

大尺寸飞机翼肋点阵刚性增强 装配技术研究

赵安安

(航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司,西安 710089)

[摘要] 为了提高大尺寸飞机翼肋装配位置准确度、减小装配变形并最终满足机翼翼盒装配过程中翼肋间距偏差要求,在深入分析大尺寸翼肋装配定位要求和位置不确定性的基础上,提出了一种点阵刚性增强装配技术,结合变形分析设计了一套全新的点阵刚性增强工装,实现了大尺寸翼肋保型定位和定位器多自由度调整、减小了翼肋变形、保证了翼肋间距,对于大尺寸飞机翼肋的实际装配有一定的指导价值。

关键词: 大尺寸飞机;翼肋;点阵;刚性增强;装配

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2018.11.068



赵安安

航空工业西安飞机工业(集团)有限责任公司总工艺师、高级工程师,主要研究方向为飞机数字化装配等,主持和参与多项重大课题及型号攻关,荣获大型飞机研制个人二等功及国防科技进步二等奖等多项。

大飞机飞行过程中,翼肋起着极其重要的传递载荷的作用,翼肋安装后其平面准确度与机翼的气动性能直接相关。同时,因大飞机机翼尺寸大的特点,翼肋一般为大尺寸薄

壁结构,刚度差。翼肋保型问题一直是大型翼盒装配的重点和难点。

某大型飞机自研制以来,翼肋保型一直是影响翼盒装配质量和周期的主要问题。由于翼肋尺寸大、数量多、间距小,保型架的设计不能同时达到轻巧和稳固的特点,当设计轻巧时,保型架刚度会减小,在使用过程中会随着翼肋变形;设计稳固时,保型架尺寸就会增大,使用时施工空间又十分狭小,施工非常困难,存在安全隐患。因此,某大型飞机翼肋保型方案经多次反复,仍无法满足装配要求。翼肋安装后肋间距偏差最大可达8mm(机翼产品设计要求保证翼肋位置度,但由于结构限制很难测量肋位置度,实际安装通过前后梁结构控制肋端头安装位置及通过保型工装控制肋平面度,最后实测肋间距,间接保证肋位置度,实测要求肋间距偏差小于肋位置度偏差即认为肋位置度满足设计要求)。对于翼盒装配,最直接的影响是翼盒内翼肋的燃油导管反复取样,严重制约大飞机的产

品质量和生产周期。因此,亟须制定一种保型方式解决翼肋的保型问题。针对翼盒装配,航空工业制造院、西北工业大学、浙江大学、南京航空航天大学在装配定位、制孔、连接等工艺及其工装设计等方面均开展了有意义的研究工作^[1-4]。针对翼肋装配顺序和保型定位的研究,西北工业大学的学者在襟翼装配过程中围绕柔性确定性孔面定位方法开展了一系列的研究工作,并研制了相应的柔性保型定位工装,但该研究针对的翼肋结构尺寸较小^[5]。

本文针对某大型飞机翼肋尺寸大、保型定位困难,提出一种大尺寸飞机翼肋点阵刚性增强装配技术方法,通过相应保型定位工艺装备研制及应用实践,给出可多自由度调整点阵刚性增强工装设计方案,并探讨了在大尺寸飞机翼肋间距装配准确度控制方面的有效性。

翼肋定位要求及变形分析

某大型飞机设计要求翼肋位置

度偏差为 $\pm 1.5\text{mm}$,翼肋两端与前后梁连接,其展向位置准确度靠前后梁保证。最初定位方案中翼肋航向位置按设计尺寸用工装定位器保证,上下翼面位置按翼面外形由靠尺保证。装配过程中,翼肋中间局部位置会随壁板、隔板、扩散件及接头等刚度较强的零组件装配发生变形,原因主要有两点:

(1) 尺寸大、厚度薄,定位夹紧等外力导致定位时翼肋中间部位出现扭弯变形。

该型飞机翼肋产品为大尺寸、薄壁、弱刚性结构,在翼盒总装型架上定位时,受到定位夹紧力、重力等综合影响,在翼肋的中间部位会出现扭弯变形,直接导致肋平面度超差,间接导致翼肋间距超差,最终导致翼肋位置度超差。

