(19)国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 119216945 A
(43)申请公布日 2024.12.31

(21)申请号 202411544489.9

(22)申请日 2024.10.31

(71)申请人 中国航发贵州黎阳航空动力有限公司
地址 550000 贵州省贵阳市白云区黎阳路1111号

(72)发明人 陆柒安 于越华 杨红 杨政武 甘慈琴 田茂明 郭峰挺 雷凯

(74)专利代理机构 贵州派腾知识产权代理有限公司 52114
专利代理师 石勇

(51)Int.Cl.
B23K 37/04(2006.01)

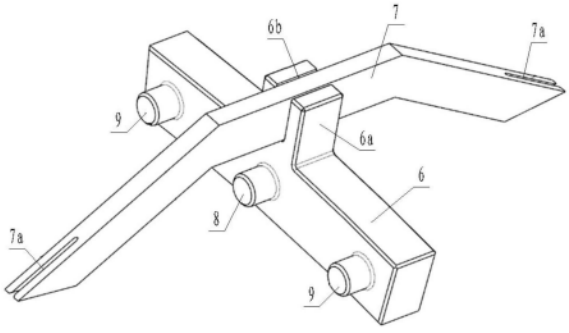
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54)发明名称

一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具及方法

(57)摘要

本发明涉及航空发动机筒体机匣类零件组合焊接领域,尤其涉及一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具及方法。角向定位工具包括固定板和定位板;在固定板上开设有卡槽;在所述固定板的正面设置有一个第一定位柱和两个第二定位柱;第一定位柱用于插设在中安装边的角向孔内;第二定位柱用于插设在中安装边的安装孔内;所述定位板卡在所述卡槽内;定位板的两端分别向下倾斜,并在定位板的两端分别设置有限位槽口,所述限位槽口用于卡在机匣壳体前段、机匣壳体后段的加强肋上;限位槽口的对称中心面与第一定位柱的中心线共面。该工具可以快速、准确地实现零件角向定位,保证每件零件焊接后角向的一致,保证零件角向质量的稳定。



CN 119216945 A

1.一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,包括固定板(6)和定位板(7);在固定板(6)上开设有卡槽(6b);在所述固定板(6)的正面设置有一个第一定位柱(8)和两个第二定位柱(9);第一定位柱(8)用于插设在中安装边(3)的角向孔(3a)内;第二定位柱(9)用于插设在中安装边(3)的安装孔(3b)内;所述定位板(7)卡在所述卡槽(6b)内;定位板(7)的两端分别向下倾斜,并在定位板(7)的两端分别设置有限位槽口(7a),所述限位槽口(7a)用于卡在机匣壳体前段(2)、机匣壳体后段(4)的加强肋上;限位槽口(7a)的对称中心面与第一定位柱(8)的中心线共面。

2.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述卡槽(6b)的对称中心面与第一定位柱(8)的中心线共面;所述限位槽口(7a)与定位板(7)的对称中心面共面。

3.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,两个所述第二定位柱(9)分别位于所述第一定位柱(8)的两侧。

4.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,在固定板(6)的顶面上一体成型有凸起块(6a),所述卡槽(6b)开设在固定板(6)的凸起块(6a)上。

5.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述固定板(6)的下表面为圆弧面,当所述固定板(6)通过第一定位柱(8)、第二定位柱(9)装配至中安装边(3)上时,固定板(6)的下表面贴合在中安装边(3)的外周面上。

6.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述定位板(7)与所述卡槽(6b)之间为过渡配合。

7.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述限位槽口(7a)与机匣壳体前段(2)、机匣壳体后段(4)的加强肋上形成过渡配合。

8.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述第一定位柱(8)、第二定位柱(9)采用焊接的方式与所述固定板(6)连接,或者第一定位柱(8)、第二定位柱(9)与所述固定板(6)为一体成型结构。

9.如权利要求1所述的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,其特征在于,所述第一定位柱(8)与中安装边(3)的角向孔(3a)过渡配合;第二定位柱(9)与中安装边(3)的安装孔(3b)过渡配合。

10.一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位方法,其特征在于,采用权利要求1至9任一项所述的角向定位工具,包括以下步骤:

S1、将前安装边(1)、机匣壳体前段(2)、中安装边(3)、机匣壳体后段(4)和后安装边(5)依次放置在焊接工装上;

