



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117699021 A

(43) 申请公布日 2024. 03. 15

(21) 申请号 202311837418.3

(22) 申请日 2023.12.28

(71) 申请人 中国航空工业集团公司西安飞机设计研究所

地址 710089 陕西省西安市阎良区人民东路1号

(72) 发明人 梁力 陈西锋 王发存 陈兵
杨成茂

(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.

B64D 27/40 (2024.01)

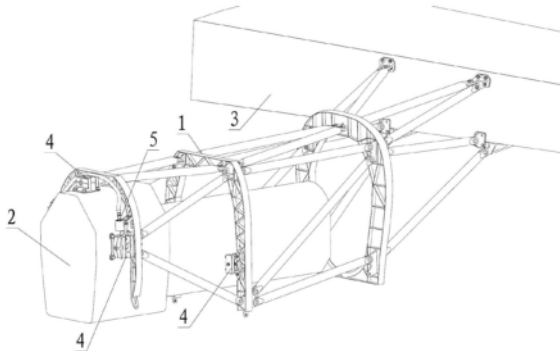
权利要求书2页 说明书4页 附图5页

(54) 发明名称

一种桁架式发动机安装结构

(57) 摘要

本申请属于飞机发动机安装结构领域,特别涉及一种桁架式发动机安装结构。包括:前框,呈U形,所述前框上设置有利于发动机安装的接口;中框,呈U形,所述中框的前侧通过多根拉杆与所述前框连接,所述中框上设置有利于发动机安装的接口;后框,呈环形,所述后框的前侧通过多根拉杆与所述中框的后侧连接,所述后框的后侧通过多根拉杆与机翼连接;其中,相邻两个拉杆呈V形布置,所述发动机安装结构的底部形成用于发动机拆装的矩形开口。本申请能够将涡轮螺旋桨发动机安装在机翼下方,并且能够承受发动机拉力、扭矩及惯性载荷,传力直接,结构重量轻。



1. 一种桁架式发动机安装结构,其特征在于,发动机安装结构(1)包括:
前框(11),呈U形,所述前框(11)上设置有用於发动机(2)安装的接口;
中框(12),呈U形,所述中框(12)的前侧通过多根拉杆(14)与所述前框(11)连接,所述中框(12)上设置有用於发动机(2)安装的接口;
后框(13),呈环形,所述后框(13)的前侧通过多根拉杆(14)与所述中框(12)的后侧连接,所述后框(13)的后侧通过多根拉杆(14)与机翼(3)连接;
其中,相邻两个拉杆(14)呈V形布置,所述发动机安装结构(1)的底部形成用于发动机(2)拆装的矩形开口。
2. 根据权利要求1所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,所述后框(13)后侧的多根拉杆(14)分别通过机翼下壁接头(20)、机翼下缘接头(21)以及机翼上缘接头(22)与所述机翼(3)连接。
3. 根据权利要求1所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,
所述前框(11)为具有前框腹板(115)以及前框加强筋(114)的开剖面腹板加筋结构;
所述前框(11)的顶部和左右两侧设置有三处I形对接接头对接区,且每个所述I形对接接头对接区均开设有减振器对接孔(111),其中,左右两侧的所述减振器对接孔(111)的上方还开设有扭矩补偿器对接孔(112);
所述前框(11)的底部对称设置有对接单耳(113)。
4. 根据权利要求3所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,在所述前框(11)的三处I形对接接头对接区分别安装有I形对接接头(15),所述I形对接接头(15)具有两个呈一字分布的单耳耳片。
5. 根据权利要求1所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,
所述中框(12)为具有中框腹板(125)以及中框加强筋(124)的开剖面腹板加筋结构;
所述中框(12)的顶部设置有两处L形对接接头对接区(123);
所述中框(12)的左右两侧分别设置有减振器连接双耳(121);
所述中框(12)的底部对称设置有两处第一过框接头连接区(122)。
6. 根据权利要求5所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,
所述中框(12)的两处L形对接接头对接区(123)分别安装有L形对接接头(16),所述L形对接接头(16)具有两个呈L形分布的单耳耳片;
所述中框(12)的两处第一过框接头连接区(122)分别安装有过框接头(17),所述过框接头(17)具有四个单耳耳片,其中,底部的单耳耳片为安装结构外部接口。
7. 根据权利要求1所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,
所述后框(13)为具有后框腹板(133)以及后框加强筋(132)的闭剖面腹板加筋结构;
所述后框(13)上设置有五处第二过框接头连接区(131),分别位于所述后框(13)的四角和顶部位置。
8. 根据权利要求7所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,所述后框(13)的环形开口处设置有防火墙连接边(134)。
9. 根据权利要求7所述的桁架式发动机安装结构,其特征在于,所述后框(13)的五处第二过框接头连接区(131)分别安装有四耳过框接头(18)或三耳过框接头(19),所述四耳过框接头(18)具有四个单耳耳片,所述三耳过框接头(19)具有三个单耳耳片,其中,底部的单