(2) 壁板定位压紧导致翼肋上下缘条处出现变形。

在以肋和梁等组成的骨架为基准定位下壁板时,为保证壁板与肋贴合紧密,需要对下壁板施加压力,刚性较弱的翼肋会在壁板的压力下出现下缘条位置错位和变形;而在定位上壁板时,需要对上壁板施加压力,翼肋上缘条又会在壁板的压力下出现位置错位和变形,复杂的装配连接工序最终导致整个翼肋平面度超差。

通过分析发现,由于结构、定位、装配顺序等原因,翼肋局部变形的原因在装配中是不可避免的,定位和保型是翼肋装配的重点和难点。

翼肋刚性增强工装理论及需求分析

大飞机翼肋产品相对以往飞机翼肋产品具有结构尺寸特别大、零件相对壁厚较薄、整体刚性差、更易变形等特点^[6]。新的翼肋刚性增强设计方案需要总结以往翼肋增强工装的经验,吸取优点,完善不足,提出适合大飞机翼肋产品特点的新方

案。2005年左右,工程技术人员借鉴转包生产中 A319 翼盒的研制,基于刚性增强和准确定位思想,设计了两种翼肋刚性增强工装结构并应用于 A319 翼盒装配,包括单梁式和骨架式两种工装,具体形式如图 1 和图 2 所示。

(1) 单梁式结构:单梁式翼肋增强工装用于肋长度 2m 左右的翼肋增强,采用 40×40 方钢管,翼肋贴合面材料采用可加工塑料,通过翼肋减轻孔用弓形夹夹紧固定在翼肋结构上(图 1)。

(2) 骨架式结构:骨架式翼肋增强工装用于肋长度约 1~2m 的翼肋增强,采用 20×20 方钢管焊接成骨架,翼肋贴合面材料采用可加工塑料,通过翼肋减轻孔用弓形夹夹紧固定在翼肋结构上(图 2)。

以上两种结构具有结构形式简单、加工难度小、占用空间小、使用方便等优点,方案均应用于我国某大飞机机翼装配研制中^[7]。但该方案在大飞机应用中存在巨大问题:大飞机最大翼肋长度尺寸达 4m,翼肋增强工装相对尺寸大、重量大,在与翼肋产品定位安装后,会造成翼肋产品中间重,翼肋两端无法提供稳定支撑,翼肋产品偏差更严重,变形更加复杂,无法满足装配要求。

为解决上述问题,本文重新梳理了针对大型飞机翼肋保型增强工装需求。

(1) 功能需求。

支撑翼肋产品肋平面,保证翼肋装配过程肋平面位置度要求;增强翼肋产品刚性,保证翼盒装配过程中翼肋产品在受力状态下,变形量满足装配要求。

(2) 结构要求。

自身刚度强:支撑结构自身有较强的刚度,与翼肋产品连接后,能够在纠正翼肋产品变形的同时,保证自身稳定性;重量小:支撑结构需要悬挂在翼盒产品上,结构自身重量尽

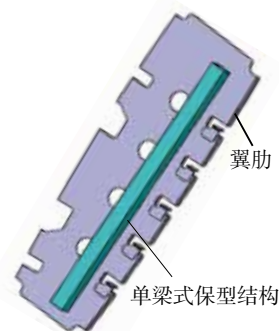


图1 单梁式结构保型示意图
Fig.1 Single beam structure type

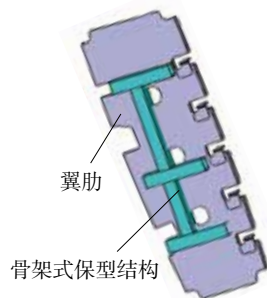


图2 骨架式结构保型示意图
Fig.2 Skeleton structure type

量小,以减少支撑结构自重引起的产品变形;工作面平面度高:支撑结构能够提供一个平面,用于定位翼肋肋平面,保证装配过程肋平面位置度要求;占用空间小:受肋间距限制和翼盒工作空间的要求,增强支撑结构沿翼展方向高度尽量低。

