

大飞机部件数字化柔性装配 若干关键技术

Key Technologies for Digital Flexible Assembly of Large Commercial Jet Component

西北工业大学机电学院 李 原



李 原

工学博士,教授。1993年获航空宇航制造工程学科博士学位,1993—1996年在西北工业大学一般力学学科从事博士后研究工作,先后到美国Cornell大学、法国Compiègne技术大学、法国Mines de Paris大学进修和访问。兼任国家制造业信息化工程专家组成员、863数据库重大专项总体专家组成员等。主要从事数字化装配规划与仿真技术、自动化装配与连接技术、型号项目过程控制与数据集成技术等方面的理论研究与应用工作。

随着CAD/CAM/CAE/PDM/CAPP技术的不断发展,装备制造业制造水平的不断提升,以及大飞机研制计划提供的良好平台,我们有理由相信在今后的几年内,依靠各部门的团结协作,大飞机部件数字化柔性装配技术一定能取得突出的成果,为我国其他装备制造技术提供基础。

大型飞机通常指的是起飞重量在100t以上的运输机或座位数在150座以上的大型客机,它是一个国家工业、科技水平和综合实力的集中体现,对增强我国的国际竞争力和科技实力有着非常重要的意义。迄今为止,伴随着设计技术从二维发展到三维,制造数据源由图纸进步到三维CAD模型,我国在飞机部件装配技术上经历了从纯手工装配、半机械/半自动化装配到部分组件自动化装配的发展过程^[1]。

大飞机部件装配过程是将大量的飞机零件按数模、技术等要求进行组合、连接,实现从零件到组件到段件最终到部件的过程^[2]。在大飞机的制造过程中,飞机的部件尺寸大,

零件数目多,精度要求高,协调过程多,装配工作量约占整个飞机制造劳动量的40%~50%。因此,要快速响应市场需求,保证极高的装配准确度,实现在装配过程中对装配误差的控制是相当有难度的。目前,我国在大飞机部件装配过程面临的主要问题有:

(1) 传统的基于模拟量传递的装配协调方法与基于产品数模开展的装配工作之间的矛盾。

(2) 装配准备周期长、工装专用性强与市场快速响应需求之间的矛盾。

(3) 传统连接方法与高装配准确度之间的矛盾。

(4) 传统修配模式与数字化装

配技术之间的矛盾。

综上所述,大飞机部件数字化柔性装配过程中的关键问题是其数字化装配工艺及仿真、柔性装配工装、先进连接以及装配质量的检测。对于这些关键问题的研究已刻不容缓。

数字化装配工艺及仿真技术

飞机部件数字化装配工艺及仿真技术是在数字量环境下飞机制造工艺准备的主要内容,其结果能直观地指导装配人员进行操作,完成飞机部件的装配工作,是飞机装配过程中满足部件设计技术要求和装配互换协调的主要手段。数字化装配工艺及仿真技术是保证飞机部件装配质量和产量的重要环节。

数字化装配工艺与仿真技术主要包括了对装配过程的设计、协调路线的设计、容差的分配和装配现场的仿真4个环节。在数字化装配工艺及仿真中,输入的是飞机部件的三维CAD模型和工装模型,输出的是部件三维装配手册。其间面临的主要问题是基于数字量尺寸传递体系的建立和仿真式装配工艺规划技术。

大飞机部件装配应具有的数字量传递体系如图1所示。整个传递体系以产品的工程数据集为基础,由于取消了理论模线、结构模线、样板和标准工装,原结构模线中的各主要工艺要素(如各种工艺定位孔、坐标孔、基准孔、结构减轻孔、下陷、长桁缺口等)均应在工艺数据集中具体、真实地反映出来,以满足数字化工艺制造的要求。进而创建出工装数据集与检验数据集,以保证产品数据集、工艺数据集、工装数据集和检验数据集四者之间的协调。在工程数据集的基础上,结合数控测量设备和数控加工设备、数控装配设备,进行装配夹具、焊接夹具、成型模的数字化设计,得到数字量传递体系下的组合件、焊接件、钣金件等,通过数控加工手段得到机加件。根据检验数据