耳耳片为安装结构外部接口。

10. 根据权利要求1所述的桁架式发动机安装结构, 其特征在于, 所述拉杆(14)的两端为双耳接头形状, 中部为等直圆环形。

一种桁架式发动机安装结构

技术领域

[0001] 本申请属于飞机发动机安装结构领域,特别涉及一种桁架式发动机安装结构。

背景技术

[0002] 发动机安装结构是飞机关键部件,发动机能安全可靠的安装在飞机上直接关系到飞行安全。通常翼吊式涡轮螺旋桨飞机发动机安装结构可分为盒段式和桁架式结构。

[0003] 现有技术中,盒段式发动机安装结构,通过在机翼与发动机之间布置传载盒段安装发动机,这种形式发动机安装结构较为独立,受发动机制约少,发动机拆装维护方便,但结构重量重,并会对飞机带来较大的阻力。桁架式发动机安装结构,占用空间小,结构形式简单,但桁架式安装结构抗扭刚度差,并且发动机拆装时需要向前将发动机从安装结构中推出,或者需要拆除部分拉杆,难以满足快速换发要求。

[0004] 因此,希望有一种技术方案来克服或至少减轻现有技术的至少一个上述缺陷。

发明内容

[0005] 本申请的目的是提供了一种桁架式发动机安装结构,以解决现有技术存在的至少一个问题。

[0006] 本申请的技术方案是:

[0007] 一种桁架式发动机安装结构,发动机安装结构包括:

[0008] 前框,呈U形,所述前框上设置有利于发动机安装的接口;

[0009] 中框,呈U形,所述中框的前侧通过多根拉杆与所述前框连接,所述中框上设置有利于发动机安装的接口;

[0010] 后框,呈环形,所述后框的前侧通过多根拉杆与所述中框的后侧连接,所述后框的后侧通过多根拉杆与机翼连接;

[0011] 其中,相邻两个拉杆呈V形布置,所述发动机安装结构的底部形成用于发动机拆装的矩形开口。

[0012] 在本申请的至少一个实施例中,所述后框后侧的多根拉杆分别通过机翼下壁接头、机翼下缘接头以及机翼上缘接头与所述机翼连接。

[0013] 在本申请的至少一个实施例中,

[0014] 所述前框为具有前框腹板以及前框加强筋的开剖面腹板加筋结构;

[0015] 所述前框的顶部和左右两侧设置有三处I形对接接头对接区,且每个所述I形对接接头对接区均开设有减振器对接孔,其中,左右两侧的所述减振器对接孔的上方还开设有扭矩补偿器对接孔;

