

引文格式: 巴晓甫, 薛红前, 李西宁. 飞机装配生产线工装少冗余约束重组方法[J]. 航空制造技术, 2021, 64(16): 51-57.

BA Xiaofu, XUE Hongqian, LI Xining. Restructuring method of tooling with less redundant constraints in aircraft assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2021, 64(16): 51-57.

飞机装配生产线 工装少冗余约束重组方法

巴晓甫^{1,2}, 薛红前¹, 李西宁¹

(1. 西北工业大学, 西安 710072;

2. 中航西安飞机工业集团股份有限公司, 西安 710089)

[摘要] 为了提高飞机装配生产线工装的重组性能以满足多种型号飞机装配的需要, 提出工装少冗余约束重组方法。基于对工装与地面连接对的全冗余约束模型和无冗余约束模型的分析, 以及工装重组效率和重组刚度的平衡分析, 通过释放一些对重组刚度影响较小但是对重组效率影响较大的约束自由度, 建立工装少冗余约束重组数学模型, 进而建立工装少冗余约束重组结构模型。在此基础上, 开展了工装的可重组设计。分析表明, 基于少冗余约束重组方法, 飞机装配生产线工装的重组性能将得到大幅提高, 其中重组效率将提高3倍, 带入重组应力的连接对数量将减少50%。

关键词: 飞机装配生产线; 工装; 重组; 连接对; 少冗余约束; 调姿定位器

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2021.16.051



巴晓甫

研究员级高级工程师, 研究方向为飞机数字化装配技术及其装备研制等。

飞机装配生产线按飞机装配进程可分为部件装配生产线和总装配生产线, 按生产线要素的流动性可分为固定式装配生产线和移动式装配生产线。其中, 脉动生产线是实现移动生产线的重要过程, 已在飞机总装配阶段得到了成功应用^[1-2]。在部件装配生产线中, 传统的固定式装配模式也逐步地向移动重组式装配模式转变, 相应的, 固定式工装也需要向可重组工装转变。可重组工装主要由可重组装配工装、可重组加工设备、移动式工作平台、AGV车等部件组成。可重组工装在飞机装配生产线某工位工作时, 为了保证工作质量, 通常需与地面进行有效的连接约束。从一个工位移动到另一个工位工作时, 上一个工位的连接约束需要

拆除, 下一个工位的连接约束需要再建立。因此, 可重组工装的连接约束性能直接决定了可重组工装的重组性能, 也直接决定了飞机装配生产线的重组性能。随着飞机改型节奏的不断加快, 原来一个型号对应一条装配生产线的制造模式显然不能满足要求, 对飞机装配生产线可重组工装的重组快捷性要求越来越迫切。

可重组工装与地面连接约束的冗余程度, 决定了重组的快捷性能。冗余约束在增加约束刚度的同时, 带入了约束反力不确定的问题^[3-4], 给可重组工装的快捷重组带入了负面影响。齐朝辉等^[5]研究了多个结构体的冗余约束问题, 给出了判别约束反力的实用准则, 但是实施的快捷性不强。王巍^[6]、丛玮辰^[7]等设计了一

套用于柔性工装快速重组的地面杯锥系统,并基于数字化测量对重组后的工装进行检测,通过加减垫片的方式保证工装重组后的重复性。该方法较传统常用的膨胀螺栓固定连接而言,具有一定的重组性能,但是由于需要后续的数字检测补偿,其重组的快捷性受到一定的影响。巴晓甫等^[8]根据可重组工装的刚度分布、质量分布和载荷分布,提出寻找一个为所有可重组工装均可接受的支撑点的最佳公约数,可重组工装的底盘按公约数的倍数设置连接点(公接头),地面按公约数设置连接点(母接头),可重组工装与地面通过孔轴配合快速完成重组安装。但是在实际操作过程中,由于可重组工装与地面的热胀冷缩系数并不完全一致,导致重组时由于变形不一致而存在干涉,需要强迫施力才能完成重组,这既影响了重组效率,也带入了重组应力。巴晓甫等^[9]为快速实现多个飞机部件在短周期内的调姿定位,提出了调姿定位器与地面无机械连接的约束方式,通过地面的支反力和静摩擦力实现对调姿定位器的约束固定。该方法是一种无冗余约束的重组方法,重组效率高,但是仅适用于短周期的调姿装配工况,对于长周期的装配工况而言,调姿定位器与地面可能会发生整体滑移,重组后调姿定位器的长久稳定性欠佳。Li等^[10]通过在机构平台上安装不同的支座,重组出了具有不同性能的新机构。Azulay等^[11]设计了一种含有多种运动模式的冗余并联机构,通过锁定和释放不同的关节自由度,实现了机构在不同运动模式间的切换。Fisher等^[12]通过锁定和释放冗余关节,研究了一种可重构平面并联机构,使关节可以在多自由度间切换。马小丽^[13]提出了基于分层次3种群遗传算法的飞机总装配生产线优化设计方法,提高了生产线的使用效率和柔性。另外,有关学者对盒式连接(Box-joint)的低成本