集生成针对不同零件的检验基准,根据工装数据集建立数字化体系下的装配型架,从而完成零部件的数字化定位与装配。随着飞机装配数字化水平的不断提高,装配过程中潜在的问题已经能够越来越多地通过装配仿真技术得到体现。装配仿真过程是对装配工艺的重现,装配仿真规划人员通常都是装配工艺规划人员,随着工艺人员技术水平的不断提升,基于装配仿真的三维装配工艺规划技术已成为装配工艺规划的主要需求,

规划也做了大量的研究,主要围绕规范的制定、过程的实施方式,以及与其他工艺数据的集成等方面。目前 Dassault V6 系统提供了一套较全面的解决方案,基于其 3DXML 数据交换技术,以 Adobe Acrobat 为载体,完成了工艺手册的定制与输出^[3]。同时,国内也有专家通过对 Dassault Delmia 平台的二次开发,制定响应的规划和规范,将装配工艺规划与装配工艺仿真结合起来,最终生成三维装配手册^[4]。

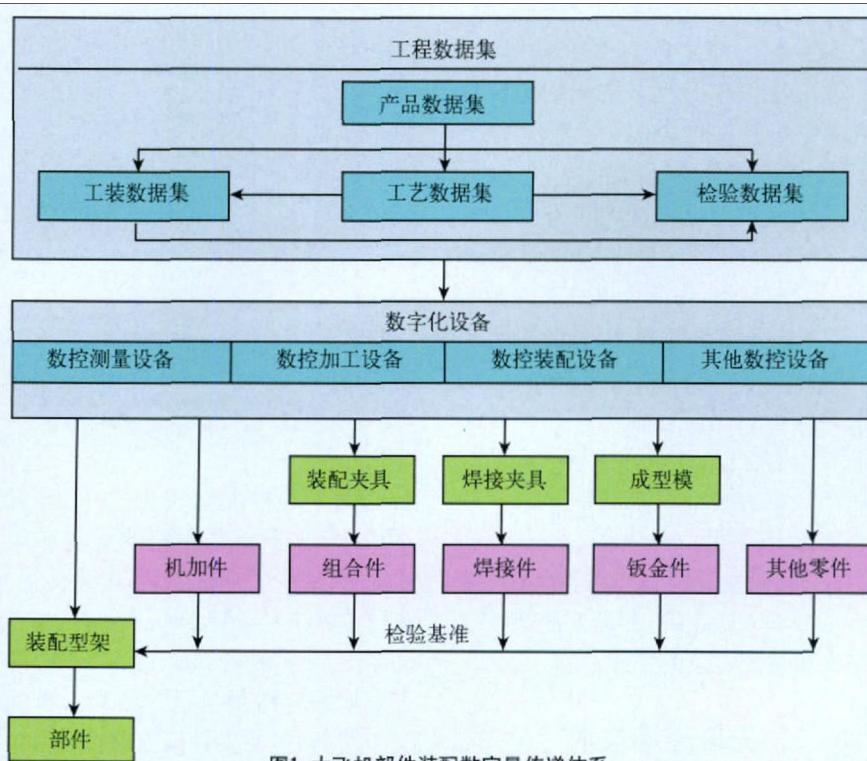


图1 大飞机部件装配数字量传递体系

其主要意义在于:

- (1) 简化装配工艺规划流程。基于三维环境、实时仿真进行装配工艺规划,能有效地将装配仿真工作与工艺规划工作集成,提高工艺规划效率,减少工艺返工。
- (2) 生成三维装配工艺手册,直观有效地指导装配现场工人进行装配操作,减少人为因素对装配质量的影响。
- (3) 提升数字化水平,为数字化装配过程的实体奠定工艺基础。

目前,国内外针对仿真式工艺

柔性工装技术

柔性装配工装技术是减少大飞机装配成本、缩短装配准备周期、提高生产效率、加快对市场响应的重要技术。在飞机部件装配过程中的柔性工装指的是可适用于不同形状、不同尺寸组件或部件的装配,且保证装配准确度的装配工装系统。其主要特点是基于产品数字量尺寸传递体系和依靠数字化控制系统来完成针对产品装配的定位、夹紧等操作。

