



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113681908 B

(45) 授权公告日 2022.08.05

(21) 申请号 202110827368.5

审查员 齐宏毅

(22) 申请日 2021.07.21

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 113681908 A

(43) 申请公布日 2021.11.23

(73) 专利权人 南京航空航天大学

地址 210016 江苏省南京市秦淮区御道街
29号

(72) 发明人 林胤鸣 安鲁陵 岳烜德 赵聪

周来水 卫炜 于守鑫

(74) 专利代理机构 南京行高知识产权代理有限公司

公司 32404

专利代理师 李晓

(51) Int. Cl.

B29C 65/14 (2006.01)

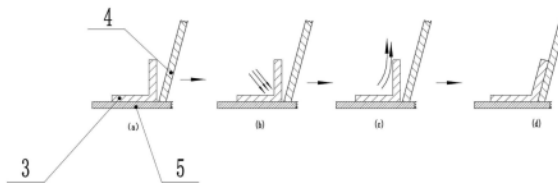
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

热塑性复合材料角片的自适应装配方法及手持式热压装置

(57) 摘要

本发明涉及一种热塑性复合材料角片的自适应装配方法及手持式热压装置,该方法包括以下步骤:将热塑性复合材料角片定位至待装配的构件预设位置;对热塑性复合材料角片的关节部位进行加热,加热至热塑性复合材料达到熔融粘流态温度;加压使热塑性复合材料角片与构件表面贴合;降温降压,待热塑性复合材料角片形状固定。该装置包括红外线加热模块、圆柱滚子式施压模块和壳体,所述红外线加热模块固定安装在壳体上,所述圆柱滚子式施压模块也安装在壳体上,所述壳体上设有把手。本发明利用热塑性复合材料可以再加工的优势,对热塑性角片进行再次热压,使其在生产实践中能够原位再成型,从而比较好的适应现场装配条件,实现协调装配。



1. 一种热塑性复合材料角片的自适应装配方法,包括以下步骤:

步骤一、将热塑性复合材料角片定位至待装配的构件预设位置;

步骤二、对热塑性复合材料角片的关节部位进行加热,加热至热塑性复合材料达到熔融粘流态温度;

步骤三、将加热后的热塑性复合材料角片的关节部位进行加压,使热塑性复合材料角片与构件表面贴合;

步骤四、对热塑性复合材料角片进行降温降压至预设阈值,待热塑性复合材料角片形状固定之后,即完成角片的自适应装配。

2. 根据权利要求1所述的热塑性复合材料角片的自适应装配方法,其特征在于:所述热塑性复合材料角片以热塑性树脂聚苯硫醚作为基体,以玻璃纤维以及少量碳纤维作为增强相。

3. 根据权利要求2所述的热塑性复合材料角片的自适应装配方法,其特征在于:步骤二中,加热温度为 $290^{\circ}\text{C}\sim 320^{\circ}\text{C}$ 。

4. 根据权利要求1-3之任一项所述的热塑性复合材料角片的自适应装配方法,其特征在于:步骤三中,将加热后的热塑性复合材料角片加压至与构件表面贴合时,施压时间为5~10分钟。

5. 根据权利要求1-3之任一项所述的热塑性复合材料角片的自适应装配方法,其特征在于:步骤三中,对热塑性复合材料角片进行加压时,对热塑性复合材料角片进行保温。

6. 一种用于权利要求1所述的热塑性复合材料角片的自适应装配方法的手持式热压装置,其特征在于:包括红外线加热模块、圆柱滚子式施压模块和壳体,所述红外线加热模块固定安装在壳体上,所述圆柱滚子式施压模块也安装在壳体上,所述壳体上设有把手;

所述壳体上设有用于实时测量加热温度的温度测量模块以及用于显示所述温度测量模块的测量结果的显示屏。

热塑性复合材料角片的自适应装配方法及手持式热压装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种热塑性复合材料角片的自适应装配方法及手持式热压装置,属于复合材料成型技术领域。

