

飞机先进复合材料结构装配协调技术研究现状与发展趋势*

王 华^{1,2}

(1. 上海交通大学上海市复杂薄板结构数字化制造重点实验室, 上海 200240;

2. 上海交通大学机械系统与振动国家重点实验室, 上海 200240)

[摘要] 先进复合材料自 20 世纪 70 年代就以比重小、强度高、疲劳性能好等优点在飞机中得到应用, 大型客机大量采用先进复合材料结构已经成为航空领域发展的重要态势。随着先进复合材料在新机结构上应用比例的大幅度提高, 更多的复材装配协调与应力控制的问题因此产生, 复材构件装配协调与应力控制技术已成为我国飞机制造的关键技术之一。在总结先进复合材料装配协调技术研究现状的基础上, 分析了飞机先进复合材料装配协调、应力控制技术的发展趋势, 以对我国飞机先进复合材料装配协调理论与技术提供借鉴。

关键词: 飞机装配; 先进复合材料; 装配协调; 偏差控制; 应力控制

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2018.07.026



王 华

博士、副教授、博士生导师, 现为中国机械工程学会高级会员, 主要从事数字化装配工艺、制造过程监测与控制、制造工艺仿真等研究。

先进复合材料, 专指可用于主承力结构或次承力结构、力学性能相当于或超过铝合金的复合材料, 主要指高性能纤维(如碳纤维、碳纤维和芳纶)等增强的树脂基复合材料^[1]。碳纤维增强树脂基复合材料(Carbon Fiber Reinforced Polymer/Plastic, CFRP, 以下简称复材)是最具代表性、应用最广、最为重要的先进复合材料。

先进复合材料自 20 世纪 70 年代就以比重小、强度高、疲劳性能好等优点在飞机中得到应用。大型客机大量采用先进复合材料结构已经成为航空领域发展的重要态势, 在空客公司设计制造的 A330 和 A340 飞机中, 复合材料的用量达到飞机总重量的 12% 左右, A320 飞机中复合材料用量则增加到 15%, A380 飞机中复材用量达到 27% 左右, A350 复材用量提高到 52%; 波音公司的 787 飞机复材用量达到 50%^[1]。我国在

复合材料的原材料研究、高效设计与分析技术、先进低成本复材制造工艺、结构维修技术和损伤评估技术等方面取得了大量进展, 促进了我国复材技术的进步和发展。

飞机装配是飞机制造的重要环节, 它对飞机的性能、寿命和成本都有很大影响。在现代飞机制造中, 装配协调的工作量占到飞机制造总工作量的 50%~60%, 提高装配可靠性和效率具有重要意义。由于复合材料树脂基体的固化收缩、树脂/纤维/模具热膨胀系数不同等多因素影响, 导致复材构件在制造完成后尺寸精度比金属低。同时复材是一种典型的各向异性材料, 单层在单轴受力状态下, 其纵轴向的力学性能很高, 而横轴向的力学性能比较低。尽管在飞机结构设计中复材的设计尽量采用对称铺层结构, 但是其各向异性的特点往往引起复材构件的变形(如扭曲、翘曲等), 这也是复材构件加工

*基金项目: 国家自然科学基金项目(51775350)。

精度较金属偏低的原因。因此在装配结构设计及容差分配时,必须考虑复材构件的各向异性特性。

由于复材构件的引入,带来了装配协调过程中的变形协调、内应力控制等亟须解决的问题。复材装配协调与应力控制技术已成为我国飞机制造的关键技术之一,图1所示为国产大型客机C919装配现场。波音和空客公司的复材装配协调技术各具特色,并处于领先地位。国外对该项技术进行了封锁,国内在此方面的研究还存在大量空白,只能依靠自身的力量进行研发,主动解决复材构件制造偏差带来的协调问题、控制装配应力,最终实现飞机复材构件的精准装配。

飞机复材构件装配协调

由于复材树脂基体的固化收缩、树脂/纤维/模具热膨胀系数不同、各向异性等多因素影响,导致复材构件在制造完成后尺寸精度比金属低。复材刚度较大且没有明显的塑性变形区域,是一种较为典型的脆性材料。当复合材料部件位置不匹配时,很难采用后续处理方法(如金属中的强迫装配、热处理等方法)对其进行处理,如果将其强制压到合适的位置,大多数金属能够在此情况下发生塑性变形,而复材作为脆性材料,不能发生塑性变形,必然产生额外的装配应力。同时由于复材的材料属性存在许多不确定因素和特有的失效模式(如结构分层、制孔时孔壁损伤等),使复材构件的装配协调问题更加突出。传统金属结构的装配协调工艺方法无法解决复材结构的装配协调问题。复材结构装配协调的理论及技术体系如图2所示。

2008年,黄侠等^[2]以某型飞机垂直尾翼部件中复合材料构件装配工艺为例,开展了复合材料机翼盒段装配协调技术的应用研究。2009年,刘华东等^[3]针对复材平尾的制造偏

