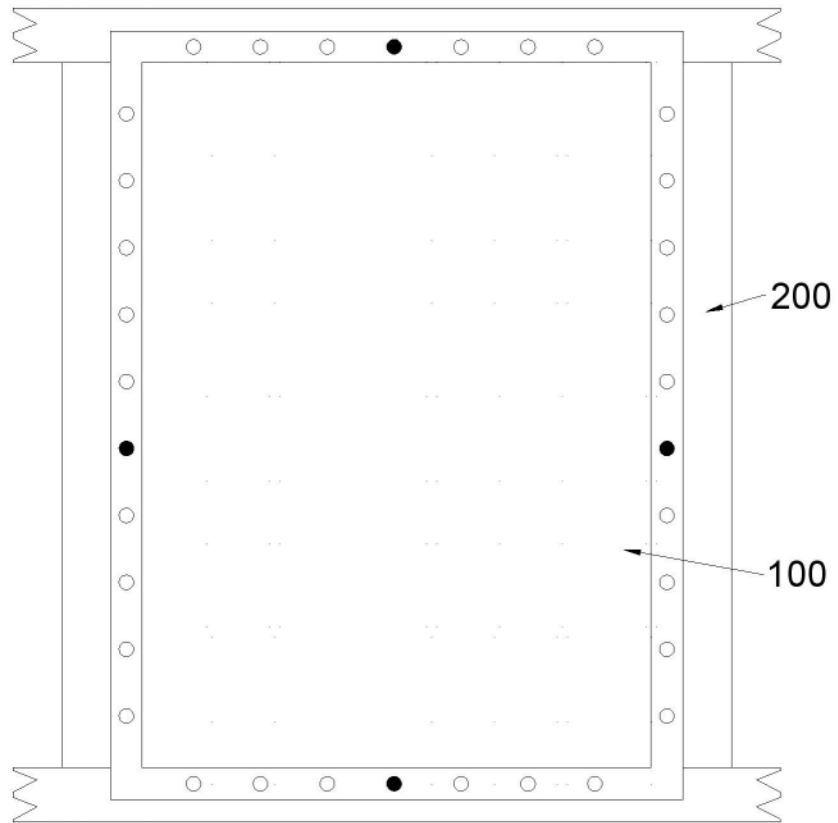


图4

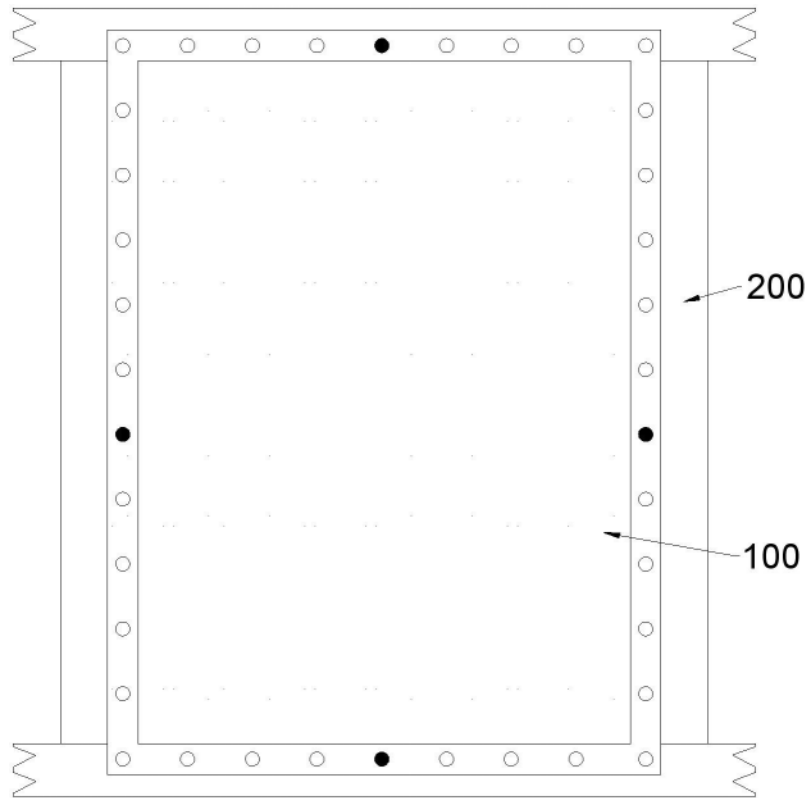