[0016] 所述前框的底部对称设置有对接单耳。

[0017] 在本申请的至少一个实施例中,在所述前框的三处I形对接接头对接区分别安装有I形对接接头,所述I形对接接头具有两个呈一字分布的单耳耳片。

[0018] 在本申请的至少一个实施例中,

- [0019] 所述中框为具有中框腹板以及中框加强筋的开剖面腹板加筋结构；
- [0020] 所述中框的顶部设置有两处L形对接接头对接区；
- [0021] 所述中框的左右两侧分别设置有减振器连接双耳；
- [0022] 所述中框的底部对称设置有两处第一过框接头连接区。
- [0023] 在本申请的至少一个实施例中，
- [0024] 所述中框的两处L形对接接头对接区分别安装有L形对接接头，所述L形对接接头具有两个呈L形分布的单耳耳片；
- [0025] 所述中框的两处第一过框接头连接区分别安装有过框接头，所述过框接头具有四个单耳耳片，其中，底部的单耳耳片为安装结构外部接口。
- [0026] 在本申请的至少一个实施例中，
- [0027] 所述后框为具有后框腹板以及后框加强筋的闭剖面腹板加筋结构；
- [0028] 所述后框上设置有五处第二过框接头连接区，分别位于所述后框的四角和顶部位置。
- [0029] 在本申请的至少一个实施例中，所述后框的环形开口处设置有防火墙连接边。
- [0030] 在本申请的至少一个实施例中，所述后框的五处第二过框接头连接区分别安装有四耳过框接头或三耳过框接头，所述四耳过框接头具有四个单耳耳片，所述三耳过框接头具有三个单耳耳片，其中，底部的单耳耳片为安装结构外部接口。
- [0031] 在本申请的至少一个实施例中，所述拉杆的两端为双耳接头形状，中部为等直圆环形。
- [0032] 发明至少存在以下有益技术效果：
- [0033] 本申请的桁架式发动机安装结构，能够将涡轮螺旋桨发动机安装在机翼下方，并且能够承受发动机拉力、扭矩及惯性载荷；该发动机安装结构采用多传力路径设计，是一种破损安装结构能最大限度保证飞机飞行安全；该发动机安装结构传力直接，结构重量轻；该发动机安装结构具有简洁下部开口，能够保证发动机日常检查维护和快速换发的要求。

附图说明

- [0034] 图1是本申请一个实施方式的桁架式发动机安装结构装配示意图；
- [0035] 图2是本申请一个实施方式的桁架式发动机安装结构一个角度视图；
- [0036] 图3是本申请一个实施方式的桁架式发动机安装结构另一个角度视图；
- [0037] 图4是本申请一个实施方式的U形前框示意图；
- [0038] 图5是本申请一个实施方式的U形中框示意图；
- [0039] 图6是本申请一个实施方式的环形后框示意图；
- [0040] 图7是本申请一个实施方式的I形对接接头连接示意图；
- [0041] 图8是本申请一个实施方式的L形对接接头连接示意图；
- [0042] 图9是本申请一个实施方式的过框接头连接示意图；
- [0043] 图10是本申请一个实施方式的四耳过框接头连接示意图。
- [0044] 其中：
- [0045] 1-发动机安装结构；11-前框；111-减振器对接孔；112-扭矩补偿器对接孔；113-对接单耳；114-前框加强筋；115-前框腹板；12-中框；121-减振器连接双耳；122-第一过框接

头连接区;123-L形对接接头对接区;124-中框加强筋;125-中框腹板;13-后框;131-第二过框接头连接区;132-后框加强筋;133-后框腹板;134-防火墙连接边;14-拉杆;15-I形对接接头;16-L形对接接头;17-过框接头;18-四耳过框接头;19-三耳过框接头;20-机翼下壁接头;21-机翼下缘接头;22-机翼上缘接头;2-发动机;3-机翼;4-发动机减振器;5-扭矩补偿器。

具体实施方式

[0046] 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。在附图中,自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施例是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的,旨在用于解释本申请,而不能理解为对本申请的限制。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。下面结合附图对本申请的实施例进行详细说明。

[0047] 在本申请的描述中,需要理解的是,术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系,仅是为了便于描述本申请和简化描述,而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作,因此不能理解为对本申请保护范围的限制。

[0048] 下面结合附图1至图10对本申请做进一步详细说明。

[0049] 本申请提供了一种桁架式发动机安装结构,用于涡轮螺旋桨发动机2在飞机机翼3下的安装。该发动机安装结构1包括:前框11、中框12、后框13、拉杆14和多个接头结构,组成了一个超静定桁架结构。

[0050] 具体的,如图1所示,三个框将发动机安装结构1分为三段,前框11和中框12均呈U形,开口向下布置,前框11和中框12上均设置有利于发动机2安装的接口,中框12的前侧通过6根拉杆14与前框11连接,后框13呈环形,后框13的前侧通过8根拉杆14与中框12的后侧连接,后框13的后侧通过8根拉杆14与机翼3连接;其中,相邻两个拉杆14呈V形布置,框和拉杆14构成的了空间桁架,从整体的几何拓扑来看,发动机安装结构1的左右侧和顶部为稳定的三角形结构,底部形成用于发动机2拆装的矩形开口。如图2、3所示,环形后框13之后的8根拉杆14通过机翼下壁接头20、机翼下缘接头21以及机翼上缘接头22与机翼3连接。