差控制、制孔、紧固件安装等方面进行了论述,给出了复材梁肋零件的线性尺寸、角度尺寸的模具设计尺寸建议公式。2010年,徐福泉等^[4]针对复合材料结构装配过程中的制孔和连接技术进行了论述,提出随着国内飞机型号的研制逐步加大复合材

料用量,必然会存在复合材料结构装配问题;加强复合材料装配协调相关技术的研究,对于提高飞机制造水平、加快和促进复合材料在国内航空制造业的应用具有重要作用。

复材的高刚度导致很难将其强制压到合适的位置,目前对于匹配



图1 国产大型客机C919装配现场

Fig.1 Assembly scene of C919

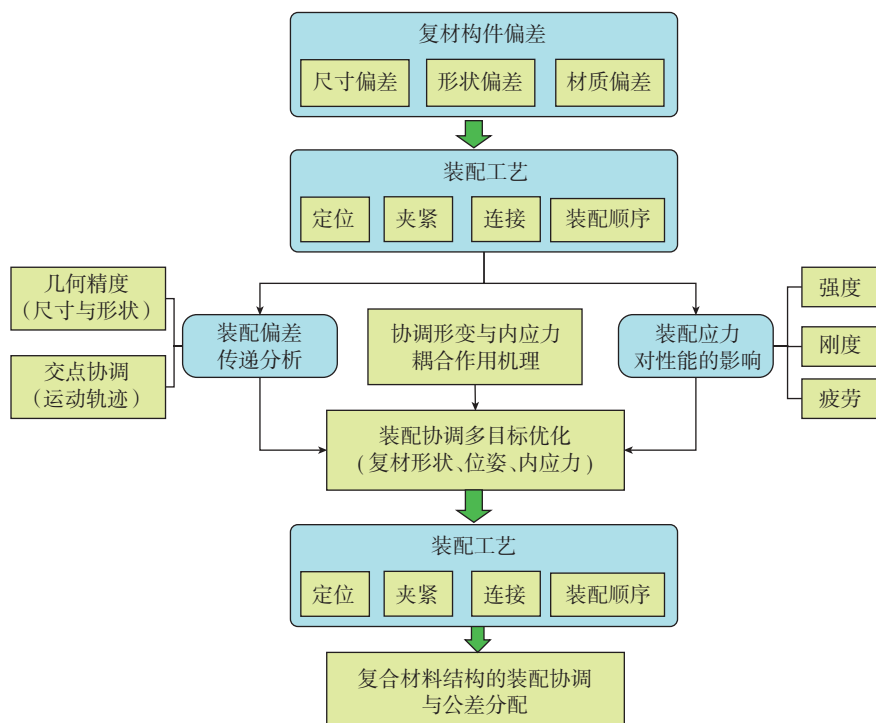


图2 复材结构装配协调的理论及技术体系

Fig.2 Generic process for advanced composite part assembly

不好的构件通常采用加垫补偿的方法来实现适当的配合。复材装配加垫补偿是指当复材构件装配位置不匹配时,将液体或液体/固体混合物填充到构件之间并使其固化、完成装配,这导致了连接部位强度和疲劳寿命的降低。针对复材加垫过程费时费力且有较大浪费的不足,2011年,Smith^[5]研究了一套液体垫片加垫系统,应用于F35战斗机的加垫补偿中。2012年,Comer等^[6]研究了加入液体垫片的双螺栓连接接头的性能,主要研究了接头性能在热和机械载荷共同作用下的变化规律。为了减少和避免加垫补偿,Maropoulos等^[7]在2014年提出了测量辅助装配方法(Measurement Assisted Assembly, MAA)来装配大型复合材料构件,主要是通过测量获得复材构件的外形,并以此为基准加工金属构件来完成装配。2014年,瑞典查尔姆斯理工大学的Rikard Söderberg及其团队发表了在复材构件装配偏差控制方面的仿真分析和建模研究的论文,关注了复材构件固化过程的回弹变形、纤维方向和厚度等偏差对装配精度的影响^[8-10]。2014年,Ramirez等^[11]开发了一种用于大型复材构件的自动化装配原型系统,包括自动化连接和柔性夹持型架两部分,主要研究了柔性夹具的空间位姿调整问题。2015年,张桂书^[12]、蒋麒麟等^[13]对飞机复材构件装配间隙的加垫补偿方法进行了研究。2016年,王华等发表了对大型客机复材机翼装配协调问题研究的论文,建立了复材机翼模拟盒段的装配偏差模型^[14-15],研究并获得了复材C梁R角回弹偏差对装配结构强度的影响规律^[16]。

连接是装配的重要环节之一。复材虽然具有提高结构整体性的优点,但是由于设计、工艺、成本和使用维护等方面的需要与限制,必须设计相应的连接来传递载荷。特定连接技术的选择取决于应用需求,例如载