背景技术

[0002] 复合材料凭借其优异的力学性能在现代航空制造业中扮演了重要角色。热塑性复合材料已经成为民用飞机的首选结构材料,其用量占机体质量的百分比更是成为衡量民机先进性的重要指标之一。

[0003] 现在航空航天领域应用比较多的是热固性树脂基复合材料,但是其缺点是加工成本比较高、环保性差。热塑性复合材料是在加热状态下加工成型的塑料制品,经复合强化后,力学性能大幅提高,在特定领域超越了金属材料。相比于热固性复合材料,热塑性复合材料拥有密度小、刚度大、制造成型周期短、可设计性好、制品可以重复加工的优势。在现在飞机的制造生产过程中,使用了大量热塑性复合材料角片用于飞机构件的连接。

[0004] 由于受成型工艺方法限制,复合材料构件的成型精度相对不高,厚度方向误差、平面度、角度偏差比较大,固化过程中树脂的流动、纤维和树脂热膨胀系数差异等等原因,导致成型过程中产生了一定的几何精度上的误差。加之在飞机装配过程中,由于工艺各个环节中仍然存在制造误差以及定位误差,飞机零部件存在着定位精度不够的问题。由于上述两个方面的原因,导致了待装结构件装配关系不协调的问题。具体的来说,就是角片和飞机中的待装构件,诸如壁板、肋等构件,存在装配关系不协调的问题。

[0005] 传统的角片装配方法,多采用人工方法,针对这种装配中面临的误差,往往采用直接强迫装配的方法,也就是说,通过外力,使角片或者待装结构件发生一定程度的局部变形来实现装配协调。但是这种强迫装配方法会引起角片和待装配构件残余应力的积累,从而会导致结构应力腐蚀、降低结构疲劳寿命的结果。另外,据申请人了解,也有人通过现场加工角片来满足装配需求,但这样会大大增加装配周期,不但成本很高,而且也不能满足快速装配的实际需求。

发明内容

[0006] 本发明要解决的技术问题是:提供一种热塑性复合材料角片的原位再成型的装配方法以及用于该方法的手持式热压装置,该方法利用热塑性复合材料可以再加工的优势,对热塑性角片进行再次热压,使其在生产实践中能够在线再次成型,从而比较好的适应现场装配条件,实现协调装配。

[0007] 一方面,为了解决上述技术问题,本发明提出的技术方案是:一种热塑性复合材料角片的自适应装配方法,包括以下步骤:

[0008] 步骤一、将热塑性复合材料角片定位至待装配的构件预设位置;

[0009] 步骤二、对热塑性复合材料角片的关节部位进行加热,加热至热塑性复合材料达到熔融粘流态温度;

[0010] 步骤三、将加热后的热塑性复合材料角片的关节部位进行加压,使热塑性复合材料角片与构件表面贴合;

[0011] 步骤四、对热塑性复合材料角片进行降温降压至预设阈值,待热塑性复合材料角片形状固定之后,完成角片的自适应装配。

[0012] 另一方面,本发明还提出了一种用于上述装配方法的手持式热压装置,包括红外线加热模块、圆柱滚子式施压模块和壳体,所述红外线加热模块固定安装在壳体上,所述圆柱滚子式施压模块也安装在壳体上,所述壳体上设有把手。

[0013] 本发明充分利用了热塑性复合材料可以再加工的优势,对热塑性角片进行再次热压,使其在生产实践中能够原位再成型,从而比较好的适应现场装配条件,从而实现协调装配,避免了强迫装配的带来的残余应力积累问题以及结构应力腐蚀问题,提高了装配结构的寿命。

附图说明

[0014] 下面结合附图对本发明作进一步说明。

[0015] 图1是复合材料翼盒的结构示意图。

[0016] 图2是图1中的A部放大图。

[0017] 图3是热塑性复合材料角片的示意图。

[0018] 图4是本发明实施例一的实施过程示意图。

[0019] 图5是本发明实施例二中的手持式热压装置的结构示意图。

[0020] 附图标记:1、上壁板;2、翼肋;3、前梁;4、热塑性复合材料角片;5、下壁板;6、壳体;7、显示屏;8、红外线加热模块;9、保持架;10、圆柱滚子式施压模块;11、把手。