[0051] 在本申请的优选实施方式中,如图4所示,前框11为具有前框腹板115以及前框加强筋114的剖面腹板加筋结构,通过前框加强筋114提高整体刚度;前框11的顶部和左右两侧设置有三处I形对接接头对接区,且每个I形对接接头对接区均开设有用于装配发动机减振器4的减振器对接孔111,其中,左右两侧的减振器对接孔111的上方还开设有用于装配扭矩补偿器5的扭矩补偿器对接孔112;前框11的底部对称设置有对接单耳113,对接单耳113为安装结构外部接口。

[0052] 在本申请的优选实施方式中,如图5所示,中框12为具有中框腹板125以及中框加强筋124的剖面腹板加筋结构,通过三角形布置的中框加强筋124可以有效提高整体刚度和腹板稳定性;中框12的顶部的两侧设置有两处L形对接接头对接区123;中框12的左右两

侧分别设置有四组减振器连接双耳121;中框12的底部对称设置有两处第一过框接头连接区122。

[0053] 在本申请的优选实施方式中,如图6所示,后框13为具有后框腹板133以及后框加强筋132的闭剖面腹板加筋结构;后框13上设置有五处第二过框接头连接区131,分别位于后框13的四角和顶部位置。后框13内的后框加强筋132呈三角形/四边形布置,以提高框的面外刚度。本实施例中,优选后框13的环形开口处设置有防火墙连接边134。

[0054] 在本申请的优选实施方式中,根据设计要求的不同,U形的前框11和中框12,以及环形的后框13可以是铝合金、钛合金或合金钢等不同材料机械加工而成。

[0055] 本申请的桁架式发动机安装结构,在各个框结构上安装对应的拉杆接头,实现各个拉杆的装配。各个拉杆接头均由单耳耳片和框连接面组成,根据设计要求的不同,各个拉杆接头可以是铝合金、钛合金或合金钢等不同材料机械加工而成。如图7所示,在前框11的三处I形对接接头对接区分别安装有I形对接接头15,I形对接接头15具有两个呈一字分布的单耳耳片,各个单耳耳片与拉杆14通过螺栓连接;I形对接接头15的框连接面与U形前框11通过螺栓连接。如图8、9所示,中框12的两处L形对接接头对接区123分别安装有L形对接接头16,L形对接接头16具有两个呈L形分布的单耳耳片,各个单耳耳片与拉杆14通过螺栓连接;两个L形对接接头16分布在U形的中框12两侧,并通过螺栓将两个L形对接接头16和中框12三者连接。中框12的两处第一过框接头连接区122分别安装有过框接头17,过框接头17具有四个单耳耳片,其中,底部的单耳耳片为安装结构外部接口,前端的耳片穿过第一过框接头连接区122的开孔与拉杆14螺栓连接。如图10所示,后框13的五处第二过框接头连接区131分别安装有四耳过框接头18或三耳过框接头19,四耳过框接头18具有四个单耳耳片,均与拉杆14螺栓连接,前端的两个耳片穿过第二过框接头连接区131的开孔与拉杆14通过螺栓连接,三耳过框接头19具有三个单耳耳片,其中,底部的单耳耳片为安装结构外部接口,其安装形式与过框接头17相似。

[0056] 本申请的桁架式发动机安装结构,采用过框接头的连接方式能有效地通过接头传递拉杆载荷,有效避免了螺栓受拉,改善了疲劳性能。

[0057] 在本申请的优选实施方式中,拉杆14的两端为双耳接头形状,中部为等直圆环形,拉杆14可以采用铝合金、钛合金、合金钢或复合材料等不同材料,其结构形式可以是整体式、螺纹连接式或者焊接式。

[0058] 本申请的桁架式发动机安装结构,采用超静定结构满足破损安全要求;采用三段式桁架,发动机远离机翼,满足飞机发动机转子爆破设计要求;通过开剖面设计,便于发动机拆装维护;拉杆与框之间通过接头单双耳配合,螺栓受剪的连接形式,有效避免螺栓受拉,减少疲劳薄弱点,提高发动机安装结构寿命。