荷强弱、几何形态、操作环境、可靠性权重等。由于应力集中的原因,连接部位通常是结构的薄弱环节。影响复材连接强度的因素要比金属复杂得多。例如,连接强度与铺层方式、载荷方向和环境影响等多种因素密切相关,连接的失效模式多,而且预测强度较困难等。《复合材料连接技术》^[17]一书是关于复材结构连接的一部专著,内容涵盖了复材结构现有的各种连接技术和国内外最新的研究成果。已有的研究工作主要针对连接工艺本身开展,对于连接前复材构件的形状偏差、定位偏差和夹持力等因素对连接质量的影响等问题并未研究。如何在装配中的定位、夹紧环节,确定“连接”时合适的协调位置,是提高“连接”效率、实现减重目标的重要环节和基础。需要进一步从准确定位、合理夹紧、可靠连接3方面开展复材结构装配协调技术的研究和探索。

复材构件装配偏差建模与公差设计

复合材料装配协调的理论与技术体系(图2)中,如公差设计(容差分配)、尺寸链传递等有其自身的特殊性,主要体现在进行偏差建模和公差设计时需要考虑复材构件的材料特性(如各向异性、高刚性、脆性等)。目前对于复材构件的制备工艺、变形控制方法等还在不断研究和掌握中,导致复材构件的变形规律、统计分布等基础数据还没有完全掌握。加上飞机生产的批量小、协调路线长、工艺装备的制造基本上不是采用成批生产方法等因素,造成现有基于正态分布的偏差建模和分析方法难以有效地进行装配偏差预测和公差设计。复合材料构件的材料特性以及特殊的成型方法将产生难以预测和控制的变形,使得复材构件装配工艺控制与传统方法迥异。已有的绝大多数国内外研究是围绕一般产品装配的

研究成果,并未有专门针对复材构件装配偏差建模与公差设计的研究。本文主要从偏差分析模型、偏差传递规律、装配约束、装配力与温度、智能公差设计等方面进行综述,以期为复材构件装配偏差建模与公差设计的理论体系研究提供借鉴和参考。

基于尺寸链模型的偏差分析方法将关键尺寸作为封闭环、已知尺寸作为组成环,通过已知尺寸的偏差计算出关键尺寸的偏差。极值法、统计法和蒙特卡罗模拟法是分析装配公差的3种常用方法。Whitney等^[18]针对开环结构的装配产品采用线性化的尺寸偏差分析模型,分析了尺寸公差在装配过程中的累积效应。Lin等^[19]针对闭环结构装配体提出了一种基于Denavit-Hartenberg记号法的 4×4 阶变换矩阵装配误差模型,来处理尺寸公差和特征的形位公差。Chase等^[20]综合应用尺寸链方法和机构分析方法提出了一种直接线性化模型(Direct Linearization Method),用来分析具有滑动副和转动副机构的运动偏差。

Takezawa^[21]根据装配测量数据的回归分析,采用基于柔性体假设的误差累积理论对薄板件的装配偏差进行建模分析。Liu等^[22-23]提出了一维偏置梁单元模型,分析了一维情况下零件偏差、工装偏差及装配顺序对装配偏差的影响;并将有限元分析与统计分析相结合,采用影响系数法建立了装配过程中偏差敏感度矩阵,提高了仿真计算的效率。Dahlström等^[24-25]考虑到薄板零件点焊装配过程中相互接触影响,提出了与影响系数法相配合使用的接触模型,提高了柔性薄板偏差的计算精度。Camelio等^[26]在影响系数法的基础上,利用状态空间法建立了柔性薄板零件多工位装配的数学模型,考虑了零件偏差、夹具偏差和焊枪偏差对装配的影响。Cai等^[27]研究了零件制造偏差、定位点偏差与零件位姿偏差之间的

关系,通过建立零件在确定性定位下的约束方程,利用线性变分法建立了薄板零件确定性定位下点接触约束的装配偏差模型。Liao等^[28]研究了薄板零件装配过程的柔性接触问题,通过应用接触有限元法和考虑零件间的摩擦力建立了柔性薄板零件装配偏差分析的系统流程。

有学者对产品结构装配中的过约束问题进行了一系列研究,对于采用极值法、统计法进行公差分配问题,建立了基于凸包(convex hull)的数学模型^[29],综合考虑几何偏差、不同接触形式对装配偏差的影响。针对产品装配过程中的匹配间隙,建立了一种基于一阶可靠性方法(First Order Reliability Method, FORM)的装配缺陷率计算方法^[30],提高了公差分配与计算效率。对于如何选择装配建模过程中的线性简化策略,针对实际产品装配过程,综合选择线性简化策略(如采用内接多边形策略实现产品装配设计要求、对产品功能设计要求则采用外接多边形策略进行实现等),得到更为准确的装配精度预测结果^[31]。Ziegler等^[32]建立了基于约束函数水平集(主要考虑凸性和齐次性)的装配公差敏感度分析方法,为公差分配时确定各影响因素的公差提供参考。Arroyave-Tobón等^[33]采用约束集的方法将多面体分解为有界集合(多胞形)和无界集合(若干直线),从而可以采用螺旋理论来解决相应的装配问题,如曲柄滑块机构的装配问题。