可重构工装(Affordable reconfigurable tooling, ART)进行了大量的研究,ART技术大幅减少了框架结构的焊接工作,提高了工装框架的设计效率和重组效率。但是ART方法是对工装内部重组技术的研究,难以用于飞机装配生产线各工装之间的重组,并且盒式连接也存在长久稳定性和准确性的问题需要攻克^[14-16]。上述工作为工装重组技术的研究提供了理论分析和技术参考。

为了提高飞机装配生产线工装重组时的快捷性和长久稳定性,减少强迫调装和降低重组应力,本文提出少冗余约束重组方法,在分析工装与地面各连接点约束自由度对连接刚度和重组效率的影响的基础上,通过释放一些对连接刚度影响较小但是对重组效率影响较大的连接点自由度,实现工装的少冗余约束重组。

飞机装配生产线

飞机装配生产线按“组件装配→部件装配→总装配”的工艺流程完成飞机的装配制造,其中,组件由于数量众多,装配工位数量也较多,包括翼肋组、翼梁组、口盖组、平面框组、球面框组、壁板组、门框组等。组装机的工作量较少,工作类型单一,独立性较强,工位之间很少有连续移动性的要求。因此,组装机一般都采用停车场式的布局。部件装配包括活动翼面部装、外翼部装、中央翼部装、尾翼部装、机身部装、机身对接等。部装工位的工作量相对较多,工作类型也相对复杂,常常需要将某

个部件的装配拆分为2~3个工位才能完成。以外翼部装为例,一般需要拆分为3个工位,即翼盒装配工位、外翼对接工位和系统件安装工位。因此,有的部装工位需要一定的连续移动性。总装配包括大部件对接、系统件安装、测试检验和试验交付等工位。总装配的工作量最多,工作类型最为复杂,一般采用具有连续移动性能的脉动生产线,图1为某型机的总装配脉动生产线示意^[8]。

工装是飞机装配生产线的功能载体,是飞机产品在装配、检验以及系统测试和地面配合等生产过程中所用的专用装备。每一个装配工位的工作都需要相应的工装来支撑。飞机装配生产线中的工装包括装配装备、加工装备、工作平台装备、运输车装备等,如图2所示。

工装少冗余约束重组模型

工装放置在地面上,通过底部结构与地面接触、定位和连接,因此,工装的重组主要是底部结构与地面结构的重组。

1 少冗余约束重组数学模型

将工装底部连接点抽象化,设工装底部设置有 m 行 n 列($m \geq 2, n \geq 2$)个与地面接触的连接点 $C_{ij}(1 \leq i \leq m, 1 \leq j \leq n)$,连接点的分布用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} C_{11} & \cdots & C_{1n} \\ \vdots & & \vdots \\ C_{m1} & \cdots & C_{mn} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中,实际连接点的分布比较复杂,

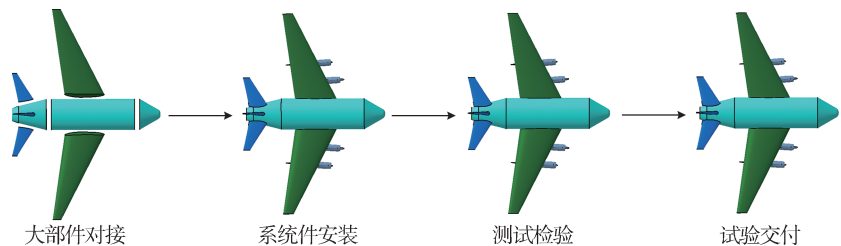


图1 总装配脉动生产线
Fig.1 Pulse final assembly line

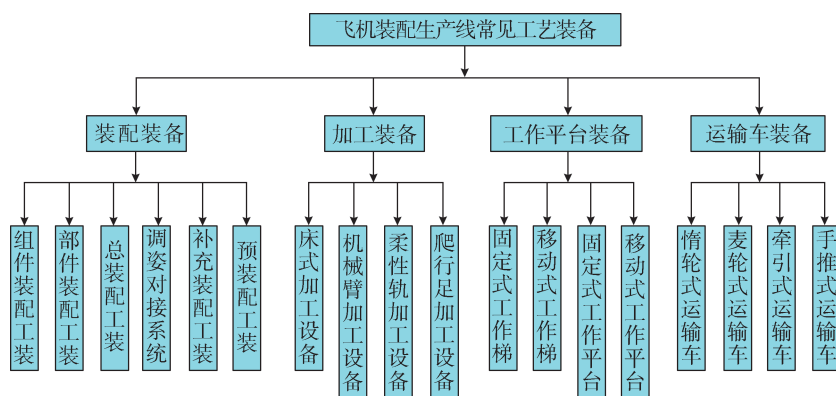


图2 飞机装配生产线工艺装备组成
Fig.2 Toolings in an aircraft assembly line

对于矩阵中元素没有设置连接点的情况,该元素以 0 表示。

传统固定式工装在每个连接点都施加了一个 6 自由度约束,用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}6_{c_{i1}} & \cdots & \text{DOF}6_{c_{in}} \\ \vdots & & \vdots \\ \text{DOF}6_{c_{m1}} & \cdots & \text{DOF}6_{c_{mn}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,DOF6 c_{ij} 表示工装底部第*i*行*j*列的连接点施加了 6 自由度(*X*、*Y*、*Z*、*R_X*、*R_Y*、*R_Z*)约束。