[0059] 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。

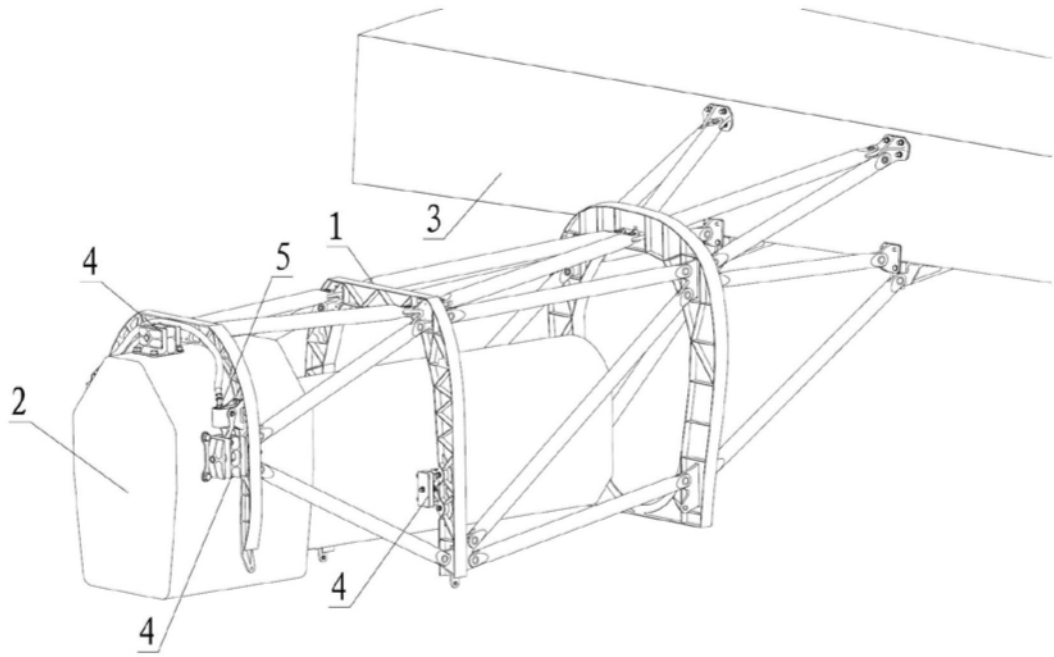


图1

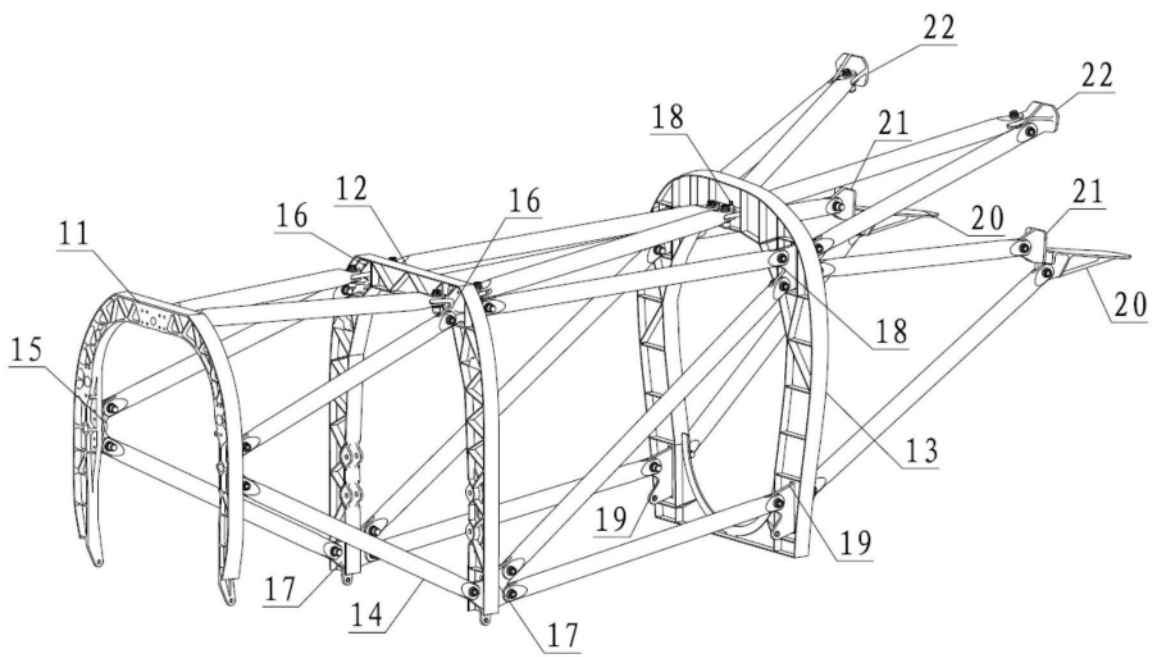


图2