(3) 经验借鉴。

在基本需求分析和应用经验基础上对传统工装结构进行优化,翼肋增强工装需与机翼前、后梁产品进行刚性连接,以借助位置稳定的前、后梁产品保证翼肋增强工装自身位置稳定,提高翼肋增强工装自身刚度,保证翼肋增强工装能够定位、支撑翼肋产品,并在受外载时具有较强的抗变形能力。

大尺寸翼肋点阵刚性增强方法研究及设计实践

1 刚性增强工装总体方案设计

按照大飞机翼肋刚性增强改进计划,提出了一种点阵刚性增强工装设计方案^[8],该方案主要是通过依附

在骨架上的点阵式腹板面定位压紧机构对翼肋进行整体保型。总体方案如图3所示。

骨架采用大截面铝管为主梁、小截面铝管为辅梁焊接而成；为给翼肋提供尽可能多的支撑面，避免因定位器跨度过大所造成的翼肋产品局部变形大的问题，骨架中间位置根据翼肋产品上管路通过孔(约20处)位置设置相应翼肋腹板面定位器连接支架，按照肋本身刚性变形趋势，将肋长方向分为4段5点可有效控制变形，即按骨架平面内均布原则选取4段6处管路通过孔作为定位器连接位置(除端头定位外)，形成点阵分布方式；骨架两端头设计连接板，通过前后梁上的连接孔定位工装，每个刚性增强工装由连接孔连接定位；在翼肋腹板面定位器连接支架上安装定位器用于翼肋产品定位，定位设置大于管路通过孔开口尺寸的压板结构，通过手柄螺母实现翼肋产品的压紧定位，压板与产品贴合面采用可加工塑料用以保护；经过减轻优化，刚性增强工装重量低于30kg。骨架结构如

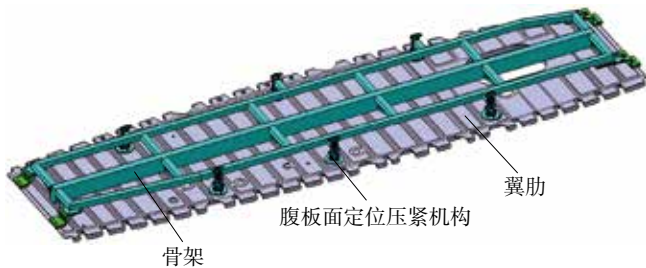


图3 翼肋刚性增强工装总体方案

Fig.3 Overall scheme of reinforced concrete

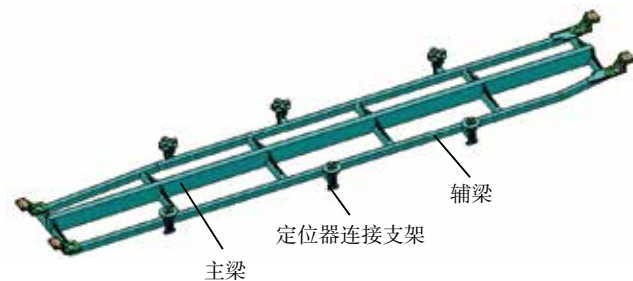


图4 骨架结构

Fig.4 Skeleton structure

图4所示，点阵刚性增强工装与梁的连接如图5所示，翼肋腹板面定位器结构如图6所示。

2 工装结构有限元分析

为了理论分析刚性增强工装使用状态的变形情况，验证设计方案的可行性，利用 ABAQUS 软件对翼肋产品和刚性增强工装进行有限元分析。

以外翼某最大尺寸翼肋为例，现场实测该肋零件在自由状态，肋平面最大变形近10mm，而通过对该肋进行的有限元分析结果显示，按照工装支撑位置对翼肋分6个点支撑夹持^[9]，通过有限元分析优化得出，要校正这个肋平面最大变形，在各夹持点需预施加约50N紧固力，如图7所示。根据矫正所需预施加载荷要求，对点阵刚性增强工装上分布的6处定位器分别施加与预施加载荷相等的反作用拉力(50N/点)，计算得出点阵刚性增强工装最大变形位于工装中端，肋平面最大变形量约为1mm，如图8所示。由于产品设计要求肋位置度不大于1.5mm，转换为肋结构变形，即认为肋平面度偏差不大