具体实施方式

[0021] 实施例一

[0022] 本实施例选定一个复合材料翼盒作为研究对象,对下壁板、前梁、角片之间的装配协调关系进行分析。由于前后梁、上下壁板、热塑性复合材料角片(其结构如图3所示)的成型误差,和实际生产工艺中存在的制造误差和定位精度误差,在定位关系确认以后,仍然存在着装配关系不协调的问题。

[0023] 本实施例中使用的翼盒如图1和图2所示,包括前梁、后梁、左肋、中肋、右肋、上壁板与下壁板等七个组成部分,各部分间通过高锁螺栓进行连接。其中,前梁和后梁均为碳纤维环氧树脂复合材料层压板,使用阳模成型,截面为C型,使用热压罐固化成型。三根翼肋的材料均为铝合金,通过数控加工切削成最终形状。上下壁板均采用复合材料层压板,使用阴模在热压罐中固化成型。热塑性复合材料角片使用热压成型法进行制备成型,选用热塑性树脂聚苯硫醚(PPS)作为基体,以玻璃纤维以及少量碳纤维作为增强相。

[0024] 在复合材料翼盒装配时,首先对翼盒骨架定位,即利用装配型架上的梁定位器,将翼盒的前梁和后梁定位在型架上,再将翼肋定位在前后梁之间,然后进行制孔与连接,将前后梁与翼肋连接在一起,组成翼盒的骨架。其次对下壁板进行定位与夹紧,即利用翼肋上的三个定位销孔,将下壁板定位在骨架上,并使用C型夹将下壁板夹紧。

[0025] 本实例以前梁、下壁板的连接为例,对前梁、下壁板通过热塑性复合材料角片进行

连接。本实施例中的热塑性复合材料角片的自适应装配方法,如图4所示,包括以下步骤:

[0026] 步骤一、将热塑性复合材料角片定位至待装配的构件预设位置;本实施例中利用前梁和下壁板上的定位孔,插入定位销钉定位角片,定位完成后拆除销钉,如图4(a)所示。

[0027] 本实施例中热塑性复合材料角片选用热塑性树脂聚苯硫醚作为基体,以玻璃纤维以及少量碳纤维作为增强相。

[0028] 步骤二、如图4(b)所示,对热塑性复合材料角片的关节部位(所述关节部位,可理解为热塑性复合材料角片加工圆角上下切线和角片边缘所围成的区域,即如图3所示,中间两根虚线之间的区域)进行加热,加热至热塑性复合材料达到熔融粘流态温度,保持一段时间,待热塑性树脂熔融。加热工艺温度优选为290℃~320℃。

[0029] 加热设备优选红外加热设备,操作中为达到加热精确的区域,可以通过控制红外加热设备与角片的距离和角度来实现。

[0030] 步骤三、如图4(c)所示,将加热后的热塑性复合材料角片进行加压,使热塑性复合材料角片与构件表面贴合,即通过施压装备对热塑性复合材料角片进行施加压力,让其发生一定程度的偏角变化,从而使其达到与前梁、下壁板表面贴合,从而避免了强迫装配带来的弊端。在施压时,最好对角片进行保温,并对角片进行持续施压,施压时间优选为5~10分钟。

[0031] 在加压前,为了防止角片滑动影响加压效果,可使用定位销或者定位夹等临时固定好无需热压的一面,防止其发生形变。另外,还可根据角片尺寸对施压装备的进行快速更换,以使其适应前梁、下壁板的尺寸。

[0032] 步骤四、对热塑性复合材料角片进行降温降压至预设阈值,待热塑性复合材料角片形状固定之后,撤离加热和施压设备,完成角片的自适应装配,成型后的角片如图4(d)所示。

[0033] 本实施例通过对角片进行原位再成型,从而使其贴合前梁以及下壁板,能够很好的协调下壁板、前梁、角片三者的装配关系,避免了强迫装配的带来的残余应力积累问题。