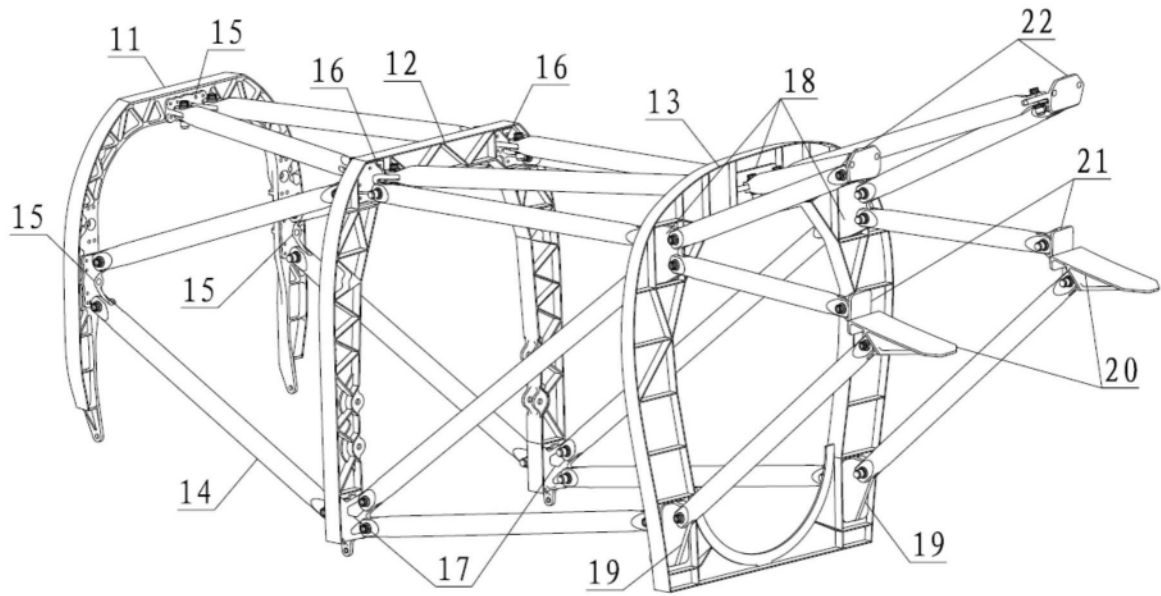


图3

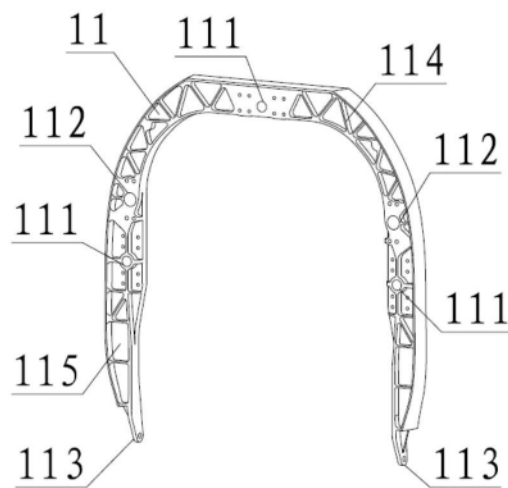


图4

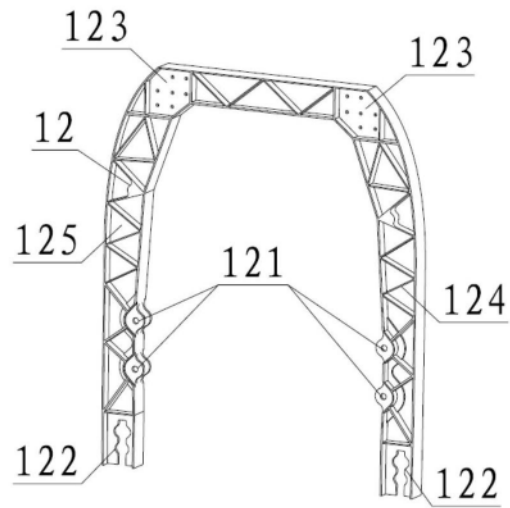


图5

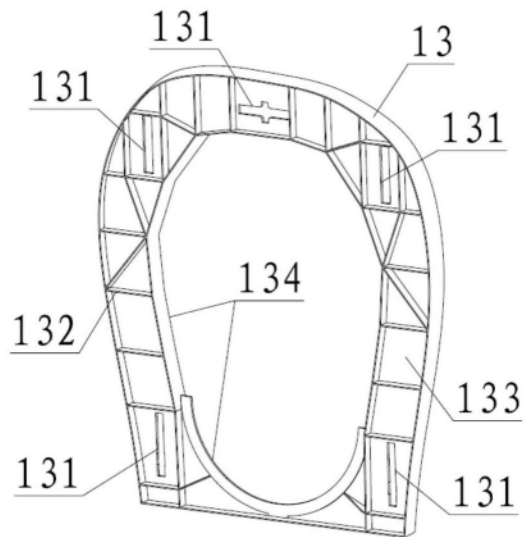


图6