图5

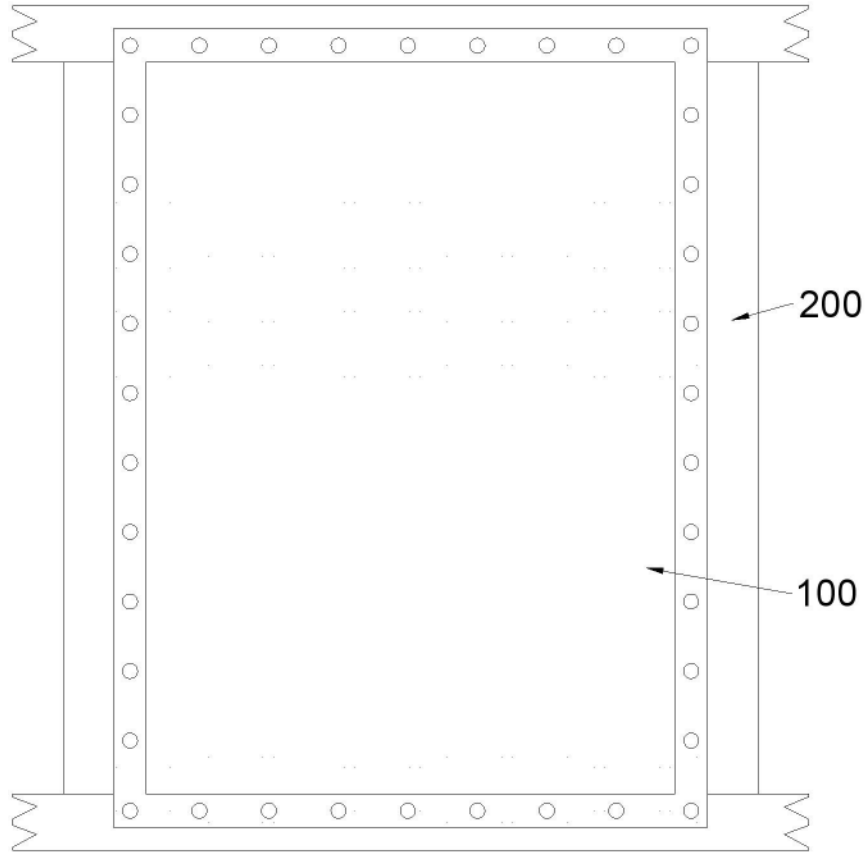


图6