[0034] 实施例二

[0035] 本实施例涉及一种用于实施例一中的装配方法的手持式热压装置,如图5所示,包括红外线加热模块8、圆柱滚子式施压模块10和壳体6,所述红外线加热模块8固定安装在壳体6上,所述圆柱滚子式施压模块10通过保持架9也安装在壳体6上,所述壳体6上设有把手11。

[0036] 应用本实施例的手持式热压装置,实施例一的步骤二中对热塑性复合材料角片的关节部位进行加热时,操作人员用手握住把手11,红外线加热模块8的加热出口朝向热塑性复合材料角片的关节部位;步骤三中将加热后的热塑性复合材料角片进行加压,操作人员用手握住把手11,通过滚动圆柱滚子式施压模块10对角片进行施压。

[0037] 优选的,所述壳体6上设有用于实时测量加热温度的温度测量模块以及用于显示所述温度测量模块的测量结果的显示屏7,这样可以通过显示屏7直观地显示动态的加热温度,便于实时控制。

[0038] 另外,对于不同规格的角片,可将圆柱滚子式施压模块10进行快速更换,从而满足不同规格角片的施压工作。

[0039] 本发明不局限于上述实施例所述的具体技术方案,除上述实施例外,本发明还可

以有其他实施方式。对于本领域的技术人员来说,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等形成的技术方案,均应包含在本发明的保护范围之内。