固定式工装的约束自由度数量有 6*mn* 个,远大于固定式工装的 6 个空间自由度,属于全冗余约束。这种约束方式虽然提高了工装的约束刚度,但是也带入了难以拆除、移动和重组的弊端。

从工程经验出发,要约束一台工装,首先将工装放置在地平面上,由于工装和地面没有建立除压力和摩擦力之外的约束,工装在外力作用下可能会发生水平面的移动或者转动,因此,需要约束一个连接点,这时工装在外力作用下还会发生转动,如果再约束另一个连接点,工装就会完全固定。当然,这是一个基于“3-2-1”约束原理的理想刚体式工装的约束简化过程,用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}(X Y Z)_{c_{i1}} & 0 & \cdots & 0 & \text{DOF}(X Z)_{c_{in}} \\ 0 & \cdots & \cdots & \cdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \text{DOF}(Z)_{c_{m1}} & 0 & \cdots & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中,*X*、*Y*表示水平面的两个方向,*Z*表示垂直方向。

结合传统固定式工装的全冗余约束和理想刚体式工装的无冗余约束,提出一种少冗余的工装约束模式:在某个连接点设置转动副,仅释放转动自由度,并将此点称为定位原点;以定位原点为起点,以另两个连接点为终点,作两条线,并使这两条线构成的平行四边形的面积最大,这两个终点分别仅约束*X*向和*Z*向、*Y*向和*Z*向的移动自由度,这两条线称为定位线;其他连接点仅约束*Z*向移动自由度,这些连接点组成的平面称为定位面。该约束模式用矩阵表示为:

$$\begin{bmatrix} \text{DOF}(X Y Z R X R Y)_{c_{i1}} & \text{DOF}(Z)_{c_{i2}} \\ \text{DOF}(Z)_{c_{21}} & \cdots \\ \vdots & \cdots \\ \text{DOF}(Z)_{c_{(m-1)1}} & \cdots \\ \text{DOF}(Y Z)_{c_{m1}} & \text{DOF}(Z)_{c_{m2}} \\ \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{1(m-1)}} & \text{DOF}(X Z)_{c_{1n}} \\ \cdots & \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{2n}} \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ \cdots & \cdots & \text{DOF}(Z)_{c_{mn}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中,*R_X*、*R_Y*、*R_Z*分别表示绕*X*、*Y*、*Z*的转动自由度,DOF(*X Y Z R X R Y*) c_{i1} 表示约束了*X*、*Y*、*Z*、*R_X*、*R_Y*共 5 个自由度。

如果实际工装的底部不是矩形,而是三角形、梯形,或者其他某种形

状,仍然用矩阵来表达约束模式:设一个*m*行*n*列的矩阵,使矩阵中的相应元素与实际形状底部的连接点相对应;实际形状底部没有连接点的,矩阵中相应的元素以 0 表示;元素中的定位原点(起点)、两条定位线(两个终点)按照两条定位线构成的平行四边形的面积最大的方法来选择。

工装基于少冗余约束模式的约束自由度为:

$$\begin{aligned} \text{DOF}_{\text{少冗余约束}} &= 5+2+2+(mn-3)=mn+6 \\ 6_{\text{理想刚体约束}} &\ll \text{DOF}_{\text{少冗余约束}} \ll \\ &6mn_{\text{全冗余约束}}, (m \geq 2, n \geq 2) \end{aligned} \quad (5)$$

可以看出,工装基于少冗余约束模式的约束自由度,远小于固定式工装的 6*mn* 个约束自由度,远大于理想刚体式工装的 6 个约束自由度,兼顾了工装重组的连接刚度和连接效率。

2 少冗余约束重组结构模型

工装底部的连接件与地面的连接件对应地构成连接对。工装底部连接件为连接对的从动端,地面连接件为连接对的主动端。在地面上设置一个定位原点,两条定位线,若干个定位面。其中,定位原点处设置有精确圆槽,定位原点为两条定位线的起点,两条定位线的末端设置有起限位导向作用的精确长圆槽,在两条定位线构成的平行四边形范围内,设置有起辅助定位面作用的一般圆槽,地面连接点的分布与结构形式如图 3 所示。