于1.5mm满足设计要求，因此可以得出点阵刚性增强工装变形值满足翼肋装配要求，同时结构刚度适中，满足使用要求。

3 面向制造过程的工装优化

点阵刚性增强工装初步方案形成后，通过强度计算校核和总体结构评审，认为该方案符合前期翼肋刚性增强理论分析的要求。但在征求制造单位意见中，制造单位提出：翼肋腹板面点阵定位器的平面度要求0.3mm无法满足，主要原因是工装

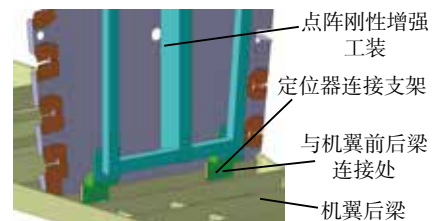


图5 点阵刚性增强工装与梁的连接

Fig.5 Lattice rigidity enhances the connection of tooling and beam

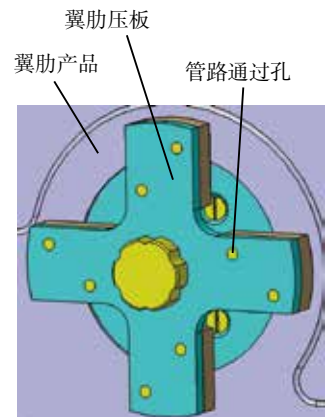


图6 翼肋腹板面定位器

Fig.6 Wing rib web positioner

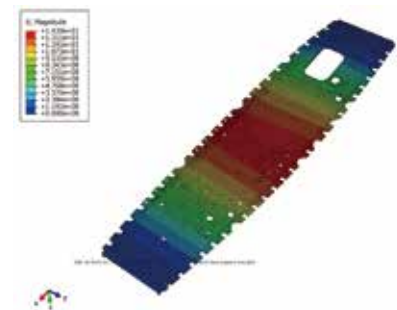


图7 施加50N的垂直载荷后翼肋平面度变化分布情况

Fig.7 Distribution of the flatness of the ribs after the application of 50N vertical load

骨架为满足使用要求而进行的减轻,导致工装骨架刚度不满足整体数控加工的要求,点阵定位器安装后整体加工变形量较大;并且,按照工装要求,在使用过程中需要定期检查定位器的平面度情况,平面度不合格需要重新调整,整体加工的方案不利于各定位器的单独调整。

为解决上述问题,对点阵刚性增强工装进行了优化改进,改进的主要思路是避免工装整体加工。通过设计改进,将各翼肋腹板面定位器设计成高低可调整结构,工装交付前,点阵定位器的定位面通过在工作台上整体调整,并经激光跟踪测量最终确定。改进后的翼肋腹板面定位器调整结构如图9所示。

4 面向使用过程的工装优化

点阵刚性增强工装定位器的平面度是实现翼肋定位的关键,在工装制造和使用过程中发现,定位器仅高低调节仍不能保证平面度要求,焊接骨架应力释放和使用过程长期受力会导致骨架产生较复杂的变形,现有的工装结构每个定位器自身调平难以实现。通过进一步改进设计,实现定位器多自由度调整,形成了一种X、Y、Z三自由度空间调整方法和结构(图10),其自由度调整方法如下:

(1) 高低调整:通过调整块对翼肋定位器的高低位置进行调节,同时调整块能固定翼肋定位器的高低位置,限制X向自由度;

(2) 垂直平面调整:通过调整4个螺栓,改变翼肋定位器垂直平面内的角度,实现垂直平面内的转动,限制Z向旋转自由度;