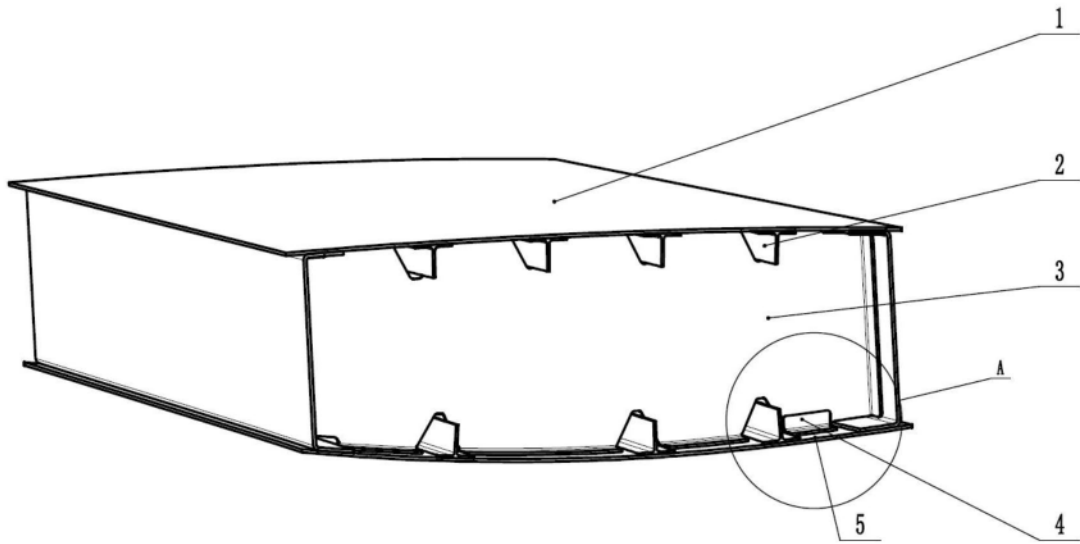


图1

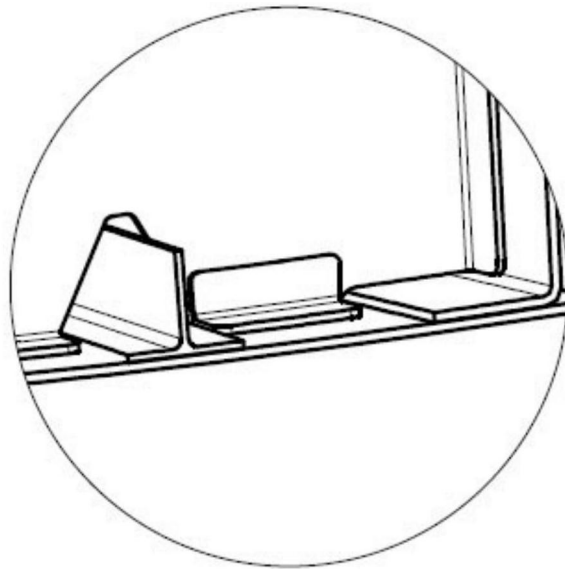


图2

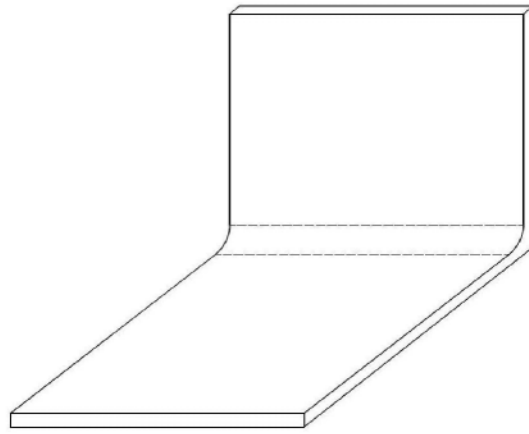


图3

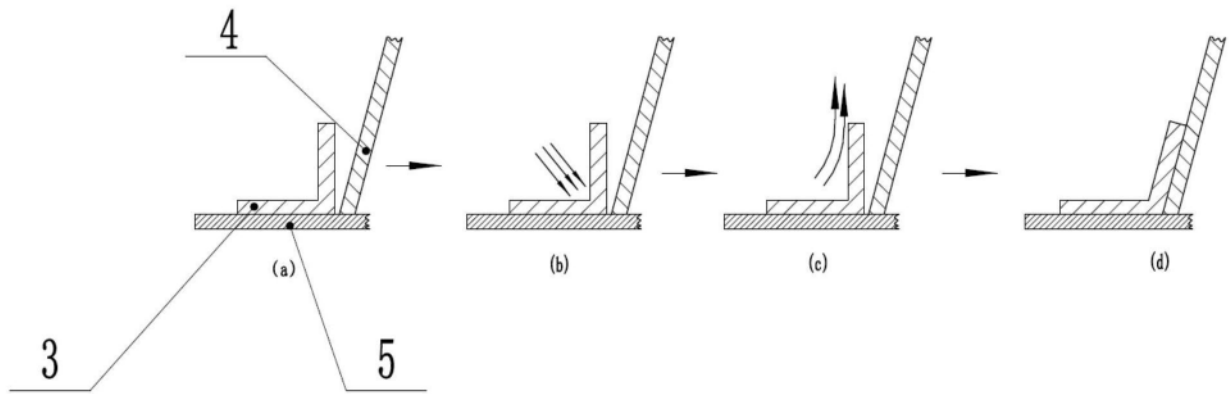


图4

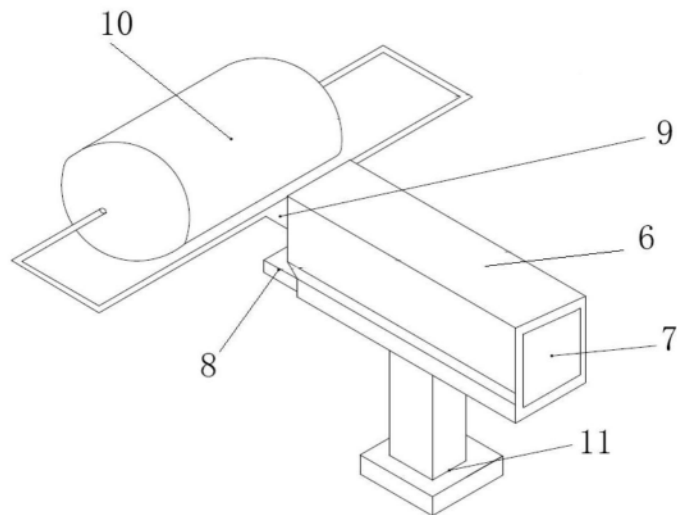


图5