工装底部连接件的分布和结构形式与地面的相对应,即与地面精确圆槽相对应的,设置精确圆台作为工装的定位原点,同时也是两条定位线的起点;与地面精确长圆槽相对应的,设置精确圆台作为工装定位线的终点;与地面一般圆槽相对应的,设置有可伸缩的一般圆台作为工装的辅助定位面。工装底部连接点的分布与结构形式如图 4 所示。

地面和工装通过 3 类运动副进行约束连接,即地面的精确圆槽与工

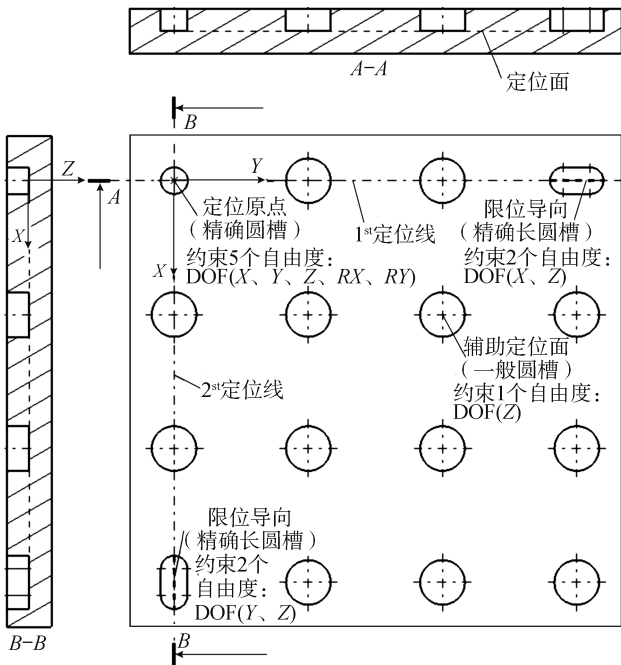


图3 地面连接点分布与结构形式

Fig.3 Distribution and structure of ground joint points

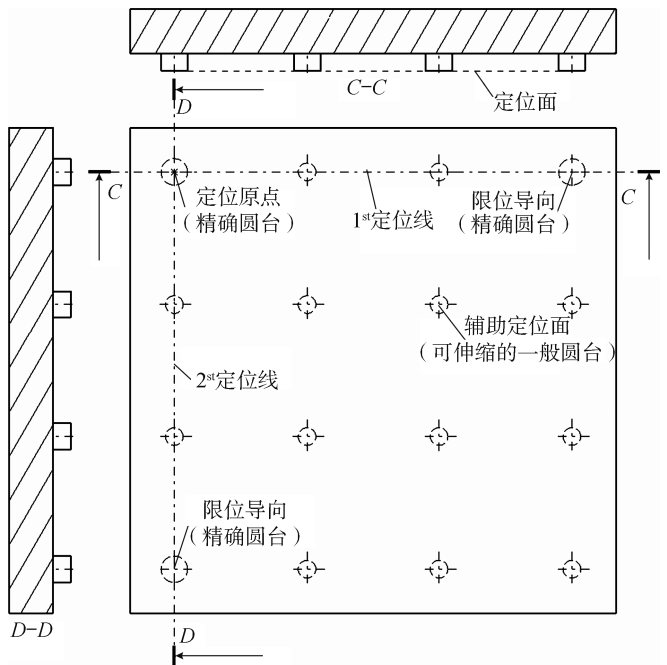


图4 工装底部连接点分布与结构形式

Fig.4 Distribution and structure of bottom joints of tooling

装的精确圆台构成转动副；地面的精确长圆槽与工装的精确圆台构成线移动副，地面的一般圆槽与工装的可伸缩一般圆台构成面移动副。工装的约束刚度与重组效率由地面设置的“定位-限位导向-辅助定位”机构所确定。在工程实践中，定位原点处的配合形式可多种多样，例如圆孔-圆轴配合、锥孔-锥轴配合等，定位线的配合形式有长圆槽-圆台配合、导轨-滑块配合、燕尾槽-燕尾块配合等，只要能够形成凹凸配合关系的都可以。辅助定位面移动副的数量取决于工装的结构刚度及其负载。结构刚度大且负载较小时，可以少设置一些一般圆槽和可伸缩的一般圆台；结构刚度小且负载较大时，需要多设置一些一般圆槽和可伸缩的一般圆台。

对于由各向同性材料制造的工装，如金属工装，两条线移动副的夹角可以是直角也可以是斜角，图5(a)所示为直角。对于由各向异性材料制造的工装，如碳纤维增强体树脂基复合材料工装，线移动副的方向应是主纤维的方向，两条线移动副的夹角