(3) 翼肋腹板面调整:翼肋腹板贴合面通过转轴与翼肋定位器连接,转轴两侧的两个螺栓用于调整和固定翼肋腹板贴合面角度,限制Y向旋转自由度。

应用与讨论

翼肋点阵刚性增强工装应用于

大飞机机翼装配过程^[10],经过连续几架份装配实践和激光跟踪仪测量证实,刚性增强工装保型效果改善显著,翼肋产品定位精度更高。大飞机机翼装配过程若不使用翼肋点阵刚性增强工装或使用其他形式的工装,产品肋间距实测值与理论值偏差3~8mm、肋位置度偏差2~7mm;使用翼肋点阵刚性增强工装后,产品肋间距实测值与理论值偏差小于1.49mm,肋位置度偏差小于1.2mm。

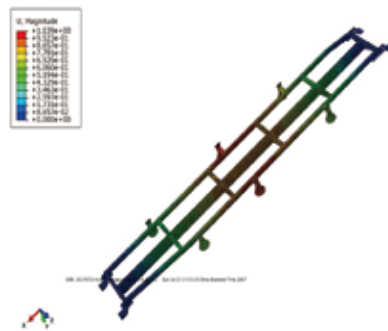


图8 点阵刚性增强工装的变形分析结果
Fig.8 Deformation analysis results of lattice rigidity enhancement tooling

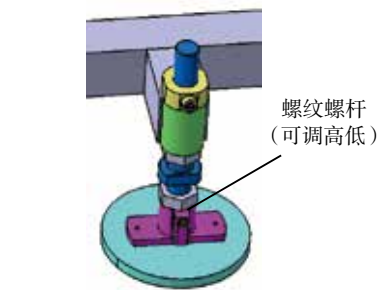


图9 腹板面定位器调整结构
Fig.9 Web top positioner adjusts the structure

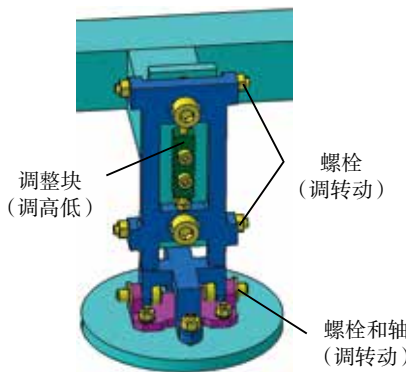


图10 点阵刚性增强工装定位器自由度调整
Fig.10 Tensile rigidity enhancement tooling positioner DOF adjustment

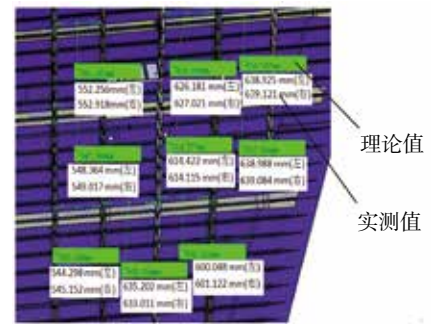


图11 产品肋间距实测值与理论值
Fig.11 Measured value and theoretical value of product rib spacing

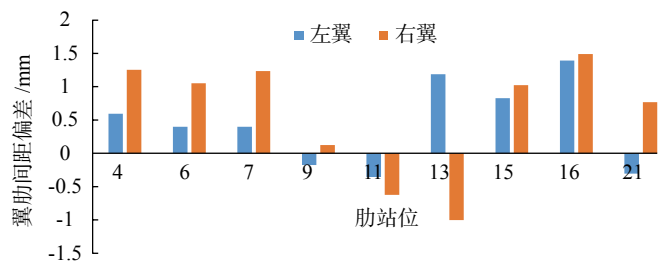


图12 产品肋间距偏差
Fig.12 Product rib spacing deviation

结论

大尺寸翼肋保型需基于刚性定位、全面保型为基础进行研制。本文以设计进程为轴,给出了点阵刚性增强工装的各阶段设计结果,分析了设计和应用中存在的问题;基于转包生产经验,提出了一种大尺寸飞机翼肋点阵刚性增强装配技术方法,研制了包含可实现多自由度调整点阵定位器的翼肋保型定位工艺装备;将柔性可调整点阵刚性增强工装结构应用于某大型飞机翼盒装配中,减少了翼肋装配过程变形,提高了翼肋间距装配准确度,降低了结构装配残余应力,间接延长了产品整体寿命。