目前在波音和空客等企业,

柔性工装应用得十分广泛。美国 EI (Electrolmapct) 公司为空客公司生产的柔性高速钻铆系统壁板工装, 广泛应用于空客公司各种型号飞机机翼壁的装配过程(见表1)^[5]。该工装于2003年首次使用, 仅用了5天时间就完成了A330-300飞机(翼展60.3m)上壁板的装配, 目前这项工作只需一天时间即可。该装置具有模块化、数字化、自动化的特点, 它考虑了机翼壁板的主要特点, 根据产品的数模信息和配备的激光干涉仪, 控制各立柱按X方向和Z方向运动, 控制立柱上的定位器按Y轴运动, 通过夹持器在X和Z方向的偏转将机翼壁板竖直地定位在工装上, 整个调整过程完全由计算机控制完成。目前该装置广泛地应用于空客公司机翼壁板的装配过程中, 效果显著。

综上所述, 作为大飞机部件数字化柔性装配的关键技术, 柔性工装是一门综合多学科知识的技术。自动化柔性工装系统应建立在高强度的工装结构之上, 其执行机构的运动方式与效果应充分考虑装配对象固有的特点, 在实际工作过程中应具有高精度、可调整等特性, 其控制系统应与三维CAD系统、测量系统集成以完成对装配定位的控制过程。

先进连接技术

目前复合材料构件以其轻而强、抗疲劳、抗腐蚀、节约燃料等特性广

飞机型号	应用范围
A330-M10	左右机翼1号下壁板 左右机翼2号下壁板 左右机翼3号下壁板 左右机翼4号下壁板
A340	左右机翼1号下壁板 左右机翼2号下壁板 左右机翼3号下壁板 左右机翼4号下壁板
A319/A320	左右机翼1号上壁板 左右机翼2号上壁板
A321	左右机翼1号上壁板 左右机翼2号上壁板
A300	左右机翼1号上壁板 左右机翼2号上壁板 左右机翼3号上壁板 左右机翼1号下壁板 左右机翼2号下壁板 左右机翼3号下壁板
A340-600	左右机翼1号上壁板 左右机翼4号上壁板
A319/320/321	左右机翼1号上壁板 左右机翼2号上壁板

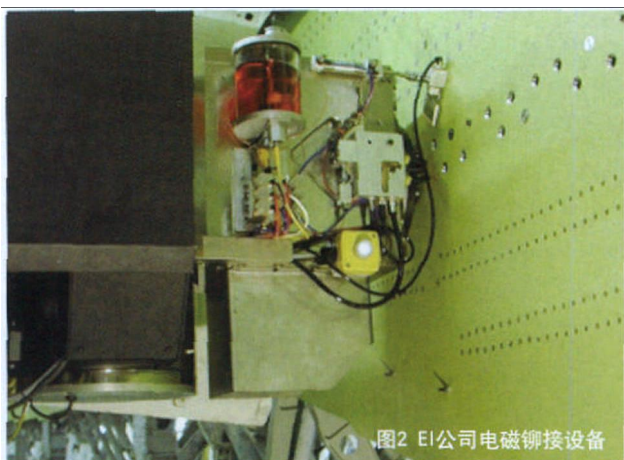
泛应用于各种大型飞机之中, 波音787飞机采用复合材料的机身舱段和机翼, 减少了4万~5万个连接件, 减轻主体结构重量50%, 与同载重客机相比, 节省燃料20%以上^[6]; A380飞机复合材料用量已达结构总重的25%左右, 首架飞机每位乘客的百公里能耗不到3L, 比竞争机型的能耗低12%^[7]。