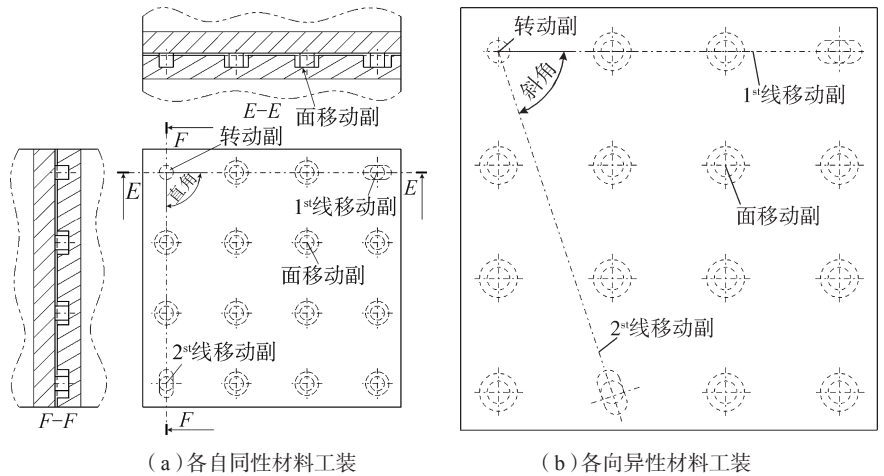


图5 各向同性和各自异性材料工装的定位线

Fig.5 Positioning line of isotropic and anisotropic material tooling

可能是斜角(图5(b)),以便有效释放工装因热胀冷缩所造成的变形。

工装少冗余约束重组设计

飞机装配生产线中一般都设置有大量的调姿对接类工装，即调姿定位器。本文以调姿定位器为例设计少冗余约束重组结构。

调姿定位器长1160mm、宽1080mm、高1900mm、重2450kg、承载能力50000N。

其中，底部长1160mm、宽1080mm、高300mm。调姿定位器底盘上规划了“田”字格结构形式，除了“田”字格中心点外，其他点上分别设置3个精确圆锥台、3个可伸缩的一般圆台和磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)。其中，一个精确圆锥台作为定位原点，即两条定位线的起点；另2个精确圆锥台作为定位线的终点，控制定位线的方向，两条定位线的夹角为直

角; 3个可伸缩的一般圆台起辅助定位面的作用; 另2个磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)在调姿定位器和地面之间起预紧作用。调姿定位器底盘连接点的分布如图6所示, 底盘上红色部位为定位原点, 黄色部位控制定位线的方向, 绿色部位为可伸缩的一般圆台, 黑色部位为磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构)。

在地面上设置钢板, 钢板的长宽尺寸比调姿定位器底盘的长宽尺寸稍大, 厚度为40mm。在钢板上设置一个精确圆锥槽作为定位原点, 设置两个精确长圆锥槽, 分别控制两条定位线的方向; 设置3个一般圆槽, 作为辅助定位面; 设置2个螺纹孔, 用于调姿定位器的重组预紧(如果采用磁铁吸附机构, 该螺纹孔为预留孔)。其中, 精确圆锥槽的中心位置与作为定位原点的精确圆锥台中心位置对应, 精确长圆锥槽的中心位置与另两个精确圆锥台的中心位置对应, 一般圆锥槽的中心位置与一般圆台的中心位置对应, 螺栓拉紧机构的中心位置与螺纹孔的中心位置对应。钢板上连接点的分布如图7所示, 黑色部位为钢板本体, 红色部位是精确圆锥槽, 黄色部位是精确长圆锥槽, 绿色部位为一般圆槽, 白色部位为螺纹孔。

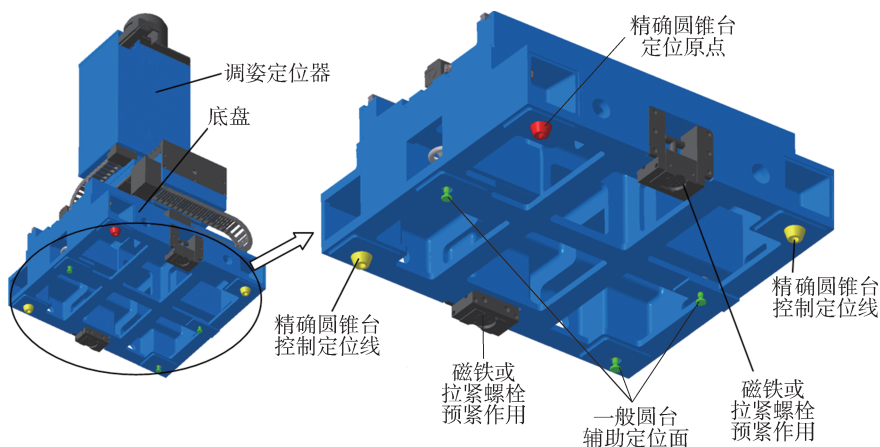


图6 调姿定位器底盘连接点分布

Fig.6 Connection point distribution of the bottom plate of attitude adjusting and positioning device