针对传统计算机辅助公差软件仅考虑几何偏差的不足,Mazur等^[34]研究了考虑外部作用力和内部作用力影响的产品公差设计与分配问题,案例分析结果表明力将改变偏差的分布范围,在公差设计与分配时需要考虑装配过程中力的作用,才能获得较好的效果。Chavanee等^[35]对异种材料在复杂连接位置的接触配合进行了研究,提出了基

于虚拟材料边界的复杂连接公差表示方法来表达复杂连接处的最小间隙等特征。Schlelch等^[36]和Anwer等^[37]提出在计算机辅助公差设计中采用非理想表面模型(Skin Model)来表达产品几何形面的偏差(如温度变形^[38]),该方法正逐渐应用于工程实践。Pierre等^[39]建立了基于多胞形(闵可夫斯基求和与求交)的公差分析模型,以期能够处理几何偏差、接触和热效应问题,最终实现用统一的公差分析模型解决产品、零件及其在装配过程中的多物理特性的波动变化。产品接头间隙将影响产品的公差分配与装配精度,对于欠约束和正约束的接头,Armillotta^[40]采用模拟力的方法进行分析和计算,并通过变换的方法实现对不同尺寸接头情况下偏差传递的预测。针对微纳结构的特点和制造要求,Weckenmann等^[41]建立了面向微纳结构功能要求的参数化数学物理模型,弥补了现有公差标准(GPS和ASME Y14.5)在表达微纳结构公差方面的不足,从而为更好地评价微纳结构的制造质量和成本奠定基础。

在智能公差设计的研究方面,主要采用人工智能、知识工程等方法进行研究,通过建立相关的设计规则、推理方法来辅助设计人员进行公差设计。如Beydoun等^[42]开发了基于链波下降规则(Ripple Down Rules, RDR)的辅助几何公差设计模块,并嵌入已有计算机辅助设计软件中,主要关注了如何获取公差设计人员的知识等问题。Hamade等^[43]研究了基于嵌套链波下降规则(Nested Ripple Down Rules, NRDR)的知识管理方法来辅助进行轴孔配合中几何公差的设计与分配。

复材构件装配应力对疲劳性能的影响

复材构件的制造偏差使复材构件在形状协调时引入装配应力,这些

应力会影响复材结构的疲劳性能。飞机复材结构包含了许多疲劳细节,如开孔、变厚度、变截面等几何形状不连续部位。在疲劳载荷作用下这些细节部位由于存在应力集中,成为疲劳裂纹萌生扩展的策源地,从而降低了结构的疲劳强度。复合材料具有层合结构、多组分、制造工艺复杂且影响因素多、力学性能易受环境温度影响等特点^[44]。复材疲劳损伤的微观结构机理(如纤维断裂、基体开裂、脱黏、横向层开裂和分层等)有时独立发生,有时以相互作用的方式发生,将影响复合材料构件的主要优势。20世纪70年代,美国波音公司提出了细节疲劳额定值(Detail Fatigue Rating, DFR)方法^[45],经过不断发展完善,该方法已广泛应用于民机疲劳寿命设计及耐久性分析中。

2010年,王长江等^[46]将三参数S-N曲线引入传统的DFR方法,推导了常幅和多级载荷下结构疲劳寿命的计算公式,给出了由试验数据确定结构DFR值和相关参数的方法。2011年,董彦民等^[47]通过构件疲劳额定系数修正基本结构细节数的差别,建立了基于不同寿命分布的DFR值换算关系。2013年,严一峰等^[48]以某含铸造缺陷的设备结构为对象,基于样件的力学性能、疲劳裂纹扩展测试等工作,采用DFR方法获得了该批缺陷件的疲劳寿命。2013年,Gao等^[49]进行了铝合金试样在加速环境试验下的疲劳寿命试验,建立了试样DFR值随时间的变化规律。2013年,Huang等^[50]采用DFR方法研究了飞机多铆钉连接区域的疲劳可靠性评估的问题。2014年,吕媛波等^[51]通过有限元方法对有加强开孔板疲劳分析的应力集中系数进行了求解,进而求出开孔部位的细节疲劳额定值。2014年,陈先民等^[52]依据DFR方法和系统可靠性模型,建立了含多个相似疲劳细节结构的细节疲劳额定值估算模型。2014年,

郭祥等^[53]研究了估计DFR方法中形状参数值的方法,通过蒙特卡洛模拟评价了多种估计方法的合理性,分析了影响疲劳寿命分散性的因素。

国内外主要采用DFR方法来进行结构的疲劳寿命设计及耐久性分析的研究。复材装配协调工艺方法需要复材疲劳分析模型能够准确预测复材构件在定位器反力和夹持力组合作用下的损伤行为,而非实验室测试时理想化单轴应力条件下的损伤行为。由于大量不确定因素的存在,目前针对疲劳问题进行复材结构装配协调工艺或补偿方案设计还存在很多困难和未知问题。

复材装配协调技术发展趋势

1 复材构件装配偏差建模

复材构件的装配协调须考虑复材构件自身的尺寸偏差、形状偏差、定位误差、夹持方法与连接工艺等,需要研究考虑几何外形、材质差异、定位与夹紧等多因素的复材构件偏差的综合描述方法,为后续复材构件偏差建模、公差设计奠定基础。主要包括如下3方面:

(1)针对复材构件制造实际,积累基础数据,获得复材构件制造偏差的分布。

包括典型的复材梁、壁板等构件的尺寸、形状、厚度等偏差信息,以及相应的制造工艺和技术条件等。全尺寸复材构件制造偏差的数据积累,能够有效提升复材构件装配偏差预测结果的准确度。

(2)复材构件的材质误差描述方法。

针对复材构件不同铺层、纤维材料与树脂性能波动以及工艺参数波动造成的板料厚度、机械性能等参数的变化,研究复材构件材质性能参数的统计特性,定义复材构件材质误差的描述向量来表达复材构件材质误差,实现形状协调的同时也满足装配性能的要求。

(3)定位和夹紧方案对装配偏差的影响。

由于复材构件制造偏差的特殊性,定位和夹紧方案直接影响复材构件的装配偏差、连接性能等。研究如何建立与实际情况相符的边界条件和装配偏差预测模型(如复材构件多属性装配尺寸链模型等),准确描述复材构件实际制造偏差以及定位和夹紧方案造成的间隙或干涉工况,而非理论设计或实验室测试时的理想状态。

2 装配应力对复材构件疲劳性能影响规律

复材构件的装配协调首先要满足尺寸、形状等几何精度要求。在此基础上,运用合理的装配工艺参数(定位、夹紧、连接),对构件装配应力进行调控,保证最终产品整体装配应力水平满足设计要求,达到服役性能要求。疲劳性能是产品服役性能的重要内容之一,可将疲劳性能作为飞机复材精准装配的目标和依据,确定具体的装配工艺参数和协调方法。主要研究内容包括:

(1)针对复材典型结构细节(如开孔、变厚度、变截面等),研究典型疲劳试件制作以及在疲劳试件中加入初始内应力模拟装配应力的方法,通过疲劳试验积累基础数据。

(2)针对复材构件不同装配结构和特征试件的疲劳试验数据,研究多试件疲劳性能的综合方法,实现对复材构件整体疲劳性能的评价,探索装配应力对复材整体结构疲劳性能的影响规律,实现全尺寸复材部件的装配协调和应力控制。

(3)将疲劳性能的要求转化为装配应力控制要求的方法。由于复材构件的制造偏差,复材构件在形状协调时应引入装配应力,这些应力会影响复材结构的疲劳性能。同时,由于复材构件不同的几何特征(如开孔、变厚度、变截面等),导致复材构件装配后各处的装配应力存在差异。

需要针对复材构件不同部位装配应力的实际,探索装配应力对飞机复材构件疲劳性能的影响规律,将疲劳性能的要求转化为装配应力控制要求。

3 复材装配应力的工艺控制方法

装配型架是保证飞机装配准确度和协调准确度的重要手段,复材大型化、整体化的特点使得复材部件的装配工作更加依赖装配型架。在复材装配过程中主动控制协调形变和内应力的任务,主要在装配型架上完成。例如:空客在进行复材机翼壁板装配时,采用了可施加若干吨夹持力的型架进行装配。复材构件装配协调中型架方面主要研究内容包括:

(1)优化的定位方法。

进行复材构件装配偏差控制的同时,须考虑装配后复材构件的内应力。这些问题与复材构件在装配型架上的定位、夹紧环节密切相关,还涉及复材构件的形状误差、材料属性、失效模式等复杂因素。研究考虑位姿、形状与内应力的复材构件最优定位方法,在协调形变求解域中寻找最优的内应力场,保证复材结构的疲劳性能。

(2)合理的夹紧策略。

由于复材构件的特性,不同部位、几何特征能够施加的夹紧力各不相同,复材装配型架的夹头多采用柔性夹头,以防损伤复材构件。同时,夹紧力也是调控装配内应力的主要手段和方法。需针对复材构件的制造偏差,研究通过调整型架上的定位器、夹持单元来优化配置夹紧力的大小、方向、作用点和夹紧顺序等、主动控制复材协调形变和内应力的方法,保证复材结构的疲劳性能。

(3)科学的下架方式。

在型架上装配完成后的复材构件仍旧处于过约束状态,构件内部应力场会在下架过程中不断变化。下架过程中夹持力的卸载不是简单的逆夹持过程,因为装配完成后各复材构件已连接成为一个受力整体,并非

装配前各自独立受力的情形。应考虑复材构件在定位器反力和夹持力组合作用下的损伤行为,研究复材构件装配完成后夹持力的卸载顺序和方法,避免造成对复材构件的局部损伤,尤其是开孔、变厚度、变截面等位置。

4 复材增韧对装配协调技术的影响

目前已有的采用加垫补偿等几何自适应策略解决复材构件制造偏差带来的装配问题,是一种基于现象的被动补偿方法,没有从协调形变与内应力耦合作用的机理上对问题进行研究和主动解决。究其根本,是认为复材比强度、比刚度大、变形能力非常小,不能根据装配协调的需要改变其固有形状。同时,加垫补偿等方法很难满足飞机批量化制造的大批量、高效率、低成本等要求。