的连接方法已无法满足材料本身的工艺特性, 所以亟需研究面向复合材料构件间及其与金属构件间的先进连接技术, 即先进胶接电磁铆接技术。

1 复合材料胶接

胶接技术不需要连接孔和紧固件。与机械连接相比, 胶接技术具有载荷分布区域大、胶接接头结构重量轻等优点。复合材料结构件与金属构件胶接结构的材质特性(如构件材质、连接界面面貌、热膨胀系数等)、胶接剂特性(如粘胶类型、胶层厚度、胶层面积、热膨胀系数等)、机械特性(接头结构形式、连接碾压力、固化过程等)、环境特性(温度、湿度等)、力学特性(抗拉、抗剪、应力分布、疲劳寿命、断裂形式等)等将直接决定该新结构的寿命和可靠性, 而寿命和可靠性又是进行结构设计参数、制造工艺决策的重要依据。因此, 探索复合材料构件与金属构件胶接新结构的材质特性、胶接剂特性、机械特性、力学特性等与寿命和可靠性的映射关系及其参数对应的数据库是该结构得到应用的基础和关键。

随着现代工程结构设计从过于保守的“安全-寿命”向“耐久性/损伤容限”思想的转变和新材料、新结构、新连接的出现, 新的设计准则带来了新的矛盾, 在构件服役时限被最大限度延长的同时也存在更大的风险。“耐久性/损伤容限”中的耐久性是指按断裂力学概念不断地确定修理周期(修理寿命), 连续进行定寿的思想, 使总的寿命不小于设计使用寿命; 损伤容限是通过裂纹由可检裂纹到临界裂纹的扩展确定检查周期(检查间隔), 使结构满足规定的剩余强度要求, 保证飞机结构的安全性和可靠性, 即“耐久性/损伤容限”思想可按照耐久性设计定寿, 用损伤容限设计保证安全^[8]。由于复合材料构件与金属构件胶接时出现连接界面性质的非一致性, 而难



从制造角度分析, 复合材料的广泛使用必将出现复合材料构件之间、复合材料构件与金属构件之间的连接。其连接形式主要有2种: 机械连接和粘合胶接。铆接是机械连接的主要形式。大飞机高可靠性、长寿命的要求, 使传统

以按照“先天”条件进行预测设计,并且连接界面性质的非一致性可能导致结构疲劳裂纹的萌发、扩展到结构失效等随机性影响,使疲劳寿命分散性很大,难以准确预测。因此,将“耐久性/损伤容限”思想用于复合材料构件与金属构件胶接新结构的参数设计和制造工艺决策是保证该结构使用的安全性和可靠性所必需解决的关键问题。

2 电磁铆接技术

电磁铆接能保证比较均匀的干涉量,提高结构疲劳寿命。美国 EI 公司基于研制的电磁铆接设备(见图 2),通过试验验证了电磁铆接的疲劳寿命是锤铆的 2 倍左右,是压铆的 3 倍以上。目前复合材料铆接过程面临的主要问题^[9]有:

(1) 铆接钻头尺寸。

目前对复合材料结构铆接钻头的尺寸还没有统一的标准。复合材料的脆性大,钻头尺寸不合适会严重影响复合材料的强度与寿命,所以目前亟需在各试验数据的基础上,建立统一的复合材料结构铆接钻头尺寸标准。

(2) 铆接垫圈的几何构形。

电磁铆接过程中,垫圈内径决定了垫圈和铆接件共同吸收铆钉变形作用的能力,外径影响垫圈在铆钉铆粗过程中的抗破坏能力,所以需要针对不同材料进行分析,得到准确选择铆接垫圈几何构形的依据。

装配质量检测技术

目前,大飞机部件装配面临的首要任务是保证装配的准确度,要保证装配的准确度,目前常用的方法有装配成型后的精加工和装配过程中的实时测量反馈。在这 2 类方法中,都存在一个关键的环节,那就是必须应用先进的装配质量检测技术。目前,针对大型飞机部件装配使用较多的检测方法是基于激光跟踪仪或数字化工装的检测方法。数字化装配工