S2、将固定板(6)安装到中安装边(3),使得第一定位柱(8)插设在中安装边(3)的角向孔(3a)内,第二定位柱(9)插设在中安装边(3)的安装孔(3b)内;

S3、将定位板(7)卡在固定板(6)的卡槽(6a)内,转动机匣壳体前段(2)、机匣壳体后段(4),使得机匣壳体前段(2)、机匣壳体后段(4)上的加强肋分别卡入定位板(7)的限位槽口(7a)内,即可完成机匣壳体前段(2)、中安装边(3)、机匣壳体后段(4)三者的角向定位。

一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具及方法

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机筒体机匣类零件组合焊接领域,尤其涉及一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具及方法。

背景技术

[0002] 筒体机匣类零件主要由前安装边、机匣壳体前段、中安装边、机匣壳体后段和后安装边通过焊接工艺进行连接,接头形式为对接。机匣壳体前段、机匣壳体后段为等壁厚筒体,沿圆周均匀分布长条形的加强肋,前段、后段加强肋数量相同、分布角度相同,加强肋走向为机匣轴向方向。焊接过程中通常使用专用焊接工装约束对接处保证焊接接头质量,焊接工装不便设计角向定位功能情况下,一般使用划线方式进行定位焊接。

[0003] 图1所示是航空发动机典型的筒体机匣零件的示意图,机匣呈筒形结构,主要由前安装边1、机匣壳体前段2、中安装边3、机匣壳体后段4和后安装边5通过焊接工艺进行连接,接头形式为对接。图1中a、b、c、d表示焊缝。机匣壳体前段2、机匣壳体后段4均为等壁厚筒体,沿圆周均匀分布长条形的加强肋,前段、后段加强肋的数量相同、分布角度相同,加强肋走向为机匣轴向方向。中安装边3上的角向孔3a中心线分别与机匣壳体前段2、和机匣壳体后段4对应位置处的加强肋共面。

[0004] 在对机匣壳体前段2、中安装边3、机匣壳体后段4进行焊接时,存在的问题是:零件组合焊接前存在装配角向要求,即要求中安装边3上的角向孔3a中心线分别与机匣壳体前段2、和机匣壳体后段4对应位置处的加强肋共面。焊接时,使用焊接工装对焊接处胀紧以满足焊接要求,保证焊接质量。但目前所使用的焊接工装没有角向定位功能,焊前装配时一般通过划线保证角向孔3a的中心线、机匣壳体前段2的加强肋、机匣壳体后段4的加强肋三者处于同一平面上,不可避免的会因操作者个人技能水平导致划线存在不同偏差,最终导致焊接后上述三者偏离理论平面,零件批量生产时会出现角向不一致,零件质量不稳定,偏离严重会导致零件后续无法加工以致报废。

发明内容

[0005] 本发明的主要目的是提出一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具及方法,保证焊后机匣壳体前段、机匣壳体后段和中安装边角向孔能满足角向要求。

[0006] 为实现上述目的,一方面,本发明提出一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具,包括固定板和定位板;在固定板上开设有卡槽;在所述固定板的正面设置有一个第一定位柱和两个第二定位柱;第一定位柱用于插设在中安装边的角向孔内;第二定位柱用于插设在中安装边的安装孔内;所述定位板卡在所述卡槽内;定位板的两端分别向下倾斜,并在定位板的两端分别设置有限位槽口,所述限位槽口用于卡在机匣壳体前段、机匣壳体后段的加强肋上;限位槽口的对称中心面与第一定位柱的中心线共面。

[0007] 优选的,所述卡槽的对称中心面与第一定位柱的中心线共面;所述限位槽口与定位板的对称中心面共面。

[0008] 优选的,两个所述第二定位柱分别位于所述第一定位柱的两侧。

[0009] 优选的,在定位板的顶面上一体成型有凸起块,所述卡槽开设在定位板的凸起块上。

[0010] 优选的,所述固定板的下表面为圆弧面,当所述固定板通过第一定位柱、第二定位柱装配至中安装边上时,固定板的下表面贴合在中安装边的外周面上。

[0011] 优选的,所述定位板与所述卡槽之间为过渡配合。

[0012] 优选的,述限位槽口与机匣壳体前段、机匣壳体后段的加强肋上形成过渡配合。

[0013] 优选的,所述第一定位柱、第二定位柱采用焊接的方式与所述定位板连接,或者第一定位柱、第二定位柱与所述固定板为一体成型结构。

[0014] 优选的,所述第一定位柱与中安装边的角向孔过渡配合;第二定位柱与中安装边的安装孔过渡配合。

[0015] 另一方面,本发明还提出一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位方法,采用上述角向定位工具,包括以下步骤:

[0016] S1、将前安装边、机匣壳体前段、中安装边、机匣壳体后段和后安装边依次放置在焊接工装上;

[0017] S2、将固定板安装到中安装边,使得第一定位柱插设在中安装边的角向孔内,第二定位柱插设在中安装边的安装孔内;

[0018] S3、将定位板卡在固定板的卡槽内,转动机匣壳体前段、机匣壳体后段,使得机匣壳体前段、机匣壳体后段上的加强肋分别卡入定位板的限位槽口内,即可完成机匣壳体前段、中安装边、机匣壳体后段三者的角向定位。

[0019] 由于采用了上述技术方案,本发明的有益效果如下:

[0020] (1)通过采用本发明所提供的角向定位工具及方法,在进行角向定位时,将固定板安装到中安装边,使得第一定位柱插设在中安装边的角向孔内,第二定位柱插设在中安装边的安装孔内,将定位板卡在固定板的卡槽内,转动机匣壳体前段、机匣壳体后段,使得机匣壳体前段、机匣壳体后段上的加强肋分别卡入定位板的限位槽口内,即可完成机匣壳体前段、中安装边、机匣壳体后段三者的角向定位。

[0021] (2)本发明所提供的角向定位工具,结构简单,使用过程方便,能够快速、准确地实现零件角向定位,保证每件零件焊接后角向的一致,保证零件角向质量的稳定。

附图说明

[0022] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例或现有技术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发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图示出的结构获得其他的附图。

[0023] 图1为航空发动机典型的筒体机匣零件的示意图;

[0024] 图2为本发明所提供的角向定位工具的结构示意图;

[0025] 图3为本发明所提供的角向定位工具的使用状态示意图。

[0026] 附图标号说明:1、前安装边;2、机匣壳体前段;3、中安装边;3a、角向孔;3b、安装孔;4、机匣壳体后段;5、后安装边;6、固定板;6a、凸起块;6b、卡槽;7、定位板;7a、限位槽口;

8、第一定位柱;9、第二定位柱。

具体实施方式

[0027] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明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发明的一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,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,都属于本发明保护的范围。

[0028] 需要说明,本发明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。

[0029] 另外,在本发明中涉及“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,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,也不在本发明要求的保护范围之内。

[0030] 结合图2所示,为本发明所提供的一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位工具的具体实施例,该角向定位工具包括固定板6和定位板7;在固定板6上开设有卡槽6b;在所述固定板6的正面设置有一个第一定位柱8和两个第二定位柱9;第一定位柱8用于插设在中安装边3的角向孔3a内;第二定位柱9用于插设在中安装边3的安装孔3b内;所述定位板7卡在所述卡槽6b内;定位板7的两端分别向下倾斜,并在定位板7的两端分别设置有限位槽口7a,所述限位槽口7a用于卡在机匣壳体前段2、机匣壳体后段4的加强肋上;限位槽口7a的对称中心面与第一定位柱8的中心线共面。

[0031] 在本实施例中,第一定位柱8、第二定位柱9的位置工具中安装边3上的角向孔3a及其周边两个安装孔3b的孔径和圆周分布位置设计制造,两个所述第二定位柱9分别位于所述第一定位柱8的两侧。使用时,第二定位柱9插设在角向孔3a左右两侧的安装孔3b内。

[0032] 进一步地,所述卡槽6b的对称中心面与第一定位柱8的中心线共面;所述限位槽口7a与定位板7的对称中心面共面。

[0033] 结合图2所示,在固定板6的顶面上一体成型有凸起块6a,所述卡槽6b开设在固定板6的凸起块6a上。采用一体成型的方式,方便固定板6及凸起块6a的整体加工。

[0034] 在本实施例中,所述固定板6的下表面为圆弧面,当所述固定板6通过第一定位柱8、第二定位柱9装配至中安装边3上时,固定板6的下表面贴合在中安装边3的外周面上,以保证固定板6能稳定安装在中安装边3上,避免发生径向窜动。