参考文献

- [1] 黄春,李光丽,袁士平,等.机翼翼盒装配间隙精密补偿研究[J].航空制造技术,2013,56(20):63-66.
- HUANG Chun, LI Guangli, YUAN Shiping, et al. Research on active compensation for assembly gap of aircraft wing box[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013, 56(20): 63-66.
- [2] 吕瑞强,侯志霞,王明阳.基于3DCS的飞机翼盒容差分配方案优化方法研究[J].航空制造技术,2016,59(22):68-71,83.
- LÜ Ruiqiang, HOU Zhixia, WANG Mingyang. Research on tolerance allocation plan optimization for aircraft wing box based on 3DCS[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(22): 68-71, 83.
- [3] 李浩,吴建军,李继红,等.ARJ21中央翼盒段柔性工装控制系统研究[J].机械制造,2014,52(1):63-66.
- LI Hao, WU Jianjun, LI Jihong, et al. Research on flexible tooling control system of ARJ21 center wing box section[J]. Machinery, 2014, 52(1): 63-66.
- [4] 王青,郑守国,李江雄,等.基于孔边距约束和Shepard插值的孔位修正方法[J].航空学报,2015,36(12):4025-4034.
- WANG Qing, ZHENG Shouguo, LI Jiangxiong, et al. A correction method for hole positions based on hole margin constraints and Shepard interpolation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(12): 4025-4034.
- [5] 张朋真,金霞,张桂书,等.复合材料翼盒装配工艺微规划研究[J].航空制造技术,2015,58(18):102-105.
- ZHANG Pengzhen, JIN Xia, ZHANG Guishu, et al. Research on micro-planning of composite material wing box assembly process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2015, 58(18): 102-105.
- [6] 郭飞燕,王仲奇,康永刚,等.基于坐标孔的翼肋柔性装配协调方法[J].中国机械工程,2014,25(24):3271-3277.
- GUO Feiyan, WANG Zhongqi, KANG Yonggang, et al. Flexible assembly method of ribs based on coordinate holes[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(24): 3271-3277.
- [7] 朱永国.飞机大部件自动对接关键技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.
- ZHU Yongguo. Research on key technology of large parts automatic docking[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [8] 徐燕申,徐千里,侯亮.基于CBR的机械产品模块化设计方法的研究[J].机械科学与技术,2012,21(5):833-835.
- XU Yanshen, XU Qianli, HOU Liang. CBR based modular design for mechanical product development[J]. Mechanical Science and Technology, 2012, 21(5): 833-835.
- [9] 殷莉.铝合金曲面薄壁件柔性工装夹具的研究与设计[D].上海:上海交通大学,2012.
- YIN Li. Research and design of flexible tool fixture for aluminum alloy curved thin wall[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012.
- [10] 何文治.航空制造工程手册:飞机工艺装配[M].北京:航空工业出版社,1994.
- HE Wenzhi. Aircraft technology and equipment, aeronautical manufacturing engineering manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.
- [11] 岑君健.非标准机械设计手册[M].北京:国防工业出版社,2008.
- CEN Junjian. Non-standard mechanical design manual[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.

通讯作者:赵安安, E-mail:525341872@qq.com.

Research on Rigid Reinforcement Assembly Technology for Wing Ribs of Large-Size Airplane

ZHAO Anan

(AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Company Ltd., Xi'an 710089, China)

[ABSTRACT] In order to improve the accuracy of large-size aircraft ribs assembly location, reduce the deformation of the assembly and finally meet the requirements of the deviation of the ribs spacing in the wing box assembly process, based on the analysis of the assembly positioning requirements and the position uncertainty of the large-size ribs assembly, a kind of rigid assembling technology of dot matrix was proposed. A new set of rigid lattice enhancing tool was designed based on the deformation analysis, which realized the large-size rib-shaped positioning and the multi-degree-of-freedom adjustment of the positioner. It reduces the deformation of the ribs and ensures the ribs spacing, which is of guiding value for the actual assembly of the large-size aircraft ribs.

Keywords: Large-size aircraft; Wing rib; Lattice; Enhanced rigidity; Assembly

(责编 逸飞)