随着树脂增韧^[54]技术的发展,复材的韧性和层间特性也在不断改进,这种改进直接影响后续复材制孔、装配等。在制孔方面,已经有关于短纤维增韧影响复合材料制孔损伤模式的研究报道^[55]。复材韧性的改进,减小了发生脆性断裂的可能。在尺寸效应和树脂增韧的作用下,大型复材构件表现出一定的变形能力,为装配协调提供了较大的求解域,可以使大型复材构件产生一定的变形来完成装配,无需或减少加垫补偿。

结论

复材装配协调与应力控制技术是飞机制造的关键技术之一。装配后复材构件的制造偏差将以协调形变和内应力的形式存在于复材结构中,影响结构的几何精度和疲劳性能。由于缺乏对复材装配协调理论的深入研究,导致一些低效率的装配工艺方法被采用,削弱了复材高比强度、高比模量的优点。复合材料制备和构件制造一体化的特点决定了在进行装配协调与应力控制技术研究的同时,必须关注复材构件制备、纤

维和树脂等原材料技术(如增韧、热塑性材料等)的发展趋势和最新进展。由产品几何精度和服役性能共同驱动,通过对定位、夹紧、连接全过程的数字化建模、仿真和优化控制,使装配后的几何精度和服役性能满足设计要求,主动解决复材构件制造偏差带来的协调问题,控制装配应力,最终实现飞机复材构件的精准装配。

参考文献

[1] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.

DU Shanyi, GUAN Zhidong. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10.

[2] 黄侠, 袁红璇. 装配协调技术在大型复合材料机翼盒段研制中的应用[J]. 航空制造技术, 2008, 51(15): 84-87.

HUANG Xia, YUAN Hongxuan. Application of assembly coordination technology in research of large composite wing box[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008, 51(15): 84-87.

[3] 刘华东, 应斌, 张志强. 飞机复合材料水平尾翼装配技术[J]. 航空制造技术, 2009, 52(24): 26-30.

LIU Huadong, YING Bin, ZHANG Zhiqiang. Assembly technology for horizontal composites stabilizer of aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009, 52(24): 26-30.

[4] 徐福泉, 高大伟. 复合材料结构装配过程中的制孔和连接[J]. 航空制造技术, 2010, 53(17): 72-74.

XU Fuquan, GAO Dawei. Drilling and linking during composites structure assembly process[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(17): 72-74.

[5] SMITH J. Concept development of an automated shim cell for F-35 forward fuselage outer mold line control[D]. Menomonie: University of Wisconsin-Stout, 2011.

[6] COMER A, DHÔTE J, STANLEY W, et al. Thermo-mechanical fatigue analysis of liquid shim in mechanically fastened hybrid joints for aerospace applications[J]. Composite

Structures, 2012, 94(7): 2181-2187.

[7] MAROPOULOS P, MUELANER J, SUMMERS M, et al. A new paradigm in large-scale assembly—research priorities in measurement assisted assembly[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2014, 70(1-4): 621-633.

[8] JARETEG C, WÄRMEFJORD K, CROMVIK C, et al. Geometry assurance integrating process variation with simulation of spring-in for composite parts and assemblies[C]. ASME 2014 International Mechanical Engineering Congress & Exposition (IMECE2014). Montreal, 2014.

[9] JARETEG C, WÄRMEFJORD K, SODERBERG R, et al. Variation simulation for composite parts and assemblies including variation in fiber orientation and thickness[J]. Procedia CIRP, 2014, 23: 235-240.

[10] SÖDERBERG R, WÄRMEFJORD K, LINDKVIST L. Variation simulation of stress during assembly of composite parts[J]. CIRP Annals—Manufacturing Technology, 2015, 64(1): 17-20.

[11] RAMIREZ J, WOLLNACK J. Flexible automated assembly systems for large CFRP—structures[J]. Procedia Technology, 2014, 15: 447-455.

[12] 张桂书. 飞机复合材料构件装配间隙补偿研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

ZHANG Guishu. Research on assembly gap compensation for aircraft composite components[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.

[13] 蒋麒麟, 安鲁陵, 云一坤, 等. 间隙补偿对单螺栓连接层合板轴向刚度的影响研究[J]. 玻璃钢/复合材料, 2016(11): 59-64.

JIANG Qilin, AN Luling, YUN Yishen, et al. Effect of gap compensation on axial stiffness in single bolt fastening composite laminates[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2016(11): 59-64.

[14] WANG H, LIU J. Tolerance simulation of composite wingbox assembly considering preloading—modified distribution[J]. Assembly Automation, 2016, 36(3): 224-232.

[15] WANG H, LIU J. Tolerance

simulation of thin-walled c-section composite beam assembling with small displacement torsor model[J]. *Procedia CIRP*, 2016, 43: 274–279.

[16] WANG H. Investigation on the effect of spring-in distortion on strength of a bimaterial beam[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016, 29(3): 04015069.