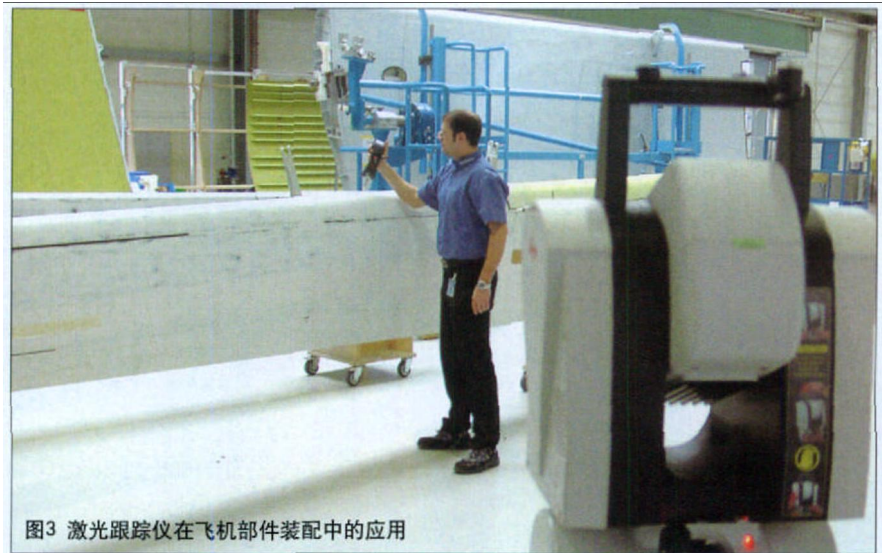


图3 激光跟踪仪在飞机部件装配中的应用

装是基于数字量传递体系建立的,在此就不再做讨论。图 3 是激光跟踪仪在飞机部件装配中的典型应用,主要是利用先进的测量手段(激光跟踪测量)获取机翼表面关键特性的参数,进而与理论数据作对比,得到装配过程中产生的误差,为机翼的精加工提供数据支持。

除去装配准确度要求下的装配质量检测,在大型飞机及先进战机的装配过程中,由于存在大量的整体密封结构(如整体油箱等),密封检漏技术是大型飞机部件装配过程中必不可少的部分,而目前国外较为常用的方法是氦质谱检漏法,即通过氦质谱检漏仪等自动化检测设备来检测,其检测方法与工艺参数也是在大飞机部件实际装配过程中需要攻克的难点技术之一。

结束语

大飞机部件装配是大飞机装配过程中的重要环节,在过去的几十年里,由于问题的复杂性(包括成本、管理等)和使能技术的不成熟,我国飞机部件装配技术一直比较落后。

随着 CAD/CAM/CAE/PDM/CAPP 技术的不断发展,装备制造业制造水平的不断提升,以及大飞机研制计划提供的良好平台,我们有理由相信在今后的几年内,依靠各部门的

团结协作,大飞机部件数字化柔性装配技术一定能取得突出的成果,为我国其他装备制造技术提供基础。

参考文献

- [1] 许国康. 大型飞机自动化装配技术. 航空学报, 2008, 29(3): 734-740.
- [2] 邹方, 薛汉杰, 周万勇, 等. 飞机数字化柔性装配关键技术及其发展. 航空制造技术, 2006 (9): 30-35.
- [3] Dassault, Aerospace & Defense Solution Manufacturing [EB/OL]. <http://www.3ds.com/cn/solutions/aerospace/solutions/manufacturing>.
- [4] Dong L, Li Y, Yu J F et al. A Cooperative method between assembly process planning and simulation for complex product. I-ESA China 2009, Beijing, China.
- [5] Jeff A T, Michael D A, John L H, et al. Flexible high speed riveting machine. SAE transaction, 2003, 112 (1): 362-371.
- [6] Boeing 787 dreamliner will provide new solutions for airlines. passengers-Advanced Technology. <http://www.boeing.com/commercial/787family/background.html>.
- [7] Choi J H, Chun Y J. Failure load prediction of mechanically fastened composite joints. Journal of Composite Materials, 2003(37): 2163-2177.
- [8] 李戈岚, 刘汉海. 耐久性/损伤容限设计简介. 飞机设计, 2004 (4): 23-32.
- [9] 曹增强. 电磁铆接技术在大飞机制造中的应用初探. 航空学报, 2008, 29 (3): 716-720. (责编 茗石)