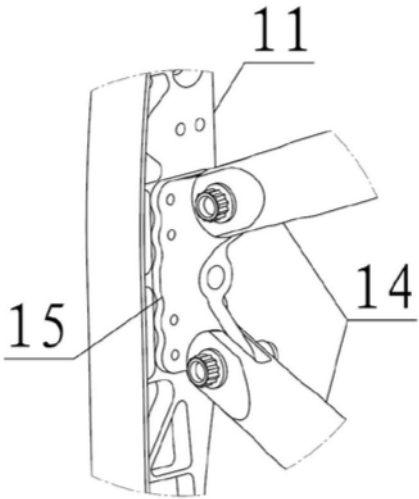


图7

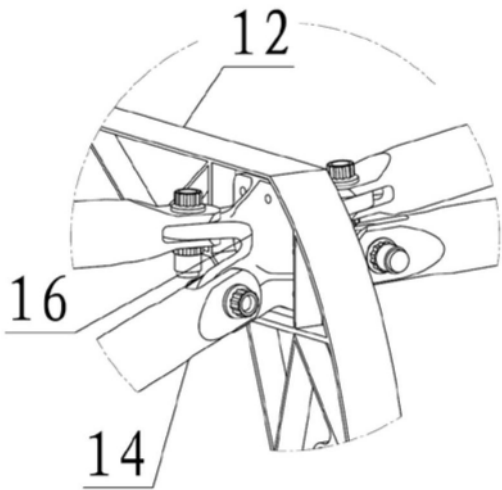


图8

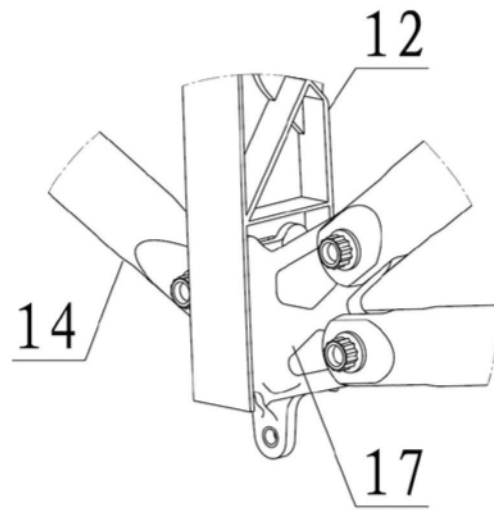


图9

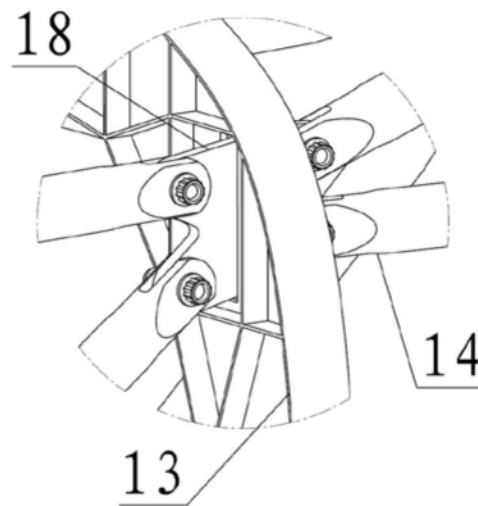


图10