[17] 谢鸣九. 复合材料连接技术 [M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2016.

XIE Mingjiu. *Joints for composites materials*[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2016.

[18] WHITNEY D E, GILBERT O L, JASTRZEBSKI M. Representation of geometric variations using matrix transforms for statistical tolerance analysis in assemblies[J]. *Research in Engineering Design*, 1994, 6(4): 191–210.

[19] LIN P D, CHEN J F. Analysis of errors in precision for closed loop mechanisms[J]. *Journal of Mechanical Design*, 1994, 116(1): 197–203.

[20] CHASE K W, GAO J, MAGLEBY S P. General 2-D tolerance analysis of mechanical assemblies with small kinematic adjustments[J]. *Journal of Design and Manufacturing*, 1995, 5: 263–274.

[21] TAKEZAWA N. An improved method for establishing the process-wise quality standard[J]. *Reports of Statistical and Applied Research, Union of Japanese Scientists and Engineers*, 1980, 27(3): 63–76.

[22] LIU S, HU S, WOO T. Tolerance analysis for sheet metal assemblies[J]. *Journal of Mechanical Design*, 1996, 118(1): 62–67.

[23] LIU S, HU S J. Variation simulation for deformable sheet metal assemblies using finite element methods[J]. *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, 1997, 119(3): 368–374.

[24] DAHLSTRÖM S, CAMELIO J A. Fixture design methodology for sheet metal assembly using computer simulations[C]// *Manufacturing Engineering Division of ASME. ASME 2003 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. Washington: ASME, 2003: 321–328.

[25] DAHLSTRÖM S, LINDKVIST L. Variation simulation of sheet metal assemblies using the method of influence coefficients with

contact modeling[J]. *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, 2006, 129(3): 615–622.

[26] CAMELIO J, HU S J, CEGLAREK D. Modeling variation propagation of multistation assembly systems with compliant parts[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2004, 125(4): 673–681.

[27] CAI W. Robust pin layout design for sheet-panel locating[J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2006, 28(5): 486–494.

[28] LIAO X, WANG G G. Non-linear dimensional variation analysis for sheet metal assemblies by contact modeling[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2007, 44(1/2): 34–44.

[29] DANTAN Y J, QURESHI A J. Worst-case and statistical tolerance analysis based on quantified constraint satisfaction problems and Monte Carlo simulation[J]. *Computer-Aided Design*, 2009, 41(1): 1–12.

[30] BEUCAIRE P, GAYTON N, DUC E, et al. Statistical tolerance analysis of over-constrained mechanisms with gaps using system reliability methods[J]. *Computer-Aided Design*, 2013, 45(12): 1547–1555.

[31] DUMAS A, DANTAN Y J, GAYTON N. Impact of a behavior model linearization strategy on the tolerance analysis of over-constrained mechanisms[J]. *Computer-Aided Design*, 2015, 62: 152–163.

[32] ZIEGLER P, WARTZACK S. Sensitivity analysis of features in tolerancing based on constraint function level sets[J]. *Reliability Engineering & System Safety*, 2015, 134: 324–333.

[33] ARROYAVE-TOBÓN S, TEISSANDIER D, DELOS V. Applying screw theory for summing sets of constraints in geometric tolerancing[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2017, 112: 255–271.

[34] MAZUR M, LEARY M, SUBIC A. Computer Aided Tolerancing (CAT) platform for the design of assemblies under external and internal forces[J]. *Computer-Aided Design*, 2011, 43(6): 707–719.

[35] CHAVANNE R, ANSELMETTI B. Functional tolerancing: Virtual material condition on complex junctions[J]. *Computers in Industry*,

2012, 63(3): 210–221.

[36] SCHLEICH B, WALTER M, WARTZACK S, et al. A comprehensive framework for skin model simulation[C]// *Proceeding of the ASME 2012 11th Biennial Conference on Engineering Systems Design and Analysis. Volume 3: Advanced Composite Materials and Processing; Robotics; Information Management and PLM; Design Engineering*. Nantes: ASCE, 2012: 567–576.

[37] ANWER N, SCHLEICH B, MATHIEU L, et al. From solid modelling to skin model shapes: Shifting paradigms in computer-aided tolerancing[J]. *CIRP Annals—Manufacturing Technology*, 2014, 63(1): 137–140.

[38] GARAZAR O R, QIAO L, ANWER N. Integration of thermal effects into Tolerancing using Skin Model Shapes[J]. *Procedia CIRP*, 2016, 43: 196–201.

[39] PIERRE L, TEISSANDIER D, NADEAU J P. Variational tolerancing analysis taking thermomechanical strains into account: Application to a high pressure turbine[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2014, 74: 82–101.

[40] ARMILLOTTA A. Force analysis as a support to computer-aided tolerancing of planar linkages[J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2015, 93: 11–25.

[41] WECKENMANN A, HARTMANN W. A model- and simulation-based approach for tolerancing and verifying the functional capability of micro/nano-structured workpieces[J]. *Measurement*, 2015, 76: 70–79.