调姿定位系统一般由4台调姿定位器并联组成, 因此, 在地面上预制了4块如图7所示的钢板。钢板内嵌在钢筋混凝土内, 钢板的上表面与地面平齐, 4块钢板的定位线的方向尽量保持一致, 以便在工作过程中, 调姿定位器的变形方向保持一致, 钢板分布如图8所示。

通过移动车、吊运等方式, 将调姿定位器移动至相对应的钢板处, 如图9所示。调姿定位器与地面钢板构成少冗余约束连接对的装配流程为:

(1) 将调姿定位器定位原点处的精确圆锥台插入地面钢板中作为定位原点的精确圆锥槽中, 精确圆锥台与精确圆锥槽构成转动副, 完成定位原点处的重组连接。

(2) 将调姿定位器两条定位线末端的精确圆锥台插入地面钢板的另两个精确长圆锥槽中, 精确圆锥台与精确长圆锥槽构成线移动副, 完成定位线的重组连接。

(3) 将调姿定位器中可伸缩的一般圆台插入地面钢板的一般圆锥槽中, 可伸缩的一般圆台与一般圆锥槽构成面移动副, 完成辅助定位面的重组连接。

(4) 旋转磁铁吸附机构的开关(或旋紧螺栓拉紧机构), 使调姿定位器与地面钢板产生预紧力。

图9为4台调姿定位器在地面重组到位后的示意图。

性能分析

以设计的可重组调姿定位器为例, 分析少冗余约束的重组效率和重组应力两方面的性能。

1 少冗余约束重组效率

在重组效率方面, 采用少冗余约束连接方式, 单台调姿定位器上8个连接点的约束情况为: 1个约束5自由度的定位原点, 2个约束2自由度的

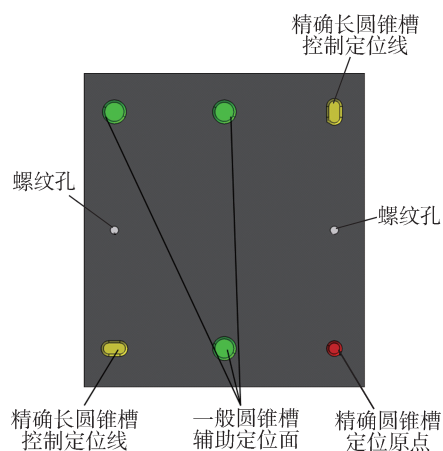


图7 钢板连接点分布示意

Fig.7 Connection points distribution of steel plate

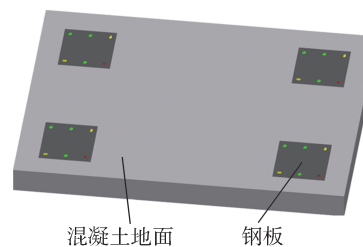


图8 地面上钢板分布

Fig.8 Distribution of steel plates on ground

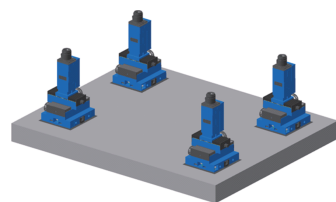


图9 重组到位的调姿定位器

Fig.9 Distribution of attitude adjusting and positioning devices

的定位线的终点,3个约束1自由度的起辅助定位的连接点,2个约束1自由度的磁铁吸附机构(或螺栓拉紧机构),共约束14个自由度。

$$DOF_{\text{少冗余约束}} = 5 + 2 \times 2 + 1 \times 3 + 1 \times 2 = 14 \quad (6)$$

如果采用全冗余约束连接方式,单台调姿定位器上8个连接点的约束情况为:每个点均约束6个自由度,共约束48个自由度。

$$DOF_{\text{全冗余约束}} = 6 \times 8 = 48 \quad (7)$$

单台调姿定位器的全冗余约束自由度的数量是少冗余约束自由度数量的3.4倍,重组1台全冗余约束的调姿定位器的用时可以重组3台少冗余约束的调姿定位器。因此,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组的效率将提高3倍。

2 少冗余约束重组应力

在重组应力方面,采用少冗余约束连接方式,如果两条定位线的夹角在重组前后未发生变化,工装底盘上所有的圆锥台(或圆台)都可以无干涉地插入到地面的圆锥槽(或圆槽)中,重组时就不存在任何应力,如图10(a)所示。如果两条定位线的夹角在重组前后发生了变化,也只会两条定位线的两个终点的圆锥台和圆锥槽(或者圆台和圆槽)存在干涉,即工装底盘上两条定位线的两个终点的圆锥台(或圆台)无法插入到地面的长圆锥槽(或长圆槽)中,存在重组应力的连接对的数量为2,如图10(b)所示。

如果采用全冗余约束连接方式,无论两条定位线的夹角在重组前后是否发生变化,至少两条定位线上的圆锥台和圆锥槽(或者圆台和圆槽)存在干涉,即工装底盘上两条定位线上的圆锥台(或圆台)无法插入到地面的长圆锥槽(或长圆槽)中,会给两条定位线上的4个连接对带入重组应力,存在重组应力的连接对的数量为4。因此,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组带入重组应力的连接对的数量将减少50%,如图11(a)所示。实际上,温度影响会导致调姿定位器底盘上的所有连接对在各个