[0035] 在本实施例中,所述定位板7与所述卡槽6b之间为过渡配合。所述限位槽口7a与机匣壳体前段2、机匣壳体后段4的加强肋上形成过渡配合。所述第一定位柱8与中安装边3的角向孔3a过渡配合;第二定位柱9与中安装边3的安装孔3b过渡配合。过渡配合适用于需要精密定位的场合,因为它既允许一定的间隙以便于装配和调整,又允许一定的过盈以确保连接的稳固性。

[0036] 结合图2所示,所述第一定位柱8、第二定位柱9采用焊接的方式与所述固定板6连

接。或者第一定位柱8、第二定位柱9与所述固定板6采用一体成型结构。

[0037] 结合图3所示,本实施例还提供一种航空发动机筒体机匣焊接的角向定位方法,采用上述角向定位工具,包括以下步骤:

[0038] S1、将前安装边1、机匣壳体前段2、中安装边3、机匣壳体后段4和后安装边5依次放置在焊接工装上;焊接工装为常规现有技术,在此不再进行赘述。

[0039] S2、将固定板6安装到中安装边3,使得第一定位柱8插设在中安装边3的角向孔3a内,第二定位柱9插设在中安装边3的安装孔3b内。

[0040] S3、将定位板7卡在固定板6的卡槽6a内,转动机匣壳体前段2、机匣壳体后段4,使得机匣壳体前段2、机匣壳体后段4上的加强肋分别卡入定位板7的限位槽口7a内,即可完成机匣壳体前段2、中安装边3、机匣壳体后段4三者的角向定位。

[0041] 通过采用上述方法完成角向定位后,机匣可进行正常焊接。

[0042] 以上所述仅为本发明的优选实施例,并非因此限制本发明的专利范围,凡是在本发明的发明构思下,利用本发明说明书及附图内容所做的等效结构变换,或直接/间接运用在其他相关的技术领域均包括在本发明的专利保护范围内。