[42] BEYDOUN G, HOFFMANN A, HAMADE R F. Automating dimensional tolerancing using Ripple Down Rules (RDR)[J]. *Expert Systems with Applications*, 2010, 37(7): 5101–5109.

[43] HAMADE R F, MOULIANITIS V C, D'ADDONNA D, et al. A dimensional tolerancing knowledge management system using Nested Ripple Down Rules (NRDR) [J]. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2010, 23(7): 1140–1148.

[44] 沈观林, 胡更开. 复合材料力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2006.

SHEN Guanlin, HU Gengkai. *Mechanics of composite materials*[M]. Beijing: Tsinghua

University Press, 2006.

[45] 中国航空科学技术研究院. 飞机结构可靠性分析与设计指南[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995.

Chinese Aeronautical Establishment. Guide to reliability analysis and design of aircraft structures[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995.

[46] 王长江, 姚卫星. 引入三参数 $S-N$ 曲线的 DFR 法[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(3): 294-297.

WANG Changjiang, YAO Weixing. DFR method with three-parameter $S-N$ curve[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(3): 294-297.

[47] 董彦民, 贺小帆, 刘文琰. 基于不同寿命分布的 DFR 值换算关系[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(12): 1524-1528.

DONG Yanmin, HE Xiaofan, LIU Wenting. Conversion relation of detail fatigue rating based on different fatigue life distribution[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(12): 1524-1528.

[48] 严一峰, 王长武, 常研. 基于 DFR 法的工程结构振动疲劳寿命评定[J]. 中国机械工程, 2013, 24(6): 760-764.

YAN Yifeng, WANG Changwu, CHANG

Yan. Vibration fatigue life prediction of engineering structures based on DFR method[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(6): 760-764.

[49] GAO C, HE Y, ZHANG H. Performance deregulation rule of aircraft fatigue critical components in consideration of calendar environment[C]// 13th International Conference on Fracture. Beijing 2013.

[50] HUANG W, WANG T J, GARBATOV Y, et al. DFR based fatigue reliability assessment of riveted lap joint accounting for correlations[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 47: 106-114.

[51] 吕媛波, 刘钢, 谢宇航. 加强中心孔板的 DFR 及其试验验证[J]. 机械强度, 2014, 36(3): 475-478.

LÜ Yuanbo, LIU Gang, XIE Yuhang. The DFR of strengthening plate with a hole and its test verification[J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(3): 475-478.

[52] 陈先民, 廖江海, 董登科. 含多相似疲劳细节结构的细节疲劳额定值的估算模型[J]. 机械设计, 2014, 31(12): 16-20.

CHEN Xianmin, LIAO Jianghai, DONG Dengke. Estimation model of detail fatigue rating for multiple similar fatigue structures[J]. Journal

of Machine Design, 2014, 31(12): 16-20.

[53] 郭祥, 刘建中, 胡本润, 等. 细节疲劳额定强度形状参数取值[J]. 航空材料学报, 2014, 34(2): 77-83.

GUO Xiang, LIU Jianzhong, HU Benrun, et al. Shape parameter in detail fatigue rating[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2014, 34(2): 77-83.

[54] 刘刚, 张朋, 李伟东, 等. 结构化增韧层增韧 RTM 复合材料预成型体的渗透特性[J]. 复合材料学报, 2015, 32(2): 586-593.

LIU Gang, ZHANG Peng, LI Weidong, et al. Permeability of toughened RTM composite preforms by structural toughening layer[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(2): 586-593.

[55] 孙士勇, 闫子彬, 赵延广, 等. 基于短纤维增韧的复合材料制孔毛刺和分层抑制研究[J]. 机械工程学报, 2015, 51(21): 206-212.

SUN Shiyong, YAN Zhibin, ZHAO Yanguang, et al. The study of chopped fiber reinforcement on the prevention of burrs and delamination of composite materials in drilling[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(21): 206-212.

通讯作者: 王华, E-mail: huawang@sjtu.edu.cn.

Advanced Composite Part Assembly: A Survey of Methodologies and Practices

WANG Hua^{1,2}

(1. Shanghai Key Laboratory of Digital Manufacture for Thin-walled Structures, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. State Key Laboratory of Mechanical System and Vibration, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

[ABSTRACT] Composite structures are widely used in various engineering applications such as airplane wings, helicopter blades as well as many others in the aerospace, mechanical, and civil industries. Due to the outstanding engineering properties, such as high strength/stiffness to weight ratios, the laminated composites are likely to play a remarkable role in the design of various engineering type structures and partially replace the conventional isotropic structures. Research emphasis has been on the design and fabrication of composite detail parts, with considerably less attention to the quality issues in their subsequent assembly. Interest in the assembly analysis of composite parts has led to a need for intensive research especially in the case of fabrication deviations. The paper aims to give a comprehensive survey of advanced composite materials assembly methodologies and practices. And the problems and challenges for future research on advanced composite materials assembly are discussed.

Keywords: Aircraft assembly; Advanced composite material; Assembly coordination; Deviation control; Stress control

(责编 文竹)