方向都发生变形,由于全冗余约束连接方式没有变形释放机构,因此几乎所有的连接对都会存在重组应力,如图11(b)所示。因此,实际情况中,相比全冗余约束重组,少冗余约束重组带入重组应力的连接对的数量将远不止减少50%。综上所述,调姿定位器在全冗余约束方式下的约束自由度数量和重组应力部位数量分别为48和 ≥ 4 ;在少冗余约束方式下的约束自由度数量和重组应力部位数量分别为14和 ≤ 2 。

结论

本研究通过建立工装少冗余约束重组数学模型和结构模型,进而开展工装少冗余约束重组设计及其性能分析,研究表明少冗余约束重组方法对于飞机装配生产线工装的重组有如下优点:

能分析,研究表明少冗余约束重组方法对于飞机装配生产线工装的重组有如下优点:

(1)高效率重组。由于主要的重组要素是一个点定位重组和两个线定位重组,大量的面定位重组都是辅助性质的,重组的要素和约束的冗余度都大幅减少。

(2)低应力重组。由于少冗余约束连接对的约束自由度总数量远低于固定约束自由度的总数量,工装的重组应力较低,安装更为方便。

(3)低成本重组。连接对中除了一个转动副和两个线移动副需要精加工和精安装外,大量的面移动副的加工量和安装量都较小,与每个固定约束的连接对重组相比,大幅降低

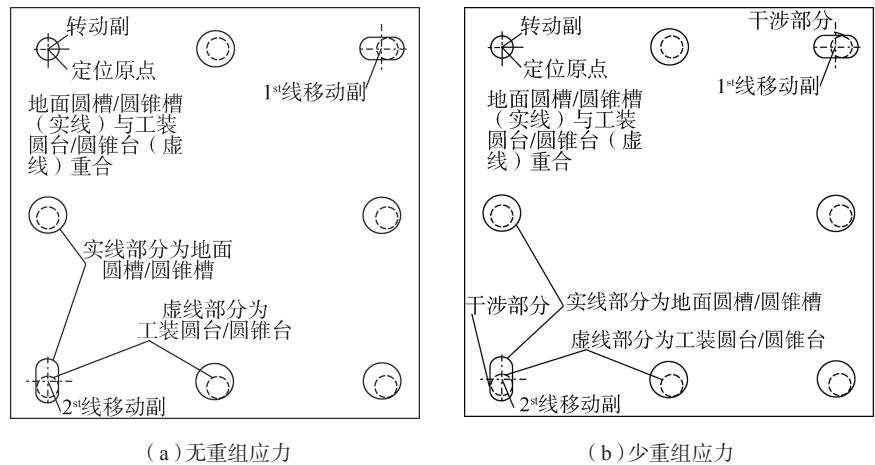


图10 少冗余约束重组

Fig.10 Less redundant constrained restructuring

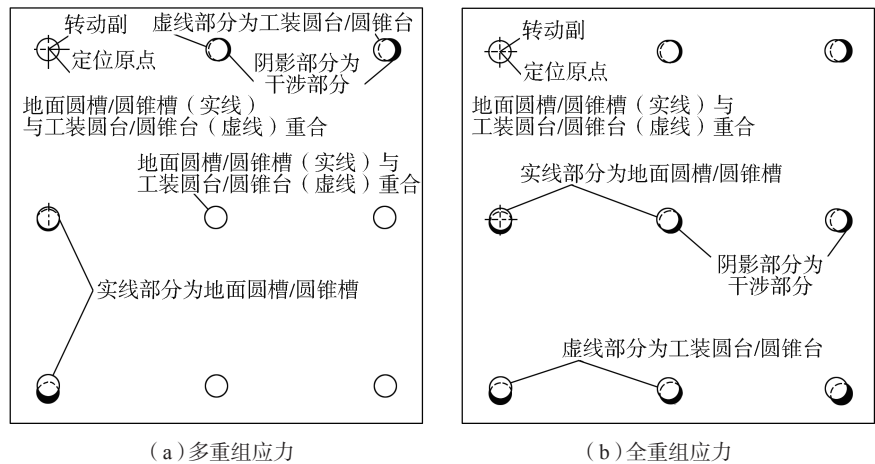


图11 全冗余约束重组

Fig.11 Fully redundant constrained restructuring

了重组成本。

(4) 广适用重组。基于点、线、面差异化约束自由度的少冗余约束重组方法,可推广应用到生产线中各种需要快捷重组的场合,具有广泛的适用性。

参考文献

- [1] 张俊,文宝,王海龙,等.基于脉动生产线的精益配送管理信息系统[J].航空制造技术,2013,56(20):124-127.
- ZHANG Jun, WEN Bao, WANG Hailong, et al. Management information system of lean logistics based on pulse production line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 124-127.
- [2] 李金龙,杜宝瑞,王碧玲,等.脉动装配生产线的应用与发展[J].航空制造技术,2013,56(17):58-60.
- LI Jinlong, DU Baorui, WANG Biling, et al. Application and development of pulse assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(17): 58-60.
- [3] HUSTON R L. Constraint forces and undetermined multipliers in constrained multibody systems[J]. Multibody System Dynamics, 1999, 3(4): 381-389.
- [4] WOJTYRA M. Joint reaction forces in multibody systems with redundant constraints[J]. Multibody System Dynamics, 2005, 14(1): 23-46.
- [5] 齐朝辉,许永生,方慧青.多体系统中的冗余约束[J].力学学报,2011,43(2):390-399.
- QI Zhaohui, XU Yongsheng, FANG Huiqing. Study on redundant constraints in multibody systems[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2011, 43(2): 390-399.
- [6] 王巍,丛玮辰,王诚鑫.基于数字化测量的柔性工装调装技术研究[J].装备制造技术,2018(11):115-118.
- WANG Wei, CONG Weichen, WANG Chengxin. Research on adjustment and installation technology of flexible tooling based on digital measurement[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2018(11): 115-118.
- [7] 丛玮辰.某型飞机部件的可移动工装设计[D].沈阳:沈阳航空航天大学,2019.
- CONG Weichen. Mobile tooling design of a certain type of aircraft component[D]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2019.
- [8] 巴晓甫,赵安安,郝巨,等.模块化柔性飞机装配生产线设计[J].航空制造技术,2018,61(9):72-77.
- BA Xiaofu, ZHAO Anan, HAO Ju, et al. Design of modular flexible aircraft assembly line[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2018, 61(9): 72-77.
- [9] 巴晓甫,杜坤鹏,张程,等.大型复合材料飞机集约化可重构成套方案设计与应用[J].航空制造技术,2019,62(8):49-53.
- BA Xiaofu, DU Kunpeng, ZHANG Cheng, et al. Design of intensive and reconfigurable assembly for large composite material aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2019, 62(8): 49-53.
- [10] LI M, HUANG T, ZHANG D W, et al. Conceptual design and dimensional synthesis of a reconfigurable hybrid robot[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2005, 127(3): 647-653.