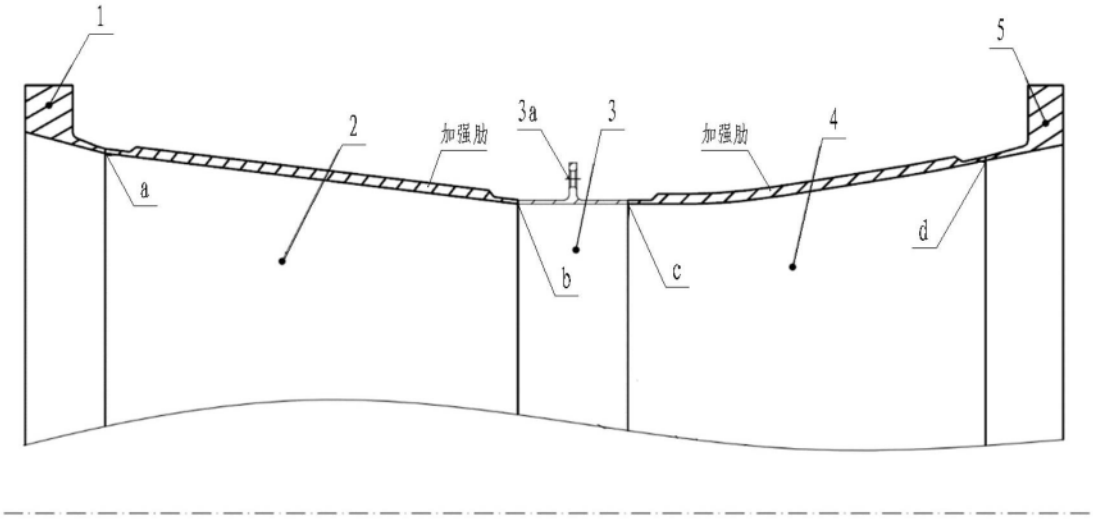


图1

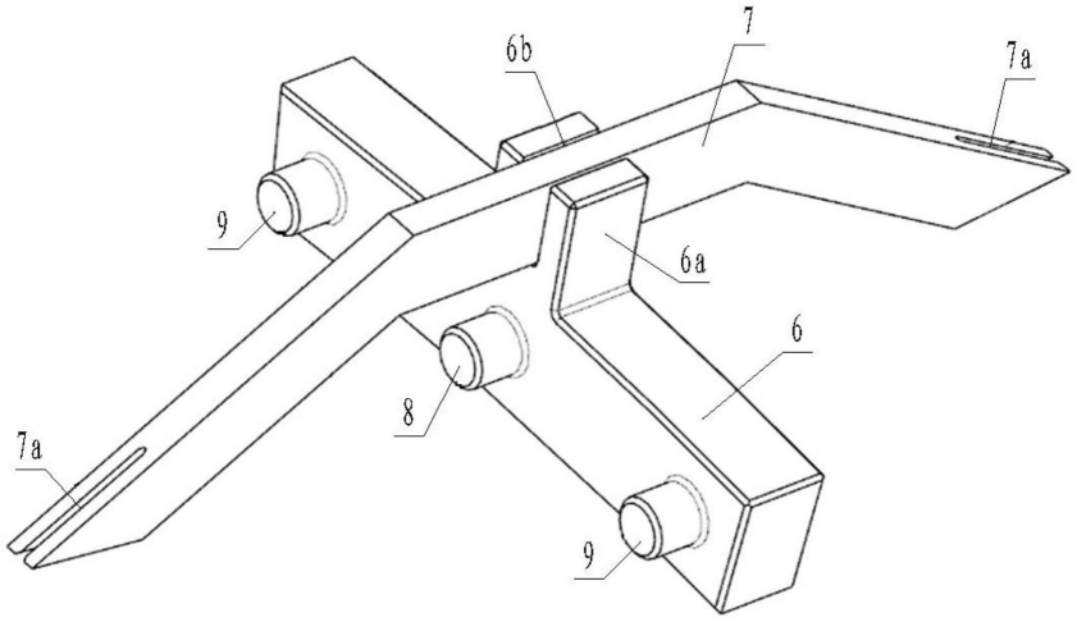


图2

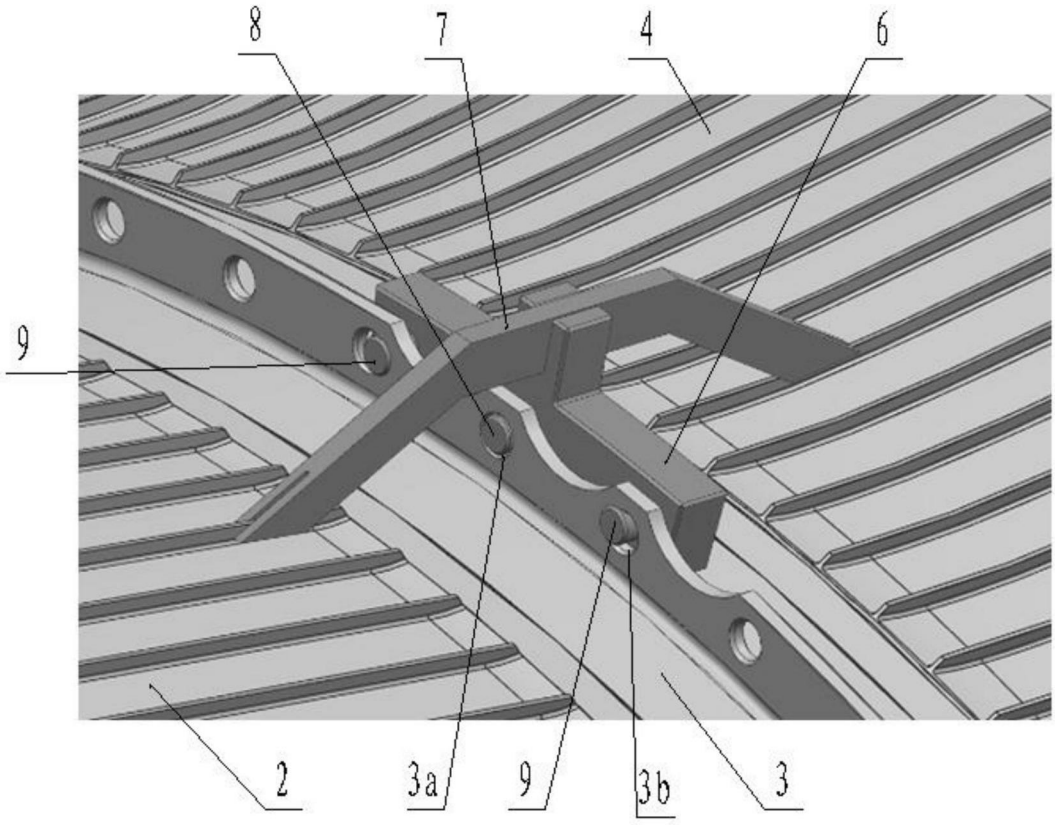


图3