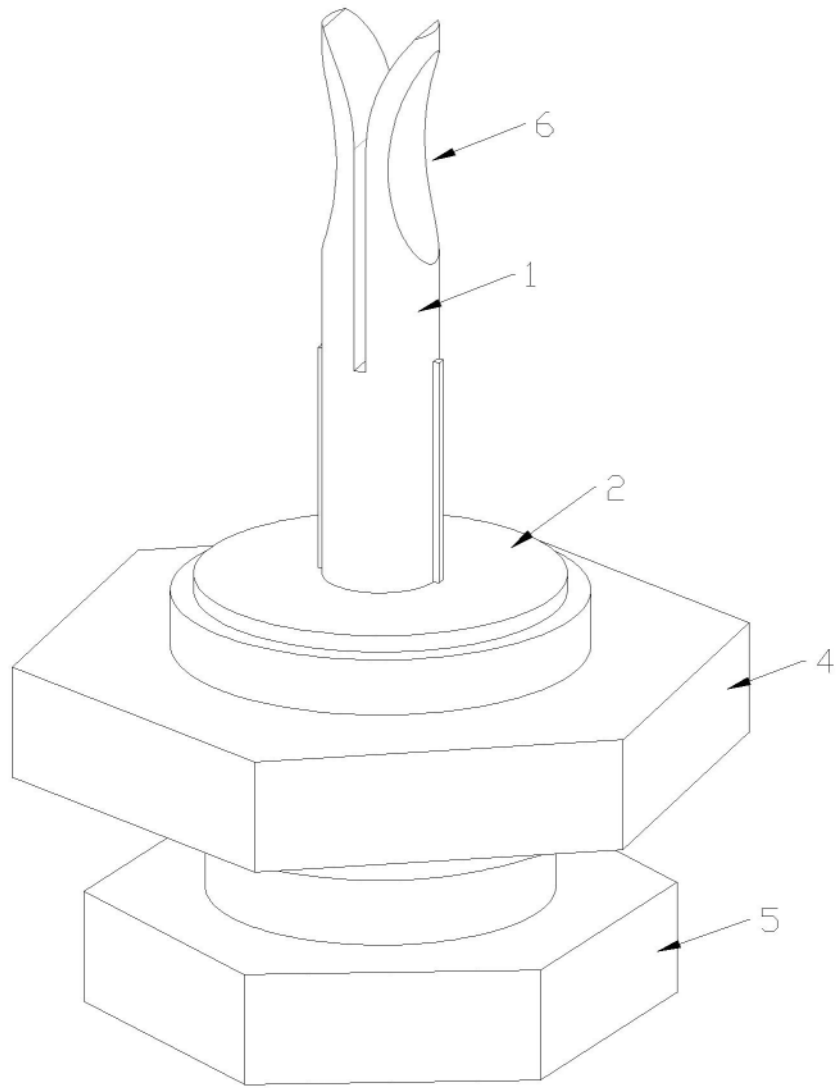


图7

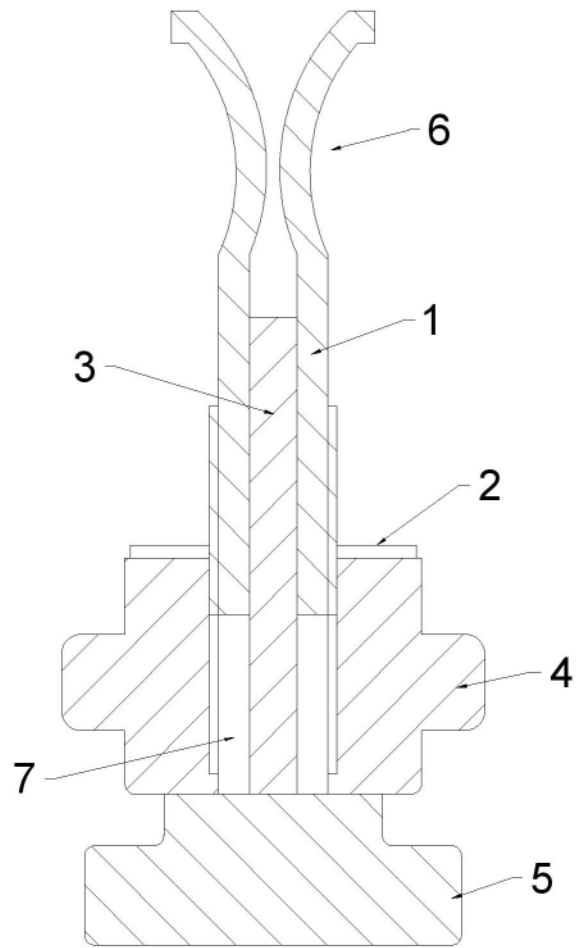


图8