- [11] AZULAY H, MILLS J K, BENHABIB B. A multi-tier design methodology for reconfigurable milling machines[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2014, 136(4): 152-161.
- [12] FISHER R, PODHORODESKI R P, NOKLEBY S B. Design of a reconfigurable planar parallel manipulator[J]. Journal of Robotic Systems, 2004, 21(12): 665-675.
- [13] 马小丽.飞机总装配生产线优化设计研究[D].杭州:浙江大学,2017.
- MA Xiaoli. Research on optimization design of aircraft assembly line[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017.
- [14] KIHLMAN H, ENGSTROM M. Flexible fixtures with low cost and short lead-time[J]. Engineering & Technology[2007-09-17]. DOI: 10.4271/2007-01-3797.
- [15] 郑联语,王建华.盒式连接可重构柔性工装技术及应用展望[J].航空制造技术,2013,56(18):26-31.
- ZHENG Lianyu, WANG Jianhua. Development and application prospect of boxjoint-based reconfigurable and flexible tooling technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(18): 26-31.
- [16] 刘清军.基于稳定性的盒式连接装配型架优化设计与测量技术研究[D].北京:北京航空航天大学,2014.
- LIU Qingjun. Research on box-joint assembly jig optimization design and measurement technologies for stability[D]. Beijing: Beihang University, 2014.

Restructuring Method of Tooling With Less Redundant Constraints in Aircraft Assembly Line

BA Xiaofu^{1,2}, XUE Hongqian¹, LI Xining¹

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. AVIC Xi'an Aircraft Industry Group Co., Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] In order to improve the restructuring performance of tooling in aircraft assembly line to meet the assembly requirements of various aircraft types, a method of tooling restructuring with less redundant constraints is proposed. Based on all redundant constraint model and non redundant constraint model analysis of tooling and connection pairs, and balance analysis of efficiency of tooling restructuring and stiffness of tooling restructuring, by releasing some constraint degrees of freedom which have little influence on the restructuring stiffness but great influence on the restructuring efficiency, the mathematical model of the restructuring with less redundant constraints is established, and then the structural model of the restructuring with less redundant constraints is established. On this basis, the restructuring design of tooling is carried out. The analysis shows that the restructuring performance of the aircraft assembly line tooling can be greatly improved based on the restructuring method with less redundant constraints, in which the restructuring efficiency can be increased by 3 times and the number of connection pairs brought into the restress can be reduced by 50%.

Keywords: Aircraft assembly line; Tooling; Restructuring; Connection pairs; Less redundant constraints; Attitude adjusting and positioning device

(责编 古豪)